

单机部组件产品手册

（2023 版）



能源部组件



控制部组件

深圳市魔方卫星科技有限公司

产品手册说明

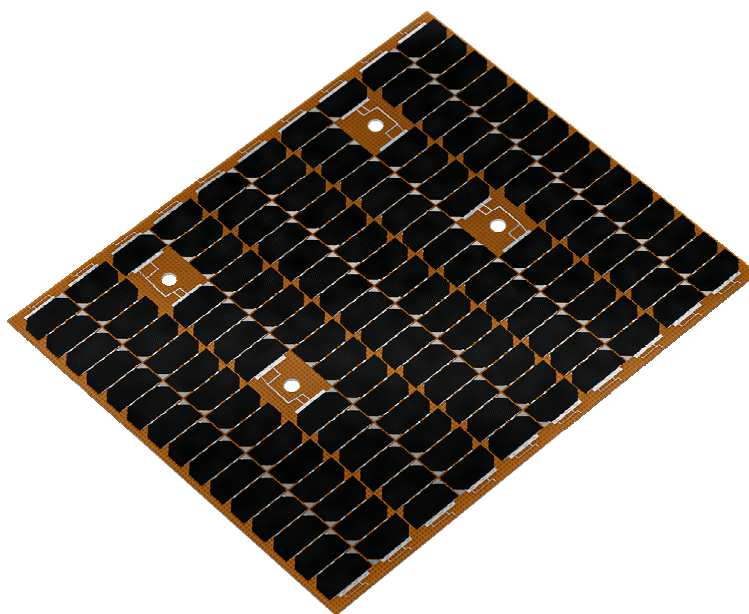
针对用户在微小卫星领域的潜在需求，魔方卫星整理了公司现有产品的基本技术信息，以供用户使用。

全部产品以标准产品为主，对于基于标准产品的订制改造需求，欢迎沟通探讨。

能源部组件



三结砷化镓太阳能电池阵



产品概述

三结砷化镓太阳能电池阵光电转换效率在 30%以上，为卫星提供能源，通过工艺优化及流程改进，有效控制成本，产品于 2019 年实现在轨飞行验证，能够满足不同功率卫星的任务要求。

截止 2023 年 9 月，作为正样产品已配套14颗不同型号卫星，在轨性能良好。

三结砷化镓太阳能电池阵

能源部组件

产品特征

- 自动化产线生产，智能化装备替代人工重复性作业；
- 从原材料至环境试验全流程数据自动记录并可追溯；
- 可根据用户需求定制，后续推荐标准化单板(更高性价比)；
- 基板类型：铝蜂窝，铝板，镁合金，FPC 柔性基板。

性能指标

电池片类型：三结砷化镓

转换效率：≥30%

单片规格：40mm×60mm，40mm×80mm，30mm×40mm，

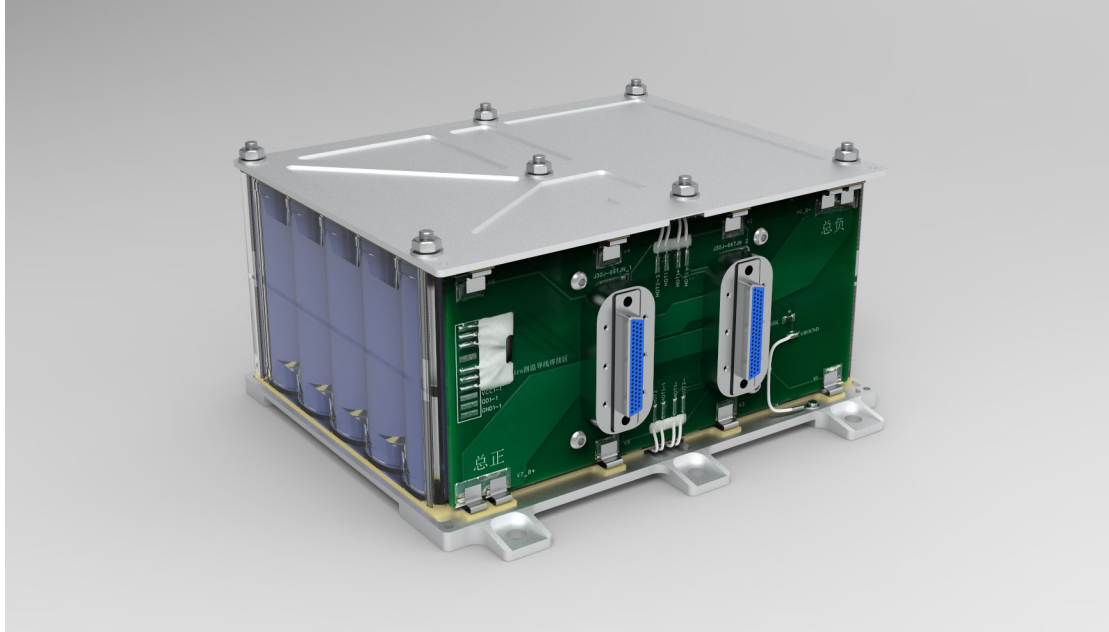
其它尺寸可根据用户要求定制

力学条件：最大响应可到 300g

温度范围：-120℃~+120℃

寿命：10 年

锂离子蓄电池组



产品概述

锂离子蓄电池组采用工业 18650、21700、46800 等圆柱形单体电池，大容量 55Ah、110Ah 方形单体电池经严格分容后串并联设计而成，采用行业领先的力、热、磁设计方案，使其具有比容量高、结构稳定、控温精准等优势。各型电池包均已通过鉴定级力学振动、热真空、力学冲击空间环境验证。模块化蓄电池具有组装方式灵活，供货周期短等特点，可通过 28V/42V 母线电压 23Ah/32Ah/55Ah/110Ah 额定容量蓄电池模块，通过拼接汇流满足不同母线电压及容量的蓄电池组任务需求，同时也可以根据用户需求提供定制化产品。

2015年首飞，目前产品已经在20多颗卫星上成功在轨飞行，最长在轨飞行已达8年，且产品性能仍然良好。

典型锂离子蓄电池组

能源部组件

性能指标

蓄电池模组选型：型谱 1

工作电压：23.8~29V	额定容量：22Ah
单体电池：18650-3.35Ah 圆柱型电池	串并联设计：7S8P
最大放电倍率：3C	设计寿命：10 年
可联结最大模块数：4	温度采集功能：2 路 1-wire 采温
主动热控功能：2 路加热回路	其它功能：提供电压采集，均衡通路
工作温度：0℃~+40℃	储存温度：-20℃~20℃
重量：≤3.7kg	尺寸：≤187mm×154mm×77mm

蓄电池模组选型 型谱 2

工作电压：23.8~29V	额定容量：22Ah
单体电池：21700-4.8Ah 圆柱型电池	串并联设计：7S5P
最大放电倍率：3C	设计寿命：10 年
可联结最大模块数：4	温度采集功能：2 路 1-wire 采温
主动热控功能：2 路加热回路	其它功能：提供电压采集，均衡通路
工作温度：0℃~+40℃	储存温度：-20℃~20℃
重量：≤3.5kg	尺寸：≤168mm×123mm×83mm

蓄电池模组选型 型谱 3

工作电压：23.8~29V	额定容量：30Ah
单体电池：21700-4.8Ah 圆柱型电池	串并联设计：7S7P
最大放电倍率：3C	设计寿命：10 年
可联结最大模块数：4	温度采集功能：2 路 1-wire 采温
主动热控功能：2 路加热回路	其它功能：提供电压采集，均衡通路
工作温度：0℃~+40℃	储存温度：-20℃~20℃
重量：≤5kg	尺寸：≤168mm×172mm×83mm

蓄电池模组选型 型谱 4

工作电压：33~42V	额定容量：30Ah
单体电池：21700-4.8Ah 圆柱型电池	串并联设计：11S7P
最大放电倍率：3C	设计寿命：10 年
可联结最大模块数：4	温度采集功能：2 路 1-wire 采温
主动热控功能：2 路加热回路	其它功能：提供电压采集，均衡通路
工作温度：0℃~+40℃	储存温度：-20℃~20℃
重量：≤7.8kg	尺寸：≤260mm×172mm×83mm

蓄电池模组选型 型谱 5

工作电压：33~42V

额定容量：55Ah

单体电池：55Ah 方形电池

串并联设计：11S1P

最大放电倍率：1C

设计寿命：5 年

可联结最大模块数：2

温度采集功能：2 路 1-wire 采温

主动热控功能：2 路加热回路

其它功能：提供电压采集，均衡通路

工作温度：0℃~+40℃

储存温度：-20℃~20℃

重量：≤12kg

尺寸：≤350mm×150mm×120mm

蓄电池模组选型 型谱 6

工作电压：33~42V

额定容量：110Ah

单体电池：110Ah 方形电池

串并联设计：11S1P

最大放电倍率：1C

设计寿命：5 年

可联结最大模块数：1

温度采集功能：2 路 1-wire 采温

主动热控功能：2 路加热回路

其它功能：提供电压采集，均衡通路

工作温度：0℃~+40℃

储存温度：-20℃~20℃

重量：≤20kg

尺寸：≤350mm×320mm×120mm

汇流器选型

汇流器 1 (2 组蓄电池组汇流)

汇流器 2 (4 组蓄电池组汇流)

工作温度：-15℃~+55℃

工作温度：-15℃~+55℃

重量：<0.2kg

重量：<0.4kg

尺寸：76mm×95mm×47mm

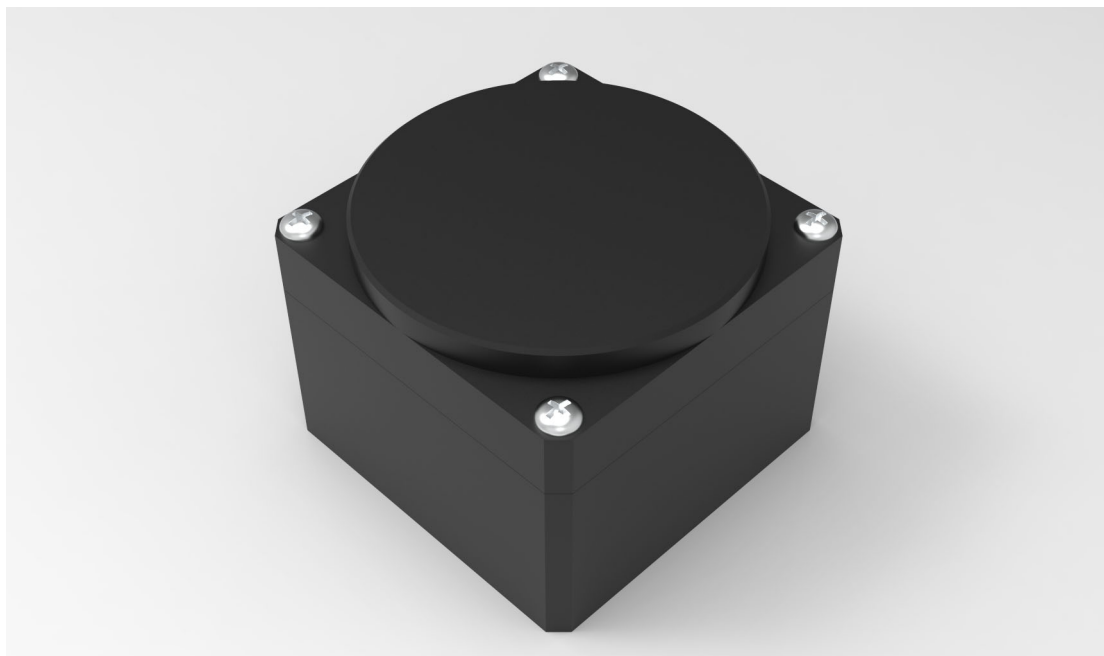
尺寸：76mm×95mm×88mm

控制部组件



15mNms 动量轮

控制部组件



产品概述

15mNms 飞轮是卫星姿态控制的力矩输出装置，15 飞轮为高度集成的机电一体化单轴飞轮，卫星上的姿轨控计算机可以通过串口 422 和 CAN 通讯方式控制飞轮的加减速产生反作用力矩，与卫星本体进行角动量交换，从而达到控制卫星姿态的目的。飞轮最大角动量 15mNms，工作模式具有速度、净力矩、电流和自由滑行模式，用户可以根据需求选用相应的模式进行控制。产品于 2020 年在 XX 卫星首飞成功，目前产品在轨正常工作。

15mNms 动量轮

控制部组件

产品特征

- 工作模式：速度模式、净力矩模式、电流模式、自由滑行模式
- 通讯模式：兼容 CAN 通信和 422 通信
- 产品过零性能好
- 转速常值偏差 (RMS) : $\leq 0.6\text{rpm}$, 力矩精度: $\pm 0.03\text{mNm}$

性能指标

角动量: $10\text{mNms}@6000\text{rpm}$; $15\text{mNms}@9000\text{rpm}$

最大转速: $\pm 10000\text{rpm}$

最大力矩: 1.8mNm

供电电压: $11\text{V}\sim 16\text{V}$

待机功耗: $0.25\text{W}@12\text{V}$

最大功耗 (最大力矩时) : $6\text{W}@12\text{V}$

稳速功耗: $0.7\text{W}@4000\text{rpm}$, $0.8\text{W}@6000\text{rpm}$

重量: $\leq 140\text{g}$

尺寸: $47.5\text{mm}\times 46\text{mm}\times 35.4\text{mm}$

工作温度: $-15^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$

设计寿命: 3 年

50mNms 动量轮



产品概述

50mNms 飞轮用于卫星姿态控制，卫星上的姿轨控计算机可以通过串口 422 控制飞轮的加减速产生反作用力矩，与卫星本体进行角动量交换，从而达到控制卫星姿态的目的。50 飞轮具有两种结构方式，单轴飞轮和三轴一体集成式。50 单轴飞轮和 50 三轴飞轮控制器和控制方法一样，只是结构不一样，三轴的集成了三个方向的单轴 50mNms 飞轮，它们都具有速度和力矩模式，用户可以根据需求选用相应的模式进行控制；同时具备最大 50mNms 的角动量，可满足 6~12U 微纳卫星的使用需求。

50mNms 动量轮

性能指标

角动量: 30mNms@5400rpm, 40mNms@7200rpm, 50mNms@9000rpm

最大转速: ± 9000 rpm

转速常值偏差: ≤ 1 rpm

最大力矩: 2.22mNm

力矩精度: ± 0.03 mNm

供电电压: 8V~14V

待机功耗: 0.72W@12V (单轴)

最大功耗 (最大力矩时): 8W@12V (单轴)

稳速功耗: 1.35W@3000rpm, 1.8W@5000rpm, 3W@9000rpm

重量: ≤ 300 g (单轴) ; ≤ 830 g (三轴)

尺寸: 73.5mm×72mm×47.5mm 单轴, 99mm×98.5mm×96.5mm 三轴

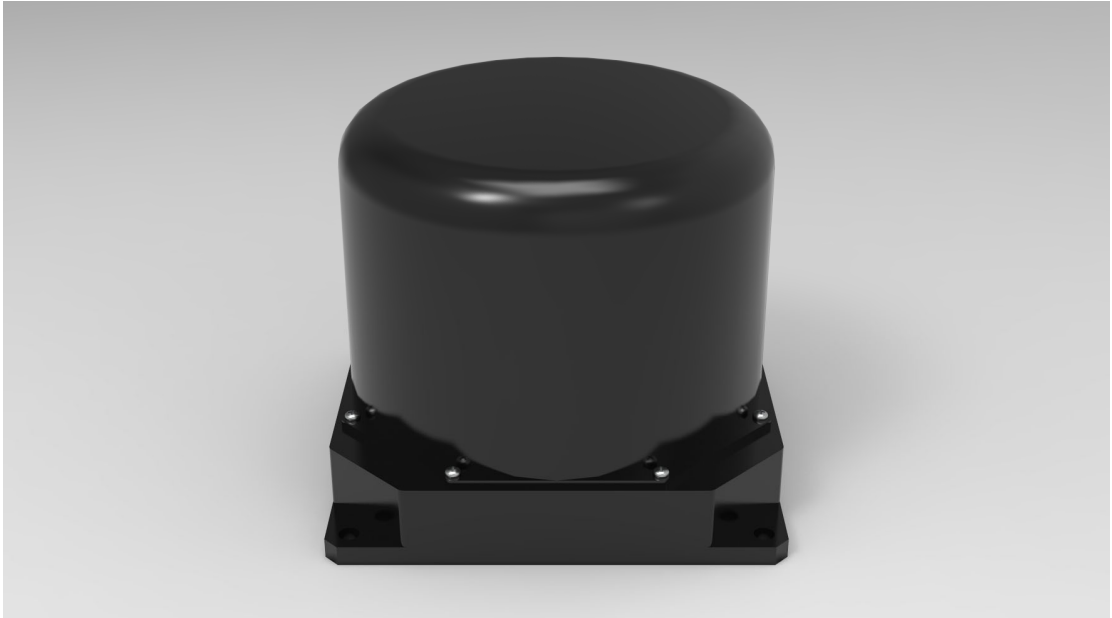
工作模式: 速度模式, 净力矩模式, 自由滑行模式

工作温度: $-15^{\circ}\text{C} \sim 50^{\circ}\text{C}$

设计寿命: 3 年

340mNms 动量轮

控制部组件



产品概述

340mNms 飞轮（以下简称 340 飞轮）是卫星姿态调整的力矩输出装置，340 飞轮为高度集成的单轴飞轮，卫星上的姿轨控计算机可以通过串口 422 通讯方式控制飞轮的加减速产生反作用力矩，与卫星本体进行角动量交换，从而达到控制卫星姿态的目的。340 飞轮具备速度、净力矩和自由滑行三种工作模式，用户可以根据需求选用相应的模式进行控制；同时具备最大 340mNms 的角动量，可以满足上百公斤以上卫星的使用需求。

340mNms 动量轮

控制部组件

性能指标

角动量：200mNms@4600rpm 、 340mNms@7800rpm

最大力矩(0~6000rpm)：18mNm

供电电压：18V~34V

待机功耗：0.5W@28V

最大功耗（最大力矩时）：18W@28V

稳速功耗：3.1W@4000rpm, 6.4W@7800rpm

重量：≤720g

尺寸：99mm×99mm×85mm

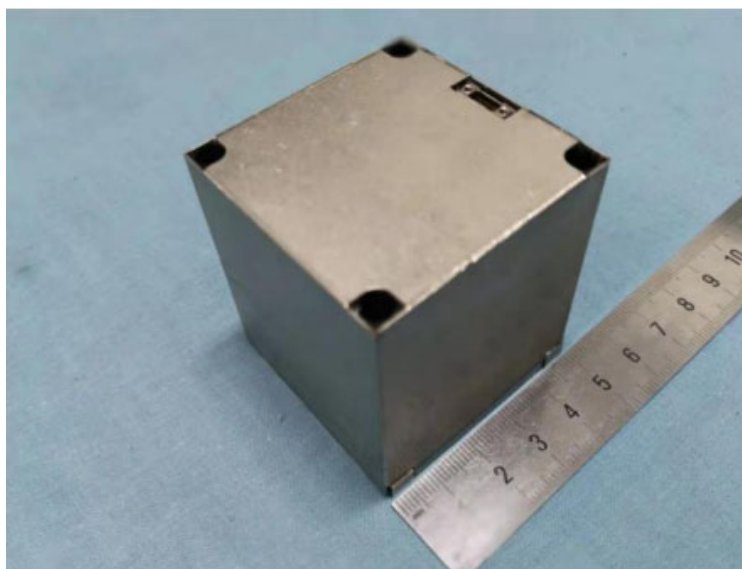
工作模式：速度模式，净力矩模式，自由滑行模式

工作温度：-15℃~50℃

设计寿命：3 年

MF-FOG-50 轻小型三轴一体光纤陀螺组件

控制部组件



产品概述

MF-FOG-50 是针对微纳卫星和立方星研制的超小型光纤陀螺标准化货架产品，与高精度 MEMS 陀螺相比，在保持轻质、低功耗前提下，能提供更出色的精度和可靠性。该产品的大部分元器件继承自成熟产品，同时采用了新型光学器件和检测方案，使得功耗、体积和重量仅为现有光纤陀螺的 1/2，为业界最低。

飞行经历：目前在轨 12 台，最长在轨时间已接近 2 年。

MF-FOG-50 轻小型三轴一体光纤陀螺组件

控制部组件

性能指标

零偏稳定性: $0.1 \sim 0.4^{\circ}/h(100s, 1\sigma)$

零偏重复性: $\leq 0.5^{\circ}/h$

随机游走系数: $0.02 \sim 0.06^{\circ}/h^{1/2}$

标度因数误差: $\leq 300\text{ppm}$

动态范围: $\pm 100^{\circ}/s$ (可根据需要调整)

工作温度: $-40^{\circ}\text{C} \sim +65^{\circ}\text{C}$

外形尺寸: $50\text{mm} \times 50\text{mm} \times 54.5\text{mm}$

重量: $190 \pm 10\text{g}$

通信接口: RS422

全温功耗: 2.2W

供电: $+4.7\text{V} \sim +5.3\text{V}$

寿命: 5 年

MF-MEMS-10 陀螺

控制部组件



产品概述

MF-MEMS-10 是一款高精度的三轴 MEMS 陀螺，其精度指标数据已达到中低等精度光纤陀螺的指标水平，同时该 MEMS 陀螺具有体积小、重量轻、功耗低的优点，可做到对中低等精度光纤陀螺的替代。

飞行经历：21 年 10 月份首次发射入轨，目前已在轨 7 台，在轨性能良好。

MF-MEMS-10 陀螺

控制部组件

性能指标

测量范围： $-20^{\circ}/s \sim +20^{\circ}/s$

常值零偏（全温）： $\leq 72^{\circ}/h$

零偏稳定性（全温）： $\leq 20^{\circ}/h$ （补偿后）

零偏稳定性（常温）： $\leq 0.7^{\circ}/h$ （1s 平滑, 1σ ）

零偏重复性： $\leq 1^{\circ}/h$ （ 1σ ）

角度随机游走： $\leq 0.03^{\circ}/h^{1/2}$

标度因数非线性： $\leq 300\text{ppm}$

标度因数重复性： $\leq 100\text{ppm}$

交叉耦合系数： $\leq 10'$

刷新率： $\geq 50\text{Hz}$

带宽： $\geq 40\text{Hz}$

尺寸： $(44.8 \pm 0.2) \times (38.6 \pm 0.2) \times (21.5 \pm 0.2)\text{mm}$

重量： $50 \pm 10\text{g}$

功耗： $\leq 0.7\text{W}$

LQTJ20A 冷气推进模块产品

控制部组件



产品概述

冷气推进模块通过推进剂从推力器高速喷出，给卫星以反作用力，实现卫星的轨道机动、姿态控制。推进模块主要包括贮箱、电磁阀和推力器等，具有高度集成、安全可靠、高性价比、等优点。

可根据客户需求，定制设计不同推力、比冲、总冲的产品。交货周期：定型产品：4~6 周；定制产品：6~12 个月。

LQTJ20A 冷气推进模块产品

控制部组件

性能指标

工质：制冷剂（绿色无毒）

推力：10~200mN

单个推力偏差 mN： $\leq \pm 10\%$

比冲： $\geq 35s$

总冲： $\geq 168Ns$

干重： $0.65 \pm 0.03kg$

加注量： $0.49^{+0.005}_{-0}kg$

功率： $\leq 8W$

包络尺寸： $\leq 1U$ ；

温度：工作温度： $10 \sim 50^{\circ}C$ ，在轨储存温度： $-25 \sim 50^{\circ}C$ ，地面储存温度（加注后）： $-25 \sim 50^{\circ}C$ ，地面储存温度（加注前）： $-25 \sim 65^{\circ}C$

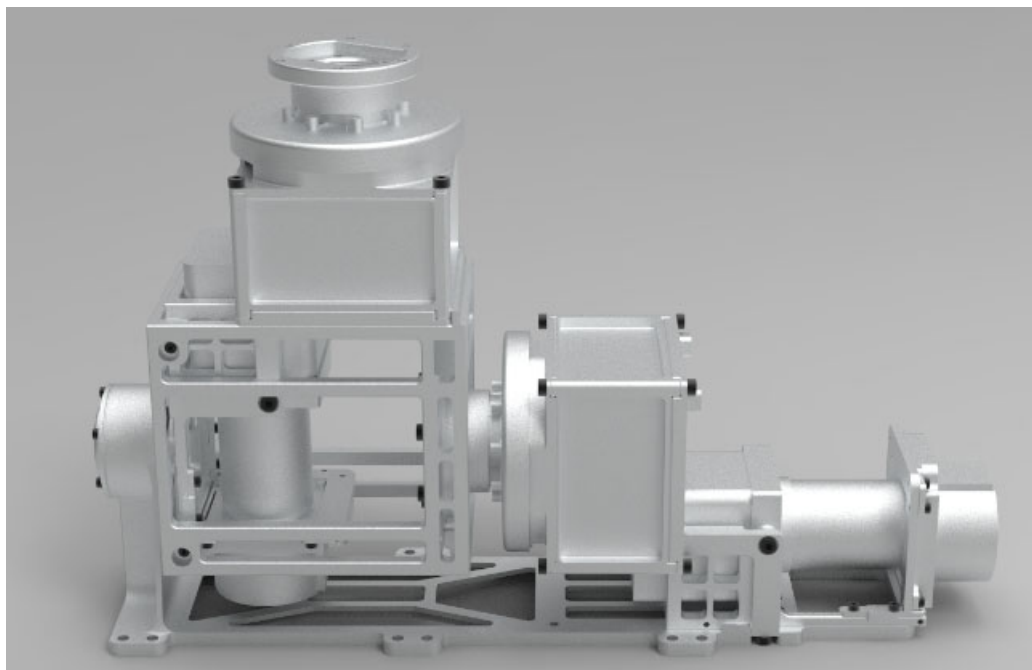
漏率：漏率 $\leq 1 \times 10^{-6} Pa \cdot m^3/s$

单次连续工作时间： $\geq 10min$

寿命：地面存储 1 年，总装测试 1 年后，在轨使用寿命不小于 5 年

太阳翼帆板驱动装置

控制部组件



产品概述

太阳翼帆板驱动装置（简称 SADA）属于卫星控制系统执行部件，可在卫星本体姿态不做调整的情况下驱动卫星太阳翼帆板对日，使得太阳翼帆板能有最大的发电功率，从而使卫星获得更多的能源，确保在轨任务持续稳定运行。同时，太阳翼帆板驱动装置也是卫星内部与太阳翼之间能源和信号的交换通道，太阳翼的功率传输线缆和信号线都需要经过太阳翼驱动装置。

太阳翼帆板驱动装置

控制部组件

产品特征

- 通讯模式： CAN 通信
- 无导电滑环，可靠性高
- 中空轴设计

性能指标

转角范围： A 轴(摆动轴)不小于 $\pm 80^\circ$ ； B 轴（转动轴）不小于 $\pm 170^\circ$

控制方式： 摆动轴和旋转轴独立工作

转速范围： $0.05^\circ/\text{s} \sim 0.6^\circ/\text{s}$

驱动力矩： $\geq 2\text{Nm}$

断电保持力矩： $\geq 0.36\text{Nm}$

归零精度： 优于 1.0°

角位置精度： 优于 1.0°

质量： $\leq 3\text{kg}$

尺寸： $310\text{mm} \times 76\text{mm} \times 201\text{mm}$

工作温度： $-25^\circ\text{C} \sim 65^\circ\text{C}$

设计寿命： 3 年

控制力矩陀螺

控制部组件



产品概述

控制力矩陀螺（简称 CMG）是航天器在太空调整姿态的执行部件，通过高速旋转的轮子来获得角动量，并通过改变角动量的方向来对外输出力矩，从而与航天器进行动量交换，使航天器姿态进行机动或者稳定。相比于动量轮，具有同等体积下输出力矩范围更大的优点，也不需要像动量轮一样考虑转速饱和的问题。

控制力矩陀螺

控制部组件

产品特征

- 通讯模式：CAN 通信
- 无导电滑环
- 机电一体化

性能指标

最大输出力矩：0.2 Nm

角动量：0.2Nms

转子稳定转速：6000rpm

框架运动最大角速度：1rad/s

框架角测量精度： $\leq 20'$

整机稳态功耗：<12W

整机重量： $\leq 1.5\text{kg}$

整机尺寸： $\leq \varphi 90 \times 155\text{mm}$

工作温度： $-15^{\circ}\text{C} \sim 50^{\circ}\text{C}$

设计寿命： ≥ 3 年