



全球导航星座的远地/深空导航应用研究

赵雯雯*, 张立新, 蒙艳松, 宋志强

中国空间技术研究院西安分院, 西安 710100

*E-mail: vivy621@163.com

收稿日期: 2011-03-14; 接受日期: 2011-04-11

摘要 全球卫星导航系统为低轨和地面用户提供导航服务已有广泛的研究. 中高轨卫星以及深空卫星的定轨、定姿和时间同步, 目前主要利用地面测控系统完成, 存在设备复杂、投资高、无法同时支持大量飞行器、无法自主运行等缺点. 本文研究中高轨卫星和深空卫星利用全球导航星座进行定轨、定姿和授时服务的可行性, 实现其扩展应用, 寻求全球导航星座作为天基网时空基准的高效途径, 使得天基网的自主导航与自主运行成为可能. 论文提供了一套解决方案, 在不增加卫星设备的前提下, 通过星间链路的巧妙设计, 实现对远地、深空飞行器的无源导航服务, 重点研究了卫星可见性、几何精度因子(GDOP)等内容, 进行了定位、定时精度分析, 为全球导航星座的建设提供思路.

关键词 全球导航星座, 远地导航, 深空导航, 定位精度

PACS: 95.10.Eg, 91.10.Fc, 07.87.+v, 43.28.Tc

1 引言

全球卫星导航系统 GNSS(Global Navigation Satellite System)以其全球、全天候、连续和高精度的特点成为了重要的空间基础设施, 为人类带来了巨大的社会和经济效益. 目前, 已经广泛应用于陆地、海洋、航空航天等领域, 主要为地面和中低轨道用户提供测绘、电信、水利、交通运输、渔业、勘探、森林防火和国家安全等诸多方面的服务. 随着美国 GPS 系统的现代化、俄罗斯 GLONASS 系统的完善、欧盟 Galileo 系统的发展以及中国 Compass 系统的建立, 对 GNSS 系统的研究将会越来越深入, 应用越来越广泛.

地球静止轨道卫星和大椭圆轨道卫星等远地轨道卫星(High Earth Orbit Satellite, HEO 卫星)在陆地

和海洋通信、气象探测、教育应用、电视直播、灾难预警以及空间太阳能站等方面都有着很重要的用途. 目前, HEO 卫星的定轨是利用地面的测控网不断观测进行的, 设备复杂, 成本高^[1]. 近年来, 利用星载 GPS 接收机对低轨道卫星进行定位的技术已经成熟, 并已部分应用到低轨卫星的定轨、定姿、时间同步和相对测量中. 然而, HEO 卫星的轨道高度对 GNSS 接收机的灵敏度、动态性、可见性等都提出了较高的要求, 当前还处于研究阶段. 国外已有多例高轨卫星星载 GPS 接收机飞行的试验, 并已取得了部分成果, 主要是基于 L 频段“泄露”导航信号的导航试验. 我国也对利用 GPS 对高轨卫星定位的相关技术进行了研究, 取得了一些成果^[2].

利用全球导航星座为 HEO 卫星提供精确的定位、导航和授时(Position, Navigation, and Timing, PNT)

引用格式: 赵雯雯, 张立新, 蒙艳松, 等. 全球导航星座的远地/深空导航应用研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2011, 41: 581-588

Zhao W W, Zhang L X, Meng Y S, et al. The application research of global navigation constellation for HEO (high earth orbit) satellites and deep-space satellites (in Chinese). Sci Sin Phys Mech Astron, 2011, 41: 581-588, doi: 10.1360/132011-327

服务,可以减少地面设备的费用,简化定轨设备,提高定轨精度,增加可靠性.我国发射的 HEO 卫星越来越多,深空探测卫星的发展也如火如荼,对 HEO 卫星以及深空卫星的定轨、时间同步等也提出了更高、更迫切的需求.在我国全力发展全球导航卫星系统的同时,研究利用 GNSS 系统对远地以及深空卫星进行 PNT 服务,具有重要的现实意义,其研究成果对卫星导航的产业化发展及远地、深空卫星自主导航和自主运行的发展具有重要的工程应用价值.

本文研究远地卫星和深空用户利用全球导航星座进行定轨、定姿和授时服务的可行性,实现其扩展应用,寻求全球导航星座作为天基网时空基准的高效途径,使得天基网的自主导航与自主运行成为可能.论文提供了一套解决方案,在不增加卫星设备的前提下,通过星间链路的巧妙设计,实现对远地、深空飞行器的无源导航服务,重点研究卫星可见性、几何精度因子(GDOP)等内容,进行定位、定时精度分析,为全球导航星座的建设提供思路.

2 全球导航星座模型

2.1 星座构型与对地导航服务

目前,已经建设和正在建设的全球导航星座,主要为地面和近地轨道飞行器提供导航服务.

GPS 星座由 21 颗工作卫星和 3 颗备用卫星构成,但截至 2009 年 1 月, GPS 星座实际在轨卫星数目为 31 颗.这 24 颗卫星分布在 6 个轨道上,每个轨道不均匀地分布着 4 颗卫星.每个轨道面与地球赤道面的夹角约为 55° ,相邻两个轨道面的升交点经度相差 60° ,相邻轨道上邻近卫星的升交点角距又相差约 30° .GPS 卫星轨道的平均高度约为 20200 km,属于地球中轨卫星. GPS 系统向全球所有用户提供水平 10 m(95%)、垂向约 15 m(95%)的标准定位服务,其授时精度为 30 ns(95%). SA 终止后, GPS 系统向军事和选定的政府机构用户提供的精密定位服务精度通常在 10 m 以内.广域差分 GPS 可提供米级的定位精度.

Galileo 系统由 27 颗卫星形成 Walker(27,3,1)星座.卫星轨道高度为 23222 km,倾角为 56° ,每个轨道面有一颗备用卫星. Galileo 系统向全球用户提供水平 15 m(2σ , 95%),垂向 35 m(2σ , 95%)的公共特许服务;开放式服务、商业服务和生命安全服务的双频最好定位误差可达水平 4 m(2σ , 95%),垂向 8 m (2σ , 95%).

其授时精度为 30 ns(95%).

俄罗斯 GLONASS 系统由 21 颗处于工作状态的卫星和 3 颗在轨备用卫星组成,形成轨道倾角为 64.8° 的 Walker(24,3,2)星座,轨道高度 19100 km.与前两个卫星导航系统不同的是, GLONASS 卫星未能维持始终布满整个星座.因此,用户有时不能用 GLONASS 系统进行导航.在星座布满时, GLONASS 系统提供水平大约 20 m(2σ , 95%),垂向 34 m(2σ , 95%)的军用服务;其水平的民用精度为 26 m(2σ , 95%),垂向的民用精度为 45 m(2σ , 95%)^[3].

本论文采用以 Galileo 星座为基础的全球导航星座模型进行分析研究.也可在此基础上增加 GEO, IGSO 等导航卫星,形成混合轨道的全球导航星座.如图 1 和 2 所示.



图 1 全球导航星座模型 A
Figure 1 Global navigation constellation A.

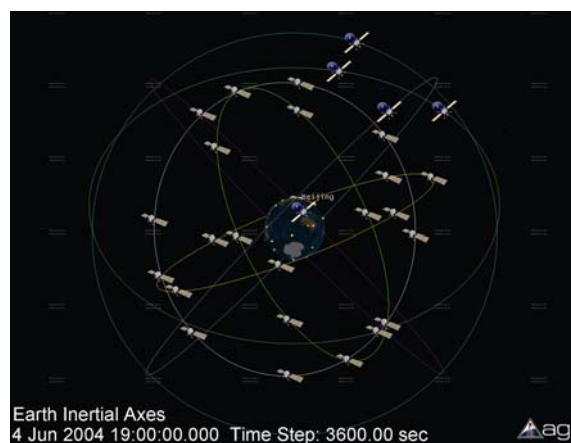


图 2 全球导航星座模型 B
Figure 2 Global navigation constellation B.

2.2 星间链路建议方案

美国 GPS 系统采用 UHF 频段宽波束赋形天线, 采用时分多址(TDMA)工作方式, 每颗卫星在所分配的通信历元选择所有可见卫星进行广播式的通信和测距, 路由算法设计简单; 但由于天线波束半锥角较宽, 存在链路通信速率低, 易受干扰影响的缺陷^[4]. 而下一阶段 GPS III 星间链路计划采用 Ka 频段点波束天线, 能够显著的提高通信速率和通信能力, 并且其链路增益较高, 可以有效地减少干扰, 增强链路安全性^[5]. 按照规划, 相当长的一段时间之内, GPS 将出现包含 UHF 宽波束和 Ka 窄波束两种星间链路并存的情况.

本文从远地和深空导航服务的角度出发, 将 GPS 未来相当长时间内存在的星间链路系统进行简化, 对不同频段链路的主要功能进行优化配置, 提出新的星间链路方案. 新的星间链路方案以 Galileo 星座模型为原型, 可以增加 GEO 和 IGSO 等卫星, 形成功能更加强大的新型导航星座. 在星座中, 每颗卫星都采用一套 UHF 频段宽波束赋形天线与其覆盖范围内的卫星建立链路, 进行广播式通信和测距, 并广播导航服务信号. 同时, 每颗卫星采用 Ka 频段点波束天线建立同轨道前、后向共 2 条(或 3 条)星间链路, 重点进行双向测距和信息交换, 并可广播导航服务信号. 星间链路示意图如图 3 所示.

建立以上混合波束星间链路后的全球导航星座, 支持实现星座的自主运行和自主导航服务, 支持星

地间、星座内、与其他飞行器间的中高速信息传输与分发, 支持在布站严重受限情况下地面系统对星座的精密定轨、时间同步和运行管理, 支持某些星间链路或某颗卫星出现故障情况下的安全运行.

由于以上星间链路的冗余工作能力, 无论是宽波束的 UHF 频段星间链路还是窄波束的 Ka 频段星间链路, 在其星间业务完成的情况下, 都有一定的信道资源用于发播速率要求并不高的导航信号. 这样, 在远地轨道范围内的飞行器, 将在一定的观测周期之内接收到相当数量卫星发播的 UHF 导航信号, 实现无源定位、定时和定姿; 同时大于四颗卫星的四副 Ka 点波束天线指向深空用户时, 特别是月球用户, 用户可以直接连续接收 Ka 导航服务信号, 形成导航能力.

3 用户可见性分析

3.1 HEO 卫星可见性分析

利用全球导航星座对 HEO 卫星进行导航定位服务, 首先需要对 HEO 卫星的运动进行仿真. 仿真中 HEO 卫星的基本轨道参数如下:

轨道长半轴 $a=36286$ km;

轨道偏心率 $e=0$;

轨道倾角 $i=6.04^\circ$;

近地点角距: 270° .

在每颗导航卫星上, 配置波束宽度为 $30^\circ\sim 75^\circ$ 的

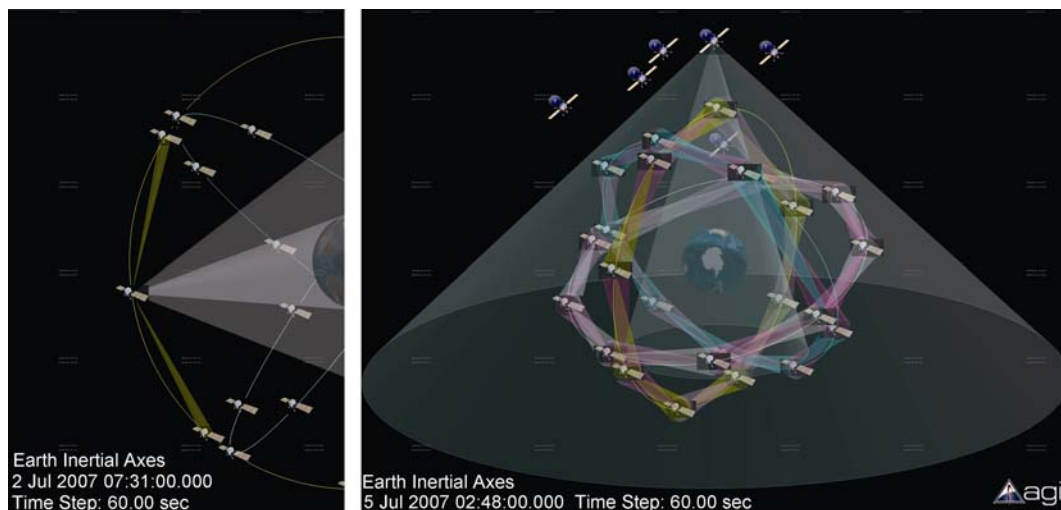


图 3 全球导航星座星间链路
Figure 3 Links of the constellation.

环形波束赋形接收天线, 通过对地的挖零适应一定的抗地面干扰能力; 每颗导航卫星上配置 $\pm 75^\circ$ 范围的马鞍波束发射天线, 保证发播到地面的导航信号具有足够强的功率, 满足地下、掩体内、室内的导航服务需求, 同时也具有与其他系统在频谱上的兼容性; 在用户星上, 配置波束宽度为 $30^\circ \sim 75^\circ$ 的环形波束赋形接收天线, 通过对地的挖零实现抗干扰。

通过仿真分析, 轨道半径 36286 km 的 HEO 卫星连续可见的导航卫星数大于 8 颗; 在特定的时间段内, 可见卫星数达到 15 颗, 如图 4 所示。

由此可见, HEO 卫星可见导航卫星数足够支持进行连续的导航服务。通过进一步仿真得到表 1 中的统计结果。对于轨道半径 7800 km 的中高轨卫星, 50% 以上的时间可见卫星数不小于 4 颗, 也就是说, 50% 的时间内可以利用导航星座进行导航定位; 对于轨道半径 9500 km 以上的卫星, 连续时间内可见卫星数不小于 4 颗, 因此, 对于轨道半径 9500 km 以上的飞行器, 任何时间都可以利用导航星座进行连续的

导航服务。

表 1 HEO 卫星可见导航卫星数统计结果

Table 1 The number of accesses for HEO satellites

HEO 卫星轨道 半径(km)	最少可见 卫星数	平均可见 卫星数	最大可见 卫星数	可用导航 服务时间
7800	1	4	8	50%
9500	4	7	11	100%
36286	8	11	15	100%

3.2 深空卫星可见性分析

这里选取一颗绕月探测的倾斜椭圆轨道卫星来进行仿真分析。采用的基本轨道参数如下:

以月球为中心, 轨道长半轴 $a=7937.4$ km;

轨道偏心率 $e=0.1307$;

轨道倾角 $i=63.4^\circ$;

近地点角距: 270° 。

在每颗导航卫星上, 配置波束宽度为 $\pm 1.3^\circ$ 的 Ka 点波束收发天线, 通过强副瓣抑制和频点选择实现

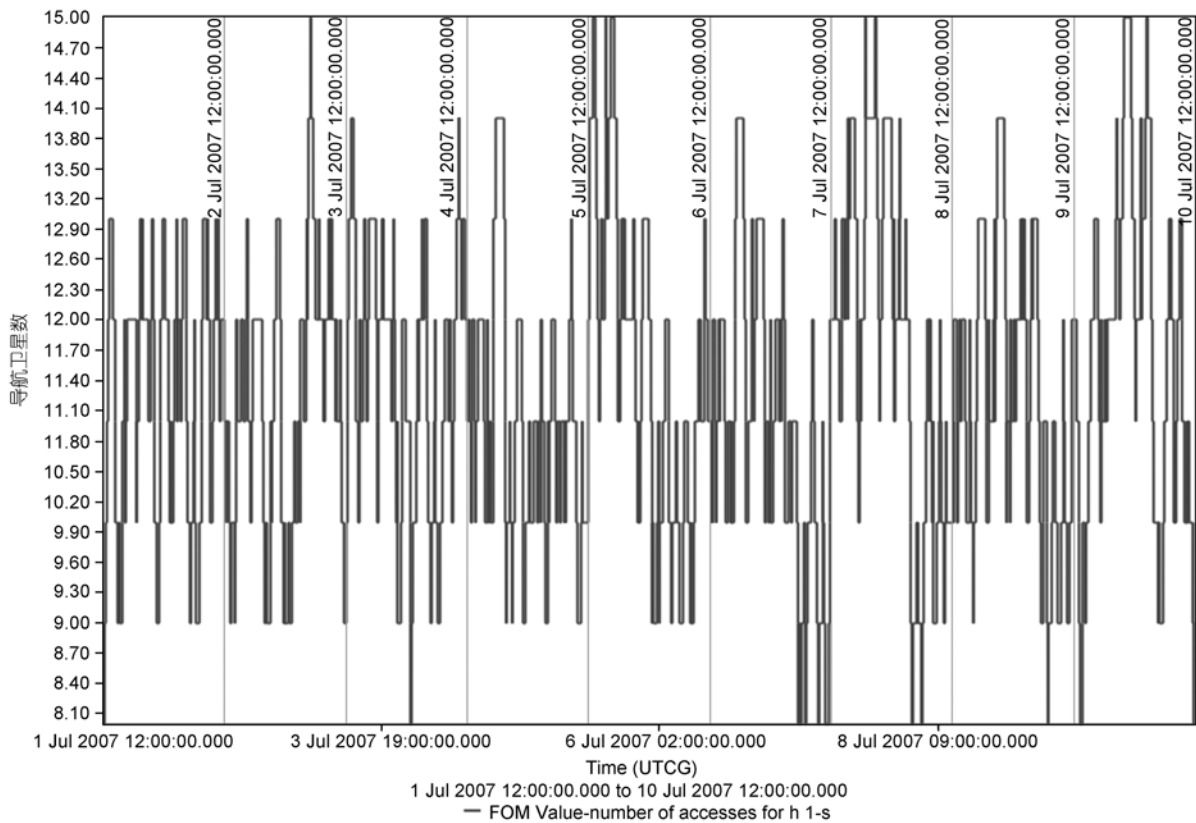


图 4 HEO 卫星可见导航卫星数
Figure 4 The number of accesses for the HEO satellite.

超强的抗地面干扰能力, 通过灵活指向的窄波束, 实现不同区域深空用户的大 EIRP 导航信号发播; 用户配置窄波束 Ka 接收天线, 月球用户波束宽度为 $\pm 4.8^\circ$ (如果导航星座包括有 GEO, IGSO 卫星, 月球用户波束宽度为 $\pm 6.4^\circ$), 通过波束指向地心, 实现对导航星座每颗导航卫星的覆盖, 如图 5 所示.

仿真共统计了 10 d, 约 240 h, 结果如图 6 所示. 可以看出, 对于此颗绕月卫星来说, 97% 的时间内可见卫星数目大于 12 颗, 95% 的时间内可见卫星数目可

达 22 颗以上. 在可见导航卫星中选择最优的 4 颗, 并使 Ka 天线指向用户卫星, 即可对绕月卫星进行导航服务.

进一步仿真得到表 2 的统计结果. 对于轨道半径 1800 km 以上的绕月卫星, 50% 以上的时间可见卫星数大于 12 颗, 也就是说, 大于 50% 的时间内可以利用导航星座进行导航服务; 对于轨道半径 7900 km 的绕月卫星, 97% 的时间内可见卫星数大于 12 颗, 因此, 97% 的时间可以利用导航星座进行连续的导航服务.

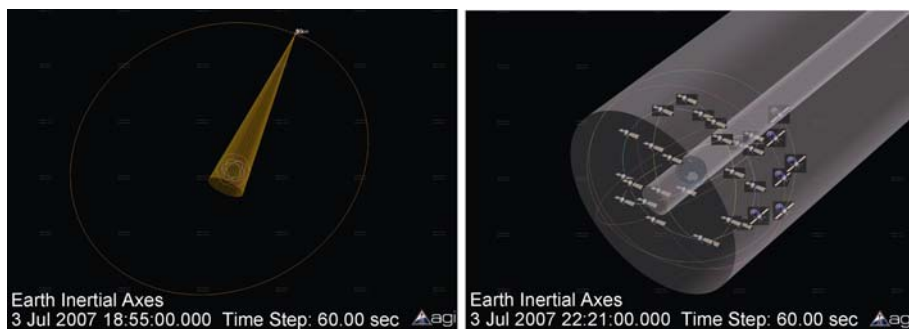


图 5 绕月卫星覆盖关系示意图

Figure 5 Coverage of the navigation constellation for the satellite around the moon.

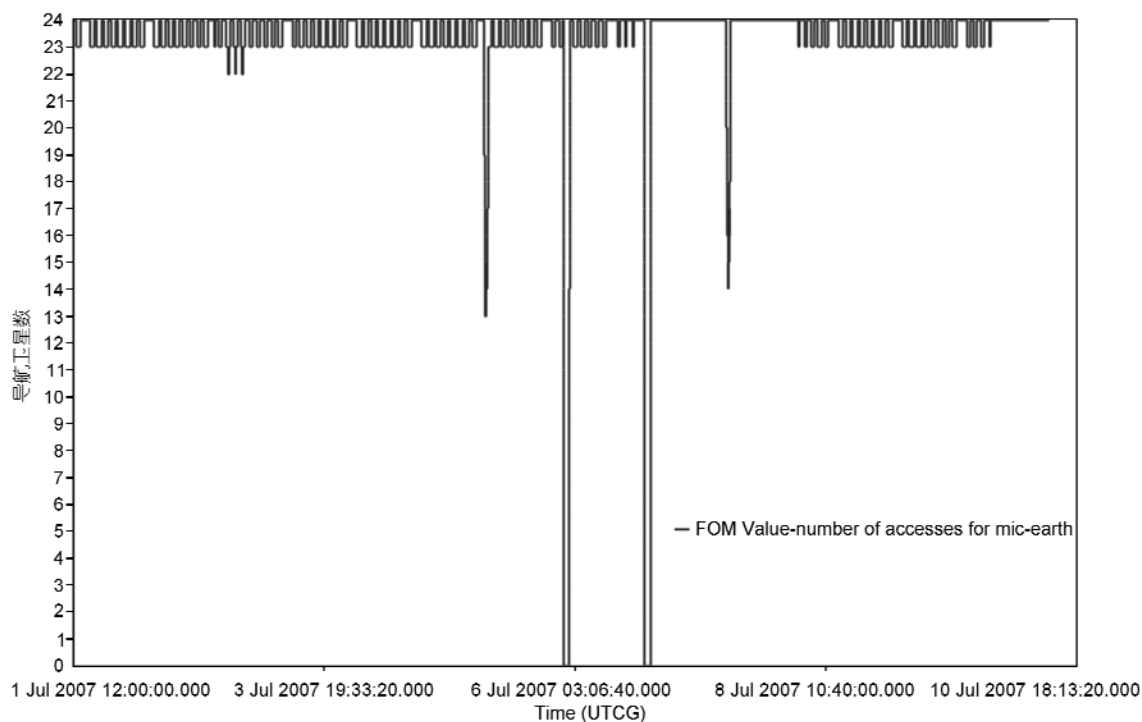


图 6 绕月卫星可见导航卫星数

Figure 6 The number of accesses for the satellite around the moon.

表 2 绕月卫星可见导航卫星数统计结果

Table 2 The number of accesses for satellites around the moon				
绕月卫星轨道 半径 (km)	最少可见 卫星数	平均可见 卫星数	最大可见 卫星数	可用导航 服务时间
1800	0	12	24	50%
7900	0	21	24	97%

4 几何精度因子分析

几何精度因子(GDOP)包括空间位置精度因子和钟差精度因子(PDOP, TDOP), 分别表示空间位置误差和钟差误差.

这里考虑位置、钟差总误差的几何精度因子^[6]:

$$\text{GDOP} = \sqrt{\text{PDOP}^2 + \text{TDOP}^2} = \sqrt{\text{tr}(\tilde{H})}, \quad (1)$$

其中 H 为在地心地固直角坐标系中的权系数阵, $\tilde{H}$ 表达的是在站心坐标系中的权系数阵. 卫星导航系统至少要有 4 颗卫星来进行定位计算, 典型情况采用 4 星定位, 此时 GDOP 还可表示为^[7]

$$|\text{GDOP}| = \left| \frac{[\text{tr} H^* (H^T)^*]^{1/2}}{6V} \right| = \frac{A^{1/2}}{6} \frac{1}{V}, \quad (2)$$

其中 V 为用户到卫星的单位矢量末端 4 点连成的四面体的体积. 可以看出, 随着 V 的增大, GDOP 值将减小; 虽然 A 也随之变化, 但变化相对较小; 当 V 达到最大值时, GDOP 值最小. 采用多于 4 颗卫星定位的情况类似.

这里对不同轨道半径的 HEO 卫星和深空绕月卫星进行仿真, 统计时间为 10 d, 每隔 300 s 计算一次可见导航卫星数, 然后根据每一时刻可见星的数目来判定是否可以得到 GDOP 值, 对仿真得到的 GDOP 值, 进行统计. 对于卫星导航系统而言, 可见星大于 4 颗时, 可以进行定位, 并计算得到表 3 中的 GDOP 值.

表 3 GDOP 值统计结果

Table 3 The result of GDOP value				
用户星	卫星轨道 半径(km)	GDOP 均值	PDOP 均值	TDOP 均值
HEO 卫星	9500	5.07	4.51	2.3
HEO 卫星	36286	7.7	6.33	5.97
绕月卫星	1800	37.27	30.15	24.3
绕月卫星	7937.4	34.07	27.71	22.48

建立 UHF 和 Ka 频段混合波束星间链路, 对于轨道半径 9500 km 以上的 HEO 卫星, 可以进行连续的导航服务, 最小 GDOP 均值为 5.07; 对于轨道半径

36286 km 的 HEO 卫星, 连续时间内的 GDOP 均值为 7.7. 对于深空绕月卫星来说, 轨道半径 1800 km 以上的绕月卫星在大于 50% 的时间内有可用的不大于 37.27 的 GDOP 值; 轨道半径 7937 km 的绕月卫星在 97% 的时间内有可用的约为 34.07 的 GDOP 值.

5 服务精度分析

三维空间定位误差、钟差误差的标准差可以用(3)和(4)式来计算^[6]:

$$\sigma_p = \text{PDOP} \sigma_{\text{URE}}, \quad (3)$$

$$\sigma_{\delta_{\text{ur}}} = \text{TDOP} \sigma_{\text{URE}}, \quad (4)$$

其中 σ_{URE} 为用户等效距离误差. 假设在本文所用的星座模型中, 由卫星时钟和星历、传播和接收机引起的误差是互不相关的, 因此可以表示为^[8]

$$\sigma_{\text{URE}} = \sqrt{\sigma_{\text{RE/CS}}^2 + \sigma_{\text{RE/P}}^2 + \sigma_{\text{RE/RNM}}^2}, \quad (5)$$

式中 $\sigma_{\text{RE/CS}}$ 表示控制段引起的距离均方根误差, 主要由星历和时钟参数引起; $\sigma_{\text{RE/P}}$ 表示由传播引起的均方根误差, 由于使用 UHF 和 Ka 频段信号, 服务对象是 HEO 卫星和深空卫星, 因此, 此误差主要由等离子层延迟引起; $\sigma_{\text{RE/RNM}}$ 表示由接收机噪声和多径效应引起的距离均方根误差.

用户等效距离误差与星历注入时间间隔密切相关, 因为外推时间越长, 卫星轨道误差和钟差就越大. 因此, 可以缩短时间间隔以提高系统精度, GPS 现代化策略之一就是缩短星历注入时间间隔. 本文星座模型的用户等效距离误差详见表 4. 表中数据根据文献[3]中的用户测距误差, 结合本文星座模型的实际进行了修正. 因采用了星间链路技术, 卫星轨道和钟差适当提高了精度.

表 4 用户等效距离误差(2σ)

Table 4 User equivalent range error(2σ)		
误差来源	双频 UHF (m)	单频 Ka (m)
卫星星历、时钟参数误差	1.89	1.89
残留等离子层延迟	0.3	0.01
接收机伪距测量误差	2.07	2.07
σ_{URE}	2.82	2.80

根据第 4 节表 3 提供的 PDOP 值及 TDOP 值的仿真结果, 可以计算出利用全球导航星座对 HEO 卫星、深空卫星进行定位和授时服务的精度, 结果如表 5 所示.

表 5 定位、钟差精度

Table 5 The precision of positioning and time determination

用户星	卫星轨道 半径 (km)	定位精度 (m)	钟差精度 (ns)
HEO 卫星	9500	12.72	21.62
HEO 卫星	36286	17.85	56.12
绕月卫星	1800	84.42	226.8
绕月卫星	7937.4	83.13	209.8

从表 5 的计算结果可以看出, 对于轨道半径 9500 km 的 HEO 卫星, 连续定位精度约为 12.72 m, 授时精度达到 21.62 ns; 对于轨道半径 36286 km 的 HEO 卫星, 连续定位精度约为 17.85 m, 授时精度为 56.12 ns. 对于深空绕月卫星来说, 轨道半径 1800 km 以上的绕月卫星在大于 50% 的时间内定位精度不大于 84.42 m, 授时精度优于 226.8 ns; 轨道半径 7937 km 的绕月卫星在 97% 的时间内的定位精度约为 83.13 m, 授时精度为 209.8 ns. 服务精度可以满足远地、深空飞行器对导航定位精度的要求.

本文单纯从全球导航星座模型及其 GDOP 因子的角度出发, 得到的定位授时精度不可避免地与实际服务精度有所偏差, 模型较为简单. 诚然, 服务精度还受到星历、信号体制、信号功率、由径向运动引起的多普勒频移等诸多因素的影响. 这些因素对服务精度的影响还需要进一步地论证研究. 此外, 如果再考虑到与其他系统兼容使用, 卫星数量大大增加, 在定位解算时完全可以剔除低仰角卫星, 还可以进一步提高定位精度.

针对 HEO 卫星、深空卫星距离导航星座较远、信号弱、由径向运动引起的多普勒频移较大等特点, 可以采取适当增强 UHF 和 Ka 频段天线发射功率、增强接收机能力、采取多普勒偏移的估算与补偿^[2]等方法, 提高导航服务的质量. 此外, 可以在导航定位的基础上, 利用用户星轨道类型参数的约束条件, 对用户星进行定姿、定轨. 目前, 卫星定轨主要采用动力学模型法、天文导航等方法, 但动力学法计算复杂且建模困难, 天文导航定轨精度差, 应用全球导航星座, 则能大大简化定轨设备, 降低成本、提高精度.

6 结论与建议

本文在不增加卫星设备的前提下, 通过星间链

路的巧妙设计, 实现对远地、深空飞行器的无源导航服务, 重点研究了卫星可见性、几何精度因子(GDOP)等内容, 进行了定位、授时精度分析, 并通过分析及仿真得出以下结论:

(1) 全球导航卫星星座通过建立 UHF 和 Ka 混合波束星间链路, 可实现对远地、月面或月球轨道用户的高精度导航服务. 对轨道半径大于 9500 km 的远地飞行器的最好定位精度达到 12.72 m, 最好授时精度达到 21.62 ns, 飞行器数量不受限制; 对深空绕月卫星和月面用户的定位精度达到 84 m 左右, 授时精度约为 200~230 ns, 月球轨道以内的用户数量不受限制.

(2) 未来可以考虑在基于 UHF 和 Ka 混合波束星间链路的全球导航星座基础上, 在月球轨道或者在拉格朗日点增加配置 Ka 窄波束导航载荷的卫星, 将能够实现火星探测用户、甚至更远深空用户的导航服务.

(3) 本文讨论的全球导航星座, 首先通过 L 段导航信号对地面和低轨用户进行导航服务; 用 UHF 宽波束星间链路, 对 9500 km 以上的远地卫星提供无源导航服务, 同时由于 UHF 频段信号的强绕射能力、发射功率又有保证, 因此可对室内、一定深度地下掩体内用户提供无源导航服务; 用 Ka 频段窄波束导航信号通过指向月球的模式, 对月球用户提供导航服务, 并可在适当位置增加配置 Ka 窄波束导航载荷卫星的情况下, 实现对更远的深空用户的导航服务. 以上 3 个层面全方位的立体导航服务, 真正使得全球导航星座成为“天基 PNT 系统”, 成为天基网的时空基准, 成为一个“泛在”的导航服务系统.

为把全球导航星座真正建设为天基 PNT 系统, 实现对从室内到深空的无限用户提供全方位的导航服务, 在本文研究成果的基础上, 提出以下建议:

(1) 全世界导航大家庭的科学家们, 共同开展 UHF 频段实现地下、室内、掩体中用户导航服务的研究, 在充分论证的基础上, 使 UHF 频段对地导航服务和星间导航服务合法化;

(2) 研究建立基于 Ka 频段的深空导航服务标准, 划定 Ka 深空导航频段, 明确信号体制.

参考文献

- 1 Du L, Zheng Y, Wang H, et al. Analysis on current techniques in tracking and orbit determination for geostationary satellites (in Chinese). J Spacec TT&C Tech, 2005, 24(6): 434–439 [杜兰, 郑勇, 王宏, 等. GEO 精密定轨技术的现状及发展. 飞行器测控学报, 2005, 24(6): 434–439]
- 2 Qin H L, Liang M M. Research on positioning of high earth orbital satellite using GNSS (in Chinese). 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. 空间科学学报, 2008, 28(4): 316–325]
- 3 Kaplan E D, Hegarty C J. Understanding GPS Principles and Applications. 2nd Ed. Norwood: Artech House Inc., 2006. 420–460
- 4 Martoccia D, Bernstein H, Chan Y, et al. GPS satellite timing performance using the autonomous navigation. In: Proceeding of ION-GPS-1998. Nashville, Tennessee: the Institute of Navigation, 1998. 1705–1712
- 5 Maine K P, Anderson P, Langer J. Crosslink for the next-generation GPS. IEEE, 2003, 4: 1589–1596
- 6 Xie G. Principles of GPS and Receiver Design (in Chinese). Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009. 108–115 [谢钢. GPS 原理与接收机设计. 北京: 电子工业出版社, 2009. 108–115]
- 7 Yan Z, Ding Z M. Satellite Radio Navigation (in Chinese). Beijing: National Defence Industry Press, 1989. 171–173 [言中, 丁子明. 卫星无线电导航. 北京: 国防工业出版社, 1989. 171–173]
- 8 Misra P, Enge P. Global Positioning System-Signals, Measurements, and Performance. 2nd Ed. Lincoln, Massachusetts: Ganga-Jamuna Press, 2006. 134–139

The application research of global navigation constellation for HEO (high earth orbit) satellites and deep-space satellites

ZHAO WenWen^{*}, ZHANG LiXin, MENG YanSong & SONG ZhiQiang

China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710100, China

It has been widely studied that GNSS(global navigation satellite system) offers navigation for Ground-Based users and LEO(low earth orbit.) users. At present, it mainly depends on Ground-Based measurement and control system that HEO satellites and deep-space satellites determine their orbits and attitude, and synchronize their time. The Ground-Based measurement and control system which has complex equipment and high investment can't support abundant aerocrafts at the same time, and can't operate autonomously. This article studied the possibility of orbit determination, attitude determination, and time synchronization with global navigation constellation for HEO satellites and deep-space satellites, and consequently achieved the extended applications of global navigation constellation. It found out a high efficient way for global navigation constellation to operating as time and space reference for constellation networks, in order that constellation networks autonomously operate and navigate. And it also putted forward a solution to realize passive navigation for HEO satellites and deep-space satellites by skillfully designing the links between satellites, without increasing equipment on satellites. The research focused on the number of visible satellites and GDOP(geometric dilution of precision) value. The precision of positioning and time determination was also analyzed in order to provide new ideas for the construction of global navigation constellation.

global navigation constellation, navigating for HEO satellites, navigating for deep-space satellites, positioning precision

PACS: 95.10.Eg, 91.10.Fc, 07.87.+v, 43.28.Tc

doi: 10.1360/132011-327