

同步通信卫星的发射

王永志 王丹阳 著

国防工业出版社

<http://www.ndip.cn>

同步通信卫星的发射

王永志 王丹阳 著



国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书详细介绍了发射地球同步通信卫星的有关技术问题。其中包括卫星通信的发展过程及趋向、发射地球同步通信卫星的理论概念、各种不同类型同步通信卫星的发射方法及部分实例、卫星发射的运载工具等。书中有针对性地详细介绍了具有多次起动能力的液氢/液氧高能上面级“半人马座”和常规推进剂上面级“阿金纳”，并着重介绍了“半人马座”的液氢技术，如液氢地面处理技术、“半人马座”滑行段液氢管理技术和液氢箱的绝热方法等。

本书对于从事卫星运载火箭研制的工程技术人员和有关高等院校师生有一定参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

同步通信卫星的发射/王永志,王丹阳著. —北京:
国防工业出版社, 2005. 5
ISBN 7-118-03743-5

I. 同... II. ①王... ②王... III. 同步卫星: 通信
卫星 - 航天器发射 IV. V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 001146 号

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 15% 365 千字
2005 年 5 月第 1 版 2005 年 5 月北京第 1 次印刷
印数: 1—2000 册 定价: 47.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

再版说明

20世纪70年代中期,在“两弹一星”工程取得长足进展后,为不失时机地实现中国航天技术的新突破,在老一辈专家的倡导下,一个新的研制计划又诞生了:研制带有氢氧高能上面级运载火箭,发射我国自己研制的地球同步轨道通信卫星。这种新型运载火箭定名为“长征三号”。研制这种火箭,以将卫星送到远地点高达36000km的同步转移轨道,对于运载火箭技术研究院是一项全新的任务。

1975年夏,“长征三号”火箭总设计师谢光选主任找到我和王丹阳同志,希望我们一起编写一套比较系统、针对性较强的,介绍同步通信卫星发射技术和使用液氢、液氧推进剂的相关技术资料,以供火箭研制队伍制定设计和工艺方案时参考。完成时间定在该项工程(331工程)方案论证会召开之前。

谢总安排的任务,我俩欣然接受了。在当时相当困难的工作条件下,我们查阅了不少相关著作,收集了大量国外科技情报资料,反复筛选整理、认真推敲编写,在各有关单位的支持下,这部《同步通信卫星的发射》一书,终于按要求的时间在七机部内部出版发行了。

由于本书的论述和选材有比较强的针对性,提供的时间又恰逢其时,所以参阅者比较多,对当时制定火箭设计方案和制造工艺起了一定参考作用。1984年用“长征三号”火箭成功地发射了我国第一颗同步通信卫星之后,本书获得了国防科工委重大科技成果三等奖,对于所起的作用给予了肯定。

本书是为配合研制任务而紧急编写的,为了赶在方案论证会前提供使用,当时决定在北京、长沙两地同时分头排版,以致页码都无法统一编排。由于时间紧,有些图形、曲线上的外文标注也未来得及处理,校对清样时错别字也有漏改的,且当时使用的计量单位和符号也不符合国家现行标准。此外,本书是在“文革”后期的特殊历史时期编写的,当时使用的政治词汇仍然放在那里觉得很不合适,以上这些缺憾,作为作者一直想通过再版予以弥补和纠正。

20几年后的今天,我国早已熟练地掌握了地球同步轨道卫星的发射技术,再版时已无改写和续写的必要,所以仍保持当时的原貌,作为一段时期的记载,对了解当时情况和技术发展历程,也许仍不乏参考价值。

借此再版机会,我们再次向有关领导和领导机关,在我们遭遇到特殊困难的日子里所给予的信任与支持表示感谢,对中国空间技术研究院五一二所印刷厂和国防科技大学印刷厂的大力协助致以深深的谢意!

作者

2004年10月10日

目 录

| | |
|-----------------------|----|
| 第 1 章 卫星通信的发展过程及动向 | 1 |
| 1.1 国际电信的新发展 | 1 |
| 1.2 卫星通信发展过程 | 2 |
| 1.3 发射地球同步通信卫星的动向 | 4 |
| 1.4 世界地球同步通信卫星发射情况一览 | 7 |
| 第 2 章 发射地球同步卫星的理论概念 | 16 |
| 2.1 地球同步卫星的轨道 | 16 |
| 2.2 地球同步轨道的高度与速度 | 16 |
| 2.3 地球同步卫星的发射轨道 | 19 |
| 2.4 卫星轨道参数 | 23 |
| 第 3 章 发射地球同步通信卫星的实际方法 | 25 |
| 3.1 辛康Ⅲ的发射方法 | 25 |
| 3.1.1 辛康系列的发射情况 | 25 |
| 3.1.2 辛康Ⅲ的发射轨道 | 26 |
| 3.1.3 辛康Ⅲ的发射程序 | 27 |
| 3.1.4 卫星入轨后的轨道调整 | 32 |
| 3.2 国际通信卫星 - IV 的发射方法 | 35 |
| 3.2.1 基本发射方法 | 35 |
| 3.2.2 主要发射程序 | 36 |
| 3.2.3 发射准备活动 | 39 |
| 3.2.4 实际发射情况 | 41 |
| 3.3 应用技术卫星 - 6 的发射方法 | 43 |
| 3.3.1 基本发射方法 | 44 |
| 3.3.2 主要发射程序 | 45 |
| 3.4 一发多星的群射方法 | 48 |
| 第 4 章 地球同步卫星的运载火箭 | 53 |
| 4.1 美国该类火箭概况 | 53 |
| 4.2 雷神系列运载火箭 | 54 |
| 4.3 宇宙神系列运载火箭 | 61 |
| 4.4 大力神系列运载火箭 | 64 |
| 第 5 章 德尔它的固体末级火箭 | 69 |
| 5.1 固体发动机 | 69 |

| | | |
|------------|------------------------|------------|
| 5.2 | 旋转台 | 69 |
| 5.3 | 卫星对接件 | 70 |
| 5.4 | 卫星整流罩 | 71 |
| 5.5 | 入轨精度 | 72 |
| 第6章 | 常规液体末级火箭阿金纳与过渡级 | 73 |
| 6.1 | 阿金纳 | 73 |
| 6.1.1 | 研制与使用情况 | 73 |
| 6.1.2 | 箭体结构 | 75 |
| 6.1.3 | 主推进系统 | 77 |
| 6.1.4 | 加注和增压系统 | 82 |
| 6.1.5 | 推进剂排泄和泄出系统 | 83 |
| 6.1.6 | 第二推进系统 | 85 |
| 6.1.7 | 低重力推进剂管理系统 | 88 |
| 6.1.8 | 液压系统 | 92 |
| 6.1.9 | 制导和飞行控制系统 | 94 |
| 6.1.10 | 电源配电系统 | 95 |
| 6.1.11 | 遥测、跟踪及安全自毁系统 | 95 |
| 6.2 | 过渡级 | 96 |
| 6.2.1 | 总体布局和箭体结构 | 97 |
| 6.2.2 | 过渡级的主推进系统 | 99 |
| 6.2.3 | 姿态控制推进系统 | 105 |
| 6.2.4 | 飞行中发生过的故障 | 106 |
| 第7章 | 氢氧末级火箭半人马座 | 109 |
| 7.1 | 半人马座研制过程 | 109 |
| 7.2 | 半人马座 D | 114 |
| 7.2.1 | 总体布局和箭体结构 | 114 |
| 7.2.2 | 推进系统 | 120 |
| 7.2.3 | 推进剂加注和推进剂利用系统 | 125 |
| 7.2.4 | 气动系统 | 127 |
| 7.2.5 | 液压系统 | 129 |
| 7.2.6 | 制导和飞行控制系统 | 130 |
| 7.2.7 | 遥测系统 | 140 |
| 7.2.8 | C 波段跟踪系统 | 141 |
| 7.2.9 | 航区安全指令系统 | 141 |
| 7.2.10 | 电源配电系统 | 142 |
| 7.3 | 半人马座 D1-T | 144 |
| 7.3.1 | 箭体结构 | 145 |
| 7.3.2 | 绝热系统 | 152 |
| 7.3.3 | 标准整流罩系统 | 155 |

| | | |
|--------------|--|------------|
| 7.3.4 | 主推进系统 | 160 |
| 7.3.5 | H ₂ O ₂ 推进系统 | 163 |
| 7.3.6 | 液压系统 | 165 |
| 7.3.7 | 气动系统 | 169 |
| 7.3.8 | 制导系统 | 175 |
| 7.3.9 | 飞行控制系统 | 178 |
| 7.3.10 | 电源系统 | 180 |
| 7.3.11 | 遥测系统 | 182 |
| 7.3.12 | 跟踪系统 | 184 |
| 7.3.13 | 航区安全系统 | 185 |
| 7.3.14 | 典型飞行程序 | 186 |
| 第 8 章 | 半人马座液氢技术 | 188 |
| 8.1 | 半人马座地面液氢处理 | 188 |
| 8.1.1 | 液氢地面设备 | 188 |
| 8.1.2 | 液氢地面设备设计 | 188 |
| 8.1.3 | 液氢处理方法 | 190 |
| 8.1.4 | 人员技术安全训练 | 190 |
| 8.2 | 半人马座滑行段液氢管理 | 191 |
| 8.2.1 | 概况 | 191 |
| 8.2.2 | 推进剂管理 | 192 |
| 8.2.3 | 推进剂管理测量仪器 | 206 |
| 8.2.4 | AC-8 螺旋管能量消散器设计计算 | 209 |
| 8.2.5 | AC-8 推进剂沉底保持段推进剂晃动问题 | 211 |
| 8.2.6 | 半人马座液氢箱压力上升率和排气量计算 | 215 |
| 8.3 | 液氢箱绝热方法 | 218 |
| 8.3.1 | 绝热的必要性和基本方法 | 218 |
| 8.3.2 | 绝热方案的设计选择 | 220 |
| 8.3.3 | 氦气吹除泡沫外绝热系统 | 223 |
| 8.3.4 | 压缩缠绕密封外部泡沫绝热系统 | 225 |
| 8.3.5 | 喷涂泡沫外部绝热系统 | 237 |
| 8.3.6 | 三向增强泡沫内部绝热系统 | 241 |
| | 参考文献 | 245 |

第 1 章 卫星通信的发展过程及动向

1.1 国际电信的新发展

世界上最初的国际电信是从 1850 年英法间敷设海底电报电缆开始的。以后半个多世纪,海底电缆成为国际通信的主要工具。后来经过了长波无线电通信时代。1926 年左右转入短波通信时代。直到现在,短波作为点对点的通信在全世界非常普及。然而,频带有限的短波,由于相互干扰的关系,它的使用已达到饱和。

第二次世界大战以后,与短波相比,无论在质量上或数量上都远为优越的微波通信得到普及。到 1956 年敷设了新型海底电缆。1957 年以后,卫星通信新技术开始发展起来。1965 年开始了国际卫星通信,于是国际通信有了新的途径,已有可能适应日益增多的电话、数据传输、国际电视转播等新的需要。特别是卫星通信具有通信容量大、又有多址接续等运用上的优点,在覆盖范围内通信与地面距离没有关系,对远距离通信而言极为经济,这是其它制式所没有的优点,所以卫星通信得到飞快发展。

卫星通信的原理很简单。通信卫星实质上就是一个置于空中的转发器(或称中继器)。它接收到地面站发送信号后,变频、放大,再转发给地面接收站。于是便接通了地面上的收、发站,并通过地面传输线路接通具体用户间的通信联系。

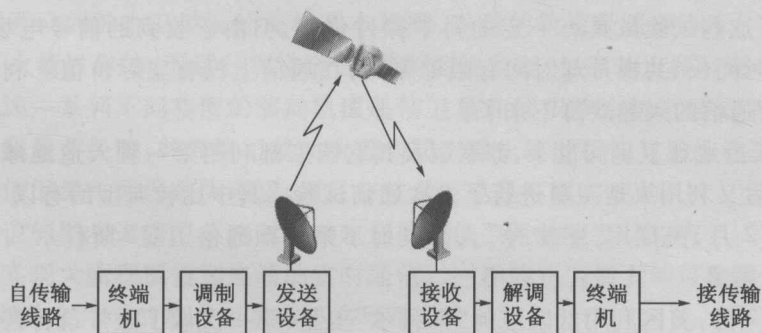


图 1-1 卫星通信线路

自 20 世纪 50 年代末期,人造地球卫星问世以来,卫星在通信方面实际应用的可能性就受到了人们的重视。首先苏美两国都争先恐后地对卫星通信展开了大量的研究和试验。由于空间技术领域中的一些技术问题陆续得到解决,卫星通信终于变成现实。

此后的十几年来,卫星通信已从试验阶段进入了比较成熟的实际应用阶段,并随着火箭技术和通信技术的不断改进,卫星重量和通信容量不断增大。现在,卫星通信已成为远距离通信的最优手段之一。卫星通信在军事上、商业上、文化教育上都得到了广泛的应

用。除美苏之外,世界上许多其它国家也已经或正在开展对通信卫星的研究和试验,并在积极准备建立自己的国内卫星通信系统。

从1958年美国发射第一颗试验性低轨道通信卫星“斯科尔”以来,国外已发射了许多不同类型的通信卫星。截至1974年上半年,据统计已发射过130多颗各种轨道的通信卫星。其中用途较大的同步通信卫星到1975年12月底据统计已发射95颗,其中入轨的86颗。另外还有3颗其它用途的同步轨道卫星,广义地说它们也是一种通信卫星。

这些通信卫星,几乎都是苏美两国发射的。其中80%又都是军用的。至于同步通信卫星大部分是美国发射的,或美国为其它国家发射的。其中只有4颗是苏联发射的。地处高纬度的苏联既有发射上的困难,也有使用上的不便,但它最近也挤了进来,于1974年、1975年各发射两颗同步通信卫星,并抢占了印度洋上空这一重要地段。迄今为止,发射同步轨道卫星这一重要领域一直为苏美两国所垄断,这是不容漠然视之的。

20世纪60年代以来,通过广泛的研究和反复试验,同步通信卫星系统在技术性能和通信容量等方面都取得了显著进展。例如由国际通信卫星-IV所构成的国际商用通信卫星系统已达近万路的通信能力。美国的军用通信卫星——国防通信卫星-II战略通信卫星系统和战术通信卫星-I所构成的战术通信网都分别达到了传输1300路双向电话或100Mb/s的高速数字数据信息和20000路电话的通信能力。

1.2 卫星通信发展过程

由于雷达技术的发展,人们自然想到利用外部天体反射的回波进行两地间通信的可能性。第二次世界大战以后,应用雷达技术于1946年第一次收到来自月球的回波。1957年利用月球表面反射进行了电话电波的接收试验。1959年5月,利用地球的这个天然卫星——月球中继,在美英之间进行了国际通信试验。接着又在美加之间进行了相同的试验。这些试验虽具有一定的科学探讨价值,但由于收到的信号电场弱、多重失真、传输延迟时间长、共视月球时间有限等原因,在通信上没有实际价值。利用月球这个天然卫星进行通信的兴趣淡薄下来了。

1957年人造地球卫星问世了,苏联以及其它国家都利用第一颗人造地球卫星进行了电波观测,以后又利用人造卫星进行了多次通信试验。其中比较典型的有以下几次:

1958年12月,美国用“宇宙神”火箭发射了第一颗通信卫星“斯科尔”,开始了卫星通信的试验阶段。

1959年12月,美国利用低轨道的“斯科尔”卫星,第一次做了磁带录音甚高频音响传输试验。

1960年8月,美国航宇局(NASA)用“雷神-德尔它”火箭把覆有铝膜的入轨后直径可达30m的气球卫星“回声”1号发射到长约1600km、倾角 47.2° 的圆轨道上,完成了电话及电视的传输试验,弄清了传输特性。这是最早的利用人造卫星而不使用放大器的所谓无源中继试验。

1960年10月,美国用“雷神-艾伯尔”火箭把“信使”1B卫星发射到长约1000km,倾角 28.3° 的轨道上。它把地面站发来的通信信息录在高速磁带上,当卫星接近收信地面站时把信息发回地面,即进行了所谓延迟接收通信。这是使用放大器的有源中继的第一

次试验。

1962年7月和12月,美国用“德尔它”火箭先后发射了移动轨道实时有源通信卫星“电星”和“中继”卫星,目的是实验有源通信卫星传输宽频带信号(例如电视信号)的能力,试验地面站跟踪技术和使用随机轨道卫星通信的方法,并研究星上设备在发射和使用条件下的工作性能以及获取空间环境的有关数据。这些卫星不仅被用来进行电话、电报和传真等试验,而且第一次被用来转播电视。试验表明,有源通信卫星转发宽频带电视信号的性能良好。

通过无源通信卫星与有源通信卫星的试验,证明了有源通信卫星的优越性。因此,在1964年发射“回声”2号之后,就停止了无源通信卫星的试验活动。

“电星”及“中继”型卫星虽是有源的但都是低轨道—移动轨道卫星,具有可通信时间短及通信时间随远地点周期性变化而变化等缺点,于是发射同步轨道通信卫星便提到日程上来了。

1963年2月14日,美国发射了第一颗倾角为 33.5° 的同步轨道通信卫星“辛康”I,但因星上设备发生故障,地面与卫星失去联系,无法通信。同年7月26日又发射第二颗同步轨道通信卫星“辛康”II,其经度位置可控,被大致保持在东经 63° 的印度洋上空,并通过“辛康”II在美欧非三洲之间实现了电视、电话和传真的传输试验和研究了地球形状和同步卫星的漂移。这两颗卫星虽与地球同步,但并未定点,南北方向有大幅度漂移,并非“静止”卫星。

1964年8月19日,美国成功地发射了第一颗静止轨道的同步通信卫星“辛康”III。卫星被定点于东经 180° 附近的赤道上空,近地点35781km,远地点35798km,倾角 0.095° ,周期23h56min9s。这次成功的发射表明,运载火箭“德尔它”、卫星和地面控制系统能满足卫星到达静止轨道的要求。该卫星入轨后,进行了通常的通信试验和转播电视试验,并在卫星和飞机之间传送了甚高频的指令和遥测信号。

“辛康”系列的各个卫星设计指标基本相同,卫星的轨道质量是39kg,都是用航宇局的“德尔它”火箭发射的,卫星自旋稳定,携带两部转发器,每部转发器可通1路电视。

通过上述一系列不同高度的移动轨道通信卫星和同步静止轨道通信卫星的试验,不仅在技术上积累了经验,并弄清了移动轨道和同步静止轨道通信卫星的优缺点,证明静止轨道同步通信卫星对通信最为理想,而且在技术上也是可以实现的。

静止轨道的同步通信卫星相对移动轨道的通信卫星的主要优点有:

(1) 能实现大面积覆盖和连续的实时通信。一颗静止卫星大约可覆盖地球表面的三分之一。3颗分布均匀的静止卫星差不多可覆盖全球。

(2) 由于固定的终端机到静止卫星之间的传输线路的距离是个常量,所以不存在多普勒漂移问题。

(3) 卫星甚高,处于强辐射带之外,可以减轻卫星表面的防辐射措施。

(4) 卫星在99%的时间内处于太阳的照射之下,减轻了蓄电池的负担,也使卫星的温度变化减小。

(5) 由于卫星被保持在已知的固定位置上,所以对于调整系统之间的相互干扰具有天然的优点,并有利于独立系统频率使用的多样性,增大通信容量。

(6) 地面站跟踪较简单,有利于简化地面设备。

1965年4月6日,以美国通信卫星公司为首的国际通信卫星财团用“德尔它”火箭发射了第一颗半试验半实用的静止轨道通信卫星“晨鸟”(后改名为国际通信卫星-I)。该卫星重75kg,自旋稳定,通信容量为240路双向电话或2路电视。继“辛康”Ⅲ后进一步证明了使用静止轨道卫星进行通信的优越性。同年6月被正式用于北美和欧洲之间的国际商用通信。

同步通信卫星的正式使用标志着卫星通信从试验阶段转入了实际应用阶段。

由于卫星通信拥有通信容量大、覆盖面积广、通信距离远、可靠性高、灵活性好以及费用较低等优点,用户越来越多。并随着火箭运载能力的不断增大,又为发射更大的通信卫星提供了先决条件。从1965年4月到1971年1月国际通信卫星系列已发展了四代卫星,即国际通信卫星-I、国际通信卫星-II、国际通信卫星-III、国际通信卫星-IV。国际通信卫星-IV与前三代相比,在技术性能和通信容量方面都有很大进展。

第一颗国际通信卫星-IV是1971年1月26日发射的。到1975年5月,该型卫星已发射7颗。该卫星轨道重量707kg~720kg。卫星的设计通信容量为5000话路,实际使用约为4000话路~6000话路范围之内,极限容量可达9000多条话路。它是当时美国具有代表性的同步通信卫星。国际通信卫星-IV迄今为止都是用“宇宙神-半人马座”发射的。它是一种运载能力较大具有氢氧末级的运载火箭。

综上所述,可以看出,从第一颗通信卫星进入空间,经十几年的研究、试验和实际应用,通信卫星的技术性能显著提高了,卫星重量增加了,而通信容量增加的幅度更大。初期的通信容量只有1路双向电话,现在已达近万路的通信能力。最初每次只能进行十几分钟的延迟通信,如今昼夜24h都能进行实时通信。各地面站实时通信距离最初被限制在几千千米之内,而今已可实现全球通信。卫星寿命最初只有十几天,今天最长的设计寿命已达7年之久。此外,通信卫星的可靠性、机动性以及抗干扰性能方面也有很大提高。卫星通信技术的进一步提高和使用上的更加普遍,这种趋势已是显而易见的了。

1.3 发射地球同步通信卫星的动向

自从1964年8月美国发射第一颗同步通信卫星“辛康”Ⅲ以来,同步通信卫星的发射和使用都有了很大发展,当前的趋势是继续大力发展。从外刊报道的各国发射同步卫星计划上看,最近几年直到70年代末期,国际上将出现抢先发射同步通信卫星的浪潮,这是个值得注意的动向。世界各国研究与发展概况如下。

美国 它是世界上第一个发射和使用同步通信卫星的国家,除将继续发射大量的军用同步轨道卫星外,已着手研制容量更大的第五代国际通信卫星,以适应今后10年~15年期间国际通信的需要。国际通信卫星-V计划分两期完成。初期的V号计划于1978年发射并投入使用。除继续使用6/4kHz外,还将采用14/11kHz频带。采用新技术之后,两条频带可分别达到26800条和36000条单向话路的容量。后期的V号卫星计划于1980年前后发射。进一步采用新技术后两条频带的通信容量将分别增至68600条和84000条单向话路。预计卫星的最大质量将达到1725kg。

下一代国际通信卫星预定进行洲际的、大陆内的、跨海的和国内的通信、转播电视、直接广播电视以及中继卫星数据,甚至能对飞机和船舶进行导航定位。

美国从1974年起还开始组建了“西联星”国内通信卫星系统。该系统由3颗卫星(一颗备用)构成,美国可通过它把电报、电话、电视和数据中继到美国本土的各个地区。此外还有几个国内通信卫星系统在组建中,最近一两年内美国将建成几个国内卫星通信系统。

另外,美国还制定了国内海事通信卫星计划。原计划在1974年底或1975年初发射一颗海事卫星,供海军和海上商船使用。此外,国际海事通信卫星计划也在执行之中。

苏联 1965年4月发射第一颗实用的“闪电”型移动轨道通信卫星,并开始组建轨道网国内卫星通信系统。从1969年起开始部署军用战术卫星通信系统,以适应地面设备小型化、不易被窃听、干扰以及个别卫星被破坏后不致造成通信中断等军用特点。该通信网由高约1500km随机轨道卫星群组成。至于同步通信卫星直到1974年上半年才发射成功。比美国晚了将近10年。

迄今为止,苏联主要依靠“闪电”型通信卫星组成的轨道网进行通信。

“闪电”型卫星用的是高椭圆轨道。远地点约为40000km,在北半球上空。近地点约为480km,在南半球上空。轨道倾角为 65° 。周期约12h。由于苏联位于北半球高纬度地区,采用这种轨道还是较为有利的。远地点设在北半球上空,当卫星飞越苏联时其运行速度最小,覆盖苏联境内时间最长。每颗“闪电”卫星每天飞行两圈,飞经苏联上空的时间每天可达15h。几颗卫星依次飞过苏联本土上空,则可提供24h的连续通信。除供苏联国内通信之外,还可供同中美、北美之间建立通信联系。有的“闪电”卫星除用于通信外,还作为侦察卫星使用。如“闪电”-IC卫星除了携带通常的通信设备外,还装备了高空摄像机。在其运行期间拍摄了地球表面的大量照片。

苏联在发展“闪电”型通信卫星的同时,也打算搞静止轨道的通信卫星,并于1970年向国际电信联盟登记了频率。苏联发展同步通信卫星的目的是为了改善苏联南部和哈萨克条约组织成员国的通信业务。苏联控制的于1971年正式成立的有苏、保、古、捷、东德、匈、蒙、波、罗等九国参加的国际卫星通信系统,也计划改用同步卫星,以与美国控制的国际通信卫星财团的通信卫星系统相竞争。为此,苏联近几年一直在积极从事同步通信卫星的研制活动。

1974年3月26日,苏联从拜科努尔基地发射了第一颗同步轨道卫星。据西方跟踪表明,这颗卫星并未用来进行任何通信试验。因此,这颗卫星的发射目的可能在于试验同步卫星的发射及其在轨道中的稳定技术。1974年7月29日苏联又发射了一颗同步通信卫星。这颗卫星的预定位置在斯里兰卡东南大约东经 90° 的赤道上空。该卫星主要用于电视转播和远距离无线电通信试验。1975年又发射了两颗同步通信卫星。据日刊报道,1976年10月苏联发射了一颗直接型同步电视卫星。

同步通信卫星是苏联建立环球卫星通信系统的一个重要组成部分,并计划与“闪电”-II型卫星结合起来为其远洋舰队提供其它系统不能提供的环球通信线路。

欧联 由10个成员国组成的“欧洲空间研究组织”正在从事一项欧洲区域卫星通信计划。准备在1976年发射试验性的同步通信卫星,1979年用新研制的带氢氧级的“阿里安”火箭发射实用型的同步通信卫星,以满足欧洲邮电主管部门会议和欧洲广播联盟在1980年—1990年间通信和广播业务的需要。卫星重约750kg,通信容量为2路彩色电视

及约 18300 条话路,通信范围可覆盖西欧及地中海区域各国。

日本 计划在 1977 财政年度用美国的“德尔它”火箭发射试验静止通信卫星和广播卫星。卫星质量均为 350kg。最大容量为 4000 话路或 3000 话路并 2 路彩色电视。这是静止通信卫星和广播卫星发展计划的第一步。静止通信卫星发展计划的第二步是建立通信容量可达万路的国内通信卫星系统。预计 20 世纪 70 年代末或 80 年代初才能建成。静止广播卫星的第二步计划是发射“直接到家”式广播卫星,预计 1985 年前后才能实现。

日本正在积极准备用自己的运载火箭发射同步通信卫星。按日本国家宇宙开发方针,为了缩短同美苏间的巨大技术差距,决定先大力引入美国相应的火箭技术研制自己的 N 火箭,然后逐渐改进形成自己的运载系统。其计划是用 N 火箭在 1976 财政年度发射同步轨道试验技术卫星 II 型(ETS- II),1978 年发射试验静止通信卫星(ECS)。这两颗卫星的质量均为 130kg。1980 年用改型的 N 火箭发射质量为 350kg 的试验静止通信卫星。该火箭进一步改型采用氢氧级后可将质量为 500kg 以上的通信卫星送入静止轨道。氢氧级的研制已经开始。

除上述国家外,还有许多国家已经建立或正准备建立自己的同步轨道国内通信卫星系统。

法-德 法国和西德于 1967 年签订了一项关于研制、发射和应用通信卫星的协定,称为“交响乐”通信卫星计划。原计划用欧联研制的火箭发射,但因欧联的大推力运载火箭还没有研制成功,故于 1974 年 12 月用美国航宇局的“德尔它”火箭发射了称之为“交响乐”的同步通信卫星。卫星质量为 170kg,使用两个通道,每个通道可传 1 路电视或 300 路电话。

西德 计划在 1979 年发射广播卫星。

意大利 原计划在 1975 年发射“天狼星”卫星进行通信试验。

英国 原计划在 1976 年发射静止轨道的通用技术卫星。

加拿大 除已用美国的“德尔它”火箭发射了“安尼克”1 号和 2 号国内通信卫星外,加拿大还计划用美国航宇局的火箭发射同步轨道的通信技术卫星。用以进行双工通信、传输彩色电视、数据及广播试验。美国和欧联也参加了这项计划。

巴西 计划在 1976 年发射广播通信卫星。

澳大利亚 计划在 1978 年发射国内通信卫星。

印度尼西亚 1975 年同美国休斯公司签订一项价值 7710 万美元的合同,定于 1976 年由美国为其发射一颗国内同步通信卫星。该卫星 1976 年 7 月 8 日已经发射。是用“德尔它”火箭从美国发射的。

印度 计划在 1976 年发射用于国内广播和通信的同步卫星。

伊朗和阿拉伯地区国家 也准备在 20 世纪 70 年代后半期建立国内通信卫星系统或区域性卫星通信系统。

此外,据日刊报道,菲律宾、马来西亚和挪威等国也曾与美国接触商谈签订发射国内通信卫星合同事宜。

上述这些国家几乎都是租用美国或苏联的运载火箭发射卫星的,甚至有的国家连卫星本身及其通信设备都是向美苏购买的。据已公开宣布的计划,到 1980 年掌握发射同步

通信卫星技术的国家和国家联盟除美苏外只有日本和欧联。

如上所述,近年来国内和区域性卫星通信系统迅速发展起来,尤其是对于幅员辽阔的国家,在边远地区布设电缆或微波线路比较困难,而卫星通信却不受地域的限制,网路的灵活性较高,因此通信卫星对于建立全国通信网显示出很大优越性。目前卫星通信系统是洲际电视传输的惟一手段。在今后若干年内,许多国家将建立电视广播卫星系统,随着小型、经济、无人值守的地面站的建立,国内卫星电视广播系统将成为宣传教育的重要工具。

建立国内的和区域的同步卫星通信系统是卫星通信发展趋势之一。另一趋势是有了一般同步通信卫星之后,下一步则搞大功率、大质量的“直接到家”式的通信卫星,使一般用户能直接接收同步卫星转播的广播与电视。这些趋势和动向是值得注意的。

据国外估计,到1976年进入同步轨道的各类卫星便可达120颗左右,其中大部分是用于通信的。一般来说,同步轨道上所能容纳的卫星数目是有限的。如使用宽频调制和超过4kHz的频率,可共用同步轨道的通信卫星只限于360颗,而使用单边带调制的卫星,在同步轨道上只能容纳40颗(间隔 9°)。随着同步轨道上卫星日益增多,同步轨道上卫星拥挤问题将势不可免,尤其是同步轨道上一些有利区段将导致国际上激烈争夺。为了占据同步轨道上的有利区段,目前世界上出现了抢先发射同步卫星的热潮。

同步轨道即将出现的卫星拥挤问题,势必影响到未来的卫星和地面站的设计和使用,势必对运载火箭的入轨精度、卫星位置保持和姿态稳定、天线发射功率、通信系统抗干扰能力等方面提出更高的要求。

1.4 世界地球同步通信卫星发射情况一览

截至1975年底世界上已发射过哪些同步通信卫星,发射日期,所用火箭,成败如何以及卫星质量、外形和轨道参数等一并载入一览表中。少数卫星用途不明,是否属于通信卫星不好断定,现均纳入表1-1中,以供参考。

表1-1 世界同步轨道卫星发射情况一览表

| 卫星名称 | 发射日期 /年.月.日 | 质量及外形 | | | 轨道参数 | | | | 运载火箭 | 备注 |
|------------|----------------|-----------|----------------|-----|------------|------------|----------|------------|-------|--------------------------------------|
| | | 质量 /kg | 高×直径 /cm×cm | 外形 | 近地点 /km | 远地点 /km | 倾角 /° | 周期 /min | | |
| 辛康(SYNCOM) | | | | | | | | | | |
| 辛康 I | 1963.2.14 | 68 | 39×71 | 圆柱体 | 34110 | 36939 | 33.5 | 1426.5 | 德尔它 B | 远地点发动机点火后 20s 全部通信中断,可能因导线断开或氮气瓶爆炸引起 |
| 辛康 II | 1963.7.26 | 67 | 39×71 | 圆柱体 | 35507 | 36613 | 33.1 | 1454.0 | 德尔它 B | |
| 辛康 III | 1964.8.19 | 66 | 39×71 | 圆柱体 | 35780 | 35797 | 0.1 | 1436.2 | 德尔它 D | 美国第一颗地球同步定点卫星 |

(续)

| 卫星名称 | 发射日期 /年.月.日 | 质量及外形 | | | 轨道参数 | | | | 运载火箭 | 备注 |
|----------------------|----------------|-----------|----------------|-----|------------|------------|------------|------------|------------|---|
| | | 质量 /kg | 高×直径 /cm×cm | 外形 | 近地点 /km | 远地点 /km | 倾角 /(°) | 周期 /min | | |
| 国际通信卫星 (INTELSAT) | | | | | | | | | | |
| 国际通信卫星 I | 1965.4.6 | 68 | 59×72 | 圆柱体 | 35000 | 36585 | 0.1 | 1436.4 | 德尔它 D | 又名“晨鸟” (EARLY BIRD), 1969年8月停用 |
| 国际通信卫星 II | | | | | | | | | | |
| F-1 | 1966.10.26 | 162 | 67×142 | 圆柱体 | 243.3 | 37144 | 17.2 | 720 | 德尔它 E-1 | 远地点发动机燃 烧室后部于 -34℃低温环境 下点火时,喷管与 燃烧室后端脱开, 发动机工作4.7s 后熄火。卫星未 入同步轨道 |
| F-2 | 1967.1.11 | 163 | 67×142 | 圆柱体 | 35567 | 36493 | 2.1 | 1448.5 | 德尔它 E | 定点于太平洋上 空东经172°,已停 用,漂于西经125° |
| F-3 | 1967.3.22 | 163 | 67×142 | 圆柱体 | 35801 | 35814 | 2.0 | 1436.1 | 德尔它 E-1 | 定点于太平洋上 空西经6°,已停 用,漂于西经13° |
| F-4 | 1967.9.27 | 162 | 67×142 | 圆柱体 | 35760 | 35799 | 0.9 | 1439.5 | 德尔它 E-1 | 定点于太平洋上 空东经176°,漂于 西经171° |
| 国际通信卫星 III | | | | | | | | | | |
| F-1 | 1968.9.18 | 291 | 104×142 | 圆柱体 | | | | | 德尔它 M | 俯仰速率控制系 统一根导线松动, 飞行初期俯仰面 内又间歇振荡, T+20s振荡逐渐 加大,T+102s指 令自毁 |
| F-2 | 1968.12.18 | 293 | 104×142 | 圆柱体 | 35770 | 35790 | 0.7 | 1435.9 | 德尔它 M | 定点于大西洋上 空西经30°,1970 年停用 |

(续)

| 卫星名称 | 发射日期 /年.月.日 | 质量及外形 | | | 轨道参数 | | | | 运载火箭 | 备注 |
|-----------|----------------|-----------|----------------|-----|------------|------------|------------|------------|--------------------------|--|
| | | 质量 /kg | 高×直径 /cm×cm | 外形 | 近地点 /km | 远地点 /km | 倾角 /(°) | 周期 /min | | |
| F-3 | 1969.2.5 | 293 | 104×142 | 圆柱体 | 35796 | 35809 | 1.3 | 1435.4 | 德尔它 M | 定点于太平洋上空东经 174°, 后因发动机故障进入印度洋上空, 1969. 6. 1 开始工作 |
| F-4 | 1969.5.21 | 293 | 104×142 | 圆柱体 | 35226 | 35671 | 0.5 | 1418.9 | 德尔它 M | 定点于太平洋上空东经 174°, 1969. 5. 31 开始工作 |
| F-5 | 1969.7.26 | 293 | 104×142 | 圆柱体 | 271 | 5397 | 30.3 | 146.4 | 德尔它 M | 三子级故障, 未入同步轨道 |
| F-6 | 1970.1.14 | 293 | 104×142 | 圆柱体 | 35779 | 35803 | 0.28 | 1436.5 | 德尔它 M | 定点于大西洋上空西经 24°, 1970. 2. 1 开始工作 |
| F-7 | 1970.4.22 | 293 | 104×142 | 圆柱体 | 35228 | 35247 | 0.3 | 1436.2 | 德尔它 M | 定点于大西洋上空西经 19°, 1970. 5. 8 开始工作 |
| F-8 | 1970.7.23 | 293 | 104×142 | 圆柱体 | 282 | 36294 | 27.98 | | 德尔它 M | 远地点发动机故障, 卫星未入同步轨道 |
| 国际通信卫星 IV | | | | | | | | | | |
| F-2 | 1971.1.25 | 720 | 281×238 | 圆柱体 | 35800 | 36330 | 0.55 | 1450.8 | 宇宙神 SLV-3C- 半人马座 D | |
| F-3 | 1971.12.19 | 720 | 281×238 | 圆柱体 | 35780 | 35795 | 0.3 | 1436.2 | 宇宙神 SLV-3C- 半人马座 D | |
| F-4 | 1972.1.22 | 720 | 281×238 | 圆柱体 | 35598 | 35887 | 0.7 | 1432 | 宇宙神 SLV-3C- 半人马座 D | |
| F-5 | 1972.6.13 | 720 | 281×238 | 圆柱体 | 35759 | 35790 | 0.5 | 1454.4 | 宇宙神 SLV-3C- 半人马座 D | 定点于印度洋上空 |

(续)

| 卫星名称 | 发射日期 /年.月.日 | 质量及外形 | | | 轨道参数 | | | | 运载火箭 | 备注 |
|----------------|----------------|-----------|----------------|-----|------------|------------|------------|------------|--------------------------------|---|
| | | 质量 /kg | 高×直径 /cm×cm | 外形 | 近地点 /km | 远地点 /km | 倾角 /(°) | 周期 /min | | |
| F-6 | 1973.8.23 | 720 | 281×238 | 圆柱体 | 35743 | 35759 | 0.3 | 1436 | 宇宙神 SLV-3D- 半人马座 D1-A | |
| F-7 | 1974.11.21 | 720 | 281×238 | 圆柱体 | 35781 | 35795 | 0.4 | 1436.2 | 宇宙神 SLV-3D- 半人马座 D1-A | 定点于东经 174° 赤道上空 |
| F-8 | 1975.2.20 | 720 | 281×238 | 圆柱体 | | | | | 宇宙神 SLV-3D- 半人马座 D1-A | 宇宙神助推发动机失控,火箭翻滚,T+14s自毁 |
| F-9 | 1975.5.22 | 720 | 281×238 | 圆柱体 | 35704 | 36184 | 0.47 | 1444.2 | 宇宙神 SLV-3D- 半人马座 D1-A | 定点于印度洋上空 |
| 国防通信卫星系统 | | | | | | | | | | |
| 一期国防通信卫星(1~7) | | | | | | | | | | |
| -1 | | 45 | 18×87 | 多面体 | 33672 | 33881 | 0.1 | 1334.7 | 大力神 | 一箭八星,七颗国防通信卫星和一颗重力梯度稳定卫星,由大力神3C一次同时发射入轨 |
| -2 | | 45 | 18×87 | 多面体 | 33679 | 33902 | 0.1 | 1335.3 | 3C | |
| -3 | | 45 | 18×87 | 多面体 | 33694 | 33938 | 0.1 | 1335.6 | | |
| -4 | 1966.6.16 | 45 | 18×87 | 多面体 | 33693 | 40200 | 0.2 | 1338.5 | | |
| -5 | | 45 | 18×87 | 多面体 | 33692 | 34109 | 0.1 | 1340.8 | | |
| -6 | | 45 | 18×87 | 多面体 | 33715 | 34212 | 0 | 1344.0 | | |
| -7 | | 45 | 18×87 | 多面体 | 33713 | 34359 | 0 | 1347.5 | | |
| 一期国防通信卫星 | 1966.8.26 | 363 | | | | | | | 大力神 3C | 姿态控制系统故障,T+82s爆炸 |
| 一期国防通信卫星(8~15) | | | | | | | | | | |
| -8 | 1967.1.18 | 45 | 18×87 | 多面体 | 33531 | 33857 | 0.1 | 1330 | 大力神 3C | 一箭八星 |