

深空测控面临的挑战

刘嘉兴

(中国电子科技集团公司第十研究所)

摘要 综述深空测控系统研制中的主要技术难点,包括:巨型天线及其组阵技术、极低噪声放大和极低噪声天线技术、极限纠错编码技术、高精度干涉仪技术、毫米波和光波技术、超高稳定原子钟、高精度测距和测速、数字化小型应答机技术等。

关键词 深空探测 深空测控 天线组阵 低噪声 干涉仪 纠错编码

中图分类号 V556 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2009) 02-0042-06

1 引言

当前,随着航天技术的不断发展和提高,世界上正兴起一个深空探测的热潮,主要的目的:探索宇宙的奥秘、探索太阳系和宇宙的起源;开发空间环境、利用空间资源。然而,现在人类不可避免地遇到深空探测中的关键技术问题即深空测控。

深空探测是指对 $2 \times 10^6 \text{ km}$ 以远的天体和空间进行的探测。在 1988 年以前,国际电信联盟也曾将月球及月球以远的探测定义为深空探测,因此,目前这两种定义方法都在应用。我国的“嫦娥”探月一期工程已成功实现,其中的测控系统圆满地完成了任务,这表明国内深空测控系统工程已经启动。

在深空探测任务中,实施探测的航天器称为深空探测器、对其测控通信的系统称为深空测控通信系统,它包括深空测控通信地面站和空间应答机两大部份。它的主要功能是:跟踪、遥测、指令控制和数传(TTC&DT),在深空探测器的整个飞行过程中,需要对其测控以保证其飞行轨道的准确,而在进入探测过程以后,需要传回探测信息,它是深空探测的唯一信息线,至关重要,比之其它测控系统其重要性更加突出。

深空测控地面站要接收的是上百亿千米以外所发射来的信号,路径损失使信号到达地球时已十分微弱。对于深空所定义的最近距离 $2 \times 10^6 \text{ km}$,它比地球同步轨道(GEO)距离大 55.56 倍,路径损失增加

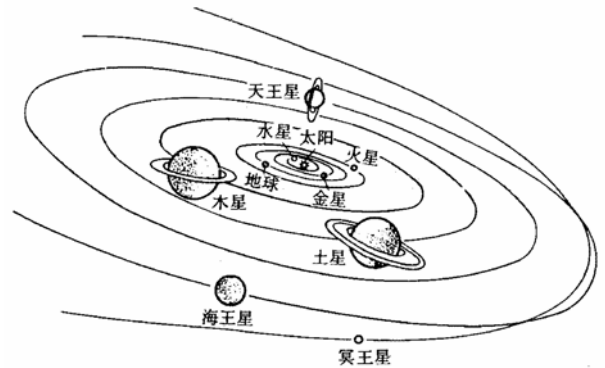


图 1 太阳系九大行星

34.9dB, 各主要行星距地球的距离及其路径损失如表 1 所示。(太阳系九大行星的分布图如图 1 所示。)

距离深远,极弱的信号,超长的延迟时间,跟踪时间长、实时性要求不高等特点使得深空测控通信系统不同于现有的地基测控系统、天基测控系统,却有着自己的特点和特殊技术问题。由于通信的距离很远,所以与此相关的技术问题总是处于测控通信技术发展的最前沿,这些前沿技术也牵引着电子信息技术的发展。宇宙的茫茫无垠,从而促使测控通信技术产生了新的概念、新的理论和新的方法。

2 天线口径的加大已趋近极限

提高作用距离的一条途径是加大接收天线的面积,以增加天线收集到的能量,使信噪比(S/N)提高,但加大天线口径尺寸已趋于极限,这主要是因为将

来稿日期:2008-09-20

作者简介:刘嘉兴(1940.06-),男,研究员。现从事航天测控总体工作。

表 1 太阳系内地球至各行星的距离

天体	绕太阳公转周期 (天)	距太阳最远距离 (10 ⁶ km)	距地球最远距离 (10 ⁶ km)	与 GEO 比增加 路径损失(dB)	距太阳最近距离 (10 ⁶ km)	距地球最近距离 (10 ⁶ km)	与 GEO 比增加 路径损失(dB)
月球	27.3		0.4055	21.03		0.3633	20.75
水星	89.97	69.8	221.9	75.797	46	101.1	68.969
金星	224.7	108.9	261.0	77.207	107.5	39.6	60.829
地球	365.26	152.1			147.1		
火星	687.02	249.2	401.3	80.943	206.7	59.6	64.345
木星	11.86	815.9	968	88.591	740.8	59.6	84.345
土星	29.46	1507	1659.1	93.271	1347	66.661	90.457
天王星	94.01	3303	3155.1	98.854	2739	2591.1	97.146
海王星	164.8	4542	6494.1	102.305	4452	4304.9	101.553
冥王星	248.4	7383	7535.1	106.42	4445	4297.9	101.539

注:地球表面至 GEO 的距离为 3.6×10⁶km

其口径加大至 70m 时, 天线转动部分已重达 3000t, 它带来一系列的技术问题, 如: 天线重力下垂、风负荷加大、热变形、天线面加工精度、天线测试方法等, 因而继续加大天线口径不再是今后的主要方向。目前, 美国对大天线的开发已处于停滞状态, 德国曾研制过 100m 口径的全动抛物面射电望远镜天线, 但从未见到有关美国计划研制 70m 以上口径深空天线的报道。可能已是当今技术水平的最高极限。因为单个天线的口径已经达到极限, 故希望通过装备极低噪声温度放大器而使系统增益值达到最佳, 但这种对最佳性能的追求也已趋近极限。DSN 的发展战略已经明确了两种可能的增长途径: 一种是转向采用光学通信系统, 通过更高的工作频率来提高性能; 第二种是通过大量小天线组阵来达到更高的增益。此处侧重介绍第二种途径, 即每个阵元为小口径天线, 其研制费用很低, 费用的节省来自制造廉价小天线商用技术的成熟; 同时还可利用制造低噪声放大器、下变频器和其他电子部件的单片微波集成电路技术的最新发展, 借助批量制造的经济性, 全部电子设备的费用(尽管要用更

多的元件)有望比建造单个大口径天线还低。组阵的方案主要有 5 种基本形式: 复符号合成、符号流合成、基带合成、全频谱合成、载波合成。表 2 给出了它们的比较。

射电天文学家现在已经提出了几种平方公里阵的系统方案。顾名思义, 它是一个有百万平方米等效天线口径的系统。用这样的口径, 该系统就能使天文学和天体物理学研究能力比现有能力提高 2 个数量级。1990 年美国完成了一项重要研究, 用中等大小(25~40m)的天线组阵比采用单个大型天线(70m)更可取。组阵天线有两个显著优点: (1) 可以只使用一部分天线(即组阵天线总面积中的一部分面积)支持指定的航天器, 剩下的天线面积可跟踪其它航天器; (2) 具有“软失效”特点, 当单个天线发生故障时天线阵性能减弱, 但并不失效。一般选择 34m 天线作为组阵的天线单元。

一种新的组阵方案设想是: 用 3600 个 12m 天线组阵, 为减小天气对 Ka 频段的影响, 将它分成 4 组, 每组 900 副天线, 各组相距足够远的距离使它们间的气候是不相关的或反相关, 可根据需要自动将这

表 2 五种天线组阵方案的优缺点比较

天线组阵方案	优点	缺点
全频谱合成	它与信号的频谱特征无关,适用于载波很微弱的情况	信号的全频谱必须发送到合成站(可以 A/D 后),对链路要求很高的相位稳定性和较大的带宽
基带合成	基带信号可数字化后合成,对设备稳定性要求相对较低,没有传输介质引起的天线间的射频相位差,基带频率较低	基带合成要求对每个天线信号进行载波锁定,一旦载波解调被破坏,它携带的信息都会丢失
载波组阵	利用所有的载波跟踪可以达到最佳载波同步	载波锁定信息必须发送到合成站,而合成的全局解还要返回各个天线,因此对设备的相位稳定性有严格要求
符号流合成	将解调出的数据以符号速率传送到合成站。对设备的相位稳定性没有严格要求	每个天线都要配备载波跟踪、副载波跟踪和符号环跟踪装置以解调出数据。要求有较高的信噪比
复符号合成	数据以比符号率稍高的速率发送到合成站。比较适合于调制度较高的情况	每个天线都必须配备开环载波跟踪、副载波跟踪和符号环跟踪装置,且对设备的相位稳定性有一定要求

些小天线组合成大面积天线,支持高性能链路,还可根据过境期间链路余量的变化切换为小面积天线,天线之间的间距也可用作干涉仪基线,提供天空导航信息,还可提供零干扰仪抗射频干扰能力。但是这种方案只支持下行链路,上行链路还须由深空网的 34m 和 70m 天线提供。

实际上,天线组阵的思路就是相控阵天线思路的发展。

3 低噪声放大器(LNA)的噪声温度趋于绝对零度

提高信噪比的另一条途径是降低接收系统的噪声。众所周知,接收机产生的噪声功率 $P_n=KTB$,当噪声温度 $T=0K$ 时,接收机将不贡献噪声,这时接收机只提供放大,因此无限小的信号都可以放大到一定幅度而被检测出来。但 $T=0K$ 只是理想的极限,放大

器总会附加一些噪声,当信噪比很小时,信号将检测不出来。但是,目前在深空测控中,这个极限已经逼近(见表 3),在不同低温技术下低噪声放大器(LNA)在 S 波段和 X 波段的性能比较:

从上表可见,目前国际上深空测控通信中所采用的致冷 LNA,其噪声温度已比我们现用的常温场放低了一个数量级以上,接近了“0”度的极限。

由于系统噪声由 LNA 噪声、天线噪声、馈损噪声等三部分决定,因此低噪声天线、前端的低馈损微波部件及其致冷将是今后要突破的关键。

4 极限纠错编码

信道编码可以获得编码增益,从而提高作用距离,但不是无限的,其最大限度由“仙农极限”所限制。信息理论的奠基人仙农在他的第二定理(纠错编码定理)中证明:当信息传输的速率 R_m 低于信道容量 C (无差错容量)时,将存在一种编码方案可以实现无差错的传输。信道容量是信道特性的函数,它表征在一定信道带宽 B 和信号噪声功率谱密度比 P/N_0 的条件下,该信道能无差错传输的最大码速率,在加性白高斯信道中,可表为:

$$C=B\log_2\left(1+\frac{P}{N_0B}\right) \quad (1)$$

式中, C ——信道容量,单位为 bit/s;

B ——传输带宽,单位为 Hz;

P ——接收信号功率,单位为 W;

N_0 ——单边带噪声功率谱密度,单位为 W/Hz。

表 3 低噪声放大器技术比较

技 术	S 波段温度	X 波段温度	注 释
低温 Masers	3.5K	4.5K	体积大、昂贵、可靠性和维护复杂。
低温 HEMTs	10K	15K	小型、相对 Masers 要便宜一些。
珀耳帖式冷却器 FET LNAs	35K	55K	冷却不需要闭路,但可达到的低温度有限制。
非冷却 FET	45K	65K	最便宜,应用最广泛。

因为： $P=E_b R_m$ ，式中： E_b 是接收端每比特信号的能量， R_m 是每秒可传输比特速率，故将式(1)中的 C 等于 R_m (C 等于 R_m 意味着传输速率等于信道容量)，可得到 E_b/N_0 与 R_m/B 之间的关系曲线如图 2 所示。曲线代表的是：系统工作在某一参量点上 (E_b/N_0 , R_m/B) 能否实现任意小差错概率的边界，这个边界就是一般意义上的“仙农极限”，它表示系统工作在曲线左面或上方时，可利用编码实现任意小差错概率。因而，对于任意 R_m/B ，总存在一个最小的 E_b/N_0 ，只

有大于或者等于这一最小的 E_b/N_0 才能实现任意小的差错概率，它可以通过纠错编码实现，譬如，采用 Turbo 码或在分组编码中通过加长分组长度 T 可以实现任意小的错误概率。从图中可见，对一固定 R_m ，当带宽 B 非常大时，所需的 E_b/N_0 趋于最小值 -1.6dB，它也称为“仙农极限”：即实现误码率为零的最小极限 E_b/N_0 是 -1.6dB。如果这个最小的 E_b/N_0 不能满足的话，无论是采用怎样的非限带信道和前向纠错也无法得到无差错传输。

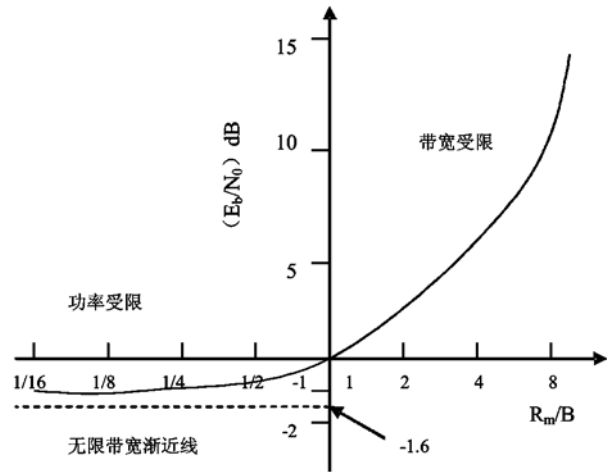


图 2 “仙农极限”曲线

“仙农极限”是纠错编码研究人员多年来追求的一个目标，目前在 Turbo 码和 LDPC 码中已经接近实现，被称为极限编码。但实现的前提还要满足信源和信道的恰当匹配，而且它在带宽、时延和复杂性上也要付出代价。

自 1993 年法国 C Berrou, A Glavieux 和 P thiti-majshlwa 共同提出 Turbo 码以来，发现 Turbo 码是深空测控通信的极佳选择。用低码率 Turbo 码，($R=1/2\sim 1/6$ 及以下，速率为 1.4Mbps) E_b/N_0 仅为 -0.2dB，其条件是加性高斯白噪声 (AWGN) 信道和二进制移相键控 (BPSK)，在带宽不受限制的条件下使用。图 3 给出了几种典型的信道编码性能的计算仿真结果。

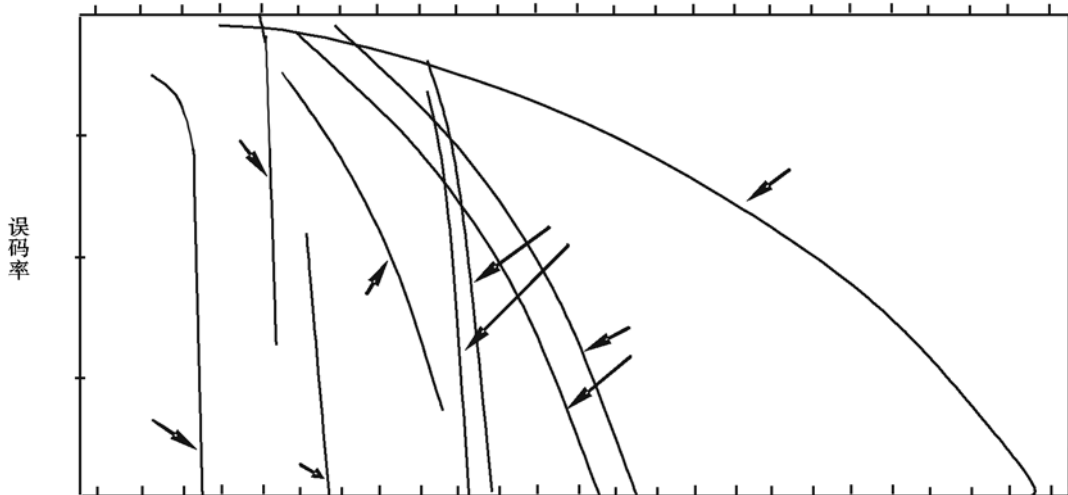


图 3 误码率特性曲线

5 干涉仪基线距离的加长已到极限

在深空测控中，单站测轨的测角精度已很难提高，而且随着目标距离的增大，所引起的位置误差越来越大，而且单脉冲测角技术的测角数据已不能再用作定位元素使用了。美国 NASA 的深空网 (DSN)

在装备 26m、34m 和 70m 口径天线时，所公布的天线座角跟踪精度数据都是 0.01° ，即 $36''$ (角秒)。即使对于地-月距离来说，如果用这种测角数据作为定轨元素时，单是侧向误差即达 69.8km，如果距离更远 (如地球至火星距离)，则侧向误差更大，这足以表明已不能再用作定轨元素之一。因

而改用干涉仪测角技术,当 NASA DSN 改用干涉仪后,近 40 年来测角精度得到了惊人的提高。三个深空站之间采用干涉仪测角原理后,相互配合工作所取得的测角精度,对于太阳系内的目标来说,测角元素仍可当做测量元素使用。目前已到 20mrad 的测角精度,NASA DSN 靠的是用美国喷气推进实验室(JPL)为无线电导航开发出来的差分甚长基线干涉仪(差分 VLBI)。差分 VLBI 利用两座相距很远的 DSN 同时观测深空航天器,将两站观测数据相关处理后可得出一时间差,精密度可达 1ns,由此时间差可换算出角度;然后两深空站再同时观测航天器附近一已知位置的射电星,也处理出一个时间差及角度,将它和此射电星的已知位置相减,可得出设备误差,再同航天器的观测值差分,即可提高精密度。

干涉仪测角其实是一个老的概念,应用在深空测控中,为了提高测角精度,而拉长了基线的长度,形成甚长基线干涉仪(VLBI),目前基线已拉长到洲际,趋于地球的两端,已趋于极限。尽管有人提出将基线延至太空中去,但还并未付诸实施,另一种思路是将测量的参考点放到宇宙中去,把深远距离的测量变为近距离的测量,只要参考点的位置是已知的,则测得深空探测器与参考点的相对位置就可确定深空探测器的位置。

在 VLBI 基础上,现又提出了 Δ 差分 VLBI,同波束干涉仪、联结端站干涉仪等技术。其中, Δ 差分 VLBI 和同波束干涉仪技术都是利用了太空中的另一个参考点并利用了差分技术来抵消那些由相关因素引起的系统误差,从而提高了测量精度,联结端站干涉仪则是利用光纤来实现基线传输,从而提高了二端站间的“时间差”测量精度并获得了实时性。

6 地面站提高工作频率已受到限制

从理论上讲,当天/地系统的天线口径、系统噪声温度和发射功率都不变时,频率提高 N 倍,则地面接收电平将提高 $20\log N$,因此当频率由 8.4GHz 提高到 32GHz 时,接收电平可提高 11.6dB,折算为距离可提高 3.8 倍,这一结果十分重要。此外,频段提高以后,减小了电波传播对测轨精度的影响,而且减小了热噪声对测速精度的影响,因此频段提高到 Ka 以

后,相应提高了测速、测距、测角的精度。但是工作频段的提高会使雨衰和大气传播损耗加大,升到 Ka 频段尚可接受,如再进一步升高,将会受到损耗太大的限制。

按照提高工作频段的思路,进一步的发展自然是采用光学通信,这时光波极窄,能量更加集中(等效于天线增益更高),因而可传输更高的信息速率,深空探测器上的光学通信设备可以作得更小,光通信的缺点是雨衰和大气损耗更大。

未来的深空探测将采取星座和组网通信方式,也曾提到过星际方案,即在月球轨道上放置一颗中继卫星,其上装有光学望远镜,用来接收深空探测器发来的光学信号,再转发至地面深空站,由于这种行星站接力已经跳过了大气层,没有了大气衰减,故在光学频段测控通信能力不会受到影响,还可以应用火星等星球组网构成行星域网络。

7 捕获灵敏度遭遇前所未有的严峻挑战

发现和捕获信号是深空测控的第一关。随着探测距离愈来愈远,使信号愈来愈弱,加上天线波束窄、多普勒频率及其变化率很大,使得信号的频率捕获、角度捕获、信号双向捕获都十分困难,这是当前深空站研制中的主要技术难点。

8 深空站的设计指标要向理论极限逼近

深空站是一个基础设施,不可能建得很多,它应当适应各种深空探测器,并适应将来的发展需要,所以在设计、研制时应尽量提高性能,用指标的理论值作为它的设计目标。

9 其它关键技术

9.1 超高稳定原子钟

深空任务主要通过观测其无线电信号来导航。所用的 3 种主要测量元素为多普勒频率、距离、干涉仪测角,由于距离很远,使收发信号的延迟时间很长,因此要求极稳定的频率和时间标准。它是测轨的一项基本误差源,它的短稳和长稳将影响测速、测距和干涉仪测角误差,只有当短稳达到 $1 \times 10^{-6}/60s$ 和 $1 \times 10^{-15}/1000s$ 量级时,它的影响才会是次要部分。同时还要求极精确的时间和频率,对于三向测距,收/发站之间的时钟偏差将产生较大的测距误差(例

如,10ns 的时钟偏差将产生 3m 的测距误差)。射电科学对时间测量也有更高的要求,因此,要采用最先进的频率标准。目前使用的频率标准是氢脉塞。氢脉塞的频率稳定性很高,在 1000s 平滑时间间隔内变化优于 10^{-15} ,下一步采用线性离子阱(LITS)。

9.2 测距、测速精度的提高

深空测控通信系统中,要求测速精度达到 1mm/s(60s 积分, $C/N_0=26\text{dBHz}$),测距精度 2m,其要求是十分高的。过去深空测距主要利用纯侧音测距技术测距,同时从载波提取多卜勒频率。现在采用同时具有侧音测距、伪码测距以及侧音加码等三种方式,使其应用更加灵活,其中 PN 码测距具有更小的距离方差和更少的积分时间。系统一般采用相干多卜勒测速,当采用双向测速时可得到较精确的速度测量值,但对双程传播延时大到 8 小时以上的深空探测器只能作三向相干测距、测速(异站收、发)。提高测速精度就要求提高频标的长稳和短稳。随着航天器上频标性能的提高,也可采用单向多卜勒测速。在深空探测中可在不同时间段分别采用这三种方法。由于工作频段的升高和测距、测速技术发展,使 R 和 \dot{R} 测量精度得到很大的提高。目前在 X 频段,测速随机误差为 0.03mm/s(60s 积分),测距漂移误差达到 2m,测距随机误差为 60cm,可见其主要难点还是要设法减小系统误差。

9.3 深空微型发射机-数字化应答机

随着技术的发展和深空探测任务的要求越来越高,深空应答机将朝着成本低、体积小、功耗低的方向发展。为了达到这个目标,深空应答机要采用固态微型发射机和各种数字技术,如软件无线电技术,窄带数字锁相环、低杂散和相噪的数控振荡器、微波多芯片模块、微型介质振汇器,微型频综等。

9.4 极低载噪比(C/N)接收技术

如前所述,在尽量提高了接收信号电平和尽量降低了系统噪声温度以后,可以获得一个尽可能高的载噪比(C/N),但是在深空测控通信中,C/N 仍然是很低的,如何更有效的利用 C/N 则与调制/解调形式、纠错编码的形式和综合基带设备的性能有关。由于深空测控通信中的 C/N 低,因此如何降低此门限值是一个重要的技术问题。

为了尽可能的增强信号,深空通信中要采用极化分集成技术把两种正交极化的信号收集集成起来,

而且要采取技术措施尽可能地提高极化合成增益。

9.5 深空通信的调制/解调方式

深空测控采用残留载波或抑制载波两种调制方式,前者适用于低码速率,后者适用于中、高码速率,对于抑制载波调制,美国加州理工学院喷气推进实验室的研究结论为:在深空探测的情况下,对于功率受限系统,可采用牺牲带宽来降低对 E_b/N_0 的要求,这时采用码率为 1/3 的 Turbo 码和 BPSK/NRZ 调制是最佳选择,如果是带宽受限系统,则要求占用带宽最窄,它以 FQPSK-B 为最好的选择,如果要同时考虑 E_b/N_0 和带宽时,将纠错编码与 PCM/PM/NRZ 或 BPSK/NRZ 相结合是合理选择。

9.6 极窄带锁相接收机

深空测控通信接收机中,接收到的 C/N_0 很低,例如:当采用 Turbo 码时,可工作在 $E_b/N_0=0\text{dB}$ 左右,当码速率为 8bps 时,其对应的 $C/N_0=9\text{dB}$,这时锁相环如要正常工作,环路带宽要压窄到 1Hz 左右。因此,对于深空通信来说,一个技术关键是极窄带的锁相接收机,用窄至几赫兹的跟踪滤波功能来提高灵敏度,即由它产生一个与载波相位相干的参考信号,并用它来解调数据及测距信号,以获得多普勒频率。

9.7 数据压缩和数据处理

数据压缩用来减少源数据的冗余,从而使数传速率得以降低,将来的深空任务将会更大程度地应用。DSN 中的数据压缩大多数为图像压缩,这是因为深空发射的大部分数据是图像数据,而且要求压缩引起的图像损失要小,多采用无损压缩。DSN 采取了一些特殊的措施使 JPEG 图像压缩标准适用于深空任务。这些极高保真度的图像处理可使行星图像压缩比为 10:1(相当于 10dB 的增益),好的可达 40:1。

10 结语

由于深空探测的距离十分遥远,因而给深空测控带来了一系列技术难点,它向测控科技人员提出了新的挑战,将来还会不断提出新的课题。它的发展与航天技术、信息技术和射电天文技术息息相关,它的发展和也将推动上述技术的进一步发展。

深空探测是对未知宇宙的探索,它牵引着测控通信技术的发展。深空测控是无穷尽的,太空在召唤人类去创造新的奇迹。◇

参 考 文 献

[1] 刘嘉兴.走向深空.电讯技术[J],2006,46(2)

[2] Ranging Standard. ESA PSS-04-104 Volume 1 Issue 2 March 1991

[3] DSN Telecommunications Link Design Handbook. 203,Rev.B Sequential Ranging

[4] Roder E.Ziemer. 数字通信基础[M],尹长川译。北京:机械工业出版社.2005

Challenges in Deep Space TT&C

LIU Jiaying

(The No.10 institute of China Electronic Technology Corporation)

Abstract: Main technical challenges in deep space TT&C system development are reviewed, including large antenna and antenna array, very low noise amplifier and low noise antenna, limit error correction and coding, interferometer with high accuracy, millimeter wave and optical wave technologies, atomic clock with super high stability, highly accurate range and range rate measurement, digital and small transponder etc.. Most of them are not only the most advanced TT&C technologies, but also the most advanced information technologies.

Keywords: deep space TT&C; antenna array; low noise; interferometer correction and coding

(上接第 21 页)

证覆盖性分析工作,形成整船的系统级专项试验矩阵表,确定了 89 项试验、测试和分析工作,保证全部功能在地面得到充分验证。

(6)在“双想”工作的基础上,开展了对操作、测试和试验岗位的检查和对执行依据文件以及过程记录结果文件检查的“双查”工作,并形成了相应的规范。

6 结束语

伴随着神舟七号飞船返回舱安全着陆,翟志刚、刘伯明、景海鹏三名航天员健康自主出舱,神舟七号载人飞行任务实现了准确入轨、正常运行、出舱活动圆满、安全健康返回目标,我国首次出舱活动飞行试验取得圆满成功,标志着我国成为世界上第三个独立掌握出舱活动技术的国家。神舟七号飞船研制过程中所取得的各项成果,为后续载人航天

工程任务奠定了技术和管理基础,气闸舱技术的突破为我国后续建立空间站气闸舱、进行太空组装、维修航天器、进行月面行走等太空作业进行了技术储备,中继终端天地数据传输试验的成功为尽早建立我国天基测控通信网、支持后续交会对接试验任务奠定了基础。

此外,通过神舟七号飞船的研制,凝聚和培养了一支秉承载人航天精神和神舟文化、综合素质过硬、能打硬仗的载人航天人才队伍。这支队伍将继续发扬载人航天精神,刻苦钻研,继续并将时刻准备承担更加艰巨的任务。

参 考 文 献

[1] 张柏楠,戚发轸.中国载人航天技术的历史性跨越.北京:航天器工程,2008 年第 5 期

[2] Shayler, David J. Walking in Space. 北京:中国宇航出版社,2007 年

Research and Development of Shen Zhou-7

SHANG Zhi ZHANG Bainan PAN Teng JIN Yong ZHANG Dapeng

(China Academy of Space Technology)

Abstract: Shen Zhou-7 (SZ-7), the first EVA spacecraft of China, has broken a series of key technologies, such as air lock. This paper introduces the process of research and development, primary technology concepts, technique achievement, and carries on the outlook of follow-up engineering application.

Keywords: Shen Zhou-7; EVA; Air Lock