

JEM ペイロードアコモデーションハンドブック

- Vol. 8 -

超小型衛星放出インタフェース管理仕様書

B版 2014年4月

A版 2013年5月

初版 2013年1月

宇宙航空研究開発機構

改訂記録

符号	日付	改訂箇所	備考
初版	2013/01	初版	
A 版	2013/05	技術実証結果を踏まえたインタフェース要求の変更	
B 版	2014/04	第2回放出ミッションの結果および50cm級放出ミッション対応放出機構の仕様追加に伴うインタフェース要求の変更・追加	

目次

1. 適用範囲.....	1
1.1. 概要.....	1
1.2. 範囲.....	1
1.3. 文書.....	1
1.3.1. 適用文書.....	1
1.3.2. 準拠文書.....	2
1.3.3. 参考文書.....	2
2. 10cm 級衛星に対するインタフェース設計要求.....	3
2.1. 機械インタフェース要求.....	3
2.1.1. 座標定義(軸のみ).....	3
2.1.2. 寸法要求.....	3
2.1.3. レールに関する要求.....	4
2.1.4. エンベロープに関する要求.....	4
2.1.5. 質量特性に関する要求.....	7
2.1.6. セパレーションスプリング.....	7
2.1.7. アクセス窓.....	9
2.1.8. 強度要求.....	9
2.1.9. 剛性要求.....	9
2.2. 電氣的インタフェース要求.....	11
2.2.1. ディプロイメントスイッチ.....	11
2.2.2. RBF (Remove Before Flight)ピン.....	12
2.2.3. ボンディング.....	12
2.2.4. RF.....	12
2.3. 運用上の要求事項.....	13
2.4. 環境条件インタフェース要求.....	14
2.4.1. 振動、加速度環境.....	14
2.4.2. ISS における軌道上加速度.....	15
2.4.3. 圧力環境.....	15
2.4.4. 熱環境.....	15
2.4.5. 湿度環境.....	15
2.5. 外部汚染防止.....	16
3. 50 cm 級衛星に対するインタフェース設計要求.....	17
3.1. 機械インタフェース要求.....	17
3.1.1. 座標定義.....	17
3.1.2. 寸法要求.....	18
3.1.3. レールに関する要求.....	18
3.1.4. エンベロープに関する要求.....	18
3.1.5. 質量特性に関する要求.....	21
3.1.6. セパレーションスプリング.....	21
3.1.7. アクセス窓.....	23
3.1.8. 強度要求.....	24

3.1.9.	剛性要求	24
3.1.10.	地上取扱い時要求	24
3.2.	電氣的インタフェース要求	25
3.2.1.	ディプロイメントスイッチ	25
3.2.2.	RBF(Remove Before Flight)ピン	26
3.2.3.	ボンディング	26
3.2.4.	RF	26
3.3.	運用上の要求事項	26
3.4.	環境条件インタフェース要求	26
3.5.	外部汚染防止	26
4.	安全・開発保証要求	27
4.1.	安全・開発保証の共通要求	27
4.2.	安全評価解析の実施等	28
4.2.1.	安全評価解析の実施	28
4.2.2.	安全性設計のガイドライン	29
4.2.2.1.	標準ハザード	29
4.2.2.2.	ユニークハザード	29
4.3.	ISSからの衛星放出に係る安全、スペースデブリ発生防止基準への適合性	31
4.3.1.	ISSからの衛星放出に係る安全要求への適合性	31
4.3.1.1.	放出衛星に対する要求	31
4.3.1.1.1.	弾道係数	31
4.3.1.1.2.	放出解析	31
4.3.1.1.3.	衛星の推進系システム	31
4.3.1.1.4.	分離式サブコンポーネント	31
4.3.1.2.	放出機構に対する要求	32
4.3.1.2.1.	共通要求	32
4.3.1.2.2.	ロボットアームと放出システムを用いた放出に対する要求	32
4.3.2.	スペースデブリ発生防止基準への適合性	33
5.	管理に対する要求等	34
5.1.	品質管理及び信頼性管理	34
5.2.	許認可申請	34
5.3.	適合性評価の実施	34
5.4.	設計・安全審査等	35
5.5.	工程管理	35
5.6.	JAXA への引き渡し準備	36

添付 A: 「きぼう」からの超小型衛星放出ミッションの概要

添付 B: CubeSat Design Specification, Rev.12 との対応表

添付 C: 適合性評価マトリクス

添付 D: J-SSOD / Satellite Interface Verification Record

添付 E: 略語集

1. 適用範囲

1.1. 概要

本書は、JEM 搭載用超小型衛星放出システム(以下、「放出システム」という。)を用いて「きぼう」から放出する超小型衛星(以下、「衛星」という。)に対するインタフェース要求、安全・開発保証要求、および管理要求を規定するものである。衛星を開発する機関(以下、「衛星側」という。)は、開発する衛星の設計、製造及び試験の結果が、本文書に示す要求へ適合することを示すこと。尚、本ミッションの概要を添付 A に示す。

インタフェース要求は、準拠文書(2)に示す CubeSat 規格(CubeSat Design Specification rev.12(2009年8月1日発行)(カリフォルニア州立工科大学文書))をベースとして、一部固有の条件をもとに要求を修正、追加したものである。参考として、添付 B に、CubeSat 規格の適用範囲を示す。

1.2. 範囲

本文書は、JAXA が提供する放出システムにより、「きぼう」から放出する衛星に対する要求を規定する。

但し、衛星設計の制約等により、軌道上船内で宇宙飛行士が衛星にアクセスし、衛星を起動することが避けられない場合、電磁干渉、ボンディング、保全性、接触温度の安全要求等を、別途課す必要がある。

1.3. 文書

1.3.1. 適用文書

以下の文書は、本文書で規定される範囲において、本文書の一部を構成する。また、特に指定のない場合、契約時の最新版を適用することとする。尚、本書と以下の文書に矛盾が生じた場合には本書が優先する。

- | | |
|-----------------------------------|---|
| (1) JSX-2010026 | JEM 搭載用小型衛星放出機構を利用する小型衛星への軌道上安全要求 |
| (2) JMR-006 | コンフィギュレーション管理標準 |
| (3) CR-99117 | JAXA 宇宙ステーションプログラム材料及び工程要求書 |
| (4) CR-99218 | JEM 材料選定リスト |
| (5) MSFC-HDBK-527F
(JSC-0904F) | MATERIALS SELECTION LIST FOR SPACE HARDWARE SYSTEM |
| (6) JMR-003 | スペースデブリ発生防止標準 |
| (7) ASTM-E595-84 | Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from Outgassing in a Vacuum Environment |
| (8) MIL-A-8625 | Anodic Coatings for Aluminum and Aluminum Alloys |
| (9) JMX-2012164 | JSC Radio Frequency Spectrum Management HP 申請要領 |
| (10) JSC Form 1298 | ISS Flight Hardware Standard Hazard Control Report |

- (11) ATV/HTV/KSC Form 100 Integrated Safety Checklist for ISS Cargo At Launch or Processing Sites
- (12) JMX-2011303 JEM 搭載用小型衛星放出機構を利用する小型衛星への構造・フレクチャコントロール計画書

1.3.2. 準拠文書

本文書を作成するにあたり、準拠した文書を以下に示す。

- (1) NASDA-ESPC-1681A JEM ペイロード安全・開発保証要求書
- (2) CubeSat Design Specification rev.12(2009年8月1日発行)(カリフォルニア州立工科大学文書)
- (3) SSP57003 Attached Payload Interface Requirements Document (57003-NA-0115A, Add Deployable Payload Requirements to SSP 57003 and SSP 57004)
- (4) SSP50835 ISS Pressurized Volume Hardware Common Interface Requirements Document
- (5) NASDA-ESPC-2857 HTV Cargo Standard Interface Requirements Document
- (6) SSP57000 Pressurized Payload Interface Requirements Document
- (7) IEEE C95.1-2005 IEEE Standard for Safety Levels with Respect to Human Expose to Radio Frequency Electromagnetic Fields (4.2.1 項、4.2.3 項、4.3 項)
- (8) SSP30243 Space Station Requirements for Electromagnetic Compatibility (3.2.3 項)
- (9) SSP30237 Space Station Electromagnetic Emission and Susceptibility Requirements” (3.2.4.2.2 項)

1.3.3. 参考文書

適用なし

2. 10cm 級衛星に対するインタフェース設計要求

2.1. 機械インタフェース要求

2.1.1. 座標定義(軸のみ)

以下の座標系を定義する。

- 放出システム座標系:(X_s , Y_s , Z_s)
- 衛星機体座標系:(X , Y , Z)

- (1) 放出システムに衛星が搭載された姿勢において、2つの座標系は、図 2.1.1-1 に示すとおり、各軸とも同方向とする。
- (2) + Z 、+ Z_s 方向を放出方向、- Z 、- Z_s を収納方向、+ Y 、+ Y_s 方向を放出システムの取り付け面方向とする。

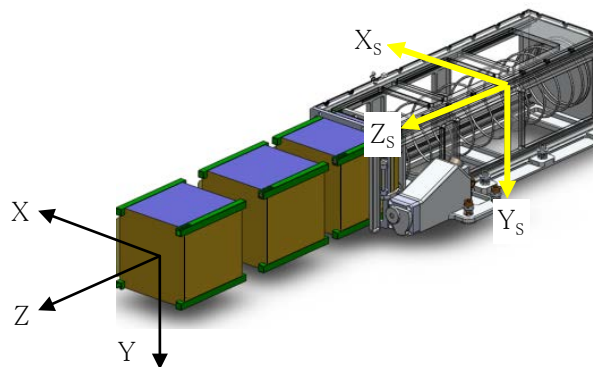


図 2.1.1-1 衛星搭載姿勢と座標系

2.1.2. 寸法要求

- (1) 搭載可能な衛星サイズを表 2.1.2-1 に、寸法要求を図 2.1.2-1 に示す。
- (2) 衛星は、縦横(X 及び Y 方向)ともに $100\pm 0.1\text{mm}$ の幅とすること。
- (3) 1U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $113.5\pm 0.1\text{mm}$ とすること。
- (4) 2U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $227.0\pm 0.1\text{mm}$ とすること。
- (5) 3U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $340.5\pm 0.3\text{mm}$ とすること。

表 2.1.2-1 衛星寸法

		衛星構体寸法 ※1	レール寸法	参照図
10cm 級衛星	1U	X:100×Y:100×Z:113.5mm	8.5mm 角以上	図 2.1.2-1
	2U	X:100×Y:100×Z:227.0mm	8.5mm 角以上	
	3U	X:100×Y:100×Z:340.5mm	8.5mm 角以上	

※1 レールを含むノミナル寸法

2.1.3. レールに関する要求

- (1) 衛星の Z 軸に平行な四辺に、衛星搭載ケース内から滑り出するためのレール(4式)を持つこと。
- (2) レールに対する寸法要求は、2.1.2 項及び図 2.1.2-1 に示すとおりとする。
- (3) レールは 8.5mm 以上の幅を持つこと。
- (4) レールの表面は Ra 1.6 μ m 以下とすること。
- (5) 1U および 2U の場合、レールのエッジ(±Z 面端)は図 2.1.2-1 に従い、R1 以上で丸めること。(なお、クルーがアクセスする可能性がある衛星の外表面におけるシャープエッジについては 4.2.2(1)項を参照のこと。)
- (6) レールの+Z 面端面は、各々 6.5mm×6.5mm 以上の平面を有すること。
- (7) 各レールの±Z 面端を除く側面について、衛星搭載ケースのガイドレールと少なくとも 75%以上、上述の規定に基づく接触面をもつこと。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 以上を有すること。)
- (8) 衛星構体四辺のレールには、衛星搭載ケースと接触する側面並びに±Z の端面に、機械加工後、ハードアノダイズ処理を施工すること。ハードアノダイズ処理は、適用文書(8)、MIL-A-8625「Anodic Coatings for Aluminum and Aluminum Alloys」、Type3 とし、膜厚は 10 μ m 以上とすること。

2.1.4. エンベロープに関する要求

- (1) 衛星に対する許容ダイナミックエンベロープを図 2.1.4-1 に示す。
- (2) 衛星主構体の+Z 面は、レール(4 本)の+Z 端面より 7.0mm 以上内側にあること。また、この面における衛星の如何なる突起部もレールの端面より 0.5mm 以上内側にあること。
- (3) 衛星主構体の-Z 面は、レール(4 本)の-Z 端面より 6.5mm 以上内側にあること。また、この面における衛星の如何なる突起部もレールの端面より内側にあること。
- (4) 衛星主構体の±X 面および±Y 面は、レールの側面(2 本)を超えないこと。また、この面における衛星の如何なる突起部(2.2.2 項に示す RBF ピンを含む)もレール側面から 6.5mm を超えないこと。
- (5) 衛星の展開構造は、ケース搭載時には、自らの機構で収納状態に保持されること。すなわち衛星搭載ケース側の構造を拘束に使用しないこと。
- (6) また展開構造は、その保持状態がケース内で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こと。(RBF ピン取り外し後も、展開構造の不意の誤展開に対して、1.3.1 項「適用文書」(1)JSX-2010026 に従った 2 故障許容設計が図られている場合は、本項は非適用である。)

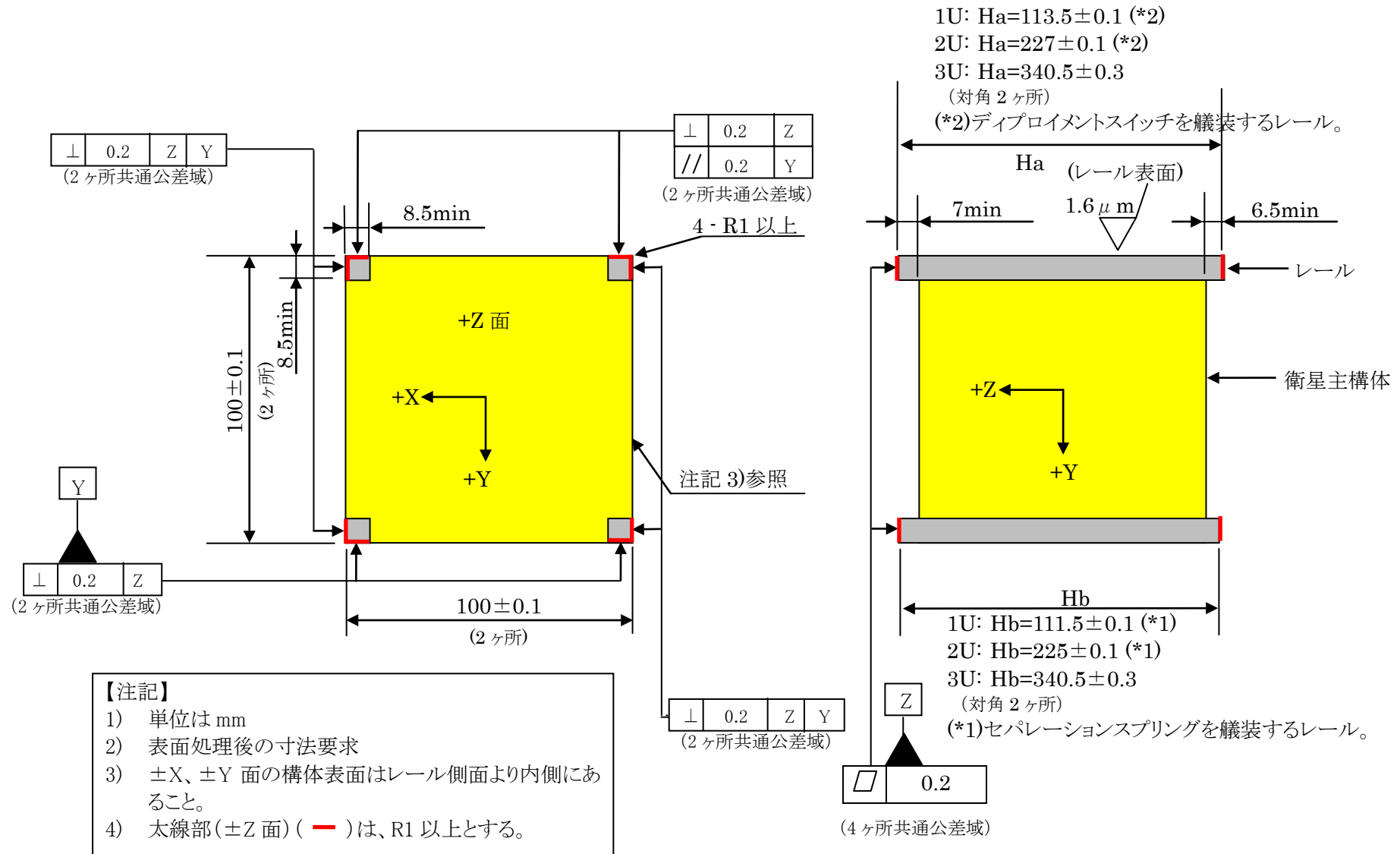
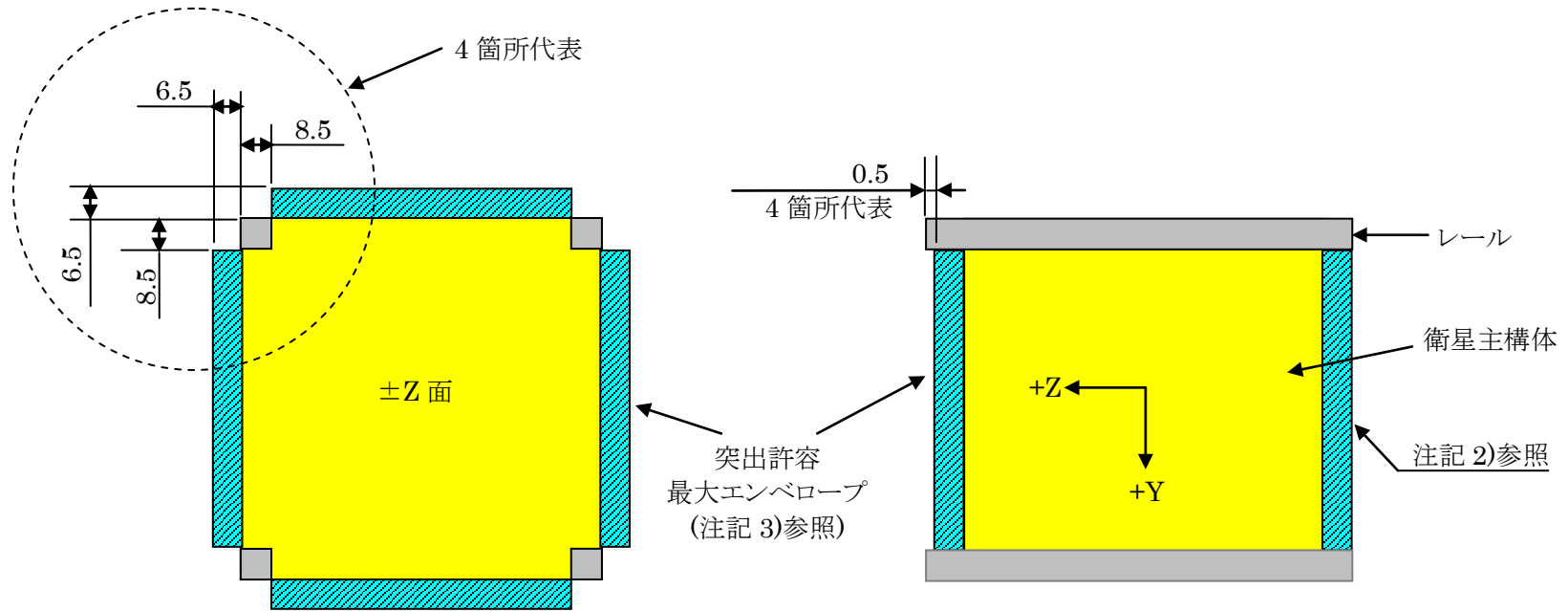


図 2.1.2-1 放出衛星寸法インタフェース要求



【注記】

- 1) 単位は mm
- 2) レール-Z 端面より内側にあること。
- 3) いかなる突出もこの領域内に収まること

図 2.1.4-1 衛星に対する許容エンベロップ

2.1.5. 質量特性に関する要求

- (1) 衛星質量は、1Uあたり0.13kg以上、1.33kg以下であること。
- (2) ケースに収納された形態(展開構造がある場合は、それが収納された状態)における衛星の弾道係数(BN)が100kg/m²以下¹であること。なお、BNは以下の式を用いて算出すること。

$$BN = M / (Cd \cdot A) \quad [\text{kg/m}^2]$$

M:衛星質量 [kg]

Cd:抗力係数 (=2) [ND]

A:平均断面積 [m²] (衛星 XY, YZ, ZX 平面への各投影面積の平均値とする。)

- (3) 1Uあるいは2Uの場合、衛星の重心は、図2.1.2-1に規定される4本のレールで構成される直方体の幾何中心を中心とする半径20mmの球体内に位置すること。3Uの場合、衛星の重心は、Zs軸を中心軸とした半径20mmの円筒内に位置すること。

2.1.6. セパレーションスプリング

- (1) 1U及び2Uの衛星は、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(JAXA支給品:P/N 251D939002-1)を、図2.1.6-2に示す-Z面の2つのレールの端面に装備すること。また、図2.1.6-1に示す通り、衛星レール端面にスプリングプランジャのフランジを密着させること。
- (2) 3Uサイズの衛星はセパレーションスプリングを実装する必要はない。

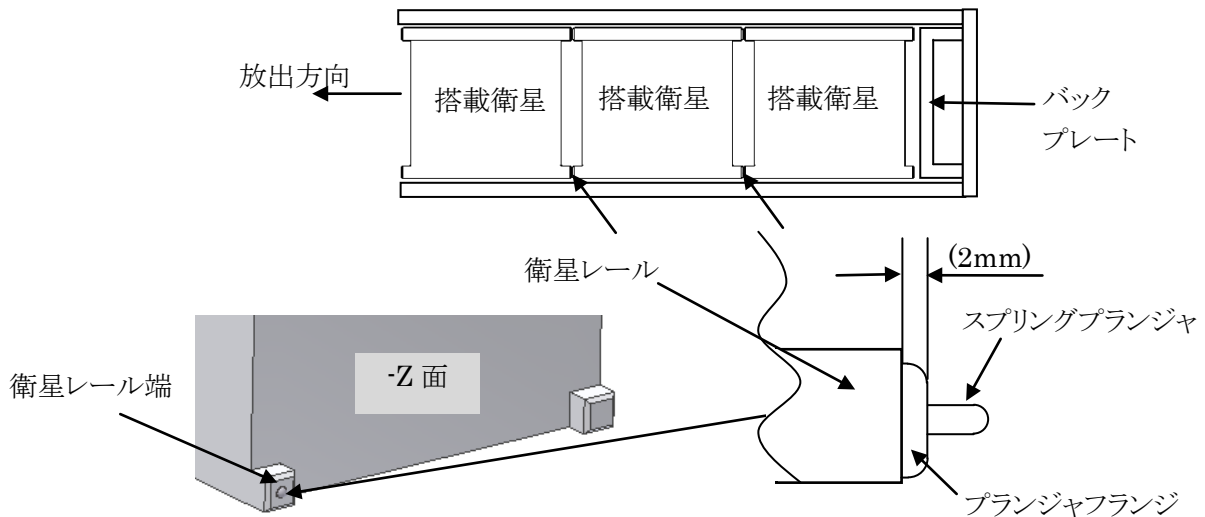


図 2.1.6-1 複数衛星放出のイメージ及びスプリングプランジャ取り付け位置

¹ 個々の衛星の質量は、実質的には弾道係数によって制約を受けるため、弾道係数による規定とする。

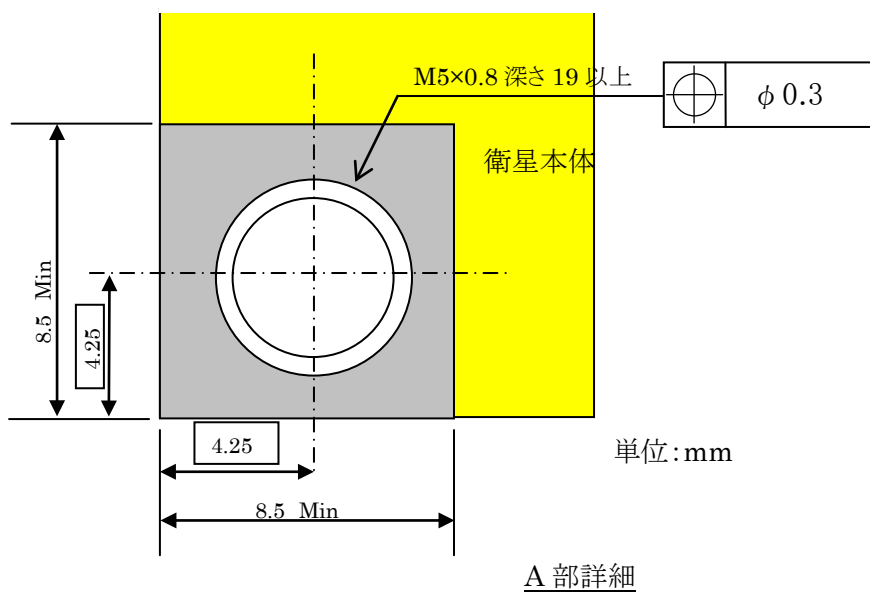
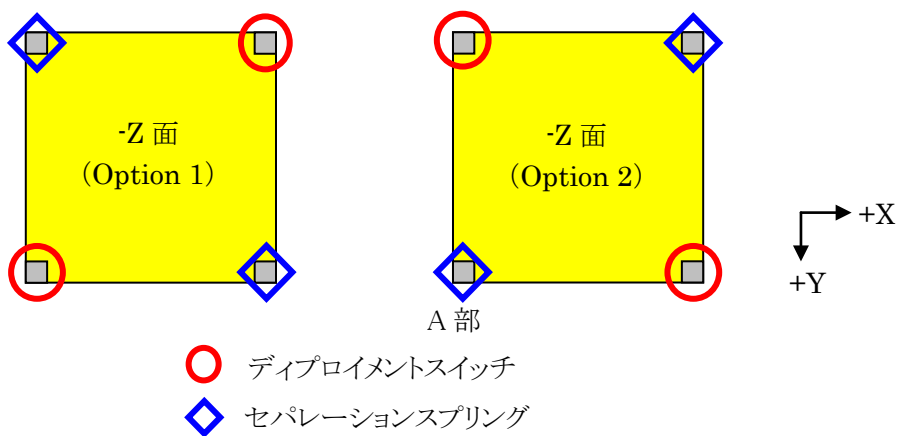


図 2.1.6-2 セパレーションスプリング/デプロイメントスイッチ搭載位置

2.1.7. アクセス窓

- (1) 衛星搭載ケースへの収納後、外部から衛星へのアクセスは $-Y_s$ 面及び $+X_s$ 面から可能である。アクセス可能なエリアを図 2.1.7-1 に示す
- (2) 衛星は、RBF ピンの取り外し(2.2.2 項参照)および軌道上チェックアウト等で衛星へのアクセス対象が必要な場合は、アクセス窓からアクセス可能な範囲にこれらを配置すること。

2.1.8. 強度要求

- (1) 衛星は、地上での取り扱い、試験、運搬、打ち上げ、運用等、全ての環境において破損や永久変形することなく、材料の許容応力に対して安全余裕(MS)が正となること。なお、打ち上げ環境は 2.4.1 項による。
- (2) 打ち上げ時の衛星搭載ケース内での衛星がたつきを抑制させるため、衛星搭載ケースのバックプレート面を 2 本のボルトで拘束する。このため、このプリロードボルト及びメインスプリングからの荷重として、レール 1 本あたり 46.6N の荷重を考慮に入れた強度設計を行うこと。

2.1.9. 剛性要求

衛星の最低次固有振動数は、レール 4 本の両端部を剛固定した条件で、100Hz 以上であること。100Hz 未満の場合、衛星が晒されるランダム振動環境が 2.4.1(1) (b)項の環境を超える可能性があるため、別途 JAXA との調整が必要である。

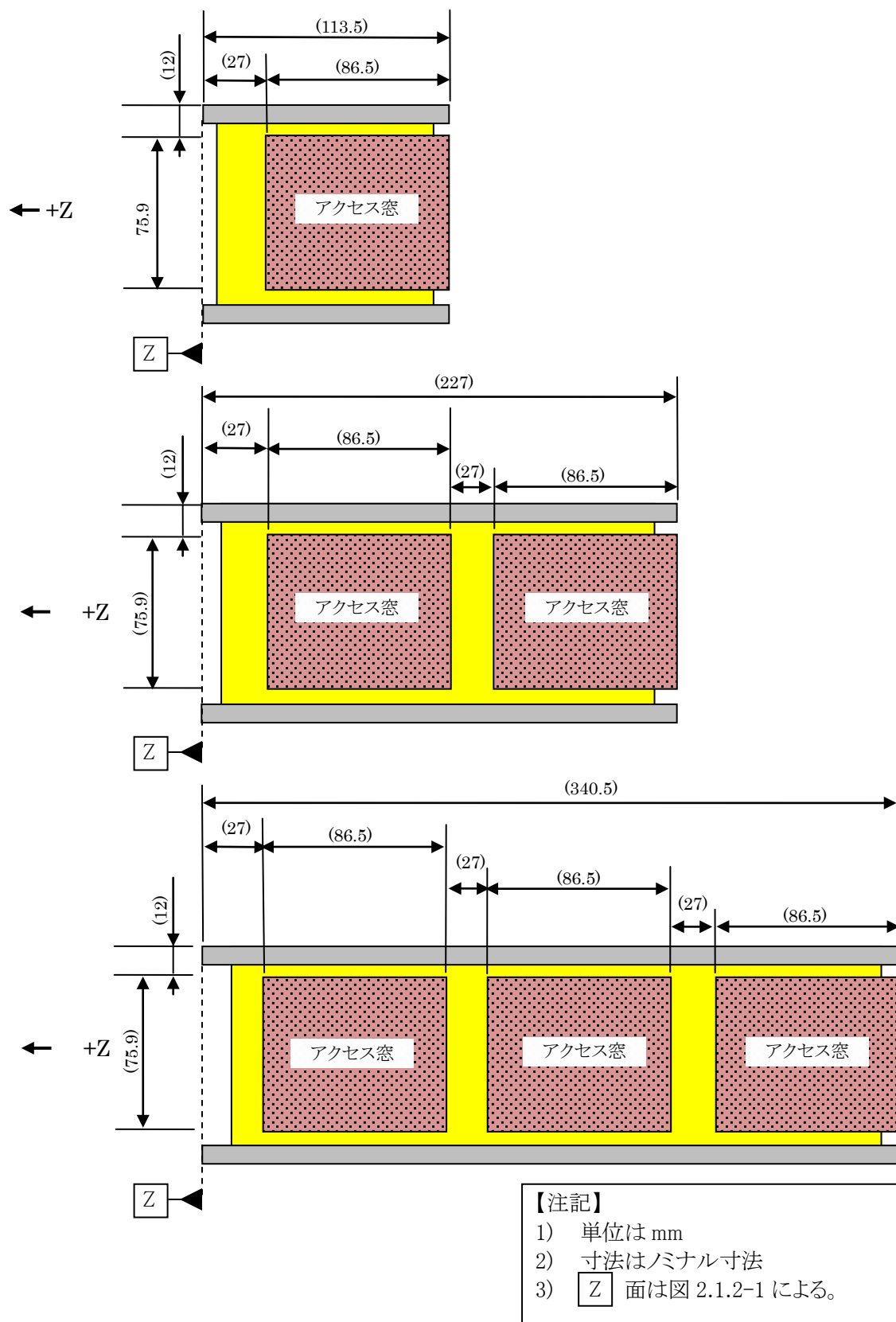


図 2.1.7-1 -Ys(-Y)/+Xs(+X)面のアクセス窓位置(ノミナル位置)

2.2. 電氣的インタフェース要求

2.2.1. ディプロイメントスイッチ

- (1) 衛星は、衛星搭載ケースへの収納状態における衛星の稼働を防止するため、ディプロイメントスイッチを2つのレール端面(-Z面)に計2個以上設けること。搭載位置は、図2.1.6-2に示す。尚、ディプロイメントスイッチは放出速度を著しく低下させる等、放出条件への影響がないことを前提にレール側面に設置しても構わない。
- (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、衛星非稼働状態になること。レール端面に設置されたスイッチについて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2.2.1-1参照) レール側面に設置されたスイッチについては衛星側の各種公差を考慮の上、放出前にスイッチが動作しない設定とすること。
- (3) 必要な場合、衛星のバッテリーへの充電はディプロイメントスイッチが押下された状態で可能であること。
- (4) レール端面に設置されたスイッチの場合、ディプロイメントスイッチの可動ストロークは、Z軸方向でレール端面から2.0mm以下とすること。(図2.2.1-1参照)
- (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)とすること。
- (6) 4.2.2.2項(2), (3)に示す通り、太陽電池およびバッテリー電力による衛星起動に対して、3つ以上の安全制御(ディプロイメントスイッチおよびRBFピン)が必要となる。この要求への設計解として、ディプロイメントスイッチを3個とするか、ディプロイメントスイッチ2個+RBFピン1個のいずれかの解で対応すること。なお、安全制御の1つはリターン側に配置すること。参考として、回路上のディプロイメントスイッチの設置位置例を図2.2.1-2に示す。これ以外の設計解で対応せざるを得ない場合は、別途、JAXAと調整すること。

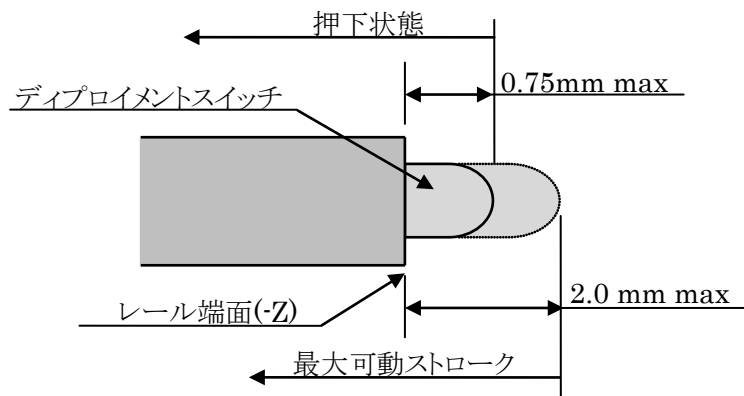


図 2.2.1-1 ディプロイメントスイッチ押下状態と稼働ストロークの説明

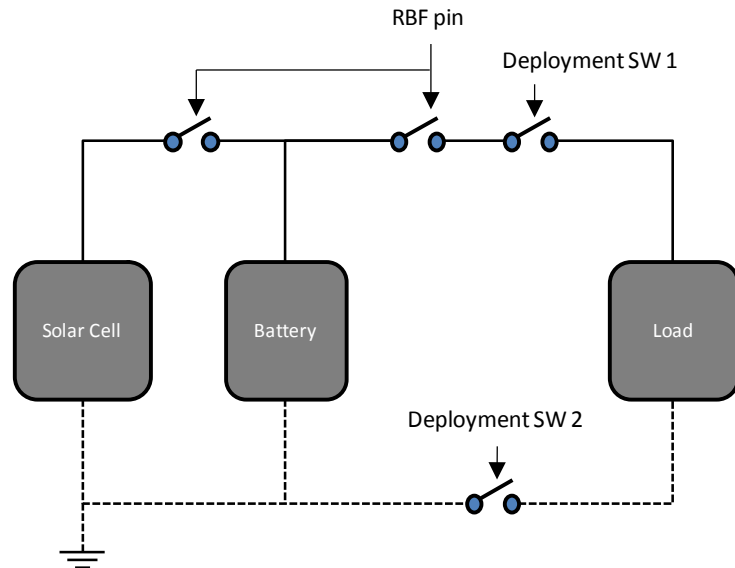


図 2.2.1-2 ディプロイメントスイッチ及び RBF ピンの回路上設置例

2.2.2. RBF (Remove Before Flight)ピン

- (1) 衛星は、ディプロイメントスイッチを3個設置できない場合、4.2.2.2 項(2)、(3)への対応として RBF ピンを使用しても良い。
- (2) 衛星は、衛星搭載ケースへの収納後に、外部から搭載衛星にアクセス可能なアクセス窓領域(2.1.7 項参照)に、RBF ピンを有すること。
- (3) RBF ピン装着時、衛星内の電源は遮断されること。回路上の RBF ピンの設置位置例を図 2.2.1-2 に示す。
- (4) RBF ピンは装着状態で、2.1.4 項に示すエンベロープ内にあること。
- (5) クルーによる RBF ピン取外し作業を容易にし、かつ取外し後の RBF ピン紛失を防ぐため、RBF ピンにテザーを取り付けること。なお、テザーについては 2.1.4 項に示すエンベロープ要求の適用外とする。但し、テザーを取り付けた RBF ピンを装着した状態で衛星を衛星搭載ケースに収納できること。

2.2.3. ボンディング

- (1) 衛星搭載ケース収納後に地上での取り扱いが必要になった場合に備え、衛星は 2.1.7 項に示すアクセス窓側にボンディングポイントを有すること。

2.2.4. RF

- (1) ダウンリンク周波数の制限

ダウンリンク周波数として 110MHz以下を使用する場合は、回路内に流れる電流値は 50mA 以下とすること。(RBF ピン取外し後も、衛星搭載ケース内での不意の RF 放射に対して、1.3.1 項「適用文書」(1)JSX-2010026 に従った2故障許容設計が図られている場合

は、本項は非適用である。)

(2) RF 放射レベル

衛星の RF 放射レベルは、表 2.2.4-1 に示すレベルを超えないこと。

(RBFピン取り外し後も、衛星搭載ケース内での不意の RF 放射に対して、1.3.1 項「適用文書」(1)JSX-2010026 に従った2故障許容設計が図られている場合は、本項は非適用である。)

表 2.2.4-1 RF 許容放射レベル*

ダウンリンク周波数	電界強度 上限	電力密度 上限	出力電力(参考)
14 kHz to 200 MHz	1.58 V/m (124dB μ V/m)	0.0066 (W/m ²)	0.075 (W)
200 MHz to 8 GHz	19 V/m (145.6dB μ V/m)	0.955 (W/m ²)	11 (W)
8GHz to 10 GHz	6.3 V/m (136dB μ V/m)	0.106 (W/m ²)	1.6 (W)
10 GHz to 13.3 GHz	(線形増加)	(線形増加)	(線形増加)
13.3 GHz to 15.2 GHz	58 V/m (155dB μ V/m)	8.93 (W/m ²)	113 (W)

*ハザードとみなすかどうかの基準は、電界強度もしくは電力密度で評価すること。但し、アンテナゲインを考慮しても出力値が「出力電力」を越えない場合はハザードとみなす必要はない。

2.3. 運用上の要求事項

- (1) 衛星搭載ケースへの収納後、放出迄には最大 1 年を想定すること。
- (2) 衛星は、地上での衛星搭載ケースへの収納後、起動、保全等は計画しないこと。
- (3) 衛星の「きぼう」への打ち上げ及び「きぼう」からの放出は、コールドローンチとする。衛星搭載ケースへの収納から放出までの間、衛星は非稼働状態であること。
- (4) アンテナなどの展開機構は、衛星の放出から 30 分経過するまで動作させないこと。なお、ディプロイメントスイッチが押下状態になった都度、時刻はリセットされること。
- (5) RF 放射は、衛星の放出から 30 分経過するまで動作させないこと。なお、ディプロイメントスイッチが押下状態になった都度、時刻はリセットされること。
- (6) 衛星搭載ケースへの搭載順序、放出タイミングについては、衛星側から制約をかけない設計とすること。ミッション上やむを得ない場合は、別途 JAXA と調整すること。

2.4. 環境条件インタフェース要求

衛星の設計・検証の環境条件として、以下の項を適用すること。各環境条件は、準拠文書(4)～(6)による。なお、打上げ機は別途 JAXA が指示する。

2.4.1. 振動、加速度環境

(1) 打ち上げ時

(a) 準静的加速度条件を以下に示す。任意の方向に対し、

- HTV: 8.34 [g]
- ATV : 12.37 [g]
- SpX Dragon : 8.67 [g]
- Orbital Cygnus: 18.1 [g]

(b) ランダム振動荷重: 表 2.4.1-1 および図 2.4.1-1 に示す

表 2.4.1-1 各打上げ機における打ち上げ時ランダム振動環境

HTV		ATV		SpX Dragon			
Freq. (Hz)	PSD (g ² /Hz)	Freq. (Hz)	PSD (g ² /Hz)	Freq. (Hz)	PSD (g ² /Hz)	Freq. (Hz)	PSD (g ² /Hz)
20	0.005	20	0.01	20	0.015	20	0.005
50	0.02	100	0.05	25.6	0.027	70	0.04
120	0.031	400	0.05	30	0.08	200	0.04
230	0.031	2000	0.001	80	0.08	2000	0.002
1000	0.0045			2000	0.001		
2000	0.0013						
Overall (grms)	4.0	Overall (grms)	5.48	Overall (grms)	4.06	Overall (grms)	4.4
Duration (sec)	60	Duration (sec)	60	Duration (sec)	7.2	Duration (sec)	60

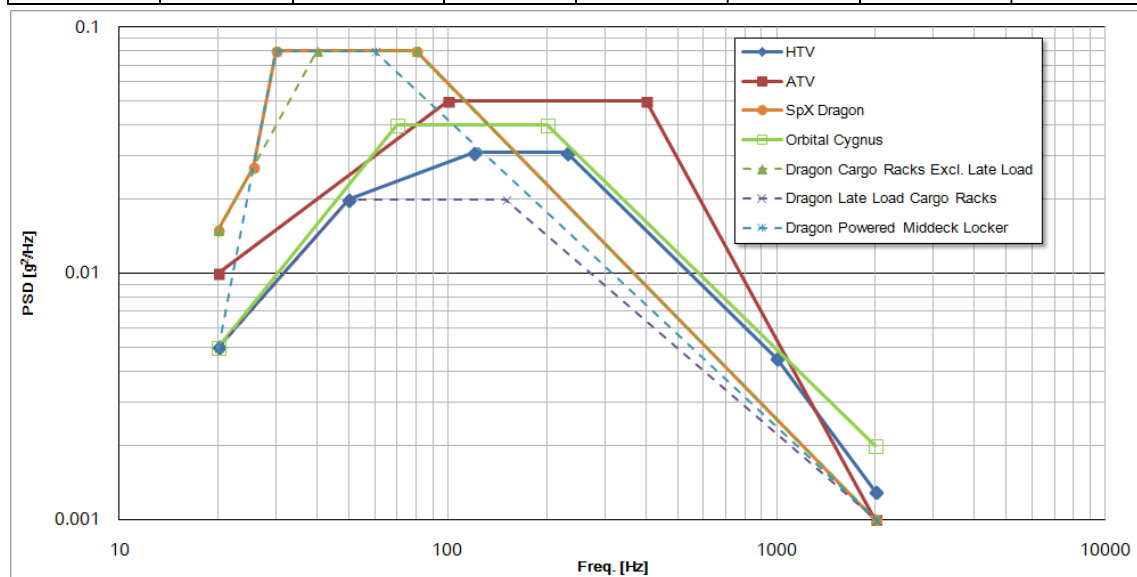


図 2.4.1-1 各打上げ機における打ち上げ時ランダム振動環境

2.4.2. ISS における軌道上加速度

- (a) 軌道上静加速度: 2.0m/sec^2
- (b) ロボットアーム運搬中の緊急停止加速度: 0.69m/sec^2

2.4.3. 圧力環境

- (a) 打上げ時及び船内での最大圧力は以下の通り。なお、JEM エアロック内(減圧時)および船外の圧力は 0 [Pa] である。
 - HTV, ATV, Cygnus : 104.8 [kPa]
 - SpX : 102.7 [kPa]
 - ISS 船内 : 104.8 [kPa]
- (b) 打上げ時、船内、及び JEM エアロック内での圧力変化率は以下の通り。
 - HTV : 0.878 [kPa/sec] (7.64 [psi/min])
 - ATV : 1.33 [kPa/sec] (11.6 [psi/min])
 - SpX : 0.891 [kPa/sec] (7.75 [psi/min])
 - Cygnus : TBD
 - ISS 船内 : 0.878 [kPa/sec] (7.64 [psi/min])
 - JEM エアロック内圧力変化率: 1.0 [kPa/sec] (8.7 [psi/min])

なお、打上げ機に関わらず衛星構造の内容積 $V[\text{m}^3]$ と排気孔面積 $A[\text{m}^2]$ が以下の条件を満たさない場合のみ、圧力変化率によって衛星内外に生じる差圧を構造解析に考慮すること(適用文書(10) 3 c)項参照)。

$$V/A \leq 50.8\text{ [m]} (2000\text{ [inch]})$$

2.4.4. 熱環境

打ち上げ時及び船内での環境温度は以下の通り。

- HTV : $+5 \sim +32\text{ [}^\circ\text{C]}$
- ATV : $+16 \sim +28\text{ [}^\circ\text{C]}$
- SpX : $+18.3 \sim +30\text{ [}^\circ\text{C]}$
- Cygnus : $+10 \sim +46\text{ [}^\circ\text{C]}$
- ISS 船内: $+16.7 \sim +29.4\text{ [}^\circ\text{C]}$

また、船外搬出時(衛星放出機構に搭載された状態)の環境温度は、 $-15 \sim +60\text{ }^\circ\text{C}$ である。

2.4.5. 湿度環境

打上げ時及び船内での湿度環境は以下の通り。

- HTV : 露点 $-34\text{ [}^\circ\text{C]}$ 、相対湿度 規定なし
- ATV : 露点 規定なし、相対湿度 $30 \sim 70\text{ [%]}$
- SpX : 露点 規定なし、相対湿度 $25 \sim 75\text{ [%]}$
- Cygnus : 露点 $+4.4 \sim +15.6\text{ [}^\circ\text{C]}$ 、相対湿度 $25 \sim 75\text{ [%]}$
- ISS 船内: 露点 $+4.4 \sim +15.6\text{ [}^\circ\text{C]}$ 、相対湿度 $25 \sim 75\text{ [%]}$

2.5. 外部汚染防止

衛星に用いる材料は、適用文書(4)及び(5)に示す CR-99218「JEM 材料選定リスト」、MSFC-HDBK-527F(JSC-0904F)「MATERIALS SELECTION LIST FOR SPACE HARDWARE SYSTEMS」、又は MAPTIS²においてレーティングが「A」に該当する材料とすること。³ なお、レーティングが「A」に該当しない材料を使用する場合には、材料使用合意書(MUA)による個別の審査が必要である。MUA については、3.2.1(3)項を参照のこと。

² MAPTIS Materials and Processes Technical Information System
<http://maptis.nasa.gov/home.aspx>

³ 適用文書(7)、ASTM-E595-84 の試験法による TML、CVCM が以下の要求に適合すれば、レーティング「A」を満たす。

- TML (Total Mass Loss) \leq 1.0%
- CVCM (Collected Volatile Condensable Material) \leq 0.1%

3. 50 cm級衛星に対するインタフェース設計要求

本項では、50 cm級 (550×350×550mm) 衛星に対するインタフェース要求を規定する。

3.1. 機械インタフェース要求

3.1.1. 座標定義

以下の座標系を定義する。

- 放出システム座標系:(X_s , Y_s , Z_s)

座標原点は、衛星搭載状態における衛星機体座標原点と同一位置とする。

- 衛星機体座標系:(X , Y , Z)

座標原点は、図 3.1.5-1 に示す。

- (1) 放出システムに衛星が搭載された姿勢において、2つの座標系は、図 3.1.1-1 に示すとおり、各軸とも同方向とする。
- (2) + Z 、+ Z_s 方向を放出方向、- Z 、- Z_s を収納方向、+ Y 、+ Y_s 方向を放出システムの取り付け面方向とする。

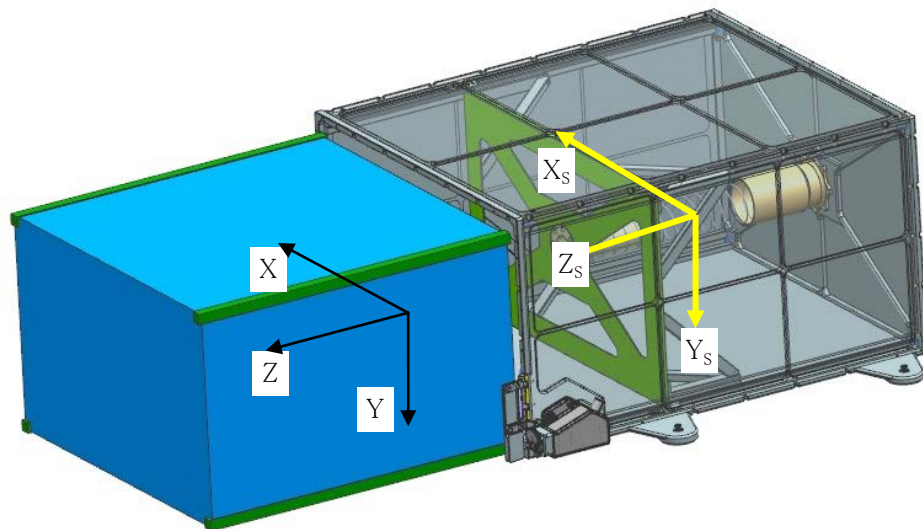


図 3.1.1-1 衛星搭載姿勢と座標系

3.1.2. 寸法要求

- (1) 50 cm級衛星のサイズを表 3.1.2-1 に、寸法要求を図 5.1.2-1 に示す。
- (2) 50 cm級衛星は、縦(Y 方向) 350 \pm 0.5mm の幅とすること。
- (3) 50 cm級衛星は、横(X 方向) 550 \pm 0.5mm の幅とすること。
- (4) 50 cm級衛星は、高さ(Z 方向) 550 \pm 0.25mm の幅とすること。

表 3.1.2-1 衛星寸法

	衛星構体寸法 ※1	レール寸法	参照図
50 cm級衛星	X:550×Y:350×Z:550mm	17mm 角以上	図 5.1.2-1

※1 レールを含むノミナル寸法

3.1.3. レールに関する要求

- (1) 衛星の Z 軸に平行な四辺に、衛星搭載ケース内から滑り出するためのレール(4 式)を持つこと。
- (2) レールに対する寸法要求は、3.1.2 項及び図 3.1.2-1 に示すとおりとする。
- (3) レールは 17mm 以上の幅を持つこと。
- (4) レールの表面は粗さ Ra1.6 μ m 以下とすること。
- (5) レールのエッジ(\pm Z 面端)は図 3.1.2-1 に従い、R1.5 \pm 0.5 で丸めること。(なお、クルーがアクセスする可能性がある衛星の外表面におけるシャープエッジについては 4.2.2(1)項を参照のこと。)
- (6) 欠番
- (7) 各レールの \pm Z 面端を除く側面について、衛星搭載ケースのガイドレールと少なくともレール長 550mm に対し、75%以上、上述の規定に基づく接触面をもつこと。残り 25%のレール側面は、レール面より下がった位置にあってもよい。(すなわち、レールの接触面として、412.5mm 以上を有すること。)
- (8) 衛星構体四辺のレールには、衛星搭載ケースと接触する側面並びに \pm Z の端面に、機械加工後、ハードアノダイズ処理を施工すること。ハードアノダイズ処理は、適用文書(8)、MIL-A-8625「Anodic Coatings for Aluminum and Aluminum Alloys」、Type3 とし、膜厚は 10 μ m 以上とすること。

3.1.4. エンベロープに関する要求

- (1) 衛星に対する許容ダイナミックエンベロープを図 3.1.4-1 に示す。
- (2) 衛星の如何なる突起部も、レール(4 本)の+Z 端面より0.5mm 以上下がった位置にあること。
- (3) 衛星の如何なる突起部も \pm X 面および \pm Y 面は、レール側面から 6.5mm を超えないこと。
- (4) 衛星のレール以外は収納ケース内壁に接触しないこと。
- (5) 衛星の展開構造は、ケース搭載時には、自らの機構で収納状態に保持されること。すなわち衛星搭載ケース側の構造を拘束に使用しないこと。

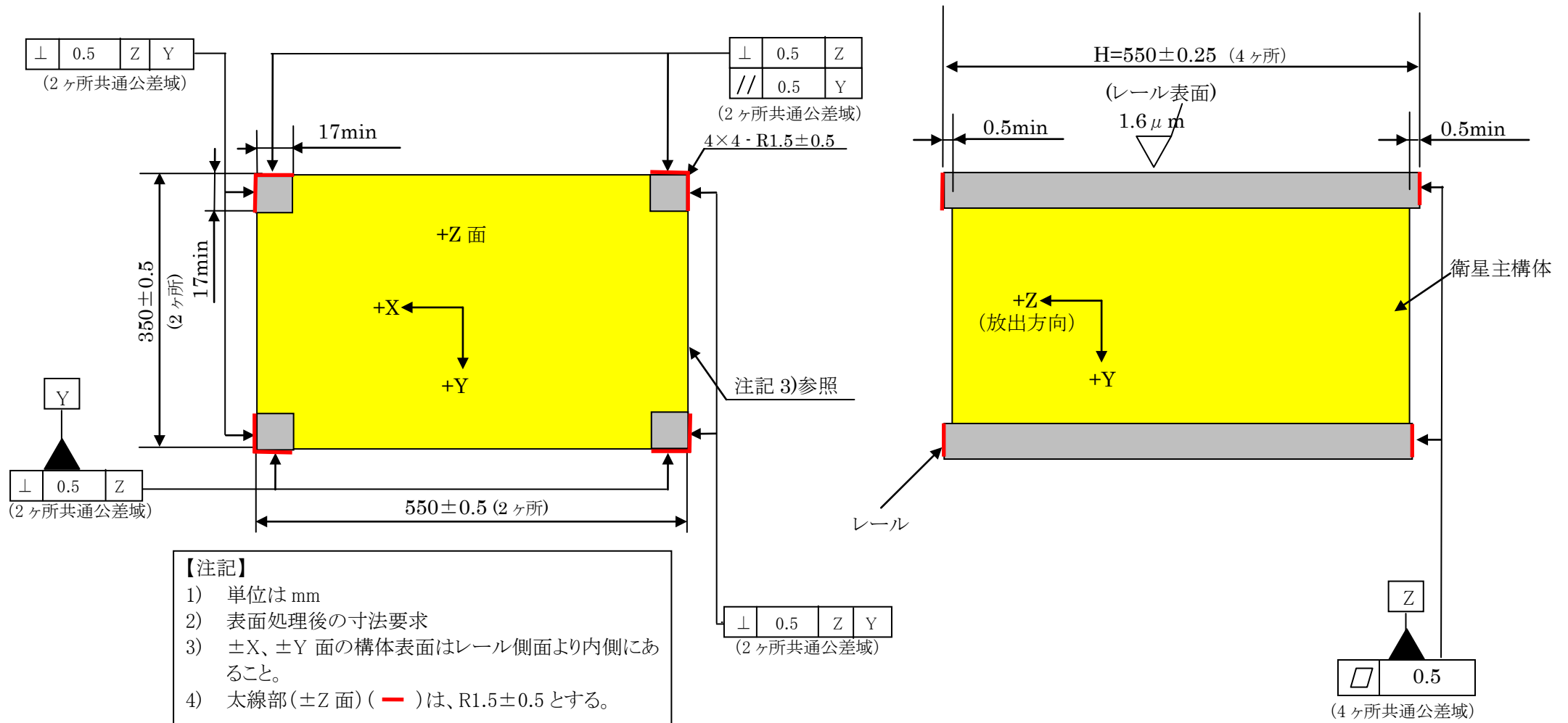
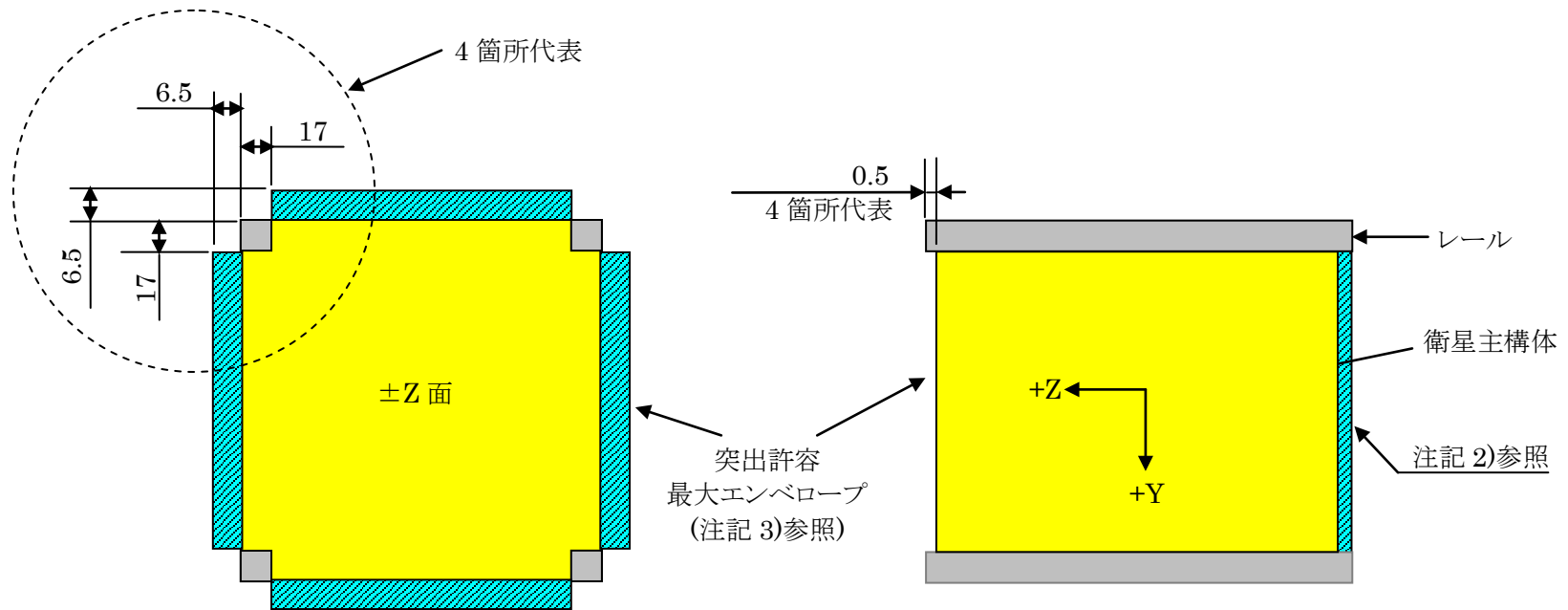


図 3.1.2-1 50 cm級衛星 放出衛星寸法インタフェース要求



【注記】

- 1) 単位は mm
- 2) レール-Z 端面より内側にあること。
- 3) いかなる突出もこの領域内に収まること

図 3.1.4-1 50 cm級衛星に対する許容エンベロープ

3.1.5. 質量特性に関する要求

- (1) 50 cm級衛星の質量は、50kg 以下であること。
- (2) ケースに収納された形態(展開構造がある場合は、それが収納された状態)における衛星の弾道係数(BN)が 100kg/m^2 以下⁴であること。なお、BNは以下の式を用いて算出すること。

$$\text{BN} = M/(\text{Cd} \cdot A) \quad [\text{kg/m}^2]$$

M:衛星質量 [kg]

Cd:抗力係数 (=2) [ND]

A:平均断面積 [m^2] (衛星 XY, YZ, ZX 平面への各投影面積の平均値とする。)

- (3) 図 3.1.5-1 に示す通り、衛星の重心は、衛星主構体-Z 面中心を中心点とする半径 50mm の円を底面とする高さ 450mm の円柱内に位置すること。

3.1.6. セパレーションスプリング

50 cm級衛星はセパレーションスプリングを実装する必要はない。

⁴ 個々の衛星の質量は、実質的には弾道係数によって制約を受けるため、弾道係数による規定とする。

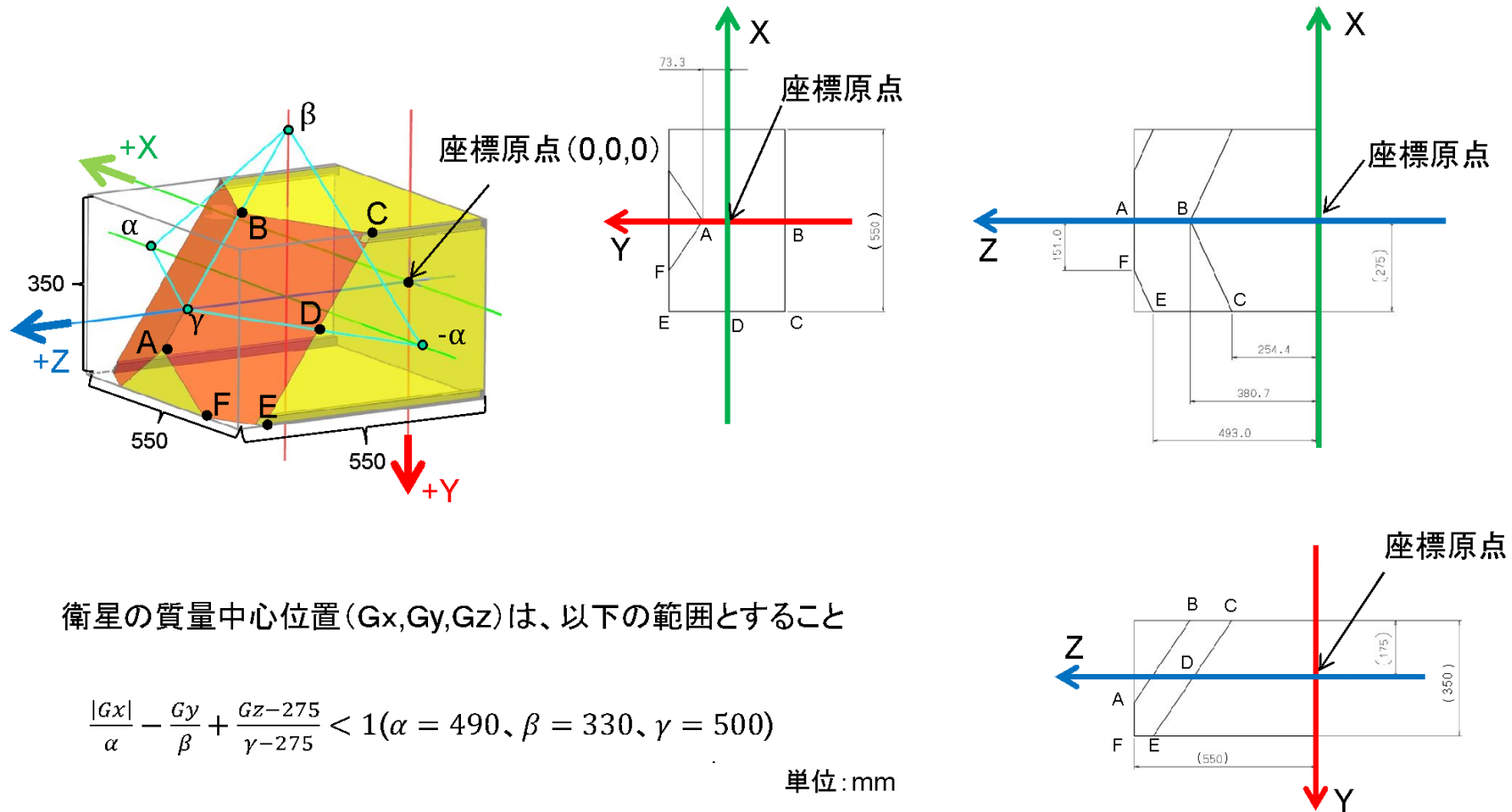


図 3.1.5-1 50 cm級衛星 質量中心位置要求

3.1.7. アクセス窓

50 cm級衛星用の衛星搭載ケースは、ISS 内では、放出方向の面(+Z 端面)を除き衛星にアクセスできないため、軌道上でのチェックアウトが必要な場合は、衛星前面を利用すること。(アクセス可能エリアは図 3.1.7-1 を参照)

尚、RBF ピンの代わりとなるディプロイメントスイッチを図 3.1.7-1 に示す通り、衛星の放出面側レール端面(衛星ロックドアで保持されるレール)に設けること。

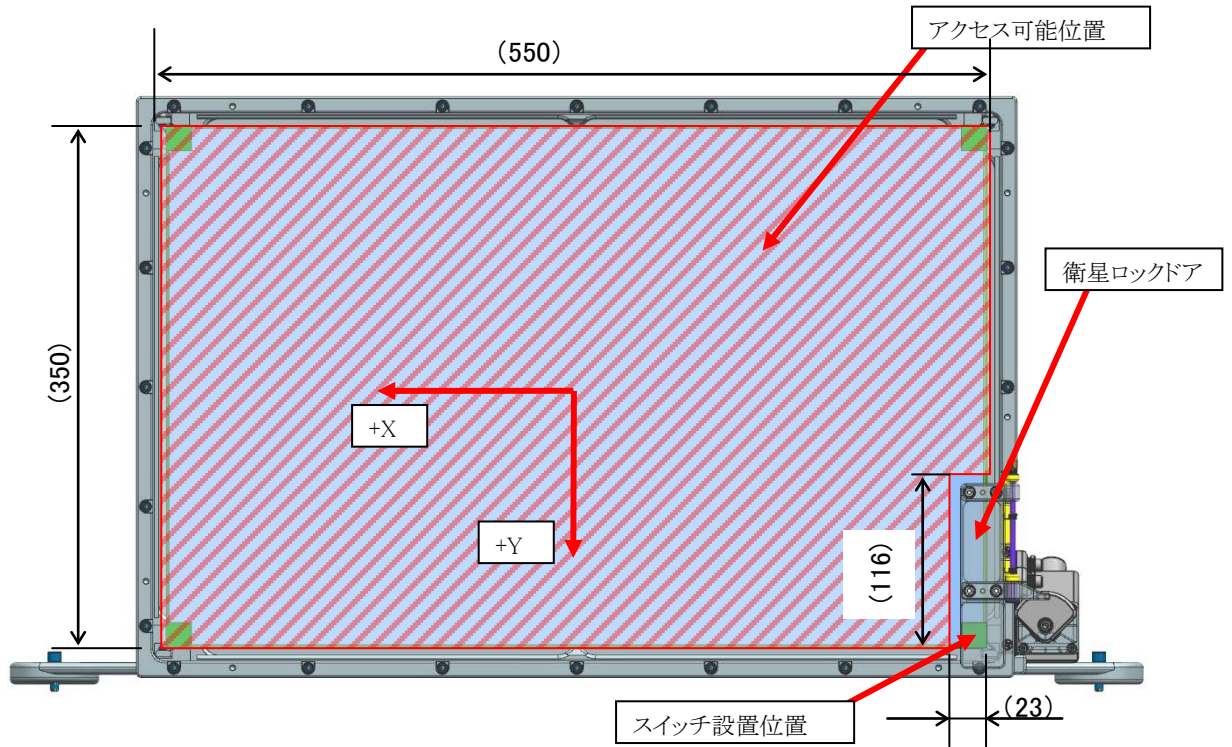


図 3.1.7-1 ロンチロックカバー取り外し後衛星アクセス可能位置

3.1.8. 強度要求

2.1.8 項による。

3.1.9. 剛性要求

2.1.9 項による。

3.1.10. 地上取扱い時要求

衛星は、治具台の上に治具カバーをおいて、その上に放出面(+Z 平面)が下になる様、設置する必要があるため、衛星放出面と反対側すなわちバックプレートに接する側の面に JIS のアイボルトが取付可能な吊り点を用意すること。

なお、吊り荷重に対して終局安全係数 5 を適用のこと。

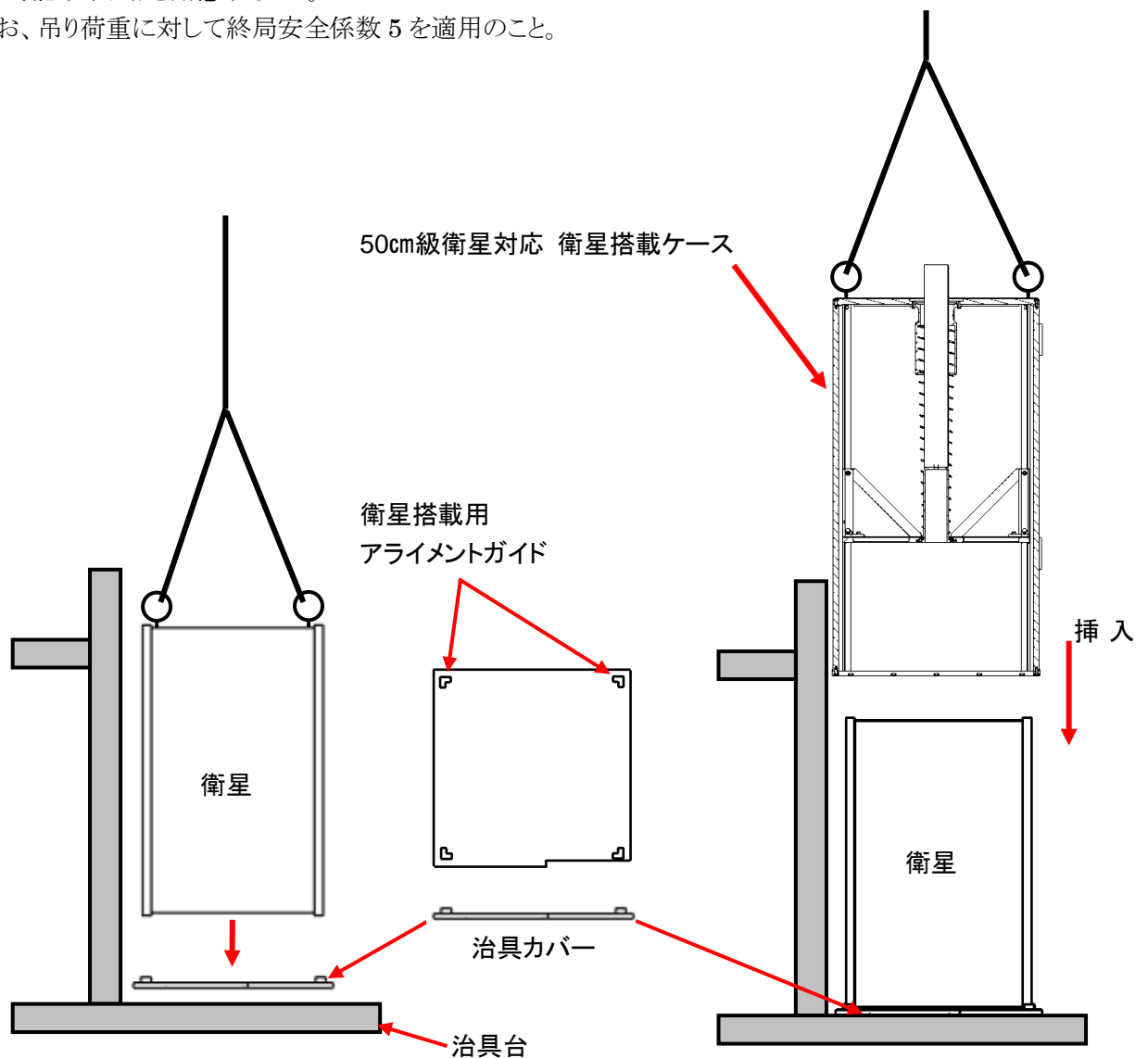


図 3.1.10-1 衛星搭載ケースへの搭載要領

3.2. 電氣的インタフェース要求

3.2.1. ディプロイメントスイッチ

- (1) 衛星は、衛星搭載ケースへの収納状態における衛星の稼働を防止するため、ディプロイメントスイッチを-Z面の対角2つのレール端面、及び+Z面の衛星ロックドアで押さえられるレール端面に1つ、合計3つ設けること。設置位置は、図3.2.1-1、図3.1.7-1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、衛星非稼働状態になること。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1.25mm突出した位置までとする。(図3.2.1-2参照)
- (3) 必要な場合、衛星のバッテリーへの充電はディプロイメントスイッチが押下された状態で可能であること。
- (4) 欠番
- (5) 欠番
- (6) 参考として、回路上のディプロイメントスイッチの設置位置例を図3.2.1-3に示す。4.2.2.2項(2)、(3)に示す通り、太陽電池およびバッテリー電力による衛星起動に対して、3つ以上の安全制御(ディプロイメントスイッチ)が必要となる。なお、安全制御の1つはリターン側に配置すること。

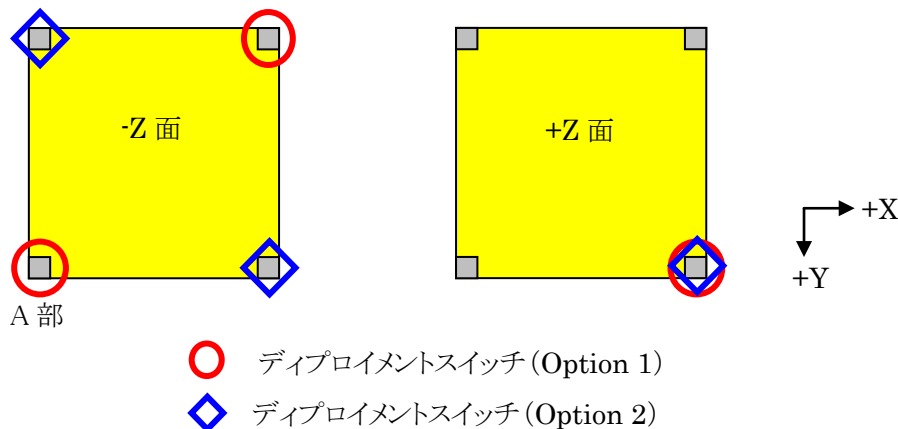


図 3.2.1-1 ディプロイメントスイッチ設置位置

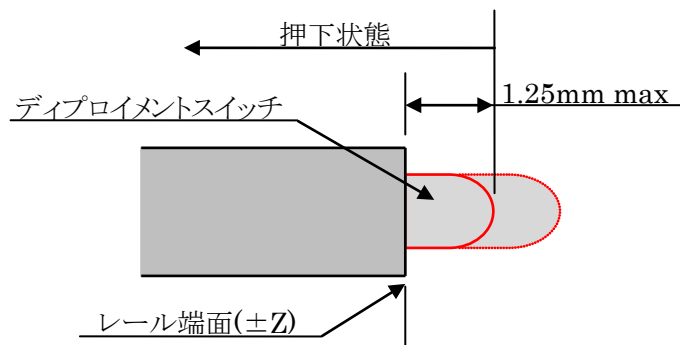


図 3.2.1-2 ディプロイメントスイッチ押下状態と稼働ストロークの説明

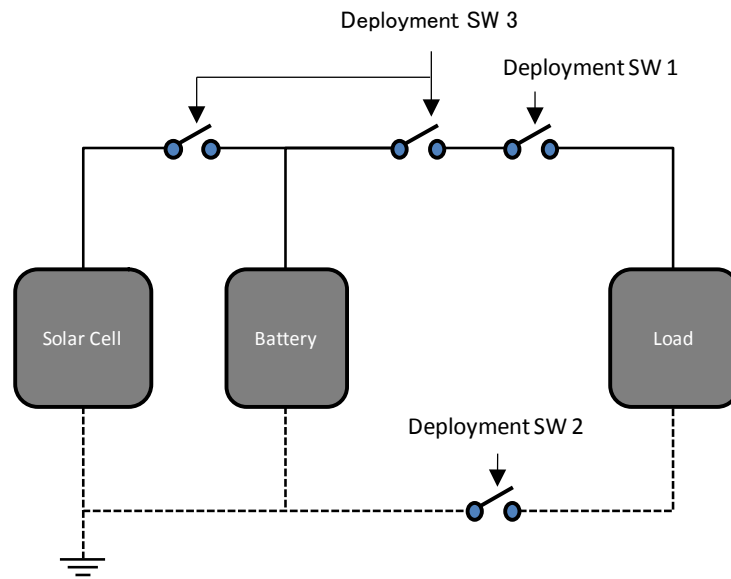


図 3.2.1-3 ディプロイメントスイッチの回路上設置例

3.2.2. RBF(Remove Before Flight)ピン

N/A

3.2.3. ボンディング

- (1) 衛星搭載ケース収納後に地上での取り扱いが必要になった場合に備え、衛星は 3.1.7 項に示す衛星前面にボンディングポイントを有すること。

3.2.4. RF

2.2.4 項による。

3.3. 運用上の要求事項

2.3 項による。

3.4. 環境条件インタフェース要求

2.4 項による。

3.5. 外部汚染防止

2.5 項による。

4. 安全・開発保証要求

本章は、1.3.2 項準拠文書(1)に示す NASDA-ESPC-1681A 「JEM ペイロード安全・開発保証要求書」における安全開発保証要求のうち、本書を適用する衛星の開発に関し、最低限必要となる要求事項を抜粋したものである。

4.1. 安全・開発保証の共通要求

(1) システム安全の意義

システム安全とは、設計から運用までのフェーズについて、安全の観点での評価項目を明確にし、それを評価することにより、リスクを最小にするための適切な手段が講じられることを保証することである。

このため、システム安全においては、主として次の項目を実施する。

- (a) 安全解析を実施し、全てのフェーズにおけるハードウェア、ソフトウェア及びそれらの運用に係るハザードを識別すること。
- (b) 識別されたハザードを除去又は制御して、適切な設計が確実に進展され、技術文書化され、実施されることを保証すること。
- (c) 除去できないハザード/リスクの識別を含めた統合安全リスク評価を行い、裏付けデータと理由を付してプロジェクトの責任者及び JAXA にハザード/リスクの残存を認識させ、その受領の決定を推奨する材料を提供すること。

(2) 使用する材料及び工程に関する一般要求

JEM 等に使用する材料は、次に示す運用上の要求、材料の技術的特性の各項、MSDS (化学物質等安全データシート)の情報を十分考慮して選定しなければならない。また、ハードウェア使用中の劣化に影響を及ぼす条件については、特別の考慮を払わなければならない。

(a) 運用上の要求

①運用温度限界、②負荷、③汚染、④寿命、⑤自然環境、⑥誘導環境、⑦その他

(b) 材料の技術的特性

①機械的特性、②破壊靱性、③可燃性特性、④オフガス特性、⑤腐食、⑥電食、⑦応力腐食、⑧熱疲労特性、⑨機械的疲労特性、⑩真空中のアウトガス、⑪流体適合性、⑫擦過、⑬かじり、⑭その他

(3) JAXA の代理者

JAXA が JAXA の安全・開発保証活動を十分に、かつ効率的に実施するため、第三者を使用する場合、衛星側は、この第三者を JAXA の代理者として受け入れること。

(4) デビエーション・ウェーバ

衛星側は、設計、製作及び試験の期間において、本文書の要求事項に対して不適合な衛星を製作する場合、適用文書(2)、JMR-006「コンフィギュレーション管理標準」に従って、JAXA へのデビエーション又はウェーバに係る申請を行い、承認を受けること。

4.2. 安全評価解析の実施等

4.2.1. 安全評価解析の実施

(1) 安全評価解析

軌道上運用の安全評価として、適用文書(1)、JSX-2010026「小型衛星用国際宇宙ステーション安全要求」に基づき安全評価報告書(Safety Assessment Report;英文)を作成し、JAXAの審査を受けること。

また、射場作業安全・輸送機安全評価として、予定されている打上げ機に対して適用文書(11)、ATV/HTV/KSC Form 100「Integrated Safety Checklist for ISS Cargo At Launch or Processing Sites」のCheck List(英文)を作成し、審査を受けること。但し、圧力容器(射場から軌道上までのすべてのフェーズにおける環境条件によって高圧となり得る場合も含む)、火工品、毒性を持つ材料を用いる場合は、事前にJAXAと調整が必要である。

(2) 材料識別及び使用リスト(MIUL)

衛星側は、ハードウェアに使用される全ての材料について、適用文書(3)、CR-99117「JAXA宇宙ステーションプログラム材料及び工程要求書」の3.1.4項に基づきリスト化し、JAXAに提出し、承認を受けること。

ISSプログラムに使用する民生品及びEEE部品(電気コネクタの露出表面、電線、ケーブル及びプリント基板)はMIULに記載しなければならない。

材料コード及びレーティングを得るためには、適用文書(4)及び(5)に示すCR-99218「JEM材料選定リスト」、MSFC-HDBK-527F(JSC-0904F)「MATERIALS SELECTION LIST FOR SPACE HARDWARE SYSTEMS」、又はMAPTISのいずれかに登録されているものの中から適切なものを選択して使用しなければならない。

CR-99218、MSFC-HDBK-527F(JSC-0904F)又はMAPTISにおいて、「A」に該当しない材料(オフガスについては、「H」、「K」、Stress Cracking Corrosionについては、「N」も許容する。)を使用する場合には、次項(3)に示すMUAを提出しなければならない。

但し、組み立て品レベルにおいて材料の安全が確認されている場合、その組み立て品レベルで記述できるものとする。

また、既存の材料コード及びレーティングが適用できない場合、JAXAに材料のサンプルと別途指定する試験依頼書を提出すれば、JAXA側で可燃性、オフガス評価試験を実施することが可能である。

(3) 材料使用合意書(MUA)

衛星側は、適用文書(3)、CR-99117「JAXA宇宙ステーションプログラム材料及び工程要求書」の要求に合致しない材料を使用する場合は、同文書の3.1.2項に基づきMUAを作成し、JAXAの承認を受けること。

(4) 揮発性有機化合物使用合意書(VUA)

衛星側は、与圧モジュール内で、適用文書(3)、CR-99117「JAXA宇宙ステーションプログラム材料及び工程要求書」の要求に合致しない揮発性有機化合物を使用する場合、同文書の3.1.7項に基づき、VUAを作成し、JAXAの承認を受けること。

4.2.2. 安全性設計のガイドライン

本項では、一般的に超小型衛星に課される軌道上運用における代表的な安全性要求に対する設計のガイドラインを示す。なお、本項ではすべての安全性要求については言及していないため、要求の詳細については適用文書(1)、JSX-2010026「JEM 搭載用小型衛星放出機構を利用する小型衛星への軌道上安全要求」を参照のこと。

4.2.2.1. 標準ハザード

衛星の設計内容に関わらず、安全性設計において考慮しなければならないハザードとその対応例を以下に示す。

(1) シャープエッジ/ホール

軌道上船内でクルーがアクセスする可能性がある衛星の外表面は、クルーの損傷を防ぐため極力エッジやコーナーに0.7mm以上で丸み又は面取りを施す必要がある。丸み又は面取りを施せない部位(ソーラーパネルのエッジ等)については、該当箇所を識別し、JAXAの承認を得る必要がある。

また、衛星のカバーの無い丸穴や長穴は、その直径が10mm以下、または25mm以上である必要がある。

(2) ガラス等の飛散防止

振動試験後の検査で問題ないことを確認する必要がある。また、クルーの不慮の接触等により破砕する可能性がある場合、飛散しないよう封じ込めなどの処置がとられる必要がある。

(3) 可燃性/オフガス

4.2.1 項(2)、(3)に従う。

(4) バッテリーの使用

バッテリーの使用に当たっては、適用文書(10)、JSC Form 1230 “FLIGHT PAYLOAD STANDARDIZED HAZARD CONTROL REPORT”の9. Battery Failureに従う必要がある。また、設計と検証結果の妥当性を審査するためEP Form-03を提出し承認を受ける必要がある。

(5) 回転体

モータ等の回転体を有する場合、以下の要求を満たす必要がある。

- クルーが回転体にアクセスできないよう封じ込められていること。
- 回転体の直径が200mm以下であり、回転速度が8000rpm以下であること。

4.2.2.2. ユニークハザード

衛星の設計内容に依存して識別されるハザードに対する安全評価を行う。ユニークハザードの例とその対応例を以下に示す。

(1) 構造

衛星が衛星搭載ケースに搭載された状態で有害な構造変形や破壊が生じた場合、放出時

における衛星と搭載ケースの不意な接触により衛星放出方向に影響が起り、放出後に ISS へ衝突する恐れがある。従って、適用文書(12)、JMX-2011303「JEM 搭載用小型衛星放出機構を利用する小型衛星への構造・フラクチャコントロール計画書」に基づき、構造設計ならびにフラクチャコントロールを実施する必要がある。

(2) RF 放射

搭載ケース内における RF の誤放射によるクルーへの影響(加熱、ショック等)は、2.2.4 項に示す制限を満足する限りハザードとはみなされない。

また周辺の ISS 機器への RF 放射による機器の誤作動に対しても、2.2.4 項に示す RF 放射レベル要求を満足すれば、不意の RF 放射が生じた場合でもハザードとはみなされない。

なお、打上げから J-SSOD からの放出前の全期間において、1.3.1 項「適用文書」(1) JSX-2010026 に従った2故障許容設計が図られている場合は、RF 誤放射というハザードに対して十分な安全制御を有すると判断されるため 2.2.4 項は非適用である。この場合2故障許容設計が図られていることを安全評価報告書(SAR)に記述しておくこと。

(3) 展開構造

展開構造をもつ場合、不意の展開ハザードを考慮した安全設計を行う必要がある。特に、衛星搭載ケース内で不意の展開は、エアロック格納時のエアロックエンベロープの逸脱や放出機能に影響を及ぼすため、安全設計上の配慮が必要となる。

但し 2.1.4.(6)項に示す要求を満足すれば、不意の誤展開が生じた場合でも内部でのケースとの引っ掛かりによる不適切な放出というハザードは考慮する必要はない。

なお、打上げから J-SSOD からの放出前の全期間において、1.3.1 項「適用文書」(1) JSX-2010026 に従った2故障許容設計が図られている場合は、不意の誤展開というハザードに対して十分な安全制御を有すると判断されるため、2.1.4.(6)項は非適用である。この場合2故障許容設計が図られていることを安全評価報告書(SAR)に記述しておくこと。

4.3. ISS からの衛星放出に係る安全、スペースデブリ発生防止基準への適合性

準拠文書(3)、SSP57003「Attached Payload Interface Requirements Document」および適用文書(6)、JMR-003「スペースデブリ発生防止基準」に記された ISS と放出衛星に関わる安全要求を 3.3.1 項および 3.3.2 項に示す。なお、各要求に対して必要な検証項目または JAXA へ提示すべき文書については、添付 C” 適合性評価マトリクス” を参照のこと。

4.3.1. ISS からの衛星放出に係る安全要求への適合性

ISS から安全に衛星を放出するため、以下に示す要求に適合すること。

4.3.1.1. 放出衛星に対する要求

4.3.1.1.1. 弾道係数

2.1.5(2)項による。

4.3.1.1.2. 放出解析

以下の要求を満足すること。

- (1) 衛星は Space Surveillance Network(SSN)により追跡を可能とするため、最小飛行断面積(工学的・電磁的に視認可能な任意の飛行断面積)を 100cm^2 以上とすること。⁵
- (2) 衛星の安全な放出(ISS に近づくリスクを最小限に抑えた上で、ISS から安全に離れていく)を考慮する上で、弾道係数と衛星放出方法の両方を考慮すること。
- (3) 地上落下に伴う傷害予測数が 1×10^{-4} 人以下であること。

4.3.1.1.3. 衛星の推進系システム

衛星が推進系を持つ場合、衛星が最大推力を発揮した場合においても衛星遠地点と ISS 近地点の高度差が 5km 以上保たれる高度に衛星が降下するまで、衛星の推進系は推薬の誤噴射に対し 3 つの安全制御を有すること。

なお、高圧(全フェーズの環境条件において高圧になり得る場合も含む)または毒性のある推進剤を用いる場合は別途 JAXA と調整すること。

4.3.1.1.4. 分離式サブコンポーネント

衛星が分離式のサブコンポーネントを持つ場合、サブコンポーネントは以下のすべての条件を満たした場合のみ分離することができる。

- (1) 衛星が ISS の進行方向に対して ISS から 500km 以上前方または後方に離れていること。
- (2) 主衛星およびサブコンポーネントの遠地点高度が ISS の近地点高度より低いこと。

⁵ SSN では 10cm 以上の物体をトラッキングしている。衛星サイズの最小要求が 10cm 級衛星であることから、 100cm^2 を要求として設定した。

(参考:http://www.stratcom.mil/factsheets/USSTRATCOM_Space_Control_and_Space_Surveillance/)

4.3.1.2. 放出機構に対する要求

4.3.1.2.1. 共通要求

- (1) ISS 進行方向に対して後ろ向きに放出すること。
- (2) ISS の重心位置より下方(地球方向)から放出すること。
- (3) 衛星は1周回後にISSを中心とする半径200mの球体外側にあること。
- (4) ISSを中心とする半径200mの球体内側にある際は、ISSに対して離れ続けること。但し、ISS重心位置に対して前方から放出される場合、放出位置からISS重心下方を通過するフェーズは例外とする。
- (5) 衛星がISSから高度5km以内にある場合は、衛星とISSが1周前の最接近距離の50%未満までに近づかないこと。

4.3.1.2.2. ロボットアームと放出システムを用いた放出に対する要求

- (1) 衛星の放出方向ベクトルは、放出システムの放出精度ならびにそれを把持するロボットアームの指向精度を加味した上で、ISSおよびISSに係留中の輸送機と干渉しないこと。
- (2) 衛星の放出速度は0.05m/s以上とすること。
- (3) 衛星の最大放出速度は、ISS構造体の安全を保障する最大衝突エネルギーを超えない速度とすること。

4.3.2. スペースデブリ発生防止標準への適合性

適用文書(6)、JMR-003「スペースデブリ発生防止基準」に適合すること。主な要求事項を以下に示す。

- (1) 正常な運用で分離する物品の制限
衛星の構成部品等は、打ち上げ、放出及び運用中を通して、意図しない分離を起こさないこと。
- (2) 軌道上破砕の防止
衛星は、打ち上げ、放出及び運用中を通して偶発的破砕の原因を極力排除すること。
特にバッテリーは、異常な内圧の上昇と構造的破壊を引き起こさないよう、電氣的・機械的に適切な設計・製造が行われたものを適用すること。(圧力リリース機構等)
- (3) 再突入／落下による処分に対する要求
地上落下に伴う傷害予測数を 1×10^{-4} 人以下とし、また放射性物質、有害物質、その他の地球環境汚染物質を搭載しないことにより、要求適合と判断される。
- (4) 運用終了後の宇宙システムの有用な軌道からの排除
大気圏突入までの軌道周回寿命が 25 年以下であること。

5. 管理に対する要求等

5.1. 品質管理及び信頼性管理

衛星(衛星側準備品含む)の品質管理及び信頼性管理は、衛星側が行うこと。

5.2. 許認可申請

官辺手続き、免許取得、許認可手続き等は衛星側にて実施すること。

(1) 無線通信規則に規定する国際周波数調整手続き

無線通信規則に規定される国際周波数調整に必要な資料の総務省への提出及びその調整作業を実施し、総務省が発行する許可証のコピーを JAXA へ提示すること。

また、ISS あるいは ISS 近傍における無線周波数使用について NASA から承認を得る必要がある。これに伴う NASA への申請は JAXA 経由で実施するため、必要な情報を適用文書(9)、JMX-2012164「JSC Radio Frequency Spectrum Management HP 申請要領」のフォーム(Appendix-F)に基づき、JAXA へ提示すること。

(2) 無線局免許手続き

無線局免許を取得するために、必要な申請資料の総務省への提出及びその調整作業を実施し、総務省が発行する許可証のコピーを JAXA へ提示すること。

(3) 宇宙物体登録手続き

(4) その他、必要な官辺手続き

5.3. 適合性評価の実施

本文書の 2 章及び 3 章に示す技術要求に対する適合性評価は、解析、類似性、検査又は試験により行う。適合性評価マトリクスを添付 C に示す。

(1) 解析

保証された または 信頼性が評価された数学モデル(含む 計算機シミュレーションソフトウェア)、広く学術的に認知されている論理則等の手法、ツールを用いた計算によって、設計内容や製品が、その要求条項を満足していることを確認・評価する検証方法。

この方法は、試験、検査によって検証することが困難で、かつ解析・計算によって要求条項を立証することが可能な場合に用いる。

(2) 検査

特別な試験装置、手順、試験補助具や試験支援を用いることなく、製品の物理的特性が、その要求に適合していることを確認・評価する検証方法。

この検査の標準的な方法として、物理的条件・規格等が設定された文書や図面に基づいて、製品の完成状況(できれば)を視認 および 審査器具で計測する。

(3) 試験

実機ハードウェアを用いて、機能的、耐環境的な要求に適合していることを計測データにより検証する検証方法。

(4) 設計確認

設計資料を確認することにより、要求に適合した設計となっていることを検証する方法。

5.4. 設計・安全審査等

衛星側は、衛星の設計、製造、試験及びフライト結果等について、以下の審査会、報告会に対応すること。

(1) 安全審査

JAXA は、衛星の基本設計(Phase0/1)、詳細設計(Phase2)、受入試験フェーズ(Phase3)において、安全上の問題がないことを確認するための安全審査を実施する。

衛星側は、審査資料及び必要な設計・解析文書を提出し、審査を受審すること。

(2) 適合性確認審査

JAXA は、衛星側から JAXA への衛星引き渡し前に、本文書の要求に対する適合性を確認するため、適合性確認審査を実施する。

本文書への適合性を示すため、必要な衛星の適合性確認試験を実施するとともに、衛星側は、審査資料及び必要な設計・解析・試験結果の文書を提出し、審査を受審すること。

(3) 衛星搭載前確認

JAXA は、衛星の搭載前に上記(1)及び(2)の審査で設定されたアクションアイテムが全て完了していることを確認するための衛星搭載前確認を実施する。

衛星側は、上記(1)及び(2)のアクションアイテムが全てクローズし、必要な文書処置が完了していることを示すこと。

5.5. 工程管理

衛星側は、搭載衛星として選定された時点で速やかに工程表を JAXA に提出し、適切な進捗管理を行い、適宜、JAXA に進捗報告を行うこと。

工程表には、上記 4.4 節の審査会等のマイルストーンを含めること。

5.6. JAXA への引き渡し準備

- (1) 出荷にあたっては、輸送中の環境保持、安全性、輸送性等を十分に考慮するとともに、輸送後の作業の容易性を十分考慮すること。
- (2) 各々の梱包は少なくとも以下の情報を、表示ラベル等により表示すること。表示内容は、読みやすく、耐久性があり、開梱等により容易に破れてしまうことのないようにすること。
 - (a) 品名
 - (b) 部品番号
 - (c) 一連番号
 - (d) 衛星開発者名
- (3) コネクタには、必要に応じ、導電性または非帯電性のダストキャップを取り付けるなど、必要な静電気保護対策を施すこと。
- (4) JAXA への引き渡しにあたって、地上での取り扱いに係る取扱説明書を提出すること。

6. 添付 A 「きぼう」からの超小型衛星放出ミッションの概要

A.1 概要

「きぼう」からの超小型衛星放出は、JEM エアロックとロボットアームの組み合わせにより、遠隔操作で行う。超小型衛星を与圧カーゴとして打ち上げ、「きぼう」船内に持ち込んだあと、JEM エアロックを介して船外に搬出し、ロボットアームにより位置を決め、放出システムで放出する。

A.2 放出システムの動作原理

放出システムは、大別して衛星搭載ケース、分離機構、電気ボックスとで構成される。

衛星搭載ケースは、ケース構造、バネ機構、ドア、ロンチカバーから成り、衛星はこのケースに収納される。衛星搭載ケースをロボットアームで把持されるアダプタに搭載し、分離機構とドアを接続した後に、ロンチカバーを船内で取り外す。その後、衛星は、分離機構のカムにより閉拘束されたドアにより、放出までケース内に保持される。船内からの信号により分離機構が動作し、ドアの閉拘束が解除されると、衛星は、バネ機構のスプリング力により放出される。このとき、衛星側のレール部が搭載ケース内壁のガイドレール上をすべることにより、衛星の放出方向が制御される。

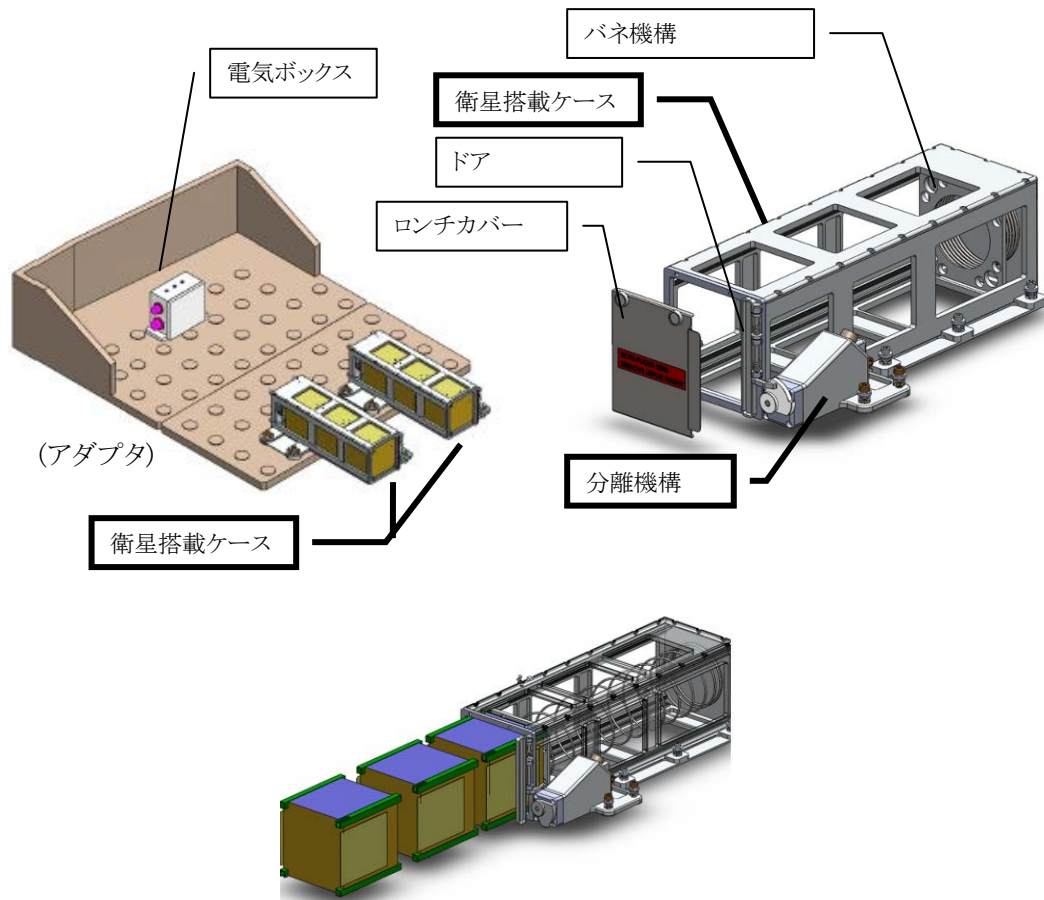


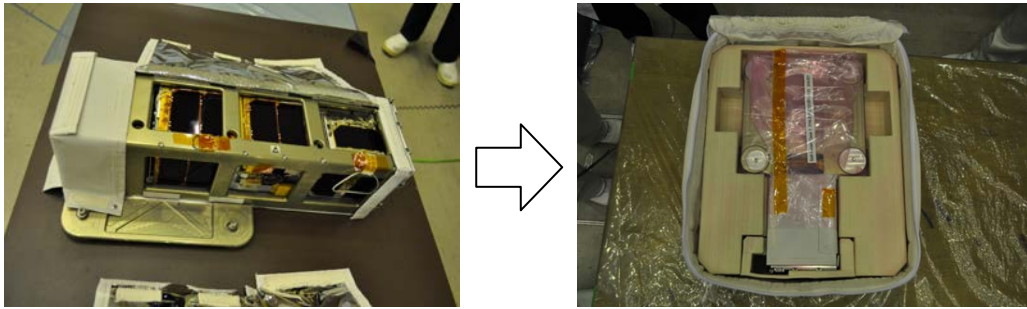
図 A.2-1 放出システム外観図

A.3 運用シナリオ

地上で衛星を受領した後の運用シナリオを以下に示す。

(1) 打上げ準備作業

- (i) 衛星を「衛星搭載ケース」に収納後、ソフトバッグに梱包・収納する。
- (ii) 補給機（HTV等）のカーゴインテグレーション作業に引き渡す。



(2) 打上げ

- (i) 打ち上げ後、軌道上で「きぼう」船内に搬入される。

(3) 船内取付作業

- (i) 衛星の入ったソフトバッグを開梱する。
- (ii) JEM エアロックの内側ハッチを開放し、JEM エアロックスライドテーブルを船内側に伸展させる。
- (iii) 放出システムの構成部品(分離機構、衛星搭載ケース、電気ボックス)を JEM エアロックテーブル上の親アーム先端取付型実験プラットフォーム(以下、「プラットフォーム」と言う。)へ取り付け、プラットフォームとの信号ライン及び電力ラインを接続する。



(4) 放出システムチェックアウト及び放出前準備

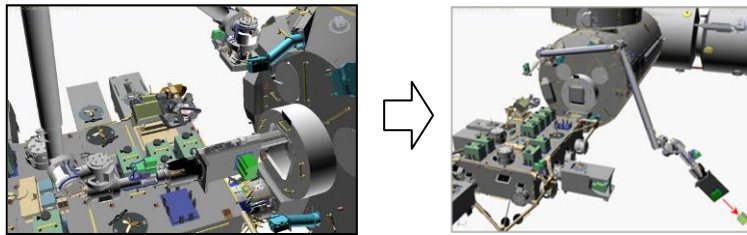
- (i) チェックアウトケーブルをプラットフォームに結合する。
- (ii) 軌道上もしくは地上からのコマンドで、分離機構の動作確認を行う。
- (iii) クルーにより分離機構が初期状態に戻っていることを確認後、チェックアウトケーブルを

取り外す。

- (iv) 衛星搭載ケースからロンチカバーを取り外す。
- (v) 各衛星から RBF ピンを取り外す。(RBF ピンを有する場合)
- (vi) アクセスウィンドウカバー(各衛星に 1 式ずつ)をケースに取り付ける。
- (vii) スライドテーブルを JEM エアロック内に収納し、内側ハッチを閉じる。

(5) 衛星放出

- (i) JEM エアロック内を減圧する。
- (ii) JEM エアロックの外側ハッチを開け、スライドテーブルを船外側へ伸展させる。
- (iii) ロボットアームでプラットフォームを把持する。
- (iv) ロボットアームから放出システムへのヒータ電源供給を開始する。
- (v) ロボットアームで放出位置へ移動し、位置決めする。
- (vi) 軌道もしくは地上からのコマンドにより、放出機構(一つ目)から衛星を放出する。
- (vii) 軌道もしくは地上からのコマンドにより、放出機構(二つ目)から衛星を放出する。
(10 cm級衛星放出ミッションの場合)



(6) 放出後の機材収納

- (i) 放出後、ロボットアームを用いて、プラットフォームを JEM エアロックスライドテーブルに再取り付けする。
- (ii) スライドテーブルを JEM エアロック内に収納、外側ハッチを閉め、JEM エアロック内を再加圧する。

A.4 超小型衛星放出条件

超小型衛星の放出条件を表 A3-1 に示す。

表 A4-1 超小型衛星放出条件

項目	条件
(1) 放出軌道条件	ISS の軌道条件による (通常、高度 380~420km、軌道傾斜角:51.6°)
(2) 放出速度	1.1~1.7m/sec(衛星質量による) ※放出システムの性能値(3U 衛星放出時)
(3) 放出方向	ISS 後方下 45°以下(ノミナル)(図 A4-1 参照) 尚、放出方向は、参照座標系に対して ISS の姿勢変動の影響を受ける。
(4) 放出誤差	ノミナル放出方向に対して、±5° の半頂角の円錐内(目標値)

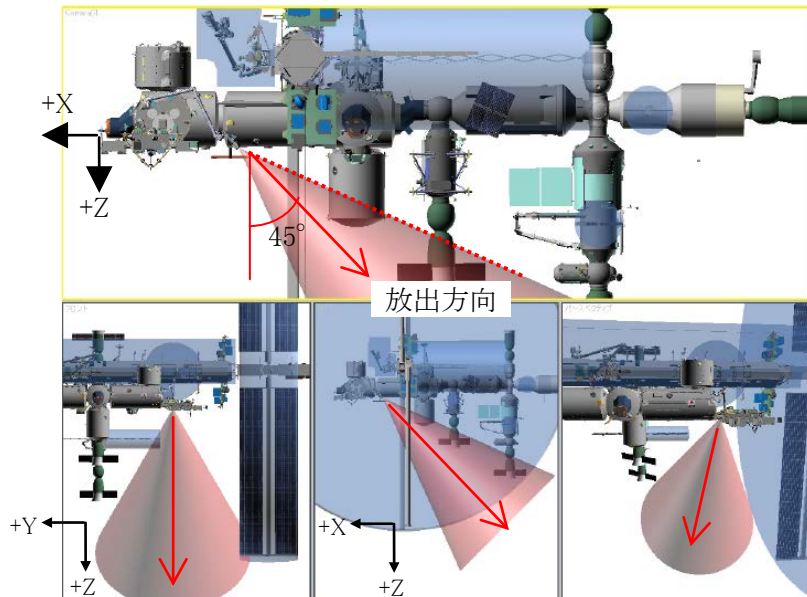


図 A4-1 放出方向説明図

ISS の機体座標系は固定直交座標系(右手直交座標系)にて定義されており、以下のように方向が定められている。

- +X 方向: SM と Lab を結ぶ縦軸と並行で SM からみた Lab 方向
- +Y 方向: P6 と S6 を結ぶトラス軸と並行の右舷方向
- +Z 方向: 右手座標系で確定

なお、座標系の原点は ISS の重心原点

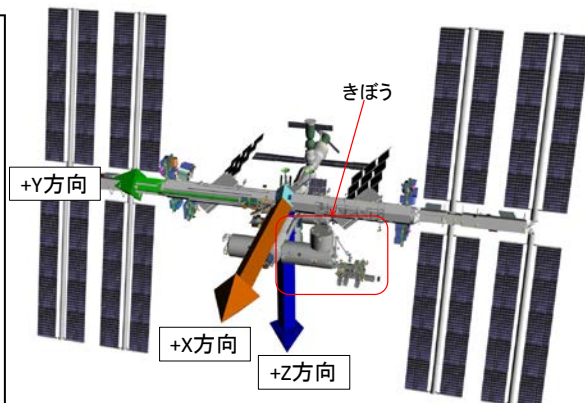


図 A4-2 ISS 機体座標系(Space Station Body Coordinate System)(参考)

7. 添付 B: CubeSat Design Specification, Rev.12 との対応表

本放出システムは、2.1 項 機械インタフェース及び2.2 項 電気インタフェース要求の範囲で、CubeSat 規格 (CubeSat Design Specification (カリフォルニア州立工科大学文書)) に準拠している。表 B-1 に CubeSat 規格対比を示す。“A (Applicable)”は、CubeSat 規格をそのまま適用するもの、A/M (Applicable with modification) は、CubeSat 規格を本システム用に一部修正して規定するもの、E (Equivalent) は、CubeSat 規格で要求する項目について、ISS/JEM 固有の規定を適用するもの、及び NA は本放出システムでは非適用の要求を示す。本文書に規定する要求の対応項番を合わせて示している。

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.12 の適用要否 (1/4)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
1.	Introduction	-	タイトル行
1.1	Overview	NA	P-POD の説明
1.2	Purpose	NA	
1.3	Waiver Process	E	4.1 節(4) JMR-006 による
1.4	Interface	NA	P-POD の説明
2.	CubeSat Specification	-	タイトル行
2.1	General Requirements	-	タイトル行
2.1.1	CubeSats which incorporate any deviation from the CDS shall submit a DAR and adhere to the waiver process.	E	4.1 節(4) JMR-006 による
2.1.2	All parts shall remain attached to the CubeSats during launch, ejection and operation. No additional space debris shall be created.	A/M	4.3.2 項(1)
2.1.3	Pyrotechnics shall not be permitted.	E	4.2.1 項(1)
2.1.4	No pressure vessels over 1.2 standard atmosphere shall be permitted.	E	4.2.1 項(1)
2.1.4.1	Pressure vessels shall have a factor of safety no less than 4.	NA	
2.1.5	Total stored chemical energy shall not exceed 100 Watt-Hours.	E	4.2.2 項(4)
2.1.6	No hazardous materials shall be used on a CubeSat. Please contact us if you are unsure if a material is considered hazardous.	A/M	4.2.1 項(2)~(4)
2.1.7	CubeSat materials shall satisfy the following low out-gassing criterion to prevent contamination of other spacecraft during integration, testing and launch.	A	2.5 節
2.1.7.1	Total Mass Loss (TML) shall be less than or equal 1.0%.		
2.1.7.2	Collected Volatile Condensable Material (CVCN) shall be less than or equal 0.1%.		
2.1.7.3	Note: A list of NASA approved low out-gassing materials can be found at: http://outgassing.nasa.gov .	NA	情報のみ
2.1.8	The latest revision of the CubeSat Design Specification shall be the official version (http://cubesat.calpoly.edu/pages/documents/developers.php), which all CubeSat developers shall adhere to.	NA	情報のみ
2.1.8.1	Cal Poly shall send updates to the CubeSat mailing list upon any changes to the specification. You can sign-up for the CubeSat mailing list here: http://ati.calpoly.edu/mailman/listinfo/cubesat	NA	情報のみ
2.2	CubeSat Mechanical Requirements	-	タイトル行

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.12 の適用要否 (2/4)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
2.2.1	Exterior Dimensions	-	タイトル行
2.2.2	The CubeSat shall use the coordinate system as defined in Figure 5. The -Z face of the CubeSat will be inserted first into the P-POD.	A	2.1.1 項
2.2.3	The CubeSat configuration and physical dimensions shall be per Figure 5.	A/M	2.1.2 項(1)
2.2.4	The CubeSat shall be 100.0+/-0.1mm wide (X and Y dimensions per Figure 5)	A	2.1.2 項(2)
2.2.5	A single CubeSat shall be 113.5+/-0.1mm tall (Z dimension per Figure 5)	A	2.1.2 項(3)
2.2.5.1	A Triple CubeSat shall be 340.5+/-0.3mm tall (Z dimension per Figure 5)	A	2.1.2 項(3)
2.2.6	All components shall not exceed 6.5 mm normal to the surface of the 100.0 mm cube (the green and yellow shaded sides in Figure 5)	A	2.1.4 項(1)
2.2.7	Exterior CubeSat components shall not contact the interior surface of the P-POD other than the designated CubeSat rails.	A	2.1.4 項(2)~(4)
2.2.8	Deployables shall be constrained by the CubeSat. The P-POD rails and walls shall not to be used constrain CubeSat rails.	A	2.1.4 項(5)
2.2.9	Rails shall have a minimum width of 8.5 mm.	A	2.1.3 項(3)
2.2.10	The rails shall not have a surface roughness greater than 1.6 micro-m.	A	2.1.3 項(4)
2.2.11	The edges of the rails shall be rounded to a radius of at least 1mm.	A	2.1.3 項(5)
2.2.12	The ends of the rails on the +Z face shall have a minimum surface area of 6.5 mm x 6.5 mm contact area for neighboring CubeSat rails. (as per Figure 5)	A	2.1.3 項(6)
2.2.13	At least 75% of the rails shall be in contact with the P-POD rails. 25% of the rails may be recessed and no part of the rails shall exceed the specification.	A	2.1.3 項(7)
2.2.13.1	For single CubeSats this means at least 85.1 mm of rail contact.		
2.2.13.2	For triple CubeSats this means at least 255.4 mm of rail contact.		
2.2.14	Mass	-	タイトル行
2.2.15	Each single CubeSat shall not exceed 1.33 kg mass.	A/M	2.1.5 項(1)
2.2.16	Each triple CubeSat shall not exceed 4.0kg mass.		
2.2.17	The CubeSat center of gravity shall be located within a sphere of 2 cm from its geometric center.	A	2.1.5 項(3)
2.2.18	Material	-	タイトル行
2.2.19	Aluminum 7075 and 6061 shall be used for both the main Cube Sat structure and the rails.	A/M	4.2.1 項(2)
2.2.19	If other materials are used the developer shall submit a DAR and adhere to the waiver process.	E	4.2.1 項(2)~(4)項、 MIUL/MUA/VUA

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.12 の適用要否 (3/4)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
2.2.20	The CubeSat rails and standoff, which contact the P-POD rails and adjacent CubeSat standoffs, shall to hard anodized aluminum to prevent any cold welding within the P-POD.	A	2.1.3 項(8)
2.2.21	The CubeSat shall use separation spring (Figure 4) with characteristics defined in Table 1 on the designated rail standoff. Separation springs with characteristics can be found using McMaster Carr P/N 84985A76. The separation springs provide relative separation between CubeSats after deployment from the P-POD.	A/M	2.1.6 項(1)
2.2.21.1	The compressed separation springs shall be at or below the level of the standoff.	A/M	2.1.6 項(1)
2.2.21.2	The throw of the separation spring shall be a minimum of 0.05 inches above the standoff surface.	A/M	2.1.6 項(1)
2.2.21.3	Separation springs are not required for 3U CubeSats.	A	2.1.6 項(2)
2.3	Electrical Requirements	-	タイトル行
2.3.1	No electronics shall be active during launch to prevent any electrical or RF interference with the launch vehicle and primary payloads. CubeSats with batteries shall be fully deactivated during launch or launch with discharged batteries.	A/M	2.3 節(2)(3)(5) 船内で起動、保全等は原則実施しない。
2.3.2	The CubeSat shall include at least one deployment switch on the designated rail standoff (shown in Figure 5) to completely turn off satellite power once actuated. In the actuated state, the deployment switch shall be centered at or below the level of the standoff.	A/M	2.2.1 項 ディプロイメントスイッチを 2 個設置すること
2.3.2.1	All systems shall be turned off, including real time clocks.	A	2.3 節(3)
2.3.3	To allow for CubeSat diagnostics and battery charging after the CubeSats have been integrated into the P-POD all CubeSat umbilical connectors shall be within the designated Access Port locations, green shaded areas shown in Figure5.	A/M	2.2.1 項(3)、2.3 節(2) 船内で起動、保全等は原則実施しない。
2.3.3.1	Triple CubeSats shall use the designated Access Port locations (green shaded areas) show in Appendix C.	A	2.1.7 項
2.3.3.2	Note: CubeSat deployment switch shall be depressed while inside the P-POD. All diagnostics and battery charging shall be done while the deployment switch is depressed.	A/M	2.2.1 項(1)(3)、2.3 節(2)
2.3.4	The CubeSat shall include a Remove Before Flight (RBF) pin or launch with batteries fully discharged. The RBF pin shall be removed from the CubeSat after integration into the P-POD.	A/M	2.2.2 項(1)
2.3.4.1	The RBF pin shall be accessible from the Access Port location, green shaded area in Figure 5.	A	2.2.2 項(1)
2.3.4.1.1	Triple CubeSats shall located their RBF pin in one of the 3 designated Access Port locations (green shaded areas) show in Appendix C.	A	2.1.7 項

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.12 の適用要否 (4/4)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
2.3.4.2	The RBF pin shall cut all power to the satellite once it is inserted into the satellite.	A	2.2.2 項(2)
2.3.4.3	The RBF in shall not protrude more than 6.5 mm from the rails when it is fully inserted in the satellite.	A	2.2.2 項(3)
2.4	Operational Requirements	-	タイトル行
2.4.1	CubeSats with batteries shall have the capability to receive a transmitter shutdown command, as per Federal Communications Commission (FCC) regulation.	NA	米国通信規制に基づく要求のため
2.4.2	All deployables such as booms, antennas and solar panels shall wait to deploy a minimum of 30 minutes after the CubeSat's deployment switch(es) are activated from P-POD ejection.	A	2.3 節(4)
2.4.3	RF transmitters greater than 1mW shall wait to transmit a minimum of 30 minutes after the CubeSat's deployment switch(es) are activated from P-POD ejection.	A	2.3 節(5)
2.4.4	Operators shall obtain and provide documentations of proper licenses for use of frequencies.	A/M	5.2 節(1)(2) ISS 及び日本国における周波数調整プロセスを適用
2.4.4.1	For amateur frequency use, this requires proof of frequency coordination by the International Amateur Radio Union (IARU). Applications can be found at www.iaru.org .	A	5.2 節(1)(2)
2.4.5	The orbital decay lifetime of the CubeSats shall be less than 25 years after end of mission life.	A	4.3.2 項(4)、4.3.1.1.2 項(3)
2.4.6	Cal Poly shall conduct a minimum of one fit check in which developer hardware shall be inspected and integrated into the P-POD. A final fit check shall be conducted prior to launch. The CubeSat Acceptance Checklist (CAC) shall be used to verify compliance of the specification (Appendix B for single CubeSats and Appendix D for triple CubeSats.)	E	添付 C
3	Testing Requirements	E	添付 C
3.1	Random Vibration	E	添付 C
3.2	Thermal Vacuum Bake out	E	添付 C
3.3	Visual Inspection	E	添付 C
3.4	Qualification	E	添付 C
3.5	Protoflight	E	添付 C
3.6	Acceptance	E	添付 C

注) 本表の P-POD は J-SSOD に、Cal Poly は JAXA に読み替える。

8. 添付 C: 適合性評価マトリクス

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(1/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計確認	解析	検査	試験	設計確認	
2	衛星に対するインタフェース設計要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
2.1	機械的インタフェース要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
2.1.1	座標定義	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Definition]
2.1.2	寸法要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	衛星タイプ	—	—	—	—	—	—	—	○	衛星のタイプを識別すること。 (1U, 2U, 3U)
(2)	縦横幅(X, Y 方向)	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験:搭載ケースとのフィットチェックの実施
(3)~(5)	高さ:Z 方向	—	—	○	—	—	○	—	—	同上
2.1.3	レールに関する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	レール本数、取り付け位置	—	—	—	—	—	—	—	○	
(2)	寸法要求	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験:搭載ケースとのフィットチェックの実施
(3)	レール最小幅	—	—	—	—	—	○	—	—	
(4)	レール表面粗さ	—	—	—	—	—	○	—	—	
(5)	レール端角R	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験:必要に応じてシャープエッジのタッチテストの実施
(6)	レール端面最小面積 (+ Z)	—	—	—	—	—	○	—	—	
(7)	ガイドレールに対する必要接触長	—	—	—	—	○	—	—	—	
(8)	レール表面処理	—	—	—	—	—	○	—	—	

9.

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(2/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計確認	解析	検査	試験	設計確認	
2.1.4	エンベロープに関する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	ダイナミックエンベロープ	—	—	○	—	—	○	—	—	2.1.4(2)～(4)項による。
(2)	+Z面に関するエンベロープ規定	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験:搭載ケースとのフィットチェックを実施する。
(3)	-Z面に関するエンベロープ規定	—	—	○	—	—	○	—	—	同上
(4)	+/-X, +/-Y 面に関するエンベロープ規定	—	—	○	—	—	○	—	—	同上
(5)	衛星展開構造に対する拘束規定	—	—	—	—	—	—	—	○	
(6)	誤展開時の展開物に関する規定	—	—	—	—	—	○	—	—	
2.1.5	質量特性に関する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	質量	—	—	—	—	—	○	—	—	
(2)	弾道係数	—	—	—	—	○	—	—	—	
(3)	重心	—	—	—	—	○	—	(○)	—	
2.1.6	セパレーションスプリング	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	1U, 2U タイプに対する要求	—	—	—	—	—	○	—	—	
(2)	3U タイプに対する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	適用外

注) (○)は、当該項目本文に記した条件が解析または試験に用いられることを表す。

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(1/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計 確認	解析	検査	試験	設計 確認	
2.1.7	アクセス窓	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	アクセス窓の位置	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	設計情報
(2)	アクセス性	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験:搭載ケースに搭載した状態でのアクセス性確認の実施
2.1.8	強度要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	衛星主構造強度	—	—	—	—	○	—	—	—	
(2)	レール強度	—	—	—	—	○	—	—	—	
2.1.9	剛性要求	—	—	—	—	○	—	—	—	
2.2	電氣的インタフェース要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
2.2.1	ディプロイメントスイッチ	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	数量・搭載位置	—	—	—	—	—	○	—	—	
(2)	電力遮断機能	—	—	—	—	—	—	○	—	
(3)	バッテリーへの充電	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	情報のみ
(4)	可動ストローク	—	—	—	—	—	○	—	—	
(5)	発生反力	—	—	—	—	—	○	—	—	

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(2/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計 確認	解析	検査	試験	設計 確認	
2.2.2	RBF(Remove Before Flight) ピン	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	アクセス性	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験: 搭載ケースに搭載した状態でのアクセス性確認の実施
(2)	電力遮断機能	—	—	—	—	—	—	○	—	
(3)	エンベロープ要求	—	—	—	—	—	○	—	—	
(4)	テザー要求	—	—	—	—	—	○	—	—	
2.2.3	ボンディング	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験: 搭載ケースに搭載した状態でのアクセス性確認の実施
2.2.4	RF	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	ダウンリンク周波数の制限	—	—	—	—	○	—	—	—	
(2)	RF放射レベル	—	—	—	—	○	—	—	—	
2.3	運用上の要求事項	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	最大保管期間	—	—	—	—	—	—	—	○	
(2)	ケース収納後の起動・保全制限	—	—	—	—	—	—	—	○	
(3)	コールドローンチ要求	—	—	—	—	—	—	—	○	
(4)	展開機構の展開までの時間制約	—	—	—	—	—	—	○	—	
(5)	RF放射までの時間制約	—	—	—	—	—	—	○	—	
(6)	放出ウインドウ制約	—	—	—	—	—	—	—	○	制約がある場合は、JAXA と調整を行うこと。

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(3/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計 確認	解析	検査	試験	設計 確認	
2.4	環境条件インタフェース要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
2.4.1	振動、加速度環境	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
	(a) 準静的加速度	—	—	—	—	(○)	—	—	○	
	(b) ランダム振動荷重	—	—	—	—	—	—	(○)	○	
2.4.2	ISSにおける軌道上加速度	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
	(a) 軌道上静加速度	—	—	—	—	(○)	—	—	○	
	(b) ロボットアーム運搬中の緊急停止加速度	—	—	—	—	(○)	—	—	○	
2.4.3	圧力環境	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
	(a) 圧力	—	—	—	—	—	—	—	○	
	(b) JEMエアロック内圧力変化率	—	—	—	—	(○)	—	—	○	V/A > 50.8 [m] (2000 [inch]) の場合のみ、Stress Analysis Report が必要。
2.4.4	熱環境	—	—	—	—	—	—	(○)	○	
2.4.5	湿度環境	—	—	—	—	—	—	—	○	
2.5	外部汚染防止	—	—	—	—	—	○	—	—	

注) (○)は、当該項目本文に記した条件が解析または試験に用いられることを表す。

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(4/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計確認	解析	検査	試験	設計確認	
3	50cm 級衛星に対するインタフェース設計要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
3.1	機械的インタフェース要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
3.1.1	座標定義	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Definition]
3.1.2	寸法要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
	(1)衛星タイプ	—	—	—	—	—	—	—	○	衛星のタイプを識別すること。 (1U, 2U, 3U, 50 cm級衛星)
	(2)縦横幅(X, Y 方向)	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験:搭載ケースとのフィットチェックの実施
	(3)~(5)高さ:Z 方向	—	—	○	—	—	○	—	—	同上
3.1.3	レールに関する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
	(1)レール本数、取り付け位置	—	—	—	—	—	—	—	○	
	(2)寸法要求	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験:搭載ケースとのフィットチェックの実施
	(3)レール最小幅	—	—	—	—	—	○	—	—	
	(4)レール表面粗さ	—	—	—	—	—	○	—	—	
	(5)レール端角R	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験:必要に応じてシャープエッジのタッチテストの実施
	(6)レール端面最小面積 (+ Z)	—	—	—	—	—	○	—	—	
	(7)ガイドレールに対する必要接触長	—	—	—	—	○	—	—	—	
	(8)レール表面処理	—	—	—	—	—	○	—	—	

注) (○)は、当該項目本文に記した条件が解析または試験に用いられることを表す。

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(5/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計 確認	解析	検査	試験	設計 確認	
3.1.4	エンベロープに関する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	ダイナミックエンベロープ	—	—	○	—	—	○	—	—	3.1.4(2)～(4)項による。
(2)	+Z面に関するエンベロープ規定	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験:搭載ケースとのフィットチェックを実施する。
(3)	-Z面に関するエンベロープ規定	—	—	○	—	—	○	—	—	同上
(4)	+/-X, +/-Y 面に関するエンベロープ 規定	—	—	○	—	—	○	—	—	同上
(5)	衛星展開構造に対する拘束規定	—	—	—	—	—	—	—	○	
3.1.5	質量特性に関する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	質量	—	—	—	—	—	○	—	—	
(2)	弾道係数	—	—	—	—	○	—	—	—	
(3)	重心	—	—	—	—	○	—	(○)	—	
3.1.6	セパレーションスプリング	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	適用外

注) (○)は、当該項目本文に記した条件が解析または試験に用いられることを表す。

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(6/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計 確認	解析	検査	試験	設計 確認	
3.1.7	アクセス窓	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	アクセス性	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験: 搭載ケースに搭載した状態でのアクセス性確認の実施
3.1.8	強度要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	衛星主構造強度	—	—	—	—	○	—	—	—	
(2)	レール強度	—	—	—	—	○	—	—	—	
3.1.9	剛性要求	—	—	—	—	○	—	—	—	
3.1.10	地上取扱い時	—	—	—	—	○	—	—	—	
3.2	電氣的インタフェース要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
3.2.1	ディプロイメントスイッチ	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	数量・搭載位置	—	—	—	—	—	○	—	—	
(2)	電力遮断機能	—	—	—	—	—	—	○	—	
(3)	バッテリーへの充電	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	情報のみ
(4)	欠番	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
(5)	欠番	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
(6)	ディプロイメントSW配置例	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	情報のみ

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(7/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計 確認	解析	検査	試験	設計 確認	
3.2.2	RBF(Remove Before Flight) ピン	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	アクセス性	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	JAXA 側試験: 搭載ケースに搭載した状態でのアクセス性確認の実施
(2)	電力遮断機能	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
(3)	エンベロープ要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
(4)	テザー要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
3.2.3	ボンディング	—	—	○	—	—	○	—	—	JAXA 側試験: 搭載ケースに搭載した状態でのアクセス性確認の実施
3.2.4	RF	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	ダウンリンク周波数の制限	—	—	—	—	○	—	—	—	
(2)	RF放射レベル	—	—	—	—	○	—	—	—	
3.3	運用上の要求事項	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	最大保管期間	—	—	—	—	—	—	—	○	
(2)	ケース収納後の起動・保全制限	—	—	—	—	—	—	—	○	
(3)	コールドローンチ要求	—	—	—	—	—	—	—	○	
(4)	展開機構の展開までの時間制約	—	—	—	—	—	—	○	—	
(5)	RF放射までの時間制約	—	—	—	—	—	—	○	—	
(6)	放出ウインドウ制約	—	—	—	—	—	—	—	○	制約がある場合は、JAXA と調整を行うこと。

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(8/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計 確認	解析	検査	試験	設計 確認	
3.4	環境条件インタフェース要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
3.4.1	振動、加速度環境	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
	(a) 準静的加速度	—	—	—	—	(○)	—	—	○	
	(b) ランダム振動荷重	—	—	—	—	—	—	(○)	○	
3.4.2	ISSにおける軌道上加速度	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
	(a) 軌道上静加速度	—	—	—	—	(○)	—	—	○	
	(b) ロボットアーム運搬中の緊急停止加速度	—	—	—	—	(○)	—	—	○	
3.4.3	圧力環境	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
	(a) 圧力	—	—	—	—	—	—	—	○	
	(b) JEMエアロック内圧力変化率	—	—	—	—	(○)	—	—	○	V/A > 50.8 [m] (2000 [inch]) の場合のみ、Stress Analysis Report が必要。
3.4.4	熱環境	—	—	—	—	—	—	(○)	○	
3.4.5	湿度環境	—	—	—	—	—	—	—	○	
3.5	外部汚染防止	—	—	—	—	—	○	—	—	
4	安全・開発保証要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
4.1	安全・開発保証の共通要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	方針、手続きに関する規定
4.2	安全評価解析の実施等	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]

注) (○)は、当該項目本文に記した条件が解析または試験に用いられることを表す。

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(6/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計確認	解析	検査	試験	設計確認	
4.2.1	安全評価解析の実施	—	—	○	—	○	(○) 注記 参照	(○) 注記 参照	—	<ul style="list-style-type: none"> 衛星側にて安全評価解析を実施し、SAR を提出すること。この際、安全評価に必要な検査および試験も実施すること。 衛星側にて射場作業/輸送機安全評価向けに、適用文書(11)に規定されるチェックリストを提出すること。 JAXA 側試験: オフガス試験の実施
4.2.2	安全性設計のガイドライン	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	ガイドライン (評価は 4.2.1 項で実施)
4.3	ISSからの衛星放出に係る安全、スペースデブリ発生防止基準への適合性	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
4.3.1	ISSからの衛星放出に係る安全要求への適合性	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
4.3.1.1	放出衛星に対する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
4.3.1.1.1	弾道係数	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	2.1.5(2)項による。
4.3.1.1.2	放出解析	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	Space Surveillance Network(SSN)	—	—	—	—	—	○	—	—	2.1.2 項の寸法規定に基づき、要求を満足する。
(2)	解析方法	—	—	—	○	—	—	—	○	JAXA 側での解析実施のため、弾道係数を提示すること。
(3)	傷害予測数	○	—	—	—	○	—	—	—	JAXA 側での解析実施のため、衛星を構成する部材形状、材料、質量等を提示すること。

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(7/7)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	検査	試験	設計確認	解析	検査	試験	設計確認	
4.3.1.1.3	衛星の推進系システム	○	—	—	—	○	—	○	—	まず、衛星側にて解析を実施すること。その後、必要なデータを JAXA に提示し、JAXA 側にて確認の意図で解析を行う。
4.3.1.1.4	分離式サブコンポーネント	○	—	—	—	○	—	—	—	同上。
4.3.1.2	放出機構に対する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
4.3.1.2.1	共通要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)~(2)	放出方向および位置	○	—	—	—	NA	NA	NA	NA	衛星の設計に依存しないため、適用外。
(3)~(5)	衛星軌道	○	—	—	—	○	—	—	—	JAXA 側での解析実施のため、弾道係数を提示すること。
4.3.1.2.2	ロボットアームと放出システムを用いた放出に対する要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	放出方向ベクトル	—	—	—	—	—	○	—	—	2.1.2 項の寸法要求を満足すること。
(2)~(3)	放出速度	○	—	—	—	—	○	—	—	JAXA 側での解析実施のため、質量を提示すること。
4.3.2	スペースデブリ発生防止基準への適合性	○	—	—	—	○	—	—	—	軌道周回寿命解析および再突入解析は JAXA 側にて実施する。
5.2	許認可申請	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	無線周波数調整手続き	—	—	—	—	—	—	—	○	適用文書(9)にて規定される Input Form に基づき、JAXA が JSC Frequency Manager へ周波数使用申請を行う。また、許認可証のコピーは JAXA から NASA へ提出する。
(2)	無線局免許手続き	—	—	—	—	—	—	—	○	許認可証のコピーは JAXA から NASA へ提出する。

J-SSOD & [Satellite Name] Interface Verification Record

(For 10cm-sized Small Satellite)

Satellite Developer Name ; [Defined by Satellite Developer]

Satellite Name ; [Defined by Satellite Developer]

P/N ; [Defined by Satellite Developer]

S/N ; [Defined by Satellite Developer]

SIGNATURES / Satellite Development, Sponsor agency

NAME	DATE
Satellite Development Team (Initiate)	

NAME	DATE
Satellite Development Team (Reviewed)	

NAME	DATE
Satellite Development Team (Approved)	

NAME	DATE
Sponsor Agency (Approved)	

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (1 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
<< Mechanical Interface >>						
1.	Satellite Type	1U / 2U / 3U	1U, 2U, or 3U	N/A	N/A	Pare 2.1.2(1)
2.	Width in -Z Plane					
	a. +X Plane	mm				
	b. +Y Plane	mm				
	c. -X Plane	mm	100.0+/-0.1mm	Measurement		Para 2.1.2(2) Figure2.1.2-1, 2a~2d
	d. -Y Plane	mm				
3.	Width in +Z Plane					
	a. +X Plane	mm				
	b. +Y Plane	mm				
	c. -X Plane	mm	100.0+/-0.1mm	Measurement		Para 2.1.2(2) Figure2.1.2-1, 3a~3d
	d. -Y Plane	mm				
4.	Rails Length					
	a. Rail 1	mm (S/W or Spring)				
	b. Rail 2	mm (S/W or Spring)	[For Deployment S/W] 113.5+/-0.1mm (1U)	[For Separation Spring] 111.5+/-0.1mm (1U)	Measurement	Para 2.1.2 (3)~(5) Para 2.1.3 (1)
	c. Rail 3	mm (S/W or Spring)	227.0+/-0.1mm (2U)	225.0+/-0.1mm (2U)		Figure2.1.2-1, 4a~4d
	d. Rail 4	mm (S/W or Spring)	340.5+/-0.3mm (3U)	340.5+/-0.3mm (3U)		
5.	Rails Width					
	a. Rail 1	x mm				
	b. Rail 2	x mm				
	c. Rail 3	x mm	Min 8.5 x 8.5 mm	Measurement		Para 2.1.3(3) Figure2.1.2-1, 5a~5d
	d. Rail 4	x mm				

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (2 / 11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
6. Rails Surface Roughness						
a.	Rail 1	OK / NG	$\leq 1.6\mu\text{m (Ra)}^{(*)}$	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)		Para 2.1.3(4) Figure2.1.2-1, 6a~6d
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
<i>(*) Arithmetic average of the roughness profile.</i>						
7. Rails Edges Rounding						
a.	Rail 1	OK / NG	Min R1 mm	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)		Para 2.1.3(5) Figure2.1.2-1, 7a~7d
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
8. Rails Surface Area (+Z Plane)						
a.	Rail 1	OK / NG	Min 6.5 x 6.5 mm	Inspection (Manufacture drawing, etc.)		Para 2.1.3(6)
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
9. Rails Contact Length with J-SSOD Rail Guides						
a.	Rail 1, +X	mm	$\geq 85.1\text{mm (1U)}$ $\geq 170.3\text{mm (2U)}$ $\geq 255.4\text{mm (3U)}$	Analysis (Assessment based on Manufacture drawing, etc. is allowed.)		Para 2.1.3(7)
b.	Rail 1, -Y	mm				
c.	Rail 2, -Y	mm				
d.	Rail 2, -X	mm				
e.	Rail 3, -X	mm				
f.	Rail 3, +Y	mm				
g.	Rail 4, +Y	mm				
h.	Rail 4, +X	mm				

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (3 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
10. Rail Surface Finish						
a.	Rail 1	OK / NG	Anodized per MIL-A-8625 Type3	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)		Para 2.1.3(8)
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
11. Clearance between Rail Edges & Main Structure (Z direction)						
a.	Rail 1, +Z	mm	$\geq 7\text{mm}$	Inspection (Review of Manufacture drawing, etc.)		Para 2.1.3(2), 2.1.4(1)(2) Figure 2.1.2-1, 11a~11d
b.	Rail 2, +Z	mm				
c.	Rail 3, +Z	mm				
d.	Rail 4, +Z	mm				
e.	Rail 1, -Z	mm	$\geq 6.5\text{mm}$	Inspection (Review of Manufacture drawing, etc.)		Para 2.1.3(2), 2.1.4(1)(3) Figure 2.1.2-1, 11e~11h
f.	Rail 2, -Z	mm				
g.	Rail 3, -Z	mm				
h.	Rail 4, -Z	mm				
12. Rails Perpendicularity against +Z Plane						
a.	Rail 1, +X	OK / NG	$\leq 0.2\text{mm}$	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)		Para 2.1.3(2) Figure 2.1.2-1, 12a~12h
b.	Rail 1, -Y	OK / NG				
c.	Rail 2, -Y	OK / NG				
d.	Rail 2, -X	OK / NG				
e.	Rail 3, -X	OK / NG				
f.	Rail 3, +Y	OK / NG				
g.	Rail 4, +Y	OK / NG				
h.	Rail 4, +X	OK / NG				

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (4 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
13.	Rails Perpendicularity against +Y Plane					
	a.	Rail 1, +X	OK / NG	$\leq 0.2\text{mm}$	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)	Para 2.1.3(2) Figure 2.1.2-1, 13a~13d
	b.	Rail 2, -X	OK / NG			
	c.	Rail 3, -X	OK / NG			
	d.	Rail 4, +X	OK / NG			
14.	Rails Parallelism to +Y Plane					
	a.	Rail 1, -Y	OK / NG	$\leq 0.2\text{mm}$	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)	Para 2.1.3(2) Figure 2.1.2-1, 14a~14b
	b.	Rail 2, -Y	OK / NG			
15.	Rail Edges Flatness on +Z Plane					
	a.	Rail 1	OK / NG	$\leq 0.2\text{mm}$	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)	Para 2.1.3(2) Figure 2.1.2-1, 15a~15d
	b.	Rail 2	OK / NG			
	c.	Rail 3	OK / NG			
	d.	Rail 4	OK / NG			
16.	Envelope (*2)		<i>(*2) Dynamic deformation shall be considered.</i>			
	a.	+X Plane	mm	$\leq 6.5\text{mm}$	Measurement (or Inspection)	Para 2.1.4 (1)&(4) Figure 2.1.4-1, 16a~16d
	b.	+Y Plane	mm			
	c.	-X Plane	mm			
	d.	-Y Plane	mm			
	e.	+Z Plane	mm	$\geq 0.5\text{mm}$ from rail surfaces (+Z).	Measurement (or Inspection)	Para 2.1.4 (1)&(2) Figure 2.1.4-1, 16e
	f.	-Z Plane	OK / NG	No protrusion from rail surfaces (-Z).	Inspection	Para 2.1.4 (1)&(3) Figure 2.1.4-1, 16f
	g.	Constraints on deployable components	OK / NG	Any deployable components shall be constrained by the satellite itself. The J-SSOD rails and walls shall not be used to constrain these deployables.	Review of Design	Para 2.1.4 (5)

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (5 / 11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
17.	Mass Properties					
a.	Mass	Kg	0.13 ~ 1.33kg/1U	Measurement		Para 2.1.5(1)
b.	Ballistic Number	kg/m ²	≤ 100 kg/m ²	Analysis		Para 2.1.5(2)
c.	Center of Gravity	OK / NG	Within a sphere of 2 cm from the satellite geometric center.	Analysis (or Test)		Para 2.1.5(3)
18.	Separation Spring (1U & 2U Only)					
a.	Location	Option #	Option 1 or Option 2	Inspection (Manufacture drawing, etc.)		Para 2.1.6(1) Figure 2.1.6-2, 18a
b.	Parts Number	OK / NG	IA P/N: 251D939002-1	Inspection (Manufacture drawing, etc.)		Para 2.1.6(1)
c.	Positional Tolerance	mm	≤ 0.3 mm (Basis: 4.25mm from rail surfaces)	Inspection (Manufacture drawing, etc.)		Para 2.1.6(1) Figure 2.1.6-2, 18c
19.	Accessibility	OK / NG	Accessible thru Access Window at either -Y or +X plane if required after the installation into the J-SSOD Satellite Install Case.	Inspection (Manufacture drawing, etc.), Fit Check with J-SSOD		Para 2.1.7(2)
20.	Structural Strength					
a.	Main Structure Strength	OK / NG	A satellite shall have a sufficient structural strength with a necessary safety margin through the ground operation, testing, ground handling, and on-orbit operations.	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 2.1.8(1)
b.	Rails Strength	OK / NG	Each rail shall have a sufficient structural strength with 46.6 N of a combined load of the preload and the spring load by the main spring.	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 2.1.8(2)
21.	Stiffness	Hz	Minimum fundamental frequency ≥ 100 [Hz]	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 2.1.9

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (6 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
<< Electrical Interface >>						
22. Deployment Switches						
a.	Location	Option #	Option 1 or Option 2	Inspection (Drawing order, etc.)		Para 2.2.1(1) Figure 2.1.6-2, 22a
b.	Function Test	OK / NG	Satellite shall not be activated when either of two switches remains depressed, i.e. 0.75mm max. from the rail standoff surface.	Function Test		Para 2.2.1(2) Figure 2.2.1-1, 22b
c.	Stroke	mm	$\leq 2.0\text{mm}$	Function Test		Para 2.2.1(4) Figure 2.2.1-1, 22c
d.	Force	N	$\leq 3\text{N}$	Function Test		Para 2.2.1(5)
23. RBF Pin						
a.	Accessibility	-Ys / +Xs	RBF pin shall be accessible thru Access Window at either -Ys or +Xs plane if required after the installation into the J-SSOD Satellite Install Case.	Inspection (Manufacture drawing, etc.), Fit Check with J-SSOD		Para 2.2.2(1)
b.	Function Test	OK / NG	RBF pin shall cut all power to the satellite once it is inserted into the satellite.	Function Test		Para 2.2.2(2)
c.	Envelope	mm	Protrudes $\leq 6.5\text{mm}$	Inspection (Manufacture drawing, etc.), Fit Check		Para 2.2.2(3)
d.	Tether	OK / NG	- Tether shall be attached to the RBF pin. - A satellite shall be loaded into the J-SSOD Satellite Install Case with the tether attached.	Inspection (Manufacture drawing, etc.)		Para 2.2.2(4)
24. Bonding						
		-Ys / +Xs	The bonding interface shall be accessible thru Access Window at either -Ys or +Xs plane.	Inspection (Drawing order, etc.)		Para 2.2.3(1)

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (7 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
<< Operational Requirements >>						
25.	Maximum Stowage Duration	OK / NG	Maximum stowage duration shall assume the max stowage duration may be about 1 year.	Review of Design ^{(*)3}		Para 2.3(1)
26.	On-orbit Maintenance Limitation	OK / NG	On-orbit maintenance limitation will not plan any activation, checkout, or maintenance after the delivery.	Review of Design ^{(*)3}		Para 2.3(2)
27.	Cold Launch Requirements	OK / NG	A satellite shall have a capability to survive in the cold launch environment (i.e. w/o power).	Review of Design ^{(*)3}		Para 2.3(3)
<i>(*)3 It is allowed to describe a rationale in "Evidence document" instead of providing a document.</i>						
28.	Minimum Time until Appendage Deployment & RF Radiation					
a.	Timer Setting	OK / NG	\geq 30 minutes	Function Test		Para 2.3 (4)&(5)
b.	Function Test	OK / NG	Whenever either of two deployment switches is re-depressed, the timer shall be reset.	Function Test		Para 2.3 (4)&(5)
29.	Limitation of the satellite deployment window	OK / NG	A satellite deployment window shall not be restricted by a satellite design. If limitation of the satellite deployment window exists, a satellite developer shall coordinate with JAXA.	Review of Design		Para 2.3(6)
<< Environmental Requirements >>						
30.	Random Vibration and Acceleration					
a.	Quasi-static Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(a)	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 2.4.1 (a)
b.	Random Vibration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(b)	Test (Vibration Test Report)		Para 2.4.1 (b)

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (8 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
31.	On-orbit Acceleration					
a.	On-orbit Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(a)	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 2.4.2 (a)
b.	Acceleration induced by JEMRMS Emergency-Stop	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(b)	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 2.4.2 (b)
32.	Pressure Environment					
a.	Pressure	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.3(a)	Review of Design ^{(*)5}		Para 2.4.3 (a)
b.	Depressurization Rate	m ^{(*)4}	If V/A ≤ 50.8m (2000inch), analysis is not needed. If V/A > 50.8m (2000inch), Stress Analysis Report is needed.	Analysis (Stress Analysis Report, if necessary)		Para 2.4.3 (b)
		<i>(*)4 Please fill in V/A.</i>	<i>(*)5 It is allowed to write the purport of no problem in "Evidence document" instead of providing a document.</i>			
33.	Thermal Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.4.	Test (Thermal Test Report)		Para 2.4.4
34.	Humidity Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.5.	Review of Design ^{(*)5}		Para 2.4.5
35.	Out-gassing	OK / NG	Rating "A" materials shall be used for a satellite.	Inspection (MIUL, MUA)		Para 2.5
<< Safety Requirements >>						
36.	Safety Assessment Analysis					
a.	On-orbit Safety	OK / NG	A satellite provider shall conduct safety analysis and submit SAR. Necessary inspections and tests for safety assessment shall be also conducted.	Analysis, Test, Inspection (Phase III approved SAR)		para 3.2.1
b.	Launch Site & Vehicle Safety	OK / NG	A satellite provider shall submit ATV/HTV/KSC Form 100 check list for launch site & vehicle safety assessment.	Analysis, Test, Inspection (ATV/HTV/KSC Form 100 check list)		para 3.2.1

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (8 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
37. Envelope						
	Contact surface of the deployable components	mm	If any deployable components make contact with the inside wall of the J-SSOD Satellite Install Case in their unintentional deployment, the contact surface of the deployable components shall have <u>more than 1mm thickness.</u>	Inspection		Para 2.1.4 (6)
38. RF						
(1)	Frequency and Current Limit	mA	If downlink frequency below 110 MHz is used, maximum current in the circuits shall not exceed 50 mA.	Test		Para 2.2.4 (1)
(2)	Allowable RF Radiation Levels	uV/m Hz	RF radiation levels shall not exceed values of Table 2.2.4-1.	Test		Para 2.2.4 (2)

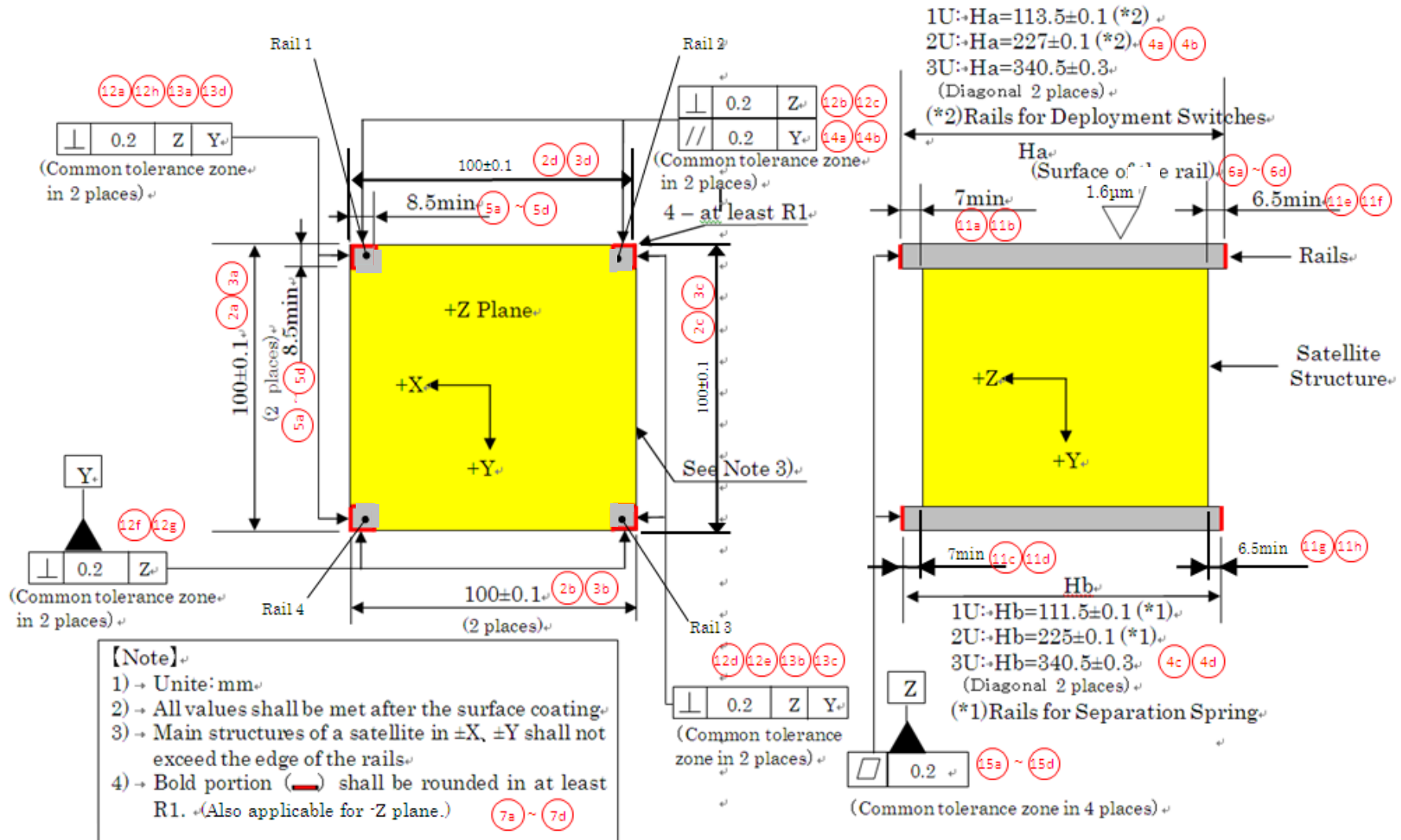
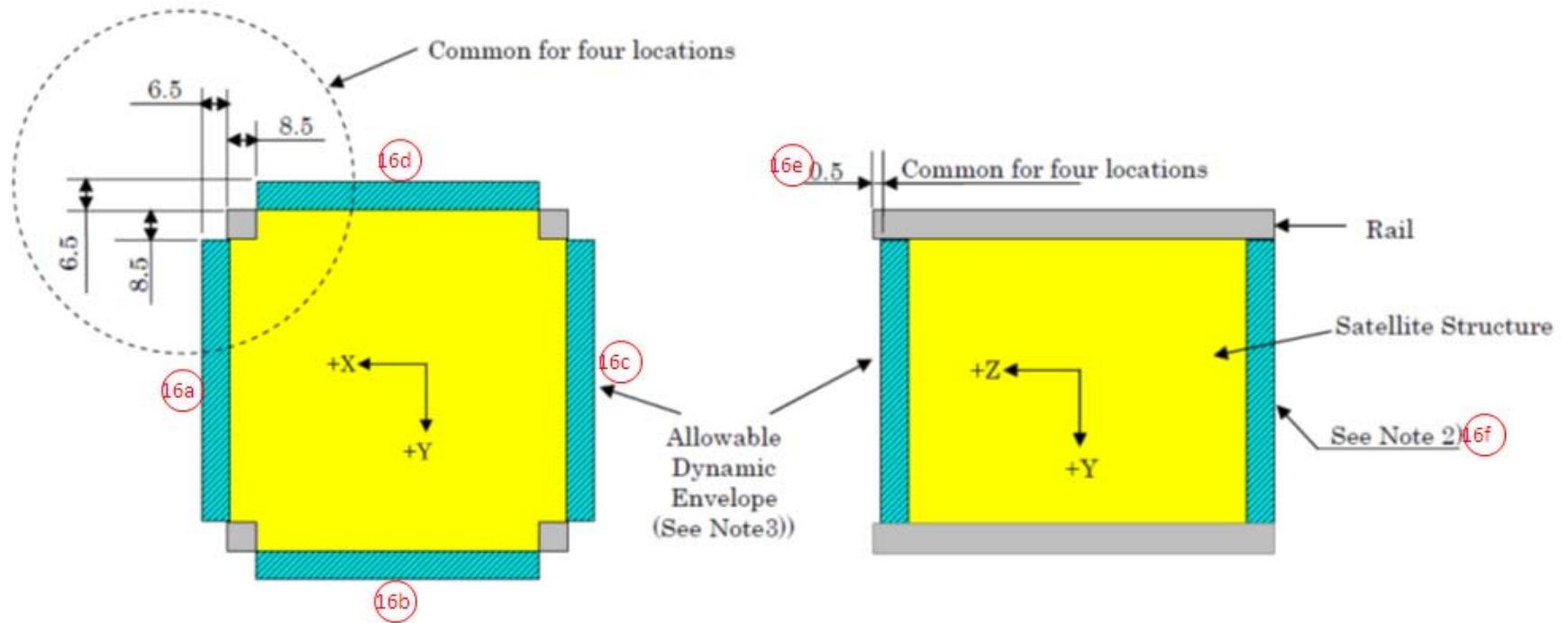
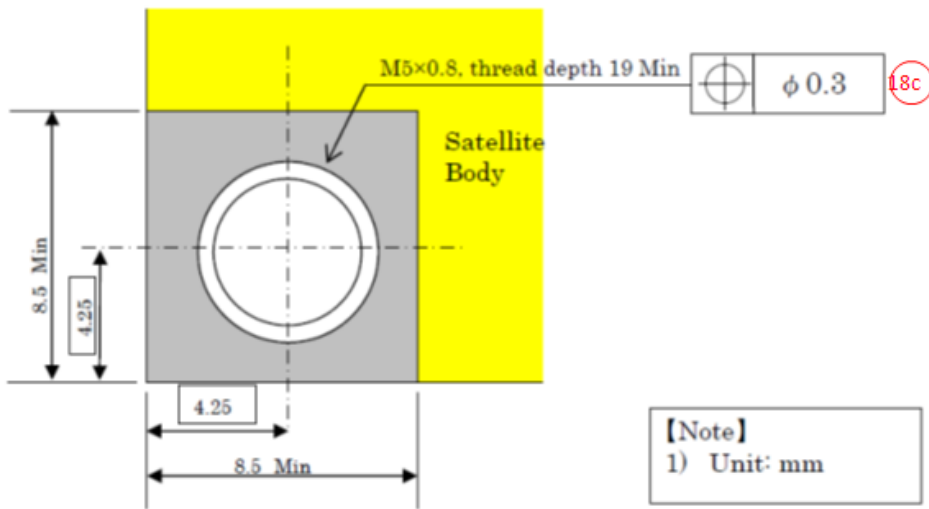
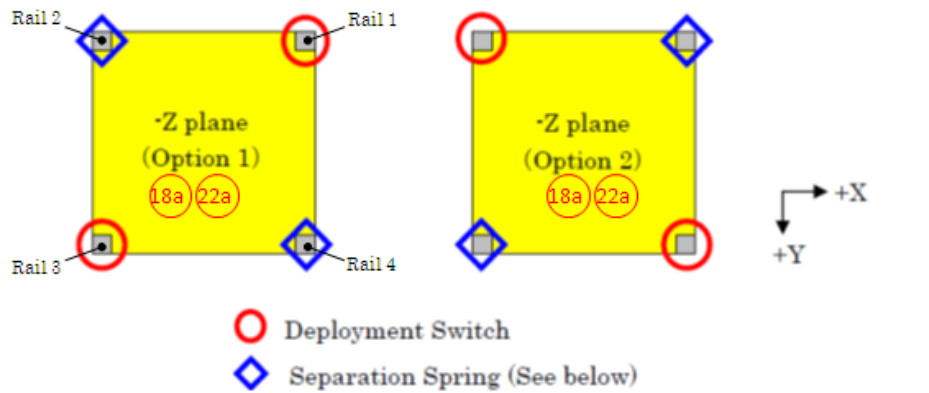


Figure 2.1.2-1 Dimensional Requirements for Satellite



- [Note]**
- 1) Unit: mm
 - 2) Any components shall be recessed from the edge of the -Z rail ends.
 - 3) All external components shall be within the dynamic envelope.

Figure 2.1.4-1 Allowable Dynamic Envelope



Detail Information for Separation Spring Interface

Figure 2.1.6-2 Location of Separation Spring and Deployment Switch

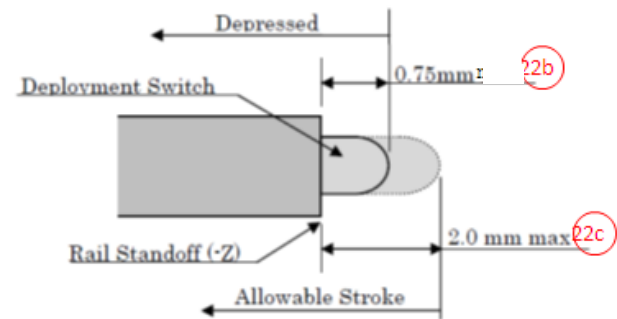


Figure 2.2.1-1 Depressed Condition and Allowable Stroke of Deployment Switches

J-SSOD & [Satellite Name] Interface Verification Record

(For 50cm-sized Small Satellite)

Satellite Developer Name ; [Defined by Satellite Developer]
Satellite Name ; [Defined by Satellite Developer]
P/N ; [Defined by Satellite Developer]
S/N ; [Defined by Satellite Developer]

SIGNATURES / Satellite Development, Sponsor agency

NAME	DATE
Satellite Development Team (Initiate)	

NAME	DATE
Satellite Development Team (Reviewed)	

NAME	DATE
Satellite Development Team (Approved)	

NAME	DATE
Sponsor Agency (Approved)	

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (1 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
<< Mechanical Interface >>						
1.	Satellite Type	N/A	-	-	-	Para 3.1.2(1)
2.	Width in -Z Plane					
a.	+X Plane	mm	350.0+/-0.5mm	Measurement		Para 3.1.2(2) (3) Figure3.1.2-1, 2a~2d
b.	-X Plane	mm				
c.	+Y Plane	mm	550.0+/-0.5mm			
d.	-Y Plane	mm				
3.	Width in +Z Plane					
a.	+X Plane	mm	350.0+/-0.5mm	Measurement		Para 3.1.2(2) (3) Figure3.1.2-1, 3a~3d
b.	-X Plane	mm				
c.	+Y Plane	mm	550.0+/-0.5mm			
d.	-Y Plane	mm				
4.	Rails Length					
a.	Rail 1	mm	550.0+/-0.25mm	Measurement		Para 3.1.2 (1) Para 3.1.2 (4) Figure3.1.2-1, 4a~4d
b.	Rail 2	mm				
c.	Rail 3	mm				
d.	Rail 4	mm				
5.	Rails Width					
a.	Rail 1	x mm	Min 17 x 17 mm	Measurement		Para 3.1.3(3) Figure3.1.2-1, 5a~5d
b.	Rail 2	x mm				
c.	Rail 3	x mm				
d.	Rail 4	x mm				

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (2 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
6. Rails Surface Roughness						
a.	Rail 1	OK / NG	$\leq 1.6\mu\text{m (Ra)}^{(*)}$	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)		Para 3.1.3(4) Figure5.1.2-1, 6a~6d
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
<i>(*) Arithmetic average of the roughness profile.</i>						
7. Rails Edges Rounding						
a.	Rail 1	OK / NG	R1.5 mm+/-0.5mm	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)		Para 3.1.3(5) Figure5.1.2-1, 7a~7d
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
8. Rails Surface Area (+Z Plane)						
a.	Rail 1	N/A	-	-	-	-
b.	Rail 2	N/A				
c.	Rail 3	N/A				
d.	Rail 4	N/A				
9. Rails Contact Length with J-SSOD Rail Guides						
a.	Rail 1, +X	mm	$\geq 412.5\text{mm}$	Analysis (Assessment based on Manufacture drawing, etc. is allowed.)		Para 3.1.3(7)
b.	Rail 1, -Y	mm				
c.	Rail 2, -Y	mm				
d.	Rail 2, -X	mm				
e.	Rail 3, -X	mm				
f.	Rail 3, +Y	mm				
g.	Rail 4, +Y	mm				
h.	Rail 4, +X	mm				

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (3 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
10. Rail Surface Finish						
a.	Rail 1	OK / NG	Anodized per MIL-A-8625 Type3	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)		Para 3.1.3(8)
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
11. Clearance between Rail Edges & Main Structure (Z direction)						
a.	Rail 1, +Z	mm	$\geq 0.5\text{mm}$	Inspection (Review of Manufacture drawing, etc.)		Para 3.1.3(2), 3.1.4(1)(2) Figure 3.1.2-1,11a~11d
b.	Rail 2, +Z	mm				
c.	Rail 3, +Z	mm				
d.	Rail 4, +Z	mm				
e.	Rail 1, -Z	mm	$\geq 0.5\text{mm}$	Inspection (Review of Manufacture drawing, etc.)		Para 3.1.3(2), 3.1.4(1)(3) Figure 3.1.2-1,11e~11h
f.	Rail 2, -Z	mm				
g.	Rail 3, -Z	mm				
h.	Rail 4, -Z	mm				
12. Rails Perpendicularity against +Z Plane						
a.	Rail 1, +X	OK / NG	$\leq 0.5\text{mm}$	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)		Para 3.1.3(2) Figure 3.1.2-1,12a~12h
b.	Rail 1, -Y	OK / NG				
c.	Rail 2, -Y	OK / NG				
d.	Rail 2, -X	OK / NG				
e.	Rail 3, -X	OK / NG				
f.	Rail 3, +Y	OK / NG				
g.	Rail 4, +Y	OK / NG				
h.	Rail 4, +X	OK / NG				

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (4 / 11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference	
13.	Rails Perpendicularity against +Y Plane						
	a.	Rail 1, +X	OK / NG	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)	Para 3.1.3(2) Figure 3.1.2-1,13a~13d		
	b.	Rail 2, -X	OK / NG				
	c.	Rail 3, -X	OK / NG				
	d.	Rail 4, +X	OK / NG				
			$\leq 0.5\text{mm}$				
14.	Rails Parallelism to +Y Plane						
	a.	Rail 1, -Y	OK / NG	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)	Para 3.1.3(2) Figure 3.1.2-1,14a~14b		
	b.	Rail 2, -Y	OK / NG				
			$\leq 0.5\text{mm}$				
15.	Rail Edges Flatness on +Z Plane						
	a.	Rail 1	OK / NG	Inspection (Machine work order, Inspection report, etc.)	Para 3.1.3(2) Figure 3.1.2-1,15a~15d		
	b.	Rail 2	OK / NG				
	c.	Rail 3	OK / NG				
	d.	Rail 4	OK / NG				
			$\leq 0.5\text{mm}$				
16.	Envelope (*2)		(*2) Dynamic deformation shall be considered.				
	a.	+X Plane		mm	$\leq 6.5\text{mm}$	Measurement (or Inspection)	Para 3.1.4 (1)&(4) Figure 3.1.4-1,16a~16d
	b.	+Y Plane		mm			
	c.	-X Plane		mm			
	d.	-Y Plane		mm			
	e.	+Z Plane		mm	$\geq 0.5\text{mm}$ from rail surfaces (+Z).	Measurement (or Inspection)	Para 3.1.4 (1) (2) Figure 3.1.4-1, 16e
	f.	-Z Plane		OK / NG	No protrusion from rail surfaces (-Z).	Inspection	Para 3.1.4 (1) Figure 3.1.4-1, 16f
	g.	Constraints on deployable components		OK / NG	Any deployable components shall be constrained by the satellite itself. The J-SSOD rails and walls shall not be used to constrain these deployables.	Review of Design	Para 3.1.4 (5)

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (5 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
17.	Mass Properties					
a.	Mass	Kg	$\leq 50\text{kg}$	Measurement		Para 3.1.5(1)
b.	Ballistic Number	kg/m ²	$\leq 100 \text{ kg/m}^2$	Analysis		Para 3.1.5(2)
c.	Center of Gravity	OK / NG	Within a sphere of 2 cm from the satellite geometric center.	Analysis (or Test)		Para 3.1.5(3)
18.	Separation Spring (1U & 2U Only)					
a.	Location	N/A	-	-	-	-
b.	Parts Number	N/A	-	-	-	-
c.	Positional Tolerance	N/A	-	-	-	-
			-	-	-	-
19.	Accessibility	- - - -				
20.	Structural Strength					
a.	Main Structure Strength	OK / NG	A satellite shall have a sufficient structural strength with a necessary safety margin through the ground operation, testing, ground handling, and on-orbit operations.	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 3.1.8(1)
b.	Rails Strength	OK / NG	Each rail shall have a sufficient structural strength with 46.6 N of a combined load of the preload and the spring load by the main spring.	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 3.1.8(2)
21.	Stiffness	Hz	Minimum fundamental frequency ≥ 100 [Hz]	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 3.1.9

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (6 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
<< Electrical Interface >>						
22. Deployment Switches						
a.	Location	Option #	Option 1 or Option 2	Inspection (Drawing order, etc.)		Para 3.2.1(1) Figure 3.2.1-1, 22a
b.	Function Test	OK / NG	Satellite shall not be activated when either of two switches remains depressed, i.e. 1.25mm max. from the rail standoff surface.	Function Test		Para 3.2.1(2) Figure 3.2.1-2, 22b
c.	Stroke	N/A				
d.	Force	N/A				
23. RBF Pin						
a.	Accessibility	N/A				
b.	Function Test	N/A				
c.	Envelope	N/A				
d.	Tether	N/A				
24. Bonding						
		N/A				

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (7 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
<< Operational Requirements >>						
25.	Maximum Stowage Duration	OK / NG	Maximum stowage duration shall assume the max stowage duration may be about 1 year.	Review of Design ^{(*)3}		Para 3.3(1)
26.	On-orbit Maintenance Limitation	OK / NG	On-orbit maintenance limitation will not plan any activation, checkout, or maintenance after the delivery.	Review of Design ^{(*)3}		Para 3.3(2)
27.	Cold Launch Requirements	OK / NG	A satellite shall have a capability to survive in the cold launch environment (i.e. w/o power).	Review of Design ^{(*)3}		Para 3.3(3)
<i>(*)3 It is allowed to describe a rationale in "Evidence document" instead of providing a document.</i>						
28.	Minimum Time until Appendage Deployment & RF Radiation					
a.	Timer Setting	OK / NG	\geq 30 minutes	Function Test		Para 3.3 (4)(5)
b.	Function Test	OK / NG	Whenever either of two deployment switches is re-depressed, the timer shall be reset.	Function Test		Para 3.3 (4)(5)
29.	Limitation of the satellite deployment window	OK / NG	A satellite deployment window shall not be restricted by a satellite design. If limitation of the satellite deployment window exists, a satellite developer shall coordinate with JAXA.	Review of Design		Para 3.3(6)
<< Environmental Requirements >>						
30.	Random Vibration and Acceleration					
a.	Quasi-static Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(a)	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 3.4.1 (a)
b.	Random Vibration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(b)	Test (Vibration Test Report)		Para 3.4.1 (b)

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (8 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
31.	On-orbit Acceleration					
a.	On-orbit Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(a)	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 3.4.2 (a)
b.	Acceleration induced by JEMRMS Emergency-Stop	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(b)	Analysis (Stress Analysis Report)		Para 3.4.2 (b)
32.	Pressure Environment					
a.	Pressure	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.3(a)	Review of Design ^{(*)5}		Para 3.4.3 (a)
b.	Depressurization Rate	m ^{(*)4}	If V/A ≤ 50.8m (2000inch), analysis is not needed. If V/A > 50.8m (2000inch), Stress Analysis Report is needed.	Analysis (Stress Analysis Report, if necessary)		Para 3.4.3 (b)
		<i>(*)4 Please fill in V/A.</i>	<i>(*)5 It is allowed to write the purport of no problem in "Evidence document" instead of providing a document.</i>			
33.	Thermal Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.4.	Test (Thermal Test Report)		Para 3.4.4
34.	Humidity Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.5.	Review of Design ^{(*)5}		Para 3.4.5
35.	Out-gassing	OK / NG	Rating "A" materials shall be used for a satellite.	Inspection (MIUL, MUA)		Para 3.5
<< Safety Requirements >>						
36.	Safety Assessment Analysis					
a.	On-orbit Safety	OK / NG	A satellite provider shall conduct safety analysis and submit SAR. Necessary inspections and tests for safety assessment shall be also conducted.	Analysis, Test, Inspection (Phase III approved SAR)		para 3.2.1
b.	Launch Site & Vehicle Safety	OK / NG	A satellite provider shall submit ATV/HTV/KSC Form 100 check list for launch site & vehicle safety assessment.	Analysis, Test, Inspection (ATV/HTV/KSC Form 100 check list)		para 3.2.1

J-SSOD / Satellite Interface Verification Record (8 /11)

Document No. [Defined by Satellite Developer]

No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
37.	Envelope					
	Contact surface of the deployable components	N/A				
38.	RF					
(1)	Frequency and Current Limit	mA	If downlink frequency below 110 MHz is used, maximum current in the circuits shall not exceed 50 mA.	Test		Para 3.2.4 (1)
(2)	Allowable RF Radiation Levels	uV/m Hz	RF radiation levels shall not exceed values of Table 2.2.4-1.	Test		Para 3.2.4 (2)

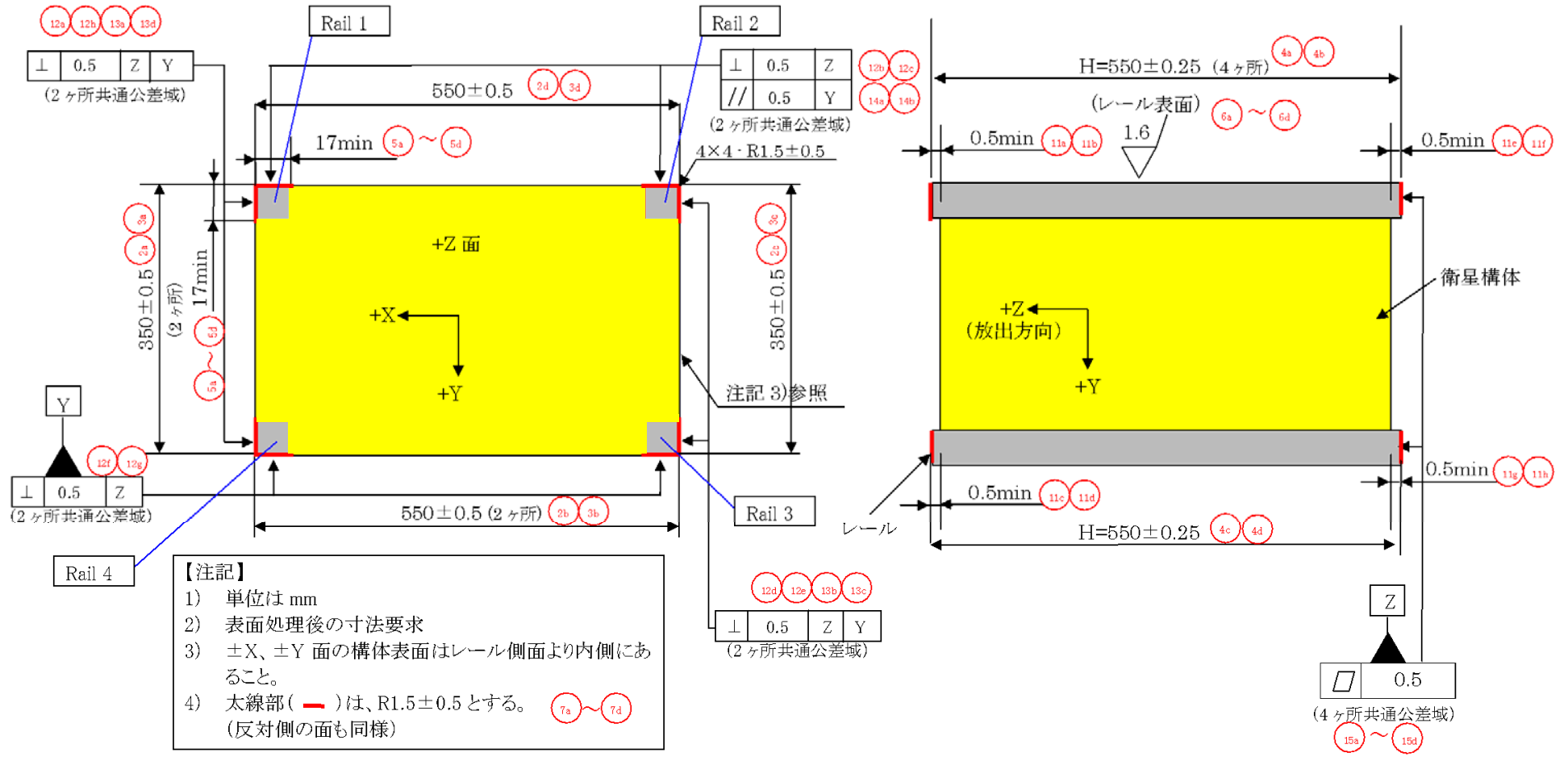
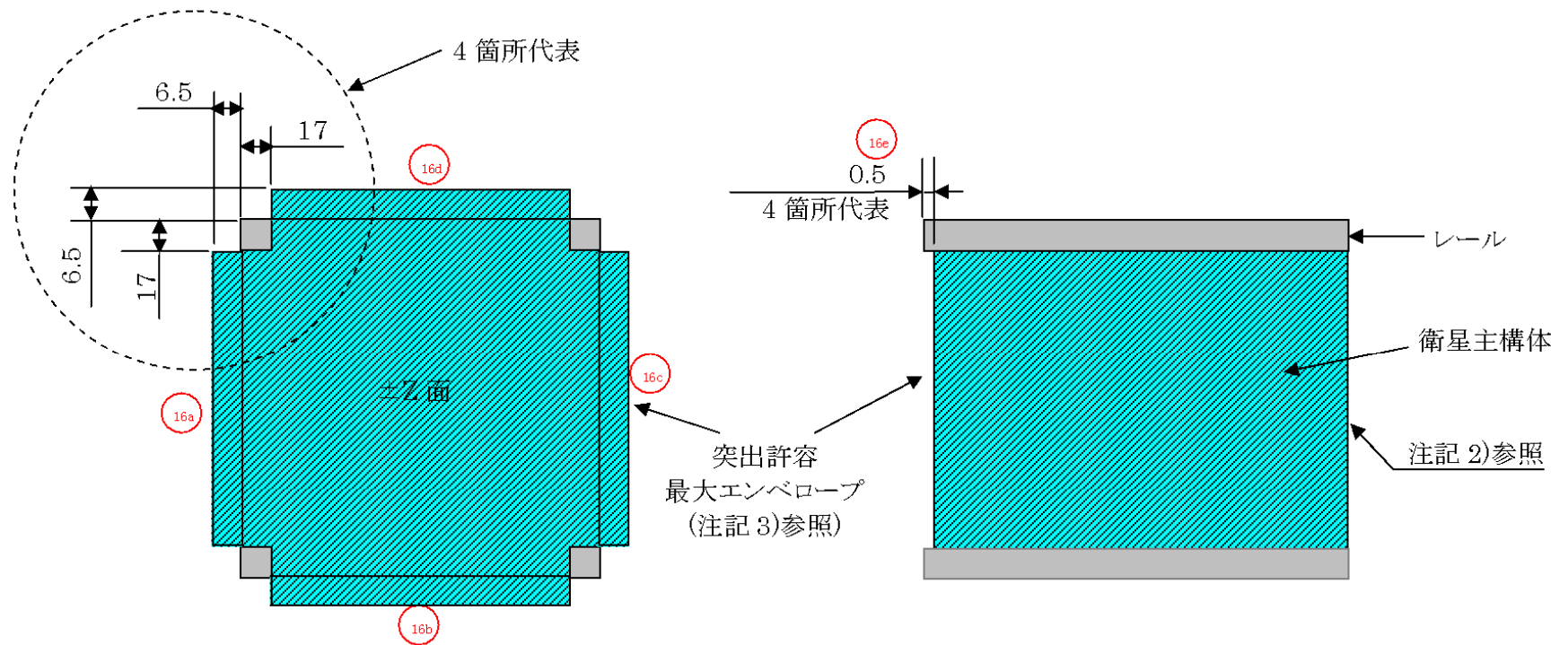


図 3.1.2-1 50 cm級衛星 放出衛星寸法インタフェース要求



- 【注記】**
- 1) 単位は mm
 - 2) レール-Z 端面より内側にあること。
 - 3) いかなる突出もこの領域内に収まること

図 3.1.4-1 50 cm級衛星に対する許容エンベロップ

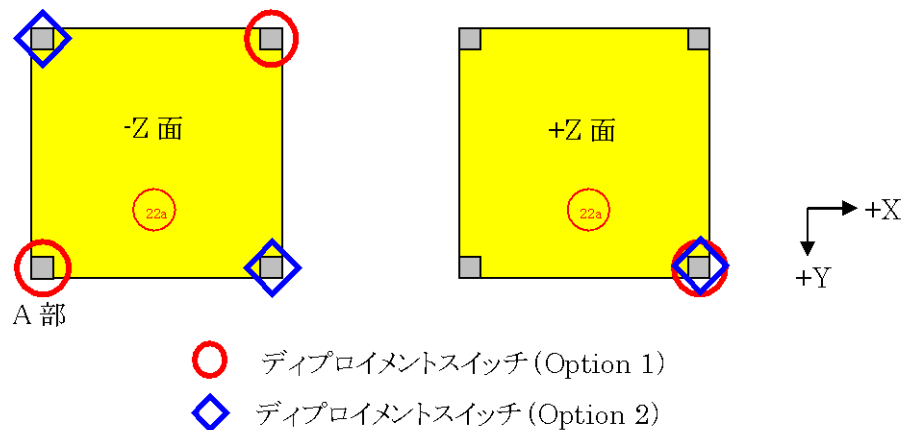


図 3.2.1-1 デプロイメントスイッチ設置位置

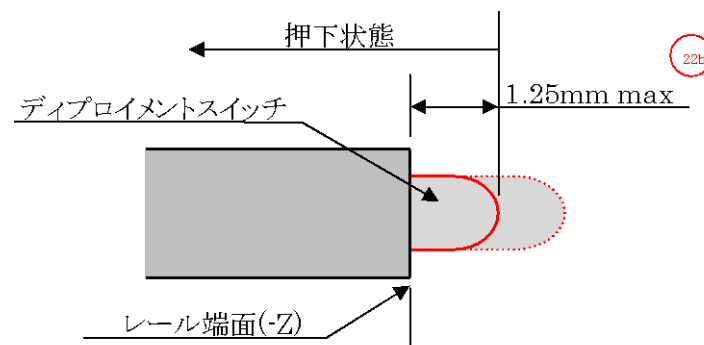


図 3.2.1-2 デプロイメントスイッチ押下状態と稼働ストロークの説明

10. 添付 E: 略語集

ATV: Automated Transfer Vehicle
BN: Ballistic Number
Cd: Coefficient of Drag
CIL: Critical Item List
C/O: Check-Out
CTB: Common Transfer Bag (打上げ用ソフトバッグ)
EMC: Electromagnetic Compatibility (電磁適合性)
EMGF: Electrical and Mechanical Grapple Fixture(電気コネクタ付き JEMRMS 把持部)
FMEA: Failure Mode Effect Analysis (故障モード及び影響解析)
FT: Fault Tolerant (故障耐性)
HTV: H-II B Transfer Vehicle (このとおり)
ICS: Inter-Communication System (衛星間通信システム)
IP: International Partner
ISS: Internatioanl Space Station
IVA: Intra-Vehicular Activity (船内活動)
JEM: Japanese Experiment Module (きぼう)
JEMRMS: JEM Remote Manipulator System
J-SSOD: JEM Small Satellite Orbital Deployer (超小型衛星放出機構)
MAPTIS: Materials And Processes Technical Information System
MS: Margin of Safety(安全余裕)
MSDS: Material Safety Data Sheet (化学物質安全性データシート)
RBF: Remove Before Flight
RF: Radio Frequency (電波)
SAR: Safety Analysis Report
SSN: Space Surveillance Network
SpX: Space-X Dragon
TBD: To Be Determined (未定事項)
TML: Total Mass Loss
VCM: Volatile Condensable Material
VV: Velocity Vector

1. 本入力シートへの記入のお願いと使用目的

ISSに搭載され(あるいはISS近傍にて)RFの送受信を行う機器は、機器間の電波干渉を回避するためにNASAジョンソンスペースセンターのJSC Frequency Managerにより使用周波数が管理されています。

JEM衛星放出機構から放出される小型衛星(Cubesat)についても、上記管理対象となるため、JSCに対する使用周波数の申請および申請周波数に対するJSC Frequency Managerの使用承認が必要となります。

JSC Frequency Managerへの申請はJAXAにて行いますが、申請に必要な情報を本入力シートに記入してJAXAへ提出願います。

2. 入力フォームへの記入上の注意

・入力フォーム(エクセルファイル)は、以下の3つの情報入力シートで構成されます。

- (1) GENERAL SYSTEM INFORMATION
- (2) TRANSMITTER(TX)INFORMATION
- (3) RECEIVER (RX) INFORMATION

・上記全てのシートへ「英文」にて記入願います。

・衛星(SYSTEM)が複数の送受信機を備える場合、送受信機それぞれの台数分だけ(2),(3)のシートを記入者にてコピー戴き、Transmitter Info(1),Transmitter Info(2),...
Receiver Info(1), Receiver Info(2),...

として同一入力フォーム(エクセルファイル)に保管願います。

以上

JSC Frequency Authorization Input Form

GENERAL SYSTEM INFORMATION	
1	System Name:
2	System Description:
3	System Intended Use:
4	Activation Date (mm/dd/yyyy):

JSC Frequency Authorization Input Form

TRANSMITTER INFORMATION	
5	Frequency (Upper): [MHz]
6	Frequency (Lower): [MHz]
7	Transmit Power [W]
8	TX Manufacturer/Model No
9	TX Antenna Manufacturer
10	Circuit Loss [dB]
11	<p>Antenna Type</p> <p>Select Antenna type from followings:</p> <ul style="list-style-type: none"> •Dipole •Helix •Horn •Loop •Monopole •Patch •Phased_Array •Reflector •Slot •Spiral •Other
12	Antenna Gain [dBi]
13	<p>Antenna Polarization</p> <p>Select Polarization type from followings:</p> <ul style="list-style-type: none"> •Horizontal •Left_Handed_Elliptical •Right_Handed_Elliptical •Vertical •Other
14	Antenna Axial Ratio: [dB]
15	Antenna Location [衛星構体上であれば、衛星名(System Name)を記入]
16	<p>Data Rate (Digital) or Bandwidth (Analog):</p> <p>[Mbps for Digital] or [MHz for Analog]</p> <p>For Spread Spectrum System, enter the data rate in Mcps:</p> <p>[Mcps]</p>
17	<p>Modulation Scheme:</p> <p>Select Modulation Scheme from followings:</p> <ul style="list-style-type: none"> •AM •ASK •BPSK •FM •FSK •GMSK •MSK •QAM •QPSK •Other <p>For Analog FM</p> <p>Modulation Index:</p> <p>Deviation: [MHz]</p> <p>Max.Mod.Freq [MHz]</p>
18	<p>Emission Bandwidth:</p> <p>-3dB: [MHz]</p> <p>-20dB: [MHz]</p> <p>-40dB: [MHz]</p> <p>-60dB: [MHz]</p>
19	<p>Transmission Bandwidth:</p> <p>-3dB: [MHz]</p> <p>-20dB: [MHz]</p> <p>-40dB: [MHz]</p> <p>-60dB: [MHz]</p>

JSC Frequency Authorization Input Form

RECEIVER (RX) INFORMATION		
20	Frequency (Upper):	[MHz]
21	Frequency (Lower):	[MHz]
22	RX Manufacturer/Model No	
23	RX Antenna Manufacturer	
24	Circuit Loss:	[dB]
25	Antenna Type:	Select Antenna type from followings: ・Dipole ・Helix ・Horn ・Loop ・Monopole ・Patch ・Phased_Array ・Reflector ・Slot ・Spiral ・Other
26	Antenna Gain:	[dBi]
27	Antenna Polarization:	Select Polarization type from followings: ・Horizontal ・Left_Handed_Elliptical ・Right_Handed_Elliptical ・Vertical ・Other
28	Antenna Axial Ratio:	[dB]
29	Receiver Noise Figure:	[dB]
30	Receiver Noise Temperature	[dBK]
31	Antenna Location	[衛星構体上であれば、衛星名(System Name)を記入]
32	RF Selectivity:	-3dB: [MHz] -20dB: [MHz] -40dB: [MHz] -60dB: [MHz]