HOLARCH

CubeSat EO-1 系统规范

6U 对地观测立方星 · 构型 EO-1 Flight 与 EO-1 Lite

文件编号 EO1-SPEC-100 · 版本 C

演示用虚构文件。本规范描述的是一个虚构的航天器，用于演示 Holarch 中基于模型的系统工程。 它不是任何真实任务、组织或产品的规范，其中的数值不得用于工程用途。

目录

文件控制 8
批准 8
版本记录 8
本版本的待决事项 8
1 引言 9
1.1 目的 9
1.2 范围 9
1.3 与 SRS-001 的关系 10
1.4 文件约定 11
1.5 文件结构 13
1.6 版本说明 14
2 适用文件与参考文件 15
2.1 适用文件 15
2.2 参考文件 16
2.3 优先顺序 17
3 任务概述与运行概念 18
3.1 任务目标 18
3.2 参考轨道 18
3.3 任务阶段 19
3.4 成像概念 23
3.5 典型的一天 25
3.6 地面通信概念 27
3.7 运行场景 28
3.8 用例 30
4 利益相关方与需要 32
4.1 利益相关方 32
4.2 需要 33
4.3 效能度量 36
4.4 任务成功准则 37
4.5 约束 37
5 系统架构 39
5.1 系统背景 39
5.2 产品分解结构 39
5.3 功能架构 41
5.4 逻辑架构 47

5.5 航天器内部结构 48
5.6 构型差异 50
5.7 设计驱动因素与关键权衡 51
6 工作模式 53
6.1 模式概览 53
6.2 ADCS 指向模式 53
6.3 模式定义 54
6.4 正常成像子模式 57
6.5 转移 58
6.6 安全模式触发条件 60
6.7 模式活动 61
6.8 各模式的设备状态 62
6.9 状态机 63
6.10 模式逻辑需求 64
7 系统需求 68
7.1 任务成像 68
7.2 姿态确定与控制 71
7.3 电源 73
7.4 指令与数据处理 74
7.5 通信 76
7.6 地面段与运行 78
7.7 结构与机构 80
7.8 热控 81
7.9 飞行软件与自主运行 82
7.10 环境与发射兼容性 84
7.11 外部接口 85
7.12 安全、空间碎片与处置 86
7.13 信息安全 88
7.14 可靠性、质量与寿命 89
8 载荷相机规范 92
8.1 描述 92
8.2 功能 94
8.3 工作状态 94
8.4 接口 95
8.5 需求 95
8.6 验证方法 101

9 ADCS 规范 103
9.1 硬件 103
9.2 指向模式与航天器模式 104
9.3 估计与控制 105
9.4 动量管理 105
9.5 指向误差预算 106
9.6 接口 106
9.7 需求 107
9.8 验证方法 113
10 EPS 规范 114
10.1 架构 114
10.2 发电 114
10.3 储能 115
10.4 配电 116
10.5 保护 117
10.6 接口 118
10.7 需求 118
10.8 验证方法 124
11 结构与机构规范 125
11.1 本体坐标系与布局 125
11.2 主结构 125
11.3 展开机构 126
11.4 结构与机构的质量 127
11.5 接口 127
11.6 需求 127
11.7 验证方法 132
12 热控规范 133
12.1 方法 133
12.2 温度限值 133
12.3 设计工况 134
12.4 接口 135
12.5 需求 135
12.6 验证方法 139
13 推进规范 140
13.1 研究摘要 140
13.2 不予采用的理由 140
13.3 增加推进系统所需的更改 141

14 星务（指令与数据处理）分系统规范 142
14.1 概述 142
14.2 星载计算机 143
14.3 载荷数据存储器 146
14.4 需求 148
14.5 验证方法 152
15 飞行软件规范 153
15.1 架构 153
15.2 指令与遥测 156
15.3 指令计划 158
15.4 故障管理 159
15.5 载荷数据处理 161
15.6 文件传送 162
15.7 软件更新 162
15.8 软件关键等级 163
15.9 需求 163
15.10 验证方法 169
16 通信分系统规范 170
16.1 概述 170
16.2 UHF 收发机 171
16.3 UHF 天线 171
16.4 S 频段发射机（EO-1 Lite） 172
16.5 X 频段载荷数传机（EO-1 Flight） 172
16.6 链路预算 173
16.7 协议 175
16.8 链路安全 176
16.9 频谱协调 176
16.10 需求 177
16.11 验证方法 182
17 地面段规范 183
17.1 地面站服务 183
17.2 任务运行中心 185
17.3 需求 187
17.4 验证方法 192
18 任务运行规范 193
18.1 组织与人员配置 193
18.2 计划周期 193

18.3 通信计划 194
18.4 规程 195
18.5 异常响应 196
18.6 培训与认证 197
18.7 需求 197
18.8 验证方法 200
19 接口需求 201
19.1 接口总览 201
19.2 供电接口 202
19.3 数据接口 207
19.4 射频接口 213
19.5 地面接口 216
19.6 机械接口 218
19.7 物理通路 220
20 技术预算与余量 221
20.1 余量政策 221
20.2 质量预算 222
20.3 功率预算 225
20.4 轨道平均发电量与能量平衡 228
20.5 数据量 228
20.6 链路余量 229
20.7 指向 230
20.8 规划循环的时序预算 230
20.9 技术性能指标 232
21 环境需求 233
21.1 环境阶段 233
21.2 发射环境 233
21.3 轨道环境 236
21.4 电磁兼容 239
21.5 地面环境 240
21.6 试验量级与余量 241
22 验证与确认 243
22.1 总体方法 243
22.2 模型策略 244
22.3 试验活动 245
22.4 试验套件 246
22.5 验证事件 247

22.6 验证大纲需求 253

附录 A　验证交叉对照矩阵 257

工作模式 257

系统需求 257

载荷相机规范 261

ADCS 规范 262

EPS 规范 263

结构与机构规范 264

热控规范 265

星务（指令与数据处理）分系统规范 265

飞行软件规范 266

通信分系统规范 267

地面段规范 268

任务运行规范 269

接口需求 270

技术预算与余量 271

环境需求 271

验证与确认 272

附录 B　待决事项 274

附录 C　追溯索引 276

附录 D. 术语表与缩略语 282

术语表 282

缩略语 284

文件控制

批准

角色	职责
系统负责人	编制人；系统需求与预算的责任人
任务首席研究员	确认需求满足客户的成像需要
项目经理	向项目发布本文件
产品保证负责人	确认验证方案和待决事项清单

本版本的批准

版本记录

版本	里程碑	变更摘要
A	系统需求评审	首次发布。纳入评审中批准的 SRS-001。
B	初步设计评审	按初步设计更新预算；载荷下行选用 S 频段（权衡研究 TR-1）；接口标识与接口控制文件对齐。
C	关键设计评审（本版本）	两种构型：EO-1 Flight（X 频段，加密下行）和 EO-1 Lite（S 频段）；因载荷加热器负载增大，SR-3.1 的轨道平均功率由 28 W 提高到 30 W；新增 SR-4.4 下行加密和 SR-5.5 X 频段下行速率；待决事项清单已更新。

版本记录

本版本的待决事项

标注为 TBD（待定）或 TBR（待复核）的值，连同承载它们的需求一并列于附录“待决事项”。

1 引言

1.1 目的

本文件是 EO-1 项目的系统规范。它规定 EO-1 任务系统应做什么、做到什么程度、在何种条件下运行，以及每条需求将如何验证。它是航天器、地面段和运行概念设计、研制、验证与验收所依据的技术基线。

本规范面向四类读者：

- **设计团队**，据此导出分系统设计和下一级规范；
- **验证团队**，依据每条需求给出的验证方法，策划试验、分析、检查和演示；
- **影像客户**，确认所述需要已被涵盖，且需求能够满足这些需要；
- **评审人员和批准机构**，在各系统里程碑（SRR、PDR、CDR、试验准备状态评审、发运前评审和飞行准备状态评审）上，据此判断设计是否完整、一致。

本文件的编写方式使系统模型可直接据此建立：产品树的每个元素、每项功能、每种工作模式及转移、每个接口和每条需求都有固定标识，它们之间的追溯关系均明确给出。

1.2 范围

1.2.1 研究对象系统

研究对象系统是 **EO-1 任务**（产品 0）：一颗运行于 500 km 太阳同步轨道的 6U 立方星，以四个谱段对农田成像；以及规划其采集、接收其数据并将数据加工为影像客户所需图像产品的地面段。

本规范涵盖如下内容：

序号	元素	本规范的涵盖情况
1	EO-1 航天器	全部：平台、载荷相机、飞行软件、电缆网
2	地面段	全部：地面站服务、任务运行中心、任务操作员的角色与规程
3	搭载发射运载火箭	仅涉及接口（IF-15）和航天器须经受的发射环境
4	轨道环境	仅作为系统运行所处的环境
X.1	影像客户	仅涉及接口（IF-14、IF-14.1）和客户提出的需要

系统边界内外的元素

系统边界沿部署器适配接口（IF-15）、天地无线电链路（IF-10 及其下级接口）、合作站与任务运行中心之间的地面网络（IF-13）以及客户接口（IF-14）划定。这些接口项目一侧的一切均按本规范设计；另一侧的一切（运载火箭及其部署器、合作站自有的天线和场站设施、客户的分析系统）视为外部系统，其在接口处的行为由本规范和接口控制文件规定。

地面站（产品 2.1）是向合作网络采购的合同服务。本规范规定该服务应提供的内容（过境、口径、数据处理、可用性），除此之外不规定合作方的设备。

1.2.2 构型

项目按一种航天器设计建造两种构型。两者共用平台、载荷相机、UHF 指令链路和飞行软件；区别在于载荷下行无线电设备和地面服务方案。

特性	EO-1 Flight	EO-1 Lite
序列号	1 和 2	3 及以后
载荷下行无线电设备	X 频段载荷数传机（1.5.3）：8.2 GHz，100 Mbps OQPSK，2 W 射频功率，16 dBi 贴片阵列	S 频段发射机（1.5.2）：2.245 GHz，10 Mbps OQPSK，1 W 射频功率，6 dBi 贴片天线
下行加密	是，256 位密钥（SR-4.4）	否（仅对指令进行链路鉴权）
地面服务方案	三个合作站	一个合作站
每日交付的载荷数据	容量最高 9.87 GB；全部日采集量	不少于 1 GB（SR-5.4 Lite 值）
含不确定余量的发射质量	10.55 kg	10.40 kg

EO–1 Flight 与 EO–1 Lite 构型

除非需求的 `Applies:` 字段指明某一构型，否则该需求适用于两种构型。两种构型取值不同时，本规范在各自的需求中分别给出各自的值，而不是以一条带选项的需求表述。

曾研究用于轨道维持的冷气推进模块。它不属于任何一种构型：研究表明它只能与 X 频段无线电设备并装，而两种构型为满足任务寿命均不需要高度控制。研究结果保留在推进章节中供参考；该章不含约束性需求。

1.2.3 涵盖的寿命周期

本规范涵盖系统从开始集成，经发射、在轨测试、两个生长季运行（730 天）直至处置的全过程。制造工艺、地面支持设备和试验设施仅在影响飞行系统时（污染、操作载荷、禁止装置验证）才涵盖。

1.3 与 SRS–001 的关系

系统需求规范 SRS-001 是项目最初的系统需求陈述，已在 SRR 上与影像客户达成一致。本规范按编号纳入 SRS-001：

- 本文件中的系统需求 **SR-a.b** 即 SRS-001 的需求 a.b，意图相同。凡 SRS-001 中不可度量之处，措辞已收紧（SR-2.5 安全模式恢复和 SR-6.4 操作员接口以可度量的准则重新表述）。SRS-001 达成一致之后取值发生变化的（SR-3.1，PDR 之后由 28 W 提高到 30 W），由该需求的理由记录这一变化。
- 新的系统需求在各领域内接续编号（例如 SRS-001 的 SR-1.7 之后为 SR-1.8）。
- 第 7 领域不使用：SRS-001 第 7 节是其适用文件清单，本文件以自己的“适用文件与参考文件”一章取代之。第 8 至 15 领域为本规范新增。
- SRS-001 仍是与客户达成一致内容的记录。对 SR 需求的更改，通过配置管理计划（EO1-PLN-350）的更改流程在本文件中进行，并报告影像客户；SRS-001 不再重新发布。

分系统、接口、环境、运行和验证大纲需求为本文件新增，由 SR 需求导出。

1.4 文件约定

1.4.1 需求用语

用词	含义
应	约束性需求。须予验证；在满足或批准偏离之前，系统不予验收。
宜	目标。设计团队朝此努力并报告达到的值；不作为验收条件。
将	对事实、意图或另一方行为的陈述。不予验证。
可	许可：允许的选项，而非义务。

需求关键词

运行、架构和预算各章的说明性文字使用“将”和现在时。它对需求起解释作用，本身不具约束力；说明性文字与需求不一致时，以需求为准。

1.4.2 需求标识

前缀	含义	上级
SR-α.b	系统需求，领域 α（1 任务成像，2 ADCS，3 EPS，4 C&DH，5 通信，6 地面与运行，8 结构与机构，9 热控，10 飞行软件与自主运行，11 环境与发射相容性，12 外部接口，13 安全、空间碎片与处置，14 安全保密，15 可靠性、质量与寿命）	利益相关方需要 N1 – N11
PAY-、ADCS-、EPS-、CDH-、FSW-、COM-、STR-、THM-、PROP-、GND-、OPS- nnn	分系统需求（STR 涵盖结构与机构）	SR 需求
ICD-nnn	接口需求	SR 需求
ENV-nnn	环境需求	SR 需求
VER-nnn	验证大纲需求	SR 需求

需求标识方案

标识在整个文件中唯一，且不重复使用。被删除的需求保留其标识，文字为“已删除”，使现有追溯保持可读。

1.4.3 需求块版式

每条需求写成一个块，包含一行头部、一句需求陈述和一段理由。头部行按以下顺序包含这些字段：

字段	内容
标识与标题	例如“SR-1.2 地面采样距离”。标题指明主题，而不是数值。
验证方法	一种或多种验证方法（试验、分析、检查、演示），主要方法在前
追溯	上级：系统需求为需要标识（N1…），其他需求为 SR 标识
适用	全部、Flight 或 Lite

字段	内容
分配	仅系统需求，可选：承载该需求的产品树编号（例如 1.1，或 1.2, 1.4）
待定 / 待复核	可选：值尚未最终确定时的待决事项标识

需求头部字段

需求陈述只说明一件事，并给出数值和单位。仅当两句话无法拆分而不失原意时才使用两句。理由说明该需求为何存在及其取值来源：需要、预算、分析、标准或设计决策。没有理由的需求不得纳入基线。

1.4.4 验证方法

方法	代码	定义
试验	T	在受控条件下用经校准的仪器操作产品或其代表性模型，对照预先设定的合格/不合格准则记录测量值。环境试验（振动、热真空、EMC）属于此类。
分析	A	利用计算、仿真、建模，或与先前已鉴定产品的相似性来表明符合性，适用于试验不可行或不会增加置信度的情形。分析报告说明其输入、假设和不确定度。
检查	I	对产品或其文件（图纸、数据表、材料清单、证书）进行目视或尺寸检查，在不操作产品的情况下确认其实物或文件特性。
演示	D	操作产品以展示某种能力，观察其是否执行该功能，除合格/不合格之外不作定量测量。运行预演和可用性检查属于此类。

验证方法

当没有单一方法足以关闭某需求时，该需求可列出多种方法（例如以分析关闭轨道工况，由硬件试验支持）。列在首位的方法用于关闭该需求；其余方法提供佐证。验证章将每条需求分配到一个试验套件（TS-1、TS-2、TS-3），适用时还分配到一个试验用例。

1.4.5 待决事项：TBD 和 TBR

- **TBD**（待定）：值尚未知。需求文字中以 `[TBD]` 代替该值，头部带有待决事项标识（例如 `TBD-01`）。
- **TBR**（待复核）：已给出值，但属暂定，待指定的分析、试验或决策完成后可能更改。文字中在值后标注 `[TBR]`，头部带有标识（例如 `TBR-03`）。

每个待决事项有一名责任人、一种关闭方法和一个必须关闭的里程碑。所有待决事项连同承载它们的需求一并列于附录“待决事项”，并在配置管理计划（EO1-PLN-350）下跟踪。分配给飞行硬件的需求中的 TBD，应在该硬件的 CDR 之前关闭；TBR 仅当设计已覆盖复核中的全部取值范围时，方可在 CDR 之后保持开口。关闭待决事项即是对本文件的更改。

本规范引言性章节（从引言到利益相关方与需要）中提出的待决事项如下：

标识	主题	关闭
TBD-05	由哪个合作站服务 EO-1 Lite 的单站方案	序列号 3 的服务合同授予，在其发运前评审之前
TBR-19	任务结束后的轨道寿命（自运行轨道自然衰减；SR-13.4）	采用实际飞行弹道系数和太阳活动预报的寿命分析，在飞行准备状态评审时
TBR-06	在轨测试阶段的持续时间（30 天）	在轨测试计划评审，在飞行准备状态评审之前
TBD-06	最低成功准则的最小目标区域和季节	与影像客户达成一致，在运行准备状态评审之前

引言性章节中提出的待决事项

1.4.6 单位与约定

- 全文采用 SI 单位。角度用度（deg 或 °），指向预算的贡献项用角秒。温度用 °C。功率用 W，能量用 Wh，质量用 kg。
- 数据量：1 GB = 10^9 字节，1 MB = 10^6 字节；数据速率用 bit/s 加十进制前缀（1 Mbps = 10^6 bit/s）。
- 链路量用分贝：增益用 dBi，功率用 dBW，噪声温度品质因数用 dB/K。
- 不确定度须明确说明为 1σ 还是 3σ；未说明置信水平的指向值为 3σ 值。
- 时间：星上时间为星载计算机实时时钟保持并由地面校正的 UTC；任务阶段相对于分离（T+）或发射（L−、L+）表述；项目里程碑以评审名称（SRR、PDR、CDR）表述。运行概念中的一天内时刻为任务运行中心当地时间。
- 轨道平均值是对所述工况的一个轨道取平均；“设计工况”指预算章中定义的正常成像轨道（八个 40 s 条带和一次载荷下行过境）。
- “BOL”和“EOL”指寿命初期（分离时）和寿命末期（在轨 730 天后）。

1.5 文件结构

各章按系统定义的顺序编排：

部分	内容
引言；适用文件与参考文件	目的、范围、约定；本规范所依据的文件及其优先顺序
任务概述与运行概念	任务目标、轨道、任务阶段、成像概念、地面通信概念、运行场景、用例
利益相关方与需要	利益相关方、需要 N1 – N11、效能度量、任务成功准则、约束
系统架构与工作模式	产品树、功能架构（F0 – F11）、功能分配、七种工作模式及其转移
系统需求	SR 需求，领域 1 – 6 和 8 – 15，每条均追溯到需要
分系统规范	载荷、ADCS、EPS、结构与机构、热控、推进（仅为研究）、C&DH、飞行软件、通信、地面段、运行
接口	内部和外部接口 IF-01 至 IF-25

部分	内容
预算	两种构型的质量、功率、能量、数据量、链路和指向预算
环境	发射、轨道和地面环境及其所取的余量
验证	验证方案、模型方案、试验套件与试验用例、验证矩阵

本规范的结构

预算表由项目预算模型生成并原样纳入；其周围的文字解释各工况和假设。验证矩阵和追溯索引由需求块生成，因此始终与需求文字一致。

1.6 版本说明

文件控制中的版本记录列出各版本的更改。对需求读者而言，版本 C 最重要的更改是：序列号 1 和 2 的 EO-1 Flight 构型（X 频段载荷数传机、下行加密 SR-4.4、X 频段速率 SR-5.5），而 S 频段设计自序列号 3 起作为 EO-1 Lite 延续；SR-3.1 的寿命末期轨道平均功率由 28 W 提高到 30 W，28 W 保留为功率分配值；SR-2.5 和 SR-6.4 重新表述为可度量需求；新增的领域 8 至 15；IF-03 的额定值由 4 W 改为 7 W；以及针对 SR-4.3 的偏离（在飞行软件 2.4 之前接受 15 s）。

2 适用文件与参考文件

2.1 适用文件

适用文件在其被引用处所述的范围内构成本规范的一部分。引用某适用文件的需求，仅对该需求而言使被引用内容具有约束力；在理由或说明性文字中引用某文件，并不使其具有约束力。

2.1.1 项目文件

下列项目文件按配置管理计划实行配置控制。适用的版次为所评估里程碑时刻项目配置基线中的版次。

标识	名称	相关性
SRS-001	EO-1 系统需求规范	SR 需求的上级（见引言“与 SRS-001 的关系”）
STD-1	小卫星设计与环境标准	航天器侧的项目设计准则和环境：降额、材料、工艺、余量、试验量级和持续时间
STD-2	天地数据交换标准	天地链路和地面链路的空间数据链路、文件传送和安全协议的项目剖面
EO1-ICD-200	航天器内部接口控制文件	航天器内部的电气、数据、机械和热接口（IF-01 至 IF-09、IF-16 至 IF-22）
EO1-ICD-210	天地接口控制文件	航天器与合作站之间的射频链路和协议（IF-10、IF-11、IF-12、IF-12.1）
EO1-ICD-220	地面段接口控制文件	站点到 MOC 的网络、客户接口和客户门户（IF-13、IF-14、IF-14.1）、运行控制台（IF-25）
EO1-ICD-230	航天器与部署器接口控制文件	与 6U 部署器的机械、电气和禁止装置接口（IF-15），与搭载发射集成商商定
EO1-PLN-300	系统工程管理计划	技术评审、预算与余量政策、技术性能指标、MOE 评分
EO1-PLN-310	验证与确认计划	模型方案、试验套件 TS-1 至 TS-3、试验用例规程、确认活动 VAL-01 至 VAL-03
EO1-PLN-320	任务运行计划	任务阶段、操作员角色与班次、规程、应急处置
EO1-PLN-330	产品保证计划	元器件、材料与工艺；不合格品和偏离处理；工艺质量
EO1-PLN-340	空间碎片减缓计划	碎片减缓措施、钝化与处置分析
EO1-PLN-350	配置管理计划	基线、更改请求、待决事项跟踪、偏离和豁免
EO1-PLN-360	安全保密计划	指令鉴权、下行加密、密钥管理、地面系统访问控制
EO1-PLN-370	污染控制计划	洁净度等级、烘烤、光学系统和星敏感器的操作处理

标识	名称	相关性
EO1-PLN-380	频率管理计划	UHF、S 频段和 X 频段的频率指配、申报与协调
—	搭载载荷用户指南，所分配发射任务的版次	由发射服务商规定的发射环境、部署器包络、禁止装置和安全规则
—	与合作网络签订的地面站服务协议	由合作方规定的地面站口径、过境预订规则、可用性和数据交付

适用的项目文件

2.1.2 标准

下列公开标准按 STD-1 和 STD-2 裁剪后适用。本规范直接引用某标准时，引用处会说明适用其哪一部分。

标准	在本规范中的用途
CubeSat Design Specification (CDS), Rev. 14.1（立方星设计规范）	6U 外形、导轨、质量特性、展开开关、飞行前拔除措施、展开部件和射频禁止装置的时序
GSFC-STD-7000 General Environmental Verification Standard (GEVS)（通用环境验证标准）	搭载用户指南未作规定时，STD-1 中环境试验量级和顺序的依据
ECSS-E-ST-10-03C，试验	试验定义以及 FM-1 采用的准飞行件方法
MIL-STD-461G	电磁发射与敏感度要求，按 STD-1 裁剪
ECSS-Q-ST-70-71C	材料、工艺及其数据的选择
ASTM E595	非金属材料的出气筛选（总质量损失和可凝挥发物）
ISO 14644-1	集成和光学系统操作所用洁净室的等级划分
CCSDS 131.0-B 遥测同步与信道编码	载荷下行的编码与同步，按 STD-2 剖面
CCSDS 132.0-B TM 空间数据链路协议	遥测传输帧，按 STD-2 剖面
CCSDS 232.0-B TC 空间数据链路协议	UHF 上行链路的遥控传输帧，按 STD-2 剖面
CCSDS 122.0-B 图像数据压缩	星上图像压缩
CCSDS 727.0-B CCSDS 文件传送协议（CFDP）	通过载荷下行传送图像和遥测文件
CCSDS 355.0-B 空间数据链路安全协议	指令鉴权，以及 EO-1 Flight 的下行帧加密，按 STD-2 剖面
ISO 24113 空间系统——空间碎片减缓要求	碎片释放、钝化和任务后处置
ITU 无线电规则	三个无线电频段的频率使用、发射限值和申报义务

适用标准

2.1.3 国家许可与授权

UHF、S 频段和 X 频段发射的无线电许可，负责的国家主管部门颁发的空间运行许可或授权，以及需要时的遥感许可，自获批之时起适用。其条件即使在本规范未提及之处也对项目具有约束力。频率管理计划（EO1-PLN-380）跟踪每一项申报；许可时间安排作为风险 RK-4（S 频段许可延迟）管理。

2.2 参考文件

参考文件提供背景、方法或数据。它们不具约束力；设计偏离它们无需办理偏离。

标识或名称	用途
ISO/IEC/IEEE 15288，系统与软件工程——系统生命周期过程	项目技术过程和评审的生命周期过程框架
NASA/SP-2016-6105 NASA 系统工程手册	关于需求编写、技术评审、余量管理和验证策划的指导
ECSS-E-ST-10C，空间工程——系统工程通用要求	关于规范结构、预算和技术性能指标的指导
EO1-RPT-400 预算报告（质量、功率、能量、数据、链路、指向）	预算章中各预算表的来源
EO1-RPT-410 权衡研究 TR-1，下行频段选择	S 频段基线和 X 频段 EO-1 Flight 构型的依据
EO1-RPT-420 系统危险源分析	危险源 HAZ-001 至 HAZ-004 及其控制措施
EO1-RPT-430 风险登记册	风险 RK-1 至 RK-8
EO1-RPT-440 推进研究	冷气轨道维持研究；不包含在任何一种构型中
EO1-RPT-450 轨道与寿命分析	参考轨道、星下点轨迹重复、地影、任务结束后的轨道衰减
EO1-RPT-460 成像需求分析	根据客户的作物监测工作流程导出地面采样距离、幅宽、谱段、重访和日采集量

参考文件

2.3 优先顺序

文件之间不一致时，按下列顺序处理，优先级由高到低：

1. 国家许可与授权，以及它们所落实的法规。
2. 搭载载荷用户指南和 EO1-ICD-230 中的发射安全规则（它们保护运载火箭和其他搭载方，未满足时发射服务商可拒绝该航天器）。
3. 本规范 EO1-SPEC-100。
4. 接口控制文件 EO1-ICD-200、-210、-220。
5. 项目标准 STD-1 和 STD-2。
6. 项目计划 EO1-PLN-300 至 -380，以及地面站服务协议。
7. 公开标准，按 STD-1 和 STD-2 裁剪。

本规范优先于其所纳入的 SRS-001：此处的 SR 需求与 SRS-001 不同时，差异源于已批准的更改，以此处的文字为准。发现文件之间的冲突时，按 EO1-PLN-350 提出更改请求。更改获批之前，设计遵循优先级较高的文件，并将该冲突记为待决事项，除非系统负责人在规定期限内书面另行指示。

3 任务概述与运行概念

本章说明 EO-1 系统从地面集成到处置的使用方式。本章为说明性内容：解释需求的背景以及需求必须支持的各种序列，不含约束性需求。工作模式及其转移（T1 – T9）在系统架构与工作模式一章中定义；使下列序列得以实现的需求位于系统需求一章，并按标识引用。

3.1 任务目标

EO-1 任务为影像客户（一家农业分析公司）提供其自有的农田多光谱影像来源，使其能够及时告知种植户作物胁迫情况，以便采取措施。

标识	目标	主要需要
MO-1	以田块级分辨率（4.5 m 地面采样距离，22 km 幅宽）获取客户农场区域的四谱段影像	N3, N6
MO-2	在生长季内至少每 72 h 重访每块目标田块一次	N2
MO-3	在下行后 6 h 内向客户门户交付经定标、正射校正的产品，使预警在过境当天送达种植户	N1
MO-4	接收客户的新任务请求，并纳入下一份成像计划	N7
MO-5	由一支规模较小的白班团队运行两个生长季（在轨 730 天）	N4, N11
MO-6	保护影像和指令链路，以标准搭载方式发射，合法使用无线电频谱，不留下碎片	N5, N8, N9, N10

任务目标

首要目标为 MO-1 至 MO-3；它们界定任务成功（见利益相关方与需要“任务成功准则”）。MO-4 至 MO-6 对首要目标的实现方式形成约束。

项目飞行同一设计的两种构型（见引言“构型”）。EO-1 Flight（序列号 1 和 2）搭载 X 频段载荷数传机，交付全部日采集量。EO-1 Lite（序列号 3 及以后）搭载 S 频段发射机，只与一个合作站配合工作，因此以较低成本服务一份缩减的日目标清单。下述概念对两者均适用；存在差异之处均已指明。

3.2 参考轨道

任务按 500 km 圆形太阳同步轨道设计，降交点地方时为 10:30（参考轨道假设，SR-1.1）。上午降交点使太阳高度角处于低至中等，有利于对比度，避开农田生长季天气常见的午后云量积聚，并使相邻两次重访的光照几乎不变，而植被指数依赖于此（N6）。

参数	值
平均轨道高度	500 km（圆轨道）
半长轴	6,878.1 km

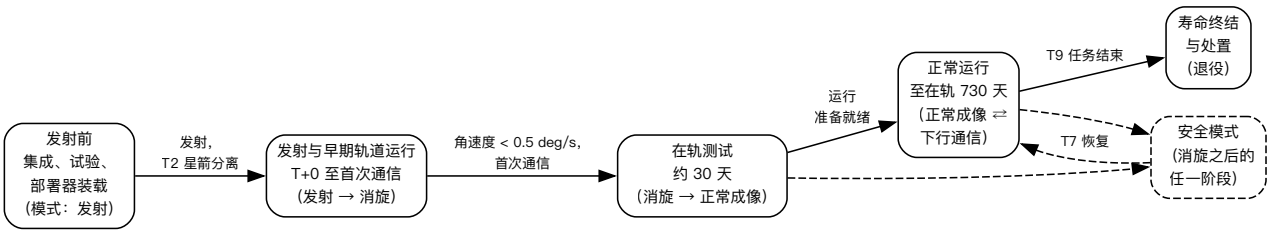
参数	值
轨道倾角（太阳同步）	97.40 deg
降交点地方时	10:30
轨道周期	94.6 min
每日轨道圈数	15.22
轨道速度	7.61 km/s
星下点速度	7.06 km/s
最长地影时间（边界工况，β = 0）	35.8 min
光照比例（边界工况）	62.2 %
星下点轨迹重复周期	3 天（TBR，由最终高度选择确定）
10 deg 仰角处斜距	1,695 km
5 deg 仰角处斜距	2,078 km

参考轨道参数

覆盖范围由轨道和指向范围决定。在 25° 侧摆（SR-1.6.2）下，相机可到达星下点轨迹两侧各约 235 km，因此含幅宽在内的可达带宽约 490 km。同一天内相邻星下点轨迹相隔经度 23.7°（赤道上约 2,630 km）。在三天重复周期（SR-1.6.1）内，各轨迹交错到赤道处间隔约 576 km，该间隔随纬度余弦缩小，在约 32° 纬度以上低于 490 km 的可达宽度。客户的农场区域位于约 32° 至 55° 纬度之间，因此每块目标田块在 72 h 内至少可到达一次（SR-1.6）。确切的重复情况取决于发射后达到的高度，作为 TBR-01 保持开口。

轨道不做维持：航天器不带推进系统。大气阻力使轨道在任务期间缓慢降低；轨道与寿命分析（EO1-RPT-450）表明，在 730 天内高度仍足以保证成像几何，星下点轨迹重复每个周期漂移数千米，由飞行动力学在每个目标的侧摆角中吸收。

3.3 任务阶段



任务阶段及各阶段使用的工作模式

阶段	起始	结束	模式	主要功能
发射前	航天器集成开始	发射	发射（T1 上电之后）	—（地面活动）
发射与早期轨道运行（LEOP）	发射	角速度归零并完成首次双向通信	发射、消旋	F1, F2, F3, F6
在轨测试	LEOP 结束	运行准备状态评审关闭	消旋、正常成像、下行通信	F3 – F9, F11

阶段	起始	结束	模式	主要功能
正常运行	运行准备就绪	任务结束决定（在轨 730 天，或因故障提前）	正常成像、下行通信、安全模式	F3 – F11
寿命终结与处置	T9 任务结束	再入	退役	—

任务阶段

3.3.1 发射前

发射前阶段包括航天器集成、FM-1（EO-1 Flight 序列号 1）上的准飞行件试验、后续单机的验收试验、运输以及集成到搭载部署器中。其运行内容不多，但它确定了航天器入轨时的状态：

1. **集成与试验。** 航天器在按 ISO 14644-1 分级的洁净室中，依据污染控制计划集成，相机口径和星敏感器遮光罩保持遮盖。功能试验通过脱插连接器进行；飞行加载的飞行软件镜像即试验大纲中鉴定的镜像。
2. **发运前评审。** 约在 L−3 个月，发运前评审确认验证已完成，或剩余项目可在发射场关闭，并确认飞行软件、密钥（EO-1 Flight）和星上参数表均为已配置的飞行版本。
3. **最终充电与禁止装置。** 蓄电池充电至搭载载荷用户指南规定的储存荷电状态。航天器通过其展开开关关闭；飞行前拔除销在禁止装置检查之后、装载之前作为最后一步拔除。
4. **部署器装载。** 在集成商的场地，通常在 L−6 至 L−4 周，航天器装入 6U 部署器，并验证分离开关处于闭合状态（IF-15）。自此刻起，航天器无法充电或接受指令；蓄电池容量和自放电分析涵盖在部署器中最长 6 个月的储存期，这也限定了发射推迟的范围（RK-3）。

发射前阶段结束时的模式为**发射**：断电，禁止装置闭合，位于部署器内。

3.3.2 发射与早期轨道运行

LEOP 自发射开始，到航天器角速度归零、展开太阳电池阵和天线并完成双向通信为止。首次通信之前的一切均为自主执行，由飞行软件的分离序列运行；地面所做的任何事都无法影响它。下列时间线自分离（T+0）起计。

分离后时间	事件	模式	备注
T+0	部署器释放航天器；分离开关断开；平台上电，星载计算机启动	发射 → 消旋（T2 待命）	分离计时器启动。仅 PDU、星载计算机和 ADCS 敏感器带电。所有展开部件和所有发射机均处于禁止状态（CDS 和搭载规则）。
T+0 至 T+30 min	保持禁止装置滑行；记录磁强计和太阳敏感器遥测；太阳电池阵展开前仅靠蓄电池供电	发射	预期脱离角速度最高达 10 deg/s。T+30 min 之前不使用任何执行机构。
T+30 min	分离计时器超过 30 min 且分离开关已释放：转移 T2 星箭分离，进入**消旋**。展开部件使能。UHF 天线熔断丝释放点火（产品 1.6.2）	消旋	允许的最早展开时刻。磁力矩器启动消旋控制器。

分离后时间	事件	模式	备注
T+35 min	太阳电池阵展开：熔断丝压紧装置点火，电池板铰接展开，展开开关确认	消旋	采用触发计时器还是角速度门限尚待确定（TBR-02）；无论哪种方式，太阳电池阵均在 T+45 min 前展开到位（SR-3.6）。
T+45 min	射频禁止装置到期。UHF 信标开始发射（每 30 s 一次内务遥测）	消旋	允许的最早发射时刻。载荷下行无线电设备保持关闭。
T+45 min 至 T+3 h	磁消旋持续，直至本体角速度低于 0.5 deg/s	消旋	要求从 10 deg/s 起 3 h 内完成（SR-2.3；消旋仿真 TC-05）。消旋模式下平台负载 14.1 W。
消旋之后	利用太阳敏感器和飞轮进行粗对日定向，使太阳电池阵对准太阳	消旋	自捕获太阳之后的第一圈起能量平衡为正。
T+45 min 之后首次经过合作站	地面站接收 UHF 信标；首次健康状态评估	消旋	视展开经度而定，发生在第一圈至第八圈之间；前 48 h 内每次过境均为地面站网络预订。
首次具备双向链路的过境	首次上行指令并获确认；星上时间校正；两行根数由首次定轨结果取代	消旋	LEOP 结束。

自分离起的 LEOP 时间线

合作站在最初两天的每次过境均进行监听，在首次定轨之前使用发射服务商预测的部署状态矢量。如果最初 24 h 内未收到信标，运行团队利用部署器报告的分离时间和搭载方公布的部署序列扩大搜索；航天器持续发射信标，无需地面动作即无限期保持在消旋或对日定向状态。

3.3.3 在轨测试

在轨测试按固定顺序使各分系统投入使用，使每一步仅依赖已证明的内容。计划为 30 天 [TBR-06]。在平台各步骤期间，航天器保持消旋模式，太阳电池阵对日；待姿态控制各步骤完成后执行 T3 角速度归零转入正常成像，载荷和下行各步骤则在地面指令下于正常成像和下行通信模式中运行。

步骤	分离后天数	活动	退出准则
C1 平台检出	1 – 3	在完整轨道圈上检查电源、热控和 C&DH 健康状况；蓄电池充放电曲线；加热器和恒温器工作情况；以空操作指令测试星上时间和指令计划	连续 10 圈内所有内务参数均在限值内；计划的执行与时间标签相差在 1 s 以内（SR-4.2）
C2 姿态敏感器	3 – 5	星敏感器开机；磁强计和陀螺标定；对比各敏感器的姿态估计	各敏感器的估计姿态一致，偏差在星敏感器精度以内
C3 精细姿态控制	5 – 8	反作用飞轮闭环；用磁力矩器进行动量卸载；机动与稳定试验；测量指向稳定度	在试验目标上，指向和稳定度满足 SR-2.1 和 SR-2.2；按 SR-2.4（TBR-03）记录机动时间。执行 T3。

步骤	分离后天数	活动	退出准则
C4 载荷下行	8 – 11	在地面站上空开启 S 频段发射机（Lite）或 X 频段载荷数传机（Flight）；通过 CFDP 传送大小递增的试验文件；验证加密密钥（Flight）	在 10° 仰角过境中确认链路余量和数据速率（SR-5.1 或 SR-5.5）；文件无差错传送
C5 相机出气保持与首次成像	11 – 15	相机电子设备开机，出气保持之后焦平面达到工作温度；暗帧；先在明亮均匀的沙漠场地获取首个条带，再在农场区域获取	暗噪声和坏像元图在载荷验收限值内；图像已下行并显示
C6 定标	15 – 25	对照地面控制点进行几何定标；在替代定标场地进行辐射定标；谱段间配准；更新星敏感器与相机的对准关系	地面采样距离、幅宽和谱段配准满足 SR-1.2 至 SR-1.4；对准表已上传
C7 端到端试点	25 – 30	使用客户目标完成整个规划周期：经门户下达任务、计划、获取、下行、处理、交付；操作员运行白班时间线	规划周期在 100 min 以内（SR-6.5）；下行后 6 h 内交付（SR-6.2）；运行准备状态评审

在轨测试步骤

C6 中的定标确立后续定标检查所对照的基线（N6）。C7 同时作为客户预警试点（VAL-01）的第一部分。某一步骤的退出准则提前满足时，在轨测试各步骤可以重叠；某一步骤未通过其准则时，暂停依赖它的各步骤，而不是整个序列。

3.3.4 正常运行

正常运行自运行准备状态评审起，至任务结束决定止。航天器几乎全部时间处于**正常成像**模式，执行由地面加载的带时间标签的指令计划（SM.1）。在该模式内，它在对日定向待机、目标成像和动量卸载之间转换；每次预订的载荷下行过境进入**下行通信**，过境结束时返回（T4、T5）。

运行团队在工作日执行一个白班。班次之外的过境按预订的通信计划无人值守执行：航天器执行存储的指令，地面站记录并转发数据，任务运行中心自动处理并交付产品。遥测超限和漏掉的过境向值班操作员发出告警。周五上传的计划覆盖整个周末，因为每份计划包含此后 24 h 的目标，而指令计划最多可保存 72 h 的指令。

生长季决定任务请求的节奏。在季内，客户的目标清单完整覆盖其农场区域，计划每天重新生成。在季外，目标清单缩减为定标场地和选定区域，团队利用较低的负载进行定标检查、飞行软件更新和蓄电池调理。

3.3.5 寿命终结与处置

任务在轨 730 天后结束；如果航天器已无法满足其最低成功准则并经影像客户同意，也可提前结束。航天器状态良好时，系统负责人可提议延期；延期不改变处置方式。

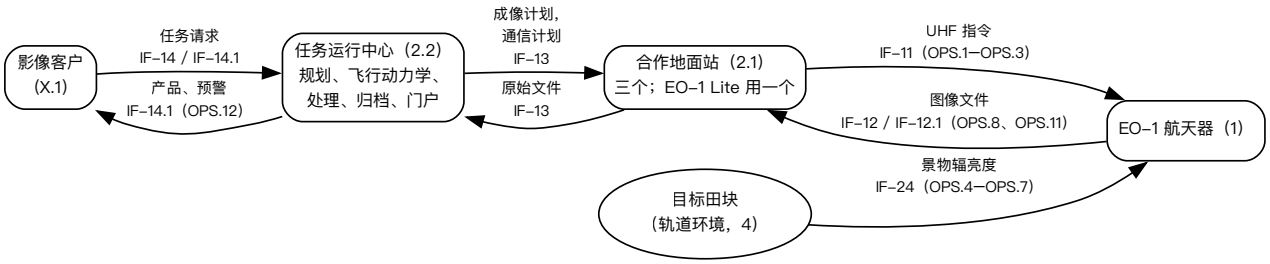
处置依靠轨道自然衰减。在衰减真正加速之前，航天器进行钝化，使其不会解体或干扰其他用户（N9、N10）。任务结束序列在下文的场景（“任务结束”）中描述；它以转移 T9 任务结束进入**退役**模式告终，此后无法返回。在太阳电池阵展开的情况下，寿命分析预测在任务结束后 4 至 6 年之间再入，视太阳活

动而定。上限超过 SR-13.4 的 5 年限值 [TBR-19]，因此钝化之前的最后一次指令姿态使太阳电池阵侧对来流以获得最大阻力，该限值在最终轨道的衰减分析完成前持续复核。航天器设计为在再入时完全解体；相机的钛质和玻璃部件最后解体，由空间碎片减缓计划（EO1-PLN-340）中的伤亡风险分析涵盖。

3.4 成像概念

3.4.1 从任务请求到交付

一个图像产品经过六个阶段。场景“执行正常成像过境”（OPS）将其中的天地部分分解为十二个动作 OPS.1 至 OPS.12；阶段、动作及执行它们的功能对应如下。



运行概念：任务请求、规划、获取、下行、处理与交付

阶段	动作	执行方	功能	典型持续时间
任务请求	（OPS 之前）客户在门户上输入关注区域、截止时间和优先级（UC.1）	影像客户，客户门户	—	任意时间；计划在上传前 2 h 关闭
规划	（OPS 之前）规划员选定此后 24 h 的目标，计算侧摆角，检查功率、数据和热限值，预订通信弧段（UC.2）	任务运行中心，任务操作员	F11（地面部分）	操作员最多用 20 min 生成并检查计划（SR-6.4）；通信弧段提前 48 h 预订（SR-6.1）
计划上传	OPS.1 发送成像计划；OPS.2 接收成像计划；OPS.3 加载指令计划	地面站；UHF 收发机；C&DH	F6 接收指令	占用 UHF 过境 4 – 9 min（典型 6 min）；解码 1 min；验证与加载 2 min
获取	OPS.4 转向目标；OPS.5 准备相机；OPS.6 获取图像条带；OPS.7 编码并存储图像	ADCS；载荷相机；载荷相机；C&DH	F4, F5；F7；F7；F8	机动与稳定约 3 min；相机准备 5 min；每条带 40 s（最长 54 s）；每条带压缩 20 – 40 s
下行	OPS.8 发送图像数据，或本圈未预订通信弧段时 OPS.9 星上保存数据；OPS.11 接收下行	载荷下行数传机；C&DH；地面站	F9；F8	9 min 通信弧段内可用的 S 频段过境 8 min（X 频段 7 min）

阶段	动作	执行方	功能	典型持续时间
处理与交付	OPS.12 处理图像产品：定标、正射校正、计算植被指数和预警、发布	任务运行中心	F11	每次过境数据典型 45 min，直至门户

成像链路、OPS 动作与功能

在获取与通信弧段之间，OPS.10 日照下蓄电池充电使航天器回到对日定向，让太阳电池阵面向太阳（F3）；在设计工况轨道中，它约占日照弧段的 35 min。

3.4.2 规划周期

规划周期是从计划上传开始（OPS.1）到该计划的第一个产品在门户上交付（OPS.12 结束）所经过的时间。它是 MOE-7 和 SR-6.5（最长 100 min，目标值 80 min）背后的度量。仅当计划上传、获取和一次载荷下行落在同一圈或相邻圈时，该周期才较短；规划员据此安排优先目标。一个典型的快速周期如下：

动作	开始（min）	持续（min）
OPS.1 发送成像计划	0	6
OPS.2 接收成像计划	6	1
OPS.3 加载指令计划	7	2
滑行至目标	9	6
OPS.4 转向目标	15	3
OPS.5 准备相机（在机动和滑行期间）	13	5
OPS.6 获取图像条带（优先条带）	18	0.7
OPS.7 编码并存储图像	19	0.5
滑行至下行地面站	20	9
OPS.8 发送图像数据和 OPS.11 接收下行（优先文件在先）	29	9
传送至任务运行中心（IF-13）	38	2
OPS.12 处理图像产品	40	45
产品上线门户	85	

快速规划周期示例

该示例落在目标值与门限值之间。单项最大的贡献者是处理；变化最大的贡献者是滑行至下行地面站，由地面站几何的选择控制。

3.4.3 采集能力与下行队列

每个 40 s 的条带沿轨覆盖约 282 km，产生 1.84 GB 原始数据，压缩后约 0.34 GB。设计工况日采集 120 景、每景 22 × 22 km，约合 9.3 个条带，存储 3.22 GB（SR-1.5；数据量预算）。限制到达客户数据量的是下行能力，而不是采集：

- **EO-1 Flight** 每天通过两次 7 min 的 X 频段过境下行 9.87 GB，为日采集量的三倍。单次 X 频段过境即可清空整个上午的采集量。
- **采用三站服务的 EO-1 Lite** 每天通过六次 8 min 的 S 频段过境下行 3.38 GB，比采集量多 5 % 余量。每次过境约传送 0.56 GB，因此上午采集量较大时，数据在当天其余时间内到达地面。

- **采用单站方案的 EO-1 Lite** 每天通过两次过境下行 1.13 GB（至少 1 GB，SR-5.4 Lite 值）。规划员按客户的优先级将目标清单限制在每天约 40 景。

飞行软件将存储的文件保存在下行队列中，先按优先级排序，再按存储时间排序。优先文件（客户标记的预警区域）在下一次过境时最先发送，这使得在日容量接近日采集量的服务上也能实现当日预警。只有任务运行中心通过文件传送协议确认接收之后，星上才删除文件；凭 64 GB 存储，航天器可保存 20 天的压缩采集数据，因此漏掉一次过境只会延迟数据而不会丢失数据。

3.5 典型的一天

下表按生长季内 EO-1 Lite 三站服务的设计工况日排列，客户的主要农场区域靠近任务运行中心所在经度。时间为任务运行中心当地时间。一天中最繁重的一圈（第 7 圈）是功率设计工况：两个成像窗口、八个条带和一次 S 频段过境。EO-1 Flight 按相同的一天运行，X 频段过境发生在标记的时间；采用单站方案的 EO-1 Lite 仅保留经过其唯一地面站的过境。

时间	圈	模式	活动	OPS
00:40	1	下行通信	在地面站 C 的无人值守 S 频段过境（在地影中：蓄电池最坏情况，放电深度 23 %）；传送前一天的剩余数据	OPS.8, OPS.11
02:15	2	正常成像	在高纬度弧段用磁力矩器进行动量卸载	—
04:05	3	下行通信	在地面站 A 的无人值守 S 频段过境；UHF 内务数据倾卸	OPS.8, OPS.11
06:00	—	—	夜间各次过境的自动处理完成；产品上线门户	OPS.12
07:00	—	—	白班开始。操作员检查夜间遥测、告警和交付报告	UC.5
07:30	—	—	与合作网络确认此后 48 h 的通信计划	UC.2
08:00	—	—	今日任务请求在门户上关闭。规划员生成此后 24 h 的计划；操作员检查功率、数据、热和机动约束并予以批准（不超过 20 min）	UC.1, UC.2
08:55	6	正常成像	在地面站 A 的 UHF 过境：计划上传，指令计划加载，下行上一份计划的执行报告	OPS.1 – OPS.3
09:05	6	正常成像	区域东部的第一个成像窗口：一个条带	OPS.4 – OPS.7

时间	圈	模式	活动	OPS
10:30	7	正常成像	在地面站 A 的 UHF 过境：带两个优先目标的计划后期更新	OPS.1 – OPS.3
10:39	7	正常成像	主区域上空的成像窗口 1：四个条带，侧摆最大 20°	OPS.4 – OPS.7
10:48	7	正常成像	成像窗口 2：四个条带；相机转入待机	OPS.4 – OPS.7
10:58	7	下行通信	在地面站 B 的 S 频段过境（EO-1 Flight 为 X 频段过境）：优先文件在先	OPS.8, OPS.11
11:10	7 – 8	正常成像	对日定向；在日照弧段的其余时间为蓄电池充电	OPS.10
11:55	—	—	优先条带的产品上线门户；客户的预警服务取走这些产品	OPS.12
12:20	8	正常成像	区域西部的成像窗口：一个短条带（约 15 s）	OPS.4 – OPS.7
12:33	8	下行通信	在地面站 B 的 S 频段过境	OPS.8, OPS.11
14:05	9	下行通信	在地面站 C 的 S 频段过境	OPS.8, OPS.11
14:30	—	—	操作员检查当天的图像质量报告和下行队列	UC.5
16:30	—	—	向值班操作员交接班说明；班次于 17:00 结束	—
22:20	15	下行通信	在地面站 A 的无人值守 S 频段过境（EO-1 Flight 为 X 频段过境）	OPS.8, OPS.11
23:50	16	正常成像	本圈未预订通信弧段；数据保存在星上	OPS.9

设计工况日（EO-1 Lite，三站服务）

当天采集约 9.3 个条带当量（120 景，存储 3.22 GB），其中第 7 圈的八个条带占大部分。轨道圈数自当地午夜起计（每天 15.22 圈，因此第 16 圈在一天结束前不久开始）。每圈都有最长 35.8 min 的地影；功率预算将第 7 圈的负载曲线视为每圈重复，其平台负载为 25.0 W，而寿命末期的轨道平均发电功率为 33.0 W。最坏的蓄电池情况是 00:40 的夜间过境，此时加热器开启，发射机在地影中运行。

3.6 地面通信概念

3.6.1 合作站网络

地面段向合作网络购买地面站时间。为项目签约的三个地面站按地理分布选定：

地面站	位置类型	作用
地面站 A	高北纬	每天过境次数最多；主要的 UHF 指令站；LEOP 和安全模式恢复
地面站 B	中纬度，位于客户主要农场区域的下游	上午成像各圈之后的快速周期下行
地面站 C	南半球	夜间过境；南半球目标的覆盖

合作站

每个地面站配有一面 3.7 m 的 S/X 频段天线和一副 UHF 八木天线，因此每个地面站都能对航天器发出指令并接收任一载荷下行。数据在过境结束后数分钟内经地面网络（IF-13）到达任务运行中心。

3.6.2 通信弧段

通信弧段分两类：

- **指令与遥测弧段** 仅使用 UHF 链路（双向均为 9.6 kbps）。它们传送计划上传、指令计划、内务遥测、飞行软件补丁和恢复指令。UHF 链路自 5° 仰角起即可闭合（上行余量 11.2 dB），因此过境中可用的 UHF 部分比载荷下行部分更长。
- **载荷下行弧段** 同时使用 UHF 链路和载荷下行数传机。在通信开始（T4）时，航天器进入下行通信模式，将下行天线指向地面站，并作为其进入动作开启发射机（SM.3）。文件通过 CFDP 发送；确认和重传请求经 UHF 返回。在通信结束（T5）时，发射机关闭，航天器返回正常成像。X 频段下行按 10° 仰角规划，S 频段下行按 7° 规划（过境几何见通信一章）；在 10° 时，预算相对 3 dB 的要求（SR-5.3，TBR-04）给出 S 频段 4.7 dB 和 X 频段 7.7 dB 的余量。

通信弧段提前 48 h 向合作网络预订（SR-6.1）。飞行动力学功能根据最新定轨结果生成过境预报，规划员选择过境，预订的计划纳入上传至航天器的计划，使航天器知道每次通信弧段的预期时间。

服务	每天 UHF 通信弧段	每天载荷下行过境	日下行容量
EO-1 Flight，三站	至少 4	2 次 X 频段，每次 7 min	9.87 GB
EO-1 Lite，三站	至少 4	6 次 S 频段，每次 8 min	3.38 GB
EO-1 Lite，单站方案	至少 2	2 次 S 频段，每次 8 min	1.13 GB

通信计划

3.6.3 EO–1 Lite 单站方案

单站方案的所有通信弧段使用三个合作站中的一个 [TBD-05]。每天预订两次下行过境，约可传送全部日采集量的三分之一。概念作如下调整：

- 规划员按客户的优先顺序，将日目标清单限制在两次过境所能传送的范围内（约 40 景）；
- 计划上传、两次下行和任何恢复指令均经由这一个地面站，因此地面站中断会使所有通信中止；超过 24 h 的中断，通过在同一协议下于网络中另一地面站预订临时过境来弥补；

- 重访（SR-1.6）是轨道的属性，不受影响，但每块田块只有在列入限额清单时才被采集，因此每块田块的有效重访间隔较长；由客户选择哪些田块保持 72 h 重访。

3.7 运行场景

场景描述系统必须支持的步骤序列。各步骤涉及 OPS 动作、功能和模式转移；约束每个步骤的需求在方括号中引用。

3.7.1 正常成像过境

1. 客户已在门户上输入目标和优先级（UC.1）。
2. 规划员生成此后 24 h 的成像计划：目标、侧摆角（最大 25°，SR-1.6.2）、条带长度、机动、下行过境以及每个条带的文件优先级。规划员对照功率、数据、机动和热约束检查计划，操作员予以批准 [SR-6.4]。
3. 在下一次 UHF 通信弧段，地面站发送计划（OPS.1）。UHF 收发机接收各帧，并将指令包传给 C&DH（OPS.2）。
4. C&DH 对指令包进行鉴权和验证，并加载带时间标签的指令计划（OPS.3）。它在遥测中确认加载；被拒绝的计划使上一份计划继续有效。
5. 在每个目标之前，指令计划命令 ADCS 机动到目标姿态（OPS.4，F4），并在稳定度限值内稳定下来 [SR-2.2, SR-2.4]。与此同时，它给相机探测器供电，并使焦平面达到其工作温度（OPS.5）。
6. 在预定时刻，相机在与时间标签相差 1 s 以内 [SR-4.2] 获取四谱段条带（OPS.6，F7）。
7. C&DH 压缩该条带，并连同其姿态、星历和时间数据写入载荷存储器（OPS.7，F8）。步骤 5 至 7 对成像窗口内的每个目标重复进行。
8. 窗口的最后一个条带之后，相机返回待机，航天器返回对日定向为蓄电池充电（OPS.10，F3）。
9. 如果本圈预订了载荷下行过境，则接着执行下行通信场景。否则数据保留在星上（OPS.9），等待下一次过境。

3.7.2 下行通信

1. 过境之前，指令计划使航天器机动，使载荷下行天线能够跟踪地面站。
2. 捕获时，地面站锁定 UHF 信标并开始通信（T4 通信开始）。航天器进入下行通信模式并开启载荷下行发射机（SM.3）。
3. 地面站锁定载荷下行载波。C&DH 从下行队列发送文件，优先文件在先（OPS.8，F9）；对 EO-1 Flight，各帧经过加密 [SR-4.4]。
4. 地面站记录过境并重组文件（OPS.11）。确认和重传请求经 UHF 返回；C&DH 将已确认的文件标记为待删除。
5. 过境结束时，地面站结束通信（T5 通信结束）。发射机关闭，航天器返回正常成像。
6. 地面站将文件转发给任务运行中心（IF-13），后者在下行结束后 6 h 内处理并发布 [SR-6.2]（OPS.12，F11）。
7. 如果通信期间下行载波失锁超过 60 s，航天器执行 T8 链路故障进入安全模式（见“安全模式进入与恢复”）；未确认的文件保留在队列中。

3.7.3 安全模式进入与恢复

1. 星上检测到故障：蓄电池低于每电池对 6.4 V（12.8 V 电池组），转移 T6 欠压；或上一场景中的下行链路故障 T8；或运行模式一章定义的其他安全模式触发条件之一。
2. 在欠压后 10 s 内 [SR-4.3；在飞行软件 2.4 之前经偏离接受 15 s]，飞行软件进入安全模式（F10）：暂停指令计划，关闭相机和载荷下行数传机，并卸除非必要的加热器。
3. ADCS 使太阳电池阵对日定向（SM.2）。平台负载降至 15.6 W，蓄电池开始充电。
4. UHF 信标继续发射安全模式遥测：进入原因、故障日志和荷电状态。
5. 在下一次 UHF 通信弧段，操作员看到安全模式标志（UC.5）并启动恢复（UC.6）。下行故障日志以及进入时刻前后存储的内务数据。
6. 操作员和分系统负责人诊断原因并决定恢复方案：参数更改、负载更改或飞行软件补丁。原因不明时，恢复指令和新的指令计划在平板星（Flatsat）上准备并检查。
7. 操作员发送恢复指令（T7 恢复指令）。航天器返回正常成像并恢复执行新的指令计划。
8. 航天器在恢复指令后 24 h 内返回正常成像 [SR-2.5]，成像随下一份计划恢复。进入之前存储的数据予以保留并正常下行。

3.7.4 通信中断

1. 预订的通信弧段未能进行：地面站中断、地面网络故障，或航天器无响应。
2. 在星上，指令计划继续执行。原定下行的数据保留在队列中（OPS.9）；存储空间允许时（20 天的压缩采集数据）成像继续进行。
3. 任务运行中心收到地面站的漏过境报告，或检测到数据缺失，并向值班操作员告警。
4. 操作员预订替代过境，必要时在另一合作站，并在后续通信弧段中检查信标。
5. 如果能听到航天器但它不接受指令，操作员根据遥测核实指令计数器、星上时间和鉴权状态并重新同步。
6. 如果连续数次过境都听不到航天器，操作员请求在全部三个地面站上安排过境，并为振荡器漂移扩大频率搜索范围。
7. 如果 72 h 内没有有效指令到达航天器，飞行软件自行进入安全模式（运行模式一章中的失去通信触发条件）并持续发射信标。随后按安全模式场景恢复。

3.7.5 任务结束

1. 作出任务结束决定：在轨达到 730 天且未延期，或出现排除最低成功准则的故障。通知影像客户，并交付最终产品。
2. 操作员下行剩余的载荷数据和完整的内务历史记录以供归档（SR-6.3）。
3. 操作员按顺序发出钝化步骤指令，每一步均在遥测中确认：相机和载荷下行数传机关闭；反作用飞轮减速停转；对 EO-1 Flight，擦除加密密钥；蓄电池断开充电，并通过负载放电至 EO1-PLN-340 规定的钝化水平（HAZ-004）。
4. 操作员发送任务结束指令（T9 任务结束）。航天器进入退役模式，并永久禁止所有发射机。
5. 地面段通知频率和空间运行主管部门，更新碎片跟踪信息并归档任务数据。此后通过自然衰减再入 [TBR-19]。

3.8 用例

用例从两类参与者的角度描述系统：**影像客户**（X.1，通过其分析人员和门户）与**任务操作员**（2.3）。系统边界为 EO-1 任务系统。

标识	用例	参与者	目标	关系	功能与场景
UC.1	请求影像	影像客户	提交关注区域、截止时间和优先级，并查看每项的采集时间	—	门户（IF-14.1）；UC.2 的输入
UC.2	规划成像任务	任务操作员	根据客户的请求生成采集计划并预订通信弧段	被 UC.3 包含	F11（地面规划）、飞行动力学
UC.3	获取影像	任务操作员	让航天器对计划的目标成像，并将数据带回地面	包含 UC.2	F5 – F9；场景“正常成像过境”和“下行通信”
UC.4	接收图像产品	影像客户	从门户下载经定标、正射校正的产品和预警	—	F11；OPS.12
UC.5	监视航天器健康	任务操作员	每次过境之后检查遥测并对超限采取措施	被 UC.6 扩展	遥测归档（SR-6.3）
UC.6	从安全模式恢复	任务操作员	诊断故障并指令返回成像	扩展 UC.5（当遥测显示安全模式时）	F10；T7；场景“安全模式进入与恢复”

用例

UC.1 请求影像。 触发：客户有需监测的田块。客户绘制或上传关注区域，设定截止时间和优先级，并标记预警区域。门户对照可达纬度带和侧摆限值检查每个区域，显示预测的采集机会，并确认请求。在每日任务请求截止时间之前收到的请求进入下一份计划。结果：请求连同其预测采集时间出现在客户的清单中。

UC.2 规划成像任务。 触发：每日规划时段，或优先请求。规划员根据所有未决请求，按优先级、截止时间以及每块田块上次采集以来的时间加权，提出此后 24 h 的目标建议；操作员审查该建议、解决冲突并予以批准。通信弧段提前 48 h 预订。结果：一份获批的计划和一份通信计划，可供上传。

UC.3 获取影像。 触发：获批的计划（UC.2，被包含）。计划被上传，航天器获取并存储条带，在预订的过境中将其下行。结果：任务运行中心收到每个计划条带的原始文件，或在执行报告中对每个未采集的条带（云量预报、冲突、故障）给出说明。

UC.4 接收图像产品。 触发：产品发布。客户收到通知，通过门户或其机器接口（IF-14）下载产品和预警图层。结果：产品在下行后 6 h 内交付。

UC.5 监视航天器健康。 触发：每次通信弧段结束，或出现告警。操作员检查内务趋势、超限、下行队列和指令执行报告，并记录任何异常。结果：航天器状态已知，异常有责任人。

UC.6 从安全模式恢复。 触发：遥测显示安全模式（此时扩展 UC.5）。操作员下行故障日志，与分系统负责人一起诊断原因，准备并检查恢复方案，并发送恢复指令。结果：航天器在恢复指令后 24 h 内返回正常成像。

4 利益相关方与需要

本章记录哪些方与 EO-1 任务有利害关系、他们对任务有何需要、项目如何判断任务是否满足这些需要，以及任务必须遵守哪些约束。需要 N1 至 N11 位于需求树的顶端：每条系统需求（SR）至少追溯到其中一项。需要以需要陈述的形式、用利益相关方的语言写成；它们经确认（validation），而非验证（verification）（见验证一章中的确认活动 VAL-01 至 VAL-03）。

4.1 利益相关方

利益相关方	在项目中的角色	主要关注点
影像客户	农业分析公司，为任务出资、下达任务并接收任务产品 (X.1)	及时、一致的农场区域田块级影像；数据的安全处理；两个生长季内服务可预期
田间农艺师	客户的员工及其指导的种植户，依据作物胁迫预警采取行动	过境当日收到预警；能区分相邻田块的图件；确信图件中的变化即作物的变化
客户数据分析师	客户的员工，负责将产品导入客户的分析系统	稳定的产品格式和定标；通过客户接口进行机器访问
项目经理	代表研制单位领导 EO-1 项目；负责成本、进度及与客户的协议	在预算内满足约定的需要；一个发射机会；较低的运行成本
系统负责人	系统的技术主管；负责本规范、各项预算和待决事项	一致且可验证的基线；余量保持到 CDR
载荷负责人、分系统负责人	设计并验证载荷相机和平台各分系统	清晰、稳定的分配值和接口定义
任务运行团队	任务操作员 (2.3) 与运行负责人，在任务运行中心操控航天器	一支小型白班团队即可运行的系统，夜间和周末由自动化支持，故障指示清晰
地面站网络服务商	出售地面站时段和数据传送服务的合作网络 (2.1)	在其规则内提前预订过境；航天器发射信号符合约定的频率和功率
搭载发射集成商与发射服务商	将航天器集成到 6U 部署器中并发射 (3)	符合部署器接口、禁止装置和发射安全规则；按时交付
频谱主管部门	依据《ITU 无线电规则》负责无线电申报的国家主管部门	合法使用频率、与其他用户协调、及时申报
空间运行与碎片主管部门	批准空间运行及其处置方案的国家主管部门	在适用限值内实现空间碎片减缓、钝化和再入；跟踪与通报
安全主管	负责项目的安全计划和密钥管理	保护指令链路，对于 EO-1 Flight 还需保护传输中的影像
空间界（其他在轨运营方）	邻近轨道上的其他运营方（通过跟踪与协调服务体现）	无碰撞或干扰风险；及时响应的交会协调

利益相关方

利益相关方仅按角色标识。影像客户在项目评审中代表田间农艺师和客户数据分析师发言；确认活动 VAL-01 和 VAL-03 直接有他们参与。

4.2 需要

每项需要说明利益相关方需要什么、为什么需要，以及由谁提出。需要的标识符是固定的；系统需求在其 `Trace` 字段中引用这些标识符。

4.2.1 N1 当日作物胁迫预警

陈述。 农场客户需要在过境当日获知作物胁迫情况。

理由。 生长季内，水分胁迫、养分缺乏、病虫害在数日内即会扩散；灌溉和施药决策当天或次日做出。晚一天到达的预警，往往到达时低成本补救的时机已经过去。当日预警是客户的服务区别于重访频率较低、交付时间较长的免费公开影像的关键。

来源。 影像客户，代表田间农艺师。

主要需求。 下行后 6 h 内交付 (SR-6.2)；规划周期 (SR-6.5)；日数据量 (SR-5.4)。

4.2.2 N2 每周两次重访

陈述。 农场客户需要在生长季内至少每周两次获得其田块的最新影像。

理由。 在主要生长阶段，作物状况在三到四天内会发生可测的变化。考虑到云层遮挡会使部分采集失效，72 h 的重访间隔可使大多数田块在大多数周内至少获得一幅可用影像，晴朗周内获得两幅。

来源。 影像客户。

主要需求。 重访 (SR-1.6)、星下点轨迹重复 (SR-1.6.1)、侧摆指向 (SR-1.6.2)。

4.2.3 N3 田块级植被图

陈述。 农场客户需要足以区分相邻田块的植被图。

理由。 管理决策按田块做出，且常常按田块内的管理分区做出。区分田块及其边界需要 5 m 级分辨率；四个波段可给出表征植物长势和胁迫的植被指数。

来源。 影像客户，代表田间农艺师。

主要需求。 地面采样距离 (SR-1.2)、幅宽 (SR-1.3)、光谱波段 (SR-1.4)、指向精度和稳定度 (SR-2.1, SR-2.2)。

4.2.4 N4 两个生长季的任务寿命

陈述。 客户需要服务至少运行两个完整的生长季。

理由。 客户的商业方案取决于为每个田块建立多季记录，并将服务销售超过一个生长季。单颗航天器运行两个生长季，也表明后续 EO-1 Lite 单机值得购买。730 天寿命、概率 0.8，是该需要与 CubeSat 级可靠性大纲成本之间约定的平衡点。

来源。 影像客户和项目经理。

主要需求。 寿命 (SR-1.7)、蓄电池能量与放电深度 (SR-3.2, SR-3.3)、可靠性领域（领域 15）。

4.2.5 N5 影像安全

陈述。 客户需要其任务请求和影像不被泄露，并需要航天器免受未经授权的指令。

理由。 客户下达任务的田块及其购买的产品具有商业敏感性：它们会暴露客户服务于哪些种植户。一条未经授权的指令可能终结任务。所有构型均对指令进行鉴权；EO-1 Flight 通过高速链路传输客户的全部采集数据，还对载荷下行加密。

来源。 影像客户和安全主管。

主要需求。 下行加密 (SR-4.4, Flight)、安全领域（领域 14）、外部接口（领域 12）。

4.2.6 N6 定标一致性

陈述。 客户需要产品的辐射定标和几何定标在逐次采集之间以及不同航天器之间保持一致。

理由。 预警依据各次采集之间植被指数的变化发出。如果定标漂移，图件上会出现变化，而作物并未改变，农艺师就会对预警失去信任。当 EO-1 Lite 单机与 EO-1 Flight 一同加入星座时同理：由两颗航天器成像的同一田块必须给出相同的指数。

来源。 影像客户和客户数据分析师。

主要需求。 光谱波段 (SR-1.4)、载荷章中的载荷定标需求、光学系统热稳定性（领域 9）。

4.2.7 N7 响应式任务

陈述。 客户需要增加或修改目标，并在一个规划周期内看到这些目标被采集。

理由。 农艺师在看到地面上发生的事件（风暴、疑似虫害）后会要求田块影像。客户销售对这类请求的快速响应。从计划上行到产品交付的规划周期至多 100 min，任务请求截止时间先于计划上行，使上午提出的请求能在中午前送达农艺师。

来源。 影像客户。

主要需求。 通信弧段调度 (SR-6.1)、操作员接口 (SR-6.4)、规划周期 (SR-6.5)、指令执行时序 (SR-4.2)、姿态机动时间 (SR-2.4)。

4.2.8 N8 搭载兼容性

陈述。 项目需要航天器无需修改即可搭载任何标准 6U 发射。

理由。 专用发射承受不起。搭载机会的变动通知很短，只适配一种运载火箭的设计会使发射推迟 (RK-3) 演变为任务级延误。CubeSat 设计规范 6U 外形、12.0 kg 部署器质量限值、禁止装置规则和包络性发射环境使发射选择保持开放。

来源。 项目经理和搭载发射集成商。

主要需求。 质量（分配值 12.0 kg）、结构与机构（领域 8）、环境与发射兼容性（领域 11）、外部接口 (IF-15)。

4.2.9 N9 负责任的处置

陈述。 空间运行主管部门和空间界需要航天器在任务结束后尽快离轨，且在此之前不释放碎片。

理由。 运行授权取决于可信的处置方案。在没有推进的情况下，该方案依靠 500 km 轨道的自然衰减，以及在任务结束时对蓄电池和飞轮的钝化，使航天器在衰减过程中不会解体 (HAZ-004)。

来源。 空间运行与碎片主管部门；空间界。

主要需求。 安全、空间碎片与处置领域（领域 13）、任务结束 (T9)。

4.2.10 N10 频谱合规

陈述。 频谱主管部门和地面站服务商需要每一次发射都保持在其许可和协调条件之内。

理由。 项目仅可在指定频率、许可的功率和带宽下、且仅在允许时发射（星箭分离后 45 min 内不得发射）。对其他用户的干扰可能导致许可丧失。S 频段许可的时间安排是项目风险 (RK-4)。

来源。 频谱主管部门；地面站网络服务商。

主要需求。 通信（领域 5）、射频禁止时序（领域 11）、外部接口 (IF-10 至 IF-12.1)。

4.2.11 N11 小团队运行

陈述。 项目需要任务可由一支只上一个白班的小团队运行，夜间和周末的过境无人值守。

理由。 两个生长季内的运行成本是仅次于航天器本身的最大成本。对单颗 CubeSat 而言，全天候配班的团队负担不起。无人值守的过境需要航天器能自行保持安全（自主安全模式、存储的计划），也需要地面段无需操作员即可处理和交付。

来源。 项目经理和任务运行团队。

主要需求。 安全模式进入与恢复 (SR-2.5, SR-4.3)、操作员接口 (SR-6.4)、遥测存档 (SR-6.3)、飞行软件与自主运行（领域 10）。

4.2.12 需要汇总

Id	需要	来源利益相关方	效能度量
N1	当日作物胁迫预警	影像客户（田间农艺师）	MOE-3, MOE-6, MOE-7
N2	每周两次重访	影像客户	MOE-2, MOE-4
N3	田块级植被图	影像客户（田间农艺师）	MOE-1, MOE-4
N4	两个生长季的任务寿命	影像客户、项目经理	MOE-5
N5	影像安全	影像客户、安全主管	—（通过 SR-4.4 和领域 14 验证）
N6	定标一致性	影像客户、客户数据分析师	MOE-1
N7	响应式任务	影像客户	MOE-7
N8	搭载兼容性	项目经理、搭载发射集成商	—（通过质量、领域 8 和领域 11 验证）
N9	负责任的处置	空间运行与碎片主管部门、空间界	—（通过领域 13 验证）

Id	需要	来源利益相关方	效能度量
N10	频谱合规	频谱主管部门、地面站网络服务商	MOE-6
N11	小团队运行	项目经理、任务运行团队	MOE-7

需要、来源与效能度量

N5、N8、N9 和 N10 为合规类需要：只有满足与不满足之分，没有分级的效能度量。

4.3 效能度量

效能度量（MOE）表示在轨运行的任务按客户的评判方式满足需要的程度。每个 MOE 为 0 % 至 100 % 的得分。门限值是客户可接受的最低值；目标值是超过后进一步改进收益甚微的值。MOE-7 直接以分钟表示。各 MOE 的评分规则、数据来源和评估周期在系统工程管理计划 (EO1-PLN-300) 中规定；该表给出其底层度量。

Id	度量	底层度量	门限值	目标值	需要
MOE-1	图像质量	满足产品质量准则（奈奎斯特频率处 MTF 不低于 0.12、信噪比、波段间配准、地理定位）的已交付景所占比例，不含云影响	70 %	95 %	N3, N6
MOE-2	日覆盖率	当日计划目标中被采集目标所占比例，按生长季取平均	60 %	90 %	N2
MOE-3	数据时延	在过境当日交付的优先产品所占比例	60 %	90 %	N1
MOE-4	指向性能	目标位于指令视线 0.1° 以内的条带所占比例	75 %	95 %	N2, N3
MOE-5	功率余量	寿命末期轨道平均发电量相对平台负载的余量，按线性评分，余量 0 % 得 0 分，余量 40 % 得 100 分	65 %	90 %	N4
MOE-6	链路可用性	已预订的载荷下行过境中完成计划数据量的所占比例	60 %	85 %	N1, N10

Id	度量	底层度量	门限值	目标值	需要
MOE-7	规划周期时间	从计划上行开始到首个产品出现在门户的耗时（见任务概述与运行构想，“规划周期”）	100 min	80 min	N1, N7, N11

效能度量

当前预测值，供参考：功率预算给出寿命末期余量 32 %（MOE-5 得分 80 %，介于门限值与目标值之间）；平板星指向试验 TC-04 在 20 个目标中有 17 个位于 0.1° 以内（MOE-4 为 85 %），3 次未达标归因于飞轮摩擦，并作为风险 RK-1 跟踪；示例中的快速规划周期为 85 min (MOE-7)。预算一章及 EO1-PLN-300 中的技术性能指标将这些数值跟踪至发射。

4.4 任务成功准则

任务成功依据每颗航天器的主要目标 MO-1 至 MO-3（见任务概述与运行构想，“任务目标”）判定。

对于一颗航天器，**完全任务成功**在以下条件均满足时达成：

1. 在轨运行 730 天，覆盖两个生长季；
2. 在每个生长季内，MOE-1、MOE-2 和 MOE-3 达到其门限值，按生长季取平均；
3. 客户的预警服务在两个生长季内基于其产品运行，如客户预警试点 (VAL-01) 和农艺师图件评审 (VAL-03) 所示；
4. 在任务结束时航天器已钝化并置于退役模式。

对于一颗航天器，**最低任务成功**在以下条件均满足时达成：

1. 完成在轨测试，并在最小目标区域 [TBD-06] 上交付至少一个完整生长季的已定标产品；
2. 在该生长季内，MOE-1 和 MOE-2 达到其门限值，且产品在下行后 6 h 内交付 (SR-6.2)；
3. 航天器在运行结束前已钝化，或者在指令丧失时能证明其处于无源状态（蓄电池和飞轮均无法储存能量）。

各项准则按每颗航天器评定；EO-1 Lite 单机依据其单站服务计划评判（见任务概述与运行构想，“EO-1 Lite 单站计划”），因此其日覆盖率按其受限的目标清单衡量。

4.5 约束

约束限定解空间。它们不与性能进行权衡；设计须满足这些约束，否则项目须更改其计划。

Id	约束	来源	对设计的影响
CON-1	符合 CubeSat 设计规范 (CDS) Rev. 14.1 的 6U CubeSat 外形，包括导轨、包络、展开开关和飞行前拔除措施	N8；搭载部署器	体积和质量决定口径 (95 mm)、阵面积和蓄电池容量

Id	约束	来源	对设计的影响
CON-2	发射质量不超过 12.0 kg，即部署器限值	N8	CDR 时系统质量余量不低于分配值的 10 %；当前为 13.3 % (Lite) 和 12.1 % (Flight)
CON-3	搭载发射：发射日期、轨道和环境由主任务和发射服务商确定；航天器处于无电状态，在部署器内无法充电	N8；发射服务商	环境须包络多种运载火箭；蓄电池按贮存期设计；按 500 km 太阳同步轨道设计，并对入轨高度偏差留有容差 (TBR-01)
CON-4	星箭分离后 30 min 内不得展开，45 min 内不得发射	CDS；发射服务商；N10	分离定时器与禁止装置链（LEOP 时间线）
CON-5	无推进	推进研究后的项目决定	无轨道维持；靠自然衰减处置；星下点轨迹重复发生漂移，由规划吸收
CON-6	仅在许可频率上发射：UHF 435 MHz、S 频段 2.245 GHz (EO-1 Lite)、X 频段 8.2 GHz (EO-1 Flight)，并在申报的功率、带宽和调制范围内	ITU 无线电规则；国家许可；N10	固定的无线电设计；发射机由计划和禁止装置控制
CON-7	依据 ISO 24113 的空间碎片减缓：正常运行中不释放零部件，任务结束时钝化，任务后轨道寿命在适用限值内	N9；空间运行主管部门	系留式熔断丝压紧装置和盖板；钝化序列；任务结束后 5 年内再入 [TBR-19]
CON-8	地面站为合同服务，天线固定（3.7 m S/X 频段天线、UHF 八木天线）并有预订规则	地面站网络服务商	链路预算采用合作方的 G/T；通信弧段提前 48 h 预订
CON-9	材料满足 ASTM E595 的出气限值及项目材料规则（ECSS-Q-ST-70-71C，按 STD-1 剪裁）	搭载安全；N6（光学系统污染）	材料清单及污染控制计划下的烘烤除气

约束

5 系统架构

本章将 EO-1 系统定义为由元素、功能和连接组成的集合。它确定其他各章使用的产品分解结构、系统执行的功能及执行每项功能的元素、位于电源与数据处理功能和实现它们的部件之间的逻辑元素，以及航天器的内部连接。接口特性（信号电平、数据速率、连接器、协议）在接口需求一章中规定；本章仅以标识符指称各接口。对这些功能进行时序编排的工作模式在工作模式一章中定义。

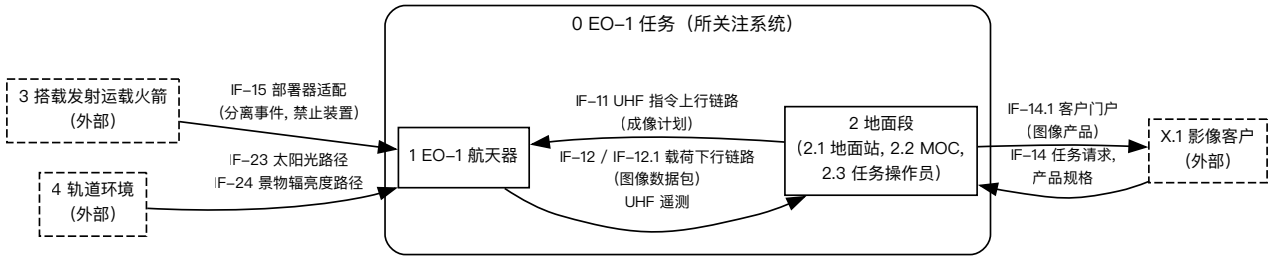
5.1 系统背景

所关注的系统是 **EO-1 任务 (0)**：EO-1 航天器 (1) 与地面段 (2) 协同运行，将影像客户的任务请求转化为交付的图像产品。三个元素位于系统边界之外。它们不由 EO-1 项目设计，但任务依赖于它们，本规范约束系统与它们的交互方式：

- **搭载发射运载火箭 (3)** 通过 6U 部署器搭载航天器，在上升段保持展开禁止装置闭合，并将航天器释放到参考轨道。项目仅控制其在部署器适配接口 (IF-15) 上的一侧：导轨、分离开关和禁止电路。
- **轨道环境 (4)** 向太阳电池阵提供阳光（太阳光路径，IF-23），并向相机提供反射的景物辐亮度（景物辐亮度路径，IF-24）。它还带来地影周期、捕获粒子辐射和太阳粒子辐射、原子氧、极端温度以及轨道碎片通量，均在环境一章中量化。
- **影像客户 (X.1)** 提交任务请求（感兴趣区域、优先级、截止时间、产品规格），并通过客户接口 (IF-14) 接收图像产品，该接口由客户门户 (IF-14.1) 实现。

运载火箭和轨道环境带有产品编号 3 和 4，以便任务模型能够容纳其接口及它们执行的动作（航天器释放、对阵面和场景的照射）。它们仍属外部元素：本规范中没有任何需求分配给它们，其行为视为给定。

在边界之内，天地链路 (IF-10) 连接航天器和地面段。它分解为 UHF 指令上行链路 (IF-11) 和载荷下行链路，后者在 EO-1 Lite 上为 S 频段 (IF-12)，在 EO-1 Flight 上为 X 频段 (IF-12.1)。地面网络 (IF-13) 将各地面站与任务运行中心相连，运行控制台 (IF-25) 是操作员通往任务运行中心的接口。



EO–1 系统背景：任务、两个段和三个外部元素

5.2 产品分解结构

下列产品分解结构是 EO-1 产品线的构型基线。产品编号是固定的，用于需求分配（`Alloc:`）、质量和功率预算以及验证矩阵。构型列说明哪些构型包含该元素；标为“全部”的元素在两种构型中相同，仅软件参数按需求中的规定而异。

No.	元素	说明	构型
0	EO-1 任务	航天器、地面段和运行，运载火箭和轨道环境作为背景	全部
1	EO-1 航天器	6U CubeSat 平台，带四波段推扫式成像仪；含不确定余量的发射质量 10.40 kg (Lite)、10.55 kg (Flight)	全部
1.1	载荷相机	四波段推扫式成像仪：口径 95 mm，焦距 611 mm，f/6.4，5.5 µm 像元，垂轨方向 4,889 个有效像元，12 位量化	全部
1.2	ADCS	姿态确定与控制	全部
1.2.1	反作用飞轮组件	四个飞轮呈金字塔构型，每个 10 mNms，共 40 mNms	全部
1.2.2	星敏感器	精姿态敏感器，10 arcsec（1σ，横向于视轴）	全部
1.2.3	磁力矩器	三根磁力矩棒，用于消旋和动量卸载	全部
1.2.4	ADCS 控制器与敏感器	控制器板、六个粗太阳敏感器、三轴磁强计、MEMS 速率陀螺	全部
1.3	EPS	电源分系统	全部
1.3.1	太阳电池阵	两块可展开三结电池板，电池面积 0.2 m²，BOL 效率 29.5 %，峰值 75.4 W	全部
1.3.2	蓄电池组	8 节锂离子电池 (4S2P)，BOL 77 Wh，标称 14.4 V；欠压阈值为电池组 12.8 V（每对串联单体 6.4 V）	全部
1.3.3	配电单元	峰值功率跟踪，12 V 稳压主母线 (±2 %)，通往 C&DH 的 5 V 常通电源线，开关负载输出，I2C 遥测	全部
1.4	C&DH	指令与数据处理	全部
1.4.1	星载计算机	处理器板、硬件看门狗、实时时钟	全部
1.4.2	载荷数据存储器	64 GB 抗辐射闪存，带检错纠错 (EDAC)	全部
1.4.3	飞行软件	执行体、指令与遥测、计划、故障管理、载荷数据处理、图像压缩	全部
1.5	通信分系统	无线电设备与天线	全部
1.5.1	UHF 收发机	435 MHz 半双工，9.6 kbps GMSK，2 W 射频；指令上行和遥测下行	全部

No.	元素	说明	构型
1.5.2	S 频段发射机	2.245 GHz，10 Mbps OQPSK，1 W 射频，6 dBi 贴片天线	Lite
1.5.3	X 频段载荷数传机	8.2 GHz，100 Mbps OQPSK，2 W 射频，16 dBi 贴片阵，帧加密	Flight
1.5.4	UHF 天线	可展开十字/偶极天线，带熔断丝释放	全部
1.6	结构与热控	6U 铝框架、展开铰链、被动热控	全部
1.6.1	主结构	框架、导轨和板件	全部
1.6.2	展开机构	阵面铰链、熔断丝压紧装置、UHF 天线释放、展开开关和分离开关	全部
1.6.3	热控硬件	涂层、多层隔热、加热器、恒温器、热敏电阻、载荷辐射器	全部
1.7	电缆网	航天器各元素之间的电源和信号电缆网、连接器和射频电缆	全部
2	地面段	地面站、运行中心和运行人员	全部
2.1	地面站	合作网络：带 UHF 八木天线的 3.7 m S/X 频段天线；合同约定三个站，EO-1 Lite 服务计划使用其中一个	全部
2.2	任务运行中心	规划、指令发送、飞行动力学、图像处理、存档和客户门户	全部
2.3	任务操作员	白班运行人员	全部
3	搭载发射运载火箭	外部；使用 6U 部署器的搭载发射	外部
4	轨道环境	外部；阳光、地影、辐射、原子氧、碎片	外部
X.1	影像客户	外部；为任务下达任务并接收产品的农业分析公司	外部

EO–1 产品分解结构

载荷下行数传机是随构型而定的槽位：本规范中凡称“载荷下行数传机”之处，在 EO-1 Lite 上指 S 频段发射机 (1.5.2)，在 EO-1 Flight 上指 X 频段载荷数传机 (1.5.3)。

5.3 功能架构

5.3.1 顶层功能

顶层功能 **F0 执行 EO-1 任务** 涵盖从分离到图像交付的任务。它分解为十一项功能。

No.	功能	说明
F1	分离与消旋	与部署器分离，上电，并用磁力矩器使翻滚角速度归零。
F2	展开太阳电池阵	在分离后静默期结束后释放带铰链的阵面和 UHF 天线，并确认展开。
F3	发电与储能	跟踪阵面峰值功率，在光照期为蓄电池充电，在地影期为母线供电，并调节 12 V 母线。
F4	姿态确定与控制	估计姿态，并按各模式要求指向：太阳、目标或地面站。
F5	执行成像轨道运行	在整个任务寿命内每轨重复指令、成像、存储和下行的循环。
F6	接收指令	通过 UHF 上行链路接收、解码并校验地面指令。
F7	获取图像	指向每个计划目标，并以四个波段对其条带成像。
F8	存储载荷数据	压缩图像条带，并将其保存在载荷存储器中，直至下行并获确认。
F9	传输载荷数据	在计划的通信弧段内向地面站发送存储的图像数据。
F10	进入安全模式	检测故障、卸载负载、使阵面对日并等待地面指令。
F11	处理与分发图像	对产品进行定标、正射校正并交付给客户，随后存档数据和遥测。

F0 执行 EO–1 任务的顶层功能

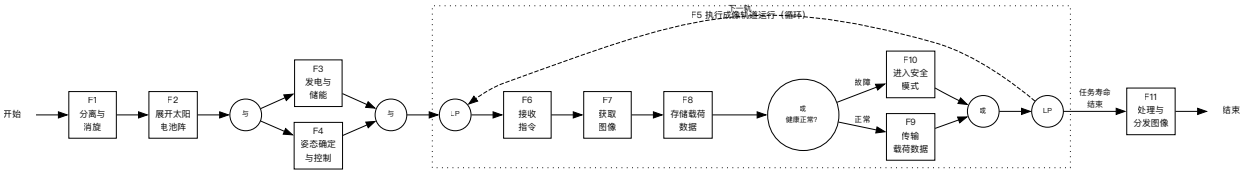
5.3.2 顶层功能流程

下面的功能流程框图给出顶层功能被激活的先后顺序：

1. **F1 分离与消旋** 在运载火箭释放航天器时开始（分离事件），在本体角速度低于 0.5 deg/s 时结束。
2. **F2 展开太阳电池阵** 紧随 F1，在展开开关报告阵面和 UHF 天线均已展开（展开状态）时结束。阵面释放由定时器还是由角速度条件触发尚未确定（TBR-02，见工作模式）。
3. 随后 **F3 发电与储能** 和 **F4 姿态确定与控制** 并行运行（与分支）。两者均为连续功能，在任务余下时间内保持激活。当航天器在阵面展开后功率为正且姿态控制已闭合于星敏感器时，该分支汇合，这是在轨测试在成像开始前确认的条件。
4. **F5 执行成像轨道运行** 是一个迭代（循环），在 730 天任务寿命内每个成像轨道重复一次。循环的每一遍依次执行：
   - **F6 接收指令**，将成像计划送上星并生成已加载的指令计划；
   - **F7 获取图像**，对计划目标成像；
   - **F8 存储载荷数据**，压缩并存储条带；
   - 一个或决策“**健康正常？**”，由故障管理评估。在**正常**分支上，若已安排通信弧段，航天器执行 **F9 传输载荷数据**（在没有通信弧段的轨道上，数据保留在存储器中，待下一次过境）。在**故障**

分支上，则执行 **F10 进入安全模式**。两个分支在循环返回下一轨之前重新汇合；F10 之后，仅当地面已指令恢复（工作模式，转移 T7），循环才恢复。

5. **F11 处理与分发图像** 紧随循环之后。图中将其画在循环之后，以完成端到端链路；实际运行中，它在每次下行过境之后于地面运行，与后续轨道并发。



F0 执行 EO–1 任务的顶层功能流程

5.3.3 F3 和 F4 的子功能

F3 发电与储能 每轨重复一次（每天约 15 次）：阳光被转换，母线得到调节，蓄电池储存盈余能量供地影期使用。

No.	功能	说明
F3.1	光电转换	将入射阳光转换为峰值功率点上的阵面输出。
F3.2	蓄电池储能	在光照期为单体充电，在地影期为母线供电。
F3.3	母线功率调节	跟踪阵面峰值功率，限制放电深度，将母线保持在 12 V，并按指令切换负载。

F3 发电与储能的子功能

F3 流程是一个“每轨”循环，依次包含 F3.1、F3.3、F3.2。F3.1 接收太阳光照并产生阵面功率输出。F3.3 接收阵面功率输出、蓄电池放电功率和安全模式指令，并产生蓄电池充电功率和电源遥测。F3.2 接收蓄电池充电功率并产生蓄电池放电功率，后者在下一次地影期为 F3.3 供电。

F4 姿态确定与控制 每个控制周期重复一次。

No.	功能	说明
F4.1	姿态估计	由星敏感器图像计算姿态四元数，以陀螺和粗敏感器作为备份。
F4.2	计算控制力矩	针对计划或当前模式所指令的姿态运行指向控制律。
F4.3	驱动反作用飞轮	施加指令的飞轮力矩并报告飞轮转速。
F4.4	飞轮动量卸载	驱动磁力矩棒，对抗地磁场卸除飞轮存储的动量。

F4 姿态确定与控制的子功能

F4 流程是一个“每个控制周期”循环，依次包含 F4.1、F4.2，然后是 F4.3 与 F4.4 并行的与分支。F4.2 接收 ADCS 敏感器数据和指令计划，并产生 ADCS 总线指令；F4.1、F4.3 和 F4.4 接收 ADCS 总线指令并返回 ADCS 敏感器数据。仅当飞轮动量超过其卸载阈值且未在进行目标成像时，F4.4 才处于激活状态（工作模式，子模式 NI.3）。

5.3.4 F7 获取图像的子功能

F7 对指令计划中的每个目标运行一次；设计工况轨道包含两个成像窗口内的八个目标。其流程为 F7.1 与 F7.2 并行（与），然后 F7.3，然后 F7.4。

No.	功能	说明
F7.1	准备焦平面	给探测器上电，使焦平面达到工作温度并报告就绪（焦平面状态）。
F7.2	机动至目标姿态	使航天器转到目标姿态，侧摆至多 25°，并在稳定度限值内稳定下来。
F7.3	获取图像条带	以行频 (1,569 lines/s) 驱动探测器，在条带持续时间（标称 40 s，最长 54 s）内以四个波段成像。
F7.4	为条带附加辅助数据	为条带附加时间标签、姿态、星历和定标参数。

F7 获取图像的子功能

仅当 F7.1 已报告就绪且 F7.2 已稳定时，F7.3 才运行；若到计划开始时间两者之一未达成，则跳过该目标并记入遥测日志，计划继续执行下一个目标。

5.3.5 F8 存储载荷数据的子功能

F8 对每个图像条带运行一次。其流程为顺序 F8.1、F8.2、F8.3、F8.4。

No.	功能	说明
F8.1	接收图像条带	通过载荷接口将条带从载荷缓冲区读入星载计算机内存。
F8.2	压缩图像数据	以 2.2 bits per pixel (5.45:1) 对条带进行 CCSDS 122.0-B 图像压缩，或在定标模式下按原始数据存储。
F8.3	写入载荷存储器	将压缩文件连同 EDAC 写入载荷存储器并校验写入。
F8.4	管理存储目录	维护带下行优先级的文件目录，释放地面已确认的文件，并保护未确认的文件不被覆盖。

F8 存储载荷数据的子功能

F8.4 还提供保留的图像数据：一轨内未下行的文件保留在目录中，留待下一次通信弧段。

5.3.6 F9 传输载荷数据的子功能

F9 对每个计划的载荷通信弧段运行一次。其流程为 F9.1 与 F9.2 并行（与），然后 F9.3 与 F9.4 并行（与，它们在过境期间同时运行），然后 F9.5。

No.	功能	说明
F9.1	开启载荷发射机	在通信弧段开始时给载荷下行数传机上电（模式活动 SM.3，发射机使能指令）。
F9.2	跟踪地面站	在过境期间使下行天线的视轴对准地面站。
F9.3	组帧与编码	将存储的文件打包成 CCSDS TM 传输帧，施加 LDPC 编码，在 EO-1 Flight 上还对帧进行加密。
F9.4	向地面传送文件	采用 CCSDS 文件传送协议 (CFDP) 发送文件，并在地面请求时重传缺失的数据段。
F9.5	结束通信弧段	记录地面已确认的文件，将确认信息传给 F8.4，并关闭发射机电源。

F9 传输载荷数据的子功能

5.3.7 F10 进入安全模式的子功能

当故障管理检测到工作模式中定义的安全模式触发条件之一时，F10 运行。其流程为 F10.1，然后 F10.2，然后 F10.3 与 F10.4 并行（与），然后 F10.5。

No.	功能	说明
F10.1	检测故障状况	对照触发限值评估电源遥测、温度、姿态误差、看门狗复位计数和指令丢失计时器。
F10.2	卸载非必要负载	关闭载荷、星敏感器和载荷下行数传机，并停止指令计划（安全模式指令）。
F10.3	获取对日姿态	利用粗太阳敏感器、磁强计、陀螺和飞轮使阵面法线对准太阳。
F10.4	发送健康信标	通过 UHF 周期性发送健康信标，使地面能在下一次过境时评估航天器状态。
F10.5	等待恢复指令	保持安全配置并接受地面指令，直至执行有效的恢复指令。

F10 进入安全模式的子功能

5.3.8 F11 处理与分发图像的子功能

F11 在地面每次下行过境运行一次。其流程为 F11.1、F11.2、F11.3、F11.4，然后 F11.5 与 F11.6 并行（与），然后 F11.7。

No.	功能	说明
F11.1	接收并重组下行数据	记录过境，解码帧，重组文件并转发至运行中心（原始图像文件）。
F11.2	辐射定标	用当前定标系数将探测器计数值转换为大气层顶辐亮度。

No.	功能	说明
F11.3	正射校正与配准	利用高程模型将条带映射到地面坐标，并使四个波段相互配准。
F11.4	生成作物产品	为客户的田块计算植被指数图和作物胁迫预警。
F11.5	发布产品	将图像产品发布到客户门户并通知客户。
F11.6	存档数据与遥测	在保存期内存档原始文件、产品和工程遥测。
F11.7	报告采集状态	向操作员报告已成像、已交付和未成功的目标，供重新规划使用（采集状态报告）。

F11 处理与分发图像的子功能

F11.4 遵循操作员设定的处理优先级，使对预警至关重要的景优先处理。条带的云检测是在星上进行（F8.1 与 F8.2 之间）还是在地面的 F11.4 中进行，尚未确定 [TBD-10]；基线为在地面进行。

5.3.9 功能分配

每项功能恰由一个元素执行。该表给出执行元素以及每项功能接收和产生的主要项；各项按其在任务模型中的名称列出。子功能继承其父功能的分配，除非表中给出不同的元素。对于 F9，“载荷下行数传机”在 EO-1 Lite 上指 S 频段发射机 (1.5.2)，在 EO-1 Flight 上指 X 频段载荷数传机 (1.5.3)。

功能	执行元素	主要输入	主要输出
F1 分离与消旋	1.2 ADCS	分离事件, ADCS 敏感器数据	ADCS 总线指令
F2 展开太阳电池阵	1.6 结构与热控	分离事件	展开状态
F3 发电与储能	1.3 EPS	太阳光照, 安全模式指令	电源遥测
F3.1 光电转换	1.3.1 太阳电池阵	太阳光照	阵面功率输出
F3.2 蓄电池储能	1.3.2 蓄电池组	蓄电池充电功率	蓄电池放电功率
F3.3 母线功率调节	1.3.3 配电单元	阵面功率输出, 蓄电池放电功率, 安全模式指令	蓄电池充电功率, 电源遥测
F4 姿态确定与控制	1.2 ADCS	指令计划	ADCS 敏感器数据
F4.1 姿态估计	1.2.2 星敏感器	ADCS 总线指令	ADCS 敏感器数据
F4.2 计算控制力矩	1.2 ADCS (1.2.4 ADCS 控制器)	ADCS 敏感器数据, 指令计划	ADCS 总线指令
F4.3 驱动反作用飞轮	1.2.1 反作用飞轮组件	ADCS 总线指令	ADCS 敏感器数据
F4.4 飞轮动量卸载	1.2.3 磁力矩器	ADCS 总线指令	ADCS 敏感器数据
F5 执行成像轨道运行	1 EO-1 航天器	采集计划	原始图像数据
F6 接收指令	1.5.1 UHF 收发机	成像计划	指令包
F7 获取图像	1.1 载荷相机	指令计划, 地面景物辐亮度	图像条带
F7.1 准备焦平面	1.1 载荷相机	指令计划	焦平面状态
F7.2 机动至目标姿态	1.2 ADCS	指令计划	ADCS 总线指令
F7.3 获取图像条带	1.1 载荷相机	焦平面状态, 地面景物辐亮度	图像条带

功能	执行元素	主要输入	主要输出
F7.4 为条带附加辅助数据	1.4.3 飞行软件	图像条带, ADCS 敏感器数据	图像条带（已标注）
F8 存储载荷数据	1.4 C&DH	图像条带	下行帧
F8.1 接收图像条带	1.4.1 星载计算机	图像条带	图像条带（在内存中）
F8.2 压缩图像数据	1.4.3 飞行软件	图像条带	压缩图像文件
F8.3 写入载荷存储器	1.4.2 载荷数据存储器	压缩图像文件	已存储图像文件
F8.4 管理存储目录	1.4.3 飞行软件	已存储图像文件, 文件确认	下行帧, 保留的图像数据
F9 传输载荷数据	载荷下行数传机	下行帧, 保留的图像数据, 发射机使能指令	图像数据包
F9.1 开启载荷发射机	1.4.3 飞行软件	指令计划	发射机使能指令
F9.2 跟踪地面站	1.2 ADCS	指令计划	ADCS 总线指令
F9.3 组帧与编码	载荷下行数传机	下行帧	已编码传输帧
F9.4 向地面传送文件	载荷下行数传机	已编码传输帧	图像数据包
F9.5 结束通信弧段	1.4.3 飞行软件	文件确认	工程遥测
F10 进入安全模式	1.4 C&DH	电源遥测, 展开状态, 工程遥测	安全模式指令
F10.1 检测故障状况	1.4.3 飞行软件	电源遥测, 工程遥测, ADCS 敏感器数据	故障标志
F10.2 卸载非必要负载	1.3.3 配电单元	安全模式指令	电源遥测
F10.3 获取对日姿态	1.2 ADCS	安全模式指令, ADCS 敏感器数据	ADCS 总线指令
F10.4 发送健康信标	1.5.1 UHF 收发机	工程遥测	健康信标
F10.5 等待恢复指令	1.4.3 飞行软件	指令包	恢复指令
F11 处理与分发图像	2.2 任务运行中心	原始图像文件, 处理优先级	图像产品, 采集状态报告
F11.1 接收并重组下行数据	2.1 地面站	图像数据包	原始图像文件
F11.2 – F11.7	2.2 任务运行中心	原始图像文件, 处理优先级, 产品规格	图像产品, 采集状态报告

功能分配及主要输入输出项

指令计划由星上根据 F6 的指令包生成。校验指令包并加载带时间标签的计划（运行步骤 OPS.3 加载指令计划），以及执行该计划（模式活动 SM.1），属于由 C&DH 实现的逻辑元素 L4 星上指令处理。工程遥测（电压、温度和模式标志，每 10 s 采样一次）由 C&DH 在执行计划时产生，并通过 UHF 以及随载荷数据一起下行。

5.4 逻辑架构

逻辑架构涵盖航天器的电源和数据处理部分。其元素与解决方案无关：它们说明必须做什么，而不指明硬件。每个逻辑元素对若干功能分组，并由一个物理部件实现。电源部分与 EPS 各部件一一对应；三个数据处理元素共用一个物理部件，即 C&DH，并在其内部由飞行软件部件和专用硬件（看门狗、存储器）加以分隔。

No.	逻辑元素	职责	分组的功能	实现者
L0	EO-1 逻辑架构	航天器的电源和数据处理部分	—	1 EO-1 航天器
L1	发电	将外部能源转换为电能。	F3.1	1.3.1 太阳电池阵
L2	储能	为地影和峰值负载储存能量。	F3.2	1.3.2 蓄电池组
L3	电源调节与分配	调节母线、管理充电并切换负载。	F3.3	1.3.3 配电单元
L4	星上指令处理	校验、编排并执行指令。	OPS.3 加载指令计划, SM.1 执行指令计划, SM.3 开启下行发射机	1.4 C&DH（星载计算机 1.4.1 以及飞行软件 1.4.3 的指令、遥测和计划部件）
L5	载荷数据管理	压缩、存储并释放载荷数据。	F8, OPS.7 编码并存储图像	1.4 C&DH（载荷数据存储器 1.4.2 以及 1.4.3 的载荷数据处理和压缩部件）
L6	故障管理	检测故障并使航天器进入安全状态。	F10	1.4 C&DH（1.4.3 的故障管理部件以及 1.4.1 的硬件看门狗）

逻辑架构及实现它的部件

尽管 L4、L5 和 L6 共用一个部件，仍将它们区分开，有两个目的。其一，可对飞行软件进行分区，使载荷数据处理中的故障不会阻塞故障管理；其二，保留日后的设计可能，即将载荷数据管理移至单独的载荷处理器而无需更改功能分配。

5.5 航天器内部结构

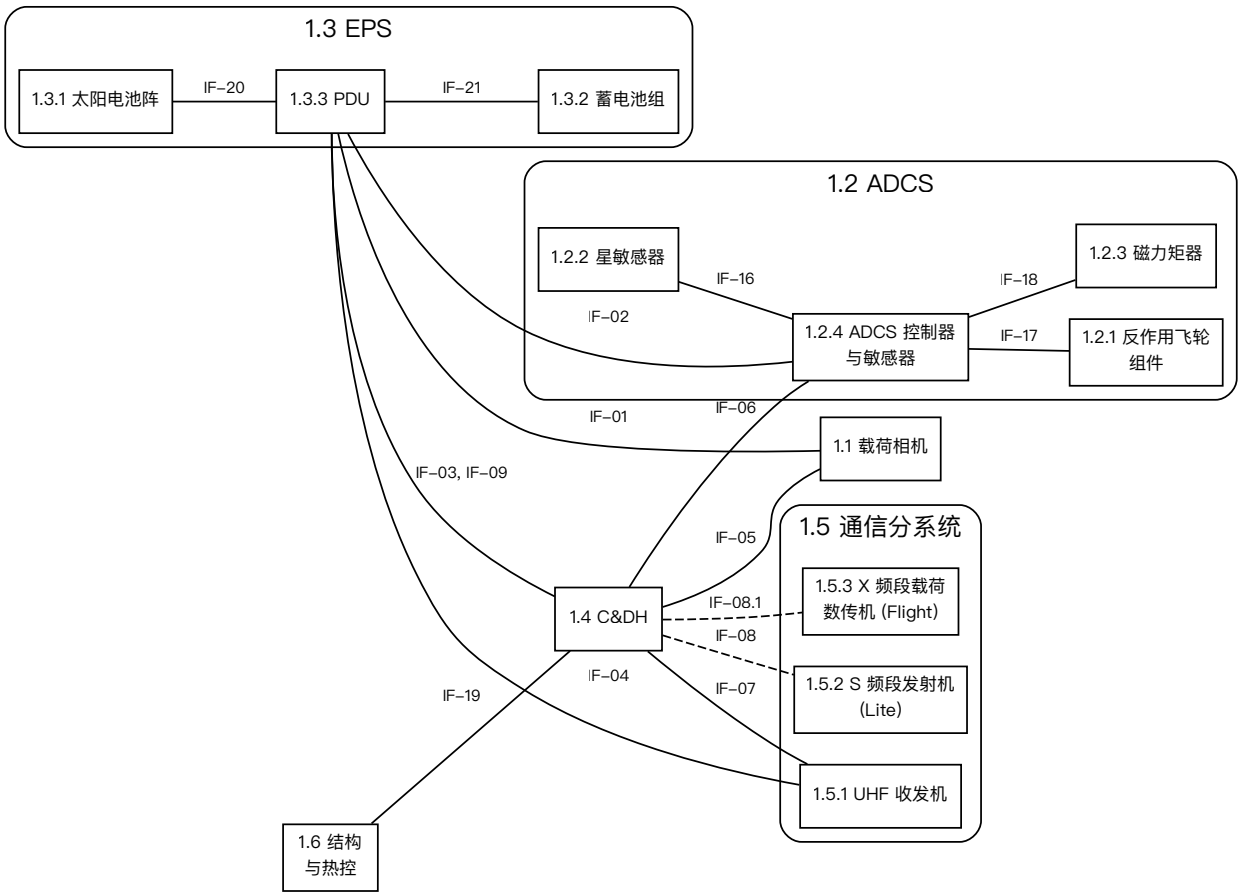
航天器各分系统通过下列接口相连。该表以模型中各项的形式说明每条连接承载的内容；额定值、协议和连接器见接口需求一章。所有电源线均源自 EPS 配电单元。

接口	起点	终点	承载内容
IF-01 载荷供电线	1.3 EPS	1.1 载荷相机	开关 12 V 供电
IF-02 ADCS 供电线	1.3 EPS	1.2 ADCS	开关 12 V 供电
IF-03 C&DH 供电线	1.3 EPS	1.4 C&DH	常通 5 V 供电
IF-04 无线电设备供电线	1.3 EPS	1.5 通信分系统	向 UHF 收发机和载荷下行数传机的开关 12 V 供电
IF-05 载荷接口	1.4 C&DH	1.1 载荷相机	送往相机的指令计划（控制，SPI）；来自相机的图像条带 (LVDS) 和焦平面状态
IF-06 ADCS 数据总线	1.4 C&DH	1.2 ADCS	指令计划（姿态目标）、安全模式指令；ADCS 遥测回传
IF-07 无线电指令接口	1.5.1 UHF 收发机	1.4 C&DH	指令包；供 UHF 下行的遥测帧回传

接口	起点	终点	承载内容
IF-08 载荷数据接口	1.4 C&DH	1.5.2 S 频段发射机 (Lite)	下行帧、发射机使能指令
IF-08.1 X 频段数据接口	1.4 C&DH	1.5.3 X 频段载荷数传机 (Flight)	下行帧、发射机使能指令
IF-09 电源遥测链路	1.3.3 配电单元	1.4 C&DH	送往 C&DH 的电源遥测；送往 PDU 的安全模式指令和负载开关指令
IF-16 星敏感器链路	1.2.2 星敏感器	1.2.4 ADCS 控制器	ADCS 敏感器数据；ADCS 总线指令回传
IF-17 飞轮驱动链路	1.2.4 ADCS 控制器	1.2.1 反作用飞轮组件	ADCS 总线指令（飞轮力矩）；飞轮转速回传
IF-18 磁力矩棒链路	1.2.4 ADCS 控制器	1.2.3 磁力矩器	ADCS 总线指令（磁偶极矩）；磁强计回读
IF-19 展开开关电缆	1.6 结构与热控	1.4 C&DH	展开状态、分离开关状态
IF-20 太阳电池阵功率	1.3.1 太阳电池阵	1.3.3 配电单元	阵面功率输出
IF-21 蓄电池功率	1.3.3 配电单元	1.3.2 蓄电池组	输入蓄电池充电功率；输出蓄电池放电功率
IF-22 稳压母线	1.3.3 配电单元	EPS 12 V 母线端口	为 IF-01、IF-02 和 IF-04 供电的稳压 12 V 母线

EO–1 航天器内部连接

航天器还有三类边界连接：通往运载火箭的 IF-15（经主结构和分离开关）、来自轨道环境的 IF-23 和 IF-24（分别至太阳电池阵和载荷相机口径），以及经 UHF 天线和载荷下行天线通往地面段的 IF-10。无线电设备与其天线之间的射频电缆以及展开机构的熔断丝释放电路属于电缆网 (1.7)，不带单独的接口标识符。



EO–1 航天器内部结构（接口标识符；Lite 与 Flight 的载荷数传机路径以虚线表示）

5.6 构型差异

EO-1 Flight 与 EO-1 Lite 除载荷下行数传机外共用所有元素。由这一选择带来的差异列于下表；其他所有特性相同。

特性	EO-1 Flight	EO-1 Lite
序列号	1 和 2	3 起
载荷下行数传机	1.5.3 X 频段载荷数传机	1.5.2 S 频段发射机
下行频率、速率、调制	8.2 GHz, 100 Mbps, OQPSK	2.245 GHz, 10 Mbps, OQPSK
下行天线	16 dBi 贴片阵	6 dBi 贴片
数据接口与射频链路	IF-08.1, IF-12.1	IF-08, IF-12
10° 仰角处的链路余量	7.7 dB	4.7 dB
下行加密 (SR-4.4)	帧加密，256 位密钥	无；自地面站起安全传送
地面服务	三站网络，每天 2 次过境，每次 7 min	单站服务计划，每天 2 次过境，每次 8 min（可提供三站 S 频段服务）
日下行容量	9.87 GB（相对存储的 3.22 GB 余量为 207 %）	单站计划 1.13 GB；三站服务 3.38 GB
日数据量需求 (SR-5.4)	⩾ 3 GB	⩾ 1 GB

特性	EO-1 Flight	EO-1 Lite
下行发射功率（设计工况）	15.0 W，7 min 过境	11.5 W，9 min 过境
正常成像下的平台负载，含不确定余量	25.0 W	25.0 W
含不确定余量的发射质量	10.55 kg（余量 12.1 %）	10.40 kg（余量 13.3 %）
过境期间的下行指向	须跟踪地面站（窄贴片阵波束）	采用地面站跟踪以保持链路余量

EO–1 Flight 与 EO–1 Lite 的构型差异

两种构型每天均获取完整的 3.22 GB (SR-1.5)。在 EO-1 Lite 单站计划下，下行仅能承载其约三分之一，因此除非客户购买三站服务，任务运行中心须将任务限制在每天约 40 景，或利用载荷存储器（可存 20 天压缩后的采集数据）承接短期战役的积压数据。

5.7 设计驱动因素与关键权衡

5.7.1 设计驱动因素

- **地面采样距离。** 在 500 km 轨道上以 5.5 µm 像元达到 4.5 m，将焦距确定为 611 mm。折叠式望远镜和焦平面占去 6U 沿长轴方向的大部分体积，并决定了载荷相机 2.4 kg 的质量，这是单项最大的质量项。这是选用 6U 而非 3U 平台的主要原因。
- **数据量。** 每天 120 景产生 17.2 GB 原始数据。以 2.2 bits per pixel 压缩后降至 3.22 GB，这同时决定了 64 GB 存储器和下行设计。采用 S 频段时，三站服务仅有 5 % 余量，这正是催生 X 频段方案的原因。
- **指向。** 采集期间 0.1° 的精度和 0.01 deg/s 的稳定度要求配备星敏感器和反作用飞轮。指向预算给出 0.045°（3σ），其中控制误差（飞轮抖动）为最大项；平板星试验 TC-04 在 20 个目标中的 3 个上测得 0.14°，作为风险 RK-1 跟踪。
- **功率。** 正常成像设计工况下轨道平均平台负载为 25.0 W，而寿命末期轨道平均发电量为 33.0 W，因此需要可展开阵面。最长地影 35.8 min 且过境发生在地影内，使蓄电池放电深度定为 23 %，限值为 30 %。
- **小团队运行。** 运行按白班进行。因此航天器必须无人值守地执行 24 h 指令计划，在发生故障时自主保护自身，并安全地等待下一个班次。这决定了工作模式中的模式逻辑和故障管理。
- **搭载兼容性。** 12.0 kg 限值的 6U 部署器、上升段期间闭合的禁止装置以及分离后静默期（展开部件 30 min，射频 45 min），对质量、发射模式和展开序列构成约束。

5.7.2 TR–1 下行频段选择

该权衡研究在容量、质量、功率、频谱许可、地面站可用性和成本方面比较了 10 Mbps 的 S 频段、100 Mbps 的 X 频段和 Kα 频段。Kα 频段较早被淘汰：支持它的合作站很少，而高增益天线所需的指向超出了基线 ADCS 的能力。在 PDR，**基线选定为 S 频段**。它借助三站服务满足每天 3 GB 的要求，采用简单的 6 dBi 贴片天线，发射功率最低，其频率协调路径也是两者中较短的（尽管许可延误仍作为风险 RK-4 跟踪）。每天 5 % 的余量没有为任务量增长或错过过境留出空间。**因此为 EO-1 Flight 增加了 X 频段**：

配 16 dBi 贴片阵的 100 Mbps 数传机比 S 频段单元多出 0.13 kg 质量和约 3.5 W 发射功率，但它通过两次 7 min 过境每天交付 9.87 GB，并为要求影像安全的客户增加了帧加密。EO-1 Lite 保留 S 频段，以服务于采用较低成本单站计划的客户。

5.7.3 研究并排除的推进方案

曾研究过一种冷气推力器模块，用于对抗大气阻力以维持 3 天星下点轨迹重复 (TBR-01)，并在任务结束时降低轨道。**两种构型均不包含它。** 唯一足够容纳该模块的空闲体积是 X 频段载荷数传机旁的舱位，这将迫使数传机放弃其辐射器面积；该模块含不确定余量的估计质量为 0.8 kg，也会使 EO-1 Flight 的质量余量低于 CDR 要求的 10 %。在 500 km 轨道上其收益很小：一个生长季内的星下点轨迹漂移可由重新规划吸收，而自然轨道衰减无需离轨点火即可满足处置要求（见安全、空间碎片与处置）。推进仍可作为日后较低轨道构型的选项。

6 工作模式

本章以状态机的形式定义 EO-1 航天器的工作模式：各模式；模式之间的转移及其触发条件、守卫条件和动作；正常成像、消旋和安全模式内部的子模式；进入、运行和退出每个模式时执行的活动；以及各模式下的设备与指向配置。模式逻辑由飞行软件（1.4.3）实现，分属逻辑单元 L4 星上指令处理和 L6 故障管理（见系统架构）。模式逻辑需求在本章末尾给出，为 SR-10.1 至 SR-10.19。

状态机属于 EO-1 航天器（1），EO-1 Flight 与 EO-1 Lite 相同。本章所称“载荷下行数传机”，在 EO-1 Lite 上指 S 频段发射机（1.5.2），在 EO-1 Flight 上指 X 频段载荷数传机（1.5.3）。

6.1 模式概览

航天器有一个初始伪状态、六个模式和一个终态。初始转移之后的任一时刻，航天器恰处于一个模式。

状态	类别	目的
初始	初始伪状态	状态机在总装集成结束时启动
发射	模式	在部署器内不加电度过上升段，随后等待分离后的静默期结束
消旋	模式	消除脱离时的角速度，展开太阳电池阵和 UHF 天线，并完成航天器在轨测试
正常成像	模式	执行指令计划：对目标成像、存储数据、保持电源与姿态
下行通信	模式	在计划的通信弧段内向地面站传输已存储的载荷数据
安全模式	模式	故障后保护航天器：最小负载，太阳电池阵对日，等待地面处置
退役	终态	任务结束：航天器已钝化，发射机永久关闭

EO–1 航天器的工作状态

6.2 ADCS 指向模式

每个航天器模式指令一个 ADCS 指向模式。指向模式是 ADCS 的配置，不是航天器状态机的状态。

编号	指向模式	敏感器与执行机构	所保持的姿态
AP-0	关闭	无	无
AP-1	角速度阻尼	磁强计、磁力矩器（B-dot 控制）	本体角速度向零衰减；无姿态目标
AP-2	粗对日定向	粗太阳敏感器、磁强计、速率陀螺、反作用飞轮、磁力矩器	阵面法线对日偏差在 15° 以内；地影期内依靠陀螺保持角速度
AP-3	精对日定向	星敏感器、速率陀螺、反作用飞轮、磁力矩器	阵面法线对日，星敏感器处于暗空姿态

编号	指向模式	敏感器与执行机构	所保持的姿态
AP-4	目标指向	星敏感器、速率陀螺、反作用飞轮	相机视轴对准计划目标，偏离星下点最大 25°，精度和稳定度满足 SR-2.1 与 SR-2.2
AP-5	地面站跟踪	星敏感器、速率陀螺、反作用飞轮	载荷下行天线视轴对准地面站

ADCS 指向模式

6.3 模式定义

6.3.1 发射

目的。 使航天器安全度过总装集成、上升和部署器释放，并在分离后的前 30 min 内保持惰性，使其不会影响运载火箭或其他搭载载荷。

进入。 转移 T1 上电，条件为总装集成结束时蓄电池已充电、飞行前拔除销已拔除，且航天器装入部署器、分离开关处于压下状态。

行为。 分离开关压下期间，禁止装置使蓄电池与母线断开，航天器不加电。分离时开关释放后，5 V 常通电源线为 C&DH 供电，飞行软件启动并开始分离计时，ADCS 控制器与敏感器加电以记录脱离角速度。不进行任何驱动、展开或发射。持续活动 **SM.13 监视分离** 维持分离计时，对分离开关状态去抖，并记录角速度历史供地面使用。

退出。 转移 T2 星箭分离，在分离后 30 min。

活动功能。 F1 分离与消旋（仅分离和上电部分）。

指向模式。 AP-0 关闭（测量角速度，不进行控制）。

6.3.2 消旋

目的。 将本体角速度从最大 10 deg/s 降至 0.5 deg/s 以下，展开 UHF 天线和太阳电池阵，建立与地面的联系，并完成平台和载荷的在轨测试。

进入。 转移 T2 星箭分离。进入动作为启用磁力矩器和 UHF 接收机。

子模式。 消旋包含三个子模式，依次进入：

- **DT.1 角速度阻尼**（初始子模式）。AP-1 角速度阻尼通过持续活动 **SM.9 阻尼本体角速度** 运行。SR-2.3 要求在 3 h 内将角速度由 10 deg/s 降至 0.5 deg/s 以下。
- **DT.2 展开**，与 DT.1 重叠。持续活动 **SM.10 释放展开部件** 在分离后 30 min 熔断 UHF 天线的熔断丝，并释放太阳电池阵压紧装置，使太阳电池阵在分离后 45 min 内展开（SR-3.6）。电池阵释放由分离后 35 min 的定时器启动，还是由本体角速度降至 0.5 deg/s 以下启动，待定于 TBR-02。UHF 发射机在分离后 45 min 启用并开始发送健康信标。
- **DT.3 平台在轨测试**，在角速度低于 0.5 deg/s 且展开开关报告所有展开部件均已展开时进入。ADCS 转入 AP-2 粗对日定向。地面通过指令运行任务概述与运行构想一章中的平台与姿态在轨测试步骤 C1 至 C3：先是平台检出，然后是星敏感器和姿态敏感器，再是反作用飞轮闭环运行及姿态机动、

稳定和动量卸载试验。C3 满足其退出准则时，地面设置在轨测试完成标志。载荷下行和相机在轨测试步骤（C4 至 C7）随后在正常成像和下行通信中按地面指令进行。

退出。 转移 T3 角速度归零。消旋模式下不评估安全模式触发条件：其负载集不高于安全模式负载集，其指向已是安全模式的指向。消旋期间蓄电池欠压时，暂停展开和检出活动，并关闭所有正在检出的单元；航天器保持在消旋模式。

活动功能。 F1 分离与消旋，F2 展开太阳电池阵，F3 发电与储能，F4 姿态确定与控制（粗确定；DT.3 中试验 F4.1 至 F4.4），F6 接收指令。

指向模式。 DT.1 和 DT.2 中为 AP-1；DT.3 中为 AP-2，检出期间短时使用 AP-3 和 AP-4。

6.3.3 正常成像

目的。 运行 F5 执行成像轨道运行的规划、成像和存储循环，同时保持蓄电池充电和飞轮动量在范围内。这是航天器在寿命期内停留时间最长的模式。

进入。 转移 T3 角速度归零（首次进入）、T5 通信结束或 T7 恢复指令。经 T3 或 T7 进入时，进入活动 **SM.11 恢复成像配置** 为星敏感器、载荷待机电子设备和载荷热控加热器加电；经 T7 进入时还清除已存储的指令计划（由地面上传新计划）。进入时总是从子模式 NI.1 开始。

行为。 持续活动 **SM.1 执行指令计划** 运行已加载指令计划中带时间标签的指令；每条指令在其时间标签后 1 s 内执行（SR-4.2）。子模式的定义见正常成像子模式。

退出。 转移 T4 通信开始（至下行通信）、带守卫条件备选项的 T6 欠压（至安全模式）或 T9 任务结束（至退役）。

活动功能。 F3、F4、F5（含 F6 接收指令、F7 获取图像和 F8 存储载荷数据），以及 F10.1 检测故障状况（仅监视）。

指向模式。 NI.1 和 NI.3 中为 AP-3；NI.2 中为 AP-4。

6.3.4 下行通信

目的。 在计划的通信弧段内向地面站传输已存储的载荷数据。

进入。 转移 T4 通信开始。通信窗口打开之前，指令计划使航天器机动，使下行天线能够捕获地面站。进入活动 **SM.3 开启下行发射机** 为载荷下行数传机加电（发射机使能指令），并指令 AP-5 地面站跟踪对准计划通信条目中指定的地面站。

行为。 持续活动 **SM.7 传送已存储文件** 按优先级顺序通过 CFDP 传输存储目录中的文件，并记录地面确认（F9.3 至 F9.5）。UHF 链路保持工作，用于指令以及 T8 所监视的地面链路确认。除通信控制指令外，含有时间标签落在通信窗口内的指令的指令计划在加载时被拒绝（OPS.3），因此通信期间 SM.1 无指令可执行。本模式下不进行目标成像和动量卸载。

退出。 转移 T5 通信结束（至正常成像）或带守卫条件备选项的 T8 链路故障（至安全模式）。退出活动 **SM.8 关闭下行发射机** 使载荷下行数传机断电，并将确认列表交还存储目录（F8.4）。

活动功能。 F3、F4（F9.2 跟踪地面站）、F6、F8.4 管理存储目录、F9 传输载荷数据、F10.1 检测故障状况。

指向模式。 AP-5 地面站跟踪。

6.3.5 安全模式

目的。 使航天器在故障后处于无需地面指令即可无限期生存的配置，保持蓄电池充电，并使地面能够找到并恢复航天器。

进入。 转移 T6（来自正常成像）或 T8（来自下行通信），均带安全模式触发条件中列出的守卫条件备选项。进入活动 **SM.4 卸除非必要负载** 发送安全模式指令：载荷相机及其加热器、星敏感器和载荷下行数传机关闭，指令计划挂起，进入安全模式的原因锁存于遥测中。欠压后 10 s 内进入安全模式（SR-4.3；飞行软件 2.3 实测为 14 s，在接受 15 s 的偏离许可下运行，直至飞行软件 2.4）。

子模式。

- **SA.1 太阳捕获**（初始子模式）。若任一本体角速度超过 0.5 deg/s，先运行 AP-1 角速度阻尼；然后 AP-2 粗对日定向使阵面法线转向太阳。在地影期内，航天器依靠陀螺保持角速度，并在出影时捕获太阳。
- **SA.2 对日保持**，在太阳与阵面法线的夹角持续 60 s 在 15° 以内时进入。航天器停留在此子模式，直至恢复。

行为。 持续活动为 **SM.2 太阳电池阵对日定向**（AP-2）、**SM.5 发送健康信标**（每 30 s 一帧不超过 2 s 的 UHF 信标帧，发射机占空比约 6 %，含模式、进入安全模式的原因、蓄电池电压和温度以及姿态状态）和 **SM.6 UHF 收发机循环加电**（每连续 24 h 未收到有效地面指令后，对 UHF 收发机断电再加电，以清除锁存的接收机故障）。已存储的载荷文件和存储目录得以保留。地面可通过 UHF 指令遥测转储、诊断和单个单元的供电。

退出。 仅经转移 T7 恢复指令。无自主退出。SR-2.5 要求航天器在恢复指令后 24 h 内回到正常成像并处于成像就绪状态。

活动功能。 F3、F4（即 F10.3）、F6、F10 进入安全模式（F10.2 至 F10.5）。

指向模式。 先 AP-1，后 AP-2。

安全模式的母线负载为轨道平均 15.6 W（见下文功率预算）。寿命末期 33.0 W 的轨道平均发电量以成像和下行指向的 0.83 姿态因子为前提；持续对日定向时该因子接近于一，因此电池阵输出超过安全模式母线负载的两倍，航天器在 SA.2 中于整个任务寿命期内功率为正。

负载	开机 (W)	占空比	轨道平均 (W)	依据	含余量 (W)
ADCS controller, sun sensors, magnetometer	1.0	100.0 %	1.00	计算值	1.10
反作用飞轮（四个，平均）	2.0	100.0 %	2.00	实测值	2.06
Magnetorquers	1.2	35.0 %	0.42	计算值	0.46

负载	开机 (W)	占空比	轨道平均 (W)	依据	含余量 (W)
PDU 自身功耗	1.5	100.0 %	1.50	计算值	1.65
C&DH 星载计算机与存储器	4.0	100.0 %	4.00	实测值	4.12
UHF 收发机 - 接收	1.0	100.0 %	1.00	实测值	1.03
UHF 收发机 - 发射	6.0	6.0 %	0.36	实测值	0.37
蓄电池与结构加热器	3.5	80.0 %	2.80	估计值	3.22
负载总计			**13.08**		**14.01**
电池阵侧母线负载（效率 0.90）			14.53		15.57

6.3.6 退役

目的。 使任务在不会干扰其他航天器或无线电业务的无源状态下结束。

进入。 转移 T9 任务结束。发送该指令之前，操作员在正常成像中逐步指令钝化步骤，每一步均由遥测确认：相机和载荷下行数传机关闭，反作用飞轮降速，加密密钥清除（EO-1 Flight），蓄电池与充电断开并通过负载放电至钝化电平。进入活动 **SM.12 钝化航天器** 检查这些步骤已经完成，补做未完成的步骤，发送最后一条遥测记录，并永久禁止所有发射机。

退出。 无（终态）。

活动功能。 钝化后无。

指向模式。 AP-0 关闭。

6.4 正常成像子模式

正常成像包含三个子模式。七个顶层状态不变；子模式是嵌套在正常成像内部的状态，同一时刻只有一个处于活动。

子模式	目的	指向	载荷
NI.1 对日定向待机（初始）	为蓄电池充电，等待下一个成像窗口或通信弧段	AP-3	待机电子设备开，探测器关
NI.2 目标成像	机动至成像窗口内的每个目标，准备焦平面并获取条带（F7、F8）	AP-4	探测器开，按计划获取
NI.3 动量卸载	用磁力矩棒降低飞轮存储的动量（F4.4）	AP-3	待机

正常成像的子模式

编号	起点	终点	触发条件	守卫条件
n1 窗口开始	NI.1 或 NI.3	NI.2	时间事件：成像窗口的计划开始时间（指令计划）	无

编号	起点	终点	触发条件	守卫条件
n2 窗口结束	NI.2	NI.1	时间事件：窗口内最后一个目标已获取或已跳过	无
n3 动量偏高	NI.1	NI.3	变化事件：飞轮总动量 > 24 mNms（40 mNms 的 60 %）	距成像窗口计划开始不足 10 min 时不适用
n4 动量偏低	NI.3	NI.1	变化事件：飞轮总动量 < 8 mNms（40 mNms 的 20 %）	无

正常成像内部的子模式转移

设计工况轨道有两个成像窗口，每个窗口四个 40 s 条带。每个窗口以最大 30° 的姿态机动（SR-2.4，60 s，TBR-03）开始，同时并行进行焦平面准备（F7.1 和 F7.2），然后依次获取四个条带。在卸载期间开始的成像窗口（由 NI.3 触发 n1）终止卸载；40 mNms 的飞轮容量足以完成该窗口，之后再卸载。

6.5 转移

九个转移 T1 至 T9 是顶层状态之间仅有的转移。触发类型沿用通常的状态机术语：**时间事件**在某一时刻或经过某一时长后触发，**变化事件**在其条件变为真时触发，**信号事件**是星上产生的异步信号，**调用事件**是地面指令。

编号	名称	起点	终点	触发类型	触发条件与守卫条件	动作
T1	上电	初始	发射	完成	总装集成完成：蓄电池已充电，飞行前拔除销已拔除，分离开关在部署器内处于压下状态	无
T2	星箭分离	发射	消旋	时间事件	分离后 30 min；守卫条件：所有分离开关已释放（经去抖）	启用磁力矩器和 UHF 接收机；启动 SM.9
T3	角速度归零	消旋	正常成像	变化事件	各轴本体角速度 < 0.5 deg/s 持续 600 s，且所有展开部件均报告已展开，且地面指令已设置在轨测试完成标志	进入正常成像时执行 SM.11

编号	名称	起点	终点	触发类型	触发条件与守卫条件	动作
T4	通信开始	正常成像	下行通信	信号事件	通信开始信号，由星上在指令计划的载荷通信窗口内经 UHF 收到第一个地面链路确认时产生；守卫条件：子模式不是 NI.2	若 NI.3 处于活动则停止卸载；进入时执行 SM.3
T5	通信结束	下行通信	正常成像	信号事件	通信结束信号，由星上在计划通信窗口结束时，或收到地面站经 UHF 发出的通信结束指令时（以先到者为准）产生	退出时执行 SM.8；进入 NI.1
T6	欠压	正常成像	安全模式	变化事件	守卫条件 G-UV：蓄电池电压 < 12.8 V（每串联电池对 6.4 V）；守卫条件备选项 G-WD、G-BT、G-AE、G-CL（见安全模式触发条件）	锁存进入安全模式的原因；进入时执行 SM.4
T7	恢复指令	安全模式	正常成像	调用事件	经认证的“退出安全模式”指令；守卫条件：G-UV、G-BT 和 G-WD 均为假	清除复位计数和进入安全模式的原因；进入时执行 SM.11
T8	链路故障	下行通信	安全模式	变化事件	守卫条件 G-LF：通信窗口内超过 60 s 无链路锁定；守卫条件备选项 G-UV、G-WD、G-BT、G-AE、G-CL	退出时执行 SM.8；锁存原因；进入时执行 SM.4
T9	任务结束	正常成像	退役	调用事件	经认证的“退役”指令；守卫条件：此前 600 s 内已执行匹配的“解除退役保险”指令	进入时执行 SM.12

模式转移 T1—T9

转移说明：

- **T2** 是 30 min 展开静默期的结束。45 min 射频静默期在消旋（DT.2）内结束。分离计时在处理器复位期间持续计数（SR-10.4），因此复位不会缩短或延长任一静默期。
- **T3** 是复合条件上的变化事件。实际上，本体角速度条件在分离后数小时内即可满足，转移发生在地面于在轨测试结束时设置在轨测试完成标志之时。
- **T4 和 T5** 由地面置于指令计划中的通信窗口（通信提前 48 h 计划，SR-6.1）与地面站共同驱动：地面站锁定 UHF 信标并发送第一个链路确认，即开始通信，在过境结束时结束通信。若窗口内没有收到确认，则不产生 T4；数据留在存储器中（通信丢失）。地面规划员使成像窗口避开通信窗口；T4 的守卫条件在规划错误导致两者重叠时保护正在进行的获取，此时通信开始信号被拒绝并记录。
- **T6 和 T8** 都通向安全模式。T6 保留其主触发条件（蓄电池欠压）的名称；其他安全模式触发条件是 T6 和 T8 上的守卫条件备选项，以“或”组合。
- G-LF 所称“**链路锁定**”，指载荷下行链路保持锁定期间地面站每 10 s 经 UHF 上行发送的地面链路确认，或载荷下行数传机自身的合成器锁定指示。通信窗口内两者之一丢失超过 60 s 即满足 G-LF。发射机开启时失锁表明存在指向或无线电故障；安全模式关闭发射机并使电池阵对日。
- 引起安全模式的条件仍然存在时不能执行 **T7**，但 G-CL（恢复指令本身就是有效的地面指令）和 G-AE（安全模式下不指令精确指向）除外。

6.6 安全模式触发条件

在正常成像（T6）或下行通信（T8）中，任一下列触发条件为真时进入安全模式。各条件由 F10.1 检测故障状况每秒评估一次。

守卫条件	条件	持续性	适用于	理由
G-UV 欠压	蓄电池电压 < 12.8 V（每串联电池对 6.4 V）	2 s	T6、T8	保护蓄电池免于深度放电；T6 的主触发条件（SR-4.3）
G-WD 看门狗复位	24 h 内星载计算机发生三次或以上看门狗复位 [TBR-11]	在非易失存储器中计数	T6、T8	反复复位表明存在软件或硬件故障，恢复上一模式会重复该故障
G-BT 蓄电池温度	蓄电池温度低于蓄电池最低温度 [TBD-01] 或高于 +45 °C [TBR-12]	60 s	T6、T8	在电池单体温度范围之外充电或大倍率放电会损坏电池单体（HAZ-001）
G-AE 姿态误差	指令 AP-3、AP-4 或 AP-5 期间姿态误差 > 2.0° [TBR-10]	300 s	T6、T8	精确指向的持续丧失表明飞轮、星敏感器或控制器故障（RK-1）
G-CL 指令丢失	72 h 内未收到有效的经认证的地面指令	定时器	T6、T8	覆盖接收机失效，或上行丢失时间超过运行班次之间最长的计划间隔

守卫条件	条件	持续性	适用于	理由
G-LF 链路故障	通信窗口内超过 60 s 无链路锁定	60 s	仅 T8	发射机开启而无链路表明存在指向或无线电故障

安全模式触发条件（T6 和 T8 上的守卫条件备选项）

在模型中，T6 的守卫条件为表达式 `G-UV or G-WD or G-BT or G-AE or G-CL`，T8 的守卫条件为 `G-LF or G-UV or G-WD or G-BT or G-AE or G-CL`。

处理器复位。 看门狗复位使飞行软件重新启动。启动时，飞行软件从非易失存储器读取上一模式和复位计数。若复位计数满足 G-WD，则进入安全模式；否则恢复上一模式，但下行通信模式恢复为载荷下行数传机关闭的正常成像（SR-10.7）。

6.7 模式活动

下列活动由模式逻辑运行。SM.1 至 SM.3 是任务模型中的活动；SM.4 至 SM.13 补全该集合。

编号	活动	类别	状态	执行者	说明
SM.1	执行指令计划	持续	正常成像	1.4 C&DH	在时间标签后 1 s 内执行带时间标签的指令。
SM.2	太阳电池阵对日定向	持续	安全模式	1.2 ADCS	在 AP-2 中使阵面法线保持对日。
SM.3	开启下行发射机	进入	下行通信	1.4 C&DH	为载荷下行数传机加电，并指令 AP-5 对准该通信弧段的地面站。
SM.4	卸除非必要负载	进入	安全模式	1.4 C&DH	向 PDU 和 ADCS 发送安全模式指令，并挂起指令计划。
SM.5	发送健康信标	持续	安全模式	1.5.1 UHF 收发机	每 30 s 发送一帧不超过 2 s 的信标帧。
SM.6	UHF 收发机循环加电	持续	安全模式	1.4 C&DH	每连续 24 h 未收到有效指令后，对 UHF 收发机断电再加电。
SM.7	传送已存储文件	持续	下行通信	载荷下行数传机	按优先级通过 CFDP 传输目录中的文件，并记录确认。
SM.8	关闭下行发射机	退出	下行通信	1.4 C&DH	使载荷下行数传机断电，并更新存储目录。
SM.9	阻尼本体角速度	持续	消旋	1.2 ADCS	在磁力矩器上运行 AP-1 B-dot 控制。

编号	活动	类别	状态	执行者	说明
SM.10	释放展开部件	持续	消旋	1.4 C&DH	按时间熔断 UHF 天线和太阳电池阵的熔断丝，并确认展开开关。
SM.11	恢复成像配置	进入	正常成像（经 T3 或 T7）	1.4 C&DH	为星敏感器、载荷待机电子设备和载荷加热器加电；T7 之后清除计划。
SM.12	钝化航天器	进入	退役	1.4 C&DH	检查并补全已指令的钝化步骤，发送最后的遥测，永久禁止所有发射机。
SM.13	监视分离	持续	发射	1.4 C&DH	维持分离计时，对分离开关去抖，记录脱离角速度。

模式活动

6.8 各模式的设备状态

下表给出各模式下每个主要单元的供电状态。“占空比”为功率预算（技术预算与余量一章）中的轨道平均占空比。“恒温控制”指加热器已启用，并由其恒温器或飞行软件设定点切换。

单元	发射	消旋	正常成像	下行通信	安全模式	退役
1.1 载荷相机，待机电子设备	关	关	开	开	关	关
1.1 载荷相机，探测器	关	关	仅 NI.2 中开	关	关	关
1.6.3 载荷热控加热器	关	关	恒温控制 (60 %)	恒温控制	关	关
1.2.2 星敏感器	关	关（自 DT.3 步骤 C2 起开）	开	开	关	关
1.2.1 反作用飞轮组件	关	关（自 DT.3 步骤 C3 起开）	开	开	开	降速，关
1.2.3 磁力矩器	关	开 (90 %)	按需开 (35 %)	关	按需开 (35 %)	关
1.2.4 ADCS 控制器与敏感器	分离后开，仅敏感	开	开	开	开	关
1.4.1 星载计算机和 1.4.2 载荷数据存储器	分离后开	开	开（NI.2 中有压缩突发）	开	开（保留文件）	SM.12 之后关
1.5.1 UHF 收发机，接收机	关	开	开	开	开（由 SM.6 循环加电）	关

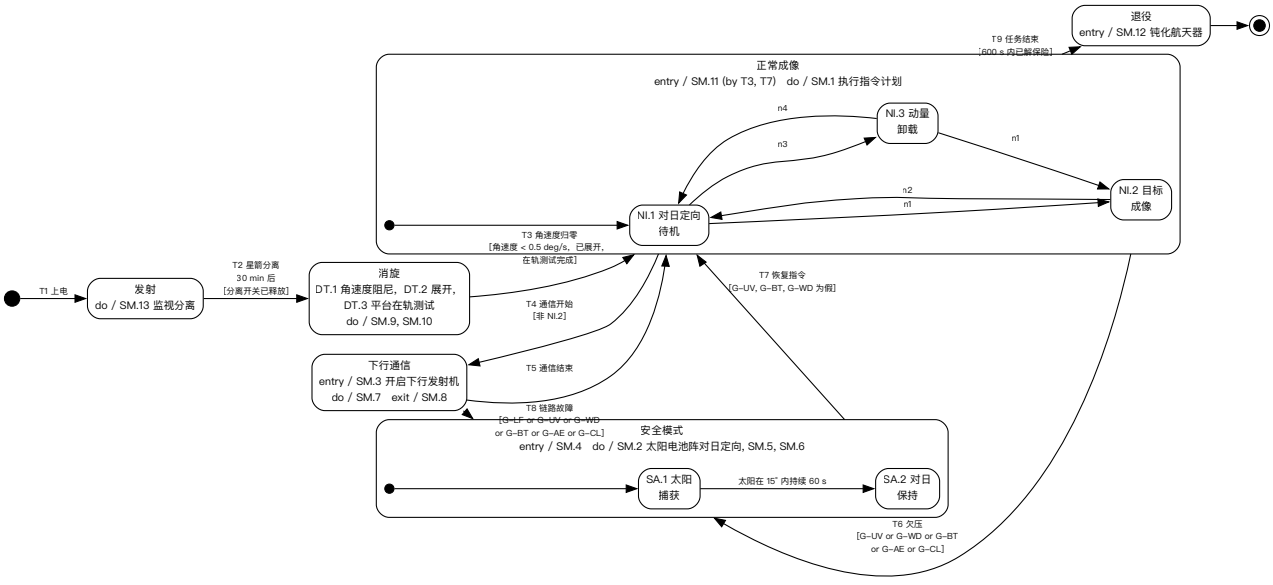
单元	发射	消旋	正常成像	下行通信	安全模式	退役
1.5.1 UHF 收发机，发射机	关	自分离后 45 min 起发送信标	过境期间开 (6 %)	开 (6 %)；EO-1 Flight：X 频段载荷数传机发射时关（ICD-008）	信标 (6 %)	禁止
载荷下行数传机（1.5.2 或 1.5.3）	关	关	关	开	关	禁止
1.6.3 蓄电池和结构加热器	部署器内关；分离后恒温控制	恒温控制 (80 %)	恒温控制 (60 %)	恒温控制	恒温控制 (80 %)	关
1.6.2 展开熔断丝电路	禁止	由 SM.10 解保险并熔断，随后保险	保险	保险	保险	保险
1.3.3 配电单元	部署器内禁止；分离后开	开	开	开	开	充电通路断开

各模式的设备状态

含不确定余量的轨道平均母线负载在消旋（DT.1 和 DT.2）中为 14.1 W，在正常成像设计工况（含每轨一次下行通信）中为 25.0 W，在安全模式中为 15.6 W。在安全模式下，载荷由结构加热器和载荷辐射面的遮盖位置维持在其非工作温度范围内；载荷工作加热器不运行。

6.9 状态机

下图给出七个顶层状态、转移 T1 至 T9 及其守卫条件，以及正常成像和安全模式的子模式。为便于阅读，图中省略了消旋的子模式。



EO-1 航天器状态机：模式、转移 T1–T9 和子模式

6.10　模式逻辑需求

以下需求规定模式逻辑。其他章节已述的相关需求不再重复：欠压后进入安全模式的时间（SR-4.3）、安全模式恢复时间（SR-2.5）、指令执行时序（SR-4.2）、消旋时间（SR-2.3）和电池阵展开时间（SR-3.6）。

SR–10.1 工作模式集 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: N4, N11 · 适用: 全部

自总装集成结束至退役，飞行软件应在任何时刻使航天器恰处于发射、消旋、正常成像、下行通信、安全模式和退役这些模式之一。

理由： 单一且始终有定义的模式是设备配置、故障响应以及操作员在每次过境时理解航天器状态的基础。

SR–10.2 允许的模式转移 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: N4, N11 · 适用: 全部

飞行软件应仅通过转移表中的转移 T1 至 T9 改变模式，并应拒绝并报告任何请求其他模式变更的指令。

理由： 封闭的转移集可在平板星上穷尽验证，并可防止操作员的失误使航天器进入未经试验的配置。

SR–10.3 分离后静默期 · 验证方法: 试验 · 追溯: N8 · 适用: 全部

处于发射模式时，航天器不得指令任何执行机构、熔断任何展开机构或发射任何射频信号。

理由： 搭载兼容性：航天器必须在部署器内以及分离后的前 30 min 内保持惰性，此时其他载荷仍在附近释放。

SR–10.4 分离时间保持 · 验证方法: 试验 · 追溯: N8 · 适用: 全部

飞行软件应在处理器复位和电源循环期间保持自分离起经过的时间，误差不超过 10 s。

理由： 30 min 展开静默期和 45 min 射频静默期均从分离起计时；静默期内的复位既不得缩短静默期（发射安全），也不得使其无限重启（任务丧失）。

SR–10.5 消旋退出条件 · 验证方法: 试验, 演示 · 追溯: N4 · 适用: 全部

仅当各轴本体角速度已低于 0.5 deg/s 持续 600 s、所有展开开关均报告已展开且地面已设置在轨测试完成标志时，飞行软件方应由消旋转入正常成像。

理由： 电池阵未展开、或平台和姿态控制未经检出的航天器，不得开始成像和精确指向；600 s 的驻留时间滤除角速度阻尼期间的瞬时角速度下探。

SR–10.6 载荷发射机的模式限制 · 验证方法: 试验 · 追溯: N10 · 适用: 全部

飞行软件应仅在下行通信模式下为载荷下行数传机供电。

理由： 仅在计划通信弧段内发射，可使发射保持在频谱许可所协调的地面站过境范围内，并在通信弧段之外节省 11.5 W（Lite）或 15.0 W（Flight）。

SR–10.7 复位后的模式恢复 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4, N11 · 适用: 全部

处理器复位且不满足守卫条件 G-WD 时，飞行软件应在启动后 60 s 内恢复复位前的模式，并将下行通信恢复为载荷下行数传机关闭的正常成像。

理由： 单次复位（例如由辐射翻转引起）不宜因强制进入安全模式而使成像中断整整一天；被复位打断的通信，在下一次计划过境时恢复更为安全。

SR–10.8 链路故障响应 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4, N10 · 适用: 全部

在计划通信窗口内无链路锁定超过 60 s 时，飞行软件应通过转移 T8 进入安全模式。

理由： 发射机在没有地面链路的情况下辐射，表明存在指向或无线电故障；继续发射会浪费能量，并可能辐射到所协调的过境几何范围之外。

SR–10.9 看门狗复位触发安全模式 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–11

24 h 内星载计算机发生三次 [TBR] 或以上看门狗复位时，飞行软件应进入安全模式。

理由： 反复复位表明存在故障，恢复上一模式会重复该故障；24 h 内三次可将持续性故障与 500 km 轨道上预期的偶发翻转区分开来。在辐射试验中测得星载计算机的单粒子翻转率之前，该次数为 TBR。

SR–10.10 蓄电池温度触发安全模式 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–12

蓄电池温度低于 SR-3.5 的蓄电池最低温度或高于 +45 °C [TBR] 持续 60 s 时，飞行软件应进入安全模式。

理由： 锂离子电池单体在低温充电或高温运行时会损失容量或变得危险（HAZ-001）。上限在电池单体供应商的鉴定数据取得之前为 TBR；下限为 SR-3.5 的 TBD-01。

SR–10.11 姿态误差触发安全模式 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–10

指令精对日定向、目标指向或地面站跟踪期间，姿态误差超过 2.0° [TBR] 持续 300 s 时，飞行软件应进入安全模式。

理由： 达到指向需求二十倍并持续五分钟的误差不可能来自姿态机动或瞬态；它表明飞轮、星敏感器或控制器存在故障（RK-1）。在平板星的机动和稳定试验（TC-04、TC-17）给出最大瞬态误差之前，该门限为 TBR。

SR-10.12 指令丢失触发安全模式 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4, N11 · 适用: 全部

72 h 内未收到有效的经认证的地面指令时，飞行软件应进入安全模式。

理由： 运行班次之间最长的计划间隔是约 64 h 的周末；更长时间的沉默表明接收机或上行链路存在故障，此时安全模式启动 SM.6 的接收机循环加电。

SR-10.13 安全模式负载集 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: N4 · 适用: 全部

处于安全模式时，航天器应仅为各模式设备状态表中标明在安全模式下为开的单元供电。

理由： 安全模式负载集的轨道平均母线负载为 15.6 W，对日定向的电池阵在寿命末期可覆盖其两倍以上，因此航天器可无限期停留在安全模式。

SR-10.14 安全模式太阳捕获 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-13

在日照下进入安全模式且本体角速度低于 2 deg/s 后，航天器应在 30 min [TBR] 内使阵面法线对日偏差在 15° 以内。

理由： 15° 损失的电池阵输出不到 4 %；30 min 使日照下故障引起的蓄电池放电保持在地影期已预算的能量之内。在粗对日定向仿真纳入实测的太阳敏感器视场之前，该值为 TBR。

SR-10.15 安全模式健康信标 · 验证方法: 试验 · 追溯: N11, N4 · 适用: 全部

处于安全模式时，航天器应每 30 s 发送一帧时长不超过 2 s 的 UHF 健康信标帧，内含模式、进入安全模式的原因、蓄电池电压和温度以及姿态状态。

理由： 信标使白班团队从故障后的第一次过境起即可诊断航天器，而无须先对其发令；每 30 s 一帧 2 s 的信标与安全模式功率预算中 6 % 的 UHF 发射占空比相符。

SR-10.16 经地面指令退出安全模式 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4, N11 · 适用: 全部

飞行软件应仅在收到经认证的恢复指令时通过转移 T7 退出安全模式，并应在守卫条件 G-UV、G-BT 或 G-WD 为真时拒绝该指令。

理由： 恢复是在弄清故障之后由地面作出的决定；故障原因仍然存在时拒绝该指令，可避免立即重新进入安全模式的循环。

SR-10.17 动量卸载的排除 · 验证方法: 试验 · 追溯: N3 · 适用: 全部

在目标成像期间（子模式 NI.2）以及计划成像窗口开始前 10 min 内，航天器不得驱动磁力矩器。

理由： 磁力矩棒的切换会扰动姿态和磁强计；在获取期间将其排除，可保护田块级图像质量所需的 SR-2.2 的 0.01 deg/s 稳定度。

SR-10.18 模式状态遥测 · 验证方法: 试验 · 追溯: N11 · 适用: 全部

飞行软件应在每条常规遥测记录中包含当前模式和子模式、最近一次转移的编号、其触发原因及其时间。

理由： 常规遥测每 10 s 采样一次；记录模式历史可使操作员无须额外发令即可还原过境之间发生的事件。

SR-10.19 退役指令保护 · 验证方法: 试验 · 追溯: N9, N5 · 适用: 全部

仅当经认证的退役指令在 600 s 内跟随经认证的解保险指令时，飞行软件方应执行转移 T9 任务结束。

理由： 退役不可逆；两步式、经认证的序列既可防止操作员失误，也可防止未经授权的指令终结任务。

7 系统需求

本章规定对 EO-1 任务整体（航天器、地面段与运行）的强制性需求。需求分为十五个编号领域，沿用系统需求规范 SRS-001 的章节编号，因此此处的 SR-x.y 即 SRS-001 的需求 x.y，数值与意图相同；本版新增的需求在各领域内续编。第 7 领域不使用（SRS-001 第 7 章列出适用文件，本规范在专门章节中载明）。形如 SR-1.6.1 的编号细化其上一级需求。每条需求均给出其验证方法、所追溯的利益相关方需要（N1 – N11，见“利益相关方与需要”）、适用构型（EO-1 Flight、EO-1 Lite 或两者）以及所分配的产品树元素。未定值带有 TBD 或 TBR 编号，并列入待决事项索引。

7.1 任务成像

第 1 领域规定影像客户的作物监测所依赖的图像获取性能。各值源自载荷设计概要和数据量预算。

本任务假定 500 km 圆形太阳同步参考轨道，降交点地方时为 10:30（倾角 97.4°，周期 94.6 min，最长地影 35.8 min）。这是 SRS-001 第 1.1 项，属于假设而非需求；本章所有性能值均针对该轨道给出，发射后的最终轨道高度在在轨测试期间确认。

SR–1.2 地面采样距离 · 验证方法: 试验 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.1

载荷应在 500 km 参考轨道上于星下点以 4.5 m 地面采样距离分辨地面目标。

理由： 田块级作物监测需要 5 m 级影像；4.5 m 为抖动和离焦漂移留出余量。611 mm 焦距和 5.5 µm 像元给出 4.5 m；800 nm 处衍射斑半径为 5.1 m，因此试验判据为在 4 m 条形靶标上奈奎斯特频率处的调制传递函数不小于 0.12（TC-01）。

SR–1.3 幅宽 · 验证方法: 试验 · 追溯: N2, N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.1

载荷应在星下点对不小于 22 km 的幅宽范围成像。

理由： 幅宽决定每个目标一条条带时的日覆盖面积，并与侧摆可达性一起决定 SR-1.6 的重访时间。它对应 2.52° 视场和穿轨方向 4,889 个有效像元（TC-02）。

SR–1.4 光谱波段 · 验证方法: 试验 · 追溯: N1, N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.1

载荷应在 450 nm 至 900 nm 范围内获取四个光谱波段（蓝、绿、红和近红外）。

理由： 蓝、绿、红和近红外波段支持作物胁迫预警所依据的植被指数。各波段边缘应在其设计值 5 nm 以内得到验证（TC-03）。

SR-1.5 日采集数据量 · 验证方法: 分析 · 追溯: N2, N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.1, 1.4

载荷应每天获取不少于 3.2 GB 的图像数据，以星上压缩后计量。

理由： 按客户目标清单每天 120 景确定：原始数据 17.2 GB，以 2.2 比特/像元压缩并含 2 % 辅助数据，得到每天 3.22 GB（数据量预算）。通过仿真 30 天计划进行验证。这是两种构型的获取能力；EO-1 Lite 的交付受其单站服务限制（SR-5.4.1），因此除非购买三站服务，任务运行中心将 Lite 的任务安排限制在每天约 40 景。

SR-1.6 重访时间 · 验证方法: 分析 · 追溯: N2 · 适用: 全部 · 分配: 1, 2.2

任务应在 72 h 内重访每个目标区域。

理由： 客户需要在生长季每周至少两次获得影像。通过覆盖分析验证，目标区域的最坏情况重访时间为 72 h（TC-13）。

SR-1.6.1 星下点轨迹重复 · 验证方法: 分析 · 追溯: N2 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-01 · 分配: 0, 3

参考轨道的星下点轨迹应每 3 天 [TBR] 重复一次，偏差在 ±1 h 以内。

理由： 3 天重复周期加侧摆指向，得到 SR-1.6 的 72 h 重访时间。重复周期取决于发射后的最终轨道高度，该高度由搭载发射运载火箭决定；入轨轨道确定后，TBR-01 关闭。

SR-1.6.2 侧摆成像 · 验证方法: 试验 · 追溯: N2, N7 · 适用: 全部 · 分配: 1.2, 1.1

航天器应对最大侧摆 25° 的目标成像，同时满足 SR-2.1。

理由： 侧摆可达性填补重复星下点轨迹之间的空隙。超过 25° 后，地面采样距离劣于田块级图件所需的 5 m 级（TC-14）。

SR-1.7 任务寿命 · 验证方法: 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器应在轨运行不少于 730 天。

理由： 需要两个生长季才能满足影像客户的商业论证。达到该寿命的概率由 SR-15.1 确定（TC-16）。

SR-1.8 信噪比 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N3, N6 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-15 · 分配: 1.1

对于反射率 0.30 的朗伯景物，在太阳天顶角 45° 时，载荷在每个波段的信噪比应不低于 100 [TBR]。

理由： 植被指数相差几个百分点即可区分胁迫与健康作物；100 的信噪比使指数噪声低于该水平。对于春秋季中纬度农田上空的 10:30 轨道，45° 是具有代表性的太阳天顶角。探测器的实测读出噪声和满阱数据可用后，TBR-15 关闭。

SR–1.9 绝对辐射精度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N6 · 适用: 全部 · 分配: 1.1, 2.2

任务交付的辐亮度产品在每个波段的绝对辐射精度应为 5 %（1σ）或更优。

理由： 农艺师需要将 EO-1 产品与其他数据源及不同季节的数据比较；对于以实验室积分球定标并以地面参考场地检核的小卫星多光谱成像仪，5 % 是常见精度。

SR–1.10 辐射稳定性 · 验证方法: 分析 · 追溯: N6, N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.1, 2.2

任务应使每个波段的定标响应在 730 天任务期内保持稳定，变化不超过 2 %。

理由： 两个季节间定标的一致性（N6）对趋势分析比绝对精度更重要。探测器辐射损伤（RK-5）和污染会改变响应；月球成像（SR-1.14）和系数更新（SR-6.13）使趋势保持在 2 % 以内。

SR–1.11 波段间配准 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.1, 2.2

地面段应将每个产品的四个波段相互配准到 0.3 像元以内（90 % 的点）。

理由： 植被指数逐像元计算；波段偏移超过约三分之一像元会在田块边缘产生虚假的指数值。四个波段是独立的线阵，因此姿态稳定度（SR-2.2）和地面重采样均有影响。

SR–1.12 产品地理定位精度 · 验证方法: 分析, 演示 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–16 · 分配: 2.2, 1.2

地面段应将每个正射校正产品的地理定位精度控制在其真实地面位置 20 m [TBR]（CE90）以内。

理由： 客户将产品叠加到田块边界上；20 m 约为四个像元，可使产品落在正确的田块内。仅凭姿态测量精度（指向预算中的测量项，约 80 arcsec 3σ，即星下点约 200 m）无法满足，因此产品需配准到参考影像库。参考影像库的精度确认后，TBR-16 关闭。

SR–1.13 每圈成像条带数 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N2, N3 · 适用: 全部 · 分配: 1, 1.3, 1.4

航天器应在单圈轨道内获取不少于八条 40 s 的成像条带。

理由： 目标区域集中在农业区上空，因此每天少数几圈即承担大部分采集量；功率预算的设计工况轨道含八条 40 s 条带。日平均值较低：每天 120 景约为十条条带，因为一条 40 s 条带（原始数据 1.84 GB）约含 13 景。

SR–1.14 月球定标成像 · 验证方法: 演示, 分析 · 追溯: N6 · 适用: 全部 · 分配: 1.2, 1.1, 2.2

航天器应每个月相周期（29.5 天）至少对月球成像一次。

理由： 月球反射率数十年保持稳定，因此每月的月球图像提供不依赖地面站点天气的趋势参考。姿态机动在成像窗口之外使用 SR-2.4 的能力。

SR–1.15 饱和辐亮度 · 验证方法: 试验 · 追溯: N3, N6 · 适用: 全部 · 分配: 1.1

对于反射率 0.90 的朗伯景物，在太阳天顶角 20° 时，载荷在任一波段均不应饱和。

理由： 农业场景中会出现亮云、温室屋顶和积雪；饱和像元会溢出到相邻田块并破坏云掩模。在 10:30 轨道上，20° 是目标纬度处最小的太阳天顶角。

7.2 姿态确定与控制

第 2 领域涵盖指向、稳定度、姿态机动和姿态恢复。各值源自指向预算和成像几何。

SR–2.1 指向精度 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.2

ADCS 应使载荷视轴指向偏离指令目标不超过 0.1° （3σ）。

理由： 0.1° 在 500 km 处为 0.87 km，处于 22 km 幅宽余量之内。指向预算给出 0.045° （163 arcsec，3σ 方和根），余量为 197 arcsec。平板星试验 TC-04 在 20 个目标中有 3 个测得 0.14° ；怀疑为飞轮摩擦所致（RK-1），在该调查完成前，需求仍保持 0.1° 。

SR–2.2 指向稳定度 · 验证方法: 试验 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.2

ADCS 应在每次图像获取期间将视轴漂移限制在 0.01 deg/s 以内。

理由： 在此速率下，一个 0.64 ms 行周期内的图像拖尾只是像元的很小一部分，四个波段阵列之间的偏移保持在地面配准可消除的范围内（SR-1.11）。在每次 40 s 获取期间进行验证。

SR–2.3 消旋 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N4, N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.2.3, 1.2.4

ADCS 应在分离后 3 h 内将本体角速度从每轴最高 10 deg/s 降至 0.5 deg/s 以下。

理由： 分离时的翻滚角速度可达 10 deg/s，且在蓄电池耗尽之前太阳电池阵必须对日。消旋模式的平台负载为 14.1 W，从完全无光照的航天器算起 3 h 将消耗 42 Wh，约为 77 Wh 蓄电池的一半（TC-05）。

SR–2.4 目标姿态机动 · 验证方法: 分析 · 追溯: N2, N7 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–03 · 分配: 1.2.1, 1.2.4

ADCS 应在 60 s [TBR] 内使航天器机动 30° 。

理由： 使一次过境内可对两个相邻目标成像。在寿命末期飞轮力矩和 RK-1 的摩擦问题明确之前，TBR-03 保持开放（TC-17）。

SR–2.5 安全模式恢复 · 验证方法: 演示, 试验 · 追溯: N4, N11 · 适用: 全部 · 分配: 1, 2.2

航天器应在收到恢复指令后 24 h 内从安全模式返回正常成像模式。

理由： 取代 SRS-001 中无法测量的表述。24 h 涵盖星敏感器重新捕获、飞轮起旋、载荷热稳定和一个规划周期，并将损失限制在 72 h 重访窗口的三分之一以内。在运行演练中验证（TC-20）；该转移本身为“工作模式”中的 T7。

SR–2.6 姿态测量精度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.2.2, 1.2.4

ADCS 应在图像获取期间将载荷视轴姿态的确定精度控制在绕每个垂直于视轴的轴 50 arcsec（3σ）以内。

理由： 指向预算中，星敏感器测量项为 30 arcsec，估计滤波器项为 25 arcsec（方和根为 39 arcsec）；50 arcsec 同时涵盖两者，并确定地理定位（SR-1.12）的起始精度。

SR–2.7 安全模式对日定向 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.2.4, 1.2.3, 1.2.1

在安全模式下，ADCS 应仅使用粗太阳敏感器、磁强计和速率陀螺，将太阳电池阵法线保持在偏离太阳方向 20° 以内。

理由： 发电预算假定展开后的太阳电池阵上太阳入射角为 20° 。安全模式不得依赖星敏感器，因为故障可能正是该单机引起的。

SR–2.8 飞轮动量管理 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N2, N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.2.3, 1.2.4

ADCS 应使每个反作用飞轮的存储动量保持在 8 mNms 或以下。

理由： 8 mNms 为每个飞轮 10 mNms 容量的 80 %，为姿态机动保留其余容量。利用磁力矩器的卸载安排在成像窗口之外，以免干扰图像获取。

SR–2.9 单飞轮失效容错 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.2.1, 1.2.4

任一反作用飞轮失效时，ADCS 应仍满足 SR-2.1 和 SR-2.2。

理由： 反作用飞轮失效是姿态方面的首要风险（RK-1）。四飞轮金字塔构型允许由任意三个飞轮实现三轴控制；姿态机动时间可能变长，但两个季节的任务期内成像必须持续。

SR–2.10 地面站指向 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N1 · 适用: 全部 · 分配: 1.2

在仰角高于 10° 的每次载荷下行通信弧段内，ADCS 应使下行天线视轴指向偏离地面站方向不超过 5° 。

理由： 链路预算为航天器指向损耗分配了 1.0 dB（S 频段贴片天线）和 1.5 dB（X 频段贴片阵列）；5° 在两项分配之内并留有余量。

7.3 电源

第 3 领域涵盖发电、储能、配电和保护。各值源自发电、功率和能量预算。

SR–3.1 轨道平均功率 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.1, 1.3.3

太阳电池阵应在寿命末期产生不低于 30 W 的轨道平均功率。

理由： 在 PDR 之后因负载估计增大而由 28 W 修订；28 W 现为功率分配值（SR-3.9）。设计工况下正常成像的平台负载为 25.0 W；发电预算预测寿命末期为 33.0 W（寿命初期为 37.4 W）。通过由实测峰值功率预测寿命末期功率进行验证（TC-06）。

SR–3.2 蓄电池容量 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.2

蓄电池在寿命初期应存储不低于 77 Wh，以 C/2 和 20 ° C 测量。

理由： 最坏情况地影（35.8 min，加热器开启，一次下行过境发生在地影内）消耗 17.7 Wh，放电深度为 23 %；其余容量用于两年内的容量衰减（SR-15.8）和分离序列（TC-07）。

SR–3.3 放电深度 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.3, 1.3.2

EPS 应将蓄电池每圈的放电深度限制在 30 % 以内。

理由： 730 天任务约为 11,100 次充放电循环（每天 15.22 圈）。在 30 % 放电深度下，锂离子电芯在这么多次循环后仍能保持其容量。通过每个试验轨道中充电控制器的跳闸进行验证。

SR–3.4 母线调节 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.3

EPS 应在所有负载阶跃下将主母线稳压在 12 V，偏差在 2 % 以内（11.76 V 至 12.24 V）。

理由： 载荷和反作用飞轮电子设备的额定电压为 12 V，偏差 3 % 以内；2 % 为电缆网压降留出余量（TC-18）。

SR–3.5 蓄电池最低温度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 待定: TBD–01 · 分配: 1.6.3, 1.3.2

热控应在所有模式下使每个蓄电池电芯的温度不低于 [TBD] ° C。

理由： 取代 SRS-001 中“足够温暖”的表述。锂离子电池在低温下容量和充电接受能力急剧下降。电芯鉴定数据和加热器设定点确定后，TBD-01 关闭（热控工程师）。

SR–3.6 阵列展开 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4, N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.2

结构应在从部署器释放后 45 min 内展开两块太阳电池板。

理由： 释放后蓄电池储备可支持 45 min，之后太阳电池阵必须产生功率。任何展开部件在 30 min 前不得展开（SR-8.6），因此窗口为 15 min。展开触发条件（定时器或本体角速度）为“工作模式”中的 TBR-02；仅采用角速度触发可能等待长达 SR-2.3 的 3 h（TC-19）。

SR–3.7 低温充电禁止 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.3

任一电芯温度低于 0 °C 时，EPS 应停止蓄电池充电。

理由： 在 0 °C 以下对锂离子电芯充电会在阳极析出金属锂，造成容量永久下降并可能引起内部短路（HAZ-001）。

SR–3.8 输出故障隔离 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.3

EPS 应在 10 ms 内隔离任一开关输出上的过流，且不使其他输出上的任何单机复位。

理由： 单个负载故障不得拖垮母线或星载计算机。10 ms 足够短，使母线电容能将其他输出保持在其额定范围内。

SR–3.9 功率分配 · 验证方法: 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1

设计工况下正常成像的平台负载（含不确定余量）不应超过 28 W 的功率分配值。

理由： 功率预算给出 25.0 W（含不确定余量的 22.5 W 负载，转换效率 0.90），余量为 12 %（TPM-2）。该分配值低于 30 W 的发电需求，使负载增长在侵占发电余量之前即被发现。

SR–3.10 安全模式功率 · 验证方法: 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.1, 1.2

在安全模式姿态下，EPS 应在寿命末期提供不低于 20 W 的轨道平均功率。

理由： 安全模式的平台负载为 15.6 W；20 W 使能量平衡保持为正，余量为 28 %。对日定向消除了成像预算中的姿态因子，因此预计约为 40 W。

SR–3.11 硬件欠压切断 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.3

当蓄电池组电压低于 12.0 V 时，EPS 应在无需飞行软件动作的情况下切断除 UHF 接收机外的所有开关输出。

理由： 这是低于 12.8 V 软件门限（每对电芯 6.4 V，SR-4.3）的后备措施：若软件未能卸载负载，硬件在每个电芯 3.0 V 时执行，先于电芯受损。C&DH 常通电源线和 UHF 接收机保持供电，使地面仍能发送恢复指令。

SR–3.12 自主电源重启 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.3

蓄电池能量完全耗尽后，EPS 应在太阳电池阵受到光照后 10 min 内、无需地面指令地恢复对 C&DH 和 UHF 接收机的供电。

理由： 蓄电池耗尽的航天器（例如长时间翻滚之后）必须能自行重启；没有其他恢复途径。

7.4 指令与数据处理

第 4 领域涵盖星上存储、指令发送、计时和数据保护。

SR–4.1 星上存储 · 验证方法: 试验 · 追溯: N3, N6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.2

C&DH 应存储不少于 64 GB 的载荷数据。

理由： 可容纳 3.7 天的定标模式原始数据采集量，或 20 天的压缩数据采集量，因此丢失一天通信弧段或进行定标任务时都不会迫使获取中止。通过 64 GB 写入和回读且无比特错误进行验证（TC-08）。

SR–4.2 指令执行 · 验证方法: 试验 · 追溯: N3, N7 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1, 1.4.3

C&DH 应在每条存储指令的计划时刻后 1 s 内执行该指令。

理由： 在 7.06 km/s 的地速下，成像起始的 1 s 误差使条带沿轨偏移 7.1 km；规划人员为每条条带留出裕量。以 500 条带时间标记的指令进行验证。

SR–4.3 故障检测 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

C&DH 应在检测到欠压后 10 s 内进入安全模式。

理由： 防止每对电芯电压低于 6.4 V 时蓄电池受损（“工作模式”中的转移 T6）。飞行软件 2.3 实测为 14 s；一项已批准的偏离允许在飞行软件 2.4 之前接受 15 s（TC-09）。

SR–4.4 下行加密 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: N5 · 适用: Flight · 分配: 1.4, 1.5.3

航天器应以 256 位密钥加密每个载荷下行帧。

理由： 客户合同要求 EO-1 Flight 的影像在传输中加密。帧加密遵循 CCSDS 355.0-B 空间数据链路安全协议。X 频段载荷数传机对帧进行加密；C&DH 持有密钥并以封装形式加载到数传机中（ICD-036；密钥处理见第 14 领域）。

SR–4.5 图像压缩 · 验证方法: 试验 · 追溯: N1, N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

C&DH 应使用 CCSDS 122.0-B 图像数据压缩，将载荷图像压缩至不超过 2.2 比特/像元。

理由： 数据量预算依赖 5.45:1 的压缩比（每天 3.16 GB 压缩图像数据）。对于农业场景，标准算法在该速率下近乎无损，并由地面处理器解码。

SR–4.6 压缩吞吐量 · 验证方法: 试验 · 追溯: N1 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1, 1.4.3

C&DH 应在 60 s 内压缩一条 40 s 条带的原始数据（1.84 GB）。

理由： 每圈八条条带（SR-1.13）必须在两次获取之间完成压缩；功率预算将压缩突发负载按轨道的 8.5 % 计入，约为每条条带 1 min。

SR-4.7 星上时间精度 · 验证方法: 试验 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1, 2.2

C&DH 应在每天一次时间校正的条件下，使星上时间与 UTC 的偏差保持在 2 ms 以内。

理由： 2 ms 相当于沿轨 14 m。与定轨（SR-6.8）合计，满足指向预算中 20 arcsec（48 m）的星历与时间分配值。

SR-4.8 存储指令容量 · 验证方法: 试验 · 追溯: N7, N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.4.1

C&DH 应存储不少于 2,000 条带时间标记的指令。

理由： 按设计工况每天约 600 条指令的速率，可覆盖 72 h 的自主运行，因此周末或丢失一天通信弧段时，在 72 h 失联安全模式触发之前成像不会中断。

SR-4.9 存储数据完整性 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.2

载荷数据存储器在轨存储 20 天后，所交付存储数据的未纠正误码率应不高于 1×10^{-12}。

理由： 压缩图像因一个比特错误会丢失整个数据段。在每天 3.22 GB 的条件下，该速率使每月受损数据段少于一个；20 天为最长存储时间（SR-4.1）。

7.5 通信

第 5 领域涵盖 UHF 指令与遥测链路、载荷下行链路和频谱合规。各值源自链路预算和数据量预算。

SR-5.1 S 频段下行速率 · 验证方法: 试验 · 追溯: N1 · 适用: Lite · 分配: 1.5.2

S 频段发射机应以 10 Mbps 下行载荷数据。

理由： 在三站服务下，六次 8 min 过境传输 3.38 GB/天，即一天采集量加 5 % 余量；EO-1 Lite 的单站方案传输 1.13 GB（SR-5.4.1）。通过射频测试箱，在帧错误率不高于 1×10^{-6} 的条件下验证（TC-10）。

SR-5.2 UHF 指令上行 · 验证方法: 试验 · 追溯: N7, N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.1, 1.5.4

UHF 收发机应以 9.6 kbps 接收地面指令。

理由： 合作地面网络的 UHF 设备支持 9.6 kbps GMSK，且一次通信弧段即可传送一天的计划。以 500 条测试指令验证（TC-11）。

SR-5.3 下行链路余量 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N1 · 适用: Lite · 待复核: TBR-04 · 分配: 1.5.2

S 频段下行链路在 10° 仰角时应以不小于 3 dB [TBR] 的链路余量闭合。

理由： 涵盖低仰角时的雨衰和指向损耗。链路预算给出 4.7 dB。合作地面站的实测 G/T 和飞行天线方向图可用后，TBR-04 关闭。

SR–5.4 日数据量 · 验证方法: 演示, 分析 · 追溯: N1 · 适用: Flight · 分配: 1.5.3, 2.1

地面段每天应接收不少于 3 GB 的 EO-1 Flight 载荷数据。

理由： 与压缩后的日采集量（3.22 GB）相符。两次 7 min 的 X 频段过境每天传输 9.87 GB（余量 207 %）。通过端到端试验中连续三天均不少于 3 GB 进行验证。

SR–5.4.1 日数据量，EO–1 Lite · 验证方法: 演示, 分析 · 追溯: N1 · 适用: Lite · 分配: 1.5.2, 2.1

地面段每天应接收不少于 1 GB 的 EO-1 Lite 载荷数据。

理由： EO-1 Lite 服务方案使用一个地面站：两次仰角高于 7° 时可用 8 min 的 S 频段通信弧段（过境几何见“通信”章节）每天传输 1.13 GB，因此 Lite 的任务安排限制在每天约 40 景（SR-1.5）。

SR–5.5 X 频段下行速率 · 验证方法: 试验 · 追溯: N1 · 适用: Flight · 分配: 1.5.3

X 频段载荷数传机应以 100 Mbps 发送载荷数据。

理由： 在客户地面站上空的一次过境内交付一整天的景（TC-21）。

SR–5.6 X 频段链路余量 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N1 · 适用: Flight · 分配: 1.5.3

X 频段下行链路在 10° 仰角时应以不小于 3 dB 的链路余量闭合。

理由： 依据与 SR-5.3 相同；X 频段的雨衰更大。链路预算给出 7.7 dB。

SR–5.7 UHF 上行余量 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N4, N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.1, 1.5.4

UHF 指令上行链路在 5° 仰角、任意航天器姿态下应以不小于 6 dB 的链路余量闭合。

理由： 在消旋和安全模式期间姿态不受控，此时指令发送必须可用。预算含 6 dB 的最差姿态方向图损耗，给出 11.2 dB。

SR–5.8 UHF 遥测下行余量 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.1, 1.5.4

UHF 遥测下行链路在 10° 仰角、任意航天器姿态下应以不小于 3 dB 的链路余量闭合。

理由： 健康遥测在任意姿态下都必须到达地面。预算给出 3.2 dB，仅比需求高 0.2 dB；这是天线方向图测量的关注项。

SR–5.9 下行信道编码 · 验证方法: 试验 · 追溯: N1 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.2, 1.5.3

载荷下行链路应使用 CCSDS 131.0-B 遥测同步与信道编码中码率为 7/8 的 LDPC 码对每个传输帧编码。

理由： 两份链路预算均假定使用该编码（帧错误率 1×10^{-6} 时所需 Eb/N0 为 4.2 dB），且合作地面站可解码。

SR–5.10 频谱授权 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: N10 · 适用: 全部 · 分配: 1.5

每台航天器发射机应仅在项目频谱许可所分配的中心频率和占用带宽内发射。

理由： 依据 ITU 无线电规则和国家许可运行是飞行的前提条件；S 频段许可是一项未决风险（RK-4）。

SR–5.11 发射机关闭 · 验证方法: 试验 · 追溯: N10 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.5

航天器应在收到发射机关闭指令后 10 s 内停止所有射频发射。

理由： ITU 无线电规则要求空间电台的发射可通过遥控停止，例如用于消除有害干扰。

7.6 地面段与运行

第 6 领域涵盖调度、任务安排、产品交付、归档和人员配置。各值源自客户需要和规划周期度量（MOE-7）。

SR–6.1 通信弧段调度 · 验证方法: 演示 · 追溯: N11 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务运行中心应至少提前 48 h 调度地面站通信弧段。

理由： 合作地面站需要提前两天通知才能预订天线时间。通过在演练中连续 14 天提前 48 h 预订通信弧段进行验证。

SR–6.2 图像交付 · 验证方法: 演示 · 追溯: N1 · 适用: 全部 · 分配: 2.2, 2.1

地面段应在下行后 6 h 内将处理后的图像产品交付到客户门户。

理由： 客户当天即依据作物胁迫预警采取行动。当演练中 95 % 的过境其产品在 6 h 内到达门户时，验证通过（TC-12）。

SR–6.3 遥测归档 · 验证方法: 检查 · 追溯: N4, N11 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务运行中心应将每个遥测帧归档 730 天。

理由： 支持在整个任务期内进行异常调查。

SR–6.4 操作员规划时间 · 验证方法: 演示 · 追溯: N11, N7 · 适用: 全部 · 分配: 2.2, 2.3

经培训的操作员应使用运行控制台在不超过 20 min 内完成一次正常成像过境的计划。

理由： 取代 SRS-001 中无法测量的“用户友好”表述。20 min 的规划在 100 min 规划周期之内（SR-6.5）。在运行演练中验证（TC-20）。

SR-6.5 规划周期时间 · 验证方法: 分析 · 追溯: N1, N7 · 适用: 全部 · 分配: 0

任务应在 100 min 内完成每个规划周期，从目标清单上行到产品交付。

理由： 当日作物胁迫预警要求整个周期在一个下午班次之内完成（MOE-7：门限值 100 min，目标值 80 min）。通过成像过境的蒙特卡洛仿真验证，在 100 min 内完成的概率不低于 90 %。

SR-6.6 任务安排提前量 · 验证方法: 演示 · 追溯: N7 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务运行中心应将在计划上行通信弧段前至少 2 h 收到的每个可行任务请求纳入下一份上行计划。

理由： 响应式任务安排（N7）意味着上午提出的请求在下一次合适过境时成像。2 h 涵盖可行性检查和 20 min 的计划编制（SR-6.4）。

SR-6.7 每日下行通信弧段 · 验证方法: 分析, 演示 · 追溯: N1 · 适用: 全部 · 分配: 2.1, 2.2

地面段应为每台航天器每天提供至少两次载荷下行通信弧段，每次的最大仰角不低于 60° 。

理由： 自 500 km 轨道，一次过顶过境约 7.4 min 保持在 10° 以上，约 8.4 min 保持在 7° 以上。数据量预算假定有两次 10° 以上的 7 min X 频段过境（EO-1 Flight）和两次 7° 以上的 8 min S 频段过境（EO-1 Lite 方案），只有高仰角过境才能提供；60° 的最大仰角在 10° 以上约为 7.3 min。

SR-6.8 定轨 · 验证方法: 分析, 演示 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-22 · 分配: 2.2

任务运行中心应将每台航天器的位置确定精度控制在 40 m [TBR]（3σ）以内。

理由： 与 SR-4.7 的 2 ms 时间误差（14 m）合计，满足指向预算中 20 arcsec（48 m）的星历与时间分配值。飞行动力学功能使用合作地面站跟踪数据和图像配准结果。航天器不带导航接收机，因此在结合飞行晶振稳定度（COM-024）和合作地面站测距精度的定轨分析确认之前，该值为 TBR-22；若未获确认，则以导航接收机为后备方案。

SR-6.9 超限通知 · 验证方法: 演示 · 追溯: N11 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

在非值班时段，任务运行中心应在收到超出限值的遥测后 5 min 内通知值班操作员。

理由： 日班团队（N11）使大多数通信弧段无人值守；及时通知可避免故障等到下一班次才被处理。

SR-6.10 无人值守通信弧段 · 验证方法: 演示 · 追溯: N11 · 适用: 全部 · 分配: 2.1, 2.2

地面段应在无操作员在场的情况下执行已调度的通信弧段，包括指令上行和载荷下行。

理由： 每台航天器每天约 15 圈轨道，小型日班团队无法全部值守。

SR-6.11 运行人员配置 · 验证方法: 演示, 分析 · 追溯: N11 · 适用: 全部 · 分配: 2.2, 2.3

三台航天器的常规运行在值班时段内，同一时间所需值班操作员应不超过两名。

理由： 影像客户的运行成本方案假定团队规模较小（N11）；三台航天器是第一阶段的产品线（两台 EO-1 Flight 和一台 EO-1 Lite）。

SR-6.12 植被指数产品 · 验证方法: 演示 · 追溯: N3, N1 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

地面段应为每个已处理的景生成像元间距为 4.5 m 的归一化差值植被指数图。

理由： 指数图是农艺师用于田块级胁迫检测的产品（N3），也是作物胁迫预警的依据（N1）。已在 VAL-03 中与农艺师评审。

SR-6.13 定标可追溯性 · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: N6 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

地面段应在每个图像产品的元数据中记录所采用的辐射定标系数的版本。

理由： 比较不同季节的客户必须知道每个产品使用了哪一版定标，且系数变化时产品可重新处理（SR-1.10）。

SR-6.14 在轨测试时长 · 验证方法: 演示 · 追溯: N4, N2 · 适用: 全部 · 分配: 0

任务应在分离后 30 天内完成在轨测试并开始常规成像。

理由： 在轨测试每多一个月，首个生长季就缩短一个月。30 天涵盖各分系统检出、载荷调焦和首次定标。

7.7 结构与机构

第 8 领域涵盖收拢包络、质量、刚度和展开机构。各值源自质量预算和部署器适配接口（IF-15）。

SR-8.1 收拢包络 · 验证方法: 检查 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.1

在收拢构型下，航天器应适配 CubeSat 设计规范（CDS）第 14.1 版所规定的 6U 包络，并按部署器适配接口（IF-15）作相应调整。

理由： 搭载发射的兼容性（N8）取决于能否装入标准 6U 部署器。

SR-8.2 发射质量 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器发射质量不应超过 12.0 kg。

理由： 12.0 kg 为部署器限值。质量预算给出的含不确定余量质量，EO-1 Lite 为 10.40 kg，EO-1 Flight 为 10.55 kg。通过称量每个飞行件进行验证。

SR–8.3 质心 · 验证方法: 试验 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.1

航天器质心沿每个横向轴应位于几何中心 4.0 cm 以内，沿展开轴应在 7.0 cm 以内。

理由： 限值来自部署器适配接口（IF-15）；质心偏移会在分离时引起翻滚角速度。

SR–8.4 质量余量 · 验证方法: 分析 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1

在 CDR 时，系统质量余量应不低于 12.0 kg 分配值的 10 %。

理由： 项目不确定余量政策。预算给出 13.3 %（EO-1 Lite）和 12.1 %（EO-1 Flight）。

SR–8.5 收拢状态固有频率 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.1

收拢状态的航天器在其导轨处受约束时，一阶固有频率应不低于 100 Hz。

理由： 使航天器模态避开部署器和运载火箭的模态，这是搭载发射的通常条件。

SR–8.6 展开延迟 · 验证方法: 试验 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.2, 1.4.3

航天器在分离后 30 min 之前不应展开任何展开部件。

理由： CubeSat 设计规范要求延迟展开，使正在展开的航天器不会碰撞部署器或其他载荷。

SR–8.7 冗余释放 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.2

每个熔断丝压紧装置应在其两路独立加热器电路中任一路通电时释放。

理由： 太阳电池阵或天线卡滞将导致任务终止；两路独立电路消除了释放环节的单点故障。

SR–8.8 展开状态固有频率 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.2, 1.3.1

展开太阳电池阵后的航天器，一阶固有频率应不低于 2 Hz。

理由： 使电池板模态远高于 ADCS 控制带宽（约 0.1 Hz），使姿态机动不会在获取期间激发电池板运动（SR-2.2）。

SR–8.9 相机与星敏感器对准 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.1, 1.6.3

在在轨温度范围内，结构应使载荷相机视轴与星敏感器之间的对准偏离其地面实测值不超过 60 arcsec（3σ）。

理由： 指向预算为热弹性漂移分配 60 arcsec；热循环中的光学失准是一项未决风险（RK-7）。

7.8 热控

第 9 领域涵盖单机温度、载荷热稳定性和生存加热。加热器功率值源自功率预算。

SR–9.1 单机温度余量 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.3

在高温和低温工作工况下，热控应使每台单机的预测温度处于其工作限值以内至少 10 ° C。

理由： 10 ° C 涵盖热模型在与热真空试验相关性修正（SR-11.4）之前的不确定性。

SR–9.2 焦平面温度 · 验证方法: 试验 · 追溯: N6 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.3, 1.1

热控应在图像获取期间将载荷焦平面保持在 20 ° C ± 2 ° C。

理由： 暗电流和响应度随探测器温度变化；固定的温度使定标保持一致（N6）。功率预算按 60 % 占空比计入 1.5 W 的载荷加热器。

SR–9.3 望远镜热梯度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.3, 1.1

热控应在图像获取期间使望远镜结构的轴向温差低于 2 ° C。

理由： 轴向梯度会使 f/6.4 望远镜离焦；2 ° C 使调焦偏移处于图像质量预算之内（RK-7）。

SR–9.4 蓄电池最高温度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.3

热控应在所有模式下使每个蓄电池电芯的温度不高于 30 ° C。

理由： 30 ° C 以上容量衰减加快（RK-2）；下限见 SR-3.5。

SR–9.5 恒温器式生存加热器 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.3

蓄电池和结构加热器应由无需飞行软件即可工作的恒温器控制。

理由： 星载计算机复位或故障后，软件加热器控制不可用，此时生存加热仍须有效。

SR–9.6 安全模式热生存 · 验证方法: 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.3

在安全模式姿态下，热控应在加热器功率不超过 3.5 W 的条件下使每台单机保持在其非工作限值以内。

理由： 3.5 W 为安全模式功率预算中蓄电池和结构加热器的功率。

7.9 飞行软件与自主运行

第 10 领域涵盖不属于模式逻辑的飞行软件功能。需求 SR-10.1 至 SR-10.19（模式逻辑和故障响应）见“工作模式”章节；本领域自 SR-10.20 起续编。

SR–10.20 软件映像激活 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应仅在校验和匹配且地面指令选定后，才激活所上传的软件映像。

理由： 730 天内需要在轨软件更新，首次更新为飞行软件 2.4，用以关闭 SR-4.3 的偏离；损坏的映像绝不能运行。

SR–10.21 受保护的引导映像 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1, 1.4.3

所选映像连续三次引导失败后，星载计算机应从写保护的软件映像引导。

理由： 错误的更新或受辐射损坏的映像不得使航天器无法恢复。

SR–10.22 计划约束检查 · 验证方法: 试验 · 追溯: N7, N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应拒绝每条违反星上约束表（功率、热、指向禁区和存储）的上行计划条目，并在遥测中报告。

理由： 规划错误不得使航天器陷入危险；当小型团队快速编制计划（SR-6.4）时，星上检查为航天器提供保护。

SR–10.23 下行优先级 · 验证方法: 试验 · 追溯: N1 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应按地面设定的优先顺序下行所存储的载荷文件。

理由： 预警目标必须在下一次过境时最先下传，使当日预警（N1）不必排在常规采集数据之后。

SR–10.24 事件日志 · 验证方法: 试验 · 追溯: N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.4.2

飞行软件应保存带时间标记的日志，至少记录 1,000 个事件（故障检测、模式变更和被拒绝的指令），且日志在处理器复位后仍保留。

理由： 无人值守运行意味着地面常常在数小时后才得知某一事件；日志使操作员能够还原该事件。

SR–10.25 指令校验 · 验证方法: 试验 · 追溯: N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应拒绝每条参数超出其定义范围的指令，并在遥测中报告该拒绝。

理由： 防范操作员和地面软件的错误。

SR–10.26 处理器利用率 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.4.1

在最坏情况模式下，飞行软件在任意 1 s 间隔内使用的处理器能力应不超过 60 %。

理由： 为任务期内的更新保留余量；飞行软件超限是一项未决风险（RK-6）。

SR–10.27 内存利用率 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.4.1

飞行软件使用的星载计算机程序和数据内存应不超过 70 %。

理由： 依据与 SR-10.26 相同；早期小型任务中内存增长曾限制后续更新。

SR–10.28 地面确认后删除 · 验证方法: 试验 · 追溯: N1, N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应仅在地面确认完整接收某载荷文件后，或由地面指令删除时，才删除所存储的该文件。

理由： 丢失的帧在以后的过境中重传（SR-12.3）；不会因过境不完整而丢失任何图像。

7.10 环境与发射兼容性

第 11 领域涵盖发射、空间和电磁环境以及搭载发射的规则。发射运载火箭尚未确定（RK-3），因此在确定之前，发射量级采用包络方法。

SR–11.1 随机振动 · 验证方法: 试验 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 待定: TBD–17 · 分配: 1

航天器应在鉴定量级 [TBD] 的随机振动下，沿三个轴向各 2 min 后，仍在规范内工作。

理由： 鉴定量级为最大预期环境加 3 dB，如 GSFC-STD-7000 通用环境验证标准（GEVS）所述；在发射运载火箭确定之前，设计采用 GEVS 通用随机振动包络。TBD-17 随发射服务协议关闭。

SR–11.2 准静态载荷 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.1

航天器结构应承受沿每个轴向 10 g 的准静态限制载荷，屈服安全系数为 1.25。

理由： 10 g 包络了所考虑的搭载运载火箭的准静态载荷。

SR–11.3 分离冲击 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器应在 1 kHz 至 10 kHz 之间峰值冲击响应为 1,000 g 的冲击后，仍在规范内工作。

理由： 包络 6U 部署器的分离冲击和运载火箭级间事件。

SR–11.4 热真空工作 · 验证方法: 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器应在真空中，于超出预测最低和最高单机温度 10 °C 的条件下仍在规范内工作。

理由： GEVS 中的准飞行件做法；10 °C 与 SR-9.1 的分析余量一致。

SR–11.5 总电离剂量 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–18 · 分配: 1

航天器应在经受 10 krad(Si) [TBR] 的总电离剂量后仍满足其需求。

理由： 剂量分析预测，在航天器屏蔽之后 730 天内约为 5 krad(Si)；10 krad(Si) 取抗辐射设计余量为 2。探测器损伤是一项未决风险（RK-5）。TBR-18 随最终轨道和屏蔽的剂量分析关闭。

SR–11.6 单粒子事件恢复 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N4, N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.4, 1.3.3

航天器应在无需地面指令的情况下，使受非破坏性单粒子效应影响的每台单机在 60 s 内恢复工作。

理由： 该轨道上翻转和闩锁很常见，尤其是在南大西洋异常区；日班团队无法手动恢复。

SR–11.7 出气 · 验证方法: 检查 · 追溯: N8, N6 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器上的每种非金属材料按 ASTM E595 试验时，总质量损失应不超过 1.0 %，可凝挥发物应不超过 0.1 %。

理由： 出气形成的薄膜会使光学件变暗并改变定标（N6）；搭载服务商也要求这些限值。

SR–11.8 EMC 自兼容性 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N3, N4 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器应在所有单机于每种工作模式下均加电时仍在规范内工作，发射电平与敏感度电平之间的余量不小于 6 dB。

理由： UHF 发射机可在图像获取期间工作。发射和敏感度采用针对本航天器剪裁的 MIL-STD-461G 方法进行试验。

SR–11.9 射频发射延迟 · 验证方法: 试验 · 追溯: N8, N10 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.5

航天器在分离后 45 min 之前不应发射射频信号。

理由： CubeSat 设计规范要求延迟发射，以保护运载火箭和其他载荷。

SR–11.10 部署器内贮存时长 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.2, 1.3.3

在部署器内不充电放置 180 天后，蓄电池应保持不低于 60 % 的荷电状态。

理由： 搭载集成可能早于发射数月，延期是一项未决风险（RK-3）。从分离序列到太阳电池阵展开约占用 14 % 的容量（14.1 W，45 min）；60 % 为缓慢消旋留出余量。

7.11 外部接口

第 12 领域规定对外部接口的系统级需求；各接口的细节见接口章节。天地数据链路遵循 STD-2 天地数据交换标准。

SR–12.1 遥测帧格式 · 验证方法: 试验 · 追溯: N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.5

航天器应将所有下行遥测和载荷数据格式化为 CCSDS 132.0-B TM 空间数据链路协议的传输帧。

理由： 合作地面网络处理这一标准帧格式（IF-10、IF-12、IF-12.1），因此无需定制地面站设备。

SR–12.2 遥控帧格式 · 验证方法: 试验 · 追溯: N11 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.5.1

航天器应接受 CCSDS 232.0-B TC 空间数据链路协议传输帧中的遥控指令。

理由： 指令上行（IF-11）的依据与 SR-12.1 相同。

SR–12.3 文件传输协议 · 验证方法: 试验 · 追溯: N1, N3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 2.2

航天器应使用 CCSDS 727.0-B CCSDS 文件传输协议（CFDP）的确认模式传输载荷文件。

理由： 确认传输可在以后的过境中重传低仰角时丢失的帧，确认信息经 UHF 上行链路传送；这是 SR-10.28 的基础。

SR–12.4 地面站至 MOC 的传输 · 验证方法: 演示 · 追溯: N1 · 适用: 全部 · 分配: 2.1

每个地面站应在通信弧段结束后 30 min 内，将该弧段的数据交付到任务运行中心。

理由： 最大的一次过境（7 min 的 X 频段，约 4.9 GB）经 100 Mbps 地面网络（IF-13）约需 7 min；30 min 为 SR-6.2 的 6 h 中的处理环节留出大部分时间。

SR–12.5 产品格式 · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: N3 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

客户门户应以带有波段、定标和获取元数据的 GeoTIFF 文件交付图像产品。

理由： GeoTIFF 可直接在影像客户所用的农场管理和 GIS 工具中打开（IF-14.1）。

SR–12.6 机器任务接口 · 验证方法: 演示 · 追溯: N7, N1 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

客户接口（IF-14）除门户外，还应通过有文档说明的机器接口接受任务请求并交付产品。

理由： 影像客户的分析平台自动下达任务并获取影像；手动使用门户会拖慢响应式任务安排（N7）。

SR–12.7 无部署器电气接口 · 验证方法: 检查 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.7, 1.6.1

航天器与部署器或运载火箭之间应无电气连接。

理由： 搭载部署器仅提供机械接口（IF-15）；分离开关通过机械方式感知释放。

7.12 安全、空间碎片与处置

第 13 领域涵盖地面处理和发射的危险控制、空间碎片减缓和任务结束处置。危险源列于安全章节（HAZ-001 至 HAZ-004）。

SR–13.1 发射禁止装置 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.2, 1.3.3

航天器在部署器内时，应至少有三个独立的禁止装置，切断从蓄电池到每台射频发射机和每个展开作动器的功率通路。

理由： 在部署器内意外发射或展开会危及运载火箭和其他载荷；三个独立禁止装置是搭载发射的通常条件。它们是三个分离开关（两个在蓄电池线路中，一个在输出使能上；ICD-041）；飞行前拔除销只是地面保护措施，不计入（IF-15、IF-19）。

SR–13.2 蓄电池危险控制 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.2, 1.3.3

蓄电池组应针对过充、过放和外部短路中的每一项各提供两个独立的控制措施。

理由： 蓄电池热失控（HAZ-001）在地面处理和运载火箭上均为灾难性事件，因此需要两故障容错。

SR–13.3 地面发射机使能 · 验证方法: 试验 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.2, 1.5.3, 1.4.3

在地面上，S 频段和 X 频段发射机应仅在收到地面支持设备的试验指令后才辐射。

理由： 控制下行天线附近人员的射频暴露（HAZ-003）。

SR–13.4 任务后轨道寿命 · 验证方法: 分析 · 追溯: N9 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–19 · 分配: 0, 1

航天器应在任务结束后 5 年 [TBR] 内再入大气层。

理由： ISO 24113 空间系统——空间碎片减缓要求（Space systems — Space debris mitigation requirements）限制任务后在低地球轨道的停留时间；5 年遵循当前的许可做法。自 500 km 起的衰减估计取决于太阳活动和展开后太阳电池阵的翻滚面积；TBR-19 随最终轨道的衰减分析关闭。

SR–13.5 蓄电池钝化 · 验证方法: 试验 · 追溯: N9 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.3

在任务结束时，航天器应根据地面指令将蓄电池与太阳电池阵永久断开。

理由： 任务结束后被太阳电池阵多年持续充电的蓄电池可能解体（HAZ-004）。

SR–13.6 任务结束射频静默 · 验证方法: 试验 · 追溯: N9, N10 · 适用: 全部 · 分配: 1.5, 1.4.3

在任务结束时，航天器应根据地面指令永久禁用所有射频发射机。

理由： 蓄电池断开后，太阳电池阵在光照下仍可为各单机供电；被禁用的发射机在许可到期后不会干扰其他用户。

SR–13.7 不释放物体 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: N9 · 适用: 全部 · 分配: 1.6.2

航天器在展开、运行或处置期间不应向轨道释放任何物体。

理由： 空间碎片减缓；熔断丝释放必须使切断后的线端保持被捕获。

SR–13.8 再入伤亡风险 · 验证方法: 分析 · 追溯: N9 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器的再入伤亡风险不应超过万分之一。

理由： 1/10,000 是普遍采用的限值。小型铝制航天器预计会完全烧毁；分析检查光学玻璃、星敏感器和任何钛质部件。

SR–13.9 无压力容器和火工品 · 验证方法: 检查 · 追溯: N8 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器不应携带压力容器、推进剂或火工装置。

理由： 使搭载发射的安全评审保持简单，与 CubeSat 设计规范一致。冷气推力器曾作过研究，两种构型均未采用。

7.13 信息安全

第 14 领域保护指令发送和影像（N5）。空间链路安全遵循 CCSDS 355.0-B 空间数据链路安全协议；EO-1 Flight 的下行加密见 SR-4.4。

SR–14.1 遥控鉴权 · 验证方法: 试验 · 追溯: N5 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

航天器应拒绝每条未携带符合 CCSDS 355.0-B 空间数据链路安全协议的有效鉴权码的遥控指令。

理由： 只有任务运行中心可以向航天器发送指令；未经授权的指令可能使任务终止。

SR–14.2 重放防护 · 验证方法: 试验 · 追溯: N5 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

航天器应拒绝每条安全序号不大于上一条已接受指令序号的已鉴权遥控指令。

理由： 仅有鉴权无法阻止已记录的有效指令被再次发送。

SR–14.3 星上密钥库 · 验证方法: 试验 · 追溯: N5 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

航天器应保存不少于八个密码密钥，由已鉴权的地面指令从中选定当前使用的密钥。

理由： 备用密钥使得无需上传密钥材料即可轮换（SR-14.4）并从密钥泄露中恢复。

SR–14.4 密钥轮换 · 验证方法: 演示, 检查 · 追溯: N5 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–20 · 分配: 2.2

任务运行中心应以不超过 90 天 [TBR] 的间隔更换每个当前使用的密钥。

理由： 限制密钥泄露时的暴露范围。TBR-20 随影像客户的安全评审关闭。

SR–14.5 地面传输加密 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: N5 · 适用: 全部 · 分配: 2.1, 2.2

地面段应使用密钥长度不小于 256 位的认证加密，对经地面网络（IF-13）和客户接口（IF-14）传送的所有载荷数据和指令加密。

理由： 两种构型的影像在地面均受保护；EO-1 Lite 的服务方案不对其空间链路加密，因此其数据在地面站处加密。

SR–14.6 客户多因素登录 · 验证方法: 试验 · 追溯: N5 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

客户门户应要求每次客户登录均采用多因素认证。

理由： 被盗的密码不得暴露客户的影像或任务请求。

SR–14.7 客户数据隔离 · 验证方法: 试验 · 追溯: N5 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

客户门户应使每个客户账户仅能访问其所属组织的产品和任务请求。

理由： 任务请求和产品会透露客户服务哪些农场，属于商业敏感信息。

SR–14.8 安全审计日志 · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: N5 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务运行中心应将每次指令上行和每次产品下载的用户身份和时间记录在保存 730 天的审计日志中。

理由： 支持在整个任务期内调查滥用行为；730 天与遥测归档（SR-6.3）一致。

SR–14.9 关键指令解保险 · 验证方法: 试验 · 追溯: N5, N9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

航天器仅在此前 60 s 内已接受匹配的解保险指令时，才应执行关键指令（软件激活、密钥更换、蓄电池钝化或发射机禁用）（退役序列为 600 s，SR-10.19）。

理由： 这些指令不可逆或对任务至关重要；两步序列可防范单个操作员的失误。

7.14 可靠性、质量与寿命

第 15 领域涵盖任务可靠性、可用性以及支撑两个季节寿命的产品保证。

SR–15.1 任务可靠度 · 验证方法: 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器满足 SR-1.7 的概率应不低于 0.8。

理由： 730 天内 0.8 是影像客户商业论证所采用的值；对于主要为单机的 6U 航天器，在采取本章防护措施的条件下可以实现（TC-16）。

SR-15.2 故障传播 · 验证方法: 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1

一台单机的任何单点故障均不应导致另一台单机故障。

理由： 平台主要为单机，因此遏制故障是主要的可靠性保护措施；通过故障模式、影响及危害性分析进行验证。

SR-15.3 成像可用性 · 验证方法: 分析, 演示 · 追溯: N2, N1 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-21 · 分配: 1, 2

在在轨测试之后，每台航天器应在每 30 天周期内至少 90 % [TBR] 的天数可用于成像。

理由： 重访（N2）假定航天器在成像；因安全模式、定标和软件更新造成的中断必须保持在很小范围内。TBR-21 随影像客户的服务水平协议关闭。

SR-15.4 门户可用性 · 验证方法: 分析, 演示 · 追溯: N1, N7 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

客户门户在每 30 天周期内应至少 99.5 % 的时间可用。

理由： 预警和任务请求均经由门户；99.5 % 允许每月约 3.6 h 的中断，主要为计划内维护。

SR-15.5 禁用材料 · 验证方法: 检查 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1

航天器不应含有纯锡、镉或锌镀层。

理由： 这些镀层会长出金属晶须并造成短路；材料按 ECSS-Q-ST-70-71C 选用。

SR-15.6 光学件洁净度 · 验证方法: 检查 · 追溯: N6 · 适用: 全部 · 分配: 1.1

载荷相机光学件应仅在 ISO 14644-1 7 级或更洁净的环境中装配和集成。

理由： 光学件上的颗粒会散射光线并改变定标（N6）。

SR-15.7 单机老炼 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1

每台飞行单机在航天器集成之前应完成不少于 100 h 的加电运行，其中最后 50 h 无故障。

理由： 剔除早期失效，早期失效在最初几周的小卫星损失中占主导。

SR-15.8 寿命末期蓄电池容量 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.3.2

蓄电池在轨 730 天后应保持不低于 59 Wh 的容量。

理由： 最坏情况地影能量（17.7 Wh）除以 30 % 放电深度限值（SR-3.3）得 59 Wh，因此在约 11,100 次循环（RK-2）中，允许由 77 Wh 衰减最多 23 %。通过电芯循环试验验证。

SR–15.9 有限寿命项 · 验证方法: 分析 · 追溯: N4 · 适用: 全部 · 分配: 1.2.1, 1.2.2, 1.4.2

每个有限寿命项（反作用飞轮、星敏感器、载荷存储器写入寿命）在 730 天内应具有已验证或预测的、不低于其使用量两倍的寿命。

理由： 两倍系数涵盖寿命数据的不确定性；蓄电池另由 SR-15.8 单独覆盖。

8 载荷相机规范

本章规定载荷相机（产品 1.1）。该相机为四谱段推扫式成像仪，产生本任务交付的全部图像。本章描述相机的设计、其向航天器提供的功能和工作状态以及接口，并给出相机需求 PAY-001 至 PAY-030。每条需求均追溯至领域 1、2、3、8、9、11 和 15 的系统需求（系统需求章）。该相机在 EO-1 Flight 和 EO-1 Lite 中完全相同。

相机执行成像子功能 F7.1 准备焦平面和 F7.3 获取图像条带。对目标的指向（F7.2）属于 ADCS，条带的标记、压缩和存储（F7.4、F8）属于 C&DH。相机的热控硬件（辐射器、加热器、焦平面和望远镜上的热敏电阻）属于热控硬件（1.6.3），在热控规范中规定；本章仅说明相机对其提出的要求。

8.1 描述

8.1.1 光学设计

望远镜为两镜里奇 – 克莱琴（Ritchey – Chrétien）设计，焦平面之前设有两片折射式视场校正镜。其入瞳口径为 95 mm，有效焦距为 611 mm，焦比为 f/6.4。光轴沿航天器长轴（X）方向，口径经 −X 端面朝外，该端面在目标成像时指向星下点（本体坐标系见结构与机构规范）。卡塞格林折叠结构使望远镜的物理长度保持在约 250 mm，因此相机占据 6U 容积中约 −X 侧的三分之一。

主镜和次镜采用低膨胀微晶玻璃，镀保护银膜。选用该镀膜是因为其在 450 – 900 nm 范围内的反射率高于铝膜，在近红外波段尤甚。次镜由三根支撑筋固定，其 30 mm 遮光罩造成的线性中心遮拦为 32 %。计量结构采用碳纤维增强聚合物（CFRP）管与钛合金端接头，有效轴向膨胀系数接近 1 ppm/K。相机无调焦机构：焦距在地面通过垫片设定，设定偏置量考虑了重力释放、CFRP 在真空中的吸湿释放以及工作温度（见 PAY-008）。次镜前方延伸有带内部挡光环和黑色内涂层的遮光筒，用于抑制杂散光。

横轨视场为 2.52°，覆盖星下点处 22 km 的幅宽。沿轨方向视场覆盖焦平面的四个谱段区，合计约 0.16°。

8.1.2 焦平面

探测器为单片 CMOS 线阵传感器，具有时间延迟积分（TDI）功能。它有四个谱段区，每个谱段一个区，每区长 5,000 个像元，像元间距为 5.5 µm，TDI 级数可选，最多 16 级。传感器上方粘接有四条纹干涉滤光片组件，使每个区只接收一个谱段。各谱段区沿轨相隔 100 行像元（0.55 mm），因此地面上一点穿过四个谱段的时间相隔约 64 ms；地面处理器负责谱段间配准（SR-1.11），ADCS 的偏航导引使地面运动保持与 TDI 列平行（见 ADCS 规范）。

每行 5,000 个像元中，有 4,889 个位于视场光阑内并对幅宽成像；两端各 32 个像元被不透明掩模遮盖，在每行中提供暗参考。其余像元位于视场光阑之外，不读出。TDI 累加和 12 位转换在传感器上完成。

探测器安装在钛合金柔性载体上，并通过铜热带与载荷辐射器相连。载体上的薄膜加热器和两个热敏电阻（属于 1.6.3）使飞行软件能在获取图像期间将焦平面保持在 20 °C ± 2 °C（SR-9.2）。相对响应监视器由两个发光二极管组成，一个为宽带白光，一个为 850 nm，在接到指令时通过视场校正镜照亮焦平面，用于在月球定标与替代定标之间跟踪像元响应的变化趋势。

8.1.3 电子设备

相机电子设备由紧靠探测器后方的焦平面板和同一壳体内的相机控制单元组成。相机控制单元包含：

- 现场可编程门阵列（FPGA），用于对探测器时序控制、施加行频、采集四个谱段的行数据并为每行添加行头；
- 容量为 4 GB 的同步存储器作图像缓冲器，具有错误检测与纠正功能，其中至少 2.48 GB 可用于图像数据；
- 载荷接口（IF-05）的 LVDS 图像数据发送器以及 SPI 指令与遥测端口；
- 由开关式 12 V 载荷供电线（IF-01）供电的二次电源变换器，探测器和 FPGA 供电具有电流监测和闩锁保护；
- 内务参数：电压、电流、探测器和电子设备温度、缓冲器状态和错误计数器。

相机不做图像压缩。它向 C&DH 交付原始 12 位像元数据，由 C&DH 按 CCSDS 122.0-B 图像数据压缩标准以 2.2 比特/像元压缩条带（SR-4.5）。将压缩放在 C&DH 中，可使定标模式条带以原始形式存储，并使相机 FPGA 设计保持精简。

8.1.4 设计参数

参数	值	说明
望远镜	两镜里奇－克莱琴，配两片视场校正镜	保护银反射镜，CFRP 计量结构
入瞳口径	95 mm	中心遮拦 32 %（线性）
有效焦距	611 mm	像元间距 × 轨道高度 / GSD
焦比	f/6.4	
星下点地面采样距离	4.5 m	SR-1.2，轨道高度 500 km
800 nm 处衍射斑半径	地面 5.1 m	确定 SR-1.2 的 MTF 判据
横轨全视场	2.52°	星下点幅宽 22 km（SR-1.3）
探测器	CMOS TDI 线阵传感器，四个谱段区	每谱段最多 16 级 TDI
像元间距	5.5 µm	
每谱段行像元数	5,000，其中 4,889 个有效，2 × 32 个被遮盖	有效像元数 = 幅宽 / GSD
谱段区间距	100 行（0.55 mm）	星下点处谱段间隔 64 ms
光谱谱段	蓝、绿、红、近红外，位于 450 – 900 nm 内	谱段边界见 PAY-004
量化	12 位	传感器上转换
行频	标称 1,569 行/s；可编程 1,300 – 1,800 行/s	地速 / GSD
成像时原始数据率	368 Mbps	行频 × 像元数 × 谱段数 × 位数
原始景大小（22 × 22 km）	143 MB	
标称条带（40 s）	原始 1.84 GB	
最长条带（54 s）	原始 2.48 GB	可用图像缓冲容量
图像数据输出	LVDS，400 Mbps（IF-05）	带行头的谱段交织行

参数	值	说明
指令与遥测	SPI（IF-05）	
功率，待机 / 准备 / 获取图像	2.5 W / 6.0 W / 14.0 W	来自 IF-01，线路额定值 15 W
质量	2.40 kg（当前最佳估计值）	分配值 2.64 kg
获取图像时焦平面温度	20 ° C ± 2 ° C	SR-9.2

载荷相机设计参数

8.2 功能

相机执行 F7 获取图像的两个子功能，并为另外两个功能提供数据。

功能	相机的角色
F7.1 准备焦平面	由相机执行：给探测器上电，确认焦平面温度，加载目标的谱段设置（行频、TDI 级数、增益），并报告焦平面状态“就绪”。
F7.3 获取图像条带	由相机执行：在条带持续时间内按指令行频对探测器施加时钟，将带行头的四个谱段行写入图像缓冲器，并经 IF-05 向 C&DH 传送。
F7.4 以辅助数据标记条带	由相机提供：每个行头中的行计数器、行时间标记、谱段设置和焦平面温度；飞行软件添加姿态和星历。
F8.1 接收图像条带	由相机提供：按请求向 C&DH 读出缓冲器数据。

载荷相机执行或支持的功能

F7.1 与向成像窗口第一个目标的姿态机动（F7.2）并行进行。如果相机在条带计划开始时刻仍未报告就绪，飞行软件将跳过该目标（系统架构，F7 流程）。

8.3 工作状态

相机有六种工作状态，由 C&DH 经 IF-05 下达指令。航天器模式决定允许使用哪些状态；相机本身不改变状态，只在发生闩锁或缓冲器错误后回退到待机。

状态	相机活动	来自 IF-01 的功率	使用该状态的航天器模式
关闭	不加电；焦平面加热器仍可由其自身的 PDU 输出供电	0 W	发射、消旋、安全模式、退役
待机	控制单元和焦平面控制电子设备开启，探测器关闭；报告内务参数	2.5 W	正常成像（NI.1、NI.3）、下行通信
准备	探测器上电并稳定，加载谱段设置	6.0 W	每个条带之前的 NI.2
获取图像	探测器按行频施加时钟，缓冲器写入并读出	14.0 W	每个条带期间的 NI.2
定标	口径对准定标目标（暗空、月球、定标场）或开启响应监视器时的获取图像；条带标记为原始存储	14.0 W	NI.2（指令规定的定标窗口）

状态	相机活动	来自 IF-01 的功率	使用该状态的航天器模式
去污	探测器关闭；焦平面和望远镜加热器保持在去污设定点	2.5 W（另加加热器功率）	正常成像、在轨测试步骤 C5 以及地面指令时

载荷相机工作状态

功率值取自正常成像功率预算（预算章）。安全模式使相机关闭（SM.4）；经 T3 或 T7 进入正常成像时，相机恢复到待机（SM.11）。

8.4 接口

相机具有以下接口。其电气、数据、机械和热方面的细节见 EO1-ICD-200 和接口需求章；本章仅以编号引用这些接口。

- **IF-01 载荷供电线**，来自 EPS：开关式 12 V，额定 15 W。
- **IF-05 载荷接口**，与 C&DH 之间：相机输出 400 Mbps 的 LVDS 图像数据，SPI 指令与遥测，以及用于行时间标记的时间同步脉冲。
- **IF-24 景物辐亮度路径**，来自轨道环境：经 −X 口径进入的景物反射辐亮度。
- **机械安装**，通过三个钛合金双脚架柔性件安装在主结构的光学平台上，与星敏感器共用该平台（结构与机构规范）。
- **热接口**，连接载荷辐射器以及 1.6.3 的加热器和热敏电阻（热控规范）。

8.5 需求

8.5.1 光学与几何

PAY–001 口径与焦距 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–1.2, SR–1.8 · 适用: 全部

载荷相机的入瞳口径应为 95 mm，有效焦距应为 611 mm ± 3 mm。

理由： 在 500 km 轨道高度上，5.5 µm 像元配 611 mm 焦距，得到 SR-1.2 的 4.5 m 地面采样距离；焦距误差 0.5 % 会使 GSD 变化 2 cm，使幅宽变化 110 m。口径决定了 SR-1.8 的信噪比所依据的收集信号以及 800 nm 处 5.1 m 的衍射斑。

PAY–002 探测器规格 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–1.2, SR–1.3 · 适用: 全部

探测器应在四个谱段区的每一个中，在 2.52° 横轨视场内提供至少 4,889 个间距为 5.5 µm 的有效像元。

理由： 4,889 个 4.5 m 的像元覆盖 SR-1.3 在星下点处的 22 km 幅宽。视场光阑和探测器位置的设定使全部有效像元都能看到场景且无渐晕；地面幅宽在 TC-02 中确认。

PAY-003 实验室调制传递函数 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-1.2 · 适用: 全部

在最佳焦点处、奈奎斯特频率 90.9 周/mm 下，载荷相机在全视场内每个谱段的横轨调制传递函数应不低于 0.18，沿轨应不低于 0.14。

理由： SR-1.2 的系统判据为在轨奈奎斯特频率处 MTF 不低于 0.12。沿轨数值包含一行的 TDI 拖尾；在轨时，姿态抖动（系数约 0.95）和残余离焦（约 0.90）使 0.14 降至 0.12。视场边缘的近红外谱段因衍射而成为极限情形。

PAY-004 望远镜波前误差 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-1.2 · 适用: 全部

装配后的望远镜在每个视场点于 633 nm 处的波前误差应不大于 0.07 波长均方根值。

理由： 0.07 波长均方根值使光学系统在奈奎斯特频率处的 MTF 保持在衍射极限的约 10 % 以内，这是 PAY-003 所需要的。该分配值涵盖镜面面形、装调和安装变形；在实验室中用干涉仪测量，并在振动后复查。

PAY-005 在轨调焦 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-1.2 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-30

在轨工作温度下，望远镜在每个谱段的最佳焦点位置应位于探测器表面 ±20 µm [TBR] 之内。

理由： 相机没有调焦机构，因此地面设定必须预估在轨的偏移。调焦预算为：设定精度 8 µm，重力释放 5 µm，CFRP 吸湿释放 10 µm，温度 5 µm，方和根约 14 µm；±20 µm 使离焦造成的 MTF 损失低于 10 %。TBR-30 在计量结构试样的吸湿释放试验完成时关闭。

PAY-006 谱段共准直 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-1.11 · 适用: 全部

四个谱段行在 4,889 个有效像元范围内应彼此平行，偏差在 0.2 像元以内，其横轨像元位置在每个视场点应重合，偏差在 0.3 像元以内。

理由： 地面处理器根据已知的 100 行间距和姿态数据消除谱段间的沿轨偏移，但一个谱段区相对另一个的旋转或横轨位移会随视场变化，更难建模。将实际装配残差保持在约三分之一像元以下，使地面只需很少重采样即可满足 SR-1.11 的 0.3 像元配准要求。

8.5.2 光谱响应

PAY-007 谱段边界 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-1.4 · 适用: 全部

每个谱段的 50 % 相对响应点应位于“载荷相机光谱谱段”表所列谱段边界的 5 nm 以内。

理由： 边界依据植被指数选定：红光谱段位于叶绿素吸收带上，近红外谱段位于叶片反射平台上，二者均避开 940 nm 附近强烈的水汽吸收。5 nm 为 SR-1.4 所述的容差；边界在 TC-03 中用单色仪测量。

谱段	名称	下边界	上边界	用途
B1	蓝	450 nm	515 nm	大气校正、真彩色

谱段	名称	下边界	上边界	用途
B2	绿	525 nm	595 nm	冠层长势、真彩色
B3	红	630 nm	690 nm	叶绿素吸收、植被指数
B4	近红外	780 nm	890 nm	叶片结构、植被指数

载荷相机光谱谱段（50 % 相对响应点）

PAY–008 带外响应 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–1.4, SR–1.9 · 适用: 全部

对每个谱段，在 400 – 1,000 nm 范围内谱段边界之外的积分响应应不大于总积分响应的 1.5 %。

理由： 带外光会带来与场景有关且无法通过定标消除的误差；对近红外反射率高的植被场景，1.5 % 漏入红光谱段约造成 1 % 的辐亮度误差，这符合 SR-1.9 的 5 % 绝对精度要求。硅的响应在 1,000 nm 附近终止，因此以此作为积分上限。

8.5.3 辐射测量

PAY–009 信噪比 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–1.8 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–15

在寿命末期、采用标称谱段设置时，对太阳天顶角为 45° 、反射率为 0.30 的朗伯场景，载荷相机在每个谱段的信噪比应不低于 100 [TBR]。

理由： 这是 SR-1.8 中相机所占的份额，大气层顶辐亮度按该场景计算。预测值（见“预测信噪比”表）包括工程样机探测器的实测读出噪声、10 krad(Si) 下暗电流的增加以及污染余量带来的透过率损失。近红外余量最小，因为硅的量子效率在 850 nm 处下降；这是风险 RK-5 的一部分。该值与 SR-1.8 一同保持待复核（TBR-15）。

谱段	标称 TDI 级数	预测信噪比，寿命初期	预测信噪比，寿命末期
B1 蓝	8	128	112
B2 绿	8	150	134
B3 红	8	138	121
B4 近红外	16	121	104

预测信噪比，反射率 0.30，太阳天顶角 45°

PAY–010 饱和余量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–1.15 · 适用: 全部

采用标称谱段设置时，对太阳天顶角为 20° 、反射率为 0.90 的朗伯场景，任一谱段的信号均不应超过 12 位输出范围的 90 %。

理由： SR-1.15 禁止在明亮云层和屋顶上出现饱和。10 % 的裕量涵盖像元间的响应离散度以及两次定标之间的响应漂移。该场景比信噪比参考场景亮约四倍，因此参考信号约处于满量程的 22 %，此处量化噪声可忽略。

PAY–011 谱段设置 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–1.8, SR–1.15 · 适用: 全部

载荷相机应对每个谱段和每个条带接受 1 至 16 的指令 TDI 级数，以及至少两档的指令模拟增益。

理由： 分谱段设置使操作人员能根据目标所在的季节和纬度（秋季低太阳高度、早春积雪）在信噪比与饱和之间取舍，而无需更改飞行软件；所用设置记录在每个行头中。

PAY–012 辐射线性度 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–1.9 · 适用: 全部

在输出范围的 5 % 至 90 % 之间，每个像元的响应相对直线拟合的偏差应不超过信号的 1 %。

理由： 地面定标（F11.2）对每个像元采用带暗偏置的线性模型。1 % 的非线性占用 SR-1.9 的 5 % 绝对精度预算的五分之一；更大的非线性将需要逐像元的多项式模型，在整个任务期间难以维护。

PAY–013 缺陷像元 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–1.2, SR–1.8 · 适用: 全部

每个谱段区交付时的缺陷有效像元应不超过 0.05 %，且不得有两个相邻的缺陷像元。

理由： 0.05 % 相当于每个谱段行 2 个像元。单个缺陷像元可在地面通过插值替换，在田块图中无可见伪影；两个相邻缺陷像元则会在整个条带上留下一条 9 m 的线。当一个像元的暗信号、噪声或响应与谱段中位数相差超过 20 % 时，即为缺陷像元。

8.5.4 定标

PAY–014 暗参考 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–1.9, SR–1.10 · 适用: 全部

载荷相机读出的每一行应在每个谱段区的两端各包含至少 32 个光学遮盖像元。

理由： 遮盖像元无需快门即可逐行跟踪暗偏置及其随温度的漂移。全视场暗帧通过在定标窗口中使口径对准暗空获得（SR-1.14 的姿态机动也用于同一目的）。

PAY–015 相对响应监视器 · 验证方法: 试验, 演示 · 追溯: SR–1.10 · 适用: 全部

载荷相机应以其星载响应监视器照亮每个谱段的每个有效像元，信号不低于输出范围的 20 %，照明稳定度在 10 min 内为 0.5 %。

理由： 每月的月球图像（SR-1.14）给出绝对变化趋势；响应监视器填补其间的空白，检测辐射事件（RK-5）之后像元级的变化，并将探测器变化与光学污染区分开来。监视器自身的老化对照月球趋势进行跟踪。

PAY–016 发射前辐射定标 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–1.9, SR–6.13 · 适用: 全部

发射前定标应确定每个谱段的绝对辐亮度响应，不确定度不大于 3 %（1σ），并可溯源至国家辐射计量标准。

理由： 实验室的 3 % 为 SR-1.9 的 5 % 之内留出了定标更新之间的在轨变化和大气校正所需的余量。积分球在试验活动前后用传递辐射计进行定标；溯源记录输入 SR-6.13。

PAY–017 焦平面温度获知 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–9.2, SR–1.10 · 适用: 全部

载荷相机应在每个行头和内务参数中报告探测器温度，精度为 ±0.2 °C。

理由： 暗偏置和响应度在地面按温度修正；±0.2 °C 使该修正误差相对于 SR-9.2 的 ±2 °C 控制带很小。控制回路本身使用 1.6.3 的热敏电阻（热控规范）。

8.5.5 杂散光、太阳与污染

PAY–018 杂散光 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–1.9 · 适用: 全部

对延伸到视场之外 10° 的均匀反射率 0.30 地球场景，来自视场外和内部鬼像的杂散光信号在任一谱段均不应超过视场内信号的 2 %。

理由： 杂散光会抬高亮场旁暗场上的信号，使植被指数产生偏差。2 % 由前遮光筒、次镜遮光罩和视场光阑保证；通过镜面散射模型确定，并用在视场外扫描的准直光源检查。

PAY–019 太阳照射耐受 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR–1.10, SR–1.7 · 适用: 全部

载荷相机无论通电与否，均应能承受太阳处于其视场内每次最长 60 s，且响应的永久变化不超过 0.5 %。

理由： 在标称姿态下口径背向太阳（对日定向使 −X 面背日），但翻滚、机动误差或消旋可能使太阳扫过视场。聚焦在视场光阑和滤光片上的太阳像不得将其烧蚀或漂白。60 s 足以覆盖以 0.5 deg/s 的慢速翻滚多次扫过 2.52° 视场的情形。

PAY–020 交付时光学清洁度 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–15.6, SR–1.10 · 适用: 全部

交付航天器集成时，载荷相机的每个光学表面的颗粒面积覆盖率应不超过 0.2 %，分子沉积应不超过 0.5 µg/cm²。

理由： 污染控制计划（EO1-PLN-370）的污染预算允许发射前透过率损失 1 %、在轨 1 %；交付时的水平仅用掉前者的一半以内。清洁度通过在装配与试验期间放置于光学件旁的见证片检查。

PAY–021 去污耐受 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–1.10, SR–11.7 · 适用: 全部

载荷相机在真空中于 +30 °C 下累计保持 200 h 后，应仍能在规范内工作。

理由： 在在轨测试步骤 C5（出气保持）期间，以及响应监视器显示出污染趋势时依地面指令，相机光学件和焦平面被加热到工作温度以上（热控规范，THM-015）。200 h 涵盖在轨测试保持阶段和之后的若干次去污时段。

8.5.6 对准与稳定性

PAY–022 对准基准 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–8.9, SR–2.6 · 适用: 全部

载荷相机应携带一个光学对准立方镜，其相对相机视线的方位在每个轴上已知，精度在 15 角秒（3σ）以内。

理由： 指向预算为星敏感器至相机对准关系的地面测量分配了 40 角秒。立方镜使该测量可在已集成的航天器上用经纬仪进行；立方镜标定占 15 角秒，其余留给星敏感器基准和测量本身。

PAY–023 视线稳定性 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR–8.9, SR–2.1 · 适用: 全部

相对其对准立方镜，载荷相机视线在工作温度范围内以及经受发射载荷后的变化应不超过 30 角秒（3σ）。

理由： SR-8.9 允许相机与星敏感器之间有 60 角秒的热弹性漂移。相机自身的份额为 30 角秒，光学平台的份额为 50 角秒（STR-011），方和根为 58 角秒。热循环中的光学失准是风险 RK-7。

8.5.7 数据与时序

PAY–024 图像缓冲器 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–1.13, SR–1.5 · 适用: 全部

载荷相机的图像缓冲器应能存放至少 2.48 GB 的图像数据（一个 368 Mbps 下 54 s 的条带），并具有错误检测与纠正功能。

理由： 缓冲器使获取图像与 C&DH 解耦：不会因为星载计算机仍在处理上一个条带而使条带被截短。54 s 是计划中最长的条带（沿轨两个相邻景）；标称 40 s 的条带占用 1.84 GB。

PAY–025 图像数据输出 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–4.5, SR–4.6 · 适用: 全部

载荷相机应经 IF-05 以按行谱段交织的原始 12 位像元形式向 C&DH 交付每个条带，每行带行头，并在条带结束后 10 s 内完成传输。

理由： 原始的谱段交织行是飞行软件 CCSDS 122.0-B 压缩器的输入格式（SR-4.5）；10 s 的限值使 SR-4.6 的 60 s 几乎全部留给压缩。读出随获取图像开始，并以 400 Mbps 的链路速率运行，高于 368 Mbps 的原始速率，因此除非 C&DH 暂停，缓冲器在填充的同时即被排空。

PAY–026 行时间标记 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–1.12, SR–4.7 · 适用: 全部

载荷相机应相对星载时间同步脉冲对每一行加时间标记，误差不大于 50 µs。

理由： 50 µs 相当于沿轨 0.35 m，相对 SR-4.7 的 2 ms（14 m）星载时间分配值很小。行时间标记使地面在地理定位（SR-1.12）中能为每一行插值姿态和星历。

PAY-027 行频控制 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-1.2, SR-1.6.2 · 适用: 全部

载荷相机应能以 1,300 至 1,800 行/s 之间的指令行频运行，设定步长不大于 0.05 %，并在条带期间保持在 0.01 % 以内。

理由： TDI 行频必须与地面图像在探测器上的运动相匹配，该运动随轨道高度、纬度和侧摆角而变化（轨道高度 500 km、星下点为 1,569 行/s，侧摆 25° 时约 1,400 行/s）。在 16 级 TDI 上 0.05 % 的失配造成的图像拖尾小于 0.01 像元。

8.5.8 资源与鲁棒性

PAY-028 载荷功率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.9 · 适用: 全部

载荷相机从 IF-01 取用的功率在待机时应不超过 2.5 W，在准备时应不超过 6.0 W，在获取图像和定标时应不超过 14.0 W。

理由： 这些是正常成像功率预算中的数值（待机占轨道的 100 %，准备 10.6 %，获取图像 5.6 %），且低于 IF-01 的 15 W 额定值。焦平面加热器由 PDU 加热器输出单独供电，不计入其中。

PAY-029 载荷质量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-8.2, SR-8.4 · 适用: 全部

载荷相机的质量，包括其安装柔性件、电缆网尾线和对准立方镜，应不超过 2.64 kg。

理由： 2.64 kg 为质量预算中的相机一行：当前最佳估计值 2.40 kg 加上计算类项 10 % 的不确定余量。相机是最大的单项质量，因此在每次评审中跟踪其增长。

PAY-030 闩锁保护 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-11.6, SR-15.2 · 适用: 全部

载荷相机应在供电电流超过其闩锁阈值后 1 ms 内切断探测器和 FPGA 的供电，随后无需地面指令即返回待机。

理由： CMOS 传感器和 FPGA 是相机中易发生单粒子闩锁的部件；快速切断可防止损坏。返回待机（而非恢复获取图像）可使下一个计划条带正常执行，从而使恢复保持在 SR-11.6 的 60 s 之内。IF-01 上的 PDU 限流器是第二道较慢的保护层。

8.6 验证方法

相机在航天器集成之前于相机级验证，并在系统级再次验证。在相机级，载荷负责人对工程样机和每台飞行相机进行以下试验：**TC-30 载荷 MTF 与调焦试验**（用带斜边和条纹靶标的准直仪，在多个视场点并穿越焦点，于真空和工作温度下进行；PAY-003、PAY-004、PAY-005、PAY-006、PAY-027）、**TC-31 载荷辐射定标**（积分球，多个辐亮度水平和谱段设置；PAY-009 至 PAY-013、PAY-016）、**TC-03 光谱响应定标**（对每个谱段进行单色仪扫描；PAY-007、PAY-008）、**TC-32 载荷杂散光试验**（在视场外扫描准直光源，鬼像排查；PAY-018）以及 **TC-33 载荷热真空与视线试验**（焦平面控制、响应监视器、工作温度范围内视线相对立方镜的漂移、去污保温；PAY-015、PAY-017、PAY-021、PAY-023）。缓冲器、数据输出、行时序和闩锁响应（PAY-024 至 PAY-026、PAY-030）在平板星（Flatsat）上配合星载计算机工程

样机进行试验。相机的地面采样距离和幅宽在系统级的 TC-01 和 TC-02 中验证，对准立方镜标定和质量在机械集成中验证。太阳照射（PAY-019）通过分析聚焦在视场光阑和滤光片上的太阳通量来验证，并对滤光片材料进行试样照射试验。

在轨测试步骤 C5 和 C6 在轨重复暗场、响应监视器、调焦和定标测量；它们是对 PAY-005 和 PAY-009 的首次在轨确认。

9 ADCS 规范

本章规定姿态确定与控制分系统（ADCS，产品 1.2）及其四个组成部分：反作用飞轮组件（1.2.1）、星敏感器（1.2.2）、磁力矩器（1.2.3）以及 ADCS 控制器与敏感器（1.2.4）。本章描述硬件、指向模式、估计与控制设计以及动量管理，给出指向误差预算，并规定 ADCS 需求 ADCS-001 至 ADCS-029。ADCS 在 EO-1 Flight 和 EO-1 Lite 中完全相同；仅其在地面站跟踪中所指向的下行天线不同。

ADCS 执行 F1 分离与消旋（角速度阻尼）、F4 姿态确定与控制及其子功能 F4.1 至 F4.4、F7.2 机动至目标姿态、F9.2 跟踪地面站以及 F10.3 获取对日定向姿态（系统架构，功能分配）。它经 ADCS 数据总线（IF-06）从 C&DH 接收姿态目标和指向模式指令，并在同一总线上回送姿态、角速度、飞轮和敏感器遥测。

9.1 硬件

ADCS 在 ADCS 控制器上运行自己的软件，与 C&DH 的飞行软件相互独立。控制器以 10 Hz 执行估计滤波器和控制律，即使星载计算机复位也保持当前指向模式；C&DH 发送指向模式变更、目标和地面站坐标以及星历更新。

单元	产品	数量	主要特性	功率（开机）	含不确定余量的质量	接口
反作用飞轮	1.2.1	4	6,000 rpm 下 10 mNms，最大力矩 1.0 mNm；金字塔构型，自旋轴与金字塔轴成 54.7°	平均每个 0.5 W；整组机动增量 4.0 W	每个 0.134 kg（整组 0.536 kg）	IF-17
星敏感器	1.2.2	1	垂直视轴方向 10 角秒（1σ），绕视轴 60 角秒（1σ）；5 Hz；太阳排除角 40°，地球临边排除角 25°；在 1.0 deg/s 以内有效	1.8 W	0.360 kg	IF-16（RS-422，0.5 Mbps）
磁力矩器	1.2.3	3	磁力矩棒，每根 0.4 A · m²，每个本体轴一根	满偶极矩时整组 1.2 W	0.231 kg（整组）	IF-18
ADCS 控制器	1.2.4	1	处理器板，10 Hz 控制周期，经 CAN 连接 C&DH，对星敏感器和飞轮进行电源切换	含在下列 1.0 W 之内	0.127 kg（控制器与敏感器）	IF-06, IF-02

单元	产品	数量	主要特性	功率（开机）	含不确定余量的质量	接口
粗太阳敏感器	1.2.4	6	余弦光电二极管，每面一个，视场 ±60°	已含	已含	控制器
磁强计	1.2.4	1	三轴，量程 ±80 µT，噪声 50 nT 均方根值	已含	已含	控制器
速率陀螺	1.2.4	1	三轴 MEMS，量程 ±20 deg/s，角度随机游走 0.15 deg/√h，偏置不稳定性 1 deg/h	已含	已含	控制器

ADCS 敏感器与执行机构

控制器、太阳敏感器和磁强计合计消耗 1.0 W（功率预算）。整个 ADCS 从开关式 12 V ADCS 供电线（IF-02）取电，额定 10 W。控制器按指令开关星敏感器和飞轮，因此安全模式可以关闭星敏感器（SM.4），而不切断 ADCS 其余部分的供电。

星敏感器安装在载荷相机旁的光学平台上（结构与机构规范），其视轴指向 +Y 并向 +X 倾斜 30°。在 −X 面指向星下点的目标成像中，这使视轴高出地球临边 52°；当向敏感器一侧滚转并侧摆 25° 时，仍高出临边 27°；在对日定向中，当阵列法线（+X）对准太阳时，视轴与太阳相距 60°。

太阳电池阵展开后航天器的转动惯量，绕最大轴（Y）约为 0.27 kg · m²，绕 Z 约为 0.17 kg · m²，绕 X 约为 0.14 kg · m²（质量特性估计值；TC-43 之后以实测值取代）。四飞轮金字塔构型绕每个本体轴提供约 23 mNms 的动量容量；任一飞轮失效时，绕最弱轴约为 11 mNms。

9.2 指向模式与航天器模式

ADCS 指向模式 AP-0 至 AP-5，以及每个航天器模式和子模式所用的指向模式，在运行模式章（“ADCS 指向模式”和各模式定义）中定义。本节补充每种指向模式在 ADCS 内部的含义。

- **AP-0 关闭。** 控制器在分离后加电，记录磁强计、太阳敏感器和陀螺数据用于翻滚角速度历史，但不驱动任何执行机构。磁力矩棒和飞轮驱动器保持禁用，直到 C&DH 在转移 T2 时将其使能。
- **AP-1 角速度阻尼。** B-dot 控制：磁力矩棒的偶极矩与所测磁场的变化率相反。它只使用磁强计和磁力矩棒，因此在飞轮和星敏感器关闭、任何太阳敏感器或陀螺失效时均可工作。磁强计采样在每个周期内关断磁力矩棒的 100 ms 窗口中进行，使磁力矩棒不会干扰自身的测量。
- **AP-2 粗对日定向。** 粗滤波器综合太阳敏感器、磁强计和陀螺；飞轮使阵列法线指向太阳，磁力矩棒连续卸载动量。在地影中陀螺保持角速度，控制器在出地影时重新捕获太阳。
- **AP-3 精对日定向。** 采用星敏感器姿态，阵列法线对准太阳，绕日线的转角选择为使星敏感器对准暗空。用于 NI.1 和 NI.3。
- **AP-4 目标指向。** 采用星敏感器姿态；控制器根据星载轨道外推器和指令计划中的目标坐标，计算使相机视轴保持在目标地面轨迹上的姿态剖面，包括偏航导引。用于 NI.2。

- **AP-5 地面站跟踪。** 采用星敏感器姿态；下行天线视轴（−X）跟随通信条目中指明的地面站。用于下行通信。

偏航导引。 地球自转使地面图像在探测器上横向移动，在赤道处与沿轨方向的夹角最大约为 3.8°。在 AP-4 中，控制器按目标纬度对应的蟹行角绕视轴旋转航天器，使地面运动保持沿 TDI 列方向，四个谱段行看到相同的地面轨迹。满足此条件的两个相差 180° 的偏航方位中，规划器选择使 +Y 面（带有星敏感器和载荷辐射器）处于背离太阳一侧的那个（热控规范）。

姿态机动。 姿态之间的机动为特征轴旋转，速率限值为 1.5 deg/s，其加速度剖面使指令飞轮力矩保持在 1.0 mNm 飞轮限值的 70 % 以下。绕最大轴的 30° 机动约需 45 s，另加最长 15 s 的稳定时间，这是 SR-2.4（TBR-03）的依据。

9.3 估计与控制

估计（F4.1）。 乘性扩展卡尔曼滤波器以 10 Hz 用陀螺外推姿态，并以 5 Hz 用星敏感器四元数更新姿态，同时估计陀螺偏置。没有星敏感器时，粗滤波器利用太阳敏感器和磁强计，对照星载太阳模型和地磁场模型；其精度（数度）足以满足 AP-2。滤波器的估计值和协方差在遥测中报告。

轨道与时间。 ADCS 没有导航接收机。C&DH 每天一次将地面定轨（SR-6.8）得到的轨道状态传给控制器；控制器用包含地球扁率和大气阻力的模型对其外推，并从 C&DH 的时间分发获取时间（SR-4.7）。

控制（F4.2、F4.3）。 带积分作用和指令姿态剖面前馈的四元数反馈律驱动飞轮。其带宽约为 0.1 Hz，远低于展开阵列不低于 2 Hz 的模态（SR-8.8）。飞轮力矩通过零空间项分配到四个飞轮上，使飞轮转速保持在其偏置值附近。

反作用飞轮摩擦发现。 平板星试验 TC-04 在 20 个目标中的 3 个上测得 0.14°，而 SR-2.1 的要求为 0.1°。这三次中，均有一个飞轮在获取图像期间穿越零转速，此时干摩擦改变符号，产生控制器在其带宽下无法跟随的力矩阶跃。疑似原因作为风险 RK-1 跟踪；设计对策为 ADCS-007，即在获取图像期间使每个飞轮远离零转速，并在 CDR 之前用更新后的零空间逻辑重复平板星试验。

9.4 动量管理

长期扰动力矩包括重力梯度、由展开阵列压心与质心偏离造成的气动力矩，以及航天器的剩磁偶极矩（至多 0.05 A · m²，ENV-019）。它们以取决于姿态剖面的速率累积飞轮动量；含两个成像窗口和一次通信的设计工况轨道最多累积约 15 mNms。

动量以三种方式管理：

1. **零空间偏置。** 四个飞轮有一个不产生本体力矩的自由度。利用它使飞轮保持在交替方向 ±1,500 rpm 的偏置转速，使任何飞轮在正常运行中都不接近零转速。
2. **在 NI.3 中卸载（F4.4）。** 当飞轮总动量在成像禁止期之外超过 24 mNms（40 mNms 的 60 %）时，正常成像进入 NI.3，磁力矩棒将动量降至 8 mNms 以下（运行模式章中的子模式转移 n3 和 n4）。在目标成像期间以及成像窗口之前 10 min 内，磁力矩棒绝不驱动（SR-10.17）。

3. **在 AP-2 中连续卸载。** 在粗对日定向中（如安全模式所用），因为没有需要保护的图像获取，磁力矩棒连续卸载。

每个飞轮保持在 8 mNms 或以下（SR-2.8），使每个飞轮至少保留 2 mNms 用于姿态机动。

9.5 指向误差预算

指向预算综合了使相机视轴偏离指令目标的获知误差和控制误差。每项贡献均为 3σ 值，按方和根合成。

误差来源 (3σ)	角秒
星敏感器姿态确定精度	30
星敏感器与相机对准（地面测量）	40
在轨热弹性对准漂移	60
姿态估计滤波器误差	25
控制误差（飞轮抖动、控制器残差）	140
星历与时间标签误差（折算为角度）	20
方和根	**163** (0.045 deg)
需求 SR-2.1	360 (0.100 deg)
余量	197 角秒

目标成像指向误差预算（3σ）

控制误差是最大的一项，在 ADCS-001 中分配给 ADCS 控制回路。星敏感器获知误差和估计滤波器误差合成 SR-2.6 的 39 角秒获知分配值（ADCS-002、ADCS-003）。对准测量和热弹性漂移分配给结构和相机（SR-8.9、PAY-022、PAY-023、STR-011），星历与时间项分配给星载轨道外推器（ADCS-015）和星载时间（SR-4.7）。

9.6 接口

- **IF-02 ADCS 供电线**，来自 EPS：开关式 12 V，额定 10 W。
- **IF-06 ADCS 数据总线**，与 C&DH 之间：CAN，1 Mbps；输入为指向模式指令、目标、星历、安全模式指令；输出为姿态、角速度、飞轮和敏感器遥测以及辅助姿态数据流。
- **IF-16 星敏感器链路**、**IF-17 飞轮驱动链路**和 **IF-18 磁力矩棒链路**：ADCS 控制器与星敏感器、飞轮和磁力矩棒之间的内部链路。
- **机械**：星敏感器位于光学平台上；飞轮、磁力矩棒和控制器位于主结构上。

9.7 需求

9.7.1 指向与获知

ADCS-001 控制误差 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-2.1 · 适用: 全部

在目标指向中，估计视轴方向与指令视轴方向之间的 ADCS 控制误差，绕每个垂直视轴的轴应不超过 140 角秒（3σ）。

理由： 140 角秒是指向预算的控制项，预算合计为 163 角秒（0.045°），而 SR-2.1 要求 360 角秒。它涵盖飞轮抖动、摩擦力矩和控制器残差；一旦避免穿越零转速（ADCS-007），TC-04 的发现（RK-1）即在该项之内。

ADCS-002 姿态估计误差 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-2.6 · 适用: 全部

在精对日定向、目标指向和地面站跟踪中，姿态估计滤波器在相机每个垂直视轴的轴上叠加到星敏感器误差上的量应不超过 25 角秒（3σ）。

理由： 25 角秒是指向预算的滤波器项。与 30 角秒的星敏感器获知误差合成为 39 角秒，处于 SR-2.6 的 50 角秒之内。滤波器误差包括星敏感器更新之间的陀螺噪声、偏置估计误差以及从星敏感器坐标系到相机坐标系的变换。

ADCS-003 星敏感器精度 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-2.6 · 适用: 全部

星敏感器确定姿态的误差，绕每个垂直视轴的轴应不大于 10 角秒（1σ），绕其视轴应不大于 60 角秒（1σ）。

理由： 10 角秒 1σ 即指向预算中 30 角秒 3σ 的获知项。与所有单头星敏感器一样，视轴方向的误差较大；由于星敏感器相对相机倾斜安装，其视轴误差仅有一部分映射到相机各轴上，ADCS-002 的分析包含了这一映射。

ADCS-004 星敏感器角速度能力 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-2.10, SR-2.6 · 适用: 全部

星敏感器应在绕任一轴的本体角速度达 1.0 deg/s 时输出有效的姿态解。

理由： 精指向模式中的最高角速度出现在过顶过境时接近天顶的地面站跟踪中，500 km 高度处约为 0.87 deg/s（500 km 处 7.61 km/s）。目标指向的角速度更低。在高于 1.0 deg/s 的姿态机动中，滤波器用陀螺外推，并在稳定时间内重新捕获。

ADCS-005 星敏感器视场净空 · 验证方法: 分析 · 追溯: SR-2.6, SR-1.6.2 · 适用: 全部

在精对日定向以及侧摆最大 25° 的目标指向中，星敏感器视轴应与太阳保持至少 40° ，与地球临边保持至少 25° 。

理由： 这是星敏感器的排除角；进入其内即丢失解。向 +X 倾斜 30° 的安装使最坏侧摆滚转时仍与地球临边保持 27° 。地面站跟踪被排除在外，因为低仰角过境可能使临边进入 25° 之内；此时滤波器用陀螺外推，对所涉及的数分钟时间而言足以满足 SR-2.10 的 5° 。

ADCS-006 获取图像期间的角速度稳定性 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-2.2 · 适用: 全部

在每次获取图像期间，ADCS 应使视轴角速度误差绕每个轴均不超过 0.007 deg/s（3σ）。

理由： SR-2.2 允许视轴漂移 0.01 deg/s。0.007 deg/s 为展开阵列运动和结构模态（ADCS 无法感知）留出 0.003 deg/s。在 0.007 deg/s 下，16 级 TDI（10 ms）上的拖尾为 0.25 角秒，仅为 1.9 角秒像元的一小部分。

ADCS-007 飞轮零转速规避 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-2.1, SR-2.2 · 适用: 全部

在获取图像期间，ADCS 应使每个反作用飞轮的转速处于 −300 rpm 至 +300 rpm 区间之外。

理由： TC-04 的 0.14° 误差与飞轮穿越零转速（此时摩擦改变符号）同时出现（RK-1）。±1,500 rpm 的零空间偏置使飞轮在正常运行中远离该区间；本需求使这一保护可试验，并使计划检查能拒绝会违反它的图像获取。

9.7.2 执行机构与姿态机动

ADCS-008 飞轮容量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-2.4, SR-2.8 · 适用: 全部

每个反作用飞轮应存储至少 10 mNms 的角动量，并在最低母线电压下于其转速范围内提供至少 1.0 mNm 的力矩。

理由： 每个飞轮 10 mNms 得出 40 mNms 的总量，并在 80 % 容量下得出 SR-2.8 的单飞轮 8 mNms 限值。绕最大轴 45 s 内完成 30° 机动约需 0.3 mNm 和 6 mNms，因此每个飞轮 1.0 mNm 为寿命末期的力矩损失留有余量，这是 TBR-03 的一部分。

ADCS-009 飞轮不平衡 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-2.2 · 适用: 全部

每个反作用飞轮的静不平衡应不大于 0.1 g · mm，动不平衡应不大于 1.0 g · mm²。

理由： 飞轮转速处的不平衡力是相机处微振动的主要来源。这些限值使偏置转速下相机处的抖动在结构模型中低于 1 角秒，仅占控制误差项和 ADCS-006 的一小部分。

ADCS-010 机动稳定 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-2.4, SR-2.2 · 适用: 全部

在每次最大 30° 的机动之后，ADCS 应在机动剖面结束后 15 s 内稳定到指令姿态 0.05° 以内，且角速度误差低于 0.007 deg/s。

理由： SR-2.4（TBR-03）计入从机动开始到图像获取开始的 60 s，因此包含稳定时间。45 s 剖面加 15 s 稳定即可满足；0.05° 的稳定带是指向需求的一半，其余误差在获取图像的引入段内衰减。

ADCS-011 一个飞轮失效时的机动 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-2.9, SR-2.4 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-31

任一反作用飞轮失效时，ADCS 应在 90 s [TBR] 内绕任一轴完成 30° 机动并按 ADCS-010 稳定。

理由： SR-2.9 要求三飞轮时保持指向精度和稳定度，但接受较慢的机动。最弱轴约有 11 mNms，速率限值降至约 1.0 deg/s；90 s 使每个成像窗口仍可对两个目标成像。TBR-31 在 RK-1 的摩擦调查之后随三飞轮平板星试验一同关闭。

ADCS-012 飞轮失效重构 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-2.9, SR-11.6 · 适用: 全部

ADCS 应根据指令飞轮转速与测得飞轮转速之间的失配检测反作用飞轮失效，并在 60 s 内无需地面指令即重构为三飞轮控制。

理由： 在获取图像期间停转或失控的飞轮，否则会使姿态误差超过 2.0° 的安全模式触发门限（G-AE）。自主重构使成像得以继续，直到地面决定是否保持该飞轮关闭；因单粒子效应而关闭的飞轮由地面重试，而非自动重试。

ADCS-013 磁偶极矩 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-2.3, SR-2.8 · 适用: 全部

每个磁力矩器在最低母线电压下应产生至少 0.4 A · m² 的磁偶极矩。

理由： 500 km 处平均磁场约为 30 μT，按选型估算，每轴 0.4 A · m² 约在 2 h 内使三轴 10 deg/s 的角速度衰减，处于 SR-2.3 的 3 h 之内，并在远小于一个 NI.3 时段内卸载 16 mNms。

9.7.3 目标指向

ADCS-014 侧摆范围 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-1.6.2 · 适用: 全部

在目标指向中，ADCS 应将相机视轴指向沿任意方向侧摆最大 25° 的目标。

理由： SR-1.6.2 要求以最大 25° 侧摆成像，以填补重复星下点轨迹之间的间隙。沿任意方向（而不仅是横轨）指向，还使相邻轨迹上的两个目标可通过俯仰偏置在一个窗口内成像。

ADCS-015 偏航导引 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-1.11, SR-1.2 · 适用: 全部

在目标指向中，ADCS 应通过绕视轴旋转航天器，使探测器列与地面图像运动对齐，偏差在 0.1° 以内。

理由： 没有偏航导引时，地球自转使图像在探测器上相对列方向以最大 3.8° 的角度移动，使 TDI 图像拖尾，并使四个谱段行彼此横向错位。16 级 TDI 上 0.1° 的横向拖尾为 0.03 像元，在 100 行谱段间距上为 0.17 像元，可由 SR-1.11 的地面配准消除。

ADCS-016 星载轨道外推 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-2.1, SR-1.12 · 适用: 全部

在 26 h 的外推期间，ADCS 轨道外推器叠加到所上传轨道状态位置误差上的量应不超过 30 m（3σ）。

理由： 指向预算为星历与时间分配 20 角秒，在 500 km 处相当于 48 m。外推产生的 30 m、地面定轨误差和星载时间的 14 m（SR-4.7）按方和根合成后仍在 48 m 之内。26 h 涵盖一次每日更新加一个错过的更新窗口。

ADCS-017 辅助姿态数据 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-1.12, SR-2.6 · 适用: 全部

在每次获取图像期间，ADCS 应以 10 Hz 向 C&DH 提供估计的姿态四元数和本体角速度，每个样本的时间标记与星载时间之差在 1 ms 以内。

理由： 飞行软件将这些样本附加到条带上（F7.4）；地面将其插值到每一行，用于地理定位和谱段配准。10 Hz 可分辨远高于 0.1 Hz 控制带宽的姿态运动，1 ms 使时间误差保持在沿轨 7 m 或更低的水平。

ADCS-018 月球定标扫描 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-1.14 · 适用: 全部

ADCS 应能绕指令轴执行指令的恒速惯性扫描，速率为 0.05 deg/s 至 0.8 deg/s，速率误差不大于 1 %。

理由： 月球图像（SR-1.14）通过使相机扫过月球获得，月球不随地面运动；扫描速率相对行频决定月面的沿轨采样。1 % 的速率误差使月球辐照度积分保持在 1 % 以内，这是 SR-1.10 的 2 % 稳定性趋势所需的水平。

9.7.4 消旋与安全模式

ADCS-019 分离后执行机构使能 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.3, SR-8.6 · 适用: 全部

在 C&DH 于转移 T2 之后发出执行机构使能指令之前，ADCS 控制器不得驱动任何磁力矩棒或反作用飞轮。

理由： SR-10.3 的静默期既涵盖展开部件和发射机，也涵盖执行机构。在控制器自身中保持驱动器禁用，意味着无论飞行软件处于何种状态，分离后的控制器启动都不会提前开始执行机构动作。

ADCS–020 角速度阻尼的独立性 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–2.3 · 适用: 全部

角速度阻尼应仅使用磁强计和磁力矩棒，将每个轴 10 deg/s 的本体角速度降至 0.5 deg/s 以下。

理由： 分离后飞轮和星敏感器关闭，功率预算为 14.1 W 的消旋负载。仅基于磁强计的 B-dot 控制不需要姿态解，在任何角速度下都能工作，因此不会被饱和或尚未在轨测试的敏感器阻碍。

ADCS–021 角速度测量范围 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–2.3, SR–2.7 · 适用: 全部

速率陀螺应能测量绕每个轴最大 20 deg/s 的本体角速度。

理由： 翻滚角速度每轴可达 10 deg/s（SR-2.3）；20 deg/s 以余量涵盖陀螺任一单轴上的合成角速度，因此发射模式中记录的翻滚历史和 T3 的角速度条件绝不会取自饱和的敏感器。

ADCS–022 粗太阳敏感 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–2.7 · 适用: 全部

只要航天器处于日照下，粗太阳敏感器应在任意姿态下确定太阳方向，误差在 5° （3σ）以内，不含地球反照效应。

理由： 六个余弦敏感器，每面一个，覆盖整个球面。5° 加上反照误差（在受日照地球上低太阳角时最大约 10° ），在轨道的大部分时间内处于 SR-2.7 的 20° 之内；在最坏几何条件下，粗滤波器中的陀螺和磁强计承担姿态，直到反照误差减小。

ADCS–023 安全模式太阳捕获 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–10.14, SR–2.7 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–13

从日照下、本体角速度低于 2 deg/s 开始，粗对日定向应在 30 min [TBR] 内使阵列法线处于太阳 15° 之内。

理由： 这是 SR-10.14 中 ADCS 所占的份额，并承接其未决项 TBR-13。粗滤波器需要约一分钟收敛；其余时间涵盖以 AP-2 的降低速率限值（0.5 deg/s）完成最大 180° 的机动和稳定。

ADCS–024 地影姿态保持 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–2.7 · 适用: 全部

在最长 35.8 min 地影期间的粗对日定向中，ADCS 应保持入影时达到的惯性姿态，其保持精度应使出影时阵列法线处于太阳 20° 之内。

理由： 太阳方向在惯性空间中固定，因此在整个地影期间靠陀螺保持姿态，可使阵列在出影时仍对准太阳，无需重新捕获的机动。1 deg/h 的陀螺偏置在最长地影期间漂移约 0.6° ；20° 的大部分是入影时由粗太阳敏感器带来的姿态误差。保持姿态还可防止缓慢翻滚在多次地影中累积。

ADCS-025 指向模式自主保持 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-2.7, SR-15.2 · 适用: 全部

当 C&DH 停止通信时，ADCS 控制器应继续当前指向模式，并在 IF-06 上 60 s 未收到有效消息后转入粗对日定向。

理由： 星载计算机复位最多需要 60 s 恢复该模式（SR-10.7）；在短时间中断期间继续当前模式可避免不必要的机动。更长时间的静默表明星载计算机无法下达指令，而对日定向姿态对电源和相机而言是安全的。

9.7.5 地面站跟踪

ADCS-026 地面站跟踪误差 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-2.10 · 适用: 全部

在仰角 10° 以上的地面站跟踪中，ADCS 应使下行天线视轴处于指令地面站方向 2° （3σ）之内。

理由： SR-2.10 允许 5°；天线安装和对准占用至多 1°，其余余量涵盖低仰角时星敏感器在地球临边附近中断、滤波器用陀螺外推的情形（ADCS-005）。

9.7.6 资源与寿命

ADCS-027 ADCS 功率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.9 · 适用: 全部

ADCS 在任一指向模式下从 IF-02 取用的功率应不超过 10.0 W，在无姿态机动的任一轨道上平均应不超过 6.0 W。

理由： 功率预算为控制器和敏感器列 1.0 W，星敏感器 1.8 W，飞轮 2.0 W，满偶极矩的磁力矩棒 1.2 W，合计 6.0 W；4.0 W 的机动增量使峰值达到 10.0 W，即 IF-02 的额定值。在 NI.2 中磁力矩棒和机动不同时运行，因此成像时不会达到峰值。

ADCS-028 ADCS 质量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-8.2, SR-8.4 · 适用: 全部

ADCS 的质量，包括四个反作用飞轮、星敏感器、三个磁力矩器以及控制器与敏感器，应不超过 1.254 kg。

理由： 1.254 kg 是质量预算中含不确定余量的 ADCS 各行之和：飞轮 0.536 kg，星敏感器 0.360 kg，磁力矩器 0.231 kg，控制器与敏感器 0.127 kg。

ADCS-029 飞轮与星敏感器寿命 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-15.9, SR-1.7 · 适用: 全部

每个反作用飞轮和星敏感器在轨道环境中的预计或验证寿命应不少于 1,460 天连续工作。

理由： SR-15.9 要求为 730 天使用期的两倍。飞轮自在轨测试起连续运转，因此其轴承寿命是关键项；星敏感器的限制项是探测器的辐射退化。预计采用供应商在偏置转速下的寿命试验数据。

9.8 验证方法

ADCS 验证依托带有 ADCS 工程样机在环的平板星（FS-1、FS-3），依托敏感器和执行机构的单机试验，并依托航天器动力学仿真分析。现有的系统试验用例适用如下：**TC-04 指向精度试验**（ADCS-001、ADCS-002、ADCS-006、ADCS-007、ADCS-015）、**TC-05 消旋仿真**（ADCS-013、ADCS-020、ADCS-021）以及 **TC-17 机动时间分析**（ADCS-008、ADCS-010、ADCS-011）。另增四个 ADCS 试验用例：**TC-34 反作用飞轮微振动与摩擦试验**对每个飞行飞轮测量不平衡力、力矩能力和低速摩擦力矩（ADCS-008、ADCS-009、ADCS-007、ADCS-029）；**TC-35 星敏感器夜空与模拟器试验**在夜空中测量精度，并用星场模拟器测量角速度能力（ADCS-003、ADCS-004）；**TC-36 ADCS 半物理模式试验**在平板星上运行每种指向模式和模式转换，包括安全模式太阳捕获、地影姿态保持、C&DH 链路丢失、飞轮失效重构、偏航导引、月球扫描和地面站跟踪（ADCS-010 至 ADCS-012、ADCS-014 至 ADCS-019、ADCS-022 至 ADCS-026）；以及 **TC-37 磁偶极矩与磁强计标定试验**在磁场线圈设施中测量磁力矩棒偶极矩和磁强计响应（ADCS-013、ADCS-020）。星敏感器视场净空（ADCS-005）通过分析一年中各目标的姿态剖面来验证；功率和质量（ADCS-027、ADCS-028）通过 TC-36 和集成时的测量来验证。

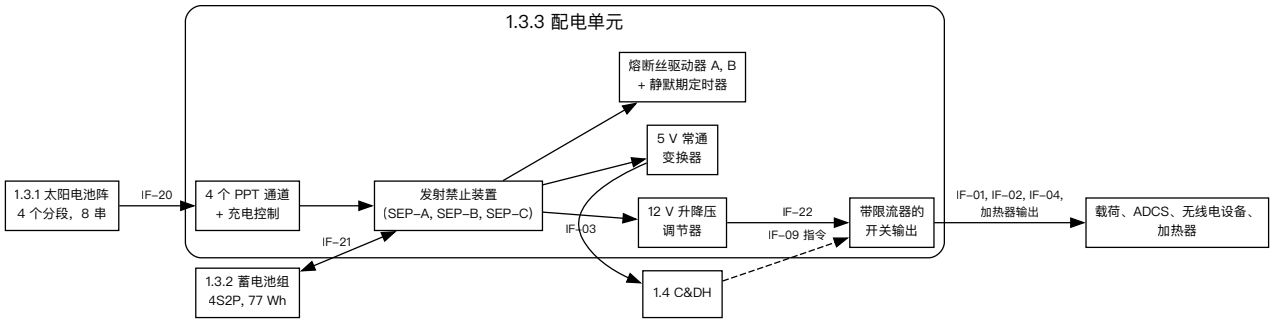
10 EPS 规范

本章规定电源分系统（EPS，产品 1.3）：太阳电池阵（1.3.1）、蓄电池组（1.3.2）和配电单元（1.3.3）。本章说明电能如何产生、存储、调节、分配和保护，给出发电预算和能量预算，并规定 EPS 需求 EPS-001 至 EPS-028。各模式下的耗电量见预算章中的功率预算表，此处不再重复。EPS 在 EO-1 Flight 和 EO-1 Lite 中完全相同。

EPS 执行 F3 发电与储能：F3.1 光电转换（太阳电池阵）、F3.2 蓄电池储能（蓄电池组）和 F3.3 母线功率调节（配电单元）。PDU 还根据 C&DH 发出的安全模式指令执行 F10.2 切除非必要负载。在逻辑架构中，这三部分分别实现 L1 发电、L2 储能和 L3 电源变换与分配。

10.1 架构

EPS 为峰值功率跟踪系统，主母线为稳压 12 V。太阳电池阵向 PDU 中四个相互独立的峰值功率跟踪（PPT）通道供电（IF-20）。PPT 通道直接为蓄电池充电（IF-21）；蓄电池电压在 12.0 V 至 16.8 V 之间，是两个变换器的输入：一个升降压变换器，产生稳压 12 V 主母线（IF-22）；一个 5 V 变换器，为通往 C&DH 的常通电源线供电（IF-03）。升降压拓扑使母线在整个蓄电池电压范围内保持稳压，包括低于 12.24 V 的区间，降压变换器在该区间会脱离稳压。



EPS 功率流：太阳电池阵、PPT 通道、蓄电池、变换器和输出

10.2 发电

10.2.1 太阳电池阵

两块展开电池板共装有 72 片三结电池，每片 27.8 cm²，合计 0.20 m²，寿命初期效率为 29.5 %（28 ° C）。每块电池板为一对铰接分段（内段和外段，见结构与机构规范）；每个分段装有两串、每串九片电池，因此电池阵共有八串。每串设有阻塞二极管，每片电池设有旁路二极管，故被遮挡或开路的电池只损失其所在串的输出。一个分段的两串接入一个 PPT 通道；四个通道相互独立，因此一个通道失效只损失四分之一的阵列功率，不会造成其他损失。

在 28 ° C 时，串的最大功率点电压约为 21 V，在高温工作极限处仍高于 17 V，高于蓄电池最高电压 16.8 V，因此每个 PPT 通道为降压变换器。出地影时电池阵温度最低，开路电压可达约 31 V；PPT 输入的额定耐压为 35 V。

阵列功率通过 IF-20（太阳电池阵功率）输送。展开后的电池阵朝向 +X，该方向在目标成像时为天顶方向，在对日定向时为太阳方向（IF-23 太阳光路径）。

10.2.2 发电预算

发电预算根据电池面积和效率、边界轨道的日照比例以及正常成像设计工况的姿态剖面，推导轨道平均功率。

参数	值
电池片面积	0.2 m^2
电池片效率（寿命初期，28 C）	0.295
太阳常数	1361 W/m^2
展开后电池阵的太阳入射角	0.35 rad（20 deg）
电池阵峰值功率（寿命初期）	75.4 W
寿命末期系数（辐射 0.95，温度 0.93）	0.883
峰值功率跟踪效率	0.96
光照比例（边界工况）	0.622
姿态因子（成像与下行指向）	0.83
轨道平均功率，寿命初期	**37.4 W**
轨道平均功率，寿命末期	**33.0 W**

太阳电池阵发电预算

寿命末期轨道平均功率 33.0 W 满足 SR-3.1 的 30 W 要求，余量为 10 %。在安全模式的对日定向姿态下，姿态因子接近 1，寿命末期约为 40 W，对应 SR-3.10 的 20 W。

10.3 储能

10.3.1 蓄电池组

蓄电池组含八节 18650 规格的圆柱形锂离子电池，采用 4S2P 连接：四个串联组，每组两节并联。每节容量不低于 2.68 Ah，因此电池组在标称 14.4 V 下存储不少于 77 Wh。电池组电压范围为 12.0 V（每节 3.0 V，即 SR-3.11 的硬件欠压断开值）至 16.8 V（每节 4.2 V）；PDU 充电至 16.4 V（每节 4.10 V）[TBR-33]，以延长循环寿命。飞行软件进入安全模式的欠压门限为 12.8 V（每个串联电池对 6.4 V，每节 3.2 V）。

电池来自同一制造批次，按容量、内阻和自放电筛选，每个并联对内的匹配度在 2 % 以内。电池组上的保护板包括电池组电压采样、四个串联组的被动均衡、两个电池温度传感器、独立于 PDU 的过压和欠压切断、电流跳闸以及电池组保险丝。蓄电池加热器及其恒温器属于热控硬件（1.6.3）；蓄电池温度限值见热控规范（蓄电池最低温度 TBD-01，SR-3.5）。

10.3.2 能量预算

能量预算给出最坏情况地影下蓄电池所用的能量：参考轨道的最长地影 35.8 min，蓄电池加热器和结构加热器开启，地影内有一次下行过境。

构型	含余量负载	母线负载	寿命末期发电量	余量	地影期蓄电池供能	放电深度
EO-1 Lite	22.5 W	25.0 W	33.0 W	32.1 %	17.7 Wh	23 %
EO-1 Flight	22.5 W	25.0 W	33.0 W	32.0 %	17.7 Wh	23 %

地影能量和放电深度，正常成像设计工况

17.7 Wh 的地影能量相当于 77 Wh 寿命初期容量的 23 % 放电深度，而 SR-3.3 的限值为 30 %。在 SR-15.8 规定的寿命末期容量 59 Wh 下，同一次地影的放电深度为 30 %；因此蓄电池按寿命末期确定容量，容量衰减超过 23 % 将迫使操作人员减小地影期间的负载（RK-2）。

10.4 配电

10.4.1 稳压母线与常通电源线

12 V 主母线在 PDU 输出端子处稳压精度为 2 %（11.76 V 至 12.24 V）。除 5 V 常通电源线外，所有开关输出均由其供电；常通电源线由自身的变换器以 5 V ± 3 % 为 C&DH 供电，无开关：只要蓄电池或电池阵能向 PDU 供电且发射禁止装置已解除，C&DH 即处于供电状态。常通电源线的额定功率为 IF-03 的额定值 7 W，可覆盖 C&DH 压缩突发的最高 6.5 W。

10.4.2 开关输出

PDU 根据 C&DH 经电源遥测链路（IF-09）发出的指令切换各负载。输出列于下表。每个开关输出都有锁存式限流器，其跳闸电平约为输出额定值的 125 – 150 %。

输出	负载	接口	额定值	跳闸电平	安全模式	硬件欠压断开
AO-1	C&DH，5 V 常通	IF-03	7 W	1.8 A	开	开
SW-1	载荷相机	IF-01	15 W	1.6 A	关	关
SW-2	ADCS（控制器、飞轮、磁力矩棒、星敏感器）	IF-02	10 W	1.1 A	开	关
SW-3	UHF 收发机	IF-04	7 W	0.75 A	开	开（仅接收机）
SW-4	载荷下行数传机	IF-04	15 W	1.6 A	关	关
SW-5	载荷热控加热器	加热器输出	2 W	0.25 A	关	关
SW-6	蓄电池加热器，恒温器控制	加热器输出	2 W	0.25 A	开	关
SW-7	结构加热器，恒温器控制	加热器输出	3 W	0.35 A	开	关

输出	负载	接口	额定值	跳闸电平	安全模式	硬件欠压断开
BW-A, BW-B	熔断丝电路 A 和 B，各三个通道（两个电池阵压紧装置、UHF 天线）	展开电缆	每通道 10 W，最长 15 s	1.2 A	已保险	关

PDU 输出

SW-3 和 SW-4 是 IF-04 无线电设备供电线的两个支路，其合计额定值为 18 W [TBR-70]（见接口需求章）；在 EO-1 Flight 上，X 频段无线电设备发射时不使用 UHF 发射机，因此两支路的合计功耗不会超过该值。UHF 收发机输出（SW-3）是硬件欠压断开后仍保持供电的唯一负载，以仅接收模式工作，使地面仍可发送恢复指令（SR-3.11）；飞行软件仍可对其断电重启（SM.6）。加热器输出 SW-6 和 SW-7 在星箭分离时使能，除非地面禁用，否则保持使能；其恒温器负责切换加热器（SR-9.5）。熔断丝驱动器除飞行软件的解保险和点火指令外，仅在发射禁止装置和 PDU 硬件静默期定时器放行后才获得供电。

10.4.3 电源遥测与控制

C&DH 每秒经 IF-09（I2C，400 kbps）轮询 PDU 一次。每次轮询返回蓄电池电压和电流、四个电池组电压、两个蓄电池温度、每个 PPT 通道的阵列电流、母线电压、每个输出的电流和状态、限流器跳闸标志以及估算的荷电状态。PDU 通过电荷计数计算荷电状态，每次充满时复位，并在估算值超过 30 % 时置位放电深度标志。飞行软件的欠压判定（守卫条件 G-UV）使用这些轮询所得的蓄电池电压。

10.5 保护

EPS 在多个层次上保护蓄电池、母线和负载，从快速的硬件动作到飞行软件的响应：

状况	第一级响应	第二级响应
开关输出过流	PDU 限流器在 10 ms 内断开该输出；自动重试（闩锁恢复）	飞行软件报告跳闸，并在重试后保持该输出关闭
蓄电池欠压，12.8 V	飞行软件在 10 s 内进入安全模式（SR-4.3；在 FSW 2.4 之前偏差状态下为 15 s）	—
蓄电池欠压，12.0 V	PDU 不经软件断开除 UHF 接收机外的所有开关输出（SR-3.11）	蓄电池保护板在 11.2 V 切断
过充	PDU 充电调节器将电压限制在充电终止设定值	蓄电池保护板在 17.0 V 切断；电池内部电流中断装置
电池组外部短路	蓄电池保护板电流跳闸	电池组保险丝；电池内部正温度系数装置
低于 0 ° C 充电	PDU 根据蓄电池温度传感器以硬件方式禁止充电（SR-3.7）	飞行软件因 G-BT 进入安全模式
蓄电池能量完全耗尽	PDU 从阵列供电重新启动，并恢复 C&DH 和 UHF 接收机（SR-3.12）	—

EPS 保护层级

发射禁止装置。 航天器在部署器内时（ICD-041），三个分离开关提供 SR-13.1 要求的三重独立禁止：SEP-A 和 SEP-B 分别断开蓄电池通往 PDU 的正极线和回线，使 PDU、C&DH 和所有负载均不带电；SEP-C 断开 PDU 内发射机输出和熔断丝驱动器的使能线，这是不依赖前两者的第三道断点。飞行前拔除销在地面操作期间断开蓄电池线路，并在装入部署器前拔除。开关的机械设计见结构与机构规范。

静默期定时器。 PDU 中的硬件定时器在发射禁止装置解除时启动，使熔断丝驱动器保持禁用 30 min，使发射机输出（SW-3 发射使能和 SW-4）保持禁用 45 min，独立于飞行软件的分离定时器。因此软件故障不会造成提前展开或提前发射。

钝化。 任务结束时，PDU 根据已解保险的地面指令（SR-14.9），通过熔断 PPT 通道与蓄电池之间的易熔链路，永久断开蓄电池充电通路。随后蓄电池通过负载放电至钝化水平（工作模式，退役）。

接地。 电源回线在 PDU 内单点连接到结构。所有负载均采用隔离的二次变换器，或通过电缆网而非结构回流电流。

10.6 接口

- EPS 内部的 **IF-20 太阳电池阵功率**、**IF-21 蓄电池功率**和 **IF-22 稳压母线**。
- 通往负载的 **IF-01**、**IF-02**、**IF-04**（开关 12 V）和 **IF-03**（5 V 常通）；加热器和熔断丝输出通过电缆网连接（EO1-ICD-200）。
- 与 C&DH 之间的 **IF-09 电源遥测链路**：遥测、负载开关指令和安全模式指令。
- 从轨道环境到电池阵的 **IF-23 太阳光路径**。
- **IF-15** / **IF-19**：分离开关 SEP-A、SEP-B 和 SEP-C 位于禁止通路中，飞行前拔除开关位于蓄电池线路中（结构与机构规范）。
- 一个地面保障连接器，仅在装入部署器前可接触，用于蓄电池充电和母线监测；与部署器之间没有电气连接（SR-12.7）。

10.7 需求

10.7.1 发电

EPS–001 太阳电池效率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–3.1 · 适用: 全部

每片太阳电池连同其盖片玻璃和互连片组装后，在 28 °C、1,361 W/m² 的空气质量为零的光谱下，寿命初期的转换效率应不低于 29.5 %。

理由： 29.5 % 为发电预算中的效率。对组装后的电池规定该值，可将盖片玻璃和互连片损耗计入电池，使功率预算的 0.90 效率中仅剩电缆网和变换损耗。采用经校准的太阳模拟器，对批次验收抽样进行验证。

EPS-002 电池阵电池面积 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-3.1 · 适用: 全部

两块电池板应共载有不少于 0.20 m² 的有效太阳电池面积。

理由： 72 片 27.8 cm² 的电池合计 0.2002 m²，即发电预算的电池面积。与 EPS-001 一起确定 75.4 W 峰值功率和 33.0 W 寿命末期轨道平均功率。

EPS-003 电池板峰值功率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.1 · 适用: 全部

寿命初期，在 1,361 W/m²、28 ° C、垂直入射条件下，每块电池板在其连接器处应输出不少于 40.1 W。

理由： 0.1 m² × 1,361 W/m² × 0.295 得每块电池板 40.15 W；在预算的 20° 入射角下，两块电池板合计给出 75.4 W 峰值功率。实测值是 SR-3.1 寿命末期预测的起点（TC-06）。

EPS-004 峰值功率跟踪效率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.1 · 适用: 全部

在电池阵工作电压范围内，每个 PPT 通道应将不低于 96 % 的电池阵可用最大功率传输给蓄电池和母线。

理由： 96 % 为发电预算中的峰值功率跟踪效率。该数值综合了跟踪精度（在温度和光照变化时找到最大功率点）和变换器效率；使用太阳电池阵模拟器在 TC-40 中测量。

EPS-005 电池阵故障遏制 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-3.1, SR-15.2 · 适用: 全部

任一电池、串或 PPT 通道的短路或开路，应使电池阵输出的降低不超过 25 %，且不影响其他通道。

理由： 四个通道相互独立，最坏的单点故障损失一个分段。较 33.0 W 寿命末期平均值低 25 % 为 24.8 W，略低于 25.0 W 的设计工况母线负载：此时操作人员需减少每个轨道的条带数或过境次数，但在带安全模式负载的各模式下，航天器仍保持功率为正。

10.7.2 存储

EPS-006 蓄电池容量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.2 · 适用: 全部

八节蓄电池中的每节在 C/2 放电和 20 ° C 下的容量应不低于 2.68 Ah，每个并联对中的两节电池匹配度在 2 % 以内。

理由： 四个串联组、每组两节 2.68 Ah 电池，在标称 14.4 V 下给出 SR-3.2 的 77 Wh。匹配可使每对电池均匀分担电流，两节电池不会一快一慢地老化（RK-2）。

EPS-007 充电终止电压 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-15.8, SR-3.2 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-33

PDU 应在电池组电压为 16.4 V [TBR] 时结束恒压充电，该值可通过指令在 16.0 V 至 16.8 V 之间调整，步长不超过 0.1 V。

理由： 每节充电至 4.10 V 而非 4.20 V，约损失 7 % 的容量，但在约 11,100 次循环中减缓了容量衰减。77 Wh 是在充满电时给出的（SR-3.2）；任务初期，在 16.4 V 下最坏情况地影约为 25 % 放电深度。随着容量衰减，操作人员将设定值向 16.8 V 提高，使 SR-15.8 的全部寿命末期容量可用。TBR-33 随电池循环试验（TC-41）关闭。

EPS-008 充电电流限值 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-15.8, SR-13.2 · 适用: 全部

PDU 应将蓄电池充电电流限制在 2.7 A（C/2）。

理由： 在阵列功率峰值时，超出负载的盈余功率可使充电电流超过 3 A；C/2 是电池厂商推荐的循环寿命最大值，并可使电池发热较小。达到限值时，PPT 通道偏离最大功率点。

EPS-009 电池循环寿命 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-15.8, SR-3.3 · 适用: 全部

飞行批次的电池，在 30 % 放电深度和 20 ° C 下经过 11,100 次充放电循环后，应保留足够容量，使电池组可存储不少于 59 Wh。

理由： 11,100 次循环为 730 天任务、每天 15.22 圈轨道所对应的次数；59 Wh 为 SR-15.8 的寿命末期容量。试验使用飞行批次的电池，以加速循环速率并采用飞行充电终止电压进行（TC-41）。

EPS-010 荷电状态估算 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.3 · 适用: 全部

PDU 应将蓄电池荷电状态的估算误差控制在容量的 ±3 % 以内，并在估算的放电深度超过 30 % 时，在其遥测中置位放电深度标志。

理由： 在锂离子放电曲线的平坦中段，仅凭蓄电池电压无法显示放电深度。该估算使规划人员可对照 SR-3.3 的 30 % 限值检查每份计划（SR-10.22），该标志给出 SR-3.3 的验证准则：任何试验轨道中均无该标志。

EPS-011 硬件低温充电禁止 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.7, SR-13.2 · 适用: 全部

两个蓄电池温度传感器中任一个读数低于 0 ° C 时，PDU 应不经飞行软件动作而禁止蓄电池充电。

理由： 低于 0 ° C 充电会使锂析出（SR-3.7，HAZ-001）。硬件禁止在飞行计算机复位后以及星箭分离后蓄电池最冷的最初几圈轨道中均有效。采用任一传感器，使得一个传感器偏暖失效时，禁止功能仍导向安全。

EPS-012 蓄电池危险源控制措施 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-13.2 · 适用: 全部

EPS 应针对蓄电池过充、过放和外部短路中的每一种，提供两项相互独立的硬件控制措施，如表“EPS 保护层级”所列。

理由： HAZ-001 蓄电池热失控在地面处理和运载火箭上为灾难性危险源，因此每一诱因需要两项不共用故障的控制措施。飞行软件欠压判定不计为其中之一，电池的内部装置则是额外的一层。

EPS-013 存储耗电 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-11.10 · 适用: 全部

发射禁止装置处于激活状态时，从蓄电池汲取的总电流不应超过 50 µA。

理由： 50 µA 持续 180 天为 0.22 Ah，占电池组容量的 4 %；电池自放电约为每月 2 %，若负载为 80 % 或更高，电池组在 180 天后仍保持 60 % 以上荷电状态（SR-11.10）。该耗电为保护板的静态电流；没有其他设备接入。

10.7.3 分配

EPS-014 母线稳压范围 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.4 · 适用: 全部

对 12.0 V 至 16.8 V 的任一蓄电池电压和高达 50 W 的任一总负载，包括高达 15 W 的负载阶跃，PDU 应将主母线保持在 11.76 V 至 12.24 V 之间。

理由： 这是 SR-3.4 在 PDU 输入和负载范围上的表述。50 W 为 IF-22 的额定值；设计工况下负载端子处的峰值需求为 33.8 W（地影中的 X 频段过境，见接口需求章）。15 W 阶跃为相机切换到获取状态或 X 频段无线电设备开始发射（TC-18、TC-38）。

EPS-015 常通电源线 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-3.12, SR-4.3 · 适用: 全部

PDU 应在常通电源线上以 5 V ± 3 % 向 C&DH 供电，最高 7 W，且不得具有通过指令将其关闭的手段。

理由： C&DH 运行故障管理和分离定时器；只要 PDU 有电，它就必须保持供电。7 W 为 IF-03 的额定值，可覆盖 6.5 W 的压缩突发。只有发射禁止装置、蓄电池能量完全耗尽和钝化会切断该供电。

EPS-016 开关输出集 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-10.13, SR-3.8 · 适用: 全部

PDU 应提供表“PDU 输出”中所列的开关输出，每个输出具有其额定值，并可经 IF-09 通过指令单独接通和关断。

理由： 单独切换使 SR-10.13 的安全模式负载集成为可能，并使地面可隔离故障单元。额定值即 IF-01、IF-02 和 IF-04 的接口额定值以及加热器和熔断丝负载的额定值。

EPS-017 变换效率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.9 · 适用: 全部

在设计工况正常成像负载下，从 PPT 通道输入到输出端子，EPS 的效率应不低于 90 %，包括 PDU 自身不超过 1.5 W 的功耗。

理由： 功率预算以 0.90 的效率将含不确定余量的 22.5 W 负载换算为 25.0 W 母线负载，并计入 1.5 W 的 PDU 开销。效率更低将耗用 SR-3.9 的 28 W 分配值所留的 12 % 余量。

EPS-018 单点接地 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR-11.8 · 适用: 全部

EPS 应在 PDU 内将主电源回线单点连接到航天器结构。

理由： 单一参考点可使 PPT 和变换器的开关电流不进入结构，否则会耦合进相机的模拟电路和磁强计；它支持 SR-11.8 的 6 dB 电磁兼容余量。

10.7.4 保护

EPS-019 输出限流 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.8, SR-15.2 · 适用: 全部

每个开关输出的电流超过其跳闸电平时，应在 10 ms 内断开，同时其他输出处的母线保持在 11.76 V 至 12.24 V 之内。

理由： 这是 PDU 对 SR-3.8 所承担的部分。125 % 至 150 % 额定值的跳闸电平可避免浪涌时的误跳闸；10 ms 足够短，使母线电容在故障期间维持其他输出的稳压。

EPS-020 闩锁恢复 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-11.6 · 适用: 全部

限流器跳闸后，PDU 应在 1 s 后重新使能该输出，在 60 s 内最多三次，然后保持关闭直至收到指令。

理由： 在轨多数跳闸是单粒子闩锁，断电后即可消除；自动重试使设备在 SR-11.6 的 60 s 内恢复，无需地面介入。硬短路会跳闸三次并保持关闭，因此不会反复加载母线。

EPS-021 硬件欠压断开 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.11 · 适用: 全部

蓄电池电压低于 12.0 V ± 0.1 V 时，PDU 应断开表“PDU 输出”中列为需断开的开关输出，仅在收到指令且蓄电池电压高于 13.6 V 时才重新接通。

理由： 这在 PDU 硬件中实现 SR-3.11。要求指令和已充电的蓄电池方可重新接通，可防止蓄电池在负载下恢复时，输出在门限处反复通断。

EPS–022 自主重启 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–3.12 · 适用: 全部

蓄电池完全放电时，PDU 应仅依靠阵列供电启动，并在电池阵获得不低于 30 % 的满光照后 10 min 内恢复常通电源线和 UHF 接收机。

理由： 蓄电池因长时间翻滚而耗尽的航天器必须能自行重启（SR-3.12）。30 % 涵盖部分朝日的翻滚姿态。仅当低温充电禁止允许时，蓄电池才恢复充电（EPS-011），因此冻结的蓄电池不会被充电。

EPS–023 发射禁止链 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–13.1 · 适用: 全部

PDU 应将蓄电池正极线经分离开关 SEP-A 走线，蓄电池回线经 SEP-B 走线，所有发射机输出和熔断丝驱动器的使能线经 SEP-C 走线。

理由： 这是 SR-13.1 和 ICD-041 在 EPS 一侧的内容：三个串联断点，每个都能单独使部署器内的所有发射机和展开作动器保持不带电。回线与正极线一同断开，可防止对结构的单点短路绕过禁止装置。EPS-013 的存储耗电位于它们的蓄电池一侧。

EPS–024 硬件静默期定时器 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–8.6, SR–11.9 · 适用: 全部

自发射禁止装置解除起，PDU 硬件定时器应使熔断丝驱动器保持禁用至少 30 min，使发射机输出保持禁用至少 45 min，独立于飞行软件。

理由： 飞行软件的分离定时器已强制执行这两个静默期（SR-10.3、SR-10.4）；硬件定时器使软件故障无法造成提前展开或提前发射，这是搭载发射服务商普遍要求的保护措施。其容差的设定使这两个时段不会短于 30 min 和 45 min。

EPS–025 永久断开充电通路 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–13.5 · 适用: 全部

收到已解保险的地面指令后，PDU 应永久断开 PPT 通道与蓄电池之间的充电通路。

理由： SR-13.5 要求在任务结束时将蓄电池与电池阵永久断开（HAZ-004）。易熔链路无法再次闭合；SR-14.9 的解保险与点火序列可防止误指令。链路及其驱动器在鉴定件上试验；飞行件进行检查，其驱动器接入假负载进行试验。

10.7.5 遥测与资源

EPS–026 电源遥测 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–4.3, SR–3.3 · 适用: 全部

PDU 应经 IF-09 至少每秒报告一次：蓄电池电压，精度 ±50 mV；蓄电池和输出电流，精度为读数的 ±2 % 或 ±10 mA；蓄电池温度，精度 ±1 ° C。

理由： 欠压守卫条件 G-UV 将蓄电池电压与 12.8 V 比较；±50 mV 使门限误差相对于软件与硬件门限之间的 0.8 V 保持较小。每秒一次为 SR-4.3 的 10 s 留出大部分时间用于持续判定（2 s）和进入安全模式。

EPS–027 EPS 质量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–8.2, SR–8.4 · 适用: 全部

EPS 质量（含两块电池板、蓄电池组和 PDU）不应超过 1.411 kg。

理由： 1.411 kg 为质量预算中含不确定余量的 EPS 各行之和：太阳电池阵 0.464 kg，蓄电池组 0.639 kg，PDU 0.308 kg。电池阵铰链和压紧装置计入 1.6 结构与热控。

EPS–028 蓄电池组质量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–8.2 · 适用: 全部

蓄电池组（含保护板、壳体和电缆引出线）不应超过 0.639 kg。

理由： 电池组在质量预算中为实测项（0.62 kg，含 3 % 不确定余量）；单独设限可使电池类型或壳体的变更（对 RK-2 的可能应对）不会在 EPS 总量内被忽略。

10.8 验证方法

EPS 验证使用现有试验 **TC-06 太阳电池阵功率试验**（每块电池板的闪光试验和寿命末期预测；EPS-001 至 EPS-003）、**TC-07 蓄电池容量试验**（EPS-006、EPS-028）和 **TC-18 母线稳压检查**（EPS-014、EPS-015），以及四个新的试验用例。**TC-38 PDU 保护与负载阶跃试验**对每个输出施加负载阶跃、过流和短路，使蓄电池电压扫过两个欠压门限，并检查从阵列供电重启（EPS-014、EPS-016、EPS-019 至 EPS-022、EPS-026）。**TC-39 蓄电池危险源控制试验**在鉴定电池组上分别演示每项危险源控制措施，包括低温充电禁止和存储耗电（EPS-008、EPS-011 至 EPS-013）。**TC-40 电源系统轨道仿真试验**在平板星（Flatsat）上使用太阳电池阵模拟器运行 EPS，经历 50 个设计工况轨道，包括最坏情况地影，并测量跟踪效率、变换效率、荷电状态精度和放电深度（EPS-004、EPS-010、EPS-017）。**TC-41 蓄电池循环寿命试验**使飞行批次的电池在 30 % 放电深度下循环至相当于任务的次数（EPS-007、EPS-009）。禁止链和静默期定时器（EPS-023、EPS-024）在 TC-45 中连同分离开关一起验证。电池阵故障遏制（EPS-005）和接地（EPS-018）通过分析和检查验证，钝化链路（EPS-025）在鉴定 PDU 上验证。

11 结构与机构规范

本章规定 EO-1 航天器的主结构（产品 1.6.1）和展开机构（1.6.2）。本章定义各分系统章节所用的航天器本体坐标系，描述 6U 框架、光学平台、材料、展开式电池板和 UHF 天线及其压紧装置与铰链、分离开关和禁止开关，并规定需求 STR-001 至 STR-024。1.6 的第三部分热控硬件（1.6.3）在热控规范中规定。

结构执行 F2 展开太阳电池阵（含 UHF 天线释放），并承担部署器适配接口（IF-15）和展开开关电缆（IF-19）的机械部分。除载荷下行数传机的安装板外，结构在 EO-1 Flight 和 EO-1 Lite 中完全相同；该安装板的孔位图案和散热器开口不同。

11.1 本体坐标系与布局

航天器本体坐标系固连于主结构，原点位于收拢包络的几何中心：

- +X 沿长轴（366 mm），为从部署器弹出的方向。展开的电池板朝向 +X。目标成像时 +X 指向天顶；对日定向时指向太阳。
- −X 端面（226.3 × 100 mm）：载荷相机口径、载荷下行天线（EO-1 Lite 为 S 频段贴片天线，EO-1 Flight 为 X 频段贴片阵列天线）和 UHF 天线模块。目标成像时 −X 指向星下点。
- +Y 与 +Z 构成右手系，+Z 垂直于外侧载有收拢电池板的大面。星敏感器通过 +Y 侧板上的开口向外观测。

载荷相机占据 −X 侧三分之一的体积，与星敏感器一同安装在共用的光学平台上。中间三分之一装有 C&DH、PDU、ADCS 控制器、反作用飞轮和无线电设备；+X 侧三分之一装有蓄电池组、磁力矩器和展开机构。质量的分布使质心在密度较大的相机位于一端的情况下仍靠近几何中心（SR-8.3）。

11.2 主结构

主结构为机加工铝框架，由四根导轨经两个端框和一个中框连接而成，配有螺接侧板：

- **导轨。** 四根沿 X 方向的 7075-T7351 铝导轨，在与部署器接触的表面进行硬质阳极氧化。导轨是与部署器唯一的接触部位（IF-15）。三个分离开关位于 −X 侧导轨端部，由部署器推板将其压下。
- **框架与板。** 端框和中框采用 6061-T6 铝；侧板采用 6061-T6，厚 1.5 mm，带机加工加强筋。±Z 侧板通过支座承载收拢的电池板；其外表面带有热控涂层（热控规范）。
- **光学平台。** −X 侧三分之一内的钛合金（Ti-6Al-4V）板，由三个挠性件支承，使其与框架变形隔离。载荷相机通过三根钛合金双脚架安装在平台上，星敏感器通过钛合金支架安装在同一平台上，使二者的相对对准仅取决于平台（SR-8.9）。
- **无线电设备安装板。** 中间三分之一内的铝板，将无线电设备的热量传导至 −Z 侧板上的散热区。其旁边的舱位是为推进系统研究预留的容积（推进规范）。
- **紧固件。** A286 不锈钢或钛紧固件，配不锈钢螺纹护套，均带有第二道防松措施。

结构通过各部件的搭接，接地至 PDU 单点接地（STR-012）。

11.3 展开机构

11.3.1 电池板

两块电池板中的每一块都是一对铰接分段，尺寸为 340 × 220 mm，分为内段和外段，太阳电池阵（1.3.1）的电池装在其一面。电池板收拢在其 ±Z 面上：内段贴靠侧板，电池朝外；外段折叠在其上，电池朝内，二者之间以缓冲块隔开。基板为铝蜂窝夹层，面板为 CFRP。

释放时，内段绕其面上 +X 边的**根部铰链**转动 90°，外段绕内段远端边的**分段铰链**展开 180°。展开后的电池板形成垂直于 +X 的平面阵，位于本体 +X 端之外，宽约 226 mm，沿 Z 方向长 1.5 m。每个铰链都有不锈钢扭簧、锁定展开位置的弹簧销式锁闩和一个展开开关。根部铰链带有粘性旋转阻尼器，以减小锁定冲击。

11.3.2 压紧装置

每块电池板由其 −X 端的一个熔断丝压紧装置保持收拢，该装置通过一根张紧的超高分子量聚乙烯绳将两个分段夹紧在侧板上。UHF 天线有第三个同样设计的压紧装置。每个压紧装置中，绳穿过两个镍铬电阻元件，一个在熔断丝电路 A 上，一个在电路 B 上；任一元件通电都会熔断该绳（SR-8.7）。两个切断端均保持在俘获式固定件中，因此释放不会放出任何物体（SR-13.7）。

PDU 根据飞行软件的指令，经发射禁止装置和 PDU 静默期定时器驱动压紧装置（熔断丝输出 BW-A 和 BW-B，EPS 规范）。UHF 天线在星箭分离后 30 min 释放，电池阵在 35 min 释放，即 TBR-02 的定时器方案（工作模式，DT.2）。

11.3.3 UHF 天线

UHF 天线（1.5.4）为旋转场天线，由四根弹簧钢带状振子组成，卷绕收拢在 −X 端面的支座中。释放其压紧装置后，振子展开至其展开长度；每根振子根部的开关报告其已展开。其射频设计见通信规范；本章涉及其收拢和释放。

11.3.4 分离开关与禁止开关

−X 侧导轨端部的三个分离开关（SEP-A、SEP-B、SEP-C）在航天器装载期间由部署器推板压下，在星箭分离时释放。它们是 SR-13.1 的三重发射禁止：SEP-A 和 SEP-B 断开蓄电池的正极线和回线，SEP-C 断开发射机和熔断丝输出的使能线（EPS-023，ICD-041）。每个开关带有第二极，经 IF-19 向 C&DH 报告其状态，使飞行软件可对星箭分离事件消抖（SM.13）。飞行前拔除开关由带标记的销通过地面保障检修口操作，在地面操作期间断开蓄电池线路；销在装入部署器前作为最后一步拔除，因此不计为飞行禁止装置。

机构或开关	数量	驱动方式	状态检测	接口
电池阵根部铰链	2	扭簧、锁闩销、旋转阻尼器	锁闩处的展开开关	IF-19
电池阵分段铰链	2	扭簧、锁闩销	锁闩处的展开开关	IF-19
电池阵压紧装置	2	熔断丝，两个电阻元件（电路 A 和 B）	通过铰链开关	熔断丝输出

机构或开关	数量	驱动方式	状态检测	接口
UHF 天线压紧装置	1	熔断丝，两个电阻元件	四根振子上各一个展开开关	IF-19
分离开关（SEP-A、SEP-B、SEP-C）	3	柱塞，由部署器推板压下	第二极	IF-15, IF-19
飞行前拔除开关	1	地面拔除的销	通过脐带电缆进行地面检查	地面保障连接器

展开机构与开关

11.4 结构与机构的质量

质量预算为产品 1.6 列有一行：当前最佳估计值 3.60 kg，计入计算项 10 % 的不确定余量后为 3.96 kg。本规范将该行拆分为其三个部分的分配值：

部分	当前最佳估计值	含不确定余量的分配值
1.6.1 主结构（框架、导轨、板、光学平台、紧固件）	2.950 kg	3.245 kg
1.6.2 展开机构（铰链、压紧装置、开关）	0.350 kg	0.385 kg
1.6.3 热控硬件（涂层、MLI、加热器、恒温器、热敏电阻、散热器）	0.300 kg	0.330 kg
1.6 结构与热控	**3.600 kg**	**3.960 kg**

产品 1.6 内的质量分配

11.5 接口

- 与搭载部署器之间的 IF-15 部署器适配接口：导轨、导轨端部、分离开关、收拢包络和质量特性（EO1-ICD-230）。
- 通往 C&DH 的 IF-19 展开开关电缆：展开开关和分离开关的状态。
- 来自 PDU 的熔断丝电路 A 和 B，属于电缆网（1.7）。
- 每个单机的机械安装，以及通往载荷相机和星敏感器的光学平台接口（EO1-ICD-200）。

11.6 需求

11.6.1 包络与部署器接口

STR–001 收拢包络尺寸 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–8.1 · 适用: 全部

在收拢构型下，航天器（不含允许的突出部分）应容纳在 226.3 mm（Y）× 100.0 mm（Z）× 366.0 mm（X）之内。

理由： 这些是 EO1-ICD-230 中规定的 SR-8.1 的 6U 包络尺寸。它们包括收拢的电池板，后者通过支座位于包络之内。

STR-002 导轨接口 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-8.1, SR-12.7 · 适用: 全部

四根导轨在所有与部署器接触的表面上应进行硬质阳极氧化，表面粗糙度不大于 1.6 μm Ra，并应是航天器上与部署器接触的唯一部件。

理由： 弹出时导轨沿部署器导向槽滑动；坚硬光滑的表面可防止咬粘和冷焊，绝缘的阳极氧化层使航天器与部署器保持电气隔离（SR-12.7）。

STR-003 突出部分 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-8.1 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-40

收拢后的航天器，除导轨外，任何部分超出导轨接触平面不应超过 6.5 mm [TBR]，且仅限位于 EO1-ICD-230 规定的突出区域内。

理由： 收拢的电池板、压紧装置和 UHF 天线支座为突出部分。6.5 mm 为所考虑的各部署器的允许值；TBR-40 在运载火箭和部署器确定后关闭（RK-3）。

11.6.2 刚度与强度

STR-004 收拢状态频率设计余量 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-8.5 · 适用: 全部

约束在导轨处的收拢航天器有限元模型应预示一阶固有频率不低于 120 Hz。

理由： SR-8.5 要求经试验确认 100 Hz。比要求高出 20 %，可涵盖未经修正的模型与首次正弦扫描之间的常见差异，使试验无需重新设计即可满足 100 Hz。预示的最低阶模态为收拢电池板叠层相对其支座的模态。

STR-005 粘接与复合材料接头强度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-11.2 · 适用: 全部

结构的粘接接头和复合材料部件以及电池阵基板，在限制载荷下应显示正的安全裕度，极限安全系数不低于 1.5。

理由： ENV-001 规定了结构整体的安全系数（经试验验证时，屈服 1.25，极限 1.4）。粘接和复合材料的强度分散性更大且无屈服点，因此取更高的极限系数；相关部件为光学平台挠性件的粘接、电池阵基板的 CFRP 面板和铰链嵌件。

STR-006 质量特性测定 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-8.3, SR-2.4 · 适用: 全部

每个飞行航天器在收拢和展开两种构型下，质心应在每个轴向测定至 ±1 mm 以内，转动惯量测定至 ±5 % 以内。

理由： 质心对照 SR-8.3 的部署器限值（横向 4.0 cm，沿 X 方向 7.0 cm）进行检查；转动惯量决定 ADCS 控制增益和 SR-2.4 的姿态机动时间。展开状态的数值由收拢状态的测量值以及实测的电池板质量和铰链位置计算得出。

STR–007 主结构质量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–8.2, SR–8.4 · 适用: 全部

主结构（含光学平台、无线电设备安装板和所有紧固件）不应超过 3.245 kg。

理由： 3.245 kg 为产品 1.6 的 3.96 kg 行内的 1.6.1 分配值（表“产品 1.6 内的质量分配”），即当前最佳估计值 2.950 kg 加 10 % 不确定余量。

STR–008 展开机构质量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–8.2, SR–8.4 · 适用: 全部

展开机构（含铰链、压紧装置和开关）不应超过 0.385 kg。

理由： 0.385 kg 为产品 1.6 的 3.96 kg 行内的 1.6.2 分配值，即当前最佳估计值 0.350 kg 加 10 % 不确定余量。电池阵基板计入太阳电池阵（1.3.1）。

11.6.3 材料与结构

STR–009 结构材料 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–15.5, SR–11.7 · 适用: 全部

结构件应仅采用项目认可的材料清单中的材料，不得采用纯锡、镉或锌的表面处理，且每种非金属材料均应满足 SR-11.7 的出气限值。

理由： SR-15.5 和 SR-11.7 适用于整个航天器；结构承载其大部分表面处理、粘合剂、润滑剂以及压紧绳，因此在此逐件检查材料清单（ECSS-Q-ST-70-71C 为选材依据）。

STR–010 紧固件防松 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–11.1, SR–13.7 · 适用: 全部

除安装力矩外，每个紧固件均应带有第二道防松措施（防松嵌件、防松螺母、保险丝或固封胶）。

理由： 随机振动（SR-11.1）会使预紧的接头松动；部署器内或在轨丢失的紧固件同样属于被释放的物体（SR-13.7）。

STR–011 光学平台稳定性 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR–8.9 · 适用: 全部

在在轨温度范围内和发射载荷作用后，光学平台应使载荷相机安装接口与星敏感器安装接口之间的方位保持在其地面实测值的 50 角秒（3σ）以内。

理由： SR-8.9 的 60 角秒热弹性分配值由相机内部视线漂移（30 角秒，PAY-023）和平台（50 角秒）分担，二者方和根为 58 角秒。钛平台、其隔离挠性件及其热控（THM-007）承担这一指标；热循环中的光学失准为风险 RK-7。

STR-012 搭接设计 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-11.8 · 适用: 全部

每个单机安装面和每个结构接头应有裸露的导电表面接触区，该区域在阳极氧化和涂漆时予以遮蔽，且每个紧固件不小于 1 cm²。

理由： ENV-020 要求每处搭接和每个接头不超过 10 mΩ。阳极氧化的铝为绝缘体，因此结构必须通过设计提供导电接触区；遮蔽要求在每张零件图上注明，并在装配前检查。导轨接触面保持完全阳极氧化，以使航天器与部署器隔离（STR-002）。

STR-013 排气方向 · 验证方法: 检查, 分析 · 追溯: SR-11.7, SR-1.10 · 适用: 全部

任何封闭容积的排气口，其排气方向与载荷相机视轴或星敏感器视轴的夹角不应小于 45°，且不应朝向 −X 端面。

理由： ENV-006 规定了排气面积。上升期间排出的气体和在轨出气携带分子污染物，会凝结在其路径上最冷的表面；使所有排气口背离口径和星敏感器遮光罩，可在 SR-11.7 的材料限值之外进一步保护定标（SR-1.10）。

11.6.4 展开机构

STR-014 压紧装置释放 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-8.7, SR-3.6 · 适用: 全部

在 −20 °C 至 +50 °C 的温度范围内，在 11.0 V 的最低熔断丝供电电压下，每个压紧装置应在其两个电阻元件中任一个通电后 15 s 内释放。

理由： SR-8.7 要求由任一电路实现释放。飞行软件先点燃电路 A，若展开开关在 30 s 内未确认，则点燃电路 B，因此每个电路 15 s 的释放时间可使整个序列保持在 35 min 的电池阵释放与 SR-3.6 的 45 min 限值之间的 10 min 之内，并留有充分余量。

STR-015 收拢约束 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-8.5, SR-11.1 · 适用: 全部

在鉴定载荷下，每个压紧装置应保持其收拢的电池板或天线，缓冲块处无间隙或滑移，绳的预紧力不小于预测最大分离载荷的两倍。

理由： 电池板在振动下在缓冲块上发生撞击，会降低收拢状态频率（SR-8.5），并磨损电池和绳。系数 2 可涵盖在部署器内数月期间的绳蠕变（SR-11.10）。

STR-016 被俘获的释放绳 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR-13.7 · 适用: 全部

释放后，每根被切断的压紧绳的两端均应保持由航天器俘获。

理由： SR-13.7 禁止放出物体。每根绳在电阻元件两侧的俘获式固定件中端接；展开试验检查没有碎片离开航天器。

STR-017 展开力矩余量 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-3.6 · 适用: 全部

在展开温度极值下，每个铰链的弹簧力矩应在其整个行程内不小于最坏情况阻力矩的两倍。

理由： 在最冷的预测展开温度下，对摩擦、阻尼器阻力、电缆网弯曲和锁闩力取系数 2，是弹簧驱动展开的通行做法。中途卡住的铰链会使电池阵停在 ADCS 和功率预算均不支持的角度。

STR-018 展开几何 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-3.1, SR-2.7 · 适用: 全部

锁定后，每个展开的电池阵分段，其电池法线与 +X 的夹角应在 2° 以内。

理由： 发电预算和 SR-2.7 的对日定向均假定电池板法线为航天器 +X 轴。2° 造成的阵列功率损失不到 0.1 %，且在安全模式 15° 的捕获带之内。

STR-019 展开刚度 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-8.8, SR-2.2 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-41

锁定后的铰链应使每块展开的电池板绕每个铰链轴的一阶固有频率不低于 2.5 Hz [TBR]。

理由： SR-8.8 要求展开后的航天器为 2 Hz；铰链上的电池板取 2.5 Hz，为与本体的耦合留出余量。在测得工程样机铰链的锁定刚度之前，该值为 TBR。

STR-020 展开状态检测 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.5, SR-3.6 · 适用: 全部

每个电池阵铰链和每根 UHF 天线振子应通过一个开关向 C&DH 报告其展开状态，该开关仅在铰链锁定或振子完全展开时才改变状态。

理由： 消旋退出条件（SR-10.5）和冗余点火逻辑需要对每个展开部件有明确的指示。检测锁定而非运动开始，可区分完全展开的电池板与中途停住的电池板。

11.6.5 开关与地面操作

STR-021 分离开关 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-13.1, SR-8.6 · 适用: 全部

导轨在部署器内就位期间，三个分离开关应保持其禁止状态，并在航天器离开部署器后 50 ms 内改变状态。

理由： 分离开关是三重发射禁止装置（SR-13.1），并启动为 30 min 和 45 min 静默期计时的分离定时器。其柱塞行程和力在 EO1-ICD-230 中定义；在 50 ms 内干净地改变状态，使飞行软件可对该事件消抖而不延误。

STR–022 飞行前拔除开关 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR–13.2, SR–13.1 · 适用: 全部

飞行前拔除开关在其销插入时应保持禁止状态，并且在航天器完全集成、准备装入部署器时可够到以拔除该销。

理由： 在集成和地面操作期间，分离开关未被压下，该销使蓄电池保持断开（HAZ-001、HAZ-002）。它仅在禁止装置检查之后、装载前作为最后一步拔除（任务概述与运行构想，发射前）；通过地面保障口接近，无需触及收拢的电池板。

STR–023 地面操作约束 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–13.1, SR–3.6 · 适用: 全部

结构应在每块电池板和 UHF 天线上容纳可拆卸的地面保障约束件，即使压紧装置释放，该约束件也可阻止展开。

理由： 集成和试验期间的意外释放可能伤及人员并损坏电池板（HAZ-002）。带标记的约束件在航天器于展开试验之外被操作时始终装上，并与飞行前拔除销一同拆除。

STR–024 地面保障检修口 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–12.7 · 适用: 全部

结构应通过一个带盖的检修口提供通往地面保障连接器的通道，用于蓄电池充电和母线监测，航天器进入部署器后该口无法接近。

理由： 航天器与部署器之间没有电气接口（SR-12.7），因此充电和检测在装载时结束。被部署器壁挡住的带盖检修口，可防止装载后建立或遗留任何连接。

11.7 验证方法

结构在 FM-1 上按准飞行件方法进行鉴定。**TC-42 结构鉴定试验**在每个试验轴向前后进行正弦扫描，进行正弦突发或静载至准静态量级，进行随机振动（量级依据 SR-11.1，TBD-17）和星箭分离冲击试验；一阶模态确认为 100 Hz 或更高，其在各次扫描之间的偏移保持在 5 % 以内（STR-004、STR-005、STR-015，采用 ENV-001 的系数）。**TC-43 质量特性测量**对每个飞行航天器称重，并测量其质心和转动惯量（STR-006 至 STR-008）。**TC-19 电池阵展开试验**在零重力装置上于常温下展开电池板和 UHF 天线，并作为 **TC-44 展开机构热与冗余试验**，在热试验箱中于冷、热展开温度下展开，每个电阻元件在最低供电电压下单独点火，并测量力矩余量、锁闩几何和锁定刚度（STR-014、STR-016 至 STR-020）。**TC-45 禁止与分离开关试验**使用部署器配合检查装置验证：每个分离开关单独即可使发射机和熔断丝输出保持不带电，开关在释放时改变状态，且 PDU 静默期定时器可阻止展开和发射（STR-021、STR-022、EPS-023、EPS-024）。光学平台稳定性（STR-011）通过热弹性分析以及 TC-42 前后和热真空中的相机与星敏感器对准测量进行验证。其余需求通过检查和分析验证。

12 热控规范

本章规定 EO-1 航天器的热控及其硬件热控硬件（产品 1.6.3）：涂层、多层隔热材料、加热器、恒温器、热敏电阻和载荷散热器。本章描述热设计方法，给出每个单机的温度限值和设计工况，并规定需求 THM-001 至 THM-017。本章细化的系统热需求为 SR-9.1 至 SR-9.6 和 SR-3.5。蓄电池最低温度仍作为 TBD-01 保持待定（SR-3.5）。

热控在功能架构中没有自己的功能；它支持 F3.2 蓄电池储能和 F7.1 焦平面准备，并在其他功能运行时使每个单机保持在其限值之内。

12.1 方法

热设计为被动式，对蓄电池、结构和载荷焦平面设有加热器：

- **散热器与涂层。** 侧板外表面为阳极氧化铝，带有作为散热器的白漆区域。三个散热器服务于耗散高或随时间变化的单机：**载荷散热器**位于 −X 侧三分之一的 +Y 侧板上，紧邻星敏感器开口，通过铜带带走探测器的热量，并通过安装面带走相机电子设备的热量；**无线电设备散热器**位于 −Z 侧板上，带走载荷下行数传机的热量，在 −Z 电池板展开时暴露出来；**航电散热器**位于 −Y 侧板上，用于 C&DH 和 PDU。姿态规划使 +Y 面在成像和通信姿态下保持在背离太阳的一侧（规划器据此选择偏航朝向），因此载荷散热器和星敏感器朝向冷空间。
- **隔热。** 多层隔热材料包裹望远镜镜筒和遮光罩，并覆盖口径周围 −X 端面的内侧。蓄电池组安放在带多层隔热包裹的钛支座上，使其温度由加热器及通往框架的小量导热路径决定，而不是由外部板决定。
- **加热器。** 蓄电池组上的薄膜加热器（1.5 W）以及光学平台和框架上飞轮与航电安装区域的薄膜加热器（2.0 W，即“结构加热器”）由双金属恒温器切换，并在星箭分离时由 PDU 输出 SW-6 和 SW-7 使能。二者合计为功率预算中的 3.5 W“蓄电池与结构加热器”，在正常成像中占空比为 60 %，在消旋和安全模式中为 80 %。探测器载体和望远镜定位结构上的 1.5 W **载荷热控加热器**由飞行软件根据热敏电阻读数控制（PDU 输出 SW-5），在正常成像中占空比为 60 %。
- **测温。** 各单机和板上的热敏电阻由 C&DH 和 PDU 读取，提供温度遥测，并为软件控制的加热器和安全模式触发条件 G-BT 提供输入。

航天器没有百叶窗、热管或其他主动热控硬件。热设计采用航天器及其轨道的热网络模型进行分析；环境参数（太阳辐照度、反照率、地球红外、参考轨道的 β 角范围）取自环境章。

12.2 温度限值

下表给出每个单机的工作和非工作限值。“工作”适用于单机带电并执行其功能时；“非工作”适用于不带电时，包括发射模式以及在安全模式中关闭的单机。设计使预测值保持在工作限值以内 10 ° C（SR-9.1）。

单机	工作下限	工作上限	非工作下限	非工作上限	备注
载荷相机探测器（焦平面）	+18 ° C	+22 ° C	−20 ° C	+40 ° C	获取限值（SR-9.2）；待机时为 +15 ° C 至 +25 ° C
望远镜（反射镜、定位结构）	+15 ° C	+25 ° C	−20 ° C	+40 ° C	获取期间轴向梯度小于 2 ° C（SR-9.3）
相机电子设备	−10 ° C	+40 ° C	−30 ° C	+60 ° C	
光学平台	+10 ° C	+30 ° C	−20 ° C	+40 ° C	对准在 +20 ° C 下测量
星敏感器	−20 ° C	+50 ° C	−30 ° C	+60 ° C	
反作用飞轮	−20 ° C	+50 ° C	−30 ° C	+60 ° C	
磁力矩器	−30 ° C	+70 ° C	−40 ° C	+80 ° C	
ADCS 控制器与敏感器	−20 ° C	+60 ° C	−30 ° C	+70 ° C	
粗太阳敏感器	−40 ° C	+85 ° C	−50 ° C	+100 ° C	
太阳电池板	−90 ° C	+100 ° C	−100 ° C	+110 ° C	展开温度在 −20 ° C 至 +50 ° C 之间（STR-014）
蓄电池组，放电	[TBD-01]	+30 ° C	−10 ° C	+30 ° C	仅在 0 ° C 或以上充电（SR-3.7）；所有模式下最高 30 ° C（SR-9.4）
配电单元	−20 ° C	+60 ° C	−40 ° C	+85 ° C	
星载计算机与载荷数据存储器	−20 ° C	+60 ° C	−40 ° C	+85 ° C	
UHF 收发机	−20 ° C	+60 ° C	−30 ° C	+70 ° C	
S 频段发射机（Lite）	−20 ° C	+50 ° C	−30 ° C	+70 ° C	
X 频段载荷数传机（Flight）	−10 ° C	+45 ° C	−30 ° C	+65 ° C	
UHF 天线与展开机构	−20 ° C	+50 ° C	−40 ° C	+80 ° C	工作范围适用于释放和展开

单机温度限值

12.3 设计工况

冷、热工况的环境（太阳辐照度、反照率、地球红外、β 角、表面特性）在环境章中定义（表“热设计工况”，ENV-007）。热分析将其应用于下列航天器状态：冷、热生存和工作工况涵盖所有持续时间超过一圈轨道的模式，消旋和发射工况涵盖星箭分离后的瞬态过程。

工况	模式与耗散	环境	表面特性	主要目的
热工作	正常成像设计工况：八个 40 s 条带，一次载荷下行过境，按需使用加热器	热工况	寿命末期	无线电设备、航电和蓄电池的最高温度
冷工作	正常成像，一个成像窗口，无过境	冷工况	寿命初期	蓄电池最低温度、焦平面和望远镜加热器能力
冷生存	安全模式，对日定向保持（SA.2），加热器由恒温器控制	冷工况	寿命初期	3.5 W 加热器功率下的非工作限值（SR-9.6）
消旋	消旋负载，以最高 10 deg/s 翻滚，电池阵先收拢后展开	冷、热工况	寿命初期和寿命末期	星箭分离后对日定向之前的最初几小时
发射	在部署器内不带电，然后是星箭分离后最初 30 min	EO1-ICD-230 的部署器环境	寿命初期	分离时蓄电池和相机的非工作限值

热设计工况

12.4 接口

热控硬件没有自己的接口标识。其加热器由 PDU 输出 SW-5、SW-6 和 SW-7 供电，其热敏电阻通过电缆网由 C&DH 和 PDU 读取（EO1-ICD-200）；其散热器和隔热材料安装在主结构和载荷相机上。

12.5 需求

12.5.1 单机温度

THM–001 工作温度限值 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR–9.1 · 适用: 全部

在热、冷工作工况下，热设计应使每个带电单机保持在表“单机温度限值”的工作限值之内。

理由： 该表即 SR-9.1 对其应用 10 °C 分析余量的限值集合。限值取自各单机的规范；对蓄电池，工作下限为 SR-3.5 中尚未确定的蓄电池最低温度（TBD-01）。

THM–002 非工作温度限值 · 验证方法: 分析 · 追溯: SR–9.6, SR–11.10 · 适用: 全部

在冷生存、消旋和发射工况下，热设计应使每个不带电单机保持在表“单机温度限值”的非工作限值之内。

理由： 相机、星敏感器和载荷下行数传机在安全模式下关闭；在部署器内以及星箭分离后最初 30 min，除禁止装置解除后由恒温器控制的加热外，没有任何加热。这些工况决定了相机和蓄电池的加热器能力和隔热（SR-9.6）。

THM–003 热模型分辨率 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–9.1, SR–9.3 · 适用: 全部

航天器热模型应以至少一个节点表示表“单机温度限值”中的每个单机，以至少十个轴向节点表示望远镜定位结构，以每节电池至少一个节点表示蓄电池组。

理由： 模型在热平衡试验中的相关性为 3 ° C 以内（ENV-008），但相关性只能确认模型所分辨的内容。SR-9.3 的望远镜梯度和 THM-009 的电池间差异均为几度的差别，必须沿镜筒和在电池组内设置节点才能预测。

12.5.2 载荷热控

THM–004 焦平面温度控制 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–9.2 · 适用: 全部

在热、冷两种工作工况下，获取期间，载荷散热器、探测器导热带和载荷热控加热器应使探测器保持在 20 ° C ± 2 ° C。

理由： 散热器的尺寸使得在热工况下加热器关闭时探测器将稳定在约 16 ° C；加热器随后以约 60 % 的占空比将其控制到 20 ° C，即功率预算中的数值。在冷工况下，1.5 W 加热器有足够能力在成像窗口的第一个条带之前达到 20 ° C。

THM–005 条带期间的焦平面稳定性 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–9.2, SR–1.10 · 适用: 全部

在任一长达 54 s 的条带期间，探测器温度的变化不应超过 0.3 ° C。

理由： 探测器在获取状态下的耗散高于准备状态，因此其温度在条带期间趋于上升。地面根据行头中的温度校正暗偏置（PAY-017），但缓慢的变化可使暗偏置在一行之内跟踪被遮蔽的参考像元，并保持定标一致（N6）。

THM–006 望远镜温度与梯度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR–9.3, SR–1.2 · 适用: 全部

获取期间，热设计应使望远镜定位结构保持在 20 ° C ± 3 ° C，轴向温差小于 2 ° C。

理由： 梯度限值为 SR-9.3。整体温度范围使温度引起的调焦偏移保持在载荷调焦预算的 5 µm 项之内（PAY-005）。镜筒和遮光罩周围有效发射率约 0.03 的多层隔热材料，以及定位结构上的加热器份额，可同时保证这两项。

THM–007 光学平台温度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR–8.9 · 适用: 全部

在所有工作模式下，热设计应使光学平台保持在 20 ° C ± 5 ° C，其两端温差小于 3 ° C。

理由： 相机与星敏感器的对准是在平台处于 20 ° C 时测量的。平台 50 角秒的热弹性漂移分配值（STR-011）按这些限值计算；平台上的结构加热器使其在安全模式和长时间对日定向期间不致冷却。

12.5.3 蓄电池

THM-008 蓄电池加热器设定点 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.5 · 适用: 全部 · 待定: TBD-01

蓄电池加热器恒温器应在高于蓄电池最低温度 [TBD] 3 °C 时闭合，在高于该温度 8 °C 时断开。

理由： 加热器设定点使蓄电池保持在 SR-3.5 的蓄电池最低温度或以上。闭合点高于限值 3 °C，涵盖恒温器容差以及恒温器与最冷电池之间的温差；5 °C 的死区限制加热器的循环。两个数值均随 TBD-01 而定。

THM-009 蓄电池温度均匀性 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-15.8, SR-3.2 · 适用: 全部

任何两节蓄电池之间的温差在任一模式下不应超过 3 °C。

理由： 处于不同温度的电池老化速率不同，容量会逐渐分离，保护板的被动均衡只能部分纠正这一点（RK-2）。在电池之间导热的铝制电池支架和分布在电池组两侧的加热器可使温差保持较小。

THM-010 蓄电池最高温度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-9.4 · 适用: 全部

在以 2.7 A 限值充电的热工作工况下，热设计应使每节蓄电池保持在 30 °C 或以下。

理由： SR-9.4 规定所有模式下为 30 °C；电池温度最高出现在地影内下行过境之后、日照期结束时以全充电电流充电的时刻。从蓄电池到框架的导热路径按该工况和冷工况共同确定尺寸，这就是其支座采用钛而非铝的原因。

12.5.4 加热器

THM-011 生存加热器恒温器 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-9.5, SR-15.2 · 适用: 全部

每个蓄电池和结构加热器回路应由两个串联的恒温器切换，并在同一表面上设置第二个独立切换的加热元件。

理由： SR-9.5 要求不依赖飞行软件的生存加热。两个串联的恒温器可防止一个恒温器失效闭合而使蓄电池过热；第二个元件涵盖恒温器或加热器失效开路。两个元件位于各自独立的恒温器对上。

THM-012 加热器功率 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-9.6, SR-3.9 · 适用: 全部

热设计在任何工况下所需的蓄电池与结构加热器功率不应超过 3.5 W，在工作工况下所需的载荷加热器功率不应超过 1.5 W。

理由： 3.5 W 和 1.5 W 为各功率预算中的加热器功率，占空比见预算（蓄电池与结构：正常成像中 60 %，消旋和安全模式中 80 %；载荷 60 %）；SR-9.6 将安全模式的生存功率限制为同一个 3.5 W。

12.5.5 载荷下行数传机

THM-013 X 频段数传机过境温度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-9.1, SR-5.5 · 适用: Flight

在热工作工况下，X 频段载荷数传机在间隔一圈轨道的两次 7 min 过境结束时，温度应不高于 +35 °C。

理由： 该数传机在发射时于较小的安装板上耗散约 13 W（输入 15.0 W，射频 2 W）。+35 °C 为 +45 °C 工作限值减去 SR-9.1 的 10 °C 余量。连续两次过境是三站网络的最坏情况；−Z 侧板上的无线电设备散热器在两次过境之间为该设备降温。

THM-014 S 频段发射机过境温度 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-9.1, SR-5.1 · 适用: Lite

在热工作工况下，S 频段发射机在间隔一圈轨道的两次 9 min 过境结束时，温度应不高于 +40 °C。

理由： 该发射机在较长的 S 频段过境期间发射时耗散约 10.5 W（输入 11.5 W，射频 1 W）。+40 °C 为 +50 °C 工作限值减去 10 °C。同一个无线电设备散热器服务于两种构型。

12.5.6 污染、遥测与表面

THM-015 除污加热 · 验证方法: 试验, 演示 · 追溯: SR-1.10, SR-11.7 · 适用: 全部

收到地面指令后，热设计应在相机处于其除污状态、载荷加热器满占空比、载荷散热器转向地球的条件下，使望远镜和探测器保持在 +30 °C ± 2 °C。

理由： 将光学件和焦平面加热到高于周围结构的温度，可驱除分子污染物，否则这些污染物会凝结在最冷的光学表面上并降低响应（SR-1.10）。散热器的尺寸按冷却探测器确定，因此仅靠 1.5 W 加热器无法达到 +30 °C；将散热器转向地球红外（相反的偏航朝向，不成像）可去除其大部分热损失。该功能用于在轨测试步骤 C5（出气保持）以及响应监测显示出现污染趋势时；相机可承受该温度下 200 h（PAY-021）。

THM-016 温度遥测 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR-9.1, SR-6.9 · 适用: 全部

航天器应至少装有 24 个热敏电阻，包括表“单机温度限值”中每个单机至少一个、蓄电池组上两个以及探测器载体上两个，每个在 −40 °C 至 +85 °C 之间的读数精度为 ±1 °C。

理由： 表中的每个限值都需要一个测量，用于地面的超限检查（SR-6.9）和飞行件的相关性分析。加热器控制所用的探测器载体热敏电阻标定得更精确（±0.2 °C，PAY-017）。

THM-017 散热器表面特性 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-9.1, SR-1.7 · 适用: 全部

寿命初期，散热器涂层的半球发射率应不低于 0.85，太阳吸收率应不高于 0.20。

理由： 计入 ENV-015 允许的寿命末期最多 0.05 的增量，热工况对散热器采用 0.25 的吸收率。这些数值在随每块飞行板一同涂漆的见证样品上测量。

12.6　验证方法

热设计通过热网络模型分析来验证，并经试验修正相关性。**TC-46 热平衡试验**将 FM-1 置于热真空试验箱中，用加热板模拟热、冷工作工况和冷生存工况的外部热流，测量稳态温度以进行模型相关性分析（THM-001、THM-002、THM-006、THM-007、THM-010；相关性依据 ENV-008），并运行模拟的成像窗口和下行过境以考核瞬态过程（THM-004、THM-005、THM-013、THM-014）。随后进行 SR-11.4 的热真空循环。**TC-47 加热器与恒温器功能试验**在常温和热真空中检查每个加热器回路的极性、电阻、恒温器设定点和冗余，以及载荷加热器的软件控制（THM-008、THM-011、THM-012、THM-015）。蓄电池均匀性（THM-009）在 TC-46 和 TC-07 期间测量。除污状态也在相机级试验 TC-33 中运行。热敏电阻的覆盖和精度（THM-016）以及模型分辨率（THM-003）通过检查和校准记录验证，散热器特性（THM-017）通过见证样品上的测量验证。

13 推进规范

EO-1 Flight 与 EO-1 Lite 均不配置推进系统。本章记录推进研究（EO1-RPT-440，推进研究报告）的结论，使不予采用的理由与本规范一并保留，并列出后续构型若要增加推进系统所须作出的更改。**本章不含约束性需求。** PROP 需求前缀予以保留；本版本不发布 PROP 需求，也不为任何推进单元分配产品编号。SR-13.9（不得有压力容器、推进剂或火工品）适用于两种构型。

13.1 研究摘要

研究考察了一种冷气推力器模块，用于两项目的：

- **轨道维持。** 在 730 天任务期内抵御大气阻力，保持轨道高度，从而保持 SR-1.6.1（TBR-01）要求的 3 天星下点轨迹重复。
- **任务末期降轨。** 在钝化前进行一次逆行点火，缩短再入所需时间（SR-13.4）。

所考察的模块以液化推进剂在其饱和蒸气压下贮存，经加热阀门和喷管排出。研究估算的主要特性如下：

特性	估计值
含不确定余量的质量（含推进剂）	0.80 kg
推进剂质量	0.12 kg
比冲	约 65 s
推力	约 10 mN
总冲	约 75 N · s
EO-1 Flight 航天器的速度增量	约 6.8 m/s
功率	点火时约 2 W；推进剂加热器轨道平均约 0.5 W
体积	约 0.4 U，喷管位于外部面板

推进研究所假定的冷气模块特性

13.2 不予采用的理由

布局。 能容纳该模块的唯一空闲空间是 X 频段载荷数传机旁的舱位（结构与机构规范，数传机安装板）。在此安装该模块将占用 −Z 面板中兼作数传机辐射面的部分，若不另设辐射面位置，数传机的过境温度限值（THM-013）将无法满足。EO-1 Lite 在 S 频段发射机旁有同样的舱位，存在同样的冲突。

质量。 增加 0.80 kg 将使两种构型均低于 SR-8.4 的系统余量（12.0 kg 分配值的 10 %，即 1.20 kg）：

构型	含不确定余量的发射质量	加推进后	相对 12.0 kg 的余量
EO-1 Flight	10.55 kg	11.35 kg	0.65 kg (5.4 %)
EO-1 Lite	10.40 kg	11.20 kg	0.80 kg (6.7 %)

推进模块对质量余量的影响

收益。 在 500 km 轨道上收益很小。生长季内阻力造成的星下点轨迹漂移，通过重新规划成像窗口即可吸收，因此 SR-1.6 的重访不依赖于精确保持轨迹重复。可用的 6.8 m/s 只能使近地点降低约 25 km，对缩短再入时间的作用有限；而 500 km 轨道的自然衰减无需点火即可满足安全、空间碎片与处置领域的处置需求。

安全与发射。 推进剂贮箱属于压力容器。配置贮箱将更改 SR-13.9，并使搭载安全评审增加一套压力系统，而搭载兼容性（N8）所依赖的正是简单的安全论证。

在较低轨道高度，阻力更大，仅靠重新规划无法保持星下点轨迹重复，推进系统仍可作为后续构型的选项。

13.3 增加推进系统所需的更改

以下清单不具约束力。它记录研究识别出的更改，使后续构型以此为起点。

1. **需求基线。** 更改 SR-13.9 以允许推进模块；增加 PROP 需求领域，涵盖总冲、推力、最小冲量元、推力矢量对准、推进剂泄漏率、最大预期工作压力（其验证压力与爆破系数取自搭载用户指南）以及推进剂温度限值；在领域 1 增加轨道维持需求，在领域 13 增加处置机动选项。
2. **质量。** 在其他部位为 EO-1 Flight 回收至少 0.55 kg（EO-1 Lite 为 0.40 kg），以恢复 SR-8.4 的 10 % 余量，或依据 EO1-PLN-350 接受偏离许可。
3. **布局与热控。** 将载荷下行数传机的辐射面移至其他面板，或减少数传机每次过境的工作时间，并增加加热器控制，使推进剂保持在其温度限值内。
4. **安全。** 阀门驱动在部署器内时设三个独立的禁止装置，与发射机和展开部件相同（SR-13.1）；仅在在轨测试之后、且仅作为已解保险的关键指令方可点火（SR-14.9）；在系统危险分析（EO1-RPT-420）中增加压力系统危险源。
5. **ADCS。** 点火姿态，以及在反作用飞轮能力范围内的推力偏斜干扰力矩预算；每次点火后进行动量卸载。
6. **运行与地面。** 飞行动力学中的轨道维持规划（2.2）、点火指令程序以及点火后的定轨。
7. **验证。** 模块级与航天器级的验证压力试验和泄漏试验、点火功能试验，以及与推进剂的材料相容性。

14　星务（指令与数据处理）分系统规范

本章将星务（指令与数据处理，C&DH）元素（1.4）作为硬件加以规定，包括星载计算机（1.4.1）和载荷数据存储器（1.4.2）。运行于其上的飞行软件（1.4.3）在下一章规定。C&DH 实现系统架构一章的三个逻辑元素：L4 星上指令处理、L5 载荷数据管理和 L6 故障管理。C&DH 执行 F8 存储载荷数据和 F10 进入安全模式，并承担工作模式一章中的模式活动 SM.1、SM.3、SM.4、SM.6、SM.8 以及 SM.10 至 SM.13。

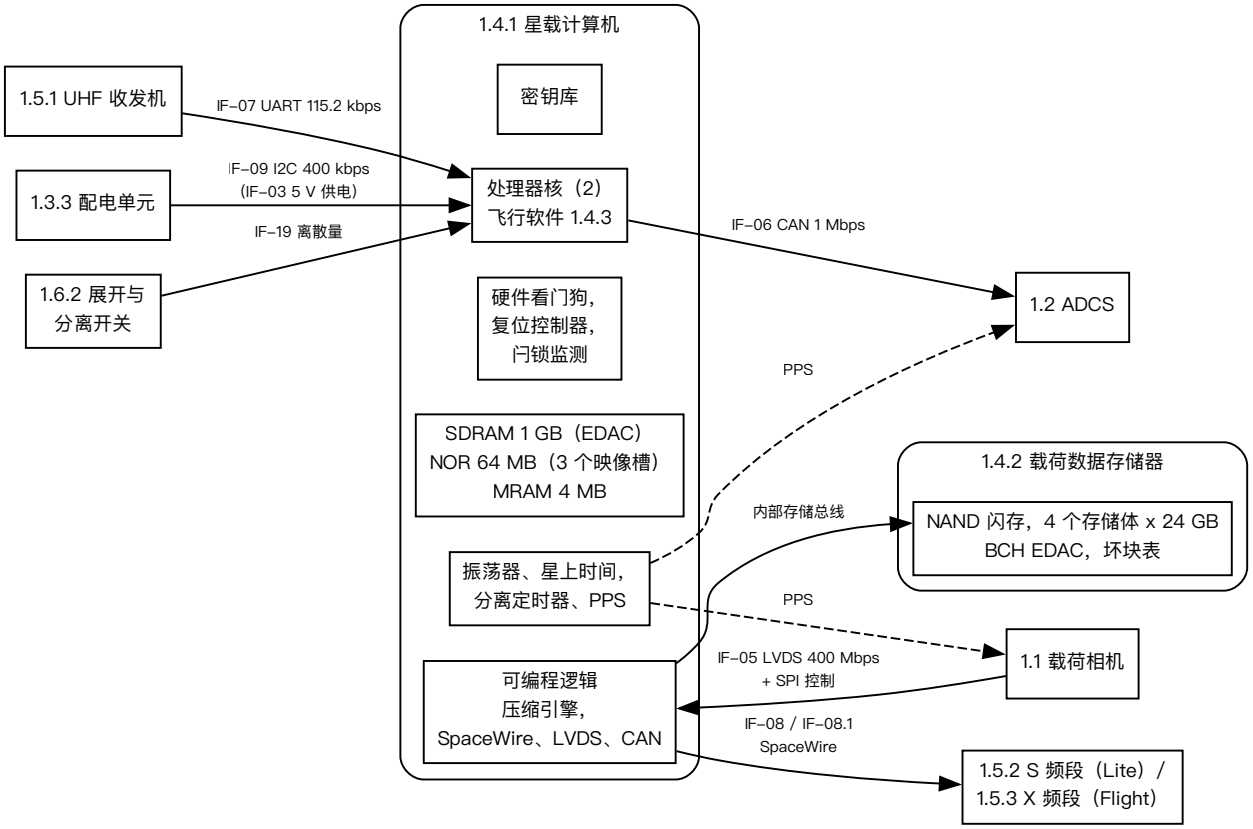
C&DH 在 EO-1 Flight 和 EO-1 Lite 中完全相同。C&DH 处唯一的构型差异是所连接的载荷数据端口：IF-08 连接 S 频段发射机（Lite），或 IF-08.1 连接 X 频段载荷数传机（Flight）。两个端口在每台单机上均已配备，因此一种 C&DH 设计和一个备件池即可服务整个产品线。

14.1　概述

C&DH 为双板叠层结构：一块处理器板（星载计算机）和一块存储板（载荷数据存储器），以板间连接器相连，装于同一铝制壳体内，安装在航天器内部隔板上，紧邻配电单元。C&DH 由 5 V 常通电源线（IF-03）供电，因此星箭分离后在所有模式（含安全模式）下均保持开机，仅在 SM.12 航天器钝化之后断电。

特性	值	依据
质量（两块板和壳体）	0.34 kg	实测值（质量预算，含 3 % 不确定余量为 0.35 kg）
轨道平均功率	4.0 W	实测值（功率预算，含不确定余量为 4.12 W）
压缩突发期间的峰值功率	6.5 W（4.0 W 加 2.5 W）	实测值；IF-03 额定 7 W
供电	来自配电单元的 5 V 常通电源线（IF-03）	
处理器	抗辐射片上系统：两个 400 MHz 的 32 位处理器核，带浮点运算，集成可编程逻辑	
数据存储器	1 GB SDRAM，带单错纠正、双错检测（SECDED）EDAC	
程序存储器	64 MB NOR 闪存，存放三个软件映像槽和启动表	
非易失存储器	4 MB 磁阻 RAM（MRAM）：事件日志、计数器、定时器、上一模式、密钥库索引	
载荷存储	96 GB 原始 NAND 闪存，分四个存储体；扣除 EDAC 和备用块后，至少 64 GB 用于载荷文件	SR-4.1
守时	温度补偿晶体振荡器，带星上速率修正；向 ADCS 和载荷各输出一路秒脉冲	SR-4.7
工作温度范围	−20 ° C 至 +50 ° C（单机鉴定 −30 ° C 至 +60 ° C）	STD-1

C&DH 概要特性



C&DH 框图：星载计算机、载荷数据存储器及其航天器接口

14.2 星载计算机

14.2.1 处理器与存储器

处理器为抗辐射片上系统，含两个 32 位处理器核和一块可编程逻辑。核 0 运行实时执行体、指令与遥测、指令计划、故障管理以及各分系统接口应用。核 1 运行载荷数据处理、文件传送和压缩控制。这种划分使飞行软件能够把故障管理放在载荷数据通路无法加载的处理器核上（见飞行软件规范“架构”），这是在硬件侧保持 L5 与 L6 分离的做法。可编程逻辑中装有 CCSDS 122.0-B 压缩引擎，以及需要硬件速率的接口控制器（LVDS、SpaceWire、CAN）；其配置在启动时从所选软件映像加载，并每 10 s 回读校验一次。

存储器	容量	技术	保护	内容
启动存储器	64 kB	一次性可编程，位于处理器内部	固定	第一级引导程序：依据启动表选择映像槽并校验其校验和
程序存储器	64 MB	NOR 闪存	每槽 CRC-32 和 SHA-256 摘要；槽 0 硬件写保护	槽 0：受保护映像（经鉴定的飞行软件）；槽 1 和槽 2：可更新映像，各预留 8 MB；启动表

存储器	容量	技术	保护	内容
数据存储器	1 GB	SDRAM	每个 64 位字 SECDED EDAC，硬件刷新器	运行中的软件、数据结构、用于条带接收和压缩的 256 MB 环形缓冲区
非易失存储器	4 MB	MRAM	每条记录带 CRC；关键记录保存两份	事件日志（SR-10.24）、复位计数器及原因、分离定时器副本、上一模式和子模式、防重放计数器、存储目录索引、密钥库索引
处理器片上存储器	512 kB	SRAM	奇偶校验；有硬截止时间的任务使用该存储器	中断向量、执行体内核、故障管理表

星载计算机存储器映射

程序存储器中的启动表指明所选槽位，并统计连续启动失败的次数。复位释放后 60 s 内飞行软件未向复位控制器报告“启动完成”，即计一次启动失败。连续三次启动失败后，引导程序不论启动表如何设置均选择槽 0（SR-10.21）。槽 0 由硬件跳线写保护，该跳线在最终总装时设定，任何指令均无法触及；因此槽 0 绝不会被更新破坏，只可能因辐射引起的位错误而损坏，该错误会在启动时被其摘要校验检出。

14.2.2 错误检测与纠正

凡存放代码或状态的存储器，均有防单粒子翻转的保护：

- **SDRAM。** SECDED 在读取时纠正每个 64 位字中的任意单位错误并报告双位错误。硬件刷新器在后台读取并重写整个 1 GB，使单位错误在同一字中累积出第二个错误之前即被消除。按 500 km 轨道的预测翻转率（1 GB 中每天少于 20 次单位翻转，含穿越南大西洋异常区的过境），10 min 的刷新周期使同一字内出现双错误在任务期内的可能性极低。代码或内核数据中的双位错误引起受控复位；数据缓冲区中的双位错误则将受影响的条带段标记为损坏。
- **NOR 闪存和 MRAM** 在所关注的水平下，其存储数据不易发生翻转；其内容在读取时以 CRC 和摘要校验。
- **可编程逻辑。** 配置存储器每 10 s 回读一次并与存储的映像比较；不一致则重新加载配置，约需 200 ms，仅中断压缩引擎和接口控制器，不影响处理器核。
- **载荷存储。** 见下文“载荷数据存储器”。

各存储器的已纠正错误计数在健康数据中下传，使地面能够跟踪翻转率趋势并与辐射分析对比。

14.2.3 看门狗、复位与启动

硬件看门狗是由其自身振荡器驱动的计数器，与处理器时钟分离。飞行软件应至少每 4 s 对其喂狗一次；执行体仅在每个 1 类任务均已报告其心跳后才喂狗（见飞行软件规范“软件关键等级”）。漏喂一次即复位处理器。复位控制器将复位原因（看门狗、闩锁、上电、指令、双位错误）及其星上时间记录于 MRAM，并递增复位计数器，守卫条件 G-WD 据此判定（24 h 内三次复位，TBR-11，工作模式）。

自复位释放起，引导程序校验并加载所选映像（8 MB 映像约 6 s），配置可编程逻辑（约 2 s），随后执行体启动模式逻辑，由其从 MRAM 读取上一模式。总时间不足 15 s，远在 SR-10.7 规定的 60 s 模式恢复时间之内。较短的启动时间还可避免安全模式进入期间发生的复位使进入时间超出其 10 s 限值的幅度大于启动时间。

14.2.4 守时

星上时间为 48 位的秒与亚秒计数器（分辨力约 15 µs），由温度补偿晶体振荡器驱动。在工作温度范围内，振荡器的原始稳定度约为 ±1 ppm，单独使用时每天约漂移 86 ms。因此地面根据每日时间关联估计振荡器的频率偏差及其缓慢变化，并上传速率修正，守时逻辑持续应用该修正。剩余部分为残余漂移，由轨道温度循环和老化决定。

贡献项	值	说明
地面时间关联（站时间戳，由轨道确定得到的光行时）	0.1 ms	站钟受控于 UTC；见地面段规范
速率修正后 24 h 残余漂移	1.7 ms	86,400 s 内 20 ppb [TBR-50]
修正量化与应用延迟	0.05 ms	
向用户分发（PPS 边沿对齐）	0.05 ms	ADCS 控制器和载荷时间戳
合计，修正后一天的最坏情况	**1.9 ms**	SR-4.7 限值 2 ms

星上时间误差预算（每天一次修正）

20 ppb 的残余漂移是时间预算所能承受的值，而非实测值：它取决于温度补偿在热真空中对轨道循环的保持程度，在 TC-50 测得该值之前为 TBR-50。

一路与星上秒对齐的秒脉冲输出送往 ADCS 控制器（经 IF-06 电缆中的一根离散线）和载荷（经 IF-05）。二者均以其为基准为测量值和图像行打时间戳，使姿态数据与图像行的时间标记共用同一时间基准。

分离定时器是由分离开关（IF-19）释放启动的独立硬件计数器。即使处理器处于复位状态，它也由振荡器驱动计数，飞行软件每秒将其值复制到 MRAM。启动时，计数器有效则软件取硬件计数值；若计数器本身因掉电受到扰动，则取 MRAM 副本加复位持续时间，从而把误差限制在 SR-10.4 规定的 10 s 之内且留有较大余量。

14.2.5 单粒子效应与闩锁

C&DH 以每路内部供电轨（内核、存储器、可编程逻辑、存储体）上的电流监测器防护单粒子闩锁。过流超过闩锁门限达 1 ms 以上时，在 10 ms 内切断受影响供电轨组的电源，保持断电 1 s 后恢复；随后处理器按看门狗复位后的方式启动。来自 IF-03 的常通输入绝不因该保护而中断，因此分离定时器、MRAM 和复位控制器保持其状态。存储体的单粒子功能中断，仅对该存储体断电重启即可清除（见下文）。

14.2.6 航天器接口

C&DH 终接下列数据接口。电气电平、连接器和引脚分配见接口需求一章和 EO1-ICD-200。

接口	对端	协议与速率	用途
IF-03 C&DH 供电线	1.3.3 配电单元	5 V 常通，额定 7 W	分离后所有模式下的 C&DH 供电
IF-05 载荷接口	1.1 载荷相机	LVDS 400 Mbps（数据）、SPI（控制）、PPS	接收来自载荷缓冲区的条带；相机指令与状态
IF-06 ADCS 数据总线	1.2.4 ADCS 控制器	CAN 1 Mbps，PPS 离散线	姿态目标、指向模式指令、ADCS 遥测
IF-07 无线电指令接口	1.5.1 UHF 收发机	UART 115.2 kbps	接收遥控帧；发出 UHF 遥测帧；无线电控制
IF-08 载荷数据接口	1.5.2 S 频段发射机（Lite）	SpaceWire 100 Mbps	待编码传输帧、发射机使能与状态
IF-08.1 X 频段数据接口	1.5.3 X 频段载荷数传机（Flight）	SpaceWire 200 Mbps，连接器 J5（Micro-D 9）	传输帧、发射机使能、密钥选择与状态
IF-09 电源遥测链路	1.3.3 配电单元	I2C 400 kbps	电源遥测；负载开关、安全模式减载和熔断丝指令
IF-19 展开开关电缆	1.6.2 展开机构	离散输入	分离开关状态（启动分离定时器）；展开开关状态

C&DH 数据接口

壳体上设有地面测试连接器，经航天器操作口引出，为地面支持设备在总装期间提供调试与软件加载通路。该连接器与部署器无连接（SR-12.7），并在飞行前遮盖。

14.2.7　密码密钥库

密钥库将 SR-14.3 规定的密码密钥保存在处理器安全存储器的专用区域内，该区域与 MRAM 分离，且未映射到内存转储指令可读取的地址空间。它保存八个遥控认证密钥槽，在 EO-1 Flight 上另有八个下行加密密钥槽；经认证的指令选定每类密钥的当前密钥。每次 X 频段过境，C&DH 用飞行前装入 X 频段载荷数传机的密钥加密密钥包裹当前下行密钥，并经 IF-08.1 发送（ICD-036），因此没有任何密钥以明文形式穿越接口。清零指令（SR-14.9 规定的关键指令）覆写所有密钥槽。

14.3　载荷数据存储器

14.3.1　组织

载荷数据存储器是由四个独立存储体（每体 24 GB，共 96 GB 原始容量）构成的 NAND 闪存阵列，位于存储板上，其控制器置于可编程逻辑中。每个存储体有独立的电源开关，因此发生单粒子功能中断或失效的存储体可单独断电重启或退出使用，而不影响其他存储体。

项	容量	说明
原始闪存	96 GB	四个存储体，每体 24 GB
纠错校验位（BCH，约 7 %）	6.7 GB	每个 1,024 字节码字
出厂及在轨坏块备用块储备（15 %）	13.4 GB	涵盖 730 天内坏块的增长
可用容量	**75.9 GB**	
载荷文件分区	64.0 GB	SR-4.1：20 天压缩数据或 3.7 天原始数据采集

项	容量	说明
已存储的健康数据与事件日志副本	2.0 GB	按每天 0.02 GB 计约 100 天健康数据
上传暂存区（软件映像、表）	1.0 GB	
未分配余量	8.9 GB	可部分吸收一个存储体的失效（见下文）

载荷数据存储器容量分配

文件以日志结构布局写入：新数据始终追加到已擦除的块中，文件的块仅在飞行软件删除该文件（经地面确认后，SR-10.28）时才释放，并以磨损均衡将擦除次数分散到所有块上。存储目录（文件名、优先级、大小、确认状态）保存在载荷存储中，索引存于 MRAM，因此在复位和掉电后仍然保留。

丢失一整个存储体会减少 19 GB 可用容量；未分配余量用尽后，载荷分区缩减至约 54 GB，仍相当于 16 天压缩数据采集。这是性能的平缓降级，而非需求情形：SR-4.1 在四个存储体全部可用的条件下验证。

14.3.2 数据完整性

每个 1,024 字节码字带有可纠正至多 40 位错误的 BCH 码。闪存位错误随存储时间、擦除次数和电离剂量而增长。为使 20 天后的交付误码率低于 1×10^{-12}（SR-4.9），控制器对已存储文件进行刷新：至少每 72 h 读取每个保留文件的每一页，并将已纠正错误数超过每码字 20 位（即纠错能力的一半）的页重写到新块。无法纠正的码字会在文件的段映射中把其所含的图像段标记为损坏；该文件仍予交付，地面处理器用同一田块的下一次采集数据填补损坏段。

14.3.3 速率

存储器须接收压缩引擎的输出，并在校准模式下以载荷接口的全速率接收原始条带。在紧邻通信弧段之前一次拍摄的压缩突发仍在写入时，存储器还须在该弧段内向载荷下行数传机供数。

数据流	所需速率	来源
压缩条带写入	约 9 MB/s	每个 40 s 条带压缩后 0.34 GB，须在 40 s 内写完
原始校准条带写入	50 MB/s	条带以 IF-05 速率（400 Mbps）从载荷缓冲区读出
X 频段下行读取（Flight）	12.5 MB/s	100 Mbps
S 频段下行读取（Lite）	1.25 MB/s	10 Mbps
刷新读取	平均约 0.3 MB/s	72 h 内 64 GB

载荷数据存储器吞吐量需求

14.3.4 写入耐久性

730 天内预计写入数据约 3.2 TB：2.35 TB 压缩数据采集（每天 3.22 GB）、约 0.4 TB 原始校准活动（每季度一次三天活动，每天 17.2 GB）、0.02 TB 健康数据文件、约 0.1 TB 刷新重写，以及日志结构布局带来的 1.1 倍写放大。在 96 GB 原始闪存上，每块的编程/擦除循环少于 40 次，远低于该类型闪存的额定值。因此耐久性不是限制因素；限制因素是辐射剂量后的数据保持能力，上述刷新措施已涵盖该问题。

14.4 需求

CDH–001 数据存储器 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–10.27 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应提供至少 1 GB 的数据存储器，每个 64 位字均受单错纠正、双错检测 EDAC 保护。

理由： 飞行软件的代码、数据和表约需 400 MB，另需 256 MB 环形缓冲区用于条带接收；1 GB 可在为更新留有余地的同时满足 SR-10.27 的 70 % 存储器限值。需要 EDAC 是因为 SDRAM 翻转在该轨道上很频繁。

CDH–002 软件映像槽 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–10.20, SR–10.21 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应在非易失程序存储器中保存三个各不小于 8 MB 的软件映像，其中一个由任何指令均无法更改的硬件写保护。

理由： 两个可更新槽使上传的映像可在不覆盖运行中映像的情况下存储（SR-10.20）；受保护槽即 SR-10.21 的回退映像。当前映像约 5 MB，故 8 MB 为增长留有余地。

CDH–003 数据存储器刷新 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–11.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应在无需飞行软件干预的情况下，至少每 10 min 读取并纠正其数据存储器的每个字。

理由： SECDED 每字仅纠正一个错误；刷新可在第二个错误累积之前消除单个错误。在 1 GB 中每天少于 20 次翻转的条件下，10 min 的周期使不可纠正的双错误在任务期内可忽略（TC-52）。

CDH–004 硬件看门狗 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–10.9, SR–11.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

飞行软件 4 s 内未对看门狗喂狗时，星载计算机应复位处理器，且使用独立于处理器时钟的看门狗时钟。

理由： 处理器死机后必须无需地面介入即可恢复（SR-11.6）。4 s 长于任何合法的不可抢占操作（最长的是 2 ms 的闪存擦除），又足够短，使安全模式进入期间发生的死机在启动后仍能很快完成进入。独立时钟意味着处理器时钟停止不会使看门狗停止。

CDH–005 复位记录 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–10.9, SR–10.24 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应在飞行软件重新启动之前，将每次处理器复位的原因和星上时间记录于非易失存储器。

理由： 守卫条件 G-WD 统计 24 h 内的看门狗复位次数，且需跨越复位本身，因此该计数不能存放在易失存储器中；复位原因使地面能够区分辐射翻转与软件故障。

CDH-006 启动时间 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.7, SR-4.3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应在复位释放后 20 s 内启动飞行软件模式逻辑。

理由： SR-10.7 要求在启动后 60 s 内恢复模式，这需要较短的硬件启动时间；安全模式进入期间发生的复位也会使进入延迟一个启动时间。设计启动时间不足 15 s。

CDH-007 非易失状态存储器 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR-10.24, SR-10.4 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应提供至少 4 MB 的非易失存储器，该存储器可随时接受写入，并在无电源条件下保持数据至少 730 天。

理由： 1,000 条事件的事件日志、分离定时器副本、复位记录、上一模式和防重放计数器必须在复位和掉电重启后保留；MRAM 可每秒进行字节写入而无磨损失效。按每条事件 64 字节计，1,000 条事件日志需要 64 kB，因此 4 MB 可为每条记录保存两份并留有较大余量。

CDH-008 闩锁防护 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-11.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1, 1.4.2

C&DH 应在 10 ms 内切断任何电流超过其闩锁门限的内部供电轨组的电源，并自动恢复供电，使受影响的功能在 60 s 内恢复服务。

理由： 闩锁电流若持续存在会损坏器件；恢复必须无需地面指令即可完成（SR-11.6）。常通输入保持连接，使定时器和非易失记录得以保留（TC-52）。

CDH-009 抗辐射能力 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-11.5, SR-11.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1, 1.4.2

C&DH 的每个电子器件应能承受至少 10 krad(Si) 的总电离剂量，并且应对线性能量传输达 37 MeV · cm²/mg 以内的闩锁免疫，或受 CDH-008 保护。

理由： 10 krad(Si) 是 SR-11.5 的系统剂量需求乘以设计余量 2 所得。37 MeV · cm²/mg 是一个常用门限，高于该值时低地球轨道上的闩锁率可忽略；低于该值时，由 CDH-008 提供保护。

CDH-010 振荡器残余漂移 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-4.7 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-50 · 分配: 1.4.1

应用地面提供的速率修正后，在轨道温度循环下的任意 24 h 内，星上时间相对 UTC 的漂移应不超过 20 ppb [TBR]。

理由： 20 ppb 即每天 1.7 ms，是星上时间误差预算中最大的一项，在每天一次修正的条件下使 SR-4.7 保持在 2 ms。待 TC-50 在热真空中测得飞行振荡器在轨道热循环下的漂移后，TBR-50 关闭。

CDH-011 时间修正分辨力 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.7 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应以 20 µs 或更优的分辨力应用指令给定的星上时间偏移，并以 0.1 ppb 或更优的分辨力应用指令给定的速率修正。

理由： 修正量化量相对于 2 ms 预算必须保持很小：20 µs 约为一个计数器节拍，0.1 ppb 每天仅累积 9 µs。

CDH-012 时间分发 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.7, SR-2.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应向 ADCS 控制器和载荷相机提供秒脉冲信号，其边沿与星上秒的偏差在 50 µs 以内。

理由： 姿态采样值与图像行时间标记必须共用同一时间基准；50 µs 对应沿轨 0.4 m，在 SR-2.2 的 0.01 deg/s 稳定度下造成的姿态误差可忽略。

CDH-013 分离定时器 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.4, SR-8.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应以硬件计数器累计分离后的时间，该计数器在分离开关释放时启动，并在处理器复位期间继续计数。

理由： 30 min 展开期和 45 min 射频静默期均自分离起计时（SR-8.6、SR-11.9）；在复位期间持续运行的硬件计数器是 SR-10.4 所要求的 10 s 保持的基础。

CDH-014 密钥库 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-14.3, SR-4.4 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

C&DH 应保存至少八个遥控认证密钥，并在 EO-1 Flight 上保存至少八个下行加密密钥，存放于任何遥测或内存转储指令均无法读取的存储器中，且应在执行清零指令后 1 s 内将其全部覆写。

理由： 每类八个密钥槽可支持轮换以及从密钥泄露中恢复（SR-14.3、SR-14.4）。密钥绝不得在下行链路上可读；清零是任务结束钝化的一部分（TC-54）。

CDH-015 压缩引擎吞吐量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.6, SR-4.5 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.1

星载计算机应以硬件方式按 CCSDS 122.0-B 图像数据压缩标准压缩图像数据，输入速率至少为 400 Mbps。

理由： 相机自拍摄开始起以 400 Mbps 的 IF-05 速率传送每个条带，并在条带结束后 10 s 内完成读出（PAY-025）；以该速率压缩可跟上读出速度，因此 40 s 的条带在结束后约 10 s 即压缩完毕，远在 SR-4.6 的 60 s 之内。若在处理器核上以软件压缩，每个条带需要数分钟（TC-65）。

CDH-016 载荷存储容量 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-4.1 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.2

载荷数据存储器在寿命末期扣除纠错校验位和备用块储备后，应提供至少 64 GB 用于载荷文件。

理由： SR-4.1 规定了载荷数据的容量；健康数据和上传暂存区有各自的分区（容量分配表）。寿命末期的条件由 15 % 的备用块储备涵盖；以 TC-08 并通过坏块增长分析进行验证。

CDH-017 存储纠错 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-4.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.2

载荷数据存储器应以纠错码对存储数据编码，该码对每个 1,024 字节码字至少纠正 40 位错误。

理由： 在每 72 h 刷新一次（CDH-018）的条件下，40 位纠错能力可使任务剂量后及 20 天保持期后预期的原始误码率下，未纠正误码率远低于 1×10^{-12}（TC-51）。

CDH-018 存储刷新 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.2, 1.4.3

载荷数据存储器应至少每 72 h 读取每个保留文件的每一页，并重写已纠正错误数超过每码字 20 位的每一页。

理由： 在纠错能力的一半处重写，可在累积错误超出该码的能力之前将其消除；72 h 周期仅需 0.3 MB/s 的平均读取速率，功耗上无可测量的代价。

CDH-019 存储写入速率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.6, SR-4.1 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.2

载荷数据存储器应接受至少 50 MB/s 的持续写入。

理由： 在校准模式下，原始条带不经压缩，以 400 Mbps 的 IF-05 速率从载荷缓冲区读出；存储器必须跟上，使校准条带能够以与正常条带相同的间隔拍摄。

CDH-020 存储读取速率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.5, SR-5.4 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.2

载荷数据存储器应在以 50 MB/s 写入的同时，提供至少 20 MB/s 的持续读取。

理由： X 频段下行需要 12.5 MB/s；通信弧段可能在上一个成像窗口的压缩突发仍在写入时开始。20 MB/s 为 CFDP 重传和刷新读取留有余量。

CDH-021 存储写入耐久性 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-15.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.2

载荷数据存储器应能在其寿命内接受至少 6.4 TB 的写入数据，且不丧失 CDH-016 规定的容量。

理由： 为 730 天内预计写入量 3.2 TB 的两倍（SR-15.9 的系数 2）。通过闪存鉴定数据和对飞行批次样品的加速循环试验进行验证（TC-51）。

CDH-022 存储体隔离 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-15.2, SR-11.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.2

载荷数据存储器某一存储体中的故障或功能中断，不应妨碍对其余三个存储体的读取或写入。

理由： 独立的存储体供电和总线隔离可限制闪存失效的影响（SR-15.2）；功能中断通过对该存储体断电重启在 60 s 内清除（SR-11.6）。

CDH–023 平均功率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–3.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4

C&DH 在任意轨道上的平均功耗（不含压缩突发）从 IF-03 汲取不应超过 4.12 W。

理由： 4.0 W 实测值加上实测项 3 % 的不确定余量，是三份功率预算中均采用的值；超出该值的增长会减少 SR-3.9 的 12 % 分配余量。

CDH–024 峰值功率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–3.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4

C&DH 在任何时刻从 IF-03 汲取的功率不应超过 6.5 W。

理由： 压缩突发在 4.0 W 基线上增加 2.5 W。IF-03 额定 7 W（相对此前 4 W 额定值的接口变更，见接口需求），因此 6.5 W 保留 0.5 W 的裕量。

CDH–025 C&DH 质量 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–8.2 · 适用: 全部 · 分配: 1.4

C&DH（含其壳体和两块板）的质量应不超过 0.35 kg。

理由： 0.34 kg 实测值加 3 % 不确定余量即质量预算条目；通过称量飞行单机进行验证。

14.5 验证方法

C&DH 在航天器集成之前于单机级验证，并在航天器试验中再次验证。容量、速率和纠错在星上存储试验（TC-08）中于飞行单机上验证，并以存储保持与耐久性试验 TC-51 加以扩展，该试验对取自飞行批次的闪存样品辐照至任务剂量，并保持 20 天后读出。复位、看门狗、启动和闩锁行为通过对飞行单机进行故障注入，在 TC-52 中验证（强制看门狗超时、注入双位错误、在每个供电轨组上模拟闩锁电流、分离定时器计数期间电源中断）。振荡器漂移在热真空中经至少三天的模拟轨道循环，于 TC-50 中测量，该试验同时关闭 TBR-50。压缩吞吐量和功耗以取自载荷工程样机的具有飞行代表性的条带，在 TC-65 中测量。抗辐射能力通过对器件试验数据的分析来验证，其中处理器和闪存另有重离子试验数据。质量和检查项在单机验收评审时关闭。

15 飞行软件规范

本章规定运行于星载计算机（1.4.1）上的飞行软件（1.4.3）：其架构、指令与遥测、带时间标记的指令计划、故障管理、载荷数据处理与压缩、文件传送、软件更新以及软件关键等级。模式逻辑（六种模式、转移 T1 至 T9、子模式和模式活动）及其需求 SR-10.1 至 SR-10.19 在工作模式一章规定；本章仅引用，不重复。领域 10 的其他飞行软件需求（SR-10.20 至 SR-10.28）以及领域 4、12 和 14 的指令、安全和数据需求，是下列需求的上级需求。

飞行软件对两种构型使用同一版本。集成时装入的配置表选定载荷数据端口（EO-1 Lite 为 IF-08，EO-1 Flight 为 IF-08.1）、下行速率，以及是否接受帧加密密钥选择指令（仅 EO-1 Flight）。ADCS 控制器（1.2.4）运行其自身的姿态控制软件，该软件随 ADCS 一并规定；飞行软件经 ADCS 数据总线（IF-06）向其发出指令。

发射时在轨运行的软件为 2.3 版。2.4 版关闭 SR-4.3 偏差（安全模式进入实测 14 s，对应要求 10 s），按下文“软件更新”的程序在轨上传。2.3 版不满足的需求在其理由中注明。

15.1 架构

15.1.1 结构

软件由运行于抢占式实时执行体之上的一组应用构成。各应用仅通过执行体的消息队列通信，不使用共享内存，使一个应用中的故障不会破坏另一应用的数据。两个处理器核的使用是非对称的：核 0 运行所有保证航天器安全和可指令的功能，核 1 运行载荷数据通路，后者是负载最大、变化也最大的部分。

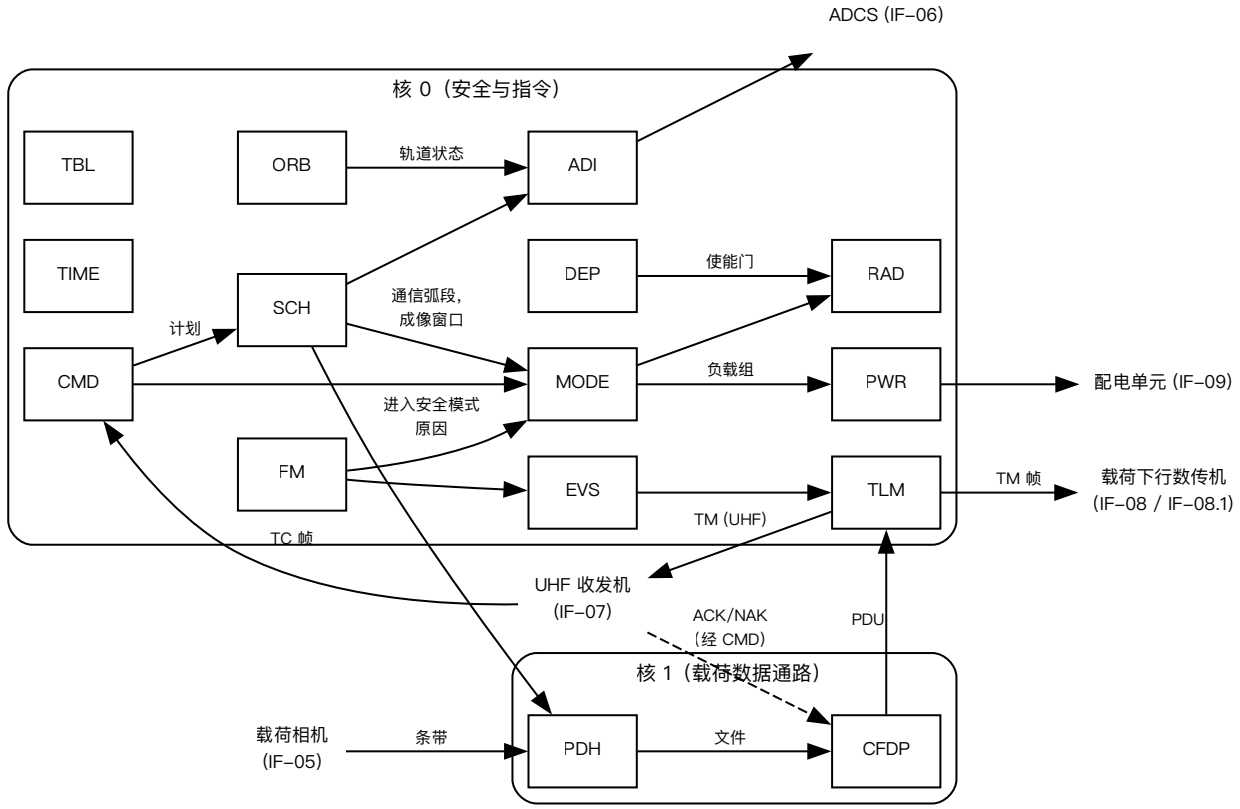
标识	应用	职责	核	速率或触发条件	等级
EXEC	执行体	任务调度、消息队列、任务心跳、看门狗喂狗	0	100 Hz 节拍	1
BOOT	启动与映像管理	启动时映像校验、启动表、映像复制与激活	0	启动；指令触发	1
MODE	模式管理器	工作模式的状态机：模式、子模式、转移 T1 – T9、模式活动 SM.1 – SM.13	0	1 Hz 及事件触发	1
FM	故障管理	故障管理表中的监测与响应	0	1 Hz	1
CMD	指令接收	遥控帧接受、认证、防重放、校验、路由、关键指令解锁	0	帧到达时	1
TIME	时间管理器	星上时间、偏移与速率修正、时间关联、分离定时器	0	1 Hz	1

标识	应用	职责	核	速率或触发条件	等级
DEP	展开与射频禁止	释放序列（SM.10）、展开部件和射频静默期、发射机使能门	0	发射和消旋模式下 1 Hz；使能请求时	1
PWR	电源接口	经 I2C 的配电单元遥测、负载开关切换、安全模式减载组指令	0	1 Hz	1
SCH	指令计划	已存储的带时间标记指令和序列、计划加载、约束检查、执行报告	0	10 Hz	2
TLM	遥测	健康数据采集、包生成、帧组装、虚拟信道复用	0	健康数据 0.1 Hz；高速率 10 Hz	2
EVS	事件服务	事件报告和非易失事件日志（SR-10.24）	0	事件触发	2
ADI	ADCS 接口	经 CAN 的指向模式指令、姿态目标、ADCS 遥测	0	10 Hz	2
ORB	轨道状态服务	将上传的轨道状态传给 ADCS 控制器；记录 ADCS 外推的位置和速度作为辅助数据	0	每日更新；1 Hz 记录	2
RAD	无线电接口	UHF 收发机控制、载荷下行数传机使能与状态、下行密钥包裹与装载（Flight）、X 频段过境期间的 UHF 发射互锁（ICD-008）	0	1 Hz	2
TBL	表管理器	加载、校验并激活参数表（限值、约束、故障管理、配置）	0	指令触发	2
PDH	载荷数据处理	条带接收、压缩控制、文件构建、辅助数据标注、存储目录	1	每个条带	2
CFDP	文件传送	CFDP 实体，确认模式，用于下行和上行文件	1	每帧	2

标识	应用	职责	核	速率或触发条件	等级
MEM	存储器服务	存储器加载、转储和校验和	0	指令触发	2
DIAG	诊断	集成试验工具；已从飞行配置表中移除	1	指令触发	3

飞行软件应用

优先级遵循等级：1 级应用的运行优先级高于 2 级，且核 1 上的任何任务均不能阻塞核 0 的任务。1 Hz 的故障管理周期是对航天器有意义的最短截止时间；它以仅次于执行体的第二高优先级运行。



飞行软件应用及其主要数据流

15.1.2 资源预算

资源	限值	实测值，2.3 版	目标值，2.4 版
核 0 负载，最坏 1 s 区间	60 %（SR-10.26）	41 %（通信弧段期间的计划加载）	40 %
核 1 负载，最坏 1 s 区间	60 %（SR-10.26）	54 %（100 Mbps X 频段通信弧段，伴随压缩突发）	50 %
程序存储器，最大映像	8 MB 槽的 70 %（SR-10.27）	5.0 MB（62 %）	5.3 MB（66 %）
数据存储器	1 GB 的 70 %（SR-10.27）	655 MB（64 %），其中 256 MB 为条带环形缓冲区	665 MB（65 %）
非易失存储器（MRAM）	4 MB 的 70 %	1.1 MB（27 %）	1.1 MB（27 %）

飞行软件资源预算

2.3 版的核 1 数值接近其限值，是风险 RK-6（飞行软件超载）的主要成因。2.4 版将 CFDP 帧校验和移至可编程逻辑，使最坏情况降至约 50 %。

15.2 指令与遥测

15.2.1 协议栈

天地协议遵循 STD-2 天地数据交换标准的规范：

- **上行（UHF，IF-11）。** CCSDS 232.0-B TC 空间数据链路协议（SR-12.2）的遥控传输帧，至多 256 个八位组，承载 CCSDS 133.0-B 空间包协议的空间包。帧以 COP-1 序列控制服务在虚拟信道 0 和 1 上递送；加急服务仅在虚拟信道 0 上接受，且仅限于“指令处理”中所列的指令集。每帧均带有认证模式（SR-14.1）的 CCSDS 355.0-B 空间数据链路安全协议安全头和尾，两种构型均如此。
- **下行（UHF 和载荷数传机，IF-11 回传、IF-12、IF-12.1）。** CCSDS 132.0-B TM 空间数据链路协议（SR-12.1）的遥测传输帧。UHF 帧为 256 个八位组，带帧差错控制字段。载荷下行帧为 892 个八位组，每帧对应 CCSDS 131.0-B 遥测同步与信道编码（SR-5.9）的一个 7/8 码率 LDPC 码字。在 EO-1 Flight 上，X 频段载荷数传机按 CCSDS 355.0-B 对帧数据字段加密（SR-4.4）；帧头保持明文，使地面站无需密钥即可对帧分类。
- **文件。** 载荷文件、已存储的健康数据文件和上传文件以确认模式使用 CCSDS 727.0-B CCSDS 文件传送协议（SR-12.3）。

虚拟信道	方向	链路	内容
TM VC0	下行	UHF 和载荷下行	实时遥测：信标、健康数据、事件、指令验证、时间关联
TM VC1	下行	UHF	按请求回放的事件日志以及存储器或表转储
TM VC2	下行	载荷下行	CFDP 文件数据：载荷文件和已存储的健康数据文件
TM VC7	下行	载荷下行	空闲帧（仅在没有排队的文件数据时）
TC VC0	上行	UHF	实时指令（序列控制）以及加急指令集
TC VC1	上行	UHF	计划加载、表加载和 CFDP PDU（文件上行、确认、重传请求）

虚拟信道分配

15.2.2 应用进程标识符

APID	方向	包	速率或触发条件
0x001	TM	健康信标（基本健康数据）	消旋和安全模式下每 30 s 一次；每次 UHF 通信弧段的第一个包

APID	方向	包	速率或触发条件
0x010	TM	全部分系统的完整健康数据，含模式状态（SR-10.18）	每 10 s 一次，存储并实时发送
0x011	TM	ADCS 高速率数据（四元数、本体角速度、飞轮转速、姿态误差）	拍摄和通信弧段期间 10 Hz
0x012	TM	电源详情（配电单元每个通道、蓄电池单体）	每 10 s 一次
0x013	TM	载荷状态（焦平面温度、缓冲区状态、探测器设置）	载荷开机期间每 10 s 一次
0x014	TM	无线电设备状态（UHF、载荷下行数传机、当前密钥槽）	每 10 s 一次
0x020	TM	事件报告	事件触发
0x021	TM	指令验证（接受、执行完成或失败）	每条指令
0x022	TM	计划状态与执行报告	变化时；按请求
0x023	TM	存储目录报告	每次通信弧段开始时；按请求
0x024	TM	时间关联	UHF 通信弧段期间每 60 s 一次
0x025	TM	存储器和表转储	按请求
0x030	TM	CFDP 协议数据单元（下行）	通信弧段期间
0x080	TC	执行体和模式指令	
0x081	TC	计划加载与编辑	
0x082	TC	分系统指令（电源、ADCS、无线电设备）	
0x083	TC	载荷和载荷数据处理指令	
0x084	TC	表、存储器和映像管理器指令	
0x085	TC	安全指令（密钥选择、清零、解锁）	
0x086	TC	时间指令（偏移、速率修正）	
0x090	TC	CFDP 协议数据单元（上行）	

应用进程标识符

健康数据量约为每天 20 MB（数据量预算中为 0.02 GB）：完整健康数据包约 1,100 个八位组、每 10 s 一个（每天 9.5 MB），拍摄和通信弧段期间的 ADCS 高速率包约增加 6 MB，其余为事件、验证和目录报告。UHF 链路无法承载该数据量，因此已存储的健康数据以每日文件的形式经载荷下行下传；UHF 通信弧段则承载实时包、事件和指令验证。

15.2.3 指令处理

CMD 按固定顺序处理收到的每一帧：帧头检查、安全尾检查（认证与防重放，SR-14.1、SR-14.2）、COP-1 帧接受，然后提取包。在认证码通过验证之前，帧中的任何内容均不予解释。每个包依据编入映像的指令数据库（APID、功能码、长度、各参数的类型和范围，SR-10.25）以及当前模式的允许指令集进行检查，然后路由到相应应用。接受或拒绝以验证包报告，指令运行后再报告执行完成或失败。

关键指令（软件激活、密钥更换与清零、蓄电池钝化、发射机永久禁用，以及 SR-14.9 中所列的指令）列入关键指令表。关键指令仅在此前 60 s 内已接受相应解锁指令时才运行（SR-14.9）。任务结束指令使用 SR-10.19 规定的更长的 600 s 解锁窗口，因为其前置的钝化步骤要在遥测中逐一确认。

TC VC0 上的加急服务仅接受发射机关闭指令（SR-5.11）、COP-1 解锁指示以及健康信标的遥测请求。在序列控制服务失步时（例如地面尚未察觉的复位之后），这些指令必须仍能工作。它们仍须经过认证。

15.3 指令计划

指令计划（SM.1 执行指令计划）保存在各通信弧段之间运行航天器的带时间标记指令。上传的计划包含：

- 计划条目：绝对星上时间标记（分辨力 10 ms）以及一个指令包或对某个已存储序列的调用及其参数；
- 目标表：每个条带的目标坐标、开始时间、持续时间、侧摆角和下行优先级；
- 通信弧段窗口：开始和结束时间、地面站、链路类型（仅 UHF 或载荷下行）；
- 最近一次轨道确定得到的轨道状态，由 ORB 传给 ADCS 控制器；ADCS 对其外推（ADCS-016），其外推所得的位置和速度也是辅助数据所记录的内容。

已存储序列是保存在星上的相对时间指令列表（至多 64 个序列，每个序列至多 50 条指令），因此一份计划每个条带只需一个条目（“拍摄目标表中的条带 n”），而不必列出每次拍摄所需的十几条指令。计划至少容纳 2,000 个条目（SR-4.8），按每天约 600 个条目的设计工况，相当于 72 h。

计划加载。 计划作为一组包经 TC VC1 到达。SCH 在非激活缓冲区中组装计划并检查其完整性和 CRC，然后依据星上约束表对每个条目运行 SR-10.22 的约束检查：

约束	检查	限值来源
功率	每个成像窗口和通信弧段开始时预测的蓄电池荷电状态保持在 FSW-029 的成像禁止水平之上	功率预算，电源分系统规范
热	每个轨道内的相机探测器开机时间和每个通信弧段内的载荷下行数传机开机时间均在其限值内	热控规范
指向禁区	任何指令姿态均不使太阳落入相机或星敏感器的禁区锥内	载荷和 ADCS 规范
存储	每次拍摄前预测的空闲空间至少为一个最大条带（原始 2.48 GB，即载荷缓冲区上限）	本章

约束	检查	限值来源
通信弧段窗口	除通信控制外，没有条目带时间标记落入通信弧段窗口内（OPS.3）	工作模式
模式	每条指令在其时间标记处航天器所处的模式下均被允许	指令数据库

星上计划约束检查

未通过的条目被移除并报告；计划的其余部分保留。未通过完整性或 CRC 检查的计划整体拒绝，原计划继续有效。新计划在计划中给定的激活时间取代当前计划。也可在当前计划中插入或删除单个条目，晚到的优先目标计划更新即以此方式在不上传整份计划的情况下上行（SR-6.6）。

执行报告。 SCH 记录每个条目的结果（已执行、因原因跳过、已拒绝）以及每个目标的结果（已拍摄、因焦平面或姿态机动未就绪而跳过、因故障管理响应而跳过）。该报告在每次 UHF 通信弧段开始时下传，是 F11.7 采集状态报告的星上部分。

15.4　故障管理

故障管理在能够遏制故障的最低层级检测并响应故障。安全模式触发条件（守卫条件 G-UV、G-WD、G-BT、G-AE、G-CL 和 G-LF）以及安全模式行为在工作模式一章规定；下表将它们与防止单个单机故障升级为安全模式的较低层级响应一并列出。门限值和持续时间值是故障管理表中的参数，可通过表加载更改。

层级	含义
0	由硬件处理，不借助软件：配电单元过流跳闸（SR-3.8）、C&DH 闩锁防护、看门狗复位、硬件欠压断开（SR-3.11）
1	飞行软件对单机的恢复：重试、复位或对单机断电重启；模式不变
2	活动禁止：跳过一次拍摄或一个成像窗口，停止某项功能；模式不变
3	安全模式（转移 T6 或 T8）

故障响应层级

标识	监测项	条件与持续时间	响应	层级
FM-01	蓄电池电压	G-UV（工作模式）	经 T6 或 T8 进入安全模式；SM.4 以一条配电单元组指令减载（FSW-004）	3
FM-02	成像窗口前的蓄电池荷电状态	窗口开始时低于 75 % [TBR-51]	跳过该窗口；报告；通信弧段继续	2
FM-03	蓄电池温度	G-BT	安全模式	3
FM-04	处理器复位	启动时的 G-WD	启动时进入安全模式；单次复位恢复上一模式（SR-10.7）	3
FM-05	姿态误差	G-AE	安全模式	3
FM-06	地面指令接收	G-CL	安全模式	3

标识	监测项	条件与持续时间	响应	层级
FM-07	载荷下行链路锁定	G-LF（在通信弧段窗口内）	经 T8 进入安全模式	3
FM-08	星敏感器解	在指令 AP-3 或 AP-4 期间无效达 120 s	对星敏感器断电重启一次；在解恢复有效之前跳过拍摄；持续丢失由 G-AE 涵盖	1, 2
FM-09	IF-06 上 ADCS 控制器的响应	5 s 无响应	复位 CAN 控制器；再过 15 s，经配电单元对 ADCS 断电重启；60 s 内恢复服务（SR-11.6）	1
FM-10	反作用飞轮健康（由 ADCS 控制器报告）	转速或电流超出限值达 10 s	ADCS 以三个飞轮继续运行（SR-2.9）；飞行软件报告并在约束表中设定降级的姿态机动速率	1
FM-11	配电单元输出跳闸	任一开关输出跳闸（SR-3.8）	记录；60 s 后重试一次；第二次跳闸则使该输出保持关闭并报告；若该输出为载荷供电，则跳过拍摄	1
FM-12	载荷焦平面温度	拍摄开始时超出 20 °C ± 2 °C（SR-9.2）	跳过该次拍摄；窗口结束时相机转入待机	2
FM-13	载荷存储出现不可纠正码字	任意	在文件的段映射中将该段标记为损坏；停用该块；继续	1
FM-14	载荷存储空闲空间	载荷分区内低于 2.48 GB	跳过新的拍摄；报告；绝不覆盖未确认的文件	2
FM-15	存储体	存储体 1 s 无响应	对该存储体断电重启；24 h 内第二次失败则停用并报告	1
FM-16	任务心跳，1 级	漏报达 2 s	停止对看门狗喂狗；随后硬件复位（4 s）	0
FM-17	任务心跳，2 级	漏报达 5 s	重启该任务；24 h 内重启三次后，使其保持停止并报告	1
FM-18	点火后的展开开关	主电路通电后 60 s 未确认	触发冗余电路（SR-8.7）；报告	1
FM-19	安全模式下的 UHF 接收机	24 h 无有效指令	SM.6 UHF 收发机循环通断电	1
FM-20	计划条目	未通过星上约束检查	移除该条目，报告（SR-10.22）	2

故障管理监测项与响应

每次检测和每次响应均连同其时间写入事件日志，使日班团队能够重建各通信弧段之间发生的事件（SR-10.24）。1 级和 2 级响应绝不改变模式；只有模式管理器才改变模式，且仅经由 T1 至 T9（SR-10.2）。

安全模式进入时序。 在 2.3 版中，SM.4 逐个单机发送减载指令，每条都等待来自配电单元的 I2C 应答，超时为 1 s，然后等待 ADCS 报告粗对日指向，才宣布进入完成。该序列在 G-UV 检出后实测为 14 s（含 2 s 持续时间）。2.4 版发送一条组减载指令，由配电单元一步执行，且减载完成不再等待 ADCS 指向模式。预测进入时间为 5 s 加 2 s 持续时间，在 SR-4.3 的 10 s 之内。

15.5 载荷数据处理

15.5.1 条带接收与压缩

PDH 为每个条带运行一条流水线（F8.1 至 F8.4）。载荷将每个条带写入其图像缓冲区，并自拍摄开始起经 IF-05 以 400 Mbps 传出，略高于 368 Mbps 的原始速率，使读出在条带结束后 10 s 内结束（PAY-025）。可编程逻辑中的压缩引擎对到达的数据边收边压，压缩后的段写入载荷存储；存储忙时，PDH 可暂停读出，此时载荷缓冲区保存条带的其余部分。压缩引擎的参数由 PDH 逐条带设定：

参数	值
算法	CCSDS 122.0-B 图像数据压缩，用于码率受限压缩的浮点小波变换
码率	每个谱段每像素 2.2 比特（12 位像素时为 5.45:1），逐段码率控制（SR-4.5）
段	横跨整幅宽度的 16 行图像：每块行 612 个 8 × 8 像素块，共两块行；宽度由 4,889 补齐到 4,896 像素
谱段处理	每个谱段分别压缩，作为条带文件中各自的一节存储
无损选项	整数小波变换，可针对定标场逐条带选择
原始模式	旁路压缩；条带按接收原样存储（校准模式，SR-4.1 的 3.7 天容量计算）

星上压缩参数

各段独立解码，因此不可纠正的存储错误或丢失一帧，仅损失一个谱段的一个段（16 行，沿轨约 72 m），而非整个条带。

条带文件包含一个文件头、四个谱段节、一个辅助数据节和一个段映射。辅助数据节约占文件的 2 %（数据量预算），其中包括：来自 ADCS 高速率数据、10 Hz 的姿态四元数和本体角速度；来自 ADCS 轨道外推器、1 Hz 的航天器位置和速度；来自载荷、每 128 行一个的行时间标记（相对 C&DH 秒脉冲打时间戳）；焦平面温度；探测器增益和积分设置；以及条带和目标标识符。一个 40 s 的条带形成约 0.34 GB 的文件。

基线中云判识在地面完成（F11.4）；在 F8.1 与 F8.2 之间进行星上判识是系统架构一章的待决替代方案 TBD-10。PDH 在流水线中为其预留了挂接点，但 2.4 版中没有判识代码。

15.5.2 存储目录与下行队列

存储目录列出每个保留文件及其优先级（0 至 7，0 最高，在计划目标表中逐条带设定；告警区域为优先级 0）、创建时间、大小、段映射和递送状态（已排队、传输中、已递送待确认、已确认）。下行队列先按优先级、再按存放时间排序（SR-10.23）。已存储的健康数据文件以优先级 1 排队，因此一天的健康数据绝不会被例行影像压在后面。地面可通过指令更改任一文件的优先级或删除文件。

仅当地面的 CFDP 实体确认已完整接收文件，或地面指令将其删除时，文件才被删除（SR-10.28）。当载荷分区的空闲空间降至一个最大条带以下时，PDH 跳过新的拍摄（FM-14），而不覆盖数据。

15.6 文件传送

CFDP 实体以确认模式运行。在载荷下行通信弧段（SM.7）期间，它在 TM VC2 上从队列发送文件数据。地面接收实体在过境期间经 UHF 上行在 TC VC1 上返回对缺失段的重传请求（地面段规范“文件接收”）。文件已完整的确认（使航天器得以将其删除，SR-10.28）仅在任务运行中心完好地持有该文件之后才释放，通常在稍后的 UHF 通信弧段到达航天器（IF-13，接口需求）。最多可同时开启 64 个事务。

在通信弧段窗口结束时（T5）或发生 T8 时，每个开启的事务均被挂起，其状态（已发送段、已确认段、未决的重传请求）保存于非易失存储器。下一次通信弧段，事务带着尚未完成的段继续；已确认的段不再重发。事务仅在其文件被确认或地面取消时才结束；没有任何不活动定时器会自行放弃文件。

上行文件（软件映像、参数表、星历以及大于一次计划加载的目标表）使用同一实体沿相反方向经 UHF 上行传送，进入载荷存储的上传暂存分区。

15.7 软件更新

新映像作为 CFDP 文件经 UHF 上行上传至上传暂存分区。上行的有效吞吐量约为 5 kbps（9.6 kbps 扣除帧、安全和协议开销以及用于验证和遥测的半双工份额），因此完整的 5 MB 映像约需 15 个 10 min 的 UHF 通信弧段，分布在正常运行的数天之内；仅替换个别应用的补丁通常小于 1 MB，三个通信弧段即可完成。更新序列如下：

1. 上传映像文件；CFDP 确认已完整接收。
2. BOOT 对照已签名映像头中的值校验映像的 SHA-256 摘要，将映像复制到非激活的可更新槽（槽 1 或槽 2），随后校验该副本。
3. 地面先发送解锁指令，再发送激活指令（关键指令，SR-14.9），该指令在启动表中选定该槽（SR-10.20）。
4. 地面在成像窗口和通信弧段之外选定的时刻指令复位。新映像启动并报告“启动完成”；模式按任一单次复位后的方式恢复（SR-10.7）。
5. 若新映像连续三次启动失败，引导程序回退到受保护的槽 0（SR-10.21）；随后地面重新选定先前的映像或上传修正后的映像。

参数表（限值、约束、故障管理门限值、配置）无需复位即可更新：TBL 将新表加载到第二个缓冲区，校验其 CRC 和范围检查，并在指令下切换启用。

15.8 软件关键等级

每个应用属于三个关键等级之一。等级决定研制与验证的严格程度。

等级	定义	应用	研制与验证严格程度
1	失效可能导致航天器丢失、违反发射安全（在静默期之前展开或发射射频）或频谱许可，或使未经授权的指令得以运行	EXEC、BOOT、MODE、FM、CMD、TIME、DEP、PWR	独立设计评审；静态分析无未决发现；单元测试 100 % 语句和判定覆盖；每条需求均在平板星上试验；独立试验见证
2	失效使任务降级或中断（影像、文件、计划），但使航天器保持安全	SCH、TLM、EVS、ADI、ORB、RAD、TBL、PDH、CFDP、MEM	同行设计评审；静态分析；单元测试 100 % 语句覆盖；每条需求均在平板星上试验
3	对飞行任务无影响	DIAG	同行评审；不装入飞行配置

软件关键等级

这些等级也决定上述故障遏制规则：1 级心跳控制看门狗喂狗，2 级任务则单独重启。

15.9 需求

FSW–001 故障监测速率 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR–4.3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在发射之后的每种模式下，至少每秒评估故障管理表中的每个监测项一次。

理由： 工作模式每秒评估安全模式触发条件；SR-4.3 的 10 s 安全模式进入时间假定检测延迟不超过 1 s 加 2 s 的 G-UV 持续时间（TC-53）。

FSW–002 故障管理隔离 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–15.2 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.4.1

在载荷数据处理和文件传送应用处于最大负载时，飞行软件应使每个 1 s 的故障管理周期在其预定开始时刻后 100 ms 内完成。

理由： 按逻辑架构的要求，保持 L6 故障管理独立于 L5 载荷数据管理；载荷数据通路运行在另一个核上，不会延误核 0 的任务（TC-58）。

FSW–003 看门狗喂狗条件 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.6, SR–10.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应仅在每个 1 级应用均已于此前 2 s 内报告其心跳时，才对硬件看门狗喂狗。

理由： 仅凭定时器喂狗会掩盖安全任务的挂死；将其与心跳绑定，可使任何 1 级挂死在 6 s 内转为硬件复位（TC-53）。

FSW–004 成组减载 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–4.3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在 G-UV 条件确认后 5 s 内完成 SM.4 减载，其方式是将安全模式负载组作为一条指令发送给配电单元。

理由： 5 s 加 2 s 持续时间和 1 s 检测，满足 SR-4.3 的 10 s 且有 2 s 余量。2.3 版逐个发送单机指令并等待 ADCS 模式（实测 14 s，经偏差接受至 15 s）；2.4 版实现本需求（TC-09、TC-53）。

FSW–005 处理前认证 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–14.1 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在验证每个遥控帧的认证码之后，才解释该帧中除传输帧头和安全头以外的任何部分。

理由： 解析未经认证的内容是攻击者触及软件缺陷的常见途径；在证明帧来自运行中心之前，安全头之后的任何内容均不读取（TC-54）。

FSW–006 防重放计数器保持 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–14.2 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在执行每条被接受的遥控指令之前，将其安全序列号存入非易失存储器。

理由： 若计数器在复位时丢失，已录下的指令可能在复位后被重放；先写入则意味着执行期间的复位无法使其回退（TC-54）。

FSW–007 指令验证报告 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–10.25 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在收到每个指令包后 2 s 内，于遥测中报告其接受或拒绝。

理由： 操作员在发送下一步之前确认程序的每一步；2 s 的报告落在 UHF 往返时间之内，因此通信弧段不会耗费在等待上。执行完成在指令结束时另行报告。

FSW–008 发射机关闭优先 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.11 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在收到经认证的发射机关闭指令后 1 s 内、先于所有排队指令执行该指令，无论其经序列控制服务还是加急服务到达。

理由： SR-5.11 允许 10 s 内停止全部射频；1 s 内执行，把其余时间留给无线电设备自身的关闭。在加急服务上接受该指令，意味着即使 COP-1 序列失步，它也能工作（TC-54）。

FSW–009 关键指令表 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR–14.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应依据一张仅能由关键指令更改的表来识别关键指令。

理由： 若一次普通的表加载即可把某条指令从关键清单中移除，SR-14.9 的解锁保护就可能因一次操作员失误而被绕过。

FSW-010 计划时序 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.2 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应接受分辨力为 10 ms 的计划时间标记，并在每条计划指令的时间标记后 100 ms 内将其分发。

理由： SR-4.2 允许 1 s；100 ms 的分发时间把其余时间留给接收单机动作，而 10 ms 的分辨力使条带时序误差沿轨保持在 0.1 km 以内（TC-56）。

FSW-011 已存储序列 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.8 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在 SR-4.8 的 2,000 个计划条目之外，另保存至少 64 个已存储指令序列，每个序列至多 50 条相对时间指令。

理由： 每次拍摄一个计划条目可使 72 h 计划保持在 2,000 个条目之内；没有已存储序列，每次拍摄将需要约十几个条目。

FSW-012 计划加载完整性 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.22 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应仅在完整计划已接收、其 CRC 已验证且其约束检查已完成之后，才以上传的计划取代当前计划。

理由： 因通信弧段结束而被截断的计划决不可在半加载状态下运行；在完整且经检查的计划取代它之前，原计划继续有效（TC-56）。

FSW-013 通信弧段窗口排除 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.22 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在加载时拒绝时间标记落在同一计划的通信弧段窗口内的每个计划条目，通信控制指令除外。

理由： 下行通信模式不执行任何计划条目（工作模式）；在加载时拒绝它们，可立即报告规划错误，而不是在过境期间悄然跳过这些指令。

FSW-014 计划编辑 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-6.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应按地面指令在当前计划中插入和删除单个条目，并对每个插入的条目应用约束检查。

理由： 日计划之后收到的优先目标通过一次简短的晚到更新加入（设计工况日，10:30 的通信弧段），使响应式任务请求保持在一个 UHF 通信弧段之内（TC-56）。

FSW-015 执行报告 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.24 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应针对每个计划条目和每个目标，记录其为已执行、已跳过或已拒绝及其原因，并保留该记录直至地面收到。

理由： 执行报告为采集状态报告（F11.7）提供输入，并使规划人员能够在次日对错过的目标重新安排任务。

FSW-016 健康数据采集 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.18 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在发射之后的每种模式下，每 10 s 采集一份完整的健康数据记录。

理由： SR-10.18 要求每份健康数据记录都带有模式状态；10 s 的速率可分辨地面需要重建的最快事件（例如安全模式进入序列），数据量约每天 20 MB（TC-56）。

FSW-017 已存储健康数据 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-6.3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3, 1.4.2

飞行软件应将每份健康数据记录保存在星上，直至地面已确认包含它的文件。

理由： 730 天遥测存档（SR-6.3）必须完整，但通信弧段仅覆盖每天的一部分；已存储的记录以每日文件的形式经载荷下行到达地面。

FSW-018 虚拟信道分配 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-12.1, SR-12.2 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应按虚拟信道分配表所给出的方式，将遥测和遥控数据分配到各虚拟信道。

理由： 合作地面站和运行中心按虚拟信道对帧分类；固定的分配使实时遥测可在同一链路上越过文件数据优先传送。

FSW-019 时间关联包 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.7 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

在每次 UHF 通信弧段期间，飞行软件应至少每 60 s 发送一个时间关联包，给出某个指定遥测帧前沿离开发射机时的星上时间，精度在 20 µs 以内。

理由： 地面将该时间与地面站对同一帧所打的 UTC 时间戳（经光行时修正）比较，以计算时钟偏移和速率（星上时间误差预算，星务分系统规范）。

FSW-020 条带辅助数据 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-1.12, SR-2.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在每个条带文件中附带 10 Hz 或更快的姿态四元数、1 Hz 或更快的航天器位置和速度，以及至少每 128 行一个的行时间标记。

理由： 地面的地理定位和谱段配准将姿态和位置内插到每一行；在 SR-2.2 的 0.01 deg/s 稳定度下，10 Hz 的姿态采样使内插误差保持在 1 角秒以下（TC-57）。

FSW-021 压缩分段 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.5, SR-4.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应将每个条带的每个谱段压缩至每像素不超过 2.2 比特，并分为可独立解码、每段不超过 16 行图像的段。

理由： 每像素 2.2 比特是数据量预算的码率（SR-4.5）；16 行的段将一次不可纠正错误或丢帧造成的损失限制在一个谱段约 72 m 之内（TC-57、TC-65）。

FSW-022 原始校准模式 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-1.9, SR-4.1 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

当某条带的计划条目选定原始模式时，飞行软件应不经压缩存储该条带。

理由： 在替代场地和月球上的辐射定标使用未压缩数据，使压缩误差不进入 SR-1.9 的 5 % 精度预算；存储容量按 3.7 天原始数据采集确定。

FSW-023 下行队列顺序 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.23 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应按优先级由 0（最高）到 7 的顺序下行排队的文件，同一优先级内按存放时间排序。

理由： 八个等级使规划人员能够区分告警区域、健康数据、例行采集和校准数据；同一等级内按存放时间排序，避免旧文件无限期等待（TC-57）。

FSW-024 存储已满防护 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.28, SR-4.1 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

当载荷分区的空闲空间小于 2.48 GB 时，飞行软件应跳过新的拍摄，并报告每一次被跳过的拍摄。

理由： 2.48 GB 是载荷缓冲区所能容纳的最长条带；跳过拍摄而不覆盖旧文件，可保证未确认的数据安全（SR-10.28）。

FSW-025 文件传送保持 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-12.3 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在通信弧段结束时挂起每个开启的文件事务，并在其后的通信弧段中继续，包括处理器复位之后，且不重发地面已确认的段。

理由： 在 EO-1 Lite 上，一个 0.34 GB 的条带文件和一次错过的过境所积压的数据要跨越多次过境；继续而非重启，是 SR-12.3 确认模式得以高效的原因（TC-55、TC-57）。

FSW-026 下行帧供给 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.4, SR-5.4.1 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

在载荷下行通信弧段内有文件排队时，飞行软件向载荷下行数传机供给传输帧，其中空闲帧不应超过 2 %。

理由： 数据量预算的 0.94 成帧系数涵盖了头部和协议开销，其中约含 2 % 的空闲帧；使数传机缺供将使日容量降至 3 GB（Flight）和 1 GB（Lite）的需求之下（TC-57）。

FSW-027 软件映像上传 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.20 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应仅在上传的软件映像的 SHA-256 摘要与其已签名映像头中的摘要一致之后，才将其复制到可更新映像槽。

理由： SR-10.20 的校验和检查在映像触及槽之前完成，因此损坏的上传绝不会取代备用映像（TC-55）。

FSW–028 无复位表更新 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–10.22 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

飞行软件应在验证其 CRC 和各值的范围之后，按地面指令激活已加载的参数表，且无需处理器复位。

理由： 约束、限值和故障管理门限值在任务期间会变化（例如飞轮失效后降级的姿态机动速率）；每次变化都复位会中断成像（TC-55）。

FSW–029 低能量成像禁止 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–3.3 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–51 · 分配: 1.4.3

当窗口开始时的蓄电池荷电状态低于 75 % [TBR] 时，飞行软件应跳过该成像窗口。

理由： 设计工况轨道的放电深度达 23 %；在低于 75 % 时开始一个窗口，可能使随后的地影超过 SR-3.3 的 30 % 限值。在电源分系统荷电状态估计器的精度于工程样机蓄电池上测得之前，该门限为 TBR（TC-53）。

FSW–030 射频禁止门 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

在分离定时器达到 45 min 之前，飞行软件应拒绝每一次发射机使能，无论其为计划的、指令的还是来自模式活动的。

理由： CubeSat 设计规范的静默期（SR-11.9）必须保持，即使集成试验计划或损坏的表仍留在存储器中；该门检查的是硬件分离定时器，而非计划（TC-53）。

FSW–031 展开重试 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–8.7, SR–3.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

当展开开关在其主释放电路通电后 60 s 内未报告已展开时，飞行软件应使冗余释放电路通电。

理由： 自动使用 SR-8.7 的两条独立电路；在分离后 35 min 释放电池阵的情况下，重试仍可在 SR-3.6 的 45 min 之内完成（TC-19、TC-53）。

FSW–032 ADCS 单机恢复 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

当 ADCS 控制器在 ADCS 数据总线上 5 s 无响应时，飞行软件应复位总线接口，若控制器在 15 s 之后仍无响应，则经配电单元对 ADCS 断电重启。

理由： ADCS 控制器受扰是最可能造成姿态后果的单粒子效应；该序列使其在 SR-11.6 的 60 s 之内恢复服务，早于 G-AE 可能触发安全模式（TC-53）。

FSW–033 发布时的处理器余量 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–10.26 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

每个发布的飞行软件版本，在最坏情况试验场景的任一 1 s 区间内，使用任一处理器核均不应超过 50 %。

理由： SR-10.26 将任务期间的使用率限制在 60 %；发布时 50 % 为在轨更新保留 10 个百分点的储备。2.3 版在核 1 上实测 54 %（RK-6），因此本需求自 2.4 版起适用（TC-58）。

FSW–034 1 级应用试验覆盖 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–15.2, SR–15.1 · 适用: 全部 · 分配: 1.4.3

每个 1 级应用在每次发布之前，应在单元测试中达到 100 % 的语句和判定覆盖。

理由： 1 级软件可能导致航天器丢失或违反发射安全；完整的判定覆盖是故障逻辑每个分支均已被执行的切实证据。在软件发布评审时验证。

15.10 验证方法

飞行软件在平板星上验证（EO-1 Flight 用 FS-1，EO-1 Lite 用 FS-3），平板星带有工程样机星载计算机和存储板、载荷和无线电设备的工程样机或其模拟器，以及姿态、功率和轨道的动态仿真器。每个版本在装入飞行单机之前，均运行完整的需求试验集。故障管理表和安全模式响应通过 TC-53 中的故障注入验证（每个监测项在其适用的每种模式下被驱动越过门限，包括在强制分离定时器的情况下的射频门和展开门），安全模式进入时间通过 TC-09 验证。指令安全在 TC-54 中验证（无效认证码、重放帧、未解锁的关键指令、COP-1 失步时的加急发射机关闭）。指令、遥测和计划在 TC-56 中验证，该试验运行一份含 2,000 个条目的 72 h 计划，其中有意设置约束违反和一次晚到更新。载荷数据通路在 TC-57 中端到端验证（从条带接收到跨多次模拟过境的 CFDP 递送，含丢帧和传输中途的复位）。软件更新和启动回退在 TC-55 中验证，处理器和存储器使用率在 TC-58 中验证，压缩性能在 TC-65 中验证。FSW-034 在每次发布评审时通过检查覆盖率报告来验证。

16 通信分系统规范

本章规定通信分系统（1.5）：UHF 收发机（1.5.1）、S 频段发射机（1.5.2，EO-1 Lite）、X 频段载荷数传机（1.5.3，EO-1 Flight）和 UHF 天线（1.5.4）。内容涵盖频率、调制与编码、数据速率、天线、链路预算、与无线电设备相关的协议、链路安全和频谱协调。天地链路的信号级接口需求（信道、多普勒容限、下行信号、占用带宽、X 频段功率通量密度和帧加密，ICD-030 至 ICD-036）见接口需求一章，此处不再重复；下列需求为使上述接口得以实现的单元级需求。

通信分系统执行 F6 接收指令（UHF 收发机）、F9 传输载荷数据及其子功能 F9.3 和 F9.4（载荷下行数传机）以及 F10.4 发送健康信标（UHF 收发机）。无线电设备由 C&DH 控制；何时发射由模式逻辑（SR-10.6、SR-10.15）和飞行软件的射频禁止门（FSW-030）决定。

16.1 概述

链路	单元	频率	调制与编码	速率	射频功率	航天器天线	构型	用途
UHF 上行链路（IF-11）	1.5.1 UHF 收发机	435.5 MHz [TBR-71]	GMSK，BT 0.5；TC 帧封装于 CLTU，不计编码增益	9.6 kbps	—（地面 50 W）	1.5.4 旋转场天线，约 0 dBi	全部	指令、计划、文件上行、CFDP 及链路确认
UHF 下行链路（IF-11）	1.5.1 UHF 收发机	435.5 MHz，同一信道，半双工	GMSK，BT 0.5；带 CRC 的 TM 帧，不编码	9.6 kbps	2 W	1.5.4 旋转场天线	全部	实时遥测、健康信标、事件回放
S 频段下行链路（IF-12）	1.5.2 S 频段发射机	2,245.0 MHz	OQPSK，根升余弦；LDPC 码率 7/8	10 Mbps	1 W	6 dBi 贴片天线，RHCP	Lite	载荷文件、已存储的工程参数
X 频段下行链路（IF-12.1）	1.5.3 X 频段载荷数传机	8,200.0 MHz	OQPSK，根升余弦；LDPC 码率 7/8；帧加密	100 Mbps	2 W	16 dBi 贴片阵列，RHCP	Flight	载荷文件、已存储的工程参数、过境期间的实时遥测

通信链路

单元	含不确定余量的质量	直流功率	备注
1.5.1 UHF 收发机	0.093 kg	接收 1.0 W；发射 6.0 W（总计）	实测值
1.5.4 UHF 天线	0.046 kg	—	估计值；熔断丝功率取自 PDU 释放输出
1.5.2 S 频段发射机（含贴片天线）	0.352 kg	发射 11.5 W；其余时间关闭	计算值；仅 EO-1 Lite

单元	含不确定余量的质量	直流功率	备注
1.5.3 X 频段载荷数传机（含贴片阵列）	0.495 kg	发射 15.0 W；其余时间关闭	计算值；仅 EO-1 Flight

通信单元质量与功率（质量与功率预算）

四个单元均由无线电设备供电线（IF-04）供电，额定 18 W [TBR-70]。在 EO-1 Flight 上，X 频段数传机与 UHF 发射机同时工作将消耗 21.0 W，因此 X 频段数传机发射期间 C&DH 使 UHF 发射机保持关闭（ICD-008）；此时实时遥测经 X 频段帧传输，UHF 接收机保持开机，用于接收指令和链路确认。在 EO-1 Lite 上，两台发射机同时工作消耗 17.5 W，在额定值之内。

16.2 UHF 收发机

UHF 收发机为半双工无线电设备，两个方向共用一个信道。其接收机自消旋开始（T2，星箭分离后 30 min）至退役期间保持供电，电源取自硬件欠压断开后仍保持接通的同一供电支路（SR-3.11），使地面始终能够向航天器发送指令。其发射机仅在 45 min 射频静默期（SR-11.9）之后方可使能，用于消旋和安全模式下的健康信标（帧长至多 2 s，每 30 s 一帧，SR-10.15），以及其他模式下 UHF 通信弧段内的遥测。

接收机解调 GMSK，查找 CLTU 起始序列，去除 CLTU 编码（其 BCH 码仅用于检错，链路预算不计编码增益），并在 100 ms 内经 IF-07 将每个解码后的 TC 帧转发给 C&DH（ICD-018）。接收机不解释帧内容：鉴权和校验在 C&DH 中完成，因此该无线电设备不存放密钥。地面站对上行多普勒进行预补偿；当地面站的轨道数据过期时，接收机可容许完整的 ±11 kHz 多普勒（ICD-031）。

接收机灵敏度。 上行预算假定航天器 G/T 为 −29.0 dB/K，天线约 0 dBi，对应的系统噪声温度约为 790 K（29 dBK）。在所需 Eb/N0 为 12.5 dB 外加 2.0 dB 实现损耗时，9.6 kbps 需要 54.3 dBHz 的 C/N0，即接收机输入端约 −115 dBm 的载波。COM-001 规定灵敏度比此值再好 2 dB，因此接收机不是消耗余量的环节。

发射机。 由 6.0 W 直流输入（发射时的单元总功耗）产生 2 W 射频输出。载波频率在全温度范围和整个寿命期内保持在 ±1.5 kHz 以内，使地面接收机的捕获范围能同时覆盖残余多普勒和振荡器偏差。

16.3 UHF 天线

UHF 天线为可展开的旋转场天线：四根长 17.2 cm（435.5 MHz 的四分之一波长）的卷尺弹簧单极子，安装于一块端面板的四角，收拢时缠绕在低矮的底座上，由一个带两路独立加热回路的熔断丝释放装置压紧（SR-8.7）。移相网络以正交相位馈电，使天线沿其轴向呈近圆极化，朝向天线地平方向呈近线极化。在 T+30 min，飞行软件使主回路通电（SM.10）；每对单元上各有一个展开开关确认展开，若 60 s 后仍无确认，则点燃冗余回路（FSW-031）。切断后的绳线被约束在捕获槽内，不释放任何碎片（SR-13.7）。

链路预算中，天线按约 0 dBi 计，最差姿态方向图损耗在上行为 6.0 dB，在遥测下行为 3.0 dB，两者另各计 3 dB 极化损耗。这两个方向图损耗值出自不同的定义：上行须在任何姿态下闭合，包括收拢状态单元方向图的最深零点以及消旋阶段的翻滚姿态（SR-5.7）；下行值则取球面上 95 % 范围内被超过的电平，即实际采集遥测时所处姿态的占比。6U 星体上的旋转场天线在球面上百分之几的范围内零点深于 −3

dBi，因此只有实测方向图确认深零点局限于该占比之内，SR-5.8 中“任何姿态”下 3 dB 的要求才能得到满足。COM-007 同时规定了两个值；95 % 覆盖率的数字在于飞行状态代表性结构上实测方向图（TC-60）之前为 TBR-52。若测量表明最差姿态下的 −6 dBi 同样适用于下行，则 10° 仰角的遥测余量降至低于 SR-5.8 所要求 3 dB 之下 0.2 dB，因此 SR-5.8 作为关注项予以跟踪。

16.4 S 频段发射机（EO–1 Lite）

S 频段发射机为单板发射机，在朝向星下点的面板上集成 6 dBi 右旋圆极化贴片天线。它经 IF-08（SpaceWire，100 Mbps）从 C&DH 接收 892 八位组的传输帧，对其进行随机化，添加 LDPC 码率 7/8 的校验位和 32 位附加同步标记，并以 5.74 Msymbol/s 进行 OQPSK 调制，采用根升余弦滤波（滚降系数 0.35，占用带宽约 7.8 MHz）。无帧等待时发送空闲帧（ICD-021），使地面站保持锁定。仅当其 IF-04 支路已供电且发射机使能指令有效时才会辐射（ICD-019）。

1 W 射频输出由 11.5 W 直流输入产生；其差值大部分消耗在功率放大器和调制器的数字部分。热设计按连续发射 12 min 确定单元规格，对功率预算中的 9 min 通信弧段留有余量；发射机在通信弧段之外关闭（SR-10.6）。

S 频段链路无天地链路加密：EO-1 Lite 服务自地面站起对数据实施保护（SR-14.5）。发往 EO-1 Lite 的指令与发往 EO-1 Flight 的指令一样进行鉴权（SR-14.1）。

16.5 X 频段载荷数传机（EO–1 Flight）

X 频段载荷数传机为双板单元，包括一块基带与加密板和一块带固态功率放大器的射频板，并在朝向星下点的面板上配有 16 dBi 右旋圆极化贴片阵列（4×4 单元）。其半功率波束宽度约为 25°，因此过境期间必须指向地面站（AP-5 地面站跟踪，SR-2.10）。它经 IF-08.1（SpaceWire，200 Mbps）从 C&DH 接收帧，对每帧的数据域加密，进行随机化、LDPC 码率 7/8 编码并添加附加同步标记，再以 57.4 Msymbol/s 进行 OQPSK 调制（占用带宽约 78 MHz）。2 W 射频输出由 15.0 W 直流输入产生。热设计覆盖 12 min 的连续发射，而 9 min 通信弧段内的可用过境时间为 7 min。

帧加密。 该数传机使用 256 位会话密钥，对每帧数据域应用 CCSDS 355.0-B 鉴权加密（SR-4.4，ICD-036）。承载航天器标识、虚拟信道和帧计数的传输帧主导头保持明文，使地面站无需密钥即可对帧进行分拣和计数。安全头携带密钥标识和初始化向量；尾部携带 128 位消息鉴权码，任务运行中心在接受该帧之前对其进行检查。安全字段占每个 892 八位组帧中的 30 个八位组（3.4 %）；连同帧、包和文件协议头，所用开销约为数据量预算的 0.94 成帧系数所容许的 6 % 开销。

密钥。 该数传机持有一个密钥加密密钥（在集成时装入其受保护存储器）和当前会话密钥。每次过境，C&DH 将其密钥库中的有效下行密钥以密钥加密密钥封装后发出（CDH-014），数传机在内部解封装。数传机的密钥存储器无法经 IF-08.1 或遥测读取，清零指令可擦除两个密钥；任务结束钝化时，擦除数传机和 C&DH 中的密钥。

16.6 链路预算

下列链路预算按设计仰角计算：载荷下行链路和 UHF 遥测下行链路为 10°，UHF 指令上行链路为 5°，后者须在过境中更早且在任何姿态下闭合。

S 频段载荷下行链路（EO-1 Lite）

项目	值
频率	2,245.0 MHz
发射机射频功率	1 W (0.0 dBW)
发射天线增益	6.0 dBi
发射馈线与连接器损耗	1.5 dB
EIRP	4.5 dBW
仰角 / 斜距	10 deg / 1,695 km
自由空间路径损耗	164.0 dB
航天器天线指向损耗	1.0 dB
大气与雨衰损耗	0.4 dB
极化损耗	0.3 dB
地面天线指向损耗	0.5 dB
接收 G/T	14.0 dB/K
玻尔兹曼常数	-228.6 dBW/K/Hz
C/N0	80.9 dBHz
信息速率	10 Mbps
接收 Eb/N0	10.9 dB
所需 Eb/N0	4.2 dB（OQPSK，LDPC 码率 7/8，FER 1e-6）
实现损耗	2.0 dB
余量	**4.7 dB**

X 频段载荷下行链路（EO-1 Flight）

项目	值
频率	8,200.0 MHz
发射机射频功率	2 W (3.0 dBW)
发射天线增益	16.0 dBi
发射馈线与连接器损耗	1.2 dB
EIRP	17.8 dBW
仰角 / 斜距	10 deg / 1,695 km
自由空间路径损耗	175.3 dB
航天器天线指向损耗	1.5 dB
大气与雨衰损耗	1.2 dB
极化损耗	0.3 dB
地面天线指向损耗	0.6 dB

项目	值
接收 G/T	26.4 dB/K
玻尔兹曼常数	-228.6 dBW/K/Hz
C/N0	93.9 dBHz
信息速率	100 Mbps
接收 Eb/N0	13.9 dB
所需 Eb/N0	4.2 dB（OQPSK，LDPC 码率 7/8，FER 1e-6）
实现损耗	2.0 dB
余量	**7.7 dB**

UHF 指令上行链路

项目	值
频率	435.5 MHz
发射机射频功率	50 W (17.0 dBW)
发射天线增益	14.0 dBi
发射馈线与连接器损耗	2.0 dB
EIRP	29.0 dBW
仰角 / 斜距	5 deg / 2,078 km
自由空间路径损耗	151.6 dB
航天器天线方向图损耗（最差姿态）	6.0 dB
大气与电离层损耗	1.5 dB
极化损耗	3.0 dB
航天器馈线损耗	1.0 dB
接收 G/T	-29.0 dB/K
玻尔兹曼常数	-228.6 dBW/K/Hz
C/N0	65.5 dBHz
信息速率	9.6 kbps
接收 Eb/N0	25.7 dB
所需 Eb/N0	12.5 dB（GMSK，未编码，BER 1e-6）
实现损耗	2.0 dB
余量	**11.2 dB**

UHF 遥测下行链路

项目	值
频率	435.5 MHz
发射机射频功率	2 W (3.0 dBW)
发射天线增益	0.0 dBi
发射馈线与连接器损耗	1.0 dB
EIRP	2.0 dBW

项目	值
仰角 / 斜距	10 deg / 1,695 km
自由空间路径损耗	149.8 dB
航天器天线方向图损耗（最差姿态）	3.0 dB
大气与电离层损耗	1.5 dB
极化损耗	3.0 dB
接收 G/T	-15.8 dB/K
玻尔兹曼常数	-228.6 dBW/K/Hz
C/N0	57.5 dBHz
信息速率	9.6 kbps
接收 Eb/N0	17.7 dB
所需 Eb/N0	12.5 dB（GMSK，未编码，BER 1e-6）
实现损耗	2.0 dB
余量	**3.2 dB**

设计仰角下的链路预算

链路	余量	要求值	需求	备注
S 频段下行链路，10°	4.7 dB	3 dB [TBR-04]	SR-5.3	TBR-04 随合作地面站实测 G/T 和飞行天线方向图而关闭
X 频段下行链路，10°	7.7 dB	3 dB	SR-5.6	X 频段雨衰按 1.2 dB 计；余量可承受中纬度地面站的大雨
UHF 指令上行链路，5°，任何姿态	11.2 dB	6 dB	SR-5.7	含 6 dB 最差姿态方向图损耗
UHF 遥测下行链路，10°，任何姿态	3.2 dB	3 dB	SR-5.8	关注项：取决于天线方向图测量（TBR-52）

链路余量汇总

过境的可用部分由仰角屏蔽角决定。自 500 km 起，过顶过境在高于 5° 的时间约为 9.2 min，高于 7° 约为 8.4 min，高于 10° 约为 7.4 min；较低的过境更短。因此，功率预算中的 9 min 通信弧段是接近过顶过境中 5° 至 5° 的部分，UHF 链路（自 5° 起闭合）可全程使用。数据量预算中 8 min 的 S 频段传输在过境两端延伸至 10° 以下，直至约 7°；此处斜距约 1,910 km，损耗约增加 1.1 dB，S 频段余量仍约为 3.5 dB。10° 以上的 7 min X 频段传输仅在距天顶几度以内的过境中才能达到。因此通信弧段选择偏向高仰角过境，只有低仰角过境的一天，其日容量低于预算值（见地面段规范“通信弧段规划”）。

16.7 协议

协议配置遵循 STD-2，详见飞行软件规范（“指令与遥测”）和接口需求一章（IF-07、IF-08、IF-08.1、IF-11、IF-12、IF-12.1）。从无线电设备的角度：

- UHF 收发机对 TC 和 TM 帧透明：仅去除和添加 CLTU 及帧同步；

- 载荷下行数传机添加随机化、LDPC 编码和附加同步标记（CCSDS 131.0-B），X 频段数传机另加帧安全处理（CCSDS 355.0-B）；帧构建、虚拟信道复用和 CFDP 由 C&DH 完成；
- 守卫条件 G-LF（工作模式）所监测的地面链路确认，在地面站对载荷下行链路保持锁定期间，每 10 s 经 UHF 上行链路到达一次，载荷下行数传机则向 C&DH 报告自身的合成器锁定状态；在通信窗口内任一指示丢失 60 s 即满足 G-LF。

16.8 链路安全

防护	链路	构型	机制	需求
指令鉴权	UHF 上行链路	全部	对每个 TC 帧进行 CCSDS 355.0-B 鉴权，在 C&DH 中检查	SR-14.1，FSW-005
重放防护	UHF 上行链路	全部	安全序列号，执行前存储	SR-14.2，FSW-006
关键指令预置	UHF 上行链路	全部	在 60 s 内发出预置指令（退役为 600 s）	SR-14.9，SR-10.19
下行保密性与完整性	X 频段下行链路	Flight	逐帧 CCSDS 355.0-B 鉴权加密，256 位会话密钥	SR-4.4，ICD-036
自地面站起的下行防护	IF-13	Lite（Flight 作为第二层）	地面网络上的鉴权加密	SR-14.5
UHF 遥测	UHF 下行链路	全部	不加密；仅限工程参数，无图像	—

链路安全措施

UHF 遥测不加密：它承载工程参数和信标，地面必须能在任何条件下读取，包括密钥丢失之后。图像数据绝不经 UHF 传输。

16.9 频谱协调

每台发射机均按项目的频率指配工作，频率管理计划（EO1-PLN-380）自申报至许可全程跟踪这些指配。每个频段的步骤为：经国家主管部门向 ITU 提交预先公布和协调申报，与合作地面站所在国主管部门协调，为每个频率取得国家空间站许可，并将许可条件记录为发射机参数（中心频率、占用带宽、最大 EIRP、允许的过境几何）。S 频段许可是周期最长的事项，作为风险 RK-4（S 频段许可延迟）跟踪。

频段	指配频率	所用划分	带宽	构型	状态
UHF	435.5 MHz [TBR-71]	空间操作（遥控和遥测），按申报	25 kHz 信道	全部	协调进行中
S 频段	2,245.0 MHz	2,200 – 2,290 MHz 内的空对地划分	8 MHz	Lite	许可待批（RK-4）
X 频段	8,200.0 MHz	8,025 – 8,400 MHz 内的地球探测卫星（空对地）业务	80 MHz	Flight	已协调

频率指配

两条载荷下行链路在地球表面的功率通量密度均低于 ITU《无线电规则》的限值。天线指向位于天顶的地面站时（500 km），S 频段下行链路在 4 kHz 内约为 −153 dB(W/m²)，限值为 −144；X 频段下行链路约为 −150，限值为 −140（ICD-035）。在低到达角时，较长的距离使通量降低的幅度超过限值下降的幅度，因此在每个角度上，S 频段余量至少为 9 dB，X 频段至少为 10 dB。发射机仅在计划的通信弧段内辐射（SR-10.6），在收到发射机关闭指令后 10 s 内停止发射（SR-5.11），并在任务结束时永久禁用（SR-13.6）。

16.10 需求

COM-001 UHF 接收机灵敏度 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.7 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.1

UHF 收发机应在接收信号电平为 −117 dBm 或更低时，以不超过 1×10^{-6} 的误码率解调上行信号。

理由： 上行预算的 G/T 为 −29.0 dB/K，其所需 Eb/N0 加实现损耗对应约 −115 dBm；取 −117 dBm 使接收机内部保留 2 dB，预算中 11.2 dB 的余量不被该单元消耗（TC-11、TC-59）。

COM-002 UHF 发射功率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.8 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.1

UHF 收发机应在其工作温度范围内于天线端口输出 2 W ± 0.5 dB 的射频功率。

理由： 遥测下行预算假定 2 W，且仅有 3.2 dB 余量即可闭合；功率缺口超过 0.5 dB 将使余量低于 SR-5.8 的 3 dB（TC-59）。

COM-003 UHF 收发机功耗 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.9 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.1

UHF 收发机接收时的功耗应不超过 1.0 W，发射时的总功耗应不超过 6.0 W。

理由： 三份功率预算所取的值；接收机连续运行，其功耗是安全模式下通信分系统中最大的一项。

COM-004 UHF 接收机始终可用 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-3.11, SR-5.7 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.1

UHF 收发机的接收机应在自星箭分离后 30 min 至退役的所有模式下保持供电，包括硬件欠压断开之后。

理由： 接收机是唯一的指令通路；SR-3.11 使其在减载期间仍保持供电，使地面能在任何条件下发出恢复指令。

COM-005 UHF 转换时间 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.2, SR-12.3 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.1

UHF 收发机应在 20 ms 内完成发射与接收之间的切换。

理由： 半双工信道在过境期间交替传送遥测和地面站的确认；在 9.6 kbps 下 20 ms 为 24 个八位组，因此频繁转换占用的信道时间很少。

COM–006 UHF 发射频率稳定度 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.10 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.1

UHF 收发机应在其工作温度范围和 730 天寿命期内，使发射载波保持在指配频率的 ±1.5 kHz 以内。

理由： 连同 ±11 kHz 多普勒和约 10 kHz 的 GMSK 占用带宽，使发射保持在 25 kHz 指配信道之内（TC-59）。

COM–007 UHF 天线覆盖 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–5.7, SR–5.8 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–52 · 分配: 1.5.4

安装在航天器上的已展开 UHF 天线，在任意极化方向上，应在整个球面上具有不低于 −6 dBi 的增益，并在不少于 95 % [TBR] 的球面上具有不低于 −3 dBi 的增益。

理由： 整个球面 −6 dBi 对应上行预算 6 dB 的最差姿态损耗（SR-5.7）；−3 dBi 对应遥测下行所假定的 3 dB（SR-5.8）。TBR-52 在带展开阵列的飞行状态代表性结构模型上测得方向图时关闭（TC-60）。

COM–008 UHF 天线展开 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–8.7, SR–3.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.4

UHF 天线应在其两路熔断丝加热回路中任一路通电后 60 s 内展开全部四个单元。

理由： 任一回路单独即须能释放天线（SR-8.7）；60 s 为确认等待时间，其后飞行软件点燃冗余回路（FSW-031）（TC-60）。

COM–009 UHF 天线展开指示 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–10.5 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.4

UHF 天线应通过 IF-19 上的展开开关报告其四个单元各自的展开状态。

理由： T3 要求每个展开部件均报告已展开（SR-10.5）；每个单元一个开关还可使地面判断部分展开是否是信号偏弱的原因。

COM–010 UHF 天线匹配 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.7, SR–5.8 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.4

带移相网络的已展开 UHF 天线，在 435.5 MHz ± 0.5 MHz 范围内的电压驻波比应不超过 1.5:1。

理由： 1.5:1 反射 4 % 的功率（0.2 dB），在预算所取的 1.0 dB 线路和连接器损耗之内；± 0.5 MHz 的带宽覆盖仍在协调中的频率（TBR-71）和已展开单元的公差。

COM–011 UHF 释放碎片约束 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–13.7 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.4

UHF 天线的释放装置应使被切断的熔断丝绳线两端均保留在航天器上。

理由： 松脱的绳线端头属于被释放的物体（SR-13.7）；每次展开试验后检查捕获槽（TC-60）。

COM–012 S 频段发射机功耗 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–3.9 · 适用: Lite · 分配: 1.5.2

S 频段发射机发射时的功耗应不超过 11.5 W。

理由： EO-1 Lite 正常成像功率预算所取的值（9 min 通信弧段，轨道平均功率 1.09 W）；同时使 IF-04 在 UHF 发射机开机时仍保持在 18 W 之内。

COM–013 S 频段天线增益 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.3, SR–2.10 · 适用: Lite · 分配: 1.5.2

S 频段贴片天线在其视轴 5° 范围内，应具有不低于 5.0 dBi 的右旋圆极化增益和不大于 3 dB 的轴比。

理由： 预算中的 6 dBi 增益减去在 SR-2.10 的 5° 处分配的 1.0 dB 指向损耗；3 dB 轴比使对圆极化地面馈源的极化损耗保持在预算的 0.3 dB 或以下（TC-10）。

COM–014 S 频段频率稳定度 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.10 · 适用: Lite · 分配: 1.5.2

S 频段发射机应在其工作温度范围和 730 天寿命期内，使载波保持在 2,245.0 MHz 的 ±2 ppm 以内。

理由： ±4.5 kHz 相对于 8 MHz 指配带宽和地面站所跟踪的 ±56 kHz 多普勒可忽略不计（TC-59）。

COM–015 S 频段功率通量密度 · 验证方法: 分析 · 追溯: SR–5.10 · 适用: Lite · 分配: 1.5.2

S 频段下行链路在地球表面的功率通量密度，在每个到达角上均应至少低于 ITU《无线电规则》对该频段所规定限值 3 dB。

理由： 分析给出至少低于限值 9 dB；3 dB 涵盖天线方向图和功率的不确定性，与 X 频段相同（ICD-035）。

COM–016 X 频段数传机功耗 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–3.9 · 适用: Flight · 分配: 1.5.3

X 频段载荷数传机发射时的功耗应不超过 15.0 W。

理由： EO-1 Flight 正常成像功率预算所取的值（7 min 过境，轨道平均功率 1.11 W），也是 IF-04 联锁分析所取的值（ICD-008）。

COM–017 X 频段天线增益 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.6, SR–2.10 · 适用: Flight · 分配: 1.5.3

X 频段贴片阵列在其视轴 5° 范围内，应具有不低于 14.5 dBi 的右旋圆极化增益和不大于 3 dB 的轴比。

理由： 预算中的 16 dBi 减去在 SR-2.10 的 5° 处分配的 1.5 dB 指向损耗（TC-21）。

COM-018 X 频段频率稳定度 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.10 · 适用: Flight · 分配: 1.5.3

X 频段载荷数传机应在其工作温度范围和 730 天寿命期内，使载波保持在 8,200.0 MHz 的 ±2 ppm 以内。

理由： ±16.4 kHz 相对于 80 MHz 指配带宽和地面站所跟踪的 ±205 kHz 多普勒较小（TC-59）。

COM-019 X 频段加密吞吐量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.4, SR-5.5 · 适用: Flight · 分配: 1.5.3

X 频段载荷数传机应能以完整的 100 Mbps 信息速率加密帧，且不丢弃任何帧，也不使任何帧延迟超过 1 ms。

理由： 加密不得降低 SR-5.4 所依赖的每日 9.87 GB 下行容量；固定的小延迟使帧流对地面站保持连续（TC-61）。

COM-020 X 频段密钥保护 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-14.3, SR-4.4 · 适用: Flight · 分配: 1.5.3

X 频段载荷数传机应仅接受以其密钥加密密钥封装的会话密钥，应使任何密钥均无法经 IF-08.1 或在遥测中读取，并应在收到清零指令后 1 s 内擦除全部密钥。

理由： 密钥绝不以明文形式跨越任何接口（ICD-036）；清零指令是钝化的组成部分（TC-61）。

COM-021 下行实现损耗 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.3, SR-5.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.2, 1.5.3

载荷下行数传机在帧错误率为 1×10^{-6} 时，相对于理想参考接收机，其实现损耗应不超过 1.0 dB。

理由： 链路预算为发射机与地面接收机合计取 2.0 dB 实现损耗；其中一半分配给数传机（调制器失真、相位噪声、滤波）（TC-59、TC-62）。

COM-022 连续发射时间 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-6.7, SR-5.4 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.2, 1.5.3

载荷下行数传机应自其预计的最高通信前温度起连续发射至少 12 min，且不超过其工作温度限值。

理由： 功率预算的通信弧段为 9 min（S 频段），或 9 min 通信弧段内 7 min 可用（X 频段）；12 min 可涵盖较长的高仰角过境和启动时间（TC-59）。

COM-023 发射机就绪时间 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-6.7 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.2, 1.5.3

载荷下行数传机应在其 IF-04 支路已供电的情况下，于收到发射机使能指令后 10 s 内发射有效帧。

理由： 通信弧段时间很短；10 s 的启动时间使数据量预算中计入的 7 min 或 8 min 传输在地面站捕获之后仍得以保证（TC-10、TC-21）。

COM-024 振荡器短期稳定度 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-6.8 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-53 · 分配: 1.5.2, 1.5.3

载荷下行数传机的参考振荡器在 1 s 至 100 s 的平均时间内，其阿伦偏差应不大于 1×10^{-10} [TBR]。

理由： 无导航接收机时，定轨使用载荷下行载波的单向多普勒（SR-6.8）；1×10^{-10} 对应约 3 cm/s 的距离变化率噪声。TBR-53 随飞行动力学协方差分析而关闭，该分析确定 40 m 需求所需的多普勒精度（TC-59）。

COM-025 杂散发射 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.10 · 适用: 全部 · 分配: 1.5

每台航天器发射机应使其杂散发射保持在 ITU《无线电规则》对空间业务规定的限值之内。

理由： 每份许可的条件之一；在每台发射机的天线端口处，针对各次谐波以及 UHF 收发机的接收频段进行测量（TC-59）。

COM-026 UHF 接收机减敏 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-11.8, SR-5.7 · 适用: 全部 · 分配: 1.5

载荷下行数传机发射期间，UHF 收发机灵敏度的下降应不超过 1 dB。

理由： 指令、CFDP 重传请求以及 G-LF 所监测的链路确认，在载荷下行期间经 UHF 到达；1 dB 在 SR-11.8 的 6 dB 电磁兼容余量之内，对 11.2 dB 的上行余量占用甚少。

COM-027 发射机永久禁用 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-13.6 · 适用: 全部 · 分配: 1.5

每台航天器发射机应提供一种禁用手段，该手段一经指令执行，后续任何指令或电源循环均无法使其恢复。

理由： 钝化之后太阳电池阵在日照下仍为各单元供电；可逆的禁止措施可能在许可终止多年之后因潜在故障而被撤销（SR-13.6）。通过每台数传机使能路径中的一次性熔丝实现。

COM-028 射频暴露 · 验证方法: 分析 · 追溯: SR-13.3 · 适用: 全部 · 分配: 1.5.2, 1.5.3

载荷下行天线辐射的功率密度，在距天线口面 1 m 处应不超过 10 W/m²。

理由： 在有辐射的地面试验期间控制 HAZ-003：X 频段阵列在 1 m 处约为 5 W/m²，S 频段贴片约为 0.2 W/m²，因此 1 m 以外的人员无需进一步控制。

COM-029 通信分系统质量 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-8.2 · 适用: 全部 · 分配: 1.5

各构型的通信单元（含天线）总质量，EO-1 Lite 应不超过 0.49 kg，EO-1 Flight 应不超过 0.64 kg。

理由： 含不确定余量的质量预算值（UHF 收发机 0.093 kg，UHF 天线 0.046 kg，S 频段 0.352 kg 或 X 频段 0.495 kg）；通过对各单元称重验证。

16.11 验证方法

每台无线电设备在热真空条件下于射频特性试验 TC-59 中进行单元级的频率、功率、频谱、稳定度、功耗和连续发射试验（COM-001 至 COM-006、COM-012、COM-014、COM-016、COM-018、COM-021 至 COM-025）。UHF 天线在飞行状态代表性结构上展开，并在 UHF 天线方向图与展开试验 TC-60 中于微波暗室内测量其方向图，该试验关闭 TBR-52（COM-007 至 COM-011）。X 频段帧加密、吞吐量和密钥处理使用任务运行中心的解密软件在 TC-61 中试验（COM-019、COM-020）。与合作地面站的兼容性，即从无线电设备经地面站的解调器、解码器和前端处理器的全过程，在 TC-62 中以地面站处的便携式射频测试装置，并由航天器在试验场地向地面站天线辐射的方式进行试验（COM-021）。系统链路试验 TC-10（S 频段）、TC-11（UHF）和 TC-21（X 频段）在航天器层级验证端到端链路，包括在集成航天器上测得的天线增益 COM-013 和 COM-017。COM-015 和 COM-028 依据实测 EIRP 和方向图通过分析关闭；COM-026 通过航天器电磁兼容试验关闭；COM-027 和 COM-029 在单元验收评审时通过检查和试验关闭。

17　地面段规范

本章将地面段（2）规定为两个要素：地面站服务（2.1），向合作网络购买；以及任务运行中心（2.2），由项目自行建设和运行。运行人员即任务操作员（2.3）及其规程见任务运行规范。地面段执行 F11 处理与分发图像（F11.1 在地面站，F11.2 至 F11.7 在运行中心）以及 UC.1 至 UC.6 的地面部分；它实现 IF-10 至 IF-14.1 和 IF-25 的地面端，这些接口的特性见接口需求一章（其中包括 ICD-037 至 ICD-040）。

地面段由整条产品线共用：同样的地面站和同一个运行中心服务于两颗 EO-1 Flight 航天器和每一颗 EO-1 Lite 航天器。构型差异体现在地面站服务上（EO-1 Flight 和 EO-1 Lite 三站方案为三个地面站，EO-1 Lite 单站方案为一个地面站），以及加密 X 频段数据的处理上。

17.1　地面站服务

17.1.1　地面站与服务方案

项目依据服务协议，向合作地面站网络购买过境时间。已签约三个地面站（任务概述与运行构想，“合作地面站网络”）：A 站位于高北纬，为主指令站，每日过境次数最多；B 站位于中纬度，处于客户主要农场区的下游方向，用于上午成像轨道之后的快速循环下行；C 站位于南半球，用于夜间过境和南部目标。每个站均配有一面 3.7 m S/X 频段天线和一副 UHF 八木天线，因此每个站都能向任一构型发送指令并接收任一载荷下行信号。

特性	值	链路预算用途
天线	3.7 m，S 频段和 X 频段馈源，右旋圆极化	—
10° 仰角处 S 频段接收 G/T	14.0 dB/K	S 频段下行链路
10° 仰角处 X 频段接收 G/T	26.4 dB/K	X 频段下行链路
天线波束宽度（3 dB）	S 频段约 2.5°，X 频段 0.7°	地面天线指向损耗 0.5 dB（S），0.6 dB（X）
跟踪	依据预报的程序跟踪，并对下行载波进行单脉冲自跟踪	—
UHF 天线	交叉八木天线，14.0 dBi，可切换圆极化	UHF 上行链路和遥测
UHF 发射机	50 W，上行 EIRP 29.0 dBW	UHF 指令上行链路
UHF 接收 G/T	−15.8 dB/K	UHF 遥测下行链路
解调与解码	GMSK（UHF）；OQPSK 加 LDPC 码率 7/8 解码和帧同步（S、X）	—
时间基准	站时钟由卫星导航驯服至 UTC	时间关联、跟踪数据

合作地面站特性

服务方案	地面站	每日载荷下行过境次数	每日 UHF 通信弧段数	每日下行容量
EO-1 Flight	A、B、C	2 次 X 频段，7 min	至少 4	9.87 GB

服务方案	地面站	每日载荷下行过境次数	每日 UHF 通信弧段数	每日下行容量
EO-1 Lite，三站方案	A、B、C	6 次 S 频段，8 min	至少 4	3.38 GB
EO-1 Lite，单站方案	A、B、C 之一 [TBD-05]	2 次 S 频段，8 min	至少 2	1.13 GB

地面站服务方案（运行构想中的通信弧段计划）

17.1.2 过境执行

每次过境均依据运行中心提前 48 h 发给网络的通信弧段时间表无人值守地执行（SR-6.1，SR-6.10）。对每次过境，地面站：

1. 依据过境预报使天线和八木天线指向目标，捕获 UHF 信标或遥测，对于载荷下行通信弧段还捕获下行载波，然后转入自跟踪；
2. 上行发送从运行中心收到的已鉴权指令文件（地面站不持有指令密钥，ICD-038），并在对载荷下行保持锁定期间每 10 s 转发一次地面站的链路确认（即守卫条件 G-LF 所监测的确认）；
3. 对载荷下行信号进行解调和解码，使帧同步，记录帧流和原始基带，并在帧到达时经 IF-13 将其转发给运行中心；
4. 收集跟踪数据：天线角度、载荷下行和 UHF 载波的单向多普勒，以及用于时间关联的指定遥测帧的 UTC 时间戳；
5. 过境结束时发送过境报告（捕获和失锁时间、已接收帧数、帧错误计数、链路质量），并在通信弧段结束后 30 min 内完成过境数据的传送（SR-12.4）。

过境失败（地面站故障、未能捕获）时，地面站在其计划结束时间后 5 min 内报告为漏失过境，由此启动运行中心的通信弧段丢失规程。

17.1.3 文件接收

文件通过确认模式的 CFDP 到达（SR-12.3）。对缺失分段的重传请求在过境期间发出，使大部分缺口在过境结束前补齐；使航天器得以删除文件的确认（SR-10.28）仅在运行中心完整持有该文件之后才会放行，并在之后的一次 UHF 通信弧段中送达航天器（IF-13，接口需求）。

过境期间重传请求在何处生成，取决于构型。在 EO-1 Lite 上，帧在天地链路上不加密，地面站的 CFDP 实体检测缺口并直接发出请求。在 EO-1 Flight 上，帧数据域已加密，地面站不持有下行密钥，因此无法读取文件分段；地面站在帧到达时将其转发给运行中心，由运行中心的 CFDP 实体在解密之后，通过地面站的 UHF 上行链路将重传请求送回。100 Mbps 地面网络（ICD-037）与 X 频段速率相匹配，因此过境期间转发延迟保持在几秒钟。

17.1.4 通信弧段规划

过境时长取决于过境几何：500 km 处的过顶过境在 10° 以上约 7.4 min，在 5° 以上约 9.2 min，低仰角过境则短得多。数据量预算中 7 min 的 X 频段传输和 8 min 的 S 频段传输假定为接近过顶的过境（S 频段传输在每端延伸至约 7° 仰角，通信分系统规范，“链路预算”）。飞行动力学按可用传输时间对各站

的预报过境排序，规划器将最高的过境预订给载荷下行，其余过境用于 UHF 通信弧段。在三天的重复周期内，每个站所见的过境各不相同，因此每日下行容量会变化；规划器跟踪预测的存储积压，并设定每日目标清单，使积压在一个周期内不增长。

17.2 任务运行中心

17.2.1 功能

任务运行中心承担规划、指令、遥测、飞行动力学、图像处理、归档和客户门户功能。它以独立服务的形式建设在两个托管站点上，一个为主站点，一个为备份站点，归档数据在两者之间复制。

功能	主要任务	模型功能	主要需求
任务请求与门户	通过门户和机器接口接收任务请求和产品规格；显示预测的获取情况；发布产品和预警；通知客户	UC.1, UC.4, F11.5	SR-12.5, SR-12.6, SR-14.6, SR-14.7, SR-15.4
任务规划	依据待处理请求制定 24 h 成像计划，依据约束模型检查，预订通信弧段，生成指令文件	UC.2, OPS.1 准备	SR-6.1, SR-6.4, SR-6.6
飞行动力学	定轨、过境预报、上行轨道状态、姿态目标计算、交会筛查	支持 UC.2, F11.3	SR-6.8
指令	指令数据库、规程执行、指令帧鉴权、关键指令放行	OPS.1	SR-14.1, SR-14.9
遥测与监视	帧处理、解包、限值检查、趋势分析、告警、值班通知	UC.5	SR-6.3, SR-6.9
图像处理	L0 至 L2 级（见下），定标，质量评估	F11.1（地面部分）至 F11.4	SR-1.9 至 SR-1.12, SR-6.2, SR-6.12, SR-6.13
归档	遥测、原始数据、产品、审计记录	F11.6	SR-6.3, SR-14.8
获取情况报告	已成像、已交付和漏失的目标，供重新规划使用	F11.7	SR-6.5

任务运行中心功能

17.2.2 规划

规划器依据全部待处理请求，按优先级、截止时间和各田块上次获取以来的时间加权，提出未来 24 h 的目标。它依据最新轨道计算每个目标的开始时间、条带长度和侧摆角，依据与航天器星上所用相同的约束模型（功率、热、指向禁区、存储、通信弧段窗口、模式）检查计划，并生成时间表条目、目标表、通信弧段窗口和上行轨道状态（飞行软件规范，“指令计划”）。操作员在 SR-6.4 规定的 20 min 内审核、调整并批准计划。在每日计划之后且至少在上行通信弧段前 2 h 到达的任务请求，以单个条目后期更新的方式上传（SR-6.6）。

对于单站方案下的 EO-1 Lite，规划器按客户的优先顺序，将每日清单限制在两次过境所能承载的量（约 40 景）之内（SR-1.5）。

17.2.3 飞行动力学

航天器不携带导航接收机。定轨使用地面站的跟踪数据（载荷下行和 UHF 载波的单向多普勒、天线角度），以及产品配准到参考影像库时得到的沿轨和穿轨偏移，后者将轨道与已知地面位置相联系。每天生成一次新的轨道解，其轨道状态随计划上行，由 ADCS 外推最长 26 h（ADCS-016）。飞行动力学还预报 72 h 的过境，生成通信弧段窗口，并每天依据公开的在轨目标编目对轨道进行筛查；航天器无法机动，因此发生近距离接近时，向另一方运行方和协调服务机构报告。

17.2.4 图像处理链

级别	产品	处理	功能
L0	重构的仪器数据	帧解密（EO-1 Flight）并检查；文件重组；条带解压缩；各行按时间顺序与辅助数据排列；分段质量图	F11.1
L1A	定标辐亮度，传感器几何	暗电平偏置和平场校正，坏像元替换，利用当前定标系数换算为大气层顶辐亮度，记录系数版本（SR-6.13）	F11.2
L1B	正射校正辐亮度	依据姿态、轨道和时间建立逐行几何模型；配准到参考影像库；利用高程模型进行正射校正；谱段间配准（SR-1.11）；在本地地图投影中重采样到 4.5 m；云掩模	F11.3
L2A	地表反射率	利用景内以及气象分析得到的气溶胶和水汽进行大气校正	F11.4
L2B	作物产品	4.5 m 归一化植被指数图（SR-6.12）；田块级胁迫指标；面向客户预警区域的作物胁迫预警	F11.4

图像处理级别

产品以带有谱段、定标和获取元数据的 GeoTIFF 文件交付（SR-12.5）；交付的 L1B、L2A 和 L2B 一套，每景约 240 MB。预警区域文件（下行优先级 0）最先处理；对这些文件，处理链自运行中心接收起约 45 min 完成：L0 约 3 min，L1A 5 min，L1B 20 min（配准为最长的一步），L2 12 min，发布与质量检查 5 min。这是运行构想中 85 min 快速规划周期的处理时间。

定标。 定标功能保存各谱段的辐射定标系数。它以发射前实验室定标为起点，以在轨测试定标（步骤 C6）为在轨基线，以每月的月球图像（SR-1.14）进行趋势分析，并以替代定场进行绝对检验。当某谱段的趋势偏离所用系数超过 0.5 % 时，发布新的系数集并赋予新的版本号；以旧版本制作的产品，在客户提出要求时或在季度再处理中重新处理。

17.2.5 归档

归档保存每一帧遥测，期限 730 天（SR-6.3），并在整个任务期内保存每个 L0 文件和每个已交付产品、指令历史和安全审计日志（SR-14.8）。第一阶段（两颗 EO-1 Flight 航天器满负荷获取，加一颗单站方案的 EO-1 Lite）的规模为：每天约 7.6 GB 压缩下行数据和约 68 GB 产品，730 天内约 55 TB，在两个托管站点上保存两份。

17.2.6 安全

运行中心划分为三个区。指令区（指令、密钥管理、飞行软件和表构建环境）没有直接的互联网连接；它仅通过 IF-13 与地面站联系，并仅通过传递经批准文件类型的网关与运行中心的其余部分联系。处理区包含图像处理链和归档。客户区包含门户和机器接口。指令帧在指令区中使用存放于硬件安全模块的密钥进行鉴权，该模块同时存放 EO-1 Flight 的下行解密密钥（SR-4.4），并生成用于轮换的新密钥（SR-14.4，TBR-20）。每个操作员和客户的登录均采用多因素鉴权（客户适用 SR-14.6），每次指令上行和产品下载均记录用户身份（SR-14.8）。

17.2.7 可用性

服务	目标	依据
客户门户和机器接口	每 30 天 99.5 %	SR-15.4
指令和遥测功能	主站点故障后 4 h 内在备份站点恢复	SR-15.3：指令中断一天即损失一天成像
图像处理	接收后 4 h 内处理完一整天的获取量	SR-6.2，并为积压留有余量
地面站过境成功率	每 30 天内已预订过境的 98 % [TBR-55]	服务协议

地面段可用性目标

航天器存储 20 天的压缩获取数据并保持 72 h 的时间表，因此数小时的地面中断损失的是时延，而非数据。若运行中心中断超过 72 h 且无任何指令，G-CL 会使航天器进入安全模式；4 h 的恢复目标使其远不至于此。

17.3 需求

GND-001 S 频段接收 G/T · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.3 · 适用: Lite · 分配: 2.1

用于 S 频段下行的每个地面站，在 10° 仰角处应提供不低于 14.0 dB/K 的接收 G/T。

理由： S 频段链路预算所假定的值（4.7 dB 余量）。SR-5.3 的 TBR-04 随合作方的实测值而关闭，TC-62 在每个地面站对实测值加以确认。

GND-002 X 频段接收 G/T · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.6 · 适用: Flight · 分配: 2.1

用于 X 频段下行的每个地面站，在 10° 仰角处应提供不低于 26.4 dB/K 的接收 G/T。

理由： X 频段链路预算所假定的值（7.7 dB 余量），在 TC-62 中于每个地面站确认。

GND-003 UHF 上行 EIRP · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.7 · 适用: 全部 · 分配: 2.1

每个地面站发射 UHF 指令上行信号的 EIRP 应不低于 29.0 dBW。

理由： 50 W 馈入 14.0 dBi 八木天线并计 2.0 dB 线路损耗，如上行预算所示，在 5° 仰角、任何姿态下余量为 11.2 dB。

GND-004 UHF 接收 G/T · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.8 · 适用: 全部 · 分配: 2.1

每个地面站在 10° 仰角处应提供不低于 −15.8 dB/K 的 UHF 接收 G/T。

理由： 遥测下行仅有 3.2 dB 余量即可闭合；地面站的值不得低于预算值。

GND-005 天线跟踪误差 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.6, SR-5.3 · 适用: 全部 · 分配: 2.1

每个地面站在每次高于 10° 仰角的过境期间，包括过天顶的过境，均应使天线指向航天器的偏差保持在 0.15° 以内。

理由： 0.15° 约为 0.7° X 频段波束宽度的五分之一，对应 X 频段预算中 0.6 dB 的地面指向损耗；S 频段波束更宽，其 0.5 dB 的要求可留有余量地满足。过天顶过境需要能避开方位角锁孔的支架或跟踪模式。

GND-006 三站服务 · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: SR-6.7, SR-5.4 · 适用: Flight · 分配: 2.1

地面站服务应为 EO-1 Flight 提供三个地面站的过境，其中一个位于高北纬，一个位于中纬度，一个位于南半球。

理由： 分散布站可为 7 min 的 X 频段传输每天提供至少两次高仰角过境，并保持夜间和南半球的覆盖（TC-12）。

GND-007 单站服务 · 验证方法: 演示, 分析 · 追溯: SR-5.4.1 · 适用: Lite · 分配: 2.1

在 EO-1 Lite 单站方案下，指定的地面站应每天提供至少两次 S 频段过境，每次至少有 8 min 的传输时间。

理由： 两次 8 min 的过境每天承载 1.13 GB，而 SR-5.4.1 要求 1 GB。地面站尚待选定（TBD-05）；所选站点须使大多数日子里有两次接近过顶的过境，这有利于高纬度站点。

GND-008 过境成功率 · 验证方法: 分析, 演示 · 追溯: SR-6.7 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-55 · 分配: 2.1

地面站服务应在每个 30 天周期内执行不少于 98 % [TBR] 的已预订过境。

理由： 每天两次下行过境时，较低的成功率会使每月有数天的交付延迟。TBR-55 在服务协议的可用性数字最终确定时关闭。

GND-009 无人值守过境执行 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR-6.10, SR-6.9 · 适用: 全部 · 分配: 2.1

每个地面站应依据通信弧段时间表在无操作员干预的情况下启动每次已预订的过境，并在过境结束后 5 min 内向任务运行中心报告过境结果。

理由： 大多数过境发生在白班时间之外（SR-6.10）；及时的过境报告使运行中心在过境失败时能在 SR-6.9 规定的 5 min 内通知值班操作员（TC-12、TC-20）。

GND-010 地面链路确认 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-10.8 · 适用: 全部 · 分配: 2.1

在对载荷下行保持锁定期间，每个地面站应每 10 s 经 UHF 上行链路向航天器发送一次地面链路确认。

理由： 航天器在收到第一个确认时开始下行通信（T4），在确认中断 60 s 时进入安全模式（G-LF，SR-10.8）；地面侧确认节奏的漏失会导致误入安全模式（TC-62）。

GND-011 过境内重传 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-12.3 · 适用: 全部 · 分配: 2.1, 2.2

在载荷下行过境期间，地面段应在检测到文件中的每个缺口后 60 s 内发出重传请求。

理由： 请求快速上行时，低仰角衰落造成的缺口可在同一次过境内补齐；在 EO-1 Flight 上请求由运行中心经地面站发出，数秒的转发延迟允许这样做。

GND-012 过境记录保留 · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: SR-12.4, SR-6.2 · 适用: 全部 · 分配: 2.1

每个地面站应将每次过境的帧记录保留至少 7 天。

理由： 若 IF-13 传送失败或文件在处理中发现损坏，地面站可重新发送，而无需等待航天器重传；7 天可涵盖较长的周末和较慢的调查。

GND-013 地面站时间基准 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.7 · 适用: 全部 · 分配: 2.1

每个地面站对所接收遥测帧所打的时间戳，应与 UTC 相差不超过 10 µs。

理由： 时间关联占星上 2 ms 时间预算中的 0.1 ms；地面站处的 10 µs 将其余部分留给依据轨道进行的光行时修正。

GND-014 规划约束模型 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-10.22, SR-6.4 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务规划功能应依据由航天器所载入的同一版本约束表生成的约束模型，检查每份计划。

理由： 若地面与星上的检查不一致，在 SR-6.4 的 20 min 内制定的计划会有条目被星上拒绝而丢失目标；采用同一个源表使两者保持一致（TC-56）。

GND-015 候选计划生成 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR-6.4, SR-6.5 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务规划功能应在每日任务请求截止后 5 min 内，为每颗航天器生成一份经约束检查的 24 h 候选计划。

理由： 操作员的 20 min（SR-6.4）用于审核和调整，而不是手工制定计划（TC-20）。

GND-016 过境预报精度 · 验证方法: 分析, 演示 · 追溯: SR-6.1 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

飞行动力学应对未来最长 72 h 的过境，以 5 s 以内的精度预报各站的捕获和失锁时间。

理由： 通信弧段提前 48 h 预订（SR-6.1），其窗口写入 72 h 的时间表；5 s 使窗口守卫时间较短，传输时间接近预算值。

GND-017 每日轨道解 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR-6.8, SR-2.1 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

飞行动力学应至少每 24 h 为每颗航天器生成一次新的轨道解和上行轨道状态。

理由： ADCS 在其误差分配值之内将上行状态外推最长 26 h（ADCS-016）；每日一次的轨道解使每个目标均处于外推间隔之内（TC-20）。

GND-018 限值检查时延 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR-6.9 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务运行中心应在收到每个工程参数后 30 s 内，依据其限值对其进行检查。

理由： 将 SR-6.9 规定的 5 min 的大部分时间留给通知路径送达值班操作员。

GND-019 优先产品时延 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR-6.5, SR-6.2 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-54 · 分配: 2.2

任务运行中心应在收到每个优先级 0 文件后 60 min [TBR] 内发布其 L2B 产品。

理由： 85 min 快速规划周期计入 45 min 的处理；当传输和滑行步骤耗时较长时，60 min 使周期仍在 SR-6.5 规定的 100 min 之内。TBR-54 在大气校正步骤于生产处理系统上完成计时后关闭（TC-63）。

GND-020 处理能力 · 验证方法: 试验, 演示 · 追溯: SR-6.2 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务运行中心应在接收后 4 h 内，将所有在轨航天器一天的获取量自 L0 处理至 L2B。

理由： 第一阶段每天约 280 景；4 h 使漏失一次过境之后的积压保持在 SR-6.2 规定的 6 h 之内（TC-12、TC-63）。

GND–021 高程模型精度 · 验证方法: 检查, 分析 · 追溯: SR–1.12 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

图像处理链在客户目标区域上，应使用垂直精度为 10 m（LE90）或更优的高程模型对产品进行正射校正。

理由： 在 25° 侧摆时，10 m 的高度误差使地面点位移约 5 m，只占 20 m 地理定位需求的一小部分。

GND–022 参考影像配准 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–1.12, SR–1.11 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

图像处理链应使用每景至少 20 个匹配控制点，将每个 L1B 产品配准到参考影像库，并对配准点数更少的任何产品加以标记。

理由： 仅靠姿态知识约为 200 m（SR-1.12 的理由）；配准才能达到 20 m。多云的景可能缺少控制点，被标记的产品告知客户其地理定位为未配准的定位。参考影像库本身的精度为 TBR-16（TC-63）。

GND–023 定标趋势分析 · 验证方法: 演示, 分析 · 追溯: SR–1.10 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

定标功能应至少每个月球周期，依据月球和替代定标数据计算各谱段的响应趋势，并在趋势偏离所用系数超过 0.5 % 时发布新的系数。

理由： 在 0.5 % 时更新，可使定标后的响应保持在 SR-1.10 规定的 2 % 稳定度之内，并为趋势不确定度留有余地。

GND–024 再处理 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–6.13, SR–1.10 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

图像处理链应在例行处理之外，以每天至少 500 景的速率，使用新的系数版本再处理已归档的 L0 数据。

理由： 否则，一个季节之后发生的系数变更会使较早的产品停留在旧定标上；每天 500 景可在约一周内再处理一颗航天器一个月的获取量。

GND–025 归档保留 · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: SR–6.3, SR–14.8 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务运行中心应将每一帧遥测、每个 L0 文件、已交付产品和审计记录，在相互独立的站点上保存两份，至少保存 730 天。

理由： SR-6.3 和 SR-14.8 要求 730 天；第二份副本可防范站点丢失。第一阶段每份约 55 TB。

GND–026 密钥保护 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–14.1, SR–14.4, SR–4.4 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务运行中心应将每个指令鉴权密钥和下行解密密钥存放于硬件安全模块中，任何密钥均不得以明文形式从中导出。

理由： 这些密钥保护指令（SR-14.1）和 EO-1 Flight 图像（SR-4.4）；在模块内部生成、轮换（SR-14.4）和使用它们，可将暴露面限制在模块本身（TC-64）。

GND–027 关键指令双人放行 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–14.9 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

指令功能应仅在第二名持证操作员在运行控制台上批准之后，才放行关键指令上行。

理由： 星上的预置与执行序列（SR-14.9）防范上行中的单一错误；地面的第二个人则防范单一的错误决定。

GND–028 操作员登录 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–14.8, SR–14.1 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

运行控制台应要求每次操作员登录均采用多因素鉴权。

理由： SR-14.8 的审计日志记录每条指令的用户身份；被盗密码不得使他人得以冒用其他操作员的名义向航天器发送指令（TC-64）。

GND–029 备份运行站点 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–15.3, SR–6.10 · 适用: 全部 · 分配: 2.2

任务运行中心应在主站点故障后 4 h 内，在其备份站点恢复规划、指令和遥测功能。

理由： 超过一天的中断会损失成像可用性（SR-15.3），超过 72 h 无指令则导致进入安全模式（G-CL）；4 h 使两者均不至发生。在运行演练中演示（TC-20）。

17.4 验证方法

地面站性能（GND-001 至 GND-005、GND-010、GND-013）在地面站兼容性试验 TC-62 中于各合作地面站验证，该试验使用携带飞行等效无线电设备的便携式射频测试装置，测量 G/T、EIRP、跟踪和端到端解码链，并在在轨测试过境期间重复测量。服务方案和无人值守运行（GND-006 至 GND-009、GND-012）在端到端图像交付试验 TC-12 和运行演练 TC-20 中演示，后者以飞行动力学、规划和处理系统的运行构型运行 14 天的已预订通信弧段。规划与飞行动力学功能（GND-014 至 GND-017）依据平板星的时间表载入，在 TC-56 和 TC-20 中试验。处理链（GND-019 至 GND-024）在图像处理链试验 TC-63 中验证，先使用来自载荷模型的仿真条带，再使用在轨测试图像（步骤 C6 和 C7 试点），该试验同时关闭 TBR-54。安全（GND-026 至 GND-028）在地面安全试验 TC-64 中验证，归档保留（GND-025）和备份站点切换（GND-029）在 TC-20 中演示，并在运行就绪评审时检查。

18 任务运行规范

本章规定任务操作员单元（2.3）：运行团队、班次、计划周期、通信计划、规程、异常响应以及操作员培训。任务概述与运行概念（Mission Overview and Concept of Operations）说明任务如何实施并给出设计工况日；本章规定团队的工作规则。各规程本身保存在任务运行计划（EO1-PLN-320）中，下列清单确定其范围与标识。

运行概念建立在系统的三项特性之上，团队依赖这些特性，不得绕开：航天器执行 72 h 计划并自我保护（工作模式），地面段无需操作员即可实施过境并处理数据（SR-6.10），运行中心在 5 min 内向值守操作员通报任何超限情况（SR-6.9）。团队负责计划、检查、决策与恢复，不手动实施过境。

18.1 组织与人员配置

角色	人数	工作时间	职责
任务操作员，值班长	每个有人值守班次 1 人（在持证操作员中轮换）	日班	批准计划，放行指令，负责值班日志及本班次内开立的任何异常
任务操作员	每个有人值守班次 1 人	日班	编制并检查计划，监视过境与例行遥测，管理下行队列，关键指令的第二批准人
值守操作员	1 人（在持证操作员中按周轮换）	有人值守时段之外	响应通报；恢复航天器或使其保持稳定直至下一班次
运行负责人	1 人，兼职	工作日，A1 类异常时待命	负责规程、培训与认证、通信弧段预订协议；主持异常评审
飞行动力学分析员	1 人，兼职，与地面系统团队共用	工作日	轨道确定评审、过境预报、交会筛查评审
图像质量分析员	1 人，兼职	工作日	每日图像质量报告、定标趋势分析、系数发布
分系统负责人	来自航天器团队	待命	为异常和恢复决策提供工程支持

运行角色

首期机队（两颗 EO-1 Flight 和一颗 EO-1 Lite 航天器）的例行运行需要日班两名操作员（SR-6.11）。有人值守时间为工作日当地时间 07:00 至 17:00，由两个错开的 8 h 班次覆盖：第一名操作员 07:00 至 15:30 上班，第二名 08:30 至 17:00 上班，各含 30 min 休息。两人均在场参加每日计划放行和晚间更新通信弧段，向值守操作员的班次交接在 16:30。班次、值守轮换、休假和培训共需五至六名持证操作员。

18.2 计划周期

18.2.1 每日周期

每日周期遵循运行概念中的设计工况日。概要如下：

1. **07:00 审查。** 夜间遥测、告警、过境报告、交付报告以及上一份计划的执行报告（UC.5）。

2. **07:30 通信弧段。** 与合作网络确认未来 48 h 已预订的通信弧段，并为网络取消的弧段预订替代弧段（SR-6.1）。
3. **08:00 任务请求截止与计划编制。** 计划系统在 5 min 内为每颗航天器生成候选计划（GND-015）；操作员对照客户优先级审查，解决冲突并批准，每颗航天器至多 20 min（SR-6.4）。
4. **08:55 计划上行**，在上午的 UHF 通信弧段进行（设计工况日中为 A 站），并通过指令验证和计划状态数据包验证加载。
5. **10:30 晚间更新**，加入截止之后收到的优先目标（SR-6.6），以单独的计划条目形式上行。
6. **下午。** 图像质量报告、下行队列与存储审查、定标与维护活动、次日的特殊请求（月球成像、原始模式测量活动、软件或表格加载）。
7. **16:30 交接给值守操作员。**

18.2.2 100 min 计划周期

计划周期，即从计划上行开始到该计划的首个产品出现在门户上为止，是 MOE-7 和 SR-6.5 的依据（门限值 100 min，目标值 80 min）。只有当上行、拍摄和一次载荷下行处于同一轨道或相邻轨道时，该周期才较短；运行概念给出了 85 min 的示例。团队通过三种方式控制该周期：将优先目标安排在上行所在轨道或下一轨道；选择过境紧随拍摄之后的下行地面站；将告警目标的文件优先级设为 0，使其最先下行并最先处理。运行中对每个优先目标测量该周期，自站点过境报告中的上行开始时刻起，至门户日志中的发布时刻止，并每月报告第 90 百分位值作为 MOE-7 的值。

18.2.3 每周、每月与季节周期

周期	活动
每周	覆盖周末的周五计划（最长 72 h，在 2,000 条的计划容量之内）；无人值守的周末时间校正上行；每周通信弧段确认；开放异常审查
月相周期（29.5 天）	月球定标成像（SR-1.14）；定标趋势审查与系数发布决策（GND-023）
90 天 [TBR-20]	轮换当前指令认证密钥，在 EO-1 Flight 上还需轮换下行密钥（SR-14.4）
每季度	原始模式替代定标测量活动；重新处理决策；规程审查
季节	季内：在全部目标区域上重新编制每日计划。季外：缩减目标清单，飞行软件和表格更新，蓄电池调理，操作员复训认证

运行周期

18.3 通信计划

各航天器的通信计划遵循其服务计划（地面段规范，“地面站服务计划”）。在此范围内，每次 UHF 通信弧段有固定的作用：

通信弧段作用	每日次数	地面站（设计工况）	内容
计划上行	1	A 站，上午	每日计划、轨道状态、时间与速率校正、执行报告及目录下行
晚间更新	工作日 1 次	A 站，上午中段	以计划编辑形式上行的优先目标
例行遥测与文件确认	1 次或更多	任意	对此前所收文件的 CFDP 确认、事件日志回放、队列变更
恢复预留	预订 1 次，不需要时提前 12 h 释放	与计划上行不同的地面站	备份计划上行、异常响应

UHF 通信弧段作用

三颗航天器共用地面站。当两颗航天器争用同一次过境时，计划员按以下顺序分配：安全模式恢复或 LEOP，其次为计划上行，其次为优先下行，最后为常规下行和例行遥测通信弧段。在 EO-1 Lite 的单站计划中，所有通信弧段都在同一地面站，因此恢复预留为同一地面站的下一次过境，超过 24 h 的中断则由网络中另一地面站的临时过境覆盖。

18.4　规程

编号	规程	触发条件	主要需求
NP-01	每日计划编制与放行	任务请求截止	SR-6.4, SR-6.6, GND-015
NP-02	计划上行与加载验证	计划上行通信弧段	SR-10.22, FSW-012
NP-03	晚间计划更新	截止之后的优先请求	SR-6.6, FSW-014
NP-04	过境监视与例行遥测审查	每次有人值守的通信弧段；每日审查	SR-6.9, SR-10.18
NP-05	下行队列与存储管理	每日；存储积压超过行动水平	SR-10.23, SR-10.28, SR-4.1
NP-06	时间关联与校正	每日	SR-4.7
NP-07	轨道状态更新	每日	SR-6.8, GND-017
NP-08	月球定标成像	每个月相周期一次	SR-1.14
NP-09	替代定标测量活动（原始模式）	每季度	SR-1.9, FSW-022
NP-10	密钥轮换	90 天 [TBR-20]	SR-14.3, SR-14.4
NP-11	飞行软件与表格更新	经批准的变更	SR-10.20, SR-10.21, FSW-027, FSW-028
NP-12	周末计划与无人值守上行	周五	SR-4.8, SR-10.12
NP-13	班次交接	每个有人值守班次结束时	SR-6.9, SR-6.11
LP-01	首次捕获与健康状态	星箭分离后的首个信标	SR-11.9, SR-2.3
LP-02	平台检出（在轨测试步骤 C1）	建立双向通信	SR-4.2, SR-3.3
LP-03	姿态敏感器在轨测试（C2）	C1 完成	SR-2.6
LP-04	精确姿态控制在轨测试（C3）	C2 完成	SR-2.1, SR-2.2, SR-2.4

编号	规程	触发条件	主要需求
LP-05	载荷下行在轨测试（C4）	C3 完成；已转入 T3	SR-5.1 或 SR-5.5, SR-4.4
LP-06	首次成像（C5）	C4 完成；出气保持期结束	SR-1.2 至 SR-1.4
LP-07	在轨定标（C6）	C5 完成	SR-1.9, SR-1.11, SR-1.12
LP-08	端到端试点（C7）	C6 完成	SR-6.2, SR-6.5, SR-6.14
CP-01	安全模式恢复	遥测中出现安全模式	SR-2.5, SR-10.16
CP-02	通信丢失	过境缺失报告或数据缺失	SR-10.12, SR-6.9
CP-03	单机复位或闩锁调查	日志中出现复位或闩锁事件	SR-11.6, SR-10.9
CP-04	反作用飞轮失效重构	ADCS 切除飞轮	SR-2.9
CP-05	存储体故障	故障管理停用存储体	SR-4.1, CDH-022
CP-06	干扰报告与发射机关闭	频谱主管部门或其他运营方的通知	SR-5.11, SR-5.10
CP-07	地面站中断与重新预订	地面站中断通知	SR-6.7
CP-08	运行中心故障切换	主站点故障	GND-029
CP-09	疑似密钥泄露	安全告警	SR-14.3, SR-14.4
CP-10	交会通报	预报出现近距离接近	—（与另一运营方协调）
EP-01	最终数据恢复	任务结束决定	SR-6.3
EP-02	钝化	最终数据已恢复	SR-13.5, SR-13.6
EP-03	退役与通知	钝化已确认	SR-10.19, SR-13.4

运行规程

每个规程均为步骤清单，列出每一步预期的遥测响应以及步骤之间的通过/不通过判据。规程在首次用于飞行之前，须在平板星（Flatsat）上验证，所用飞行软件或指令数据库发生任何变更后须再次验证。

18.5　异常响应

类别	定义	响应
A1 航天器安全	进入安全模式；超过 24 h 无通信；蓄电池或热控限值被突破；非指令的模式变化	值守操作员响应（OPS-002），并通报运行负责人和分系统负责人；编制恢复方案，原因不明确时在平板星（Flatsat）上检查，然后执行（CP-01）
A2 任务能力下降	反复出现的 1 级或 2 级故障管理响应；多次跳过拍摄；丢失一个存储体或一个飞轮；交付遗漏	由下一有人值守班次处理；24 h 内提交异常报告；在每周异常评审上审议
A3 轻微	已自行消除的单次翻转或复位；一次过境遗漏；一次已恢复正常的单次限值越界	记录并做趋势跟踪；不再复现则不出报告

异常类别

每次进入安全模式均为 A1 类。恢复遵循运行概念中的场景“安全模式进入与恢复”：下行事件日志及进入前后存储的例行遥测，与分系统负责人一起诊断，准备恢复指令和新的计划，发送恢复指令（T7），并使航天器在该指令发出后 24 h 内回到正常成像（SR-2.5）。对于 CP-01 中列出的原因（计划错误之后孤立的欠压，地面中断之后进入 G-CL，已知地面站故障时进入 G-LF），恢复指令在首次显示该进入的通信弧段之后 24 h 内发出；原因不明时，等待平板星（Flatsat）检查。

每月的异常评审委员会（运行负责人、系统负责人、各分系统负责人）关闭报告，决定参数或软件变更，并对照风险登记册跟踪反复出现的异常。

18.6 培训与认证

操作员在对航天器发令或加入值守轮换之前须通过认证：

1. **课堂培训**，40 h：任务与系统概述、各分系统、模式与故障管理、地面段、安全规则、规程。
2. **控制台培训**，在与平板星（Flatsat）相连的运行中心测试实例上进行，包含真实的计划编制和上行。
3. **模拟演练**：在平板星（Flatsat）上运行六个注入故障的场景：含晚间更新的正常日，欠压后的安全模式恢复，周末通信丢失，反作用飞轮失效，存储体故障，以及关闭发射机的干扰通知。
4. **带教班次**：在持证操作员指导下值班一周，包括一次关键指令序列。

运行负责人对每名操作员进行认证。若操作员在 180 天内未完成一次模拟演练，认证即失效。发射前的运行演练（TC-20）和全团队参加的 LEOP 演练，在首批操作员获得认证之后进行。

18.7 需求

OPS–001 班次人员配置 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–6.11 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

每个有人值守班次应有两名持证任务操作员在岗，其中一名指定为值班长。

理由： 两名操作员是 SR-6.11 对三颗航天器规定的上限，也是关键指令双人放行（GND-027）的最低配置；一名指定的值班长可避免过境期间决策分歧（TC-20）。

OPS–002 值守响应 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–6.9 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–56 · 分配: 2.3

在有人值守时段之外，值守操作员应在 15 min 内确认每条通报，并在 30 min 内到达运行控制台开始工作 [TBR]。

理由： 运行中心在 5 min 内发出通报（SR-6.9）；30 min 到达控制台仍可赶上大多数后续通信弧段，其间隔约为 95 min。TBR-56 随远程控制台访问的人员配置协议关闭（TC-66）。

OPS-003 指令间隔 · 验证方法: 分析, 演示 · 追溯: SR-10.12 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

运行团队应规划上行，使任一航天器均不超过 48 h 未收到有效的已认证指令。

理由： 间隔达 72 h 将触发安全模式（G-CL）；从周五下午到周一上午的周末约为 66 h，因此周五计划安排无人值守的周末时间校正上行，该上行同时服务于 NP-06。

OPS-004 备份上行通信弧段 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR-6.6, SR-6.1 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

对每次计划上行，运行团队应在其后 3 h 内预订一次备份 UHF 通信弧段，地面站应不同于计划上行站；在 EO-1 Lite 单站计划中则使用同一地面站。

理由： 计划上行一旦遗漏，会损失一天的新目标和响应式任务（SR-6.6）；不需要时，备份过境提前 12 h 释放。

OPS-005 优先目标调度 · 验证方法: 演示, 分析 · 追溯: SR-6.5 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

只要目标的可见几何条件允许，运行团队应调度每个优先级 0 的目标，使其拍摄和载荷下行处于包含它的那次计划上行之后的两条轨道之内。

理由： SR-6.5 的 100 min 周期仅当上行、拍摄和下行处于同一轨道或相邻轨道时才成立（运行概念，“计划周期”）。

OPS-006 计划周期报告 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR-6.5 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

运行团队应测量每个优先级 0 目标的计划周期时间，并按日历月报告其第 90 百分位值。

理由： SR-6.5 在发射前通过仿真验证；运行中 MOE-7 需要实测值，而第 90 百分位与 SR-6.5 验证所用的 90 % 概率一致。

OPS-007 依据批准的规程发令 · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: SR-10.25, SR-14.9 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

操作员应仅依据经批准的计划或经批准的规程上行指令，但经运行负责人授权并记入值班日志的偏离除外。

理由： 星上范围检查（SR-10.25）只能发现超范围的值，不能发现有效但错误的指令；经批准的规程是防范后者的保护手段。

OPS-008 规程验证 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-2.5, SR-10.2 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

每个规程应在首次用于飞行之前，以及在其所用飞行软件或指令数据库条目发生每次变更之后，在平板星（Flatsat）上验证。

理由： 在飞行中失败的恢复规程会使安全模式超出 SR-2.5 规定的 24 h；平板星（Flatsat）运行的是飞行件所用的飞行软件和指令数据库。

OPS–009 已知原因的安全模式恢复 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–15.3, SR–2.5 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

对于原因属于 CP-01 所列之一的安全模式进入，运行团队应在首次显示该进入的通信弧段之后 24 h 内发送恢复指令。

理由： 与 SR-2.5 的 24 h 合在一起，已知原因的中断被限制在约两天之内，从而保持 SR-15.3 要求的 90 % 成像可用度（TC-20, TC-66）。

OPS–010 异常报告 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–15.1, SR–15.3 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

运行团队应在发现每项 A1 或 A2 类异常后 24 h 内开立异常报告。

理由： 反复出现的异常是损耗或设计问题的早期征兆，威胁 0.8 的任务可靠度（SR-15.1）；报告输入异常评审和风险登记册。

OPS–011 操作员认证 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–6.4, SR–6.11 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

任何人未持有运行负责人签发的有效认证，不得对航天器发令或加入值守轮换。

理由： SR-6.4 以受过培训的操作员为前提；认证（课堂培训、控制台培训、六次模拟演练和一周带教）是该培训的证据（TC-66）。

OPS–012 复训认证 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–6.4 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

若操作员在 180 天内未至少完成一次平板星（Flatsat）模拟演练，其认证应失效。

理由： 应急技能在应急事件稀少时会衰退；每 180 天一次模拟演练可使每名操作员夜间无需协助即可执行 CP-01。

OPS–013 每日时间校正 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–4.7 · 适用: 全部 · 分配: 2.3, 2.2

运行团队应至少每天向每颗航天器上行一次时间偏差和速率校正。

理由： 每天一次校正即可满足 SR-4.7；周末的校正通过 OPS-003 的无人值守上行发送。

OPS–014 存储积压处置 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–4.1, SR–10.28 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

当某航天器未确认的载荷数据超过 32 GB 时，运行团队应缩减其下一份每日目标清单或预订额外的下行过境，直至积压降至 32 GB 以下。

理由： 64 GB 存储容量的一半相当于 10 天压缩后的采集量；在半满时采取行动，可为定标测量活动或一个地面站的丢失留出空间，而不致触及 FSW-024 的存储已满跳过拍摄。

OPS–015 干扰响应 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–5.11, SR–5.10 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

收到指明某 EO-1 发射机的有害干扰通知时，运行团队应在通知之后的首次 UHF 通信弧段发送发射机关闭指令，且在收到通知后 2 h 内完成。

理由： 按要求停止发射是许可证条件；星上部分耗时 10 s（SR-5.11），因此响应时间由地面决定。

OPS–016 月球定标调度 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–1.14 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

运行团队应在每个月相周期调度一次月球定标成像序列，月相角在 5° 至 10° 之间。

理由： 较窄的月相角范围使每月的月球图像可用于趋势比较（SR-1.10）；接近满月的月相还能提供最大的受照圆面。

OPS–017 班次交接日志 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–6.11, SR–6.9 · 适用: 全部 · 分配: 2.3

在每个有人值守班次结束时，值班长应在值班日志中记录未关闭的异常、待发指令以及未来 24 h 的关键事件。

理由： 值守操作员通常夜间单独行动；交接日志提供的背景信息使 SR-6.9 的 5 min 通报能够据以采取行动。

18.8 验证方法

运行需求通过演示和检查验证。运行演练 TC-20 以持证团队、处于运行配置的运行中心、合作地面站和代替航天器的平板星（Flatsat）开展 14 天运行；它演示 OPS-001、OPS-003 至 OPS-006、OPS-009 以及 OPS-013 至 OPS-016，包括一个含无人值守上行的周末和一次安全模式恢复。操作员认证与异常演练 TC-66 检查认证记录，并对值守响应进行不预先通知的夜间演练（OPS-002、OPS-009、OPS-011、OPS-012）。规程验证记录以及班次日志和异常日志，在运行就绪评审上检查（OPS-007、OPS-008、OPS-010、OPS-017）。OPS-005 和 OPS-006 在 C7 端到端试点中以客户目标再次演示，该试点同时是 VAL-01 的第一部分。

19 接口需求

本章规定“系统架构”中列出的各接口：每个接口连接什么、方向如何、承载什么、速率或额定值是多少，以及采用的标准或连接器。接口编号固定不变；所承载的项采用功能架构中的项名称（指令计划、图像条带、下行帧等），因此每个接口都可建模为两个端口之间的连接，端口承载这些项。

详细定义（引脚分配、报文字典、时序图、机械图）见接口控制文件：EO1-ICD-200 规定航天器内部接口，EO1-ICD-210 规定射频链路，EO1-ICD-220 规定地面接口，EO1-ICD-230 规定部署器。本章规定系统设计所依赖的特性，以及对接口两侧均有约束力的需求。接口控制文件与本章不一致时，以本章为准（见“适用文件与参考文件”，优先顺序）。

接口表中使用的约定：

- 端点给出各端产品树中的元素。第一个元素为主要项流的源；“方向”行说明反方向流动的内容。
- 供电线的额定值为电源在其调节范围内必须持续输送的功率；负载的最大耗电须不超过该值。
- 数据接口的速率为线路速率或链路速率；所承载的信息另行说明。
- 连接器类型为通用类型（Micro-D、nanoD、SMA）。各连接器的代号和引脚定义见接口控制文件。电缆网与连接器的降额遵循 STD-1。

19.1 接口总览

下面两张 N² 表给出哪些元素对之间存在连接以及通过哪个接口连接。行为流的源，列为流的目的；单元格给出承载该流的接口。双向承载项的接口出现在该元素对的两个单元格中。

自 至	SA	BAT	PDU	CDH	PAY	ACS	STT	RWA	MTQ	UHF	SBT	XBR	STR
SA	1.3.1		IF-20										
BAT		1.3.2	IF-21										
PDU		IF-21	1.3.3	IF-03, IF-09	IF-01	IF-02				IF-04	IF-04	IF-04	
CDH			IF-09	1.4	IF-05	IF-06				IF-07	IF-08	IF-08.1	
PAY				IF-05	1.1								
ACS				IF-06		1.2.4	IF-16	IF-17	IF-18				
STT						IF-16	1.2.2						
RWA						IF-17		1.2.1					
MTQ						IF-18			1.2.3				
UHF				IF-07						1.5.1			
SBT				IF-08							1.5.2		
XBR				IF-08.1								1.5.3	
STR				IF-19									1.6

航天器内部接口 N² 图（SA 太阳电池阵，BAT 蓄电池组，PDU 配电单元，CDH C&DH，PAY 载荷相机，ACS ADCS 控制器与敏感器，STT 星敏感器，RWA 反作用飞轮组件，MTQ 磁力矩器，UHF UHF 收发机，SBT S 频段发射机，XBR X 频段载荷数传机，STR 结构与热控）

IF-22 稳压母线在 PDU 内部：它是为开关输出 IF-01、IF-02 和 IF-04 供电的 12 V 变换器输出，在此处规定是因为 SR-3.4 的调节要求定义在该端口。星敏感器、反作用飞轮组件和磁力矩器经 IF-16、IF-17 和 IF-18 电缆从 ADCS 控制器取电；ADCS 整体从 IF-02 取电。SBT 列与 XBR 列互斥：EO-1 Lite 装 S 频段发射机，EO-1 Flight 装 X 频段载荷数传机。

自 至	SC	GS	MOC	OPR	CUST	LV	ENV
SC	1	IF-11, IF-12 / IF-12.1				IF-15	
GS	IF-11	2.1	IF-13				
MOC		IF-13	2.2	IF-25	IF-14, IF-14.1		
OPR			IF-25	2.3			
CUST			IF-14, IF-14.1		X.1		
LV	IF-15					3	
ENV	IF-23, IF-24						4

任务级接口 N^2 图（SC EO–1 航天器，GS 地面站，MOC 任务运行中心，OPR 任务操作员，CUST 影像客户，LV 搭载发射运载火箭，ENV 轨道环境）

IF-10 天地链路是 IF-11、IF-12 和 IF-12.1 的父接口，在表中通过其子接口体现。任务运行中心与航天器之间没有直接链路：每条指令和每个下行文件都经由地面站。

19.2 供电接口

全部电能均来自配电单元（1.3.3）。PDU 将太阳电池阵峰值功率跟踪至未稳压的蓄电池母线（12.0 V 至 16.8 V，由蓄电池决定），将蓄电池母线变换为稳压 12 V 主母线（IF-22）和 5 V 常通电源线（IF-03），并通过锁存式限流器将 12 V 母线切换给各负载。功率预算中采用的 0.90 变换效率，是从阵列输入端到负载端子的综合效率。

通向热控硬件（1.6.3）的加热器输出和展开机构（1.6.2）的熔断丝释放电路为 PDU 输出，经电缆网（1.7）布线。与射频电缆一样，它们不单独设接口编号；其额定值见 EO1-ICD-200。

19.2.1 IF–01、IF–02、IF–04 开关负载线

属性	IF-01 载荷供电线	IF-02 ADCS 供电线	IF-04 无线电设备供电线
端点	1.3.3 PDU → 1.1 载荷相机	1.3.3 PDU → 1.2 ADCS（1.2.4 ADCS 控制器）	1.3.3 PDU → 1.5.1 UHF 收发机和载荷下行数传机（1.5.2 或 1.5.3），两个开关支路
方向	向负载供电；电流遥测留在 PDU 内	向负载供电	向负载供电
电压	12 V ± 2 %（来自 IF-22）	12 V ± 2 %	12 V ± 2 %
额定值	15 W（1.25 A）	10 W（0.83 A）	18 W（1.50 A）[TBR]
负载最大耗电	拍摄时 14.0 W；准备时 6.0 W；待机时 2.5 W	姿态机动时 8.8 W（控制器 1.0 W，星敏感器 1.8 W，四个飞轮 6.0 W）	EO-1 Lite 17.5 W（S 频段 11.5 W 加 UHF 发射 6.0 W）；EO-1 Flight 16.0 W（X 频段 15.0 W 加 UHF 接收 1.0 W）

属性	IF-01 载荷供电线	IF-02 ADCS 供电线	IF-04 无线电设备供电线
切换	经 IF-09 指令开/关；安全模式下关闭	由指令控制；自分离起接通（控制器），各单元由控制器控制	UHF 支路在分离后接通，由硬件欠压断开保持接通（SR-3.11）；无线电设备支路按每次通信弧段指令接通
保护	锁存式限流器，在额定电流的 125 % 处跳闸	同左	同左，每个支路一个限流器
连接器	Micro-D 9，每极性两个引脚	Micro-D 9，每极性两个引脚	每支路一个 Micro-D 9，每极性两个引脚
项	开关 12 V 供电	开关 12 V 供电	开关 12 V 供电

开关 12 V 负载线 IF–01、IF–02 和 IF–04

功率预算按全占空比计入 UHF 接收机和相机待机电子设备，即使发射机或探测器已开启。“负载最大耗电”行采用实际同时耗电：半双工 UHF 收发机发射时总耗电为 6.0 W，14.0 W 的拍摄功率已包含相机待机电子设备。因此预算偏保守，轨道平均功率约高 0.2 W。

EO-1 Flight 上的 IF-04。X 频段载荷数传机发射时耗电 15.0 W。若 UHF 发射机同时开启，无线电设备供电线将承载 21.0 W，超过其 18 W 额定值。因此基线在 X 频段发射机开启期间禁止 UHF 发射（ICD-008）；过境期间的内务遥测由 X 频段帧承载，UHF 接收机保持开启，用于接收指令和地面链路确认。一项将 EO-1 Flight 上 IF-04 额定值提高到 22 W 的变更请求（可在 X 频段过境期间进行 UHF 遥测）正在评估；在作出决定之前，该额定值为 TBR-70。

19.2.2 IF–03 C&DH 供电线

属性	值
端点	1.3.3 PDU → 1.4 C&DH（星载计算机 1.4.1 和载荷数据存储器 1.4.2）
方向	向 C&DH 供电
电压	5.0 V ± 3 %，由蓄电池母线变换得到
额定值	7 W（1.4 A）；本版本中由 4 W 更改
负载耗电	连续 4.0 W；图像压缩突发期间 6.5 W（4.0 W 加 2.5 W）
切换	分离后常通。不可由指令切换；不被硬件欠压断开（SR-3.11）断开
保护	带自动重启的硬件限流器（ICD-006）
连接器	Micro-D 9，每极性两个引脚
项	常通 5 V 供电

IF–03 C&DH 供电线

ICD 变更：IF-03 额定值由 4 W 改为 7 W。EO1-ICD-200 的上一版将 IF-03 额定为 4 W，即 C&DH 的连续耗电。FS-1 上的平板星测量表明，星载计算机在压缩一个图像条带时还要额外耗电 2.5 W（功率预算中的“C&DH 压缩突发”一行），因此该线路在每个条带上最长 60 s 承载 6.5 W，设计工况轨道内共 8 次。4 W 的线路会在第一个条带时即触发限流器跳闸。额定值现为 7 W，比实测峰值高 0.5 W（7.7 %），PDU 的 5 V 变换器按此额定值设计。该变更依据配置管理计划记入 EO1-ICD-200；对轨道平均功率的影响（0.21 W）已计入功率预算。

19.2.3 IF-20、IF-21、IF-22 EPS 内部供电

属性	IF-20 太阳电池阵功率	IF-21 蓄电池功率	IF-22 稳压母线
端点	1.3.1 太阳电池阵（四个分段，每块电池板两个）→ 1.3.3 PDU	1.3.3 PDU ⍰ 1.3.2 蓄电池组	1.3.3 PDU 变换器 → PDU 开关输出（IF-01、IF-02、IF-04）
方向	各分段向其专属的 PDU 峰值功率跟踪通道供电；电池板热敏电阻信号送至 PDU	蓄电池充电功率输入；蓄电池放电功率输出；电池对电压和电池温度送至 PDU	向开关输出供电
电压	电池串最大功率点在 28 °C 时约 21 V，在高温限值处高于 17 V；出地影时开路电压最高约 31 V	12.0 V 至 16.8 V（4S2P 锂离子）；标称 14.4 V；软件欠压 12.8 V（G-UV）；硬件断开 12.0 V（SR-3.11）	12 V ± 2 %（11.76 V 至 12.24 V）
额定值	寿命初期峰值每分段 18.9 W（四段合计 75.4 W）；PPT 输入额定 35 V	充电最高 2.7 A（C/2，见 EPS 章）；充电终止电压默认 16.4 V（TBR-33）；放电连续 5.0 A，设计工况峰值 3.0 A	连续 50 W；设计工况峰值需求在负载端子处 33.8 W（地影中 X 频段过境）
保护	每个电池串设阻塞二极管，每个电池片设旁路二极管；每个 PDU 输入端设反向电流保护	蓄电池组处正极线上设熔断器；蓄电池组保护电路（SR-13.2）；低温充电禁止（SR-3.7）	输出过压钳位 13.2 V；每个开关输出有各自的限流器
连接器	每块电池板一个 Micro-D 15（含两个分段），经铰链电缆	nanoD 15（电源占用成对引脚；电压测点和热敏电阻）	在 PDU 内部（测试点在地面支持连接器上）
项	太阳电池阵功率输出	蓄电池充电功率、蓄电池放电功率	稳压 12 V 母线

EPS 内部供电接口 IF-20、IF-21 和 IF-22

蓄电池的两个分离开关禁止装置（ICD-041）均在 IF-21 供电通路中，因此航天器在部署器内时，蓄电池始终与 PDU 隔离。

19.2.4 供电接口需求

ICD-001 开关负载线额定值 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.4, SR-3.9 · 适用: 全部

PDU 应至少输送各开关负载线的额定功率（IF-01 15 W，IF-02 10 W，IF-04 18 W [TBR]），同时在 PDU 连接器处将线路电压保持在 11.76 V 至 12.24 V 范围内。

理由：额定值高于各负载的最大同时耗电（14.0 W、8.8 W 和 17.5 W），因此单元处于峰值时不会遇到供电跌落。在平板星上用电子负载按额定电流验证。

ICD-002 开关输出过流跳闸 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.8, SR-15.2 · 适用: 全部

PDU 的每个开关负载输出，在其电流超过该线路额定电流的 125 % 并持续超过 5 ms 时应断开，并应保持断开直至收到接通指令。

理由：125 % 可容许正常的浪涌和负载瞬变，又能检出短路的单元；锁存断开可避免故障单元使母线反复通断。5 ms 滤波加开关断开时间仍在 SR-3.8 的 10 ms 隔离时间之内，因此负载故障被限制在其自身线路。

ICD-003 负载浪涌电流 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.4, SR-3.8 · 适用: 全部

由开关 12 V 线路供电的每个单元，应将其开机浪涌电流限制在该线路额定电流的 150 % 以内，并在开机后 2 ms 内降至额定电流的 125 % 以下。

理由：在 2 ms 内降至跳闸电平以下的浪涌不会超过 ICD-002 的 5 ms 滤波时间，IF-22 上的负载阶跃也足够小，变换器能够保持 SR-3.4。

ICD-004 C&DH 供电线额定值 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.12, SR-4.3, SR-4.6 · 适用: 全部

自分离起，PDU 应在 IF-03 常通线上以 5.0 V ± 3 % 至少输送 7 W，蓄电池母线电压取 12.0 V 至 16.8 V 范围内的任意值均应满足。

理由：C&DH 在压缩突发期间耗电 6.5 W；上一版 ICD 的 4 W 额定值已更改为 7 W（见上文 ICD 变更）。该线路须使 C&DH 一直运行至 12.0 V 硬件断开点，此时其他所有负载均已卸除；低于该点时，C&DH 仅由太阳电池阵供电重启（SR-3.12）。

ICD-005 C&DH 供电线不可指令 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR-3.11, SR-4.3 · 适用: 全部

IF-03 常通线不应设有可由指令、飞行软件或硬件欠压断开断开的开关。

理由：C&DH 运行故障管理，并且是地面恢复的唯一途径；其供电被指令或自动关断后，将没有任何设备能将其重新接通。

ICD-006 C&DH 供电线闩锁恢复 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-11.6, SR-3.11 · 适用: 全部

只要线路电流超过 1.8 A 并持续超过 50 ms，PDU 应在无指令的情况下对 IF-03 断电 1 s 后再恢复供电。

理由：星载计算机中的单粒子闩锁表现为持续过流；定时断电重启可在 SR-11.6 规定的 60 s 之内清除闩锁。1.8 A 约为 7 W 额定值的 130 %，高于压缩突发电流。

ICD-007 无线电设备供电线额定值 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-3.4, SR-3.9 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-70

IF-04 无线电设备供电线的 UHF 支路与载荷下行数传机支路合计额定值应为 18 W [TBR]。

理由：18 W 涵盖两台发射机均开启的 EO-1 Lite（17.5 W）以及 X 频段数传机和 UHF 接收机开启的 EO-1 Flight（16.0 W）。待将 EO-1 Flight 额定值提高到 22 W（可在 X 频段过境期间进行 UHF 发射）的变更请求作出决定后，TBR-70 关闭（系统负责人，在 FM-2 发运前评审之前）。

ICD-008 X 频段过境期间的 UHF 发射互锁 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.9, SR-5.8 · 适用: Flight

X 频段载荷数传机发射期间，C&DH 不应指令 UHF 收发机发射。

理由：使 EO-1 Flight 上的 IF-04 保持在其 18 W 额定值之内（15.0 W 加 6.0 W 将为 21.0 W）。过境期间内务遥测由 X 频段帧承载；UHF 接收机保持开启，因此指令和 T8 链路锁定确认不受影响。

ICD-009 太阳电池阵输入范围 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.1, SR-3.12 · 适用: 全部

PDU 的每路太阳电池阵输入，应在电池串电压 17 V 至 24 V 范围内跟踪最大功率点，并应承受 35 V 输入电压而不损坏。

理由：最大功率点随电池板温度变化，范围从高温受照条件（高于 17 V）到出地影时的低温（此时开路电压约达 31 V）；35 V 在其之上留有余量。跟踪器须在整个范围内工作，才能达到发电预算中 0.96 的跟踪效率，并须仅依靠太阳电池阵启动以满足 SR-3.12。

ICD-010 蓄电池线路压降 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.3, SR-3.11 · 适用: 全部

IF-21 供电通路（包括其中两个分离开关触点）在 5.0 A 放电电流下，蓄电池组端子与 PDU 之间的压降应不超过 100 mV。

理由：PDU 在其自身输入端测量蓄电池电压，用于 12.8 V 安全模式门限和 12.0 V 硬件断开；压降更大会使两者在高负载时提前动作。充电电流和电压限值本身属于 EPS 需求（见 EPS 章）。

ICD-011 蓄电池线路熔断器 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR-13.2 · 适用: 全部

蓄电池组应在其正极线上设置额定值 7.5 A 的熔断器，位于蓄电池组内部、IF-21 连接器之前。

理由：蓄电池组与 PDU 之间的外部短路（例如集成期间电缆网受损）必须在源头切除。7.5 A 为 5.0 A 连续额定值的 1.5 倍，符合 STD-1 的熔断器降额要求。

ICD-012 稳压母线纹波 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-3.4, SR-11.8 · 适用: 全部

在 5 W 至 50 W 的任意负载下，IF-22 上的纹波和噪声在 20 MHz 带宽内不应超过 50 mV 峰峰值。

理由：相机模拟前端和星敏感器探测器是最敏感的负载；50 mV 在其电源抑制能力之内，且不破坏 SR-3.4 的静态调节带。

19.3 数据接口

C&DH 是星上数据架构的中枢：除 ADCS 各单元与 ADCS 控制器通信外，每个具有数据接口的单元都与其通信。除 IF-09（航电堆栈内的短距 I2C 总线）和 IF-19（开关触点）外，所有数据接口均采用差分信号。星上时间由 C&DH 分发：每条总线上每秒一条时间报文，IF-05 上另有一个硬件脉冲。

19.3.1 IF-05 载荷接口

属性	值
端点	1.4 C&DH ⍰ 1.1 载荷相机
方向	C&DH → 相机：控制和时间。相机 → C&DH：图像数据和状态
类型	图像数据：四条 LVDS 通道加时钟和帧有效。控制：SPI，C&DH 为主机。时间：每秒一脉冲离散量
速率	图像数据总计 400 Mbps（每通道 100 Mbps）；SPI 时钟 4 MHz；时间脉冲 1 Hz
项	指令计划（成像指令：配置谱段和增益、准备焦平面、在时间标记处开始拍摄、停止）；图像条带；焦平面状态
数据量	每个 40 s 条带 1.84 GB，最长条带（54 s）2.48 GB，由相机缓冲器读出
连接器	两端各一个 Micro-D 25，LVDS 通道采用屏蔽双绞线
标准	LVDS 信号；报文定义见 EO1-ICD-200

IF-05 载荷接口

相机以 368 Mbps 的原始速率将每个条带写入其图像缓冲器，并自拍摄开始起经 IF-05 向 C&DH 传输。由于 400 Mbps 链路快于原始速率，缓冲器边写边排空，读出在条带结束后 10 s 内完成（PAY-025）；缓冲器按最长条带设计，使 C&DH 可暂停读出而不会截断条带。

19.3.2 IF-06 ADCS 数据总线

属性	值
端点	1.4 C&DH ⍰ 1.2 ADCS（1.2.4 ADCS 控制器）
方向	C&DH → ADCS：指令和时间。ADCS → C&DH：遥测
类型	CAN 2.0B，扩展标识符，两端 120 Ω 终端电阻；每秒一脉冲时间离散量
速率	1 Mbps；姿态遥测 10 Hz，内务遥测 1 Hz，时间报文 1 Hz
项	指令计划（以四元数和角速度给出并带时间标记的姿态目标、指向模式 AP-0 至 AP-5、星历）；安全模式指令；ADCS 敏感器数据（姿态和角速度估计、指向模式、飞轮转速、敏感器和执行机构健康状态、辅助姿态数据流）
总线负载	设计工况下低于 5 %
连接器	Micro-D 9
标准	CAN 2.0B；报文字典见 EO1-ICD-200

IF-06 ADCS 数据总线

飞行软件依据 10 Hz 姿态遥测为每个图像条带标注姿态（F7.4）。

19.3.3 IF–07 无线电指令接口

属性	值
端点	1.5.1 UHF 收发机 ? 1.4 C&DH
方向	UHF → C&DH：接收到的帧和无线电设备状态。C&DH → UHF：待发射的遥测帧、无线电指令
类型	RS-422 差分线路上的异步串行（UART，8 位数据，无校验，1 位停止位），全双工
速率	115.2 kbps，为 9.6 kbps 射频速率的 12 倍
项	指令包（CLTU 解码后的 TC 传输帧：成像计划、恢复指令、文件确认以及地面站的链路确认）；内务遥测（用于 UHF 下行的 TM 传输帧，含健康信标）；无线电设备状态（接收机锁定、信号强度、温度）
成帧	每帧封装同步字、长度和 CRC-16
连接器	Micro-D 15
标准	帧格式采用 CCSDS 232.0-B TC 空间数据链路协议和 CCSDS 132.0-B TM 空间数据链路协议，按 STD-2 的剖面

IF–07 无线电指令接口

UHF 收发机对上行信号进行解调和解码，但不解释指令：鉴权、重放检查和有效性校验均在 C&DH 中完成（SR-14.1、SR-14.2、SR-10.25），因此无线电设备不保存密钥。

19.3.4 IF–08 载荷数据接口与 IF–08.1 X 频段数据接口

属性	IF-08 载荷数据接口（EO-1 Lite）	IF-08.1 X 频段数据接口（EO-1 Flight）
端点	1.4 C&DH → 1.5.2 S 频段发射机	1.4 C&DH → 1.5.3 X 频段载荷数传机
方向	帧和指令送至无线电设备；无线电设备状态返回	帧、指令和会话密钥送至无线电设备；无线电设备状态返回
类型	SpaceWire，点对点	SpaceWire，点对点
速率	链路速率 100 Mbps（数据约 80 Mbps，为 10 Mbps 下行速率的 8 倍）	链路速率 200 Mbps（数据约 160 Mbps，为 100 Mbps 下行速率的 1.6 倍）
项	下行帧；发射机使能指令；无线电设备状态（帧缓冲器电平、射频输出功率、功率放大器温度、频率合成器锁定）	下行帧；发射机使能指令；用于帧加密的封装会话密钥；无线电设备状态同 IF-08，另加加密状态
帧格式	892 个八位组的 TM 传输帧，每帧一个 LDPC 码块	同左，每帧预留安全报头和报尾字段
连接器	C&DH J4，Micro-D 9	C&DH J5，Micro-D 9
标准	SpaceWire；CCSDS 132.0-B TM 空间数据链路协议	SpaceWire；CCSDS 132.0-B；CCSDS 355.0-B 空间数据链路安全协议

IF–08 和 IF–08.1 载荷下行数据接口

C&DH 由已存储的文件（空间包中的 CFDP 文件数据）构建传输帧，并按 SR-10.23 的优先顺序发送。无线电设备执行安全处理（EO-1 Flight）、随机化、LDPC 编码和附加同步标记，然后调制。892 个八位组的帧长与 7/8 码率 LDPC 码的 7,136 位信息块相匹配，因此每帧即一个码块。数据量预算中的 0.94 成帧因子，是每帧扣除帧、包和文件协议报头后留给文件数据的份额。

仅当 PDU 已为 IF-04 的无线电设备支路供电后，发射机使能指令才经此接口到达无线电设备；因此开启无线电设备的射频输出需要两个独立动作（ICD-019）。

19.3.5 IF-09 电源遥测链路

属性	值
端点	1.3.3 PDU ⍰ 1.4 C&DH
方向	PDU → C&DH：电源遥测。C&DH → PDU：安全模式指令、负载开关和熔断丝指令
类型	I2C，C&DH 为唯一主机，PDU 为从机
速率	400 kbps；完整电源遥测集每 1 s 轮询一次
项	电源遥测（蓄电池电压、四个电池对电压、蓄电池电流和温度、每块电池板的阵列电压和电流、母线电压、各开关输出的电流和状态、充电状态）；安全模式指令（卸载清单）；负载开关和熔断丝点火指令
连接器	Micro-D 9（航电堆栈共用连接器）
标准	I2C 快速模式；寄存器映射见 EO1-ICD-200

IF-09 电源遥测链路

1 s 的轮询周期支持 G-UV 守卫条件（持续 2 s）和 SR-4.3 规定的 10 s 安全模式进入时间。

19.3.6 IF-16、IF-17、IF-18 ADCS 内部链路

属性	IF-16 星敏感器链路	IF-17 飞轮驱动链路	IF-18 磁力矩棒链路
端点	1.2.2 星敏感器 ⍰ 1.2.4 ADCS 控制器	1.2.4 ADCS 控制器 ⍰ 1.2.1 反作用飞轮组件（四个飞轮）	1.2.4 ADCS 控制器 → 1.2.3 磁力矩器（三根棒）
方向	敏感器 → 控制器：姿态。控制器 → 敏感器：指令、时间、电源	控制器 → 飞轮：指令、电源。飞轮 → 控制器：遥测	控制器 → 磁力矩棒：驱动电流。磁力矩棒 → 控制器：电流检测
类型	RS-422，全双工	四条点对点 RS-422 链路，每个飞轮一条	双极性脉宽调制电流驱动，每根棒一个通道
速率	0.5 Mbps；姿态四元数 5 Hz	每个飞轮 115.2 kbps；指令和遥测 10 Hz	驱动频率 20 kHz；磁矩指令 10 Hz；每根棒最高 0.4 A · m²
项	ADCS 敏感器数据（四元数、协方差、时间标记、星数、状态）；ADCS 总线指令（模式、曝光设置、时间）	ADCS 总线指令（力矩或转速指令）；ADCS 敏感器数据（飞轮转速、电机电流、温度）	ADCS 总线指令（磁矩）；ADCS 敏感器数据（磁力矩棒电流回读）
承载的电源	来自控制器的 5 V，1.8 W	每个飞轮一路 12 V 电机供电，每个飞轮限制为 0.15 A（1.75 W）	12 V 驱动，每根棒最高 0.4 W

属性	IF-16 星敏感器链路	IF-17 飞轮驱动链路	IF-18 磁力矩棒链路
连接器	Micro-D 15	每个飞轮一个 Micro-D 9	Micro-D 9
标准	EO1-ICD-200 报文定义	EO1-ICD-200 报文定义	EO1-ICD-200

ADCS 内部链路 IF–16、IF–17 和 IF–18

每个飞轮有各自的链路和各自的限流供电，因此一个飞轮故障不会拖垮其余三个（SR-2.9、SR-15.2）。在对磁强计采样期间，磁力矩棒在每个 100 ms 控制周期内关闭 20 ms；棒电流回读使控制器能确认该窗口内磁力矩棒已关闭。

19.3.7 IF–19 展开开关电缆

属性	值
端点	1.6 结构与热控（1.6.2 展开机构和分离开关） → 1.4 C&DH
方向	开关状态送至 C&DH
类型	对信号地的干接点闭合；C&DH 中设 3.3 V 上拉和 50 ms 去抖
速率	自分离起以 10 Hz 采样
信号	三个分离开关监测触点（SEP-A、SEP-B、SEP-C）；每块太阳电池板两个展开开关；每个 UHF 天线单元一个展开开关（共四个）
项	展开状态；分离开关状态
连接器	Micro-D 15

IF–19 展开开关电缆

每个分离开关有两极：一极在禁止通路中（ICD-041），另一极在 IF-19 上报告其状态。分离计时器和 T2 守卫条件读取的就是监测触点。

19.3.8 数据接口需求

ICD–013 载荷数据吞吐量 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–4.6, SR–1.13 · 适用: 全部

IF-05 图像数据链路应以 400 Mbps 的持续速率将图像数据由载荷相机传输至 C&DH，持续至少 60 s，误码率不高于 1×10^{-12}。

理由：60 s 涵盖边拍摄边传输的最长条带（54 s）及其读出的收尾。在 1×10^{-12} 下，一个 40 s 条带（1.5×10^{10} 位）出现单个误码的概率约为 1.5 %，可由行 CRC 检出。

ICD–014 拍摄时间同步 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–4.2, SR–4.7 · 适用: 全部

载荷相机应利用 IF-05 时间脉冲及其后的时间报文，为每个图像行标注时间标记，与星上时间的偏差在 100 µs 以内。

理由：在 7.06 km/s 下，100 µs 相当于沿轨 0.7 m，相对于 14 m 的星上时间误差（SR-4.7）可忽略；条带起始本身仅需 SR-4.2 的 1 s。

ICD–015 ADCS 总线遥测速率 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–2.6, SR–1.12 · 适用: 全部

ADCS 应在 IF-06 上以 10 Hz 发送其姿态和角速度估计，每条报文的时间标记与星上时间的偏差在 1 ms 以内。

理由：图像条带标注姿态用于地理定位（F7.4）；在 10 Hz 和 1 ms 下，内插误差远低于 50 arcsec 的知识精度需求。

ICD–016 安全模式指令响应 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–4.3, SR–2.7 · 适用: 全部

ADCS 应在收到 IF-06 上的安全模式指令后 1 s 内开始 AP-2 粗对日定向。

理由：安全模式须在欠压后 10 s 内完成（SR-4.3）；ADCS 的响应不得占用这部分时间。

ICD–017 ADCS 数据总线负载 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–2.2, SR–4.3 · 适用: 全部

在任何模式下，IF-06 上的流量应不超过 1 Mbps 总线容量的 30 %，且安全模式指令应使用最高优先级的报文标识符。

理由：轻载总线可限定 10 Hz 姿态报文的延迟，并为任务期间增加的遥测留出余量；使安全模式指令具有最高优先级，意味着它在仲裁中胜过其他任何流量。ADCS 对总线静默的响应见 ADCS-025（ADCS 章）。

ICD–018 指令帧转发 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.2, SR–12.2, SR–4.2 · 适用: 全部

UHF 收发机应在每个正确解码的 TC 传输帧接收结束后 100 ms 内，将其经 IF-07 转发给 C&DH。

理由：时间关键的指令（通信开始确认、过境期间的 CFDP 确认）取决于较短的转发延迟；100 ms 约为 9.6 kbps 下一帧的时间。

ICD–019 发射机两步使能 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.11, SR–13.3, SR–11.9 · 适用: 全部

载荷下行数传机应仅在其 IF-04 支路已供电且经 IF-08 或 IF-08.1 收到的发射机使能指令有效时才辐射，并应在任一条件终止后 1 s 内停止辐射。

理由：无线电设备发射需要两个相互独立的动作（PDU 供电和无线电设备使能），以保护 45 min 的射频延迟和地面人员（HAZ-003）；1 s 使 SR-5.11 的 10 s 关断要求留有余量。

ICD–020 下行帧格式 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–12.1, SR–5.9, SR–12.3 · 适用: 全部

C&DH 应以 892 个八位组的 CCSDS 132.0-B TM 传输帧向载荷下行数传机交付下行帧，帧内在空间包中承载 CFDP 协议数据单元。

理由：每帧对应一个 7,136 位 LDPC 码块；合作地面站可直接解码该格式（SR-12.1），确认模式下的 CFDP 即 SR-12.3 规定的文件传输协议。

ICD-021 空闲帧插入 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-12.1, SR-5.3 · 适用: 全部

只要没有可用的下行帧，载荷下行数传机就应插入空闲传输帧，使下行从发射机使能到禁用期间保持连续。

理由：连续的帧流使地面站的解调器和解码器保持锁定；出现间断将在短过境中耗费重新捕获的时间。

ICD-022 S 频段数据接口 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.1, SR-12.1 · 适用: Lite

C&DH 与 S 频段发射机之间的 IF-08 SpaceWire 链路应以 100 Mbps 运行。

理由：100 Mbps 提供约 80 Mbps 的数据吞吐量，为 10 Mbps 下行速率的八倍，使 C&DH 可在压缩任务间隙分批补充无线电设备的帧缓冲器。

ICD-023 X 频段数据接口 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-5.5, SR-12.1 · 适用: Flight

C&DH 与 X 频段载荷数传机之间的 IF-08.1 SpaceWire 链路应经 C&DH 的连接器 J5（Micro-D 9）以 200 Mbps 运行。

理由：200 Mbps 提供约 160 Mbps 的数据吞吐量，为 100 Mbps 下行速率加帧开销的 1.6 倍；J5 使 X 频段链路与 J4 分开，因此同一块 C&DH 板可用于两种构型。

ICD-024 电源遥测更新 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-4.3, SR-3.3 · 适用: 全部

PDU 应在 IF-09 上至少每秒提供一次完整的电源遥测集，其中蓄电池电压的测量精度在 50 mV 以内。

理由：G-UV 守卫条件将蓄电池电压与 12.8 V 比较，并要求持续 2 s；1 s 的更新周期和 50 mV 的精度使安全模式决策保持在 SR-4.3 规定的 10 s 之内。

ICD-025 电源遥测总线容错 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-15.2, SR-11.6 · 适用: 全部

IF-09 通信失效时，PDU 应使每个开关输出保持在其最后一次被指令的状态，C&DH 应在 100 ms 内清除被挂死的 I2C 总线。

理由：被异常器件拉低的 I2C 总线不得使负载切换或长时间中断遥测；C&DH 通过时钟脉冲释放总线并恢复轮询。

ICD-026 星敏感器数据延迟 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-2.2, SR-2.6 · 适用: 全部

星敏感器应在每个姿态四元数曝光中点之后 50 ms 内经 IF-16 送出该四元数，曝光中点以星上时间标注时间标记。

理由：控制回路在拍摄期间保持 0.01 deg/s 的稳定度（SR-2.2）；已知且较短的延迟使估计器能够传播测量值，而不增加 25 arcsec 的滤波误差分配值。

ICD–027 飞轮供电隔离 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–2.9, SR–15.2 · 适用: 全部

ADCS 控制器应通过各自设定为 0.15 A 的限流器为每个反作用飞轮供电，使一个飞轮短路时，其余三个飞轮仍保持供电并受控。

理由：一个飞轮失效后的三飞轮运行（SR-2.9）要求故障限制在失效飞轮之内；四个各 1.75 W 的限流器，使 IF-02 连同控制器和星敏感器仍在其 10 W 额定值之内。

ICD–028 磁力矩棒磁矩与消隐 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–2.3, SR–2.8 · 适用: 全部

IF-18 上的每路磁力矩棒驱动应能在任一极性下将其磁力矩棒驱动至满额 0.4 A · m² 磁矩，并应在每个控制周期的磁强计采样窗口内关闭。

理由：每轴 0.4 A · m² 是 ADCS 章为 SR-2.3 的 3 h 消旋所确定的磁力矩棒能力；消隐可使磁力矩棒自身磁场不进入 B-dot 律所使用的磁强计测量。

ICD–029 展开开关状态 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–3.6, SR–8.6, SR–13.1 · 适用: 全部

自分离后上电的时刻起，C&DH 应以 10 Hz 读取 IF-19 上每个分离开关和展开开关的状态。

理由：分离计时器、T2 守卫条件和展开确认（展开状态）均依赖这些触点；自上电起读取可确保计时器自释放时刻起计时。

19.4　射频接口

19.4.1　IF–10 天地链路

IF-10 是 EO-1 航天器与合作地面站之间的无线电链路。它有三个子接口，每个无线电信道一个。使各信道闭合的链路预算见通信章；其余量汇总于“技术预算与余量”。

子接口	频段	方向	信息速率	构型	承载
IF-11 UHF 指令上行链路	UHF，435.5 MHz	地面 → 航天器（指令）；航天器 → 地面（遥测、信标）	双向各 9.6 kbps，半双工	全部	指令包；内务遥测
IF-12 S 频段下行链路	S 频段，2,245.0 MHz	航天器 → 地面	10 Mbps	Lite	图像数据包
IF-12.1 X 频段下行链路	X 频段，8,200.0 MHz	航天器 → 地面	100 Mbps	Flight	图像数据包（加密）

IF–10 天地链路的子接口

IF-11 承载 UHF 信道的两个方向；其名称取自其主要用途。UHF 上行链路还承载载荷下行的返回通路：地面站的链路确认（保持锁定期间每 10 s 一次）以及 CFDP 确认和重传请求。

19.4.2 IF–11 UHF 指令上行链路

属性	值
端点	2.1 地面站（UHF 八木天线） ? 1.5.1 UHF 收发机，经 1.5.4 UHF 天线
频率	435.5 MHz [TBR]，双向共用一个信道，信道宽度 25 kHz
调制	GMSK，BT 0.5
速率	上行和下行均为 9.6 kbps
编码与成帧	上行：CLTU 中的 TC 传输帧，经鉴权（SR-14.1）。下行：带 CRC 的 TM 传输帧，无前向纠错
地面侧	50 W 发射机，14.0 dBi 八木天线，EIRP 29.0 dBW；接收 G/T −15.8 dB/K
航天器侧	2 W 射频发射机；可展开旋转场天线，约 0 dBi；接收 G/T −29.0 dB/K
极化	地面：圆极化，旋向可切换。航天器：轴向近圆极化，偏轴为线极化；两份预算中均计入 3 dB 极化损耗
多普勒	5° 仰角时 ±11 kHz；地面站对上行链路预补偿
链路余量	上行在 5° 仰角、任意姿态下 11.2 dB；遥测下行在 10° 时 3.2 dB
项	指令包（成像计划、恢复和通信控制指令、确认）；内务遥测；健康信标
标准	CCSDS 232.0-B TC 和 CCSDS 132.0-B TM 空间数据链路协议，CCSDS 355.0-B 鉴权，按 STD-2 的剖面

IF–11 UHF 指令上行链路

中心频率为本项目所申报的频率；在完成频率管理计划（EO1-PLN-380）规定的频率协调之前，其状态为 TBR-71。

19.4.3 IF–12 S 频段下行链路与 IF–12.1 X 频段下行链路

属性	IF-12 S 频段下行链路（EO-1 Lite）	IF-12.1 X 频段下行链路（EO-1 Flight）
端点	1.5.2 S 频段发射机 → 2.1 地面站（3.7 m 天线）	1.5.3 X 频段载荷数传机 → 2.1 地面站（3.7 m 天线）
频率	2,245.0 MHz	8,200.0 MHz
调制	OQPSK，根升余弦滤波	OQPSK，根升余弦滤波
信息速率	10 Mbps	100 Mbps
编码	LDPC 7/8 码率（8160, 7136），随机化器，32 位附加同步标记	同左
信道符号速率	5.74 Msymbol/s	57.4 Msymbol/s
占用带宽（99 % 功率）	至多 8 MHz	至多 80 MHz
极化	右旋圆极化	右旋圆极化
发射机功率、天线	1 W 射频；6 dBi 贴片天线	2 W 射频；16 dBi 贴片阵列
EIRP	4.5 dBW	17.8 dBW
地面接收 G/T	14.0 dB/K	26.4 dB/K

属性	IF-12 S 频段下行链路（EO-1 Lite）	IF-12.1 X 频段下行链路（EO-1 Flight）
多普勒	±56 kHz	±205 kHz
10° 仰角处的链路余量	4.7 dB（需求 3 dB，SR-5.3）	7.7 dB（需求 3 dB，SR-5.6）
安全	空间链路上无；数据在地面站加密（SR-14.5）	每帧认证加密，256 位密钥（SR-4.4）
项	图像数据包（含内务遥测的 CFDP 文件）	图像数据包（加密），含内务遥测
标准	CCSDS 131.0-B、CCSDS 132.0-B、CCSDS 727.0-B，按 STD-2 的剖面	同左，另加 CCSDS 355.0-B

载荷下行链路 IF-12 和 IF-12.1

信道符号速率由信息速率得出：8,192 个信道比特（码块与同步标记）承载 7,136 个信息比特，因此 10 Mbps 在信道上变为 11.48 Mbps，按 OQPSK 每符号两比特计为 5.74 Msymbol/s；滚降系数 0.35 时占用带宽约 7.8 MHz。X 频段的各值按十倍放大。

在 EO-1 Flight 上，由 X 频段载荷数传机执行帧加密。C&DH 保管密钥库（SR-14.3），并将每次过境的会话密钥经 IF-08.1 加载到数传机；会话密钥以飞行前安装在数传机内的密钥加密密钥封装，任何密钥都不以明文形式穿越接口。退役条目会擦除两个单元中的密钥。

19.4.4 射频接口需求

ICD-030 UHF 信道 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.2, SR-5.10 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-71

UHF 收发机应在 25 kHz 信道内，以 435.5 MHz [TBR] 为中心频率、9.6 kbps 速率收发 GMSK 信号。

理由：该频率和信道宽度即为本项目所申报的值；合作地面站的 UHF 设备支持 9.6 kbps GMSK。待频率协调完成后，TBR-71 关闭（通信负责人，在 FM-1 发运前评审之前）。

ICD-031 UHF 接收机多普勒容限 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.2, SR-5.7 · 适用: 全部

UHF 收发机应能捕获并保持相对其标称频率偏移最大 ±12 kHz 的上行载波。

理由：地面站对 ±11 kHz 的多普勒进行预补偿，但在首次定轨之前以及地面站使用陈旧轨道数据时，残差可能接近全部多普勒；±12 kHz 还涵盖振荡器老化。

ICD-032 S 频段下行信号 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-5.1, SR-5.3, SR-5.9 · 适用: Lite

S 频段发射机应以 2,245.0 MHz 发射 OQPSK 信号，采用右旋圆极化，天线视轴方向 EIRP 至少为 4.5 dBW。

理由：这些是 S 频段链路预算的输入，该预算在 10° 仰角处给出 4.7 dB 余量；EIRP 降低将侵蚀 TBR-04 下所保留的余量。

ICD–033 X 频段下行信号 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.5, SR–5.6, SR–5.9 · 适用: Flight

X 频段载荷数传机应以 8,200.0 MHz 发射 OQPSK 信号，采用右旋圆极化，天线视轴方向 EIRP 至少为 17.8 dBW。

理由：X 频段链路预算的输入，该预算在 10° 仰角处给出 7.7 dB 余量。

ICD–034 下行占用带宽 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–5.10 · 适用: 全部

载荷下行的占用带宽（99 % 功率），对 S 频段发射机不应超过 8 MHz，对 X 频段载荷数传机不应超过 80 MHz。

理由：即所申报的带宽；采用 0.35 滚降滤波时，编码后信号占用约 7.8 MHz 和 78 MHz。

ICD–035 X 频段功率通量密度 · 验证方法: 分析 · 追溯: SR–5.10 · 适用: Flight

X 频段下行在地球表面的功率通量密度，在每个到达角下均应比 ITU 无线电规则对该频段规定的限值至少低 3 dB。

理由：最严工况为地面站位于天顶（距离 500 km），分析给出约 −150 dB(W/m²)（4 kHz 内）；3 dB 涵盖天线方向图和功率的不确定性。

ICD–036 X 频段帧加密 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR–4.4, SR–14.3 · 适用: Flight

X 频段载荷数传机应对每个下行帧的数据字段采用 256 位会话密钥实施 CCSDS 355.0-B 认证加密，且仅使用经 IF-08.1 收到的封装密钥。

理由：在执行 F9.3 帧封装与编码的单元中落实 SR-4.4；密钥在 C&DH 密钥库中管理（SR-14.3），绝不以明文形式穿越 IF-08.1。

19.5 地面接口

19.5.1 IF–13 地面网络

属性	值
端点	2.1 地面站 ⍰ 2.2 任务运行中心（三个合作地面站）
方向	地面站 → MOC：原始图像文件、内务遥测、过境报告、跟踪数据。MOC → 地面站：通信计划、经鉴权的指令文件（成像计划、恢复指令）、文件接收确认
类型	广域网上的安全文件传输，双向认证，认证加密
速率	每个地面站持续 100 Mbps
数据量	最大过境约 4.9 GB（7 min X 频段），约 7 min 内传完；优先文件（一个压缩条带，约 0.34 GB）在 30 s 内传完
标准	STD-2 地面剖面；交付时间依据 SR-12.4

IF–13 地面网络

指令在离开任务运行中心之前即在其中完成鉴权；地面站转发指令而不持有指令密钥。在 EO-1 Lite 上，地面站的 CFDP 实体在过境期间请求重传缺失的数据段；在 EO-1 Flight 上，地面站不持有密钥，无法读取加密的文件数据，因此由任务运行中心的 CFDP 实体生成请求，地面站经 UHF 上行链路转发；使航天器可以删除文件的确认（SR-10.28），仅在任务运行中心经 IF-13 完整收到该文件后才释放，并在之后的一次 UHF 通信弧段中送达航天器。

19.5.2 IF-14 客户接口与 IF-14.1 客户门户

属性	IF-14 客户接口	IF-14.1 客户门户
端点	2.2 任务运行中心 ? X.1 影像客户（机器接口）	2.2 任务运行中心 ? X.1 影像客户（面向人员，经网络浏览器）
方向	客户 → MOC：任务请求、产品规格。MOC → 客户：图像产品、作物胁迫预警、采集状态	项相同，经交互式页面；向客户发送通知
类型	加密网络传输上的文档化机器接口，按组织进行基于令牌的认证	加密网络传输上的网络门户，多因素登录（SR-14.6）
速率	MOC 互联网连接 1 Gbps，两者共用	与 IF-14 共用
数据量	满负荷采集时每颗航天器每天约 29 GB 产品（每景约 240 MB）	产品相同
格式	产品为带元数据的 GeoTIFF（SR-12.5）；任务请求和状态为结构化文本	同左
可用性	每个 30 天周期内 99.5 %（SR-15.4）	同左

IF-14 客户接口与 IF-14.1 客户门户

19.5.3 IF-25 运行控制台

属性	值
端点	2.3 任务操作员 ? 2.2 任务运行中心
方向	操作员 → MOC：计划、处理优先级、指令、批准。MOC → 操作员：遥测显示、告警、采集状态报告、计划检查
类型	操作员工作站应用，现场使用或经安全地面网络使用；每位操作员单独登录并采用多因素认证
项	处理优先级；成像计划（供评审和发布）；采集状态报告；内务遥测显示；越限通知（SR-6.9）
标准	EO1-ICD-220

IF-25 运行控制台

19.5.4 地面接口需求

> **ICD-037 地面网络吞吐量** · 验证方法: 试验, 演示 · 追溯: SR-12.4, SR-6.5 · 适用: 全部
>
> 地面站与任务运行中心之间的每条 IF-13 连接，应持续维持至少 100 Mbps 的文件传输吞吐量。
>
> 理由：约 7 min 即可传完最大过境数据（4.9 GB），相对于 SR-12.4 的 30 min 有余量，优先文件也可在 30 s 内传完，这是 100 min 规划周期预算（2 min 传输步骤）所假定的。

ICD–038 指令密钥留在 MOC · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: SR–14.1, SR–14.5 · 适用: 全部

任务运行中心应仅以已完成鉴权的 TC 帧形式，经 IF-13 向地面站发送指令，且任何地面站均不应持有航天器指令密钥。

理由：地面站属于合作方的设施；将密钥留在 MOC 可限制能够伪造指令的人员和系统范围。

ICD–039 产品通知 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–6.2, SR–12.6 · 适用: 全部

客户接口应在每个产品或作物胁迫预警发布后 1 min 内，经 IF-14 和 IF-14.1 通知影像客户。

理由：仅当客户系统能立即获知时，当日预警（N1）才有意义；轮询新产品会增加延迟和负载。

ICD–040 运行控制台遥测延迟 · 验证方法: 演示 · 追溯: SR–6.9, SR–6.4 · 适用: 全部

运行控制台应在地面站收到帧后 10 s 内显示每个内务遥测值。

理由：操作员在过境期间依据实时遥测作出指令决策；10 s 使其保持在一次 UHF 过境之内，也是 5 min 越限通知的依据。

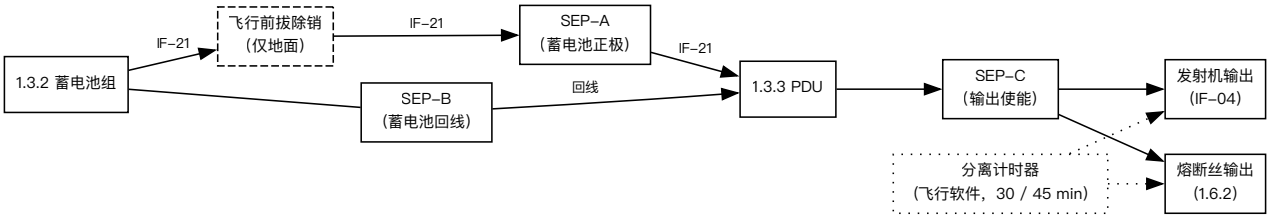
19.6 机械接口

19.6.1 IF–15 部署器适配接口

属性	值
端点	3 搭载发射运载火箭（6U 部署器） ? 1.6.1 主结构（导轨）和 1.6.2 分离开关
方向	部署器 → 航天器：发射载荷、约束、释放（分离事件）。航天器 → 部署器：质量、质心、刚度
类型	仅机械接口；无电气连接（SR-12.7）
包络	立方星设计规范（CDS）Rev. 14.1 的 6U 包络：收拢状态 100.0 mm × 226.3 mm × 366.0 mm
导轨	沿展开轴方向四条导轨，尺寸、表面处理及硬质阳极氧化按 CDS 6U 定义
质量特性	质量不超过 12.0 kg（SR-8.2）；质心距几何中心在 4.0 cm（横向）和 7.0 cm（展开轴向）以内（SR-8.3）
刚度	在导轨处约束时，一阶固有频率至少 100 Hz（SR-8.5）
分离开关	三个导轨端部开关（SEP-A、SEP-B、SEP-C），由部署器推板压下；对所分配部署器的作动行程和力 [TBD]
地面禁止	飞行前拔除销，在装载前最后一步拔除
地面支持接口	带脐带（地面测试）连接器和飞行前拔除销的检修口，在展开部件收拢时可触及；飞行时盖住
项	分离事件；发射载荷（见环境需求）
标准	CDS Rev. 14.1；EO1-ICD-230；搭载载荷用户手册

IF–15 部署器适配接口

图中给出 SR-13.1 所要求的禁止装置布置。SEP-A 和 SEP-B 分别断开蓄电池的正极线和回线（IF-21），因此航天器在部署器内整体不带电。SEP-C 断开 PDU 中为发射机和熔断丝电路供电的输出的使能线，这是独立于另外两个的第三道硬件断点。分离后，飞行软件的分离计时器再加上 30 min 和 45 min 延时（SR-8.6、SR-11.9），熔断丝输出和发射机输出才能使能；该计时器不计作三个禁止装置之一。飞行前拔除销在地面操作期间断开蓄电池线路，并在装载前拔除。



发射禁止装置布置：三个分离开关和地面飞行前拔除销

19.6.2 机械接口需求

ICD–041 分离开关禁止装置 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–13.1, SR–12.7 · 适用: 全部

航天器应装有三个分离开关，每个开关在被部署器压下时，应在从蓄电池到每台射频发射机和每个展开作动器的供电通路中断开一个不同的串联断点。

理由：航天器在部署器内时起作用的三道独立硬件禁止装置满足 SR-13.1。飞行前拔除销在装载前即已拔除，因此仅保护地面操作，不计入飞行状态；这取代了 SR-13.1 理由中将其计入的解读。

ICD–042 分离开关作动 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–13.1, SR–8.1 · 适用: 全部 · 待定: TBD–70

每个分离开关应在 [TBD] mm 的柱塞行程内并在所分配部署器设定的作动力下改变状态。

理由：各种 6U 部署器的行程和力各不相同；开关须在装载时被推板完全作动，并在分离时完全释放。TBD-70 随发射服务协议（RK-3）关闭，该事件同时关闭 TBD-17。

ICD–043 展开部件由航天器自身约束 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–8.1, SR–8.6, SR–13.7 · 适用: 全部

每个展开部件应由其自身的压紧装置保持收拢，不依赖部署器壁，且收拢时应保持在 6U 包络之内。

理由：依赖部署器壁保持收拢的展开部件，会在航天器离开部署器时释放，早于 30 min 延时，并可能撞击部署器。

ICD–044 地面支持接口 · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: SR–13.1, SR–12.7, SR–11.10 · 适用: 全部

在航天器完全集成且展开部件收拢的状态下，应可触及脐带连接器和飞行前拔除销，并且脐带连接器在飞行时应被盖住并在电气上隔离。

理由：最终充电、功能检查以及装载前的禁止装置检查均通过该检修口进行；飞行时盖住该检修口可保持 SR-12.7（与部署器无电气连接）。

19.7 物理通路

IF-23 和 IF-24 并非实体构建；它们是轨道环境到达航天器的通路。对其作出规定，是为了使设计保持这些通路畅通，并使各预算采用一致的输入。

属性	IF-23 太阳光路径	IF-24 景物辐亮度路径
端点	4 轨道环境（太阳） → 1.3.1 太阳电池阵	4 轨道环境（目标景物，SR-1.14 为月球） → 1.1 载荷相机口径
项	太阳辐照	地面景物辐亮度
强度	平均 1,361 W/m²（全年 1,322 W/m² 至 1,414 W/m²），大气质量为零的光谱	来自反射率 0.30、太阳天顶角 45° 的反射太阳光（信噪比工况，SR-1.8）至反射率 0.90、20° 的反射太阳光（饱和工况，SR-1.15）
光谱范围	电池响应范围，约 300 nm 至 1,800 nm	450 nm 至 900 nm，四个谱段（SR-1.4）
几何	展开后的太阳电池阵设计入射角 20°；包络工况下受照比例 0.622，最长地影 35.8 min	2.52° 全幅跨轨视场；视轴最大偏离星下点 25°
净空	在对日定向姿态下，电池面积无航天器自身附件的阴影	视场外加 2° 范围内无航天器结构；太阳在视轴 30° [TBR] 之外

物理通路 IF–23 和 IF–24

ICD–045 太阳电池阵自遮挡 · 验证方法: 分析, 检查 · 追溯: SR–3.1, SR–3.10 · 适用: 全部

在 AP-2 和 AP-3 对日定向姿态下，航天器自身结构和附件对展开后太阳电池面积的遮挡不应超过 1 %。

理由：发电预算中没有遮挡项；串联电池串中被遮挡的电池片还会拉低整串的输出，因此即使很小的阴影也要紧。

ICD–046 相机视场净空 · 验证方法: 检查, 分析 · 追溯: SR–1.3, SR–1.15 · 适用: 全部

载荷相机 2.52° 视场的边缘 2° 范围内不应有航天器的任何部分。

理由：视场边缘附近的结构或已展开的天线会使幅宽边缘渐晕（SR-1.3），或将受照光线散射进望远镜。

ICD–047 相机太阳规避 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR–1.10, SR–1.15, SR–15.2 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–72

航天器应始终使太阳与载荷相机视轴的夹角大于 30° [TBR]，姿态机动期间持续不足 10 s 的穿越除外。

理由：太阳靠近视场会使杂散光充满望远镜并加热滤光片，从而改变定标所依赖的响应（SR-1.10）。相机本身可耐受太阳在视场内最长 60 s（PAY-019）；10 s 的穿越限值使姿态机动远在其内。待最终挡光罩设计的杂散光和焦平面损伤分析完成后，TBR-72 关闭（载荷负责人，在 FM-1 热真空试验之前）。

20 技术预算与余量

本章阐明项目的余量政策和当前技术预算：质量、分模式功率、数据量、链路余量、指向以及规划循环的时序。本章最后给出技术性能指标（TPM），用于自 CDR 至发射跟踪各项预算。预算表由项目的预算模型（EO1-RPT-400 预算报告）生成并原样纳入；正文说明其背后的工况与假设。发电与能量平衡预算见 EPS 一章，完整的链路预算见通信一章，指向预算见 ADCS 一章；本章引用其结果。

预算值是设计预测值。其所支撑的需求为系统需求（SR-1.5、SR-3.1、SR-3.3、SR-3.9、SR-5.3、SR-5.6、SR-6.5、SR-8.2、SR-8.4 等）；本章仅补充预算保持方式的规则（VER-001 至 VER-005）。

20.1 余量政策

20.1.1 术语

- **当前最佳估计值（CBE）：** 某一量的当前值，取自可得的最佳来源。
- **不确定余量：** 为设计成熟过程中预期的增长而加在 CBE 上的裕量。其大小取决于 CBE 的依据。
- **分配值：** 由上一层级分配给某一单元的值，例如 12.0 kg 的发射质量限值或 28 W 的功率分配值。
- **系统余量：** 分配值减去含不确定余量的 CBE。由系统负责人而非各分系统持有，以分配值的百分比表示。

20.1.2 按依据确定不确定余量

依据	不确定余量	含义
估算	15 %	取自草图、类似单元或供应商初步数据的值
计算	10 %	由详细设计（图纸、CAD 质量特性、电路级功率分析）计算得到的值
实测	3 %	在飞行件或相同的鉴定件、工程样机上实测的值

按 CBE 依据对每条预算行所用的不确定余量

质量和功率适用相同的不确定余量百分比。仅当新依据的证据记录于预算报告时，某一行方可改用较低的不确定余量。

20.1.3 余量目标

里程碑	最小系统余量（质量与功率分配值）
PDR	15 %
CDR（本版本）	10 %（质量见 SR-8.4）
出厂前评审	5 %

各里程碑的最小系统余量

随着各行不确定余量因成熟而降低，目标也随之下降；到出厂前，几乎每一行都已实测，因此较小的余量承担同等风险。链路预算保持各自的 3 dB 余量需求（SR-5.3、SR-5.6、SR-5.8）和 6 dB 的 UHF 上行需求（SR-5.7）；能量预算由 30 % 放电深度限值（SR-3.3）把关。

20.1.4 预算管理需求

VER–001 按依据确定不确定余量 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–8.4, SR–3.9 · 适用: 全部

质量和功率预算的每一行，应按其 CBE 所记录的依据，带有占其 CBE 15 %（估算）、10 %（计算）或 3 %（实测）的不确定余量。

理由： 统一的规则可避免各分系统暗留储备，并使系统余量真实反映剩余空间。这些百分比参照同类小型航天器在不同设计成熟度之间所见的增长。

VER–002 实测依据的证据 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–8.2, SR–3.9 · 适用: 全部

仅当某一预算行的值来自飞行件或按相同图纸和零件清单制造的单元的校准测量时，方可将其定为实测依据。

理由： 3 % 的不确定余量仅覆盖测量误差和后期的小幅更改；对不同构建状态的测量不足以证明其合理。

VER–003 余量门限处置 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–8.4, SR–3.9 · 适用: 全部

某项 TPM 的当前值越过其门限值时，系统负责人应在 10 个工作日内开立纠正措施，并记入待决事项清单。

理由： 越过门限值意味着系统已无法吸收正常增长；措施（设计更改、重新分配或需求更改）必须在下一项设计决策消耗更多余量之前启动。

VER–004 预算报告 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–8.4, SR–3.9, SR–5.3 · 适用: 全部

系统负责人应在每次里程碑评审时，以及评审之间至少每月一次，报告质量、功率、能量、数据、链路和指向预算以及本章的 TPM。

理由： 月度报告可及早发现增长趋势；里程碑报告是余量目标的证据。

VER–005 飞行件称重 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–8.2, SR–8.3 · 适用: 全部

每个飞行件应在航天器总装之前称重，精度在 1 g 以内；每个总装完成的航天器应在出厂前测量其质量和质心。

理由： 单元称重使预算行转为实测依据；整星测量直接验证 SR-8.2 和 SR-8.3，并可发现单元称重漏掉的电缆网和紧固件质量。

20.2 质量预算

质量预算涵盖发射时的航天器：收拢状态，蓄电池已充电。两种构型除载荷下行数传机外，各行均相同。

编号	项目	数量	单件 (kg)	CBE (kg)	依据	余量系数	含余量 (kg)
1.1	载荷相机（光学系统、焦平面、电子设备）	1	2.40	2.400	计算值	10 %	2.640
1.2.1	反作用飞轮组件（每个飞轮）	4	0.13	0.520	实测值	3 %	0.536
1.2.2	星敏感器	1	0.35	0.350	实测值	3 %	0.360
1.2.3	磁力矩器（一套三个）	1	0.21	0.210	计算值	10 %	0.231
1.2.4	ADCS 控制器、太阳敏感器、磁强计	1	0.11	0.110	估计值	15 %	0.127
1.3.1	太阳电池阵（两块展开板）	1	0.45	0.450	实测值	3 %	0.464
1.3.2	蓄电池组	1	0.62	0.620	实测值	3 %	0.639
1.3.3	配电单元	1	0.28	0.280	计算值	10 %	0.308
1.4	C&DH 星载计算机与存储器	1	0.34	0.340	实测值	3 %	0.350
1.5.1	UHF 收发机	1	0.09	0.090	实测值	3 %	0.093
1.5.4	UHF 展开天线	1	0.04	0.040	估计值	15 %	0.046
1.5.2	S 频段发射机（含贴片天线）	1	0.32	0.320	计算值	10 %	0.352
1.6	结构、铰链、热控硬件	1	3.60	3.600	计算值	10 %	3.960
1.7	电缆网与连接器	1	0.26	0.260	估计值	15 %	0.299
	总计			9.590			10.404

质量预算，EO-1 Lite

分配值 12.0 kg；系统余量 1.60 kg（占分配值的 13.3 %）。

编号	项目	数量	单件 (kg)	CBE (kg)	依据	余量系数	含余量 (kg)
1.1	载荷相机（光学系统、焦平面、电子设备）	1	2.40	2.400	计算值	10 %	2.640

编号	项目	数量	单件 (kg)	CBE (kg)	依据	余量系数	含余量 (kg)
1.2.1	反作用飞轮组件（每个飞轮）	4	0.13	0.520	实测值	3 %	0.536
1.2.2	星敏感器	1	0.35	0.350	实测值	3 %	0.360
1.2.3	磁力矩器（一套三个）	1	0.21	0.210	计算值	10 %	0.231
1.2.4	ADCS 控制器、太阳敏感器、磁强计	1	0.11	0.110	估计值	15 %	0.127
1.3.1	太阳电池阵（两块展开板）	1	0.45	0.450	实测值	3 %	0.464
1.3.2	蓄电池组	1	0.62	0.620	实测值	3 %	0.639
1.3.3	配电单元	1	0.28	0.280	计算值	10 %	0.308
1.4	C&DH 星载计算机与存储器	1	0.34	0.340	实测值	3 %	0.350
1.5.1	UHF 收发机	1	0.09	0.090	实测值	3 %	0.093
1.5.4	UHF 展开天线	1	0.04	0.040	估计值	15 %	0.046
1.5.3	X 频段载荷数传机（含贴片阵列天线）	1	0.45	0.450	计算值	10 %	0.495
1.6	结构、铰链、热控硬件	1	3.60	3.600	计算值	10 %	3.960
1.7	电缆网与连接器	1	0.26	0.260	估计值	15 %	0.299
	总计			**9.720**			**10.547**

质量预算，EO–1 Flight

分配值 12.0 kg；系统余量 1.45 kg（占分配值的 12.1 %）。

质量预算说明：

- 结构、铰链和热控硬件（含不确定余量 3.96 kg）与载荷相机（2.64 kg）占 EO-1 Lite 质量的 63 %。两者均由详细设计计算得到；在 FM-1 上称重是消除不确定余量最大的单项步骤。
- 按依据划分，EO-1 Lite 的 CBE 中实测 2.37 kg，计算 6.81 kg，估算 0.41 kg。不确定余量为 0.81 kg，平均为 CBE 的 8.5 %。
- 带贴片阵的 X 频段载荷数传机比带贴片的 S 频段发射机重 0.13 kg（含不确定余量为 0.14 kg），这就是两种构型之间的全部差异。

- 两种构型均满足 SR-8.4 的 CDR 目标：EO-1 Lite 为 13.3 %，EO-1 Flight 为 12.1 %，对照 10 %。为轨道维持而研究的推进模块（含不确定余量 0.8 kg）将使 EO-1 Flight 降至约 5.4 %，这是不予采用的原因之一（系统架构，已研究并排除的推进系统）。

20.3 功率预算

20.3.1 设计工况

功率预算按每个模式在一个 94.6 min 的轨道上的轨道平均值计算。正常成像设计工况是要求高但属例行的一个轨道：两个成像窗口，每个四个 40 s 条带（共八个条带，SR-1.13），每个窗口前载荷准备 5 min，每个条带一次最长 60 s 的压缩突发，两个窗口的姿态机动，以及一次载荷下行过境：S 频段 9 min（EO-1 Lite）或 X 频段 7 min（EO-1 Flight）。各表的占空比列由这些时间得出；例如八个条带为 320 s，占轨道的 5.6 %。电池阵侧的母线负载为负载除以 PDU 的 0.90 综合转换效率。

负载	开机 (W)	占空比	轨道平均 (W)	依据	含余量 (W)
载荷电子设备待机与焦平面控制	2.5	100.0 %	2.50	估计值	2.88
载荷相机 - 准备（两个成像窗口）	6.0	10.6 %	0.63	估计值	0.73
载荷相机 - 拍摄（八条 40 s 条带）	14.0	5.6 %	0.79	计算值	0.87
载荷热控加热器	1.5	60.0 %	0.90	估计值	1.03
ADCS controller, sun sensors, magnetometer	1.0	100.0 %	1.00	计算值	1.10
星敏感器	1.8	100.0 %	1.80	实测值	1.85
反作用飞轮（四个，平均）	2.0	100.0 %	2.00	实测值	2.06
反作用飞轮（姿态机动增量）	4.0	12.7 %	0.51	实测值	0.52
Magnetorquers	1.2	35.0 %	0.42	计算值	0.46
PDU 自身功耗	1.5	100.0 %	1.50	计算值	1.65
C&DH 星载计算机与存储器	4.0	100.0 %	4.00	实测值	4.12
C&DH 压缩突发	2.5	8.5 %	0.21	实测值	0.22
UHF 收发机 - 接收	1.0	100.0 %	1.00	实测值	1.03
UHF 收发机 - 发射	6.0	6.0 %	0.36	实测值	0.37
载荷下行数传机 - 发射（S 频段，Lite）	11.5	9.5 %	1.09	计算值	1.20

负载	开机 (W)	占空比	轨道平均 (W)	依据	含余量 (W)
蓄电池与结构加热器	3.5	60.0 %	2.10	估计值	2.42
负载总计			**20.82**		**22.51**
电池阵侧母线负载（效率 0.90）			23.13		25.01

功率预算，正常成像设计工况，EO-1 Lite

负载	开机 (W)	占空比	轨道平均 (W)	依据	含余量 (W)
载荷电子设备待机与焦平面控制	2.5	100.0 %	2.50	估计值	2.88
载荷相机 - 准备（两个成像窗口）	6.0	10.6 %	0.63	估计值	0.73
载荷相机 - 拍摄（八条 40 s 条带）	14.0	5.6 %	0.79	计算值	0.87
载荷热控加热器	1.5	60.0 %	0.90	估计值	1.03
ADCS controller, sun sensors, magnetometer	1.0	100.0 %	1.00	计算值	1.10
星敏感器	1.8	100.0 %	1.80	实测值	1.85
反作用飞轮（四个，平均）	2.0	100.0 %	2.00	实测值	2.06
反作用飞轮（姿态机动增量）	4.0	12.7 %	0.51	实测值	0.52
Magnetorquers	1.2	35.0 %	0.42	计算值	0.46
PDU 自身功耗	1.5	100.0 %	1.50	计算值	1.65
C&DH 星载计算机与存储器	4.0	100.0 %	4.00	实测值	4.12
C&DH 压缩突发	2.5	8.5 %	0.21	实测值	0.22
UHF 收发机 - 接收	1.0	100.0 %	1.00	实测值	1.03
UHF 收发机 - 发射	6.0	6.0 %	0.36	实测值	0.37
载荷下行数传机 - 发射（X 频段，Flight）	15.0	7.4 %	1.11	计算值	1.22
蓄电池与结构加热器	3.5	60.0 %	2.10	估计值	2.42
负载总计			**20.83**		**22.53**
电池阵侧母线负载（效率 0.90）			23.15		25.03

功率预算，正常成像设计工况，EO-1 Flight

两种构型仅在下行一行上不同：X 频段数传机功耗更大（15.0 W 对 11.5 W），过境时间更短（7 min 对 9 min），因此轨道平均值几乎相等，含不确定余量均为 25.0 W。对照 SR-3.9 的 28 W 分配值，余量为 12 %（TPM-2）。

20.3.2 安全模式与消旋

在安全模式下，载荷、星敏感器、载荷加热器和载荷下行数传机关闭，飞轮保持对日定向，UHF 收发机发送健康信标。由于载荷温度低，生存加热器的占空比高于正常成像。消旋与安全模式的区别在于飞轮关闭，磁力矩器以 90 % 占空比运行角速度阻尼律。这两个模式的 EO-1 Flight 表与所示的 EO-1 Lite 表相同，因为两者的载荷下行数传机均关闭。

负载	开机 (W)	占空比	轨道平均 (W)	依据	含余量 (W)
ADCS controller, sun sensors, magnetometer	1.0	100.0 %	1.00	计算值	1.10
反作用飞轮（四个，平均）	2.0	100.0 %	2.00	实测值	2.06
Magnetorquers	1.2	35.0 %	0.42	计算值	0.46
PDU 自身功耗	1.5	100.0 %	1.50	计算值	1.65
C&DH 星载计算机与存储器	4.0	100.0 %	4.00	实测值	4.12
UHF 收发机 - 接收	1.0	100.0 %	1.00	实测值	1.03
UHF 收发机 - 发射	6.0	6.0 %	0.36	实测值	0.37
蓄电池与结构加热器	3.5	80.0 %	2.80	估计值	3.22
负载总计			**13.08**		**14.01**
电池阵侧母线负载（效率 0.90）			14.53		15.57

功率预算，安全模式（EO–1 Lite；EO–1 Flight 相同）

负载	开机 (W)	占空比	轨道平均 (W)	依据	含余量 (W)
ADCS controller, sun sensors, magnetometer	1.0	100.0 %	1.00	计算值	1.10
Magnetorquers	1.2	90.0 %	1.08	计算值	1.19
PDU 自身功耗	1.5	100.0 %	1.50	计算值	1.65
C&DH 星载计算机与存储器	4.0	100.0 %	4.00	实测值	4.12
UHF 收发机 - 接收	1.0	100.0 %	1.00	实测值	1.03
UHF 收发机 - 发射	6.0	6.0 %	0.36	实测值	0.37

负载	开机 (W)	占空比	轨道平均 (W)	依据	含余量 (W)
蓄电池与结构加热器	3.5	80.0 %	2.80	估计值	3.22
负载总计			**11.74**		**12.68**
电池阵侧母线负载（效率 0.90）			13.04		14.09

功率预算，消旋（EO–1 Lite；EO–1 Flight 相同）

模式	含不确定余量的母线负载	可用功率	余量	可用功率的来源
消旋	14.1 W	电池阵展开前为蓄电池；之后为翻滚姿态下的电池阵输出	展开前受能量限制：45 min 约用掉容量的 14 % (SR-11.10)	发电预算，蓄电池容量
正常成像，设计工况	25.0 W	寿命末期轨道平均 33.0 W	高出母线负载 32 %；分配值（28 W）余量 12 %	发电预算，SR-3.9
下行通信	已含在正常成像设计工况中	—	—	—
安全模式	15.6 W	要求至少 20 W (SR-3.10)；对日定向下预测约 40 W	对照 20 W 需求为 28 %	SR-3.10

各模式的母线负载与可用功率

20.4 轨道平均发电量与能量平衡

发电预算和能量平衡见 EPS 一章。其结果用于本章和 TPM：

- 成像姿态剖面下，轨道平均发电量在**寿命初期为 37.4 W，寿命末期为 33.0 W**，满足 SR-3.1 的 30 W。寿命末期值包含辐射和温度损失（系数 0.883）、峰值功率跟踪（0.96）、限界日照比（0.622），以及成像和下行指向的 0.83 姿态因子。
- 对照 25.0 W 的设计工况母线负载，寿命末期发电余量为 32.1 %（EO-1 Lite）和 32.0 %（EO-1 Flight）。在 MOE-5 功率余量标度上（0 % 余量得 0 分，40 % 得 100 分），得分为 80，介于 65 的门限值与 90 的目标值之间。
- 在最坏情况地影（35.8 min，生存加热器开启，一次下行过境落在地影内）下，蓄电池提供 **17.7 Wh，放电深度为 23 %**（相对 77 Wh 的寿命初期容量），对照 SR-3.3 的 30 % 限值。按 SR-15.8 的 59 Wh 寿命末期容量，同一地影的放电为 30 %，恰为限值；SR-15.8 即由此推导而来。

20.5 数据量

数据量预算按设计工况下一天的采集（120 景）从相机到地面逐级推算。

步骤	值	备注
每日景数（设计工况）	120	客户目标清单
每日原始数据量	17.2 GB	120 x 143 MB
压缩	2.2 bit/像素（5.45:1）	CCSDS 122.0 图像压缩，近无损

步骤	值	备注
每日压缩图像数据量	3.16 GB	
辅助数据与元数据	2 %	姿态、星历、时间标签、定标数据
每日存储载荷数据量	**3.22 GB**	满足 SR-1.5（不小于 3.2 GB）
每日工程遥测数据量	0.02 GB	经 UHF 和载荷下行链路
S 频段每日容量（三站服务）	3.38 GB	6 次过境 x 8 min x 10 Mbps x 0.94 成帧效率
S 频段每日余量	5 %	三站服务
S 频段每日容量（EO-1 Lite 服务方案）	1.13 GB	单站：2 次过境 x 8 min（SR-5.4 Lite 值，不小于 1 GB）
X 频段每日容量（EO-1 Flight）	9.87 GB	2 次过境 x 7 min x 100 Mbps x 0.94 成帧效率
X 频段每日余量	207 %	
星上存储容量	64 GB	SR-4.1
可存储压缩采集天数	20 天	
可存储原始（定标模式）采集天数	3.7 天	SR-4.1 中 3 天容量设计的依据

数据量预算，设计工况日

预算显示了决定运行方式的两个约束。其一，采集不是限制：压缩将 17.2 GB 原始数据降至 3.22 GB，满足 SR-1.5。其二，在 S 频段上，下行是限制。三站服务仅以 5 % 的余量清空一整天的数据，因此错过一次过境会使数据滚入次日队列；EO-1 Lite 的单站方案承载 1.13 GB，因此其任务请求被限制在每天约 40 景。X 频段清空整天数据的能力为三倍有余。64 GB 的存储器可容纳 20 天的压缩采集数据，这使错过一次过境成为延迟而非丢失。

20.6 链路余量

完整的链路预算见通信一章。其在规划仰角下的余量如下：

链路	构型	仰角	余量	需求	超出需求部分
S 频段载荷下行 (IF-12)	Lite	10°	4.7 dB	3 dB [TBR] (SR-5.3)	1.7 dB
X 频段载荷下行 (IF-12.1)	Flight	10°	7.7 dB	3 dB (SR-5.6)	4.7 dB
UHF 指令上行 (IF-11)	全部	5°，任意姿态	11.2 dB	6 dB (SR-5.7)	5.2 dB
UHF 遥测下行 (IF-11)	全部	10°，任意姿态	3.2 dB	3 dB (SR-5.8)	0.2 dB

链路余量汇总

UHF 遥测下行是需关注的项目：其 0.2 dB 的超出量取决于为展开后的旋转旋转场天线所假定的 3 dB 最坏姿态方向图损失，FM-1 上的天线方向图测量将对此予以确认或替换。若实测方向图更差，补救措施属于运行层面（在仰角高于 15° 时计划遥测转储），且不影响指令，指令仍有 5.2 dB 余量。

20.7 指向

指向预算见 ADCS 一章。它以方和根合成六项 3σ 贡献项，结果为 163 arcsec（0.045°），对照 SR-2.1 的 360 arcsec（0.1°），余量为 197 arcsec。最大的贡献项是飞轮抖动和控制器残差引起的控制误差（140 arcsec）。平板星试验 TC-04 在 20 个目标中有 3 个测得 0.14°，超出需求；怀疑为飞轮摩擦，该情况作为风险 RK-1 保持开口，直至调查关闭。在原因确认之前，预算值不因试验结果而更改，但使用飞行飞轮重复 TC-04 是一项 CDR 行动项。

20.8 规划循环的时序预算

SR-6.5 要求每个规划循环自计划上行开始至第一个产品上线客户门户，至多用时 100 min（MOE-7 门限值 100 min，目标值 80 min）。该循环按规划员可预订的最快几何关系运行：计划上行、获取和载荷下行在一个或两个轨道的连续段上进行（任务概述与运行构想，规划循环）。

20.8.1 成像窗口时序

在成像窗口内，各条带以由目标之间的重新指向机动所决定的节奏相继进行。每个条带在获取时经 IF-05 流式传至 C&DH，并以同样的速率在硬件中压缩，因此数据处理跟得上获取。

步骤	开始 (s)	持续 (s)	说明
OPS.5 准备相机	−300	300	焦平面加电并升至 20 °C ± 2 °C (SR-9.2)
OPS.4 转向目标	−180	180	最大 30° 的姿态机动（60 s，SR-2.4 [TBR-03]）加上稳定至 0.01 deg/s
OPS.6 获取图像条带，条带 1	0	40	368 Mbps 下 1.84 GB 原始数据
条带 1 经 IF-05 读出	0	50	自获取开始以 400 Mbps 流式传输；在条带结束后 10 s 内结束 (PAY-025)
OPS.7 编码并存储图像，条带 1	0	50	以读出速率进行硬件压缩 (CDH-015)；SR-4.6 允许 60 s
重新指向条带 2	40	40	小幅机动并稳定至 0.01 deg/s
条带 2 至 4	80, 160, 240	各 40	80 s 节奏：40 s 获取，40 s 重新指向
窗口结束（最后一次压缩完成）	—	—	第一个条带开始后约 290 s；在 SR-4.6 限值下至多 340 s

含四个 40 s 条带的一个成像窗口的时序

两个这样长度的窗口构成设计工况轨道的八个条带。功率预算为每个条带预订 60 s 的压缩突发，共 8 min（占轨道的 8.5 %），这是 SR-4.6 的限值，略多于硬件所需。

20.8.2　规划循环

直至下行结束的各步骤受轨道几何约束：上行过境、目标和下行地面站都是轨道上的固定时刻，因此只要计划在相机准备必须开始之前加载完毕，星上某一步骤用时较长，消耗的是裕量，而不会推迟其后的步骤。下行之后的地面步骤则直接累加。

步骤	开始 (min)	标称 (min)	最坏情况 (min)	说明
OPS.1 发送成像计划	0	6	9	UHF 过境的一部分 (SR-5.2)
OPS.2 接收成像计划	6	1	1	每帧在 100 ms 内转发 (ICD-018)
OPS.3 加载指令计划	7	2	2	校验和约束检查 (SR-10.22)；必须在 13 min 前结束，此时 OPS.5 开始
滑行至目标	9	6	1	吸收较长的上行
OPS.5 准备相机	13	5	5	与滑行和机动并行
OPS.4 转向目标	15	3	3	
OPS.6 获取图像条带（优先条带）	18	0.7	0.7	40 s 条带
OPS.7 编码并存储图像	19	0.5	1.0	最长 60 s (SR-4.6)
滑行至下行地面站	20	9	9	在固定的轨道时刻开始；其前的 0.5 min 吸收较长的压缩
OPS.8 传输图像数据与 OPS.11 接收下行	29	9	9	优先文件优先 (SR-10.23)
传至任务运行中心 (IF-13)	38	2	3	优先文件，100 Mbps (ICD-037)
OPS.12 处理图像产品	40	45	55	45 ± 10 min 处理至客户门户
产品上线客户门户		**85**	**96**	需求 100 min (SR-6.5)

规划循环的时序预算

两栏数值下循环均在 100 min 内闭合：标称有 15 min 余量，最坏情况有 4 min。由预算可得出两点观察：

- **处理占主导。** 在 85 min 中，有 47 min 在下行之后的地面上，而 10 min 的处理不确定性是唯一延伸到循环末尾的不确定性。MOE-7 的目标值 80 min 要求处理至多 40 min；任务运行中心的预警优先处理路径（处理优先级）是实现它的候选方案。
- **星上裕量很小。** 9 min 的上行使计划加载结束与相机准备开始之间只剩 1 min。在一次过境的 9 min 内无法上行完毕的计划应拆分，时间紧迫的部分在前。

20.9 技术性能指标

自 CDR 至发射共跟踪三项 TPM。门限值是需要采取纠正措施的值（VER-003）；目标值是项目努力达到的值。

TPM	度量	上级	门限值	目标值	当前值	状态
TPM-1 航天器质量	含不确定余量的发射质量	SR-8.2, SR-8.4	至多 10.80 kg（10 % 余量）	至多 10.20 kg（15 % 余量）	EO-1 Lite 10.40 kg (13.3 %)；EO-1 Flight 10.55 kg (12.1 %)	在门限值内；未达目标值
TPM-2 轨道平均功率余量	28 W 分配值相对设计工况母线负载的余量	SR-3.9, SR-3.1	至少 10 %	至少 15 %	12 %（母线负载 25.0 W），两种构型相同；寿命末期发电余量 32 %	在门限值内；未达目标值
TPM-3 载荷下行速率	在 10° 仰角下可闭合的信息速率及其链路余量	SR-5.1, SR-5.3, SR-5.5, SR-5.6	所需速率且余量至少 3 dB	所需速率且余量至少 6 dB	EO-1 Lite 10 Mbps，4.7 dB；EO-1 Flight 100 Mbps，7.7 dB	Lite 在门限值内；Flight 达到目标值

CDR 时的技术性能指标

TPM-3 以速率及其余量一并表述，因为两者此消彼长：在 3 dB 余量下，S 频段链路可承载约 14.8 Mbps，X 频段链路约 295 Mbps。项目保持速率不变而跟踪余量，因为速率由数传机和地面站决定。

21 环境需求

本章定义 EO-1 航天器必须经受并在其中工作的环境，涵盖从贮存与运输、发射到两年在轨运行，以及证明这些环境适应性的试验量级与余量。系统级环境需求为 SR-11.1 至 SR-11.10（环境与发射兼容性）以及第 13 领域的相关安全与碎片需求；本章给出这些需求背后的环境定义，以及将其应用于设计和试验的 ENV 需求。本章未规定的项目试验量级、持续时间和容差见 STD-1，该标准对 GSFC-STD-7000《通用环境验证标准》（GEVS）和 ECSS-E-ST-10-03C《试验》进行了裁剪。

发射运载火箭尚未确定（RK-3）。因此，发射环境采用包络当前考虑的各搭载运载火箭的值；待发射服务协议签署后，若指定运载火箭的量级更低，则改用搭载载荷用户手册中该运载火箭的量级，若更高，则重新评估设计。

21.1 环境阶段

阶段	持续时间	航天器状态	主要环境	章节
集成与试验	每个飞行件约 6 个月	试验时加电，其余时间关闭	洁净室、试验环境	地面环境；试验量级
贮存与运输	贮存最长 12 个月；每次运输数天	关闭，蓄电池处于贮存电量	温度、湿度、操作与运输载荷	地面环境
部署器	最长 180 天（SR-11.10）	关闭，禁止装置闭合	集成商与发射场条件	地面环境
发射	至星箭分离约 1 h	关闭，禁止装置闭合	准静态、正弦、随机、冲击、减压	发射环境
在轨	730 天（SR-1.7）	工作	热、真空、辐射、原子氧、紫外、碎片	轨道环境
任务后	至再入（SR-13.4）	已钝化	轨道环境，无工作需求	—

EO–1 航天器的环境阶段

21.2 发射环境

航天器搭载于 6U 部署器内。与运载火箭连接的是部署器而非航天器，因此此处的发射环境在部署器导轨接口（IF-15）处定义。整个发射阶段航天器不加电。

21.2.1 准静态载荷

准静态限制载荷为沿每个轴 10 g（SR-11.2），每次施加于一个轴，并按发射服务商的载荷系数要求组合。它包络当前考虑的各搭载运载火箭的稳态加速度和低频瞬态。

ENV-001 结构安全系数 · 验证方法: 分析 · 追溯: SR-11.2, SR-8.5 · 适用: 全部

主结构应在 10 g 限制载荷下呈现正裕度：强度经试验验证时，屈服安全系数不小于 1.25，极限安全系数不小于 1.4；仅经分析验证时，屈服安全系数为 1.6，极限安全系数为 2.0。

理由： SR-11.2 规定了经试验结构的屈服系数；极限系数以及仅经分析部件（支架、未被准飞行件试验覆盖的嵌件）的较高系数遵循 STD-1 和搭载发射的通行做法。

21.2.2 正弦振动

正弦振动涵盖经部署器传递的运载火箭低频瞬态。

频率	验收量级	鉴定与准飞行件量级
5 Hz 至 100 Hz	2.0 g（0 至峰值）	2.5 g [TBR]（0 至峰值）
扫描速率	4 倍频程/min	2 倍频程/min（鉴定），4 倍频程/min（准飞行件）

部署器导轨接口处的正弦振动量级，每个轴

ENV-002 正弦振动 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-11.2, SR-8.5 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-73

航天器在三个轴向各经受 5 Hz 至 100 Hz、2.5 g [TBR] 的正弦振动后，应在规范内工作。

理由： 2.5 g 为 2.0 g 包络飞行量级的 1.25 倍。收拢状态下高于 100 Hz 的一阶模态（SR-8.5）使航天器在此频段内避开共振，因此该试验主要是检查部署器至导轨的传力路径。经发射服务商同意，可在导轨处按准静态载荷进行陷波。TBR-73 随发射服务协议关闭（系统负责人）。

21.2.3 随机振动

随机振动是部署器内立方星最主要的发射环境。在运载火箭确定之前，设计对组件采用 GEVS 通用随机包络；SR-11.1 中的鉴定量级在获知运载火箭量级之前保持为 TBD-17。

频率 (Hz)	设计包络，鉴定 (g²/Hz)	设计包络，验收 (g²/Hz)	飞行鉴定量级
20	0.026	0.013	[TBD]
20 至 50	+6 dB/倍频程	+6 dB/倍频程	[TBD]
50 至 800	0.16	0.08	[TBD]
800 至 2,000	−6 dB/倍频程	−6 dB/倍频程	[TBD]
2,000	0.026	0.013	[TBD]
总量级	14.1 g rms	10.0 g rms	[TBD]（TBD-17）
每轴持续时间	2 min（鉴定），1 min（准飞行件）	1 min	—

部署器导轨接口处的随机振动加速度功率谱密度，每个轴

ENV–003 单机随机振动 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.1, SR–15.7 · 适用: 全部

每个此前未按这些量级鉴定的飞行单机，应在单机级按随机振动表的设计包络试验，鉴定单机采用鉴定量级，飞行单机采用验收量级。

理由： 在运载火箭量级仍为 TBD-17 的现阶段即按 GEVS 包络试验单机，可保护进度：单机故障在集成之前即被发现，且该包络预期可覆盖最终的运载火箭量级。

ENV–004 振动特征判据 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.1, SR–8.5 · 适用: 全部

在航天器每次随机和正弦振动运行之前和之后，应进行 5 Hz 至 2,000 Hz 的低量级正弦扫描；航天器高于 100 Hz 的任一模态的频率偏移不得超过 5 %，幅值变化不得超过 20 %。

理由： 频率或幅值的变化表明某个连接已松动或某个零件已开裂，仅靠功能试验可能发现不了。

21.2.4 冲击

冲击环境由部署器舱门释放与分离以及运载火箭的级间事件（SR-11.3）决定。

频率 (Hz)	最大预期值 (g, Q = 10)	鉴定 (g, Q = 10)
100	35	50
100 至 1,000	双对数坐标上的直线	双对数坐标上的直线
1,000 至 10,000	707	1,000

部署器导轨接口处的冲击响应谱

ENV–005 分离冲击试验 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.3, SR–13.7 · 适用: 全部

每个飞行航天器在运输之前，应至少从与飞行等效的 6U 部署器中释放一次，准飞行件至少两次，每次释放之后进行功能试验。

理由： 从真实部署器释放是最具代表性的冲击源，并可同时检查导轨接口、分离开关和系留压紧装置（SR-13.7）。

21.2.5 声噪声

整流罩内的声环境不直接作用于航天器：封闭的部署器对其起屏蔽作用，传到航天器的声能以经导轨传入的振动形式出现，而随机振动量级已包含这部分。不要求进行声试验。如果指定运载火箭的用户手册对部署载荷提出该要求，则将其加入准飞行件试验活动。

21.2.6 减压

整流罩在上升过程中排气。当前考虑的各运载火箭的减压速率上限为 3.5 kPa/s。

ENV-006 排气 · 验证方法: 分析, 检查 · 追溯: SR-11.2, SR-13.9 · 适用: 全部

航天器的每个封闭容积均应有排气通路，其面积应在 3.5 kPa/s 的减压速率下使壁面两侧压差保持在 1 kPa 以下。

理由： 未排气的盒体、盲孔紧固件孔和多层隔热毯在上升过程中可能爆裂或鼓起。航天器在设计上不含密封容积（SR-13.9），因此排气是适用于每个单机的设计规则。

21.3 轨道环境

轨道环境为 500 km 太阳同步参考轨道的环境，降交点地方时为 10:30，持续 730 天。

21.3.1 热环境

参数	低温工况	高温工况
太阳辐照度	1,322 W/m²	1,414 W/m²
地球反照率（轨道平均）	0.20	0.35
地球红外辐射	220 W/m²	260 W/m²
β 角	0°（最长地影，35.8 min）	全年 10:30 轨道的最高 β 角
表面特性	寿命初期	寿命末期（紫外和原子氧致退化）
航天器状态	安全模式负载，仅生存加热器	带下行的正常成像设计工况

热设计工况

对于 10:30 轨道，全年 β 角保持在约 15° 至 35° 之间；低温工况取 0°，以便在交付轨道的地方时发生漂移时仍涵盖可能出现的最长地影。

ENV-007 热设计工况 · 验证方法: 分析 · 追溯: SR-11.4, SR-9.1, SR-9.6 · 适用: 全部

热设计应至少在热设计工况表的低温和高温工况下，对每种可持续超过一个轨道周期的工作模式进行分析。

理由： 这些工况将边界环境与边界航天器状态组合：安全模式是低温工作工况（SR-9.6），带下行的正常成像是高温工况。短于一个轨道周期的模式包含在这些工况之内。

ENV-008 热模型相关性修正 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR-11.4, SR-9.1 · 适用: 全部

航天器热模型应依据 FM-1 热平衡试验进行相关性修正，使单机温度的预测值与实测值之差在 3 °C 以内。

理由： 在相关性修正之前，SR-9.1 的 10 °C 分析余量覆盖模型不确定性；修正到 3 °C 以内之后，所有型号的飞行预测均以试验数据为依据。

21.3.2 真空与污染

在轨压力低于 10^{-5} Pa。真空导致非金属材料出气（按 ASTM E595 筛选，SR-11.7）、未润滑金属接触面冷焊，以及对流冷却丧失，热设计已对此作出假设。

ENV–009 航天器烘烤除气 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR–11.7, SR–15.6 · 适用: 全部

每个航天器应在真空中以其最高验收温度烘烤至少 24 h，并持续至石英晶体微天平测得的出气速率降到污染控制计划（EO1-PLN-370）的限值以下。

理由： 仅靠材料筛选无法去除集成过程中的残留物（粘合剂、清洗剂、操作污染）。在热真空试验结束时进行烘烤除气，可保护光学器件和星敏感器遮光罩（N6）。

21.3.3 辐射

辐射环境由被捕获质子（集中在南大西洋异常区）、被捕获电子（主要在极地轨道穿越的极光带）、太阳粒子事件和银河宇宙射线组合而成。总电离剂量按 2.5 mm 铝屏蔽厚度计算，该厚度代表 6U 结构内部单机的典型屏蔽。

效应	730 天内的环境	设计值
总电离剂量，2.5 mm 铝屏蔽后	约 5 krad(Si) [TBR]，含太阳粒子事件	10 krad(Si) [TBR]（抗辐射设计余量 2，SR-11.5）
位移损伤，2.5 mm 铝屏蔽后	约 5×10^{9} 质子/cm²，10 MeV 等效	1×10^{10} 质子/cm²（余量 2）
单粒子效应	南大西洋异常区的被捕获质子；来自宇宙射线和太阳粒子事件的重离子	按线性能量传输阈值筛选器件（ENV-012）

500 km 太阳同步轨道的辐射环境

在针对最终轨道和实际屏蔽状态重复剂量分析之前（SR-11.5），剂量值保持在 TBR-18 之下。位于航天器表层附近、屏蔽不足 2.5 mm 的单机（粗太阳敏感器、盖片玻璃下的太阳电池）采用与位置相关的剂量。

ENV–010 器件剂量耐受 · 验证方法: 分析, 检查 · 追溯: SR–11.5 · 适用: 全部 · 待复核: TBR–18

每个电子器件应具有经验证的总电离剂量耐受能力，其值不低于其所在位置预测剂量的两倍；未做位置分析时，不低于 10 krad(Si) [TBR]。

理由： 将 SR-11.5 的抗辐射设计余量 2 逐器件落实，使局部屏蔽较好的器件可采用位置分析代替通用值。

ENV–011 探测器位移损伤 · 验证方法: 试验, 分析 · 追溯: SR–11.5, SR–1.8 · 适用: 全部

载荷相机探测器在经受相当于 10 MeV、1×10^{10} 质子/cm² 的位移损伤剂量之后，应满足 SR-1.8 的信噪比。

理由： 位移损伤使暗电流升高并产生热像元，从而在整个任务期间降低信噪比（RK-5）。探测器通过对飞行批次样品器件的质子辐照进行试验。

ENV-012 单粒子闩锁 · 验证方法: 分析, 检查 · 追溯: SR-11.6, SR-15.2 · 适用: 全部

单粒子闩锁阈值低于 37 MeV · cm²/mg 的器件，仅可用于限制其电流并能无需地面操作而断电和恢复供电的电源上，并且仅在有分析或试验表明该器件能在闩锁电流下存活至电源被切断时方可使用。

理由： 易发生闩锁的商用器件在小卫星航电中很常见；受保护的电源（例如 C&DH 的 ICD-006）可在 SR-11.6 规定的 60 s 内将破坏性事件变为可恢复事件。

ENV-013 单粒子翻转减缓 · 验证方法: 分析, 试验 · 追溯: SR-11.6, SR-4.9 · 适用: 全部

C&DH 的所有程序、数据和载荷存储器均应由错误检测与纠正予以保护，并至少每 24 h 完整刷新一次。

理由： 刷新可在同一字内发生第二次翻转而使其无法纠正之前，纠正单比特翻转；按最严重太阳粒子事件周的翻转率，24 h 刷新可使存储数据的误码率保持在 SR-4.9 之内。

21.3.4 原子氧

在 500 km 高度，原子氧是残余大气的主要成分。迎向飞行方向（迎风）的表面会被侵蚀，侵蚀速率取决于太阳活动。迎风表面在 730 天内的设计累积通量按太阳极大期密度取值，为 5 × 10²¹ 原子/cm² [TBR]。

ENV-014 抗原子氧能力 · 验证方法: 分析, 检查 · 追溯: SR-1.7, SR-11.7 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-74

每种外部暴露材料在经受 5 × 10²¹ 原子/cm² [TBR] 的原子氧累积通量之后，应保持其功能。

理由： 无防护的聚酰亚胺和其他聚合物会损失厚度并改变光学特性；多层隔热的外层、太阳电池阵基板边缘和电缆网护套必须耐原子氧或带有涂层。TBR-74 在针对最终姿态剖面和发射期太阳周期预报重新计算通量后关闭（热控工程师，CDR 遗留问题关闭之前）。

21.3.5 紫外辐射

向阳表面在 730 天内接收约 10,900 等效太阳小时（730 天 × 24 h × 边界工况的 0.622 受照比例）。紫外暴露会使涂层的太阳吸收率升高，并使粘合剂和盖片玻璃变暗。

ENV-015 涂层紫外稳定性 · 验证方法: 分析, 检查 · 追溯: SR-1.7, SR-9.1 · 适用: 全部

每种外部热控涂层在经受 10,900 等效太阳小时和 ENV-014 的原子氧累积通量之后，太阳吸收率的增加不得超过 0.05。

理由： 寿命末期高温工况采用退化后的吸收率；若涂层退化超过 0.05，将使载荷散热面和蓄电池在第二个季节超出其限值（SR-9.4）。

21.3.6 微流星体与空间碎片

在 500 km 高度，足以穿透立方星面板的粒子通量以空间碎片为主。航天器除其结构之外不再另设屏蔽；本需求限制撞击导致任务终止的概率。

ENV–016 撞击存活概率 · 验证方法: 分析 · 追溯: SR–15.1, SR–13.7 · 适用: 全部

在 730 天内，微流星体或碎片撞击导致任务所需功能丧失的概率应低于 1 %。

理由： 1 % 只占 SR-15.1 的 20 % 失效余额的一小部分。分析采用针对参考轨道的当前碎片与流星体通量模型以及面板和单机的穿透极限。

21.4 电磁兼容

EMC 涵盖航天器各单机之间的发射与敏感度（SR-11.8）、与航天器自身接收机的兼容性，以及航天器的磁特性和静电特性。航天器在部署器内处于关闭状态，因此除 SR-13.1 的禁止装置之外，与运载火箭之间没有 EMC 接口。

MIL-STD-461G 试验方法	适用对象	裁剪
CE102，传导发射，电源线	12 V 和 5 V 线路上的每个单机	限值以保持 IF-22 纹波低于 50 mV 为准（ICD-012）
CS101，传导敏感度，电源线	每个单机	量级由 PDU 变换器纹波加 6 dB 确定
CS114，传导敏感度，大电流注入	每个单机	针对航天器环境降低量级
CS116，阻尼正弦瞬态	每个单机	施加于电源和信号电缆
RE102，辐射发射，电场	每个单机；集成后的航天器	在项目的 UHF、S 频段和 X 频段收发频段内采用陷波限值
RS103，辐射敏感度，电场	每个单机；集成后的航天器	量级取航天器自身发射机在各单机位置产生的场强加 6 dB

EMC 试验方法及其裁剪

ENV–017 单机 EMC 试验 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.8 · 适用: 全部

每个电子单机在航天器集成之前，应通过 EMC 表中按 STD-1 项目裁剪的 MIL-STD-461G 试验方法。

理由： 单机试验可在单机仍可修改时发现发射或敏感度问题；航天器级试验再在所有单机一起工作时确认 SR-11.8 的余量。

ENV–018 UHF 接收频段发射 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.8, SR–5.7 · 适用: 全部

在每种工作模式下，航天器在 UHF 中心频率 ±1 MHz 范围内、于 UHF 天线端口处测得的发射，应比接收机本底噪声至少低 6 dB。

理由： 11.2 dB 的上行余量以接收机受热噪声限制为前提；来自星载计算机、飞轮驱动器或 PDU 变换器并落入接收频段的宽带噪声会侵蚀该余量。

ENV-019 剩余磁偶极矩 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR-11.8, SR-2.8 · 适用: 全部

在磁力矩棒关闭的情况下，航天器在任何工作模式下的剩余磁偶极矩均不得超过 0.05 A · m²。

理由： 剩余偶极矩与地磁场相互作用，形成必须由飞轮吸收的干扰力矩，并使消旋和安全模式所用磁强计产生偏置。0.05 A · m² 为单根磁力矩棒 0.4 A · m² 能力的八分之一。

ENV-020 电搭接 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-11.8, SR-11.6 · 适用: 全部

每个单机壳体与主结构的搭接电阻应不大于 10 mΩ，主结构各连接处每处的电阻应不大于 10 mΩ。

理由： 低电阻结构是屏蔽层和单点电源回路的基准，并为单机壳体上的电荷提供通向结构的路径。

ENV-021 表面充电 · 验证方法: 分析, 检查 · 追溯: SR-11.6, SR-11.8 · 适用: 全部

面积大于 1 cm² 的每个外表面应为导电或耗散材料并与结构连接，太阳电池盖片玻璃和光学表面除外。

理由： 极地轨道穿越极光带，表面充电可引发放电，造成电子设备翻转或损坏。例外仅限于功能上需要绝缘体的表面。

21.5 地面环境

环境	集成与试验	贮存	运输	部署器内
温度	20 ° C ± 3 ° C	15 ° C 至 25 ° C	容器内 5 ° C 至 35 ° C	10 ° C 至 30 ° C
相对湿度	30 % 至 60 %，无凝露	30 % 至 60 %	容器密封并充入干燥氮气	集成商的设施条件
洁净度	ISO 14644-1 8 级；光学器件敞开时为 7 级（SR-15.6）	密封袋，充气	密封容器	部署器闭合
机械	使用吊装工装操作；静电放电控制	—	冲击和振动低于验收量级，并有记录	发射场对部署器的操作
蓄电池	按试验需要充电	电量状态 30 % 至 50 %	电量状态 30 % 至 50 %	用户手册规定的贮存电量；180 天后至少 60 %（SR-11.10）

地面环境

ENV-022 洁净室等级 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-15.6, SR-11.7 · 适用: 全部

航天器仅应在 ISO 14644-1 8 级或更洁净的区域内集成和试验；只要区域洁净度劣于 7 级，相机口径和星敏感器遮光罩即应加盖。

理由： 8 级可使平台上的粒子水平保持在可接受范围；光学器件暴露时需要 7 级（SR-15.6），因此加盖后航天器可离开光学区域进行环境试验。

ENV–023 地面温度与湿度 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–11.10, SR–15.6 · 适用: 全部

除热试验之外，航天器应保持在 15 ° C 至 25 ° C 之间、相对湿度 30 % 至 60 % 之间，但在密封、充氮的容器中运输时除外。

理由： 限制蓄电池在贮存期间的自放电和容量损失，使光学器件和复合材料部件不受潮，并避免会增大静电放电风险的干燥条件。

ENV–024 运输载荷 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–11.1, SR–11.3 · 适用: 全部

运输容器应使传到航天器的冲击和振动低于本章的验收量级，并应配备记录仪，记录每次超过 3 g 的加速度。

理由： 运输不得耗尽航天器的鉴定余量；记录仪可在每次运输之后表明是否需要重新试验。

ENV–025 蓄电池贮存电量 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR–11.10, SR–13.2 · 适用: 全部

在贮存和运输期间，蓄电池应保持在 30 % 至 50 % 的电量状态，并至少每 30 天检查一次其电压。

理由： 部分充电的锂离子蓄电池老化最慢，受损时所含存储能量也较少（HAZ-001）；每 30 天的检查可在单体电池进入危险状态之前发现其劣化。蓄电池仅在装入之前才充至部署器贮存电量。

21.6 试验量级与余量

试验方案对整个产品线采用一种鉴定方法：FM-1（EO-1 Flight 序列号 1）按准飞行件量级试验，即以鉴定量级、验收持续时间进行，后续飞行件按验收量级试验。这些术语遵循 GSFC-STD-7000《通用环境验证标准》（GEVS）和 ECSS-E-ST-10-03C《试验》。

试验	鉴定（鉴定单机）	准飞行件（FM-1）	验收（FM-2，序列号 3 起）
随机振动	最大预期量级 + 3 dB，每轴 2 min	最大预期量级 + 3 dB，每轴 1 min	最大预期量级，每轴 1 min
正弦振动	1.25 × 最大预期量级，2 倍频程/min	1.25 × 最大预期量级，4 倍频程/min	最大预期量级，4 倍频程/min
冲击	最大预期量级 + 3 dB，每轴三次（单机级）	两次部署器释放（ENV-005）	一次部署器释放
热真空	超出预测极值 10 ° C，8 个循环	超出预测极值 10 ° C，4 个循环（SR-11.4）	超出预测极值 5 ° C，4 个循环
热平衡	—	一次高温平衡和一次低温平衡（ENV-008）	—
EMC	完整单机试验	完整航天器试验	航天器自兼容性以及无线电频段内的 RE102
磁偶极矩	—	实测（ENV-019）	实测

各试验类别的试验量级与持续时间

热真空试验在第一个和最后一个循环的每个极值上驻留至少 4 h，其余循环驻留至少 1 h，并在高温和低温工作平台期进行功能试验，以及航天器的一次冷启动和一次热启动。试验压力至多为 1.3 × 10⁻ ³ Pa。

ENV–026 FM–1 准飞行件试验 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.1, SR–11.3, SR–11.4 · 适用: Flight

FM-1 应完成试验量级表中的准飞行件量级和持续时间，顺序为正弦和随机振动、冲击、带热平衡的热真空、EMC，并在每项环境之前和之后进行完整的功能试验。

理由： 一个准飞行件既鉴定设计又用于飞行，适合小批量生产。该顺序将力学试验放在前面，使其造成的损伤能在热真空功能试验中显现。

ENV–027 后续型号验收试验 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.1, SR–11.4, SR–15.7 · 适用: 全部

FM-1 之后的每个飞行件，应完成试验量级表中的验收量级和持续时间，并在每项环境之前和之后进行完整的功能试验。

理由： 验收试验对按已鉴定设计制造的每台单机筛选工艺缺陷，而不消耗其寿命。

ENV–028 S 频段发射机鉴定 · 验证方法: 试验 · 追溯: SR–11.1, SR–11.4, SR–11.8 · 适用: Lite

S 频段发射机的设计应在首颗 EO-1 Lite 航天器（序列号 3）开始验收试验之前，在单机级按试验量级表的鉴定量级完成鉴定。

理由： FM-1 搭载 X 频段载荷数传机，因此准飞行件试验活动并不鉴定 S 频段发射机，而它是 EO-1 Lite 中唯一不同的单机。单机鉴定可弥补这一缺口，无需第二次准飞行件试验活动。

22 验证与确认

本章规定本项目如何证明每个 EO-1 航天器及地面段满足本规范（验证），以及交付的系统满足利益相关方需要 N1 至 N11（确认）。本章给出验证层级与方法、承载试验的模型、各试验活动的顺序、三个试验套件、关闭需求的全部验证事件，以及对验证大纲本身的需求（VER-006 至 VER-020；关于预算的 VER-001 至 VER-005 见“预算与余量”）。各需求与其验证事件的对应关系见附录 A 的验证交叉对照矩阵。试验程序与报告受《验证与确认计划》EO1-PLN-310 控制。

环境试验的量级、持续时间和容差见“环境要求”中的“试验量级与余量”，该部分对 GSFC-STD-7000《通用环境验证标准》（GEVS）和 ECSS-E-ST-10-03C《试验》进行了剪裁。EMC 试验方法遵循 MIL-STD-461G《分系统和设备电磁干扰特性控制要求》，并按该部分所述进行剪裁。

22.1 总体方法

22.1.1 验证层级

需求在结果有意义的最低层级上验证，仅当集成可能改变结果时才在更高层级上确认。共使用四个层级。

层级	被验证对象	典型事件	地点
单元	单个单元或部件：相机、飞轮、无线电设备、蓄电池组、星载计算机、电池片或闪存样品	性能、定标、单元级环境试验和 EMC 试验	供应商或项目实验室
分系统	由若干单元共同实现的功能，其余部分由仿真替代：ADCS、EPS、飞行软件、展开链路	平板星和半物理仿真试验、分系统分析	平板星实验室
系统	集成后的航天器	功能、环境、质量特性、展开和链路试验	集成与试验设施
任务	航天器（或以平板星代替航天器）与地面段及运行团队	端到端、兼容性、演练和确认事件	运行中心、合作地面站

验证层级

需求在附录 A 其事件所规定的层级上关闭。当单元级试验关闭系统需求时，系统级功能试验确认该单元在集成后仍能正常工作，但除非集成可能改变测量结果（例如天线在结构上的增益，或相机视轴相对于星敏感器的指向），否则不重复测量。

22.1.2 验证方法

四种方法为试验（T）、分析（A）、检查（I）和演示（D），定义见“引言”中的“验证方法”。简言之：试验依据事先设定的准则测量数值；分析通过计算、仿真或类比表明符合性；检查审视产品或其文件；演示表明某项功能可以工作，结果为通过或不通过。需求“验证方法”字段中的第一种方法用于关闭该需求，其余方法提供支持性证据。附录 A 中为某需求所列的事件至少提供该需求的一种方法，且该需求的每种方法都由其某个事件提供。

22.1.3 成功准则

各事件的程序在事件开始前规定其关闭的需求、被测量、每项量的通过/不通过准则以及试验件的构型。准则即需求值。当事件所测量的量只有与其他项组合后才受需求约束时（例如 0.1° 指向精度，平板星测量其中的控制和估计部分），程序应规定所用的分配值以及组合各项结果的分析。

22.2 模型策略

本项目只建造少量模型，因此每个模型承担多种用途。鉴定采用首个飞行航天器上的准飞行件方法：FM-1 按准飞行件量级和持续时间试验后发射，从而无需专用鉴定航天器即可鉴定设计。后续航天器按验收量级试验。

模型	试验件编号	内容	用途	是否飞行
工程样机	EM	按飞行设计制造的形态与功能单元，必要处采用商业级元器件：相机、ADCS 单元、PDU 和鉴定用蓄电池组、星载计算机与存储板、无线电设备、具有飞行代表性的结构模型；另含来自飞行批次的电池片、闪存和探测器样品	单元性能与定标开发、破坏性和危险性试验、寿命试验、仿真器确认、平板星单元	否
平板星，EO-1 Flight	FS-1	工程样机航电设备的台架布局，配有星载计算机、载荷和无线电设备模型或其仿真器，以及姿态、电源和轨道动力学仿真器；数据线采用飞行电缆长度	飞行软件和分系统试验、故障注入、接口试验、发射前及运行期间的运行演练	否
平板星，EO-1 Lite	FS-3	与 FS-1 相同，但以 S 频段发射机模型代替 X 频段载荷数传机	EO-1 Lite 飞行软件变型、S 频段数据通路、SN 3 的运行支持	否
准飞行件	FM-1	EO-1 Flight 序列号 1	准飞行件量级（ENV-026）、系统性能、热平衡、完整 EMC、展开、链路	是
首个 EO-1 Lite	SN-3	EO-1 Lite 序列号 3，按已鉴定的设计建造	验收量级（ENV-027）、系统性能、链路	是
地面段	ground	处于运行构型的任务运行中心、合作地面站、处理系统和客户门户	兼容性、安全、处理、端到端和演练事件	—

验证模型与试验件

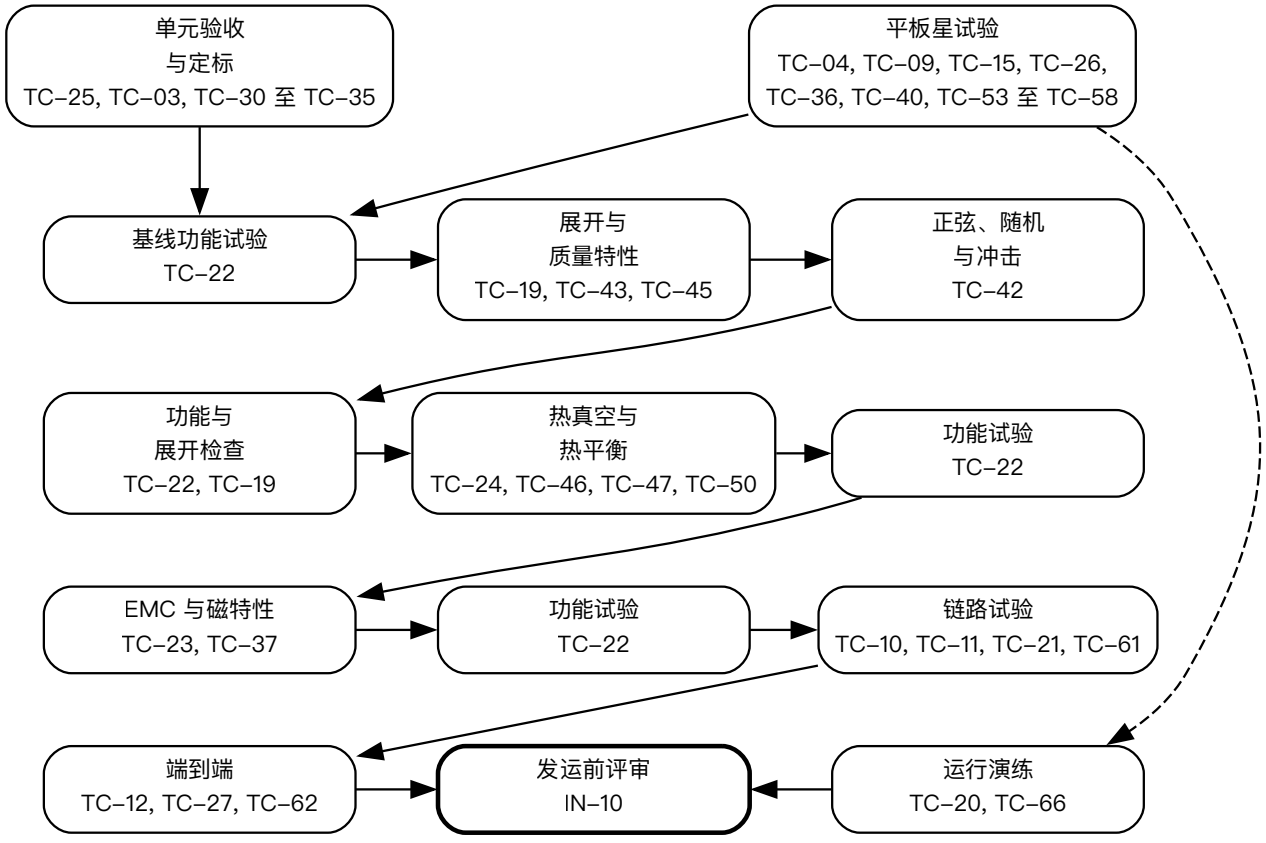
S 频段发射机是 EO-1 Lite 中唯一 FM-1 不携带的单元；在 SN 3 开始验收试验之前，该发射机在工程样机上完成单元级鉴定（ENV-028）。飞行件 FM-2 及后续 EO-1 Flight 航天器沿用 SN 3 验收试验活动及相同事件，因此不在事件表中单独列出。

可能消耗寿命或损坏试验件的试验仅在工程样机上进行：蓄电池危险控制（TC-39）、电池片循环寿命试验（TC-41）、探测器位移损伤（TC-48）以及存储保持与耐久试验（TC-51）。平板星在运行期间继续保持服役，以便在向航天器发送之前检查程序、计划和飞行软件更新。

22.3 试验活动

22.3.1 顺序

单元和平板星试验活动与航天器总装并行开展。单元只有在通过单元验收试验（TC-25）后，以及对于具有飞行软件接口的单元，通过平板星接口试验（TC-15）后，才进入航天器集成。航天器试验活动遵循 ENV-026 的顺序：完整功能试验、力学试验、带热平衡的热真空试验，然后是 EMC 试验，每项环境试验前后均进行完整功能试验。链路和端到端试验最后进行，因为它们需要航天器处于最终构型。运行演练以平板星代替航天器进行，因此可在航天器仍处于环境试验阶段时开展。



FM–1 验证试验活动顺序；SN 3 遵循相同顺序，按验收量级进行且不含热平衡

22.3.2 各项试验活动

功能。 航天器功能试验 TC-22 是每次环境试验后与试验件进行比较的基准。完整版本检验每个单元在每种工作模式下的工作情况、所有冗余路径以及展开和禁止装置状态；环境试验期间运行简化的通电检查版本。结果不仅与需求限值比较，也与基线试验结果比较，以便发现限值范围内的偏移。

展开。 太阳电池阵和 UHF 天线在振动前后于常温下展开（TC-19），并在低温和高温展开温度下展开（TC-44）；分离开关和静默期定时器在部署器适配检查工装上检查（TC-45）。其余时间地面操作固定装置始终保持安装。

EMC。 单元在交付前按剪裁后的 MIL-STD-461G 方法试验；集成后的航天器针对自兼容性、接收机降敏和发射运载火箭接收机频段内的辐射发射进行试验（TC-23）。剩余磁偶极矩在同一时期测量（TC-37）。

振动。 TC-42 在 FM-1 上按准飞行件量级、在 SN 3 上按验收量级进行三轴正弦扫描、正弦和随机振动以及分离冲击试验，并采用 ENV-004 的特征判据。

热真空。 TC-24 以烘烤除气开始（ENV-009），在每个温度平台进行带功能试验的热循环，并在 FM-1 上包含用于模型相关的热平衡试验 TC-46。加热器试验（TC-47）和振荡器漂移测量（TC-50）使用同一次试验箱运行。

端到端。 TC-12 运行经由门户的任务请求、规划、对场景投影仪图像的拍摄、经 RF 链路向合作地面站的下行、处理和分发；TC-27 和 TC-62 证明天地链路协议和地面站链路。

运行演练。 TC-20 以经认证的团队、平板星和处于运行构型的地面段运行 14 天；TC-66 对操作员进行认证并演练值班响应。每次发射前重复进行一次较短的演练。

22.4 试验套件

各事件分为三个套件，每个套件有各自的试验准备状态评审和试验后评审。

套件	名称	范围	事件	关闭时限
TS-1	航天器鉴定试验	性能、环境、质量特性、展开、电源、姿态、数据处理和飞行软件的单元、分系统及航天器试验	TC-01 至 TC-09、TC-14、TC-15、TC-17 至 TC-19、TC-22 至 TC-26、TC-28、TC-30 至 TC-48、TC-50 至 TC-58、TC-65	发运前评审
TS-2	通信与地面试验	无线电设备、天线、链路、天地链路协议、加密、合作地面站、处理链路、地面与门户安全	TC-10、TC-11、TC-21、TC-27、TC-29、TC-59 至 TC-64	运行准备评审
TS-3	任务确认	端到端分发、运行演练与认证、任务分析以及确认事件	TC-12、TC-13、TC-16、TC-20、TC-66、VAL-01 至 VAL-03	飞行准备评审（VAL 事件：在轨测试结束和首个季节结束）

试验套件

分析（AN）和检查（IN）不属于任何套件；其报告随其所支撑的套件评审一并审查，如事件表所述。

22.5 验证事件

下表列出关闭需求的每个事件。“方法”为该事件提供的一种或多种方法；“层级”为上表的验证层级；“试验件”指模型表中的模型（EM、FS-1、FS-3、FM-1、SN-3、ground），不使用试验件的分析记为“—”。TC-15 和 TC-22 至 TC-29 在本章定义，TC-30 至 TC-48 和 TC-50 至 TC-66 在引入它们的分系统章节中定义（其中 TC-48 在此针对探测器）。TC-49 和 TC-67 至 TC-69 未使用。

编号	名称	方法	层级	试验件	套件	目的
TC-01	地面采样距离试验	T	系统	FM-1, SN-3	TS-1	用集成后的相机通过平行光管对 4 m 条形靶标成像；地面采样距离和奈奎斯特频率处的 MTF（SR-1.2）
TC-02	幅宽测量	T	系统	FM-1, SN-3	TS-1	测量视场和垂轨向有效像元数；设计轨道高度下的地面幅宽
TC-03	光谱响应定标	T	单元	EM, FM-1, SN-3	TS-1	对每个波段进行单色仪扫描；波段边缘和带外响应
TC-04	指向精度试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	以 ADCS 工程样机在回路中指向 20 个模拟目标；控制和估计误差、速率稳定度、偏航导引
TC-05	消旋仿真	T, A	分系统	FS-1	TS-1	以磁强计、磁力矩棒和星载计算机在回路中，从 10 deg/s 开始消旋，并通过仿真扩展至 3 h；角速率感测范围
TC-06	太阳电池阵功率试验	T, A	单元	FM-1, SN-3	TS-1	对每块电池板进行闪光试验；电池片效率、电池板峰值功率、寿命末期轨道平均功率预测
TC-07	蓄电池容量试验	T	单元	FM-1, SN-3	TS-1	每个飞行蓄电池组在 20 °C 下的容量、充放电曲线、分离时序能量、电池组质量、电池片温度差
TC-08	星上存储试验	T	单元	FM-1, SN-3	TS-1	64 GB 写入与回读无误码；写入和读取速率、纠错、刷新、存储分区隔离
TC-09	安全模式进入试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	逐一触发每个安全模式触发条件；进入时间、负载集合、经 ADCS 总线的指令响应
TC-10	S 频段链路试验	T	系统	SN-3	TS-2	在预算规定的接收功率下通过 RF 测试箱建立链路；误帧率、速率、天线增益、发射机就绪时间
TC-11	UHF 指令试验	T	系统	FM-1, SN-3	TS-2	在门限功率下经 UHF 链路发送 500 条指令并回传遥测；接收机灵敏度、多普勒频偏
TC-12	端到端图像分发	T, D	任务	FM-1, SN-3, ground	TS-3	从经门户的任务请求到经 RF 链路和合作地面站的产品分发；分发时间、服务方案、产品格式
TC-13	星下点轨迹重复分析	A	任务	—	TS-3	任务期间的轨道推算；星下点轨迹重复及目标区域最坏情况重访
TC-14	侧摆成像试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	机动至偏离星下点最大 25° 的目标并以载荷仿真器拍摄；侧摆极限处的指向
TC-15	平板星接口试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	平板星上各单元的电源和数据接口：线路额定值、浪涌电流、电压降、数据吞吐量、时间同步、单元功耗
TC-16	寿命可靠性分析	A	系统	—	TS-3	单机航天器 730 天的可靠性模型；任务寿命概率

编号	名称	方法	层级	试验件	套件	目的
TC-17	姿态机动时间分析	A, T	分系统	FS-1	TS-1	由动力学模型得到的姿态机动和稳定时间，并由平板星机动标定；飞轮能力、稳定、单飞轮失效情形
TC-18	母线调节检查	I, T	单元	FM-1, SN-3	TS-1	检查 PDU 调节试验记录，并检查负载阶跃时的母线电压和纹波；常通电源线
TC-19	电池阵展开试验	T	系统	FM-1, SN-3	TS-1	在常温下、振动前后于零重力工装上展开电池阵和 UHF 天线；展开状态、释放物体约束
TC-20	运行演练	D	任务	FS-1, FS-3, ground	TS-3	以经认证的团队、合作地面站和平板星运行 14 天；规划、通信弧段、无人值守过境、安全模式恢复、备份站点
TC-21	X 频段链路试验	T	系统	FM-1	TS-2	在加密开启时通过 RF 测试箱建立链路；速率、误帧率、天线增益、就绪时间
TC-22	航天器功能试验	T	系统	FM-1, SN-3	TS-1	每次环境试验前后进行完整功能试验，试验期间进行简化通电试验；无故障工作小时数
TC-23	EMC 试验	T	单元, 系统	EM, FM-1, SN-3	TS-1	按剪裁后的 MIL-STD-461G 进行单元试验；航天器自兼容性、UHF 接收机降敏、运载火箭频段发射、搭接电阻
TC-24	航天器热真空试验	T	系统	FM-1, SN-3	TS-1	烘烤除气，然后按准飞行件或验收量级进行热循环，并在每个温度平台进行功能试验
TC-25	单元验收与鉴定试验	T	单元	EM, FM-1, SN-3	TS-1	单元随机振动、热循环和老炼；单元称重、基准立方镜标定、见证样品；在工程样机上进行 S 频段发射机鉴定
TC-26	模式管理试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	每个模式转移及其条件、静默期、复位后的模式恢复、安全模式信标与退出
TC-27	天地链路协议试验	T	分系统	FS-1, FS-3, ground	TS-2	平板星与地面软件之间的遥测和遥控帧格式、编码、空闲帧、CFDP 传输与重传
TC-28	钝化与任务结束试验	T	单元, 分系统	EM, FS-1	TS-1	在鉴定用 PDU 上永久断开蓄电池，在平板星上进行发射机禁用和退役指令保护
TC-29	客户门户安全与可用性试验	T, D	任务	ground	TS-2	多因素登录、客户数据隔离以及 30 天的门户可用性监测
TC-30	载荷 MTF 与调焦试验	T	单元	EM, FM-1, SN-3	TS-1	在真空中用平行光管以斜刃靶标和条形靶标进行离焦扫描；MTF、波前、调焦、共准直、行频
TC-31	载荷辐射定标	T	单元	EM, FM-1, SN-3	TS-1	在多个辐亮度水平下使用积分球；信噪比、饱和、线性度、坏像元、定标系数
TC-32	载荷杂散光试验	T	单元	EM, FM-1	TS-1	在视场外扫描准直光源；鬼像检测；太阳规避角
TC-33	载荷热真空与视轴试验	T	单元	EM, FM-1, SN-3	TS-1	焦平面控制、响应监测、视轴漂移、去污保温；滤光片试样的太阳辐照
TC-34	反作用飞轮微振动与摩擦试验	T	单元	FM-1, SN-3	TS-1	每个飞行飞轮的不平衡力、力矩、低速摩擦和能力
TC-35	星敏感器夜空与模拟器试验	T	单元	EM, FM-1	TS-1	夜空精度，以及使用星场模拟器的速率能力；数据延迟

编号	名称	方法	层级	试验件	套件	目的
TC-36	ADCS 半物理仿真模式试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	平板星上的每种指向模式及模式切换：安全模式对日捕获、地影保持、飞轮失效、月球扫描、地面站跟踪
TC-37	磁偶极矩与磁强计标定试验	T	单元, 系统	FM-1, SN-3	TS-1	在磁场线圈设施中测量磁力矩棒偶极矩和磁强计响应；集成后航天器的剩余偶极矩
TC-38	PDU 保护与负载阶跃试验	T	单元	EM, FM-1, SN-3	TS-1	每路输出的负载阶跃、过流和短路；欠压门限；由电池阵供电重启
TC-39	蓄电池危险控制试验	T	单元	EM	TS-1	在鉴定用蓄电池组上逐一验证每项蓄电池危险控制；低温充电禁止、存储放电
TC-40	电源系统轨道仿真试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	使用太阳电池阵模拟器进行 50 个设计工况轨道；跟踪与转换效率、荷电状态、放电深度
TC-41	蓄电池电池片循环寿命试验	T	单元	EM	TS-1	飞行批次电池片以 30 % 放电深度循环至任务等效次数；容量衰减
TC-42	结构鉴定试验	T	系统	FM-1, SN-3	TS-1	三轴正弦扫描、正弦、随机和分离冲击；一阶模态及其偏移；试验前后的对准
TC-43	质量特性测量	T	系统	FM-1, SN-3	TS-1	每个飞行航天器的质量、质心和转动惯量
TC-44	展开机构热与冗余试验	T	分系统	FM-1	TS-1	低温和高温下的展开，每个电阻元件在最低电压下单独工作；力矩余量、几何、刚度
TC-45	禁止装置与分离开关试验	T, D	系统	FM-1, SN-3	TS-1	部署器适配检查工装：每个开关单独即可使发射机和熔断丝不带电；释放；静默期定时器；地面支持设备接口
TC-46	热平衡试验	T	系统	FM-1	TS-1	采用加热板的高温、低温和生存工况；用于模型相关的稳态温度；成像和过境瞬态
TC-47	加热器与恒温器功能试验	T, D	分系统	FM-1, SN-3	TS-1	常温和热真空下的加热器极性、电阻、恒温器设定点、冗余和软件控制
TC-48	探测器位移损伤试验	T	单元	EM	TS-1	对探测器样品进行质子辐照至任务注量；暗电流和响应变化
TC-50	振荡器漂移试验	T	单元	FM-1, SN-3	TS-1	在热真空中进行三天模拟轨道循环下的飞行振荡器漂移；时间校正与分发
TC-51	存储保持与耐久试验	T	单元	EM	TS-1	闪存样品辐照至任务剂量、循环并保持 20 天；误码率、耐久
TC-52	C&DH 故障注入试验	T	单元	FM-1, SN-3	TS-1	强制看门狗超时、双比特错误、对每个电源轨组模拟闩锁、分离定时器期间的供电中断
TC-53	故障管理试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	在每种模式下将每个故障监测量驱动超过其门限，包括 RF 和展开门控
TC-54	指令安全试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	无效鉴权、重放帧、未解锁的关键指令、加急发射机关闭、密钥存储
TC-55	软件更新与引导回退试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	映像上传、激活、表更新以及回退到受保护的引导映像
TC-56	指令、遥测与计划试验	T	分系统	FS-1, FS-3, ground	TS-1	含约束冲突和一次迟到更新的 72 h、2,000 条目计划；工程数据、事件日志、验证报告

编号	名称	方法	层级	试验件	套件	目的
TC-57	载荷数据通路试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	从条带接收到 CFDP 分发，跨多次过境，含丢帧和传输中途复位；下行优先级、存储器已满
TC-58	处理器与内存利用率试验	T	分系统	FS-1, FS-3	TS-1	最坏情况模式时间线下的处理器负载和内存使用；内核隔离
TC-59	RF 特性试验	T	单元	EM, FM-1, SN-3	TS-2	每台无线电设备在热真空中的频率、功率、频谱、稳定度、功耗和连续发射
TC-60	UHF 天线方向图与展开试验	T	单元	EM	TS-2	在微波暗室中于具有飞行代表性的结构上测量展开后 UHF 天线的方向图；展开与匹配
TC-61	X 频段加密试验	T	分系统	FM-1, ground	TS-2	使用运行中心解密软件进行帧加密、吞吐量和密钥处理
TC-62	地面站兼容性试验	T	任务	FM-1, SN-3, ground	TS-2	在每个合作地面站使用便携式 RF 测试设备，并使航天器向地面站天线辐射；G/T、EIRP、跟踪、解码链路
TC-63	图像处理链路试验	T, D	任务	ground	TS-2	先用模拟条带、再用在轨测试图像通过处理链路；延迟、容量、配准、定标趋势
TC-64	地面安全试验	T, D	任务	ground	TS-2	密钥保护、操作员登录、双人放行、存档访问
TC-65	压缩性能试验	T	单元	EM	TS-1	使用来自载荷工程样机的具有飞行代表性的条带进行压缩吞吐量和功耗试验
TC-66	操作员认证与异常演练	I, D	任务	ground	TS-3	认证记录以及对值班响应的不预先通知夜间演练
AN-01	质量预算分析	A	系统	—	TS-1 评审	按依据划分的质量与不确定余量；相对 12.0 kg 的余量
AN-02	功率与能量预算分析	A	系统	—	TS-1 评审	发电量、各模式负载、地影能量、放电深度、安全模式功率
AN-03	数据预算分析	A	系统	—	TS-2 评审	每日采集量、压缩后数据量、各服务方案的下行容量、存储天数
AN-04	链路预算分析	A	系统	—	TS-2 评审	预算仰角下的 S 频段、X 频段和 UHF 余量
AN-05	指向与姿态分析	A	分系统	—	TS-1 评审	指向误差预算、模式动力学仿真、动量、单飞轮失效、星敏感器规避
AN-06	结构分析	A	系统	—	TS-1 评审	与 TC-42 相关联的有限元模型；安全系数、准静态载荷、频率、热弹性对准
AN-07	热分析	A	系统	—	TS-1 评审	与 TC-46 相关联的设计工况热网络模型；余量、梯度、加热器功率
AN-08	辐射分析	A	系统	—	TS-1 评审	剂量深度、元器件剂量余量、位移损伤、单粒子事件率及减缓措施

编号	名称	方法	层级	试验件	套件	目的
AN-09	轨道寿命与空间碎片分析	A	任务	—	TS-3 评审	轨道衰减、任务后寿命、碎片撞击概率、再入伤亡风险
AN-10	故障模式与影响分析	A	系统	—	TS-1 评审	故障经接口的传播及遏制传播的保护措施
AN-11	覆盖与采集分析	A	任务	—	TS-3 评审	每圈条带数、每日采集数据量、每日下行通信弧段
AN-12	辐射测量性能分析	A	单元	—	TS-1 评审	基于 TC-31 数据的信噪比、绝对精度和稳定度预算
AN-13	几何精度分析	A	任务	—	TS-2 评审	地理定位、波段配准、轨道确定和高程模型的误差预算
AN-14	材料与污染分析	A	系统	—	TS-1 评审	排气、出气、原子氧和紫外对表面及光学器件的影响
AN-15	频谱与 EMC 分析	A	系统	—	TS-2 评审	功率通量密度、射频照射、系统内兼容性余量
AN-16	运行时间线分析	A	任务	—	TS-3 评审	对照通信弧段时间的规划周期、指令间隔和优先目标调度
AN-17	可用性分析	A	任务	—	TS-3 评审	成像和门户可用性、过境成功率、单站服务、人员配备
AN-18	软件资源与时序分析	A	分系统	—	TS-1 评审	可调度性、处理器余量、总线负载和任务间故障隔离
AN-19	电气设计分析	A	系统	—	TS-1 评审	电池阵故障遏制、接地、表面充电和放电路径
AN-20	有限寿命项分析	A	系统	—	TS-1 评审	飞轮、星敏感器、蓄电池和闪存的磨损失效；部署器存储放电
AN-21	视场与遮挡分析	A	系统	—	TS-1 评审	相机和星敏感器的无遮挡视场、太阳规避、各姿态剖面下的电池阵自遮挡
IN-01	设计检查	I	系统	FM-1, SN-3	TS-1 评审	对照包络、材料、布局和禁止装置设计检查已发布的图纸和接口控制图纸
IN-02	单元验收数据包审查	I	单元	FM-1, SN-3	TS-1 评审	各单元验收评审时的单元试验记录、质量、工艺质量、老炼日志和证书

编号	名称	方法	层级	试验件	套件	目的
IN-03	元器件、材料与工艺审查	I	单元	FM-1, SN-3	TS-1 评审	元器件清单、辐射数据、材料清单、出气和禁用材料记录
IN-04	洁净度检查	I	系统	FM-1, SN-3	TS-1 评审	光学器件和洁净室的洁净度、烘烤除气记录
IN-05	地面操作与存储记录检查	I	系统	FM-1, SN-3	TS-1 评审	存储和运输期间的温度、湿度、冲击记录仪和蓄电池荷电记录
IN-06	飞行软件发布评审	I	分系统	FS-1, FS-3	TS-1 评审	各次发布评审时的发布记录、试验覆盖、配置表、内存映射
IN-07	运行准备检查	I	任务	ground	TS-3 评审	运行准备评审时的程序、日志、存档、计划和记录
IN-08	安全审计	I	任务	FM-1, SN-3, ground	TS-2 评审	密钥管理记录、密钥轮换、审计日志、加密配置
IN-09	频谱授权审查	I	任务	ground	TS-2 评审	对照无线电设备配置检查频率指配和申报文件
IN-10	验证记录审核	I	系统	FM-1, SN-3	TS-1 评审	发运前评审时的程序、实际运行记录、定标、不符合项、预算和关闭状态
IN-11	接口记录检查	I	系统	FM-1, SN-3	TS-1 评审	对照接口表检查连接器、针脚定义、保险丝和电缆网记录
IN-12	在轨测试结果评审	I, D	任务	FM-1, SN-3, ground	TS-3 评审	对照地面结果在轨确认调焦、定标、指向和链路
VAL-01	客户预警试点	D	任务	FM-1, SN-3, ground	TS-3	客户农艺师自 C7 起并贯穿首个季节，对交付的产品运行作物胁迫预警；N1, N7
VAL-02	生长季重访仿真	A	任务	—	TS-3	结合规划、轨道和云量统计，对目标区域整个季节的任务请求进行仿真；N2
VAL-03	农艺师图件评审	D, I	任务	FM-1, SN-3, ground	TS-3	农艺师将植被图与田间观测结果比对；N3, N6

验证事件

22.5.1 分析

分析是动态更新的报告：每项分析在初步设计评审和关键设计评审时发布，并在发运前评审时以实测值替换估计值后关闭。关闭需求的分析应说明其输入、假设和不确定度，并在存在试验时使用与试验结果相关联（已修正）的模型（VER-017）。预算分析 AN-01 至 AN-05 即“预算与余量”中的各项预算；辐射分析 AN-08 采用“环境要求”中“辐射”部分的环境。

22.5.2 检查

检查依据需求审视试验件或其记录。设计检查 IN-01 检查已发布图纸和接口控制图纸；IN-02 检查单元验收数据包；IN-03 检查元器件、材料与工艺记录；IN-04 检查洁净度；IN-05 检查地面操作与存储记录；IN-06 检查飞行软件发布记录；IN-07 在运行准备评审时检查运行和地面记录；IN-08 检查安全与密钥管理；IN-09 检查频谱授权；IN-10 检查验证记录本身；IN-11 检查接口连接器和针脚定义记录；IN-12 检查在轨测试结果。

22.5.3 确认

确认考察系统是否满足需要，而不是是否满足由需要导出的需求。三个确认事件由影像客户参与，并依据“利益相关方与需要”中的 MOE 进行判定。

- **VAL-01 客户预警试点** 自在轨测试步骤 C7 开始：客户的农艺师通过门户向航天器提出任务请求，并对交付的产品运行其作物胁迫预警，先在 C7 的 5 天内进行，然后贯穿首个生长季。该事件依据 MOE-3 和 MOE-7 确认 N1 和 N7。
- **VAL-02 生长季重访仿真** 在关键设计评审之前，以及在获得实际飞行轨道后再次，利用规划系统、轨道、云量统计和运行日历，对客户目标区域整个生长季的任务请求进行仿真。该事件依据 MOE-2 和 MOE-4 确认 N2。
- **VAL-03 农艺师图件评审** 向田间农艺师提供由在轨测试和首个季节图像制作的植被图，并与田间观测结果并排比对，记录这些图件是否支持田块级决策。该事件依据 MOE-1 确认 N3 和 N6。

22.6 验证大纲需求

VER–006 飞行前验证 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–15.1, SR–15.2 · 适用: 全部

适用于某航天器的每项需求，应在该航天器发运前评审之前，由其在附录 A 中的事件关闭，或由经批准的豁免或偏离关闭。

理由： 发射后无法修复。发运时仍未关闭的需求，是在缺少矩阵本应提供的证据的情况下所接受的风险。

VER–007 事件前设定准则 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–15.1 · 适用: 全部

每项试验和演示应依据已发布的程序运行，该程序在事件开始前规定其关闭的需求、被测量以及每项量的通过/不通过准则。

理由： 看到数据后再选定的准则不构成证据。已发布的程序还使试验可在 SN 3 及后续型号上以相同方式重复。

VER-008 实际运行记录 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-15.1, SR-6.13 · 适用: 全部

每个事件记录应包含测量值、试验件的序列号和软件版本、所用试验设备及其校准状态、对程序的偏离，以及每项准则的通过/不通过结果。

理由： 记录必须表明哪些硬件和软件通过了试验，以便据此评判后续更改，并可追溯定标结果（SR-6.13）。

VER-009 经校准的试验设备 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-6.13, SR-1.9 · 适用: 全部

用于关闭需求的测量设备应依据可追溯的标准校准，处于校准周期内，且其不确定度不大于被验证容差的四分之一。

理由： 4:1 的比值使测量误差不致决定通过或不通过。这对 SR-1.9 的辐射定标尤为重要，因为该定标继承了积分球的不确定度。

VER-010 不符合项报告 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-15.1, SR-15.2 · 适用: 全部

事件期间出现的任何超出通过/不通过准则的结果、意外行为或对试验件的损坏，应在一个工作日内记录为不符合项报告，在该报告获得系统负责人和质量保证部门的处置意见之前，该试验件上的事件不得恢复。

理由： 在已损坏或行为异常的试验件上继续试验，可能使一次故障演变为多次故障并掩盖原因。处置意见（照原样使用、修理、返工、重试或报废）是决策点。

VER-011 无故障工作时间 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-15.7, SR-15.1 · 适用: 全部 · 待复核: TBR-75

每个飞行航天器在发运前的集成与试验期间应累计至少 200 h [TBR-75] 的通电工作时间，其中最后 50 h 无故障。

理由： 单元老炼（SR-15.7）筛除单元内的早期失效；系统小时数对电缆网、连接器及相互作用起同样作用。该值正对照 FM-1 试验活动的时长进行复核。

VER-012 更改后重新验证 · 验证方法: 检查, 试验 · 追溯: SR-15.1, SR-15.2 · 适用: 全部

对已验证的试验件进行硬件更改、返工、单元更换或连接器拔插后，应重复受该更改影响的事件，并在该试验件继续其试验活动之前运行完整功能试验（TC-22）。

理由： 更改后，某事件对被更改项的证据即告失效。影响评估指明需重复的事件；功能试验确认其他部分未受扰动。

VER-013 上传前软件回归 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-10.20, SR-10.21 · 适用: 全部

每个飞行软件版本和每次表加载，在地面或在轨加载到飞行航天器之前，应在该航天器变型的平板星（FS-1 或 FS-3）上通过完整的需求试验集。

理由： 平板星是缺陷版本唯一可以安全失效的地方。受保护的引导映像（SR-10.21）是恢复手段，不能替代试验。

VER-014 按飞行状态试验的例外 · 验证方法: 检查, 分析 · 追溯: SR-15.2, SR-11.4 · 适用: 全部

事件期间试验件的构型与飞行构型之间的每一项差异（地面支持连接、模拟源、移除或替换的单元、软件版本），应连同表明该差异不改变结果的分析一并列入事件记录。

理由： 地面试验总在某些方面与飞行不同。列出每项差异及其影响，才能使台架上的结果代表在轨结果。

VER-015 飞行硬件暴露限值 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR-13.2, SR-15.1 · 适用: 全部

飞行硬件不得暴露于高于准飞行件的量级或持续时间，不得进行破坏性试验或危险性试验；此类试验应仅在工程样机上进行。

理由： 蓄电池危险性、寿命和辐射试验会消耗或损坏试验件。使其远离飞行硬件，可保护飞行蓄电池免受滥用（SR-13.2），并避免其寿命耗费在地面上。

VER-016 分析模型相关性 · 验证方法: 分析, 检查 · 追溯: SR-9.1, SR-11.2, SR-2.1 · 适用: 全部

关闭需求的分析，在存在对该项的试验时，应使用与试验数据相关联（已修正）的模型，并说明所满足的相关性准则及剩余不确定度。

理由： 热、结构和姿态模型关闭的是无法在地面完整试验的需求（在轨热工况、发射载荷、0.1° 指向）。其结果的可信度仅取决于相关性。

VER-017 仿真器确认 · 验证方法: 试验, 检查 · 追溯: SR-2.1, SR-3.1, SR-10.22 · 适用: 全部

用于关闭需求的每个仿真器（平板星动力学仿真器、太阳电池阵模拟器、载荷和无线电设备仿真器），在使用前应对照工程样机或飞行单元数据进行确认，并将确认结果记入事件记录。

理由： 平板星试验关闭许多姿态、电源和软件需求。未经确认的仿真器可能使在真实单元上会失效的软件通过试验。

VER–018 在轨确认 · 验证方法: 检查, 演示 · 追溯: SR–6.14, SR–1.2, SR–5.3 · 适用: 全部

其地面验证依赖预测轨道条件的需求（调焦、辐射定标、地理定位、指向、链路余量），应在在轨测试中予以确认，结果记入在轨测试报告并与地面结果比较。

理由： 地面关闭这些需求，但比较结果表明地面方法能否用于后续航天器，并为 N6 的定标基线提供输入。

VER–019 验证状态报告 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–15.1 · 适用: 全部

系统负责人应在每次里程碑评审时、并在集成与试验期间至少每月，报告附录 A 中每项需求的关闭状态，连同未关闭的不符合项、豁免和偏离。

理由： 矩阵是本项目衡量就绪程度的尺度。定期报告可在验证活动进度滞后到发运前评审之前就将其显现出来。

VER–020 确认先于任务成功声明 · 验证方法: 检查 · 追溯: SR–6.12, SR–15.3 · 适用: 全部

仅在确认事件 VAL-01 和 VAL-03 就相关季节完成且其报告被影像客户接受之后，方可声明完全任务成功或最低任务成功。

理由：“利益相关方与需要”中的成功准则关乎客户对产品的使用。只有确认事件才能表明这种使用；仅有需求关闭并不足够。

附录 A　验证交叉对照矩阵

本附录由本规范的需求条目生成。验证方法：试验、分析、检查、演示（主要方法列在最前）。验证事件列出验证章节中关闭各条需求的试验用例和分析。

工作模式

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
SR-10.1	工作模式集	检查, 试验	全部	TC-26, IN-06
SR-10.2	允许的模式转移	试验, 检查	全部	TC-26, IN-06
SR-10.3	分离后静默期	试验	全部	TC-26, TC-45
SR-10.4	分离时间保持	试验	全部	TC-52
SR-10.5	消旋退出条件	试验, 演示	全部	TC-05, TC-26
SR-10.6	载荷发射机的模式限制	试验	全部	TC-53
SR-10.7	复位后的模式恢复	试验	全部	TC-26
SR-10.8	链路故障响应	试验	全部	TC-53
SR-10.9	看门狗复位触发安全模式	试验	全部	TC-52, TC-53
SR-10.10	蓄电池温度触发安全模式	试验	全部	TC-53
SR-10.11	姿态误差触发安全模式	试验, 分析	全部	TC-53, TC-04, TC-17
SR-10.12	指令丢失触发安全模式	试验	全部	TC-53
SR-10.13	安全模式负载集	试验, 检查	全部	TC-09, IN-06
SR-10.14	安全模式太阳捕获	试验, 分析	全部	TC-36, AN-05
SR-10.15	安全模式健康信标	试验	全部	TC-26
SR-10.16	经地面指令退出安全模式	试验	全部	TC-26
SR-10.17	动量卸载的排除	试验	全部	TC-36
SR-10.18	模式状态遥测	试验	全部	TC-56
SR-10.19	退役指令保护	试验	全部	TC-28, TC-54

验证矩阵：工作模式

系统需求

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
SR-1.2	地面采样距离	试验	全部	TC-01, IN-12
SR-1.3	幅宽	试验	全部	TC-02
SR-1.4	光谱波段	试验	全部	TC-03

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
SR-1.5	日采集数据量	分析	全部	AN-11
SR-1.6	重访时间	分析	全部	TC-13, VAL-02
SR-1.6.1	星下点轨迹重复	分析	全部	TC-13
SR-1.6.2	侧摆成像	试验	全部	TC-14
SR-1.7	任务寿命	分析	全部	TC-16, AN-09
SR-1.8	信噪比	试验, 分析	全部	TC-31, AN-12
SR-1.9	绝对辐射精度	分析, 试验	全部	AN-12, TC-31
SR-1.10	辐射稳定性	分析	全部	AN-12
SR-1.11	波段间配准	试验, 分析	全部	TC-30, AN-13
SR-1.12	产品地理定位精度	分析, 演示	全部	AN-13, TC-63
SR-1.13	每圈成像条带数	分析, 试验	全部	AN-11, TC-57
SR-1.14	月球定标成像	演示, 分析	全部	TC-20, TC-36, AN-05
SR-1.15	饱和辐亮度	试验	全部	TC-31
SR-2.1	指向精度	试验, 分析	全部	TC-04, AN-05
SR-2.2	指向稳定度	试验	全部	TC-04, TC-34
SR-2.3	消旋	试验, 分析	全部	TC-05
SR-2.4	目标姿态机动	分析	全部	TC-17
SR-2.5	安全模式恢复	演示, 试验	全部	TC-20, TC-36
SR-2.6	姿态测量精度	分析, 试验	全部	AN-05, TC-35
SR-2.7	安全模式对日定向	试验	全部	TC-36
SR-2.8	飞轮动量管理	分析, 试验	全部	AN-05, TC-36
SR-2.9	单飞轮失效容错	分析, 试验	全部	AN-05, TC-36
SR-2.10	地面站指向	试验, 分析	全部	TC-36, AN-05
SR-3.1	轨道平均功率	试验, 分析	全部	TC-06, AN-02
SR-3.2	蓄电池容量	试验	全部	TC-07
SR-3.3	放电深度	试验, 分析	全部	TC-40, AN-02
SR-3.4	母线调节	检查, 试验	全部	TC-18, IN-02
SR-3.5	蓄电池最低温度	分析, 试验	全部	AN-07, TC-47
SR-3.6	阵列展开	试验	全部	TC-19
SR-3.7	低温充电禁止	试验	全部	TC-39
SR-3.8	输出故障隔离	试验	全部	TC-38
SR-3.9	功率分配	分析	全部	AN-02
SR-3.10	安全模式功率	分析	全部	AN-02
SR-3.11	硬件欠压切断	试验	全部	TC-38
SR-3.12	自主电源重启	试验	全部	TC-38
SR-4.1	星上存储	试验	全部	TC-08
SR-4.2	指令执行	试验	全部	TC-56, TC-27

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
SR-4.3	故障检测	试验	全部	TC-09, TC-53
SR-4.4	下行加密	检查, 试验	Flight	TC-61, IN-08
SR-4.5	图像压缩	试验	全部	TC-65
SR-4.6	压缩吞吐量	试验	全部	TC-65
SR-4.7	星上时间精度	试验	全部	TC-50
SR-4.8	存储指令容量	试验	全部	TC-56
SR-4.9	存储数据完整性	分析, 试验	全部	AN-08, TC-51
SR-5.1	S 频段下行速率	试验	Lite	TC-10
SR-5.2	UHF 指令上行	试验	全部	TC-11
SR-5.3	下行链路余量	分析, 试验	Lite	AN-04, TC-10, TC-21
SR-5.4	日数据量	演示, 分析	Flight	TC-12, AN-03
SR-5.4.1	日数据量，EO-1 Lite	演示, 分析	Lite	TC-12, AN-03
SR-5.5	X 频段下行速率	试验	Flight	TC-21
SR-5.6	X 频段链路余量	分析, 试验	Flight	AN-04, TC-21
SR-5.7	UHF 上行余量	分析, 试验	全部	AN-04, TC-11
SR-5.8	UHF 遥测下行余量	分析, 试验	全部	AN-04, TC-59
SR-5.9	下行信道编码	试验	全部	TC-27, TC-62
SR-5.10	频谱授权	试验, 检查	全部	TC-59, IN-09
SR-5.11	发射机关闭	试验	全部	TC-54, TC-26
SR-6.1	通信弧段调度	演示	全部	TC-20
SR-6.2	图像交付	演示	全部	TC-12, VAL-01
SR-6.3	遥测归档	检查	全部	IN-07
SR-6.4	操作员规划时间	演示	全部	TC-20
SR-6.5	规划周期时间	分析	全部	AN-16
SR-6.6	任务安排提前量	演示	全部	TC-20
SR-6.7	每日下行通信弧段	分析, 演示	全部	AN-11, TC-20
SR-6.8	定轨	分析, 演示	全部	AN-13, TC-20
SR-6.9	超限通知	演示	全部	TC-20
SR-6.10	无人值守通信弧段	演示	全部	TC-20
SR-6.11	运行人员配置	演示, 分析	全部	TC-20, AN-17
SR-6.12	植被指数产品	演示	全部	VAL-03, TC-63
SR-6.13	定标可追溯性	检查, 演示	全部	IN-07, TC-63
SR-6.14	在轨测试时长	演示	全部	TC-20, IN-12
SR-8.1	收拢包络	检查	全部	IN-01
SR-8.2	发射质量	试验, 分析	全部	TC-43, AN-01
SR-8.3	质心	试验	全部	TC-43
SR-8.4	质量余量	分析	全部	AN-01

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
SR-8.5	收拢状态固有频率	试验, 分析	全部	TC-42, AN-06
SR-8.6	展开延迟	试验	全部	TC-45
SR-8.7	冗余释放	试验	全部	TC-44
SR-8.8	展开状态固有频率	试验, 分析	全部	TC-44, AN-06
SR-8.9	相机与星敏感器对准	分析, 试验	全部	AN-06, TC-42, TC-25
SR-9.1	单机温度余量	分析, 试验	全部	AN-07, TC-46
SR-9.2	焦平面温度	试验	全部	TC-33, TC-46
SR-9.3	望远镜热梯度	分析, 试验	全部	AN-07, TC-46
SR-9.4	蓄电池最高温度	分析, 试验	全部	AN-07, TC-46
SR-9.5	恒温器式生存加热器	试验, 检查	全部	TC-47, IN-01
SR-9.6	安全模式热生存	分析	全部	AN-07
SR-10.20	软件映像激活	试验	全部	TC-55
SR-10.21	受保护的引导映像	试验	全部	TC-55
SR-10.22	计划约束检查	试验	全部	TC-56
SR-10.23	下行优先级	试验	全部	TC-57
SR-10.24	事件日志	试验	全部	TC-56
SR-10.25	指令校验	试验	全部	TC-54, TC-27
SR-10.26	处理器利用率	试验, 分析	全部	TC-58, AN-18
SR-10.27	内存利用率	检查, 试验	全部	IN-06, TC-58
SR-10.28	地面确认后删除	试验	全部	TC-57
SR-11.1	随机振动	试验	全部	TC-42
SR-11.2	准静态载荷	分析, 试验	全部	AN-06, TC-42
SR-11.3	分离冲击	试验, 分析	全部	TC-42, AN-06
SR-11.4	热真空工作	试验	全部	TC-24
SR-11.5	总电离剂量	分析, 试验	全部	AN-08, TC-51, TC-48
SR-11.6	单粒子事件恢复	试验, 分析	全部	TC-52, AN-08
SR-11.7	出气	检查	全部	IN-03
SR-11.8	EMC 自兼容性	试验, 分析	全部	TC-23, AN-15
SR-11.9	射频发射延迟	试验	全部	TC-45
SR-11.10	部署器内贮存时长	试验, 分析	全部	TC-39, AN-20
SR-12.1	遥测帧格式	试验	全部	TC-27
SR-12.2	遥控帧格式	试验	全部	TC-27
SR-12.3	文件传输协议	试验	全部	TC-27, TC-57
SR-12.4	地面站至 MOC 的传输	演示	全部	TC-12
SR-12.5	产品格式	检查, 演示	全部	IN-07, TC-12
SR-12.6	机器任务接口	演示	全部	TC-12

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
SR-12.7	无部署器电气接口	检查	全部	IN-01
SR-13.1	发射禁止装置	检查, 试验	全部	IN-01, TC-45
SR-13.2	蓄电池危险控制	试验, 检查	全部	TC-39, IN-01
SR-13.3	地面发射机使能	试验	全部	TC-45
SR-13.4	任务后轨道寿命	分析	全部	AN-09
SR-13.5	蓄电池钝化	试验	全部	TC-28
SR-13.6	任务结束射频静默	试验	全部	TC-28
SR-13.7	不释放物体	检查, 试验	全部	IN-01, TC-19
SR-13.8	再入伤亡风险	分析	全部	AN-09
SR-13.9	无压力容器和火工品	检查	全部	IN-01
SR-14.1	遥控鉴权	试验	全部	TC-54
SR-14.2	重放防护	试验	全部	TC-54
SR-14.3	星上密钥库	试验	全部	TC-54
SR-14.4	密钥轮换	演示, 检查	全部	TC-20, IN-08
SR-14.5	地面传输加密	检查, 试验	全部	IN-08, TC-64
SR-14.6	客户多因素登录	试验	全部	TC-29
SR-14.7	客户数据隔离	试验	全部	TC-29
SR-14.8	安全审计日志	检查, 演示	全部	IN-08, TC-64
SR-14.9	关键指令解保险	试验	全部	TC-54
SR-15.1	任务可靠度	分析	全部	TC-16
SR-15.2	故障传播	分析	全部	AN-10
SR-15.3	成像可用性	分析, 演示	全部	AN-17, TC-20
SR-15.4	门户可用性	分析, 演示	全部	AN-17, TC-29
SR-15.5	禁用材料	检查	全部	IN-03
SR-15.6	光学件洁净度	检查	全部	IN-04
SR-15.7	单机老炼	试验, 检查	全部	TC-25, IN-02
SR-15.8	寿命末期蓄电池容量	分析, 试验	全部	AN-20, TC-41
SR-15.9	有限寿命项	分析	全部	AN-20

验证矩阵：系统需求

载荷相机规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
PAY-001	口径与焦距	检查, 试验	全部	IN-01, TC-30
PAY-002	探测器规格	检查, 试验	全部	IN-02, TC-02
PAY-003	实验室调制传递函数	试验	全部	TC-30
PAY-004	望远镜波前误差	试验, 分析	全部	TC-30, AN-12
PAY-005	在轨调焦	分析, 试验	全部	AN-12, TC-30, IN-12

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
PAY-006	谱段共准直	试验	全部	TC-30
PAY-007	谱段边界	试验	全部	TC-03
PAY-008	带外响应	试验	全部	TC-03
PAY-009	信噪比	试验, 分析	全部	TC-31, AN-12, IN-12
PAY-010	饱和余量	试验	全部	TC-31
PAY-011	谱段设置	试验	全部	TC-31
PAY-012	辐射线性度	试验	全部	TC-31
PAY-013	缺陷像元	试验	全部	TC-31
PAY-014	暗参考	检查, 试验	全部	IN-02, TC-31
PAY-015	相对响应监视器	试验, 演示	全部	TC-33, TC-20
PAY-016	发射前辐射定标	试验	全部	TC-31
PAY-017	焦平面温度获知	试验	全部	TC-33
PAY-018	杂散光	试验, 分析	全部	TC-32, AN-21
PAY-019	太阳照射耐受	分析, 试验	全部	AN-07, TC-33
PAY-020	交付时光学清洁度	检查	全部	IN-04
PAY-021	去污耐受	试验	全部	TC-33
PAY-022	对准基准	试验	全部	TC-25
PAY-023	视线稳定性	分析, 试验	全部	AN-06, TC-33
PAY-024	图像缓冲器	试验	全部	TC-57, TC-15
PAY-025	图像数据输出	试验	全部	TC-57, TC-15
PAY-026	行时间标记	试验	全部	TC-57, TC-15
PAY-027	行频控制	试验	全部	TC-30
PAY-028	载荷功率	试验	全部	TC-15
PAY-029	载荷质量	试验	全部	TC-25
PAY-030	闩锁保护	试验	全部	TC-15, TC-52

验证矩阵：载荷相机规范

ADCS 规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
ADCS-001	控制误差	分析, 试验	全部	TC-04, AN-05
ADCS-002	姿态估计误差	分析, 试验	全部	TC-04, AN-05
ADCS-003	星敏感器精度	试验	全部	TC-35
ADCS-004	星敏感器角速度能力	试验	全部	TC-35
ADCS-005	星敏感器视场净空	分析	全部	AN-21, AN-05
ADCS-006	获取图像期间的角速度稳定性	试验, 分析	全部	TC-04, AN-05
ADCS-007	飞轮零转速规避	试验	全部	TC-04, TC-34

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
ADCS-008	飞轮容量	试验	全部	TC-34, TC-17
ADCS-009	飞轮不平衡	试验	全部	TC-34
ADCS-010	机动稳定	试验, 分析	全部	TC-17, TC-36
ADCS-011	一个飞轮失效时的机动	分析, 试验	全部	TC-17, TC-36
ADCS-012	飞轮失效重构	试验	全部	TC-36
ADCS-013	磁偶极矩	试验	全部	TC-37, TC-05
ADCS-014	侧摆范围	试验, 分析	全部	TC-36, AN-05
ADCS-015	偏航导引	试验, 分析	全部	TC-04, TC-36, AN-05
ADCS-016	星载轨道外推	分析, 试验	全部	AN-05, TC-36
ADCS-017	辅助姿态数据	试验	全部	TC-36
ADCS-018	月球定标扫描	试验	全部	TC-36
ADCS-019	分离后执行机构使能	试验	全部	TC-36
ADCS-020	角速度阻尼的独立性	试验, 分析	全部	TC-37, TC-05
ADCS-021	角速度测量范围	试验	全部	TC-05
ADCS-022	粗太阳敏感	试验, 分析	全部	TC-36, AN-05
ADCS-023	安全模式太阳捕获	试验, 分析	全部	TC-36, AN-05
ADCS-024	地影姿态保持	试验, 分析	全部	TC-36, AN-05
ADCS-025	指向模式自主保持	试验	全部	TC-36
ADCS-026	地面站跟踪误差	试验, 分析	全部	TC-36, AN-05
ADCS-027	ADCS 功率	试验	全部	TC-36
ADCS-028	ADCS 质量	试验	全部	TC-43, TC-25
ADCS-029	飞轮与星敏感器寿命	分析, 试验	全部	AN-20, TC-34

验证矩阵：ADCS 规范

EPS 规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
EPS-001	太阳电池效率	试验	全部	TC-06
EPS-002	电池阵电池面积	检查	全部	IN-01, TC-06
EPS-003	电池板峰值功率	试验	全部	TC-06
EPS-004	峰值功率跟踪效率	试验	全部	TC-40
EPS-005	电池阵故障遏制	分析, 试验	全部	AN-19, TC-38
EPS-006	蓄电池容量	试验	全部	TC-07
EPS-007	充电终止电压	试验	全部	TC-41
EPS-008	充电电流限值	试验	全部	TC-39
EPS-009	电池循环寿命	试验, 分析	全部	TC-41, AN-20
EPS-010	荷电状态估算	试验	全部	TC-40

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
EPS-011	硬件低温充电禁止	试验	全部	TC-39
EPS-012	蓄电池危险源控制措施	试验, 检查	全部	TC-39, IN-01
EPS-013	存储耗电	试验	全部	TC-39
EPS-014	母线稳压范围	试验	全部	TC-18, TC-38
EPS-015	常通电源线	试验, 检查	全部	TC-18, IN-01
EPS-016	开关输出集	试验, 检查	全部	TC-38, IN-01
EPS-017	变换效率	试验	全部	TC-40
EPS-018	单点接地	检查, 试验	全部	IN-01, TC-23
EPS-019	输出限流	试验	全部	TC-38
EPS-020	闩锁恢复	试验	全部	TC-38
EPS-021	硬件欠压断开	试验	全部	TC-38
EPS-022	自主重启	试验	全部	TC-38
EPS-023	发射禁止链	检查, 试验	全部	IN-01, TC-45
EPS-024	硬件静默期定时器	试验	全部	TC-45
EPS-025	永久断开充电通路	试验	全部	TC-28
EPS-026	电源遥测	试验	全部	TC-38
EPS-027	EPS 质量	试验	全部	TC-25
EPS-028	蓄电池组质量	试验	全部	TC-07

验证矩阵：EPS 规范

结构与机构规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
STR-001	收拢包络尺寸	检查	全部	IN-01
STR-002	导轨接口	检查	全部	IN-01
STR-003	突出部分	检查	全部	IN-01
STR-004	收拢状态频率设计余量	分析, 试验	全部	AN-06, TC-42
STR-005	粘接与复合材料接头强度	分析, 试验	全部	AN-06, TC-42
STR-006	质量特性测定	试验	全部	TC-43
STR-007	主结构质量	试验	全部	TC-43
STR-008	展开机构质量	试验	全部	TC-43
STR-009	结构材料	检查	全部	IN-03
STR-010	紧固件防松	检查	全部	IN-02
STR-011	光学平台稳定性	分析, 试验	全部	AN-06, TC-42, TC-24
STR-012	搭接设计	检查	全部	IN-01
STR-013	排气方向	检查, 分析	全部	IN-01, AN-14
STR-014	压紧装置释放	试验	全部	TC-44, TC-19
STR-015	收拢约束	试验, 分析	全部	TC-42, AN-06

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
STR-016	被俘获的释放绳	检查, 试验	全部	IN-01, TC-44
STR-017	展开力矩余量	试验, 分析	全部	TC-44, AN-06
STR-018	展开几何	试验, 检查	全部	TC-44, TC-19, IN-01
STR-019	展开刚度	试验, 分析	全部	TC-44, AN-06
STR-020	展开状态检测	试验	全部	TC-44, TC-19
STR-021	分离开关	试验, 检查	全部	TC-45, IN-01
STR-022	飞行前拔除开关	试验, 检查	全部	TC-45, IN-01
STR-023	地面操作约束	检查, 试验	全部	IN-01, TC-19
STR-024	地面保障检修口	检查	全部	IN-01

验证矩阵：结构与机构规范

热控规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
THM-001	工作温度限值	分析, 试验	全部	AN-07, TC-46
THM-002	非工作温度限值	分析	全部	AN-07, TC-46
THM-003	热模型分辨率	检查	全部	IN-01
THM-004	焦平面温度控制	试验, 分析	全部	TC-46, AN-07
THM-005	条带期间的焦平面稳定性	试验	全部	TC-46
THM-006	望远镜温度与梯度	分析, 试验	全部	AN-07, TC-46
THM-007	光学平台温度	分析, 试验	全部	AN-07, TC-46
THM-008	蓄电池加热器设定点	试验	全部	TC-47
THM-009	蓄电池温度均匀性	试验, 分析	全部	TC-46, TC-07, AN-07
THM-010	蓄电池最高温度	分析, 试验	全部	AN-07, TC-46
THM-011	生存加热器恒温器	试验, 检查	全部	TC-47, IN-01
THM-012	加热器功率	分析, 试验	全部	AN-07, TC-47
THM-013	X 频段数传机过境温度	分析, 试验	Flight	AN-07, TC-46
THM-014	S 频段发射机过境温度	分析, 试验	Lite	AN-07, TC-46
THM-015	除污加热	试验, 演示	全部	TC-47, TC-33
THM-016	温度遥测	检查, 试验	全部	IN-02, TC-22
THM-017	散热器表面特性	试验, 检查	全部	TC-25, IN-03

验证矩阵：热控规范

星务（指令与数据处理）分系统规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
CDH-001	数据存储器	检查, 试验	全部	IN-02, TC-08
CDH-002	软件映像槽	检查, 试验	全部	IN-02, TC-55
CDH-003	数据存储器刷新	试验, 分析	全部	TC-52, AN-08

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
CDH-004	硬件看门狗	试验	全部	TC-52
CDH-005	复位记录	试验	全部	TC-52
CDH-006	启动时间	试验	全部	TC-52
CDH-007	非易失状态存储器	检查, 试验	全部	IN-02, TC-52
CDH-008	闩锁防护	试验	全部	TC-52
CDH-009	抗辐射能力	分析, 试验	全部	AN-08, TC-52
CDH-010	振荡器残余漂移	试验, 分析	全部	TC-50, AN-18
CDH-011	时间修正分辨力	试验	全部	TC-50
CDH-012	时间分发	试验	全部	TC-50
CDH-013	分离定时器	试验	全部	TC-52
CDH-014	密钥库	试验, 检查	全部	TC-54, IN-08
CDH-015	压缩引擎吞吐量	试验	全部	TC-65
CDH-016	载荷存储容量	试验, 分析	全部	TC-08, AN-03
CDH-017	存储纠错	分析, 试验	全部	AN-08, TC-08, TC-51
CDH-018	存储刷新	试验	全部	TC-08, TC-51
CDH-019	存储写入速率	试验	全部	TC-08
CDH-020	存储读取速率	试验	全部	TC-08
CDH-021	存储写入耐久性	分析, 试验	全部	AN-20, TC-51
CDH-022	存储体隔离	试验, 分析	全部	TC-08, AN-10
CDH-023	平均功率	试验	全部	TC-15, TC-65
CDH-024	峰值功率	试验	全部	TC-15, TC-65
CDH-025	C&DH 质量	检查	全部	IN-02

验证矩阵：星务（指令与数据处理）分系统规范

飞行软件规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
FSW-001	故障监测速率	试验, 检查	全部	TC-53, IN-06
FSW-002	故障管理隔离	试验, 分析	全部	TC-53, TC-58, AN-18
FSW-003	看门狗喂狗条件	试验	全部	TC-53
FSW-004	成组减载	试验	全部	TC-09, TC-53
FSW-005	处理前认证	试验	全部	TC-54
FSW-006	防重放计数器保持	试验	全部	TC-54
FSW-007	指令验证报告	试验	全部	TC-56
FSW-008	发射机关闭优先	试验	全部	TC-54
FSW-009	关键指令表	试验, 检查	全部	TC-54, IN-06
FSW-010	计划时序	试验	全部	TC-56
FSW-011	已存储序列	试验	全部	TC-56

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
FSW-012	计划加载完整性	试验	全部	TC-56
FSW-013	通信弧段窗口排除	试验	全部	TC-56
FSW-014	计划编辑	试验	全部	TC-56
FSW-015	执行报告	试验	全部	TC-56
FSW-016	健康数据采集	试验	全部	TC-56
FSW-017	已存储健康数据	试验	全部	TC-56
FSW-018	虚拟信道分配	试验, 检查	全部	TC-57, IN-06
FSW-019	时间关联包	试验	全部	TC-56
FSW-020	条带辅助数据	试验	全部	TC-57
FSW-021	压缩分段	试验	全部	TC-57, TC-65
FSW-022	原始校准模式	试验	全部	TC-57
FSW-023	下行队列顺序	试验	全部	TC-57
FSW-024	存储已满防护	试验	全部	TC-57
FSW-025	文件传送保持	试验	全部	TC-57, TC-55
FSW-026	下行帧供给	试验	全部	TC-57
FSW-027	软件映像上传	试验	全部	TC-55
FSW-028	无复位表更新	试验	全部	TC-55
FSW-029	低能量成像禁止	试验, 分析	全部	TC-53, AN-02
FSW-030	射频禁止门	试验	全部	TC-53
FSW-031	展开重试	试验	全部	TC-53, TC-19
FSW-032	ADCS 单机恢复	试验	全部	TC-53
FSW-033	发布时的处理器余量	试验, 分析	全部	TC-58, AN-18
FSW-034	1 级应用试验覆盖	检查	全部	IN-06

验证矩阵：飞行软件规范

通信分系统规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
COM-001	UHF 接收机灵敏度	试验	全部	TC-59, TC-11
COM-002	UHF 发射功率	试验	全部	TC-59
COM-003	UHF 收发机功耗	试验	全部	TC-59
COM-004	UHF 接收机始终可用	试验, 检查	全部	TC-59, IN-01
COM-005	UHF 转换时间	试验	全部	TC-59
COM-006	UHF 发射频率稳定度	试验	全部	TC-59
COM-007	UHF 天线覆盖	试验, 分析	全部	TC-60, AN-04
COM-008	UHF 天线展开	试验	全部	TC-60
COM-009	UHF 天线展开指示	试验	全部	TC-60
COM-010	UHF 天线匹配	试验	全部	TC-60

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
COM-011	UHF 释放碎片约束	检查, 试验	全部	IN-01, TC-60
COM-012	S 频段发射机功耗	试验	Lite	TC-59
COM-013	S 频段天线增益	试验	Lite	TC-10
COM-014	S 频段频率稳定度	试验	Lite	TC-59
COM-015	S 频段功率通量密度	分析	Lite	AN-15
COM-016	X 频段数传机功耗	试验	Flight	TC-59
COM-017	X 频段天线增益	试验	Flight	TC-21
COM-018	X 频段频率稳定度	试验	Flight	TC-59
COM-019	X 频段加密吞吐量	试验	Flight	TC-61
COM-020	X 频段密钥保护	试验, 检查	Flight	TC-61, IN-08
COM-021	下行实现损耗	试验	全部	TC-59, TC-62
COM-022	连续发射时间	试验	全部	TC-59
COM-023	发射机就绪时间	试验	全部	TC-59, TC-10, TC-21
COM-024	振荡器短期稳定度	试验	全部	TC-59
COM-025	杂散发射	试验	全部	TC-59
COM-026	UHF 接收机减敏	试验	全部	TC-23
COM-027	发射机永久禁用	试验, 检查	全部	TC-28, IN-02
COM-028	射频暴露	分析	全部	AN-15
COM-029	通信分系统质量	检查	全部	IN-02

验证矩阵：通信分系统规范

地面段规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
GND-001	S 频段接收 G/T	试验	Lite	TC-62
GND-002	X 频段接收 G/T	试验	Flight	TC-62
GND-003	UHF 上行 EIRP	试验	全部	TC-62
GND-004	UHF 接收 G/T	试验	全部	TC-62
GND-005	天线跟踪误差	试验	全部	TC-62
GND-006	三站服务	检查, 演示	Flight	IN-07, TC-12
GND-007	单站服务	演示, 分析	Lite	TC-12, AN-17
GND-008	过境成功率	分析, 演示	全部	AN-17, TC-12
GND-009	无人值守过境执行	演示	全部	TC-12, TC-20
GND-010	地面链路确认	试验	全部	TC-62
GND-011	过境内重传	试验	全部	TC-27, TC-62
GND-012	过境记录保留	检查, 演示	全部	IN-07, TC-12
GND-013	地面站时间基准	试验	全部	TC-62
GND-014	规划约束模型	试验, 检查	全部	TC-56, IN-07

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
GND-015	候选计划生成	演示	全部	TC-20, TC-56
GND-016	过境预报精度	分析, 演示	全部	AN-13, TC-56, TC-20
GND-017	每日轨道解	演示	全部	TC-20, TC-56
GND-018	限值检查时延	演示	全部	TC-20
GND-019	优先产品时延	演示	全部	TC-63
GND-020	处理能力	试验, 演示	全部	TC-63, TC-12
GND-021	高程模型精度	检查, 分析	全部	IN-07, AN-13
GND-022	参考影像配准	试验, 分析	全部	TC-63, AN-13
GND-023	定标趋势分析	演示, 分析	全部	TC-63, AN-12
GND-024	再处理	演示	全部	TC-63
GND-025	归档保留	检查, 演示	全部	IN-07, TC-20
GND-026	密钥保护	检查, 试验	全部	IN-08, TC-64
GND-027	关键指令双人放行	演示	全部	TC-64
GND-028	操作员登录	试验	全部	TC-64
GND-029	备份运行站点	演示	全部	TC-20, IN-07

验证矩阵：地面段规范

任务运行规范

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
OPS-001	班次人员配置	演示	全部	TC-20
OPS-002	值守响应	演示	全部	TC-66
OPS-003	指令间隔	分析, 演示	全部	AN-16, TC-20
OPS-004	备份上行通信弧段	演示	全部	TC-20
OPS-005	优先目标调度	演示, 分析	全部	TC-20, VAL-01, AN-16
OPS-006	计划周期报告	演示	全部	TC-20, VAL-01
OPS-007	依据批准的规程发令	检查, 演示	全部	IN-07, TC-20
OPS-008	规程验证	检查	全部	IN-07
OPS-009	已知原因的安全模式恢复	演示	全部	TC-20, TC-66
OPS-010	异常报告	检查	全部	IN-07
OPS-011	操作员认证	检查	全部	TC-66, IN-07
OPS-012	复训认证	检查	全部	TC-66, IN-07
OPS-013	每日时间校正	演示	全部	TC-20
OPS-014	存储积压处置	演示	全部	TC-20
OPS-015	干扰响应	演示	全部	TC-20
OPS-016	月球定标调度	演示	全部	TC-20
OPS-017	班次交接日志	检查	全部	IN-07

验证矩阵：任务运行规范

接口需求

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
ICD-001	开关负载线额定值	试验	全部	TC-15, TC-38
ICD-002	开关输出过流跳闸	试验	全部	TC-38
ICD-003	负载浪涌电流	试验	全部	TC-15
ICD-004	C&DH 供电线额定值	试验	全部	TC-15
ICD-005	C&DH 供电线不可指令	检查, 试验	全部	IN-11, TC-38
ICD-006	C&DH 供电线闩锁恢复	试验	全部	TC-38, TC-52
ICD-007	无线电设备供电线额定值	试验, 分析	全部	TC-15, AN-02
ICD-008	X 频段过境期间的 UHF 发射互锁	试验	Flight	TC-15, TC-21
ICD-009	太阳电池阵输入范围	试验	全部	TC-40
ICD-010	蓄电池线路压降	试验	全部	TC-15
ICD-011	蓄电池线路熔断器	检查, 试验	全部	IN-11, TC-39
ICD-012	稳压母线纹波	试验	全部	TC-18, TC-23
ICD-013	载荷数据吞吐量	试验	全部	TC-57, TC-15
ICD-014	拍摄时间同步	试验	全部	TC-15, TC-50
ICD-015	ADCS 总线遥测速率	试验	全部	TC-15, TC-36
ICD-016	安全模式指令响应	试验	全部	TC-09
ICD-017	ADCS 数据总线负载	试验, 分析	全部	TC-36, AN-18
ICD-018	指令帧转发	试验	全部	TC-27
ICD-019	发射机两步使能	试验	全部	TC-45, TC-54
ICD-020	下行帧格式	试验	全部	TC-27
ICD-021	空闲帧插入	试验	全部	TC-27
ICD-022	S 频段数据接口	试验	Lite	TC-15, TC-10
ICD-023	X 频段数据接口	试验, 检查	Flight	TC-15, TC-21, IN-11
ICD-024	电源遥测更新	试验	全部	TC-40
ICD-025	电源遥测总线容错	试验	全部	TC-53
ICD-026	星敏感器数据延迟	试验	全部	TC-35, TC-36
ICD-027	飞轮供电隔离	试验	全部	TC-36
ICD-028	磁力矩棒磁矩与消隐	试验	全部	TC-37
ICD-029	展开开关状态	试验	全部	TC-19, TC-44
ICD-030	UHF 信道	试验	全部	TC-59, TC-11
ICD-031	UHF 接收机多普勒容限	试验	全部	TC-59
ICD-032	S 频段下行信号	试验	Lite	TC-59, TC-10

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
ICD-033	X 频段下行信号	试验	Flight	TC-59, TC-21
ICD-034	下行占用带宽	试验	全部	TC-59
ICD-035	X 频段功率通量密度	分析	Flight	AN-15
ICD-036	X 频段帧加密	试验, 检查	Flight	TC-61, IN-08
ICD-037	地面网络吞吐量	试验, 演示	全部	TC-62, TC-12
ICD-038	指令密钥留在 MOC	检查, 演示	全部	IN-08, TC-20
ICD-039	产品通知	演示	全部	TC-12
ICD-040	运行控制台遥测延迟	演示	全部	TC-20
ICD-041	分离开关禁止装置	检查, 试验	全部	IN-11, TC-45
ICD-042	分离开关作动	试验	全部	TC-45
ICD-043	展开部件由航天器自身约束	检查, 试验	全部	IN-01, TC-19
ICD-044	地面支持接口	检查, 演示	全部	IN-01, TC-45
ICD-045	太阳电池阵自遮挡	分析, 检查	全部	AN-21, IN-01
ICD-046	相机视场净空	检查, 分析	全部	IN-01, AN-21
ICD-047	相机太阳规避	分析, 试验	全部	AN-21, TC-32

验证矩阵：接口需求

技术预算与余量

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
VER-001	按依据确定不确定余量	检查	全部	IN-10
VER-002	实测依据的证据	检查	全部	IN-10
VER-003	余量门限处置	检查	全部	IN-10
VER-004	预算报告	检查	全部	IN-10
VER-005	飞行件称重	检查, 试验	全部	IN-10, TC-43

验证矩阵：技术预算与余量

环境需求

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
ENV-001	结构安全系数	分析	全部	AN-06
ENV-002	正弦振动	试验	全部	TC-42
ENV-003	单机随机振动	试验	全部	TC-25
ENV-004	振动特征判据	试验	全部	TC-42
ENV-005	分离冲击试验	试验	全部	TC-42
ENV-006	排气	分析, 检查	全部	AN-14, IN-01
ENV-007	热设计工况	分析	全部	AN-07
ENV-008	热模型相关性修正	试验, 分析	全部	TC-46, AN-07

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
ENV-009	航天器烘烤除气	试验, 检查	全部	TC-24, IN-04
ENV-010	器件剂量耐受	分析, 检查	全部	AN-08, IN-03
ENV-011	探测器位移损伤	试验, 分析	全部	TC-48, AN-08
ENV-012	单粒子闩锁	分析, 检查	全部	AN-08, IN-03
ENV-013	单粒子翻转减缓	分析, 试验	全部	AN-08, TC-52
ENV-014	抗原子氧能力	分析, 检查	全部	AN-14, IN-03
ENV-015	涂层紫外稳定性	分析, 检查	全部	AN-14, IN-03
ENV-016	撞击存活概率	分析	全部	AN-09
ENV-017	单机 EMC 试验	试验	全部	TC-23
ENV-018	UHF 接收频段发射	试验	全部	TC-23
ENV-019	剩余磁偶极矩	试验	全部	TC-37
ENV-020	电搭接	试验, 检查	全部	TC-23, IN-02
ENV-021	表面充电	分析, 检查	全部	AN-19, IN-01
ENV-022	洁净室等级	检查	全部	IN-04
ENV-023	地面温度与湿度	检查	全部	IN-05
ENV-024	运输载荷	检查, 试验	全部	IN-05, TC-42
ENV-025	蓄电池贮存电量	检查, 试验	全部	IN-05, TC-39
ENV-026	FM-1 准飞行件试验	试验	Flight	TC-22, TC-42, TC-24, TC-46, TC-23
ENV-027	后续型号验收试验	试验	全部	TC-22, TC-42, TC-24, TC-23
ENV-028	S 频段发射机鉴定	试验	Lite	TC-25

验证矩阵：环境需求

验证与确认

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
VER-006	飞行前验证	检查	全部	IN-10
VER-007	事件前设定准则	检查	全部	IN-10
VER-008	实际运行记录	检查	全部	IN-10
VER-009	经校准的试验设备	检查	全部	IN-10
VER-010	不符合项报告	检查	全部	IN-10
VER-011	无故障工作时间	试验, 检查	全部	TC-22, IN-10
VER-012	更改后重新验证	检查, 试验	全部	IN-10, TC-22
VER-013	上传前软件回归	试验, 检查	全部	TC-56, TC-53, IN-06
VER-014	按飞行状态试验的例外	检查, 分析	全部	IN-10, AN-10
VER-015	飞行硬件暴露限值	检查	全部	IN-10

编号	标题	验证方法	适用	验证事件
VER-016	分析模型相关性	分析, 检查	全部	AN-06, AN-07, AN-05, IN-10
VER-017	仿真器确认	试验, 检查	全部	TC-36, TC-40, IN-10
VER-018	在轨确认	检查, 演示	全部	IN-12
VER-019	验证状态报告	检查	全部	IN-10
VER-020	确认先于任务成功声明	检查	全部	IN-10, VAL-01, VAL-03

验证矩阵：验证与确认

附录 B　待决事项

本规范中全部 TBD（待定值）和 TBR（待复核值），及其所在的需求。

事项	类别	需求	位置
TBD-01	待定	SR-3.5, THM-008	EPS 规范; 工作模式; 引言; 热控规范; 系统需求
TBR-01	待复核	SR-1.6.1	任务概述与运行概念; 利益相关方与需要; 推进规范; 系统架构; 系统需求
TBR-02	待复核	—	任务概述与运行概念; 工作模式; 系统架构; 系统需求; 结构与机构规范
TBR-03	待复核	SR-2.4	ADCS 规范; 任务概述与运行概念; 工作模式; 引言; 技术预算与余量; 系统需求
TBR-04	待复核	SR-5.3	任务概述与运行概念; 地面段规范; 接口需求; 系统需求; 通信分系统规范
TBD-05	待定	—	任务概述与运行概念; 地面段规范; 引言
TBD-06	待定	—	利益相关方与需要; 引言
TBR-06	待复核	—	任务概述与运行概念; 引言
TBD-10	待定	—	系统架构; 飞行软件规范
TBR-10	待复核	SR-10.11	工作模式
TBR-11	待复核	SR-10.9	工作模式; 星务（指令与数据处理）分系统规范
TBR-12	待复核	SR-10.10	工作模式
TBR-13	待复核	ADCS-023, SR-10.14	ADCS 规范; 工作模式
TBR-15	待复核	PAY-009, SR-1.8	系统需求; 载荷相机规范
TBR-16	待复核	SR-1.12	地面段规范; 系统需求
TBD-17	待定	SR-11.1	接口需求; 环境需求; 系统需求; 结构与机构规范
TBR-18	待复核	ENV-010, SR-11.5	环境需求; 系统需求
TBR-19	待复核	SR-13.4	任务概述与运行概念; 利益相关方与需要; 引言; 系统需求
TBR-20	待复核	SR-14.4	任务运行规范; 地面段规范; 系统需求
TBR-21	待复核	SR-15.3	系统需求
TBR-22	待复核	SR-6.8	系统需求
TBR-30	待复核	PAY-005	载荷相机规范
TBR-31	待复核	ADCS-011	ADCS 规范

事项	类别	需求	位置
TBR-33	待复核	EPS-007	EPS 规范; 接口需求
TBR-40	待复核	STR-003	结构与机构规范
TBR-41	待复核	STR-019	结构与机构规范
TBR-50	待复核	CDH-010	星务（指令与数据处理）分系统规范
TBR-51	待复核	FSW-029	飞行软件规范
TBR-52	待复核	COM-007	通信分系统规范
TBR-53	待复核	COM-024	通信分系统规范
TBR-54	待复核	GND-019	地面段规范
TBR-55	待复核	GND-008	地面段规范
TBR-56	待复核	OPS-002	任务运行规范
TBD-70	待定	ICD-042	接口需求
TBR-70	待复核	ICD-007	EPS 规范; 接口需求; 通信分系统规范
TBR-71	待复核	ICD-030	接口需求; 通信分系统规范
TBR-72	待复核	ICD-047	接口需求
TBR-73	待复核	ENV-002	环境需求
TBR-74	待复核	ENV-014	环境需求
TBR-75	待复核	VER-011	验证与确认

待决事项

附录 C　追溯索引

各项利益相关方需要和上级需求，及追溯到它的需求（取自各需求条目的追溯字段）。

上级	追溯到的需求
N1	SR-1.4, SR-2.10, SR-4.5, SR-4.6, SR-5.1, SR-5.3, SR-5.4, SR-5.4.1, SR-5.5, SR-5.6, SR-5.9, SR-6.2, SR-6.5, SR-6.7, SR-6.12, SR-10.23, SR-10.28, SR-12.3, SR-12.4, SR-12.6, SR-15.3, SR-15.4
N2	SR-1.3, SR-1.5, SR-1.6, SR-1.6.1, SR-1.6.2, SR-1.13, SR-2.4, SR-2.8, SR-6.14, SR-15.3
N3	SR-10.17, SR-1.2, SR-1.3, SR-1.4, SR-1.5, SR-1.8, SR-1.11, SR-1.12, SR-1.13, SR-1.15, SR-2.1, SR-2.2, SR-2.6, SR-4.1, SR-4.2, SR-4.5, SR-4.7, SR-4.9, SR-6.8, SR-6.12, SR-8.8, SR-8.9, SR-9.3, SR-10.28, SR-11.8, SR-12.3, SR-12.5
N4	SR-10.1, SR-10.2, SR-10.5, SR-10.7, SR-10.8, SR-10.9, SR-10.10, SR-10.11, SR-10.12, SR-10.13, SR-10.14, SR-10.15, SR-10.16, SR-1.7, SR-1.10, SR-2.3, SR-2.5, SR-2.7, SR-2.8, SR-2.9, SR-3.1, SR-3.2, SR-3.3, SR-3.4, SR-3.5, SR-3.6, SR-3.7, SR-3.8, SR-3.9, SR-3.10, SR-3.11, SR-3.12, SR-4.3, SR-5.7, SR-6.3, SR-6.14, SR-8.7, SR-9.1, SR-9.4, SR-9.5, SR-9.6, SR-10.20, SR-10.21, SR-10.26, SR-10.27, SR-11.4, SR-11.5, SR-11.6, SR-11.8, SR-15.1, SR-15.2, SR-15.5, SR-15.7, SR-15.8, SR-15.9
N5	SR-10.19, SR-4.4, SR-14.1, SR-14.2, SR-14.3, SR-14.4, SR-14.5, SR-14.6, SR-14.7, SR-14.8, SR-14.9
N6	SR-1.8, SR-1.9, SR-1.10, SR-1.14, SR-1.15, SR-4.1, SR-6.13, SR-9.2, SR-11.7, SR-15.6
N7	SR-1.6.2, SR-2.4, SR-4.2, SR-4.8, SR-5.2, SR-6.4, SR-6.5, SR-6.6, SR-10.22, SR-12.6, SR-15.4
N8	SR-10.3, SR-10.4, SR-2.3, SR-3.6, SR-8.1, SR-8.2, SR-8.3, SR-8.4, SR-8.5, SR-8.6, SR-11.1, SR-11.2, SR-11.3, SR-11.7, SR-11.9, SR-11.10, SR-12.7, SR-13.1, SR-13.2, SR-13.3, SR-13.9
N9	SR-10.19, SR-13.4, SR-13.5, SR-13.6, SR-13.7, SR-13.8, SR-14.9
N10	SR-10.6, SR-10.8, SR-5.10, SR-5.11, SR-11.9, SR-13.6
N11	SR-10.1, SR-10.2, SR-10.7, SR-10.12, SR-10.15, SR-10.16, SR-10.18, SR-2.5, SR-4.8, SR-5.2, SR-5.7, SR-5.8, SR-6.1, SR-6.3, SR-6.4, SR-6.9, SR-6.10, SR-6.11, SR-10.22, SR-10.24, SR-10.25, SR-11.6, SR-12.1, SR-12.2
SR-1.2	PAY-001, PAY-002, PAY-003, PAY-004, PAY-005, PAY-013, PAY-027, ADCS-015, THM-006, VER-018
SR-1.3	PAY-002, ICD-046
SR-1.4	PAY-007, PAY-008
SR-1.5	PAY-024
SR-1.6.2	PAY-027, ADCS-005, ADCS-014
SR-1.7	PAY-019, ADCS-029, THM-017, ENV-014, ENV-015
SR-1.8	PAY-001, PAY-009, PAY-011, PAY-013, ENV-011

上级	追溯到的需求
SR-1.9	PAY-008, PAY-012, PAY-014, PAY-016, PAY-018, FSW-022, VER-009
SR-1.10	PAY-014, PAY-015, PAY-017, PAY-019, PAY-020, PAY-021, STR-013, THM-005, THM-015, GND-023, GND-024, ICD-047
SR-1.11	PAY-006, ADCS-015, GND-022
SR-1.12	PAY-026, ADCS-016, ADCS-017, FSW-020, GND-021, GND-022, ICD-015
SR-1.13	PAY-024, ICD-013
SR-1.14	ADCS-018, OPS-016
SR-1.15	PAY-010, PAY-011, ICD-046, ICD-047
SR-2.1	PAY-023, ADCS-001, ADCS-007, ADCS-016, GND-017, VER-016, VER-017
SR-2.2	ADCS-006, ADCS-007, ADCS-009, ADCS-010, STR-019, ICD-017, ICD-026
SR-2.3	ADCS-013, ADCS-020, ADCS-021, ICD-028
SR-2.4	ADCS-008, ADCS-010, ADCS-011, STR-006
SR-2.5	OPS-008, OPS-009
SR-2.6	PAY-022, ADCS-002, ADCS-003, ADCS-004, ADCS-005, ADCS-017, CDH-012, FSW-020, ICD-015, ICD-026
SR-2.7	ADCS-021, ADCS-022, ADCS-023, ADCS-024, ADCS-025, STR-018, ICD-016
SR-2.8	ADCS-008, ADCS-013, ICD-028, ENV-019
SR-2.9	ADCS-011, ADCS-012, ICD-027
SR-2.10	ADCS-004, ADCS-026, COM-013, COM-017
SR-3.1	EPS-001, EPS-002, EPS-003, EPS-004, EPS-005, STR-018, ICD-009, ICD-045, VER-017
SR-3.2	EPS-006, EPS-007, THM-009
SR-3.3	EPS-009, EPS-010, EPS-026, FSW-029, ICD-010, ICD-024
SR-3.4	EPS-014, ICD-001, ICD-003, ICD-007, ICD-012
SR-3.5	THM-008
SR-3.6	STR-014, STR-017, STR-020, STR-023, FSW-031, COM-008, ICD-029
SR-3.7	EPS-011
SR-3.8	EPS-016, EPS-019, ICD-002, ICD-003
SR-3.9	PAY-028, ADCS-027, EPS-017, THM-012, CDH-023, CDH-024, COM-003, COM-012, COM-016, ICD-001, ICD-007, ICD-008, VER-001, VER-002, VER-003, VER-004
SR-3.10	ICD-045
SR-3.11	EPS-021, COM-004, ICD-005, ICD-006, ICD-010
SR-3.12	EPS-015, EPS-022, ICD-004, ICD-009
SR-4.1	CDH-016, CDH-019, FSW-022, FSW-024, OPS-014

上级	追溯到的需求
SR-4.2	FSW-010, ICD-014, ICD-018
SR-4.3	EPS-015, EPS-026, CDH-006, FSW-001, FSW-004, ICD-004, ICD-005, ICD-016, ICD-017, ICD-024
SR-4.4	CDH-014, COM-019, COM-020, GND-026, ICD-036
SR-4.5	PAY-025, CDH-015, FSW-021
SR-4.6	PAY-025, CDH-015, CDH-019, ICD-004, ICD-013
SR-4.7	PAY-026, CDH-010, CDH-011, CDH-012, FSW-019, GND-013, OPS-013, ICD-014
SR-4.8	FSW-011
SR-4.9	CDH-017, CDH-018, FSW-021, ENV-013
SR-5.1	THM-014, ICD-022, ICD-032
SR-5.2	COM-005, ICD-018, ICD-030, ICD-031
SR-5.3	COM-013, COM-021, GND-001, GND-005, ICD-021, ICD-032, VER-004, VER-018
SR-5.4	CDH-020, FSW-026, COM-022, GND-006
SR-5.4.1	FSW-026, GND-007
SR-5.5	THM-013, CDH-020, COM-019, ICD-023, ICD-033
SR-5.6	COM-017, COM-021, GND-002, GND-005, ICD-033
SR-5.7	COM-001, COM-004, COM-007, COM-010, COM-026, GND-003, ICD-031, ENV-018
SR-5.8	COM-002, COM-007, COM-010, GND-004, ICD-008
SR-5.9	ICD-020, ICD-032, ICD-033
SR-5.10	COM-006, COM-014, COM-015, COM-018, COM-025, OPS-015, ICD-030, ICD-034, ICD-035
SR-5.11	FSW-008, OPS-015, ICD-019
SR-6.1	GND-016, OPS-004
SR-6.2	GND-012, GND-019, GND-020, ICD-039
SR-6.3	FSW-017, GND-025
SR-6.4	GND-014, GND-015, OPS-011, OPS-012, ICD-040
SR-6.5	GND-015, GND-019, OPS-005, OPS-006, ICD-037
SR-6.6	FSW-014, OPS-004
SR-6.7	COM-022, COM-023, GND-006, GND-008
SR-6.8	COM-024, GND-017
SR-6.9	THM-016, GND-009, GND-018, OPS-002, OPS-017, ICD-040
SR-6.10	GND-009, GND-029
SR-6.11	OPS-001, OPS-011, OPS-017
SR-6.12	VER-020
SR-6.13	PAY-016, GND-024, VER-008, VER-009
SR-6.14	VER-018

上级	追溯到的需求
SR-8.1	STR-001, STR-002, STR-003, ICD-042, ICD-043
SR-8.2	PAY-029, ADCS-028, EPS-027, EPS-028, STR-007, STR-008, CDH-025, COM-029, VER-002, VER-005
SR-8.3	STR-006, VER-005
SR-8.4	PAY-029, ADCS-028, EPS-027, STR-007, STR-008, VER-001, VER-003, VER-004
SR-8.5	STR-004, STR-015, ENV-001, ENV-002, ENV-004
SR-8.6	ADCS-019, EPS-024, STR-021, CDH-013, ICD-029, ICD-043
SR-8.7	STR-014, FSW-031, COM-008
SR-8.8	STR-019
SR-8.9	PAY-022, PAY-023, STR-011, THM-007
SR-9.1	THM-001, THM-003, THM-013, THM-014, THM-016, THM-017, ENV-007, ENV-008, ENV-015, VER-016
SR-9.2	PAY-017, THM-004, THM-005
SR-9.3	THM-003, THM-006
SR-9.4	THM-010
SR-9.5	THM-011
SR-9.6	THM-002, THM-012, ENV-007
SR-10.2	OPS-008
SR-10.3	ADCS-019
SR-10.4	CDH-007, CDH-013
SR-10.5	STR-020, COM-009
SR-10.7	CDH-006
SR-10.8	GND-010
SR-10.9	CDH-004, CDH-005, FSW-003
SR-10.12	OPS-003
SR-10.13	EPS-016
SR-10.14	ADCS-023
SR-10.18	FSW-016
SR-10.20	CDH-002, FSW-027, VER-013
SR-10.21	CDH-002, VER-013
SR-10.22	FSW-012, FSW-013, FSW-028, GND-014, VER-017
SR-10.23	FSW-023
SR-10.24	CDH-005, CDH-007, FSW-015
SR-10.25	FSW-007, OPS-007
SR-10.26	FSW-033
SR-10.27	CDH-001
SR-10.28	FSW-024, OPS-014

上级	追溯到的需求
SR-11.1	STR-010, STR-015, ENV-003, ENV-004, ENV-024, ENV-026, ENV-027, ENV-028
SR-11.2	STR-005, ENV-001, ENV-002, ENV-006, VER-016
SR-11.3	ENV-005, ENV-024, ENV-026
SR-11.4	ENV-007, ENV-008, ENV-026, ENV-027, ENV-028, VER-014
SR-11.5	CDH-009, ENV-010, ENV-011
SR-11.6	PAY-030, ADCS-012, EPS-020, CDH-003, CDH-004, CDH-008, CDH-009, CDH-022, FSW-003, FSW-032, ICD-006, ICD-025, ENV-012, ENV-013, ENV-020, ENV-021
SR-11.7	PAY-021, STR-009, STR-013, THM-015, ENV-009, ENV-014, ENV-022
SR-11.8	EPS-018, STR-012, COM-026, ICD-012, ENV-017, ENV-018, ENV-019, ENV-020, ENV-021, ENV-028
SR-11.9	EPS-024, FSW-030, ICD-019
SR-11.10	EPS-013, THM-002, ICD-044, ENV-023, ENV-025
SR-12.1	FSW-018, ICD-020, ICD-021, ICD-022, ICD-023
SR-12.2	FSW-018, ICD-018
SR-12.3	FSW-025, COM-005, GND-011, ICD-020
SR-12.4	GND-012, ICD-037
SR-12.6	ICD-039
SR-12.7	STR-002, STR-024, ICD-041, ICD-044
SR-13.1	EPS-023, STR-021, STR-022, STR-023, ICD-029, ICD-041, ICD-042, ICD-044
SR-13.2	EPS-008, EPS-011, EPS-012, STR-022, ICD-011, ENV-025, VER-015
SR-13.3	COM-028, ICD-019
SR-13.5	EPS-025
SR-13.6	COM-027
SR-13.7	STR-010, STR-016, COM-011, ICD-043, ENV-005, ENV-016
SR-13.9	ENV-006
SR-14.1	FSW-005, GND-026, GND-028, ICD-038
SR-14.2	FSW-006
SR-14.3	CDH-014, COM-020, ICD-036
SR-14.4	GND-026
SR-14.5	ICD-038
SR-14.8	GND-025, GND-028
SR-14.9	FSW-009, GND-027, OPS-007
SR-15.1	FSW-034, OPS-010, ENV-016, VER-006, VER-007, VER-008, VER-010, VER-011, VER-012, VER-015, VER-019

上级	追溯到的需求
SR-15.2	PAY-030, ADCS-025, EPS-005, EPS-019, THM-011, CDH-022, FSW-002, FSW-034, ICD-002, ICD-025, ICD-027, ICD-047, ENV-012, VER-006, VER-010, VER-012, VER-014
SR-15.3	GND-029, OPS-009, OPS-010, VER-020
SR-15.5	STR-009
SR-15.6	PAY-020, ENV-009, ENV-022, ENV-023
SR-15.7	ENV-003, ENV-027, VER-011
SR-15.8	EPS-007, EPS-008, EPS-009, THM-009
SR-15.9	ADCS-029, CDH-021

追溯索引

附录 D. 术语表与缩略语

术语表

术语	定义
验收试验（Acceptance test）	对按已鉴定设计制造的飞行单机或航天器，以等于最大预期环境的量级进行的试验，用于发现工艺缺陷。
分配值（Allocation）	上一层级分配给某一单元的资源（质量、功率、数据、时间、误差）份额。
姿态因子（Attitude factor）	在发电预算中，电池阵在一个轨道的姿态剖面上的平均输出与电池阵处于设计太阳入射角时的输出之比。
蓄电池母线（Battery bus）	PDU 中处于蓄电池电压（12.0 V 至 16.8 V）的未稳压节点，稳压母线和常通电源线由其衍生。
β 角（Beta angle）	太阳方向与轨道面之间的夹角。它决定地影时长：夹角越小，地影越长。
熔断丝压紧装置（Burn-wire hold-down）	用于展开部件的约束装置，其系带由加热的电阻器熔断；断头保持被系留。
定标模式（Calibration mode）	载荷的一种工作模式，在该模式下条带不经压缩即存储，用于辐射定标。
码块（Codeblock）	LDPC 信道编码的单位：7,136 个信息比特编码为 8,160 个信道比特。
指令计划（Command Schedule）	依据成像计划加载到星上、按带时标的指令组成的清单，由模式活动 SM.1 执行。
构型（Configuration）	EO-1 产品线的两种产品之一：EO-1 Flight（X 频段，序列号 1 和 2）或 EO-1 Lite（S 频段，序列号 3 起）。
通信弧段（Contact）	地面站与航天器交换信号的时间段。载荷下行通信弧段除 UHF 外还使用载荷下行数传机。
不确定余量（Contingency）	在当前最佳估计值之上增加的裕量，用于设计成熟过程中预期的增长，由估计的依据确定。
当前最佳估计值（Current best estimate）	预算量根据最佳可得来源（估计、计算或测量）得到的现值。
展开部件（Deployable）	星箭分离后从收拢位置运动到展开位置的任何部件：太阳电池板和 UHF 天线单元。
放电深度（Depth of discharge）	蓄电池一次放电所释放的能量占其容量的比例。
设计工况（Design case）	用于电源预算的正常成像轨道：两个成像窗口内八条 40 s 条带，以及一次载荷下行过境。
消旋（Detumble）	星箭分离之后的模式，在该模式下磁力矩器减小分离残余角速度，并释放展开部件。
部署器（Dispenser）	运载火箭上的容器，在发射期间容纳航天器，并在释放时沿导轨将其推出。
下行帧（Downlink Frames）	C&DH 发送给载荷下行数传机的传输帧，承载待传输的已存储文件。
地影（Eclipse）	轨道中地球遮挡太阳的部分。

术语	定义
等效太阳小时（Equivalent sun hours）	以产生相同剂量的垂直入射太阳光小时数表示的紫外暴露量。
平板星（Flatsat）（Flatsat）	由工程样机或具有飞行代表性的单机经类飞行电缆网连接而成的台架装配体，用于在集成之前测试接口和软件。
地面采样距离（Ground sample distance）	星下点处地面上两个相邻像元中心之间的距离。
星下点轨迹重复（Ground-track repeat）	航天器星下点轨迹再次经过相同地点所需的时间。
健康信标（Health beacon）	UHF 收发机无需地面请求而定期发送的简短遥测帧，使任何地面站都能评估航天器状态。
图像数据包（Image Data Package）	地面站在一次载荷下行通信弧段中接收到的文件和帧的集合。
图像条带（Image Strip）	一次拍摄所采集的连续四波段图像，标称 40 s，最长 54 s。
成像计划（Imaging Plan）	由任务运行中心为下一运行周期编制并以指令包形式上行的计划。
成像窗口（Imaging window）	正常成像（子模式 NI.2）的一个时间段，航天器在其中对一个区域拍摄一组条带。
禁止装置（Inhibit）	功率或控制路径中的物理断点，在其被移除之前阻止危险功能（展开、发射）。
接口（Interface）	两个单元之间的规定连接，各项（功率、数据、信号、载荷、光）通过它传递。
项（Item）	在功能之间或跨接口流动的事物，如指令计划、图像条带或电源遥测。
闩锁（Latch-up）	一种单粒子效应，器件中的寄生通路汲取大电流，直至断电。
链路余量（Link margin）	接收信号质量超出达到所需误码率所需质量的量，以分贝计。
余量（系统余量）（Margin (system margin)）	分配值减去含不确定余量的当前最佳估计值，在系统级保留。
效能度量（Measure of effectiveness）	衡量任务满足利益相关方需要的程度的度量，具有门限值和目标值。
模式（Mode）	航天器状态机的一个状态（发射、消旋、正常成像、下行通信、安全模式、退役）。
轨道平均功率（Orbit-average power）	在所述工况下对一个轨道（含地影）取平均的功率。
钝化（Passivation）	任务结束时去除存储的能量：蓄电池断开并放电，飞轮停转，发射机禁用。
载荷下行数传机（Payload downlink radio）	EO-1 Lite 上的 S 频段发射机或 EO-1 Flight 上的 X 频段载荷数传机。
计划周期（Planning cycle）	从计划上行开始到该计划的首个产品出现在客户门户上的时间。
指向模式（Pointing mode）	ADCS 的一种配置（AP-0 至 AP-5），由航天器模式指令确定。
电源遥测（Power Telemetry）	PDU 向 C&DH 报告的电压、电流、温度和开关状态。

术语	定义
准飞行件（原型飞行件）（Protoflight）	一种试验方法：首个飞行件以鉴定量级、验收持续时间进行试验，然后用于飞行。
推扫式成像仪（Push-broom imager）	线阵探测器横跨星下点轨迹布置的相机，随航天器沿轨迹运动而逐行构成图像。
鉴定试验（Qualification test）	以高于最大预期环境的量级进行的试验，用于表明设计具有余量。
抗辐射设计余量（Radiation design margin）	器件经验证的耐辐射能力与其所在位置预测辐射量之比。
飞行前拔除销（Remove-before-flight pin）	地面操作用的禁止装置，在航天器装入部署器之前拔除前，使蓄电池线路保持断开。
重访时间（Revisit time）	对同一地点两次成像机会之间的最长时间。
安全模式（Safe Mode）	故障后进入的模式：非必要负载关闭，电池阵对日，等待地面指令。
分离开关（Separation switch）	位于导轨端部、被部署器压下的开关；其在分离时释放，终止发射禁止并启动分离定时器。
冲击响应谱（Shock response spectrum）	一组单自由度振子对某一冲击的峰值响应，按其固有频率绘制。
单粒子效应（Single-event effect）	单个高能粒子穿过器件所造成的故障：翻转、功能中断或闩锁。
太阳同步轨道（Sun-synchronous orbit）	近极轨道，其轨道面每年转动一周，使航天器在相同的地方时穿越每个纬度。
幅宽（Swath）	一次过境中在星下点成像的地面条带的宽度。
技术性能指标（Technical performance measure）	在设计寿命期内跟踪的预算量，具有门限值和目标值，用于表明设计是否趋于收敛。
总电离剂量（Total ionizing dose）	材料吸收的累积电离辐射能量，以 rad(Si) 计。
传输帧（Transfer frame）	CCSDS 空间数据链路协议中的定长数据单元。

术语表

缩略语

缩略语	含义
ACK	确认
ADCS	姿态确定与控制分系统
AO	原子氧
APID	应用进程标识符
BCH	用于遥控编码的循环纠错分组码族
BER	误比特率
BOL	寿命初期
BT	带宽时间积（GMSK 滤波器）
C&DH	星务（指令与数据处理）
CAN	控制器局域网
CBE	当前最佳估计值

缩略语	含义
CCSDS	空间数据系统咨询委员会
CDR	关键设计评审
CDS	立方星设计规范
CE90	圆误差，90 % 概率
CFDP	CCSDS 文件传输协议
CFRP	碳纤维增强聚合物
CLTU	通信链路传输单元
CMOS	互补金属氧化物半导体
COP-1	通信操作规程 1
CRC	循环冗余校验
DC	直流
Eb/N0	每比特能量与噪声功率谱密度之比
ECSS	欧洲空间标准化合作组织
EDAC	错误检测与纠正
EIRP	等效全向辐射功率
EMC	电磁兼容
EOL	寿命末期
EPS	电源分系统
FER	帧错误率
FM	飞行件
FPGA	现场可编程门阵列
FS	平板星（Flatsat）
G/T	天线增益与系统噪声温度之比
GB	吉字节（10^9 字节）
GEVS	通用环境验证标准
GIS	地理信息系统
GMSK	高斯最小频移键控
GSD	地面采样距离
GSFC	戈达德太空飞行中心（GEVS 的发布方）
I2C	内部集成电路（双线串行总线）
ICD	接口控制文件；也是接口需求的前缀
IEC	国际电工委员会
IEEE	电气与电子工程师学会
ISO	国际标准化组织
ITU	国际电信联盟
LDPC	低密度奇偶校验（码）
LEOP	发射与早期轨道阶段

缩略语	含义
LVDS	低电压差分信号
MB	兆字节（10^6 字节）
MEMS	微机电系统
MLI	多层隔热
MOC	任务运行中心
MOE	效能度量
MRAM	磁阻随机存取存储器
MTF	调制传递函数
NAK	否定确认
NASA	美国国家航空航天局（所引手册的发布方）
OQPSK	偏移正交相移键控
PDR	初步设计评审
PDU	配电单元
PPS	秒脉冲
PPT	峰值功率跟踪
RBF	飞行前拔除
RF	射频
RHCP	右旋圆极化
RS-422	差分串行信号标准
RSS	平方和开方
SDRAM	同步动态随机存取存储器
SHA	安全散列算法
SNR	信噪比
SPI	串行外设接口
SRAM	静态随机存取存储器
SRR	系统需求评审
SRS	系统需求规范
TBD	待定
TBR	待复核
TC	遥控；也是试验用例的前缀
TDI	时间延迟积分
TM	遥测
TPM	技术性能指标
UART	通用异步收发器
UHF	特高频
UTC	协调世界时
UV	紫外

缩略语