



国际通信卫星-Ⅳ

國防工業出版社

国际通信卫星 IV 号

《国际通信卫星 IV 号》翻译组 译

国防工业出版社

1972

INTELSAT IV SYSTEM SUMMARY

1 9 7 0

*

国际通信卫星 IV 号

(只限国内发行)

《国际通信卫星 IV 号》翻译组 译

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第 074 号

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 11¹/₄ 253 千字

1972年6月第一版 1972年6月第一次印刷

统一书号: 15034·1272 定价: 0.95元

出版者的话

遵循伟大领袖毛主席关于“洋为中用”的教导，我们翻译出版了《国际通信卫星Ⅳ号》这本书，供有关方面的同志参考。

卫星通信是六十年代发展起来的一门新兴的通信技术。利用同步轨道卫星不仅可以进行全球通信而且可以同时进行全球电视转播。

本书比较详细地介绍了“国际通信卫星Ⅳ号”的各个分系统及其性能。

本书出于资本主义国家技术人员之手，因此，希望读者在参阅时，遵照伟大领袖毛主席关于“对于外国文化，……应当以中国人民的实际需要为基础，批判地吸收外国文化”的教导，对本书内容批判地吸收。

由于译者水平所限，错误之处在所难免，欢迎批评指正。

目 录

略语表	6	6. 爆管和螺线管驱动装置	97
第一章 引言和概述	7	7. 部件与组件	99
第二章 通信分系统	12	第九章 电源分系统	100
1. 分系统概述	12	1. 一般结构	100
2. 总的通信性能	17	2. 电能要求	102
3. 天线	19	3. 太阳能电池板	105
4. 通信接收机	24	4. 主蓄电池组	106
5. 输入多路调制器网络	27	5. 辅助蓄电池	114
6. 高电平行波管放大器	29	6. 蓄电池组控制器	115
7. 输出多路调制器网络	30	7. 配电	116
第三章 消自旋分系统	32	第十章 卫星机械设计	117
1. 一般配置	32	1. 一般配置	117
2. 消自旋控制分系统 (DCS)	33	2. 质量性能	124
3. 轴承和能量传输机组 (BAPTA)	43	3. 结构设计	130
第四章 章动稳定	50	第十一章 卫星的热设计	140
1. 章动控制特性	50	1. 设计概述	140
2. 章动阻尼器	50	2. 电子设备的温控	143
3. 主动章动控制	54	3. 电源分系统的温控	144
第五章 指向性能	55	4. 发动机分系统的温控	145
1. 南-北向误差	55	5. 消自旋轴承的温控 (BAPTA)	146
2. 东-西向误差预计表	56	6. 天线架的温控	149
3. 短期指向性能	57	第十二章 远地点发动机分系统	152
第六章 位置控制和定向	59	第十三章 发射和变轨操作	156
1. 位置控制和定向控制	59	1. 发射窗口限制	156
2. 分系统概述	64	2. 上升程序	157
3. 构件	65	3. 分离和起旋	158
第七章 遥测分系统	73	4. 起旋后的操作	161
1. 遥测功能特性及工作方式	73	5. 地面站的搜索和视界	162
2. 遥测功能特性	73	6. 远地点前的推进操作	163
3. 遥测发射机和天线	78	7. 远地点推进	164
4. 自旋段编码器	81	8. 推进后的操作	165
5. 消自旋段编码器	84	第十四章 控制中心和地面站——卫星的	
6. 遥测传感器	84	工作回路	166
第八章 指令分系统	88	1. 概述	166
1. 指令功能特性	88	2. 控制中心	169
2. 指令性能特性	91	3. 地面站	170
3. 指令字的格式	92	4. 输出数据记录	174
4. 指令接收机和天线	93		
5. 消自旋段和自旋段译码器	94		

国际通信卫星 IV 号

《国际通信卫星 IV 号》翻译组 译

国防工业出版社

1972

INTELSAT IV SYSTEM SUMMARY

1 9 7 0

*

国际通信卫星 IV 号

(只限国内发行)

《国际通信卫星 IV 号》翻译组 译

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第 074 号

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 11¹/₄ 253 千字

1972年6月第一版 1972年6月第一次印刷

统一书号: 15034·1272 定价: 0.95元

出版者的话

遵循伟大领袖毛主席关于“洋为中用”的教导，我们翻译出版了《国际通信卫星Ⅳ号》这本书，供有关方面的同志参考。

卫星通信是六十年代发展起来的一门新兴的通信技术。利用同步轨道卫星不仅可以进行全球通信而且可以同时进行全球电视转播。

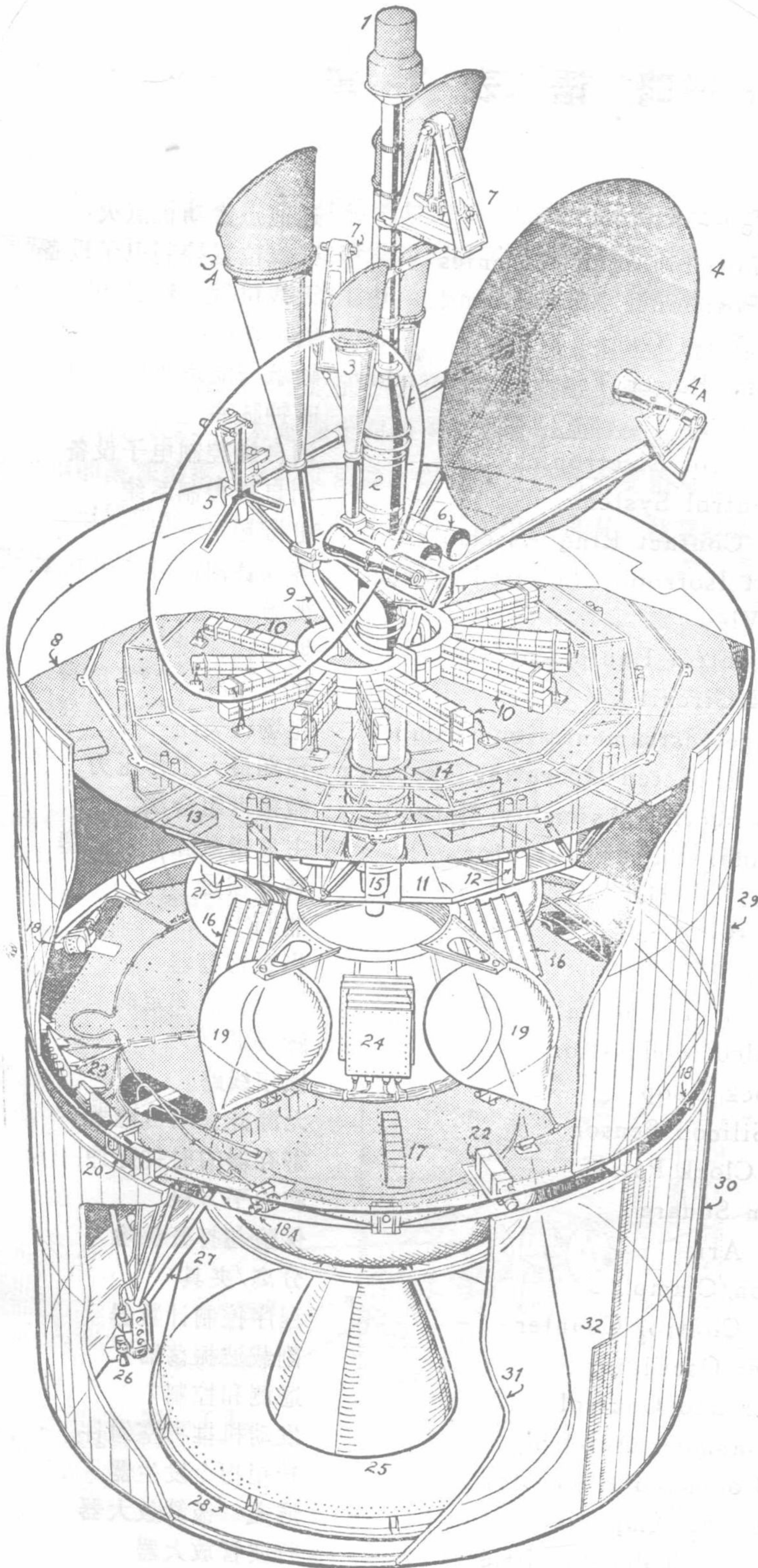
本书比较详细地介绍了“国际通信卫星Ⅳ号”的各个分系统及其性能。

本书出于资本主义国家技术人员之手，因此，希望读者在参阅时，遵照伟大领袖毛主席关于“对于外国文化，……应当以中国人民的实际需要为基础，批判地吸收外国文化”的教导，对本书内容批判地吸收。

由于译者水平所限，错误之处在所难免，欢迎批评指正。

目 录

略语表	6	6. 爆管和螺线管驱动装置	97
第一章 引言和概述	7	7. 部件与组件	99
第二章 通信分系统	12	第九章 电源分系统	100
1. 分系统概述	12	1. 一般结构	100
2. 总的通信性能	17	2. 电能要求	102
3. 天线	19	3. 太阳能电池板	105
4. 通信接收机	24	4. 主蓄电池组	106
5. 输入多路调制器网络	27	5. 辅助蓄电池	114
6. 高电平行波管放大器	29	6. 蓄电池组控制器	115
7. 输出多路调制器网络	30	7. 配电	116
第三章 消自旋分系统	32	第十章 卫星机械设计	117
1. 一般配置	32	1. 一般配置	117
2. 消自旋控制分系统 (DCS)	33	2. 质量性能	124
3. 轴承和能量传输机组 (BAPTA)	43	3. 结构设计	130
第四章 章动稳定	50	第十一章 卫星的热设计	140
1. 章动控制特性	50	1. 设计概述	140
2. 章动阻尼器	50	2. 电子设备的温控	143
3. 主动章动控制	54	3. 电源分系统的温控	144
第五章 指向性能	55	4. 发动机分系统的温控	145
1. 南-北向误差	55	5. 消自旋轴承的温控 (BAPTA)	146
2. 东-西向误差预计表	56	6. 天线架的温控	149
3. 短期指向性能	57	第十二章 远地点发动机分系统	152
第六章 位置控制和定向	59	第十三章 发射和变轨操作	156
1. 位置控制和定向控制	59	1. 发射窗口限制	156
2. 分系统概述	64	2. 上升程序	157
3. 构件	65	3. 分离和起旋	158
第七章 遥测分系统	73	4. 起旋后的操作	161
1. 遥测功能特性及工作方式	73	5. 地面站的搜索和视界	162
2. 遥测功能特性	73	6. 远地点前的推进操作	163
3. 遥测发射机和天线	78	7. 远地点推进	164
4. 自旋段编码器	81	8. 推进后的操作	165
5. 消自旋段编码器	84	第十四章 控制中心和地面站——卫星的 工作回路	166
6. 遥测传感器	84	1. 概述	166
第八章 指令分系统	88	2. 控制中心	169
1. 指令功能特性	88	3. 地面站	170
2. 指令性能特性	91	4. 输出数据记录	174
3. 指令字的格式	92		
4. 指令接收机和天线	93		
5. 消自旋段和自旋段译码器	94		



“国际通信卫星Ⅳ号”结构图

1—遥测指令双锥天线；2—天线杆；3—宽波束（地面大面积覆盖）接收天线；3A—宽波束（地面大面积覆盖）发射天线；4—窄波束抛物面通讯天线；4A—窄波束馈电喇叭；5—天线位置控制机构；6—带半反射器遥测喇叭天线；7—章动阻尼器；8—石英太阳屏蔽罩；9—波导管；10—输出信号多路调制器；11—电子消自旋平台；12—行波管（12×2）；13—行波管电源；14—遥测及指令转发器电子设备；15—轴承及能量传输机组；16—电源控制电子设备；17—蓄电池组（2）；18—姿态控制径向喷嘴；18A—起旋喷嘴；19—肼推进剂贮箱（4）；20—太阳传感器（3）；21—加速表；22—地球传感器（3）；23—自旋布线装置；24—消自旋控制电子设备；25—固体推进剂远地点发动机喷管；26—姿态控制轴向喷嘴；27—后舱热障；28—助推器附件；29—上太阳能电池阵；30—下太阳能电池阵；31—树脂铝蜂窝状圆筒；32—联结在圆筒表面的太阳能电池。

略 语 表

AMF	Apogee Motor Firing	远地点发动机点火
APE	Antenna Positioning Electronics	天线位置控制电子设备
APM	Antenna Positioner Mechanisms	天线位置控制机构
AWG	American Wire Gauge	美国线规
BAPTA	Bearing and Power Transfer Assembly	轴承与能量传输机组
CP	Clock Pulse	时钟脉冲
DCE	Despin Control Electronics	消自旋控制电子设备
DCS	Despin Control System	消自旋控制系统
ECRA	Electrical Contact Ring Assembly	电接触环机组
EIRP	Equivalent Isotropic Radiated Power	等效各向同性辐射功率
FOV	Field of View	视场
GCE	Ground Control Equipment	地面控制设备
IC	Integrated Circuit	集成电路
IRIG	Inter-Range Instrumentation Group	靶场仪表组
MEOP	Maximum Expected Operating Pressure	预期最大工作压力
MICAM	Micro Connection Assembly Method	微接点组合法
MIPG	Master Index Pulse Generator	主盘指数脉冲发生器
MOI	Moment of Inertia	转动惯量
NRZ	Nonreturn to Zero	非归零
OR	Order Register	指令寄存器
P&O	Positioner and Orientation	位置控制和定向
PCM	Pulse Coded Modulation	脉码调制
PLL	Phase Lock Loop	锁相线路
PSi	Passive Silicon Sensor	无源硅太阳传感器
RCP	Register Clock Pulse	寄存器的时钟脉冲
RSS	Root Sum Square	和的平方根
S&A	Safe and Arm	保险与打开保险
S/C	Separation/Clamp	分离/夹具
SCC	Sequence Control Counter	程序控制计数器
SCO	Subcarrier Oscillator	副载波振荡器
T&C	Telemeter and Control	遥测和控制
TCA	Thrust-Chamber Assembly	发动机推力室组件
TCG	Torque Command Generator	转矩指令发生器
TDA	Tunnel Diode Amplifier	隧道二极管放大器
TWTA	Travel Wave Tube Amplifier	行波管放大器
VSWR	Voltage Standing Wave Ratio	电压驻波比

第一章 引言和概述

“国际通信卫星Ⅳ号”任务的目的是：在同步轨道卫星上装设12个信道，9000条话音线路，有源转发器，并使此转发器连续工作寿命超过七年。这一卫星结构如卷头插图所示。整个系统特性列在表1-1中。图1-1示卫星主要部件及其在卫星上的配置。

“休斯”陀螺仪稳定概念的应用，使卫星具有自旋卫星那种简单和长寿命的优点，而同时又使设备舱成为充分稳定的平台。卫星的两个主要部分为：自旋段，占卫星轨道重量的60%；消自旋段，即对地球定向的平台，其中装有转发器和天线。一个旋转界面，其中包含常用的滚珠轴承，旋转变换器，以及在两段间承受相对运动的滑环，此滑环兼作传输信号和太阳能电池板与蓄电池对转发器等供电的通道。自旋段使卫星获得基本的陀螺稳定性。

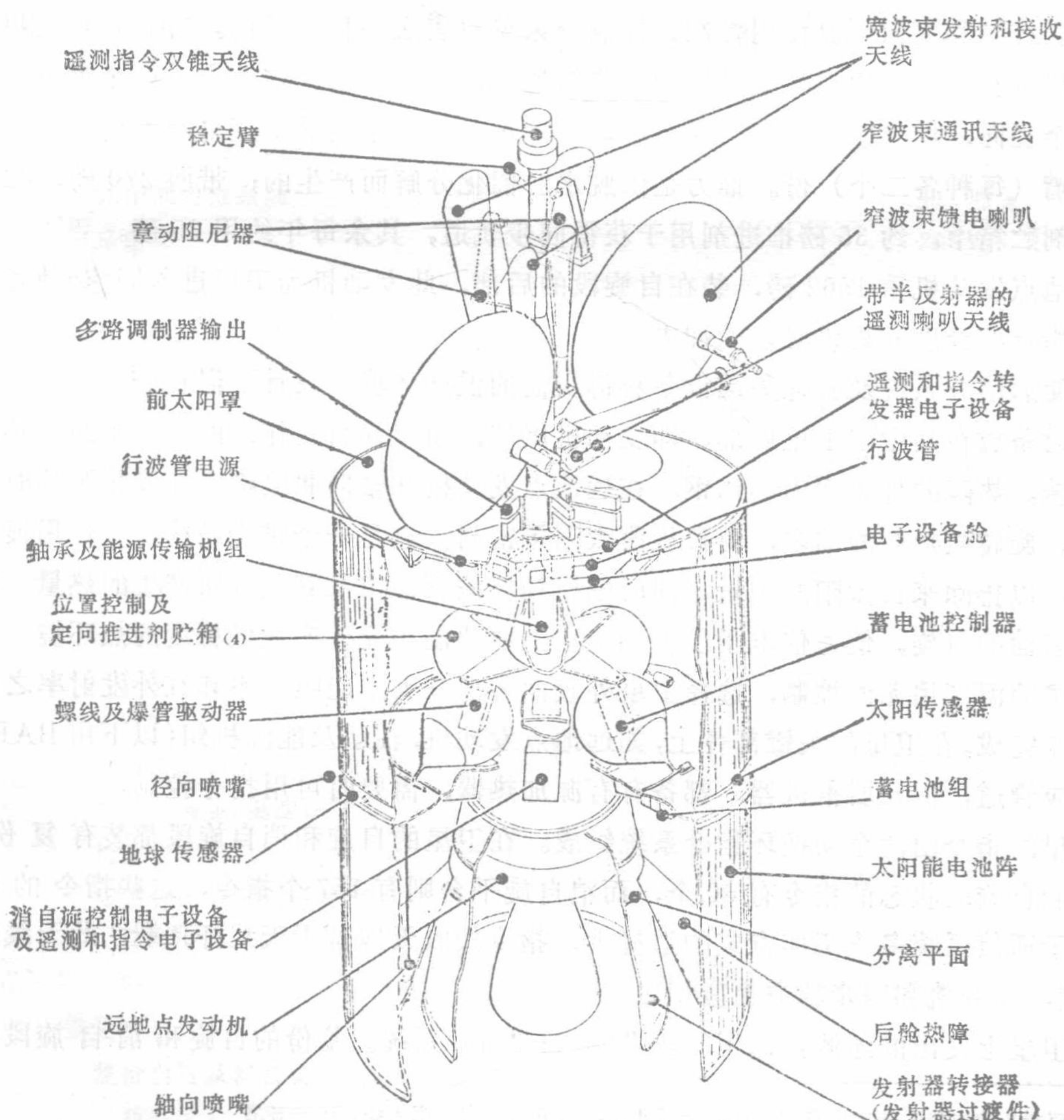


图1-1 “国际通信卫星Ⅳ号”设备配置图

如卷头插图所示，天线杆上突出部分为 50 吋直径的窄波束天线[●]。这一高增益、窄波束天线用于跨越大洋业务最繁忙地区，如美国及欧洲间的通信。窄波束反射器可由天线位置控制机构独立地控制，扫过卫星上所见的全部地面。宽波束通信喇叭接收和发射天线[●]各两个，位于窄波束反射器后面。这些喇叭天线与反射器“镜”垂直，使波束常指向地球。一对宽波束遥测发射圆锥形喇叭天线装在杆的底部，作为进入同步轨道工作时备用。这些喇叭天线前面，为波束分裂器半反射板，其作用是沿卫星自旋轴方向发射遥测波束。

在天线杆上，还装有两个同样的涡流阻尼器，远离卫星重力中心以增大其效应，阻尼器使卫星稳定的时间常数为 1 至 3 分钟。

卫星消自旋段的其他部分为电子设备舱。电子设备舱罩在自旋段内（但消去自旋），其中装有转发器电子设备、天线位置控制电子设备，以及遥测和指令电子设备。基本的通信转发器为单端变换，带有通话电路滤波器和在发射频率 4 千兆赫上均衡分布的信道化设计。许多电子设备的滤波器构成厚殷钢壁波导，实际上将电子设备舱整个包封了起来。电子设备组件（即黑盒子）放在舱的内部。

能源分系统位于自旋段内，包括两个圆柱形太阳电池阵及两组镍镉蓄电池。蓄电池的补充供电，使卫星在夜间可连续工作。

位置控制和定向（反作用控制）控制分系统也安装在自旋段内。“国际通信卫星 IV 号”将连续保持在赤道平面内指定经度的同步轨道上，其自旋轴指向北方。两个喷嘴，一个轴向和一个径向，用来保持规定的姿态和对地静止。另一个喷嘴供卫星起旋用。为备份用带 6 个喷嘴（每种各二个）份。推力是由脱水肼催化分解而产生的；带肼 270 磅，贮存在四个推进剂贮箱中。约 35 磅推进剂用于获得同步轨道，其余每年约用 35 磅。

远地点发动机重 1562 磅，装在自旋段的后部。此发动机为卫星进入同步轨道的最后位置（指定的经度）提供必须的冲力。

为使通信分系统及其他关键设备获得所需的温度环境，设计了温控腔，将所有对温度敏感的设备放在其中。卫星后部，即发动机尾端，用绝缘材料作成的热障密封，热障随自旋段旋转。热障的外表面为不锈钢，在远地点发动机和轴向肼喷嘴工作发生强热时用以保护卫星。旋转鼓形腔的前端，由自旋段太阳罩密封。这是一个锥壳结构，壳体用镀银石英镜覆盖，以排除来自太阳的热量，同时辐射掉行波管输出及其电源所产生的热量。主要温度控制表面的自旋，使通信电子设备和卫星主要的温控元件产生低梯度的热环境。

卫星的温度用无源控制，选择卫星外表面各部分太阳能吸收率和红外发射率之间适当的比率来完成。在卫星的关键部件上，如远地点发动机，轴承及能源机组（以下用 BAPTA），燃料供应管道，以及肼推进器，都备有有源加热器，需要时可用指令控制。

卫星的指令由两个切换环指令系统组成。在卫星的自旋和消自旋段都装有复份译码器。控制自旋段状态的指令有 60 个，而消自旋平台则有 157 个指令，这些指令的绝大部分都用于通信系统多重工作方式的选择上。指令接收天线位于天线杆顶端。此天线的波束宽 32 度，在变轨和同步轨道上应用之。

自卫星上发出的遥测信息用脉码调制（PCM）系统。复份的自旋和消自旋段编码器

● 原意为波束指向特定地点的天线，为简便计，以下简称窄波束天线。——译者

● 原意为覆盖卫星上所见的地面天线，为简便计，以下简称宽波束天线。——译者

经过转动界面用旋转变换器耦合。姿态和消自旋传感器以及自旋段内两个加速表的输出（模拟量）用实时调频遥测。

定向通信天线必须使天线视孔场的方向连续指向地球。消自旋控制系统（DCS）控制消自旋段的定向以满足此要求。太阳或地球传感器的信息（两个地球传感器，两个太阳传感器，都装在自旋段内）用来确定自旋段的惯性姿态。一对磁铁/脉冲线圈位于 BAPTA（转动界面）上以测出自旋段和平台间的相对相位。无刷直流电动机提供控制平台的转矩使天线视孔场指向地心。这一控制转矩连续补偿由轴承和滑环所产生的干扰转矩。

因消自旋控制不仅对通信业务重要，而且对章动稳定也很重要，在其中还设有一个转速自动控制逻辑。倘由于任何原因，消自旋电子设备失去了惯性参考信息，控制逻辑将自动拨到一个转速保持方式上，使卫星的平台（即自旋段间的相对转速）在控制逻辑拨动时，保持已有的相对转速不变。

一个辅助消自旋方式是由地面发出一个人工脉冲序列指令，使卫星消自旋。此法称为“赝地球法”，用于变轨和远地点推进器程序上，在一定的工作方式失败后，需要时，也可应用。

表 1-1 “国际通信卫星 IV 号”卫星系统的特性

大小	
太阳能电池板的直径	93.75 吋
太阳能电池鼓高	111 吋
总高度	208 吋
重量	
发射时（包括转接件）	3058 磅
进入指定的轨道位置时（初始）	1544 磅
发射工具	阿特拉斯-人马座火箭
远地点发动机	Aerojet-General SVM-4A
通信分系统	
发射信道数	12
每个信道带宽	36 兆赫
频带	
接收	5932~6418 兆赫
发射	3707~4193 兆赫
总可用通信带宽	432 兆赫
接收 增益/温度 G/T	18.6 分贝/°K
行波管输出功率	6.0 标称瓦
等效各向同性辐射功率	
宽波束(17°)	22 分贝瓦
窄波束(4.5°)	33.7 分贝瓦可绕卫星所见地面转动
遥测分系统	
复份自旋及消自旋脉码调制编码器	
遥测字数（每字 8 个码位）	64
频率	3947.5 及 3925.5 兆赫

(续)

发射功率 (在指定轨道上)	0.1 瓦
天线	带有 45° 半反射器的宽波束喇叭
等效各向同性辐射功率	1 分贝瓦
全向方式 (变轨)	
天线	双锥形
等效各向同性辐射功率	+ 6 分贝瓦, 在 45° 波束上
轮换遥测方式	
调频姿态数据	IRIG 13 通道, 由地球、太阳、平台位置及执行脉冲调频, 实时遥测。
调频加速表	自旋轴定向加速表在 IRIG 13 通道上实时输出。
	两种标度:
	至 ±1.0g 或至 ±0.05g 满标度
指令分系统	
复份可分开的自旋及消自旋段地址译码器	
指令容量	消自旋段 160 个, 自旋段 63 个
频带	6168 至 6182 兆赫
天线	具有环形波束的双锥体①
电源分系统	
圆柱形太阳能电池阵, 电池单体 2 厘米 × 2 厘米 np, 电池上覆以 12 毫吋厚的盖玻片。	
功率, 工作寿命开始时 (昼夜平分点)	569② 瓦, 23.8 伏
功率, 工作寿命终了时 (昼夜平分点)	460② 瓦, 23.8 伏
蓄电池组充电	常电流, 三个可指令控制的电平
蓄电池组数	2 组 (每组 15 安培小时) 每组 25 个单电池
太阳能电池单体数 (主阵)	42240
太阳能电池单体数 (供充电用)	2772
位置控制和定向控制分系统	
两个复份肼半系统	
每一半系统的推进剂箱数	2
系统结构	全部为钛焊件
肼推进剂 (两个系统总重)	270 磅
发动机 (轴向、径向、自旋喷嘴各二个)	6
初推力	5.7 磅 (265 psi)
轴承和能源传输机组 (BAPTA)	
外径	5.51 吋
轴承 (初负载)	2~90 毫米角接触
直径 (内套孔)	3.54 吋
润滑 (油浸护圈)	BBRC Vac Kote
滑环 (能量传输)	2 个复份传输道, 每个 7.5 安培
材料	
环——铸银	(银 90%, 铜 10%)
刷——迭式电极 SM-476	(银 85%, 炭 3%, 二硫化钼 12%)

(续)

旋转变换器 (信号传输)	2 个互相独立的指令通道 2 个互相独立的 TM 通道
消自旋控制系统	
双回路 (位置控置和转速)	
采样数据系统	
惯性参考传感器	地球和太阳传感器各二个
自旋段和平台参考指示器	两个永磁脉冲线圈检测器
转矩电动机	无刷直流 60 rpm 及母线 31.5 伏时, 1.6 呎-磅 60 rpm 及母线 23.5 伏时, 1.15 呎-磅
长期定向精度	
南北最大误差	$\pm 0.35^\circ$
东西最大误差	$\pm 0.35^\circ$
窄波束天线转动精度	$\pm 0.1^\circ$ (相对于卫星)
自旋转速范围	45 至 75 rpm (优先选择 45 至 60 rpm)
可靠性	
成功地进入轨道后, 从转发器 12 个通道中	0.999 (二个月)
选出 10 个的工作寿命可靠性	0.79 (七年)

- ① Toroidal Beam bicone——具有环形和 8 字形波束的双锥体天线, 简称双锥体天线。这种天线发射出的波束方向图形, 在一个平面上为 $\odot$ 形, 而在与此平面垂直的平面上则为环形, 即 $\oplus$ 形。——译者
- ② 包括对蓄电池组充电的 48 瓦。

第二章 通信分系统

1. 分系统概述

通信分系统包括宽波束接收天线和宽波束、窄波束发射天线，所有的天线都接到一个有 12 个信道的微波转发器上。转发器采用公用前置放大和变频，但每个信道的高功率放大则单独进行。通信分系统的主要特性如下：

- (1) 接收 G/T 在 ± 8.5 度时为 -17.6 分贝/ $^{\circ}\text{K}$ 。
- (2) 饱和时的通量密度： $-73.7 \sim -55.7$ 分贝瓦/米²。
- (3) 线性、宽带前置放大和变频。
- (4) 12 个传输信道，每个信道带宽为 36 兆赫。
- (5) 信道的相位和幅度均衡。
- (6) 信道的增益由指令调整。
- (7) 宽波束和窄波束发射天线由指令来选用（八个信道）。
- (8) 宽波束天线的等效各向同性辐射功率（EIRP）在 ± 8.50 度时为 22.0 分贝瓦。
窄波束天线的等效各向同性辐射功率在 ± 2.250 度时为 33.7 分贝瓦。
- (9) 有源备份。
- (10) 可操纵窄波束天线由指令控制。

分系统分成五个主要部分：1) 天线，2) 接收机，3) 输入多路调制器网络，4) 高电平行波管放大器，5) 输出多路调制器网络。图 2-1 方框图是从信号流程说明通信设备的配置；图 2-2 是 F-1 卫星的消自旋舱，从配置角度说明设备的安排。

有六付天线——两付宽波束接收天线，两付宽波束发射天线，以及两付窄波束发射天线。六付天线全用圆波导极化器和用圆锥体馈电喇叭作主辐射器。在卫星上，四付宽波束喇叭的方向均与自转轴平行，并用喷镀面板改换能量辐射方向，使之射向地球。窄波束馈电喇叭照射抛物面反射器，反射器聚焦，并改换能量辐射方向使之射向地球。接收天线采用左旋圆极化，发射天线采用右旋圆极化。

每付窄波束天线都单独控制，其波束中心能指向卫星上所见地球表面的任何地区，波束中心变动的最小步进增量小于 0.1 度。转动反射器可调整指向，但馈电网络仍固定在卫星的消自旋段上。

每付接收天线通过软波导管与两部接收机相连。但每次只使用一部接收机，另三部备用。宽带输入和输出铁淦氧开关用来选定信号通过的接收机。每部接收机把接收到的 6 千兆赫频段信号，减去 2225 兆赫，变成 4 千兆赫频段的信号，并放大到中等功率后再进行多路调制。接收机采用线性工作方式，仅有少量的相位偏移和幅度失真。

输入多路调制网络把发射频谱分成 12 个信道，每个信道可用带宽为 36 兆赫。信道按发射频率由低到高的顺序排列，从第 1 信道的 3707 兆赫开始，排到第 12 信道的 4193 兆