

近地小卫星星座测控系统

李秉常 罗续成

(航天科技集团公司第七〇四研究所 北京 100076)

文 摘 提出针对低轨道小卫星星座和编队飞行星座的多星测控系统方案。系统由 2.4m 抛物面天线及相应的自跟踪天线控制器、四对短背射天线及相应的程序跟踪天线控制器、五台测控处理机、控制与数据处理计算机、GPS/GLONASS 差分基准站、网关等组成。系统下行信号以不同频率区分不同卫星,上行信号以不同地址码区分不同卫星,适应小卫星、星座和编队飞行星座的测控要求。系统采用 CCSDS 标准,对外接入公共通信网,支持用户对卫星和/或有效载荷的直接操控。方案充分利用了已研发设备的设计和技术成果,系统设计和系统运作将是低成本的。

主题词 测控系统 小卫星 星座 CCSDS 标准

前 言

设计思想的更新和设计技术的进步,微电子和微机械技术的发展使卫星载荷实现了小型化,加上任务的相对单一化,使小卫星技术十余年来蓬勃发展,得到日益广泛的应用,在遥感通讯、电子侦察、科学试验、气象、组网与虚拟卫星技术演示、特别任务等方面展现出广宽的应用前景^{[1]~[5]}。目前研制的实用小卫星已有三种不同的技术发展层次^{[1][2]}。(1)单颗小卫星。由于采用新的设计思想和高新技术,使单颗卫星成本低、性能好、重量轻、体积小、研制周期短,能够批量生产;(2)星座。由若干颗小卫星按要求分布在单个或多个轨道平面构成,以便增大地面覆盖范围乃至实现全球覆盖,并极大地缩短重访周期,达到单颗大卫星难于达到的目的;(3)编队飞行星座。由若干个小卫星按一定形状的飞行轨迹以分布方式构成大的“虚拟卫星”。这是当前正为小卫星开拓的另一个崭新的应用领域。星座,特别是编队飞行星座的运行使测控系统面临这样的状况:在一个测控站管辖的空域同时出现多颗卫星,从而要求测控站对该站空域的多颗卫星同时进行跟踪、定位、遥测、遥控。

对运载火箭和导弹武器系统的多目标测控问题,人们最先采用的办法是将目标的跟踪定位与遥测遥控分开,用不同的方法解决^[6]。比如,用相控阵雷达和多波束形成技术分时跟踪不同目标,实现多目标跟踪定位,同时用已有的标准的遥测遥控系统配以宽波束或多波束天线实现大范围空域覆盖,而用频分或码分多址方式区分不同目标,实现多个目标的遥测遥控。80年代中后期,美国部署了位于地球同步轨道的跟踪与数据中继卫星系统(TDRSS),解决了全球覆盖问题,用多波束天线阵与伪码扩频多址技术可对多达 20 个在轨目标测控,保障了武器试验、航天飞机、空间站和诸多小卫星计划的实施^[7]。

在我们现在条件下,解决小卫星和星座测控问题面临着一些实实在在的困难。我们没有自己的跟踪与数据中继卫星系统可用,还只能地基设站实施测控。而对卫星和星座的测控而言,即使是近地轨道卫星,卫星至测控站的斜距也往往达数千公里,用地基相控阵雷达实现多目标卫星的跟踪定位或用半球覆盖天线实现多颗卫星的遥测遥控都非易事。尽管如此,在仔细分析了小卫星测控技术

要求后,我们认定只要充分利用当今迅速发展的卫星导航技术,充分发掘现有的测控技术,设计测控系统满足大多数实用小卫星星座和编队飞行星座的测控要求是完全可能的。

我们将下列各点作为考虑问题的基本出发点

首先考虑轨道高度为 500~ 1000km 的卫星。实际上,实用卫星的轨道高度不会低于 200km,以减小大气阻力和地球重力的影响,同时,实用的低轨道卫星轨道高度都在 1500km 以下,以避开范阿伦辐射带的影响。统计研究表明,实用低轨道卫星大都在 500~ 1000km 之间^{[3]~ [5]}。

其次,测控系统应是低成本的。实际上,降低成本是小卫星技术得以发展的主要动力之一,这当然也是开发测控系统的最主要的考虑之一。为了降低测控系统成本,应当尽量采用已有的技术成果,应当赋予单个测控站以多卫星多星座的自主测控的能力。

另外,测控系统应采用 CCSDS 标准,使测控站可以满足多个星座和不同用户的测控使用要求,有利于同一星座得到不同测控系统的交互支持,便于开展航天领域的国际合作。

最后,系统应实现与公共通信网联网,以实现卫星系统与用户间的通信,实现不同测控站间直接的交互支持,给用户对其拥有的有效载荷的自主测控能力。

在上述考虑的前提下,我们提出对相同或不同星座的多达五颗卫星同时进行测控的系统技术方案

1 系统组成

测控系统上行遥控信道采用通用 L 频段工作,以不同标识地址码区分不同的卫星。下行遥测跟踪遥控信道采用通用 S 频段工作,以不同频率区分不同的卫星。

在计算机控制下,星上设备按 CCSDS 标准处理上行遥控信息流和下行遥测信息流。星上实现自主 GPS/GLONASS 定位,定位结果与遥控回令作为两路数据汇入下行信息流。星上计算机配备足够容量的数据存贮器,具有存贮转发功能。

地面测控站由控制与数据处理计算机、五台测控处理机、一个自跟踪天线/天线座组合、自跟踪天线控制器、四个程序跟踪天线/天线座组合、程序跟踪天线控制器、GPS/GLONASS 基准站、网关等设备组成,如图 1 所示。测控站通过网关接入公共通信系统,实现对外联络。

1.1 自跟踪天线/天线座组合

自跟踪天线为口径 2.4m 的抛物面天线。天线座为俯仰/方位型,连天线在内总重量约 300kg。天线座上有执行跟踪必需的伺服电机、减速箱等驱动机构,角度传感器、角度偏码器等数据传递机构以及保护天线的安全保护机构。此外,上行射频发射机、下行低噪声放大器也装在天线座上。天线座至测控处理机间连有上行信号电缆、下行信号电缆。至天线控制器间连有伺服控制电缆。

1.2 程序跟踪天线/天线座组合

程序跟踪天线/天线座组合共有四个,由发射天线、接收天线、天线座组成。

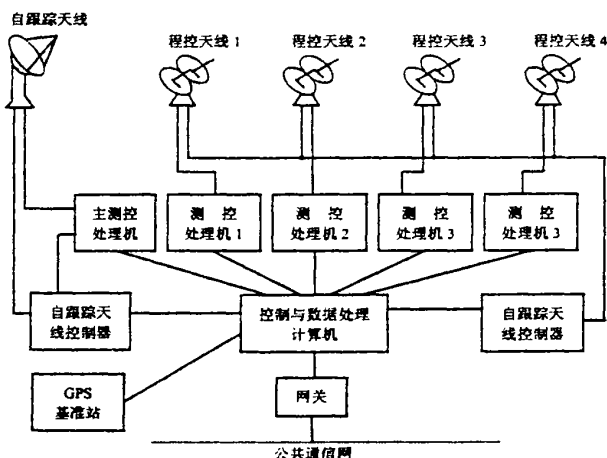


图 1 地面测控站组成

发射和接收天线均为短背射天线,其差别在于发射天线工作于 L 频段,接收天线工作于 S 频段。两天线由统一的驱动链控制。天线座为俯仰-方位型简易基座,重约 25kg。天线座方位、俯仰方向装有驱动电机和角度编码器。上行射频发射机和下行低噪声放大器也装在天线座上。

1.3 测控处理机

测控处理机是与天线配合对单个卫星实施测控的工作单元。与自跟踪天线配合的是主测控处理机,与程控天线配合的是测控处理机 1~4。测控处理机是标准机箱的工业控制计算机,其总线插槽配以下行信道处理器、上行信道处理器、遥测基带信号处理器、遥控基带信号处理器、数据传输和时统接口卡等插件组成。

1.4 自跟踪天线控制器

自跟踪天线控制器控制天线指向,与主测控处理机结合实现对目标卫星的自动跟踪。自跟踪天线控制器也是标准机箱的工业控制机,配以角度-数字变换器、A/D 和 D/A 变换器、数传与时统接口卡等构成,带有独立的操控显示面板。

1.5 程序跟踪天线控制器

程序跟踪天线控制器根据控制与数据处理计算机装定的轨道数据,控制天线 1~4 对四颗卫星分别实施程序跟踪,它由工业控制计算机配以四个相同的程序跟踪电路卡,以及数传和时统接口卡等组成,并配有与程控天线工作状态、指向角数据相关的专用操控显示终端。

1.6 控制与数据处理计算机

控制与数据处理计算机是测控站实现多星座多卫星同时跟踪测控的指挥调度中心,也是进行数据处理和对外数据通信的枢纽,其主要功能是:生成测控任务;调度天线和测控处理机执行具体卫星的测控任务;生成遥控指令,形成上行数据流送往相应测控处理机;接收测控处理机送来的下行数据包,对不同性质的数据作不同的处理;对星上的 GPS/GLONASS 定位结果利用基准站数据作差分修正处理。在对外通信中,控制与数据处理计算机承担着服务器和数据库的作用,管理数据流向。

1.7 GPS/GLONASS 差分基准站

GPS/GLONASS 差分基准站是设于已知坐标点的导航卫星信号接收站。它接收所有可见 GPS 和 GLONASS 卫星导航信号作定位计算,并与准确的坐标位置数据比较得出定位改正数。相关改正数送控制与数据处理计算机与各测控处理机目标卫星的 GPS/GLONASS 定位数据作差分比较。

1.8 网关

网关是测控站与公共通信网交换数据的门户。它把测控站与采用不同操作系统的用户、卫星有效载荷用户、其他测控站等联系起来,实现通信。在对外通信中,网关为测控站提供安全保护。

1.9 测控处理机应用软件

测控处理机应用软件由通用软件和专用软件两部份组成,以适应轨道、用途、参数不同的多个星座多个卫星的测控要求。通用软件是所有目标卫星测控都须运行的软件,包括测控处理机至控制与数据处理计算机间的数据传输控制、送达测控处理机测控命令的解释处理、测控处理机正常工作的运行控制、伺服环路的校正计算、主测控处理机天线对目标的跟踪控制、测控处理机 1~4 中程序跟踪控制及引导数据计算等。专用软件是针对特定卫星、特定用户的处理软件,包括上行数据及源包的生成、数据的合帧、下行数据链的解帧、部分数据的解包和处理等。

通用软件常驻测控处理机内。专用软件在确定测控任务后,通过确认描述任务的参数表运行生成,并与通用软件一起实时运行。

1.10 星上设备

星上设备包括导航卫星信号接收天线、GPS/GLONASS接收机、星上计算机及其控制的采编器、信道编码器和大容量固态数据存贮器、遥测发射机、遥测指令接收机、对地收发双工天线等。

2 工作原理

图 2是地面测控站对 5颗卫星同时实施测控的示意图。星上设备组成也示于图 2中。

2.1 测控任务的生成

对特定卫星执行测控任务前,控制与数据处理计算机生成专用的测控任务表。测控任务表应涵盖测控任务的全部要素,如卫星标识、下行载波频率、上行标识地址码格式、上下行数据链的帧格式和包格式、卫星相对于测控站的视角-时间关系等。

测控任务可由控制与数据处理计算机根据数据库中目标卫星星座的参数表生成,也可因用户的测控请求而生成。用户可以向测控站提出请求由测控站独立进行测控,也可以借用测控站上下行信道传送数据源包对卫星和载荷实施测控或仅对卫星载荷实施测控。

2.2 测控处理机调度

根据各测控处理机忙闲状况和特定的测控任务,控制与数据处理计算机应选定执行任务的测控处理机,并将任务表送至该测控处理机。对发射过程中的卫星或下行数据率较大的卫星的测控,应指定主测控处理机执行,而一般在轨卫星的测控应指定测控处理机 1~4 执行。

测控处理机收到任务表后自动执行下述操作:设置接收射频频率和上行标识地址码;根据任务表参数,装定测控处理机工作状态和参数;根据测控任务类型和任务表参数加载专用软件;测控处理机 1~4 执行任务时,应据目标星轨道参数、任务开始时间和持续时间生成理论轨道指令表存于相应存贮区,并将天线调转至程序跟踪的初始位置且令天线处于等待状态;当指定主测控处理机实施测控时,自跟踪天线控制器应根据计算结果自动或手动地将天线调转至初始跟踪位置,使天线处于等待状态。

2.3 跟踪

当自跟踪天线执行任务时,主测控处理机中的遥测基带处理器从接收的下行信号中解出目标相对于天线指向的角误差信号送至自跟踪天线控制器,实现对目标卫星的跟踪。

测控处理机 1~4 实施测控时,程序跟踪天线控制器启动相应天线的跟踪程序,短波射天线按理论轨道指令序贯地指向卫星方向,保障目标卫星-地面站上下行链路的畅通。

2.4 遥测

在星上计算机控制和参与下,卫星平台和有效载荷的测量数据经采编、打包、分段、虚拟信道操作、合帧和信道编码,经载波调频后由发射机发射出去。

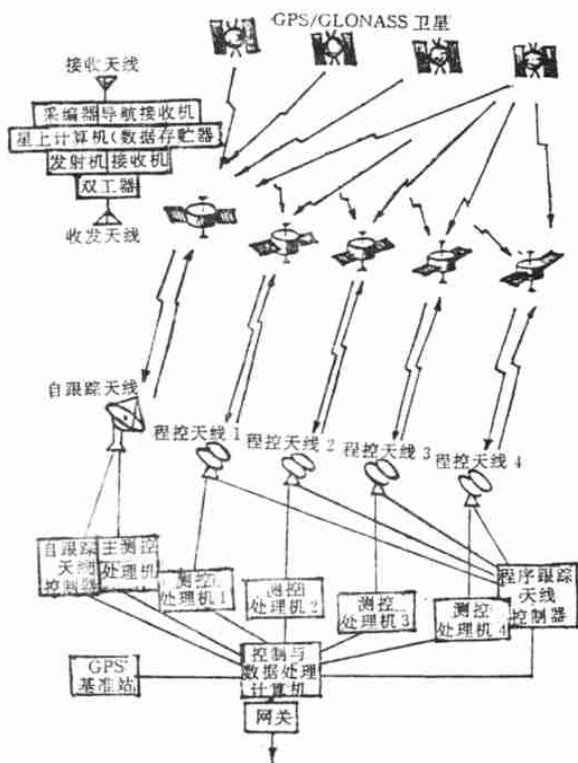


图 2 测控站工作示意图

地面站天线接收信号经低噪声放大器放大后送至测控处理机。测控处理机对已放大信号作变频放大等信道处理,并经解码、解传输帧、虚拟信道操作等复原数据源包,并将源包送控制与数据处理计算机。

按任务类型和具体测控任务要求,控制与数据处理计算机对送来的数据源包将作不同的处理。对于用户借用测控站上下行信道对卫星平台和/或载荷实施测控的,控制与数据处理计算机在对源包作加密和与网络数据传输协议相关的处理后,将数据包经网关输出。而在其它情况下,计算机将对源包解包,并对相关数据作存贮、记录、显示、打印等相关处理。

2.5 遥控

尽管小卫星遥控操作相对简单,操作量小,为适应多星座多卫星操控和不同用户的不同操控要求,遥控数据结构仍须采用 CCSDS 标准。

控制与数据处理计算机可以利用数据库的遥控管理业务信息结合现场操控生成遥控指令集并做包装处理,也可直接接收用户输入的遥控数据包。测控处理机对遥控包作合帧、指令差错控制和信道编码处理,经副载波调制(DPSK/FSK/MFSK)后送发射机经(FM/PM)载波调制后发射出去。

星上双工天线接收上行射频信号后,经载波和副载波解调、信道译码、分帧、解包,将遥控指令送相应执行机构。遥控回令作为一路信号进入下行遥测数据流。

2.6 定位

星上 GPS/GLONASS 接收机接收并处理所有可见 GPS 和 GLONASS 卫星的导航信号,所获观察量数据当做一路遥测信号,定时地经星地链路送至地面站,测控处理机利用 GPS/GLONASS 差分基准站获得的观察量数据和站址坐标,修正该解算结果,得到目标卫星近实时的精确定位解。

目标卫星的定位解算结果即可作为实时测控数据作显示、打印等处理,需要时还将作为源数据对数据库数据作验证或修正计算用。

2.7 通信

根据用户要求,测控站对外可接入专用通信网,也可接入公共通信网。

在通过公共通信网实现对外数据交换的过程中,确保测控站的安全和通信数据的安全是首要问题。控制与数据处理计算机对合法用户的访问作分级管理:接受合法用户访问,允许合法用户获取测控站发布的相关信息数据;接受特许用户提出的测控任务申请,根据申请的测控任务类型和参数,生成任务表,并在执行任务中或任务结束后输出相关数据文件;容许辩明身份的特定用户对卫星或有效载荷实施近实时的“面对面”的操作,接收其送来的数据包并经上行信道实现控制,而星上送出的包经下行信道和测控处理机由控制与数据处理计算机送出,由用户自行处理。

3 频率设置和系统信道数据传输能力估算

3.1 工作频率

在同一空域,要用不太窄的多个波束同时跟踪多个卫星且避免下行载波对跟踪天线的交互干扰,采用不同的下行载波频率以资区别是必要的。比较可行的办法是:不同卫星采用不同的下行载波频率相区分;上行信道采用单一载波,不同卫星以不同的地址码区分。

系统下行信道工作于 S 频段,频率范围为 2200~2300 MHz。上行载波为 1750~1850 MHz 的某一点频。控制与数据处理计算机指定某测控处理机对某卫星实施测控时,也为测控处理机设定下行工作频率和上行标识地

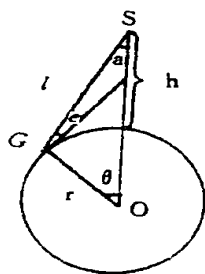


图 3 卫星与地球、测控站的几何关系

址码

3. 2信道数据传输能力估算

卫星 S相对于地球的几何关系示于图 3 图中 O为地心 ,G为测控站 ,角 e 为卫星相对于测控站 G的仰角 , r 为地球半径 , h 为沿圆轨道运行的卫星轨道高度。由图 3可见 ,当卫星轨道高度 h 和测控站最小观察仰角 e 确定时 ,便可方便地算出卫星至测控站的最远距离 l 卫星相对于地球的半视场角 Γ 及地球覆盖半径 θ ,从而推算出星上天线可用的波束参数。一旦决定了星上发射功率 P_t ,根据地面接收天线增益 G_r ,便可估算出信道的数据传输能力。

表 1列出了发射功率 P_t 为 5W,测控站最小观察仰角 e 为 10° 的计算结果。计算中既考虑了无信道编码的情况 ,也考虑了信道编码采用约束长度为 7的卷积码和 (255, 223) RS码组成的级联码 ,且预留信道余量 3dB 表中就轨道高度为 500km 750km 1000km 500~ 1000km四种情况计算了卫星对地球的半视场角 Γ 地球覆盖半径 θ ,测控站至卫星的最大距离 l ,星上发射天线增益 G_t 等分两种情况计算了下行信道的数据传输容量: 一是地面测控站采用口径 2. 4m的抛物面天线 ,增益为 32. 3dB;另一种是采用增益为 17dB的短背射天线

表 1 下行信道数据传输能力估算

h (km)	P_t (W)	$e(^{\circ})$	$\Gamma(^{\circ})$	$\theta(^{\circ})$	l (km)	G_t (dB)	G_r (dB)	R (Kb/s) 无信道编码	R_B (Kb/s) 用级联码
500	5	10	66. 0	14. 0	1695	0. 73	17. 0	72. 890	375. 317
							32. 3	2469. 840	12378. 556
750	5	10	61. 8	18. 2	2243	1. 3	17. 0	46. 373	232. 434
							32. 3	1446. 556	7350. 214
1000	5	10	58. 4	21. 6	2776	1. 8	17. 0	34. 889	174. 863
							32. 3	1103. 316	5529. 680
500~ 1000	5	10	66. 0	21. 6	2776	0. 73	17. 0	27. 376	173. 205
							32. 3	865. 705	4338. 803

从表 1可以看出 ,对于轨道高度为 500~ 1000km的卫星 ,当星上发射功率为 5W,测控站采用口径 2. 4m抛物面天线时 ,其下行数据传输能力大于 4Mb/s,测控站采用短背射天线 ,信道下行数据传输能力也达 173Kb/s 无论采用 2. 4m抛物面天线还是短背射天线 ,不仅可以满足卫星平台测控的数据传输要求 ,而且可以为卫星载荷保留相当大的传输能力。

表 2列出了上行数据传输能力的估算结果。计算中 ,取上行载波频率为 1750~ 1850MHz,短背射式发射天线增益为 17dB,口径 2. 4m天线增益为 30. 4dB 系统输入端归一化信噪比门限按最坏的情况即载波调频、非相干检测的情况取值。

由表 2可见 ,采用口径 2. 4m的抛物面天线 ,上行数据传输率达 388Kb/s,采用短背射天线上行数据传输也达 17Kb/s,足以满足各种情况下的小卫星遥控要求。计算中取容许误码率为 10^{-7} 。遥控系统要求严格控制指令出现差错 ,因此 ,一般要求严格控制信道的数据传输误码率。但是 ,当采用一定的指令差错控制方法时 ,对码元误码率的要求是可以降低的。因此 ,这里对上行信道数据传输能力的计算结果是留有余地的。

表 2 上行信道数据传输能力估算

h (km)	P_t (W)	$e(^{\circ})$	$T(^{\circ})$	$\theta(^{\circ})$	l (km)	G_r (dB)	G_t (dB)	R (Kb/s)
500	10	10	66.0	14.0	1695	10.73	17.0	49.610
							30.4	1085.350
750	10	10	61.8	18.2	2243	1.3	17.0	31.571
							30.4	690.716
1000	10	10	58.4	21.6	2776	1.8	17.0	23.691
							30.4	518.332
500~ 1000	10	10	66.0	31.6	2776	0.73	17.0	17.752
							30.4	388.391

根据星载测控设备的要求,上行载波也可采用 S频段,频率 2025~ 2120MHz 这样做的优点是程序跟踪天线可以收发合一,设备简化。缺点是短背射天线频带窄,上行发射增益降低约 2dB,从而使上行数据传输能力有所降低。

4 性能评价

按本文方案实现的测控系统具有下述特点:

- ① 单个测控站可以对多星座的多达 5 颗卫星同时、独立地进行跟踪测控,也可以在控制与数据处理计算机的控制下对同一空域相关连的多达 5 颗卫星同步地进行测控,还可以对小卫星编队飞行星座进行测控。
- ② 测控处理机中单板化的上行信道处理器、下行信道处理器、遥测基带处理器、遥控基带处理器、口径 2.4m 的天线、天线座及自跟踪天线控制器、短背射天线、天线座及程序跟踪天线控制器、GPS/GLONASS 兼容接收及其差分处理技术等均是成熟的技术。采用上述技术可以明显缩短研制周期,低成本地研制出系统。
- ③ 系统可以做成固定站,也可以做成车载站。
- ④ 测控站既适应在轨运行卫星的测控,也适应小卫星发射入轨段测控的要求。
- ⑤ 由于采用 CCSDS 标准的数据结构和信息传输体制,单个测控站可以满足多个星座、不同用户的测控要求,也便于实现测控站间包括国际测控站间的交互支持。这样做无疑将有利于实现航天测控服务的低成本。
- ⑥ 由于测控站的工作主体是实际上可以独立工作的 5 个天线、天线座、测控处理机,而整个测控站是由它们有机组装而成的,根据需要同时跟踪的卫星数目,在规划系统组成时,很容易对测控系统的组成进行扩展、缩减和重组。我们认为,对 5 颗以下小卫星同时进行测控时,本方案在跟踪范围、使用灵活性和系统可靠性、操作维护、研制成本等方面优于多波束天线阵测控系统。

参 考 文 献

1 林来兴.微小卫星编队飞行组成虚拟卫星研究. 863 航天技术通讯, 2000(5), 1~ 28
2 林来兴.发展我国小卫星星座和测控技术. 2000 年航天测控技术研讨会论文集.中国宇航学会飞行器测控专业委员会,北京. 2000, 6. 31~ 36.

(下转第 8 页下端)

第十二届全国遥测遥控技术年会征文通知

中国宇航学会遥测专业委员会、中国自动化学会遥测遥感遥控专业委员会定于 2002 年三季度召开第十二届全国遥测遥控技术年会,地点暂定东兴。欢迎从事军民遥测、跟踪、遥控、通信、信息传输、电子信息等技术研究、生产、管理的专家、学者、高校师生、科技工作者积极撰稿并与会进行交流。请两专业委员会委员、《遥测遥控》编委积极做好撰稿、组稿工作。

1. 征文范围

测控技术展望; CCSDS 遥测遥控标准; 高码率调制、解调新技术; 导航星高精度定位处理技术; 图象、速变参数快捷实时处理技术; 遥测、遥感、遥控、信息传输新设备、新工艺; 多目标综合测控技术; 电子干扰、抗干扰技术; 通信信息安全技术; 新型总线技术; 测控仿真技术。

2. 征文要求

全文投稿,每文一般不超过 6 页。寄送两份打印稿,随文附软盘(用 WORD 排版)进行非密化处理,文责自负。

3. 征文时间及联系方式

2002 年 4 月 30 日截稿,如不宜采用,收论文后 30 日内通知作者。

投稿地址:北京 9200 信箱 74 分箱(邮编 100076)

联系人:朱志勤(电话 68382508) 李鸿雁(68382564)

传 真:68382506 68382304 E-mail: yccaa@imeter.com.cn

注:请作者附工作单位、通信地址、邮编、电话(O. H)、传真等,以便发开会通知等。

(上接第 7 页)

- 3 航天工业总公司小卫星论证组.现代小卫星技术(一),小卫星技术发展论文集.1985,1.
- 4 航天工业总公司小卫星论证组.现代小卫星技术(二),小卫星关键技术文集.1986,8.
- 5 航天工业总公司小卫星论证组.现代小卫星技术(三),现代小卫星星座及其关键技术文集.1998,5.
- 6 李邦复,孙白波.用于武器试验的多目标跟踪测量方法.航天测控文集.航天工业总公司第七〇四研究所/国防科工委测量通信总体研究所编.1996,10:52~61.
- 7 张纪生.天基测控系统——跟踪与数据中继卫星系统.航天测控文集.航天工业总公司第七〇四研究所/国防科工委测量通信总体研究所编.1966,10:52~61.
- 8 Thomas R M.(陈奇岩等译).局域网实用手册——计算机联网指南.电子工业.1996.

TT& C System for LEO Small Satellite Constellation

Li Bingchang Luo Xucheng

Abstract A TT& C System scheme for low earth orbit(LEO) small satellite constellation and/or formation flying constellation is proposed in this paper. The system is consisted of a 2.4m paraboloid, 4 couples of short backfire antennas and correlated antenna control units(ACU), 5 TT& C processors, control and data processing computer, GPS/GLONASS differential station, and a gateway. Different down-link frequencies and up-link address codes are used so as to discriminate each satellite from the others. In order to be adapted for the requirements of small satellite constellation, the CCSDS are used, and the system is linked with common or special communication network. The configuration of such a TT& C system are supported by presented techniques and design results. The design, implementation, and maintenance of the system will be convenient and low cost.

Subject terms TT& C system Small satellite Constellation CCSDS standard

[作者简介]

李秉常 参见《遥测遥控》2001年第4期第29页

罗续成 参见《遥测遥控》2001年第3期第8页