

最小二乘法在探月工程星地 测控链路分析中应用

周成刚 刘 军 孙国亮 张 健

(中国卫星海上测控部, 江阴 214431)

摘 要 针对星地测控链路分析是探月工程中对嫦娥卫星进行有效测控的前提, 将最小二乘法引入星地链路分析中, 提出了一种新的目标跟踪分析方法。在雷达方程理论模型的基础上, 根据地面站测控系统的性能要求, 对星地链路中信号传输特性进行了仿真分析研究。建立了目标信号电平和 AGC 电压估算模型。仿真和试验结果表明: 目标信号电平和 AGC 电压的估算数据与实测值基本吻合, 该方法在目标跟踪分析应用中是有效的和可靠的。

关键词 S 频段统一系统 无线信道 损耗 最小二乘法

中图分类号 V557.5; **文献标志码** A

深空探测是当今航天技术发展的三大领域(人造卫星、载人航天、深空探测)之一, 而月球探测是初期深空探测的重点。嫦娥工程作为我国深空探测活动重要组成部分, 对嫦娥卫星进行有效测控是确保月球探测任务成败的关键。船载 S 频段统一测控系统(USB)作为我国航天测控网的重要组成部分, 主要承担嫦娥卫星在地月转移轨道段的测控任务, 完成对卫星的跟踪测轨、遥测接收和遥控发令等任务, 确保卫星按预定的状态飞行和工作。

本文针对船载测控设备星地测控链路设计分析的实用需求, 在建立星地测控链路模型的基础上, 将最小二乘法引入星地测控链路分析, 提出一个新的目标跟踪分析方法, 科学有效地分析计算星地测控链路的传输损耗; 并在此基础上, 准确计算测控设备接收端的目标信号电平、信噪比和 AGC 电压等特性参数, 估算出接收卫星信号大小, 为地面操作人员及时进行目标捕获和卫星状态判断提供重要依据。

1 星地测控链路模型的建模

星地测控链路主要包括由船载站发射到卫星转发器间的电磁波线路(上行链路), 以及由卫星转发器发射到船载站间的电磁波线路(下行链路)。无论上行链路还是下行链路, 电磁波除了穿越自由空间外, 还应穿越大气层(包括对流层、电离层等)。电磁波传输的雷达方程为:

$$\frac{S}{\varphi} = \frac{P_T G_T G_R \lambda^2}{(4\pi)^2 d^2 K T_n B_i L_\Sigma M} \quad (1)$$

式(1)中: S/φ 为接收机检波前的信号噪声功率比; P_T 为发射功率; G_T 为发射天线增益; G_R 为接收天线增益; d 为电磁波传输距离; K 为波尔兹曼常量, $K = 1.38 \times 10^{-23} \text{ W}/(\text{Hz} \cdot \text{K})$; T_n 为接收机输入端的总等效噪声温度; B_i 为接收机射频带宽; L_Σ 为传输通道中的总损耗; M 为设计余量。

取 $L_{sp} = \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2$ 为自由空间传输损耗, 并对式

(1)取对数, 则有

$$S/\varphi = P_T + G/T - K - L_{sp} - L_\Sigma - L_M \quad (2)$$

式(2)中: G/T —接收天线品质因素; L_{sp} —自由空间传输损耗; L_Σ —大气层传输总损耗, 包括大气损

耗、馈线损耗、指向损耗以及极化、线路和匹配损耗。 L_M —系统设计余量。

在影响信噪比的各种因素中,大气、极化、线路、匹配、馈线、指向损耗与系统余量、接收机品质因数等基本固定不变或变化很小,主要存在变化的是自由空间传播损耗和有效发射功率。

2 星地链路损耗估算模型分析

载波信号以电磁波形式在空间传输时会有损耗,主要有自由空间传播损耗、大气层传播吸收损耗、云雨雪衰减损耗以及波束指向不准损耗等。其中,自由空间传播损耗是指电磁波在自由空间以球面形式传播,电磁场能量扩散,接收机只能接收到其中一小部分所形成的损耗,这部分损耗是星地链路损耗中最主要的一项,其他损耗则相对较小,且基本固定不变。

对自由空间损耗 L_{sp} 取对数,以分贝数值表示时,则有

$$[L_{sp}] = 10\lg L_{sp} = \begin{cases} 20\lg\left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right) \\ 20\lg\left(\frac{4\pi fd}{c}\right) \end{cases} \quad (3)$$

式(3)中: λ —电磁波波长; c —光速(3×10^8 m/s); f —电磁波频率。

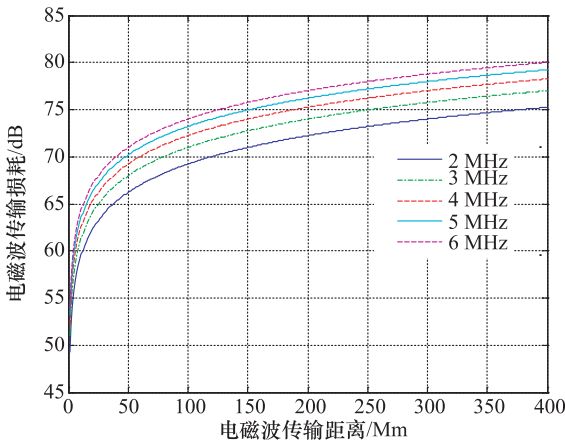


图1 自由空间传输损耗关系

电磁波的自由空间传输损耗与传输距离之间

的关系曲线如图1所示。从图1可知,在传输相同距离的情况下,电磁波频率越高,自由空间传播损耗值就越大;当电磁波传播距离在5万公里以内时,自由空间损耗值变化较为明显,当电磁波传播距离在15万公里以外时,自由空间损耗值变化则越来越平缓。即电磁波的频率越高,传播距离越远,电磁波自由空间传播损耗值则越大。

3 AGC 曲线模型的最小二乘实现

在船载测控设备中,AGC ~ S/φ 关系曲线在测控系统角度捕获中作为转自跟踪模式条件的主要判决依据。因此,在任务准备中,需进行系统 AGC ~ S/φ 关系曲线的标定。标定方法是:用信号源在场放前定向耦合器输入端口输入使用频率的额定输入电平,电平变化范围根据要求通常为 60 dB ~ 80 dB,步进 1 dB,然后在下行接收链路中测试端口接入频谱仪,读出 S/φ 值,同时对应在设备显示界面上读出 AGC 电压值。

考虑到 AGC 电压和信噪比 S/φ 的测量精度,为了较准确地估算出试验任务中下行信号的 AGC 电压和信噪比的关系,本文采用最小二乘法建立 AGC 电压和信噪比 S/φ 的关系模型,即以标定过程中给定点上的误差 $\delta = x[(S/\varphi)_n] - A$ 按照欧式范数 $\|\delta\|^2$ 作为误差量度的标准达到最小。

假设 AGC 电压与信噪比的模型是 $V(S/\varphi) = A$,并且根据标定试验中观测到 AGC 值为 $x[(S/\varphi)_n] n = 0, 1, \dots, N-1$ 。那么,根据最小二乘法,可以通过使

$$J(A) = \sum_{n=0}^{N-1} \{x[(S/\varphi)_n] - A\}^2 \quad (4)$$

最小来估计 A 。对 A 求导数并令结果等于零,得到

$$\hat{A} = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} x[(S/\varphi)_n] \quad (5)$$

即可得到样本均值估计量。

根据式(4)可假设 AGC 电压与信噪比 S/φ 的关系为 $V(S/\varphi)$ 的逼近函数为

$$V(S/\varphi) = a_0 + a_1(S/\varphi) + a_2(S/\varphi)^2 + \dots + a_{N-1}(S/\varphi)^{N-1} \quad (6)$$

将根据试验所得到的 N 个观测值代入式(6),可求出逼近函数的拟合系数 $a_i(i=0,1,\cdots,N-1)$ 。考虑到 AGC 的测量精度,本文中分别采用了一次拟合、二次拟合和三次拟合函数来进行 AGC 值的估计,如表 1 所示。

表 1 AGC 与信噪比关系模型最小二乘实现				
信噪比 S_i $\Phi/(\text{dB}\cdot\text{Hz})$	AGC 实测 值/V	AGC 一阶 估计值/V	AGC 二阶 估计值/V	AGC 三阶 估计值/V
114.3	4.80	4.81	4.80	4.77
104.4	4.13	4.15	4.15	4.16
94.5	3.51	3.49	3.49	3.51
84.5	2.84	2.82	2.82	2.83
75.5	2.23	2.21	2.22	2.22
70.5	1.88	1.88	1.89	1.87
60.5	1.2	1.21	1.21	1.19
50.5	0.51	0.54	0.54	0.53
42.5	0.03	0.01	0.00	0.03

从表 1 中可以看出,当采用一阶拟合函数时 AGC 估计值与实测值相差较大,当采用二阶拟合函数、三阶拟合函数时估计值与实测值相差较小,又考虑 AGC 的控制精度为 0.01 V,故当采用高于二阶的高阶拟合函数进行估计的结果基本相同,故一般采用二阶函数拟合就可以达到设备要求。

4 嫦娥卫星测控链路分析实例

为了检验信噪比 AGC 电压估算模型的有效性和可靠性,以嫦娥探月卫星为例说明星地测控链路建模分析模型,利用该模型进行地面接收卫星信号信噪比和 AGC 电压的估计与实测数据如表 2 所示。

由表 2 中可以看出,本文采用的测控链路模型中,在近地轨道时 AGC 电压估计值与实测值差异较大,最大达 0.29 V,但考虑到多功能数字基带设备 AGC 电压测量精度为 0.3 V,此估计值可以达到任务估算要求;在地月转移轨道时 AGC 电压估计值与实测值相差很小,估计值与实测值最大相差值为 0.05 V,可以很好地满足任务估算要求。因此,本文建立的星地测控链路模型及 AGC 电压和信噪比 S/Φ

的估算方法可以达到任务估算要求,以此作为船载测控设备转自跟踪模式条件的判决依据,以及作为判断卫星测控任务中数据处理是否正常的可靠依据,这对圆满完成嫦娥卫星的测控任务起着重要的作用。

表 2 嫦娥任务中船载测控设备 AGC 电压和 S/Φ 的估计值与实测值

距离 R/km	AGC 电压/V		AGC 电压比较	信噪比 $S_i\Phi/$ ($\text{dB}\cdot\text{Hz}$)		$S_i\Phi$ 比较值 /($\text{dB}\cdot\text{Hz}$)
	估计值	实测值		估计值	实测值	
369.021	4.15	3.86	0.29	104.43	78.25	26.18
400.015	4.1	3.85	0.25	103.73	81.7	22.03
900.058	3.63	3.42	0.21	96.69	75.36	21.33
1 300.168	3.42	3.55	0.13	93.49	78.95	14.54
97 988.942	1.65	1.63	0.02	66.95	65.95	1.00
99 088.043	1.64	1.65	0.01	66.85	66.48	0.37
101 023.957	1.63	1.68	0.05	66.69	67.44	0.75
103 446.828	1.61	1.65	0.04	66.48	66.54	0.06

5 结论

本文提出的目标跟踪分析方法可以方便、有效地实现船载测控设备对卫星目标信号的预测,为伺服操作人员及时发现目标、准确跟踪目标提供重要依据。本文根据星地测控工程经验,对星地链路分析中信号传输特性进行了仿真分析和实验研究,建立了卫星目标信号信噪比和 AGC 电压估算模型。理论和实验结果表明:本文建立的星地链路信号估算模型是正确、可行的,基于最小二乘法建立的 $AGC\sim S/\varphi$ 关系模型是有效、可靠的,能够真实地的反映卫星目标信号的变化规律。

参 考 文 献

1 刘广军,沈怀荣. 卫星测控分系统星地链路分析与建模. 装备指挥技术学院学报,2004;4,15(2):51—54

2 贾世楼,顾学迈,王 钢. 空间飞行器跟踪与通信. 北京:电子工业出版社,1998

3 王明远. 卫星遥感数据链路设计. 空间电子技术,2003;(2):1—3

4 王沫然. MATLAB 与科学计算. 北京:电子工业出版社,2004

5 吴诗其,李 兴. 卫星通信导论. 北京:电子工业出版社,2002

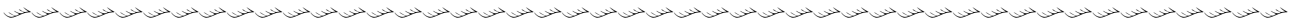
Analyzing and Modeling of the Lunar Exploration Spacecraft to the Earth Station of Satellite TT&C Subsystem Using Least Squares

ZHOU Cheng-gang, LIU Jun, SUN Guo-liang, ZHANG Jian

(China Department of Satellite Marine Track & Control, Jiangyin 214413, P. R. China)

[**Abstract**] Basing on the Lunar Exploration Spacecraft requiring the support of earth-based TT&C system , a new approach is proposed to analyze and model of the spacecraft to the earth-based TT&C systems using least squares. After analyzing carrier wave transmitted between the satellite, the earth station, and it's gain brought by transmit antenna and receive antenna, and various losses brought by space environment. models of Signal-to-Noise and AGC voltage are established and simulated. Through simulation and experimentation, it satisfies the requirement of TT&C and the method is effective and reliable.

[**Key words**] unified S-band wireless channel loss least squares



(上接第 8246 页)

Design of Automatic Test System for Electronic Equipment Based on PXI Bus

CHEN Liang, CAO Xing-gang

(Aeronautics Computing Technique Research Institute, Xi'an 710068, P. R. China)

[**Abstract**] The testing system of PXI electronic equipment is applying the virtual instruments based on PXI bus to aeronautical electronic equipment test. According to the testing mission of the electronic equipment and the requirements of the opening and expansibility, a testing system is designed based on PXI bus. It details on the design idea of hardware and software of the testing system of electronic equipment based on PXI bus. The system designs and realizes the test system which uses PXI in-line computer as its core part and takes LabVIEW software as development environment, and uses standard interface and bus technology to realize the integrate design of system. The design of system is practically valid after actual test and valuation.

[**Key words**] PXI bus electronic equipment test system