

# Epsilon Launch Vehicle

ユーザーズマニュアル

- ✓ Single launch
- ✓ Rideshare

2018年 7月 A 改訂版



Japan Aerospace Exploration Agency

## ➤序文

本文書は、イプシロンロケット及びオプションサービスを含むイプシロンロケットの打上げ、関連施設・設備に関する技術的情報を顧客に提供するために作成したものである。

## ➤改訂履歴

日付	改訂番号	変更内容
2016年2月	NC	-
2018年7月	A	<ul style="list-style-type: none"><li>・複数の衛星打上げ機能の追加</li><li>・衛星側に必要なインターフェース情報の更新</li></ul>

## 目次

<b>1 はじめに</b>	<b>8</b>
1.1 本ユーザーズマニュアルの目的	8
1.2 イプシロンロケットの特徴	8
1.3 イプシロンロケットへの技術継承と改良	9
1.4 イプシロンロケットの打上げ実績	11
1.5 ミッションマネジメント	12
<b>2 ロケット概要</b>	<b>13</b>
2.1 イプシロンロケットの機体概要	13
2.2 座標系	19
<b>3 性能一般</b>	<b>21</b>
3.1 はじめに	21
3.2 性能の定義	21
3.3 代表的ミッション	21
3.4 打上げ性能	28
3.5 軌道投入精度	30
3.6 ミッション時間	31
3.7 打上げウィンドウ	31
3.8 分離の状態	32
3.8.1 分離条件全般	32
3.8.2 分離時姿勢・分離速度	32
<b>4 衛星一般情報</b>	<b>35</b>
4.1 フェアリング	35
4.1.1 衛星包絡域	35
4.1.2 アクセスドア/電波透過窓	37
4.2 衛星への要求事項	40
4.2.1 質量	40
4.2.2 静的バランス	41
4.2.2.1 超小型衛星の重心制約	42
4.2.3 剛性	44
4.3 機械的インターフェース	45
4.4 電気的インターフェース	46
4.4.1 分離コネクタ/ロケット機体接続ハーネス/アンビリカルハーネス	46
4.4.2 衛星への電気的コマンド送信	46
4.4.3 衛星テレメトリの送信及び衛星への電源供給	47

4.4.4 衛星搭載バッテリーの有効期間.....	47
4.4.5 分離スイッチ.....	47
4.4.5.1 ロケット側分離スイッチと分離ステータス送信.....	47
4.4.5.2 衛星側分離スイッチ .....	48
4.4.6 ボンディングとシールディング .....	48
4.4.6.1 ボンディング .....	48
4.4.6.2 シールディング .....	48
4.4.7 電波放射 .....	49
4.4.7.1 ロケットの放射電界レベル.....	49
4.4.7.2 衛星の許容放射電界レベル.....	51
4.4.8 打上げ前の衛星と地上設備との電波通信回線.....	52
4.5 衛星環境 .....	53
4.5.1 機械的環境 .....	53
4.5.1.1 準静的加速度.....	53
4.5.1.2 正弦波振動.....	54
4.5.1.3 ランダム振動.....	55
4.5.1.4 音響振動 .....	58
4.5.1.5 衝撃 .....	59
4.5.1.6 フエアリング内の静圧 .....	61
4.5.2 温湿度環境 .....	62
4.5.2.1 地上における温湿度環境.....	62
4.5.2.2 飛行中における温度環境.....	64
4.5.2.2.1 フエアリング内面からの輻射加熱.....	65
4.5.2.2.2 フエアリング分離後 .....	65
4.5.3 清浄度環境 .....	68
4.5.3.1 清浄度 .....	68
4.5.3.2 コンタミネーション .....	68
4.6 衛星適合性検証要求事項.....	69
4.6.1 検証.....	69
4.6.1.1 CubeSat の振動試験用ケース.....	69
4.6.2 安全係数 .....	70
<b>5 射場(内之浦宇宙観測所).....</b>	<b>71</b>
5.1 概要.....	71
5.1.1 はじめに.....	71
5.1.2 最寄りの空港・港 .....	73
5.1.3 衛星準備 .....	74
5.1.4 打上げ作業施設 .....	79
5.2 施設の一般的特徴 .....	81
5.2.1 天候 .....	81

5.2.2	電力供給 .....	81
5.2.3	通信とネットワーク .....	82
5.2.3.1	運用データネットワーク .....	82
5.2.3.2	射場運用専用音声通話システム(OIS) .....	82
5.2.3.3	外線電話 .....	82
5.2.3.4	インターネット .....	82
5.2.3.5	標準時刻 .....	82
5.2.4	輸送及びハンドリング .....	83
5.2.5	液体及び気体 .....	84
5.3	運用方針 .....	84
5.3.1	射場セキュリティ .....	84
5.3.2	安全に関わる運用 .....	84
<b>6</b>	<b>ミッションマネジメント .....</b>	<b>85</b>
6.1	ミッションマネジメント概要 .....	85
6.2	ミッションインテグレーション .....	88
6.3	システムエンジニアリング支援 .....	88
6.3.1	インターフェースマネジメント .....	88
6.3.2	ミッションモディフィケーション .....	89
6.3.3	ミッション解析 .....	90
6.3.4	衛星とロケットの適合性検証 .....	91
6.3.5	飛行後解析 .....	91
6.4	射場準備 .....	92
6.4.1	射場準備の組織 .....	92
6.4.2	衛星作業計画 .....	93
6.4.2.1	フェーズ 1. 衛星の準備と機能試験 .....	95
6.4.2.2	フェーズ 2. 危険作業 .....	96
6.4.2.3	フェーズ 3. 衛星とロケットの結合作業 .....	98
6.5	安全監理 .....	104

 略語

AT : 受領試験	JEM : 日本宇宙ステーション取付型 実験モジュール
ACS : 姿勢制御システム	JOP : ジョイントオペレーション計画書
BBQ スピン : バーベキューロールスピン	J-SSOD : 小型衛星放出装置
CB : クリーンブース	LEO : 地球周回低軌道
CCAM : 衝突・コンタミネーション 防止軌道変換	LV : ロケット
CG : 重心	MLI : 多層断熱材
ch : チャンネル	N/A : 適用外
CLA : 柔結合解析	OIS : 射場運用専用音声通話システム
CR : クリーンルーム	PAF : 衛星分離部
CW : 時計回り	PBS : ポストブーストステージ
ECC : イプシロン管制センター	PLF : ペイロードフェアリング
EGSE : 電気的地上支援装置	PMA : 予備ミッション解析
ESC : イプシロン支援センター	RCS : 第2段ガスジェット装置
ESMS : 複数衛星搭載構造	RF : 無線周波
E-SSOD : イプシロンロケット用 小型衛星放出装置	RTN : リターン
FEM : 有限要素モデル	SC : 宇宙機
FMA : 最終ミッション解析	SMSJ : 固体モータサイドジェット
GSE : 地上支援装置	SoW : 作業内容書
HTPB : 末端水酸基ポリブタジエン	SPL : 音圧レベル
ICD : インタフェース管理文書	SRB : 固体ロケットブースタ
IRD : インタフェース要求文書	SRM : 固体ロケットモーター
ISAS : 宇宙科学研究所	SSO : 太陽同期軌道
ISO : 國際標準化機構	STA : ロケットの高さ方向位置
JAXA : 宇宙航空研究開発機構	TVC : 推力方向制御
	USC : 内之浦宇宙空間観測所

# 1 はじめに

## 1.1 本ユーザーズマニュアルの目的

本ユーザーズマニュアルは、イプシロンロケット及び射場(内之浦宇宙空間観測所)にて実施される打上げに必要な基本情報を顧客に提供することを目的としている。

内容:

- ・イプシロンロケットの説明
- ・打上げ能力と代表的ミッション
- ・ロケットの環境条件とそれに対応する衛星の設計と検証に関する要求事項
- ・衛星とロケットとのインターフェースの説明
- ・内之浦宇宙空間観測所にて実施する衛星運用と地上運用
- ・ミッションインテグレーションとミッションマネジメント(顧客への支援業務を含む)

## 1.2 イプシロンロケットの特徴

イプシロンロケットは、日本の国家プログラムとして JAXA が主導し開発した次世代固体ロケットであり、後に政府により日本の基幹ロケットと位置づけられた。観測・科学ミッション用小型衛星の打上げ能力を日本独自に確保する上で重要な役割を果たしている。また、商業用小型衛星に対し効率的な打上げ機会を提供することが可能である。

イプシロンロケットは、信頼性の高い宇宙輸送機であり、M-V ロケットや H-IIA/B ロケットなどこれまでのロケット開発の実績を通じ長年培われた日本のロケット技術を反映している(図 1-1)。更に次世代の地上支援・点検システム、衛星軌道投入精度の向上や衛星振動抑制システム、複数衛星搭載構造など新たな技術を導入しており、ユーザフレンドリなサービスを提供する。

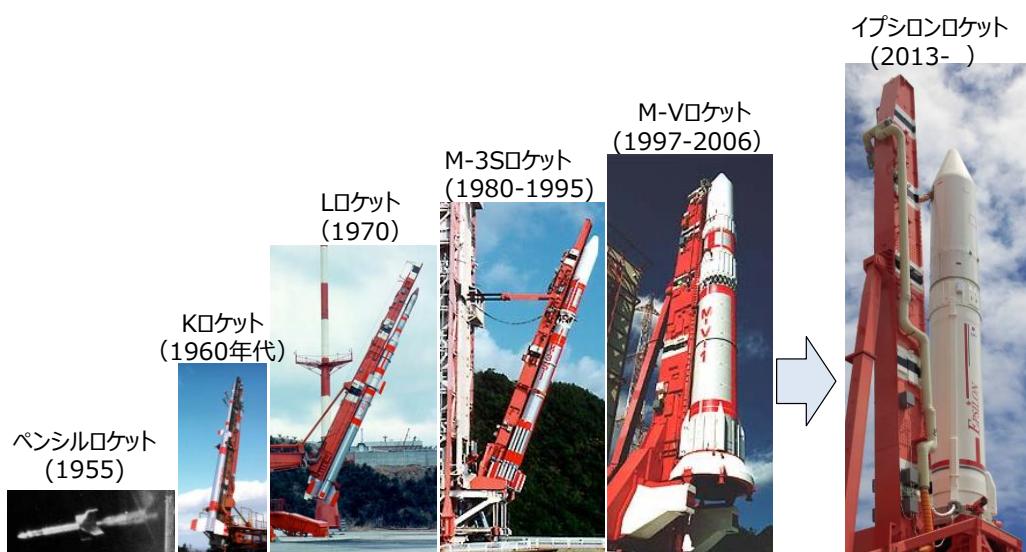


図 1-1 イプシロンロケットまでの系譜

### 1.3 イプシロンロケットへの技術継承と改良

イプシロンロケットは M-V ロケットや H-IIA/B ロケットで培われた技術を基にしている(図 1-2 参照)。2 号機以降では打上げ能力が増強され(図 1-3)、4 号機以降ではマルチローンチへの対応を行う(図 1-4)。イプシロンロケットは顧客の要求に合うよう改良されてきた。

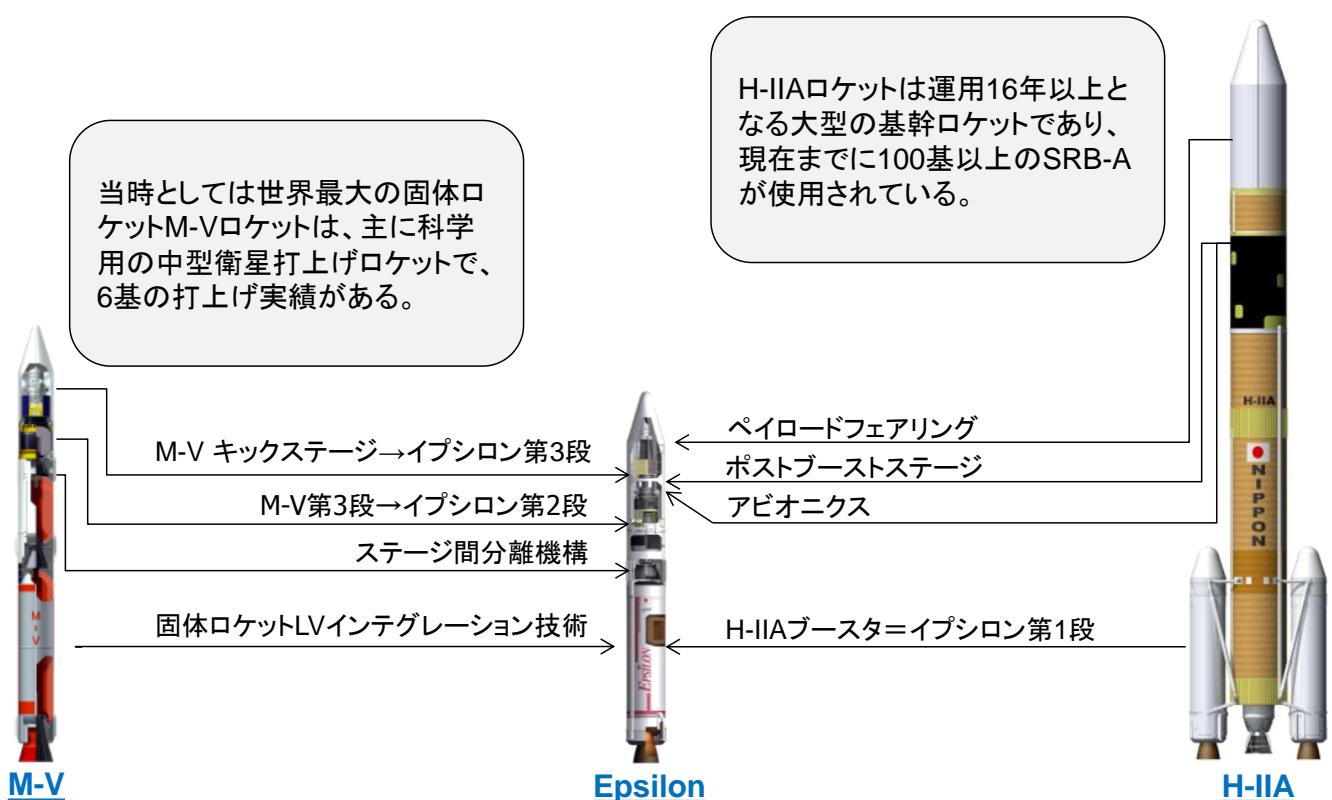


図1-2 イプシロンロケットへの技術継承

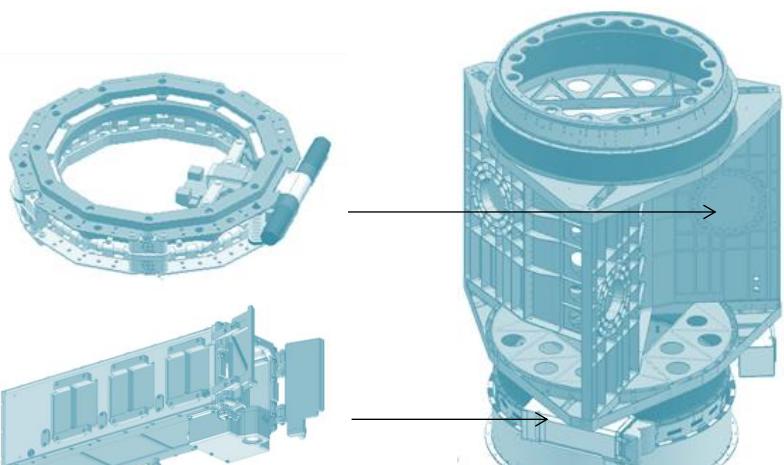


2段固体モータを大型化し、フェアリングの外に出すことで、搭載できる衛星の質量と容積を増やした。

図1-3 イプシロンロケットの能力増強(2号機以降)

多くの衛星で使用実績がある  
Planetary Systems  
Corporation社製Lightband®の  
8inchタイプを標準の分離機構として選定した。

JEMで実績のあるCubeSat放出装置(J-SSOD)をベースに、イプシロンロケット用のCubeSat放出装置(E-SSOD)を開発した。



複数衛星搭載構造

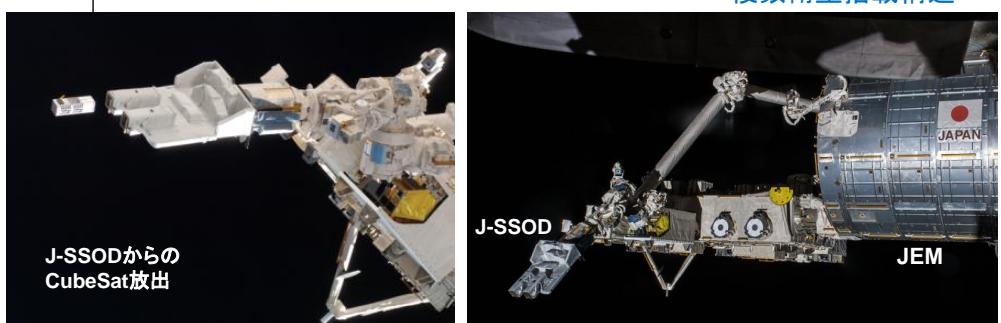


図1-4 マルチローンチへの対応(4号機以降)

## 1.4 イプシロンロケットの打上げ実績

イプシロンロケットの打上げ実績を図1-5に示す。

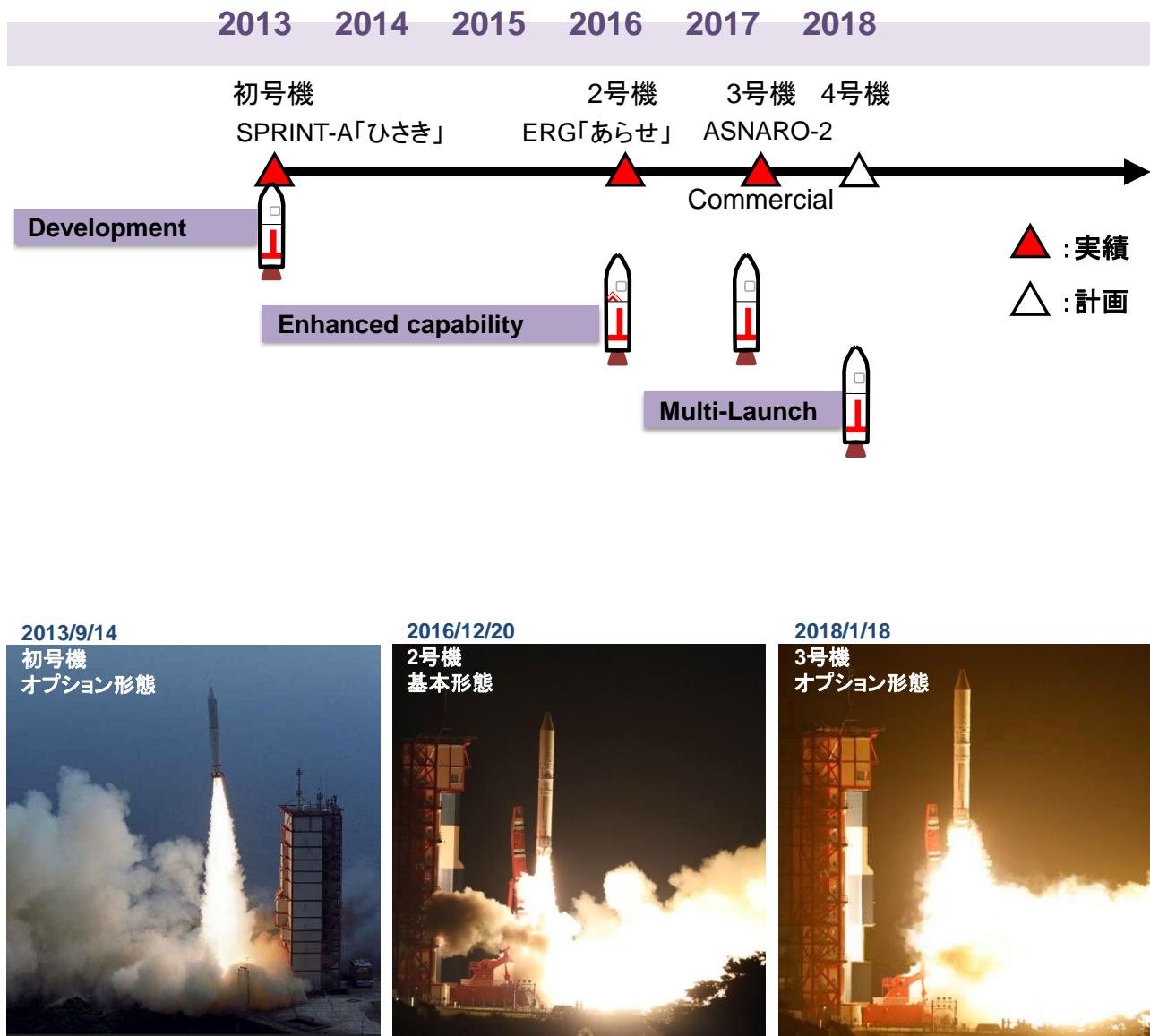


図1-5 イプシロンロケットの歴史

## 1.5 ミッションマネジメント

必要なミッションマネジメントを安全監理と共に顧客に提供する。イプシロンロケット打上げサービスに関する連絡先としてプログラムディレクタを任命する。

ミッションマネジメント体制を図 1-6 に示す。

標準サービスとして提供するミッションマネジメントの詳細は、第 6 章で述べる。

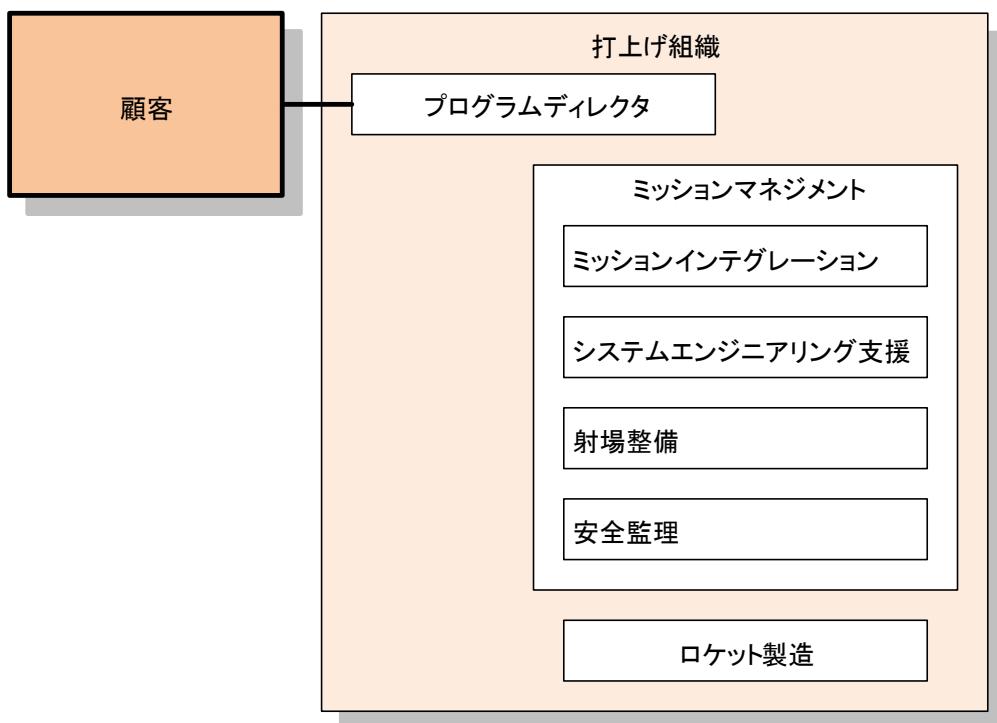
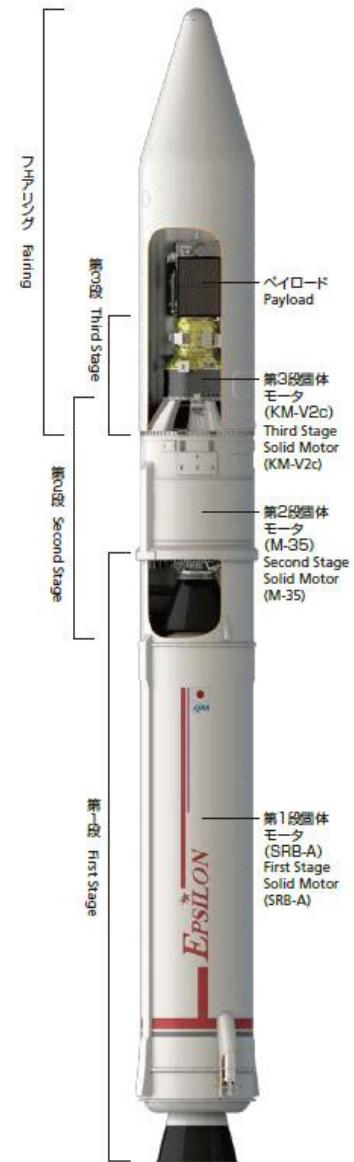


図1-6 ミッションマネジメントの体制

## 2 ロケット概要

### 2.1 イプシロンロケットの機体概要



(基本形態)

表2-1 イプシロンロケット形態別の仕様の違い

ロケットの構成	基本形態	オプション形態 シングルロンチ	オプション形態 マルチロンチ
衛星	PAF-937M	1式	1式
Lightband®	—	—	3式
CubeSat 放出装置 (E-部)	CubeSat 放出装置 (E-部 SSOD)	—	2式
制振機構	あり	あり	あり
PBS	—	あり	あり

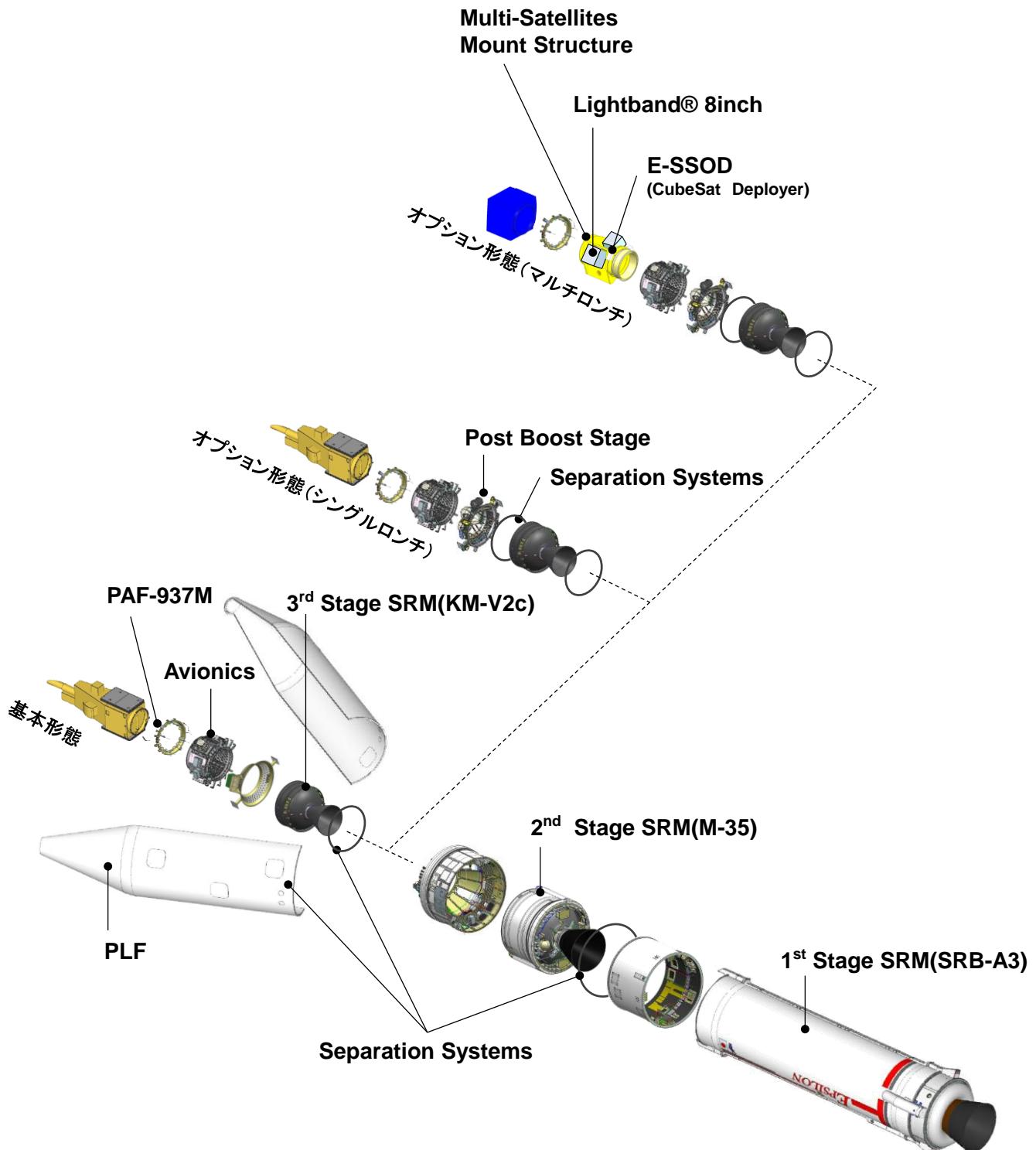


図 2-1 イプシロンロケット コンフィギュレーション

表 2-2 主要諸元

全体					
項目	第1段 SRB-A3	第2段 M-35	第3段 KM-V2c	PBS <sup>*1</sup>	フェアリング (PLF)
全長 [m]	26				
直径 [m]	2.6				
全備質量[ton]	96				
各ステージ					
項目	第1段 SRB-A3	第2段 M-35	第3段 KM-V2c	PBS <sup>*1</sup>	フェアリング (PLF)
全長 [m]	11.7	4.3	2.3	1.2	11.1
直径[m]	2.6	2.6	1.4	1.5	2.6
全備質量[ton]	75.0	17.0	3.3	0.1	1.0
推進剤質量[ton]	66.3	15.0	2.5	0.1	-
推力[kN]	2,271	372	99.8	0.4	-
燃焼時間[s]	116	140	90	1100	-
推進剤	固体 HTPB	固体 HTPB	固体 HTPB	ヒドラジン	-
比推力 [s]	284	300	301	215	-
姿勢制御方式	TVC SMSJ (固体 スラスター)	TVC RCS (スラスター)	スピニ	スラスター	-

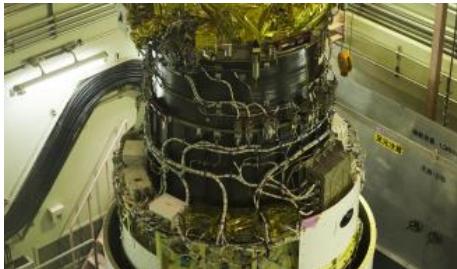
\*1: オプション形態のみ



第1段機体の組立



第2段モータ地上燃焼試験風景



第3段



PBS

#### (1) 第1段

イプシロンロケットの第1段には一部改良を施したH-II A/Bロケットの固体ロケットブースタ(SRB-A3)を使用している。固体燃料モータケースは、1、2、3段共にフィラメントワインディングによる複合材料で構成される。また、固体燃料は1、2、3段共にHTPBコンポジットを使用している。ノズルのジンバルには推力方向制御(TVC)ユニットを使用している。

#### (2) 第2段

初号機の第2段モータにはM-Vロケットの第3段モータを基に開発し、さらに2号機以降は、推進薬質量を1.4倍に増強したM-35を適用している。

#### (3) 第3段

M-Vロケットのキックステージ用モータを一部改良しイプシロンロケットの第3段モータ(KM-V2c)として使用している。

#### (4) ポストブーストステージ(PBS)(オプション形態のみ)

H-IIA/B一液式姿勢制御システム(RCS)をベースとして新規開発したポストブーストステージを搭載しており軌道投入精度を高めている。



頭胴部 VOS



分離試験風景

### (5)フェアリング

フェアリングには実績のあるH-IIA/B フェアリングの技術を適用している。フェアリングはアルミ製スキン・アルミ製ハニカムサンドイッチ構造で、クラムシェル型分離を行う。フェアリング内に衛星を収容した後に衛星にアクセスするためのアクセスマウントと電波透過窓をフェアリングに取付けることができる。

### (6)分離システム

イプシロンロケットには、四つの各段の間にマルマンクランプバンドを装備した冗長型の分離システムがある。またそれぞれの分離システムには対応するマルマンクランプバンドキャッチャがあり、分離されたバンドが衛星やロケット構造へ衝突するのを防ぐ。

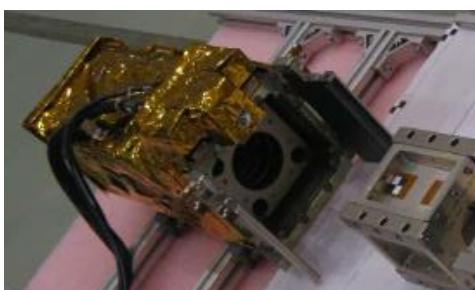
ロケットの分離には火工品を用いるが、衛星の分離には非火工品デバイスを使った機構を用い、これにより分離時の衝撃を大幅に緩和した。



複数衛星搭載構造



Lightband® 8inch サイズ



CubeSat 放出試験風景

### (7)複数衛星搭載構造

複数の衛星を搭載する構造体を開発中であり、4号機でフライト予定である。1基の小型衛星と3基の超小型衛星を搭載できる。

分離機構には実績豊富で分離時の衝撃が小さい Lightband®を採用している。

### (8)CubeSat 放出装置 (E-SSOD)

2つのCubeSat放出装置を複数衛星搭載構造に結合でき、それぞれの放出装置に合計3UサイズまでのCubeSatを搭載できる。この放出装置は、国際宇宙ステーションで実績のある放出装置 (J-SSOD) の技術を用いている。

## 2.2 座標系

イプシロンロケットの座標系を図 2-2 に示す。ここで示される STA(station)はロケットの高さ方向の位置を示す。原点はフェアリング頂点で、ロケットの下段に向けて値が大きくなる。

各衛星の基準座標系を表 2-3 に示す。環境条件や機械的インターフェースについて、本書ではこの座標系を用いて説明する。

超小型衛星及び CubeSat の基準座標系における座標原点の詳細やロケット座標との関係の詳細は、Appendix-B,-C に示す

表 2-3 衛星座標系例と原点の定義

衛星	基準座標系	衛星座標原点
衛星(シングルロンチ)	図2-2	分離面中心
小型衛星(マルチロンチ)		
超小型衛星(マルチロンチ、Lightband®による分離)	図2-3左	Lightband® アッパー・リ・シング結合面中心
1U～3UサイズのCubeSat	図2-3右	衛星の幾何中心

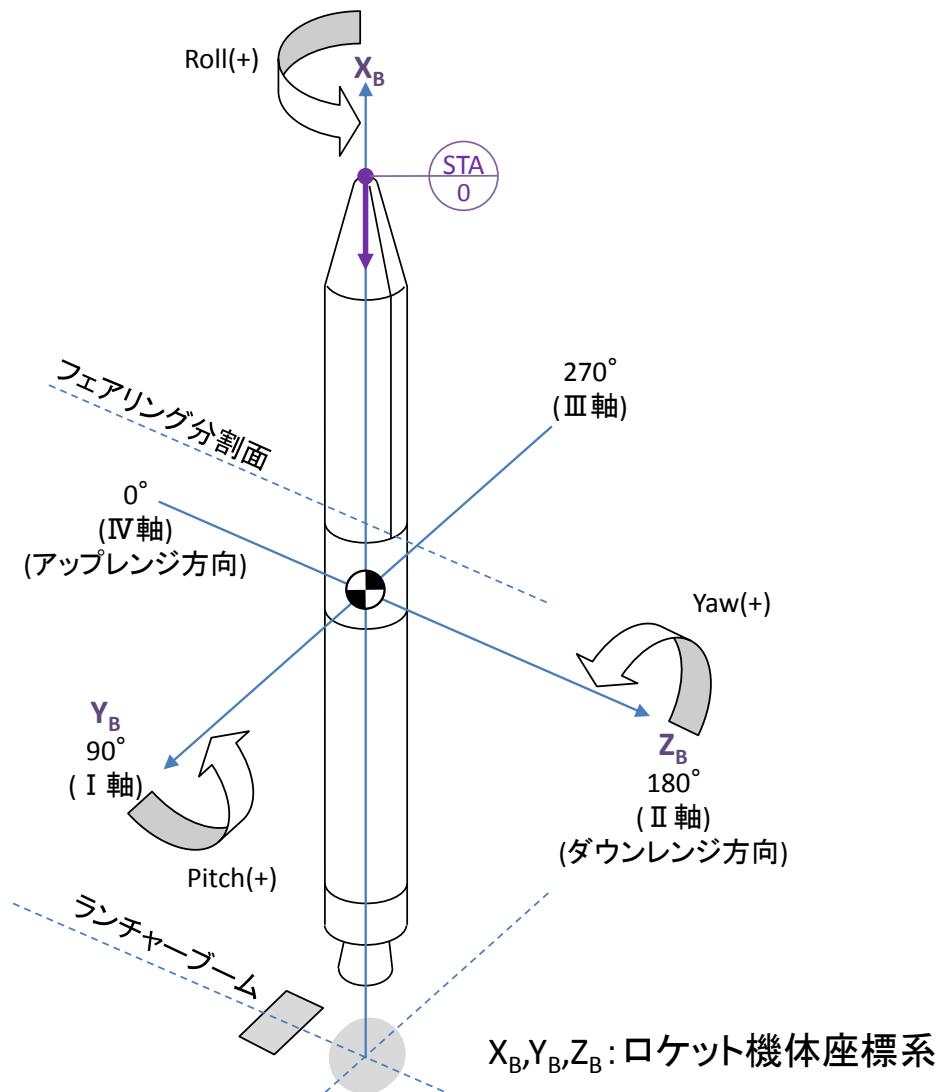


図 2-2 イプシロンロケットの座標系

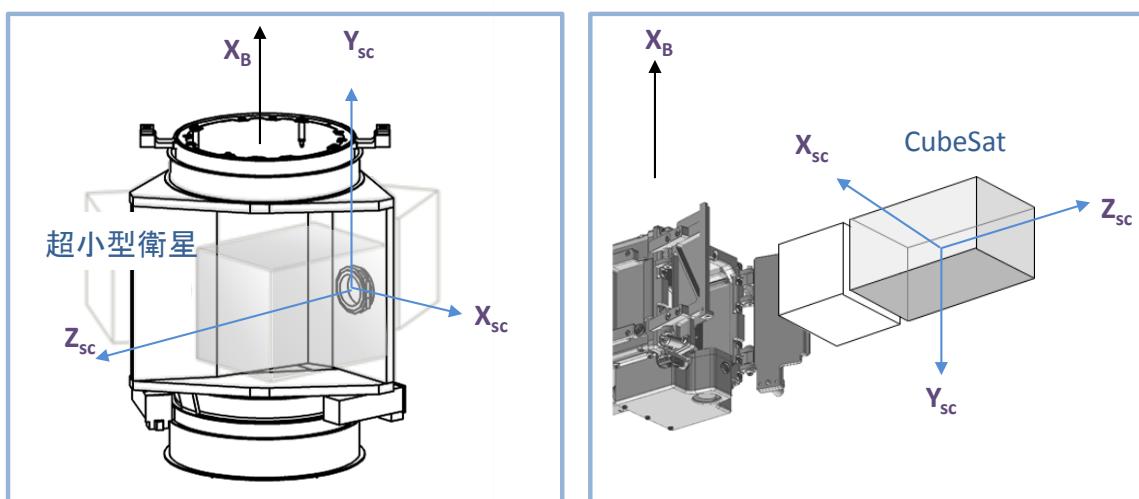


図 2-3 超小型衛星と CubeSat の基準座標系

## 3 性能一般

### 3.1 はじめに

本章では、イプシロンロケットを用いた衛星打上げの事前の性能評価を行うために必要な情報を提供する。以下の段落で、イプシロンロケットの代表的性能、代表的軌道投入精度、ミッション時間、分離状態、衝突回避マヌーバについて述べる。

ここに記載のデータは、太陽同期軌道(SSO)や地球周回低軌道(LEO)における円軌道や橢円軌道など広範囲なミッションに及ぶ。

本文書に記載された性能データは、仮想のミッションに関するものであり、実際の性能は顧客のミッションデータを基に解析する。

### 3.2 性能の定義

本章の代表的性能は以下を前提としている

- (1)衛星質量は衛星分離部を含まない
- (2)内之浦宇宙空間観測所からの打上げ

### 3.3 代表的ミッション

代表的なイベントシーケンスを以下に示す。

基本形態(PBS無) : 図3-1

オプション形態(PBS有) : 図3-2

代表的ミッションを表3-1に示す。

表3-1 代表的ミッション

		飛行経路	高度	慣性速度	加速度
SSO	シングルロンチ	図3-3	図3-5	図3-7	図3-8
	マルチロンチ	図3-4	衛星分離前までは図3-5 衛星分離時高度は図3-6		
LEO		図3-9	図3-10	図3-11	図3-12

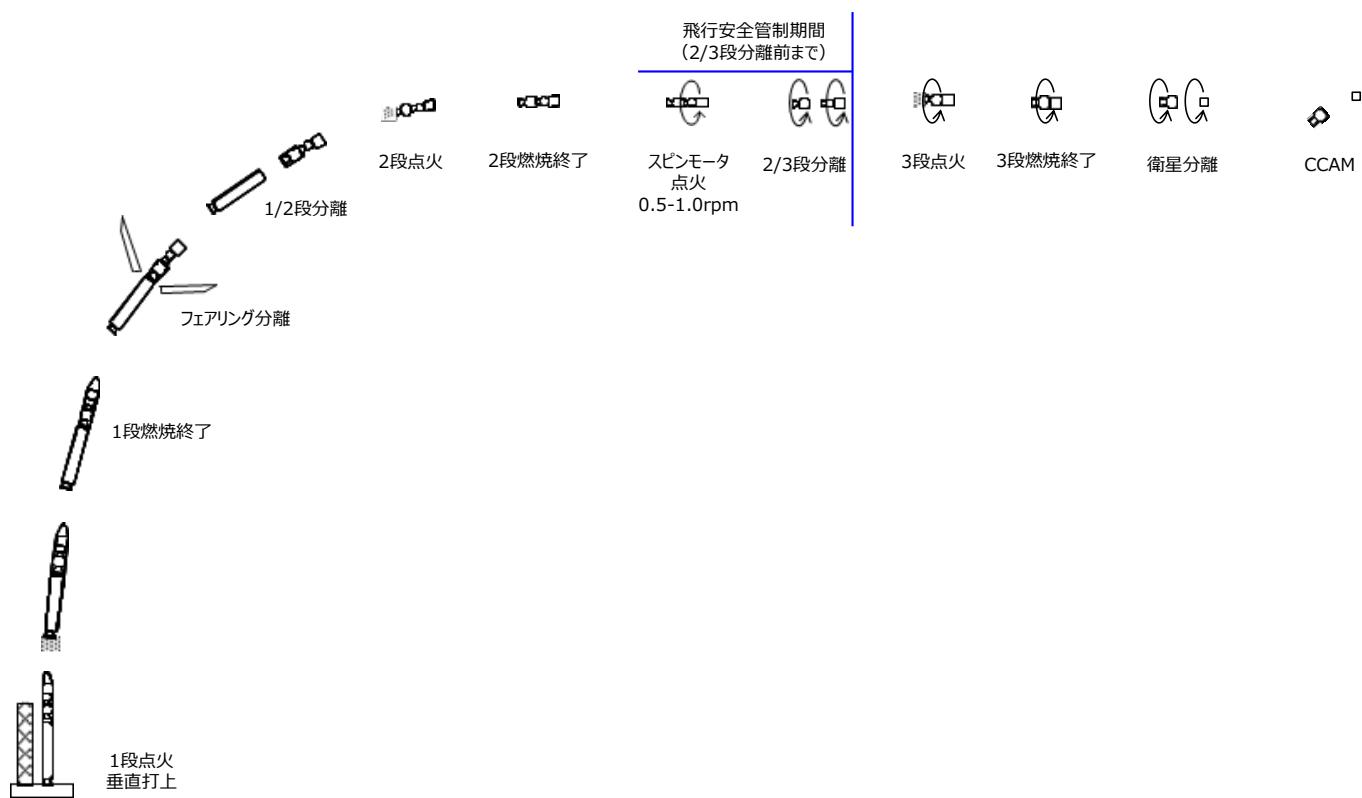


図 3-1 代表的ミッションのイベントシーケンス(基本形態)

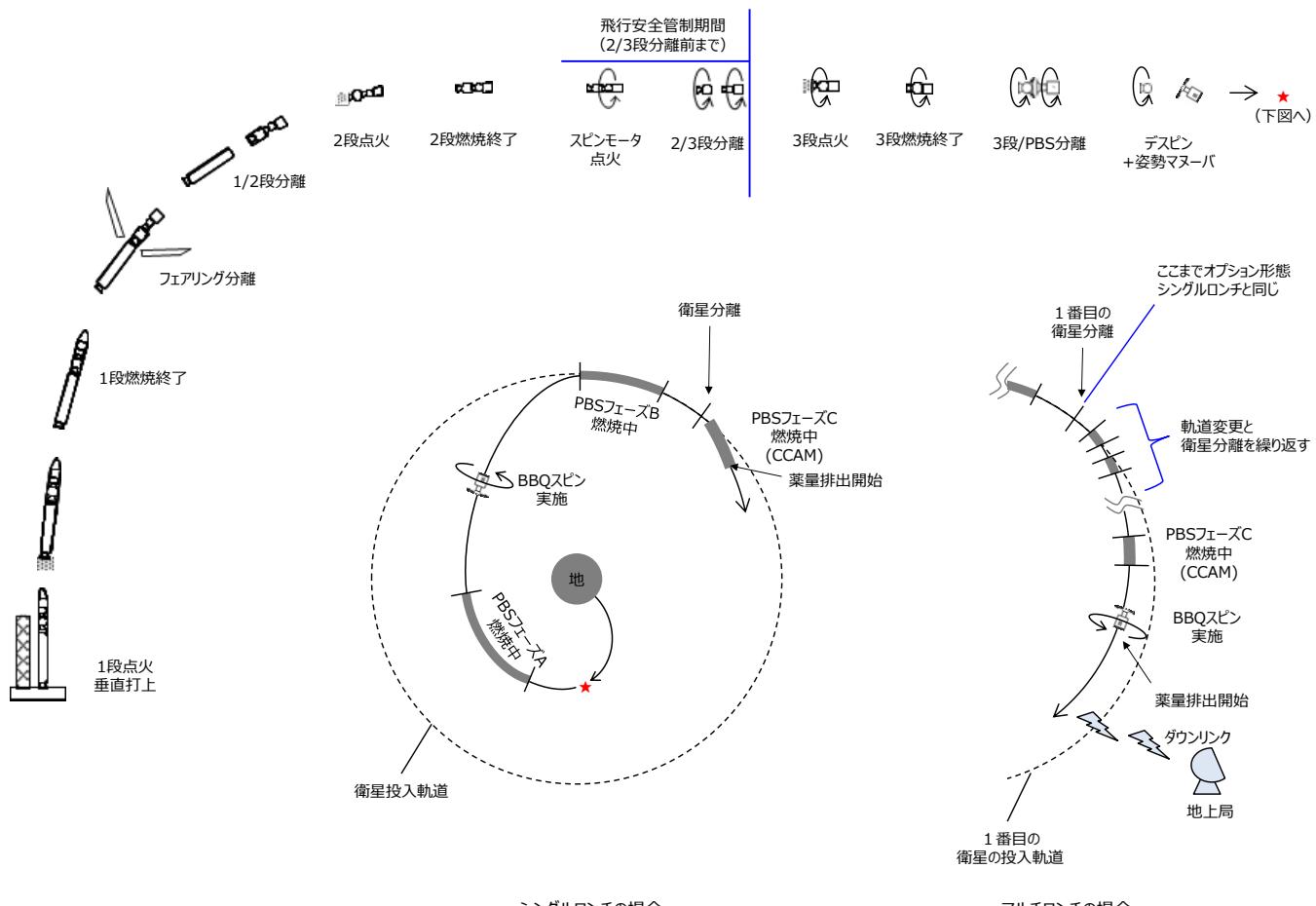


図 3-2 代表的ミッションのイベントシーケンス(オプション形態)

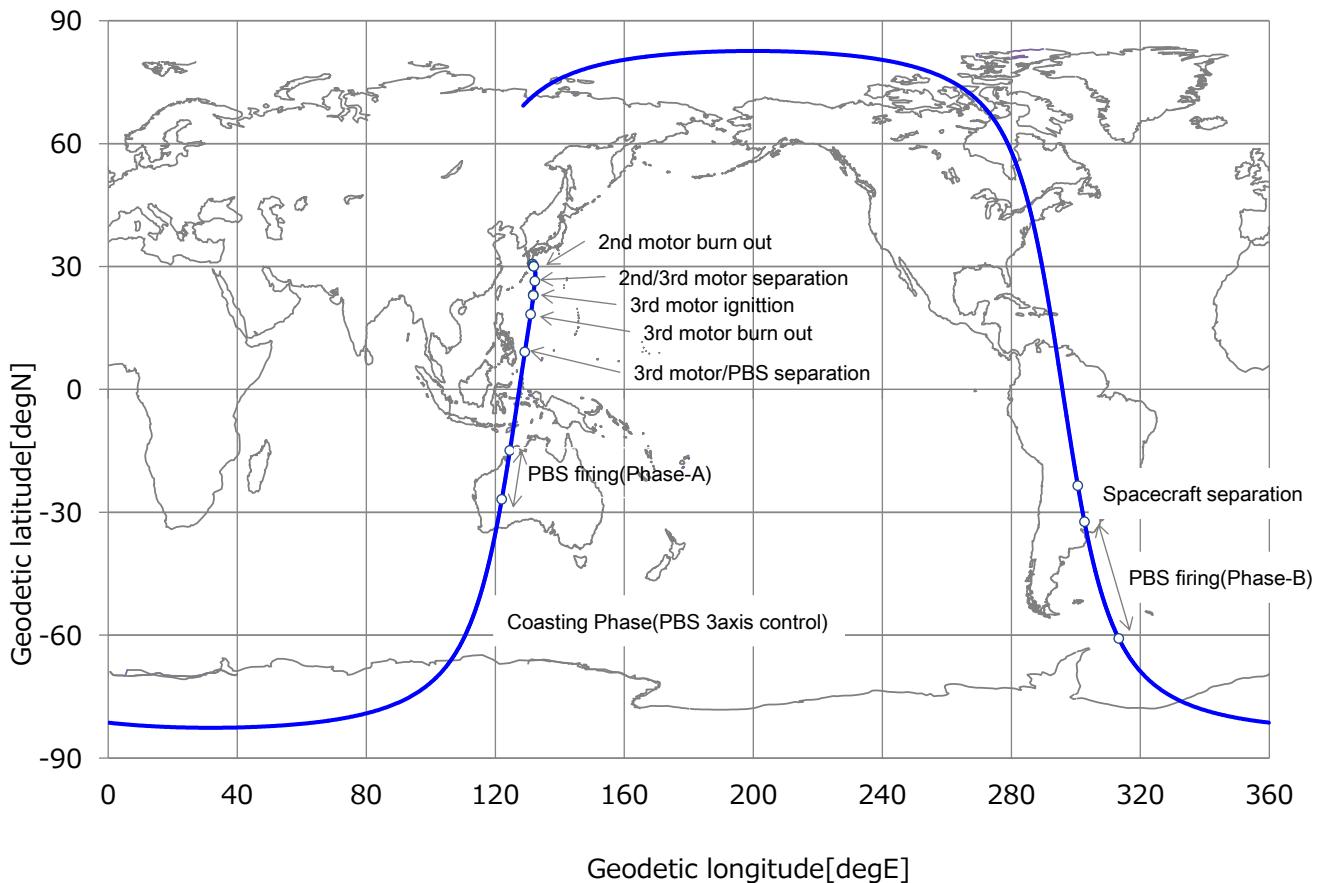


図 3-3 SSO ミッションの代表的地上飛行経路(オプション形態、シングルローンチ)

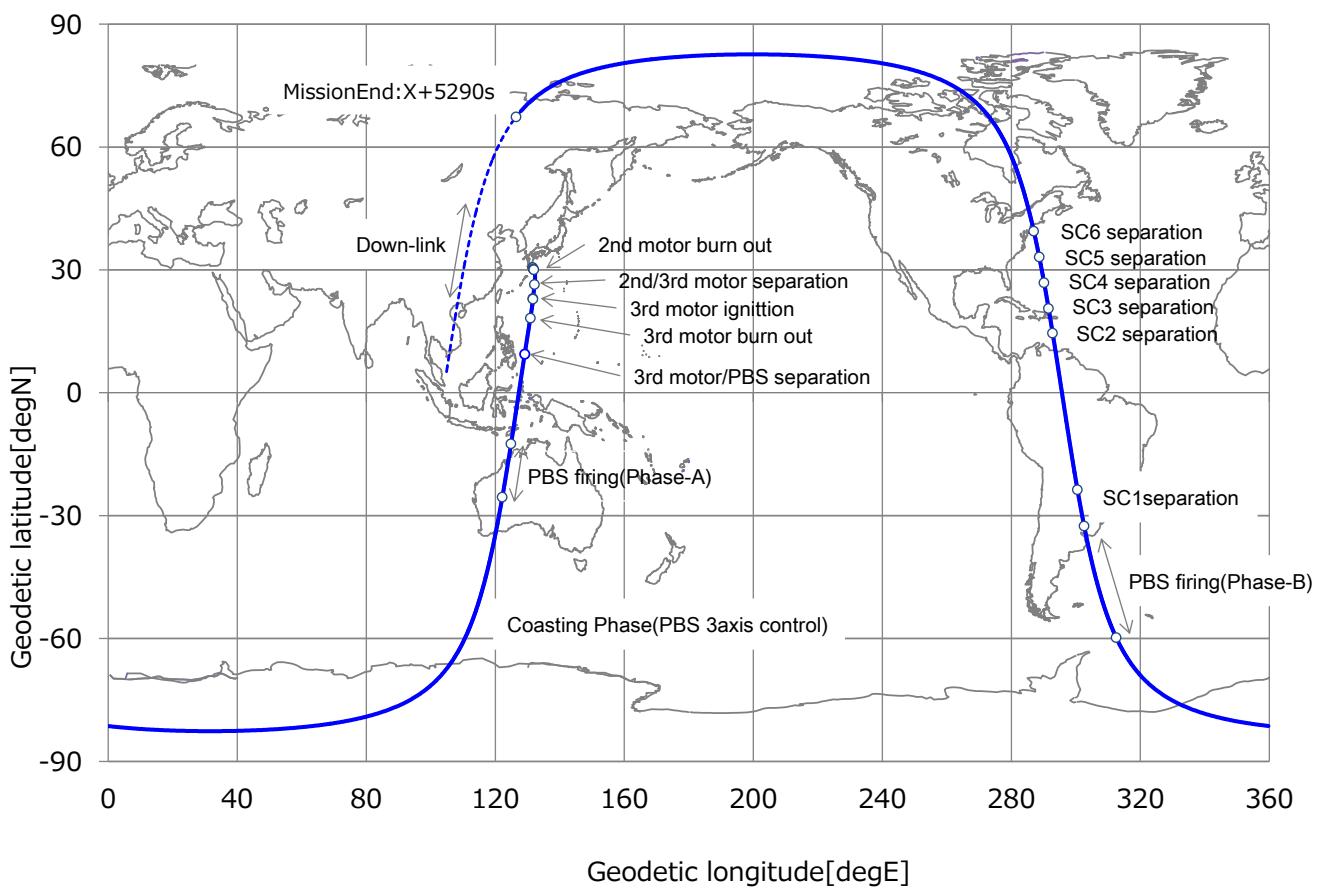


図 3-4 SSO ミッションの代表的地上飛行経路(オプション形態、マルチローンチ)

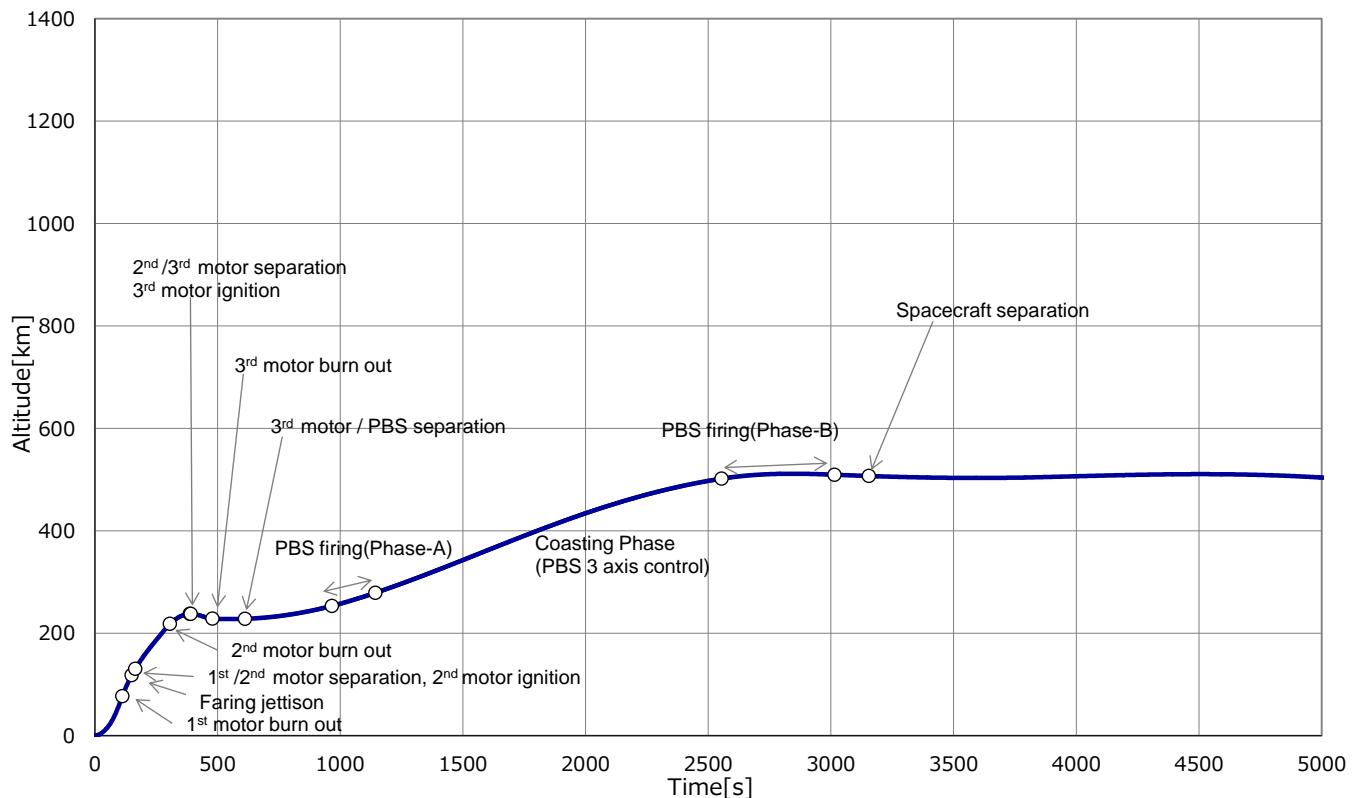
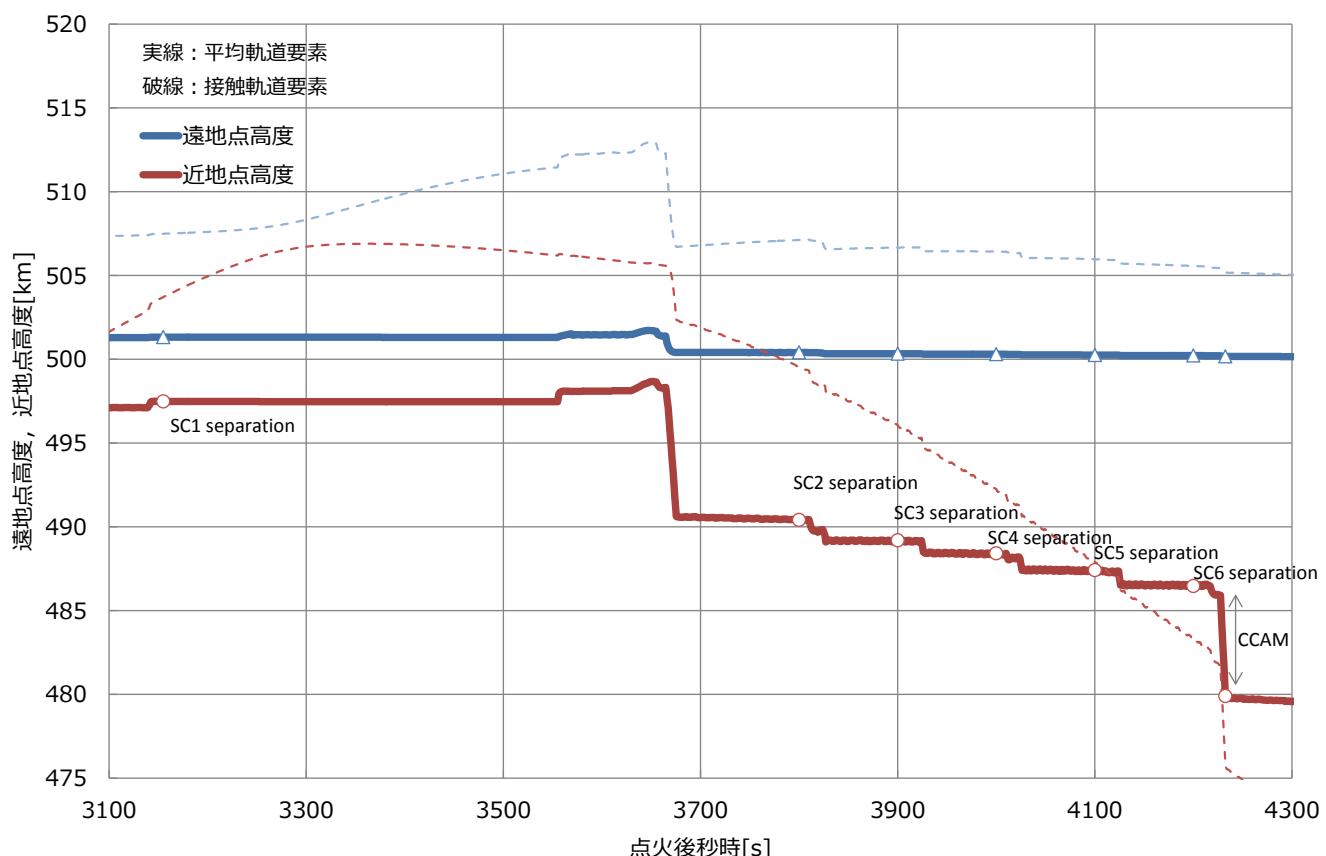


図 3-5 SSO ミッションの代表的と高度(オプション形態)



※SC1 分離までの高度履歴は図 3-5 と同じ

図 3-6 SSO ミッションの代表的分離高度(オプション形態、マルチロンチ)

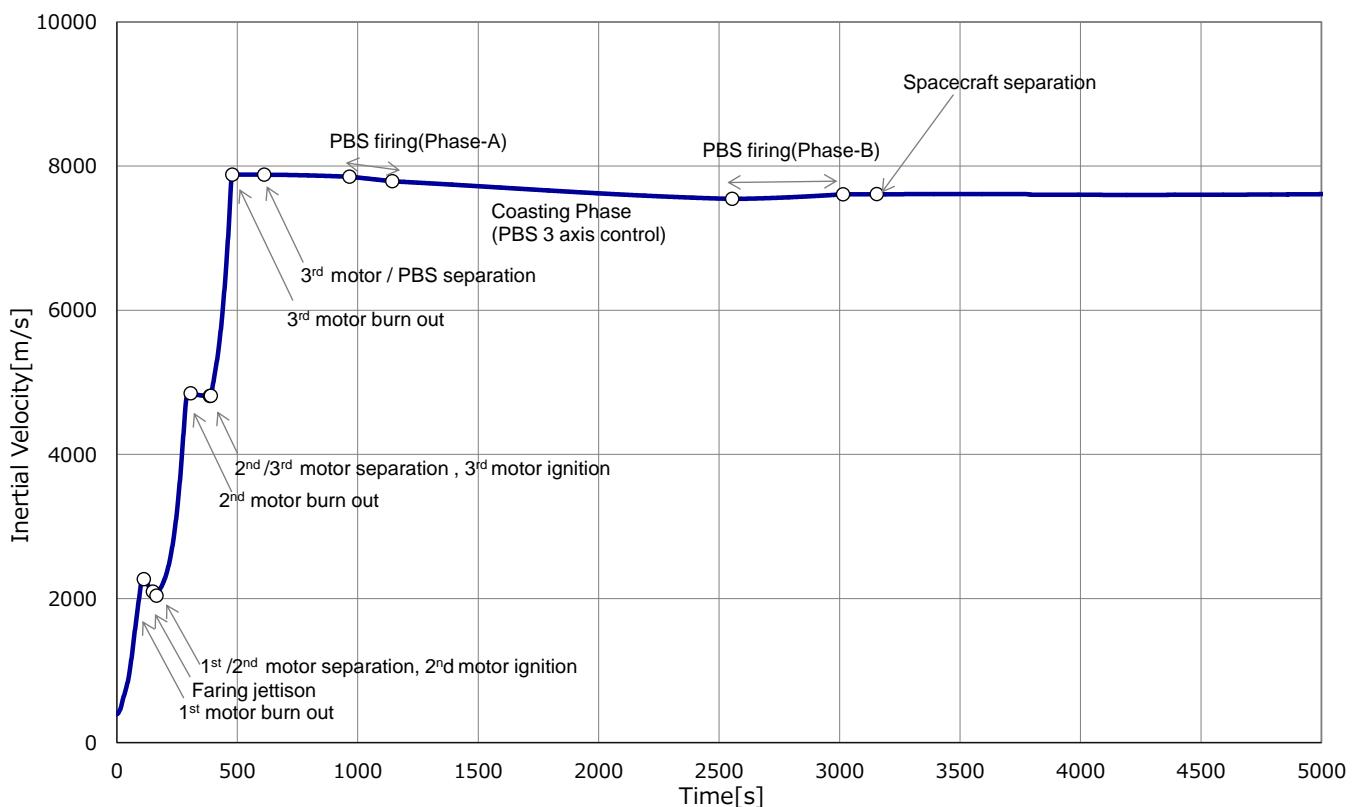


図 3-7 SSO ミッションの代表的慣性速度(オプション形態)

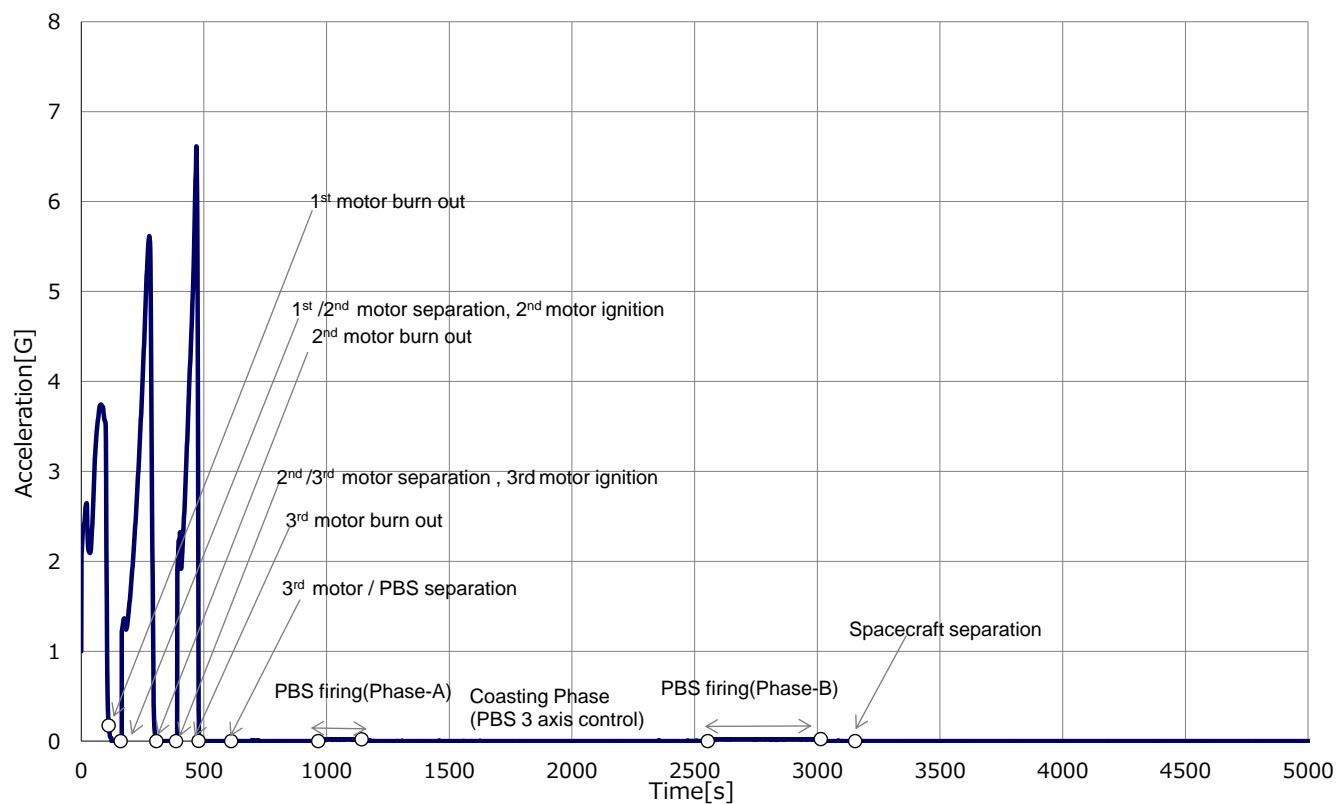


図 3-8 SSO ミッションの代表的加速度(オプション形態)

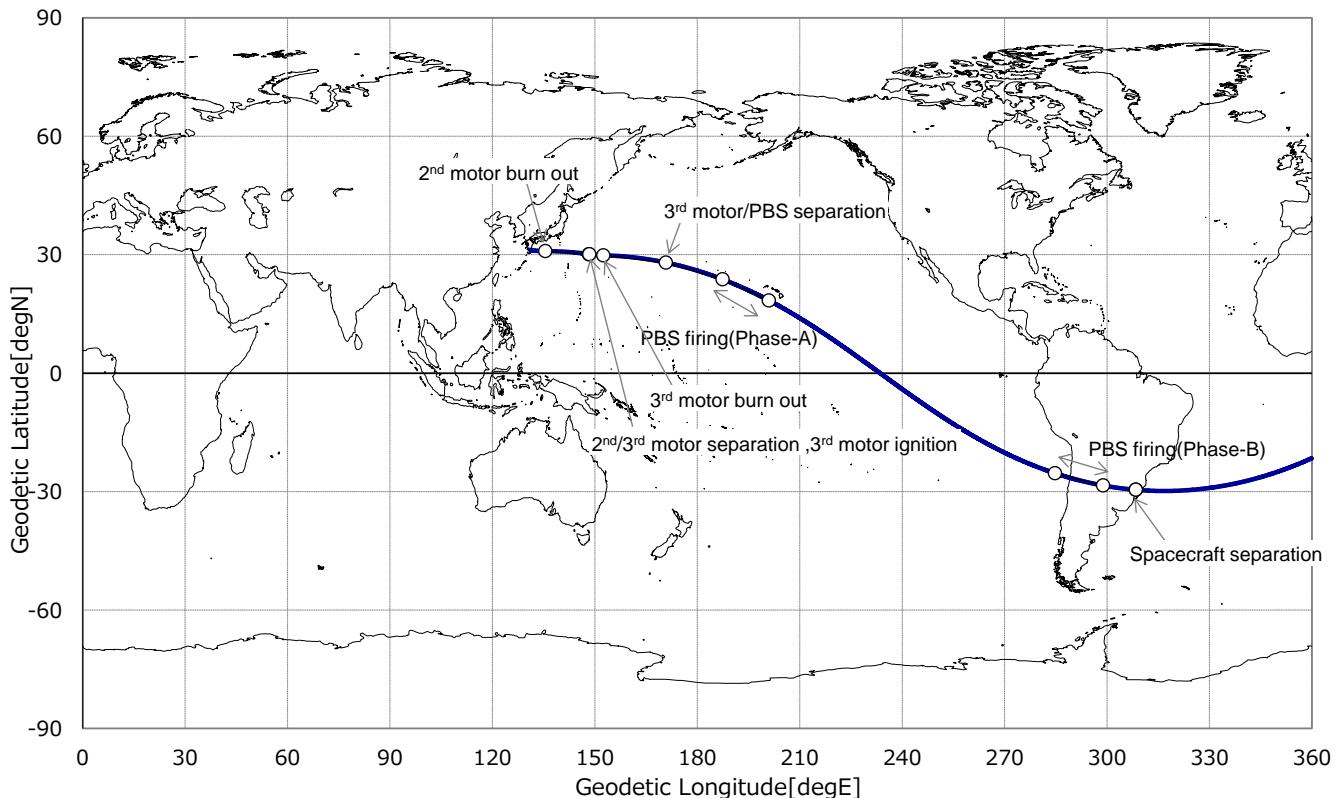


図 3-9 LEO ミッションの代表的地上飛行経路(オプション形態)

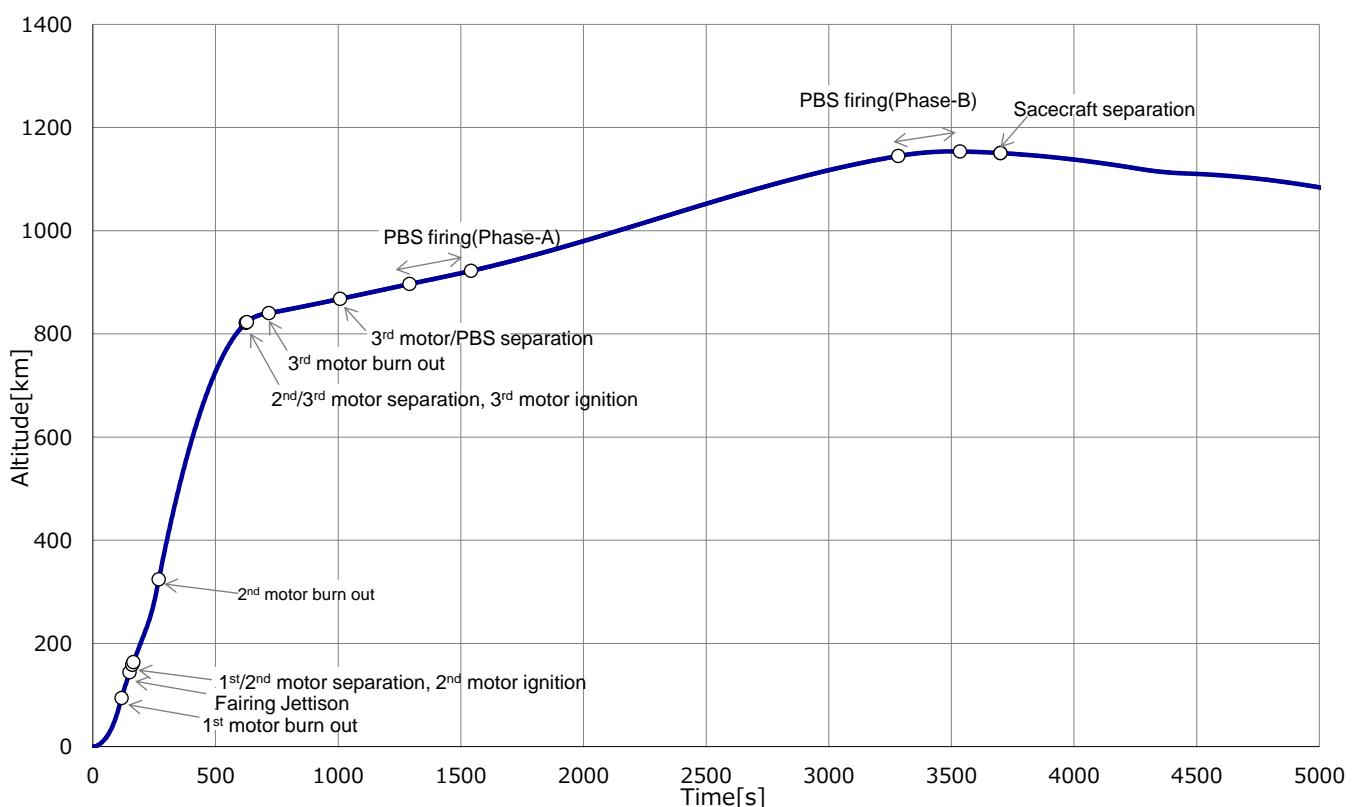


図 3-10 LEO ミッションの代表的高度(オプション形態)

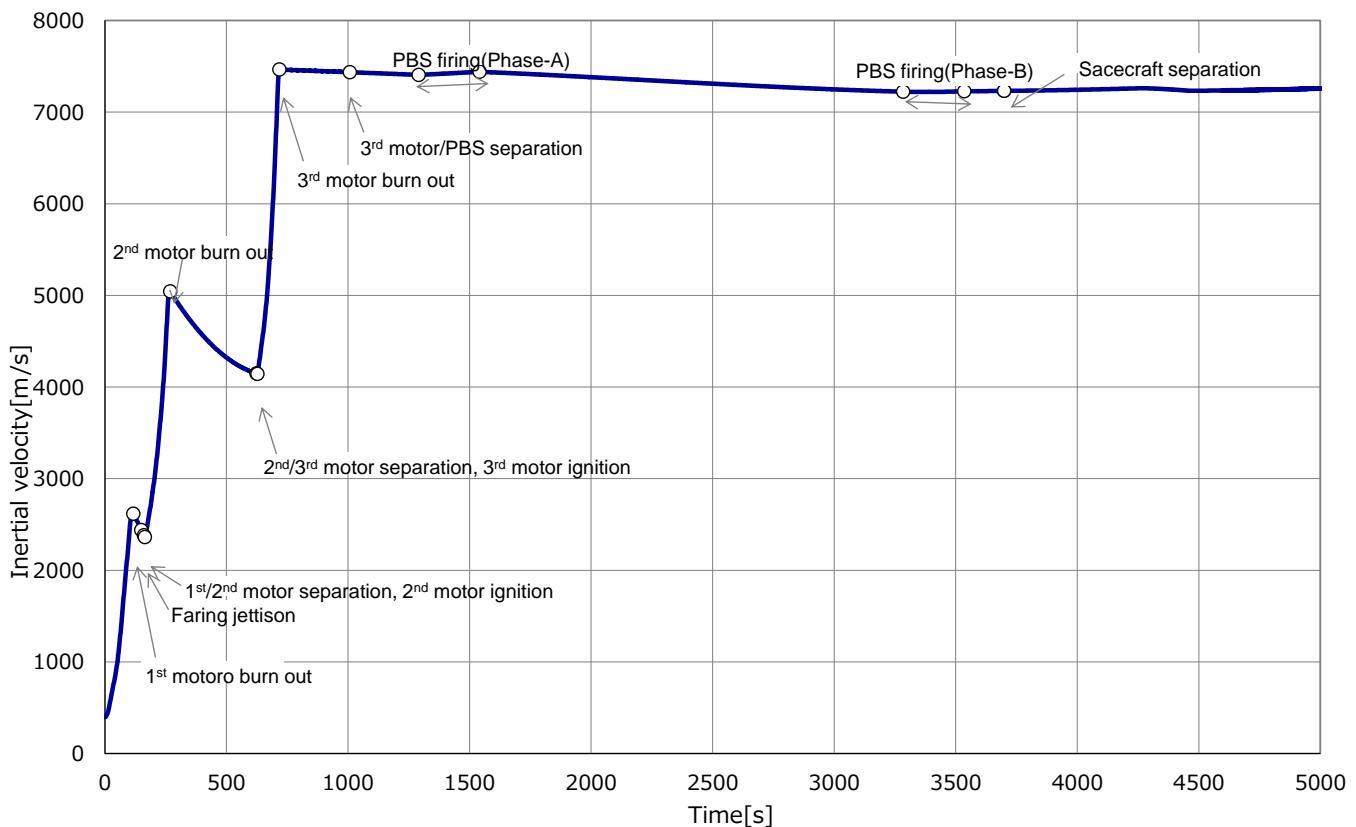


図 3-11 LEO ミッションの代表的慣性速度(オプション形態)

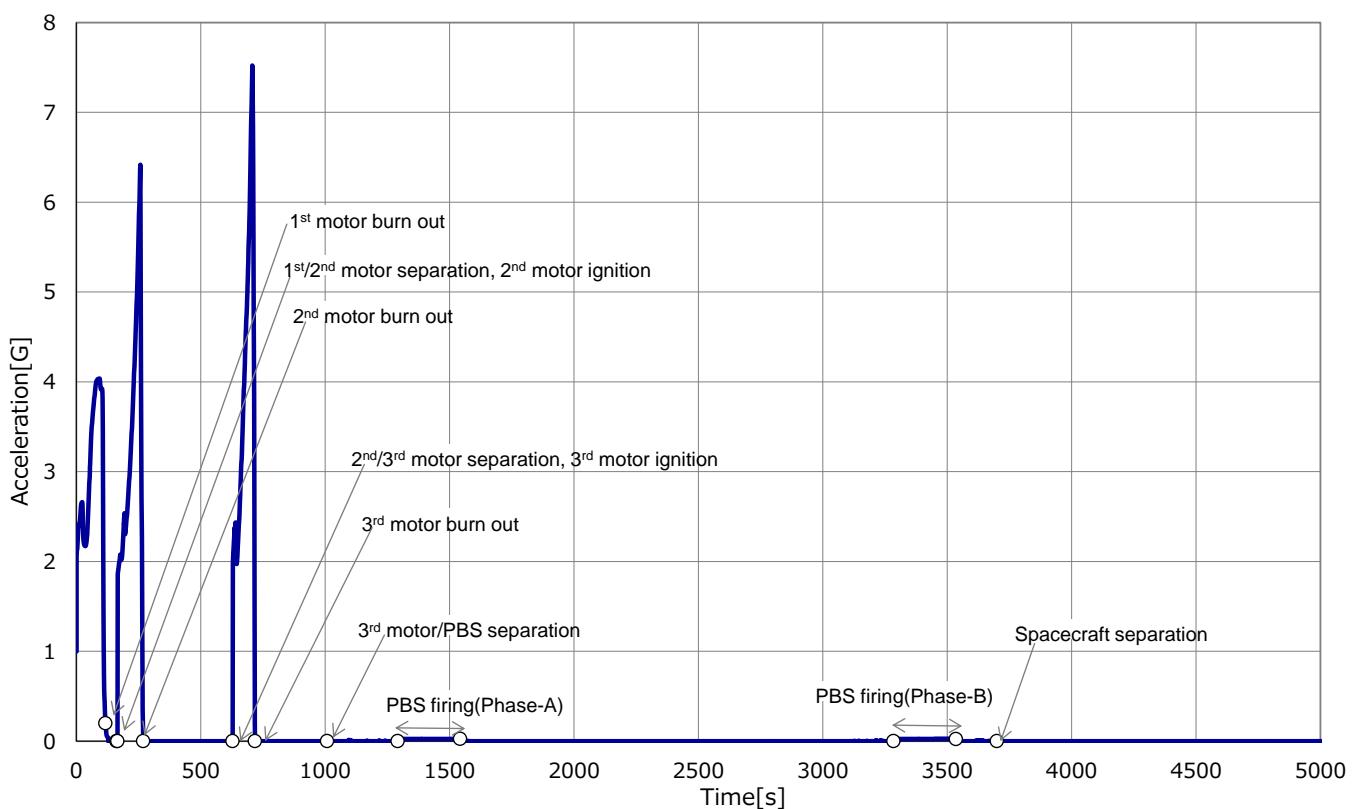


図 3-12 LEO ミッションの代表的加速度(オプション形態)

### 3.4 打上げ性能

各コンフィギュレーションの打上げ能力を図 3-13、図 3-14 に示す。

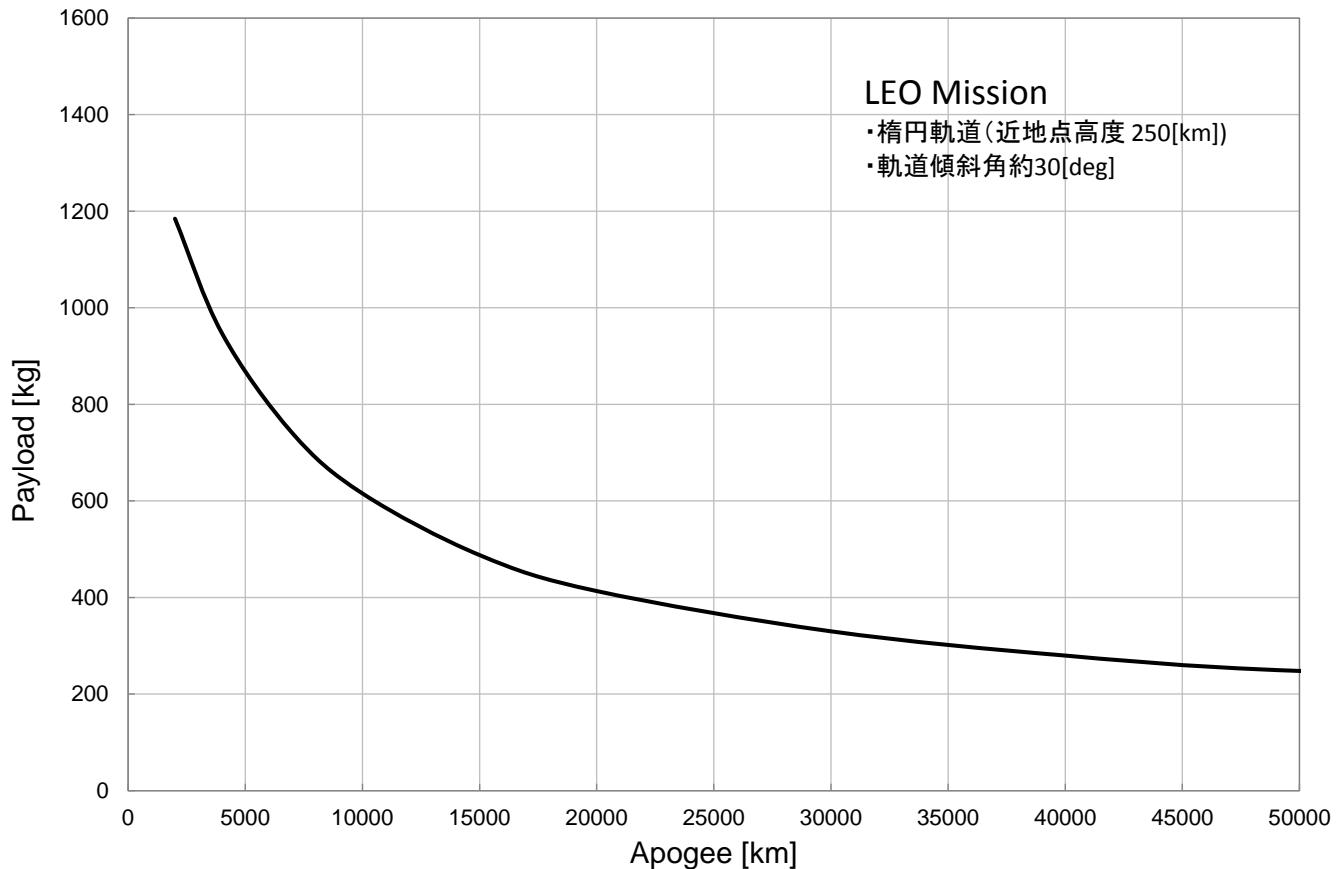


図 3-13 打上げ能力(基本形態)

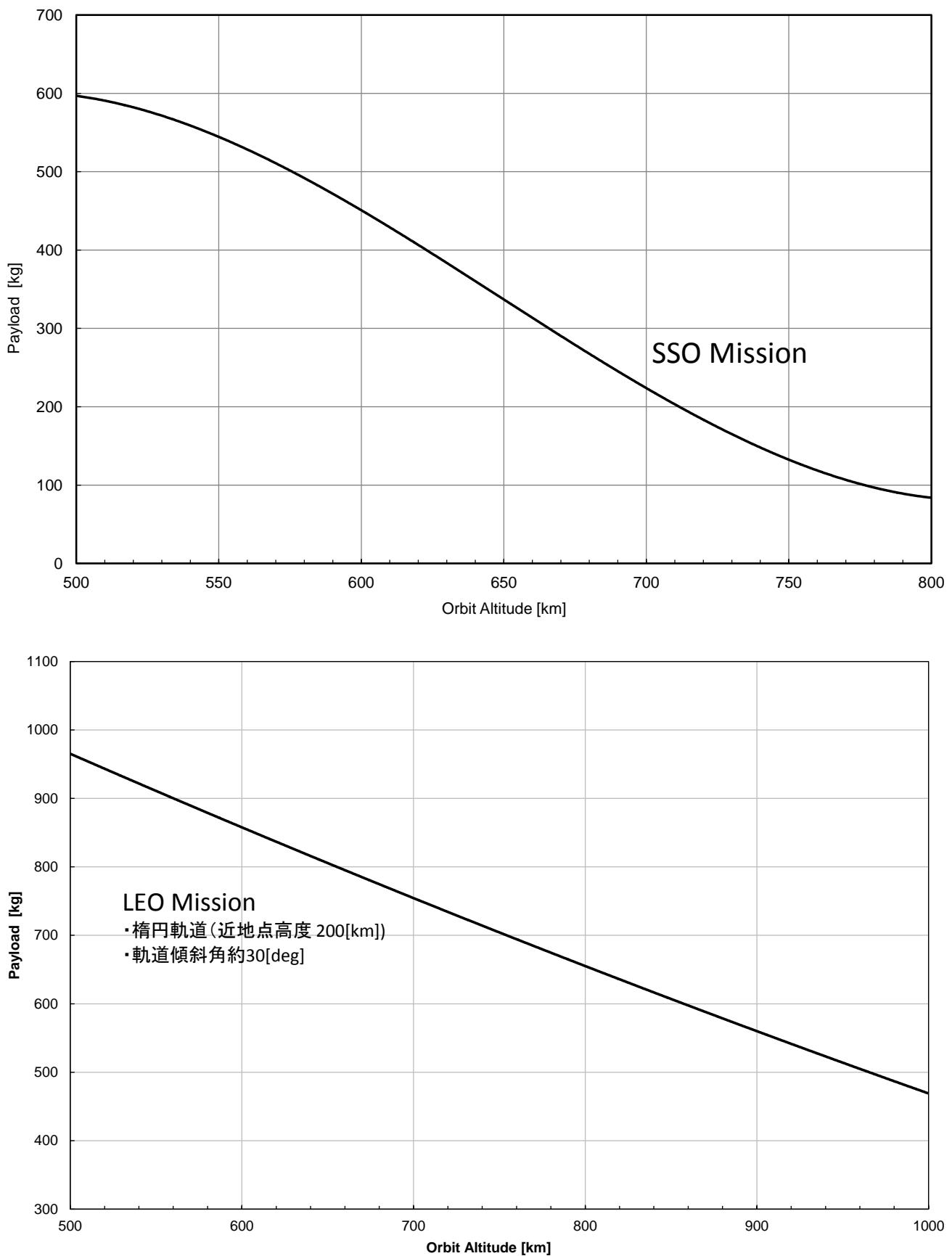


図 3-14 打上げ能力(オプション形態)

### 3.5 軌道投入精度

LEO と SSO の軌道投入精度( $3\sigma$ )仕様値を表 3-2 に示す。

また、フライト実績を表 3-3 に示す。

表 3-2 軌道投入精度

コンフィギュレーション		近地点高度 [km]	遠地点高 度 [km]	軌道傾斜角 [deg]
オプション 形態 (PBS 有)	LEO (500km 円軌道、 軌道傾斜角 30.5 度)	±10	±10	±0.1
	SSO (500km 円軌道、 軌道傾斜角 97.4 度)	±10	±10	±0.2
基本形態 (PBS 無)	LEO (近地点 250km、遠地点 500km、 軌道傾斜角 31.0 度)	±25	±100	±2.0
	橍円軌道 (近地点 250km、遠地点 30700km、 軌道傾斜角 31.0 度)	±25	±2000	±2.0

表 3-3 フライト実績例

コンフィギュレーション		近地点高度 [km]	遠地点高度 [km]	軌道傾斜角 [deg]
オプション形態 (PBS 有)	SSO (約 500km 円軌道)	+1.46	+1.64	-0.03

### 3.6 ミッション時間

リフトオフから最終軌道上での衛星分離までのミッション時間は、特定の軌道パラメータ及び衛星分離時の地上局の可視条件に左右される。

衛星分離などの重要なミッションイベントは地上局の可視域内で行われる。これにより、地上局は関連飛行イベントや軌道パラメータのオンボード推定値、分離状態についての情報を準リアルタイムで取得可能である。(マルチローンチにおける2番目以降に分離する衛星が可視領域内で分離されるかは、調整による)

ミッションの時間は、オプション形態(PBS有)で約60分、基本形態(PBS無)で約15分である。実際のミッション時間はミッション解析で決定する。

### 3.7 打上げウインドウ

イプシロンロケットの打上げウインドウは、顧客の要求事項やその他の条件を基に設定される。

### 3.8 分離の状態

衛星分離は、衛星とロケットの機械的フィッティングが解除された時点の状態と定義する。

#### 3.8.1 分離条件全般

##### (1) 衛星分離運動

ロケットは、衛星分離後に回避マヌーバを行う。

##### (2) 衛星投入軌道上における衛星の運用

衛星推進系の作動や太陽電池パドル展開、RF放射等の衛星側シーケンスは、衛星ごとに規定する。

複数衛星打ち上げの場合は、原則としてコールドロンチとし、衛星分離後 200s以降に衛星側シーケンスを実施する必要がある。

##### (3) 複数衛星打上げ時の衛星分離の順番について

複数衛星打上げ時の分離順番については関係者間の協議によって決定する。

#### 3.8.2 分離時姿勢・分離速度

衛星分離時の姿勢、分離速度は、衛星ごとに規定する。

なお、基本形態(PBS無)の場合は、スピニ分離、オプション形態(PBS有)の場合は、スピニ分離か3軸制御による分離となる。

詳細な分離性能はミッション解析後に決定するが、表 3-4 に 3 軸制御分離、表 3-5 にスピニ分離のそれぞれの代表的なロケット指向誤差(分離直前)を示す。

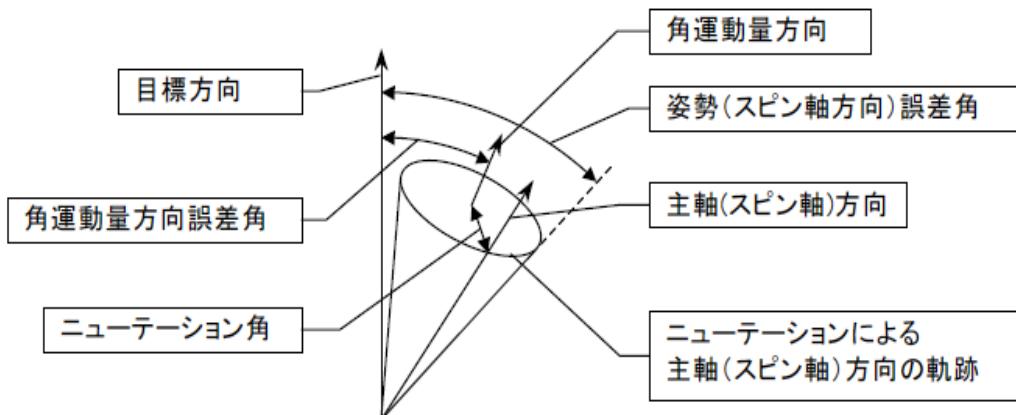
表3-4 代表的な分離性能(3軸制御分離)

衛星	姿勢角誤差 [deg]	角速度誤差 [deg/s]		分離速度 [m/s]
		Roll	Pitch/Yaw	
衛星 (シングルロンチ)	±3 (600kgの場合)	±2	±1	0.5±0.1
小型衛星 (マルチロンチ)	±3 (最初に分離し、200kgの 場合)	±5	±5	0.5±0.1
超小型衛星 (マルチロンチ)	N/A	±7	±7	0.2~0.6
	分離レートは衛星重心の影響が大きいため、超小型衛星の 重心について記載している4.2.2.1項を参照。			
CubeSat放出装置 (E-SSOD)に CubeSat単体で 搭載する場合	ICDに個別に規定する。 Appendix-C参照。			1.1~1.7 (3U 4.5kg の場合)
CubeSat放出装置 (E-SSOD)に CubeSatを 複数搭載する場合	ICDに個別に規定する。 2基または3基のCubeSatをCubeSat放出装置に混載する 場合は、CubeSatに搭載される分離スプリング(スプリングブ ランジヤ)が隣接するCubeSatを押し合うことにより、分離レ ートが発生する。スプリングプランジヤの詳細はAppendix-C を参照。			

表3-5 代表的な分離性能(スピンドル分離)

衛星	PBS	分離性能例		前提条件
衛星 (シングルロンチ)	あり (オプション 形態)	機軸最大倒れ角 (角運動量方向誤差角 +ニューテーション角)	30[deg]以下	スピンドルレート10[deg/s] 分離速度 0.5[m/s]
小型衛星 (マルチロンチ)				
衛星 (シングルロンチ)	なし (基本形態)	機軸最大倒れ角 (角運動量方向誤差角 +ニューテーション角)	30[deg]以下	スピンドルレート360[deg/s] 分離速度 2.0[m/s]

※角度の定義は図 3-15 に示す。



※基本形態の場合、分離時の目標方向は軌道投入時のロケット速度ベクトル方向である。

図 3-15 姿勢角の定義

## 4 衛星一般情報

### 4.1 フェアリング

フェアリングは大気圏内の加速飛行中に、外部環境から衛星を保護するものである。

フェアリングはアルミ製ハニカムコアの両面にアルミ板を接着したハニカムサンドイッチ構造をもつ外殻 2 つで構成されている。フェアリングの縁にそった分離ボルト・システムがシェル分離のために使われ、フェアリングは分離ヒンジを中心に展開する分離スプリングによって、クラムシェル(2 枚貝)のように開く。

#### 4.1.1 衛星包絡域

衛星包絡域を図4.1.1-1に示す。

衛星包絡域は、衛星を結合部に静的に設置した状態(製造・組立誤差、サーマルブランケット、その他付加物を含む)で、衛星結合部と 6 自由度を固定した条件でロケット飛翔中に生じる衛星の動的変位を加えた包絡域と定義する。

衛星とロケットとの結合部周りは、MLI 装着不可とする。

マルチロンチの場合の衛星包絡域は、以下を参照。

- |          |                               |
|----------|-------------------------------|
| ・小型衛星    | Appendix-A PAF-937M インタフェース   |
| ・超小型衛星   | Appendix-B Lightband®インターフェース |
| ・CubeSat | Appendix-C E-SSOD インタフェース     |

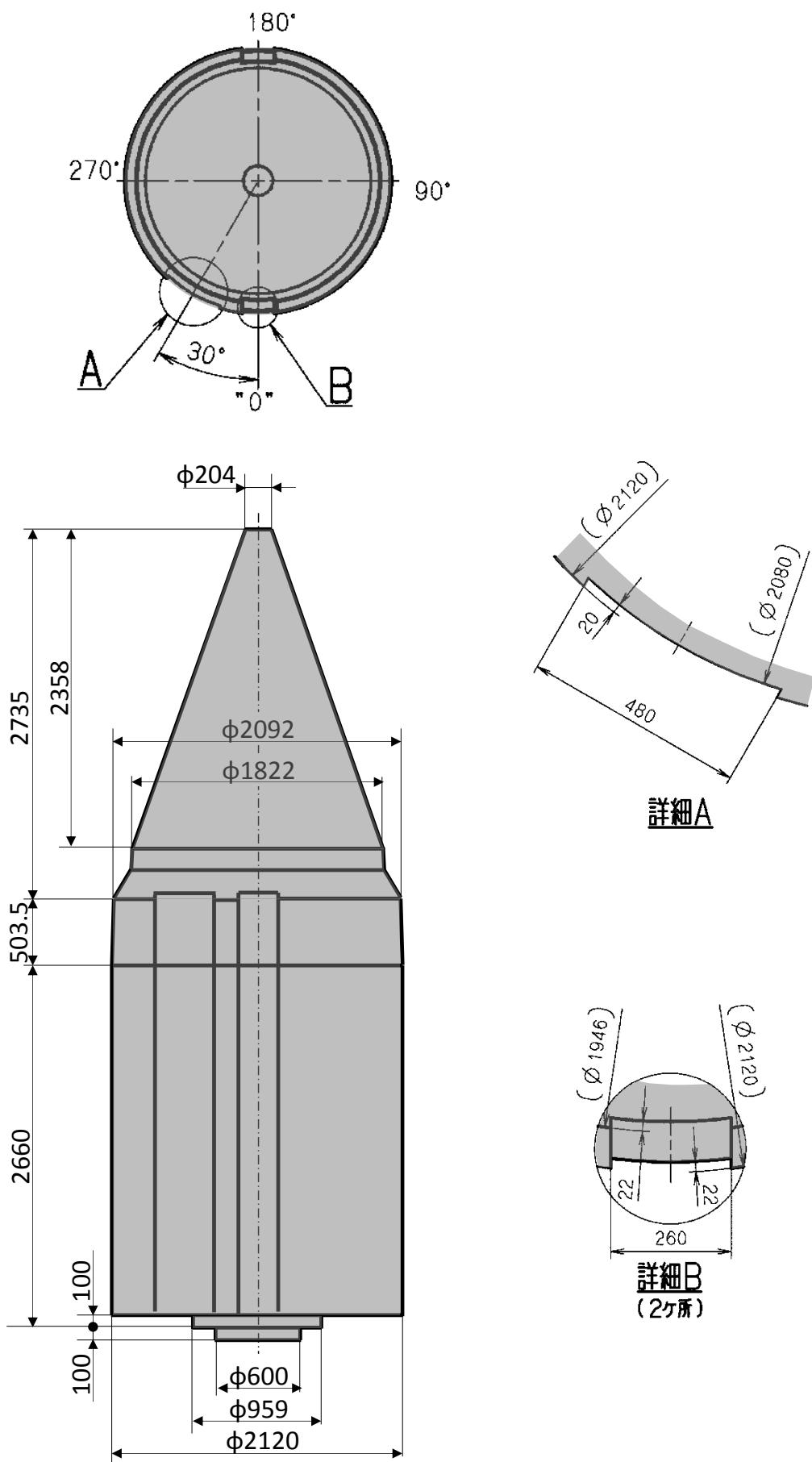


図 4.1.1-1 衛星動的包絡域

#### 4.1.2 アクセスドア/電波透過窓

##### (1) アクセスドア

フェアリングに設置可能な衛星アクセス用の開閉可能なドアは以下の3種類であり、図4.1.2-2～図4.1.2-4で示す範囲に設置可能である。

ただし、M整備搭のフロアと柱の位置関係によってアクセスできない場合があるため、Appendix-Dを参照。ドア開け閉め作業に関する干渉の有無の確認についてはプログラムディレクタに連絡のこと。

- ・ □600mm : (標準は1箇所)
- ・  $\phi$ 180mm : (標準は2箇所)
- ・  $\phi$ 350mm : (標準は0箇所)

※アクセスドアの位置寸法は $\phi$ 2570mmの面上での値である。

※ドア間隔などの制約条件は図中に示す。

##### (2) 電波透過窓

フェアリングに設置可能なRFリンクインターフェース用電波透過窓のサイズ・個数は以下であり、図4.1.2-5で示す位置に設置できる。なお射場にてRFリンク試験を実施する場合には、射場設備であるピックアップアンテナ方向( Appendix-D 参照)を考慮する必要がある。

- ・  $\phi$ 400mm 電波透過窓 : 1箇所

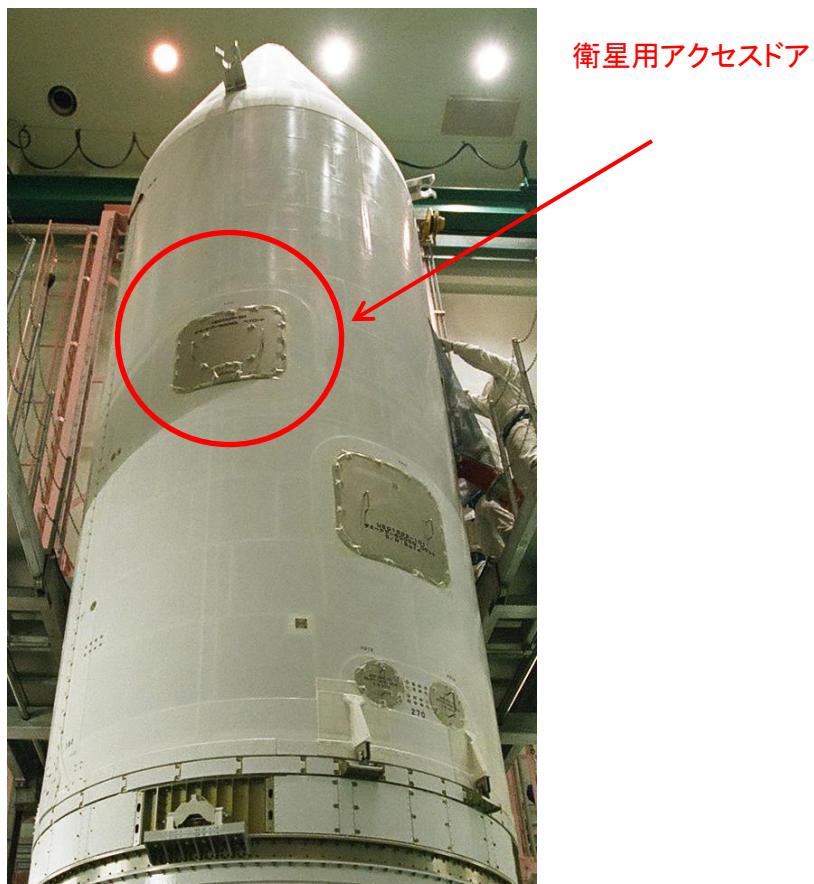


図4.1.2-1 フェアリングアクセス窓

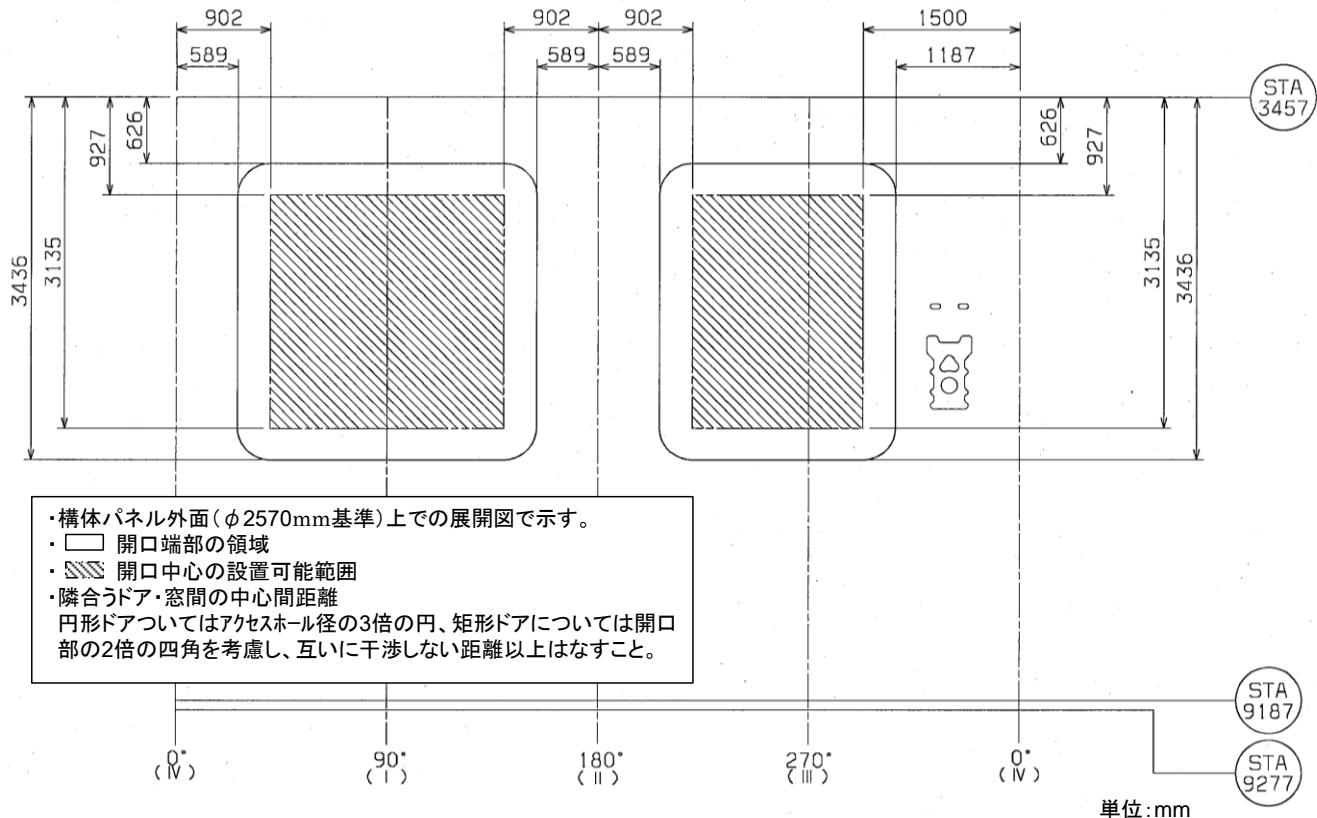


図 4.1.2-2 衛星アクセスドア(□600mm)設置可能範囲

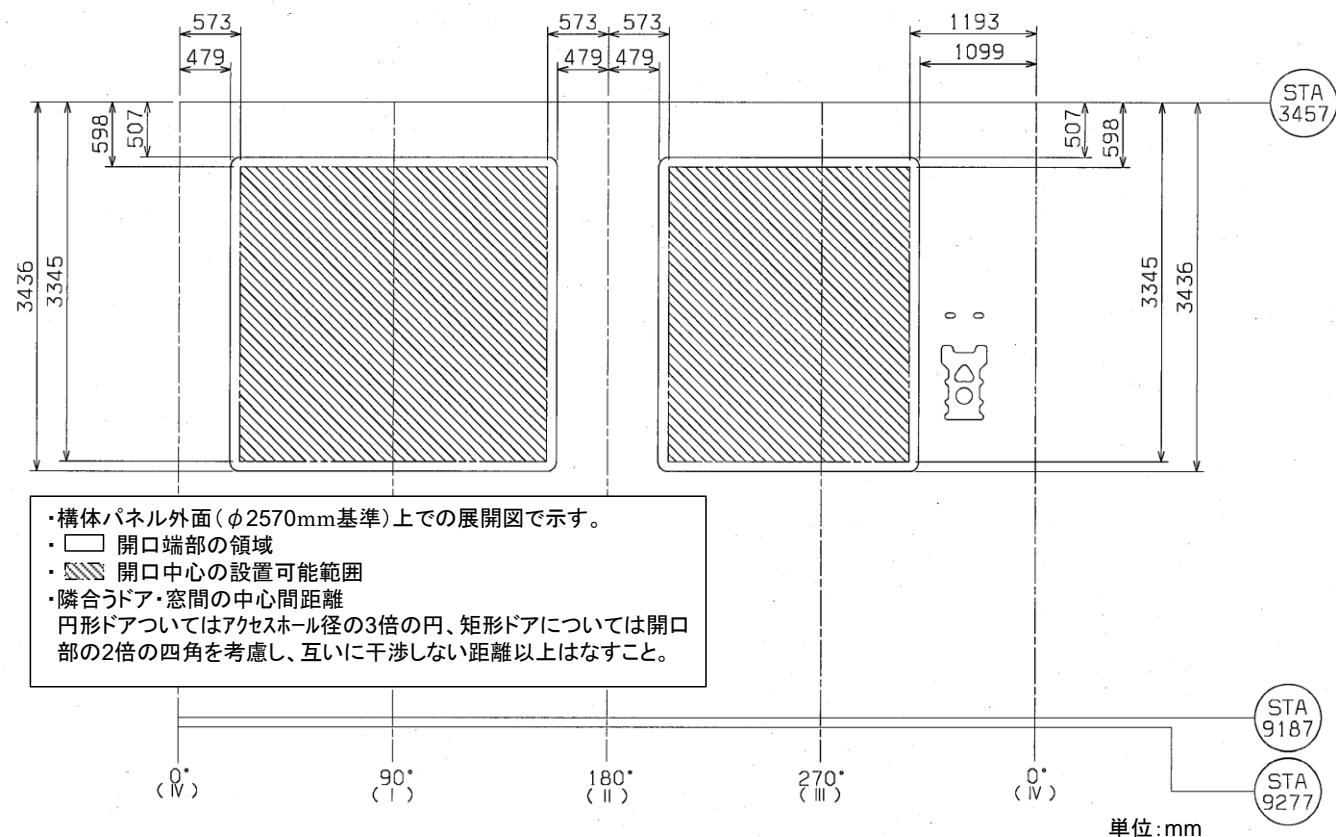


図 4.1.2-3 衛星アクセスドア(Φ180mm)設置可能範囲

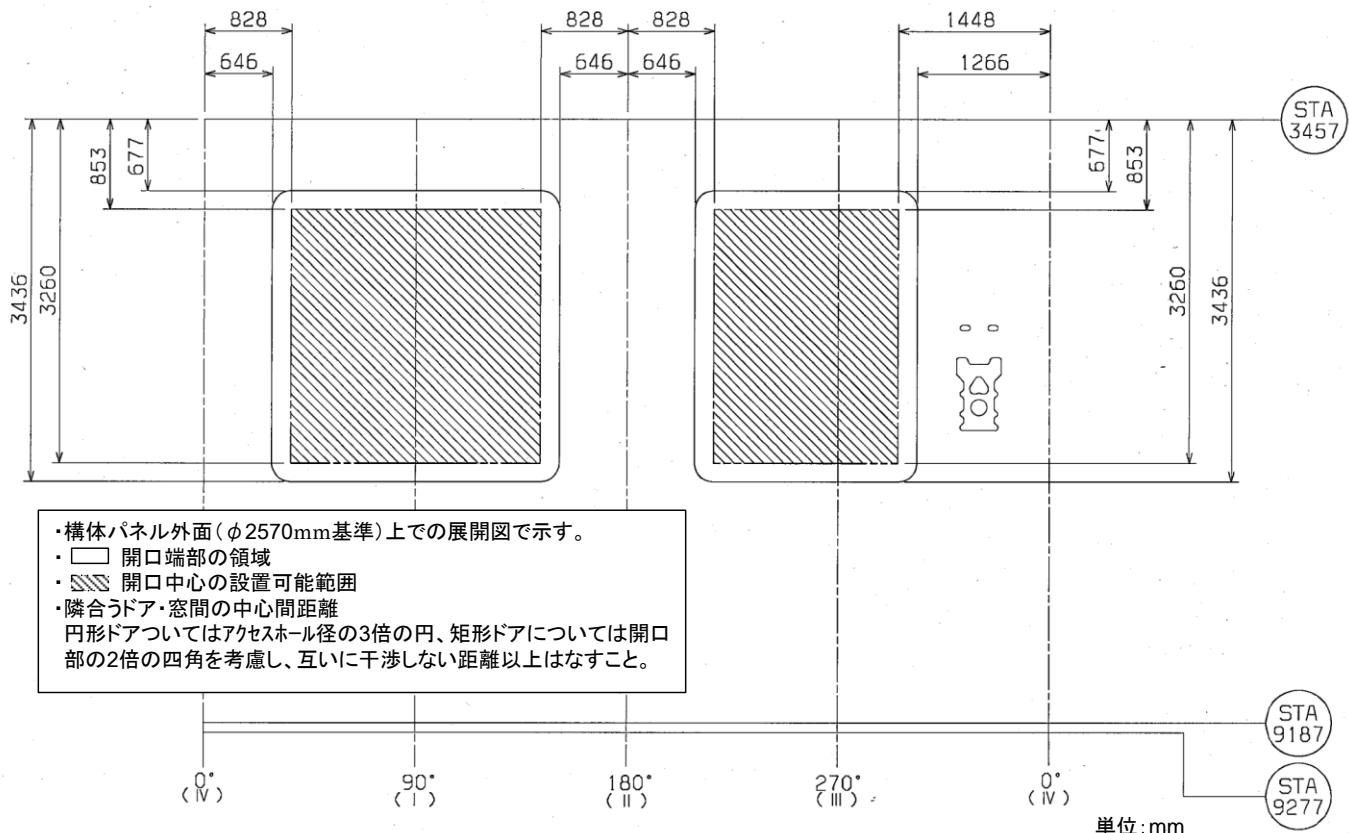


図 4.1.2-4 衛星アクセスドア(Φ350mm)設置可能範囲

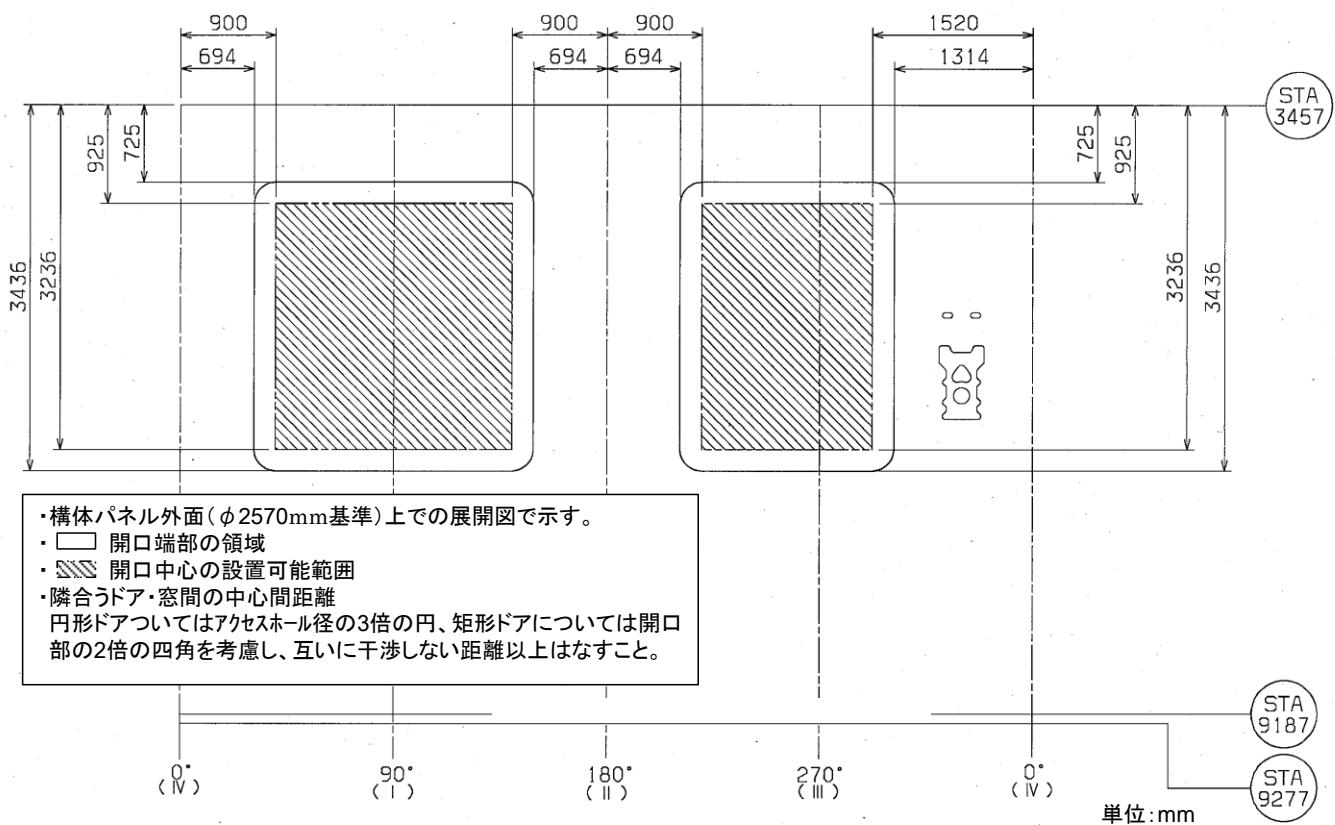


図 4.1.2-5 電波透過窓 設置可能範囲

## 4.2 衛星への要求事項

### 4.2.1 質量

質量の許容範囲を表 4.2.1-1 に示す。

表 4.2.1-1 質量の許容範囲

衛星	質量の許容範囲	
衛星(シングルロンチ)	3.4項打上げ性能による	
小型衛星(マルチロンチ)	170~200kg	
超小型衛星(マルチロンチ)	40~65kg	
CubeSat	1U size	0.13kg以上1.5kg以下
	2U size	0.26kg以上3.0kg以下
	3U size	0.39kg以上4.5kg以下

#### 4.2.2 静的バランス

重心の許容範囲を表 4.2.2-1 に示す。

表 4.2.2-1 重心の許容範囲

衛星	重心の許容範囲	
	分離面内	高さ
衛星(シングルロンチ)	0±15mm	図4.2.2-1
小型衛星(マルチロンチ)	0±15mm	分離面より570mm以下
超小型衛星(マルチロンチ)	4.2.2.1項に示す	
1U~3UサイズのCubeSat	直方体の幾何中心から半径20mmの球体内	

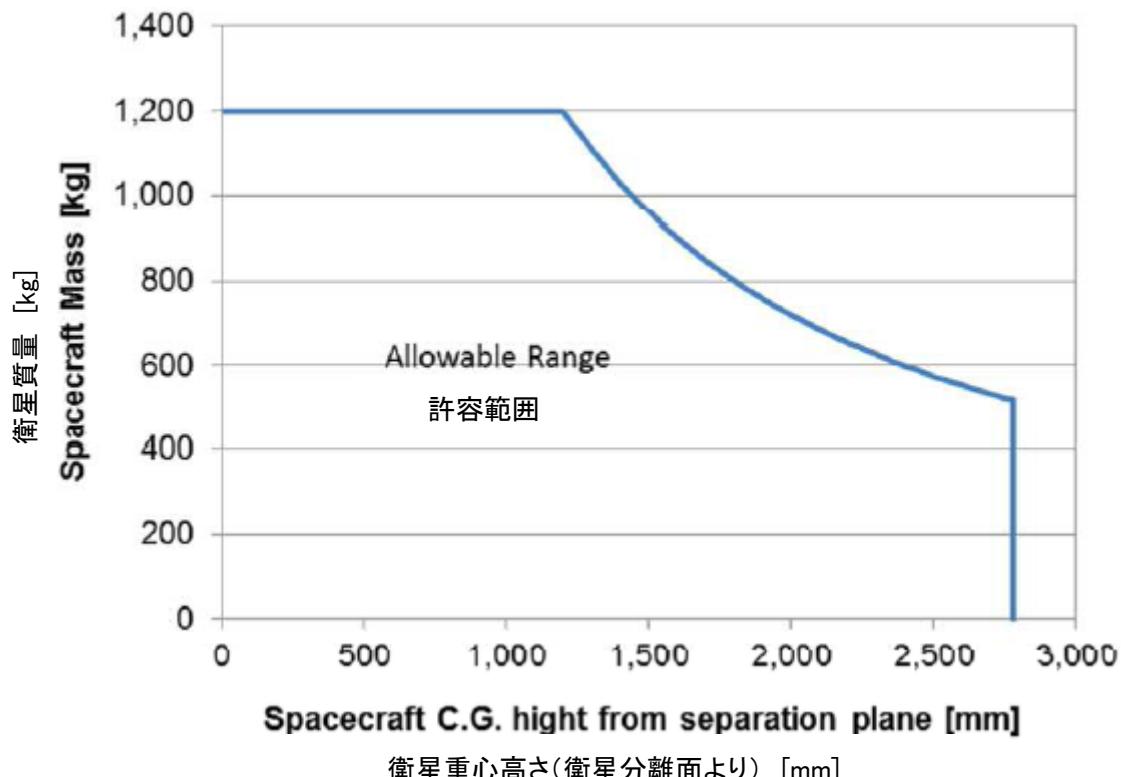


図 4.2.2-1 シングルロンチの場合の衛星の質量と重心高さの許容範囲

#### 4.2.2.1 超小型衛星の重心制約

超小型衛星の重心の制約については、以下の(1)(2)がある。

##### (1) Xsc,Ysc 重心

Xsc,Ysc 方向の重心については、①又は②のいずれかを選択できる。

②を選定する場合は、打上げ前 7 カ月の時点で質量・重心値をプログラムディレクタに提示する必要がある。

どちらも難しい場合には、プログラムディレクタに連絡のこと。

① 重心は図 4.2.2-2 に示す範囲(原点より  $0\pm 5\text{mm}$ )である必要がある。

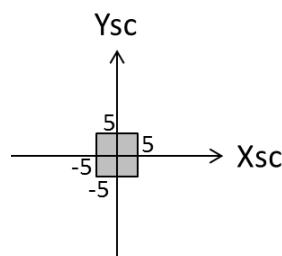


図 4.2.2-2 超小型衛星の許容重心範囲①(Xsc 軸、Ysc 軸)

② 重心は図 4.2.2-3 に示す範囲(原点より  $0\pm 15\text{mm}$  の中でノミナル $\pm 5\text{mm}$ )である必要がある。

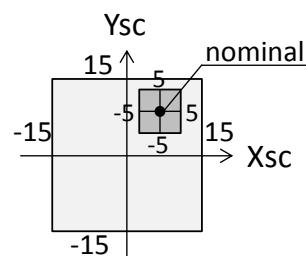


図 4.2.2-3 超小型衛星の許容重心範囲②(Xsc 軸、Ysc 軸)

### ③ Zsc 重心

Zsc の重心については、図 4.2.2-4 の範囲内で、且つノミナル $\pm 15\text{mm}$  である必要がある。同乗する他の超小型衛星の質量重心位置によっては、許容範囲が変わる可能性があるため、詳細は調整する。

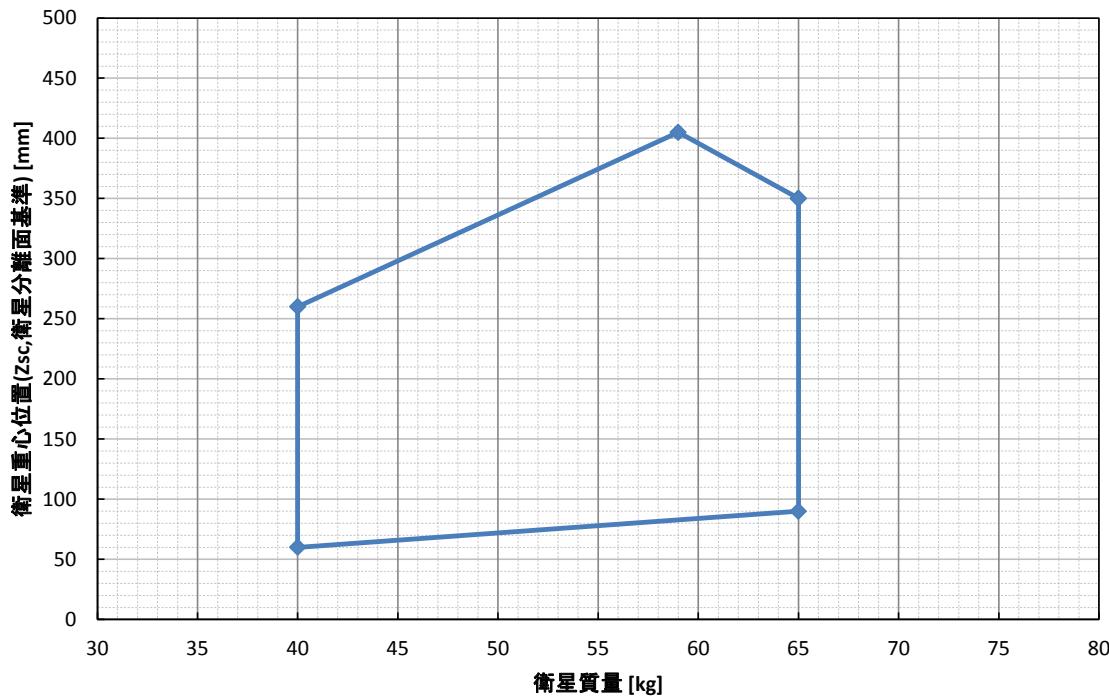


図 4.2.2-4 打ち上げ質量と衛星重心 (Zsc 軸)

### 4.2.3 剛性

ロケットとのダイナミックカップリングを防止するため、衛星は、表 4.2.3-1 に示す要求事項を満足する必要がある。

既製のアダプタに固定された衛星の片持ちの固有周波数は、以下に示す数値とする。

これを満足しない場合でも、CLA にて確認するなどで対応できる場合がある。詳細はプログラムディレクタに連絡のこと。

表 4.2.3-1(1/2) 剛性要求

衛星	固有周波数		
	$Y_B$ 方向	$Z_B$ 方向	ロケット機軸 $X_B$ 方向
衛星(シングルロンチ)			
小型衛星(マルチロンチ)	30[Hz]以上		45[Hz] 以上

表 4.2.3-1(2/2) 剛性要求

衛星	固有周波数		
	衛星 $X_{sc}$ 方向	衛星 $Y_{sc}$ 方向	衛星 $Z_{sc}$ 方向
超小型衛星(マルチロンチ)	40[Hz] 以上		80[Hz] 以上
1U~3UサイズのCubeSat※		113 [Hz] 以上	

※CubeSat の最低次固有振動数は、レール 4 本の両端部を固定した条件で上記の要求事項を満足する必要がある。

#### 4.3 機械的インターフェース

衛星分離結合部の機械的インターフェースの詳細はそれぞれ以下に示す。

- ・衛星(シングルロンチ) Appendix-A PAF-937M インタフェース
- ・小型衛星(マルチロンチ) Appendix-A PAF-937M インタフェース
- ・超小型衛星(マルチロンチ) Appendix-B Lightband®インターフェース
- ・CubeSat Appendix-C E-SSOD インタフェース

## 4.4 電気的インターフェース

### 4.4.1 分離コネクタ／ロケット機体接続ハーネス／アンビリカルハーネス

分離コネクタ及びロケット機体接続ハーネス及びアンビリカルハーネスの有無について表 4.4.1-1 に示す。標準仕様として、衛星と射点設備を接続するアンビリカルハーネスは、シングルロンチの衛星とマルチロンチの小型衛星用に用意する。

表 4.4.1-1 分離コネクタ

衛星	分離コネクタ	ロケット機体接続 ハーネス (衛星とロケット アビオ機器の接続)	アンビリカルハーネス (衛星と射点設備 の接続)
衛星(シングルロンチ)	2系統 Appendix-A参照	なし(標準)/ あり(オプション) 4.4.2項参照	あり Appendix-D参照
小型衛星(マルチロンチ)		なし	なし
超小型衛星(マルチロンチ)	2系統 Appendix-B参照	なし	なし
CubeSat	なし	なし	なし

### 4.4.2 衛星への電気的コマンド送信

シングルロンチの衛星およびマルチロンチにおける小型衛星に対しては、フライト中分離コネクタおよびロケット機体内ハーネスを経由し、以下に示すコマンドをオプションとして提供可能である。

- ・コマンド数: 最大 4ch
- ・コマンド信号形式: 28[V] ディスクリート
- ・出力電圧: 24 – 34[V]
- ・出力電流: 最大 0.35[A](Hi 時)、最大 1.5[mA](Low 時)
- ・出力時間: 100+/-10[ms]
- ・コマンド項目: 衛星ごとに規定する
- ・接地: コマンド RTN はロケット側で接地(衛星は絶縁)

#### 4.4.3 衛星テレメトリの送信及び衛星への電源供給

射場整備中は分離コネクタ／アンビリカルハーネスを通して、衛星へのコマンド送信、衛星のモニタ、衛星への電源供給ができる。

ロケット飛翔中分離コネクタ／ロケット機体内ハーネスとロケットアビオニクスを経由した衛星テレメトリの送信および衛星への電源供給は実施しない。

#### 4.4.4 衛星搭載バッテリーの有効期間

衛星結合後、そのままの状態では衛星が補充電できない場合(マルチロンチでの超小型衛星や CubeSat や、インターフェース仕様上アンビリカルハーネスを経由した電源供給ができない場合等)、衛星に搭載されるバッテリーは、衛星搭載時期(6.1 項参照)を踏まえ十分な容量を確保することを推奨する。衛星搭載時期の詳細は個別に調整する。

#### 4.4.5 分離スイッチ

##### 4.4.5.1 ロケット側分離スイッチと分離ステータス送信

各衛星に対するロケット側の分離スイッチの仕様について表 4.4.5-1 に示す。

打上げ組織は、衛星分離を検知した結果を顧客に通知する。

ただしマルチロンチにおける超小型衛星と CubeSat の分離ステータス取得については、事前のインターフェース調整による。

表 4.4.5-1 分離スイッチ(ロケット側)

衛星	系統数	詳細
衛星(シングルロンチ)	2系統	Appendix-A
小型衛星(マルチロンチ)	2系統	
超小型衛星(マルチロンチ)	衛星毎に2系統	Appendix-B
CubeSat	各E-SSOD毎に2系統	—

#### 4.4.5.2 衛星側分離スイッチ

衛星側分離スイッチの標準的な仕様を表 4.4.5-2 に示す。

分離スイッチがさらに必要な場合には、プログラムディレクタに連絡すること。

表 4.4.5-2 分離スイッチ(衛星側)

衛星	個数	詳細
衛星(シングルロンチ)	2系統(標準)	Appendix-A
小型衛星(マルチロンチ)	2系統(標準)	Appendix-B
超小型衛星(マルチロンチ)	2系統(標準)	Appendix-C
CubeSat	～4個	

#### 4.4.6 ボンディングとシールディング

##### 4.4.6.1 ボンディング

衛星と衛星分離部は、衛星分離面において構造体の電気的接触により  $1\Omega$  以下で電気的に結合される必要がある。分離面コーティングは Appendix-A,-B を参照。衛星にはボンディング抵抗を計測する際に、金属面を  $\phi 10\text{mm}$  以上露出できるようにする必要がある。

CubeSat は CubeSat 放出装置(E-SSOD) 収缶後に地上での取り扱いが必要になった場合に備え、アクセス窓側にボンディング抵抗を計測するための金属面を有する必要がある。

##### 4.4.6.2 シールディング

###### (1) 電力系

電源系アンビリカルハーネスのシールドは、ロケットと衛星接続点を境に地上設備側は接地し、衛星内はフロートとする。

###### (2) 信号系

信号系アンビリカルハーネスのシールドは、フェアリング接続点を境に地上設備側とロケット側にそれぞれ接地する。衛星とロケットのシールドは衛星分離面において構造体の電気的接触により結合する。

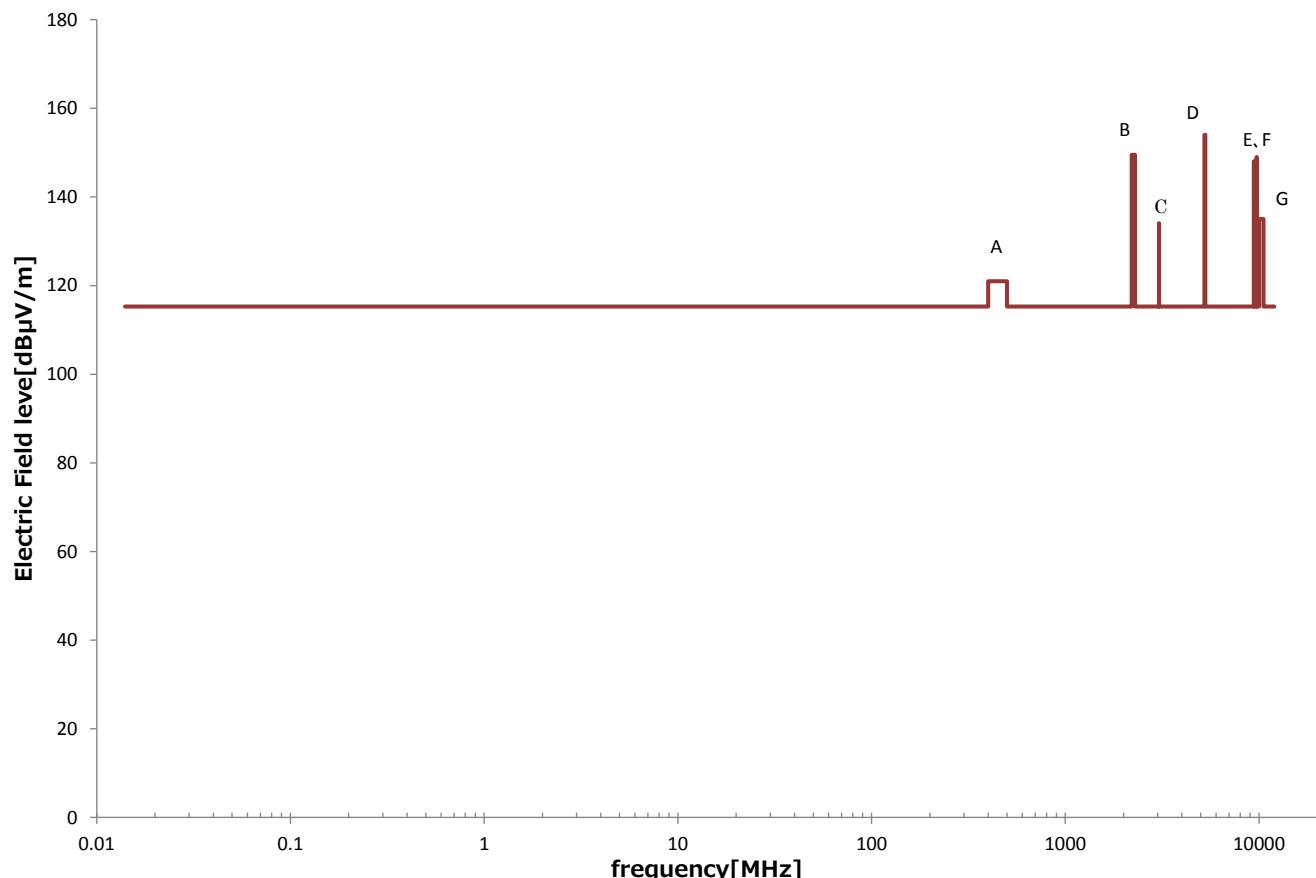
アンビリカルハーネスのシールドの詳細は Appendix-D に示す。

## 4.4.7 電波放射

### 4.4.7.1 ロケットの放射電界レベル

ロケット及び射場からの放射電界レベルを図 4.4.7-1 に示す。衛星は図 4.4.7-1 に示す放射電界レベルを許容する必要がある。これらの値は衛星分離面での値である。

また、射場設備及び周辺の電波特性を表 4.4.7-1 に示す。



周波数(MHz)	放射電界強度(dB $\mu$ V/m)	備考
400～500	121	A
2200～2290	150	B
3050	134	C
5230～5290	154	D
9410	148	E
9730～9740	149	F
10000～10550	135	G

上記以外の周波数(14KHz～10GHz)では、放射電界強度 116 dB $\mu$ V/m

ただし、マルチロンチの超小型衛星では、非常に短い時間タイミングで(衛星分離時の0.5sec間)、10MHz 以上の帯域で規定の放射レベルを超過する可能性がある。

図 4.4.7-1 ロケット及び射場からの放射電界レベル

表 4.4.7-1 射場設備及び周辺の電波特性

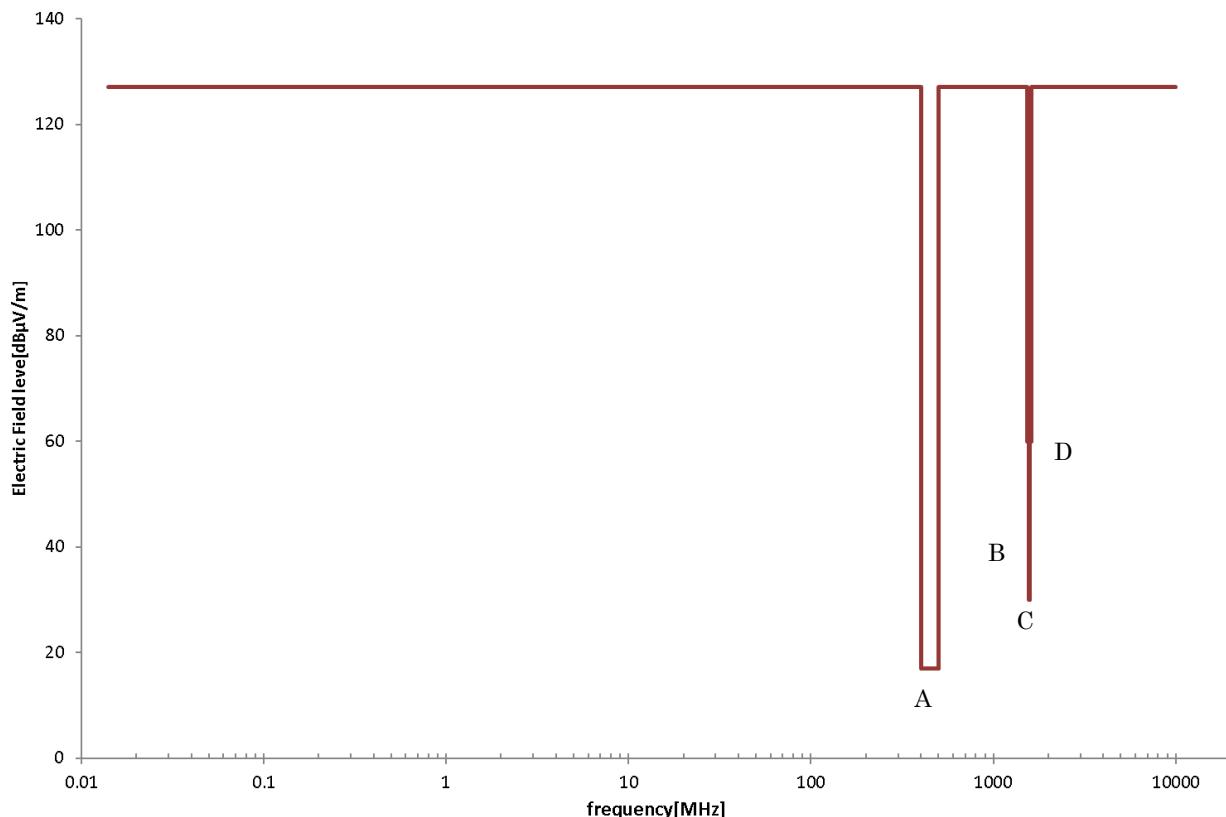
無線設備	1 (可搬型ドップラーレーダ)	2	3	4	5
送信周波数	X 帯(CW) 10000–10250[MHz] 10500–10550[MHz]	9740[MHz]	9730[MHz]	9410[MHz]	3050[MHz]
送信電力	55.1[ dBm ]	50[kW ]	25[kW ]	25[kW ]	30[kW ]

#### 4.4.7.2 衛星の許容放射電界レベル

ロケットの許容電界レベルを図 4.4.7-2 に示す。衛星は図 4.4.7-2 に示す許容電界レベルを超えて放射してはならない。

なお、これらの値は衛星分離面での値である。

超小型衛星、CubeSat については、原則、コールドロンチとし、RF 放射を行なってはならない。



周波数(MHz)	許容電界強度(dB $\mu$ V/m)	備考
400～500	17	A
1530～1565	60	B
1565～1585	30	C
1585～1620	60	D

上記以外の周波数(14kHz～10GHz) では、許容電界強度 127 dB $\mu$ V/m

図 4.4.7-2 ロケットの許容電界レベル

#### 4.4.8 打上げ前の衛星と地上設備との電波通信回線

衛星との通信回線に使用する RF 信号の諸元は、ミッション確定後に規定する。

##### (1) RF テレメトリとコマンド回線

射場設備として、衛星と電気的地上支援装置間に RF テレメトリ／コマンド回線を提供する。この回線は、衛星の射場作業から打上げまで使用可能である。

ただしマルチロンチにおける超小型衛星、CubeSat に対しては、提供することができない。

## 4.5 衛星環境

### 4.5.1 機械的環境

#### 4.5.1.1 準静的加速度

衛星に付加される準静的加速度を表 4.5.1-1 に示す。

本環境条件は射場作業時から衛星分離までに作用する準静的加速度の上限値(想定されるばらつきを考慮したワーストケース)である。

表 4.5.1-1 準静的加速度(衛星重心に対する(ただし地上を除く))

		機軸方向	機軸直交方向	備考
地上		9.8±19.6 [m/s <sup>2</sup> ]	±9.8[m/s <sup>2</sup> ]	<ul style="list-style-type: none"> <li>標準として設置しているクレーン装置を用いた場合、衛星吊り点において負荷される加速度</li> <li>フェアリング搭載後、ロケット側のオペレーションによって負荷される結合面での加速度</li> </ul>
飛行中	第 1 段	22.4±11.2 [m/s <sup>2</sup> ]	24.5[m/s <sup>2</sup> ]	<ul style="list-style-type: none"> <li>1段飛行中の動圧最大時における突風応答により負荷される最大加速度</li> <li>1段飛行中は 4.5.1.2 項に示す正弦波振動が同時に負荷される。</li> </ul>
	第 2 段	60 [m/s <sup>2</sup> ] (基本形態) 55 [m/s <sup>2</sup> ] (オプション形態)	9.8[m/s <sup>2</sup> ]	2 段飛行中のモータ推力により負荷される最大加速度
	第 3 段	98 [m/s <sup>2</sup> ] (基本形態) 66 [m/s <sup>2</sup> ] (オプション形態)	9.8[m/s <sup>2</sup> ] 角速度(ロール軸)360[deg/s]	3 段飛行中のモータ推力により負荷される最大加速度
	スピナップ・フェーズ	—	角速度(ロール軸)360[deg/s]  角加速度(ロール軸) 90[deg/s <sup>2</sup> ]	<ul style="list-style-type: none"> <li>3 段ステージスピノン安定のため、2/3 段分離前のスピナップにより負荷される最大加速度</li> <li>回転方向はロケット座標系におけるロール軸CW方向</li> </ul>

#### 4.5.1.2 正弦波振動

正弦波振動を表 4.5.1-2 に示す。

表 4.5.1-2 正弦波振動

	機軸方向		機軸直交方向		
	周波数 [Hz]	正弦波振動 [(m/s <sup>2</sup> ) <sub>0-p</sub> ] (衛星取付面)	周波数 [Hz]	正弦波振動 [(m/s <sup>2</sup> ) <sub>0-p</sub> ] (衛星重心)	
衛星 (シングルロンチ)	43 – 53	(基本形態) 8.0 (オプション形態) 4.9	20 – 100	3.0	
	53 – 57	4.9			
	スイープレート: 0.2[oct/min]			スイープレート: 4[oct/min]	
	3 軸共通				
小型衛星 超小型衛星 CubeSat (マルチロンチ)	周波数 [Hz]	正弦波振動 [(m/s <sup>2</sup> ) <sub>0-p</sub> ] (衛星取付面)			
	43 – 53	9.8			
	53 – 57	4.9			
	スイープレート: 0.2[oct/min]				

※AT レベル

#### 4.5.1.3 ランダム振動

各衛星のランダム振動条件を以下に示す。

表 4.5.1-3 ランダム振動

衛星	詳細
衛星(シングルロンチ)	4.5.1.4項音響環境に包絡される(ランダム振動条件としては規定しない)。
小型衛星(マルチロンチ)	
超小型衛星(マルチロンチ)	図4.5.1.-1、表4.5.1-4に示す。 本条件は Lightband® アッパーリング上面での値である。
CubeSat	衛星に対するランダム振動条件を図 4.5.1-2、表 4.5.1-5 に示す。 本条件は、E-SSOD 搭載支持面での値である。

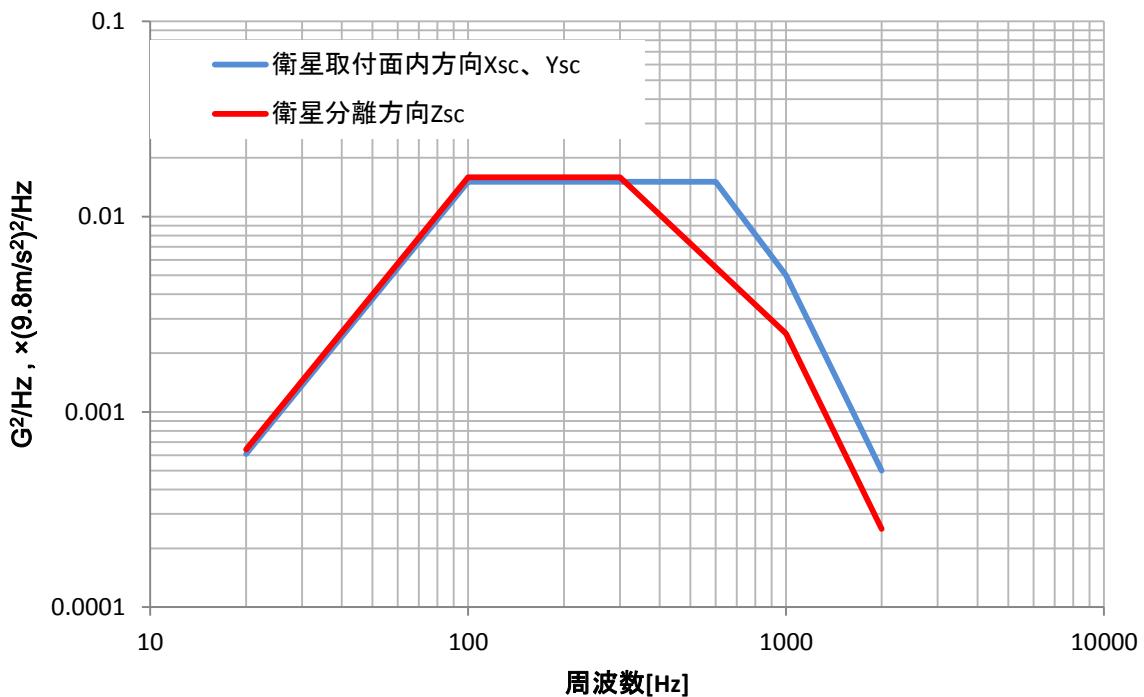
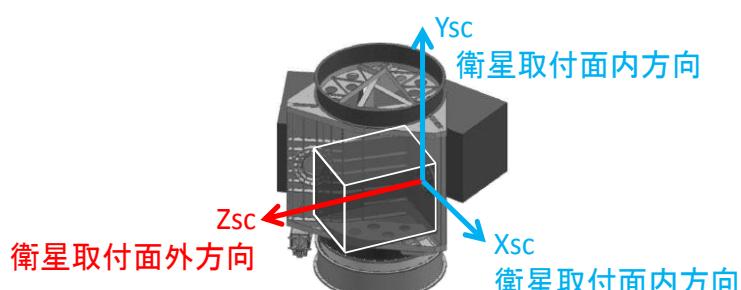


図 4.5.1-1 超小型衛星のランダム振動環境

表 4.5.1-4 超小型衛星のランダム振動環境

衛星取付面内方向 Xsc、Ysc	20 ~ 100[Hz] : 6 [dB/oct] 100 ~ 600[Hz] : 1.45 [(m/s <sup>2</sup> ) <sup>2</sup> /Hz] ( 0.0151 [G <sup>2</sup> /Hz] ) 600 ~ 1000[Hz] : -6.5 [dB/oct] 1000 ~ 2000[Hz] : 0.481 [(m/s <sup>2</sup> ) <sup>2</sup> /Hz] ( 0.005 [G <sup>2</sup> /Hz] ) 30 秒、O.A. : -10 [dB/oct] 30 秒、O.A. : 35.3 [(m/s <sup>2</sup> )rms] ( 3.6 [Grms] )
衛星取付面外方向 Zsc (分離方向)	20 ~ 100[Hz] : 6 [dB/oct] 100 ~ 300[Hz] : 1.53 [(m/s <sup>2</sup> ) <sup>2</sup> /Hz] ( 0.0159 [G <sup>2</sup> /Hz] ) 300 ~ 1000[Hz] : -4.6 [dB/oct] 1000 ~ 2000[Hz] : 0.242 [(m/s <sup>2</sup> ) <sup>2</sup> /Hz] ( 0.00252 [G <sup>2</sup> /Hz] ) 30 秒、O.A. : -10 [dB/oct] 30 秒、O.A. : 29.4 [(m/s <sup>2</sup> )rms] ( 3.0 [Grms] )

※ AT レベル



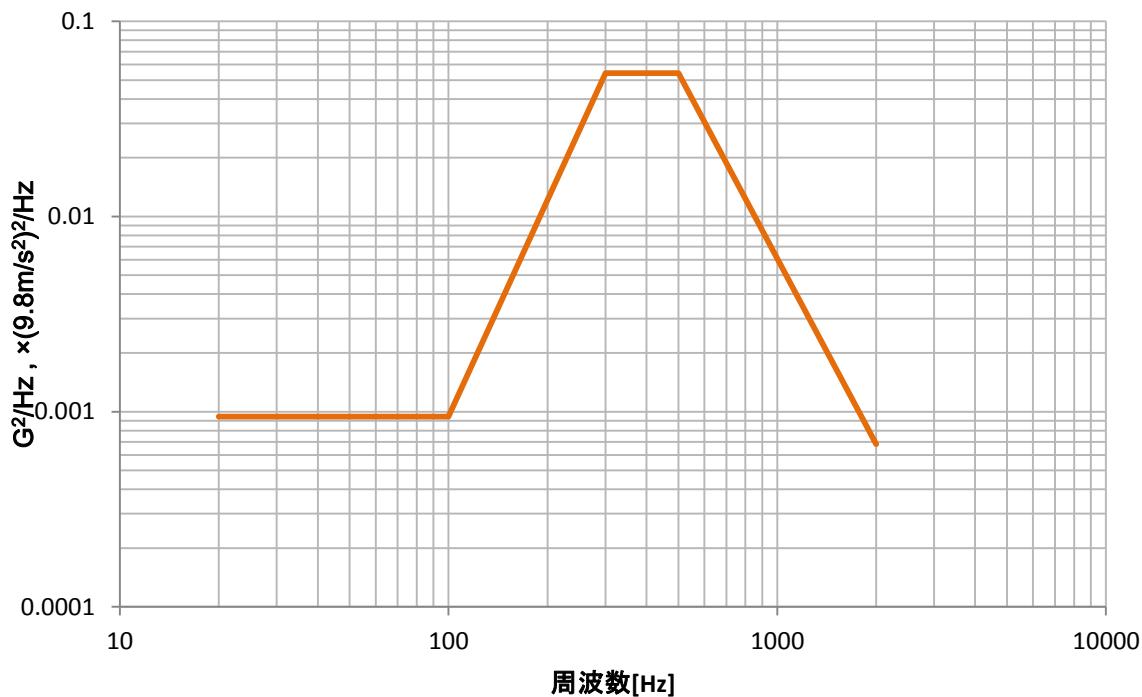


図 4.5.1-2 CubeSat のランダム振動環境

表 4.5.1-5 CubeSat のランダム振動環境

3軸共通	20 ~ 100[Hz] :	0.0908[(m/s <sup>2</sup> ) <sup>2</sup> /Hz]	( 0.000944[G <sup>2</sup> /Hz] )
	100 ~ 300[Hz] :	11.1[dB/oct]	
	300 ~ 500[Hz] :	5.21[(m/s <sup>2</sup> ) <sup>2</sup> /Hz]	( 0.0542 [G <sup>2</sup> /Hz] )
	500 ~ 2000[Hz] :	-9.5[dB/oct]	
	30 秒、O.A. :	50.0 [(m/s <sup>2</sup> )rms]	( 5.1 [Grms] )

※ AT レベル

#### 4.5.1.4 音響振動

音響振動の環境を図 4.5.1-3、表 4.5.1-6 に示す。超小型衛星、CubeSat には適用しない。

本環境条件は、リフトオフ時に第1段モータが発生する音響と、大気飛行中の機体外の圧力変動から生ずる音響を包絡する。

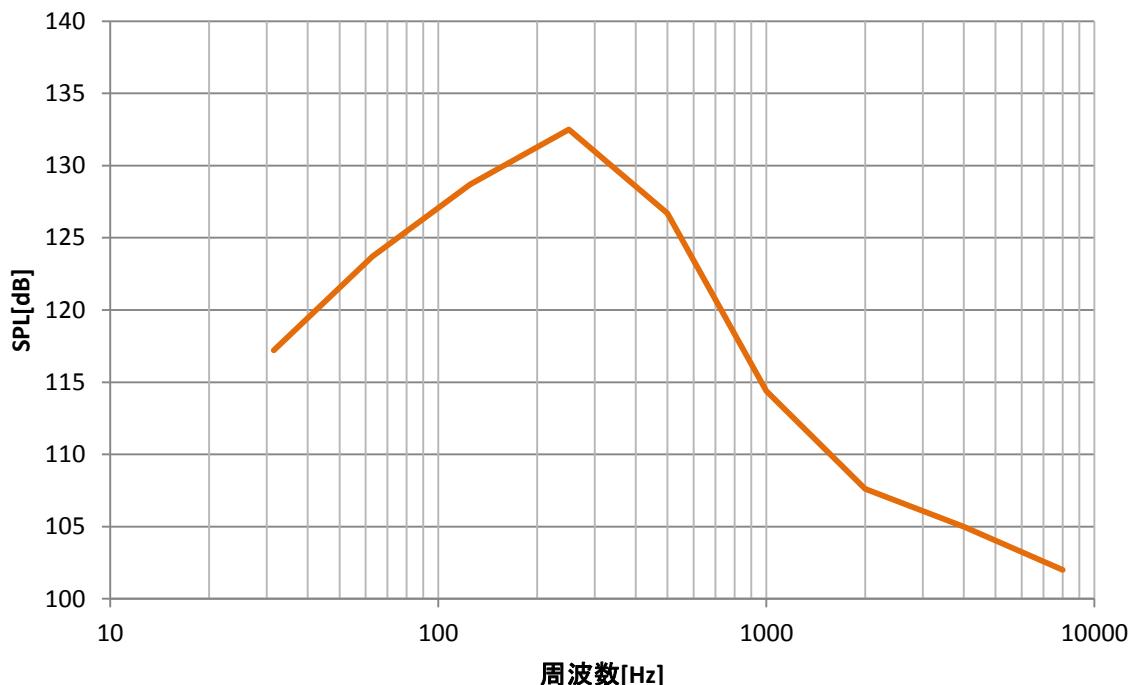


図 4.5.1-3 音響環境

表 4.5.1-6 音響環境

周波数[Hz]	SPL [dB]	
31.5	117.2	
63.0	123.7	
125	128.7	
250	132.5	
500	126.7	
1000	114.4	
2000	107.6	
4000	105.0	
8000	102.0	
O.A.	135.0dB	30[seconds]

※ AT レベル、0dB =  $2 \times 10^{-5}$  Pa

#### 4.5.1.5 衝撃

衝撃環境は、衛星の質量特性や衛星後端フレームの円環剛性に依存するため、衛星ごとに規定する。参考として、予想される衝撃環境を表 4.5.1-7 に示す。

本環境条件は、衛星分離時が標準であり、3 軸共通条件である。衝撃レベルは、衝撃応答スペクトル(共振倍率 Q=10 の SRS)である。

表 4.5.1-7 衝撃環境

衛星質量	周波数	衝撃レベル	備考
170~1200[kg]	50~1000[Hz]	10[dB/oct]	図 4.5.1-4
	1000~4000[Hz]	9810[m/s <sup>2</sup> ] (1000[G])	
40~65[kg] (超小型衛星)	100~1000[Hz]	7.8[dB/oct]	図 4.5.1-5 (Lightband® アッパー リング上面での値)
	1000~4000[Hz]	4952[m/s <sup>2</sup> ] (505[G])	
CubeSat	100~1000[Hz]	8.28[dB/oct]	図 4.5.1-6 (CubeSat 放出装置(E- SSOD)搭載面での値)
	1000~4000[Hz]	4067[m/s <sup>2</sup> ] (415[G])	

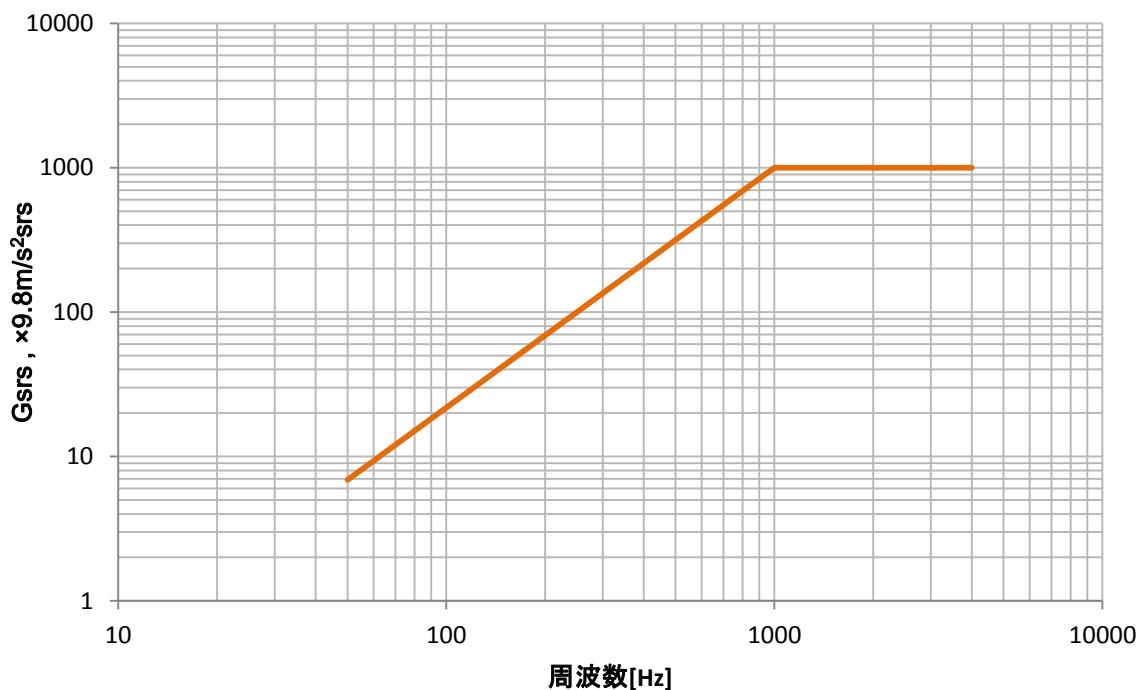


図 4.5.1-4 衝撃環境 (170~1200kg)

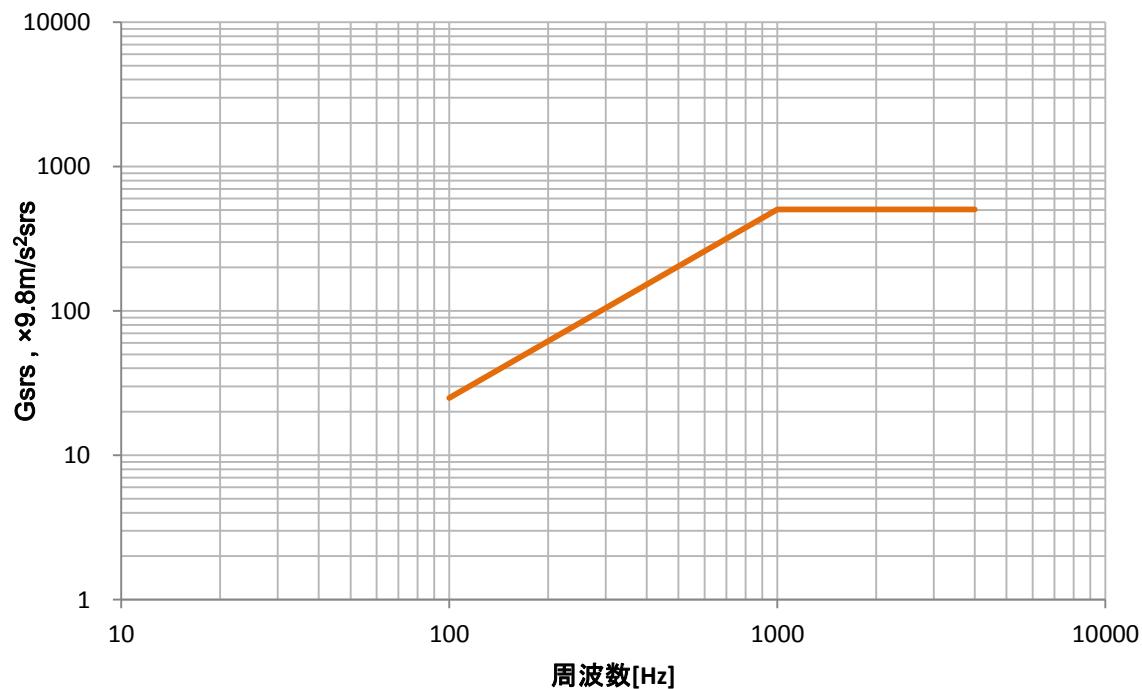


図 4.5.1-5 衝撃環境 (45~60kg)

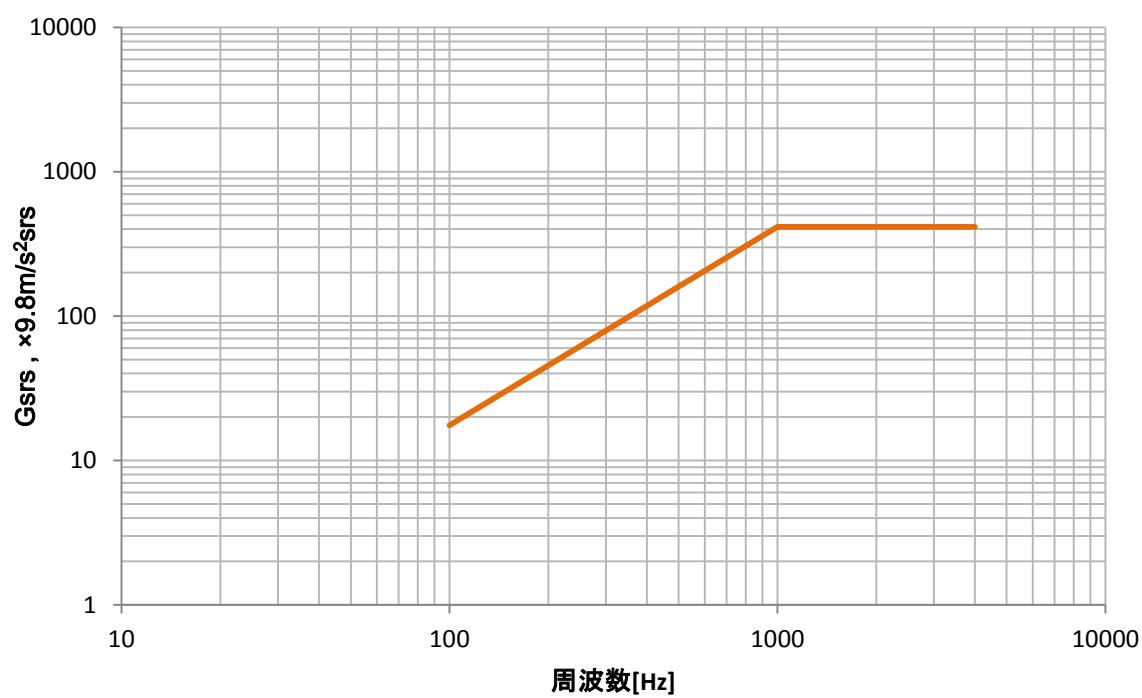


図 4.5.1-6 衝撃環境 (CubeSat)

#### 4.5.1.6 フェアリング内の静圧

ロケット飛翔中のフェアリング内の最大瞬間減圧率は、5.0[kPa/s]以下である。

ロケット打上げ後の衛星フェアリング内部の圧力変化の例を図 4.5.1-7、減圧率履歴を図 4.5.1-8 に示す。

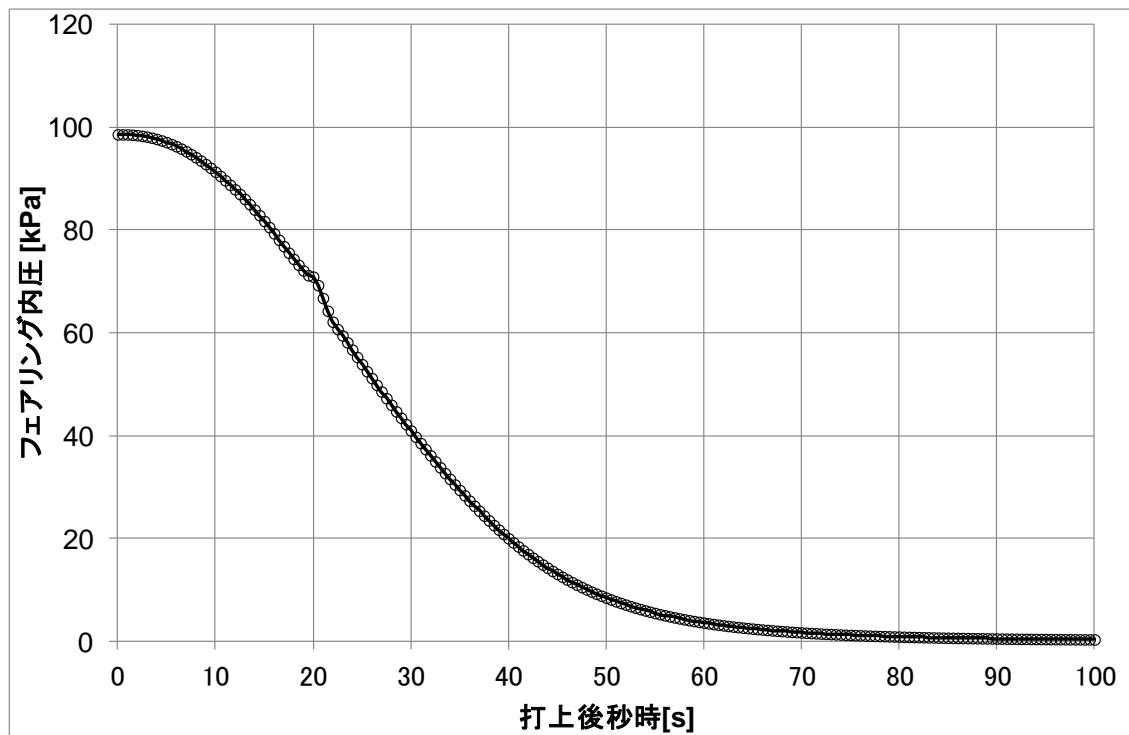


図 4.5.1-7 フェアリング内の圧力履歴の代表例

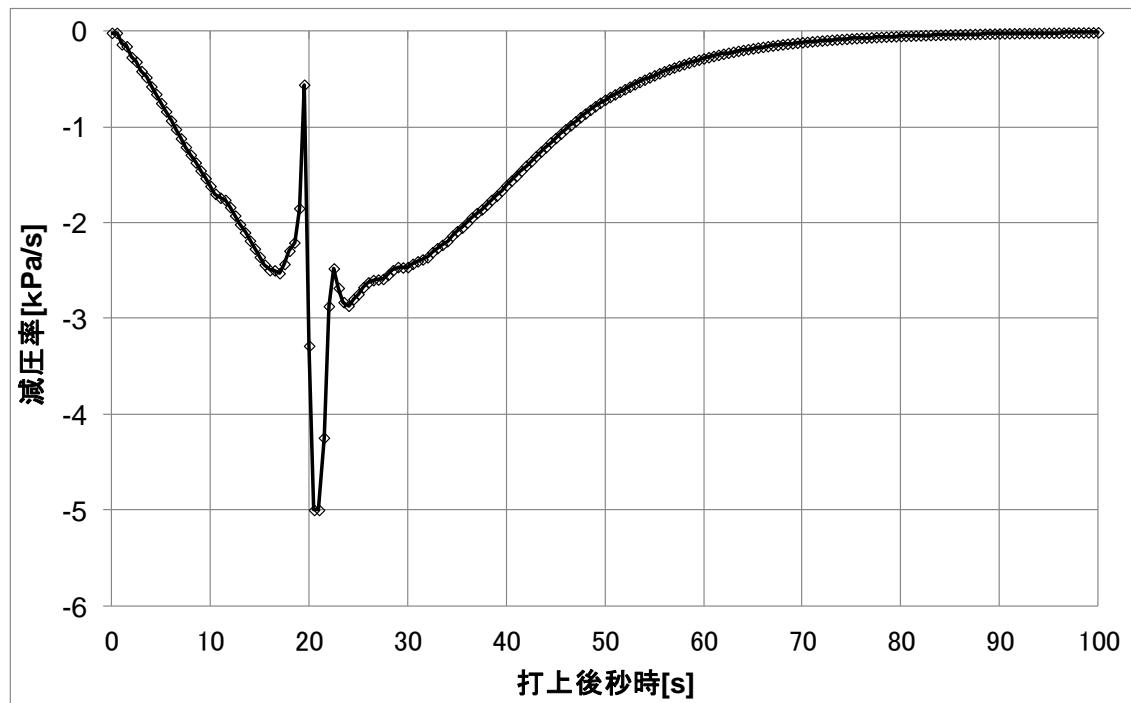


図 4.5.1-8 フェアリング内の減圧率履歴の代表例

## 4.5.2 温湿度環境

### 4.5.2.1 地上における温湿度環境

地上における衛星の温湿度環境については、衛星の特性や打上げ時期を基に、衛星毎にICDに規定する。

地上における空調条件を表 4.5.2-1 に示す。

射点における空調システムのコンフィギュレーションを図 4.5.2-1 に示す。

表 4.5.2-1 標準的な衛星に対する地上における空調条件

場所	M組立室					整備塔			発射台			
	クリーンルーム	組立室	クリーンブース		組立室	頭胴部移動	頭胴部 VOS	整備作業				
作業	衛星単体 整備	衛星移動	頭胴部組立		PAF 結合	各段 結合	フェアリング 結合	通常時	機体内空調供 給時 (衛星・ロケットC/K時等)	ランチャ旋回	打上げ	
			建屋空調 (フェアリング結合後は周辺)									
空調 条件	空調方法	建屋空調	なし (コンテナ収缶等)	建屋空調 (フェアリング結合後は周辺)		機体内空調 (アンビリカル供給)	なし	建屋空調 (フェアリング周辺)	機体内空調 (アンビリカル供給)			
	流体	空気	—	空気		空気	—	空気	空気			
	流量[Sm <sup>3</sup> /min]	N/A		N/A		28		N/A	20~28			
	温度[°C]	21~25		20~25		8~27 *1		15~25	8~27 *1			
	湿度[%]	40~50		40~50		40~50		50~60	40~50	40~50 *2		
	清浄度	Class 10万		Class 10万		Class 5千		Class 10万	Class 5千			

\*1 温度制御精度±2°C

\*2 衛星の要求によって加湿制御無しも対応可能。

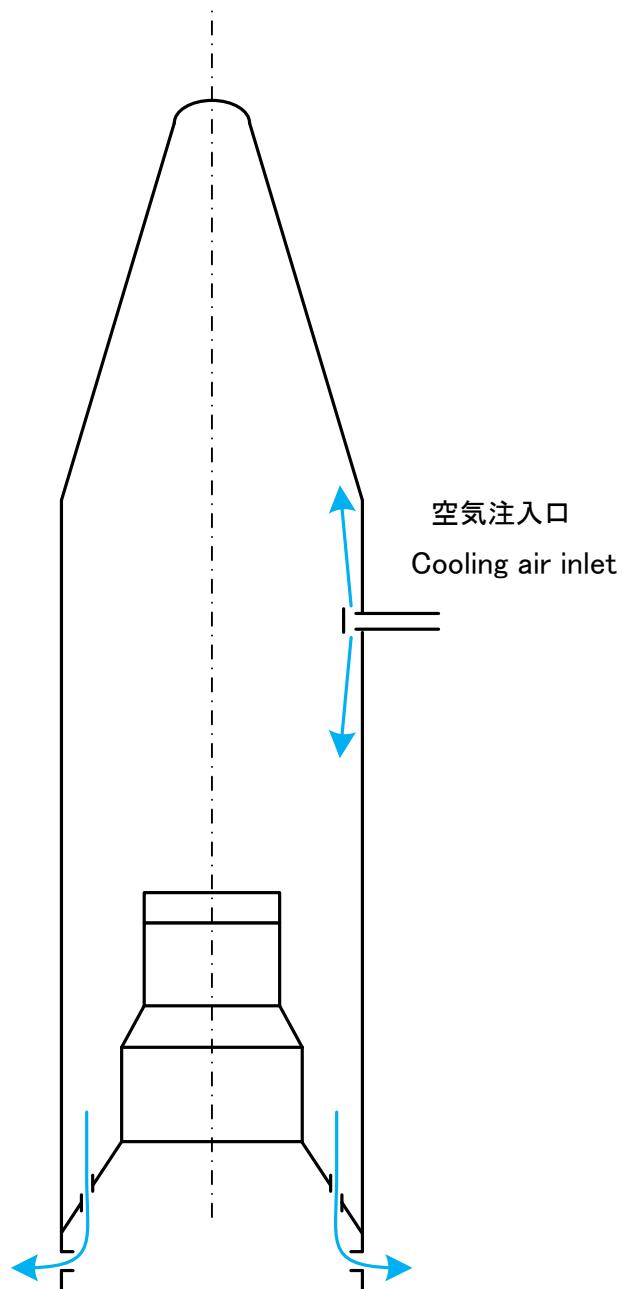


図 4.5.2-1 ロケット全段組立後のフェアリング内空調送風時のコンフィギュレーション

#### 4.5.2.2 飛行中における温度環境

ロケット飛行中の各フェーズにおける温度環境は、表 4.5.2-3 に示す熱環境要因による。

CubeSat は CubeSat 放出装置(E-SSOD)内に収容されるため、これらの加熱は受けない。

表 4.5.2-3 衛星に対する熱環境要因

✓:あり、ー:無し

飛行フェーズ	要因	詳細	シングルロンチ	マルチロンチ		
				小型衛星	超小型衛星	CubeSat
リフトオフ ～フェアリング開頭	フェアリング内面からの輻射加熱	4.5.2.2.1 項	✓	✓	✓	ー
フェアリング開頭 ～衛星分離	自由分子流による加熱	4.5.2.2.2 項(1)	✓	✓	✓	ー
	太陽光照射による加熱	4.5.2.2.2 項(2)	✓	✓	✓	ー
	地球赤外による加熱		✓	✓	✓	ー
	アルベドによる加熱		✓	✓	✓	ー
3段モータ点火 ～衛星分離	3段モータブルームによる輻射加熱	4.5.2.2.2 項(3)	✓	✓	✓	ー
リフトオフ ～衛星分離	Lightband®と の 熱伝導	Lightband®の 温度条件は-24 ~ +56°C である。	ー	ー	✓	ー

#### 4.5.2.2.1 フェアリング内面からの輻射加熱

フェアリング内面からの輻射加熱による熱流束密度は、 $1,000[\text{W}/\text{m}^2]$  未満である。

#### 4.5.2.2.2 フェアリング分離後

##### (1) 空力加熱による熱流束

自由分子流加熱率は、 $1,135 [\text{W}/\text{m}^2]$  未満である。

代表的な SSO ミッションのノミナル軌道におけるロケットの自由分子流加熱率の履歴を図 4.5.2-3 に示す。

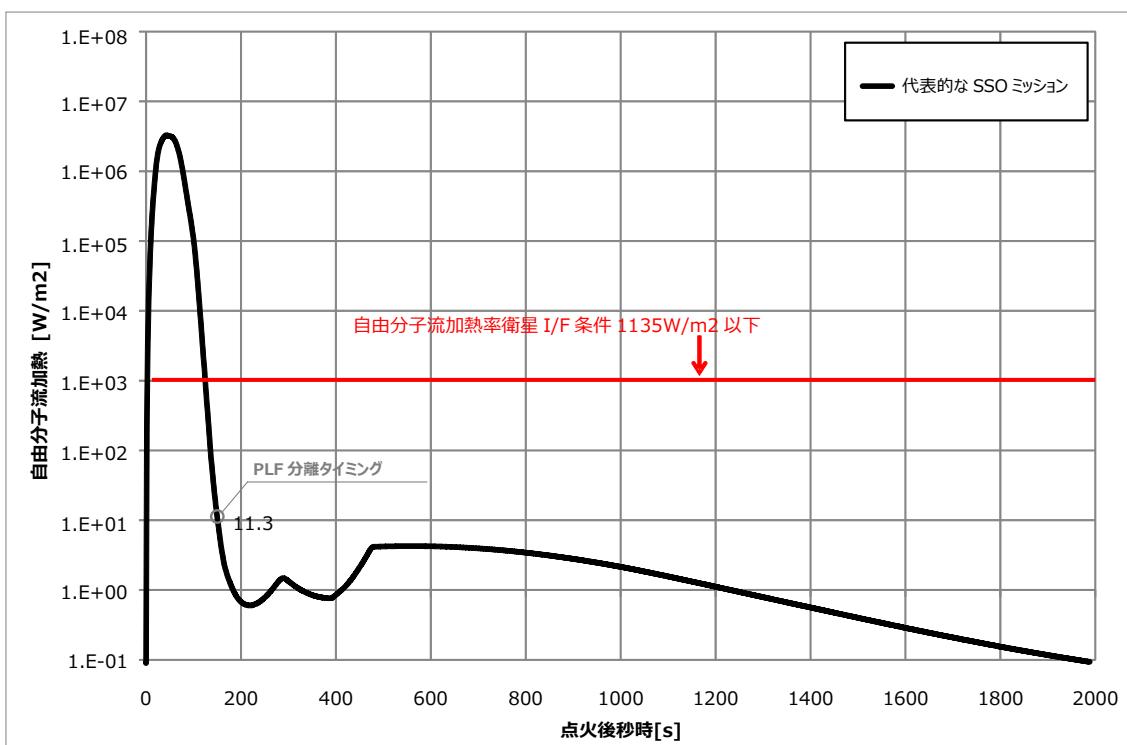


図 4.5.2-3 ロケットの自由分子流加熱率履歴(ノミナル軌道)

##### (2) 太陽光、地球赤外、アルベドによる加熱

太陽光、地球赤外、アルベドによる加熱の解析が必要な場合には、太陽角履歴をミッション解析後提示する。

### (3)モータプルームによる熱流束

第1段、第2段、PBSから発生する熱流束は小さく無視できる。

第3段による衛星外面への加熱条件を、図4.5.2-4に示す。

また、マルチロンチにおける超小型衛星が加熱を受ける領域を、図4.5.2-5に示す。

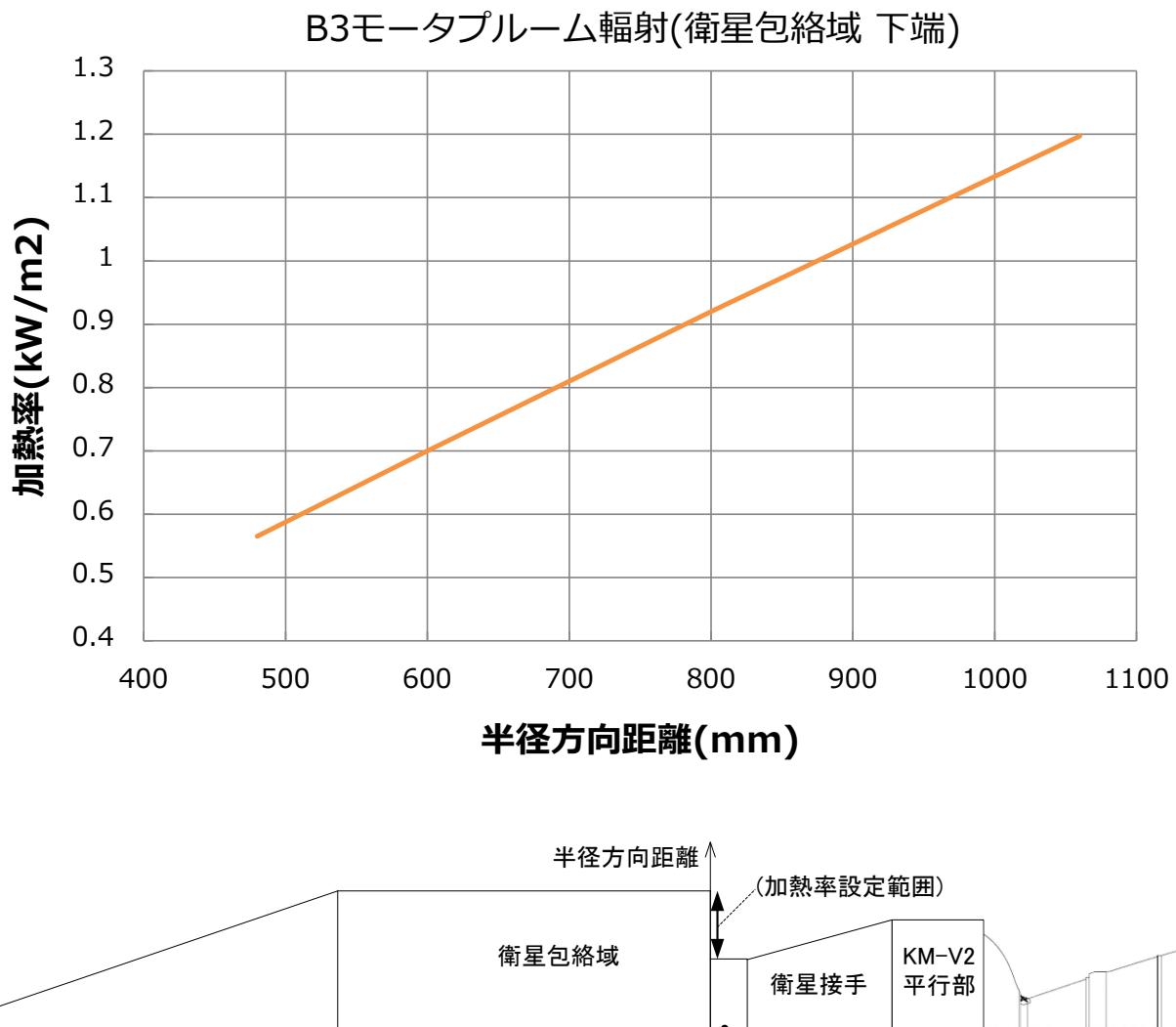


図4.5.2-4 3段モータプルーム輻射加熱率条件

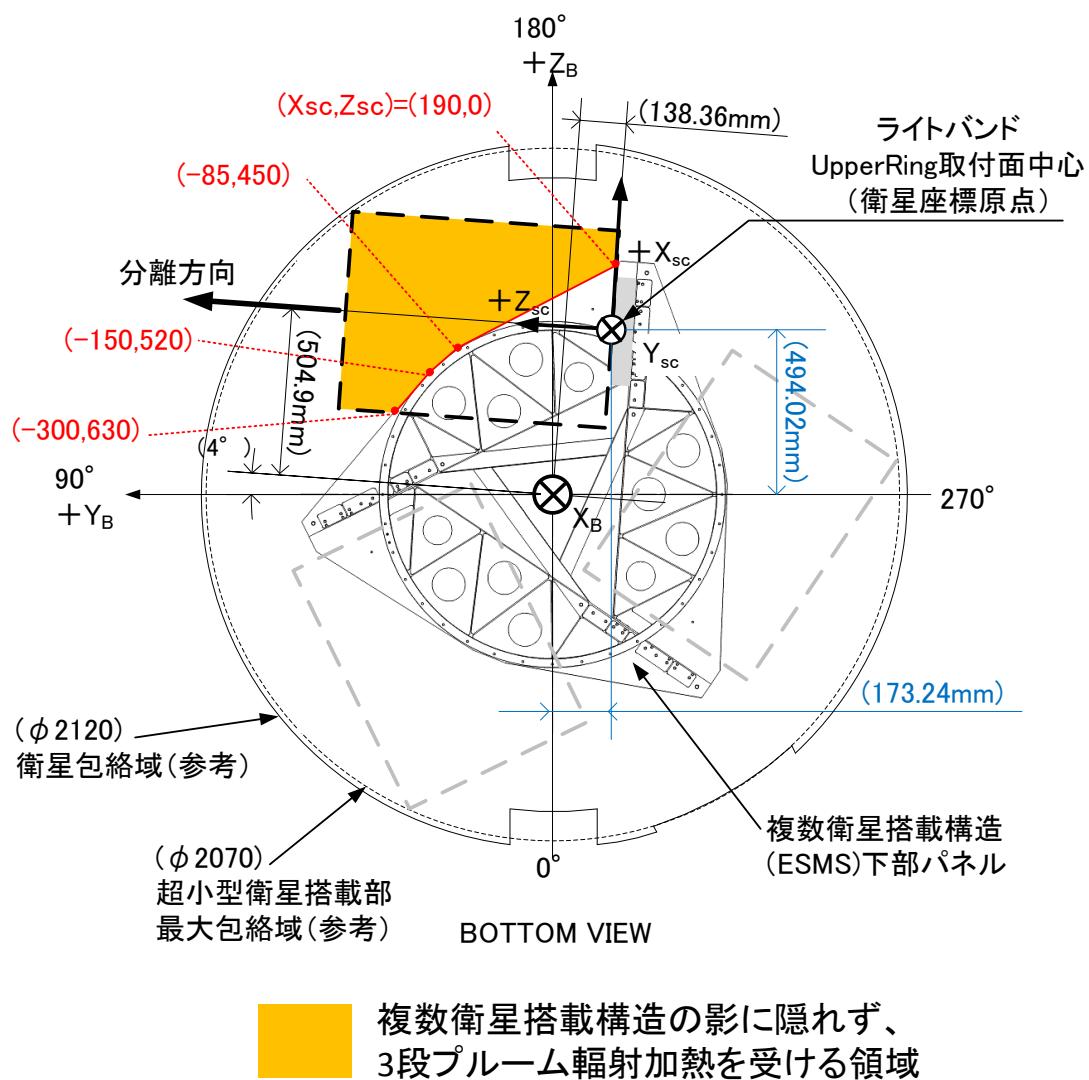


図 4.5.2-5 3段モータプルーム輻射加熱条件

### 4.5.3 清浄度環境

#### 4.5.3.1 清浄度

清浄度環境の条件を表 4.5.3-1 に示す。

表 4.5.3-1 清浄度環境

タスク	場所	清浄度クラス
衛星組立	クリーンルーム	100,000
クリーンブースへの移動	(専用コンテナ内)	-
ロケット上段への組立/ 結合	クリーンブース	100,000
M整備塔への移動	(衛星フェアリング内収缶)	5,000 <sup>*1</sup>
ロケット全段組立～リフトオフ	(衛星フェアリング内収缶)	5,000 <sup>*1</sup>

\*1 衛星フェアリング入口における空調の特性

#### 4.5.3.2 コンタミネーション

衛星表面への有機物の最大汚染量は、以下の数値未満に維持する。

搬入からフェアリングへの衛星の収缶まで: 2 [mg/m<sup>2</sup>·week]

フェアリングへの衛星の収缶から分離まで: 4[mg/m<sup>2</sup>]

3段モータ切り離し後: 個別の ICD で規定する。CubeSat は CubeSat 放出装置 E-SSOD 内に収缶されるため、このコンタミの影響はない。

## 4.6 衛星適合性検証要求事項

### 4.6.1 検証

衛星の構造および搭載機器は、ロケットの地上環境及び飛行環境において予想される最大値に耐え得る能力を有する必要がある。

衛星適合性の検証方法例を、表 4.6-1 に示す。

表 4.6-1 衛星検証方法例

衛星開発アプローチ	準静的加速度	正弦波振動	ランダム振動 <sup>3</sup>	音響振動 <sup>3</sup>	衝撃振動
構造試験モデル	認定試験	認定試験	音響に含まれる	認定試験	衝撃試験と解析
プロトフライトモデル	認定試験 又は 実績による <sup>1</sup>	プロトフライト テスト <sup>2</sup>		プロトフライト テスト <sup>2</sup>	衝撃試験と解析 又は 実績による <sup>1</sup>
フライターモデル	実績による <sup>1</sup>	受入試験		受入試験	実績による <sup>1</sup>

\*1 実績による認定の場合、実際のフライトにおける構造試験モデルに対する妥当性を証明しなくてはならない。

\*2 プロトフライトテストとは、認定試験と受領試験による評価を意味する。

\*3 マルチロンチにおける超小型衛星や CubeSat はランダム試験のみで音響試験は不要である。

#### 4.6.1.1 CubeSat の振動試験用ケース

CubeSat の振動試験は CubeSat 放出装置(E-SSOD)を模擬した振動試験用ケースが使用可能である。詳細は Appendix-C に示す。

#### 4.6.2 安全係数

衛星の認定及び受入試験レベルは、表 4.6.-2 にある安全係数によって決定する。衛星は、これら安全係数に  
関し余裕を見込むものとする。

表 4.6-2 安全係数と時間

衛星試験	認定		プロトフライト		受入	
	安全係数	時間	安全係数	時間	安全係数	時間
準静的加速度	1.25×Limit	—	1.25×Limit	—	1.0×Limit	—
正弦波振動	1.25×Limit	2 倍	1.25×Limit	1 倍	1.0×Limit	1 倍
ランダム振動	音響に含まれる					
音響振動	Limit+3[dB]	120[s]	Limit+3[dB]	30[s]	Limit Level	30[s]
衝撃振動	Limit+3[dB]	2 回	Limit+3[dB]	1 回	Limit Level	1 回

## 5 射場(内之浦宇宙観測所)

### 5.1 概要

#### 5.1.1 はじめに

内之浦宇宙空間観測所(内之浦宇宙センター、USC)は、九州の鹿児島県に位置する(図 5.1.1-1)。

USC は、以下の主要施設から構成されている(図 5.1.1-2)。

- ・長坪エリア(ロケット発射施設)

衛星の打上げ準備からロケットとのインテグレーションまでの作業を行う。以下の設備がある。

- M 組立室
- M 整備塔
- 射点
- M 管制室

- ・宮原エリア

ロケット発射施設から南西約 2.5km に位置し、主に打上げおよび衛星の管制に使用する。以下の施設がある。

- イプシロン管制センター
- イプシロン支援センター



図 5.1.1-1 USC の位置

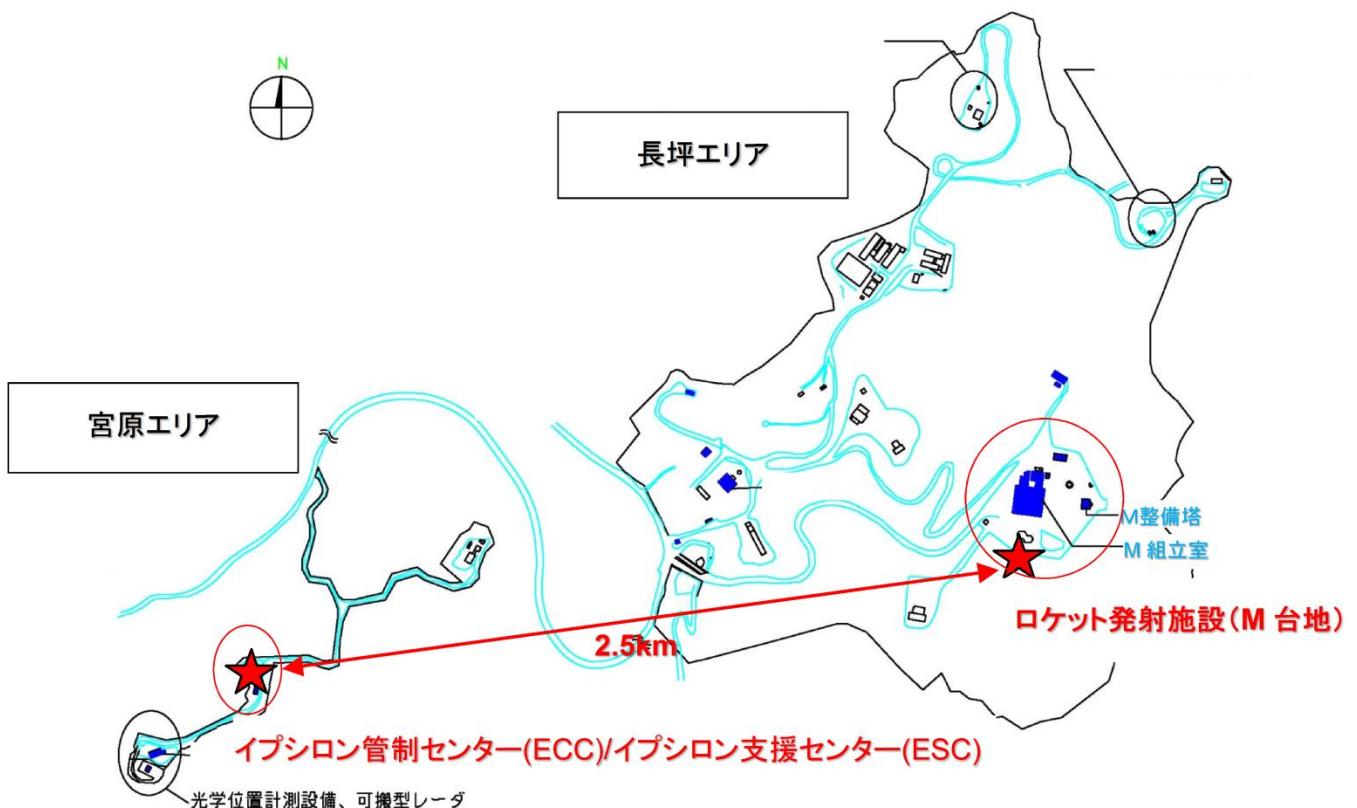


図 5.1.1-2 内之浦宇宙空間観測所(USC)

## 5.1.2 最寄りの空港・港

内之浦宇宙空間観測所(USC)の最寄りの空港・港を以下に示す。

### (1)鹿児島国際空港

鹿児島国際空港は、USC 最寄りの、3000m 長の滑走路を有する国際空港である。当空港と USC とは、荷物の運搬や打上げ作業者の移動に適した約 110km の陸路にて結ばれている。

### (2)志布志港

志布志港は、大隅半島の志布志湾岸に位置する海港である。当港と USC との距離は陸路にておよそ 40km である。当港では、大型船で運ばれた大型あるいは重量のある貨物の積み下ろしが可能である。

### 5.1.3 衛星準備

衛星の準備は主にロケット発射施設(M台地)にて実施する。(図 5.1.3-1)

ここには M 組立室、M 整備塔、射点、M 管制室等がある。

M 組立室には、クリーンルームがあり、ここでは衛星の検査・点検作業を単独で行うことが可能である。また、推進薬充填やタンク加圧、火工品結線等の危険作業を行うクリーンブースがある。

M 管制室は、危険作業を遠隔監視するとともに衛星用電気的地上支援装置を設置することもできる。(ただし打上げ時には作業員は退避が必要となる。)

危険物は、M 組立室の隣にある危険物保管庫に貯蔵する。

推進薬は、M 組立室内のクリーンブースに一時保管し注入前に温度安定を行うことも可能である。

衛星は M 組立室のクリーンブース内でロケットと結合し、フェアリング内に収缶する。その後専用台車で M 整備塔へ運ばれ、射点より打上げを行う。

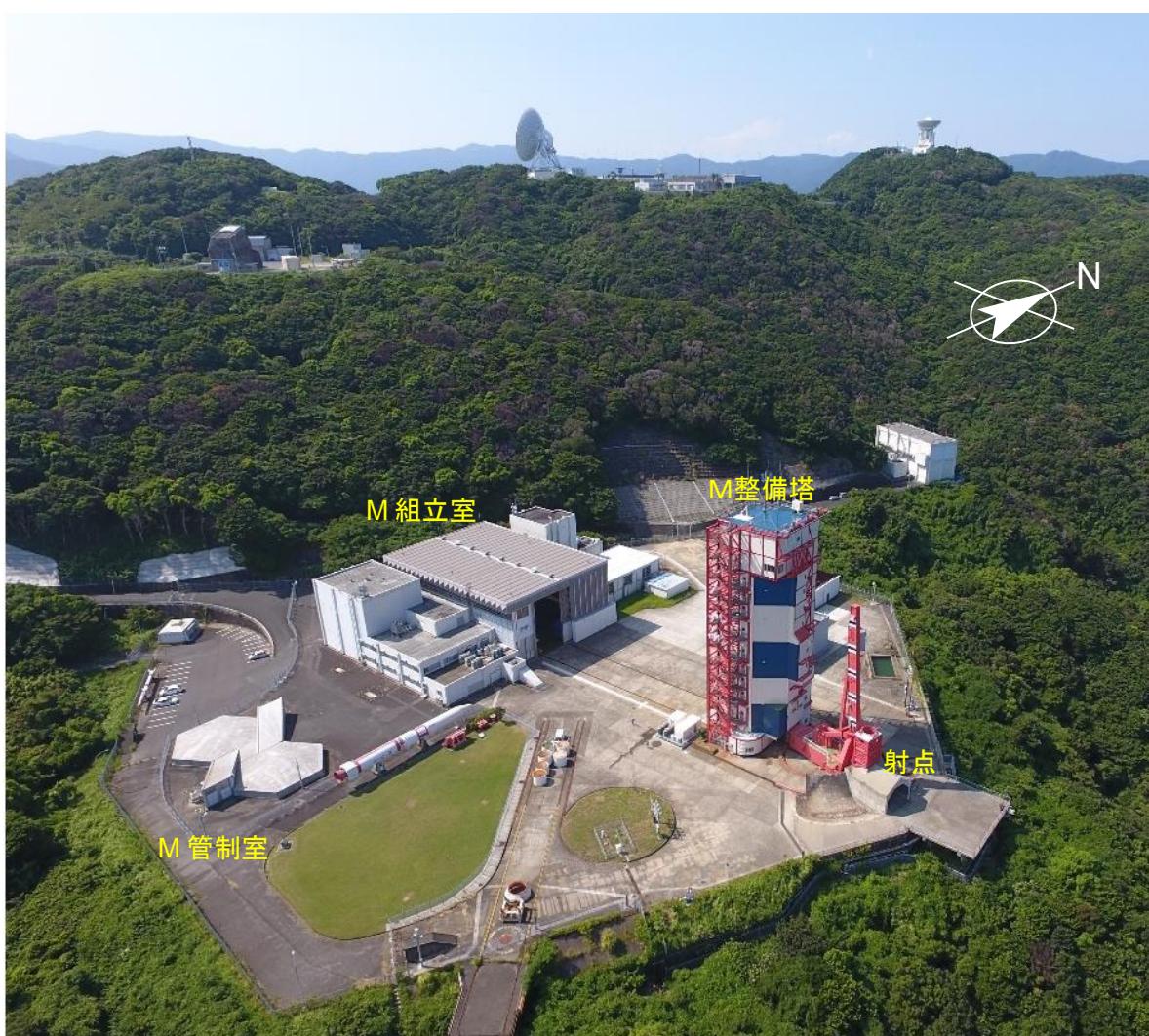


図 5.1.3-1 ロケット発射施設(M台地)

## (1)M組立室

M組立室のレイアウトを図 5.1.3-2 に示す。また M組立室は以下のように構成される。

- 1) ロケットの組立室
- 2) 衛星の危険作業以外の整備をするための専用のクリーンルーム( $179\text{ m}^2$ )
- 3) 衛星の推薦充填や火工品搭載、ロケットとの結合作業に使用するクリーンブース( $108\text{ m}^2$ )
- 4) 衛星作業で利用可能なクリーンルームに隣接するチェックアウトルーム

衛星コンテナ等の積み下ろしには、射場のフォークリフトを使用できる。

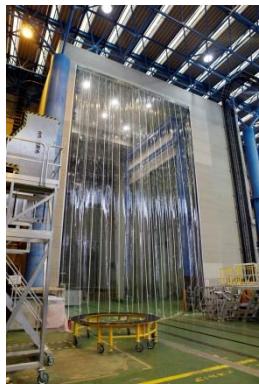
クリーンルームとクリーンブースに関する回線情報について、Appendix-Dに示す。

ロケットと衛星との結合作業はM組立室のクリーンブースにて行う。推進薬の充填後、衛星は衛星分離部(PAF)と結合する。PAFと結合した衛星は、第3段モジュールに結合され、最終的にフェアリング内に収缶される。

フェアリング内に収缶された衛星は、M整備塔に運ばれ、2段以降の機体と統合される。



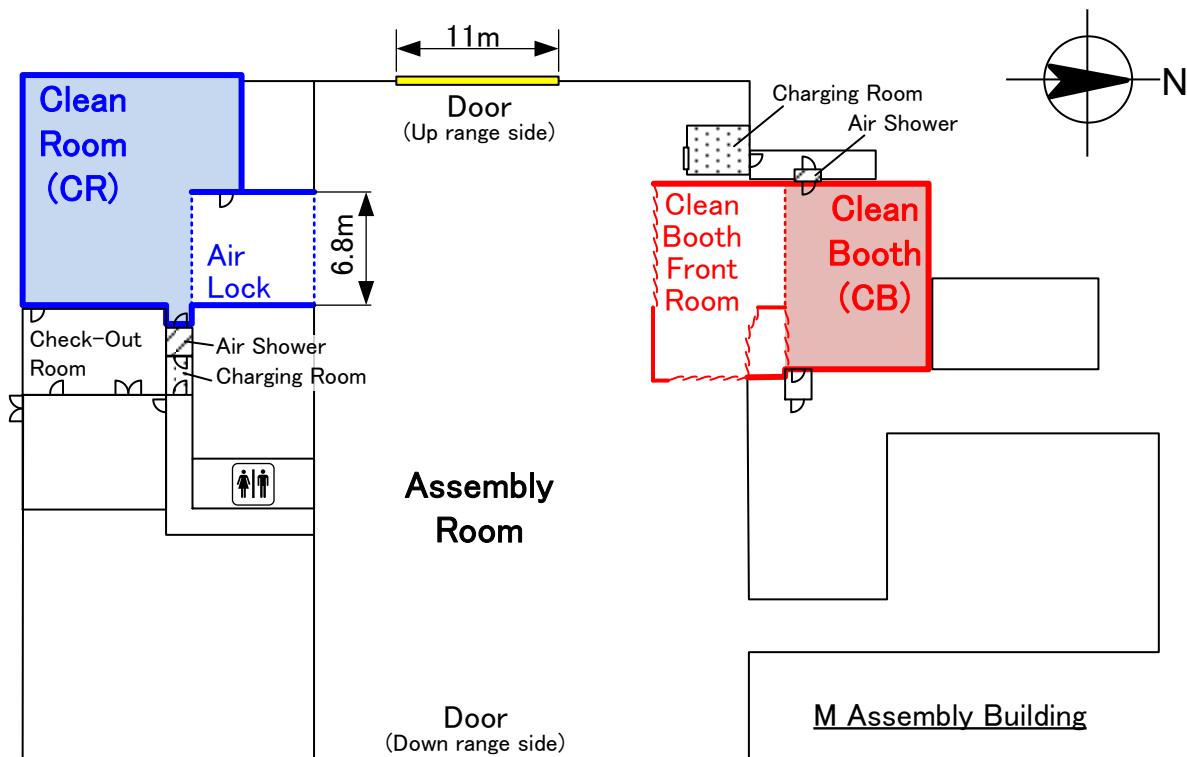
CR 内



CB 前室



CB 内



M Assembly Tower  
& Launch Pad



図 5.1.3-2 M 組立室レイアウト

## (2)M 整備塔

M 整備塔は、イプシロンロケットの全段整備と打上げ準備に使用する(図 5.1.3-3)。M 整備塔に設置されている可動型天井クレーンを使用し、各段機体やフェアリング内に収缶された衛星を持ち上げて組立てていく。その後、アンビリカルハーネス結合、電気系点検、打上げ準備を行う(図 5.1.3-4)。フェアリング内の環境制御は、M 整備塔空調により確保する。整備塔の 8 階と 9 階は衛星アクセスフロアで、フェアリングアクセスドアから衛星にアクセスできる。

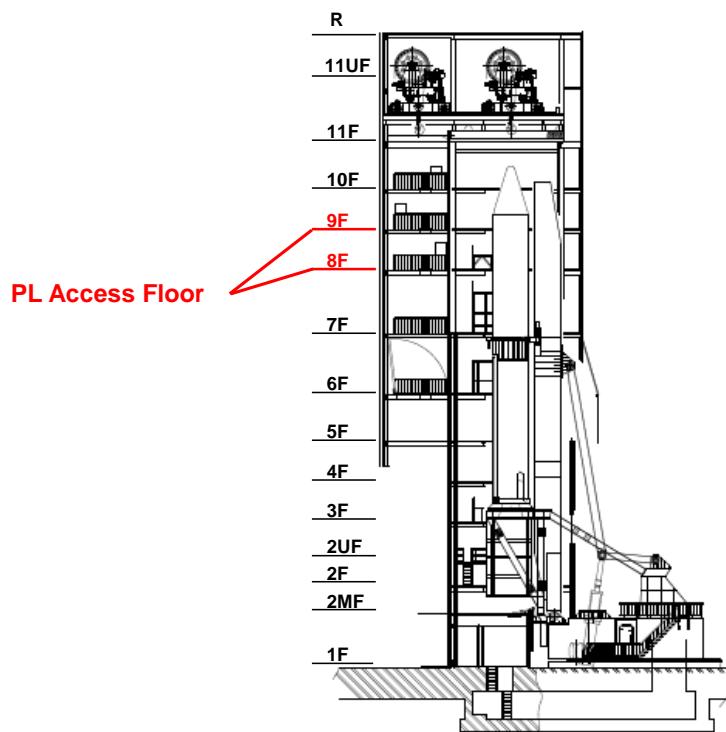


図 5.1.3-3 M 整備塔の概要

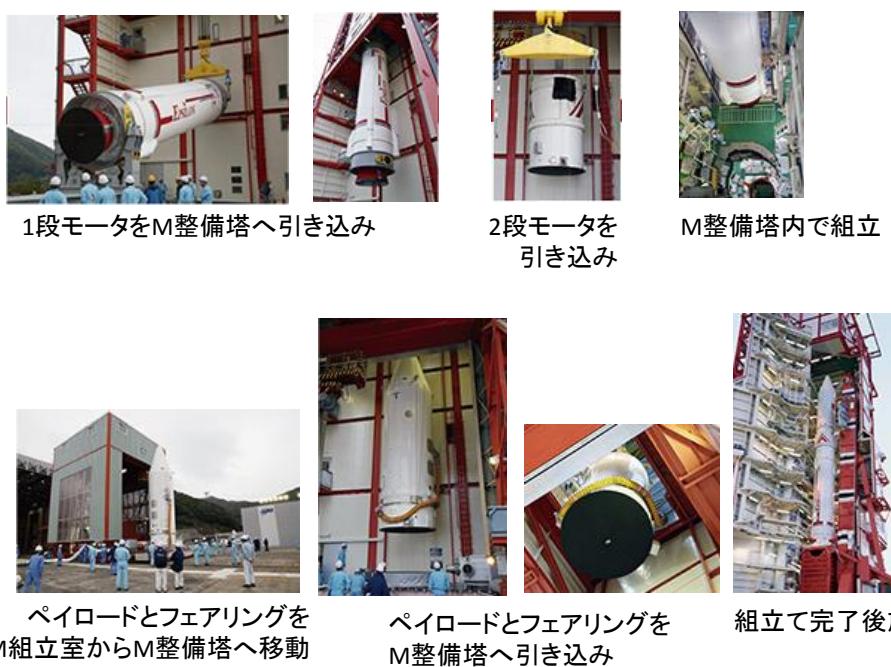


図 5.1.3-4 M 整備塔での組み立て作業

### (3) 射点

打上げ日当日、衛星を搭載しランチャ(発射台)上に設置されたイプシロンロケットは、M 整備塔の扉を開いた後、ランチャを旋回させ射点へ移動する(図 5.1.3-5)。そして、打上げを実施する。

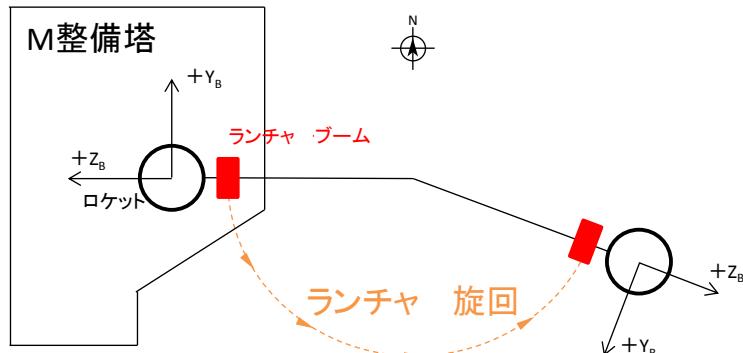


図 5.1.3-5 ランチャ旋回と射点上のイプシロンロケット

### (4) M 管制室

衛星の射場整備時の管制のために、後述の衛星管制室とは別に、M 組立塔および M 整備塔に近い位置にある M 管制室を利用することができます。詳細は調整のこと。

### 5.1.4 打上げ作業施設

遠隔操作による打上げ準備中、顧客は、宮原エリアにあるイプシロン管制センター/イプシロン支援センターを利用する。

#### (1)イプシロン管制センター

イプシロン管制センターは、打上げ準備の管理・調整に使用する管理室である。主に、衛星管制室と発射管制室がある。衛星管制室は、顧客が専有し、以下の衛星遠隔操作を行う。イプシロン管制センターの外観を図 5.1.4-1 に、ロケット管制室の様子を図 5.1.4-2 に示す。

- ・衛星チェックアウト
- ・バッテリー充電
- ・打上げカウントダウン
- ・ロケットの追尾



図 5.1.4-1 イプシロン管制センター



図 5.1.4-2 ロケット管制室

## (2)イプシロン支援センター

イプシロン支援センターは、ロケット側及び顧客等の執務室として使用する。イプシロン管制センターとイプシロン支援センターの 2 階部分には屋根付き通路が渡され両センター間を移動できる。イプシロン支援センターには、顧客用に顧客用執務室が 4 室(A~D)用意されており、A 室と B 室、C 室と D 室は仕切りを取り外して使用できる。イプシロン支援センターの外観を図 5.1.4-3 に示す。



図 5.1.4-3 イプシロン支援センター

## 5.2 施設の一般的特徴

### 5.2.1 天候

USC の一般的な天候を以下に記す。

- ・周囲温度 :  $-5[^\circ\text{C}] \leq T \leq 35[^\circ\text{C}]$
- ・相対湿度 :  $30[\%] \leq r \leq 100[\%]$

### 5.2.2 電力供給

USC では、日本標準の電圧(100[V]/200[V] - 60[Hz])を提供可能である。その他の仕様による電力が必要な場合、詳細を打上げ組織のプログラムディレクタに連絡のこと。

UPS(無停電電源装置)の提供も可能である(オプション)。その他必要な場合はプログラムディレクタに連絡のこと。

## 5.2.3 通信とネットワーク

### 5.2.3.1 運用データネットワーク

準備・打上げ作業中、衛星の電気的地上支援装置と衛星との間のデータリンクを提供する。最終カウントダウンでは、イプシロン管制センターで、データを受信できる。

衛星の電気的地上支援装置と衛星間のテレメトリ/テレメトリコマンドの直接送信方式を以下に示す。

- ・S-バンドによる RF 信号
- ・有線リンク: 通信速度はプロトコルによる(RS-422 の場合 64kbps まで)

衛星管制室と衛星控室間には専用回線を準備している。

他にデータネットワークが必要な場合、プログラムディレクタに連絡すること。

### 5.2.3.2 射場運用専用音声通話システム(OIS)

USC 内の各管制室間と USC 外の通信には、射場運用専用の音声通話システムを利用可能である。顧客用に、専用チャンネル 1 つを確保する。

### 5.2.3.3 外線電話

射場の外線電話(PHS)を使用可能である。

### 5.2.3.4 インターネット

インターネットは、イプシロン支援センターの顧客用執務室にて物理的なポートを用意している。

### 5.2.3.5 標準時刻

標準時刻の提供が可能である(オプション)。詳細はプログラムディレクタに連絡のこと。

### 5.2.4 輸送及びハンドリング

衛星は以下の方法で移動する。

- ・クリーンルーム・クリーンブース間は、衛星専用コンテナ
- ・M組立室と整備塔間は、フェアリング内に収缶

衛星専用コンテナは、内部はクリーンルームと同じ環境に維持されている。顧客が利用可能な専用コンテナを、図 5.2.4-1 に示す。

施設内の衛星と支援装置の移動には、クレーンを利用する。衛星のハンドリング装置は、顧客が準備するものとする。衛星のハンドリングに利用するクレーンの性能を、表 5.2.4-1 に示す。

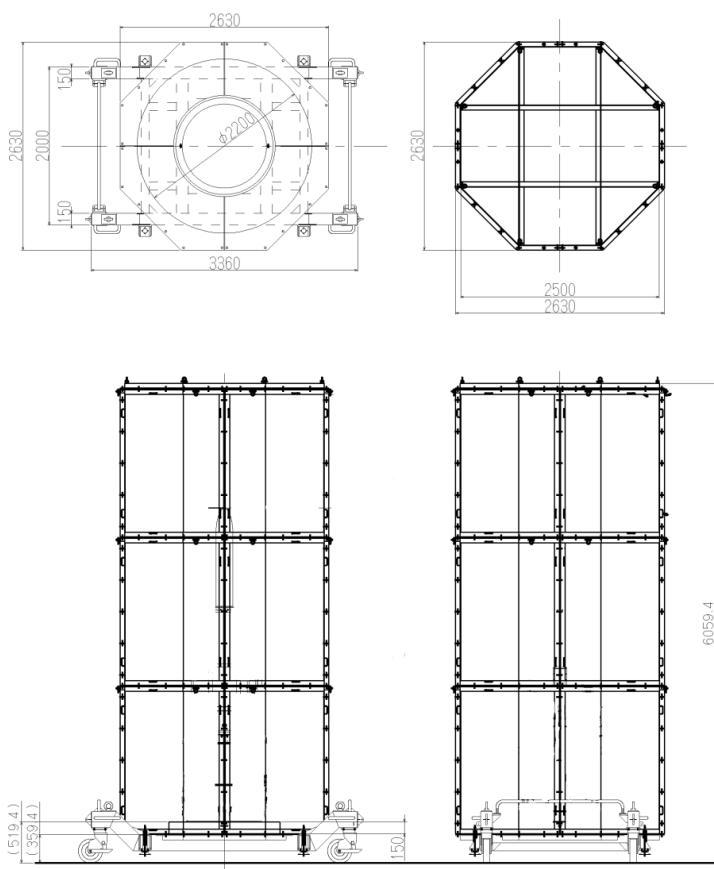


図 5.2.4-1 クリーンルームとクリーンブース間移動の衛星専用コンテナ

表 5.2.4-1 衛星のハンドリングに利用するクレーン性能

施設	部屋	許容荷重	数
	クリーンルーム	5 [ton]	1
M組立室	クリーンブース	2.5 [ton]	2
	組立室	50 [ton]	1

## 5.2.5 液体及び気体

以下は、オプションとして顧客の要望で提供可能である。

1. 工具用圧縮空気
2. 窒素ガス(GN2)
3. ヘリウムガス(GHe)
4. 液体窒素(LN2)
5. エチルアルコール
6. イソプロピルアルコール(IPA)
7. 純水

クリーンブースと整備塔における危険作業には、呼吸用圧縮空気及び蒸留水が利用可能である。

## 5.3 運用方針

### 5.3.1 射場セキュリティ

JAXA は、国内法令に準拠したセキュリティ対策を講じる。

本セキュリティ対策には、以下が含まれる。

- ・打上げ運用中は、USC への入構制限、長坪エリア及び宮原エリアの進入路での警備部門による警戒。
- ・衛星へのアクセス管理：衛星準備に使用する施設については、専用の電子カードリーダシステムによるアクセスとし、許可された者に制限する。
- ・全執務室、M 組立室のクリーンルームやクリーンブースなどのインテグレーションエリアの施錠。

### 5.3.2 安全に関する運用

顧客は、以下に記すデータを打上げ組織に提出する必要がある。

- ・推進薬の種類及び質量
- ・火工品の種類及び質量
- ・高圧ガスの種類及び圧力、容積

USC では、消火設備や救急箱の設置等基本的な安全対策が講じられている。

打上げ運用前に、作業者は、JAXA が提供する安全教育を受講する必要がある。

打上げ運用中は、JAXA 射場安全班が定められた危険作業に対して監督を行う。潜在的危険を伴う作業は、射場安全班による作業手順書の承認が必要である。

## 6 ミッションマネジメント

### 6.1 ミッションマネジメント概要

ミッションマネジメントは、契約期間を通して打上げ完遂のため、打上げ組織が遂行する。このミッションマネジメントは、以下に記す業務を含む。

- ・ミッションインテグレーション
- ・システムエンジニアリング支援
- ・射場整備
- ・安全監理

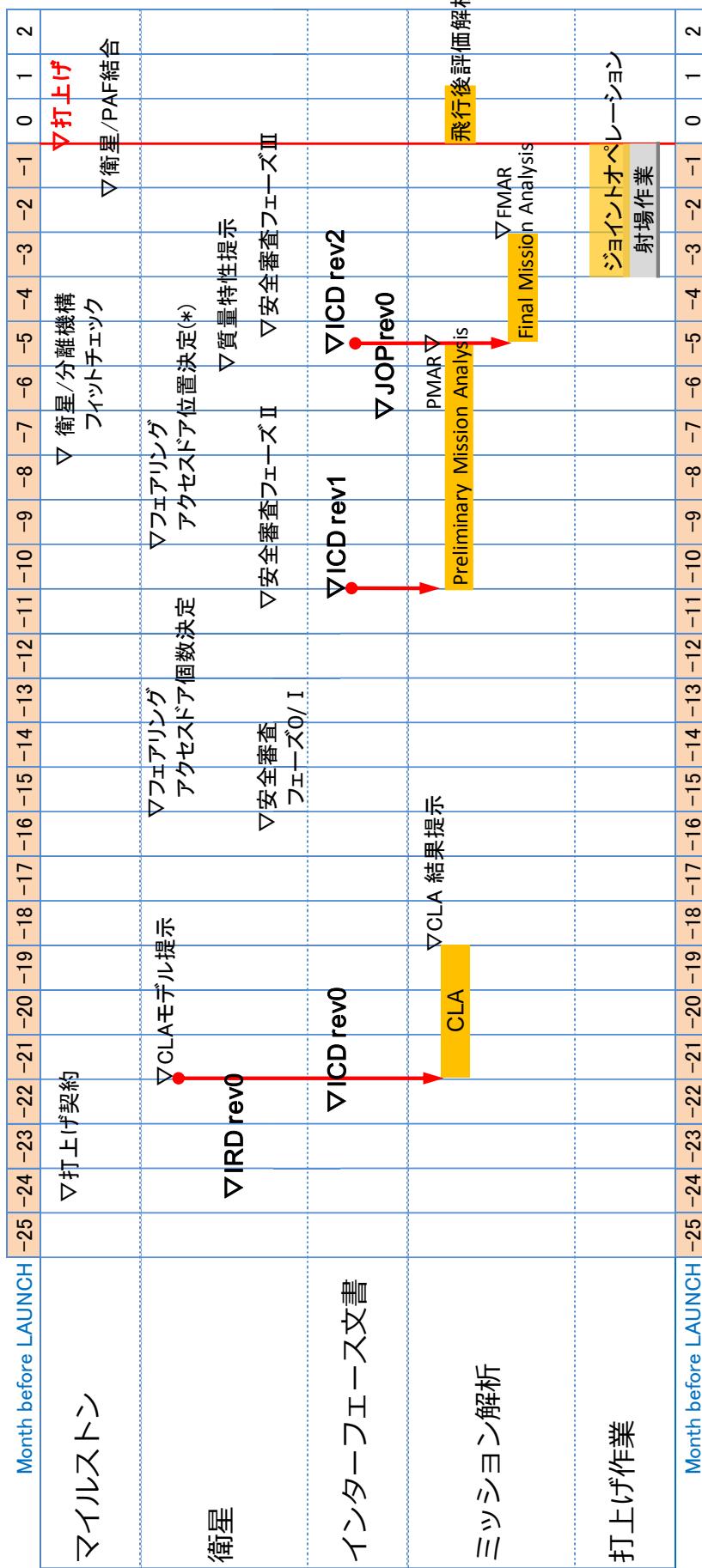
打上げ組織と顧客間の契約上の責務は、打上げ契約の作業指示書(SoW)及び技術仕様書(ICD、JOP(6.3.1 項))において規定する。

その責務を基本として、打上げ組織の代表であるプログラムディレクタが 1 名、顧客との連絡先として任命され、プログラム全体を通して契約上・技術上の調整に責任を負う。

各業務の詳細は、次の項以降で説明する。

全体的ミッションマネジメントは、連絡先の設定から始まり、打上げ評価報告書(6.3.5 項)の提出で終了する。顧客が合意した SoW 及び ICD、JOP を基にスケジュールの調整を行う。

代表的な打ち上げまでのミッションマネジメント日程を図 6.1-1 に示す。



(\*)ドアの個数はベース形態(□600mm×1個、φ 180mm×2個、電波透過窓×1個)の場合。

図 6.1-1(1/2) 代表的な打上げまでのミッションマネジメントスケジュール(シングルロンチ)

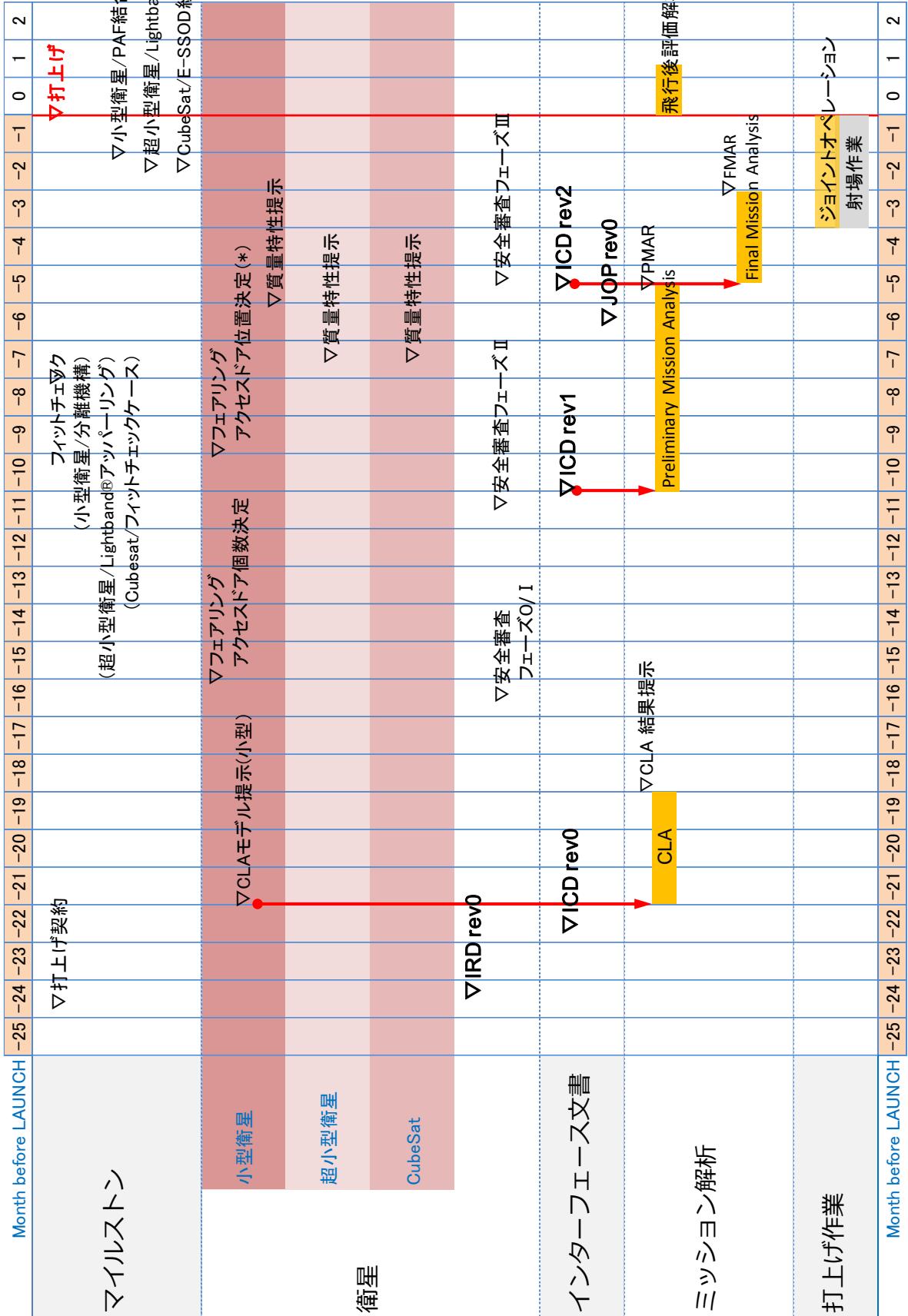


図 6.1-1(2/2) 代表的な打上げまでのミッションマネジメントスケジュール(マルチローンチ)

## 6.2 ミッションインテグレーション

ミッションインテグレーションは、キックオフミーティングで始まり、顧客と打上げ組織との継続的な調整により ICD 等を更新することで顧客のミッションをイプシロンロケットに適合する。

顧客は、キックオフミーティングの開催に当たって、ISO の標準を基に IRD を提示する等、必要な情報の提供を行う。

打上げ組織は顧客の要求や、情報をもとに、ICD 案を作成する。日程の代表例は 6.1 項を参照。

## 6.3 システムエンジニアリング支援

### 6.3.1 インタフェースマネジメント

衛星とロケット間のインターフェースは以下の 2 文書で管理し、必要に応じ追加する。

文書制定の時期については 6.1 項を参照。

文書名	内容
インターフェース管理文書(ICD)	技術的な衛星とロケットのインターフェースを管理する 本書に基づきミッション解析を実施する (例) Rev0 契約当初 Rev1 予備ミッション解析前 Rev2 最終ミッション解析前
ジョイントオペレーション計画書(JOP)	射場での顧客と打上げ組織の共同作業の計画書

### 6.3.2 ミッションモディフィケーション

顧客と打上げ組織とのインターフェース調整の中で設定あるいは変更できる可能性のある項目(ミッションモディフィケーション項目)を、表 6.3-1 に示す。

表 6.3-1 ミッションモディフィケーション項目

モディフィケーション項目	衛星	調整できる内容
衛星用フェアリングドア	衛星(シングルロンチ) 小型衛星(マルチロンチ)	衛星用のアクセスドアと電波透過窓の位置と数
	超小型衛星(マルチロンチ)	無し (ただし、同乗する他の衛星との調整により、設置できる可能性がある)
	CubeSat	無し
衛星分離部とのインターフェース	衛星(シングルロンチ) 小型衛星(マルチロンチ)	分離スイッチ、分離スプリング、分離コネクタの位相を変更できる可能性がある
	超小型衛星(マルチロンチ)	分離スイッチ、分離コネクタの位相を変更できる可能性がある
	CubeSat	無し
衛星クロッキング	衛星(シングルロンチ) 小型衛星(マルチロンチ) 超小型衛星(マルチロンチ)	包絡域の範囲内であれば、衛星搭載時の $X_{sc}$ 、 $Y_{sc}$ の位相を衛星分離部の標準の位相から回転させることができ
	CubeSat	4 項に示すインターフェースを逸脱せず、予備ミッション解析の実施前であれば、衛星を $Z_{sc}$ 軸周りに回転させて搭載することが可能
衛星包絡域の調整	衛星(シングルロンチ) 小型衛星(マルチロンチ) 超小型衛星(マルチロンチ)	衛星分離部及びフェアリングが干渉しない範囲で衛星包絡域を調整できる可能性がある
	CubeSat	無し

### 6.3.3 ミッション解析

ミッションの目的を達成すること、及び、衛星とロケットとの適合性を確認するため、ミッション解析を実施する。ミッション解析は、通常以下の二つのフェーズで構成される。

- (1)予備ミッション解析(PMA: Preliminary Mission Analysis)
- (2)最終ミッション解析(FMA:Final Mission Analysis)

代表的なミッション解析項目を表 6.3-2 に示す。解析内容の追加・省略は、ミッションの内容に従い顧客と調整したうえで決定する。

表 6.3-2 代表的ミッション解析例

✓ : あり、- : 無し

解析項目	予備ミッション解析	最終ミッション解析
軌道解析	✓	✓
分離解析	✓	✓
衝突回避解析	✓	✓
コンタミ解析	✓	-
熱解析	✓	-
柔結合解析	✓	-

### 6.3.4 衛星とロケットの適合性検証

衛星とロケットの機械的・電気的インターフェースの適合性の検証及び環境条件の確認のため、オプションとして表 6.3-3 に示す項目の確認が実施可能である。

表 6.3-3 適合性検証のための試験項目(オプション)

項目	衛星	代表的な試験内容
フィットチェック	衛星(シングルロンチ)	実機の衛星分離部とのフィットチェックが可能。 ・衛星分離部、分離スイッチ、分離コネクタ、分離スプリングとの機械的インターフェースの検証
	小型衛星(マルチロンチ)	・分離コネクタ、分離スイッチの電気的インターフェースの検証 ・分離コネクタの引抜力の計測 ・ボンディング計測
	超小型衛星(マルチロンチ)	実機(もしくは相当品)の Lightband®のアッパーリングとの結合チェック、もしくは衛星分離部全体とのフィットチェックが可能。
	CubeSat(マルチロンチ)	フィットチェックケースを用いて、顧客側で衛星寸法を確認する。フィットチェックケースの概要は Appendix-C を参照。
分離試験	衛星(シングルロンチ)	顧客側が衛星分離部を用いた分離衝撃試験の必要がある場合には、打上げ組織はそれをオプションとして提供できる可能性がある。詳細はプログラムディレクタに相談のこと。
	小型衛星(マルチロンチ)	
アンビリカルハーネス及び分離コネクタの End to End 電気的確認試験	衛星(シングルロンチ)	射場準備の中でアンビリカルハーネス及び分離コネクタの End to End 電気的確認試験を実施する。
	小型衛星(マルチロンチ)	
電磁的適合試験	全て	個別に調整する。必要な場合は、プログラムディレクタに連絡のこと。
RF リンク試験	全て	個別に調整する。必要な場合は、プログラムディレクタに連絡のこと。
アクセス性確認試験	全て	個別に調整する。必要な場合は、プログラムディレクタに連絡のこと。

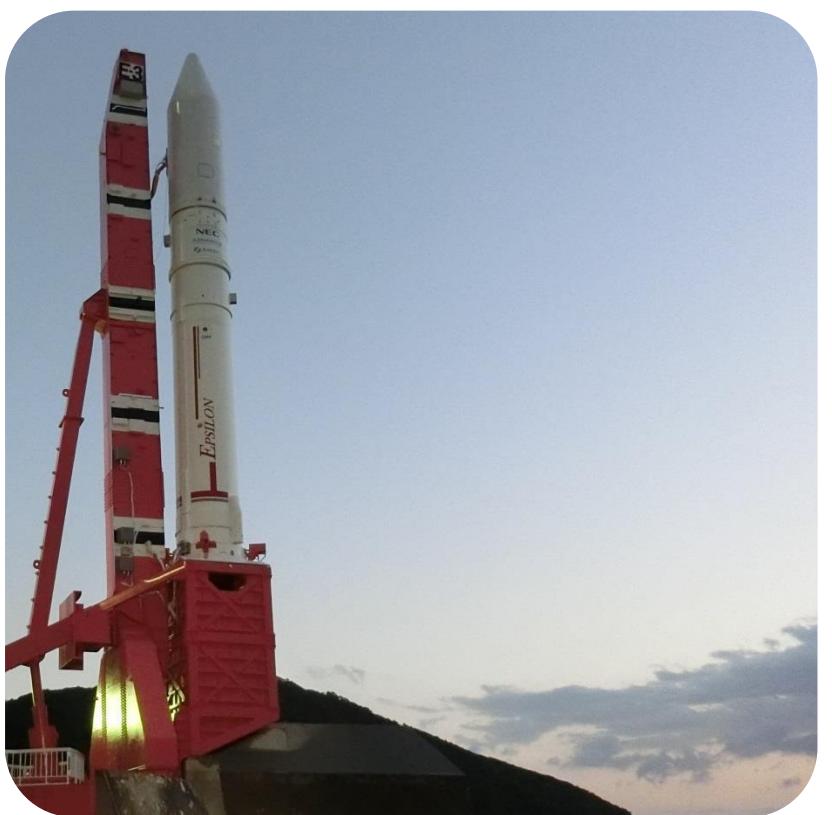
### 6.3.5 飛行後解析

衛星分離後軌道パラメータ及び姿勢データに関する暫定データを、衛星分離後 15 分で顧客に提出する。フライデータを用いたミッション評価データは、打上げ後 1 カ月で打上げ評価報告書として顧客に報告する。

## 6.4 射場準備

### 6.4.1 射場準備の組織

プログラムディレクタは、射場作業やロケット運用に関して連絡調整を担当する。(1.5 項に準ずる)



#### 6.4.2 衛星作業計画

USCでの衛星打上げ作業は、主に以下の3フェーズに分かれる。

- ・フェーズ1：衛星の準備と機能試験

- 衛星単独での準備

- ・フェーズ2：危険作業

- 衛星タンクの推薬充填及び加圧等危険作業

- ・フェーズ3：衛星とロケットの結合作業

- 電気/電波性能確認試験及び打上げリハーサル等衛星とロケットが共同で行う作業

代表的な衛星の打上げ作業とスケジュールを、図6.4-1に示す。

実際のスケジュールは顧客と調整し、合意した上で設定する。

		Work Day																		
Phase	作業場所	作業																		
—		打上げ後作業																		
		~ -14 -13 -12 -11 -10 -9 -8 -7 -6 -5 -4 -3 -2 -1 0 +1																		
3 衛星と ロケットの 結合作業	M整備塔/ 射点 & ECC	7)-4 カウントダウン																	打上げ	
		7)-3 ロケットチェックアウト & 衛星準備*1																	番査会	
		7)-2 ロケット組立・叢装																		
		7)-1 M整備塔への移動、結合(衛星、フェアリング)																		
		7)-0 M整備塔への移動、結合(ロケット下段)																		
		6) フェアリング結合																		
		5) ロケット上段との結合*2																		
2 危険作業	CB	4) 衛星PAF結合																		
		3) 衛星推進薬の充填(オプション)*2																	期間は顧客の要求応じて協議する	
		2) CBへの移動																		
1 衛星の 準備と 機能試験	CR & ECC	2)-1 CBへの移動準備																		
		1)-2 衛星機能試験 (衛星側が必要な場合)																	期間は顧客の要求と射場作業内容による	
		1)-1 衛星準備 (衛星側が必要な場合)																		

\*1: フェアリングアクトヒスドアからの衛星作業及び衛星チェックアウトも実施可能。また、ランチャーライフ回を実施しての実通試験も実施可能。期間は本日数に加えて対応する。  
詳細は顧客の要求に応じて協議する。

\*2: (オプション)衛星チェックアウトも実施可能

図 6.4-1 代表的衛星打上げ作業の流れ

### 6.4.2.1 フェーズ 1. 衛星の準備と機能試験

#### 1)衛星の準備と機能試験

##### 1)-1 衛星準備

- ・搬入された衛星コンテナを、アップレンジ側ドアからエアロックを経由しクリーンルームに移動する。(図 6.4-2 参照)
- ・衛星コンテナの梱包を解きクリーンルームに設置する。
- ・電気的地上支援装置(EGSE)をチェックアウトルーム又は M 管制室に設置する。

##### 1)-2 衛星機能試験

- ・クリーンルームでは、以下の作業を行う。
  - 衛星の目視検査
  - 衛星のチェックアウト
- ・クリーンルームの温度と湿度は、連続監視・記録を行う。
- ・以下がオプションとして実施可能である。
  - クリーンルーム内有機堆積物の連続計測
  - クリーンルーム内パーティクル数の連続監視

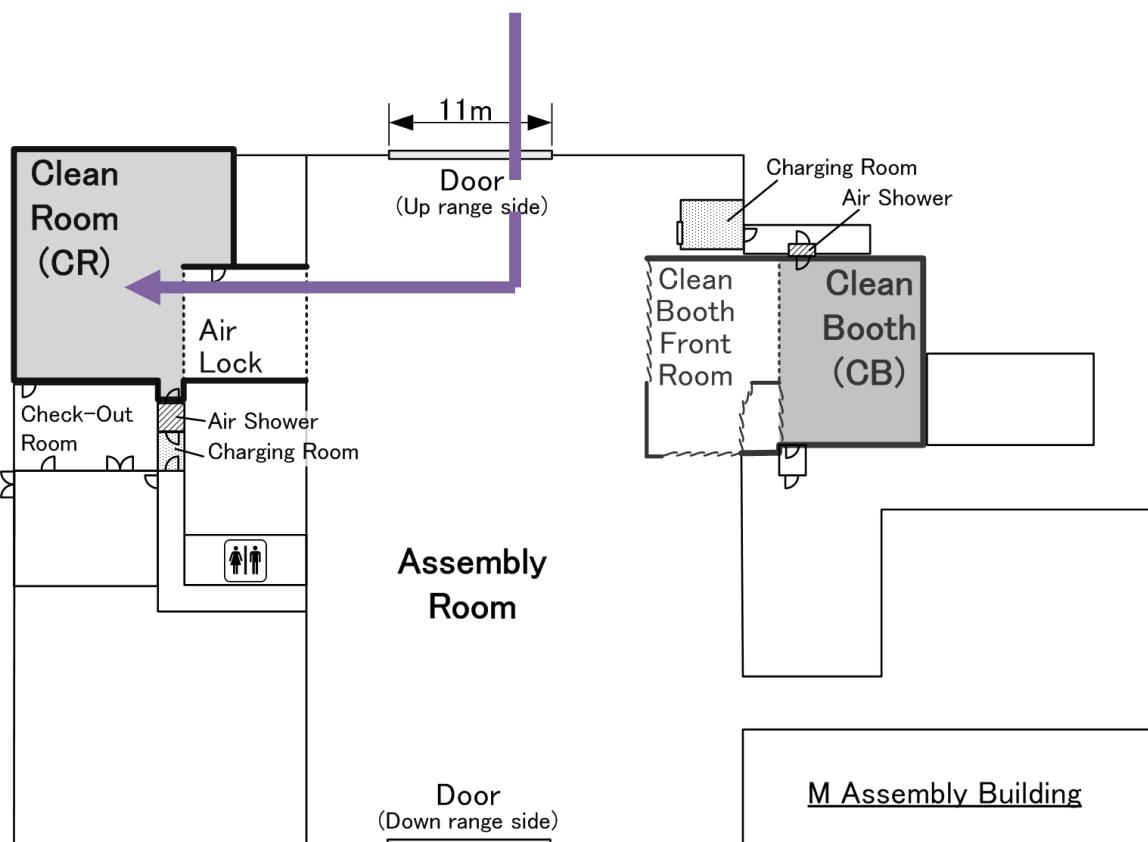


図 6.4-2 クリーンルームへの移動ルート

#### 6.4.2.2 フェーズ 2. 危険作業

##### 2)-1 クリーンブースへの移動準備

クリーンルームからクリーンブースへ衛星を移動する準備座標を図 6.4-3 に示す。

- ・衛星専用コンテナの台車へ搭載（衛星作業）
- ・専用コンテナカバーの取付け（ロケット作業）

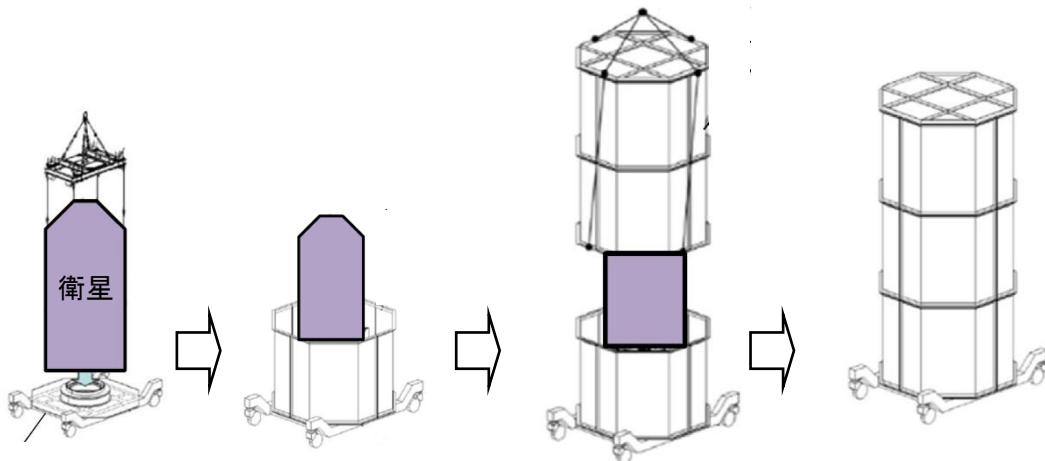


図 6.4-3 クリーンブースへの移動準備

## 2)-2 クリーンブースへ移動

- ・専用コンテナカバーを固定
- ・衛星をクリーンルームからクリーンブースへ移動(図 6.4-4)
- ・専用コンテナカバーを取り除く
- ・専用コンテナ台車を顧客が用意した台車と交換
- ・クリーンブースでは、以下の装置が利用可能である。
  - スクラバ
  - SCAPE スーツ(空気供給機能付き保護具)、呼吸用空気供給装置
  - 有毒ガス検知器
- ・クリーンブース内の温度と湿度は、記録可能である。またパーティクル数の連続監視が可能。

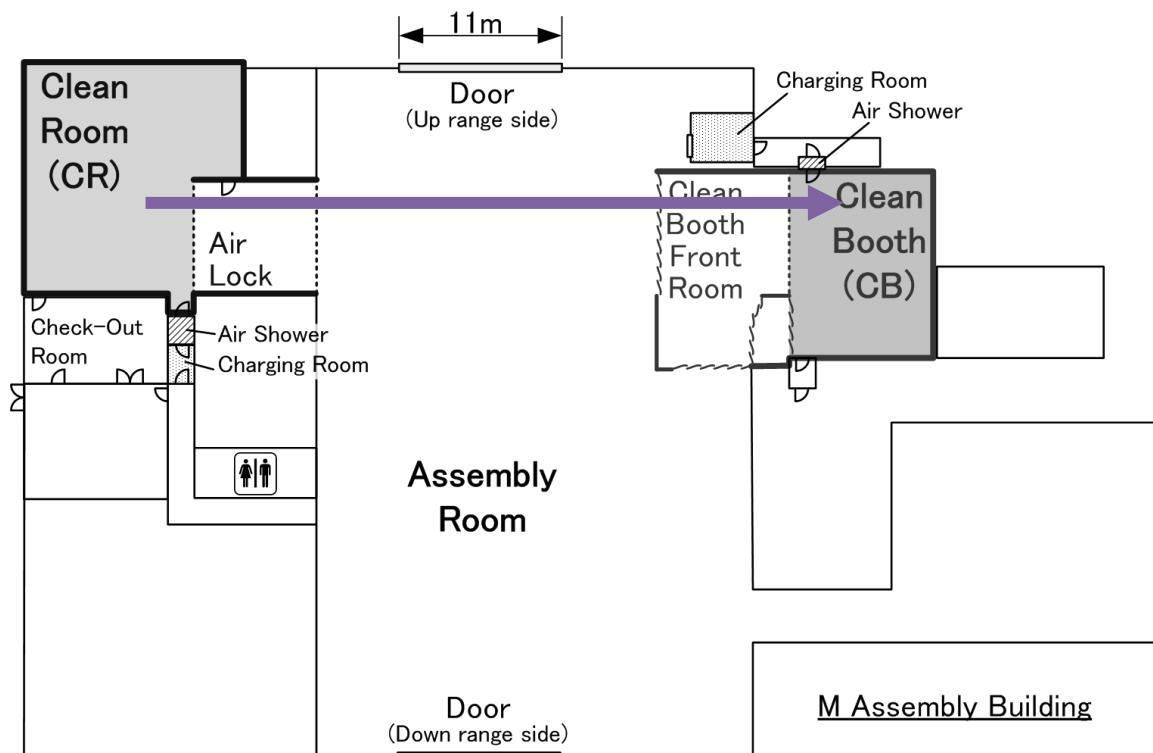


図 6.4-4 クリーンルームからクリーンブースへの移動ルート

### 3) 衛星への推進薬充填

#### 3)-1 衛星推進薬充填装置の準備（衛星作業）

- ・推進薬充填装置搬入
- ・推進薬充填装置の設置等

#### 3)-2 衛星推進薬充填（衛星作業）

- ・衛星への推進薬充填
- ・衛星のタンク加圧
- ・作業終了後、充填装置の除染
- ・充填装置の搬出等

### 6.4.2.3 フェーズ 3. 衛星とロケットの結合作業

#### 4)衛星/PAF 結合（衛星・ロケット作業）

- ・衛星は、PAF スタンドの上で PAF と結合する。

#### 5)ロケット上段との結合（ロケット作業）

- ・衛星と PAF は、頭胴部移動台車の上でロケット上段と結合する。

#### 6)フェアリング結合（ロケット作業）

- ・衛星をフェアリングに収缶した後、空調ダクトをロケットに接続する。

シングルロンチの衛星をフェアリングに収缶するまでの作業を図 6.4-5 に、マルチロンチの衛星をフェアリングに収缶するまでの作業を図 6.4-6 に示す。

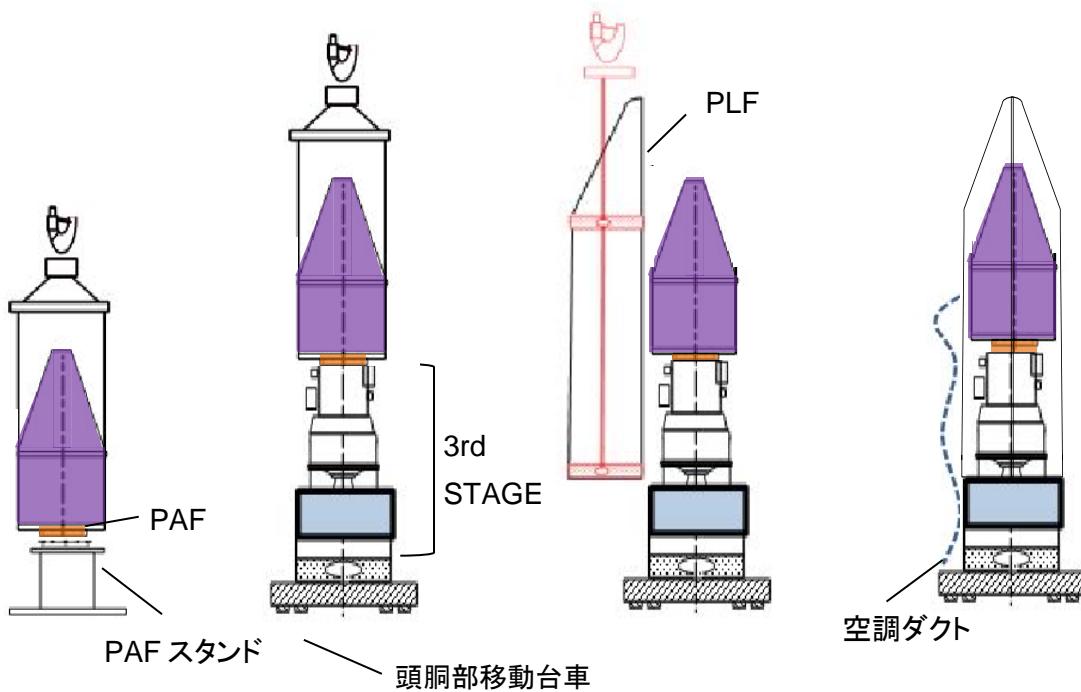


図 6.4-5 衛星のフェアリング内への収缶(シングルロンチの場合)

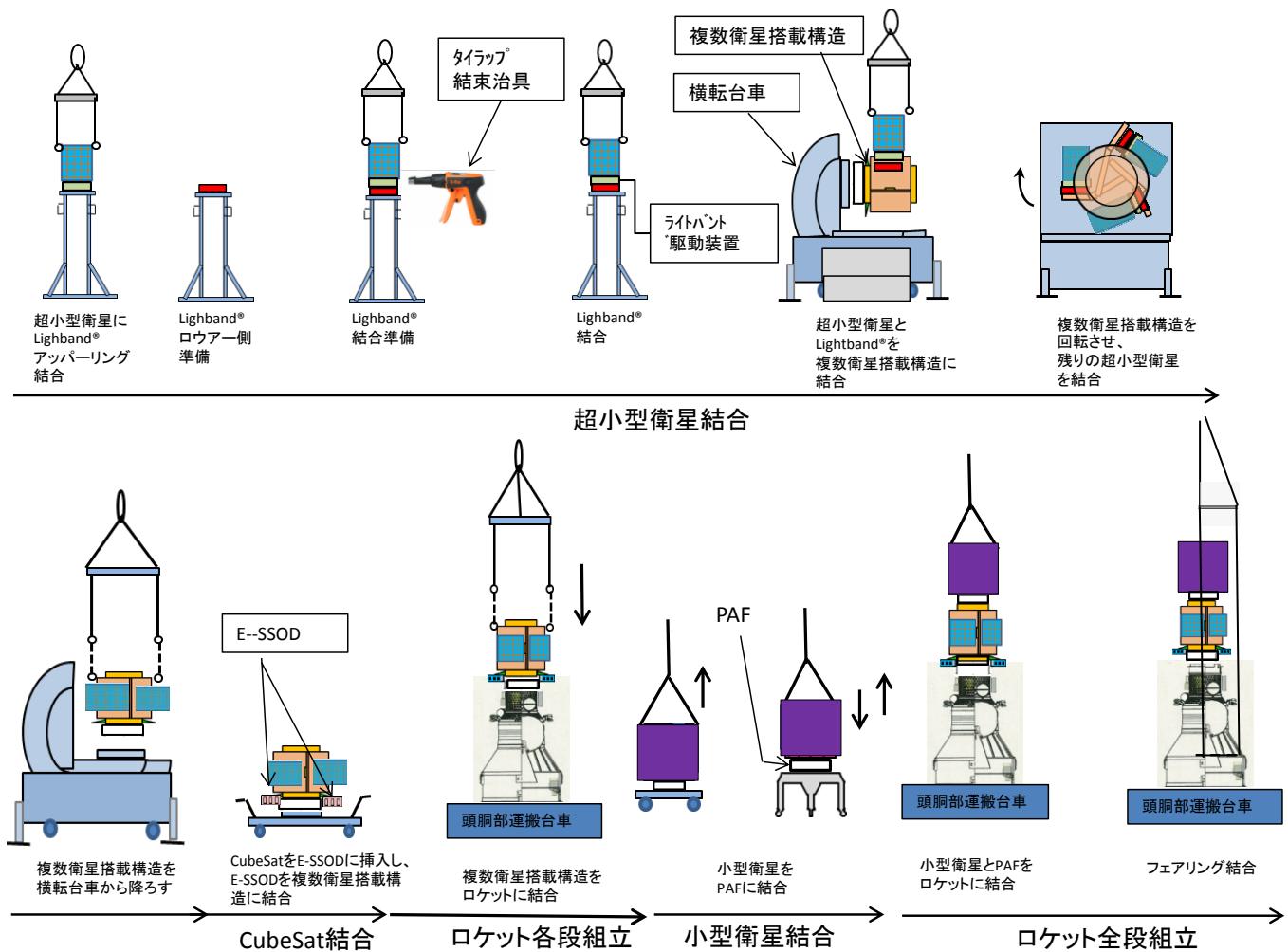


図 6.4-6 衛星のフェアリング内への収缶(マルチロンチの場合)

## 7)-0 M整備塔への移動、結合(ロケット下段) (ロケット作業)

- ・1段機体をランチャに搭載(図 6.4-7)

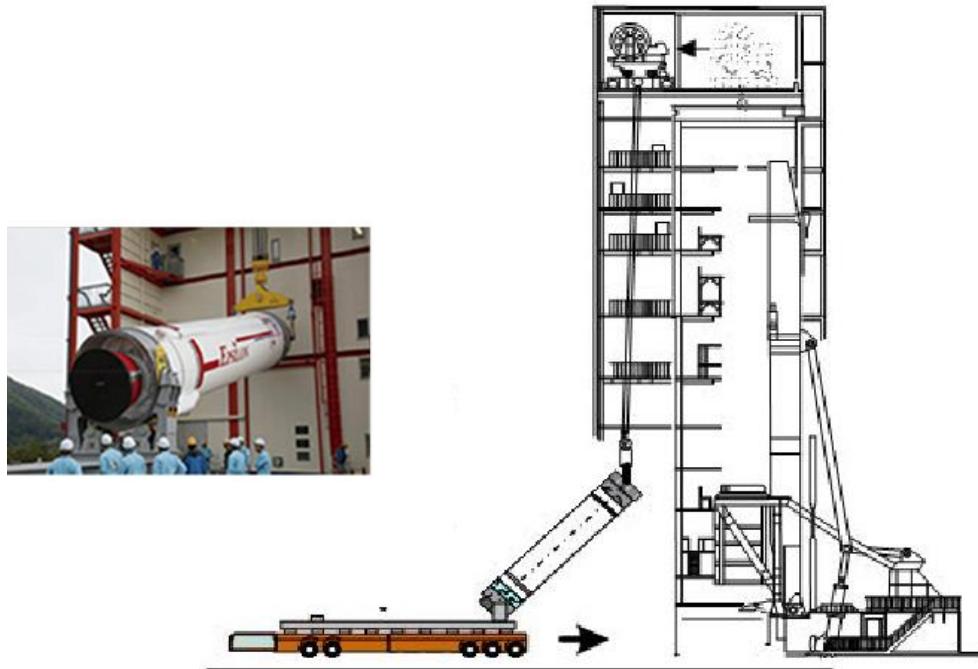


図 6.4-7 1段機体搭載

- ・2段機体を1段機体の上に搭載(図 6.4-8)

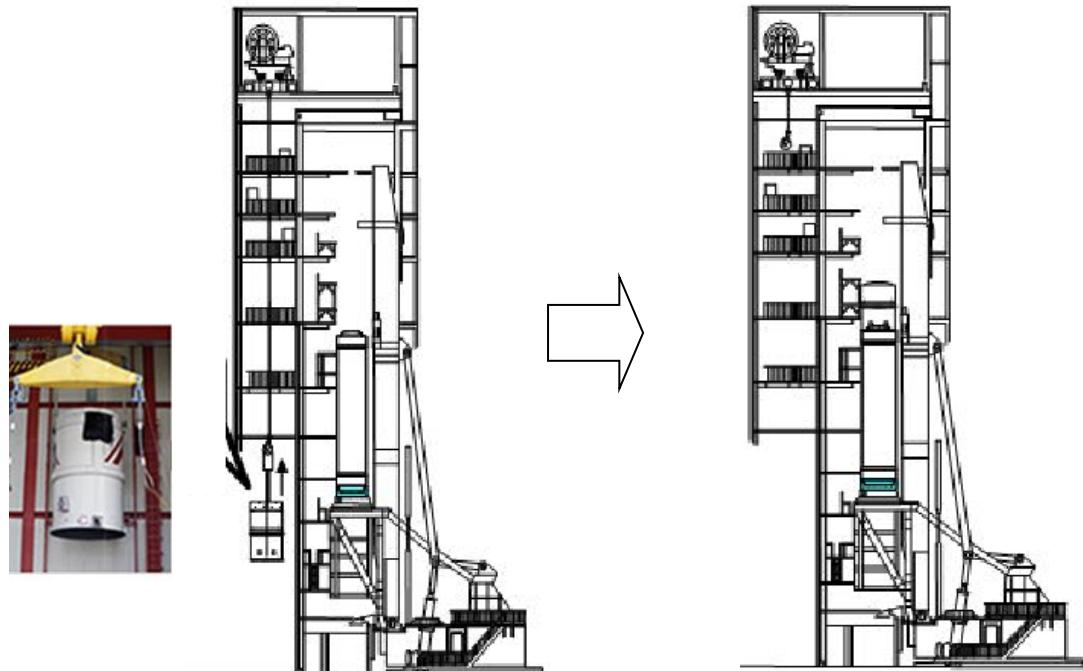


図 6.4-8 2段機体搭載

### 7)-1 整備塔への移動、結合（衛星、フェアリング）(ロケット作業)

- ・空調作動中、温度、湿度、空気流量の連続監視・記録を行う。
- ・機体空調台車と一緒にフェアリングに収めた衛星を頭胴部移動台車に乗せ、クリーンブースから組立室を通り M 整備塔に運搬する(図 6.4-9)。

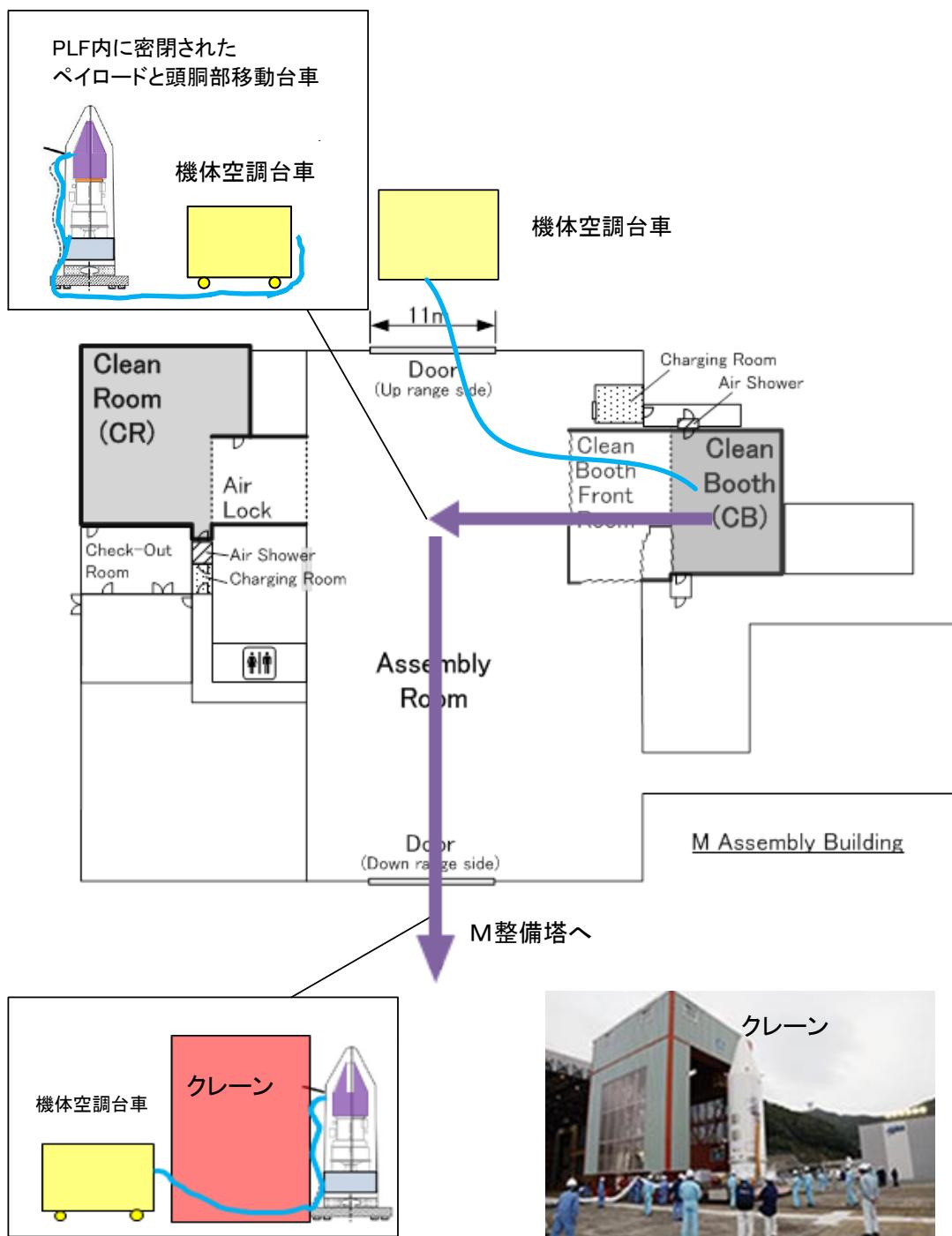


図 6.4-9 M 整備塔への移動

### 7)-2 ロケット組立・艤装（ロケット作業）

- ・フェアリングに収納した衛星はM整備塔に到着後に頭胴部移動台車から降ろし、持ち上げられる（図 6.4-10）。
- ・結合後、ワイヤハーネスと空調ダクトを接続する。
- ・衛星のアンビリカルハーネスを接続後でも、電気的地上支援装置による衛星チェックアウト作業を行うことが可能である。

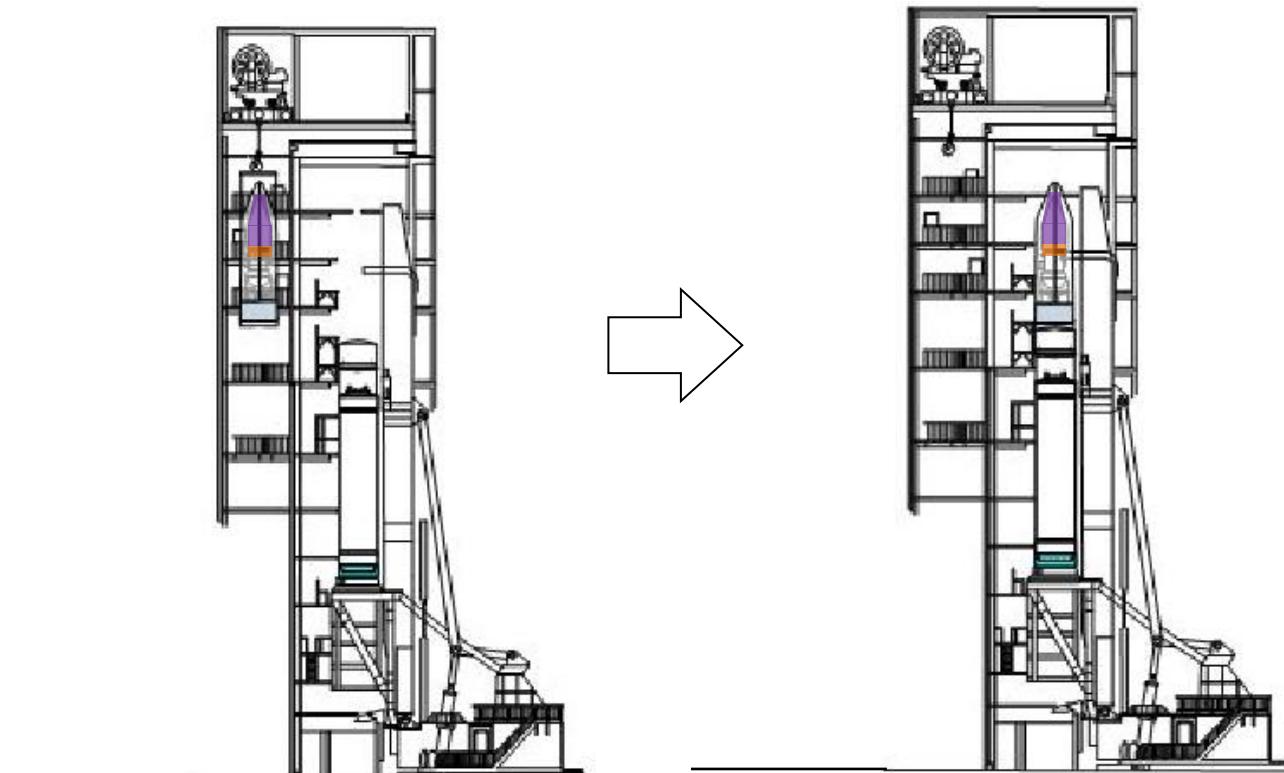


図 6.4-10 頭胴部の搭載

### 7)-3 ロケットチェックアウト&衛星準備（衛星・ロケット作業）

- ・電気/電波性能確認試験及び打上げリハーサルを、衛星とロケット・設備間の適合性を確認するために実施することが可能である。
- ・シングルロンチの衛星とマルチロンチの小型衛星については、リハーサル後、打上げまでに衛星のチェックアウトやバッテリー充電が可能である。

#### 7)4 カウントダウン（ロケット作業）

ランチャ（発射台）をロケットを載せた状態で旋回し、ロケットは射点へ移動する（図 6.4-11）。

顧客は、イプシロン管制センターにて衛星の最終システムチェックアウトを実行することができる。

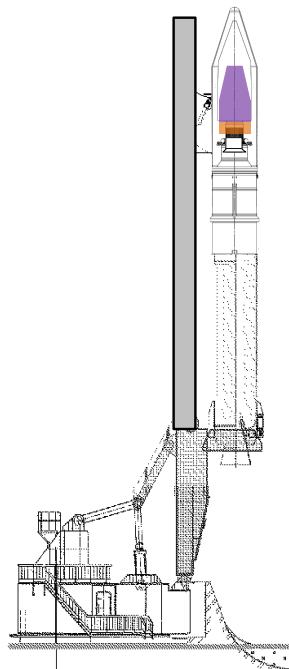


図 6.4-11 打上げ前のロケットの状態

#### 8) 追跡運用（ロケット作業等）

リフトオフ後、飛行安全のためロケットの追跡および飛行中の重要イベントのモニタを実施する。

## 6.5 安全監理

JAXA は、衛星及びその地上支援装置の USC への搬入から射場作業、打上を経てロケットから衛星の分離までに生ずる事故等から人命及び財産を守ると共に環境を保護する責任を負う。そのため、衛星の設計と射場作業については、JAXA が別途規定する要求「JMR-002: ロケットペイロード安全標準」に適合することが必要である。

顧客は、JMR-002 に基づくシステム安全プログラム計画書を作成し、JAXA の安全審査を受ける必要がある。JMR-002 は JAXA HP から入手可能である。

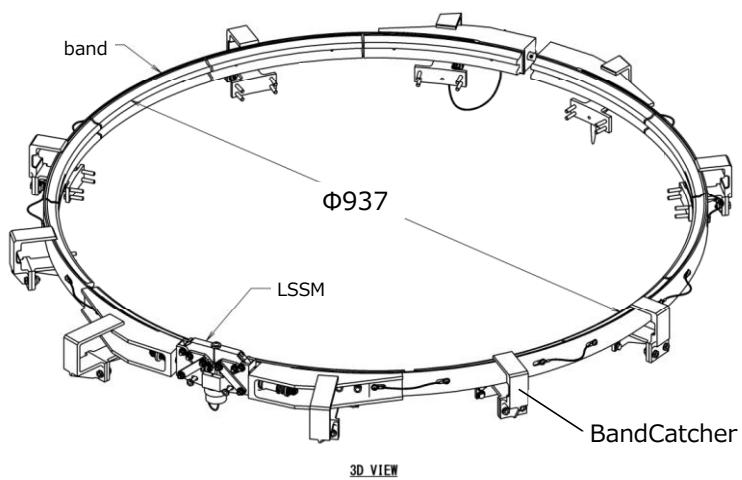
# Appendix A

## PAF-937M インタフェース

PAF-937M のインターフェースについて本書にて説明する。

直径 937mm、マルマンクランプバンド方式の衛星結合分離機構である。

非火工品デバイスを用いた低衝撃の分離機構を適用している。



## A1. 搭載位置詳細

衛星分離面高さは以下の通り。

・シングルロンチの場合 STA6698.5mm

・マルチロンチの場合 STA5238.5mm

※STA:station、ロケットの高さ方向位置。原点はフェアリング頂点で、ロケットの下段に向けて数字が大きくなる

本書における座標系の定義は、衛星分離面の中心を原点とし、ロケット座標系(本文 2.2 項)と同じとする。

## A2. 衛星包絡域

衛星包絡域の定義は本文 4.1.1 項による。

具体的な衛星包絡域は、シングルロンチについては、本文 4.1.1 項図 4.1-1 の通りである。

マルチロンチの場合については、図 A2-1 に示す。

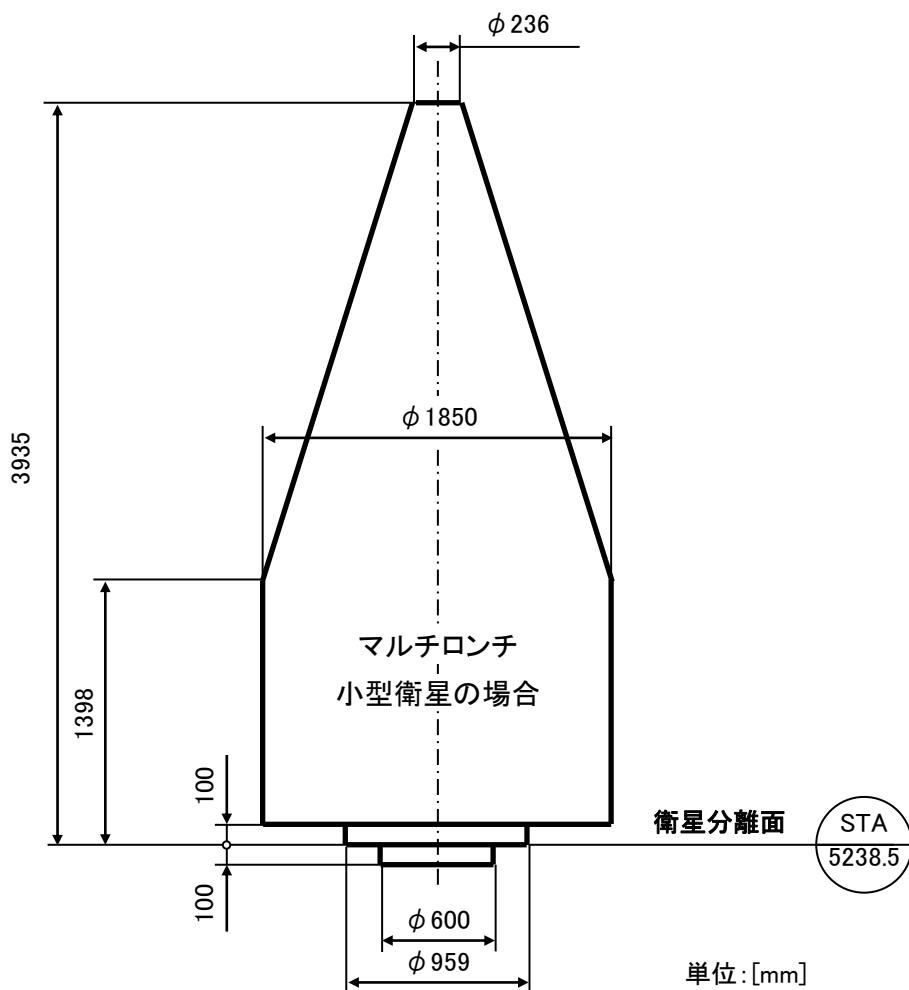


図 A2-1 マルチロンチの場合の小型衛星の動的包絡域

## A3. 機械的インターフェース

## (1) ロケット側衛星分離部

ロケット側衛星分離部の構成を表 A3-1 に示す。

ロケット側衛星分離部詳細を以下に示す。

- ・ロケット側分離部フランジ形状 : 図 A3-1
- ・ロケット側分離スプリング及びアンビリカルコネクタ配置 : 図 A3-2

表 A3-1 ロケット側衛星分離部の構成

分離機構	分離スプリング
結合機構	マルマンバンド(バンド結合・開放機構含む)
その他	分離スイッチ
	アンビリカルコネクタ(分離コネクタ)
	バンドキャッチャ

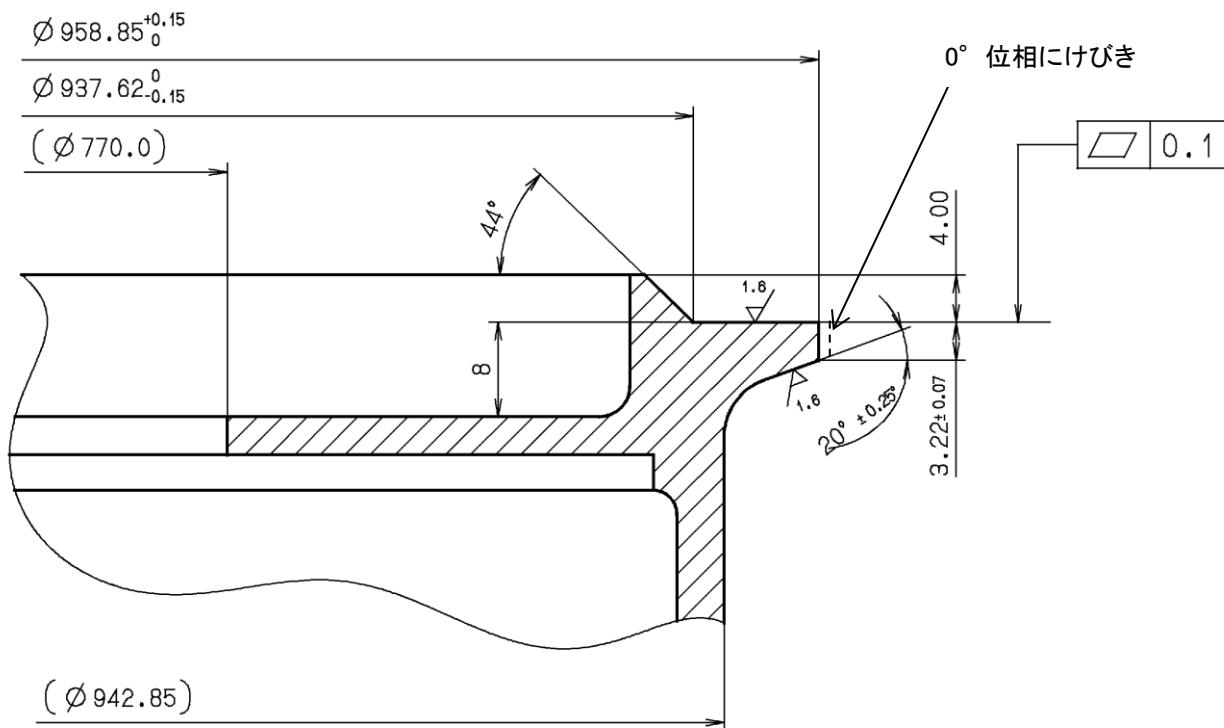


図 A3-1 分離時フランジ形状

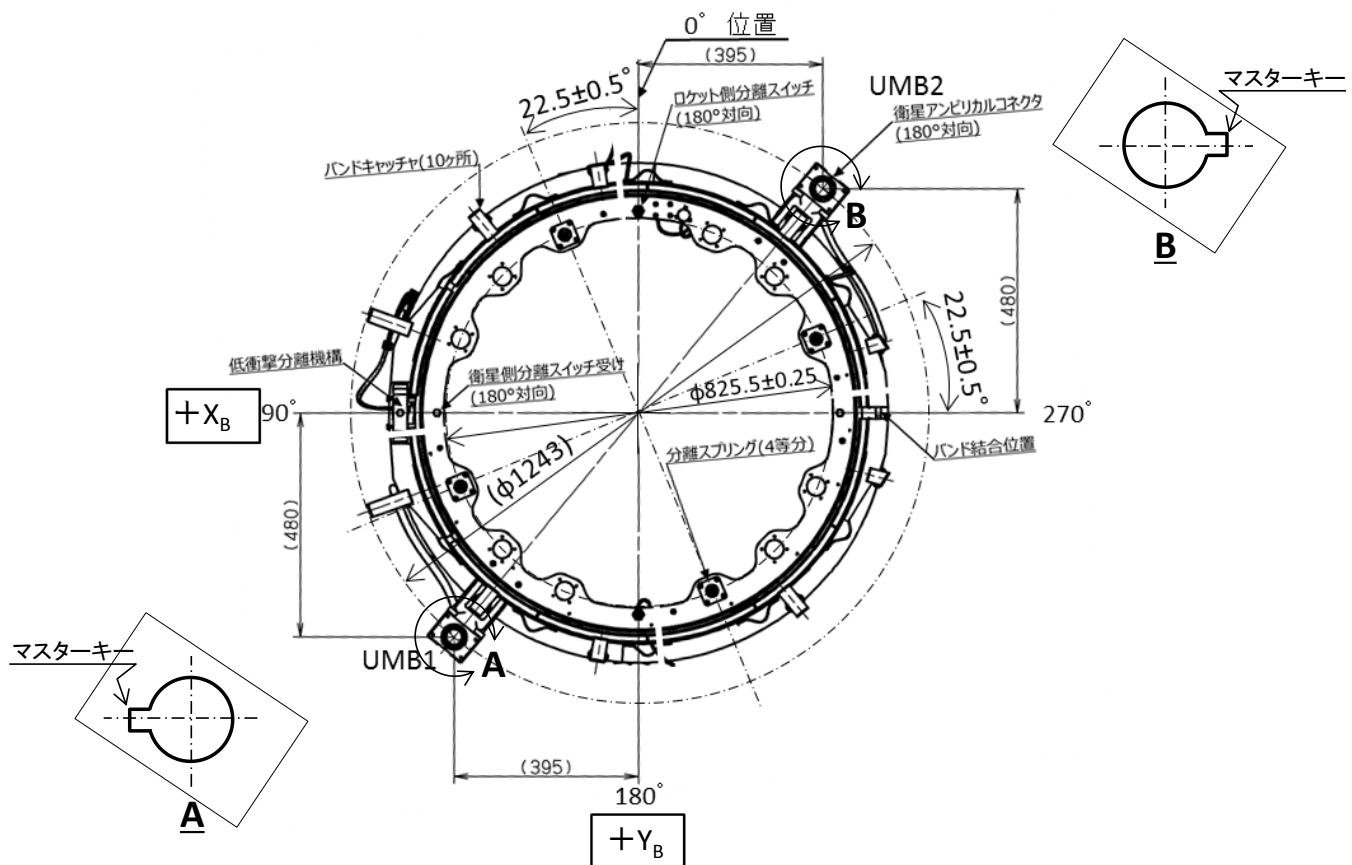


図 A3-2 ロケット側分離スプリング及びアンビリカルコネクタ配置

## (2)衛星後端フレーム

衛星結合後の分離スプリングが衛星後端フレームに作用する制限荷重は 1400N 以下である。  
また、以下の特性を満足する必要がある。

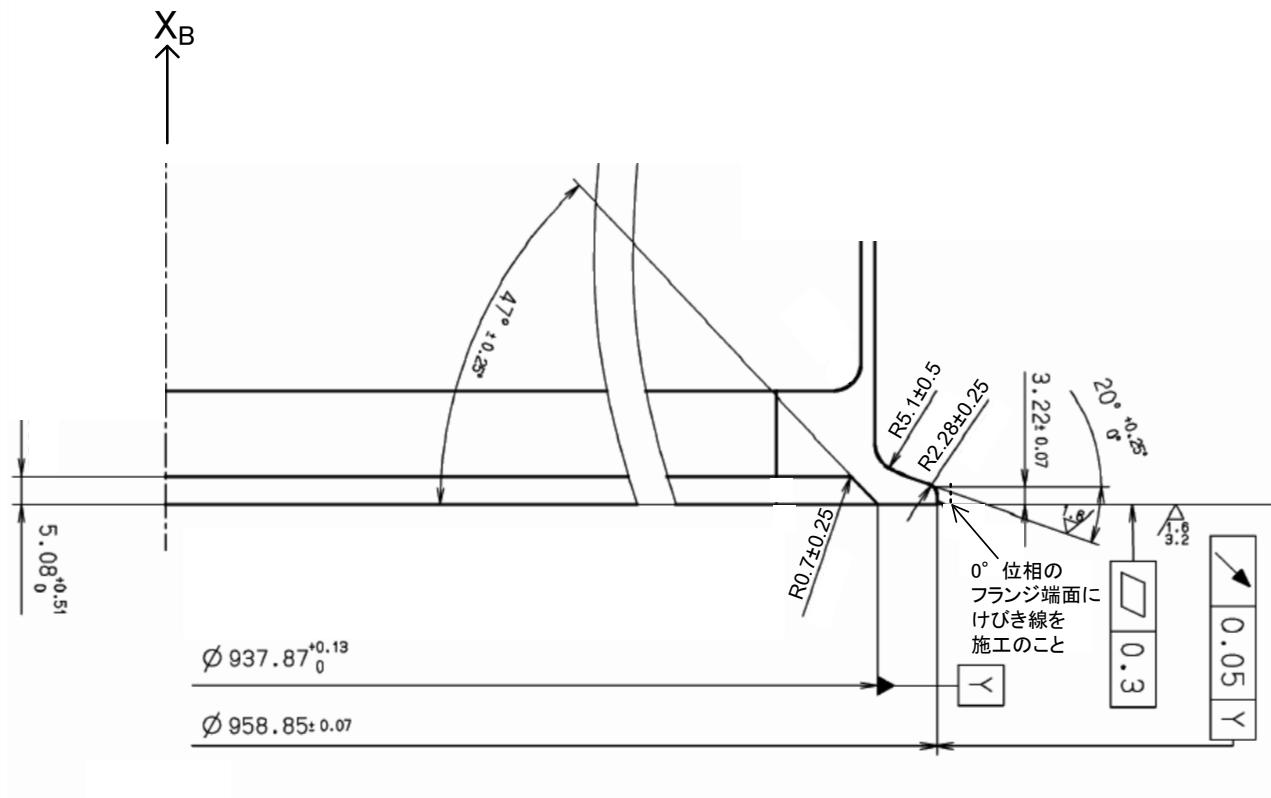
- ・材料 : アルミニウム合金
- ・面積 :  $A=347.3 \text{ [mm}^2\text{]以上}$
- ・断面2次モーメント :  $I_{zz}=16130.1 \text{ [mm}^4\text{]以上}, I_{yy}=12365.2 \text{ [mm}^4\text{]以上}$
- ・適用長 :  $L=25\text{mm}$

衛星分離部と衛星はクランプバンドにより結合される。このクランプバンドの諸元は以下の通り。

- ・マルマンバンド締付力 : 18kN 以下(ただし、締付作業中に一時的に最大 35kN となる)
- ・マルマンバンド分割位相 :  $90^\circ$ (ロケット座標系における数値)

衛星後端フレームの詳細(下記)は衛星ごとに規定する。

- ・分離部フランジ形状 : 図 A3-3 に代表例を示す
- ・分離スプリング接触面形状 : 図 A3-4 に代表例を示す



※ $X_B$ : ロケット機軸方向(本文 2.2 項参照)

図 A3-3 衛星後端フレーム分離部結合フランジ形状例

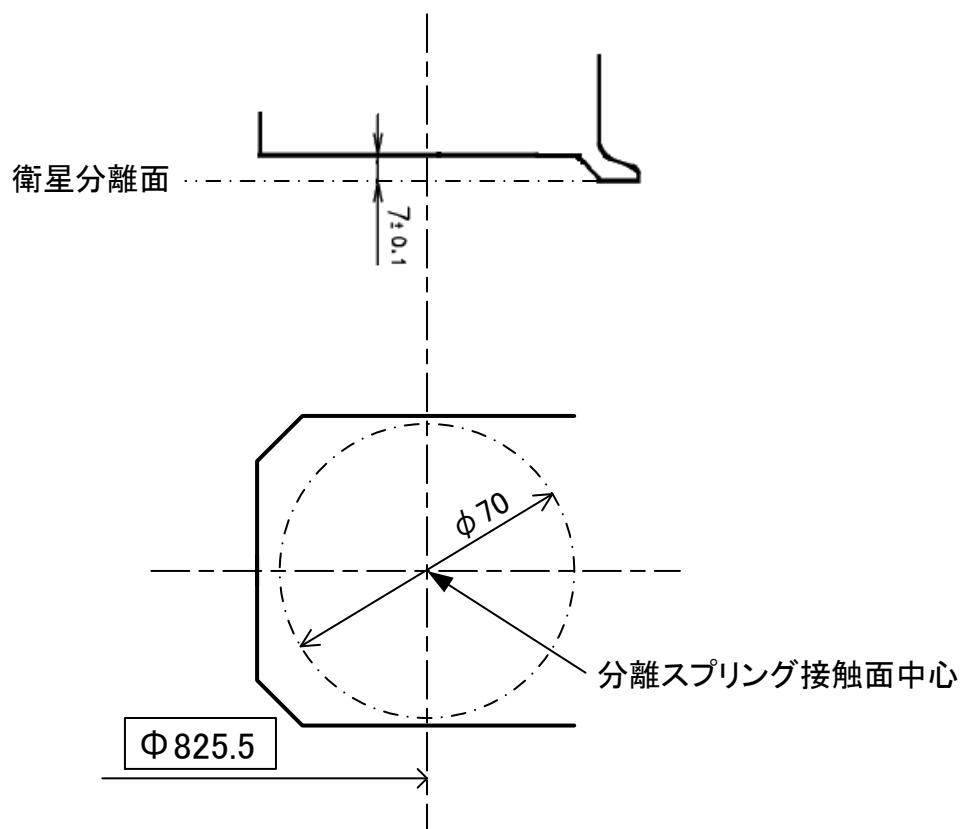


図 A3-4 分離スプリング接触面形状例

## (3)結合部材料

表 A3-2 を標準とする。

表 A3-2 結合部材料

	衛星側	ロケット側
結合部材	アルミ合金	アルミ合金

## (4)コーティング

表 A3-3 を標準とする。

表 A3-3 コーティング

	衛星側	ロケット側
接触している表面	化成皮膜処理 MIL-C-5541 class3	化成皮膜処理 MIL-C-5541 class3
他の表面	同上	同上

## (5)分離コネクタ

分離コネクタの  $X_B$  方向(高さ方向)の位置は図 A3-5 に示す。

分離コネクタの  $Y_B$ ・ $Z_B$  平面内の位置は図 A3-6 を参照のこと。

また、標準の分離コネクタのキー溝及びキー方向を図 A3-6 に示す。変更する必要がある場合には、プログラムディレクタに連絡のこと。

コネクタ仕様は A4 項による。

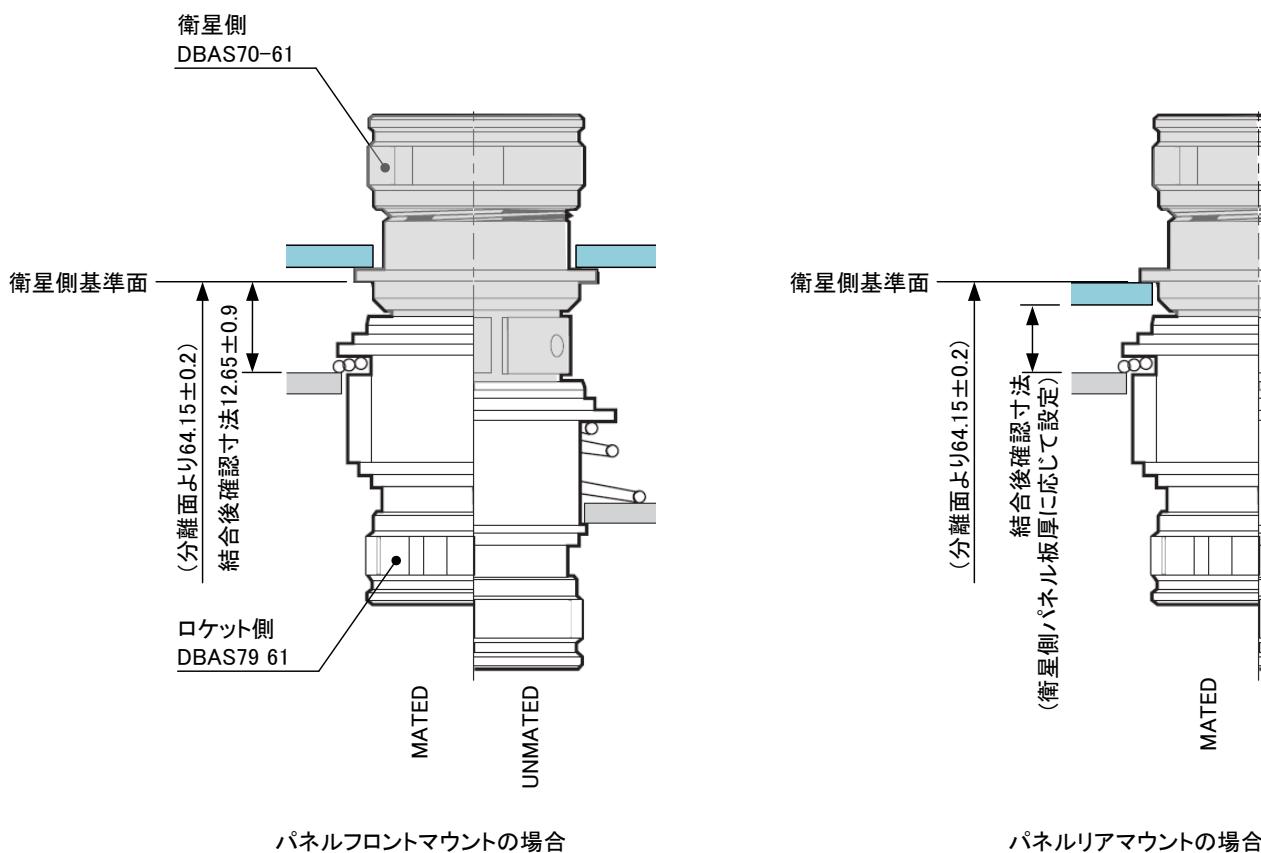


図 A3-5 分離コネクタ位置と位置誤差(高さ方向)及び結合後寸法計測位置

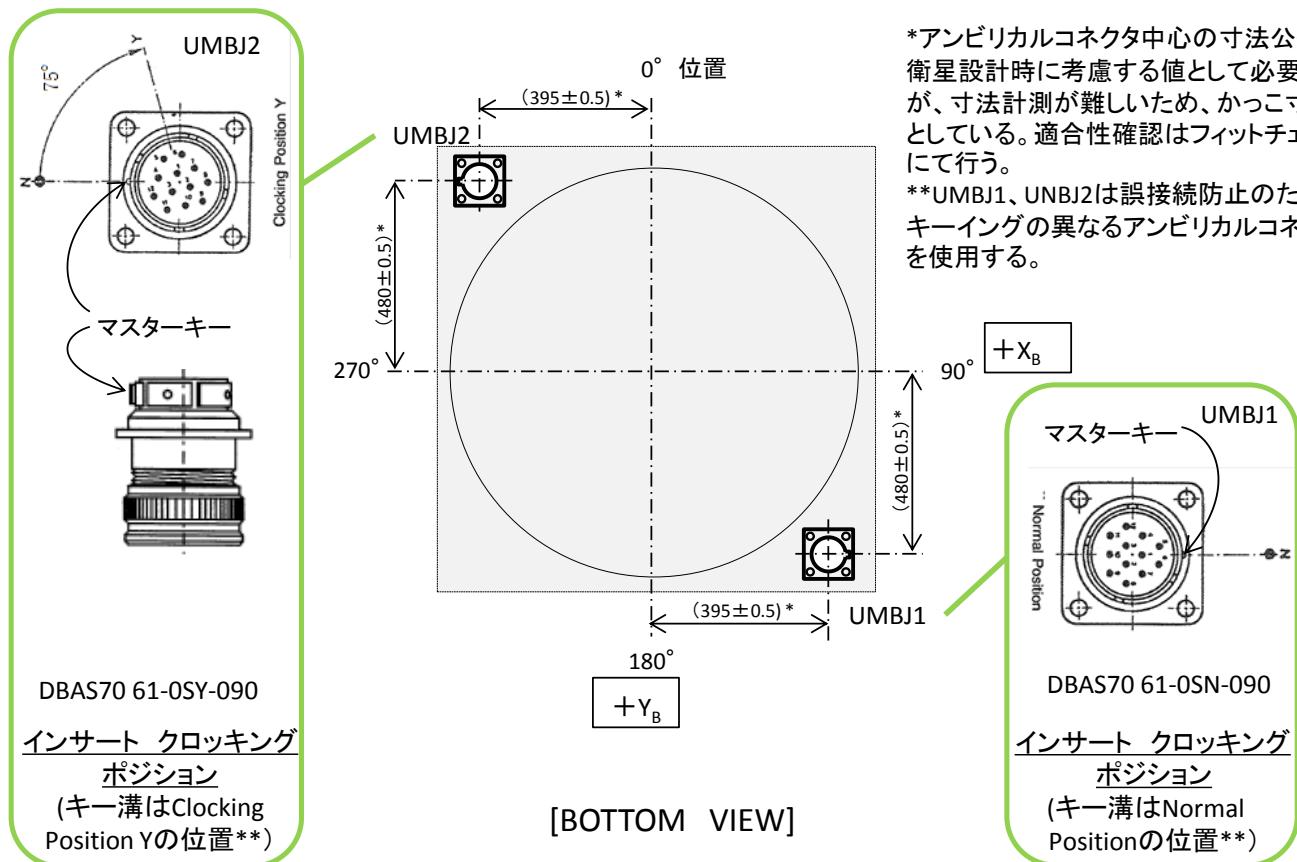


図 A3-6 分離コネクタキー溝方向

## (6) 分離スイッチ

衛星とロケット双方で取り付ける分離検出用の分離スイッチの特性を表 A3-4 に示す。  
衛星側分離スイッチ及び、これを受けけるロケット側のスイッチ受け面の位置は図 A3-7 による  
ロケット側の分離スイッチ及び、これを受けける衛星側のスイッチ受け面の位置は図 A3-8 による。  
取り付け個数の標準は 2 個ずつとする。ただし、衛星側が分離スイッチを取り付けるかは衛星ごとの ICD に規定する。

表 A3-4 分離スイッチ特性

部品番号	反力最小ケース	反力最大ケース
M8805/80-01	17.8N(4.0lbf) @分離後 (ストローク 0mm)	53.3N(12lbf) @分離後 (ストローク 0mm)
	35.1N(7.9lbf) @分離前 (ストローク 2mm)	103.6N(23.3lbf) @分離前 (ストローク 4mm)

※ストローク=スイッチの押し込み量。衛星分離状態でストロークは 0mm

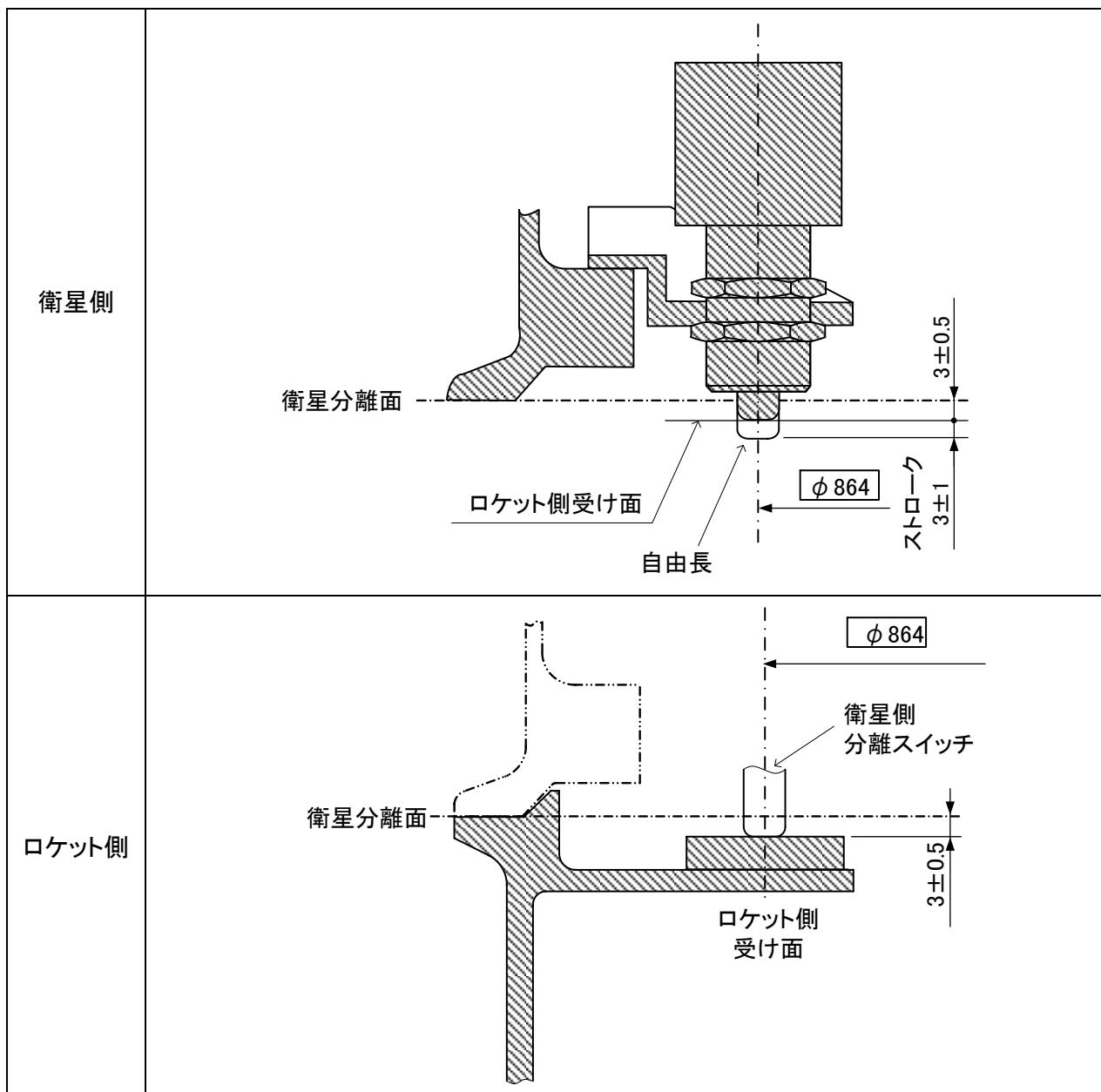


図 A3-7 衛星側分離スイッチ機械的インターフェース(結合前)

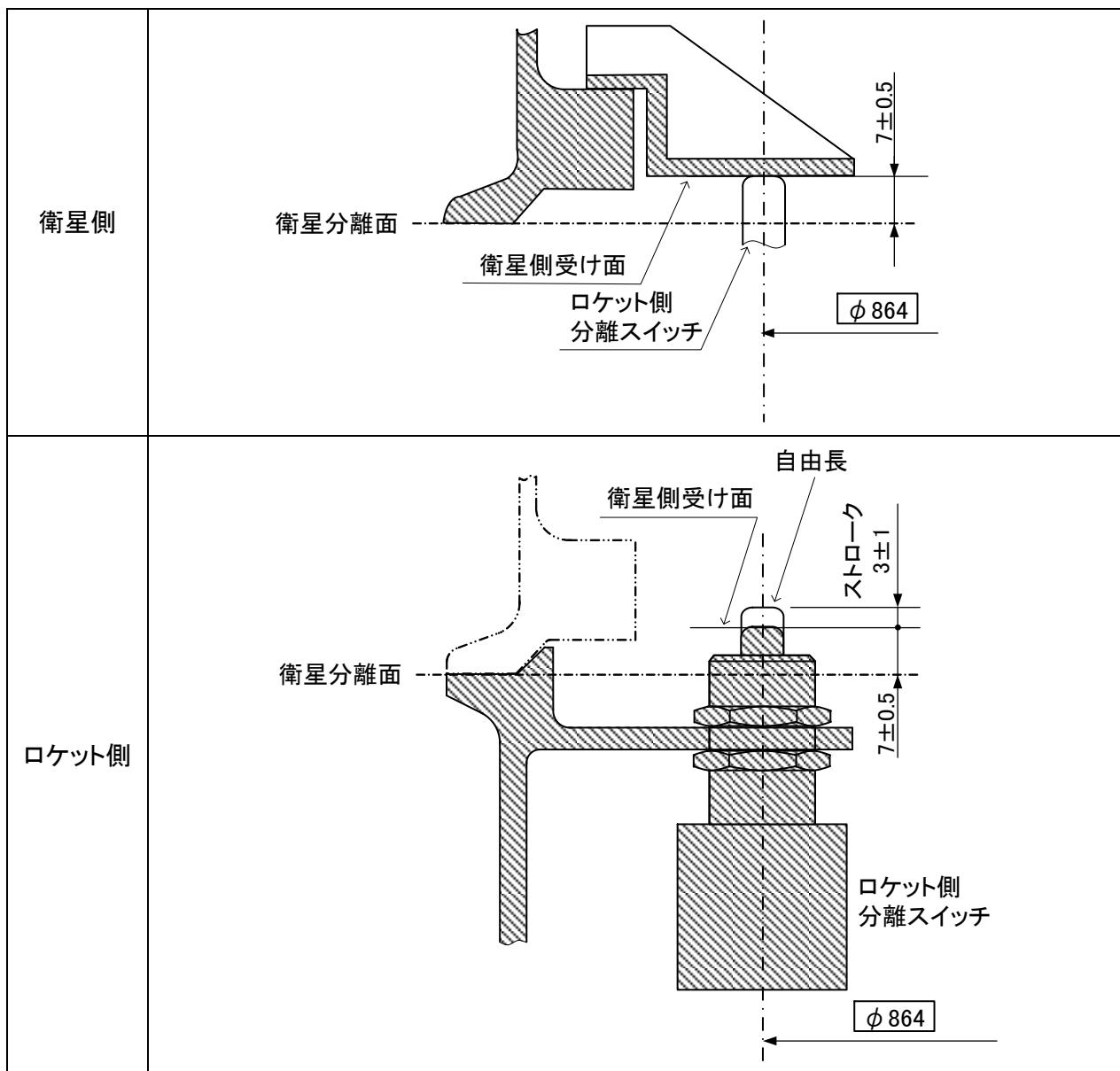


図 A3-8 ロケット側分離スイッチ機械的インターフェース(結合前)

## (7) 分離スプリング

分離スプリングはロケットの形態によって必要な分離速度が異なることと、衛星質量に応じて、表 A3-5 の通りにロケット側で設定する。分離スプリングの標準の配置は図 A3-2 による。

スプリング受けが衛星側に必要であること、荷重の入り方が異なることから、衛星側で分離スプリングの個数、及び配置について、指定があれば、プログラムディレクタに連絡のこと。

衛星結合後の分離スプリングが衛星後端フレームに作用する制限荷重は(1)を参照。

表 A3-5 分離スプリング本数

ロケット形態	分離速度ノミナル	分離スプリング本数
オプション形態	0.5m/s	4
基本形態	2.0m/s	4、8、12 本のいずれか衛星質量に応じて決定する

## A4. 電気的インターフェース

### A4.1 分離コネクタ

分離ルコネクタの標準仕様は下記の通りである。

UMB1、UMB2 は誤接続防止のため、キーイングの異なるコネクタを使用する。

#### (1)コネクタ型番

コネクタ型番を表A4-1に示す。

**表 A4-1 分離コネクタ型番**

識別	コネクタ番号	部品番号	製造業者
衛星側コネクタ1	UMBJ1	DBAS70 61-0SN-090	DEUTSCH
衛星側コネクタ2	UMBJ2	DBAS70 61-0SY-090	DEUTSCH
ロケット側コネクタ1	UMBP1	DBAS79 61-0PN	DEUTSCH
ロケット側コネクタ2	UMBP2	DBAS79 61-0PY	DEUTSCH

#### (2)搭載位置

図 A3-2 による。

#### (3)シールド要求

バックシェルおよびI/Fハーネスに対するシールド要求を下記に示す。

**表 A4-2 アンビリカルコネクタのシールド要求**

	シールド要求
バックシェル	なし
I/Fハーネス	信号の種類に応じてシールド処置を施す必要がある

#### (4)コネクタ調達担当

衛星側コネクタは衛星側、ロケット側コネクタはロケット側で調達する。

#### (5)ピンアサインメント

コネクタピンアサインメントは衛星ごとに規定する。代表例を表 A4-3、表 A4-4 に示す。

表 A4-3 分離コネクタ UMBP1 ピンアサインメント(例)

UMB1 電源系	
Pin No.	Signal Name
24	電源 1 系 (1)
58	電源 1 系 RTN (1)
44	電源 1 系 (2)
35	電源 1 系 RTN (2)
3	電源 1 系 (3)
57	電源 1 系 RTN (3)
11	電源 1 系 (4)
34	電源 1 系 RTN (4)
25	電源 1 系 (5)
17	電源 1 系 RTN (5)
45	電源 1 系 (6)
6	電源 1 系 RTN (6)
4	電源 1 系 (7)
55	電源 1 系 RTN (7)
12	電源 1 系 (8)
56	電源 1 系 RTN (8)
26	電源 1 系 (9)
33	電源 1 系 RTN (9)
46	電源 1 系 (10)
16	電源 1 系 RTN (10)
22	電源 2 系 (1)
60	電源 2 系 RTN (1)
42	電源 2 系 (2)
37	電源 2 系 RTN (2)
9	電源 2 系 (3)
59	電源 2 系 RTN (3)
23	電源 2 系 (4)
36	電源 2 系 RTN (4)
43	電源 2 系 (5)
19	電源 2 系 RTN (5)
10	電源 2 系 (6)
18	電源 2 系 RTN (6)
40	電源 2 系 (7)
61	電源 2 系 RTN (7)
51	コネクタ分離検知
52	コネクタ分離検知 RTN
47	SHIELD
54	SHIELD
48	電源 3(小電力)系
53	電源 3(小電力)系 RTN

表 A4-4 分離コネクタ UMBP2 ピンアサインメント(例)

UMB P2 信号系			
Pin No.	Signal Name	Pin No.	Signal Name
2	信号 1	49	信号 19
8	信号 1RTN	50	信号 19RTN
7	信号 2	5	信号 20
19	信号 2RTN	6	信号 20RTN
18	信号 3	13	信号 21
36	信号 3RTN	14	信号 21RTN
17	信号 4	22	信号 22
35	信号 4RTN	46	信号 22RTN
47	信号 5	9	信号 23
48	信号 5RTN	10	信号 23RTN
57	SHIELD	11	信号 24
58	SHIELD	12	信号 24RTN
3	信号 6	30	信号 25
4	信号 6RTN	56	信号 25RTN
25	信号 7	45	SHIELD
26	信号 7RTN		
27	信号 8		
28	信号 8RTN		
15	信号 9		
31	信号 9RTN		
16	信号 10		
32	信号 10RTN		
20	信号 11		
39	信号 11RTN		
21	信号 12		
40	信号 12RTN		
33	信号 13		
34	信号 13RTN		
41	信号 14		
42	信号 14RTN		
37	信号 15		
38	信号 15RTN		
60	信号 16		
61	信号 16RTN		
55	SHIELD		
23	信号 17		
24	信号 17RTN		
43	信号 18		
44	信号 18RTN		
51	コネクタ分離検知		
52	コネクタ分離検知 RTN		

### A4.2 分離スイッチ

電気的な I/F は M8805/80-01 のスペックシートによる。

# Appendix B

## Lightband® インタフェース

Lightband®のインターフェースについて本書にて説明する。



## B1. 搭載位置詳細

超小型衛星の基準座標系の原点位置の詳細を図 B1-1 に示す。

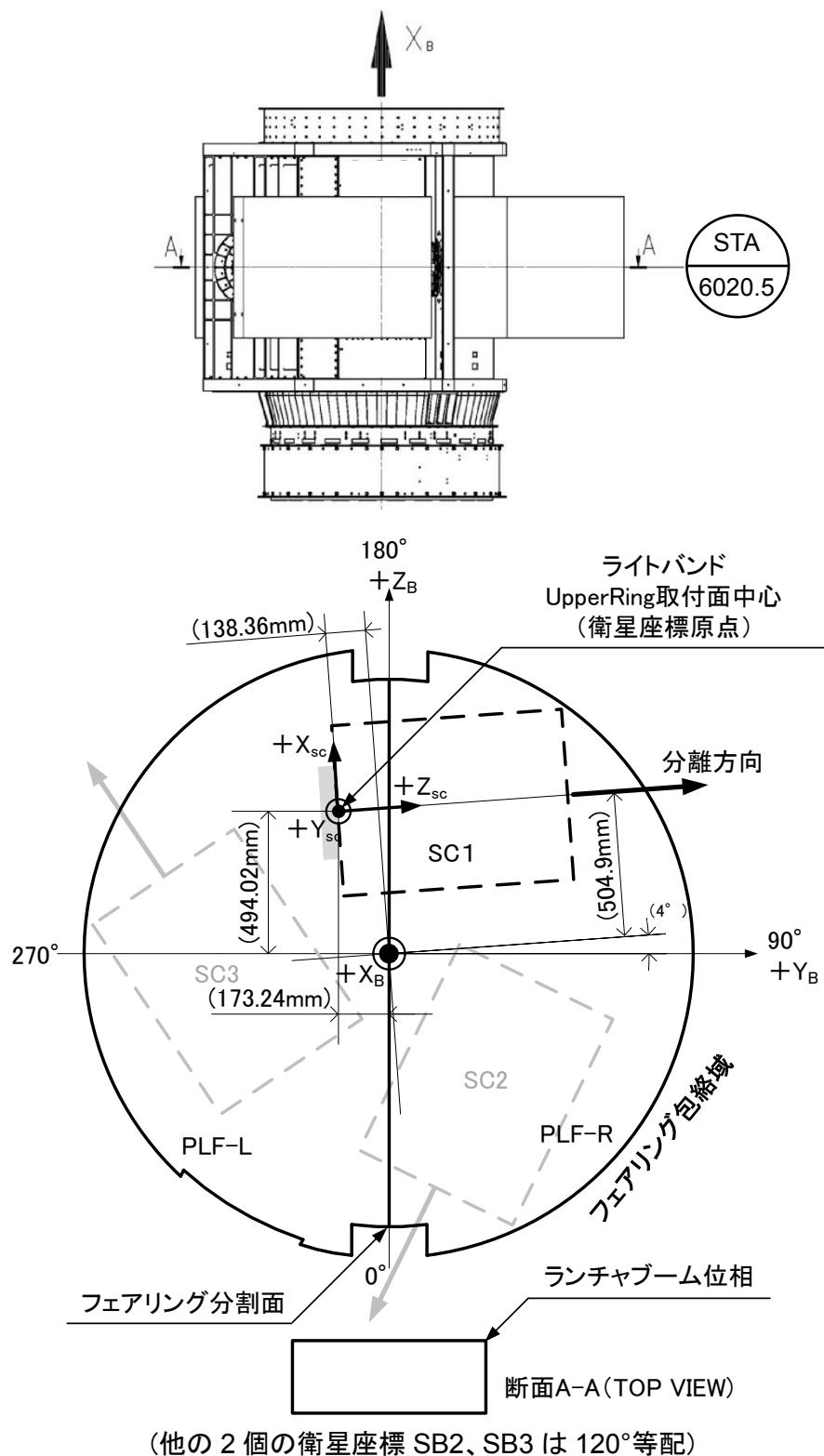


図 B1-1 超小型衛星座標系(SB1)とロケット座標系(B)との関係

## B2. 衛星包絡域

超小型衛星包絡域の定義は本文 4.1.1 項による。

超小型衛星の衛星包絡域を図B2-1に示す。

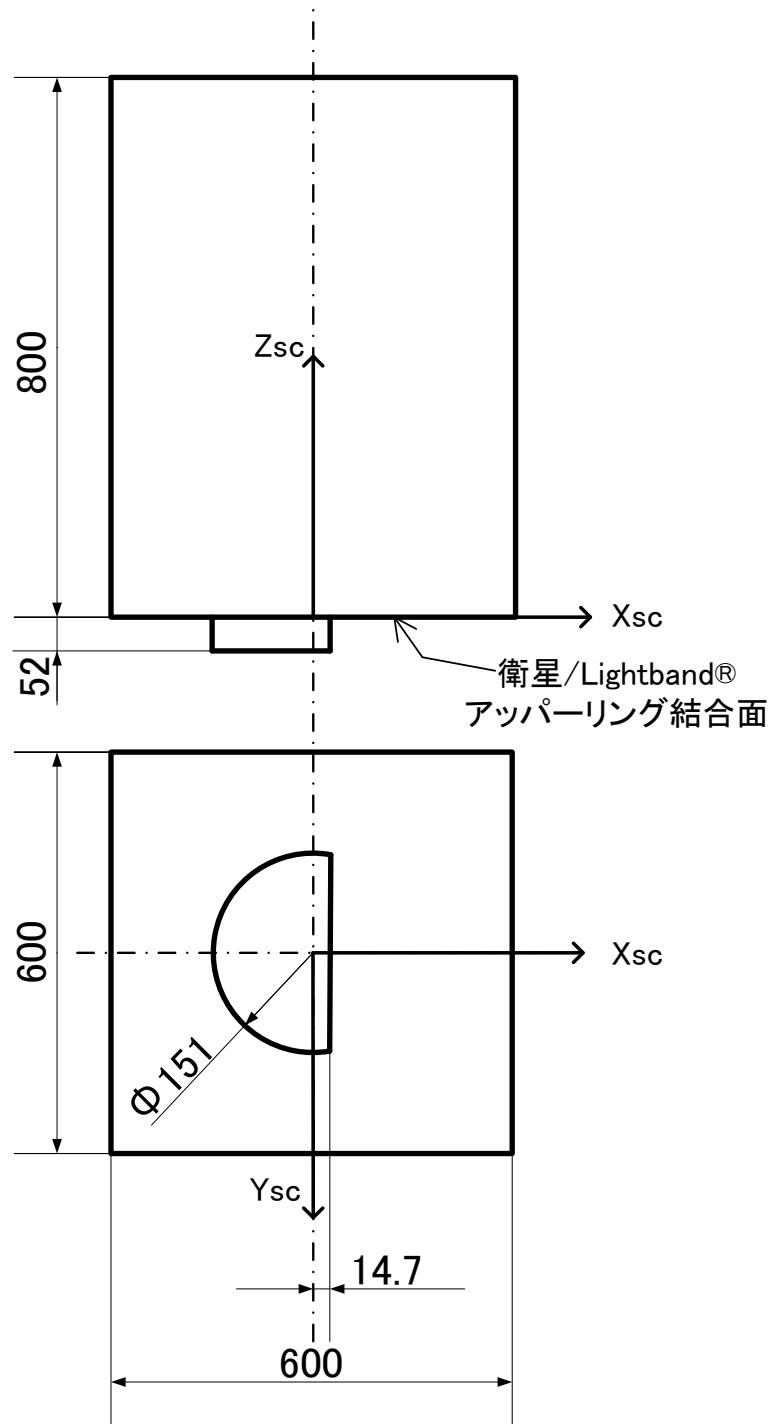


図 B2-1 マルチロンチの場合の超小型衛星の動的包絡域

### B3. 機械的インターフェース

#### (1) Lightband®の詳細

超小型衛星の標準衛星結合/分離機構は、「Planetary Systems 社製 Lightband® 8inch(MLB8.000-12)」である。

Lightband®の I/F 寸法を図 B3-1 に示す。

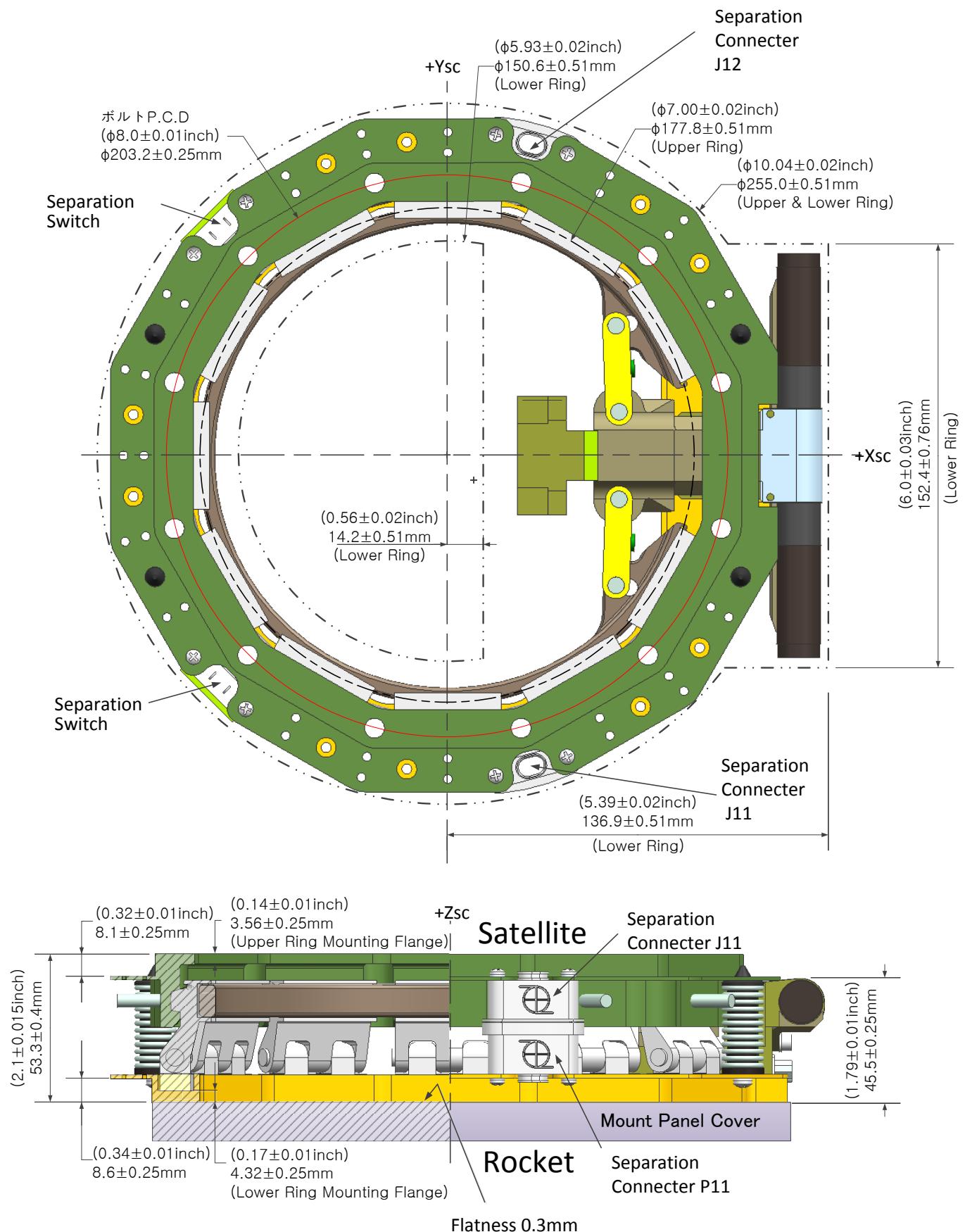
超小型衛星と Lightband®アッパーリングの組付 I/F を図 B3-2 に示す。

#### 注意事項:

本書に記載のない項目については、2000785F MkII MLB User Manual(以下「Lightband®ユーザーマニュアル」と呼ぶ)が優先する。

本書と Lightband®ユーザーマニュアルの両方に記載がある場合には、本書が優先する。

迷った場合や疑義がある場合には、プログラムディレクタに相談のこと。



※図の分離スプリング本数、位相は参考である。スプリング配置は個別の ICD に規定する

図 B3-1 (1/2) Lightband®8ich サイズ IF 寸法(結合状態)

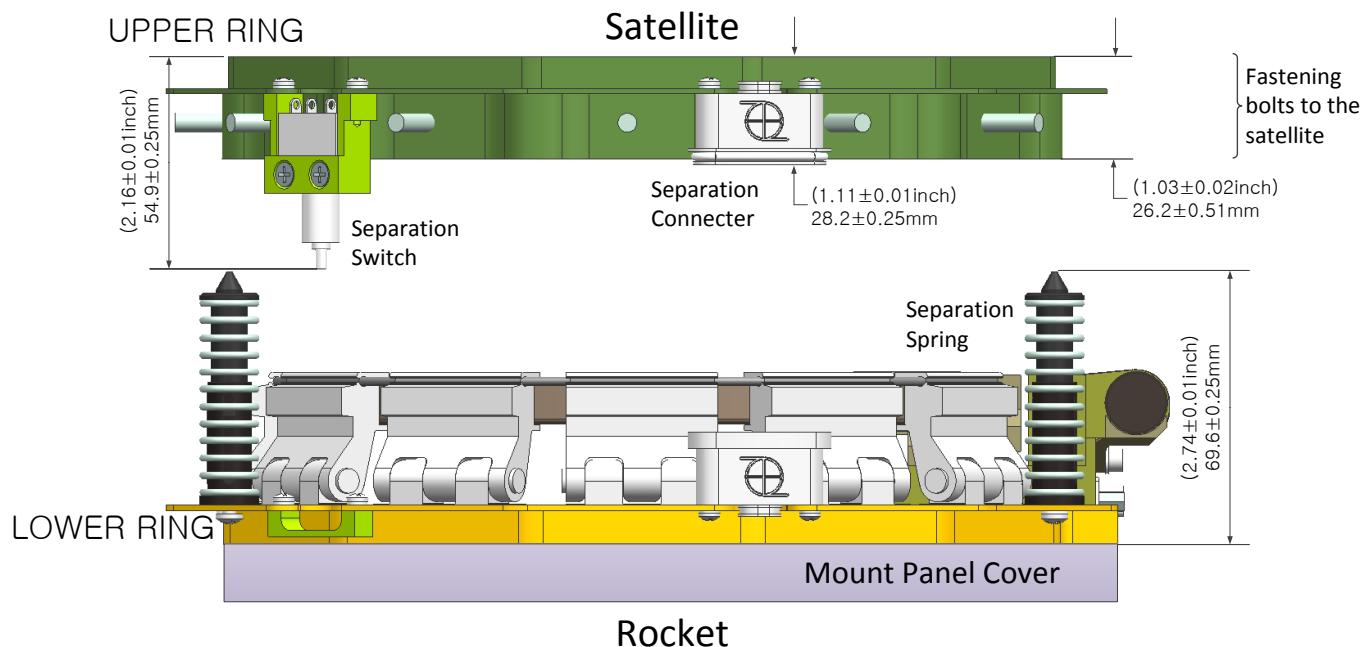
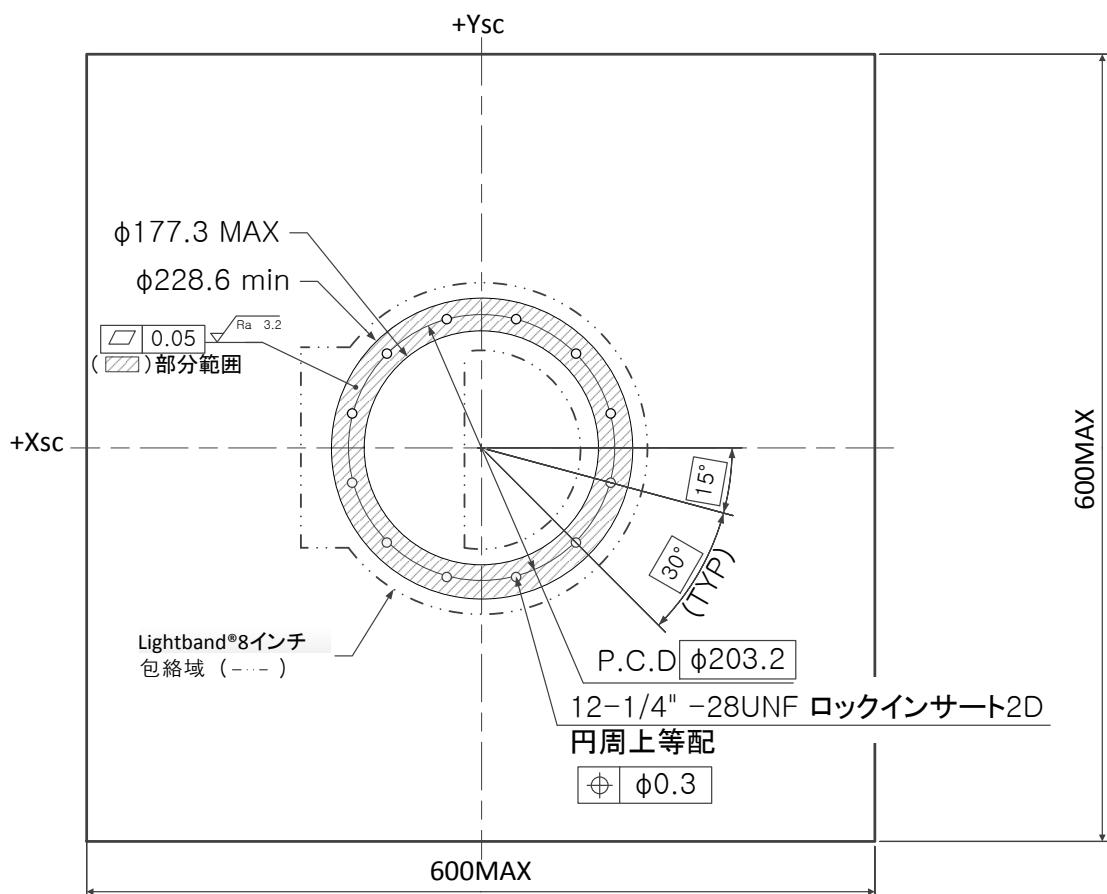


図 B3-1(2/2) Lightband®8inch サイズ IF 寸法(分離状態)



[BOTTOM VIEW]

図 B3-2 超小型衛星側 Lightband®アッパーリング組付 I/F

## (2) インタフェース分界点

インターフェース分界点は、超小型衛星と衛星結合/分離部(Lightband®)の超小型衛星側取り付け部(図B3-3 参照)とする。

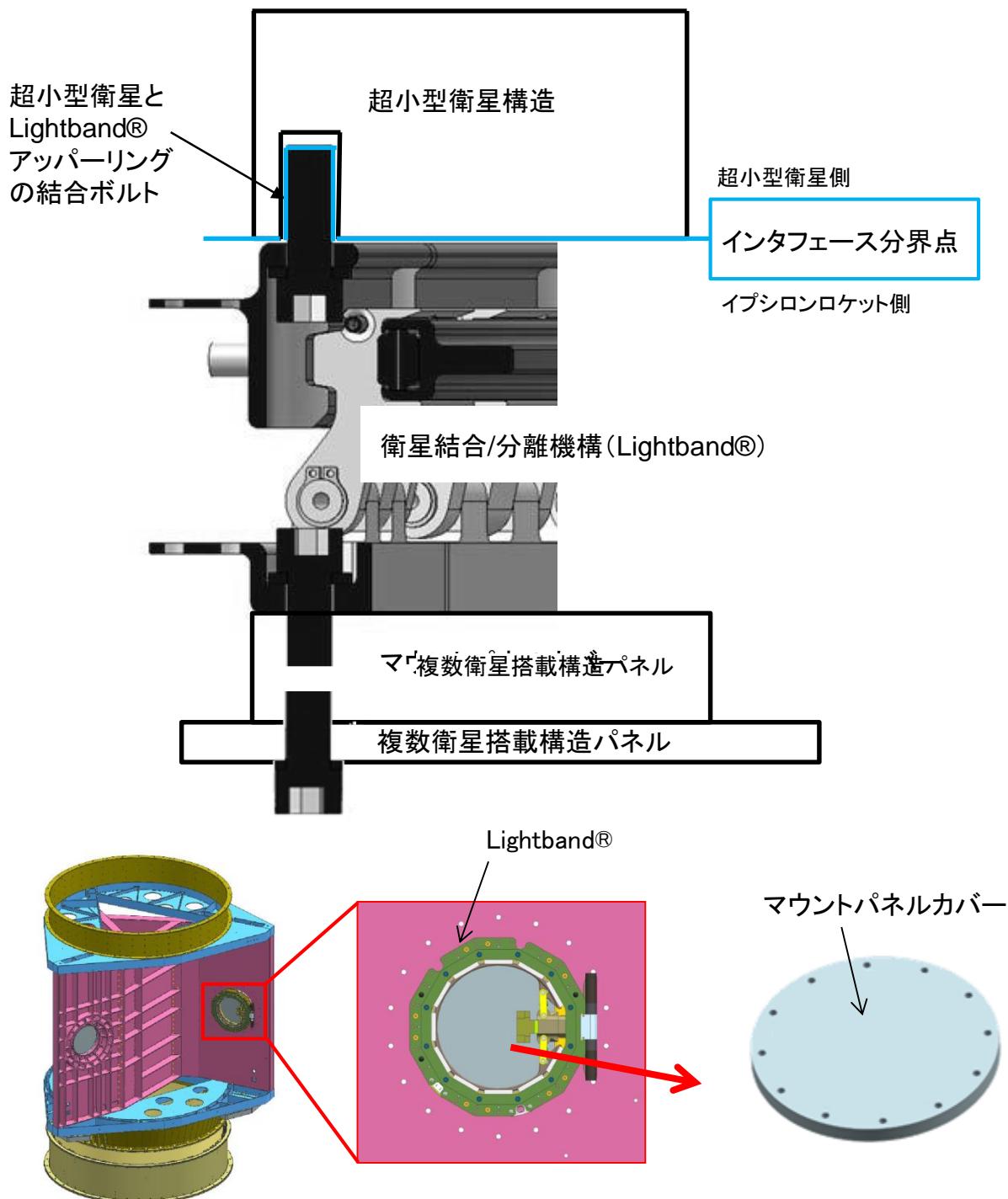


図 B3-3 機械的インターフェースの分界点

## (3) 衛星後端フレーム

分離スプリングは Lightband®のアッパーリングで受けるため、超小型衛星側は直接分離スプリングのロッド先端荷重を受けない。

## (4) 結合部材料

表 B3-1 に示す。

表 B3-1 結合部材料

	衛星側	ロケット側
結合部材	衛星ごとの ICD で規定する	アルミ合金

## (5) コーティング

表 B3-2 に示す。

表 B3-2 コーティング

	衛星側	ロケット側
接触している表面	衛星ごとの ICD で規定する	陽極酸化被膜処理 MLI-A-8625, TYPE III, Class 1
他の表面	衛星ごとの ICD で規定する	陽極酸化被膜処理 MLI-A-8625, TYPE III, Class 1 無電解ニッケルメッキ AMS-B26074, Class 4, Grade B 化成皮膜処理 MIL-C-5541, Class 3 等

## (6) 衛星に残る分離部質量

超小型衛星分離後、超小型衛星に残る分離部質量特性を表 B3-3 に示す。

表 B3-3 超小型衛星に残る分離部質量例

項目	ノミナル値	備考
質量[kg]	0.511	
重心位置[mm]	X <sub>sc</sub>	-6.01
	Y <sub>sc</sub>	-0.03
	Z <sub>sc</sub>	-9.84

※標準の部品構成の場合：分離コネクタは B3.(9)、分離スイッチは B3.(10)を参照

## (7) Lightband®アッパーリングの結合部機械的インターフェース

Lightband®アッパーリングと超小型衛星下面との結合インターフェースの代表例を表 B3-4 に示す。

超小型衛星側の Lightband®アッパーリングの結合部寸法例を図 B3-4 に示す。

超小型衛星側の強度の確認は衛星側で実施する必要がある。

ボルトの耐力と強度から設定したボルト締め付けトルク最大(表 B3-4)のときのボルト最大軸力の参考値を表 B3-5 に示す。

表 B3-4 Lightband®アッパーリングと超小型衛星下面との結合インターフェース例

取り付けボルト本数:	12 本
ボルト型番:	NAS1351N4-12(L=19.05mm)
ワッシャ型番:	NAS620B416(t=1.6mm)
ランニングトルク:	0.4~3.3N·m 衛星側:衛星出荷前に衛星側によるセルフチェックとして、事前にランニングトルク値が規格を満足していることを確認する。 ロケット側:衛星引き渡し時、Lightband®アッパーリング結合前に、組付け時にランニングトルク値が規格を満足していることを確認し、ランニングトルク(実測値) + 締め付けトルクを負荷する。
締め付けトルク:	8.7~10.1 N·m
インサート:	長さ:2D ロックタイプ(ロックインサート) メッキ:なし
部品手配:	ボルト、ワッシャ:ロケット側 インサート:衛星側

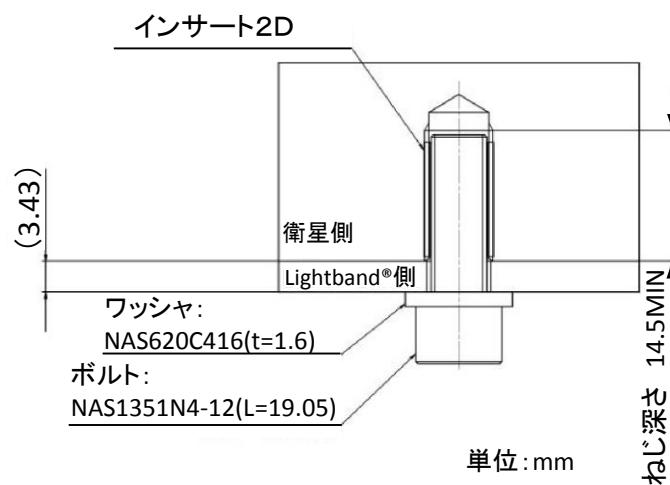


図 B3-4 Lightband®アッパーリング結合部

表 B3-5 ボルト最大軸力(参考)とボルト許容荷重

項目		単位	値	備考
締付による軸力		N	8,494	締付トルク10.1[N·m]時
熱荷重		N	156.5	気温20±6°Cを想定、14°C取付で26°C時の荷重増分 温度範囲を広げる場合は、線形補間のこと(13N/°C)
内外力比		-	0.53	
外力	降伏	N	8,363	ライトバンドManualのボルト最大許容荷重値による
	終極	N	10,453	=降伏外力 × 1.25
ボルト最大軸力	降伏荷重	N	13,104	=締付による軸力+熱荷重+内外力比 × 降伏外力
	終極荷重	N	14,218	=締付による軸力+熱荷重+内外力比 × 終極外力
ボルト許容荷重	降伏	N	19,416	NAS1351N4
	終極	N	25,889	NAS1351N4
ボルト安全余裕	降伏	-	0.48	
	終極	-	0.82	

## (8) 分離スプリング

分離スプリングの配置、本数は、衛星ごとの ICD に規定する

分離スプリングのばね特性は Lightband®ユーザーマニュアルを参照。

## (9) 分離コネクタ

分離コネクタは Lightband®付属品を 2 式用いることを標準とする。外観を図 B3-5 に示す。

分離コネクタの仕様を表 B3-6 に示す。

電気的インターフェースは B4 項による。



図 B3-5 分離コネクタ外観

表 B3-6 分離コネクタの仕様

個数	2 式
取り付け位相	図 B3-1 による
ピン配置	電気的インターフェースは B4 項による。
ばね特性	Lightband®ユーザーマニュアルを参照。
手配	ロケット側

## (10) 分離スイッチ

分離スイッチは Lightband®付属品を 2 式用いることを標準とする。外観を図 B3-6 に示す。

分離スイッチの仕様を表 B3-7 に示す。

分離スイッチが 3 式必要な場合には、プログラムディレクタに連絡のこと。

電気的インターフェースは B4 項による。



図 B3-6 分離スイッチ外観

表 B3-7 Lightband®の分離スイッチ

個数	2 個
取り付け位相	図 B3-1 による
ばね特性	Lightband®ユーザー マニュアルを参照。
手配	ロケット側

## B4. 電気的インターフェース

### B4.1 Lightband®付属分離コネクタ

分離コネクタは Lightband®付属品を 2 式用いることを標準とする。外観は B3 項を参照。

分離コネクタの仕様を表 B4-1 に示す。

ロケット側の分離検知に使用するピンを表 B4-1 に示す。ショートワイヤを結線して用いる。これ以外のピンを衛星側で使用することが可能である。分離コネクタを分離スイッチの代わりに使用してもよいが、ノーマルオープンであり、分離後にオーブンとなる。また、分離コネクタを経由する回路は、ロケットから衛星が分離する瞬間まで機能する仕様とする。衛星の軌道上での運用に渡って使用することは保証しない。

また、ロケットとのインターフェース（ロケット内配線）及び射場設備とのインターフェース（アンビリカルライン）は標準仕様としては用意しない。

補充電等のアクセスを行いたいなどの場合は、衛星結合前か、衛星結合後・フェアリング結合前の実施となる。

また、分離コネクタは Lightband®アップペーリングとロウワーリングの間のボンディングパスの役割がある。

表 B4-1 分離コネクタの仕様

個数	2 式
取り付け位相	図 B3-1 による。
ピン配置	図 B4-1 に示す
ロケット側使用ピン	J11: pin No.4,11,5,13 J12: pin No.5,13
手配	ロケット側

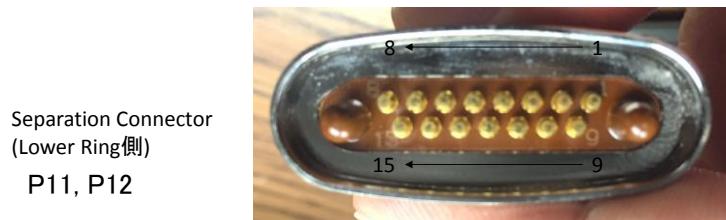
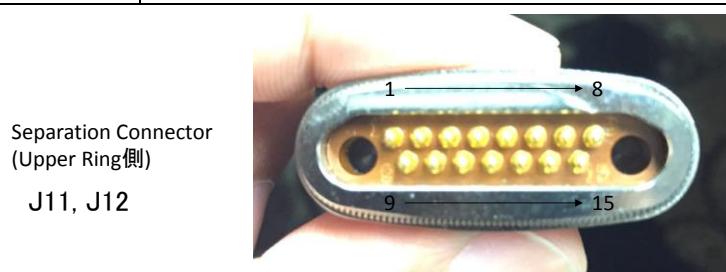


図 B4-1 コネクタピン配置

## B4.2 分離スイッチ

## (1) Lightband®付属品

分離スイッチは Lightband®付属品を 2 式用いることを標準とする。外観は B3 項を参照。

分離スイッチが 3 式必要な場合には、プログラムディレクタに連絡のこと。

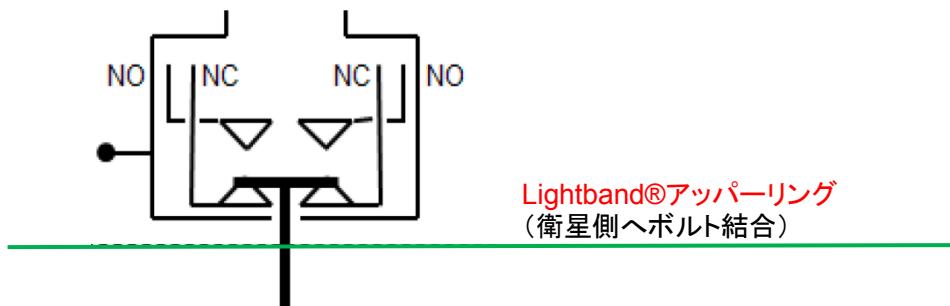
Lightband®付属品の分離スイッチの仕様を表 B4-2 に示す。

分離スイッチは MIL-PRF-8805 に適合しており、イプシロンロケットの振動環境において、 $10\mu\text{s}$  以上の瞬断がない。

分離スイッチを経由する回路は、ロケットから衛星が分離する瞬間まで機能する仕様とする。衛星の軌道上での運用に渡って使用することは保証しない。

表 B4-2 Lightband®オプション部品の分離スイッチ

個数	2 個
取り付け位相	図 B3-1 による。
接点構成	SPDT(单極双投)
回路図	図 B4-2 に示す。
手配	ロケット側



Lightband®アッパーリング  
(衛星側へボルト結合)

※本図は分離状態を示したものである。

図 B4-2 分離スイッチ回路図

### (2) 衛星独自の分離スイッチ

衛星が Lightband® の内側の包絡域内に独自の分離スイッチを持つことも可能である。

ただし、衛星結合後はアクセスできないため、分離スイッチ周りの寸法計測はできない。

分離スイッチストロークに関して、高さ方向の変動については個別の分離スイッチの反力にも影響をうけるため、個別の ICD にて規定する。分離スイッチの反力をプログラムディレクタに連絡のこと。

また、Lightband® は付属品の分離スイッチの反力を考慮して分離スプリングを配置するため、分離レートに対して要求がある場合には、付属品の分離スイッチを適用することを推奨する。

Lightband® 付属品の分離スイッチを使用しないで独自の分離スイッチを持つ、大きなレートが出る場合があるので、要求の分離後回転レート、分離スイッチの特性、衛星質量特性と合わせて、プログラムディレクタに相談のこと。

### B4.3 ボンディング

ボンディングは本文の 4.4.6 項による。

衛星は、インサートと Lightband®アッパーリング取り付けボルトとの間で電気的に結合する必要がある(図 B4-3)。

衛星は事前に以下の 2 点間の抵抗値を計測し、上記抵抗値を満足することを確認する必要がある。

- ① Lightband®アッパーリング取り付けボルトの頭又はワッシャ
- ② 衛星構造体

また、ボンディングジャンパによることも可能である。

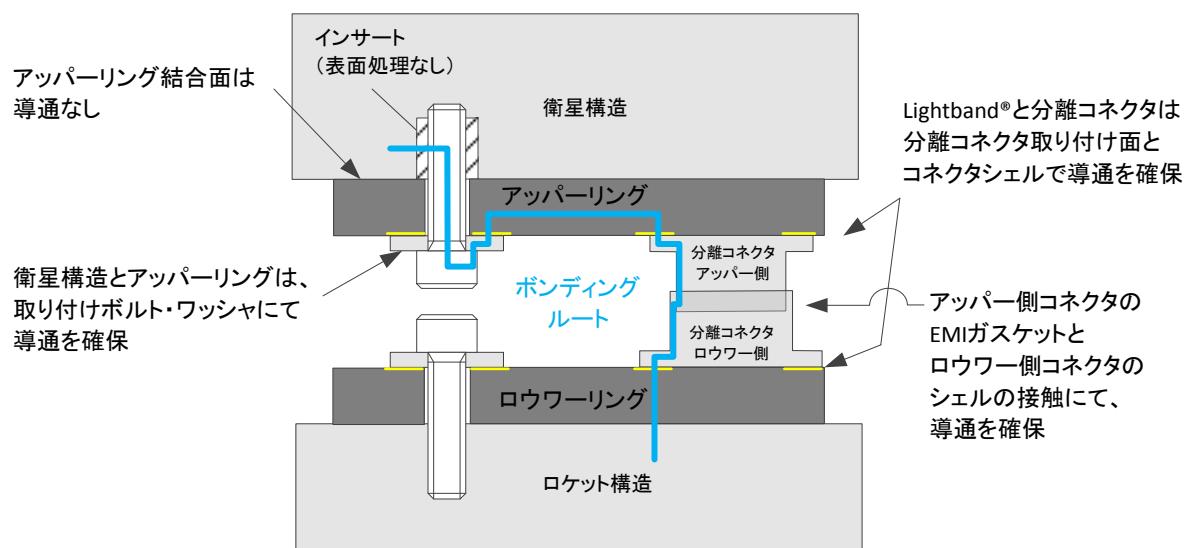


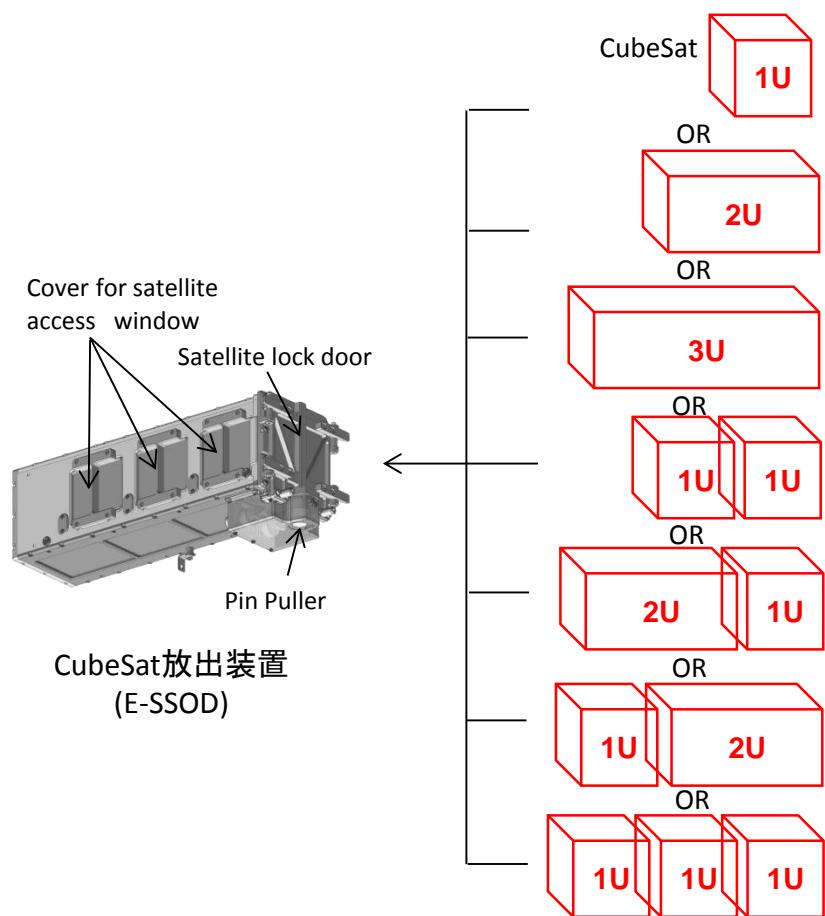
図 B4-3 ボンディングルート

# Appendix C

## E-SSOD インタフェース

CubeSat 放出装置「E-SSOD」について本書にて説明する。

CubeSat は E-SSOD に収納し、放出される。



## C1. 搭載位置詳細

CubeSat 基準座標系の詳細を図 C1-1 に示す。

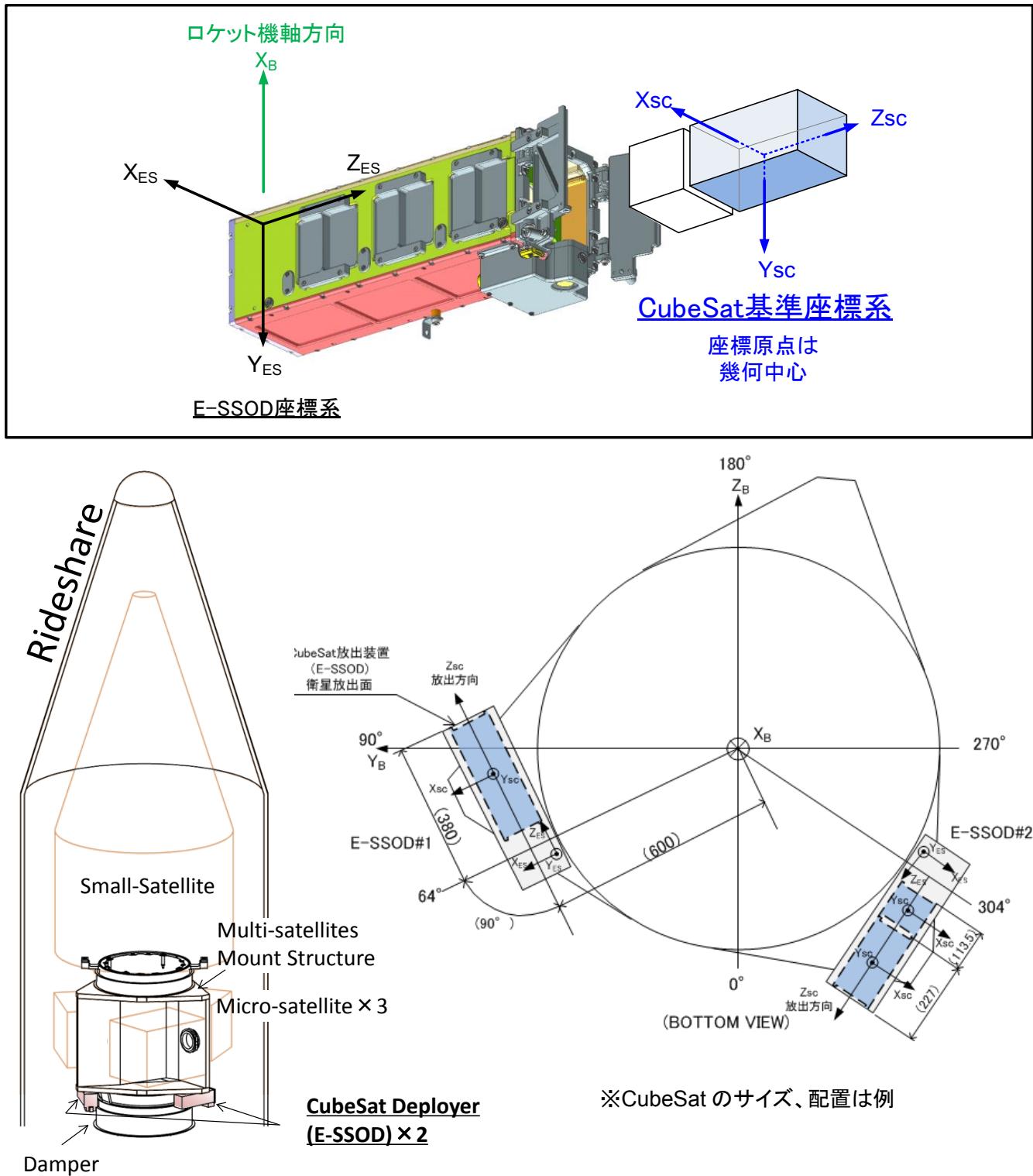


図 C1-1 CubeSat 座標系(SC)と E-SSOD 座標系(ES)とロケット座標系(B)との関係

## C2. CubeSat 包絡域

衛星包絡域の定義は本文 4.1.1 項による。

具体的な CubeSat の包絡域を図 C2-1 に示す。

CubeSat の展開構造は、E-SSOD 搭載時には、自らの機構で収納状態に保持される必要がある。すなわち E-SSOD 側の構造を拘束に使用できない。

また、その保持状態が E-SSOD 内で誤展開など、不意に解放された際に展開物が内壁に接すると想定される場合は、その接触する部位に 1mm 以上の厚みを持たせる必要がある。

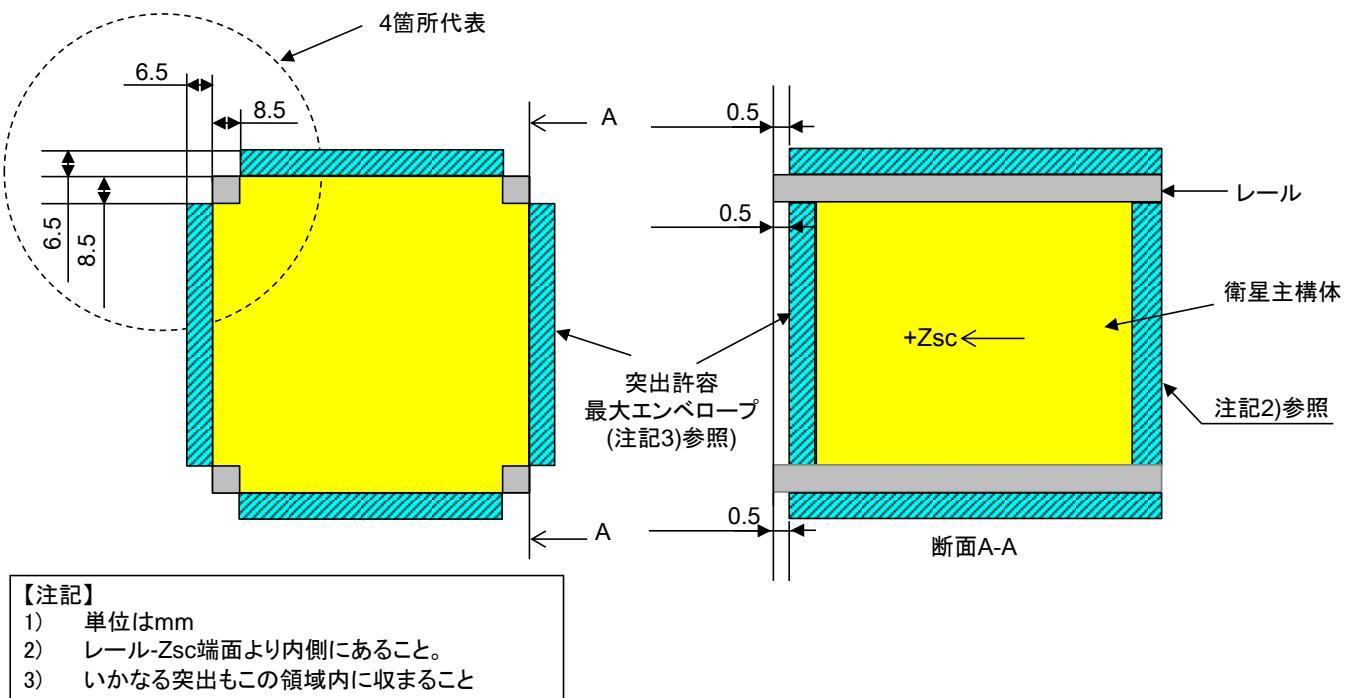


図 C2-1 CubeSat の動的包絡域

### C3. 機械的インターフェース

#### C3.1 外形寸法に関する要求

搭載可能な CubeSat サイズを表 C3-1 に示す。詳細寸法を図 C3-1 に示す。

表 C3-1 CubeSat のサイズ

		CubeSat 主構体寸法(レールを含む)			レール寸法
		Xsc	Ysc	Zsc	
CubeSat	1U	100±0.1mm	100±0.1mm	113.5±0.1mm	8.5mm 角以上
	2U			227.0±0.1mm	
	3U			340.5±0.3mm	

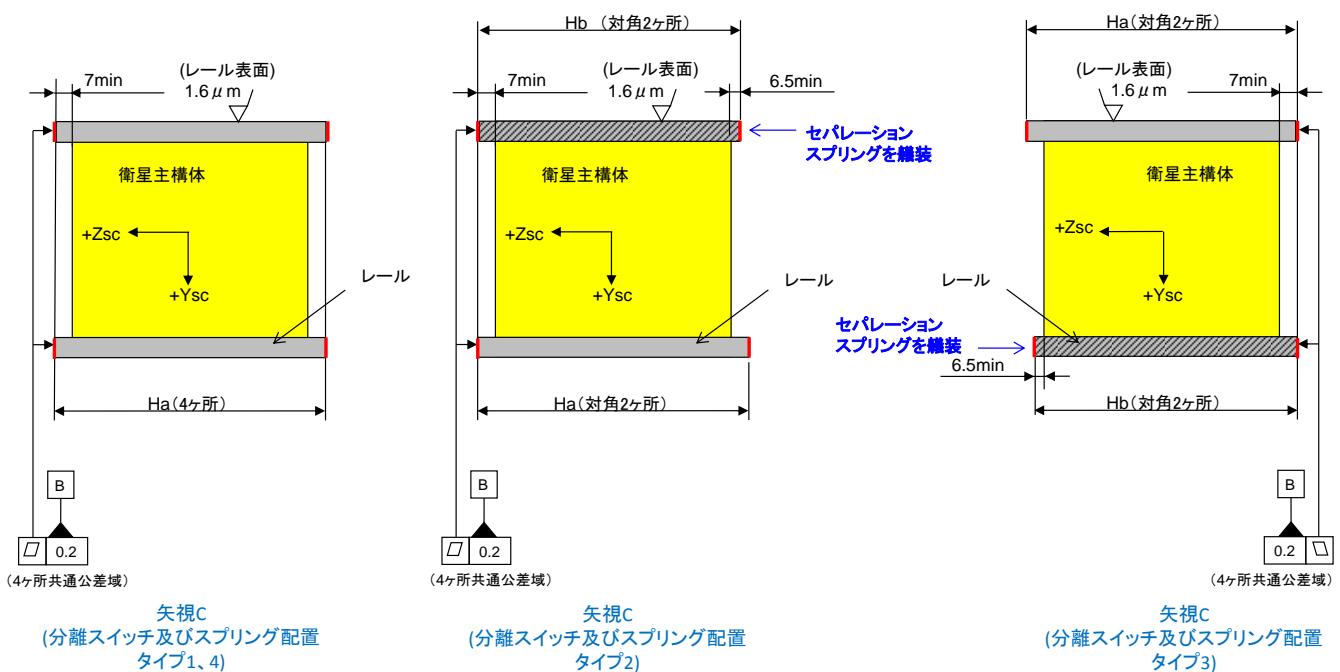
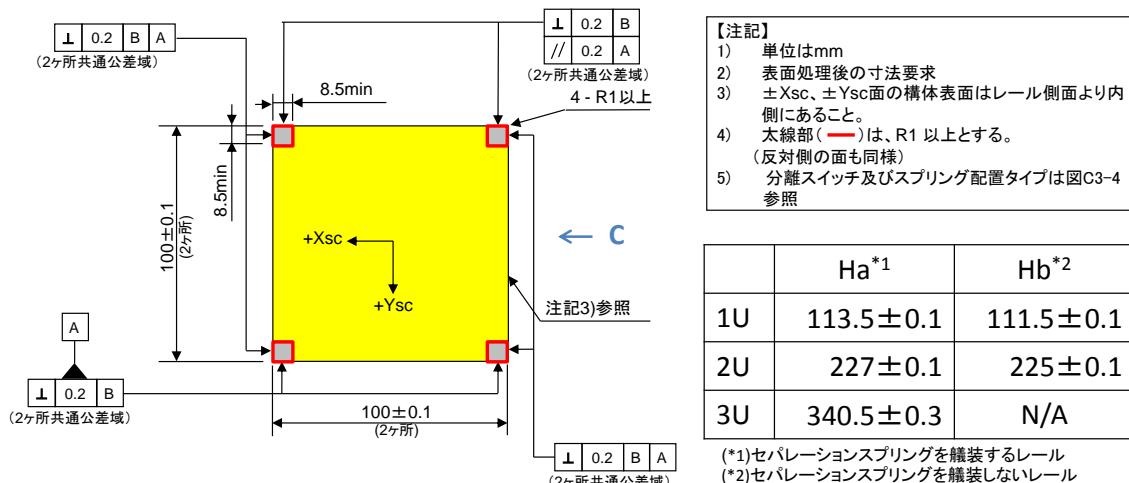


図 C3-1 CubeSat 寸法インターフェース要求

### C3.2 レールに関する要求

- (1) CubeSat の  $Z_{sc}$  軸に平行な四辺に、E-SSOD 内から滑り出るためのレール(4式)を持つ必要がある。
- (2) レールに対する寸法要求は、図 C3-1 による。
- (3) レールは 8.5mm 以上の幅を持つ必要がある。
- (4) レールの表面は  $Ra$   $1.6\mu m$  以下とする必要がある。
- (5) レールのエッジは  $R1$  以上で丸める必要がある。
- (6) レール端面は、各々  $6.5mm \times 6.5mm$  以上の平面を有する必要がある。
- (7) 各レールの  $\pm Z_{sc}$  を除く側面について、E-SSOD のガイドレールと少なくも 75% 以上、上述の規定に基づく接触面をもつ必要がある。残り 25% のレール側面は、レール面より内側にあってもよい。(すなわち、レールの接触面として、1U の場合  $85.1mm$  以上、2U の場合  $170.3mm$  以上、3U の場合  $255.4mm$  以上を有する必要がある。)  
レールが分割されている場合は各々のレール端を  $R1mm$  以上で丸める必要がある。分かれているレール面全体の共通公差域が、図 C3-1 に規定されている直角度、平行度を満足する必要がある。  
また、レール端の圧縮荷重が CubeSat 筐体にも負荷されることを前提に強度設計を実施する必要がある。
- (8) CubeSat 構体四辺のレールには、E-SSOD と接触する側面並びに両端面に、機械加工後、ハードアノダイズ処理を施工する必要がある。ハードアノダイズ処理は、MIL-A-8625 「Anodic Coatings for Aluminum and Aluminum Alloys」、Type3 とし、膜厚は  $10\mu m$  以上とする必要がある。

### C3.3 強度要求

打ち上げ時の E-SSOD 内での CubeSat がたつきを抑制させるため、E-SSOD のバックプレート面の隙間を 4 本のボルトで抑制する(図 C3-2 参照)。このため、打上げ時の荷重条件としては、E-SSOD に同乗する CubeSat の質量(自身が 1U の場合は CubeSat 質量  $1.5kg \times 2$  個、自身が 2U の場合は CubeSat 質量  $1.5kg \times 1$  個、自身が 3U の場合は  $0kg$ )と E-SSOD バックプレート(図 C3-2 参照)質量  $0.25kg$  に対する加速度に加え、メインスプリングからのはね荷重として、レール 4 本合計 MAX27.9N の荷重を考慮に入れた強度設計を行う必要がある。ただし、振動試験、衝撃試験では、メインスプリングからのはね荷重はランダム振動荷重に比べ十分小さいため模擬する必要はない。

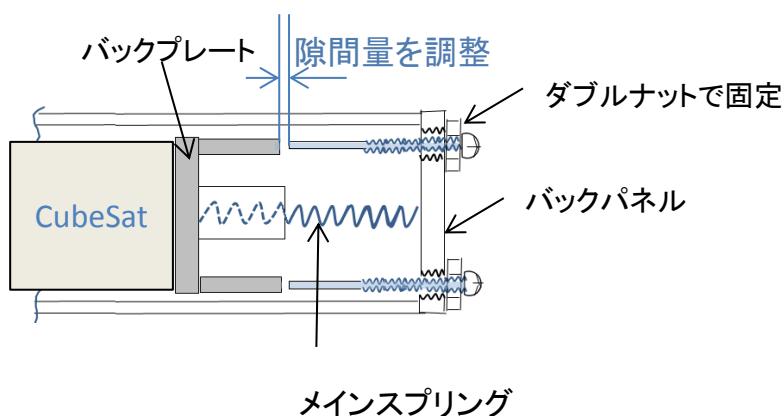


図 C3-2 E-SSOD バックプレートとアジャストボルト周りの概要図

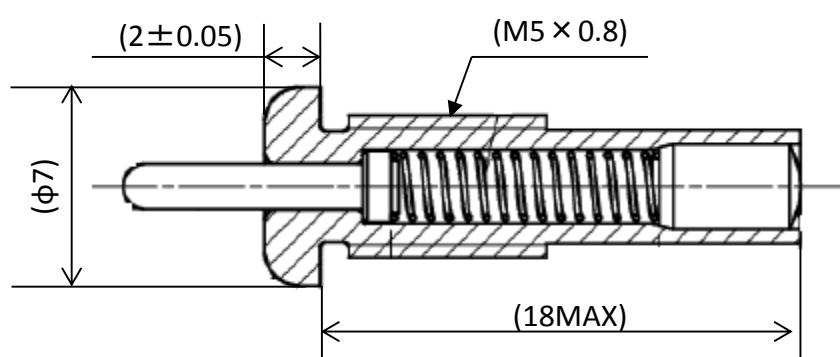
### C3.4 セパレーションスプリング

E-SSODにCubeSatを混載する場合は、同時放出されるCubeSat間の放出間隔を保ち、お互いが衝突しないよう、セパレーションスプリングとして、スプリングプランジャ(P/N 251D939002-1)を2個実装する必要がある。

セパレーションスプリングの外観及び寸法・質量を図C3-3に示す。

実装するレールの位置、位相は図C3-4による。3UサイズのCubeSatはセパレーションスプリングを実装する必要はない。また、図C3-4におけるタイプ4の搭載位置の場合も、セパレーションスプリングを実装する必要はない。

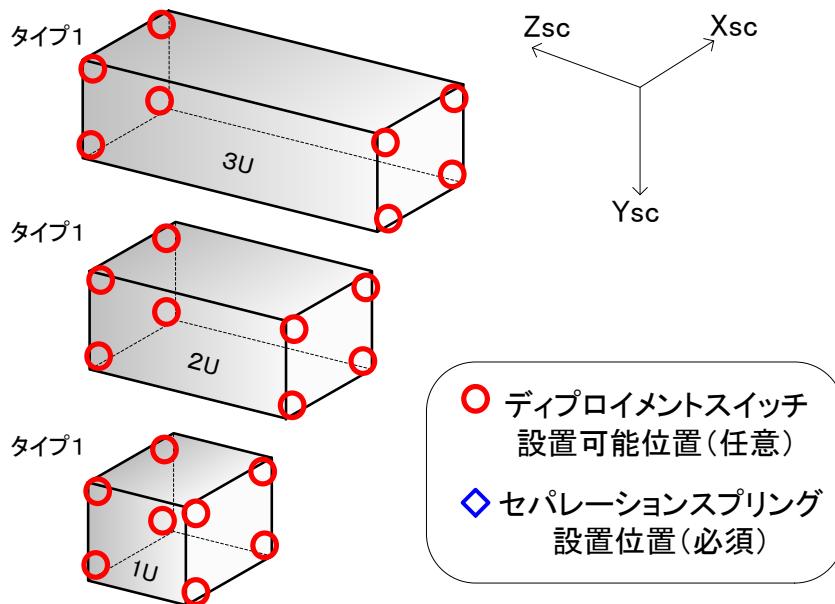
レール端面の実装位置詳細は図C3-5に示す。また、図C3-6に示す通り、CubeSatレール端面にセパレーションスプリングのフランジを密着させる必要がある。



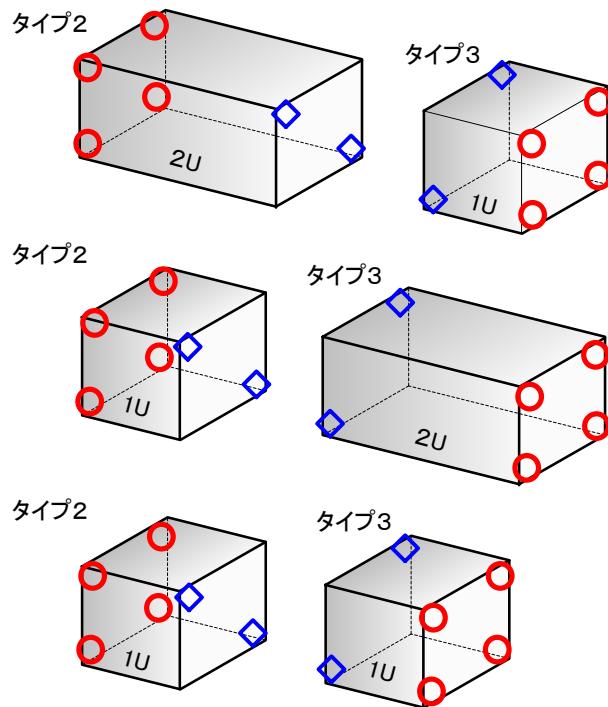
約2.0g(1個あたり)

図C3-3 スプリングプランジャー外観及び寸法・質量

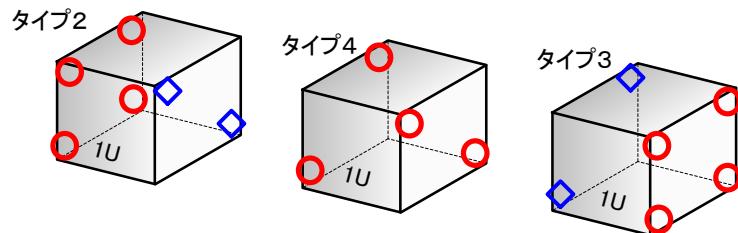
## (1)単独搭載の場合



## (2)2機搭載の場合



## (2)3機搭載の場合

図 C3-4 ディプロイメントスイッチ設置可能位置とセパレーションスプリング設置位置



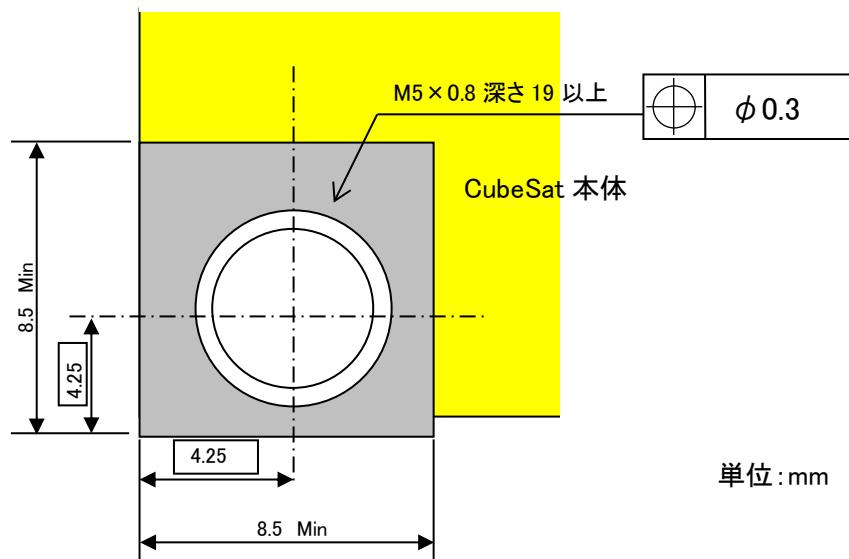
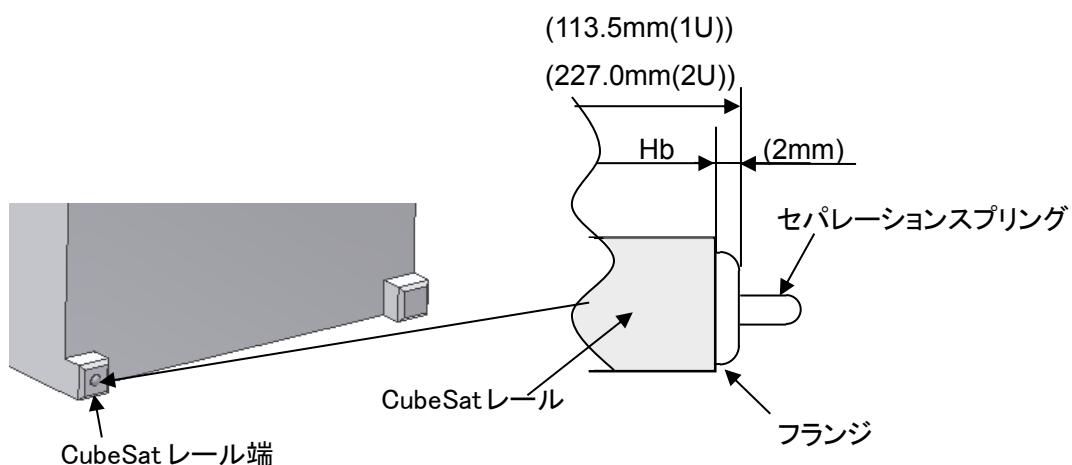


図 C3-5 セパレーションスプリング/ディプロイメントスイッチ搭載位置



※Hb は図 C3-1 参照

図 C3-6 セパレーションスプリング取り付け位置

## C3.5. 分離スイッチ

- (1) CubeSat は、E-SSOD への収納状態における CubeSat の稼働を防止するため、ディプロイメントスイッチをレール端面に設ける必要がある。個数については C4.1 を参照。搭載可能な位置は、図 C3-4 による。レール端面の実装位置詳細は図 C3-5 に示す。
- (2) いずれかのディプロイメントスイッチが押下された状態では、CubeSat は非稼働状態になる必要がある。押下された状態とは、ディプロイメントスイッチがレール端面から 0.75mm 突出した位置までとする。(図 C3-7 参照)
- (3) CubeSat のバッテリーへの充電が必要な場合、充電はディプロイメントスイッチが押下された状態で実施する必要がある。
- (4) ディプロイメントスイッチの可動ストロークは、Z<sub>SC</sub> 軸方向でレール端面から 2.0mm 以下とする必要がある。(図 C3-7 参照)
- (5) ディプロイメントスイッチの発生する力は、3N 以下(1 個あたり)とする必要がある。

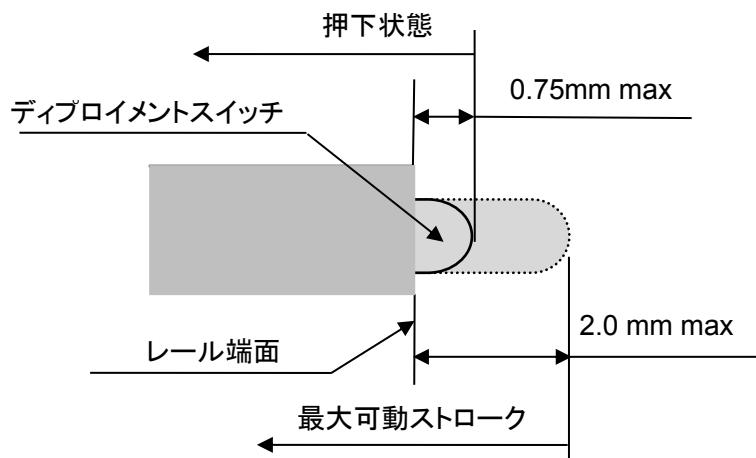


図 C3-7 ディプロイメントスイッチ押下状態と稼働ストロークの説明

## C3.6. アクセス窓

- (1) E-SSOD に CubeSat 収納後、外部から CubeSat へのアクセスは、 $+X_{ES}$  ( $=+X_{sc}$ ) 面から可能である。  
アクセス可能なエリアを図 C3-8 に示す。
- (2) E-SSOD に CubeSat 収納後、打ち上げまでの間にアクセスする必要がある場合は、このエリアからアクセス可能な場所にアクセスポートを配置する必要がある。
- (3) フェアリングアクセスは実施しない。

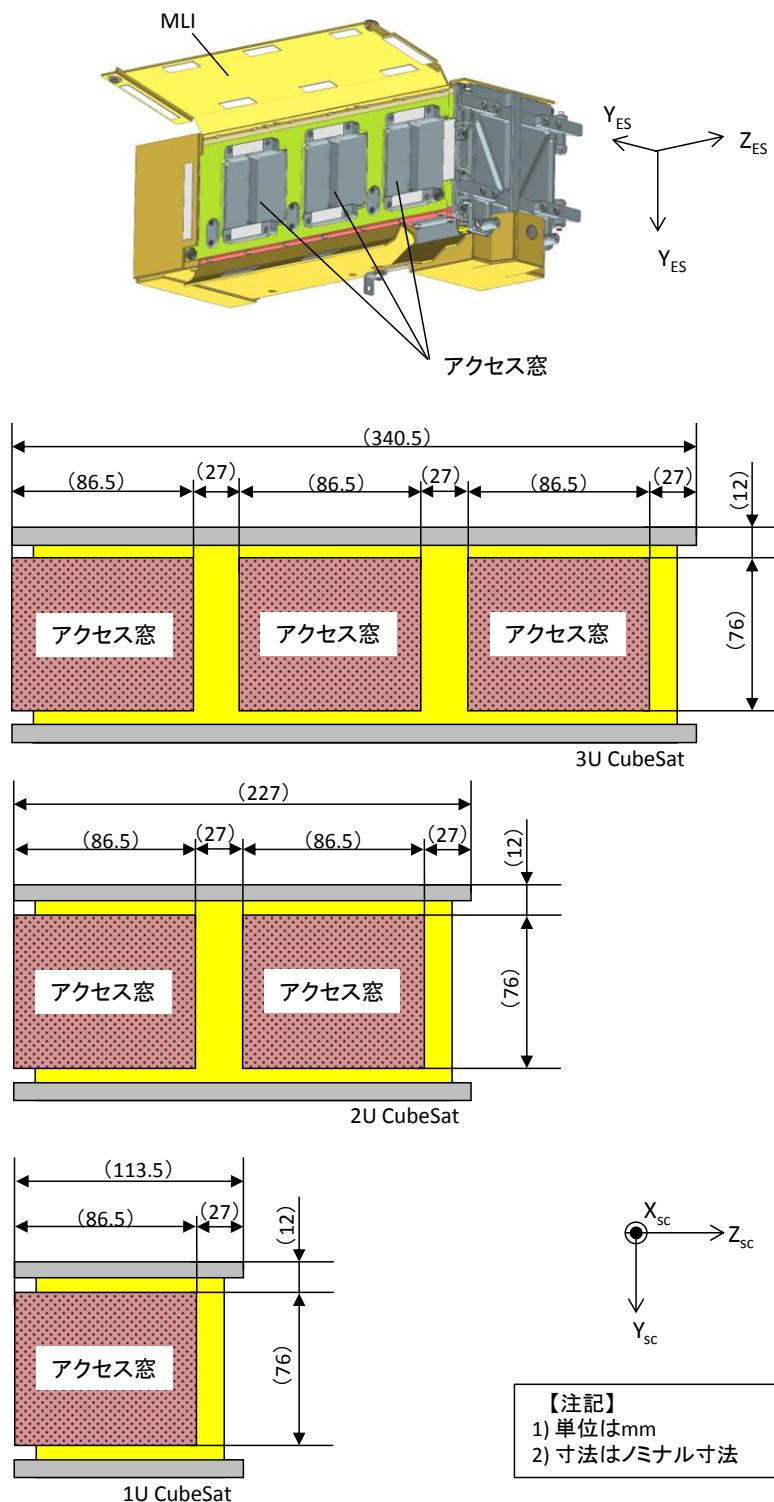


図 C3-8 アクセス窓位置

## C4. 電気的インターフェース

### C4.1. ディプロイメントスイッチとソフトウェア

太陽電池及びバッテリー電力による CubeSat の起動に対して、ディプロイメントスイッチとフライトピン(RBF pin: Remove Before Flight)を含めて、3つ以上、電力を遮断する手段を設ける事。電力遮断の回路設定例を図 C4-1 に示す。

ディプロイメントスイッチの機械的インターフェースは C3 項による。

いずれかのディプロイメントスイッチが押下された状態では、CubeSat は非稼働状態になる必要がある。また、一旦ディプロイメントスイッチが解放された状態になっても、200s 以内に再度押下された場合には、タイマーをリセットし、CubeSat は非稼働状態となる必要がある。これは、CubeSat を E-SSOD に収納する際の誤起動を防ぐためである。

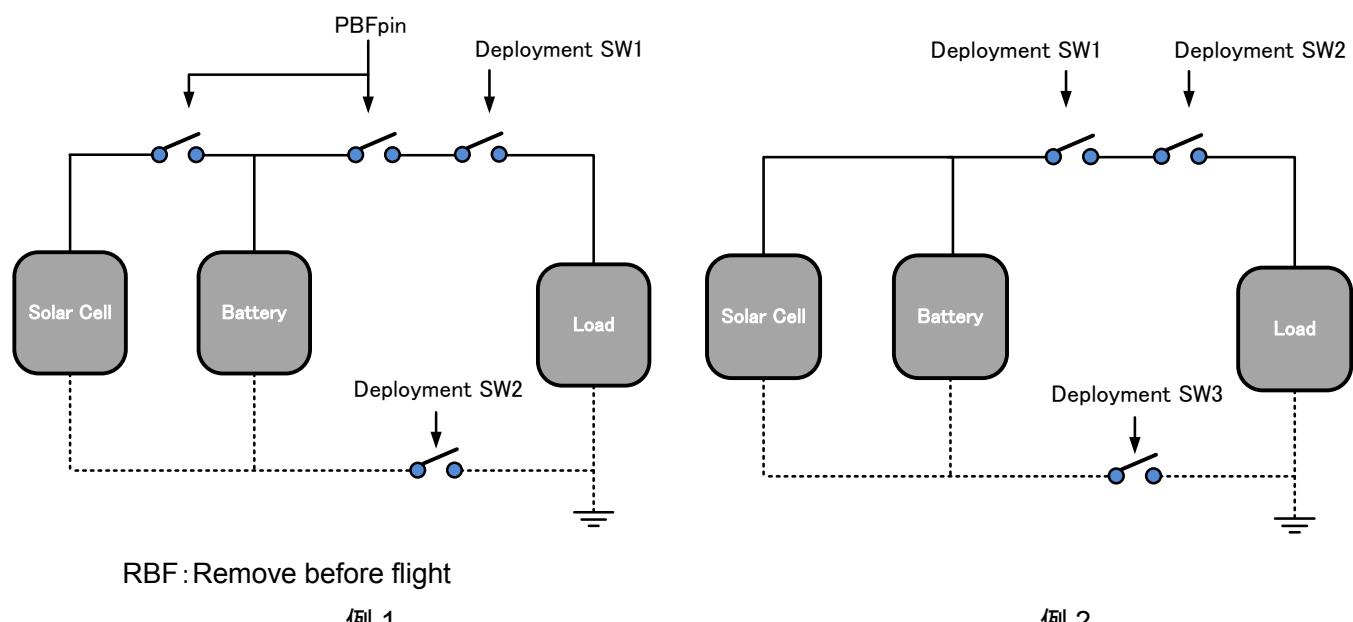


図 C4-1 電力遮断の回路設定例

### C4.2. ボンディング

E-SSOD 収納後に地上での取り扱いが必要になった場合に備え、CubeSat は図 C3-8 に示すアクセス窓からアクセスできる位置にボンディングポイントを有する必要がある。

## C5. CubeSat 検証試験用治工具

### C5.1. 振動試験用ケース

CubeSat の振動試験は以下に示す E-SSOD を模擬した振動試験用ケースが使用可能である(図 C5-1)。打上形態が、他の CubeSat と混載である場合は、振動試験用ケースに付属しているマスダミーを用いて試験を実施することを推奨する。

部番	名称	備考
113C122012-1	VIB TEST CASE 3U	3U 用
113C122012-2	VIB TEST CASE 2U	2U 用
113C122012-3	VIB TEST CASE 1U	1U 用

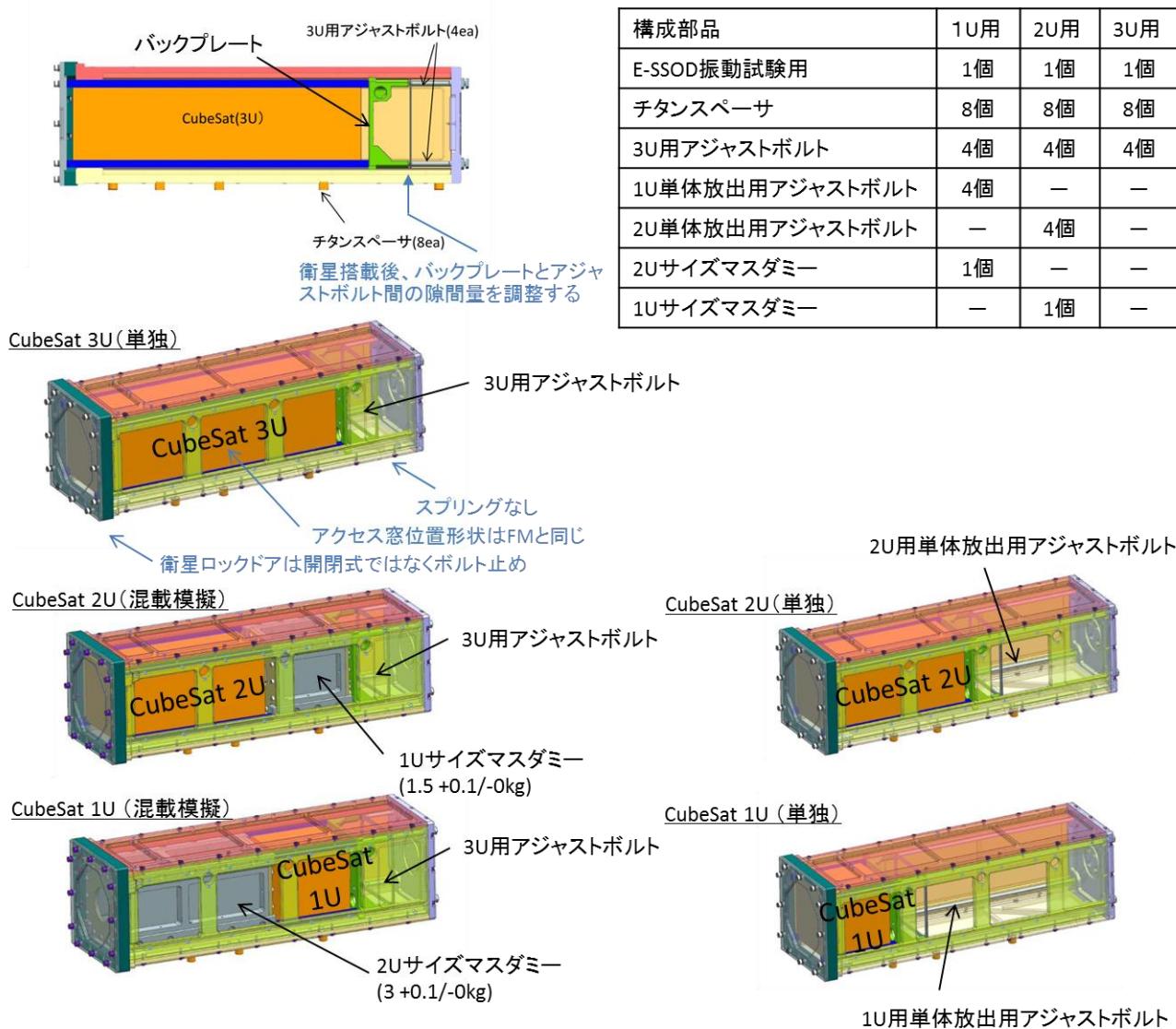


図 C5-1 振動試験用ケース外観図

## C5.2. フィットチェックケース

CubeSat のフィットチェックは図 C5-2 に示すフィットチェックケースを使用する必要がある。

なお、E-SSOD のレール間寸法は  $100.5 \pm 0.2\text{mm}$ 、フィットチェックケースのレール間寸法は  $100.2 \pm 0.1\text{mm}$  である。

部番	名称	備考
113C122011-1	FITCHECK CASE	1~3U 共通

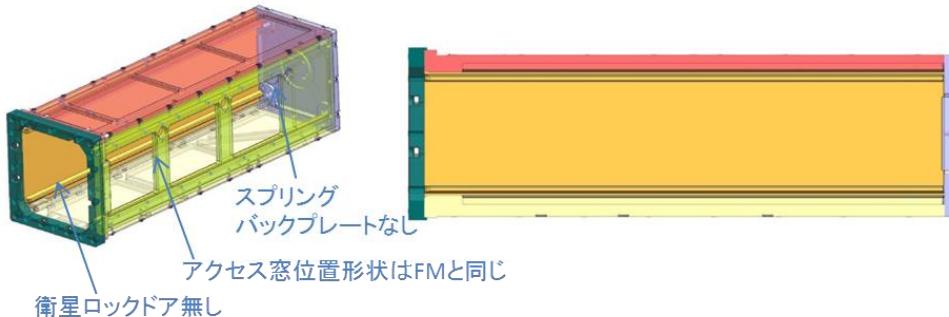


図 C5-2 フィットチェックケース外観

# Appendix D

---

## 射点設備データブック

イプシロンロケットの射点設備の詳細について本書に示す。

### D1. M 整備塔

図 D1-1 に M 整備塔フロア高さを、図 D1-2 に M 整備塔 8F、9F の柱の位置を示す。

図 D1-3 にロケット座標系と射場設備の位置関係を示す。射場でアンテナ試験(オプション)を実施する場合にはクロッキングの調整が必要である。

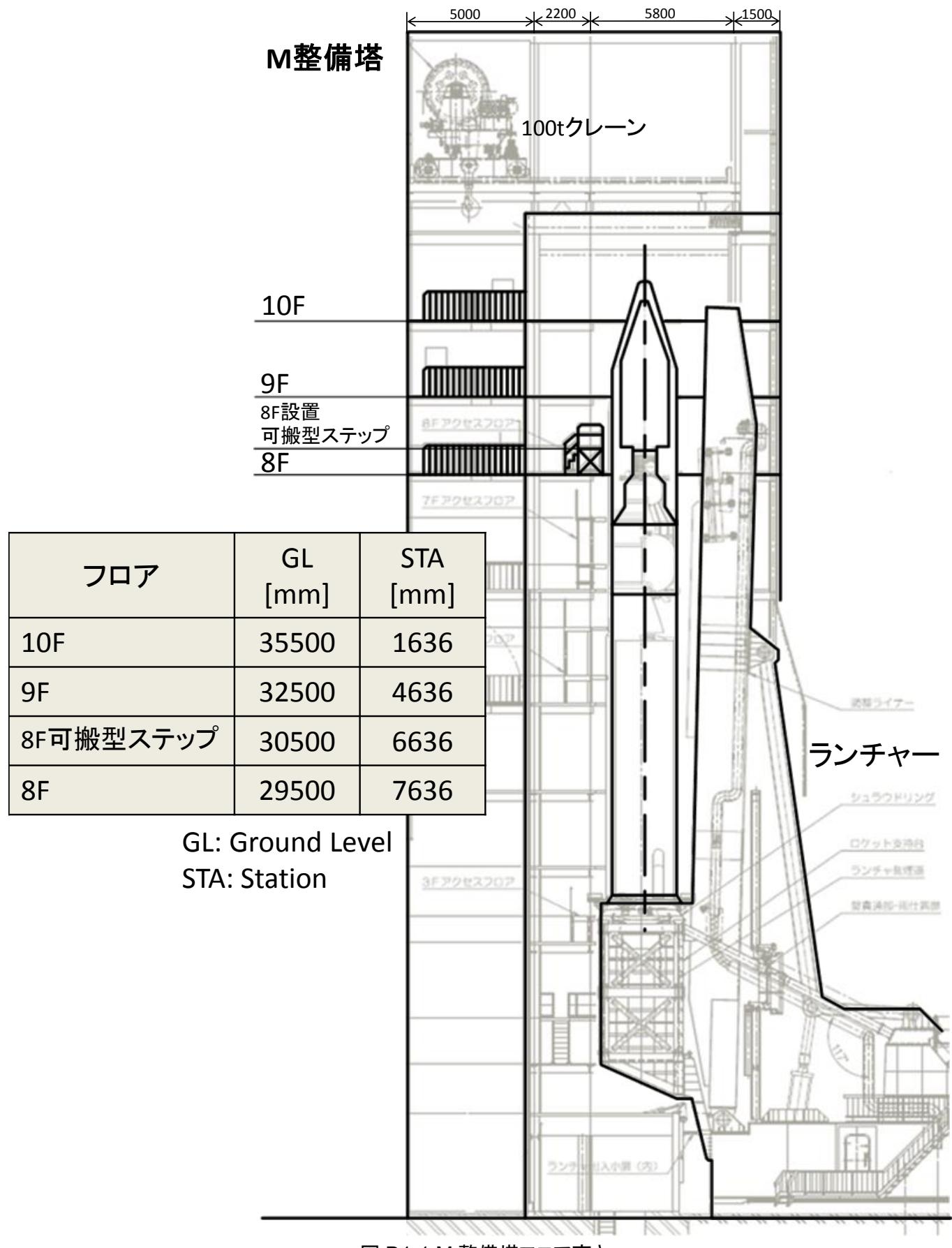


図 D1-1 M 整備塔フロア高さ

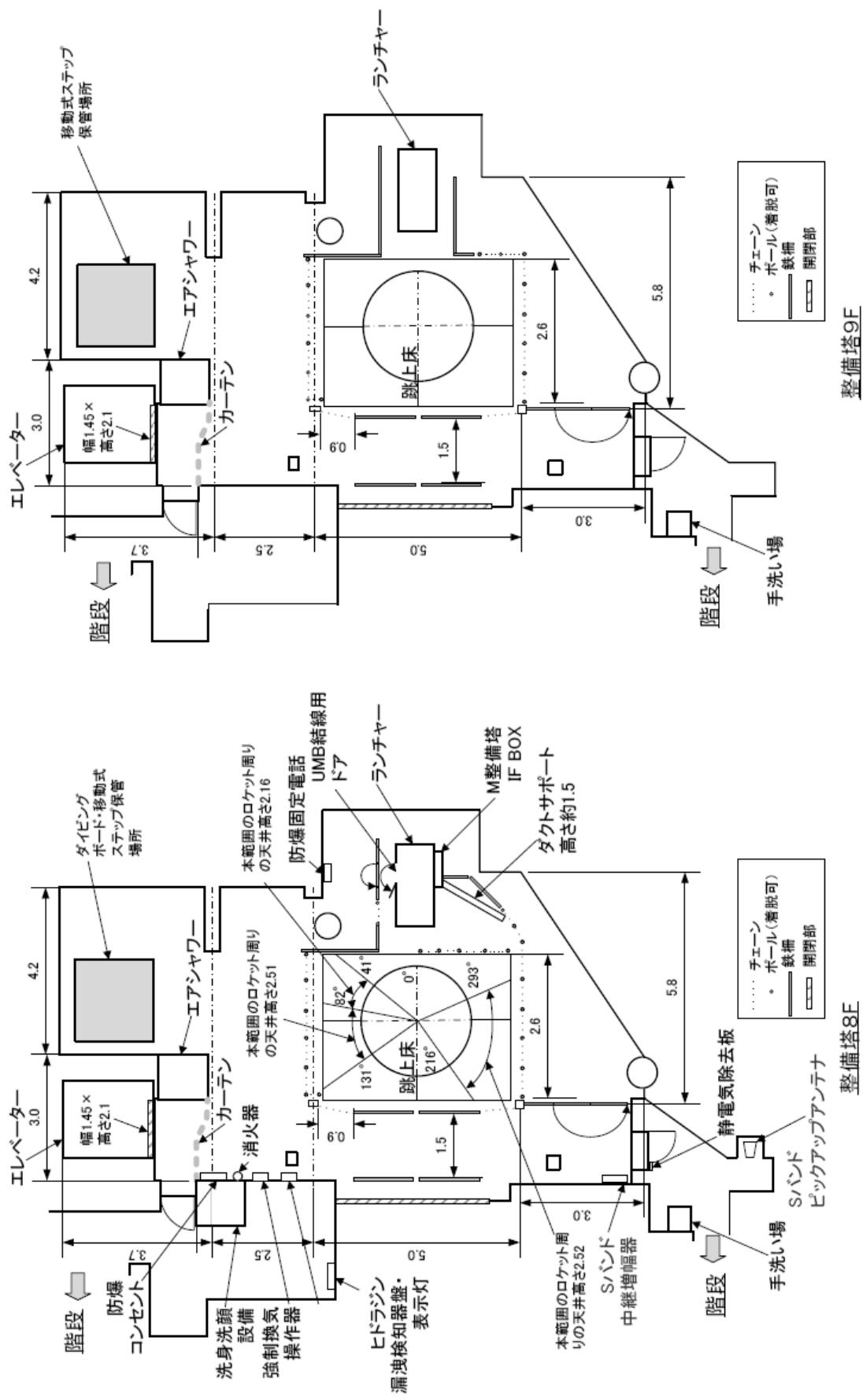


図 D1-2 M 整備塔 8F、9F の柱の位置

寸法の単位はメートル

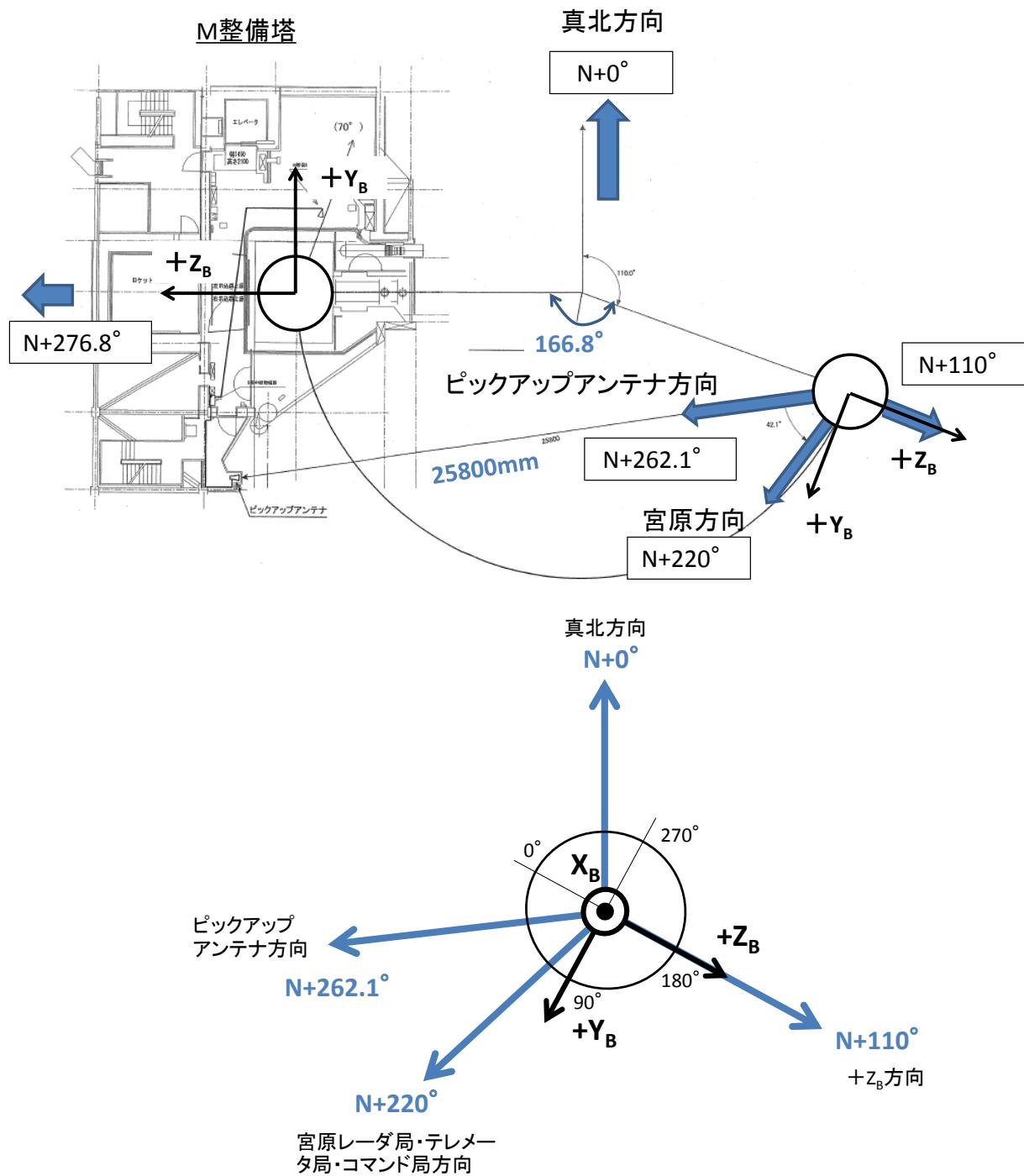


図 D1-3 ロケットが射点にある場合のロケット座標系と射場設備の位置関係

### D2. 衛星アンビリカル

#### (1)射場におけるアンビリカル系統図

衛星へのアクセスは、M組立室クリーンルーム(CR)及びクリーンルーム(CB)、M整備塔、射点に衛星があるとき、ESC、ECC衛星管制室、SA C/O室(CR横)、M C/O室(射点近傍半地下)のいずれからも可能である。

図D2-1、D2-2に衛星側地上支援装置(EGSE)等を含む、射場における衛星系ハーネスの系統図を示す。

#### (2)I/F BOX コネクタ

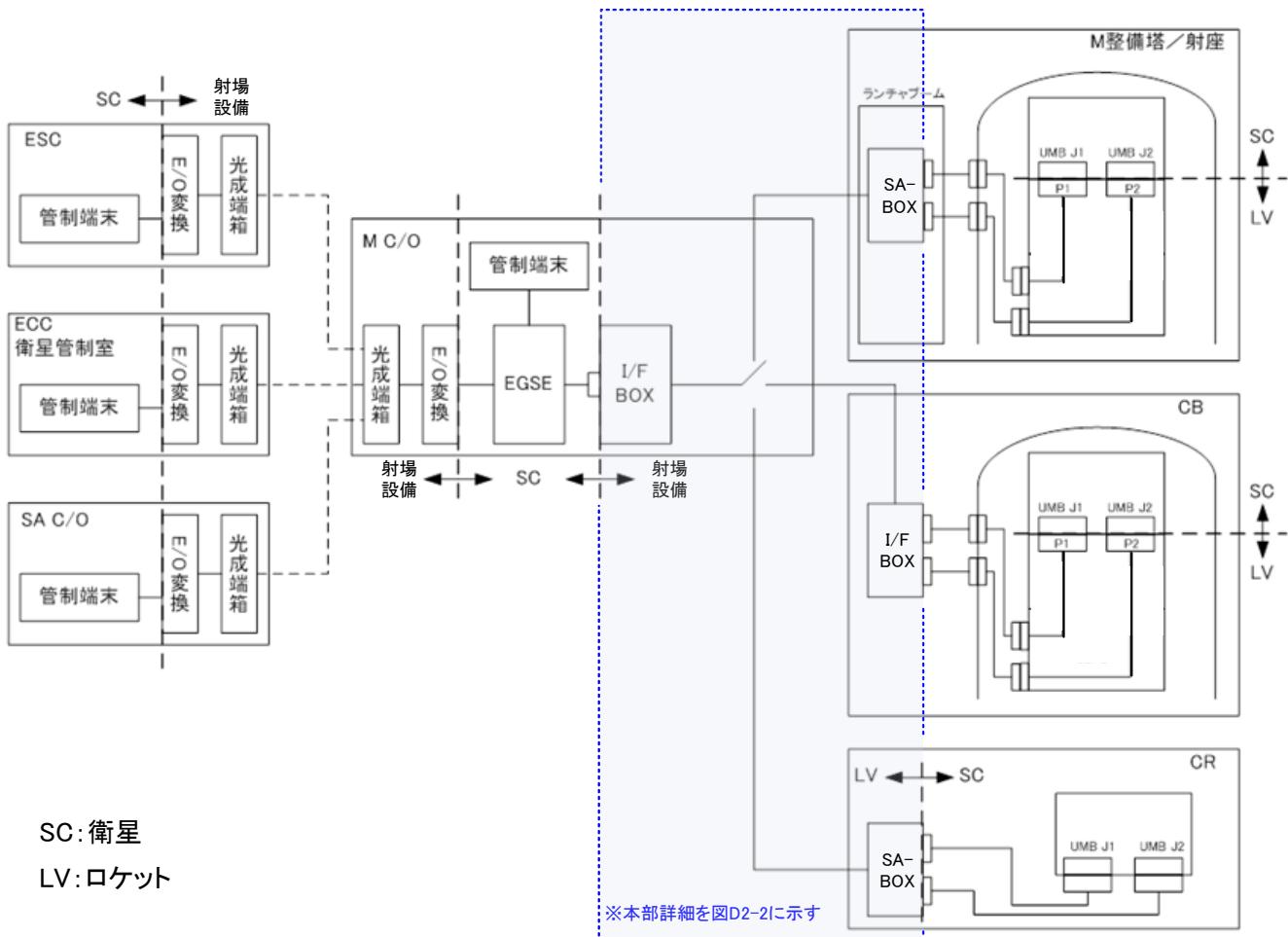
EGSEと接続する I/F BOX のコネクタの仕様を表 D2-1 に示す。

#### (3)SA-BOX コネクタ

ロケットと接続する I/F BOX のコネクタの仕様を表 D2-2 に示す。

#### (4)コネクタピニアサインメント

コネクタアサインメントを図 D2-3、D2-4 に示す。



(注)本図は、例である

図 D2-1 衛星側地上支援装置(EGSE)等を含む、射場における衛星系ハーネスの系統図

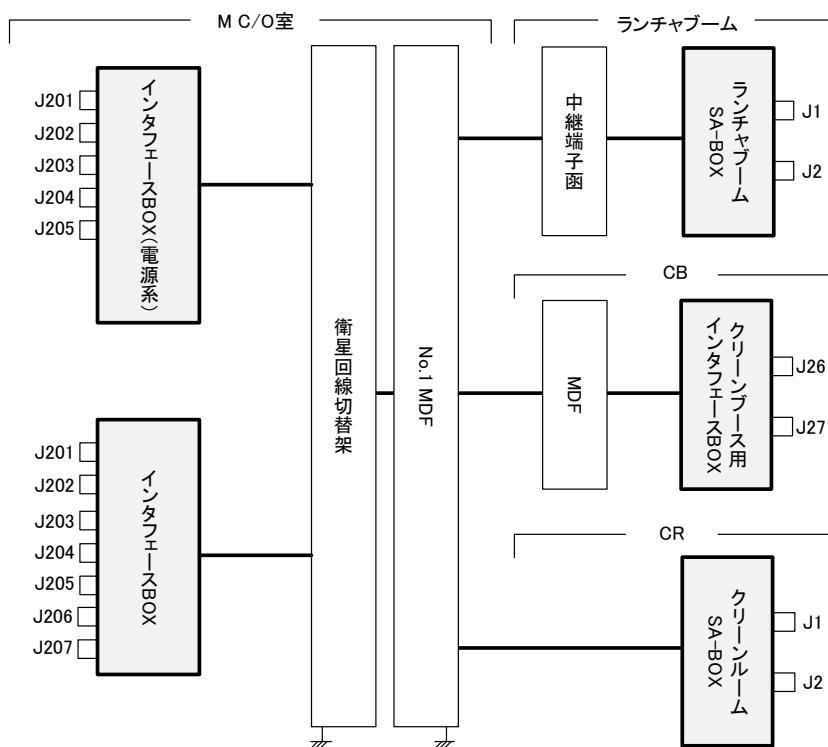


図 D2-2 射場における衛星系ハーネスの系統図詳細

表 D2-1 M C/O 室 インタフェース BOX コネクタ

インターフェース BOX 名称	コネクタ番号	部品番号
インターフェース BOX(電源系)	J201	N/MS3102A 28-6P
	J202	N/MS3102A 28-6P
	J203	N/MS3102A 28-6P
	J204	N/MS3102A 28-6P
	J205	CA3102A32A10P-R
インターフェース BOX	J201	57-20500-D35
	J202	57-20500-D35
	J203	57-20500-D35
	J204	57-20500-D35
	J205	57-20500-D35
	J206	DEU-9P-FOR
	J207	DEU-9S-FOR

表 D2-2 ランチャブーム/CB/CR SA-BOX コネクタ

SA-BOX、インターフェース BOX 名称	コネクタ番号	部品番号
ランチャブーム SA-BOX	J1	CA3102E32A-10S
	J2	CA3102E32A-10S
クリーンブース用インターフェース BOX	J26	CA3102A32A-10S
	J27	CA3102A32A-10S
クリーンルーム SA-BOX	J1	CA3102A32A-10S
	J2	CA3102A32A-10S

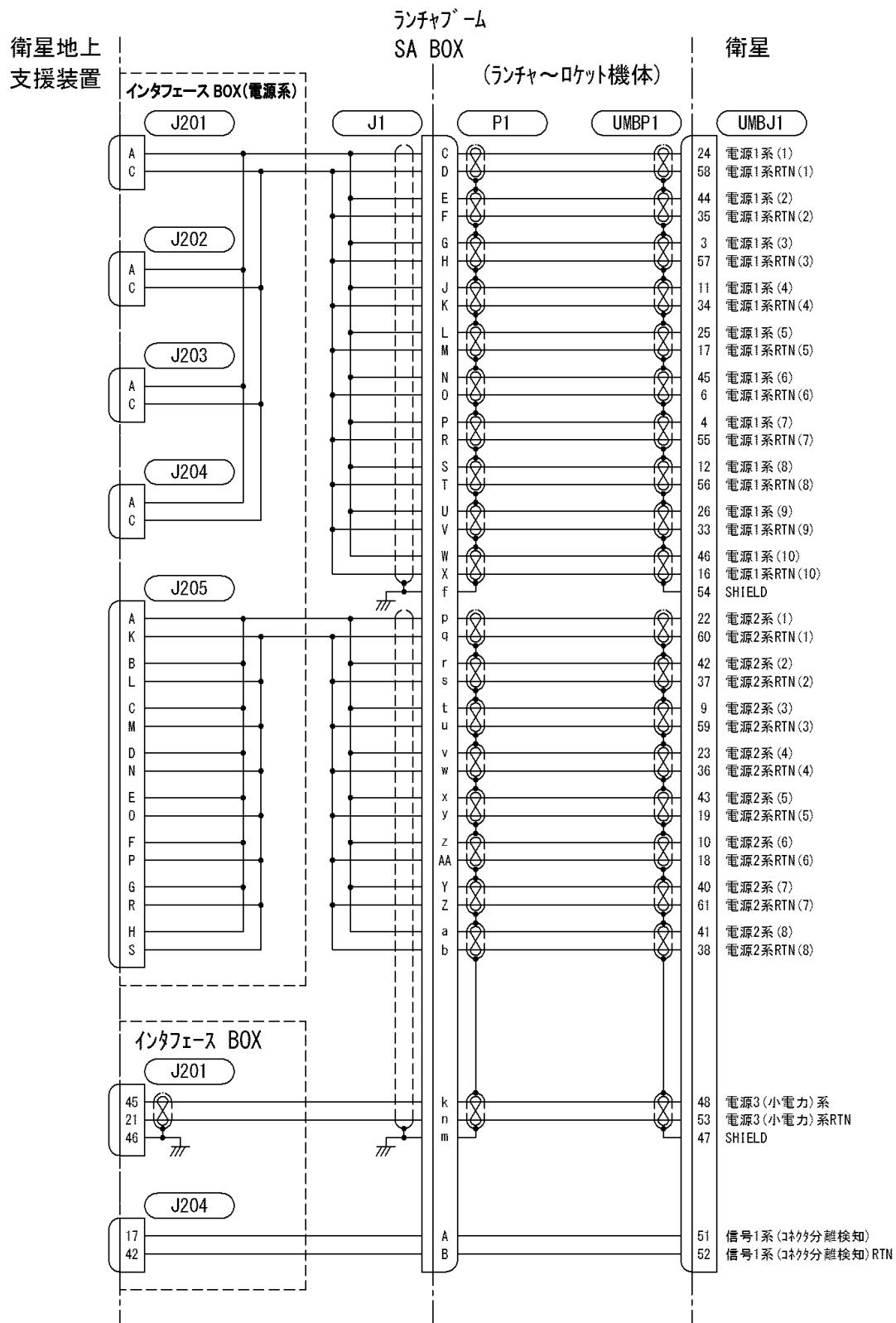
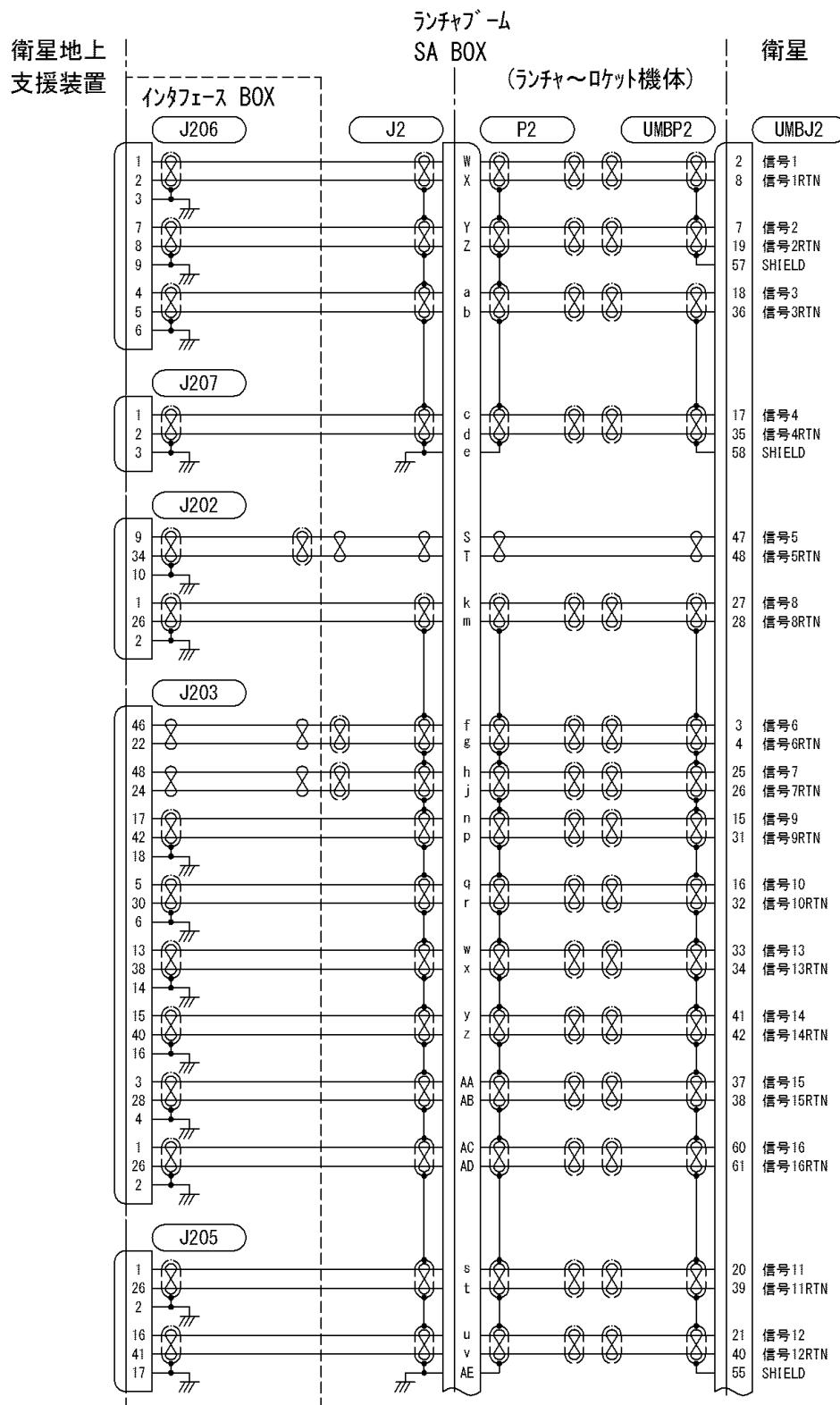
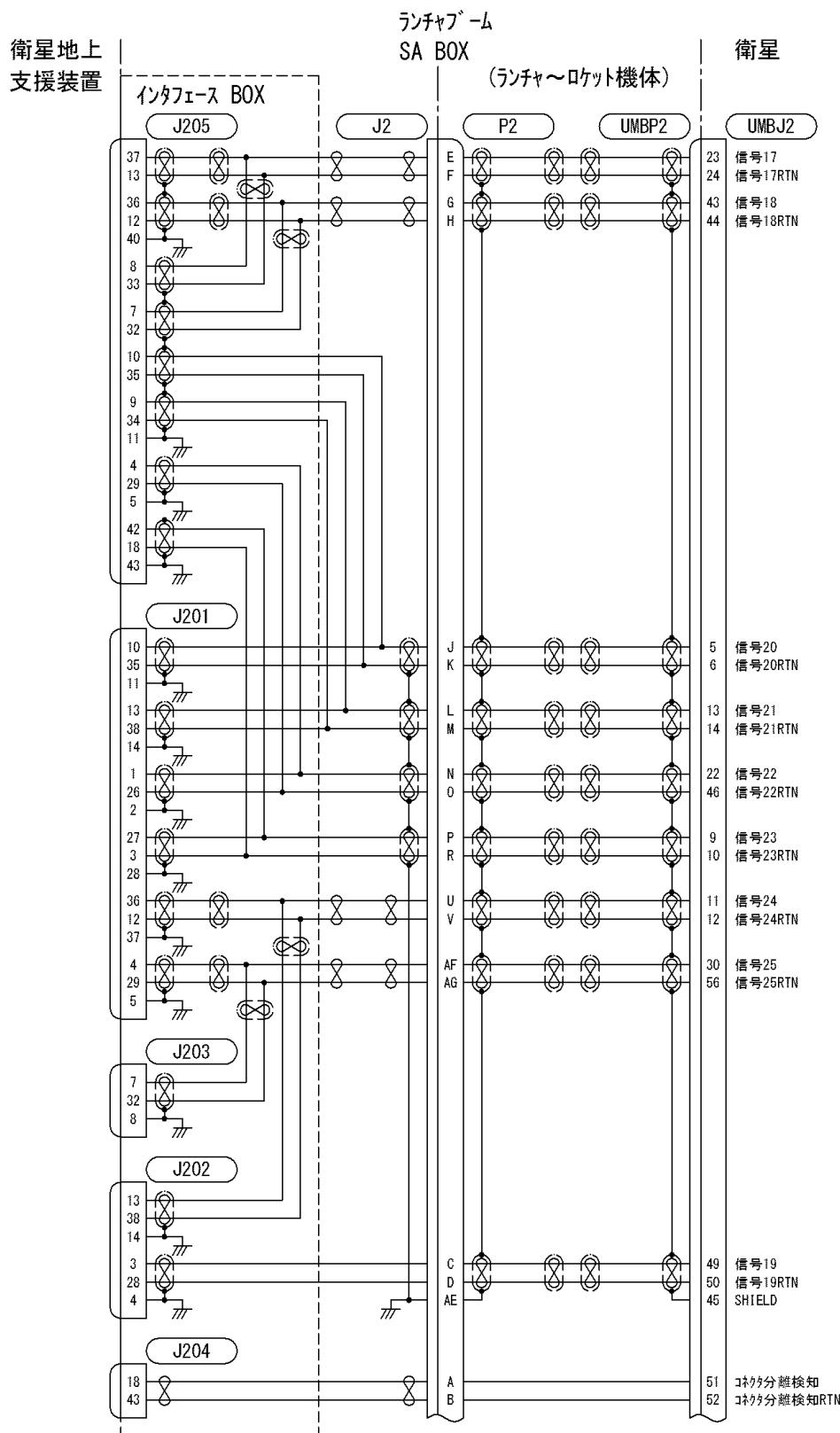


図 D2-3 衛星系アンビリカル(UMB1)結線系統図



※ランチャブルーム SA-BOX コネクタ J2、クリーンルーム用インターフェース BOX コネクタ J27、クリーンルーム SA-BOX コネクタ J2 は同じピンアサインメント。衛星信号名称は例。

図 D2-4(1/2) 衛星系アンビリカル(UMB2)結線系統図



※ランチャブーム SA-BOX コネクタ J2、クリーンベース用インターフェース BOX コネクタ J27、クリーンルーム SA-BOX コネクタ J2 は同じピンアサインメント。衛星信号名称は例。

図 D2-4(2/2) 衛星系アンビリカル(UMB2)結線系統図

## D3. M組立棟(クリーンルーム及びクリーンブース)

衛星作業エリアの環境を表 D3-1 に示す。

表 D3-1 衛星作業エリア・環境

項目		諸元	備考
クリーンルーム	環境条件	清浄度	Class 100,000
		温度	21~25°C
		相対湿度	40~50%
		スペース	14.7m × 11.5m × 14.3h
クリーンブース	天井クレーン	吊上げ荷重	5ton × 1基
		揚程	12m
		速度	無段变速
		移動範囲	7m × 12m
エアロック		スペース	7.6m × 8m × 9.7h
		シャッタ幅 × シャッタ高さ	6.8m × 9.7h
クリーンルーム	環境条件	清浄度	Class 100,000
		温度	20~25°C
		相対湿度	40~50%
		スペース	8m × 12.7m × 14.3h
		シャッタ幅 × シャッタ高さ	8m × 13m
クリーンブース	天井クレーン	吊上げ荷重	2.5ton × 2基
		揚程	15.6m
		フック間距離	1.2m
		移動範囲	6.3m × 9.5m

## D4. ダイビングボード

M 整備塔にてフェアリングアクセスドアより衛星にアクセスするために用いるダイビングボードの概要を以下に示す。実際の使用にあたっては、M 整備塔の階毎の構造との干渉を考慮する必要があるため、JOP 作成の際に調整する。

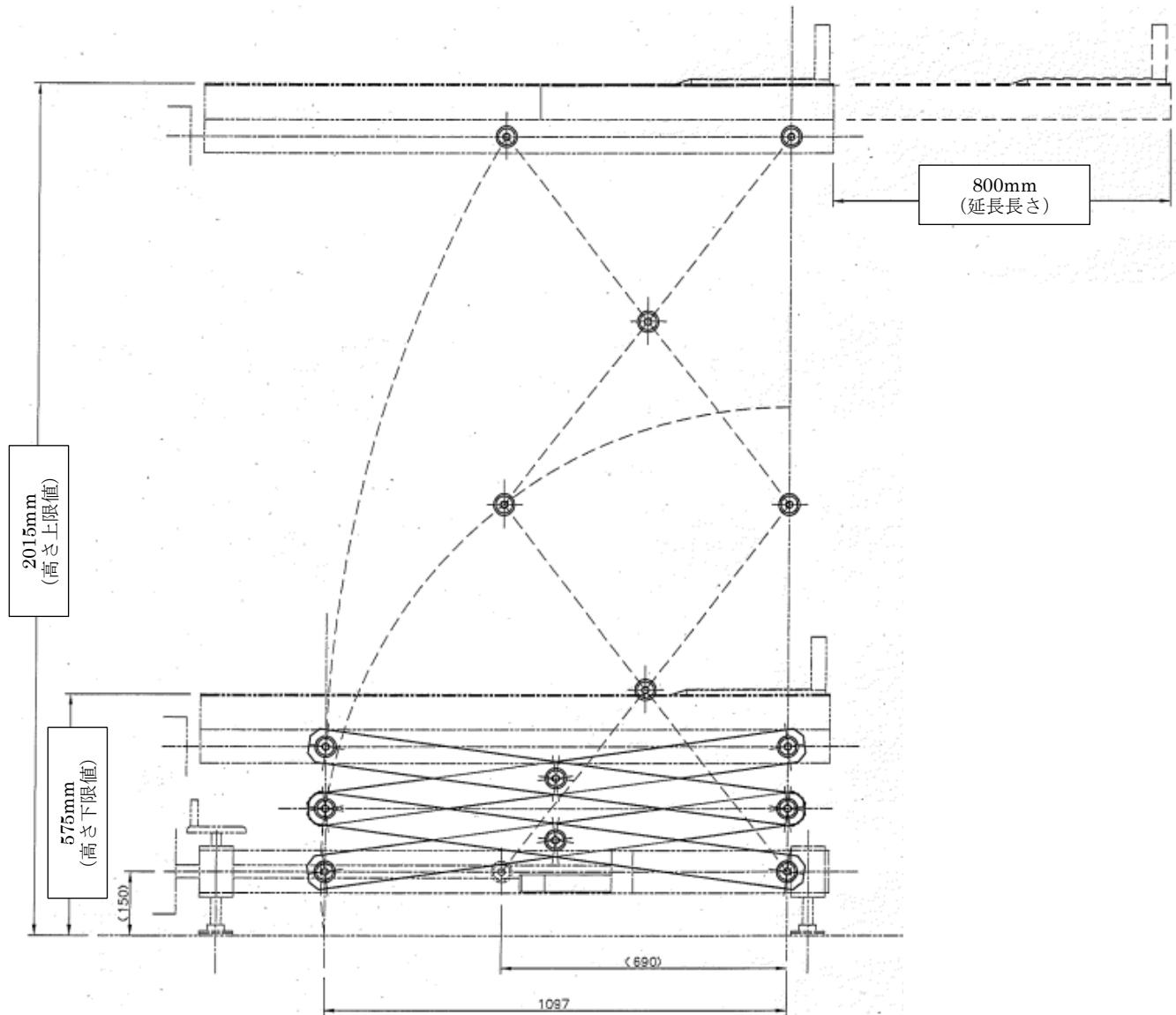


図 D4-1 ダイビングボード概要図