



# 拼车 有效载荷 用户的 指导

2022 年 6 月

版权

在遵守第三方现有权利的前提下,Space Exploration Technologies Corp. (SpaceX) 是本作品的版权所有,未经 SpaceX 事先书面同意,不得复制、复制或传播本作品的任何部分。

没有美国出口管制技术数据或技术。

---



目录

1 简介 ..... 1

    1.1 Rideshare Payload 用户指南 目的 ..... 1

    1.2 公司介绍 ..... 2

    1.3 拼车计划概述 ..... 2

    1.4 猎鹰 9 号计划 ..... 3

    1.5 价钱 ..... 3

2 性能 ..... 4

    2.1 质量属性 ..... 4

    2.2 启动 Windows ..... 4

    2.3 分离姿态和精度 ..... 5

    2.4 分离率和速度 ..... 5

    2.5 有效载荷机动和部署 ..... 6

3 环境 ..... 7

    3.1 运输环境 ..... 7

    3.2 洁净室环境 ..... 7

    3.3 飞行环境 ..... 8

        3.3.1 有效载荷设计载荷系数 ..... 8

        3.3.2 正弦振动 ..... 9

        3.3.3 声学 ..... 10

        3.3.4 震惊 ..... 11

        3.3.5 随机振动 ..... 12

        3.3.6 电磁 ..... 13

        3.3.7 整流罩内压 ..... 15

        3.3.8 飞行期间的有效载荷温度暴露 ..... 15

        3.3.9 自由分子加热 ..... 16

        3.3.10 有效载荷导电边界温度 ..... 16

        3.3.11 污染 ..... 17

    3.4 环境验证测试 ..... 18

        3.4.1 验证方法 ..... 18

        3.4.2 文件要求 ..... 18

        3.4.3 有效负载单元测试级别 ..... 19

        3.4.4 完全容器化的 CubeSat 单元测试级别 ..... 20

        3.4.5 功能测试要求 ..... 21

        3.4.6 资格 - 没有测试考虑 ..... 21



4 有效负载设计和接口 ..... 22

4.1 有效载荷设计要求 ..... 22

4.1.1 安全设计因素..... 22

4.1.2 紧固件 ..... 22

4.1.3 电缆扎带 ..... 22

4.1.4 压力系统 ..... 22

4.1.5 压力容器 ..... 23

4.2 机械接口 ..... 25

4.2.1 运载火箭坐标系 ..... 25

4.2.2 运载火箭整流罩 ..... 25

4.2.3 有效载荷坐标系..... 26

4.2.4 机械接口环 ..... 26

4.2.5 有效载荷可用量..... 27

4.2.6 机械接口兼容性 ..... 30

4.3 电气接口 ..... 30

4.3.1 标准产品界面 ..... 30

4.3.2 部署通道属性 ..... 31

4.3.3 Breakwire 通道属性 ..... 31

4.3.4 脐带通道特性 ..... 32

4.3.5 飞行线束设计 ..... 33

4.3.6 有效负载处理期间的连接..... 33

4.3.7 地线束设计 ..... 33

4.3.8 计时服务 ..... 34

4.3.9 电气接口兼容性 ..... 34

5 发射场设施 ..... 35

5.1 设施使用和工作时间..... 35

5.2 客户办公室 ..... 35

5.3 SpaceX 有效载荷处理设施 (PPF) ..... 35

5.4 发射综合体..... 36

5.5 启动倒计时监控 ..... 36

6 任务整合和服务..... 37

6.1 签约 ..... 37

6.2 美国进出口管制法 ..... 37

6.3 任务管理 ..... 37

6.4 程序文档 ..... 38

6.4.1 接口控制文件 (ICD) ..... 38



6.4.2	启动活动计划 .....	38
6.4.3	计划状态、会议、工作组和审查 .....	38
6.5	客户责任 .....	39
6.5.1	运输 .....	39
6.5.2	硬件、处理和集成 .....	39
6.5.3	危险程序 .....	40
6.5.4	出入境签证 .....	40
6.5.5	异常、事故、事故或其他事件 .....	40
6.5.6	有效负载许可和注册 .....	40
6.5.7	与空间态势感知机构的协调 .....	40
6.6	SpaceX 的责任 .....	41
6.6.1	启动计划 .....	41
6.6.2	交通服务 .....	41
6.6.3	有效载荷集成和相关硬件 .....	41
6.6.4	摄影服务 .....	41
6.6.5	安全 .....	42
6.6.6	启动活动 .....	42
6.6.7	设施支持和运营 .....	42
6.6.8	许可和注册 .....	42
6.6.9	任务整合分析 .....	43
7	操作 .....	45
7.1	概述和时间表 .....	45
7.2	Rideshare 有效载荷交付和运输 .....	45
7.3	拼车有效载荷处理 .....	45
7.4	联合作战和整合 .....	45
7.5	启动操作 .....	45
7.5.1	组织 .....	45
7.5.2	启动控制 .....	46
7.5.3	推出和垫操作 .....	46
7.5.4	倒数 .....	46
7.5.5	回收和擦洗 .....	46
7.6	飞行操作 .....	46
8	安全 .....	47
8.1	安全要求 .....	47
8.2	危险系统和操作 .....	47
8.3	豁免 .....	47



附录 A:机械接口（环和体积） ..... 48

附录 B:有效载荷动态模型要求 ..... 56

附录 C:有效载荷 CAD 模型要求 ..... 59

附录 D:有效载荷封装和启动准备证书..... 60

附录 E:分离状态向量的传递格式 ..... 62

附录 F:有效载荷许可认证 ..... 63

附录 G:可交付成果说明 ..... 64

附录 H:有效载荷组成 ..... 68

附录 I:可选服务 ..... 69

附录 J:定义 ..... 70



首字母缩略词

AFSPCMAN	空军太空指挥手册
美国航空航天局	美国航空航天学会
自动取款机	加速度变换矩阵
计算机辅助设计	计算机辅助设计
CCFS	卡纳维拉尔角太空部队站
CG	重心
CLA	耦合载荷分析
CSLA	商业空间发射法
CSPOC	联合空间作战中心
数字版权管理	数据恢复矩阵
DTM	位移变换矩阵
耳朵	出口管理条例
欧共体	以地为中心,以地为固定
EGSE	电气地面支持设备
EIRP	等效全向辐射功率
电磁干扰	电磁干扰
电磁干扰	EMI 安全裕度
ETFE	乙烯四氟乙烯
美国联邦航空局	美国联邦航空管理局
联邦通信委员会	联邦通信委员会
有限元	有限元模型
GN2	气态氮
共和党	地面行动计划
全球定位系统	全球定位系统
GSE	地面支持设备
暖通空调	加热,通风和空调
ICD	接口控制文档
伊格斯	初始图形交换规范
IRIG	跨量程仪表组
伊塔	国际武器贩运条例
KSC	肯尼迪航天中心
熏鲑鱼	液态氧
LTM	加载变换矩阵
低压	运载火箭
LVLH	局部垂直/局部水平
MDP	最大设计压力
MEOP	最大预期工作压力
MPE	最大预测环境
MPT	最大和最小预测温度
MSP	导弹系统发射前安全包
美国国家航空航天局	国家航空航天局行政



纳斯特兰.....	NASA 结构分析
OASPL .....	总声压级
OPM .....	轨道参数消息
OTM .....	输出变换矩阵
P&ID .....	管道和仪表图
PI .....	节目介绍
PL .....	有效载荷
PPF .....	有效载荷处理设施
问 .....	动压
回覆 .....	辐射发射
射频.....	无线电频率
有效值 .....	均方根
RP-1 .....	火箭推进剂-1 (火箭级煤油)
回复 .....	辐射易感性
RSS .....	根和平方
实时电视 .....	室温硫化
接收.....	有效载荷接收器
风景 .....	独立的大气保护装置
SLC .....	太空发射综合体
太空探索技术公司 .....	太空探索技术公司
SPCS .....	空间控制中队
声压级 .....	声音压力水平
SRS .....	冲击响应谱
SSPP .....	系统安全方案计划
步 .....	产品交换标准模型数据
TAA .....	技术援助协议
TE .....	运输竖立
德克萨斯州.....	有效载荷发射器
美国运输部.....	美国交通部
我们 .....	美国
美元 .....	团结的美元
美国航天司令部 .....	美国太空司令部
世界标准时间 .....	协调世界时
VC-HS .....	明显清洁 - 高度敏感
VSFB .....	范登堡太空部队基地



数字清单

图 1-1:使用 Rideshare 分配器环的示例任务配置 ..... 1

图 1-2:典型的拼车计划时间表 ..... 3

图 2-1:允许的有效载荷质量和XPL重心 ..... 4 图 2-2:分配器环配置的有效载荷+XPL表面出口要求（红色） ..... 5

图 2-3:Starlink 适配器配置的有效载荷+XPL表面出口要求（红色） ..... 5

图 3-1:分配器环有效载荷设计载荷系数..... 9 图 3-2: Starlink 适配器有效载荷设计载荷系数 ..... 9

图 3-3:最大预测声学环境 ..... 10

图 3-4:有效载荷机械接口冲击 ..... 12 图 3-5: 随机振动 MPE ..... 13

图 3-6.飞行中和环境辐射发射/有效载荷辐射敏感性限制 ..... 14

图 3-7。Rideshare有效载荷看到的最大整流罩点温度..... 15

图 3-8: 限定导电边界温度 ..... 16

图 4-1:运载火箭坐标系..... 25

图 4-2:总可用整流罩体积..... 25

图 4-3:带螺母板（左）和通孔（右）的机械接口环 ..... 26

图 4-4:带螺母板（左）和通孔（右）的 15 英寸直径机械接口环 ..... 26 图 4-5:带螺母板（左）和通孔（右）的 24 英寸直径机械接口环 ..... 27

图 4-6:分配器环 15” 直径变体有效载荷允许体积 ..... 28

图 4-7:分配器环 24” 直径变体有效载荷允许体积 ..... 28

图 4-8:Starlink 适配器 15” 直径有效载荷可用体积 ..... 29

图 4-9:Starlink 适配器 24” 直径有效载荷可用体积 ..... 30

图 4-10: Breakwire 通道类别说明..... 32

图 4-11:接地侧电气接口 ..... 34

图 6-1:任务管理组织 ..... 37

图 A-1:直径 15 英寸的机械接口环（螺母板） ..... 48 图 A-2:直径 15 英寸的机械接口环（通孔） ..... 49

图 A-3:24 英寸直径机械接口环（螺母板） ..... 50 图 A-4:24 英寸直径机械接口环（通孔） ..... 51 图 A-5:Rideshare 分配器环 15” 直径机械接口保持体积图 ..... 52

图 A-6:Rideshare 分配器环 24 英寸直径机械接口保持体积图 ..... 53

图 A-7:Starlink 适配器 15” 直径机械接口保持体积 ..... 54

图 A-8:Starlink 适配器 24” 直径机械接口保持体积 ..... 55





表列表

表 2-1:有效载荷分离前的运载火箭速率 ..... 6

表 3-1:温度和清洁度环境 ..... 7

表 3-2:最大预测正弦振动环境 ..... 10

表 3-3:第三倍频程声学 MPE ..... 11

表 3-4:全倍频程声学 MPE ..... 11

表 3-5:有效载荷机械接口冲击 ..... 11

表 3-6:随机振动 MPE ..... 12

表 3-7:运载火箭的辐射排放 ..... 14

表 3-8:发射场辐射发射 ..... 14

表 3-9:最大有效载荷发射 ..... 14

表 3-10:专用拼车任务发射机延迟时间（秒） ..... 15 表 3-11:二次拼车任务发射机延迟时间  
（秒） ..... 15 表 3-12:边界导电边界温度和电导 ..... 16

表 3-13:有效载荷污染要求 ..... 17

表 3-14:有效负载单元测试级别和持续时间..... 19

表 3-15:容器化 CubeSat 单元测试级别和持续时间 ..... 20

表 4-1:标准产品接口 - 渠道分配 ..... 31

表 4-2:PL 侧断线电阻要求 ..... 32

表 4-3:脐带通道电气特性 ..... 32

表 4-4:有效负载电气接口连接 ..... 33

表 4-5:有效载荷 EGSE 和有效载荷电气隔板之间的最大预期电缆长度 ..... 33

表 G-1:SpaceX 可交付成果说明 ..... 64

表 G-2:客户可交付成果说明 ..... 66 表 H-1:有效载荷  
成分详细信息 ..... 68

表 I-1:可选服务 ..... 69



更改日志

日期	更新原始
2019 年 12 月 3 日	版本
2020 年 1 月 29 日	更新的定义 一般更新 ·
2020 年 6 月 16 日	<p>增加了分配环和 Starlink</p> <p>拼车之间的区别 · 常规清理和澄清第 2 节 · 质量与 CG 定义更新 · 部署方向澄清 ·</p> <p>更新了 CubeSat 和多部署速度 · 更新了运载火箭预分离率 第 3 节</p> <p>· 更新了洁净室环境 · 更新了组合负载,包括</p> <p>对随机振动相互作用的说明 · 将过渡质量更新为 225 kg · 更新了随机振动要求 · 更新了 EMI 部分 -</p> <p>清理和澄清 TX 时间线 · 更新了有效载荷单元测试和持续时间,包括更新的注释</p> <p>第 4 节 ·</p> <p>机械接口环和允许有效载荷体积的说明 · 新的有效载荷体积图像 · 电气接口中添加的其他详细信息</p> <p>· 添加了启动配置电池状态要求</p> <p>附录 A · 更新</p> <p>了机械接口环和体积图</p> <p>附录 D · 包</p> <p>括封装准备信模板 · 更新的启动准备信模板</p> <p>附录 G · 清</p> <p>理以与 SpaceX Rideshare 条款和条件保持一致</p> <p>附录 J · 附</p> <p>加定义</p>
2020 年 11 月 22 日	<p>一般更新 · 更</p> <p>新的首字母缩略词列表</p> <p>第 2 节</p> <p>· 修订了第 3 节的分离要求方法 · 更新了负载、正弦振动、EMI</p> <p>和热 MPE 部分 · 在第 3.4 节中添加了对集装箱化 CubeSat 和金</p> <p>属结构的修改</p> <p>· 在第 3.4 节第 4 节中添加了正弦振动测试方法 · 更新了第</p> <p>4.1.5 节在侧面安装的分配器端口接口内允许的体积 · 在第 4.2 节</p> <p>中添加了脐带规格并进行了较小的更新 第 6 节 · 更新了分离分析定义附录 A · 图 A -5 和 A-6 更新了侧面安装分配</p> <p>器端口接口内允许的体积 附录 B · 改进的动力学模型定义 附录 G · 更新了交付物 附录 H · 不再需要出口分类 附</p> <p>录 J · 附加定义</p>



日期	更新
2021 年 9 月 29 日	<p>一般更新 · 更新的首字母缩略词列表</p> <p>第 1 节 · 添加了拼车计划概述说明</p> <p>第 2 节 · 更新了分离率和速度的方法 · 增加了分离后有效载荷机动要求</p> <p>第 3 节 · 更新了负载和正弦振动要求 · 简化了声学、冲击和随机振动要求描述 · 将飞行中和飞行前发射合并到一个部分中 · 将发射机开启时间方程转换为取决于任务类型的查找表 · 有效载荷必须等待直到“任务结束”才能在某些频段进行传输 · 有效载荷发射要求中包含 EMI 安全裕度 · 删除了防雷/重新测试信息 · 修订了热要求 · 更新了最大整流罩点温度曲线 · 增加了环境验证的文档要求 · 拆分测试默认、容器化 CubeSat 和金属结构有效载荷的级别和持续时间</p> <p>成分股 · 更新了所有测试级别和持续时间表及其相应的注释 · 添加了功能测试要求</p> <p>第 4 节 · 更新了机械接口环设计和规范 · 全面修订和更新了电气接口部分 · SpaceX 负责向从部署的所有有效载荷组件提供部署信号</p> <p>运载火箭 · 添加了第 6 节的机械和电气接口兼容性描述 · 更新了关于会议、审查和里程碑的描述 · 添加了关于客户在轨协调的第 6.5.7 节 · 运载火箭湿式彩排可以使用封装的 Rideshare 有效载荷进行</p> <p>附在运载火箭上 · 删除了作为标准 SpaceX 可交付成果的整流罩通风分析</p> <p>附录 · A - 更新新的机械接口环图纸 · C - 更新了可接受的模型类型 · E - 包括分离后多有效载荷 OPM 的示例 · G - 更新了交付物描述以匹配 SOW 更新 · I - 增加了保险可选服务 · J - 增加了到定义列表</p>
2022 年 3 月 15 日	<p>更新定价以参考拼车网站</p>



日期	更新
2022 年 6 月 10 日	<p>一般更新 · 更新的</p> <p>首字母缩略词列表</p> <p>第 1 节 ·</p> <p>明确有效载荷与有效载荷构成、多重部署和碎片缓解</p> <p>第 3 节</p> <p>· 添加了任务安全声明 · 向每个适用部分添</p> <p>加了目的和验证声明 · 更新了设计载荷 · 更新了正弦振动并更改为建议 · 冲击更改为建议</p> <p>· 更新了随机振动 · 添加了其他非金属材料到禁飞清单 · 部分 3.4 - 环境验证修改为包括：</p> <p>o 完全集成的测试定义 o 测试后允许拆卸 o 删</p> <p>除了“金属材料”测试表 o 修改了测试级别和持续</p> <p>时间表</p> <p>o 明确了完全集装箱化 CubeSat 的定义 o 添加了有关压力系统测试的</p> <p>附加说明 o 添加了第 3.4.6 节第 4 节 · 增加了安全系数、紧固件、电缆扎带、压力</p> <p>系统的有效载荷设计要求</p> <p>和压力容器</p>



## 1 简介

### 1.1 RIDESHARE Payload 用户指南 目的Rideshare Payload 用户指南

是为 SpaceX (Space Exploration Technologies Corp.) 的小型卫星客户提供的规划文件。本文档旨在帮助 Rideshare Launch 客户了解 SpaceX 针对合同前任务规划的标准服务,并描述客户对签订的 Rideshare Launch 服务的要求。

SpaceX 保留根据需要更新本指南的权利。随着 SpaceX 继续收集更多数据并努力改进 Rideshare 计划,未来可能会进行修订。

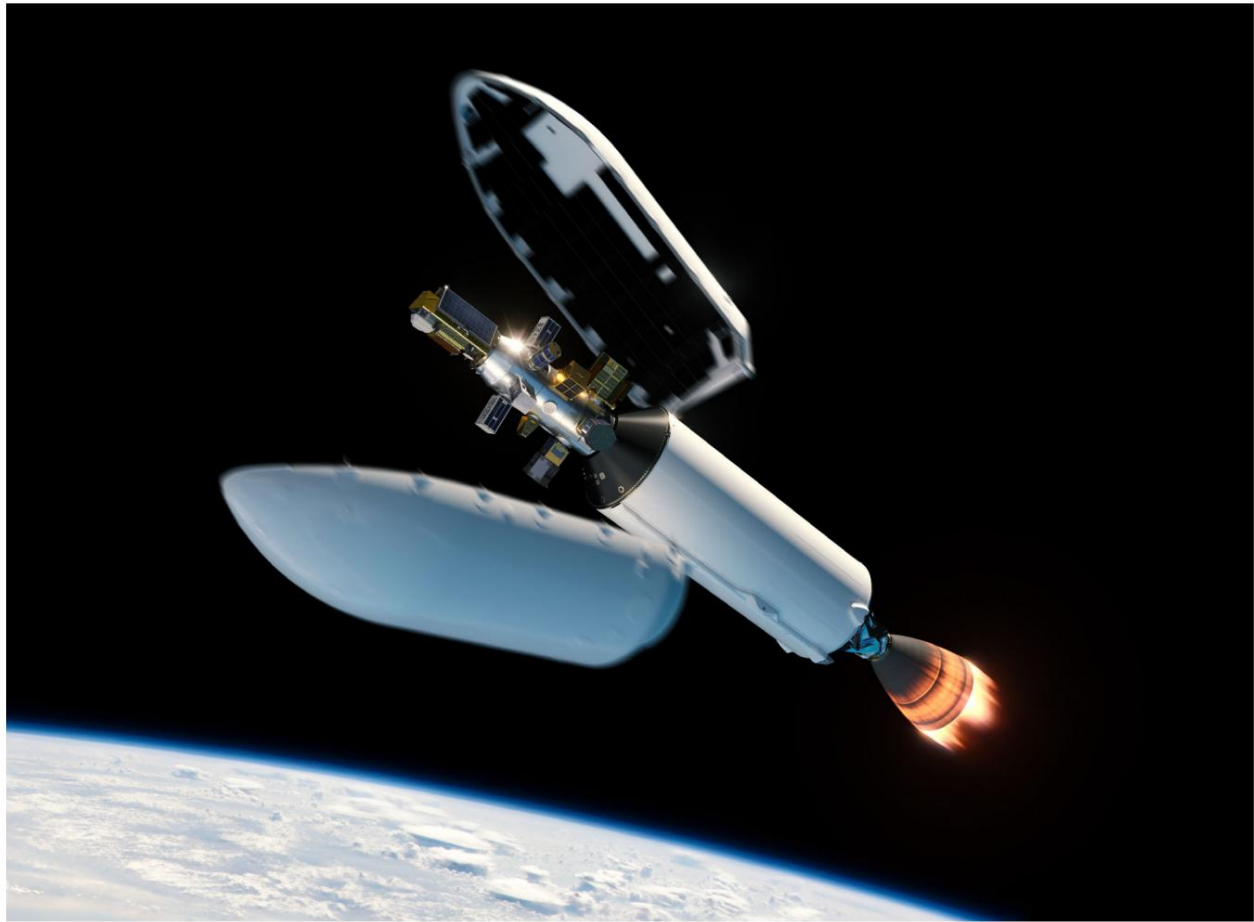


图 1-1:使用 Rideshare 分配器环的示例任务配置



## 1.2 公司简介

SpaceX 提供一系列运载火箭,可提高发射可靠性并增加进入太空的机会。公司成立的理念是简单性、可靠性和成本效益密切相关。我们以简单性为重点来处理启动服务的所有元素,以提高可靠性和降低成本。SpaceX 公司结构扁平化,业务流程精简,因此可以快速做出决策和产品交付。SpaceX 产品的设计要求低基础设施设施和很少的开销,而车辆设计团队与生产和质量保证人员位于同一地点,以收紧关键的反馈循环。结果是高度可靠和可生产的运载火箭在整个过程中嵌入了质量。

SpaceX 由特斯拉汽车公司、PayPal 和 Zip2 公司的创始人埃隆·马斯克于 2002 年创立,曾开发并飞行过猎鹰 1 号轻型运载火箭、猎鹰 9 号中型运载火箭、猎鹰重型重型运载火箭,世界上最强大的可运行火箭两倍,龙,这是第一个商业生产的航天器访问国际空间站。

SpaceX 已经建立了一个发射清单,其中包括广泛的商业、政府和国际客户。

2008 年,NASA 选择 SpaceX 猎鹰 9 号运载火箭和龙飞船作为国际空间站货物补给服务合同。NASA 还授予 SpaceX 合同,将宇航员运送到太空以及发射科学卫星。此外,SpaceX 还为国家安全社区提供服务,并与空军签订了猎鹰系列运载火箭多项任务的合同。

SpaceX 拥有最先进的生产、测试、发射和运营设施。SpaceX 设计和制造设施位于洛杉矶国际机场附近,交通便利。这个位置使公司能够利用南加州丰富的航空人才库。该公司还在德克萨斯州中部运营尖端的推进和结构测试设施,以及佛罗里达州和加利福尼亚州的发射场,以及在德克萨斯州南部开发的世界上第一个商业轨道发射场。

## 1.3 拼车计划概述 SpaceX 为猎鹰 9 号运载火箭上的小

型航天器提供拼车任务。本文件适用于具有 15 英寸或 24 英寸直径机械接口并从该接口进行单次部署的小型航天器。这些航天器在本文档中被称为“有效载荷”。构成有效载荷的子组件称为“有效载荷成分”。设计用于 SpaceX Rideshare 任务的有效载荷必须具有  $\geq 40$  Hz 的基本频率。

作为一项可能产生额外费用的可选服务,SpaceX 可以为与 15 英寸或 24 英寸直径机械接口不兼容的有效载荷、需要从运载火箭多次部署的有效载荷或在有效载荷本身从运载火箭部署后,托管多个有效载荷组成部分,这些有效载荷组成部分与轨道转移飞行器或类似物分开。

为了减少拼车计划的轨道碎片足迹,本文件的未来版本将要求有效载荷纳入碎片缓解策略。典型的拼车合同的时间表如图 1-2 所示。

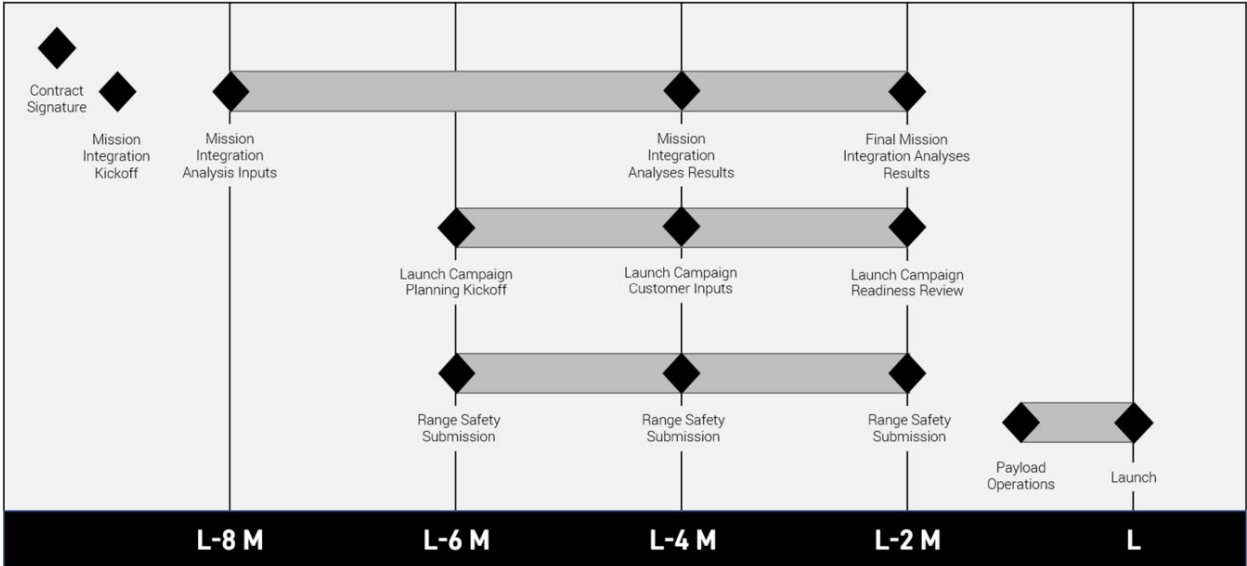


图 1-2:典型的拼车计划时间表

SpaceX 将在发射服务合同签署后不久提供启动材料。为了帮助沟通,SpaceX 将发送文档模板供客户填写。与每个里程碑相关的文件的描述可以在附录 G 中找到。

为确保所有 Rideshare 客户的顺利发射活动和成功任务,SpaceX 将为有效载荷维护一份接口控制文件 (ICD)。ICD 和本文件中的要求旨在确保所有共同有效载荷和运载火箭的安全。SpaceX 和客户将在整个任务集成过程中定期审查和更新 ICD。

在发射前大约六个月,客户和 SpaceX 开始规划靶场安全和发射活动运营。在将有效载荷交付到发射场之前,签署 ICD 并进行审查以确认发射活动准备就绪以及有效载荷的具体时间表。有效载荷然后被运送到发射场,在那里它被集成到运载火箭上以进行发射。

如附录 E 中所述,SpaceX 将在有效载荷分离后不久向客户提供最佳估计有效载荷分离状态向量。客户负责在与运载火箭分离后跟踪和联系有效载荷。

1.4 FALCON 9 计划有关包括运载火

箭安全性和可靠性在内的猎鹰计划的详细信息,请参阅[www.spacex.com/vehicles/falcon-9/](http://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/)上提供的最新版本的 SpaceX Falcon 用户指南。

1.5 定价拼车启动服

务的定价可在[www.spacex.com/rideshare](http://www.spacex.com/rideshare) 找到。



2 性能

2.1 质量特性有效载荷必须符合

图 2-1 中给出的质量和XPL重心限制。 YPL和ZPL重心尺寸必须在有效载荷的机械接口直径范围内。有效载荷坐标系在第 4.2.3 节中定义。

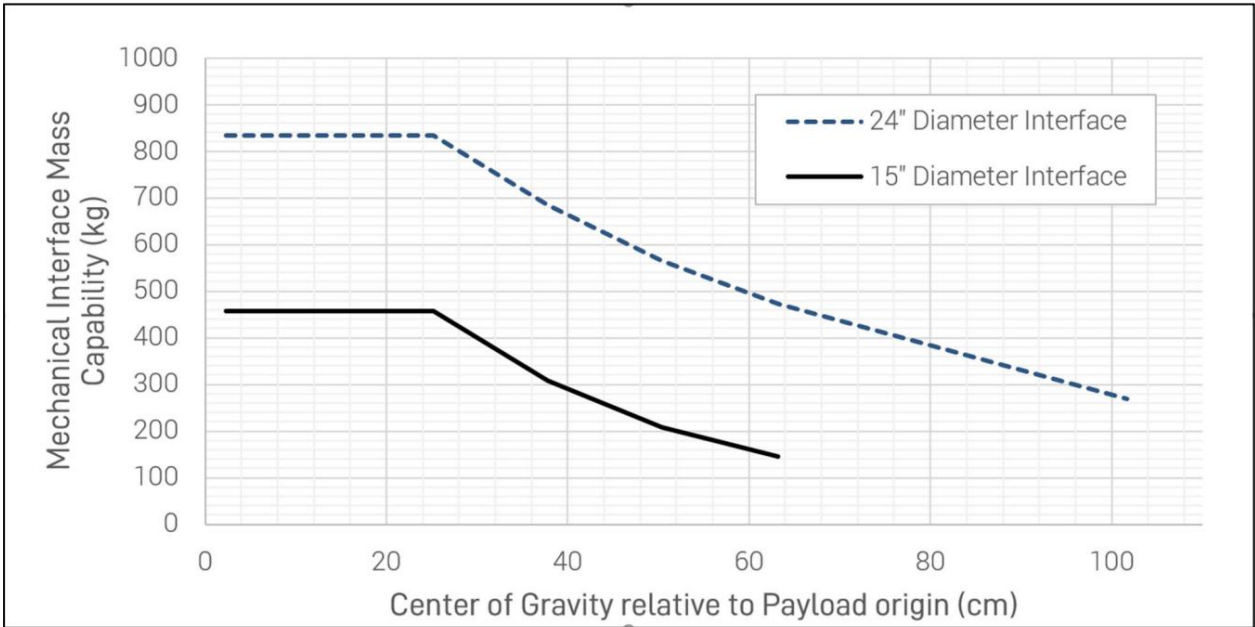


图 2-1:允许的有效载荷质量和XPL重心

根据具体情况,运载火箭可能能够容纳特性超出本节所述限制的有效载荷。质量属性能力可能会进一步受到任务独特的有效载荷适配器、分配器或分离系统的限制。

2.2 发射窗口运载火箭能够在一年

中的任何一天、一天中的任何时间发射,但受环境限制和限制,以及在 SpaceX 确定的发射期内的可用范围和准备情况。启动窗口时间和持续时间是专门为每个任务制定的。客户可以从回收操作中受益 (参考第 7.5.5 节),最大限度地提高启动窗口内的启动机会。





2.3 分离姿态和精度运载火箭提供三轴姿态控制作为标准做法。

运载火箭将第二级和有效载荷指向 SpaceX 确定的姿态。 SpaceX 可应要求提供有关分离姿态和速率精度的更多信息。

2.4 分离率和速度所有部署的有效载荷必须通过允许有

效载荷体积的+XPL表面退出。客户必须通过分析表明,在退出+XPL之前,没有任何已部署的有效负载成分与有效负载的其他部分联系

允许有效载荷体积的表面。分配器环和 Starlink 适配器配置的有效载荷体积如图 2-2 和图 2-3 所示。

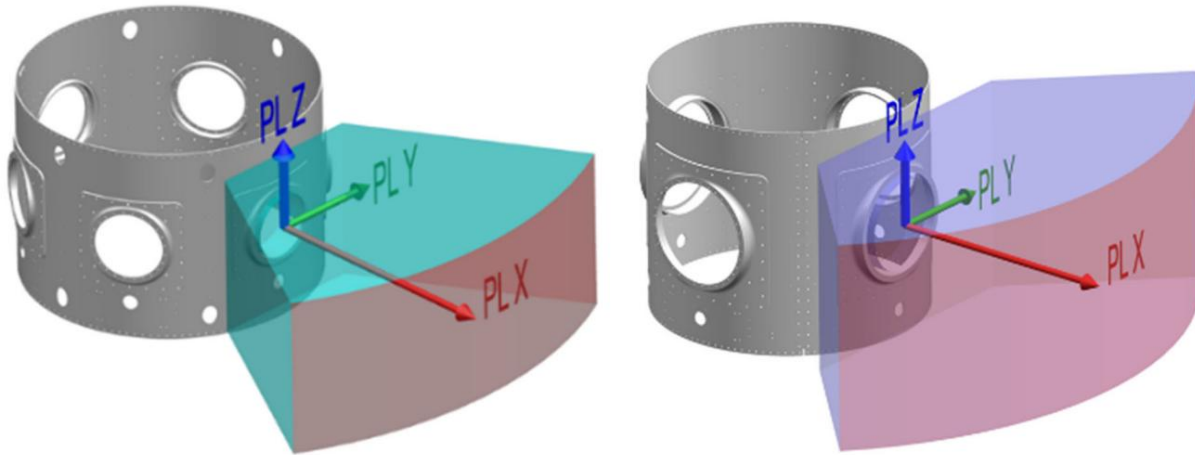


图 2-2:分配器环配置的有效载荷+XPL表面出口要求 (红色)

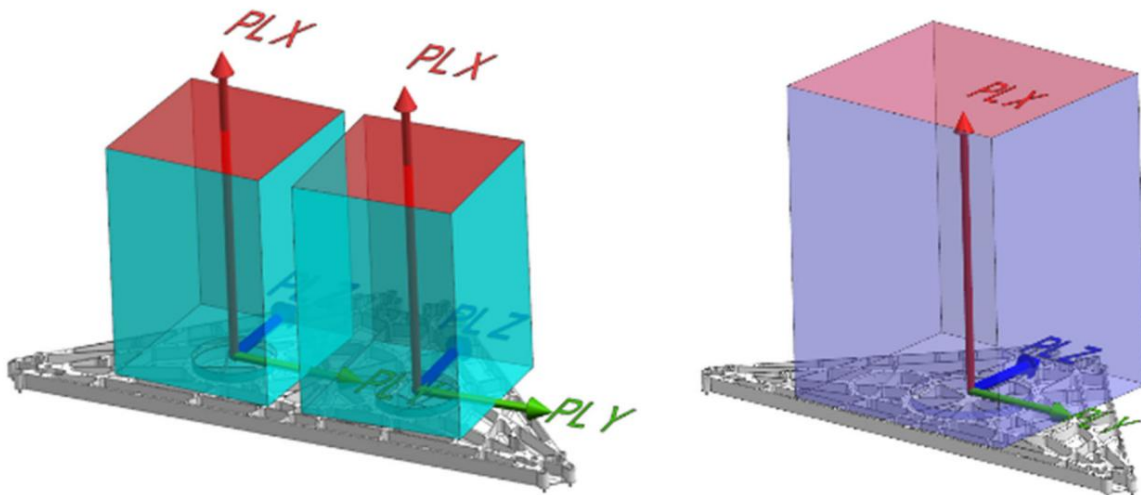


图 2-3:Starlink 适配器配置的有效载荷+XPL表面出口要求 (红色)



有效载荷必须以 0.3 m/s 的最小分离速度和 1.0 m/s 的最大分离速度为目标。  
CubeSats 等容器化部署的部署速度可能超过 1.0 m/s。对于包含多个部署的有效载荷,已部署的有效载荷成分之间的分离速度应该不同,以便最快的部署是第一个。

运载火箭在有效载荷分离之前受制于表 2-1 中的旋转速率。

表 2-1:有效载荷分离前的运载火箭速率

轴	速度
运载火箭滚动(WX)	± 2.0 度/秒
运载火箭间距 (WY)	± 1.0 度/秒
运载火箭偏航 (WZ)	± 1.0 度/秒

2.5 有效载荷机动和部署有效载荷必须遵守以下禁止事项:

- 将姿态机动延迟至有效载荷与运载火箭分离后至少 120 秒
- 将机械附件部署 (例如太阳能电池板部署)延迟至有效载荷后至少 120 秒
  - 与运载火箭分离
    - o 对于前 24 小时内的任何机械附件部署,客户必须与 SpaceX 有效载荷的边界硬体半径。
- 将二次部署 (例如部署子有效负载的已部署对象)延迟到至少 7 天之后
  - 与运载火箭的有效载荷分离
- 将推进机动推迟到有效载荷分离后至少 7 天

为期 7 天的时间允许对从运载火箭部署的所有共同有效载荷进行外部编目,并在额外释放有效载荷成分或轨道机动之前进行足够的轨道传播。客户有责任与第 18 空间控制中队 (SPCS) 预先协调轨道机动或有效载荷组成的二次部署,向第 18 空间控制中队 (SPCS) 提交估计的轨迹以进行筛选,并向 SpaceX 证明与第 18 空间控制中队的协调已经完成完全的。有关与空间态势感知机构协调的信息,请参见第 6.5.7 节。



3 环境

运载火箭的设计旨在提供一个良性的有效载荷环境。下面介绍的环境反映了有效载荷的典型任务最大预测环境 (MPE)。如第 6.6.9 节所述,特定任务分析将由 SpaceX 执行。

3.1 运输环境发射设施的运输环境将包含在第 3.3 节中的飞行环境中。

3.2 洁净室环境

各加工阶段的标准使用温度、湿度和清洁度环境见表 3-1。

在预先确定的操作（例如移动、举升和滑出到垫板）期间,空调空气只会在短时间内断开（通常在 30 到 60 分钟之间）。

表 3-1:温度和清洁度环境

阶段	控制系统	温度 °C (°F)	湿度	清洁度（等级）
有效载荷处理	PPF 暖通空调	21 ± 3 (70 ± 5)	CCFS/KSC: 45% ± 15% VSFB:50% ± 15%	100,000 (8 级)或更高
推进剂调节和装载 <sup>1</sup>	设施暖通空调			
运输到机库 (仅限 CCFS/KSC)	运输拖车单元		0% 至 60%	
封装在 机库	独立 HVAC 装置或运输拖车装置的管道供应（如果需要）		CCFS/KSC: 45% ± 15% VSFB:50% ± 15%	
封装滚出到焊盘	无（运输拖车单元,如果需要）	无控制系统	无控制系统	
封装在焊盘上 (垂直或水平) <sup>2</sup>	垫空调	散装空气温度将保持在 10 到 32 (50 到 90)之间,目标为 21 (70)	0% 至 65%	

笔记:

- 1. 有效载荷加油是一项可选服务（见附录 I）,不属于标准拼车服务的一部分。
- 2. 在发射倒计时序列期间,供气切换到 GN2。



### 3.3 飞行环境本节描述有效载荷从升空到与运载火箭分离所经历的 MPE。

重要提示:为确保任务安全,有效载荷必须将所有飞行硬件作为完全集成的有效载荷进行测试(包括构成有效载荷并连接到 SpaceX 15 英寸或 24 英寸直径机械接口的所有有效载荷成分),符合第 1 节中定义的要求 3.3 和 3.4。集成飞行硬件测试提供工艺筛选以及整个有效载荷组件的设计分析验证。需要进行此测试以确保主要任务和共同有效载荷的安全。

#### 3.3.1 有效载荷设计载荷系数

目的:确保有效载荷到运载火箭接口的结构完整性。

有效载荷最大预测设计载荷系数如图 3-1 和图 3-2 所示,分别作为分配器环和 Starlink 适配器配置的有效载荷质量的函数。这些设计负载因子适用于基频大于 40 Hz 的有效负载。这些负载系数被定义为“组合负载”,其中包括来自静态负载、低频负载 (<100 Hz) 和高频负载 (> 100 Hz) 的所有贡献。不允许使用基频低于 40 Hz 的有效载荷。

轴向和横向轴的设计载荷系数必须根据曲线同时应用,客户必须根据有效载荷质量选择四个曲线之一,无需插值。例如,安装在分配器环上的 260 kg 有效负载必须在 5-g 轴向和 2-g 横向组合环境以及 11-g 横向和 2.5-g 轴向组合环境下进行设计和测试。

因此,设计载荷系数的测试验证必须基于峰值线载荷,同时考虑轴向力和弯矩的贡献。如果一次在单轴上执行测试,则必须显示施加的载荷以充分达到设计载荷因子框的角所定义的运载火箭接口处的最大线载荷。

在 260 kg 有效载荷的情况下,在 24 英寸直径接口上沿 XPL 轴向重心 300 mm,测试需要达到 32.1 N/mm 的等效线载荷,如并发 11-g 横向和 2.5-g 轴向设计要求。反过来,这可以通过单轴测试在横向上施加 12.3-g 来实现。

验证:根据本节中定义的 MPE,需要对表 3-14 中定义的静载荷测试水平和持续时间进行测试。本节中定义的 MPE 仅适用于基频大于 40 Hz 的有效载荷。静载荷试验要求可以通过正弦爆破试验、正弦扫描试验、随机振动或静载荷试验来实现。如果使用正弦扫描或随机振动测试,请从下面列出的规格开始,调整水平和/或缺口水平,直到获得适当的界面力。

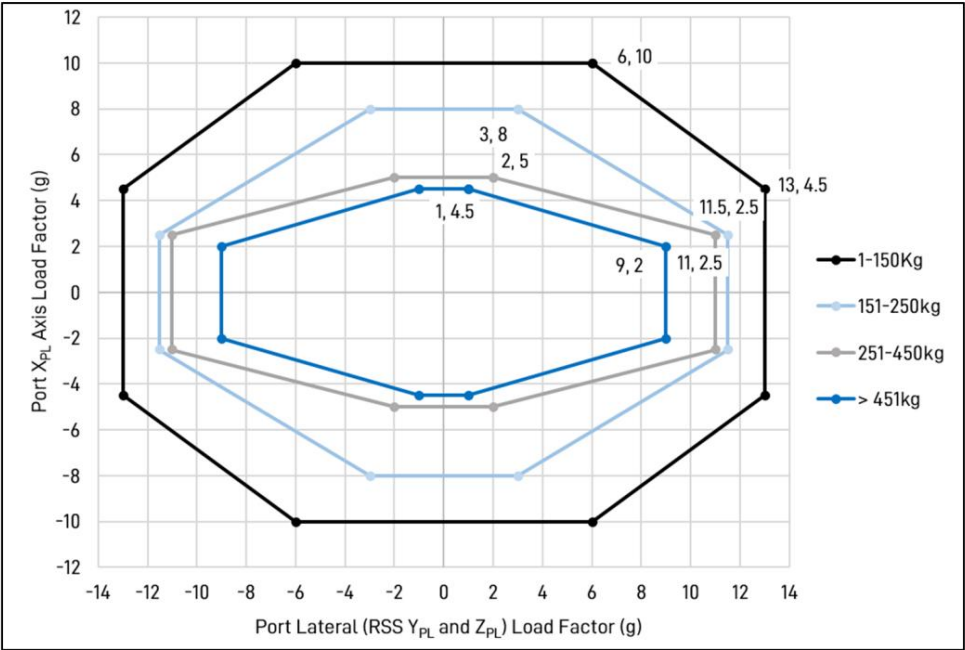


图 3-1:分配器环有效载荷设计载荷系数

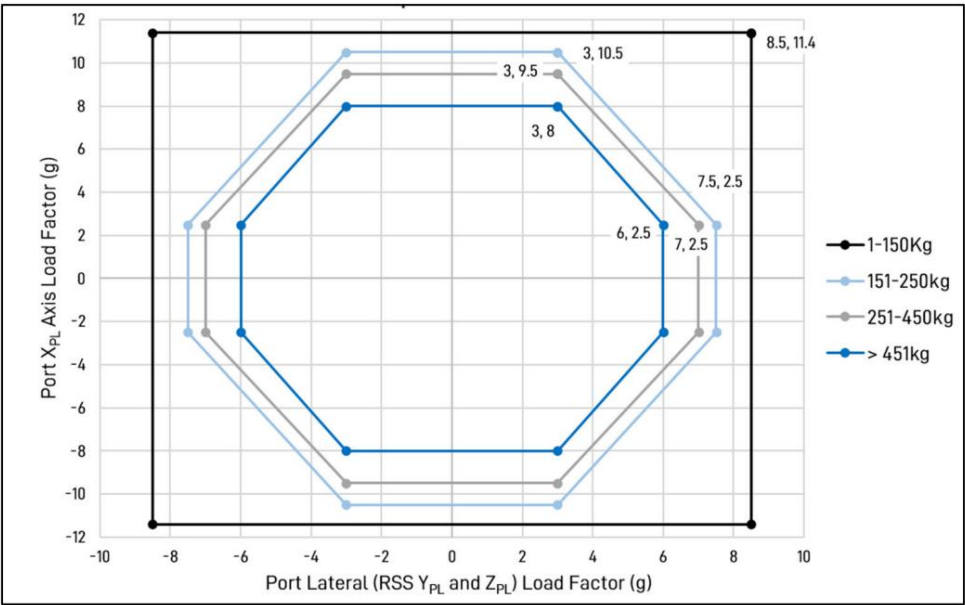


图 3-2:Starlink 适配器有效负载设计负载系数

3.3.2 正弦振动

目的:确保有效载荷与施加在主要和次要结构上的载荷兼容,模式 < 100 赫兹。

最大预测正弦振动环境在表 3-2 中定义。此环境是为分配器环和星链适配器配置中  $Q \geq 20$  的有效载荷定义的,并且可以在主要模式下刻痕以保持在第 3.3.1 节中定义的设计载荷因子内。

验证:建议按照本节中定义的 MPE 对表 3-14 中定义的正弦振动测试级别和持续时间进行测试。本节定义的 MPE 仅适用于基频大于 40 Hz 且  $Q \geq 20$  的有效载荷。



表 3-2 :最大预测正弦振动环境

频率 (Hz)	分配环		星链适配器	
	正弦振动 MPE (g)		正弦振动 MPE (g)	
	轴向 XPL	侧 YPL, ZPL	轴向 XPL	侧 YPL, ZPL
5	1.4	1.5	3.0	1.5
45	1.4	1.5	3.0	1.5
50	1.4	1.5	3.0	2.0
100	1.4	1.5	3.0	2.0

3.3.3 声学

目的 :确保有效载荷与运载火箭整流罩内的声学环境兼容。请注意 ,大多数 Rideshare 大小的有效载荷是由结构传播的随机振动 (第 3.3.5 节)驱动的,而不是由直接声学冲击驱动的。

最大预测声学环境,定义为空间平均值,在 P95/50 级别上得出,如下图 3-3 所示。表 3-3 和表 3-4 分别定义了第三个八度和全八度的环境。 SpaceX 不会提供针对特定任务的分析。

验证 :建议按照本节中定义的 MPE 对表 3-14 中定义的声学测试级别和持续时间进行测试。

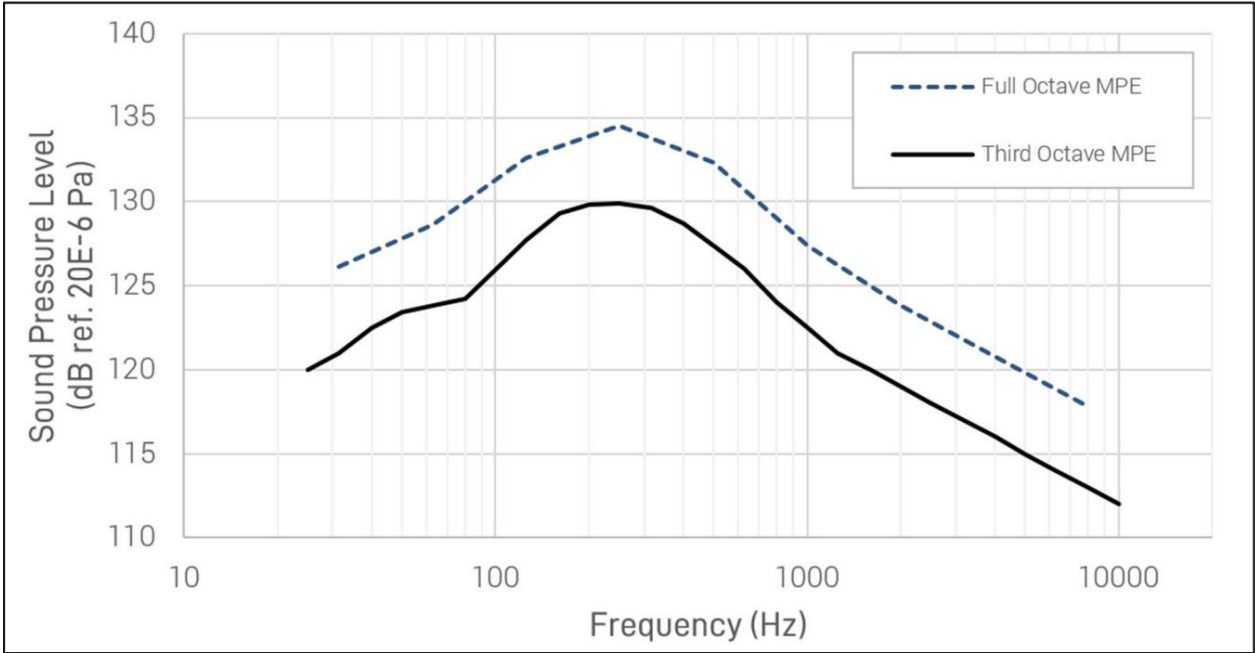


图 3-3 :最大预测声学环境



表 3-3:第三倍频程声学 MPE

频率 (Hz) 25	声学 MPE
	120.0
31.5	121.0
40	122.5
50	123.4
63	123.8
80	124.2
100	125.9
125	127.7
160	129.3
200	129.8
250	129.9
315	129.6
400	128.7
500	127.4
630	126.0
800	124.0
1000	122.5
1250	121.0
1600	120.0
2000	119.0
2500	118.0
3150	117.0
4000	116.0
5000	115.0
6300	114.0
8000	113.0
10000	112.0
OASPL (分贝)	139.3

表 3-4:全倍频程声学 MPE

频率 (Hz) 31.5	声学 MPE
	126.1
63	128.6
125	132.6
250	134.5
500	132.3
1000	127.4
2000	123.8
4000	120.8
8000	117.8
OASPL (分贝)	139.3

3.3.4 电击

目的:确保有效载荷与飞行期间经历的冲击环境兼容。

冲击响应谱 MPE,对于 Q=10,在有效载荷 15” 或 24” 直径机械接口处,用于整流罩展开和共同有效载荷分离,以及单个分离系统的最大允许冲击在表中定义3-5 和图 3-4。

客户负责验证是否符合此要求以及有效载荷分离系统的冲击水平。为确保共同有效载荷的任务安全,客户提供的分离系统必须得到 SpaceX 的批准。如果分离系统超过表 3-5 中列出的冲击水平,则可能会施加额外的限制。SpaceX 不会提供针对特定任务的分析。

验证:建议按照本节中定义的 MPE 对表 3-14 中定义的冲击测试水平和持续时间进行测试。

表 3-5:有效负载机械接口冲击

频率 (Hz)	MPE 诱发 运载火箭和共同有效载荷 SRS (克)	最大允许诱导 有效载荷分离系统 SRS (克)
100	30	30
1000	1000	--
1950	--	2850
10000	1000	2850

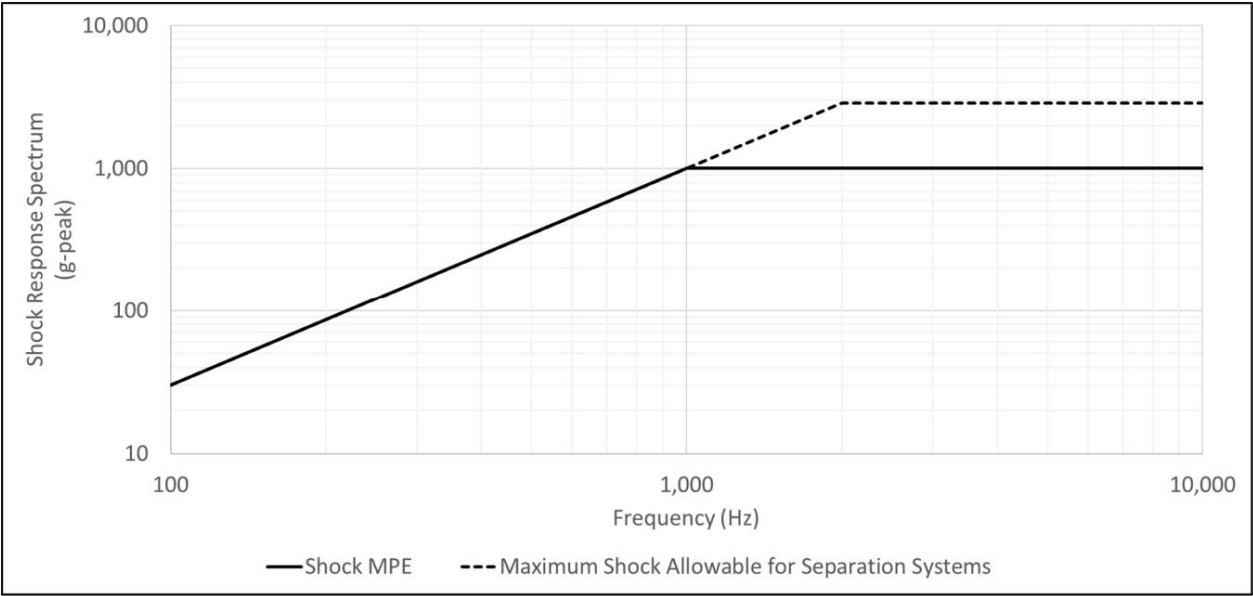


图 3-4:有效载荷机械接口冲击

3.3.5 随机振动目的:确保飞行动态事件期间有效载荷的结构完整性。暴露于随机振动环境可确保主要结构、二级结构、有效载荷成分和较小的组件暴露于飞行载荷和余量。这种暴露是任务安全和共同有效载荷安全所必需的。

Payload 的随机振动 MPE 在图 3-5 和表 3-6 中定义。在验证是否符合此要求时,可以接受加速度响应限制或界面力限制测试,并将由 SpaceX 与最终报告文件一起进行审查。通常,力限制测试允许C2值为五 (5) 或更高,并且必须符合 NASA-HDBK-7004C 的最大缺口深度为 -10 dB。仅允许开槽以防止有效载荷超过表 3-14 中定义的静载荷水平。不允许刻痕来保护二级结构或成分响应,因为这会导致与飞行环境相关的测试不足。 SpaceX 不会提供针对特定任务的分析。

验证:根据本节中定义的 MPE,需要对表 3-14 中定义的随机振动测试水平和持续时间进行测试。本节中定义的 MPE 仅适用于基频大于 40 Hz 且  $Q \geq 20$  的有效载荷。该随机振动测试也可用于满足第 3.3.1 节中定义的设计载荷因子要求。

表 3-6:随机振动 MPE

频率 (Hz)	随机振动 MPE (P95/50),所有轴
20	0.01
50	0.015
700	0.015
800	0.03
925	0.03
2000	0.00644
GRMS	5.57



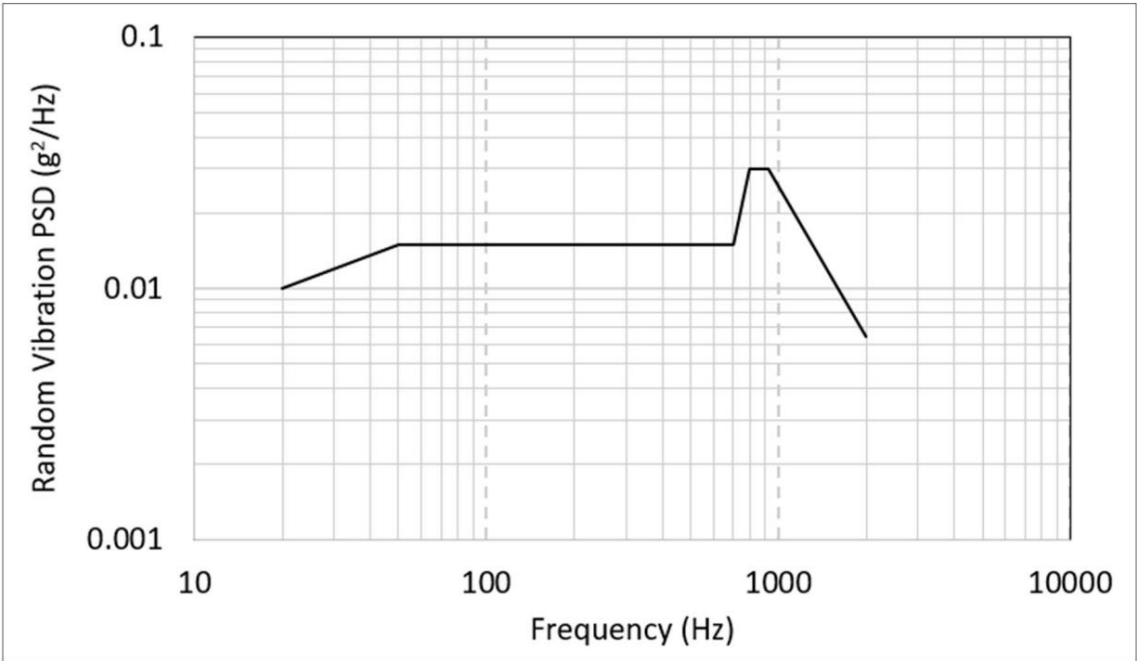


图 3-5:随机振动 MPE

3.3.6 电磁

目的:确保运载火箭和发射场的辐射发射不会损害有效载荷的电气完整性,并确保有效载荷发射不会损害任务期间运载火箭或共同有效载荷的安全。

有效负载必须符合以下部分中的电磁环境。有效载荷电磁规范将在有效载荷特定 ICD 中捕获。

验证:根据本节中定义的环境,需要按照表 3-14 中定义的电磁兼容性测试级别和持续时间进行测试。

3.3.6.1 飞行中和飞行前的环境排放

客户必须确保对射频环境敏感的有效载荷材料或组件与图 3-6 中所示的最差辐射环境兼容。运载火箭,包括共同有效载荷和发射场辐射,分别见表 3-7 和表 3-8。不包括 EMI 裕量。

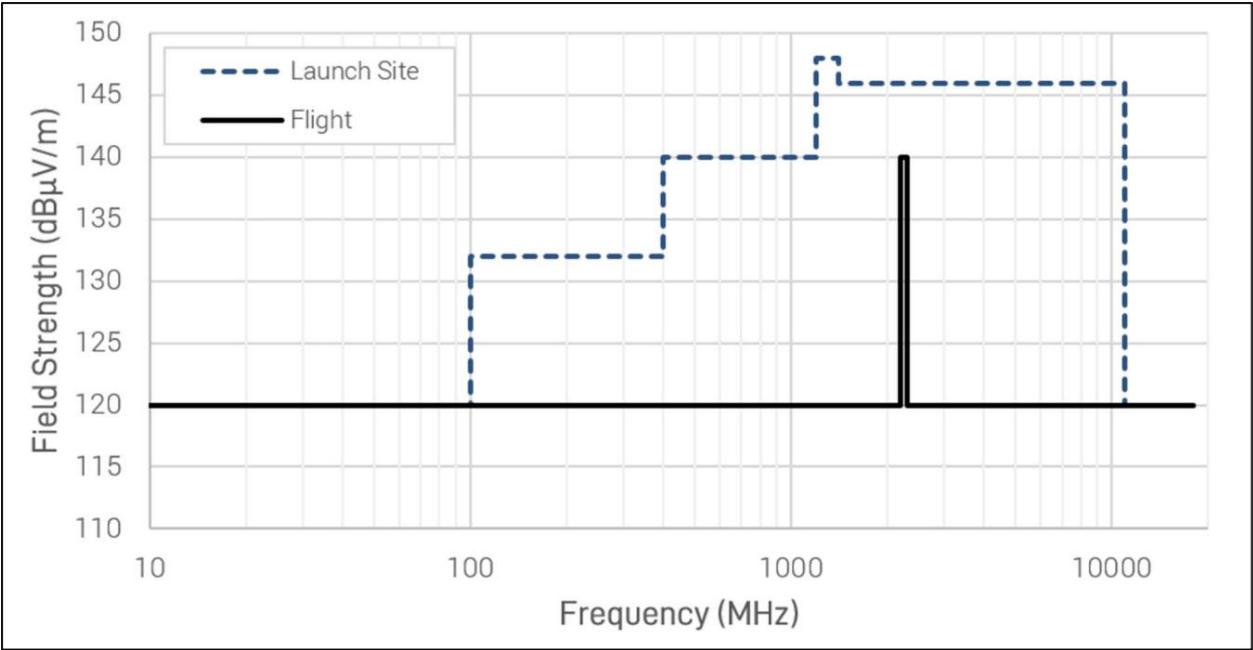


图 3-6。飞行中和环境辐射排放/有效载荷辐射敏感性限制

表 3-7:运载火箭辐射排放

频率范围 (MHz)	电场限制 (dBμV/m)
1.00 – 2200.0	120
2200.0 – 2300.0	140
2300.0 – 18000.0	120

表 3-8:发射场辐射发射

频率范围 (MHz)	电场限制 (dBμV/m)
1.00 – 100	120
100 – 400	132
400 – 1200	140
1200 – 1400	148
1400 – 11000	146
11000 – 18000	120

这些限制涵盖了运载火箭、共同有效载荷和发射场雷达发射器的预期发射。在 PPF 或机库附件中测试和集成有效载荷时,客户应假设发射场源的屏蔽为 26 dB。

3.3.6.2 最大有效载荷排放

专用拼车任务和次要拼车任务的发射包络,包括通过测试得出的 6 dB EMI 安全裕度,或通过分析得出的 12 dB EMI 安全裕度,如表 3-9 所示。

表 3-9:最大有效载荷发射

频率范围 (兆赫)	专用拼车		二次拼车测试 (dBμV/m)	
	分析 (dBμV/m)	测试 (dBμV/m)	分析 (dBμV/m)	测试 (dBμV/m)
30.0 – 1555.42	90	84	48	42
1555.42 – 1595.42	48	42	48	42
30.0 – 18000.0	90	84	48	42

标准发射服务在集成到运载火箭硬件时不允许使用有效载荷发射器。  
有效载荷发射器可以在使用表 3-10 中针对专用拼车任务和表 3-11 中针对次要拼车任务的信息进行插值后启用。



此外,任何以 (2227.5-2237.5 MHz) 和 (2267.5 - 2277.5 MHz) 频段为中心的发射机都必须等待启用这些发射机,直到“任务结束”,如任务特定阶段 2 重新进入所定义的那样(通常是最大第一次部署后 1 小时或 3600 秒)。

表 3-10:专用拼车任务发射机延迟时间 (秒)

EIRP (瓦)		0.00001	0.0001	0.001	0.01	0.1	1	10	19.95	100	1000
EIRP (dBm)		-20	-10	0	10	20	30	40	43	50	60
专用拼车任务	0.1	0.260	0.822	2.599	8.216	26.0	82.2	260	367	822	2599
	0.2	0.130	0.411	1.30	4.108	13.0	41.1	130	184	411	1300
	0.5	0.052	0.165	0.52	1.644	5.197	16.5	52.0	73.4	165	520
	1.0	0.026	0.083	0.26	0.822	2.599	8.216	26.0	36.7	82.2	260
	2.0	0.013	0.042	0.13	0.411	1.30	4.108	13.0	18.4	41.1	130
	5.0	0.006	0.017	0.052	0.165	0.52	1.644	5.197	7.34	16.5	52.0

表 3-11:二次拼车任务发射机延迟时间 (秒)

EIRP (瓦)		0.00001	0.0001	0.001	0.01	0.1	1	10	19.95	100	1000
EIRP (dBm)		-20	-10	0	10	20	30	40	43	50	60
二次拼车任务	0.1	7.746	24.5	77.5	245	775	2450	7746	10942	24495	77460
	0.2	3.873	12.3	38.8	123	388	1225	3873	5471	12248	38730
	0.5	1.550	4.899	15.5	49.0	155	490	1550	2189	4899	15492
	1.0	0.775	2.45	7.746	24.5	77.5	245	775	1095	2450	7746
	2.0	0.388	1.225	3.873	12.3	38.8	123	388	548	1225	3873
	5.0	0.155	0.49	1.55	4.899	15.5	49.0	155	219	490	1550

3.3.7 整流罩内部压力

整流罩内部压力从升空到整流罩分离前的衰减速率不超过 0.40 psi/sec (2.8 kPa/sec),但飞行期间的短暂时间段除外,此时整流罩内部压力衰减速率不大于0.65 psi/sec (4.5 kPa/sec),不超过 5 秒。 SpaceX 不会提供针对特定任务的分析。

3.3.8 飞行期间的有效载荷温度暴露

运载火箭整流罩的设计使得 Rideshare Payload 看到的温度永远不会超过图 3-7 所示的温度曲线。整流罩的发射率约为 0.9。

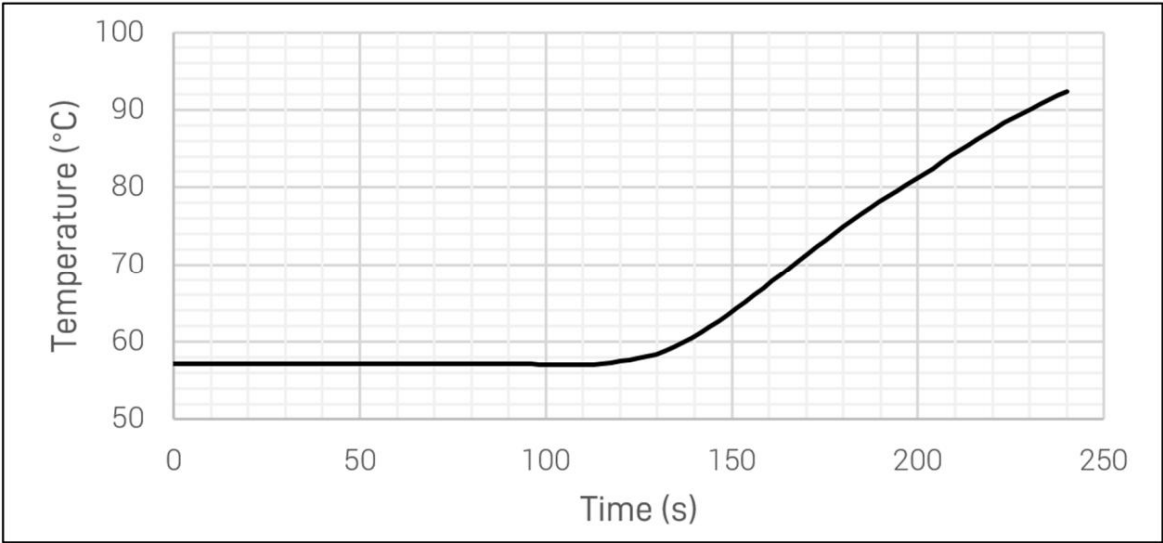


图 3-7。 Rideshare有效载荷看到的最大整流罩点温度



3.3.9 自由分子加热有效载荷经历的最大自由分子

气动加热速率在整流罩分离时小于 3,500 W/m<sup>2</sup>。自由分子空气加热显著下降,在接下来的几分钟内变得可以忽略不计。

3.3.10 有效负载导电边界温度

有效载荷和机械接口界面处的边界热边界温度和冷边界温度和电导值,如第 4.2.4 节所述,如表 3-12 和图 3-8 所示。

客户可以使用这些边界条件来运行特定负载的热分析。请注意,这些边界条件仅在时间 = 0 时的升空之后才相关,因为它们包含不适合地面的分析不确定性。表 3-1 中的对流环境完全定义了发射前环境。 SpaceX 不会提供针对特定任务的分析。

验证:建议根据本节中定义的环境对表 3-14 中定义的组合热真空和热循环测试水平和持续时间进行测试。

表 3-12:边界导电边界温度和电导

时间 (s)	高温 (°C)	低温 (°C)	最小电导 (W/°C)	最大电导 (W/°C)
0	40	-5	0	7.7
1000	42	-10	0	7.7
2000	52	-15	0	7.7
3000	52	-20	0	7.7
7200	52	-20	0	7.7

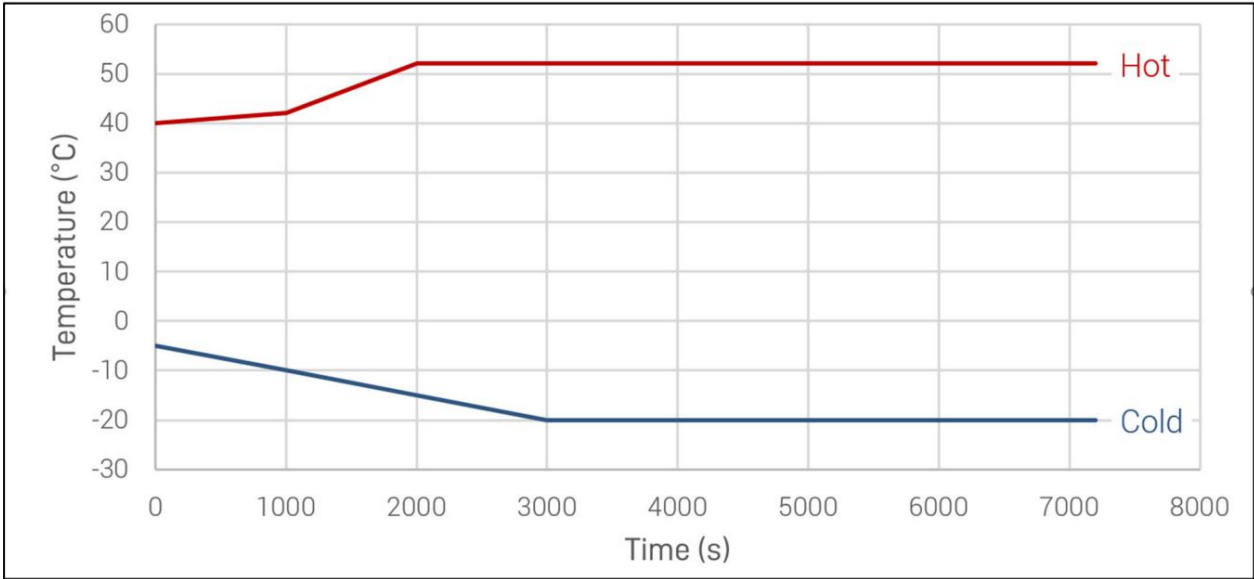


图 3-8:限定导电边界温度



3.3.11 污染有效载荷污染必须满足表 3-13 的要求。

验证 :客户负责以有效负载污染报告的形式验证是否符合此要求。

表 3-13:有效载荷污染要求

姓名	描述 在集成
视觉清洁度	到运载火箭硬件之前,必须按照 NASA-SN-C-005D 的 VC-HS 标准清洁有效载荷。
非金属材料	根据 ASTM E595 进行测试时,用于构造 Payload 的非金属材料的总质量损失不得超过 1.0%,挥发性可冷凝物质必须小于 0.1%。这将包括避免使用标记、笔和油漆笔来标记 Payload 硬件。一份完整的真空暴露非金属材料清单,包括数量 (表面积或质量)将交付给 SpaceX 进行审查。任何超标都将根据具体情况进行评估和批准。
金属材料	客户选择金属材料时将考虑腐蚀、磨损产品、脱落和剥落,以减少颗粒污染。除非有充分的电化腐蚀保护,否则将避免接触不同的金属。
有效载荷颗粒一代	有效载荷在振动声学上升环境中不会产生微粒。任何联合有效载荷或运载火箭硬件附近的任何有效载荷机制的驱动不得产生微粒。
有效负载部署	有效载荷部署系统将不包括使用非封闭烟火 (例如易碎坚果) 。
有效载荷推进	有效载荷推进系统将不会在共同有效载荷附近 (1 公里内)运行。
违禁材料	Payload 硬件不得使用以下材料: · 镉部件 · 镀镉部件 镀锌汞、含汞化合物 · · · 纯锡或锡电镀 (与铅、铋或铋合金时除外)
硅胶灵敏度	所有可能转移到共同有效载荷或运载火箭硬件的硅橡胶或 RTV 硅树脂在使用前都需要 SpaceX 的批准、协调和通知。



### 3.4 环境验证测试客户必须验证有效载荷与第 3.3 节中定义的最大预测环境的兼容性。

SpaceX 将在任务集成期间审查客户选择的验证方法以及测试结果,以确保任务安全。

#### 3.4.1 验证方法

SpaceX 允许两种环境验证测试方法:机队认证和飞行单元原型认证。

- 机队资格:一个资格单位要接受资格级别的测试,每个飞行单位都要接受验收测试级别的测试。验收测试必须在完全集成的 Payload 组件级别执行,即使 Payload 由多个较小的 Payload 组件组成。可以在有效负载成分级别执行资格验证。使用这种方法,资格测试验证结构设计,而验收测试验证工艺。
- 飞行单元原型资格:每个有效载荷飞行单元都经过原型资格测试级别。必须在完全集成的 Payload 组件级别执行测试,即使 Payload 由多个较小的 Payload 组件组成。通过这种方法,原型验证测试验证了结构设计和工艺。

在 SpaceX Rideshare Mission 上飞行的每个 Payload 都必须经过机队资格或飞行单元原型资格环境验证测试。使用机队鉴定方法的有效载荷必须提交鉴定单位与飞行单位足够相似的证据。本文中的环境验证方法

部分旨在确保共同有效载荷和运载火箭的安全。“建议”的测试旨在确保有效载荷的在轨健康和功能,但在 SpaceX Rideshare 任务中飞行所必需的。“必需”的测试必须由客户完成,以通过有效载荷分离确保任务安全。

对于在飞行有效载荷单元上执行的验收和原型测试,类似飞行测试的例外情况必须得到 SpaceX 的批准。只要满足以下标准,就允许在集成测试后对 Payload 进行有限拆卸以进行功能检查:

- 只有符合第 4.1.2 节标准的紧固接头才有资格在测试后进行拆卸。做工敏感接头 (粘合剂、环氧树脂、钎焊、焊接等)如果在测试后被修改,则需要重新测试。
- 测试后重新组装必须遵循第 4.1.2 节中的紧固件安装要求。

#### 3.4.2 文件要求客户必须向 SpaceX 提供环境测试方法摘要,包括飞行测试例外情况,供 SpaceX 在根据有效负载合同的工作说明书 (SOW) 中定义的有效负载测试之前进行审查。

已完成测试的验证测试结果摘要应在 SOW 中定义的启动活动准备审查之前提交。摘要报告必须包括所有类似飞行测试的例外情况,以供 SpaceX 批准,包括测试与飞行边界条件的详细信息,以及任何未包含在测试设置中但将在飞行配置中的硬件。如果客户选择不完成任何“建议”测试,则必须在总结报告中确认因未完成“建议”测试而导致的有效负载的固有风险。



3.4.3 有效负载单元测试级别有效负载单元

测试必须符合表 3-14 中所示的参数。表 3-15 中提供了完全容器化的 CubeSat 级别。表 3-14 中引用并在第 3.3 节中定义的 MPE 仅适用于基频大于 40 Hz 且  $Q \geq 20$  的有效载荷。

表 3-14:有效负载单元测试级别和持续时间

测试	要求/建议	船队资质		飞行单位
		资质 <sup>1</sup>	验收 必须在完全集成的 Payload 组件上执行	原型资格 必须在完全集成的情况下执行有效载荷组件
静态负载 <sup>1</sup>	必需的	1.25倍极限载荷	1.1倍极限载荷	1.25倍极限载荷
他的 振动	建议	1.25倍限制水平,在 3 个轴中的每一个中两个倍频程/分钟扫描速率	1.0 倍极限水平,3 轴各 4 倍频程/分钟扫描速率	1.25 倍极限电平,3 轴各 2 倍频程/分钟扫描速率
声学	建议	高于接受值 6 dB,持续 2 分钟	1 分钟的 MPE 谱图	3 dB 以上接受 1 分钟
震惊	建议	高于 MPE 6 dB,3 个正交轴各 3 次 高于 6 dB	不需要	比 MPE 高 3 dB,在 3 个正交中各 2 次轴
随机的 振动	必需的	3 次接受 2 分钟轴	3 轴各 1 分钟的 MPE 光谱	在 3 个轴中的每一个轴上超过 3 dB,持续 1 分钟
电磁 兼容性 <sup>2,3</sup>	必需的	6 dB EMISM 通过测试和/或 12 dB EMISM 通过分析	不需要	6 dB EMISM 通过测试和/或 12 dB EMISM 通过分析
结合 热的 真空和 热循环 <sup>4</sup>	建议	$\pm 10^{\circ}\text{C}$ 超出可接受范围,共 27 个循环	总共 14 个循环的 MPT 包络线和最小范围 (-24 至 61 $^{\circ}\text{C}$ )	$\pm 5^{\circ}\text{C}$ 超出可接受范围,共 20 个循环
压力 系统 <sup>5,6</sup>	必需的	表 6.3.12-2 中规定的压力  SMC-S-016 经过验收证明压力测试,持续时间足以收集数据。  最低 2.0 倍 MEOP 和 2.5 倍地面 MEOP	压力容器和受压元件的 1.5 倍 MEOP。 SMC-S-016 中的参考文献 4 和 5 中的其他金属加压硬件项目	见注 5

笔记:

- 静态负载测试可以通过正弦脉冲测试来实现。在某些情况下,本表中所述水平的随机振动或正弦振动测试可能会超过静载荷系数。请联系 SpaceX 了解更多信息。
- 测试验证可以根据 MIL-STD-461 在内部执行,并提供支持测试文档,或从 IEC-17025 认可 (或同等)测试机构获得。通过分析验证必须提供 (1) 在振动测试中验证的机械电池隔离抑制策略或 (2) 电磁电路和接线排放分析。对于某些 Rideshare 配置 (例如带有 GPS 接收器的航天器),可以通过演示与车载 GPS 导航系统的自兼容性来实现分析验证。
- EMISM (测试为 6 dB,分析为 12 dB)已包含在表 3-9 中。  
热循环可以作为空气中的热循环和热真空的组合来累积。建议至少包括四个 4. 热真空循环,除非有充分的理由表明有效载荷对真空不敏感。
- 压力系统不能在有效载荷级别进行原型验证。因此,压力系统必须通过组件级别的车队鉴定方法进行鉴定。如果 SpaceX 批准,供应商资格测试可以代替车队级别的资格测试。  
  
更多信息请参考第 4.1.4 节。
- 对于所有非美国运输部 (US DOT) 等级的压力容器,请联系 SpaceX 进行详细的鉴定和测试要求 (参考第 4.1.5 节)。



3.4.4 完全容器化的 CubeSat 单元测试级别完全容器化的 CubeSat 可以使用下面

表 3-15 中定义的单元测试级别和持续时间在有效负载成分级别进行测试。如果这些 CubeSat 不包括在完全集成的 Payload 装配级测试中（在第 3.4.3 节中定义），则必须使用质量模型代替它们来表示省略的 CubeSat。

如果分配器/部署器中没有直径大于 0.250 英寸 [6.35 毫米] 的孔,并且孔占分配器总表面积的 10% 以下,则 CubeSat 被认为是完全容器化的。使用未完全容器化的部署设计的 CubeSat 不属于本规范,本节也不适用于 CubeSat 分配器/部署器本身。CubeSat 分配器/部署器以及未按上述定义完全容器化的 CubeSat 都必须在表 3-14 中定义的有效负载级别进行测试。

表 3-15 :容器化 CubeSat 单元测试级别和持续时间

测试	要求/建议	船队资质		单机
		资质 <sup>1</sup>	验收 <sup>1</sup>	原型资格 <sup>1</sup>
静态负载		不需要		
他的 振动		不需要		
声学		不需要		
震惊	建议	比 MPE 高 6 dB,在 3 个正交轴中各 3 次	不需要	比 MPE 高 3 dB,在 3 个正交轴上各 2 次
随机2 振动	必需的	在 3 个轴中的每一个轴上超过 3 dB,持续 2 分钟	3 轴各 1 分钟的 MPE 光谱	3 轴各 1 分钟的 MPE 光谱
电磁 兼容性 <sup>3,4</sup>	必需的	6 dB EMISM 通过测试和/或 12 dB EMISM 通过分析	不需要	6 dB EMISM 通过测试和/或 12 dB EMISM 通过分析
结合 热真空和热 循环 <sup>5</sup>	建议	± 10 °C 超出可接受范围,共 27 个循环	总共 14 个循环的 MPT 包络线和最小范围 (-24 至 61 °C)	± 5 °C 超出可接受范围,共 20 个循环
压力6,7 系统	必需的	SMC-S-016 表 6.3.12-2 中规定的压力  经过验收证明压力测试,持续时间足以收集数据。  最低 2.0 倍 MEOP 和 2.5倍地面MEOP	压力容器和受压元件的 1.5 倍 MEOP。 SMC-S-016 中的参考文献 4 和 5 中的其他金属加压硬件项目	见注 6

笔记:

- 对于完全容器化的 CubeSats 资格测试和验收测试或 Protoqualification 测试,可以在有效载荷成分级别执行。
- SpaceX 要求对 CubeSat 进行随机振动测试,不得低于第 3.3.5 节中定义的 MPE 水平,但强烈建议 MPE 源自完全集成的有效载荷组装水平测试。客户应将未能使用派生的随机振动水平理解为对预期飞行环境的测试不足。
- 测试验证可以根据 MIL-STD-461 在内部执行,并提供支持测试文档,或从 IEC-17025 认可 (或同等)测试机构获得。通过分析验证必须提供 (1) 在振动测试中验证的机械电池隔离抑制策略或 (2) 电磁电路和接线排放分析。对于某些 Rideshare 配置 (例如带有 GPS 接收器的航天器),可以通过演示与车载 GPS 导航系统的自兼容性来实现分析验证。
- EMISM (测试为 6 dB,分析为 12 dB)已包含在表 3-9 中。  
热循环可以作为空气中的热循环和热真空的组合来累积。建议至少包括四个 5. 热真空循环,除非有充分的理由表明有效载荷对真空不敏感。
- 压力系统不能在有效载荷级别进行原型验证。因此,压力系统必须通过组件级别的车队鉴定方法进行鉴定。如果 SpaceX 批准,供应商资格测试可以代替车队级别的资格测试。  
  
更多信息请参考第 4.1.4 节。
- 对于所有非美国运输部 (US DOT) 评级的压力容器,请联系 SpaceX 了解详细的资格和测试要求 (参考第 4.1.5 节)。





#### 3.4.5 功能测试要求对于所有有效载荷,分离检测电路必须

在动态测试之前和之后进行功能验证,以确保有效载荷在上升过程中不会意外激活。根据 SpaceX 的审查,该测试可以与表 3-14 中提到的所需振动测试相结合。

#### 3.4.6 资格 - 无测试考虑仅在满足以下所有条件并在预先测

试 SpaceX 审查后正式批准的情况下,才可以在没有测试的情况下满足静载荷资格要求。

- 该结构完全是金属的,在主要负载中没有纤维增强或粘合组件

小路

- 结构设计具有简单的负载路径和明确的故障模式 · 该结构在配置和负载条件上与之之前经过测试验证的单元

相似,具有良好的后置

测试与模型的相关性

- 对关键和难以分析的元素进行了开发和/或组件测试

结构和良好的相关性已被证明

在获得批准的情况下,必须对 2.0 倍极限载荷下的允许极限载荷和 1.6 倍极限载荷下的允许屈服载荷进行分析证明正结构裕度。为了获得批准,

客户必须提供在提出请求时如何满足所有四个非测试条件的理由。



## 4 有效负载设计和接口

### 4.1 有效载荷设计要求

#### 4.1.1 安全设计因素

对于所有地面操作,有效载荷系统和结构部件的最小设计安全系数应为 1.40,对于飞行中看到的所有组合载荷应保持 1.25。

#### 4.1.2 紧固件

用于主要结构或将外部组件固定在有效载荷上的任何紧固件必须满足以下要求:

- 紧固件的直径为 0.190 英寸 (#10 尺寸代码 3,公制:5 毫米)或更大。
- 紧固件具有一种不依赖于预紧力才能发挥作用的固定形式 (例如,主要扭矩特征,如扭曲的螺纹锁紧螺母或修补紧固件、锁线/锁线、开口销、带有适当应用过程检查的螺纹锁等) 通过使用校准扭矩工具的安装程序安装紧固件,测量安装扭矩并验证保持功能是否正常 (例如测量主要扭矩并与限制进行比较,锁定线/电缆的视觉验证,用于测试螺纹锁定器的试片分离扭矩等)
- 紧固件在一个螺距宽度的螺母或螺母板的末端之外具有可接受的最小螺纹突出量。这将确保紧固件上所有完全成型的螺纹都可以承载负载,并且主要扭矩特征 (如果存在) 正确接合。

#### 4.1.3 扎带

所有用于飞行的电缆扎带必须使用金属锁定装置不可拆卸,最好由尼龙 6/6 或 ETFE/Tefzel 制成。可拆卸电缆扎带仅用于在过程中线束布线期间临时使用,并且必须在飞行前拆卸。请联系 SpaceX 获取推荐的部件号。

#### 4.1.4 压力系统压力系统是指压力

超过 0.5 个大气压的任何系统。这包括压力容器和压力组件,如阀门、配件和管道。

对于所有加压系统,必须向 SpaceX 提供以下信息:

1. 记录详细的系统设计标准、所有加压组件、特征和压力容器的飞行和地面案例的 MEOP 推导,包括阀门设定点和泄压装置尺寸。
2. 使用标准 P&ID 符号和 (excel)表格零件清单的系统示意图,包括阀门、减压阀、传感器和所有零件的参考代号。
3. 系统中所有单点故障的列表。
4. 详细说明系统设计中使用的所有材料和过程的文件,包括验证它们是  
与工作流体和任何可能的副产品兼容。
5. 压力系统各部件及整个系统的合格验收测试  
资格策略。
6. 详细记录测试和飞行之间的组合系统测试,如飞行中的偏差,包括基本原理。



#### 4.1.5 压力容器

压力容器是包含超过 2000 J 存储能量（气动和化学能）或 MEOP 大于 100 PsiD [6.9 barD] 的任何系统。包含压力但不满足上述要求的系统被认为是“压力组件”或“压力系统”。

压力容器分类及用途：

- 类型 1:全金属。符合 AIAA-S-080（当前批准的版本）
- 类型 2:带复合箍的金属内衬。符合 AIAA-S-081（当前批准的版本）
- 类型 3:金属内衬,带有完整的缠绕复合外包装。符合 AIAA-S-081（当前批准的版本）
- 类型 4:非金属内衬,带有完整的缠绕复合外包装。符合 AIAA-S-081 的适用部分

直到 AIAA G-082 完全发布。不推荐使用。

- 第 5 类:禁止在拼车有效载荷上使用全复合材料压力容器（无衬里）

##### 4.1.5.1 美国 DOT 压力容器

经美国交通部 (US DOT) 认证并在其公布的限制范围内运行的压力容器和工作流体比定制容器更受青睐。

美国 DOT 压力容器的验证：

- 供应商提供的符合性证书,说明容器最大设计压力 (MDP),包括任何特殊的供应商的瓶子设计许可。
- 瓶子的视觉效果,包括安装,展示了一种不会导致显着加载到瓶子中的安装方案（即瓶子不是瓶子本身之外任何东西的主要加载路径）。

##### 4.1.5.2 非美国点压力容器

任何非美国 DOT 分类的压力容器都需要 SpaceX 对资格和验收测试进行审查,并且必须满足以下要求：

- 无 2.3.4.5 型加压结构罐（参考第 4.1.5 节）,非压力装载的罐超过最大组合飞行应力的 15%（15% 规则）。
- 没有需要压力稳定来承受外部结构载荷的压力罐。
- 作为整体有效载荷抑制策略的一部分,在有效载荷与运载火箭硬件配合到从运载火箭部署期间,坦克的加压状态不得改变。
- 资格认证必须包括根据压力容器类型和 AFSPC 91-710 第 12 节列出的第 4.1.5 节中列出的适用 AIAA 文件的所有测试。
- 压力容器必须有一个应急泄压阀,以释放高于人员安全 MEOP 的压力（爆破压力除以 2.5）在地面操作中。
- 根据压力容器类型,压力容器必须根据第 4.1.5 节中列出的适用 AIAA 文件保持压力爆破安全系数;不低于第 3.4.3 节定义的系数或第 4.1.1 节定义的所有组合载荷工况的总体安全设计系数。承载超过压力的显着载荷（加压结构储罐、二级结构支架）的船舶必须在资格测试中包括组合载荷,并证明对第 4.1.1 节中定义的组合安全因素的测试。

##### 4.1.5.2.1 满足 15% 规则的非美国 DOT 船舶的验证

客户必须提供以下内容：

- 压力容器鉴定测试包括:爆破、循环测试、循环测试后的剩余容器强度、和振动测试。
- 验收测试策略和每艘船的验证测试。



- SpaceX 飞行模板中的组合结构载荷分析,包括所有载荷和材料假设,证明小于 15% 的最大飞行应力来自安装/外部载荷 (以证明压力容器上仅压力测试就足够了)。

- 详细记录测试和飞行之间的模拟测试偏差,包括接受的理由。

#### 4.1.5.2.2 不符合 15% 规则的非美国 DOT 船舶的验证

客户必须提供以下资料:

- 要么: (首选)在类似飞行的安装中加压至 1.25 倍飞行 MEOP 的压力容器的静态和随机振动鉴定,或者:分析报告证明在非加压振动/静态测试和仅压力 (爆破)测试之间完整的飞行应力覆盖。 · 压力容器鉴定测试包括:爆破、循环测试、压力后剩余容器强度和结构循环测试 · 验收测试策略和每容器验证测试。 · 详细记录测试和飞行之间的模拟测试偏差,包括接受的理由。



4.2 机械接口

4.2.1 发射车坐标系

运载火箭使用右手 XYZ 坐标系,用下标 “LV”表示,中心距第一级星形发动机云台后 440.69 厘米（173.5 英寸），+XLV与运载工具长轴对齐，+ZLV如图 4-1 所示,在 TE strongback 对面。XLV是横滚轴，YLV是俯仰轴，ZLV是偏航轴。



图 4-1:运载火箭坐标系

4.2.2 发射车辆整流罩

Payload 和 Co-Payload(s) 共享的总可用容量如图 4-2 所示。所有需要访问有效载荷的处理必须在整流罩封装之前完成,包括在飞行前移除/安装项目。

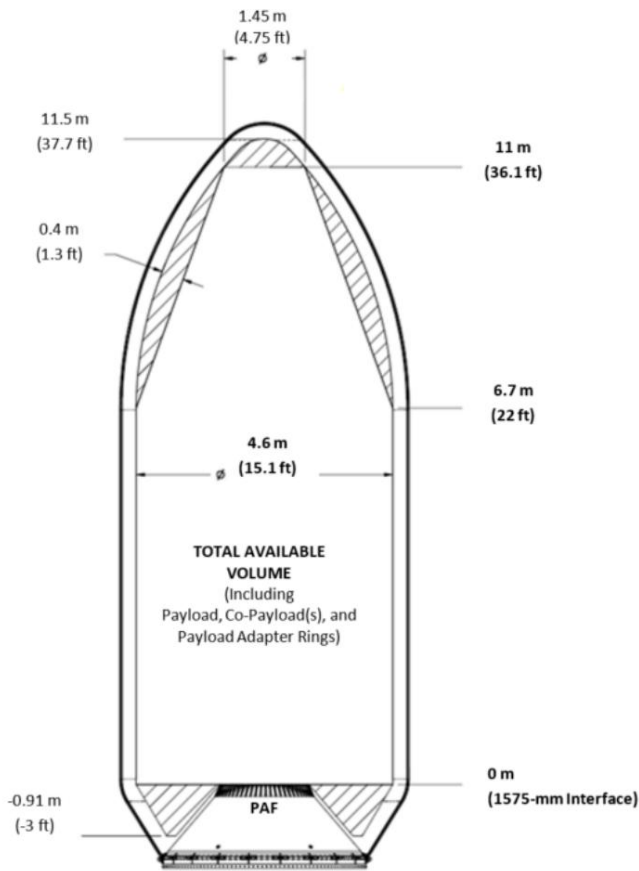


图 4-2:总可用整流罩体积



#### 4.2.3 有效载荷坐标系 有效载荷坐标系的原点固定在客

户提供的硬件和 SpaceX 提供的硬件之间的机械接口的中心。Payload 将使用右手 XYZ 坐标系,用下标 “PL”表示, XPL在 Payload 轴向方向上,如第 4.2.5 节所述。

#### 4.2.4 机械接口环

运载火箭硬件和客户提供的硬件之间的标准机械接口是机械接口环。SpaceX 将提供一个直径为 15 英寸或 24 英寸的机械接口环,带有螺母板或通孔,如图 4-3 所示。

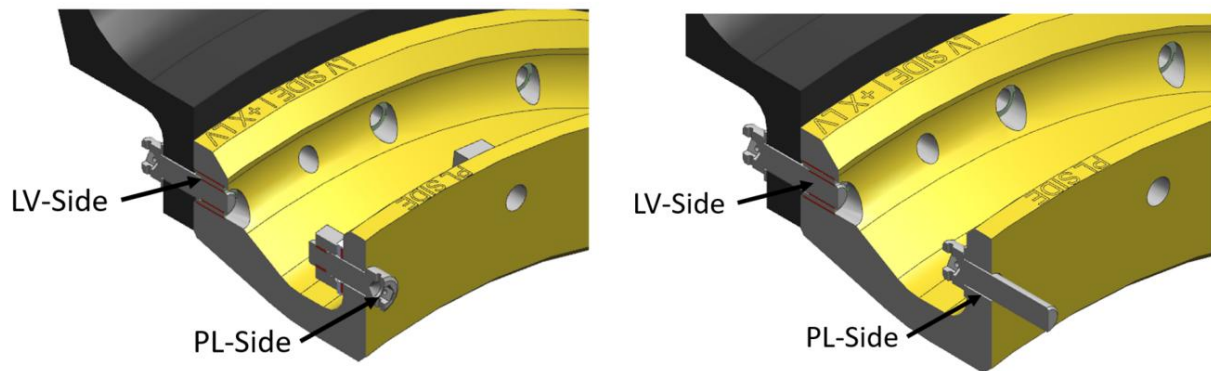


图 4-3:带螺母板 (左)和通孔 (右)的机械接口环

客户负责提供有效载荷侧紧固件和相应的紧固件结构分析。对于通孔型,客户提供的紧固件必须符合第 4.1.2 节中定义的要求。

SpaceX 负责运载火箭硬件的最终配对。

SpaceX 负责运载火箭硬件的最终配对。非标准机械接口直径可以通过使用 SpaceX 作为可选服务提供的转接板来适应 (见附录 I)。

##### 4.2.4.1 15” 机械接口环

直径为 15 英寸的机械接口环如图 4-4 所示。详细尺寸见附录 A。

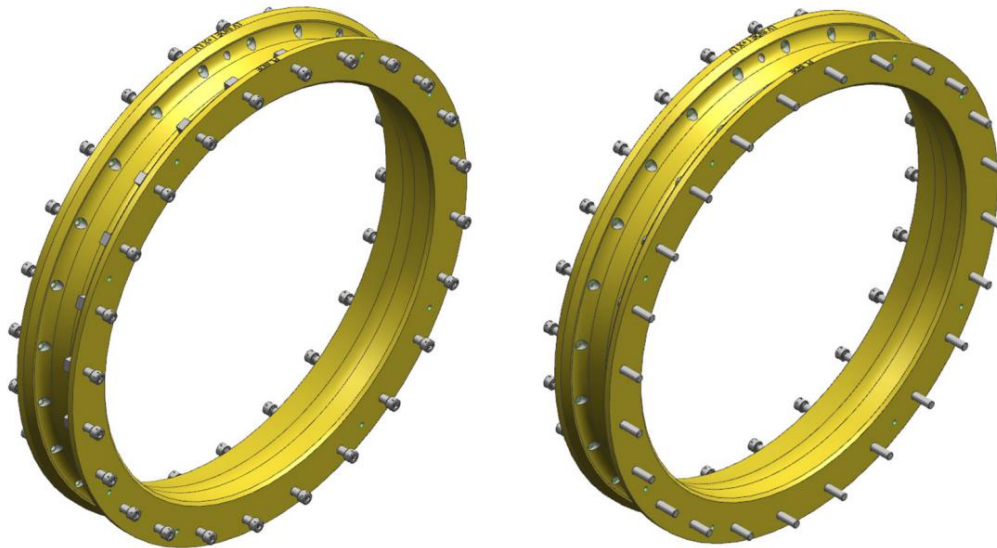


图 4-4:带螺母板 (左)和通孔 (右)的 15 英寸直径机械接口环



在螺母板配置中,有效载荷将通过 24 个 0.25 英寸直径、每英寸 28 个螺纹的紧固件与运载火箭硬件进行机械连接。在通孔配置中,有效载荷将通过 24 个直径为 0.272 英寸的通孔与运载火箭硬件进行机械连接。客户提供的紧固件长度必须达到或超过第 4.1.2 节中定义的最小可接受螺纹突出量。

#### 4.2.4.2 24" 机械接口环

直径为 24 英寸的机械接口环如图 4-5 所示。详细尺寸见附录 A。

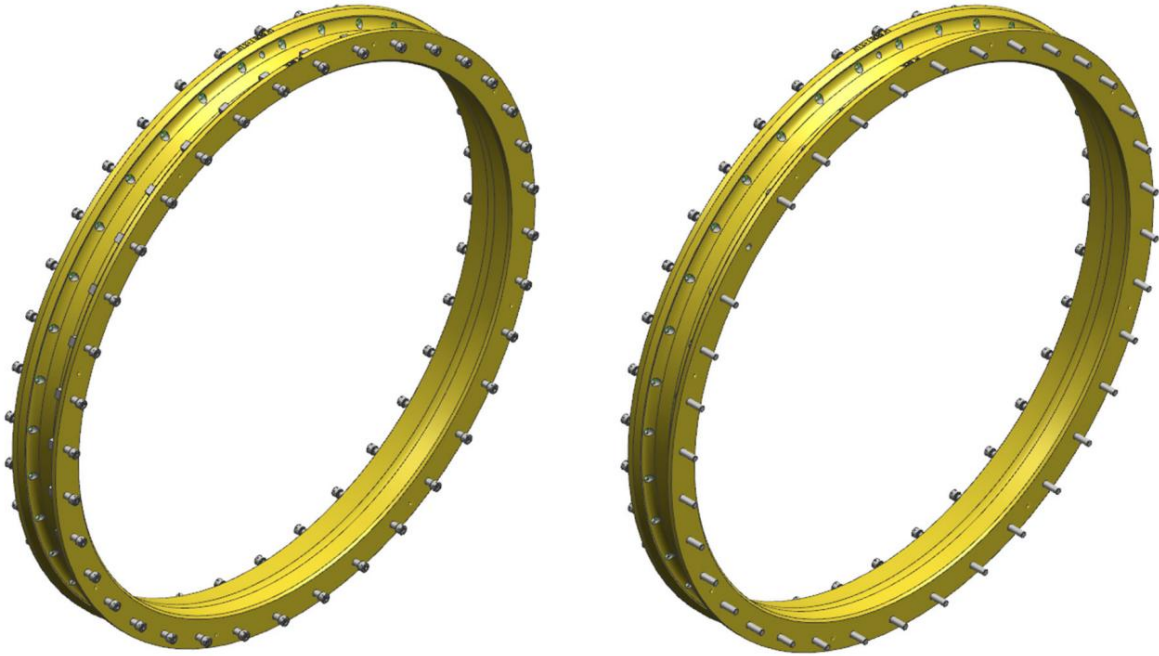


图 4-5:带螺母板 (左)和通孔 (右)的 24 英寸直径机械接口环

在螺母板配置中,有效载荷将通过 36 个 0.25 英寸直径、每英寸 28 个螺纹的紧固件与运载火箭硬件进行机械连接。在通孔配置中,有效载荷将通过 36 个直径为 0.272 英寸的通孔与运载火箭硬件进行机械连接。客户提供的紧固件长度必须达到或超过第 4.1.2 节中定义的最小可接受螺纹突出量。

#### 4.2.5 有效载荷可用量

有效负载必须限制在以下部分中定义的可用容量内。SpaceX 将通知客户 Payload 将采用分配器环还是 Starlink 适配器配置。在分配环配置中配合时,当运载火箭在发射台上垂直时,有效载荷XPL轴是水平的。在 Starlink 适配器配置中配对时,当运载火箭在发射台上垂直时,有效载荷XPL轴是垂直的。SpaceX 提供的机械接口环,在第 4.2.4 节中描述,不包括在有效载荷可用量中。

##### 4.2.5.1 分配器环

分配器环允许体积的 15 英寸直径机械接口变体如图 4-6 所示,底座为 863.6 mm (ZPL) x 828.5 mm (YPL),在XPL中延伸 1416 mm 的 60 度圆锥方向。此外,机械接口环不允许 177.8 毫米的侵入。详细尺寸请参见附录 A 中的图 A-5。分配器环的每个 15 英寸变体可容纳六 (6) 个拼车有效载荷。

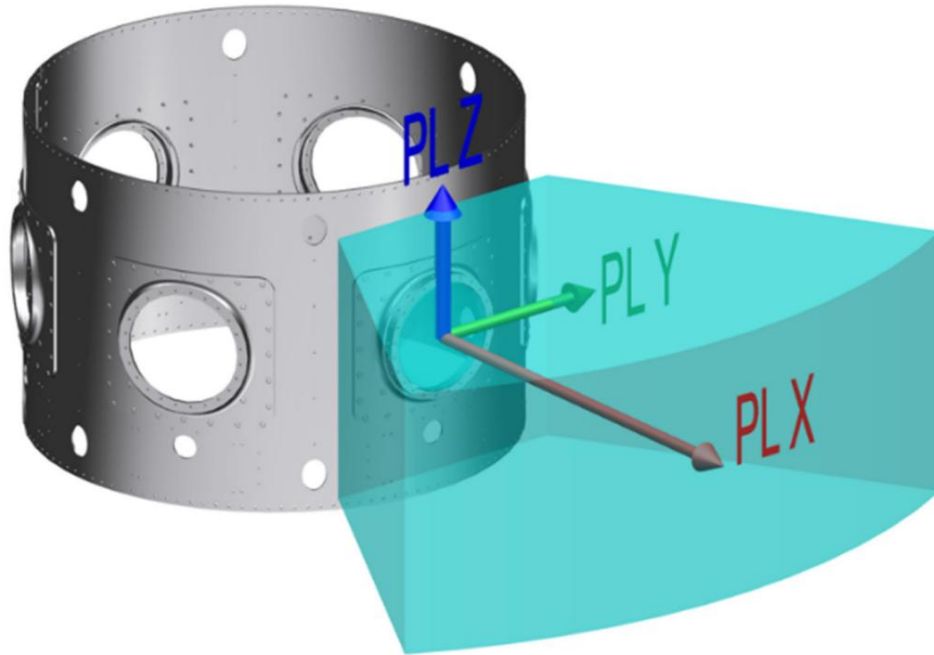


图 4-6:分配器环 15" 直径变体有效载荷允许体积

分配器环允许体积的 24 英寸直径机械接口变体如图 4-7 所示,底座为 1219 mm (ZPL) x 1494.5 mm (YPL),90 度圆锥在XPL方向上延伸 1416 mm。此外,机械接口环允许 177.8 毫米的侵入。详细尺寸请参见附录 A 中的图 A-6。分配器环的每个 24 英寸变体可容纳四个 Rideshare 有效载荷。

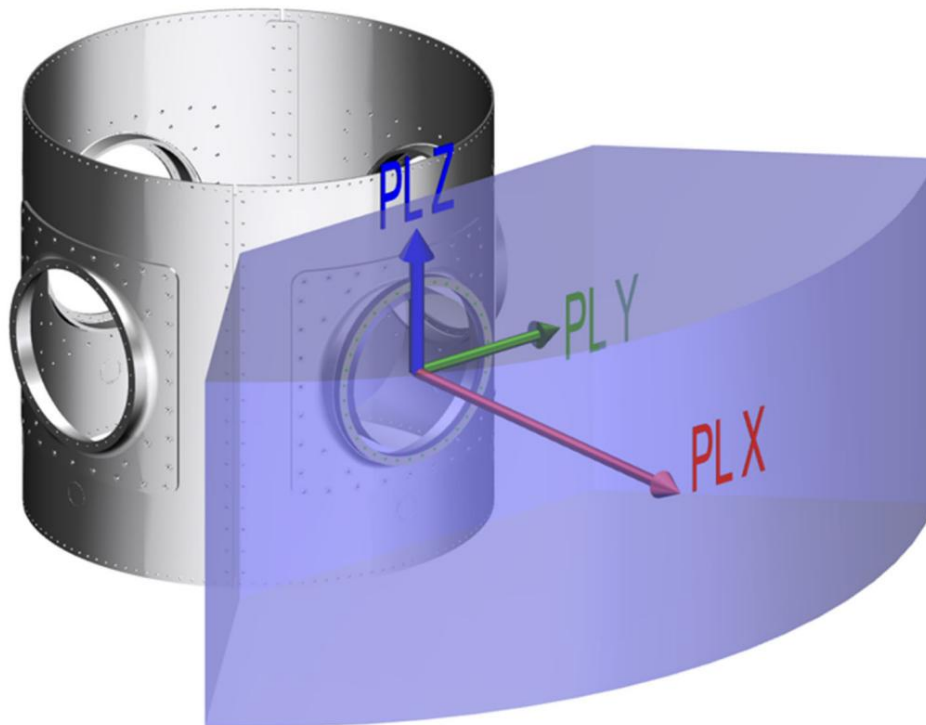


图 4-7:分配器环 24" 直径变体有效载荷允许体积





#### 4.2.5.2 星链适配器

Starlink 转接板可以容纳两 (2) 个 15” 直径的 Rideshare 有效载荷或一 (1) 个 24” 直径的 Rideshare 有效载荷。

与直径为 15 英寸的机械接口配合的有效负载具有允许的体积,如图 4-8 所示,尺寸为 711 mm (ZPL) x 711 mm (YPL) x 1016 mm (XPL)。此外,机械接口环允许 38 毫米的侵入。详细尺寸请参见附录 A 中的图 A-7。

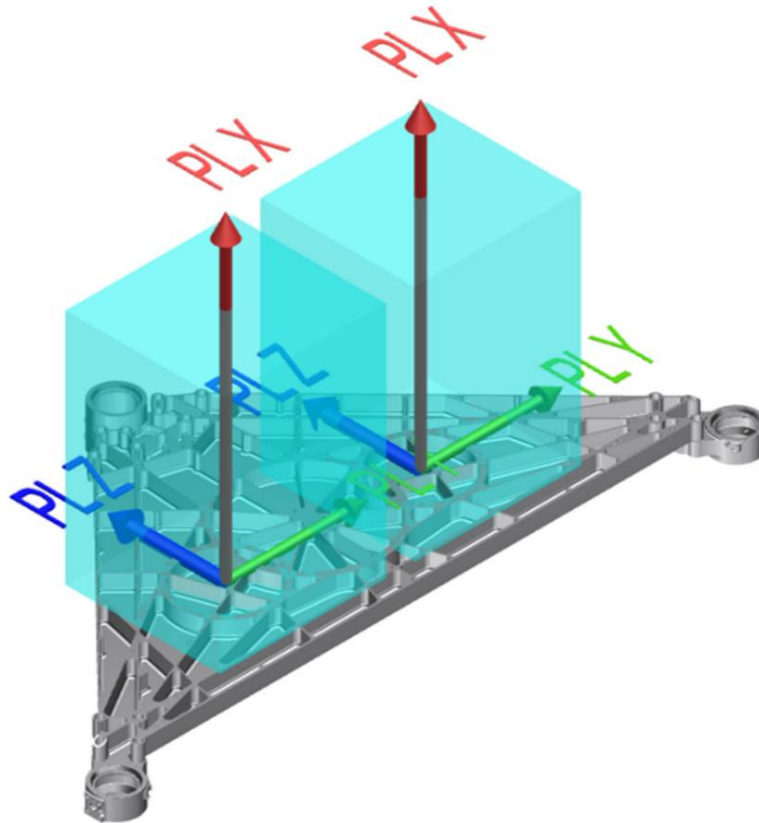


图 4-8:Starlink 适配器 15” 直径有效载荷可用体积

与 24 英寸直径机械接口配合的有效负载具有如图 4-9 所示的允许体积,尺寸为 1066 mm (ZPL) x 1219 mm (YPL) x 1524 mm (XPL)。此外,机械接口环允许 38 毫米的侵入。详细尺寸请参见附录 A 中的图 A-8。

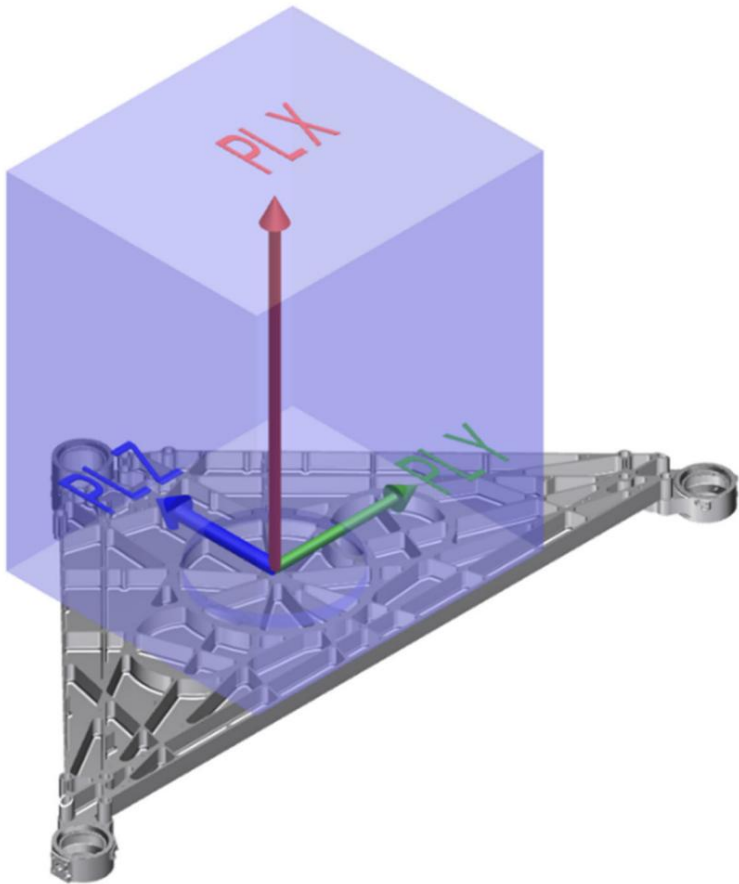


图 4-9:Starlink 适配器 24” 直径有效载荷可用体积

4.2.6 机械接口兼容性

SpaceX 可自行决定提供对运载火箭机械接口环的访问,以支持在飞行交配前在发射场进行有效载荷与运载火箭的机械配合检查。配合检查将确认机械接口环和客户有效负载接口的机械兼容性,以及 (可选)有效负载特定 ICD 中记录的脐带连接器的机械对准。

4.3 电气接口运载火箭在发射前提供有效载荷和客户

提供的 EGSE 之间的电气连接。

在发射期间,运载火箭提供飞行中的分离装置启动和分离。其他有效负载命令或交错遥测访问不作为标准服务提供。

4.3.1 标准产品界面

运载火箭在安装有效载荷的每个机械接口旁边提供了一个电气隔板。这个隔板暴露了任务中有效载荷将使用的所有通道。隔板由几个 MIL-STD-1560 连接器组成,这些连接器将被指定为特定负载 ICD 的一部分。

运载火箭提供的通道数量因通道类型和机械接口而异。

表 4-1 总结了每种通道类型的最小分配。



表 4-1:标准产品接口 - 渠道分配

频道类型	分配环 <sup>1</sup>		星链适配器	
	15” 有效载荷	24” 有效载荷	15” 有效载荷	24” 有效载荷
主要部署	4 通道 8 通道		2 通道 4 通道	
二次部署	4个频道	8个频道	2个频道	4个频道
Breakwire (PL 侧环回)	8个频道	16个频道	2个频道	4个频道
脐组 1 通道组 1 通道组 2 通道组 4 通道组				

笔记：

1. 仅对于分配器环配置,主要部署、辅助部署、断线信号和最多一 (1) 个附加脐带组的附加通道可用。如果分配器环配置需要超过任何类型通道的最小分配,请联系 SpaceX。

4.3.2 部署通道属性

部署通道以主要和次要命令对的形式提供。每次致动必须使用一个主要命令和一个次要命令。

所有与运载火箭电气系统直接连接的部署/分离装置必须具有足够的可靠性以确保安全部署。实现可靠性的首选方法是在不同的电路上使用两个独立的执行器。这些执行器中的任何一个都必须能够独立启动有效载荷分离,从而有效地消除运载火箭分离的单点故障。不鼓励这种方法的例外情况,但可以由 SpaceX 自行决定逐案考虑。

运载火箭的所有部署都将由 SpaceX 指挥。禁止使用客户提供的定时器从有效载荷内的运载火箭指挥多个部署。

运载火箭发送的每个部署命令都可以通过以下两种方式之一进行配置：

1. 恒流脉冲 :用于低电阻负载,这种操作模式可提供高达 6 A 的恒流。脉冲持续时间和电流设置的细节将被指定为特定负载 ICD 的一部分。
2. 总线电压脉冲 :用于高电阻或电机驱动负载,这种操作模式将提供 24-36 V 之间的非稳压电压信号,最大电流消耗为 6 A。将指定脉冲持续时间的细节作为特定负载 ICD 的一部分。

部署命令的具体配置将由SpaceX通过对各分离装置的分析 and 测试确定。从接收运载火箭部署信号到有效载荷物理释放的部署设备时间延迟需要表征为 < 2 秒 ± 0.5 秒的不确定性。

4.3.3 断线通道属性

断线通道用于确定有效载荷成分与运载火箭的分离状态。

断线分为两类,“PL 侧断线”用于运载火箭检测分离,“LV 侧断线”用于有效载荷检测分离。如图 4-10 所示。

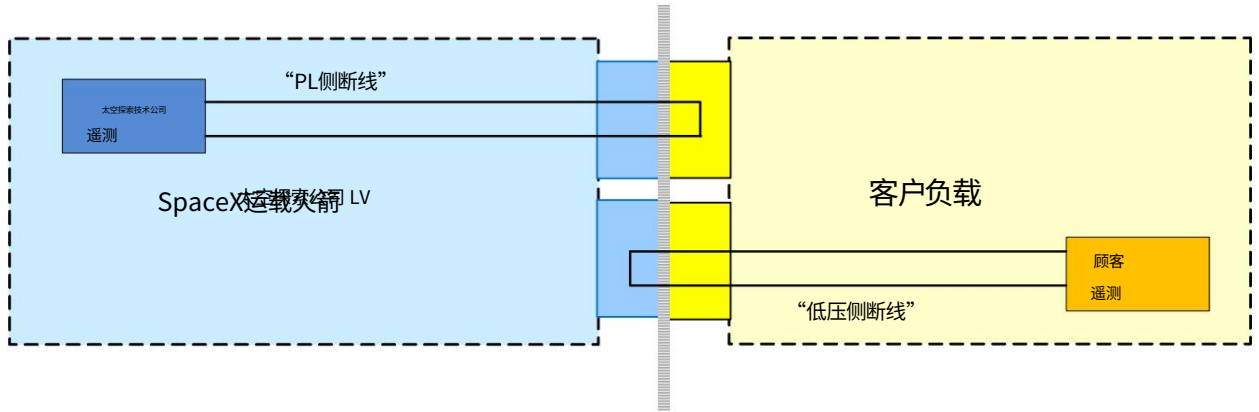


图 4-10:断线通道类别说明

从运载火箭每次部署必须使用至少一 (1) 条 PL 侧断线。SpaceX 对客户要求的 LV 侧断线的数量没有限制。

PL 侧断线通道必须从低电阻状态转换到高电阻状态,反之亦然。表 4-2 定义了每个状态所需的属性。

表 4-2:PL 侧断线电阻要求

PL 侧断线状态	电阻要求 <200 Ω
低电阻状态	
高阻态	>8 kΩ

对于 PL 侧和 LV 侧断线,可以使用环回电路或分离开关。PL 侧断线电路的最终属性,包括部署期间的预期转换,将作为有效负载特定 ICD 的一部分被捕获。

4.3.4 脐带通道特性

脐带通道提供有效载荷和客户 EGSE 系统之间的连接。脐带通道在由六 (6) 个通道组成的“脐带组”中提供。表 4-3 中规定了这些通道中的每一个的传输特性。

表 4-3:脐带通道电气特性

脐带名称示例用法		最大单向 电阻 (Ω)	最大允许 稳态电流 (A)	受控特性 阻抗
BATT_CHG_1	电池充电	5	3.5	--
BATT_CHG_2				
BATT_SNS_1	电池感应	13.5	3.5	--
BATT_SNS_2				
COMM_1	沟通	18	2.5	100 欧姆
COMM_2				

表 4-3 中的“示例用法”列表示通道的预期用法,但不是必需的。客户可以根据负载的需要使用脐带信号,但有以下限制:

- 信号的电气特性必须降低到电缆的宣传能力。
- 不得传输交流信号。



4.3.5 飞行线束设计

标准产品接口和有效负载之间的线束（以下称为“客户特定线束”）的构建责任将被指定为有效负载特定 ICD 的一部分。一般来说,任何包含部署信号的线束都将由 SpaceX 制造,而任何仅具有断线和/或脐带信号的线束将由客户制造。

对于 SpaceX 构建的客户特定线束,SpaceX 可能会要求客户在 Payload 接口处向 SpaceX 发送飞行连接器。

对于客户构建的客户特定线束,SpaceX 将向客户发送所需的飞行连接器,以连接到标准产品接口。作为任务集成过程的一部分,客户构建的客户特定线束必须按照 SpaceX 提供的线束构建指南进行设计和构建。

在所有情况下,线束设计的细节,包括长度和布线路径,都将通过 SpaceX 和客户之间的布线审查会议确定,并作为特定有效载荷 ICD 的一部分进行记录。

4.3.6 有效负载处理期间的连接性

在大多数处理和集成活动中,SpaceX 可以适应客户 EGSE 和有效载荷之间的电气连接。在 SpaceX 适配器配对、封装、运载火箭集成和推出操作期间,电气接口将不可用。在这些步骤之间,客户可以连接有效负载,如表 4-4 中所述。

表 4-4:有效负载电气接口连接

相接口连接	
有效载荷处理（在 PPF 中）	客户电缆直接连接到有效载荷
配合（在 PPF 中）无	
封装（在 PPF 中）	客户电缆到 PPF 接线盒或等效接口
运输到机库	无
预集成（在机库中）	客户电缆到机库接线盒或等效接口
LV 集成（机库内）	TE 上没有（机库内）
客户电缆到机库接线盒或等效接口	
推出	无
On pad 无（作为可选服务提供 见附录 I）	
仅飞行间隔启动和指示	

在发射操作期间,运载火箭不为拼车有效载荷提供电力。发射期间必须关闭有效载荷电池。如果提供给 SpaceX 的测试结果验证杂散发射满足第 3.3.6 节中定义的要求,则具有闭路架构的待机模式的电池可能会例外。

4.3.7 地面线束设计如果有效载荷在运载火箭机

库中充电,客户应提供一个 6.1 米（20 英尺）的线束以将有效载荷 EGSE 连接到 SpaceX 地面系统。 SpaceX 将提供 Payload EGSE 侧电连接器和任何所需的配件。

有效载荷 EGSE 和 SpaceX 有效载荷连接配件通过舱壁之间的最大总电缆长度列于表 4-5 中。 Payload EGSE 和标准产品接口之间的总电缆长度将在任务设计期间确定。一般路径如图 4-11 所示。

表 4-5:有效载荷 EGSE 和有效载荷电气隔板之间的最大预期电缆长度

发射场	PPF	机库 207
VSFB (SLC-4)	37 米 (120 英尺)	m (679 英尺)
CCFS (SLC-40)	24.5 米 (80 英尺)	196.5 m (644 英尺)
KSC (LC-39A)	24.5 米 (80 英尺)	180 m (589 英尺)

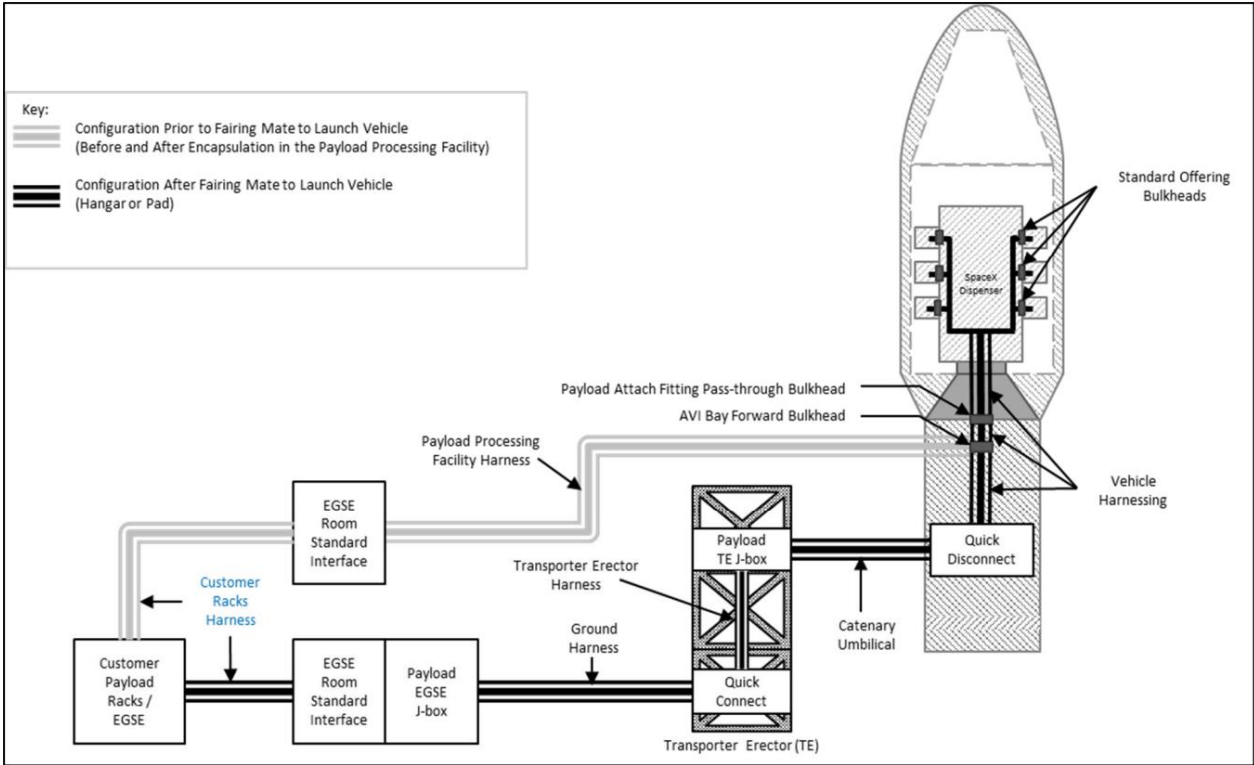


图 4-11:接地侧电气接口

4.3.8 计时服务

SpaceX 可以从其 GPS 时钟向客户提供跨程仪表组 IRIG-B000 或 IRIG-B120 时间 PPF 的 EGSE。

4.3.9 电气接口兼容性

SpaceX 可自行决定要求在运载火箭航空电子设备和分离装置之间进行电气兼容性测试。该测试将确认运载火箭启动和探测分离的能力,并将为上游发射电路和下游分离系统使用类似飞行的系统。



## 5 发射场设施

SpaceX 在以下地点运营发射场：

- 佛罗里达州卡纳维拉尔角太空部队站 (CCFS) 的 40 号航天发射场 (SLC-40) · 佛罗里达州约翰肯尼迪航天中心 (KSC) 的 39A 号发射场 (LC-39A) 和 · 东 4 号航天发射场 (SLC-4E) 在加利福尼亚州范登堡太空部队基地 (VSFB)。

有关这些发射场的详细信息,请参阅最新版本的 SpaceX Falcon 用户指南,网址为[www.spacex.com/vehicles/falcon-9/](http://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/)。

SpaceX 将提供发射场设施、设备、文件和程序,以接收客户的硬件,验证与客户硬件的接口,将有效载荷与运载火箭集成,并执行有效载荷的发射。

**5.1 设施访问和工作时间** SpaceX 支持客户人员在客户活动需要使用给定设施的发射活动期间每天两次轮班访问发射场设施,每班 8 小时。

SpaceX 还支持根据需要为客户在整个活动期间的预定活动提供 24/7 全天候访问发射场设施,前提是此类访问事先得到协调并与 SpaceX 达成一致。

SpaceX 支持 24/7 全天候 (每天 24 小时,每周 7 天)访问发射场设施,以应对与飞行硬件相关的紧急或非标称情况。

在发射活动期间,SpaceX 可能会向 SpaceX 人员、SpaceX 的承包商或其他第三方 (例如,其他客户、潜在客户、VIP、SpaceX 主办的旅行)提供短期、受控的设施访问权限。 SpaceX 无需提前通知客户对没有有效载荷或客户硬件的区域的短期、受控访问。 SpaceX 将提前通知并请求批准对有效载荷或客户硬件区域的物理或视觉访问。 SpaceX 将始终遵循客户的专有信息和安全要求。

**5.2 客户办公室** SpaceX 在有效载荷

处理期间在发射场为最多五 (5) 名客户和客户的相关第三方人员提供办公区域。办公区域可以与 Co-Payload 客户共享,并且可以位于 PPF 或附近的 SpaceX 设施。办公设施包括 100 Mbps 级别的互联网连接,这可能与其它客户互联网连接、空调和标准办公设备 (如桌椅和电话)通用。

**5.3 SPACEX 有效载荷处理设施 (PPF)**

SpaceX 在发射场为客户提供 PPF,以执行有效载荷发射前处理活动。

有效载荷和共同有效载荷可以位于处理区域中。处理区域将在基于有效载荷和共同有效载荷空间要求的特定任务发射活动计划中定义。有效载荷处理区域将：

- 一个。在 ISO 14644-1 8 级 (100,000 级)清洁度下运行。湾。在  $70^{\circ}\text{F} \pm 5^{\circ}\text{F}$  空气温度 ( $21^{\circ}\text{C} \pm 3^{\circ}\text{C}$ ) 下运行。C。在  $45\% \pm 15\%$  相对湿度下运行。d。包括吊钩高度为 100 英尺 (30 m) 的 30 吨和 10 吨起重吊车。e。为有效载荷处理活动提供 15 英尺乘 10 英尺的最小地板尺寸。

PPF 包括一个与 Payload 处理区域相邻的 Payload EGSE 区域。提供 100 Mbps 级别的 Internet 连接,这可能与其它客户 Internet 连接相同。



#### 5.4发射综合体 SpaceX 提供一个

发射综合体,包括发射台和相关的运载火箭 GSE。SpaceX 为整流罩提供调节空气,包括在发射台时对封装的有效载荷进行环境监测。

如果发射场停电,空调将在 10 分钟内通过备用电源系统恢复。

#### 5.5发射倒计时监测 SpaceX 可以在发射场为客户人员 (根

据需要确定)提供一个空间,用于发射倒计时监测。空间将在有效载荷和共同有效载荷客户之间共享,如特定任务启动活动计划中所述。





6 任务整合和服务

6.1 签约 Rideshare 发射服务

务可通过与 SpaceX 的直接合同和某些托管采购服务获得。要开始您与 SpaceX 的直接合同关系,请访问[www.spacex.com/rideshare](http://www.spacex.com/rideshare)。

6.2 美国出口和进口管制法律 SpaceX 向任何外国人 (包括客户

和/或客户的相关第三方,如果适用)提供协议中确定的所有项目、信息和服务均受美国出口管制法律的约束,包括ITAR 由美国国务院管理,EAR 由美国商务部管理。对于有效载荷和客户提供的任何硬件,包括 GSE 和推进剂 (如果有),客户必须遵守美国进出口管制法律,包括美国海关和边境保护局的清关。

如果 SpaceX 合理地确定任何一方不可能或极不可能在合理的时间内获得许可,尽管双方都做出了商业上合理的努力,SpaceX 保留重新预订客户的权利,并收取适用的重新预订费用,或终止协议并退还所有已支付给客户的款项,不计利息,不承担进一步责任。

6.3 任务管理为了简化沟通并确保客户满

意度,SpaceX 为每个发射服务客户提供从合同授予到发射的单一技术联系点 (图 6-1)。您的任务经理将负责协调任务集成分析和文档可交付成果、规划集成会议和报告、进行任务独特的分析以及协调与任务相关的所有集成和测试活动。任务经理还协调运载火箭生产、射程和射程安全集成的所有方面,以及导致发射活动的所有任务所需的许可。任务经理与客户、SpaceX 技术执行人员和所有相关许可机构密切合作,以实现成功的任务。

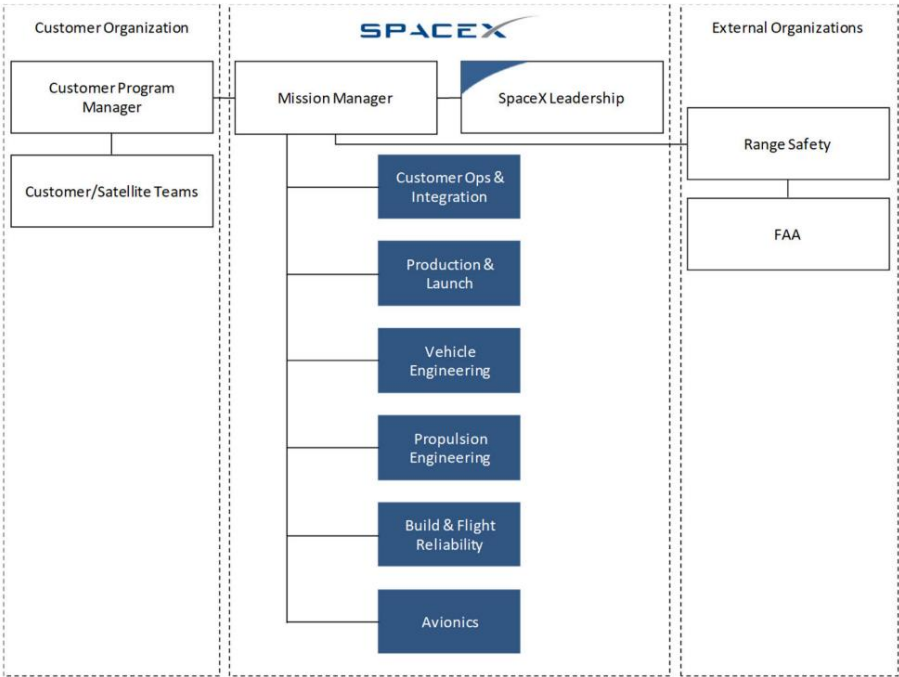


图 6-1: 任务管理组织



## 6.4 程序文件

### 6.4.1 接口控制文件 (ICD)

SpaceX 结合客户输入创建和维护有效载荷 ICD。有效载荷 ICD 将在各方之间真诚协商,并至少定义物理接口(机械和电气)、功能要求(轨道、姿态等)、有效载荷 MPE 和发射操作要求。在 SpaceX 和客户签字后,有效载荷 ICD 将优先于(如果发生冲突)工作说明书。在签名之前,Payload ICD 保留在草稿中。SpaceX 将在任务集成分析完成后交付有效载荷 ICD 以供签名。一旦交付签署,双方将真诚地努力及时签署有效载荷 ICD。

### 6.4.2 启动活动计划

SpaceX 提供发射活动计划和发射场运营时间表,包括发射范围相关文件所需的交付日期。SpaceX 将与客户协调,将运载火箭和有效载荷时间表整合到该计划中。

6.4.3 计划状态、会议、工作组和审查 SpaceX 将提供计划状态并按照以下小节所述进行会议、工作组和审查。如前所述,SpaceX 将提供可交付成果的预发副本;否则,将在相应事件发生时提供可交付成果。

#### 6.4.3.1 整合工作组

SpaceX 将根据需要组织集成工作组会议,以解决与有效载荷与运载火箭集成相关的具体问题或操作。会议日程和地点将由双方共同商定。

#### 6.4.3.2 计划审查和里程碑 SpaceX 将举行计划审查,以讨论在任务

整合分析周期完成时发射活动的准备情况。计划里程碑和时间表在有效负载合同的工作说明书中定义。



## 6.5 客户责任

客户责任包括以下各项。及时完成对

于确保 SpaceX 能够履行第 6.6 节所述的责任和义务是必要的。双方理解,客户未能履行其责任,包括任何不遵守有效载荷 ICD,可能会导致客户延误,需要重新预订并收取相应费用。

### 6.5.1 运输

- 客户负责将有效载荷和相关 GSE 交付到 PPF 或 SpaceX 指定的其他发射场设施。在有效载荷交付期间,客户仍然负责有效载荷的环境控制,直到有效载荷从其运输容器中取出,包括发电机和燃料以保持

环境控制。

- 除非 SpaceX 要求,否则客户在发射日期前不超过六周将有效载荷和 GSE 交付到发射场。交付时间将由 SpaceX 根据 Payload 和 Co Payload(s) 处理计划进行协调。
- 客户安排并执行 Payload 运输集装箱和所有客户提供的货物的装运

不迟于发布后三天从发布站点获取 GSE。

- 客户负责危险物品从入境口岸到发射的所有运输和物流场地,包括在发射场地储存所需的标签。
- 客户负责获得任何所需的许可、执照或许可,包括从美国获得客户和客户相关第三方的硬件和设备的海关和边境保护消耗品。

### 6.5.2 硬件、处理和集成

- 客户提供客户在发射场的发射准备活动所需的有效载荷和所有有效载荷唯一 GSE,在发射场与 SpaceX 硬件接口(如有效载荷 ICD 中定义),并确保所有有效载荷和有效载荷唯一 GSE 满足适当的安全要求,请参阅第 8.1 节。

- 客户将与 SpaceX 协调活动,以创建一个集成的时间表和程序,其中必要的。
- 从有效载荷到达发射场开始到整个发射活动,客户每个工作日向 SpaceX 提供一次更新的有效载荷处理时间表。时间表应包括为期三天的前瞻,总结所有需要 SpaceX 支持的项目,例如:打开加工区门、SpaceX GSE 使用(起重机、叉车、载人升降机等)以及任何其他需要 SpaceX 支持的项目。另请注意,有效载荷危险操作需要从 SpaceX 到发射场安全当局提前 72 小时通知,并提供准确的活动时间。

- 根据要求,客户将向 SpaceX 提供对对接口的飞行配对接口的访问权限在有效载荷到达发射场后但在飞行交配之前进行机械接口环配合检查。
- 客户有责任在发射场为客户和客户的相关第三方提供所有个人防护设备,例如坠落保护带。客户及客户相关第三

各方不得向 SpaceX 人员借用个人防护设备。

- 在进入 SpaceX 在发射场的清洁度控制设施(例如 PPF)之前,客户负责将所有客户提供的设备和硬件清洁到 SpaceX 指定的污染控制水平。SpaceX 提供标准清洁产品(例如异丙醇和洁净室湿巾);但是,SpaceX 人员不会清洁客户硬件。

- 在按照第 3.3.6.2 节定义的有效载荷分离之前,有效载荷一旦与运载火箭硬件配合,就不会进行射频传输。PPF 要求的任何有效载荷射频检查必须包含在第 5.3 节中提到的处理区域内。任何批准结账的时间表都将记录在启动活动计划中。



- 在运载火箭从集成机库推出到发射台之前,有效载荷将可以访问第 4.3 节中提到的用于有效载荷运行状况检查和电池充电的电线束。可以购买额外的有效载荷遥测和电池充电访问作为可选服务(见附录 I)。

### 6.5.3 危险程序在发射场为拼车有效载荷加油是

一项可选服务(见附录 I),但不是标准产品的一部分。

- 客户将提供有效载荷所需的任何加压剂和其他消耗品,包括往返发射场的此类消耗品的运输。所有 Payload 消耗品的交付必须提前与 SpaceX 协调。
- 客户将提供所有危险操作程序的预发副本,以及引用每个危险程序的有效载荷 GOP(地面操作计划)(参考附录 G)。危险程序和 GOP 由发射场安全机构审查和批准。客户还将提供发射靶场安全机构要求的任何非危险程序的副本。
- 客户将安排和实施有效载荷期间产生的危险废物的处置

根据发射范围和设施规定处理活动。

- 客户将根据发射范围和设施法规,为在有效载荷处理活动期间被有害物质污染的有效载荷 GSE 提供必要的净化设备并执行所有必需的净化活动。

### 6.5.4 出入境签证

客户负责获得客户人员所需的任何签证;包括客户的相关第三方和客人。SpaceX 可以为客户的 Launch Campaign 人员提供邀请函,以支持美国国务院签发美国入境签证。

### 6.5.5 异常、事故、事故或其他事件

如果发生异常、事故、事故或其他导致财产损失、人身伤害或其他损失的事件,客户将与 SpaceX、任何保险公司以及联邦、州和地方政府机构合作,对事件进行各自的调查,包括完成证人陈述(如适用)。此类合作将包括根据 SpaceX、保险公司或联邦、州和地方机构的合理要求,提供由有效载荷产生或与之相关的所有数据、任何地面支持以及履行协议相关的任何活动。

尽管客户有合作义务,SpaceX 仍可使用合理方式独立访问此类信息。未经 SpaceX 的审查和批准,客户和客户的客户不得就此类事件发表任何公开评论、公告或其他披露。

### 6.5.6 有效载荷许可和注册 客户应以书面形式将其在本协议项下与有

效载荷许可和注册相关的责任(包括根据《关于登记射入外层空间物体的公约》进行的注册)下达给其每一位客户。将根据要求向 SpaceX 提供适当流下的证据。客户将以附录 F 的形式提供一封信函,证明客户已获得所有必需的许可证,并且提供给 SpaceX 和/或任何许可机构的所有有效载荷信息都是完整和准确的。

### 6.5.7 与空间态势感知机构的协调

客户负责向第 18 个 SPCS 注册所有已部署的对象,以协助跟踪和识别所有已部署的有效载荷成分。有关如何注册有效载荷以及与第 18 届 SPCS 进行沟通和协调的过程的更多信息,请访问<https://www.space-track.org>。如果需要,SpaceX 可以提供与第 18 次 SPCS 人员的直接联系信息。



为了进一步帮助美国太空部队的卫星跟踪、识别、编目和防撞筛查,SpaceX 强烈建议客户在发射后尽快将前向预测的卫星星历和协方差发布到<https://www.space-track.org>。如果客户无法生成传播的星历和协方差,SpaceX 强烈建议他们与商业供应商合作 (SpaceX 可以提供建议)以签订这项工作。发布预测星历表和协方差极大地改进和加速了 USSPACECOM 的编目过程,并加强了防撞筛选。此外,SpaceX 建议客户考虑采用并遵循 NASA 航天器汇合评估和避撞最佳实践手册中概述的最佳实践,该手册可在[https://nodis3.gsfc.nasa.gov/OCE\\_docs/OCE\\_50.pdf](https://nodis3.gsfc.nasa.gov/OCE_docs/OCE_50.pdf) 找到。

## 6.6 空间责任

SpaceX 的职责包括以下项目。双方理解,SpaceX 未能履行其责任的任何重大失误都可能导致发射期或发射日期的安排发生变化;此类更改无需支付任何客户重新预订费用。

### 6.6.1 发射计划

SpaceX 将在发射期开始前大约 60 天通知客户发射日期。

上述日期将由 SpaceX 自行决定。

### 6.6.2 运输服务

- SpaceX 将在发射场的设施之间提供有效载荷和相关 GSE 的运输。  
这包括将有效载荷从 PPF 运输到发射场,以及在发射场设施之间运输危险液体和气体。

- SpaceX 将为 Payload 和相关的 GSE 运输活动提供发射范围协调,当在发射现场。

- 在发射靶场要求的范围内,SpaceX 将为 Payload 和发射场的 GSE 运输活动。
- SpaceX 将按照合理的时间表为

客户的非美国人员提供指定场外停车场和 SpaceX 发射场设施之间以及 SpaceX 设施之间的交通服务。美国政府法规要求非美国人员和代表非美国实体的美国人员在美国政府发射场上必须有护送。

### 6.6.3 有效负载集成和相关硬件

- SpaceX 将领导将有效载荷与运载火箭物理集成所需的操作,包括任何涉及集成有效载荷和运载火箭硬件的操作。
- SpaceX 将提供所有非 Payload 唯一封装设备、处理封装 Payload 所需的 GSE,以及将封装 Payload 传输到 Launch Complex 所需的 GSE。
- SpaceX 将在发射时提供将封装的有效载荷与运载火箭集成的设备

复杂的。

### 6.6.4 摄影服务

SpaceX 可自行决定在选定的有效载荷处理、测试和集成操作期间提供静态摄影和/或摄像服务。此服务不包括实时或接近实时的照片或录像的传送或广播。

所有用于发布的媒体均须遵守 Launch Range 安全程序、美国出口管制法律,并在适用的情况下,事先获得美国政府的书面批准。包含 SpaceX 硬件或设施图像的媒体也需要事先获得 SpaceX 的书面批准才能发布。



6.6.5 安全

当客户飞行硬件存在时,SpaceX 通过锁定设施 (安全卡访问或密码锁)、闭路视频监控和/或人员在相关发射场设施每天 24 小时在场提供安全保障。在发射场安全当局要求非必要人员撤离的任何危险操作期间,视频监控将是唯一可用的监视方法。客户将无权访问 SpaceX 的视频片段。

6.6.6 启动活动

SpaceX 将准备并执行有效载荷的发射。从 Payload 到达发射场和整个发射活动开始,SpaceX 任务经理将在每个工作日至少向客户提供一次更新的发射活动时间表 (包括关键里程碑和联合行动)、相关的发射靶场安全状态和信息,以及运载火箭集成状态。

SpaceX 可能会在发射前在发射台进行一次或多次运载火箭湿式彩排 (包括向运载火箭装载推进剂)和静态点火测试 (包括第一级发动机点火)。SpaceX 可以使用与运载火箭配合的封装拼车有效载荷来执行这些操作。

6.6.7 设施支持和运营

SpaceX 将把有效载荷处理活动的调度与运载火箭处理活动相结合。SpaceX 将维护和传达综合时间表和程序。此外,SpaceX 将充当 Launch Range 与客户之间的主要联络点,并协调所有 Launch Range 支持,包括以下内容

- 一个。发射靶场安全和徽章控制
- b.发射范围调度
- c.发射靶场系统安全
- d.气象学
- e.通信和计时
- f.防火
- g.非危险液体和气体 :根据 MIL-PRF-27407 ,A 级 (最大 5700 psi)b. 气态氮。符合 MIL-PRF-27401 ,A 级 (最大 4150 psi)的气态氮 c.压缩空气 (最大 120 psi)异丙醇 (IPA)

SpaceX 将在整个 Payload 处理和封装阶段维持 PPF 管理和调度职责。作为设施经理,SpaceX 将需要对 Payload 活动进行一些监督。

SpaceX 将为客户提供有关 PPF (起重机、警示灯等)和适用的发射靶场/设施安全和安保程序的培训。培训将在有效载荷到达发射场和卸载之前提供。

6.6.8 许可和注册

SpaceX 将向客户提供商业上合理的支持和信息,以使客户能够满足所有适用监管/许可机构和相关法规的要求,包括发射靶场安全、美国国务院和商务部、美国联邦航空局、美国联邦通信委员会和CSLA。

每一方将负责获得所有许可以履行其在协议下的义务。例如,SpaceX 负责许可从 SpaceX 提供的硬件进入自由空间的射频发射,而客户负责许可从客户提供的硬件进入自由空间的射频发射。



如果客户或客户的任何相关第三方采取或未能采取 SpaceX 合理确定需要延迟任何申请或修改 SpaceX 负责获得的任何许可的行动,SpaceX 保留重新预订客户的权利,适用的重新预订费用。

#### 6.6.9 任务整合分析

如果需要,SpaceX 将进行以下分析以支持有效载荷。客户使用第 3 节中的要求验证所有其他环境。

##### 6.6.9.1 弹道

SpaceX 执行轨迹和性能分析,以分析以下任务参数:

一个。标称飞行时间线、剖面图 (高度和加速度的曲线。与时间的关系)和地面轨迹 b。整流罩抛弃处的自由分子加热环境 c。地心地地固定 (ECEF) 有效载荷分离状态向量 d。有效载荷和共同有效载荷部署时间线 e。轨道注入精度

SpaceX 分析并实施了一个以地球为参考的发射轨迹、一个以地球为参考的上升姿态剖面图和一个以地球为参考的有效载荷分离姿态,将用于整个发射期间的所有日期和时间。SpaceX 不会在发射期间的不同日期/时间实施多条轨迹,并且在上升或有效载荷分离期间不提供太阳参考或惯性参考姿态。结果将由 SpaceX 提供。

##### 6.6.9.2 避免碰撞

SpaceX 进行分析以确定在有效载荷和共同有效载荷分离后是否需要避免机动。该分析将表征分离后一个轨道的第二级与有效载荷之间的相对分离距离。此分析将假设有效负载在分析期间不执行任何推进活动。SpaceX 不对潜在碎片或其他空间物体的碰撞避免进行额外分析。这些结果将由 SpaceX 提供,作为第 6.6.9.1 节中描述的轨迹和性能结果的一部分。

SpaceX 与美国联邦航空局和联合空间运营中心 (CSpOC) 等适用的美国监管机构协调,以选择一个发射窗口,在任务期间与另一个空间物体发生碰撞的风险足够低。为了促进与监管机构的协调,SpaceX 将利用有效载荷 ICD 中记录的分离系统对有效载荷施加的分离速度和轨迹分析预测的位置。发射后三 (3) 小时内的任何有效载荷推进机动或二次有效载荷部署必须与 SpaceX 协调,以纳入 CSpOC 分析,并将记录在有效载荷 ICD 中。

##### 6.6.9.3 耦合负载

SpaceX 执行 CLA 以验证预测的动态飞行载荷和有效载荷的响应是否在第 3.3.1 和 3.3.2 节中描述的 MPE 范围内。如果发现任何结果超过第 3.3.1 和 3.3.2 节中描述的 MPE,SpaceX 将向客户提供 CLA 结果以供进一步评估。

##### 6.6.9.4 有效负载分离

SpaceX 可以对从运载火箭部署的 MicroSat 级有效载荷成分进行分离分析,以验证客户提供的分析,如第 2.3 节所述。没有专门分析来自容器化部署者的 CubeSat 部署;相反,SpaceX 依赖于客户提供的分离属性。

这些结果用作防撞分析的输入。由于有效载荷质量属性和晃动不在 SpaceX 的控制范围内,SpaceX 将通过理想的分析案例评估要求的合规性。如果需要,



SpaceX 将提供一份演示文稿,总结分析结果,并强调 Payload 的任何问题或疑虑。

#### 6.6.9.5 有效载荷间隙

在任务的所有阶段,SpaceX 执行间隙分析,以验证运载火箭和有效载荷之间的动态包络兼容性,以及有效载荷的共同有效载荷。对于超过附录 A 中定义的允许有效载荷允许量的任何有效载荷,将向客户提供清关分析结果。





## 7 运行本节描述了从

CCFS、KSC 和 VSFb 发射的运载火箭运行。SpaceX 的发射操作旨在快速响应（目标是从车辆从机库推出到发射不到一小时）。

强烈鼓励客户开发与快速发射前运营概念相一致的发射准备能力和时间表。

### 7.1 概述和时间表运载火箭系统和相关操作的设计旨在

实现最小的复杂性和最短的发射台时间。客户有效负载处理在 PPF 中执行。在完成独立的有效载荷操作（超过 7 天）后，SpaceX 将有效载荷与运载火箭硬件配对，然后在 PPF 进行整流罩封装。有效载荷和共同有效载荷的到达将由 SpaceX 安排，并且可能错开。然后将封装的组件运送到集成机库。运载火箭在发射综合体的集成机库中进行处理，然后装载到 TE。封装组件在大约 L-5 天后与运载火箭配对，然后进行端到端系统检查。运载火箭系统设计用于在同一天推出和发射。

### 7.2 RIDESHARE 有效载荷交付和运输有效载荷和相关 GSE 必须由客户交付到发射场。SpaceX 将协

助安排 Air

强制基地访问。

### 7.3 RIDESHARE 有效载荷处理 SpaceX 提供 ISO 8 级（100,000

级）PPF 用于处理客户有效载荷，包括设备卸载、拆包/包装、最终组装、非危险飞行准备和检查。PPF 可供客户每天进行两次 8 小时工作班次。VSFB 和 CCFS 的 PPF 中可用的布局以及标准服务和设备可在 SpaceX Falcon 用户指南中找到，最新版本可在[www.spacex.com/vehicles/falcon-9/](http://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/)上找到。

---

PPF 还设计用于适应危险操作，例如自然推进剂装载和军械安装。加油操作被允许作为一项可选服务（见附录 I）。

### 7.4 联合操作和集成联合操作在客户完成与机械接口环的有效载荷配合

后开始。载荷（带有机接口环）与运载火箭硬件的配合和整流罩封装由 SpaceX 在 PPF 内执行。整流罩封装在垂直方向上进行。运输以垂直方向进行，并在整个运输活动中提供环境控制。一旦到达运载火箭集成机库，封装的组件就会旋转到水平位置，并与已经定位在 TE 上的运载火箭配合。

一旦封装组件与运载火箭配合，机库设施 HVAC 系统通过整流罩空调管道连接，以保持整流罩内部的环境控制。有效载荷和共同有效载荷然后重新连接到 EGSE（如果需要），并且客户有最后机会在运载火箭推出和发射之前执行电气检查。

## 7.5 发射操作

### 7.5.1 组织

SpaceX 和 Launch range 之间的决策角色细分可以在 SpaceX Falcon 用户指南中找到，最新版本可在[www.spacex.com/vehicles/falcon-9/](http://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/)上找到。



### 7.5.2 发射控制发射倒计时监控和在

发射倒计时期间对有效载荷遥测的访问可作为可选服务提供（见附录 I）。发射控制中心内的空间将在有效载荷和共同有效载荷客户之间共享,如发射活动计划中所述。

### 7.5.3 推出和垫操作

在所有有效载荷和共同有效载荷 EGSE 断开并验证准备就绪后,可以将集成运载火箭从机库推出到 TE 上的停机坪。一旦运载火箭到达发射台,整流罩空调系统就会重新连接,这有助于通过升空保持环境控制。通过接地电缆提供电气连接（参考第 4.3.6 节）。运载火箭通常只架设一次,但如有必要,可以轻松地将其恢复到水平方向。

### 7.5.4 倒计时

运载火箭旨在支持短至一小时的倒计时持续时间。在倒计时初期,车辆执行 LOX、RP-1 和压力加载,并执行一系列车辆和范围检查。TE strongback 在发射前收回。自动软件定序器在终端倒计时期间控制所有关键的运载火箭功能。最终发射活动包括验证飞行终止系统状态、转移到内部电源和激活发射器。发动机点火发生在起飞前不久,而运载火箭通过液压夹具固定在底座上。飞行计算机在发射前保持期间评估发动机点火和全功率性能,如果满足标称标准,则在 T-0 时激活液压释放系统。如果检测到任何非标称情况,则会执行安全关闭。

### 7.5.5 回收和擦洗运载火箭系统和

操作的设计目的是在适当的时候进行回收操作。尽管每个回收事件和发射窗口要求都是独一无二的,但运载火箭提供了在给定发射窗口内执行多次回收的一般能力,从而消除了不必要的发射延迟。

在发射擦洗的情况下,TE 和运载火箭将保持垂直。但是,对于任何长时间的发射延期,SpaceX 都会将 TE 上的运载火箭送回机库。

### 7.6 飞行操作有关运载火箭飞行操作的摘要,

包括升空、上升和有效载荷分离,请参见最新版本的 SpaceX Falcon 用户指南,可从[www.spacex.com/vehicles/falcon-9/](http://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/) 获取。SpaceX 将在有效载荷分离后不久向客户提供快速查看的轨道注入报告,包括附录 E 中所述的最佳估计有效载荷分离状态向量。客户负责在与运载火箭分离后跟踪和联系有效载荷。



## 8 安全

### 8.1 安全要求客户在设计 and 操作其飞行和

地面系统时必须遵守 AFSPCMAN 91-710 Range Users Manual。这些要求包括机械设计、电气设计、流体和压力系统、起重和搬运系统、军械和射频系统、GSE 以及其他设计和操作特性。SpaceX 将充当客户与靶场之间的安全联络人,并将提供文件合规性模板。

### 8.2 危险系统和操作

大多数范围考虑危险系统和操作,包括军械操作、低于 4 比 1 安全系数的加压系统、起重操作、包含有毒或有害材料的操作或系统、高功率射频系统和激光系统、电池、以及各种其他系统和操作。系统设计及其操作的细节将决定系统或相关操作是否被认为是危险的。

通常,被认为是危险的操作系统需要额外的预防措施,例如加压剂和推进剂之间的冗余阀门。其他预防措施将在 SpaceX 和发射场的安全批准过程中确定。所有危险操作都需要在执行前获得 SpaceX 和发射场批准的程序。尤其是军械作战,需要协调以提供减少的射频环境、清除区域、安全支持和其他要求。

### 8.3 弃权对于不符合

安全要求但被认为可以接受地面运行和发射的系统或操作,通常会产生弃权以供发射靶场安全当局批准。豁免需要大量协调,被认为是最后的手段;它们不应被视为标准做法。



## 附录 A:机械接口 (环和体积)

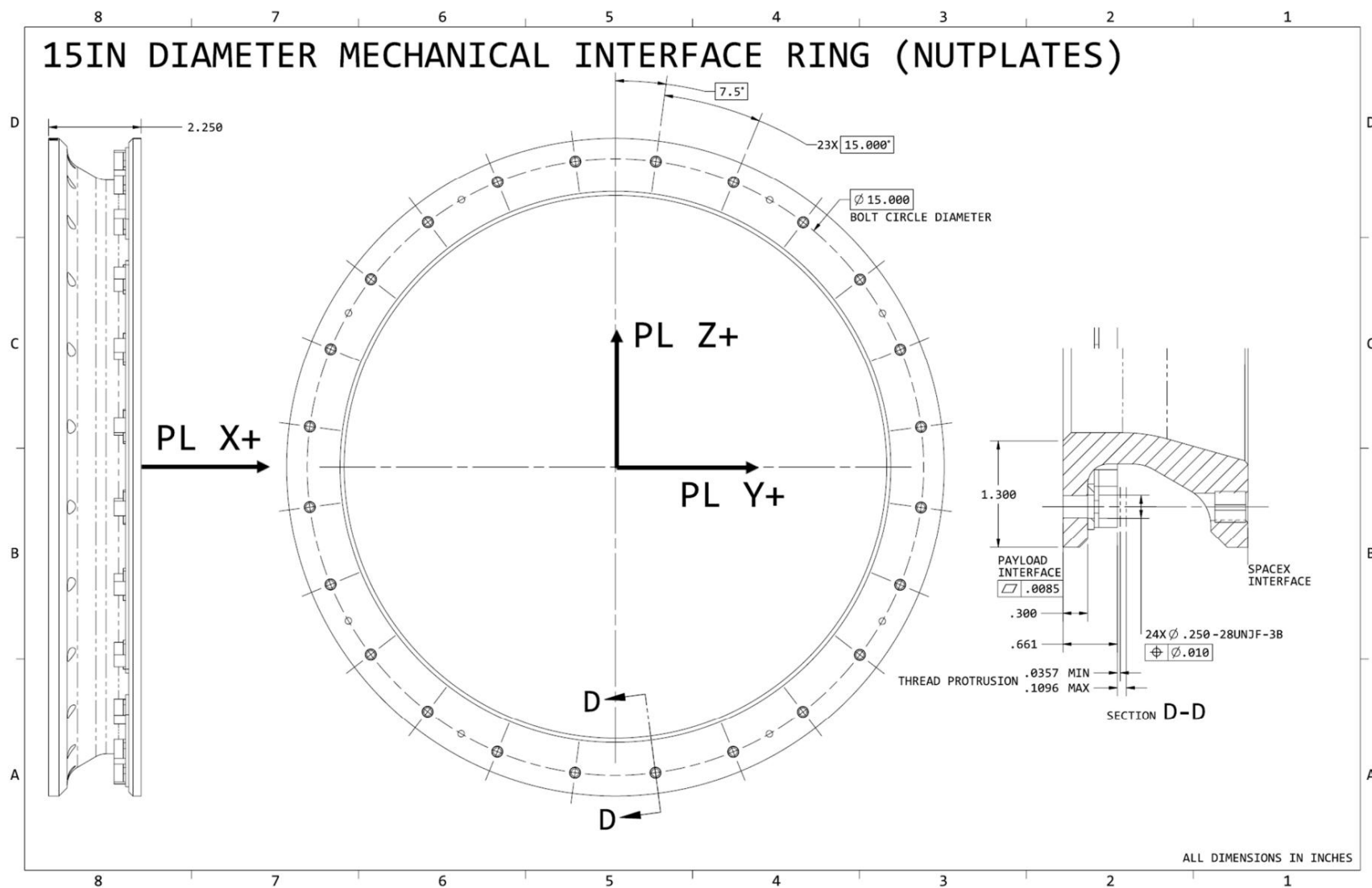


图 A-1:15 英寸直径机械接口环 (螺母板)

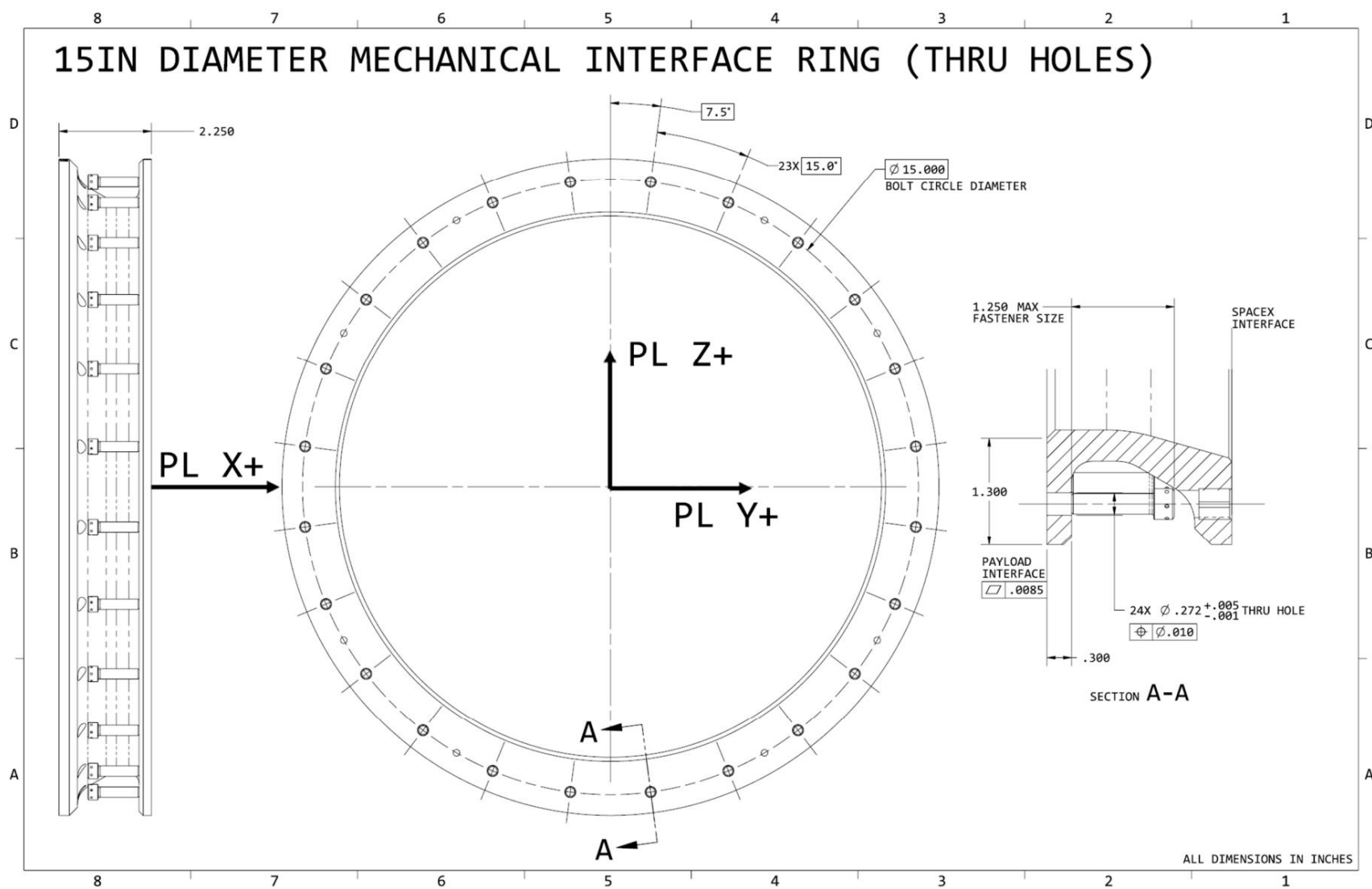


图 A-2:15 英寸直径机械接口环 (通孔)

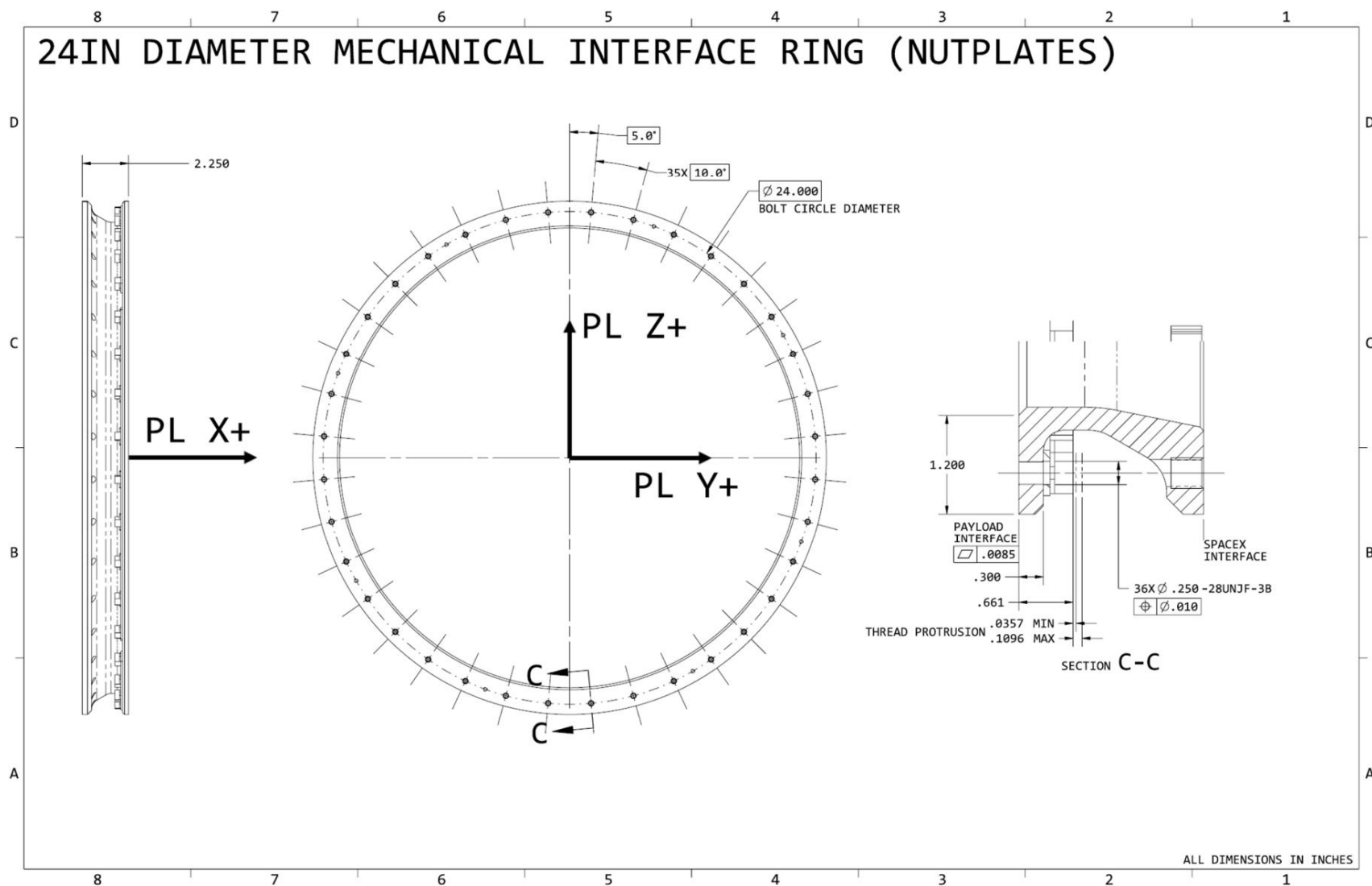


图 A-3:24 英寸直径机械接口环 (螺母板)

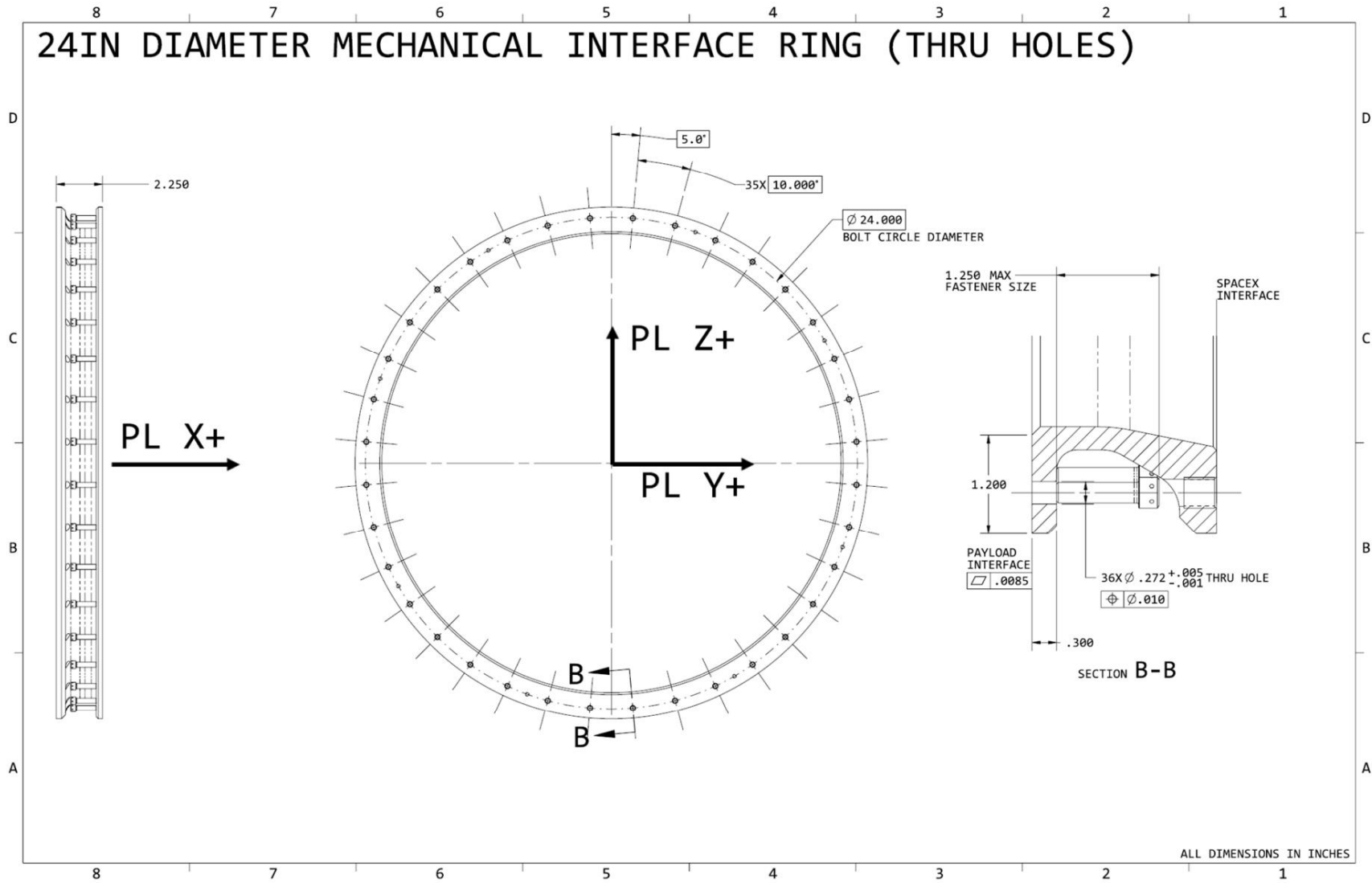


图 A-4:24 英寸直径机械接口环 (穿孔)

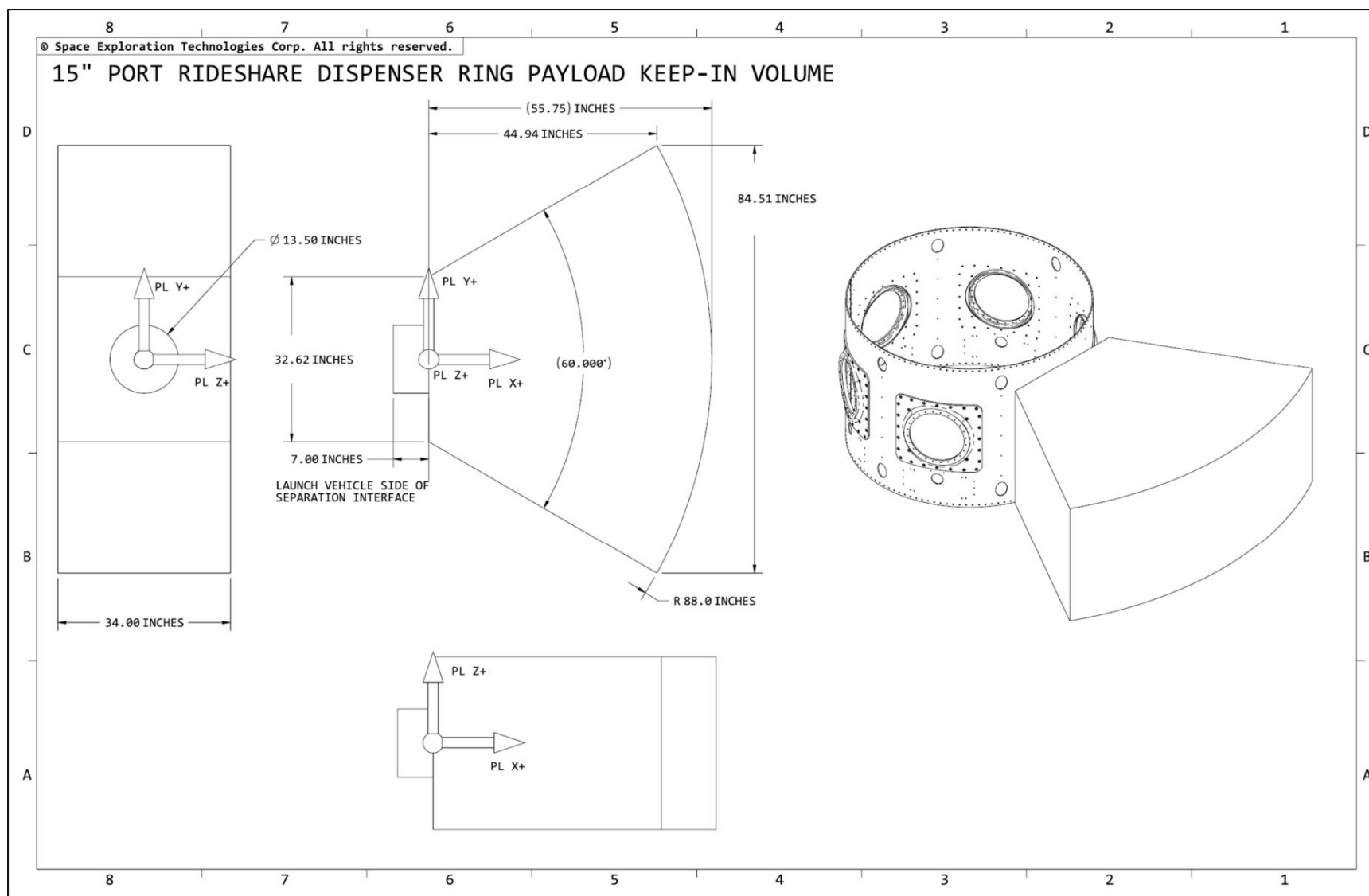


图 A-5:Rideshare 分配器环 15 英寸直径机械接口保持体积图



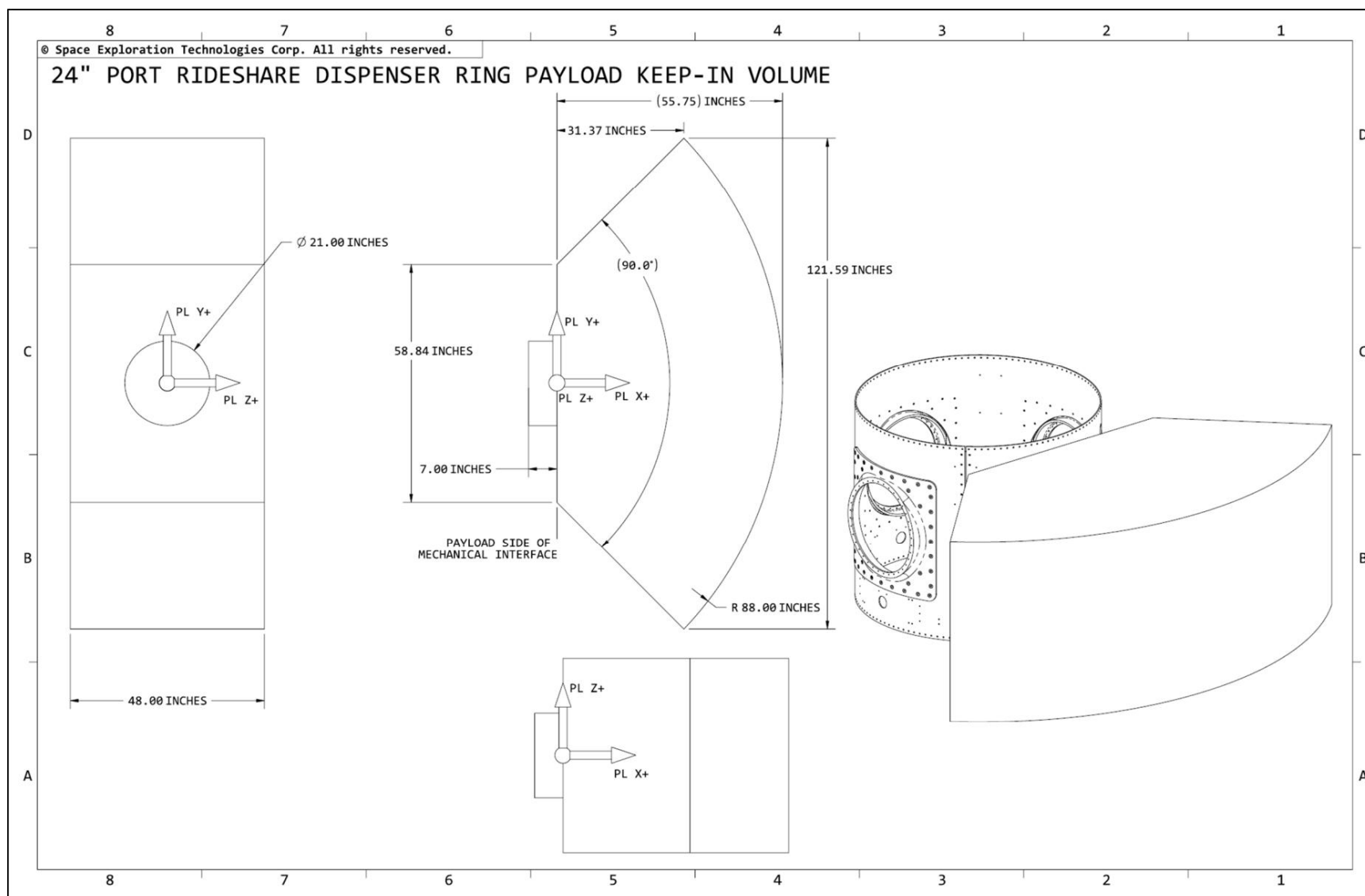


图 A-6:Rideshare 分配器环 24 英寸直径机械接口保持体积图

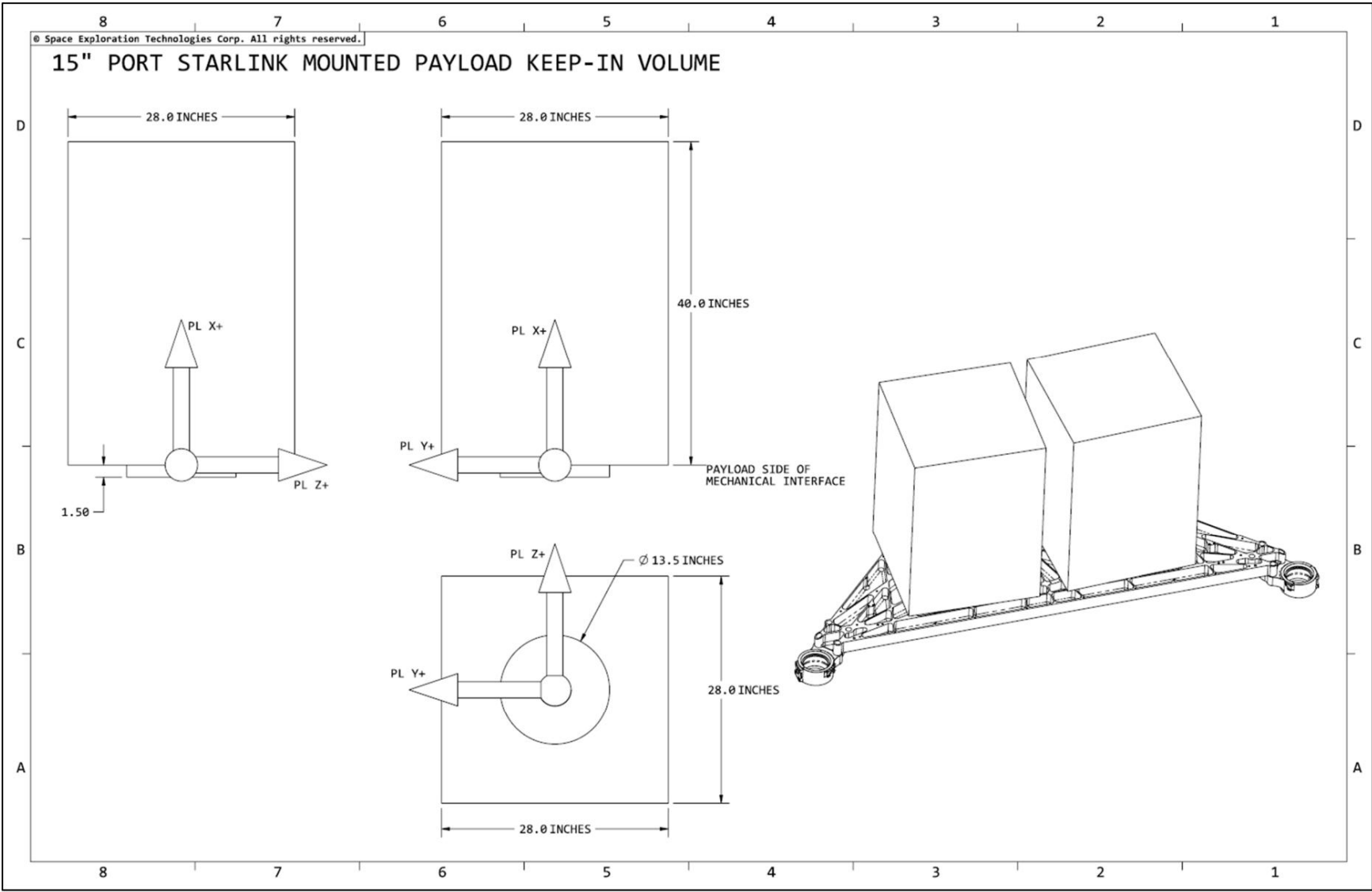


图 A-7:Starlink 适配器 15 英寸直径机械接口保持体积

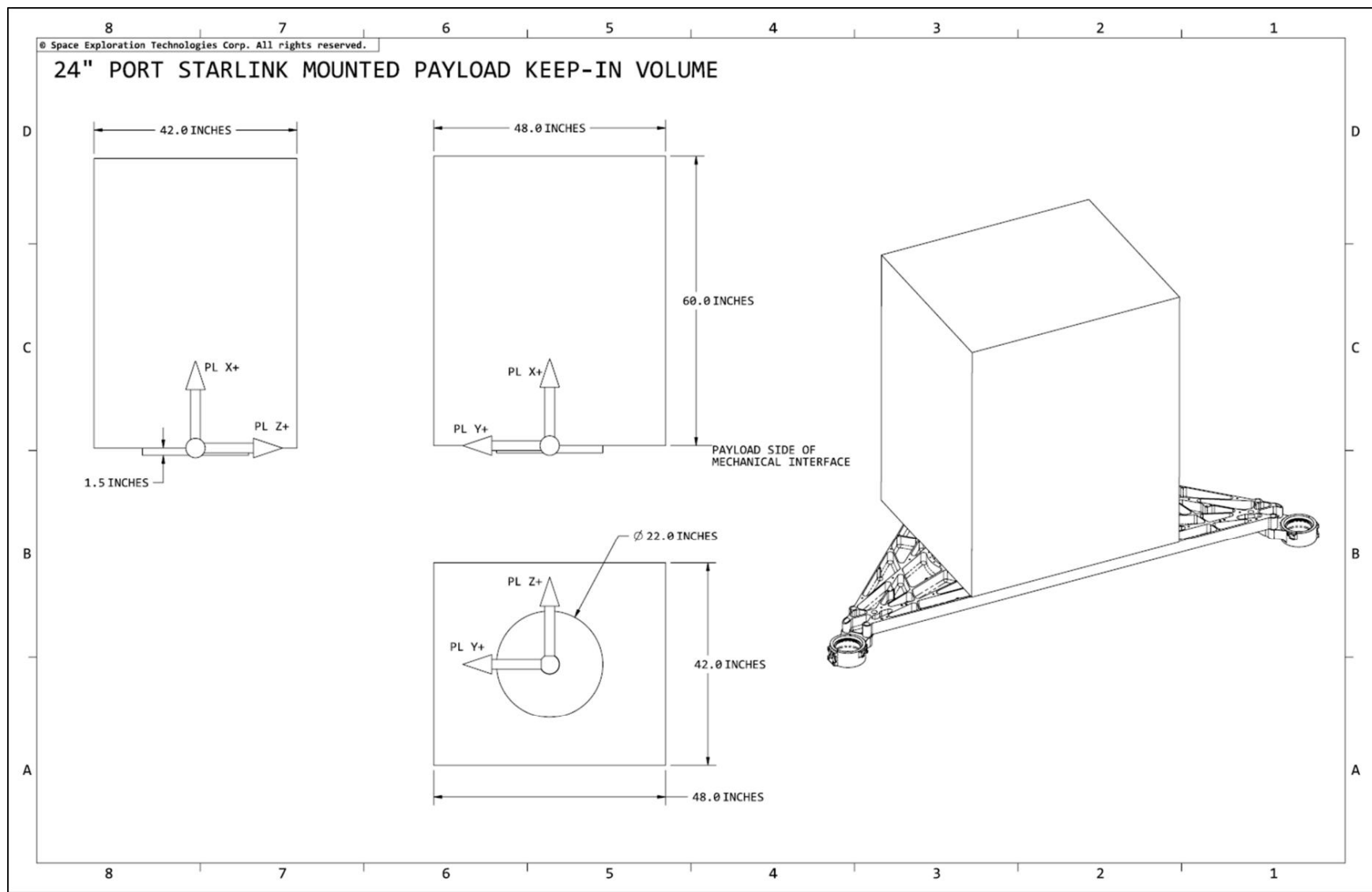


图 A-8:Starlink 适配器 24 英寸直径机械接口保持体积



附录 B:有效载荷动态模型要求可以运行分析以生成载荷预测。第 3.3.1 节和第 3.3.2 节中讨论的环境旨在包围有效载荷,因此不保证有效载荷结果的交付,但可以为了任务保证的利益而提供。 Payload 动态模型必须作为单点接口提供给 SpaceX,Craig-Bampton 简化模型。

有效载荷 Craig-Bampton 模型定义

型号要求:\_\_\_\_\_

- 模型的单位必须明确定义 (英制或 SI) · 模型必须是单点接口模态模型 (请参阅接口要求) · Payload 坐标系必须遵循第 4.2.3 节中描述的坐标系 · 模型必须是 Craig-Bampton 格式 · 必须指定模态阻尼 (参见阻尼定义部分) · 必须定义应用于模态响应的任何不确定因子 (参见不确定因子部分) · 模型必须具有高达 150 Hz 的频率内容 所有输出请求必须明确定义 (见分析输出部分)

- 模型必须准确、真诚地表示有效载荷,包括主要和次要载荷结构

接口要求:\_\_\_\_\_

- 运载火箭的单接口节点必须保持物理,具有六个自由度 · 必须使用第 4.2.3 节中描述的有效载荷坐标系来输出边界接口节点
- 自由程度
- Clampband 和 Lightband 类型的接口必须包含在有效载荷模型中 Craig-Bampton 缩减,其中运载火箭的单接口节点保持物理,具有六个自由度 所有需要整流罩相对偏转的网格点 (在 DTM 中)必须按顺序包含所有三个翻译。如果为运载火箭到有效载荷的相对偏转计算提供了基于加速度的 DTM,则还必须提供基于位移的部分

矩阵要求:\_\_\_\_\_

- 模型必须以 NASTRAN 格式的 .op4 文件交付,并且必须包括刚度和质量矩阵作为前两个矩阵 (下面的示例 NASTRAN 甲板分配语句)

分配输出4= Payload.op4 ,单位  
=501,格式化,删除

用于提供矩阵的示例 NASTRAN 语句

- 如果有效载荷具有对 50Hz 以下敏感的结构,则模型可能包括输出变换矩阵 (OTM) 以恢复这些项目的响应 · 质量和刚度矩阵 (分别为 M 和 K)必须作为完整矩阵提供 · M 和 K 矩阵必须定义如下。

- 是模态自由度 是边界自由度
- 
- 是特征值的对角矩阵 是边界自由度的刚度
- 

0  
, 0



- OTM aka 数据恢复矩阵 ( ) 用于恢复有效负载响应 必须在三个之一中  
如下所示的形式,其中是加速度,是位移。

她嘘嘘 1 她  
她嘘嘘 2小女人 同

她嘘嘘 1 她是一个女人 同

- o 可以使用 1 (加速度变换矩阵) 、a 1 和 a 2  
(位移变换矩阵) ,或同时使用 ao DRM1 和 DRM2 必须分别作为 2.  
单独的矩阵提供。 o 单元力、压力、应力等的载荷转换矩阵必须用 2 (多个

要么 1 (单点或多点接口模型) ,或仅使用两个点接口模型) 。 · 恢复的总数 1和一个  
将限制为 100 行。

- 必须提供 Craig-Bampton 模型行和列的定义,以促进有效载荷与运载火箭模型的耦合。
- 必须提供 ( ) 行的标签以包含在结果表中。
- 必须定义所有 LTM 矩阵,以便它们在乘以加速度 (不是以 g 为单位)和位移时产生载荷:例如,英寸/秒 2和弧度/秒 2以及英寸和弧度或其他一致的单位。

分析输出

不保证有效载荷结果的交付,但可以为了任务保证的利益而提供。如果提供,以下 CLA 输出将在 Microsoft Excel 中提供,并按载荷工况报告,除非另有说明:

- Payload Net-CG 响应最大/最小表 · OTM 响应最大/最小表\* · 接口力最大/最小表
- 接口正弦振动曲线与客户指定的 Q · 相对位移 (有效载荷和整流罩之间)

\* OTM = 输出转换矩阵。也可以称为 DRM (数据恢复矩阵) 。 OTM 可以包括 DTM (位移变换矩阵) 、ATM (加速度变换矩阵) 、LTM (负载变换矩阵)等。

如第 4.2.3 节所述,界面力最大/最小值表和界面正弦振动曲线的输出坐标系将是有效载荷的坐标系。

如果需要任何其他坐标系中的输出,则客户必须在 ATM 和/或 LTM 响应恢复矩阵中生成并提供此类输出。

阻尼定义

对角模态阻尼必须定义为临界的百分比 (并且可能因模式而异) ,除非有充分的理由说明为什么应该使用全矩阵阻尼,例如存在具有已知物理特性的内部高阻尼隔离系统。



## 不确定因素

作为标准做法,SpaceX 将对所有反映运载火箭成熟度的响应应用模型不确定性因素。但是,如果客户希望应用更大的模型不确定因子,则必须特别提出要求。在任何情况下,模型不确定性系数都不会低于 SpaceX 标准实践中使用的系数。

## 文档

SpaceX 要求客户的动态模型随附文档,其中包括:

1. 使用单位的定义 (SI 或英制)
2. 有效载荷坐标系中所有界面网格的位置
3. 未简化 (FEM) 和压缩 (Craig-Bampton) 模型的比较
- a. 大量的
  - 湾。重心相对于界面
  - c。应变能
  - D. 前七种免费分析
  - 模式
  - e. 模态分析,包括模态有效质量
4. 所有频率的列表
5. 前几个振型的图片和/或描述和频率 (包括三个基本 X、Y 和 Z 中的模式)
6. 阻尼的定义
7. 模型响应 (动态)不确定性因子的定义
8. 输出格式和请求的定义,例如界面载荷、界面加速度、净重心载荷、内部有效载荷、冲击响应谱 (SRS) 等。
9. 如果请求内部有效负载响应,请提供适当的 DRM (ATM、DTM 和 LTM)以及定义这些矩阵的行的表。
10. 定义任何有效载荷限制载荷,包括主要结构和组件级别,以便 SpaceX 评估 CLA 结果 (净重心、界面载荷和 ATM/DTM/LTM)并确定 CLA 是否表明超过有效载荷结构能力。

上述列表并非包罗万象,鼓励客户提供其他信息,以帮助 SpaceX 处理有效载荷动态模型以进行耦合载荷分析。



附录 C:有效载荷 CAD 模型要求 客户必须向 SpaceX 提供 IGES、原生 NX 部件、NX parasolid 或 STEP 214 或更低文件格式的有效载荷 CAD 模型。SpaceX 将把 Payload CAD 模型与运载火箭第二级、机械接口环和整流罩的模型集成,用于可视化、集成、间隙检查和运营开发

目的。

SpaceX 使用 Siemens NX 进行 CAD 处理,并且在双方相互同意的情况下,可以在 Parasolid 文件 (NX 的原始格式)中接受客户 CAD 模型。

有效载荷 CAD 模型必须由客户简化,并主要关注外模线和界面保真度 (以促进有效的模型操作和处理)。客户必须按照 SpaceX 的要求将其 CAD 模型复杂性限制为仅与运载火箭集成所需的细节和接口,同时保留有效载荷的基本结构。在传输到 SpaceX 之前,客户必须从模型中删除虚假信息 (一个不必要的细节示例是 CAD 模型中的数千个物体代表太阳能电池阵列上的单个电池)。

Payload CAD 模型必须包含以下信息,以便 SpaceX 分析间隙、准备兼容性图纸并生成 Payload ICD 图像:

- 运载火箭的有效载荷接口:
  - o 运载火箭的有效载荷机械接口 o 分离连接器和相关支架 o 推垫
- 需要审查以进行间隙分析的组件:
  - o 外部组件以检查整流罩体积 (例如太阳能电池板,船尾和船尾) 天线组件,反射器)
  - o 紧邻上方 (<20 cm)界面组件的任何组件 o 突出到分离平面下方的任何组件
- 封装后可能需要访问的任何点 · 简单的有效负载总线结构。

有效载荷 CAD 模型不得包括:

- 内部有效负载或总线组件
- 虚假的细节,包括单个太阳能电池阵列电池、紧固件、天线、反射器等,它们不会添加到对外部卷的理解。



附录 D:有效载荷封装和发射就绪证明有效载荷客户必须在有效载荷封装之前和运载火箭向发射台推出之前提供有效载荷准备证明信。下面的信函模板分为三种可能的情况：

- 方案 A :没有电池充电 · 方案 B :在运载火箭
- 推出发射台之前为电池充电 · 方案 C :在发射台充电（可选服务）

封装准备信模板

[插入公司标志]

至：太空探索技术公司（SpaceX）

从：[插入公司名称]

日期：[插入日期]

主题：封装准备证明信

[插入公司名称]

[插入公司地址]

[插入公司] 证明 [插入名称] Rideshare Payload 已准备好进行整流罩封装。 [插入公司] 确认以下内容：

1. 所有飞行前移除 (RBF) 项目已从拼车有效载荷中移除 2. 所有飞行前添加 (ABF) 项目已安装在拼车有效载荷上 3. 所有收尾照片均已拍摄和审查 4. 所有机械和电气[插入名称] Rideshare Payload 和 SpaceX Rideshare 分配器硬件之间的连接已完成 5. 一旦 Rideshare Payload 被封装,无需进入整流罩

[选择以下之一]

- A. [插入公司] 证明 [插入名称] Rideshare Payload 电池最后一次在 [插入日期] 在 [插入时间] [插入当地时区] 充满电,并且将保持飞行准备状态长达 45 天后最后一次充电。
- B. [插入公司] 证明 [插入名称] Rideshare 有效载荷电池将在运载火箭推出发射台之前充满电,并在整流罩封装后的 [TBD] 天内保持飞行准备状态。
- C. [插入公司] 证明 [插入名称] Rideshare Payload 电池将充满电,同时连接到 Launch Pad,充电将在 L-1 小时之前终止。

真挚地，

[插入签名]

[插入公司]





启动准备信模板

[插入公司标志]

[插入公司名称]  
[插入公司地址]

至：太空探索技术公司（SpaceX）  
从：[插入公司名称]  
日期：[插入日期]  
主题：启动准备证明信

[插入公司] 证明 [插入名称] Rideshare Payload 可以在 Falcon 9 火箭上发射,包括符合《空军太空指挥范围安全用户要求手册》(AFSPCMAN 91-710) 中所适用的有效载荷安全要求,如为使量身定做。

[插入公司] 已经审查了所有未解决的问题和风险,并证明当前没有对 Launch 的限制。如果在发射前出现任何新问题,[插入公司]将通知 SpaceX。

[选择以下之一]

- A. 如日期为 [插入日期] 的封装就绪证明信所证明,[插入名称] Rideshare Payload 电池最后一次在 [插入日期] 在 [插入时间] [插入本地时区] 充满电,并将继续飞行准备好在最后一次充电后长达 45 天。
- B. [插入公司] 证明 [插入名称] Rideshare Payload 电池最后一次充电是在 [插入日期] 在 [插入时间] [插入本地时区] 至满容量,并且将保持飞行准备状态长达 [待定] 天整流罩封装后。
- C. [插入公司] 证明 [插入名称] Rideshare Payload 电池将充满电,同时连接到 Pad,充电将在 L-1 小时之前终止。

真挚地，  
[插入签名]  
[插入公司]



附录 E:分离状态向量的传递格式

预发布示例

SpaceX OPM 输出（生成的 YYYY-MM-DD-Day-HH-MM-SS）：

所有轨道元素都被定义为在打印状态的瞬间密合。  
轨道元素是在通过当前状态时惯性冻结 WGS84 ECEF 框架实现的惯性框架中计算的。此 OPM 是基于第二阶段的 飞行遥测提供的，因此代表第二阶段的状态，而不是任何其他主体的状态。第二阶段与任何其他物体之间的任何位置、速度、姿态或姿态速率差异都需要由该 OPM 的接收者来解释。

起飞时的 UTC 时间：	DOY:HH:MM:SS.SS
当前状态的UTC时间：	DOY:HH:MM:SS.SS
任务经过时间 (s):ECEF (X,Y,Z) 位置 (m):ECEF	+XX.XX
(X,Y,Z) 速度* (m/s):1VLH 到 BODY 四元数 (S,X,Y,Z):	+XXXXXXXX.XXX,+XXXXXXXXXX.XXX,+XXXXXXXX.XXX
+X.XXXXXX,+X.XXXXXXX,+X.XXXXXXX,+X.XXXXXXX	+XXXX.XXX,+XXXX.XXX,+XXXX.XXX
惯性速率 (X,Y,Z) (deg/s): +X.XXXXXXX, +X.XXXXXXX, +X.XXXXXXX	
远地点高度** (公里) :近地点高度** (公里) :	+XXXX.XXX
倾角 (度) :近地点角 (度) :上升的经度.节点***	+XXX.XXX
(度) :+XXX.XXX	+XX.XXX
	+XXX.XXX
真实异常 (度) :	+XX.XXX

笔记：  
ECEF 速度是地球相对的  
\*\* 远地点/近地点高度假定为球形地球,半径为 6378.137 公里 \*\*\* LAN 定义为格林威治子午线（地球经度 0）与升交点之间的角度

发布后示例

# XXX 任务的 SpaceX OPM 输出

# 注意 #- ECEF  
速度与地球相关 #- 远地点/近地点高度假定为球形地球,半径为 6378.137  
公里 #- 轨道元素是在通过惯性实现的惯性框架中计算的 # 在当前状态时冻结 WGS84 ECEF 框架 #- 状态是部署后的,因此包括分离增量速度

标题：  
generation\_date:YYYY-MM-DD-Day-HH-MM-SS launch\_date:  
YYYY-MM-DD-Day-HH-MM-SS

部署：

- 名称:payload-xxx 序列号:1 任务时间  
\_s:+XX.XX 日期:YYYY-MM-DD-Day-  
HH-MM-SS r\_ecef\_m:[+XXXXXXXX.XXX,  
+XXXXXXXX.XXX,+XXXXXXXX.XXX] v\_ecef\_m\_per\_s:  
[+XXXX.XXX, +XXXX.XXX, +XXXX.XXX] mean\_perigee\_altitude\_km: +XXX.XXX  
mean\_apogee\_altitude\_km: +XXX.XXX mean\_inclination\_deg: +XX.XXX  
mean\_argument\_of\_perigee\_deg: +XXX.XXX mean\_longitude\_ascending\_node\_deg:  
+XXX.XXX mean\_mean\_anomaly\_deg: +XXX.XXX ballistic\_coef\_kg\_per\_m2: +XX.XX

- 名称:payload-xxx 序列号：  
2mission\_time\_s:+XX.XX 日  
期:YYYY-MM-DD-Day-HH-MM-SS  
r\_ecef\_m:[+XXXXXXXX.XXX,+XXXXXXXX.XXX,  
+XXXXXXXX.XXX] v\_ecef\_m\_per\_s: [+XXXX.XXX, +XXXX.XXX, +XXXX.XXX]  
mean\_perigee\_altitude\_km: +XXX.XXX mean\_apogee\_altitude\_km: +XXX.XXX  
mean\_inclination\_deg: +XX.XXX mean\_argument\_of\_perigee\_deg: +XXX.XXX  
mean\_longitude\_ascending\_node\_deg: +XXX.XXX mean\_mean\_anomaly\_deg:  
+XXX.XXX ballistic\_coef\_kg\_per\_m2: +XX.XX

...



附录 F:有效载荷许可认证

[插入公司标志]

[插入公司名称]  
[插入公司地址]

至：太空探索技术公司 (SpaceX)  
从：[插入公司名称]  
日期：[插入日期]  
主题：[有效载荷名称]有效载荷许可证书

[插入有效载荷的描述]

[插入公司] 证明：

- (1) 它已获得所有必需的有效载荷许可证,并且 (2) 它已审查并理解在 <https://www.law.cornell.edu/cfr/text/49/172.101>上找到并准确提供给 SpaceX的危险材料表有 有效载荷中发现的危险材料清单,以及
- (3) 提交给 SpaceX 和/或许可机构的有关其有效载荷的所有信息都是完整的并且准确。

真挚地,  
  
[插入签名]  
  
[插入公司]



附录 G:可交付成果说明

本附录中描述的可交付成果对应于 SpaceX 和客户可交付成果以及有效载荷合同工作说明书表 1 中定义的相应到期日期。

表 G-1:SpaceX 可交付成果说明

里程碑	SpaceX 可交付成果	说明客户为
合同 签名或 接受 要求	TAA问卷黄金出口 合规协议模板	TAA 申请（如果在协议签署之前尚未提供)或美国各方与 SpaceX 之间的出口合规协议完成的陈述和证明。
	有效负载配置工作表模板	SpaceX 将用于支持计划可交付成果的有效载荷详细信息模板,包括:顶级有效载荷信息、有效载荷成分（参考附录 H）、环境验证测试计划和偏差理由,以及有效载荷有害物质清单。本模板每个部分的截止日期都包含在章节说明中。
使命 一体化 开始	发射范围介绍和有效载荷范围安全 要求	发射靶场介绍、发射靶场流程以及 SpaceX/客户/发射靶场在活动期间将如何相互连接。客户还会在发射场获得一份安全规定的副本。
	范围安全提交文件模板	Range Safety 提交可交付成果的文档模板。
	ICD 模板	ICD 模板,其中包含任务特定要求的占位符以及在任务集成过程中开发和填充的其他接口信息。ICD 定义了客户和 SpaceX 系统之间的任务要求和接口。
	有效载荷质量属性和部署特征模 板	供客户填写的模板,该模板描述了有效载荷质量属性,包括有效载荷内每个已部署成分的重心、惯性矩和惯性积,以及留置部分。该模板还定义了部署特性,例如横截面积和分离能量。
	有效负载电气接口引脚分配 工作表模板	描述运载火箭到有效载荷电气线束属性和引脚的电子表格。
	客户定制的线束构建指南	描述客户构建线束要求的详细文档以及供客户用于验证构建要求的模板。
发射 活动 规划 开始	有效载荷环境验证报告模板	客户总结最终环境验证测试和/或分析结果的模板,由有效载荷组成,以表明符合第 3.4 节并符合有效载荷配置工作表中捕获的 SpaceX 批准的有效载荷环境测试计划。
	启动活动计划清单	启动计划清单模板,用于跟踪启动活动文档、GSE 装运列表、客户人员出勤、与启动站点操作相关的有效负载详细信息、OPM 电子邮件分发列表和启动活动操作项。
	启动活动每日计划模板	客户每日发射场活动计划的模板,以提供诸如独立操作持续时间、SpaceX 资源要求和危险操作等详细信息。
	有效载荷和设备交付信 息	有关将有效负载和客户 GSE/EGSE 交付到启动站点的流程和要求的一般信息。
	徽章和照片要求	发射场特定客户徽章模板和提交 SpaceX 客户徽章照片的要求列表。
发射 活动 规划	任务许可支持信息	与任务许可和保险相关的支持信息,包括:启动保险和交叉豁免常见问题、交叉豁免模板示例和保险公司代位求偿豁免示例。
	启动集成计划（初步）	发射场操作时间表,确定任务的有效载荷独立活动和联合有效载荷/运载火箭操作。
使命 一体化 分析	启动活动计划（初步）	有效载荷集成和发射计划,包括要使用的设施、这些设施中的有效载荷空间分配,以及为运载火箭和有效载荷处理执行的顶层操作。
	预测轨道注入报告	基于为任务优化的标称轨迹预测的状态向量信息。该状态向量将以 SpaceX 定义的格式提供（参考附录 E）。
	CLA 结果（如果需要）	如果结果超过第 3.3 节中定义的 MPE,则 CLA 结果如附录 B 中所述。
	有效载荷分离分析结果（如 果需要）	分离分析结果预测有效载荷与运载火箭分离后的最大线性和角分离率。SpaceX 不会分析来自容器化部署者的 CubeSat 部署。
	有效载荷清除分析结果（如 果需要）	对于超过附录 A 中定义的允许有效载荷允许量的任何有效载荷,将向客户提供清除分析结果。
	ICD草案	ICD 的初步草案,利用客户对任务特定要求的输入以及在任务集成过程中开发和填充的其他接口信息。
	有效负载到低压电气接 口	ICD 定义了客户和 SpaceX 系统之间的任务要求和接口。
使命 一体化 分析	捕获有效载荷与运载火箭的电气接口的文档,并记录 SpaceX 和客户构建的线束的端到端引脚输出,包括每个引脚的电气特性。	捕获有效载荷与运载火箭的电气接口的文档,并记录 SpaceX 和客户构建的线束的端到端引脚输出,包括每个引脚的电气特性。
	有效负载到 LV 机械接口	SpaceX 提供的机械接口环（如果适用)的 CAD 模型以及为有效载荷确定的 Rideshare 分配器类型。



里程碑	SpaceX 可交付成果	说明SpaceX
最终任务 一体化 分析	轨迹分析结果	将开发一个针对该任务优化的标称轨迹。此标称轨迹将用于确定标称注入状态向量、开发启动窗口并定义任务级别部署顺序和时间表。 SpaceX 将进行蒙特卡罗分析,以正式量化注入轨道上的分散和运载火箭的性能。这些蒙特卡罗结果将作为轨道注入精度要求的验证。该分析包括避免碰撞。
	任务分析更新 (如果适用)	由缔约方相互同意进行的更新分析 (例如,在测量的有效载荷和/或共同有效载荷的质量特性与预测的质量特性发生显着偏差后的修正轨迹结果)。 SpaceX 不为客户模型或输入的微小更改提供分析更新 (例如,由于有效载荷成熟度导致有效载荷质量属性不确定性的名义减少)。
发射 活动 准备就绪 审查	用于签名的 ICD 修订	ICD 的修订由双方签署,经相互审查并同意其内容。
	符合性验证 ICD 要求	根据 ICD 内批准的验证矩阵,SpaceX 验证状态/证据。
	启动集成计划 (更新)	更新和细化发射场操作时间表,确定有效载荷独立活动和联合有效载荷/运载火箭操作。
	启动活动计划 (更新)	更新了有效载荷到达、集成和发射的计划,包括要使用的设施以及要为运载火箭和有效载荷处理执行的操作。
	发射范围准备就绪	确认发射靶场已准备好接收有效载荷并开始发射场活动。
发射 活动	启动活动到达简报	向客户简报,提供有关在发射场工作的信息,包括联系信息、安全、SpaceX 政策、运输、医疗、设施概述、危险操作和自然灾害 (例如闪电)以及人员安全,加强客户人员完成的培训材料在到达发射场之前。
	危险作业计划会议 (如果需要)	如果需要,计划和协调有效载荷必须在发射场进行的任何危险操作的会议。
	电气检查结果 (如果需要)	如果客户在通过脐带线束封装后访问有效载荷,SpaceX 会提供文档,详细说明 SpaceX 对与有效载荷接口的线束执行的电气检查结果。
	每日环境报告	向客户联络点提供设施温度、相对湿度和颗粒计数的每日报告。
	每日发布活动日程更新	与客户实时协调的发布活动计划的每日更新。
	运载火箭准备证书	SpaceX 与客户签署的关于运载火箭已准备好进行倒计时和发射的确认,这是在 SpaceX 和 Range 之间的发射准备情况审查后获得的。
发布后	轨道注入报告	根据飞行期间的最佳可用遥测数据,提供运行状态矢量信息。 该状态向量将以 SpaceX 定义的格式提供 (参考附录 E)。如有必要,客户全权负责将数据转换为客户首选的格式。



表 G-2:客户可交付成果说明

里程碑客户可交付成果	合同	描述
签名或接受请求	接触点	将与 SpaceX 任务经理交互的客户联络点的标识。
使命一体化开始	已完成 TAA 问卷调查或出口合规协议	客户对技术援助协议 (TAA) 申请 (如果在启动前尚未完成)或签署的出口合规协议的陈述和证明。
	有效负载配置工作表 (“有效负载”和“成分”选项卡)	客户提供的有关有效载荷的初步信息,供 SpaceX 使用,以支持计划可交付成果,包括有效载荷成分列表 (根据附录 H 中的详细信息)。
使命一体化分析输入	ICD 的有效载荷输入	以SpaceX提供的ICD格式捕获的有效载荷接口信息和系统描述;模板的跟踪更改是首选。
	有效载荷 CAD 模型	有效载荷 CAD 模型,符合附录 C。
	有效载荷动态模型	有效载荷动态模型,符合附录 B。
	有效负载电气接口引脚分配工作表	SpaceX 提供的模板中提供的客户输入定义了运载火箭到有效载荷的电气线束属性和引脚。
	有效载荷质量属性和部署特征	使用 SpaceX 提供的模板对有效载荷质量属性 (质量、质心、惯性矩)和部署特性 (大小、部署能量)的当前最佳估计。  高度鼓励合理的不确定性界限。
	有效负载配置工作表 (“测试方法”和“测试偏差”选项卡)	使用 SpaceX 提供的有效载荷配置工作表,为每个有效载荷组成部分提供与第 3.4 节相比的测试计划方法,包括任何要求偏离第 3.4 节中的要求的额外理由。
	分离验证分析	客户提供分析,验证从运载火箭部署的有效载荷组件的包装方式是否满足第 2.3 节中概述的分离要求。
L-6 M 范围安全提交内容	Rideshare Range 安全检查表	定义有效载荷设计和危险子系统的清单,对于子系统,根据复杂性和危险等级,Range 可能需要额外的文件,例如 91-710 Tailoring、导弹系统发射前安全包 (MSPSP) 和危险系统的认证数据。
	节目介绍	以精简格式为发射场安全机构提供有效载荷及其相关危险系统的简化和高级概述 (由 SpaceX 提供的模板)。程序介绍提供有关有效载荷外观、尺寸、质量、推进剂、电池、压力容器、热管和辐射源的快速参考。
发射活动规划	启动活动清单和每日时间表的初始输入	客户启动站点活动的描述,包括启动活动清单的草稿输入和有效负载独立处理的每日计划草稿。
	CAD 用于提升 GSE 以进行联合配合操作	在客户将有效载荷与第 4.2.4 节所述的机械接口环配对后,客户提供的起重 GSE 的 CAD 模型将用于最终将有效载荷与运载火箭配对。
	联合交配操作的操作概念摘要	有效载荷与运载火箭的联合配合程序的操作概念摘要,包括图像和适当的简化描述。
L-4 M 范围安全提交内容	集团运营计划 (GOP)	有效载荷地面操作计划 (GOP) 详细描述了与有效载荷及其 GSE 相关的危险和安全关键操作。有效载荷 GOP 包含计划操作的描述和这些操作的危险分析。客户的 GOP 必须按照 91-710 第 6 卷附件 1 准备,以便 SpaceX 提交给发射场安全机构进行审查和批准。
	AFSPCMAN 91-710 剪裁 (如果 Range 需要)	Tailoring 提供了一种方法来制定 AFSPCMAN 91-710 (第 1.3 和 6 卷)的有效载荷特定版本,并记录客户是否将满足书面的适用安全要求或通过请求和批准的替代方法。客户的定制请求必须按照 91-710 第 1 卷附件 1 准备,以便 SpaceX 提交给发射靶场安全机构进行审查和批准。
	任务系统预启动安全包 (如果 Range 需要)	有效载荷安全信息,为发射靶场安全机构提供与有效载荷相关的危险和安全关键支持设备和飞行硬件的描述。  客户的 MPSSP 必须按照 91-710 第 3 卷附件 1 准备,以便 SpaceX 提交给发射场安全机构进行审查和批准。
	认证数据危险系统 (如果 Range 要求)	有效载荷危险系统的认证数据。如果系统包含以下任何一项,则该系统被视为危险:压力容器 (超过 250 psi)、电池、危险材料、非电离和电离辐射系统、危险推进系统或军械。还必须为 GSE 提供数据 (例如,升降吊索)。



里程碑客户可交付成果		描述客户使用
最后使命一体化分析输入	有效载荷质量属性和部署特性 (最终更新)	SpaceX 提供的有效载荷质量属性模板为标称轨迹的蒙特卡罗分析提供 SpaceX 改进的有效载荷质量属性和部署特征输入。更新必须在先前提供的不确定范围内。
	完成Payload环境验证报告	客户向 SpaceX 提供最终环境验证测试和/或分析结果,以证明符合第 3.4 节并符合 SpaceX 批准的有效载荷环境测试矩阵。客户必须使用 SpaceX 提供的 Payload 环境验证报告模板将所有 Payload 成分数据合并到一个报告中。
L-2 M 范围安全提交内容	有效负载 91-710 合规性信	客户向 SpaceX 签署确认有效载荷符合所有安全要求。
	地面作业计划危险程序	有效载荷程序详细、系统地描述了客户在发射场完成危险和安全关键操作的方式。这些程序是从发射场安全当局获得开始危险或安全关键操作的批准的基础。客户的危险程序必须按照 91-710 第 6 卷附件 2 准备,以便 SpaceX 提交给发射场安全机构进行审查和批准。强烈建议客户在硬件抵达发射场前 45 天之前交付程序。程序必须是英文的。
发射活动准备就绪审查	验证有效载荷是否符合 ICD 要求	根据 ICD 内批准的验证矩阵的有效载荷验证状态/证据。
	每日发射场操作的每小时时间表	有效负载操作计划提供了对客户在启动站点的独立有效负载处理操作的每日洞察。 SpaceX 创建组合计划,为客户安排 SpaceX 支持,并根据客户的运营计划协调发射靶场安全支持,包括每小时危险有效载荷操作的调度信息。  发射场安全当局要求对危险的有效载荷操作进行认识和监督。
	有效载荷和 GSE 到达发射场的计划	有效载荷和 GSE 到达详细信息,用于描述客户硬件到达发射场的方法和物流。
	推进剂/加压剂到达信息 (如适用)	有效载荷推进剂和/或加压剂到达详细信息,用于描述客户将推进剂和/或加压剂运送到发射场的方法和物流 (如果适用)。
	徽章文书工作客户群	客户提供适当的发射场徽章 (例如,美国空军或 NASA 徽章数据要求)所需的姓名和个人信息,包括护照/签证扫描件和照片。
	FAA 交叉豁免输入	在启动活动计划启动期间提供的用于完成交叉豁免的客户输入。各方收集后,SpaceX 将分发给客户签名。
	有效负载配置工作表 (“危险材料”选项卡)	客户提供危险材料清单以支持 SpaceX 为该任务申请 FAA 许可证。
	有效载荷保险公司详细信息 (如果适用)	如果适用,有效载荷的保险证据,包括保险人点的识别接触。
	发射和在轨保险公司代位权豁免 (如适用)	如果客户已购买 Payload 保险,客户需提供明确放弃对 SpaceX 及其相关第三方的代位求偿权的证据。
有效载荷发货到到达	有效载荷测量质量 (如果不在发射场加油)	如果在发射场没有为有效载荷加油,则测量有效载荷质量,包括对在最终质量测量期间留在有效载荷上的任何非飞行项目 (例如飞行前移除罩)的分析调整;必须包括不确定性界限。
	有效载荷许可证证明书	客户以附录 F 所示信函的形式向 SpaceX 签署确认,要求有效载荷许可已到位,并且向许可机构和 SpaceX 提供的信息准确无误。在将有效载荷运送到发射场之前,必须将这封信提供给 SpaceX。
	在轨有效载荷许可证所需的所有副本 发射场意识培训完成	客户提供有效载荷成分在轨道上合法运行所需的所有在轨许可证明。  参与启动活动的所有客户人员在到达启动站点之前完成在线启动站点意识培训。
发射活动	有效载荷测量质量 (如果在发射场加油)	如果在发射场为有效载荷加油,则测量有效载荷质量,包括对在最终质量测量期间留在有效载荷上的任何非飞行项目 (例如飞行前移除罩)的分析调整;必须包括不确定性界限。
	有效载荷封装就绪证书	客户向 SpaceX 签署确认有效载荷已准备好进行整流罩封装,格式见附录 D。
	有效载荷发射准备证书	客户以附录 D 所示信函的形式向 SpaceX 签署确认有效载荷已准备好倒计时和发射。
发布后	与空间态势机构的协调	如第 6.5.7 节所述,客户协调空间物体识别。
	有效载荷操作状态	当前有效负载状态的简要摘要,以及早期操作摘要 (如果有)。



附录 H:有效载荷构成 SpaceX 将提供一个文档模板,要求提供表 H-1 中定义的信息。

表 H-1:有效载荷成分详细信息

有效载荷成分 (卫星,分离系统等) 成分 #1 成分 #2 成分 #XX			
所有者			
业主地址 (包括国家)			
制造商			
制造商地址 (包括国家)			
操作员			
运营商地址 (包括国家)			
最终用户			
最终用户的地址 (包括国家)			
最终用途			
一般说明			
推进力			
数量			

注意 :SpaceX 可以批准或拒绝一个或多个请求的有效载荷成分,包括如果 SpaceX 确定它无法获得监管批准。允许客户提议替代有效负载成分以代替任何被拒绝的有效负载成分。任务整合分析完成后,如果提议的有效载荷成分使任务整合分析 (由 SpaceX 确定)或任何许可或监管批准无效,SpaceX 可能会拒绝提议的替代有效载荷成分。 SpaceX 的批准由 SpaceX 自行决定,而及时批准有效载荷内的所有项目是客户的唯一责任。客户未能获得有效载荷中任何项目的批准可能会导致重新预订和相关费用。





附录 I:可选服务SpaceX 提供本节中描述的可选服务,费用高于[www.spacex.com/rideshare](http://www.spacex.com/rideshare) 上的基准定价。

表 I-1:可选服务

服务	说明 SpaceX
负载转接板	可以根据客户要求为具有 15 英寸或 24 英寸以外机械接口的有效载荷提供转接板。有效负载转接板可以适应机械接口直径,包括 8”、11.732”、13”和 18.25” 。可以考虑使用其他 Payload 机械接口,请联系 SpaceX 了解更多详情。有关转接板定价的详细信息,请参见 <a href="http://www.spacex.com/rideshare">www.spacex.com/rideshare</a> 。
分离系统	SpaceX 可应客户要求提供有效载荷分离系统。分离系统的价格根据系统的大小而有所不同,并且需要至少 6 个月的采购提前期。有关分离系统定价的详细信息,请参见 <a href="http://www.spacex.com/rideshare">www.spacex.com/rideshare</a> 。
发射场加油	标准拼车发射服务不包括发射场有效载荷加油的规定。客户可以在发射场执行不需要 SCAPE 的加油操作,但需支付额外费用,其中包括在发射场额外处理一天。有关定价详情,请参阅 <a href="http://www.spacex.com/rideshare">www.spacex.com/rideshare</a> 。对于确实需要 SCAPE 的任何加油操作,请联系 SpaceX 了解更多信息。
发射台的有效负载电气连接	在运载火箭向发射台推出之前,SpaceX 在大多数处理和集成活动中都支持客户 EGSE 和有效载荷之间的电气连接。 SpaceX 可以在客户 EGSE 和 Pad 上的有效载荷之间以及在整个发射倒计时期间提供电气连接,包括为远程监控分配客户控制台作为可选服务。联系 SpaceX 了解定价详情。
保险	SpaceX 可以根据客户的要求为有效载荷和发射成本提供可选的仅发射保险。有关详细信息,请联系 SpaceX。



## 附录 J:定义

“协议”是指 SpaceX 与客户之间的发射服务协议。

“接受请求”是指 SpaceX 在接受客户提交的发射服务请求后向客户发送的电子邮件。接受请求文件并成为 SpaceX 接受 SpaceX 与 SpaceX 之间协议的一部分和客户。

“共同有效载荷”是指 SpaceX 客户的有效载荷,而不是客户,它与客户在相同的任务中表现出来。

“共同有效载荷客户”是指除客户之外的任何 SpaceX 客户,其有效载荷与客户在同一任务中出现。

“CSLA”是指经修订的 1988 年商业太空发射法案 51 USC § 50901-50923 以及据此发布的法规,包括商业太空运输法规 14 CFR Parts 400-460。

“客户”具有协议接受请求签名页中规定的含义。

“专用拼车”是指仅具有本文档中定义的拼车有效载荷的任务。

“EAR”是指美国商务部工业和安全局根据 2018 年出口管制改革法案实施的出口管理条例,15 CFR Parts 730-744。

“可原谅的延误”是指由受影响方无法控制的原因引起的延误,包括天灾或政府的行为(除非此类行为是由拥有或控制一方或一方是一方的政府采取的部分)、恐怖主义、暴动、革命、劫机、火灾、禁运、破坏、发射范围“禁止”确定或不可用,或美国政府根据国防优先权和分配系统(15 CFR 第 700 部分)确定的优先权。

“FAA 交叉弃权表”是指 14 CFR 第 440 部分的附录 B,位于以下超链接: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?rgn=div5&node=14:4.0.2.9.22#14:4.0.2.9.22.1.30.12.33>。如果此链接被停用,交叉放弃表格将是美国联邦法规中公布的最新交叉放弃表格。

“故意点火”是指为有效载荷运输的目的发出点火命令,导致运载火箭的第一级发动机点火。

“接口控制文件(ICD)”是指由 SpaceX 准备的文件,其中包含由客户提供的数据,在发射期开始前双方真诚协商并以书面形式达成一致。接口控制文件将取代任何接口要求文件。

“ITAR”是指美国国务院国防贸易管制局根据 1976 年《武器出口管制法》第 22 USC § 2778 条根据 22 CFR 第 120-130 部分管理的《国际武器贸易条例》。

“发射”是指故意点火,随后是:(a)升空或(b)有效载荷或运载火箭(或两者)的损失或破坏。

“发射活动”是指通过发射在发射场进行有效载荷与运载火箭集成的活动和讨论。

“发射综合体”是指 SpaceX 运营的设施,其中集成了运载火箭并且运载火箭是从该设施推出。

“发布日期”具有第 6.6.1 节中规定的含义。如果尚未根据第 6.6.1 条确定启动日期,则启动日期将被视为启动期的第一天。

“启动期”具有协议中规定的含义。

“发射场”是指对发射场具有管辖权的美国政府当局和办公室。

“发射服务”是指本文档中描述的由 SpaceX 执行的服务。

“发射场”是指位于卡纳维拉尔角空军基地的 SpaceX 发射设施或 SpaceX 确定的能够支持发射服务的其他 SpaceX 发射设施。



“运载火箭”是指能够达到协议中规定的客户轨道参数要求的运载火箭,在本文件中指猎鹰九号运载火箭。

“发射窗口”是指 SpaceX 确定的发射计划在发射日期发生的时间段。

“许可”是指各方履行其在本协议项下的各自义务所必需的所有许可、授权、许可、批准和许可。每一方同意在必要时向另一方提供合理的协助以获得此类许可。

“升空”是指释放压紧约束和将运载火箭与发射台物理分离。

“重大违约”是指未违约方未获得协议项下交易的“重大利益”的违约。为行使因重大违约而终止的权利,客户应在九十 (90) 天补救期结束后的三十 (30) 天内以书面形式通知 SpaceX 终止此次选择。为清楚起见,(i) 延迟或 ii) 导致有效载荷丢失或破坏的发射或发射活动均不应被视为 SpaceX 在本协议项下的重大违约,除非在终止部分明确规定条款和条件,本协议中的任何内容均不得以任何方式解释为 SpaceX 有义务退还与根据本协议执行的任何发射服务相关的任何付款。

“机械接口环”是指 SpaceX 提供的结构接口,用于将有效载荷与发射装置机械配合车辆硬件。

“任务”是指 SpaceX 和客户为执行有效载荷发射而提供的服务和可交付成果,协议中定义了初始发射就绪质量和轨道参数。

“各方”是指客户和 SpaceX。

“一方”是指客户或 SpaceX。

“有效载荷”是指客户提供的集成航天器、适配器、分离系统、线束和航空电子设备将按照接受请求中规定的参数进行发射。未经 SpaceX 书面双方同意,有效载荷不得包含客户提供的任何有效载荷成分。

“有效载荷组成部分”是指 (a) 航天器、有效载荷、仪器、实验或集成到有效载荷上的类似设备,但不是有效载荷的组成部分,包括但不限于立方体卫星、小型卫星和托管有效载荷; (b) 包含在有效载荷中的任何集成分配器、分离系统或其他重要硬件。

“主要有效载荷”是指与 SpaceX 独立签约但不符合本文件中定义的拼车有效载荷定义的卫星。

“登记公约”是指 1974 年 11 月 12 日制定的《关于登记射入外层空间物体的公约》(1975 年 1 月 14 日开放供签署),28 UST 695,TIAS No. 8480,1023 UNTS 15。

“相关第三方”是指 (a) 参与履行本协议的双方和共同有效载荷客户各自的承包商和分包商及其各自的董事、高级职员、雇员和代理人; (b) 双方和共同有效载荷客户各自的董事、高级职员、雇员和代理人; (c) 在有效载荷、共同有效载荷、运载火箭或 GSE 中拥有任何财务、财产或其他重大利益的任何实体或个人。

“次要拼车”是指在同一任务中与主要有效载荷配对的拼车有效载荷。

“SpaceX 账户”是指客户应在 SpaceX 不时通知的合理时间内向 SpaceX 付款的账户。

“标准提供隔板”是指运载火箭侧电气接口客户构建的有效载荷线束将连接到由两个分离信号连接器和一个脐带连接器组成。

“星链”是指由 SpaceX 运营并在 SpaceX 运载火箭上发射的卫星星座。

“终止点火”是指发射后未进行的故意点火。