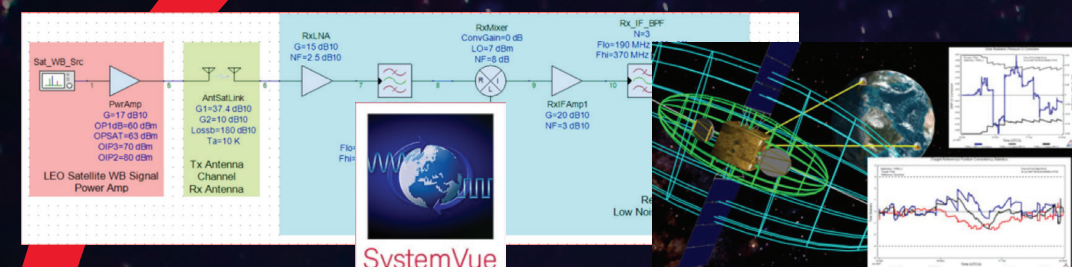
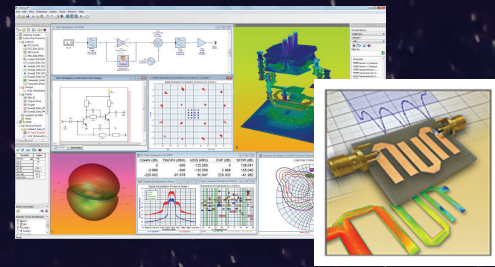


卫星系统 生命周期

设计与仿真



PathWave 系统设计和 STK



PathWave 射频综合

系统设计优化



N5247B PNA-X
微波矢量网络分析仪



N5511A
相位噪声测试系统



UXR0594A Infiniium
UXR 系列示波器

系统集成与仿真



M9384B
微波信号发生器



UXR1104A INFINIUM
实时示波器



N9041B
信号分析仪



PROPSIM F64及FS16
射频信道仿真仪

关键术语

大气窗口：电磁频谱的某些部分可以轻松地将信息从空间段传输到大气窗口中的地面段。为了提高数据速率，卫星通信将系统设计的边界推到了大气窗口的极限。

开普勒定律：这六个轨道元素定义了绕地球运行的人造卫星。许多因素都会影响卫星轨道，包括非球形地球的影响，大气阻力以及两体系统外部物体的重力影响。

链路预算：该指标是针对上行链路和下行链路进行计算，包括所有系统增益和损耗。

大气传输吸收特性

水蒸气和氧气这两种气体会对射频信号造成大幅的衰减。水蒸气的吸收频段是在 22,183 和 323GHz，氧气的吸收频段是在 60 和 118GHz。

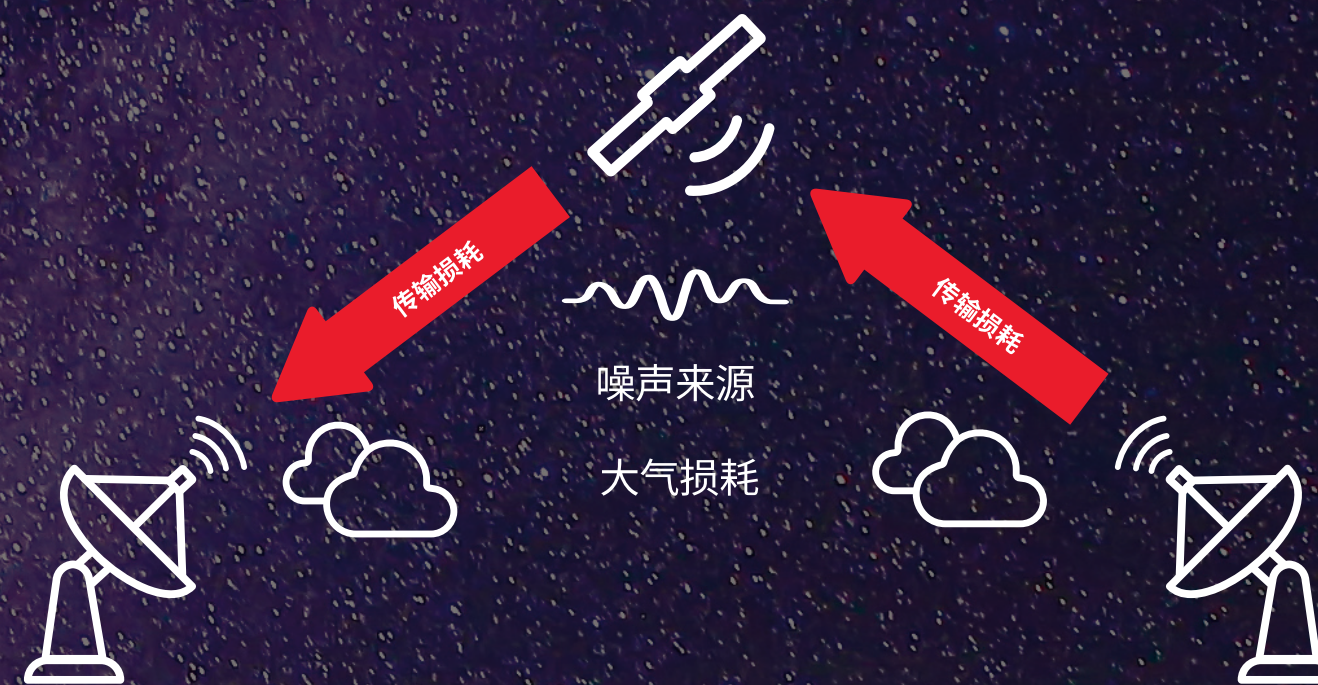
单一链路的信道预算预估

$$\frac{C}{N_o} = P_t G_t \cdot \frac{1}{L} \cdot \frac{G_r}{T} \cdot \frac{1}{k}$$

我们现在依然能够与第一个进入星际空间的旅行者 1 号进行通信，它目前也是距离地球最远的人造物体，与地球相距 222.231 亿公里。旅行者 1 号使用 22 瓦发射机克服了 318db 路径损耗，真是令人难以置信。

太空争霸

斯普特尼克 1 号是苏联在 1957 年 10 月份发射的第一颗人造卫星。它的近地点是 215 公里，远地点是 939 公里。这直接导致了偏心率为 0.05201，成为了近似圆形的轨道。



链路运算关键参数

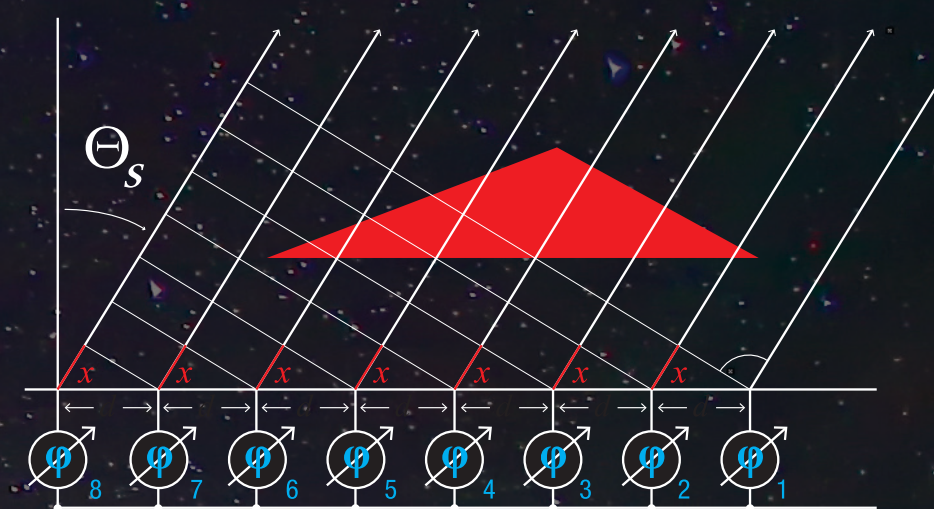
- $\frac{C}{N_o}$ 载噪比 (dB-Hz)
- C 载波功率 (dBW)
- N_o 噪声频谱密度归一化到 1Hz
- $P_t G_t$ 发射机等效全向辐射功率 (dBW)
- P_t 载频功率
- G_t 发射天线增益
- $\frac{1}{L}$ 累积路径损耗
- G_r 接收天线增益
- T 接收系统温度
- k 玻尔兹曼常数

相移计算

$$(1) x = d \cdot \sin(\theta_s)$$
$$(2) x = \frac{\lambda \cdot \Delta\phi}{360^\circ}$$
$$(3) \lambda \cdot \Delta\phi = \frac{360^\circ \cdot d \cdot \sin(\theta_s)}{\lambda}$$

相控阵是将许多天线的集合排布成阵列，从而可以提供需要的特性或者功能，这种特性在单个天线中是无法实现的。每个发射阵元可以通过移相，以使辐射波相叠加，从而在需要的方向上使增益最大化。信使号飞船是第一个将相控阵天线用于通信的深空探测任务。

- d 发射单元之间的距离
- $\Delta\phi$ 两个单元之间的相移
- θ_s 波束指向的角度



第三颗人造卫星

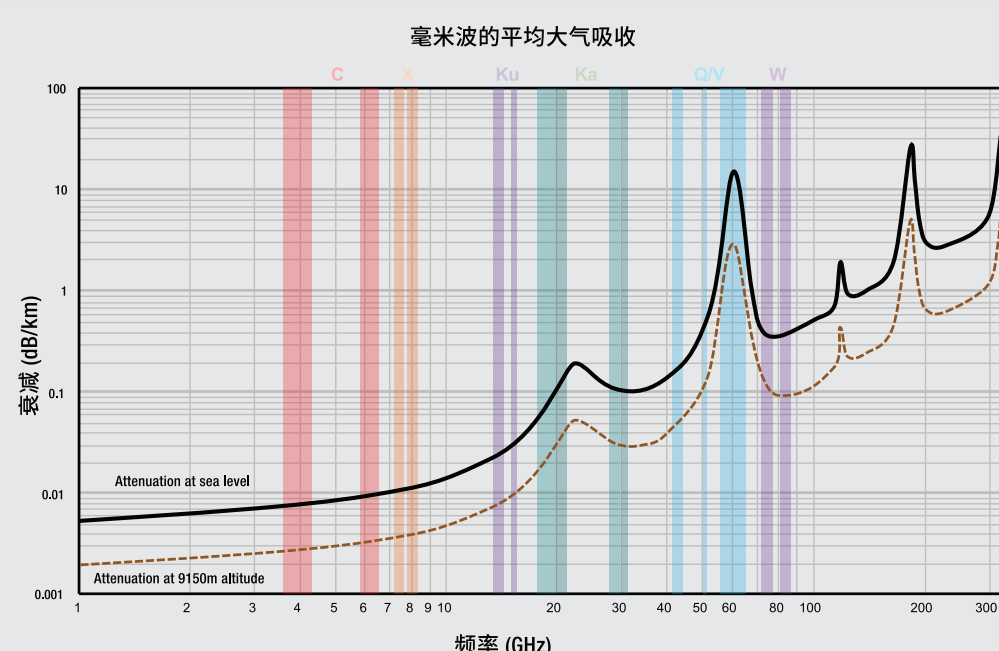
探险者 1 号是美国在 1958 年 1 月成功发射的。它的近地点是在 358 公里，远地点在 2550 公里，这直接导致它的偏心率为 0.13985- 比斯普特尼克号更加椭圆，但是仍然接近于圆形轨道。

服务和技术支持



卫星频段

频段	主要应用	上行 (GHz)	下行 (GHz)	带宽
UHF	Military	0.292 – 0.312	0.250 – 0.270	20 MHz
C	TV broadcast, fixed point-to-point ground stations	5.9 – 6.4	3.7 – 4.2	500 MHz
X	Military mobile, radio relay	7.9 – 8.4	7.25 – 7.75	500 MHz
Ku	Broadcast, fixed point-to-point	14 – 14.5	11.7 – 12.2	500 MHz
Ka, K	Broadcast	27 – 30	17 – 20	3 GHz
Ka, K	Military	30 – 31	20 – 21	1 GHz
U	Fixed point	50 – 51	40 – 41	1 GHz
U	Broadcast	50 – 51	41 – 43	2 GHz
V	Intersatellite	54 – 58	59 – 64	3.9 GHz
E	Intersatellite	71 – 76	81 – 86	5 GHz



开普勒轨道参数

参数名称	参数	描述	取值范围	注释
Semimajor axis	a	The semimajor axis is based on Kepler's third law and defines the size of an ideal orbit ellipse.	Varies	This orbital element is always defined.
Eccentricity	e	The eccentricity of an ellipse, defined by Kepler's first law, describes the shape of an ideal orbit ellipse.	$0 \leq e \leq 1$	This orbital element is always defined and when $e = 0$ the orbit is circular.
Mean Anomaly	M	The mean anomaly gives the average value of the angular position with reference to the perigee.	$0 \leq M \leq 360^\circ$	The mean anomaly is undefined when the orbit is circular ($e = 0$).
Argument of perigee	ω	This is the angle from ascending node to perigee, measured in the orbital plane at the Earth's center, in the direction of satellite motion.	$0 \leq \omega \leq 360^\circ$	The argument of perigee is undefined when a satellite is in equatorial orbit ($i = 0^\circ$ or $i = 180^\circ$) or in a circular orbit ($e = 0$).
Inclination	i	This is the angle between the orbital plane and the Earth's equatorial plane.	$0 \leq i \leq 360^\circ$	The inclination element is always defined, and the orbit is described as prograde when $0 \leq i \leq 90^\circ$ and retrograde when $90^\circ \leq i \leq 180^\circ$. An inclination of 90° is defined as a polar orbit.
Right ascension of the ascending node	Ω	This is the angle, measured eastward in the equatorial plane, from the vernal equinox to the ascending node.	$0 \leq \Omega \leq 360^\circ$	When the satellite is in equatorial orbit ($i = 0$ or $i = 180^\circ$), this orbital element is undefined.

地面站运维



N9918B FieldFox
手持式微波分析仪



P5028A streamline USB
矢量网络分析仪, 53GHz

环境测试



85542B TVAC-rated
在真空罐工作的实时校准模块



L2065XT TVAC-rated
在真空罐工作的 LAN 功率探头

生产



M9804A 2/4/6 通道 PXIe
矢量网络分析仪



KS8400A PathWave
测试自动化

天线测试： 相控阵天线表征



M9808A PXIe
矢量网络分析仪



了解更多: keysight.com/find/satellite

本文中的信息可不经通知而更改。
© Keysight Technologies, Inc. 2020 Printed in USA, April 20, 2020 | 7120-1096CHCN