

### 运载火箭对微小卫星接口设计要求

Interface design requirements of microsatellite for launch vehicles

（征求意见稿）

在提交反馈意见时，请将您知道的相关专利连同支持性文件一并附上。

XXXX - XX - XX 发布

XXXX - XX - XX 实施



## 目 次

前言 .....	II
引言 .....	III
1 范围 .....	1
2 规范性引用文件 .....	1
3 术语和定义 .....	1
4 缩略语 .....	2
5 设计原则 .....	2
6 一般要求 .....	2
6.1 微小卫星的质量分类 .....	2
6.2 接口控制 .....	2
6.3 安全性 .....	2
6.4 可测试性 .....	3
6.5 可靠性与冗余度 .....	3
6.6 互换性 .....	3
6.7 文件要求 .....	3
7 设计指标和流程要求 .....	3
7.1 设计指标 .....	3
7.2 流程概述 .....	4
7.3 需求分析 .....	4
7.4 接口设计 .....	4
7.5 仿真验证分析 .....	5
7.6 试验验证 .....	5
7.7 试验验证评估 .....	6
8 详细设计要求 .....	6
8.1 总体指标设计要求 .....	6
8.2 环境条件与试验要求 .....	8
8.3 电磁兼容性要求 .....	9
8.4 星箭机械接口设计要求 .....	10
8.5 电气接口设计要求 .....	11
8.6 接口验证分析要求 .....	13
8.7 接口验证试验要求 .....	15
8.8 参数与文件要求 .....	17
附录 A（规范性） 小卫星与运载火箭接口要求 .....	19
附录 B（资料性） 机械接口尺寸 .....	21
参考文献 .....	33

## 前 言

本文件按照GB/T 1.1—2020《标准化工作导则 第1部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

请注意本文件的某些内容可能涉及专利。本文件的发布机构不承担识别专利的责任。

本文件由中关村标准化协会先进制造分技术委员会提出并归口。

本文件起草单位：北京中科宇航技术有限公司、长光卫星技术股份有限公司、北京微纳星空科技有限公司、中科卫星科技集团有限公司、银河航天（北京）科技有限公司、长沙天仪空间科技研究院有限公司。

本文件主要起草人：孙良杰、戎旭政、黄佩、孙志超、李新宇、史晓宁、廉洁、孙青林。

## 引 言

随着航天技术的飞速发展，微小卫星因其体积小、重量轻、研制周期短、研制成本较低等优点，在我国航天领域中的应用越来越广泛。微小卫星的成功发射与运行，离不开运载火箭的可靠搭载。为了确保微小卫星与运载火箭的顺利对接与分离，提高发射任务的成功率，降低发射成本，有必要对微小卫星与运载火箭之间的接口设计提出明确要求。

本文件主要针对微小卫星与运载火箭联合设计过程，重点为机械接口、电气接口、外形尺寸、分离方式和力热环境等基础指标，规定较常规的设计准则，结合我国商业航天事业的发展现状，提出一套科学、合理、实用的接口设计要求。这些要求将有助于规范微小卫星与运载火箭的接口设计，按照约定的条件进行设计，可适应主流商业运载火箭的大部分约束条件，降低因更换运载火箭导致卫星方案的反复，为我国微小卫星发射任务的顺利进行提供技术保障。



# 运载火箭对微小卫星接口设计要求

## 1 范围

本文件规定了运载火箭与微小卫星接口的设计原则、一般要求、设计指标和流程要求以及详细设计要求。

本文件适用于运载火箭与微小卫星接口的设计、确认与验证。

## 2 规范性引用文件

下列文件中的内容通过文中的规范性引用而构成本文件必不可少的条款。其中，注日期的引用文件，仅该日期对应的版本适用于本文件；不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本文件。

GB/T 32455 航天术语 运输系统

GB/T 40520 航天单机产品成熟度定级规定

## 3 术语和定义

GB/T 32455界定的以及下列术语和定义适用于本文件。

### 3.1

**有效载荷适配器** payload adapter

连接卫星与运载火箭的结构，含星箭连接解锁装置。

[来源：GJB 3862—1999，3.1.5，有修改]

### 3.2

**星箭分离面** separation plane of satellite and launch vehicle

运载火箭与卫星发生分离的平面。

[来源：GJB 3862—1999，3.1.3]

### 3.3

**星箭连接面** mating plane of satellite and launch vehicle

卫星与运载火箭之间的机械连接面。

[来源：GJB 3862—1999，3.1.4，有修改]

### 3.4

**整流罩净空间** usable volume

运载火箭有效载荷整流罩内可供卫星利用的最大容积包络。

[来源：GJB 3862—1999，3.1.6]

### 3.5

**星箭对接尺寸** interface size of satellite to launch vehicle

星箭对接尺寸是星箭连接的基本尺寸。

注1：采用包带连接释放装置的对接尺寸是指卫星对接框内接圆或外接圆尺寸（卫星支架对应的是外接圆或内接圆尺寸）。

注2：采用爆炸螺栓等点式连接解锁的对接尺寸是指爆炸螺栓安装中心位置的直径（或定位销中心孔位置的直径）。

注3：对接尺寸的大小取决于卫星总体布局、质心位置卫星质量及卫星结构和受力形式。

[来源：GJB 4228—2001，3.1，有修改]

### 3.6

**星箭对接尺寸型谱** programmes for interface size of satellite to launch vehicle

根据各类卫星质量、运载火箭运载能力与整流罩容积，研制成不同连接结构和机构形式，满足星箭连接分离需要的一系列星箭对接尺寸品种和型谱。

[来源：GJB 4228—2001，3.2，有修改]

## 4 缩略语

下列缩略语适用于本文件。

- CDR——关键设计评审 (Critical Design Review)
- EMC——电磁兼容性 (Electromagnetic Compatibility)
- FMAR——最终任务分析评审 (Final Mission Analysis Review)
- PDR——初步设计评审 (Preliminary Design Review)
- PLA——卫星适配器 (Payload Adapter)
- PMAR——初步任务分析评审 (Preliminary Mission Analysis Review)
- POD——卫星部署器 (Picosatellite Orbital Deployer)

## 5 设计原则

微小卫星与运载火箭星箭联合设计过程中，针对星箭接口的通用设计原则，重点考虑以下方面：

- a) 指标导向：明确星箭接口相关的各项性能指标，进行优先级排序，制定可考核、可测量的设计指标要求；
- b) 任务可行性：明确星箭接口兼容、性能指标要求和技术成熟度，运载火箭与卫星的安装与分离合理可行、操作和维护简单方便；
- c) 安全性：星箭接口需确保可靠连接、安全分离，保障人员和设备的安全；
- d) 环境适应性：发射过程中可能遇到的各种环境因素，如电磁干扰、湿度、盐雾等；
- e) 可测试性：约定的接口，如机械、电气、电磁及环境条件满足性等指标，可检可测；
- f) 可靠性：星箭接口能够在预定的任务周期内稳定工作，不受外界环境变化的影响；
- g) 可操作性：模拟星箭对接过程吊装、操作、对接，接口设计应便于检查、测试和维护；
- h) 功能相对独立性：满足星箭各自功能要求基础上，尽量保持星、箭系统的独立，降低星、箭之间的重叠，减少多余接口匹配和交互；
- i) 互换性：微小卫星与运载火箭约定不同规格重量下的卫星接口，机械接口的型谱化，以实现卫星在不同运载火箭的通用替换。

## 6 一般要求

### 6.1 微小卫星的质量分类

微小卫星一般分类如下：

- a) 小卫星：100kg~500kg；
- b) 微卫星：10kg~100kg；
- c) 纳卫星：1kg~10kg；
- d) 皮卫星：小于 1kg。

### 6.2 接口控制

卫星、运载火箭接口控制要求包括：

- 发射任务总体；
- 安全性；
- 力学、热环境；
- 电磁环境和电磁兼容；
- 机械接口；
- 电气接口；
- 项目验证。

### 6.3 安全性

- 6.3.1 应考虑对人员、火箭与卫星构成伤害的保护措施。
- 6.3.2 安全性设计包括但不限于：

- 星箭结构强度；
- 分离近场；
- 分离远场；
- 电气；
- 火工解锁；
- 吊装、操作过程工装设计。

6.3.3 卫星、火箭的结构设计应满足力学载荷要求，不应在星箭运输、飞行阶段产生结构解体、帆板异常展开等异常现象。

## 6.4 可测试性

6.4.1 星箭之间应具有良好的测试性，测试项目包括但不限于：

- 通用机械接口；
- 电气接口；
- 电气解锁；
- 分离；
- 透波；
- 电磁兼容；
- 联合操作对接。

6.4.2 应具备测试细则或试验大纲。

## 6.5 可靠性与冗余度

6.5.1 星箭机械接口的设计，优先采用成熟度高的分离解锁产品，如爆炸螺栓、记忆合金拔销器、POD装置等结构，并进行仿真计算、试验考核等手段。研制的产品满足 GB/T 40520 航天单机产品 3 级及以上成熟度，火工品、记忆合金拔销器等关键单机产品成熟度推荐 6 级及以上。

6.5.2 选用的电子产品完成机、电、热一体化设计分析，在进行电性能设计的同时，做好产品的结构静、动力学分析，如有必要进行热设计分析。

## 6.6 互换性

6.6.1 星箭之间接口的硬件接口，机械接口、电气接口按照卫星重量选用标准中的型谱化、标准化约定，能不经机械、热、电修改直接更换搭载的运载工具。

6.6.2 机械接口根据卫星重量和尺寸，尺寸、强度、公差等参数设计不同等级，以便于不同运载火箭的兼容。

6.6.3 根据卫星的电气需求，设计不同电流、电压等级的接口，使用连接器和电缆能够实现电气连接的一致性和可靠性。

6.6.4 在满足环境适应性的基础上，如振动、冲击、温度、湿度、真空等环境因素，接口材料应能适应极端环境条件，接口设计具有足够的通用性，可以在不同的运载工具上适应。

## 6.7 文件要求

6.7.1 星箭接口控制文件应约定任务性能、试验条件、机械接口、电气接口、接口验证分析和试验验证等主要内容。

6.7.2 卫星方应提供轨道指标、入轨姿态、发射窗口、尺寸外形、射频特性、接口需求等各类指标。

6.7.3 运载方应提供接口结构及分析、星箭耦合分析、轨道分析、近场分离安全性分析、远场分离安全性分析、电气接口兼容性分析、电磁兼容分析等。

## 7 设计指标和流程要求

### 7.1 设计指标

应设定运载火箭与微小卫星接口的设计指标和要求，将设计指标与要求分解到每个设计阶段，实现并验证每个步骤，对每一个阶段的设计结果进行模拟仿真或试验验证。

## 7.2 流程概述

7.2.1 设计流程包括以下内容，设计流程见图 1。

- a) 需求分析：微小卫星、运载火箭发射需求指标分析、分解；
- b) 接口设计：机械接口设计、电气设计、分离设计、操作设计；
- c) 仿真验证分析：仿真和可靠性分析；
- d) 试验验证：电磁兼容、力学试验、分离试验、联合操作试验；
- e) 验证评估：形成验证评估报告，包括弹道设计、电气电缆产品设计、分离安全性；
- f) 形成发射联合操作细则及星箭接口控制文件等。

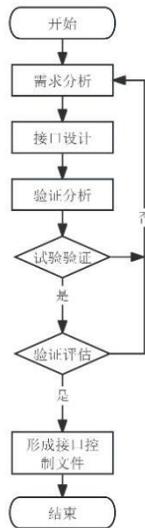


图1 设计流程

## 7.3 需求分析

根据任务将需求转化为设计输入，包括但不限于：

- a) 任务日期、发射场要求、发射次数；
- b) 发射轨道指标要求、入轨精度；
- c) 卫星质量特性和偏差、外形尺寸和偏差；
- d) 星箭分离姿态及姿态角速度要求、分离后帆板展开及机动要求；
- e) 分离开关状态确认、视频观察要求；
- f) 主动段加电和遥测要求、电磁兼容安全性；
- g) 机械和电气接口要求；
- h) 整流罩透波率需求、操作口需求；
- i) 星箭对接后操作口要求。

注1：卫星方提出轨道要求、降交点地方时间、入轨精度、入轨姿态角、姿态角速度、尺寸外形、质量特性和遥测需求等指标可作为设计输入。

注2：运载方根据以上输入条件，进行星箭相关接口指标的设计、论证。

## 7.4 接口设计

完成需求分析之后，依据各自系统的设计要求进行接口设计，包括但不限于：

- a) 基本功能类：
  - 1) 接口协调性；
  - 2) 操作安全性；
  - 3) 电磁兼容性；
  - 4) 分离安全性。
- b) 性能指标类：

- 1) 飞行过载;
  - 2) 冲击载荷;
  - 3) 正弦振动;
  - 4) 随机振动;
  - 5) 噪声载荷;
  - 6) 低频冲击;
  - 7) 内外压差;
  - 8) 地面使用条件。
- c) 应用需求类:
- 1) 透波要求;
  - 2) 射前加电;
  - 3) 飞行过程加电;
  - 4) 分离前遥测需求。
- d) 其他类:
- 1) 清洁防护要求;
  - 2) 充气要求。

注：设计输入可根据具体实际搭载任务要求进行剪裁。

## 7.5 仿真验证分析

### 7.5.1 验证分析项目

- 7.5.1.1 仿真验证分析包括冲击响应、分离安全性、力学环境测量分析和星箭耦合分析。
- 7.5.1.2 连接结构改进、冲击环境减缓应在星箭接口不变前提下进行设计、优化。
- 7.5.1.3 力学环境测量与分析建立星载测量系统，用于采集、存储和传输发射及在轨力学环境数据，并测量包括正弦振动响应、随机振动响应、冲击响应及在轨微振动的环境数据。
- 7.5.1.4 进行星箭载荷耦合分析，以验证力学环境下的卫星结构响应，确保卫星结构安全性。

### 7.5.2 验证分析方式

- 7.5.2.1 验证分析方式包括使用数学模型、仿真分析、概率计算和统计等。
- 7.5.2.2 轨道设计、远场安全性分析等可使用数学模型进行。
- 7.5.2.3 机械接口、模拟装配可采用数字化技术进行仿真；结构强度、近场分离安全性、星箭耦合分析可使用软件仿真进行。
- 7.5.2.4 远场安全性、落区安全打靶仿真可使用概率统计和计算。

### 7.5.3 验证分析判定

- 7.5.3.1 星箭载荷耦合分析在星箭界面处横向相对准确，纵向在有限频段准确，其他频段及星上分析结果均大于测量结果，意味着存在极大裕度。
- 7.5.3.2 根据对比分析结果，对卫星模型进行修正，优化抗力学环境设计。
- 7.5.3.3 测量数据对后续卫星模型修正、试验条件设计等。

## 7.6 试验验证

### 7.6.1 电磁兼容试验验证内容

- 7.6.1.1 电磁发射试验。测试被测系统或设备对外部产生的电磁干扰是否满足极限值要求。根据电磁干扰传输途径，又分为传导发射试验和辐射发射试验。
- 7.6.1.2 电磁敏感度试验。测试被测系统或设备在规定或实际工作的电磁干扰环境下正常工作的能力。根据电磁干扰加载的方式，又分为传导敏感度试验和辐射敏感度试验。
- 7.6.1.3 静电、雷电试验。属于电磁兼容性试验的范畴，用于评估系统或设备对静电放电和雷电等瞬态电磁现象的抗扰能力。

### 7.6.2 力学试验验证内容

7.6.2.1 拉伸、压缩、扭转、冲击、疲劳等试验。测定材料的强度极限、弹性模量、疲劳极限等力学参数，作为构件设计计算的依据。

7.6.2.2 应力分析。通过实验研究构件中的应力场，常用的方法有电测法、光测法、云纹法及脆性涂层法等。

7.6.2.3 振动分析。包括单自由度系统的振动频率分析、自激振动与自由振动和强迫振动的区分等。

7.6.2.4 转动惯量测量。验证圆盘转动惯量的理论公式，并确定线长对测量误差的影响；用等效方法求非均质材料的转动惯量。

### 7.6.3 分离试验验证内容

验证星箭分离方案的正确性，星箭解锁分离冲击载荷指标、相对分离速度的满足性，确定冲击载荷满足接口文件要求。

### 7.6.4 星箭联合操作试验

作为发射场正式对接的前置试验，验证星箭联合操作流程的正确性、星箭接口的匹配性、星箭对接流程的合理性及星箭安全间隙的满足性。

## 7.7 试验验证评估

### 7.7.1 验证分析项目

对项目进行验证评估的内容包括：

- a) 力学试验；
- b) 电磁兼容试验；
- c) 分离冲击试验；
- d) 星箭联合对接操作及飞行试验子样数据。

### 7.7.2 验证评估方式

验证评估方式包括：

- a) 力学试验；
- b) 电磁兼容试验；
- c) 分离冲击试验；
- d) 星箭联合试验。

### 7.7.3 验证评估判定

验证评估判定内容包括：

- a) 力学试验后卫星结构响应，卫星结构、载荷的安全性；
- b) 电磁兼容试验后卫星之间、卫星与火箭间电磁通讯的安全性；
- c) 分离冲击试验后，星箭关键结构、设备的载荷响应满足性；
- d) 星箭联合试验后，星箭接口匹配性，星箭对接流程的安全、可行性。

## 8 详细设计要求

### 8.1 总体指标设计要求

#### 8.1.1 任务概述

明确卫星数量、研制单位、使用单位、类型、用途等基本信息，明确发射次数、发射时间等基本要求。

#### 8.1.2 坐标系

8.1.2.1 星箭双方共同明确卫星与运载火箭相关的坐标系及对应关系，包括坐标原点及各坐标轴方位。

8.1.2.2 常用坐标系包括：

——地心赤道坐标系；

- 惯性地心赤道坐标系；
- 发射坐标系；
- 发射惯性坐标系；
- 火箭箭体坐标系；
- 卫星轨道坐标系；
- 卫星本体坐标系等。

### 8.1.3 质量特性

8.1.3.1 若星箭双方约定由卫星研制或使用单位配套分离机构，则卫星质量特性需为包含分离机构状态，且另外提供星箭分离后，分离机构在火箭上遗留部分的质量特性。

8.1.3.2 卫星质量特性包括：

- 卫星的发射质量及其偏差；
- 卫星的质心和偏差；
- 卫星的转动惯量、惯性积和偏差；
- 在发射前两个月卫星承制方提供运载方卫星实测质量特性。

### 8.1.4 外形尺寸

卫星承制方应明确卫星本体尺寸、最大外轮廓尺寸，给出卫星在星箭对接面附近影响星箭对接凸起物的布局、尺寸和卫星示意图。

### 8.1.5 微小卫星布局要求

一箭发射多个卫星时，运载火箭承制方应提供多个卫星在运载火箭整流罩中的布局和相对位置关系。卫星对分离时方向、飞行过程或分离时避光要求，需及时提出。

### 8.1.6 发射轨道

8.1.6.1 卫星承制方应与运载火箭承制方协商明确卫星/运载火箭分离时的轨道要求，包括：

- 轨道半长轴；
- 轨道偏心率；
- 轨道倾角；
- 近地点幅角；
- 升交点经度；
- 平近点角等。

8.1.6.2 运载火箭承制方应根据轨道要求和卫星质量判定运载能力满足要求。

### 8.1.7 入轨精度

卫星承制方应与运载火箭承制方协商明确卫星或运载火箭分离时的入轨精度要求，包括轨道倾角偏差、半长轴偏差、偏心率偏差等。若多星编队有相对轨道倾角、半长轴、偏心率等偏差要求，应及时提出。

### 8.1.8 星箭分离

#### 8.1.8.1 分离定义

对卫星与火箭分离进行定义，明确分离系统的承制方，简要描述分离方案。

#### 8.1.8.2 分离后机动

对星箭分离后，卫星与运载火箭的机动进行说明，以避免星箭双方碰撞或污染。

#### 8.1.8.3 分离操作

明确星箭分离时，分离系统工作流程，一般包括分离指令发出、分离插头脱落、分离火工品动作分离信号发出等。

#### 8.1.8.4 分离信号

明确分离信号的定义以及与星箭分离时间的关系。

#### 8.1.8.5 相对分离速度及角速度

明确火箭末级质心和卫星质心在分离后瞬时的相对分离速度限值。明确星箭分离时刻星箭组合体俯仰、偏航、滚动三轴分离角速度限值。若卫星对分离后角速度有要求应开展星箭联合仿真，明确卫星质心偏差及分离弹簧偏差要求。

#### 8.1.8.6 分离姿态

明确星箭分离时刻卫星入轨姿态要求、姿态误差要求和运载火箭可行入轨姿态。

#### 8.1.9 窗口

卫星承制方应提供卫星发射窗口，星箭双方并对窗口宽度进行协商确认。星箭双方应对推迟发射的情况给出预案。

#### 8.1.10 遥测数据要求

8.1.10.1 明确运载火箭主动段需测量并下传的卫星相关参数，包括：

- a) 星箭对接面力/热环境遥测数据；
- b) 卫星主动段需要通过运载火箭下传的遥测数据；
- c) 星箭分离时刻及星箭分离后箭遥视频采集要求。

8.1.10.2 若卫星有星箭分离后遥测时间要求，应及时提出。

### 8.2 环境条件与试验要求

#### 8.2.1 准静态载荷

8.2.1.1 火箭使用全工况下的星箭连接面处的载荷，飞行段以过载曲线形式给出，地面工况以最大过载形式给出。

8.2.1.2 运载火箭承制方应明确卫星质心位置处静动态横向及纵向极限过载，并考虑安全系数后作为卫星结构设计的使用载荷。

#### 8.2.2 基频

在星箭分离面刚性支撑下，运载火箭承制方应给出卫星整体结构的横向与纵向基本频率限值卫星的纵向与横向基频一般不低于该限值，当低于该限值时，应进行进一步耦合分析后予以确认。

#### 8.2.3 星箭耦合载荷分析

卫星承制方应向运载火箭承制方提供数学模型用于耦合载荷分析。运载火箭承制方通过耦合载荷分析结果预测卫星的最大动响应。卫星承制方确认在所预测的环境条件下，卫星是安全的，并有足够的安全余量。

#### 8.2.4 正弦振动

运载火箭承制方应明确星箭界面正弦振动试验条件量级、频率偏差、振幅偏差、带谷试验要求。

#### 8.2.5 冲击

运载火箭承制方应明确星箭界面冲击试验量级、偏差、验收和鉴定试验定义。

#### 8.2.6 随机振动

8.2.6.1 运载火箭承制方应明确星箭界面随机振动试验条件量级、频率偏差、振幅偏差、带谷试验要求。

8.2.6.2 运载火箭承制方应明确整流罩内卫星噪声试验的声压水平、频谱及各自的偏差。

#### 8.2.7 噪声

运载火箭承制方应明确整流罩内卫星噪声试验的声压水平、频谱及各自的偏差。以便进行低量级噪声试验、验收级噪声试验、鉴定级噪声试验。

### 8.2.8 热环境

星箭双方应明确运载火箭主动飞行不同时间段的辐射热流密度限值，包括：

- 整流罩内表面典型参考点整流罩各段内表面的辐射热流密度；
- 整流罩抛罩时，自由分子流加热的最大热流值；
- 末级发动机工作时在星箭分离面产生的热流。

### 8.2.9 压力环境

卫星承制方应明确运载火箭整流罩内气压最大下降速率限值，运载火箭承制方应给出整流罩内压变化设计带。

### 8.2.10 自然环境要求

#### 8.2.10.1 卫星操作环境要求

8.2.10.1.1 卫星承制方提出对整流罩材料、清洁要求，运载火箭承制方应确保相关的火箭硬件满足卫星对环境的要求。

8.2.10.1.2 卫星承制方提出操作环境的要求，主要包括厂房内的温度范围、相对湿度、洁净度等。

8.2.10.1.3 厂房提供方应确保相关的厂房条件满足卫星对环境的要求。

#### 8.2.10.2 合罩后整流罩内的环境

星箭双方应对整流罩合罩后的环境进行明确，包括：

- 温度及其控制偏差；
- 相对湿度；
- 气体流动速度；
- 空气流动的噪声水平；
- 洁净度；
- 罩内空调时段；
- 温湿度测量责任方以及调整责任方。

注：上述要求可剪裁使用。

### 8.2.11 运输环境

应明确卫星装箭后随移动发射平台水平运输过程中环境条件，包括：

- 过载条件；
- 振动模拟条件；
- 运输速度；
- 运输距离；
- 道路情况等。

## 8.3 电磁兼容性要求

8.3.1 火箭与卫星双方在接口控制文件中应明确各自无线设备的频点、带宽、发射功率或等效辐射功率、天线极化方向、接收机灵敏度、天线安装位置等，卫星应明确无线设备在射前和飞行过程中开机工作时机。

8.3.2 应明确星箭对接面处电场发射特性数值和曲线，包括有意辐射和附加辐射，以及电磁辐射敏感度特性数值和曲线。

8.3.3 应对卫星和运载火箭的电磁辐射和电磁敏感度分别进行控制以确保整体的电磁兼容性，推荐卫星在射前、飞行段至火箭离轨开始前所有测控射频设备不开机工作，可避免产生相互电磁干扰。

8.3.4 若卫星测控射频设备需要在火箭飞行段，或星箭分离后火箭末级离轨前开机，需联合开展对运载及其他卫星的影响分析，并进行地面电磁兼容试验，试验开展的时机及地点应包含卫星进场前及卫星发射前，需分别进行星/箭电磁兼容性试验以及星/箭/发射场的电磁兼容试验，若试验存在电磁干扰，

双方应采取相关的措施。

8.3.5 卫星进场前，星箭电磁兼容试验可约定在电气综合试验或总装出厂测试期间开展，火箭及各卫星方参试设备包含地面及箭（星）上所有工作时段有重叠的无线设备，且频率、功率、天线之间的距离等状态与飞行产品一致。火箭和各卫星方完成电磁兼容试验后，应向各方提供相关实验结果数据，并经过各方确认。

8.3.6 卫星发射前星/箭/发射场的电磁兼容试验，若发射场技术区可以覆盖发射区电磁环境，可约定在技术区测试期间开展；若发射区电磁环境复杂，应在发射区测试（如发射合练）中完成各方电磁兼容试验，最后各方应提供相关实验结果数据，并经各方确认。

## 8.4 星箭机械接口设计要求

### 8.4.1 整流罩安全间隙

8.4.1.1 整流罩多采用半球形式，常分为前锥段—柱段—倒锥段结构形式，卫星可在前锥段、柱段及倒锥段的可用包络内安装、布局。

注：整流罩常用外形规格有 $\Phi 1400\text{mm}$ 、 $\Phi 1600\text{mm}$ 、 $\Phi 2200\text{mm}$ 、 $\Phi 2650\text{mm}$ 、 $\Phi 2900\text{mm}$ 、 $\Phi 3350\text{mm}$ 、 $\Phi 3800\text{mm}$ 、 $\Phi 4200\text{mm}$ 、 $\Phi 5200\text{mm}$ 。

8.4.1.2 卫星安装在运载火箭后，卫星安装在整流罩可用包络范围内。卫星与整流罩柱段内壁面之间的参考静态间隙见表1。

表1 参考静态间隙

单位：mm

直径	间隙
$\leq \Phi 2200$	$\geq 50$
$\Phi 220 \sim \Phi 3350$	$\geq 90$
$\Phi 3350 \sim \Phi 4200$	$\geq 150$
$\Phi 5200$	$\geq 250$

8.4.1.3 卫星方与运载方可根据卫星、有效载荷适配器及整流罩具体结构进行计算确定，需确保飞行过载、振动等环境条件下，卫星与运载火箭的安全性。

8.4.1.4 前锥、倒锥段卫星与整流罩结构间的安全包络，由运载方根据其结构特点单独给出，较表1柱段安全间隙大20mm~30mm。

8.4.1.5 整流罩采取整体拔罩形式，安全间隙宜参照半罩形式要求，也可根据结构刚度进行适当缩小，但应考虑整体运动时的安全间隙。

8.4.1.6 整流罩采用平抛分离方式时，应考虑和给出整流罩端头部位内包络尺寸因分离过程中飞行过载产生的空间缩减影响。

### 8.4.2 有效载荷适配器设计

8.4.2.1 卫星应通过有效载荷适配器支架（卫星支架）与运载火箭连接，星箭分离连接装置应作为单独的结构产品。

注：卫星支架根据运载火箭整流罩包络常设计为圆柱形中心桶、三角形及多边形结构形式，也可根据具体卫星形式设计成承力桁梁、承力圆盘、堆叠结构等结构形式。

8.4.2.2 在进行卫星布局及连接结构设计时，其基本特性要求如下：

- 卫星与卫星支架的坐标系对接关系；
- 星箭分离形式及分离速度、冲击等关键指标；
- 连接装置的类型及数量、尺寸、连接孔、定位销或者定位槽的位置；
- 星箭分离连接装置满足结构强度、刚度和基频要求；
- 分离装置关键形位尺寸，如平面度、粗糙度等；
- 电导通要求。

### 8.4.3 分离结构设计

8.4.3.1 卫星与运载火箭通过星箭解锁装置实现星箭连接、解锁与分离。星箭机械接口包括星箭连接解锁装置机械接口、卫星基频、卫星包络尺寸、分离执行机构、分离指示开关等，由卫星方自带或运载方配套，小卫星与运载火箭接口应符合附录 A 的要求，机械接口尺寸见附录 B。

8.4.3.2 星箭解锁装置安装在有效载荷适配器上，优先选用点式紧固连接，包括爆炸螺栓火工品、记忆合金拔销器、分离螺母气动解锁等形式。

8.4.3.3 皮卫星或者纳卫星，优选标准 POD 装置或单个分离支座形式。若卫星对环境条件要求较高，宜考虑使用柔性包带连接形式，小卫星推荐选用 300 型、660 型包带。

8.4.3.4 分离结构设计时，双方应满足各分离结构方式确定的要求，见表 2。

表2 分离结构方式及要求

分离结构方式		要求
标准POD装置		卫星方提供装置的POD门板打开方向和角度、机械对接接口尺寸、分离点火和测量相关电连接器定义。
标准包带装置		卫星方、运载方对接环分别提前安装到位，包带安装及锁紧、弹簧释放由运载方负责，卫星方提供行程开关位置、分离弹簧和运载方行程开关顶触位置。
单个分离支座	卫星方	提供分离结构与运载端的机械接口尺寸，对接面的厚度，卫星底面的凸出结构及尺寸，分离结构与卫星底板尺寸，以便运载方选择合适长度的紧固件。
		提供分离点火点号、电连接器形式和点火电流需求。
		提供箭分离开关位置、电连接器形式及通断逻辑。
		无特殊紧固件材料要求，分离结构与运载端紧固件由运载方提供和安装，长度由运载方根据夹持厚度选择。
	运载方	卫星方需提供与运载端的机械接口尺寸，螺栓安装可用厚度，卫星底面的凸出结构及尺寸。
		卫星提出分离速度、姿态角速度需求，以便进行分离弹簧设计，原则上相对分离速度为 0.5m/s~1.5m/s。
		若卫星方无特殊紧固件材料要求，分离结构与卫星连接的紧固件由运载方提供，为高强合金钢材料，长度由运载方根据夹持厚度选择，若卫星对紧固件才有要求应及时提出或自行提供卫星连接紧固件。
		卫星方提出冲击载荷要求，以便运载方进行降冲击设计，若运载方因降冲击等原因需侵入卫星结构要求，需与卫星方协商。
		卫星方可提出星箭分离后遗留在卫星端质量约束要求，运载方提供遗留在卫星端结构的材料，截面积等，以便卫星方进行剩磁计算、热控分析等。

8.4.3.5 分离结构设计的强度、刚度满足运载火箭的力学环境要求，在飞行段不存在影响飞行安全的动作。

8.4.3.6 针对卫星可能存在的故障，采取隔离措施，在故障模式下不影响其他卫星和运载的安全。

8.4.3.7 卫星与火箭之间除分离结构外，推荐无电气通讯方式，保持星箭之间的独立性，卫星提供独立的电源，开关配电单独控制，电源输入端有防止短路设计。

## 8.5 电气接口设计要求

### 8.5.1 卫星脐带电缆

8.5.1.1 卫星脐带电缆由火箭方负责研制，则卫星承制方应提供：

- a) 分离电连接器型号及生产厂家；
- b) 连接器附件；
- c) 分离连接器外形尺寸及安装方式；
- d) 可用芯数；
- e) 接点定义；
- f) 线型线径；
- g) 配套数量；
- h) 线缆绞制及屏蔽要求；
- i) 线间及线地绝缘阻值要求；
- j) 分离插头分离供电电压、工作电流及瞬态抑制电路参数。

8.5.1.2 卫星脐带电缆由卫星承制方负责研制，且部分电缆安装在火箭上，则卫星承制方和火箭承制方满足以下要求。

- a) 则卫星承制方应提供：
  - 1) 分离电连接器型号及生产厂家；
  - 2) 分离连接器外形尺寸及安装方式；
  - 3) 分离连接器解锁力和解锁行程；
  - 4) 分离连接器供电用连接器的型号、代号、接点定义和生产厂家；
  - 5) 分离插头分离供电电压、工作电流及瞬态抑制电路参数；
  - 6) 卫星脐带电缆箭上部分用转接连接器的型号、代号和生产厂家；
  - 7) 脱落连接器的型号、代号和生产厂家；
  - 8) 脱落连接器三维模型、外形尺寸及安装方式；
  - 9) 安装在火箭上脐带电缆的布置图，各连接器间连接关系图或表。
- b) 火箭承制方应提供安装在火箭上脐带电缆分支长度要求。

### 8.5.2 不带电指令接口

卫星承制方和火箭承制方应协调明确以下内容：

- a) 指令用途；
- b) 冗余方式；
- c) 指令起始及终止时刻；
- d) 工作及断开时的阻抗；
- e) 连接器型号、代号、接点定义、工作电压和工作电流；
- f) 绝缘要求；
- g) 指令持续时间；
- h) 指令保持要求。

### 8.5.3 带电指令

卫星承制方和火箭承制方应协调明确以下内容：

- a) 指令用途；
- b) 冗余方式；
- c) 指令起始时刻及精度；
- d) 指令信号间的最小时间间隔；
- e) 输出电压；
- f) 最大电流；
- g) 电流/时间特性；
- h) 指令持续时间；
- i) 电缆绝缘要求。

### 8.5.4 火工品/记忆合金/继电器指令

8.5.4.1 火箭方提供为卫星提供火工品供电时，卫星承制方需提供以下内容：

- a) 指令用途；
- b) 接插件型号及接点分配；
- c) 冗余方式；
- d) 指令起始时刻及精度；
- e) 指令信号的最小时间间隔；
- f) 发火/解锁/接通电流或电压；
- g) 脉冲宽度；
- h) 安全测试电流；
- i) 记忆合金动作电流与温度的解锁时间曲线或参数表；
- j) 火工品回路阻值；
- k) 火工品线路绝缘阻值；

1) 继电器供电电压、工作电流及瞬态抑制电路参数。

#### 8.5.4.2 火箭承制方应提供以下内容：

- a) 火工品发火/记忆合金解锁/继电器接通线路示意图；
- b) 卫星电缆绝缘要求；
- c) 火工品保险及安全措施。

#### 8.5.5 分离开关采集接口

火箭方提供为卫星提供分离开关采集信号时，卫星承制方需提供以下内容：

- 分离开关厂家型号；
- 接插件型号及接点分配；
- 分离开关行程参数、触点电流容量；
- 分离开关触点使用方式，即明确常闭或常开，推荐使用分离后断开（即使用常开触点）方式。

#### 8.5.6 遥测遥控接口

卫星在固体火箭飞行阶段或入轨火箭分离后，若通过运载火箭测量系统进行遥测遥控，卫星承制方应提供以下内容：

- a) 遥测通道数量；
- b) 测量参数类型；
- c) 遥测、遥控通信体制、频率；
- d) 传感器测量范围及精度；
- e) 参数变化范围；
- f) 采样频率；
- g) 数据结构；
- h) 数据处理方法；
- i) 信号形式；
- j) 码速率；
- k) 接口类型；
- l) 接口时序；
- m) 接口电路；
- n) 接口接点定义。

#### 8.5.7 供电接口

发射准备阶段和飞行阶段由运载火箭为卫星提供电源时，卫星承制方应提供以下内容：

- a) 接点定义；
- b) 工作电压；
- c) 工作电流；
- d) 工作时间；
- e) 卫星负载变化情况；
- f) 在约定界面处的供电纹波、尖峰、瞬态特性等。

#### 8.5.8 接地和绝缘

星箭对接面接触电阻由卫星和火箭承制方共同保证，一般不超过 $1\ \Omega$ ，必要时通过在分离连接器中设置接地线实现，接触电阻的测量和确认按双方协商的形式完成。

### 8.6 接口验证分析要求

#### 8.6.1 验证分析任务

验证分析包含以下任务：

- a) 运载火箭发射卫星轨道分析；

- b) 星箭布局及联合操作分析;
- c) 近场安全性分析;
- d) 远场安全分析;
- e) 电气接口兼容性分析;
- f) 电磁兼容性分析;
- g) 机械接口兼容性分析;
- h) 星箭分离计算;
- i) 热耦合分析;
- j) 载荷耦合分析;
- k) 整流罩排气计算;
- l) 卫星结构特性对火箭影响分析;
- m) 污染分析;
- n) 飞行结果评估。

### 8.6.2 验证分析阶段

8.6.2.1 可行性分析。估计运载火箭和卫星在各项接口之间基本兼容的条件，可行性分析由卫星和运载火箭承制方共同完成。

8.6.2.2 初步任务分析。其标志事件是 PMAR。根据卫星 PDR 后提供的数据进行轨道、远场、机电接口、星箭分离、电磁/力/热/整流罩排气等卫星与固体火箭的兼容性分析。

8.6.2.3 最终任务分析。其标志事件是 FMAR。根据卫星关键设计评审后提供的数据进行轨道、远场、机电接口、星箭分离、电磁/力/热/整流罩排气等卫星与火箭的兼容性分析。如果卫星 CDR 后数据与 PDR 后的接口数据相同，则 PMAR 的分析结果仍然有效。

### 8.6.3 分析输入条件

8.6.3.1 分析卫星系统向运载火箭系统提供的文件，包括：

- a) 卫星对运载火箭的技术要求;
- b) 星箭对接技术要求;
- c) 卫星三维数字模型;
- d) 卫星动力学模型;
- e) 卫星热模型;
- f) 卫星入轨姿态;
- g) 卫星射频特性;
- h) 卫星发射窗口;
- i) 卫星实测质量特性。

8.6.3.2 分析运载火箭系统向卫星系统提供的文件，包括：

- a) 运载火箭用户手册;
- b) 卫星三维数字模型格式;
- c) 卫星动力学模型格式;
- d) 卫星热模型格式;
- e) 卫星动力学耦合分析;
- f) 卫星热耦合分析;
- g) 轨道分析;
- h) 星箭联合操作;
- i) 卫星/运载火箭分离分析;
- j) 远场分析;
- k) 整流罩排气分析;
- l) 星箭对接和解锁试验结果;
- m) 发射任务评估报告。

### 8.6.4 验证分析

#### 8.6.4.1 轨道分析

运载火箭承制方应计算运载火箭发射轨道及卫星要求轨道的有关性能。分析应包括：

- a) 发射轨道设计。包括入轨点参数；
- b) 星箭分离后的卫星姿态指向。对卫星定向要求的姿态进行分析，确认是否满足；
- c) 入轨精度。给出卫星入轨精度分析结果。

#### 8.6.4.2 远场安全性分析

运载火箭承制方应根据星箭分离后星箭双方机动情况完成远场分析，给出数个轨道周期（一般不少于8个轨道周期）内的星箭最小距离，确保星箭远场安全。

#### 8.6.4.3 近场分离及安全性分析

运载火箭承制方根据远场安全性要求、卫星布局设计、卫星尺寸和分离速度等参数，结合星箭分离后星箭双方机动情况完成近场分析，根据卫星搭载数量和所需分离时间，给出卫星与火箭、卫星之间的间隙，时间不短于第一次星箭分离后120s。可根据需要，给出卫星关注特殊时刻，包括卫星帆板展开时刻星—星、星—箭之间的距离。应考虑因卫星不对称分离对箭体产生的姿态干扰，以及对下一批次卫星分离安全性的影响。

#### 8.6.4.4 电气接口及兼容性分析

运载火箭承制方应根据星箭双方分工约定，明确星箭双方电连接图、分离插头、脐带电缆、指令接口等。

#### 8.6.4.5 电磁兼容性分析

运载火箭承制方应根据卫星提供的电磁辐射、电磁灵敏度等完成星箭电磁兼容性分析。并对分析结果给出最终的评估。

#### 8.6.4.6 热耦合分析

为了满足卫星允许的热约束条件，运载火箭承制方应根据卫星承制方提供的热耦合分析模型进行热环境分析，预测卫星在地面工作和飞行期间的温度。应预测从卫星装入整流罩内一直到星箭分离时，运载火箭对卫星的热环境影响。应计算整流罩分离时的气动热流。

#### 8.6.4.7 耦合载荷分析

8.6.4.7.1 运载火箭承制方应根据卫星承制方提供的动力学模型进行耦合载荷分析，卫星承制方使用分析结果验证卫星设计与运载火箭环境之间的兼容性，调整卫星的振动试验量值。

8.6.4.7.2 对所有关键性的地面和飞行工况，应计算耦合的星箭结构纵向和横向载荷。运载火箭承制方应给出卫星模型选定结点处的力、加速度、相对位移和时间历程，以及星箭接口处的力、加速度和时间历程。

#### 8.6.4.8 飞行结果评估

发射后，运载火箭承制方应分析运载火箭遥测数据，提出飞行评价报告，应包括运载火箭飞行时序的执行情况、轨道参数评价、与卫星相关的力学热环境参数、飞行期间的异常现象等。

### 8.7 接口验证试验要求

#### 8.7.1 试验项目

卫星承制方应提供专门报告，详细描述试验设施、试验条件、试验程序和试验结果。环境适应性验证试验一般包括：

- a) 模态试验；
- b) 正弦振动试验；
- c) 噪声试验；
- d) 随机振动试验；

- e) 分离试验;
- f) EMC 试验;
- g) 机械接口匹配试验;
- h) 联合操作对接试验。

#### 8.7.2 模态试验

用于验证基频与阻尼，用于修正卫星结构动力学模型。

#### 8.7.3 正弦振动试验

用于验证在发射环境下的卫星强度和刚度，鉴定级由验收级乘以适当的系数确定。带谷控制量级应由卫星承制方和运载火箭承制方根据卫星设计载荷和运载火箭的动力学耦合载荷分析结果共同商定。

#### 8.7.4 噪声试验

噪声试验用于验证卫星承受噪声环境的能力。鉴定级是验收级附加一定的分贝数，试验声谱通常以倍频程或者1/3倍频程表示。

#### 8.7.5 随机振动试验

随机振动试验用于验证卫星承受随机振动环境的能力。鉴定级是验收级乘以适当的系数确定，可以用噪声试验代替。

#### 8.7.6 分离试验

用于验证星箭分离装置分离功能，同时可得到星箭分离时的冲击情况。冲击量级应小于卫星最大承受能力。

#### 8.7.7 电气接口匹配试验

验证星箭之间电气接口的匹配性。

#### 8.7.8 EMC 试验

在进行EMC分析的基础上，根据运载火箭与卫星各方协调要求完成EMC试验，确保星箭电磁环境兼容。

#### 8.7.9 机械接口匹配试验

验证运载火箭与卫星的机械接口匹配性。

#### 8.7.10 联合操作对接试验

##### 8.7.10.1 试验内容

星箭双方一般共同完成机械接口匹配试验、分离冲击试验、分离试验、电气接口匹配试验和EMC试验，并由试验承担方向对方提供试验结果，试验次数由星箭双方约定。

##### 8.7.10.2 机械接口匹配试验

验证运载火箭与卫星的机械接口匹配性。

##### 8.7.10.3 联合振动试验

验证卫星对运载火箭末级动力学环境适应性，获取卫星典型位置的振动特性。

##### 8.7.10.4 分离试验

检验星箭分离系统的功能和性能、分离设计的合理性，获取分离冲击数据，验证分离信号功能。

##### 8.7.10.5 电气接口匹配试验

验证星箭之间电气接口的匹配性。

##### 8.7.10.6 EMC 试验

8.7.10.6.1 在进行 EMC 分析的基础上,根据运载火箭与卫星各方协调要求完成 EMC 试验,确保星箭电磁环境兼容。

8.7.10.6.2 星箭进场后,根据运载火箭、卫星及发射场各方协调要求完成 EMC 试验,确保三方电磁环境兼容。

## 8.8 参数与文件要求

### 8.8.1 文件要求

运载火箭承制方应向卫星承制方提供运载火箭的用户手册,同时根据发射服务合同,制定“接口控制文件”,以明确星、箭双方的责任。

### 8.8.2 运载火箭设计参数及文件

8.8.2.1 运载火箭承制方应向卫星承制方提供的设计参数,包括但不限于下列内容:

- 运载火箭发射轨道计算(初步发射轨道计算和精确发射轨道计算);
- 飞行外载荷计算;
- 整流罩外形和结构尺寸图(含各种窗口位置及尺寸);
- 星、箭分离初始姿态及偏差和初始姿态角速度;
- 卫星支架尺寸及对接结构图;
- 分离弹簧的分离力;
- 星、箭动力学耦合分析结果;
- 环境条件:振动、冲击、噪声、加速度和热环境条件;
- 运载火箭上设备的无线电特性(包括频谱分布、功率、天线极化);
- 运载火箭发射阵地技术流程。

8.8.2.2 运载火箭承制方应向卫星承制方提供的设计文件,包括但不限于下列内容:

- 运载火箭用户手册;
- 发射场用户手册;
- 安全要求文件;
- 运载火箭发射轨道计算报告;
- 飞行外载荷计算报告;
- 整流罩外形和结构尺寸图(含各种窗口位置及尺寸);
- 星、箭分离初始姿态及偏差和初始姿态角速度;
- 卫星支架尺寸及对接结构图;
- 分离弹簧的分离力;
- 卫星动力学模型格式要求;
- 卫星热模型格式要求;
- 动力学耦合分析(星、箭动力学耦合分析报告);
- 热耦合分析报告;
- 环境条件:振动、冲击、噪声、加速度和热环境条件,及试验验证要求;
- 轨道分析;
- 入轨精度分析;
- 卫星与运载火箭分离分析;
- 运载火箭上设备的无线电特性(包括频谱分布、功率、天线极化);
- 联合操作程序;
- 发射放行准则或发射预案;
- 发射流程;
- 运载火箭发射场技术流程;
- 安全控制方案;
- 入轨参数;
- 发射任务评估。

### 8.8.3 卫星设计参数及文件

8.8.3.1 卫星承制方应向运载火箭承制方提供的设计参数，包括但不限于下列内容：

- 星、箭分离点卫星所要求的轨道要素和姿态参数；
- 卫星理论外形图；
- 卫星质量特性：质量、质心和转动惯量及其偏差；
- 卫星沿纵轴方向质量分布、刚度分布及基频特性；
- 星、箭连接分离的机械接口；
- 脱落或分离电连接器型号、尺寸、质量、数量、位置及分离方式（非返回式卫星）；
- 卫星发射阵地技术流程及测试程序；
- 整流罩窗口数量、位置、尺寸及技术要求；
- 整流罩透波窗口或舱段要求；
- 返回式卫星外壳材料和厚度；
- 动力学态耦合分析的卫星模型；
- 卫星上设备的无线电特性（包括频谱分布、功率、天线极化）。

8.8.3.2 卫星承制方应向运载火箭承制方提供的设计文件，包括但不限于下列内容：

- 使用申请书或对运载火箭的技术要求；
- 对发射场的技术要求；
- 发射窗口要求；
- 星、箭分离点卫星所要求的轨道要素和姿态参数报告；
- 卫星理论外形图；
- 卫星质量特性：质量、质心和转动惯量及其偏差；
- 卫星沿纵轴方向质量分布、刚度分布及基频特性；
- 星、箭连接分离的机械接口；
- 整流罩窗口数量、位置、尺寸及技术要求；
- 整流罩透波窗口或舱段要求；
- 返回式卫星外壳材料和厚度；
- 卫星动力学（耦合）分析模型；
- 卫星热模型；
- 卫星环境试验文件，包括试验大纲、试验报告等；
- 脱落或分离电连接器型号、尺寸、质量、数量、位置及分离方式（非返回式卫星）；
- 卫星上设备的无线电特性，包括频谱分布、功率、天线极化；
- 安全控制文件；
- 卫星安全性分析报告，包括含轨道维持、离轨机动及空间碎片避障措施；
- 卫星操作计划；
- 卫星发射场技术流程及测试程序。

8.8.4 星箭分离后文件要求

运载火箭承制方在发射后一个月内提供《发射评估报告》。

## 附录 A (规范性) 小卫星与运载火箭接口要求

### A.1 机械接口状态

小卫星通过卫星适配器（PLA）与运载火箭连接。并视PLA提供方不同，同时需分别提供：

- a) 由运载方提供 PLA 时，应同时提供星箭连接解锁装置；
- b) 由小卫星方提供 PLA 时，应同时提供星箭连接解锁装置，并提供星箭连接面的接口，一般星箭连接面的接口应与运载方协调后确定。

### A.2 小卫星基频

小卫星的纵向、横向和扭转基频一般应不低于运载方的规定值。当低于此值时，应与运载方协调，并进行进一步的耦合分析后予以确认。

### A.3 小卫星布局

小卫星应适应运载方提出的布局空间的限制，包括静态和动态情况下，以避免硬件碰撞。当小卫星的外形局部超出了允许的布局空间时，应与运载方协调，并进行分析后予以确认。

### A.4 PLA 机械接口

#### A.4.1 星箭采用包带式连接分离装置对接面接口

##### A.4.1.1 运载方提供 PLA

若PLA由运载方提供，则对接面接口由以下方面确定。

- a) 小卫星和 PLA 的坐标系及相关角方位，其中坐标系选择应符合 GJB 1028 中规定。
- b) 机械状态包括：
  - 1) PLA 接口尺寸，连接形式（包带连接、点式连接等）、定位销或定位槽的位置（提供星箭分离面接口）；
  - 2) 材料类型及特性；
  - 3) 表面涂层；
  - 4) 粗糙度；
  - 5) 平面度；
  - 6) 刚度。
- c) 连接分离装置的几何尺寸、材料、粗糙度、预紧力等。

##### A.4.1.2 小卫星方提供 PLA

若PLA由小卫星方提供，则对接面接口由以下方面确定。

- a) 运载火箭和 PLA 的坐标系及相关角方位，其中坐标系的选择应符合 GJB 1028 中规定。
- b) 机械状态包括：
  - 1) 连接装置（螺栓、螺母）的类型及数量、尺寸，连接孔、定位销或定位槽的位置（提供星箭连接面接口）；
  - 2) 材料类型及特性；
  - 3) 表面涂层；
  - 4) 粗糙度；
  - 5) 平面度；
  - 6) 刚度。
- c) 连接分离装置的几何尺寸、材料、粗糙度、预紧力等。

#### A.4.2 星箭采用点式连接分离装置

A.4.2.1 对接面接口小卫星和运载火箭采用点式（切割器、分离螺母）连接形式时，对接面接口由以下方面确定：

- a) 火工品的类型及数量、尺寸、连接孔、定位销或孔的位置；
- b) 星、箭对接框的材料类型及特性；
- c) 星、箭对接面的表面涂层；
- d) 星、箭对接面的粗糙度、平面度等。

A.4.2.2 其他星箭连接分离装置对接面接口其他结构形式的星箭连接分离装置接口关键参数等。

## A.5 分离执行机构

### A.5.1 分离执行机构职能

分离执行机构为星箭分离提供所需的能量，一般采用弹簧、反推器等形式。

### A.5.2 分离弹簧和顶杆

应明确弹簧或顶杆的下列特性：

- 数量；
- 位置；
- 正常行程（mm）；
- 压缩行程（mm）；
- 最大顶出力（N）；
- 匹配力偏差（N）。

### A.5.3 反推器

运载方应提供反推器的下列特性：

- 时数量；
- 安装位置；
- 工作时间（s）；
- 推力（N）。

### A.5.4 微动开关

小卫星方应向运载方明确微动开关的下列特性：

- 型号；
- 数量；
- 安装位置及机械接口；
- 微动开关装配尺寸及公差要求；
- 微动开关开闭状态：常开或常闭。

## A.6 分离电连接器

一般卫星发射，星箭间不设置分离电连接器，卫星方若有特殊需要，可与运载方协调后设置分离电连接器，并明确分离电连接器的下列机械特性：

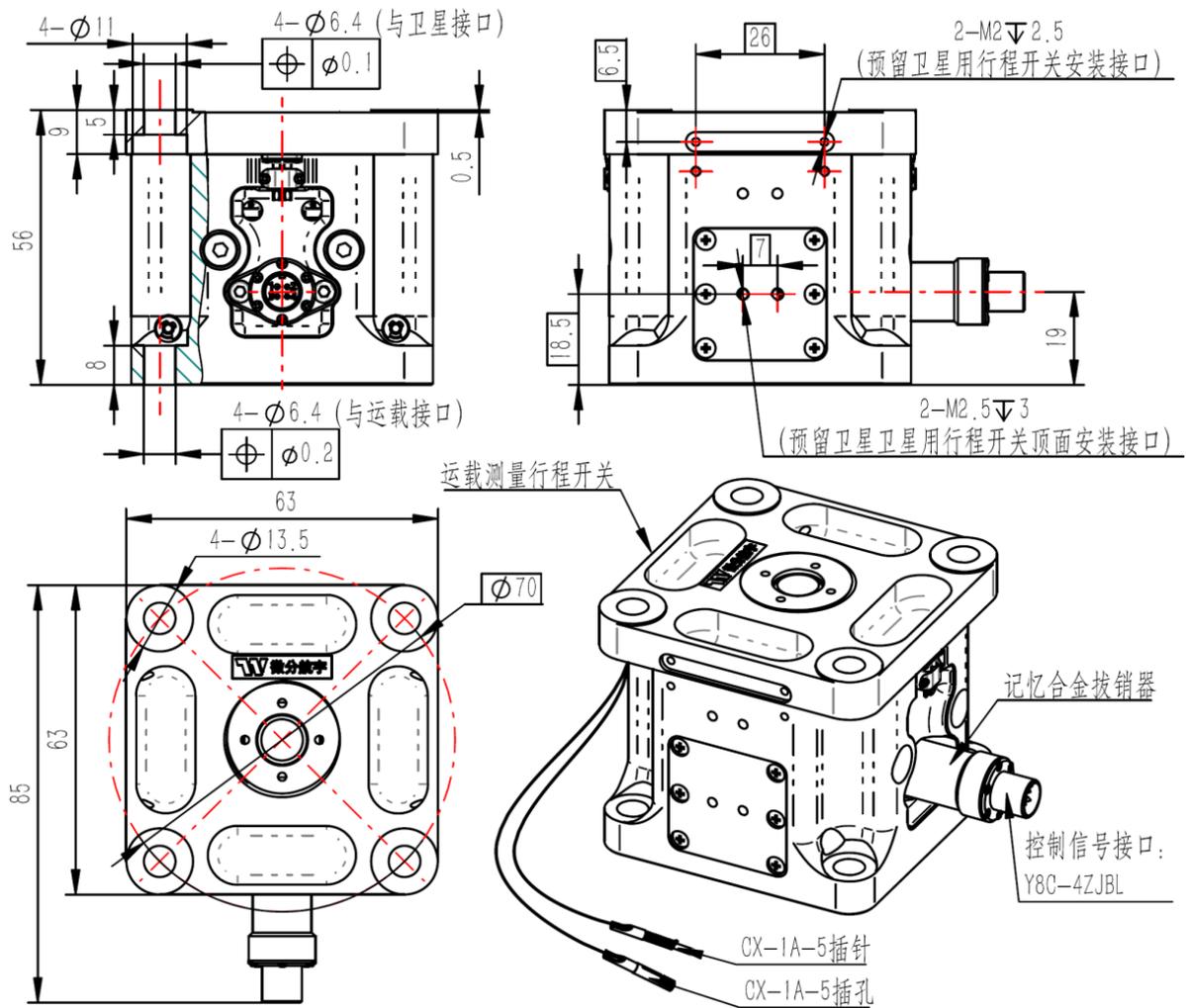
- 数量；
- 安装位置及机械接口；
- 机械分离力（N）。

## A.7 分离速度

根据任务需要，星箭分离速度选取应满足避免星箭碰撞的要求。一般星箭分离速度为0.5m/s~1.5m/s，可根据星箭分离安全性计算确定。

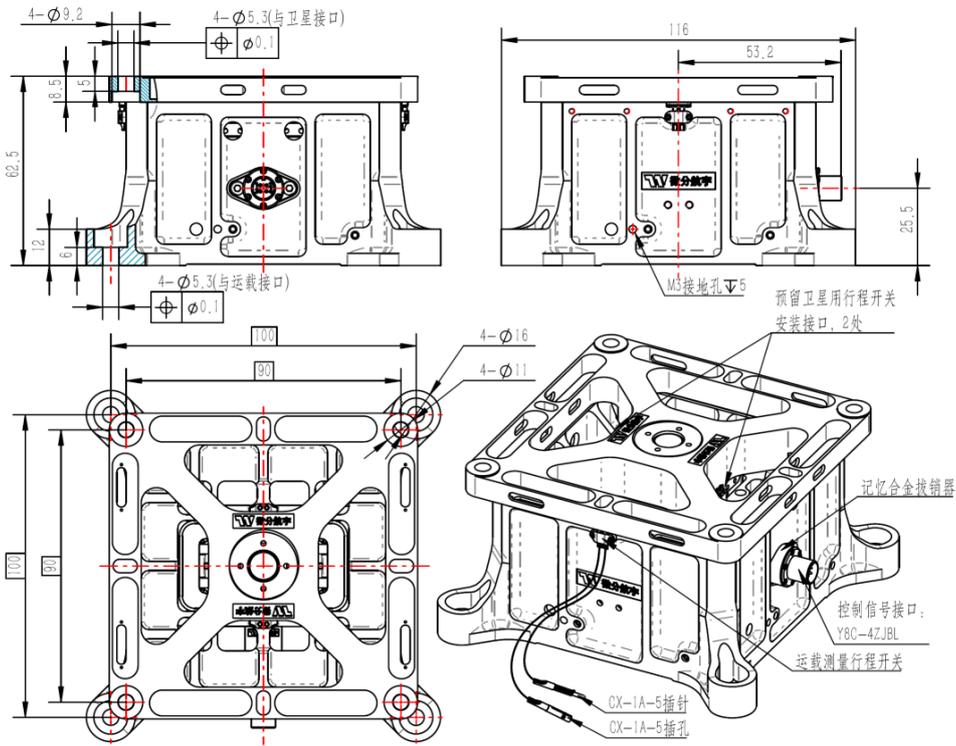
附录 B  
(资料性)  
机械接口尺寸

B.1 (1~3) kg 卫星连接释放装置机械接口见图 B.1。

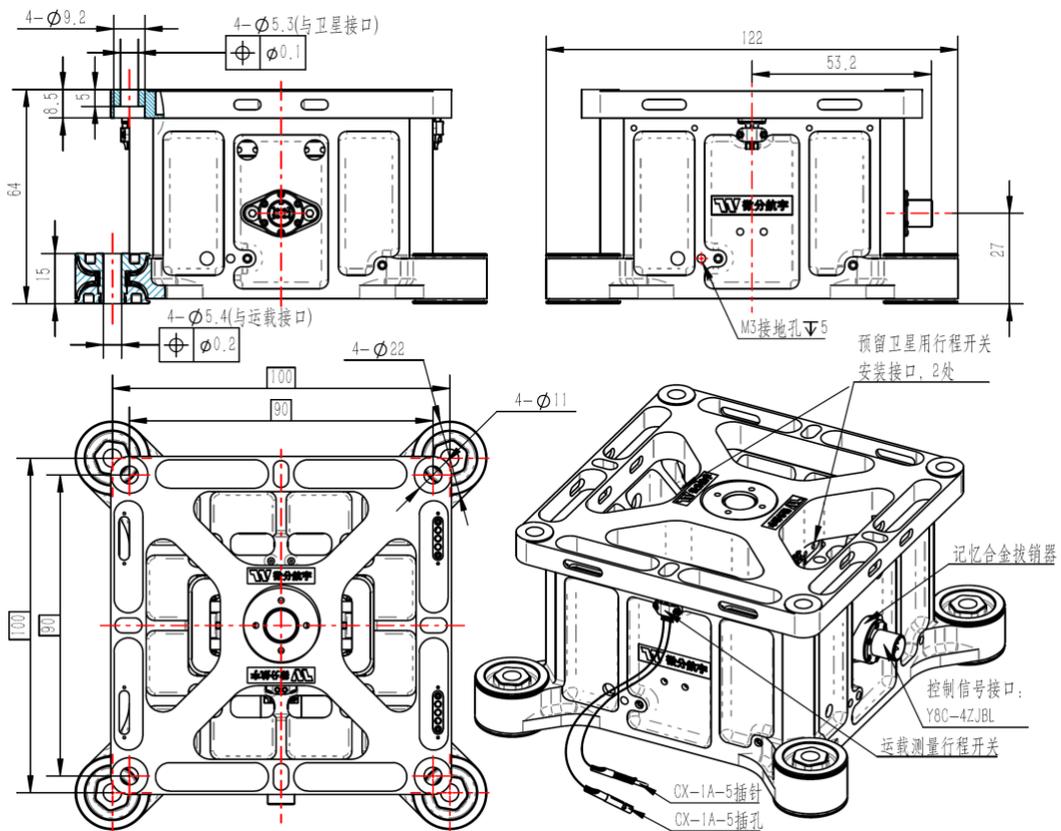


图B.1 (1~3) kg 卫星连接释放装置机械接口示例

B.2 (3~10) kg 卫星连接释放装置机械接口见图 B.2、图 B.3。

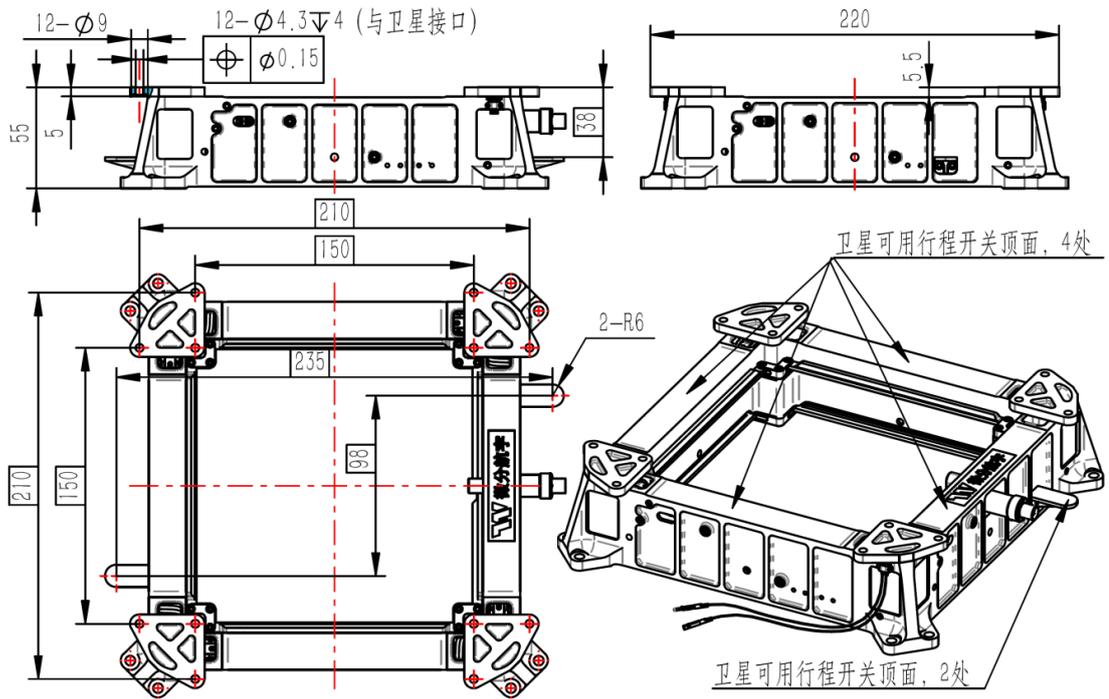


图B.2 (3~10) kg 卫星连接释放装置机械接口示例

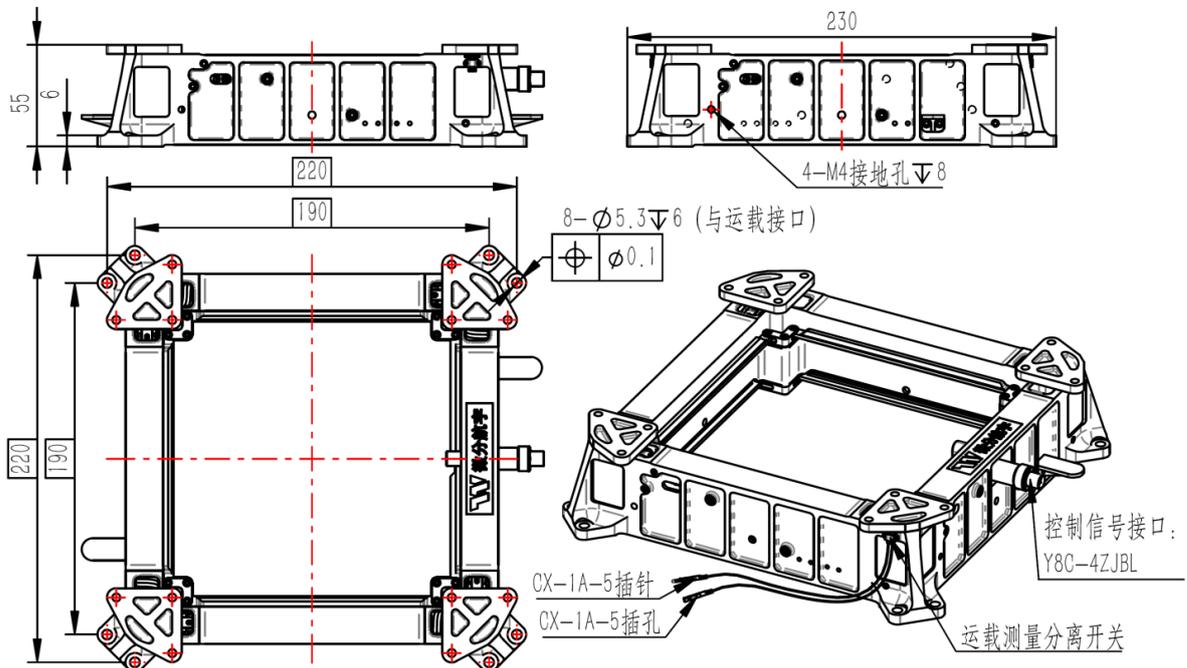


图B.3 (3~10) kg 卫星连接释放装置(带减振器)机械接口示例

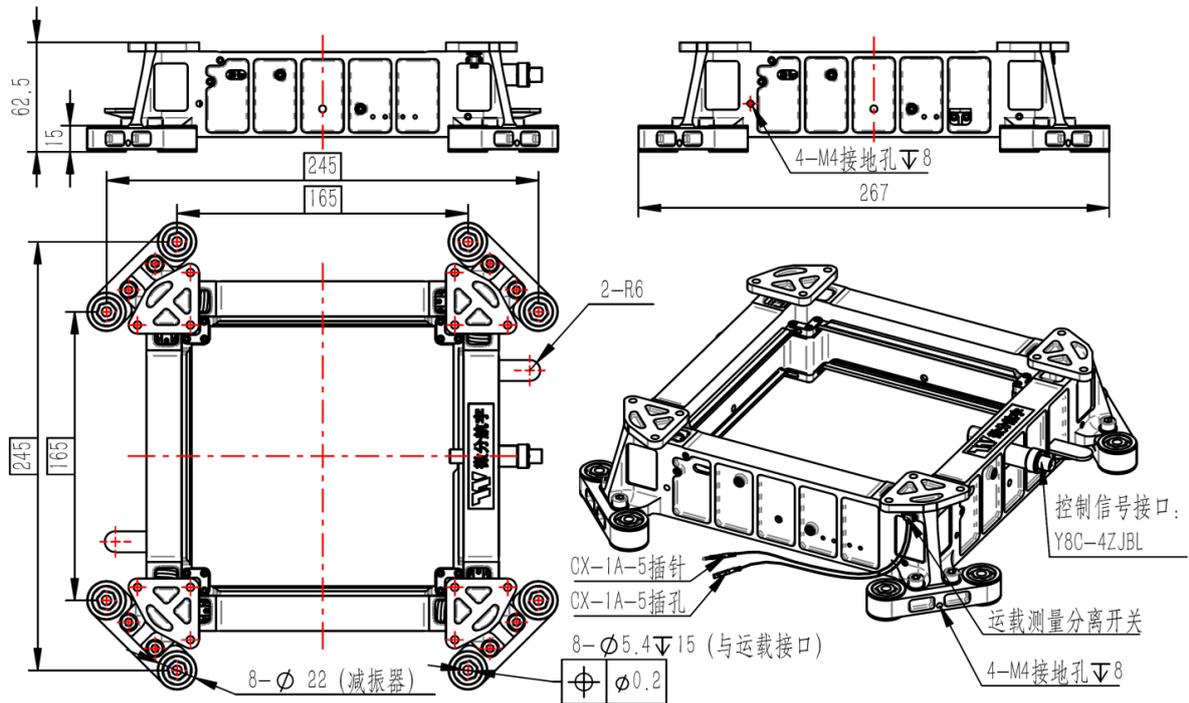
B.3 (10~20) kg 卫星连接释放装置机械接口见图 B.4~图 B.6。



图B.4 (10~20) kg 卫星连接释放装置与卫星机械接口示例

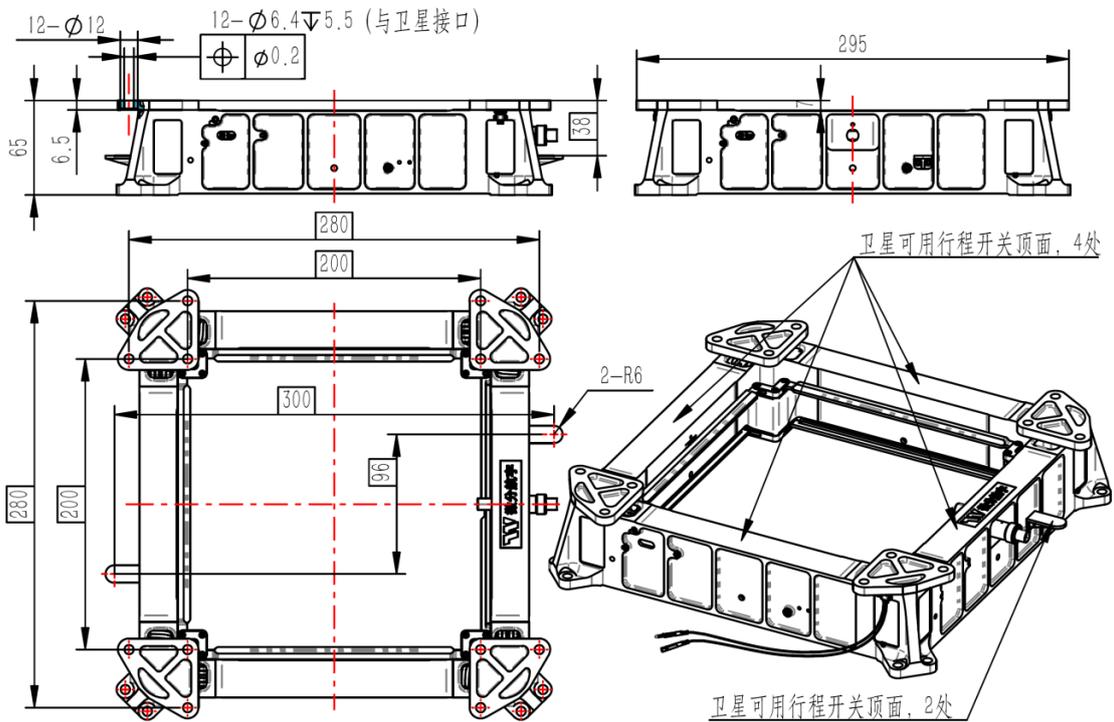


图B.5 (10~20) kg 卫星连接释放装置与运载机械接口示例

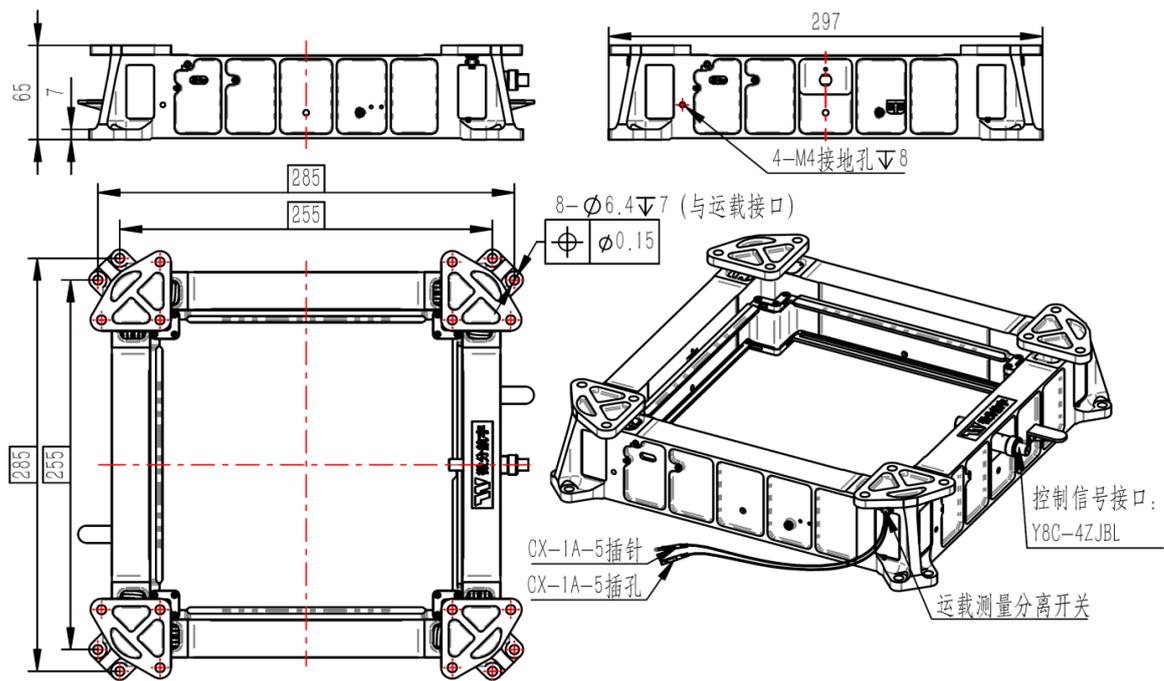


图B.6 (10~20) kg 卫星连接释放装置 (带减振器) 与运载机械接口示例

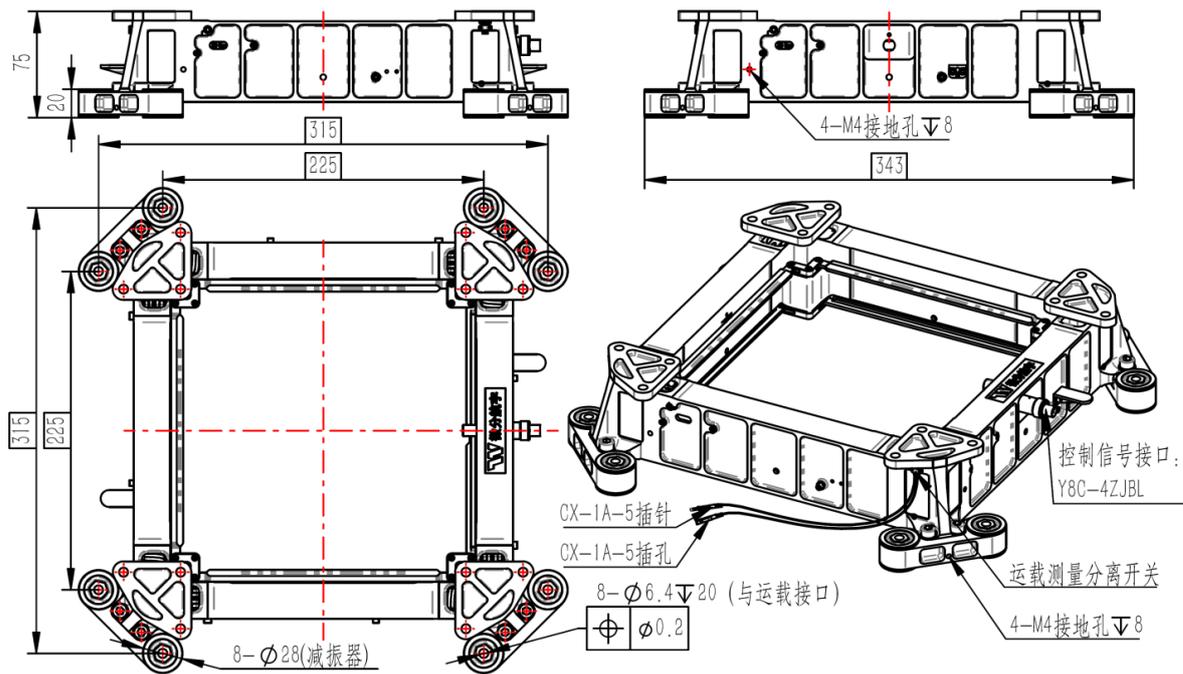
B.4 (20~50) kg 卫星连接释放装置机械接口见下图 B.7~B.9。



图B.7 (20~50) kg 卫星连接释放装置与卫星机械接口示例

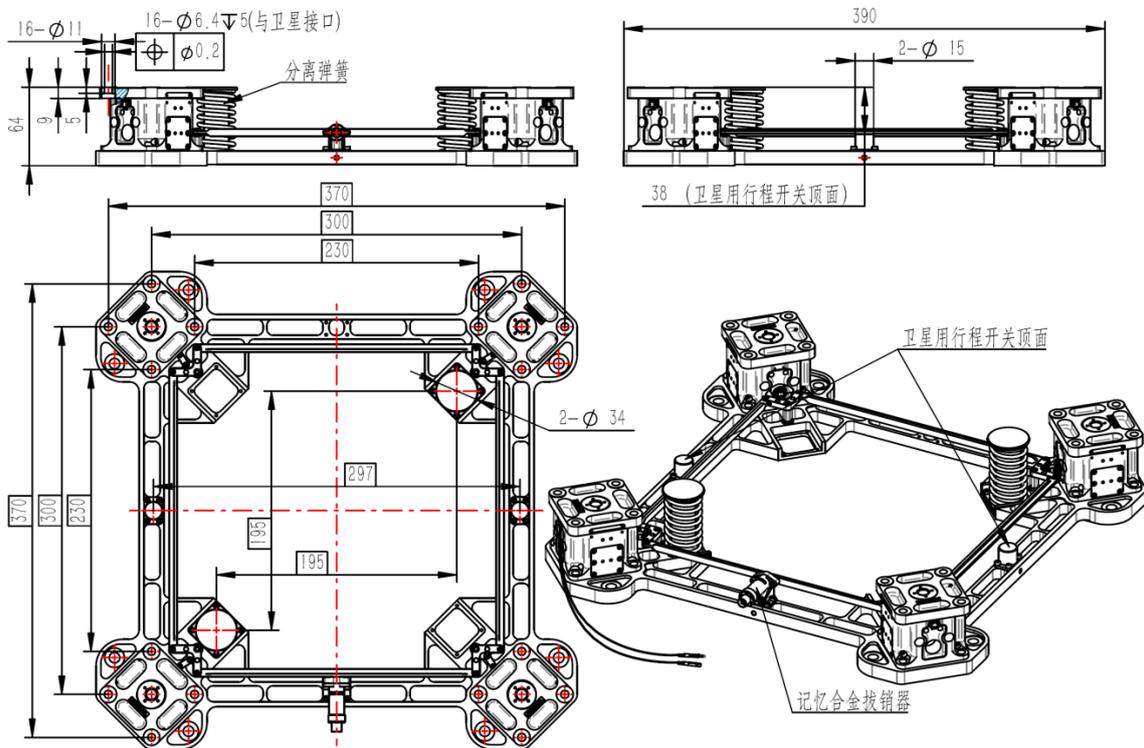


图B.8 (20~50) kg 卫星连接释放装置与运载机械接口示例

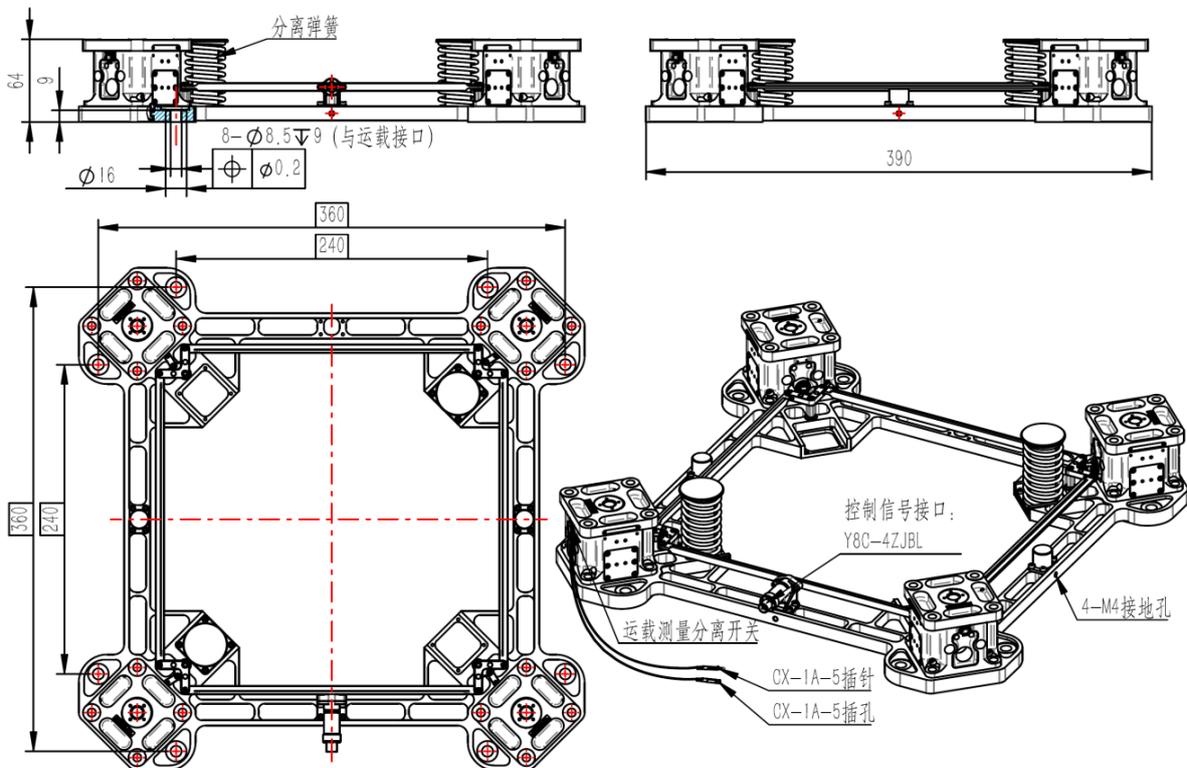


图B.9 (20~50) kg 卫星连接释放装置 (带减振器) 与运载机械接口示例

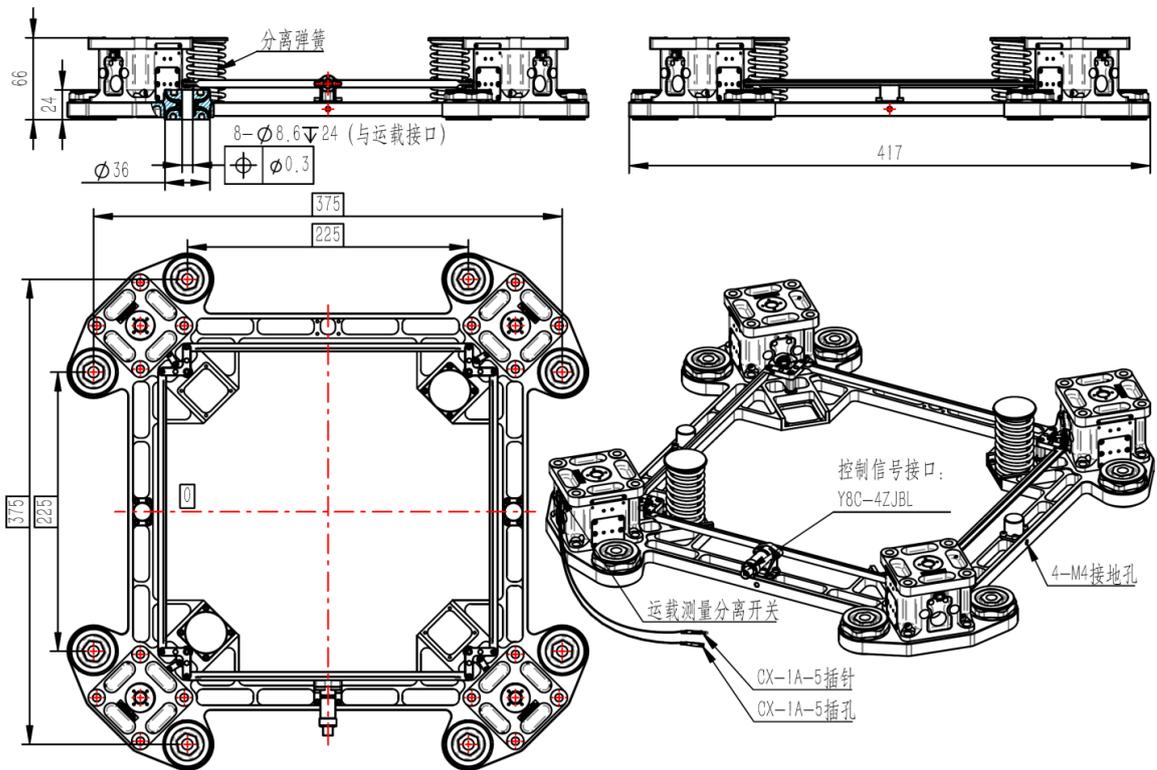
B.5 (50~100) kg 卫星连接释放装置机械接口见图 B.10~B.12。



图B.10 (50~100) kg 卫星连接释放装置与卫星机械接口示例

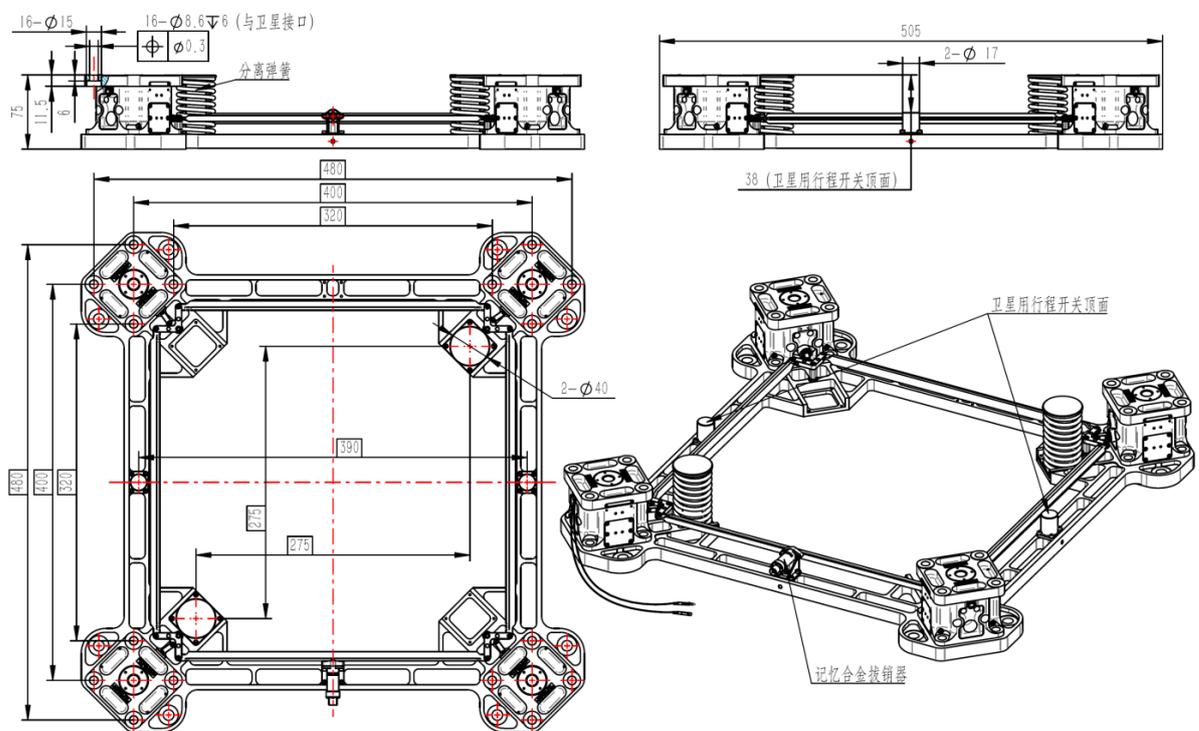


图B.11 (50~100) kg 卫星连接释放装置与运载机械接口示例

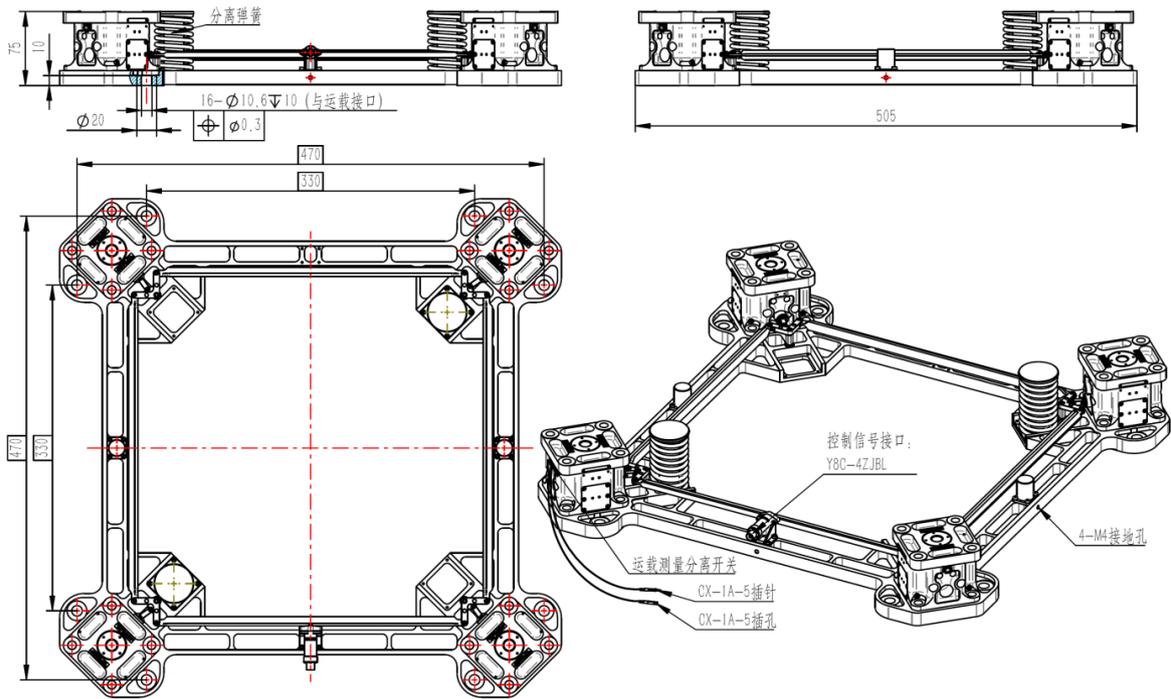


图B.12 (50~100) kg 卫星连接释放装置 (带减振器) 与运载机械接口示例

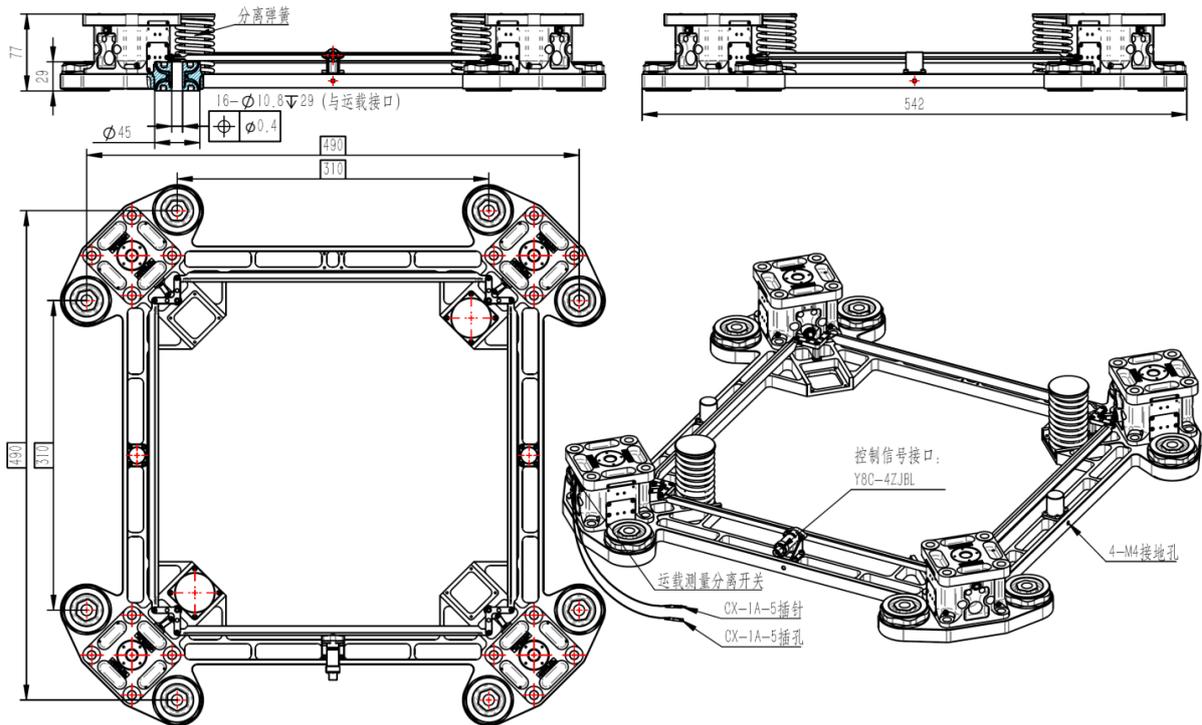
B.6 (100~200) kg 卫星连接释放装置机械接口见图 B.13~B.15。



图B.13 (100~200) kg 卫星连接释放装置与卫星机械接口示例

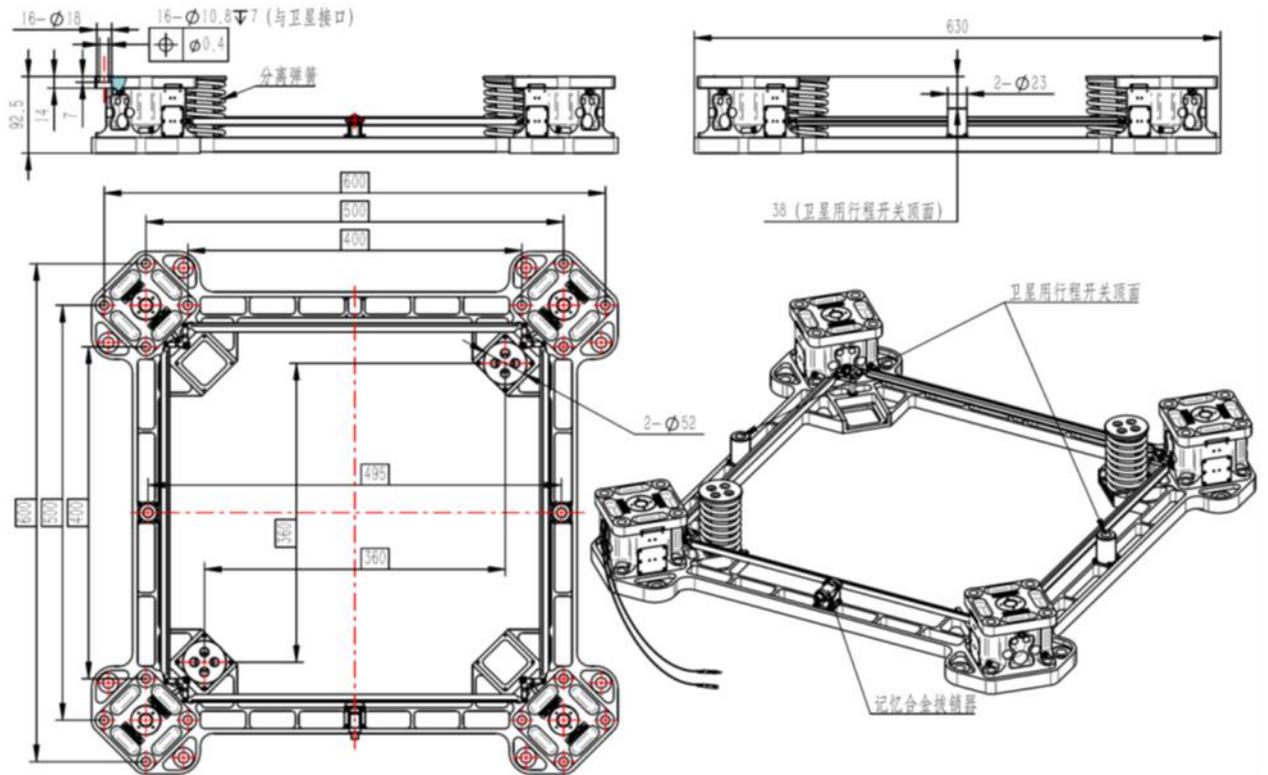


图B.14 (100~200) kg 卫星连接释放装置与运载机械接口示例

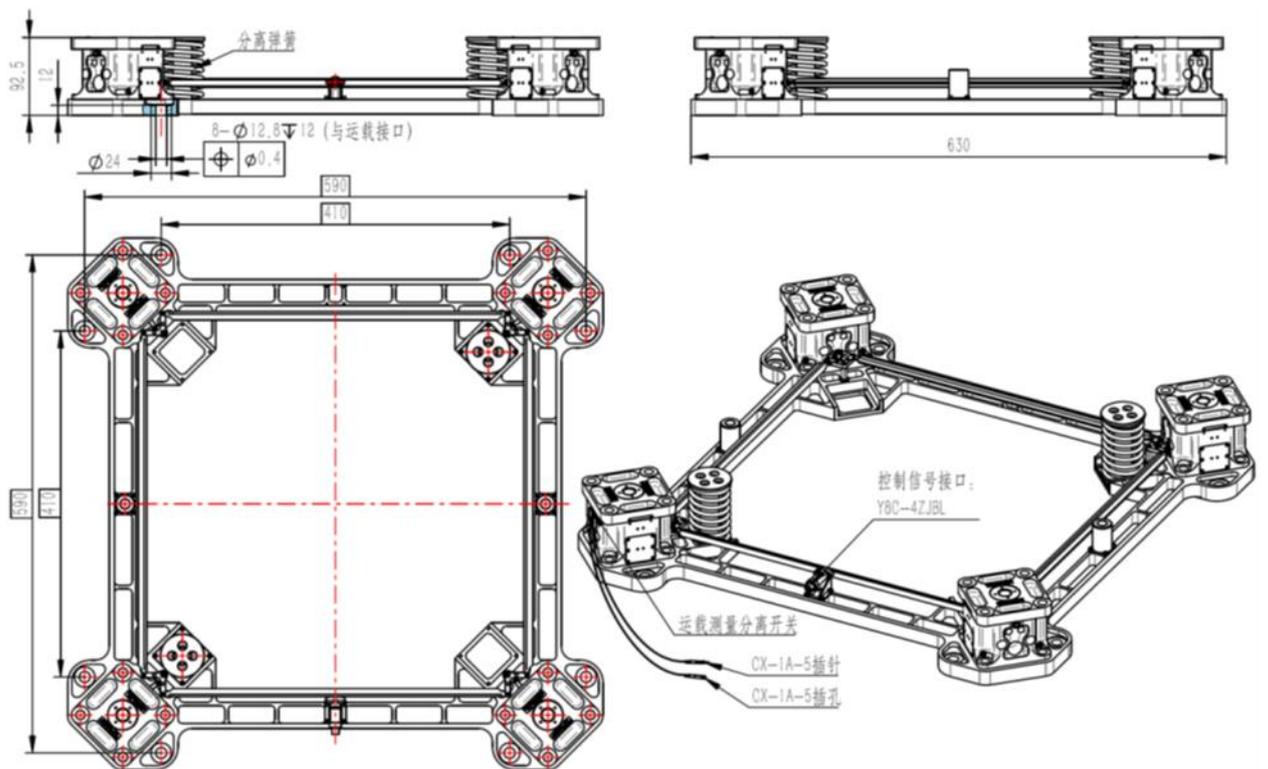


图B.15 (100~200) kg 卫星连接释放装置 (带减振器) 与运载机械接口示例

B.7 (200~500) kg 卫星连接释放装置机械接口见图 B.16~B.17。

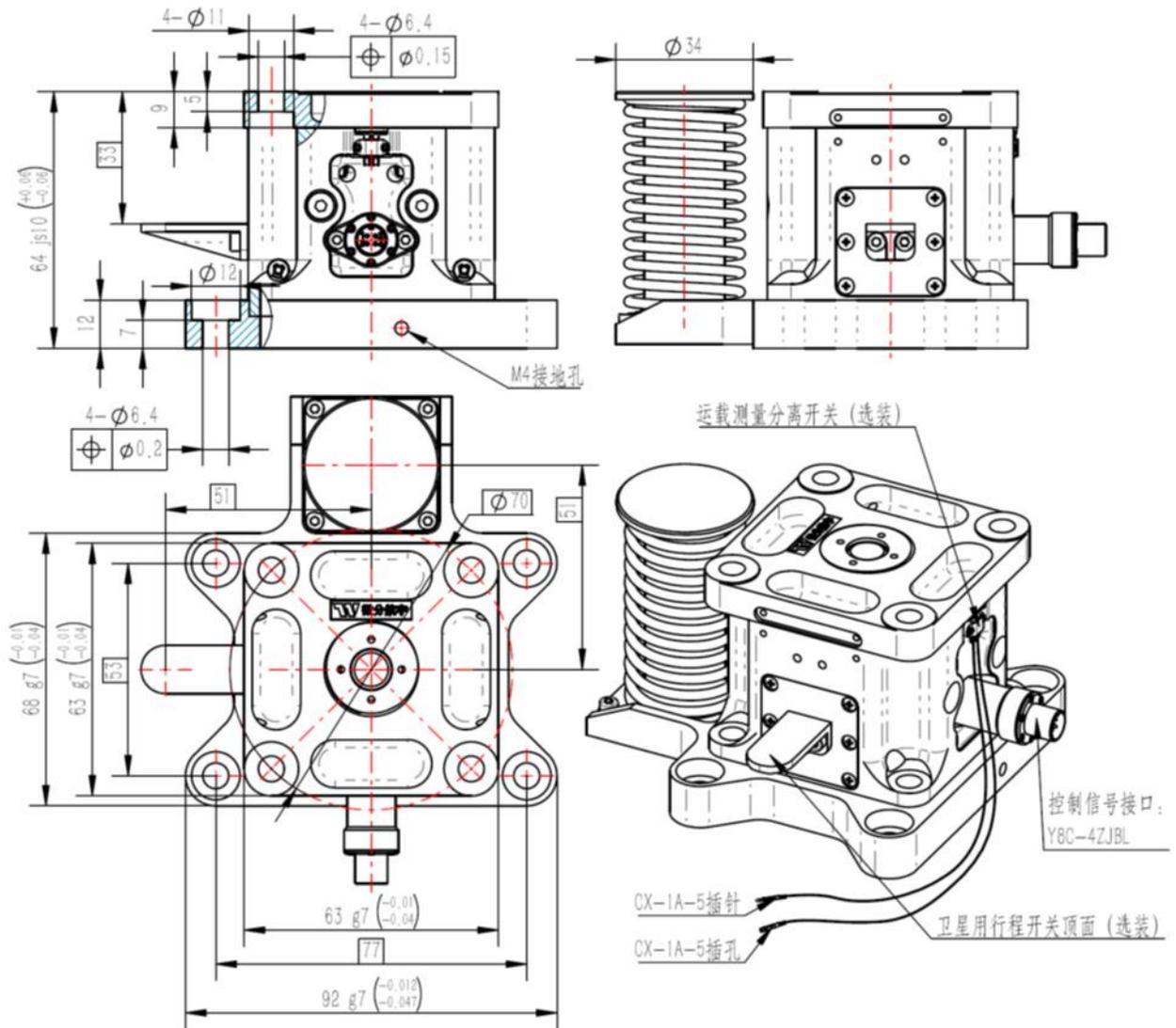


图B.16 (200~500) kg 卫星连接释放装置与卫星机械接口示例



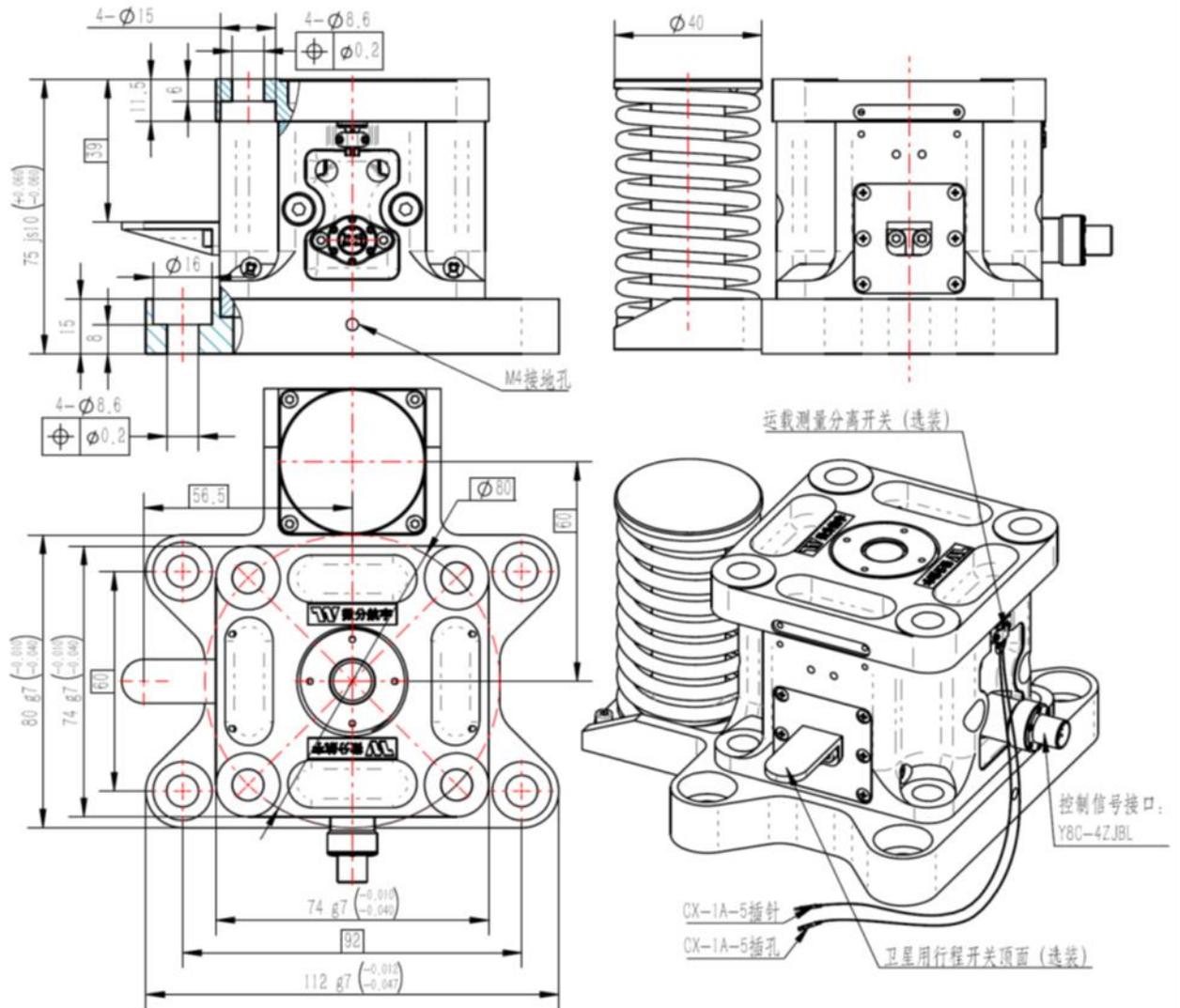
图B.17 (200~500) kg 卫星连接释放装置与运载机械接口示例

B.8 M10 分离座与分离推杆组合的释放装置机械接口见图 B.18。



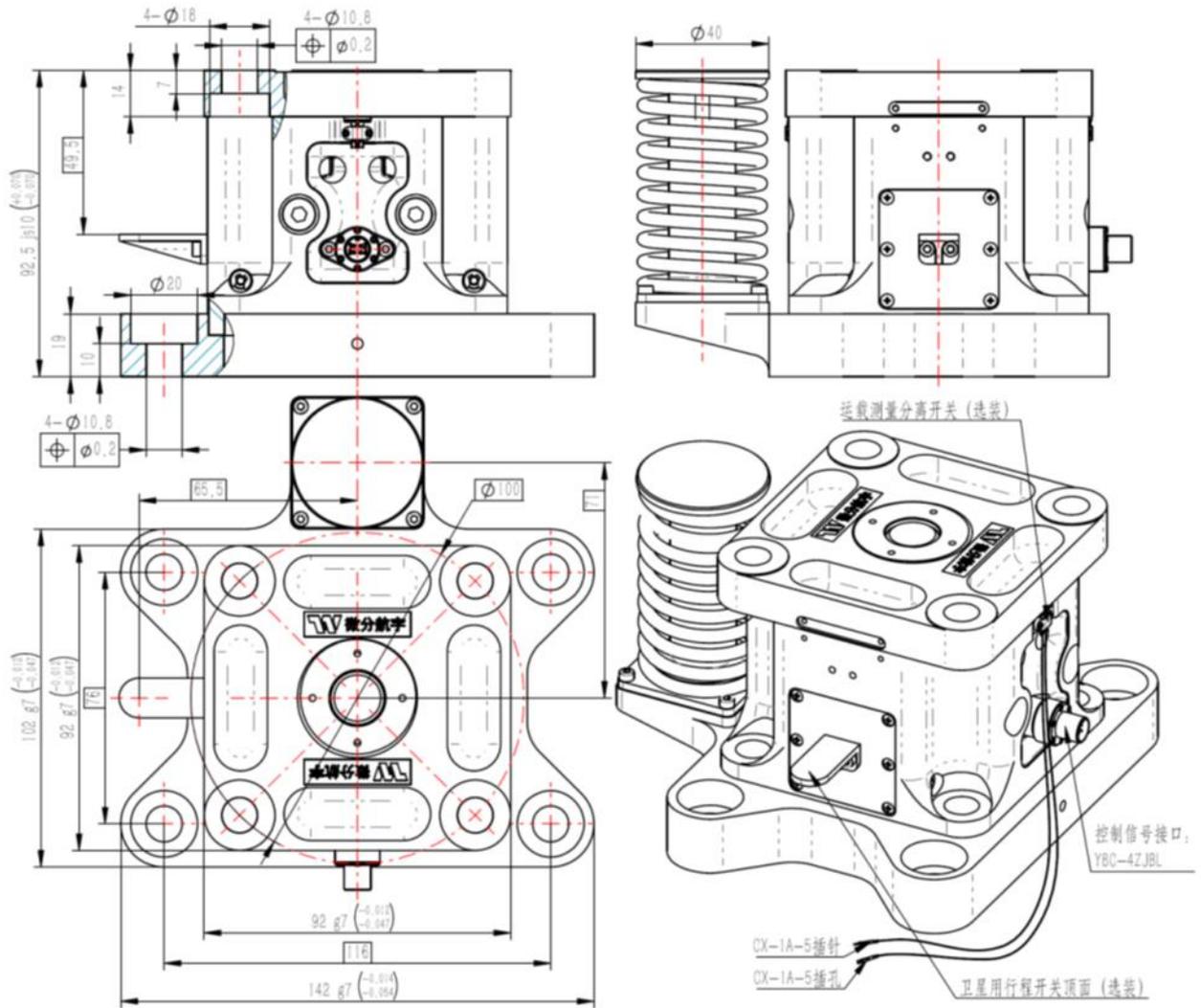
图B.18 M10 分离座与分离推杆组合的释放装置机械接口示例

B.9 M12 分离座与分离推杆组合的释放装置机械接口见图 B.19。



图B.19 M12 分离座与分离推杆组合的释放装置机械接口示例

B.10 M16 分离座与分离推杆组合的释放装置机械接口见图 B.20。



图B.20 M16 分离座与分离推杆组合的释放装置机械接口示例

### 参 考 文 献

- [1] GB/T 32298—2015 航天器与运载火箭匹配试验要求
  - [2] GB/T 32302—2015 运载火箭与航天器接口要求
  - [3] GJB 421A—1997 卫星术语
  - [4] GJB 1547—1992 卫星对运载火箭的技术要求
  - [5] GJB 3862—1999 卫星与运载火箭接口
  - [6] GJB 4228—2001 卫星与运载火箭对接尺寸型谱
  - [7] T/YH 1001—2020 运载火箭与航天器接口要求
  - [8] T/YH 1027—2023 WF型航天器连接释放装置
-