

microsat



# 暗物质粒子探测卫星 方案研究

朱振才

上海微小卫星工程中心

2010年3月

# 汇报主要内容

一. 研究意义与目标

二. 方案设计思路

三. 方案初步构想

四. 分系统指标分析

五. 方案特点

# 研究意义

不了解暗物质性质

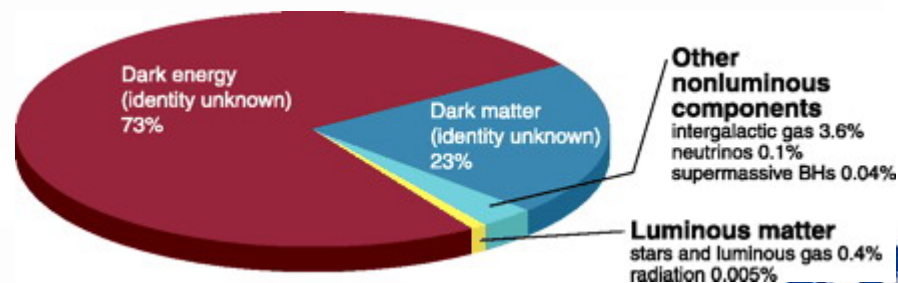
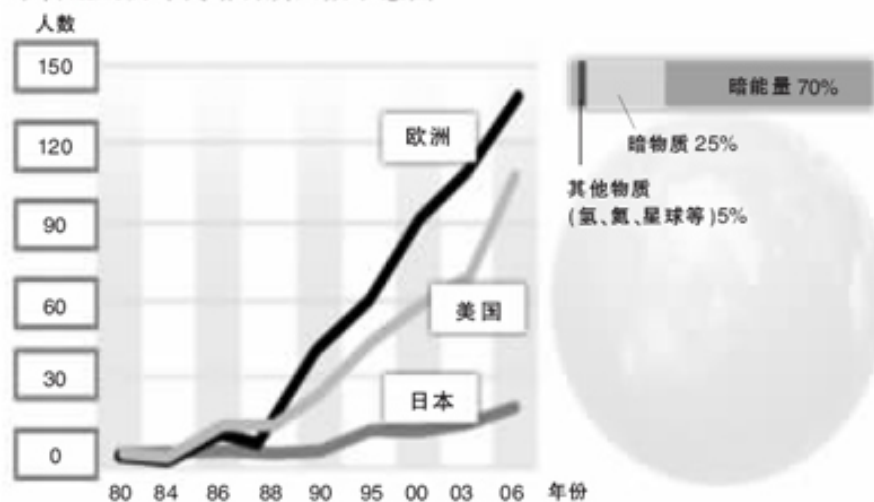


无法了解整个宇宙

- 探寻宇宙组成
- 获取直接观测数据
- 提高我国在国际物理学界的地位

推动物理学自宏观到  
微观之后进入宇观!  
推动物理学发展酝酿  
成第五次大突破!

宇宙组成及寻找暗物质人数示意图



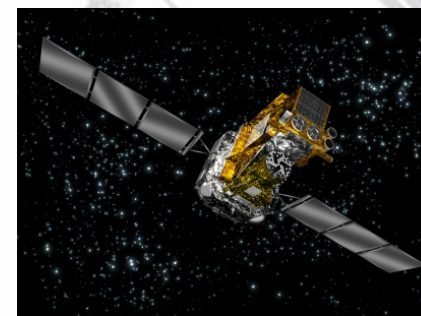
# 国内外现状和发展趋势

国内发展状况:

- 1998年世界范围暗物质探测工作中作出重大贡献，负责思想的提出、高能电子探测技术、观测数据分析、理论研究等方面工作。

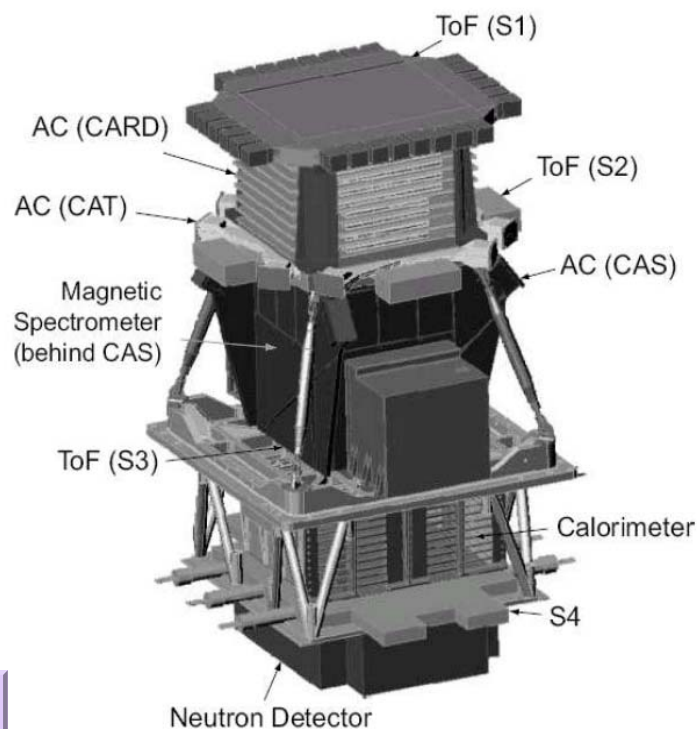
- 地面探测
  - ✓ PERMI探测器;
  - ✓ HESS地面测量;
  - ✓ ATIC探测器。

- 空间探测
  - ✓ PAMELA探测器;
  - ✓ INTEGRAL;
  - ✓ 费米  $\gamma$  射线太空望远镜



# PAMELA探测器

PAMELA任务全称为反物质探测和轻原子核天体物理卫星荷载，探测主体是一台由多国联合研制的、耗费数亿美元的磁谱仪探测器，负载卫星于2006年6月15日升空，其科学目标是通过探测正负电子来寻找反物质。

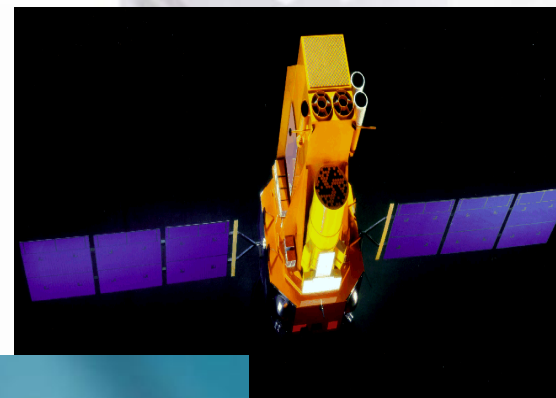


肩担PAMELA任务的意大利卫星探测到过量正电子粒子，而这种奇异的粒子形式可能是暗物质残骸的遗迹。如该发现能在进一步研究中被证实，这将是一个极为难得的不通过万有引力而看到的暗物质证据，或可揭示暗物质的存在与构成。



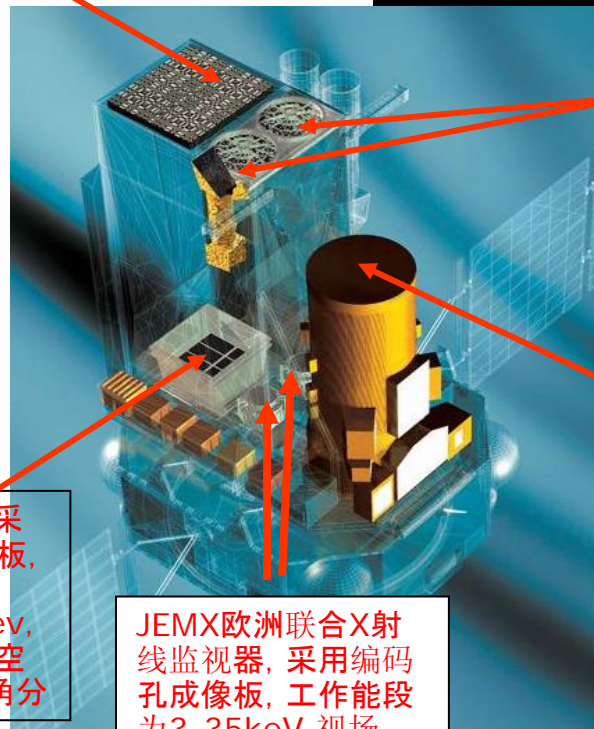
# INTEGRAL (国际伽马射线天文物理实验室)

发射机构	欧洲空间局
发射日期	2002年10月17日
波段	3keV-10MeV, 光學V波段
轨道	椭圆
高度	9,000-155,000公里
周期	72小时
质量	4.1吨
类型	编码孔成像
口径	3.7公尺
焦长	约4公尺



IBIS mask

JEMX masks



IBIS成像仪, 采用编码孔成像板, 工作能段为15keV-10Mev, 视场为9×9, 空间解析度为3角分

JEMX欧洲联合X射线监视器, 采用编码孔成像板, 工作能段为3-35keV, 视场4.8度, 空间解析度为3角分

SPI光谱仪, 采用编码孔成像板, 接收面积为500平方公分, 工作能段为20keV-8Mev, 在1Mev上能谱解析度为500, 空间解析度为2度

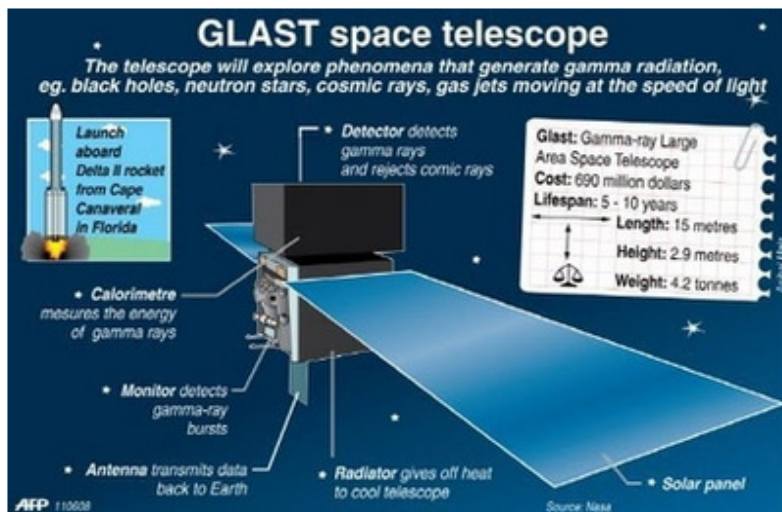


# 费米 $\gamma$ 射线太空望远镜

- ✓ 2008年6月11日，美国国家宇航局发射了伽马射线太空望远镜，号称“探索极端宇宙”
- ✓ 500km近圆轨道，能每隔90分钟绕地球一周
- ✓ 是一台功能强大的太空望远镜， $2.8\text{m} \times \phi 2.5\text{m}$
- ✓ 重约4.3吨。
- ✓ “巡天”观测的伽马射线测台
- ✓ 设计观测寿命为5~10年。



科学  
目标



1. 探索宇宙间最极端的太空环境。在这种环境条件下，可以产生地球上所无法想象的能量。
2. 搜寻新物理学规律存在的迹象，以及神秘暗物质的组成成分。
3. 了解黑洞是如何将物质的巨大喷射加速到近乎光速。
4. 揭开伽马射线爆发能量的惊人之谜。
5. 解答有关太阳耀斑、脉冲星和宇宙射线起源等问题。

# 暗物质卫星方案设计

## 研究目标

- ✓ 通过对暗物质探测任务的需求分析，设计暗物质探测卫星总体方案；
- ✓ 突破大型载荷的卫星结构设计、大惯量星体姿态控制、高速低误码率数传等关键技术；
- ✓ 为空间暗物质探测提供理想试验平台。

## 研究思路

- ✓ 暗物质粒子探测任务分析
  - 卫星需求分析，包括轨道、姿态、机械、电源、热、数据通信等。
- ✓ 暗物质粒子探测器与卫星平台一体化设计
  - 暗物质粒子探测器的物理性能优化，有限卫星资源内，优化性能指标。
- ✓ 面向载荷需求的高可靠卫星系统设计
  - 完成卫星的总体设计方案：大载荷比构型设计、可靠稳定姿态控制、高速数传等任务需求。



# 任务特点分析

暗物质粒子  
探测任务

载荷重量大

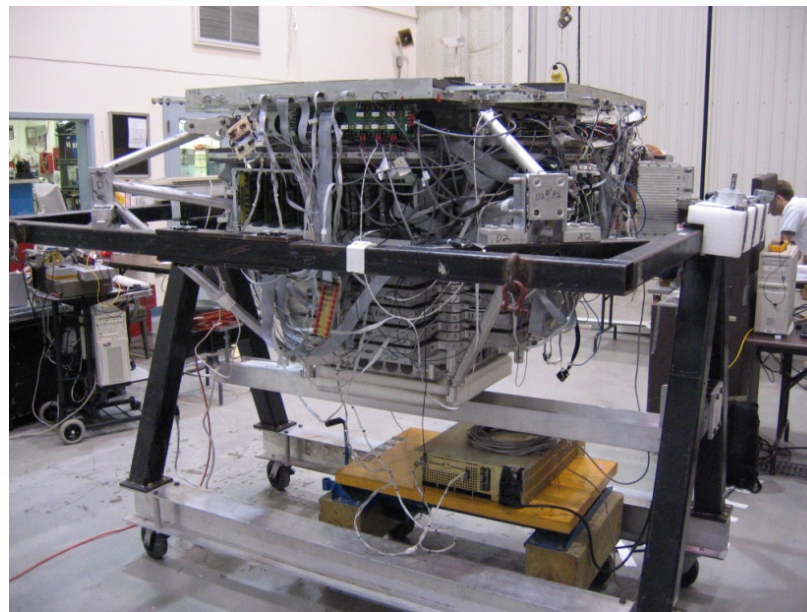
卫星惯量大

期望寿命长  
高可靠

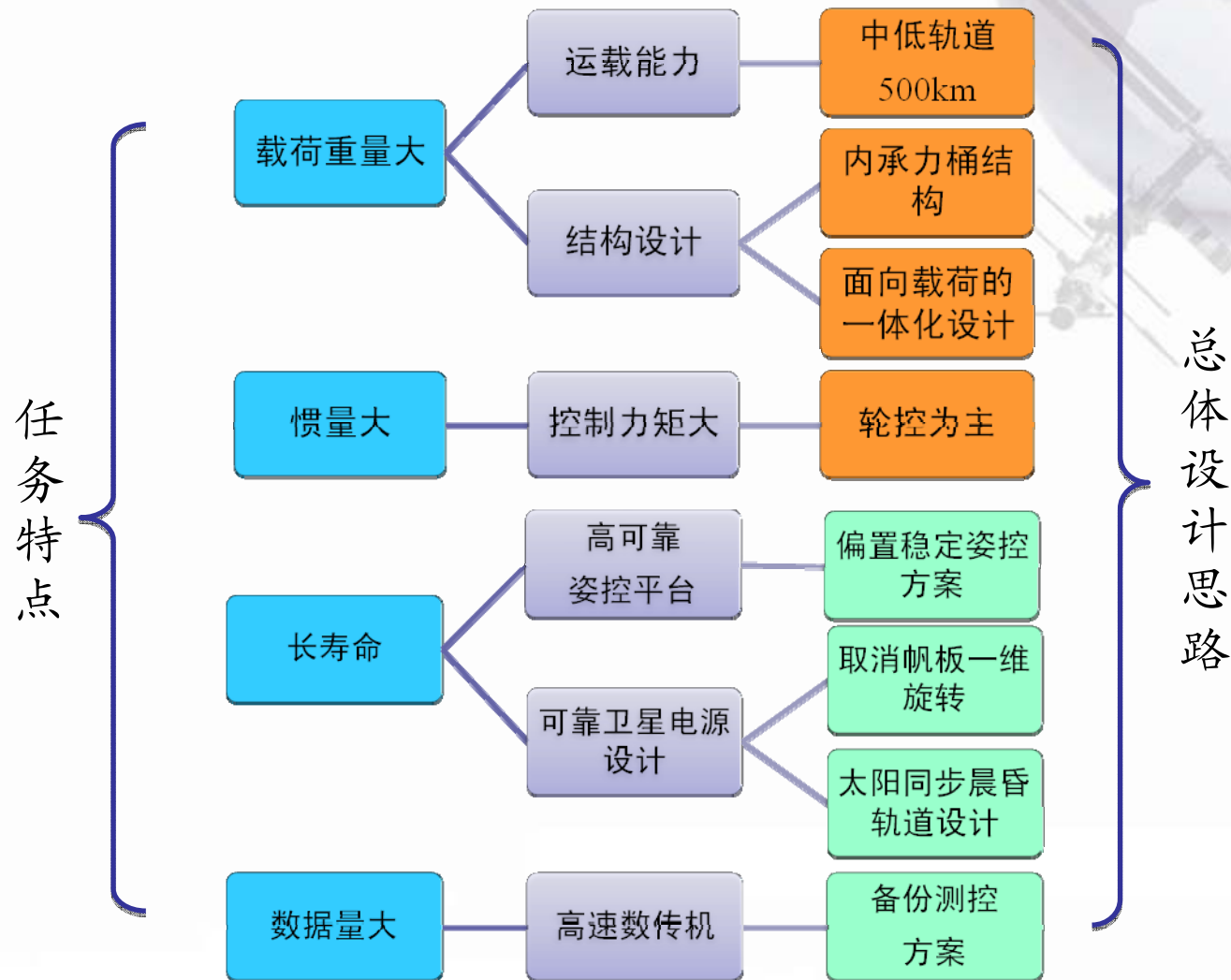
数据量大

指向精度一般

- BGO量能器实际大小：  
950mm\*950mm\*600mm
- 塑料闪烁体尺寸(三层)：  
1300mm、1700mm、2100mm
- 底部中子探测器尺寸：  
600mm\*600mm\*400mm
- **总质量为：** 1.0t~1.2t（质量相对集中）



# 任务分析



# 卫星系统组成 和总体指标

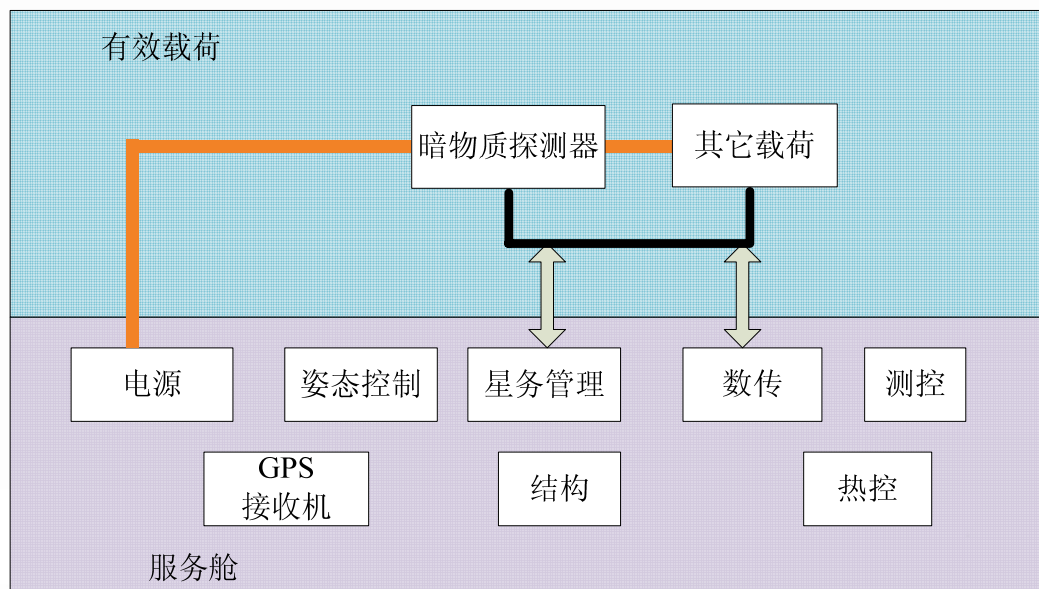
## 卫星平台

轨道、姿态、结构、电源、热控、数据通信

平均功耗：170 (平台) + 320 (载荷) W

峰值功耗：230 (平台) + 390 (载荷) W

卫星寿命： >5年

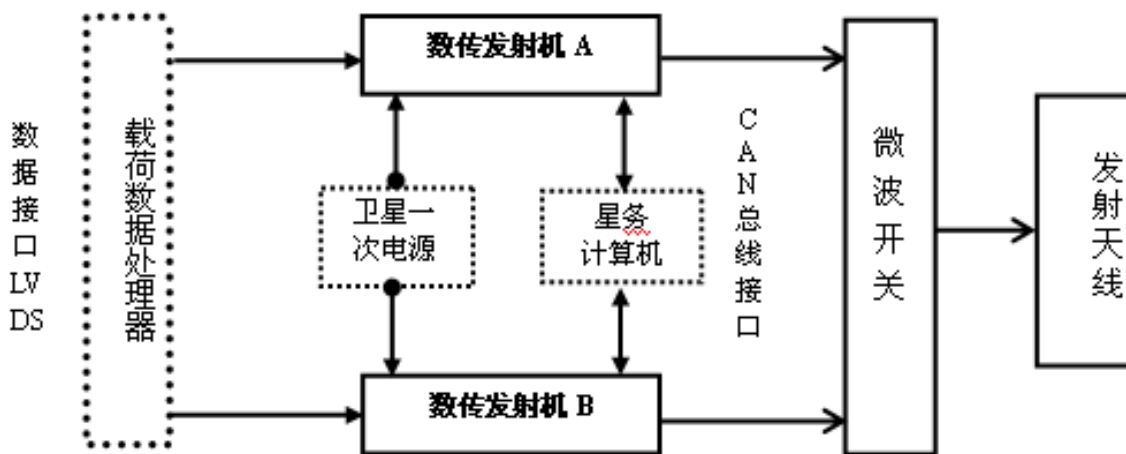
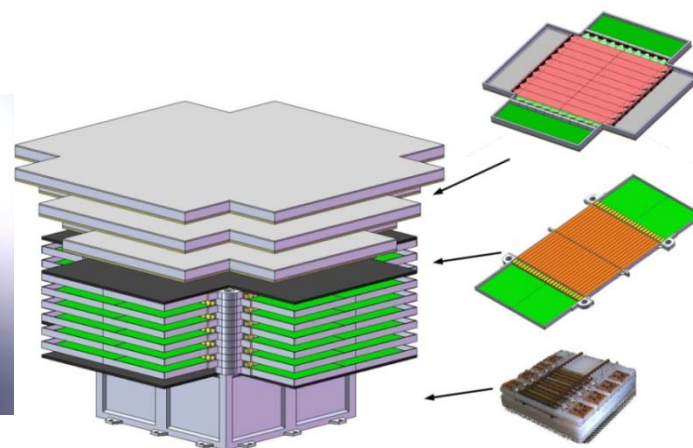
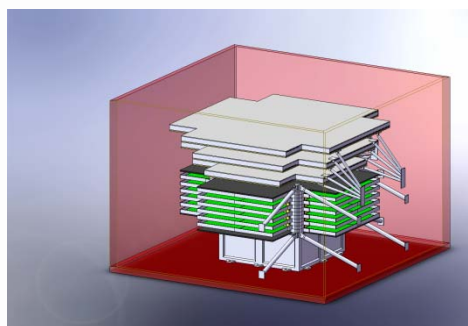


## 有效载荷

- ◆ 探测器
- ◆ 高速数传
- ◆ 主载荷质量：  
1200 kg
- ◆ 其它载荷：  
高速数传：30kg  
服务舱质量：小于  
500 kg

# 有效载荷方案（概要）

- 高分辨量能器
- 中子探测器

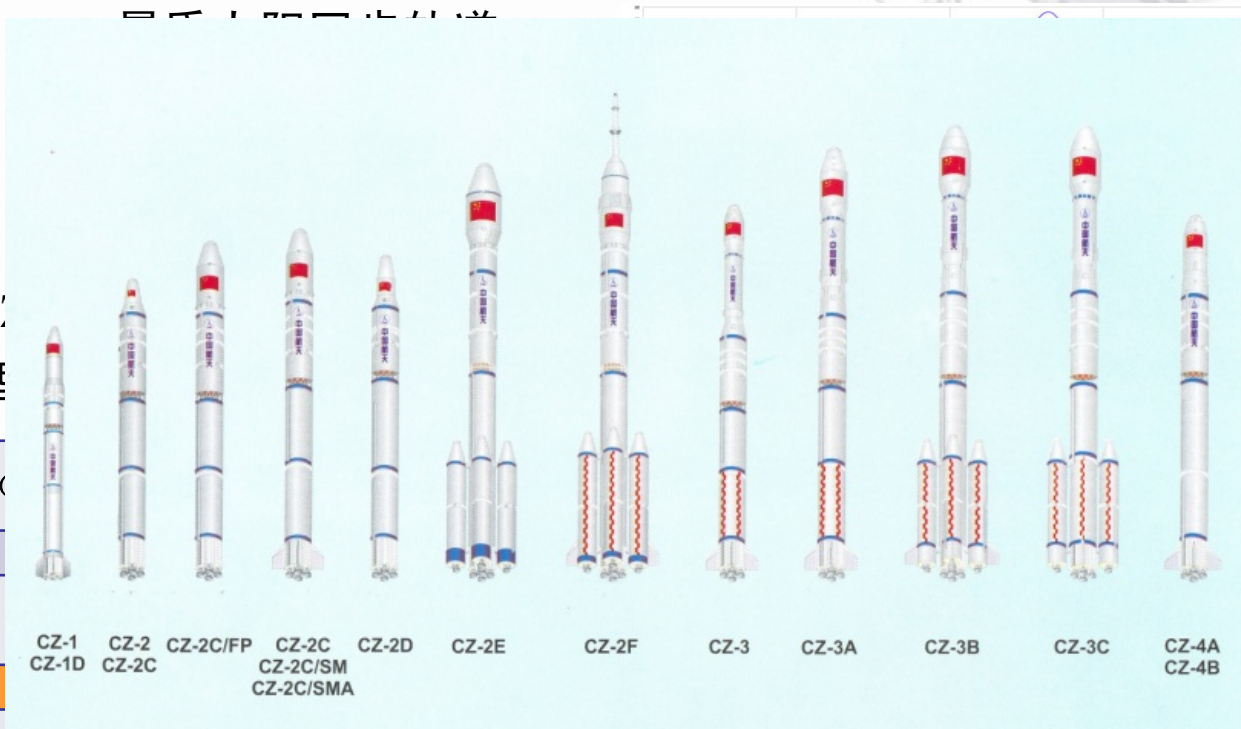


- 数传发射机
- 微波开关
- 发射天线



# 轨道初步设计

- 任务需求：载荷视场指向天顶，无遮挡；载荷连续工作，保证供电
- 在满足载荷要求的前提下，为**保证充足能源**设计**简化帆板机构**方案，采用**太阳同步晨昏轨道**。同时考虑**运载能力**采用**较低轨道**
- 轨道类型：
- 平均高度：
- 轨道倾角：
- 降交点地方时：
- 运载：CZ-4B 或CZ-4E
- 发射场：太原或酒泉



火箭名称	起飞质量 (t)	整流罩直径 (m)
CZ-2C	245	3.35
CZ-2C/SMA	245	3.35
<b>CZ-2D</b>	<b>233</b>	<b>2.90</b>
CZ-2E	460	4.20
CZ-2F	480	3.80
<b>CZ-4B</b>	<b>249</b>	<b>2.90/3.35</b>

火箭名称	轨道类型	运载能力 (kg)	发射场
CZ-2E	LEO	9200	ASLC
CZ-2F	LEO	9500	JSLC
<b>CZ-4B</b>	<b>SSO</b>	<b>2600(900km)</b>	<b>TSLC</b>

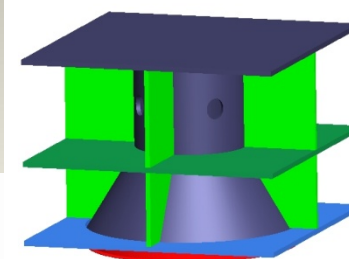
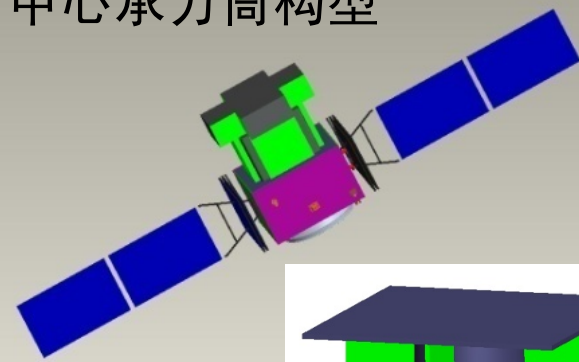
CZ系列运载火箭型谱



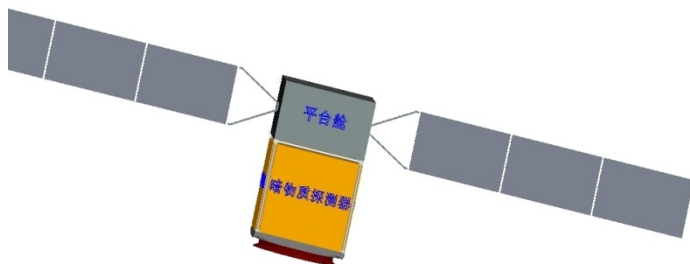
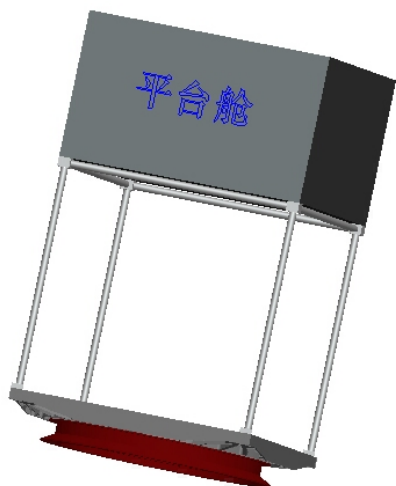
# 卫星构型方案

## ● 方案一：中心承力筒构型

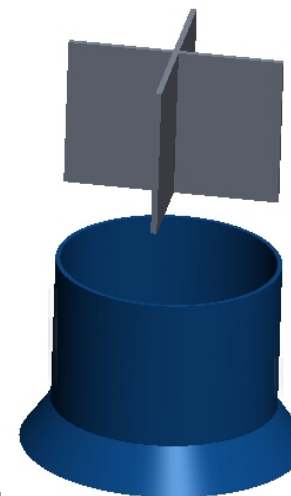
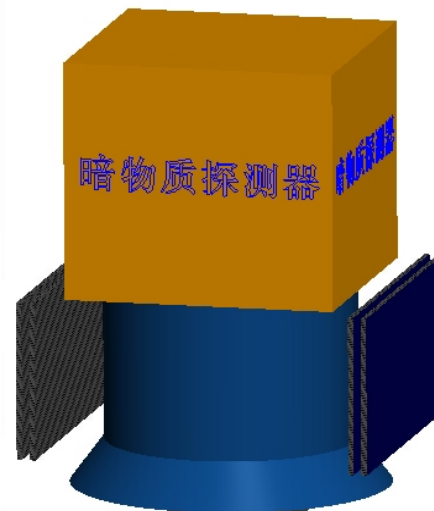
比较项目	方案一： 中心承力筒	方案二： 外承力筒	方案三： 桁架式
结构设计	复杂	复杂	相对简单
传力路径	长	长	短
承受载荷	大	大	小
结构质量	较大	大	小
结构工艺	复杂	复杂	简单
总装工艺	较难	难	简单



## ● 方案三：杆板式构型方案



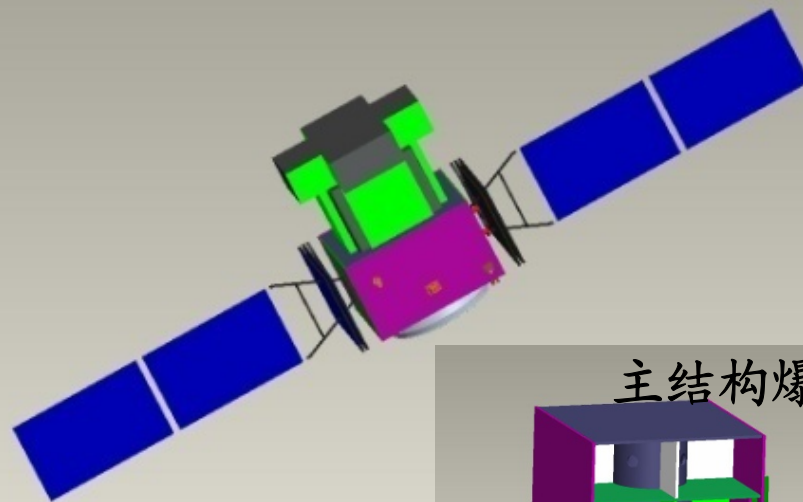
## ● 方案二：外承力筒方案



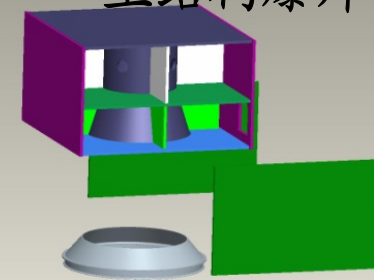
# 卫星构型方案

- 主承力结构为内承力桶结构
- 服务舱和载荷舱的两舱式一体化结构
- 如采用直接通过载荷支撑（侧向或倒向）则构型更合理

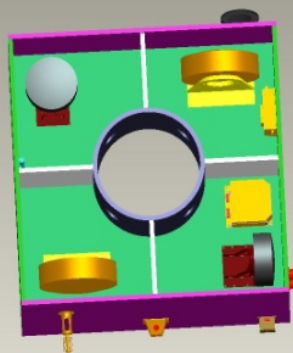
卫星在轨状态



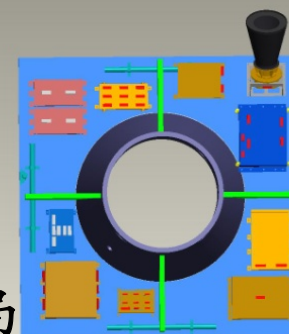
主结构爆炸图



星内单机布局图

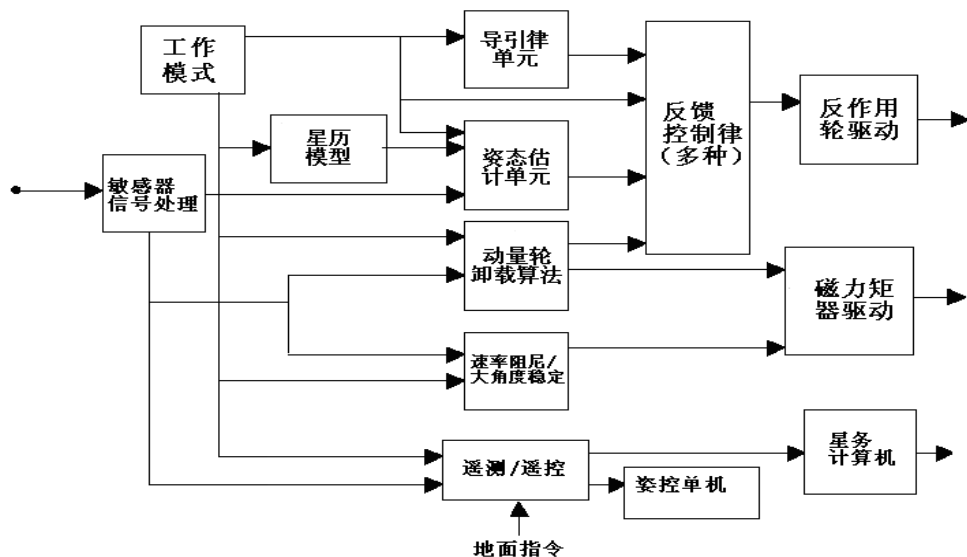


星内各层单机布局



# 姿态测量与控制方案

- 偏置动量方式
  - 对地定向三轴稳定控制
- 测量精度： 优于 $0.1^\circ$
- 指向精度： 三轴优于  $0.5^\circ$
- 姿态稳定度： 三轴优于 $0.01^\circ /s$
- 外界干扰力矩  $T \approx 9.58 \times 10^{-5} N \cdot m$ 
  - 重力梯度干扰力矩
  - 太阳光压干扰力矩
  - 气动干扰力矩（主要干扰）
  - 剩磁干扰力矩



## 敏感器设计

- 拟采用精**太阳敏感器**和**磁强计**配合定姿为主实现姿态捕获与稳定
- **星敏感器**与**陀螺**配合实现高精度定姿，提高系统定姿精度



# 姿态控制方案

## ● 执行机构

- ✓ 三轴磁力矩器卸载和补偿长值干扰力矩，反作用轮实现精确控制
- ✓ 与运载最大分离扰动  $\omega < 1.5^\circ /s$ ，惯量  $I_{xx} \approx 400\text{kg}\cdot\text{m}^2$ ，初始章动角最大为  $\omega \times I_{xx}/h_0 \approx 19^\circ$  (可通过主动控制工程偏差减小滚动干扰)
- ✓ 磁控力矩约  $100 \times 3 \times 10^{-5} \approx 0.003\text{Nm}$ ，磁控阻尼时间 (控制效率按50%) 约  $\omega \times I_{xx}/0.003/0.5 \approx 115 \text{ min}$ ，约1轨多；

### 偏置动量轮1个，俯仰方向安装

- ✓ 最大角动量: 30 Nms
- ✓ 转速范围: 0~ 2500 rpm
- ✓ 最大输出力矩: 0.2 N.m

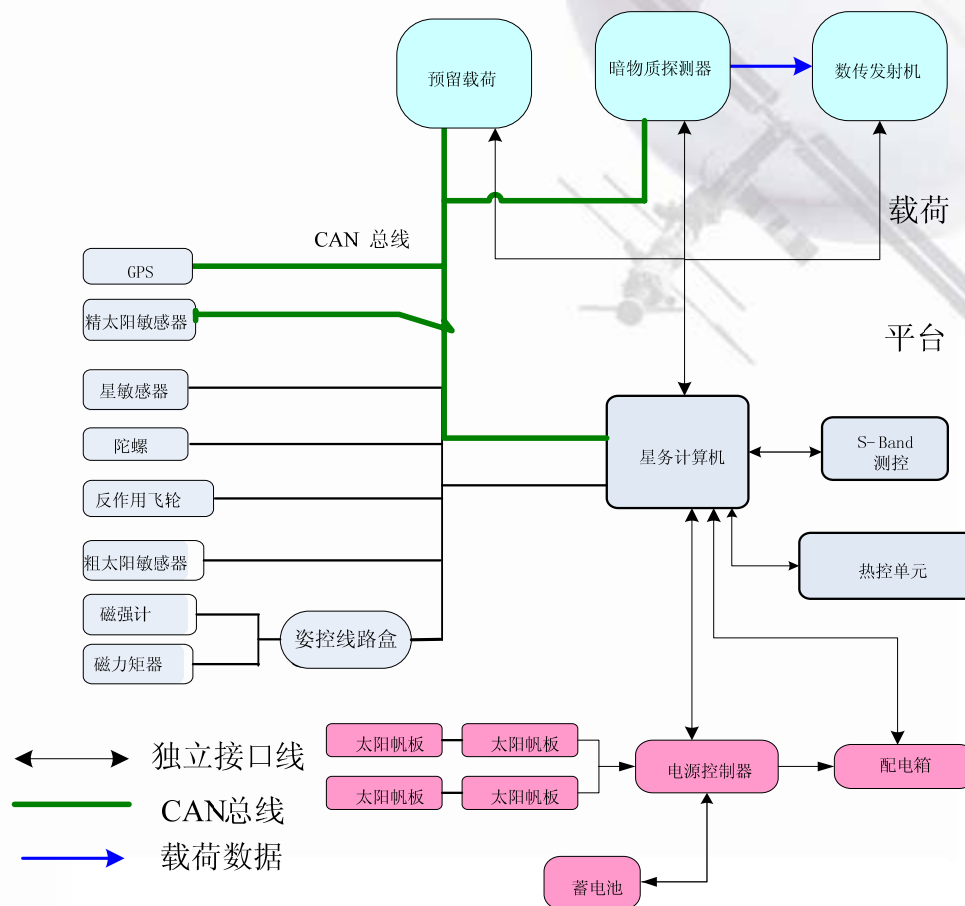
### 三轴各加装一个反作用轮

- ✓ 最大角动量: 5 Nms
- ✓ 转速范围: -4000 ~ +4000 rpm
- ✓ 最大输出力矩: 0.1 N.m
- ✓ 角动量控制偏差: 0.005 Nms

## 方案特点: 可靠、稳定, 可灵活重构

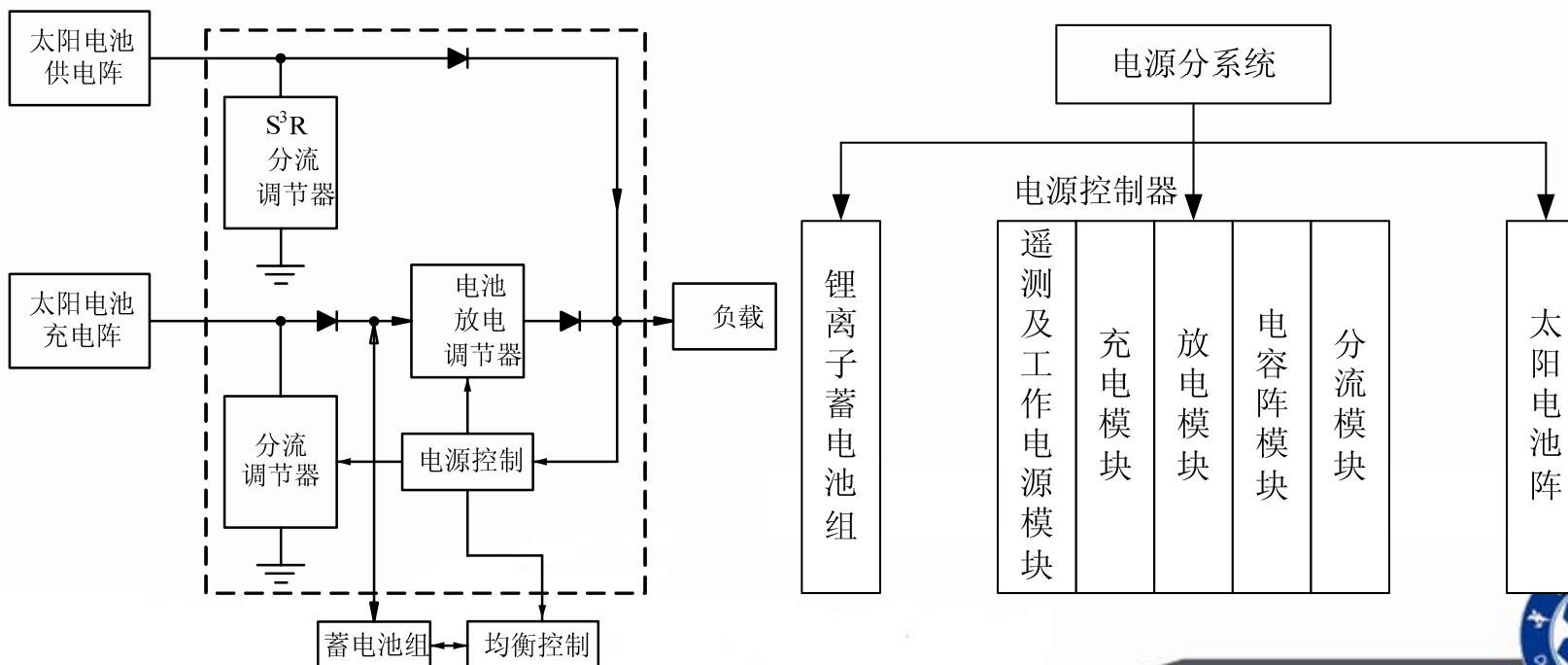
- ◆ 正常模式: 偏置动量稳定
- ◆ 根据特殊指向需求 或 偏置动量轮故障: 零动量模式

- 卫星系统功能与信息流
- 载荷单机通过CAN总线和星务计算机通信
- 其它单机通过独立接口线（RS422，模拟信号及TTL等接口）和星务计算机通信；
- 数传发射机将载荷数据通过数传天线传到地面



# 卫星电源方案

- 太阳电池阵、锂离子蓄电池组和电源控制器组成
  - ✓ 太阳电池阵为两翼展开式
  - ✓ 单体太阳电池: GaInP2/InGaAs/Ge三结砷化镓太阳电池
  - ✓ 整星长期功率约500 W
  - ✓ 蓄电池组电压范围19.8V ~ 24.6V, **额定容量: 40Ah**

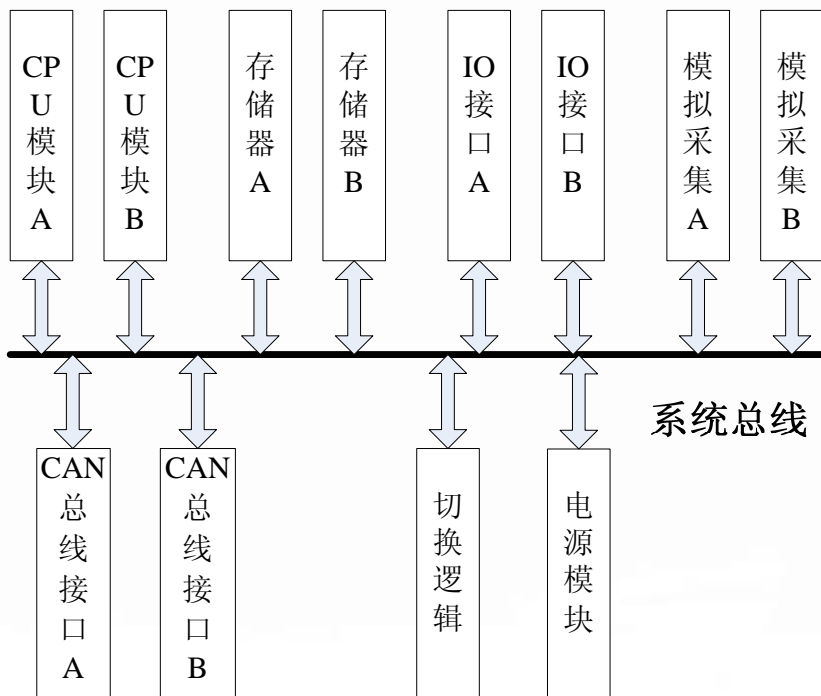


# 星务管理方案

- 采用双机热（冷）备份方式
- 星上综合数据管理
- 星地测控管理
- 卫星自主运行模式管理

## 星务计算机主要技术指标

CPU	ERC32
内存	PROM (6664RH) 256KB, EDAC RAM 512KB
大容量存储	bytes
指令, 信号	遥控指令存储容量不少于1000条; 遥测信号采集量不少于200路
实时时钟	内部硬件产生相对时钟, 地面校时或GPS校时, 时间精度: $1 \times 10^{-7}$ 秒。绝对记录时间大于50年, 最小记时单位: ms。
与外部总线接口	CAN
系统总线	Compact PCI
工作模式	双机热（冷）备份, 自主切换或遥控直接指令切换
软件重构	软件可在轨注入
功耗	17W (双机, 一次电源)
在轨工作寿命	不少于1年



# 高速数传方案

- 载荷需求：每天下行数据>5G字节

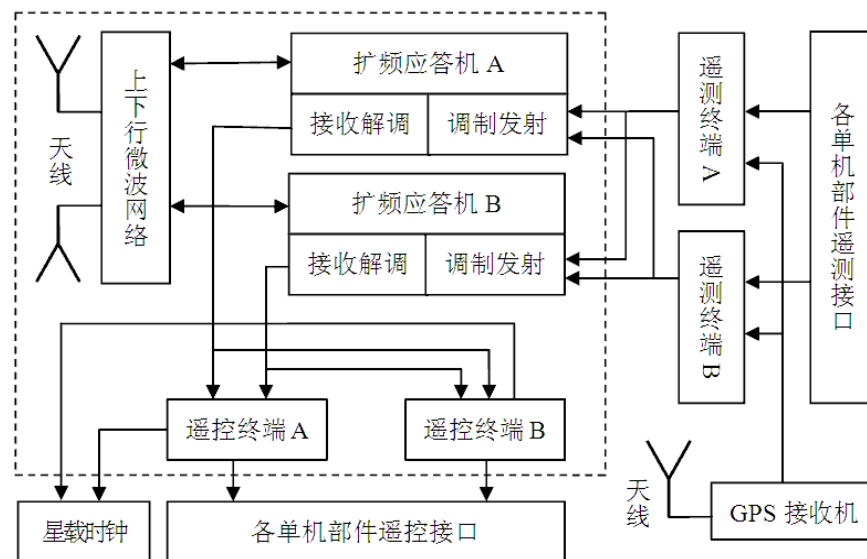
- 初步设计：

- ✓ 数据传输码速率： 64Mbps
- ✓ 数传频率： X波段（频点待定）
- ✓ 固态存储器容量： 120Gbits，具抗单粒子翻转措施

按照一天至少两次过站，一次6分钟计算，每天至少可下传数据**5.7G字节**

# 测控方案

- 考虑暗物质卫星的测控由总装测控网统一管理，不再另外建立地面测站。因此卫星的地面测控采用扩频应答机。
- 测距精度：                    随机误差1.2m ( $S/\phi = 50\text{dBHz}$ )
- 发射功率：                     $\geq 400\text{mW}$  (遥测测距分配比=4:1)
- 星地校时精度：               $\leq 5\text{ms}$  (均方根误差，卫星 $\leq 4\text{ms}$ ；地面 $\leq 3\text{ms}$ )
- 频段：                          S波段
- 调制方式：                    BPSK



# 主要技术指标

序号	指标项	指标值
1	主载荷质量	不大于1200kg
	其他载荷（高速数传等）	30kg
	服务舱	不大于500kg
2	结构形式	平台与载荷两舱式结构
3	平均功率	170（平台）+320（载荷）W
	峰值功率	230（平台）+390（载荷）W
4	轨道类型	晨昏太阳同步轨道
	平均高度	500km
	轨道倾角	97.4°
	降交点地方时	6:30AM
5	姿控	三轴稳定对地定向 测量精度：优于0.1° 指向精度：三轴优于 0.5°
6	测控	扩频应答机
7	寿命	大于2年，争取>5年



## ● 高载荷比的卫星系统设计

- ✓ 卫星平台质量约500kg，承载载荷质量约（1200+30）kg，简单（可靠）  
合理的卫星构型/结构设计实现大质量载荷的支撑和卫星平台设备布置/安装；**—高功能密度比的科学探测卫星方案**

## ● 高可靠偏置动量姿态控制方案

- ✓ 载荷质量相较于卫星平台较大，约3倍左右，为保证观测指向，需在姿态控制设计上采用偏置动量稳定基础上增加控制能力提高姿态稳定性；**—简单可靠**



## 卫星方案特点

- 合理轨道类型和窗口选择配合简单的太阳翼设计  
无运动机构—**可靠**
- 成熟的卫星平台设备，具有较好的技术和工程继承性
  - ✓ 姿态控制、电源、测控、数传、星载计算机、总体电路等可以继承TS-3卫星技术或设备

microsat



谢谢!