



中国科学院大学

University of Chinese Academy of Sciences

SSV技术及地月空间导航

小组成员：王子琪 徐震霆 李厚华 彭健坤



中国科学院大学
University of Chinese Academy of Sciences

01

SSV定义及挑战

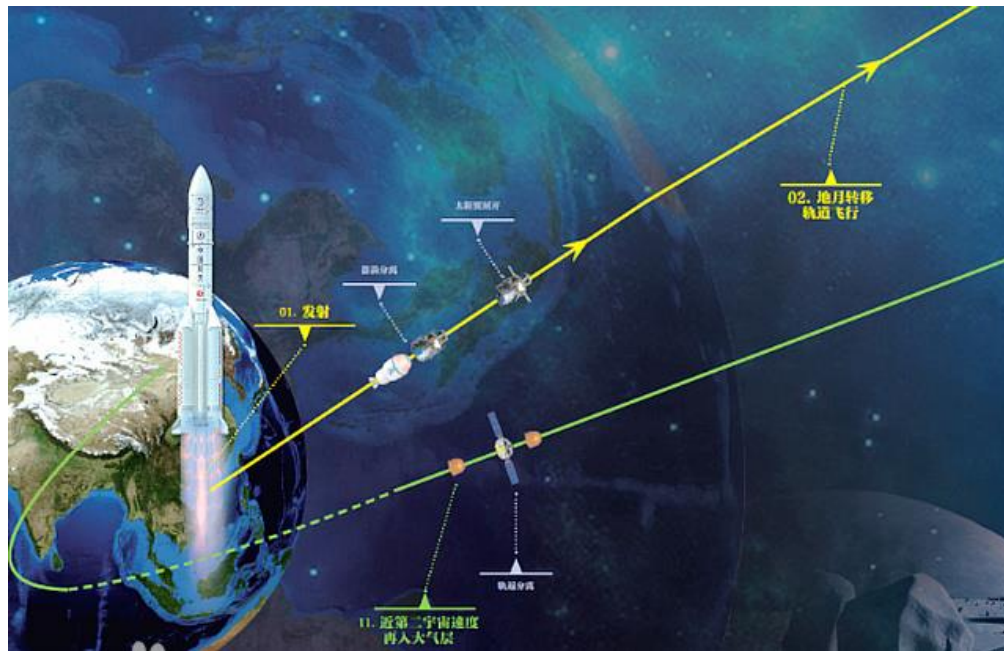


1.1 SSV定义

2024年5月3日，嫦娥六号探测器在文昌成功发射；随着探月等深空任务的逐步增多，社会经济与科学水平的不断发展，卫星自主定轨重要性正在逐渐凸显，高轨卫星定轨一般使用基于地基的无线电、激光测量等方式，该方式通常存在测量时效性差、测量站点全球布站困难等问题，若卫星使用GNSS进行定轨，将为其在轨自主运行提供便利。全球卫星导航系统（Global Navigation Satellite System, GNSS）能够为全球用户提供定位及授时服务，GNSS的服务范围也由地面逐步扩展至太空空间。



嫦娥六号探测器与长五遥八运载火箭



嫦娥六号转移轨道

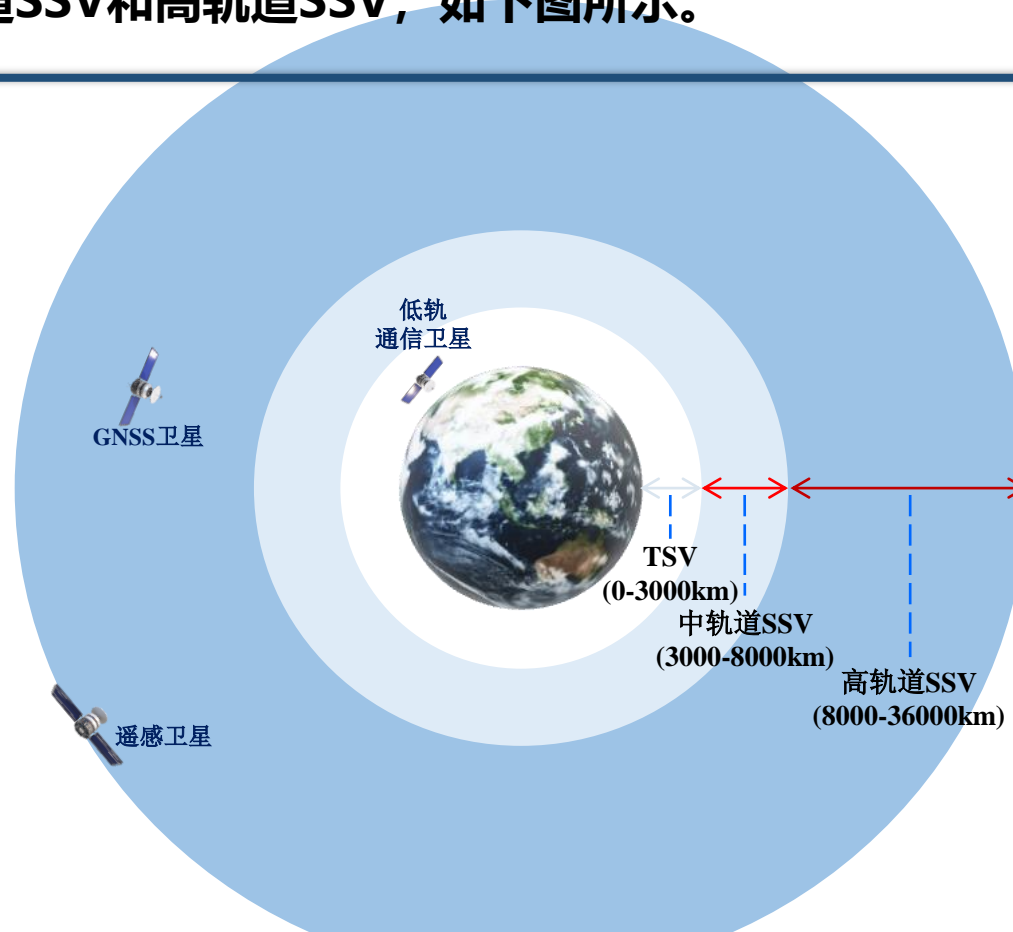


运行于GEO的高分四号卫星示意图

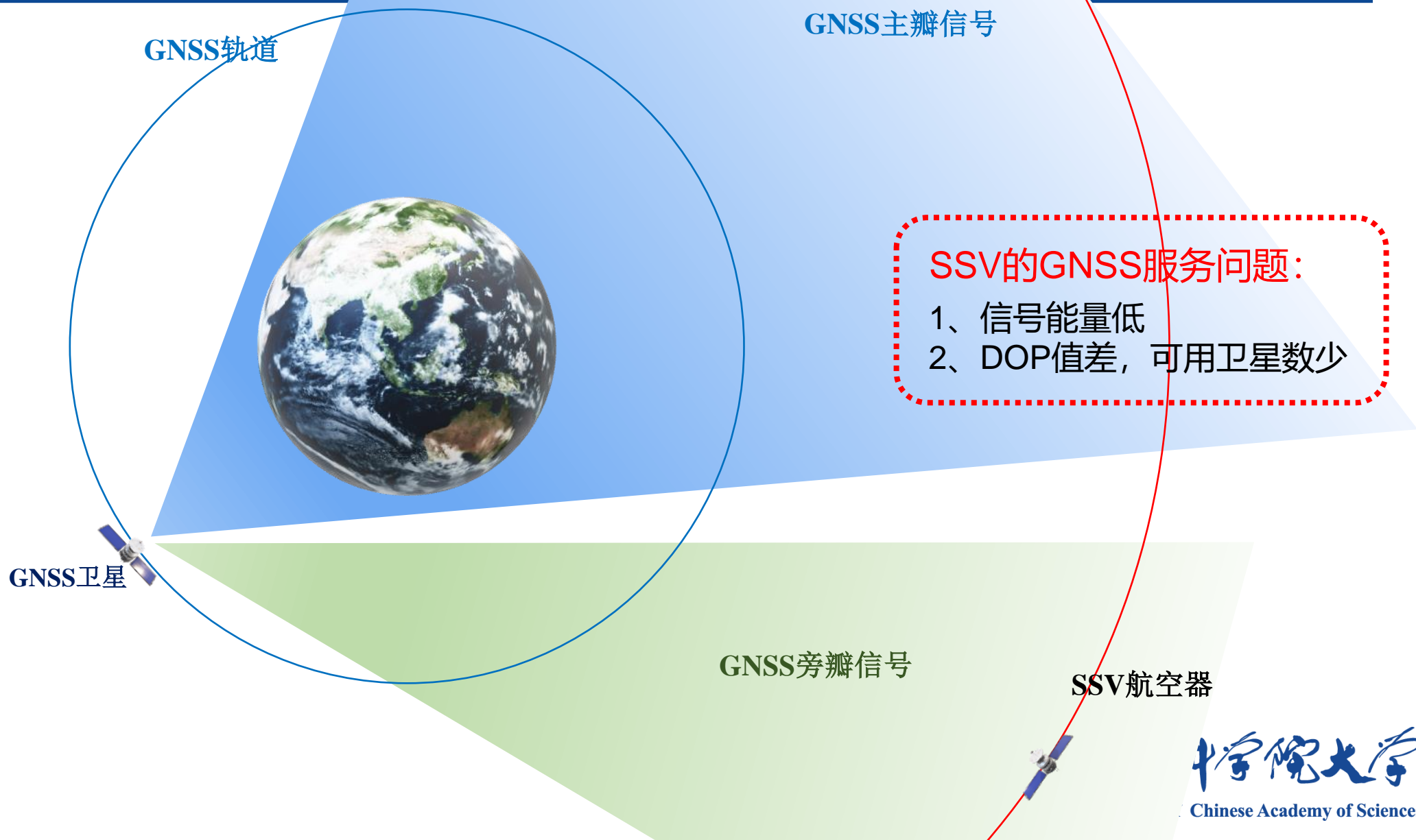


1.1 SSV定义

《The Interoperable Global Navigation Satellite Systems Space Service Volume》(简称为SSV手册)由联合国外太空事务办公室 (United Nations Office for Outer Space Affairs, UNOOSA) 所发布。在该手册中, 高轨道区域GNSS信号的可用性和性能被记录为GNSS空间服务域 (Space Service Volume, SSV)。SSV又被分为了中轨道SSV和高轨道SSV, 如下图所示。



1.2 SSV挑战

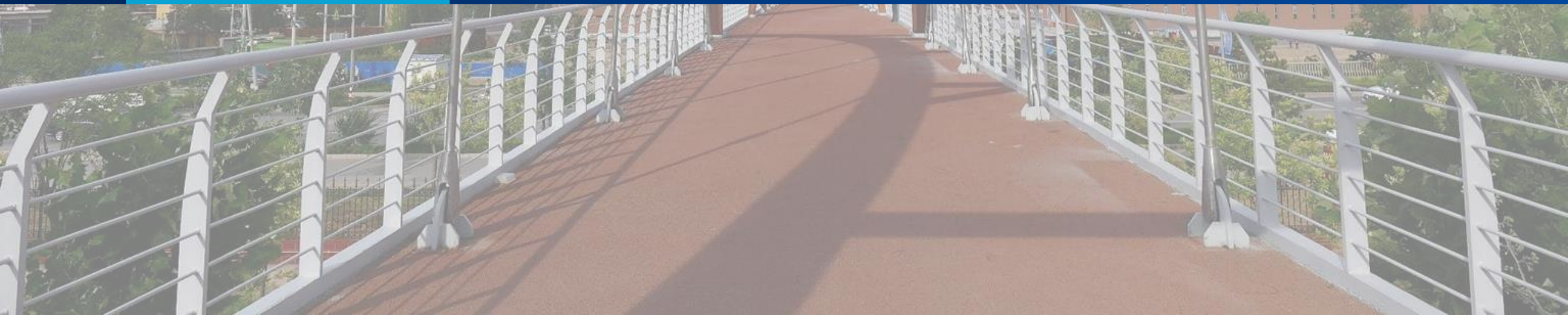




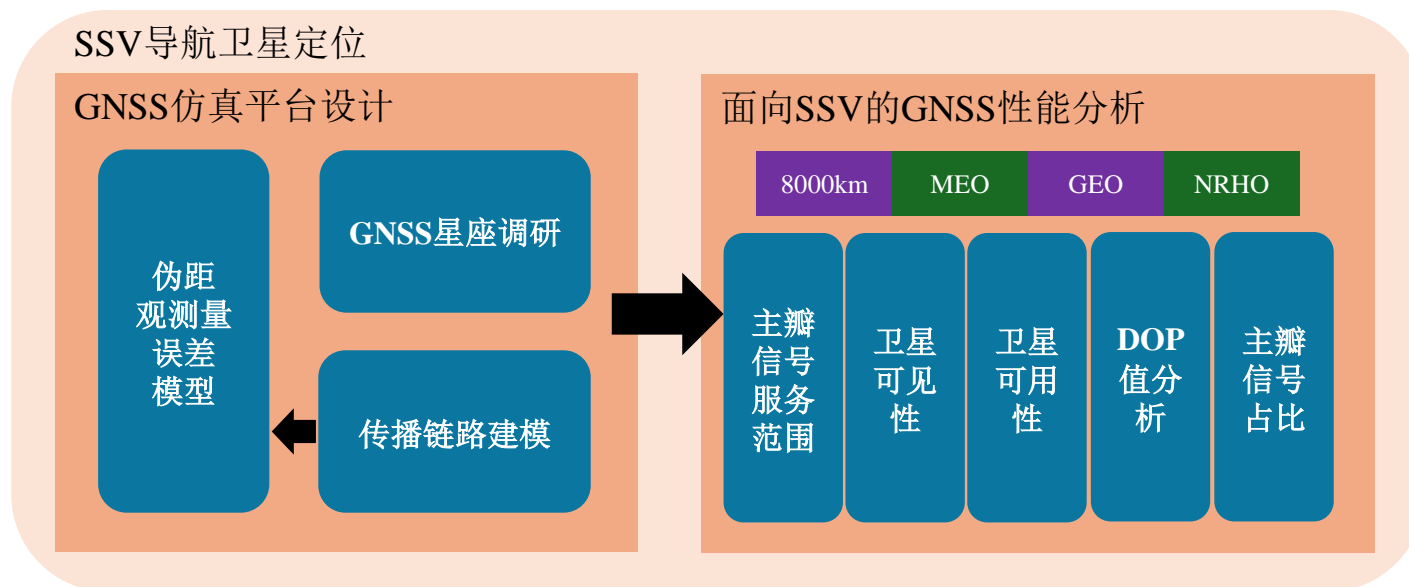
中国科学院大学
University of Chinese Academy of Sciences

02

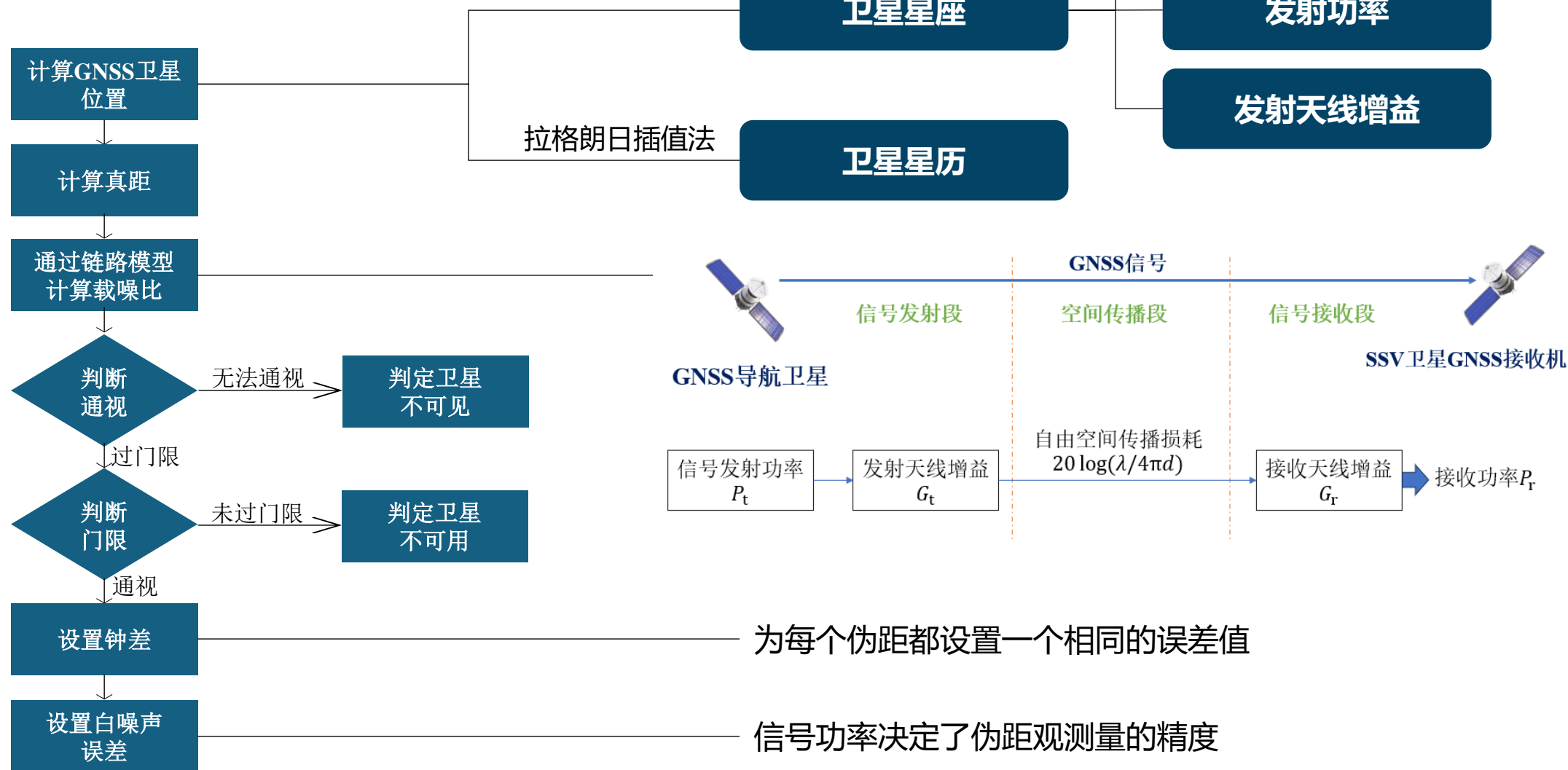
面向SSV的GNSS仿真平台设计



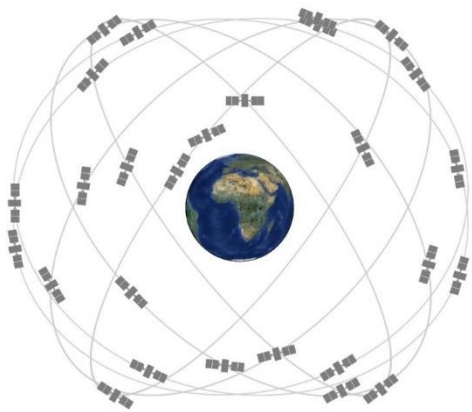
02 面向SSV的GNSS仿真平台设计



02 面向SSV的GNSS仿真平台设计



02 面向SSV的GNSS仿真平台设计



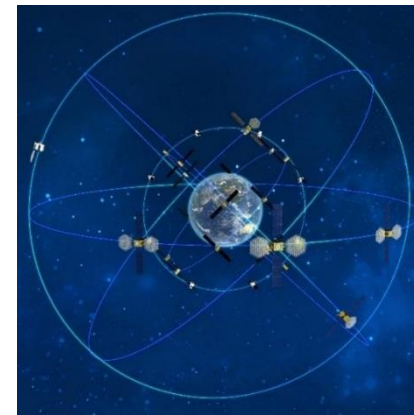
全球定位系统



GLONASS



伽利略



北斗

运行中
卫星数量

31

26

23

45

备注信息

25颗现代化卫星
6颗传统卫星

24颗飞行中
2颗飞行测试

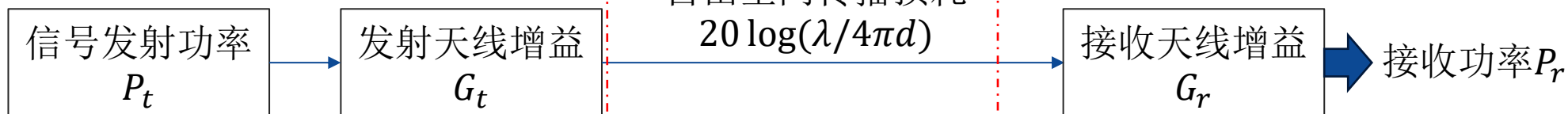
另有5颗
已退役

15颗北斗二代
30颗北斗三代



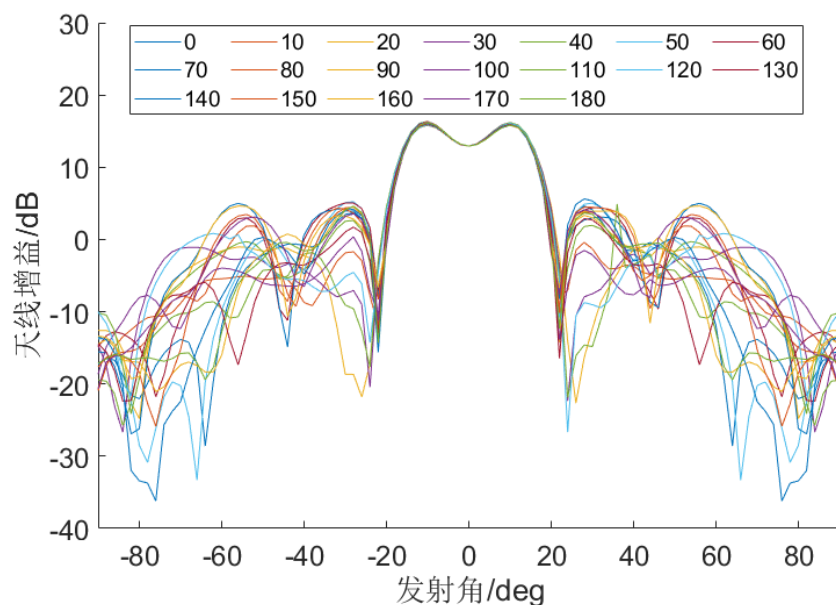
02 面向SSV的GNSS仿真平台设计

GNSS信号传播链路建模



已公布
GPS信号发射功率 $P_t = 26.8 \text{ W}$

$$P_r = P_t + G_t + 20 \log\left(\frac{\lambda}{4\pi d}\right) + G_r$$



02 面向SSV的GNSS仿真平台设计



Beitian



02 面向SSV的GNSS仿真平台设计

➤ 伪距观测量及其误差构成

GNSS的伪距观测量可以表示为

t_R 是本地时间，在后续的解算中， t_R 的误差会被抹除

$$\rho_G = c(t_R - t_{SV}) + Q_\rho$$

其他误差

t_{SV} 则为卫星信号发射的时间。 t_{SV} 的计算公式如下所示：

$$t_{SV} = 6(Z - 1) + N_{bit} \times t_{bit} + N_C \times 0.001 + t_\phi \times \phi_C \times 10^{-6}$$

TOW计数

BIT计数

伪码周期计数

码片长度

$$\delta_{tsv} = \sigma_{ddl} \times t_\phi$$

$$\delta_\rho = \delta_{tsv} \cdot c$$

用户设备误差 (User Equipment Error, UEE) 和用户测距误差 (User Range Error, URE) 两部分共同组成了 UERE (User Equivalent Range Error, UERE)。



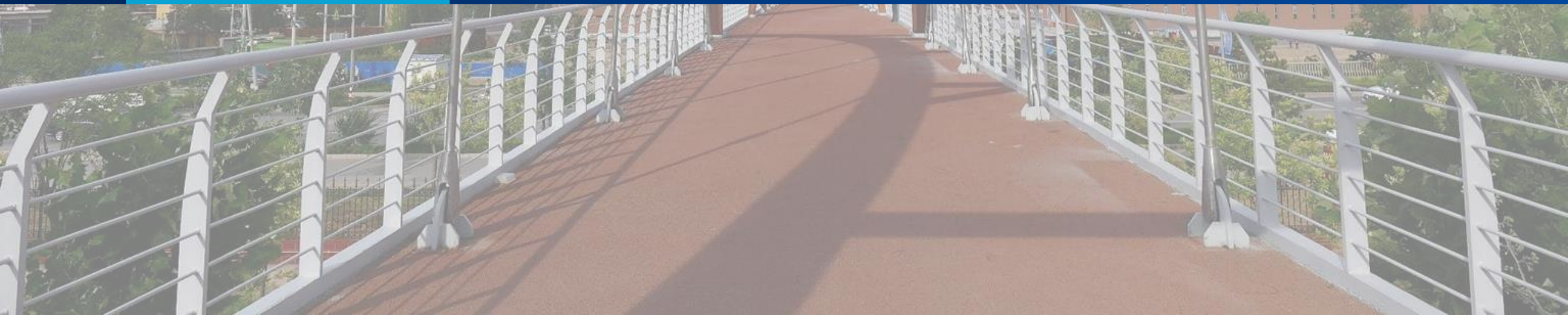
$$\sigma_{ddl} = \sqrt{\frac{B_n}{2 C/N_0} D \left[1 + \frac{2}{T \cdot C/N_0 (2 - D)} \right]}$$



中国科学院大学
University of Chinese Academy of Sciences

03

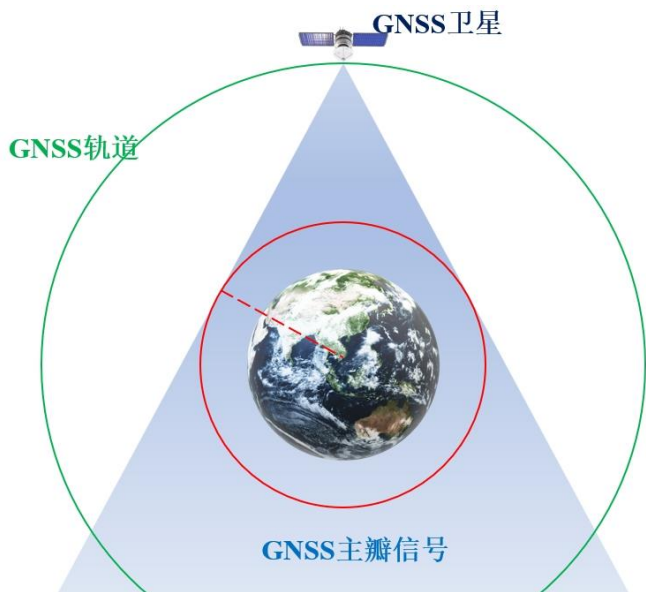
面向SSV的GNSS性能分析



03 面向SSV的GNSS性能分析

➤ 面向SSV的GNSS信号性能分析

全主瓣信号服务范围

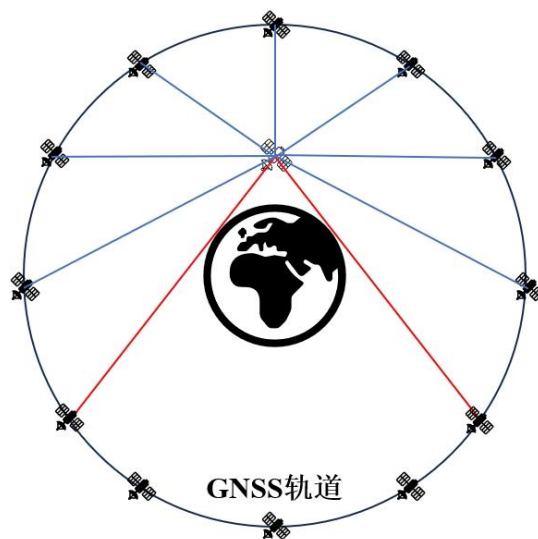


垂线与主瓣信号边缘交点即为全主瓣信号服务范围的最高点

$$d = (6371 + 20200) \cdot \sin(21.3^\circ)$$
$$d=9632.3 \text{ km}$$

再减去地球半径，即为全部为主瓣信号的服务范围。在高度为3261.3 km以下的范围内，GNSS接收机接收到的信号全部为主瓣信号。

接收机与卫星通信示意图



经过计算，此时的发射角度约为 14° 。根据天线增益表，此时的发射天线增益约为15db。

经过仿真平台计算，在不考虑接收天线增益的情况下，此时的信号的接收功率约为-151dBW。



中国科学院大学

University of Chinese Academy of Sciences

03 面向SSV的GNSS性能分析

对GNSS信号在不同轨道高度的仿真环境下的性质进行分析，能够对该场景下的算法设计起到指导性的作用。

8000km高度轨道	MEO	GEO	NRHO
8000km轨道高度并不是常用的轨道，根据SSV手册第二版，高轨道SSV从8000 km开始，因此选择8000 km作为仿真轨道之一。	MEO为GNSS导航卫星星座的常见轨道。在这个轨道高度下，即使接收机所在卫星轨道要低于GNSS星座轨道，但也很难接收到来自天顶方向的GNSS卫星信号。	GEO是地球同步轨道，在遥感卫星上多有应用。在这个高度收到来自天顶的GNSS信号基本不可能。	近直线晕轨道是一种正在计划中的、位于月球之间的一种轨道类型，其主要充当起前往月心轨道的缓冲区，是一种高偏心率椭圆形的绕月轨道，轨道周期约为7天。

仿真环境：所有的接收机灵敏度均设置为-180dBW，即-150dBm；接收天线增益设置为0dBi。



近直线晕轨道 (Near-rectilinear halo orbit, NRHO) 示意



03 面向SSV的GNSS性能分析

可见性分析

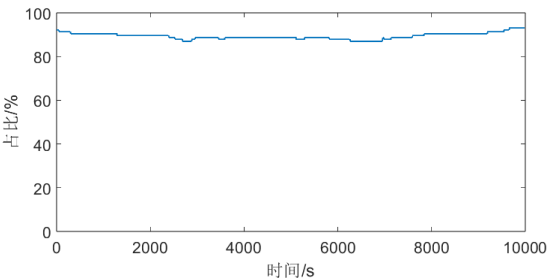
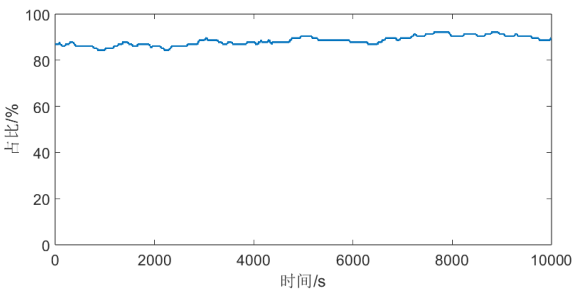
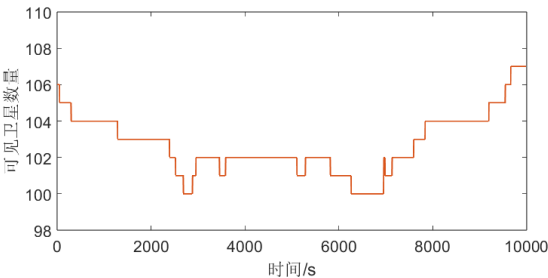
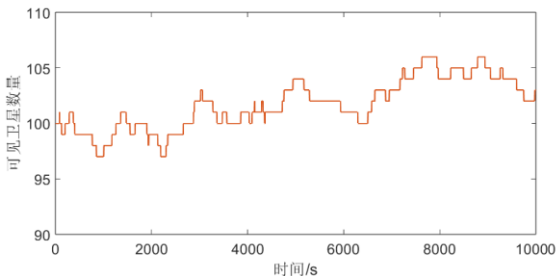
8000km高度轨道

MEO

GEO

NRHO

仿真过程中的
可见卫星数



可见卫星数
占总卫星数量比

可见卫星数	出现次数	出现次数占比/%	可见卫星数占总卫星数比重
107	24	1.33	93.04
108	647	35.92	93.91
109	1025	55.08	94.78
110	262	7.66	95.65
111	42	2.10	96.52

可见卫星数	出现次数	出现次数占比/%	可见卫星数占总卫星数比重/%
111	68	3.40	96.52
112	489	24.45	97.39
113	567	28.35	98.26
114	581	29.05	99.13
115	295	14.75	100

03 面向SSV的GNSS性能分析

可用性分析

-160dBm
灵敏度

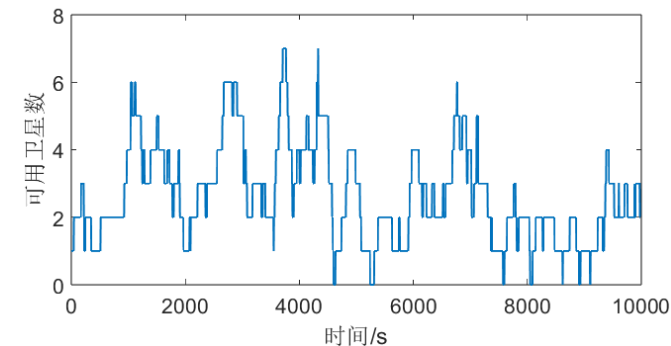
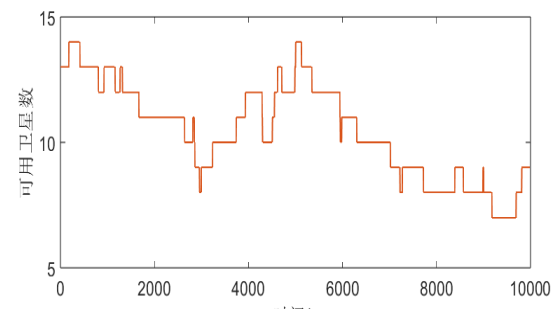
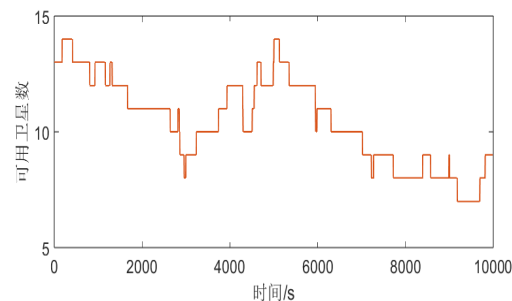
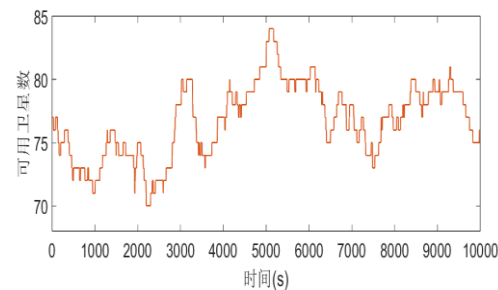
8000km高度轨道

MEO

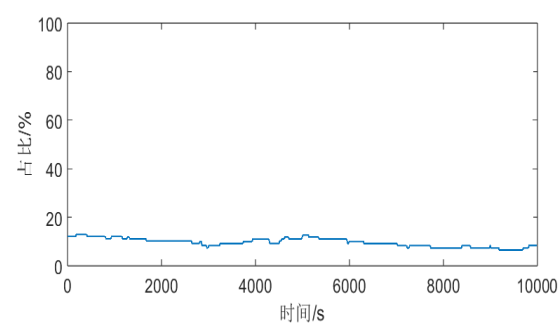
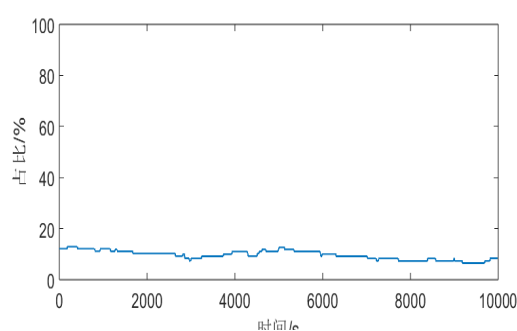
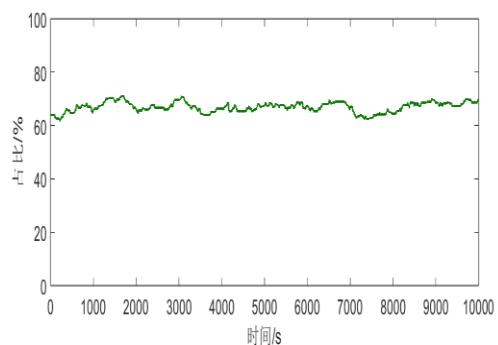
GEO

NRHO

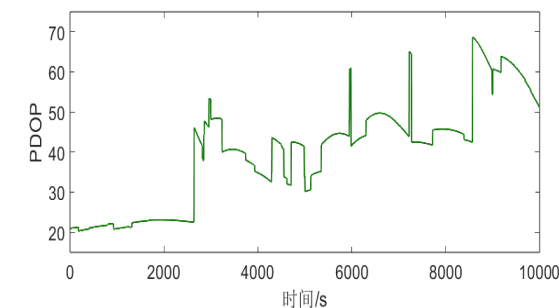
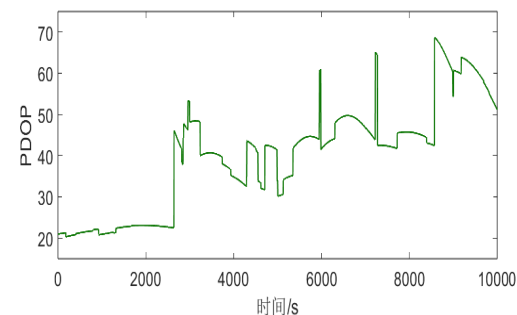
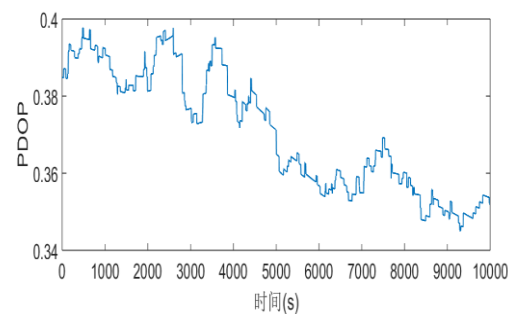
可用卫星数



可用卫星数
占可见卫星
比例



轨道定位
PDOP值

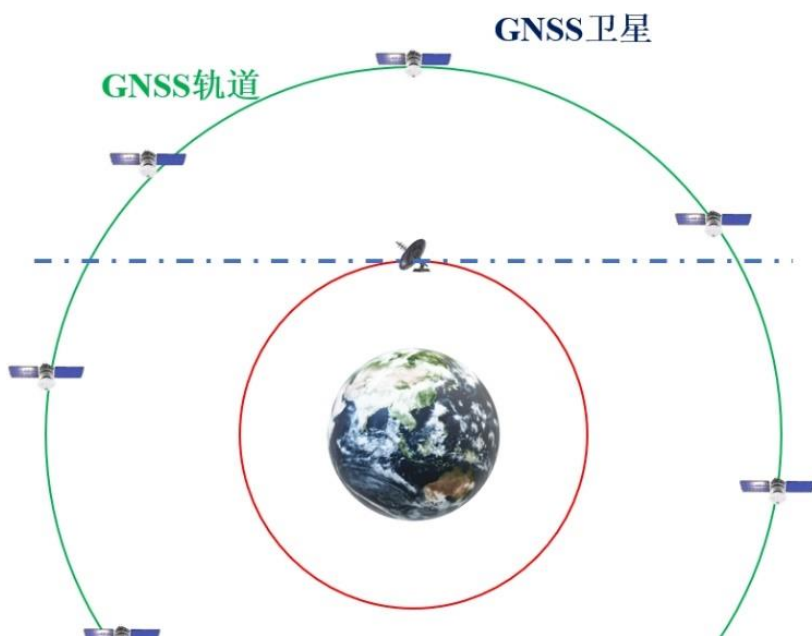


中国科学院大学
University of Chinese Academy of Sciences

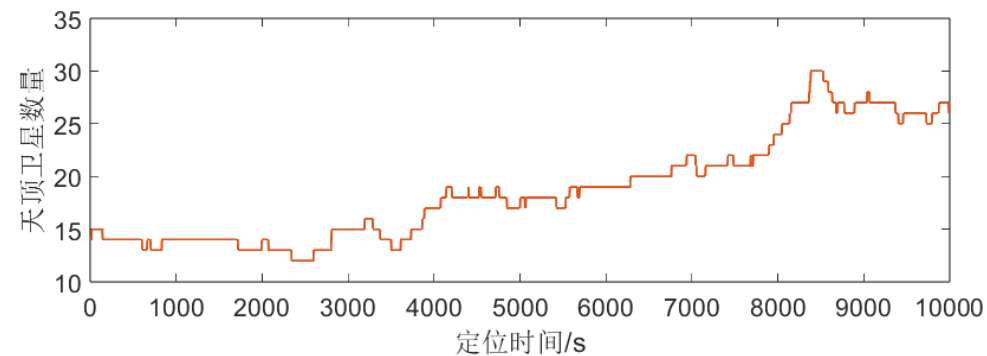
03 面向SSV的GNSS性能分析

8000km高度轨道

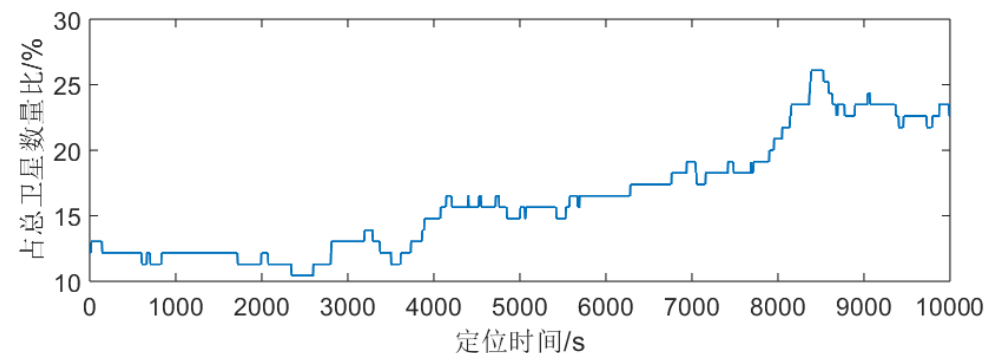
天顶及地球方向
占比分析



天顶方向卫星数量



天顶方向卫星数量
占总卫星数比例



中国科学院大学

University of Chinese Academy of Sciences

03 面向SSV的GNSS性能分析

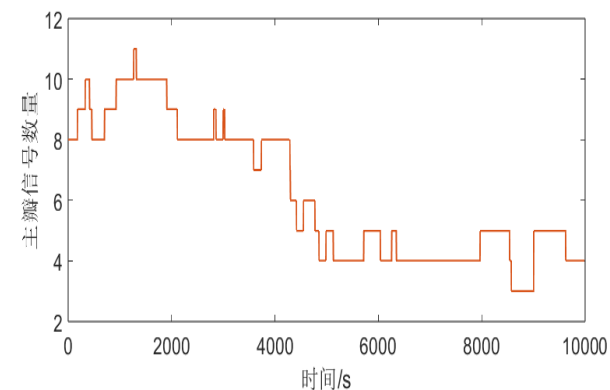
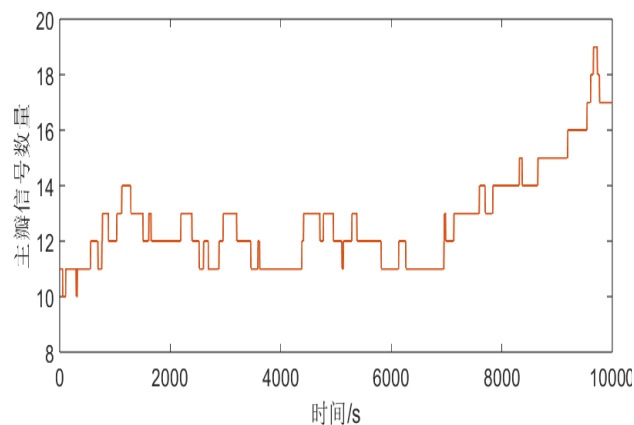
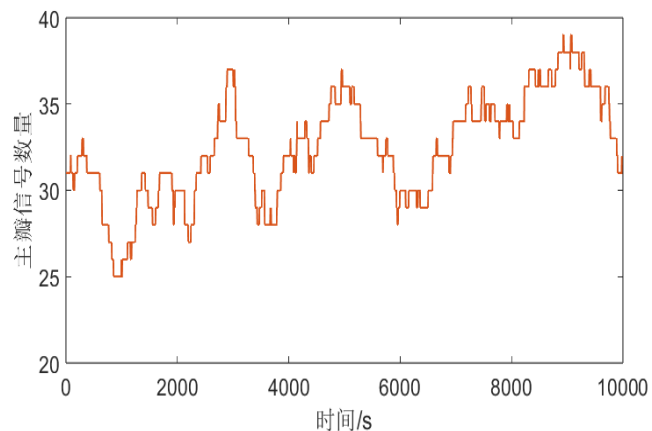
主瓣信号分析

8000km高度轨道

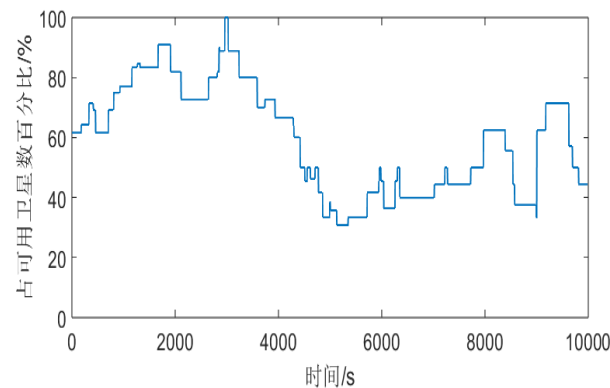
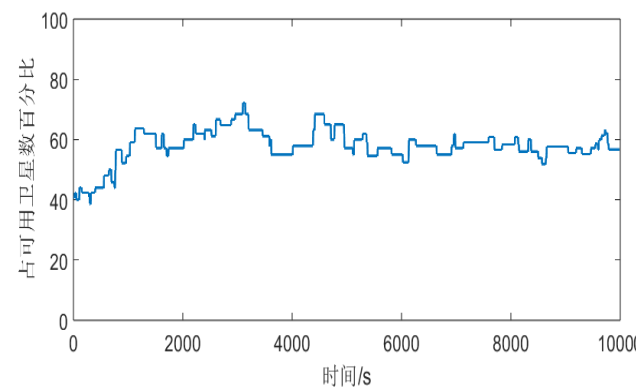
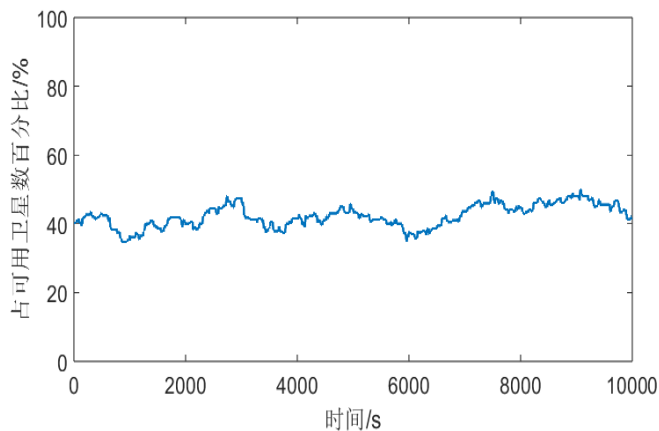
MEO

GEO

主瓣信号数量



主瓣信号数量
占可用卫星数比例



时间/s

University of Chinese Academy of Sciences

大学

03 面向SSV的GNSS性能分析

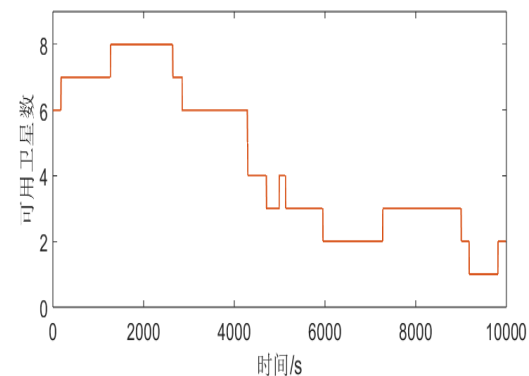
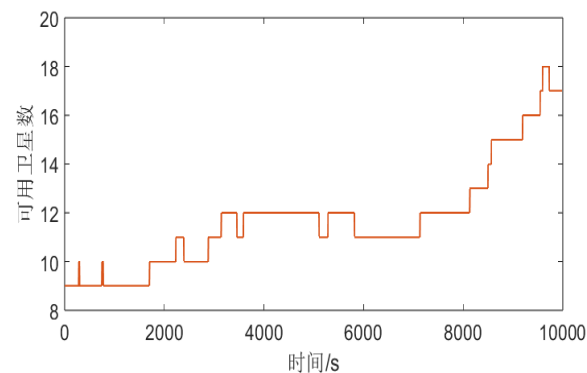
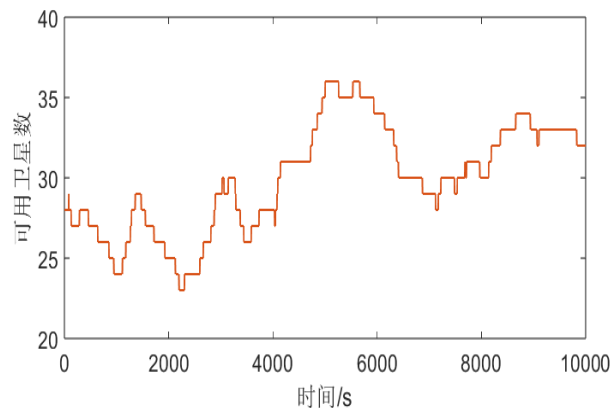
单北斗模式分析

8000km高度轨道

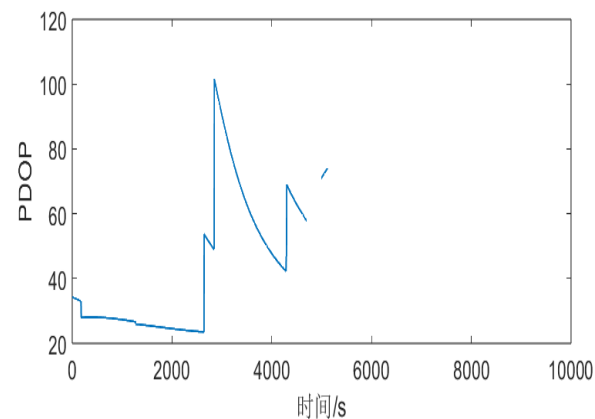
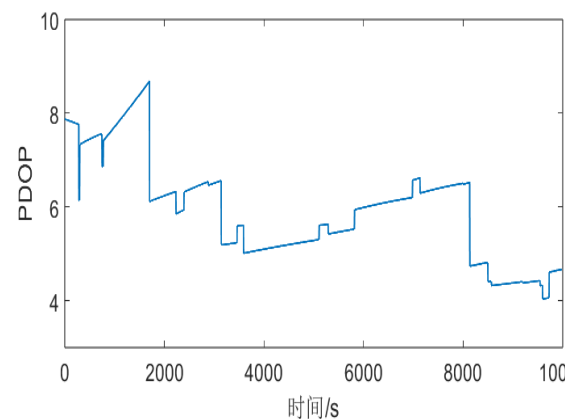
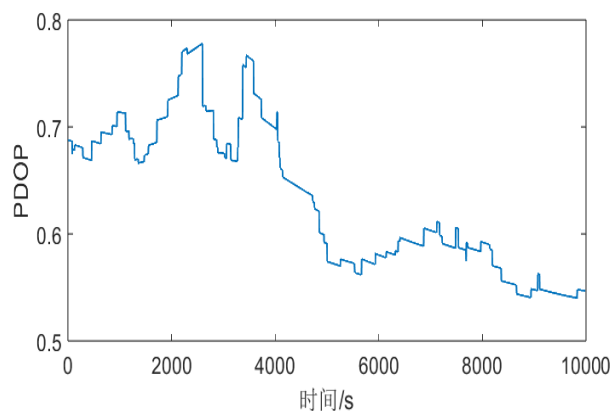
MEO

GEO

单北斗模式
可用卫星数



单北斗模式
PDOP值



中国科学院大学

University of Chinese Academy of Sciences

03 面向SSV的GNSS性能分析

仿真结果总结

场景	可见星均值	可用星均值	PDOP均值	主瓣信号数量均值
8000 km	102	77	0.37	32
MEO	103	22	3.07	13
GEO	109	10	39.90	6
NRHO	113	0	-	-



03 面向SSV的GNSS性能分析

GEO

单北斗模式下
天线需求分析

不同天线增益下不可定位时长占比

天线增益/dBi	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
无法定位时间占比/%	42.42	37.64	25.76	18.77	9.66	0.28	0	0	0	0

NRHO

-160dBm
灵敏度

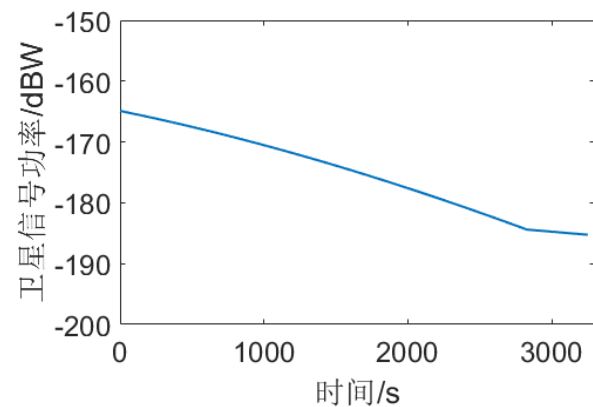
不同天线增益下不可定位时长占比

天线增益/dBi	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
无法定位时间占比/%	11.7	8.05	6.35	5.35	4.45	3.65	3.45	3.10	2.70	2.50

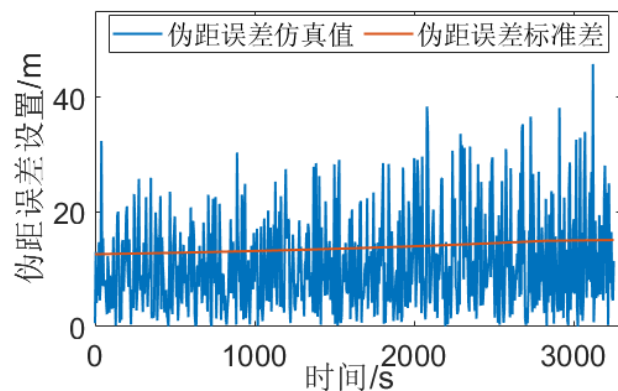


03 面向SSV的GNSS性能分析

根据文中方法设置伪距误差

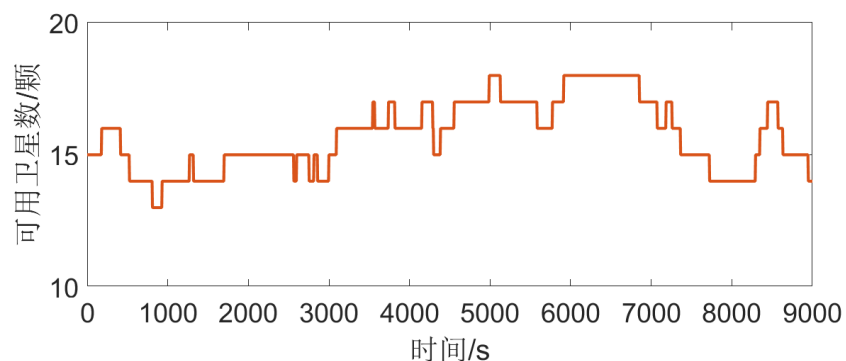


卫星信号功率

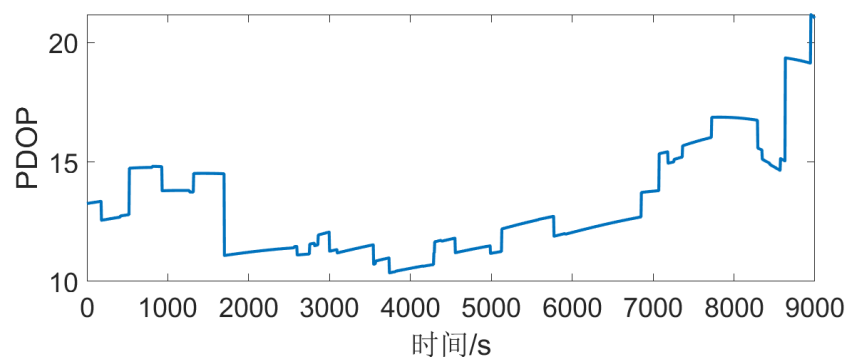


实际设置的伪距误差绝对值及伪距误差标准差

可用及可见卫星数



本文仿真场景下可用卫星数



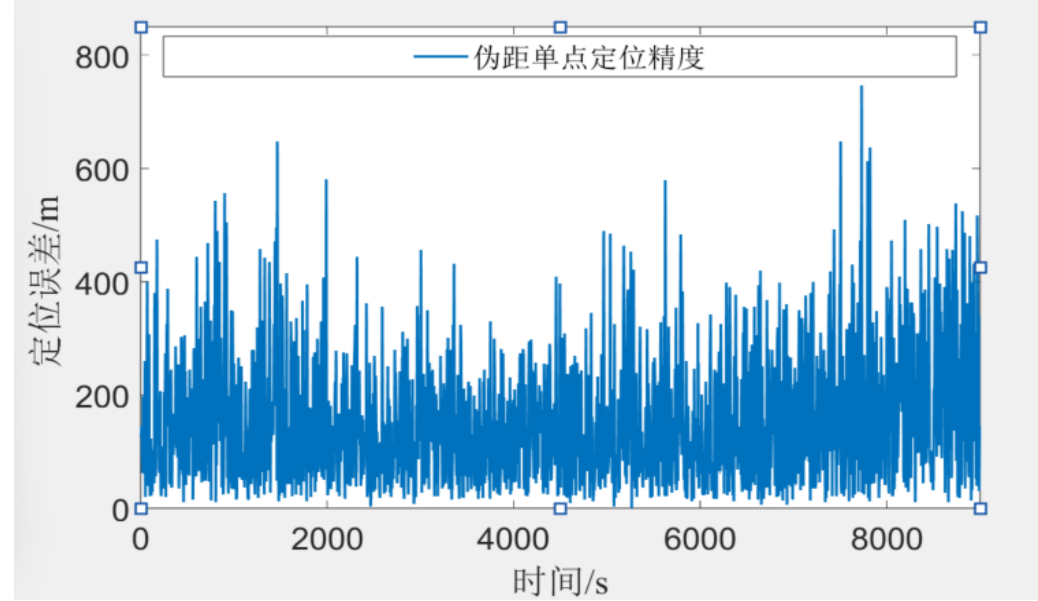
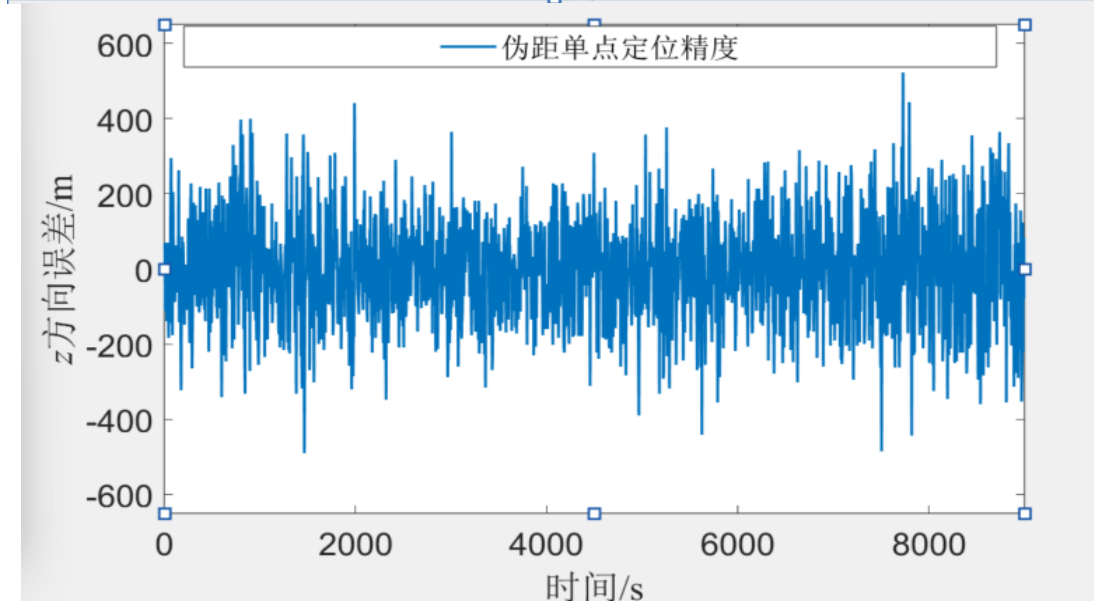
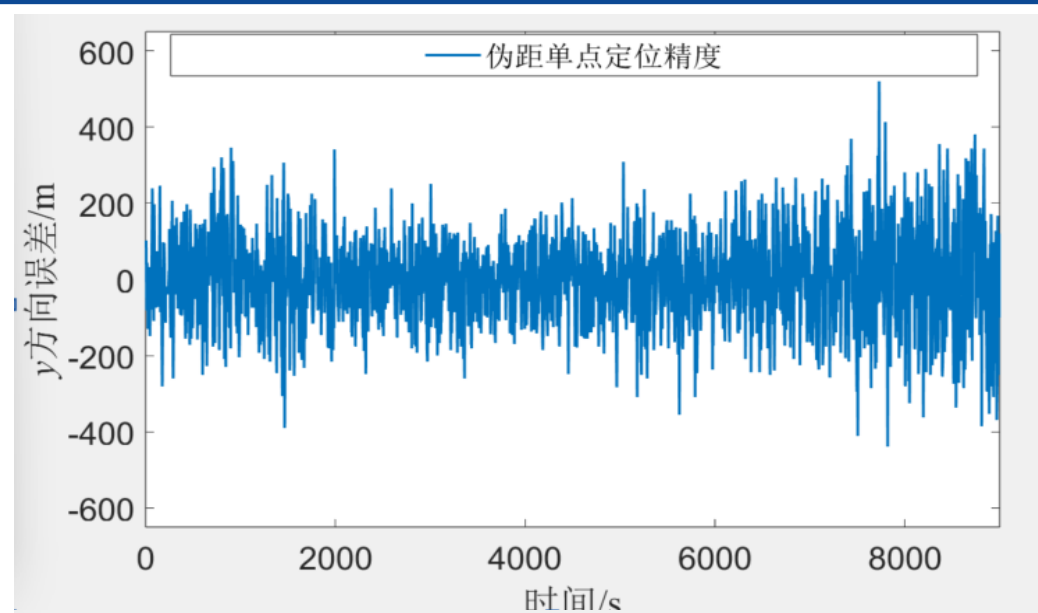
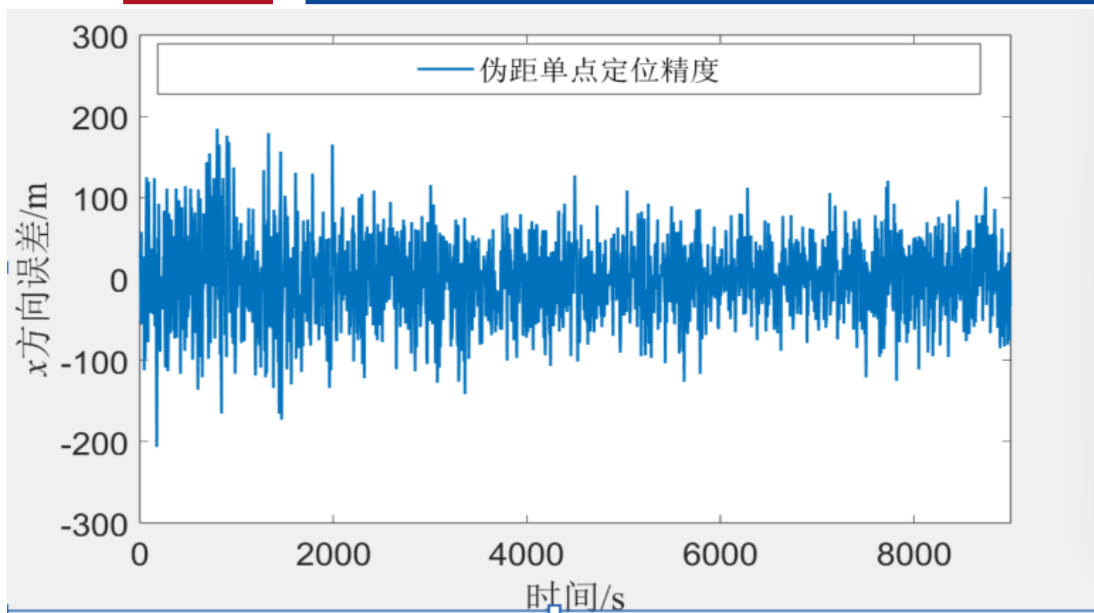
本文仿真场景下PDOP值



中国科学院大学
University of Chinese Academy of Sciences

03 面向SSV的GNSS性能分析

实验验证



03 面向SSV的GNSS性能分析

➤ 轨道外推器

轨道外推器 (Orbit Propagator, OP) 可以分为三种:

数学插值式外推器

通过两点的坐标, 对中间的坐标进行插值获取准确位置。上文中的GNSS卫星位置就是通过星历插值获取的。

解析式外推器

解析式外推器是指卫星的运动状态可以按时序写成解析方程的形式, 能够在指定时间内以解析解的形态生成星历或者直接给出卫星的位置和速度的外推器。

数值积分式外推器

数值积分式外推器对卫星运动方程进行积分得到外推结果。数值积分器也是多种多样, 而龙格库塔法是最典型的一种。

设 t 时刻的状态矢量 $\mathbf{X}_t = (x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z)^T$, 其中 x, y, z, v_x, v_y, v_z 分别为卫星在地心惯性坐标系下 x 、 y 、 z 三个方向的位置和速度, 任意时刻, 都有

$$\mathbf{X}_t = \mathbf{X}_{t_0} + \int_{t_0}^t f(\mathbf{X}, t) dt$$

式中,

$$f(\mathbf{X}, t) = \begin{cases} \frac{dv_x}{dt} = -\mu \frac{x}{r^3} \left[1 - J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right) \left(-1.5 + 7.5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right] + \Delta F_x \\ \frac{dv_y}{dt} = -\mu \frac{y}{r^3} \left[1 - J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right) \left(-1.5 + 7.5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right] + \Delta F_y \\ \frac{dv_z}{dt} = -\mu \frac{z}{r^3} \left[1 - J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right) \left(-1.5 + 7.5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right] + \Delta F_z \end{cases}$$



中国科学院大学

University of Chinese Academy of Sciences



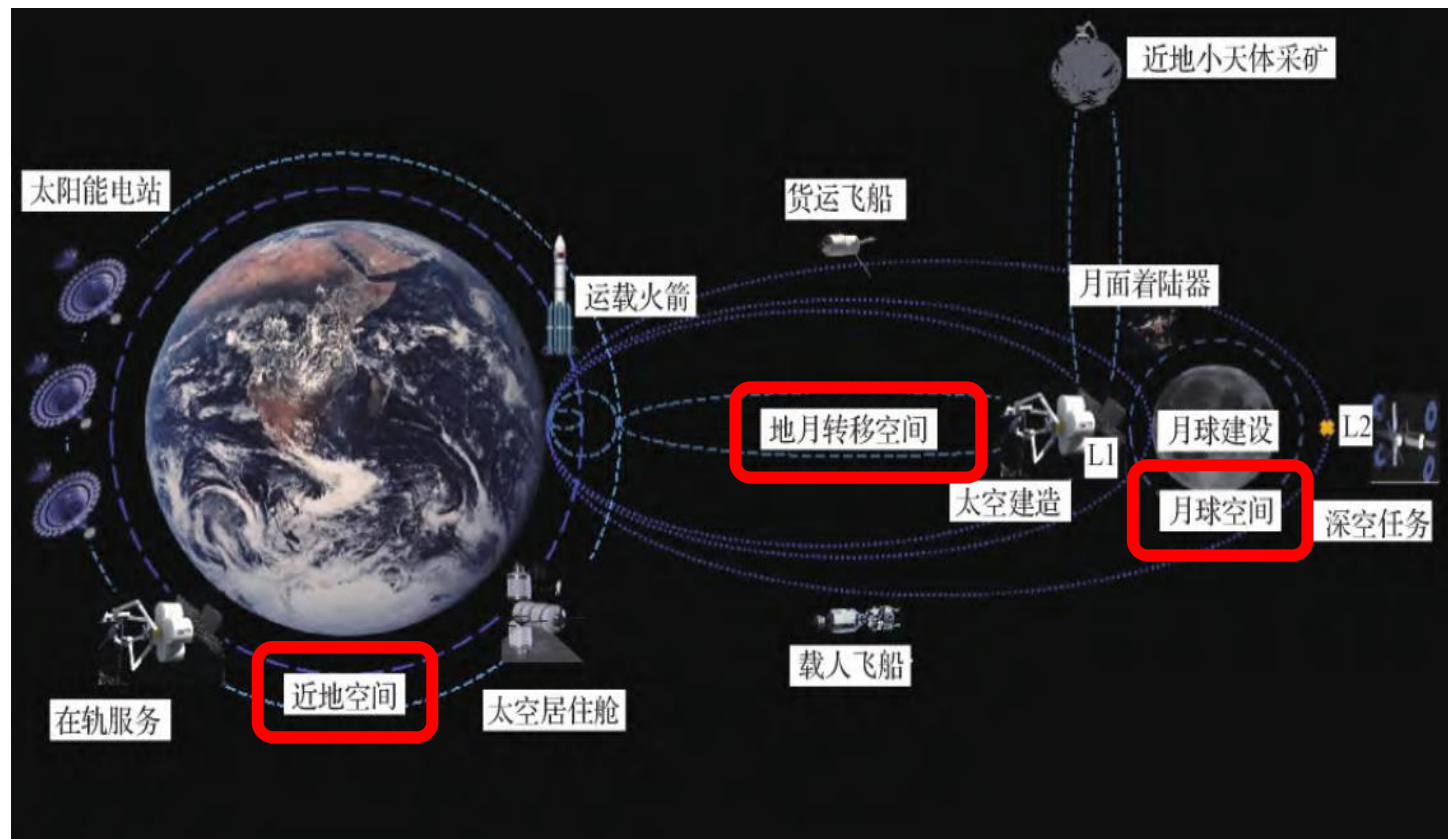
04

地月空间导航

- ◎地基导航
- ◎天文导航
- ◎惯性组合导航
- ◎星间测量导航



4.1 地月空间



地月空间是指受地球和月球系统引力影响的区域，包括近地空间、地月转移空间和月球空间，存在人类可以获取的各类物质、能源、位置、环境等稀缺战略资源，当前世界主要航天国家积极部署和推动地月空间相关发展战略。针对地月空间探测器导航的地位无可替代。



4.2 地月空间导航

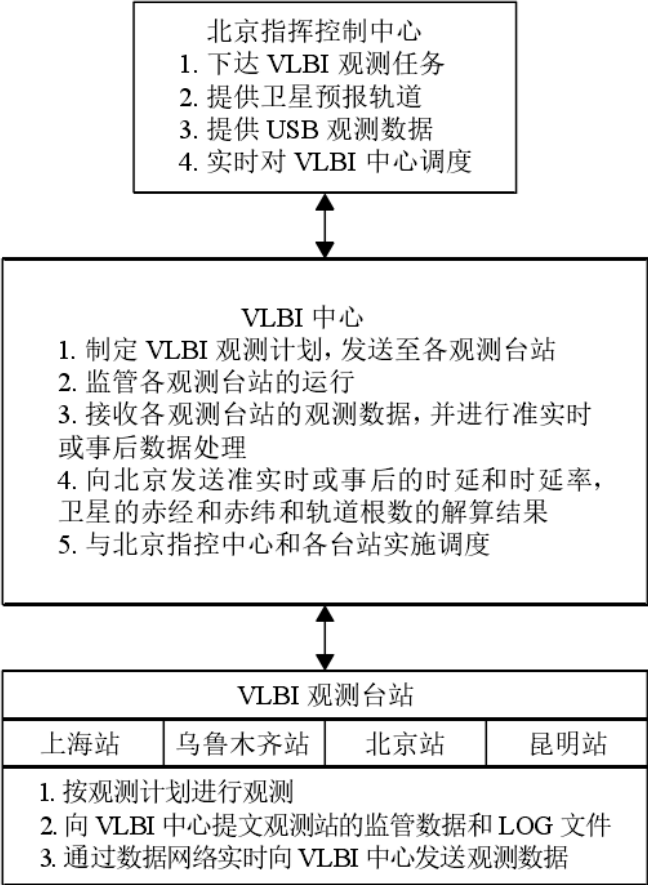


深空导航	技术手段		精度	区域	服务对象
地基导航 (非自主导航)	VLBI	δ DOR	测角精度约为1nrad	绕月轨道、奔月轨道、转移轨道和环绕轨道（火星、金星、水星）	嫦娥一号、嫦娥二号、Messenger号、MRO号、先驱者12号（Pioneer）
		SBI	定位精度为10m		
		CEI	测角精度为50~100nrad		
自主导航	天文导航	天文测角导航	捕获段早期1.2~0.8km 捕获段晚期0.5km	1.捕获段（地球/月球/木星/金星/水星/冥王星/小行星/卫星/Eros/彗星Tempel1） 2.巡航段、 3.轨道插入段（月球/火星/水星）	月球/火星等大天体探测器、小行星探测器等 例，水手九号（Mariner9）、深空一号（Deep Space 1）、嫦娥五号、羲和号等
		天文测速导航	1.93 m/s		
		天文测距导航	10 km的定位精度、 10 m/s的定速精度		
	惯性组合导航	惯导+GNSS	北斗高轨定轨精度优于50m	地月转移轨道、卫星轨道的高轨、中轨、低轨	卫星轨道的高轨、中轨、低轨航天器
		惯导+测距/测速	高程、：分米速度：分米每秒	月球软着陆、火星EDL过程	嫦娥三号、嫦娥四号、火星探测器等
		惯导+雷达/视觉	无数据	空间对接、在轨服务与操作及空间对抗任务中	中国的神舟飞船等
		惯导+天文	高轨航天器千米量级、三轴姿态精度 0.1°、动态性能超过 40°/s	巡航段和进近段的自主导航任务、高轨航天器、地球静止轨道	静止轨道通信卫星、胜利者号、水手号、嫦娥五号、天文一号等
	星间测量导航	星间辐射跟踪	环月轨道器可实现10m的精度	火星进近、进入、下降和着陆阶段、月球进近段、地月转移段	深空探测器



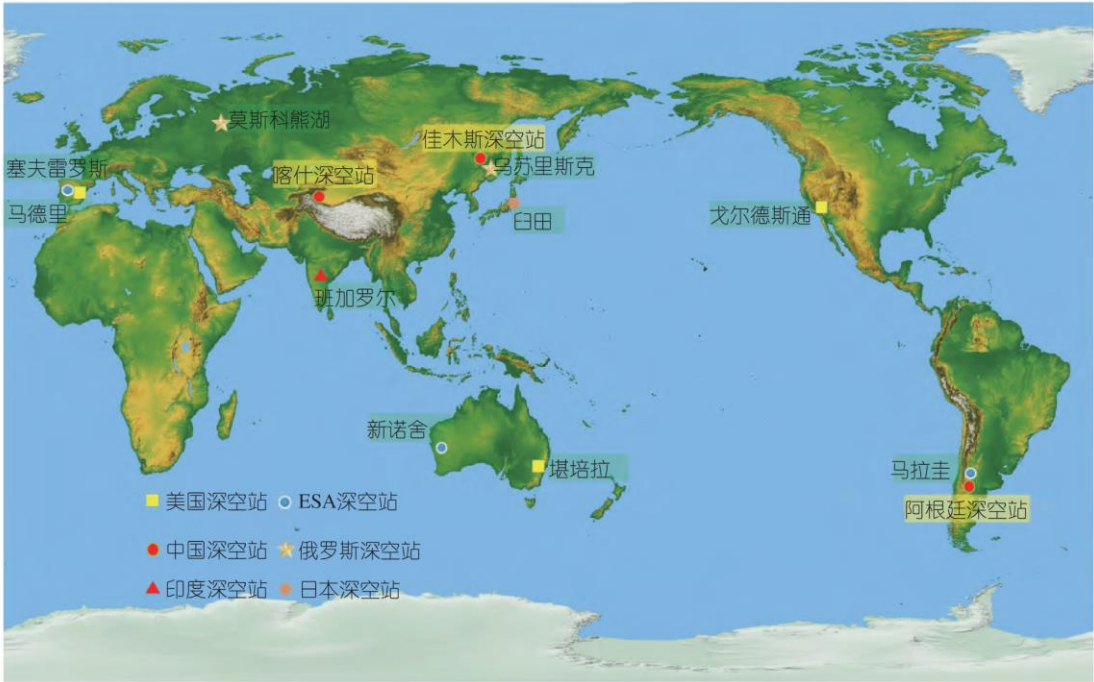
4.2.1 地月空间导航——地基无线电测控导航

甚长基线干涉测量VLBI



VLBI测轨分系统工作流程

全球深空站分布图



技术手段		精度	区域	服务对象
VLBI	δ DOR	测角精度约为1nrad	绕月轨道、奔月轨道、转移轨道和环绕轨道 (火星、金星、水星)	嫦娥一号、嫦娥二号、Messenger号MRO号、先驱者12号 (Pioneer)
	SBI	定位精度为10m		
	CEI	测角精度为50~100nrad		



4.2.2 地月空间导航——天文导航

1、天文测角导航

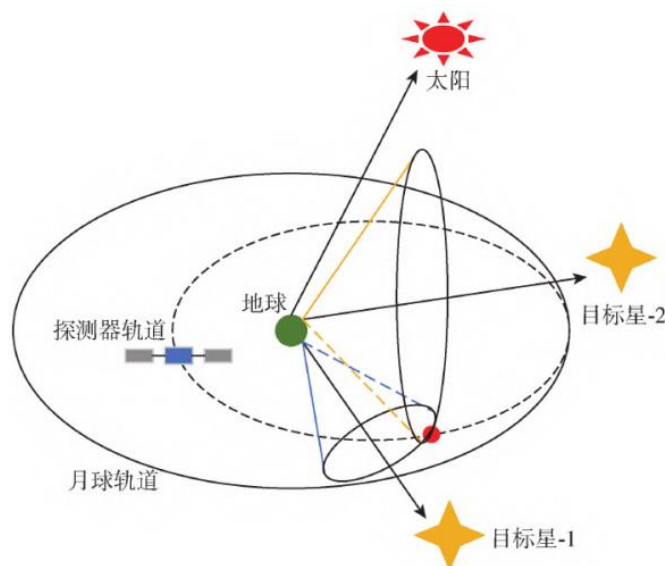


图1 天文测角导航原理

“Deep Space-1”、“Lucy”
“Smart-1”、“Viking”、
“嫦娥五号”、“天问一号”等

2、天文测速导航

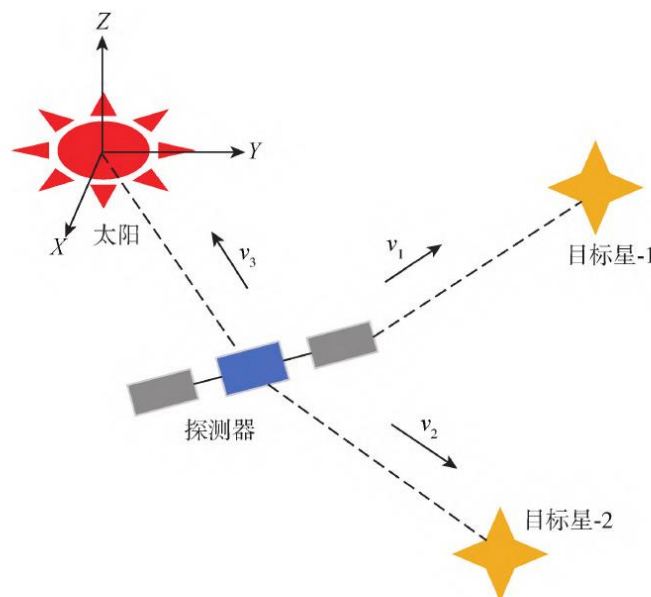


图2 天文测速导航原理

“羲和号”
定速精度1.93 m/s

3、天文测距导航（脉冲星导航）

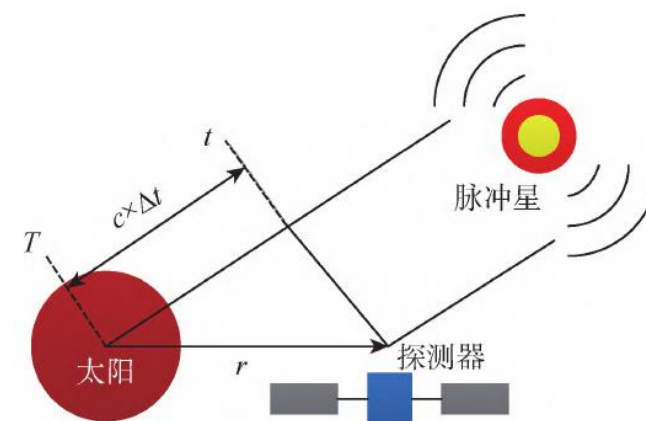


图3 天文测距导航原理

2017年，NASA，>4.8km
2019年，中国，10km

4.2.3 地月空间导航——惯性组合导航

技术手段		精度	区域	服务对象
惯性组合导航	惯导+GNSS	北斗高轨定轨精度优于50m	地月转移轨道、 返回过程、 卫星轨道的高轨、中轨、低轨	卫星轨道的高轨、中轨、低轨航天器 探测器返回过程
	惯导+测距/测速	高程、：分米 速度：分米每秒	月球软着陆、火星EDL过程	嫦娥三号、嫦娥四号、 嫦娥五号、 火星探测器等
	惯导+雷达/视觉	无数据	空间对接、在轨服务 与操作及空间对抗任务中	中国的神舟飞船等
	惯导+天文	高轨航天器千米量级、三轴姿态精度 0.1°、动态性能超过40°/s	巡航段和进近段的自主导航任务、 高轨航天器、 地球静止轨道	静止轨道通信卫星、 胜利者号、水手号、 嫦娥五号、天问一号等



4.2.4 地月空间导航——星间测量导航

技术手段		原理	精度	服务区域
星间测量导航	星间辐射跟踪	一类星间辐射跟踪方法是用于获取两个或多个探测器之间的相对轨道信息；LiAISON是另一类星间辐射跟踪方法，可以确定两个或多个探测器的相对和绝对轨道信息。	平动点轨道器与环月轨道器分别可以实现100m和10m的导航精度	火星进近、进入、下降和着陆阶段、月球进近段、地月转移段
	星间光学测量	该方法要求导航星的绝对位置已知，利用光学观测量解算用户探测器的轨道信息.例如在地月空间中，探测器利用光学敏感器观测一定数量的地球静止轨道GEO，根据多颗GEO 卫星的几何形状和多种三角测量技术，实现深空探测器自主轨道确定。	2020年，Bardley等通过光学观测月球中心、月球地标、人造卫星和行星，表明人造卫星是地月空间非常有效的观测类型	地月空间
	量子定位	与GPS原理相似，量子定位导航系统（Quantum Positioning System,QPS)用量子纠缠光取代GPS中的电磁波，通过测量相互关联的两束纠缠光之间的到达时间差TDOP解算卫星与用户的距离以及用户的空间坐标.	理论研究阶段	理论研究阶段



4.3 地月空间导航——地月导航星座

针对月球空间的导航，地月空间导航系统能够为更多月面及近月面用户提供更丰富、更高性能的导航服务。

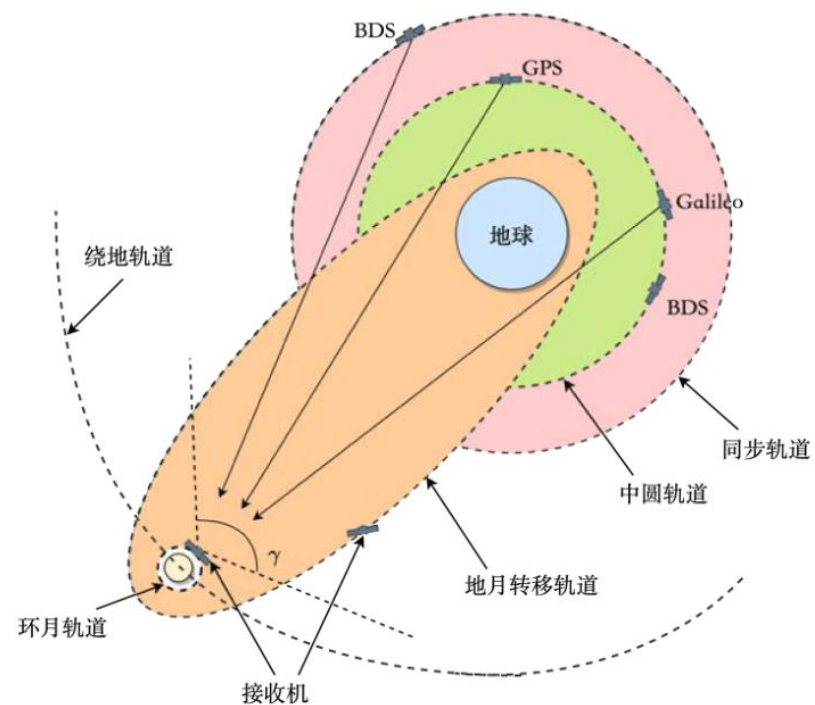
北斗卫星导航系统对于深空探测目标的薄弱环节：

- ✓ 信号功率弱
- ✓ 信号空间几何结构差
- ✓ 对地面运控系统依赖程度高

- ✓ 中国的嫦娥系列任务、中继卫星“鹊桥”号
- ✓ 美国Artemis重返月球计划
- ✓ 欧洲ESA月球PNT计划



要提供覆盖全月球的定位、导航与授时(PNT)服务，或可考虑建立合理可靠的月球导航星座





中国科学院大学
University of Chinese Academy of Sciences

感谢!