

国际通信卫星 V

〔美〕 福特航空空间公司

陈德顺、王常先等 译

包妙琴、张照炎 校

内 容 提 要

本书为最新一代通信卫星——“国际通信卫星V”的系统设计概要，由卫星主承包商美国福特航空空间公司编写。书中对V号卫星的卫星总体和各分系统的设计方案、技术指标及性能特性等均作了全面系统的介绍。全书共九章，插图147幅，书后还附有详细的指令表、遥测表和重量分配表。本书对从事通信卫星设计的工程技术人员、通信卫星使用部门的技术人员以及有关大专院校师生均有参考价值。



Ford Aerospace & Communications Corporation 1977

国际通信卫星 V

福特航空空间公司

陈德顺、王常先等 译

包妙琴、张照炎 校

国防工业出版社 出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

787×1092¹/₁₆ 印张 16¹/₂ 382 千字

1982年7月第一版 1982年7月第一次印刷 印数：0,001—1,700册

统一书号：15034·2259 定价：1.75元

目 录

第一章 引言与概述	1	三、天线	36
一、国际通信卫星 V 的任务	1	1. 半球/区域波束天线	36
二、频率复用	3	2. 11/14 千兆赫点波束天线	40
三、通信转发器	4	3. 覆球波束天线	42
四、总体结构方案	4	4. 11 千兆赫信标天线	42
五、遥测、指令和测距	5	四、转发器	43
六、姿态控制	6	1. 接收机和上变频器	43
七、推进	6	2. 输入多路调制器	47
八、电源	6	3. 开关矩阵	49
九、温控	6	4. 行波管放大器	50
第二章 卫星分析	7	5. 输出多路调制器	52
一、飞行操作	7	6. 其它各种射频组件	52
1. 飞行程序	8	7. 信标发射机装置	54
2. 发射窗口	8	第四章 遥测、指令和测距分系统	55
3. 分离与起旋	13	一、概述	55
4. 转移轨道操作	13	二、遥测、指令和测距特性	56
5. 漂移轨道操作	15	1. 指令灵敏度	56
6. 捕获操作	15	2. 遥测等效全向辐射功率	56
二、卫星干扰力矩分析	16	3. 天线覆盖区	56
1. 转移轨道操作	16	三、遥测、指令和测距天线	58
2. 同步轨道操作	16	1. 遥测定向天线	58
三、轨道定点位置保持操作	22	2. 环形波束遥测天线	59
1. 预期的轨道漂移	22	3. 指令天线	60
2. 南北位置保持	23	四、遥测、指令和测距转发器	61
3. 东西位置保持	25	1. 指令接收机	61
4. 卫星定点位置调整	25	2. 遥测发射机	62
四、卫星指向精度	26	3. 指令预选滤波器	63
1. 误差分配和来源	27	4. 遥测滤波器	63
2. 误差组合	27	五、遥测和指令设备	64
3. 姿态误差	27	1. 指令设备	64
4. 位置保持状态时的指向	29	2. 遥测设备	70
5. 热变形的影响	29	第五章 卫星控制分系统	79
6. 卫星装配校正误差	30	一、概述	79
7. 轨道摄动误差	30	二、控制分系统的性能	79
第三章 通信分系统	31	三、姿态测定和控制分系统	81
一、概述	31	1. 控制电子设备	83
二、信号流程	35	2. 敏感器	87
1. 宽带输入段	35	3. 动量飞轮及其电子设备	96
2. 输入多路调制器	35	四、太阳能电池翼驱动装置	99
3. 转换开关矩阵	35	1. 太阳能电池翼驱动机构	99
4. 行波管放大器	36	2. 太阳能电池翼驱动电子设备	102
5. 输出多路调制器	36	五、天线定位器装置	102
		1. 天线定位器机构	103
		2. 天线定位器电子设备	103

六、主动章动控制	105	1. 负载的具体分析	128
1. 章动敏感器	105	2. 平均功率分布图	128
2. 主动章动控制电子设备	106	3. 最大供电能力	128
七、电热推力器加热器控制电子设备	106	四、太阳电池阵	134
八、磁力矩装置的控制	107	五、蓄电池	136
1. 磁力矩装置线圈	108	六、电源控制电子设备	137
2. 磁力矩装置的电流控制电路	108	1. 太阳电池阵的调节	137
九、阀门线圈驱动器装置	110	2. 蓄电池的放电控制	138
第六章 推进分系统	111	3. 蓄电池的充电控制	138
一、概述	112	4. 蓄电池充电程序器	139
1. 卫星起旋与消旋	112	5. 蓄电池的温控	139
2. 自旋轴进动	112	6. 蓄电池的重新激活	140
3. 远地点发动机的偏差	112	七、运载火箭的接口	140
4. 主动章动阻尼	112	第八章 卫星机械设计	142
5. 运行轨道的操作	113	一、卫星设计	142
二、推进分系统的性能特征	113	1. 总体结构	142
三、催化推力器	113	2. 卫星总体要求	142
1. 推进剂阀门	113	3. 本体装配	148
2. 推力室	115	4. 天线舱	149
3. 几种推力不同的催化推力器	115	二、卫星展开	150
四、电热推力器	118	1. 卫星分离	150
五、推进剂贮存与输送系统	118	2. 太阳电池翼展开	150
1. 推进剂贮箱	118	3. 反射器展开	150
2. 加注排泄阀门	119	三、载荷分析概要	150
3. 自锁隔离阀门	119	1. 加速度响应	151
4. 压力传感器	120	2. 结构频率(发射时)	151
5. 过滤器	120	3. 结构频率(展开后)	152
6. 连接管路和配件	120	4. 临界设计余量概要	152
7. 加热器	120	四、重量概述	153
六、燃料分配估算	121	五、与运载器的对接面	155
七、远地点发动机	122	1. 宇宙神-人马座火箭的构型	155
第七章 电源分系统	123	2. 空间运输系统的构型	156
一、概述	123	第九章 温控分系统	157
1. 太阳电池阵	123	一、设计说明	157
2. 蓄电池	123	1. 运行阶段的温控	157
3. 电源控制电子设备	123	2. 运行阶段前的温控	160
4. 直流/直流变换器	124	3. 发射前的操作	160
二、功能工作特性	124	4. 上升段的整流罩辐射加热	160
1. 太阳能的转换	124	5. 上升段的自由分子加热	161
2. 日照期间的主母线电压控制	124	6. 远地点发动机燃烧和热回流	161
3. 蓄电池放电控制和母线总电压范围	124	7. 太阳电池翼展开和太阳捕获	161
4. 蓄电池的充电控制	125	二、部件温度预算	161
5. 蓄电池的温控	125	1. 预算方法	161
6. 蓄电池重新激活控制	125	2. 本体温控	161
7. 电爆装置的启动控制	126	3. 塔架-天线舱的温控	169
8. 主功率分配和负载故障隔离	126	4. 太阳电池翼的温控	169
9. 电热推力器负载功率	126	附表	171
10. 电源分系统的指令和遥测设备	126	1. 国际通信卫星 V 指令表	171
11. 故障的适应能力	126	2. 国际通信卫星 V 遥测表	203
三、功率估算与特性	127	3. 重量分配明细表	225

第一章 引言与概述

一、国际通信卫星 V 的任务

国际通信卫星 V 是大容量商用通信卫星，每颗卫星都是一个射频中继站，即庞大的国际通信卫星网中的一个关键空间环节。有多达 6 颗国际通信卫星 V 同时工作，以沟通 300 多个地面终端。每颗卫星，按国际通信卫星组织的使用配置，将载有 12000 路双向电话和两路彩色电视。该卫星虽然主要用于国际通信，但也可用于国内和区域通信。其系统特性见表 1-1。

表1-1 国际通信卫星 V 系统特性

系 统 和 项 目	性 能
总体特征	体轴稳定式
设计寿命	7 年
零件数 (不包括太阳能电池片)	40000件
实物尺寸	
太阳能电池翼 (顶部到底部)	15.59米 (51.1英尺)
星本体	1.66×2.01×1.77米 (5.4×6.6×5.8英尺)
高度	6.49米 (21.3英尺)
重量	
发射重量 (含对接器)	1869公斤 (4121磅)
轨道上重量 (寿命结束时)	815公斤 (1793磅)
运载火箭	
第 1 ~ 4 颗卫星	用宇宙神-人马座火箭发射
第 5、6、7 颗卫星	用空间运输系统 (STS) 发射
通信	
7 个通信天线	
半球/区域波束天线	
4 千兆赫	2.44米 (8 英尺) 抛物面反射器
6 千兆赫	1.56米 (5.12英尺) 抛物面反射器
覆球波束天线	
4 千兆赫	18度喇叭天线
6 千兆赫	22度喇叭天线
点波束天线14/11千兆赫	
西向	0.96米 (3.14英尺) 抛物面反射器 (可控)
东向	1.12米 (3.67英尺) 抛物面反射器 (可控)
信标天线	
11千兆赫	22度喇叭天线
接收机和上变频器	
6 千~ 4 千兆赫	11台 (5 台工作)
14千~ 4 千兆赫	4 台 (2 台工作)
4 千~11千兆赫	10台 (6 台工作)
微波滤波器	

1110211

(续)

系 统 和 项 目	性 能
输入 4 千兆赫	29个, 石墨纤维增强塑料制, 8 极, 椭圆
输出 4 千兆赫	2 个铝制, 12极, 自均衡交叉指形
输出 11千兆赫	23个, 石墨纤维增强塑料制, 8 极, 椭圆 (5 个邻接多路调制器)
行波管	6 个, 殷钢制, 12级, 契比雪夫式
4 千兆赫单收集极行波管	15个 (10个工作), 4.5瓦
11千兆赫双收集极行波管	18个 (11个工作), 8.5瓦
遥测分系统	10个 (6 个工作), 10瓦
频率	3947.5兆赫, 3952.5兆赫
脉码调制帧速率	0.512秒/帧
主帧	64字 (每字 8 比特)
多路调制器	9 个
总字数	237字
转移轨道天线	双锥天线, 绕偏航轴张角为 $\pm 20^\circ$ 的圆环形方向图
运行轨道天线	喇叭天线, 以偏航轴为中心的 20° 圆锥形方向图
指令分系统	
频率	6174~6176兆赫
天线	环槽天线, 以偏航轴为中心的 $\pm 125^\circ$ 圆锥形方向图
姿态测定与控制	
控制稳定性	
俯仰误差	$\pm 0.13^\circ (\pm 0.2^\circ)$ ①
滚动误差	$\pm 0.15^\circ (\pm 0.2^\circ)$ ①
偏航误差	$\pm 0.39^\circ (\pm 0.4^\circ)$ ①
位置保持	南北方向 $\pm 0.1^\circ$ 东西方向 $\pm 0.1^\circ$
偏置能力 (长时间)	
俯仰	$\pm 2.0^\circ$
滚动	$\pm 0.2^\circ$
短期偏置能力 (测天线方向图)	
俯仰与滚动	$\pm 14.5^\circ$
电源分系统	
太阳能电池翼	两翼, 每翼 3 块帆板
帆板尺寸	1.91×1.70 米 (6.25×5.5 英尺)
电池片尺寸	2.1×4.04 厘米
电池片数	每颗卫星 17568 片
功率, 寿命初期 (春、秋分点)	1742 瓦
功率, 寿命末期 (春、秋分点)	1271 瓦
蓄电池	湿制法镍镉蓄电池
蓄电池数	两组, 每组由 28 个蓄电池组成
电池组容量	每个电池组 34 安时
放电深度	55%
推进分系统	
推力器	
转移轨道章动控制	2 个, 每个 22.2 牛顿 (5 磅)
滚动控制	4 个, 每个 0.4 牛顿 (0.1 磅)
俯仰、偏航、东西位置保持	10 个, 每个 2.67 牛顿 (0.6 磅)

(续)

系 统 和 项 目	性 能
电热推力器, 南北位置保持	4 个, 每个0.133牛顿 (0.07磅)
推进剂贮箱	
空箱容积	0.28立方米 (17234立方英寸)
最大推进剂贮量	213公斤 (470磅)
最大预期工作压力	255牛顿/厘米 ² (370磅/英寸 ²)
远地点发动机	聚硫橡胶公司生产, TEM-364-19 型
结构	
本体	全用铝制
天线塔	石墨纤维增强塑料桁架

① 对批生产天线设计而言。

二、频 率 复 用

自国际通信卫星网建立以来, 对卫星通信服务的需要一直在迅速增长。虽然较宽的带宽是取得较大容量的最有效途径, 但卫星网可用频谱部分却受到国际条约的限制。对国际通信卫星 V 要使用的两个波段而言, 每个都限制为 500 兆赫。国际通信卫星 V 所使用的频率复用技术, 实际上是把可用于 6/4 千兆赫和 14/11 千兆赫通信波段的 1 千兆赫带宽, 展宽到 2.137 千兆赫 (见表 1-2)。分配的频带在 14/11 千兆赫复用两次, 在 6/4 千兆赫复用 4 次。

表1-2 国际通信卫星 V 带宽

	带宽 (兆赫)		带宽 (兆赫)
东半球波束	329	6/4 千兆赫带宽	1357
西半球波束	329	东点波束	390
区域波束 1	293	西点波束	390
区域波束 2	293	14/11 千兆赫带宽	780
覆球波束	113①	卫星总带宽	2137

① 如区域波束信道 7~9 不用作半球覆盖, 则为 221 兆赫。

卫星网可用两种频率复用技术, 即空间隔离和极化分集。这两种技术均用于国际通信卫星 V。在其它卫星上也曾用过这两种技术, 但国际通信卫星 V 是在一个天线上同时采用这两种技术的第一种卫星。

空间隔离靠控制波束大小、形状和指向角度, 使同一频率的不同波束照射地面上不同的区域, 以此实现频率复用。因此, 国际通信卫星 V 在 14/11 千兆赫具有空间隔离 (东和西) 的点波束, 在 6/4 千兆赫具有半球和区域波束 (见图 3-1A、3-1B、3-1C)。

虽然区域波束多少是在半球波束以内, 但极化分集技术可将 6/4 千兆赫波段用于下述两种波束: 对半球上行波束用左旋圆极化, 对区域上行波束用右旋圆极化; 相反, 半球下行波束用右旋圆极化, 区域下行波束用左旋圆极化。空间隔离和极化分集相结合, 就使 6 千兆赫和 4 千兆赫的半球/区域天线能分别得到 4 个上行波束和 4 个下行波束。

两个 14/11 千兆赫点波束天线用正交线极化，其中每个天线用于一个地区的收、发波束，而不用于一给定频率的多个波束。用一个两轴常平架装置来给偏置的抛物面反射器定向，以此来控制每个点波束的方位。

三、通信转发器

卫星上复杂的信道化通信分系统接收地面信号，把信号放大，从一个波束传到另一个波束，再把信号转发到地面。转发器用 15 台接收机，其中 7 台连续工作。有 43 个行波管放大器，其中 27 个连续放大信号以供发射。有 140 多个微波开关，用作各天线间的相互连接，并在备份设备间进行转接，以及调节信道增益。通信分系统的性能特性见表 1-3。

表 1-3 通信性能

参 数	覆 盖 区 域 与 频 带			
	覆球波束 6/4 千兆赫	半球波束 6/4 千兆赫	区域波束 6/4 千兆赫	点波束 14/11 千兆赫
增益（使每台转发器饱和的通量密度，瓦分贝/米 ² ；全部可控衰减器均调到零）	-75 (信道 7~8 为 -72)	-72 (信道 9 为 -75)	-72	东 -77 西 -80.3
增益/温度（接收天线增益与有效噪声温度之比，分贝/K）	-18.6	-11.6	-8.6	东 0 西 3.3
等效全向辐射功率（瓦分贝）	23.5 (信道 7~8 为 26.5)	29 (信道 9 为 26)	29	东 41.1 西 44.4
波束隔离（分贝）	无可用数据	27	27	33 (包含极化隔离)
极化	圆极化	圆极化	圆极化	线极化
极化隔离（分贝）	32	27	27	见波束隔离

由于设计了低损耗相邻频带多路调制器，在国际通信卫星 V 计划中，微波滤波器技术已向前迈出了一大步。这种多路调制器使所有信道都接入一个多路调制器并送入一个发射天线。这和以前的国际通信卫星方案不同，以前，奇数信道和偶数信道输出多路调制器分别连接于两个发射天线。

四、总体结构方案

大功率通信发射机、灵敏的通信接收机和射频上变频器，需要将近 800 瓦的功率，所以要用面积将近 20 平方米（209 平方英尺）的大型太阳能电池阵来给通信分系统及辅助系统供电。太阳能电池阵要求体轴稳定的卫星结构，以及对太阳定向、可以展开的太阳能电池帆板。

卫星有三个主要舱段，即天线舱、通信舱和辅助舱（见图 1-1），后两个舱构成卫星的箱形本体。这几个舱分头生产，最后总装。

天线舱是个结构支架，上面装有 3 个地球同步敏感器，5 个遥测、指令和信标天线，两个通信天线馈线组件；两个大型喇叭天线和 4 个大型反射器。三个反射器绞接在天线塔底座上，发射时收拢，到达同步轨道后展开，这样的安排使 4 千兆赫发射反射器可以作成直径为 2.44 米（8 英尺）的刚性抛物面。

通信舱中装有通信分系统的全部组件。大功率组件装在卫星本体南北两侧板上。行波管的热能辐射于舱外空间，以保持舱内温度均匀适宜。输出多路调制器靠近行波管，以减少

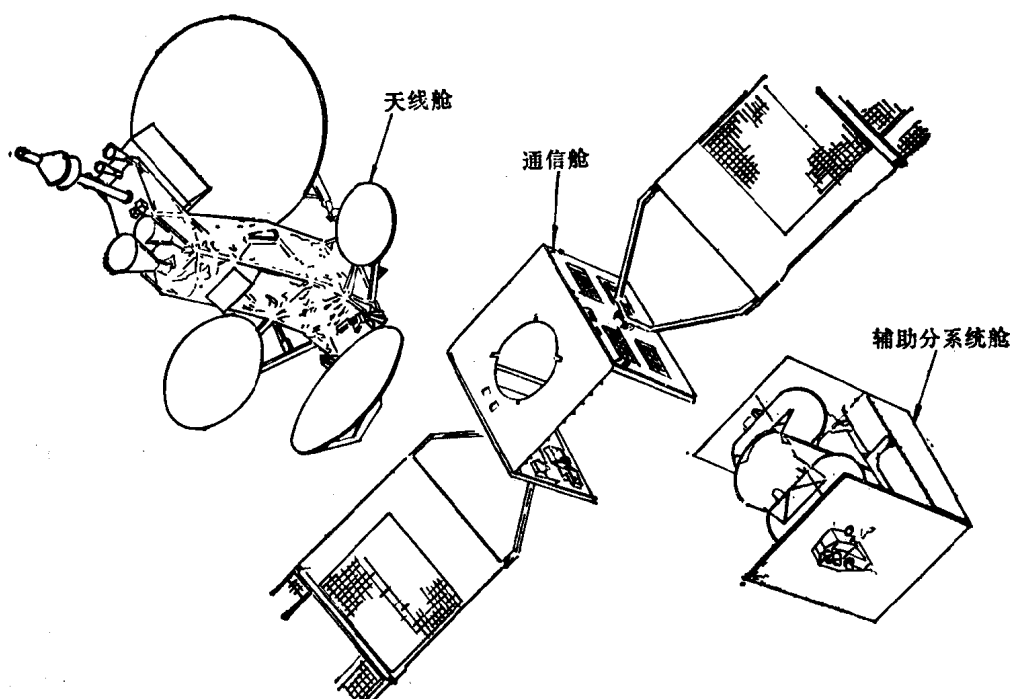


图1-1 卫星舱结构示意图

输出损耗并可用波导将信号传给天线。上变频器、指令接收机和遥测发射机安装在北侧板上，理由同上。11 千兆赫的信标发射机装在南侧板上；通信接收机和输入多路调制器安装在天线平台的安装板上，以减少输入损耗。太阳能电池翼则装配在南北侧板上。

卫星的辅助功能器件装于辅助分系统舱中，中心套筒中装远地点发动机。动量飞轮、推进剂箱、管路和推力器用支架装于辅助分系统舱中。用于姿态控制的电子设备和传感器以及电源、遥测和指令分系统则装在中心安装板和南北短侧板上。

五、遥测、指令和测距

用两个环槽指令天线接收来自地面的上行指令信号，用三个发射天线（两个覆球喇叭天线用于同步轨道的工作，一个双模双锥天线用于转移轨道的工作）将卫星遥测数据发往地面。上行和下行频率集中于 6 千兆赫和 4 千兆赫通信频带中，这样，通信地面站便可以用来操纵卫星。

遥测、指令和测距分系统的转发器包括两台调频指令接收机和两台调相遥测发射机。指令接收机通过两条完全独立的通道和两个环槽指令天线接口；遥测发射机则通过四个独立的通路，即每台发射机有两个通路，同遥测天线接口。卫星在定点后，每台发射机和一个覆球喇叭天线接口；卫星在转移轨道上时，每一发射机均通过一行波管馈入双模双锥天线进行大功率工作。

卫星有两个遥测处理机作为所有数字、模拟和实时遥测数据的接口。在一个时刻，只有一台遥测处理机接通电源，并且用选定的遥测数据调制两台遥测发射机；这些数据可以是脉码调制数据，也可以是间歇脉码调制数据或实时调频（转移轨道敏感器或章动敏感器）数据。

两台互为备分的指令设备总共有 536 条指令和星上所有其它分系统接口。指令设备可对特定的使用指令的部件进行解调和安排离散指令的格式。一个特点是使用了比例式指令，它的 10 比特用于控制姿态控制的偏置量和推力器的点火。这些 10 比特指令也用来同时触发通信系统中多达 5 个的射频开关，这就大大简化了卫星在工作状态时的控制过程。

六、姿 态 控 制

姿态控制分系统对卫星提供主动稳定。在转移轨道时，卫星借助主动章动控制电子设备点燃肼推力器，进行自旋稳定。姿态测定数据来源于地球敏感器和太阳敏感器，这些数据是用姿态测定和控制电子设备进行处理的。

卫星在进入同步轨道后消旋，太阳电池阵和天线反射器展开。靠点燃肼推力器使卫星滚动轴对准太阳方向。卫星绕滚动轴缓缓转动，直到地球同步敏感器看到地球；然后，当俯仰轴与地球自转轴平行时，把姿态测定与控制电子设备切换到轨道位置保持状态，以使卫星对地球定向。最后，使一对互为备分的动量飞轮中的一个起旋。

在正常定点位置保持工作状态下，卫星靠动量偏置来保持俯仰控制。动量飞轮以 3500 转/分的速度工作，所提供的标称动量矩贮量为 35 牛顿·米·秒。靠点燃小型肼推力器进行滚动和偏航控制。用三个地球同步红外敏感器给出地球基准数据：两个有备分的敏感器沿东西方向对地球扫描；另一个有备分的敏感器沿南北方向对地球扫描。为将卫星重新定向以测定天线方向图，用一对东西和南北扫描地球敏感器来获得广阔视野。

七、推 进

推进分系统采用普通的催化肼推力器来进行转移轨道和正常地球同步轨道的工作。用几个电热肼推力器实现南北位置保持(或倾角控制)，这些推力器以约 300 秒的比冲工作。采用这种推力器使肼燃料的重量减少了约 30 公斤。催化肼推力器也可用于南北位置保持。

推进分系统包括两个圆筒形箱体、两个 22.2 牛顿的推力器（用于主动章动控制和自旋轴进动控制）、10 个 2.67 牛顿的推力器（用于几种姿控功能）、4 个 0.4 牛顿的推力器（用于滚动控制）以及 4 个 0.133 牛顿的电热推力器。远地点发动机是聚硫橡胶公司生产的 TEM-364-19 型固体推进剂发动机。

八、电 源

在日照区时，由对太阳定向的太阳电池帆板供电；在阴影区时，用轻型镍镉蓄电池组供电。在日照区时，卫星母线电压调在 42 伏；在阴影区时，最低电压为 28 伏。对卫星支架上所有设备的供电都采用直流-直流变换器，它的变换效率高，并可使设备与供电母线的噪声相隔绝。

九、温 控

通过对星上设备表面的加工处理，使设备表面的吸收率和辐射率能得到适当比值，从而实现星上设备的被动式温控。某些关键组件，如远地点发动机、蓄电池组、推进剂管路和肼推力器等，均备有电加热器。

第二章 卫星分析

一、飞行操作

本章讨论控制与保持国际通信卫星 V 的轨道飞行所需的各种操作。

共分四个不同的飞行阶段：

- (1) 发射阶段——从起飞到卫星分离；
- (2) 转移轨道阶段——从卫星分离到远地点发动机点火；

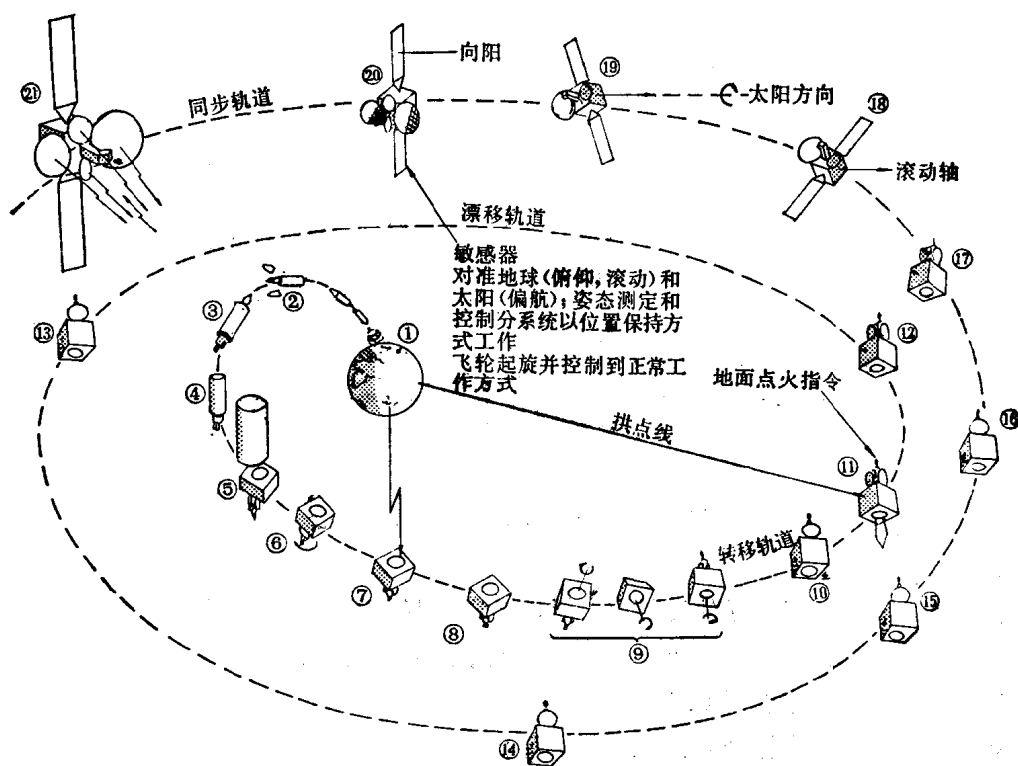


图2-1 用宇宙神-人马座火箭发射时的卫星飞行程序

- ① T_0 发射；② $T_0 + 215$ 秒抛弃整流罩；③ $T_1 = T_0 + 27$ 分钟进入转移轨道；④ $T_1 + 10$ 秒人马座火箭姿态调整到法向轨道；⑤ $T_1 + 2$ 分钟卫星分离；⑥ $T_1 + 2$ 分钟 + 2 秒起旋至 43.5 转/分，随后开始主动章动阻尼；⑦ $T_1 + 20$ 分钟同澳大利亚卡那封站建立遥测、指令和测距联系；⑧ $T_1 + 0.5$ 小时轨道和姿态测定，自旋速率调整；⑨ $T_1 + 2.8$ 小时调整姿态 40° ，到远地点发动机点火姿态；⑩ $T_2 - 2.4$ 小时最后姿态调整；⑪ T_2 远地点发动机点火；⑫ $T_2 + 0.5$ 小时指令天线覆盖姿态调整 32° ；⑬ $T_2 + 1 \sim 20$ 小时轨道和姿态测定；⑭ $T_2 + 20$ 小时姿态调整，用于漂移轨道速度修正；⑮ $T_2 + 23.75$ 小时开始漂移轨道速度修正；⑯ $T_3 = T_2 + 24.25$ 小时漂移轨道速度修正完成；⑰ $T_3 + 5$ 分钟各轴消旋至 $0.5^\circ/\text{秒}$ ；⑱ $T_3 + 15$ 分钟太阳电池翼和天线展开（太阳电池翼对滚动轴）；⑲ $T_3 + 1$ 小时太阳捕获滚动轴跟踪太阳，滚动速率控制 $0.25^\circ/\text{秒}$ ；⑳ $T_3 + 4 \sim 5$ 小时地球捕获；㉑ $T_3 + 1 \sim 2$ 个月定点位置捕获，开始同步轨道工作。

(3) 漂移轨道阶段——从远地点发动机点火到定点捕获;

(4) 同步轨道阶段——从定点捕获到寿命结束。

本节讨论前三个阶段, 同步轨道操作将在本章第三节详细叙述。

1. 飞程序

从宇宙神-人马座运载火箭发射到卫星进入同步轨道开始工作, 这个飞行程序中的主要事件如图 2-1 所示。这些事件同用空间运输系统加自旋稳定末级火箭进行发射 (见图 2-2) 时的那些事件的区别, 主要在于发射阶段的时间安排和转移轨道的入轨误差方面有所不同。表 2-1 和表 2-2 详细说明了发射国际通信卫星 V 的每一个事件。

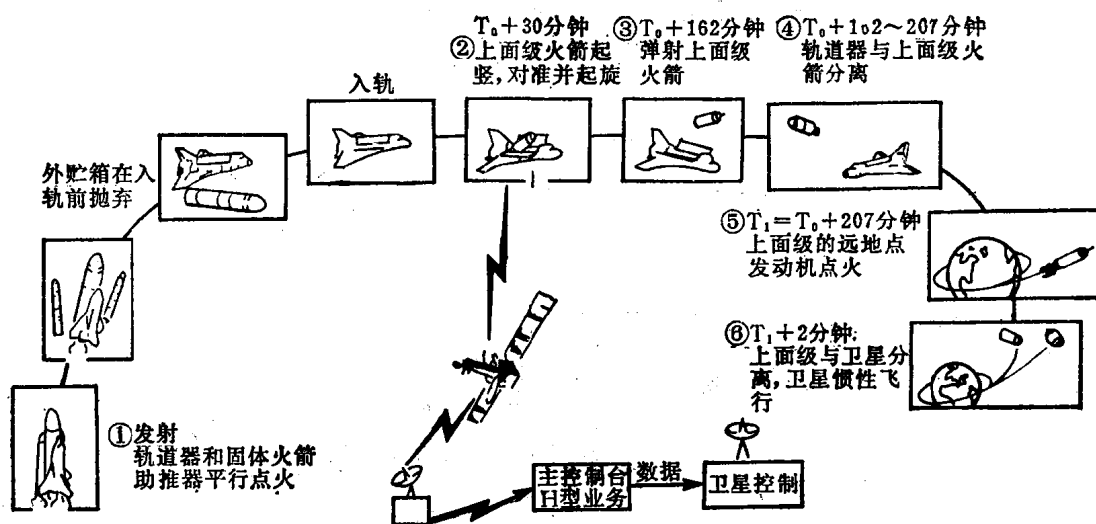


图2-2 用航天飞机发射时的卫星飞行程序

2. 发射窗口

在计算国际通信卫星 V 的发射窗口时, 要应用下列卫星限制条件:

- 卫星在远地点发动机点火姿态时的太阳角限制在 $\pm 15^\circ$ 以内;
- 阴影区时间不长于 0.5 小时;
- 入轨姿态的太阳角限制在 $\pm 24^\circ$ 以内;
- 分离姿态角误差不大于 9° ;
- 地球敏感器的太阳干扰角为 $\pm 2.5^\circ$;
- 太阳移位置考虑到 9 个远地点飞行时间为止。

注: 有两个地球敏感器进行和赤道平面夹角为 $\pm 6^\circ$ 的扫描, 因而有两个地球敏感器的太阳干扰角范围。

在用宇宙神-人马座火箭发射时, 符合上述限制条件的全年发射窗口如图 2-3 所示。该图的方格区表明, 全年都存在着发射时机。最有限的发射时机, 亦即时间限制最紧的发射时机是在夏至和冬至 (即春分后 90 天和 270 天) 前后。为侧重说明这一情况, 将图中冬至前后的部分放大于图 2-4 中。该图表明, 可利用的总窗口时间为 32(22+10) 分钟, 满足了 30 分钟的要求。

表2-1 卫星飞行程序 (用人马座火箭发射)

事 件	时 间	说 明	备 注
1. 发射	T_0	宇宙神-人马座运载火箭将 1869 公斤的有效载荷发射到 6456 公里的圆形停泊轨道, 发射时间限于格林威治标准时间午夜前后约 2 小时内。	
2. 抛弃整流罩	$T_0 + 215$ 秒钟	在第一级人马座燃烧期间, 抛弃整流罩, 使卫星暴露于夜间空间环境。	
3. 进入转移轨道	$T_1 = T_0 + 27$ 分钟	在发射后约 27 分钟, 第二级人马座点火, 把卫星射入 6546×42162 公里高的、倾角为 26.6° 的转移轨道。	
4. 人马座火箭转 角机动	$T_1 + 10$ 秒钟	用人马座火箭的转角机动能力把卫星调整到转移轨道法向姿态。	
5. 卫星分离	$T_1 + 2$ 分钟	卫星分离机构按照人马座火箭的指令起动, 使卫星的相对速度达到 0.5 米/秒。	指向误差: 俯仰 $1.23^\circ (3\sigma)$ 滚动 $1.23^\circ (3\sigma)$
6. 起旋	$T_1 + 2$ 分钟 + 2 秒钟	卫星分离后 2 秒钟, 两个 0.6 磅的偏航催化推力器点火 13 分钟, 使卫星起旋到每分钟 43.5 转, 然后进行主动章动阻尼。	用 40 个 1.3 秒的脉冲推力进行主动章动阻尼, 以消除初始章动。此后, 到第 9 个远地点前每隔 13.7 分钟和在漂移轨道上每隔 36 小时各用两个 0.17 秒的脉冲。
7. 卡那封地面站 开始测控	$T_1 + 20$ 分钟	在卫星通过地平线仰角 5° 时, 接通指令和遥测接收线路通道。	
8. 转移轨道	$T_1 + 0.5$ 小时	开始轨道测定和自旋转速确定。继续作主动章动阻尼, 自旋转速调整到每分钟 45 ± 1 转。	在 $T_1 + 10.3$ 小时, 出现约 30 分钟的近地点阴影区, 此后, 每隔 10.5 小时再出现一次阴影区, 一直到第 9 个远地点为止。
9. 姿态调整	$T_1 + 2.8$ 小时	把姿态调整到远地点发动机点火姿态。预先作 40° 的姿态调整机动, 把卫星定到远地点发动机点火姿态, 其自旋轴赤纬指向为 -23.3° 。	太阳角为 $\pm 15^\circ$, 直到消旋为止。
10. 最终姿态 调整	$T_2 - 2.4$ 小时	转移轨道的测定可以算出远地点发动机点火的最佳姿态。最后的姿态调整将在点火前约 2.4 小时开始进行。	预计, 远地点发动机的指向精度可优于 $0.79^\circ (3\sigma)$ 。
11. 远地点发动 机点火	T_2	远地点发动机给卫星以 1.756 公里/秒的速度增量, 并把卫星射入近同步漂移轨道。	
12. 指令天线方 向调整	$T_2 + 0.5$ 小时	卫星自旋轴重新调整 32° , 以保持遥测、指令和测距分系统的对地覆盖。	5 磅轴向推力器以脉冲点火方式工作。主动章动阻尼器起动。
13. 轨道和姿态 测定	$T_2 + 1$ 到 20 小时	地面站测定漂移轨道和姿态, 并制定漂移轨道修正方案。	
14. 漂移轨道姿 态调整	$T_2 + 20$ 小时	转变到漂移轨道修正姿态可能要调整 73° 。	在整个漂移轨道期间, 从自旋轴平面量起的太阳角为 $\pm 15^\circ$ 。
15. 开始漂移 轨道修正	$T_2 + 23.75$ 小时	两个 5 磅推力器持续点火 25 分钟, 以修正倾角、半长轴和某些偏心率误差。	包括 14 英尺/秒的姿态调整和推力器的连续燃烧在内, 总的修正速度量达到 221 英尺/秒。
16. 结束漂移轨 道速度修正	$T_3 = T_2 + 24.25$ 小时	将近达到同步轨道, 卫星漂向定点位置。	
17. 消旋	$T_3 + 5$ 分钟	两个偏航推力器点火, 以降低自旋转速, 绕各轴残余转速均低于 0.5° /秒。	俯仰、滚动和偏航速率陀螺起动。
18. 展开天线和 太阳电池翼	$T_3 + 15$ 分钟以上	天线和太阳电池翼展开, 通过地面指令使推力器点火, 开始执行太阳捕获程序。	
19. 太阳捕获	$T_3 + 1$ 小时	太阳捕获完成。通过地面指令使推力器点火, 开始执行地球捕获程序。	全部太阳电池阵功率得到利用。按地面指令开始滚动动作 (转动)。
20. 地球捕获	$T_3 + 4$ 到 5 小时	同步地球敏感器捕获地球。滚动推力器点火, 以消除 0.5° /秒的滚动。1 小时后, 动量飞轮随俯仰喷气回路接通而起旋, 卫星开始在轨道工作。	在两分季节, 第一个 1.2 小时的阴影区于 $T_3 + 11$ 小时开始。
21. 定点位置捕 获		由于漂移速率约为每天 1° , 定点位置可在发射后两个月内达到。	

表2-2 卫星飞行程序 (用空间运输系统发射)

事 件	时 间	说 明	备 注
1. 发射	T_0	轨道器和固体火箭助推器点火, 把国际通信卫星 V 有效载荷送到高度为160海里的圆形停泊轨道。发射时间在格林威治标准时间午夜 ± 2 小时。	
2. 姿态调整和起旋	$T_0 + 30$ 分钟到162分钟	轨道器调整姿态, 舱门打开, 自旋末级火箭起竖并起旋到45转/分钟。	$T_0 + 50$ 分钟, 轨道器进入日照区, 有效载荷自旋轴方向与太阳成 $90^\circ \pm 15^\circ$ 角。
3. 入轨	$T_0 + 162$ 分钟	自旋末级火箭和国际通信卫星 V 有效载荷入轨。	3σ 指向精度优于 3° 半锥角。
4. 滑行	$T_0 + 162$ 到207分钟	轨道器作机动, 与自旋末级火箭分离, 自旋末级用章动阻尼系统保持姿态。	$T_0 + 95$ 分钟, 有效载荷进入地球阴影区达45分钟。
5. 转移轨道入轨	$T_1 = T_0 + 207$ 分钟	程控装置发出信号, 点燃近地点发动机。	
6. 分离	$T_1 + 2$ 分钟	卫星分离机构按自旋末级火箭给出的指令起动作。	
7. 进行遥测、遥控和测距	$T_1 + 40$ 分钟	卫星进入地面站视区。	
8. 转移轨道	$T_1 + 1.0$ 小时	进行轨道测定、姿态测定和自旋速率测定。进行主动章动阻尼。	在 $T_1 + 10.3$ 小时, 出现半小时的近地点阴影区, 以后每隔10.5小时出现一次, 一直到第九个远地点。在消旋前, 太阳角为 $\pm 15^\circ$ 。
9. 姿态调整	$T_1 + 2.8$ 小时	把姿态调整到远地点发动机点火姿态。作最大为 120° 的姿态调整, 把卫星的方向定在远地点发动机点火姿态, 此时自旋轴赤纬指向为 -23.7° 。	
10. 最终姿态调整	$T_2 - 2.4$ 小时	转移轨道的测定可算出远地点发动机点火的最佳姿态。姿态调整的最后时机将在点火前约2.4小时出现。	预计, 远地点发动机指向精度可优于 $0.79^\circ (3\sigma)$ 。
11. 远地点发动机点火	T_2	远地点发动机给卫星以1.727公里/秒的速度增量, 把卫星送入偏心率为0.036的漂移轨道。	
12. 指令天线方向调整	$T_2 + 0.5$ 小时	卫星自旋轴重新调整 32° , 以保持遥测、指令和测距分系统的对地覆盖。	5 磅轴向推力器以脉冲点火方式工作。主动章动阻尼器起动作。
13. 轨道与姿态测定	$T_2 + 1$ 到20小时	地面站测定漂移轨道和姿态, 并制定漂移轨道修正方案。	
14. 漂移轨道姿态调整	$T_2 + 20$ 小时	转变到漂移轨道修正姿态可能要调整 73° 。	在整个漂移轨道时期, 从自旋轴平面量起的太阳角为 $\pm 15^\circ$ 。
15. 开始漂移轨道修正	$T_2 + 23.75$ 小时	两个5磅推力器持续点火25分钟, 以修正倾角, 并修正半长轴以给出同步正切第二漂移轨道。	总速度增量为295英尺/秒, 其中281英尺/秒由推力器连续燃烧产生, 14英尺/秒是姿态调整期间的增量。
16. 结束漂移轨道速度修正	$T_3 = T_2 + 24.25$ 小时	将近达到同步轨道, 卫星漂向定点位置。	
17. 消旋	$T_3 + 5$ 分钟	两个偏航推力器点火, 以降低自旋速率, 绕各轴残余转速均低于 $0.5^\circ/\text{秒}$ 。	俯仰、滚动和偏航速率陀螺起动作。
18. 展开天线和太阳电池翼	$T_3 + 15$ 分钟以上	天线和太阳电池翼展开, 通过地面指令使推力器点火, 开始执行太阳捕获程序。	
19. 太阳捕获	$T_3 + 1$ 小时	太阳捕获完成。通过地面指令使推力器点火, 开始执行地球捕获程序。	全部太阳电池阵功率得到利用, 按地面指令开始滚动动作。

(续)

事 件	时 间	说 明	备 注
20. 地球捕获	$T_3 + 4$ 到 6 小时	同步地球敏感器捕获地球。滚动推力器点火, 以消除 $0.5^\circ/\text{秒}$ 的转动。1 小时后, 动量飞轮随俯仰喷气回路接通而起旋, 卫星开始在轨道工作。	在二分季节, 第一个 1.2 小时的阴影区于 $T_2 + 9$ 到 12 小时开始。
21. 第二漂移轨道速度修正	$T_3 + 12$ 小时	两个 0.6 磅的推力器点火, 以消除偏心率和半长轴误差。	在阴影区期间, 这种机动必须以自旋方式完成, 并把三轴捕获推迟到 $T_2 + 36.5$ 小时去完成; 或者此种机动可选择在 $T_2 + 12$ 小时进行。
22. 定点位置捕获		东-西位置保持推力器在同步轨道姿态点火, 使轨道成为圆形, 并消除残余的漂移速率。	

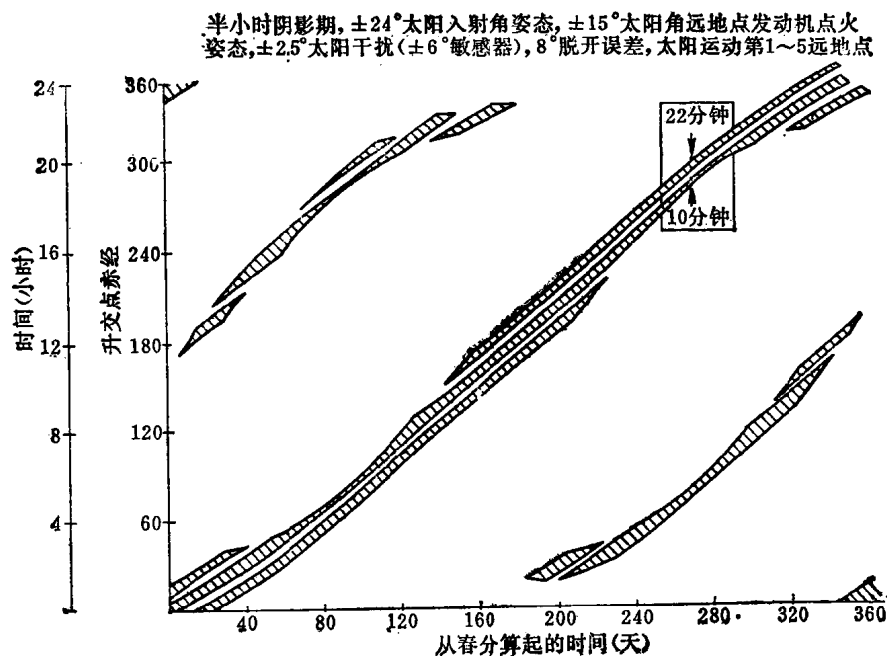


图 2-3 宇宙神-人马座运载火箭的发射窗口

图 2-5 以太阳角对时间的形式, 进一步对 1977 年 12 月 21 日作了放大, 更清楚地示出了两个窗口段的情况。

这些放大图的精度约为 2~3 分钟。

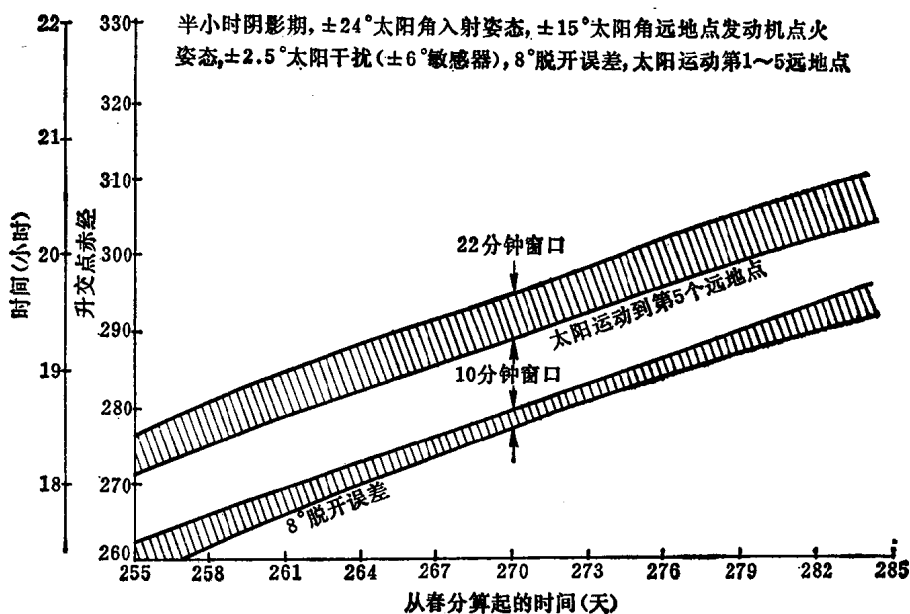


图2-4 冬至发射窗口的放大图

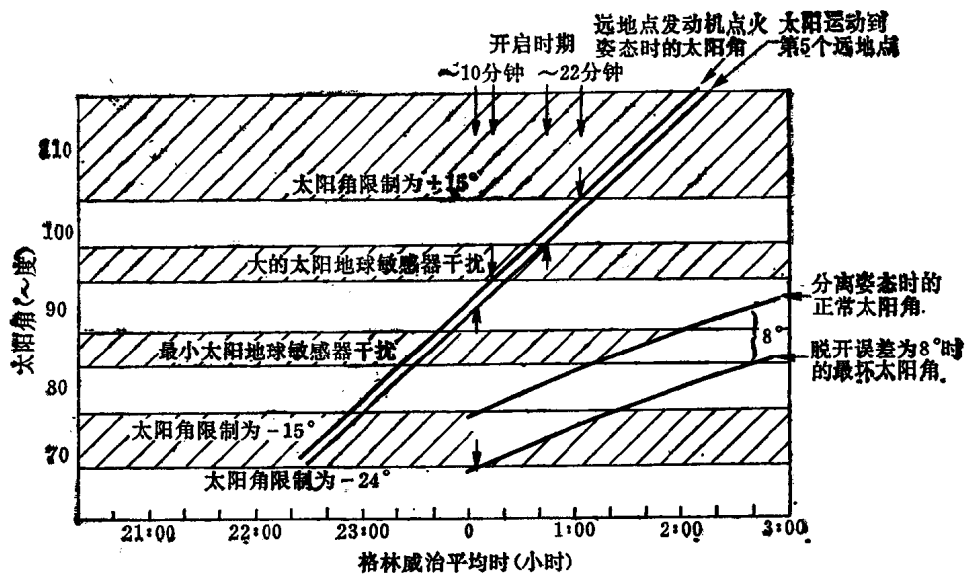


图2-5 1977年12月21日的发射窗口

3. 分离与起旋

开始分离后两秒钟,三个分离螺栓自动工作。用其中任一个松开连接卫星与人马座火箭对接器的V形带状夹具,然后由三个弹簧以每秒5米的速度使卫星和人马座火箭分离。2分钟后,两个0.6磅的肼推力器点火,工作784秒,使卫星起旋到每分钟43.5转。

估算而得的定向误差列于表2-3,其中包括了人马座控制系统固有的残余偏置误差、人马座火箭的动力学速率误差、分离机构的误差、弹簧的不均衡和重心偏置等因素。起旋后,总定向误差的 3σ 值为 8.7° 。在此误差范围内,要保持敏感器的全视场覆盖和遥测、指令、测距分系统的对地覆盖是很容易的。

一个起旋推力器失灵就会使卫星以每秒22转的转速自旋,但这一转速足可以保证地球敏感器和太阳敏感器进行姿态确定。在整个分离和起旋阶段,遥测、指令和测距分系统不能对地进行有效的覆盖。地面站最早要在卫星进入转移轨道20分钟或结束正常自旋8分钟后才能见到卫星。此时,卫星正以每分钟 4° 的速率升高,从卡那封站来看,其斜距为6200公里,可能要再过5~10分钟才能对卫星进行有效跟踪。因此,两个推力器关机失灵可能在地面还来不及发出校正指令前就已造成过高的自旋速率。通常,需要作近于每分钟2转的调整,使转速变为每分钟 45 ± 1 转。

表2-3 卫星分离后的定向误差

	误差值
人马座火箭偏置误差(3σ)(度)	3.0
人马座火箭动力学速率误差(度/秒)	0.2
分离机构动力学速率误差(度/秒)	0.2
由速率引起的总定向误差(起旋前的524秒内)	5.7
起旋前的估计定向误差	8.7°

4. 转移轨道操作

转移轨道的主要操作是远地点发动机的定向和点火。通信卫星公司地面站的跟踪数据和卫星遥测数据将用来完成轨道测定与姿态测定。

在转移轨道时,遥测、指令和测距天线对地面站的覆盖范围如图2-6所示。遥测和指

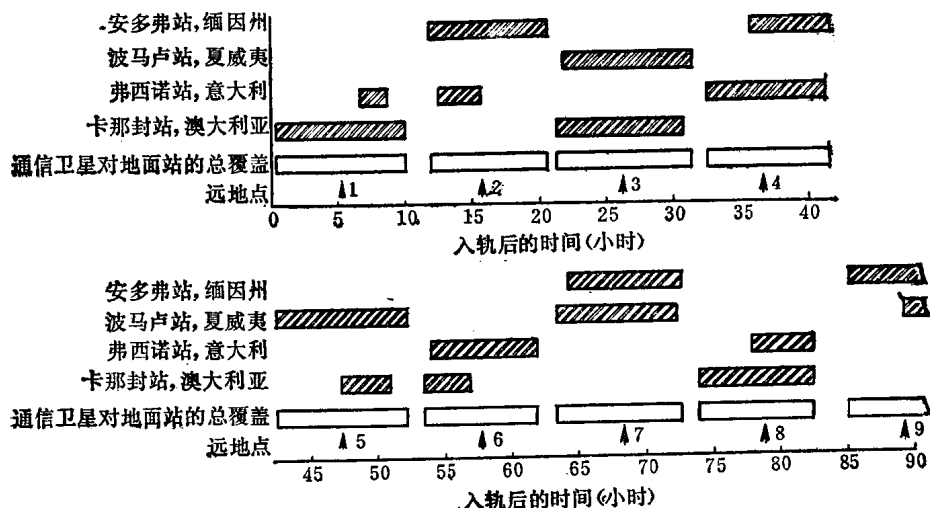


图2-6 转移轨道期间遥测、指令和测距天线的覆盖范围