

责任编辑 杨玉芹
封面设计 罗针盘

民航卫星通信技术及系统

本书以民航通信技术专业执照考试大纲为主线,以职业应用教育为特色,由浅入深地介绍了民航卫星通信系统的发展历程、系统结构以及卫星通信系统在民航中的具体应用等,同时也对GPS系统和BDS系统进行了必要的介绍。全书共有6章,主要包括卫星通信概述、卫星轨道及链路计算、卫星通信星-地链路、民航VSAT通信系统、卫星移动通信系统和GPS/BDS卫星导航系统。

本书融入了民航通信执照考试、职业技能竞赛及行业企业标准等元素,适合职业院校民航通信技术专业学生作为教材使用,也可以作为民航通信执照考试人员的自学参考用书。

中国民用航空电信技术类专业规划教材

- NM7000型仪表着陆系统设备配置与维护
 - DVOR 900型多普勒甚高频全向信标
 - 无线电导航概论
 - 移动通信技术与应用
 - 2100型仪表着陆系统配置与维护
 - 民航甚高频语音通信系统
 - ADS-B系统原理与应用
 - 民航数据通信与网络技术
 - 民航自动转报系统
 - 电子电路技术实践教程
 - 民航语音交换系统配置与维护
 - 民航卫星通信技术及系统
 - 数字电子技术
- (相关图书陆续出版)

做民航教材出版的领军者
做民航学术文化的传播者

中国民航出版社教材编辑部
投稿邮箱: minhangbook@sina.com



中国民航出版社官方网店
(通用淘宝APP扫码)



中国民航出版社官方微店
(通用微信扫码)



定价: 69.80元



中国民用航空电信技术类专业规划教材

民航卫星通信技术及系统

王贵 侯春雨 主编



中国民航出版社有限公司



中国民用航空电信技术类专业规划教材

民航卫星通信 技术及系统

主 编 王 贵 侯春雨

Civil Aviation Satellite
Communication
Technology and System



中国民航出版社有限公司

 中国民用航空电信技术类专业规划教材

民航卫星通信技术及系统

主 编 王 贵 侯春雨

副主编 李斯伟 林智参 王秀丽



中国民航出版社有限公司

图书在版编目 (CIP) 数据

民航卫星通信技术及系统/王贵, 侯春雨主编. —北京:
中国民航出版社有限公司, 2022. 10
ISBN 978-7-5128-1138-6

I. ①民… II. ①王… ②侯… III. ①民用航空-卫
星通信系统 IV. ①TN927②V243.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2022) 第 176341 号

民航卫星通信技术及系统

王贵 侯春雨 主编

责任编辑 杨玉芹
出 版 中国民航出版社有限公司 (010) 64279457
地 址 北京市朝阳区光熙门北里甲 31 号楼 (100028)
排 版 北京愚人码字文化传媒有限公司
印 刷 北京虎彩文化传播有限公司
发 行 中国民航出版社有限公司 (010) 64297307 64290477
开 本 787×1092 1/16
印 张 18.5
字 数 438 千字
版 印 次 2022 年 11 月第 1 版 2022 年 11 月第 1 次印刷

书 号 ISBN 978-7-5128-1138-6
定 价 69.80 元

官方微博 <http://weibo.com/phcaac>
淘宝网店 <https://shop142257812.taobao.com>
电子邮箱 phcaac@sina.com

前言

FOREWORD

本书内容依据民航通信执照考试大纲的要求,结合职业教育的特点,以民航通信技术专业执照考试大纲为主线,以应用为目的,将执照考试相关知识点巧妙地分解到各个章节中,突出能力与方法的阐述,由易到难排序,新颖独特。书中的理论部分以“必需、够用”为度,做到浅显易懂。每一个章节都给出相应的练习,以帮助读者领会其中要领。此外,还将高职高专职业技能竞赛的相关内容及企业标准纳入了本教材。

本书按民航通信执照考试大纲要求和民航通信技术专业教学标准而精心设计、安排了6章内容。

第1章卫星通信概述,主要就卫星通信的概念、发展情况、卫星通信的业务、结构等进行介绍。

第2章卫星轨道及链路计算,主要就开普勒定律、相关轨道参数进行介绍。

第3章卫星通信星-地链路,主要就自由空间损耗、雨衰、大气吸收、雨雾损耗和电离层闪烁等损耗进行介绍。

第4章民航VSAT通信系统,主要就VSAT的概念、发展情况、系统结构及应用、民航TES和PES的VSAT网以及C/Ku频段的卫星等进行介绍。

第5章卫星移动通信网,主要就卫星移动通信的概念、结构及典型卫星移动通信系统等进行介绍。

第6章GPS/BDS卫星导航系统,主要就GPS和BDS导航定位系统进行介绍。

本书由王贵、侯春雨担任主编,由李斯伟、林智参、王秀丽担任副主编,王贵编写了本书的第二、五章,侯春雨编写了本书的第一、五章,林智参编写了本书的第三、四章,李斯伟参与全书的审编,书中公式、原理图以及部分内容等由邱建华参与完成。

本教材根据企业需求及民航通信执照考试要求,并结合高职院校开设的民航通信技术课程专业教学大纲而编写。本书目前可作为高职院校民航通信技术方面的拓展课程教材以及本科院校选修课程的教材,也可以作为民航通信执照考试人员的参考用书,以及机场通信方向的新入职员工的培训教材。由于本书偏重实践技术,建议在阅读本书时,先参阅通信技术理论知识方面的相关教材。

本书在编写过程中,得到了同行陈蓉同志、罗章恒同志、郭靖铭同志及各位同仁的鼎力支持,在此,对他们的工作和帮助表示深深的感谢,同时还感谢各位院领导和同事的支持。

本教材里的数据及相关专业术语主要来源于网络和期刊文献,这导致部分数据可能

和实际有出入、部分专业术语可能有争议，编者在以后的研究中会尽力去勘正。由于编者水平有限，书中难免出现纰漏，恳请读者批评指正。

编 者
2022 年 10 月

目 录

CONTENTS

前言

第 1 章 卫星通信概述	1
1.1 卫星通信的基本概念	1
1.2 卫星通信发展历程	7
1.3 卫星通信频率划分	16
1.4 卫星通信在民航的应用	19
1.5 卫星通信系统结构	25
1.6 卫星星座及组网	36
1.7 卫星通信可靠性	39
第 2 章 卫星轨道及链路计算	44
2.1 开普勒定律	44
2.2 卫星轨道的摄动	47
2.3 典型卫星轨道	49
2.4 卫星覆盖特性计算	52
2.5 相同轨道星际链路	53
2.6 不同轨道星际链路	56
第 3 章 卫星通信星 - 地链路	58
3.1 自由空间传播损耗	60
3.2 大气吸收损耗	62
3.3 降雨衰减	63

3.4	多径衰落	65
3.5	多普勒频移	66
3.6	电离层闪烁	67
3.7	星-地链路噪声与干扰	68
3.8	天线指向误差损耗	71
3.9	极化适配损耗	73
3.10	日蚀、日凌	74
3.11	各种馈线损耗	75
3.12	卫星通信链路方程	77
 第4章 民航 VSAT 通信系统		80
4.1	VSAT 卫星通信网概述	80
4.2	VSAT 通信网结构	89
4.3	VSAT 多址技术	95
4.4	VSAT 系统工作原理	101
4.5	VSAT 网络信道	103
4.6	VSAT 数据网	125
4.7	VSAT 电话网	126
4.8	民航 VSAT 通信系统	128
4.9	民航主要通信卫星	149
 第5章 卫星移动通信网		179
5.1	卫星移动通信网概述	179
5.2	卫星移动通信网结构	183
5.3	卫星移动通信频率规划	184
5.4	几种典型卫星移动通信系统	185
5.5	宽带卫星通信系统	196
 第6章 GPS/BDS 卫星导航系统		199
6.1	GPS 卫星导航系统	199

6.2	北斗卫星导航系统	239
6.3	GPS/BDS 定位误差分析.....	281
6.4	GPS 和 BDS 卫星导航系统性能比较.....	283
6.5	北斗短报文系统	285

第 1 章 卫星通信概述

1.1 卫星通信的基本概念

1.1.1 卫星通信的定义

1979 年，国际电信联盟（ITU）世界无线电行政大会对空间无线电通信的定义为：包括利用一个或多个空间站或利用一个或多个反射卫星或空间中其他物体所进行的任何无线电通信，统称为空间无线电通信。它可以是空间站和地球站之间的通信，也可以是空间站之间的通信，还可以是地球站相互间通过空间站的转发或反射进行通信。

卫星通信（SATCOM）是利用人造地球卫星作为中继站，转发两个或多个地球站之间的无线信号的无线电通信，是通信技术、计算机技术和航空航天技术相结合的重要成果。一颗地球静止轨道通信卫星大约能够覆盖 40% 的地球表面，使覆盖区内的任何地面、海上、空中的通信站能同时相互通信。在赤道上空等间隔分布的 3 颗地球静止轨道通信卫星可以实现除两极部分地区外的全球通信。如图 1.1 所示。

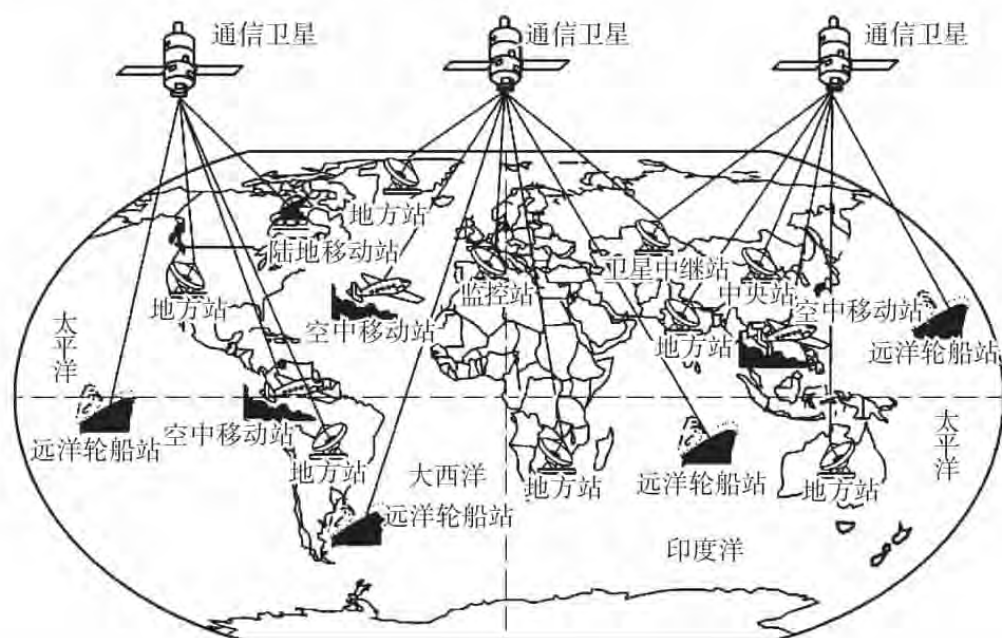


图 1.1 卫星通信示意图

1.1.2 卫星通信的特点

1. 卫星通信覆盖范围大，通信距离远

地球同步轨道（Geosynchronous Orbit, GEO）卫星与地球表面的距离高度为 35860 km，只需一个卫星中继转发，就能实现超过 10000 km 的远距离通信。每一颗卫星所能够覆盖的范围是全球表面的 42.4%，以这样的数值来计算，只要利用 3 颗同步轨道卫星就能够覆盖除两极纬度 76°以上地区以外的世界表面及临地空间。只要在卫星发射的无线电波覆盖的范围内，任意两点都能进行通信。如图 1.2 所示。

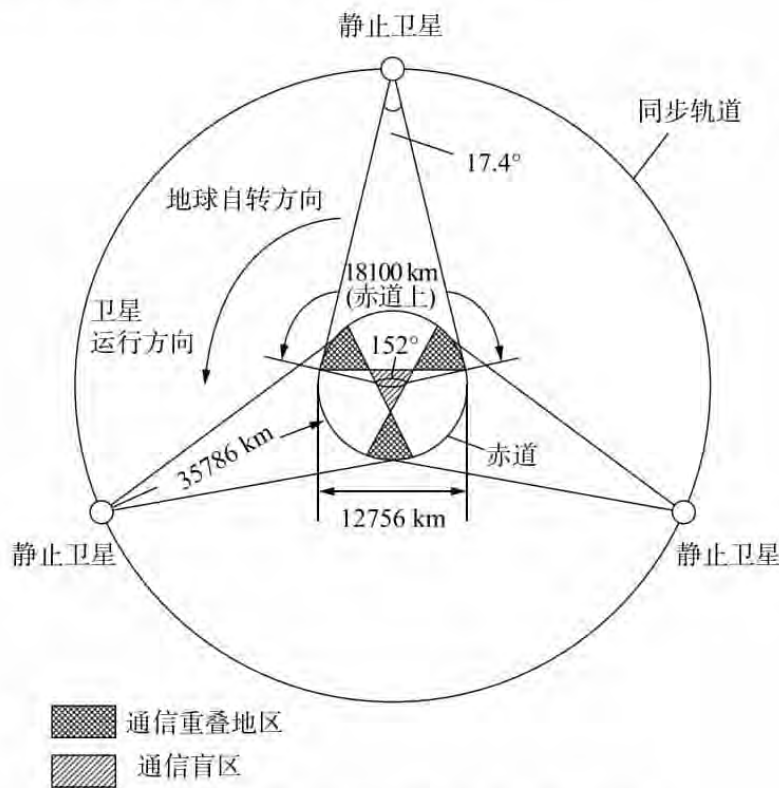


图 1.2 3 颗同步卫星覆盖全球大部分面积

2. 多地址通信

一颗卫星无线电波所覆盖区域内的全部地球通信站都可以利用同一卫星作为中转站进行相互间的通信。

3. 可靠性高，质量好

卫星通信的无线电波主要是在大气层以外的宇宙空间中传输，宇宙空间是接近理想的真空状态，因此电波传播噪声小，通信质量好，在传输过程中受到的约束较少，较为稳定。

4. 适应性强

卫星通信机动灵活，地球通信站的建立不会受到环境的限制，沙漠、高山、盆地、岛屿或在汽车、轮船、飞机上都可以实现卫星通信。它能够支持用户在任何地点相互

通信。

5. 频带宽，容量大

一颗 HTS（高通量通信卫星）卫星的总容量超过 100 Gbit/s，可提供比常规通信卫星高出数倍甚至数十倍的容量（传统通信卫星容量不到 10 Gbit/s）。一般 C 和 Ku 频段的卫星带宽可达 500 ~ 800 MHz，而 Ka 频段可达几个 GHz。

截止到 2015 年，全球已有 48 颗 HTS 卫星发射并在轨运行，主要包括运行在 GEO 轨道的 Kasat、卫讯 -1（Viasat -1）、亚塞特卫星 -1A/1B（Yahsat -1A/1B）、回声星 -17（Echostar -17）、哈里斯 -2（Hyas -2）和国际移动卫星 -5（Inmarsat -5）等。

6. 广域、复杂的网络拓扑构成能力

卫星通信的高功率密度与灵活的多点波束能力加上星上交换处理技术，具有优良的性能比，可提供宽广地域范围的点对点与多点对多点的复杂的网络拓扑构成能力。

卫星通信系统也存在很多不足之处，如，时延大，用于通信的卫星在 36000 km 的高空，电波从地面到卫星再回到地面的时间大约是 0.27 s，网状网结构的单向链路时延 240 ms；保密性差，容易被窃听，也容易被干扰；星蚀和日凌中断会影响卫星通信；卫星发射的成功率为 80%，卫星的寿命为几年到十几年，发展卫星通信的风险很大等。

1.1.3 卫星通信的分类

1. 按业务划分

如果按卫星通信业务来划分，卫星通信可以分为卫星固定通信系统、卫星移动通信系统、卫星广播系统、卫星移动广播系统与跟踪和数据中继卫星通信系统五类。

2. 按卫星轨道高度划分

按轨道高度来划分，卫星通信可以分为 GEO 卫星通信系统、HEO 卫星通信系统、MEO 卫星通信系统和 LEO 卫星通信系统。具体如表 1 - 1 所示。

表 1 - 1 不同轨道高度参数及典型系统

	轨道	高度（km）	典型卫星系统
按卫星轨道高度分类	低轨 LEO	500 ~ 1500	Iridium Global Star Orbcomm
	中轨 MEO	10000 左右	ICO Odyssey MAGSS - 14
	高轨 HEO	1000 ~ 21000	中国“天通一号”
	静止轨道 GEO	36000（35786）	Inmarsat ACeS Thuraya

3. 按工作区域划分

按工作区域划分, 卫星通信可分为全球卫星通信系统、国际卫星通信系统、国内卫星通信系统和区域卫星通信系统。

4. 按卫星重量划分

如果按卫星重量来划分, 卫星通信可以分为大卫星、中型卫星、小卫星、微小卫星、纳卫星、皮卫星和飞卫星等。如表 1-2 所示。

表 1-2 按重量来区分卫星

种类	重量 (kg)
大卫星	> 1000
中型卫星	500 ~ 1000
小卫星	100 ~ 500
微小卫星	10 ~ 100
纳卫星	1 ~ 10
皮卫星	0.1 ~ 1
飞卫星	< 0.1



课程思政

国内高校研发火箭并成功发射的案例

北京理工大学: 中国第一枚自行研制并成功发射的探空火箭是 1958 年 9 月 8 日由北京工业学院 (现北京理工大学) 研制发射的二级固体探空火箭“东方-1 号”。

北京航空航天大学: 2006 年 11 月 1 日 8 时, 在甘肃酒泉卫星发射中心, 北京航空航天大学学生薛松柏按下“北航 1 号”电子点火按钮。它宣告了中国首枚完全由大学在校本科生独立设计、制作完成的探空火箭发射成功。

清华大学: 2000 年成功发射了一颗 50 kg 级的小型卫星——“清华一号”。这是清华大学发射的第一颗卫星。此后, 清华大学陆续发射了“纳星 1 号”“灵巧通信试验卫星”“纳星 2 号”和两颗子卫星——“紫荆 1 号”“紫荆 2 号”等。

浙江大学: 2010 年 9 月, 浙江大学微小卫星研究中心研制的两颗“皮星一号 A”由长征二号丁运载火箭成功搭载发射, 是国内首次发射成功的公斤级卫星。2015 年 9 月 20 日, 浙江大学自主研制的两颗皮卫星“皮星二号”与另外的 18 颗卫星一起准确入轨。

南京航空航天大学: 2011 年 11 月 9 日 11 时 21 分, 由南京航空航天大学研制的“天巡一号”卫星利用长征四号乙运载火箭搭载发射, 进入太空。该卫星主要用于技术验证的空间科学试验。

南京理工大学: 2015 年 9 月 25 日, 由南京理工大学自主研制的小型卫星“南理工一号”发射成功。2016 年 12 月, 南京理工大学发射了中国首颗科普卫星“八一·少年行”。此后, 还成功发射了“凯盾一号”和“南理工二号”。

国防科技大学：2018年1月12日7时18分，国防科技大学电子科学学院参研的“北斗三号”第三、四颗组网卫星发射成功，使“北斗三号”全球系统迈出了坚实一步。2015年9月20日，国防科技大学自主设计与研制的“天拓三号”微纳卫星进入预定轨道。“天拓三号”是由6颗卫星组成的集群卫星，包括1颗20公斤级的主星、1颗1公斤级的手机卫星和4颗0.1公斤级的飞卫星。

青岛科技大学：2018年4月26日12时42分，在甘肃酒泉卫星发射中心，长征十一号运载火箭以“一箭五星”的方式将“青科大一号”卫星发射升空，于12时53分19秒卫星入轨。这是首颗以山东省高校命名的卫星。

哈尔滨工业大学：2018年4月26日12时42分，在酒泉卫星发射中心，哈尔滨工业大学负责设计研制的欧比特公司“珠海一号”02组5颗卫星，由长征十一号运载火箭以“一箭五星”的方式成功发射。哈尔滨工业大学是中国第一批参与航空航天工程的高等院校之一。2004年至2017年，哈尔滨工业大学小卫星七次闪耀太空，包括“试验一号”“试验三号”“快舟一号”“快舟二号”“紫丁香二号”“吉林一号光学A星”和“紫丁香一号”。

厦门大学：2019年4月23日上午7时28分，厦门大学航空航天学院研制的厦门大学“嘉庚一号”火箭在我国西北部沙漠无人区成功发射。

电子科技大学：2020年11月6日11时19分，中国在太原卫星发射中心用长征六号运载火箭，成功将“电子科技大学号”卫星（又称“天雁05卫星”）送入预定轨道，发射获得圆满成功。“电子科技大学号”卫星主要用于对地遥感观测，可为智慧城市建设、农林业灾情监测等行业提供服务。同时，在该卫星平台上将开展太赫兹通信载荷的相关试验。

5. 按卫星结构划分

如果按卫星结构来划分，卫星通信有源卫星通信系统（被动式卫星通信系统）和无源卫星通信系统（主动式卫星通信系统）。第一个有源卫星通信系统是美国的电星1号（Telstar I）。

6. 按应用领域划分

按应用领域划分，卫星通信分为广播电视卫星、跟踪与数据中继卫星、军事通信卫星（如战略、战术通信卫星，舰队通信卫星，军用数据转发卫星等）。

7. 按业务频段划分

按业务频段来划分，卫星通信可分为UHF频段卫星通信系统、L频段卫星通信系统、S频段卫星通信系统、C频段卫星通信系统、X频段卫星通信系统、Ku频段卫星通信系统和Ka频段卫星通信系统等。

1.1.4 卫星通信业务

地球站相互间通过空间站即通信卫星转发而进行卫星通信，主要业务包括：卫星固定业务（FSS）、卫星移动业务（MSS）、卫星广播业务（BSS）。

1. 卫星固定业务（FSS）

卫星固定业务（Fixed Satellite Service, FSS），利用一个或多个卫星在处于给定位置

的地球站之间进行无线电通信业务，该给定位置可以是一个指定的固定地点或指定区域内的任何一个固定地点。在某些情况下，这种业务可包括运用于卫星间业务的卫星至卫星的链路，也可包括其他空间无线电通信业务的馈线链路。通常采用 C、Ku 和 Ka 频段。如，公众和私用网络集群，VSATs 等。

在 2015 年世界无线电通信大会（WRC-15）上，卫星固定业务（仅限用于对地静止卫星）在 Ku 频段增加主要业务频率划分，具体情况如下：

- 一区增加 14.5 ~ 14.75 GHz（上行）、13.4 ~ 13.65 GHz（下行）。
- 二区增加 14.5 ~ 14.75 GHz（上行）。
- 三区增加 14.5 ~ 14.8 GHz（上行）。

其中，14.5 ~ 14.75 GHz 频段在一区、14.5 ~ 14.8 GHz 频段在三区的原有卫星固定业务划分仅限用于卫星广播业务馈线链路（AP30A），而不能用于常规通信卫星。

到 2012 年底，约有 30 多家开展此类业务，有 270 多颗静止轨道卫星提供该业务。典型的卫星如，加拿大电信卫星公司的阿尼克-F2 卫星（2004 年 7 月发射）、泰国 Shin 公司的 IPSTAR 卫星（2005 年 8 月发射）、美国休斯公司的太空之路-3 卫星（2007 年 8 月发射）、欧洲卫星公司的 Ka-SAT 卫星（2010 年 8 月发射）和美国卫讯公司的 ViaSat-1 卫星（2011 年 10 月发射）。

目前，国际主要卫星固定业务运营商包括：国际卫星通讯公司，卢森堡/美国、欧洲卫星公司（SES）（卢森堡/美国），欧洲卫星通讯公司（法国），电信卫星公司（加拿大）和天空完美卫星公司（日本）等。

2. 卫星移动业务（MSS）

卫星移动业务（Mobile Satellite Service, MSS），是指在移动地球站和一个或多个空间电台之间的一种无线电通信业务，或该业务所利用的各空间电台之间的无线电通信业务；或利用一个或多个空间电台在移动地球站之间进行的无线电通信业务。该业务也可以包括其运营所必需的馈线链路。

根据地球站类型不同，可分为卫星陆地移动业务、卫星水上移动业务和卫星航空移动业务等，主要使用 L 或 S 频段。

卫星移动业务主要使用静止轨道和低轨道移动通信。静止轨道卫星移动通信系统主要有：国际海事卫星通信系统、亚洲蜂窝卫星通信系统、色拉亚卫星通信系统、ICO-G1 卫星通信系统、TerreStar 卫星通信系统和 Skyterra 卫星通信系统等；低轨道卫星移动通信系统主要有：铱星系统、全球星系统和轨道通信系统。

3. 卫星广播业务（BSS）

卫星广播业务（Broadcasting Satellite Service, BSS），是指用户站可直接接收卫星下发的电视信号或收听卫星下发的声音信号，通常采用 C、Ku 频段。具体业务如电视广播、信息交互、信息分发和信息传输等。

目前，国际主要卫星广播业务运营商包括：美国的 DIRECTV 运营的 DIRECTV 系列卫星、Spaceway1/2 卫星和网络公司运营的 EchoStar（回声星）系统卫星，欧洲的 SES 公司运营的 ASTRA 系列卫星，以及日本的卫星广播系统公司运营的 BSAT 系列卫星。

1.2 卫星通信发展历程

1.2.1 卫星通信发展历程

1. 国际卫星通信发展历程

1945年10月,英国空军雷达专家阿瑟克拉克在《无线电世界》上发表论文《地球外的中继站》论文,在文章中提出了利用太空中三颗对地静止轨道卫星实现覆盖全球的空间无线电通信的设想。

1957年10月,人类第一颗人造卫星(苏联小型Sputnik卫星)的升空,标志着人类空间探索和开发利用的起始。

1958年12月,美国宇航局发射“斯柯尔”广播试验卫星,进行磁带录音信号的传输试验。1960年8月,美国发射“回声”(ECHO)无源发射卫星,首次完成有源延迟中继通信。

1962年7月,美国电话电报公司发射“电星一号”进行横跨大西洋的信号传输试验。

1964年8月,美国发射第一颗地球同步“新康”(SYNCOM)3号卫星,定位于 155°E ,成功向美国转播1964年东京奥运会实况。

1965年4月,国际卫星通信组织将第1代国际通信卫星(原名“晨鸟”)射入西经 35° 大西洋上空,用来进行欧美大陆之间的国际通信业务,开始商业化运营。它标志卫星通信从试验阶段进入实用阶段。

1965年4月,苏联发射“闪电-1”非同步卫星,完成了苏联和东欧之间的区域性通信和电视广播,提供电视、电话等通信业务。

1972年,加拿大发射通信卫星阿尼克-1(“ANIK-1”),利用静止轨道卫星进行国内的通信业务。它标志卫星固定通信业务服务方式从国际扩展到国内。

1976年2月、6月、10月,美国先后发射了3颗静止轨道海事卫星MARISAT,分别定点于大西洋、太平洋和印度洋上空。它是全球最早的卫星移动通信系统,标志卫星通信业务从固定业务扩展到移动业务。

20世纪80年代,VAST(极小口径终端)卫星通信系统问世。

2. 国内卫星通信发展历程

我国对于通信卫星的研究与使用始于20世纪70年代。

1970年,我国发射第一颗人造地球卫星“东方红一号”,但该星并非纯通信卫星,而是以音乐电子发生器为主要部件。

1972年,北京、上海建设4座大型地球站。

1975年3月31日,“331工程”开始实施。这宣告中国第一代地球同步通信卫星工程正式启动。

1977年,我国租用“交响乐”卫星,并使用刚刚建成的3个卫星地球站进行通信试验,获得圆满成功,为后续的通信卫星研制奠定了坚实的基础。

1984年4月,我国成功发射第一颗试验通信卫星(“STW-1”),定位于 125°E 的赤道上空。

1986年,我国发射第二颗试验通信卫星“STW-2”,定位于 103°E 。

1988年3月和7月,我国又相继发射了“东二甲”和“东二甲-2”两颗实用通信

卫星,并分别定点于 87.5°E 和 110.5°E 。

1997年5月,我国发射第三代通信卫星DFH-3卫星,用于电视、电话等传输业务。卫星上有24路C频段转发器,服务范围主要是中国。

1998—2010年,我国相继发射“鑫诺1号”卫星、“东方红四号”大型通信卫星公用平台、“鑫诺2号”卫星、“鑫诺3号”卫星、中星6B卫星等多颗通信卫星,通信卫星产业逐渐形成规模。

2008—2012年,中国发射了3颗数据中继卫星“天链-1卫星01/02/03中继卫星”,形成三星组网能力,可实现对中、低轨航天器近100%的轨道覆盖,使中国成为世界上第2个拥有全球覆盖能力的中继卫星系统的国家。

2016年8月,中国版的海事卫星通信系统“天通一号”系统在我国西昌卫星发射中心成功发射。该卫星由中国空间技术研究院为主研制,属于中国卫通集团有限公司。

以前,在卫星移动通信领域,我国主要还是依靠国外系统,如国际海事卫星系统(即Inmarsat系统)、欧星系统(即Thuraya系统)、铱星系统(即Iridium系统)、全球星系统(即Global Star系统)。

2016年发射的“天通一号”01通信卫星,在2018年其地面业务由中国电信负责运营,与地面移动通信系统共同构成移动通信网络,卫星手机专用号段为“1740”。



课程思政

东方红系列卫星

东方红系列卫星是中华人民共和国始于1970年的人造卫星计划。该系列卫星在近地轨道或地球同步轨道上执行了多项任务:测试、远程遥感、无线通信、气象观测和科学研究。

1956年,中国把开发火箭技术纳入国家《十二年科学技术发展规划》。

1957年,著名科学家钱学森等积极倡议开展人造卫星的研究工作。

1958年,毛泽东同志发出“我们也要搞人造卫星”的号召。中国科学院把研制发射人造卫星列为1958年第一个重点任务,揭开了中国向太空进军的序幕。

1959年1月21日,中国科学院党组传达邓小平同志指示:卫星明后年不放,与国力不相称。据此,调整任务部署,提出“以探空火箭练兵、空间物理探测打基础、不断探索卫星发展方向,筹建空间环境模拟试验室,研究地面跟踪接收设备”的具体方针。

东方红一号

1957年秋,苏联成功发射世界上第一颗人造地球卫星,紧接着在1958年初春,美国也发射了自己的第一颗人造地球卫星。我国著名地球物理学家赵九章向政府提出了研制中国人造地球卫星的建议。毛泽东主席在中共八届二中全会上说:“我们也要搞人造卫星。”

中国卫星研制工作开始于20世纪50年代末期,中国科学院组织我国著名科学家制定了一个三步走的发展规划:第一步,实现卫星上天;第二步,研制回收型卫星;第三步,发射同步通信卫星。

1970年4月24日,“东方红一号”卫星从中国西北酒泉卫星发射中心发射升空。卫星为近似球形的72面体,质量173 kg,直径约1 m、采用自旋姿态稳定方式,转速为120 r/min,外壳表面由按温度控制要求经过处理的铝合金为材料,球状的主体上共有四条2 m多长的鞭状超短波天线,底部有连接运载火箭用的分离环。卫星升空后的飞行轨道为近地点439 km、远地点2384 km、轨道平面和地球赤道平面为倾角 68.5° 的近地椭圆轨道,运行地球一圈周期为114 min。“东方红一号”卫星除了装有试验仪器外,同时还以20.009 MHz的频率发射《东方红》音乐。

“东方红一号”卫星肩负的主要任务是进行卫星技术试验、探测电离层和大气层密度。

设计工作寿命20天(实际工作寿命28天),其间把遥测参数和各种太空探测资料传回地面,至同年5月14日停止发射信号。

东方红二号(中国第一代通信卫星)

1972年2月21日,美国总统尼克松首次访华和随后日本首相访华时带来的卫星通信地面站,引起了中国科学家对卫星通信的兴趣。当时周恩来总理与尼克松的会谈实况经过美国的通信卫星同步转播到美国的千家万户,确实引起了周总理的极大兴趣,在他的努力下,两位外国首脑的卫星地面站都留在了中国,以供中国通信科学家研究之用。但是周总理最后不无遗憾地说了一句:“可惜的是,天上现在还没有我们中国的通信卫星!”

1974年9月30日,国家计委、国防科委联合起草了《关于发展我国通信卫星问题的报告》的讨论稿。

1975年3月31日,中央军委召开第八次常委会。会上,委员们对国家计委和国防科委上报的《关于发展我国通信卫星问题的报告》进行了热烈的讨论,之后通过,并决定马上请示中央。由于中央军委批准这个报告的日期是1975年3月31日,所以将中国发射通信卫星这一工程,称为“331工程”。

1984年4月8日,我国成功发射了第一颗静止轨道试验通信卫星——在西昌卫星发射中心由长征三号火箭发射“东方红二号”,使中国成为世界上第五个自行发射地球静止轨道通信卫星的国家。

“东方红二号”卫星由中国空间技术研究院研制,主体为圆柱形,高3.6 m,直径2.1 m,质量为441 kg。

星上有2个C波段转发器,可在每天24 h内进行全天候通信,包括电话、电视和广播等各项通信试验,开始了用我国自己的通信卫星进行卫星通信的历史。

1986年2月1日,在西昌卫星发射中心由长征三号火箭发射了“东方红二号”实用通信广播卫星,与试验卫星相比,该卫星提高了波束的等效辐射功率,使通信地球站的信号强度明显提高,接收的电视图像质量大为改善,传输质量得到改善,达到两个频道电视转播和1000路电话传输能力,卫星设计寿命3年。

1988年3月7日发射的“东方红二号”A卫星是“东方红二号”卫星的改进型,这是我国首次研制成功的实用通信广播卫星,该星有4个C波段转发器,可以传输4路彩色电视信号和3000路的电话传输能力。通过“东方红二号”A卫星,全国有几

亿人通过数千个地面接收站收看电视节目,大大改善了我国的通信和广播电视传输条件。“东方红二号”A卫星采用抛物面通信天线,置于星体上部,采取机械消旋装置,以保持通信卫星天线始终定向地球,表面贴有近2万片太阳能电池片以提供卫星工作的电源。

1988年12月22日、1990年2月4日,又成功发射了两颗“东方红二号”甲通信卫星,但是第四颗星由于运载火箭第三级故障而未能进入预定轨道。

五颗“东方红二号”通信卫星全部发射完毕,解决了中国通信卫星从“无”到“有”的问题。由于这代通信卫星是中国实验性质的通信卫星,在转发器数量、转发能力、使用工作寿命等方面,与国外差距较大。同时期国外的通信卫星,已经达到了转发器24个,使用寿命都超过了10年。

东方红三号

自1986年2月中国第一颗实用通信广播卫星发射成功以来,我国共成功发射了5颗通信卫星,共14个转发器。到20世纪90年代初期,这5颗卫星的寿命全部到期,为了保证国内的通信和电视传输,只得租用和购买外国的卫星应急。

“东方红三号”卫星于1997年5月12日由中国运载火箭技术研究院研制的长征三号甲运载火箭发射升空,并准确进入倾角 28.4° ,周期10小时39分,近地点为207 km,远地点为36194 km的大椭圆转移轨道。按预定飞行程序,在地面测控系统的测控管理下,卫星先后完成进入OBC太阳搜索模式;南北太阳电池阵展开;通信天线展开;远地点变轨发动机经过第三次点火变轨,卫星进入准静止轨道,并完成定点捕获;5月20日16时卫星成功定点于东经 125° 赤道上空。

“东方红三号”卫星载有24个C波段通信转发器,其中6个16 W中功率转发器,18个8 W低功率转发器,用于电视传输、电话、电报、传真和数据传输等通信业务。

“东方红三号”卫星由中国通信广播卫星公司经营,已于1998年初正式开始商业服务,主要用于电话、传真、数据传输、VSAT网、电视等业务,服务对象遍布全国各地。它为中国人民的生活、经济活动、文化教育、外交活动、政治活动等各方面提供重要的服务,有着显著的社会效益,对推进中国的信息化进程具有重要的作用。

“东方红三号”卫星是我国自行研制的新一代通信卫星,是一颗“中容量”卫星。



课程思政

东方红卫星视频科普展播

主题:“东方红一号”卫星发射前后的故事。

视频媒介:“央视影音”“CCTV7国防军事”的“《军工记忆》3(上20190805、下20190806),视频时长各24分钟”。(搜索关键词:东方红)

主题:“东方红二号”卫星发射前后的故事。

视频媒介:“央视影音”“CCTV4中文国际”的“《国家记忆》20180502,视频时长26分钟”。(搜索关键词:任新民)

1.2.2 中国民航卫星通信发展历程

中国航空业务以及中国航空科技的发展,促使中国民航卫星通信的发展,具体发展历程大致如下:

“八五”期间(1991—1995)在全国民航机场建成了以北京为主站,以广州为备用网控站,包括97个卫星地球站的全国民航TES话音专用通信网和PES数据专用通信网络,采用美国休斯网络系统公司的TES和PES卫星通信设备,构成了中国民航C波段卫星通信网络。

1993年底确定引进美国休斯网络公司的TES和PES卫星通信系统,构成了中国民航C波段卫星通信网络。

1995年,中国民航还帮助尼泊尔、缅甸及蒙古三国各建一个TES站并加入中国民航TES网,以改善相关国际航线管制移交的通信条件。

“九五”期间(1996—2000),利用日元贷款余款又在全国尚未建立卫星地球站的机场及VHF转播台台址上建设了65座卫星地球站,中国民航TES地球站达到162座,PES地球站达到95座。

在“九五”期间,中国民航租用了位于 138°E 的“亚太1号”卫星转发器,TES/PES系统共同使用18 MHz的C波段频带。“亚太1号”卫星于1984年2月发射,是美国休斯公司制造的静止轨道通信卫星。该卫星有24个C波段转发器,设计运行寿命10年,于2003年2月退役。

1998年9月开始使用“鑫诺1号”SINO-1通信卫星。“鑫诺1号”卫星于1998年7月发射,由法国阿尔卡特宇航公司制造,卫星上有24个C频段和14个Ku频段转发器,C频段可以覆盖中国及亚太地区,Ku频段覆盖中国和周边国家及地区。中国民航总局空管局拥有一个36 MHz的C频段带宽。

中国民航C波段卫星通信网络覆盖了中国整个地区及周边国家,可以提供话音通信和高速数据交换业务,还可以完成转报、分组交换和雷达数据传输等功能,为空管、航空公司、民航各单位的话音、数据等通信信息的传递提供了可靠的手段。

2006年租用“亚洲4号”卫星,建成Ku波段卫星通信网,使用VSATPlus II系统,其主站位于北京,备用主站位于上海。VSATPlus II系统是全网状,无单独坏点,支持目前大部分网络应用,包括高质量话音、数据、视频会议等。

“亚洲4号”卫星于2003年4月发射,位于 122°E 的轨道,设计寿命为15年。“亚洲4号”卫星的20个Ku波段,包括16个FSS(固定卫星业务)频段和4个BSS(广播卫星业务)频段的转发器。4个33 MHz带宽的BSS频段转发器将首次为在我国华南地区以及港澳台用户提供服务。

国家在“十五”“十一五”的规划和建设中引进了很多新技术和新设施。其中的一个亮点,就是建设了Ku波段的卫星通信网。“十五”期间完成机场建设项目73个,“十一五”期间完成迁建机场项目12个,新建机场项目40个,建设的Ku波段通信站超百个。

在《中国民用航空发展第十二个五年规划》(2011年至2015年)期间,新建71个机场,在《中国民用航空发展第十三个五年规划》(2016年至2020年)期间,新建44

个机场,在《“十四五”民用航空发展规划》(2021年至2022年)期间,将新建82个机场。每个新建机场都需要新建Ku波段的卫星通信站,民航Ku波段TES/PES系统的数量将进一步增多,届时我国各个机场都能够被Ku波段的卫星通信网络覆盖。

2016年8月,中国首颗卫星移动通信系统“天通一号”01星在西昌卫星发射中心发射成功,为中国、中东、非洲及太平洋等区域的用户提供稳定可靠的移动通信服务。2018年5月,其地面业务由中国电信负责运营,与地面移动通信系统共同构成移动通信网络,卫星手机专用号段为“1740”。中国电信将为中国民航客舱通信提供空中移动通信服务。



课外拓展知识

民航C波段卫星应用领域:分组转报电路、分组干线传输、雷达引接广播电路、航行气象数据传输以及民航结算业务等。

民航Ku波段卫星应用领域:拨号DAMA语音电路、VHF语音卫星中继电路、IP和帧中继协议业务、管制热线电话、多媒体业务和透明数据广播业务等。

1.2.3 卫星通信未来发展趋势

(1) 开发新频段,提高现有频段的频谱利用率。从现有单一的C频段发展到Ku、Ka、UHF、L、S、X等频段。

由于C和Ku等频段资源越来越有限,必须向其他频段发展,开发更多的空间无线通信频谱资源来满足卫星通信各种业务需求。

(2) 公用干线通信网向高速、数字、宽带发展,速率将分别达60 Mbit/s、120 Mbit/s和1000 Mbit/s,并利用SDH和ATM建立国家信息高速公路——天基宽带综合业务数字通信网。

(3) 进一步发展小型化、智能化VSAT专用卫星通信网。其业务也将从单一的数据或话音为主,发展为话音、数据、图文、电视兼容的综合业务。

(4) 卫星移动通信系统将大力发展新技术,如星上大天线技术、多波束技术、星上交换、星上处理和星间链路技术、越区切换技术等。

(5) 开展卫星通信网与其他异构网的互通、互联,完成异构网协议变换,与网络同步与交换技术及信令呼叫接口技术等开发。

(6) 开发网络管理和控制及网络动态分配处理的自动化技术。

(7) 开发卫星通信网的网络安全、保密技术。

(8) 卫星天线口径、功率不断增大。星载天线和高功率通信载荷的增大有利于卫星终端的小型化、业务速率的提升。如表1-3所示,几个通信卫星在不同时间发射时天线口径及功率参数发生变化。

从表1-3统计数据可以看到,现在发射的卫星的天线口径和功率越来越大。

表 1-3 卫星天线口径及功率变化

天线口径/功率	时间 (年)	卫星型号	大小
天线口径	2000	Thuraya	12.25 m
	2009	Terre Star - 1	18 m
	2010	Sky Terra - 1	22 m
卫星功率 EIRP	1990	Inmarsat - 2	39 dBw
	1996	Inmarsat - 3	49 dBw
	2005	Inmarsat - 4	67 dBw
	2010	Sky Terra - 1	79 dBw

(9) 天线波束个数越来越多。多波束天线既可以增加天线增益,也有利于地面设备小型化,而且通过隔离波束复用频率,可提高频率的使用效率,调整波束的大小,改变业务量范围。表 1-4 为不同时间段发射的通信卫星天线波束的变化。

表 1-4 卫星天线波束变化

时间 (年)	卫星型号	波束个数 (个)
1990	Inmarsat - 2	1 个全球波束
1996	Inmarsat - 3	1 个全球波束、7 个宽点波束
2005	Inmarsat - 4	1 个全球波束、7 个宽点波束、288 个窄点波束
2009	Terre Star - 1	500 个点波束
2010	Sky Terra - 1	

由表 1-4 可知,从不同时间统计发射的通信卫星天线波束的变化,可以发现波束数越来越多。

(10) 卫星通信从窄带向宽带化发展。由于社会经济的高速发展,信息技术不断进步,人民的生活质量不断提升,对数据业务的要求越来越高:视频业务迈向高清,甚至超高清时代,对带宽提出更高的要求;实时性更高,满足汽车无人驾驶等技术要求;全球无缝联网,无论在空中、海上,还是在沙漠中或是在深山中,人们都希望能与家人实时分享其中的快乐等,基于此,卫星通信系统从窄带向宽带化发展。从表 1-5 来看,带宽从几兆迈进了几百兆的时代。

目前,一颗 HTS (高通量通信卫星) 卫星的总容量超过 100 Gbit/s。因此,卫星通信系统向宽带化发展是必然趋势,只有这样才可以和地面宽带通信系统融合成一个天地一体化网络通信系统,满足人民的生活、工作和娱乐等需求。

表 1-5 2002—2021 年世界主要卫星通信系统发展

卫星名称	Hotbird - 6	AmerHis	Spaceway - 3	WINDS	Intelsat - 14	“天通一号” 03 星
运营商	EUTELSAT	Hispasat	HughesNet	JAXA/NICT	Intelsat	中国电信
发射时间	2002 年 8 月	2004 年 8 月	2007 年 8 月	2008 年 2 月	2009 年 11 月	2021 年 1 月
服务区域	欧洲	欧洲、巴西、南美、北美	北美大陆、夏威夷、阿拉斯加	日本、亚太地区	C: 西半球 Ku: 美欧非	中国及周边、中东、非洲、太平洋、印度洋

续表

卫星名称	Hotbird - 6	AmerHis	Spaceway - 3	WINDS	Intelsat - 14	“天通一号” 03 星
上行/下行 频道	Ka/Ka	Ku/Ku	Ka/Ka	Ka/Ka	Ku/Ku, C/C	S/C
上行速率	0.36 Mbps	0.512/ 1.03 Mbps (1.8 m) 2073/ 4.147 Mbps (2.4 m)	0.512 Mbps (0.74 m) 2 Mbps (0.98/1.2/ 1.8 m)	1.5/6 Mbps (0.45 m) 1.5/6/24/ 51/155 Mbps (1.5 m)	C: 3.5 Mbps 128 ~ 512 kbps Ku: 3.5/5/512 Mbps	S 频段, 上/下 各 30 MHz C 频段, 上/下 各 300 MHz
下行速率	4 Mbps	27 Mbps	30 Mbps	155 Mbps		

图 1.3 是全球卫星移动数据业务消费在卫星移动通信领域中的变化, 也侧面反映了用户的消费趋势和对带宽的要求。

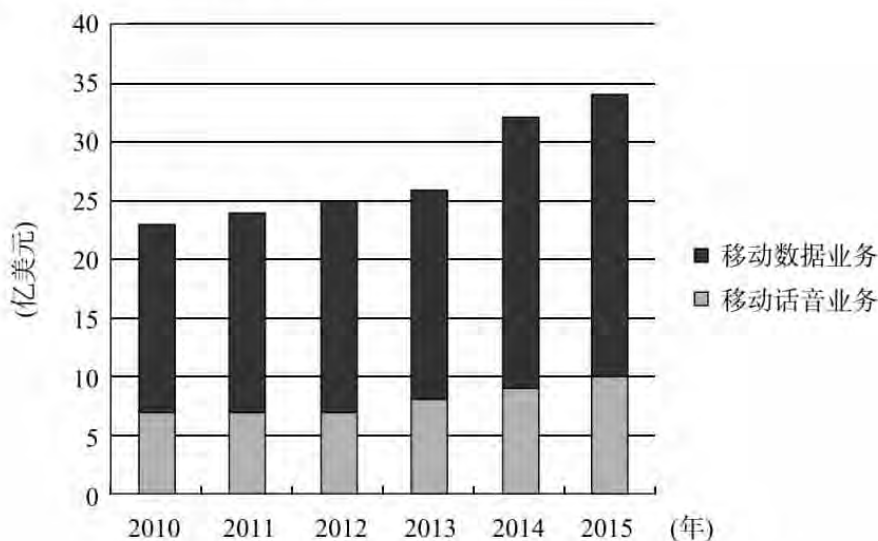


图 1.3 2010—2015 年全球卫星移动通信服务业收入构成



课程思政

新世界的竞争：卫星互联网竞赛已全面开启

2020 年伊始，全球通信领域发生了几件大事：谷歌宣布将在全球范围内逐步停止自 2015 年推出的免费 Wi-Fi 上网项目；SpaceX 将第五批 60 颗星链卫星送入太空，成为全球拥有卫星数量最多的商业卫星运营商；法国初创公司 Kinéis、美国初创公司 Skylo 和 Astranis 等几家卫星通信公司获得了亿美元级的巨额融资，用于打造下一代卫星与物联网通信技术。

据 Space Angels 的最新报告显示，自 2009 年以来，全球航空航天领域共 535 家初创公司获得约 257 亿美元的融资。仅在 2019 年，全球就有 178 家初创公司获得约 58 亿美元融资，比上一年增长 38%，占历年总融资额的 23%。其中，55% 的资金流向了美国。尽管美国依旧是航空航天领域投资最多的国家，但英国、法国、中国、新加坡、日本等国家正在奋起直追。



课程思政

新兴的低轨卫星互联网星座

SpaceX: SpaceX 的崛起推动了全球商业航天的投资热潮。SpaceX 的卫星宽带互联网项目 Starlink 计划将 3 万颗卫星部署在距地面 550 km 的低地球轨道上,目前入轨卫星数量已经达到 300 颗。预计该公司 2022 年底会有 1500 多颗卫星进入低地球轨道,将为美国北部和加拿大提供互联网服务。

OneWeb: 英国互联网卫星公司 OneWeb 是全球卫星互联网的有力竞争者之一,公司成立于 2012 年,计划部署由 600 颗卫星组成的星座。2019 年 2 月末,成功发射了首批 6 颗卫星。公司已获得软银集团、维珍集团、高通和空客等公司的 30 亿美元融资。

Telesat: 加拿大卫星通信公司 Telesat 成立于 1969 年,目前公司计划到 2022 年建立一个由 300 颗卫星组成的星座。2019 年,公司与加拿大政府签署了一项为期十年的 9 亿加元合同,为加拿大农村和偏远地区提供互联网接入服务。

科技巨头的太空计划

亚马逊: 2019 年,亚马逊提出了“Kuiper 计划”,将在低地轨道部署超过 3200 颗卫星,向美国和全球各地的亿万消费者和企业提供低延迟、高速的宽带通信服务。亚马逊的“Kuiper 计划”与贝索斯旗下的商业太空公司蓝色起源和亚马逊云服务 AWS 相互结合,形成了“火箭发射—卫星星座—云服务”互联网一体化服务。

Facebook: 2018 年 6 月底,Facebook 宣布放弃使用太阳能巨型无人机为发展中国家提供无线互联网的计划,并计划在 2019 年发射互联网卫星 Athena。该卫星由 Facebook 子公司 PointView 与商业太空初创公司 Space Systems Loral 和 Atlas Space Operations 合作开发,将为全球范围内未提供网络服务或服务欠缺的地区提供宽带连接。Facebook 认为卫星技术将成为下一代宽带基础设施的重要推动力。

专注于卫星物联网的服务商

Swarm Technologies: 美国硅谷初创公司 Swarm Technologies 成立于 2016 年,不同于 Starlink 计划的移动宽带服务,将目光放在嵌入式设备上,为全球连接设备提供低价物联网连接服务。

公司研发的 SpaceBEE 卫星只有三明治大小,通过地球磁场或太阳辐射产生的电流提供动力。

SpaceBEE 卫星可以通过物联网设备数据,监视企业资产的运行状况,例如,监控风力发电涡轮机的工作情况,追踪全球物流卡车车队等。

SpaceBEE 卫星在 2019 年获得了 FCC 批准,公司正计划部署 150 颗小型卫星星座,未来可能会增加到 600 颗。目前公司累计融资 2770 万美元。

NSLComm: 以色列初创公司 NSLComm 成立于 2009 年,致力于纳米卫星高带宽通信系统研发。公司设计的柔性碟形可扩展天线,为卫星提供高吞吐量的通信,可以将卫星通信性能提高 100 ~ 500 倍。据公司称,其纳米卫星不仅能够支持低带宽应用,还能够支持高速互联网。公司计划在 2021 年发射 30 颗卫星,到 2023 年发射数百颗。目前公司完成了 930 万美元融资。

课后小论文

“虹云”工程	要求： 项目开发的背景（目的、意义、作用等）； 项目的发展情况（规划、案例、后续情况）； 项目涉及哪些卫星通信相关技术？ 与国际相关同类项目比较，优缺点是什么？ 学生的感受
“鸿雁”星座	要求： 项目开发的背景（目的、意义、作用等）； 项目的发展情况（规划、案例、后续情况）； 项目涉及哪些卫星通信相关技术？ 与国际相关同类项目比较，优缺点是什么？ 学生的感受
“行云”工程	要求： 项目开发的背景（目的、意义、作用等）； 项目的发展情况（规划、案例、后续情况）； 项目涉及哪些卫星通信相关技术？ 与国际相关同类项目比较，优缺点是什么？ 学生的感受

1.3 卫星通信频率划分

1.3.1 无线电频带和波段的命名

无线电频谱可分为如表 1-6 所示的 14 个频带，无线电频率以 Hz（赫兹）为单位，其表达方式为：

- (1) 3000 kHz 以下（包括 3000 kHz），以 kHz（千赫兹）表示；
- (2) 3 MHz 以上至 3000 MHz（包括 3000 MHz），以 MHz（兆赫兹）表示；
- (3) 3 GHz 以上至 3000 GHz（包括 3000 GHz），以 GHz（吉赫兹）表示。

表 1-6 无线电频谱的 14 个频带

带号	频带名称	频率范围	波段名称	波长范围
-1	至低频（TLF）	0.03 ~ 0.3 Hz	至长波或千兆米波	10000 ~ 1000 Mm（兆米）
0	至低频（TLF）	0.3 ~ 3 Hz	至长波或百兆米波	1000 ~ 100 Mm（兆米）
1	极低频（ELF）	3 ~ 30 Hz	极长波	100 ~ 10 Mm（兆米）
2	超低频（SLF）	30 ~ 300 Hz	超长波	10 ~ 1 Mm（兆米）
3	特低频（ULF）	300 ~ 3000 Hz	特长波	1000 ~ 100 km（千米）
4	甚低频（VLF）	3 ~ 30 kHz	甚长波	100 ~ 10 km（千米）
5	低频（LF）	30 ~ 300 kHz	长波	10 ~ 1 km（千米）
6	中频（MF）	300 ~ 3000 kHz	中波	1000 ~ 100 m（米）

续表

带号	频带名称	频率范围	波段名称	波长范围
7	高频 (HF)	3 ~ 30 MHz	短波	100 ~ 10 m (米)
8	甚高频 (VHF)	30 ~ 300 MHz	米波	10 ~ 1 m (米)
9	特高频 (UHF)	300 ~ 3000 MHz	分米波	10 ~ 1 dm (分米)
10	超高频 (SHF)	3 ~ 30 GHz	厘米波	10 ~ 1 cm (厘米)
11	极高频 (EHF)	30 ~ 300 GHz	毫米波	10 ~ 1 cm (厘米)
12	至高频 (THF)	300 ~ 3000 GHz	丝米波或亚毫米波	10 ~ 1 dmm (丝米)

1.3.2 常用字母代码和业务频段的对应

常用字母代码和业务频段的对应如表 1-7 所示。

表 1-7 常用字母代码和业务频段对应表

字母代码	雷达		空间无线电通信	
	频率范围 (GHz)	举例 (GHz)	标称频段	举例 (GHz)
L	1 ~ 2	1.215 ~ 1.4	1.5 GHz 频段	1.525 ~ 1.710
S	2 ~ 4	2.3 ~ 2.5 2.7 ~ 3.4	2.5 GHz 频段	2.5 ~ 2.690
C	4 ~ 8	5.25 ~ 5.85	4/6 GHz 频段	3.4 ~ 4.2 4.5 ~ 4.8 5.85 ~ 7.075
X	8 ~ 12	8.5 ~ 10.5	—	—
Ku	12 ~ 18	13.4 ~ 14.0 15.7 ~ 17.3	11/14 GHz 频段 12/14 GHz 频段	10.7 ~ 13.25 14.0 ~ 14.5
K	18 ~ 27	24.05 ~ 24.25	20 GHz 频段	17.7 ~ 20.2
Ka	27 ~ 40	33.4 ~ 36.0	30 GHz 频段	27.5 ~ 30.0
V	40 ~ 75	46 ~ 56	40 GHz 频段	37.5 ~ 42.5 47.2 ~ 50.2

1.3.3 国际电信联盟 (ITU) 区域划分

为划分无线电频率，国际电信联盟《无线电规则》将世界划分为三个区域，中国位于第三区，如图 1.4 所示。

第一区：包括东限于 A 线（A、B、C 线定义于后）和西限于 B 线所划定的地区，但位于两线之间的任何伊朗伊斯兰共和国领土除外。该区亦包括亚美尼亚、阿塞拜疆、格鲁吉亚、哈萨克斯坦、蒙古、乌兹别克斯坦、吉尔吉斯斯坦、俄罗斯、塔吉克斯坦、土库曼斯坦、土耳其和乌克兰的整个领土以及位于 A、C 两线间俄罗斯以北的地区。

第二区：包括东限于 B 线和西限于 C 线之间的地区。

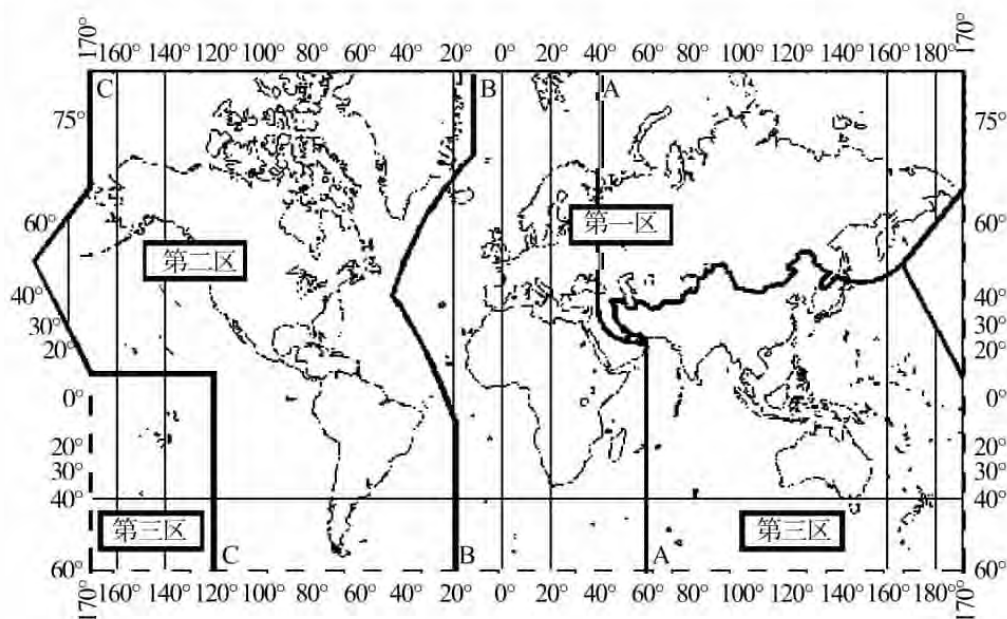


图 1.4 国际电信联盟（ITU）区域划分图

注：在本图中，若“区域”不用加框的仿宋字体，则表示与这三个区域无关。

第三区：包括东限于 C 线和西限于 A 线之间所划定的地区，但亚美尼亚、阿塞拜疆、格鲁吉亚、哈萨克斯坦、蒙古、乌兹别克斯坦、吉尔吉斯斯坦、俄罗斯、塔吉克斯坦、土库曼斯坦、土耳其和乌克兰的任何领土部分和俄罗斯以北的地区除外。本区亦包括伊朗伊斯兰共和国位于两线以外的那部分领土。

子区域：在同一个区域内的两个或多个国家组成的区域。

国际电信联盟（ITU）区域划分图中的 A、B、C 线定义如表 1-8 所示。

表 1-8 国际电信联盟（ITU）区域划分图中的 A、B、C 线定义

A 线	由北极沿格林尼治以东 40°子午线至北纬 40°线，再沿大圆弧至东 60°子午线与北回归线的交叉点，然后沿东 60°子午线而至南极
B 线	由北极沿格林尼治以西 10°子午线至该子午线与北纬 72°线的交叉点，再沿大圆弧至西 50°子午线与北纬 40°线的交叉点，然后沿大圆弧至西 20°子午线与南纬 10°线的交叉点，最后沿西 20°子午线而至南极
C 线	由北极沿大圆弧至北纬 65°30'线与白令海峡国际分界线的交叉点，再沿大圆弧至格林尼治以东 165°子午线与北纬 50°线的交叉点，接着沿大圆弧至西 170°子午线与北纬 10°线的交叉点，然后沿北纬 10°线至它与西 120°子午线的交叉点，最后由此沿西 120°子午线而至南极

1.3.4 无线电频率划分

目前，卫星通信系统主要工作在以下频段：1 GHz 的 L 波段、8/10 G 的 X 波段（军事波段）、4/6 G 的 C 波段（商用波段）、12/14 G 的 Ku 波段（商用波段）以及 20/30 G 的 Ka 波段。

- VHF、UHF 用于低轨小卫星通信；
- VHF 频段：0.1 ~ 0.3 GHz；
- UHF 频段：0.3 ~ 1.0 GHz，用于移动、导航业务。

1.4 卫星通信在民航的应用

1.4.1 在空管中的应用

20 世纪 90 年代，民航卫星通信网建成初期，由于地面传输网络采用模拟中继电路，传输质量差，无法满足空管信息对于可靠性的传输要求，卫星通信作为主要传输手段用于管制移交电话、雷达信息引接、VHF 话音通信、自动转报业务、气象信息、航行情报等重要空管业务信息的传输，大大提升了空管业务传输保障能力。

进入 21 世纪，随着飞行量的增长，空管业务信息对于通信传输的容量和质量（可靠性和时延要求）要求越来越高，卫星通信因其带宽受限和固有时延特点，逐渐不能适应空管信息的传输需求。且随着地面通信技术的快速发展和空管基础设施的不断完善，卫星通信开始作为空管信息的备用和应急传输手段。

目前，大型飞机都装有卫星通信系统，用于向机组人员、旅客提供卫星电话、传真等语音和数据通信（APC 航空旅客通信指旅客或机组成员出于个人目的的语音通信和数据通信，与飞行安全无关），并提供用于 AOC（航空运行控制）的数据通信服务。而对于 ATS（空中交通服务）方面的服务，卫星通信则作为 VHF 通信的备用手段，在航路中当 VHF 通信覆盖不到、HF 通信效果不好时则采用卫星通信。图 1.5 为 S 频段卫星移动通信在空管中应用的组网示意图。



图 1.5 S 频段卫星移动通信在空管中应用的组网示意图

机载站工作于卫星点波束或海域波束的 S 频段用户链路，可实现飞机平台 ATS、AOC 等空管业务接入。

飞机 ATS、AOC 业务经卫星转发至 C 频段馈电链路，落地后的接入、存储、交换则由地面信关站实现，并通过信关站交换中心的网关与地面 PSTN/PLMN 网络的关口相连，分发至空管局和各机场管理中心。

1.4.2 在飞机导航中的应用

全球卫星导航系统（Global Navigation Satellite System, GNSS），是利用人造地球卫星

进行导航的系统。整个系统由多个导航卫星、地面站和卫星导航定位设备组成。卫星导航系统是一种天基无线电导航定位和时间传递系统。

在1957年10月4日苏联成功发射第一颗人造地球卫星“斯普特尼克一号 (Sputnik I)”后的第2年 (1958年), 观测 Sputnik I 的美国约翰霍普金斯大学 (Johns Hopkins University) 应用物理实验室研究人员提出: 根据已知轨道的卫星和接收机之间的多普勒频移 (Doppler Shift, DS) 反推接收机在地球上的位置。世界上第一个卫星导航系统是美国海军卫星导航系统 (Navi Navigation Satellite System, NNSS), 也称为子午仪卫星导航系统 (Transit Satellite Navigation System), 其第一颗用于导航的卫星于1960年4月13号成功发射。

GNSS 包含四大核心星座, 有美国的 GPS、中国的北斗卫星导航系统、俄罗斯的 GLONASS 和欧洲的 Galileo, 以及相应的导航增强系统。

GNSS 可以在全球范围内为飞行员提供起飞、飞行和降落信息, 并提供飞机到机场的地面导航的所有飞行阶段的精确的三维位置信息; 减少昂贵的地面导航设施、系统和相应的服务, 为航空公司和飞行员提供灵活和节省燃料的航线; 缩减航空最小间隔距离且提供更有效的航空交通管理, 使航空能力得到提高, 因而航班延误特别是在恶劣天气条件下的延误可以减少。

目前, GPS 卫星导航在民航飞机中得到广泛应用。在不久的将来, 北斗导航系统也将应用到中国民航各个飞机上。

1.4.3 在飞机客舱中的应用

2017年9月18日, 中国民航局飞标司副司长朱涛在新闻发布会上宣布, 在《大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则》的第五次修订中, 民航局放宽了对于飞机上使用便携式电子设备 (PED) 的规定, 允许航空公司为主体对便携式电子设备的影响进行评估, 并制定相应的管理和使用政策。该修订版本于2017年10月起实施。

由于社会经济的高速发展, 科技长足进步, 人民生活水平不断提高, 人民对高质量的生活需求更加迫切。以飞机为交通工具开展商务活动、旅游等的客户渴望在飞行过程中能和亲人、朋友一起分享自己旅行过程中的快乐等, 因此, 大多数旅客迫切希望在空中也能获得与地面类似的宽带互联网服务, 以便工作和娱乐。基于此, 2017年, 交通运输部通过对《大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则》(CCAR-121部) 的第五次修订。这次修订, 根据机上便携式电子设备 (PED) 的发展趋势和国际上的研究成果, 放宽了对于机上便携式电子设备的管理规定, 允许由航空公司对便携式电子设备的影响进行评估, 并制定相应的管理政策。

客机中的卫星通信系统主要有两个卫星通信系统: 客舱卫星通信系统和驾驶舱卫星通信系统。飞机客舱通信主要是指飞机上的旅客利用飞机上客舱内局域网, 通过飞机机载通信设备连上卫星, 通过卫星转发和地面相关通信网联网, 与地面进行语音或数据通信。而传统的 VHF 只限于视距通信, 不能满足大型客机远程信息传输。

客舱卫星通信系统和地面通信系统构成空地一体化通信系统, 实现在飞行中随时随地通信。如图 1.6 所示。

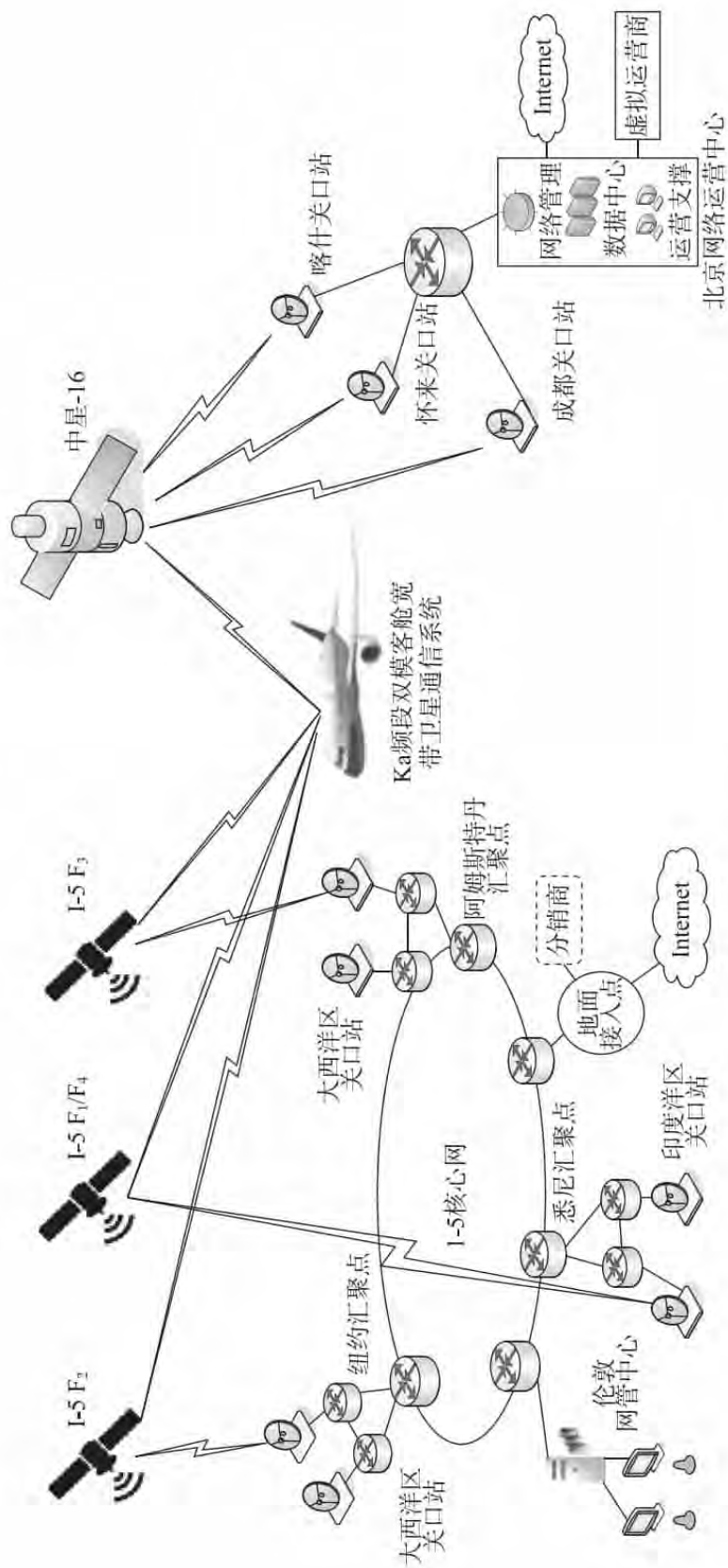


图1.6 飞机客舱通信系统和地面通信系统联网示意图

客舱卫星通信系统，通过飞机上的机载设备和空间段的卫星转发器，转发信息到地面站，然后地面站和地面其他通信网络进行连接，实现旅客通信的天地一体化，这也是未来 6G 的建设目标之一。图 1.7 是飞机卫星通信系统的机载设备原理图。

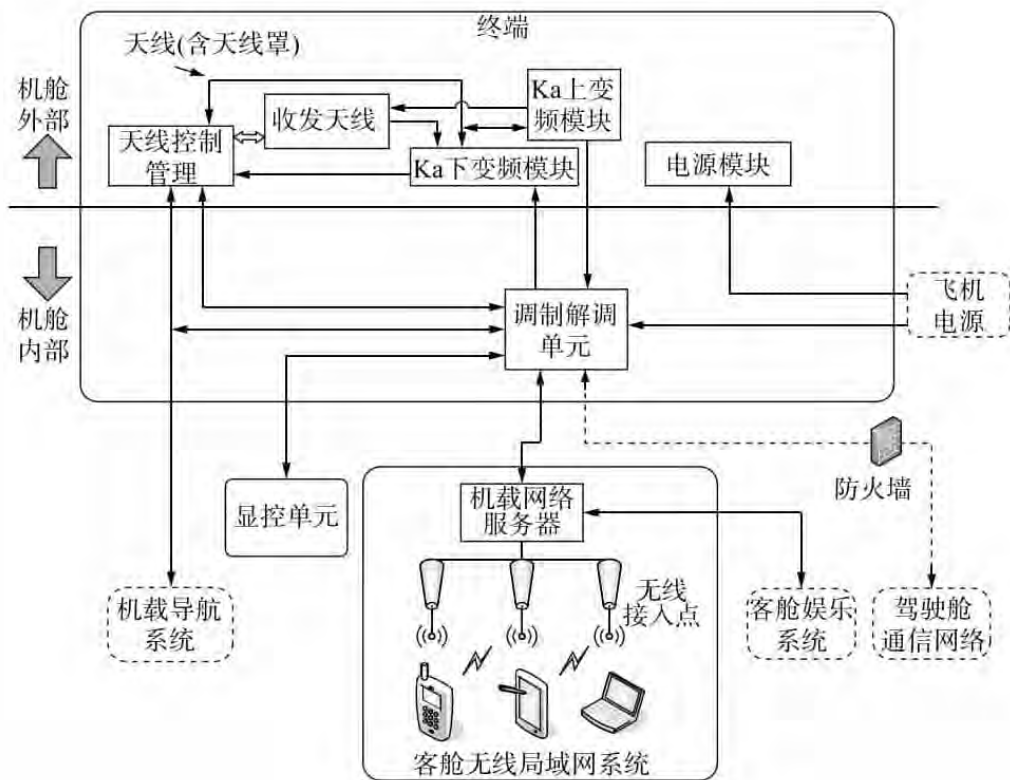


图 1.7 机载设备组成框图

飞机中的旅客经过授权连上客舱中的无线局域网，然后机载相关设备将旅客发送的数据送到空间段的卫星并转发到地面站，再送到相关的地面通信网络，最后到达旅客想联系的用户或相应的服务器，实现旅客空中通信。

目前提供的客舱卫星通信系统主要有：Telesat 卫星系统、Inmarsat - 5 卫星系统和 Viasat 卫星系统。

拓展练习

1. 在早上 8:30 从广州白云国际机场起飞的南航 A 客机，在飞机中的旅客小王（客户经理），由于下飞机后急需参加一个重要会议，在上飞机前刚刚收到邮件，未来得及浏览邮件，想在飞行中查看邮件，及时了解会议概要并准备会议内容。小王的邮件服务器是某企业内部邮箱，如果小王想要查阅到会议邮件，那么小王需要访问哪些网络节点？
2. 某一天，一对热恋中的情侣，分别坐同一时段不同航空公司的不同航班，从同一个机场去不同地方，想在飞机稳定飞行过程中，通过微信方式分享一下彼此在空中旅行的快乐。如果他们想通过微信方式分享，他们的信息需要经过哪些网络节点？

1.4.4 在飞机驾驶舱中的应用

由于国际民用航空业的高速发展，国际航线在不断开发和增多，民航飞机在跨洋和偏远地区的通信保障尤为重要。鉴于 VHF 通信信号覆盖的有限性，飞机通过此类区域，只能通过航空短波、超短波通信实现空地通信、空中交通管理，随着卫星导航通信系统的引入，可实现整个航路，甚至全球范围内的空地通信及空中交通管理服务。

为满足民航规章要求，保障飞机全球范围内的安全运行，基于卫星通信的驾驶舱话音及数据通信得到广泛应用，目前用于驾驶舱的卫星通信系统主要有海事卫星（Inmarsat）和铱星（Iridium）。图 1.8 为 Inmarsat 航空卫星通信系统应用示意图。

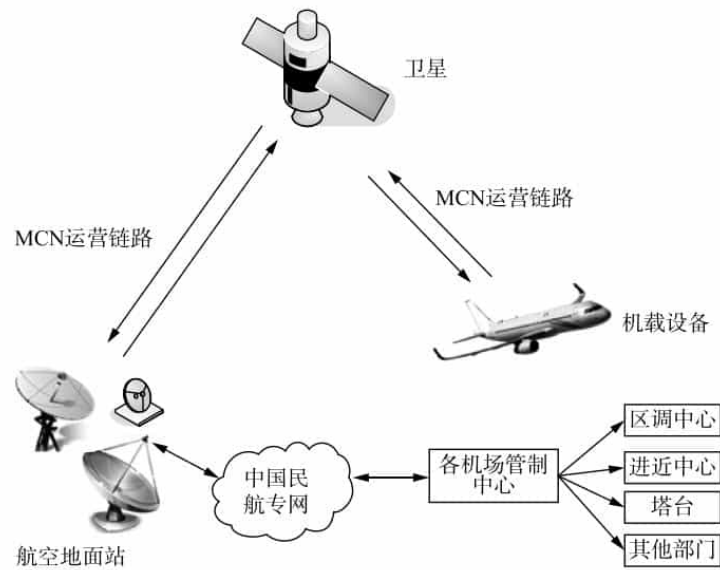


图 1.8 Inmarsat 航空卫星通信系统

飞机上的机载设备通过和 Inmarsat 进行连接，然后经过 Inmarsat 卫星转发器将驾驶舱的数据传到航空地面站，再将信息分配到各管制中心及相关单位，监视飞机实时状态信息，保障飞机飞行安全。

1.4.5 在 PBN 中的应用

PBN（基于性能的导航）是从 RNAV（区域导航）和 RNP（所需导航性能）发展演变而来，是一个漫长的过程。在早期，RNAV 和 RNP 各自为战，就 RNAV 而言，在民用航空领域就有很多标准，也有多种不同的应用，如欧洲的 BRNAV/PRNAV，美国的 B 类 RNAV、RNP RNAV 进近、RNP SAAAR、RNP4，中东的 RNP5 以及 RNP0.3 等。它们在概念、术语和定义等方面出现了混乱现象，ICAO 为了解决这些问题，专门成立了一个 RNP 特殊运行要求研究小组（RNP SORSG）对 RNP 的运行进行研究，对存在于 RNP 和 RNAV 间不统一的概念和规范进行梳理，形成一个全球统一的标准体系，提出了“基于性能的导航”（Performance Based Navigation, PBN）这个新概念，并对其内涵进行了定义。2007 年 4 月，ICAO 正式通过国家信函方式，向缔约国解释了 PBN 的概念，要求他

们制订实施 PBN 的计划。ICAO 还公布了 PBN 手册（ICAO Doc 9613 第 3 版，2008），指导各国实施 PBN。

PBN 的引入体现了航行方式从基于传感器导航到基于性能导航的转变。与传统导航相比，PBN 在飞行效率、航空容量、飞行的安全性、节能减排、环保等方面，优势都很明显。如图 1.9 所示。

PBN 运行将以 GNSS 为主要导航设施，也将整合其他技术，如 ADS-B。在远期规划中，所有的飞行阶段，包括航路、终端区和进近阶段，都将全部以 PBN 运行为主，将从传统导航与 PBN 的混合运行过渡到完全的 PBN 运行。如图 1.10 所示。

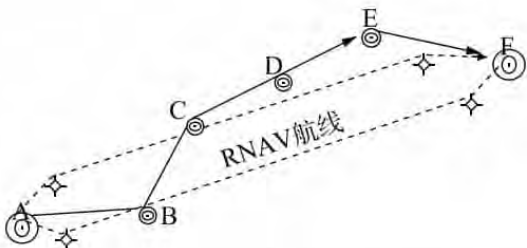


图 1.9 区域导航和传统导航的区别

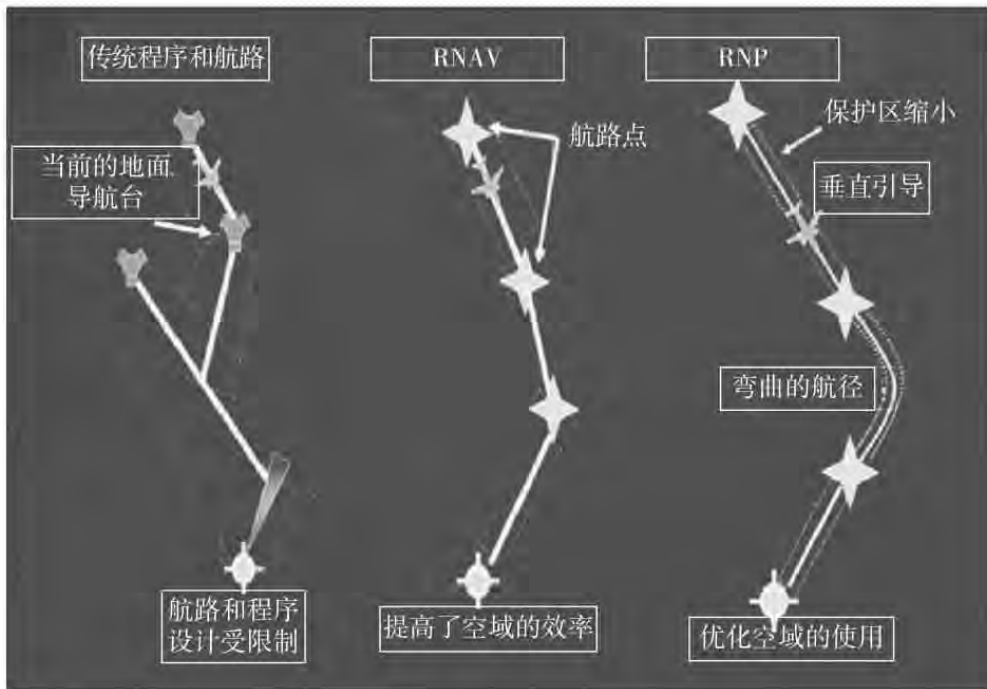


图 1.10 PBN 概念示意图

目前，中国民航先后在拉萨、九黄、丽江、林芝、康定、邦达、黄山、延吉等十几个运行条件复杂的机场设计了 RNP AR 进近程序。在广州白云国际机场、深圳宝安国际机场、上海虹桥国际机场和上海浦东国际机场等设计了 RNAV 终端区程序，在绵阳南郊机场、厦门高崎国际机场、三亚凤凰国际机场、温州龙湾国际机场试设计了 RNP APCH 进近程序。

2014 年，民航全行业有 154 个机场实施了 PBN，其中 25 个机场实施了 RNAV，112 个机场实施了 RNP APCH，17 个机场实施了 RNP AR。

2021 年，民航全行业有 242 个运输机场具备 PBN 飞行程序，其中，地形或空域复杂的 27 个机场配备 RNP AR 程序。

1.5 卫星通信系统结构

1.5.1 卫星通信系统概述

卫星通信系统一般由空间段和地面段两大部分组成。空间段由若干个卫星构成的星座（星际系统）、地面跟踪遥测及指令分系统和地面监控管理分系统三部分构成。地面端由信关站、地球站以及用户终端构成。如图 1.11 所示。

(1) 跟踪遥测及指令分系统负责对卫星进行跟踪测量，控制其准确进入静止轨道上的指定位置。待卫星正常运行后，要定期对卫星进行轨道位置修正和姿态保持。

(2) 监控管理分系统是负责对定点的卫星在业务开通前、后进行通信性能的检测和控制，例如，对卫星转发器功率、卫星天线增益以及各地球站发射的功率、射频频率和带宽等基本通信参数进行监控，以保证正常通信。

(3) 空间分系统（通信卫星）主要包括通信系统、遥测指令装置、控制系统和电源装置（包括太阳能电池和蓄电池）等几个部分。通信系统主要包括一个或多个转发器，每个转发器能同时接收和转发多个地球站的信号，从而起到中继站的作用。

(4) 通信地球站是微波无线电收、发信站，用户通过它接入卫星线路，进行通信。

(5) 用户终端是各种直接接收卫星信号的终端设备，如飞机机载设备、轮船船载设备、汽车车载设备、卫星手机和卫星固定电话等。

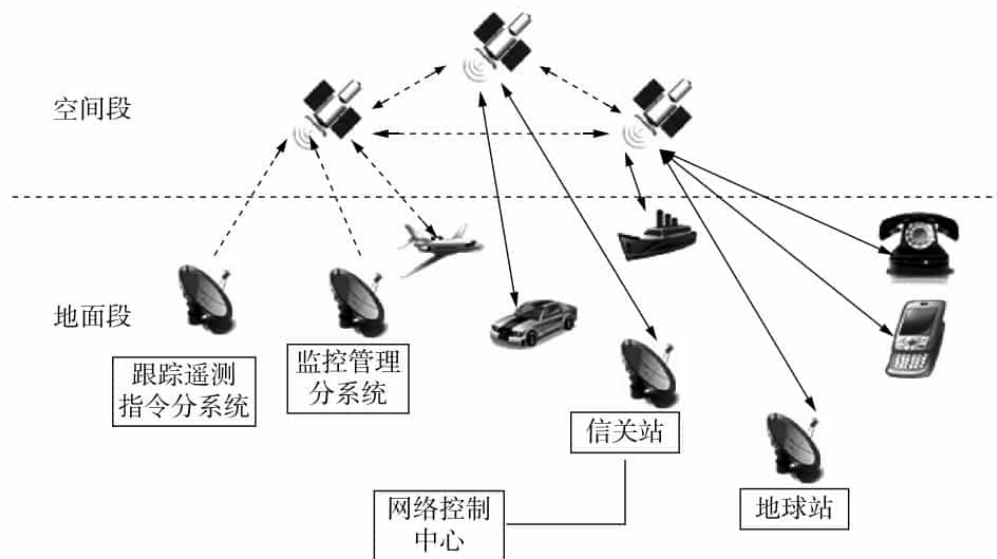


图 1.11 卫星通信系统结构示意图

空间段的星载设备主要由天线、放大器、滤波器等构成；地球站主要由天线、高功放、低噪声放大器、上下变频器、中频滤波器以及调制解调器等构成。如图 1.12 所示。

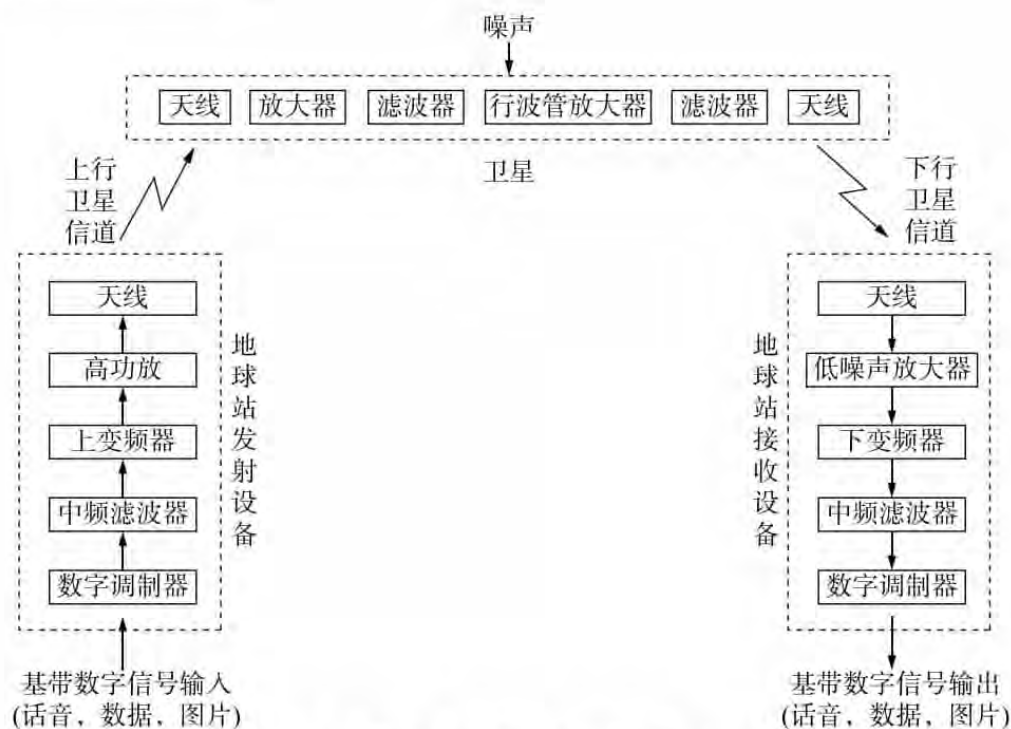


图 1.12 星载设备和地球站原理图

空间段由一颗或多颗具有不同轨道参数的通信卫星以及临近空间平台组成，卫星之间相互交互，构成卫星星座，可以通过星际链路（ISL）和轨间链路（IOL）实现星际间的连接。其中，转发器、卫星天馈系统和卫星电源系统是通信卫星的核心组成部分。

1.5.2 通信卫星

通信卫星（Communications Satellite）即人造地球卫星，用作空间无线电通信中继站，有转发空间无线电信号的作用，是卫星通信系统的空间部分。

通信卫星按轨道的不同分类，分为地球静止轨道通信卫星、大椭圆轨道通信卫星、中轨道通信卫星和低轨道通信卫星；按服务区域不同分类，分为国际通信卫星、区域通信卫星和国内通信卫星；按用途的不同分类，分为军用通信卫星、民用通信卫星和商业通信卫星；按通信业务种类的不同分类，分为固定通信卫星、移动通信卫星、电视广播卫星、海事通信卫星、跟踪和数据中继卫星；按用途多少的不同分类，分为专用通信卫星和多用途通信卫星。

目前，中国主要使用的通信卫星有：“亚洲 3/4/5 号”星、亚太 - II R、“亚太 5/6 号”星、“中卫一号”、“鑫诺 1/3/6 号星”、中星 6B 和“天通一号”01 星等。

1. 通信卫星的组成

通信卫星由空间平台和有效载荷两部分组成，其作用是为各个地球站转发无线电信号，以实现它们之间的多址通信。

1) 空间平台

又称公用舱或服务舱，是用来维持通信转发器和通信天线在空中正常工作的保障系统，主要包括遥测、遥控和跟踪分系统（测控分系统），数据管理分系统，姿态与轨道控制分系统，推进分系统，结构分系统和供配电分系统。

(1) 遥测、遥控和跟踪分系统 (TT&C 系统)。遥测分系统用来采集卫星状态的直接遥测参数, 并将数据管理分系统送来的遥测参数合路对遥测副载波进行调制, 然后发送给地球站的测控站, 实现对卫星工作的监视; 遥控 (指令系统) 分系统用于接收、转发、解调地球站的测控站发来的遥控副载波信号, 完成直接遥控指令的译码和执行, 送给数据管理分系统完成对星上设备的相关执行; 跟踪分系统用来接收、转发来自地面测控站的测距信号, 协同地面测控站对卫星的跟踪与测距。

(2) 数据管理分系统: 负责星务管理功能, 用于存储各种程序, 采集、处理数据以及协调管理卫星各分系统工作。

(3) 姿态与轨道控制分系统 (控制分系统): 是负责执行遥测、指令分系统的指令执行分系统, 即在地面遥控指令站的指令控制下, 完成远地点发动机点火控制, 对卫星的姿态、轨道位置、各分系统的工作状态和主备份设备的切换等进行控制和调整。

(4) 推进分系统: 是为姿态控制和轨道控制提供所需动力。

(5) 结构分系统: 是用于支撑、固定卫星上各种仪器设备, 传递和承受力学载荷, 保障卫星完成各种规定动作功能的卫星分系统。一般由轻合金材料组成, 外层涂有保护层。常用的结构有自旋稳定式的轴对称形状和三轴稳定式的立方体形状。

(6) 供电分系统: 其任务是产生、存储、变换、调节和分配电能, 供星上各种耗电设备和部件使用。星上电源主要有太阳能和化学能电池两种。

2) 有效载荷

通信卫星的有效载荷由天线分系统和通信转发器组成。

通信卫星转发器 (通信卫星中继器、转发器), 是一个提供卫星发射天线和接收天线之间链路连接的设备, 是构成卫星通信的中枢, 其功能是使卫星具有接收、处理并重发信号的能力, 用于接收和转发卫星通信地球站发来的空间无线电信号, 实现地球站之间或地球站与航天器之间通信的设备。用于对接收的信号进行放大、变频, 并再次发射到各卫星通信地球站或航天器。

转发器分为透明转发器和星上处理转发器两大类。透明转发器除进行低噪声放大、变频、功率放大外, 只是单纯完成转发任务; 星上处理转发器除转发信号外, 还具备信号处理功能。

转发器系统工作原理如下:

- 将地面站发送的上行信号经输入滤波, 再经过接收机中的低噪声放大器进行宽带放大, 利用接收机中的变频器将信号频率转变为下行信号;
- 经过分路滤波实现通道控制, 使用一台或多台功率放大器对信号功率放大;
- 利用输出多工器进行功率合成, 重新合成后通过发射天线发回地面, 完成信号的中继转发任务。

图 1.13 为卫星转发器工作原理图。

(1) 透明转发器是指接收到地面的信号后, 只进行放大、变频、再放大, 然后发回地面, 对信号不进行任何加工和处理, 只单纯完成转发任务。它主要包括宽带接收机、复用器、变频器和功率放大器。Ku 波段以下的卫星转发器可以直接再射频放大, 不必变到中频。该转发器可以分为单变频转发器和双变频转发器。如图 1.14 所示。

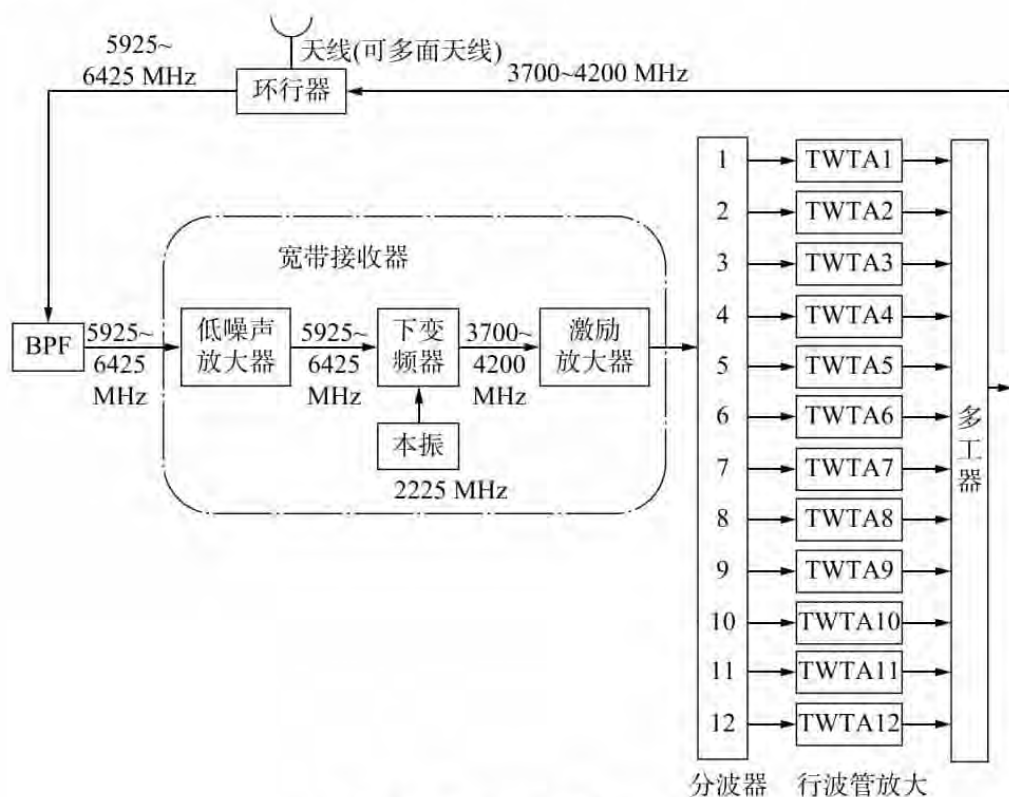


图 1.13 卫星转发器工作原理图

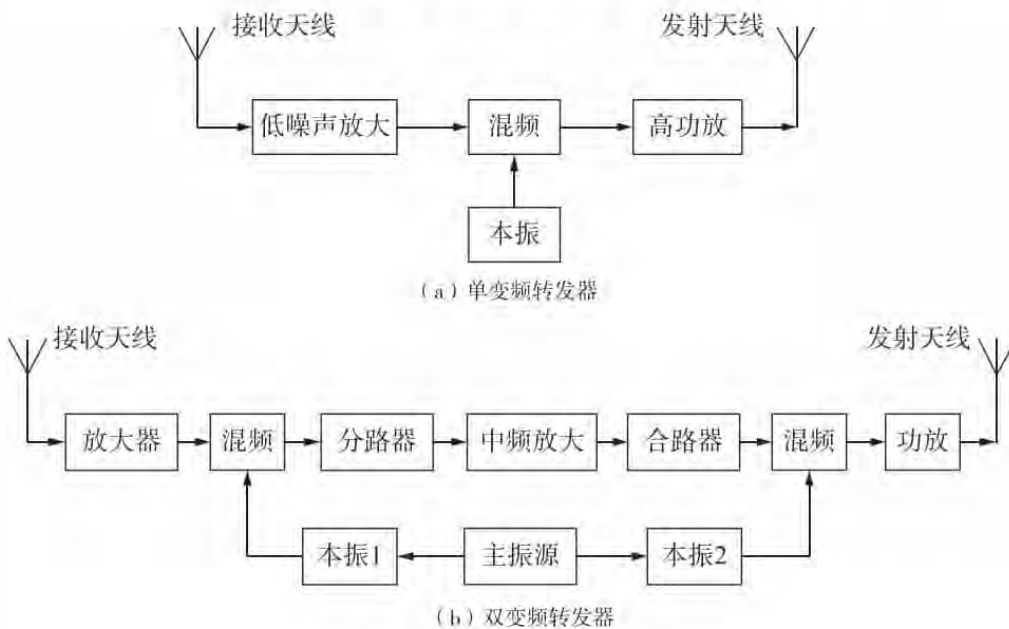


图 1.14 转发器原理示意图

由图 1.14 (a) 可知，先将输入信号进行直接放大，然后变频为下行频率，经功率放大后，通过天线发给地球站。

由图 1.14 (b) 可知，先把接收到的信号变频为中频，经限幅后，再变换为下行发射频率，最后经功放由天线发向地球站。

(2) 星上处理转发器接收来自地面的无线电波，经过放大后，变换频率再向地面发射，相当于一个微波中继站。它主要由输入设备、调制设备、本振设备、放大设备和发

射设备组成,可以转发两地或多地的电报、电话、数据、传真、电视、广播等多类业务。其工作原理如图 1.15 所示。

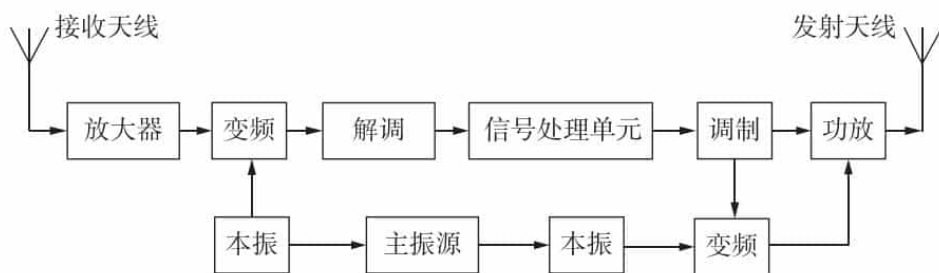


图 1.15 星上处理转发器工作原理图

星上处理转换器除了转发信号外,还具有信号处理的功能。由图 1.15 可知,对于接收到的信号,先经过微波放大和下变频后,变为中频信号,再进行解调和数据处理后得到基带数字信号,然后再经调制,变频到下行频率上,经过功放后通过天线发回地面。图 1.16 是星上交换的 TDMA 转发器原理示意图。

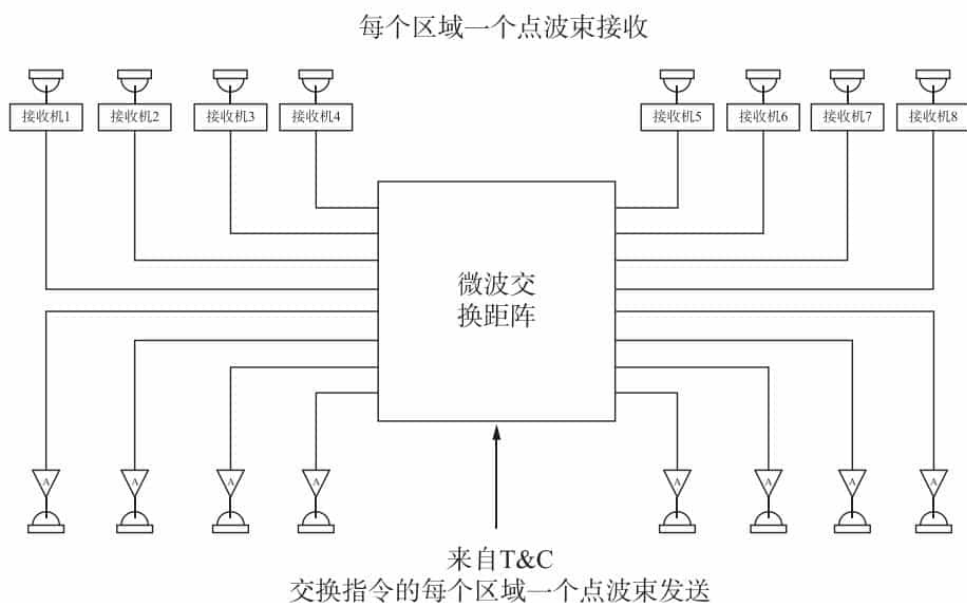


图 1.16 SS-TDMA 转发器示意图

转发器的数量越多,卫星的通信能力就越大。根据转发器的数量和通信卫星的功率,通信卫星的分类具体如下:

- 星载转发器少于 12 个,功率小于 1000 W 的通信卫星称为小容量卫星;
- 有 24 个转发器,功率在 1000 ~ 3000 W 之间的卫星称为中容量通信卫星;
- 有 48 个转发器,功率在 3000 ~ 7000 W 之间的卫星称为大容量通信卫星;
- 多于 48 个转发器,功率在 7000 W 以上的称为超大容量通信卫星。

目前最大的通信卫星平台上可装 150 个转发器。“东方红三号”有 24 个 C 波段转发器,6 个电视和 18 个通信传输信道,可传输 6 套彩色电视节目和 15000 路电话或电报、传真、数据信号,工作寿命为 8 年。

2. 通信卫星技术性能

以“东方红四号”(DFH-4)为平台研制的通信卫星,具体指标如表1-9所示。

表1-9 “东方红四号”通信卫星的具体指标

类别	技术指标要求
C 频段有效载荷	
覆盖区	覆盖大部分南美洲大陆和加勒比海地区
转发器配置	14 路工作转发器, 每路带宽 36 MHz
EIRP	6 路 ≥ 33.3 dBw 8 路 ≥ 38 dBw
G/T	≥ -5 dB/K
极化隔离度	90% 覆盖区内 ≥ 27 dB, 其余区域 ≥ 25 dB
Ku 频段有效载荷	
覆盖区	分南北两个固定区域波束, 北波束覆盖委内瑞拉、古巴和圭亚那, 南波束覆盖玻利维亚、乌拉圭和巴拉圭
转发器配置	12 路工作转发器, 每路带宽 54 MHz
EIRP	委内瑞拉 ≥ 49.6 dBw 古巴 ≥ 48.6 dBw 其他地区 ≥ 44.1 dBw 南波束 ≥ 49.8 dBw
G/T	委内瑞拉 ≥ 3.0 dB/K 古巴 ≥ 2.0 dB/K 其他地区 ≥ -2.5 dB/K 南波束 ≥ 3.5 dB/K
极化隔离度	90% 覆盖区内 ≥ 27 dB, 其余区域 ≥ 25 dB
Ka 频段有效载荷	
覆盖区	覆盖委内瑞拉国土
转发器配置	2 路工作转发器, 每路带宽 120 MHz
EIRP	≥ 47 dBw
G/T	≥ 3.8 dB/K
极化隔离度	90% 覆盖区内 ≥ 27 dB, 其余区域 ≥ 25 dB
测控	
测控频率	C 频段
测控调制方式	上行: PCM/PSK 下行: PAM/PCM/PSK
接收机灵敏度	-135 dBw
发射通道 EIRP	全向天线 ≥ 0 dBw 定向天线 ≥ 4 dBw
控制	
天线指向精度	正常条件: $\leq 0.1^\circ$, 恶劣条件: $\leq 0.13^\circ$
姿态短期偏置能力	俯仰角: $\pm 6^\circ$, 滚动角: $\pm 2^\circ$
姿态长期偏置能力	俯仰角: $\pm 4^\circ$, 滚动角: $\pm 1^\circ$
姿态偏置量分辨率	0.02°
姿态偏差	俯仰角: $\pm 0.06^\circ$, 滚动角: $\pm 0.06^\circ$, 偏航角: $\pm 0.2^\circ$
轨道位置	78° W
位置保持精度	南北: $\pm 0.05^\circ$, 东西: $\pm 0.05^\circ$
总体	
太阳能电池末期输出功率	≥ 7750 dBw
卫星起飞质量	≤ 5100 kg
卫星设计寿命	≥ 15 a
卫星可靠度	发射及转移轨道: ≥ 0.97 , 寿命末期 ≥ 0.70
卫星平台	DFH-4
运载火箭	CZ-3B

1.5.3 地球站

1. 地球站的基本概述

1) 地球站的基本原理及组成

地球站是卫星通信系统的重要组成部分，其主要功能是将发射的信号传送到卫星，再从卫星接收信号。地球站原理图如图 1.17 所示。

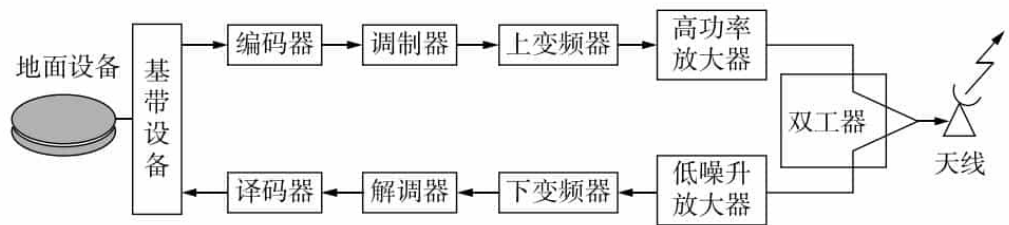


图 1.17 地球站原理图

一个典型的国际卫星通信的双工式 A 型标准地球站，一般包括射频部分（包括天线、高功率放大器、低噪声放大器、上变频器和下变频器），调制与解调器，基带处理部分，控制系统和用户接口等。如图 1.18 所示。

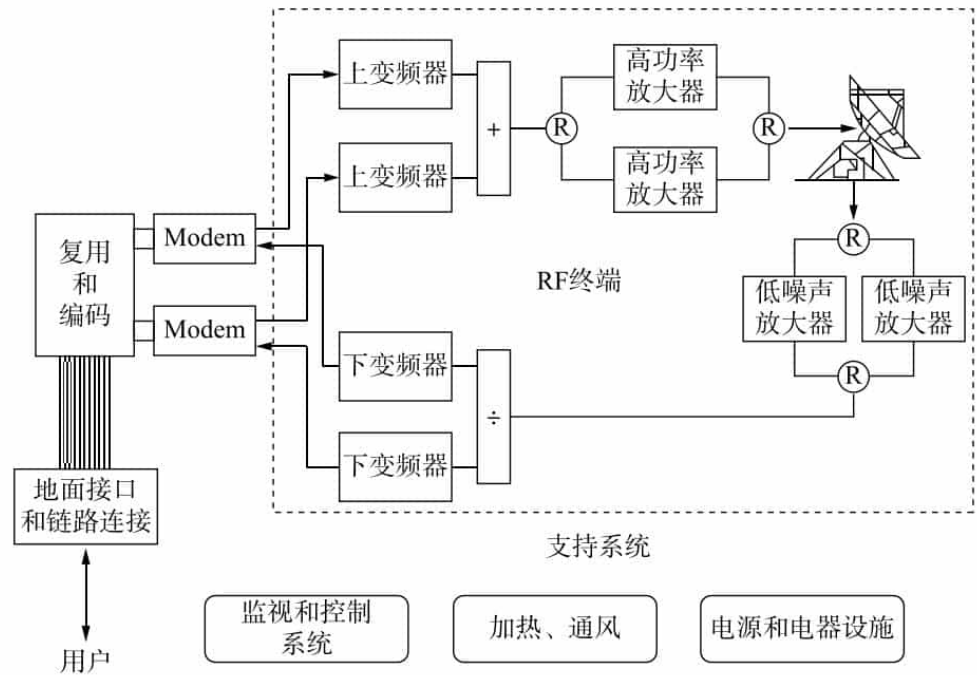


图 1.18 A 型地球站主要单元设备

2) 地球站的分类

(1) 如果按用途和功能划分，地球站可分为卫星测控管理地球站和卫星应用系统地球站。如图 1.19 所示。

(2) 如果按天线反射面口径大小划分，地球站可分为 20 m、15 m、10 m、7 m、5 m、3m 和 1 m 等类型。

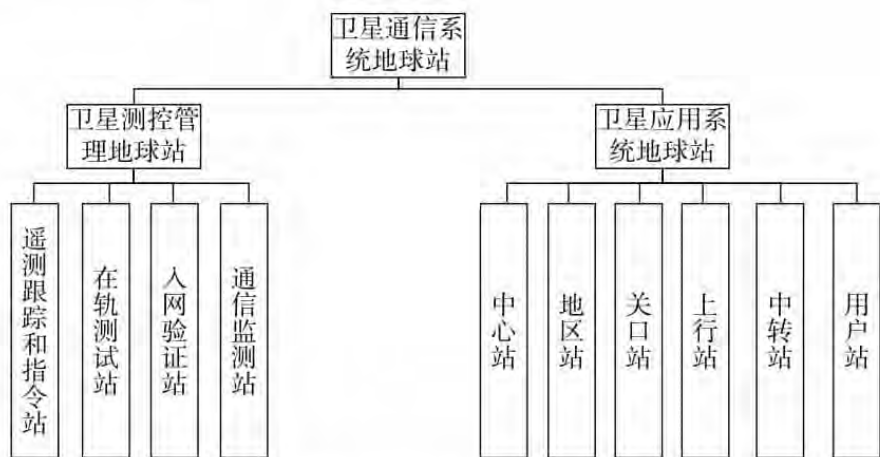


图 1.19 地球站按用途和功能的分类示意图

(3) 如果按安装方法和设备规模划分，地球站可分为固定站、移动站和可搬移站等。

(4) 如果按卫星通信业务划分，地球站可以分为固定卫星业务（FSS）、移动卫星业务（MSS）和广播卫星业务（BSS）。如图 1.20 所示。

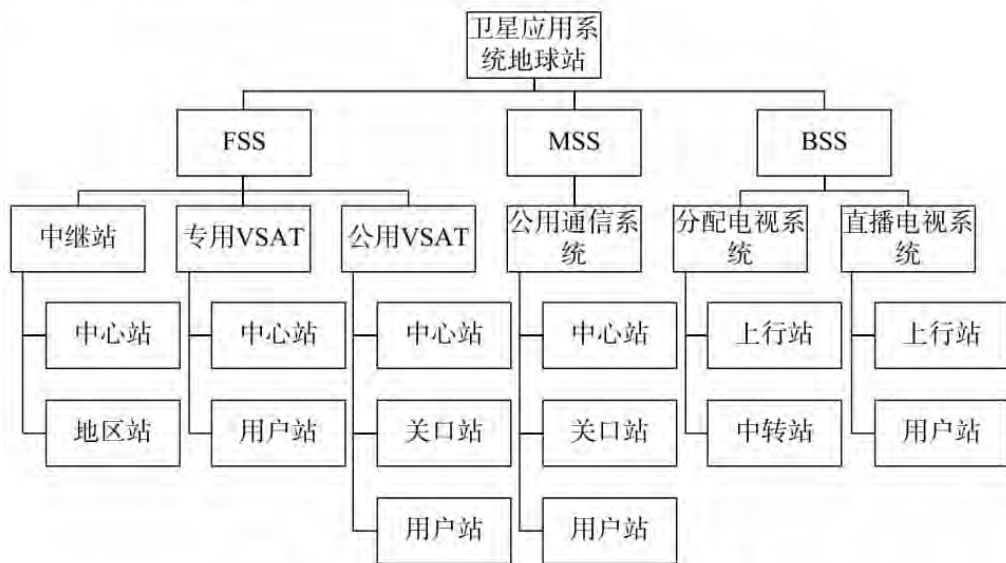


图 1.20 地球站按卫星通信业务分类的示意图

目前国际上通常根据地球站天线口径尺寸及 G/T 值大小将地球站分为 A、B、C、D、E、F、G、Z 等各种类型。如表 1-10 所示。

- A、B、C 三种是大型站，称为标准站，用于国际通信，适合各种业务类型。
- D-1，D-2 主要是用于小型站。
- E 和 F 分别工作在 Ku 波段和 C 波段，又分为 E1、E2、E3 和 F1、F2、F3 等类型。
- E-1，F-1，称为小型站，它们的业务容量较小，一般用于商用系统（IBS）。
- E-2，E-3 和 F-2，F-3 又称为中型站，为大城市和大企业之间提供通信业务。
- G 是国际租赁专线，一般用于 VSAT 或卫星电视。
- Z 是国内电路，租赁专线。

表 1-10 国际上地球站的分类

类型	地球站标准	天线尺寸/m	G/T 最小值 (dB/K)	业务	频段 (GHz)
大型站 (国家)	A	15 ~ 18	35.0	电话、数据、TV、IDR、IBS	6/4
	C	12 ~ 14	37.0	电话、数据、TV、IDR、IBS	14/11&12
	B	11 ~ 13	31.7	电话、数据、TV、IDR、IBS	6/4
中型站 (卫星通信港)	F-3	9 ~ 10	29.0	电话、数据、TV、IDR、IBS	6/4
	E-3	8 ~ 10	34.0	电话、数据、TV、IDR、IBS	14/11&12
	F-2	7 ~ 8	27.0	电话、数据、TV、IDR、IBS	6/4
	E-2	5 ~ 7	29.0	电话、数据、TV、IDR、IBS	14/11&12
小型站 (商用)	F-1	4.5 ~ 5	22.7	TV、IBS	6/4
	E-1	3.5	25.0	TV、IBS	14/11&12
	D-1	4.5 ~ 5.5	22.7	VISTA	6/4
VSAT	G	0.6 ~ 2.4	5.5	INTERNET	14/11&12、6/4
TVRO		1.2 ~ 11	16	TV	14/11&12、6/4
国内	Z	0.6 ~ 12	5.5 ~ 16	国内	14/11&12、6/4

中国对各类通信卫星地球站规定了不同的 G/T 值，具体要求如下：

- 一类站中央站： $G/T \geq 33 + 20\lg f/4$ dB/K
- 其他站： $G/T \geq 31.7 + 20\lg f/4$ dB/K
- 二类站： $G/T \geq 29.0 + 20\lg f/4$ dB/K
- 三类站： $G/T \geq 23 + 20\lg f/4$ dB/K
- 四类站： $G/T \geq 18.5 + 20\lg f/4$ dB/K

其中， f 为工作频率（单位为 GHz）， G/T 值均按仰角 10° ，晴天微风时计算。

表 1-11 是 C 频段卫星通信地球站的分类。

表 1-11 C 频段卫星通信地球站分类

地球站类别	一类站		二类站	三类站	四类站
	中央站	其他			
G/T (dB/K)	$\geq 33 + 20\lg f/4$	$\geq 31.7 + 20\lg f/4$	$\geq 29.0 + 20\lg f/4$	$\geq 23 + 20\lg f/4$	$\geq 18.5 + 20\lg f/4$
天线直径/m	13 ~ 18	11 ~ 13	9 ~ 10	4.5 ~ 6	3
适应范围	大区、一级交换中心，以及业务量大、业务种类多或具有全网管理功能的中心局	一、二级交换中心，以及业务量大、业务种类多的其他中心局	某些二级交换中心局和某些业务量大、业务种类多的交换中心局	小型地球站用于 VSAT、稀路由业务、IBS 以及电视单收站	

2. 卫星地球站性能指标要求

1) 地球站的 EIRP 要求

有效全向辐射功率（Effective Isotropic Radiated Power, EIRP），也称为等效全向辐射

功率 (Equivalent Isotropic Radiated Power), 把地球站发射天线在波束中心轴向上辐射的功率称为发送设备的有效全向辐射功率 (EIRP), 即无线电发射机供给天线的功率 P_T 与在给定方向上天线绝对增益 G_T 的乘积, 是表征地球站发射能力的重要指标。EIRP 规定值一般在 $\pm 0.5 \text{ dB}$ 。

$$\text{EIRP (分贝)} = P_T - \text{Loss} + G_T$$

因此, EIRP 值是由卫星地球站的天线发射增益、卫星地球站的功率放大器饱和输出功率、功率放大器至天线馈线的损耗共同决定的。

卫星地球站的实际 EIRP 和理论 EIRP 还是有一定的误差的, 主要是因为:

- 卫星地球站在多载波工作时, 功率输出有回退现象 (工程上一般考虑 3 dB 回退)。
- 卫星地球站在不同的通信容量时, 发射功率也不同, 导致 EIRP 值有变化。
- Loss 损耗包括卫星通信链路的各种损耗总和, 如雨衰等, 而这些损耗无法精准模拟计算, 导致 EIRP 值有误差。
- 卫星地球站的天线跟踪也有一定的误差, 导致 EIRP 损失和不准。

另外, 为了限制卫星地球站上行信号对邻星的干扰, ITU 对固定卫星业务的 Ku 频段地球站的 EIRP 值了要求。EIRP 谱密度要求, 如表 1-12 所示。亚洲卫星的 EIRP 值如表 1-13 所示。

表 1-12 地球站 EIRP 谱密度

偏离波束主轴的角度	最大 EIRP [Dbw (40 kHz) ⁻¹]	偏离波束主轴的角度	最大 EIRP [Dbw (40 kHz) ⁻¹]
$2.5^\circ \leq \theta \leq 7^\circ$	$39 - 25\lg\theta$	$9.2^\circ \leq \theta \leq 48^\circ$	$42 - 25\lg\theta$
$7^\circ \leq \theta \leq 9.2^\circ$	18	$48^\circ \leq \theta \leq 180^\circ$	0

表 1-13 亚洲卫星的 EIRP 值

		亚洲 2 号	亚洲 3 号	亚洲 4 号	亚洲 5 号
EIRP	C 波段	41.6 dBw	41.8 dBw	41.8 dBw	41 dBw
	Ku 波段	53.9 dBw	55 dBw	55.8 dBw	53 dBw

2) 地球站 G/T 值要求

卫星地球站性能指数 G/T 值是反映地面站接收系统的一项重要技术性能指标。其中 G 为接收天线增益, T 为表示接收系统噪声性能的等效噪声温度。 G/T 值越大, 说明地面站接收系统的性能越好。

目前, 国际上把 $G/T \geq 35 \text{ dB/K}$ 的地面站定为 A 型标准站, 把 $G/T \geq 31.7 \text{ dB/K}$ 的站定为 B 型标准站, 而把 $G/T < 31.7 \text{ dB/K}$ 的站称为非标准站。各站具体要求如表 1-14 所示。亚洲卫星的 G/T 值如表 1-15 所示。

3) 地球站极化隔离度要求

无线电波在空间传播时, 其电场方向是按一定的规律而变化的, 这种现象称为无线电波的极化。无线电波的极化是由电场矢量在空间运动的轨迹确定的。如果电波的电场方向垂直于地面, 我们就称它为垂直极化波。如果电波的电场方向与地面平行, 则称为水平极化波。

表 1-14 不同类型地球站 G/T 值要求

地球站类型	G/T 最小值 (dB/K)	地球站类型	G/T 最小值 (dB/K)
A	$35.0 + 20 \lg f/4$	F-3	$29.0 + 20 \lg f/4$
B	$31.7 + 20 \lg f/4$	F-2	$27.0 + 20 \lg f/4$
C	$37.0 + 20 \lg f/12$	F-1	$22.7 + 20 \lg f/4$
D-2	$31.7 + 20 \lg f/4$	H-4	$22.4 + 20 \lg f/4$
D-1	$22.7 + 20 \lg f/4$	H-3	$18.3 + 20 \lg f/4$
E-3	$34.0 + 20 \lg f/12$	H-2	$15.1 + 20 \lg f/4$
E-2	$29.0 + 20 \lg f/12$	K-3	$23.3 + 20 \lg f/12$
E-1	$25.0 + 20 \lg f/12$	K-2	$19.8 + 20 \lg f/12$

注: f 的单位为 GHz。

表 1-15 亚洲卫星的 G/T 值

		亚洲 2 号	亚洲 3 号	亚洲 4 号	亚洲 5 号
G/T	C 波段	0.6 dB/K	0.8 dB/K	1.7 dB/K	0 dB/K
	Ku 波段	7.7 dB/K	7.9 dB/K	9 dB/K	8 dB/K

天线隔离度是指一个天线发射信号, 通过另一个天线接收的信号与该发射天线信号的比值。天线的隔离度取决于天线辐射方向、天线的空间距离、天线增益。

极化隔离度是用来评价天线的发射性能, 如图 1.21 所示, 地球站隔离度就是地球站 A 的发射信号分贝减去地球站 B 的接收信号分贝:

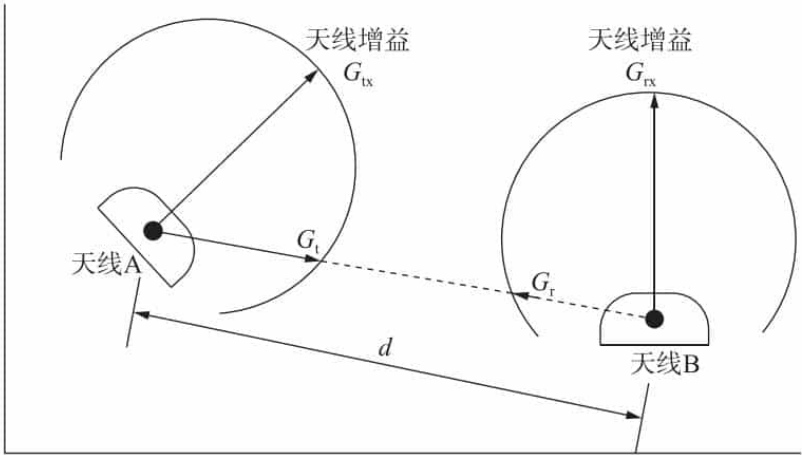


图 1.21 极化隔离度示意图

$$\text{地球站极化隔离度 } [XPI] = [G_i] - [G_r]$$

对于多端口天线, 如双极化天线、双频段双极化天线, 收发共用时端口之间的隔离度应大于 30 dB。

4) 地球站带外辐射要求

辐射指的是由场源发出的电磁能量中一部分脱离场源向远处传播, 而后再返回场源的现象, 能量以电磁波或粒子 (如阿尔法粒子、贝塔粒子等) 的形式向外扩散。

带外辐射主要是频带限制不严格, 是由信道外发射造成的。

杂散发射是在必要带宽外某个或某些频率上的发射，其发射电平可降低但不影响相应信息传递。包括：谐波发射、寄生发射、互调产物以及变频产物，但带外发射除外。杂散辐射包括带内和带外，偏重于机器噪声。

一般来说，落在中心频率两侧，必要带宽 $\pm 250\%$ 倍处或以外的发射都认为是杂散发射。

地球站的发射信号只占用一部分射频带宽，理论上不容许其他任何信号进入地球站射频系统，但由于地球站发射链路受谐波、杂散、多载波互调效应等影响，地球站在分配带内发射信号时，会有带外一些干扰信号进入。

国际电联（ITU）无线电通信部门的建议书 S. 726 -1 建议对 VSAT 地球站有以下要求：

- 对于 Ku 频段的 VSAT 地球站，在天线主波束方向上带外杂散不应超过 4 dBw/100 kHz。
- 对于不同频段的 VSAT 地球站，在偏离天线主波束 7° 以上方向上，带外杂散不应超过表 1 -16 所列数据。

表 1 -16 地球站偏轴杂散限制

频段	最大杂散 [dB. (100 kHz) ⁻¹]	频段	最大杂散 [dB. (100 kHz) ⁻¹]
载波关断情况		载波关断情况	
960 MHz ~ 10. 7 GHz	48	960 MHz ~ 3. 4 GHz	49
10. 7 GHz ~ 21. 2 GHz	54	3. 4 GHz ~ 10. 7 GHz	55
21. 2 GHz ~ 40 GHz	60	10. 7 GHz ~ 21. 2 GHz	61
		21. 2 GHz ~ 40 GHz	67

1. 6 卫星星座及组网

1. 6. 1 卫星星座

卫星星座是发射入轨能正常工作的卫星的集合，通常是由一些卫星环按一定的方式配置组成的一个卫星网。如图 1. 22 所示。

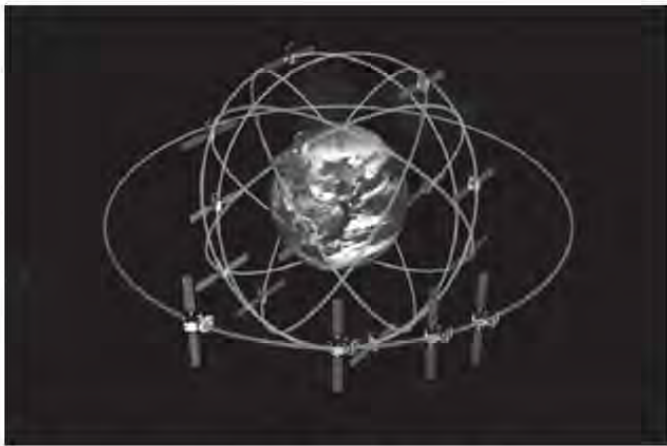


图 1. 22 卫星星座示意图

所有星座在设计时,必须保证在地面上的通信服务区内的任意点在给定的最小仰角之上至少能看到一个通信卫星。星座的覆盖方式主要有全时全球覆盖、全时地带覆盖、全时区域覆盖和分时区域覆盖四种。比较常见的轨道星座有:圆极轨道星座、圆近极轨道星座、圆赤道轨道星座、地球静止轨道星座、正交圆轨道星座、倾斜圆轨道星座、椭圆轨道星座等。下面重点介绍在民航导航应用中的4个典型导航卫星星座。

1. GPS 卫星星座

GPS 空间卫星星座由 24 颗卫星部署在 6 个轨道平面中,每个轨道平面的升交点赤经(升交点赤经为卫星轨道的升交点与春分点之间的角距。)相隔 60° ,轨道平面相对赤道面的倾角均为 55° ,每条轨道上均匀分布 4 颗卫星,相邻轨道之间的卫星彼此分开 30° ,由此保证全球覆盖的要求。

GPS 卫星轨道平均高度约为 20200 km,运行周期为 11 小时 58 分钟。因此,地球上同一地点的 GPS 接收机的上空,每天出现的 GPS 卫星分布图形相同,只是每天提前约 4 min。

位于地平线以上的卫星数目,随着时间和地点的不同而不同,最少 4 颗,最多时可达 11 颗。

2. GLONASS 卫星星座

GLONASS 系统卫星星座有 21 + 3 颗卫星,其中 21 颗为工作卫星,3 颗为备用部分。卫星分布在三个等间隔的椭圆轨道面内,每个轨道面上分布 8 颗卫星,同一轨道面上的卫星间隔 45° 。

卫星轨道面相对赤道面的倾角为 64.8° ,轨道偏心率为 0.001,每个轨道平面的升交点赤经相差 120° 。卫星平均高度为 19100 km,运行周期为 11 小时 15 分钟。

由于 GLONASS 卫星的轨道倾角大于 GPS 卫星的轨道倾角,所以在高纬度地区的可见性较好。

3. Galileo 卫星星座

Galileo 卫星星座由均匀分布在 3 个轨道上 30 颗中高度轨道卫星构成,其中每个轨道面上有 10 颗卫星,9 颗为正常使用卫星,1 颗为备用卫星。

卫星轨道高度为 23222 km,轨道倾角 56° ,卫星运行周期约为 14 h。

4. 北斗卫星星座

按照规划设计,北斗卫星星座由 5 颗静止轨道卫星和 30 颗非静止轨道卫星组成,30 颗非静止轨道卫星包括 27 颗中轨道卫星和 3 颗倾斜同步卫星。

27 颗中轨道卫星平均分布在倾角为 55° 的三个平面上,轨道间距为 120° ,轨道高度为 21500 km,卫星运行周期为 12 小时 50 分钟。

1.6.2 卫星星座组网

卫星星座组网是指利用计算机网络技术、空间通信技术等,以卫星星座为基本物理构架,将不同轨道上多种类型的卫星系统构建成一个空间卫星网络,向用户提供具有精确时间和空间参考的多要素融合处理的高可信度信息,实现卫星网络系统覆盖范围更大,

可多层次、全谱段获得目标多源信息。目前,大多数的卫星星座主要有两种组网方式,一是单层卫星星座组网,二是多层卫星星座组网。

1. 单层卫星星座组网

单层卫星星座组网是由单独处于不同轨道面的卫星星座组合而构成一个卫星网络。单层卫星星座组网是目前卫星通信系统比较常见的组网方式。如果按轨道高度来划分,可以分为:单层低轨道(LEO)卫星组网、单层中轨道(MEO)卫星组网、单层地球静止轨道(GEO)卫星组网三类。

- 单层低轨道(LEO)卫星组网:铱星系统(Iridium)、全球星系统(Globalstar)。
- 单层中轨道(MEO)卫星组网:奥德赛系统(Odyssey)、中间圆轨道系统(ICO)。
- 单层地球静止轨道(GEO)卫星组网:国际通信卫星系统(Intelsat)、海事卫星系统(Inmarsat)。

GEO组网的特点:覆盖全球卫星数目少,理论上只需3颗;卫星辐射功率利用率高;卫星通信链路稳定,保持时间长,容易实现捕获、跟踪等;由于卫星数目少,网络管理简单。但这种组网不能覆盖两极;由于传输路径长,路径损耗大,时延长;再加上卫星数目少,一旦有卫星坏掉,将导致网络瘫痪,安全性不高。

MEO、LEO组网的特点:利用多重覆盖,容易实现全球覆盖;卫星轨道低,传输路径小,路径损耗小,时延小;该系统由于网络节点多,安全冗余大。但由于卫星多,组网结构复杂,管理难度大;再加上星间距离、星间方位角变化大,捕获、跟踪难度大。

2. 多层卫星星座组网

多层卫星星座组网通常是由两层或两层以上的处于不同轨道面的卫星组合而成。多层卫星星座组网的覆盖率要高于单层卫星网络,组网方式更加灵活,但具有网络的复杂性高、节点数目多、链路数目大、路由技术复杂等特点。以下列举几种典型的多层卫星星座组网。

1) 基于GEO和HEO的多层卫星网络

GEO-HEO双层组网起源于Marathon[1993年,俄罗斯新建了移动通信卫星系统,该系统由阿尔科斯(Arcos)卫星和灯塔(Mayak)卫星构成并命名为马拉松(Marathon)系统],是一项综合性卫星通信系统工程。该工程包含4颗Mayak型的HEO卫星,同时还包含5颗Arcos型的GEO卫星。如图1.23所示。

这种双层卫星网络结合了HEO轨道和GEO轨道的特点,使得为高空地区和极地区域提供服务变成可能,也使得双层卫星网络可以为远程终端、地面移动用户以及偏远地区提供高质量的通信服务,并可以为北欧亚的大部分地区提供永久性的通信服务。

2) 基于GEO和LEO的多层卫星网络

GEO-LEO双层组网由63颗LEO卫星、9颗GEO卫星和7架飞机组成。如图1.24所示。

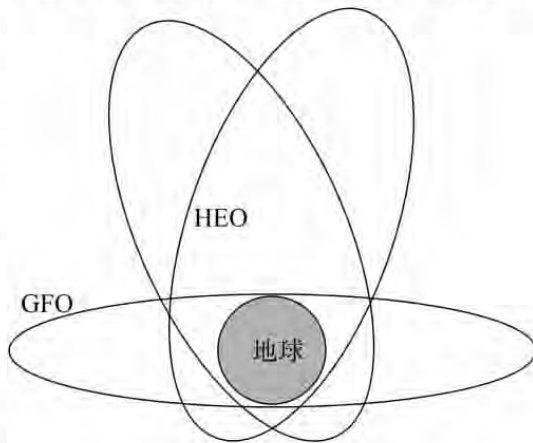


图 1.23 GEO-HEO 双层组网

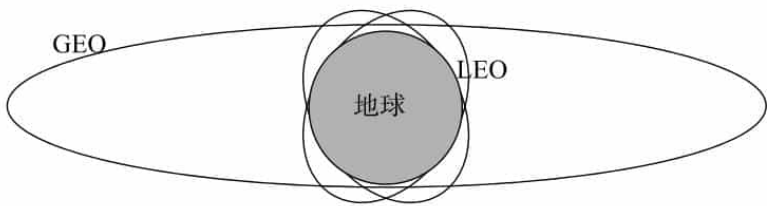


图 1.24 GEO-LEO 双层组网

这种双层卫星网络通过这些地面中心控制的飞机，为现有的公司、个人和通信卫星系统提供接口，使得处于全世界任何角落的用户都能够通过该网络获得 64 kbps 的语音通信服务。

该双层卫星网络的特点是架构灵活，而且不拘泥于通信信道，能够实现动态申请带宽，以完成各项通信任务。

3) 基于 MEO 和 HEO 的多层卫星网络

MEO-HEO 双层组网由 10 颗 Borealis 型的 HEO 卫星和 7 颗 Concordia 型的 MEO 卫星组成。如图 1.25 所示。

该双层卫星网络的运行周期为 3 h，大部分时间都运行在北半球或南半球，可以为人群分布较大的地区提供信息、数据和语音服务。

4) 基于 MEO 和 LEO 的多层卫星网络

MEO-LEO 多层卫星网络为俄罗斯的全球移动通信系统 Gostelesat，是由 Kompomash 集团负责设计。该双层卫星网络系统由 91 颗 LEO 卫星和 24 颗 MEO 卫星组成，能够实现包括两极区域在内的全球覆盖。如图 1.26 所示。

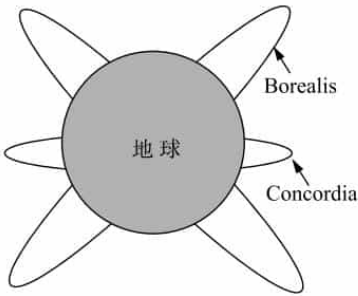


图 1.25 MEO-HEO 双层组网

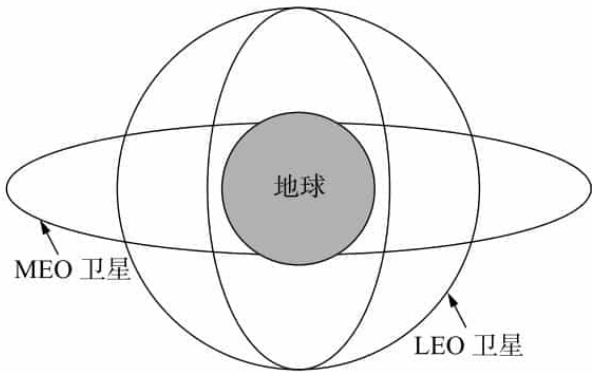


图 1.26 MEO-LEO 多层组网

1.7 卫星通信可靠性

可靠性（可靠度、生存概率）：是指产品在规定条件下、规定的时间内，完成规定的功能的概率。

失效率（故障率）：单位时间内失效产品数与工作的产品数之比。

平均寿命：是指产品在失效前的平均工作时间。

有效性：就是产品完成某项任务的有效程度。

$$A = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR} = \frac{1}{1 + \frac{MTTR}{MTBF}} = \frac{1}{1 + \rho}$$

其中，MTBF 为平均无故障工作时间，MTTR 为平均修理时间， ρ 为维修比。

1.7.1 组合系统可靠性

1) 串联系统

若一个系统有 n 个部件 $A_1、A_2、\cdots A_n$ 组成，当任一个 A_i 失效，会引起整个系统失效，则此系统为串联型可靠性系统。如图 1.27 所示。

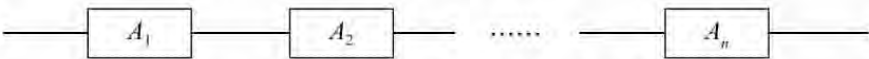


图 1.27 串联型可靠性系统方框图

串联型系统的可靠性等于各个部件的可靠性值的乘积。

$$R(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t)$$

表 1-17 是某种卫星的可靠性评估。

表 1-17 某卫星的可靠性评估

星上设备	可靠性 (5 年)
通信、遥测、遥控分系统	0.730
天线分系统	0.935
姿态与轨道控制设备	0.977
姿态敏感器和线路	0.963
电源系统	0.94
电缆	0.982
温控与结构分系统	≈ 1.0
远地点发动机	0.980
分离机构	≈ 1.0
整星	0.58

2) 并联系统

对于并联型系统，在每个部件中，只要有一个处于正常工作状态，整个系统就处于正常工作状态，只有所有部件失效才导致整个系统失效。如图 1.28 所示。

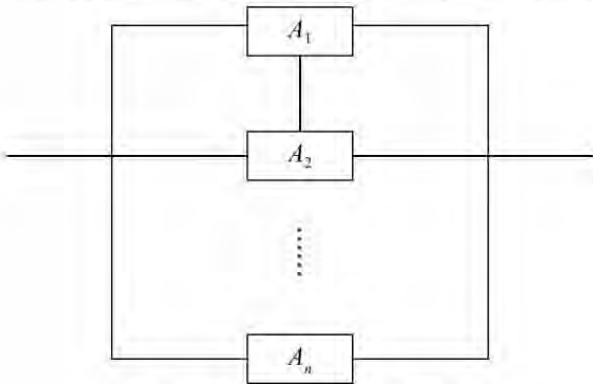


图 1.28 并联型可靠性系统方框图

其可靠性值计算公式如下：

$$R(t) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - R_i(t)]$$

1.7.2 组合系统可用度

1) 串联系统

若一个系统有 n 个部件 $A_1、A_2、\cdots A_n$ 构成串联系统，若已知各部件可用度分别为 $A_1、A_2、\cdots A_n$ 。如图 1.29 所示。

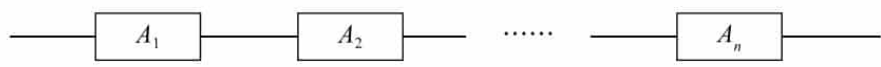


图 1.29 串联型可靠性系统方框图

串联型系统的可用度值等于各个部件的可用度值的乘积。

$$A = \prod_{i=1}^n \frac{1}{1 + \rho_i}$$

表 1-18 是某卫星系统地球站的可用度情况。

表 1-18 某卫星系统地球站的可用度

项目	可用度	项目	可用度
地球站发射和接受设备	0.9991	下线电波传播	0.998
上线电波传播	0.998	整个卫星通信系统线路	0.995
卫星	0.9999		

2) 并联系统

若一个系统有 n 个部件 $A_1、A_2、\cdots A_n$ 构成并联系统，若已知各部件可用度分别为 $A_1、A_2、\cdots A_n$ 。如图 1.30 所示。

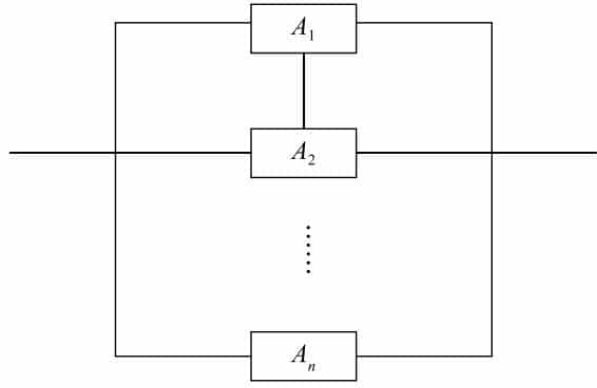


图 1.30 并联型可靠性系统方框图

其可用度值计算公式如下:

$$A = 1 - \prod_{i=1}^n \frac{\rho_i}{1 + \rho_i}$$

课后习题

1. 简述卫星通信系统主要组成部分。
2. 简述卫星通信世界发展历程。
3. 简述卫星通信系统在中国的发展情况。
4. 简述中国民航卫星通信的发展情况。
5. 中国民航卫星通信系统主要用到了哪些频段和哪几颗卫星?
6. 星际组网主要有哪几种链路形式?
7. 简述卫星转发器的组成及工作原理。
8. 简述地球站的组成及工作原理。
9. 在卫星通信系统中,使用的中频频率是多少?
10. C/Ku/Ka 频率分别是多少?

本章参考文献

- [1] 朱立东. 卫星通信导论 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2015.
- [2] 王丽娜. 卫星通信系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [3] 闵士权. 卫星通信系统工程设计与应用 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2015.
- [4] 夏克文. 卫星通信 [M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2018.
- [5] 张洪太. 卫星通信技术 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2017.
- [6] 陈健飞. 多层卫星网络路由策略研究 [D]. 哈尔滨工业大学, 2015.
- [7] 高爱勇. 宽带卫星移动通信系统上行链路传输技术研究 [D]. 东南大学, 2017.
- [8] 曹舟. Ka 频段双模航空客舱宽带卫星通信系统总体设计 [D]. 北京邮电大学, 2015.
- [9] 陈向东. 开启我国自主卫星移动通信系统应用的未来 [J]. 数字通信世界, 2017 (11): 19-23.
- [10] 本刊编辑. 通信卫星篇 [J]. 国际太空, 2018 (1): 24-28.
- [11] 王文跃. 卫星移动通信市场现状及我国市场发展空间研究 [J]. 电信网技术, 2017 (10): 34-37.
- [12] 王洪全. 基于星基的民用航空无线电通信导航监视系统发展现状 [J]. 卫星应用, 2017 (11): 51-55.
- [13] 刘妍. 卫星通信应用技术发展研究 [J]. 无线互联网科技, 2017 (8): 9-10.
- [14] 卜恩书. 卫星通信在民航空管中的应用与发展 [J]. 卫星应用, 2015 (11): 60-61.
- [15] 赖月梅. 浅谈现代网络通信技术之卫星通信 [J]. 科技广场, 2017 (8): 107-109.
- [16] 郭义. 民航卫星通信 TES 系统的介绍与应用 [J]. 空中交通管理, 2012 (1): 30-32.
- [17] 陈冬. S 频段卫星移动通信空管应用技术研究 [J]. 软件导刊, 2016 (6): 137-139.

- [18] 王文杰. 中国民航航管卫星通信网 TES_ PES 系统特点分析 [J]. 中国民航学院学报, 1997 (6): 29 – 31.
- [19] 宋路桥. 浅谈卫星通信技术 [J]. 通信设计与应用, 2017 (12): 92 – 93.
- [20] 袁博. 卫星通信系统在民航中的应用 [J]. 信息通信, 2014 (4): 253.

第2章 卫星轨道及链路计算

2.1 开普勒定律

开普勒定律是德国天文学家开普勒提出的关于行星运动的三大定律（轨道定律、面积定律、周期定律），是指行星在宇宙空间绕太阳公转所遵循的定律。第一和第二定律发表于1609年，是开普勒从天文学家第谷观测火星位置所得资料中总结出来的；第三定律发表于1619年。

约翰尼斯·开普勒（Johannes Kepler, 1571—1630年），出生于符腾堡的威尔德斯达特镇，逝世于雷根斯堡，是德国杰出的天文学家、物理学家、数学家。



图2.1 开普勒

2.1.1 第一开普勒定律

1609年，开普勒发现椭圆形能准确解释哥白尼日心说、托勒密地心说和第谷提出的轨道学说。早期，开普勒与第谷、哥白尼以及所有的著名天文学家一样，都假定行星轨道是由圆或复合圆组成的，但实际上行星轨道不是圆形的而是椭圆形的。在经过仔细的数学分析后，开普勒提出：火星沿椭圆轨道绕太阳运行，太阳处于两焦点之一的位置，即开普勒第一定律（轨道定律）。

开普勒第一定律，也称椭圆定律，是指每一个行星都沿各自的椭圆轨道环绕太阳，而太阳则处在椭圆的一个焦点中。

从开普勒第一定律可知，卫星是绕地球椭圆轨道运行，而地球是椭圆的一个焦点，如图2.2所示。

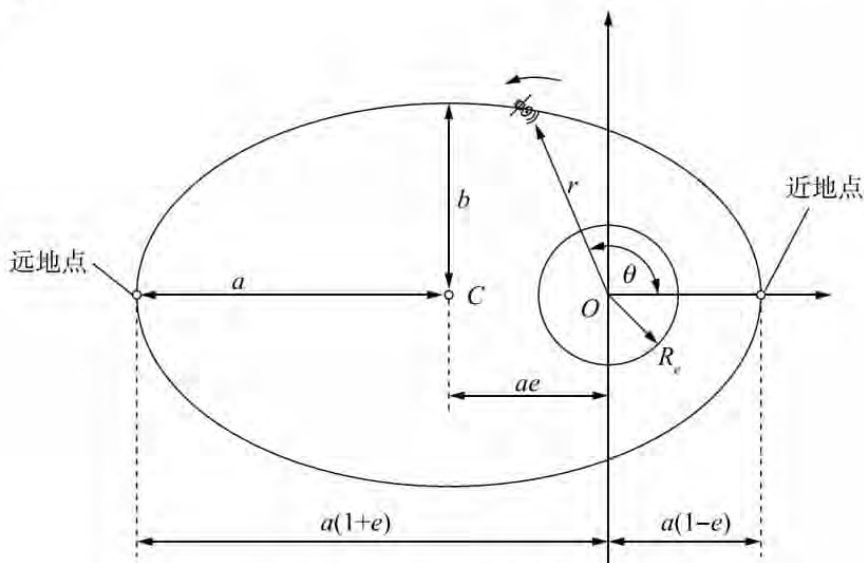


图2.2 卫星轨道参数

在图 2.2 中,

O : 地心, 椭圆轨道一个焦点;

a : 椭圆轨道半长轴;

b : 椭圆轨道半短轴;

C : 椭圆轨道中心;

e : 偏心率, 决定椭圆轨道的扁平程度, $e = \sqrt{1 - \left(\frac{b}{a}\right)^2}$;

r : 卫星到地心的瞬时距离;

R_e : 地球半径, $R_e = 6378.137 \text{ km}$;

θ : 瞬时卫星-地心连线与地心-近地点的夹角, 是卫星在轨道面内相对于近地点的相位偏移量。

半焦距 $ROC = ae$; 远地点 $R_{apogee} = a(1+e)$, 近地点 $R_{perigee} = a(1-e)$ 。

卫星轨道平面的极坐标如下:

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos\theta} \quad (2-1)$$

2.1.2 第二开普勒定律

开普勒后来又发现火星的运行速度不是地心说和日心说认为的那样, “行星是做匀速圆周运动的”, 而是不匀速的, 当它离太阳较近时运动得较快 (近日点), 离太阳较远时运动得较慢 (远日点)。而且从任何一点开始, 向径 (太阳中心到行星中心的连线) 在相等的时间所扫过的面积都相等。于是他提出了开普勒第二定律 (面积定律)。

开普勒第二定律, 也称面积定律, 是指在单位时间内, 卫星的地心向径, 即地球质心与卫星质心间的距离向量, 扫过的面积相等。如图 2.3 所示。

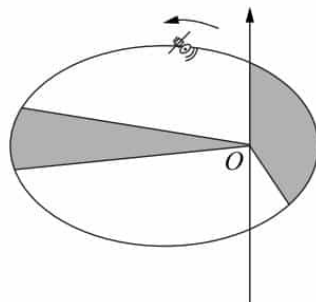


图 2.3 开普勒第二定律示意图

椭圆轨道上的卫星瞬时速度: $V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$, 单位为 km/s ;

卫星远地点速度: $V_a = \sqrt{\frac{\mu}{a} \times \frac{1-e}{1+e}}$, 单位为 km/s ;

卫星近地点速度: $V_p = \sqrt{\frac{\mu}{a} \times \frac{1+e}{1-e}}$, 单位为 km/s ;

μ 为开普勒常数, $\mu = 398601.58 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 。

2.1.3 第三开普勒定律

开普勒第三定律, 也称调和定律, 是指各个行星绕太阳公转周期的平方和它们的椭圆轨道的半长轴的立方成正比。 T 为公转周期。

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2-2)$$

2.2 卫星轨道的摄动

卫星在运动过程中, 由于受到外部一些因素的影响, 卫星实际轨道不断发生不同程度偏离开普勒定律所确定的理想轨道的现象, 这一现象称为摄动。

卫星摄动是指由于地球质量分布不均匀和非球形对称性、日月及其他星体的引力、大气阻力、太阳光压等因素引起卫星在理想轨道上的抖动。从摄动量级上, 地球非球形引力扁率摄动量级最大约 $10^{-4} \sim 10^{-5}$; 日月引力摄动约 10^{-6} ; 光压摄动量级约为 10^{-7} 。表 2-1 是月球、地球和太阳卫星摄动情况。

表 2-1 摄动力的量级随高度的变化

摄动力	高度/km		
	0 ~ 2500	2500 ~ 10250	10250 ~ 64400
月球非球形摄动	10^{-4}	10^{-5}	$10^{-5} \sim 10^{-7}$
地球引力摄动	$10^{-6} \sim 10^{-4}$	$10^{-4} \sim 10^{-3}$	$10^{-3} \sim 10^{-1}$
太阳引力摄动	$10^{-8} \sim 10^{-7}$	$10^{-7} \sim 10^{-5}$	$10^{-5} \sim 10^{-3}$

引起卫星轨道摄动的因素主要有: 地球引力场的不均匀性、地球扁率、地球大气层阻力、太阳和月球等球体的引力以及太阳光压等。

2.2.1 地球引力场的不均匀性

地球是一个不均匀的球体, 略呈椭球状, 地球的赤道半径 (约 6378 km) 要比极半径 (南、北极到地心) 长 21 km 左右。在地球表面上, 地形、地貌起伏不平; 在地球内部, 其密度分布也不完全均匀。这些因素导致地球的质量分布不均匀, 地球周围的引力不能保持常数。由于地心引力的不均匀性, 导致卫星瞬时速度偏离理论值, 产生摄动。

2.2.2 地球扁率摄动

地球实际上是一个椭圆球体, 其扁率 $a = (\text{半长轴} - \text{半短轴}) / \text{半长轴}$, 地球形状的摄动主要由此扁率引起。

(1) 轨道面旋转: 由轨道倾角随时间的变化来描述。

$$\dot{\Omega} = \frac{9.96407}{(1-e^2)^2} \left(\frac{R_{EQ}}{a} \right) 3.5 \cos i \approx -10 \left(\frac{R_{EQ}}{a} \right) 3.5 \cos i \quad (2-3)$$

其中, R_{EQ} 为地球赤道半径; $\dot{\Omega}$ 为旋转速率, 量纲为度/天; i 为轨道倾角。

(2) 轨道长轴旋转: 由近地点幅角随时间的变化来描述。

$$\dot{w} = \frac{5}{(1-e^2)^2} \left(\frac{R_{EQ}}{a} \right)^{3.5} (5 \cos i \cos i - 1) \approx 5 \left(\frac{R_{EQ}}{a} \right)^{3.5} (5 \cos i \cos i - 1) \quad (2-4)$$

由此可见, 扁率 a 将引起 $\dot{\Omega}$ 、 $\dot{w}$ 长期摄动, 卫星高度越高, 即半长轴越大, $\dot{\Omega}$ 、 $\dot{w}$ 越小。这种摄动对近地卫星影响较大, 对高轨道卫星影响较小。

2.2.3 地球大气层阻力

大气阻力是由地球周围大气产生的与地球运动方向相反的摄动力。大气阻力引起的卫星加速度如下:

$$a_{s2} = \frac{C_D S}{2M_s} \rho v_D^2 \quad (2-5)$$

其中, C_D 为阻力系数, 与卫星形状和姿态有关; S 为迎风截面积, 与卫星尺寸有关; M_s 为卫星的质量; ρ 为大气密度; v_D 为卫星相对大气的飞行速度。

因此, 在卫星运动空间中, 大气密度很低, 再加上卫星运动速度非常快, 大气层的阻力会对卫星产生一定的影响。对于高轨道卫星来说, 由于它处于高度真空的环境中, 所以大气层阻力的影响可不考虑。而对于较低轨道的卫星, 大气层阻力的影响不容忽略, 它将使卫星的机械能受损, 轨道逐渐下降。卫星轨道高度越低, 遭受的大气层阻力越大。

2.2.4 太阳、月球引力的作用

卫星绕地球运动时, 除受到地球的引力影响外, 还受到太阳和月球等其他天体的引力影响。对于低轨卫星, 地球的引力占绝对优势, 太阳和月球的引力影响可以不予考虑。但随着轨道高度的提高, 虽然地球的引力仍占主导地位, 但太阳和月球的引力对卫星运动的影响已不能再忽略。轨道越高, 这种影响就越明显。其原理如 a_{s1} 公式推算。

由牛顿万有引力定律可以推得日、月引力对卫星产生的加速度 a_{s1} 。

$$a_{s1} = \frac{2\mu M}{M_E} \frac{r}{r_E^3} \cos\beta \quad (2-6)$$

其中, M 为太阳或月球的质量; M_E 为地球质量; β 为地球到卫星的距离; r_E 为地球到太阳或月球的距离; β 为 r 和 r_E 矢量夹角。

从公式可以得出, 日、月引力摄动引起的加速度将随日、月与卫星间几何关系的变化而变化。

太阳引力为地球引力的 $1/37$, 月球引力为地球引力的 $1/6800$, 而由此产生的摄动可使地球同步卫星每年改变轨道倾角 1° 左右。

2.2.5 太阳光压

太阳电磁辐射作用与物体表面所产生的辐射压力为光压, 太阳光压主要是由太阳能帆板引起的, 太阳能帆板越大, 影响力就越大。

当太阳光照射到卫星时, 卫星受到太阳光辐射压力所产生的加速度为:

$$a_{s3} = \frac{A_s}{M_s} \frac{I}{c} (1 - K_s) \quad (2-7)$$

其中, A_s 为卫星垂直于太阳光方向的截面积; I 为当太阳光垂直投射于星体表面, 单位时间内投射到单位面积上的能量; M_s 为卫星质量; K_s 为卫星表面反射系数; c 为光速。

因此, 对于一般的小卫星, 由于太阳能帆板小, 太阳压力可以忽略; 对于大功率的卫星, 太阳能电池帆板的表面积比较大, 太阳光压影响也大。

总之,卫星接受太阳光照射的表面积越大,轨道高度越高,太阳光压的影响就越明显。对于新一代大功率通信卫星,太阳光压所引起的摄动力需要考虑。

表2-2给出了各种摄动力对卫星轨道高度的影响。

表2-2 各种摄动力对卫星轨道的影响

摄动力	近地卫星 (约 200 km)	中等高度卫星 (约 10000 km)	对地静止卫星 (约 35786 km)
大气阻力	0.4×10^{-5}	-10^{-9}	0
太阳辐射压力	0.2×10^{-8}	-10^{-9}	-10^{-9}
太阳引力	0.3×10^{-7}	0.5×10^{-7}	0.2×10^{-4}
月球引力	0.6×10^{-7}	0.1×10^{-6}	0.5×10^{-4}
太阳潮汐力	0.4×10^{-7}	0.4×10^{-7}	10^{-11}
月球潮汐力	0.5×10^{-7}	0.3×10^{-7}	0.8×10^{-11}

2.3 典型卫星轨道

卫星飞行的水平速度叫第一宇宙速度,即环绕速度。卫星只要获得这一水平方向的速度后,不需要再加动力就可以环绕地球飞行,这时卫星的飞行轨迹叫卫星轨道。

2.3.1 卫星轨道分类

对于人造地球卫星来说,其轨道按高度划分,分为低轨道和高轨道;按地球自转方向划分,分为顺行轨道和逆行轨道。

1. 按卫星轨道的倾角大小分类

卫星轨道的倾角是指卫星轨道面与赤道平面的夹角。卫星轨道参数示意图如图2.5所示。

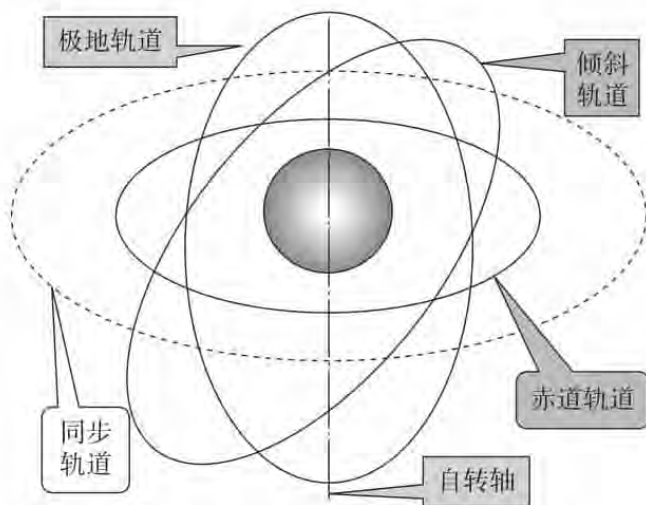


图2.5 卫星轨道参数示意图

按卫星轨道的倾角大小分类,卫星轨道分为赤道轨道、极轨道和倾斜轨道。

(1) 赤道轨道:轨道倾角为 0° ,轨道面与赤道面重合。如图 2.6 所示。

(2) 极轨道:轨道倾角为 90° ,轨道平面通过地球南、北极,与赤道平面垂直。如图 2.7 所示。

(3) 倾斜轨道:轨道面倾斜于赤道。根据卫星运动方向和地球自转方向的不同分为顺行轨道和逆行轨道。

- 顺行轨道:轨道倾角大于 0° 而小于 90° ,将这种卫星送入轨道,运载火箭需要朝偏东方向发射。利用地球自西向东自转的一部分速度,从而节省运载火箭的能量。如图 2.8 所示。

- 逆行轨道:轨道倾角大于 90° 而小于 180° ,将这种卫星送入轨道,运载火箭需要朝偏西方向发射。不能利用地球自转速度来节约运载火箭的能量,反而要付出额外的能量去克服一部分地球自转速度。如图 2.9 所示。

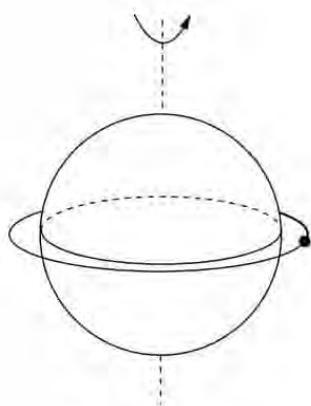


图 2.6 赤道轨道

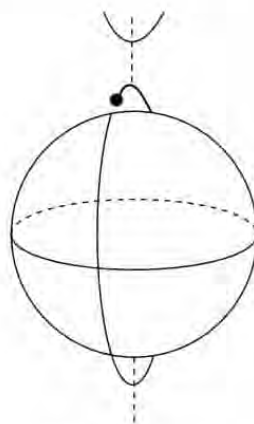


图 2.7 极轨道

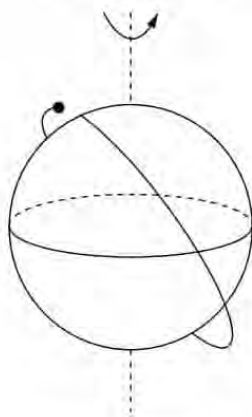


图 2.8 顺行轨道

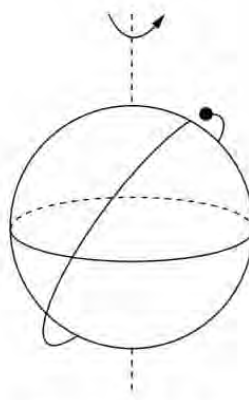


图 2.9 逆行轨道

2. 按高度分类

根据卫星运行轨道距离地面的高度,卫星轨道可分为:①低轨道(LEO),其轨道高度在 500 km 和 2000 km 之间;②中轨道(MEO),其轨道高度在 8000 km 和 20000 km 之间;③高轨道(HEO),轨道高度大于 20000 km;④静止/同步轨道(GEO),其轨道高度为 35786 km;⑤椭圆轨道,是指一个轨道离心率介乎 0 和 1 之间的轨道。典型的椭圆

轨道包括霍曼转移轨道、高椭圆轨道、闪电轨道等。高椭圆轨道是一种具有较低近地点和极高远地点的椭圆轨道，其远地点高度大于静止卫星的高度（36000 km）。具体的低轨道（LEO）、中轨道（MEO）、静止轨道（GEO）以及高椭圆轨道示意图如图 2.10 所示。

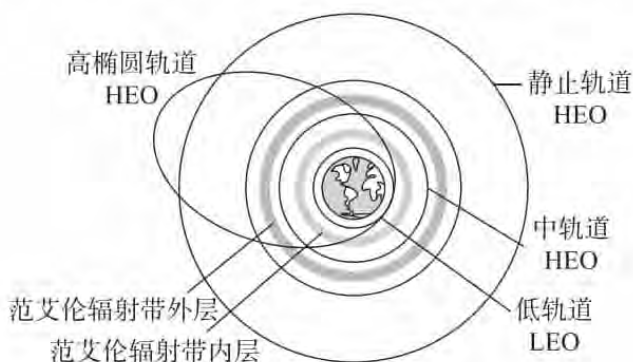


图 2.10 卫星轨道示意图

注：范艾伦辐射带由美国物理学家詹姆斯·范艾伦于 1958 年发现并以他的名字命名，指在地球附近的近层宇宙空间中包围着地球的高能粒子辐射带，主要由地磁场中捕获的高达几兆电子伏的电子以及高达几百兆电子伏的质子组成。范艾伦带内的高能粒子对载人空间飞行器、卫星等都有一定危害。范艾伦辐射带分为内外两层，内带 1500 ~ 5000 km，外带 13000 ~ 20000 km。

3. 按卫星轨道的偏心率不同分类

按卫星轨道的偏心率不同分类，卫星轨道可分为圆轨道、椭圆轨道、大椭圆轨道、抛物线轨道和双曲线轨道。

(1) 圆轨道：偏心率为零的轨道，偏心率接近零的近圆轨道有时也称为圆轨道。

(2) 椭圆轨道：偏心率在 0 和 1 之间的轨道。

(3) 大椭圆轨道：偏心率大于 0.2 的轨道称为大偏心率椭圆轨道，又称大椭圆轨道。大椭圆轨道航天器在较长轨道周期内运行于远地点上空，因而该轨道多应用于卫星通信、天体观测、空间磁场探测等。如“天问一号”在制动工作约 15 min 后，探测器成功进入近火点高度约 400 km、周期约 10 个地球日、倾角约 10°的环绕火星的大椭圆轨道。

(4) 抛物线轨道：偏心率为 1 的轨道。

(5) 双曲线轨道：偏心率大于 1 的轨道。

在沿抛物线和双曲线轨道运行时，卫星将飞离地球的引力场。行星探测器的星际航行，采用这两种轨道。

$$e = \sqrt{1 - \left(\frac{b}{a}\right)^2}$$

2.3.2 地球同步轨道和地球静止轨道

地球同步轨道（Geosynchronous Orbit），是指运行周期等于地球自转周期（23 小时 56 分 4 秒）的顺行人造地球卫星轨道。在不考虑轨道摄动情况下，在地球同步轨道上运行的卫星每天相同时刻经过地球上相同地点的上空，即每天相同时刻卫星出现在相同的方向上。

地球静止轨道，是指倾角为 0°的圆形地球同步轨道，其周期等于地球自转周期。地

球静止轨道上运行的卫星将始终位于赤道某地的上空，相对于地球表面是静止的，其高度约为 36000 km。它的覆盖范围很广，均布在地球赤道上的 3 颗这样的卫星就可以实现除南北极很小一部分地区外的全球通信。如图 2.11 所示。

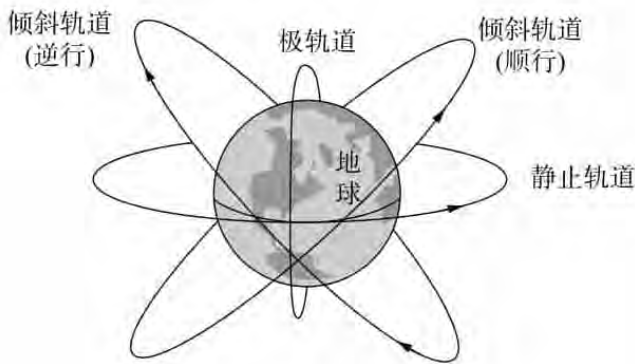


图 2.11 地球卫星轨道

2.3.3 太阳同步轨道

卫星轨道平面绕地球自转轴的旋转方向和角速度与地球绕太阳公转的方向和平均角速度相同，则这种卫星轨道叫太阳同步轨道，即卫星、太阳、地球保持三点一线。

太阳同步轨道是轨道平面绕地球自转轴旋转的，方向与地球公转方向相同，旋转角速度等于地球公转的平均角速度（360 度/年）的轨道，它距地球的高度不超过 6000 km。

2.3.4 极轨道

极轨道（Polar Orbit），其倾角为 90°的人造地球卫星轨道。在极轨道上运行的卫星，每一圈内都可以经过任何纬度和南北两极的上空。在工程上，常把倾角在 90°左右，能覆盖全球的轨道也称为极轨道。它常用来对南北极的海洋、气象和环境等进行遥感、遥测。如图 2.11 所示。

2.4 卫星覆盖特性计算

星下点就是卫星和地心连线与地球表面的交点。星下点随时间在地球表面上的变化路径称为星下点轨迹。在图 2.12 中，图中曲线为星下点轨迹。

在图 2.12 中，

- E : 观察点对卫星的仰角；
- α : 卫星和观察点间的地心角；
- β : 卫星的半视角；
- d : 卫星到观察点的距离；
- X : 卫星覆盖区的半径；
- R_e : 地球平均半径；
- h : 卫星轨道高度。

如图 2.12 所示, 根据圆轨道卫星覆盖示意图, 可以推导以下几个参数:

$$\text{地心角: } \alpha = \cos^{-1} \left(\frac{R_e}{h + R_e} \cos E \right) - E = \sin^{-1} \left(\frac{h + R_e}{R_e} \sin \beta \right) - \beta$$

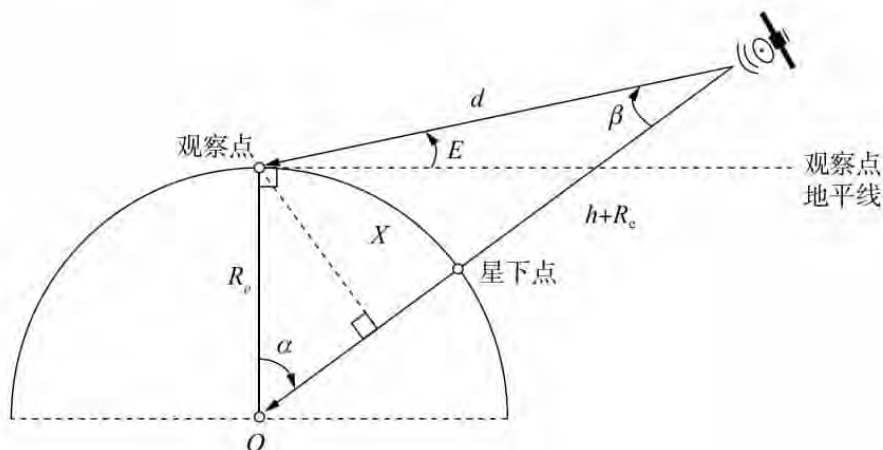


图 2.12 圆轨道卫星覆盖示意图

$$\alpha = \cos^{-1} [\sin \varphi_u \sin \varphi_s + \cos \varphi_u \cos \varphi_s \cos (\gamma_u - \gamma_s)]$$

其中, 观察点瞬时经纬度为 (γ_u, φ_u) ; 卫星瞬时经纬度为 (γ_s, φ_s) 。

$$\text{光视角: } \beta = \sin^{-1} \left(\frac{R_e}{h + R_e} \cos E \right) = \tan^{-1} \left(\frac{R_e \sin \alpha}{(h + R_e) - R_e \cos \alpha} \right)$$

$$\text{仰角: } E = \tan^{-1} \left(\frac{(h + R_e) \cos \alpha - R_e}{(h + R_e) \sin \alpha} \right) = \cos^{-1} \left(\frac{h + R_e}{R_e} \sin \beta \right)$$

$$\begin{aligned} \text{星地距离: } d &= \sqrt{R_e^2 + (h + R_e)^2 - 2R_e(h + R_e) \cos \alpha} \\ &= \sqrt{R_e^2 \sin^2 E + 2hR_e + h^2} - R_e \sin E \end{aligned}$$

$$\text{覆盖区半径: } X = R_e \sin \alpha$$

$$\text{覆盖区面积: } A = 2\pi R_e^2 (1 - \cos \alpha)$$

拓展练习

某卫星运行轨道高度为 2000 km, 在地球表面的观测点位置为 $(120^\circ\text{E}, 45^\circ\text{N})$, 卫星的瞬时位置为 $(105^\circ\text{E}, 25^\circ\text{N})$, 求仰角、地心角以及该卫星的覆盖面积。

2.5 相同轨道星际链路

星际链路 (ISL), 也叫星间链路, 是指不同卫星之间通信的链路。在星际链路中, 每颗卫星将成为空间网的一个节点, 使通信信号能按照所需的最佳路径进行传输, 可以组织全球通信网。星际链路与一般的上/下行链路的不同点在于其链路的两端都是卫星。星际链路可以是激光链路, 也可采用毫米波, 如 Ka 波段链路。根据两端卫星所处轨道类

型不同，星际链路可分为同种轨道类型之间的星际链路（如 GSO - GSO，LEO - LEO），与不同轨道类型之间的星际链路（如 GSO - LEO，GSO - MEO）。表 2 - 3 是 WRC - 95 分配给星间链路的频段。

表 2 - 3 WRC - 95 分配给星间链路的频段

频段（GHz）	带宽（GHz）
22.55 ~ 23.55	1
24.45 ~ 24.75	0.3
25.25 ~ 27.5	2.25
32.0 ~ 33.0	1
54.25 ~ 58.2	3.95
59.0 ~ 64.0	5
116.0 ~ 134.0	18
170.0 ~ 182.0	12
185.0 ~ 190.0	5

一条星际链路通常由四个子系统组成，包括接收机、发射机、捕获和跟踪子系统及天线子系统。

- 接收机完成对接收信号的放大、变频、检测、解调和译码等，提供星间链路卫星下行链路之间的接口。
- 发射机负责从卫星的上行链路中选择需要在星间链路上传输的信号，完成编码、调制、变频和放大。
- 捕获和跟踪子系统负责使星间链路两端的天线互相对准（捕获），并使指向误差控制在一定的误差范围以内（跟踪）。
- 天线子系统负责在星间链路收发电磁波信号。

星际链路的特性一般用仰角、星间距离和方位角三个参数来衡量。

2.5.1 星际链路仰角计算

相同轨道高度的卫星间的星间链路一般可分为：同一轨道平面内的轨内星际链路和不同轨道平面之间的轨间星际链路。图 2.13 是相同轨道高度的两颗卫星的星际链路空间几何关系。

在图 2.13 中，

- E_A ：卫星 A 的仰角；
- E_B ：卫星 B 的仰角；
- H_p ：余隙（星间链路与地球表面的距离）；
- h ：卫星距离地球表面的距离；
- R_e ：地球半径；
- α ：星间地心角。

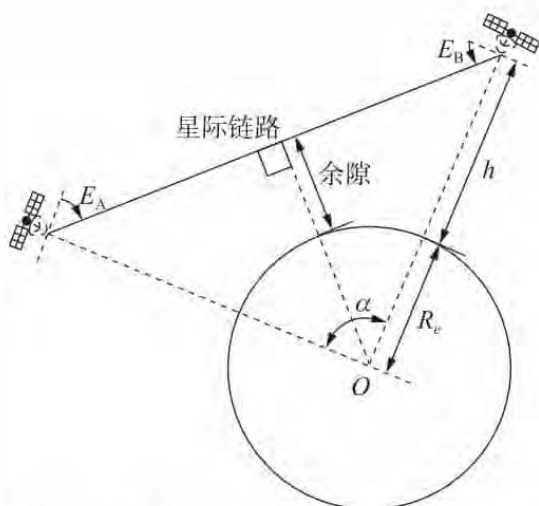


图 2.13 同一轨道高度卫星星际链路几何关系

由图 2.13 可知, 如果卫星在同一轨道上, 不同的两颗卫星要建立星间链路, 其位置必须满足如下条件:

$$(R_e + h) \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \geq R_e + H_p \quad (2-8)$$

根据图 2.13 中同轨道高度卫星星际链路几何关系, 可以推算出卫星在不同轨道上的仰角:

$$E_A = E_B = -\frac{\alpha}{2} \quad (2-9)$$

在同一轨道上的卫星的最大星间地心角:

$$\alpha_{\max} = 2\cos^{-1}\left(\frac{H_p + R_e}{h + R_e}\right)$$

如果 $\alpha > \alpha_{\max}$, 则卫星 A 和卫星 B 相互不可见, 因此, 无法建立星间链路。

$\alpha = \cos^{-1} [\sin\varphi_u \sin\varphi_s + \cos\varphi_u \cos\varphi_s \cos(\gamma_u - \gamma_s)]$, 其中, 观察点瞬时经纬度为 (γ_u, φ_u) , 卫星瞬时经纬度为 (γ_s, φ_s) 。

2.5.2 星际链路距离计算

星间距离是由卫星间的地心角唯一确定。根据图 2.13, 可以推算出星间距离和最大星间距离。

$$D_s = 2(h + R_e) \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)$$

$$D_{s,\max} = 2\sqrt{(h + R_e)^2 - (H_p + R_e)^2} \quad (2-10)$$

拓展练习

某卫星运行轨道高度为 2000 km, 卫星 A 的瞬时位置为 $(120^\circ\text{E}, 45^\circ\text{N})$, 卫星 B 的瞬时位置为 $(105^\circ\text{E}, 25^\circ\text{N})$, 在最小余隙 50 km 条件下, 求证卫星 A 和卫星 B 能否建立星间链路。

2.6 不同轨道星际链路

2.6.1 星际链路仰角计算

在以 GEO 或 MEO 轨道卫星构建的中继卫星中, GEO 或 MEO 轨道卫星为 LEO 轨道卫星或其他类型的航天器提供服务。这种服务链路就构成了不同轨道的星间链路。图 2.14 是不同轨道高度的两颗卫星的星际链路空间几何关系。

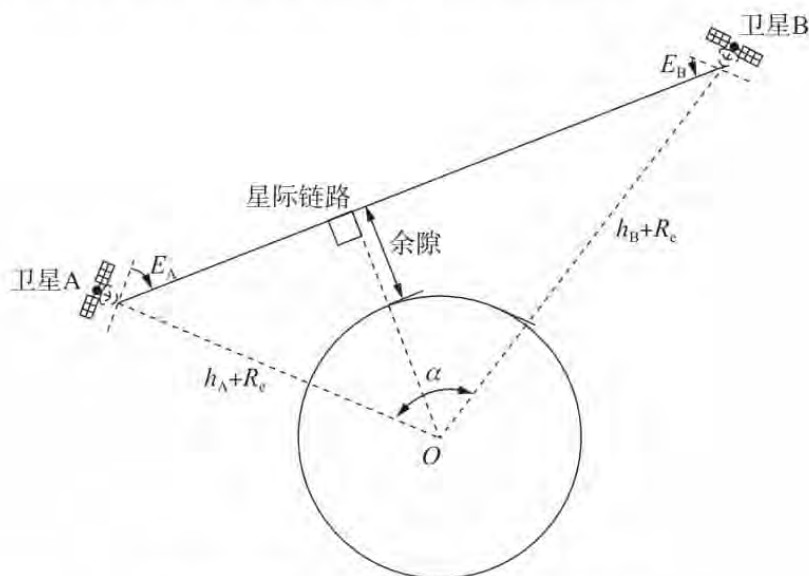


图 2.14 不同轨道高度卫星星际链路几何关系

在图 2.14 中,

E_A : 卫星 A 的仰角;

E_B : 卫星 B 的仰角;

H_p : 余隙 (星间链路与地球表面的距离);

h_A : 卫星 A 距离地球表面的距离;

h_B : 卫星 B 距离地球表面的距离;

R_e : 地球半径;

α : 星间地心角。

根据图 2.14 中不同轨道高度卫星星际链路几何关系, 可以推算出卫星在不同轨道上的仰角, 如下:

$$E_A = \tan^{-1} \left[\left(\cos \alpha - \frac{h_A + R_e}{h_B + R_e} \right) / \sin \alpha \right]$$

$$E_B = -E_A - \alpha$$

在不同轨道上的卫星的最大星间地心角:

$$\alpha_{\max} = \cos^{-1} \left(\frac{H_p + R_e}{h_A + R_e} \right) + \cos^{-1} \left(\frac{H_p + R_e}{h_B + R_e} \right) \quad (2-11)$$

如果 $\alpha > \alpha_{\max}$, 则卫星 A 和卫星 B 相互不可见, 因此, 无法建立星间链路。

GEO 和 LEO 轨道上卫星星间地心角:

$$\alpha = \cos^{-1}[\cos(\varphi_{\text{LEO}})\cos(\gamma_{\text{GEO}} - \gamma_{\text{LEO}})] \quad (2-12)$$

同样, 如果 $\alpha > \alpha_{\max}$, 则 LEO 卫星和 GEO 卫星相互不可见, 因此, 它们无法建立星间链路。

2.6.2 星际链路距离计算

星间距离是由卫星间的地心角唯一确定。根据图 2.15, 可以推算出最大星间距离。

$$D_{s,\max} = \sqrt{(h_A + R_e)^2 - (H_p + R_e)^2} + \sqrt{(h_B + R_e)^2 - (H_p + R_e)^2} \quad (2-13)$$

课后习题

1. 全球星系统的卫星轨道高度为 1414 km, 在最小仰角为 10° 时, 单颗卫星的最大覆盖地心角、覆盖面积和卫星天线半视角分别是多少?
2. 在某星座系统中, 卫星轨道高度为 1450 km, 每个轨道平面上有 8 颗卫星。在最小仰角 10° 时, 这 8 颗卫星可以覆盖的地面宽度是多少?
3. 简要阐述星际链路建立的条件。
4. 简要阐述开普勒三大定律。
5. 请阐述卫星摄动的影响因素。

本章参考文献

- [1] 朱立东. 卫星通信导论 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2015.
- [2] 王丽娜. 卫星通信系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [3] 闵士权. 卫星通信系统工程设计与应用 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2015.
- [4] 冯晶琅. 不同高度范围月球卫星轨道受摄分析 [J]. 西北工业大学学报, 2011 (4): 195 - 197.
- [5] 毛悦. GEO/IGSO/MEO 卫星轨道根数演化分析 [J]. 测绘科学, 2009 (1): 120 - 121.
- [6] 李志瑶. 太阳同步卫星及其轨道计算 [J]. 长春大学学报, 2002 (8): 2 - 4.

第3章 卫星通信星-地链路

卫星通信系统主要由空间段和地面段两大部分构成，其中空间段和地面段之间的无线传输就是星座和地面段的星-地链路。由于卫星处在不同的轨道，信号传输到地面上要经历不同的大气层。而大气层物理状态的复杂性和不稳定性会对卫星通信信号传输质量造成影响。主要影响如下：

- (1) 大气中的各种物质吸收信号的能量，造成信号的衰落，影响通信质量。
- (2) 大气中的各种气体分子、粒子和云、雨、雾等会散射信号，造成信号传输方向的变化，影响信号的传输质量。
- (3) 大气的随机运动产生的大气湍流及其他气象变化也会严重影响通信信号的传输质量。

整个大气层随高度不同表现出不同的特点，分为对流层、平流层、中间层、暖层和散逸层，再上面就是星际空间。大气结构如图 3.1 所示。

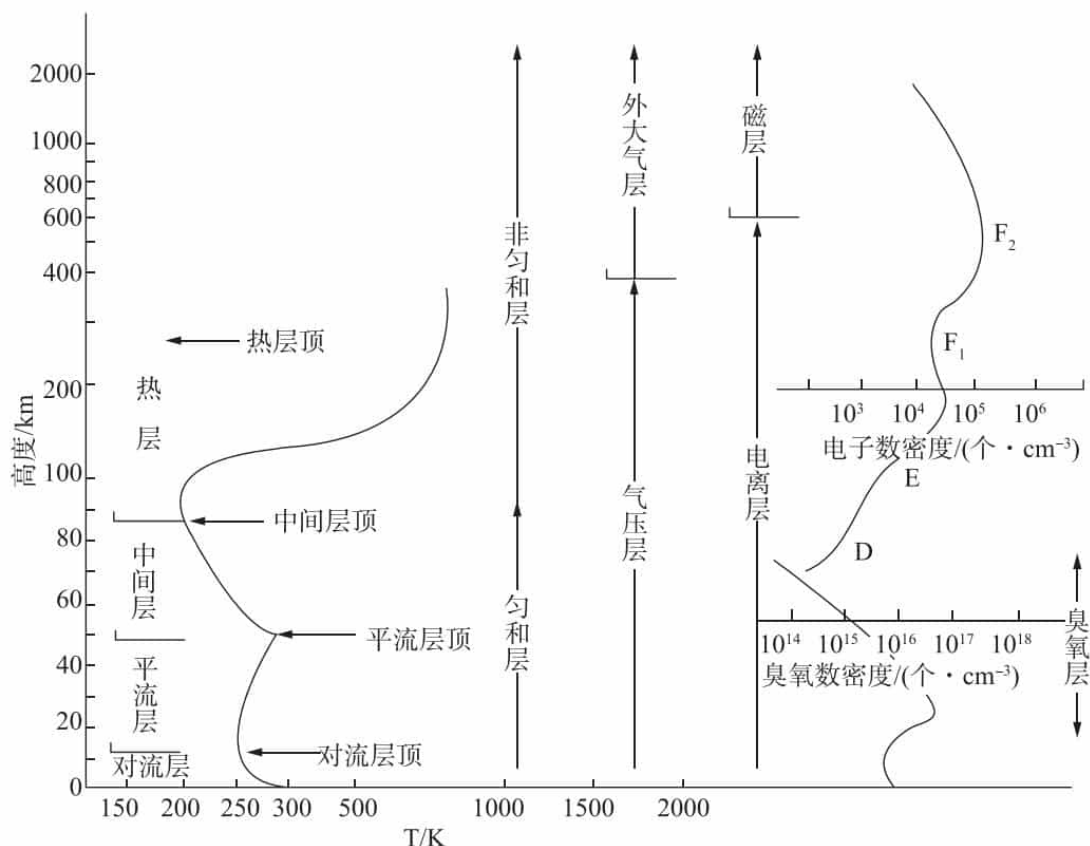


图 3.1 大气结构

按照地球大气温度随高度的变化特点（热结构），可将大气层自下而上分成对流层、平流层、中间层、热层和逃逸层。

- (1) 对流层高度范围通常在 12 km 以下，其温度随高度升高而降低。
- (2) 平流层高度范围约在 12 ~ 50 km 之间，其温度随高度升高而升高。
- (3) 中间层大约位于 50 ~ 80 km 高度之间，其温度随高度升高而降低。
- (4) 热层位于大约 80 ~ 300 km 高度之间，温度随高度升高而上升。
- (5) 逃逸层在远超过 300 km 高度以上，温度几乎不随高度变化，且大气稀薄。

由于卫星所处的轨道不同，因此星地链路空间环境也不同，导致影响星地链路的因素需要根据实际情况来考虑。如图 3.2 所示。

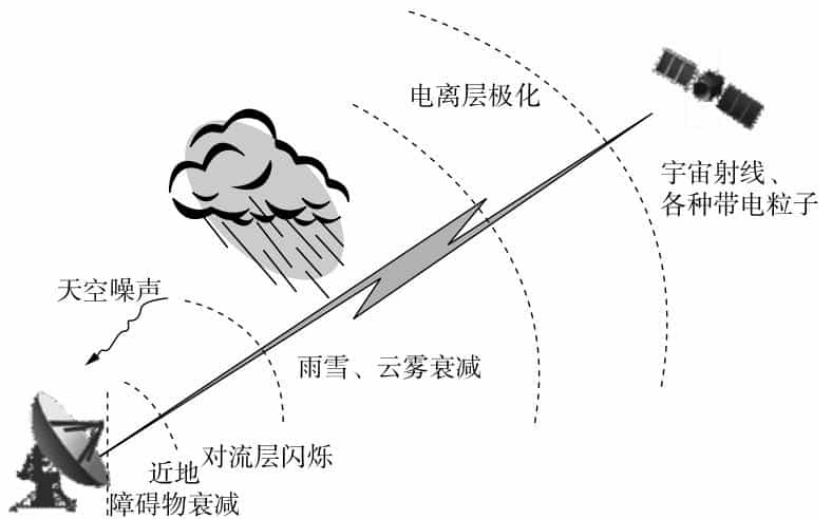


图 3.2 星地链路空间环境

按照地球大气的电离程度，可自下而上将大气层分成中性层、电离层和磁层。每个大气层对星地链路的影响因素各不相同，如图 3.3 所示。

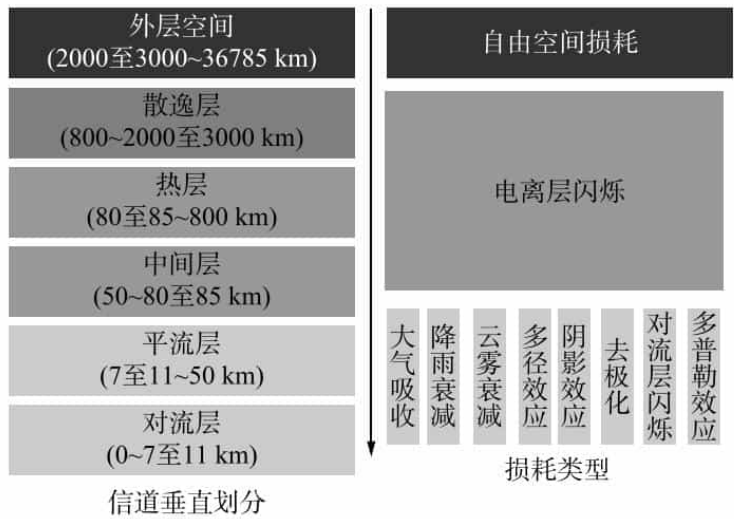


图 3.3 传播损耗分层示意图

卫星星-地链路主要指地球站到卫星转发器的上行链路和卫星转发器到地球站的下行链路。无线信号在这段空间中由于受到空间损耗、电离层闪烁、大气吸收损耗、雨衰、云雾雪等因素的衰减等以及不同种类的热噪声的影响，致使：在上行链路上，地球站发

给卫星的功率和卫星转发器接收的功率不相等；同样下行链路的卫星转发器的发射功率和另一个地球站的接收功率也不相等，它们之间的功率关系可以通过上下行链路预算来估算。图 3.4 是星-地链路示意图。

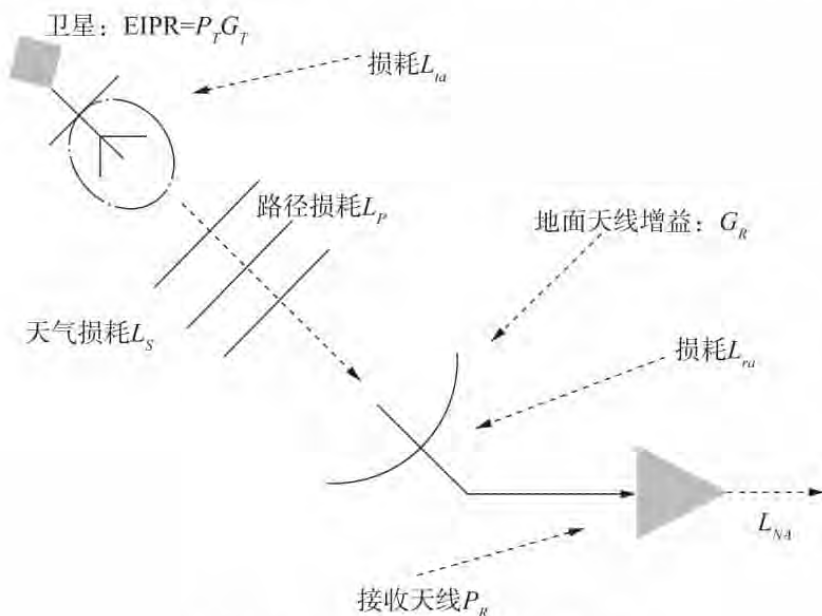


图 3.4 卫星通信星-地链路模型图

3.1 自由空间传播损耗

所谓自由空间是指介电常数和磁导率为“1”的均匀介质的空间，该空间具有各向同性、电导率为“0”等特点，与在真空中传播一样，只有扩散损耗的直线传播。

自由空间损耗，指的是电磁波在空气中传播时候的能量损耗，电磁波在穿透任何介质的时候都会有损耗，即天线辐射的电磁波在传播过程中，随着传播距离的增大，能量的自然扩散而引起的损耗。

电波从点源全向天线发出后在自由空间传播，能量将扩散到一个球面上。在半径为 d 的球面上（面积 $4\pi d^2$ ）的功率密度，即单位面积上的功率为： $P'_R = \frac{P_T}{4\pi d^2}$ ；由于卫星发射端一般都是采用定向天线（增益为 G_T ），在 d 处的单位面积所接收的信号功率为： $P''_R = \frac{G_T P_T}{4\pi d^2}$ ，而接收增益 G_R 可表示为： $G_R = \frac{4\pi}{\lambda^2} A_e$ ， A_e 为接收天线的有效接收面积。于是，接收功率 $P_R = P''_R \cdot A_e = \frac{G_T P_T}{4\pi d^2} \cdot \frac{G_R \lambda^2}{4\pi} = \frac{G_T G_R P_T}{\left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2}$ 。

因此，当电磁波在自由空间传播时，在距波束中心 d (m) 处，用增益为 G_R 的天线接收，则接收信号的功率 P_R 为：

$$P_R = \frac{G_T G_R P_T}{L_p} \quad (3-1)$$

其中， G_T 为发射天线增益； G_R 为接收天线增益； P_T 为发射功率； L_p 为自由空间

损耗。

$$L_p = \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 = \left(\frac{4\pi df}{c} \right)^2 \quad (3-2)$$

其中, d 为传播距离; λ 为工作波长; f 为工作频率; c 为光速。

当 $d(\text{km})$, $f(\text{GHz})$ 时, 则: $L_p = 92.44 + 20 \lg d + 20 \lg f$

当 $d(\text{m})$, $\lambda(\text{m})$ 时, 则: $L_p = 22 + 20 \lg d - 20 \lg \lambda$

图 3.5 和图 3.6 分别是不同距离、不同波长的自由空间传播损耗仿真图。

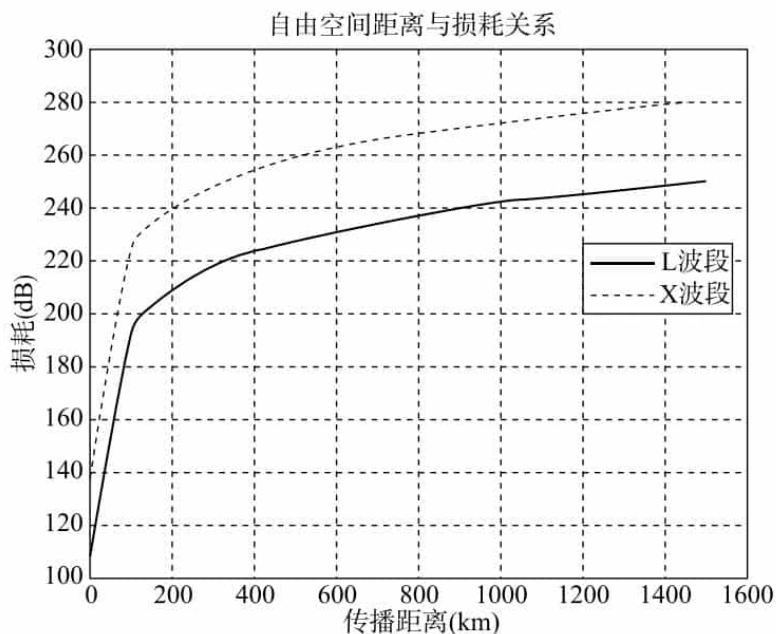


图 3.5 L、X 波段卫星通信信号损耗仿真图

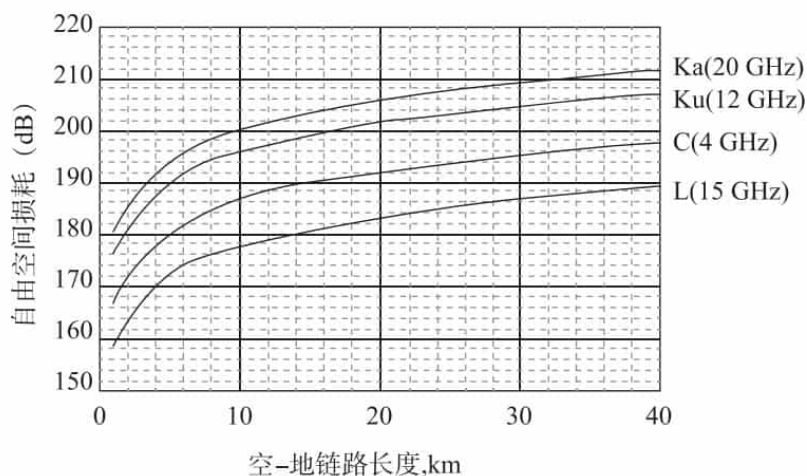


图 3.6 L、C、Ku、Ka 波段卫星通信信号损耗仿真图

例题 1: 卫星和地面站之间的距离为 42000 km。计算 6 GHz 时的自由空间损耗。

解: $L_p = 92.44 + 20 \lg 42000 + 20 \lg 6 = 200.46$ (dB)

例题 2: 卫星的 EIRP 值为 49.4 dBw, 计算卫星离地面距离为 40000 km 时, 地面站的功率密度。

$$\text{解: } P_R'' = \frac{G_T P_T}{4\pi d^2} = \frac{10^{4.94}}{4 \times 3.1416 \times (40000 \times 1000)^2} = 4.33 \text{ (pW/m}^2\text{)}$$

3.2 大气吸收损耗

大气损耗是由地球大气层的气体吸收能量引起的无线电波传输能量的损失。这种损耗因天气条件不同而产生不同的信号能量衰减。与天气条件有关的信号传输能量损失称为大气衰减,由气体吸收能量引起的信号损耗称为大气吸收。

大气吸收造成的无线电波能量损失随电波频率的变化而变化。

当电波频率低于 0.1 GHz 时,电离层中的自由电子或离子对信号的吸收造成的大气损耗是主要的,频率越低,损耗越严重。

当电波频率高于 0.3 GHz 时,大气损耗较小,甚至可忽略。

当电波频率在 15 ~ 35 GHz 频段时,水汽分子的吸收损耗是主要的大气损耗,并在 22.2 GHz 处发生谐振吸收而出现第一个损耗峰值。

当电波频率在 15 GHz 以下和 35 ~ 80 GHz 频段则主要是氧分子的吸收损耗,并在 60 GHz 附近发生谐振吸收而出现一个较大的损耗峰值。

卫星信号经过大气层时,电磁波能量会被吸收而带来一定程度上的损耗,但相对于自由空间的路径损耗和降雨衰减,气体吸收导致的损耗较小。气体吸收主要是由氧分子及水蒸气分子造成的。

1. 氧分子吸收衰减

当 $f < 350$ GHz 时,氧分子吸收衰减的经验公式为:

$$\begin{cases} \frac{\gamma_0 h_a e^{-\frac{h_s}{h_a}}}{\sin \theta} \theta > 10^\circ \\ \frac{\gamma_0 h_a e^{-\frac{h_s}{h_a}}}{g(h_a)} \theta \leq 10^\circ \end{cases} \quad (3-3)$$

式中, θ 为天线仰角, h_a 为氧气等效高度,一般取 6 km, h_s 为地面海拔高度。 γ_0 为单位路径损耗, $g(h_a)$ 为经验系数,取值有如下公式:

$$\gamma_0 (\text{dB/km}) = \left[7.19 \times 10^{-3} + \frac{6.69}{f^2 + 0.227} + \frac{4.81}{(f - 66)^2 + 1.5} + \frac{0.25}{(f - 118.75)^2 + 2.21} \right] \times f^2 \times 10^{-3}$$

$$g(h_a) = 0.061 \sqrt{\sin^2 \theta + \frac{2h_s}{R_e}} + 0.399 \sqrt{\sin^2 \theta + \frac{2h_s}{R_e} + \frac{5.5h_0}{R_e}}$$

式中, R_e 表示地球半径,取值为 8500 km。

2. 水蒸气分子吸收衰减

当 $f < 350$ GHz 时,水蒸气分子吸收衰减的经验公式为:

$$A_w (\text{dB}) \begin{cases} \frac{\gamma_w h_w e^{-\frac{h_s}{h_w}}}{\sin \theta} \theta > 10^\circ \\ \frac{\gamma_w h_w e^{-\frac{h_s}{h_w}}}{g(h_w)} \theta \leq 10^\circ \end{cases} \quad (3-4)$$

$$\text{式中, } h_w = h_{w0} \left[1 + \frac{3}{(f-22.2)^2 + 5} + \frac{5}{(f-183.3)^2 + 6} + \frac{2.5}{(f-325.4)^2 + 4} \right]$$

$$\gamma_w \left(\frac{\text{dB}}{\text{km}} \right) = \left[0.05 + 0.0021P_w + \frac{3.6}{(f-22.7)^2 + 8.5} + \frac{10.6}{(f-183.3)^2 + 9} + \frac{8.9}{(f-325.4)^2 + 926.3} \right] \times f^2 \times P_w \times 10^{-1}$$

$$g(h_w) = 0.061 \sqrt{\sin^2 \theta + \frac{2h_s}{R_e}} + 0.399 \sqrt{\sin^2 \theta + \frac{2h_s}{R_e} + \frac{5.5h_w}{R_e}}$$

其中, P_w 表示水蒸气密度。

图 3.7 是氧气分子、水汽分子在不同频率上的损耗率曲线的仿真图。

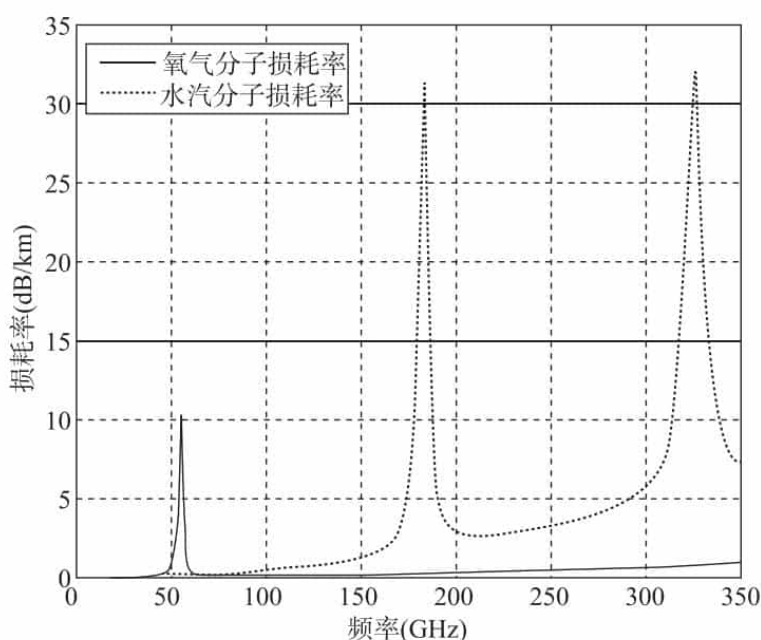


图 3.7 氧气分子、水汽分子在不同频率上的损耗率曲线

3.3 降雨衰减

降雨衰减主要是指由于大气层中雨、雪或冰等对无线电信号吸收及散射, 导致的能量衰减。无线电波的频率越高, 波长就越短。频率为 10 GHz 以上的 Ku 和 Ka 等高频段微波的波长仅为 10 ~ 30 mm, 与直径为数毫米的雨滴有一定的可比性。因此, Ku 以上的高频段电波在穿越雨区时遭受严重的传输损耗。

根据国际电信联盟无线电通信部门 (ITU-R) 提出的降雨衰减经验模型:

$$A = \gamma_R \cdot L(R, \theta) \quad (3-5)$$

式中,

R 表示降雨量, 其单位为 mm/h;

θ 表示地面相对卫星的仰角;

$L(R, \theta)$ 表示降雨区域等效路径, 其单位为 km;

γ_R 为降雨损耗率, 定义为因降雨引起的单位距离上的衰减, 单位为 dB/km, 具体有:

$$\gamma_R = K \cdot (R)^\alpha$$

K 表示路径衰减系数, α 为修正因子, 二者取值分别为:

$$K = \begin{cases} 4.21 \times 10^{-5} \times f^{2.24} & (2.9 \leq f \leq 54) \\ 4.09 \times 10^{-2} \times f^{0.699} & (54 \leq f \leq 180) \end{cases}$$

$$\alpha = \begin{cases} 1.41 \times f^{-0.0779} & (8.5 \leq f \leq 25) \\ 2.63 \times f^{-0.272} & (25 \leq f \leq 160) \end{cases}$$

基于仰角、频率和等效长度的不同参数的仿真图, 如图 3.8、图 3.9 和图 3.10 所示。

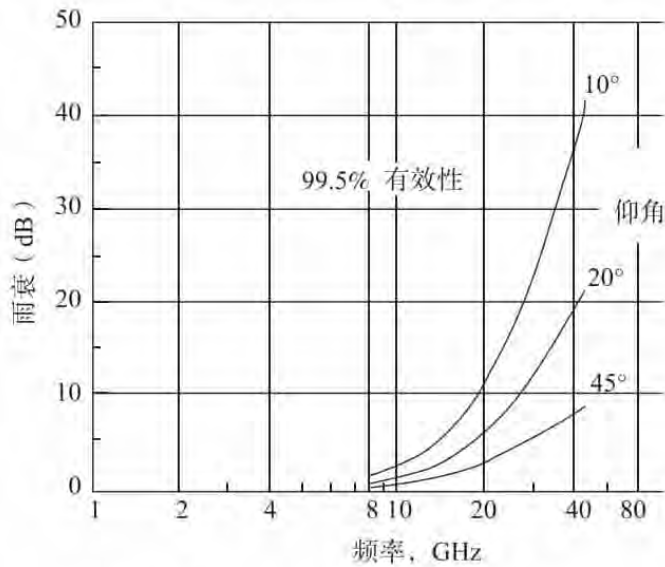


图 3.8 不同仰角时的雨衰频率特性

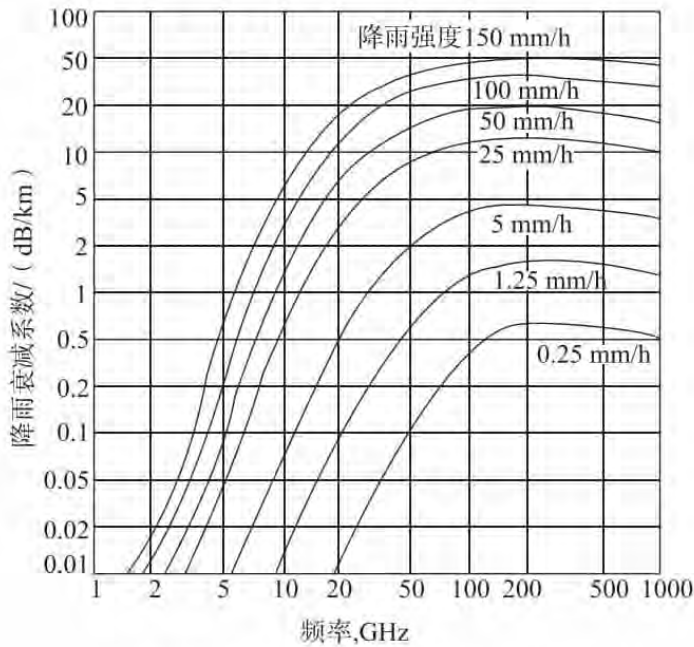


图 3.9 降雨衰减系数的频率特性

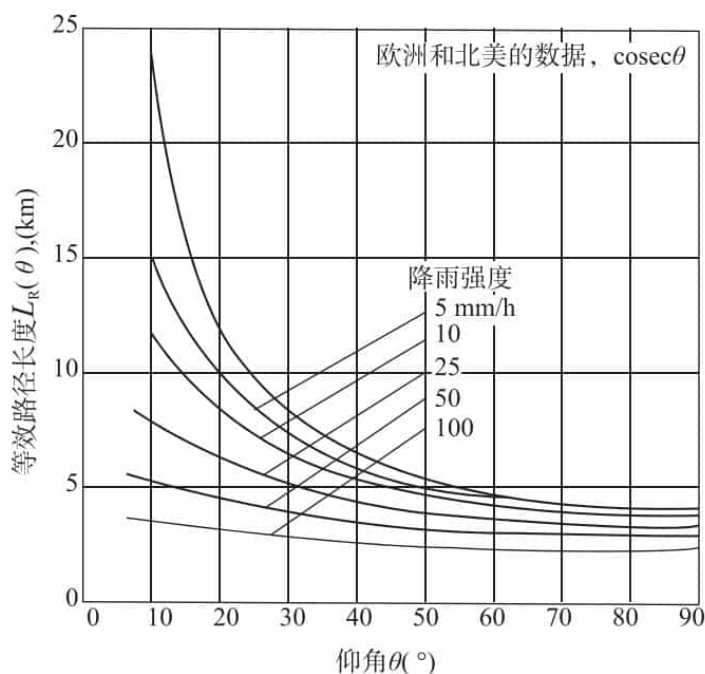


图 3.10 降雨地区的等效路径长度

根据上述公式及仿真图,可以发现降雨损耗率与载波频率及降雨量相关,在降雨量固定的情况下,频率越高,降雨损耗率越大。降雨区域等效路径与降雨量及仰角有关,在同样降雨量情况下,仰角越低,等效路径越长,雨衰影响越大。

云、雾引起的损耗可用下式计算:

$$L_c = 0.148f^2/V_m^{1.43} \text{ (dm/km)} \quad (3-6)$$

其中, f 为频率,单位为 GHz; V_m 为能见度,单位为 m。

密雾: $V_m < 50 \text{ m}$;

浓雾: $50 \text{ m} \leq V_m < 200 \text{ m}$;

中等雾: $200 \text{ m} \leq V_m < 500 \text{ m}$ 。

雪引起的附加损耗可用下式计算:

$$L_s = 7.47 \times 10^{-5} f I (1 + 5.77 \times 10^{-5} f^3 I^{0.6}) \text{ (dB/km)} \quad (3-7)$$

其中, f 为频率,单位为 GHz; I 为降雪强度,单位为 mm/H。当电波频率在 15 GHz 以下时,只有中等强度以上的雪才有影响。

在工作频率高于 20 GHz 以上的卫星通信系统设计中,云和雾的衰减会产生很大的影响。云和雾都是水的悬浮体,直径一般不会超过 0.01 cm,但却是信号去极化衰减的主要原因。它们对卫星信号的衰减随着频率的增加、仰角的减小而增大。

3.4 多径衰落

多径衰落是指微波信号在传播过程中,由于受地面或水面反射和大气折射等影响,会产生多个经过不同路径到达接收机的信号,通过矢量叠加后合成时变信号。多径衰落的基本特性表现为信号幅度的衰落和时延扩展。如果从空间角度考虑,接收信号的幅度

将随着通信距离的变动而衰落，可以表现为快衰落和慢衰落；如果从时间角度考虑，由于信号的传播路径不同，到达接收端的时间也就不同，这种由于多径效应引起的接收信号中脉冲的宽度扩展现象即时延扩展。

快衰落主要由于多径传播而产生的衰落，由于移动体周围有许多散射、反射和折射体，引起信号在多径中传输，使到达的信号之间相互叠加，其合成信号幅度表现为快速的起伏变化，称为快衰落。快衰落一般服从瑞利（Rayleigh）分布、莱斯（Rice）分布或纳卡伽米（Nakagami）分布规则。

慢衰落（Slow Fading），由于移动台的不断运动，电波传播路径中的地形地貌是不断变化的，因而局部中值也是不断变化的，这种变化所造成的衰落比多径效应引起的快衰落要慢得多，称为慢衰落。慢衰落是由大气折射、大气湍流、大气层结等平均大气条件的变化而引起的，通常与频率的关系不大，而主要与气象条件、电路长度、地形等因素有关。慢衰落一般服从对数正态分布规则。

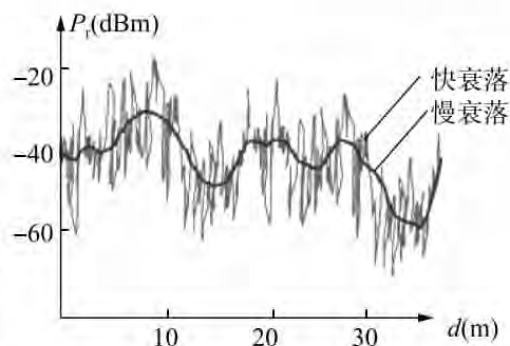


图 3.11 快衰落与慢衰落仿真图

快衰落和慢衰落仿真如图 3.11 所示。

3.5 多普勒频移

多普勒效应（Doppler Shift）是为纪念克里斯琴·多普勒·约翰（Doppler, Christian Johann）而命名的，他于 1842 年首先提出了这一理论。其主要内容为：物体辐射的波长因为波源和观测者的相对运动而产生变化。在运动的波源前面，波被压缩，波长变得较短，频率变得较高（蓝移，Blue Shift）。当运动在波源后面时，会产生相反的效应，波长变得较长，频率变得较低（红移，Red Shift）。

多普勒效应造成的发射和接收的频率之差称为多普勒频移。它揭示了波的属性在运动中发生变化的规律。其多普勒频移公式如下：

$$f_D = \frac{Vf_c}{C} \cos\theta \quad (3-8)$$

其中，

f_D ：多普勒频移；

V ：卫星与用户的相对运动速度；

C ：光速；

θ ：卫星与用户之间的连线与速度 V 方向的夹角。

例如，在一个运动速度为 100 km/h 的列车上，使用 GSM 900 MHz 的手机进行通话，假设发射频率为 900 MHz，则最大的多普勒频移为 $f_D = 100000/3600/300 \times 900 \times 1 = 83$ Hz，此时列车移动的方向与无线电波发射的方向一致。

如果列车运动的方向与发射方向成 90° 角，则无多普勒频移，夹角在两者之间时，为 0 ~ 83 Hz 的范围值。

如列车移动方向与无线电波发射的方向相反或呈 $90^\circ \sim 180^\circ$ 角, 则频移为负值, 范围为 $-83 \text{ Hz} \sim 0$ 。

无线通话中频率误差的标准一般为 0.05 ppm , 即百万分之 0.05 , 则 900 MHz 允许的频率误差为 $900 \times 0.05 = 45 \text{ Hz}$ 。

因此, 若列车运动时通话的接收频率的误差经常会超过频率误差, 则多普勒频移已经影响到了通话质量。

表 3-1 是不同轨道卫星通信系统的多普勒频移结果。

表 3-1 不同轨道系统的多普勒频移

轨道类型	GEO	MEO	LEO
多普勒频移 (KHz)	± 1	± 100	± 200

3.6 电离层闪烁

电离层是高度约为 $60 \sim 1000 \text{ km}$ 范围内的离子化大气层, 大量的自由电子和正离子存在于该区域内且其在数量上足以对无线电传播产生严重的影响。

电离层闪烁是当电波通过电离层时, 受电离层结构的不均匀性影响, 造成信号振幅、相位等的短周期不规则变化的现象。

卫星信号经外层空间传播后会到达散逸层、热层和中间层, 这几层的组成气体处于部分电离或完全电离的状态, 能使无线电波改变传播速度, 发生折射、反射和散射, 产生电离层闪烁。电离层闪烁会导致无线电波幅度和相位快速变化, 其主要原因是电离层电子密度分布不规则引起电波震荡, 产生剧烈衰减。

据国际电信联盟 (ITU) 报告, 在从 10 MHz 到最高 12 GHz 的载波频率范围内都观测到了闪烁, 闪烁强度指数与载波频率 f 之间具有 $\frac{1}{f^{1.5}}$ 的依赖关系, 即在一定范围内, 信号频率愈低, 闪烁愈强。

电离层闪烁主要是前向散射和衍射。通常用幅度闪烁指数 S_4 来定量描述这种闪烁效应, S_4 为每分钟信号强度 S 标准差和均值的比值, 计算方法为:

$$S_4^2 = \frac{\langle S^2 \rangle - \langle S \rangle^2}{\langle S \rangle^2} (\text{dB}) \quad (3-9)$$

其中, $\langle \cdot \rangle$ 为信号幅度的时间均值, S_4 为电离层闪烁强度。

电离层闪烁区域分布如图 3.12 所示。

从分布图上发现, 高纬度地区和靠近赤道地区的电离层闪烁强度最大, 中纬度地区闪烁发生较少且相对比较弱; 赤道附近太阳活动高年里, 几乎每天傍晚、日落之后都会出现闪烁; 午夜时分赤道附近 $\pm 20^\circ$ 区域的闪烁也最为严重。表 3-2 是地磁中纬度地区电离层闪烁造成的衰落。

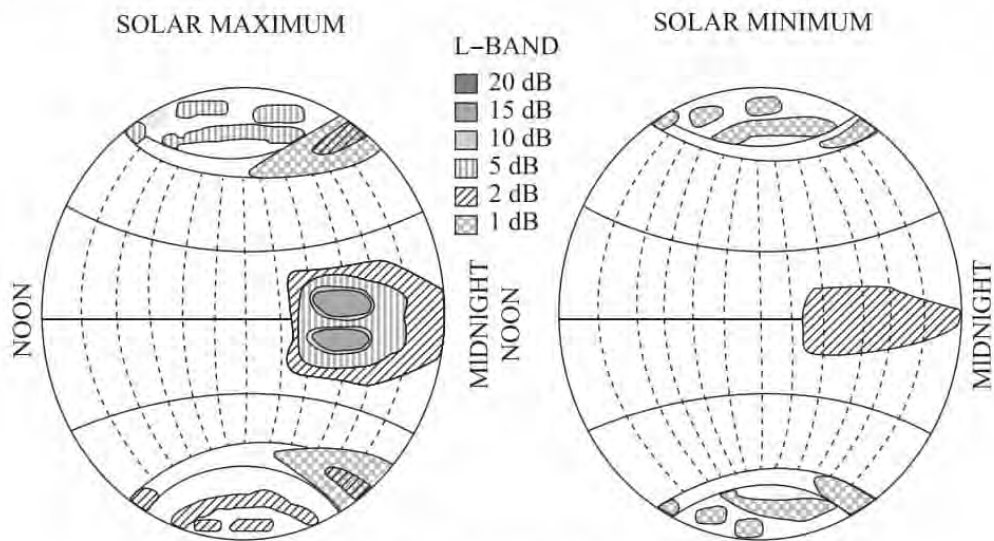


图 3.12 电离层闪烁区域分布

表 3-2 地磁中纬度地区非闪烁增强带电离层闪烁造成的衰落 (dB)

时间百分数	频率 (MHz)			
	100	200	500	1000
1.0	5.9	1.5	0.2	0.1
0.5	9.3	2.3	0.4	0.1
0.2	16.6	4.2	0.7	0.2
0.1	25.0	6.2	1.0	0.3

电离层闪烁也会造成信号的多径传播，如图 3.13 所示。

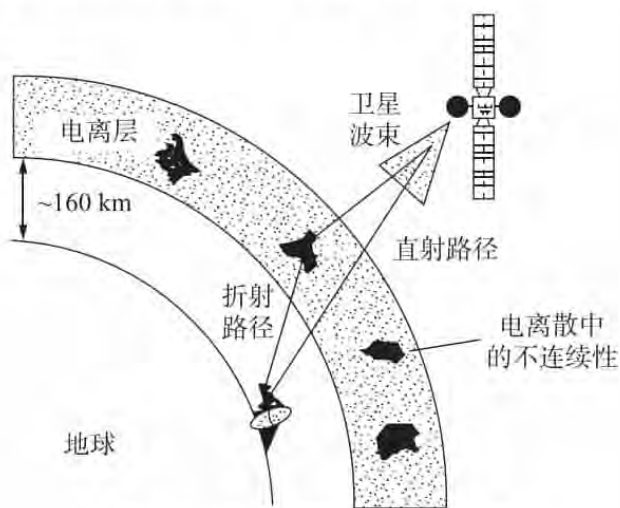


图 3.13 电离层闪烁形成多径传播

3.7 星-地链路噪声与干扰

噪声是衡量一个通信系统受到外界干扰强弱的一个指标，链路的误码率跟噪声功率

成反比。星地链路中的噪声主要表现为热噪声，可以采用等效噪声温度来衡量。

3.7.1 热噪声

只要传导媒质不处于绝对温度的零度，其中的带电粒子就存在随机运动，产生对信号形成干扰的噪声，称为热噪声。

噪声功率谱密度：

$$n_0 = kT \quad (k = 1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K 为玻尔兹曼常数；} T \text{ 为噪声源的噪声温度，单位为 K})。$$

3.7.2 宇宙噪声、大气噪声

1. 宇宙噪声

宇宙噪声就是天体辐射的电磁波对通信系统形成的噪声，是指来自地球大气层外的无线电辐射干扰。通常在工作频率低于 300 MHz 时需要考虑它的影响。

宇宙噪声的射电源主要有：太阳、月球、行星等天体和星际物质等的辐射。在宇宙噪声中，太阳噪声和银河系噪声是主要的噪声源。如表 3-3 所示。

表 3-3 太阳寂静期的噪声温度 (天线增益 53 dB)

频率 (MHz)	噪声温度 ($^{\circ}\text{K}$)
300	7×10^5
600	4.6×10^5
1000	3.6×10^5
3000	6.5×10^4
10000	1.1×10^4

2. 大气、降雨噪声

大气噪声就是电波在穿过电离层、对流层时，水蒸气和氧分子的谐振会吸收电波能量而带来附加损耗，同时产生电磁辐射形成的噪声。大气噪声与用户对卫星的仰角有关，仰角越高，电波穿过大气层的传播路径越短，噪声干扰越小。

降雨噪声是雨、雾等在吸收电波能量引起雨衰的同时所产生的电波辐射噪声，暴雨时特别严重。降雨噪声在高频段 (10 GHz 以上) 影响较大。其公式如下：

$$T_{\text{rain}} = T_m \left(1 - \frac{1}{A_{\text{rain}}} \right) \quad (3-10)$$

其中， T_{rain} 为降雨噪声；

T_m 为雨水的有效噪声温度；

A_{rain} 为降雨带来的衰减。

3.7.3 接收机噪声

接收天线中电子器件的热运动会产生热噪声，使用接收机噪声温度来衡量接收机噪声的大小。接收机的噪声也可以通过接收天线的噪声系数 (Noise Figure, NF) 得到，噪

声系数是天线的输入信噪比与输出信噪比之比，噪声系数与等效噪声温度之间的关系如下：

$$NF = 1 + T_e/T_i \tag{3-11}$$

其中， T_e 为天线等效噪声温度； T_i 为参考温度，通常取值为 290 K。

3.7.4 互调干扰

互调干扰是由传输信道中非线性电路产生的，当两个或多个不同频率的信号输入到非线性电路时，由于非线性器件的作用，会产生很多谐波和组合频率分量，其中与所需要的信号频率 ω_0 相接近的组合频率分量会顺利通过接收机而形成干扰。其中三阶互调最严重，即 $|f_1 \pm f_2| = f_3$ 。

例 1：采用 FDMA 的转发器交调（互调）频率 $IM = mf_1 + nf_2$ ，如 $f_1 = 1930\text{ MHz}$ ， $f_2 = 1932\text{ MHz}$ ，求落在工作频率为 1920 ~ 1940 之间的交调频率是多少？

解：可能出现的交调频率有： $(2n+1)f_1 - 2nf_2$ ， $(2n+2)f_1 - (2n+1)f_2$ 或 $(2n+1)f_2 - 2nf_1$ ， $(2n+2)f_2 - (2n+1)f_1$ 等。

$$(2n+1)f_1 - 2nf_2 = (2n+1) \times 1930 - 2n \times 1932 = 1930 - 4n = 1930、1926、1922$$

$$(2n+2)f_1 - (2n+1)f_2 = (2n+2) \times 1930 - (2n+1) \times 1932 = 1930 - 2 - 4n = 1928、1924、1920$$

$$(2n+1)f_2 - 2nf_1 = (2n+1) \times 1932 - 2n \times 1930 = 1932 + 4n = 1932、1936、1940$$

$$(2n+2)f_2 - (2n+1)f_1 = (2n+2) \times 1932 - (2n+1) \times 1930 = 1932 + 4n + 2 = 1934、1938、1942$$

其计算结果如表 3-4 所示。

表 3-4 计算结果

$n=0$	$n=1$	$n=2$	$n=3$
1930	1926	1922	1918
1928	1924	1920	1916
1932	1936	1940	1944
1934	1938	1942	1946

3.7.5 阻塞干扰

阻塞干扰是指当强的干扰信号与有用信号同时加入接收机时，强干扰会使接收机链路的非线性器件饱和，产生非线性失真。只有有用信号，在信号过强时，也会产生振幅压缩现象，严重时阻塞。产生阻塞的主要原因是器件的非线性，特别是引起互调、交调的多阶产物，同时接收机的动态范围受限也会引起阻塞干扰。

3.7.6 其他干扰

1. 同频干扰

同频干扰，即指无用信号的载频与有用信号的载频相同，并对接收同频有用信号的

接收机造成的干扰。

卫星信号的同频频率可能是卫星通信系统内部的，也可能来自系统外部。

2. 邻频干扰

邻频干扰是指相邻或相近的频道的信号之间的相互干扰。由于调频信号含有无穷多个边频分量，当其中某些边频分量落入邻道接收机的通带内，就会造成邻频干扰。

卫星信号的邻频频率可能是卫星通信系统内部的，也可能来自系统外部。

无论是同频干扰，还是邻频干扰，主要原因就是频率规划不合理导致的，或非法使用频谱资源引起其他系统的干扰。

3.8 天线指向误差损耗

天线指向误差就是发射天线指示位置相对于接收天线的实际位置的偏差。由于天线的工作环境多种多样，载荷类型多种多样，会受到风力、大气折射、积雪、雨水、自重、温度等因素影响出现天线指向误差。指向误差源主要有 14 种类型，具体如下所述。

1. 轴系误差

当天线座的方位轴与俯仰轴不垂直、方位轴不铅垂或电轴与俯仰轴不垂直时都会引起测量误差。

2. 轴承误差

俯仰轴承和方位轴承的跳动会引起俯仰轴的水平度误差和方位轴的垂直度误差。

3. 编码器误差

编码器误差是指编码器安装到方位轴和俯仰轴上后产生的安装和调整误差。

4. 重力引起的变形误差

自重是地面天线必须考虑的载荷，这里包含反射体自重及装在反射体上的设备的重量。

抛物面反射体单位面积自重除了与材料及结构形式有关之外，主要与天线尺寸及最短工作波长有关。一般说，工作波长越短，要求结构刚性越好，单位面积自重也就越大。重力作用于结构各部分会引起弯曲，抛物面形状误差导致天线效率降低。

5. 大气折射误差

大气折射误差是由于大气折射产生的方向差。气压和温度有改变时，大气折射误差也会随之变化。

6. 惯性载荷作用下的变形误差

天线俯仰和方位转动部分都有较大的转动惯量，在加速或减速转动时，就会产生较大的惯性力矩，使天线的各部分发生变形。

7. 风荷变形误差

室外天线必须考虑风荷。风荷作用在天线系统，使撑腿和反射面产生变形，这样会降低面精度，降低工作效率，还会引起指向误差。

8. 冰雪载荷变形误差

结构上冰层的厚度取决于当地气象条件,与空气湿度和气温有关,寒冷的地方不一定就是冰层厚的地方,而较温暖的地方也不一定冰层就薄。在同一地区,积冰的严重程度随海拔高度增加而增加,寒冷多湿地带的高山上容易积冰。我国内蒙古地区曾有一天线,由于反射面的网孔被冰层堵住,而被大风吹倒。

9. 温度变形引起的误差

温度变化会在天线结构中引起温度变形。温度变形要分为两种情况来考虑:温度均匀变化时的变形会使整个天线放大或缩小,但天线形状基本不变;温度分布不均匀引起的变形,又叫温差变形。对于经常转动的天线,温差变形会很小;而其他天线的温差变形就可能较大。温度变形对于高精度天线影响较大,而对于波长较长的天线影响较小,计算温度变形时,困难在于确定天线的温度分布。

10. 伺服误差

由伺服和机械传递系统不理想而产生的随机误差,称为伺服误差。根据误差产生的原因将伺服误差分为:速度和加速度的动态滞后引起的伺服误差、伺服噪声和放大器零点漂移引起的伺服误差、阵风引起的伺服误差等。

11. 传动齿轮误差与齿隙的影响

传动齿轮误差可以分为由于公法线长度变化、调节积累等原因引起的运动不规则误差和齿轮造型不规则引起的噪声式误差。

齿隙是由齿轮间吻合时间间隙造成的,静态时,会引起天线游移晃动,低速时,会引起运动不连续。

12. 卫星姿态误差

卫星姿态误差直接影响天线指向误差。姿态误差包括:控制模式引起的姿态控制误差、姿态测量误差、控制器误差、执行机构的误差、位置保持时的控制误差。

13. 轨道位置误差

卫星的位置保持在一定的范围内,如果位置误差引起天线服务区的变化,将导致卫星天线对于地面上的不同指向点有不同的影响。

假设卫星姿态没有误差时,波束中心对应卫星坐标系的滚动角为 ϕ_0 、俯仰角为 θ_0 。由于位置误差引起的天线指向误差为:

$$\begin{aligned}\Delta\phi &= \frac{R_e}{R_0 - R_e} \Phi + \frac{i}{57.3} \times \cos(u) \times \theta_0 \\ \Delta\theta &= \frac{R_e}{R_0 - R_e} \Delta\lambda + \frac{i}{57.3} \times \cos(u) \times \varphi_0 \\ \Delta\varphi &= i \times \cos(u)\end{aligned}\quad (3-12)$$

其中, $\Delta\phi$ 为滚动误差; $\Delta\theta$ 为俯仰误差; $\Delta\varphi$ 为偏航误差; R_e 为地球半径; R_0 为静止轨道半长轴; $\Delta\lambda$ 为卫星位置与定点位置的经度差; φ_0 为卫星纬度; i 为轨道倾角; u 为卫星纬度幅角,是轨道面内从升交点起量到卫星的角度。

14. 总装误差

总装误差包括结构误差和安装误差。结构误差表现为中心承力筒垂直度和结构残余

误差。结构残余误差是由于部件位置改变导致部件对准的总变化，是由于公差导致螺栓连接处的滑动造成的。

结构残余误差常在卫星受到振动或结构拆卸后又重装时会表现出来。

安装误差与天线安装、地球敏感器安装、动量轮安装等工艺有关。

3.8.1 卫星天线指向误差损耗

对于卫星通信系统，由于卫星天线姿态、卫星轨道、大气衰减、卫星部件的组装等因素，导致星上天线波束对地指向偏离给定的指向角，形成卫星天线指向误差。这种误差将引起天线增益的变化，如果增益减少，即天线指向误差损耗。

设天线增益系数（归一化） G 与轴向角 ϕ 的关系如下：

$$G(\phi) = -12 \left(\frac{\phi}{\phi_0} \right)^2 \quad (3-13)$$

其中， ϕ_0 为半功率点波束宽度。

则，轴向角误差 $\Delta\phi$ 引起天线增益误差 ΔG ：

$$\Delta G = -24 \frac{\phi}{\phi_0^2} \Delta\phi \quad (3-14)$$

由于 $\phi = \phi_0/2$ ，因此， $\Delta G_s = -12 \frac{\Delta\phi}{\phi_0}$ ，即卫星波束指向误差 $\Delta\phi$ 引起卫星半功率点波束覆盖区域方向的天线增益的损失。对于一定的指向误差 $\Delta\phi$ ， ϕ_0 越小，天线增益损失 ΔG_s 越大。

3.8.2 地球站天线指向误差损耗

地球天线波束指向卫星方向上的增益偏离，产生增益损失，即地球站天线指向误差损耗，即：

$$\Delta G_E = \left(\frac{\Delta\phi}{\phi_0} \right)^2 \quad (3-15)$$

3.9 极化适配损耗

接收天线的极化与来自发射天线的入射的极化完全相同，则为极化匹配。

$$K_p = \frac{1}{2} \left[\frac{\pm 4J_T J_R + (1 - J_T^2)(1 - J_R^2) \cos 2a}{(1 + J_T^2)(1 + J_R^2)} \right] \quad (3-16)$$

其中， J_T 为入射波轴比（电压值）； J_R 为接收天线轴比（电压值）； a 为两极化椭圆长轴之间的夹角：“+”为用于收发极化旋转方向相同；“-”为用于收发极化旋转方向相反。

则极化损耗 L_p 为：

$$L_p = 10 \lg \frac{1}{K_p} \quad (3-17)$$

在工程中，一般将极化适配损耗按链路余量来预算。

3.10 日蚀、日凌

日食，又叫作日蚀，是月球运动到太阳和地球中间，如果三者正好处在一条直线时，月球就会挡住太阳射向地球的光，月球身后的黑影正好落到地球上，这时发生日食现象。如图 3.14 所示。

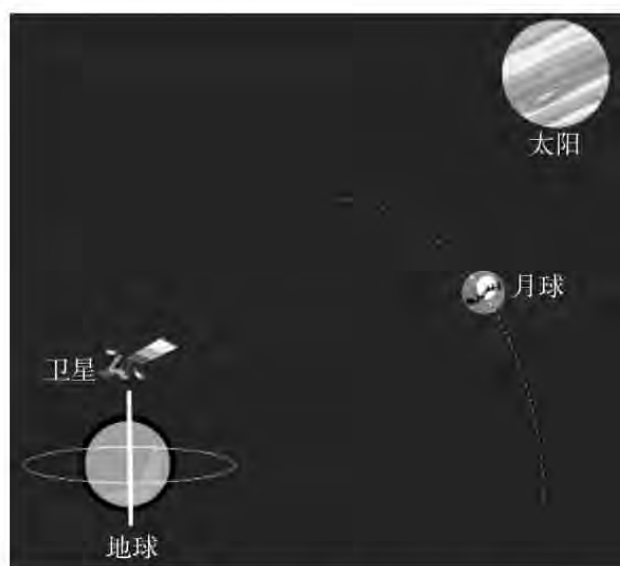


图 3.14 地球、月球和太阳的位置关系图

当月球运动到太阳和地球中间，如果三者正好处在一条直线时，月球就会挡住太阳射向地球的光，月球身后的黑影正好落到地球上，这样会导致通信卫星上电池板接收不到太阳光而影响给卫星供电。遭遇日蚀现象时，一般卫星上都有备份的电池供卫星工作。

日凌就是太阳会发出强大的电磁辐射，是一种正常的自然现象。每年春分和秋分前后，太阳穿过赤道，这段时间太阳位于地球赤道上空。由于通信卫星多定点在赤道上空运行，在这期间，如果太阳、通信卫星和地面卫星接收天线恰巧又在一条直线上，那么太阳强大的电磁辐射会对卫星下行信号造成强烈的干扰。如图 3.15 所示。

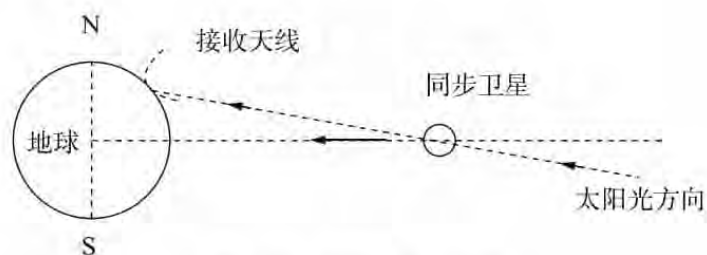


图 3.15 日凌现象示意图

3.11 各种馈线损耗

在星-地链路中，卫星转发器到地球站之间的各种损耗主要表现为：自由空间损耗、大气吸收损耗、云雾雪衰减、雨衰以及热噪声干扰等。如图 3.16 所示。但天线的有效发射前端即天馈线系统在星-地链路设计时需要考虑。天馈线系统主要由天线系统和馈线以及相应的无源器件（耦合器、功分器等）构成。而在设计天线参数时很多工程设计人员已经考虑到了天线增益这个参数，却漏掉了馈线的损耗和无源器件的损耗。表 3-5 给出了不同频率、不同信号的馈线的损耗值。

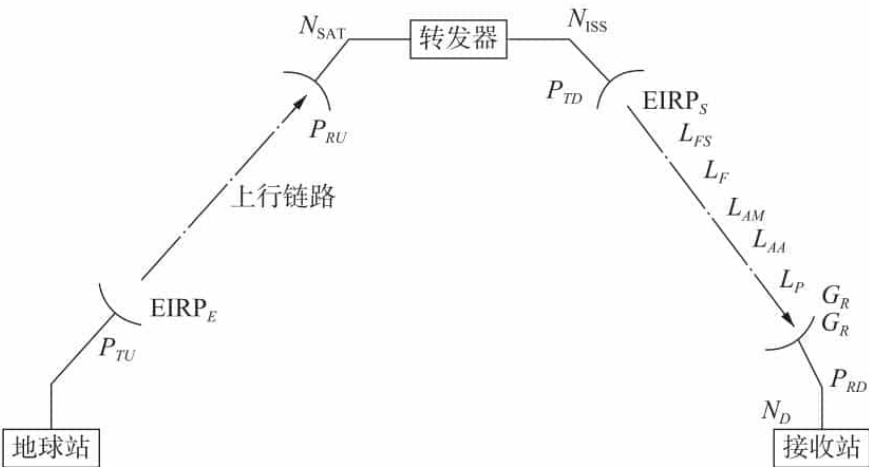


图 3.16 星-地链路模型

表 3-5 普通馈线损耗表

1/2 普通馈线				7/8 普通馈线			
Frequency (MHz)	Attenuation (dB/100 m)	Attenuation (dB/100 ft)	Average Power (kW)	Frequency (MHz)	Attenuation (dB/100 m)	Attenuation (dB/100 ft)	Average Power (kW)
0.5	0.149	0.045	40.000	0.5	0.076	0.023	91
1	0.211	0.064	36.110	1	0.108	0.033	77.97
1.5	0.259	0.079	29.460	1.5	0.132	0.04	63.61
2	0.299	0.091	25.500	2	0.153	0.046	55.06
10	0.672	0.205	11.350	10	0.343	0.105	24.48
20	0.954	0.291	7.990	20	0.487	0.149	17.23
30	1.172	0.357	6.510	30	0.599	0.183	14.02
50	1.521	0.463	5.020	50	0.777	0.237	10.81
88	2.031	0.619	3.760	88	1.039	0.317	8.08
100	2.169	0.661	3.520	100	1.11	0.338	7.57
108	2.256	0.688	3.380	108	1.155	0.352	7.27
150	2.673	0.815	2.850	150	1.369	0.417	6.14
174	2.887	0.880	2.640	174	1.479	0.451	5.68

续表

1/2 普通馈线				7/8 普通馈线			
Frequency (MHz)	Attenuation (dB/100 m)	Attenuation (dB/100 ft)	Average Power (kW)	Frequency (MHz)	Attenuation (dB/100 m)	Attenuation (dB/100 ft)	Average Power (kW)
200	3.103	0.946	2.460	200	1.591	0.485	5.28
300	3.835	1.169	1.990	300	1.968	0.6	4.27
400	4.462	1.360	1.710	400	2.292	0.698	3.67
450	4.749	1.447	1.610	450	2.44	0.744	3.44
500	5.021	1.530	1.520	500	2.581	0.787	3.25
512	5.085	1.550	1.500	512	2.614	0.797	3.21
600	5.533	1.686	1.380	600	2.846	0.868	2.95
700	6.009	1.831	1.270	700	3.093	0.943	2.72
800	6.456	1.968	1.180	800	3.325	1.014	2.53
824	6.560	1.999	1.160	824	3.379	1.03	2.49
894	6.855	2.089	1.110	894	3.533	1.077	2.38
960	7.124	2.171	1.070	960	3.673	1.119	2.29
1000	7.284	2.220	1.050	1000	3.756	1.145	2.24
1250	8.226	2.507	0.930	1250	4.247	1.294	1.98
1500	9.093	2.771	0.840	1500	4.7	1.432	1.79
1700	9.744	2.970	0.780	1700	5.04	1.536	1.67
1800	10.058	3.066	0.760	1800	5.205	1.586	1.61
2000	10.666	3.251	0.720	2000	5.523	1.683	1.52
2100	10.961	3.341	0.700	2100	5.678	1.731	1.48
2200	11.251	3.429	0.680	2200	5.83	1.777	1.44
2300	11.535	3.516	0.660	2300	5.979	1.822	1.4
2500	12.090	3.685	0.630	2500	6.27	1.911	1.34
2700	12.627	3.849	0.600	2700	6.553	1.997	1.28
3000	13.407	4.086	0.570	3000	6.963	2.122	1.21
3400	14.401	4.389	0.530	3400	7.487	2.282	1.12
3700	15.118	4.608	0.500	3700	7.866	2.397	1.07
4000	15.815	4.820	0.480	4000	8.234	2.51	1.02
5000	18.010	5.489	0.420	5000	9.396	2.864	0.89
6000	20.055	6.113	0.380				
8000	23.826	7.262	0.320				
8800	25.244	7.694	0.300				

补充知识点

1. 等效全向辐射功率 (EIRP)

EIRP 为地球站或卫星的天线发射功率与该天线增益的乘积。

如果用对数 (dB) 计算, 则为: $EIRP = P$ (单位为 dBm) - Loss + G (单位为 dBi)。

(1) dBm: 是一个纯计数单位, 指代功率绝对值, 计算公式为: $10\lg P$ (功率值/1 mW), 例如, 如果发射功率 P 为 1 mW, 折算为 dBm 后为 0 dBm。

(2) dBi 和 dBd 是表征增益的值 (功率增益), 两者都是一个相对值, 但参考基准不一样。dBi 的参考基准为全方向性天线, dBd 的参考基准为偶极子, 所以两者略有不同。

(3) 一般认为, 表示同一个增益, 用 dBi 表示出来比用 dBd 表示出来要大 2.15。

2. 噪声温度 T_e

噪声温度 T_e 可以理解为把一个相当的电阻加热, 使其热噪声输出与该器件在所用频率上的噪声输出相等时, 用此时的绝对温度表示的温度, 单位为 K。

$$NF = 10 \lg (1 + T_e/290) \text{ (dB)}$$

其中, NF 为噪声系数; T_e 为噪声温度。

3. 品质因素 (G/T_e)

品质因素是天线增益与噪声温度的比值。

$$G/T_e = G(\text{dB}) - 10 \lg T_e \text{ (单位为 dB/K)}$$

3.12 卫星通信链路方程

发射系统等效全向辐射功率:

$$EIRP = \frac{P_T G_T}{L} \quad (3-18)$$

其中, P_T 为发射功率; G_T 为发射天线增益; L 为线路各种损耗。

同量密度:

$$SFD = \frac{EIRP}{4\pi d^2} \quad (3-19)$$

其中, d 为 EIRP 两点之间的距离。

接收天线有效面积:

$$A_{Re} = \frac{\lambda^2 G_R}{4\pi} \quad (3-20)$$

接收功率:

$$P_R = \frac{SFD A_{Re}}{L} = \frac{EIRP A_{Re}}{4\pi d^2 L} = \frac{P_T G_T G_R}{L} \left(\frac{\lambda}{4\pi d} \right)^2 \quad (3-21)$$

噪声接收机输入噪声功率:

$$P_N = kTB_N \quad (3-22)$$

1. 卫星转发器接收机输入端的 $\left[\frac{C}{N}\right]_s$

卫星转发器输入端的载噪比为 $\left[\frac{C}{N}\right]_s$:

$$\left[\frac{C}{N}\right]_s = [\text{EIRP}]_E - [L_{PU}] + [G_{RS}] - [L_{FRS}] - [L_a] - 10\lg(kT_s B_s) \quad (3-23)$$

其中, $[\text{EIRP}]_E$ 为地球站有效全向辐射功率; $[L_{PU}]$ 为上行链路空间自由传输损耗; $[G_{RS}]$ 为卫星转发器接收天线的增益; $[L_{FRS}]$ 为卫星转发器接收系统的馈线损耗; $[L_a]$ 为大气损耗; T_s 为卫星转发器输入端的等效噪声温度; B_s 为卫星转发器接收机的带宽; $k = 1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$ 为玻尔兹曼常数。

2. 地球站收机输入端的 $\left[\frac{C}{N}\right]_E$

$$\left[\frac{C}{N}\right]_E = [\text{EIRP}]_s - [L_D] + [G_{RE}] - 10\lg(kT_i B) \quad (3-24)$$

其中, $[\text{EIRP}]_s$ 为卫星转发器的有效全向辐射功率; $[L_D]$ 为下行链路传输损耗; $[G_{RE}]$ 为地球站接收天线有效天线增益; T_i 为地球站接收机输入端的等效噪声温度; B_s 为地球站接收机的带宽。

课后习题

1. 简要阐述不同的大气层对星地链路的影响。
2. 请查阅相关资料, 粗略估算“星诺一号”卫星的下行链路的损耗。
3. 查阅相关资料, 阐述雨衰和仰角、频率和等效路径的关系。
4. 阐述电离层闪烁对卫星通信的影响。
5. 发射机的发射功率为 20 W, 发射天线增益为 35 dBi, 请计算 EIRP。
6. 假定卫星距离地球站 38500 km, 求 C (6.2 GHz、3.9 GHz) 和 Ku (14.2 GHz、11.8 GHz) 频段的传输损耗。
7. 某低轨卫星轨道高度为 1000 km, 能够为仰角在 10° 以上的用户提供服务。卫星发射机的工作频率为 10 GHz。试求卫星恰好能够为用户提供服务时, 用户接收信号的工作频率是多少?

本章参考文献

- [1] 朱立东. 卫星通信导论 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2015.
- [2] 王丽娜. 卫星通信系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [3] 邵锐. 卫星传输概述及下行传输链路估算与应用 [J]. 传输: 2000 (1), 110-114.
- [4] 张秀再. 不同天气条件下气象卫星信道的建模与仿真研究 [D]. 南京信息工程大学, 2014.
- [5] 王冬. 卫星链路预算问题的相关研究 [D]. 西安电子科技大学, 2017.

- [6] 潘丽静. 基于 GNSS 数据的极区电离层闪烁监测及建模研究 [D]. 中国民航大学, 2015.
- [7] 袁涛. 卫星信道建模及其仿真方法研究 [D]. 南京信息工程大学, 2014.
- [8] 周彩霞. 中低纬电离层不规则体及闪烁特性研究 [D]. 西安电子科技大学, 2014.
- [9] 尹艳平. 星地链路特性分析及其仿真器设计与实现 [D]. 国防科技大学, 2012.
- [10] 黄胜祥. 数据采集卫星星座与星地链路研究与设计 [D]. 哈尔滨工业大学, 2015.
- [11] 高爱勇. 宽带卫星移动通信系统上行链路传输技术研究 [D]. 东南大学, 2017.
- [12] 叶海洋. 基于温度环境的反射面天线误差研究 [D]. 西安电子科技大学, 2014.
- [13] 王钰. 斜轴式太赫兹天线指向误差模型研究 [D]. 上海师范大学, 2019.
- [14] 杨慧. 三轴稳定静止卫星赋形天线指向误差分析 [J]. 中国科学: 2011 (41), 589-595.

第4章 民航 VSAT 通信系统

4.1 VSAT 卫星通信网概述

4.1.1 VSAT 的基本概念

VSAT (Very Small Aperture Terminal), 即甚小口径终端系统, 是由诸多小型地球站构成的智能化卫星通信系统 (如图 4.1 所示), 主要工作在 C 波段和 Ku 波段。其中“小”指的是系统中小站设备的天线口径小, 通常为 1.2 ~ 2.4 m (C 波段天线口径在 2.4 m 以下, Ku 波段小于 1.8 m), 而 G/T 值也低于 19.7 dB/K。VSAT 卫星通信技术源自传统的卫星通信系统, 是基于卫星通信技术, 于 20 世纪 80 年代由美国率先研发的一种新型卫星通信技术。

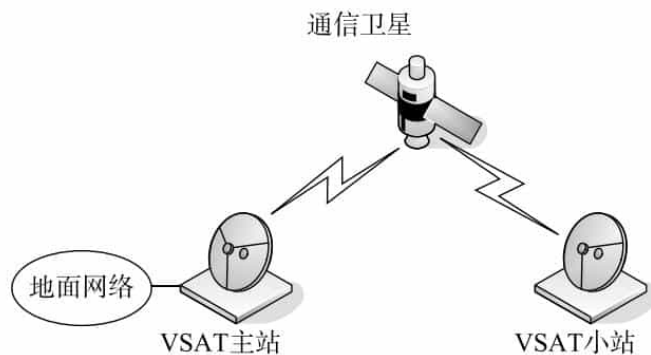


图 4.1 VSAT 卫星通信系统简图

4.1.2 VSAT 系统特点及分类

VSAT 是 20 世纪 80 年代中期利用现代技术开发的一种新的卫星通信系统。这种系统进行通信具有灵活性强, 可靠性高, 成本低, 使用方便, 地球站设备结构简单, 全固态化, 尺寸小, 耗能小, 系统集成与安装方便等特点。这种系统应用广泛, 可用于民航、航海、新闻、运输、旅游等行业。相比地面网和传统卫星通信网, 其特点鲜明。

与地面网相比, VSAT 网的特点如下:

- (1) 覆盖范围大, 理论上只要 3 颗卫星就可以覆盖全球, 而且通信成本与距离无关;
- (2) 灵活性好, 多种业务可在一个网内并存, 对一个站来说支持的业务种类、分配的频带和服务质量的等级等可动态调整;
- (3) 可对所有地点提供相同的业务种类和服务质量;

- (4) 可扩容性好, 扩容成本低, 开辟一个新通信地点所需时间短;
- (5) 具有点对多点通信能力;
- (6) 独立性好, 用户可以拥有专用网;
- (7) 互操作性好, 不同标准的用户跨越不同的地面网而在同一个 VSAT 网内进行通信;
- (8) 使用低功率的发射机、小口径天线, 天线口径一般小于 2.4 m, 甚至可达到 0.5 m;
- (9) 安装方便, 只需简单的安装工具和一般的地基 (如普通水泥地面、楼顶、墙壁等);
- (10) VSAT 站种类很多, 但各站的业务量较小, 传播时延也很大。

与传统卫星通信网相比, VSAT 网的特点如下:

- (1) 面向用户而不是面向网络, VSAT 与用户设备直接通信, 不像传统卫星通信网那样中间经过地面电信网络后再与用户设备进行通信;
- (2) 小口径天线, 天线口径一般小于 2.4 m, 某些环境下可达到 0.5 m;
- (3) 智能化 (包括操作智能化、接口智能化、支持业务智能化、信道管理智能化等) 功能强, 可无人操作;
- (4) 安装方便, 只需简单的安装工具和一般的地基 (如普通水泥地面、楼顶、墙壁等);
- (5) 使用低功率的发射机, 一般几瓦以下;
- (6) 集成化程度高, VSAT 从外表看只分为天线、室内单元 (IDU) 和室外单元 (ODU) 三个部分;
- (7) VSAT 站很多, 但各站的业务量较小;
- (8) 一般用作专用网, 不像传统卫星通信网那样主要用作公用通信网;
- (9) VSAT 系统可支持多种业务类型, 如数据、语音、图像等;
- (10) VSAT 系统, 早期工作在 C 波段或 Ku 波段, 由于这两个频段资源紧张, 目前也有 Ka 频段的 VSAT 系统。

VSAT 网根据业务性质的不同, 可分为以数据通信为主的网络, 以语音通信为主的网络以及以电视接收为主的网络。以数据通信为主的网络, 不仅可以提供数据通信, 同时还可以提供少量的语音业务; 以语音通信为主的网络, 用来提供专用网络语音信号的传输与交换, 同时还能够很好地实现交互型的数据业务, 如美国休斯网络系统公司的 TES 系统; 以电视接收为主的网络, 接收 TV 图像以及伴音信号, 同时还可以作为有线电视的信号源。

根据安装方式的不同, 可分为固定式、墙挂式、可搬移式、背负式、手提式、车载式、机载式、船载式等。

按业务类型的不同, 可分为小数据站、小通信站和 TVRO 等。

按业务性质的不同, 可分为固定业务的 VSAT 和移动业务的 VSAT 两种。

按收发方式的不同, 可分为单收站和双向站。

如果按 VSAT 系统技术相关参数的不同, 可以分为 VSAT、VSAT (SS)、USAT、TSAT 和 TVSAT 五种 VSAT 卫星通信系统。这五种不同体制的 VSAT 卫星通信系统参数如表 4-1 所示。

表 4-1 五种不同 VSAT 卫星通信系统参数对比表

	VSAT	VSAT (SS)	USAT	TSAT	TVSAT
业务	高速双向交互型 VSAT	单向或双向数据业务	最小的双向数据通信地球站	采用 T1 或低于 T1 的速率, 用来处理双向传输语音、数据和图像的综合业务, 不需要中基站	接收电视用的, 也用来接收具有广播质量的话音和高速数据
天线直径 (m)	1.2 ~ 1.8	0.6 ~ 1.2	0.3 ~ 0.5	1.2 ~ 3.5	1.8 ~ 2.4
频段	Ku/C	C	Ku	Ku/C	Ku/C
出站速率 (kbps)	56 ~ 512	9.6 ~ 32	56	56 ~ 1544	
入站速率 (kbps)	16 ~ 128	1.2 ~ 9.6	2.4	56 ~ 1544	
多址方式 (入境)	ALOHA S-ALOHA R-ALOHA DA-TDMA	CDMA	CDMA	PA	
多址方式 (出境)	TDMA	CDMA	CDMA	PA	PA
调制方式	BPSK/QPSK	DS	FH/DS	QPSK	FM
有无枢纽站	无/有	有	有	无	有
支持的协议	SDLC、X.25、BSC、ASYNC				
网络运行	共用/专用	共用/专用	共用/专用	专用	共用/专用

4.1.3 VSAT 卫星通信系统发展历程

在卫星通信技术高速发展的情况下, 卫星地球站系统设备向小型化发展。20 世纪 80 年代, VSAT 卫星通信首先在美国兴起, 随后, 中国也开始重视 VSAT 卫星通信专网建设。邮电通信部组建了 VSAT 卫星通信网, 解决国际通信、边远地区 (西藏、新疆等) 的通信、应急通信以及一些部门或系统内部指挥调度和内部通信, 其业务是以话音业务及低速率数据业务为主。

1993 年 8 月, 国务院颁发 55 号文件, 将 VSAT 卫星通信业务向社会开放经营, 从此中国 VSAT 卫星通信业务进入高速发展阶段。中国 VSAT 卫星通信的发展大致经历四个阶段。

第一阶段: 1993 年, 国务院颁布 55 号文件, 使中国 VSAT 市场开始繁荣。这个时期 VSAT 卫星通信主要以语音业务为主, 使用的是美国休斯公司的 TES 系统。

第二阶段: 在 1995 年至 1996 年之间, 我国开始开展数据传输业务, 如无线寻呼的联网漫游服务和企业内部管理网的需求, 使用的是休斯公司的 PES 系统和 NEC 的 BOD 系统。

第三阶段: 在 20 个世纪 90 年代末期, 由于我国的光通信、移动通信和数据通信的快速发展, 寻呼业务市场快速萎缩, 信息产业部在 1998 年和 1999 年暂停审批新的 VSAT 经营单位。

第四阶段: 2000 年, 原信息产业部恢复了 VSAT 经营企业的审批。VSAT 卫星通信市

场又进一步得到发展，向卫星远程应用、宽带数据广播、宽带数据通信等数据业务迈进。由于计算机的高速发展，VSAT 通信网目前开始转向 IP 和宽带化业务。

截至 2005 年，我国经营国内 VSAT 卫星通信业务的企业有约 37 家，VSAT 小站用户总数近 43535 个。图 4.2 是 2000 年到 2005 年中国 VSAT 小站用户数的变化。

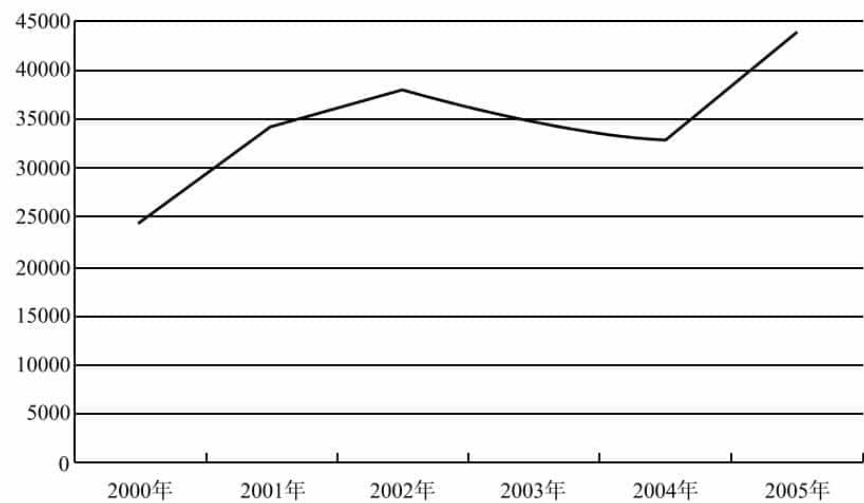


图 4.2 中国 VSAT 小站用户情况

我国的第一个 VSAT 站始建于 1988 年。20 世纪 90 年代，VSAT 系统的应用范围大多集中在银行、金融部门、新闻机构、政府部门以及有限的部队专用网等。如表 4-2 所示。

表 4-2 VSAT 在 20 世纪 90 年代的用户情况

用户	应用	启用时间
北京邮电	数据	1989
石油部	数据/话音	1990
人民日报社	数据	1991
中国人民银行	数据	1993
中国卫星公司	数据	1993
气象局	数据/话音	1994
中国民航	数据/话音	1994
新华通讯社	数据/话音	1994
深圳证券交易所	数据、数据广播	1994
上海证券交易所	数据、数据广播	1994
上海维赛特公司	数据	1994
中国银行	数据	1995
外经贸部	数据/话音	1996
云南烟草公司	数据	1996
水利部	数据/话音/图象	1997
公安部	数据/话音	1997

世界上较有实力的 VSAT 生产厂商有：美国的 Hughes Net - work Systems、AT&T Tri-
dom、GTE SPACENET、Scientific Atlanta、日本的 NEC 等。

4.1.4 VSAT 卫星通信系工作频段

VSAT 通信系统一般可以工作在 C/Ku 两个频段。C 频段由于其雨衰较小，空间资源比较紧张，天线口径和终端设备体积也较大，基本被 Ku 频段的 VSAT 卫星通信系统所代替。而 Ku 频段资源比较丰富，天线口径较小，便于安装，Ku 频段的 VSAT 通信系统发展比较快。由于 Ka 波段 VSAT 卫星通信相对 C/Ku 两个频段的 VSAT 卫星通信系统具有带宽大、通信容量大、波束窄、终端尺寸小和抗干扰能力强等优势，是未来 VSAT 卫星通信的一种发展趋势。三种频段的 VSAT 的频率规划及特点如表 4-3 所示。

表 4-3 C/Ku/Ka 频段频率划分及频段特点

	C 波段	Ku 波段	Ka 波段
VSAT 波段划分	4 ~ 6 GHz	11 ~ 14 GHz	20 ~ 40 GHz
	上行：6 GHz	上行：14 GHz	上行：30 GHz
	下行：4 GHz	下行：12 GHz	下行：20 GHz
频段特点	• 技术成熟； • 空间传输稳定； • 同频干扰严重； • 选址难	• 天线增益较高； • 天线尺寸小； • 功放功率要求低； • 不存在微波干扰； • 数据传输速率高； • 雨衰大	• 设备要求高； • 雨衰现象比较严重

4.1.5 VSAT 主要业务及应用

VSAT 主要业务有两大类，一类是以数据业务为主，一类是以话音业务为主。无论是哪种业务，其传递方式主要采用广播方式（点 - 多点）、收集方式（多点 - 点）、交互方式（点 - 多点、点 - 点）进行传输。

VSAT 主要业务及应用如表 4-4 所示。

表 4-4 VSAT 主要业务及应用

业务	应用
广播和分配业务	
数据	数据库、气象、新闻、仓库管理、遥控、金融、商业、远地印刷品传递、报表、零售等
图像	传真 (Fax)
音频	单向新闻广播、标题音乐、广告和空中交通管制
电视	
TVRO (电视单收)	接收文娱节目
BTV (商业电视)	教育、培训和下行信息业务

续表

业务	应用
收集和监控业	
数据	新闻、气象、监测、管线状态
图像	图表资料和凝固图像
视频	高压压缩监视图像
双向交互型业务（星形拓扑）	
数据	信用卡核对、金融事务处理、销售点数据库业务、集中库存控制、CAD/CAM、预订系统、资料检索等
双向交互型业务（点对点）	
数据	CPU – CPU、DTE – CPU、LAN 互连、电子邮件、用户电报等
话音	稀路由话音和应急话音通信
电视	压缩图像电视会议

随着卫星通信技术的不断发展，VSAT 卫星通信业务以其特有的优势，在政府、民航、航海、电力、金融、证券、教育、医疗、广电、地质、石油化工、交通、物流等领域得到了广泛应用。下面列举几个具体的应用案例。

1. 在民航中的应用

我国民航卫星通信网由 C 频段卫星通信网和 Ku 频段卫星通信网组成。

民航 C 频段卫星通信网于 1995 年建成投入使用，采用美国休斯公司生产的甚小口径终端（VSAT）卫星通信系统，由语音卫星通信网和数据卫星通信网组成。

民航 Ku 频段卫星通信网于 2005 年建成并投入使用，采用加拿大波拉赛特通信公司生产的 VSAT Plus II 系统，支持 V. 35、V. 24、FR、E&M、E1 等多种接口，满足民航空管系统多种业务传输的应用需求。

目前，我国 C 频段（TES）地面站 170 余座（包含 10 座境外站），卫星数据（PES）地面站 100 余座，Ku 频段卫星地面站 200 余座，基本满足了民航空管远端台站的业务通信传输要求。

2. 在广播电视中的应用

VSAT 不同于传统的卫星通信网络，它面向的是用户而不是网络，不需要依托当地的电信网络与客户设备进行通信，不会受到地面设施以及地域的约束，也不限于传统的城镇之间广播通信，如图 4.3 所示。

广播电视 VSAT 网从 2002 年开始建设，2003 年在广播电视系统中投入使用。它主要用于广播电视节目应急播出、节目交换、卫星电话和数据传输等。我国有 1 个主站、15 个综合业务站、32 个数据小站、16 个 SDH 终端站，共计 64 个站，其中北京有 17 个站点，分布在北京市区及京郊附近。京外有 47 个站点，分布在全国 18 个省市，其中大部分在西部边远地区。

3. 在海洋调查中的应用

由于海洋观测站点主要分布在地理位置偏僻、自然环境恶劣的海边和海岛上，传统

的通信方式无法保证观测数据的实时、稳定传输，其不可靠、不安全，而且局限性很大。而卫星通信系统其特有的特点能满足海洋观测数据的传输，图 4.4 为 VSAT 卫星通信系统海洋观测数据传输示意图。基于此国家海洋局组建了 VSAT 卫星通信网，至今为止已建设 50 多套 VSAT 小站。

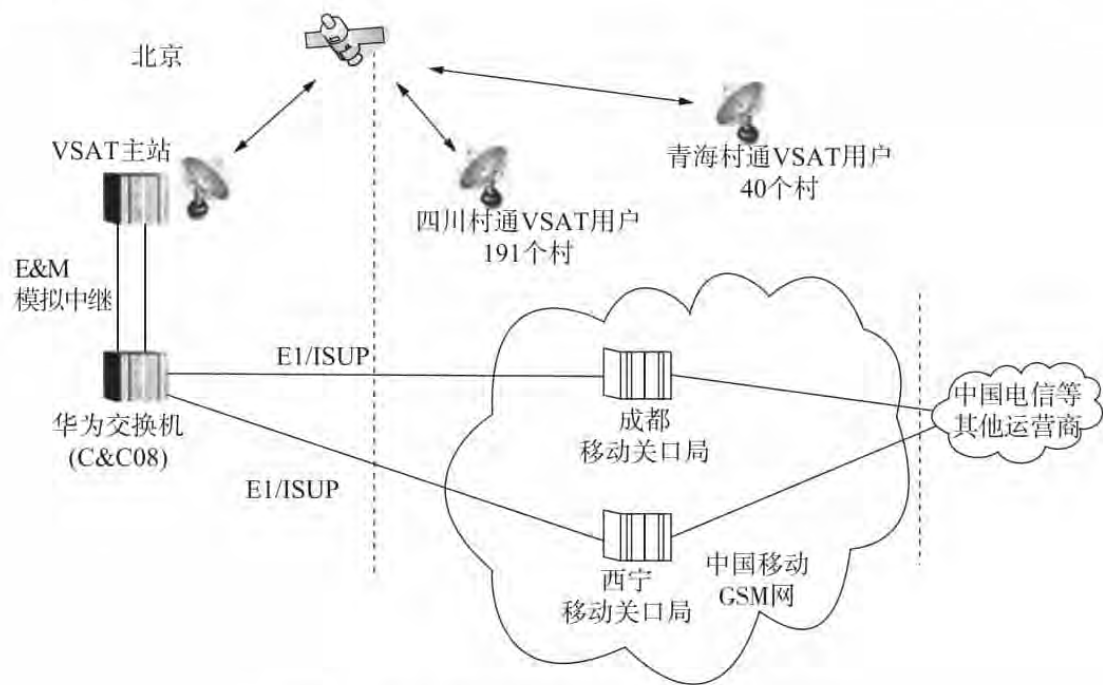


图 4.3 VSAT 卫星通信系统在农村广电系统的应用

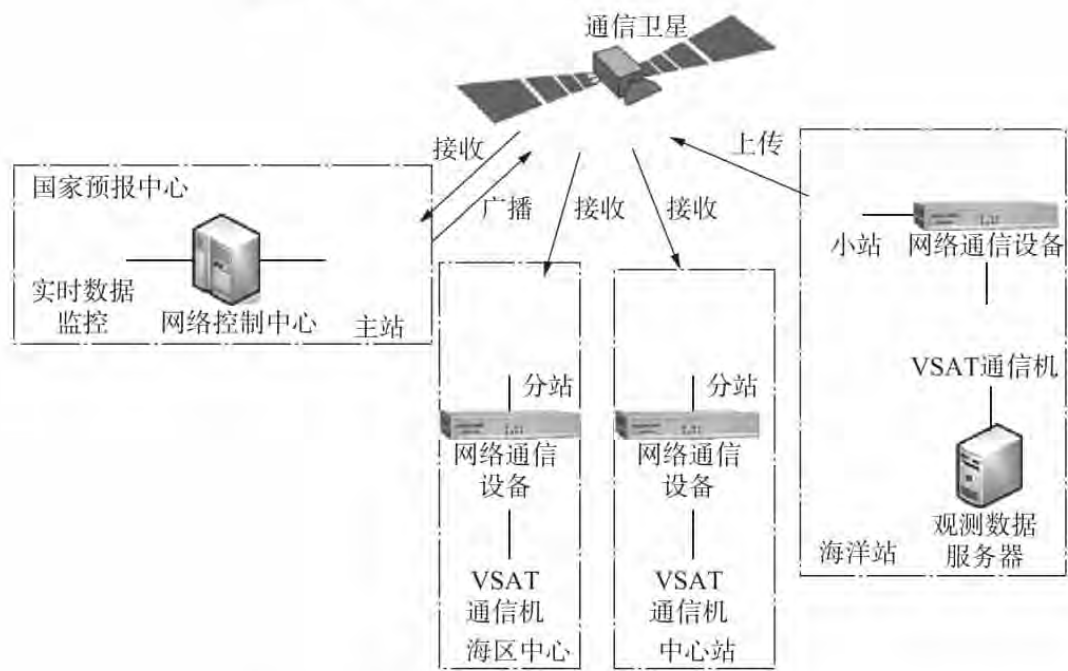


图 4.4 VSAT 卫星通信在海洋观测中的应用示意图

4. 在电力系统中的应用

在电力发展前期，卫星通信曾在电力应急通信、调度中发挥了重要作用，但由于光

纤通信、移动通信的高速发展，在某一段时期卫星通信在电力应急调度中的重要性被忽视，是因为卫星通信相对传统通信有传输时延大、传输速率小、地面站建设周期长等不足之处。但卫星通信也有其独特的优点，如建设机动灵活、安全可靠、对距离的不敏感性等，使其特别适合于综合性大城市的复杂地理、地形、电磁环境，所以卫星通信系统在电力系统严重受自然灾害破坏和突发事件情况下，能够保证现场与指挥中心之间和各级指挥中心之间的应急通信联络顺畅，为险情报告、抢险指挥、资源紧急调度等提供支撑。图 4.5 为电力调度电话和卫星通信系统组网图。

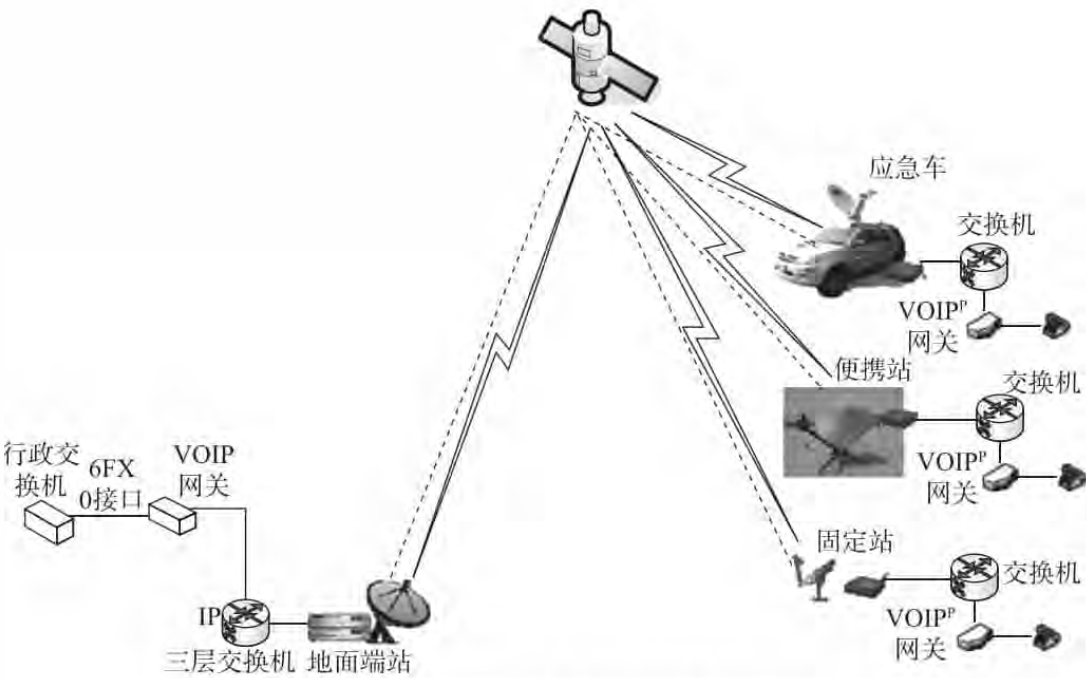


图 4.5 电力调度电话和卫星通信系统组网图

5. 在企业专用网中的应用（如云南烟草）

云南卷烟烤烟交易市场是我国烟草的主要交易市场，为了进一步规范全国云南卷烟销售市场，为云南卷烟全国连锁店之间提供可靠的专用通信链路，确保各种信息的即时沟通和传递。

云南烟草全国卫星通信专用网的一期工程包括昆明主站及远端小站 2214 个，其中云南省内有 124 个兼有电话、数据的综合站，省外建有 2090 个双向数据站。

云南烟草全国卫星通信专用网主要由地面段和空间段构成。地面段包括昆明中心控制站 1 个、全国各县的中心连锁店 VSAT 小站 2214 个。空间段包括 Ku 频段转发器。

6. 在海洋渔业中的应用

由于海洋宽广，我国海域也比较辽阔，渔业资源丰富。沿海渔民在远海捕鱼时，通过卫星电话互通信息，在发生危险时，可以通过卫星电话求救。因此，卫星电话可以解决渔民在出海捕捞过程中的很多问题，如通信问题、娱乐问题、求救问题等，保障了渔民的安全生产，提升了渔民生活质量。如图 4.6 所示。

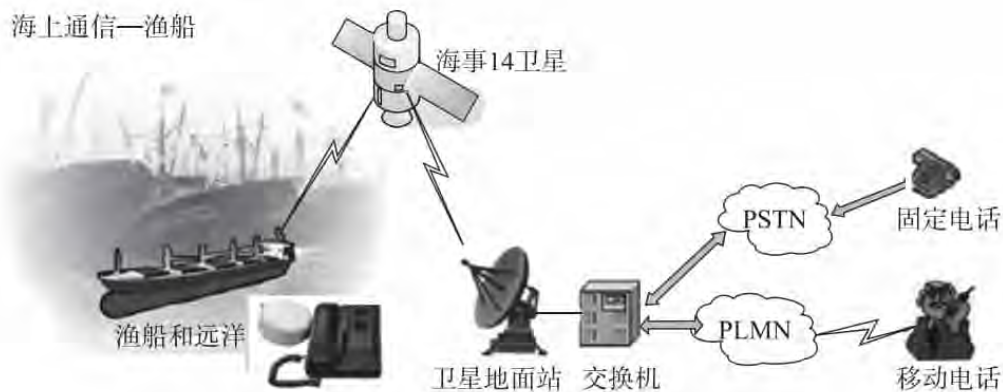


图 4.6 VSAT 卫星通信系统在渔业中应用示意图

4.1.6 VSAT 卫星通信系统技术参数

外向传输就是主站发射，小站接收；内向传输就是小站发射，主站接收。

- 外向载频：信息速率 512kbps，BPSK 调制方式，时分复用（TDM）。
- 内向载频：信息速率 128kbps，BPSK 调制方式，时分复用和频分复用混合使用。

以频分多址（FDMA）为基础的卫星通信系统主要采用单路单载波/按需分配多址（SCPC/DAMA）通信体制。

以时分多址（TDMA）为基础的卫星系统主要采用时分多址/按需分配带宽（TDMA/BOD）通信体制。

单路单载波（SCPC）是指每个地面站的每一路业务都单独占用一路卫星载波，在频域上与其他各路业务和地面站分开，每路业务载波都在卫星上单独占用一个频点和一段带宽，彼此之间在频域上完全分开。

按需分配多路寻址（DAMA）是指在所有的卫星信道归各地面站所共有，当地面站需要进行业务通信时，首先提出申请，由中心站统一分配卫星信道资源，通信结束后，再由中心站回收信道资源。

误码率：小于 1×10^{-7} 。

卫星通信系统技术参数如表 4-5 所示。卫星通信地球小站配置情况如表 4-6 所示。卫星通信地球小站工作环境要求如表 4-7 所示。

表 4-5 卫星通信系统技术参数

数据业务通信			语言业务通信			传真
速率	异步	75 ~ 79.2kbps	语音编码	BELP (残余激励线性预测)		带内模拟 (G3), 基带 (G3 或 G4)
	同步	1.2 ~ 56 kbps				
	同步 (位透明)	1.2 ~ 65 kbps				
规程	SDLC、X.25、BITT (位透明)		电气接口	主站	4 线 E&M	
电气接口	主站	RC-232C/RS-449/V35		小站	RJ11	
	小站	RS-232C	电路连接模式	PABX——4 线 E&M		
电路连接模式	点-点/点-多点					

表 4-6 卫星通信地球小站配置情况

标准配置	1 个数据端口 (RS-232C)
扩展配置	3 个数据端口或 1 个数据端口, 1 个语音端口

表 4-7 卫星通信地球小站工作环境要求

温度	户内单元 10 ~ 40 ℃	户外单元 - 30 ~ 50 ℃
电源	220 V ± 10% 0 Hz	
功耗	400 W	

4.1.7 VSAT 卫星通信系统未来发展趋势

1. C/Ku 频段向 Ka 频段发展

由于国内应用的 C 频段与地面微波中继系统的频段重复 (在国外用 Ku 频段), 导致同频干扰, 同时由于业务的大量发展, 与 C/Ku 频段资源的有限性, VSAT 卫星通信系统向 Ka 频段发展是未来 VSAT 卫星通信发展的总趋势。

2. 向高速率、大容量发展

随着信息技术的发展, 早期的 VSAT 卫星通信系统是以低速、小容量数据传输为主 (19.2 kbps、32 kbps、512 kbps 等), 已经不能满足社会发展的需要 (集文字、图像、视频、音频等于一体的大容量宽带数据业务), 其发展开始从单一窄带业务 (语音业务、低速率的数据业务) 的卫星通信网, 向一个融合电信、广播、计算机的宽带 IP 卫星网络发展。

3. VSAT 卫星通信系统向计算机网发展

VSAT 卫星通信系统将多个小型站构成的多个小网络合并成为一个大型的综合使用卫星转发器、系统设备以及网络管理系统的 VSAT 卫星通信网。在这个综合的 VSAT 卫星通信网内建立多个虚拟子网, 各个虚拟子网实现不同的业务或归属不同的行政管理部门及企业等, 让它们共享统一的 VSAT 卫星通信网, 向计算机网络方向发展。

未来 VSAT 卫星通信系统是集计算机、电子、通信技术于一体的智能化无人值守地球站, 可以完成高通量、实时性强的多媒体、流媒体等大数据业务。

4.2 VSAT 通信网结构

4.2.1 VSAT 通信系统结构

VSAT 卫星通信系统由空间段和地面段两部分组成。

空间段就是卫星, 一般使用地球静止轨道通信卫星, 可以工作在 C、Ku 和 Ka 频段。卫星上转发器的发射功率应尽量大, 以使 VSAT 地面终端的天线尺寸尽量小。

地面部分由主站、多个 VSAT 小站组成。主站是业务中心和控制中心; VSAT 小站是 VSAT 卫星通信网络的一个通信节点, 一般安装于用户处。如图 4.7 所示。

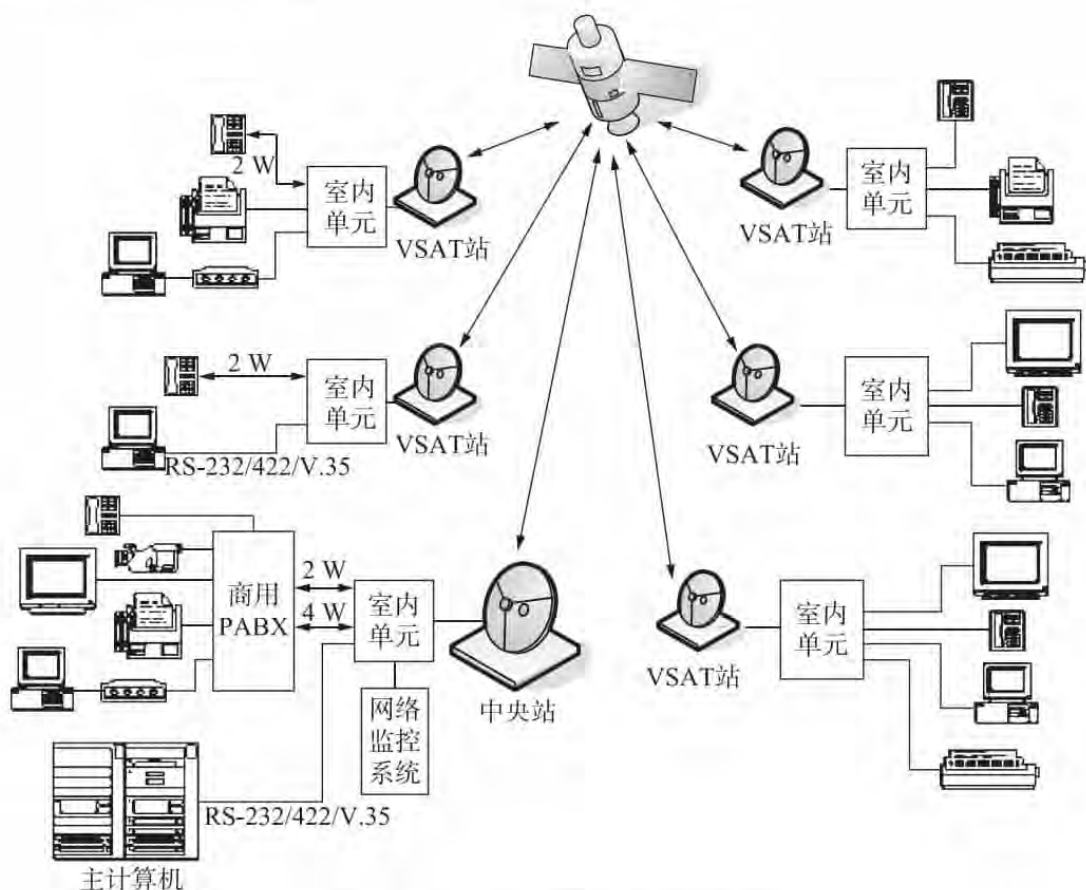


图 4.7 VSAT 卫星通信系统结构图

1. 主站

主站（也叫中心站、枢纽站）是 VSAT 卫星通信网的核心节点，由主计算机、前端处理机、中心站接口单元、调制解调器、射频电子设备以及天线构成。主站与普通地球站一样，使用大型天线，天线直径一般为 $3.5 \sim 8 \text{ m}$ （Ku 波段）或 $7 \sim 13 \text{ m}$ （C 波段）。

主站既可以实现数据业务，也可以完成语音业务，通常与主计算机配置在一起，也可通过地面线路与主计算机连接。而且在主站内还有一个网络控制中心（NCC）负责对全网进行检测、管理、控制和维护。在主站还设有网络监控与管理中心，对全网运行状态进行监控管理，如监测小站及主站本身的工作状况、信道质量、信道分配、统计、记费等等。网络控制中心和业务交换中心可以在同一个站，也可以不在同一个站，一般把控制中心所在的站叫主站或中心站。主站一般都采用模块结构，设备之间以高速局域网方式进行互连。

主站各个单元的主要功能如下：

（1）用户数据通信设备，它包括主计算机和前端处理机。通常，主计算机通过前端处理机与中心站接口单元连接。

（2）中心站接口单元，它是在链路级协议（多址内向链路和时分复用外向广播链路）和计算机的前端通信处理机之间提供接口。

（3）调制解调器，对于星状网络结构，中心站对内向多址信道和外向广播信道调制方式的选择有所不同，外向时分复用信道通常选用 BPSK 或 QPSK 方式，而内向多址信道

通常选用 FSK 以及 OOK 方式。中心站所选用的调制解调器应该是连续性发射和突发式接收的方式。

(4) 射频 (RF) 电子设备, 中心站射频电子电路单元包括低噪声放大器 (LNA), 高功率放大器 (HPA) 和上、下变频器。通常, LNA 的噪声温度在 190 ~ 235°K 范围内。HPA 的额定功率取决于所发送的外向时分复用 (TDM) 载波的数目。对于小的专用网, 中心站采用 5 ~ 10 W 的固态功率放大器 (SSPA), 而对于大的公用网, 则需要一个或多个高功率 (1 ~ 2 kW) 的行波管放大器 (TWTA)。

主站发射机的高功率放大器输出功率的大小, 取决于通信体制、工作频段、数据速率、卫星转发器特性、发射的载波数以及 VSAT 接收站 G/T 值的大小等多种因素, 一般为数十瓦到数百瓦。

(5) 天线, 星状结构是以使用大型中心站天线为基础的, 中心站天线的尺寸一般在 Ku 波段为 3.5 ~ 8 m, 在 C 波段为 7 ~ 13 m 范围内。由于中心站的费用是由大量小站来共同承担的, 所以使用大天线并不会对每个小站的费用有太大的影响。

表 4-8 是典型的主站参数。

表 4-8 典型主站参数

上行频段	5.925.0 ~ 6.425 GHz (C) 14.0 ~ 14.5 GHz (Ku)	天线形式	轴对称双反射器
下行频段	13.625 ~ 4.2 GHz (C) 14.0 ~ 14.5 GHz (Ku)	天线尺寸	2 ~ 5 m (小型) 5 ~ 8 m (中型) 8 ~ 10 m (大型)
放大器功率	5 ~ 20 W SSPA (C) 3 ~ 15 W SSPA (Ku) 100 ~ 200 W TWTA (C) 50 ~ 100 W TWTA (Ku)	极化方式	圆极化 (C) 线极化 (Ku)
接收机噪声温度	35 ~ 55 K (C) 80 ~ 120 K (Ku)	极化隔离度	35 dB (沿轴向)

2. VSAT 小站

VSAT 小站是安装在 VSAT 用户处的独立单元, 提供用户终端设备与卫星信道的接口, 既可以与计算机 LAN 网连接, 也可以单站接收视频业务, 实现双向的语音和数据业务。

VSAT 小站是由小口径天线、室外单元 (ODU) 和室内单元 (IDU) 组成。室内单元和室外单元通过同轴电缆连接。

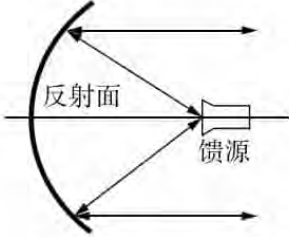
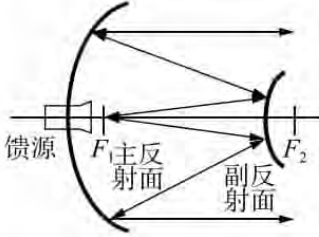
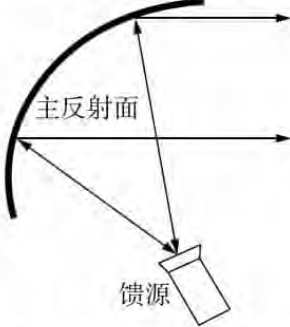
室内单元包括调制/解调器、编/译码器和数据接口等。

室外单元包括 GaAs FET (固态砷化镓场效管) 放大器、低噪声 FET 放大器、上/下变频器及其监测电路等。

由于地球站通常工作在微波波段, 因此地球站天线通常是面天线。VSAT 小站的天线一般采用偏馈天线, 也有采用增益高、旁瓣小的偏馈天线或卡塞格伦天线。卡塞格伦天线尺寸最大, 正馈天线尺寸次之, 偏馈天线尺寸最小。



课外拓展知识

抛物面天线原理	卡塞格伦天线原理	偏馈天线原理
		
它由馈源和反射器组成。反射器是一个旋转抛物线形成的抛物面，馈源的相位中心位于抛物面的焦点。 • 发射时，电磁波从馈源辐射到反射器，经反射器反射后聚焦形成窄波束射向卫星。 • 接收时，由反射器接收的信号能量被汇集到焦点处，进入馈源被送到接收设备。 • 抛物面天线结构简单，容易调整，增益和效率适中。其缺点是，当天线仰角较小时，地面噪声很容易从反射器边缘进入馈源（此时，馈源喇叭对着地面），使天线的噪声温度升高。	它由馈源、抛物面主反射器和双曲面副反射器构成。馈源的“等效辐射中心”与副反射器的共轭焦点 F_1 相重合。 • 发射时，由馈源辐射出来的电磁波首先投射到副反射器上，而副反射器再把电波反射到主反射器上，主反射器便将发散状态的波束变为平行窄波束而发向卫星，于是增强了方向性。 • 接收时，电磁波路径与上述过程相反，天线口面上的电波将在馈源处同相相加，从而增大了接收信号的功率。 • 卡塞格伦天线有许多优点，首先是因为馈源位于主反射器的顶点附近，馈线短，损耗小，且馈源能安装得较稳定，有助于形成指向准确的高增益窄波束天线。其次是地面噪声不易进入馈源（因馈源指向天空）而形成干扰，因此噪声温度很低。	偏馈天线系统中，馈源的放置位置偏离天线反射面的几何对称轴，因而消除了其他形式天线中馈源喇叭或副反射器及其支撑结构所引起的遮挡效应，再加上反射面的优化设计，偏馈天线具有效率高、旁瓣电平低等特点。与普遍抛物面天线相比较，在相同仰角下，偏馈天线的馈源以较高的仰角指向天空，因而地面反射噪声较小。

VSAT 小站原理图如图 4.8 所示。

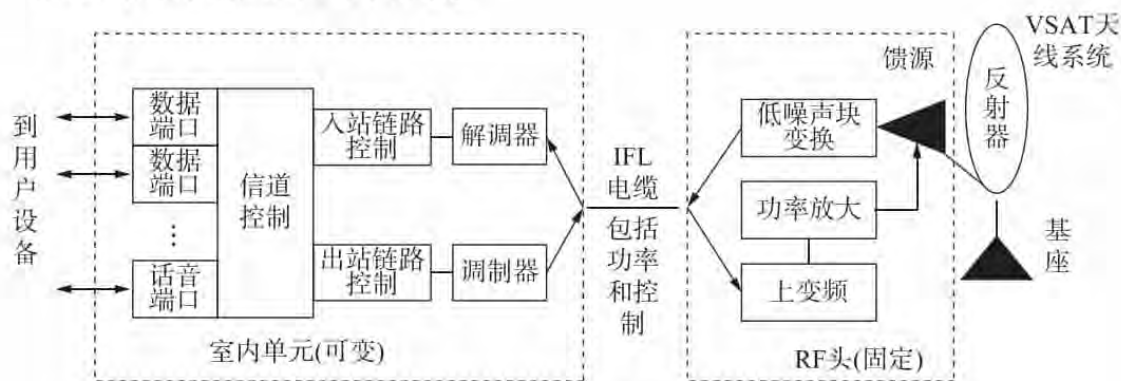


图 4.8 VSAT 小站原理图

VSAT 小站各个单元的主要功能如下：

- (1) 用户数据终端设备 (DTE)，这里的 DTE 一般是指供事务处理型业务用的数据终端设备。它们以相当低的平均比特速率 (50 ~ 100 bit/s 范围内) 产生突发块型的数据，且数据块的长度可变。而从主计算机返回的业务量，其长度一般要长 4 ~ 10 倍，通常通过用户协议格式化为几个传输块。
- (2) VSAT 接口单元，亦可被称为基带处理器或信道接口单元。利用它将用户协议和卫星信道接口，提供透明链路以支持用户数据终端设备。
- (3) 调制解调器，VSAT 站与中心站相反，它接收来自中心站外向时分复用信道的信号，因此，其解调器应是 BPSK 或 QPSK 信号解调器。而调制器应是发送突发信号的调制器，即前面所说的 PSK 或 OOK 调制器。小站的典型发送速率一般限制在 56 ~ 256 kbit/s，而接收速率通常为 56 bit/s ~ 1.544 Mbit/s。
- (4) 射频电子设备，包括固态功率放大器，低噪声放大器 and 上、下变频电路。对于 Ku 频段来说，射频电子设备在技术上是比较成熟的，要考虑的主要问题是低噪声放大器的等效噪声温度 (典型值为 250 ~ 300°K) 和固态功率放大器的额定功率 (典型值为 1 ~ 2 W)。
- (5) 天线，对于 Ku 波段卫星数据网来说，小站天线的典型尺寸范围为 1.2 ~ 1.8 m。当然，从用户的角度来说，希望其尺寸越小越好。不过，当天线直径小于 1 m 时，系统容量将会迅速降低。

表 4-9 是典型的 VSAT 小站参数。

表 4-9 典型 VSAT 小站参数

上行频段	5.925.0 ~ 6.425 GHz (C) 14.0 ~ 14.5 GHz (Ku)	天线形式	偏置单反射器
下行频段	13.625 ~ 4.2 GHz (C) 14.0 ~ 14.5 GHz (Ku)	天线尺寸	1.8 ~ 3.5 m (C) 1.2 ~ 1.8 m (Ku)
放大器功率	3 ~ 30 W SSPA (C) 0.5 ~ 5W SSPA (Ku)	极化方式	圆极化 (C) 线极化 (Ku)
接收机噪声温度	35 ~ 55 K (C) 80 ~ 120 K (Ku)	极化隔离度	35 dB (沿轴向)
EIRP	44 ~ 55 dBw (C) 43 ~ 53 dBw (Ku)	G/T	13 ~ 14 dB/K (C) 19 ~ 23 dB/K (Ku)

3. 通信卫星（卫星转发器）

通信卫星（或卫星转发器）亦称空间段，目前主要使用 C 波段或 Ku 波段转发器，它由衰减器、输入多路复用、行波管放大器（TWTA）以及输出多路复用等设备组成。

4.2.2 VSAT 网络拓扑结构

在 VSAT 卫星通信系统中，主要组网方式为星状网、网状网和混合网三大类。VSAT 网络常用的有四种：广播式点到多点——单向星状、双向交互式——双向星状、点到点式——双向网状和混合型——双向网状网络结构。

1. 星状网

星状网（Star Network）是用一个节点作为中心节点，其他节点直接与中心节点相连接构成的网络，这种网络拓扑结构属于集中控制型网络，整个网络由中心节点执行集中式通行、控制和管理，各节点间的通信都要通过中心节点。

VSAT 星状网方式组网，就是外围各远端小站只与中心站（主站）直接发生联系，两个小站互相之间不能通过卫星直接互通，必须经主站转发，才能进行连接和通信。如图 4.9 所示。

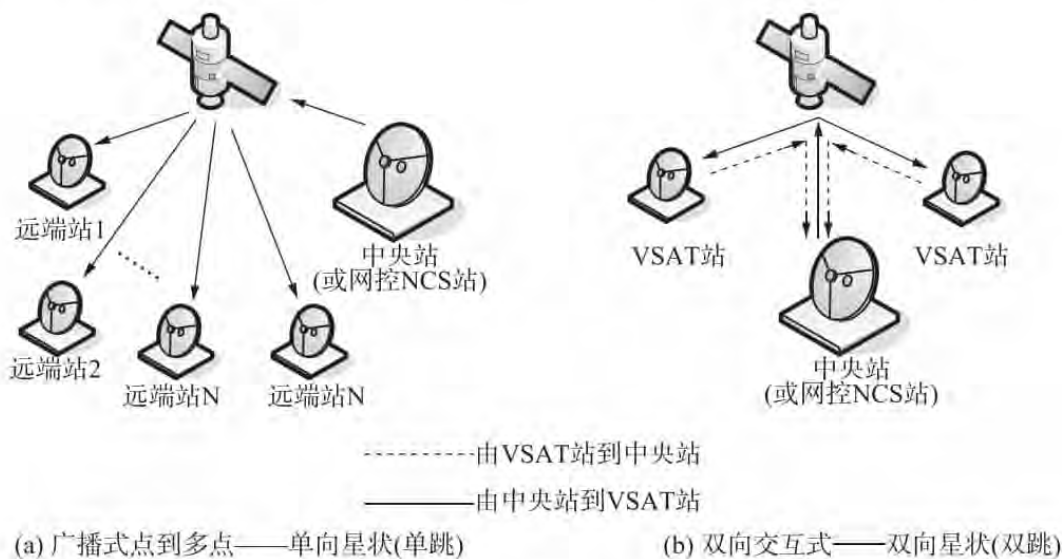


图 4.9 星状网络拓扑结构单跳和双跳体系结构示意图

无论 VSAT 地球站与主站进行通信，还是各 VSAT 地球站经主站进行通信，都必须经过卫星转发器。

在星状网络拓扑结构中，广播式点到多点——单向星状网络为单跳体系结构，而双向交互式——双向星状网络为双跳体系结构。

在这种结构中，所有小站都与主站建立直达链路，就是通过 VSAT 卫星小站（远端站）—中心卫星—VSAT 卫星小站（远端站）进行通信。小站与小站之间不能直接进行通信，必须经过中心主站转接。通信链路按“小站—卫星—主站—卫星—小站”方式构成，即要两次通过卫星，经过“双跳”联通，具有较大的传输迟延。

VSAT 星状网卫星通信系统有两种类型，一种是双向的，由中心站控制许多终端来提

供数据、语音和图像、视频等业务；另一种是单向的，图像、视频和数据等信号从中心站传输到许多单收终端。

星状网是以传输数据业务为主的系统，它以数据包的分组交换为基础，其信道分配可以采用预分配方式，也可以采用按需分配方式。如果按需分配，则为集中控制方式。

2. 网状网

网状网是指各节点通过传输线互相连接起来，并且每一个节点至少与其他两个节点相连。这种结构具有较高的可靠性，但其结构复杂，实现起来费用较高，不易管理和维护。

VSAT 网状网的组成，就是没有大型主站，允许任何两个小站之间经卫星进行直接通信，任何一个小站通过设置网控设备后都可变成网控中心，如图 4.10 所示。

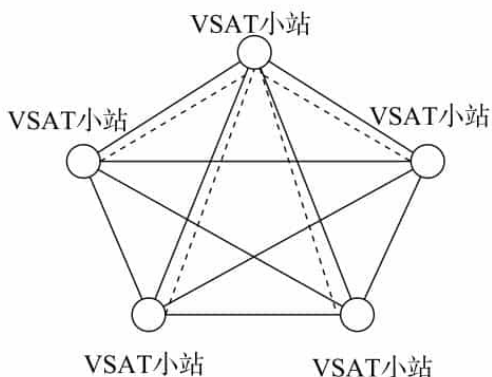


图 4.10 网状结构

在网状网络中，中心站借助网络管理系统，负责向各小站分配信道和监控它们的工作状态，但各小站之间的通信自行完成，不需要经过中心站主站接转。通信链路按“小站卫星—小站”的单跳通信方式实现。

网状网适合以话音通信为主的系统，一般采用按需分配方式来提高信道的利用率，信道分配方式以分散式控制为主。

3. 混合网

混合网是将两种单一拓扑结构混合起来，VSAT 卫星通信系统混合网就是将前面两种网络结构混合在一起组网，如图 4.11 所示。该种结构网络比较大，传输业务范围比较广，适合于既有话音业务又有数据业务的情形，其控制方式，即系统的信道分配，设备性能的监控、计费 etc 由主站来完成（集中控制），而各 VSAT 站之间的话音业务是直接进行通信，采用分散控制方式。

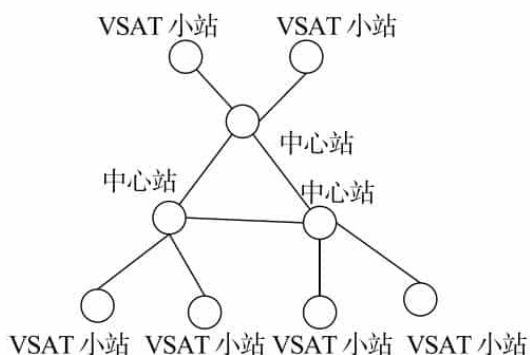


图 4.11 混合结构

VSAT 卫星通信系统主要是这三种网络组网方式，采用哪种组网方式需要根据实际业务需求来合理组网。如混合网结构适合点到点或点到多点之间进行综合业务传输，满足用户的不同业务需求；网状结构适合点到点间传输或实时性业务传输；星状网结构适合点到多点间业务传输。

4.3 VSAT 多址技术

在 VSAT 卫星通信中的主要多址方式有频分多址、码分多址、时分多址及随机多址等。其中，FDMA/TDMA/CDMA/SDMA 属于固定多址方式，P - ALOHA/C - ALOHA/SEEJ - ALOHA 等属于随机多址协议。

目前,可供使用的卫星信道的多址有很多种,大致可以分为以下几种:

- (1) 固定分配方式;
- (2) 争用/随机方式;
- (3) 预约/可控方式。

卫星通信网络主要是采用频分多址 (Frequency Division Multiple Access, FDMA) 和时分多址 (Time Division Multiple Access, TDMA) 方式。至于信道分配技术,可以采用固定分配方式,也可以采用按需分配方式。



课外拓展知识

复用: 针对单个用户, 如某个用户的几个业务组合在一起占用一个信道。当然也可是不同的用户的业务组合占用一个信道。

多址: 针对多个用户, 每个用户一个地址 (一个地址很可能是一个信道)。

4.3.1 VSAT 系统固定多址技术

VSAT 系统固定多址可分为非时隙固定分配方式和时隙固定分配方式, 其中非时隙固定分配方式主要有 SCPC/FDMA 方式、CDMA 和 SDMA, 时隙固定分配方式主要有 TDMA。

1. 频分多址技术 (FDMA)

频分多址 (FDMA), 是把总带宽分隔成多个正交的频道, 每个用户占用一个频道。即以不同的频率区分不同用户的信道, 在一个频率信道中同一时刻只能传送一个用户的业务信息。如图 4.12、图 4.13 所示。

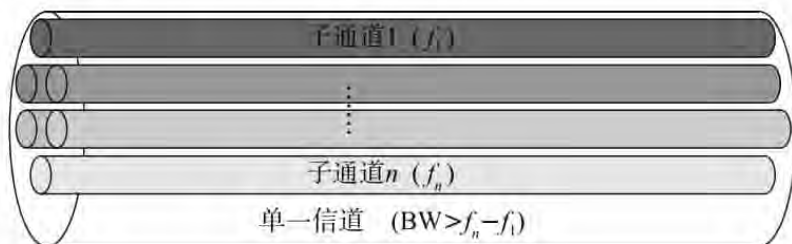


图 4.12 FDMA 示意图

FDMA 的基本原理就是多路信号经过不同的调制器调制后, 再通过相加器实现将多路调制后的信号合成为一个复用信号, 并通过宽频带的传输介质传送出去。如图 4.14 所示。

接收端采用滤波器将复合信号分解成各个独立的信号。然后, 每个信号再送往解调器将它们与载波信号分离。如图 4.15 所示。

FDMA 可以分为 SCPC/FDMA 和 MCPC/FDMA 两种类型。

单路单载波 (Single Channel Per Carrier, SCPC) 就是每个载波只传一路语音或数据信号, 是数据链路传输的一种方式, 主要用于卫星通信。SCPC 信道可以预分配, 也可以动态分配。

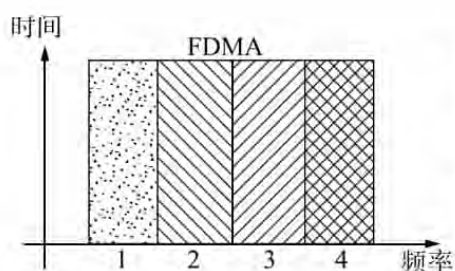


图 4.13 FDMA 坐标示意图

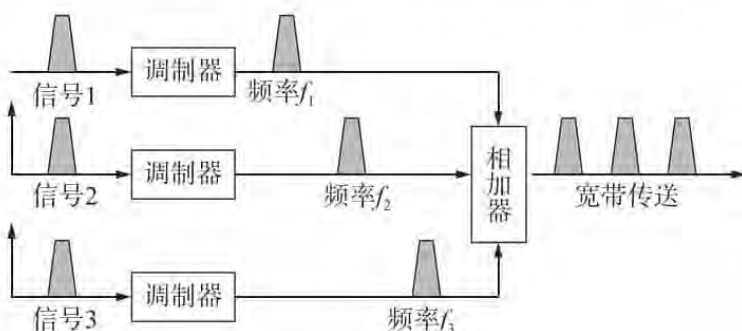


图 4.14 FDMA 发端原理示意图

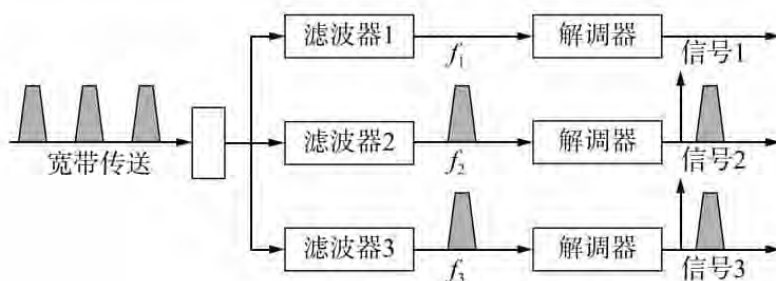


图 4.15 FDMA 收端原理示意图

多路单载波系统（Multiple Channel Per Carrier, MCPC）就是每个载波可以传送多路语音或数据信号。

在 VSAT 卫星通信系统中，把卫星转发器的频带分成各自独立的较窄频带，再分配给各个地球站，每个地球站按分配的频带发射载波。在接收端采用选频的方法接收信号。一般采用 SCPC/FDMA 多址方式，即每个载波信号分配一个通道。

以话音业务为主的 SCPC/FDMA 的好处，可以很大程度地提高信道利用率；另外，各个小站发射功率大小仅与本站发射信道有关，而与整个系统的信道数无关，从而业务量较小的小站可以使用较小的功率，降低了小站成本，但多载波的存在又会引发交调等问题。

总之，这种方式对于电话传输系统是非常有效的。但是对于突发性数据传输，则效率很低。这是因为所需要的突发速率与终端的平均数据速率差别太大。

2. 时分多址技术（TDMA）

时分多址（TDMA）：把时间分割成互不重叠的时段（帧），再将帧分割成互不重叠的时隙（信道）与用户具有一一对应关系，依据时隙区分来自不同地址的用户信号，从而完成多址连接。如图 4.16、图 4.17 所示。

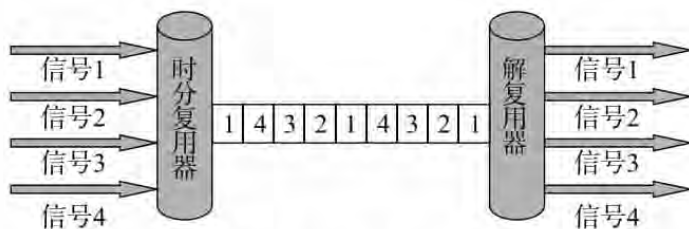


图 4.16 TDMA 示意图

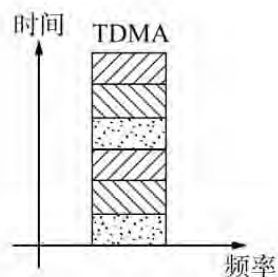


图 4.17 TDMA 坐标示意图

TDMA 通信双方是按照预先指定的时间片进行数据传输的,而且这种时间关系是固定不变的,因此,发送端与接收端的时间分配器必须是严格同步的。这种技术比较适合数字数据信号的传输。

在 VSAT 卫星通信系统中,TDMA 按规定时隙分配给各个地球站的多址通信方式。分配给各地球站的不是特定的频带,而是一个指定的时隙。每个地球站都只在分配给自己的时隙内用同一载波频率向卫星发射信号,而在不同时刻进入卫星转发器的信号,按时间顺序排列起来,既紧凑也不重叠。TDMA 不存在互调噪声干扰,功率利用率较高。

TDMA 方式已广泛地应用于以大、中型地球站为基础的卫星通信系统。

3. 码分多址技术 (CDMA)

码分多址 (Code Division Multiple Access, CDMA): 每个用户有一个特定结构的码字作为地址,不同用户的不同波形信号以同一频率发射出去,各站的接收是根据相应的信号波形分离出自己需要的信号。如图 4.18 所示。

在 VSAT 卫星通信系统中,CDMA 即所有用户使用同一频率 (占用转发器整个带宽或部分带宽)。在接收端的用户只能检测本站地址码的调制信号,而别的地址码调制信号呈现大带宽的高斯噪声。CDMA 的抗干扰性能强,保密性好,信号隐蔽在噪声和干扰中,多址连接实现方便,没有多路径效应;但卫星转发器频带利用率低,适用于传输速率较低的业务或对安全性要求较高的军事卫星通信系统。

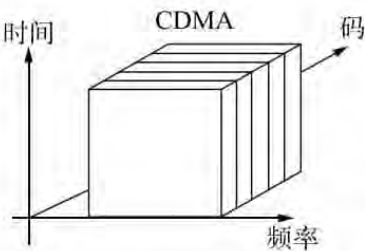


图 4.18 CDMA 坐标示意图

4. 空分多址技术 (SDMA)

空分多址 (Space Division Multiple Access, SDMA): 利用天线的方向性和用户的地区隔离性实现信号的分离,利用占用不同空间的传输媒质来分割构成不同信道的技术。基本原理就是利用智能天线技术,要求天线给每个用户分配一个点波束,这样根据用户的空间位置就可以区分每个用户的无线信号。

在 VSAT 卫星通信系统中,SDMA 对各站所发信号的空间参数做分割,使各信号在卫星天线阵的空间内各占据不同的小空间 (窄波束),可最大限度地利用卫星的频带,在时间上也可连续使用。

空分多址方式提高了抗同波道干扰的能力,但是该方式必须采用窄波束的天线。由于卫星天线的辐射功率集中,这种方式有利于卫星转发器和地球站采用固体功率器件而变得小型化。

表 4-10 是 FDMA、TDMA、CDMA 和 SDMA 在 VSAT 系统中的比较。

表 4-10 四种不同多址方式在 VSAT 系统中的比较

多址方式	特点	识别方法	优缺点	适合场景
FDMA	- 各信道频率正交; - 各载波的包络恒定; - 转发器工作于多载波	滤波器	优点: 可沿用地面微波通信的成熟技术和设备,设备比较简单,不需要网同步。 缺点: 有互调噪声,不能充分利用卫星功率和频带,上行功率和频率需要监控 FDM/FM/FDMA; 多站运行时效率低,大小站不易兼容	多种容量业务

续表

多址方式	特点	识别方法	优缺点	适合场景
TDMA	• 各站发的信号时间正交； • 转发器工作于单载波	时间选通门	优点：没有互调问题，卫星的功率与频带能充分利用，上行功率不需要严格控制，便于大小站兼容，站多时通信容量仍较大。 缺点：需要精确网同步，低业务量用户也需相同的 EIRP	中、大容量业务
CDMA	• 各站的地址码准正交或正交； • 各个载波包络恒定，在时域和频域互相混合	相关器	优点：抗干扰能力强，信号功率谱密度低，隐蔽性好，不需要网定时，使用灵活。 缺点：频带利用率低，通信容量小，地址码选择较难，接收时间地址码的捕获时间较长	军事通信 小容量业务
SDMA	• 发信号空间正交； • 可实现频率重复使用	窄波束天线	优点：可以提高卫星频带利用率，增加转发器容量或降低对地球站的要求。 缺点：对卫星控制技术要求严格，星上设备较复杂，需用交换设备	大容量业务

4.3.2 VSAT 系统随机多址协议

随机多址协议的特点是，网内各个用户随时都可选用信道。

卫星数据通信网之所以需要争用协议，是因为采用固定分配方式引入的开销是随支持的终端数目线性增长的。对于大量低平均速率的突发性用户来说，无论传输的是数据报文还是控制信息，采用固定分配方式都是不适宜的。为此，必须允许所有用户自由地使用信道。

当两个以上的用户终端同时使用信道时，数据分组便有可能发生碰撞。如果信道负载较低，传输数据碰撞的概率较小；对于遭受碰撞的报文需要通过“碰撞分辨算法”解决，最后使其成功地重发该遭受碰撞的数据分组。

在随机多址协议中，又分为非时隙随机多址协议和时隙随机多址协议。非时隙随机多址协议包括 P – ALOHA、C – ALOHA、SREJ – ALOHA 等，时隙随机多址协议包括 S – ALOHA、时隙 RA – CDMA 和树形 CRA 等。

1. P – ALOHA

P – ALOHA 是一种完全随机的多址方式，全网不需定时和同步，信道利用率较高，具有一定的抗干扰能力。但当 VSAT 小站数目很多、传输数据业务繁忙时，发生碰撞的概率增大，一旦发生碰撞，需要重发，直到把数据发送出去为止。在星状 VSAT 网中，当小站的一个数据分组发送成功后，接收端要返回一个肯定应答信号（ACK），否则小站要重发这一分组数据。

ALOHA 方式的特点是允许用户自由地使用信道，只要终端产生了报文，便通过信道发送。

另外，ALOHA 方式设备简单，运行可靠，延迟短，也适于可变长度报文传输。

2. C - ALOHA

C - ALOHA (捕获效应 ALOHA) 是纯 ALOHA 的改变型。为了降低 P - ALOHA 方式中由于信息包碰撞而重新发送的次数, 每个用户以不同的功率发送信号, 即便发生碰撞, 其中最大的信号也能够被对方正确地接收。C - ALOHA 方式要求发送控制单元根据其业务的等级能够改变发送功率, 如果不能改变, 可以对各用户按照其优先等级决定其发送功率电平。其信道利用率是纯 ALOHA 的 3 倍。

3. SREJ - ALOHA

SREJ - ALOHA (选择拒绝 ALOHA) 是一种较好的非时隙随机多址方式。这种方式考虑到在一般的 P - ALOHA 系统中, 大部分碰撞是数据包的部分碰撞, 未遭碰撞的部分仍可被正确接收。SREJ - ALOHA 协议规定对信息分组仍以纯 ALOHA 方式发送, 对每个分组再进一步分成若干个小分组, 每个小分组又有各自的报头和前置码, 在接收端对每个小分组可以独立地检测。如果发生信息包碰撞, 其中未遭碰撞的小分组被对方站正确接收, 只需要重新发送遭到碰撞的小分组。

SREJ - ALOHA 既有 ALOHA 系统不用定时同步和适用于可变长度报文这两方面的优点, 又克服了 ALOHA 吞吐量低的缺点, 适用于可变长度报文非同步操作系统中容量最高的多址协议。

4. S - ALOHA

时隙 ALOHA (Slot ALOHA) 是典型的时隙争用多址协议。这种方式是在 ALOHA 的基础上增加了时隙划分, 使分组的发送落入时隙内以减少碰撞, 适用于信息长度固定的情况。各站发送的分组数据段必须落入其中的某个时隙, 每个数据段的时间基本占满时隙。当信息长度可变时, 可将长信息划分为许多小分组送入时隙, 但众多的报头会使效率降低。由于系统需要同步定时, 同时需把不同长度的报文转换成固定分组格式, 系统的复杂性大大增加。它的开销大, 系统容量约为 P - ALOHA 的 2 倍。

4.3.3 VSAT 系统预约可控多址协议

预约多址就是用户在发送数据报文前, 先发送申请信号, 得到确认后才能发送报文。按是否采用时隙划分协议, 也分为时隙和非时隙两种。非时隙的预约主要有 ALOHA、SREJ - ALOHA 和 Time - of - Arrival CRA 协议等, 时隙的预约主要有 AA/TDMA、TDMA - DAMA 和 R - ALOHA 协议等。

1. TDMA - DAMA

DAMA (Demand Assignment Multiple Access) 是按照用户的需要将卫星信道动态地分配给用户。既然要动态地分配信道, 也就必须对它加以控制。地面用户终端对时隙的需要和占用, 必须进行预约申请。为此, 在 DAMA 方式中, 多址协议应包含两个方面的内容, 即两层信道和多址: 一层是预约申请信息的信道和多址, 另一层则是对用户的实际数据报文的信道和多址。从协议的角度来看, DAMA 就是利用短的申请分组, 为长的数据报文分组在卫星信道上预约一段时间, 从而使多址数据分组的碰撞问题通过预约控制加以解决。一旦预约申请成功, 便可使数据分组无碰撞地到达接收端。

TDMA 将信道划分为周期性帧，每一帧由很多时隙所组成，它将信道时隙分配给大量的 VSAT 终端。

TDMA/DAMA 的工作原理是按用户的优先权和业务类型，将预约时隙分配给用户终端，各站可以使用所分配的时隙来预约按需分配的时隙，利用短的预约分组申请信息接续，使多址碰撞在预约层上解决，一旦预约实现，对实际业务数据报文接续，使数据报文无碰撞地传输。

2. AA/TDMA

自适应时分多址（Adaptive Assignment TDMA, AA/TDMA）就是在业务量小的时候以争用方式工作，当业务量加大后将自动变成预约协议，它是 S - ALOHA 与时隙预约技术的结合。

当数据量较小时，VSAT 终端向主站传输数据用 ALOHA 方式；当数据量较大时，VSAT 终端先向主站发一个预约申请信号，请求预留若干时隙，再将大批报文全部发送给主站，不会发生碰撞现象，大大提高了数据传输效率。

3. R - ALOHA

预约 ALOHA（Reserved ALOHA, R - ALOHA）是在 S - ALOHA 的基础上，解决由于各个地球站业务不均匀、业务类型不同而导致传输时延很大的问题。

R - ALOHA 原理就是对于发送数据量大的地球站，要让它提出预约申请，再用较长的分组在预约的时隙上进行发送；对于发送数量不大的短报文地球站，则仍然使用非预约的 S - ALOHA 方式传送。

非时隙预约协议就是当用户要发送数据时，先发送一个预约分组。当预约成功后，信道开关打开，使信道工作于本地同步的信息发送状态，在此期间不能发送预约分组。若预约分组遇到碰撞，随机延迟一段后再发，直到预约成功，再进入信息发送状态。

4.4 VSAT 系统工作原理

在 VSAT 卫星通信网络中，由主站通过卫星向 VSAT 站发送数据通常称为外向（Outbound）传输；由各小站向主站发送数据称为内向（Inbound）传输。与之对应的信道分别称为外向控制信道（Outbound Control Channel, OCC）和内向控制信道（Inbound Control Channel, ICC）。

1. 外向传输

由主站向各 VSAT 小站的外向传输，通常采用时分复用或统计时分复用方式。首先，由主计算机将发送的数据进行分组并构成 TDM 帧，以广播方式向系统内所有小站发送。而系统内某小站收到 TDM 帧以后，根据地址码从中选出发给本小站的数据。根据一定的寻址方案，一个报文可以只发给一个指定的小站，也可以发给一群指定的小站或所有的小站。为了使各小站可靠地同步，数据分组中的同步码特性应能保证 VSAT 小站在未加纠错和误比特率达到 10^{-3} 时仍能可靠地同步。而且主站还应向网内所有地面终端提供 TDMA 帧的起始信息。当主站不发送数据分组时，则只发送同步码组。

2. 内向传输

在 RA/TDMA VSAT 系统中, 各小站用户终端一般采用随机突发方式发送数据。根据卫星信道共享的多址协议, 系统内可同时容纳许多小站。当 VSAT 小站通过一定延迟的卫星信道向主站传送数据分组时, 由于 VSAT 站受 EIRP 和 G/T 值的限制, 一般收不到自己所发的数据信号, 因而小站不能采用自发自收的方法监视本站数据传输的情况。如果是争用信道, 则必须采用肯定应答 (ACK) 方式。也就是说, 当主站成功地收到小站数据分组后, 需要通过 TDM 信道回传一个 ACK 信号, 表示已成功地收到了小站所发的数据分组。相反地, 如果由于分组发生碰撞或信道产生误码, 以致小站收不到 ACK 信号时, 则小站需要重新发送这一数据分组。

RA/TDMA 是一种争用信道, 例如, S-ALOHA 方式就属于这一种。各小站可以利用争用协议, 共享卫星信道。根据 S-ALOHA 方式的工作原理与协议, 各小站只能在时隙内发送数据分组, 而不能超越时隙界限。换句话说, 数据分组长度可以改变, 但最大长度不允许超过一个时隙的长度。在一帧内, 时隙的多少和它的长短, 可以利用软件程序根据应用情况进行确定。

在 VSAT 系统内, 所有共享 RA/TDMA 信道的小站, 它们所发的数据分组必须有统一的定时, 并与帧和时隙的起始时刻保持同步。而这统一的定时信息从主站所发的 TDM 帧的同步码中提取。

TDMA 数据分组包括前同步码、数据字符组、后同步码和保护时间。前同步码由比特定、载波恢复、前向纠错以及其他开销组成。数据字符组则包括起始标志、地址码、控制码、用户数据、循环冗余校验位和终止标志。其中, 控制码主要用于小站发送申请信息。

根据 VSAT 系统的卫星信道共享协议, 系统内可以同时容纳许多小站, 至于能够容纳的最大站数, 取决于小站的数据速率。

由以上 VSAT 系统的工作原理可以看出, 它与一般的卫星通信网不同。因为在链路两端的设备不同, 执行的功能不同, 内向和外向传输的业务量不同, 内向和外向传输的信号电平也有相当大的差别, 所以 VSAT 系统是一个非对称网络。

如果 VSAT 网还与其他通信网互连, 应该注意外部通信网也有自己的数据传输规程, 这时由于两网的数据传输规程不同, 还必须在网络接合部接入网间连接器 (或称网关 Gateway), 以便能实现数据传输规程的转换。关于 VSAT 网络与其他网络互连的示意图如图 4.19 所示。

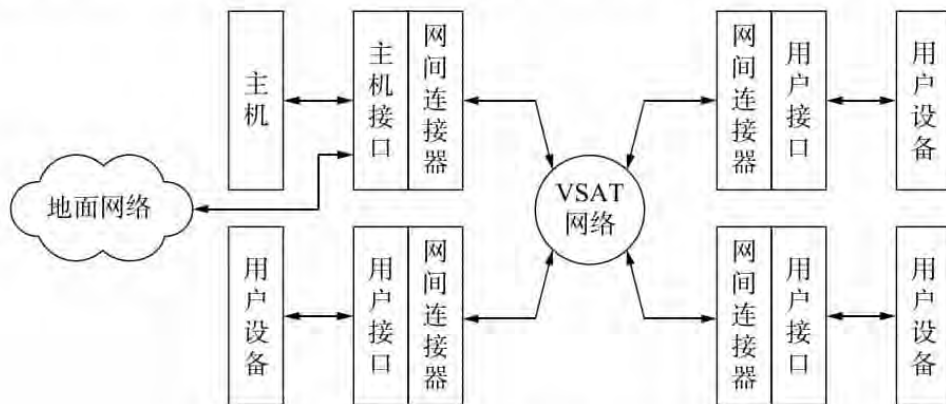


图 4.19 VSAT 网络与其他网络或终端互连的示意图

为了保证 VSAT 系统正常、可靠地运行,必须对网络的运行进行监视、维护、测试与控制等工作,这些都属于网络管理的内容。网络管理系统是 VSAT 网络的核心,它是关系到 VSAT 系统运行成功的重要关键因素,要求高度可靠。网络管理的内容十分丰富,涉及许多技术问题,因此无论是 VSAT 网络的设计,还是它的运行,都应对网络管理系统给予高度重视。显然,VSAT 网络性质不同,网络管理系统也有所不同。对于单一用户的专用网可以用一个管理设备进行监控即可,而对于公用网一般要分为两级管理,高一级管理整个网络,低一级则管理属于用户的部分网络。

通常,VSAT 网络的各种网络管理功能分布在网络的各个组成部分。主站有一个较大的处理机,用以处理网络的数据库和全部非实时的网络管理工作。实时的网络管理功能则分布在网内其他处理设备内,其中包括 VSAT 站、主站的处理设备和主站的网络管理计算机。为了保证网络管理系统的高度可靠,通常均要求硬件与软件有备份。

4.5 VSAT 网络信道

卫星通信中网络信道(或卫星信道)是用于在远端站和远端站之间进行话音和数据传送,以及在远端站和网控站(NCS)之间传送请求和管理、控制信息的途径或通道。

4.5.1 网络信道概述

在 TES 系统中,卫星信道分为两类:业务信道(Traffic)和控制信道(Control)。控制信道又分为两类:入向控制信道(Inbound)和出向控制信道(Outbound)。

- (1) 出向控制信道从 NCS 到远端站发送连续数据。
- (2) 入向控制信道仅在远端站有数据或者对 NCS 有呼叫信息时才被激活。
- (3) 当入向载波 CCU 自诊断时,它在 ICC 上连续发射激活信号。
- (4) 业务信道仅存在于远端站之间:
 - 一条电路使用两条信道;
 - 用户需要时电路才被连接上。

网络信道如图 4.20 所示。

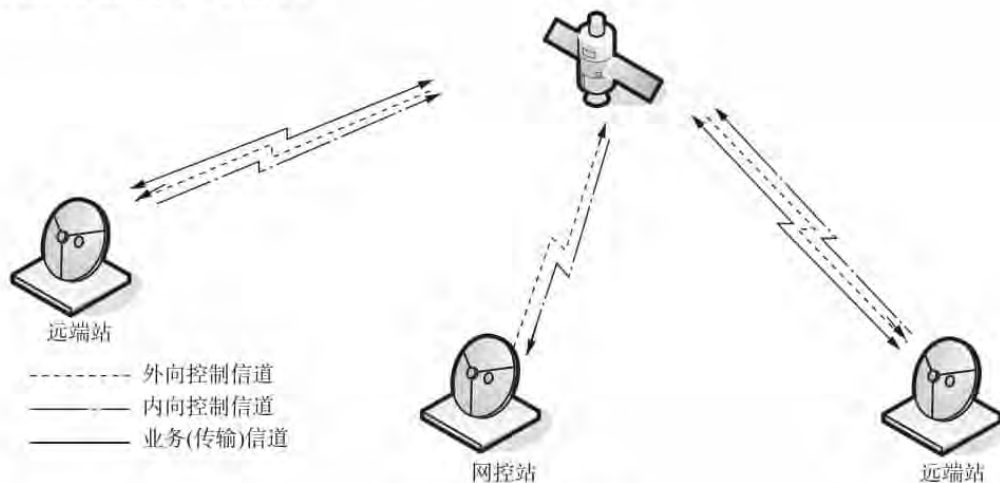


图 4.20 网络信道

1. 业务信道 (Traffic)

1) 业务信道基本概念

业务信道是两个或多个远端站之间进行业务通信的途径。业务通信是两个或多个远端站之间传送用户业务（话音/数据）的通信，它们所使用的信道是单路单载波（SCPC）信道（频分多址 FDMA 的一种）。其中，数字话音通信为按需分配（DAMA）SCPC 方式，数据通信是预分配 SCPC 方式。

一条“业务信道”就是一条 SCPC 信道，用于 CU 之间传送话音和数据。一对双向“业务信道”构成一条“业务电路”，因此，业务信道也称为电路信道。

2) 业务信道结构

业务信道通信基本要求如下：

- (1) 远端站间通常传输用户业务。
- (2) 要建立一条电路需要两条信道：
 - ①从远端站 A 传送到远端站 B；
 - ②从远端站 B 传送到远端站 A。
- (3) 话音信道采用按需分配（DAMA）：用户拨完电话号码之后分配电路。
- (4) 配置数据信道指定 DAMA：在 NCS 操作员创建之后。

如果 HDLC 分组是用户业务或者勤务数据，由信道单元处理器解决。
业务信道通信示意图及结构图如图 4.21 所示。

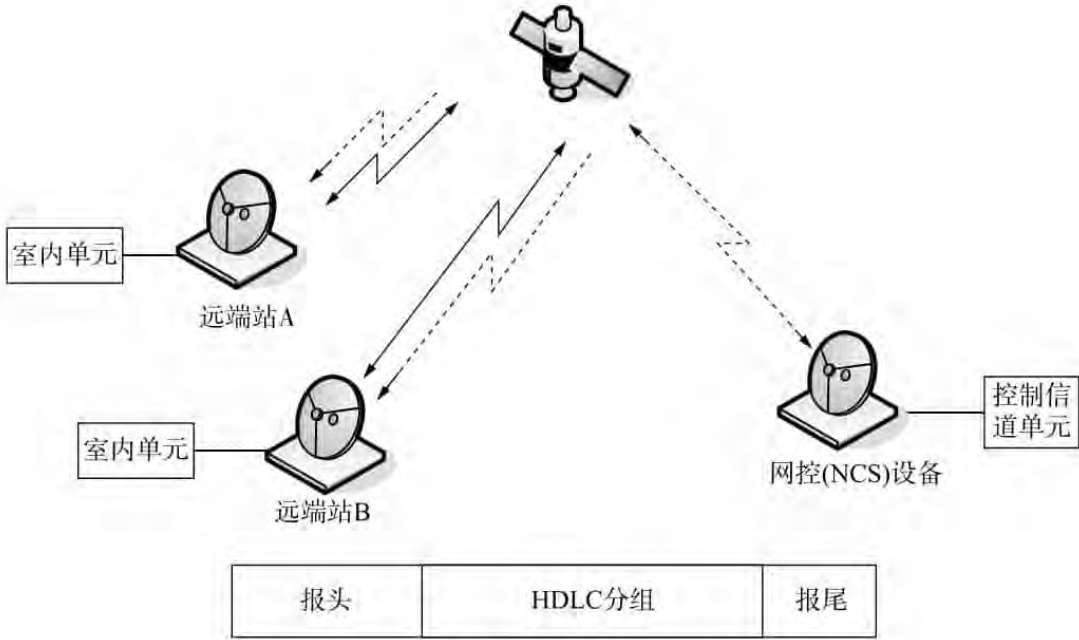


图 4.21 业务（电路）信道通信示意图及结构图

业务信道主要由报头、HDLC 分组以及报尾组成。报头包括同步和控制数据，HDLC 包括业务（用户）数据（数字化话音或者数字数据），报尾识别在猝发（突发）传输的末端。具体要求如下：

- 报头 296 符号（定时接收，同步和控制）
- 报尾 90 符号（FEC 同步）

HDLC 分组	帧长可变
报头周期	报头是在一个 500 ms 暂停之后, 从前一个报头发送到下一帧
物理特性	QPSK 调制
	32 kbps 信息速率
	3/4 率 FEC 编码
	每载波单信道 (SCPC)

2. 控制信道

在 TES 系统中, 专门设置了所谓“控制信道”。控制信道是远端站与网控站之间进行控制通信的途径。控制通信是远端站与网控站之间传送用户呼叫请求、网控站的网络管理信息的通信。

控制信道是一条或多条 SCPC 信道, 为所有远端站共用。控制信道又分为两类: 入向控制信道 (Inbound) 和出向控制信道 (Outbound)。

1) 入向控制信道 (Inbound)

也称为入向载波控制信道, 它是用于远端站到网控站方向的信息传送。各远端站向 NCS 发送有关请求数据等均要通过入向控制信道 (Inbound)。一个 TES 系统至少要有两条入向控制信道 (Inbound), 各站以争用方式使用 Inbound。具体一个 TES 系统中入向控制信道 (Inbound) 的数目根据网络的规模决定。

入向控制信道通信基本要求如下:

- (1) 最少有两个人入向控制信道 (ICC):
 - ①一些远端站可以接入入向信道;
 - ②远端站可以随机选择入向信道;
 - ③如果没有接收到应答信息可重发。
- (2) 大于两路的需要更多的控制信道。
- (3) HDLC 是由远端站发送的数据。
- (4) 空闲 (没有电路) 时, CU 调整到 ICC 上发送。
- (5) 入向载波 CCU 广播回路测试信号用它自己的接收频率。

入向控制信道通信示意图及结构图如图 4.22 所示。

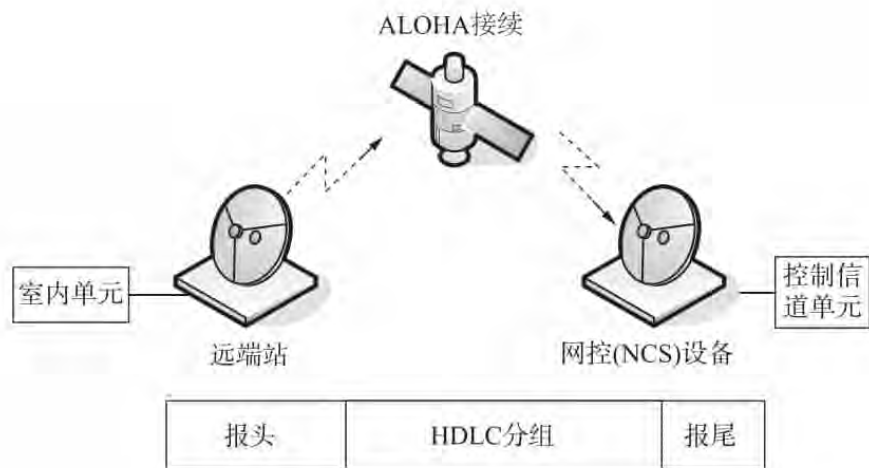


图 4.22 入向控制信道通信示意图及结构图

入向控制信道由报头、HDLC 分组和报尾组成。报头包括同步和控制数据，HDLC 数据包括远端站的识别、状态和请求等，报尾标志在末端发送。具体要求如下：

- 报头 296 符号（定时接收、同步和控制）
- 报尾 30 符号（FEC 同步）
- HDLC 帧 帧长可变
- 物理特性 QPSK 调制
- 19.2 kbps 信息速率
- 1/2 率 FEC 编码

2) 出向控制信道（Outbound）

用于网控站到远端站方向的信息传送，网控站以广播形式向各远端站发送信息，各站按地址接收。出向控制信道（Outbound）是一条或多条 SCPC 信道，用于从 NCS 到各远端站的控制和管理信息的传输。

出向控制信道通信基本要求如下：

- (1) 出向控制信道（OCC）从 NCS 站到所有远端站之间传送信息。
- (2) CU 在通信和检测过程中，不连接 OCC。
- (3) 标志符序列提供定时恢复，不发送信息时发送标志符。
- (4) 高级数据链路控制（HDLC）在系统管理数据开始处识别（例如，引导码数据）。
- (5) 数据猝发包括响应远端 CU 请求的应用信息，以及系统管理数据。
- (6) 信息中有地址识别信息：
 - ①广播信息；
 - ②对各个 CU 的信息。

出向控制信道通信示意图和结构图如图 4.23 所示。

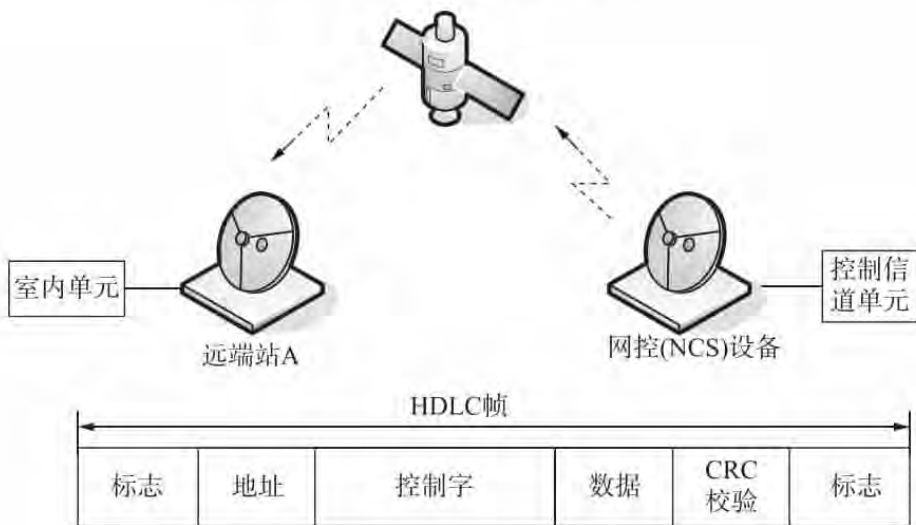


图 4.23 出向控制信道通信示意图和结构图

出向控制信道由标志、地址、控制字、数据、CRC 校验组成。具体要求如下：

标志 = 01111110

HDLC = 8 Bytes

校验 CRC = 2 Bytes

物理特性：——QPSK 调制
——19.2kbps 信息速率
——1/2 率 FEC 编码
——连续广播

4.5.2 卫星信道的分配方式

卫星信道的分配方式对于业务信道和控制信道采用不同的分配方式。

(1) 控制信道分配采用预分配方式，并由各远端站共享。

(2) 业务分配信道。数字话音通信为按需分配 (DAMA) SCPC 方式，由 NCS 中 DAMA 处理功能负责分配；数据通信是预分配 SCPC 方式。

4.5.3 带宽分配

当一个远端站 CU 要与另外一个远端站 CU 进行通信，必须占用一定的频率带宽。对于 TES 系统，由于采用 C 波段通信，使用“鑫诺 1 号”通信卫星整个 8B 转发器，带宽共为 36 M (6205 ± 18 M/ 3980 ± 18 M)。每个远端站 CU 均有一定的信道带宽，因此，充分利用好信道带宽十分重要。

1. 信道利用

信道利用就是在一定的带宽内给多个信道分配频率带宽。

(1) 给 TES 网络分配一个频带。

(2) 已分配的带宽被分成业务信道和控制信道。

(3) 业务信道为远端站之间提供通信。

(4) 信道间隔：

①信道间隔依据信道速率、调制方式和纠错编码类型；

②保护带宽 = 1/2 信道间隔。

(5) 信道频率为中心频率 $\pm$ 保护频带。

(6) 窄带信道可为卫星提供更多信道。

(7) 控制信道为网络控制系统 (NCS) 和远端站之间提供通信。

(8) 较大的网络 [多个远端站和信道单元 (CU)] 需要更多的控制信道。

信道利用示意图如图 4.24 所示。

2. 信道带宽

1) 信道带宽决定因素

每个远端站 CU 所占有的信道带宽取决于：

- 速率；
- FEC 类型；
- 调制方式。

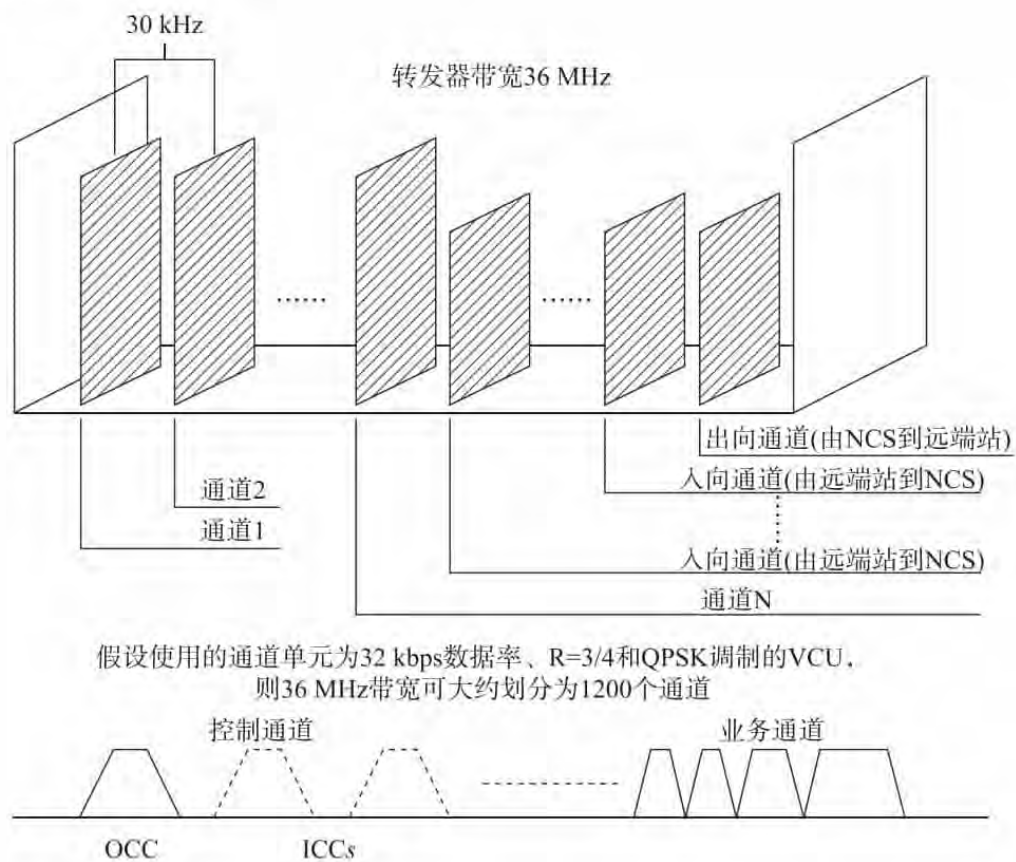


图 4.24 信道利用示意图

下列方式需要较窄的带宽：

- 低数据速率；
- 低符号速率；
- QPSK。

相同工作方式的电路（速率、FEC 和调制方式）在带宽池中被组合在一起。

2) 信道工作模式和卫星信道要求

根据信道的工作模式可以得出对卫星信道的要求，如表 4 - 11 所示。

表 4 - 11 信道工作模式和卫星信道的要求

模式	速率 (kbp)	FEC 类型	调制方式	符号速率 (kbps)	占用带宽 (kHz)	载波间隔 (kHz)
OCC	19.2	R 1/2	QPSK	19.2	24.0	27.5
ICC	19.2	R 1/2	QPSK	19.2	24.0	27.5
Data	64.0	R 1/2	QPSK	64.0	86.4	90.0
Data	56.0	R 1/2	QPSK	56.0	75.6	80.0
Data	19.2	R 1/2	QPSK	19.2	24.0	27.5
Data	16.0	R 1/2	QPSK	16.0	20.0	25.0
Data	9.6	R 1/2	BPSK	19.2	24.0	27.5
Data	4.8	R 1/2	BPSK	9.6	12.0	17.5
ADPCM	32.0	R 3/4	QPSK	21.333	26.667	20.0

续表

模式	速率 (kbp)	FEC 类型	调制方式	符号速率 (kbps)	占用带宽 (kHz)	载波间隔 (kHz)
Fax/VBD	32.0	R 3/4	QPSK	21.333	26.667	30.0
Fax/VBD	16.0	R 3/4	BPSK	21.333	26.667	30.0
Fax/VBD	16.0	R 1/2	QPSK	16.0	20.0	25.0
RELP	16.0	R 3/4	BPSK	21.333	26.687	30.0
RELP	16.0	R 1/2	QPSK	16.0	20.0	25.0
RELP	9.6	R 1	BPSK	9.6	12.0	17.5
RELP	9.6	R 3/4	BPSK	12.8	16.384	20.0
RELP	9.6	R 1/2	BPSK	19.2	24.0	27.5

注：VBD = 话带数据。

3. 信道带宽分配的过程

信道带宽分配的大致过程如下：

- (1) 一个远端站 CU 要与另一个远端站的 CU 进行通信，必须为其分配带宽（信道）；
- (2) 一对电路为两条相邻的信道；
- (3) 向 NCS 中的 DAMA 处理器申请带宽分配；
- (4) 在 DAMA 处理器分配信道之后，CU 开始传输用户业务；
- (5) 当通信结束时，CU 将通知，DAMA 释放带宽，使其被其他用户使用。

信道带宽分配具体过程有以下四步。

第一步：远端站 ACU 要与另外一个远端站 BCU 进行通信，它必须首先通过入向控制信道向 NCS 申请信道带宽。如图 4.25 所示。

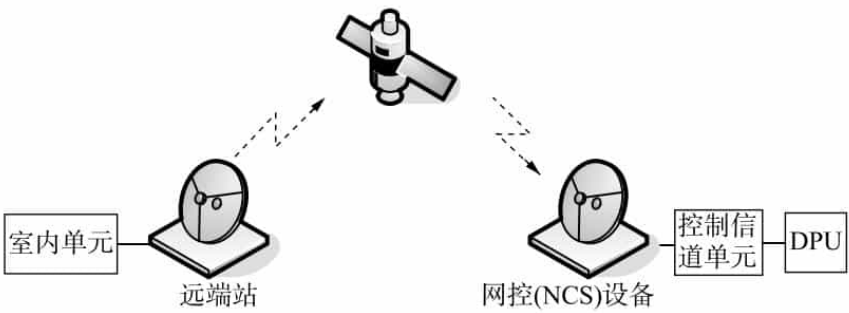


图 4.25 远端站 CU 申请带宽

第二步：当网络控制系统（NCS）接收到来自远端站 ACU 的信道带宽申请后，网络控制系统（NCS）通过出向控制信道发送一个应答申请给远端站 A。如图 4.26 所示。

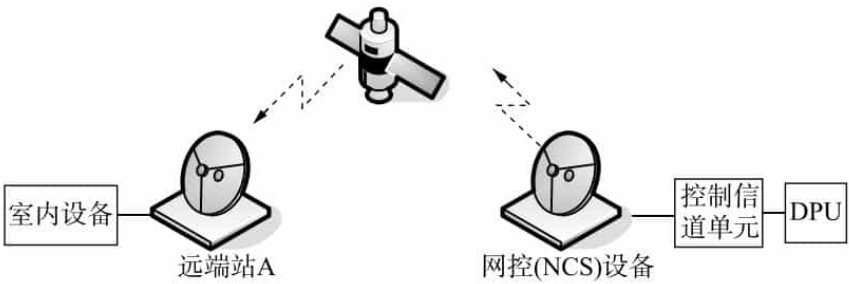


图 4.26 网控 NCS 应答申请

第三步：网络控制系统（NCS）发出应答申请后，开始给远端站 A 和 B 的 CU 分配信道带宽。如图 4.27 所示。

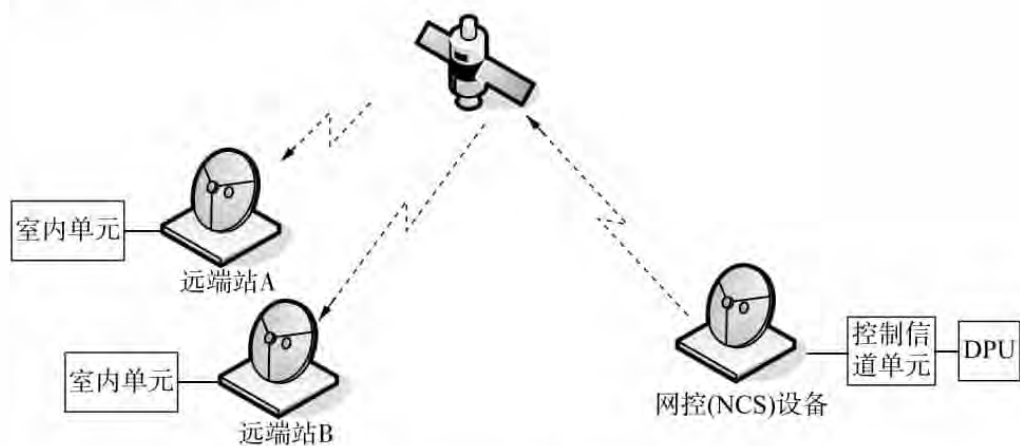


图 4.27 网控 NCS 给远端站 CU 分配带宽

第四步：网络控制系统（NCS）分配信道带宽完毕后，远端站 A 和 B CUs 便在两条信道上开始进行通信。如图 4.28 所示。

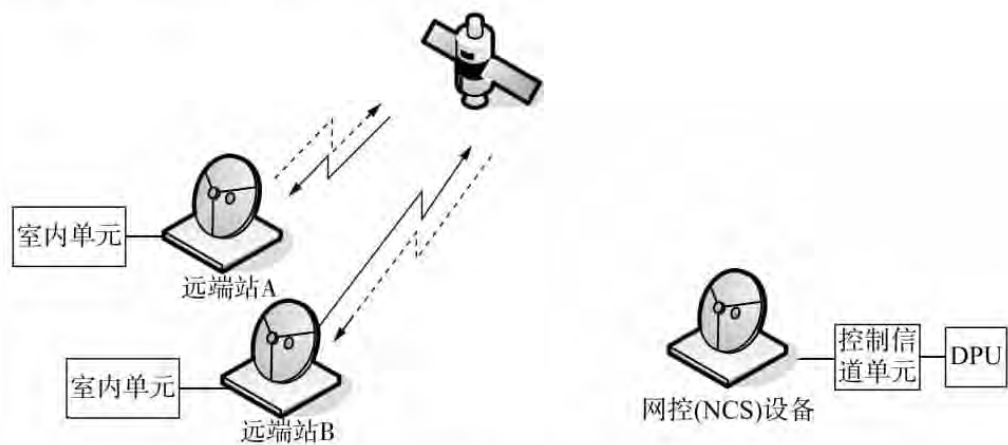


图 4.28 远端站 CUs 在两条信道上通信

当通信结束时，远端站 CU 将通知网络控制系统（NCS）。网络控制系统（NCS）中 DAMA 处理器就释放该信道带宽，使其作为其他远端站 CUs（用户）使用。

4.5.4 网络控制系统链路

网络控制系统链路是用于网络控制系统（NCS）与远端站之间进行通信的通道。网络控制系统（NCS）利用它发送管理和控制信息给远端站；而远端站可以通过它向网络控制系统（NCS）发送请求信号。

1. 网络控制系统链路功能

网络控制系统链路用于执行和完成网络管理与控制、进行双音多频（Dual Tone Multiple Frequency, DTMF）和脉冲拨号、中心局（电话交换）CO（Central Office or Telephone Exchange）到 TES 呼叫处理与通过 TES 进行 CO 到 CO 的呼叫等功能。

为了完成系统链路控制，网络控制系统（NCS）中必须安装控制信道单元（CCU），而远端站室内设备机箱中必须有一个检测和控制信道单元（MCU）。

网络控制系统链路通信基本要求如下：

（1）NCS 控制信道单元（CCU）：

- ①每个 OCC 安装一个 CCU；
- ②每个 ICC 安装两个 CCU；
- ③对于较大的网络，较多的控制信道，需要安装更多的 CCU。

（2）为了管理与控制远端站的室内设备机箱，可以有一个检测和控制信道单元（MCU）：

- ①MCU 从 OCC 中的 NCS 接收系统管理数据；
- ②MCU 向 ICC 中的 NCS 发送状态和信息应答。

（3）远端站业务 CU 为用户电路申请带宽：如果 ICC 忙时，远端站 CU 将接收不到应答，并将在一个随机等待周期之后（ALOHA 概念）重发请求。

网络控制系统链路通信情况如图 4.29 所示。

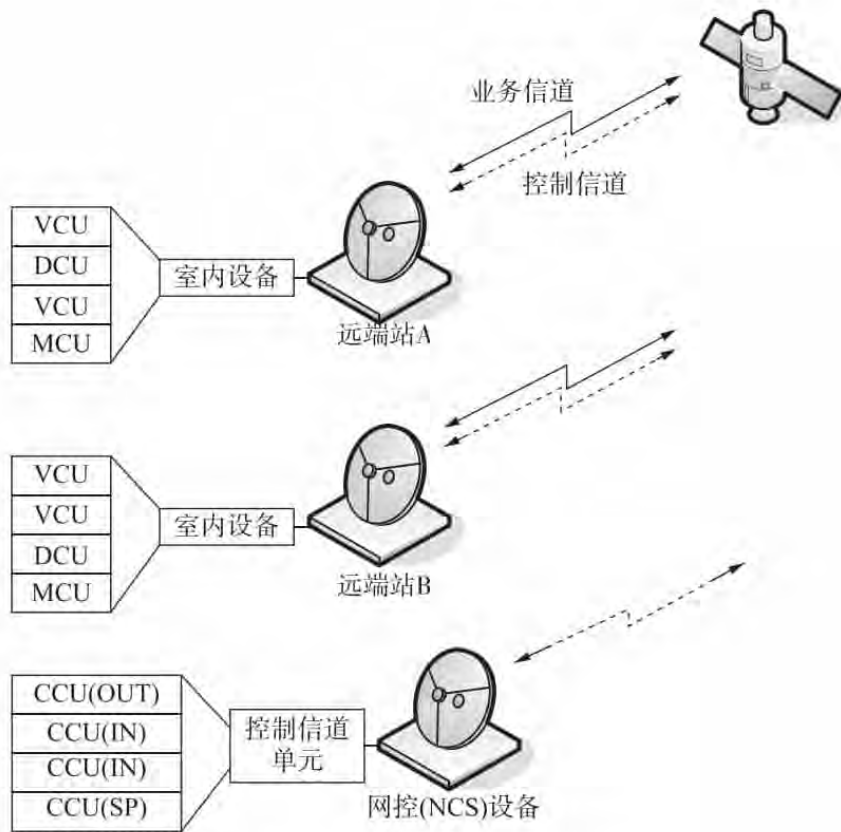


图 4.29 网络控制系统链路通信示意图

2. 双音多频（DTMF）拨号电话与中心局 CO 的连接

双音多频（DTMF）拨号电话是远端站最常见的用户设备之一。其与中心局 CO 的连接流程如下：

（1）拿起二线话机（摘机）闭合 CO（环路）或者使专用交换机（Private Branch Exchange, PBX）的开关闭合；

- (2) CO 或 PBX 为电话机供电（也可以是监控音和振铃电压）；
 - (3) 拨号选择交换矩阵的行和列的开启与闭合，产生唯一的拨号音；
 - (4) CO/PBX 可以进行二线或四线自动转换。
- 双音多频（DTMF）电话如图 4.30 所示。

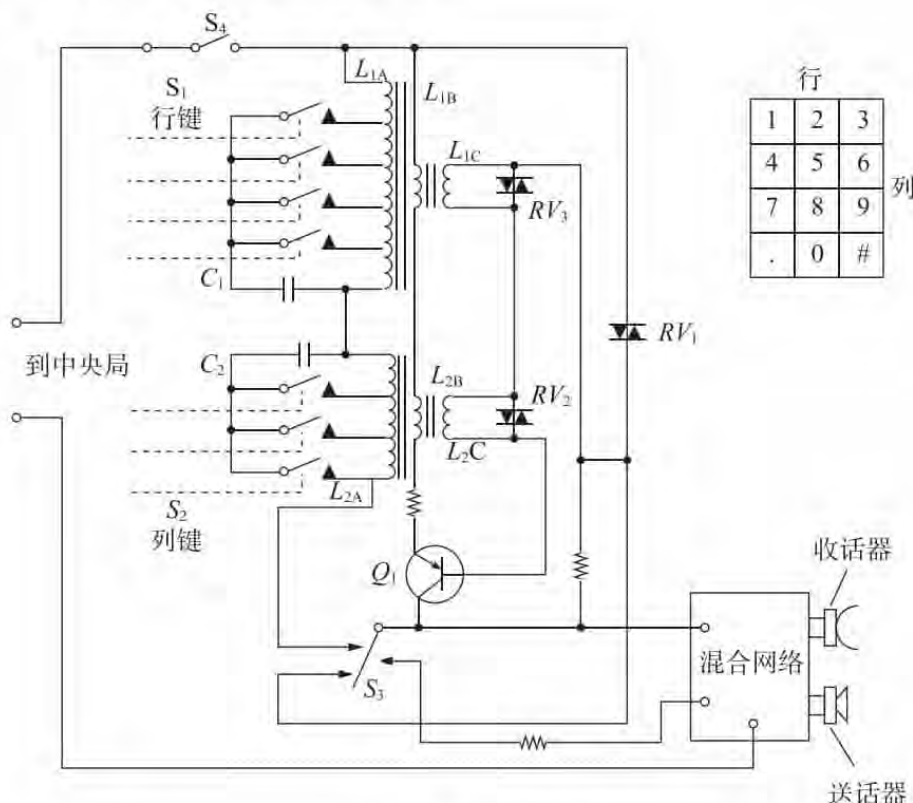


图 4.30 DTMF 电话

3. 典型的电话电路

远端站之间通过通信卫星的电话连接，基本流程如下：

- (1) TES 链路为 CO 和 PBX 两者之间提供中继线操作；
- (2) 电话与 CO/PBX 连接；
- (3) CO/PBX 为电信接口设备（TIE）与话音信道单元（VCU）提供二线或四线接口（E&M）；
- (4) VCU 通过 RFT 和卫星与其他远端站的 VCU 连接；
- (5) 其他的 VCU 为 CO/PBX 提供 E&M 接口；
- (6) CO/PBX 连接到呼叫电话。

典型电话电路原理图如图 4.31 所示。

4. TES 长距离中继

在 TES 系统中，可以通过 TES 进行长距离中继，将本地的 CO 和远距离的 CO 连接起来。本地 CO 可为多个用户服务；相互靠近的 CO 可通过中继线相互连接；CO 到 TES 远端站可以有一条或者多条线路，每个 VCU 需要一条线路；TES 具有像电话中继线一样的功能，能够把本地的 CO 和远距离的 CO 连接起来。

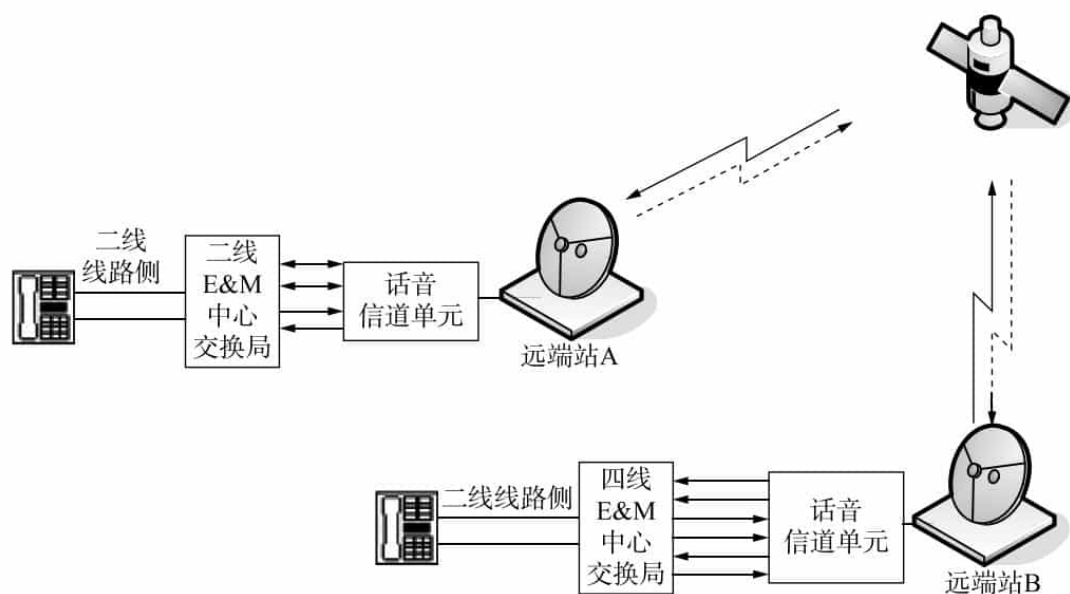


图 4.31 典型电话电路

通过 TES 进行长距离中继示意图如图 4.32 所示。

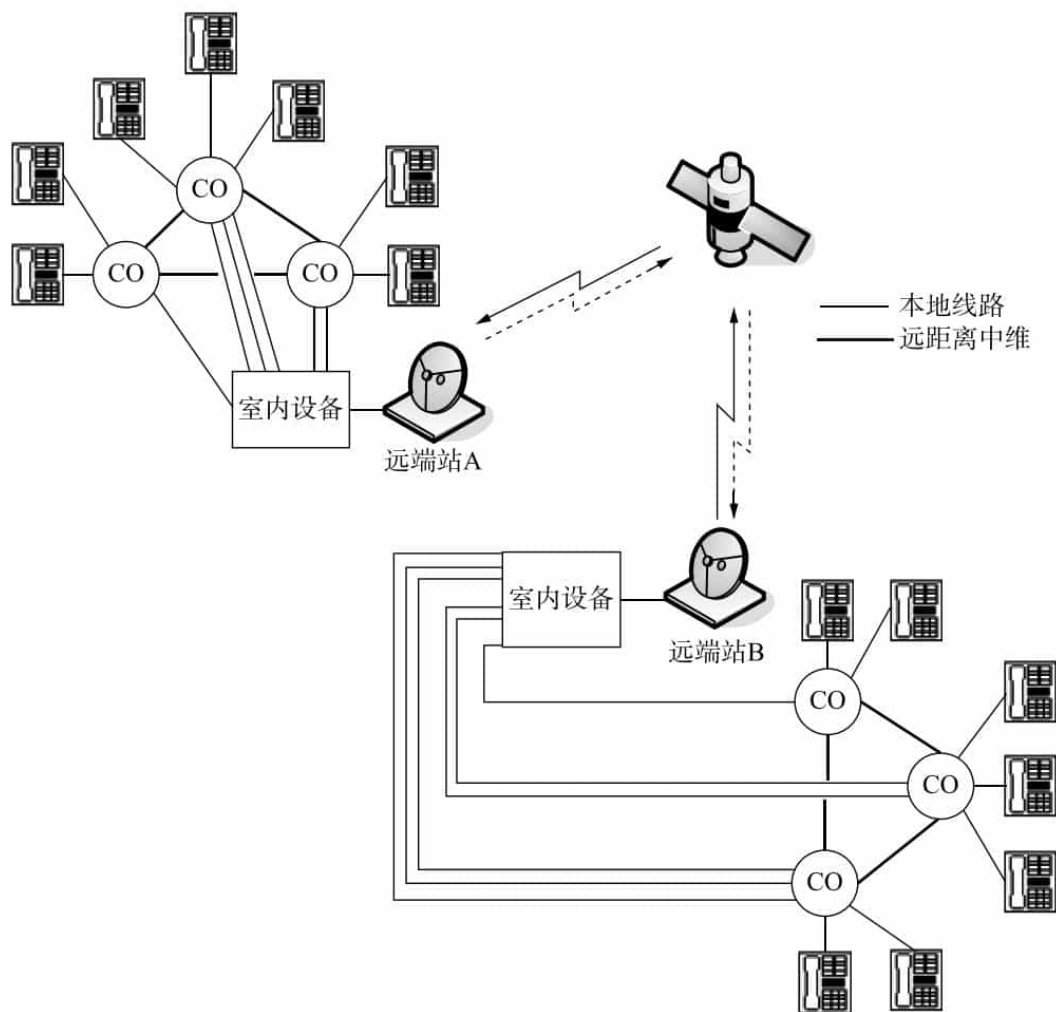


图 4.32 通过 TES 进行长距离中继示意图

TES 网络链路连接用于远端站之间话音和数据的通信。TES 网络链路连接包括话音连接和拆除、数据连接和拆除与异步 DAMA 数据链路的连接和拆除。

4.5.5 话音链路连接

1. 电话呼叫连接

当远端站需要进行业务联系时要进行电话呼叫连接。一个典型的呼叫连接流程如下所述。

- (1) 用户摘机, 占用线路, 接收确认信号和拨 VCU 接续号码。
- (2) VCU 向 NCS 发出 DAMA 呼叫请求。
- (3) NCS 应答请求。
- (4) NCS 处理请求。
- (5) NCS 核对被叫 VCU 的状态:
 - ① 如果被叫的 VCU 忙或者有故障, NCS 将给主叫送忙音;
 - ② 如果被叫的 VCU 空闲, NCS 处理这个呼叫请求。
- (6) NCS 通知被叫的 VCU。
- (7) NCS 为两个 VCU 分配发射和接收信道, 并为其建立呼叫电路。
- (8) 当远端线路被占用并被确认占用后, 主叫听拨号音。
- (9) 主叫拨通端电话号码。
- (10) 被呼叫电话振铃, 用户应答, 完成电路建立。

具体呼叫建立过程有如下四步。

第一步: 远端站 A VCU 要与另外一个远端站 B VCU 进行话音通信, 它必须首先通过入向控制信道向 NCS 发送通话申请。如图 4.33 所示。

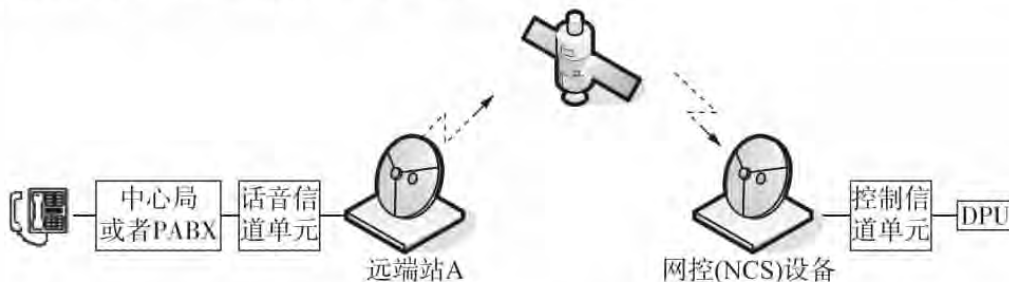


图 4.33 远端站 VCU 请求通话

第二步: 当网络控制系统 (NCS) 接收到来自远端站 A VCU 的通话请求后, 它通过出向控制信道发送一个应答信号给远端站 A, 确认它已经收到请求信号。如图 4.34 所示。



图 4.34 NCS 确认请求

第三步：网络控制系统（NCS）发出应答申请后，开始给远端站 A 和 B 的 VCU 分配信道（频率），并使远端站 A 和 B 的 VCU 互相连接。如图 4.35 所示。

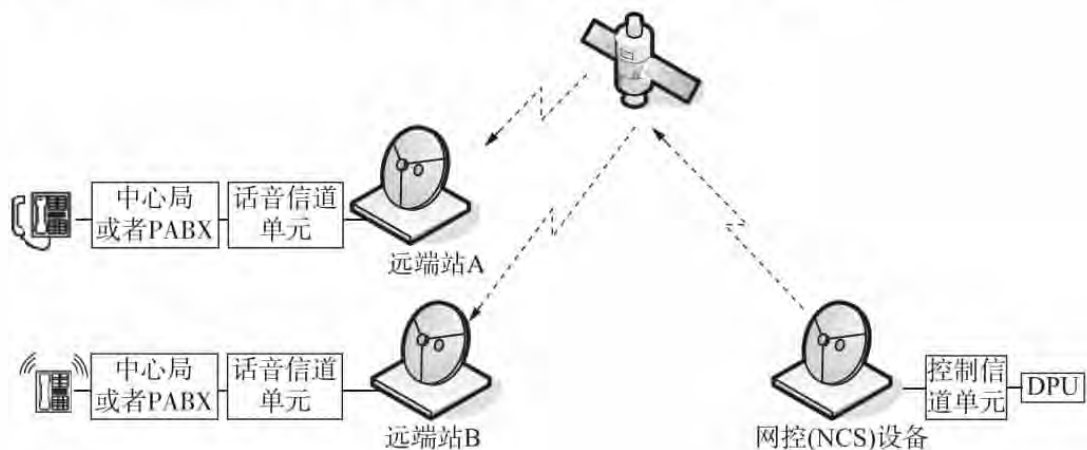


图 4.35 NCS 分配频率并使远端站 A 和 B 的 VCU 互相连接

第四步：网络控制系统（NCS）分配信道（频率）完毕后，远端站 A 和 B VCU 便在两条信道上开始进行通信。如图 4.36 所示。

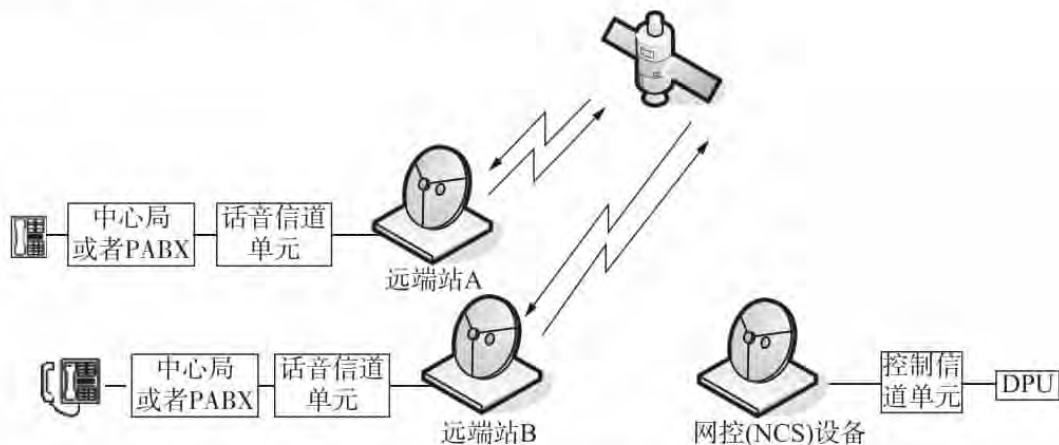


图 4.36 远端站进行通信

2. 电话呼叫拆除

当两个远端站 VCU 的话音通信结束后，远端站 CU 将通知网络控制系统（NCS）。网络控制系统（NCS）中 DAMA 处理器就释放该信道，使其为其他远端站 CUs（用户）使用。必须注意的是，每次语音通信的信道（频率）可能是不相同的。因为在 TES 系统中整个带宽划分成为许多的信道（频率），而许多的信道单元的话音通信是按照按需分配的方法进行的。如果两个远端站 VCU 需要进行话音通信，而网络控制系统（NCS）中按需分配 DAMA 处理机就会从许多的信道中选择一条空闲信道（频率）分配给它们。对于用户来讲，每次 NCS 分配给它们的信道（频率）是动态的。

一个典型的电话呼叫拆除流程如下：

(1) 一个用户挂机，向 VCU 发一个拆线前向信号，VCU 确认；

- (2) 第一个 VCU 通知其他的 VCU 拆线;
- (3) 第二个 VCU 向本地 CO/PBX 发拆线前向信号, CO/PBX 确认;
- (4) 两个 VCU 和 CO 拆除用户线;
- (5) 两个 VCU 通知 NCS 呼叫完成;
- (6) NCS 收回频率分配, 通知两个已完成呼叫的 VCU 终端。

具体电话呼叫链路拆除过程有如下五步。

第一步: 话音通信结束, 远端站 A 的用户挂机; 远端站 A 的 VCU 通过网络控制系统 (NCS) 分配的业务信道通知远端站 B 的 VCU 它已挂机。如图 4.37 所示。

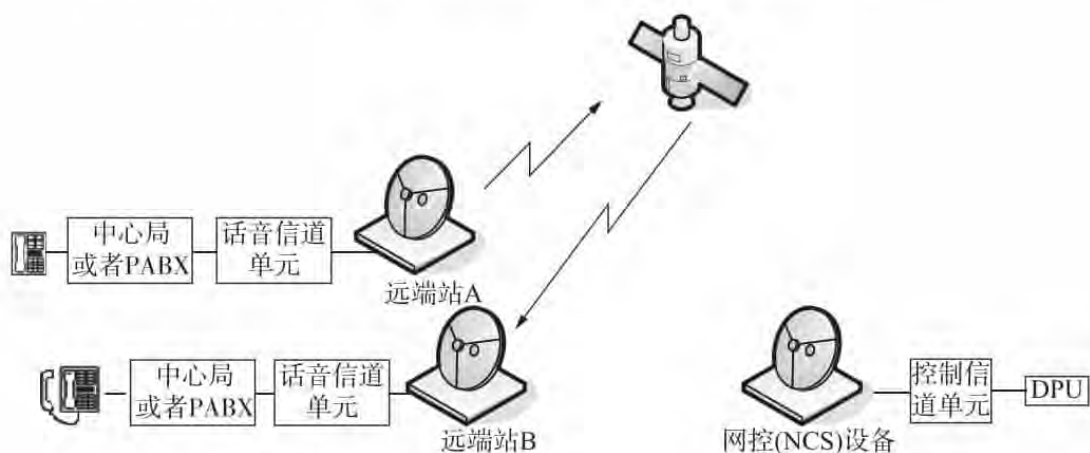


图 4.37 远端站 A 的用户挂机并通知远端站 B 的 VCU

第二步: 远端站 B 接收到来自远端站 A 挂机的通知后, 它通知与其连接的本地 PBX/CO, 通话已经结束。远端站 B 挂机。如图 4.38 所示。

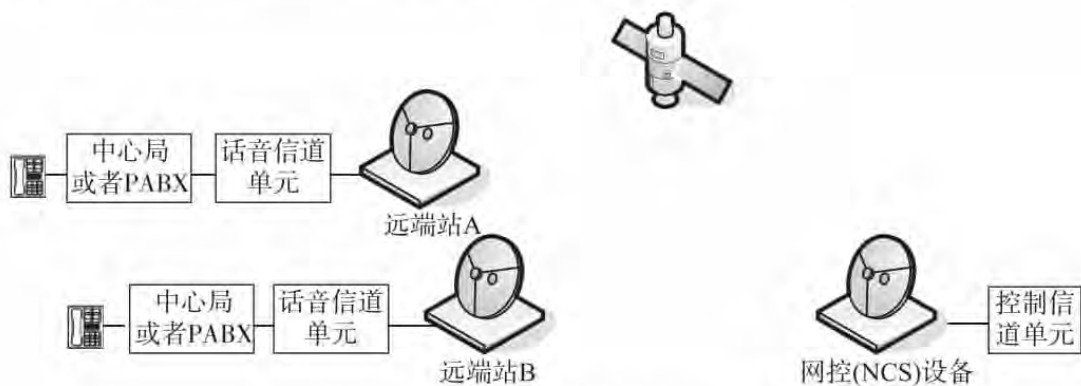


图 4.38 远端站 B 通知本地 PBX/CO

第三步: 远端站 B 通过业务信道通知远端站 A 它收到挂机信号。如图 4.39 所示。

第四步: 两个远端站通过入向控制信道通知网络控制系统 (NCS), 它们之间的话音通信已经结束, 请求拆除信道连接。如图 4.40 所示。

第五步: 网络控制系统 (NCS) 收到来自远端站 A 和 B 的通知后, 重新进行分配频率。将该信道 (频率) 分配给其他请求信道的用户, 并通知远端站 A 和 B。如图 4.41 所示。

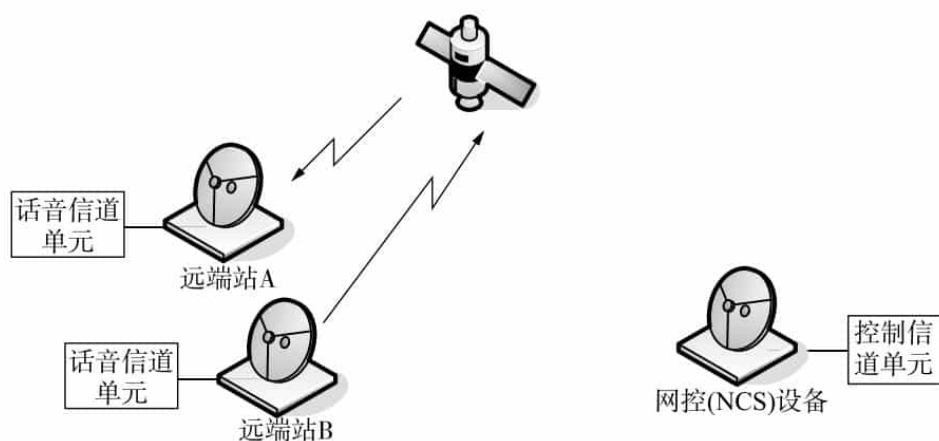


图 4.39 远端站 B 通知远端站 A

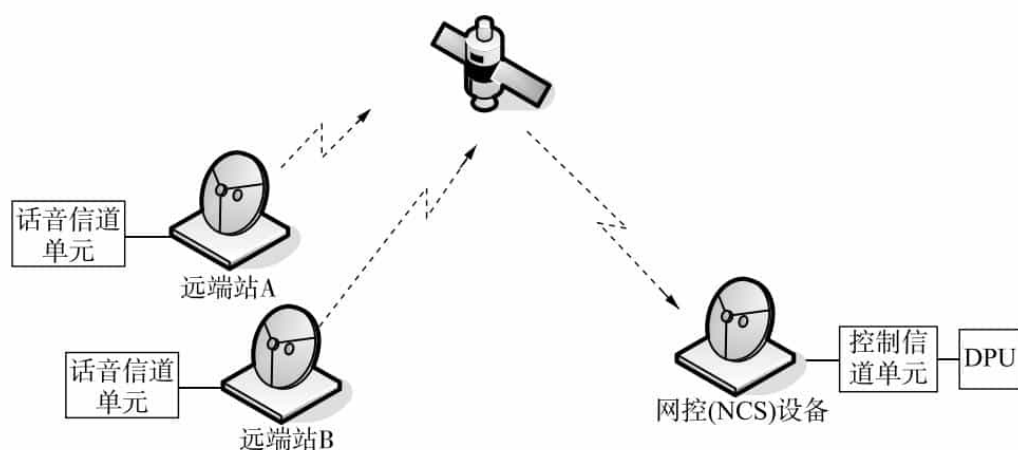


图 4.40 两个远端站通知 NCS

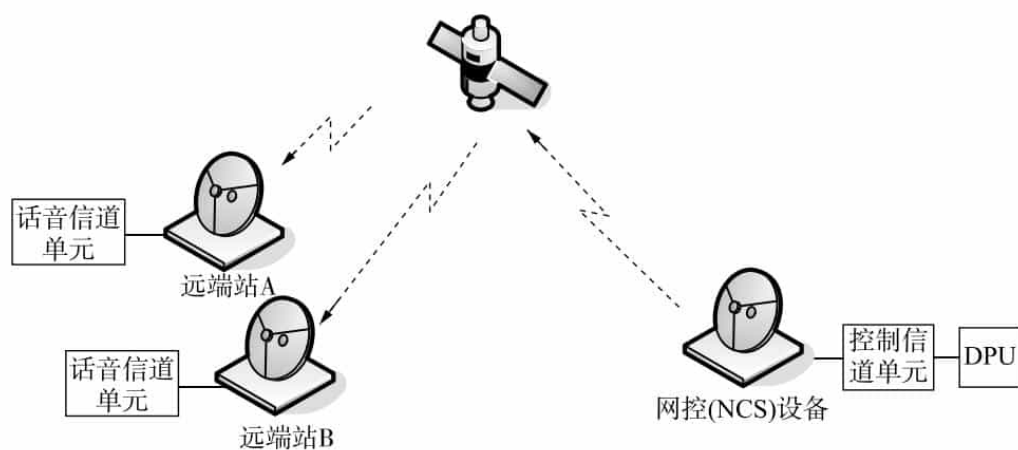


图 4.41 NCS 重新分配频率并通知远端站 A 和 B

在电话呼叫信道连接拆除的同时，可能该信道已经被分配给了其他的用户。

4.5.6 数据链路连接

当两个远端站之间需要进行数据传输时，就要进行数据链路的连接。数据链路的连接包括数据链路连接和拆除、异步 DAMA 数据电路建立和拆除。

1. 典型的固定数据链路

在 TES 系统中, 有许多的数据信道单元根据需要连接固定的信道 (频率), 每个 DCU 连接规定的频率。这些频率是不能被再分配的, 除非不再使用该信道。典型的固定数据链路示意图如图 4.42 所示。

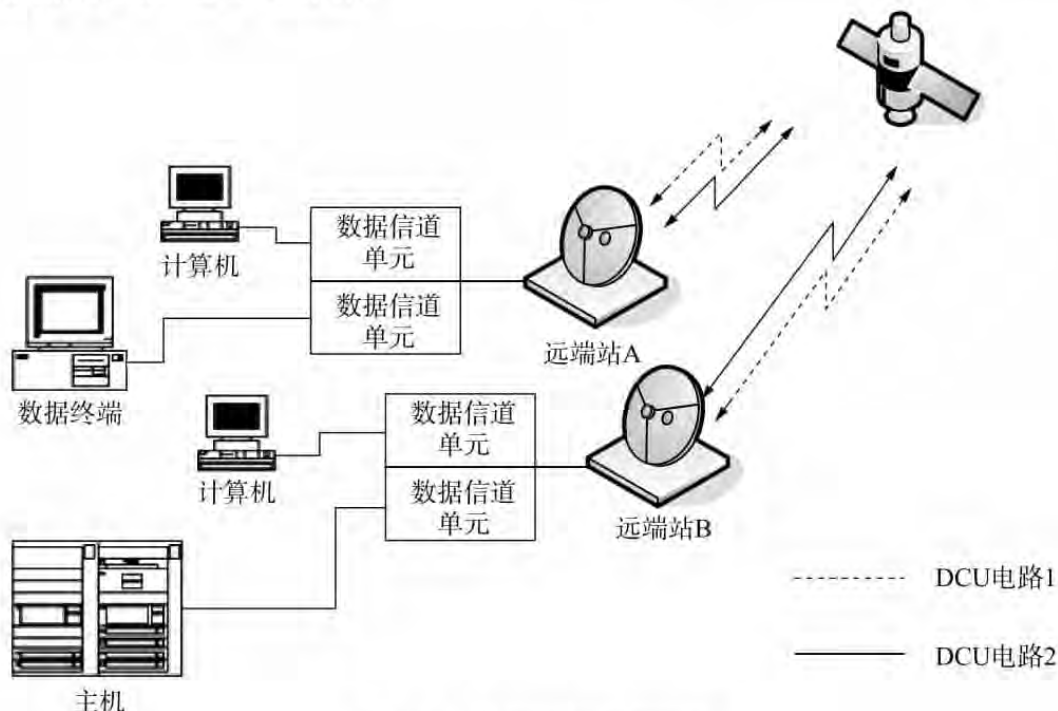


图 4.42 典型的固定数据链路

对于典型的固定数据链路, 使用说明如下:

(1) 在图 4.42 中, 数据信道单元 (DCU) 用来传送数据, 数据终端设备 (DTE) 被接在每个远端站的 DCU 上。

(2) 一旦配置完毕, 卫星上就保留一条数据链路; TES 传送同步和异步数据。

2. 数据电路连接

数据电路的连接流程如下所述。

(1) CU 被安装在远端站上。

(2) CU 在网络上设置。

①CU 装载引导码, 请求和接收操作码;

②新的 DCU 在等待其他的 DCU 被设置的时间内, 将是空闲的。

(3) 第二个 DCU 在网络上设置: 第二个 DCU 装载引导码并请求和接收操作码。

(4) NCS 操作员设置连接。

(5) NCS 为远端 DCU 分配连接信息。

(6) 第一个 DCU 请求连接激活。

(7) NCS 分配电路信道。

(8) 建立链路和保持连接。

一个典型的数据电路连接过程有如下四步。

第一步: 网络控制系统 (NCS) 中网络控制处理器 (NCP) 为远端站 A 和 B 的 DCU

通过出向控制信道分配连接信息。因为在 TES 系统中,数据信道是采用预分配 (Pre-assignment) 方式。网络控制处理器 (NCP) 为整个系统中数据信道预先分配了充足的通信信道 (频率)。如图 4.43 所示。

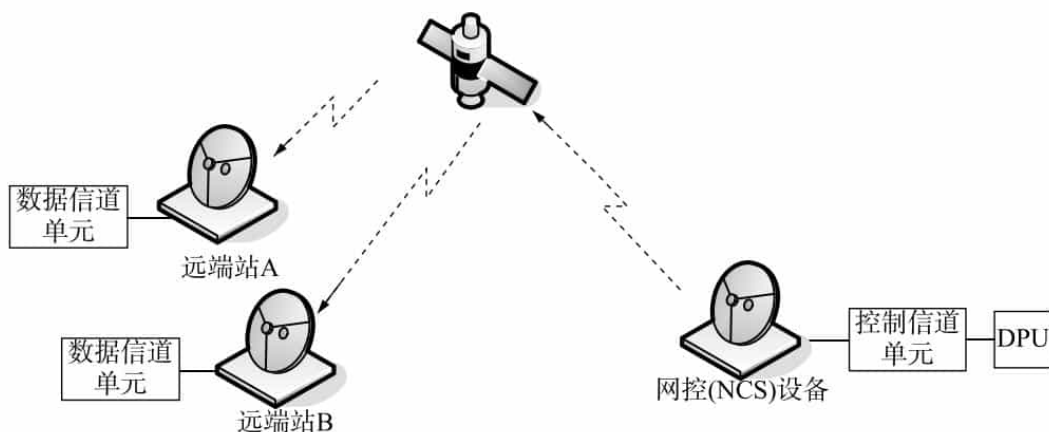


图 4.43 NCS 为 DCU A 和 B 分配连接信息

第二步:远端站 A DCU 要向远端站 B DCU 传送数据时,它通过入向控制信道向网络控制系统按需分配处理单元 (DPU) 发送请求连接电路申请。如图 4.44 所示。

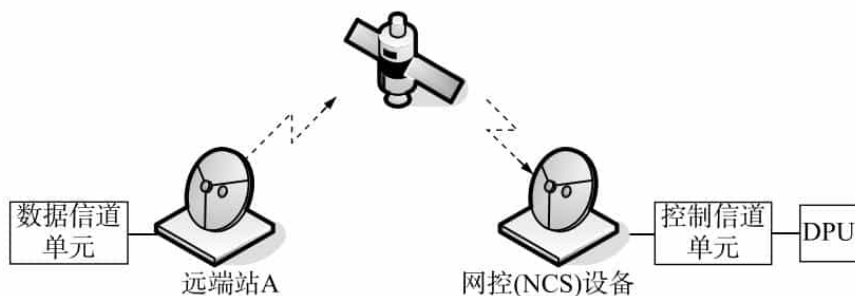


图 4.44 DCU A 请求连接电路

第三步:网络控制系统 (NCS) 中按需分配处理单元 (DPU) 接收到远端站 A DCU 的请求后,通过出向控制信道为远端站 A 和 B 分配数据连接电路信道 (频率)。如图 4.45 所示。

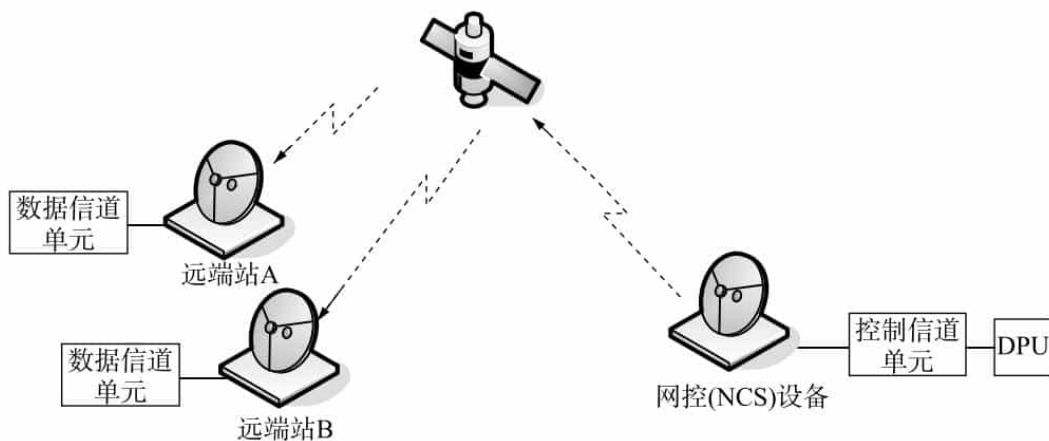


图 4.45 NCS (DAMA 处理器) 分配数据连接电路信道

第四步：远端站 A 和 B 得到网络控制系统 DPU 分配的信道（频率）后建立数据连接，并保持通信状态。如图 4.46 所示。

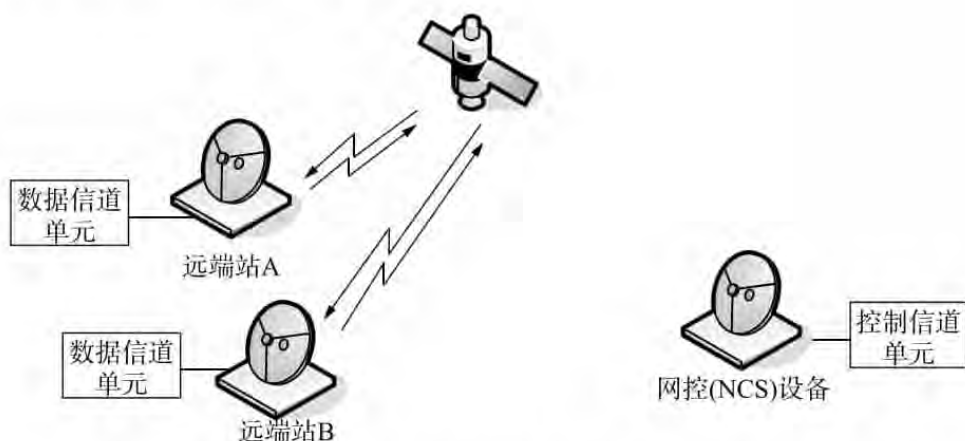


图 4.46 数据连接保持着建立

3. 数据电路拆除

当两个远端站之间的数据传输完毕，分配的信道应该拆除，以备其他 CU（用户）使用。因为非固定数据链路的连接对象不是固定的。在某一时刻，远端站 A DCU 需要与远端站 B DCU 进行数据传输，它们之间建立连接；下一个时刻，远端站 A DCU 需要与远端站 C DCU 进行数据传输，它们之间也建立连接；以此类推。数据传输完毕，连接线路拆除，DCU 处于空闲状态，等待下一次通信链路的建立。

数据电路拆除流程如下：

- (1) NCS 操作员清除连接；
- (2) NCS 操作员为 DCU 发送清除命令；
- (3) DCU 请求拆除；
- (4) DPU 清除电路；
- (5) DCU 处于空闲状态。

一个典型的数据电路拆除过程有如下六步。

第一步：网络控制系统（NCS）通过出向控制信道经过远端站 A 和 B 的检测和控制信道单元（MCUs）为 DCU A 和 B 发送一个清除命令。如图 4.47 所示。

第二步：提出请求链路连接的远端站 DCU（这里是远端站 A DCU）接收到网络控制系统的清除命令后，通过入向控制信道向网络按需分配处理单元（DPU）发送拆除请求。如图 4.48 所示。

第三步：网络控制系统（NCS）按需分配处理单元（DPU）接收到来自远端站 A DCU 的清除请求后，通过出向控制信道向远端站 A 和 B 发送确认信号，确认对 DCU A 的拆除请求，给予应答。如图 4.49 所示。

第四步：远端站 A 接收到来自网络控制系统（NCS）的应答，其 DCU 拆除连接并从当前状态而进入空闲状态。

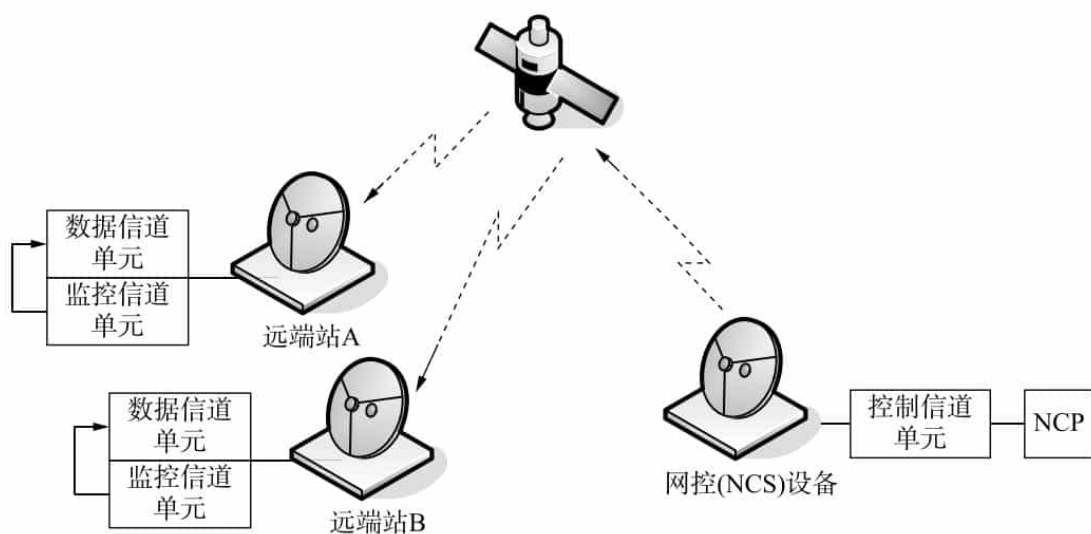


图 4.47 NCS 通过 MCUs 为 DCU A 和 B 发送一个清除命令

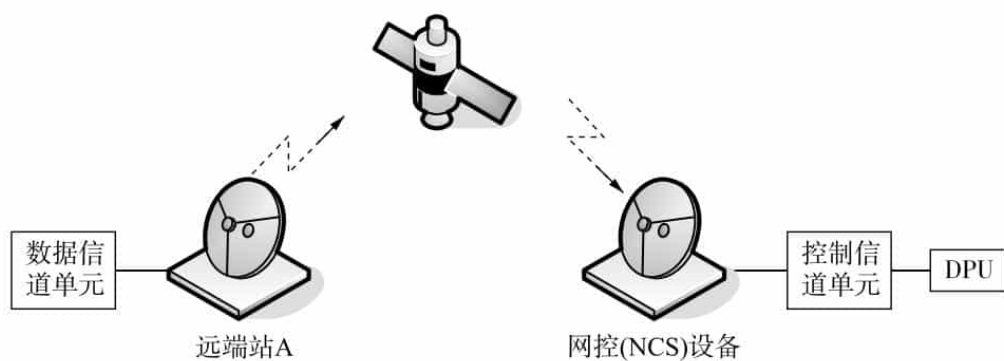


图 4.48 DCU A 请求拆除

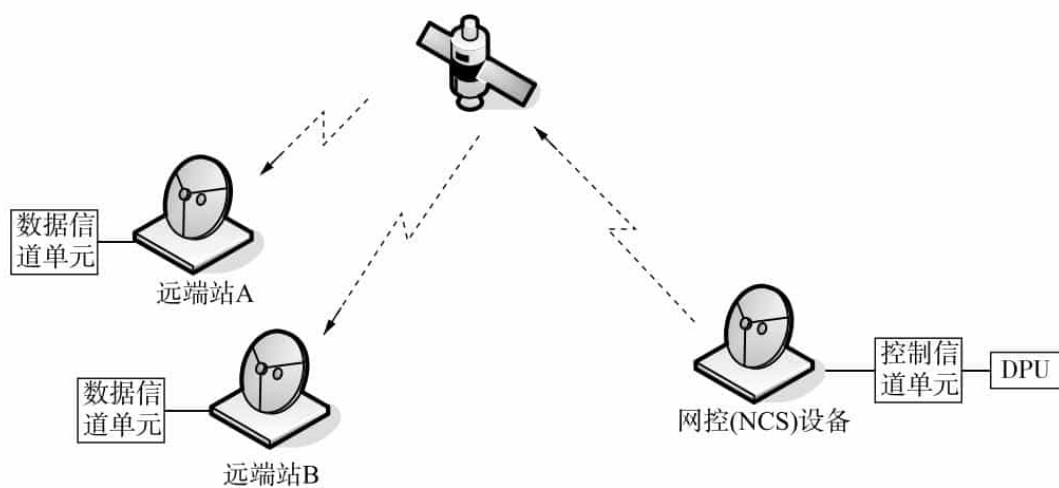


图 4.49 NCS DPU 确认对 DCU A 的拆除请求

第五步：远端站 B DCU 处于等待状态超过一定的时间，即等待超时，也通过入向控制信道向网络按需分配处理单元（DPU）发送拆除请求，并重复远端站 A DCU 的操作进入空闲状态。

第六步：远端站 A 和 B 的 DCUs 之间的连接电路拆除，它们均处于空闲状态。如图 4.50 所示。

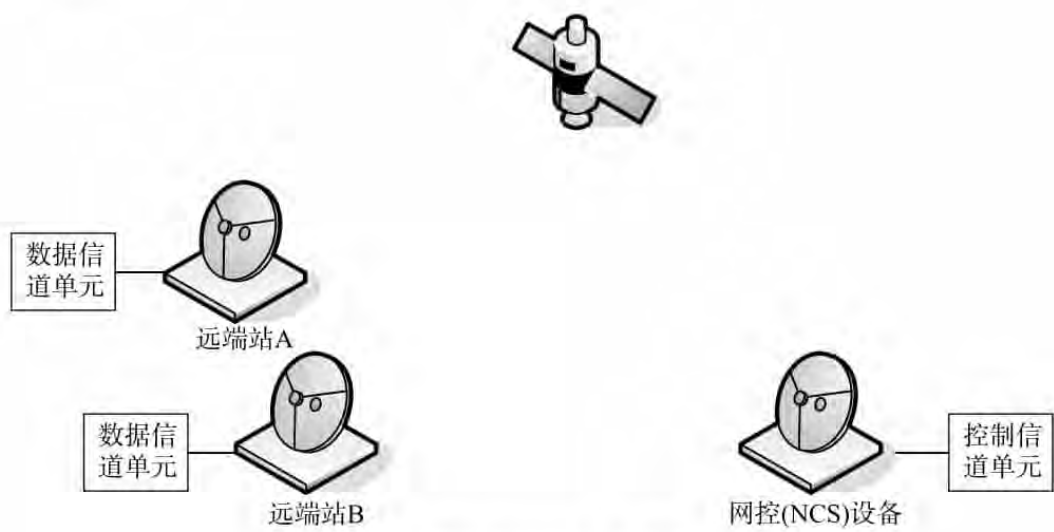


图 4.50 电路拆除和 DCUs 处于空闲状态

4. 异步 DAMA 数据电路建立

异步 DAMA 数据电路是在数据电路上通过拨号建立起来的异步数据业务。其连接流程如下：

- (1) 用户数据 ADDCU (Asynchronous DAMA Data Channel Unit, 异步 DAMA 数据信道单元) 设备通过拨号产生数据连接；
- (2) ADDCU 呼叫建立与 VCU 呼叫建立相同；
- (3) ADDCU 在数据电路上建立异步数据业务。

一个典型的异步 DAMA 数据电路建立过程有如下四步。

第一步：远端 ADDCU 请求建立连接，如图 4.51 所示。

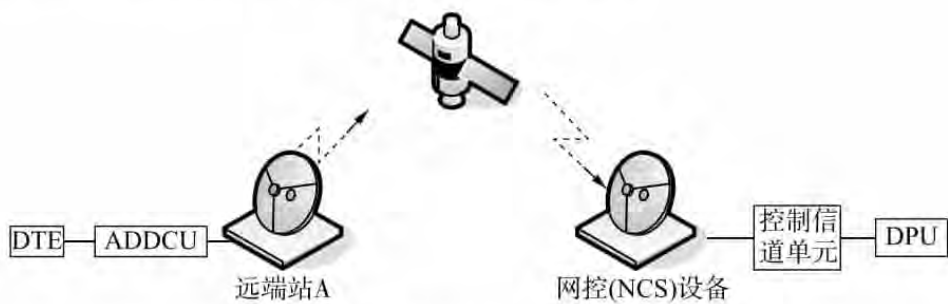


图 4.51 远端 ADDCU 请求建立连接

第二步：NCS 确认请求，如图 4.52 所示。

第三步：NCS 分配频率并将使远端站 A 和 B 的 ADDCU 相互连接起来，如图 4.53 所示。

第四步：远端站通信，如图 4.54 所示。

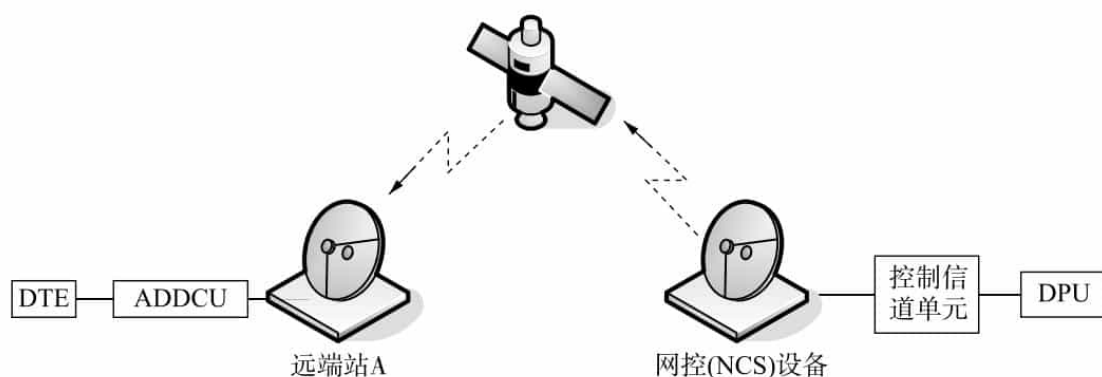


图 4.52 NCS 确认请求

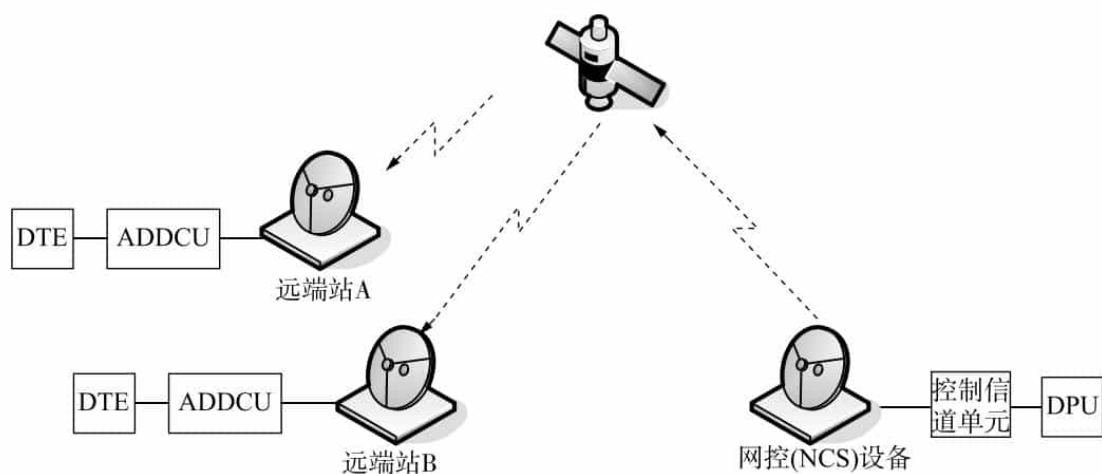


图 4.53 NCS 分配频率并将使远端站 A 和 B 的 ADDCU 相互连接起来

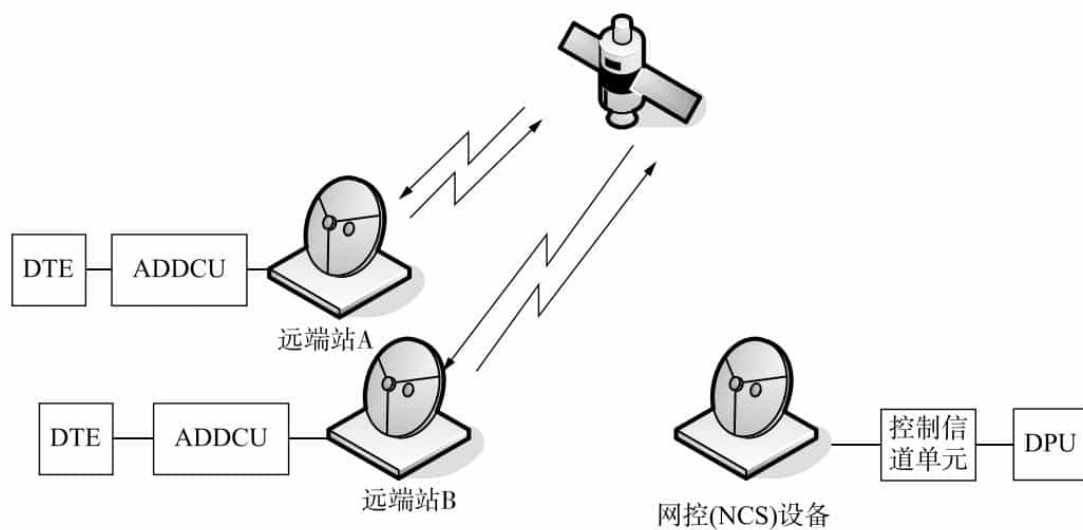


图 4.54 远端站通信

5. 异步 DAMA 数据电路拆除

异步 DAMA 数据电路拆除流程如下：

- (1) ADDCU 拆除与 VCU 的拆除相同；
- (2) 用户数据设备通过某些命令拆除数据电路。

一个典型的异步 DAMA 数据电路拆除过程有如下五步。

第一步：远端站 A 的用户挂机，远端站 A 的 ADDCU 通知远端站 B 的 ADDCU。如图 4.55 所示。

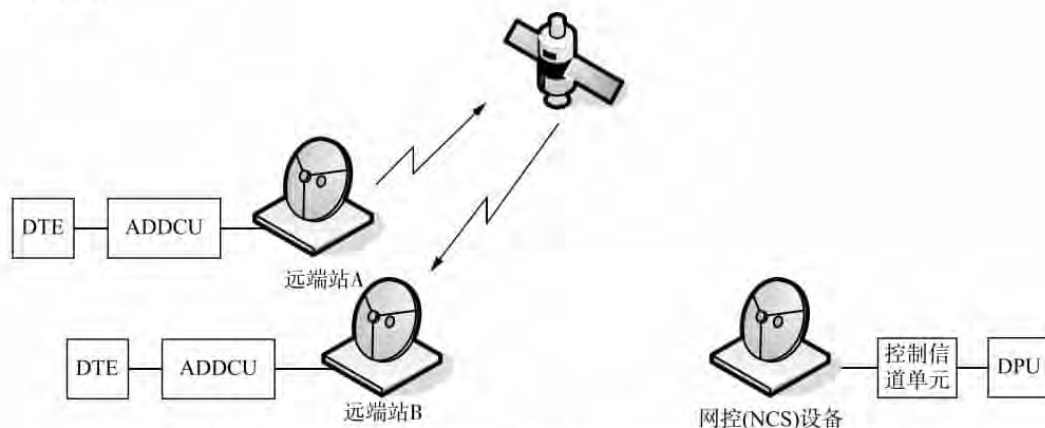


图 4.55 远端站 A 的用户挂机，其 ADDCU 通知远端站 B 的 ADDCU

第二步：远端站 B 通知用户计算机。如图 4.56 所示。

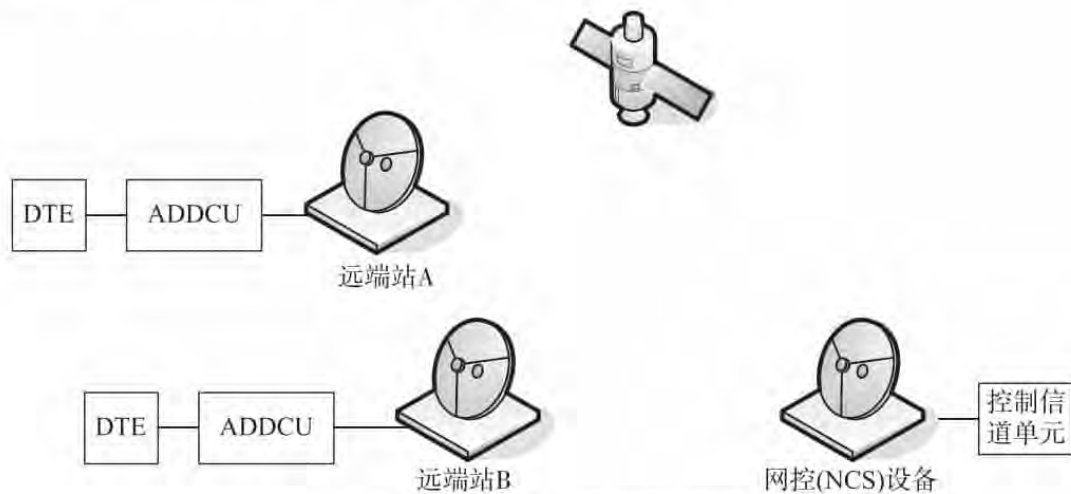


图 4.56 远端站 B 通知用户计算机

第三步：远端站 B 通知远端站 A。如图 4.57 所示。

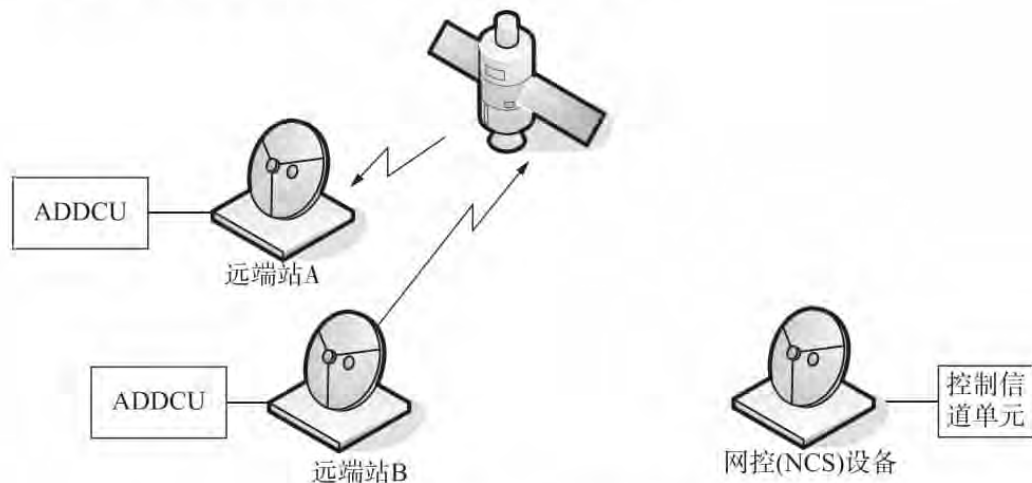


图 4.57 远端站 B 通知远端站 A

第四步：两个远端站设备通知 NCS。如图 4.58 所示。

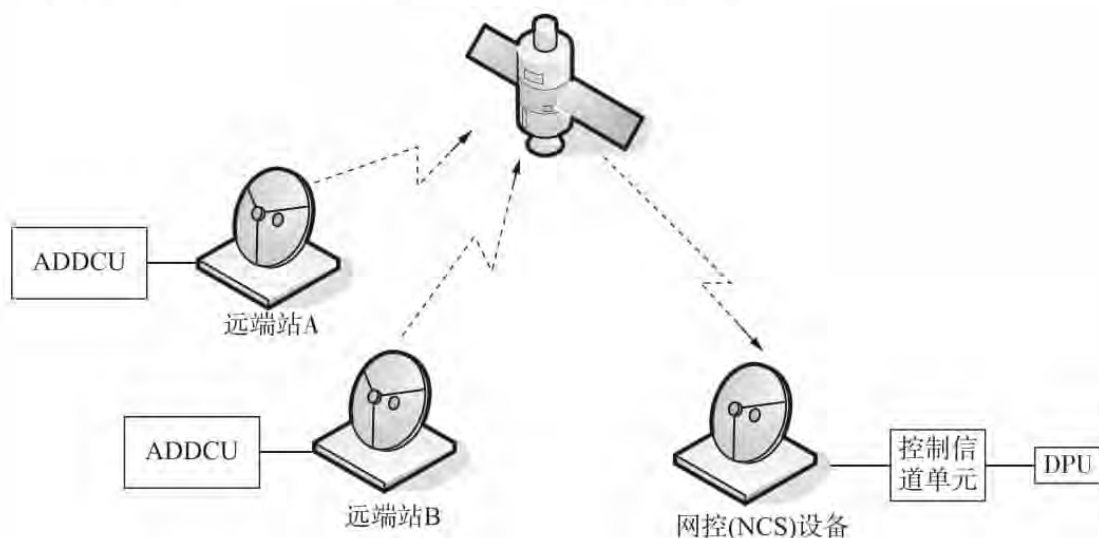


图 4.58 两个远端站设备通知 NCS

第五步：NCS 重新分配频率，通知远端站 A 和 B。如图 4.59 所示。

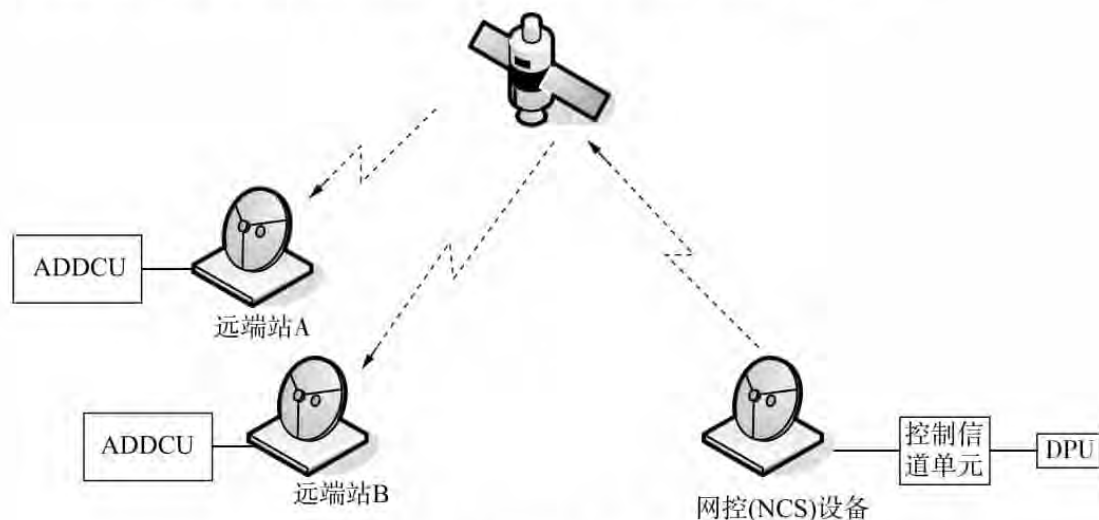


图 4.59 NCS 重新分配频率，通知远端站 A 和 B

4.6 VSAT 数据网

VSAT 数据网通常以主站为中心，通过卫星与各个小站进行连接。每个小站支持 1 组用户终端或本地局域网，主站与计算机或数据处理中心等相连。如图 4.60 所示。

数据网的数据信息以分组方式进行传输和交换，采用开放系统互连体系结构 OSI 的七层参考模型，而 VSAT 数据网采用 OSI 下三层（物理层、链路层和网络层），如图 4.61 所示。

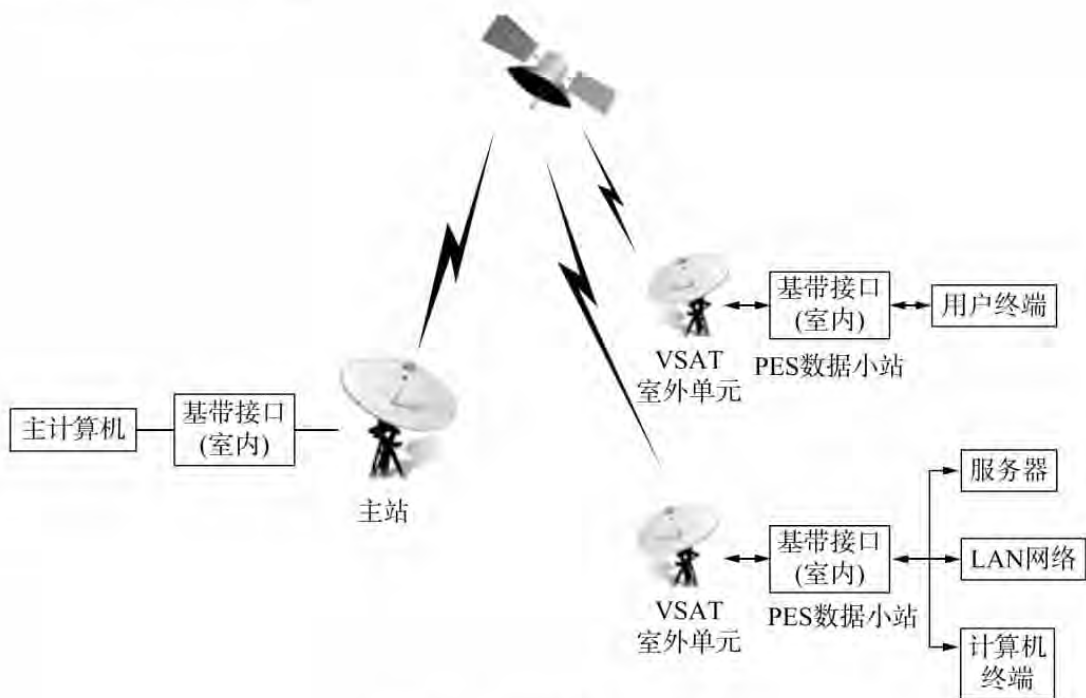


图 4.60 VSAT 数据网结构图



图 4.61 VSAT 的 OSI 结构

如果 VSAT 地球站报文较短和小站速率较低，采用 ALOHA 协议；如果地球站业务量较大，数据传输速率较高，采用 TDMA 方式传输；如果是报文较长，能容忍较长时延的业务，可以用 DAMA/TDMA 方式进行传输。在地面段网络中，数据的传输在网络内按 HDLC 协议传输，在端口端按 X.25 或 SDLC 协议传输。

4.7 VSAT 电话网

VSAT 系统最初只用于数据通信，随着技术的发展，VSAT 系统既可以进行数据传输，又可以用于话音通信，因而这种系统也称为话音 VSAT 系统。如图 4.62 所示。VSAT 电话网的多址方式宜采用 SCPC、CDMA、TDMA、DAMA 方式，而不宜采用 ALOHA 方式。

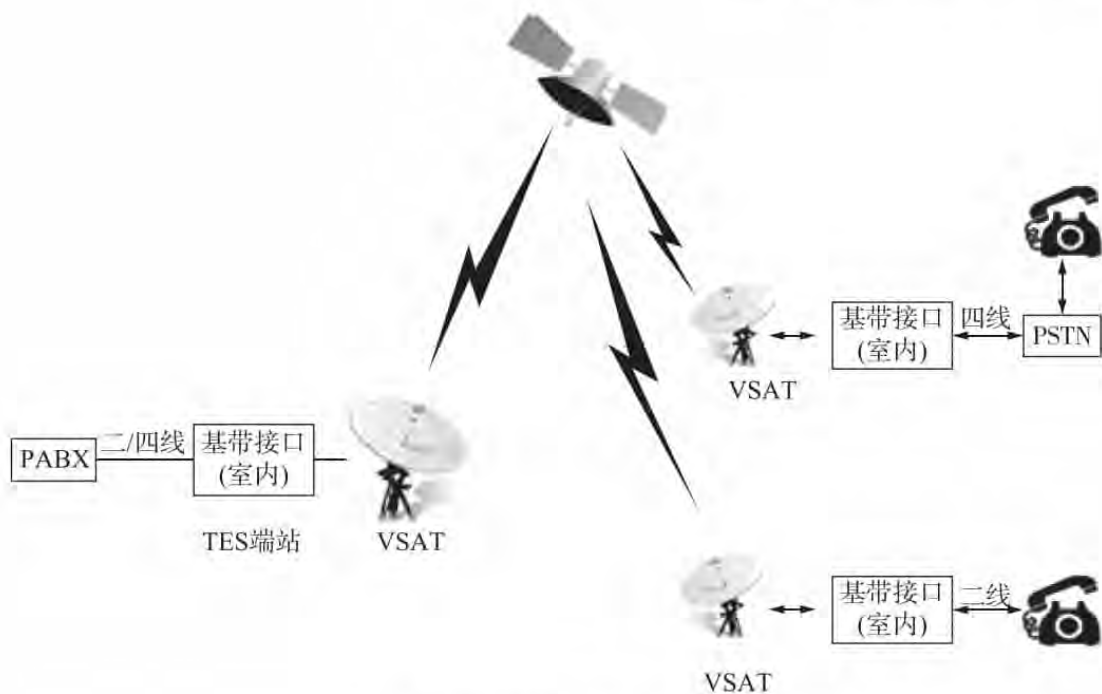


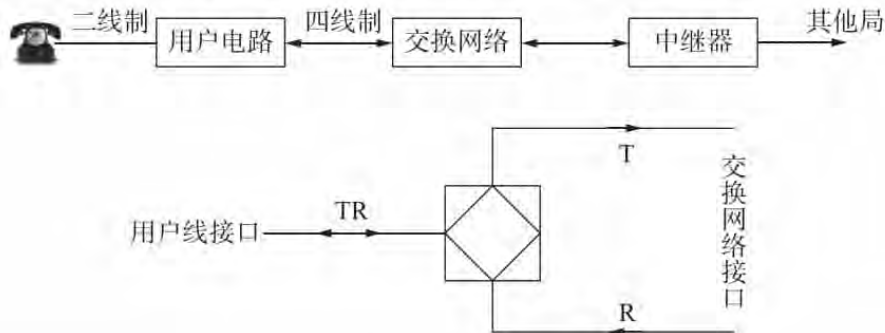
图 4.62 VSAT 电话网结构图

VSAT 小站通过室内单元（IDC）E&M 接口的二/四线和电话终端进行语音通话，或将交换机连接到 PSTN 公共电话网的跨域、跨部分进行语音电话。在地面端，语音信号按 PCM 格式要求进行信号传输，信令方式按中国 NO.1 和 NO.7 信令格式要求对信号进行控制。

📖 课外拓展知识

二/四线概念

在数字程控交换机中，用户线端口采用二线制，即发送与接收的话音信号在一条共用的线对（TR）中传输；交换网络端口采用四线制，即发送与接收的话音信号分别在独立的线对（T 与 R）中传输。二/四线转换示意图如下图所示。



4.8 民航 VSAT 通信系统

4.8.1 民航 VSAT 卫星通信网概述

1. 民航 VSAT 基本概念

民航卫星通信系统也是由空间段和地面段两部分组成,其中空间段卫星使用“鑫诺1号”“亚太1号”等卫星。地面段由主站和多个小站构成。民航地面站主要包括个人地球站(Personal Earth Station, PES)(适于数据业务的传输)和电话地球站(Telephony Earth Station, TES)(主要支持话音业务),两者合在一起亦称为综合卫星商用网(Integrated Satellite Business Network, ISBN),为民航的管制移交、雷达信号引接、甚高频遥控、自动转报、气象、航行情报等安全业务提供主用、备份及应急电路服务。

2. 民航 VSAT 发展历程

随着中国民航事业的飞速发展,民航各个部门特别是空管部门对通信系统(地空、地地、移动通信)的需求越来越大、要求越来越高,建设民航航管卫星通信网有迫切需要。

中国民用航空 C 波段的 TES 卫星通信网络和 PES 卫星通信网络于 1994 年开始进行建设,于 1996 年建成投产。

随着民航事业的快速发展, C 波段 TES 卫星通信网很快就面临部分站点通信容量和接口数量不足的问题。Ku 波段的卫星通信网络于 2005 年 1 月开始建设,于 2006 年正式建设完成并投入运行,提供中速和低速转报电路、语音通信、ADS-C、雷达数据引接及远端甚高频接入等用于民航生产方面的服务。

TES 卫星网上承载的业务包括管制移交电话、雷达数据引接、远端甚高频台、自动转报数据、气象信息、航行情报等,开通电路 330 余条。

PES 卫星网主要承载转报应急电路和民航气象广播业务,开通电路 86 条。

民航 VSAT 卫星通信网具体发展历程如下:

1993 年底确定引进美国休斯公司的卫星通信系统。此次引进的系统包括两套设备:TES 和 PES(综合卫星商用网)(民航 C 波段的)。

1995 年,开始建设 TES 卫星通信网络,1996 年 4 月正式运营。初期规划 97 个站(每个站均包括 TES 和 PES 设备各一套),后期又有多个地方投资的机场和其他部门加入(如珠海、西藏邦达、锦州、国际结算中心等)。

1995 年,中国民航还帮助尼泊尔、缅甸及蒙古三国各建一个 TES 站并加入中国民航 TES 网,以改善相关国际航线管制移交的通信条件。

1997 年上半年开通 PES 系统,目前每个 PES 可以为用户提供 16~32 个 RS-232 端口。

中国民航 VSAT 系统主站位于北京,远端小站 150 多个,采用网状结构组网。

2006 年,民航 Ku 波段卫星网开始建设,2007 年投入运营。

在 2015 年,民航卫星通信网总共拥有 78 MHz 的卫星频带资源,其中 Ku 波段卫星网

买断使用“亚洲四号”卫星一个,采用 54 MHz 中继器,C 波段卫星网租用“中星 10 号”卫星,使用 23 MHz 带宽。

4.8.2 中国民航 C 波段卫星通信网络

中国民航 C 波段卫星通信网络通过“鑫诺 1 号”(SINO-1)通信卫星把遍布全国和中国周边国家的民航机场和导航台站的卫星接收站与计算机系统连接成为一个大型网络互连系统,进行话音通信和高速数据交换。

中国民航 C 波段卫星通信网络自建立以来,以较快的速度平稳发展。中国民航主要使用 C 波段卫星有:“亚洲 1 号”卫星、“鑫诺 1 号”卫星和“中星 10 号”卫星。中国民航 C 波段卫星通信网络具有很大的覆盖面积,主要面向亚太地区。该网络覆盖了中国整个地区,并覆盖了中国周边国家。现在使用该网络的国家除中国外还有蒙古、朝鲜、韩国、越南和尼泊尔等。

这几颗卫星的基本情况如下所述。

1990 年 4 月 7 日,由长征三号运载火箭从西昌卫星发射基地将“亚洲 1 号”卫星送入太空。“亚洲 1 号”通信卫星是美国休斯公司制造的静止轨道通信卫星。卫星本体呈圆柱体,直径 2.2 m,高 6.5 m,有 24 个 C 波段转发器,重 1.25 t,设计运行寿命 10 年。“亚洲 1 号”通信卫星是中国承揽发射的第一颗外国商务卫星,主要为中国及亚洲各国提供通信服务。

1998 年 7 月 18 日,我国制造的长征三号乙运载火箭在西昌卫星发射中心将以法国宇航公司为主承制的“鑫诺 1 号”通信卫星送入预定轨道。这是中国长征系列运载火箭发射的第一颗由欧洲国家制造的通信卫星。SINO-1 卫星在近地点高度 600 km、远地点高度 35946 km、倾角为 19°的地球同步转移轨道上,卫星的设计寿命为 15 年。星上装有 24 个 C 频段转发器(36 MHz 带宽)和 14 个 Ku 频段转发器,覆盖亚太地区,包括中国及周边国家,主要为国家金融电子化工程、空中交通管制系统、上海信息港工程等用户提供多项服务。

2011 年 6 月 21 日,我国在西昌卫星发射中心用长征三号乙运载火箭将“中星 10 号”卫星送入太空。“中星 10 号”卫星是一颗用于广播和通信的地球静止轨道通信卫星,由中国航天科技集团公司所属中国空间技术研究院为主研制,是基于中国自主研发的“东方红四号”卫星平台生产的第 5 颗卫星。该卫星设计寿命 13.5 年,装载 30 个 C 频段和 16 个 Ku 频段转发器,具有大容量、高可靠、长寿命等技术特点,将满足中国及西亚、南亚等国家和地区用户的通信、广播电视、数据传输、数字宽带多媒体等业务的应用需求。

下面以“鑫诺 1 号”通信卫星为例介绍中国民航 C 波段卫星通信网络结构。

1. 网络的基本组成结构

中国民航 C 波段卫星通信网络的组成部分包括:主用网络控制中心、备用网络控制中心、“鑫诺 1 号”通信卫星 8B 转发器、电话地球站(TES)系统和个人地球站(PES)系统。其中, TES 和 PES 站属于 VSAT 站。使用这两种 VSAT 站组成的网络采用了不同的网络拓扑结构。TES 系统采用的是混合型网络拓扑结构,而 PES 系统则采用的是星状网

络拓扑结构。

中国民航 C 波段卫星通信网络 TES 系统由 136 个远端站 (Remote Station) 和主备两个网络控制系统 (Network Control System, NCS), 共约 1346 块信道单元 (Channel Unit, CU) 组成, 分布在中国各个民航机场和相关导航台。主用网络控制系统 (NCS) 位于中国民航空中交通管理局, 提供网络管理和控制; 备用网络控制系统 (NCS) 位于中国民航中南空中交通管理局广州卫星站。

中国民航 C 波段卫星通信网络 PES 系统由设在中国民航空中交通管理局的主站和 98 个分布在全国各地的民航机场及航站的 PES 小站组成, 使用“鑫诺 1 号”通信卫星 8B 转发器的频带建立空间链路传输数据。

2. 网络的基本组成结构

中国民航 C 波段卫星通信网络组成为: ①设在中国民航局空中交通管理局的主用网络控制系统 NCS (网络控制中心); ②位于中国民航中南空中交通管理局广州卫星站的备用网络控制系统 NCS; ③七个地区级民航管理局 (华东、华北、中南、西北、西南、东北和乌鲁木齐) 卫星通信总站与近三百个分布在全国和中国周边国家的民航机场和导航台站的卫星接收站。

中国民航 C 波段卫星通信网络的基本结构如图 4.63 所示。

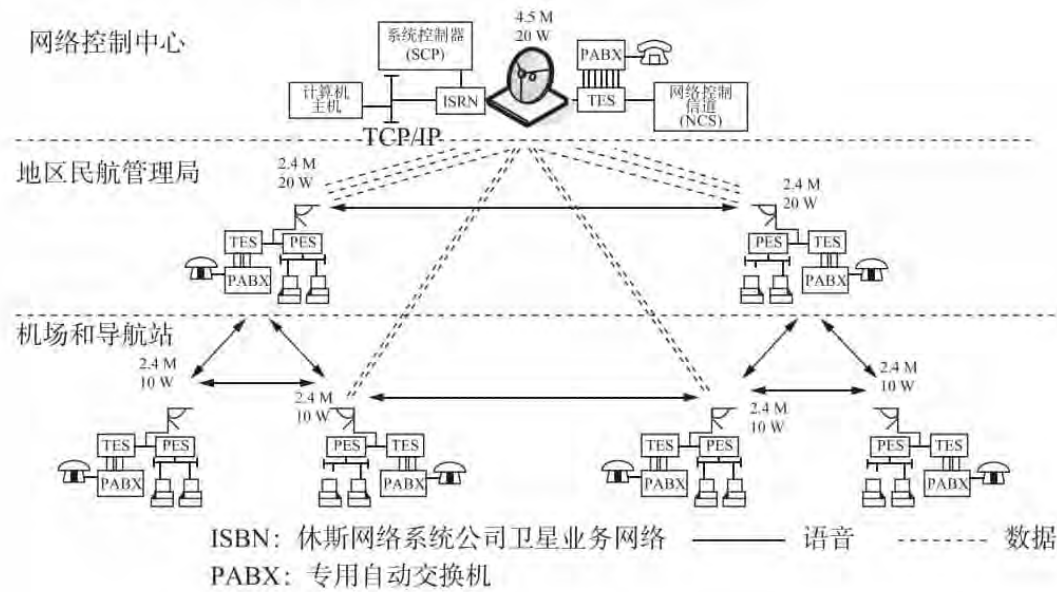


图 4.63 中国民航 C 波段卫星通信网络的基本结构图

中国民航 C 波段卫星通信网络网络控制中心主站采用 4.5 m 卡塞格伦天线, 20 W 的高功放、高频、中频和基带设备以及卫星网络管理控制设备。远端站包括 TES 系统和 PES 系统。其中, TES 系统采用的是混合型网络拓扑结构, 远端站之间可以直接进行通信而不需要通过主站, 即网络控制中心 (NCS); 而 PES 系统则采用的是星状网络拓扑结构, 远端站之间的通信必须经过主站转接。TES 系统由 136 个远端站 (Remote Station) 和主备两个网络控制系统 (NCS), 共约 1346 块信道单元 (CU) 组成; PES 系统由设在中国民航局空中交通管理局的主站和 98 个分布在全国各地的民航机场及航站的 PES 小站组成。

中国民航 C 波段卫星通信网络布局如图 4.64 所示。

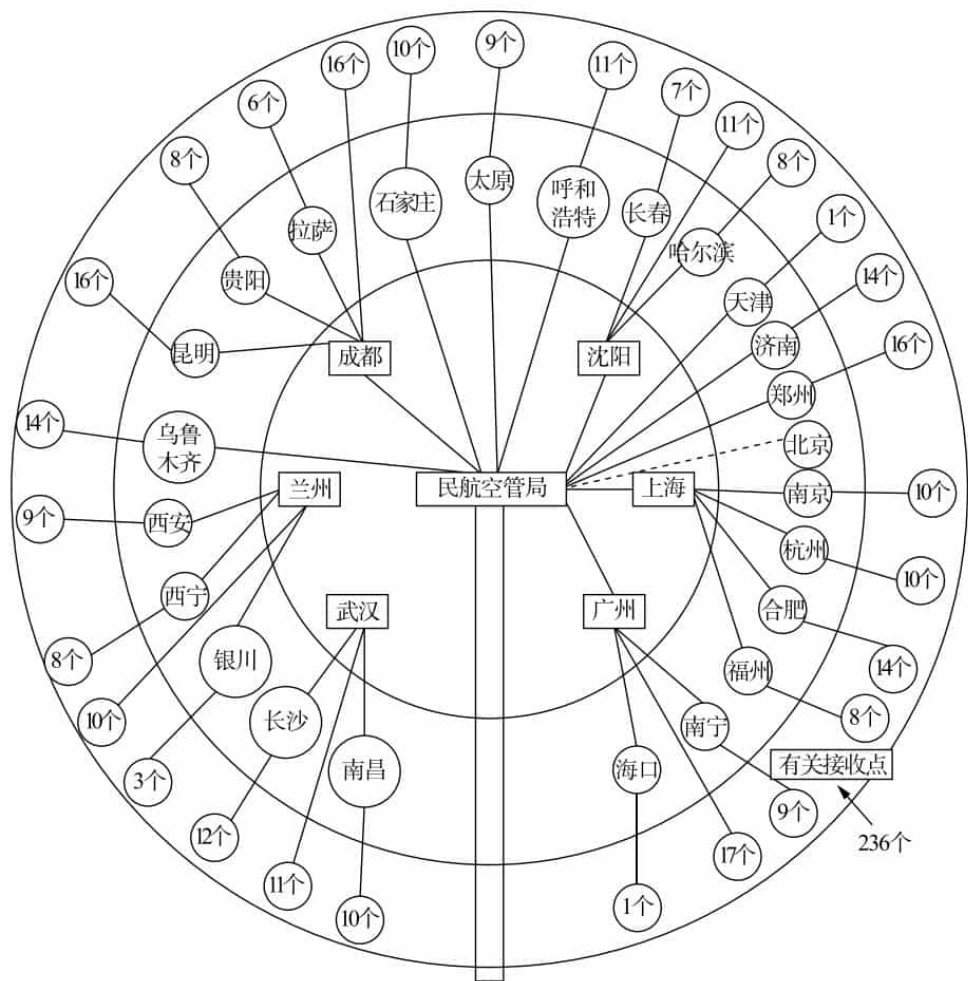


图 4.64 中国民航 C 波段卫星通信网络布局图

3. 网络控制系统

网络控制系统（NCS）（或网络控制中心或网络管理中心）是 VSAT 网络的核心，它是关系到 VSAT 网运行成功的重要关键因素。其作用是保证 VSAT 网络正常、可靠地运行，并对网络的运行进行监视、维护、测试与控制等。因此，要求网络控制系统高度可靠。

网络管理的内容十分丰富，涉及许多技术问题，因此无论是 VSAT 网的设计，还是它的运行，都需要对网络管理系统给予高度重视。显然，VSAT 网性质不同，网络管理系统也有所不同。对于单一用户的专用网可以用一个管理设备进行监控即可，而对于公用网一般要分为两级管理，高一级管理整个网络，低一级则管理属于用户的部分网络。

1) 网络控制系统功能

通常，VSAT 网的各种网络管理功能分布在网络的各个组成部分。主站有一个较大的处理机或工作站，用以处理网络的数据库和全部非实时的网络管理工作。实时的网络管理功能则分布在网内其他处理设备内，其中包括 VSAT 站、主站的处理设备和主站的网络管理计算机。为了保证网络管理系统的高度可靠，通常均要求硬件与软件有备份。

网络管理系统的功能概括起来包括行政管理、网络运行和规划管理三方面的内容。行政管理主要包括网络结构管理、计费管理、设备管理以及安全管理等。网络运行管理包括数据收集、归档和记录报告的产生、操作接口、网络监控和网络资源使用以及故障监视与告警等。规划管理主要是向规划人员提供足够的信息和数据,协助他们做出最佳设计。这里,我们参考有关的 TDM/TDMA 系统,较具体地介绍一下网络管理系统的主要功能。

(1) 网络结构管理

操作员通过操作台加入和删除远端小站,加入和删除网络接口,增减内向和外向卫星信道,其中包括分配给小站的信道,改变网络的硬件和软件以增加 VSAT 网的功能。

(2) 网络控制功能

操作员可以启动或关闭某一小站或用户终端接口,并能使用户终端接口进行复核或重新启动。

(3) 数据库管理

网络结构信息是存入有关的数据库。换句话说,网络部件和端口配置等都是以数据库形式将网络运行中过去和当前的信息存入主站的主计算机。这些数据库包括:

- ①确定全网定时单元的系统数据库;
- ②确定网络各处理单元硬件配置的硬件数据库;
- ③关于网内通信接续的数据库;
- ④关于 TDMA 时隙的多处数据库。

(4) 外向加载功能

网络管理中心能开启小站引导程序。

(5) 状态监测与控制

网络管理中心定期采集关于网络状态的工作数据,并登录于数据库。操作员可通过访问数据库,监测网络的工作状态,并实现故障的告警和设备的切换。

(6) 异常事件报告和登记

网络有关部件发生异常时,能及时向网络管理中心报告,经分析后将有关信息登记于数据库,以便进行相应的处理。

(7) 安全管理

安全管理主要是指保密管理,特别是密钥管理,它既涉及密钥设备的维修,又应能防止无权用户使用网络资源和管理设备,并使已被放弃的网络部分失效以及禁用某些部件,以防危害网络的运行。

(8) 提供人机接口

给操作员提供良好的人机接口,以实现包括命令、响应、告警显示等项功能。

为了完成网络管理与控制功能,当网络管理与控制系统采用多台处理机时,一般都要求主站的管理计算机与其他处理设备之间相互协同工作。在主站内,各处理机之间以一定的局域网(譬如以太网)互连形式解决数据传输。而主站的网络管理中心与 VSAT 小站的网络管理模块之间,则组成一个星形网络,解决相互间的数据传输。

2) 网络控制系统组成

网络控制系统(NCS)终端设备是一台或多台网控计算机,其上配有网络控制系统(NCS)软件。网络控制系统(NCS)方框图如图 4.65 所示。

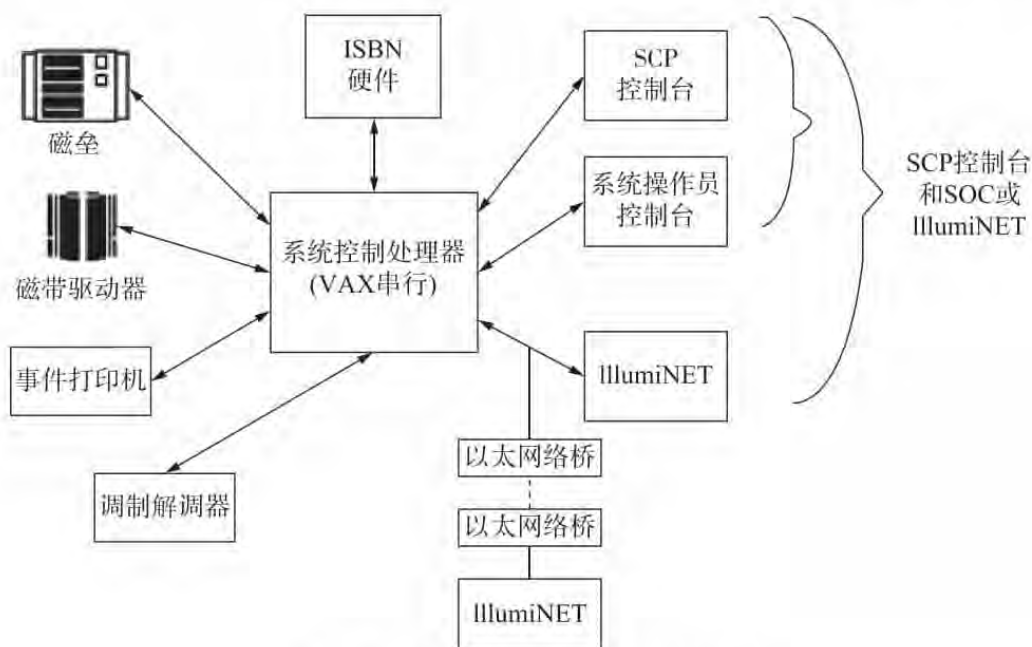


图 4.65 网络控制系统 (NCS) 方框图

网络控制系统 (NCS) 的主要设备是卫星通信主站设备。中国民航 C 波段卫星通信网络主站由 4.5 m 卡塞格伦天线、20 W 高功放、高频、中频和基带设备以及卫星网络管理控制设备组成。中国民航 C 波段卫星通信网络主站设备如图 4.66 所示。

中国民航 C 波段卫星通信网络控制系统 (NCS) 控制和管理 TES 系统和 PES 系统。

4.8.3 中国民航 Ku 波段卫星通信网络

1. 民航 Ku 卫星网络基本情况

中国民航 Ku 波段卫星通信网络于 2002 年立项, 2005 年进入安装实施阶段。

中国民航 Ku 波段卫星通信系统由空间段和地面段构成, 空间段使用“亚洲 4 号”卫星 K8V 转发器 (带宽 54 MHz), 地面段使用加拿大 PolarSat 公司 VSAT Plus II 系统。其室内设备配置: VSAT Plus II、VSAT Plus II e; 室外设备配置: 天线是由石家庄电子科技集团公司第 54 所提供的 3.7 m、4.5 m、6.2 m 环焦天线。室外单元是由美国 EFDATA 公司提供的 40 W、80 W、125 W 的 ODU 和美国 AnaCom 公司提供的 16 W、25 W、40 W 的 ODU。

Ku 卫星网管结构及技术体制的具体介绍如下:

- (1) 网络结构, 全网状网;
- (2) 技术体制, FHOP-TDMA;
- (3) 采用网控本地、异地冗余热备份方式;
- (4) 主用网控站——北京, 备用网控站——上海浦东;
- (5) “亚洲 4 号”卫星 K8V 转发器极化方式: 上行水平极化/下行垂直极化;
- (6) 转发器本振频率: 1750 MHz;
- (7) 通量控制衰减器设置: 8 dB;
- (8) 反极化信标频率: 12254 MHz (水平极化);

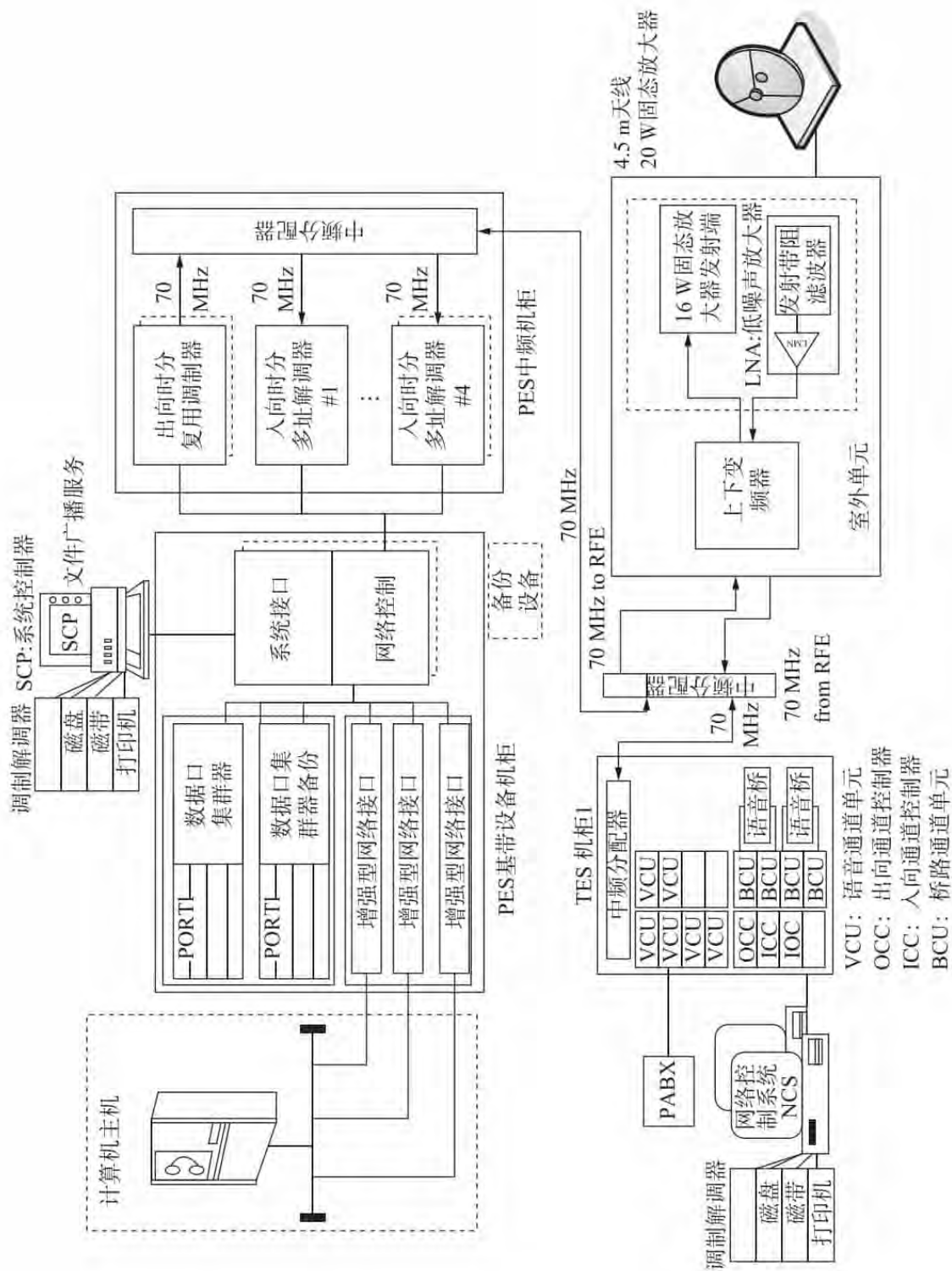


图4.66 中国民航C波段卫星通信网络主站设备

(9) 主用信标频率: 12253 MHz (垂直极化);

(10) 信标功率: 信标峰值 EIRP 均为 20 dBw。

2. 民航 Ku 卫星站配置

民航 Ku 卫星通信网首期建设卫星地面站共 93 个, 按照所承担的业务划分为一类站、二类站、三类站、四类站、测试站及移动站。

1) 中国民航 Ku 卫星站具体配置情况

(1) 网控站 (2 个): 北京主用、上海备用;

(2) 一类站 (2 个): 广州白云国际机场、区管;

(3) 二类站 (6 个): 武汉、长沙、郑州、三亚、南宁、珠海进近;

(4) 三类站 (6 个): 桂林、海口、深圳、汕头、湛江、西沙;

(5) 四类站 (3 个): 揭阳、襄阳、张家界。

2) 网控站配置

网控中心站的射频系统、网管采用 1:1 备份配置方式, 与 VSATPlus II 网管相连的终端也采用 1:1 热备份配置方式。站内配置 6 个 VSATPlus II 机箱, 其中一个 VSATPlus II 机箱与网管相连。天线尺寸为 6.2 m, ODU 为 120 W。

(1) 一类站配置 (10 个): 5 个 VSATPlus II 终端, 80 W ODU, 以及 4.5 m Ku 天线。主要包括: 七大区域管制中心、北京首都国际机场、上海虹桥国际机场、广州白云国际机场 10 个站。

(2) 二类站配置 (26 个): 地面站配置 2 个 VSATPlus II e 终端, 冷冗余备份 40 W ODU, 以及 3.7 m Ku 天线。

(3) 三类站配置 (12 个): 地面站配置 2 个 VSATPlus II e 终端, 冷备份 25 W ODU, 以及 3.7 m Ku 天线。

(4) 四类站配置 (12 个): 配置 1 个 VSATPlus II e 终端, 冷备份 16 W ODU, 3.7 m Ku 天线。

该种类型的地面站配置 1 个 VSATPlus II 终端, 内部配置安装 1 个话音卡, 提供 3 路二线环路电话接口 (支持带内传真功能) 和 1 路四线 E&M 接口, 1 个高速数据卡提供 1 路异步 RS232 接口和 1 路 V.35 数据接口。

3. 54 MHz 转发器的带宽分配

中国民航使用“亚洲 4 号”卫星 K-8v 整个转发器向几类站进行卫星通信, 完整相应的业务。如图 4.67 所示。

民航 Ku 卫星通信网络使用 24 个 TDMA 载波, 等间隔排列占用整个 54 MHz 转发器。在相邻 TDMA 载波之间的空间系数为 1.2, 在转发器两端为 1.4。每个载波的传输速率为 3696 kbps, 采用 QPSK 调制方式和维特比编解码, 前向纠错 FEC 率 3/4。根据工程设计, 将整个 54 MHz 转发器上的 24 个 TDMA 载波分为三组, 每组包括 16 个载波共 36 MHz 频带, 其中载波 C0 ~ C7 是三组的共用频段。

为了全部利用整个转发器带宽, 同时需要全网任意一个站点都能够进行互通, 故将全网分成 G0, G1, G2 三组 (见图 4.68), 每组 ODU 射频中心频率不同, 使用的中频频点也不同, 通过频率规划使组之间能够有部分频带重叠, 从而实现组与组的互通。

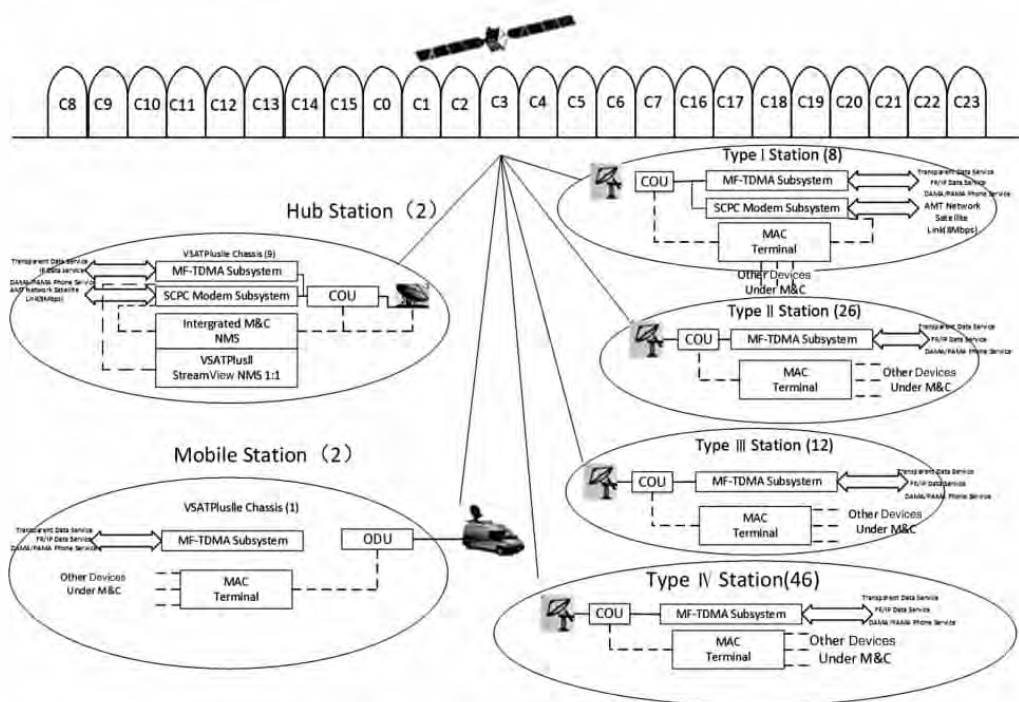


图 4.67 54 MHz 转发器的带宽分配示意图

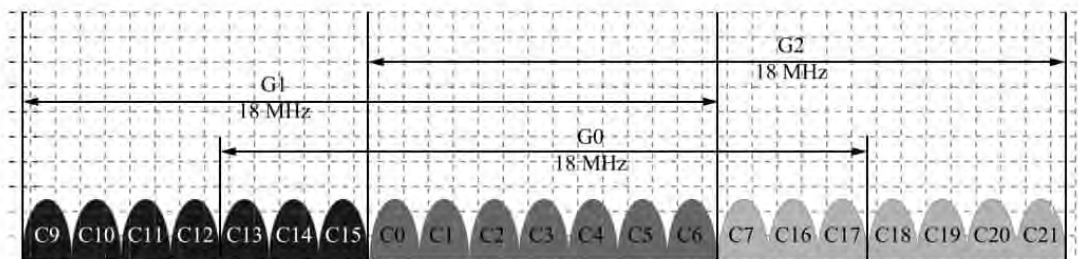


图 4.68 54 MHz 转发器分三组的示意图

全网共有 21 个速率为 3696 kbps 的载波，每个载波占用带宽 2.57 MHz。其载波编号为：C0 ~ C7，C9 ~ C15，C16 ~ C21，C31（测试频点）（如图 4.69 所示）。

- G0 组 发射中心频率：14.464 GHz
 接收中心频率：12.714 GHz
- G1 组 发射中心频率：14.456 GHz
 接收中心频率：12.706 GHz
- G2 组 发射中心频率：14.474 GHz
 接收中心频率：12.724 GHz

其中，G0 包括七大区管中心站，G1 包括华北、东北、西北和新疆的各类远端站，G2 包括西南、中南和华东的各类远端站。如图 4.70 所示。

4.8.4 民航 PES 系统

1. 民航 PES 网系统概述

个人地球站（PES），是以传输数据业务为主的卫星通信网，它特别适用于用户众多的稀路由的数据业务，采用星形结构组网。

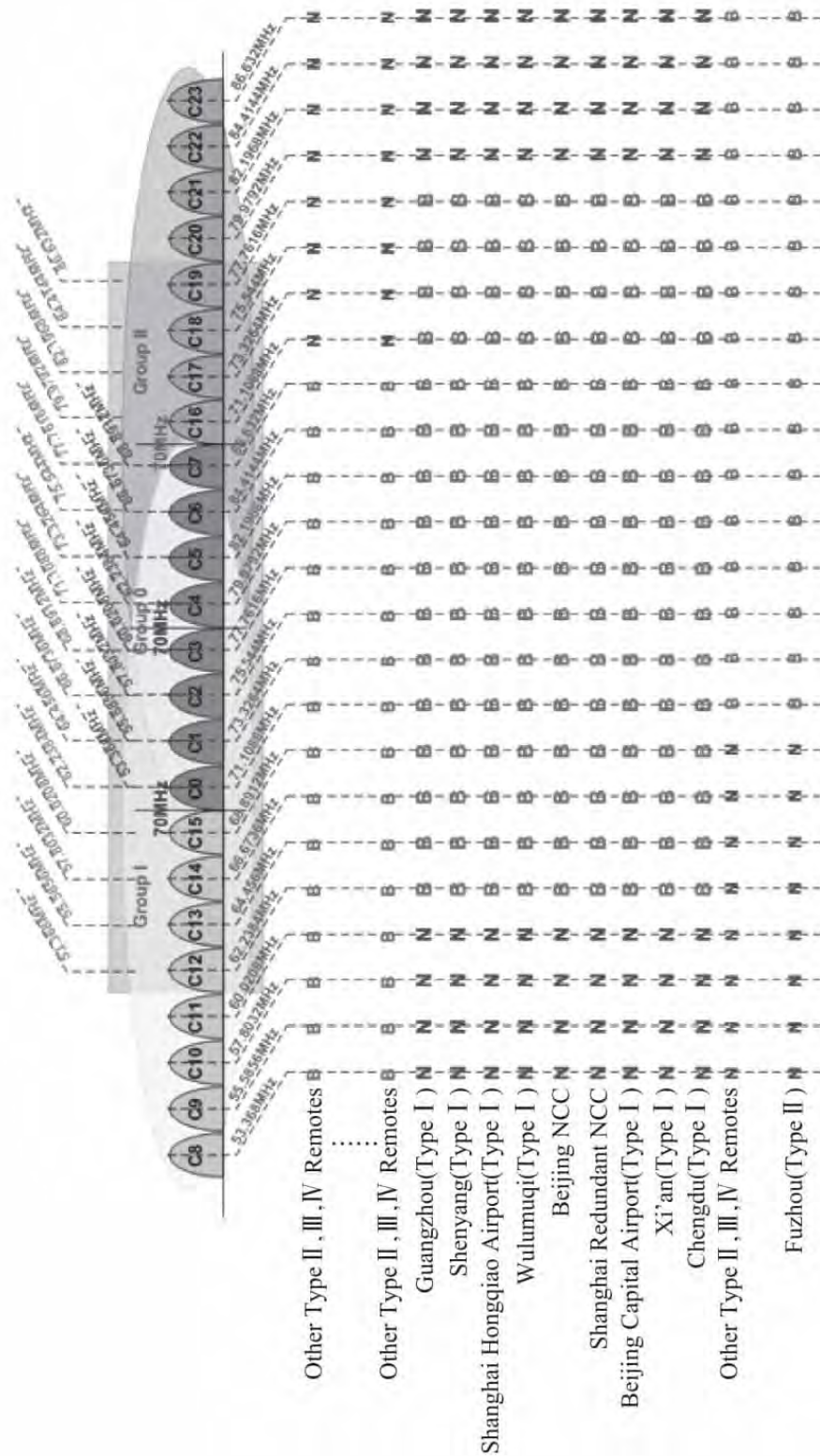


图4.69 54 MHz转发器分配原则

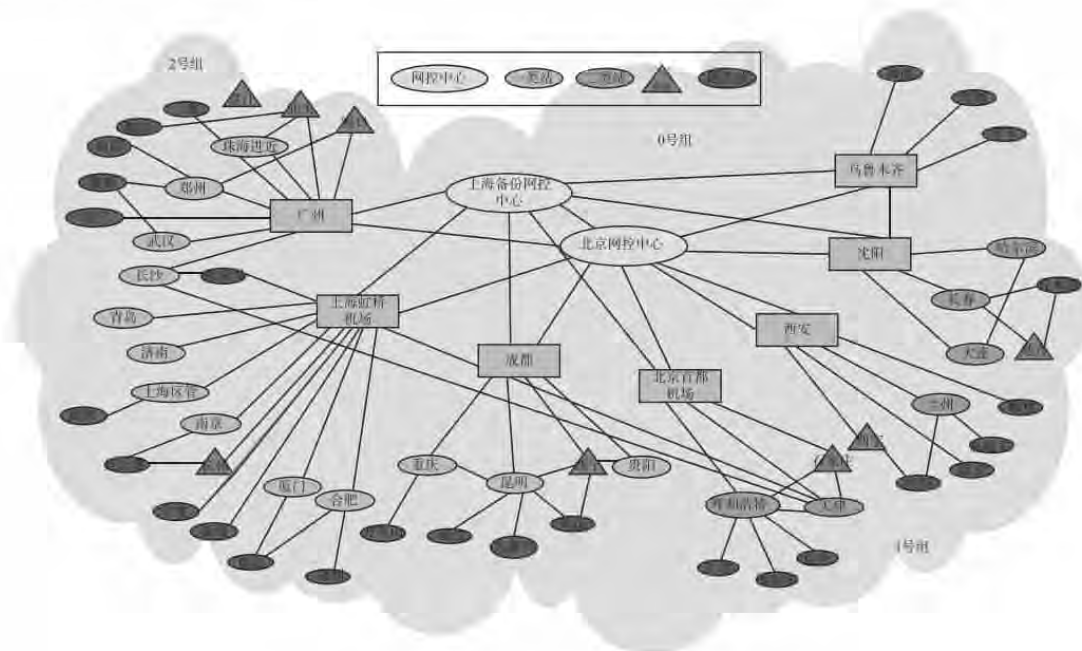


图 4.70 54 MHz 转发器分成三组使用情况简图

PES 支持主站（HUB）与远端站之间的民航转报应急电路和民航气象广播业务，已开通电路 86 条。民航的数据业务主要有自动转报、传真和其他数据业务等 [民航数据网：帧中继数据网分组数据网（提供各大管理局和主要机场间的通信干线路由）与自动转报网（提供民航内部各级管理局、机场和导航台之间的链路）]。民航 PES 卫星通信网的特点如下：

(1) 卫星通信覆盖区域大，通信距离远。民航系统仅依靠 SINO-1 卫星即实现了网内 90 多个远端站的通信。这对航线多、距离远的管理局和省市区局显得尤为重要。

(2) 有多址连接能力。目前民航 PES 卫星已实现民航气象信息广播，各地气象信息通报既快捷又可靠。

(3) 带宽，容量大。每个信道可根据业务需要设置传输速率，优化频率配置，这被广泛用于气象信息广播和电报数据通信，已建立电路 63 条。

(4) 通信机动灵活。卫星通信受外界环境影响较小，而且越是偏僻的地方电磁环境越佳，越适合于建立远端站。

(5) 通信质量好，可靠性高。目前民航所有远端站均由民航自行安装维护，中间环节少，任何维护方面的问题都可在民航内部解决，减少许多不必要的麻烦，民航电报数据通信网在卫星上的使用充分体现了这一点。

(6) 成本与距离无关。民航系统点多面广，尤其是因国家电信产业不发达而依靠微波接力通讯和单边带通信的偏远地区，卫星通信不仅保证了通信质量，而且为民航增收节支打下了基础。

2. 民航 PES 网系统结构

PES 网络由一个网管站和若干个远端站组成，远端站之间不可直接进行话音传输和同步或异步数据传输，任何业务均通过与网管站进行数字双向传输方可完成，即两跳完成数据传输。

一个大型、先进的网控站能支持许多小型的 PES 远端站，网管站到 PES 远端站的传输方向称为“出向”（OUT ROUTE），而 PES 远端站到网管站传输方向为“入向”（IN ROUTE）。

出向信道是由通信方式为时分多路复用（TDM）的连续比特流（stream）组成的，此比特流是由一连串不同长度的包组成，其速率可选 512 kbps 或 128 kbps。

入向信道是由许多独立的频分多址（FDMA）/时分多址（TMDA）比特流组成，其速率可为 128kbps 或 64kbps。入向数据被打包后以突发帧的方式传送。每个用户发送的业务突发时隙，由网管站集中控制分配，这样既便于网管站的统一管理，又可满足用户的业务需要。

民航 PES 系统目前是通过 SINO 静止卫星上的 8B 转发器开展各种通信业务，整个网络具有 1 条出向信道和 7 条入向信道，它们均工作在 C 波段，出向信道：速率为 512 kbps，带宽为 1.6 MHz；每条入向信道：速率为 128 kbps，带宽为 0.4 MHz。民航网管站建在民航局空管局楼内，备份网管站建在广州白云国际机场，整个系统已具有 90 多个远端站。

PES 系统主要由主站（也叫网管站）、远端站和系统控制中心（SCC）组成。SCC 指网控计算机系统及相应的软件。如图 4.71 所示。

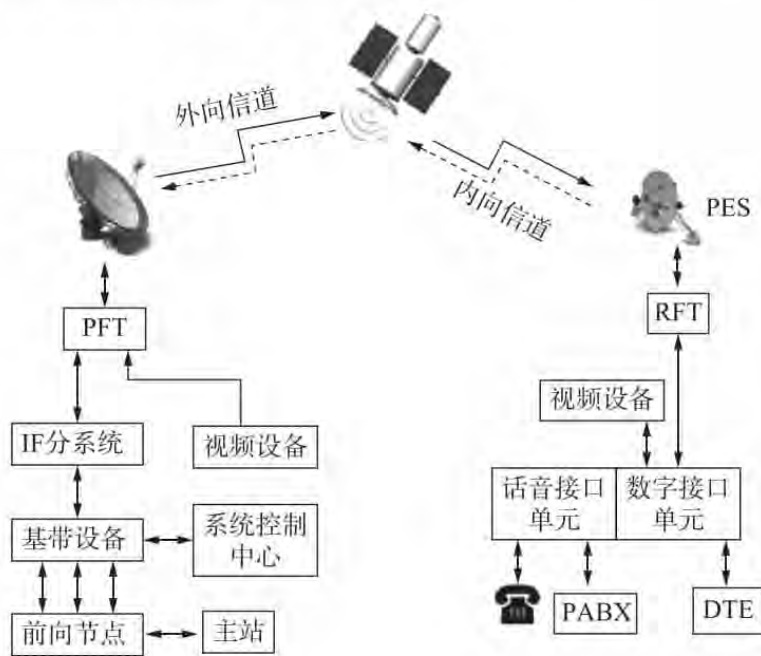


图 4.71 PES 系统结构图

1) PES 主站

主站是 PES 通信网的通信枢纽，主要处理所有远端小站的数据信息、网络管理、系统监控等。主站由 RF 单元子系统、IF 单元子系统和基带子系统以及系统控制中心（SCP）组成。主站也是网络的业务中心，远端站间的任何信息传递均是通过主站的处理后而实现的。

（1）RF 单元子系统：包括天线、功放及外向载波的调制器和接收内向载波的解调器等射频转中频和中频转射频的设备。

- (2) IF 单元子系统：是基带数据设备和射频设备间的基于中频的接口设施。
- (3) 基带子系统：支持用户以各种通信协议进行数据传输的核心设施。提供用户设备和 PES 通信网的各种接口与需要的协议转换支持，是 PES 空间传输网和用户设备基于数据基带的物理层和网络通信协议层的接口设施。
- (4) 系统控制中心（SCP）：是 PES 系统的网管系统，由运行于 VAX 工作站的系统控制处理器（SCP）和运行于 IllumiNET 工作站的虚拟控制台（VOC）等网络软件、硬件设备组成。

PES 主站结构如图 4.72 所示。

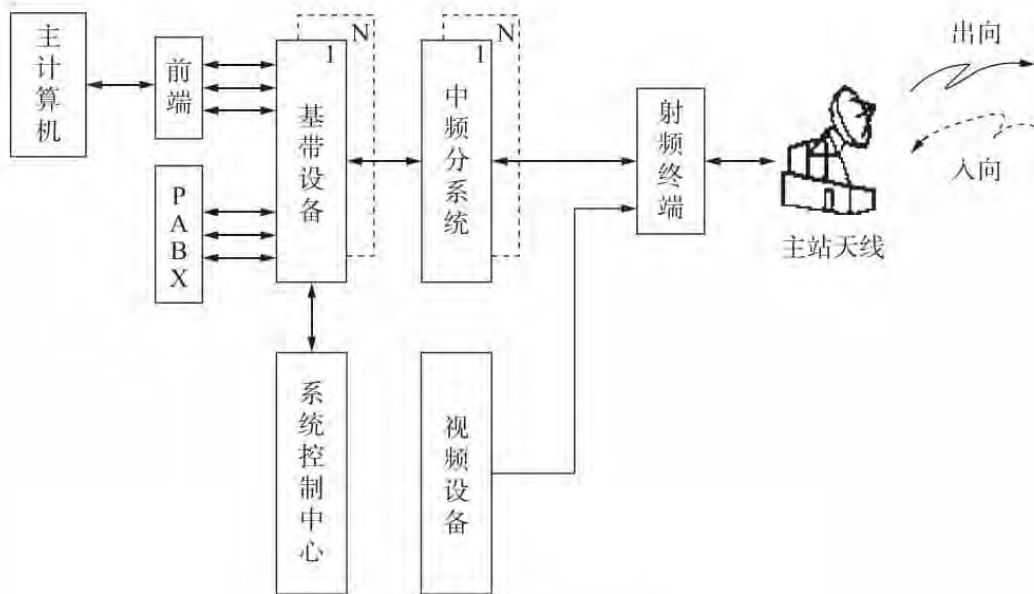


图 4.72 PES 主站结构图

2) PES 远端站

远端小站是连接用户的各类终端并支持它们与主站连接的用户终端的通信，或经主站路由转接与其他远端小站的用户终端的通信。远端小站由室外单元（ODU）、室内单元（IDU）及天线等组成。如图 4.73 所示。

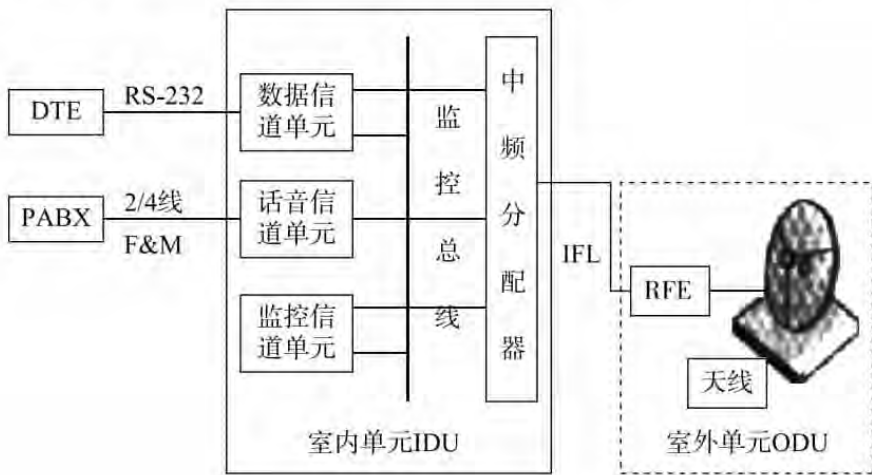


图 4.73 PES 远端站结构图

(1) 室外单元 (ODU): 包括射频终端 (RFT) 和室内外设备互连电缆 (IFL) 组成。如图 4.74 所示。

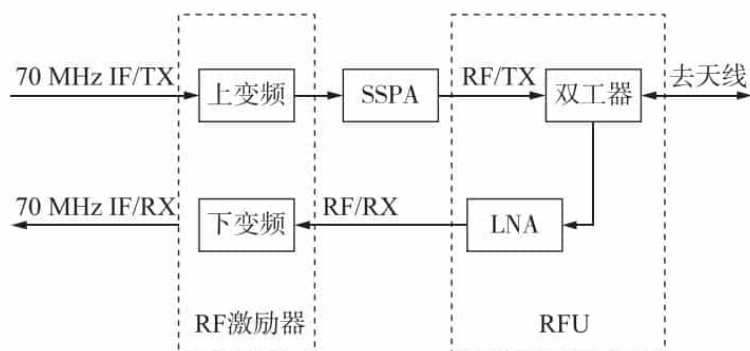


图 4.74 ODU 结构图

(2) 室内单元 (IDU): 主要由装有信道单元 (CU) 的 TES 机箱组成。它提供用户数据接口, 并处理接收到的主站发送的外向载波中的数据信息, 通过相应的接口送给用户终端, 同时, 将用户数据在不同时隙通过内向载波向主站发送。

3) PES 远端天线

远端站的天线: 采用 C 或 Ku 频段的通信天线, 口径在 0.8 ~ 2.4 m 之间, 其中 C 频段要求 2.4 m, Ku 频段可在 1.2 ~ 1.8 m 之间。

4.8.5 民航 TES 系统

1. 民航 TES 系统概述

TES (Telephony Earth Station) 是由美国休斯公司制造的基于卫星的全数字话音和数据通信的网状网。它在多个地球站之间提供网状连接, 支持系统内任意地点远端站之间的电话、同步和异步数据通信。TES 系统主要用于话音传输, 也可传输数据。

中国民航 C 波段卫星通信网络 TES 系统由 136 个远端站 (Remote Station) 和主备两个网络控制系统 NCS (Network Control System), 共约 1346 块信道单元 CU (Channel Unit) 组成, 分布在中国各个民航机场和相关导航台。主用网络控制系统 (NCS) 位于中国民航空中交通管理局, 提供网络管理和控制; 备用网络控制系统 (NCS) 位于中国民航中南空中交通管理局广州卫星站。

TES 系统由许多节点和一个网络控制系统 (NCS) 组成。网络控制系统 (NCS) 提供网络管理与控制, 它可位于任一 TES 节点。节点有两种类型: TES 远端和 TES 网关。TES 网络支持话音和数据的混合应用。每个 TES 节点可配置几个信道或通过一个网关终端支持多条信道进入公网。

TES 利用 Ku 波段或 C 波段卫星采用频分多址方式 (FDMA) 实现 NCS 和远端站间的通信。每个远端站包括室外设备及室内设备, 室外设备由天线及射频设备 RFT (Radio Frequency Terminal) 组成, 室内设备由信道单元 CU (Channel Unit) 及基带和中频 IF 设备组成。

TES 系统使用四相相移键控 (Quadrature Phase Shift Keying, QPSK) 或二相相移键控

(Binary Phase Shift Keying, BPSK) 调制方式, 选用哪种调制方式取决于所支持的用户信息速率和编码速率。系统提供码率为 1/2 或 3/4 的前向纠错编码 (Forward Error Correction, FEC)。

TES 系统支持网中任意两个远端站间直接进行话音、同步及异步数据通信。用于话音传输时, 采用单路单载波 (SCPC) /DAMA 通信体制, 支持话音和传真业务。话音编码可使用多种编码方式, 如 32 kbps 的 ADPCM 和 16/9.6 kbps 的 RELP 低速语音编码方式。同步 (最高 64 kbps) 和异步数据主要使用预分配方式传输, 但对异步数据也可使用拨号传输。远端站间直接传输话音及数据, 因此卫星传输延时最小。远端站间话音电路按用户拨号序列建立, 并受网络控制系统 (NCS) 的中央 DAMA 处理器的控制。系统中话音电路采用按需分配 (Demand Assignment Multiple Access, DAMA) 操作方式, 话音电路只在电路连接期间分配; 数据电路采用预分配 (Pre - assignment Multiple Access, PAMA) 方式, 通过单跳的单路单载波 (SCPC) 信道实现两地地球站间的通信, 既支持点到点或点到多点的同步和异步数据通信, 也提供点到点的、固定和连续的连接。

卫星信道也可在系统配置中分成不同的带宽池 (Bandwidth Pool), 为用户话音电路提供不同的接入概率, 即对系统内不同的用户提供不同等级的话音服务。

2. 民航 TES 系统结构

中国民航 C 波段卫星通信网络 TES 系统由许多远端站 (网络节点) 和网络控制系统 (NCS) 组成, 采用网状和星状混合的网络拓扑结构, 支持话音和数据的混合业务。传输话音和数据的业务信道采用网状拓扑结构, 控制信道 (入向和出向) 采用星状拓扑结构。每个 TES 站可配置少量信道, 或通过网关站 (Gateway) 支持多个信道接入公共电话网。可以在任意的 TES 站安装网络控制系统 (NCS) 对整个网络进行管理和控制。TES 系统结构如图 4.75 所示。

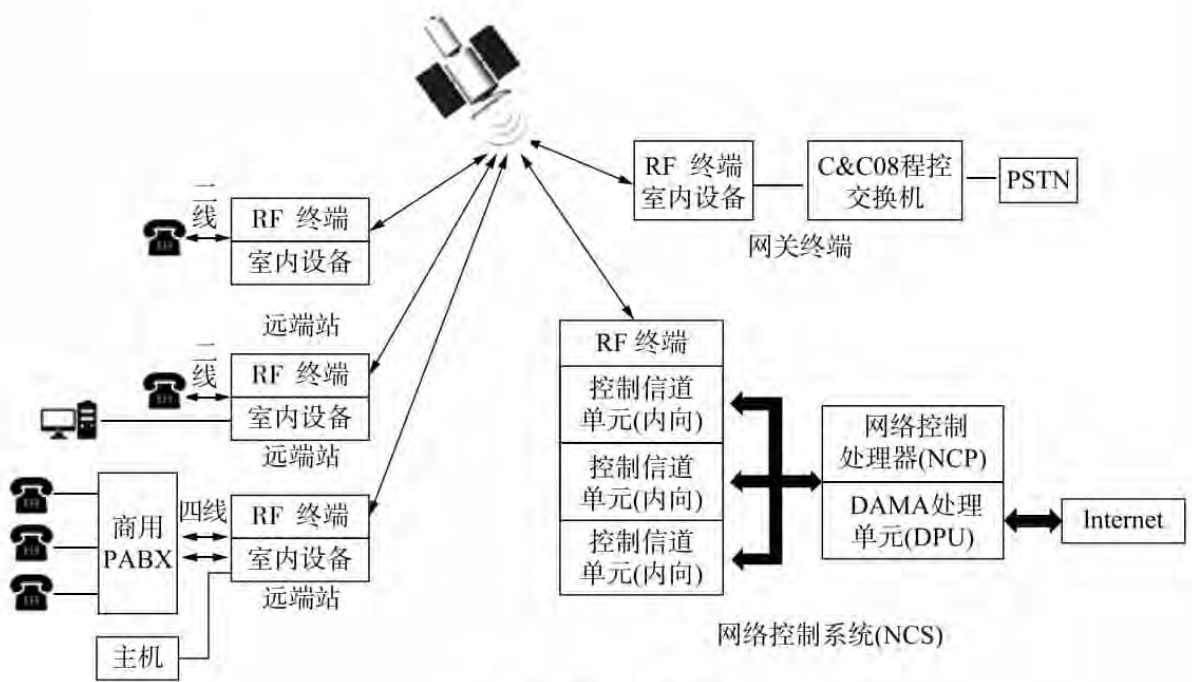


图 4.75 TES 系统结构

NCS 负责全网的运行、管理及控制，特别是为用户分配信道，主用 NCS 位于中国民航局空中交通管理局。

网络节点有两种类型：TES 远端站和 TES 网关。TES 远端站为用户设备进入 TES 系统提供接口。TES 远端站主要由天线、室内单元（IDU）和室外单元（ODU）及有关的连接电缆、电源等组成。在 TES 远端站中，通道单元 CU 有三种类型：VCU（话音信道单元）、DCU（数据信道单元）和 MCU（监控信道单元）。

1) 网关站

网关站在配置上与远端站相似，不同之处在于它为 TES 系统内用户访问其他网络用户（如公共电话网 PSTN）提供了接口，“网关”的含义相当于 TES 网络的出入口。通常网关站所支持的 CU 数量较多，对 RF 设备的要求也较高。因此，一个网关站或一个 TES 大站，往往需要两个或多个 TES 机箱，并且需要一个中频分配器提供到 RFT 的公共 IF 接口。如图 4.76 所示。

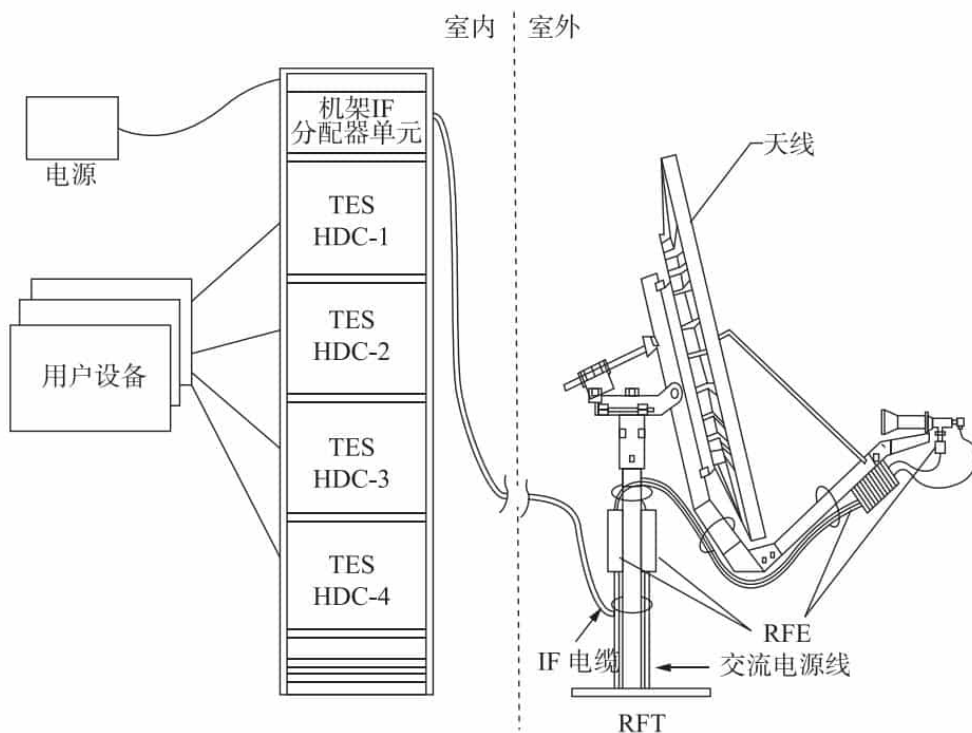


图 4.76 网关站示意图

2) 远端站

TES 远端站是 TES 网络中数量最多的用户站，它一般放置在用户需要的任何地方。它主要由天线、室内单元（IDU）和室外单元（ODU）及有关的连接电缆组成。其中，IDU 又称为地面接口设备（Terrestrial Interface Equipment, TIE）。用户终端设备（指电话手机、用户交换机 PABX、显示终端、计算机等）均可由 TIE 接入卫星信道。

TIE 又包括信道单元 CU 及中频分配单元。其中 CU 是 TIE 的核心，每个用户设备（一部电话或计算机）都需占用一个 CU 才能进入卫星信道。每个 CU 具有全网唯一的地址代码。在 TES 远端站中，CU 有三种类型：话音信道单元（Voice Channel Unit, VCU）、数据信道单元（Data Channel Unit, DCU）、监控信道单元（Monitor&Control Channel Unit,

MCU)。应该特别指出的是,VCU、DCU、MCU 在硬件上完全相同,只是通过加载不同的软件而实现不同的功能。VCU/DCU 用于话音/数据通信,而 MCU 则用于监控地球站的工作(需要与网络控制系统 NCS 配合)。每块 CU 板包括从基带全双工话音/数据到中频调制信号的全部处理功能。

TES 远端站为用户提供数据接口和电话接口。网络控制站(网络中央站)通常由一个远端站兼任,也可以单独设立;网络控制系统(NCS)通常配置在网控站,完成网络监控、结构配置、性能和统计信息收集等功能。

由于 TES 远端站是本教材的重点,所以将这部分内容单独作为一个大的部分来讲。



课外拓展知识

民航卫星 TES 网远端站主要有五类站,分布在管理局、省局、航管局和导航台站等地方。具体如下:

一类站,位于各大管理局,配备管制移交电话、64 kbps 帧中继、分组干线电路、气象数据库电路、多条雷达信息联网电路、多条 VHF 遥控引接电路、普通电话、6.2 m 天线、20 W 或 40 W 的 SSPA 高功放和 40 路 CU 板。

二类站,位于各省管理局,配备管制移交电话、64 kbps 或 19.2 kbps 分组电路、转报电路、雷达信息联网电路、多条 VHF 遥控引接电路、普通电话、4.5 m 天线、20 W 的 SSPA 高功放和 16~20 路 CU 板。

三类站,配备管制移交电话、转报电路、雷达信息联网电路、多条 VHF 遥控引接电路、普通电话、4.5 m 天线、10 W 的 SSPA 高功放和 8 路 CU 板。

四类站,位于主要航路的导航台,配备转报电路、VHF 遥控引接电路、普通电话、4.5 m 天线、5 W 的 SSPA 高功放和 8 路 CU 板。

五类站:其他航站,配备 VHF 遥控引接电路、普通电话、4.5 m 天线、5 W 的 SSPA 高功放和 4 路 CU 板。

TES 网络支持话音和数据的混合应用,每个 TES 节点可配置几个信道或通过一个网关终端支持多条信道进入公共网。

3. TES 系统体制

TES 系统是利用 C 波段卫星,采用 ADPCM 语音编码方式,并提供更低速率的压缩编码方式、1/2 或 3/4 的前向纠错编码(FEC)和四相相移键控(QPSK)或二相相移键控(BPSK)的 70 MHz 中频调制。最小载波间隔为 30 kHz。多址方式为 SCPC/FDMA,通过单跳的单路单载波(SCPC)信道实现两地地球站间的通信。

TES 系统对话音业务采用按需分配方式分配信道,以提高频带资源的利用率。对数据业务则采用预分配方式。TES 能支持话音信道的固定分配,对异步数据业务也可支持按需分配操作方式。TES 系统还可提供电话会议及数据广播方式。

4. TES 系统特性

TES 系统提供的电话接口:提供四线 E&M 接口,该接口是面向局间交换机的,手机

用户不能直接接入，需要经过二/四线转换。

TES 系统提供的接口：提供 RS-232 接口，D 型 25 针连接器。在数据传输连接中，TES 的信道板相当于 DCE 设备。

TES 可支持同步/异步方式，异步方式最高可支持 19.2 kbps；同步方式则可达 64 kbps，并有 4 种时钟方式可选。

TES 只支持透明的数据传输，不考虑用户的协议。TES 的数据链路较适用于点对点的大容量高速数据传输。

TES 也支持两种信道，入向信道（INROUTE）和出向信道（OUTROUTE）。

入向信道（INROUTE）：从远端站到 NCS 方向的，每个 INROUTE 由多个 CU 板随机共享，方式为 ALOHA 卫星多址方式。每个 TES 系统至少要配置 2 条 INROUTE。

出向信道（OUTROUTE）：NCS 发送响应及请求（如报告状态及呼叫请求）。

5. 民航 TES 远端站

TES 系统是美国休斯公司推出的一种以卫星为基础的数字式的电话/数据通信网络，它是一种 VSAT 网络。

1) TES 远端站的组成

TES 远端站相当于一个用户电话和数据终端，支持话音电路（电话单机或 PABX）和数据电路，通常 TES 电路连至末端的用户设备。TES 远端站支持单个 TES 电路，也支持多个 TES 路电路。

典型的 TES 远端站主要由天线、室内单元（IDU）和室外单元（ODU）及有关的连接电缆组成。如图 4.77 所示。

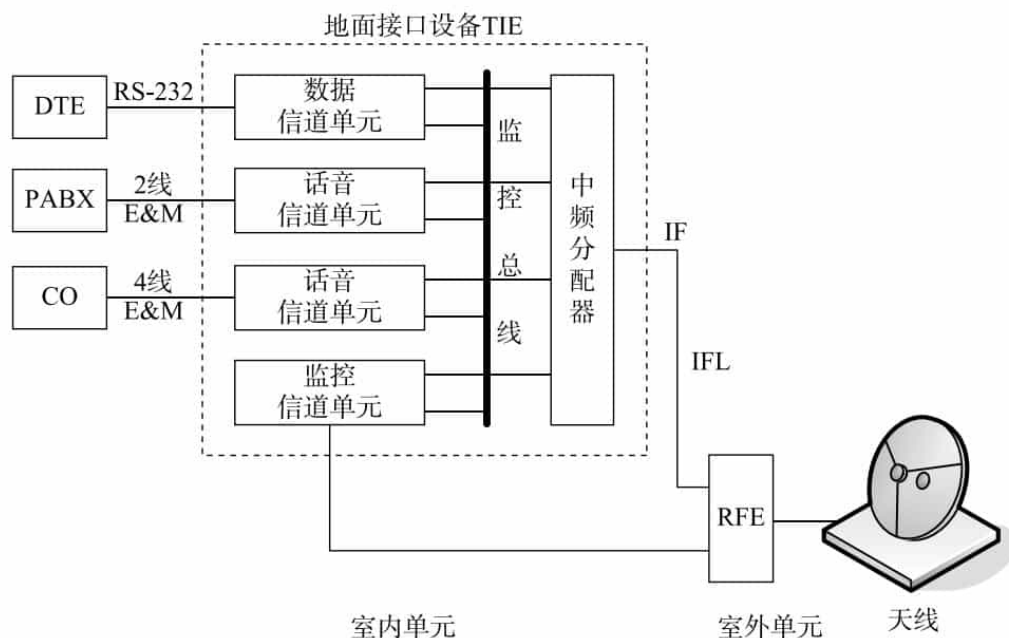


图 4.77 TES 远端站的组成结构

室外设备由射频终端（Radio Frequency Terminal, RFT）和室内外设备互连电缆（Interfacility Link, IFL）组成。其中 RFT 由天线和射频电子设备（Radio Frequency Equip-

ment, RFE) 两部分组成。而 RFE 又由固态功率放大器 (Solid State Power Amplifier, SSPA)、馈源组件、中频单元和电源组成。

室内设备由装有信道单元的 TES 机箱组成。信道单元是与用户设备互连的接口。室内和室外设备之间的通信接口在各自的中频单元上用 IFL 电缆互连。室内单元 (IDU) 又称为地面接口设备 (Terrestrial Interface Equipment, TIE), 用户终端设备 (指电话手机、用户交换机 PABX、显示终端、计算机等) 均可由 TIE 接入卫星信道。

TES 远端站室外单元和室内单元示意图, 如图 4.78、图 4.79 所示。

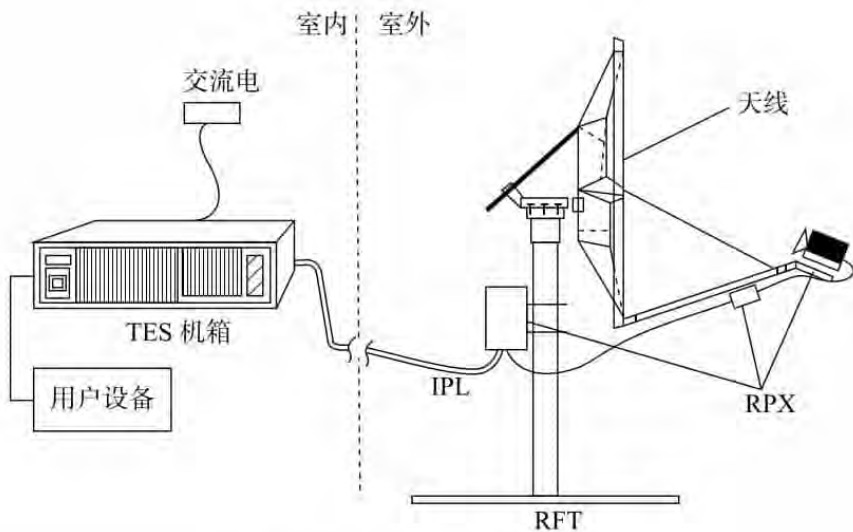


图 4.78 典型小型的 TES 远端站

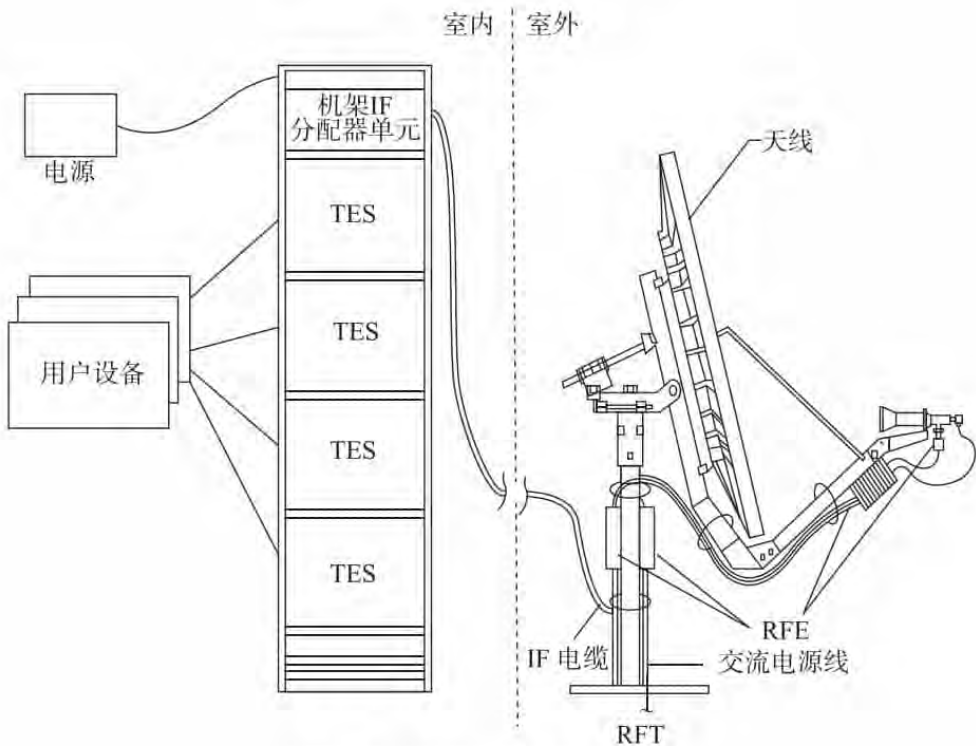


图 4.79 典型大型的 TES 远端站

地面接口设备（TIE）包括信道单元 CU 和中频分配单元。其中，通道单元（CU）是 TIE 的核心，每个用户设备（一部电话或计算机）都需占用一个 CU 才能进入卫星信道。每个 CU 具有全网唯一的地址代码。在 TES 远端站中，通道单元 CU 有三种类型：VCU（话音信道单元）、DCU（数据信道单元）和 MCU（监控信道单元）。应该特别指出的是，VCU、DCU、MCU 在硬件上完全相同，只是通过加载不同的软件而实现不同的功能。VCU/DCU 用于话音/数据通信，而 MCU 则用于监控地球站的工作（需要与 NCS 配合）。每块通道单元 CU 板包括从基带全双工话音/数据到中频调制信号的全部处理功能。

2) TES 远端站的室外单元

室外设备由 RFT 和 IFU 组成，其中 RFT 由天线和 RFE 两部分组成。RFT 接收从室内设备来的中频信号，把它上变频到 RF，然后经过滤波、放大发向卫星。在接收方向，从卫星收到的 RF 信号经放大滤波，下变频至 IF。

(1) 天线

RFT 天线要根据卫星频率带宽及链路计算中的增益要求来选择。C 波段和 Ku 波段可用 1.8 m、2.4 m、3.8 m 标准天线，如用其他尺寸的天线，应按厂家说明进行安装。图 4.80 表示天线和 RF 电子设备的主要组成部分。

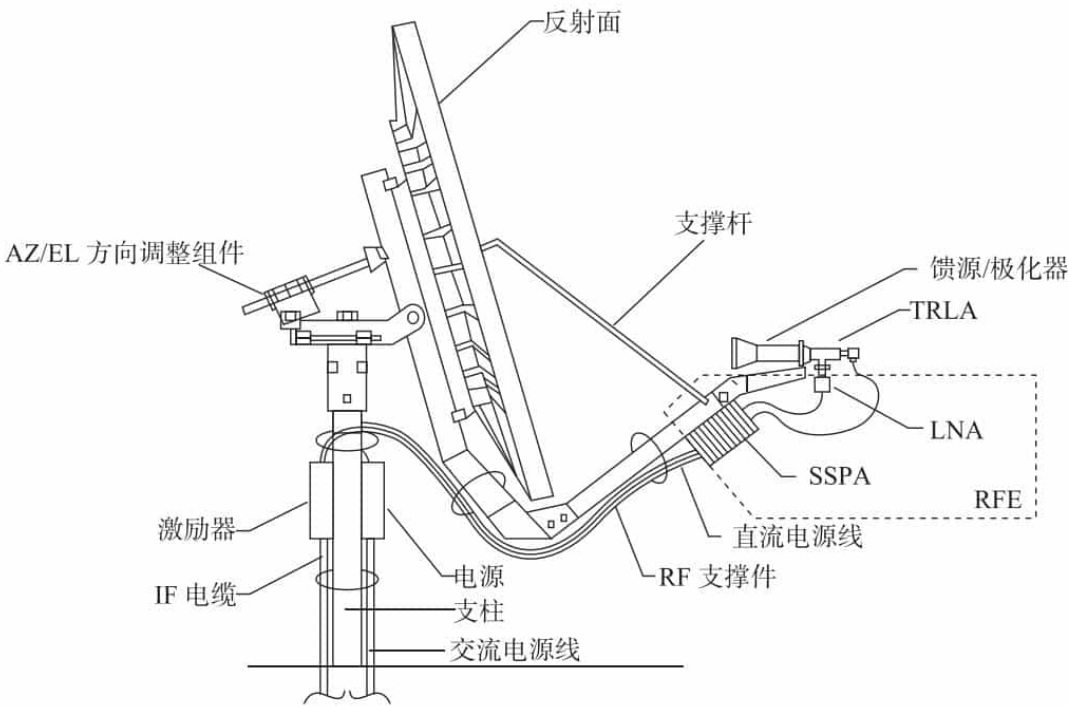


图 4.80 天线和射频电子设备的组成

在中国民航 C 波段卫星通信网络中，无论是网络控制系统主站，还是远端小站天线，都均采用的是卡塞格伦天线。

在中国民航 C 波段卫星通信网络中，卡塞格伦天线（双赋式环焦）及馈源系统的指标和特性如表 4-12 所示。

表 4-12 天线及馈源系统的指标和特性

天线口径		4.5 m	6.2 m
接收特性	增益 (dB)	43.8	46.8
	波束宽度 (度)	1.14	0.81
	极化方式	线性水平	线性水平
发射特性	增益 (dB)	47.2	50.2
	波束宽度 (度)	0.72	0.53
	线性垂直	极化方式	线性垂直
天线类型		双赋式环焦	
适用波段		C 波段	

卡塞格伦天线（双赋式环焦）副反射面安装方位技术指标如表 4-13 所示。

表 4-13 卡塞格伦天线（双赋式环焦）副反射面安装方位技术指标

天线口径	4.5 m	6.2 m
主副反射面平行程度	$0 \pm 2 \text{ mm}$	$0 \pm 2 \text{ mm}$
主副反射面距离	$1177 \pm 3 \text{ mm}$	$2502.4 \pm 3 \text{ mm}$
副反射面与馈源喇叭轴向偏差	$0 \pm 3 \text{ m}$	$0 \pm 3 \text{ mm}$

一般来说，为了使天线具有较理想的特性，应使卡塞格伦天线的副反射器与主反射器口面直径的关系为 1:10。

(2) 射频电子设备

射频电子设备的各组成部分如图 4.81 所示。

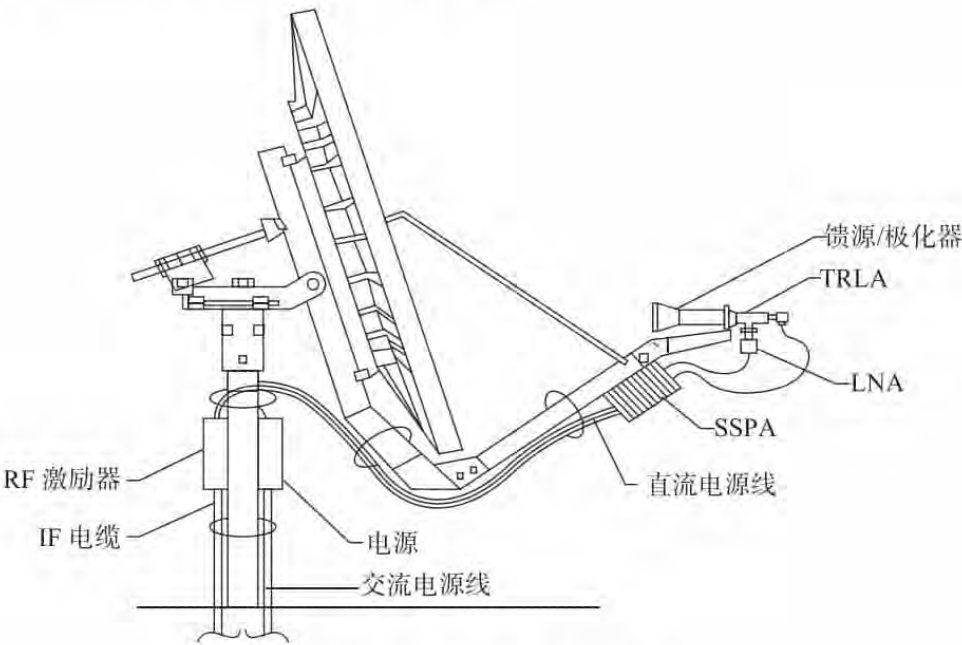


图 4.81 射频电子设备的组成

射频电子设备的组成包括：RF 激励器、供电单元、固态功率放大器（SSPA）和射频单元（Radio Frequency Unit, RFU）组件。

- RF 激励器，安装在天线支柱上，主要完成以下功能：

①给上、下变频提供 10 MHz 参考振荡源，这个参考振荡源用在为固定和合成的本机振荡（Local Oscillator, LO）中，提供低相位噪声和高稳定度的基准频率，以产生所需的混频器频率。

②把来自室内单元的 70 MHz 的信号上变频为 RF 信号。IF 信号通过低通滤波器并与固定频率的 LO 混频，混频出来的信号经过带通滤波器去掉第一上变频产生的不需要的频率成分，并与一个可调的（LO）混频使 T_x 频率在 500 MHz 范围内可以选择。最后混频信号经过滤波和放大送到固态高功率放大器（SSPA）。

③完成从高频头 LNC 输出到 70 MHz 中频 IF 的下变频，对 C 波段而言，LNC 把信号下变频至 1042.5 MHz，最后在射频单元内完成最终下变频为 70 MHz。

- 供电单元：是把交流市电转换成 RFE 其他组件所需的电平。它装在天线支柱上并与 RF 激励器和 SSPA 相连。供电单元工作电压为 115 V_{AC}、230 V_{AC} 或 48 V_{DC}。

- 固态功放（SSPA）：安装在 RFU 组件支撑臂下，在 RF 信号发射前进行最后放大。RF 激励器的 RF 输出信号经过隔离器、信号放大器及 SSPA，SSPA 的级数多少取决于它的输出功率，下列给出标准的 SSPA 输出功率，也可订制其他输出功率的 SSPA（向厂家订制特定功率型号的 SSPA）。

Ku 波段	2 W	5 W	8 W	16 W
C 波段	5 W	10 W	20 W	

在中国民航 C 波段卫星通信网络中，TES 远端站根据采用的高功率放大器的不同而分为两种：EFDATA 型和 V2（台阳）型。这两种 TES 远端站的组成在天线、馈源组件和低噪声放大器（LNA）上完全相同，但在室内单元的配置上，特别是在有关参数的设置上有很大的区别。

网络控制中心（NCS）和七个地区级民航管理局卫星站采用 20 W EFDATA RFT - 500 型高功率放大器，而一般的 TES 远端站则采用 V2 型 5 W 或 10 W 高功率放大器。在一个 TES 远端站，可以使用 EFDATA 型，也可以使用 V2（台阳）型高功率放大器，不过参数和相应的配置要做相应的变更。

4.9 民航主要通信卫星

4.9.1 鑫诺卫星

鑫诺卫星公司的“鑫诺 1 号”通信卫星由我国自行设计研制，已于 1998 年 7 月 18 日用我国的长征 3 号乙型大推力运载火箭从西昌发射中心发射升空。“鑫诺 1 号”卫星运行可靠，性能稳定，所有技术指标均达到或超过设计要求。主要用户有：中国人民银行的清算系统、国家空中交通管制系统、国家教育与科研计算机网、新华社全球卫星数据广播网、石油天然气卫星通信系统、国家气象局数据传输系统和上海卫视等。

卫星通信是一个极具发展潜力的领域。随着我国改革开放的不断深入和国民经济的持续发展，对卫星通信的需求亦将不断提高。为适应这一发展，“鑫诺2号”卫星已列入鑫诺公司的发展计划。目前已经发展到了“鑫诺6号”卫星。具体情况如表4-14所示。

表 4-14 鑫诺卫星的发展

鑫诺卫星	别名	发射时间	寿命	转发器数量	频段	轨道位置
鑫诺1号	—	1998年7月	15年	24个C 14个Ku	C/Ku	110.5°E
鑫诺2号	—	2006年10月	15年	18×36 MHz 4×54 MHz	Ku	92.2°E
鑫诺3号	中星6A	2007年6月	8年	24个C 8个Ku 1个S	C/Ku/S	125°E
鑫诺4号	中星9A	2008年12月	15	18×36 MHz 4×54 MHz	Ku	92.2°E
鑫诺5号	中星10	2011年6月	15	30个C 16个Ku	C/Ku	110.5°E
鑫诺6号	—	2010年9月	15	24个C 8个Ku 1个S	C/Ku/S	126.4°E

1. “鑫诺1号”通信卫星概述

在中国民航C波段卫星通信网络中，TES系统和PES系统均使用“鑫诺1号”通信卫星，定点于东经110.5°；使用整个8B转发器，上行链路采用垂直极化，下行链路采用水平极化，共36M带宽（6205±18M/3980±18M）。

“鑫诺1号”是一颗专为中国及亚太地区用户设计的通信卫星，卫星采用双线极化复用单一波束覆盖整个中国及亚太地区，包括韩国、朝鲜、越南、柬埔寨、老挝、新加坡、马来西亚、泰国及印度尼西亚和菲律宾等国家。

采用法国宇航公司制造的SPACEBUS-3000型三轴稳定方式的“鑫诺1号”通信卫星，于1998年9月成功发射，并在一个月后为广大的海内外用户提供优质的商业服务。

“鑫诺1号”卫星拥有38个转发器（C频段24个，Ku频段14个，包括一对C-Ku交链的转发器），为其波束覆盖区的用户提供公共卫星通信、专用网卫星通信和广播电视服务。

2. “鑫诺1号”卫星的主要技术指标

“鑫诺1号”卫星的主要技术指标如下：

发射日期（Launch date）	1998年9月
卫星位置（Orbit position）	110.5°E
卫星平台（Platform）	法宇航SPACEBUS-3000
卫星寿命（Lifetime）	≥15年

卫星总功率 (Power)	≥5130 (寿命末期) (EOL)
频段 (Frequency)	C、Ku 频段
转发器数 (Transponders)	
C - 频段: C - band	23 × 36 MHz + 1 × 54 MHz
Ku - 频段: Ku - band	14 × 54 MHz
	(含一对 C - Ku 频段交链转发器)
覆盖区 (Coverage)	
C - 频段: C - band	中国及亚太地区
Ku - 频段: Ku - band	中国及周边国家
卫星 EIRP	
C - 频段: C - band	≥360 dBw (服务区边缘)
	Ku - 频段: Ku - band ≥46 dBw (服务区边缘)
	≥52 dBw (东南部雨区)
卫星 G/T	
C - 频段: C - band	≥ -3 dB/K (服务区边缘)
Ku - 频段: Ku - band	≥0 dB/K (服务区边缘)
	≥6 dB/K (东南部雨区)
卫星饱和通量密度 SFD	
C - 频段: C - band	-80 ~ -98 dBw/m ²
Ku - 频段: Ku - band	
(通信 FGM)	-78 ~ -90 dBw/m ²
(电视 TV. ALC)	-70 ~ -9 dBw/m ²

3. “鑫诺 1 号”卫星 C 频段转发器主要技术指标 (见表 4 - 15)

表 4 - 15 “鑫诺 1 号”卫星 C 频段转发器主要技术指标

序号	项目	指标
1	定点位置	110.5°E
2	轨道位置指向精度 (度)	±0.1 东西及南北
3	天线指向精度 (度)	±0.11 滚动 ±0.11 俯仰 ±0.55 偏航
4	天线极化方式	正交线极化
5	寿命 (年)	≥15
6	工作转发器数	24 (含一对 C - KU 交链)
7	工作频段 (MHz)	5845 ~ 6425 3625 ~ 4200
8	转发器带宽 (MHz)	23 × 36.0 + 1 × 54.0
9	功放饱和输出功率 (W)	21
10	卫星等效全向辐射功率 EIRP (dBw)	≥36 (边缘)

续表

序号	项目	指标	
11	卫星接收品质因数 G/T (dB/K)	≥ -3 (边缘)	
12	卫星饱和功率通量密度 SFD (FGM) (dBW/m ²)	$-(77 + G/T) \sim -(95 + G/T)$	
13	覆盖区	中国及亚太地区	
14	本振频率 (MHz)	2225	
15	频率精度	$\pm 1 \times 10^{-6}$ /寿命期内	
16	幅频特性 (小信号)	(dB)	
	36 MHz $f_0 \pm 16.0$ MHz	1.0 p-p	
	$f_0 \pm 18.0$ MHz	1.8 p-p	
	54 MHz $f_0 \pm 13.5$ MHz	0.7 p-p	
	$f_0 \pm 24.0$ MHz	1.6 p-p	
	$f_0 \pm 27.0$ MHz	2.4 p-p	
17	增益稳定度 (小信号)	≤ 1 dBp-p/24 小时 ≤ 2 dBp-p/寿命期内	
18	极化隔离度 (dB)	≥ 33	
19	增益斜率 (dB/MHz)	总增益斜率	输入增益斜率
	36 MHz $f_0 \pm 12.0$ MHz	0.20	0.10
	$f_0 \pm 14.0$ MHz	0.30	0.20
	$f_0 \pm 16.0$ MHz	0.50	0.27
	$f_0 \pm 18.0$ MHz	0.80	0.37
	54 MHz $f_0 \pm 13.5$ MHz	0.10	0.05
	$f_0 \pm 18.0$ MHz	0.25	0.13
	$f_0 \pm 24.0$ MHz	0.40	0.20
	$f_0 \pm 27.0$ MHz	0.60	0.30
20	总相移 (度)	36 MHz	54 MHz
	输入补偿		
	Boi = 0 dB	≤ 40	≤ 35
	Boi = -3 dB	≤ 33	≤ 25
	Boi = -6 dB	≤ 25	≤ 16
	Boi = -9 dB	≤ 17	≤ 12
	Boi = -12 dB	≤ 11	≤ 8
	Boi = -15 dB	≤ 6	≤ 5
21	群时延 (dB/MHz)	总群时延	输入群时延
	36 MHz $f_0 \pm 0$ MHz	3	2.5
	$f_0 \pm 8.0$ MHz	8	3.5
	$f_0 \pm 12.0$ MHz	16	8.5
	$f_0 \pm 16.0$ MHz	42	23
	$f_0 \pm 18.0$ MHz	80	42

续表

序号	项目	指标
	54 MHz $f_0 \pm 0$ MHz	3
	$f_0 \pm 8.0$ MHz	16.5
	$f_0 \pm 12.0$ MHz	22.5
	$f_0 \pm 16.0$ MHz	40
	$f_0 \pm 18.0$ MHz	80
22	群时延纹波 (ns/10 MHz)	2.0
23	AM/PM 变换 (度/dB)	≤ 4
24	接收端幅度线性度 (dB)	- (81 + G/T) 52
		- (86 + G/T) 62
		- (91 + G/T) 72
25	三次交调 (dB)	36 MHz 54 MHz
	Boi = -3 dB	≥ 10 ≥ 12
	Boi = -10 dB ≥ 20	≥ 22
	Boi = -17 dB ≥ 26	≥ 27
26	带外响应 (dB)	接收端 发射端
	36 MHz $f_0 \pm 25$ MHz	-20 -10
	$f_0 \pm 30$ MHz	-40 -20
	54 MHz $f_0 \pm 33$ MHz	-15 -10
	$f_0 \pm 45$ MHz	-40 -20
27	宽带接收带外响应 (dB)	
	$f_0 \pm 400$ MHz	-25
	$f_0 \pm 450$ MHz	-35
28	带内杂波抑制	-75 (dB/4 kHz)
		-75 (dB/1 MHz)
29	接收端谐波总功率 (DBC)	-52
30	相位噪声功率谱密度	(dB/Hz)
	偏离载波的频率值 20 (Hz)	-38
	100 (Hz)	-55
	1 (kHz)	-75
	12 (kHz)	-99
31	过载能力 (dB)	12
32	寄生调制 (DBC)	
	离散边带频率范围 10 (kHz) ~ 56 (kHz)	-50
	56 (kHz) ~ 1 (MHz)	-60
33	接收机备份方式	4: 2
34	功率放大器备份方式	2 × 18: 14
35	开关中断时间 (ms)	600
36	转发器输入补偿 (dB)	-6
37	转发器输出补偿 (dB)	-4

4. “鑫诺1号”卫星天线指向（仰角方位角——部分）

表 4-16 “鑫诺1号”卫星天线指向（仰角方位角）表

序号	城市	东经（度）	北纬（度）	仰角（度）	方位角（度）
1	哈尔滨	126.8	46.00	34.68	202.12
2	齐齐哈尔	124.0	47.33	34.05	198.04
3	大庆	125.0	46.58	34.57	199.64
4	佳木斯	130.4	46.83	32.76	206.33
5	牡丹江	129.6	44.58	35.23	206.22
6	漠河	122.4	53.48	27.95	194.66
7	长春	125.3	43.54	37.63	200.98
8	沈阳	123.3	41.47	40.34	198.89
9	丹东	124.4	40.13	41.43	200.96
10	上海	121.3	30.11	52.98	200.75
11	杭州	120.1	30.15	53.32	198.63
12	福州	119.2	26.15	57.95	199.11
13	南京	118.5	32.02	51.74	194.79
14	连云港	119.2	34.59	48.76	195.02
15	无锡	120.3	31.59	51.71	198.23
16	宁波	121.6	29.86	53.14	201.43
17	黄山	118.3	29.72	54.31	195.46
18	合肥	117.2	31.15	53.00	192.78
19	天津	117.1	39.08	44.24	190.43
20	北京	116.3	39.55	43.85	189.02
21	南昌	115.5	28.41	56.39	190.50
22	武汉	114.2	30.32	54.44	187.28
23	十堰	110.8	32.65	52.02	180.54
24	宜昌	111.3	30.7	54.23	181.57
25	郴州	113.0	25.79	59.73	185.73
26	汕头	116.7	23.39	61.75	195.28
27	湛江	110.4	21.2	65.16	179.67
28	深圳	114.1	22.62	63.21	189.21
29	珠海	113.5	22.3	63.67	187.92
30	广州	113.2	23.15	62.74	186.79
31	长沙	112.6	28.08	57.15	184.43
32	太原	112.3	37.54	46.45	183.02
33	大同	113.3	40.12	43.51	184.34
34	呼和浩特	111.3	40.5	43.17	181.29
35	赤峰	118.87	42.28	40.46	192.34

续表

序号	城市	东经 (度)	北纬 (度)	仰角 (度)	方位角 (度)
36	西安	108.6	34.15	50.26	176.55
37	宝鸡	107.2	34.38	49.90	174.08
38	南宁	108.2	22.5	63.53	174.03
39	柳州	109.4	24.33	61.52	177.33
40	北海	109.1	21.49	64.78	176.24
45	攀枝花	102.3	27.92	56.17	162.87
46	兰州	103.5	36.01	47.56	168.25
47	昆明	102.4	25.05	59.35	161.51
48	个旧	102.43	23.35	61.20	160.32
49	西宁	101.4	36.35	46.74	164.89
50	格尔木	94.9	36.41	44.65	154.81
51	拉萨	91.1	29.41	49.64	144.35
52	乌鲁木齐	87.3	43.46	34.74	148.12
53	喀什	76.0	39.3	32.29	132.66
54	台北	121.5	25.1	58.17	204.62
55	酒泉	98.0	39.5	42.49	160.78
56	郑州	113.4	34.5	49.80	185.04
57	徐州	117.2	34.2	49.61	191.84
58	海口	110.3	20.1	66.44	179.42
59	济南	117.3	36.8	46.72	191.26
60	香港	114.2	22.3	63.55	189.67
61	大连	121.4	38.5	43.98	197.19
62	厦门	118.4	24.3	60.22	198.63
63	衡阳	112.3	26.5	58.98	184.03
64	石家庄	114.4	37.7	46.12	186.36
65	秦皇岛	119.6	39.95	119.6	193.96
66	青岛	120.2	36.5	46.43	196.03
67	达卡	90.5	23.7	54.31	137.84
68	金边	104.92	11.55	74.94	153.99
69	新德里	77.2	28.6	40.63	126.08
70	德黑兰	51.4	35.7	16.32	109.25
71	雅加达	106.8	-6.24	81.47	30.75
72	东京	139.7	35.5	38.50	223.90

续表

序号	城市	东经 (度)	北纬 (度)	仰角 (度)	方位角 (度)
73	万象	102.6	17.97	67.05	155.78
74	乌兰巴托	106.5	47.6	35.18	174.59
75	仰光	96.2	16.9	64.23	138.75
76	伊斯兰堡	73.2	33.7	34.27	126.07
77	新加坡	103.8	1.3	81.97	100.93
78	曼谷	100.5	13.8	70.06	143.53
79	河内	105.6	21.5	64.21	166.83
80	胡志明市	106.7	10.8	76.54	160.48
81	喀布尔	69	34.5	30.65	122.63
82	首尔	126.6	37	43.86	205.62
83	加德满都	85.2	27.5	47.45	134.33
84	高雄	120.2	22.4	61.57	204.16

5. “鑫诺1号”卫星C频段EIRP和G/T等值线

“鑫诺1号”卫星C频段EIRP等值线图如图4.82所示。

从“鑫诺1号”卫星C频段EIRP等值线图中可以看出“鑫诺1号”卫星覆盖整个中国及亚太地区，包括韩国、朝鲜、越南、柬埔寨、老挝、新加坡、马来西亚、泰国及印度尼西亚和菲律宾等国家。

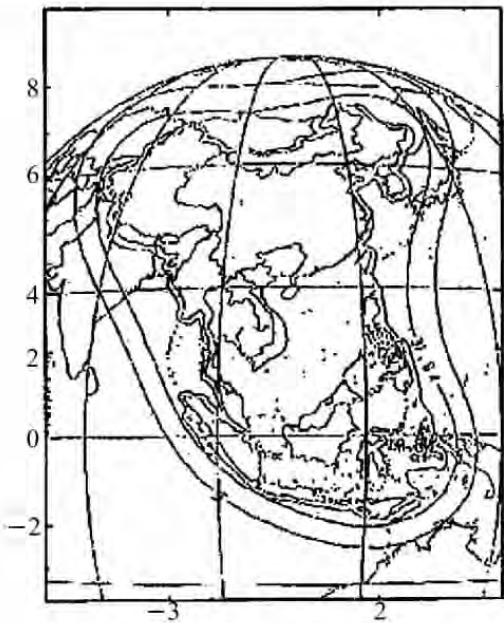


图4.82 “鑫诺1号”卫星C频段EIRP等值线图

注：纵坐标是仰角，横坐标是方位角。

表 4-17 “鑫诺 1 号”卫星 C 频段主要城市 EIRP 和 G/T 值 (部分数据)

序号	城市名称	地理位置		EIRP		G/T	
		东经	北纬	V 极化	H 极化	H 极化	V 极化
1	北京	116.45	39.92	38.4	37.7	-1.8	-1.9
2	天津	117.20	39.13	38.4	37.8	-1.8	-1.9
3	石家庄	114.48	38.03	38.2	37.5	-1.9	-2.0
4	太原	112.53	37.87	38.1	37.4	-1.9	-2.0
5	呼和浩特	111.65	40.82	38.2	37.5	-1.9	-1.9
6	沈阳	123.38	41.80	38.7	38.0	-1.8	-1.8
7	长春	125.35	43.88	38.7	38.0	-1.9	-1.8
8	哈尔滨	126.63	45.75	38.7	37.9	-2.0	-1.9
9	上海	121.48	31.22	38.1	37.6	-2.3	-2.2
10	南京	118.78	32.04	38.0	37.5	-2.2	-2.2
11	杭州	120.19	30.26	38.0	37.6	-2.3	-2.2
12	合肥	117.27	31.86	38.0	37.5	-2.2	-2.2
13	福州	119.30	26.08	38.1	37.7	-2.2	-2.0
14	南昌	115.89	28.68	38.0	37.6	-2.2	-2.0
15	济南	117.00	36.65	38.2	37.6	-1.9	-2.0
16	郑州	113.65	34.76	38.0	37.4	-2.1	-2.1
17	长沙	113.00	28.21	38.1	37.7	-2.1	-1.9
18	广州	113.23	23.16	38.5	38.4	-1.7	-1.4
19	海口	110.35	20.02	38.7	38.9	-1.6	-1.2
20	南宁	108.33	22.84	38.6	38.7	-1.8	-1.3
21	成都	104.06	30.67	37.8	37.5	-2.2	-1.9
22	重庆	106.54	29.59	38.0	37.6	-2.2	-1.9
23	贵阳	106.71	26.57	38.2	38.1	-2.1	-1.7
24	昆明	102.73	25.04	38.0	38.2	-2.3	-1.7
25	拉萨	91.11	29.71	38.3	38.0	-2.0	-1.4
26	西安	108.95	34.27	37.9	37.3	-2.1	-2.0
27	兰州	103.73	36.03	37.8	37.3	-2.0	-2.0
28	西宁	101.74	36.56	37.8	37.4	-2.0	-1.9
29	银川	106.27	38.47	37.9	37.3	-1.9	-2.0
30	乌鲁木齐	87.68	43.77	38.5	37.6	-2.1	-1.8
31	喀什	75.94	39.52	38.5	37.3	-2.6	-1.9
32	台北	121.50	25.05	38.0	37.7	-2.3	-2.1
33	香港	114.20	22.30	38.5	38.4	-1.7	-1.4
34	平壤	125.30	39.00	38.5	38.0	-2.0	-2.0
35	东京	139.70	35.50	35.2	34.0	-5.6	-6.0
36	万象	102.60	17.97	38.4	38.8	-2.2	-1.6

续表

序号	城市名称	地理位置		EIRP		G/T	
		东经	北纬	V 极化	H 极化	H 极化	V 极化
37	乌兰巴托	106.50	47.60	38.0	37.0	-2.3	-2.3
38	伊斯兰堡	73.20	33.70	37.6	36.7	-3.5	-2.8
39	新加坡	103.80	1.30	38.8	37.8	-1.8	-2.1
40	曼谷	100.50	13.80	38.2	38.3	-2.5	-1.9
41	河内	105.60	21.50	38.6	38.9	-2.0	-1.4
42	喀布尔	69.00	34.50	36.6	35.8	-4.5	-3.8
43	首尔	126.60	37.00	38.3	37.8	-2.2	-2.3
44	卡拉奇	67.10	24.90	32.5	32.5	-9.3	-8.7

6. “鑫诺 1 号”卫星 C 频段增益转移特性图

“鑫诺 1 号”卫星 C 频段增益转移特性图如图 4.83 所示。

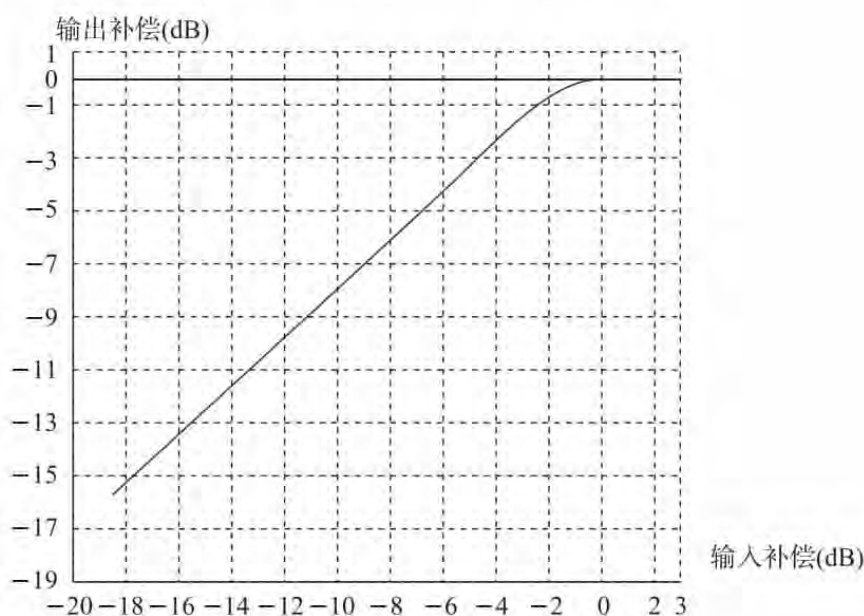


图 4.83 “鑫诺 1 号”卫星 C 频段增益转移特性曲线

7. “鑫诺 1 号”卫星链路干扰计算公式

1) “鑫诺 1 号”卫星 C 频段链路干扰计算公式

- 相邻卫星上行干扰: $C/I = 105.4 - BOil - 10 \times \log(Bn)$
- 相邻卫星下行干扰: $C/I = 100.5 - BOol - 10 \times \log(Bn)$
- 卫星上行极化干扰: $C/I = 108.4 - BOil - 10 \times \log(Bn)$
- 卫星下行极化干扰: $C/I = 107.5 - BOol - 10 \times \log(Bn)$

2) “鑫诺 1 号”卫星 Ku 频段链路干扰计算公式

- 相邻卫星上行干扰: $C/I = 102.8 - BOil - 10 \times \log(Bn)$
- 相邻卫星下行干扰: $C/I = 97.8 - BOol - 10 \times \log(Bn)$

- 卫星上行极化干扰： $C/I = 105.4 - BOil - 10 \times \log (Bn)$
- 卫星下行极化干扰： $C/I = 106.0 - BOol - 10 \times \log (Bn)$

8. “鑫诺 1 号”卫星总体性能参数

“鑫诺 1 号”卫星总体性能参数如表 4-18 所示。

表 4-18 “鑫诺 1 号”卫星总体性能参数

卫星发射日期	1998 年 7 月 18 日
卫星轨道位置	110.5°E
卫星主承包商	ALCTEL
卫星平台	SB3000A
卫星寿命	≥15 年
卫星稳定方式	三轴稳定
卫星总功率	6400 W (初期) 5300 W (15 年末期)
有效载荷功率	3913 W
卫星质量	2840 kg
转发器数	Ku: 14 C: 24 (含一对 C ~ Ku 交链转发器)
卫星轨道位置保持精度	≤ ±0.1° (东西向和南北向)
运载火箭	长征三号 B

9. “鑫诺 1 号”卫星有效载荷主要性能参数

“鑫诺 1 号”卫星有效载荷主要性能参数如表 4-19 所示。

表 4-19 “鑫诺 1 号”卫星有效载荷主要性能参数

	C 频段	Ku 频段
覆盖区	中国及亚太地区	中国及周边国家和地区
工作频段	上行 5845 ~ 6425 MHz 下行 3625 ~ 4200 MHz	14.00 ~ 14.50 GHz 12.25 ~ 12.75 GHz
极化隔离度	≥33 dB	≥33 dB
转发器数	24	14
C ~ Ku 交链数	1	1
转发器功率	21 W	97 W
卫星 EIRP	36 ~ 39.5 dBw	46 ~ 54.5 dBw
卫星 G/T	-3 ~ 0 dB/K	0 ~ 10 dB/K
卫星 SFD (FGM)	- (77 + G/T) ~ - (95 + G/T) dBw/m ²	- (78 + G/T) ~ - (90 + G/T) dBw/m ²
卫星 TV (ALC)	- (70 + G/T) ~ - (90 + G/T) dBw/m ²	
极化	线极化	线极化
转发器带宽	36.0 MHz	54.0 MHz

续表

	C 频段	Ku 频段
C ~ Ku 交链	54.0 MHz	54.0 MHz
接收机备份方式	4:2	4:2
功率放大器备份方式	2 × (16:12)	18:14
Ku 频段信标频率	12260.00 MHz	12260.40 MHz

4.9.2 “亚洲 1 号” 卫星

“亚洲 1 号” 通信卫星，是美国休斯公司制造的静止轨道通信卫星。卫星本体呈圆柱体，直径 2.2 m，高 6.5 m，有 24 个 C 波段转发器，重 1.25 t，设计运行寿命 10 年。“亚洲 1 号” 卫星于 1990 年 4 月 7 日由长征三号运载火箭从西昌卫星发射基地发射成功，是亚洲地区第一颗商用通信卫星，是中国自行研制和生产的长征系列运载火箭，也是中国首次发射国外制造的商用静止轨道通信卫星。2003 年 4 月，“亚洲 1 号” 卫星圆满完成历史使命，光荣退役。

“亚洲 1 号” 卫星是我国第一批 C 频段 VSAT 网络通信卫星。

4.9.3 “亚洲 2 号” 卫星

“亚洲 2 号” 卫星于 1995 年 11 月 28 日使用中国长征二号捆绑式火箭在西昌卫星发射中心发射。该卫星采用了三轴稳定的大型卫星平台，由美国洛克希德－马丁（Lockheed Martin）公司制造的 MM7000 型卫星，共配备了 20 个 36 MHz 和 4 个 72 MHz 带宽的 C 波段转发器，以及 9 个 54 MHz 带宽的 Ku 波段转发器。“亚洲 2 号” 卫星在东经 100.5°的轨道位置上运行，在轨运行寿命为 14.5 年。

“亚洲 2 号” 卫星的 C 波段转发器配备带线性器的 55 W 行波管放大器，覆盖亚洲、东欧、独联体和大洋洲的 53 个国家和地区。

“亚洲 2 号” 卫星的 9 个 Ku 波段转发器配备带线性器的 115 W 行波管放大器，覆盖中国、日本、韩国和朝鲜等国家和地区。“亚洲 2 号” 卫星的 Ku 波段载荷也是该地区第一个针对东亚地区专门设计和赋形的 Ku 波段波束。

“亚洲 2 号” 卫星也是我国第一批 Ku 频段的 VSAT 专用网的卫星。

4.9.4 “亚洲 4 号” 卫星

1. “亚洲 4 号” 卫星基本情况

“亚洲 4 号” 卫星属于亚洲卫星有限公司，该公司主要股东是中国中信集团公司（持股 50.5%）、SES 环球卫星公司（49.5%）。

中国中信集团公司是由邓小平同志亲自倡导和批准、由 1993 年 3 月至 1998 年 3 月任国家副主席的荣毅仁于 1979 年 10 月创办的国际化大型跨国企业集团。全球拥有 44 家子公司（银行）控股公司及代表处。业务领域有金融、电信实业及其他服务业等。

SES 环球卫星公司于 1985 年成立，总部设在欧洲卢森堡。2001 年 3 月，收购美国

GE AMERICOM 卫星公司，成为全球最大的商业卫星运营组织。目前全部或部分拥有 38 颗卫星，是欧洲最大的卫星电视广播业务提供商，是制定 DVB 数字广播标准的发起机构，向 1.02 亿欧洲家庭提供卫星电视服务。

“亚洲 4 号”卫星于 2003 年 4 月 11 日在美国佛罗里达州肯尼迪太空中心成功发射，是美国波音卫星系统公司制造的 BSS-601HP（原休斯 601HP）高功率型三轴稳定卫星，预期在轨寿命大于 16 年，在轨精度优于 $\pm 0.05^\circ$ 。

“亚洲 4 号”卫星装有 28 个 C 波段转发器，带宽为 36 MHz，采用 55 W 行波管放大器并配置线性器装置，可覆盖亚洲、澳大利亚、新西兰、独联体等区域的 50 多个国家和地区。

“亚洲 4 号”卫星装有 20 个 Ku 波段转发器，共有 3 个波束，分别为固定卫星业务（FSS）中国波束、澳大利亚波束和广播卫星业务（BSS）波束。其中，中国波束覆盖中国全境及周边国家和地区，初始设置为 8 个转发器；澳大利亚波束覆盖澳大利亚和中国香港地区，初始设置为 8 个转发器，澳大利亚波束是专为澳大利亚设计的可移动成型波束，可根据需要移至其他地区；广播卫星业务（BSS）波束可覆盖我国香港、华南及台湾地区，初始设置为 4 个转发器，该波束将首次为中国部分地区提供卫星直播电视服务。

“亚洲 4 号”卫星 Ku 波段中国波束和澳大利亚波束之间可实现信号交链，比如，由中国波束上行的电路，可以在澳大利亚波束下行；由澳大利亚波束上行的电路，可以在中国波束下行。“亚洲 4 号”卫星这一独有的转换能力，给用户提供了一个扩大网络服务范围的途径。

“亚洲 4 号”卫星 Ku 波段各波束之间可以调动转发器。如中国波束转发器不可使用，可从澳大利亚波束调动转发器至中国波束，使中国波束拥有的转发器数量最多可达 16 个。

“亚洲 4 号”卫星 Ku 波段转发器均采用 140 W 的行波管放大器，并配备有线性器或自动增益控制装置，是中国上空最高功率的 Ku 波段转发器之一。

“亚洲 4 号”卫星的主要技术参数如表 4-20 所示。

表 4-20 亚洲四号卫星的主要技术参数

卫星制造公司	美国波音卫星系统公司
卫星型号	BSS-601HP
发射时间	2003 年 4 月 11 日
投入运行时间	2003 年 5 月 30 日
运载火箭	美国 Atlas III B
在轨寿命	大于 16 年
稳定方式	三轴稳定
轨道位置	东经 122.2°
卫星在轨精度	优于 $\pm 0.05^\circ$

2. “亚洲 4 号”卫星 C 波段转发器

“亚洲 4 号”卫星 C 波段转发器主要技术参数如表 4-21 所示。

表 4-21 C 波段转发器主要技术参数

转发器数量	28	
工作频率	上行 5.845 ~ 6.425 GHz	
	下行 3.620 ~ 4.200 GHz	
转发器带宽	36 MHz	
上/下行极化方式	线性双极化 (水平, 垂直)	
行波管放大器功率	55 W	
转发器特性	带线性器	
行波管放大器备份	34 对 28	
接收机备份	4 对 2	
最大有效全向辐射功率 (EIRP)	41.8 dBw	
最大品质因数 (G/T)	1.7 dB/K	
最灵敏饱和通量密度 (SFD)	-101.2 dBw/m^2 $G/T=1.7 \text{ dB/K}$, 0 dB 衰减	
饱和通量密度调整范围	0 ~ 30 dB	
信标频率	4198.25 MHz; 4199.25 MHz	
卫星转换频率	2225 MHz	
转发器最大增益变动	偏离中心频率 (MHz)	增益变化 (dB)
	± 12	0.7
	± 18	2.6
转发器最大群时延	偏离中心频率 (MHz)	增益变化 (dB)
	0	2.5
	± 8	8.0
	± 12	20.0
	± 16	55.0
	± 18	120.0
转发器相位噪声	相对未调制载波的频偏	单边带相位噪声谱密度 (dBc/Hz)
	50 Hz	-71.5
	100 Hz	-79.5
	1 kHz	-94.5
	10 kHz	-100.0
	1 MHz	-100.0
	5 MHz	-100.0
卫星 TWTA 特性	输入回退 (dB)	输出回退 (dB)
	0	0.0
	1	0.1
	2	0.4
	3	0.8
	4	1.3
	6	2.7
	8	4.4
	10	6.2
	15	11.1
	20	16.0

“亚洲 4 号”卫星 C 波段频率和极化计划如图 4.84 所示。“亚洲 4 号”卫星 C 波段 EIRP 等值线图、 G/T 等值线图如图 4.85、图 4.86 所示。

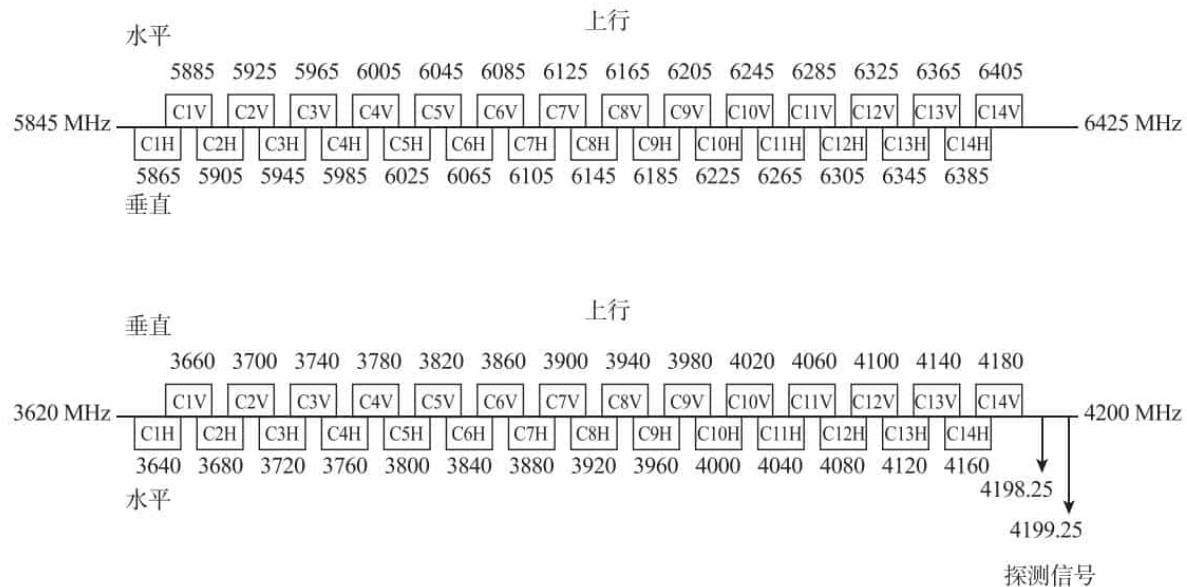


图 4.84 “亚洲 4 号”卫星 C 波段频率和极化计划

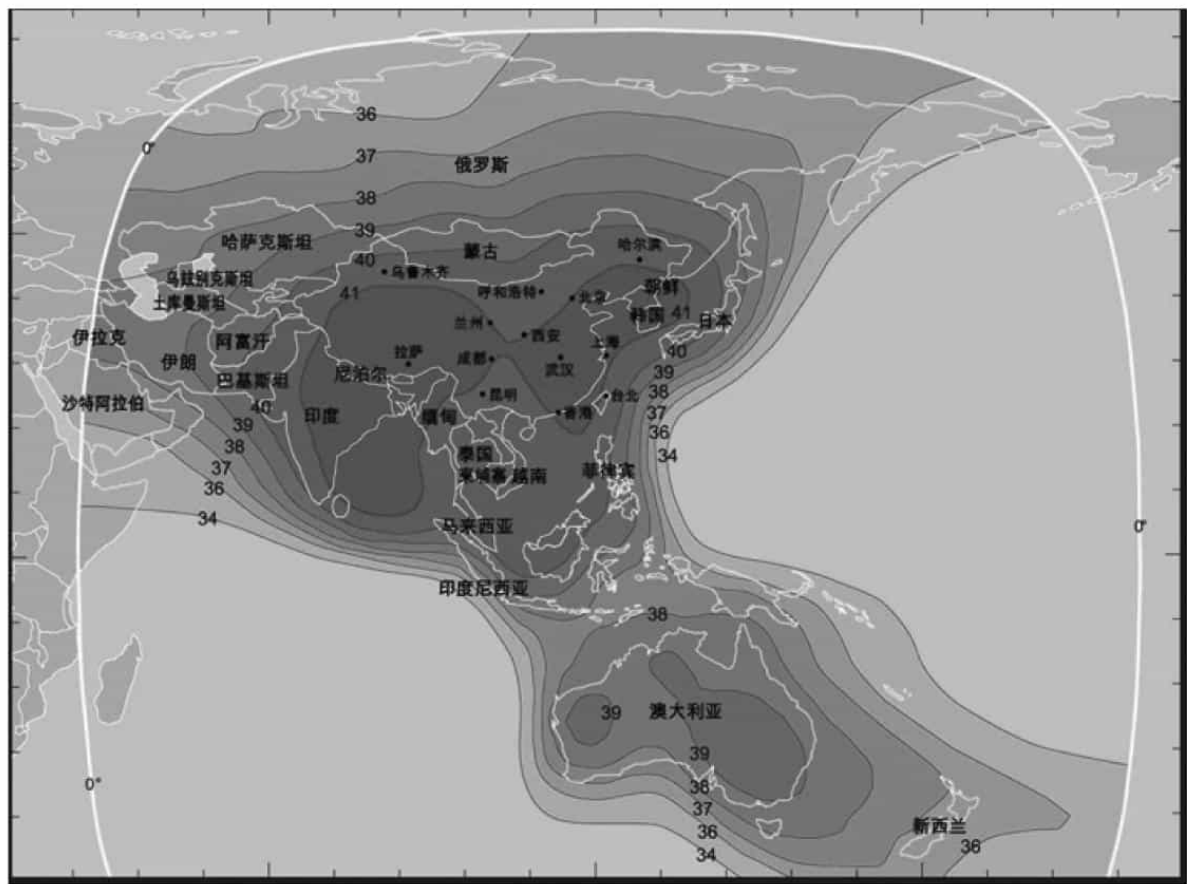


图 4.85 “亚洲 4 号”卫星 C 波段 EIRP 等值线图

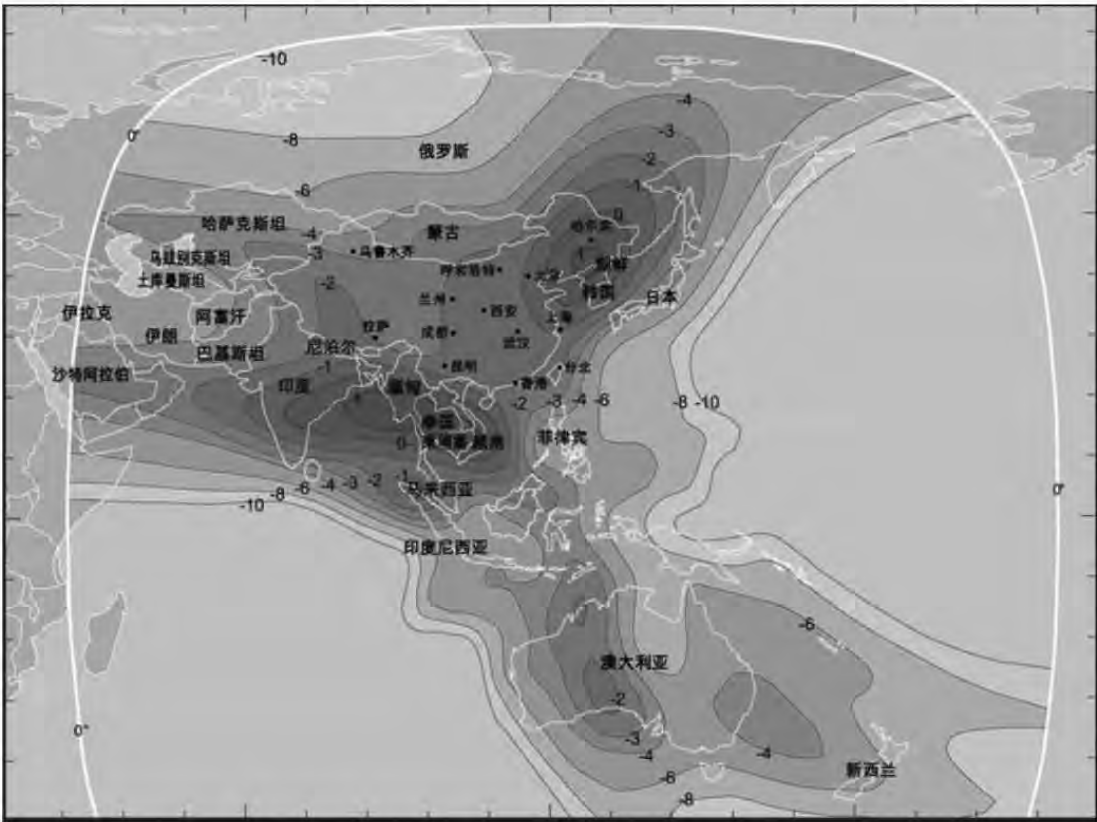


图 4.86 “亚洲 4 号”卫星 C 波段 G/T 等值线图

“亚洲 4 号”卫星 C 波段在中国与其他国家和地区的 EIRP、 G/T 及 SFD 参考值如表 4-22、表 4-23 所示。

表 4-22 “亚洲 4 号”卫星 C 波段在中国的 EIRP、 G/T 及 SFD 参考值

中国各省市（地区）	城市	经度（度）	纬度（度）	EIRP (dBw)	G/T (dB/K)	SFD (dBw/m ²)
北京	北京	116.4	39.9	41.0	-0.7	-90.8
上海	上海	121.4	31.1	41.2	-0.9	-90.6
天津	天津	117.2	39.1	41.1	-0.5	-91.0
重庆	重庆	106.5	29.6	41.0	-1.6	-89.9
	忠县	108.1	30.2	41.0	-1.5	-90.0
	万州	108.3	30.8	41.0	-1.5	-90.0
	巫山	109.9	31.0	41.1	-1.5	-90.0
黑龙江	哈尔滨	126.7	45.8	40.8	0.9	-92.4
	齐齐哈尔	124.0	47.3	40.6	0.4	-91.9
	大庆	125.0	46.6	40.7	0.7	-92.2
吉林	长春	125.4	43.9	41.1	1.1	-92.6
	通化	125.9	41.7	41.2	1.2	-92.7
	延吉	129.4	42.8	41.1	0.8	-92.3
	吉林	126.6	43.9	41.0	1.1	-92.6

续表

中国各省市 (地区)	城市	经度 (度)	纬度 (度)	EIRP (dBw)	G/T (dB/K)	SFD (dBw/m ²)
辽宁	沈阳	123.4	41.8	41.2	1.0	-92.5
	大连	121.6	39.0	41.3	0.6	-92.1
	抚顺	123.8	41.8	41.2	1.1	-92.6
	营口	122.3	40.7	41.3	0.8	-92.3
	鞍山	123.0	41.1	41.3	1.0	-92.5
河北	石家庄	114.5	38.0	41.0	-1.1	-90.4
	保定	115.4	38.9	41.0	-1.0	-90.5
	秦皇岛	119.6	39.9	41.2	0.1	-91.6
	邯郸	114.5	36.6	41.1	-1.2	-90.3
	廊坊	116.7	39.5	41.0	-0.7	-90.8
江苏	南京	118.8	32.0	41.3	-0.9	-90.6
	南通	120.9	32.0	41.2	-0.7	-90.8
	苏州	120.6	31.3	41.2	-0.8	-90.7
	徐州	117.1	34.2	41.3	-0.9	-90.6
	连云港	119.2	34.6	41.3	-0.5	-91.0
安徽	合肥	117.3	31.9	41.3	-1.1	-90.4
	蚌埠	117.4	32.9	41.3	-1.0	-90.5
	铜陵	117.8	30.9	41.3	-1.1	-90.4
	芜湖	118.4	31.4	41.3	-1.0	-90.5
	安庆	117.0	30.5	41.3	-1.2	-90.3
浙江	杭州	120.2	30.3	41.2	-1.0	-90.5
	宁波	121.6	29.9	41.1	-1.2	-90.3
	舟山	122.1	30.0	41.0	-1.3	-90.2
	嘉兴	120.8	30.7	41.2	-1.0	-90.5
	温州	120.7	28.0	41.1	-1.3	-90.2
山东	济南	117.0	36.7	41.2	-0.7	-90.8
	东营	118.5	37.4	41.2	-0.3	-91.2
	青岛	120.3	36.1	41.3	-0.1	-91.4
	威海	122.1	37.5	41.3	0.5	-92.0
	烟台	121.4	37.5	41.3	0.3	-91.8
湖北	武汉	114.3	30.6	41.3	-1.4	-90.1
	十堰	110.8	32.6	41.1	-1.4	-90.1
	襄阳	112.2	32.0	41.2	-1.5	-90.0
	宜昌	111.4	30.7	41.2	-1.6	-89.9

续表

中国各省市 (地区)	城市	经度 (度)	纬度 (度)	EIRP (dBw)	G/T (dB/K)	SFD (dBw/m ²)
江西	南昌	115.9	28.7	41.4	-1.4	-90.1
	赣州	115.0	25.8	41.4	-1.7	-89.8
	鹰潭	117.0	28.2	41.4	-1.3	-90.2
	九江	116.0	29.7	41.4	-1.3	-90.2
	景德镇	117.2	29.3	41.4	-1.3	-90.2
河南	郑州	113.7	34.8	41.1	-1.3	-90.2
	开封	114.3	34.8	41.1	-1.2	-90.3
	商丘	115.7	34.4	41.2	-1.1	-90.4
	南阳	112.5	33.1	41.2	-1.4	-90.1
	洛阳	112.4	34.8	41.1	-1.4	-90.1
湖南	长沙	113.0	28.2	41.3	-1.6	-89.9
	衡阳	112.6	27.0	41.3	-1.8	-89.7
	常德	111.7	29.0	41.2	-1.6	-89.9
	岳阳	113.2	29.3	41.3	-1.6	-89.9
山西	太原	112.5	37.9	40.9	-1.4	-90.1
	朔州	112.5	39.3	40.8	-1.4	-90.1
	运城	111.0	35.0	41.0	-1.4	-90.1
	大同	113.2	40.2	40.8	-1.3	-90.2
福建	福州	119.3	26.1	41.3	-1.4	-90.1
	泉州	118.6	24.9	41.3	-1.5	-90.0
	漳州	117.7	24.5	41.4	-1.6	-89.9
	莆田	119.1	25.4	41.3	-1.5	-90.0
	厦门	118.1	24.6	41.3	-1.6	-89.9
广东	广州	113.2	23.2	41.1	-2.0	-89.5
	汕头	116.7	23.4	41.3	-1.8	-89.7
	珠海	113.5	22.2	41.1	-2.0	-89.5
	中山	113.4	22.5	41.1	-2.0	-89.5
	佛山	113.1	23.0	41.1	-2.0	-89.5
	深圳	114.1	22.6	41.2	-2.0	-89.5
	湛江	110.4	21.3	40.8	-1.6	-89.9
陕西	西安	109.0	34.3	41.0	-1.4	-90.1
	汉中	107.1	33.0	41.0	-1.5	-90.0
	宝鸡	107.2	34.3	40.9	-1.5	-90.0
	延安	109.5	36.6	40.8	-1.5	-90.0
内蒙古	呼和浩特	111.7	40.8	40.7	-1.5	-90.0
	包头	109.8	40.6	40.6	-1.6	-89.9
	赤峰	119.0	42.2	41.0	-0.1	-91.4

续表

中国各省市 (地区)	城市	经度 (度)	纬度 (度)	EIRP (dBw)	G/T (dB/K)	SFD (dBw/m ²)
新疆	乌鲁木齐	87.6	43.8	40.5	-3.1	-88.4
	哈密	93.4	42.8	40.8	-3.1	-88.4
	喀什	76.0	39.5	40.5	-2.5	-89.0
青海	西宁	101.7	36.6	41.1	-2.0	-89.5
	德令哈	97.4	37.4	41.4	-2.6	-88.9
宁夏	银川	106.3	38.5	40.7	-1.7	-89.8
	固原	106.3	36.0	40.9	-1.6	-89.9
甘肃	兰州	103.7	36.1	41.0	-1.8	-89.7
	酒泉	98.5	39.7	41.1	-2.5	-89.0
西藏	拉萨	91.2	29.7	41.7	-2.1	-89.4
	昌都	97.3	31.0	41.5	-2.6	-88.9
	日喀则	88.8	29.2	41.8	-1.8	-89.7
	阿里	80.1	32.4	41.3	-2.2	-89.3
	那曲	92.1	31.4	41.7	-2.4	-89.1
	林芝	94.6	29.5	41.5	-2.4	-89.1
四川	成都	104.1	30.7	41.0	-1.7	-89.8
	攀枝花	101.7	26.5	41.0	-1.9	-89.6
	广元	105.9	32.4	41.0	-1.5	-90.0
	西昌	102.2	28.0	41.1	-2.0	-89.5
	宜宾	104.6	28.8	40.9	-1.7	-89.8
	绵阳	104.8	31.5	41.0	-1.6	-89.9
贵州	贵阳	106.7	26.6	40.8	-1.7	-89.8
	遵义	106.9	27.7	40.9	-1.6	-89.9
	都匀	107.6	26.2	40.8	-1.7	-89.8
	安顺	106.0	26.2	40.8	-1.7	-89.8
云南	昆明	102.7	25.1	40.8	-1.6	-89.9
	大理	100.2	25.6	41.0	-1.7	-89.8
	曲靖	103.9	25.4	40.7	-1.7	-89.8
	丽江	100.3	26.8	41.1	-2.0	-89.5
广西	南宁	108.3	22.8	40.7	-1.6	-89.9
	百色	106.7	23.9	40.6	-1.6	-89.9
	柳州	109.3	24.3	40.9	-1.8	-89.7
	桂林	110.3	25.3	41.0	-1.9	-89.6
海南	海口	110.3	20.1	40.7	-1.2	-90.3
	三亚	109.5	18.3	40.5	-0.4	-91.1

续表

中国各省市 (地区)	城市	经度 (度)	纬度 (度)	EIRP (dBw)	G/T (dB/K)	SFD (dBw/m ²)
台湾	台北	121.7	25.0	40.8	-1.9	-89.6
	高雄	120.3	22.6	40.9	-1.9	-89.6
香港	香港	114.2	22.3	41.2	-2.0	-89.5
澳门	澳门	113.3	22.1	41.1	-2.0	-89.5

表 4-23 “亚洲 4 号” 卫星 C 波段在其他国家和地区的 EIRP、G/T 及 SFD 参考值

其他国家和地区	城市	经度 (度)	纬度 (度)	EIRP (dBw)	G/T (dB/K)	SFD (dBw/m ²)
蒙古	乌兰巴托	107.00	47.60	39.7	-2.9	-88.6
泰国	曼谷	100.50	14.00	40.7	1.0	-92.5
韩国	首尔	126.97	37.55	41.3	0.4	-91.9
	釜山	129.08	35.17	41.1	-1.2	-90.3
朝鲜	平壤	125.45	39.01	41.3	0.9	-92.4
缅甸	仰光	96.20	16.90	40.7	1.7	-93.2
日本	东京	139.70	35.70	39.4	-5.2	-86.3
	札幌	141.35	43.05	39.4	-3.3	-88.2
越南	河内	105.50	21.00	40.4	-0.7	-90.8
	胡志明市	106.40	10.60	40.6	0.5	-92.0
菲律宾	马尼拉	121.00	15.00	40.2	-4.8	-86.7
马来西亚	吉隆坡	101.40	3.10	40.0	-1.7	-89.8
新加坡	新加坡	104.30	1.30	40.3	-3.4	-88.1
印度尼西亚	雅加达	106.70	-6.30	38.3	-4.4	-87.1
巴布亚新几内亚	摩尔斯贝港	147.80	-9.20	37.3	-7.4	-84.1
斯里兰卡	科伦坡	79.50	6.60	40.1	-4.3	-87.2
尼泊尔	加德满都	85.30	27.70	41.7	-1.5	-90.0
孟加拉国	达卡	90.50	23.70	41.5	-0.2	-91.4
巴基斯坦	伊斯兰堡	73.00	32.50	40.6	-3.4	-88.1
	卡拉奇	68.60	24.60	40.3	-2.4	-89.1
阿富汗	喀布尔	69.00	35.00	40.0	-3.8	-87.7
独联体	哈巴罗夫斯克	135.50	48.30	40.0	-0.6	-90.9
	萨哈林岛	142.00	46.00	39.2	-2.9	-88.6
印度	加尔加答	88.30	22.50	41.5	0.3	-91.8
	新德里	77.50	28.30	41.3	-2.5	-89.0
	马德拉斯	80.20	13.10	41.3	-0.4	-91.1
澳大利亚	达尔文	130.83	-12.50	38.7	-3.9	-87.6
	悉尼	151.22	-33.85	39.1	-3.4	-88.1
	珀斯	115.80	-31.90	38.0	-6.4	-85.1
新西兰	奥克兰	174.77	-36.87	36.9	-6.7	-84.8
	基督城	172.78	-43.55	36.5	-5.7	-85.8

3. “亚洲4号”卫星 Ku 波段转发器

Ku 波段转发器主要技术参数如表 4-24 所示。Ku 波段中国波束转发器主要技术参数如表 4-25 所示。

表 4-24 Ku 波段转发器主要技术参数

转发器数量	20	
工作频率	FSS	上行 14.4 ~ 14.5 GHz
	BSS	下行 12.25 ~ 12.75 GHz
		上行 14.4 ~ 14.5 GHz
		下行 11.7 ~ 12.2 GHz
行波管放大器功率	140 W	
BSS 频段技术参数		
转发器数量	4 ~ 12	
转发器初始设置数量	4	
转发器带宽	33 MHz	
行波管放大器特性	带自动增益控制装置	
上/下行极化方式	上行垂直/下行右旋圆极化	
覆盖范围	中国华南及台湾地区	
FSS 频段技术参数（中国波束）		
转发器数量	0 ~ 16	
转发器初始设置数量	8	
33 MHz 带宽转发器	0 ~ 6	
54 MHz 带宽转发器	0 ~ 10	
行波管放大器特性	带自动增益控制装置或线性器	
上/下行极化方式	线性双极化（水平，垂直）	
覆盖范围	中国及周边国家和地区	
波束特性	可与澳大利亚波束信号交链	

表 4-25 Ku 波段中国波束转发器主要技术参数

覆盖范围	中国及周边国家和地区
工作频率	上行 14.00 ~ 14.50 GHz
	下行 12.25 ~ 12.75 GHz
转发器带宽	54 MHz 或 33 MHz
上/下行极化方式	线性双极化（水平，垂直）
行波管放大器功率	140 W
转发器特性	带线性器或自动增益控制装置
行波管放大器备份	24 对 20
最大有效全向辐射功率	55.8 dBw
最大品质因子	9.1 dB/K
最灵敏饱和通量密度	-102.3 dBw/m ² G/T=9.1 dB/K, 0 dB 衰减

续表

饱和通量密度调整范围	0 ~ 30 dB	
接收机备份	6 对 3	
卫星转换频率	1750 MHz	
信标频率	12254.0 MHz (水平极化)	
	12253.0 MHz (垂直极化)	
信标下行功率	20 dBw (波束中心)	
信标频率稳定度	± 40 kHz (卫星整个寿命期)	
信标下行 EIRP 稳定度	任何 2 小时间隔, 不超过 0.5 dB	
	任何 24 小时间隔, 不超过 1.0 dB	
转发器最大增益变动	偏离中心频 (MHz)	增益变化 (dB)
	± 24	1.6
	± 26	2.7
	± 27	3.7
转发器最大群时延	偏离中心频率 (MHz)	群时延 (ns)
	0	2.2
	± 16	11.0
	± 24	42.0
	± 27	90.0
转发器相位噪声	对未调制载波的频率偏移	单边带相位噪声谱密度 (dBc/Hz)
	50 Hz	-71.5
	100 Hz	-79.5
	1 kHz	-94.5
	10 kHz	-100.0
	1 MHz	-100.0
	5 MHz	-100.0
卫星 TWTA 特性	输入回退 (dB)	输出回退 (dB)
	0	0.0
	1	0.1
	2	0.4
	3	0.8
	4	1.3
	6	2.7
	8	4.4
	10	6.2
	15	11.1
	20	16.0

“亚洲 4 号”卫星 Ku 波段频率和极化计划如图 4.87 所示。

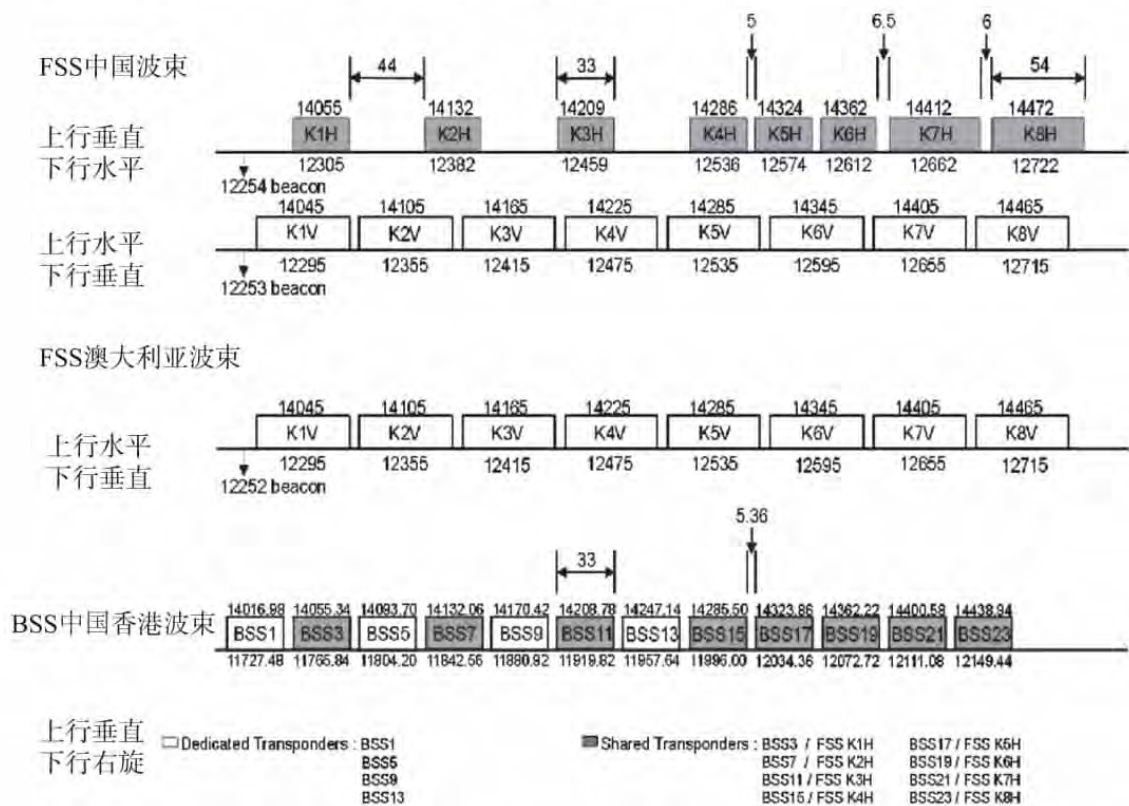


图 4.87 “亚洲 4 号”卫星 Ku 波段频率和极化计划

“亚洲 4 号”卫星 Ku 波段 FSS 中国波束 EIRP 等值线图、 G/T 等值线图如图 4.88、图 4.89 所示。

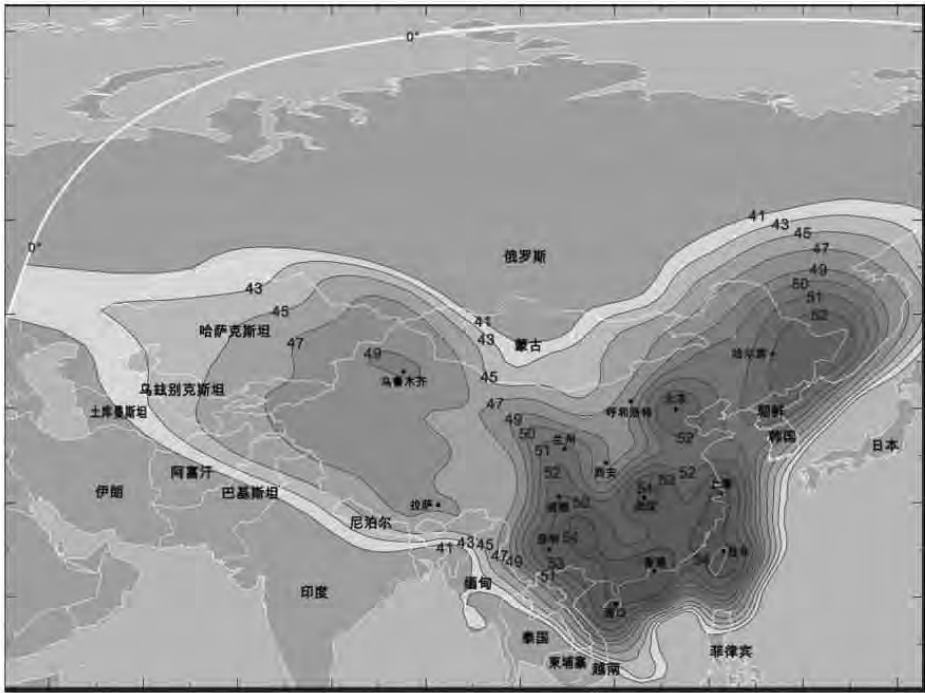


图 4.88 “亚洲四号”卫星 Ku 波段 FSS 中国波束 EIRP 等值线图

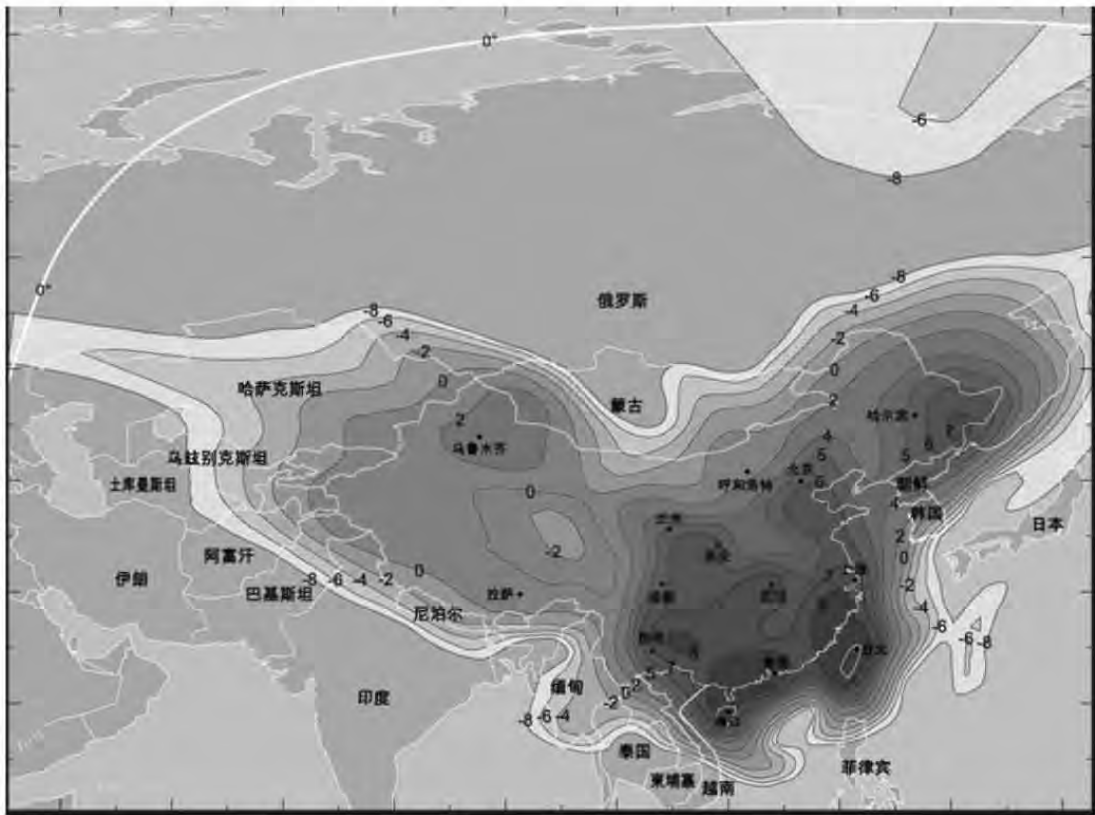


图 4.89 “亚洲 4 号”卫星 Ku 波段 FSS 中国波束 G/T 等值线图

“亚洲 4 号”卫星 Ku 频段在中国地区和其他国家波束下行 EIRP 和 G/T 参考值如表 4-26、表 4-27 所示。

表 4-26 “亚洲 4 号”卫星 Ku 频段中国波束下行 EIRP 和 G/T 参考值

省市	城市	经度 (度)	纬度 (度)	方位角 (度)	仰角 (度)	下行功率 (dBw)	品质因子 (dB/K)	饱和通量 (dBw/m ²)
北京	北京	116.4	39.9	171.3	43.5	53.0	5.6	-90.8
上海	上海	121.4	31.1	178.8	53.8	54.2	7.4	-92.5
天津	天津	117.2	39.1	172.4	44.5	53.0	6.4	-91.5
重庆	重庆	106.5	29.6	150.7	51.5	53.3	6.5	-91.6
	忠县	108.1	30.2	153.8	51.7	52.0	6.5	-91.6
	万州	108.3	30.8	154.5	51.1	51.3	6.4	-91.5
	巫山	109.9	31.0	157.4	51.6	51.6	6.4	-91.6
黑龙江	哈尔滨	126.7	45.8	186.5	37.1	52.0	5.4	-90.6
	齐齐哈尔	124.0	47.3	182.7	35.6	50.5	4.2	-89.3
	大庆	125.0	46.6	184.1	36.3	51.1	4.6	-89.7
吉林	长春	125.4	43.9	184.9	39.3	51.5	4.7	-89.9
	通化	125.9	41.7	185.9	41.7	51.7	5.0	-90.2
	延吉	129.4	42.8	190.8	40.0	52.7	6.4	-91.5
	吉林	126.6	43.9	186.6	39.2	52.1	5.3	-90.5

续表

省市	城市	经度 (度)	纬度 (度)	方位角 (度)	仰角 (度)	下行功率 (dBw)	品质因子 (dB/K)	饱和通量 (dBw/m ²)
辽宁	沈阳	123.4	41.8	182.1	41.7	51.0	3.8	-89.0
	大连	121.6	39.0	179.4	44.9	51.0	4.6	-89.7
	抚顺	123.8	41.8	182.7	41.7	51.1	4.0	-89.2
	营口	122.3	40.7	180.5	43.0	50.9	3.9	-89.1
	鞍山	123.0	41.1	181.5	42.5	50.9	3.8	-89.0
河北	石家庄	114.5	38.0	167.9	45.3	51.6	5.7	-90.8
	保定	115.4	38.9	169.6	44.4	52.7	5.8	-91.0
	秦皇岛	119.6	39.9	176.3	43.8	51.8	5.6	-90.7
	邯郸	114.5	36.6	167.5	46.8	50.8	5.5	-90.7
	廊坊	116.7	39.5	171.7	44.0	53.0	6.0	-91.2
江苏	南京	118.8	32.0	174.0	52.6	52.7	6.7	-91.8
	南通	120.9	32.0	177.9	52.7	53.7	7.2	-92.3
	苏州	120.6	31.3	177.3	53.5	54.0	7.6	-92.7
	徐州	117.1	34.2	171.3	49.9	51.5	5.5	-90.6
	连云港	119.2	34.6	175.1	49.7	51.6	6.3	-91.4
安徽	合肥	117.3	31.9	171.2	52.5	52.6	5.9	-91.0
	蚌埠	117.4	32.9	171.6	51.4	52.1	5.5	-90.7
	铜陵	117.8	30.9	171.9	53.7	52.8	6.7	-91.9
	芜湖	118.4	31.4	173.1	53.2	52.8	6.8	-92.0
	安庆	117.0	30.5	170.2	54.0	53.0	6.6	-91.7
浙江	杭州	120.2	30.3	176.4	54.6	54.1	8.0	-93.2
	宁波	121.6	29.9	179.2	55.1	54.4	7.6	-92.7
	舟山	122.1	30.0	180.2	55.0	54.1	7.1	-92.2
	嘉兴	120.8	30.7	177.7	54.2	54.3	7.8	-92.9
	温州	120.7	28.0	177.2	57.3	54.5	8.2	-93.3
山东	济南	117.0	36.7	171.7	47.1	51.9	6.7	-91.9
	东营	118.5	37.4	174.2	46.5	52.1	6.8	-92.0
	青岛	120.3	36.1	177.1	48.1	51.4	6.1	-91.3
	威海	122.1	37.5	180.2	46.5	50.9	4.7	-89.9
	烟台	121.4	37.5	179.0	46.5	51.0	5.2	-90.3
湖北	武汉	114.3	30.6	165.1	53.4	54.2	7.4	-92.6
	十堰	110.8	32.6	159.8	50.2	51.0	5.5	-90.6
	襄阳	112.2	32.0	161.9	51.3	53.2	6.4	-91.5
	宜昌	111.4	30.7	159.9	52.4	53.3	7.2	-92.4

续表

省市	城市	经度 (度)	纬度 (度)	方位角 (度)	仰角 (度)	下行功率 (dBw)	品质因子 (dB/K)	饱和通量 (dBw/m ²)
江西	南昌	115.9	28.7	167.5	55.9	53.3	6.9	-92.0
	赣州	115.0	25.8	164.2	58.9	53.7	7.1	-92.3
	鹰潭	117.0	28.2	169.5	56.6	53.2	7.5	-92.6
	九江	116.0	29.7	168.0	54.8	53.4	6.8	-91.9
	景德镇	117.2	29.3	170.3	55.4	53.0	7.2	-92.4
河南	郑州	113.7	34.8	165.7	48.6	50.9	4.3	-89.5
	开封	114.3	34.8	166.7	48.7	51.1	4.5	-89.7
	商丘	115.7	34.4	168.9	49.5	51.6	5.0	-90.1
	南阳	112.5	33.1	163.0	50.2	52.2	5.1	-90.3
	洛阳	112.4	34.8	163.5	48.3	50.0	4.1	-89.2
湖南	长沙	113.0	28.2	161.5	55.6	53.3	7.4	-92.5
	衡阳	112.6	27.0	160.0	56.8	52.7	7.1	-92.3
	常德	111.7	29.0	159.5	54.3	53.4	7.8	-93.0
	岳阳	113.2	29.3	162.4	54.5	54.0	7.8	-92.9
	株洲	113.2	27.8	161.6	56.1	53.1	7.1	-92.3
山西	太原	112.5	37.9	164.8	45.0	49.7	4.4	-89.6
	朔州	112.5	39.3	165.2	43.5	50.0	3.3	-88.5
	运城	111.0	35.0	161.3	47.7	49.0	4.6	-89.7
	大同	113.2	40.2	166.5	42.6	50.8	2.9	-88.0
新疆	乌鲁木齐	87.6	43.8	135.3	29.0	49.1	2.9	-88.0
	哈密	93.4	42.8	141.3	32.8	47.6	2.0	-87.2
	喀什	76.0	39.5	121.6	24.5	47.9	0.9	-86.0
福建	福州	119.3	26.1	173.9	59.4	54.5	8.3	-93.5
	泉州	118.6	24.9	172.0	60.6	54.1	8.2	-93.4
	漳州	117.7	24.5	169.7	60.9	53.8	7.9	-93.1
	莆田	119.1	25.4	173.3	60.1	54.4	8.3	-93.5
	厦门	118.1	24.6	170.7	60.9	53.9	8.1	-93.2
广东	广州	113.2	23.2	158.5	61.1	55.2	9.0	-94.1
	汕头	116.7	23.4	166.9	62.0	53.8	7.5	-92.7
	珠海	113.5	22.2	158.4	62.3	55.7	9.0	-94.1
	中山	113.4	22.5	158.4	61.9	55.7	9.1	-94.2
	佛山	113.1	23.0	158.2	61.3	55.4	9.1	-94.2
	深圳	114.1	22.6	160.1	62.1	55.6	8.8	-94.0
	湛江	110.4	21.3	150.5	61.8	54.6	8.9	-94.0

续表

省市	城市	经度 (度)	纬度 (度)	方位角 (度)	仰角 (度)	下行功率 (dBw)	品质因子 (dB/K)	饱和通量 (dBw/m ²)
陕西	西安	109.0	34.3	157.7	47.8	49.1	6.3	-91.4
	汉中	107.1	33.0	154.0	48.4	50.4	6.9	-92.0
	宝鸡	107.2	34.3	154.9	47.1	50.3	6.8	-91.9
	延安	109.5	36.6	159.6	45.5	48.8	4.3	-89.4
内蒙古	呼和浩特	111.7	40.8	164.5	41.7	48.7	1.2	-86.4
	包头	109.8	40.6	161.6	41.4	46.9	0.8	-85.9
	赤峰	119.0	42.2	175.5	41.2	51.3	5.1	-90.2
青海	西宁	101.7	36.6	148.2	42.4	50.7	3.3	-88.4
	德令哈	97.4	37.4	143.0	39.6	47.4	-0.1	-85.0
宁夏	银川	106.3	38.5	155.7	42.5	48.0	1.0	-86.2
	固原	106.3	36.0	154.4	45.0	50.5	5.1	-90.3
甘肃	兰州	103.7	36.1	150.7	43.8	51.3	4.6	-89.7
	酒泉	98.5	39.7	145.8	38.0	48.3	-0.7	-84.4
西藏	拉萨	91.2	29.7	129.7	41.8	47.1	1.3	-86.4
	昌都	97.3	31.0	138.2	45.0	44.3	-0.5	-84.6
	日喀则	88.8	29.2	126.7	40.3	47.2	0.9	-86.1
四川	成都	104.1	30.7	147.7	49.3	52.9	5.7	-90.9
	攀枝花	101.7	26.5	140.3	51.7	52.3	5.2	-90.3
	广元	105.9	32.4	151.7	48.5	51.6	6.5	-91.6
	西昌	102.2	28.0	142.5	50.7	51.9	5.4	-90.5
	宜宾	104.6	28.8	147.0	51.3	53.6	6.6	-91.8
	绵阳	104.8	31.5	149.4	48.8	52.7	6.0	-91.1
贵州	贵阳	106.7	26.6	148.6	54.6	54.3	7.7	-92.9
	遵义	106.9	27.7	149.9	53.6	54.3	7.3	-92.4
	都匀	107.6	26.2	149.8	55.4	54.2	7.7	-92.9
	安顺	106.0	26.2	147.0	54.6	54.2	8.0	-93.2
云南	昆明	102.7	25.1	140.5	53.6	53.2	6.5	-91.7
	大理	100.2	25.6	137.2	51.5	51.0	2.7	-87.9
	曲靖	103.9	25.4	142.7	54.1	53.6	7.7	-92.9
	丽江	100.3	26.8	138.6	50.5	50.8	2.6	-87.7
广西	南宁	108.3	22.8	147.8	59.1	53.9	7.9	-93.1
	百色	106.7	23.9	146.0	57.2	53.9	7.8	-93.0
	柳州	109.3	24.3	151.3	58.2	53.9	7.9	-93.0
	桂林	110.3	25.3	154.1	57.7	53.3	7.7	-92.8
海南	海口	110.3	20.1	148.9	62.9	54.4	8.6	-93.7
	三亚	109.5	18.3	144.8	64.2	53.8	7.3	-92.5

续表

省市	城市	经度 (度)	纬度 (度)	方位角 (度)	仰角 (度)	下行功率 (dBw)	品质因子 (dB/K)	饱和通量 (dBw/m ²)
香港	香港	114.2	22.3	160.2	62.4	55.6	8.7	-93.9
澳门	澳门	113.3	22.1	157.9	62.3	55.8	9.0	-94.1
台湾	台北	121.7	25.0	179.3	60.8	54.2	9.0	-94.2
	高雄	120.3	22.6	175.6	63.5	54.2	8.8	-94.0

表 4-27 “亚洲 4 号” 卫星 Ku 频段在其他国家波束下行 EIRP 和 G/T 参考值

省市	城市	经度 (度)	纬度 (度)	方位角 (度)	仰角 (度)	下行功率 (dBw)	品质因子 (dB/K)	饱和通量 (dBw/m ²)
朝鲜	平壤	125.5	39.0	185.5	44.7	51.2	4.5	-89.7
韩国	首尔	127.0	37.6	188.1	46.2	50.4	2.6	-87.8
越南	河内	105.5	21.0	140.4	59.1	52.1	5.5	-90.7
老挝	万象	102.6	18.0	131.3	59.4	43.9	-5.0	-80.2
不丹	廷布	89.8	27.5	126.2	42.2	46.1	-0.9	-84.3
尼泊尔	加德满都	85.3	27.7	121.9	38.4	45.2	-1.6	-83.5
巴基斯坦	伊斯兰堡	73.0	32.5	115.0	25.8	43.3	-5.1	-80.0
阿富汗	喀布尔	69.0	35.0	113.4	21.5	44.4	-5.3	-79.9
蒙古	乌兰巴托	107.0	47.6	160.1	33.4	43.1	-4.2	-80.9
吉尔吉斯斯坦	比什凯克	74.6	42.9	122.0	21.7	46.8	-0.3	-84.8
塔吉克斯坦	杜尚别	68.8	38.5	115.0	19.8	45.9	-2.3	-82.9
乌兹别克斯坦	塔什干	69.1	41.2	116.5	18.8	45.8	-2.3	-82.9
哈萨克斯坦	阿斯塔纳	71.4	51.2	122.6	15.1	43.9	-6.2	-79.0

课后习题

1. 简述 VSAT、PES、TES 英文全称及中文意思。
2. PES 和 TES 两个系统主要业务有哪些？
3. 民航 PES 和 TES 主要承担民航哪些业务？
4. 目前，民航 PES 和 TES 主要使用哪几个频段？
5. 简述 VSAT 的主要结构。
6. 民航 PES 和 TES 的调制方式分别是哪种制式？
7. 简述 SCPC 和 MCPC。
8. 简述 FDMA、TDMA、CDMA、SDMA 的基本原理。
9. 简述 FDMA、TDMA、CDMA、SDMA 的各自优缺点。
10. 简述 ALOHA 不同模式的基本原理。

11. PES 和 TES 卫星通信网组网分别采用什么结构?
12. 利用 PES 卫星通信网, 将深圳宝安国际机场和广州白云国际机场两地的自动转报系统连接起来, 请简要画出它们的组网图。
13. 利用 TES 卫星通信网, 将广州白云国际机场的塔台电话、管制室的电话和广州白云国际机场管理部门的电话、南航公司驻广州白云国际机场的电话等连接起来, 请简要画出它们的组网图。
14. 利用民航 VSAT 卫星, 如果旅客小张在飞机上玩微信, 请问小张的手机信号经过了哪些设备节点, 请用简图表示出来。
15. 请查阅相关资料, 简述民航 VSAT 使用了哪些卫星。

本章参考文献

- [1] 朱立东. 卫星通信导论. 北京: 电子工业出版社 [M], 2015.
- [2] 王丽娜. 卫星通信系统. 北京: 国防工业出版社 [M], 2014.
- [3] 王玉. 民航 Ku 波段卫星网载波优化方案的实现 [D]. 黑龙江大学, 2015.
- [4] 庞涛. 民航微型通信 TES 系统应用探讨 [J]. 电子制作, 2016 (24): 79.
- [5] 欧阳军. 塔里木油田 TES 卫星远端站故障浅析 [J]. 数字通信世界, 2005 (4): 65-66.
- [6] 蒋龙浩. 语音数字信号压缩技术在 TES 系统中的应用 [J]. 无线通信, 2007 (23): 62-66.
- [7] 郭义. 民航卫星通信 TES 系统的介绍与应用 [J]. 通信导航, 2002 (1): 29-32.
- [8] 李佳. 民航 TES 卫星设备故障总结分析 [J]. 空中管理, 2011 (10): 57-63.
- [9] 孟飞. TES 卫星远端站维护管理和典型故障处理 [J]. 桂林航天工业高等专科学校学报, 2011 (2): 139-141.
- [10] 高春霞. 浅析 C 波段卫星远端站系统维护工作 [J]. 信息通信, 2017 (1): 196-197.
- [11] 王文杰. 中国民航航管卫星通信网 TES_ PES 系统特点分析 [J]. 中国民航学院学报, 1997 (6): 25-32.
- [12] 张彩琴. PES 数据卫星小站的设计与实现 [J]. 广西工学院学报, 2001 (12): 75-76.
- [13] 和月萍. 民航 TES 卫星设备几例故障的分析及处理 [J]. 现代电子技术, 2003 (14): 63-64.
- [14] 卜恩书. 卫星通信在民航空管中的应用与发展 [J]. 卫星应用, 2015 (11): 60-61.
- [15] 张彩琴. PES VSAT 卫星通信系统简论 [J]. 桂林电子工业学院学报, 2000 (9): 76-77.
- [16] 曹锦. 小口径天线卫星通信技术 [J]. 江苏电机工程, 2002 (6): 52-53.
- [17] 武秀广. VSAT 卫星通信系统综述 [J]. 数字通信世界, 2014 (6): 41-43.
- [18] 赵宇. 浅谈民航 VSAT 卫星通信网络系统拓扑结构的特点 [J]. 电大理工, 2011 (9): 35-36.
- [19] 陈如明. 现代 VSAT 系统及其发展前景 [J]. 微波与卫星通信, 1994 (1): 7-14.
- [20] 王艳荣. VSAT 卫星通信技术的发展与应用 [J]. 有线电视技术, 2004 (17): 5-10.

- [21] 冯雪松. 分析 VSAT 卫星通信技术的发展与应用 [J]. 卫星与网络, 2004 (17): 156.
- [22] 王恒彬. 基于 IP 的 VSAT 卫星通信网络设计 [J]. 卫星应用, 2015 (5): 32-38.
- [23] 王黎明. 国内 VSAT 通信市场发展现状及思考 [J]. 数字通信世界, 2012 (9): 30-32.
- [24] 朱晓敏. VSAT 通信在海洋船舶上的应用研究 [J]. 电子测试, 2016 (20): 103-104.

第5章 卫星移动通信网

5.1 卫星移动通信网概述

5.1.1 卫星移动通信概念

卫星移动通信系统（MSS）是指利用通信卫星作中继站实现移动用户之间或移动用户与固定用户之间相互通信的一种通信方式。卫星移动通信系统利用高、低不同轨道移动通信卫星可以向用户提供区域乃至全球范围的话音、数据、短信等移动通信服务。它主要服务于海上用户、航空用户和陆地用户，具体业务类型如表5-1所示。与地面移动通信相比，卫星通信具有覆盖范围广、传输容量大、不受地形环境限制、发射成本与距离无关等优点，是地面移动通信的延伸和补充，两者的有机结合，构建卫星-地面协同通信系统，实现无线通信全区域、全方位覆盖。

表5-1 卫星移动通信主要业务类型

用户类型	业务类型
海上用户	提供高速数据、船员通信、船务管理等业务
航空用户	提供前舱通信、轨迹监控、安全服务、高速数据等业务
陆地用户	提供应急救援、救灾救助、旅游探险、采矿勘探等业务
M2M 用户	提供车和船队管理、集装箱监控、油气监控、气象数据采集等业务
政府用户	提供军方通信、无人值守数据、后勤保障等业务

5.1.2 卫星移动通信发展历程

1945年，英国专家阿瑟·克拉克提出“地球外的中继思想”，设想在对地静止轨道上利用三颗同步轨道卫星覆盖全球。

1957年，苏联发射了世界上第一颗人造地球卫星。

1962年，美国建立了第一个通信卫星公司，随之开展了同步卫星通信实验，成功进行了电话通话和电视转播。

1965年4月，NASA发射的“晨鸟”（INTELSAT 1）标志着通信卫星进入商用阶段。

1976年，世界上第一个专门提供电报与电话服务的卫星移动通信系统建立，海事卫星移动通信系统（Marist）投入商业运营。

1979年，国际海事卫星组织（Inmarsat）成立，从1982年起，连续对7颗卫星进行租用，第一代Inmarsat卫星通信系统随之形成，该系统专门为船舶进行全球卫星移动通

信服务。

1992 年, 澳大利亚开始运用 AUSSAT-B 卫星进行国内卫星移动通信服务。

1998 年 11 月, “铱系统” 开始投入商业运营, 标志第一代卫星移动通信系统进入实用阶段。

1999 年, 中国正式开通铱星业务 (电话、传真、数据和寻呼业务)。

2000 年, 全球星系统也开始投入商业运营。

2016 年 8 月, 中国首颗卫星移动通信 “天通一号” 01 星在西昌卫星发射中心发射成功, 为中国、中东、非洲及太平洋等区域的用户提供稳定可靠的移动通信服务。

21 世纪, 世界很多巨型企业开始布局卫星移动通信市场, 如谷歌、三星等也提出打造由多轨道卫星移动通信系统组成的卫星星座, 为全球提供互联网接入服务。

目前, 主流卫星移动通信系统有: 国际海事卫星系统 (即 Inmarsat 系统)、欧星系统 (即 Thuraya 系统-舒拉亚系统)、铱星系统 (即 Iridium 系统)、全球星系统 (即 Global Star 系统) 和 “天通一号” 01 星等。

5.1.3 卫星移动通信特点及分类

卫星移动通信系统和地面移动通信系统有共同之处, 也有不同之处。由于通信卫星是在空间中, 基于这个特点, 它在覆盖距离、星-地链路、设备要求等方面都有自身优势, 具体如下所述。

(1) 通信距离远, 覆盖区域大。一颗地球同步轨道通信卫星可覆盖地球表面的 42%, 只需三颗卫星就可覆盖除两极以外的全球区域。

(2) 通信容量大, 传送业务类型多。典型通信卫星的容量为每秒数十至数百兆比特, 能为几百个视频信道或几万个话音与数据链路提供服务。

(3) 通信质量好, 线路误码率低。由于移动卫星通信的无线电波主要是在大气层以外的宇宙空间传播, 传播特性比较稳定, 不易受自然条件和干扰的影响, 卫星通信的正常运转率达 99.8% 以上, 传输质量高。

(4) 特殊环境覆盖好。移动卫星的用户多样, 如在地面上、海上、沙漠中、空中 (太空) 等, 而在这些特殊环境中依靠地面移动通信网络很难去解决, 卫星移动通信系统可以完美解决。

卫星移动通信系统由于轨道、业务、用户对象的不同, 所以分类也不同, 具体分类如下。

(1) 按应用环境不同, 卫星移动通信系统可分为海事卫星移动通信系统 (MMSS)、航空卫星移动通信系统 (AMSS) 和陆地卫星移动通信系统 (LMSS)。

- 海事卫星移动通信系统: 主要用于改善海上救援工作, 提高船舶使用的效率和管理水平, 增强海上通信业务能力和无线定位能力。

- 航空卫星移动通信系统: 主要用于飞机和地面之间, 为机组人员和旅客提供话音和数据通信。

- 陆地卫星移动通信系统: 主要用于为行驶的车辆提供通信。

(2) 按系统采用的卫星轨道的不同, 卫星移动通信系统可分为同步轨道卫星通信系统、非同步轨道卫星通信系统。非同步轨道卫星通信系统又可分为高轨道 (HEO)、中轨道 (MEO) 和低轨道 (LEO) 系统。

(3) 按卫星轨道位置的不同，卫星移动通信系统可分为地球同步卫星（静止卫星）移动通信、地球低轨道卫星移动通信、地球中轨道卫星移动通信以及地球高轨道卫星移动通信。低或中高轨道的卫星通信时间短，卫星天线覆盖的区域也小，并且地面天线还必须随时跟踪卫星。

(4) 按移动用户位置的不同，卫星移动通信系统可分为卫星陆地移动通信、卫星海上移动通信和卫星航空移动通信。

5.1.4 卫星移动通信未来发展

1. 卫星天线口径、功率不断增大

星载天线和高功率通信载荷的增大有利于卫星终端的小型化、业务速率的提升。表5-2为几个通信卫星在不同时间发射时天线口径及功率参数的变化。

表5-2 卫星天线口径及功率参数的变化

天线口径/功率	时间（年）	卫星型号	大小（m或dBw）
天线口径	2000	Thuraya	12.25
	2009	Terre Star-1	18
	2010	Sky Terra-1	22
卫星功率 EIRP	1990	Inmarsat-2	39
	1996	Inmarsat-3	49
	2005	Inmarsat-4	67
	2010	Sky Terra-1	79

从表5-2的统计数据中可以看到，现在发射的卫星的天线口径和功率越来越大。

2. 天线波束个数越来越多

多波束天线既可以增加天线增益，也有利于地面设备小型化，而且通过隔离波束复用频率，可提高频率的使用效率，还能调整波束的大小，改变业务量范围。表5-3为不同时间段发射的通信卫星天线波束的变化。



课外拓展知识

多波束天线（multi beam antenna）是能产生多个锐波束的天线。这些锐波束（称为元波束）可以合成一个或几个成形波束，以覆盖特定的空域。

表5-3 卫星天线波束变化

时间（年）	卫星型号	波束个数（个）
1990	Inmarsat-2	1个全球波束
1996	Inmarsat-3	1个全球波束、7个宽点波束

续表

时间（年）	卫星型号	波束个数（个）
2005	Inmarsat - 4	1 个全球波束、7 个宽点波束、288 个窄点波束
2009	Terre Star - 1	500 个点波束
2010	Sky Terra - 1	

从不同时间统计发射的通信卫星天线波束的变化，发现波束数越来越多。

3. 卫星移动通信系统向高通量、宽带化、IP 化方向发展

随着社会经济、科技的发展，人民对生活质量的的要求不断提升，对于娱乐内容的要求转向视频化、在线化、及时性，不仅在线多媒体要求流畅化，而且，还期待多种设备互连。基于这些要求，卫星移动通信向高通量、宽带化和 IP 方向发展。实际中，通信卫星在宽带上也有实际变化，以 Thuraya 系统采用的 GMR - 1 标准为例，GMR - 1 R1 的空口速率仅为 9.6 kbps，GMR - 1 R2 的最高速率可支持 444 kbps，GMR - 13G 则支持 592 kbp 的传输速率。

4. “天 - 地”移动通信系统协调发展

5G 网络作为第五代移动通信网络，其峰值理论传输速度可多达每秒数十 Gbps，其主要目标是让终端用户始终处于联网状态，并能使用户可以用智能终端分享 3D 电影、游戏以及超高画质（UHD）节目。2018 年 4 月 23 日，重庆移动 5G 试验网的开通，将推动 5G 端到端的产品成熟，标志着重庆 5G 网络商用化之路开始正式起步。

从这条新闻发现，地面端移动通信网络正向“物物互连、高通路”方向发展。但由于 5G 频段的特性，不能像 2G 网络那样无缝覆盖，为了扩大 5G 网络在海上、高山、沙漠等极端地形的使用范围，需要卫星移动通信来补充。基于这种情况，“天 - 地”移动通信系统协调发展势在必行，达到互为补充、互为发展的目的。图 5.1 是卫星移动通信系统与地面 3G 网络的组网情况。

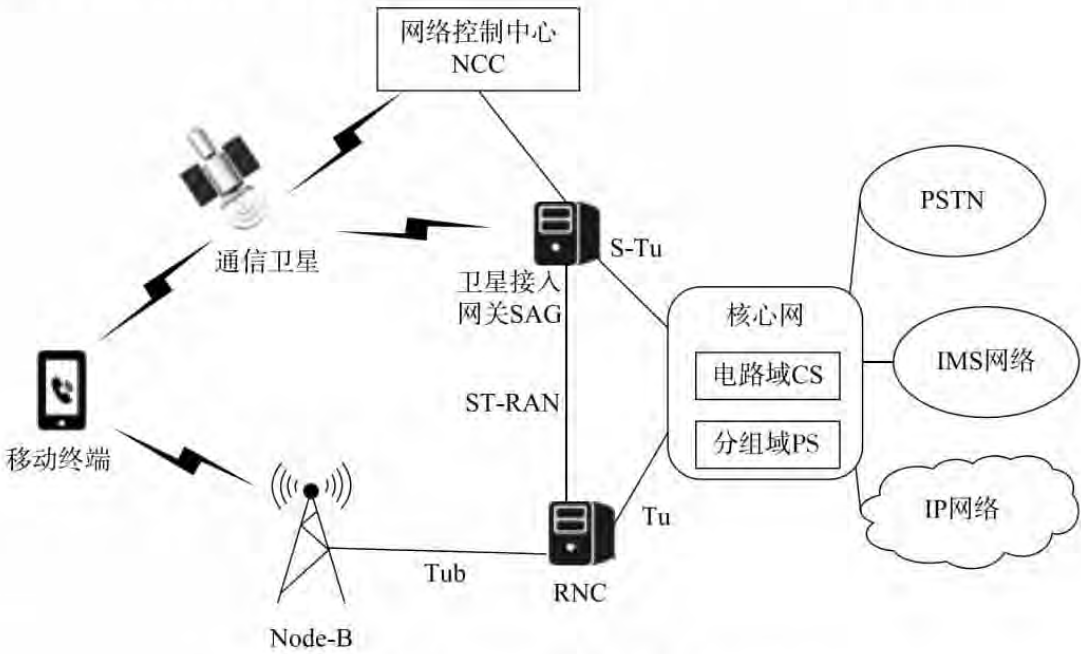


图 5.1 卫星移动通信系统与地面 3G 网络的组网图

图 5.2 就是一个卫星移动通信系统和民航行业地面网络用户有机结合的典型示例。



图 5.2 卫星移动通信系统与民航地面网络组网图

5.2 卫星移动通信网结构

卫星移动通信主要由空间段、地面段和用户段三个部分组成，如图 5.3 所示。

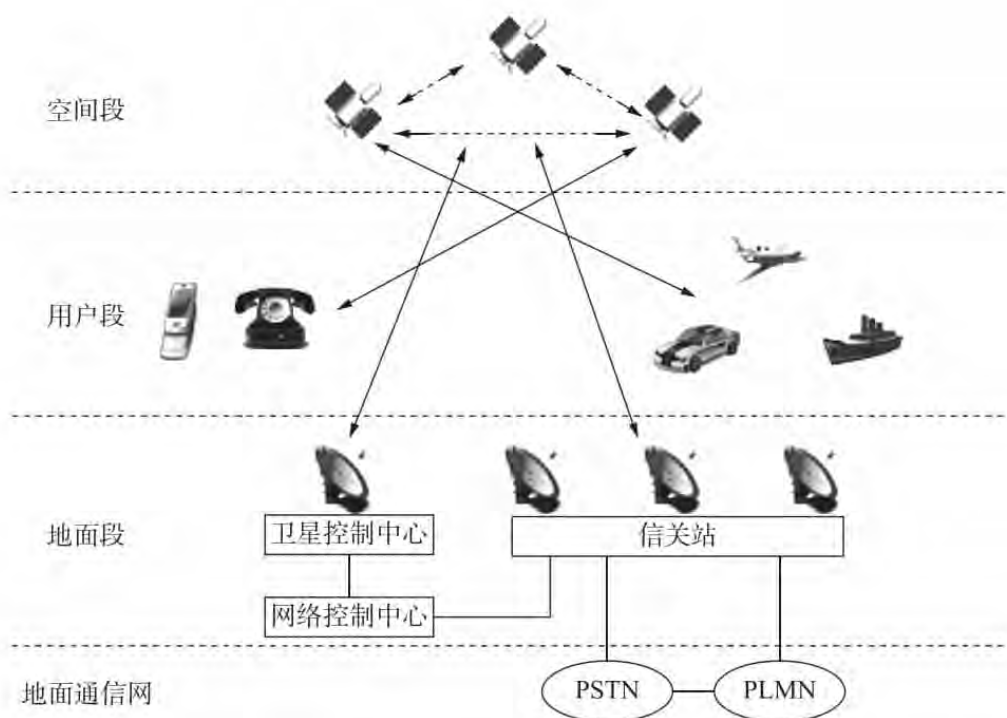


图 5.3 卫星移动通信系统图

空间段提供网络用户和信关站之间的连接，由包含一颗或者几颗具备不一样的轨道标准数的通信卫星以及近端的空间设施构成。卫星间互相交互，形成卫星星座，能够利

用星际链接（ISL）以及轨间链接（IOL）做到星际间的互通。

地面段是由信关站（也称固定地球站，FES）、网络控制中心（NCC）和卫星管控制中心（SCC）等构成。

信关站的作用是确保地面网与卫星网之间的连接，达到地面和卫星之间的数据交互、管控信令、移动互换以及管理等，是地面网和卫星网用户两者间通信的主要网关。

信关站包括天线及射频分系统、信关收发子系统、信关站控制器、交换分系统、管理分系统、业务控制分系统、电源分系统与站间通信设备等，如图 5.4 所示。

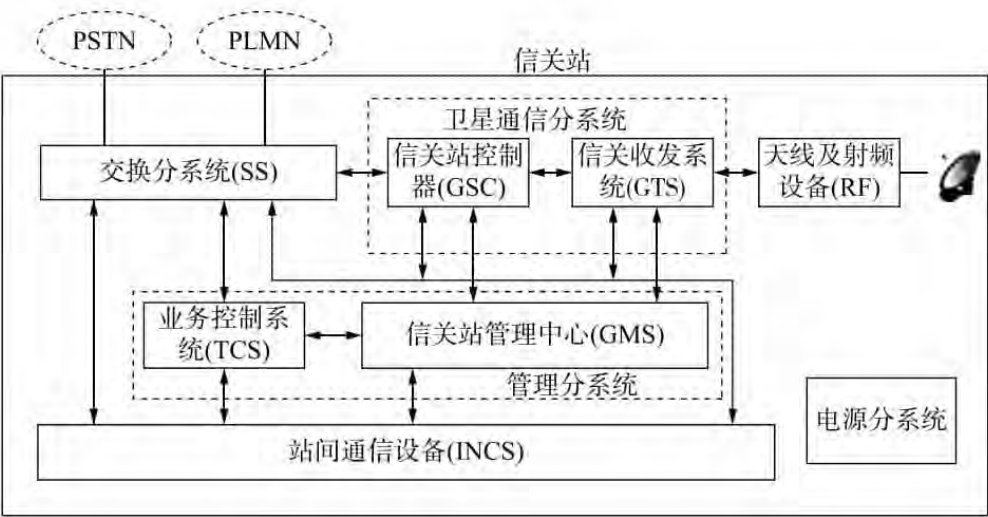


图 5.4 信关站原理图

网络控制中心是统一协调和全面管控信关站的工作，如空间资源的配置、高效载荷的设置、运行与维护功能（OAM）、站内信令链路管理、公共信道信令功能、移动呼叫发起端的信关站选择、定义信关站的配置等。

卫星管控制中心是负责监控与设置通信卫星，如遥测编辑、指令发布、形成分发性历史记录、测距与轨道分析、卫星动态模拟与波束标校等。

比较常见的用户终端有移动终端（手机、车载、飞机上的相关设备）和便携终端（IPAD、电脑等）等通信终端设备。

5.3 卫星移动通信频率规划

卫星频率主要指无线电频谱用于空间无线电业务的部分。由于卫星业务是一种国际性业务，必须遵守《无线电规则》所规定的频率划分规定。根据《无线电规则》第二章第 5 条“频率划分”：空间业务频率划分，低端涉及 250 kHz 的空间研究业务，高端涉及 275 GHz 的卫星固定（地对空）业务。一般低于 2.5 GHz 的 L 频段（1~2 GHz）和 S 频段（2~4 GHz）大部分用于静止卫星的指令传输及特殊卫星业务如卫星导航等；大多数卫星固定业务使用 C 频段（4~8 GHz）和 Ku 频段（12~18 GHz）；Ka 频段（18~40 GHz）作为星际链路频率已开始应用。世界无线电行政大会 WARC-87 给 MSS 规划了相应的频率，如表 5-4 所示。

表 5-4 世界无线电行政大会 WARC-87 的卫星通信频率划分

频段	频率范围 (GHz)	用途
L	1 ~ 2	MSS/GEO
S	2 ~ 4	MSS/GEO
C	4 ~ 7	MSS/FSS
X	7 ~ 10	军事
Ku	10 ~ 18	BSS/FSS
Ka	20 ~ 40	FSS
V	40 ~ 75	星间链路

表 5-5 给出 MSS 频段及相应的业务。

表 5-5 卫星移动业务常用频段及相应的业务

频率范围 (MHz)		带宽 (MHz)	对应的卫星移动业务
上行	1668 ~ 1675	全球 统一 划分	1668 ~ 1675 MHz 应保护射电天文业务不受干扰, 1518 ~ 1525 MHz 在美国应保护航空遥测业务。 中国在该频段主要是气象业务使用, 卫星移动业务为次要业务
下行	1518 ~ 1525		
上行	1626.5 ~ 1660.5		目前静止轨道卫星移动通信系统大多使用该频段, 包括海事卫星通信系统、Thuraya 卫星移动通信系统等
下行	1525 ~ 1559		
上行	1610 ~ 1626.5		目前全球星、铱星系统使用该频段。 我国的该频段主要用于卫星导航业务
下行	2483.5 ~ 2500		
上行	1980 ~ 2010		MT 系统使用频段, 可以用于空间或地面部分。 欧美曾发射 ICO-G1, Terre Star-1, W2A 卫星在该频段开展卫星移动业务。 该频段是我国卫星移动通信系统主用频段
下行	2170 ~ 2200		

5.4 几种典型卫星移动通信系统

卫星移动通信系统根据轨道使用情况的不同, 可分为静止轨道 (GEO) 卫星移动通信系统和非静止轨道 (HEO、MEO 和 LEO) 卫星移动通信系统。

静止轨道卫星移动通信系统的轨道高度跨地距离约为 35000 km。在赤道上空等间隔分布的 3 颗通信卫星可以实现除两极部分地区外的全球通信。其频段大多数使用 6/4 GHz, 上行线路用 5.925 ~ 6.425 GHz, 下行线路用 3.7 ~ 4.2 GHz。

GEO 是最早被研制的移动通信卫星, 由于运行在地球同步轨道, GEO 系统单星覆盖范围大、星体相对固定, 只要 3 颗卫星就可实现除南北极之外的全球覆盖。目前比较典型的 GEO 卫星移动通信系统有: 国际移动卫星系统 (Inmarsat)、亚洲蜂窝卫星系统 (Asian Cellular Satellite, ACeS)、舒拉亚卫星系统 (Thuraya) 等。

典型的非静止轨道通信卫星主要有三类: ①HEO 卫星移动通信系统, 典型代表卫星

是中国“天通一号”；②MEO 卫星移动通信系统，典型代表有：ICO（中轨道）系统、Odyssey（奥德赛）系统、欧洲太空局（ESA）研发设计的 MAGSS-14；③LEO 卫星移动通信系统，典型代表有：铱星系统（Iridium）、全球星系统（Global Star）、轨道通信（Orbcomm）系统等。

5.4.1 Thuraya 卫星通信系统

1. Thuraya 卫星通信系统概述

Thuraya（舒拉亚，也叫瑟拉亚）卫星系统是一个商业化的静止轨道卫星（GEO）通信系统，由阿联酋 Thuraya 卫星通信公司运营。Thuraya 卫星通信公司成立于 1997 年，总部设在阿联酋的阿布扎比。Thuraya 卫星由美国波音公司制造。

Thuraya 卫星通信系统是区域性的，卫星通信网络已经覆盖到了欧洲、北非、中非、南非（大部分）、中东、中亚、南亚等 110 个国家和地区，涵盖全球 1/3 区域，可以为 23 亿人口提供语音（GSM/卫星）、9.6 kbps 传真、9.6 kbps 数据、GSM 短信和 GPS 方位测定（100 m 内精确度）等业务服务。

2. Thuraya 通信系统技术参数

Thuraya 通信系统主要参数如下：

- 卫星数，3 颗静止轨道。
- 支持业务，话音、窄带数据和导航等。
- Thuraya 系统采用 TDMA/FDMA 接入方式，采用 QPSK 调制技术，系统阻塞率低于 2%。
- 通信链路，星-地和星-用户终端。
- 用户链路采用 L 频段，上行频带 1626.5 ~ 1660.5 MHz，下行频带 1525.0 ~ 1559.0 MHz。
- 馈电链路采用 C 频段，上行频带 6425.0 ~ 6725.0 MHz，下行频带 3400.0 ~ 3625.0 MHz。
- 卫星天线口径，12.25 m，提供 250 ~ 300 个波束。
- 卫星发射功率，初期 13 kW，末期 11 kW。
- 星际链路，不支持。
- 信道数，13750 个。
- 信道带宽，27.2 kHz。
- 信道比特速率，46.8 kbps。

3. Thuraya 卫星通信系统的组成及功能

Thuraya 卫星通信系统由空间段、地面段和用户段三部分组成。

1) 空间段

由三颗 Thuraya-1/2/3 卫星和地面的卫星控制设备（SCF）两部分组成。

(1) Thuraya-1 卫星

①Thuraya-1 卫星由波音公司制造，于 2000 年 10 月 20 日从太平洋中部的赤道海域用 Zenit-3SL 火箭成功发射，是位于东经 28.5°，轨道倾角 6.3°的静止轨道卫星。这是

中东地区第一颗移动通信卫星。

②Thuraya-2 卫星由波音公司制造,于2003年6月10日从海面用 Zenit-3SL 火箭成功发射,是位于东经 44° 、轨道倾角 6.3° 的静止轨道卫星,椭圆形运行轨道距地球 35786 km。

③Thuraya-3 卫星由波音公司制造,于2007年1月由 Zenit 3SL 火箭从位于太平洋赤道附近的海上发射平台发射,进入地球同步转移轨道,位于东经 98.5° ,主要为亚太地区的行业用户和个人用户提供语音通信和卫星 IP 业务。

(2) 控制设备 (SCF)

控制设备 (SCF) 可以分为命令和监视设备,通信设备和轨道分析、决策设备三类。

①命令和监视设备负责监视卫星的工作状况,使卫星达到规定的姿态并完成姿态的保持。

②通信设备可分为卫星操作中心 (SOC) 和卫星有效载荷控制点 (SPCP)。SOC 负责对卫星的结构和健康状况进行监视和控制,SPCP 负责对卫星的有效载荷进行监视和控制。

③轨道分析、决策设备主要是计算卫星在空间的位置,指示星上驱动设备进行相应的操作,保持卫星和地球同步。

2) 地面段

1 个主信关站,位于阿联酋的阿布扎比;多个区域性信关站,根据服务区域进行建立和相关配置。Thuraya 系统由于采用欧洲 ETSI 制定的 GMR-1 标准,地面段融合了 GSM、GPRS 和大覆盖范围的卫星网络向用户提供通信服务,在覆盖范围内移动用户之间可以实现单跳通信。

3) 用户段

主要指 (GSM 和卫星) 双模手机、车载和固定终端等。

5.4.2 铱星卫星移动通信系统

1. 铱星卫星移动通信系统概述

铱星卫星移动通信系统是美国铱星公司委托摩托罗拉公司设计的一种全球性卫星移动通信系统,它通过使用卫星手持电话机,经过卫星可在地球上的任何地方拨出和接收电话信号,是全球最大的、唯一提供全球覆盖的低轨星座系统。

铱星卫星移动通信系统空间段是运行在 7 条轨道上的卫星,每条轨道上均匀分布着 11 颗卫星,组成一个完整的星座。它们就像化学元素铱 (Ir) 原子核外的 77 个电子围绕其运转一样,因此被称为铱星。

1987 年,美国摩托罗拉公司提出全球移动通信系统星座计划。

1992 年,开始研发铱星卫星。

1997 年 5 月 5 日,第一批 5 颗铱星卫星在范登堡空军基地升空。

1998 年 11 月,铱星系统在全球投入运营。

2000 年 3 月,铱星公司宣布破产。

2007 年,铱星公司决定启动下一代星座研制,由欧洲的泰蕾兹-阿莱尼亚航天公司作为卫星承包商,美国轨道 ATK 公司负责地面段设备支持。

2. 铱星系统技术参数

铱星系统技术参数如下:

- 在轨卫星数, 66 颗低轨道卫星, 分布在 86.4° 倾斜极轨道平面上。
- 支持业务, 话音、短信和数据 (2.4 kbps 和 9.6 kbps) 等。
- Thuraya 系统采用 TDMA/FDMA 接入方式 (铱星系统采用 FDMA/TDMA 混合多址技术, 系统将 10.5 MHz 的 L 频段按 FDMA 方式分成 240 条信道, 每个信道再利用 TDMA 方式支持 4 个用户连接), 系统接通率 97.70%。
- 通信链路, 星-星、星-地和星-用户终端。
- 卫星-用户终端的链路使用 L 频段, 上行频率为 1621.35 ~ 1626.5 MHz, 下行频率为 1616 ~ 1626.5 MHz。
- 卫星-地球站的星地链路使用 Ka 频段, 上行频率为 29.1 ~ 29.3 GHz, 下行频率为 19.4 ~ 19.6 GHz。
- 卫星-卫星的星际链路也使用 Ka 频段, 其频率为 23.18 ~ 23.38 GHz。
- 卫星天线: 提供 48 个波束, 每个波束直径大约 400 km。
- 星际链路: 支持。每颗卫星有 4 条星际链路, 1 条前向, 1 条反向, 2 条交叉连接。
- 信道数, 每个卫星有 1920 条信道。
- 信道带宽, 24 kHz。
- 信道比特速率, L: 50 kbps, Ka: 25 Mbps。

3. 铱星系统组成及其功能

铱星系统由空间段、地面段和用户段组成。如图 5.5 所示。



图 5.5 铱星系统结构简图

1) 空间段

由 79 颗低轨道卫星组成星座, 其中 66 颗分布在 6 极平面上, 每个极平面上有 11 颗工作卫星和 13 个在轨备用星。每个卫星可以同时和同轨道内的前后各一颗卫星及左右相邻轨道中的各一颗卫星实现星际连接。

卫星在 780 km 的高空以 27000 km/h 的速度绕地球旋转, 100 min 左右绕地球一周。

2) 地面段

由系统控制部分和关口站组成。

系统控制部分是铱星系统管理中心, 它负责系统的运营、业务的提供, 并将卫星的运动轨迹数据提供给关口站。系统控制部分包括自动跟踪遥感装置和控制节点、通信网络控制、卫星网络控制中心。

关口站的作用是连接地面网络系统与铱星系统, 并对铱星系统的业务进行管理。它为移动用户、漫游用户提供支持和管理服务, 通过提供铱星系统网络与其他电信网进行连接。

3) 用户段

用户段是使用铱星系统业务的用户终端设备, 主要包括手持机和寻呼机, 将来也可能包括航空终端、太阳能电话单元、边远地区电话接入单元等。用户段也可以是铱星系统移动电话机, 包括两个主要部件卡及无线电话机, 它可向用户提供话音、数据、传真。

5.4.3 海事卫星移动通信系统

1. 海事卫星移动通信系统概述

国际海事卫星组织 (International Maritime Satellite Organization) 是一个提供全球范围内移动通信的政府间合作的组织, 成立于 1979 年, 其作用是通过卫星为在世界各地航行的船舶提供全球通信服务。中国是创始成员国之一。

海事卫星是在 20 世纪 70 年代由国际海事卫星组织发展的卫星移动通信系统 (Inmarsat)。Inmarsat 系统是由国际海事组织经营的全球卫星移动通信系统, 使用 DAMA 系统, 利用 34 MHz 带宽频率资源进行通信。它主要提供海事、航空、陆地移动卫星通信和信息服务, 是船舶遇险时安全通信的主要支持系统, 并承担陆地应急通信和灾害救助通信。如图 5.6 所示。

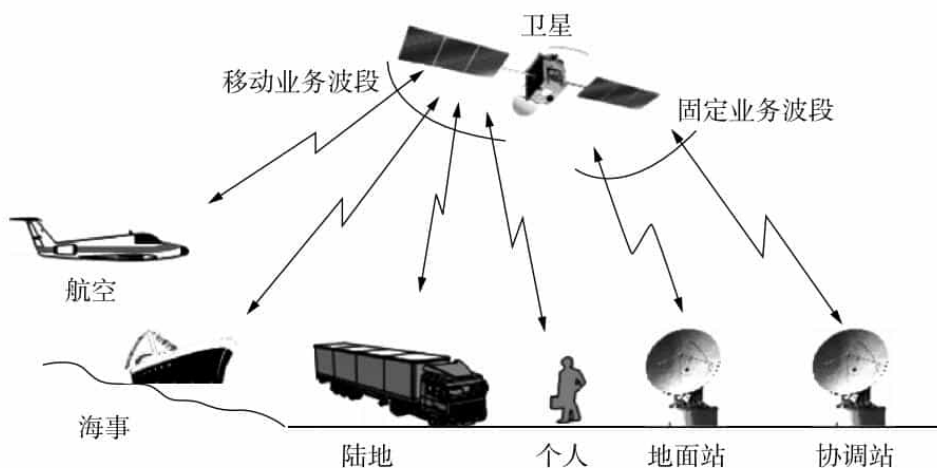


图 5.6 海事卫星业务示意图

海事卫星移动通信系统 (Inmarsat) 支持的通信服务典型应用场景具体如下所述。

(1) 在海事领域的应用主要包括: 直拨电话、电传、传真、电子邮件、数据传输、船队管理、船队安全网和紧急状态示位标等。

(2) 在航空领域的应用主要包括: 驾驶舱话音、数据传输、自动位置和状态报告与旅客直拨电话等。

(3) 在陆地领域的应用主要包括: 车载、便携卫星电话、传真、数据, 以及位置报告、电子邮件和车队管理等。同时为海事遇险和陆地应急救助提供优先保障服务。

Inmarsat 系统迄今为止已经发展到第五代。

第一代 Inmarsat 系统主要通过租用卫星实现, 其中包括美国通信卫星公司的 3 颗卫星上的部分转发器、欧洲宇航局的 2 颗卫星和国际通信卫星组织第 5 代卫星上的海事通信转发器。

第二代 Inmarsat 系统于 1990 年投入使用, 该系统具有独立的空段卫星资源, 共有 4 颗卫星, 采用全球波束覆盖。

第三代 Inmarsat 系统于 1996 年投入使用, 共有 5 颗卫星, 每颗卫星在全球波束的基础上增加了 7 个 L 频段宽点波束。

第四代 Inmarsat 系统共有 3 颗卫星, 于 2008 年完成全部发射。

第五代 Inmarsat 系统共有 3 颗卫星, 于 2013 年完成全部发射。

2. 海事卫星移动通信系统技术参数

海事卫星移动通信系统技术参数具体如下所述。

- 在轨卫星数, 4 颗静止轨道工作星 + 5 颗备用星。
- 支持业务, 包括话音、数据和导航等。
- 多址技术, SCPC/FDMA。
- 通信链路, 星 - 地和星 - 用户终端。
- Inmarsat 系统采用 L 波段和 C 波段, Inmarsat 系统第二代使用频带为:
 - ① L 波段: 下行 1530 ~ 1548 MHz, 上行 1626.5 ~ 1649.5 MHz;
 - ② C 波段: 下行 3600 ~ 3623 MHz, 上行 6425 ~ 6443 MHz。
- 卫星天线: 全球波束和点波束。



课外拓展知识

点波束模式将卫星发射功率集中在一些航运密集、通信业务繁忙的地区, 以便为这一地区提供更多的通信线路, 并可进一步减小移动站的体积。

全球覆盖模式除了给航运密集的地区提供足够的能量、保证其正常通信外, 也兼顾航运稀疏、过往船舶较少的地区, 使得航行于世界任何地区的船舶都能利用卫星进行通信。

- Inmarsat - 2/3/4 卫星主要参数如表 5-6 所示。

表 5-6 Inmarsat-2/3/4 卫星主要参数

卫星系列	卫星数量/颗	覆盖特点	EIRP/dBw	信道	导航支持
Inmarsat-2	4	1 个全球报数	39	4.5 ~ 7.3 MHz 4 条信道	否
Inmarsat-3	4 + 1	1 个全球报数 19 个宽点波束	49	0.9 ~ 2.2 MHz 46 条信道	是
Inmarsat-4	3	1 个全球报数 19 个宽点波束 228 个窄点波束	67	200 kHz 630 条信道	是

3. 海事卫星移动通信系统结构与功能

Inmarsat 系统由空间段、地面段和用户段组成的。如图 5.7 所示。

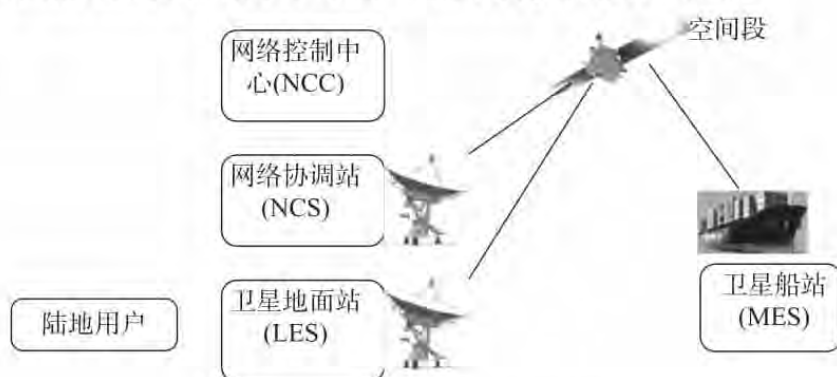


图 5.7 海事卫星通信系统结构图

1) 空间段

由空间的卫星星座和地面的网络控制中心(NCC)以及网络协调站(NCS)组成。

Inmarsat 卫星由 4 颗工作卫星和 5 颗在轨备用卫星组成, 每颗卫星位于静止轨道上, 含有点波束模式和全球覆盖模式。Inmarsat 系统的 4 颗工作卫星覆盖全球 4 个洋区: 大西洋西区(AOR-WEST) 54°W 、大西洋东区(AOR-EAST) 15.5°W 、印度洋区(IOR) 64.5°E 、太平洋区(POR) 178°E 。

地面的网络控制中心(NCC)负责对 Inmarsat 通信系统的营运和管理, 它使用全球通信网络与 4 个网络协调站连接起来。

网络协调站(NCS)是整个系统的一个组成部分。每一个海域设一个网络协调站, 它也是双频段工作。在海洋区至少有一个地球站兼作网络协调站, 并由它来完成该洋区内卫星通信网络必要的信道控制和分配工作。

在每个洋区内都有一个岸站(LES)兼作网络协调站(NCS), 用于监视和控制本洋区内的通信业务。每个网络协调站(NCS)与该洋区的地球站、其他洋区的网络协调站以及网络操作中心(NCC)进行联络, 将信息传递到整个 Inmarsat 系统。大西洋区设在英国的绍斯伯里(Southbury), 太平洋区设在日本的茨城县(Ibaraki), 印度洋区设在日本的纳玛古池(Namaguchio)。

2) 地面段

由岸站(LES)、卫星船站(MES)组成。

岸站是指设在海岸附近的地球站，是卫星通信的地面中转站，归各国主管部门所有，并归它们经营。它既是卫星系统与地面系统的接口，又是一个控制和接入中心。

海事卫星一般工作在双频段，C 频段用于语音，L 频段用于用户电报、数据和分配信道。

卫星船站是设在船上的地球站。海上船舶可根据需求由船站将通信信号发射给地球静止卫星轨道上的海事卫星，经卫星转发给岸站，岸站再通过与之连接的地面通信网络或国际卫星通信网络，实现与世界各地的陆地上用户的相互通信。一般工作在 L 频段。

船站的天线均装有稳定平台和跟踪设备，使船舶在起伏和倾斜时天线也能始终指向卫星。

3) 用户段

支持该卫星的终端设备，如手机、车载以及船载设备等。

5.4.4 全球星卫星移动通信系统

1. 全球星系统概述

全球星 (Globalstar) 系统是由美国劳拉高通卫星服务公司 (LQSS) 运营的低轨道卫星移动通信系统。全球星的第一代系统于 1998 年开始建设，并于 2000 年投入运营。目前，全球星系统总共有在轨 44 颗，其中 4 颗为备份星。它主要支持话音、短信、数据和增强 ADS-B 业务。

全球星没有星间链路，也没有星上处理，卫星采用透明转发器，所有用户的通信都需要通过信关站的交换来完成，用户只有在信关站的覆盖区域内才能通过全球星进行通信，数据传输速率最高只有 9.6 kbps。

全球星基于 IS-95 系统设计，采用 CDMA 接入体制，其用户链路的上行位于 L 波段，频率为 1610 ~ 1626.5 MHz，下行链路位于 S 波段，频率为 2483.5 ~ 2500 MHz。

2. 全球星系统技术参数

全球星系统技术参数具体如下所述。

- 在轨卫星数，有 48 颗低轨道卫星。
- 支持业务，包括话音、传真、数据、短信息、定位等。
- 全球星系统，采用 FDD/CDMA 接入方式。
- 通信链路，星-地和星-用户终端。
- 用户链路，上行 (L 频段)：1610.0 ~ 1625.5 MHz；下行 (S 频段)：2483.5 ~ 2500.0 MHz。
- 馈电链路 (C 频段)，上行：5091.0 ~ 520 MHz；下行：6875 ~ 7055 MHz。
- 卫星天线，提供 16 个波束。
- 信道数，每个卫星有 2800 条信道。
- 信道带宽：24 kHz。
- 信道比特速率：9.6 kbps。

3. 全球星系统结构及功能

全球星卫星通信系统由空间段、地面段和用户段三部分组成，如图 5.8 所示。

1) 空间段

全球星卫星由分布在 8 个圆形轨道平面的 48 颗卫星组成，每个轨道面均匀分布 6 颗卫星，轨道高度约为 1389 km。

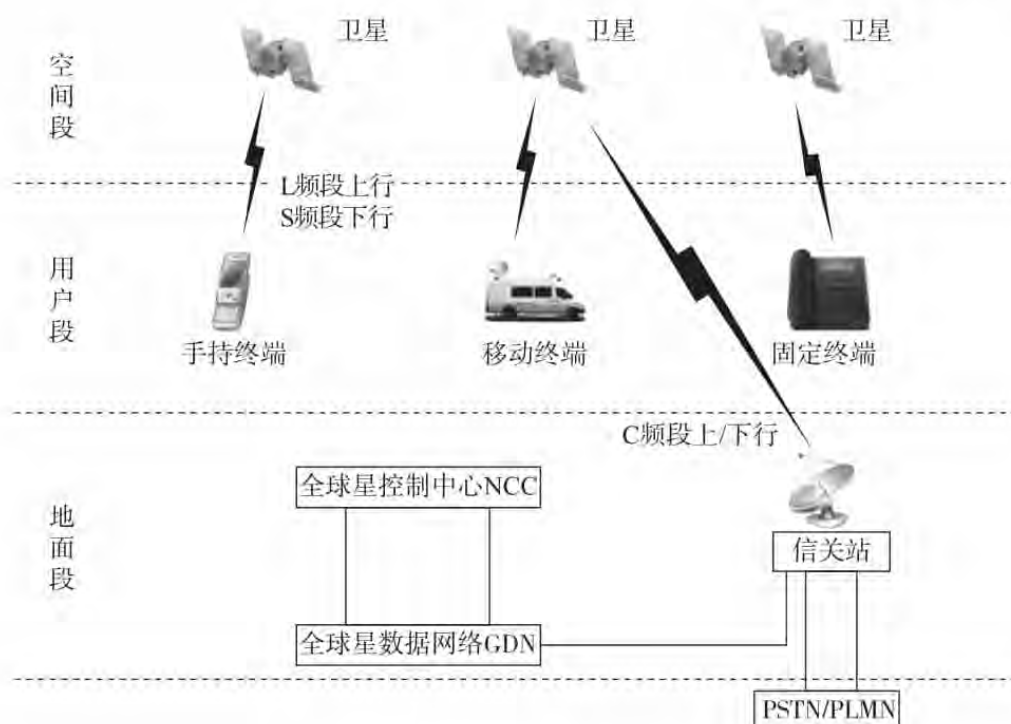


图 5.8 全球星卫星通信系统网络简图

2) 地面段

地面段主要由关口站和全球星控制中心（NCC）组成。

关口站（GW）把全球星卫星的无线网络与地面公网和移动网相连。每一个关口站同时与 3 颗卫星通信，并将来自不同卫星数据流的信号进行合成。全球星可以与固定网、移动网相互兼容。

在用户至卫星和卫星至 GW 的线路上采用 CDMA 技术。

全球星控制中心（NCC）（一主一备）负责管理全球星系统的地面接续，即管理关口站、数据网，并监视 48 颗卫星的运行情况。NCC 包括地面操作控制中心（GOCC）、卫星操作控制中心（SOCC）和发射控制设施（TCF）。

GOCC 是管理全球星系统的地面单元，执行网络计划，分配信道使用资源，管理用户计费账单。

SOCC 管理和控制卫星发射的工作以及通过无线电通信了解卫星在轨道上的工作情况，控制卫星的轨道操作。

3) 用户终端

支持该卫星的终端设备，如手机、车载以及船载设备等。手持式终端有三种模式：全球星单模、全球星/GSM 双模和全球星/CDMA/AMPS 三模。

5.4.5 “天通一号”移动通信系统

1. “天通一号”系统概述

“天通一号”的研制历经 30 余年，在 20 世纪 90 年代初期，以童铠院士为代表的航天人提出，对于我国这样一个幅员辽阔、人口分布不均、自然灾害频发的大国来说，发

展卫星移动通信是必然要求。在汶川地震发生时,所有地面通信系统瘫痪,仅靠租用的国外卫星电话链路保持与外界的沟通。汶川地震后,国家提出要建设自己的移动通信卫星,其首要任务就是确保我国遭受严重自然灾害时的应急通信,填补我国没有自主卫星移动通信服务的空白。自此“天通一号”的研制提上日程。

“天通一号”01星由航天科技集团公司五院负责研制,由中国卫通集团有限公司所有,是我国首颗移动通信卫星,也被称为“中国版的海事卫星”,于2016年8月6日发射升空,标志着我国进入到了卫星移动通信的手机时代,填补了国内空白。“天通一号”卫星主要覆盖中国领土和领海、太平洋西部和印度洋东北部的部分区域。它可以为车辆、飞机、船舶和个人等用户提供语音、短信和数据等通信服务。

“天通一号”01星的地面业务由中国电信集团公司负责运营,将与地面移动通信系统共同构成移动通信网络,为我国国土及周边海域的各类手持和小型移动终端提供话音和数据通信覆盖。它于2019年3月开始放号,使用“1740”的卫星电话专用号段,提供卫星移动通信服务。

2020年11月12日23时59分,我国在西昌卫星发射中心用长征三号乙运载火箭,成功将“天通一号”02星送入预定轨道。“天通一号”02星由中国空间技术研究院抓总研制,发射入轨后将与地面移动通信系统共同构成天地一体化移动通信网络,主要服务“一带一路”建设,为中国及周边、中东、非洲等相关地区以及太平洋、印度洋大部分海域用户提供全天候、全天时、稳定可靠的话音、短消息和数据等移动通信服务。

2021年1月20日0时25分,我国在西昌卫星发射中心用长征三号乙运载火箭,成功将“天通一号”03星发射升空。“天通一号”03星入轨后,将与“天通一号”01星、02星组网运行,共同构成空间段,将为中国及周边、中东、非洲等相关地区,以及太平洋、印度洋大部分海域用户,提供全天候、全天时、稳定可靠的话音、短消息和数据等移动通信服务,提升我国卫星通信服务水平和应急通信保障能力。

截至2021年,“天通一号”卫星移动通信系统已经发射了三颗同步卫星,具体覆盖范围如图5.9所示。

2. “天通一号”卫星01星具体参数

“天通一号”卫星01星具体参数如下所述。

- 轨道位置: 东经101.4°, 为地球同步轨道卫星。
- 覆盖范围: 中国国土及周边区域和第一岛链。
- 多址技术: FDD/TDMA/FDMA。
- 工作频段:

用户波束, S频段, 上/下行各30 MHz。

馈电波束, C频段, 上/下行各300 MHz

- 通信容量: 一期具备10万用户使用要求, 数据业务 ≥ 300 Mbps。
- 互联互通: 与地面公共电话网(PSTN)、Internet网、专网、虚拟子网等互联互通。
- 系统加密: 支持各种行业不同的加密需求。
- 带宽: 30 MHz。

“天通一号”01星通信系统主要业务种类如下所述。

- 语音: 1.2/2.4/4.8 kbps (不同语音质量要求)。

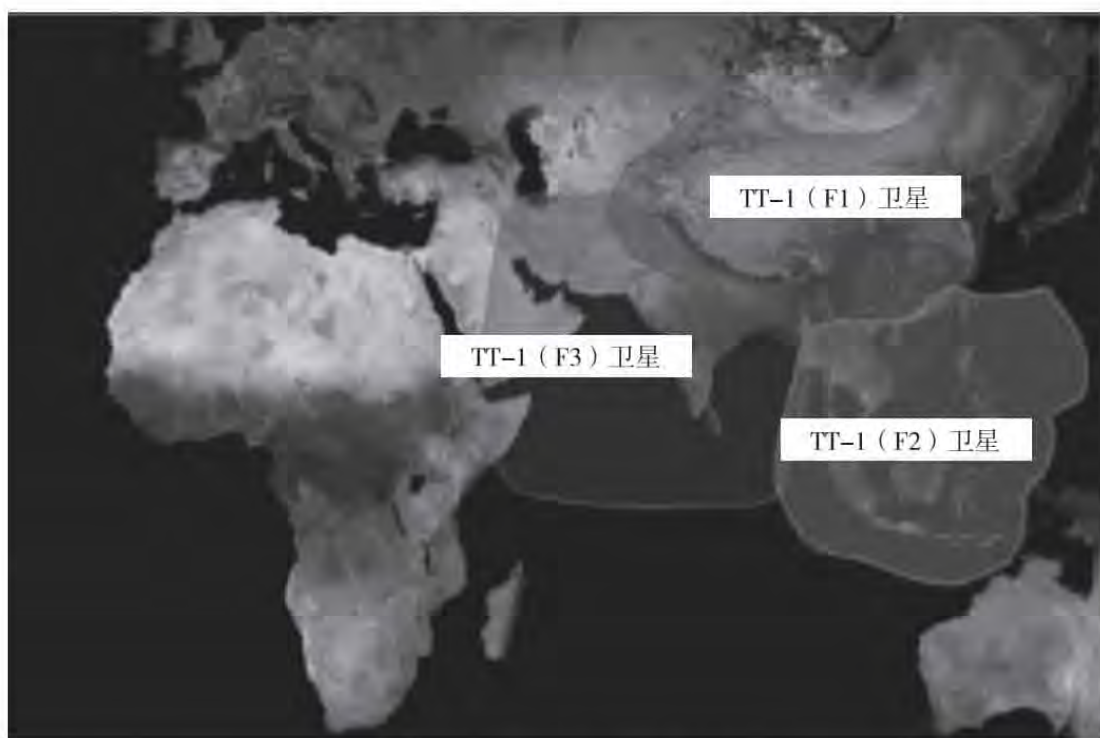


图 5.9 “天通一号”卫星覆盖范围

- 传真：2.4/4.8/9.6 kbps。
- 数据业务：1.2 ~ 128 kbps，分挡可变。
- 视频回传：64 ~ 384 kbps，分挡可变。
- 短信：≤140 字节/次。
- 天线参数：天线口径 15.6 m，109 个点波束。

3. “天通一号”系统结构及功能

“天通一号”卫星移动通信系统由空间段、地面段和用户段组成。空间段由多颗地球同步轨道移动通信卫星组成。如图 5.10 所示。

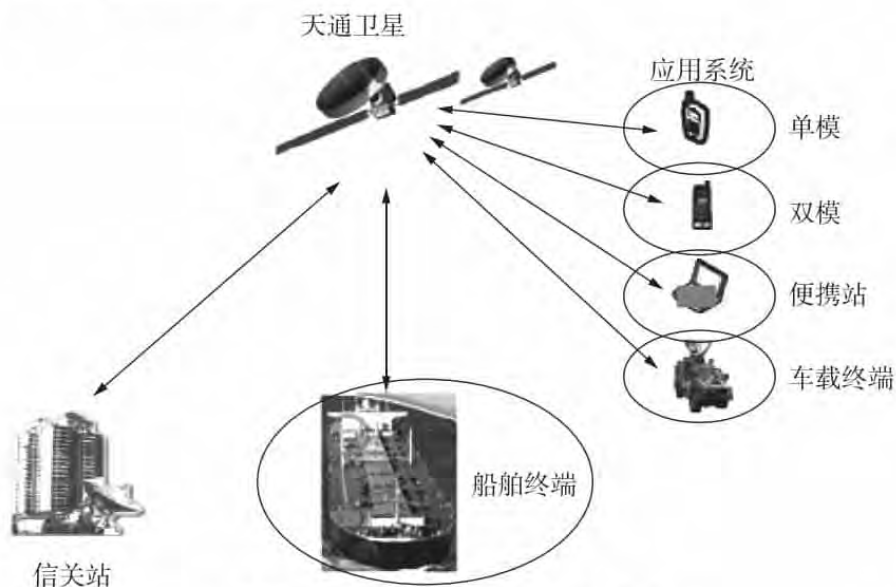


图 5.10 “天通一号”卫星通信系统图

5.5 宽带卫星通信系统

宽带卫星通信系统，也叫多媒体卫星通信系统、高通量卫星（HTS）通信系统，是卫星通信与互联网相结合的产物，俗称宽带卫星，可以通过卫星进行语音、数据、图像和视像的处理和传送。目前，典型的卫星宽带通信系统有 Spaceway、WildBlue、Viasat 和 WGS 等。

宽带卫星通信系统是利用卫星作为中继站转发高速率宽带业务数据，在两个或多个地球站/用户终端之间进行通信，同样由空间段、地面段和用户段三部分组成。具体结构如图 5.11 所示。

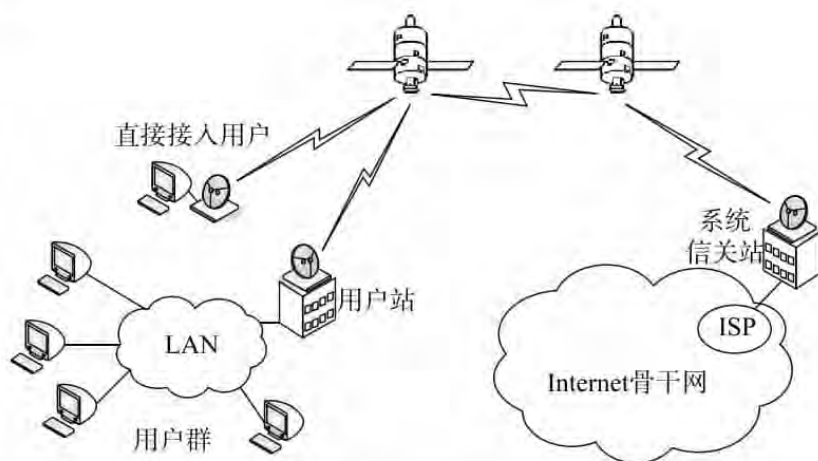


图 5.11 宽带卫星通信系统结构

宽带卫星通信系统的双向组网方式有网状网和星状网两种。在网状网系统中，用户终端之间通过卫星直接通信；而在星状网系统中，用户之间需通过中心站进行中转实现联通。

1997 年，美国开始实施宽带填隙卫星（WGS）计划，WGS 原名为宽带填隙卫星，美国空军本打算将之用于扩充与替换国防卫星通信系统（DSCS）卫星。WGS 卫星的带宽是 DSCS 卫星的 10 倍以上，一颗 WGS 卫星便拥有超过整个 DSCS 星座的带宽。美国于 2005 年发射了第一颗 WGS 卫星——WGS-1。WGS 能够提供 4.875 GHz 的瞬时转换带宽，可以为用户提供超过 3.6 Gbps 的通信容量和 24 小时连续不间断的宽带卫星通信服务。宽带卫星通信系统最早出现于 2004 年前后，到目前为止，已经发展了三代系统。具体如下：

- 第一代以 Telesat 的 Anik-F2、Thaicom 的 IPstar、ViaSat 的 Wild Blue-1 等为代表，这些卫星系统容量大都在 10 Gbps 左右。
- 第二代以 Eutelsat 的 Ka-Sat、ViaSat 的 ViaSat-1、Hughes 的 Jupiter-1 等为代表。它们全部工作于 Ka 频段，系统容量在 100 Gbps 左右。
- 第三代以 ViaSat 的 Via Sat-3 为代表，容量达 1 Tbps。

中国卫通已启动“中星 16 号”（也叫“实践十三号”卫星）、“中星 18 号”Ka 宽带

通信卫星的建设, 分别于 2017 年 4 月 12 日和 2019 年 8 月 19 日发射。

自 2004 年首颗高通量卫星 (HTS) 发射至今, 系统部署逐年增加, 截至 2017 年 9 年底, 全球共计发射 56 颗 HTS 卫星。

宽带卫星通信有三个特点: ①覆盖范围广。不仅可以向个人用户提供稳定的宽带接入服务, 还可以向集团用户提供卫星宽带接入业务, 该用户不论在城市、农村, 还是沙漠、戈壁滩等无人区, 都可以使用宽带卫星通信业务。②传输速率大。宽带卫星上网的速率是传统的调制解调器的 10 ~ 100 倍, 最高可以 3 Mbps。③可以提供宽带互联网接入业务。宽带卫星主要使用 IP 技术, 都是使用 TCP/IP 协议, 因此和地面网络互连互通相对简单, 利用宽带卫星通信系统访问互联网将和地面其他网络访问互联网一样方便、快捷, 这也是未来 6G 的发展方向之一, 即“天-地”一体化互连互通。

课后习题

1. 简述卫星移动通信系统和地面移动通信系统的区别。
2. 世界和中国的第一个卫星移动通信系统分别是哪个?
3. 请写出 GEO、MEO 和 LEO 轨道典型代表的卫星移动通信系统。
4. 中国“天通一号”卫星移动通信系统的频率是多少?
5. 请画出卫星移动通信系统和 3G 网络的组网图。
6. 请画出卫星移动通信系统和民航地面网络的组网图。
7. 简述卫星移动通信系统由哪几个部分组成, 并简要说明其作用。
8. 请画出卫星移动通信系统的结构图。

本章参考文献

- [1] 朱立东. 卫星通信导论. 北京: 电子工业出版社 [M], 2015.
- [2] 王丽娜. 卫星通信系统. 北京: 国防工业出版社 [M], 2014.
- [3] 吕子平. 卫星移动通信发展现状及展望 [J]. 通信世界, 2016 (1): 48 - 55.
- [4] 常瑞君. 适用于卫星通信系统的多址接入技术研究 [D]. 北京邮电大学, 2017.
- [5] 孙春晖. 基于 OFDM 的低轨卫星移动通信中多星协作传输技术研究 [D]. 北京邮电大学, 2017.
- [6] 陈绍山. 聚焦卫星移动通信系统发展趋势 [J]. 上海信息化: 59 - 60.
- [7] 邸高高. 卫星移动通信系统在应急行业应用的思考 [J]. 电信网技术, 2017 (6): 49 - 54.
- [8] 陈向东. 开启我国自主卫星移动通信系统应用的未来 [J]. 数字通信世界, 2017 (11): 19 - 23.
- [9] 田伟, 王健, 韩阳晖. 我国卫星移动通信系统用频形势分析 [J]. 卫星与网络, 2014 (11): 62 - 66.
- [10] 王文跃. 卫星移动通信市场现状及我国市场发展空间研究 [J]. 电信网技术, 2017 (10): 34 - 37.

- [11] 余风平. 卫星移动通信发展现状及趋势 [J]. 产业观察, 2016 (11): 34 - 37.
- [12] 肖龙龙. 卫星移动通信系统发展及应用 [J]. 通信技术, 2017 (6): 1093 - 1099.
- [13] 吕子平. 我国高低轨卫星移动通信发展定位思考 [J]. 产业观察, 2016 (7): 26 - 28.
- [14] 李明光. 应用卫星移动通信系统的船舶 AIS 研究 [J]. 电信网技术, 2017 (10): 17 - 20.
- [15] 姜玉洁. 卫星移动通信系统中切换算法研究 [D]. 重庆邮电大学, 2016.
- [16] 胡东伟. 低轨卫星移动通信系统的星间链设计 [J]. 无线电通信技术, 2017 (43): 11 - 15.
- [17] 黄华山. 卫星移动通信之应用与发展 [J]. 中国高新技术企业, 2014 (26): 9 - 11.
- [18] 刘思杨. 卫星移动通信系统发展现状及趋势 [J]. 现代电信科技, 2014 (7): 23 - 33.
- [19] 陈冬. S 频段卫星移动通信空管应用技术研究 [J]. 软件导刊, 2016 (6): 138 - 139.
- [20] 吴其达. 新一代卫星移动通信系统的基本架构与信道特性研究 [J]. 自动化与仪器仪表, 2017 (10): 187 - 189.
- [21] 田伟. Ka 频段宽带通信卫星系统频轨资源使用研究 [J]. 频谱研究, 2017 (1): 28 - 32.
- [22] 刘悦. 国外高通量卫星系统与技术发展 [J]. 国际太空, 2017 (11): 42 - 46.
- [23] 尚湘安. 宽带卫星有效载荷技术研究进展 [J]. 空间电子技术, 2017 (5): 7 - 11.

第 6 章 GPS/BDS 卫星导航系统

6.1 GPS 卫星导航系统

卫星导航定位系统就是以星基人造地球卫星作为主要导航台和陆基增强系统的无线电导航系统，为全球陆、海、空的各类终端提供全天候、高精度的位置、速度、时间信息，具有定位、导航和授时（PNT）的系统。

无线电导航装置是用户通过接收到一个或多个无线电导航发射器所发出的信号，从而解算出其位置。无线电导航装置一般可以分为陆基和星基两类，陆基导航系统如美国的罗兰陆基无线电导航系统；星基无线电导航系统就是将无线电发射装置安装在人造地球卫星上。

全球卫星导航系统（Global Navigation Satellite System，GNSS），目前主要有四大全球卫星导航系统：美国的全球定位系统（Global Positioning System，GPS），俄罗斯的格洛纳斯系统（Global Navigation Satellite System，GLONASS），欧盟的伽利略（Galileo）系统和中国的北斗卫星导航系统（Bei Dou Navigation Satellite System，BDS）。同时，各国根据各自需求依据地理位置建设了区域卫星导航系统和 GNSS 增强系统，如美国的广域增强系统（Wide Area Augmentation System，WAAS）、澳大利亚的陆基增强系统（Ground – Based Augmentation Systems，GBAS）和星基增强系统（Satellite – Based Augmentaion System，SBAS）、欧洲的欧洲静地导航重叠系统（European Geostationary Navigation Overlay Service，EGNOS）和日本的多功能运输卫星增强系统（Multi – Functional Satellite Augmentation System，MSAS）等。如表 6 – 1 所示。

表 6 – 1 部分国家或地区 GNSS 发展情况

国家或地区	GNSS 名称	SBAS（星基增强系统）	GBAS（陆基增强系统）
美国	GPS	广域增强系统（WAAS）	海事差分 GPS（MDGPS） 局域增强系统（LAAS）
俄罗斯	GLONASS	差分校正和监测系统（SDCM）	
欧盟	Galileo	欧洲静地星导航重叠服务（EGNOS）	
中国	BDS	卫星导航增强系统（SNAS）	
日本	QZSS	多功能卫星增强系统（MSAS）	
印度	IRNSS	GPS 辅助型静地轨道增强导航（GAGAN）	
加拿大		加拿大广域增强系统（CWAAS）	
尼日利亚		尼日利亚通信卫星一号（NigComSat – 1）	
南美		加勒比和南美测试平台（CSTB）	
澳大利亚			陆基区域增强系统（GRAS）

目前,卫星导航技术主要有两大类:一类是采用多普勒测速原理,即利用测量导航信号的多普勒频移来求出距离变化率进行导航定位,但这种方式存在不能连续实时导航等一些缺点;另一类是采用时间测距原理,即利用测量导航信号传播时间来求出距离进行导航定位,大多数卫星导航系统都采用这种方式。

卫星导航系统,根据有源性和卫星覆盖范围、高度可以进行分类。

按有源性和无源性进行划分,卫星导航系统可分为有源(主动式)卫星导航系统和无源(被动式)卫星导航系统两种。我国“北斗一号”卫星导航系统采用有源方式,即用户进行导航定位时要主动向卫星发送信号;“北斗二号”和“北斗三号”卫星导航系统采用无源和有源相结合的方式,在进行无源卫星导航时,用户只需接收导航卫星信号。美国的“全球定位系统”、俄罗斯的“格洛纳斯”、欧洲的“伽利略”等卫星导航系统都采用无源方式。

按导航卫星的信号覆盖范围不同,卫星导航系统可分为区域性卫星导航系统和全球性卫星导航系统。我国的“北斗一号”“北斗二号”卫星导航系统以及日本、印度的卫星导航系统等属于前者,美国、俄罗斯、欧洲和我国的“北斗三号”卫星导航系统属于后者。

按导航卫星的轨道高度不同,卫星导航系统可分为近地轨道、地球中圆轨道、倾斜地球同步轨道和地球静止轨道导航卫星几种。我国“北斗一号”为地球静止轨道导航卫星,而“北斗二号”和“北斗三号”导航星座都由地球中圆轨道导航卫星、倾斜地球同步轨道导航卫星和地球静止轨道导航卫星组成。美国、俄罗斯和欧洲的导航卫星都运行在地球中圆轨道,印度和日本的导航卫星星座均由倾斜地球同步轨道导航卫星和地球静止轨道导航卫星组成。

6.1.1 GPS 概述

全球定位系统(GPS)是美国从20世纪70年代开始研制,历时20年,耗资200亿美元,于1994年全面建成。它是一种可以授时和测距的空间交会定点导航系统,可以向全球范围用户提供精确、连续的三维位置和速度信息,同时满足军事部门和民用部门的需要。

GPS具有全球全天候高精度连续定位的能力,其民用领域涉及陆地运输、海洋运输、民用航空、通信、测绘、建筑、采矿、农业、电力系统、医疗应用、科研、家电、娱乐等等。如今,GPS的定位精度范围已从10 m级达到毫米级。

1957年10月,苏联成功发射了世界上第一颗人造地球卫星,从此利用卫星进行定位和导航的研究得到了各国的重视。

1964年,美国海军武器实验室研制的“子午(Transit)卫星导航系统”研制成功,它可用于各种舰艇的导航定位。在部分导航电文解密以后,它可为民用商业船舶导航和海上定位提供服务。

1967年,该系统解密以供民用。

1973年12月,美国国防部批准其陆海空三军联合研制一种新的军用卫星导航系统,称为GPS卫星全球定位系统,简称GPS系统。GPS为国防部门、民用部门提供实时导航服务,它由控制部分、空间部分和用户设备构成。

在1991年海湾战争中,GPS首次大规模用于实战。

1994 年，GPS 全部建成投入使用。

2000 年，克林顿宣布，GPS 取消实施 SA（对民用 GPS 精度的一种人为限制策略）。

截止到 2019 年 8 月 22 日，GPS 一共成功发射了 72 颗卫星，有 33 颗卫星在轨正常运行，其中工作星 31 颗，分别是 GPS-2A 卫星 4 颗、GPS-2R 卫星 12 颗、GPS-2RM 卫星 7 颗、GPS-2F 卫星 8 颗。

从总体上来看，美国的 GPS 系统发展计划经历了以下三个阶段：

（1）第一阶段为原理方案可行性验证阶段，始于 1978 年 2 月 22 日在美国加州的范登堡空军基地发射的第一颗 GPS 实验卫星，其工作主要集中于对用户设备的测试，验证 GPS 接收机在该系统中能获得的定位精度。

（2）第二阶段为系统的研制与试验阶段，从 1979 年开始，其目标是让一部分特定用户获得 GPS 二维定位功能。两个阶段一共发射了 11 颗试验卫星，这些卫星称为第一代 GPS 卫星，Block I。

（3）第三阶段为最后的工程发展与完成阶段，从 1989 年到 1993 年一共发射了 28 颗工作卫星，这些卫星称为 Block II 和 Block II A 卫星。美国所设计和试验用的新的第三代工作卫星改进系统（Block II R），在 20 世纪末发射完毕。

GPS 导航定位系统主要有以下特点：

- 全球，全天候工作：能为用户提供连续、实时的三维位置、三维速度和精密时间，不受天气的影响。
- 定位精度高：单机定位精度优于 10 m，采用差分定位，精度可达厘米级和毫米级。
- 功能多，应用广：随着人们对 GPS 认识的加深，GPS 不仅在测量、导航、测速、测时等方面得到更广泛的应用，而且其应用领域不断扩大。

GPS 系统主要参数如表 6-2 所示。

表 6-2 GPS 系统主要参数

项目	GPS 系统基本参数
星座卫星数	24
轨道面个数	6
轨道高度	20183 km
运行周期	11 小时 58 分
轨道倾角	55°
载波频率	L1: 1575.42 MHz
	L2: 1227.60 MHz
传输方式	码分多址
调制方式	BPSK
调制码	C/A 码和 P 码
时间系统	UTC
坐标系统	WGS-84
SA	有
A-S	有



拓展知识

SA (Selective Availability) 选择可用性, 就是通过抖动星钟和扰动星历数据达到降低 C/A 码 SPS (标准定位服务) 精度的一种人为措施。SA 的措施对民用 GPS 影响很大, 新技术 DPGS (差分 GPS) 和 GPS 增强系统的使用, 解决了 SA 问题, 使得美国在 2000 年 5 月 1 日停止 SA。

A-S (Anti-spoofing) 反欺骗, 是从 Block II 卫星开始在军用信号中采取的措施, 就是将 P 码与更加保密的 W 码进行模二相加而形成 Y 码, 形成敌对不易模仿的 P (Y) 码, 使得非授权用户无法接受 L2 频率 (1227.60 MHz) 的 P 码信号, 让 GPS 具有反利用和抗欺骗的能力。

6.1.2 GPS 系统结构

GPS 卫星导航系统和其他卫星通信系统一样, 也是由三个部分组成: 空间星座部分、地面控制部分和用户终端部分。如图 6.1 所示。

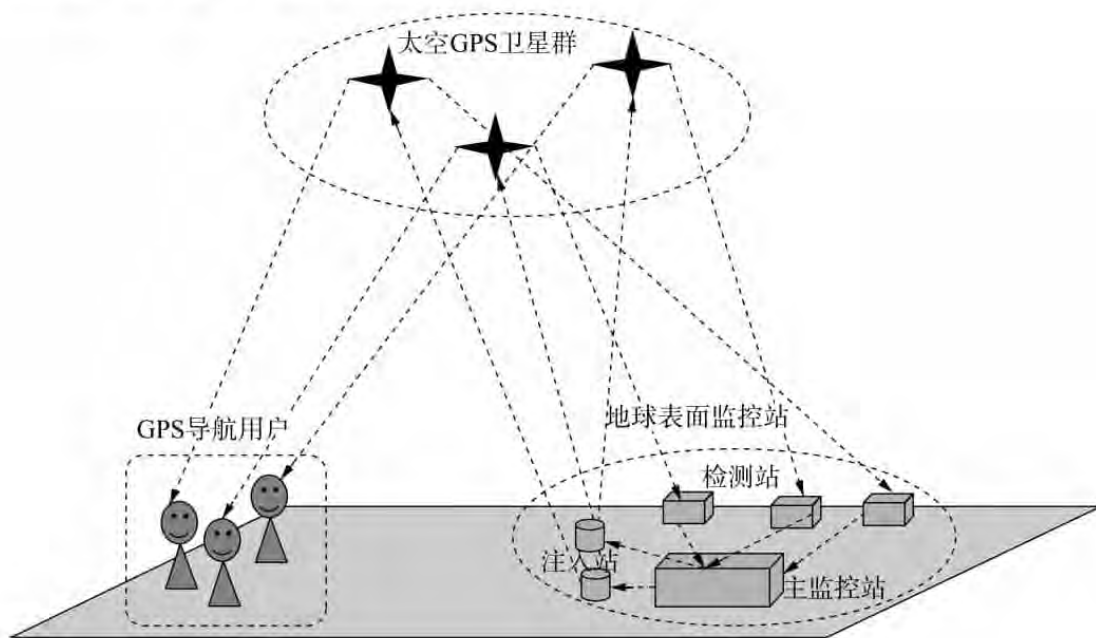


图 6.1 GPS 系统示意图

1. 空间星座部分

即 GPS 卫星星座, 是由离地面大约 20000 多千米的上空的 24 颗卫星星座组成, 分别是 21 颗工作卫星和 3 颗备份卫星按一定的规则组成。24 颗卫星分布在 6 个倾角为 55° 的轨道面上, 各个轨道平面之间相距 60° , 即轨道平面升交点赤经各相差 60° , 每个近似正圆的椭圆轨道上非均匀分布 4 颗卫星, 相邻两颗卫星分别相隔 30° 、 105° 、 120° 和 105° , 4 个角度之和为 360° 。

GPS 卫星属于地球中轨 (MEO) 卫星, 卫星轨道平均高度在 20200 km, 运行周期为 11 小时 58 分钟, 采用铯原子钟提供时钟, 每颗 GPS 卫星配置 3~4 台原子钟 (两台铯 Cs 原子钟和两台铷 Rb 原子钟), 但只有其中一台作为某一时期卫星的时间与频率源。

GPS 卫星在星体底部装有多波束定向天线, 能发射主瓣宽度大约为 30° 的两个 L 波段 (载波频率分别为 1.57542 GHz 和 1.2276 GHz) 的信号。每颗卫星向地球发射信号, 其信号束主要集中在约 45° 的角度范围内, 相当于 $\alpha \approx 22.5^\circ$, 这样在地面上的任何观测点处都可以观测到至少 4 颗卫星, 多则 11 颗, 保证精度和容错性能。GPS 星座图如图 6.2、图 6.3 所示。



图 6.2 GPS 卫星星座空间图

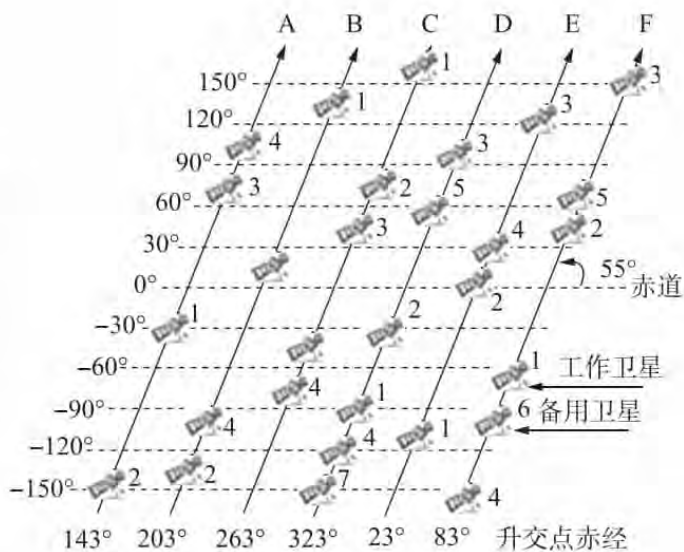


图 6.3 GPS 卫星星座平面图

GPS 卫星从 1978 年开始到 2011 年被陆续发射, 具体情况如下所述。

(1) Block I: 1978—1985 年在范登堡空军基地发射了 10 + 1 颗, 1 颗失败, 设计寿命 5 年, 主要用于 GPS 验证。1995 年, 该星座已经全部被注销。

(2) Block II: 1989—1990 年在卡纳维拉尔角发射了 9 颗, 设计寿命 7.5 年。在该星座系统中增加了 SA 和 S-A 技术, 同时修改控制段的相关接口。2007 年, 该星座已经全部被注销。

(3) Block II A (A: Advanced 先进): 1990—1994 年发射了 15 颗, 设计寿命 7.3 年。该星座增加了激光反射镜和动量管理功能, 对导航电文存储能力和电子的辐射都进行了加强。该星座正在一一被注销。

(4) Block II R (R: Replenishment 替代): 1997 年开始发射, 替代 Block II/Block II A 失效的卫星, 设计寿命 7.8 年。该星座系统对时钟系统、编程能力、自主导航和导航精度等进行了明显的改变。

(5) Block II R - M (M: Modernized 现代化): 2005 年 9 月开始发射, 共 8 颗, 这是 GPS 现代化的第一阶段。该星座系统主要增加 3 个码信号, 从 3 个变成 6 个, 增加了 L2C 民码信号和 L1M、L2M 军码信号; 同时发射功率也有所增加。

(6) Block II F (F: Follow-on 后继): 2010 年 5 月开始发射, 是现代化 GPS 的第二阶段, 在该星座系统中, 增加了 L5 波段来播发民码信号 L5C, 同时进一步加强 M 军码的功率。

(7) Block III: 2015 年开始发射, 由美国国防部负责研发, 主要采用点波束发射等。GPS 星座中各颗卫星运行状况如表 6-3 所示。

表 6-3 GPS 星座中各颗卫星运行状况

发射时间	Block	SVN	PRN 编号	星位号	频率标准
1990-11-26	II A	23	32	E5	Rb
1992-07-07		26	26	F5	Rb
1992-09-09		27	27	A6	Cs
1993-06-26		39	9	A1	Cs
1993-10-26		34	4	D4	Rb
1994-03-10		36	6	C6	Rb
1996-03-28		33	3	C2	Cs
1996-07-16		40	10	E6	
1996-09-12		30	30	B2	
1997-11-06		38	8	A3	
1997-07-23	Block II R	43	13	F3	Rb
1999-10-07		46	11	D5	
2000-05-11		51	20	E1	
2000-07-16		44	28	B3	
2000-11-10		41	14	F1	
2001-01-30		54	18	E4	
2003-01-29		56	16	B1	
2003-03-31		45	21	D3	
2003-12-21		47	22	E2	
2004-03-20		59	19	C3	
2004-06-23		60	23	F4	
2004-11-06		61	2	D1	
2005-09-26	Block II R-M	53	17	C4	Rb
2006-09-25		52	31	A2	
2006-11-17		58	12	B4	
2007-10-17		55	15	F2	
2007-12-20		57	29	C1	
2008-03-15		48	7	A4	
2009-08-17		50	5	E3	
2010-05-28	Block II F	62	25	B2	Rb
2011-07-16		63	1	D2	

为了区别各个卫星实体, 每颗卫星均有一个互不相同的空间飞行器编号 (SVN) 来标记。GPS 星座中的卫星发射的信号用 PRN 编号来标记, 以避免不同卫星信号之间的相互干扰, PRN 编号通常用来指定、区别 GPS 星座的卫星。

GPS 卫星的主要作用如下：

- 接收地面注入站发送的导航电文和其他信号；
- 接收地面主控站的命令，修正其在轨运行偏差及启用备件等；
- 连续地向广大用户发送 GPS 导航定位信号，并用电文的形式提供。

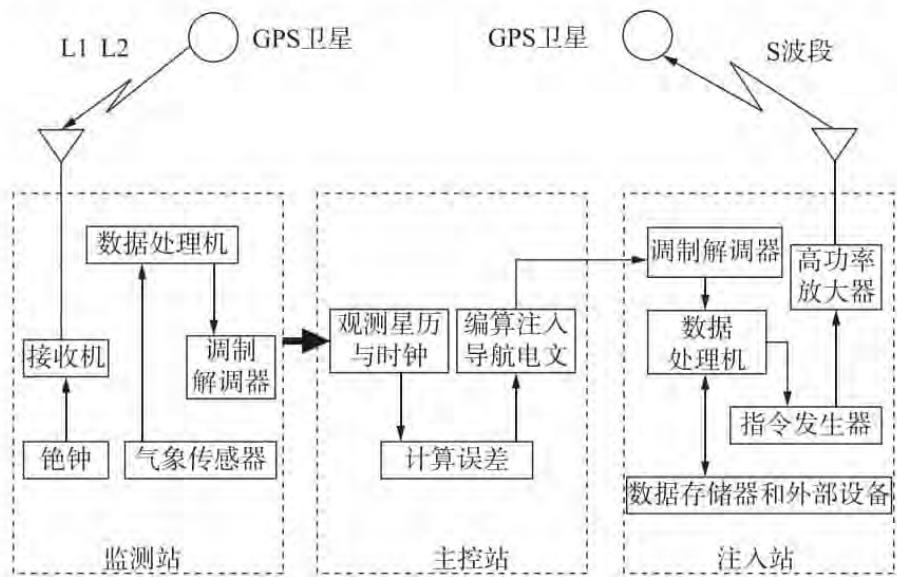
2. 控制部分（地面监控系统）

主要是用来计算卫星轨道、测量卫星时钟、同步卫星时间、加载导航电文和预测并修改参数等。一般包括主控站（一个主用，一个备用）、注入站（4 个）和监测站（12 个）。地面控制系统结构示意图如图 6.4 所示。

• 主控站主用站设在美国科罗拉多州喷泉城的空军基地，备用站设在马萨诸塞州的盖塞尔斯堡。

• 4 个注入站分别设在大西洋的阿森松岛（Ascension），印度洋的迪戈加西亚岛（Diego Garcia），太平洋的夸加林环礁（Kwajalein）的美国空军基地和佛罗里达州卡纳维拉尔角（Florida Cape Canaveral）上。

• 12 个监测站，分别设在夏威夷、科罗拉多、佛罗里达、南大西洋的阿森松群岛、印度洋的迪戈加西亚和南太平洋的卡瓦加兰、华盛顿特区海军天文台、厄瓜多尔的基多、阿根廷的布宜诺斯艾利斯、巴林、英国的黑尔森特基和澳大利亚的阿德莱德。



地面监控系统框图

图 6.4 地面控制系统结构示意图

1) 主控站

主要作用是收集数据，进行数据处理、监测与协调，控制卫星。具体功能是根据监测站送来的卫星跟踪监测数据来计算卫星的定位和时钟信息，修正卫星轨道参数，调用工作卫星和备用卫星，然后将预测和修正的导航电文信息送入注入站，进行卫星信息数据的加载。具体功能如下：

- ①对卫星和载荷状态做日常监测；

- ②对卫星进行维护和解决故障问题；
- ③对 GPS 卫星的服务性能进行管理，以支持所有性能标准；
- ④按照精度性能实施导航数据上行加载；
- ⑤迅速检测出服务故障和作出反应。

2) 注入站

主要作用是将主控站需传输给卫星的资料以既定的方式注入到卫星存储器中，供卫星向用户发送。

注入站的主要设备包括一套直径为 3.6 m 的天线、一台 C 波段发射机和一台电脑。在主控站的控制下，每 8 小时将主控站发送来的卫星导航电文和控制命令等转发给各个卫星，并确保传输信息的准确性。

3) 监测站

一般设在军事基地，无人值守，是高品质 GPS 接收机进行的无源工作。根据其接收到的卫星扩频信号求出相对于其原子钟的伪距和伪距差，检测出所测卫星的导航定位数据。利用环境传感器测出当地的气象数据，然后将算得的伪距、导航数据、气象数据及卫星状态数据传送给主控站，供主控站使用。

3. 用户段

就是 GPS 信号接收机。接收机的基本作用是捕获到按一定卫星高度截止角所选择的待测卫星的信号，并跟踪这些卫星的运行，对所接收到的 GPS 信号进行变换、放大和处理，以便测量出 GPS 信号从卫星到接收机天线的传播时间，解译出 GPS 卫星所发送的导航电文，实时地计算出测站的三维位置，甚至三维速度和时间。

GPS 接收机按用途可分为授时型、精密大地测量型、导航型 GPS 接收机，按性能可分为高动态、中低动态和固定接收机等。GPS 接收机一般由天线/低噪声前置放大器、连接电缆、接收机主机等组成。如图 6.5 所示。

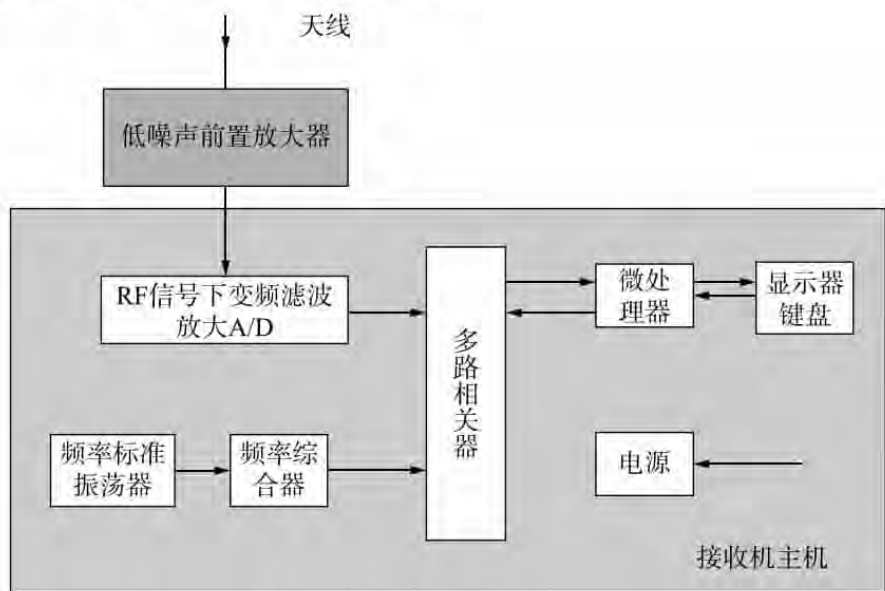


图 6.5 标准 GPS 接收机组成

低噪声前置放大器一般与天线合成一个接收信号模块，目的是减少天线和低噪声前置

放大器的连接线,降低馈线损耗。一般由带通滤波器、低噪声放大器和隔离器等组成。

(1) 带通滤波器作用是选择信号频率和阻抗匹配,接收 GPS L1 信号,阻止通带外信号或干扰信号进入低噪声放大器中,同时要求输入端天线和天线输出端、滤波器输出端和低噪声放大器输入阻抗匹配。带通滤波器常用谐振腔滤波器或微带滤波器,要求通频带宽约为 1% 中心工作频率、带内插入损耗小于 1 dB。

(2) 低噪声放大器是宽带放大器,其一级放大器采用低噪声微波晶体管。低噪声放大器增益一般在 30 dB 左右,输出阻抗为 $50\ \Omega$ 。

(3) 隔离器作用就是将直流电压与放大器输出的射频 L1 卫星信号分离。

6.1.3 GPS 导航定位系统性能指标

衡量 GPS 导航定位系统的性能主要关注两大部分:一是以 GPS 卫星构成的系统,其性能影响定位、导航和授时等结果;二是 GPS 终端系统的性能,不同性能的终端解码出来的精度是不同的。

对于一个导航定位系统来说,一般从以下四个方面来衡量其性能:

(1) 准确性,用来衡量定位结果与目标的真实位置相接近的程度。一般来说,卫星星座越多(卫星数目越多,精度衰减因子就越小),卫星载波越多(可以消除电离层时延误差),其精度也越高。

(2) 完好性(可靠性等),是指定位系统在出现故障时能真实、及时警告用户,以免用户被非正常工作的定位系统所误导。如 GPS 信号被干扰或出现巨大误差等,一般可以通过相应的增强系统来提高其可靠性,同时在该系统中使用 RAIM(自主完好性监测)功能来检测。

(3) 连续性,是指系统在一段时间内能连续地同时满足所规定的准确性和完好性要求的概率。

(4) 有效性,是指定位系统能同时满足准确性、完好性和连续性要求的百分比。

虽然 GPS 接收机种类很多,技术和性能差别很大,但一般可以从以下几个方面来考查 GPS 的性能:

(1) 接收机跟踪通道数,表示 GPS 接收机可以同时并行接收 GPS 卫星颗数的能力。一般是 12 通道。

(2) 接收跟踪信号的种类,民用接收机、军用接收机或同时具备。

(3) 定位精度,是由系统性能和接收机接收的环境条件决定的。GPS 接收机正常的定位精度为 10 多米到几十米。

(4) 时间同步精度,表示 GPS 接收机通过测量定位以后,输出的时间同步脉冲信号与 UTC 时的同步精度。GPS 同步时钟授时精度: $10\ \text{ns} \sim 1\ \mu\text{s}$ 之间。



课外拓展知识

时间同步

时间同步信号 PPS: Pulse Per Second 秒脉冲 = 1 脉冲 / 1 s。

时钟同步过程：时钟模块上的 GPS 接收器接收 GPS 天线传输的射频信号，然后进行变频解调等信号处理，向基站提供 1 PPS 信号，进行同步。

时钟同步时钟源：GPS 原子钟（原子钟，一种利用原子吸收或释放能量时发出的电磁波来计时的装置，其释放的电磁波频率特别稳定，精度可以达到每 2000 万年才误差 1 秒，是世界上最精准的时钟工具）。

GPS 时钟分类：一类是 GPS 授时仪，主要输出时标信号，包括 1 PPS 及 TOD 信息；另一类是 GPS 同步时钟，主要输出利用原子钟释放的电磁波获得的高稳定频率信息，以及本地恢复更平稳的时标信号。

(5) 位置数据更新率：一般为 1~10 次/秒。

(6) 首次定位时间：指 GPS 接收机从开始加电到首次应用这个过程所使用的时间。一般冷启动需要 1.5 min，温启动需要 45 s，热启动需要 15 s。

(7) 灵敏度（最低接收功率）：就是接收机跟踪的最小卫星信号的功率。如表 6-4 所示。

表 6-4 GPS 用户的最低接收功率

L1P (Y) 码	L1C/A 码	L2P (Y) 码
-163.0 dBw	-160.0 dBw	-166.0 dBw

对于 GPS 导航定位系统的输入输出接口、工作电源要求、环境要求、可靠性和维修性等这普适性指标，在选购、使用时也需要考虑。

6.1.4 GNSS 时空坐标系和卫星轨道计算

1. GNSS 坐标系

坐标系是测量物体的质心或质点在空间的相对位置，以及物体在空间的相对方位所使用的基准线组。GPS 卫星播发的星历和历书参数均是建立在 WGS-84 坐标系中。

1) 地心地固直角坐标系 (ECEF)

地心地固坐标系 (Earth-Centered, Earth-Fixed, ECEF) 简称地心坐标系，是一种笛卡儿坐标系。地心地固直角坐标系以地心 O 作为坐标原点，其 Z_T 轴与地球自转轴重合并指向北极， X_T 轴指向英国伦敦格林尼治本初子午线与赤道的交点， Y_T 轴垂直于 XOZ 平面（即东经 90° 与赤道的交点）构成右手坐标系。该坐标系是随地球而旋转的坐标系，在计算卫星导航接收机的位置时更加方便，也更容易计算出接收机的经度、纬度和高度。如图 6.6 所示。

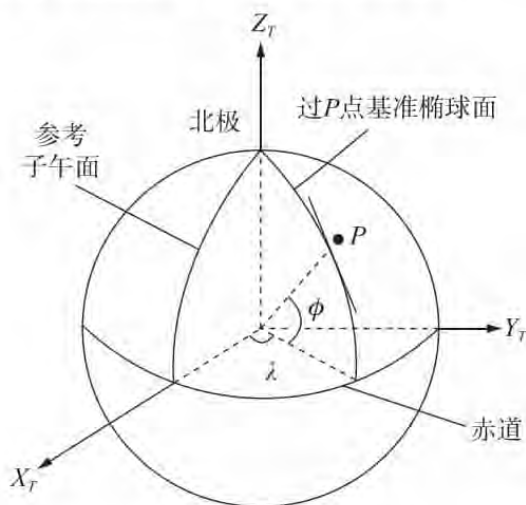


图 6.6 地心地固直角坐标系

2) 世界大地坐标系 (WGS-84)

世界大地坐标系 (WGS-84) 是现在 GPS 卫星导航所使用的全球大地坐标系, 它是在 WGS-6 及随后的 WGS-66 和 WGS-72 的基础上形成的, 是通过精确计算全球跟踪站来实现的。GPS 系统在试验初期采用的是 WGS-72 坐标系, 于 1985 年 10 月开始采用 WGS-84 坐标系。

WGS-84 坐标系原点为地球质心, 其 Z 轴指向国际时间局 (BIT) 1984 年 0 时定义的 BIH1984.0 协议地球极方向; X 轴指向 BIH1984.0 的零子午面与 CIP 赤道的交点。 X 轴、 Y 轴、 Z 轴构成右手坐标系。如图 6.7 所示。

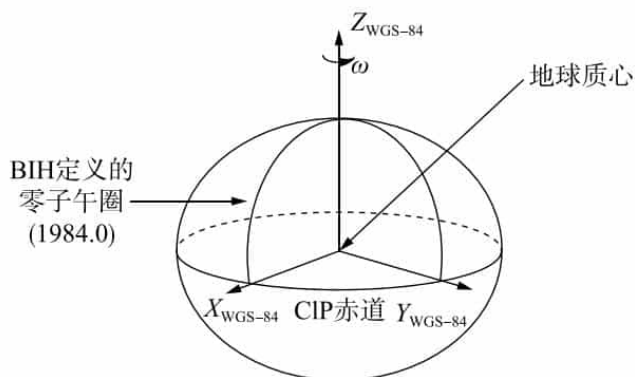


图 6.7 WGS-84 坐标系

3) 大地坐标系

大地坐标系是比较常用的地球坐标系, 它给出一点的大地纬度、大地经度和大地高度。如图 6.8 所示, a 为基准椭球的长半径, b 为短半径, o 为地球质心。 h 约等于 H 海拔高度 + N_h 大地水准面高度 (可以查表得到)。

大地坐标 (φ, λ, h) 和地心地固直角坐标 (x, y, z) 变化公式为:

$$\begin{aligned} x &= (N + h) \cos\phi \cos\gamma \\ y &= (N + h) \cos\phi \sin\gamma \\ z &= [N(1 - e^2) + h] \sin\phi \end{aligned} \quad (6-1)$$

2. 时间系统

在空间科学技术中, 时间系统是精确描述天体和人造天体运行位置及其之间相互关系的重要基准, 同时也是利用卫星进行导航定位的重要基准。在天文学和卫星定位中, 所获取的数据对应的时刻也称之为历元。

1) 世界时 (UT)

利用太阳的视运动 (反映天体真运动的一种表面现象) 来确定的时间基准, 得到的时间称为太阳时 (MST), 地球相对于太阳自转一周的时间则称为真太阳日。地球相对于平太阳自转一周的时间称为平太阳日, 一个平太阳日由 24 个平太阳时组成, 这也就是日常生活中采用的计时单位小时。格林威治平太阳时, 再加上平太阳时 (即以子夜为起算), 就称为世界时 (UT)。

2) 原子时 (AT)

原子时 (Atomic Time, AT), 以物质的原子内部发射的电磁振荡频率为基准的时间计量系统。由原子钟导出的时间叫原子时, 简称 AT。它以物质内部原子运动的特征为依据。

原子时的初始历元规定为 1958 年 1 月 1 日 0 时 (UT), 即规定在这一瞬间原子时时

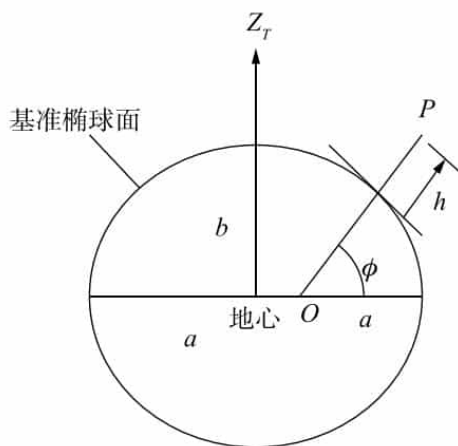


图 6.8 大地坐标系

刻与世界时刻重合。后来发现，在该瞬间原子时与世界时的时刻之差为 0.0039 s。

3) 协调世界时 (UTC)

协调世界时，又称世界统一时间、世界标准时间、国际协调时间。由于英文 (CUT) 和法文 (TUC) 的缩写不同，作为妥协，简称 UTC。为了避免原子时与世界时之间产生过大的偏差，同时，又要使两种时间系统同时并存，协调世界时是建立的一种新的时间系统。

协调世界时是以原子时秒长为基础，在时刻上尽量接近于世界时的一种时间计量系统。

由于国际原子时的准确度为每日数纳秒，而世界时的准确度为每日数毫秒，为确保协调世界时与世界时相差不会超过 0.9 s，在有需要的情况下会在协调世界时内加上正或负闰秒。一般会在每年的 6 月 30 日、12 月 31 日的最后一秒进行调整。

4) GPS 时

GPS 时 (GPS Time, GPST) 由 GPS 星载原子钟和地面监控站原子钟组成的一种原子时基准，与国际原子时保持有 19 s 的常数差，并在 GPS 标准历元 1980 年 1 月 6 日零时与 UTC 保持一致。

GPS 时起点为 1980 年 1 月 6 日 0 小时 00 分钟 00 秒。在起始时刻，GPS 时与 UTC 时对齐，两种时间系统给出的时间相同。

5) 北斗时 (BDT)

北斗系统的时间基准为北斗时 (BDT)。采用国际单位制秒为基本单位，连续累计，不闰秒，起始历元为 2006 年 1 月 1 日协调世界时 00 时 00 分 00 秒，采用周和周内的秒计数。

3. GPS 卫星轨道计算

从 GPS 导航电文 NAV 相关帧信息中提供的星历参数、历书参数等，利用相关计算公式可以计算出 GPS 的位置、GPS 卫星的运行速度和运行加速度等，如表 6-5、表 6-6、表 6-7 和表 6-8 所示。具体公式如下：

$$a_{s,ref} = 26559710 \text{ (m)}, \quad \dot{\Omega}_{ref} = 2.6 \times 10^{-9} \text{ (周/s)} \tag{6-2}$$

表 6-5 利用 GPS 星历进行卫星位置计算

步骤	利用 NAV 电文星历	利用 CNAV/CNAV-2 电文星历
1. 计算归一化时间 t_k	$t_k = t - t_{0e}$	
2. 计算卫星轨道长半径 a_s	$a_{s,k} = a_s = (\sqrt{a_s})^2$	$a_{s,0} = a_{s,ref} + \Delta a_s$ $a_{s,k} = a_{s,0} + \dot{a}_s t_k$
3. 计算卫星平均角速度 n	$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a_s^3}}$ $n = n_0 + \Delta n$	$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a_{s,0}^3}}$ $\Delta n = \Delta n_0 + \frac{1}{2} \Delta \dot{n}_0 t_k$ $n = n_0 + \Delta n$
4. 计算平近点角 M_k	$M_k = M_0 + n t_k$	
5. 迭代求解偏近点角 E_k	$M_k = E_k - e_s \sin E_k$	

续表

步骤	利用 NAV 电文星历	利用 CNAV/CNAV-2 电文星历
6. 计算真近点角 v_k	$v_k = \tan^{-1} \left(\frac{\sin v_k}{\cos v_k} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{1-e_s^2} \sin E_k}{\cos E_k - e_s} \right)$	
7. 计算升交点角距 ϕ_k	$\phi_k = v_k + \omega$	
8. 计算摄动校正项 δ_{μ_k} , δ_{γ_k} 和 δ_{i_k}	$\delta_{\mu_k} = C_{u_s} \sin(2\phi_k) + C_{u_e} \cos(2\phi_k)$ $\delta_{\gamma_k} = C_{\gamma_s} \sin(2\phi_k) + C_{\gamma_e} \cos(2\phi_k)$ $\delta_{i_k} = C_{i_s} \sin(2\phi_k) + C_{i_e} \cos(2\phi_k)$	
9. 计算摄动校正后的升交点角距、卫星矢径长度和轨道倾角	$\mu_k = \phi_k + \delta\mu_k$ $\gamma_k = a_{s,k} (1 - e_s \cos E_k) + \delta\gamma_k$ $i_k = i_0 + \dot{i}_k + \delta i_k$	
10. 计算卫星在轨道平面上的位置	$\begin{cases} x'_k = \gamma_k \cos \mu_k \\ y'_k = \gamma_k \sin \mu_k \end{cases}$	
11. 计算升交点赤经	$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} + \dot{\Omega}_e) t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} + \dot{\Omega}_e) t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$ $\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{ref} + \Delta \dot{\Omega}$
12. 计算卫星在 ECEF 中的坐标	$\begin{cases} x_k = x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k \\ y_k = x'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos i_k \cos \Omega_k \\ z_k = y'_k \sin i_k \end{cases}$	

表 6-6 利用 GPS 历书进行卫星位置计算

步骤	计算公式
1. 计算归一化时间 t_k	$t_k = t - t_{0a} + 604800 \Delta t_{u_n}$
2. 计算卫星轨道长半径 a_s	$a_{s,k} = a_s = (\sqrt{a_s})^2$
3. 计算卫星平均角速度 n	$n = \sqrt{\frac{\mu}{a_{s,k}^3}}$
4. 计算平近点角 M_k	$M_k = M_0 + n t_k$
5. 迭代求解偏近点角 E_k	$M_k = E_k$
6. 计算真近点角 v_k	$v_k = E_k$
7. 计算升交点角距 ϕ_k	$\phi_k = v_k + \omega$
8. 计算摄动校正项 δ_{μ_k} , δ_{γ_k} 和 δ_{i_k}	—
9. 计算摄动校正后的升交点角距、卫星矢径长度和轨道倾角	$\mu_k = \phi_k$ $\gamma_k = a_{s,k}$ $i_k = (\delta_i + 0.3) \pi$
10. 计算卫星在轨道平面上的位置	$\begin{cases} x'_k = \gamma_k \cos \mu_k \\ y'_k = \gamma_k \sin \mu_k \end{cases}$
11. 计算升交点赤经	$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} + \dot{\Omega}_e) t_k - \dot{\Omega}_e t_{0a}$
12. 计算卫星在 ECEF 中的坐标	$\begin{cases} x_k = x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k \\ y_k = x'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos i_k \cos \Omega_k \\ z_k = y'_k \sin i_k \end{cases}$

表 6-7 利用 GPS 星历进行卫星运行速度的计算

步骤	计算公式
1. 计算平近点角 M_k 对时间的导数	$\dot{M}_k = n$
2. 计算偏近点角 E_k 对时间的导数	$\dot{E}_k = \frac{\dot{M}_k}{1 - e_s \cos E_k}$
3. 计算真近点角 V_k 对时间的导数	$\dot{v}_k = \frac{\sqrt{1 - e_s^2} \dot{E}_k}{1 - e_s \cos E_k}$
4. 计算升交点角距 ϕ_k 对时间的导数	$\dot{\phi}_k = \dot{v}_k$
5. 计算摄动校正项 $\delta \mu_k$ 、 $\delta \gamma_k$ 和 δi_k 对时间的导数	$\delta \dot{\mu}_k = 2\phi_k [C_{us} \cos(2\phi_k) - C_{uc} \sin(2\phi_k)]$ $\delta \dot{\gamma}_k = 2\phi_k [C_{ys} \cos(2\phi_k) - C_{yc} \sin(2\phi_k)]$ $\delta \dot{i}_k = 2\phi_k [C_{is} \cos(2\phi_k) - C_{ic} \sin(2\phi_k)]$
6. 计算摄动校正后的升交点角距、卫星矢径长度和轨道倾角对时间的导数	$\dot{\mu}_k = \dot{\phi}_k + \delta \dot{\mu}_k$ $\dot{\gamma}_k = \alpha_s e_s E_k \sin E_k + \delta \dot{\gamma}_k$ $\dot{i}_k = \dot{i} + \delta \dot{i}_k$
7. 计算卫星在轨道平面上的速度	$\begin{cases} \dot{x}_k = \dot{\gamma}_k \cos u_k - r_k \dot{u}_k \sin u_k \\ \dot{y}_k = \dot{\gamma}_k \sin u_k + r_k \dot{u}_k \cos u_k \end{cases}$
8. 计算升交点赤经对时间的导数	$\dot{\Omega}_k = \dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e$
9. 计算卫星在 ECEF 中的速度坐标值	$\begin{cases} \dot{x}_k = (\dot{x}'_k - \dot{y}'_k \dot{\Omega}_k \cos i_k) \cos \Omega_k - (\dot{x}'_k \dot{\Omega}_k + \dot{y}'_k \cos i_k - \dot{z}_k \dot{i}_k) \sin \Omega_k \\ \dot{y}_k = (\dot{x}'_k - \dot{y}'_k \dot{\Omega}_k \cos i_k) \sin \Omega_k - (\dot{x}'_k \dot{\Omega}_k + \dot{y}'_k \cos i_k - \dot{z}_k \dot{i}_k) \cos \Omega_k \\ \dot{z}_k = \dot{y}'_k \sin i_k + \dot{y}'_k \dot{i}_k \cos i_k \end{cases}$

表 6-8 利用 GPS 星历进行卫星运行加速度的计算

步骤	计算公式
1. 计算 $\dot{M}_k$ 对时间的导数	$\ddot{M} = 0$
2. 计算 $\dot{E}_k$ 对时间的导数	$\ddot{E}_k = \frac{(\dot{E}_k)^2 e_s \sin E_k}{1 - e_s \cos E_k}$
3. 计算 $\dot{V}_k$ 对时间的导数	$\ddot{v}_k = \frac{2 \dot{v}_k \dot{E}_k}{E_k}$
4. 计算 $\dot{\phi}_k$ 对时间的导数	$\ddot{\phi}_k = \ddot{v}_k$
5. 计算 $\dot{\delta \mu}_k$ 、 $\dot{\delta \gamma}_k$ 、 $\dot{\delta i}_k$ 对时间的导数	$\delta \ddot{u}_k = \frac{\ddot{\phi}_k \delta \dot{u}_k}{\dot{\phi}_k} - 4 (\dot{\phi}_k)^2 \delta u_k$

续表

步骤	计算公式
	$\delta \ddot{r}_k = \frac{\ddot{\phi}_k \delta \dot{r}_k}{\dot{\phi}_k} - 4 (\dot{\phi}_k)^2 \delta r_k$ $\delta \ddot{i}_k = \frac{\ddot{\phi}_k \delta \dot{i}_k}{\dot{\phi}_k} - 4 (\dot{\phi}_k)^2 \delta i_k$
6. 计算 $\dot{\mu}_k$, $\dot{\gamma}_k$, $\dot{i}_k$ 对时间的导数	$\ddot{u}_k = \ddot{\phi}_k + \delta \ddot{u}_k$ $\ddot{r}_k = a_s e_s \ddot{E}_k \sin E_k + a_s e_s (\dot{E}_k)^2 \cos E_k + \delta \ddot{r}_k$ $\ddot{i}_k = \delta \ddot{i}_k$
7. 计算加速度 ($\dot{x}'_k$, $\dot{y}'_k$)	$\ddot{x}'_k = \ddot{r}_k \cos u_k - 2 \dot{u}_k \dot{r}_k \sin u_k - (\dot{u}_k)^2 x'_k - \ddot{u}_k y'_k$ $\ddot{y}'_k = \ddot{r}_k \sin u_k + 2 \dot{u}_k \dot{r}_k \cos u_k - (\dot{u}_k)^2 y'_k - \ddot{u}_k x'_k$
8. 计算 $\dot{\Omega}_k$ 对时间的导数	$\ddot{\Omega} = 0$
9. 计算卫星在 ECEF 中的加速度坐标值	$\begin{cases} \ddot{x}_k = -\dot{y}_k \dot{\Omega}_k + a_k \sin \Omega_k + \beta_k \cos \Omega_k \\ \ddot{y}_k = \dot{x}_k \dot{\Omega}_k - a_k \cos \Omega_k + \beta_k \sin \Omega_k \\ \ddot{z}_k = [\dot{y}'_k - \dot{y}'_k (\dot{i}_k)^2] \sin i_k + (\dot{y}'_k \dot{i}_k + 2 \dot{y}'_k \dot{i}_k) \cos i_k \end{cases}$ 其中, $a_k = \dot{z}_k \dot{i}_k + z_k \ddot{i}_k - \dot{x}'_k \dot{\Omega}_k + \dot{y}'_k \dot{\Omega}_k \sin i_k - \dot{y}'_k \cos i_k$ $\beta_k = \dot{x}'_k + z_k \dot{i}_k \dot{\Omega}_k - \dot{y}'_k \dot{\Omega}_k \cos i_k$

6.1.5 GPS 定位原理

GPS 定位的基本方法主要有：伪距测量、载波相位测量、多普勒测量、卫星射电干涉测量。GPS 定位一般分为静态定位和动态定位两大类。

1. 伪距测量

伪距测量 (Pseudo-range Measurement) 利用卫星发播的伪随机码与接收机复制码的相关技术计算出 GPS 信号传播时间, 然后根据 $S = c \times T$, 测定测站到卫星之间的、含有时钟误差和大气层折射延迟的距离的技术和方法。由于测得的距离含有时钟误差和大气层折射延迟, 而非“真实距离”, 故称伪距。

1) 伪距定位

利用测定的伪距组成以接收机天线相位中心的三维坐标和卫星钟差为未知数的方程组, 经最小二乘法解算以获得接收机天线相位中心三维坐标, 并将其归化为测站点的三维坐标。由于方程组含有 4 个未知数, 必须有 4 个以上经伪距测量而获得的伪距。此方法既能用于接收机固定在地面测站点上的静态定位, 又适用于接收机置于运动载体上的动态定位。但后者的绝对定位精度较低, 只能用于精度要求不高的导航。

伪距测量涉及钟差、真距、设备时延、观测时刻等多个物理量, 要实现伪距测量,

需要对不确定因素和设备时延稳定性等进行评估。

GPS 定位就是利用 GPS 测出高速运行的卫星与测量点之间的距离随时间坐标的变化值,从导航电文信息中解算出卫星的位置,然后在接收机中解算出载体的距离。

GPS 卫星定位系统定位的基本原理是延时测距,通过测量四个已知位置上信号传播的延迟时间,确定四个已知位置至用户的距离,根据这四个测量出来的距离(已知卫星至用户的距离)可以解算出用户的三维位置和用户与已知位置的同步偏差。如图 6.9 所示。

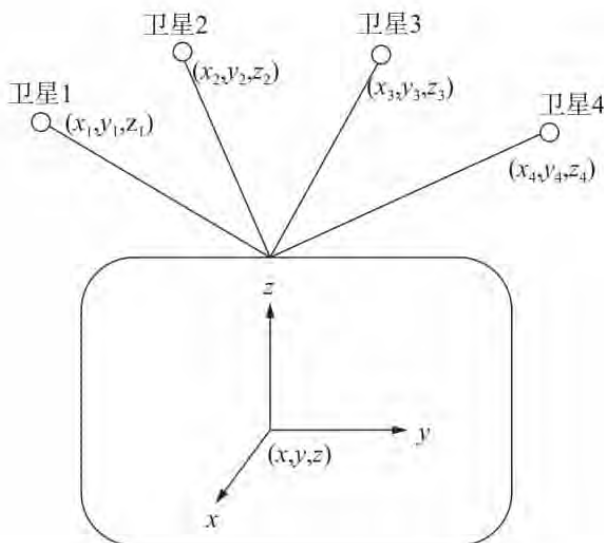


图 6.9 GPS 导航定位原理图

GPS 定位的基本原理是根据高速运动的卫星的瞬间位置作为已知的起算数据,采用空间距离后三方交会的方法,确定待测点的位置。如图 6.9 所示,假设 t 时刻在地面待测点上安置 GPS 接收机,可以测定 GPS 信号到达接收机的时间 Δt ,再加上接收机所接收到的卫星星历等其他数据可以确定以下四个方程式:

$$\begin{aligned} [(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2]^{1/2} + c(V_{a1} - V_{to}) &= d_1 \\ [(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2]^{1/2} + c(V_{a2} - V_{to}) &= d_2 \\ [(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2]^{1/2} + c(V_{a3} - V_{to}) &= d_3 \\ [(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2]^{1/2} + c(V_{a4} - V_{to}) &= d_4 \end{aligned} \quad (6-3)$$

其中,

x, y, z 为待测点坐标的空间直角坐标;

$x_i, y_i, z_i (i=1, 2, 3, 4)$ 分别为卫星 1、卫星 2、卫星 3、卫星 4 在 t 时刻的空间直角坐标;

$V_{ti} (i=1, 2, 3, 4)$ 分别为卫星 1、卫星 2、卫星 3、卫星 4 的卫星钟的钟差,由卫星星历提供;

V_{to} 为接收机的钟差;

c 为 GPS 信号的传播速度(即光速)。

GPS 系统是一种扩频通信系统, GPS 卫星发射两种伪随机测距码,即精测距码(P

码) 和粗测距码 (C/A 码)。P 码调制在 L1 和 L2 两个载波上, 可消除电离层延迟等而获得较精确的测量结果。P 码是一种结构保密的军用码, 美国政府不提供给一般 GPS 民用用户使用。C/A 码用于分址、搜捕卫星信号和粗测距, 是具有一定抗干扰能力的明码, 提供给民用用户使用。

当卫星发射伪随机码时, 接收机内也产生一个相同的伪随机码。当卫星信号经过空间传播延迟 τ 后到达接收机, 与本地码进行相关处理: 移动本地码使相关函数达到最大值。这样本地码所移动的时间延迟值就是卫星信号传播时间 [接收机产生的 C/A 码 (或 P 码) 延迟适当时间与接收到的 GPS 卫星信号对齐, 通过测量这个延迟量计算出信号的传播时间], 乘上光速值得到所测距离。如图 6.10 所示。

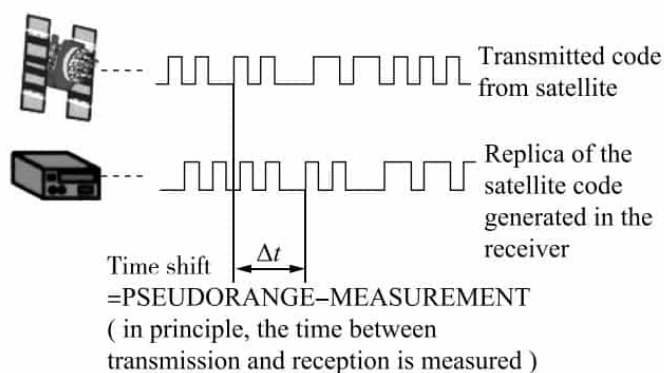


图 6.10 卫星信号传播时间示意图

全球定位系统采用多星高轨测距体制, 以距离作为基本观测值, 通过对四颗卫星同时进行伪距测量即可解算出接收机的位置。

GPS 定位方式大体有两类: 单独 GPS 定位和差分 GPS 定位 (DGPS)。



课外拓展知识

如何理解四元方程式?

1. 从空间公式可知

要知道卫星空间位置和距离地球的距离, 首先假定卫星的位置为已知, 且能准确测定所在地点 A 至卫星之间的距离, 那么 A 点一定是位于以卫星为中心、所测得距离为半径的圆球上。进一步, 又测得点 A 至另一卫星的距离, 则 A 点一定处在前后两个圆球相交的圆环上。还可测得与第三个卫星的距离, 就可以确定 A 点只能是在三个圆球相交的两个点上。根据一些地理知识, 可以很容易排除其中一个不合理的位置。当然也可以再测量 A 点至另一个卫星的距离, 也能精确进行定位。要实现精确定位, 要解决两个问题:

- 一是要确知卫星的准确位置;
- 二是要准确测定卫星至地球上我们所在地点的距离。

2. 怎样确知卫星的准确位置

如何解决卫星位置问题? 首先, 设计卫星的时候知道运行轨道, 但是卫星由于摄

动现象, 实际运行中轨道参数会发生细微变化, 于是需要由监测站通过各种手段, 连续不断监测卫星的运行状态, 适时发送控制指令, 使卫星保持在设计时的正确运行轨道上。将正确的运行轨迹编成星历, 注入卫星, 且经由卫星发送给 GPS 接收机。正确接收每个卫星的星历, 就可确知卫星的准确位置。

如何解决地球上用户终端至卫星的距离? (未解决)

3. 确定用户终端至卫星的距离

当信号在空间传播时, 速度是光速, 得出: 时间 $\times$ 速度(光速) = 距离。结论: 求信号在空间传播的时间。

要准确测定信号传播时间, 要解决两方面的问题:

- 一个是时间基准问题;
- 一个是要解决测量方法问题。

(1) 时间基准问题

- GPS 系统在每颗卫星上装置有十分精密的原子钟, 并由监测站经常进行校准。
- 卫星发送导航信息, 同时也发送精确时间信息。
- GPS 接收机接收此信息, 使与自身的时钟同步, 就可获得准确的时间。

(2) 测定卫星信号传输时间的方法

延迟 GPS 接收机产生的伪随机码, 使与接收到卫星传来的码字同步, 测得的延迟时间就是卫星信号传到 GPS 接收机的时间。

4. GPS 差错问题

在 GPS 定位过程中, 存在以下三部分误差:

- 第一部分是每一个用户接收机所共有的, 例如, 卫星钟误差、星历误差、电离层误差、对流层误差等;
- 第二部分为不能由用户测量或由校正模型来计算的传播延迟误差;
- 第三部分为各用户接收机所固有的误差, 例如内部噪声、通道延迟、多径效应等。

利用差分技术, 第一部分误差可完全消除, 第二部分误差大部分可以消除, 这和基准接收机至用户接收机的距离有关。第三部分误差则无法消除, 只能靠提高 GPS 接收机本身的技术指标。

对美国 SA 政策带来的误差, 实质上它是人为地增大前两部分误差, 所以差分技术也相应克服 SA 政策带来的影响。

5. 为什么不是三元而是四元的方程?

根据立体几何知识, 在三维空间中, 三对数据就可以确定一个点, 为什么这里需要四对呢? 理想情况下, 的确三对就够了, 也就是说理想情况下只需要三颗卫星就可以实现 GPS 定位。但是事实上, 必须要四颗。

因为根据上面的公式, d_i 是通过 $c \times T_i$ 计算出来的, 而我们知道 c 值是很大的 (理想速度即光速), 那么对于时间 T_i 而言, 一个极小的误差都会被放大很多倍, 从而导致整个结果无效。



课外拓展知识

GPS 的误差

1. 卫星星历误差

由广播星历参数或其他轨道信息所给出的卫星位置和卫星的实际位置之差称为星历误差。

- 各监测站在对卫星进行跟踪测量时, 监测系统的质量, 如跟踪站的数量和空间分布、轨道参数的数量和精度, 会导致有测量误差。

- 卫星在运行过程中受到多种摄动力的影响, 进而监测站不能充分准确地测定其影响, 会使测定的卫星轨道产生误差。

2. 星钟误差

由于卫星原子钟与 GPS 标准时之间存在频偏、频漂, 使得星钟和 GPS 标准时之间出现不同步偏差, 叫作星钟误差。

星钟误差会对伪码测距和载波相位测量产生误差, 这种误差的总量可达 1 ms, 产生的等效距离误差可达 300 km。

3. 电离层折射

当电磁波通过电离层时, 由于折射率的变化而引起的传播路径延迟。

4. 对流层折射

对流层中的空气和水汽折射率略大于 1, 且随高度的增加逐渐减小, 大气密度相应降低。对流层的附加延迟与电波频率无关, 不能采用双频校正法来减弱其影响, 只能使用模型法。

5. 多路径效应

由于信号从不同的路径到达 GPS 接收机而产生的误差叫作多路径误差。

2) 伪距差分定位

伪距差分定位 (Differential Global Positioning System, DGPS), 就是利用两台不同 GPS 接收机 (一个是动态接收机, 一个是基准接收机) 同步地对一组 GPS 卫星进行观测, 在基准站上, 观测所有卫星, 根据基准站已知坐标和各卫星的坐标, 求出每颗卫星每一时刻到基准站的真实距离, 然后与测得的伪距比较, 得出伪距改正数, 将其传输至动态接收机, 提高定位精度。如图 6.11 所示。

差分定位也叫相对定位, 一般在动态定位中采用差分定位。

DGPS 是克服 SA 的不利影响, 提高 GPS 定位精度的有效手段, 可达到 III 级及以上精度。DGPS 一般可分为单基站 DGPS、多基准站区域 DGPS、广域 DGPS 和全球 DGPS, 全球 DGPS 的研发正在酝酿中。

2. 载波相位测量

载波相位测量 (Carrier Phase Measurement), 是测定 GPS 接收机所接收的卫星载波信号与接收机振荡器产生的参考载波信号之间的相位差, 是利用接收机测定载波相位观测值或其差分观测值, 经基线向量解算以获得两个同步观测站之间的基线向量坐标差的技

术和方法。

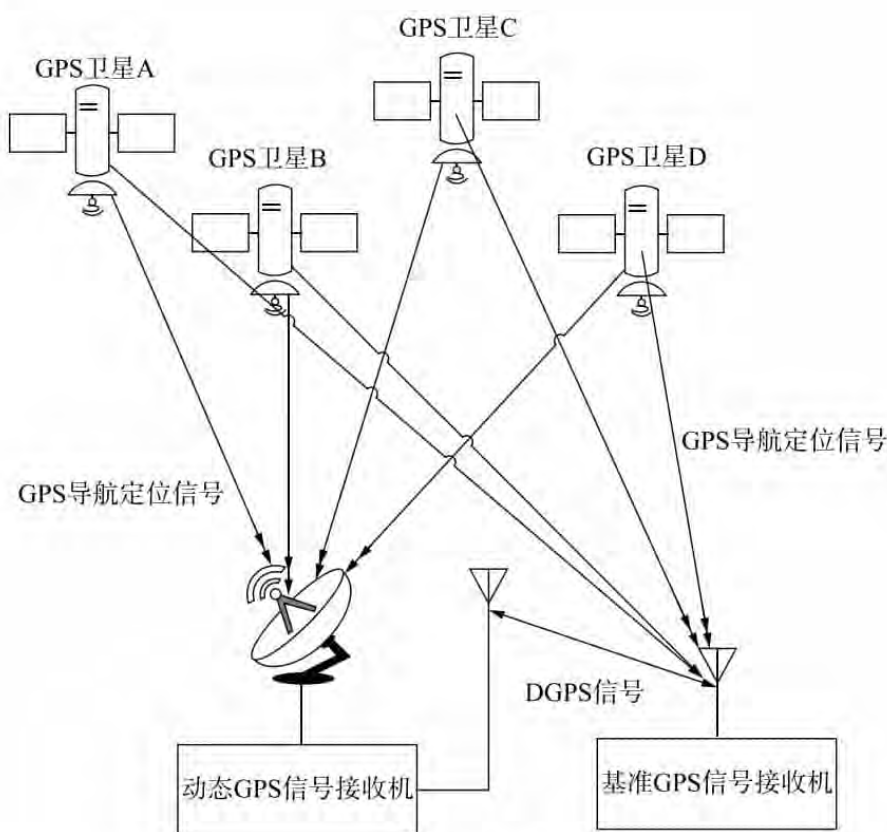


图 6.11 GPS 差分定位原理示意图

基量是指基线两端点的相对位置。基线向量是既具有长度特性又具有方向特性的矢量，而基线边长则是仅具有长度特性的标量。基线向量主要采用空间直角坐标的坐标差的形式。如图 6.12 所示。

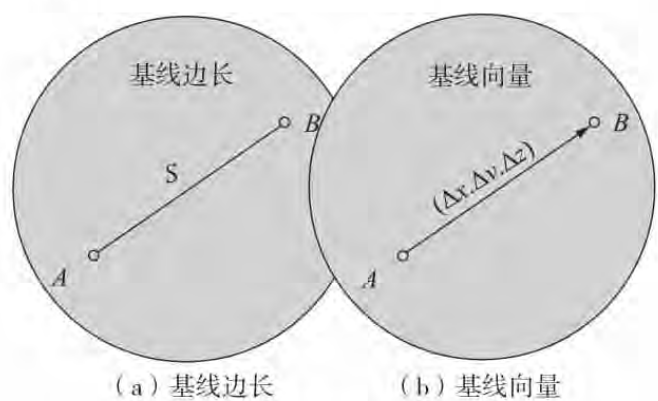


图 6.12 基线向量示意图

基线向量的表达式如下：

空间直角坐标的坐标差： $b_i = [\Delta X_i, \Delta Y_i, \Delta Z_i]^T = \frac{1}{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}} \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix}$ (6-4)

$$\text{大地坐标的坐标差: } b_t = [\Delta N_t \Delta E_t \Delta U_t]^T \quad (6-5)$$

$$\text{地心地平坐标的坐标差: } b_t = [\Delta B_t \Delta L_t \Delta H_t]^T \quad (6-6)$$

基线向量解算 (Baseline Vector Solution) 是指在卫星定位中, 利用载波相位观测值或其差分观测值, 求解两个同步观测的测站之间的基线向量坐标差的过程。此前须进行数据预处理, 剔除观测值中的粗差, 即进行周跳的探测与修复。由于待定测站的近似坐标相对于基站的精度较低而影响星站距及传播时间的计算, 须逐次迭代不断提高测站近似坐标精度, 以修正卫星信号发射时刻及相应的星历坐标, 使整周待定值趋近于整数以获得良好的基线向量成果。

在一个基线解算结果中, 可能包含很多项内容, 但其中最主要的只有两项, 即基线向量估值及其验后方差——协方差阵。

$$\text{基线向量估值: } B_t = [b_{t,1} b_{t,2} \cdots b_{t,m_t-1}]^T$$

$$D_{B_t} = \begin{bmatrix} d_{b_{1,1},b_{1,1}} & d_{b_{1,1},b_{1,2}} & \cdots & d_{b_{1,1},b_{1,m-1}} \\ d_{b_{1,2},b_{1,1}} & d_{b_{1,2},b_{1,2}} & \cdots & d_{b_{1,2},b_{1,m-1}} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ d_{b_{1,m-1},b_{1,1}} & d_{b_{1,m-1},b_{1,2}} & \cdots & d_{b_{1,m-1},b_{1,m-1}} \end{bmatrix}$$

图 6.13 验后方差—协方差阵

基线解算模式主要有单基线解模式、多基线解模式和整体解模式三种。

载波相位测量基本原理如下:

在 L1 载波上, 调制有 C/A 码、P(Y) 码的数据码, 具体的信号结构如下:

$$S_{L1}(t) = A_P P_i(t) D_i(t) \cos(\omega_{L1} t + \varphi_1) + A_C C_i(t) D_i(t) \sin(\omega_{L1} t + \varphi_1)$$

在 L2 载波上, 调制有 D 码、P(Y) 码的数据码, 具体的信号结构如下:

$$S_{L2}(t) = B_P P_i(t) D_i(t) \cos(\omega_{L2} t + \varphi_2)$$

从 GPS 调制信号结构中可以看出, GPS 星站距离既可以通过伪距码测量来求出星站距离, 也可以通过测量载波在用户和 GPS 卫星之间的滞后相位来测量星站距离。

$$\text{载波相位测量值} = \text{基准载波相位} - \text{被测载波相位}$$

即接收机在同一时刻测量出卫星载波信号在发射端的相位和在接收机端的相位, 它们之间的相位差就能体现卫星到接收机的距离。因为载波相位差一周 (即 360°) 的两点之间距离相当于一个波长 λ , 由此知道相位差就知道星站距离。

假如接收机锁相环锁定接收载波后, 在信号接收时刻 t 时的锁相环复制载波的相位 $\phi^{(s)}$ 就等于此时卫星载波信号在接收机端的相位, 也等于卫星载波信号在 $t - \tau$ 时, 在卫星端的相位, 即 $\phi_t^s = \phi_e^s(t - \Delta t)$ 。如图 6.14 所示。

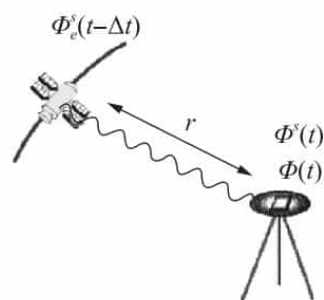


图 6.14 载波相位测量示意图

$$\phi^{(s)} = f \times (t - \tau) + \phi_0^{(s)} - N = f \times t - f \times \tau + \phi_0^{(s)} - N = f \times t - f \times \frac{r}{\lambda} + \phi_0^{(s)} - N$$

$$\text{结论: } \phi^{(s)} = f \times t - \frac{r}{\lambda} + \phi_0^{(s)} - N \quad (6-7)$$

其中, $\phi_0^{(s)}$ 为零时刻载波初始相位, τ 为信号传播时间, f 为载波频率, N 为锁相环对相位值 $\phi^{(s)}$ 的周整模糊度。

注意: 频率 $\times$ 时间 = 周期数。

卫星始终是按照标称载波频率 f 产生和发射载波的, 因此接收机可以虚拟复制卫星端的载波信号 ϕ_i , 也就是接收机振荡器产生的基准信号相位。

$$\phi_i = f \times t + \phi_0$$

其中, $\phi_{u,0}$ 为零时刻虚拟复制载波的初始相位。

根据载波相位差测量值 = 基准信号相位 - 卫星发射端信号的载波相位, 由此可以算出载波相位差测量值 $\phi^{(s)}$:

$$\phi^{(s)} = \phi_i - \phi^{(s)} = \frac{r}{\lambda} + N + (\phi_0 - \phi_0^{(s)}) = f \times \Delta t$$

结论: 载波相位测量值是一个关于几何距离 r 的函数, 不再随载波频率 f 发生变化。

如果考虑卫星钟差、接收机钟差、大气时延等, 可以进一步得到:

$$\lambda \times \varphi^{(s)} = r + \lambda \times N + \lambda (\phi_0 - \phi_0^{(s)}) - c \times (\delta t_u + \delta t^{(s)}) - I \quad (6-8)$$

$$\lambda \times \varphi^{(s)} = [(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2]^{1/2} + \lambda \times N + \lambda (\phi_0 - \phi_0^{(s)}) - c \times (\delta t_u + \delta t^{(s)}) - I$$

3. 多普勒测量

由于卫星和用户终端在做相对运动时引起多普勒效应, 导致接收机接收到的信号频率 f_r 发了变化, 这种接收信号 f_r 和发射信号频率之间的差异为多普勒频移 f_d , $f_d = f_r - f$ 。

$$f_d = f_r - f = \frac{v}{\lambda} \cos \beta = \frac{v}{c} f \cos \beta \quad (6-9)$$

其中, β 为接收机的运动方向到信号入射方向的夹角。

根据多普勒频移公式, 可以推算出 GPS 接收信号的载波多普勒频移值 $f_d^{(s)}$:

$$f_d^{(s)} = \frac{(v - v^{(s)}) I^{(s)}}{\lambda} = - \frac{(v^{(s)} - v) I^{(s)}}{\lambda} = - \frac{\dot{r}}{\lambda} \quad (6-10)$$

其中, $v^{(s)}$ 为卫星运行速度, 可以通过卫星星历计算出;

$\dot{r}$ 为卫星与接收机之间的几何距离 r 对时间的导数;

$I^{(s)}$ 为卫星在接收机处的单位观测向量 (也称基线向量)。

$$I^{(s)} = [\Delta X_i \Delta Y_i \Delta Z_i]^T = \frac{1}{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}} \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix} \quad (6-11)$$

6.1.6 BPSK 改进型调制技术

1. BPSK-R 调制

BPSK (Binary Phase Shift Keying) 即二进制相移键控, 是把模拟信号转换成数据值的转换方式之一, 利用偏离相位的复数波浪组合来表现信息键控移相方式。

BPSK 调制数学模型:

$$S_x(t) = \sqrt{2P_x} s_x(t) \cos(2\pi f_x t)$$

$$s_x(t) = \sum_{k=-\infty}^{+\infty} a_k \mu_{T_c}(t - kT_c) \quad (6-12)$$

其中, a_k 代表码率 r_c , 一般为 ± 1 的伪码序列;

$\mu_{T_c}(t - kT_c)$ 为矩形脉冲信号。

矩形脉冲信号的波形图如图 6.15 所示。

BPSK 是最简单的 PSK, 只用两个信号元素, 一个相位 0° , 另一个相位 180° 。一般用相位 0° 表示信号“0”, 相位 180° 表示信号“1”。图 6.16 为 BPSK 调制示意图。

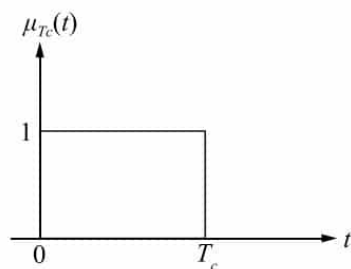


图 6.15 矩形脉冲信号的波形图

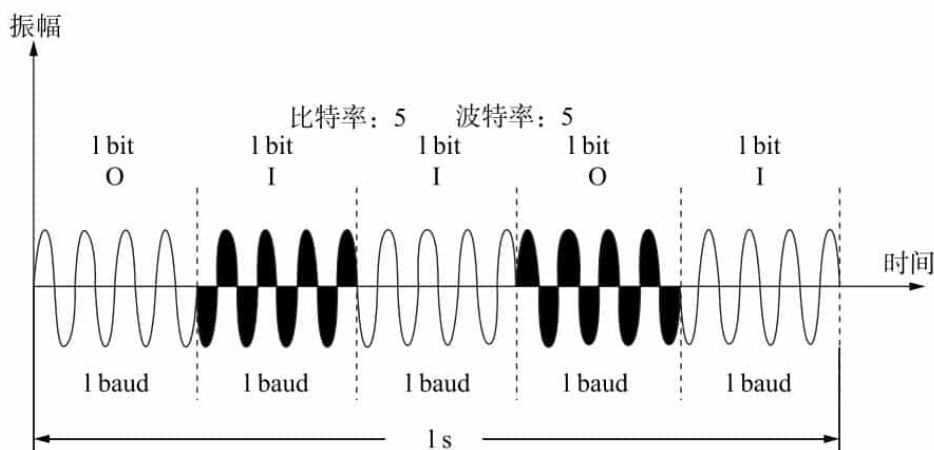


图 6.16 BPSK 调制示意图

由于 BPSK-R 调制中的伪码 r_c 为 nf_0 (在 GPS 中, $f_0 = 1.023 \text{ MHz}$), 因此该调制可以记为 BPSK-R (n) 调制。

2. BOC 调制

BOC 调制 (二进制偏移载波调制) 就是在原有 BPSK 调制的基础上, 再加上一个二进制副载波对 BPSK 信号进行二次扩频。由于方波易于生产, 因此采用方波来替代正弦波。一般用 BOC (m, n) 的表示形式, 其中 m 表示的是副载波频率, n 表示的是扩频码速率, 它们分别表示 1.023 MHz 的 m 倍和 n 倍。

BOC 调制数学模型:

$$S_x(t) = \sqrt{2P_x} s_x(t) \cos(2\pi f_x t) \quad (6-13)$$

$$s_x(t) = \sum_{k=-\infty}^{+\infty} a_k \mu_{T_c}(t - kT_c) X(t)$$

$X(t)$ 为副载波信号, 一般为周期函数。

$$X_{\sin}(t) = \text{sgn}(\sin(2\pi f_s t)) \quad (6-14)$$

$$X_{\cos}(t) = \text{sgn}(\cos(2\pi f_s t))$$

其中, $\text{sgn}()$ 为符号函数, $T_s = 1/f_s$ 为周期。如下图所示。

具体调制流程如图 6.18 所示。

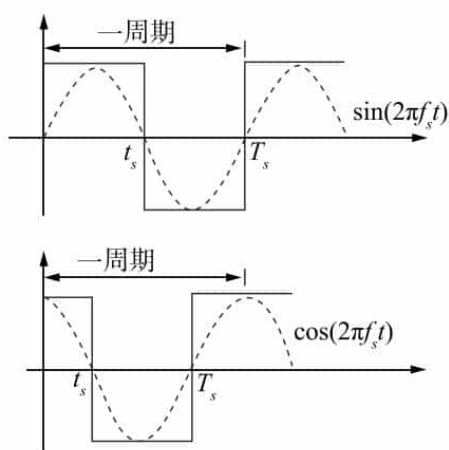


图 6.17 副载波的函数波形图

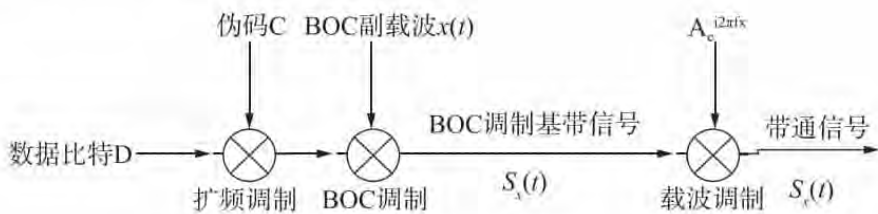


图 6.18 BOC 调制流程

6.1.7 GPS 信号结构及导航电文

1. GPS 信号结构

1) GPS 信号的构成

GPS 空间星座部分与用户端之间的信号接口主要有：L1、L2 和 L5 三种射频链接。L5 是在 Block II F 和 Block III 增加播发的。在 GPS 现代化过程中，首先在 L2 波段上增发 L2C 的第二个民用信号，并且在 L1 和 L2 波段上各增加一个 L1M 和 L2M 军用 M 码信号，然后又在 L5 上增加 L5C 的第三个民用信号，最后在 L1 上增发 L1C 的第四个民用信号。经过现代化 GPS 后，将有 4 个民用信号（传统 L1 C/A、L2C、L5C、L1C）和 4 个军用信号 [传统 L1 P (Y)、传统 L2 P (Y)、L1M、L2M]。

传统 GPS 卫星通信系统信号主要有卫星基准频率、载波信号、测距码和导航电文。载波的主要作用是携带测距信号和导航电文传送给用户；测距信号主要有 C/A 码和 P 码，其中 C/A 码只能被调制到 L1 载波上；导航电文是由 GPS 卫星向用户播发的一组反映卫星空间位置、工作状态、卫星钟修正参数和电离层修正参数等的重要二进制数据，也称数据码（D 码）。

$$\begin{aligned} f_{L1} &= f_0 \times 154 = 1575.42 \text{ MHz} \\ f_{L2} &= f_0 \times 120 = 1227.60 \text{ MHz} \\ f_{L5} &= f_0 \times 115 = 1176.45 \text{ MHz} \\ f_{C/A} &= f_0 / 10 = 1.023 \text{ MHz} \\ f_P &= f_0 \times 1 = 10.23 \text{ MHz} \\ f_D &= f_0 / 20460000 = 50 \text{ Hz} \end{aligned}$$

其中， $f_0 = 10.23 \text{ MHz}$ 。L1 和 L2 载波上携带的具体信号如图 6.19 所示。



图 6.19 GPS 卫星信号之间的关系图

P、C/A、D、L1 和 L2 信号的波形如图 6. 20 所示。

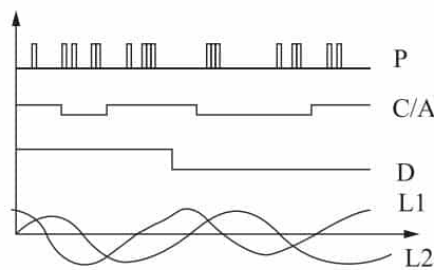


图 6. 20 调制信号波形

GPS 信号的参数如表 6 -9 所示。

表 6 -9 GPS 信号的参数

信号及其分量		伪码		导航电文		数据调制	主瓣带宽 (MHz)
		码率 (Mcps)	码长 (码片)	类型	码率/符率 (bps/sps)		
L1 C/A		1. 023	1023	NAV	50/50	BPSK – R (1)	2. 046
L1 P (Y)		10. 23	7 天	NAV	50/50	BPSK – R (10)	20. 46
L1 M		5. 15	未公开	MNAV	未公开	BOC (10 , 5)	30. 69
L1 C	L1 CD	1. 023	1030	CNAV – 2	50/100	BOC (1 , 1)	4092
	L1 CP	1. 023	10230 × 1800	导频信号分量		TMBOC (6 , 1 , 4/33)	14. 332
L2 P (Y)		10. 23	7 天	NAV	50/50	BPSK – R (10)	20. 46
L2 C		0. 5115 × 2	10230 和 767250	CNAV	25/50	BPSK – R (1)	2. 046
L2 M		5. 115	未公开	MNAV	未公开	BOC (10 , 5)	30. 69
L5 C	L5 I	10. 23	10230 × 10	CNAV	50/100	QPSK – R (10)	20. 46
	L5 Q	10. 23	10230 × 20	导频信号分量			20. 46

2) GPS 卫星信号的产生

最终是将生成的 GPS 卫星的测距信号（载波信号、测距码和导航电文），经过 BPSK 调制经过天线发送出去。图 6. 21 描述了 GPS 卫星信号整个产生过程。首先，GPS 卫星基准信号由频率综合器生成，再按倍数关系生成载波信号、测距码信号和数据码信号；然后，将生成的测距码信号和数据码信号送到相应的产生码器中生成 C/A 码、P 码和 D 码；最后，将载波信号、C/A 码、P 码和 D 码，根据载波调制要求，进行相应的组合得到已调信号，从天线口输出。图 6. 22 是 GPS 卫星 L1 和 L2 载波信号产生。

3) 载波信号

GPS 使用 L 波段传统的两个频率作为载波频率，L1（频率 1. 57542 GHz，波长 19. 04 cm）、L2（频率 1. 2276 GHz，波长 24. 43 cm），未来还有 L5（频率 1. 17645 GHz，波长 25. 50 cm）。表 6 - 10 为 GPS 信号所在波段。

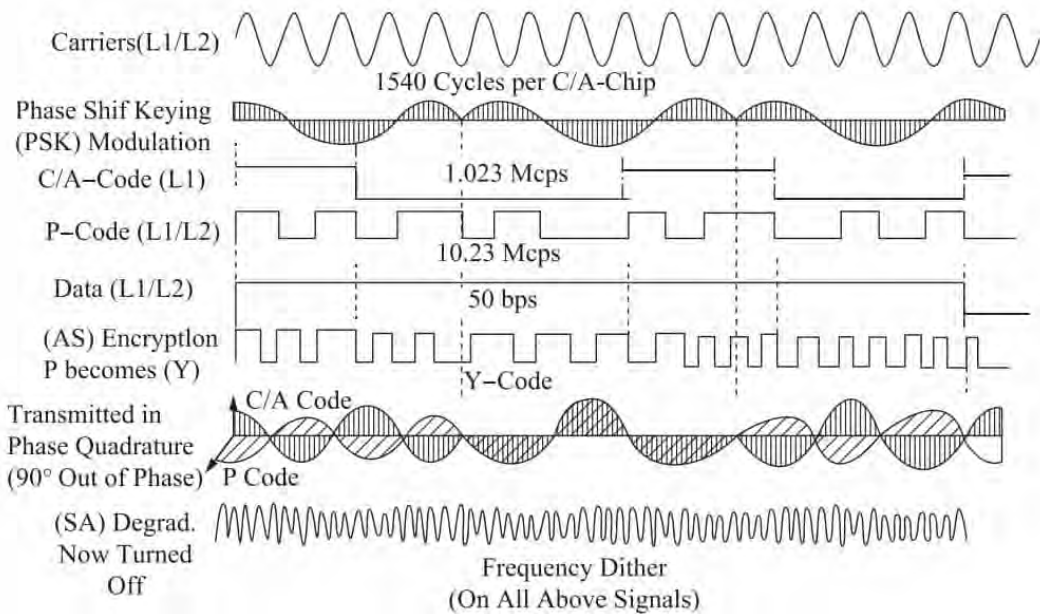
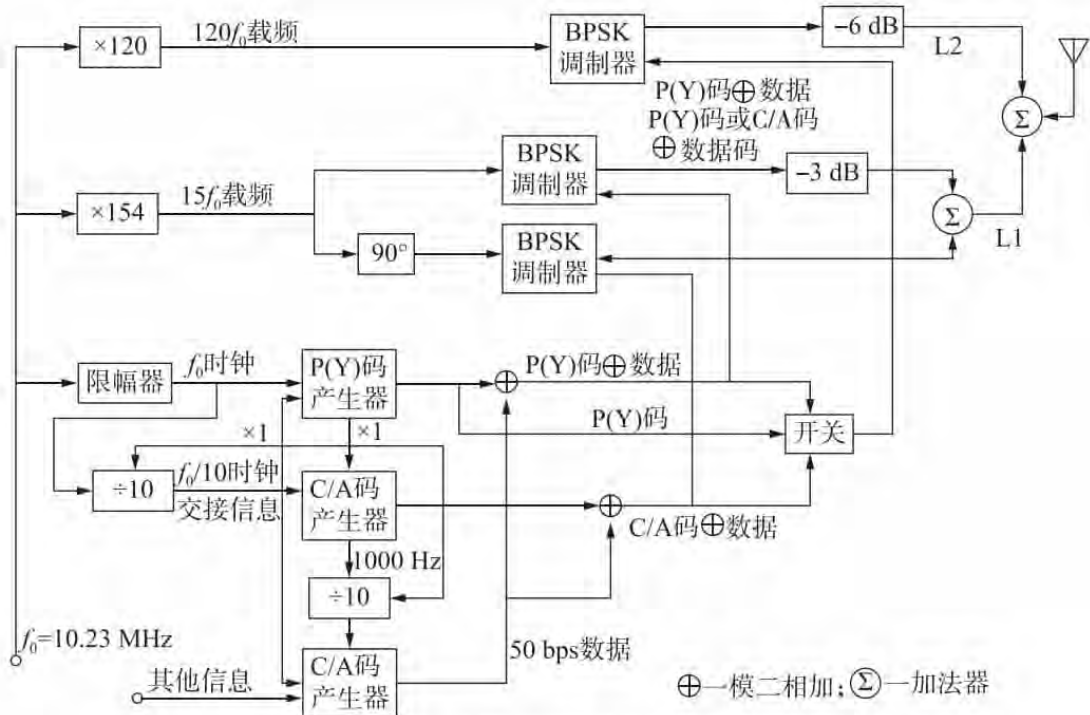


表 6-10 GPS 信号所在波段

波段	中心频率 (MHz)	波长 (cm)	导航信号成分	所在波段
L1	155.42	19.00	L1C/A, L1P(Y), L1M, L1C	ARNS/RNSS
L2	1227.60	24.40	L2P(Y), L2M, L2C	RNSS
L5	1176.45	25.50	L5C	ARNS/RNSS

传统 GPS 信号调制数学模型如下：

$$\begin{aligned}
S_{L1}(t) &= \sqrt{2P_{L1C/A}} C_{C/A}(t) d_{NAV}(t) \sin(2\pi f_{L1}t + \theta_{L1}) + \\
&\quad \sqrt{2P_{L1P}} C_P(t) d_{NAV}(t) \cos(2\pi f_{L1}t + \theta_{L1}) \\
S_{L1P}(t) &= \sqrt{2P_{L1P}} C_P(t) d_{NAV}(t) \cos(2\pi f_{L1}t + \theta_{L1}) \\
S_{L1C/A}(t) &= \sqrt{2P_{L1C/A}} C_{C/A}(t) d_{NAV}(t) \sin(2\pi f_{L1}t + \theta_{L1}) \\
S_{L2}(t) &= S_{L2P}(t) = \sqrt{2P_{L2P}} C_P(t) d_{NAV}(t) \cos(2\pi f_{L2}t + \theta_{L2})
\end{aligned} \tag{6-15}$$

载波信号调制原理图如图 6.23 所示。

现代 GPS 信号调制数学模型，如下：

$$\begin{aligned}
S_{L1C/A}(t) &= \sqrt{2P_{L1C/A}} C_{C/A}(t) d_{NAV}(t) \sin(2\pi f_{L1}t + \theta_{L1}) \\
S_{L2C}(t) &= \sqrt{2P_{L2C}} C_C(t) d_{CNAV}(t) \sin(2\pi f_{L2}t + \theta_{L2}) \\
S_{L1M}(t) &= \sqrt{2P_{L1M}} C_M(t) d_{MNAV}(t) X_{BOC(10,5)}(t) \cos(2\pi f_{L1}t + \theta_{L1}) \\
S_{L2M}(t) &= \sqrt{2P_{L2M}} C_M(t) d_{MNAV}(t) X_{BOC(10,5)}(t) \cos(2\pi f_{L2}t + \theta_{L2}) \\
S_{L1}(t) &= (\sqrt{2P_{L1I}} C_P(t) d_{NAV}(t) \cos m - \\
&\quad \sqrt{2P_{L1Q}} C_M(t) d_{MNAV}(t) X_{BOC(10,5)}(t) \sin m) \cdot \cos(2\pi f_{L1}t + \theta_{L1}) - \\
&\quad (\sqrt{2P_{L1Q}} C_{C/A}(t) d_{NAV}(t) \cos m + \\
&\quad \sqrt{2P_{L1I}} C_{C/A}(t) C_P(t) C_M(t) X_{BOC(10,5)}(t) \sin m) \sin(2\pi f_{L1}t + \theta_{L1}) \\
S_{L2}(t) &= (\sqrt{2P_{L2I}} C_P(t) d_{NAV}(t) \cos m - \\
&\quad \sqrt{2P_{L2Q}} C_M(t) d_{MNAV}(t) X_{BOC(10,5)}(t) \sin m) \cdot \cos(2\pi f_{L2}t + \theta_{L2}) - \\
&\quad (\sqrt{2P_{L2Q}} C_{C/A}(t) d_{NAV}(t) \cos m + \\
&\quad \sqrt{2P_{L2I}} C_{C/A}(t) C_P(t) C_M(t) X_{BOC(10,5)}(t) \sin m) \sin(2\pi f_{L2}t + \theta_{L2}) \\
S_{L5}(t) &= \sqrt{2P_{L5}} C_{L5}(t) d_{CNAV5}(t) h_1(t) \cos(2\pi f_{L5}t + \theta_{L5}) + \\
&\quad \sqrt{2P_{L5}} C_{Q5}(t) h_Q(t) \sin(2\pi f_{L5}t + \theta_{L5})
\end{aligned} \tag{6-16}$$

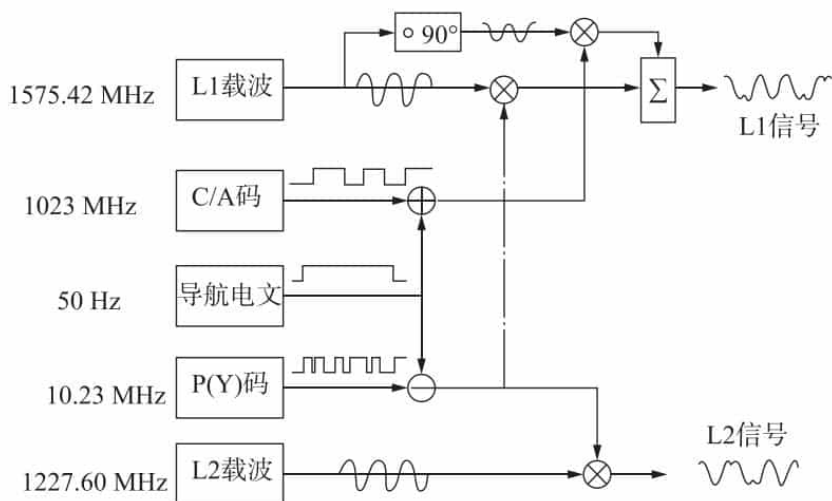


图 6.23 载波信号调制原理图

4) C/A 码

GPS 卫星发出的一种伪随机码,用于粗测距和捕获 GPS 卫星,其实是一种 Gold 码,即由 2 个 10 级反馈移位寄存器构成的 G 码产生。

2 个移位寄存器在每周日子夜零时,在置“1”脉冲作用下全处于 1 状态,同时在码率 1.023 MHz 下,2 个移位寄存器分别产生码长为 $N = 2^{10} - 1 = 1023$,周期为 1 ms 的 2 个 M 序列 $G_1(t)$ 和 $G_2(t)$ 。 $G_2(t)$ 序列经过相位选择器,输入一个与 $G_2(t)$ 平移等价的 M 序列,然后与 $G_1(t)$ 模二相加,得到 C/A 码。图 6.24 为 C/A 码发送器。

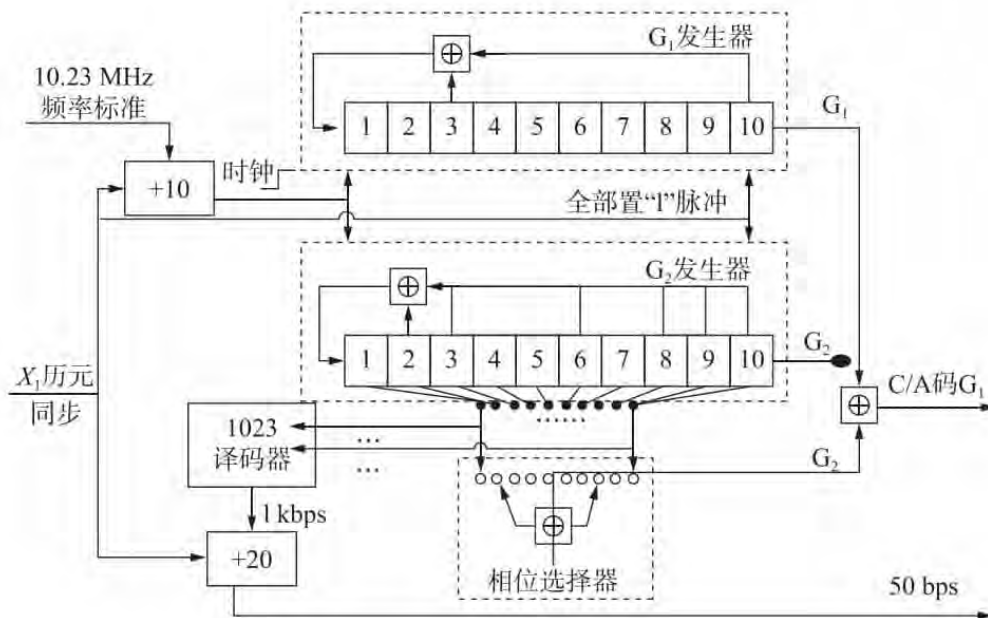


图 6.24 C/A 码产生原理图



课外拓展知识

C/A 码的 matlab 实现

```
% 卫星 1
% C/A 码发生器
% 定义随机码产生函数
function [c] = ca_code_generator(ca_length)
% C/A 码两个 10 级寄存器初始化
reg1 = zeros(1,10);
reg2 = zeros(1,10);
% 中间为寄存器初始化
reg1_t = zeros(1,10);
reg2_t = zeros(1,10);
% 初始时刻,第 1 级寄存器置“1”
reg1(1) = 1;
```

```

reg2(1) = 1;
% for 循环,产生 ca_length 个 C/A 码
for i = 1:ca_length
% 输出第 i 个 C/A 码
% 每个时刻输出一个随机码
c(i) = mod(reg1(10) + reg2(3) + reg2(8), 2);
% 两个 10 级寄存器循环移位
% 将第 2 到 10 个寄存器循环移位
    for j = 1:9
        Reg1_t(11 - j) = reg1(10 - j);
        Reg2_t(11 - j) = reg2(10 - j);
    end
% 根据 C/A 码产生图,给第 1 个寄存器赋值
    reg1_t(1) = mod(reg1(3) + reg1(10), 2);
    reg2_t(1) = mod(reg2(2) + reg2(3) + reg2(6) + reg2(8) + reg2(9) + reg2(10), 2);
% 将循环移位的结果保持,进行下次随机码产生
    reg1 = reg1_t;
    reg2 = reg2_t;
end

```

5) P 码

精码是指全球定位系统卫星用于发播精密测距的伪随机噪声码。精码是测距码的一种,用于测定从卫星到接收机之间距离的二进制码。

精码(P码或Y码)是GPS卫星中所用的测距码,从性质上讲属于伪随机噪声码。其码元波长约29.3 m,测量精度可达0.29 m,精度比C/A码高,故称精码。该测距码又同时调制在L1和L2两个载波上,可较完善地消除电离层延迟,故用它来测距可获得较精确的结果。P码原为严格保密的,只供美国军方及授权用户使用。

P码约267 d重复一次,实际上P码周期被分为38个部分(每一部分周期为7 d,码长约为 6.19×10^{12} bit),其中有1个部分闲置,5个部分给地面监控站使用,32个部分分配给不同的卫星。

精码产生的原理与C/A码相似,但更复杂。发生电路采用的是两组各由12级反馈移位寄存器构成的原理。图6.25为P码发生器。

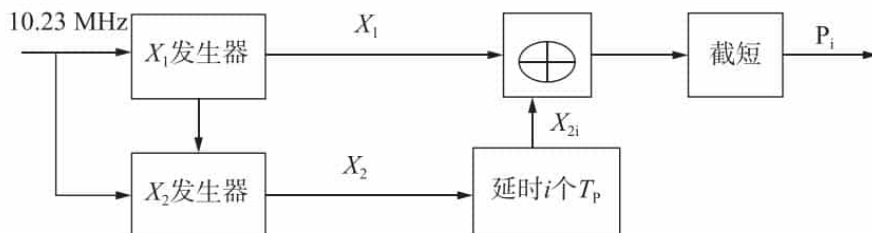


图 6.25 P 码发送器原理图

表 6-11 是 C/A 码 P 码主要特征参数比较。

表 6-11 C/A 码 P 码主要特征参数

特征参数	C/A 码	P 码
反馈移位寄存器级数	10 级	12 级
码长 $N_u = 2^n - 1$	1023 bit	2.35×10^{14} bit
频率	1.023 MHz	10.23 MHz
码宽	0.97752 μ s	0.097752 μ s
周期	1 ms	267 d
等效距离 ($=c \times$ 码宽)	293.1 m	29.3 m
测距误差	29.3 ~ 2.9 m	2.93 ~ 0.29 m
特征	粗码开放、二值	精码、保密、二值

2. 导航电文 (NAV)

卫星导航电文是由导航卫星播发给用户的描述导航卫星运行状态参数的电文，包括系统时间、星历、历书、卫星时钟的修正参数、导航卫星健康状况和电离层延时模型参数等内容。导航电文的参数给用户提供了时间信息，利用导航电文参数可以计算用户的位置坐标和速度。

1) 导航电文的播发

GPS 导航电文有四种类型：NAV、CNAV、CNAV-2 和 MNAV（军用导航电文）。其中，NAV 在 L1 C/A、L1 P (Y) 和 L2 P (Y) 的信号数据码上播发。具体 GPS 相关信号使用的导航电文如表 6-12 所示。

表 6-12 不同导航电文在不同信号上的播发

信号及其分量		伪码		导航电文		数据调制	主瓣带宽 (MHz)
		码率 (Meps)	码长 (码片)	类型	码率/符率 (bps/sps)		
L1 C/A		1.023	1023	NAV	50/50	BPSK - R (1)	2.046
L1 P (Y)		10.23	7 天	NAV	50/50	BPSK - R (10)	20.46
L1 M		5.15	未公开	MNAV	未公开	BOC (10 , 5)	30.69
L1 C	L1 CD	1.023	1030	CNAV - 2	50/100	BOC (1 , 1)	4092
	L1 CP	1.023	10230 × 1800	导频信号分量		TMBOC (6 , 1 , 4/33)	14.332
L2 P (Y)		10.23	7 天	NAV	50/50	BPSK - R (10)	20.46
L2 C		0.5115 * 2	10230 和 767250	CNAV	25/50	BPSK - R (1)	2.046
L2 M		5.115	未公开	MNAV	未公开	BOC (10 , 5)	30.69
L5 C	L5 I	10.23	10230 × 10	CNAV	50/100	QPSK - R (10)	20.46
	L5 Q	10.23	10230 × 20	导频信号分量			20.46

2) 历书、星历的基本概念

历书 (Almanac)：包括全部卫星的大概位置，用于卫星预报，是从导航电文中提取的，每 12.5 min 的导航电文才能得到一组完整的历书。历书仅提供基本轨道参数，精度低，可用于接收机快速捕捉卫星和预报。历书参数如表 6-13 所示。

表 6-13 历书中各参数及含义

符号	参数意义	符号	参数意义
ID	卫星的 PRN 号，范围为 1~31	Right Ascen at Week (rad)	升交点赤经
Health	卫星健康状况，零为信号可用，非零为信号不可用	Argument of Perigee (rad)	近地点俯角
Eccentricity	轨道偏心率	Mean Anom (rad)	平均近点角
Time of Applicability (s)	历书的基准时间	Af0 (s)	卫星时钟校正参数 (钟差)
Orbital Inclination (rad)	轨道倾角	Afl (s/s)	卫星时钟校正参数 (钟速)
Rate of Right Ascend (r/s)	升交点赤经变化率	week	GPS 周数
SQRT (A) (m 1/2)	轨道长半轴的平方根		

星历 (Ephemeris)：只是当前接收机观测到的卫星的精确位置，用于定位，包含基本轨道参数及摄动改正量，由其确定的卫星位置精度高，可用于定位计算。星历参数如表 6-14 所示。

表 6-14 星历中各参数及含义

符号	参数意义	符号	参数意义
t_{oe}	星历的基准时间	ω	t_{oe} 近地点角
M	t_{oe} 时卫星的平近点角	Ω'	升交点赤经漂移率
Ω	在每星期历元上的卫星轨道平面的升交点赤经	Δn	卫星平均速率偏移
		$\frac{d_i}{d_t}$	倾角变化率
i	t_{oe} 时卫星轨道平面倾角	C_{uc}, C_{us}	对纬度幅角余弦和正弦的校正值
e	卫星椭圆轨道偏心率	C_{ic}, C_{is}	对倾角余弦和正弦的校正值
α	卫星椭圆轨道半长轴	C_{rc}, C_{rs}	对轨道半径余弦和正弦的校正值

星历、历书的启动模式如表 6-15 所示。

表 6-15 星历、历书的启动模式

启动模式	含义
冷启动模式 (出厂模式)	GPS 接收器没有保存有效星历、时间及位置信息
暖启动模式	保存有历书数据 (不超过 180 天)，旧时间信息 (不超过 20 s) 及旧位置信息 (不超过 100 km 范围)，但是星历数据失效 (超过 4 h)
热启动模式	GPS 接收器保存有有效星历数据、时间及位置等信息

3) NAV 导航电文帧结构

导航电文一帧包含 1500 位，需 30 s 时间传输完成。这 1500 位又分为 5 个子帧，每

个子帧 300 位。每子帧按顺序分为 10 个字，每个字有 30 位。如表 6-16 所示。

表 6-16 导航电文帧结构

	位数	传输时间 (s)
帧长度	1500	30
子帧 (1~5)	300	6
字 (1~10)	30	0.6

每子帧开头是遥测字 (Telemetry Word, TLM) 和转换字 (有的叫“交接字”) (Handover Word, HOW), 后 8 个字由数据块组成。

TLM 位于各子帧的开头 (第一个码字), 协助用户快速解译导航电文, 判定卫星可用与否。

第 1~8 bit 位同步码 (10001011): 为各个子帧编码脉冲提供一个同步起点, 接收机将从该起点开始顺序解译电文。

第 9~22 bit 遥测数据: 包括地面监控系统注入数据时的状态信息、诊断信息以及其他信息。

第 23~24 bit 空位: 连续码。

第 25~30 bit 奇偶校验码: 发现和纠错, 使用汉明码。

HOW 位于每个子帧的第二个码字, 提供用户从捕获的 C/A 码转换到捕获 P 码的 Z 计数。

第 31~47 bit Z 计数: 是从每周六/天零时起算的时间计数, 知道 Z 数就可以观测瞬间在 P 码周期中所处的准确位置, 便于迅速捕获 P 码。

第 48 bit 警旗: 表明卫星注入电文后是否发生滚动动量矩缺载现象。

第 49 bit A-S 警旗: 用于指示数据帧的时间是否与 PN1 (t) 钟信号同步。

第 50~52 bit 子帧识别: 是子帧识别标志。

第 53、54 bit 空位: 连续码。

第 55~60 bit 奇偶校验码: 发现和纠错。

TLM 和 HOW 字结构如表 6-17 所示。

表 6-17 TLM 和 HOW 字结构

TLM 字 (30 位)					
8 位同步头 10001011	14 位遥测数据			空 2 位	奇偶校验 6 位
HOW 字 (30 位)					
17 位 Z 计数 与下一子帧前沿相对应的子帧计数	警旗 1 位	A-S 警旗 1 位	子帧识别 3 位	空 2 位	奇偶校验 6 位

第 1 子帧播发卫星自身的时钟数据块, 含有 10 bit 的时钟数据期号 (IODC), 同一颗卫星 7 天之内所播发的不同套时钟数据对应不同的 IODC 值。

第 2、3 子帧提供卫星自身的星历数据块, 含有 8 bit 的星历数据期号 (IODE), 同一颗卫星在 6 h 之内所播发的不同星历数据对应一个不同的 IODE。

(正常情况下, 一套时钟数据和星历数据的有效时间是 4 h, 即在星历参考时间 t_{oe} 的

前后两小时。)

第 4、5 子帧提供历书、电离层延时校正参数等其他许多数据块信息。

5 个子帧结构如图 6.26 所示。



图 6.26 5 个子帧结构

在 GPS 系统中，对导航电文 5 帧划分成三个数据块：第 1 子帧为第一数据块，第 2、3 子帧为第二数据块，第 4、5 子帧为第三数据块。

第一数据块：包括第 1 子帧中的第 3 字至第 10 字，它又常称为时钟数据块。由一颗卫星播放的时钟数据块提供该卫星的时钟校正参数和健康状态等。如图 6.27 所示。



图 6.27 数据块 1 的结构

第一数据块包含如下内容：

- 星期数 (WN)：表示从 1980 年 1 月 6 日协调时零点起算的 GPS 周期数。
- 卫星测距精度 (URA)：表示从用户所处位置得到的定位精度值估算值，该数据是由 GPS 地面监控部分和空间星座部分引起的测距误差大小的一个统计数。
- 卫星健康状况：表示导航电文内容正常是否。当共计 6 bit 的卫星健康状态的最高位是 0 时，则表示导航电文全部正常。
- 时钟校正参数：用于计算任意时刻 t 的钟校正数。
- 群波延时校正：电离层延迟改正参数，该值只适合于单频 (L1 或 L2) 接收机，而双频接收机则无须此项校正。
- 时钟数据期号 (IODC)：用 10 bit 表示的 IODC 是时钟数据块的“期刊号”，一个 IODC 值对应一套时钟校正参数。

第二数据块：是由卫星信号的第 2 子帧和第 3 子帧数据块一起组成，它提供该卫星自身的星历参数。该数据块是导航电文的核心部分，GPS 接收机根据这些参数可以进行实时的导航定位计算。如图 6.28 所示。

- 第 25 页面给出第 1~24 颗卫星的健康状况和星期编号。

在第三数据块中, 第 4 和第 5 子帧的每个页面的第 3 字码, 其开始的 8 个比特是识别字符, 且分成两种形式: (a) 第 1 和第 2 比特为电文识别 (DATA ID); (b) 第 3~8 比特为卫星识别 (SVID)。

第 4、5 子帧的数据块分成 25 页。一次收发一套完整的导航电文总共需要 12.5 min。如图 6.30 所示。

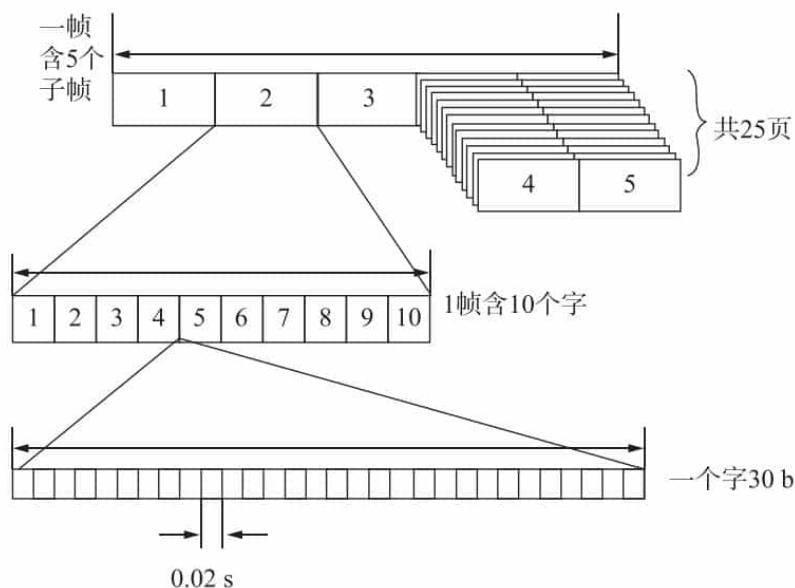


图 6.30 NAV 页面结构示意图

3. 民用导航电文 (CNAV)

CNAV 将在 Block II R-M 以及 Block II F 卫星的 L2C M 码上和 L5I 上发播, 在 L2C 频点上播发速率为 25 bps, 单颗卫星 12 s 播发完毕; 在 L5 频点上播发速率为 50 bps, 单颗卫星 6 s 播发完毕。

CNAV 民用导航电文数据码的基本结构为信息条, 每条信息长 300 bit, 是由 38 bit 的信息头、238 bit 的信息主体和 24 bit 的 CRC 构成的信息条, 共由 64 (0~63) 个信息条组成, 信息条 0 为默认数据块, 其中只有 14 个信息条定义了具体参数, 剩余 50 个信息条作为预留。

38 bit 的信息头包含如下内容:

- 8 bit 的同步码: 10001011;
- 6 bit: PRN 编码;
- 6 bit 的信息类型: 信息条类型的范围为 0~63;
- 17 bit 的 (截短的) 周内时计数 (TOW): 该计数值乘以 6 得到这一条信息结束、下一条信息开始时所对应的 GPS 时间;
- 1 bit 的警告标志: 当警告标志为 1 时, 提醒用户自己承担使用该卫星的风险;
- 24 bit 的 CRC: 循环校验。

14 个信息条主要包含: 第 0 类信息条、第 10~11 类信息条、第 12 类信息条、第 13~14 类信息条、第 15 类信息条、第 30~37 类信息条。

第 0 类信息条：是一条默认的信息条，是一种非常规或无效的信息条，它的 238 bit 的信息主体由 1 和 0 交替组成。如果卫星在产生信息条的过程中有误或地面监控部分要求卫星播发一条没有给出信息类型的信息条等时候，卫星都将该信息条按第 0 条信息条播发。

第 10 ~ 11 类信息条：提供卫星的星历和健康状况，相当于 NAV 的第 2 ~ 3 子帧数据。

第 12 类信息条：提供精简型历书以及 L1、L2、L5 信号的健康状况。

第 13 ~ 14 类信息条：提供差分校正（DC）参数。DC 由卫星时钟的时钟差分校正（CDC）参数和卫星星历的星历差分校正（EDC）参数组成。

第 15 类信息条：提供文本信息，可以播发 29 个 8 bit 的 ASC II 字符，在第 36 类信息条中可以提供 18 个 8 bit 的 ASC II 字符。

第 30 ~ 37 类信息条：该 8 条信息条的格式有点不同，长度也是 300 bit，其中由信息头 38 bit、时钟校正参数 89 bit、信息主体 149 bit 和 CRC 24 bit 构成。

第 30 类信息条：提供群波延时差异校正参数和电离层延时校正参数。其中，第 128 ~ 192 bit 为 L1、L2、L5 信号的单频和双频用户提供群波延时差异校正参数；第 192 ~ 256 bit 为单频接收机用户提供电离层延时校正参数。

第 31 类信息条：提供卫星精简型历书参数。

第 32 类信息条：提供地球定向参数（EOP），来计算相关坐标。

第 33 类信息条：提供协调世界时间（UTC）参数。

第 34 类信息条：提供差分校正参数。

第 35 类信息条：提供 GPS 时间与其他 GNSS 时间之间的差异参数。

第 36 类信息条：提供文本信息，可以提供 18 个 8 bit 的 ASC II 字符。

第 37 类信息条：提供普通型历书。

不同类型的民航导航电文（CNAV）信息条的播发间隔如表 6 - 18 所示。

表 6 - 18 不同类型的民航导航电文（CNAV）信息条的播发间隔

信息条类型	信息数据内容	L2 C 上最长播发间隔
10 和 11	星历	48 s
30 ~ 37	星钟	48 s
30	群波延时和电离层延时	288 s
31 或 12	精简型历书	20 min
37	普通型历书	120 min
32	地球定向参数	30 min
33	UTC	288 s
34 或 13 和 14	差分校正	30 min
35	GPS/GNSS 时间差异	288 s
36 或 15	文本	按需

4. 民用导航电文（CNAV - 2）

CNAV - 2 是在 L1 C 信号上播发的，由三个不同长度的子帧组成，其中 3 个子帧构成

1 个主帧、7 个主帧构成 1 个超帧、子帧 3 的第 7 页为预留。CNAV -2 帧结构如图 6.31 所示。

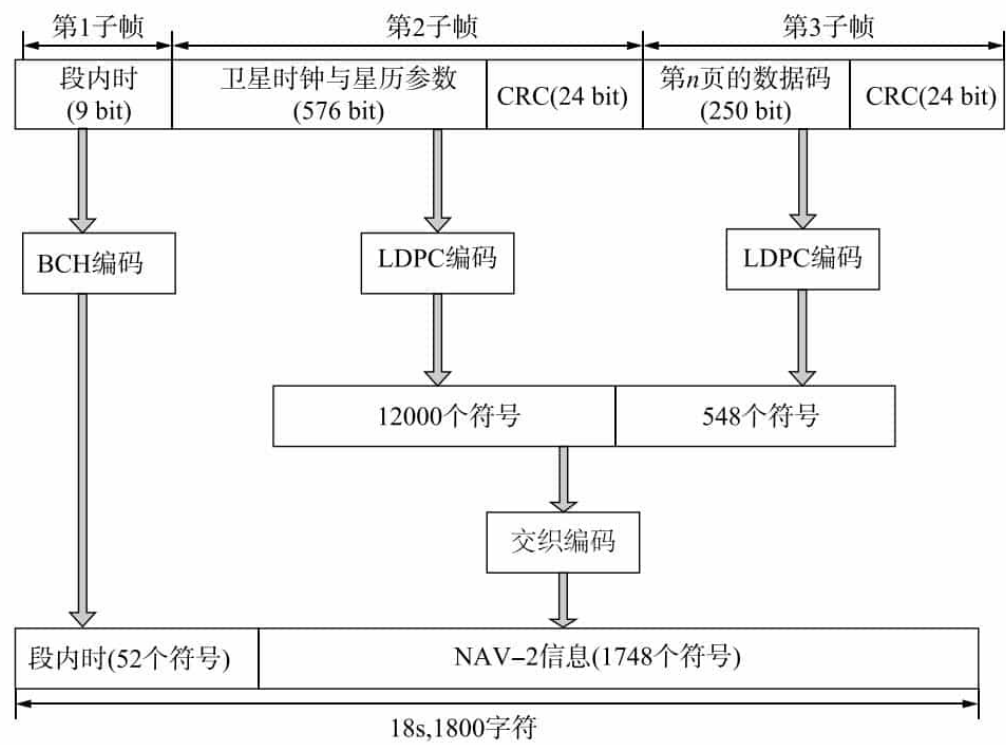


图 6.31 CNAV -2 帧结构

第 1 子帧：9 bit 的段内时（TOI），用来指出下一帧起始沿所对应的卫星时间。9 bit 的段内时经过 BCH（51，8）编码变成 52 个编码符。

第 2 子帧：子帧长 600 bit，由 576 bit 的原始电文数据码和 24 bit 的 CRC 组成。其中电文数据码的内容是固定的，提供关于发射该信号的卫星本身的时钟和星历参数。

第 3 子帧：子帧长 274 bit，由 250 bit 的原始电文数据码和 24 bit 的 CRC 组成。该帧呈分页的结构形式，不同的帧里的第 3 帧传输的数据内容是不同的。

主帧 883 bit 电文编码成 1800 字码，播发速率为 100 sps，单颗主帧 18 s 播发完毕。另外，在一超帧中每一页的第 1、2 子帧作为重复冗余帧，第 3 子帧根据不同页码对应的内容各不相同。

不同电文的播发间隔如表 6-19 所示。

表 6-19 不同电文的播发间隔

电文内容	NAV	CNAV		CNAV -2
		L2 C	L5	
播发速率	50 bps	25 bps	50 bps	100 sps
星历	30 s	48 s	24 s	估计 18 s
星钟	30 s	48 s	24 s	估计 18 s
电离层模型参数和信号延时	12.5 min	288 s	144 s	估计 54 s
UTC	12.5 min	288 min	144 s	估计 54 s

续表

电文内容	NAV	CNAV		CNAV - 2
		L2 C	L5	
历书	12.5 min	—	—	—
精简型历书	—	20 min	10 min	估计 108 s
普通型历书	—	120 min	60 min	估计 216 s
地球定向参数	—	30 min	15 min	估计 108 s
差分修正	—	30 min	15 min	估计 108 s
导航信息修正	12.5 min	—	—	—
GGTO	—	—	144 s	估计 54 s
文本	—	按需	按需	按需
专用电文	12.5 min	—	—	—

6.1.8 GPS 典型陆基增强系统

ICAO 对航空导航的 GNSS 空间信号提出了具体要求，如表 6-20 所示。

表 6-20 ICAO 对航空导航的 GNSS 空间信号的要求

飞行操作	精度 (95%)		完好性	TTA	连续性	可用性	RNP
	水平	垂直					
航路	3.7 km (7.4 km)	—	$10^{-7}/h$	5 min	$10^{-4} \sim 10^{-8}/h$	0.99 ~ 0.99999	20 ~ 10
终端	0.74 km (1.85 km)	—	$10^{-7}/h$	15 s	$10^{-4} \sim 10^{-8}/h$	0.99 ~ 0.99999	5 ~ 1
非精密进近	220 m (556 m)	—	$10^{-7}/h$	10 s	$10^{-4} \sim 10^{-8}/h$	0.99 ~ 0.99999	0.5 ~ 0.3
APV - I	220 m (556 m)	20 m (50 m)	$(1 \sim 2) \times 10^{-7}$ pp	10 s	$(1 \sim 8) \times 10^{-6}/15$ s	0.99 ~ 0.99999	0.3/125
APV - II	16 m (40 m)	8 m (20 m)	$(1 \sim 2) \times 10^{-7}$ pp	6 s	$(1 \sim 8) \times 10^{-6}/15$ s	0.99 ~ 0.99999	0.03/50
I 类精密进近	16 m (40 m)	6 ~ 4 m (40 m)	$(1 \sim 2) \times 10^{-7}$ pp	6 s	$(1 \sim 8) \times 10^{-6}/15$ s	0.99 ~ 0.99999	0.0240
II 类精密进近	6.9 m (17.3 m)	2 m (5.3 m)	2×10^{-9} pp	1 s	$4 \times 10^{-6}/15$ s	0.99 ~ 0.99999	—
III 类精密进近	6.9 m (17.3 m)	2 m (3.3 m)	2×10^{-9} pp	1 s	$4 \times 10^{-6}/15$ s	0.99 ~ 0.99999	—

APV：带垂向引导的进近操作
PP：每次进近
TTA：遥测跟踪测试

1. LASS

美国局域增强系统 (Local Area Augmentation System, LAAS)，是一个基于地面的 GPS 增强系统，其服务聚焦于空港局部地区（半径为 20 ~ 30 n mile）的精确进场、离港

流程和航空终点站运行。LAAS 精度无论在垂直方向, 还是水平方向, 都在 1 m 以内。表 6-21 是 LAAS 对精密进近的临时性要求。

表 6-21 LAAS 对精密进近的临时性要求

	I 类	II 类	III 类
决断高度	60 m	30 m	0 ~ 30 m
飞机控制所要求的垂直精度 (95%)	5 m	2.5 m	2.5 m
连续性	10^{-5} pp	10^{-5} pp	10^{-7} pp
完好性	4×10^{-9} pp	4×10^{-9} pp	10^{-9} pp
垂直报警门限	10 m	5 m	5 m
报警时间	6 s	6 s	6 s
完好性和连续性要求的垂直精度 (95%)	2 m	1 m	1 m

将 LAAS 地面台安装在机场附近, 数部 GPS 基准接收机、地面检测器和 VHF 按要求布置在机场或附近区域。GPS 基准接收机接收到 GPS 卫星和 WAAS GEO 卫星的测距信息送至 LAAS 地面台, 同时监测器也将对系统状态的完好性监测信息送到 LAAS 地面台, LAAS 收到这些信息进行相关处理, 产生差分校正、完好性校验和进近路径基准等数据, 然后将这些数据传给 VHF, VHF 经过编码广播给机场附近上空的飞机。机载设备接收到 GPS 卫星信息、GEO 卫星测距数据, 再根据 LAAS 传来的数据一起进行处理, 以此提高导航精度、完好性、连续性和可用性, 达到飞机进近的 ICAO 要求。如图 6.32 所示。

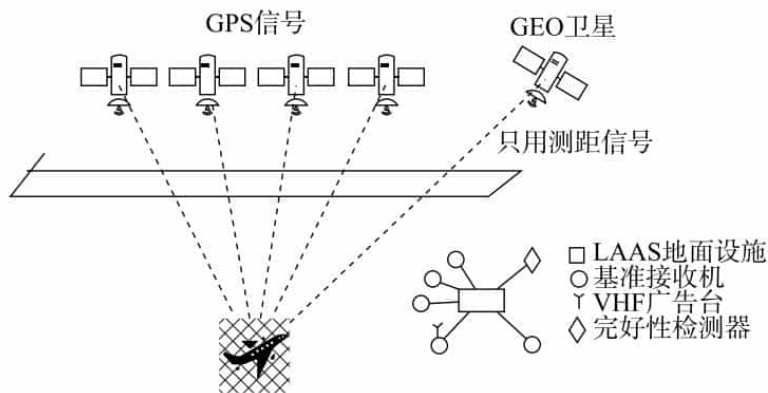


图 6.32 LAAS 系统结构图

VHF 相关参数如下:

- 工作频段, 108.05 ~ 117.950 MHz;
- 频道间隔, 25 kHz;
- 调制, D8PSK;
- 数据速率, 31.5 kbps;
- 多址方式, TDMA。

用 LAAS 替代 ILS 的主要优点有: 减少对场地的限制、场地准备费用降低、服务范围广 (一套 LAAS 可以服务多条跑道, 而一套 ILS 只能服务一条跑道)。

目前, 大陆航空公司、快达航空公司、FedEx 公司、Hapag - Fly 公司等都支持 LAAS。

2007 年 1 月，FedEx 公司在孟菲斯国际机场用 LAAS 试飞。

2. WAAS

GPS 广域增强系统（Wide Area Augmentation System，WAAS）是 FAA 克服 LAAS 作用范围的局限性，而研制能覆盖美国全域范围的 GPS 增强系统，主要目的是提高在美国境内 GPS 民用服务的精度、完好性、连续性和可用性，以达到飞机从航路到进近的要求。

GPS 广域增强系统（WAAS），是在卫星上加载 L 波段转发器，实施导航重叠和广域增强电文广播。广播类 GPS 信号，向用户提供附加测距信息、广域 DGPS 改正信息、改善航行安全的完善性信息，进行广泛区域的 DGPS 定位与导航。广域增强系统由广域基准站（WRS）、广域主站（WMS）、地面地球站（GES）、GEO 卫星及数据链组成。

工作原理如下：

- 建在美国境内及周边区域的 WRS 接收和处理 GPS 卫星和 GEO 卫星的发射数据传输给 WMS；
- WMS 处理 WRS 传送过来的数据，产生每颗在美国上空的卫星的完好性、差分校正量、剩余误差、电离层等信息，然后将这些数据传送给 GES；
- GES 经过格式化后上传给 GEO 卫星；
- GEO 卫星以 GPS L1 C/A 等相关伪码经过调制后，播发给地球表面附近的飞机及用户，以此提高导航精度、完好性、连续性和可用性，达到飞机从航路到进近的 ICAO 要求。

WAAS 工作原理示意图如图 6.33 所示。

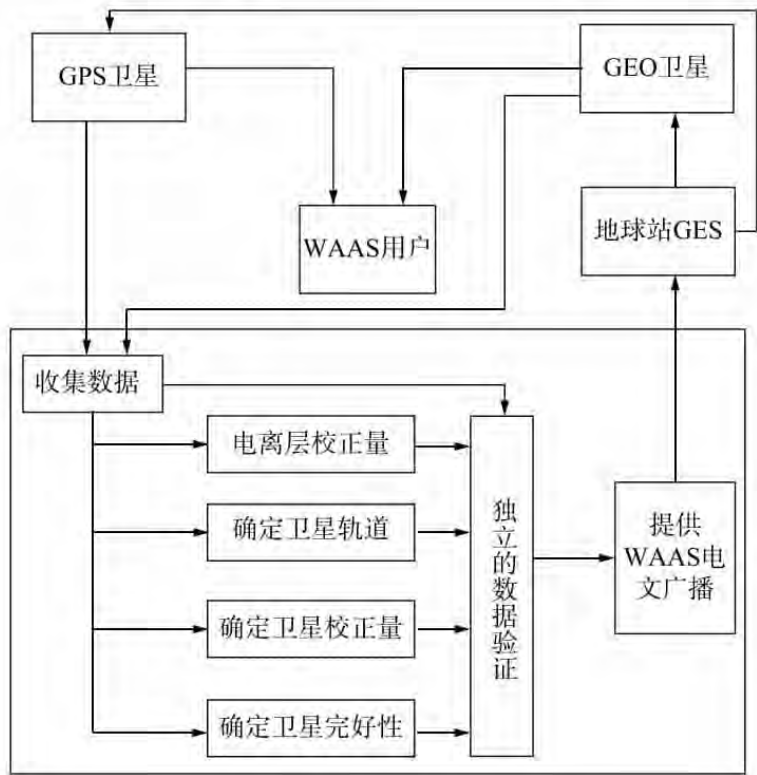


图 6.33 WAAS 工作原理示意图

6.2 北斗卫星导航系统

6.2.1 BDS 卫星系统概述

北斗卫星导航系统 (BeiDou Navigation Satellite System, BDS) 是我国正在实施的自主、独立的卫星导航系统。该系统于 2011 年 12 月 27 日开始试运行服务, 在 2020 年, 北斗卫星导航系统实现全球覆盖。BDS 是遵循“先区域、后全球”的总体思路, 坚持“自主、开放、兼容、渐进”的原则建设和发展。北斗卫星导航系统建设将按照“三步走”的发展战略稳步推进, 具体发展步骤如下 (CSNO 2012):

第一步, 组建北斗卫星导航试验系统。

- 1994 年, 中国启动北斗卫星导航试验系统建设。
- 2000 年相继发射 2 颗北斗导航试验卫星, 初步建成北斗卫星导航试验系统。
- 2003 年发射第 3 颗北斗导航试验卫星, 进一步增强了北斗卫星导航试验系统性能。

北斗卫星导航试验系统的空间星座部分由 3 颗分别定点于东经 80° 、 110.5° 和 140° 的地球静止轨道 (GEO) 卫星组成。

在第一阶段, 我国先后发射了 4 颗“北斗一号”导航卫星 (后两颗为备份), 运行在经度相距 60° 的地球静止轨道, 是世界首个有源区域卫星导航系统。

该系统不仅可提供区域导航定位, 还能进行双向数字报文通信和精密授时, 特别适用于需要导航与移动数据通信相结合的用户。其服务范围为国内, 定位精度为 20 m, 授时精度为 100 ns, 短信字数每次为 120 个字。

第二步, 提供北斗卫星导航系统区域服务。

- 2004 年, 中国启动北斗卫星导航系统工程建设。
- 2007 年, 发射第一颗中圆地球轨道卫星, 至 2012 年底已部署完成由 5 颗 GEO 卫星、5 颗 IGSO 卫星 (2 颗在轨备份) 和 4 颗 MEO 卫星组成的区域星座, 具备了区域服务能力。

在第二阶段, 我国陆续发射了 16 颗“北斗二号”导航卫星, 最终建成了由 14 颗“北斗二号” (5 颗静止轨道导航卫星、5 颗倾斜地球同步轨道导航卫星和 4 颗中圆地球轨道导航卫星) 组成的、采用无源与有源卫星导航方式相结合的区域卫星导航系统。

该系统服务范围为亚太地区, 定位精度为 10 m, 测速精度为 0.2 m/s, 授时精度为 50 ns, 短信字数每次为 120 个字。

第三步, 2020 年左右全面建成北斗卫星导航系统, 形成全球服务能力。

在第三阶段, 我国先后发射 35 颗“北斗三号”导航卫星 (5 颗静止轨道卫星、3 颗倾斜地球同步轨道卫星和 27 颗中圆轨道卫星), 建成采用无源与有源导航方式相结合的全球卫星导航系统。

该系统服务范围为全球, 定位精度为 2.5 ~ 5 m (民用用户免费提供约 10 m 精度的定位服务), 测速精度为 0.2 m/s, 授时精度为 20 ns, 每次短信字数也增加了。

一旦北斗地基增强系统建成,并提供服务时,北斗导航系统可提供米级、亚米级、分米级,甚至厘米级的服务,其定位精度将与美国 GPS 相媲美。

北斗全球卫星导航系统设计目标是采用 5 颗地球静止同步轨道卫星、27 颗中圆地球轨道卫星、3 颗地球倾斜同步轨道卫星,共由 35 颗卫星的星座构成。图 6.34 是北斗区域星座北京地区卫星星空图。

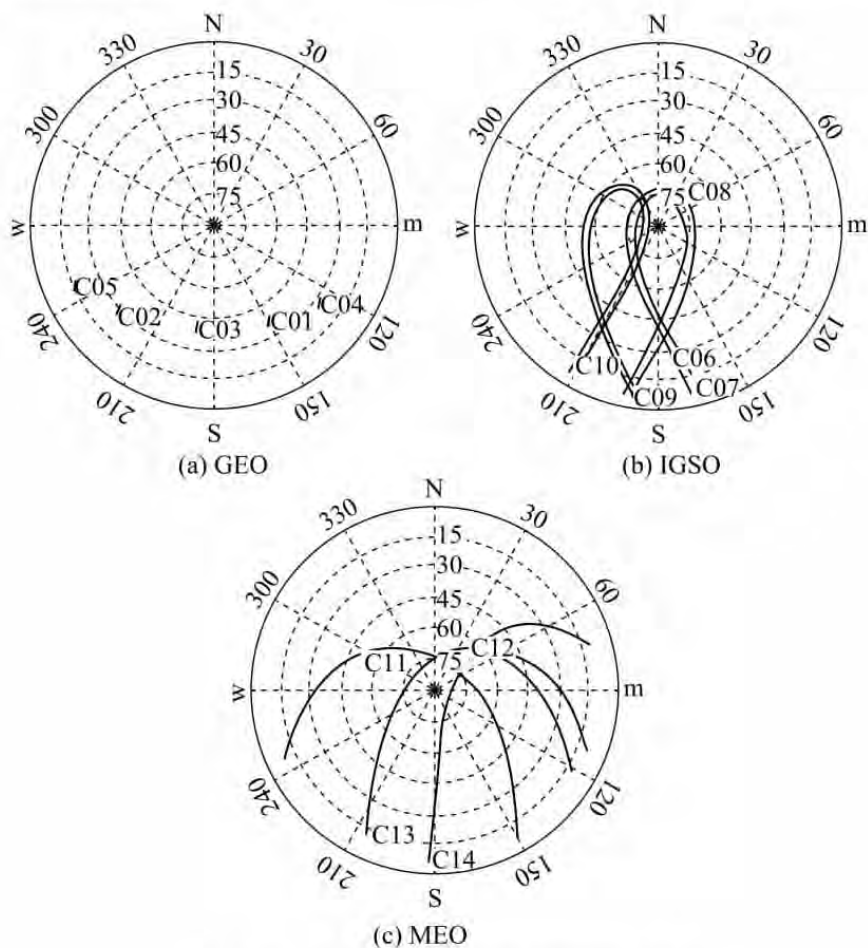


图 6.34 北斗区域星座北京地区卫星星空图

6.2.2 北斗一、二、三号导航系统

1. “北斗一号”系统

“北斗一号”双星导航定位系统,是我国自主研发的一种全天候、区域性的卫星导航定位系统,可实现快速导航定位、双向简短报文通信和定时授时三大功能。该系统于 20 世纪 80 年代中期开始研究,1995 年正式启动工程研制。“北斗一号”卫星导航系统在 2008 年的汶川地震抗震救灾中发挥了重要作用,救灾部队携带的“北斗一号”终端机不断从前线发回各类灾情报告,为指挥部指挥抗震救灾提供了重要的信息支援。

“北斗一号”导航系统主要由四部分组成:空间星座部分、地面控制中心、用户终端和标校站。

空间星座主要由三颗定位卫星组成,第1颗北斗导航试验卫星、第2颗北斗导航试验卫星分别于2000年10月和12月发射,位于 80°E 和 140°E 的对地静止轨道上,它们载有一个RDSS收发机有效载荷。第三颗北斗一代卫星于2003年5月发射,布置在 110°E 的轨道上。这三颗卫星并不发射导航电文,也不配备高精度的原子钟等关键零组件,只是在用户和地面中心站之间进行双向信号中继。

地面控制中心主要负责整个系统的监控和管理,数据存储、交换、传输及处理。一切计算和处理集中在地面控制中心。其工作原理是:地面控制中心连续地产生和发射无线电测距信号,接收并快速捕获用户终端转发来的响应信号,完成全部用户定位数据的处理工作和通信数据的交换工作,把计算机得到的用户位置和经过交换的通信内容,通过空间卫星分别送给有关用户。

用户终端能够接收地面控制中心经卫星转发的测距信号,并向两颗卫星发射应答信号,此信号经卫星转发到中心站进行数据处理。根据执行的任务不同,用户终端分为定位通信终端、卫星测轨终端、差分定位标准站终端、气压测高标准站终端、校时终端、集团用户管理站终端等。

标校站为附近的终端用户提供更高精度的定位结果,协助地面控制中心获取精确的卫星位置观测量。

北斗一代系统其缺点是只能实现我国区域导航,且导航精度低,有源定位的模式造成隐蔽性全无,无法应用到军事中等。

“北斗二号”系统卫星星座发射列表及在轨运行情况如表6-22所示。

表6-22 “北斗一号”系统卫星星座发射列表及在轨运行情况

北斗卫星	发射日期	运载火箭	轨道	运行状况	备注
第1颗北斗导航试验卫星	2000-10-31	CZ-3A Y5	GEO	停止工作	北斗-1A
第2颗北斗导航试验卫星	2000-12-21	CZ-3A Y6	GEO	停止工作	北斗-1B
第3颗北斗导航试验卫星	2003-05-25	CZ-3A Y7	GEO	正常	北斗-1C
第4颗北斗导航试验卫星	2007-02-03	CZ-3A Y12	GEO	失效	北斗-1D

2. “北斗二号”系统

北斗卫星导航系统(BDS),英文名字Compass,是我国自主研发的全球卫星导航系统(无源系统),目前只拥有覆盖亚太地区的区域导航能力,提供开放服务和授权服务,定位精度为10 m,授时精度为50 ns,测速精度为0.2 m/s。

我国在2007年启动了“北斗二代”计划,正在按照“三步走”总体计划稳步推进。截至2012年10月10日23时33分,已成功发射了20颗卫星(4颗北斗导航试验卫星和16颗北斗导航卫星),区域组网顺利。2012年11月27日,北斗开始正式在亚太地区提供区域导航服务,即“三步走”计划中的前两步已经顺利完成,第三步按计划稳步推进。

“北斗二号”系统卫星星座发射列表及在轨运行情况,如表6-23所示。

表 6-23 “北斗二号”系统卫星星座发射列表及在轨运行情况

北斗卫星	发射日期	运载火箭	轨道	运行状况	备注
第 1 颗北斗导航卫星	2007-04-14	CZ-3A Y13	MEO	正常, 测试星	北斗 二号
第 2 颗北斗导航卫星	2009-04-15	CZ-3C Y3	GEO	失效	
第 3 颗北斗导航卫星	2010-01-17	CZ-3C Y2	GEO	正常	
第 4 颗北斗导航卫星	2010-06-02	CZ-3C Y4	GEO	正常	
第 5 颗北斗导航卫星	2010-08-01	CZ-3A Y16	IGSO	正常	
第 6 颗北斗导航卫星	2010-11-01	CZ-3C Y5	GEO	正常	
第 7 颗北斗导航卫星	2010-12-18	CZ-3A Y18	IGSO	正常	
第 8 颗北斗导航卫星	2011-04-10	CZ-3A Y19	IGSO	正常	
第 9 颗北斗导航卫星	2011-07-27	CZ-3A Y17	IGSO	正常	
第 10 颗北斗导航卫星	2011-12-02	CZ-3A Y23	IGSO	正常	
第 11 颗北斗导航卫星	2012-02-25	CZ-3C Y6	GEO	正常	
第 12、13 颗北斗导航卫星	2012-04-30	CZ-3B Y14	MEO	正常	
第 14、15 颗北斗导航卫星	2012-09-19	CZ-3B Y15	MEO	正常	
第 16 颗北斗导航卫星	2012-10-25	CZ-3C Y	GEO	正常	
第 17 颗北斗导航卫星	2015-03-30	CZ-3C	IGSO	正常	
第 18、19 颗北斗导航卫星	2015-07-25	CZ-3B	MEO	正常	
第 20 颗北斗导航卫星	2015-09-30	CZ-3B	IGSO	正常	
第 21 颗北斗导航卫星	2016-02-01	CZ-3C	MEO	正常	
第 22 颗北斗导航卫星	2016-03-30	CZ-3A	IGSO	正常	
第 23 颗北斗导航卫星	2016-06-13	CZ-3B	GEO	正常	

2009 年 7 月 30 日, 中国在全球卫星导航系统国际会议上为北斗二代申请了多个频段, 其中包括已经分配给 Galileo 的用于 PRS 服务的频段, 申请的频段分别为 B1、B2 和 B3 频点, 共发射 B1-C、B1、B2、B3 和 B3A 五种导航信号。

“北斗二号”卫星导航系统也主要是由三部分组成: 空间卫星部分、地面控制部分和用户终端部分。

空间卫星部分包括 5 颗地球静止轨道 (GEO) 卫星、3 颗倾斜地球同步轨道 (IGSO) 卫星和 27 颗中圆地球轨道 (MEO) 卫星, 提供开放服务和授权服务。“北斗二号”卫星星座示意图如图 6.35 所示。

地面控制部分是由主控站、监测站和注入站等地面站组成的。

3. “北斗三号”系统

2009 年启动“北斗三号”系统建设, 2020 年全面建成“北斗三号”系统。“北斗三号”系统是由 3GEO + 3IGSO + 24MEO 构成的混合导航星座, 系统继承有源服务和无源服务两种



图 6.35 “北斗二号”卫星星座示意图

技术体制,为全球用户提供基本导航(定位、测速、授时)、全球短报文通信和国际搜救服务,同时可为中国及周边地区用户提供区域短报文通信、星基增强和精密单点定位等服务。

2018 年底,“北斗三号”基本系统完成建设,开始提供全球服务。

“北斗三号”系统卫星星座发射列表及在轨运行情况如表 6-24 所示。

表 6-24 “北斗三号”系统卫星星座发射列表及在轨运行情况

北斗卫星	发射日期	运载火箭	轨道	运行状况	备注
第 24、25 颗北斗导航卫星	2017-11-05	CZ-3C	MEO	第 1、2 组网卫星	北斗 3 号 服务 “一带一路”
第 26、27 颗北斗导航卫星	2018-01-12	CZ-3C	MEO	第 3、4 组网卫星	
第 28、29 颗北斗导航卫星	2018-02-12	CZ-3C	MEO	第 5、6 组网卫星	
第 30、31 颗北斗导航卫星	2018-03-30	CZ-3B	MEO		
第 32 颗北斗导航卫星	2018-07-10	CZ-3A	IGSO		
第 33、34 颗北斗导航卫星	2018-07-29	CZ-3B	MEO		
第 35、36 颗北斗导航卫星	2018-08-25	CZ-3B	MEO		
第 37、38 颗北斗导航卫星	2018-09-19	CZ-3B	MEO		
第 39、40 颗北斗导航卫星	2018-10-15	CZ-3B	MEO		
第 41 颗北斗导航卫星	2018-11-01	CZ-3B	GEO		
第 42、43 颗北斗导航卫星	2018-11-19	CZ-3B	MEO		
第 44 颗北斗导航卫星	2019-04-20	CZ-3B	IGSO		
第 45 颗北斗导航卫星	2019-05-17	CZ-3C	GEO		
第 46 颗北斗导航卫星	2019-06-25	CZ-3B	IGSO		
第 47、48 颗北斗导航卫星	2019-09-23	CZ-3B	MEO		
第 49 颗北斗导航卫星	2019-11-05	CZ-3B	IGSO		
第 50、51 颗北斗导航卫星	2019-11-23	CZ-3B	MEO		
第 52、53 颗北斗导航卫星	2019-12-16	CZ-3B	MEO		
第 54 颗北斗导航卫星	2020-03-09	CZ-3B	GEO		
第 55 颗北斗导航卫星	2020-06-23	CZ-3B	GEO		

“北斗三号”导航系统由空间段、地面段和用户段三部分组成。

空间段由 3 颗 GEO 卫星、3 颗 IGSO 卫星和 24 颗 MEO 卫星等组成。

地面段包括主控站、时间同步/注入站和监测站等若干地面站,以及星间链路运行管理设施。

用户段包括北斗及兼容其他卫星导航系统的芯片、模块、天线等基础产品,以及终端设备、应用系统与应用服务等。

“北斗三号”系统结构图如图 6.36 所示。

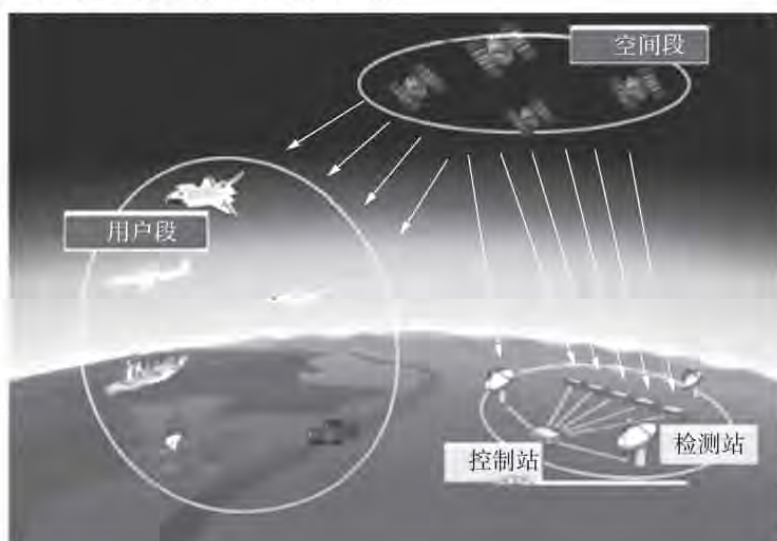


图 6.36 “北斗三号”系统结构图

6.2.3 BDS 系统介绍

1. BDS 系统结构

北斗卫星导航系统（BDS）是我国自主研发的卫星导航系统，包括“北斗一号”卫星导航系统、“北斗二号”卫星导航系统和“北斗三号”卫星导航系统。

我国的北斗卫星导航定位系统服务分为开放和授权两种，开放服务在可接收的范围内免费提供定位、测速和授时服务，精度可达 10 m，授时精度 50 ns，测速精度 0.2 m/s。授权服务也就是通常所说的军用，授权服务向授权的用户提供的定位、测速以及授时要比开放服务精度更高，同时也更加安全。此外，授权服务还具有短报文通信能力，这是我国北斗卫星导航系统最大的特点和优势。

北斗卫星导航系统可分为空间段、地面段和用户段三个部分。如图 6.37 所示。

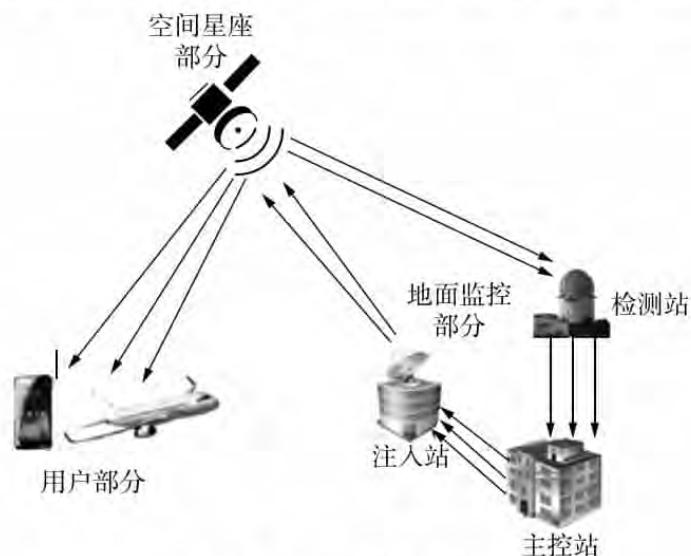


图 6.37 BDS 系统结构

1) 空间段

由 35 颗轨道卫星构成, 分为静止卫星和非静止卫星两类, 其中静止卫星有 5 颗, 非静止卫星有 30 颗。其中, 5 颗地球静止轨道 (GEO) 卫星高度为, 在赤道上空分布于 58.75°E , 80°E , 110.5°E , 140°E 和 160°E ; 30 颗非静止轨道卫星由 27 颗中地球轨道 (MEO) 卫星和 3 颗倾斜同步轨道 (IGSO) 卫星组成, 27 颗中地球轨道卫星分布在倾角为 55° 的三个轨道平面上, 轨道高度为 21500 km。图 6.38 为北斗卫星星座图。

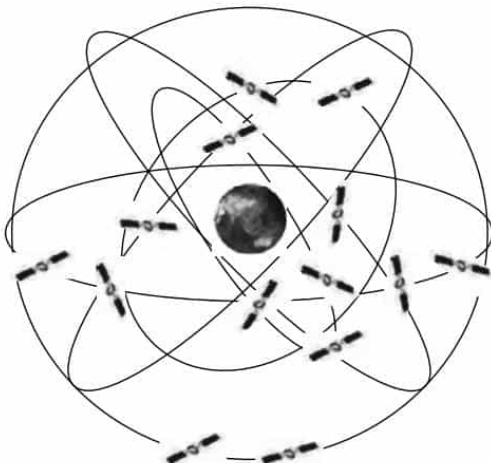


图 6.38 北斗卫星星座图



课外拓展知识

北斗科普知识

“北斗三号”全球星座由地球静止轨道 (GEO)、倾斜地球同步轨道 (IGSO)、中圆地球轨道 (MEO) 三种轨道卫星组成, 北斗人称这三种卫星为“北斗三兄弟”。根据三种轨道卫星名称的英文首字母的发音, 它们又被亲昵地称作“吉星”“爱星”和“萌星”。3 颗“吉星”, 3 颗“爱星”, 以及 24 颗“萌星”, 共同构成了“北斗三号”星座大家族。每颗卫星根据各自运行轨道特点和承载功能, 既各司其职, 又优势互补, 共同为全球用户提供高质量的定位导航授时服务。

1. GEO

• “吉星”——GEO 卫星, 位于距地球约 36000 km、与赤道平行且倾角为 0° 的轨道。GEO 卫星定点于赤道上空, 理论上星下点轨迹 (即卫星运行轨迹在地球上的投影) 是一个点, 因其运动周期与地球自转周期相同, 相对地面保持静止, 所以被称作地球静止轨道卫星。

• GEO 卫星单星信号覆盖范围很广, 一般来说, 三颗 GEO 卫星就可实现对全球除南北极之外绝大多数区域的信号覆盖。

• GEO 卫星始终随地球自转而转动, 对覆盖区域内用户的可见性达到 100%。

• GEO 卫星因轨道高,具有良好的抗遮蔽性,在城市、峡谷、山区等具有十分明显的应用优势。

2. IGSO

• “爱星”——IGSO 卫星,与 GEO 卫星轨道高度相同,运行周期也与地球自转周期相同,但其运行轨道面与赤道面有一定夹角,所以称作倾斜同步轨道卫星。IGSO 卫星星下点轨迹呈现“8”字形。

• 与 GEO 卫星同为高轨卫星,IGSO 卫星信号抗遮挡能力强,尤其在低纬度地区,其性能优势明显。

• IGSO 总是覆盖地球上某一个区域,可与 GEO 卫星搭配,形成良好的几何构型,在一定程度上克服 GEO 卫星在高纬度地区仰角过低带来的影响。

• 由于我国地处北半球,GEO 在赤道平面内运行,由于高大山体、建筑物的遮挡,在其北侧的用户难以接收 GEO 卫星信号,即存在北坡效应问题,而 IGSO 卫星可有效缓解这一问题的影响。

3. MEO

“萌星”——MEO 卫星,星如其名,小巧灵活。全球卫星导航系统星座多由 MEO 卫星组成,运行轨道在约 20000 km 高度轨道。

MEO 卫星像极了不知疲倦的小萌娃,在自己的跑道上绕着地球一圈又一圈地奔跑,星下点轨迹不停地画着波浪线,以便覆盖到全球更广阔的区域。

MEO 卫星因其全球运行、全球覆盖的特点,是全球卫星导航系统实现全球服务的最优选择。

“北斗三号”卫星简介如表 6-25 所示。

表 6-25 “北斗三号”卫星简介

北斗卫星	GEO 卫星	IGSO 卫星	MEO 卫星
名称	地球静止轨道卫星	倾斜地球同步轨道卫星	中圆轨道卫星
昵称	吉星	爱星	萌星
轨道高度 (km)	约 36000	约 36000	约 20000
星下点估计	投影一个点	锁定区域画“8”字	绕着地球划波浪
个性特点	深情专一:始终定点凝望	善于协作:覆盖区域的中坚	灵活多动:环绕全球运行

2) 地面段

由地面站设备构成,主要包括若干 1 个主控站、2 个注入站和 30 个监测站。

• 主控站:接收监测站发送的观测数据,编制导航电文及卫星星历,将处理后的数据发送到注入站,同时将时间基准发送到注入站,对注入站和监测站的工作状况进行监督管理,并分析卫星监测数据,控制卫星的运行,以确保北斗星座处于正常运转状态。

• 注入站:主要功能是将卫星星历、导航电文、钟差等各类指令和数据注入轨道卫星。

• 监测站:主要起跟踪监测的作用,包括实时跟踪所在监测范围内的卫星工作状况,

实时掌握监测范围内的空间及地理环境变化，同时将跟踪监测的信息汇总，传给主控站。

3) 用户段

主要是北斗接收机。

北斗接收机基本原理是：接收终端收到北斗星座的各颗卫星的发射信号后，对信号进行放大、变频、数字化等处理，获得导航电文信息，通过导航电文的轨道信息完成定位和导航。

北斗接收机主要由三个部分组成：射频前端部分、基带信号处理部分和定位导航解算部分。北斗接收机结构如图 6.39 所示。

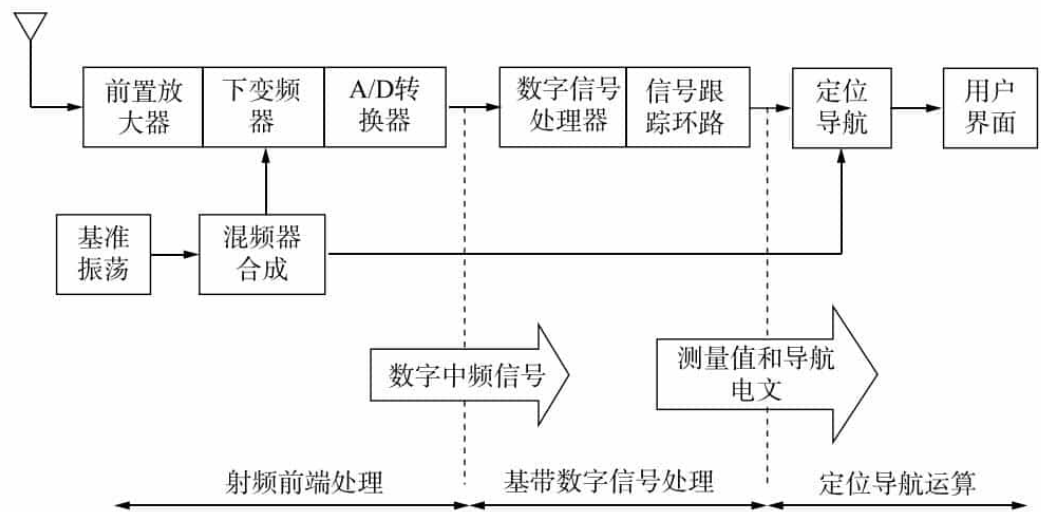


图 6.39 北斗接收机的原理图

(1) 射频前端处理部分：北斗终端接收机收到高频模拟射频弱信号，先对其进行滤波、放大等信号处理，再进行模数转化处理等，完成滤波、放大、下变频和数字化等过程。

(2) 基带信号处理模块：主要完成捕获和跟踪，就是本地振荡器生成与接收信号一致的本地信号，与射频前端处理后的中频信号对比，获得中频信号中的载波频率和码相位等信息，根据相关算法完成捕获和跟踪。

(3) 定位导航解算模块：利用子帧识别的方法，解算由跟踪过程得到的结果，从而得到卫星的星历，以及卫星到接收机的伪距值，根据四星定位的原理计算出未知用户接收机的位置，完成导航系统的定位过程。

2. BDT

BDS 的时间参考基准是北斗时 (BDT)。BDT 的基本单位是连续累计的国际单位制 (SI) 秒，不闰秒。

BDT 的起始历元定义为协调世界时 (UTC) 2006 年 1 月 1 日零时零分零秒，计数方式与 GPS 相同，即周和周内秒。为了与国际的 UTC 也建立起联系，BDT 是通过 UTC 与其建立联系，偏差值的范围保持在 100 ns 之内。同时在导航电文中播报 BDT 与 UTC 之间的闰秒信息。

3. CGCS2000

BDS 采用的坐标基准是 2000 中国大地坐标系 (China Geodetic Coordinate System

2000, CGCS2000)。中国大地坐标系是测制国家基本比例尺地图的基础。根据《中华人民共和国测绘法》规定,中国建立全国统一的大地坐标系统。20 世纪 50 年代和 80 年代分别建立了 1954 北京坐标系和 1980 西安坐标系,测制了各种比例尺地形图。2008 年 3 月,由国土资源部正式上报国务院《关于中国采用 2000 国家大地坐标系的请示》,并于同年 4 月获得国务院批准。自 2008 年 7 月 1 日起,中国将全面启用 2000 中国大地坐标系,国家测绘局授权组织实施。

2000 中国大地坐标系的定义如下:

- 原点,位于地球质心;
- Z 轴,指向国际地球自转服务组织 (IERS) 定义的参考极 (IRP) 方向;
- X 轴, IERS 定义的参考子午面 (IRM) 与通过原点且同 Z 轴正交的赤道面的交线;
- Y 轴与 Z 、 X 轴构成右手直角坐标系。

CGCS2000 坐标系的原点同时也用作 CGCS2000 椭球的几何中心, Z 轴用作该旋转椭球的旋转轴。

6.2.4 BDS-1 导航原理

1. BDS-1 系统结构

北斗一代卫星导航系统是我国自主研发的双星有源定位系统,能提供五种基本的定位和通信服务,但只能提供低动态和静态导航定位服务,可以全天候、全天时提供区域卫星导航信息,服务覆盖范围是在 $5^{\circ} \sim 55^{\circ} \text{N}$ 、 $70^{\circ} \sim 140^{\circ} \text{E}$ 。BDS-1 系统结构图如图 6.40 所示。

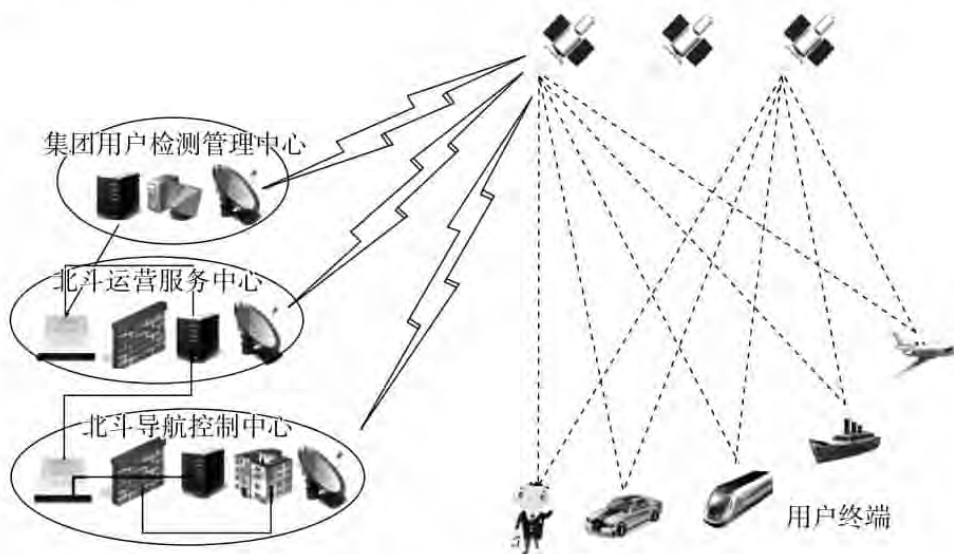


图 6.40 BDS-1 系统结构图

BDS-1 系统由空间段、地面段和用户段构成。

1) 空间段

由 2~3 颗静止卫星为整个系统提供服务,该部分主要功能是在地面控制站与用户接

收设备之间起到中继作用。

2) 地面段

地面段由主控站、监测站和注入站构成。

(1) 主控站：主要功能是控制和监测卫星，管理整个系统以及对接收到的数据进行处理等。

(2) 注入站：主要功能是在地面控制中心的管理下，对已经处理的数据实现注入功能，并且对载荷量进行管理。

(3) 监控站：配有能够检测到所有卫星的接收设备，对卫星的状态进行连续监控。这些接收设备都会配有精密的时钟，对接收到的卫星无线电信号进行修正，然后将修正后的数据传给主控站，最终实现对卫星的跟踪、监控。同时为卫星轨道和时钟修正提供观测数据依据。

3) 用户终端

在卫星对用户的导航定位过程中，卫星只是对用户提供卫星观测信息，实现定位的解算等过程是需要用户端完成的。

2. BDS-1 定位原理

北斗一代卫星定位的方式采用“双星定位”的主动式定位方式，即用户向卫星发送请求信号，用户位置的解算由地面中心站完成，然后再通过卫星发送给用户。

1) 基本原理

以 2 颗卫星的已知坐标为圆心，各以测定的本星至用户机距离为半径，形成两个球面，用户机必然位于这两个球面交线的圆弧上。电子高程图提供一个以地心为球心、以球心至地球表面高度为半径的非均匀球面。求解圆弧线与地球表面交点即可获得用户的位置。如图 6.41 所示。

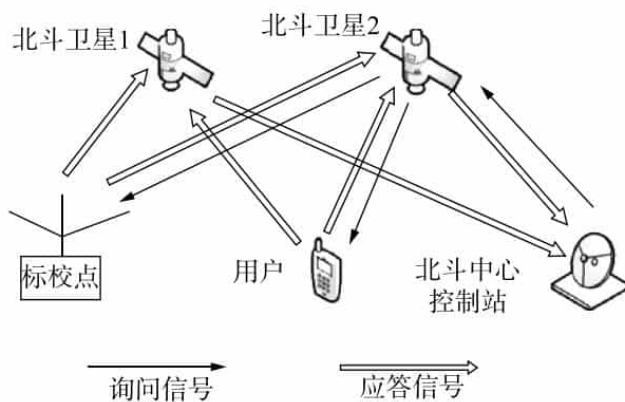


图 6.41 BDS-1 定位基本原理图

北斗一代卫星导航定位系统的具体定位解算工作过程如下：

(1) 首先由中心控制系统向卫星 1 和卫星 2 同时发送询问信号，经卫星转发器向服务区内的用户广播。

(2) 用户响应其中一颗卫星的询问信号，并同时向两颗卫星发送响应信号，经卫星转发回中心控制系统。

(3) 中心控制系统接收并解调用户发来的信号，然后根据用户的申请服务内容进行相应的数据处理。对于定位申请，中心控制系统测出两个时间延迟，即从中心控制系统发出询问信号，经某一颗卫星转发到达用户，用户发出定位响应信号，经同一颗卫星转发回中心控制系统的延迟。

(4) 由于中心控制系统和两颗卫星的位置均是已知的，因此由上面两个延迟量可以算出用户到第二颗卫星的距离，从而知道用户处于两颗卫星为球心的一个球面。另外，中心控制系统从存储在计算机内的数字化地形图查询到用户高程值，又可知道用户处于某一与地球基准椭球面平行的椭球面上。中心控制系统从而可最终计算出用户所在点的三维坐标，这个坐标经加密由出站信号发送给用户。



课外拓展知识

BDS-1 定位原理通俗解

对于一个坐标未知点，如果能测得该点与其他三点 A、B、C 的距离，并确知 A、B、C 三点的坐标，就可以根据已经建立的数学模型，解算出该点的确切坐标。

北斗系统同样是采用了这个方法，但它只用了位于赤道上空的两颗同步卫星提供两个距离值，第三个距离值采用未知点与地心的距离，这个数值可以通过地球半径加上用户自身的海拔高程得到。通过这三个距离值和三点的坐标，就可以解算出用户机的具体坐标。

如何获得用户的海拔高程呢？北斗系统采用的是在数字地图上查找的办法。其原理是：将地球表面当作一个不规则球面，根据用户机到两颗卫星的距离，在数字地图上搜索符合条件的点，其结果就是用户的坐标。由于采取了这样的工作原理，北斗系统的工作过程与 GPS 系统有着很大的不同。

BDS-1 定位与系统工作原理如图 6.42 所示。

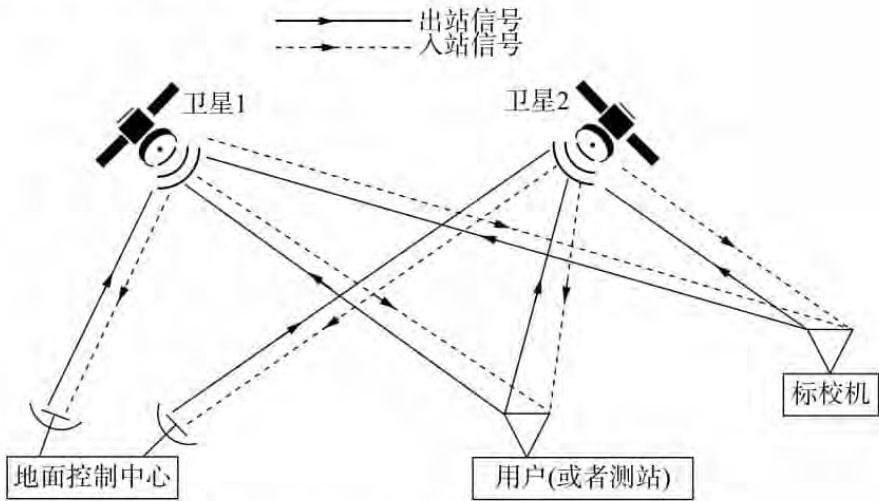


图 6.42 BDS-1 定位系统工作原理

对于定位申请，地面站测出两个时间延迟：

从地面站发出询问信号,经某一颗卫星转发到达用户,用户发出定位响应信号,经同一颗卫星转发回地面站的延迟 Δt_1 ;

从地面站发出询问信号,经上述同一卫星到达用户,用户发出响应信号,经另一颗卫星转发回地面站的延迟 Δt_2 。

根据 Δt_1 、 Δt_2 两个延迟量,可以算出用户到第一颗卫星的距离,以及用户到两颗卫星的距离之和。如下式:

$$\begin{cases} \rho_1 = 2(R_1 + S_1) = c\Delta t_1 \\ \rho_2 = R_1 + S_1 + R_2 + S_2 = c\Delta t_2 \end{cases} \quad (6-17)$$

其中, S_1 、 S_2 是地面中心和双星距离;

R_1 、 R_2 是用户设备与双星距离;

Δt_1 、 Δt_2 分别是在地面中心的电文经过卫星、用户再到地面中心的时间偏差;

c 是信号的传播速度,即光速。

因此,知道用户处于一个以第一颗卫星为球心的一个球面,与以两颗卫星为焦点的椭球面之间的交线上。另外,地面站从存储在计算机内的数字化地形图查寻到用户高程值,又可知道用户处于某一与地球基准椭球面平行的椭球面上。地面站根据两个卫星到用户端距离和用户高程值三个数据可计算出用户所在点的三维坐标,这个坐标经加密后发送给用户。

如果 S_1 卫星坐标为 $S_1(x_1, y_1, z_1)$, S_2 卫星坐标为 $S_2(x_2, y_2, z_2)$, 地面中心坐标为 (x_0, y_0, z_0) 。设接收机坐标为 (x, y, z) , 则

$$\begin{aligned} S_i &= \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + (z_i - z_0)^2} \\ R_i &= \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} \end{aligned} \quad (6-18)$$

其中, $i=1, 2$ 。

将 (6-18) 式代入 (6-17) 式得:

$$\begin{cases} \rho_1 = 2(R_1 + \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2}) = c\Delta t_1 \\ \rho_2 = R_1 + \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} + R_2 + \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} = c\Delta t_2 \end{cases} \quad (6-19)$$

由 (6-3) 式和用户高程方程就可以形成一个三个未知量的三个方程组,如下:

$$\begin{cases} 2(\sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} + \sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2 + (z_1 - z_0)^2}) = c\Delta t_1 \\ \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} + \sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2 + (z_1 - z_0)^2} \\ + \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} + \sqrt{(x_2 - x_0)^2 + (y_2 - y_0)^2 + (z_2 - z_0)^2} = c\Delta t_2 \\ H = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \end{cases} \quad (6-20)$$

由此,可以算出接收机坐标为 (x, y, z) 。

3. BDS-1 系统的特点

该系统有以下特点:

(1) 该系统的覆盖范围主要在 $70^\circ \sim 140^\circ \text{E}$ 、 $5^\circ \sim 55^\circ \text{N}$ 。

- (2) 有源定位的方式使得用户信息容易暴露, 使得其隐蔽性较低。
- (3) 系统在进行定位时, 信号需要多次传送使得其实时性降低。
- (4) 卫星定位时, 卫星需要高程值信息以及卫星的纬度较小, 这就使得定位精度大大降低。
- (5) 由于用户所需提供的服务的数据处理部分都是由控制中心进行的, 因此这就使用户的容量受到限制。
- (6) 地面控制中心是系统的控制与数据处理中心, 因此如果它停止工作, 整个系统将处于瘫痪作用。
- (7) BDS-1 除了进行常规的服务外, 还具有其他系统不具备的功能, 即短报文功能。
- (8) BDS-1 是区域性的, 定位间隔较长, 不适合快速载体的定位导航, 并且有源定位系统载荷较小, 容易饱和。
- (9) BDS-1 费用少, 利用率高。

6.2.5 BDS-2 导航原理

1. BDS-2 系统结构

BDS-2 卫星定位系统是我们国家独立研制的导航定位系统, 于 2004 年立项并开始建设。该系统与 GPS、GLONASS 和 Galileo 其他三大系统一样都是采用 RNSS, 属于无源定位方式。

北斗卫星第二代导航系统主要由空间部分、地面控制部分和用户接收部分组成。BDS-2 系统结构如图 6.43 所示。

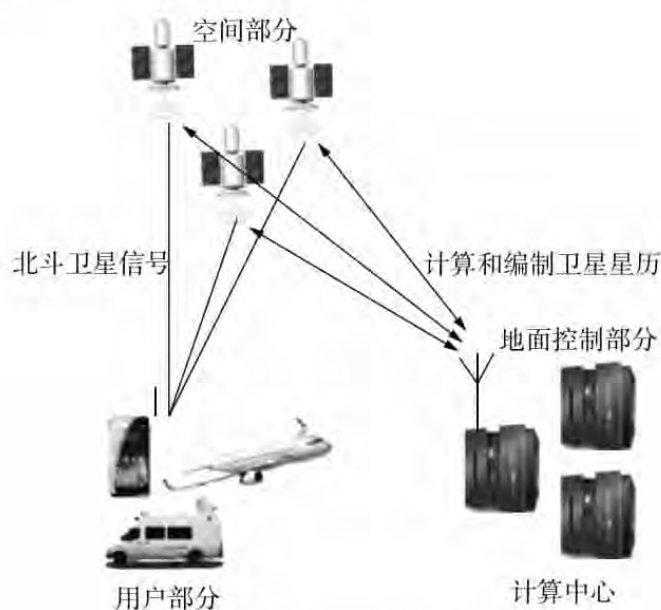


图 6.43 BDS-2 系统结构

1) 空间部分

主要是卫星组成的导航星座, 由 4 颗静止卫星和 12 颗中轨卫星再加 9 颗高轨道卫星

组成。

2) 地面控制部分

主要任务是跟踪和观测空间部分卫星的运行状况, 计算和编制卫星的星历、卫星时钟差等参数, 并将其注入到卫星的存储器中。

3) 用户接收终端

其能够接收卫星发射的导航电文和无线电信号, 由无线电信号测量出终端到卫星的距离或者是多普勒频移; 根据导航电文计算出观测时刻卫星的位置和速度, 结合距离和多普勒频移解算出用户的位置和速度。

2. BDS-2 定位原理

北斗 2 号及 3 号导航系统的定位原理和 GPS/GLONASS/GALILUE 完全一样, 采用被动式定位原理, 即无线电伪距定位。在太空中建立一个由多颗卫星所组成的卫星网络, 通过对卫星轨道分布的合理化设计, 用户在地球上任何一个位置都可以观测到至少三颗卫星, 由于在某个具体时刻, 某颗卫星的位置是确定的, 因此用户只要测得与它们的距离, 就可以解算出自身的坐标。

基本原理是根据地面控制系统上行注入卫星的导航电文和参数, 连续地向地面用户终端发送导航信号, 当用户终端接收到的卫星信号总量大于 4 颗卫星的信号之后就可以实现定位, 先测量近距离, 然后测量伪距、解调出导航信息进行定位, 得到最终的定位结果。



课外拓展知识

BDS-2 定位原理通俗解

用户如何测量与卫星的距离呢?

BDS-2 采用的办法, 是在卫星和用户机上各安装一个时钟, 并在卫星发送的测距信号中包含发送时的时间信息。这样, 用户机在接收到测距信号后, 只要与自身时钟的时间对比, 就可以获得发送时间与接收时间的时差, 再乘以光速, 就可以得到与卫星的距离了。

但在实际应用中, 由于用户机受空间和能源的限制, 只能采用精度较差的石英钟, 因此不可能做到与卫星时钟的完全同步, 这样测量出来的时间差和由此所计算得出的距离必然会有较大的误差。

为消除这一误差, BDS-2 测距时同时接收 4 颗卫星的信号, 从而把钟差也作为一个未知数, 与坐标共同组成一个四元方程组, 与坐标一起解算出来, 从而保证了相当高的定位精度。

$$\begin{cases} (x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2 + c(t - t_{01})^2 = d_1^2 \\ (x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2 + c(t - t_{02})^2 = d_2^2 \\ (x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2 + c(t - t_{03})^2 = d_3^2 \\ (x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2 + c(t - t_{04})^2 = d_4^2 \end{cases} \quad (6-21)$$

其中， x_i, y_i, z_i ($i=1、2、3、4$) 是四颗定位卫星的星历参数；
 d_1, d_2, d_3, d_4 为四颗定位卫星到接收机的距离；
 x, y, z, t 为接收机的坐标位置和时钟差；
 c 是信号的传播速度，即光速。

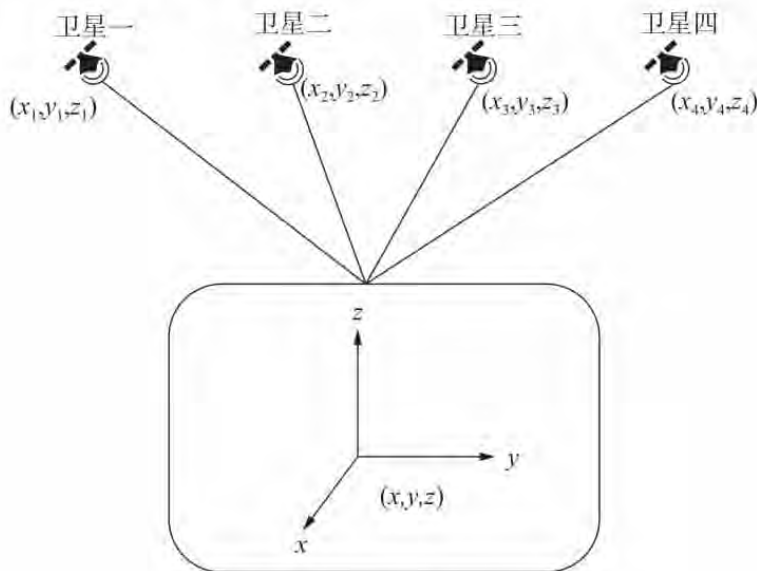


图 6.44 RNSS 卫星定位原理

3. BDS-2 系统特点

“北斗二号”卫星由于不需要上行信号，解算过程完全是由用户端完成，因此保证了其隐秘性更高。

在定位的整个过程中，是用户设备主动接收卫星广播信号，并进行处理得到想要的信息，所有解算的过程都是在用户端完成的，因此无须考虑系统的容量问题。

相较于一代，系统卫星数增多且不需高程信息的辅助，可以根据实时数据进行定位，使得定位更加准确。同时，该系统也可以进行短信通信。

6.2.6 BDS 系统基本参数

BDS 系统基本参数如表 6-26 所示。

表 6-26 BDS 系统基本参数

项目	参数
星座卫星数	35
轨道面个数	3
轨道高度	36000 km 和 21500 km
运行周期	
轨道倾角	55°

续表

项目	参数
载波频率	B1: 1561.098 MHz
	B2: 1207.14 MHz
	B3: 1268.52 MHz
传输方式	CDMA
调制方式	QPSK
调制码	C/A 码和 P 码
时间系统	BDT
坐标系统	CGCS2000
SA	有
AS	有

6.2.7 BDS 信号结构及导航电文

1. BDS 信号结构

北斗信号是由 I、Q 两个支路的“测距码 + 导航电文”正交调制在载波上构成。北斗信号的表达式如下:

$$S^j(t) = A_I C_I^j(t) D_I^j(t) \cos(2\pi f_0 t + \varphi^j) + A_Q C_Q^j(t) D_Q^j(t) \sin(2\pi f_0 t + \varphi^j) \quad (6-22)$$

其中, 上角标 j : 表示卫星编号;

下角标 I: 表示 I 支路;

下角标 Q: 表示 Q 支路;

A : 表示信号振幅;

C : 表示测距码;

D : 表示测距码上调制的数据码;

f_0 : 表示载波频率;

φ : 表示载波初相。

因此, 北斗信号主要由载波、测距码和导航电文三部分组成。其测距码的码周期是 1 ms, 导航数据位周期是 20 ms。

在“北斗二号”系统中, 每颗卫星使用三个频率 (B1、B2 和 B3) 发射载波无线电信号, 其标称载波频率分别为 1561.098 MHz、1207.140 MHz 和 1268.52 MHz。B1、B2 信号由 I 和 Q 两个支路, 通过测距码和导航电文正交调制在载波上构成。

- I 支路上调制的是普通测距码 (简称 C 码), 免费提供定位、测速和授时等公开服务;
- Q 支路上调制的是精密测距码 (简称 P 码), 提供授权服务, 包括差分服务以及系统完好性信息服务等。

其中, B1I 和 B2I 是已经开放服务的民用信号, 而 B1Q、B2Q 和 B3 是未公开服务的信号。表 6-27 为“北斗二号”系统信号的构成。

表 6-27 “北斗二号” 系统信号的构成

信号	中心频点 (MHz)	码速率 (cps)	带宽 (MHz)	调制方式	服务类型
B1I	1561.098	2.046	4.092	QPSK	开放
B1Q		2.046			授权
B2I	1207.14	2.046	24	QPSK	开放
B2Q		2.046			授权
B3	1268.52	2.046	24	QPSK	授权

1) B1I 信号的结构及调制

B1I 信号由载波、测距码和导航电文三部分组成 (如图 6.45 所示), 其表达式如下:

$$S_{B1I}^j = A_{B1I} C_{B1I}^j(t) D_{B1I}^j \cos(2\pi f_0 t + \varphi_{B1I}^j) \quad (6-23)$$

其中, j 为卫星号, A 为信号幅度, C 为测距码, D 为导航电文, f 为载波。

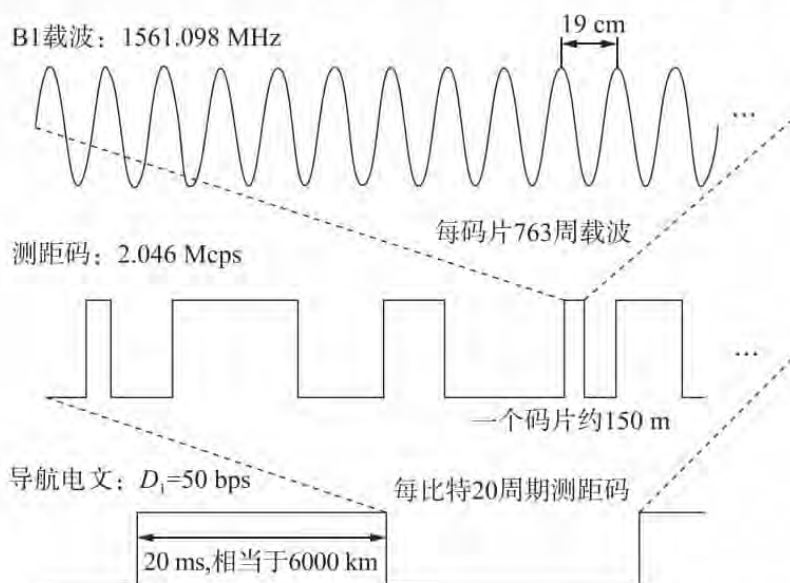


图 6.45 B1I 信号的结构

B1 频点信号由 0° 和 90° 两路信号组成, 每一路的信号都包括数据通道和导航通道, 数据通道上导航信号速率为 50 bit/s, 导航通道上不发送导航信号。B1 信号的产生如图 6.46 所示。

- 在 0° 相位上, 数据通道信号采用 BOC (1, 1) 的调制方式, 导航通道信号采用 TMBOC (6, 1, 3/33) 的调制方式。
- 在 90° 的相位上, 数据通道信号和导航通道信号都采用 TDDM - BOC (14, 2) 的调制方式。

B1I 支路信号除了包含载波、测距码和导航电文三个信号分量之外, 还比 GPS 的 L1 波段多出一个 Neumann - Hoffman 码二次调制。B1I 支路信号调制图如图 6.47 所示。

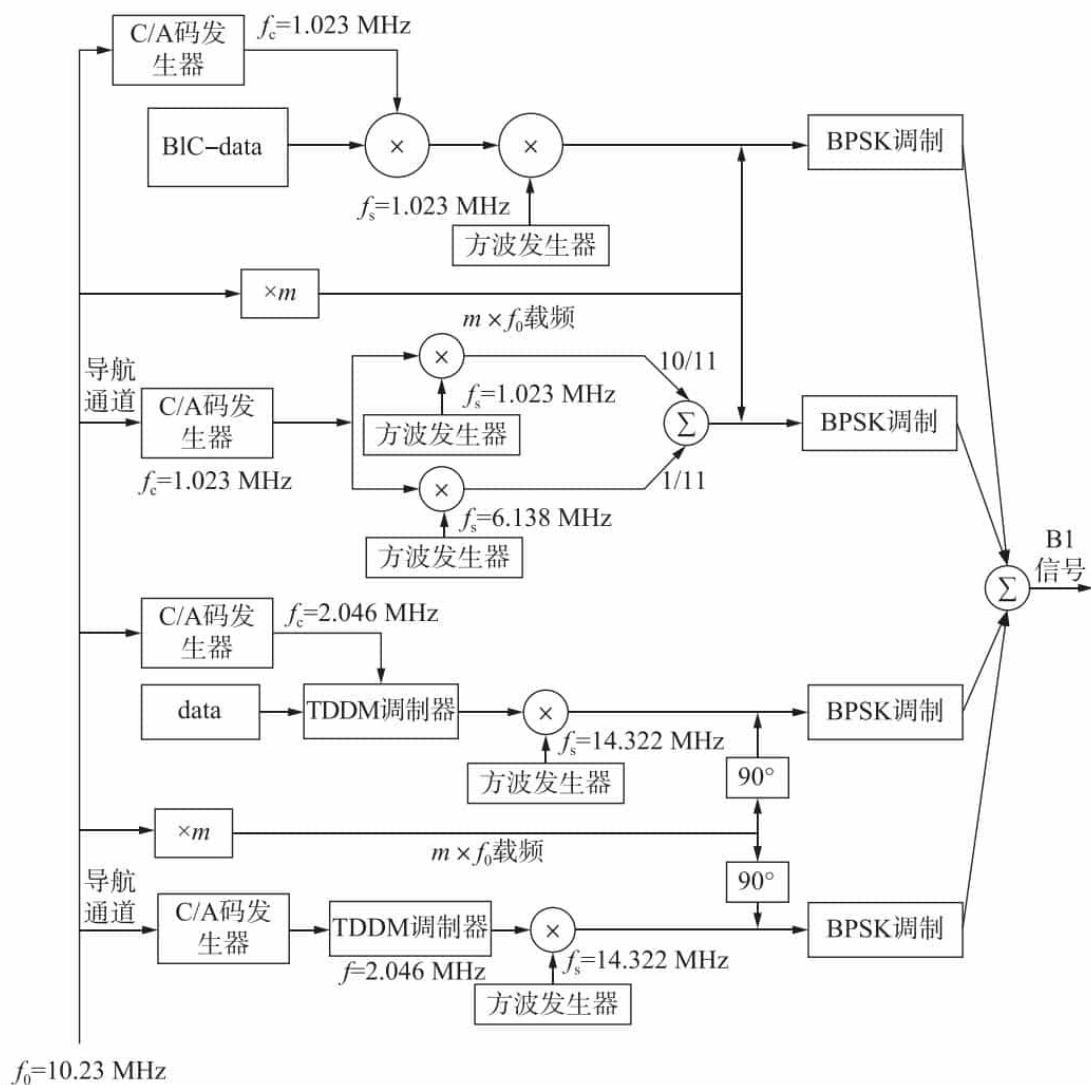


图 6.46 B1 信号的产生

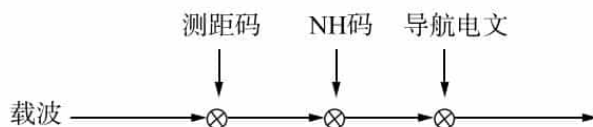
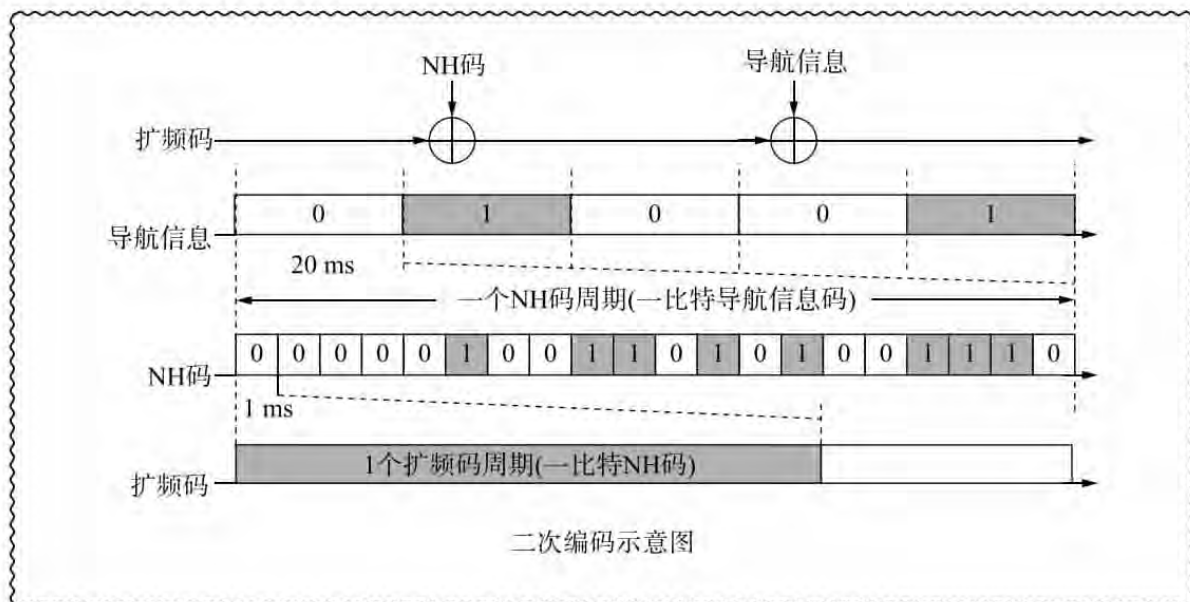


图 6.47 B1I 支路信号调制图

课外拓展知识

二次编码

在 BDS 的 B1I 频点, 每颗卫星发射的信号会携带特定的导航电文, 其中 PRN 1~5 号的卫星播发 D2 导航电文, 其余卫星播发 D1 导航电文。而二次编码是指在 D1 导航电文上调制一个码速率为 1 kbps 的 NH 码序列, 该序列由 20 个 1 bit 码片 (0, 0, 0, 0, 0, 1, 0, 0, 1, 1, 0, 1, 0, 1, 0, 0, 1, 1, 1, 0) 组成, 其周期刚好等于一个数据比特宽度, 且其第一个码片的起始沿与数据比特的起始位置严格对齐。



B1I 信号测距码是由两个 11 阶的线性反馈移位寄存器产生的两个线性序列 G1 和 G2 构成，再经过模 2 和产生平衡 Gold 码之后截短 1 码片生成 B1I 频段的测距码。B2I 信号测距码的产生原理和 B1I 信号测距码产生原理一样。如图 6.48 所示。

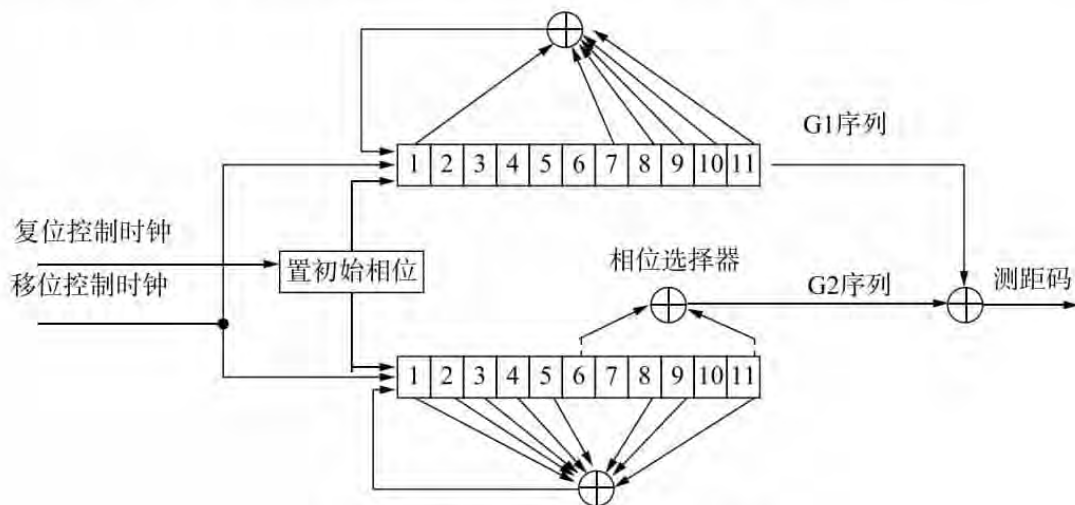


图 6.48 B1I 信号测距码产生示意图

2) B2I 信号的结构及调制

B2I 信号也是由载波、测距码和导航电文三部分组成，其表达式和 B1I 一样，如下：

$$S_{B2I}^j = A_{B2I}(t) D_{B2I}^j \cos(2\pi f_0 t + \varphi_{B2I}^j) \quad (6-24)$$

其中， j 为卫星号， A 为信号幅度， C 为测距码， D 为导航电文， f 为载波。

B2 频点信号由 0° 和 90° 两路信号组成， 0° 方向上主要发射的是数据通道信号，B2a 在 0° 方向上数据通道的导航信号速率为 25 bit/s，B2b 在 0° 方向上数据通道的导航信号速率为 50 bit/s。 90° 方向上都是导航通道信号，它不发送导航数据。B2 信号的产生如图 6.49 所示。

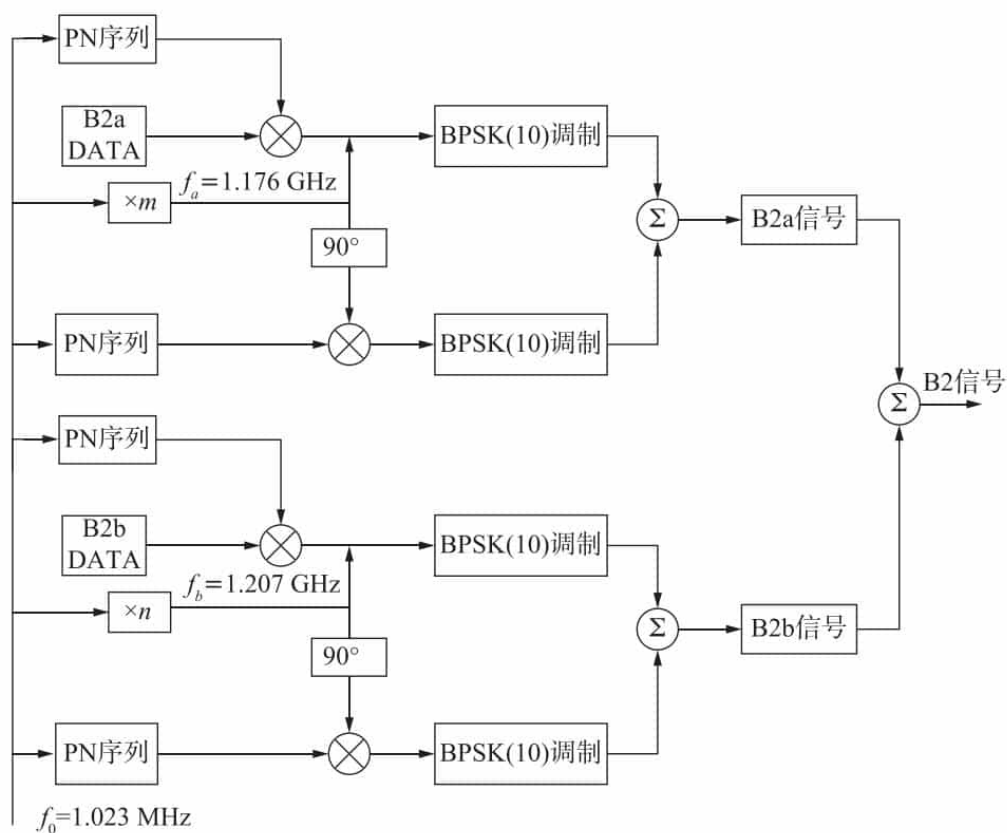


图 6.49 B2 信号的产生

3) B3I 信号的结构及调制

B3 频段信号包括 0° 方向和 90° 方向。在 0° 方向，数据通道 B3 - Data 采用 BPSK (10) 进行调制，数据通道 B3a - Data 采用 TDDM - BOC (15, 2.5) 进行调制，导航信号的速率都为 50 bit/s。 90° 方向是导航通道，导航通道没有信号源，直接对扩频码进行调制，B3 - Data 和 B3a - Data 分别采用 BPSK (10) 和 TDDM - BOC (15, 2.5) 进行调制。B3 信号的产生如图 6.50 所示。

在“北斗三号”系统中，主要有新增的两个信号 B1C、B2a（分别调制在 1575.42 MHz 和 1176.45 MHz 的载波上）和 B3I 三个信号。

4) B1C 信号的结构及调制

B1C 信号由数据分量和导频分量组成，其中数据分量由导航电文数据和测距码经过子载波调制而成，采用正弦 BOC (1, 1) 调制方式；导频分量由测距码经过子载波调制而成，采用 QMBOC (6, 1, 4/33) 调制方式；数据分量与导频分量的功率比为 1:3。B1C 信号表达式如下：

$$S_x(t) = \sqrt{2P_x} [S_{\text{B1C_data}}(t) \cos(2\pi f_x t) - S_{\text{B1C_pilot}}(t) \sin(2\pi f_x t)] \quad (6-25)$$

其中， P_x 为信号功率， f_x 为信号载波， $S_{\text{B1C_data}}$ 信号数据分量， $S_{\text{B1C_pilot}}$ 信号导航分量。

B1C（信号结构）及调制方式如表 6-28 所示。

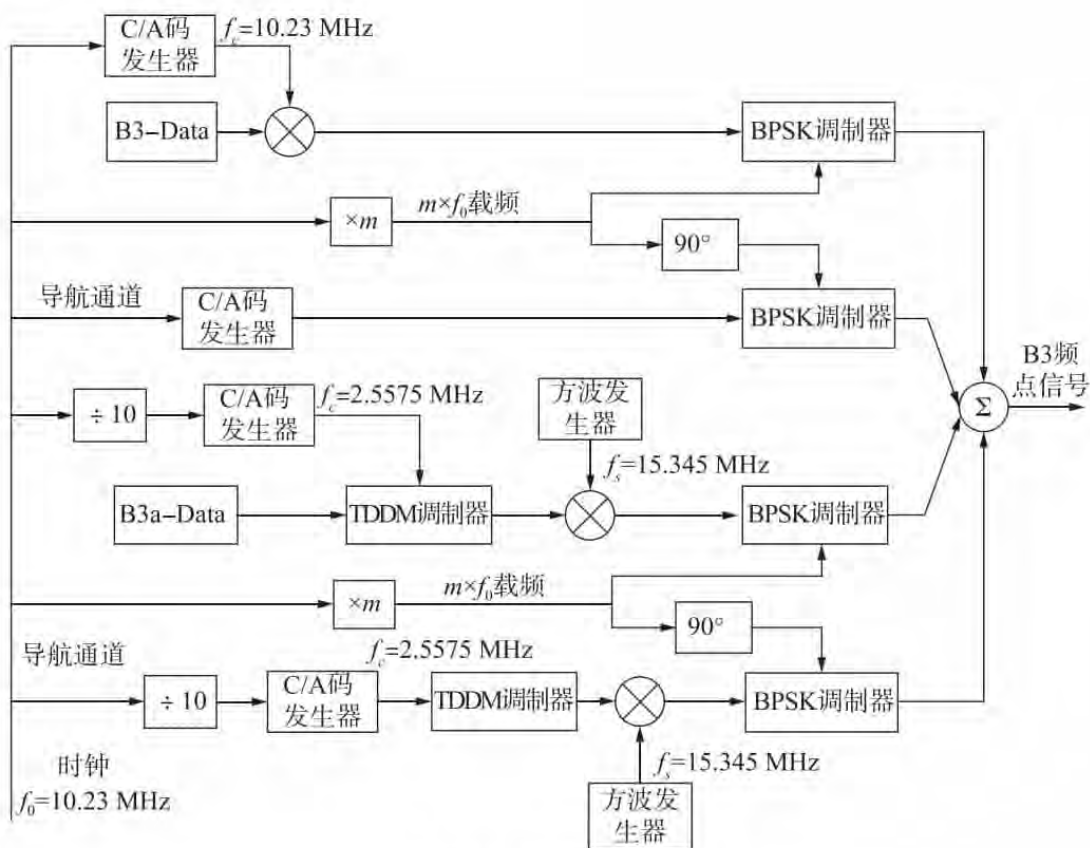


图 6.50 B3 信号的产生

表 6-28 B1C 信号结构及调制方式

信号	信号分量	载波频率 (MHz)	调制方式	符号速率 (sps)
B1C	B1C_data	1575.42	BOC (1, 1)	100
	B1C_pilot		QMBOC (6, 1, 4/33)	0

5) B2a 信号的结构及调制

B2a 信号由“测距码 + 导航电文”调制在载波上构成，采用 BPSK 调制。B2a 信号表达式如下：

$$S_x(t) = \sqrt{2P_x} [S_{B2a_data}(t) \cos(2\pi f_x t) - S_{B2a_pilot}(t) \sin(2\pi f_x t)] \quad (6-26)$$

表 6-29 B2a 信号结构及调制方式

信号	信号分量	载波频率 (MHz)	调制方式	符号速率 (sps)
B2a	B2a_data	1176.45	BPSK (10)	200
	B2a_pilot		BPSK (10)	0

2. BDS 导航电文

“北斗二号”导航电文包括 D1 和 D2 两种类型，D1 导航电文速率为 50 bps，D2 导航电文速率为 500 bps。MEO/IGSO 卫星的 B1I 和 B2I 信号播发 D1 导航电文，GEO 卫星的 B1I 和 B2I 信号播发 D2 导航电文。

“北斗三号”卫星 B1C 信号采用 B-CNAV1 导航电文，B2a 采用 B-CNAV2 导航电文，“北斗三号”卫星 B3I 采用和“北斗二号”B2I 类似的 D1 和 D2 导航电文。

1) D1 导航电文

(1) D1 导航电文结构

D1 导航电文结构由超帧、主帧和子帧构成，一个完整的 D1 导航电文传送完毕需要 12 min。每个超帧含有 36000 bit 信息，由 24 个主帧（也称 24 个页面）组成，历时 12 min；每个主帧含有 1500 bit，又可分为 5 个子帧，历时 30 s；每个子帧含有 300 bit，由 10 个字组成，历时 6 s；每个字长度为 30 bit，由导航电文数据及校验码两部分组成，历时 0.6 s。D1 导航电文帧结构如图 6.51 所示。

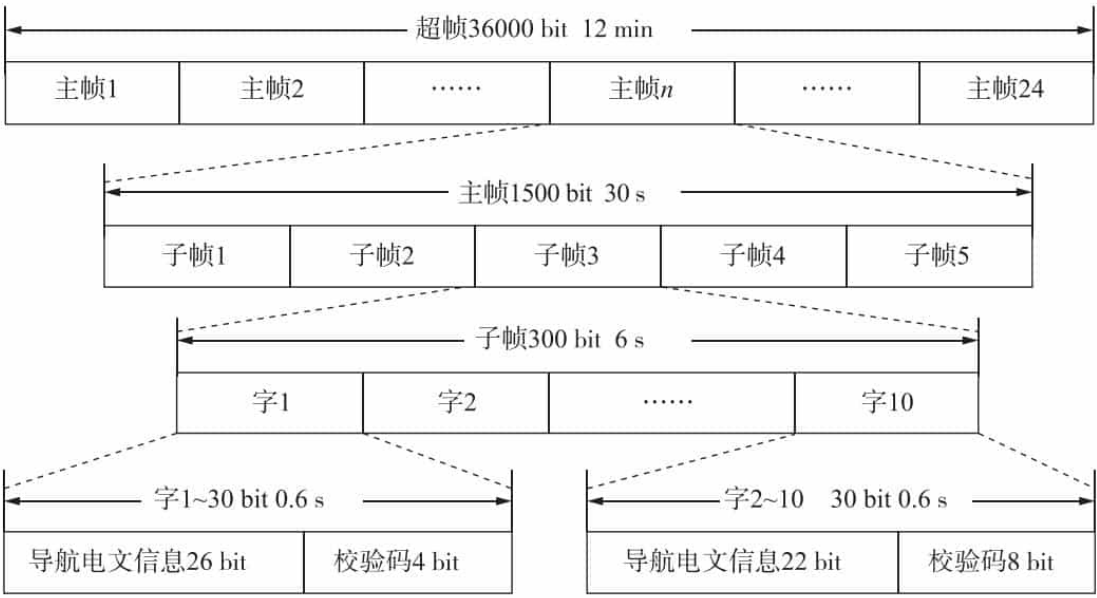


图 6.51 D1 导航电文帧结构

(2) D1 导航电文结构编排

D1 导航电文包含卫星基本导航信息（包括周内秒计数、整周计数、用户距离精度指数、卫星自主健康标识、电离层延迟模型改正参数、卫星星历参数及数据龄期、卫星钟差参数及数据龄期、星上设备时延差）、全部卫星星历书及其他系统时间同步信息（UTC、其他卫星导航系统）。

D1 导航电文的子帧 1 至子帧 3 播发基本导航数据；子帧 4 和 5 中的数据由 24 个页面分时发送，其中子帧 4 的全部页面和子帧 5 的 10 个页面播发全部卫星的历书数据以及与其他系统的时间同步数据等。子帧 5 的 11~24 页面为预留页面。

D1 导航电文信息内容如图 6.52 所示。

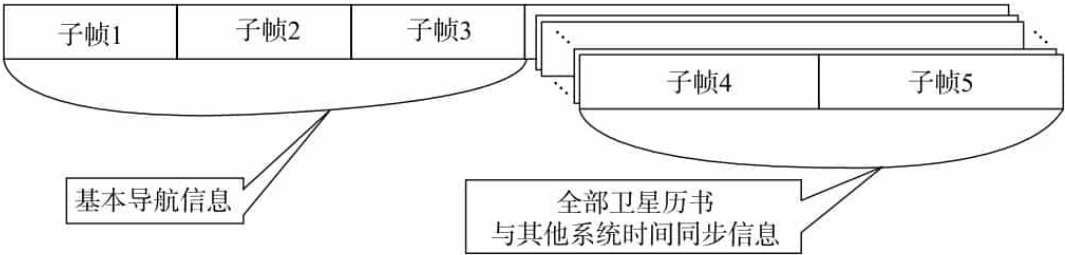


图 6.52 D1 导航电文信息内容

D1 导航电文数据编排如图 6.53 所示。

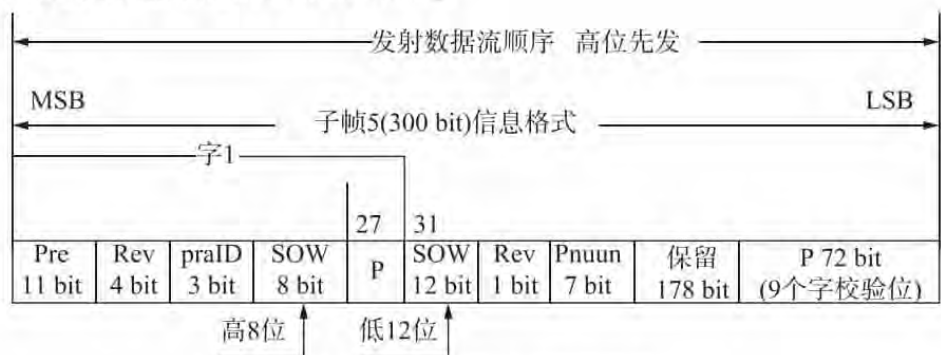


图 6.53 D1 导航电文数据编排

2) D2 导航电文

(1) D2 导航电文结构

D2 导航电文由超帧、主帧和子帧构成，一个完整的 D2 导航电文传送完毕需要 6 min。每个超帧含有 180000 bit 数据，由 120 个主帧构成，历时 6 min。每个主帧含有 1500 bit，又分为 5 个子帧，共历时 3 s。每个子帧为 300 bit，历时 0.6 s，每个子帧由 10 个字组成，每个字都包含导航电文数据和校验码两部分信息。D2 导航电文除了基本导航数据外还包括格网点电离层等数据。

D2 导航电文帧结构如图 6.54 所示。

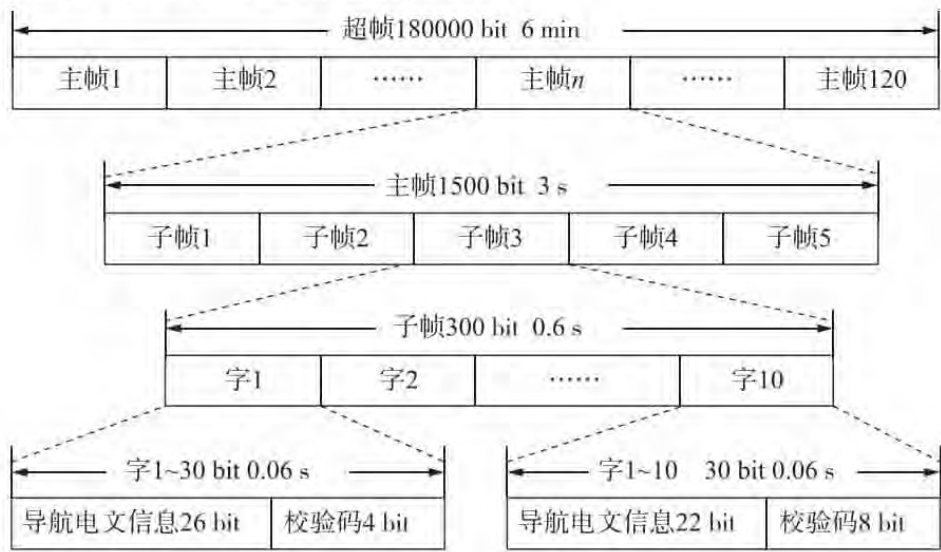


图 6.54 D2 导航电文帧结构

(2) D2 导航电文结构编排

D2 导航电文包含卫星基本导航信息、全部卫星星历书、其他系统时间同步信息、北斗系统完好性及差分信息、格网点电离层信息。

D2 导航电文的子帧 1 播发基本导航信息，其内容每小时更新 1 次，由 10 个页面分时发送；子帧 2~4 信息包含北斗系统完好性及差分信息，由 6 个页面分时发送；子帧 5 包含全部卫星星历书信息、格网点电离层信息以及其他系统时间同步信息，由 120 个页面分时发送。

D2 导航电文信息内容如图 6.55 所示。

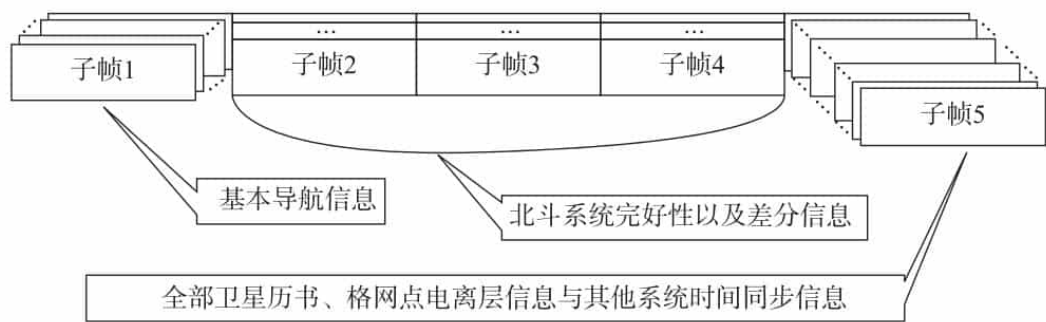


图 6.55 D2 导航电文信息内容

3) B-CNAV1 导航电文

B-CNAV1 导航电文调制在 B1C 信号的数据分量上。每帧电文长度为 1800 个符号位，周期为 18 s，符号速率为 100 sps。

• 子帧 1 长度为 14 bit，采用 BCH (51, 8) 编码后的长度为 72 符号位。包括 PRN 号和小时内秒计数 (SOH)。如图 6.57 所示。

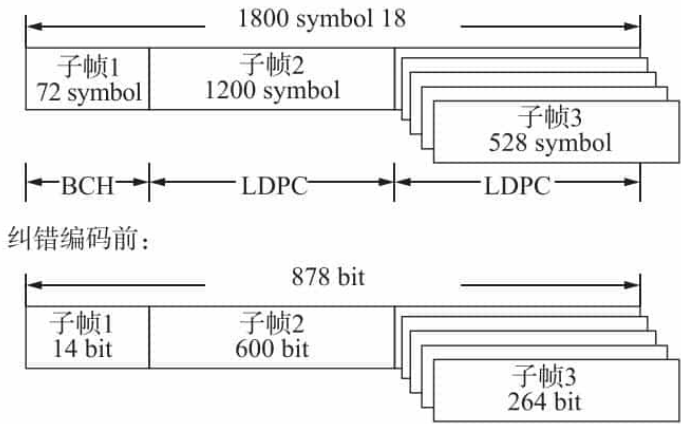


图 6.56 B-CNAV1 导航电文帧结构



图 6.57 B-CNAV1 子帧 1 结构

• 子帧 2 长度为 600 bit，采用 LDPC (200, 100) 编码后长度为 1200 符号位。包括系统时间参数、电文数据版本号、星历和钟差参数、群延迟修正参数等。如图 6.58 所示。



图 6.58 B-CNAV1 子帧 2 结构

• 子帧 3 长度为 264 bit，采用 LDPC (88, 44) 编码后长度为 528 符号位。有多个页面，包括电离层延迟误差改正参数、地球定向参数、时间同步参数、卫星健康状态参数、卫星完好性状态参数、中等精度历书和简约历书、空间信号监测精度指数等信息。

子帧 2 和 3 经过 LDPC 编码后再进行交织。

子帧 3 最多可以有 63 种页面定义类型，目前使用了 4 种有效的页面定义类型，识别 Page ID 可以得知是哪种页面定义类型。如图 6.59 所示。



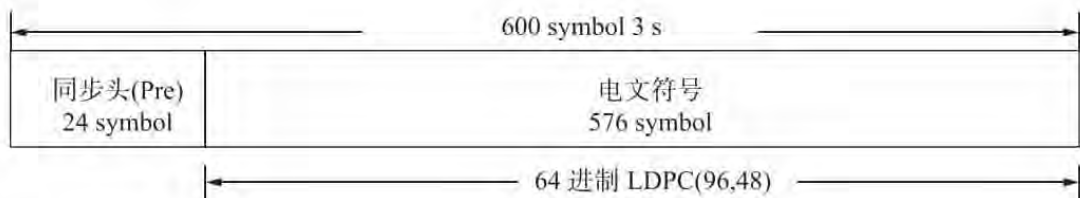
图 6.59 B-CNAV1 子帧 3 结构

4) B-CNAV2 导航电文

(1) B-CNAV2 导航电文结构

B-CNAV2 导航电文在 B2a 信号中播发，电文数据调制在 B2a 数据分量上。每帧电文长度为 600 符号位，符号速率为 200 sps，播发周期为 3 s。如图 6.60 所示。

纠错编码后：



纠错编码前：

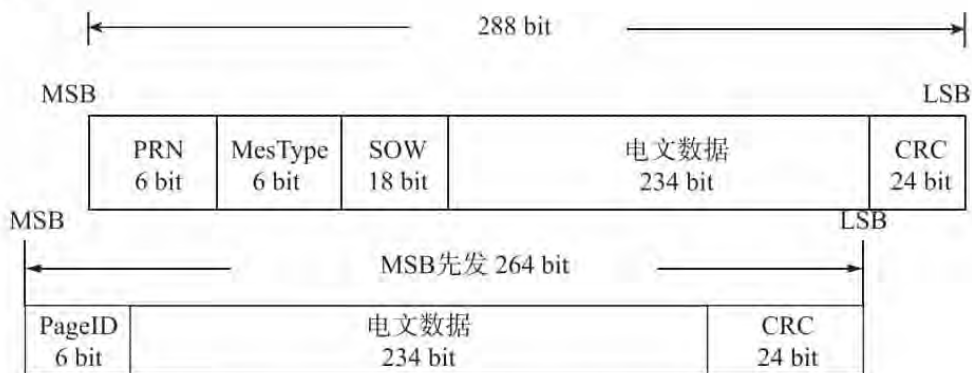


图 6.60 B-CNAV2 导航电文帧结构

每帧电文的前 24 符号位为帧同步头 (Pre)，其值为 0xE24DE8，即 11100010010011011101000，采用高位先发。

每帧电文在纠错编码前的长度为 288 bit，包括 PRN 号 (6 bit)、信息类型 (6 bit)、周内秒计数 (18 bit)、电文数据 (234 bit)、循环冗余校验位 (24 bit)。PRN 号、信息类型、周内秒计数、电文数据均参与循环冗余校验计算。采用 64 进制 LDPC (96, 48) 编码后，长度为 576 符号位。

B-CNAV2 导航电文最多可定义 63 种信息类型，当前定义了 8 种有效信息类型，分别为信息类型 10、11、30、31、32、33、34、40。B-CNAV2 信息类型的播发顺序可动态调整，但信息类型 10 和信息类型 11 保持前后接续播发。用户接收机每次接收到 B-CNAV2 导航电文时，均应识别其信息类型 (MesType)。如图 6.61 至图 6.68 所示。

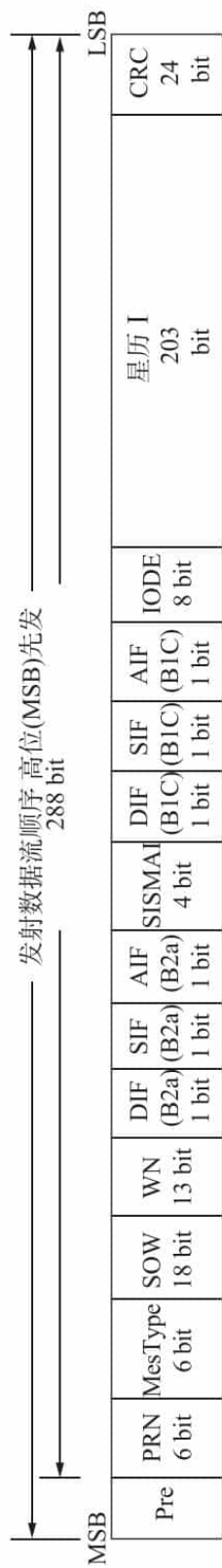


图6.61 B-CNAV2 信息类型10编排格式

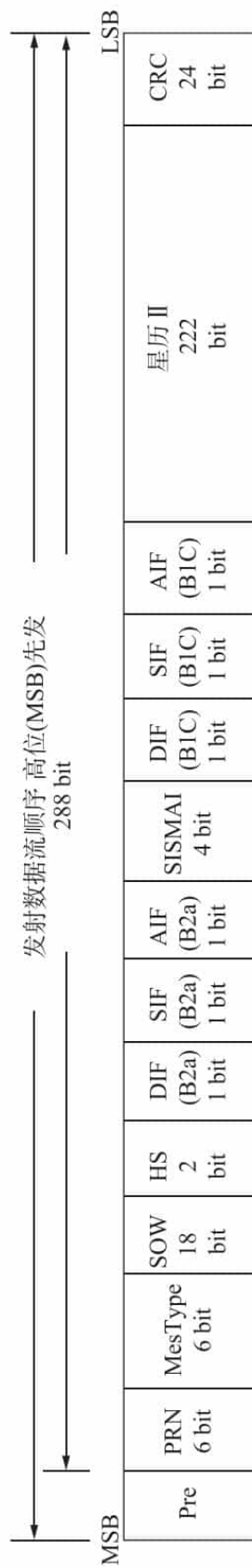


图6.62 B-CNAV2 信息类型11编排格式

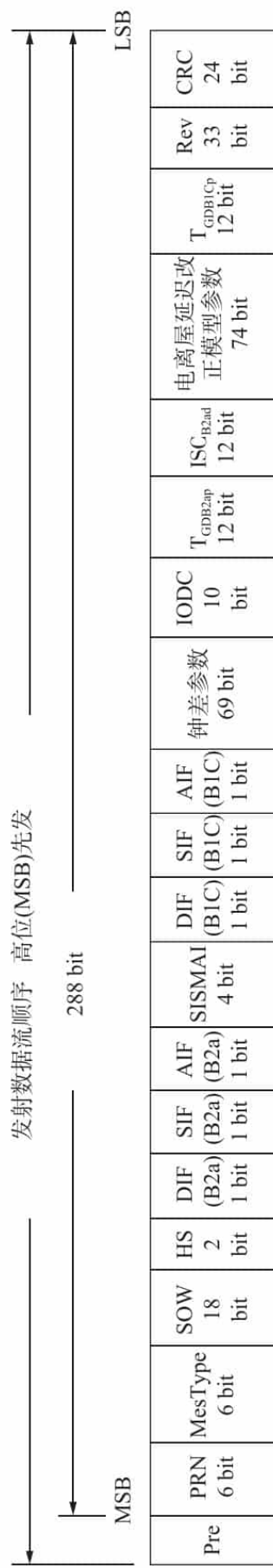


图6.63 B-CNAV2 信息类型30编排格式

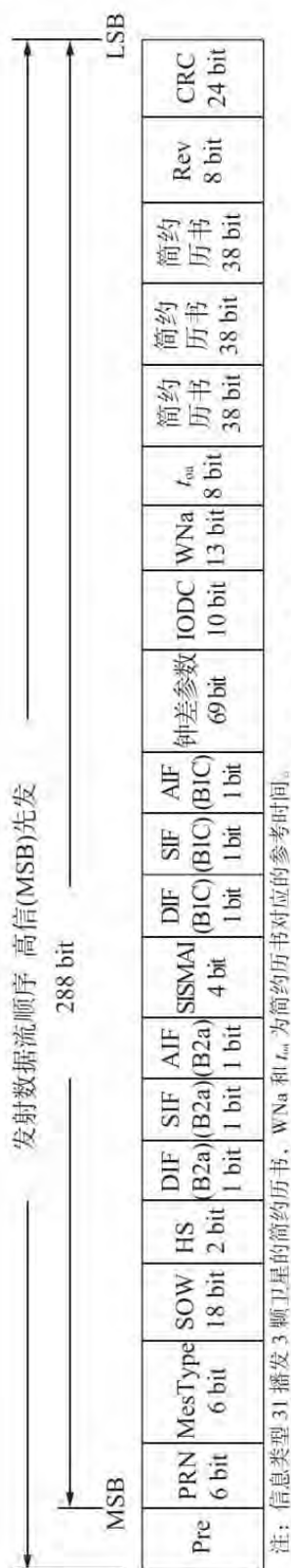


图6.64 B-CNAV2 信息类型31编排格式

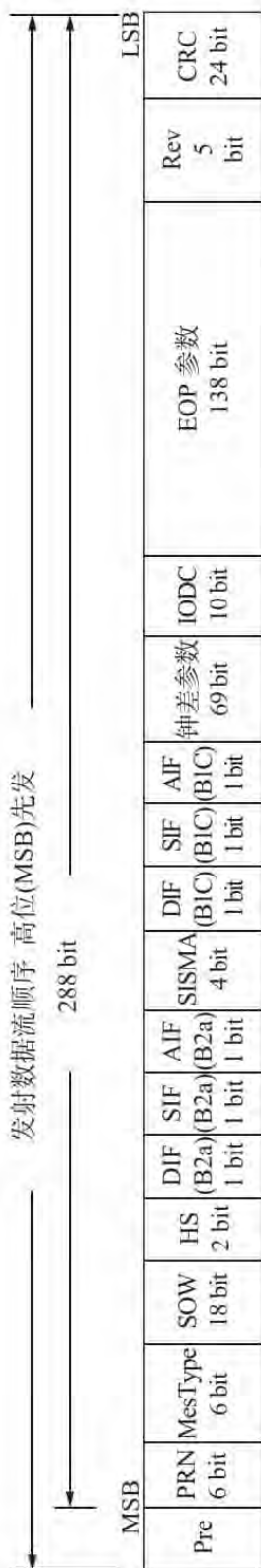


图6.65 B-CNAV2 信息类型32编排格式

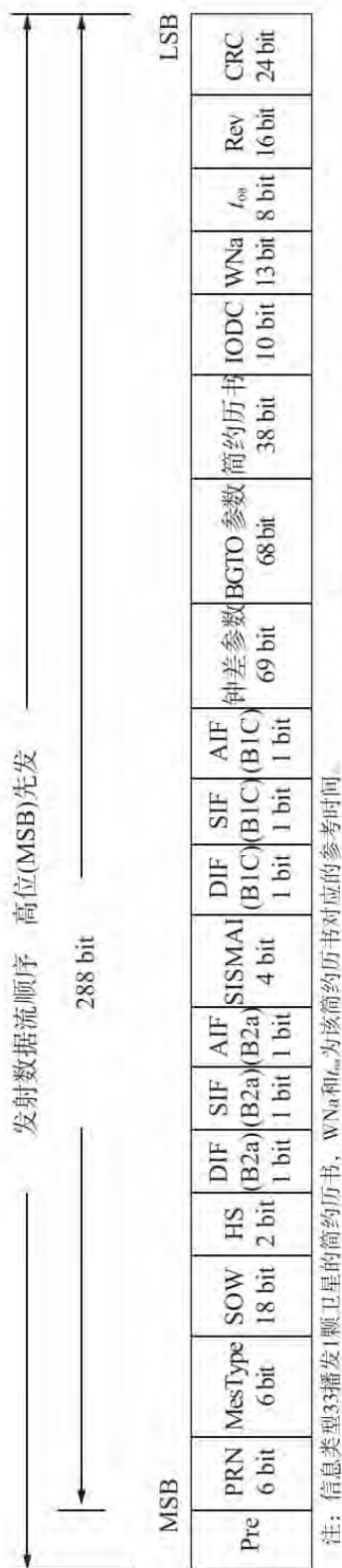


图6.66 B-CNAV2 信息类型33编排格式

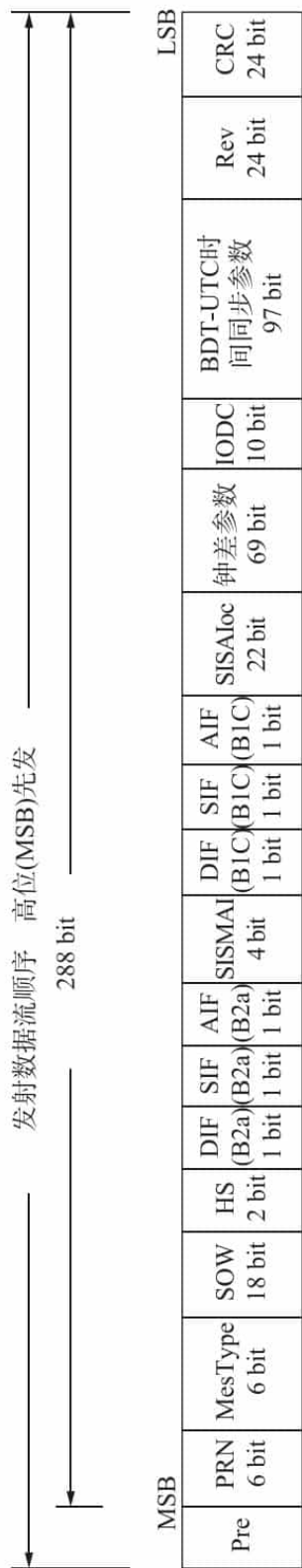


图6.67 B-CNAV2 信息类型34编排格式

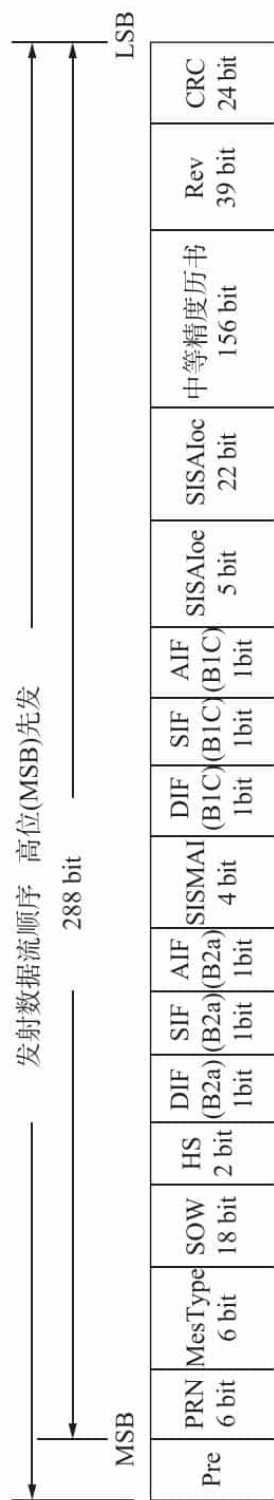


图6.68 B-CNAV2 信息类型40编排格式

其中,“星历 I”“星历 II”“钟差参数”“SISAIoc”“电离层延迟改正模型参数”“BDT-UTC 时间同步参数”“简约历书”“EOP 参数”“BGTO 参数”“中等精度历书”均为一组参数构成的数据块,且“星历 I”与“星历 II”构成一组完整的星历参数。如图 6.69 至图 6.78 所示。

MSB					LSB			
t_{oc} 11 bit	SatType 2 bit	ΔA 26 bit	A 25 bit	Δn_0 17 bit	$\dot{\Delta n}_0$ 23 bit	M_0 33 bit	e 33 bit	ω 33 bit

图 6.69 星历 I (共 203 bit)

MSB					LSB				
Ω_0 33 bit	i_0 33 bit	Ω 19 bit	i_0 15 bit	C_{is} 16 bit	C_{ic} 16 bit	C_{is} 24 bit	C_{rc} 24 bit	C_{uc} 21 bit	C_{uc} 21 bit

图 6.70 星历 II (共 222 bit)

MSB		LSB	
t_{oc} 11 bit	a_0 25 bit	a_1 22 bit	a_2 11 bit

图 6.71 钟差参数 (共 69 bit)

MSB		LSB	
t_{op} 11 bit	SISAI _{ocb} 5 bit	SISAI _{oc1} 3 bit	SISAI _{oc2} 3 bit

图 6.72 SISAIoc (共 22 bit)

MSB					LSB			
α_1 10 bit	α_2 8 bit	α_3 8 bit	α_4 8 bit	α_5 8 bit	α_6 8 bit	α_7 8 bit	α_8 8 bit	α_9 8 bit

图 6.73 电离层延迟改正模型参数 (共 74 bit)

MSB					LSB			
A_{0UTC} 16 bit	A_{1UTC} 13 bit	A_{2UTC} 7 bit	Δt_{LS} 8 bit	t_{cl} 16 bit	WN_{cl} 13 bit	WN_{LSF} 13 bit	DN 3 bit	Δt_{LSF} 8 bit

图 6.74 BDT-UTC 时间同步参数 (共 97 bit)

MSB			LSB		
PRN _a 6 bit	SatType 2 bit	δ_A 8 bit	Ω_0 7 bit	Φ_0 7 bit	Health 8 bit

图 6.75 简约历书 (共 38 bit)

MSB			LSB			
t_{EOP} 16 bit	PM_X 21 bit	$\dot{PM}_X$ 15 bit	PM_Y 21 bit	$\dot{PM}_Y$ 15 bit	$\Delta UT1$ 31 bit	$\dot{\Delta UT1}$ 19 bit

图 6.76 EOP 参数 (共 138 bit)



图 6.77 BGTO 参数 (共 68 bit)

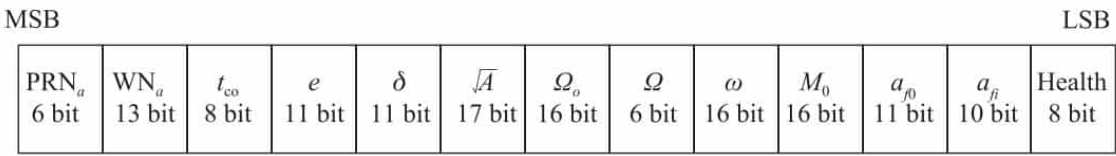


图 6.78 中等精度历书 (共 156 bit)

(2) B - CNAV2 导航电文参数

①测距码编号，导航电文中播发的测距码 PRN 号为 6 bit，无符号整型，有效范围为 1 ~ 63。

②信息类型 (MesType)，用于标识 B - CNAV2 每帧电文的类型，共 6 bit，无符号整型。其定义见表 6 - 30。

表 6 - 30 信息类型定义

MesType (二进制)	信息类型
000000	无效
001010	信息类型 10
001011	信息类型 11
011110	信息类型 30
011111	信息类型 31
100000	信息类型 32
100001	信息类型 33
100010	信息类型 34
101000	信息类型 40
其他	预留

③系统时间参数，B - CNAV2 导航电文播发的系统时间参数包括周内秒计数 (SOW) 和整周计数 (WN)。如表 6 - 31 所示。

表 6 - 31 系统时间参数定义及说明

参数	定义	比特数	比例因子	有效范围	单位
SOW	周内秒计数	18	3	0 ~ 604797	s
WN	整周计数	13	1	0 ~ 8191	周

周内秒计数 (SOW) 在 B - CNAV2 所有信息类型中播发。SOW 对应的秒时刻表示本帧同步头第一个脉冲上升沿所对应的秒时刻。SOW 在北斗时每周日 00 时 00 分 00 秒从零开始计数，在每周的结束时刻被重置为零。

整周计数 (WN) 为北斗时的整周计数，在 B - CNAV2 信息类型 10 中播发，共 13 bit。WN 以北斗时的起始历元 (2006 年 1 月 1 日 00 时 00 分 00 秒 UTC) 为起点，从零开始计数。

④星历参数版本号 (IODE)，共 8 bit，其含义包括两方面：

- IODE 是一组星历参数的版本标识。当星历参数中任意一个参数更新时， IODE 也将更新。用户可通过 IODE 的变化来判断星历参数是否发生变化。
- IODE 数值反映本组星历数据龄期的范围。星历数据龄期是星历参数的外推时间间隔，定义为本组星历参数参考时刻 (t_{oc}) 与计算星历参数所作测量的最后观测时刻之差。如表 6-32 所示。

表 6-32 IODE 数值与星历数据龄期的对应关系

IODC 数值	星历数据龄期
0 ~ 59	小于 12 h
60 ~ 119	12 ~ 24 h
120 ~ 179	1 ~ 7 天
180 ~ 239	预留
240 ~ 255	超过 7 天

⑤钟差参数版本号 (IODC)，共 10 bit。其含义包括两方面：

- IODC 是一组钟差参数的版本标识。当钟差参数中任意一个参数更新时， IODC 也将更新。用户可通过 IODC 的变化来判断钟差参数是否发生变化。
- IODC 数值反映本组钟差数据龄期的范围。钟差数据龄期是钟差参数的外推时间间隔，定义为本组钟差参数参考时刻 (t_{oc}) 与计算钟差参数所作测量的最后观测时刻之差。钟差数据龄期的范围由 IODC 的高 2 bit 和低 8 bit 共同标识。如表 6-33 所示。

表 6-33 IODC 数值与钟差数据龄期的对应关系

IODC 高 2 bit	IODC 低 8 bit	钟差数据龄期
0	0 ~ 59	小于 12 h
	60 ~ 119	12 ~ 24 h
	120 ~ 179	1 ~ 7 天
	180 ~ 239	预留
	240 ~ 255	超过 7 天
1	0 ~ 59	小于 12 h
	60 ~ 119	小于 12 h
	120 ~ 179	小于 1 天
	180 ~ 239	预留
	240 ~ 255	不超过 7 天
2	0 ~ 59	超过 12 h
	60 ~ 119	超过 24 h
	120 ~ 179	超过 7 天
	180 ~ 239	预留
	240 ~ 255	超过 7 天
3	预留	预留

⑥ IODE 与 IODC 使用约束：对于一组匹配的星历参数和钟差参数而言，IODC 与 IODE 低 8 bit 保持一致，二者的更新将同步进行。

当用户接收到的 IODE 与 IODC 低 8 bit 相同时，表示本组星历、钟差参数匹配，用户可正常使用该组星历、钟差参数，IODC 可视为该组星历、钟差参数的版本标识。

在星历、钟差参数更新过程中，由于电文播发时延，用户收到的 IODE 与 IODC 低 8 bit 可能不一致。此时用户应使用原有版本标识一致的星历、钟差参数，直到 IODE 与 IODC 低 8 bit 更新一致后，使用新的星历、钟差参数。IODC、IODC 的值在 1 天内不重复（数据龄期大于 7 天的情况除外）。

⑦ 钟差参数：一组钟差参数包括 t_{oc} 、 a_0 、 a_1 、 a_2 ，由钟差参数版本号 IODC 标识。如表 6-34 所示。

表 6-34 钟差参数定义及说明

序号	参数	定义	比特数	比例因子	有效范围**	单位
1	t_{oc}	钟差参数参考时刻	11	300	0 ~ 604500	s
2	a_0	卫星钟偏差系数	25 *	2^{-34}	—	s
3	a_1	卫星钟漂移系数	22 *	2^{-50}	—	s/s
4	a_2	卫星钟漂移率系数	11 *	2^{-66}	—	s/s ²

注：* 为 2 进制补码，最高有效位（MSB）是符号位（+ 或 -）。

** 除非在“有效范围”栏中另有说明，否则参数的有效范围是所给定的位数与比例因子共同确定的最大范围。

⑧ 群延迟修正参数：星上设备群延迟是指卫星信号从星载频率源到卫星发射天线相位中心的传输时延。星上设备群延迟对码相位测量的影响可通过钟差参数 a_0 和群延迟修正参数共同补偿。导航电文播发的 a_0 包含了 B3I 信号的星上设备群延迟。

星上设备群延迟（TGDB1Cp 和 TGDB2ap）在 B-CNAV2 电文中播发，以 B3I 信号为基准，分别用于补偿 B1C 导频分量、B2a 导频分量的时延差。此外，频内时延修正项 ISCB2ad 在 B-CNAV2 电文中播发，用于补偿 B2a 数据分量与 B2a 导频分量间的时延差。如表 6-35 所示。

表 6-35 群延迟参数定义及说明

序号	参数	定义	比特数	比例因子	有效范围**	单位
1	TGDB1Cp	B1C 导频分量时延差	12 *	2^{-34}	—	s
2	TGDB2ap	B2a 导频分量时延差	12 *	2^{-34}	—	s
3	ISCB2ad	B2a 数据分量相对于 B2a 导频分量的时延修正项	12 *	2^{-34}	—	s

注：* 为 2 进制补码，最高有效位（MSB）是符号位（+ 或 -）。

** 除非在“有效范围”栏中另有说明，否则参数的有效范围是所给定的位数与比例因子共同确定的最大范围。

⑨ 卫星的星历：由 18 个准开普勒轨道参数和 1 个卫星轨道类型参数构成，由星历参数版本号 IODE 进行标识。

⑩ 电离层延迟改正模型参数：北斗全球电离层延迟修正模型（BDGIM）包含 9 个参数，用于单频用户接收机修正信号传播过程中的电离层延迟效应，各参数特性说明见表 6-36 和表 6-37。

表 6-36 星历参数定义

序号	参数	定义
1	t_{oc}	星历参考时刻
2	SatType	卫星轨道类型
3	ΔA	参考时刻长半轴相对于参考值的偏差
4	$\dot{A}$	长半轴变化率
5	$\dot{n}_0$	参考时刻卫星平均角速度与计算值之差
6	n_0	参考时刻卫星平均角速度与计算值之差的变化率
7	M_0	参考时刻的平近点角
8	e	偏心率
9	ω	近地点幅角
10	Ω_0	周历元零时刻计算的升交点经度
11	i_0	参考时刻的轨道倾角
12	$\dot{\Omega}$	升交点赤经变化率
13	$\dot{i}_0$	轨道倾角变化率
14	C_{is}	轨道倾角的正弦调和改正项的振幅
15	C_{ic}	轨道倾角的余弦调和改正项的振幅
16	C_{rs}	轨道半径的正弦调和改正项的振幅
17	C_{rc}	轨道半径的余弦调和改正项的振幅
18	C_{us}	纬度幅角的正弦调和改正项的振幅
19	C_{uc}	纬度幅角的余弦调和改正项的振幅

表 6-37 星历参数说明

序号	参数	比特数	比例因子	有效范围**	单位
1	t_{oc}	11	300	0 ~ 604500	s
2	SatType****	2	—	—	—
3	ΔA ***	26 ⁶	2^9	—	m
4	$\dot{A}$	25 ⁸	2^{21}	—	m/s
5	n_0	17 ⁺	2^{44}	—	π/s
6	$\dot{n}_0$	23 ⁸	2^{57}	—	π/s^2
7	M_0	33 ⁺	2^{32}	—	π
8	e	33	2^{34}	—	无量纲
9	ω	33 ⁺	2^{32}	—	π
10	Ω_0	33 ⁺	2^{32}	—	π
11	i_0	33 ⁺	2^{32}	—	π
12	$\dot{\Omega}$	19 ⁺	2^{44}	—	π/s
13	$\dot{i}_0$	15 ⁺	2^{44}	—	π/s
14	C_{is}	16 ⁸	2^{30}	—	rad
15	C_{ic}	16 ⁸	2^{30}	—	rad

续表

序号	参数	比特数	比例因子	有效范围 **	单位
16	C_{rs}	24 *	2^8	—	m
17	C_{rc}	24 *	2^8	—	m
18	C_{us}	21 *	2^{30}	—	rad
19	C_{uc}	21 *	2^{30}	—	rad

注：* 为 2 进制补码，最高有效位（MSB）是符号位（+ 或 -）。
** 除非在“有效范围”栏中另有说明，否则参数的有效范围是所给定的位数与比例因子共同确定的最大范围。
*** 长半轴参考值 $A_{\text{ref}} = 27906100 \text{ m}$ （MEO）， $A_{\text{ref}} = 42162200 \text{ m}$ （IGSO/GEO）。
**** SatType 含义（2 进制数）：01 代表 GEO 卫星，10 代表 IGSO 卫星，11 代表 MEO 卫星，00 为预留。

对于使用 B1C 和 B2a 信号的双频用户，可采用双频无电离层组合伪距算法来修正电离层延迟效应。如表 6-38 所示。

表 6-38 电离层延迟改正模型参数说明

参数	比特数	比例因子	有效范围 **	单位
α_1	10	2^{-3}	—	TECu
α_2	8 *	2^{-3}	—	TECu
α_3	8	2^{-3}	—	TECu
α_4	8	2^{-3}	—	TECu
α_5	8	-2^{-3}	—	TECu
α_6	8 *	2^{-3}	—	TECu
α_7	8 *	2^{-3}	—	TECu
α_8	8 *	2^{-3}	—	TECu
α_9	8 *	2^{-3}	—	TECu

注：* 为 2 进制补码，最高有效位（MSB）是符号位（+ 或 -）。
** 除非在“有效范围”栏中另有说明，否则参数的有效范围是所给定的位数与比例因子共同确定的最大范围。

⑪中等精度历书：包括 14 个参数，如表 6-39 所示。

表 6-39 中等精度历书参数定义及说明

序号	参数	定义	比特数	比例因子	有效范围 **	单位
1	PRNa	本组历书数据对应的卫星编号	6	1	1 ~ 63	—
2	SatType ****	卫星轨道类型	2	—	—	—
3	WN _a	历书参考时刻周计数	13	1	—	周
4	t_{oa}	历书参考时刻	8	2^{12}	0 ~ 602112	s
5	e	偏心率	11	2^{-16}	—	—
6	δ_i	参考时刻轨道倾角相对于参考值的偏差	11 *	2^{-14}	—	π
7	$\sqrt{A}$	长半轴的平方根	17	2^{-4}	—	$\text{m}^{1/2}$
8	Ω_0	周历元零时刻计算的升交点经度	16 *	2^{-15}	—	π
9	Ω	升交点赤经变化率	11 *	2^{-33}	—	π/s
10	ω	近地点幅角	16 *	2^{-15}	—	π

续表

序号	参数	定义	比特数	比例因子	有效范围**	单位
11	M_0	参考时刻的平近点角	16*	2^{-15}	—	π
12	af_0	卫星钟偏差系数	11*	2^{-20}	—	s
13	af_1	卫星钟漂移系数	10*	2^{-37}	—	s/s
14	Health	卫星健康信息	8	—	—	—

注：* 为 2 进制补码，最高有效位（MSB）是符号位（+ 或 -）。

** 除非在“有效范围”栏中另有说明，否则参数的有效范围是所给定的位数与比例因子共同确定的最大范围。

*** SatType 含义（二进制数）：01 代表 GEO 卫星，10 代表 IGSO 卫星，11 代表 MEO 卫星，00 为预留。

⑫Health 表示卫星健康信息，共 8 bit，如表 6-40 所示。

表 6-40 卫星健康信息定义

信息位	数值	定义
第 8 位（MSB）	0	卫星钟健康
	1	*
第 7 位	0	B1C 信号正常
	1	B1C 信号不正常**
第 6 位	0	B2a 信号正常
	1	B2a 信号不正常**
第 5~1 位	0	预留
	1	预留

注：* 当第 8 位为 1，后 7 位均为 0 时表示卫星钟不可用，后 7 位均为 1 时表示卫星故障或永久关闭。

** 信号不正常指信号功率比额定值低 10 dB 以上。

⑬简约历书的参数：定义及特性说明见表 6-41。

表 6-41 简约历书参数定义

序号	参数	定义	比特数	比例因子	有效范围**	单位
1	PRNa	本组历书数据对应的卫星编号	6	1	1~63	—
2	SatType****	卫星轨道类型	2	—	—	—
3	δ_4^{***}	参考时刻长半轴相对于参考值的偏差	8*	2^9	—	m
4	Ω_0	周历元零时刻计算的升交点经度	7*	2^{-6}	—	π
5	ϕ_0^{****}	参考时刻纬度幅角	7*	2^{-6}	—	π
6	Health	卫星健康信息	8	—	—	—

注：* 为 2 进制补码，最高有效位（MSB）是符号位（+ 或 -）。

** 除非在“有效范围”栏中另有说明，否则参数的有效范围是所给定的位数与比例因子共同确定的最大范围。

*** δA 对应的参考值为 $A_{\text{ref}} = 27906100 \text{ m}$ （MEO）， $A_{\text{ref}} = 42162200 \text{ m}$ （IGSO/GEO）。

**** $\phi_0 = M_0 + \omega$ ；相关参考值： $e = 0$ ； $\delta_i = 0$ ， $i = 55^\circ$ （MEO/IGSO）， $i = 0^\circ$ （GEO）。

***** SatType 含义：01 表 GEO 卫星，10 代表 IGSO 卫星，11 代表 MEO 卫星，00 为预留。

⑭地球定向参数（EOP）：定义及特性说明见表 6-42。

表 6-42 地球定向参数定义及说明

参数	定义	比特数	比例因子	有效范围**	单位
t_{EOP}	EOP 数据参考时间	16	2^4	0 ~ 604784	s
PM_X	参考时间 X 轴极移	21 *	2^{-20}	—	弧秒
$\dot{PM_X}$	参考时间 X 轴极移漂移率	15 *	2^{-21}	—	弧秒/天
PM_Y	参考时间 Y 轴极移	21 *	2^{-20}	—	弧秒
$\dot{PM_Y}$	参考时间 Y 轴极移漂移率	15 *	2^{-21}	—	弧秒/天
ΔUT1	参考时间 UT1 - UTC 的差值	31 *	2^{-24}	—	s
$\dot{}$	参考时间 UT1 - UTC 的差值变化率	19 *	2^{-25}	—	秒/天

注：* 为 2 进制补码，最高有效位（MSB）是符号位（+ 或 -）。

** 除非在“有效范围”栏中另有说明，否则参数的有效范围是所给定的位数与比例因子共同确定的最大范围。

⑮BDT - UTC 时间同步参数：反映了北斗时（BDT）与协调世界时（UTC）之间的关系。BDT - UTC 时间同步参数的定义及特性说明见表 6-43。

表 6-43 BDT - UTC 时间同步参数定义及说明

序号	参数	定义	比特数	比例因子	有效范围**	单位
1	$A_0\text{UTC}$	BDT 时标相对于 UTC 时标的偏差系数	16 *	2^{-35}	—	s
2	$A_1\text{UTC}$	BDT 时标相对于 UTC 时标的漂移系数	13 *	2^{-51}	—	s/s
3	$A_2\text{UTC}$	BDT 时标相对于 UTC 时标的漂移率系数	7 *	2^{-68}	—	s/s ²
4	Δt_{LS}	新的闰秒生效前 BDT 相对于 UTC 的累积闰秒改正数	8 *	1	—	s
5	t_{ot}	参考时刻对应的周内秒	16	2^4	0 ~ 604784	s
6	WN_{ot}	参考时间周计数	13	1	—	周
7	WN_{LSF}	闰秒参考时间周计数	13	1	—	周
8	DN	闰秒参考时间日计数	3	1	0 ~ 6	天
9	Δt_{LSF}	新的闰秒生效后 BDT 相对于 UTC 的累积闰秒改正数	8 *	1	—	s

注：* 为 2 进制补码，最高有效位（MSB）是符号位（+ 或 -）。

** 除非在“有效范围”栏中另有说明，否则参数的有效范围是所给定的位数与比例因子共同确定的最大范围。

⑯BDT - GNSS 时间同步（BGTO）：用于计算 BDT 与其他 GNSS 系统时之间的时间偏差。BGTO 参数的定义及特性说明见表 6-44。

表 6-44 BDT-GNSS 时间同步参数定义及说明

序号	参数	定义	比特数	比例因子	有效范围**	单位
1	GNSS ID	GNSS 系统标识	3	—	—	无量纲
2	WN_{0BCTO}	参考时间周计数	13	1	—	周
3	t_{0BCTO}	参考时刻对应的周内时间	16	2^4	0 ~ 604784	s
4	A_{0BCTO}	BDT 时标相对 GNSS 时标的偏差系数	16 [*]	2^{-35}	—	s
5	A_{1BCTO}	BDT 时标相对 GNSS 时标的漂移系数	13 [*]	2^{-51}	—	s/s
6	A_{2BCTO}	BDT 时标相对 GNSS 时标的漂移率系数	7 [*]	2^{-68}	—	s/s ²

注：* 为 2 进制补码，最高有效位（MSB）是符号位（+ 或 -）。

** 除非在“有效范围”栏中另有说明，否则参数的有效范围是所给定的位数与比例因子共同确定的最大范围。

其他 GNSS 以 GNSS ID 区分，其含义为：

- 000 为无效，表示本组数据不可用；
- 001 表示 GPS 系统；
- 010 表示 Galileo 系统；
- 011 表示 GLONASS 系统；
- 100 ~ 111 为预留。

在一帧中播发的 WN_{0BCTO} 、 t_{0BCTO} 、 A_{0BCTO} 、 A_{1BCTO} 、 A_{2BCTO} 是针对本帧中 GNSS ID 标识的系统，不同帧中播发的 GNSS 系统可能不同，用户应当区分接收。

⑰卫星健康状态（HS）：共 2 bit，无符号整型，用于描述本卫星当前健康状态。如表 6-45 所示。

表 6-45 卫星健康状态参数定义

HS 值	定义	说明
0	卫星健康	该颗卫星提供服务
1	卫星不健康或在测试中	该颗卫星不提供服务
2	预留	预留
3	预留	预留

⑱卫星完好性状态：采用电文完好性标识（DIF）、信号完好性标识（SIF）和系统告警标识（AIF）三个参数进行描述。三个标识参数均为 1 bit，其定义见表 6-46。

表 6-46 卫星完好性状态标识定义

标识	数值	定义
DIF	0	本信号播发的电文参数误差未超出预测精度
	1	本信号播发的电文参数误差超出预测精度
SIF	0	本信号正常
	1	本信号不正常
AIF	0	本信号 SISMAI 值有效
	1	本信号 SISMAI 值无效

B1C 信号的完好性状态标识 [DIF (B1C)、SIF (B1C)、AIF (B1C)] 除了在 B1C 信号中播发外, 同时也在 B2a 信号导航电文 B - CNAV2 中播发。由于 B2a 信号导航电文的更新频度更高, 对于使用 B1C 和 B2a 信号的双频用户, 建议优先使用 B2a 信号播发的完好性状态标识。

B2a 信号的完好性状态标识 [DIF (B2a)、SIF (B2a)、AIF (B2a)] 只在 B2a 信号导航电文 B - CNAV2 中播发。

⑲空间信号精度指数: 描述的是导航电文中播发的轨道和钟差的预测精度, 包括两个参数, 分别是卫星轨道切向和法向精度 (SISAoe)、卫星轨道径向和卫星钟差精度 (SISAoc)。

为计算 SISAoe 和 SISAoc, 导航电文中给出了空间信号精度指数参数, 分别为:

- SISAloe: 卫星轨道的切向和法向精度 (SISAoe) 指数;
- SISAlocb: 卫星轨道的径向及卫星钟固定偏差精度 (SISAocb) 指数;
- SISAloc1: 卫星钟频偏精度 (SISAoc1) 指数;
- SISAloc2: 卫星钟率漂移精度 (SISAoc2) 指数;
- t_{op} : 数据预测的周内时刻。

⑳空间信号监测精度指数: 利用零均值高斯分布模型对空间信号精度的估计误差进行描述, 该高斯分布的方差称为空间信号监测精度 (SISMA), 用空间信号监测精度指数 (SISMAI) 表征。

5) B - CNAV3 导航电文

B2b 信号 I 支路采用 B - CNAV3 电文格式。B - CNAV3 导航电文包括基本导航信息和基本完好性信息。每帧电文长度为 1000 符号位, 符号速率为 1000 sps, 播发周期为 1 s。

B - CNAV3 帧结构如图 6.79 所示。

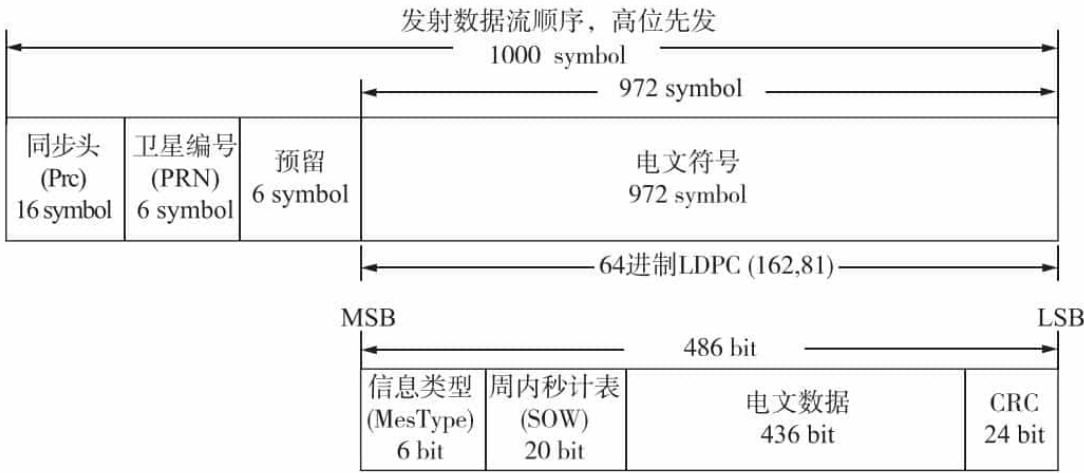


图 6.79 B - CNAV3 帧结构

每帧电文的前 16 符号位为帧同步头 (Pre), 其值为 0xEB90, 即 1110 1011 1001 0000, 采用高位先发。PRN 号为 6 bit, 无符号整型。

每帧电文在纠错编码前的长度为 486 bit, 包括信息类型 (6 bit)、周内秒计数 (20 bit)、电文数据 (436 bit)、循环冗余校验位 (24 bit)。信息类型、周内秒计数、电

文数据均参与循环冗余校验计算。采用 64 进制 LDPC (162, 81) 编码后, 长度为 972 符号位。

B-CNAV3 导航电文当前定义了 3 个有效信息类型, 分别为信息类型 10、30、40, 其编排格式如图 6.80 至图 6.82 所示。

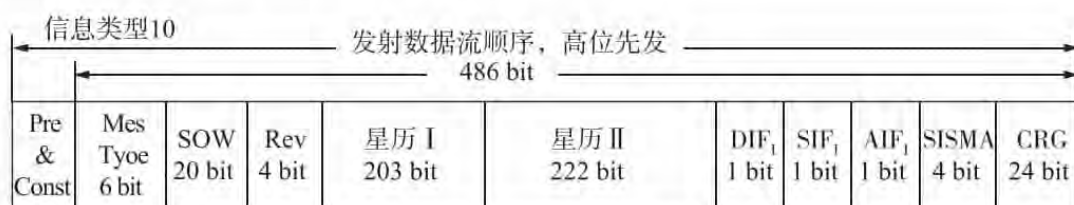


图 6.80 B-CNAV3 信息类型 10 编排格式



图 6.81 B-CNAV3 信息类型 30 编排格式

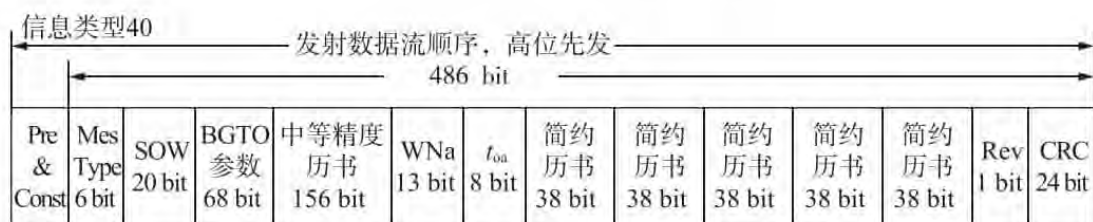


图 6.82 B-CNAV3 信息类型 40 编排格式

其中, “星历 I” “星历 II” “钟差参数” “SISALoc” “电离层延迟改正模型参数” “BDT-UTC 时间同步参数” “简约历书” “EOP 参数” “BGTO 参数” “中等精度历书” 均为一组参数构成的数据块, 且 “星历 I” 与 “星历 II” 构成一组完整的星历参数。各数据块的详细编排格式如图 6.83 至图 6.92 所示。

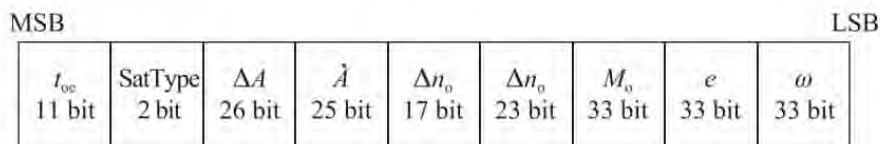


图 6.83 星历 I (共 203 bit)

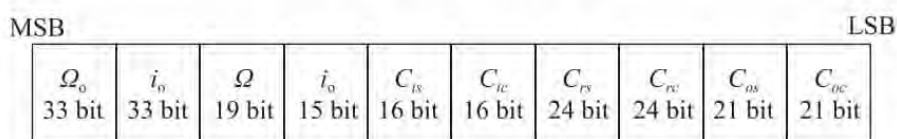


图 6.84 星历 II (共 222 bit)

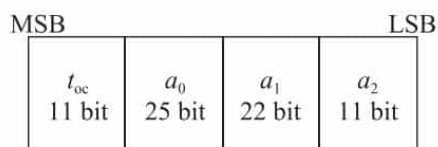


图 6.85 钟差参数 (共 69 bit)

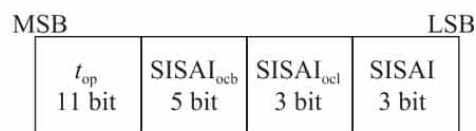
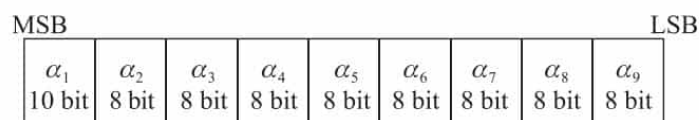
图 6.86 SISAI_{oc} (共 22 bit)

图 6.87 电离层延迟改正模型参数 (共 74 bit)

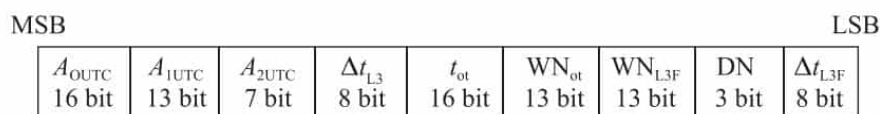


图 6.88 BDT - UTC 时间同步参数 (共 97 bit)

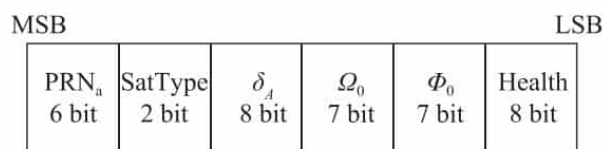


图 6.89 简约历书 (共 38 bit)

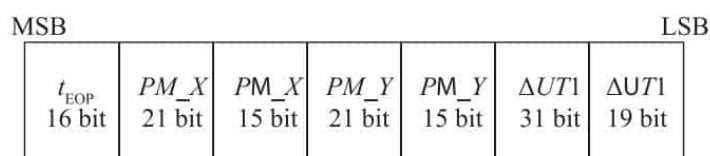


图 6.90 EOP 参数 (共 138 bit)



图 6.91 BGTO 参数 (共 68 bit)

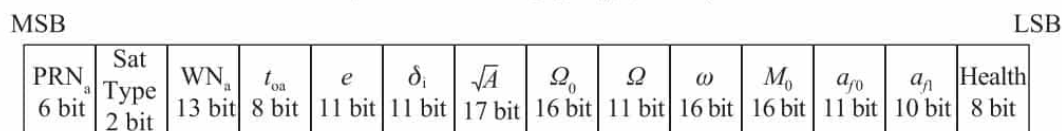


图 6.92 中等精度历书 (共 156 bit)

6.2.8 北斗系统增强系统

北斗系统增强系统包括地基增强系统与星基增强系统。

北斗地基增强系统是北斗卫星导航系统的重要组成部分,按照“统一规划、统一标准、共建共享”的原则,整合国内地基增强资源,建立以北斗为主、兼容其他卫星导航系统的高精度卫星导航服务体系。它利用北斗/GNSS 高精度接收机,通过地面基准站网,

利用卫星、移动通信、数字广播等播发手段，在服务区域内提供 1~2 米、分米级和厘米级实时高精度导航定位服务。系统建设分两个阶段实施，一期为 2014 年到 2016 年底，主要完成框架网基准站、区域加强密度网基准站、国家数据综合处理系统，以及国土资源、交通运输、中科院、地震、气象、测绘地理信息等 6 个行业数据处理中心等建设任务，建成基本系统，在全国范围提供基本服务；二期为 2017 年至 2018 年底，主要完成区域加强密度网基准站补充建设，进一步提升系统服务性能和运行连续性、稳定性、可靠性，具备全面服务能力。

北斗星基增强系统是北斗卫星导航系统的重要组成部分，通过地球静止轨道卫星搭载卫星导航增强信号转发器，可以向用户播发星历误差、卫星钟差、电离层延迟等多种修正信息，实现对于原有卫星导航系统定位精度的改进。按照国际民航标准，开展北斗星基增强系统设计、试验与建设。目前，已完成系统实施方案论证，固化了系统在下一代双频多星座（DFMC）SBAS 标准中的技术状态，进一步巩固了 BDSBAS（北斗星基增强系统）作为星基增强服务供应商的地位。

北斗星基增强系统由大量分布广泛、位置已知的监测站对导航卫星进行监测，由地面主控站计算差分改正数信息，经过地面注入站上传到地球同步卫星，最后通过 GEO 卫星向服务区域的用户播发，实现对北斗系统定位精度的改进和完好性性能的提高。

北斗星基增强系统原理图如图 6.93 所示。

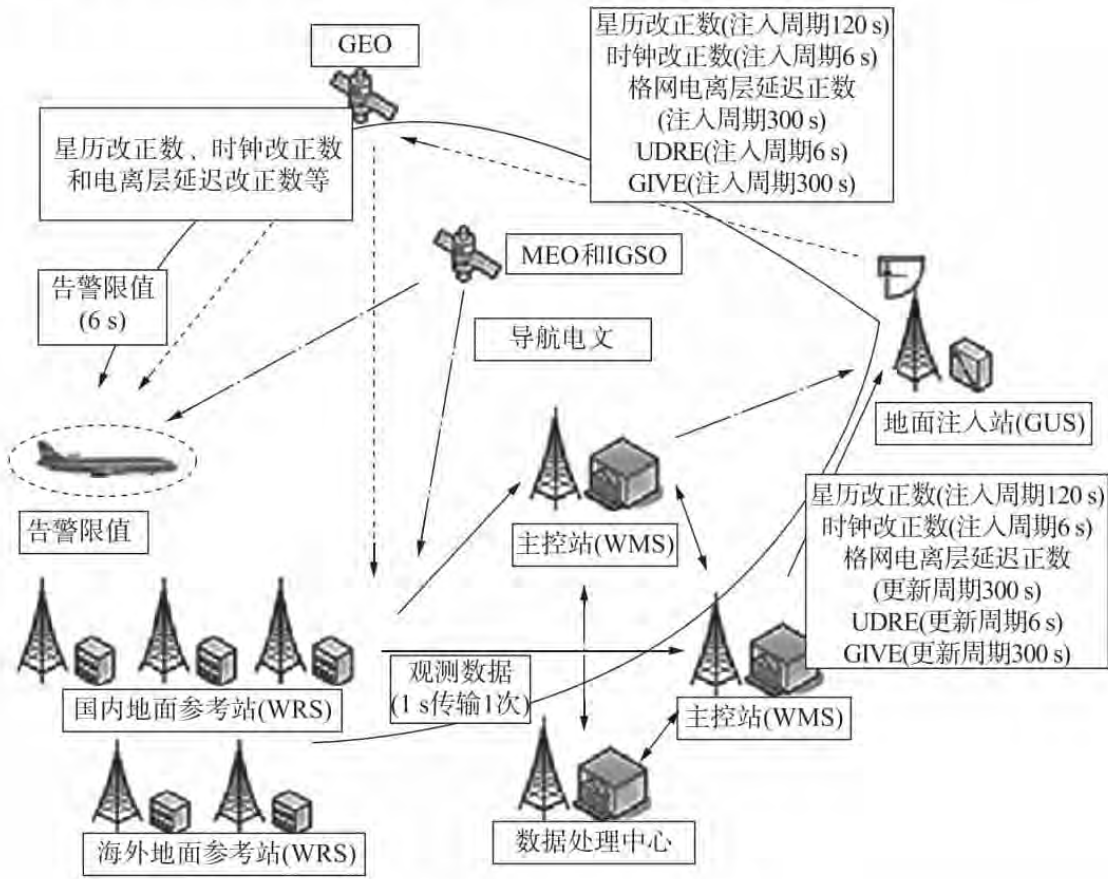
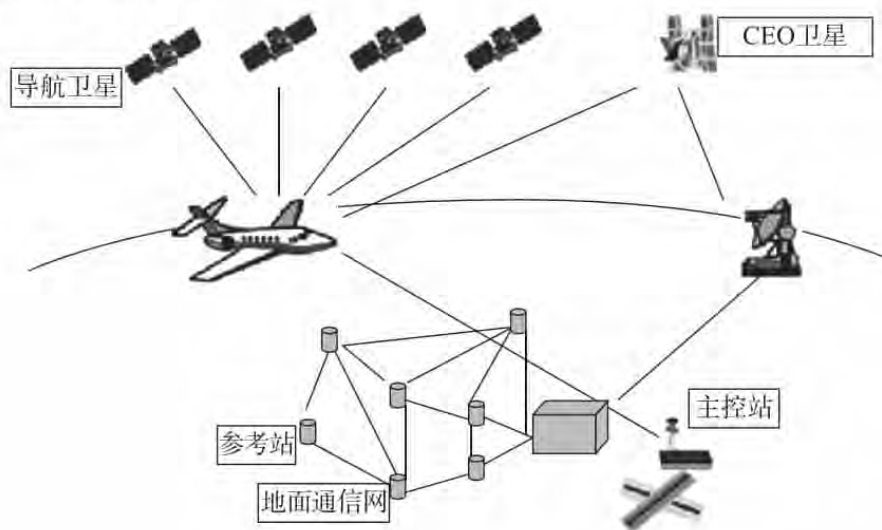


图 6.93 北斗星基增强系统原理图

课外拓展知识

星基增强系统主要由三个部分组成，第一部分是地面基础设施，包括参考站（WRS）、主控站（WMS）、注入站（GUS）、地面通信网；第二部分是空间部分，包括导航卫星、地球同步卫星；第三部分是用户部分：接收 GEO 卫星广播的改正数和完好性信息的增强接收机。



星基增强系统结构示意图

6.3 GPS/BDS 定位误差分析

按照卫星误差产生来源，可将其分为以下三类：

- (1) 与卫星相关的误差，包括卫星轨道误差，卫星钟差，相对论效应影响。
- (2) 与地面接收设备相关的误差，包括接收机时延，接收机天线相位中心偏差，多路径效应。
- (3) 与卫星无线电信号相关的误差，包括电离层延迟，对流层延迟，卫星天线相位中心偏差。

6.3.1 与卫星有关的误差

1. 卫星时钟误差

卫星时钟误差是指 BDS-2 卫星时钟与 BDS 标准时间的差别。卫星时钟误差包括由钟差、频偏、频漂等产生的误差，也包含钟的随机误差。

2. 相对论效应误差

相对论效应误差是由于卫星钟和接收机钟所处的运动状态（运动速度和重力位）不同而引起卫星钟和接收机钟之间产生相对钟误差的现象。

3. 卫星星历误差

卫星星历误差是指卫星星历给出的卫星空间位置与卫星实际位置间的偏差。由于卫星空间位置是由地面监控系统根据卫星测轨结果计算求得的, 所以又称为卫星轨道误差。它是一种起始数据误差, 其大小取决于卫星跟踪站的数量及空间分布、观测值的数量及精度、轨道计算时所用的轨道模型及定轨软件的完善程度等。

6.3.2 与地面接收设备相关的误差

1. 接收机时延误差

在卫星定位解算过程中, 伪距获取和解算是基础。接收设备会对设备内部及卫星信号进行分析, 这个过程中会产生相关的误差。如果处理过程中的信号类型以及其特性相同的话, 那么在接收设备信息通道产生的误差也是相同的。

在用户对位置定位解算阶段, 解算量中存在的误差可以相互消除, 但是在消除的同时误差会以固定变量的形式作用于整个解算过程, 这个过程中所产生的误差就是接收机时延误差。

接收机定时过程有两种方法消除时延误差: 一是利用校准过的接收设备与未校准的设备进行零基线校准(相对校准); 二是利用信号模拟器进行修正(绝对校准)。

2. 接收机天线相位中心改正

在测量时, 观测值都是以接收机天线的相位中心位置为准的, 而天线的相位中心与其几何中心, 在理论上应保持一致。但在观测时, 天线的相位中心随着信号输入的强度和方向不同而有所变化, 这种误差叫天线相位中心的位置偏差。

该误差一方面是指接收天线相位中心与测量站所固定的位置存在差值, 这种误差是由于天线的安装问题; 另一方面该误差还指由于信号强弱的变化使天线中心相位与实际的几何存在差值, 这主要是由天线制作和内部结构设计所引起的。

3. 多径效应误差

在接收天线接收来自卫星的信号时, 这些信号并不都是由天线直接接收的, 一部分信号经过周围环境反射才由天线接收到, 导致信号的时延, 这种现象就是多路径效应。这种由于多路径的信号传播所引起的干涉时延效应被称作多路径效应。

减弱多路径误差的方法主要有:

- (1) 选择合适的站址。测站不宜选择在山坡、山谷和盆地中, 应离开高层建筑物。
- (2) 选择较好的接收机天线, 在天线中设置径板, 抑制极化特性不同的反射信号。

6.3.3 与信号传播有关的误差

1. 电离层折射误差

在地球上空距地面 50 ~ 100 km 之间的电离层中, 气体分子受到太阳等天体各种射线辐射产生强烈电离, 形成大量的自由电子和正离子。

当信号通过电离层时, 与其他电磁波一样, 信号的路径要发生弯曲, 传播速度也会发生变化, 从而使测量的距离发生偏差, 这种影响称为电离层折射。

对于电离层折射,可用三种方法来减弱它的影响:

- (1) 用双频观测值,利用不同频率的观测值组合来对电离层的延迟进行改正。
- (2) 利用电离层模型加以改正。
- (3) 利用同步观测值求差,这种方法对于短基线的效果尤为明显。

2. 对流层折射误差

对流层的高度为 40 km 以下的大气底层,其大气密度比电离层更大,大气状态也更复杂。对流层与地面接触并从地面得到辐射热能,其温度随高度的增加而降低。

信号通过对流层时,也使传播的路径发生弯曲,从而使测量距离产生偏差,这种现象称为对流层折射。

减弱对流层折射的影响主要有以下三种措施:

- (1) 用对流层模型加以改正,其气象参数在测站直接测定。
- (2) 引入描述对流层影响的附加待估参数,在数据处理中一并求得。
- (3) 利用同步观测值求差。

3. 电离层的信号传播延迟

电离层引起码信号传播延迟,它与沿卫星和用户接收机视线方向上的电子密度有关,在垂直方向上延迟值在夜间平均可达 3 m,白天可达 15 m,在低仰角情况下分别可达 9 m 和 45 m,在反常时期这个值还会加大。

为了削弱电离层延迟所引起的定位精度损失,在长基线测量中用三频接收机采集卫星信号数据,对观测成果进行实时电离层延迟改正,可以获得很好的效果。对于单频接收机的用户,虽然可以用数学模型进行改正,但其残差仍然很大,也可以用增大卫星高度截止角的方法减少其影响。

4. 对流层的信号传播延迟

对流层延迟是电磁波信号通过对流层时其传播速度不同于真空中的光速所引起的,主要研究对象是干大气分量和湿大气分量两大类。干大气分量一般指氧气、氮气等干空气,其中干大气分量占 80% ~ 90%,可以用一定的模型大部分改正掉。湿大气分量一般指水蒸汽,在低仰角时它可以达到 20 m,湿大气分量数值虽不大,但它随纬度和高度的变化呈现出很大的变化,而且随时间变化得非常快。由于空气中的水汽和干气相当难以预测,所以测量中往往测量的是干、湿分量混合体,故难以得到它的准确值。到目前为止已开发出来了许多计算湿对流层延迟的实用模型,但湿对流层延迟仍为主要误差源。

对流层延迟与电离层延迟一样,主要影响天顶方向,由于它们的相关性,在短基线测量中会很好地消除,在长基线测量中采取双频接收机也能很好地减少其影响。对于对流层延迟,多用随机过程模拟和滤波方法进行参数估算及函数逼近方法模拟改正。

6.4 GPS 和 BDS 卫星导航系统性能比较

1. 定位原理比较

“北斗一号”导航系统是主动式双向测距的二维导航,由地面的中心站解算出位置

后再通过卫星转发给用户，用户接收并显示接收到的信息。

“北斗二号”在“北斗一号”的基础上加以升级改进，该系统采用卫星无线电测定（RDSS）与卫星无线电导航（RNSS）集成体制，既能像 GPS 系统一样为用户提供卫星无线电导航服务，又具有位置报告及短报文通信功能。

GPS 是被动式单向测距三维导航，只需要接收 4 个卫星的位置信息，由用户设备独立运算出自己的定位数据。

2. 卫星轨道比较

北斗导航系统是在赤道面设置 2 颗地球同步卫星，卫星的赤道角距为 60° 。

GPS 系统共有 24 颗巨星，分布在六个轨道面上，轨道角 55° ，轨道面赤道角距为 60° 。其高度约为 200000 km，属于中轨道巨星，绕地球一周约 11 小时 58 分钟。

3. 覆盖范围比较

北斗导航二号系统是区域性卫星导航系统，其服务范围包括中国领土和领海，日本海，太平洋部分海域及中国部分周边地区。北斗导航三号系统是全球性卫星导航系统，在全球的任何点位，只要卫星信号未被遮蔽或干扰，就能够接收并运算出三维坐标。

GPS 是全球性导航定位系统，在全球的任何点位，只要卫星信号未被遮蔽或干扰，就能够接收并运算出三维坐标。

4. 容量比较

北斗导航系统是主动双向测距的询问—应答系统，用户设备端与地球同步卫星之间不仅需要接收地面中心控制系统的询问信号，还必须要求用户设备向同步卫星发射应答信号。系统的用户容量取决于信道阻塞率、询问信号速率和用户的响应频率等因素，因此，用户设备容量是有限的。

GPS 系统是单向测距，发送的是广播信号，用户设备端只要接收到导航卫星发出的导航电文即可进行测距与定位，因此，GPS 的用户设备容量在理论上是无限的。

由于 GPS 发展比较早，在原子钟等敏感技术上的封锁等原因，导致 GPS 在星座数量、原子钟技术和境外监测站的布局等方面要比 BDS 有很强的优势，但在以下几个方面，BDS 有很强的优点：

(1) BDS 星座系统是由地球静止同步轨道、地球倾斜同步轨道（80% 的利用率）、中圆地球轨道（40% 利用率）三种轨道卫星构建的混合星座方案，轨道利用率高，卫星性价比好。

(2) 北斗是第一个全星座发播三频信号的卫星导航系统。三频信号可以更有效地消除高阶电离层延迟影响，提高定位稳定性，增强数据预处理能力，显著提高模糊度的固定效率。如果某一导航信号出现了问题，可以使用传统方法，利用两个频率进行定位，提高了定位的可靠性和抗干扰能力。

(3) 目前的 GPS 卫星均为单向数据流，用户只可接收 GPS 卫星发送的导航信号，依次计算自己的位置，而不能通过 GPS 卫星发送和传递信息。而 BDS 具有双向链路，还提供短报文通信服务。

6.5 北斗短报文系统

北斗卫星导航系统可以提供导航、定位、授时和短报文通信四大功能。北斗短报文通信功能是北斗卫星导航系统相对于其他导航系统所独有的创新型功能，能为用户提供导航与通信相结合的特色服务。

北斗短报文通信是一种双向通信方式。用户终端可利用北斗导航系统星座与其他用户进行报文通信，实现用户机与用户机、用户机与地面控制中心间双向数字报文通信。一般的用户机一次可传输 36 个汉字，申请核准的可以达到传送 120 个汉字或 240 个代码。北斗短报文系统不仅可点对点双向通信，而且其提供的指挥端机可进行点对多点的广播传输，为各种平台应用提供了极大的便利。

北斗短报文系统主要提供位置报告、应急搜救、报文通信三项基本业务。

北斗短报文系统的应用十分广泛，如地质灾害监测（监测公路桥梁，边坡，大坝，尾矿库等），在这些容易发生地质灾害的地方布设有基于北斗定位的高精度位移监测系统，将监测数据或预警信息通过卫星传输给责任单位；在海洋、沙漠和野外这些没有通信网络的地方，或者在国防、民生和应急救援等领域，也具有很强的应用价值。一旦出现地面通信中断、电力中断等情况，可以使用北斗终端进行短报文通信来发送定位信息、遥感信息等供相关部门使用。在 2008 年汶川地震时，进入重灾区的救援部队就利用 120 字的短报文功能突破了通信盲点，与外界取得联系，通报了灾情，供指挥部及时作出决策。

北斗短报文系统可为全球范围内任意位置、任意时刻的用户提供短报文服务。短报文采用处理转发制，可在用户终端和地面站之间进行双向通信。北斗短报文通信系统包括空间星座部分、地面站部分和用户设备部分。其工作原理如图 6.94 所示。

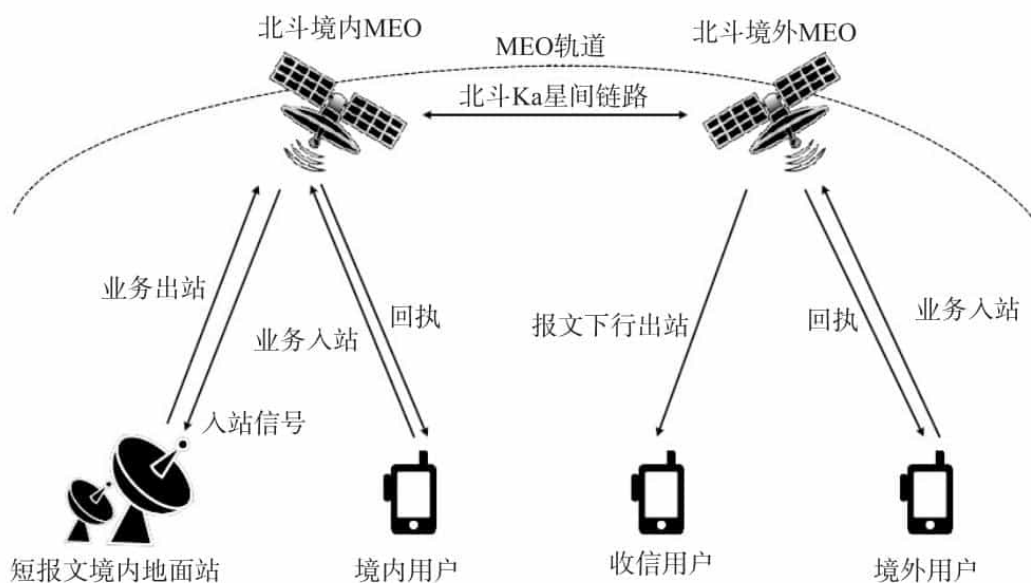


图 6.94 北斗短报文系统原理图

北斗短报文系统从源用户入站到信息传输至目的用户的工作流程分为以下几个部分：

- (1) 源全球用户接入可见 MEO 卫星时，若星上可用通道已被占满，则丢弃此接入信

号,此次接入视为失败接入,然后另选其他可用 MEO 卫星接入。

(2) 业务接入成功后, MEO 卫星通过 Ka 星间链路将信号传输至境内地面站可见的 MEO 卫星。

(3) 境内地面站对接收到的用户业务信息进行处理,并对需要回执或转发的用户报文进行出站用户目的卫星的调度选择。每隔一定时间,将所有需要出站的报文发送至可见的境内 MEO 卫星。

(4) 境内 MEO 卫星通过 Ka 星间链路,将需要回执或转发的用户报文依据调度队列,传输至目的用户可见的目的卫星。目的卫星在 B2b 频点中将部分带宽预留给下行短报文。

(5) 下行短报文通过 B2b 频点播发给目的用户,目的用户终端对信号进行解调获得相应信息。

北斗短报文系统下行信号是采用北斗导航系统的 B2b 帧信号,其频率为 1207.14 MHz;上行信号为伪码直接序列扩频、突发帧结构形式,由同步头、数据段和勤务段三部分构成,每段由各不同的伪随机码进行直接序列扩频,在 L2 载波上传输。

课后习题

1. GPS 中文全称是什么?北斗全球定位导航系统的英文简称是什么?
2. 简述 GPS 和北斗全球定位导航系统的结构。
3. 简述 GPS 和北斗全球定位导航系统的星座情况。
4. 简述 GPS 和北斗全球定位导航系统的频率使用情况。
5. 比较 GPS 和北斗全球定位导航系统参数的异同。
6. 简述 GPS 导航定位原理。
7. 查阅资料,简述 BDS 导航定位原理。
8. 查阅资料,简述 C/D 码、P 码和数据码的作用。
9. 查阅资料,简述 GPS 和北斗全球定位导航系统的优缺点。
10. 查阅资料,看一看目前世界上还有哪些导航定位系统,并对它们的性能进行比较。
11. 使用 matlab 仿真软件,仿真 C/D 码信号生成波形。

本章参考文献

- [1] 李跃. 导航与定位 (第 2 版). 北京:国防工业出版社 [M], 2008.
- [2] 谢钢. 全球导航卫星系统原理. 北京:电子工业出版社 [M], 2019.
- [3] 谭述森. 卫星导航定位工程. 北京:国防工业出版社 [M], 2007.
- [4] 雷静. GPS/北斗定位解算算法的研究 [D]. 哈尔滨工程大学, 2013.
- [5] 李金龙. 北斗/GPS 多频实时精密定位理论与算法 [D]. 信息工程大学, 2014.
- [6] 杨腾飞. GPS 卫星导航信号仿真研究 [D]. 浙江理工大学, 2016.
- [7] 张晓坤. 星载 GPS-R 若干关键技术研究 [D]. 中国科学院研究生院, 2008.

- [8] 王菲. SINS-GPS 组合导航系统研究 [D]. 北京理工大学, 2015.
- [9] 徐菁. 2014 年世界导航卫星回顾 [J]. 国际太空, 2015 (2): 50-55.
- [10] 何正斌. GPS-INS 组合导航数据处理算法拓展研究 [D]. 长安大学, 2012.
- [11] 于德斌. 卫星 (GPS/北斗) 导航信号仿真研究 [D]. 中国民用航空飞行学院, 2014.
- [12] 黄金尚. 基于 GPS 多点差分的相对位置定位系统研究 [D]. 深圳大学, 2014.
- [13] 徐玉娇. GPS-BD-2 组合导航系统定位算法的研究 [D]. 北京理工大学, 2015.
- [14] 陈伟. 北斗-GPS 伪距组合定位及优化技术研究 [D]. 武汉理工大学, 2015.
- [15] 杨正祥. 北斗与 GPS 的主要技术和性能比较分析 [J]. 电工技术, 2018 (3): 99-102.
- [16] 何若枫. 从卫星导航系统的发展看我国北斗系统的后发优势 [J]. 长沙航空职业技术学院学报, 2016 (12): 49-53.
- [17] 李海军. 北斗导航系统与全球定位导航系统 (GPS) 的比较及优势分析 [J]. 信息系统工程, 2014 (6): 141-147.
- [18] 邓豆豆. 北斗卫星信号捕获关键算法研究 [D]. 太原理工大学, 2018.
- [19] 北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件——公开服务信号 B1C (1.0 版) 中文版.
- [20] 北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件——公开服务信号 B2a (1.0 版) 中文版.
- [21] 北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件——公开服务信号 B2b (1.0 版) 中文版.
- [22] 中国第二代卫星导航系统重大专项标准 (BD 110001—2015) ——北斗卫星导航术语.
- [23] 北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件——公开服务信号 B1I (3.0 版).
- [24] 郑家驹. 北斗全球短报文接入策略研究 [D]. 中国科学院大学, 2020.

