



北京航空航天大學
BEIHANG UNIVERSITY



制动帆可控的立方星设计与验证 总体方案

《航天任务分析与系统设计》

小组成员：陈铮 熊梓岑 景思源 孟博

2021年6月18日





01 / 緒論

02 / 任务分析

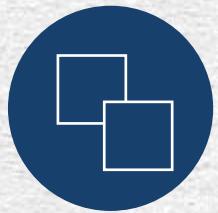
03 / 轨道设计

04 / 有效载荷

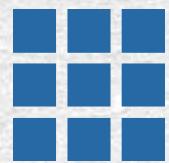
05 / 分系统设计

06 / 总结





北京航空航天大學
BEIHANG UNIVERSITY



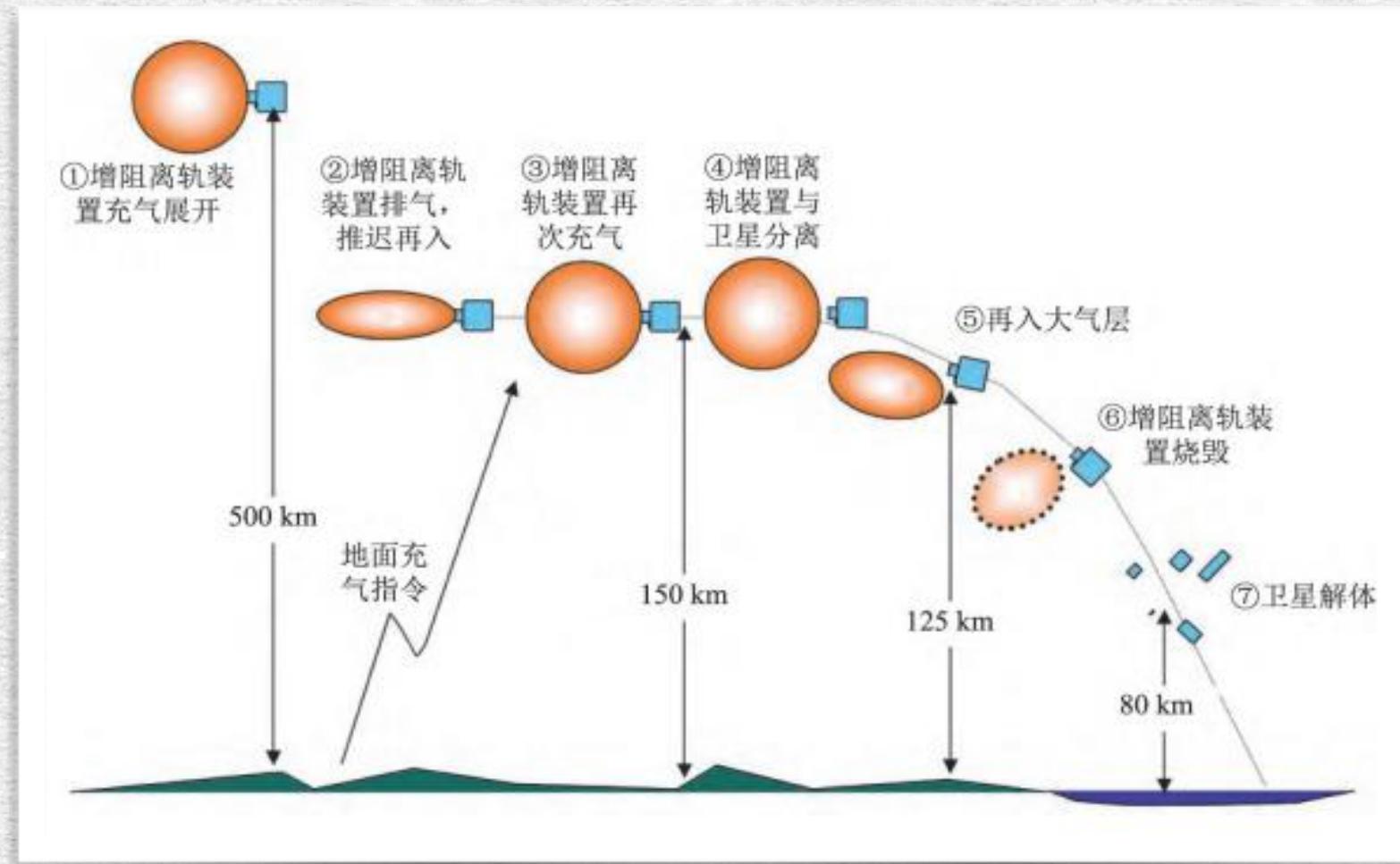
1/ 緒論

1.1

大型空间平台有控再入



北京航空航天大學
BEIJING JIAOTONG UNIVERSITY



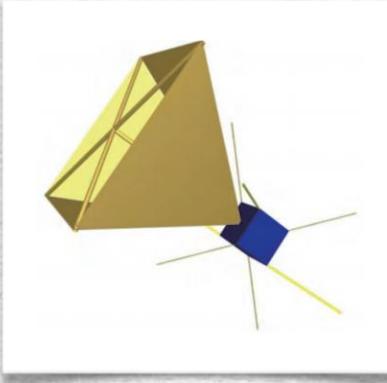
1.2

离轨技术研究现状



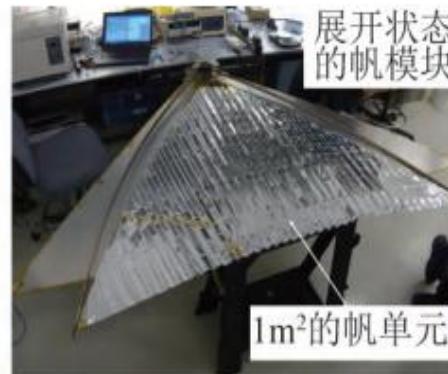
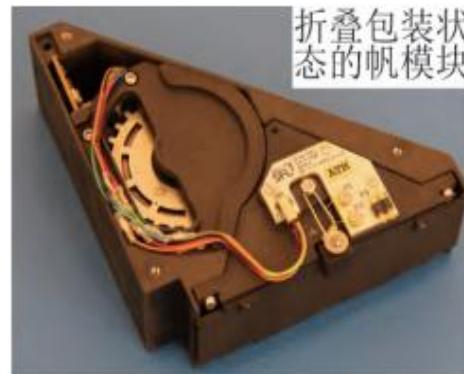
北京航空航天大学

展开后的充气式
薄膜离轨装置



薄膜轨道衰降装置（GOLD）

3 m 长气动离轨系统（IDEAS）



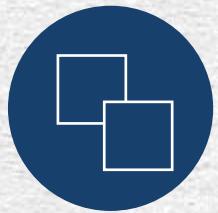
(a) 折叠包装状态的帆模块 (b) 展开状态的阻力帆

阻力帆离轨装置（DSDD）

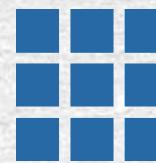
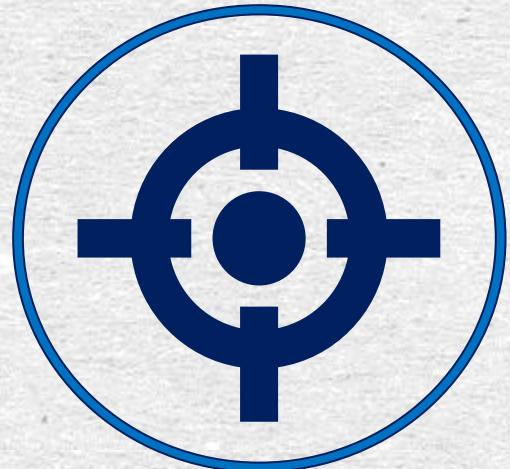
薄膜离轨方式

制动帆离轨方式

气动离轨



北京航空航天大學
BEIHANG UNIVERSITY



2/ 任务分析

2.1

任务描述&目标



北京航空航天大學
BEIJING JIAOTONG UNIVERSITY

1

主要目标

研究通过改变面质比实现控制卫星在LEO上的下落轨迹的可行性

2

从属目标

验证制动帆作为被动姿态稳定装置的可行性

3

从属目标

探测高层大气密度，获取在卫星飞行过程中的不同位置的大气密度实测值。（备用任务）



2.2

任务最高层系统要求

功能要求

性能	在规定时间，制动帆稳定展开；按计划调节制动帆面积，改变迎风面积；在任何迎风面积下保持俯仰和偏航姿态稳定；
覆盖率	途径我国地面站
通信能力	在一定轨道周期内传回位置、姿态、加速度等信息
附属任务	研究气动力矩对姿态的稳定效果

运行要求

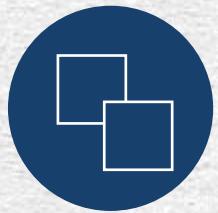
总任务周期	300天
存活能力	考虑原子氧侵蚀、空间辐射环境
数据分配	将数据发送给我国的某一地面站
数据内容	姿态、位置信息
轨道类型	地球近地圆轨道

约束条件

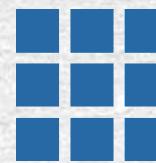
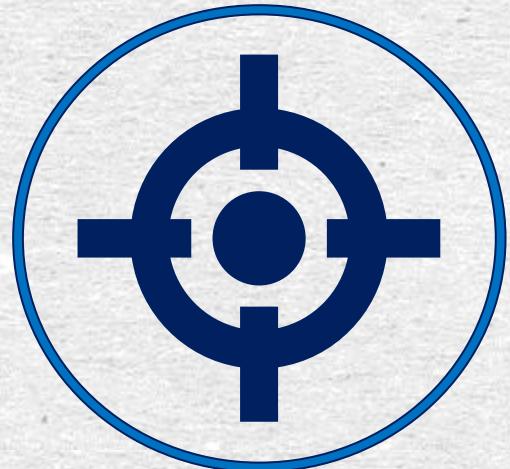
成本	预估100万（不包括试验、发射等）
时间进度	研制时间1年内
轨道约束	选择气动力主导的轨道高度，同时又为任务留出足够的余量(500-650km)，降交点地方时范围从8: 00-16: 00的太阳同步轨道
管理规定	符合国家法律政策要求
政治因素	符合相关法律法规规定
环境	空间微流星、辐射环境
发射约束	作为从属载荷搭载发射

可选择的任务方案

飞行任务的组成单元
有效载荷（制动帆及展开机构）
航天器平台
发射系统
轨道
地面系统
指令、控制和通信系统
飞行任务运行



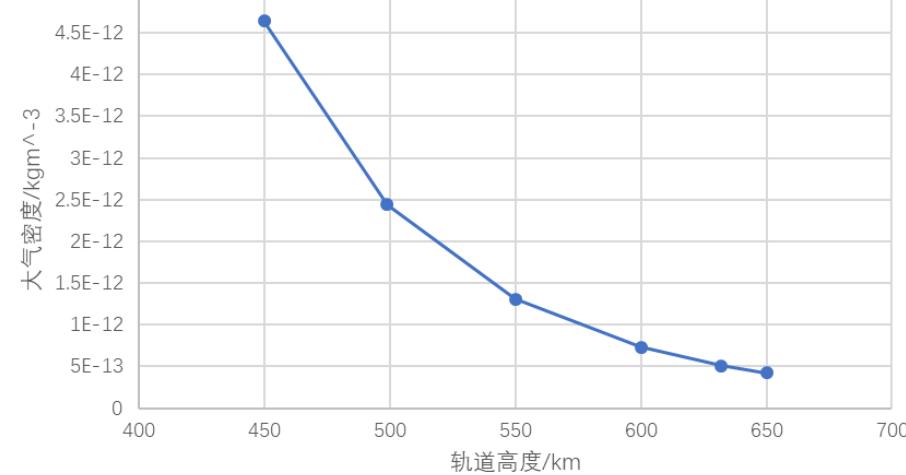
北京航空航天大學
BEIHANG UNIVERSITY



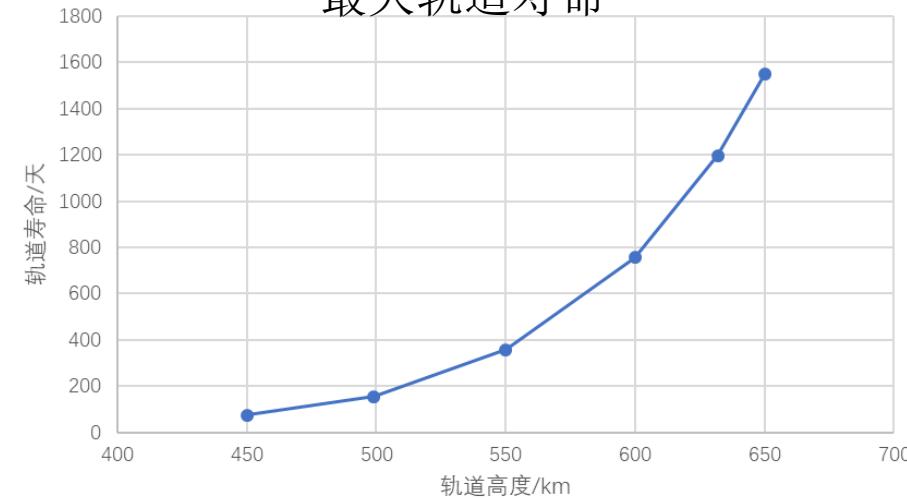
3/ 轨道设计



轨道高度450km~650km范围大气密度变化



最大轨道寿命



不同高度范围的主要环境力矩影响因素

影响区	轨道高度范围	影响因素
区域1	低于300 km	气动力矩占主导
区域2	300 – 650 km	气动力矩与重力梯度力矩相当
区域3	650 – 1000 km	气动力矩、重力梯度力矩和太阳光压力矩相当
区域4	高于1000 km	太阳光压力矩和重力梯度力矩占主导

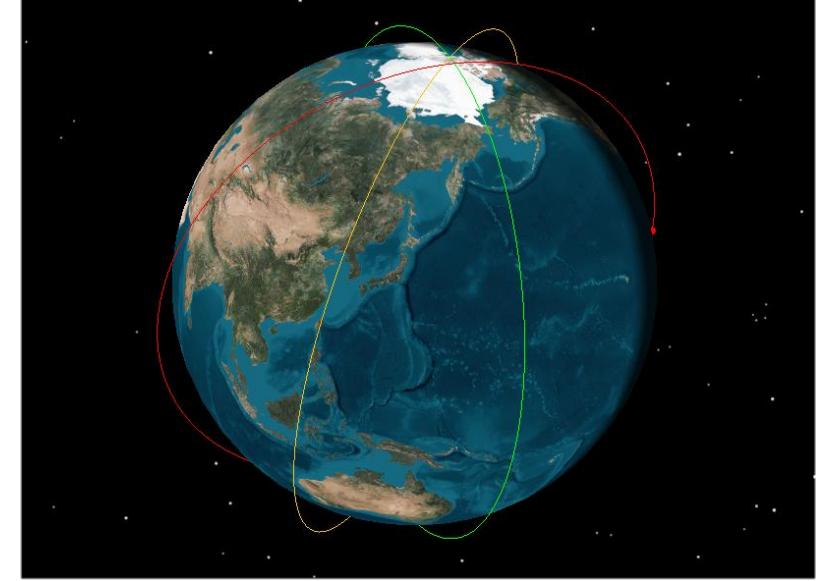
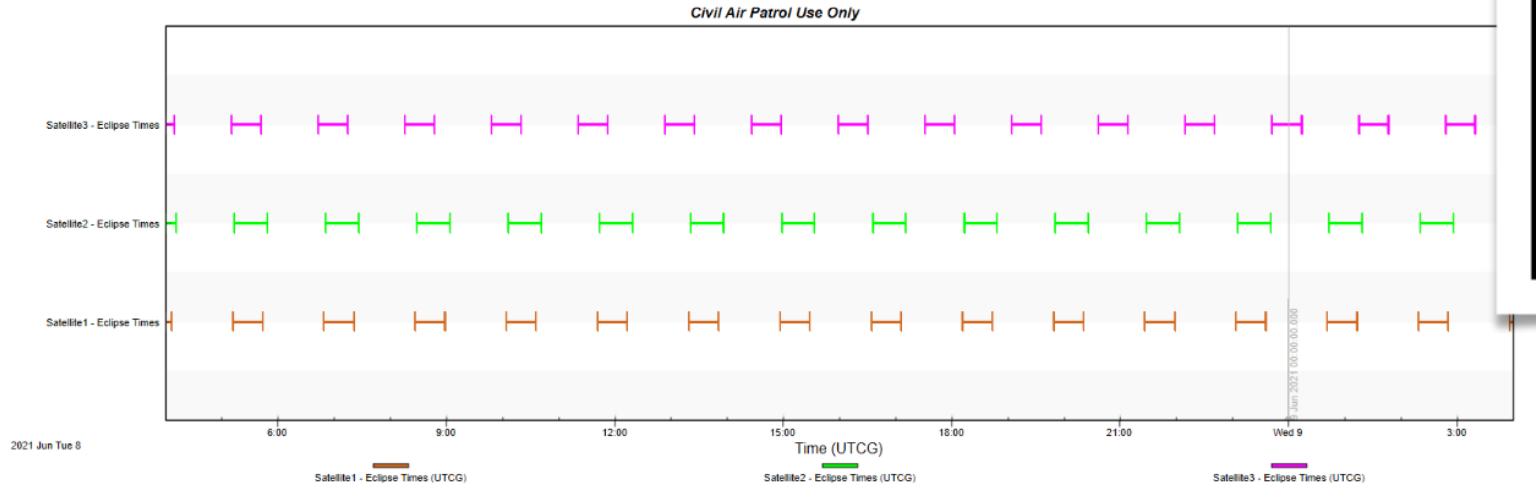
3

轨道设计

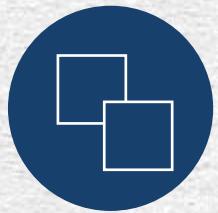


北京航空航天大学

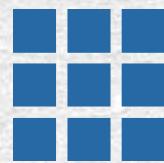
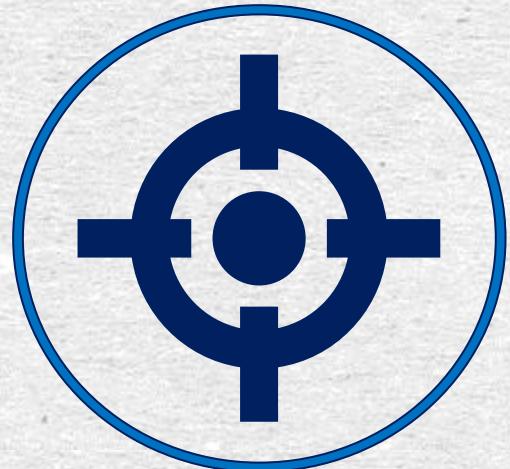
不同降交点地方时地影区时长的微小差异



符合条件的太阳同步轨道



北京航空航天大學
BEIHANG UNIVERSITY



4/ 有效载荷



4.1

设计要求



功能要求

- 能够按照需求调节迎风面积
- 在任何展开状态下提供被动姿态稳定能力
- 独立化、模块化，展开和运转过程对其他分系统没有不利影响
- 高可靠性
- 材料应具有较好的抗原子氧侵蚀能力
- 无操作时自锁

技术指标要求

- 最大迎风面积大于0.4平方米
- 最小迎风面积小于0.1平方米
- 装置总体积小于1U

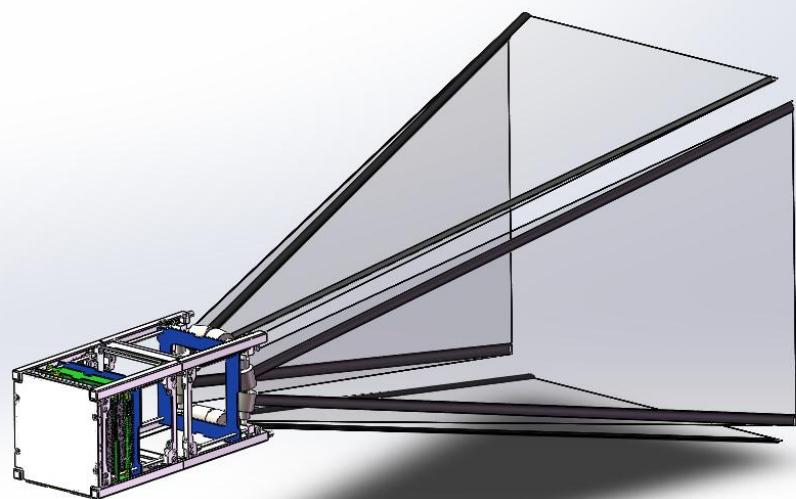
使用改变各面法向与速度的角度而改变迎风面积 → 薄膜帆结构

4.1

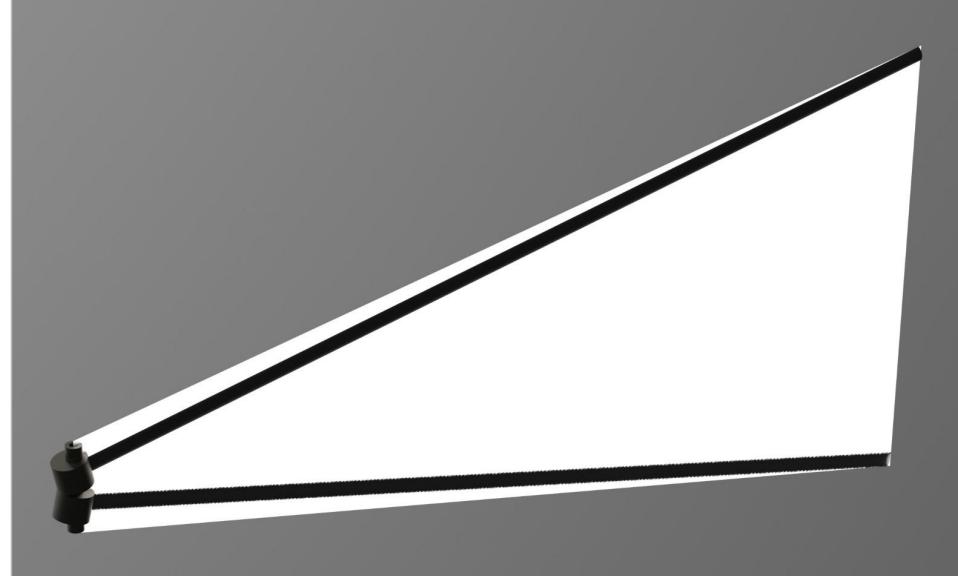
设计要求



北京航空航天大学
BEIJING JIAOTONG UNIVERSITY



气动外形



梯形帆板设计

4.2

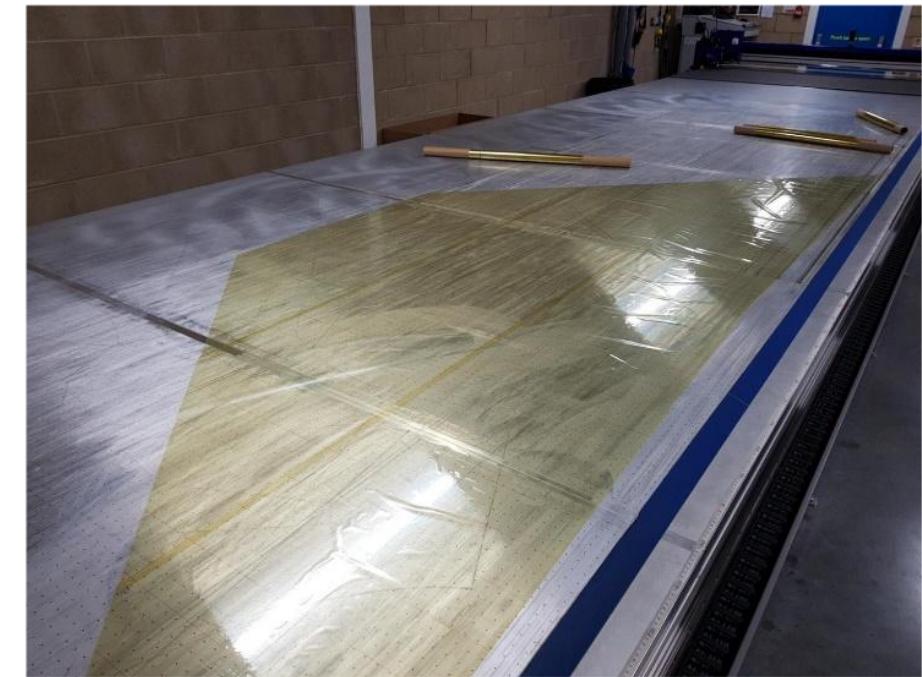
薄膜材料



北京航空航天大學
BEIJING JIAOTONG UNIVERSITY

表4.1 薄膜材料性能参数

材料	极限温度 /°C	原子氧侵蚀系数 / $10^{-24}\text{cm}^3/\text{atom}$	密度 / $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$	屈服强度 /MPa
Kapton-HN	240	2.81	1.42	231
Upilex-S	270	0.922	1.47	549
CP-1	263	1.91	1.54	87
CORIN XLS	251	0.0305	1.54	79
Mylar	200	4.01	1.39	196



Kapton薄膜材料

4.2

薄膜材料



原子氧侵蚀深度估算

$$d = \int_{t_0}^{t_1} \rho_{AO}(h, t) v(h) \gamma_m dt \quad (4.1)$$

$$d = \rho_{AO}(h, t) v \gamma_m \Delta t \delta \quad (4.2)$$

表4.2 飞行天数和原子氧密度 (MSISE90)

轨道高度范围	最长飞行天数	$\rho_{AO}/\text{atom cm}^{-3}$
(600,632]	246.84	3.542E05
(500,600]	762.14	9.924E05
(400,500]	155.87	8.153E06
(300,400]	26.91	7.173E07
(200,300]	4.68	7.019E08
(150,200]	0.3	2.465E09

薄膜标准件为 $15\mu\text{m}$ 。全任务周期内对 Kapton 材料的侵蚀为 $15.11\mu\text{m}$, 需要使用镀层。Upilex-S 则为 $4.95\mu\text{m}$, 无需额外的防护措施。同时考虑折叠和展开对强度的要求, 相比使用镀层, $15\mu\text{m}$ Upilex-S 更加符合要求。

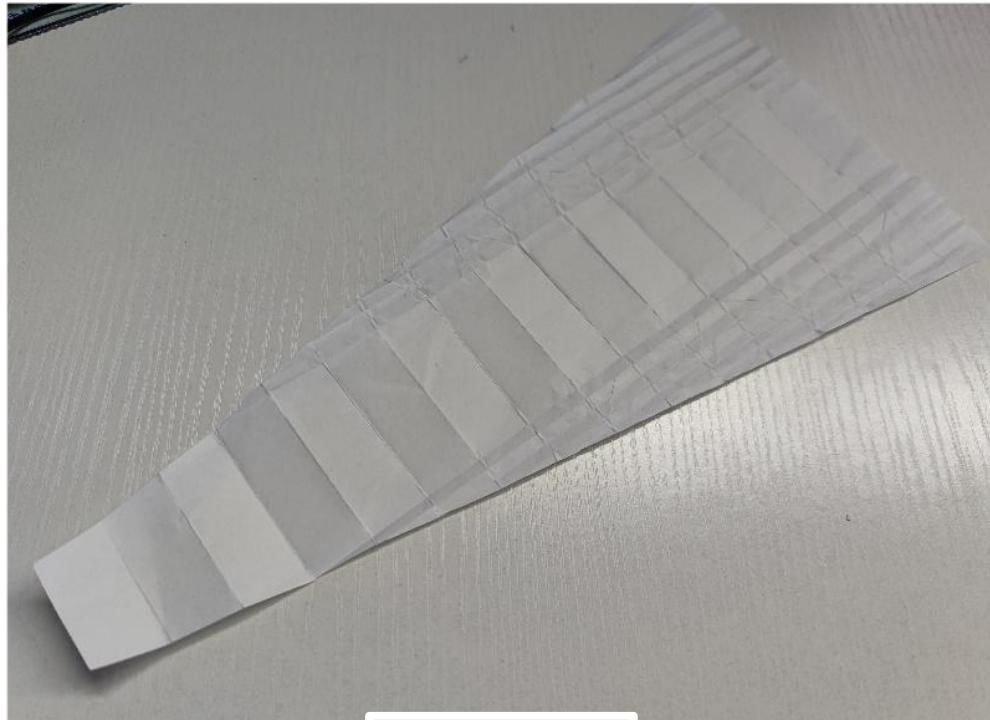
材料: $15\mu\text{m}$ Upilex-S

4.3

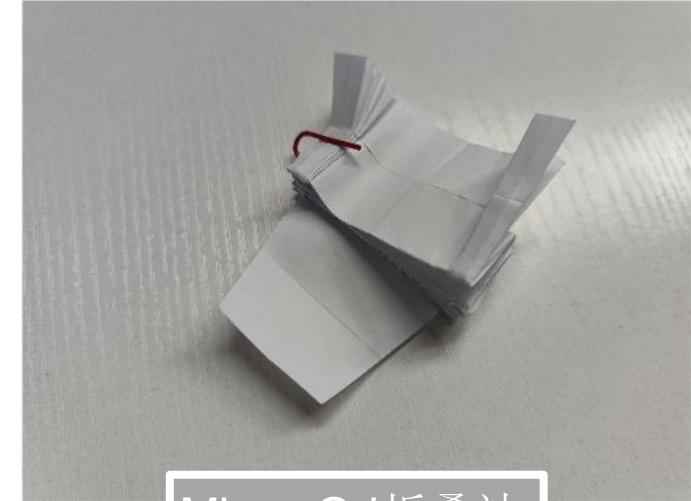
折叠方式



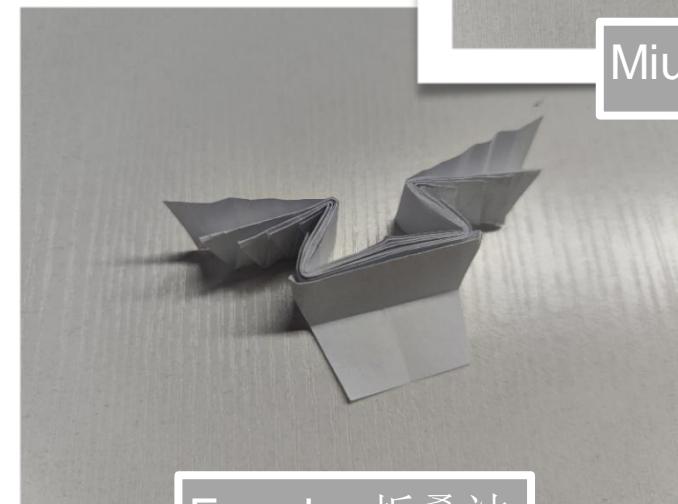
北京航空航天大學
BEIJING JIAOTONG UNIVERSITY



帆布模型



Miura-Ori 折叠法



Frog-leg 折叠法

4.3

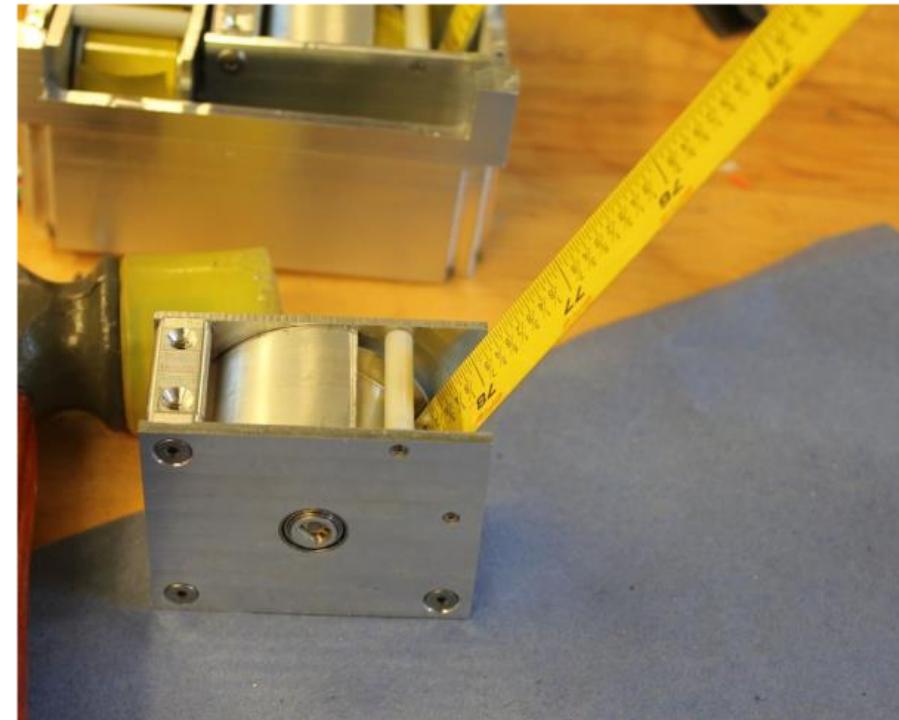
折叠方式



北京航空航天大學
BEIJING JIAOTONG UNIVERSITY



折叠方法



带状弹簧

4.4

面质比控制



北京航空航天大学



帆板草图

作用于帆面的气动力大小 R_x :

$$R_{x,max} = C_x \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S = 0.0130 \text{ N}$$

对转轴的最大力矩:

$$M_{R,max} = R_{x,max} \cdot x_{c.ad} = 0.004767 \text{ Nm}$$

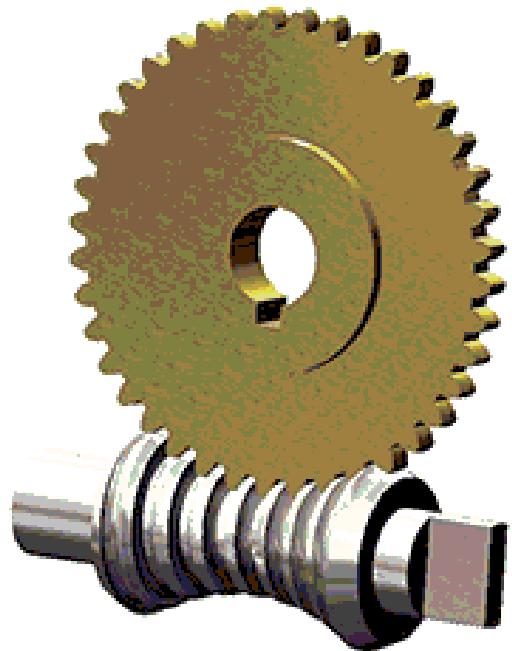
对电机没有大扭矩的要求，可以使用普通有刷直流电机，单个功率2W以下。

4.5

面质比控制



北京航空航天大学



传动机构

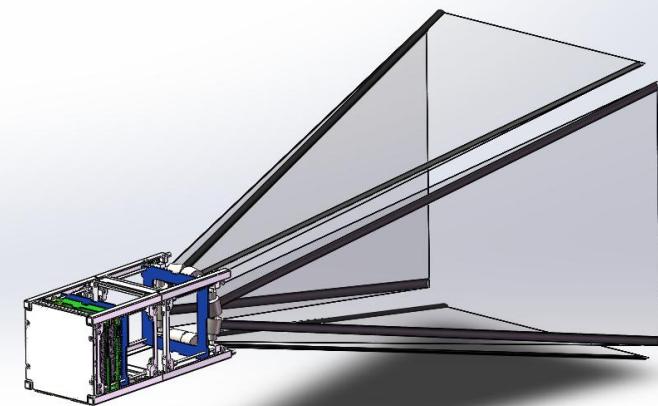
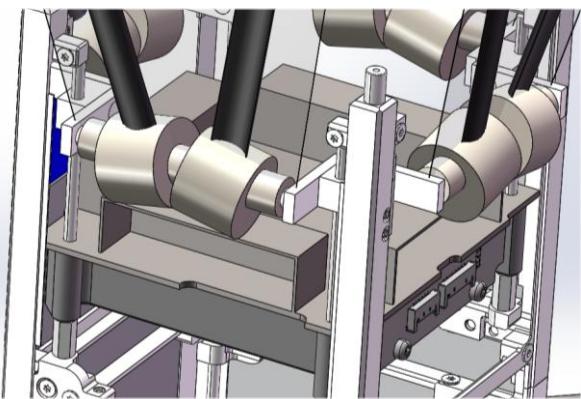
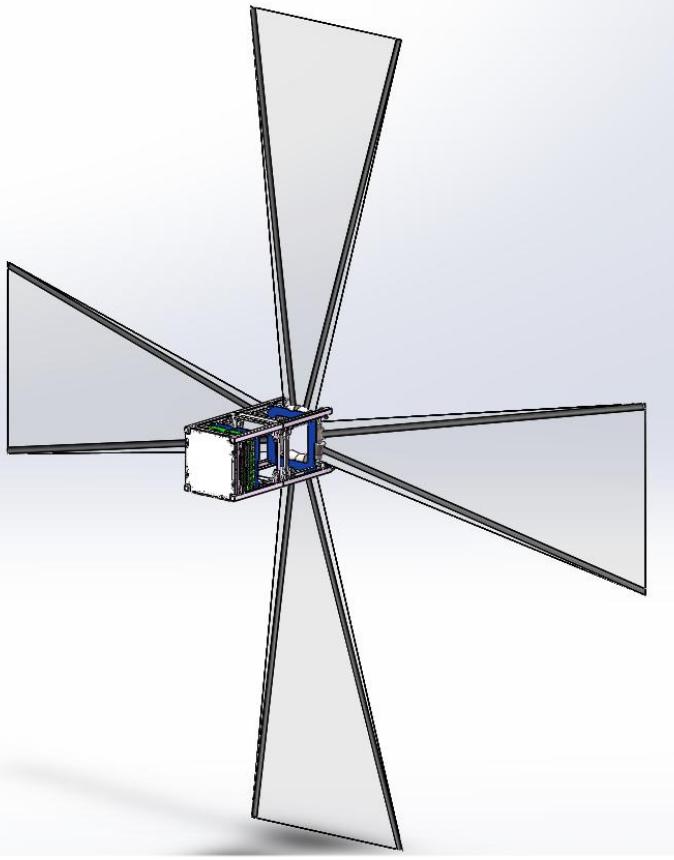
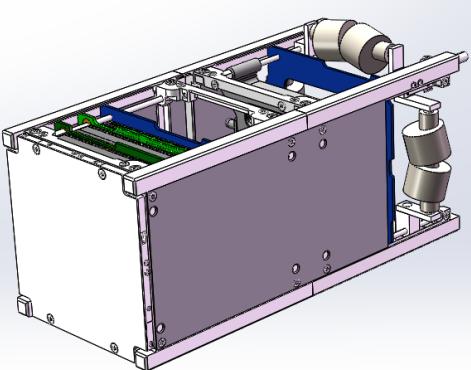
传动机构采用蜗轮蜗杆机构，
保证不施加控制时自锁。

4.6

汇总



北京航空航天大學
BEIJING JIAOTONG UNIVERSITY
1952

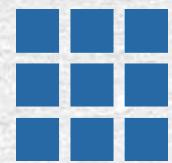
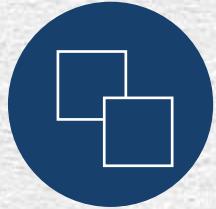


最大迎风面积

0.442 m^2

最小迎风面积

0.09 m^2



5/ 分系统设计与选型

- 分系统设计与选型
- 分系统校核



5

分系统设计与选型

结构与机构分系统

CubeSat 2U结构

有效载荷分系统

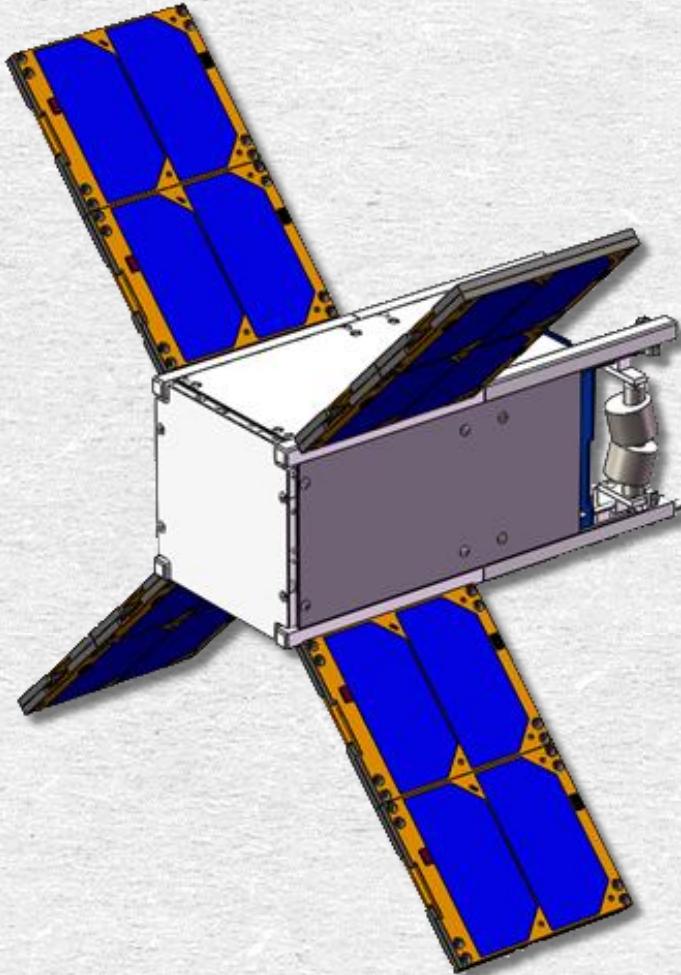
通信遥控遥测分系统

能源与配电分系统

导航分系统

星载计算机分系统

热控分系统



展开式太阳能帆板



解决帆板面积不足的问题



卫星设计为**2U**大小
展开机构大约0.5U
其他分系统占1.5U



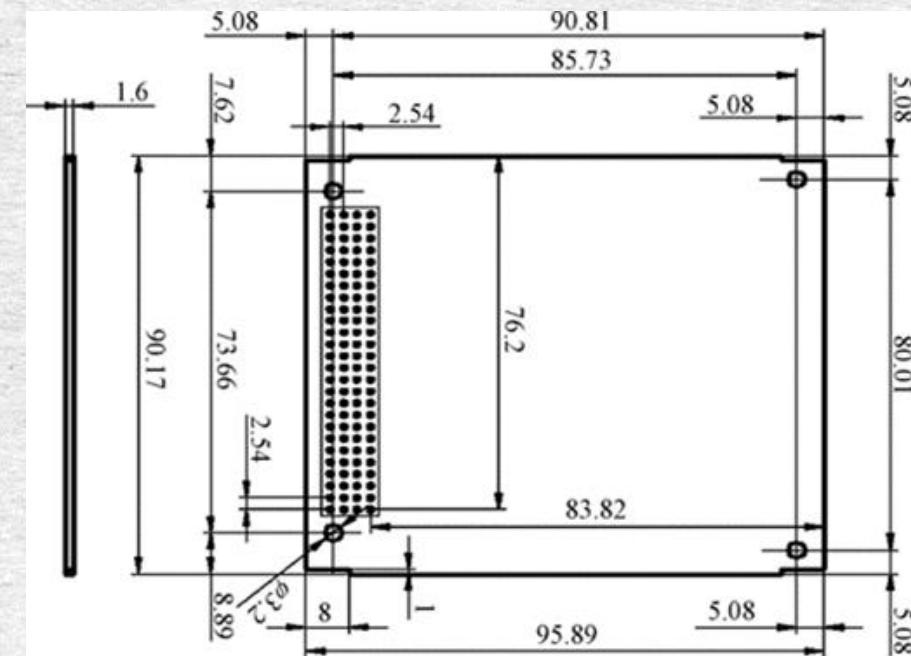
外部结构标准

立方星单元	横截面尺寸/mm (卫星出口横截面)	长度尺寸/mm (沿出口方向)
2U	100 × 100	113.5×2 = 227.0

结构材料采用高强度硬铝合金 (7075-T651)

内部结构标准

标准CSKB(CubeSat Kit Bus)板

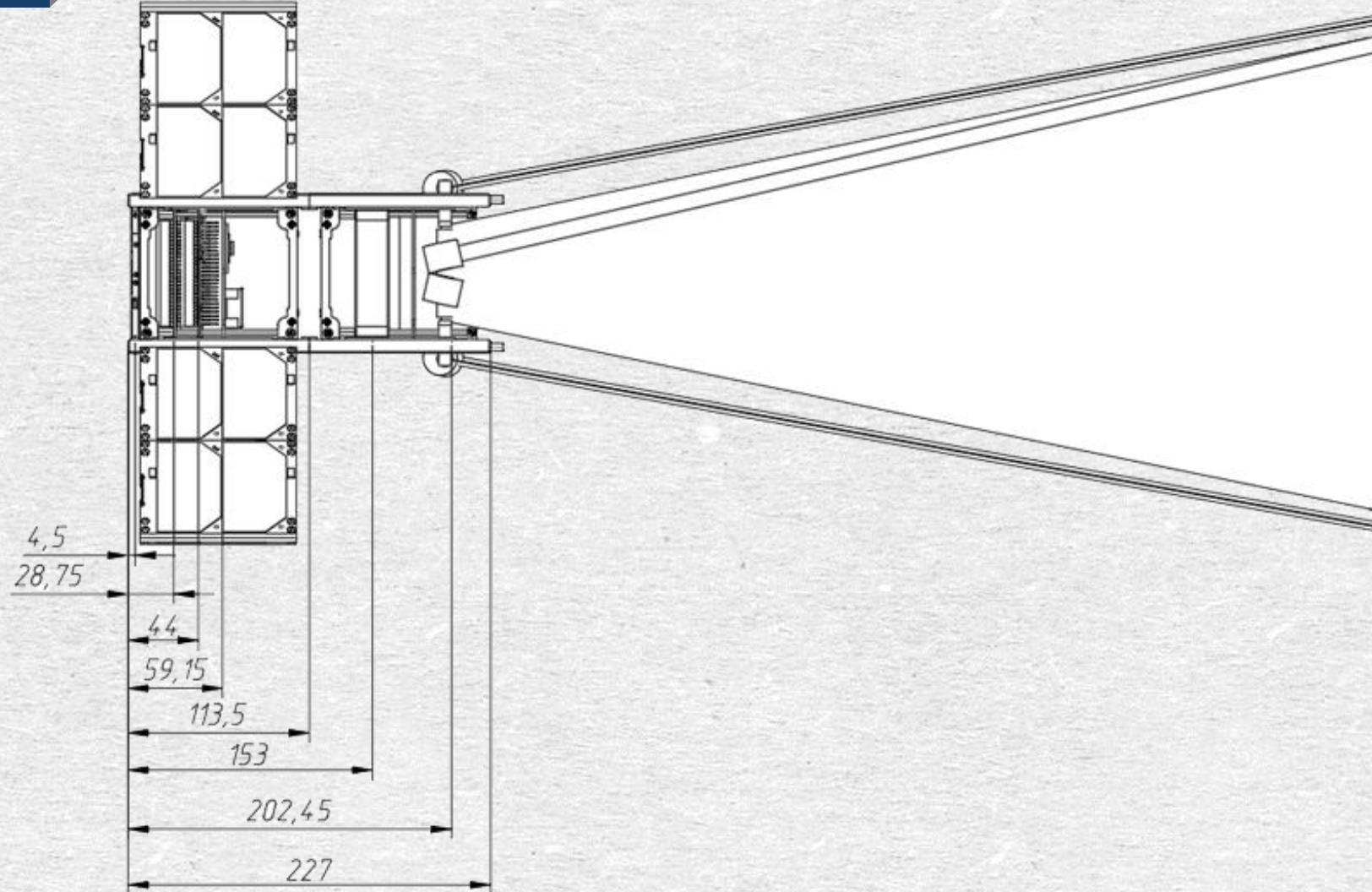


5

分系统设计与选型



北京航空航天大學





5

分系统设计与选型

分系统设计与选型

结构与机构分系统 → CubeSat 2U结构

有效载荷分系统 → 可调节制动帆

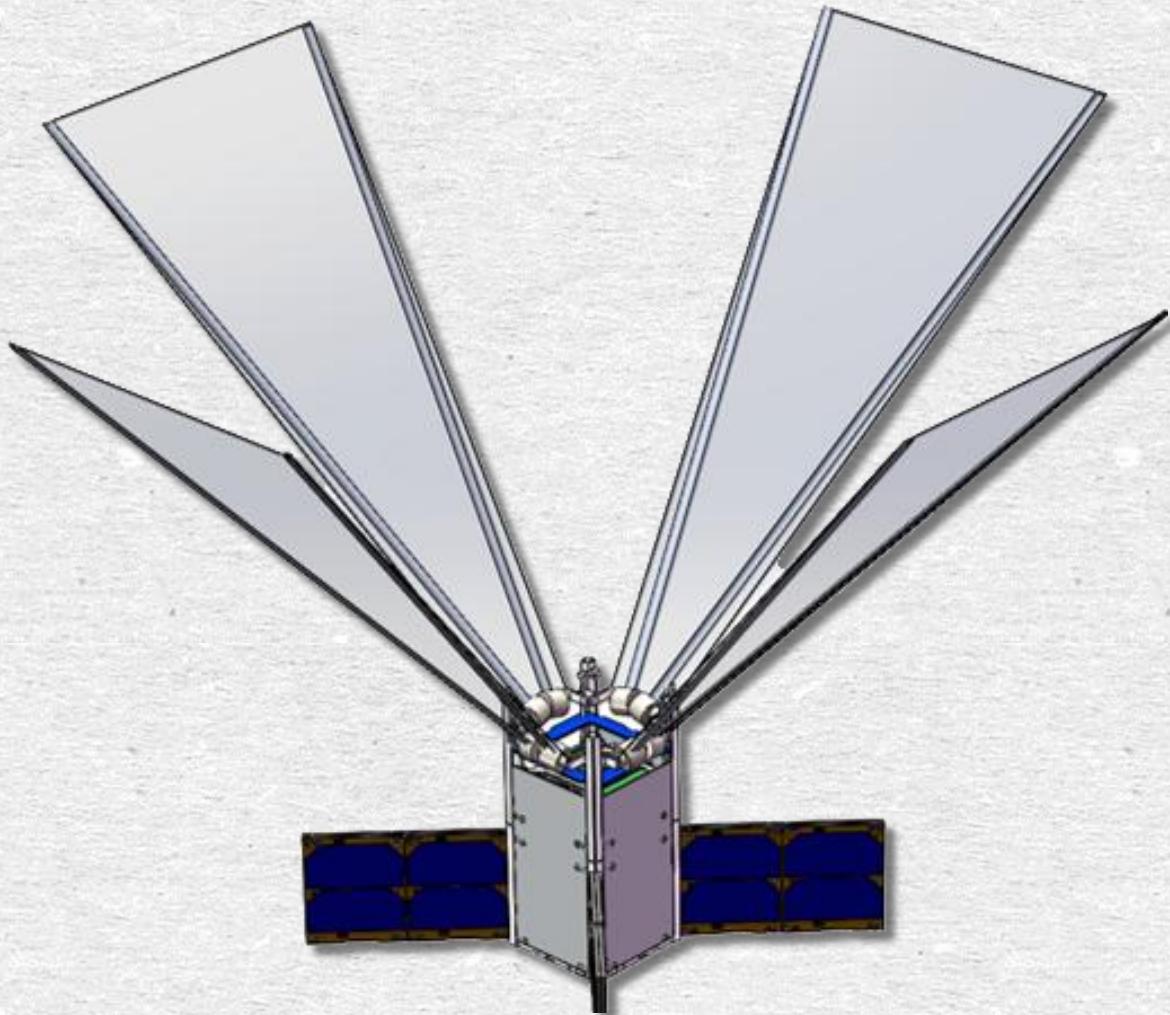
通信遥控遥测分系统 → UHF/VHF收发机

能源与配电分系统

导航分系统

星载计算机分系统

热控分系统



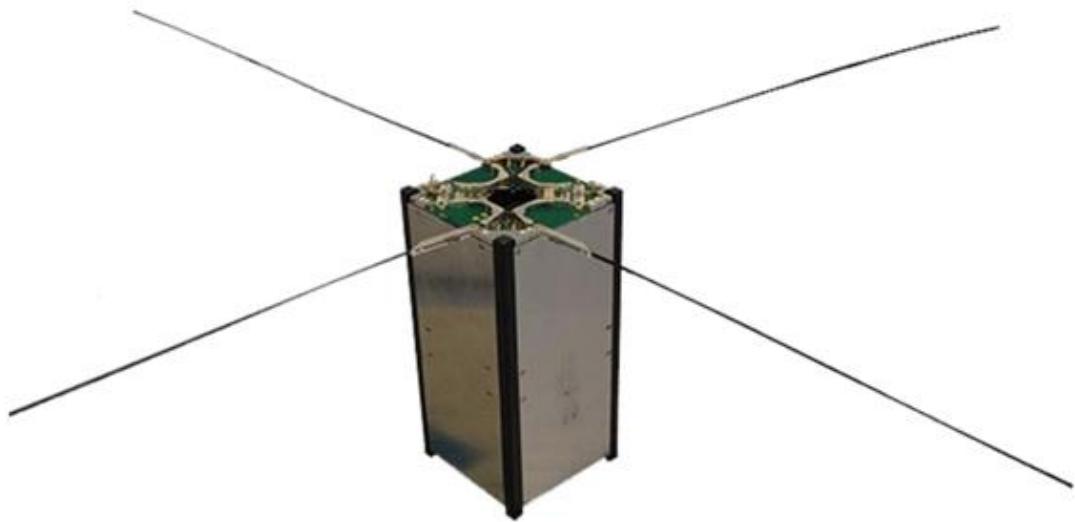
制动帆骨架以弹性金属片作为材料，且具有足够的长度



天线系统(集成于制动帆骨架)



ISIS Deployable antenna system for 1U/3U CubeSat



项目	性能参数
频率范围	>10MHz
质量	<100g
功耗	40mW/60mW (部署期间 2W)
特点	全向天线, 4 根



ISIS VHF上行/ UHF下行收发器

项目	性能参数
质量	75g
功耗	0.48W (接收) /4W (数据传输)



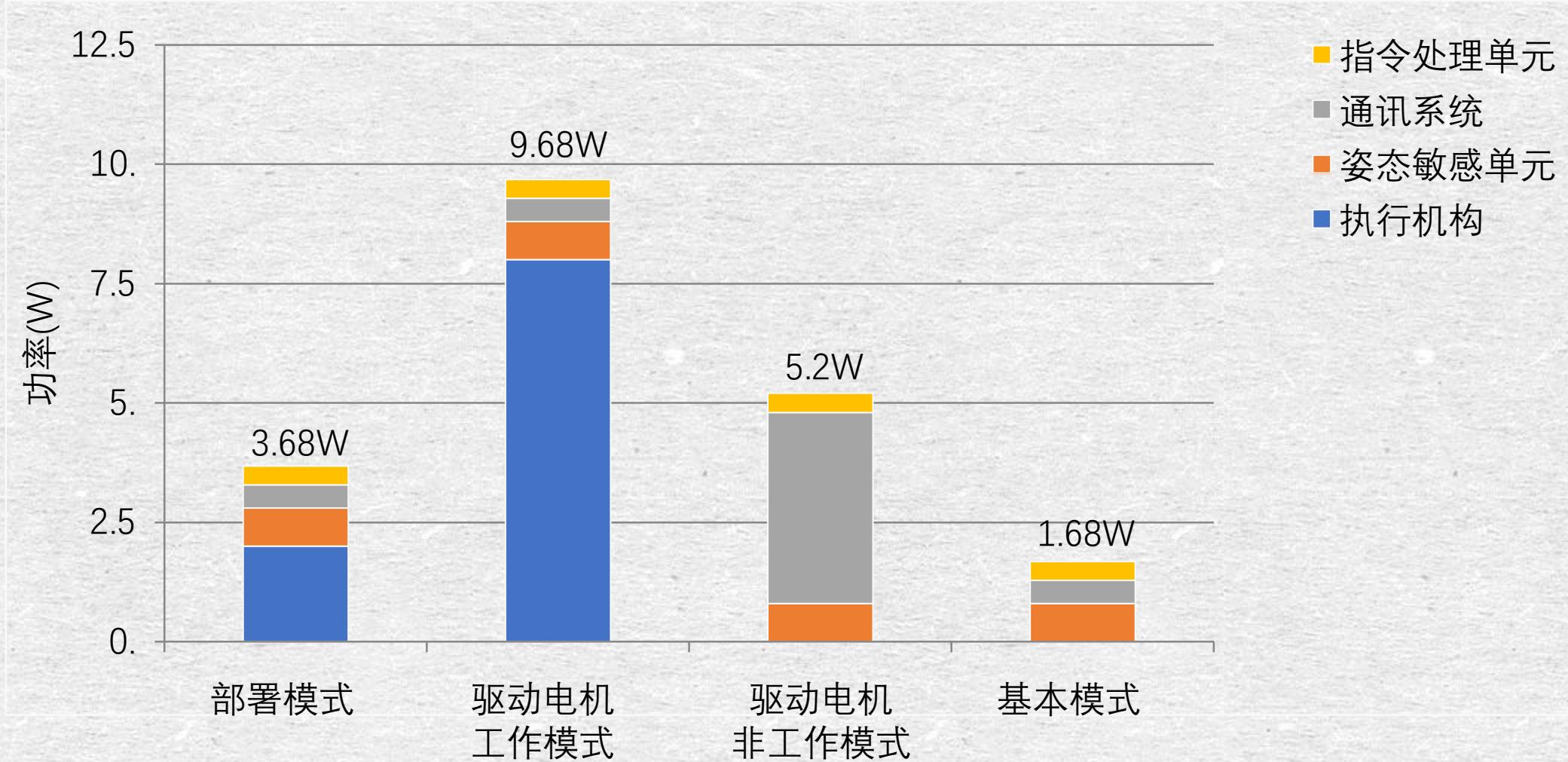


5

分系统设计与选型

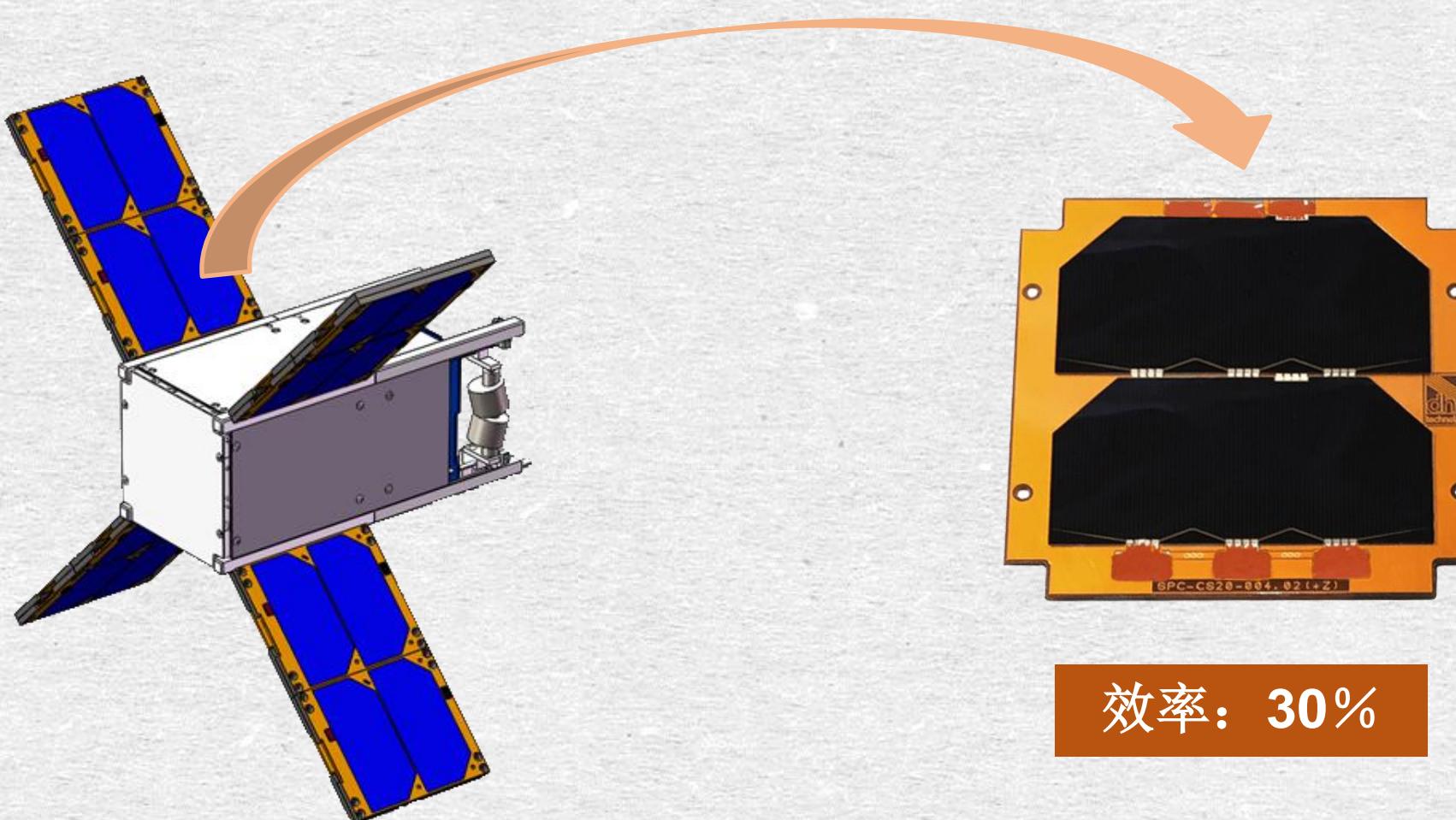
分系统设计与选型







CubeSat太阳能电池板DHV-CS-10



效率：30%



5

分系统设计与选型

分系统设计与选型





COTS单体锂电池



项目	性能参数
容量	2.6Ah
额定电压	3.7 V
功率总容量	9.62W



5

分系统设计与选型

分系统设计与选型

结构与机构分系统

CubeSat 2U结构

有效载荷分系统

可调节制动帆

通信遥控遥测分系统

UHF/VHF收发机

ISISPACE VHF/UHF Transceiver

能源与配电分系统

太阳能电池片

ISISPACE/AZUR GaAs Solar panels

9.6Wh

导航分系统

蓄电池

SSOC D60

星载计算机分系统

姿态敏感器

太阳敏感器

ANALOG ADIS 16445

陀螺仪

磁强计

热控分系统



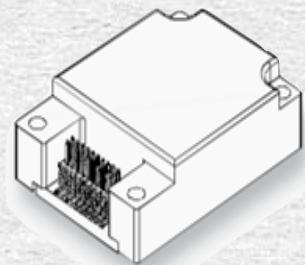
5

分系统设计与选型

SSOC D60 2-Axis
太阳敏感器



ANALOG ADIS16445
惯性传感器



Honeywell HMR2300
(磁强计)



测量精度	0.3°
分辨率	0.05°
功耗	0.35W
重量	35g

测量范围	±250°/s
功耗	0.25W
重量	15g

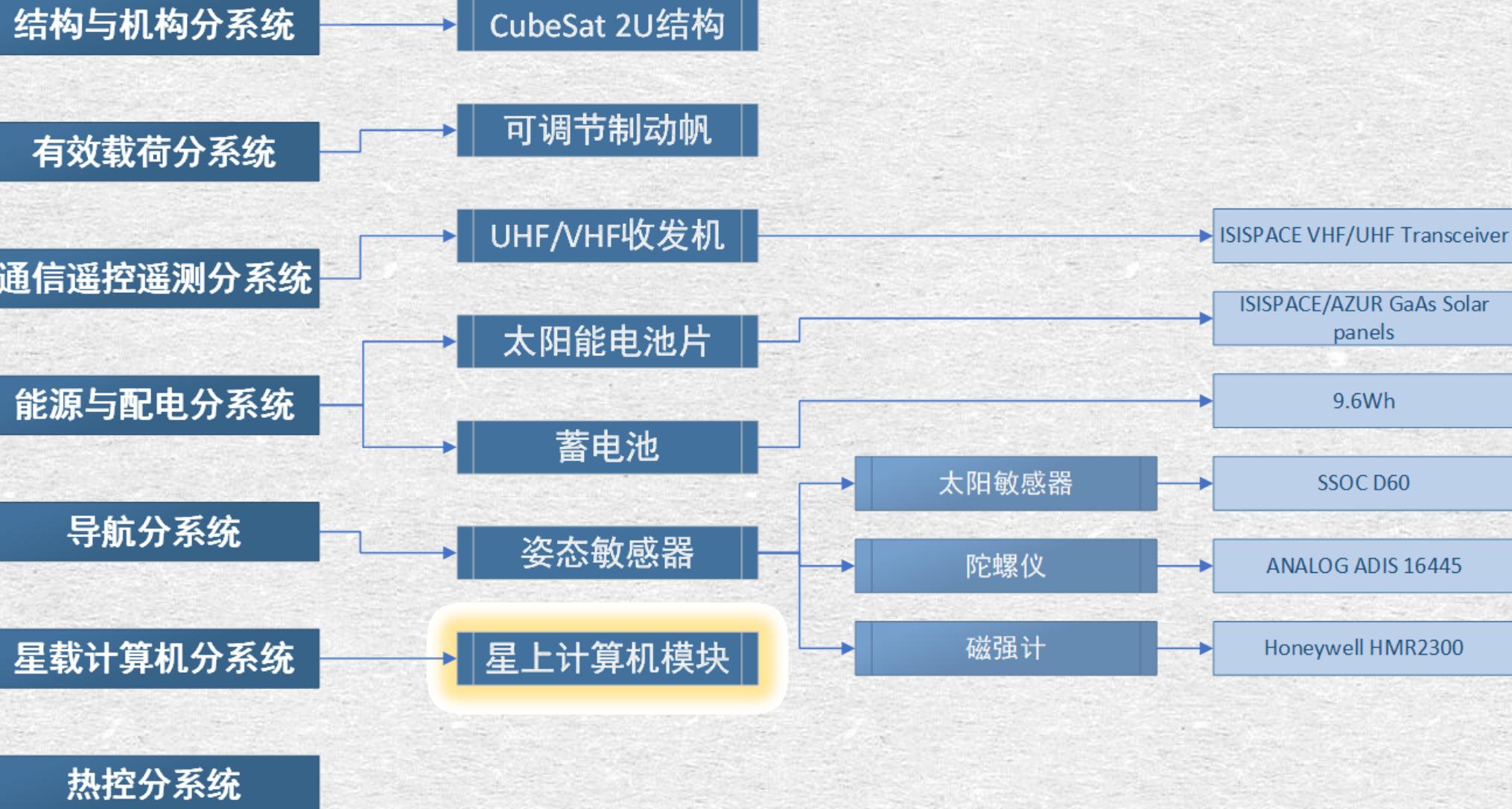
分辨率	<70 μgauss
功耗	0.45W
重量	28g



5

分系统设计与选型

分系统设计与选型





ISISPACE 400MHz ARM9 Module



	ISISPACE 400MHz ARM9 Module	Cube-Computer
处理器	400MHz 32 位 ARM9	48MHz32 位 ARM Cortex-M3
闪存	256MB	4MB
SD存储	2×8GB	2GB
供电	3.3V	3.3V
功率	400mW	<200mW
尺寸	96×90×12.4mm	90×96×10mm
质量	94g	50g~70g
工作温度	-25~+65°C	-10~+70°C
单价	€4400	€4500



5

分系统设计与选型

分系统设计与选型

结构与机构分系统

CubeSat 2U结构

有效载荷分系统

可调节制动帆

通信遥控遥测分系统

UHF/VHF收发机

ISISPACE VHF/UHF Transceiver

能源与配电分系统

太阳能电池片

ISISPACE/AZUR GaAs Solar panels

9.6Wh

导航分系统

蓄电池

太阳敏感器

SSOC D60

星载计算机分系统

姿态敏感器

陀螺仪

ANALOG ADIS 16445

热控分系统

星上计算机模块

磁强计

Honeywell HMR2300

ISISPACE 400MHz ARM9 Module



5

分系统设计与选型

热控分系统

采用被动热控方法

被动热控方式技术简单，成本低。
cubesat卫星并不需要进行严格的热量控制。

在被动热控技术中微型热管
加工难度和成本都很高。

选择热控涂层、多层隔热材料

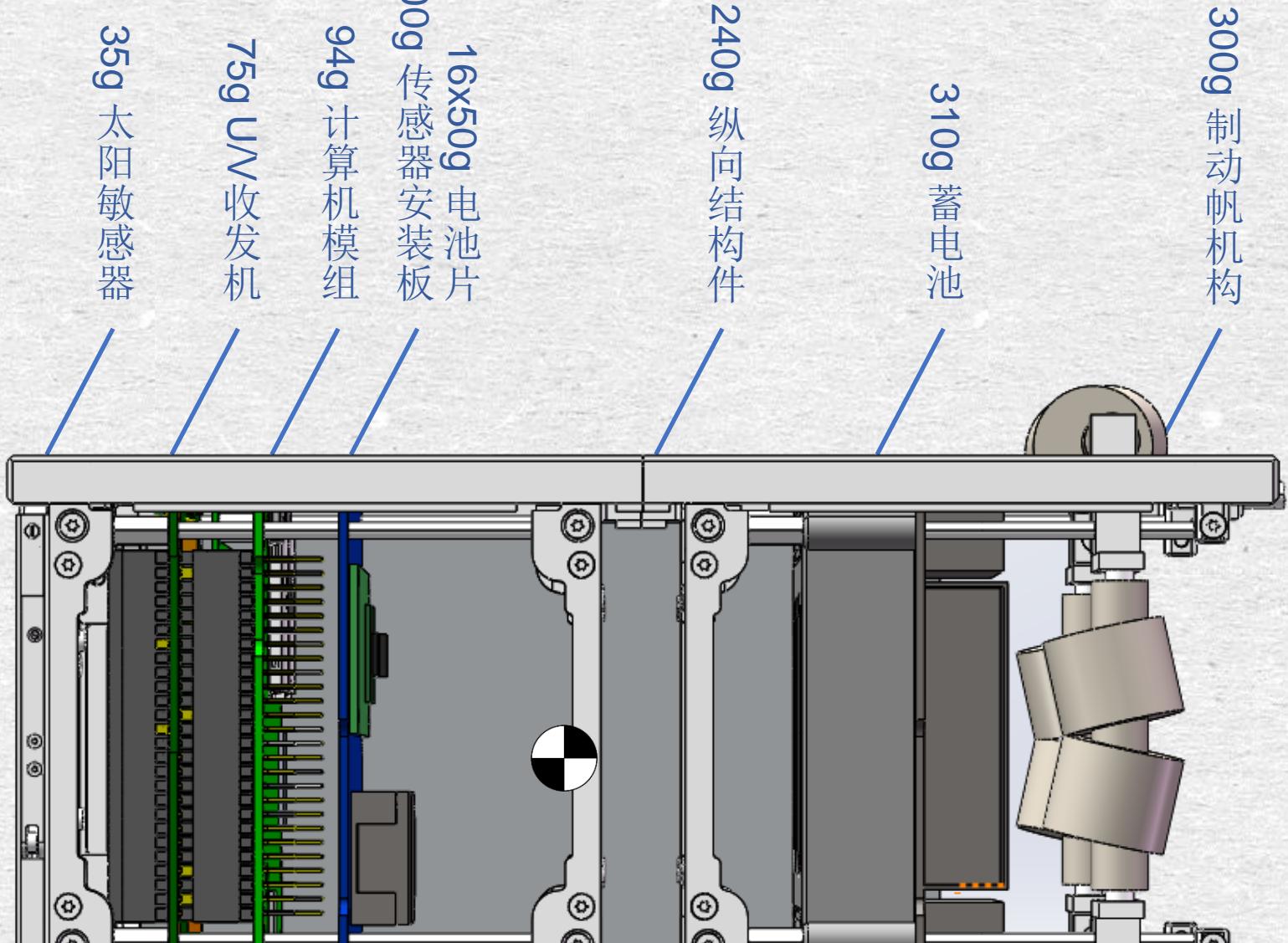
主结构框架表面进行热控涂层处理

电池阵基板等温化（采用PCB-AL-PCB夹层板）



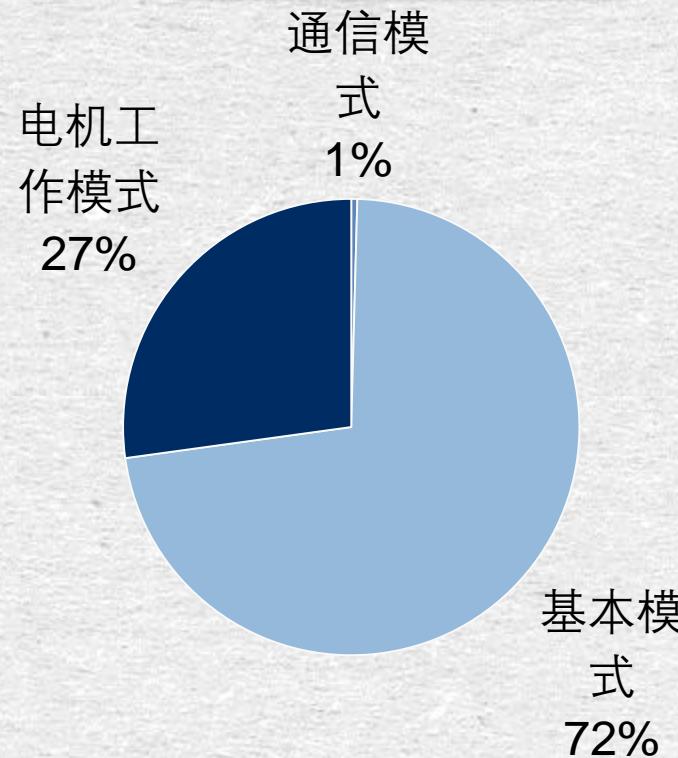
质量校核

总重量1.9kg < 2.6kg

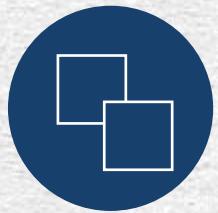




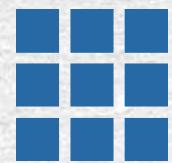
功率校核



- (1) 计算日照区和地影区时间
- (2) 一个周期内在**不考虑电机工作模式**的情况下需要消耗的功率
- (3) 计算在卫星寿命末期，太阳电池阵输出的功率
- (4) 计算驱动电机正常工作的时间



北京航空航天大學
BEIHANG UNIVERSITY



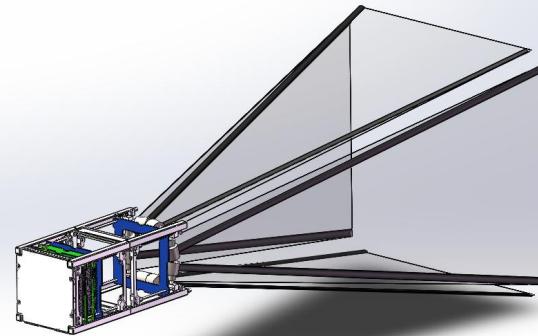
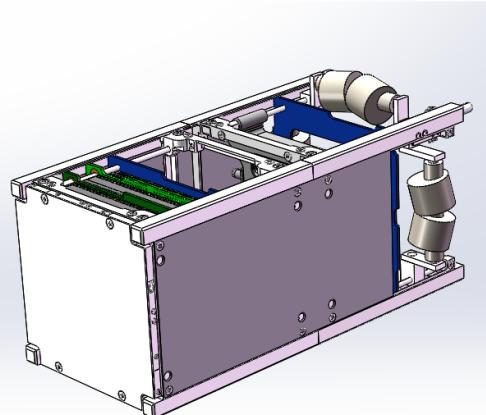
6/ 任务总结

6

任务总结



北京航空航天大学



①展开至最大迎风
面积，开始下降

速度方向

②减至最小迎风面
积，推迟再入

③到达稳定大气高度，
调至最大迎风面积

④可预测坠落

500 km

~150 km

~125 km

~80 km



北京航空航天大學
BEIHANG UNIVERSITY



谢谢！请各位老师同学指正

小组成员：陈铮 熊梓岑 景思源 孟博

2022年6月18日

