

Epsilon Launch Vehicle

ユーザーズマニュアル


- ✓ Single launch
- ✓ Rideshare

2018年7月A改訂版



 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">・複数の衛星打上げ機能の追加・衛星側に必要なインタフェース情報の更新

 目次

1	はじめに	8
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
2	ロケット概要	13
2.1	イプシロンロケットの機体概要.....	13
2.2	座標系.....	19
3	性能一般	21
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
4	衛星一般情報	35
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	機械的インタフェース.....	45
4.4	電氣的インタフェース.....	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	衛星への電氣的コマンド送信.....	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	フェアリング内の静圧.....	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	フェアリング内面からの輻射加熱.....	65
4.5.2.2.2	フェアリング分離後.....	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
5	射場(内之浦宇宙観測所).....	71
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
6	ミッションマネジメント	85
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 : 電氣的地上支援装置	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 : 国際標準化機構	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し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。

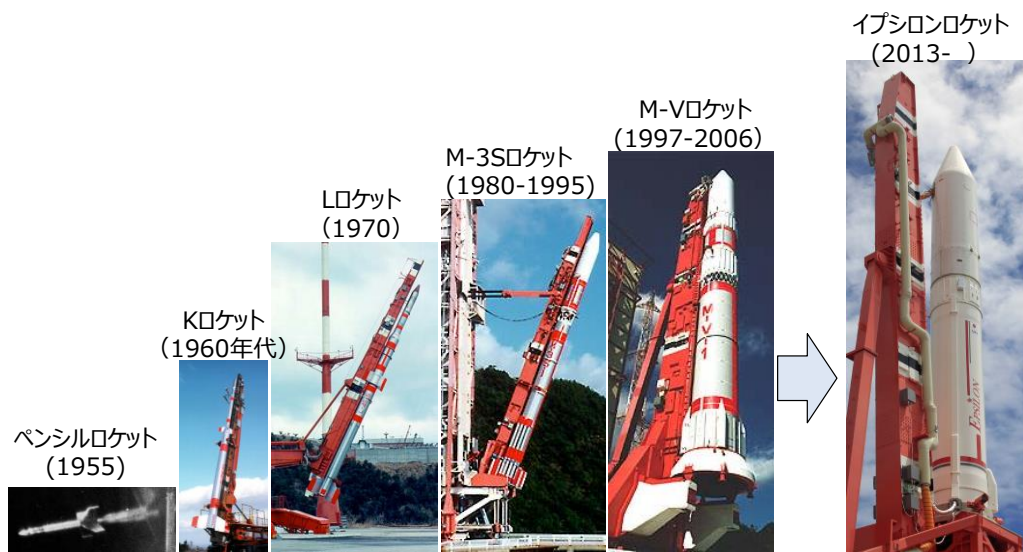


図 1-1 イプシロンロケットまでの系譜

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。

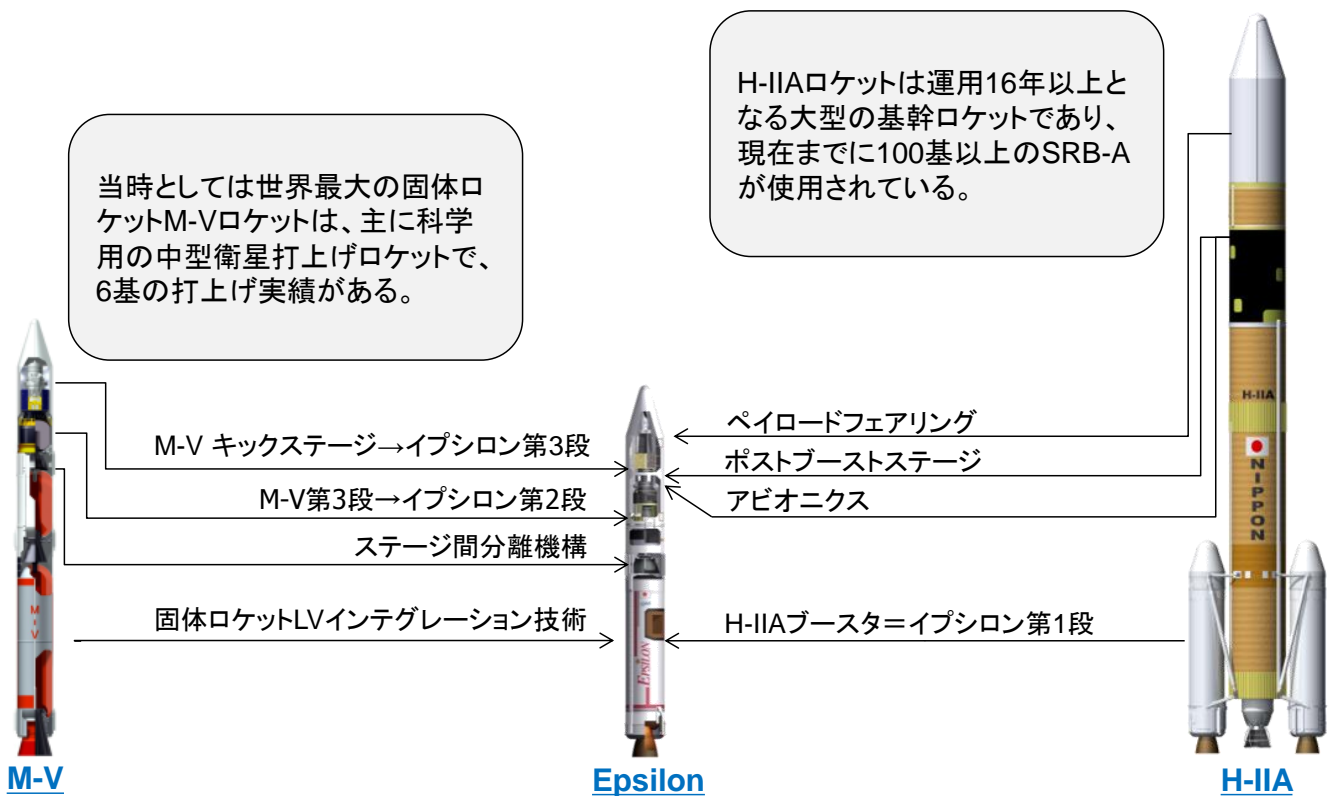


図1-2 イプシロンロケットへの技術継承

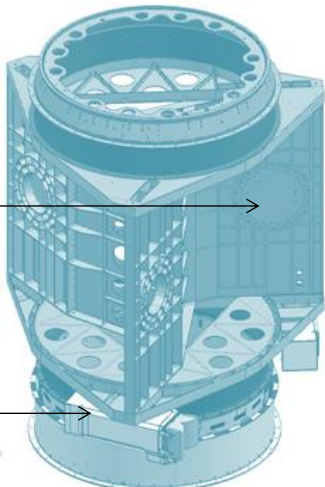
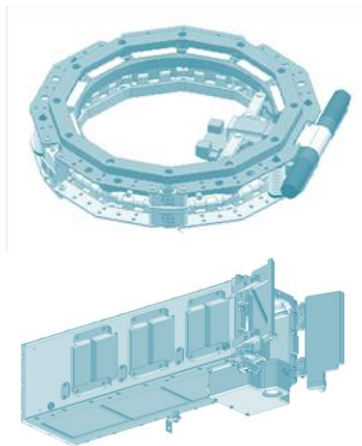


2段固体モータを大型化し、フェアリングの外に出すことで、搭載できる衛星の質量と容積を増やした。

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

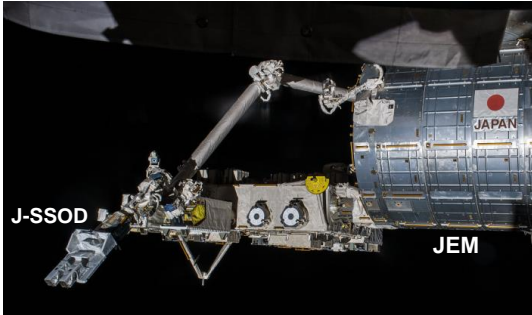


図1-4 マルチロンチへの対応(4号機以降)

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。

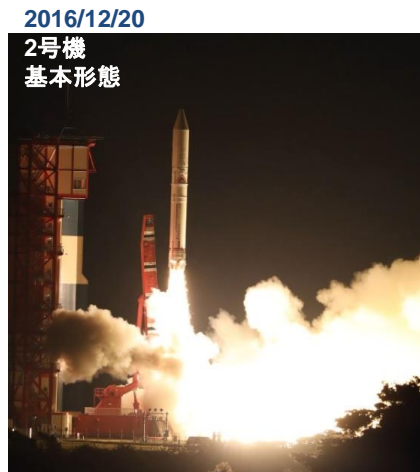
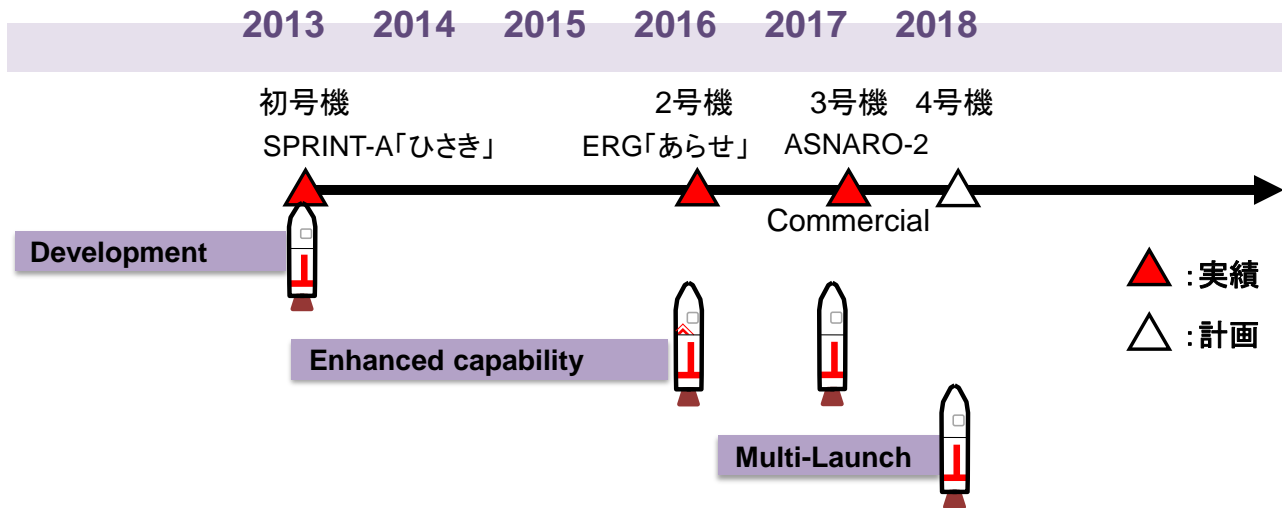


図1-5 イプシロンロケットの歴史

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。

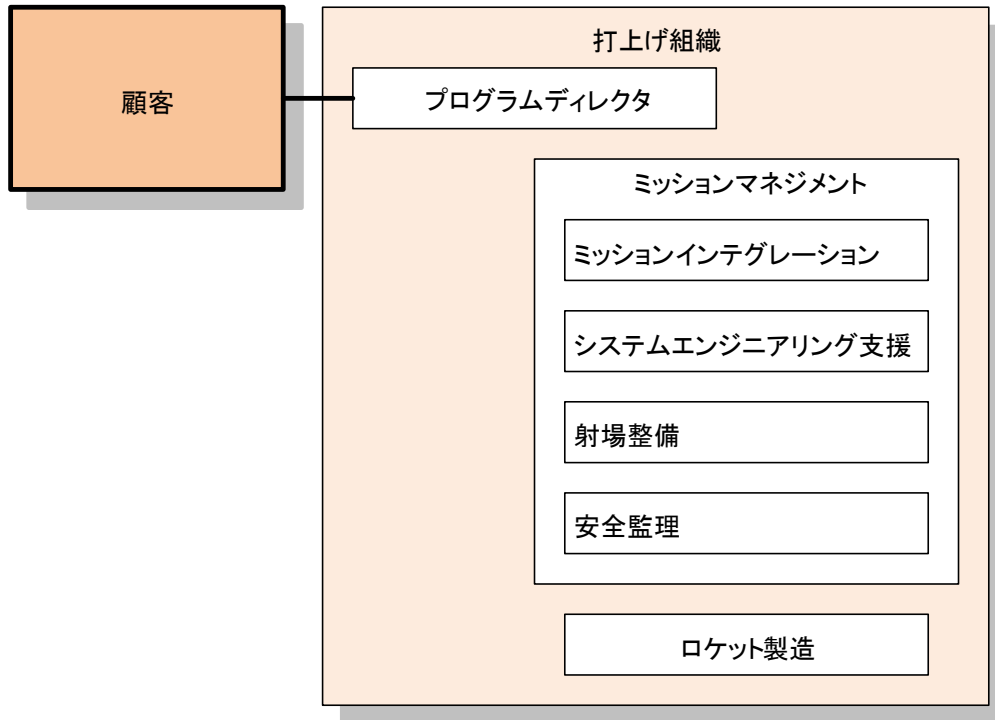


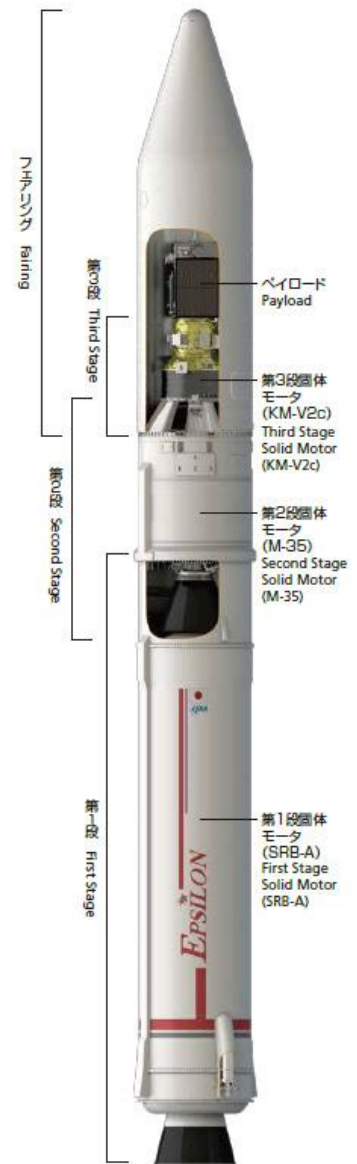
図1-6 ミッションマネジメントの体制

2 ロケット概要

2.1 イプシロンロケットの機体概要

イプシロンロケットは、3 段式固体ロケットであり、基本形態と、軌道投入精度を高めるポストブーストステージ (PBS) を有するオプション形態がある。さらに、オプション形態には複数衛星の打ち上げを行うための搭載構造を加えることができる。

表 2-1 に形態別の主な仕様の違いを示す。イプシロンロケットのコンフィギュレーションの展開図を図 2-1 に、主要諸元を表 2-2 に示す。



(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 シングルランチ	オプション形態 マルチランチ
衛星	PAF-937M	1 式	1 式
分	Lightband®	—	3 式
離	CubeSat 放	—	2 式
部	出装置 (E-SSOD)	—	—
制振機構	あり	あり	あり
PBS	—	あり	あり

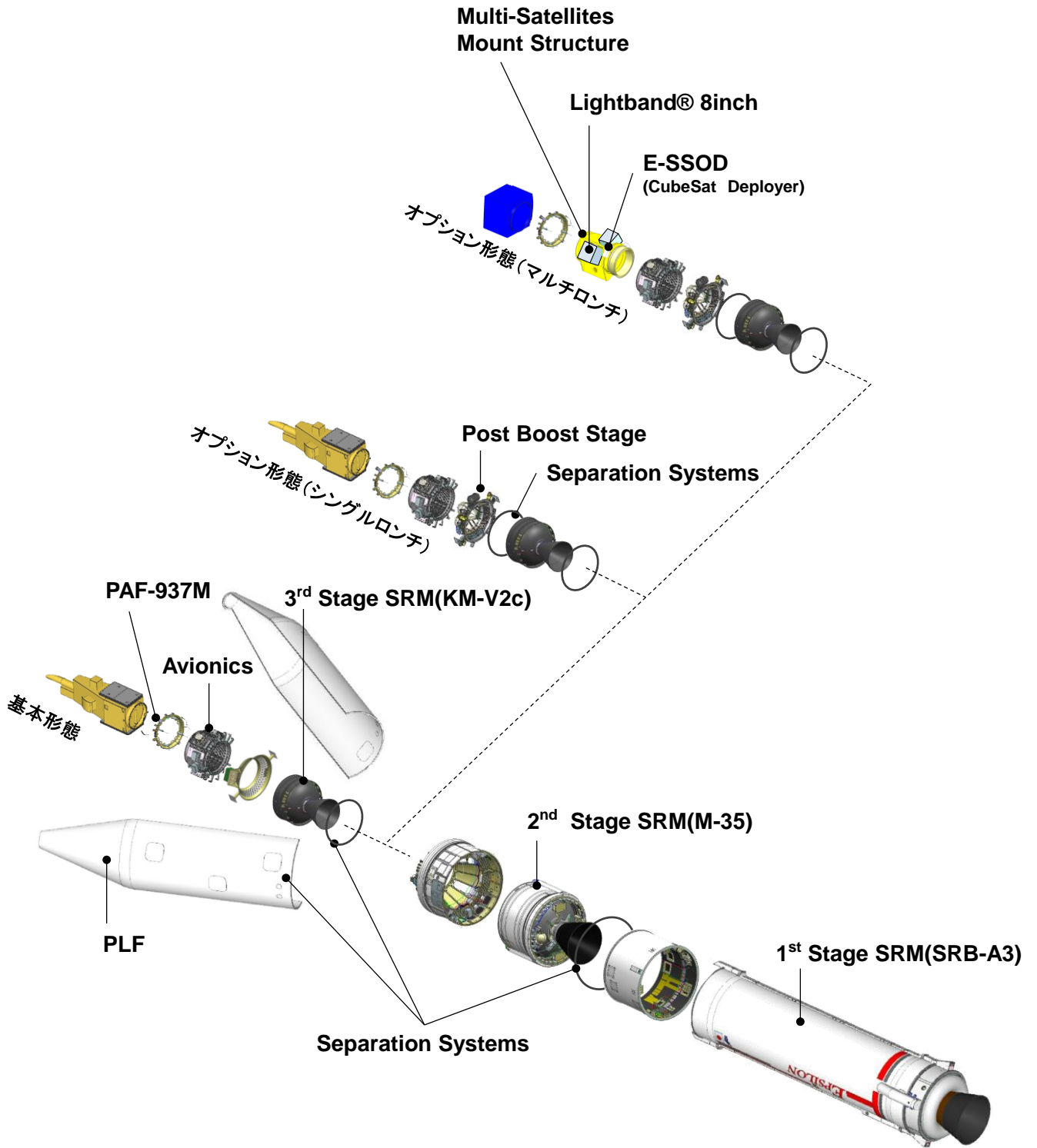


図 2-1 イプシロンロケット コンフィギュレーション

表 2-2 主要諸元

全体					
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* ¹	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)	TVC RCS (スラスタ)	スピン	スラスタ	-

*1: オプション形態のみ



第1段機体の組立

(1)第1段

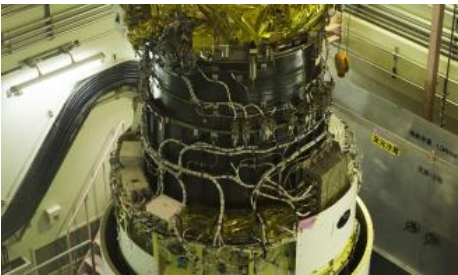
イプシロンロケットの第1段には一部改良を施したH-II A/Bロケットの固体ロケットブースタ(SRB-A3)を使用している。固体燃料モータケースは、1、2、3段共にフィラメントワインディングによる複合材料で構成される。また、固体燃料は1、2、3段共にHTPBコンポジットを使用している。ノズルのジンバルには推力方向制御(TVC)ユニットを使用している。



第2段モータ地上燃焼試験風景

(2)第2段

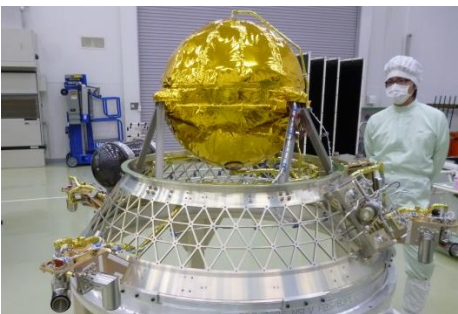
初号機の第2段モータにはM-Vロケットの第3段モータを基に開発し、さらに2号機以降は、推進薬質量を1.4倍に増強したM-35を適用している。



第3段

(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。



PBS

(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

(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缶した後に衛星にアクセスするためのアクセスドアと電波透過窓をフェアリングに取付けることができる。



分離試験風景

(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。

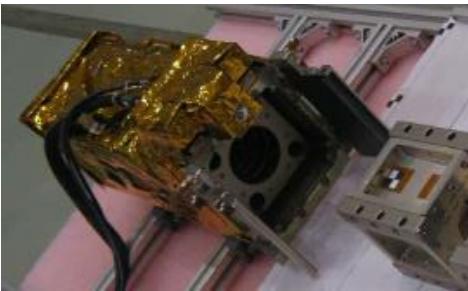
ロケットの分離には火工品を用いるが、衛星の分離には非火工品デバイスを使った機構を用い、これにより分離時の衝撃を大幅に緩和した。



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(シングルロッチ)	図2-2	分離面中心
小型衛星(マルチロッチ)		
超小型衛星(マルチロッチ、Lightband®による分離)	図2-3左	Lightband® アッパースタック結合面中心
1U~3UサイズのCubeSat	図2-3右	衛星の幾何中心

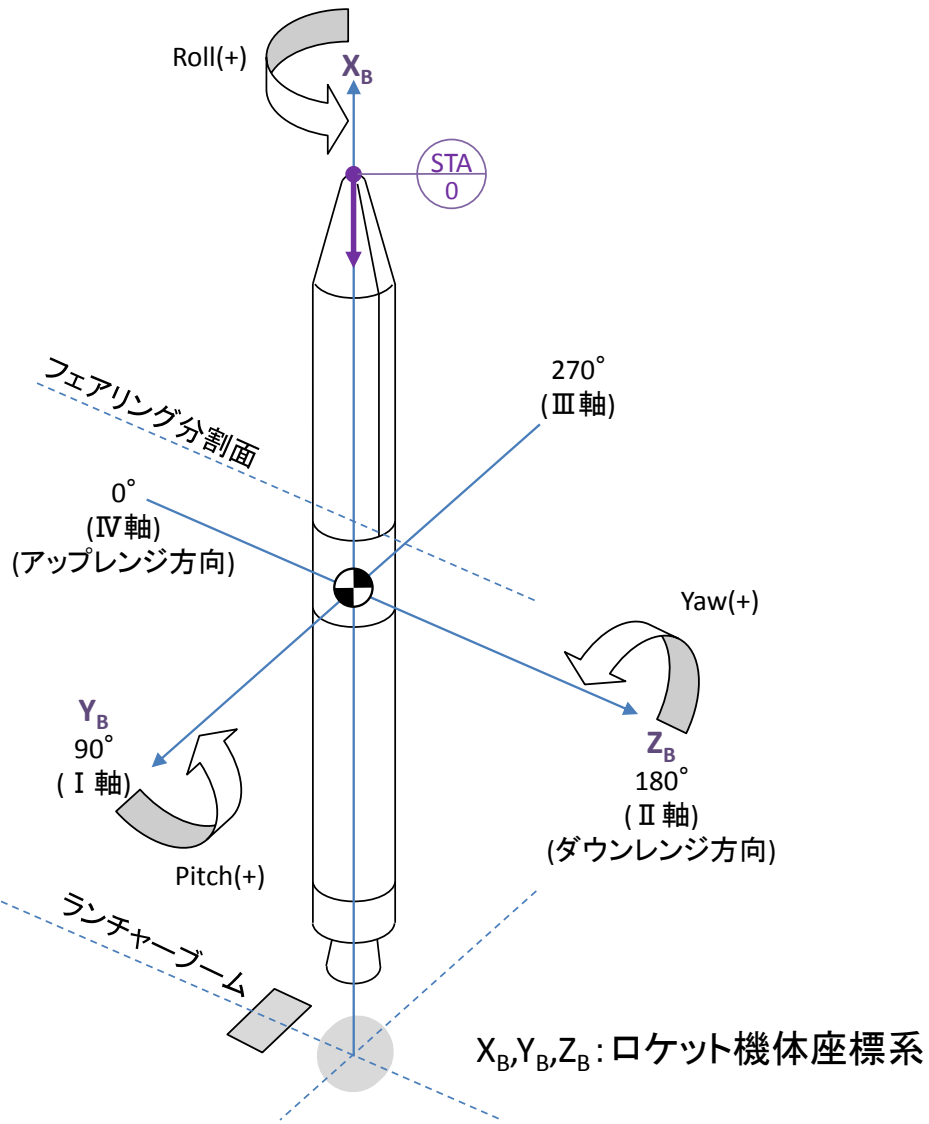
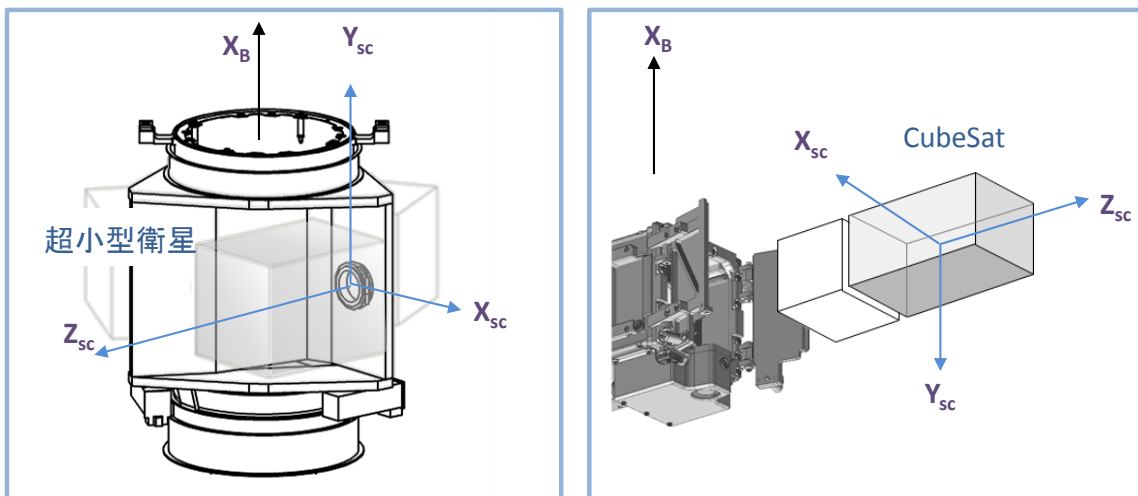


図 2-2 イプシロンロケットの座標系



X_{sc}, Y_{sc}, Z_{sc} : それぞれの衛星における座標系

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)における円軌道や楕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)

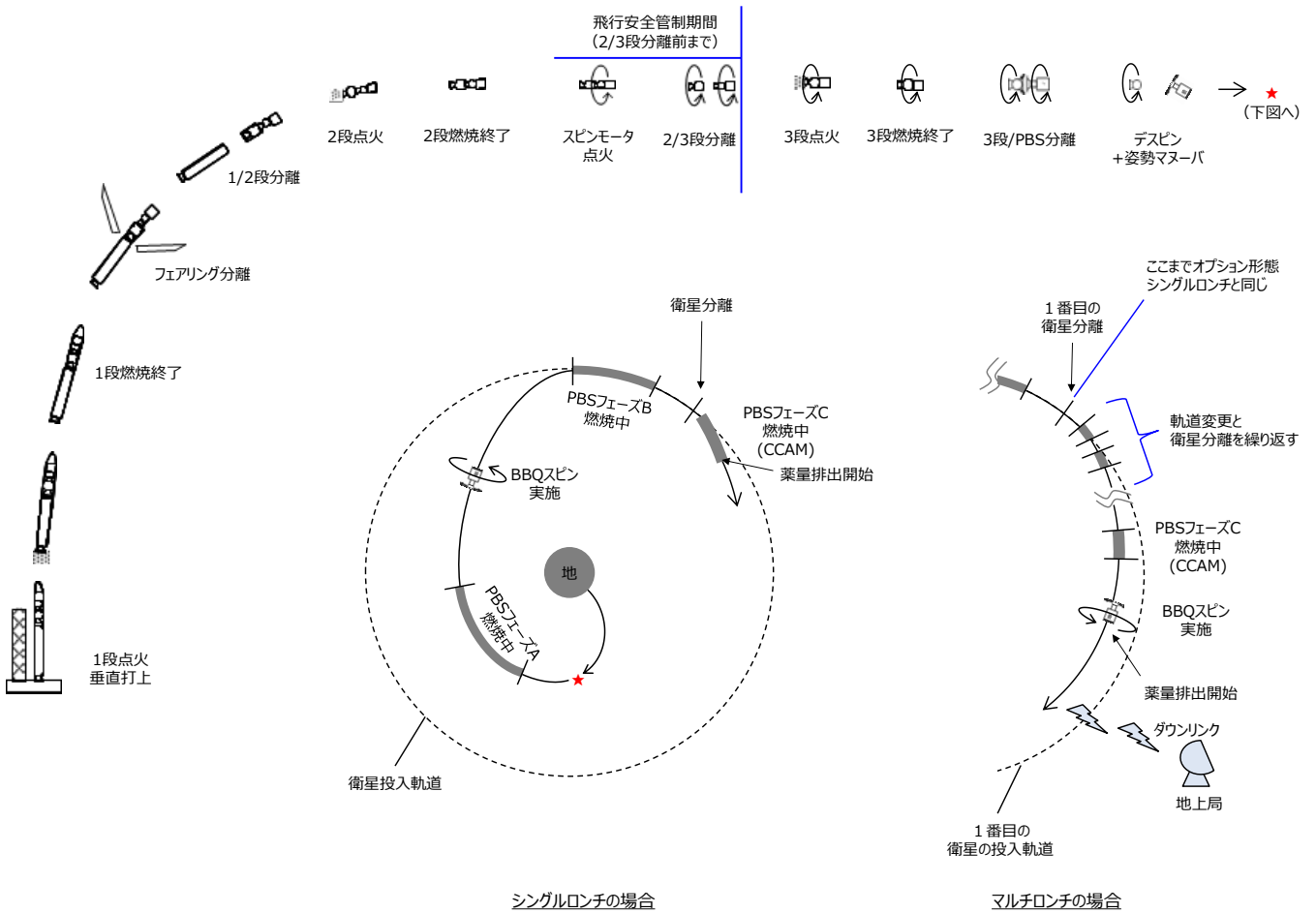


図 3-2 代表的ミッションのイベントシーケンス(オプション形態)

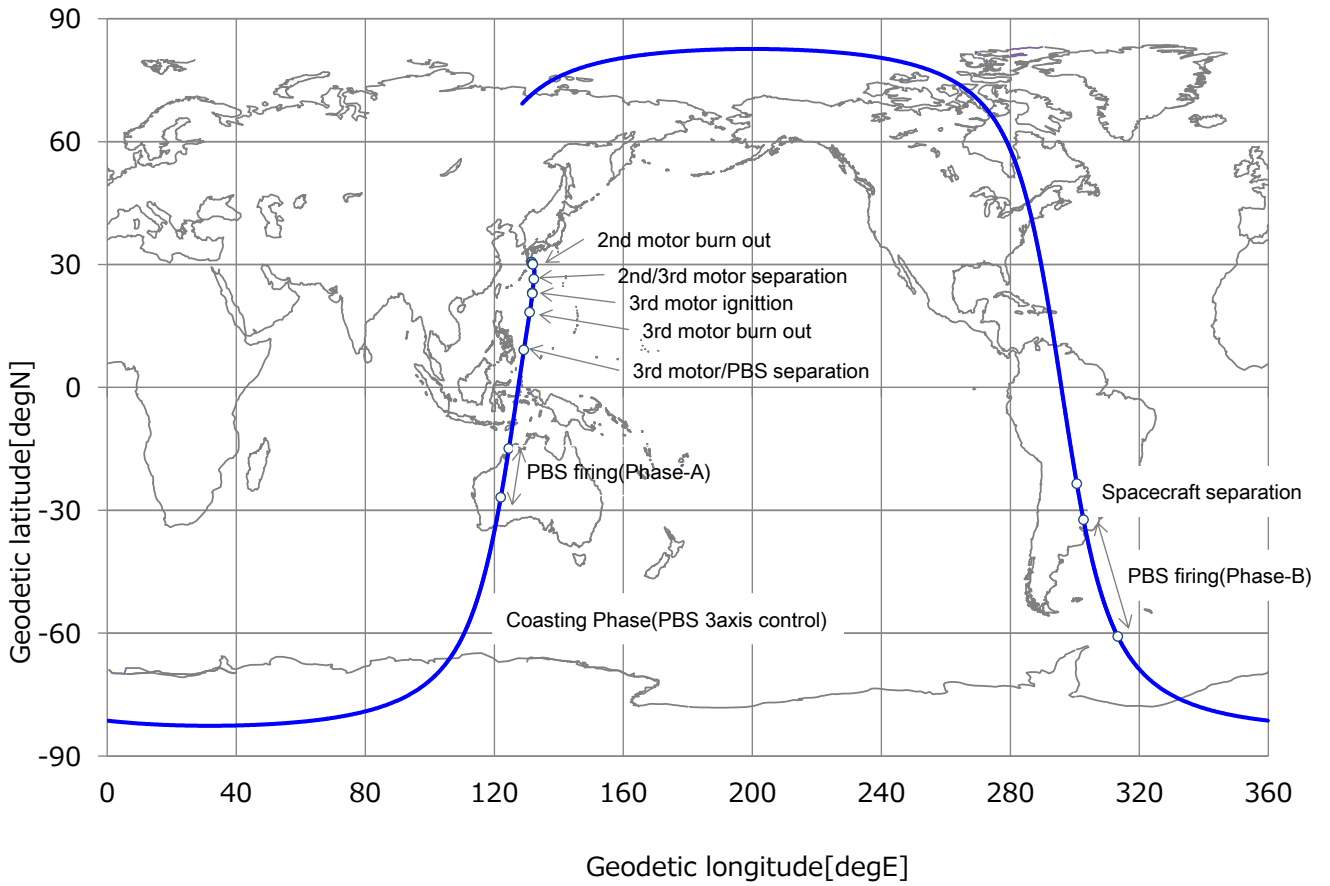


図 3-3 SSO ミッションの代表的地上飛行経路(オプション形態、シングルロッチ)

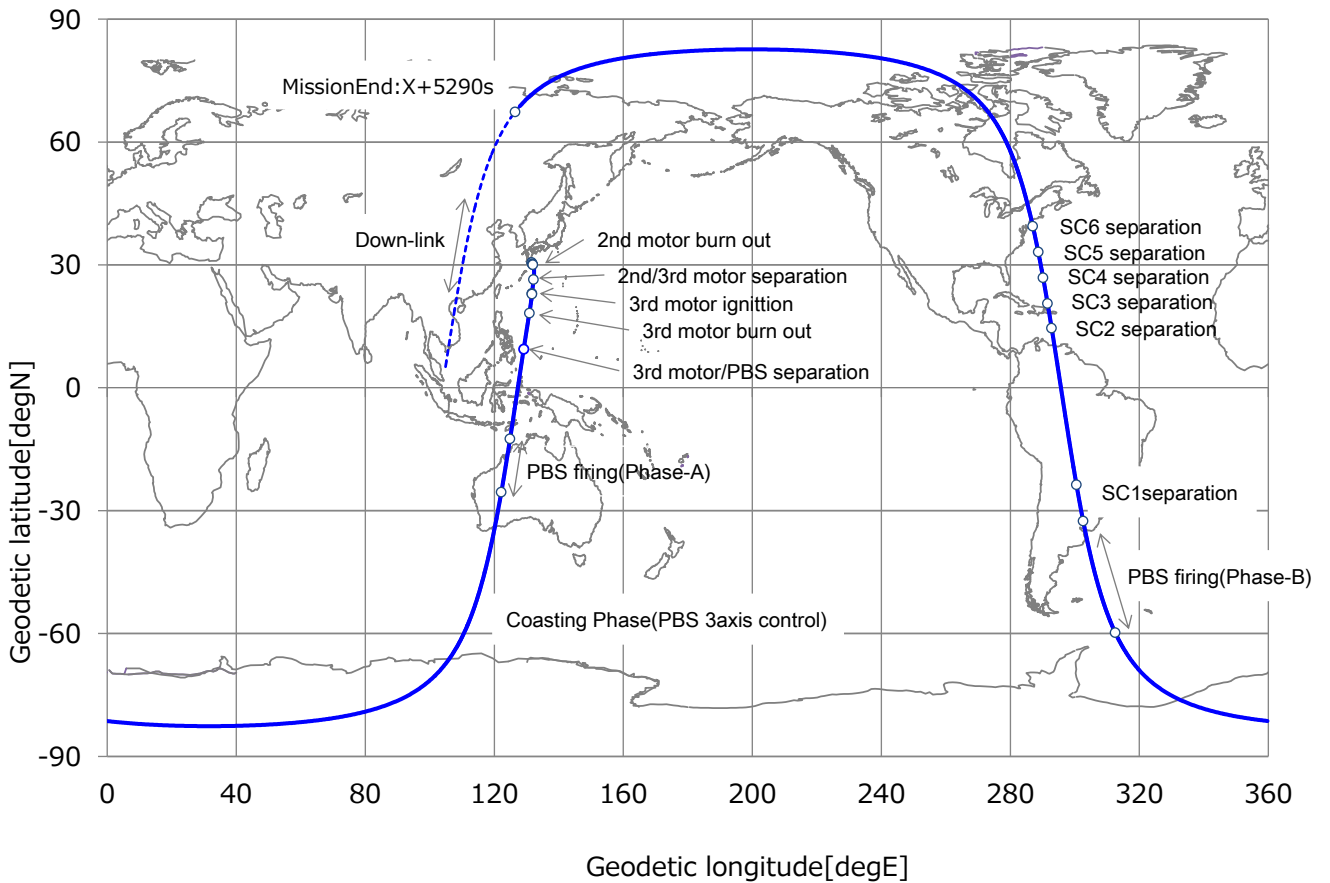


図 3-4 SSO ミッションの代表的地上飛行経路(オプション形態、マルチロッチ)

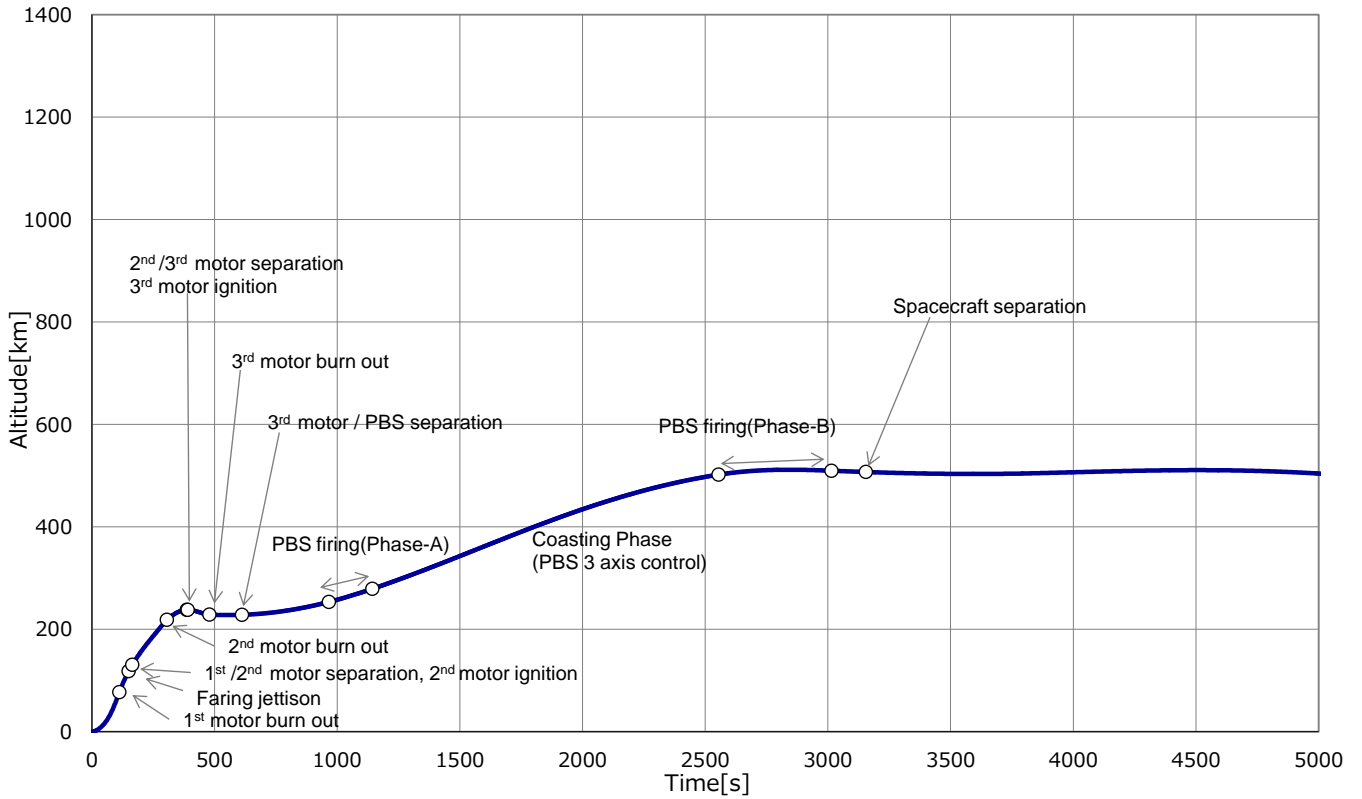
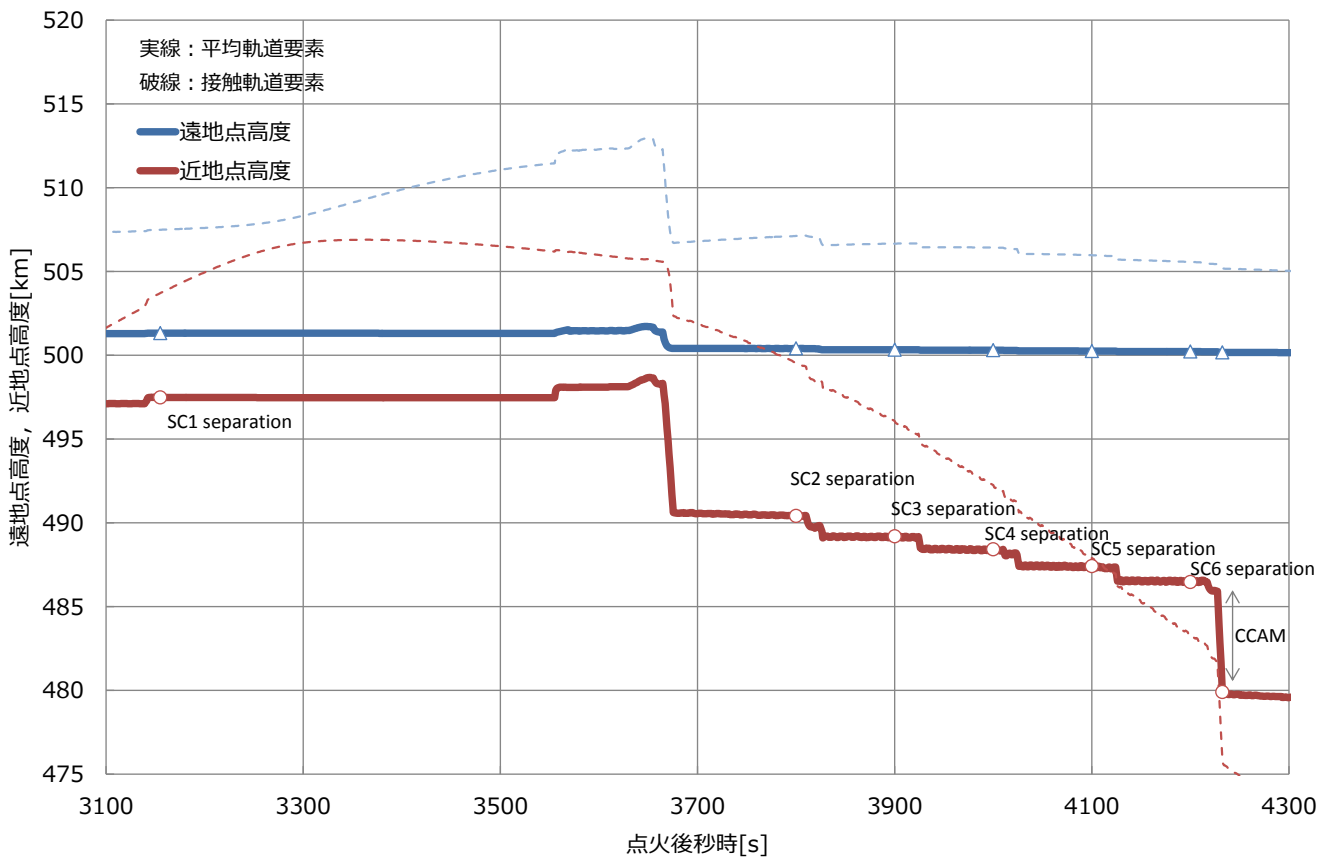


図 3-5 SSO ミッションの代表的と高度(オプション形態)



※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)

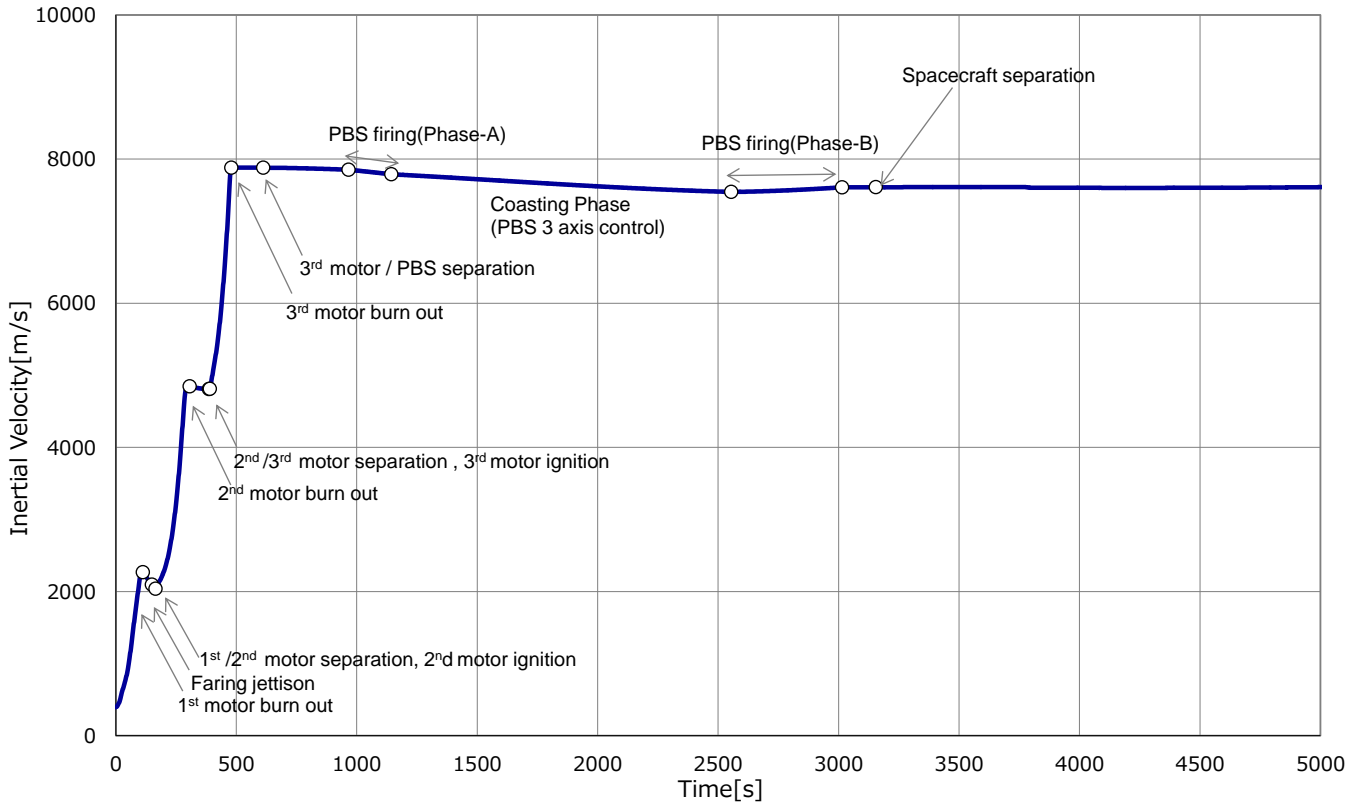


図 3-7 SSO ミッションの代表的慣性速度(オプション形態)

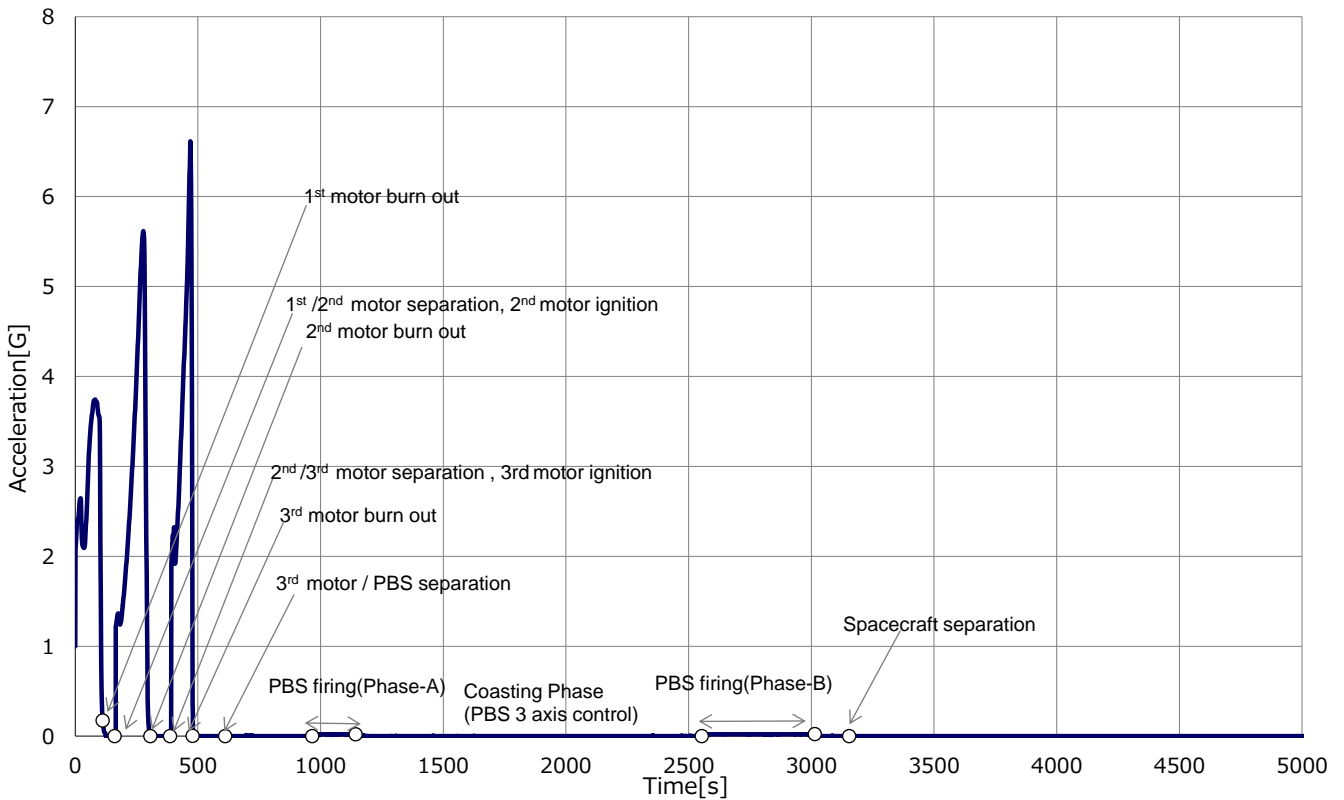


図 3-8 SSO ミッションの代表的加速度(オプション形態)

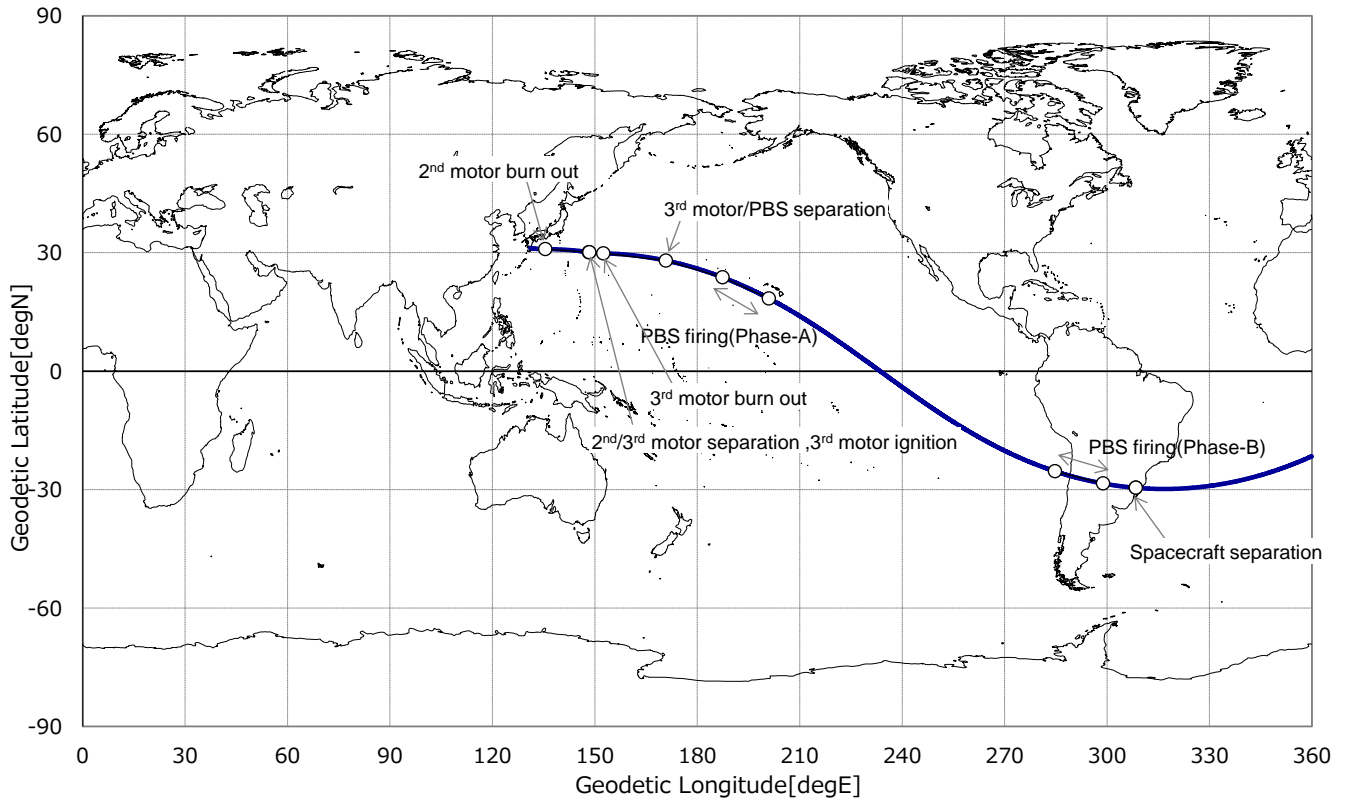


図 3-9 LEO ミッションの代表的地上飛行経路(オプション形態)

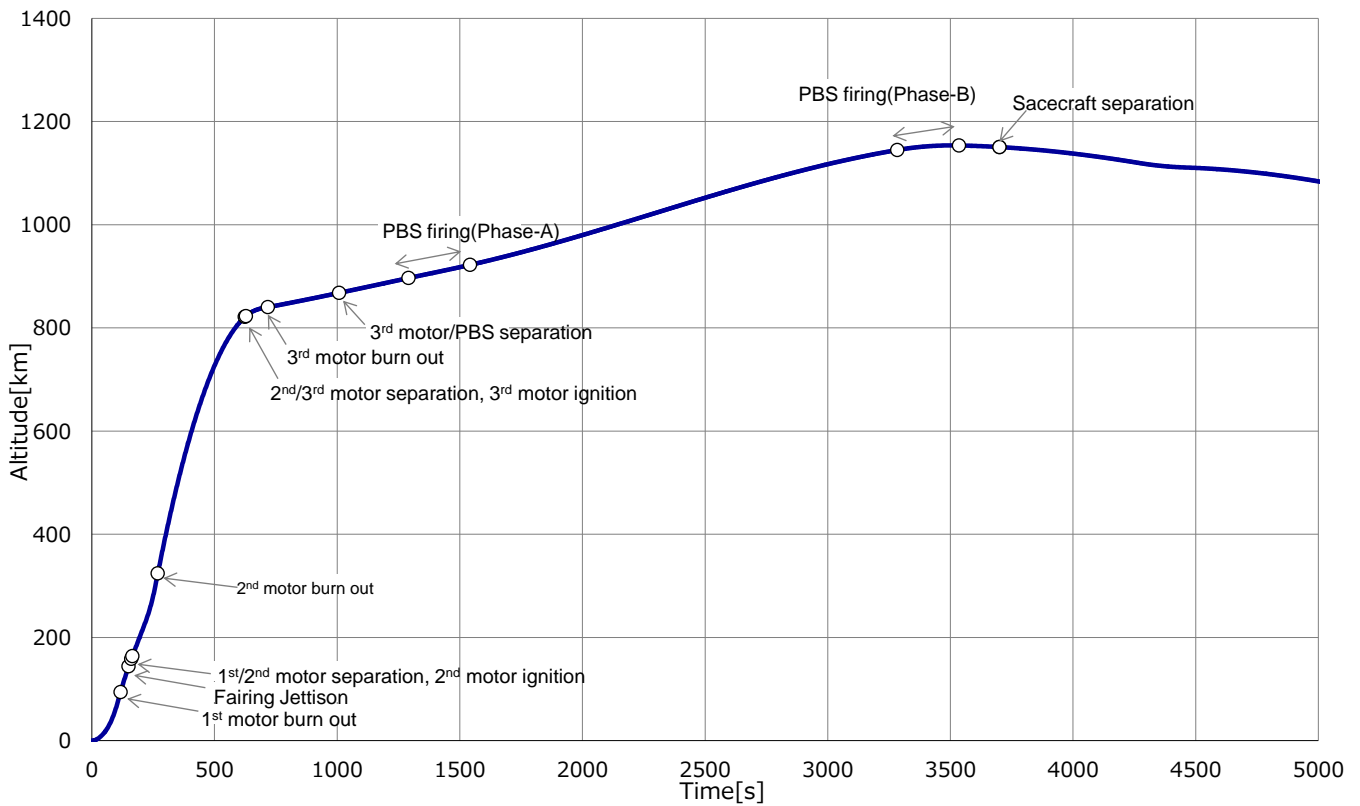


図 3-10 LEO ミッションの代表的高度(オプション形態)

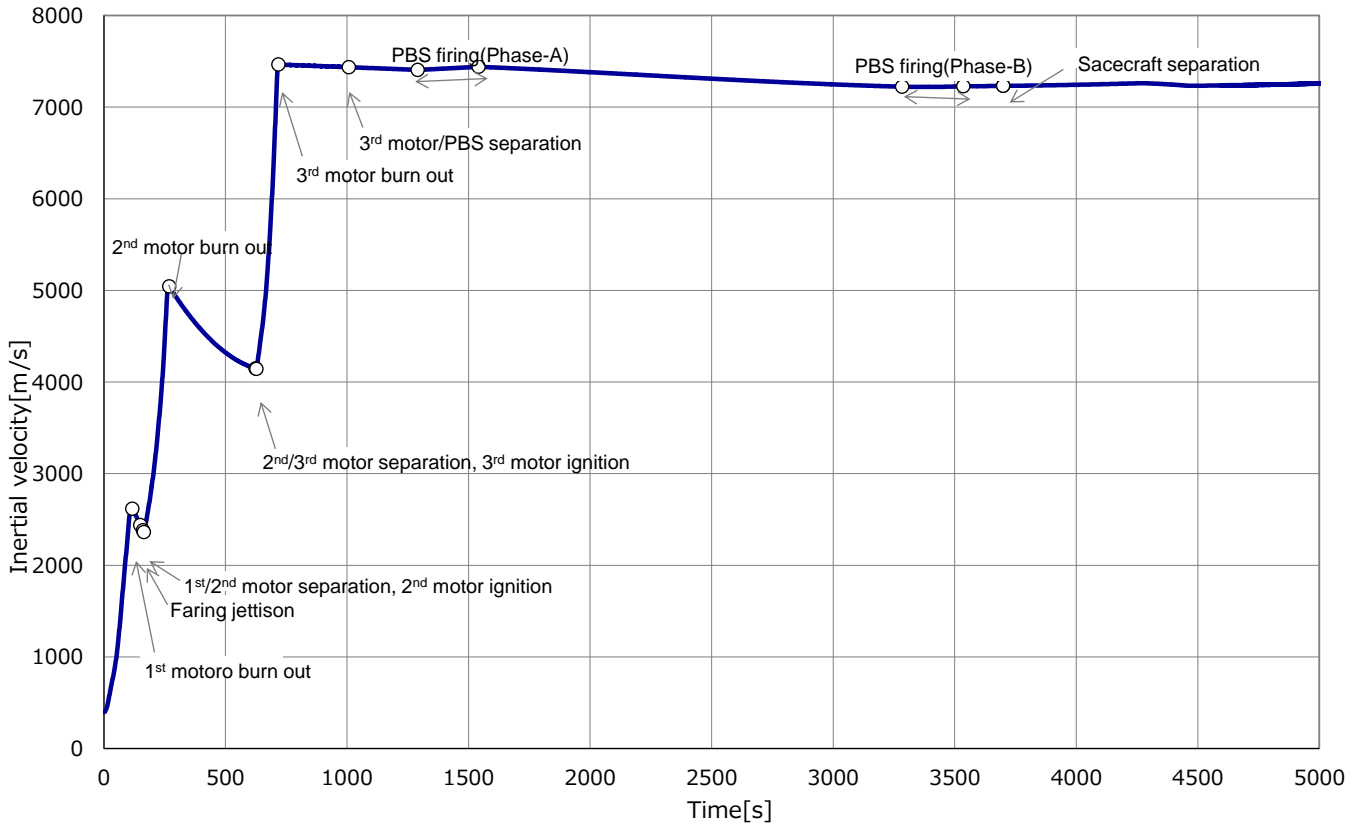


図 3-11 LEO ミッションの代表的慣性速度(オプション形態)

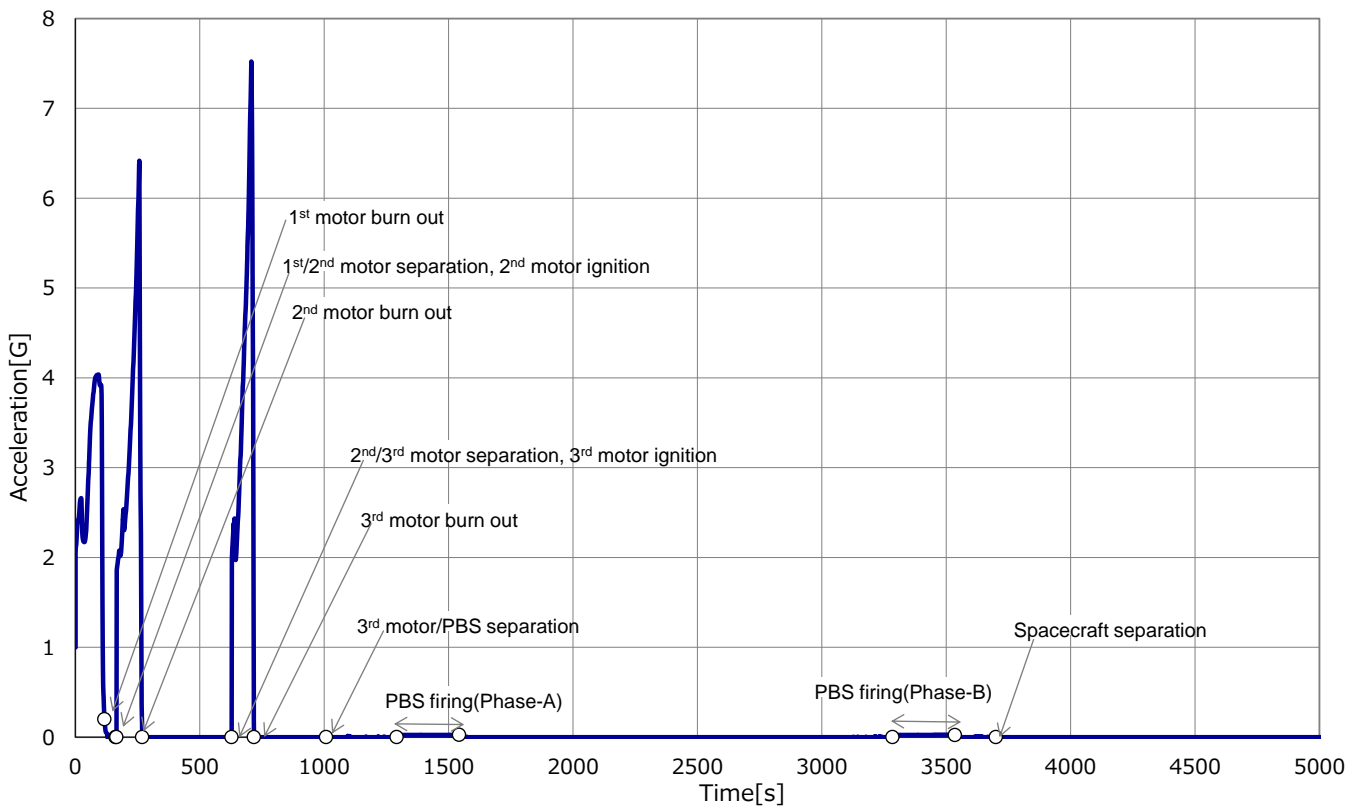


図 3-12 LEO ミッションの代表的加速度(オプション形態)

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。

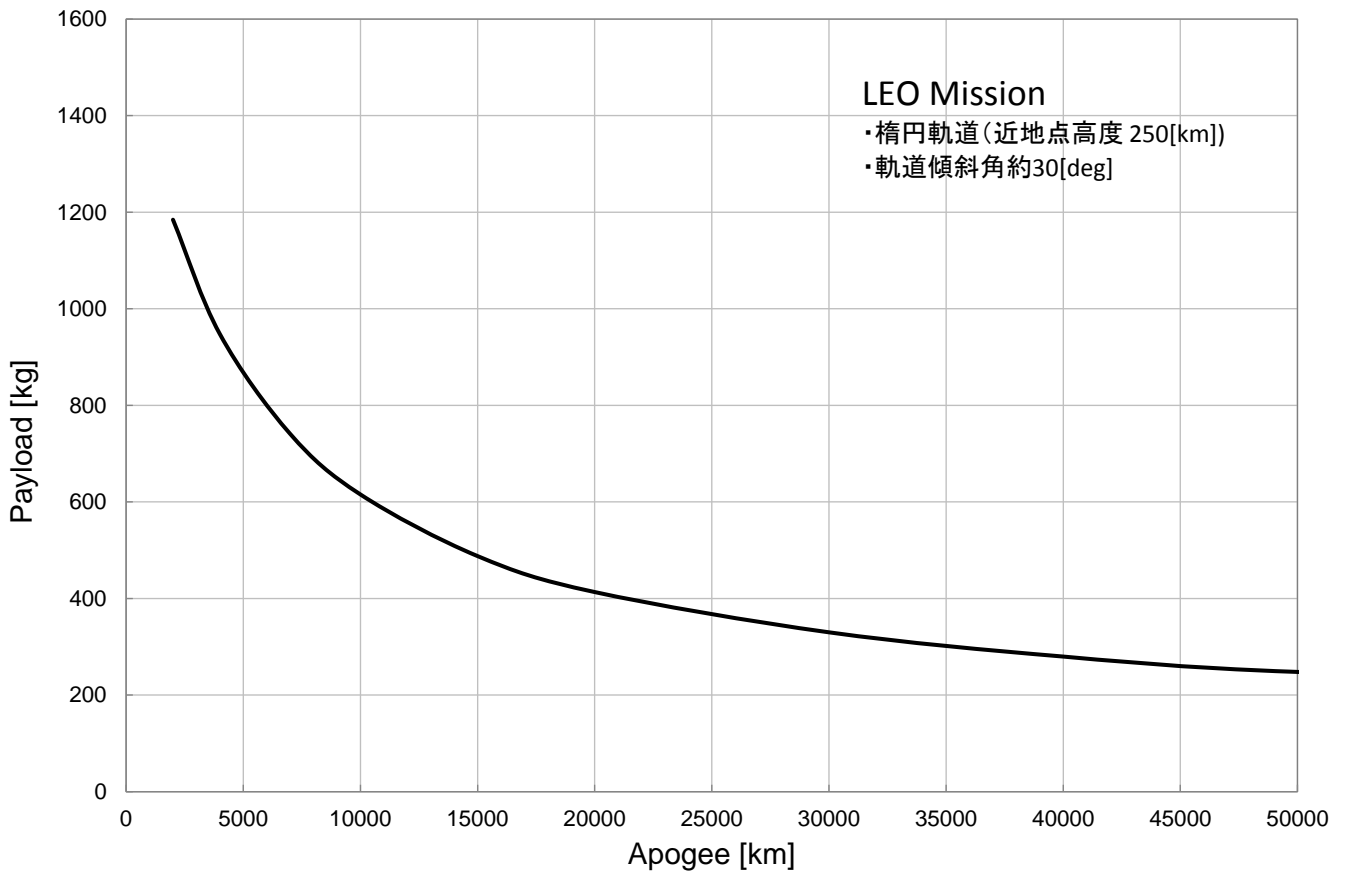


図 3-13 打上げ能力(基本形態)

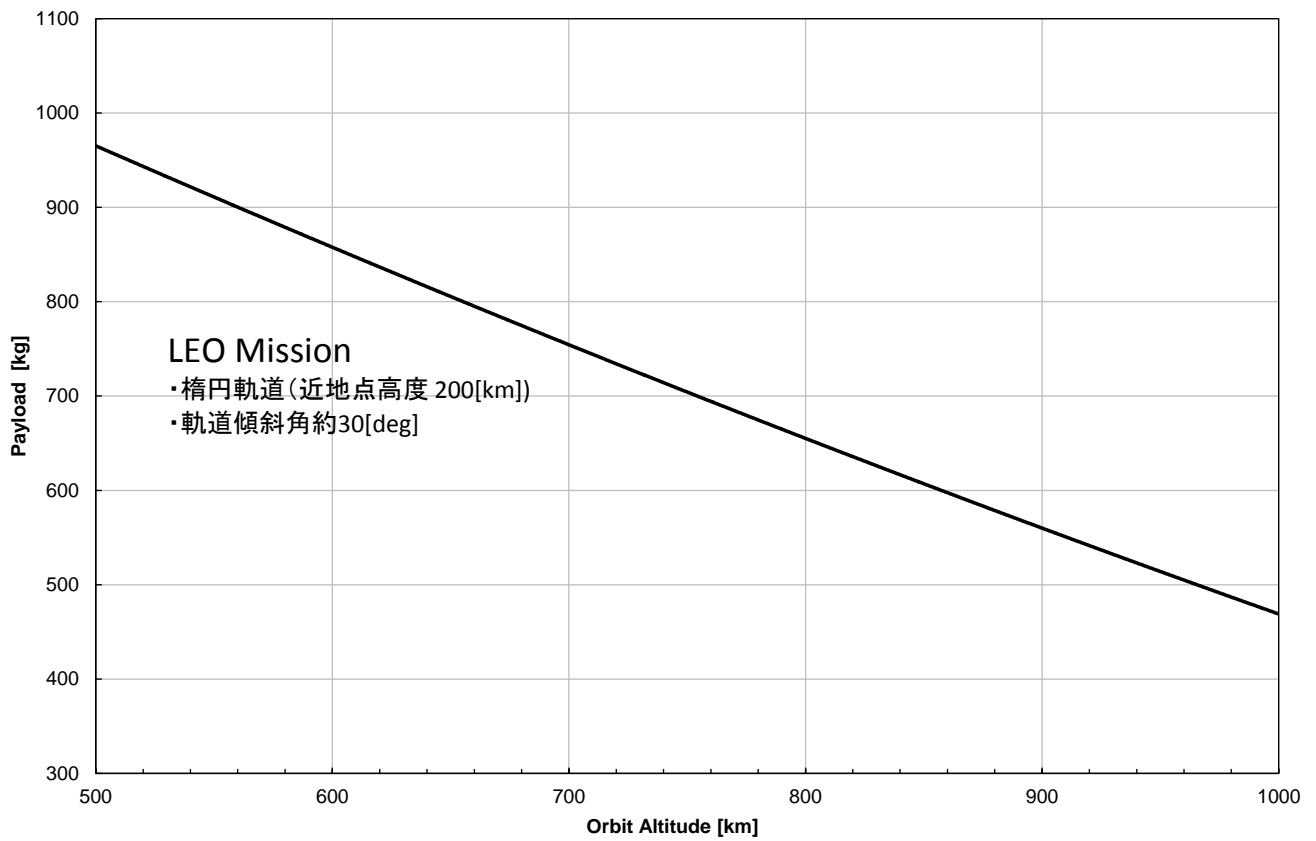
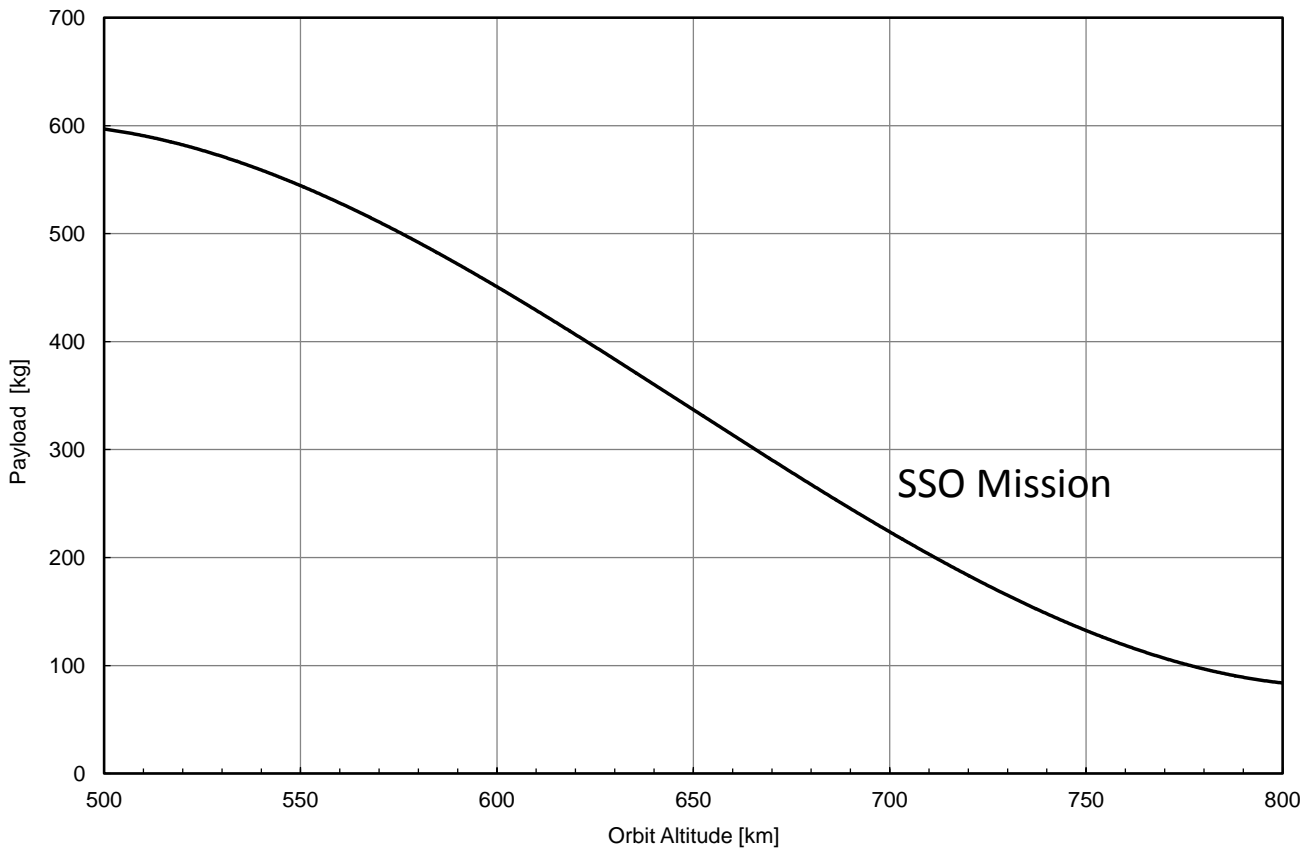


図 3-14 打上げ能力(オプション形態)

3.5 軌道投入精度

LEOとSSOの軌道投入精度(3 σ)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
	楕円軌道 (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 打上げウィンドウ

イプシロンロケットの打上げウィンドウは、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) 複数衛星打ち上げ時の衛星分離の順番について

複数衛星打ち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、スピン分離、オプション形態(PBS有)の場合は、スピン分離か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 にスピン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。

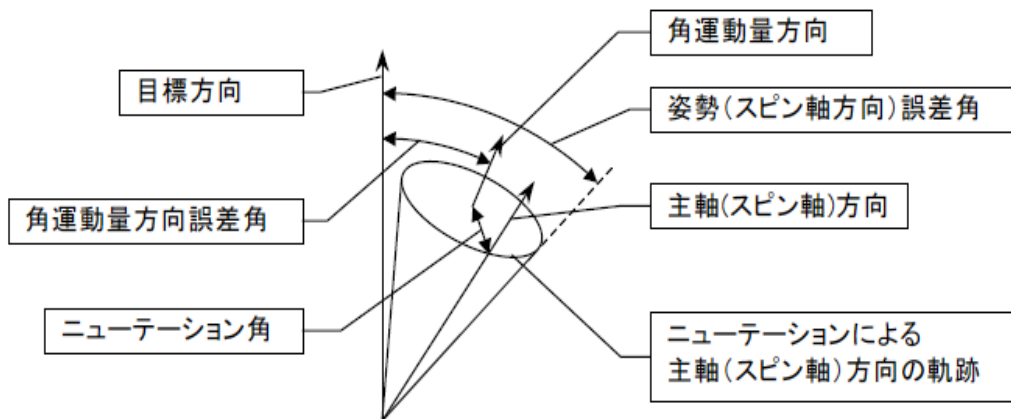
表3-4 代表的な分離性能(3軸制御分離)

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 (シングルロッチ)	±3 (600kgの場合)	±2	±1	0.5±0.1
小型衛星 (マルチロッチ)	±3 (最初に分離し、200kgの 場合)	±5	±5	0.5±0.1
超小型衛星 (マルチロッチ)	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(スプリングプ ランジャ)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ャの詳細はAppendix-C を参照。			

表3-5 代表的な分離性能(スピン分離)

衛星	PBS	分離性能例		前提条件
衛星 (シングルロンチ) 小型衛星 (マルチロンチ)	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	スピンレート10[deg/s] 分離速度 0.5[m/s]
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での加速飛行中に、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。

マルチロケット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®インタフェース
- ・CubeSat Appendix-C E-SSOD インタフェース

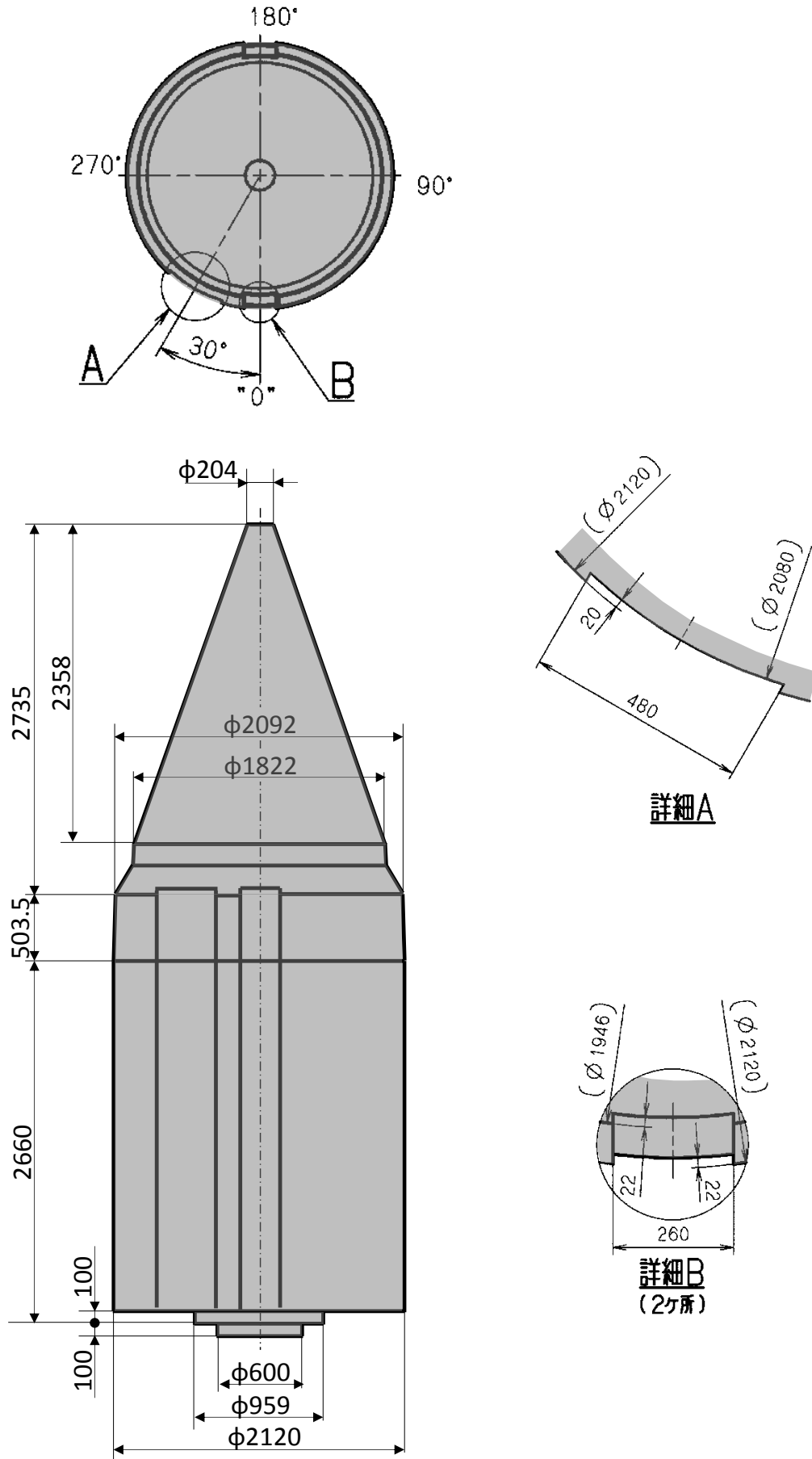


图 4.1.1-1 衛星動的包絡域

4.1.2 アクセスタア/電波透過窓

(1) アクセスタア

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 整備塔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)
- ・ ϕ 180mm : (標準は 2 箇所)
- ・ ϕ 350mm : (標準は 0 箇所)

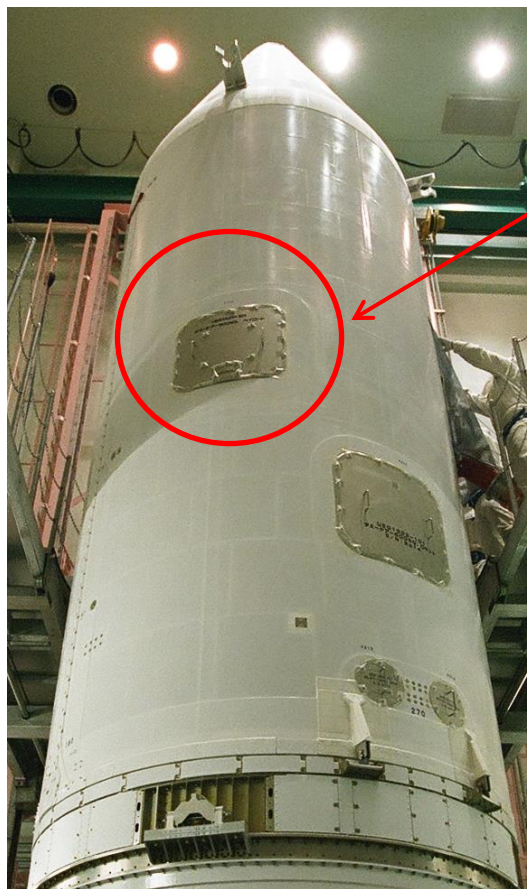
※アクセスタアの位置寸法は ϕ 2570mm の面上での値である。

※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。

- ・ ϕ 400mm 電波透過窓 : 1 箇所



衛星用アクセスタア

図 4.1.2-1 フェアリングアクセス窓

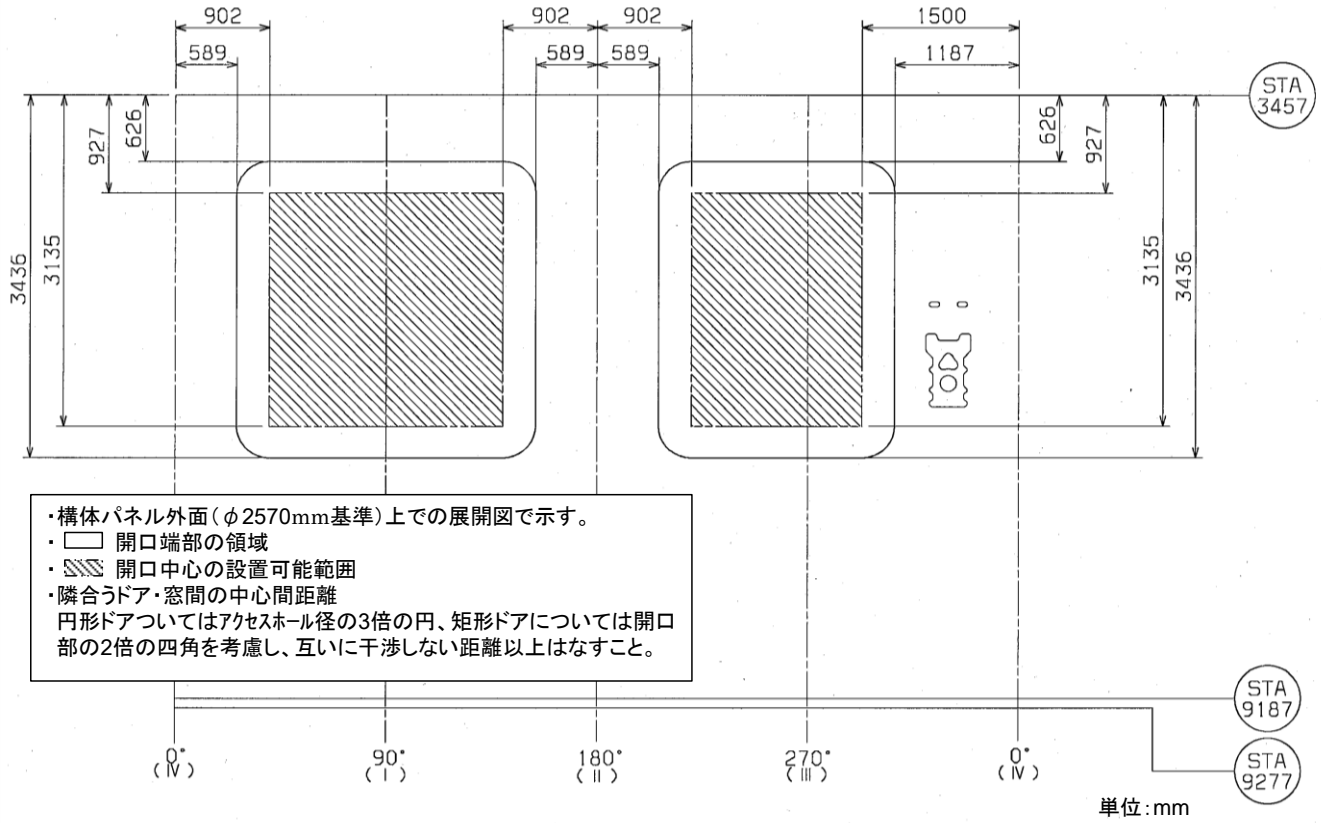


図 4.1.2-2 衛星アクセスドア(□600mm)設置可能範囲

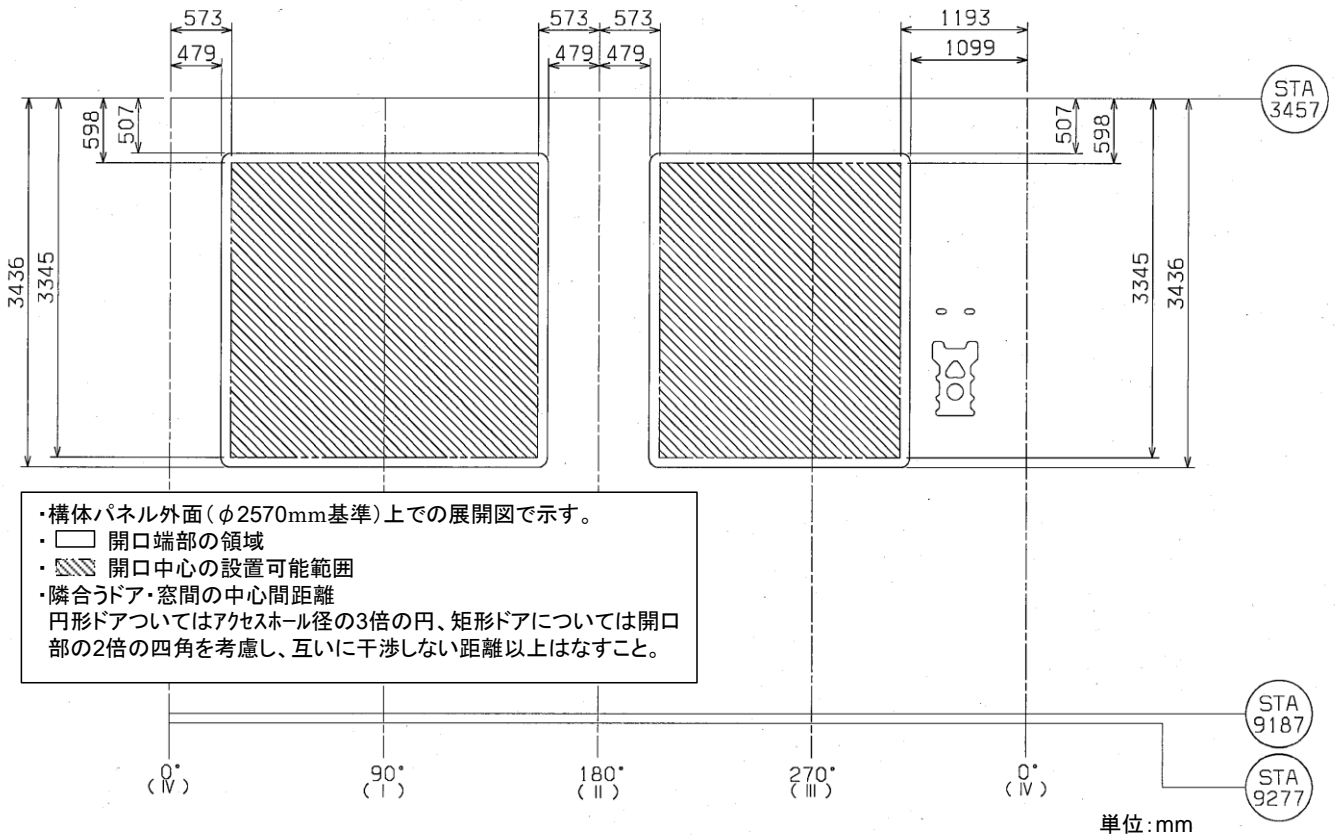


図 4.1.2-3 衛星アクセスドア(φ180mm)設置可能範囲

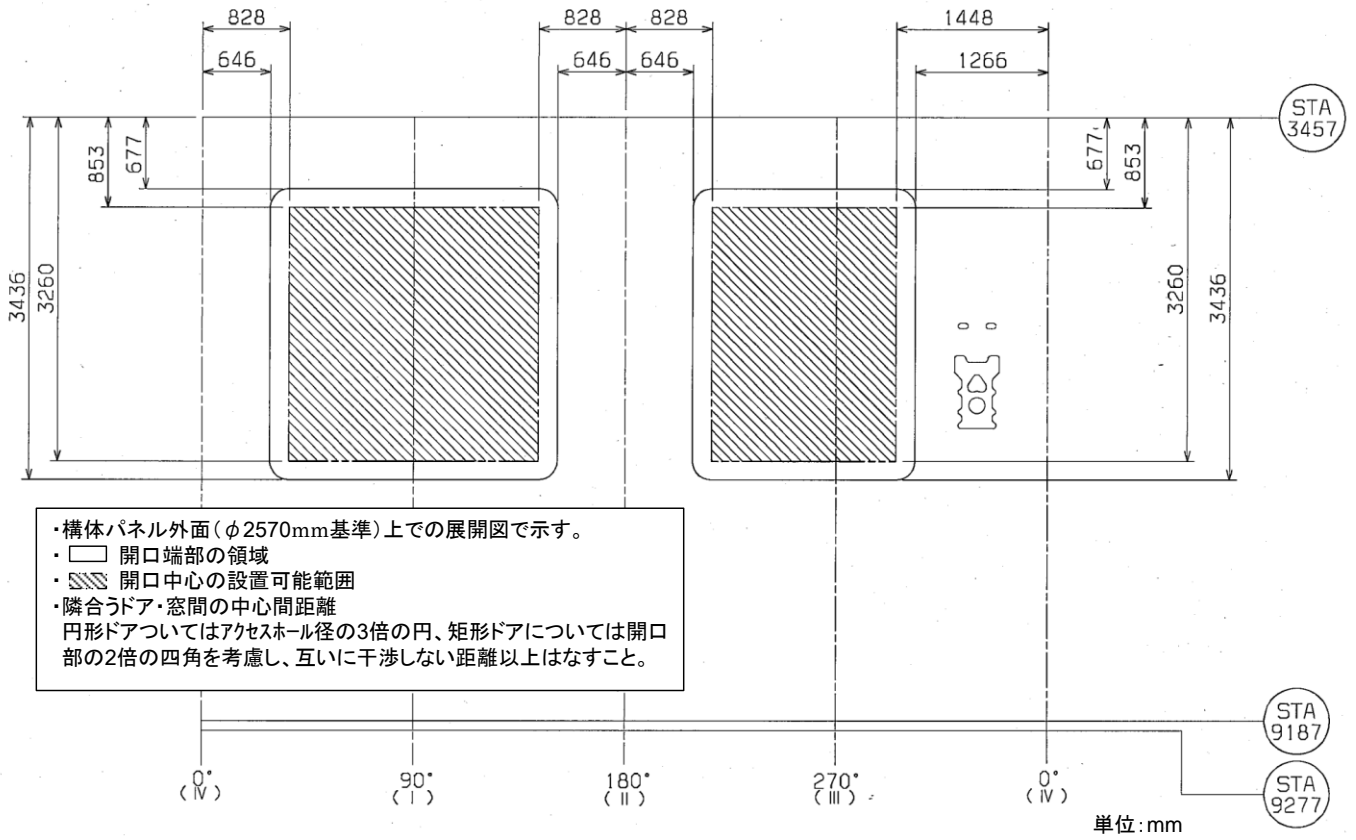


図 4.1.2-4 衛星アクセスドア(φ350mm)設置可能範囲

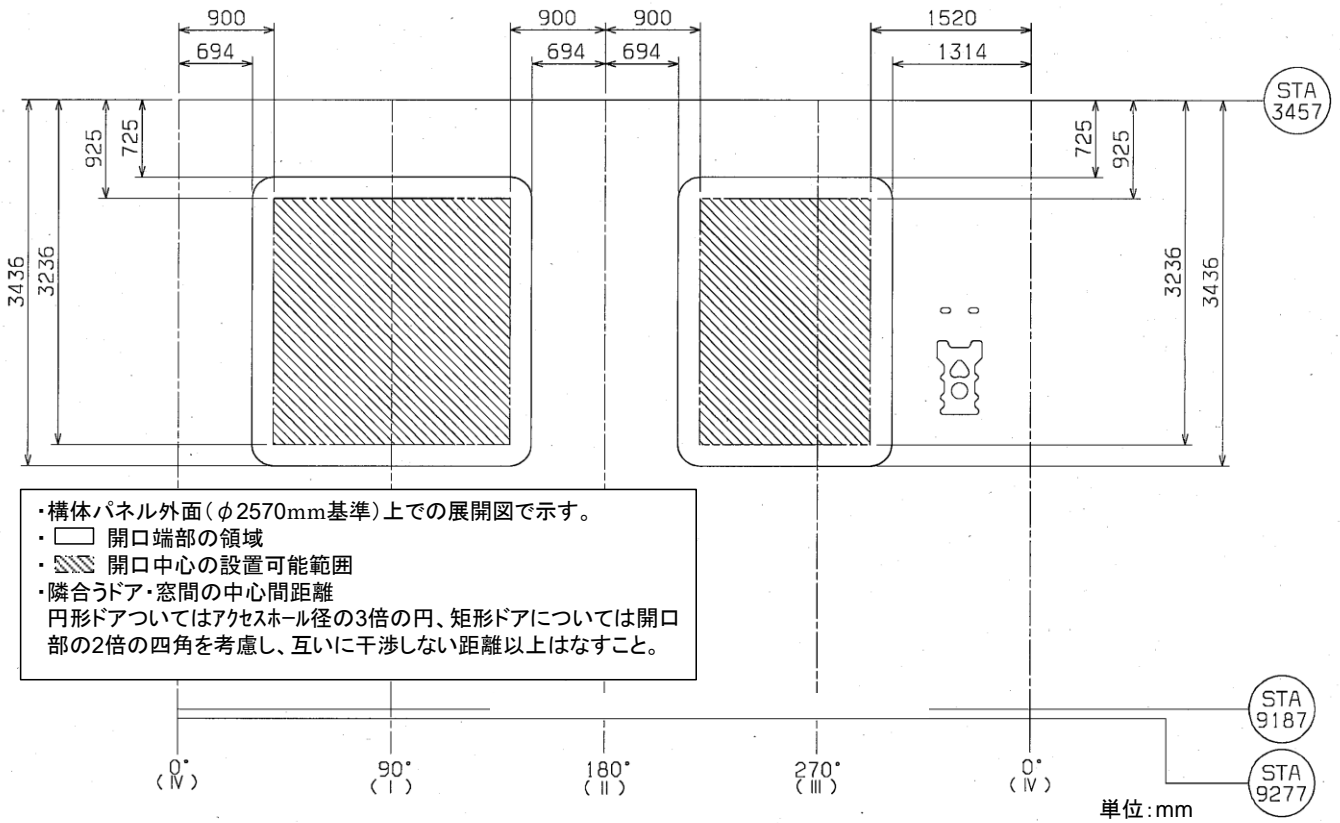


図 4.1.2-5 電波透過窓 設置可能範囲

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(シングルロッチ)		3.4項打上げ性能による
小型衛星(マルチロッチ)		170~200kg
超小型衛星(マルチロッチ)		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(シングルロッチ)	0±15mm	図4.2.2-1
小型衛星(マルチロッチ)	0±15mm	分離面より570mm以下
超小型衛星(マルチロッチ)	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	

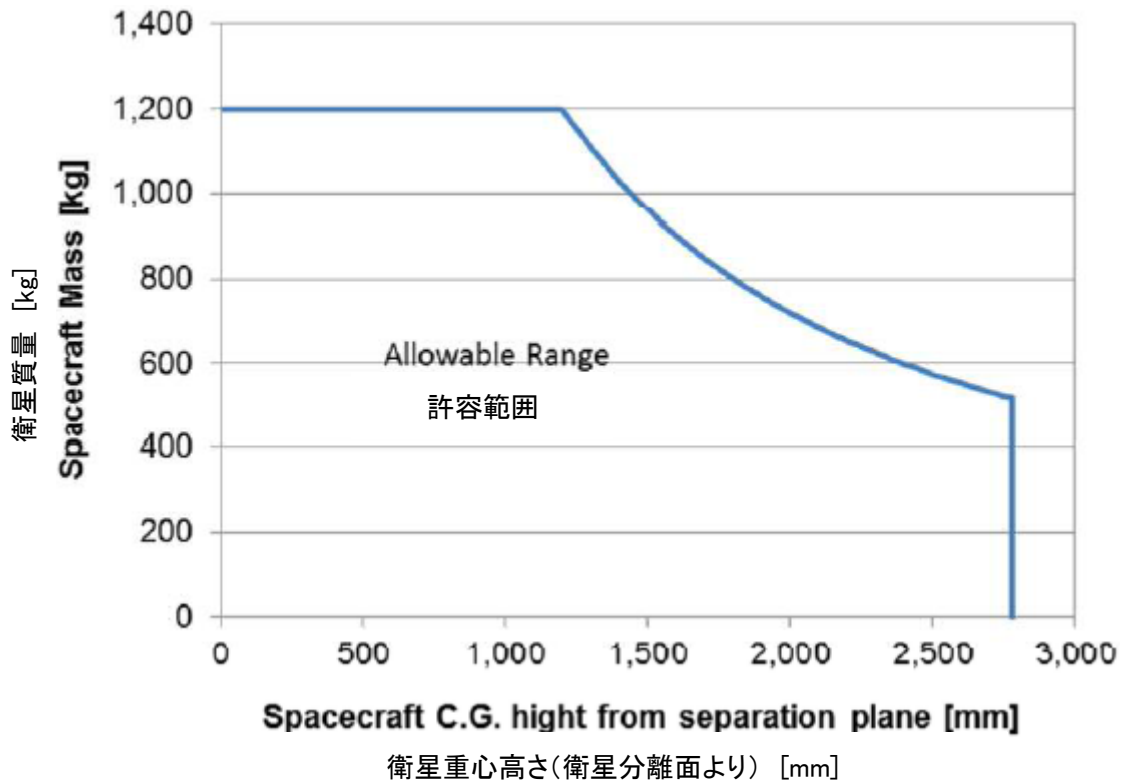


図 4.2.2-1 シングルロッチの場合の衛星の質量と重心高さの許容範囲

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ヵ月の時点で質量・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。

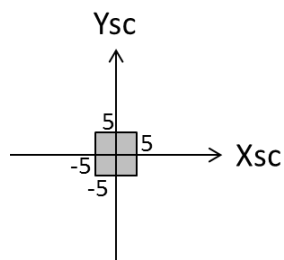


図 4.2.2-2 超小型衛星の許容重心範囲①(Xsc 軸、Ysc 軸)

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。

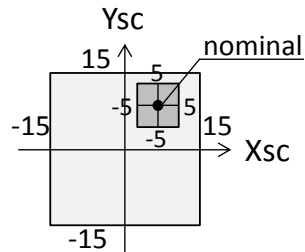


図 4.2.2-3 超小型衛星の許容重心範囲②(Xsc 軸、Ysc 軸)

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。

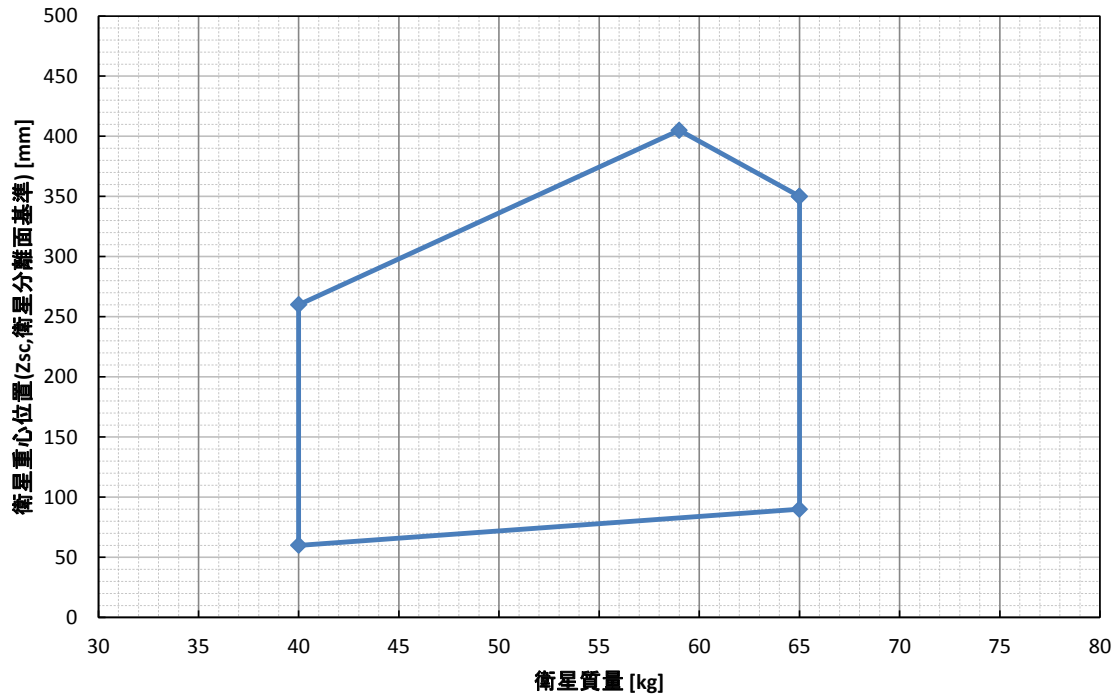


図 4.2.2-4 打ち上げ質量と衛星重心 (Zsc 軸)

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 にて確認するなどに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)	30[Hz]以上		45[Hz] 以上
小型衛星(マルチロンチ)			

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 機械的インタフェース

衛星分離結合部の機械的インタフェースの詳細はそれぞれ以下に示す。

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

4.4 電氣的インタフェース

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、シングルロンの衛星とマルチロン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)			
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 衛星への電氣的コマンド送信

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

4.4.6 ボンディングとシールドイング

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氣的接触により 1Ω 以下で電氣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 シールドイング

(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氣的接触により結合する。

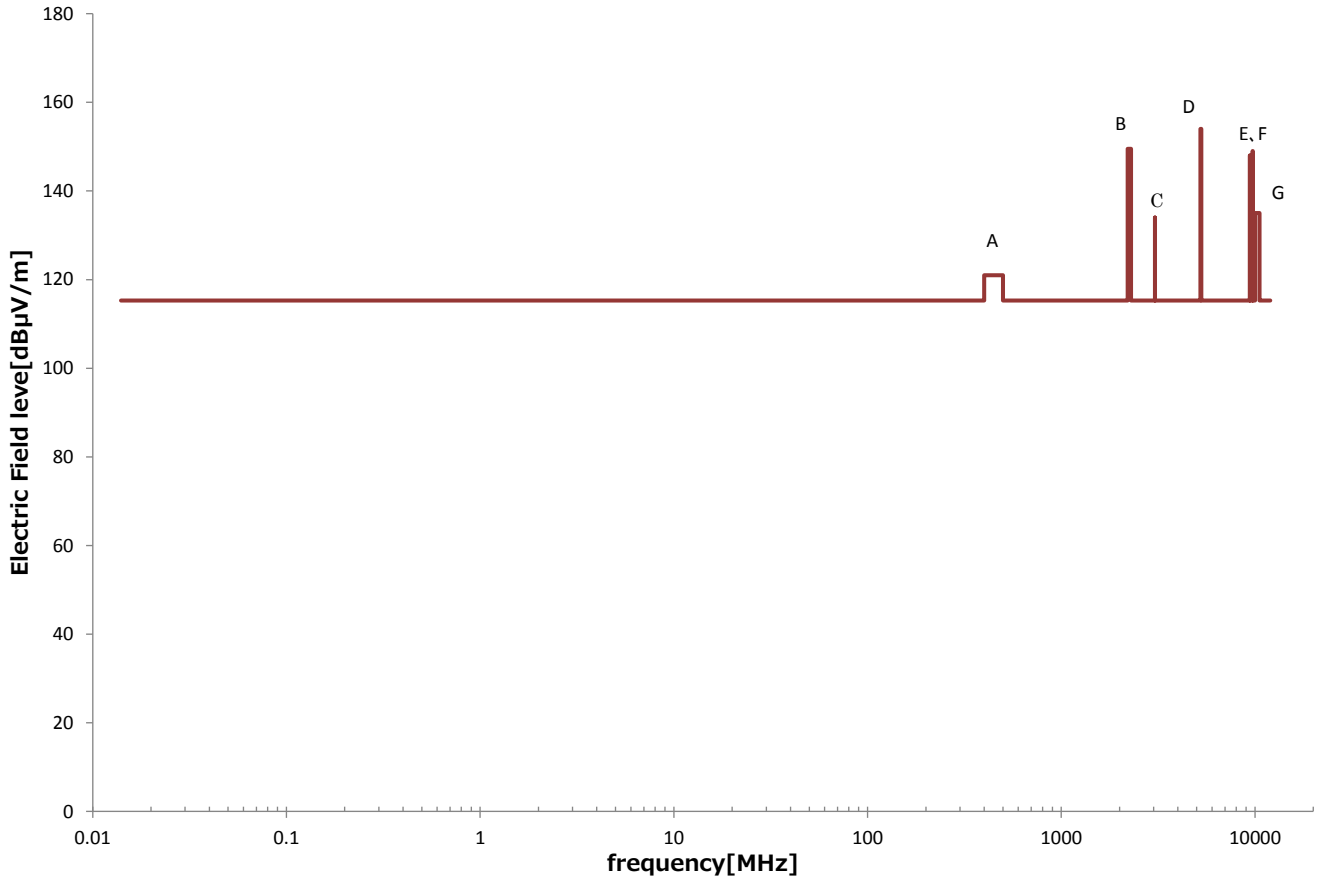
アンビリカルハーネスのシールドの詳細は Appendix-D に示す。

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 (dBμV/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 dBμV/m

ただし、マルチロンの超小型衛星では、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

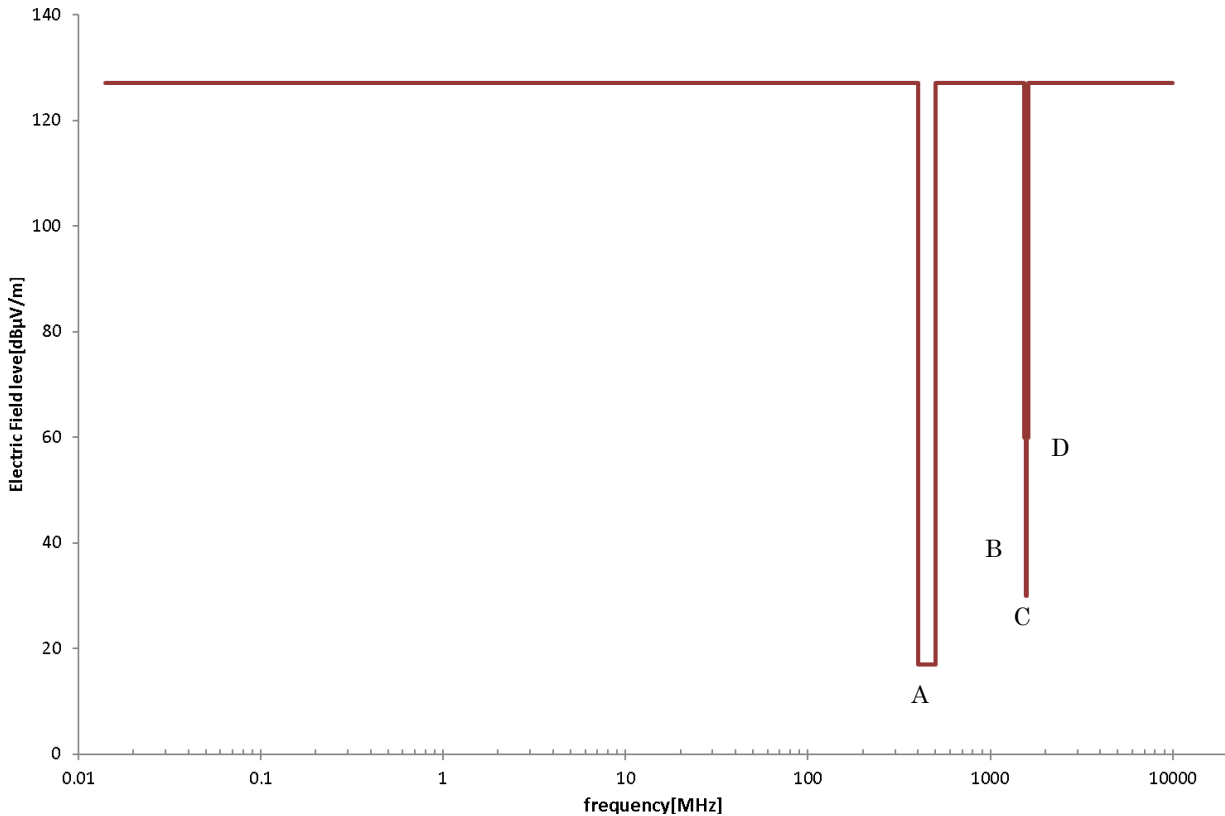
無線設備	1 (可搬型ドップラーレーダ)	2	3	4	5
送信周波数	X 帯 (CW) 10000-10250[MHz] 10500-10550[MHz]	9740[MHz]	9730[MHz]	9410[MHz]	3050[MHz]
送信電力	55.1[dBm]	50[kW]	25[kW]	25[kW]	30[kW]

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 μ 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 μ 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、衛星と電氣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 ²]	±9.8[m/s ²]	<ul style="list-style-type: none"> 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 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
飛行中	第 1 段	22.4±11.2 [m/s ²]	24.5[m/s ²]	<ul style="list-style-type: none"> 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 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。
	第 2 段	60 [m/s ²] (基本形態) 55 [m/s ²] (オプション形態)	9.8[m/s ²]	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 ²] (基本形態) 66 [m/s ²] (オプション形態)	9.8[m/s ²] 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 ²]	<ul style="list-style-type: none"> 3 段ステージスピン安定のため、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 回転方向はロケット座標系におけるロール軸CW方向

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 ²) _{0-p}] (衛星取付面)	周波数 [Hz]	正弦波振動 [(m/s ²) _{0-p}] (衛星重心)
衛星 (シングルロッチ)	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]	
小型衛星 超小型衛星 CubeSat (マルチロッチ)	3 軸共通			
	周波数 [Hz]	正弦波振動 [(m/s ²) _{0-p}] (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(シングルロッチ)	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(マルチロッチ)	
超小型衛星(マルチロッチ)	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。

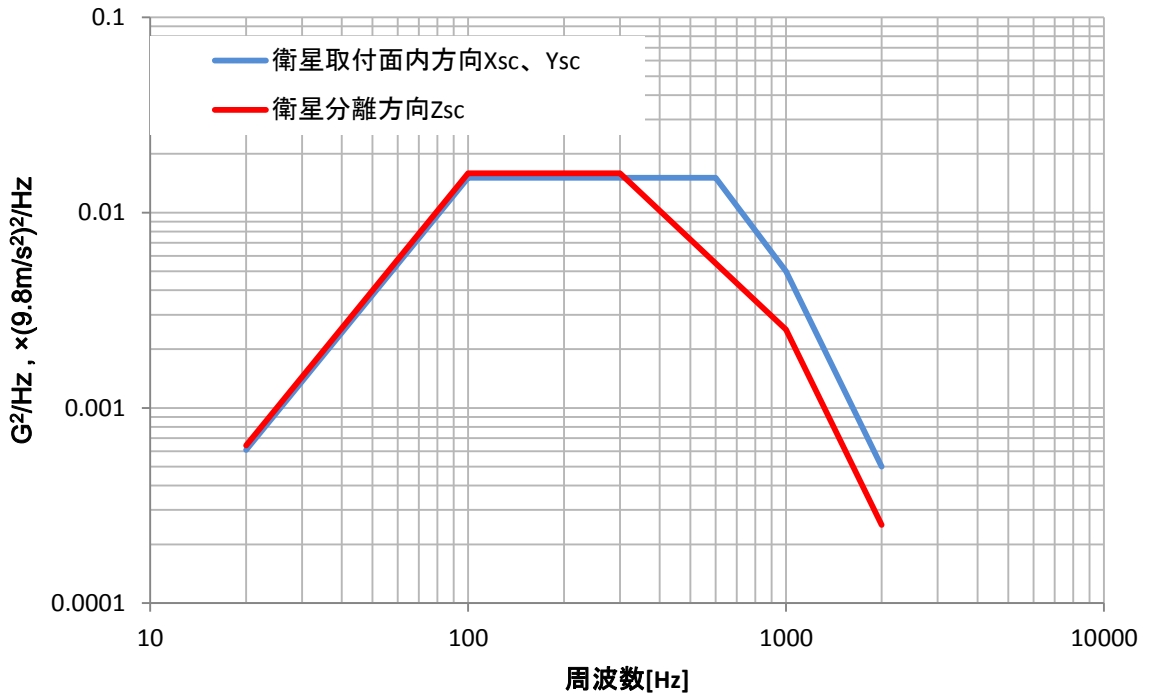
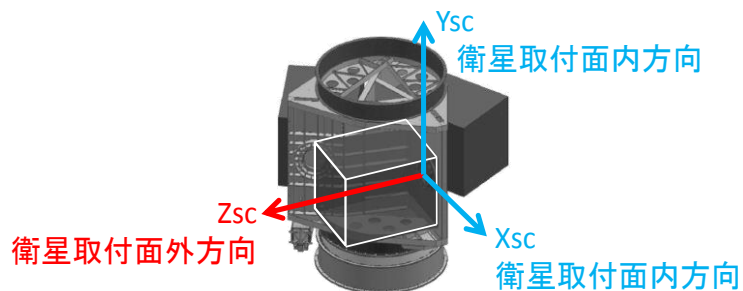


図 4.5.1-1 超小型衛星のランダム振動環境

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/s²)²/Hz] (0.0151 [G²/Hz])
	600 ~ 1000[Hz] :	-6.5 [dB/oct]
	1000[Hz] :	0.481 [(m/s²)²/Hz] (0.005 [G²/Hz])
	1000 ~ 2000[Hz] :	-10 [dB/oct]
	30 秒、 O.A. :	35.3 [(m/s²)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/s²)²/Hz] (0.0159 [G²/Hz])
	300 ~ 1000[Hz] :	-4.6 [dB/oct]
	1000[Hz] :	0.242 [(m/s²)²/Hz] (0.00252 [G²/Hz])
	1000 ~ 2000[Hz] :	-10 [dB/oct]
	30 秒、 O.A. :	29.4 [(m/s²)rms] (3.0 [Grms])

※ AT レベル



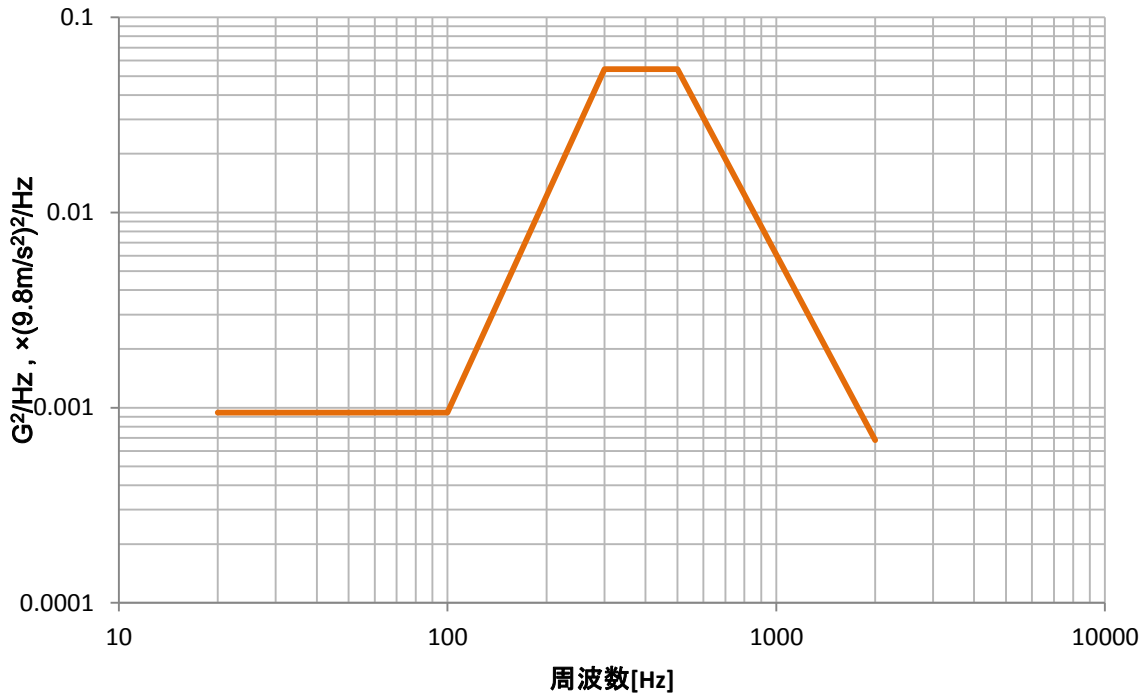


図 4.5.1-2 CubeSat のランダム振動環境

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 ²) ² /Hz]	(0.000944[G ² /Hz])
	100 ~ 300[Hz] :	11.1[dB/oct]	
	300 ~ 500[Hz] :	5.21[(m/s ²) ² /Hz]	(0.0542 [G ² /Hz])
	500 ~ 2000[Hz] :	-9.5[dB/oct]	
	30 秒、O.A. :	50.0 [(m/s ²)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。

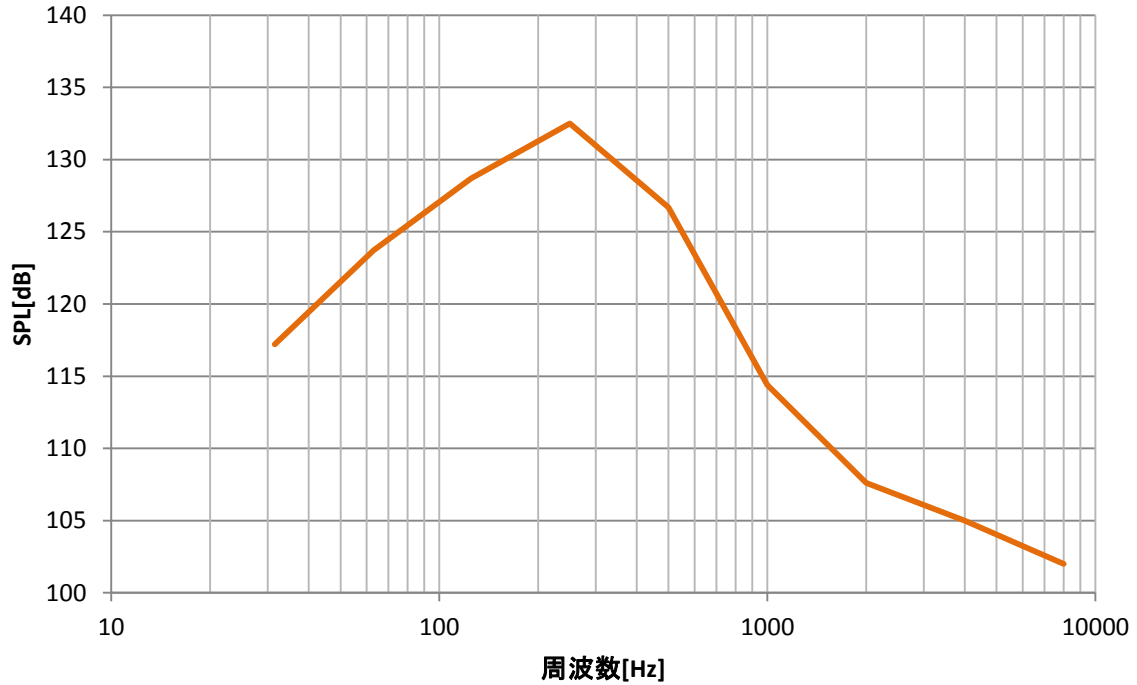


図 4.5.1-3 音響環境

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 = 2×10^{-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、衛星分離時が標定であり、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 ²] (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 ²] (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 ²] (415[G])	

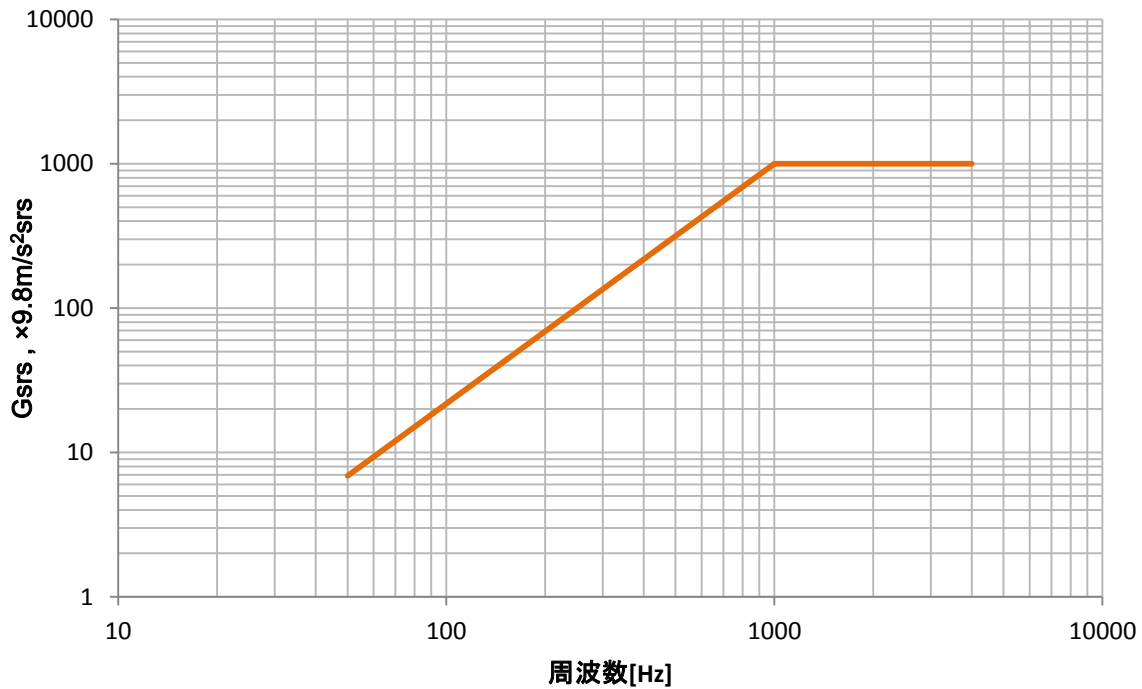


図 4.5.1-4 衝撃環境 (170~1200kg)

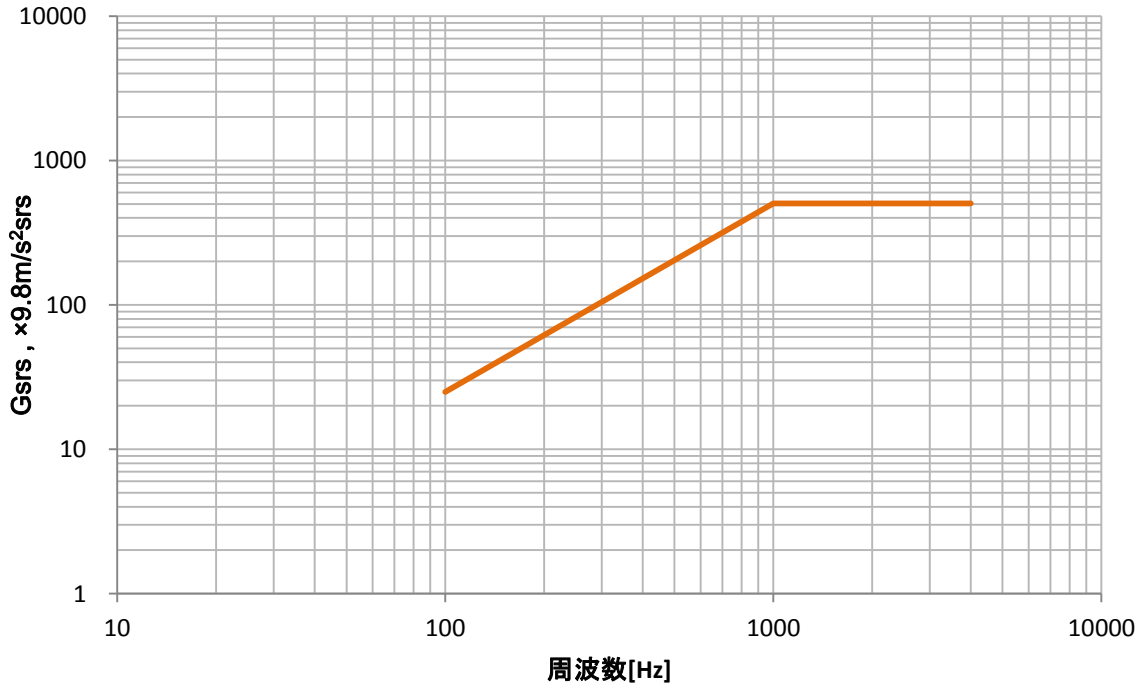


图 4.5.1-5 衝擊環境 (45~60kg)

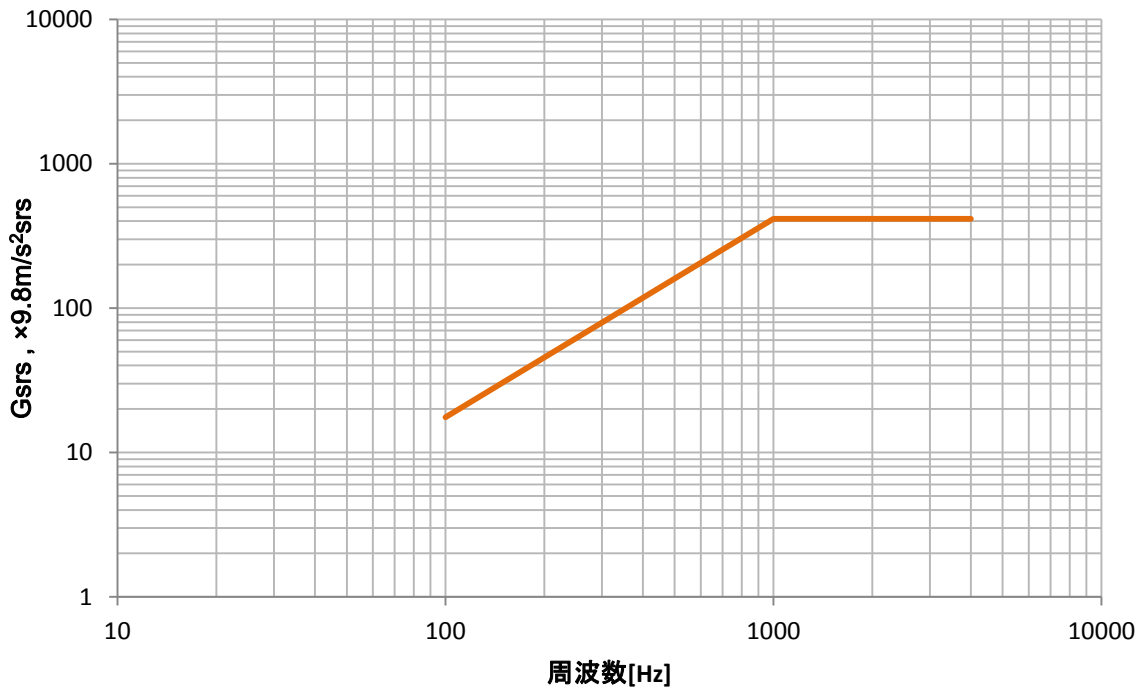


图 4.5.1-6 衝擊環境 (CubeSat)

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。

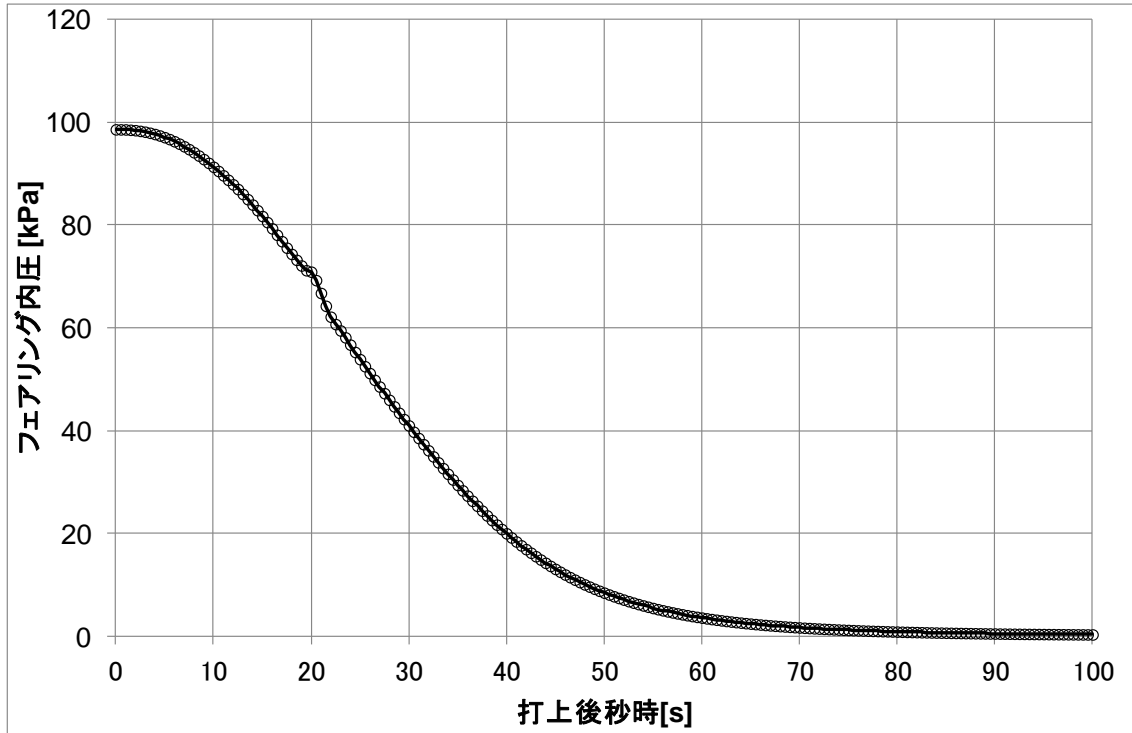


図 4.5.1-7 フェアリング内の圧力履歴の代表例

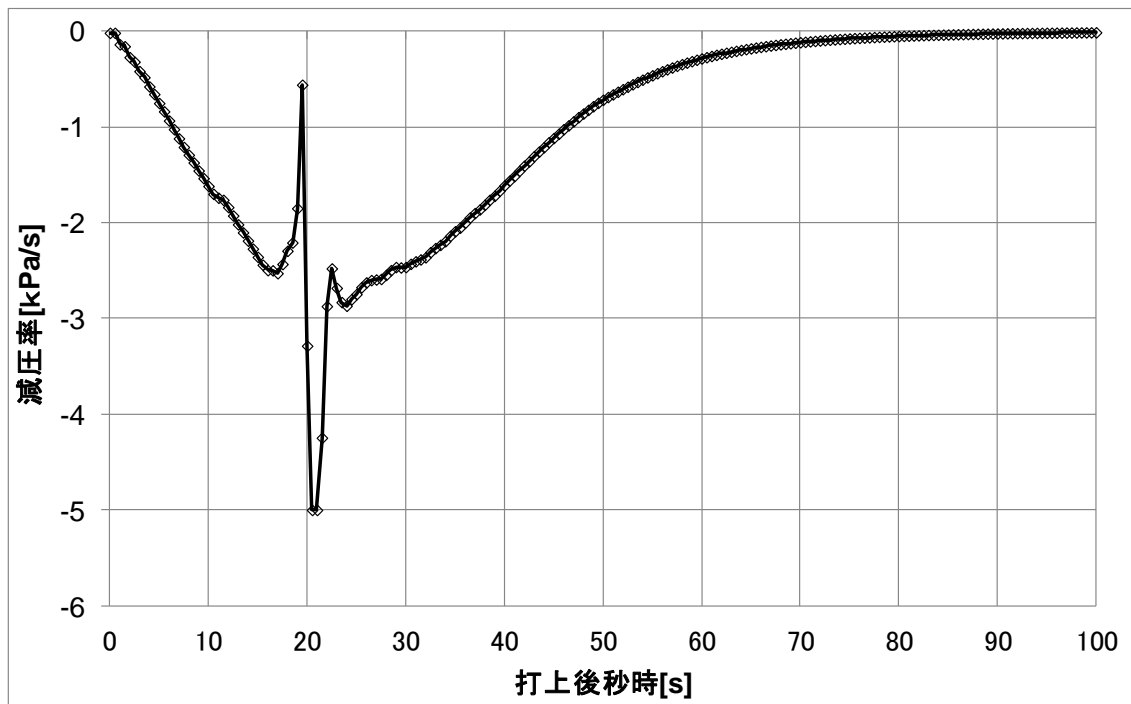


図 4.5.1-8 フェアリング内の減圧率履歴の代表例

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	整備作業				
作業	衛星単体整備	衛星移動	頭胴部組立			頭胴部移動	頭胴部VOS	整備作業		ランチャ旋回	打上げ
			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)		
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 ³ /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。

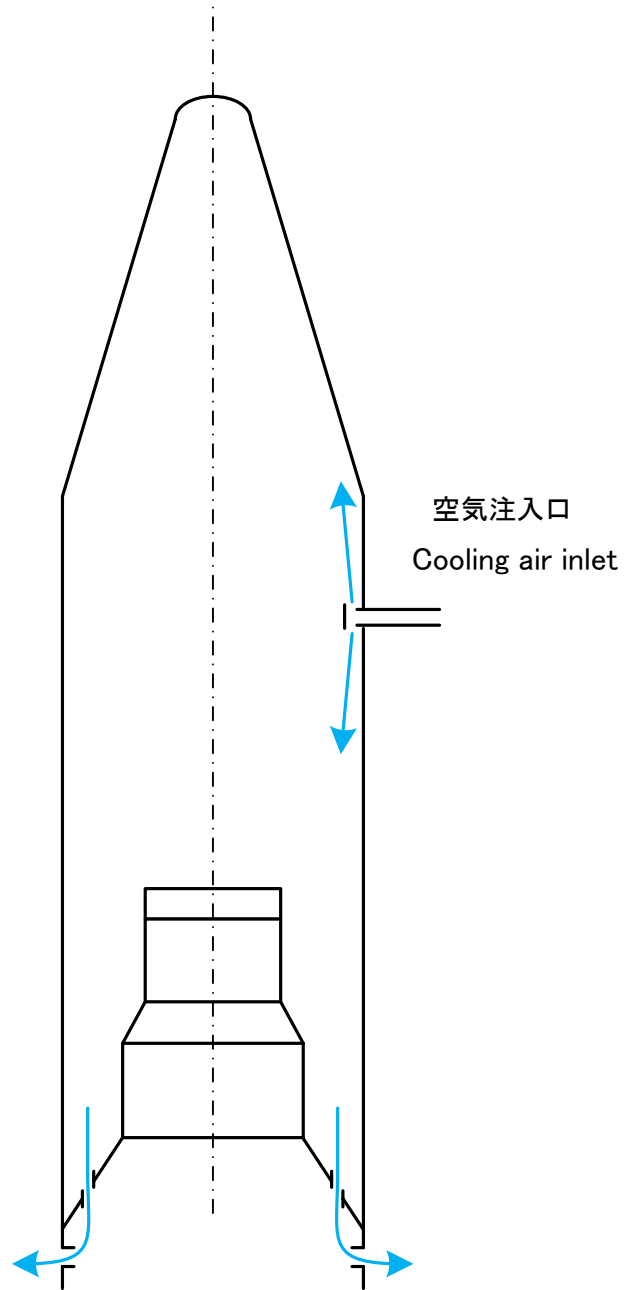


図 4.5.2-1 ロケット全段組立後のフェアリング内空調送風時のコンフィギュレーション

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) 内に収缶されるため、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、—:無し

飛行フェーズ	要因	詳細	シングル ロチ	マルチロチ		
				小型 衛星	超小型 衛星	Cube Sat
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	✓	✓	✓	—
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)	✓	✓	✓	—
	太陽光照射による加熱	4.5.2.2.2 項(2)	✓	✓	✓	—
	地球赤外による加熱		✓	✓	✓	—
	アルベドによる加熱		✓	✓	✓	—
3 段モータ点火 ～衛星分離	3 段モータプルームによる輻射加熱	4.5.2.2.2 項(3)	✓	✓	✓	—
リフトオフ ～衛星分離	Lightband®との熱伝導	Lightband®の温度条件は-24～+56℃である。	—	—	✓	—

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。

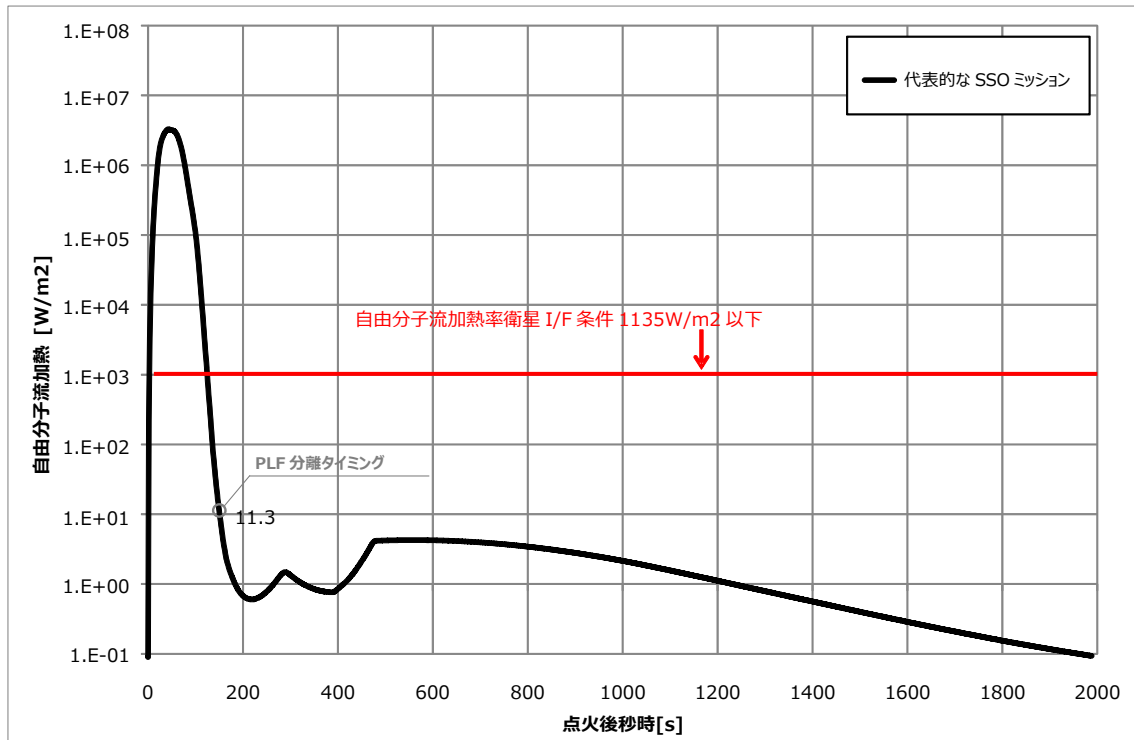


図 4.5.2-3 ロケットの自由分子流加熱率履歴(ノミナル軌道)

(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。

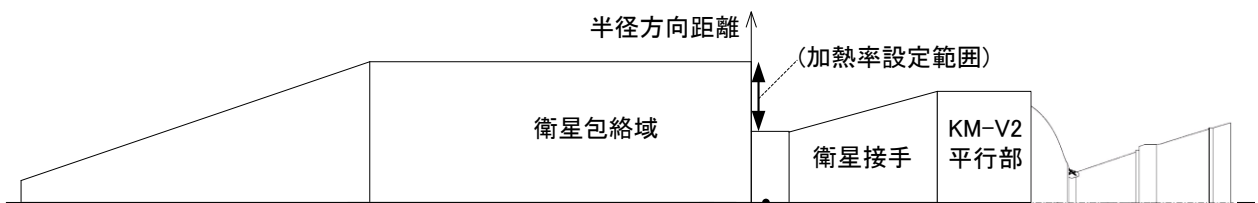
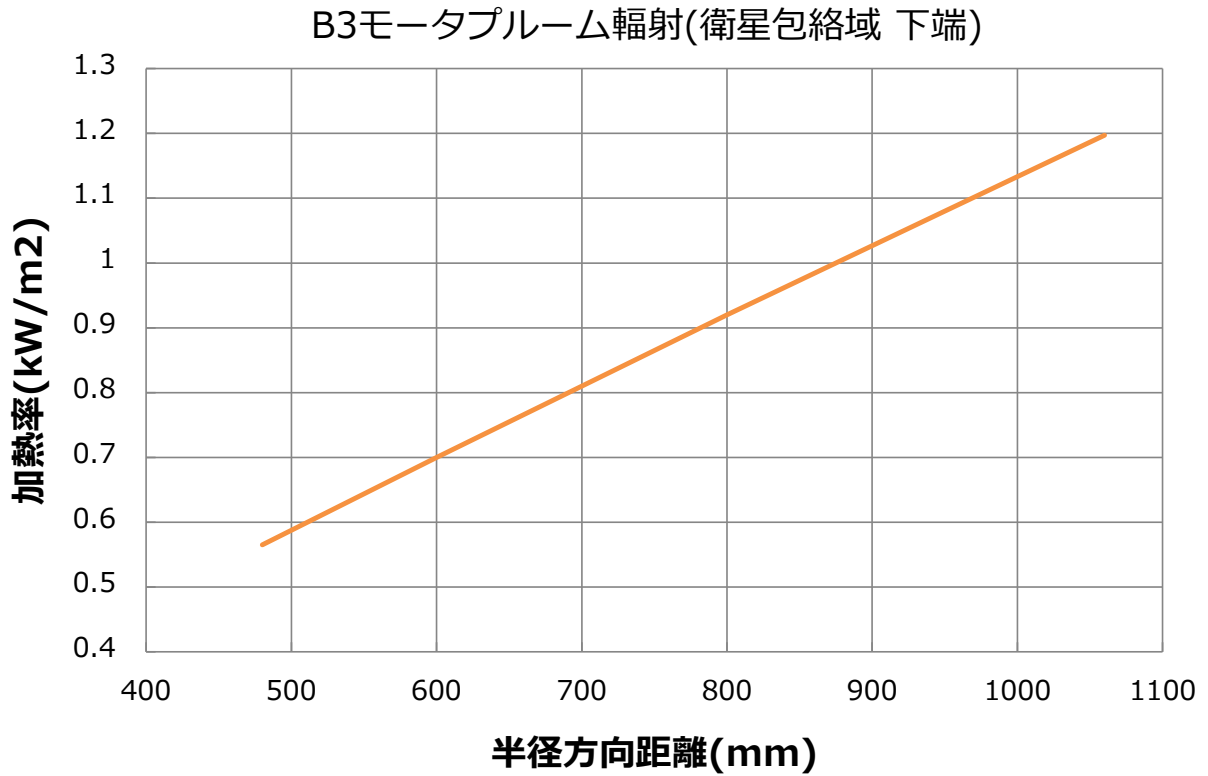
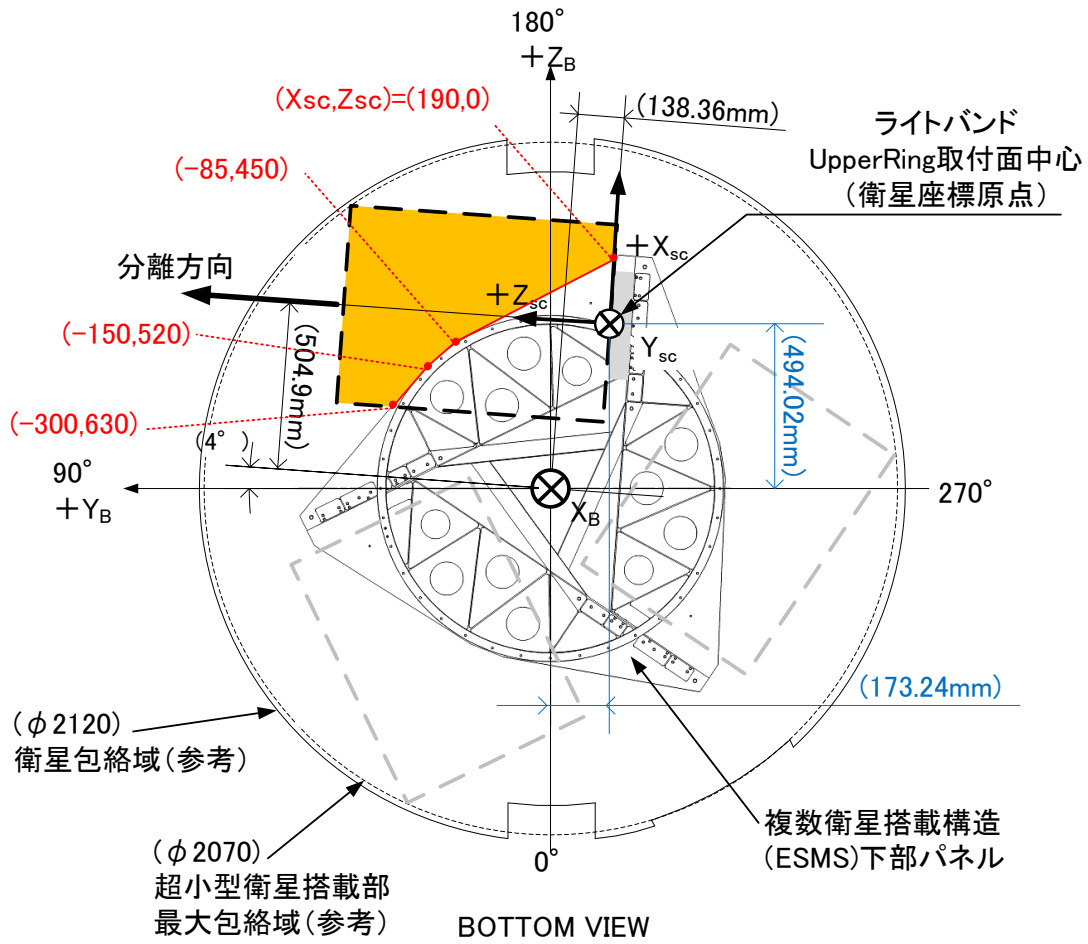


図 4.5.2-4 3段モータプルーム輻射加熱率条件



複数衛星搭載構造の影に隠れず、
3段プルーム輻射加熱を受ける領域

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 ^{*1}
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 ^{*1}

*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/m²・week]

フェアリングへの衛星の収缶から分離まで: 4[mg/m²]

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 ^{*3}	音響振動 ^{*3}	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 ^{*1}	プロトフライト テスト ^{*2}		プロトフライト テスト ^{*2}	衝撃試験と解析 又は 実績による ^{*1}
フライトモデル	実績による ^{*1}	受入試験		受入試験	実績による ^{*1}

*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

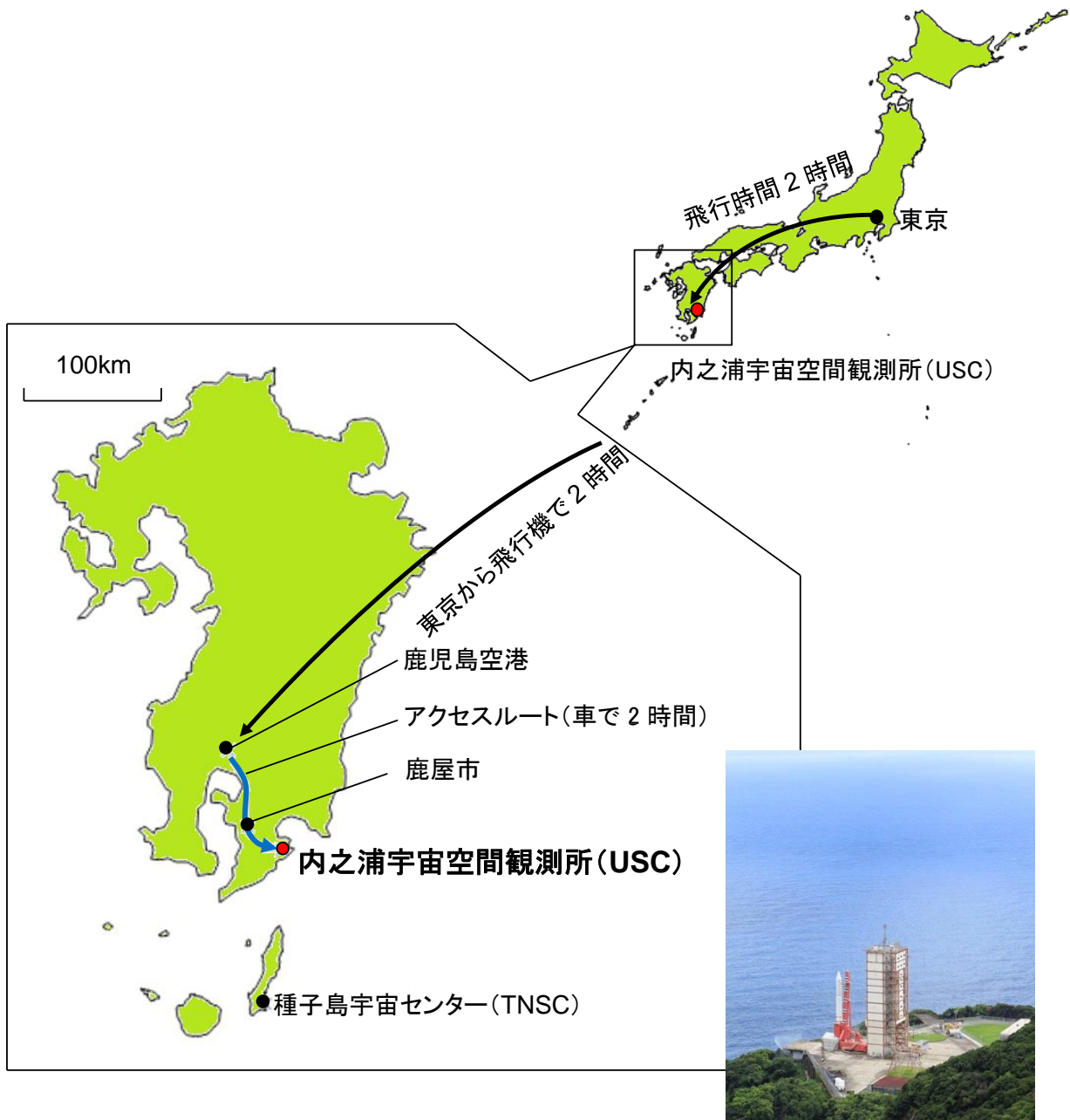


図 5.1.1-1 USC の位置

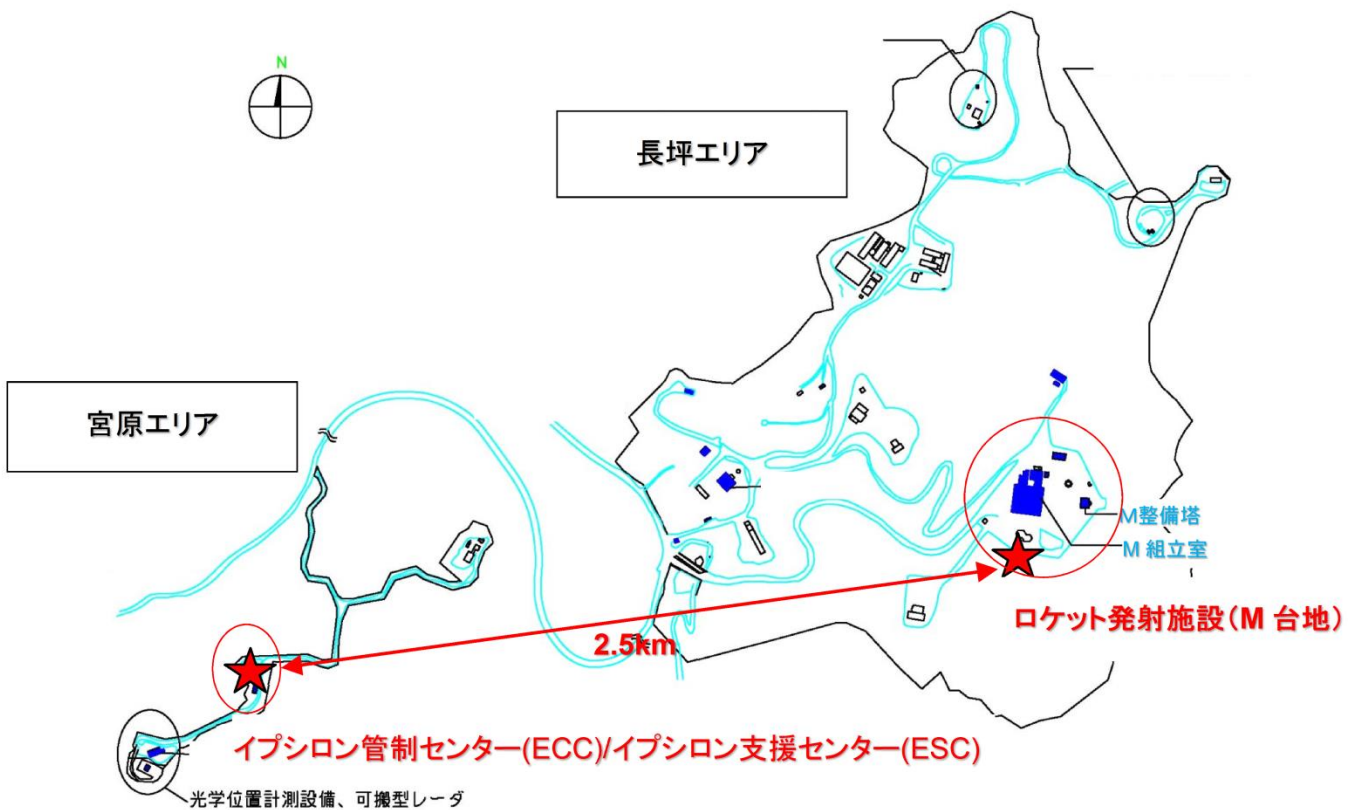


図 5.1.1-2 内之浦宇宙空間観測所(USC)

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氣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。

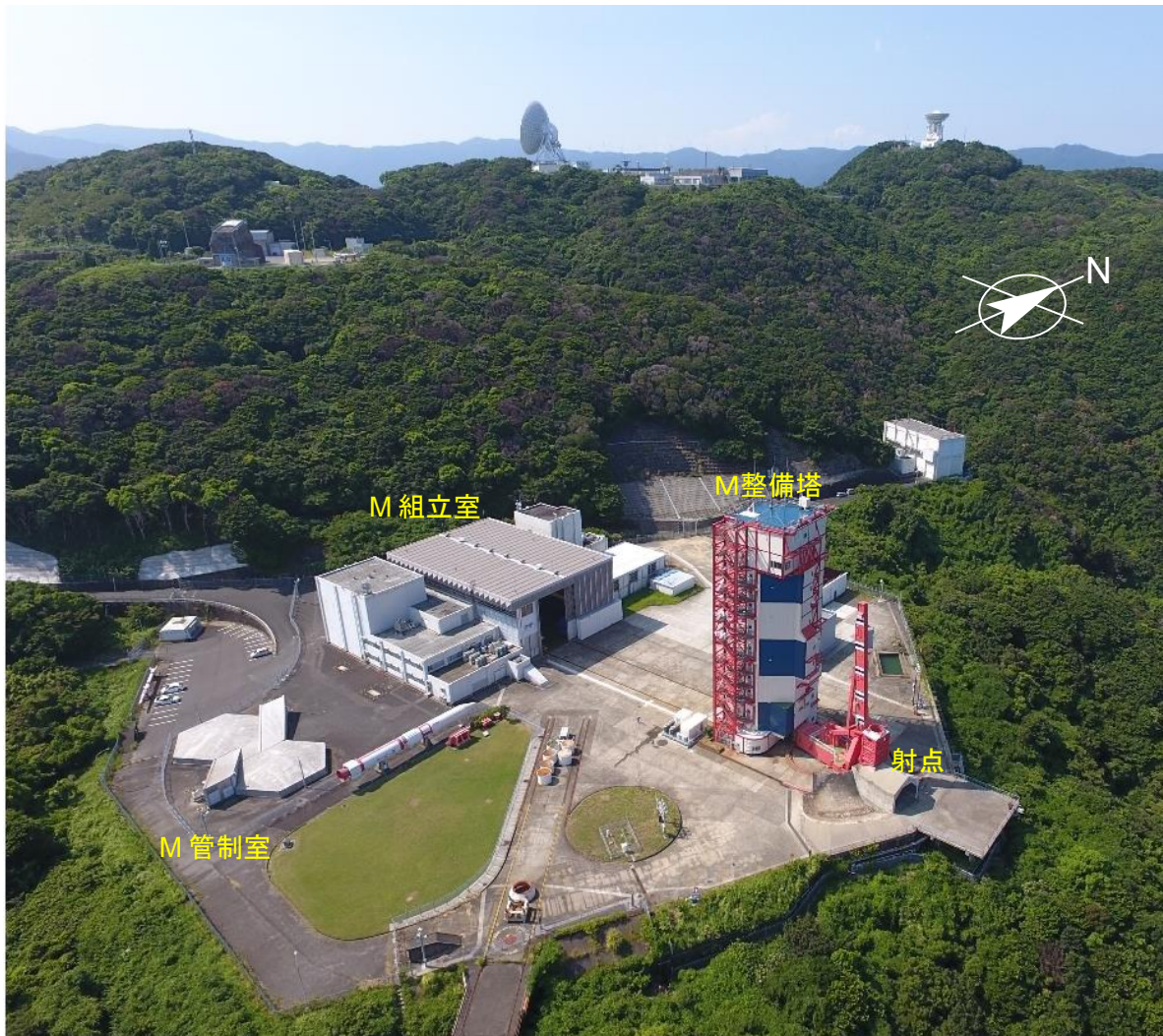


図 5.1.3-1 ロケット発射施設(M台地)

(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 m²)
- 3) 衛星の推進薬充填や火工品搭載、ロケットとの結合作業に使用するクリーンブース(108 m²)
- 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。

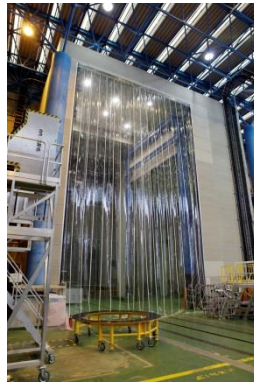
クリーンルームとクリーンブースに関する回線情報について、Appendix-Dに示す。

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。



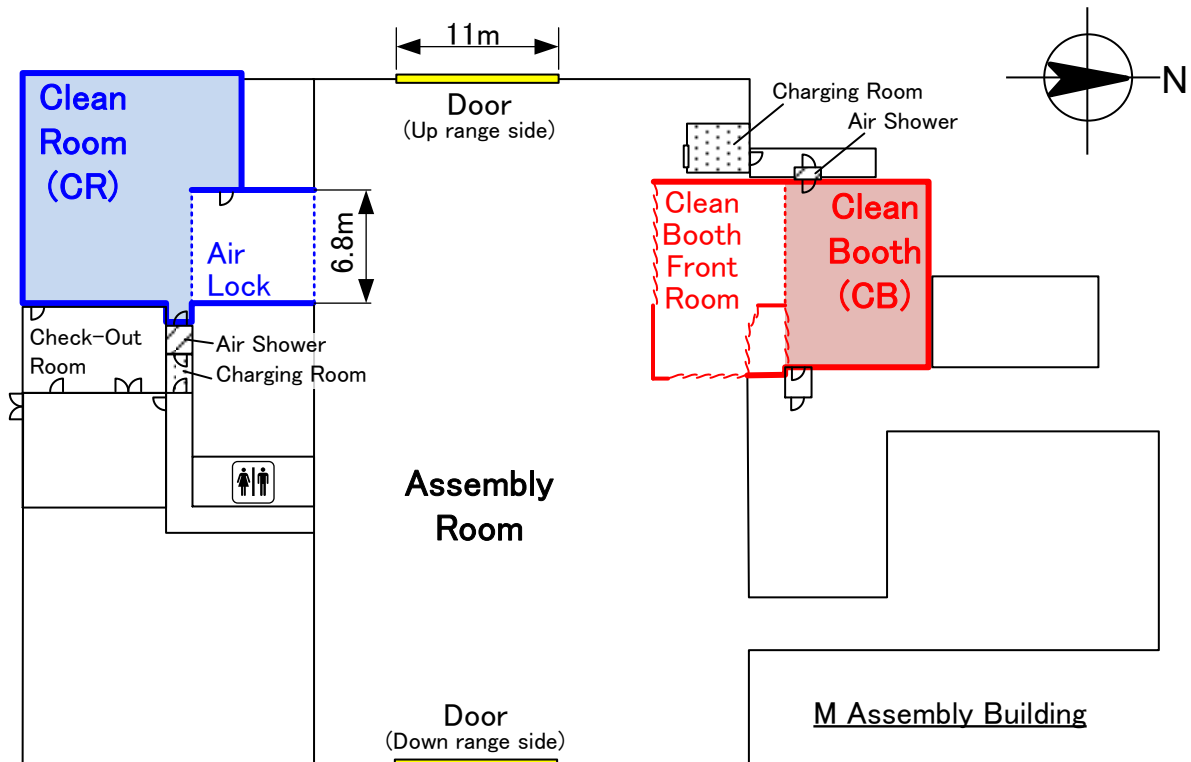
CR 内



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。

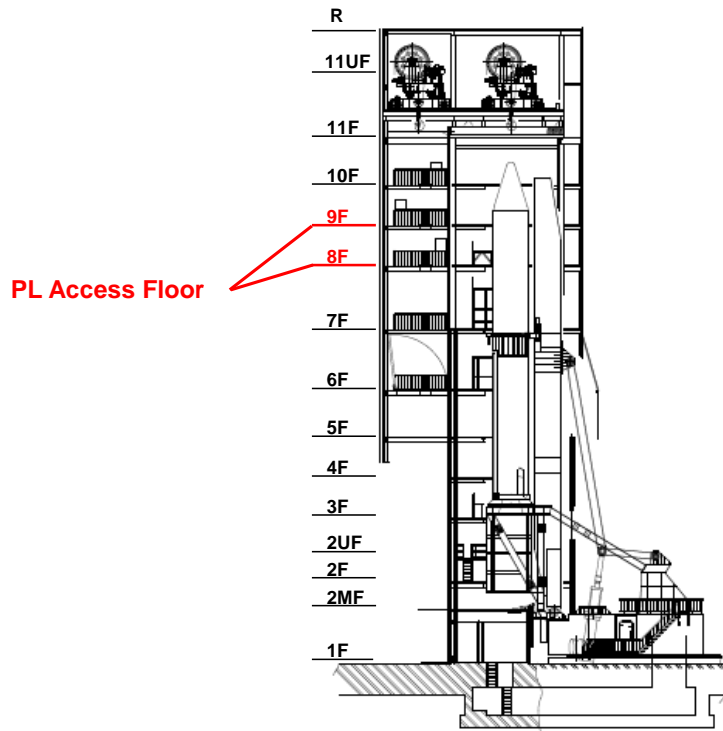


図 5.1.3-3 M 整備塔の概要

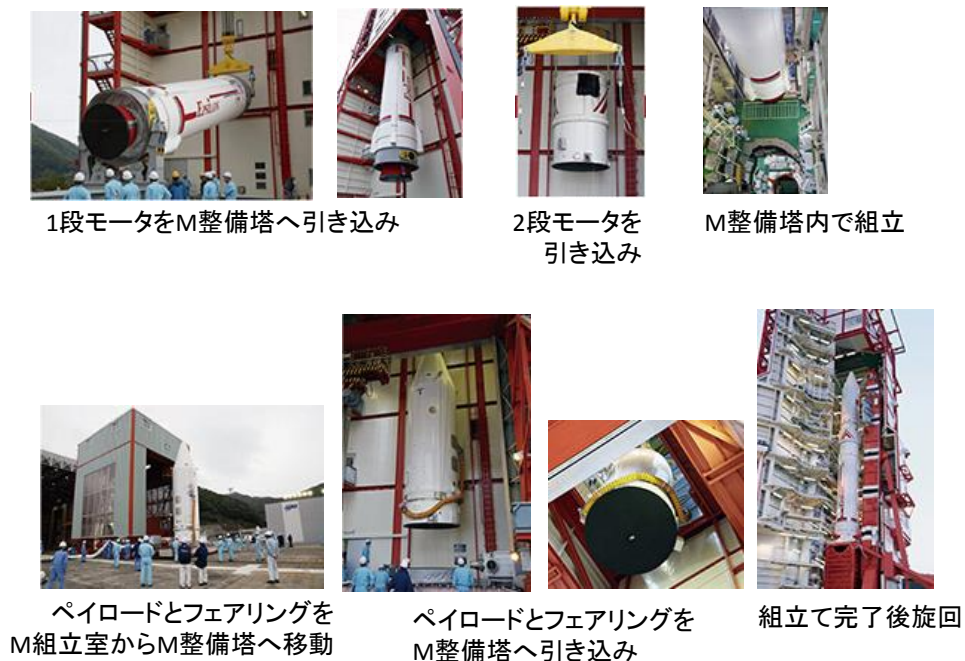


図 5.1.3-4 M 整備塔での組み立て作業

(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。

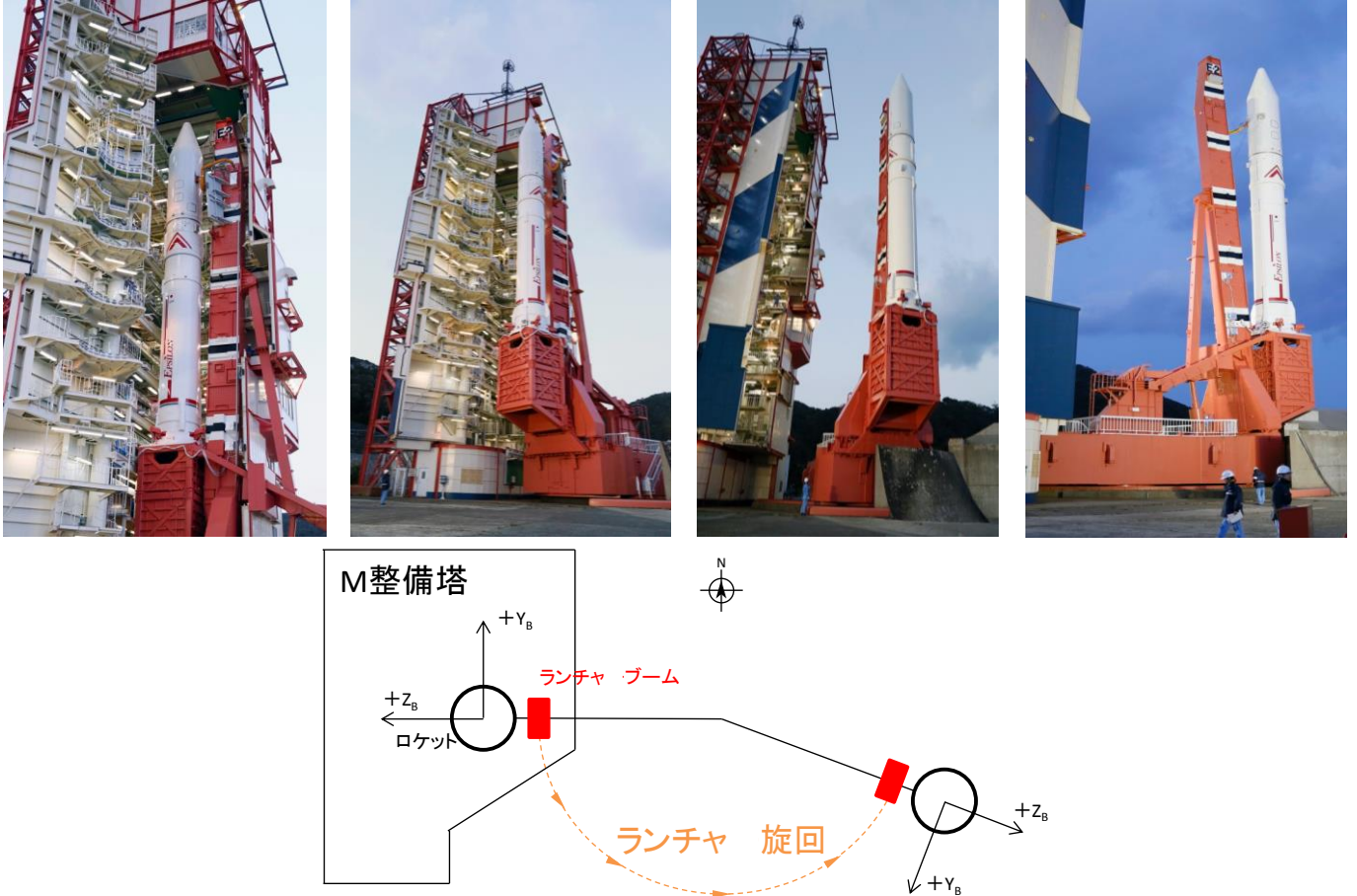


図 5.1.3-5 ランチャ旋回と射点上のイプシロンロケット

(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る。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、衛星の電氣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。

衛星の電氣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。

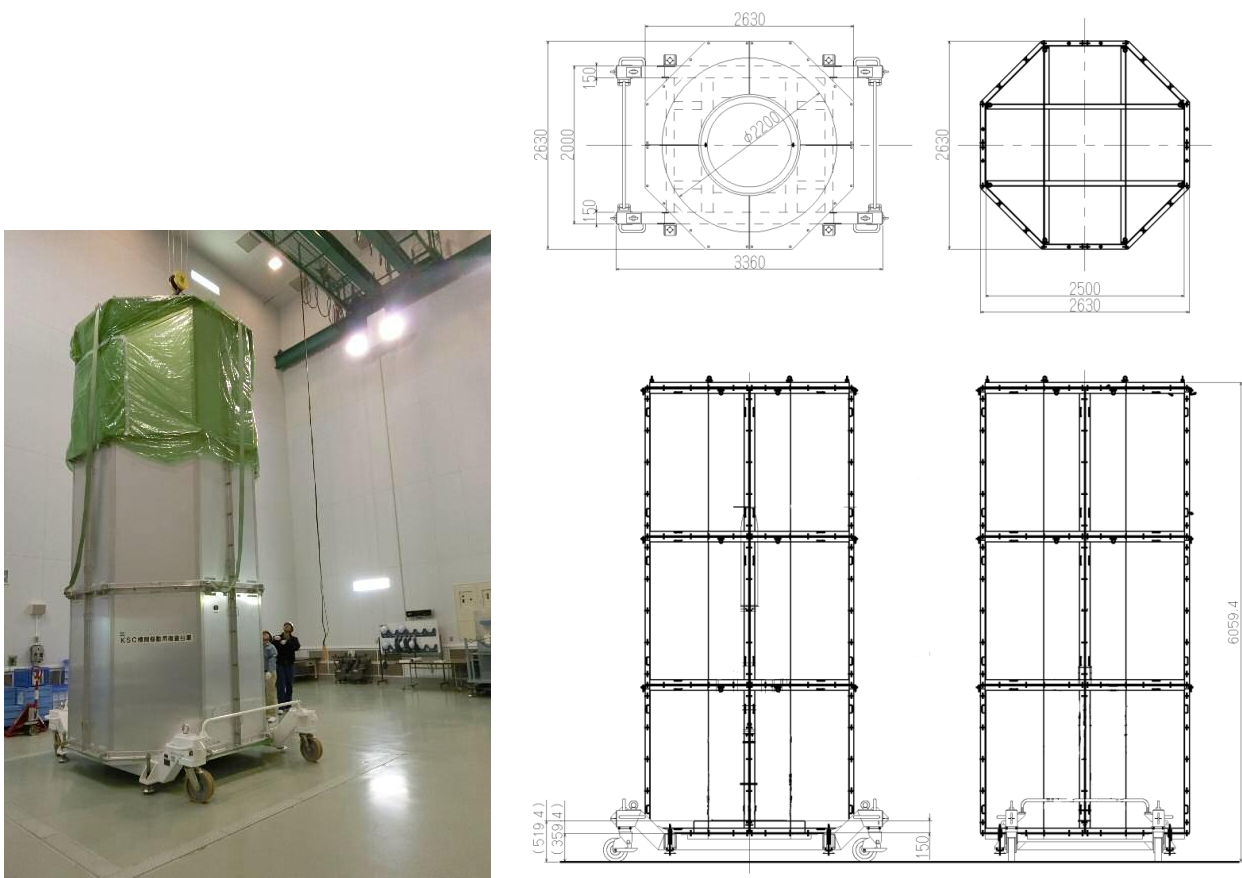


図 5.2.4-1 クリーンルームとクリーンブース間移動の衛星専用コンテナ

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
M組立室	クリーンルーム	5 [ton]	1
	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ー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 安全に関わる運用

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

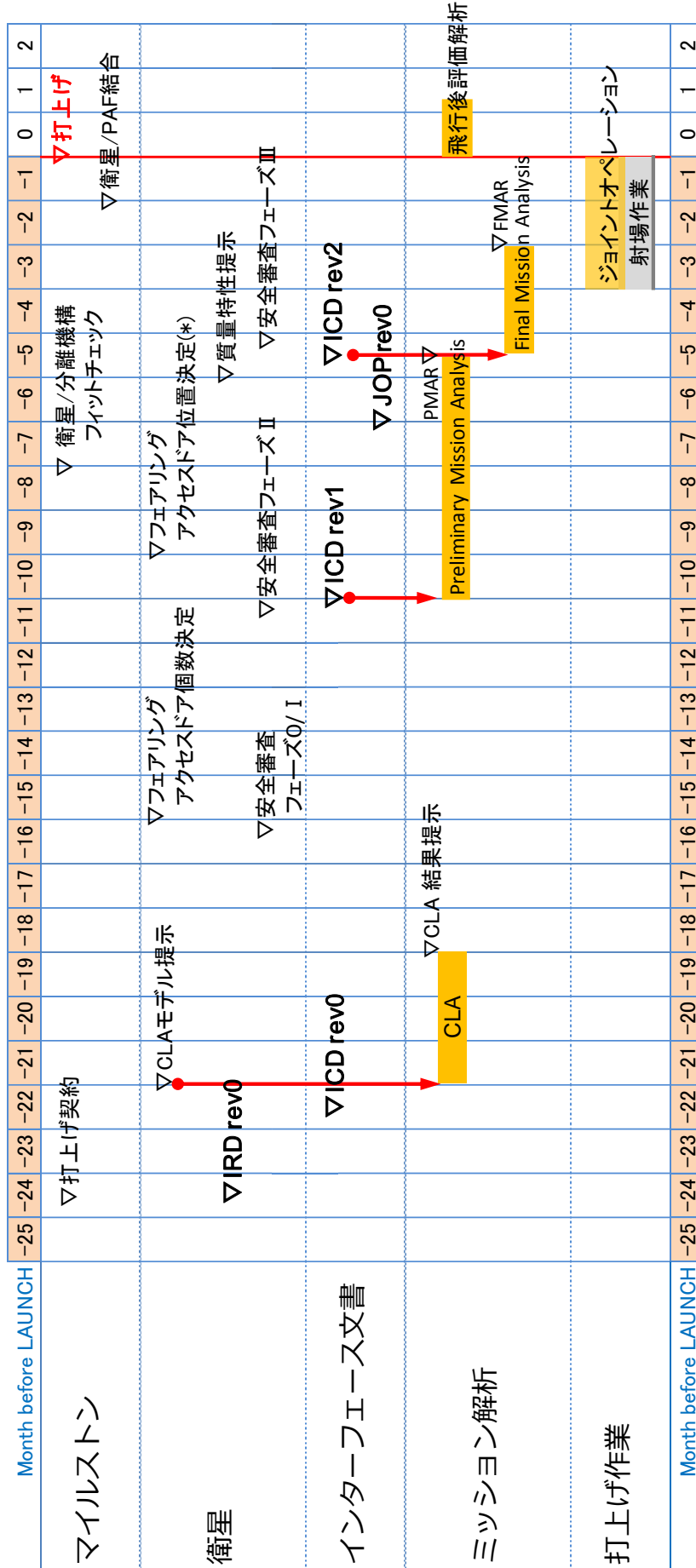
打上げ組織と顧客間の契約上の責務は、打上げ契約の作業指示書 (SoW) 及び技術仕様書 (ICD、JOP (6.3.1 項)) において規定する。

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。

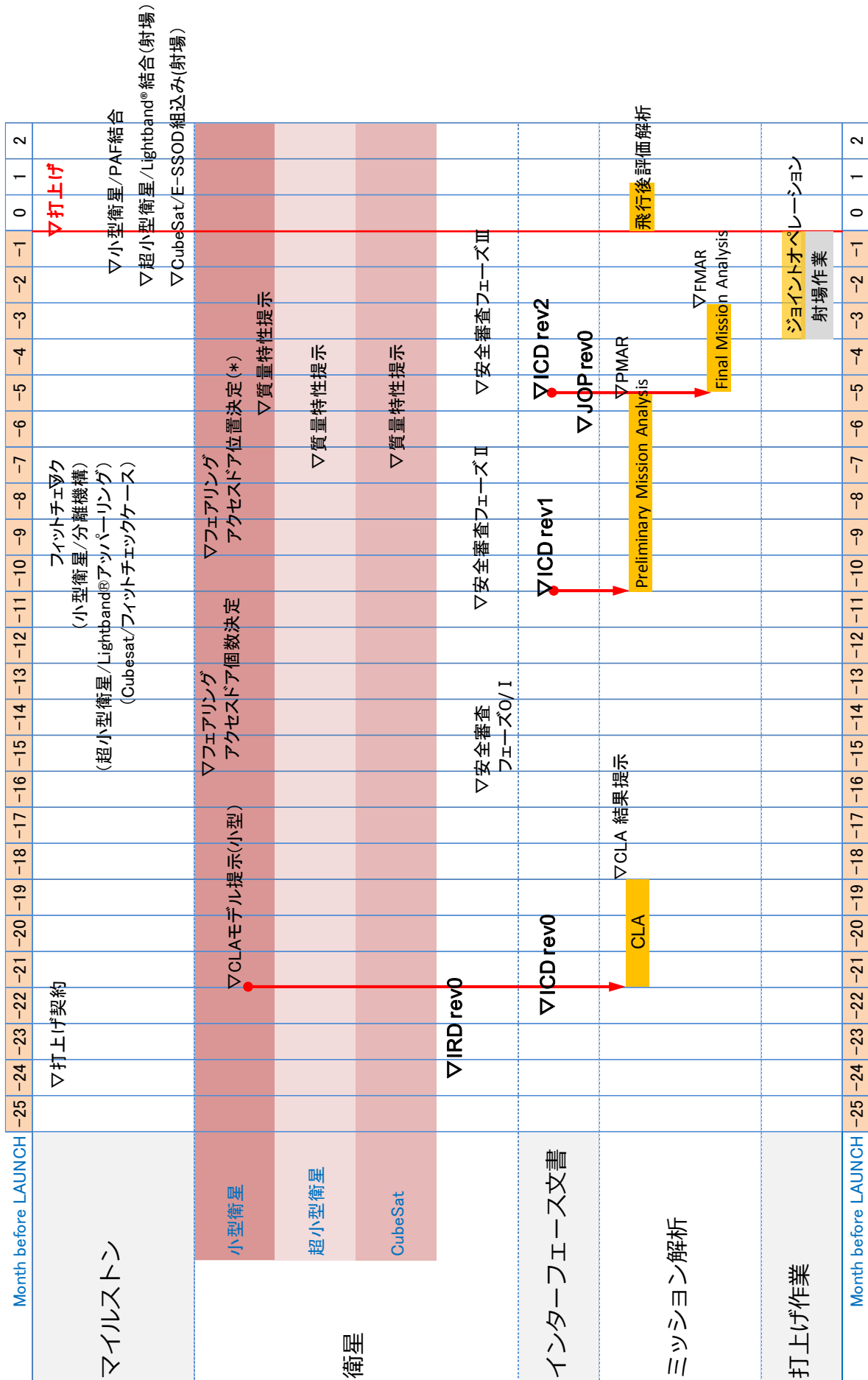
全体的ミッションマネジメントは、連絡先の設定から始まり、打上げ評価報告書 (6.3.5 項) の提出で終了する。顧客が合意した SoW 及び ICD、JOP を基にスケジュールの調整を行う。

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(シングルローンチ)



(*ドアの個数はベース形態(口600mm×1個、φ180mm×2個、電波透過窓×1個)の場合。

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(マルチロッチ)

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
インタフェース管理文書(ICD)	技術的な衛星とロケットのインタ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(シングルロッチ) 小型衛星(マルチロッチ)	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(マルチロッチ)	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フェース	衛星(シングルロッチ) 小型衛星(マルチロッチ)	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(マルチロッチ)	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(シングルロッチ) 小型衛星(マルチロッチ) 超小型衛星(マルチロッチ)	包絡域の範囲内であれば、衛星搭載時の Xsc、Ysc 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可能
	CubeSat	4 項に示すインタ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 Zsc 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(シングルロッチ) 小型衛星(マルチロッチ) 超小型衛星(マルチロッチ)	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・電氣的インタ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(シングルロッチ)	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フェースの検証 ・分離コネクタ、分離スイッチの電氣的インタフェースの検証
	小型衛星(マルチロッチ)	・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(マルチロッチ)	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(マルチロッチ)	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(シングルロッチ)	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(マルチロッチ)	
アンビリアルハーネス及び分離コネクタの End to End 電氣的確認試験	衛星(シングルロッチ)	射場準備の中でアンビリアルハーネス及び分離コネクタの End to End 電氣的確認試験を実施する。
	小型衛星(マルチロッチ)	
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。

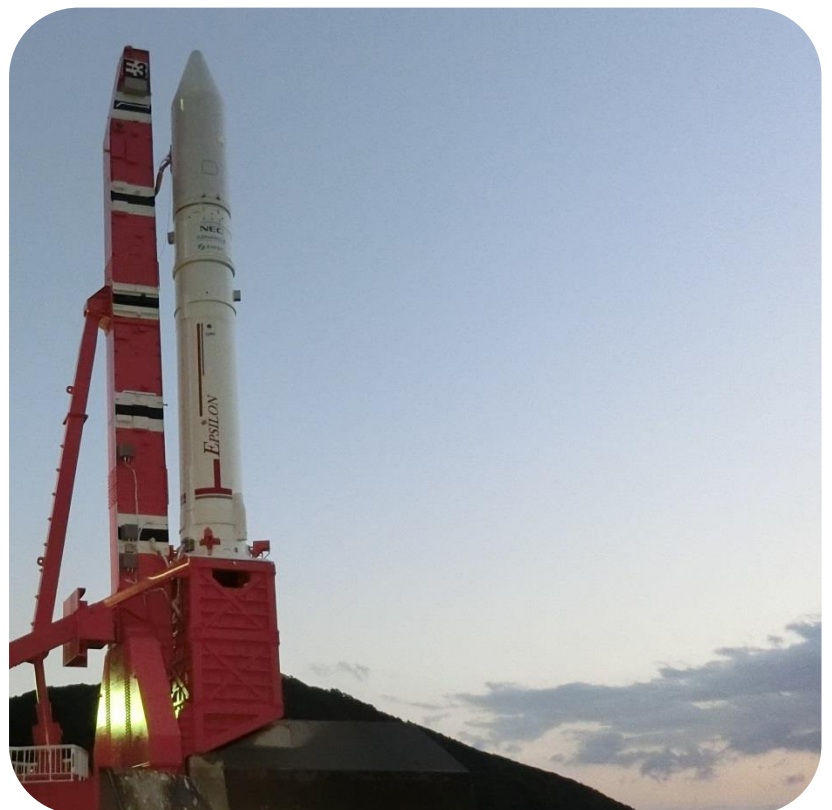
6.3.5 飛行後解析

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。フライトデータを用いたミッション評価データは、打上げ後 1 ヶ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

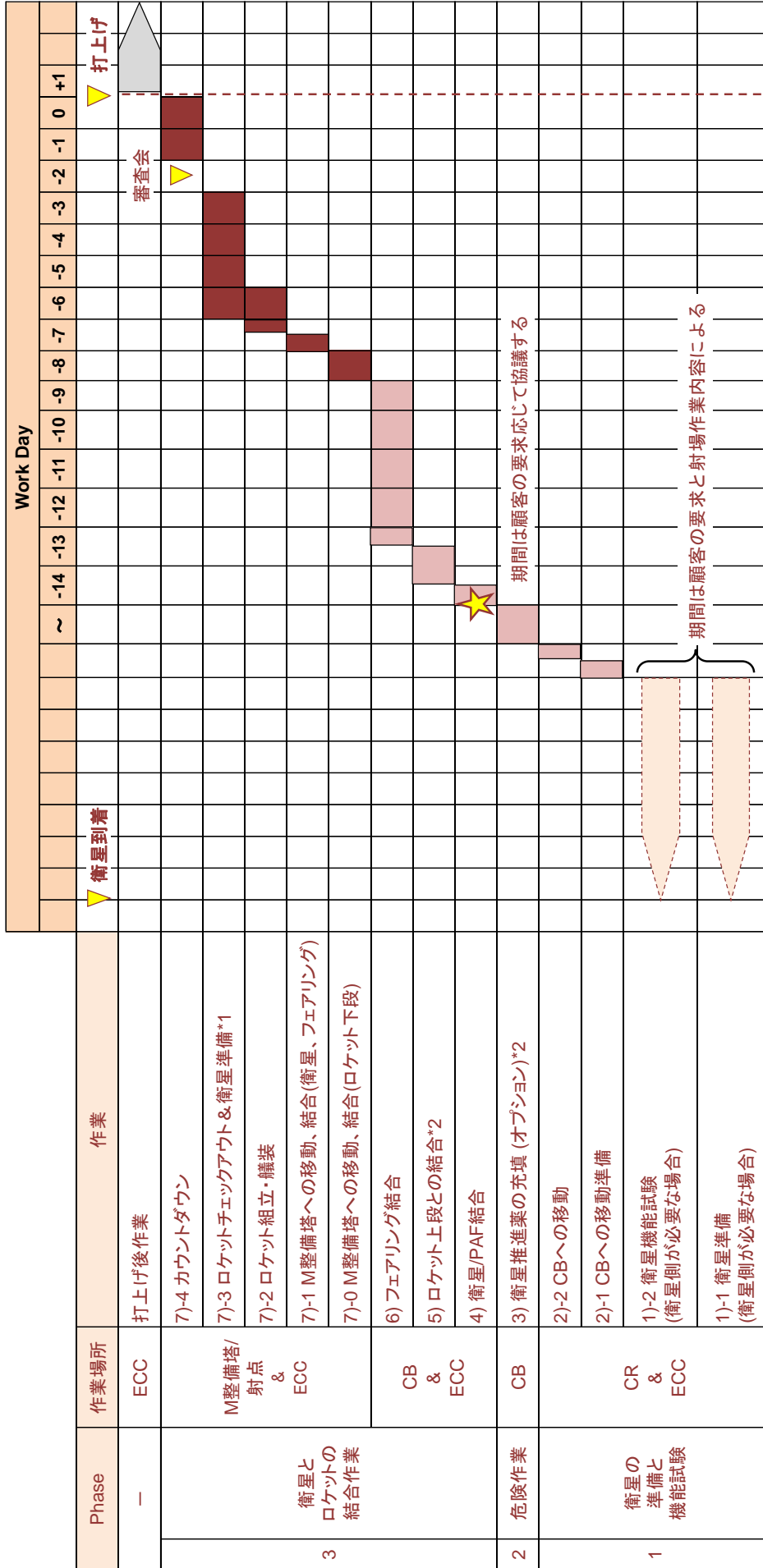
USC での衛星打上げ作業は、主に以下の 3 フェーズに分かれる。

- ・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。



*1: フェアリングアクセ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、ランチャー旋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。
- ・電氣的地上支援装置(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

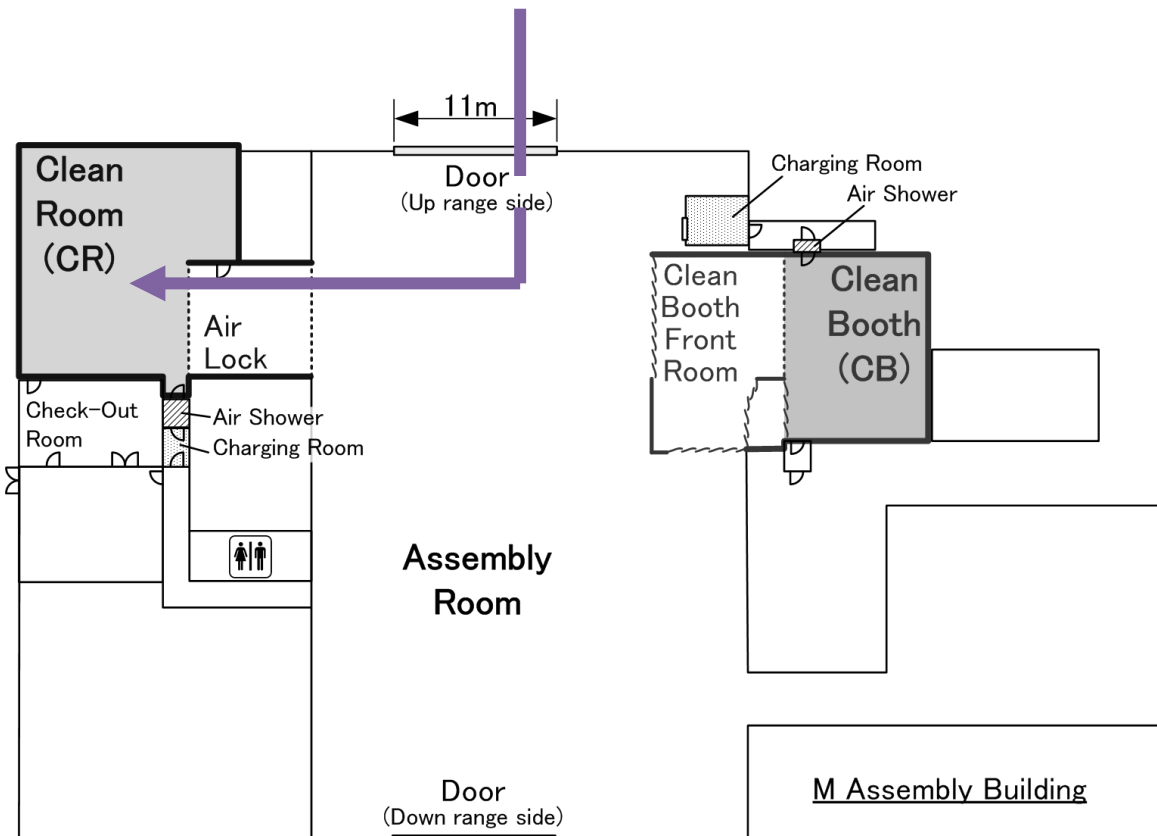


図 6.4-2 クリーンルームへの移動ルート

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）

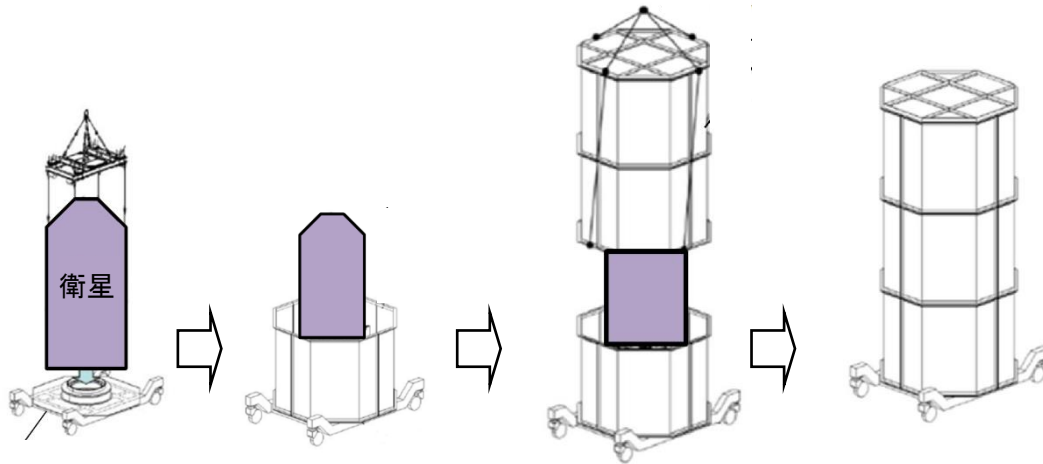


図 6.4-3 クリーンブースへの移動準備

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。

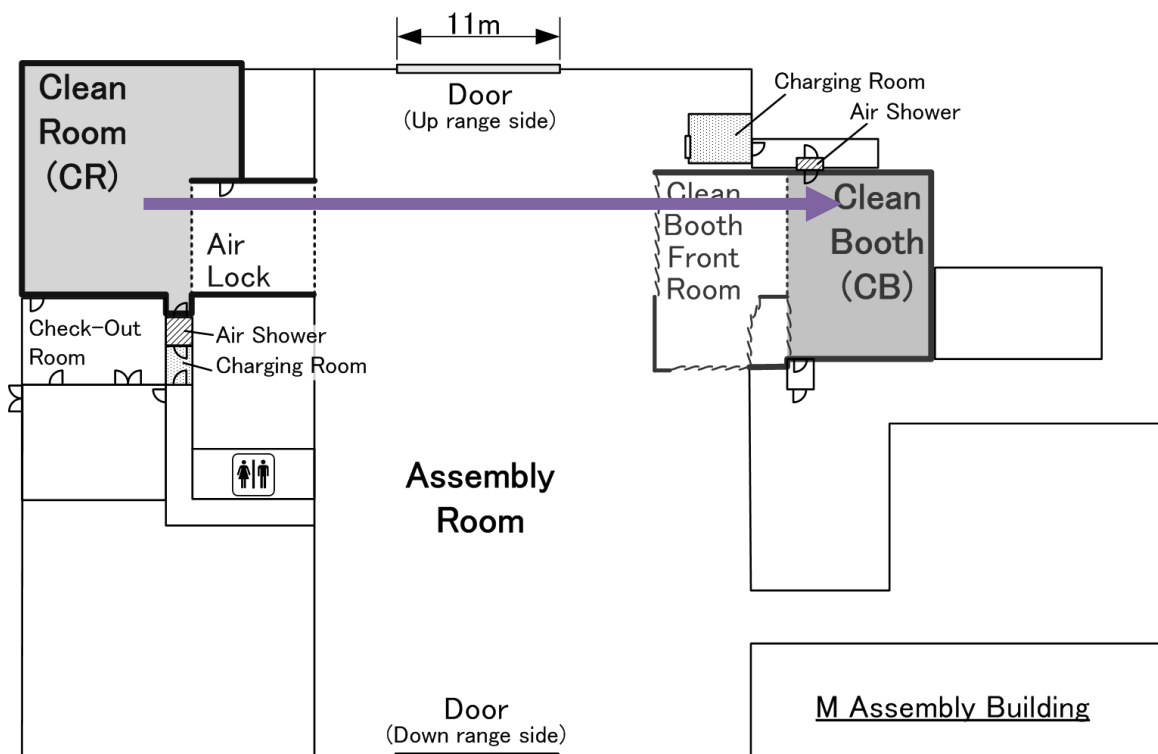


図 6.4-4 クリーンルームからクリーンブースへの移動ルート

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。

シングルロッ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、マルチロッ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。

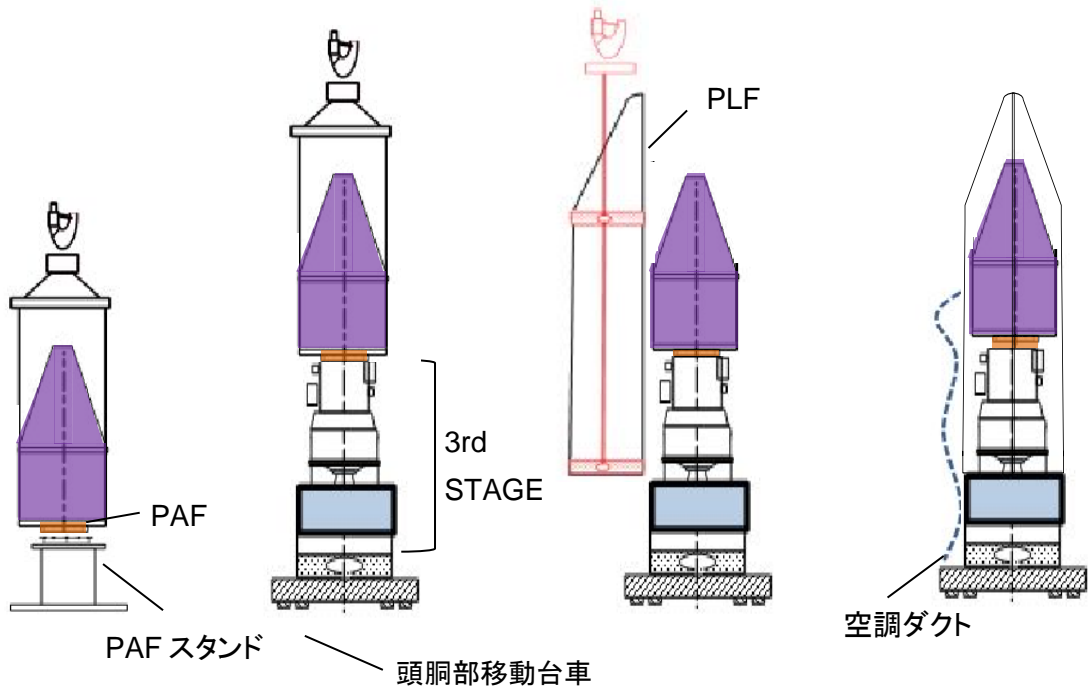


図 6.4-5 衛星のフェアリング内への収缶(シングルロンの場合)

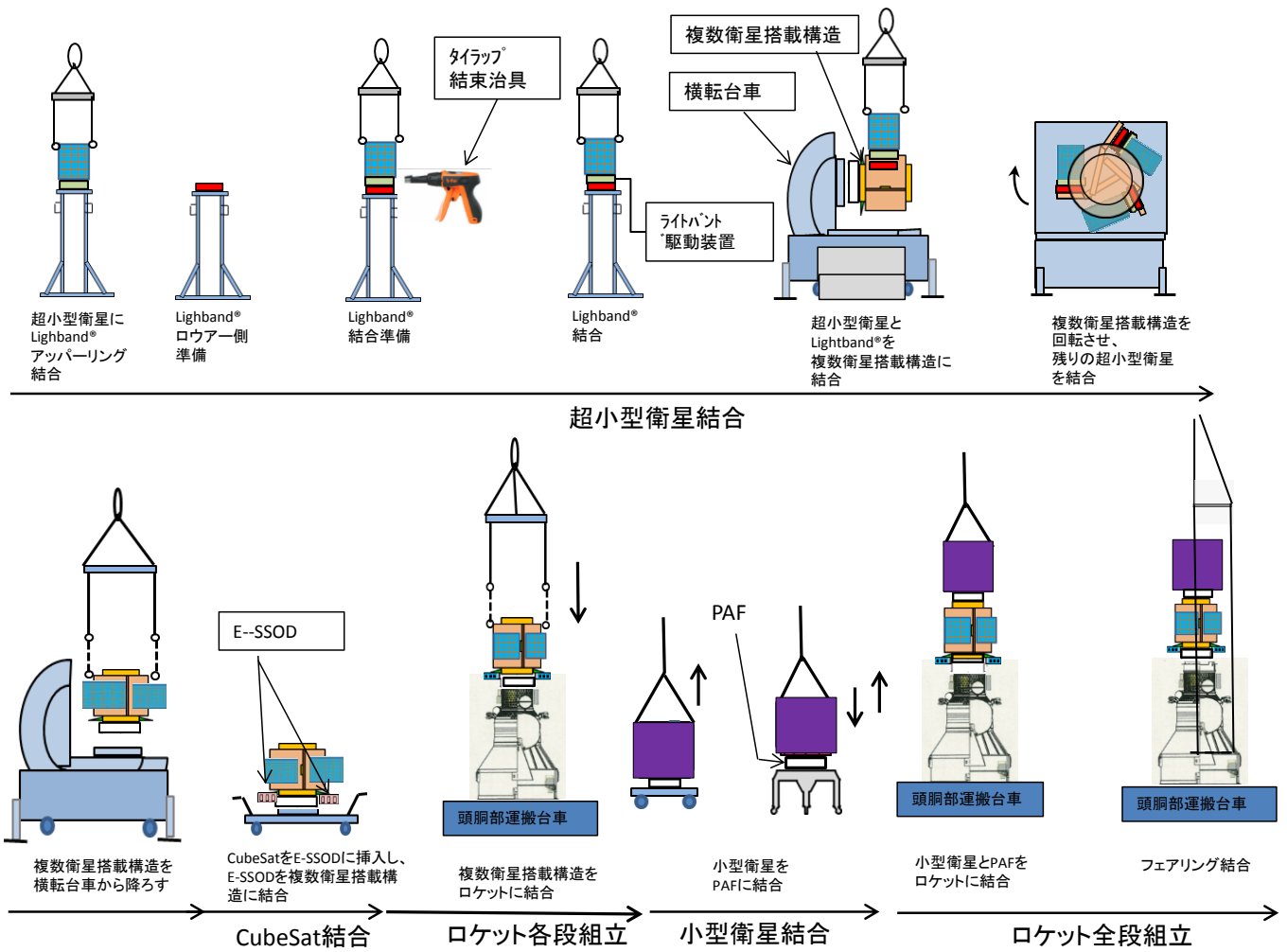


図 6.4-6 衛星のフェアリング内への収缶(マルチロンの場合)

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)

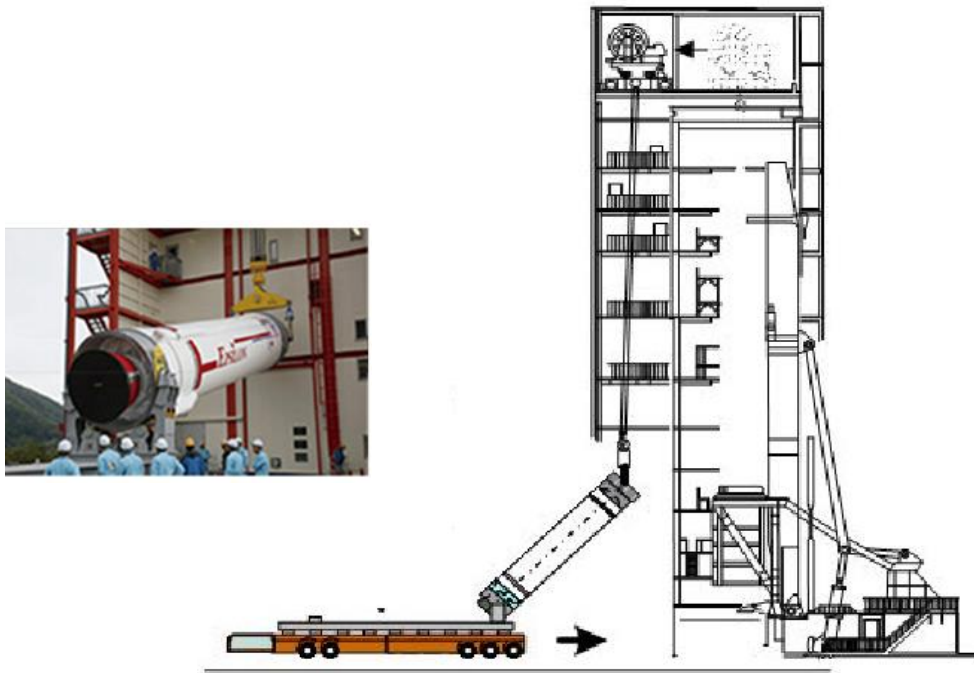


図 6.4-7 1段機体搭載

- ・2段機体を1段機体の上に搭載(図 6.4-8)

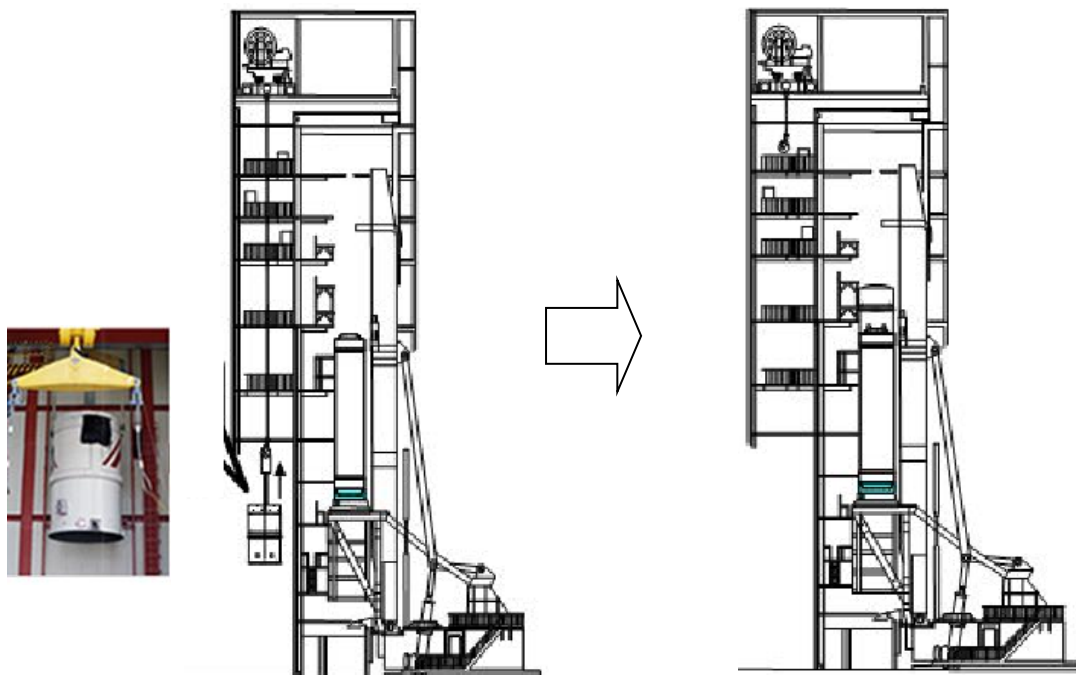


図 6.4-8 2段機体搭載

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缶され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)。

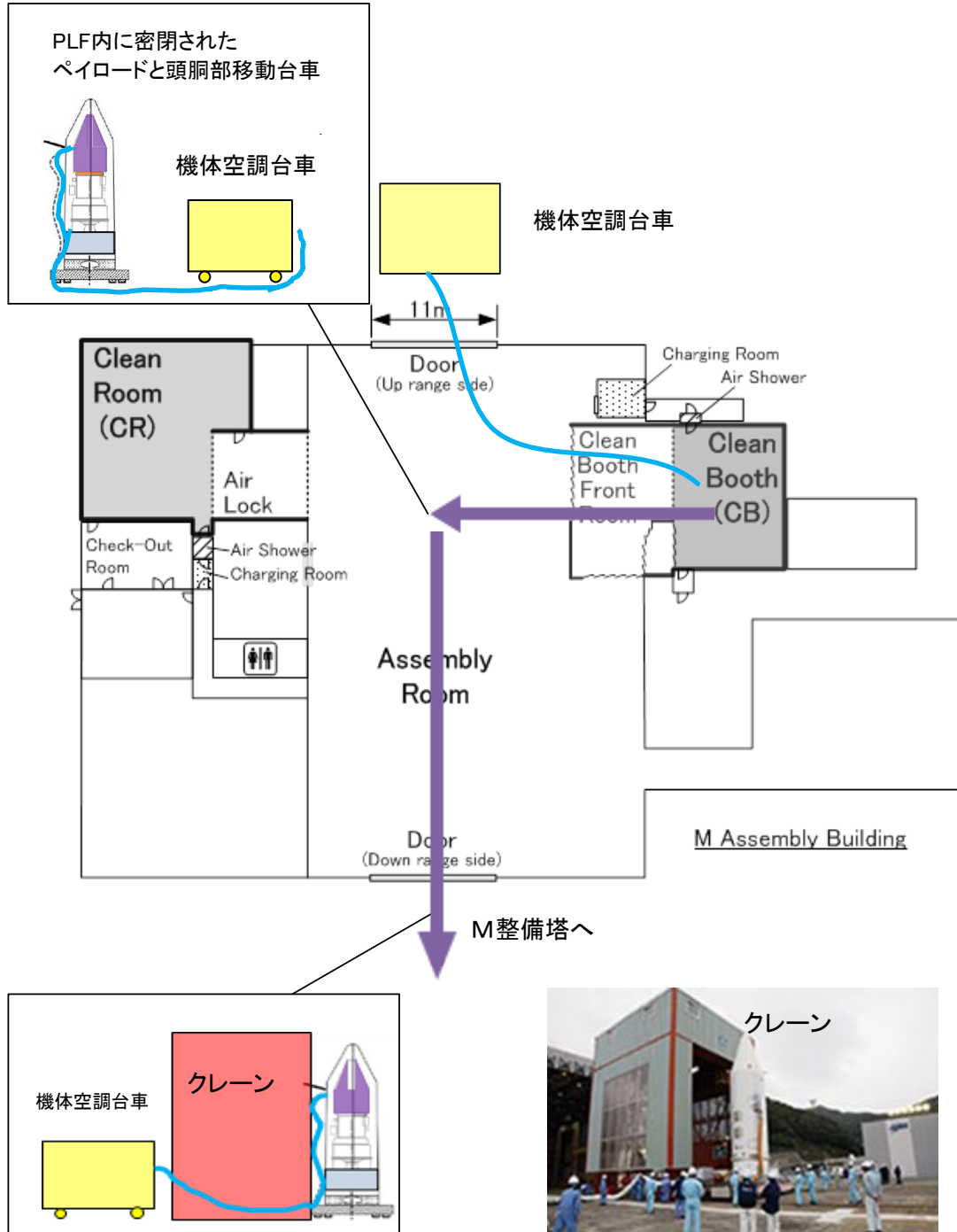


図 6.4-9 M 整備塔への移動

7)-2 ロケット組立・艤装（ロケット作業）

- ・フェアリングに収容した衛星は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、電氣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。

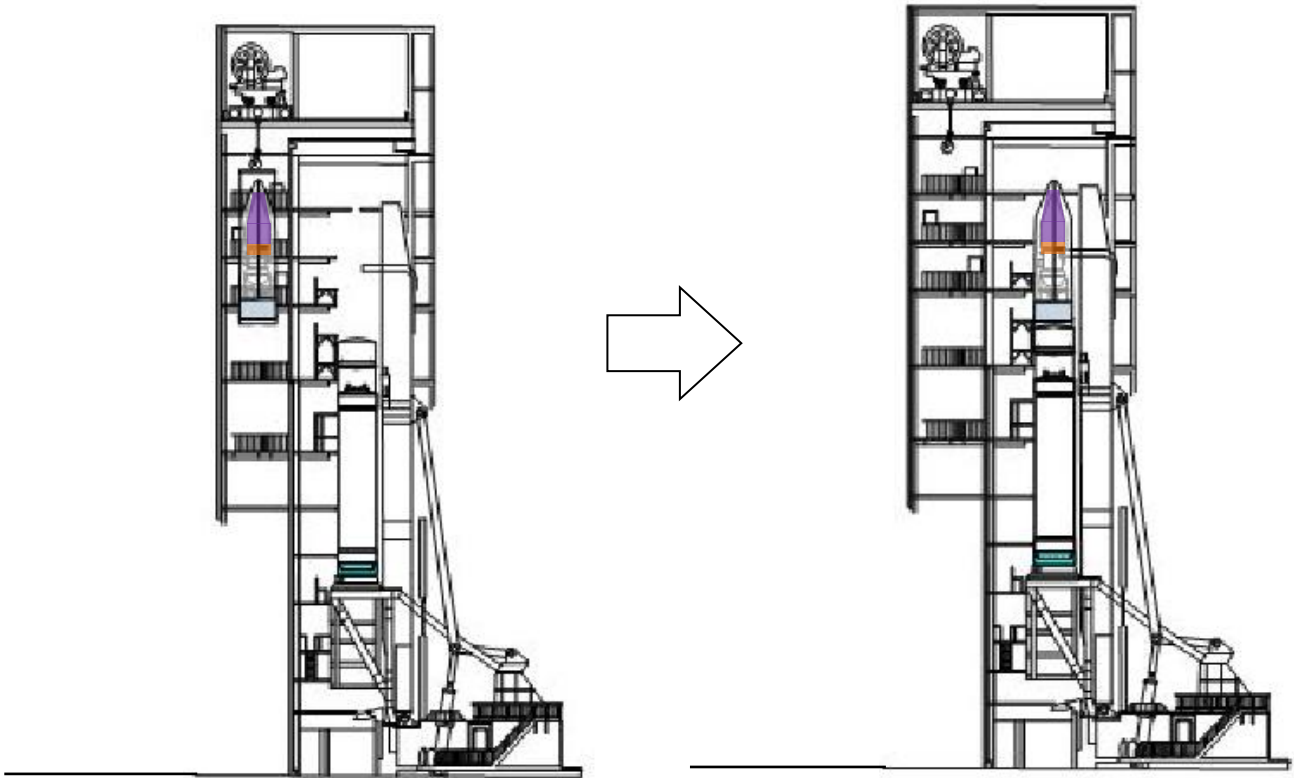


図 6.4-10 頭胴部の搭載

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。
- ・シングルロンの衛星とマルチロン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。

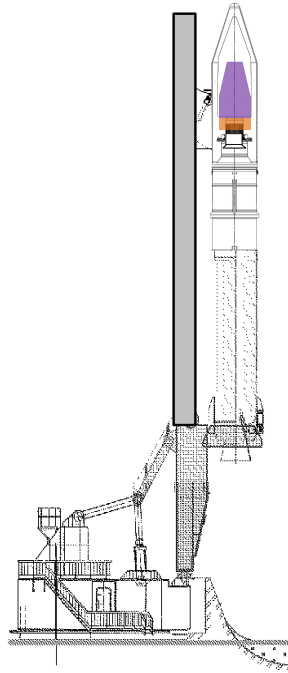


図 6.4-11 打上げ前のロケットの状態

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。