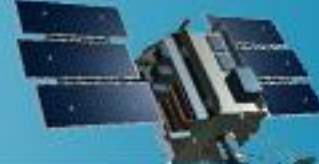


航天飞行器设计



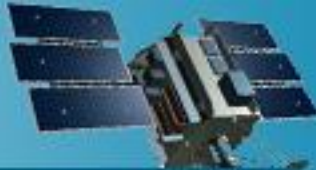
第12章 航天器总体预算



主要内容

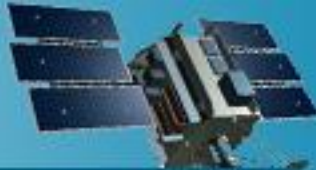
§ 12.1 航天器总体预算

§ 12.2 总体方案的评价和优选



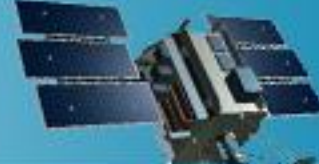
主要指标预算（分配）内容：

- ① 推进剂
- ② 质量
- ③ 功率
- ④ 可靠性
- ⑤ 寿命
- ⑥ 散热量
- ⑦ 体积尺寸
- ⑧ 精度
- ⑨ 遥测遥控
- ⑩ 刚度



一、推进剂预算

推进剂消耗项目	子项目	取值
1. 轨道控制	<input type="checkbox"/> 同面变轨 <input type="checkbox"/> 异面变轨 <input type="checkbox"/> 轨道摄动修正	因任务而异
2. 姿态控制	<input type="checkbox"/> 轨控期间姿态控制 <input type="checkbox"/> 加旋和减旋 <input type="checkbox"/> 自旋时机动 <input type="checkbox"/> 消除干扰力矩 <input type="checkbox"/> 姿态机动 <input type="checkbox"/> 极限环	因任务而异
3. 储备量		名义推进剂量的10%~20%
4. 剩余量		总推进剂量的1%~2%



对轨道机动、姿态调整、入轨轨道参数误差和轨道摄动等进行分析，计算出总的速度增量 Δv_A 。

$$\Delta v_A = \Delta v_i + \Delta v_{ANS} + \Delta v_{AWE} + \Delta v_{AT} + \Delta v_{AN}$$

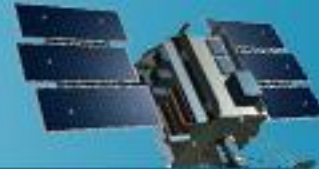
Δv_i —由过渡轨道机动到静止轨道所需速度增量；

Δv_{ANS} —在航天器寿命期轨道南北修正所需速度增量；

Δv_{AWE} —在航天器寿命期轨道东西修正所需速度增量；

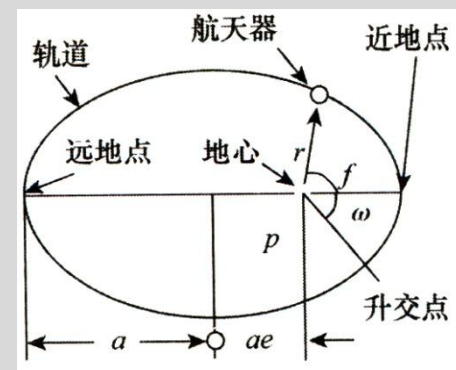
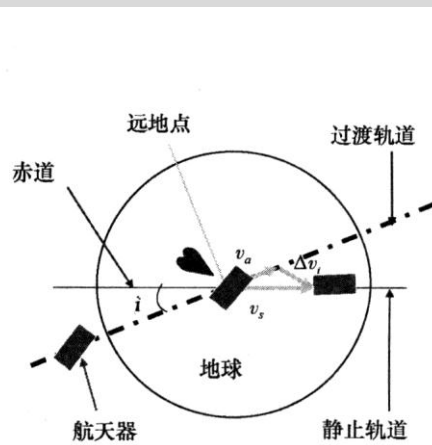
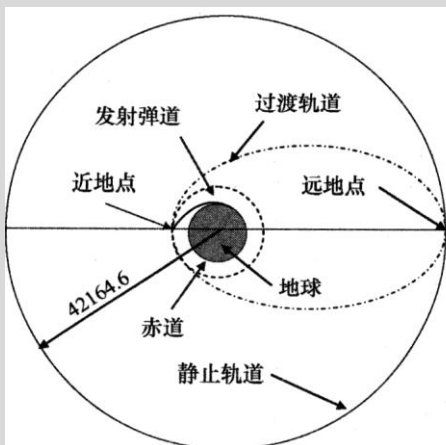
Δv_{AT} —航天器姿态调整所需速度增量；

Δv_{AN} —其他。



算例：

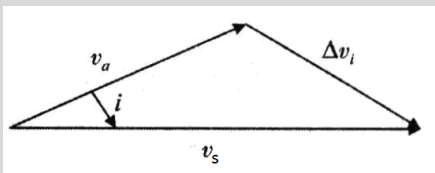
任务：地球静止轨道，从西昌发射场向正东方向发射，8年。



□ 轨道机动速度增量：

$$v_a = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_{\max}} - \frac{1}{a_G} \right)} = 1.595 \text{ km/s}$$

$$v_s = \sqrt{\mu \frac{1}{a}} = \sqrt{\mu \frac{1}{42164.6}} = 3.074 \text{ km/s}$$



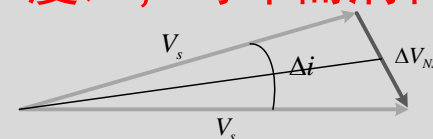
$$\Delta v_i = \sqrt{v_a^2 + v_s^2 - 2v_a v_s \cos i} = 1.835 \text{ km/s}$$



算例：

□ 日月引力摄动（0.85度/年，每月修正一次，保证0.1度），每年需消耗

$$\Delta v_{NS} = 2 \times 3074 \sin(0.85^\circ / 2) = 45.5 \text{ m/s}$$



□ 太阳辐射压力

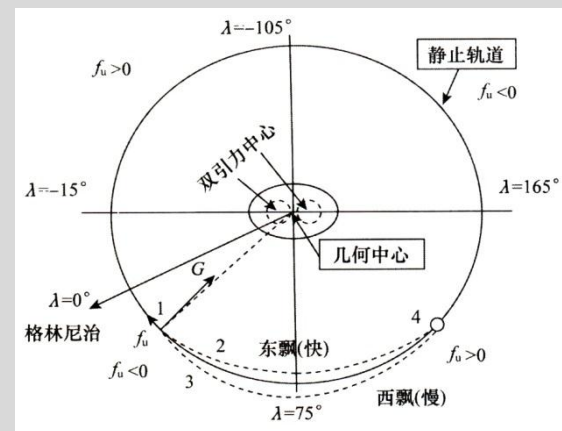
□ 大气阻力（不考虑）

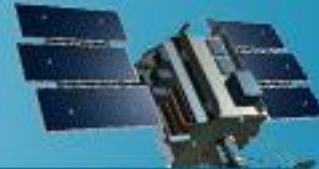
□ 地球摄动（每年）

$$\Delta v_{WE} = 1.715 \sin(2|\lambda - 75^\circ|) \quad \Delta v_{AWE} = 1.715 \text{ m/s}$$

□ 总速度增量需求：

$$\Delta v_A = \Delta v_i + \Delta v_{ANS} + \Delta v_{AWE} + \Delta v_{AT} + \Delta v_{AN}$$





由速度增量引起的推进剂预算：

所需速度增量之和

$$\Delta V = I_s \ln \left[\frac{M_0}{M_0 - M_T} \right] = I_s \ln \left[\frac{M_0}{M_G} \right]$$

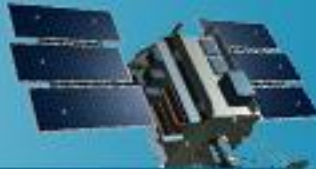
飞行器初始质量

飞行器干重

推进剂质量

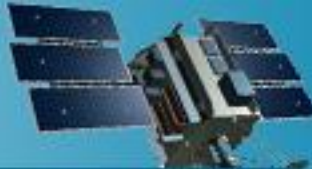
$$M_T = M_G \left[\exp\left(\frac{\Delta V}{I_s}\right) - 1 \right] = M_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{I_s}\right) \right]$$

例：如果 ΔV 等于发动机比冲，则所需的总推进剂质量将等于航天器干重的 $e-1 \approx 1.7$ 倍。

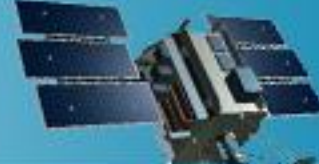


燃料质量计算需考虑的其他因素：

- ❑ 位置捕获
- ❑ 用户要求的在寿命期间轨道位置移动要求
- ❑ 姿态控制和调整
- ❑ 由于发动机安装偏差、燃料混合比的偏差、航天器质心误差导致的推力效率下降
- ❑ 留有一定的裕量（用于不可预见情况）
- ❑ 储箱与管路推进剂残留量。



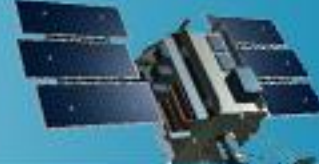
参数	速度增量 / m s^{-1}	比冲 I_s / N s kg^{-1}	效率 η	推进剂 耗量 / kg	3σ 偏差 / kg	卫星质量 / kg
起飞						2260
远地点机动						
转移轨道姿控				2		2258
第一次机动	693.6	3050	0.99	467.66		1790.34
第一次机动时姿控		2600		3.53		1786.81
第二次机动	1086.08	3050	0.99	544.46		1242.35
第二次机动时姿控		2600		4.11		1238.24
第三次机动	41.35	3050	0.99	17.01		1221.23
第三次机动时姿控		2600		0.13		1221.1
入准同步轨道前姿控				6		1215.1
3 σ 散布修正		2600	0.84	6.45	± 0.15	1208.65
位置捕获	11.40	2600	0.8	6.75	± 0.09	1201.9
在轨测试				2		
南/北位置保持	346.94	2600	0.89	170.50	± 3.5	1029.4
东/西位置保持	15.8	2600	0.80	8	± 0.3	1021.4
位置再捕获	11.40		0.79	5.69	± 0.09	1015.7
8年在轨姿控				7.32	± 1.0	1008.39
10%推进剂余量				18.84		989.55
贮箱、管道残余量				12.85		976.7
混合比误差				16.92	± 2.0	959.78
氦气	—	—	—	4.2	—	955.58
					RSS	951.66



二、质量预算

卫星总质量 M_0 的组成部分：

- ❑ 各分系统的各个仪器设备质量
- ❑ 总装直属件质量
- ❑ 推进系统工质质量（含推进剂和/或压缩空气）
- ❑ 平衡质量
- ❑ 质量余量
- ❑ 抛弃质量



卫星总质量 M_0 为 $M_0 = M_G + M_F$

$$m_0 = m_G + m_G \left(e^{\frac{\Delta v}{I_s}} - 1 \right) = m_G e^{\frac{\Delta v}{I_s}}$$

式中， M_G ——卫星的干质量；

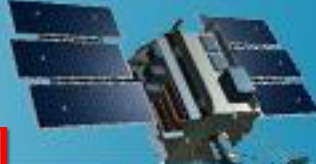
M_F ——卫星推进剂的质量。

其中，卫星干质量 M_G 和分配到各分系统及总装直属件的质量 M_i 可用下式计算：

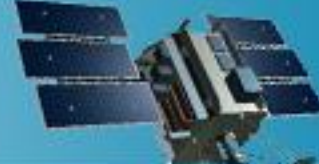
$$M_G = \sum_{i=1}^n M_i + M_p + M_Y$$

M_p ——平衡质量；

M_Y ——余量。



	国际通信卫星-VI		国际通信卫星-V	
分系统	质量/kg	占干质量的百分比	质量/kg	占干质量的百分比
天线	309		59	
转发器	326		175	
测控	80		28	
姿态控制	70		73	
推进	120		96	
电源	320		142	
温控	52		26	
结构	280		157	
导线	99		40	
平衡质量	23	1.36%	15	2%
干质量	1689		750	
裕度	90	5.3%	24	3.2%
滞留推进剂	28			
寿命末期	1807		835	
位置保持	420		173	
初始质量	2227		1008	
重新定向	10			
AMT推力器	1439		861	
分离质量	3676	217%	1869	249%



三、功率指标预算

光照期间总负载需求

$$P_Z = P_C + P_D + P_m + \Delta P = \sum_{i=1}^{n_C} P_{Ci} + \sum_i^{n_D} P_{Di} + \sum_i^{n_m} P_{mi} + \Delta P$$

式中：P_Z——总负荷；

P_C——长期工作设备总负载；

P_D——某时期短期工作设备重叠负载；

P_{Ci}——第i个长期工作设备的功耗；

n_C——长期工作设备数量；

P_{Di}——第i个短期工作设备的功耗；

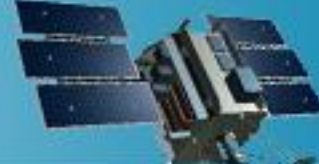
n_D——短期工作设备同时工作的重叠数；

P_{mi}——第i个大电流脉冲负载功耗；

n_m——大电流脉冲负载设备同时工作的重叠数量；

η——仪器设备功率转换效率(直流变换器、充放电控制器等)；

ΔP——分配余量。



太阳电池阵的发电总功率需求

$$P_L = P_{BL} + P_{BC} + P_T + P_H$$

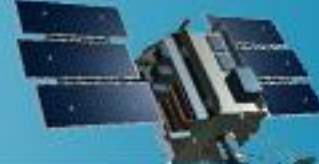
式中： P_L ——发电功率总需求；

P_{BL} ——光照期间母线对负载供电功率；

P_{BC} ——蓄电池组的充电功率；

P_T ——输出隔离二极管功耗；

P_H ——供电线路损耗。



光照期间3种供电模式：

◆ 总负载功率低于太阳能电池阵主阵功率。

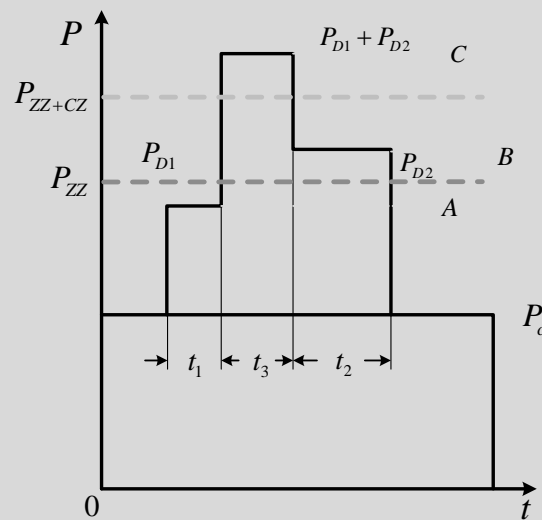
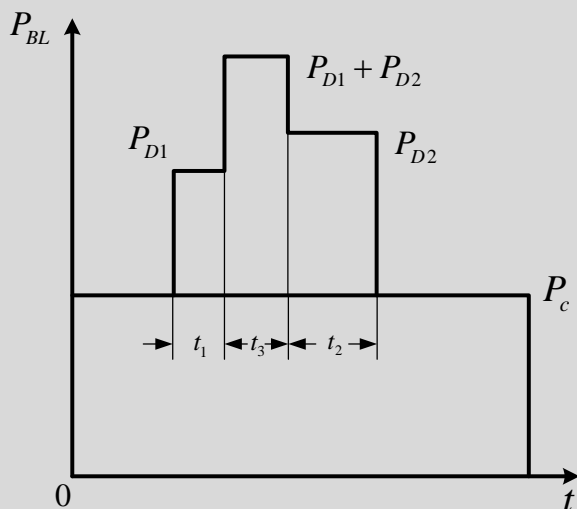
主阵为负载供电，多余功率分流，充电阵为蓄电池供电。

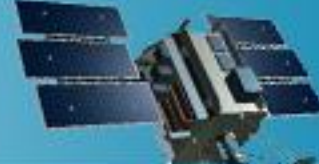
◆ 总负载功率高于太阳能电池阵主阵功率，低于主阵加充电阵的总输出功率。

主阵功率全部提供负载，不足部分由充电阵提供。

◆ 总负载功率高于太阳能电池阵主阵加充电阵产生的功率。

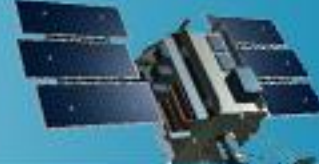
主阵和充电阵全部提供给负载，不足部分由蓄电池提供。





功率预算实例

	二分点	二分点
分系统名称	光照	地影
通信	896	896
控制	49	58
测控	38	37
推进	18	17
热控	227	119
电源	13	13
其他	12	12
小计	1253	1152
余量5%	62. 65	57. 6
总计Σ	1315. 65	1209. 6



四、寿命预算

寿命一般分为设计寿命、地面贮存寿命、在轨存活等待寿命和在轨工作寿命。要求在轨长期工作的无活动部件的仪器设备的设计寿命、在整个卫星工作寿命期间间歇工作的仪器设备的寿命以及在轨具有活动部件的设备的设计寿命均大于卫星在轨工作寿命。

(1) 无活动部件的仪器设备工作寿命

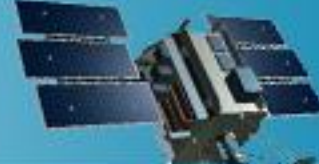
$$T_{ij} > T_{WG} \quad (i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, m)$$

(2) 间歇工作的仪器设备的工作寿命

$$T_{kG} + T_{kJ} > T_{WG}$$

(3) 活动部件设备的设计寿命

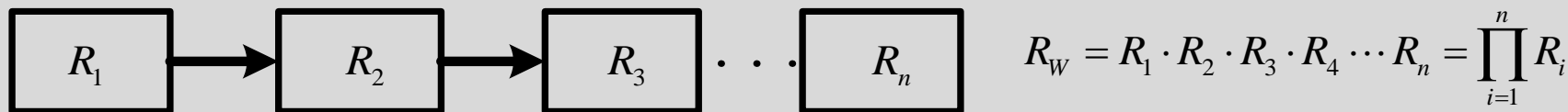
$$T_{lHS} = fT_{lHG}$$



五、可靠性指标分配

整星可靠性数学模型基本上都是简单的串联系统。若有效载荷为多任务时，包括卫星通信有多个转发器数量时，有效载荷是否采用并联模型要与用户商定。

1、可靠性数学模型



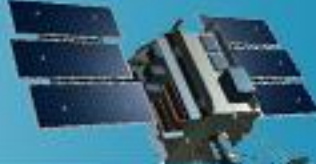
2、可靠性调整模型

$$R_W = k_1 R_1 \cdot k_2 R_2 \cdots k_n R_n = \prod_{i=1}^n k_i R_i$$

3、可靠性随时间变化规律

$$R(t) = \exp\left[-\int_0^t \lambda(t) dt\right]$$

$$R_w(t) = \prod_{i=1}^n \exp(-\lambda_i t) = \exp\left(-\sum_{i=1}^n \lambda_i t\right)$$



六、精度指标分配

1、精度指标描述方式：

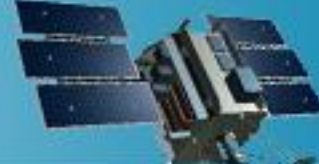
- (1) 不大于多少；
- (2) 不小于多少；
- (3) 正负多少范围。

2、误差源：

- (1) 功能和性能特性引起的偏差；
- (2) 电性能传输损耗；
- (3) 空间热环境引起的变化；
- (4) 各种干扰；
- (5) 生产和调试过程中的偏差；
- (6) 老化引起的衰退。

3、指标分配（天线指向误差）：

- (1) 固定误差源
- (2) 日变化误差源
- (3) 短周期误差源
- (4) 总误差



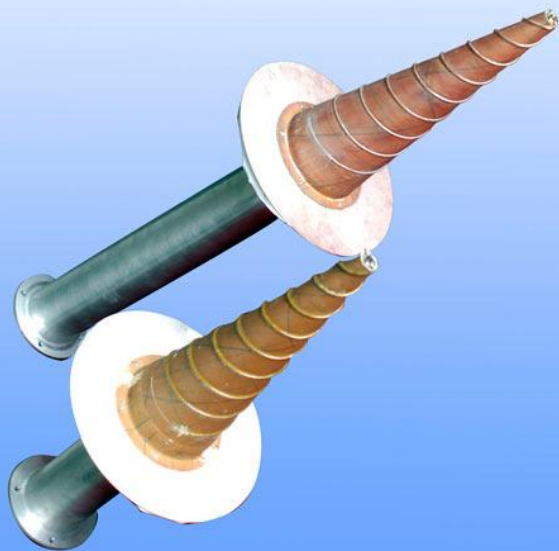
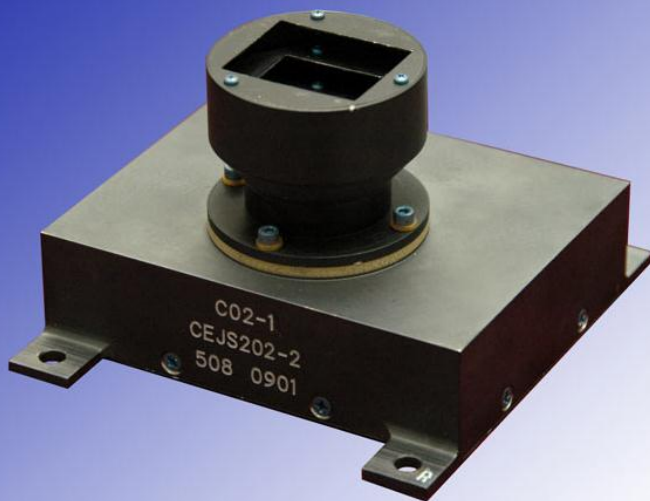
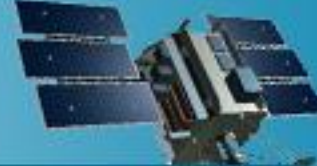
七、外形尺寸分配

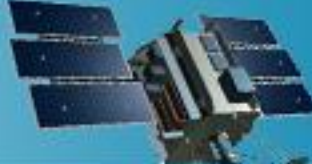
- ❑ 各分系统仪器设备尺寸要尽量小，内部结构安排要紧凑。
- ❑ 各仪器设备外形一般要设计成长方体，充分利用星内空间，也有利于仪器设备外壳制造。
- ❑ 外伸部件尺寸较大时，要设计成可折叠和展开的结构。
- ❑ 各仪器设备应根据其功能特性适当分块，不能过于分散。
- ❑ 以控制仪器设备所占星内体积并保证安装、操作的开敞性和连接强度等要求，提出仪器设备安装尺寸（包括安装耳片位置尺寸、连接孔尺寸等）、接插件位置、外伸形体尺寸要求。



航天飞行器设计

HANGTIAN FEIXINGQI SHEJI





八、散热分配

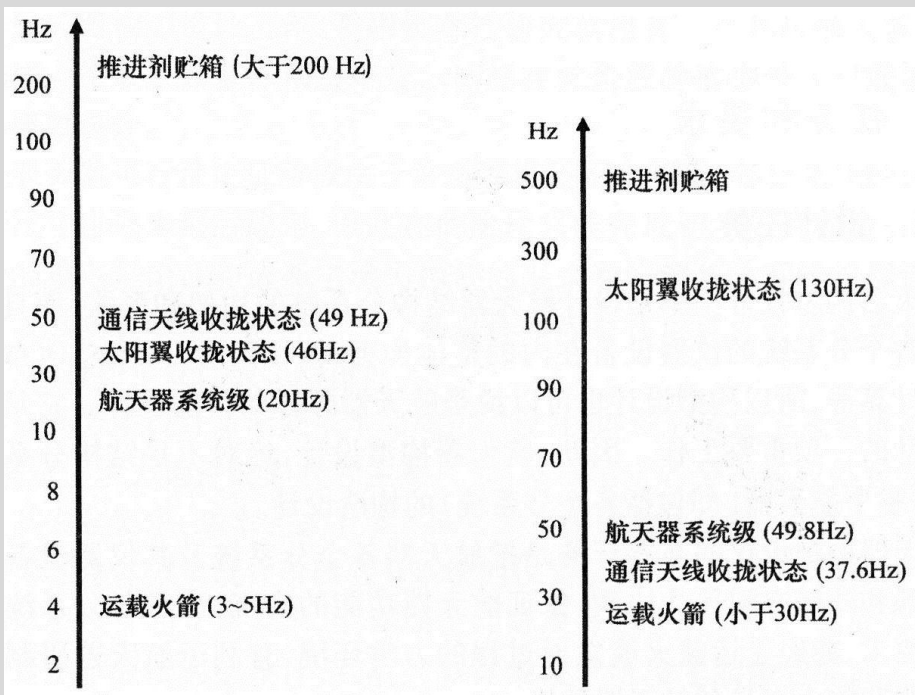
分系统		散热量/W	备注
有效载荷	低噪声放大器	154	
	L频段	203	
	SSPAS	2731	基于试验数据
	TWTAS	274	包括电源在内的总散热
	K频段	63	
	数字信号处理器	2542	设备不成熟考虑14%的余量
	应答机	40	布局在有效载荷舱
	有效载荷杂项	154	
	有效载荷小计	6161	
平台	姿态和轨道控制	185	
	电源控制设备	145	
	平台杂项	47	有的不通过散热面散热,有的尚需加热
	平台小计	377	
卫星散热总计		6538	
卫星设计散热能力		7077	
散热余量		539	
余量百分比		8.3%	

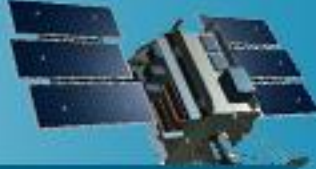


九、遥测和遥控指令参数分配

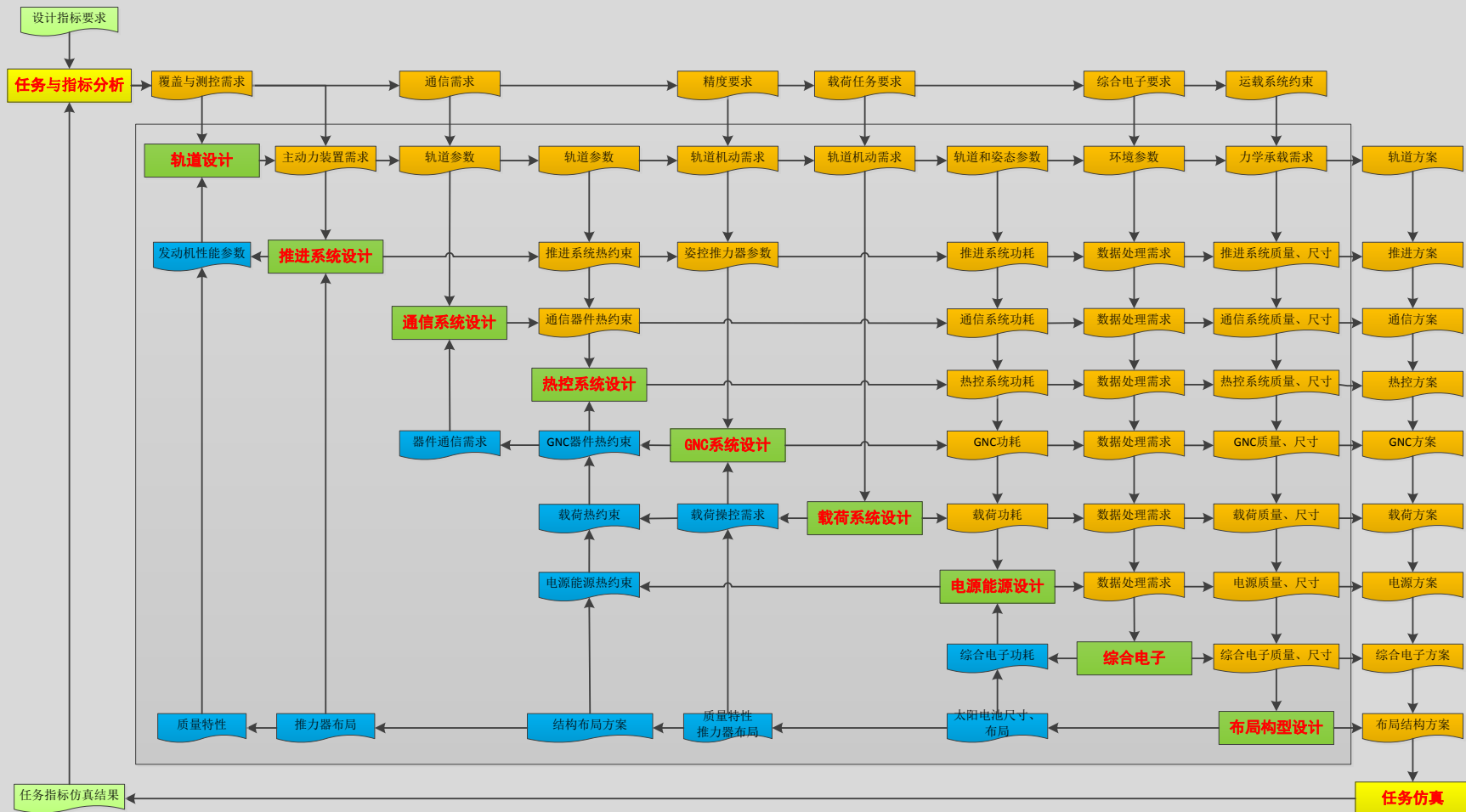
- 各分系统的仪器设备的必要参数得到监视；
- 各分系统按照预定的测控程序得到控制；
- 限制遥测和遥控数据。

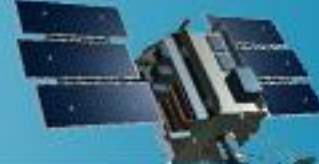
十、刚度分配





航天器典型的多学科设计结构矩阵 (DSM)

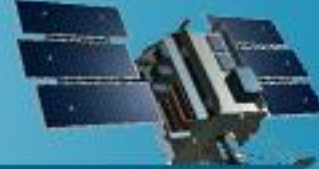




主要内容

§ 12.1 航天器总体预算

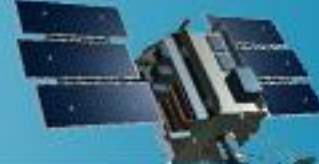
§ 12.2 总体方案的评价和优选



一、优选方法和评价因素

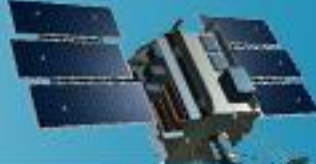
在找出满足用户使用技术要求的多个可行的卫星总体技术方案后，就要对多个方案进行分析、比较和评价。分析和比较的对象一般可分成两个层次：

- ◆ 第一层次：以多个卫星总体方案为对象；
- ◆ 第二层次：以分系统或总体相关项目（如轨道、构型、承力主结构、回收方案、布局和总体性能参数等）为对象。



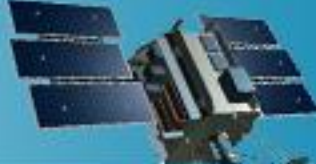
评价比较因素：

- ◆ 性能高低（如功能特性、质量、功耗、体积等）；
- ◆ 方案合理性（含可行性）；
- ◆ 技术复杂程度（如零部件及活动部件数量、技术难度、工艺性等）；
- ◆ 风险度；
- ◆ 衔接性（继承性和扩展性）；
- ◆ 经济性；
- ◆ 研制周期长短等。

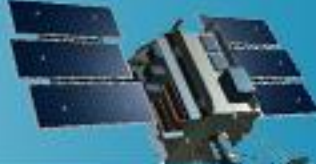


静止轨道三轴稳定通信卫星总体性能参数内容

序号	项 目	性能参数主要内容
1	卫星轨道	地球静止轨道、定点位置、南北位置保持精度、东西位置保持精度
2	姿态稳定	姿态稳定方式(转移轨道、地球同步轨道)、长期偏置能力、短期偏置能力、姿态控制精度(俯仰、滚动、偏航)
3	天线指向精度	俯仰、滚动、偏航(正常模式和位置保持期)
4	卫星尺寸	卫星箱体、(单)太阳翼长度、卫星收拢状态总高度、卫星天线展开状态总高度
5	卫星质量	星箭分离时质量、卫星干质量
6	电源	太阳能电池翼(数量、每翼几块板、每块板尺寸)、太阳能电池翼输出功率(寿命初期、寿命末期)、蓄电池(种类、数量、容量、最大放电深度)、供电母线电压(光照期间、蓄电池输出电压)
7	卫星寿命	设计寿命、工作寿命、离轨要求
8	可靠度	转移轨道、寿命末期
9	通信频段	上行频段、下行频段(单频段、多频段)
10	通信覆盖区	主服务区、次服务区(有的要点波束)
11	通信转发器数量	数量(不同频段高、中、低功率)



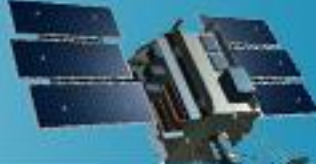
序号	项 目	性能参数主要内容
12	接收机备份方式	如4:2
13	功率放大器备份方式	如9:6
14	等效全向辐射功率	各种频段、各种功率的EIRP
15	接收系统品质因素	各种频段的G/T
16	饱和功率通量密度	饱和功率通量密度 W_s (步进衰减器分档范围)
17	测控频率	上行接收频率、下行发射频率(不同频段)
18	接收机灵敏度	灵敏度及动态范围
19	上行载波调制	调制方式、调制信号、副载波点频数
20	下行载波调制	调制方式、调制信号、副载波点频数
21	测控接收系统品质因素	G/T(定点前和定点后)
22	测控等效全向辐射功率	EIRP(定点前和定点后)
23	遥测容量	模拟量(快变参数和慢变参数)、数字量
24	遥控容量	离散型指令、比例式指令



二、第一层次的比较对象

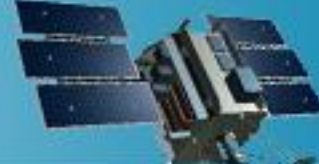
- 以某通信卫星总体方案选择（采用双自旋稳定与采用三轴稳定两种方案）作为第一层次的对象，进行分析、比较和评价。
- 该通信卫星总体方案开始采用双自旋稳定方案，通信舱消旋，其他分系统自旋稳定。后来，三轴稳定方案平台研制出来，经综合比较，采用三轴稳定方式作为卫星的总体方案。

比较因素	双自旋稳定卫星方案	三轴稳定卫星方案
用户使用性能要求	可满足	超过用户要求，扩大使用性能
方案合理性	随着通信容量扩大而被淘汰	技术方案先进
姿态和天线指向精度	相对低	较高
构型和布局	在仪器平台和消旋舱布局，保证卫星惯性积等于零	可充分利用卫星内部空间，容易实现模块化
卫星干质量和整星质量比	较低（固体发动机和肼发动机比冲低）	较高（双组元液体统一推进系统发动机比冲高）



通信卫星总体方案定性比较

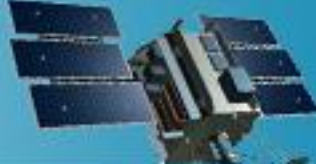
比较因素	双自旋稳定卫星方案	三轴稳定卫星方案
扩展性	差(即使采用脱裙方案, 电源只达2.2kW)	好(可增大太阳能电池板块数增大功率)
技术复杂程度	较简单(采用固体远地点发动机)	较复杂(采用双组元液体统一推进分系统)
技术难度	姿态和轨道控制分系统较容易, 但消旋舱还需攻关	姿态和轨道控制分系统较难, 但卫星已研制完成
继承性	可继承东方红二号技术	可继承东方红三号技术
风险度	大(消旋轴承为单点故障)	较大(管路泄漏、太阳能电池板展不开)
经济性	成本相对低(推进、姿态简单)	成本相对高
研制周期	消旋舱还需攻关	卫星平台已研制完成



三、第二层次的比较对象

第二层次是通过分系统或总体方案相关项目的单项比较，找出不同的总体技术途径，得到航天器总体方案。

以返回式卫星胶片的回收方案作为第二层次的分析、比较对象。返回式卫星胶片单体回收方案可以有三种：**整星制动回收、返回舱制动回收、胶片容器弹射回收。**



返回式卫星回收方案比较

比较因素	整星制动回收	局部舱段制动	胶片容器弹射回收
用户使用性能要求	可满足	可满足	可满足
方案合理性	不合理(无用仪器结构返回)	合理	不合理(原结构不利用)
整星总质量	过大(制动火箭大)	适度	较大(增加弹射分系统)
技术复杂程度(难度)	技术较复杂(返回研制困难)	技术相对简单	技术复杂(弹射技术无基础)
风险度	较大(整星回收防热密封问题多)	较小	大(增加弹射环节不可靠性)
衔接性(继承和扩展)	差	好(可增加舱段)	可扩展多体回收技术
经济性	成本高	成本相对低	成本较高
研制周期	较长(回收、防热密封问题多)	相对短	长(弹射技术需攻关)