

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ーフェース管理仕様書

E 版 2023 年 3 月

D 版 2020 年 5 月

C 版 2017 年 12 月

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

署名欄

有人宇宙技術センター センター長

酒井 純一

E版 2023年 3月 23日

ファンクションマネージャ
(きぼうシステムインテグレーション(船外))

和田 勝

品質管理担当者
(きぼうシステムインテグレーション(船外))

渡辺 英幸

安全管理担当者
(きぼうシステムインテグレーション(船外))

山口 正光ピヨトル

計画予算管理/コンフィギュレーション管理担当者

吉岡 奈紗

署名欄

有人システム安全・ミッション保証室長

小林 亮二

E版 2023年 2月 24日

署名欄

きぼう利用センター長

白川 正輝

E版 2023年 3月 23日

有効ページ一覧表

<u>ページ</u>	<u>有効ページ</u>
4	E-1
12	E-1
15	E-2
17	E-2
B-3	E-1
D1-5	E-2
D2-5	E-2

上記ページ以外

Rev.E

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ー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 50 cm 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ーフェース要求の変更・追加	
C 版	2017/12	第 7 回放出ミッションまでの結果および 6U サイズ超小型衛星放出ミッション対応放出機構の仕様追加に伴うインターフェース要求の変更・追加	
D 版	2020/5	全面改訂 軌道上装填型衛星放出機構の追加に伴うインターフェース要求の追加	
E 版	2023/2	全面改訂 第 20 回放出ミッションまでの結果に伴うインターフェース要求の変更・追加 添付 D 全面改訂 添付 G、H 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	3
2. 10cm 級衛星に対するインターフェース設計要求	4
2.1 機械インターフェース要求	4
2.1.1 座標定義(軸のみ)	4
2.1.2 寸法要求	6
2.1.3 レールに関する要求	7
2.1.4 エンベロープに関する要求	8
2.1.5 質量特性に関する要求	11
2.1.6 セパレーションスプリング	12
2.1.7 アクセス窓	12
2.1.8 強度要求	12
2.1.9 剛性要求	12
2.2 電気的インターフェース要求	13
2.2.1 ディプロイメントスイッチ	13
2.2.2 地上作業用ピン	16
2.2.3 欠番	16
2.2.4 RF	16
2.2.5 欠番	16
2.3 運用上の要求事項	16
2.4 環境条件インターフェース要求	17
2.4.1 振動、加速度環境	17
2.4.2 ISS における軌道上加速度	17
2.4.3 圧力環境	17
2.4.4 熱環境	18
2.4.5 湿度環境	18
2.5 外部汚染防止	18
3 50 cm級衛星に対するインターフェース設計要求	19
3.1 機械インターフェース要求	19
3.1.1 座標定義	19
3.1.2 寸法要求	20
3.1.3 レールに関する要求	20
3.1.4 エンベロープに関する要求	20
3.1.5 質量特性に関する要求	23
3.1.6 セパレーションスプリング	23

3.1.7 アクセス可能エリア	25
3.1.8 強度要求	25
3.1.9 剛性要求	25
3.1.10 地上取扱い時要求	25
3.2 電気的インターフェース要求	26
3.2.1 ディプロイメントスイッチ	26
3.2.2 地上作業用ピン	28
3.2.3 RF	28
3.3 運用上の要求事項	28
3.4 環境条件インターフェース要求	28
3.5 外部汚染防止	28
4 安全・開発保証要求	29
4.1 安全・開発保証の共通要求	29
4.2 安全評価解析の実施等	30
4.2.1 安全評価解析の実施	30
4.2.2 安全性設計のガイドライン	31
4.2.2.1 標準ハザード	31
4.2.2.2 ユニークハザード	33
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	35
4.3.1 ISS からの衛星放出に係る安全要求への適合性	35
4.3.1.1 放出衛星に対する要求	35
4.3.1.1.1 弹道係数	35
4.3.1.1.2 放出解析	35
4.3.1.1.3 衛星の推進系システム	35
4.3.1.1.4 分離式サブコンポーネント	36
4.3.1.2 欠番	36
4.3.2 スペースデブリ発生防止標準への適合性	36
5 管理に対する要求等	37
5.1 品質管理及び信頼性管理	37
5.2 許認可申請	37
5.3 適合性評価の実施	37
5.4 設計・安全審査等	38
5.5 工程管理	38
5.6 JAXA(または民間事業者)への引き渡し準備	38

- 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
添付 F: JSC Frequency Authorization Input Form
添付 G: セパレーションスプリング使用マニュアル
添付 H: 使用実績のある金属材料

E

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。)に対するインターフェース要求、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。

放出システムは表 1.1 に示す通り、大きく 2 種類に分類される。

表 1.1 放出システムの種類

放出システムの種類	概要
地上装填型衛星放出機構	地上でのみ衛星を衛星放出ケースに装填可能な放出システム。
軌道上装填型衛星放出機構	軌道上で衛星を衛星放出ケースに装填可能な放出システム。

インターフェース要求は、準拠文書(2)に示す CubeSat 規格 (CubeSat Design Specification rev.13(2014 年 2 月 24 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。なお、CubeSat 規格 rev.13 に示す 1.5U CubeSat は軌道上装填型衛星放出機構のみで適用可能であり、3U+CubeSat は適用しない。

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。

- | | |
|---------------|-----------------------------|
| (1) JMR-006 | コンフィギュレーション管理標準 |
| (2) 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 |
| (3) <u>欠番</u> | |
| (4) <u>欠番</u> | |
| (5) <u>欠番</u> | |

E

(6) ASTM-E595-84	Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from Outgassing in a Vacuum Environment
(7) MIL-A-8625	Anodic Coatings for Aluminum and Aluminum Alloys
(8) JMX-2012164	JSC Radio Frequency Spectrum Management HP 申請要領
(9) JSC-20793	Crewed Space Vehicle Battery Safety Requirements
(10) ATV/HTV/KSC Form 100	Integrated Safety Checklist for ISS Cargo At Launch or Processing Sites
(11) 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・フランチャコントロール計画書
(12) SSP51721	<u>ISS Safety Requirements Document</u>
(13) SSP52005	Payload Flight Equipment Requirements and Guidelines for Safety-Critical Structures
(14) <u>欠番</u>	
(15) JSX-2003510	JAXA 有人安全審査会 実施要領書
(16) ISS PPD 1011 Rev.C	Multilateral International Space Station(ISS) and ISS Visiting Vehicle Jettison Policy
(17) <u>JSX-2012029</u>	毒性バイオ評価管理要領

E

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.13(2014年2月14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 Exposure 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)
- (10) 6354-GD7100 Cygnus Pressurized Cargo Module to Internally Carried Payload Interface Definition Document(IDD)
- (11) JHX-2017034A HTV-X/Pressurized Cargo Standard Interface Requirements

	Document(HTV-X 総合システム/与圧カーゴ標準インターフェース要 求書)	
(12) SPX-00043761	<u>Dragon 2 Pressurized Cargo Interface Requirements Document (IRD)</u>	E
(13) JMR-003	スペースデブリ発生防止標準	

1.3.3 参考文書

参考文書を以下に示す。

(1) JDX-2017078	JEM 搭載用小型衛星放出機構を利用する小型衛星への衛星キ ット部品バッテリセル・EPS 使用時の安全設計および検証計画ガイ ドライン	
(2) JSX-2009032	安全評価報告書作成要領	
(3) JDX-2017427	「きぼう」からの超小型衛星放出ミッション搭載衛星に係る安全性評 価報告書作成ガイドライン	
(4) JDX-2019570	超小型衛星放出ミッション検証文書テンプレート	E
(5) <u>CAA-111021</u>	超小型衛星用残存解析ツール取扱説明書	

2. 10cm 級衛星に対するインターフェース設計要求

要求の中で記載される衛星搭載ケースには、衛星放出ケースと衛星打上げケースを含む。

E

2.1 機械インターフェース要求

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)
- 衛星打上げケース座標系:(X_L, Y_L, Z_L)

(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。

(3) 衛星打上げケースの座標系は、図 2.1.1-2 に示す通りとする。

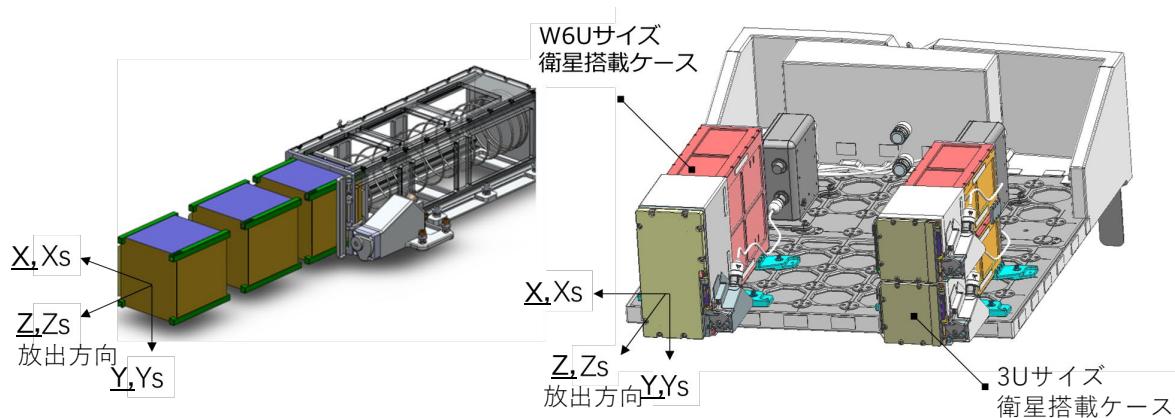
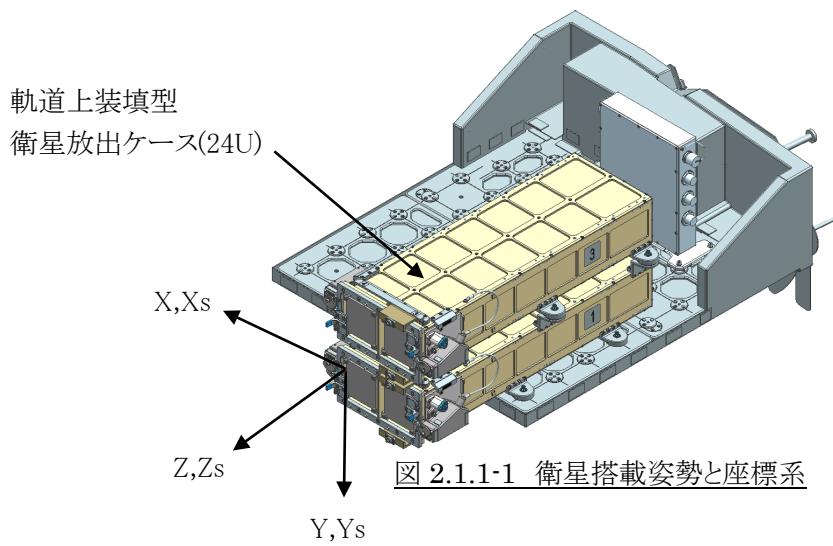
ECP
E-1

図 2.1.1-1 衛星搭載姿勢と座標系

E-1

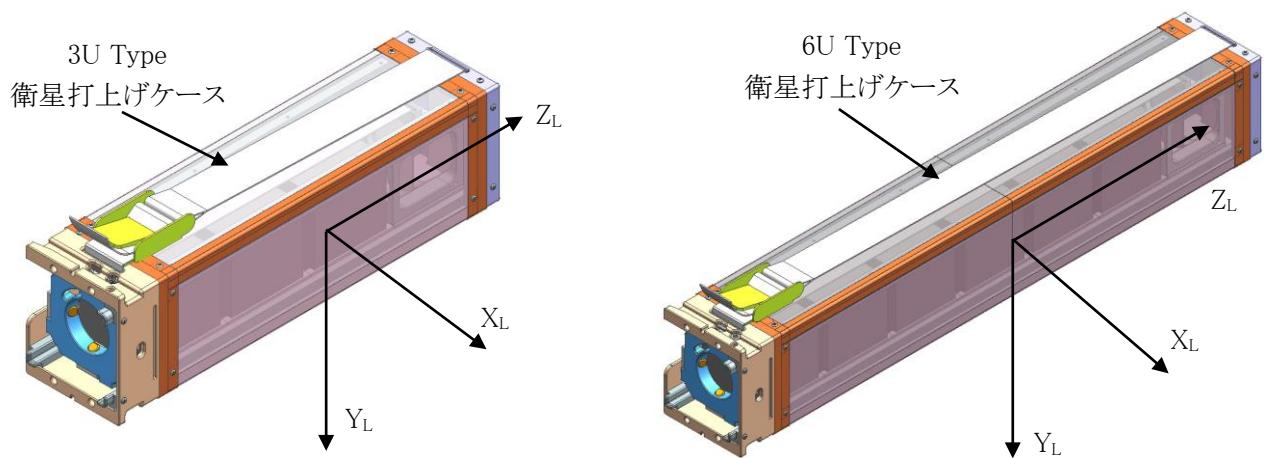


図 2.1.1-2 衛星打上げケースの座標系

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) 1U～6U の場合、衛星は、縦横(X 及び Y 方向)ともに $100+/-0.1\text{mm}$ の幅とすること。
- (3) 1U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $113.5+/-0.1\text{mm}$ とすること。
- (4) 1.5U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $170.2+/-0.1\text{mm}$ とすること。
- (5) 2U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $227.0+/-0.2\text{mm}$ とすること。
- (6) 3U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $340.5+/-0.3\text{mm}$ とすること。
- (7) 4U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $454.0+/-0.4\text{mm}$ とすること。
- (8) 5U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $567.5+/-0.5\text{mm}$ とすること。
- (9) 6U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、 $681.0+/-0.6\text{mm}$ とすること。
- (10) W6U の場合、衛星の縦(X 方向)は、 $100+/-0.1\text{mm}$ 、横(Y 方向)は、 $226.3+/-0.1\text{mm}$ 、高さ(Z 方向)は、 $340.5+/-0.3\text{mm}$ または $366.0\text{mm}+/-0.3\text{mm}$ とすること。

E

表 2.1.2-1 衛星寸法

		衛星構体寸法 ※1	レール寸法	備考	参照図
10cm 級 衛星	1U	X:100×Y:100×Z:113.5mm	8.5mm 角以上	地上/軌道上装填型の両方に対応	図 2.1.2-1
	1.5U	X:100×Y:100×Z:170.2mm	8.5mm 角以上	軌道上装填型のみ対応可能	
	2U	X:100×Y:100×Z:227.0mm	8.5mm 角以上	地上/軌道上装填型の両方に対応	
	3U	X:100×Y:100×Z:340.5mm	8.5mm 角以上	地上/軌道上装填型の両方に対応	
	4U	X:100×Y:100×Z:454.0mm	8.5mm 角以上	軌道上装填型のみ対応可能	
	5U	X:100×Y:100×Z:567.5mm	8.5mm 角以上	軌道上装填型のみ対応可能	
	6U	X:100×Y:100×Z:681.0mm	8.5mm 角以上	軌道上装填型のみ対応可能	
	W6U	X:100×Y:226.3 ×Z:340.5 or 366.0mm	8.5mm 角以上	地上装填型のみ対応可能	

※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、幾何公差要求は、2.1.2 項及び図 2.1.2-1 に示すとおりとする。

図 2.1.2-1 に示す①～⑤の要求の意図は、以下の通りである。

①:+Z 面の 4 つのレール端表面は、Ha の寸法公差を満たしつつ、間隔が 0.2mm 以内の平行した 2 平面の中に入っていることとし、この面をデータム Z 平面と定義する。 | E

②:レール 2 本の+Y 表面は、 100 ± 0.1 or 226.3 ± 0.1 mm の寸法公差を満たしつつ、①で定義したデータム Z 平面に対し、幾何学的に直角で間隔が 0.2mm 以内の平行した 2 平面の中に入っていることとし、この面をデータム Y 平面と定義する。

③:レール 2 本の+X 表面は、 100 ± 0.1 mm の寸法公差を満たしつつ、データム Z 平面とデータム Y 平面の両方に幾何学的に直角で間隔が 0.2mm 以内の平行した 2 平面の中に入っていること。

④:レール 2 本の-X 表面は、 100 ± 0.1 mm の寸法公差を満たしつつ、データム Z 平面とデータム Y 平面の両方に幾何学的に直角で間隔が 0.2mm 以内の平行した 2 平面の中に入っていること。

⑤:レール 2 本の-Y 表面は、 100 ± 0.1 or 226.3 ± 0.1 mm の寸法公差を満たしつつ、データム Z 平面に対し、幾何学的に直角で間隔が 0.2mm 以内の平行した 2 平面の中に入っていることとし、この面をデータム Y 平面と定義する。 | E

(3) レールは 8.5mm 以上の幅を持つこと。

(4) レールの表面は $Ra 1.6 \mu m$ 以下とすること。

(5) レールのエッジ(±Z 面端およびレール分割部)は図 2.1.2-1 に従い、面取りや R 加工をすることにより、バリ・カエリが無いようにすること。(なお、軌道上の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。) | E

(6) レールの+Z 面端面は、各々 $6.5mm \times 6.5mm$ 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、1.5U の場合 127.7mm 以上、2U の場合 170.3mm 以上、3U または W6U(+Z 方向 340.5mm)の場合 255.4mm 以上、W6U(+Z 方向 366.0mm)の場合は 274.5mm 以上、4U の場合は 340.5mm 以上、5U の場合は 425.6mm 以上、6U の場合は 510.8mm 以上を有すること。)

(8) 欠番 | E

(9) 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。

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) +Z 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) -Z 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) ±X 面および±Y 面における衛星の如何なる突起部もレール側面から 6.5mm を超えないこと。W6U 衛星については、±Y 面における衛星の如何なる突起部もレール側面から 12.5mm 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。

E

1U: $Ha=113.5 \pm 0.1$ (*) JX-ESPC-101132-E
 1.5U: $Ha=170.2 \pm 0.1$ (*), 2U: $Ha=227 \pm 0.2$ (*)
 3U: $Ha=340.5 \pm 0.3$ (*), 4U: $Ha=454.0 \pm 0.4$ (*)
 5U: $Ha=567.5 \pm 0.5$ (*), 6U: $Ha=681.0 \pm 0.6$ (*)
 W6U: $Ha=340.5 \pm 0.3$ or 366.0 ± 0.3
 (*) セパレーションスプリングを使用する場合、
 厚み(ピンを除く)を考慮すること。

【注記】
 1) 単位は mm
 2) 表面処理後の寸法要求
 3) 太線部($\pm Z$ 面)(赤い線)は、バリ・カエリが無いこと。

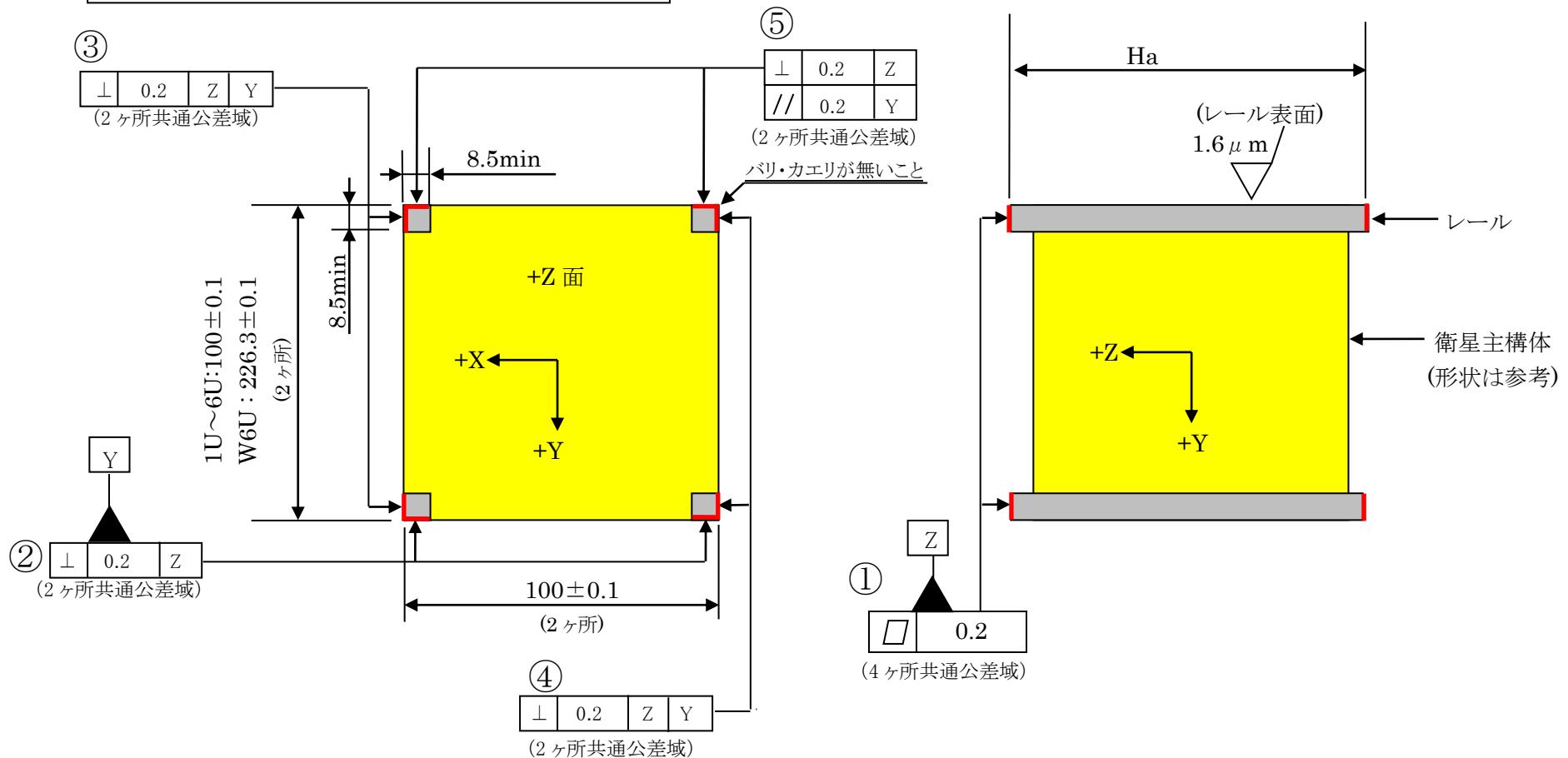
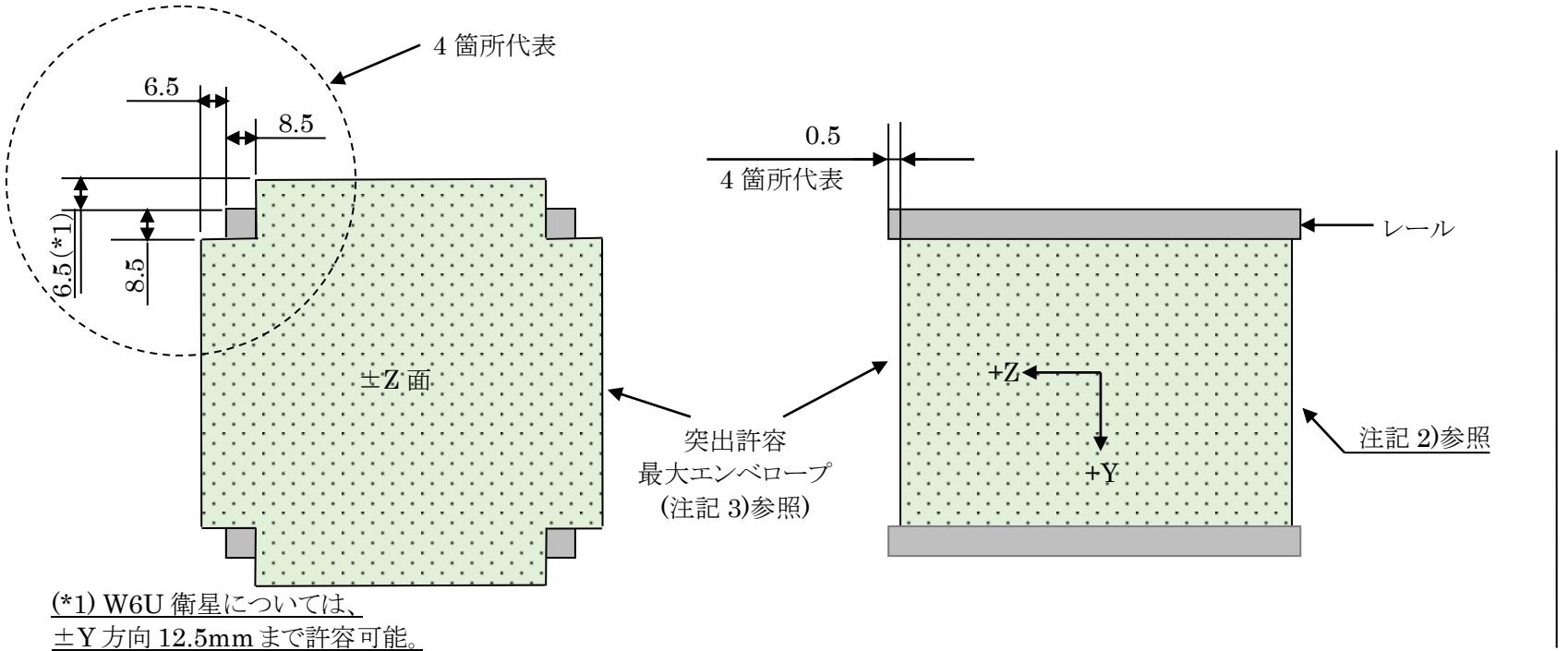


図 2.1.2-1 放出衛星寸法インターフェース要求



【注記】

- 1) 単位は mm
- 2) レール-Z面端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ープ

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。また、W6U サイズ衛星については、以下とすること¹。

- ・W6U(X:100×Y:226.3×Z:340.5mm)サイズ衛星：10.2kg 以下とすること。
- ・W6U(X:100×Y:226.3×Z:366.0mm)サイズ衛星：10.8kg 以下とすること。

E

(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 115kg/m² 以下であること。なお、BN は以下の式を用いて算出すること。

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

M:衛星質量 [kg]

Cd:抗力係数 (=2) [ND]

A:3面平均面積 [m²]

(衛星 XY, YZ, ZX 各面における面積の平均値とする。)

(3) 欠番

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、衛星の弾道係数(BN)が 115kg/m² 以下となる質量を要求している。

E

2.1.6 セパレーションスプリング

1U～5U の衛星は、衛星放出時における-Z 方向の隣接衛星との衝突を防ぐため-Z レール端面に 2.2.1(10)項のばね力を設ける必要がある。ディプロイメントスイッチのみでばね力を確保できない場合は、セパレーションスプリングを設置することができる。JAXA が提供するセパレーションスプリングを使用する場合は、添付 G マニュアルを確認すること。

ECP
E-1

2.1.7 アクセス窓

- (1) 原則として、衛星搭載ケースに衛星を収納後、衛星にアクセスが必要な運用を計画しないこと。

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、30Hz以上であること。30Hz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。

E

2.2 電気的インターフェース要求

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の安全性設計として、打上げから J-SSOD による衛星放出前の全期間において、1.3.1 項(12)SSP51721 に従った故障許容設計を行うこと。
- (2) 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レール端面(-Z面)及び、レール側面に設置して良い。レール端面(-Z面)に設置する場合は、そのスイッチ先端(レールとの接触部)が図 2.2.1-1 に示す斜線領域内となるようにすること。

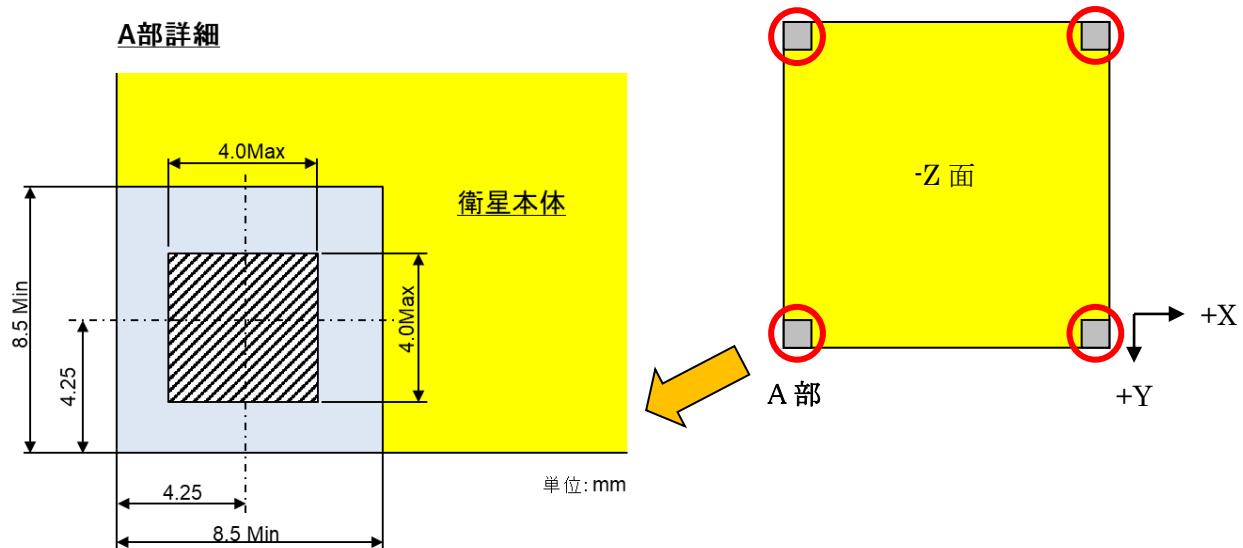


図 2.2.1-1 レール端面のディプロイメントスイッチ搭載位置

- (3) レール側面にディプロイメントスイッチを設置する場合、図 2.2.1-2 に示す位置に設置すること。また、衛星放出ケースの放出口側は、レールが無い部分があるため +Z 面から 20mm までは側面スイッチを設置しないこと。(一部のレール側面(X/Y面)全体を設置不可としているのは、軌道上装填型衛星放出機構の衛星打上げケースは、衛星放出ケースのロックドアを避けるために、レールが無い部分があるためである)²
W6U サイズ衛星に設置する場合、図 2.2.1-3 に示す位置に設置すること。また、衛星放出ケースの放出口側は、レールが無い部分があるため +Z 面から 20mm までは側面スイッチを設置しないこと。

² 軌道上で衛星を、衛星打上げケースから衛星放出ケースへ移設する際に、レールが一部無いことにより、レール側面に設置したディプロイメントスイッチによる安全制御が解除されるため、この部分への設置を禁止している。衛星を放出ケースに装填する際に、衛星側の各座標軸に制約が無い場合は、3 本のレール側面にディプロイメントスイッチを設置可能な場合があるため、3 本のレール側面にディプロイメントスイッチの設置が必要な場合は、JAXA と相談すること。

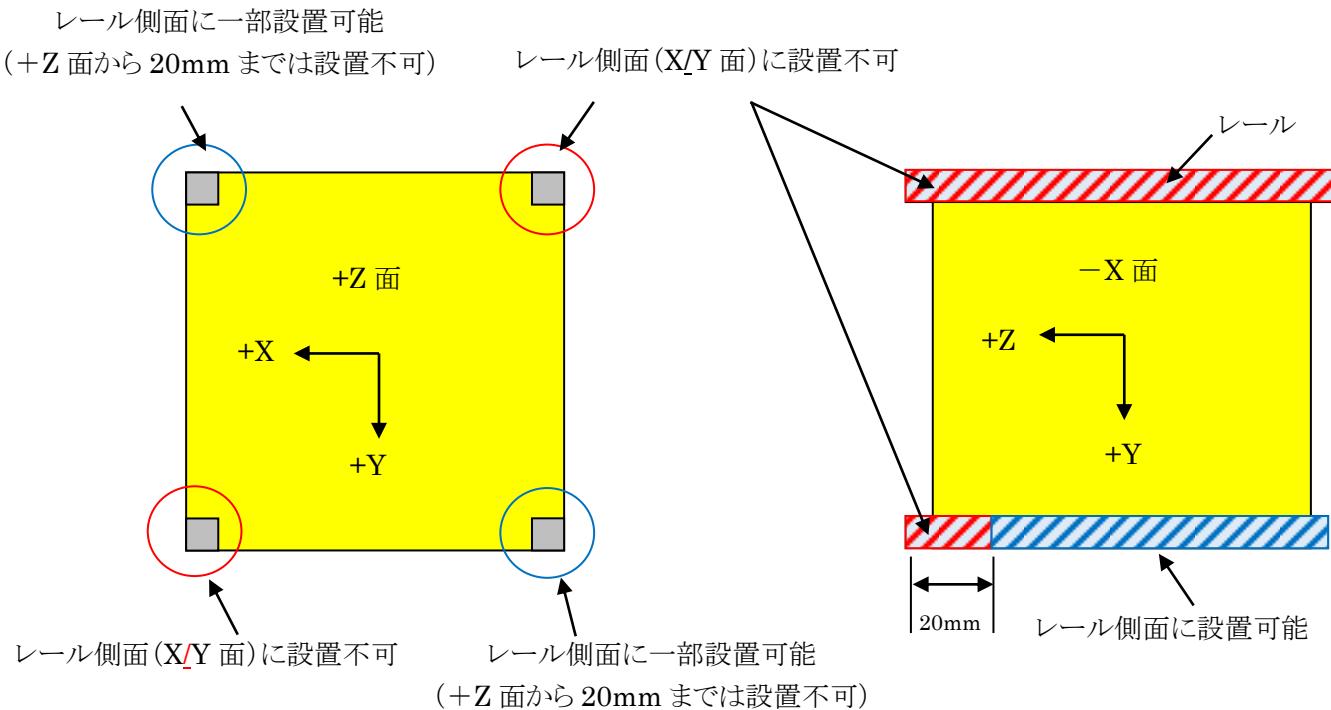


図 2.2.1-2 レール側面のディプロイメントスイッチ設置位置(W6U サイズ衛星を除く)

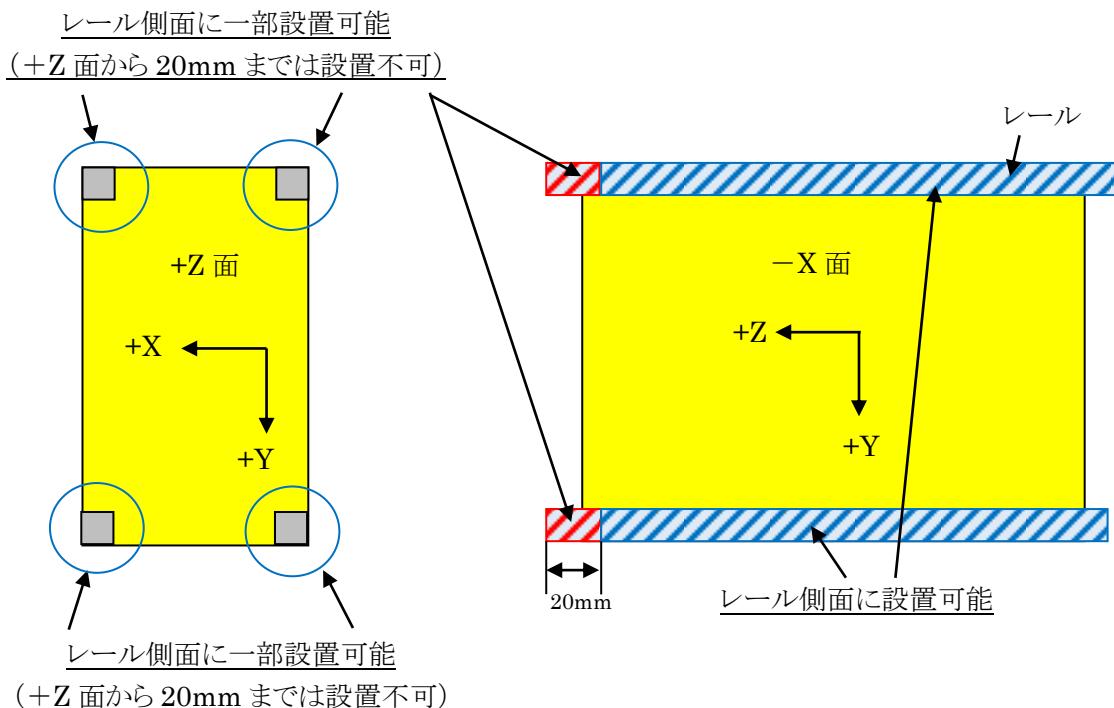


図 2.2.1-3 W6U サイズ衛星レール側面のディプロイメントスイッチ設置位置

- (4) レール側面にディプロイメントスイッチを設置する場合、スイッチ先端はR2.4以上とすること。
W6U サイズ衛星に設置する場合は、R1以上とすること。

E

- (5) レール側面にディプロイメントスイッチを設置する場合、スイッチの反力は、1U サイズ衛星あたり合計0.26[N]以下とすること。W6U サイズ衛星に設置する場合は、合計1.4[N]以下とすること。

E-2

- (6) 欠番

- (7) 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は、レール端面(-Z面)から少なくとも0.75mm 突出した位置までは衛星非稼働状態となることを交差試験にて確認すること。(図 2.2.1-4 参照)

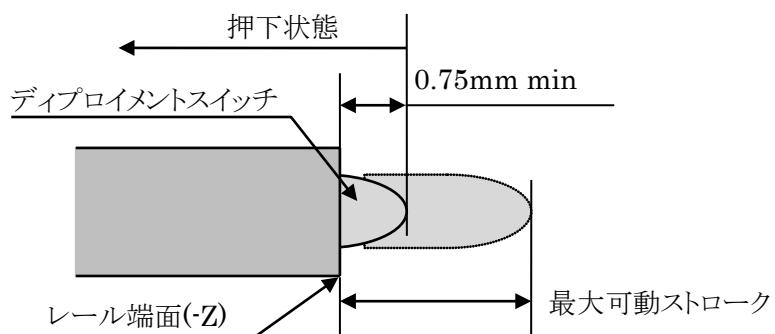


図 2.2.1-4 レール端面に設置されたディプロイメントスイッチ押下状態と可動ストローク

- (8) レール側面に設置されたスイッチについては、レール側面(+/-Y, +/-X面)から少なくとも2.5mm 突出した位置までは衛星非稼働状態となることを交差試験にて確認すること。
W6U サイズ衛星に設置する場合は、少なくとも1.0mm 突出した位置とすること。(図 2.2.1-5 参照)

E-2

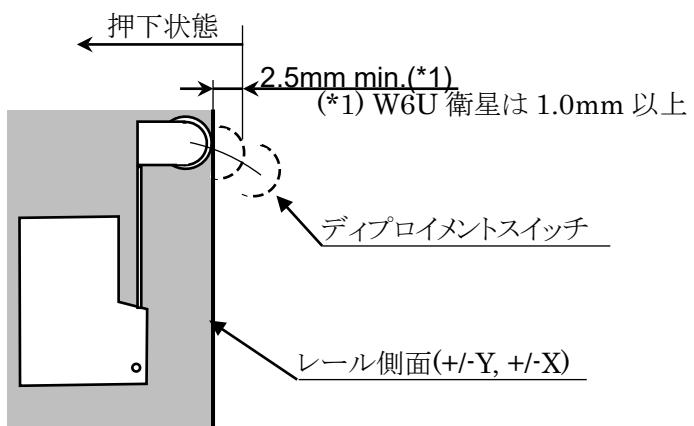


図 2.2.1-5 レール側面に設置されたディプロイメントスイッチ押下状態と可動ストローク

- (9) 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最大可動ストロークに制約は設けないが、以下を満たすこと。(極端に長いストロークを持つ衛星を考慮して記載している)(図 2.2.1-3 参照)
- (a) 衛星を衛星打上げケース及び衛星放出ケースに装填している間はディプロイメントスイッチをレール端面(-Z 面)まで収納できること。
 - (b) 打上げから衛星が放出されるまでのフェーズにおいて構造変形や破壊が生じないこと。
 - (c) 衛星放出時に-Z 方向に搭載される衛星に影響を与えないこと。
- (10) 衛星の-Z 面に設置するスイッチ等の合計ばね力は、1.08~5.3[N]とすること。W6U 衛星の場合、6[N]以下とすること。

2.2.2 地上作業用ピン

地上での衛星のハンドリング等に使用するピンを以下の通り定義する。

RBF(Remove Before Flight)ピン:衛星搭載ケースに装填する前に衛星から取り除く機器
Flight ピン:衛星搭載ケースに装填する前に衛星に取り付ける機器

- (1) 取り付け状態により電源回路の通電／非通電が変化する地上作業用ピンを 4.1 項に規定するハザードの制御として使用しないこと。ただし、地上でのハンドリングのために地上作業用ピンを使用しても良い。
- (2) 地上で衛星に Flight ピンを取り付け後、Flight ピンは衛星から分離されないこと。
(衛星搭載ケース内で Flight ピンが意図せず衛星から分離され、軌道上で衛星の装填や放出の妨げにならないようにするため)

2.2.3 欠番

2.2.4 RF

4.2.2.2(2)項による。

2.2.5 欠番

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 環境条件インターフェース要求

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)、(11)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) ランダム振動加速度と準静的加速度の組合せによる設計荷重の最大値は任意の方向に對し、9.0 [g] である。

解析にて安全余裕が正となることを確認すること。安全係数は降伏荷重に対し 1.5、終極荷重に対し 2.0 を適用すること。

- (b) ランダム振動荷重： 4.2.2 項に示す安全性設計の検証手段として、打上げ環境に対して振動試験を実施する際には、各軸に対し表 2.4.1-1 に示す振動環境条件を負荷すること。なお、振動試験の実施にあたっては、4.2.2.2 項に示すユニークハザードの制御方法を確認すること。

(参考)表 2.4.1-1 に示す振動環境は、衛星が収納される CTB の外表面が曝される環境である。

E-2

E

E-2

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-X		Dragon 2		Cygnus	
Freq. (Hz)	PSD (g ² /Hz)	Freq. (Hz)	PSD (g ² /Hz)	Freq. (Hz)	PSD (g ² /Hz)
20	0.005	20	0.025	20	0.004
50	0.02	30	0.025	30	0.004
120	0.031	40	0.015	70	0.015
230	0.031	80	0.015	150	0.015
1000	0.0045	100	0.009	2000	0.0006
2000	0.0013	300	0.009		
		800	0.0055		
		1200	0.0055		
		2000	0.0025		
Overall (grms)	4.05	Overall (grms)	3.41	Overall (grms)	2.44
Duration (sec)	60	Duration (sec)	60	Duration (sec)	60

2.4.2 ISS における軌道上加速度

- (a) 軌道上静加速度の最大値は 0.2[g] である。(方向は任意)

2.4.3 圧力環境

- (a) 打ち上げ時、ISS 船内での最大圧力は 104.8[kPa] である。各打ち上げ機も同等である。

(b) 圧力変化率

打ち上げ時、ISS 船内での圧力変化率は 0.878 [kPa/sec] (7.64[psi/min]) である。各打ち上げ機も同等である。

E-2

2.4.4 热環境

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～+60°Cであり、船内の温度範囲は船外搬出時の範囲に包絡される。

なお ISS 船内の温度環境は+16.7°C～+29.4°Cの範囲にある。

2.4.5 湿度環境

船内での湿度環境は以下の通り。各打ち上げ機も同等である。

- ISS 船内: 露点 +4.4 ~ +15.6 [°C]、相対湿度 25 ~ 75 [%]

2.5 外部汚染防止

ISS の汚染を防止する観点から、衛星側は、曝露面積の集計が 0.1m²を超過する非金属材料の情報を JAXA に提示すること。なお、対象は真空環境下にある材料の全てとする。

3 50 cm級衛星に対するインターフェース設計要求

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

3.1 機械インターフェース要求

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。

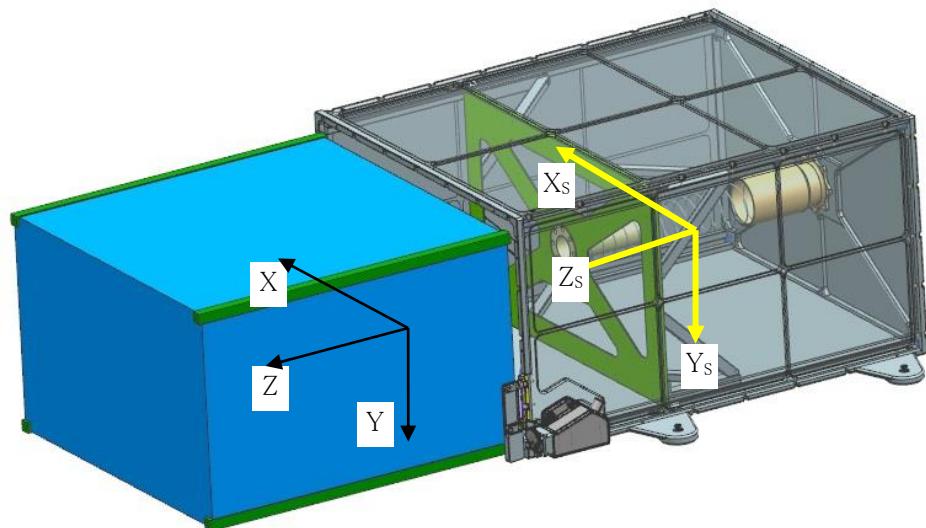


図 3.1.1-1 衛星搭載姿勢と座標系

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+/-0.5mm の幅とすること。
- (3) 50 cm級衛星は、横(X 方向) 550+/-0.5mm の幅とすること。
- (4) 50 cm級衛星は、高さ(Z 方向) 550+/-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(±Z 面端)は図 3.1.2-1 に従い、面取りや R 加工をすることにより、バリ・カエリが無いようにすること。(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±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±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。

| E

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±X 面および±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。

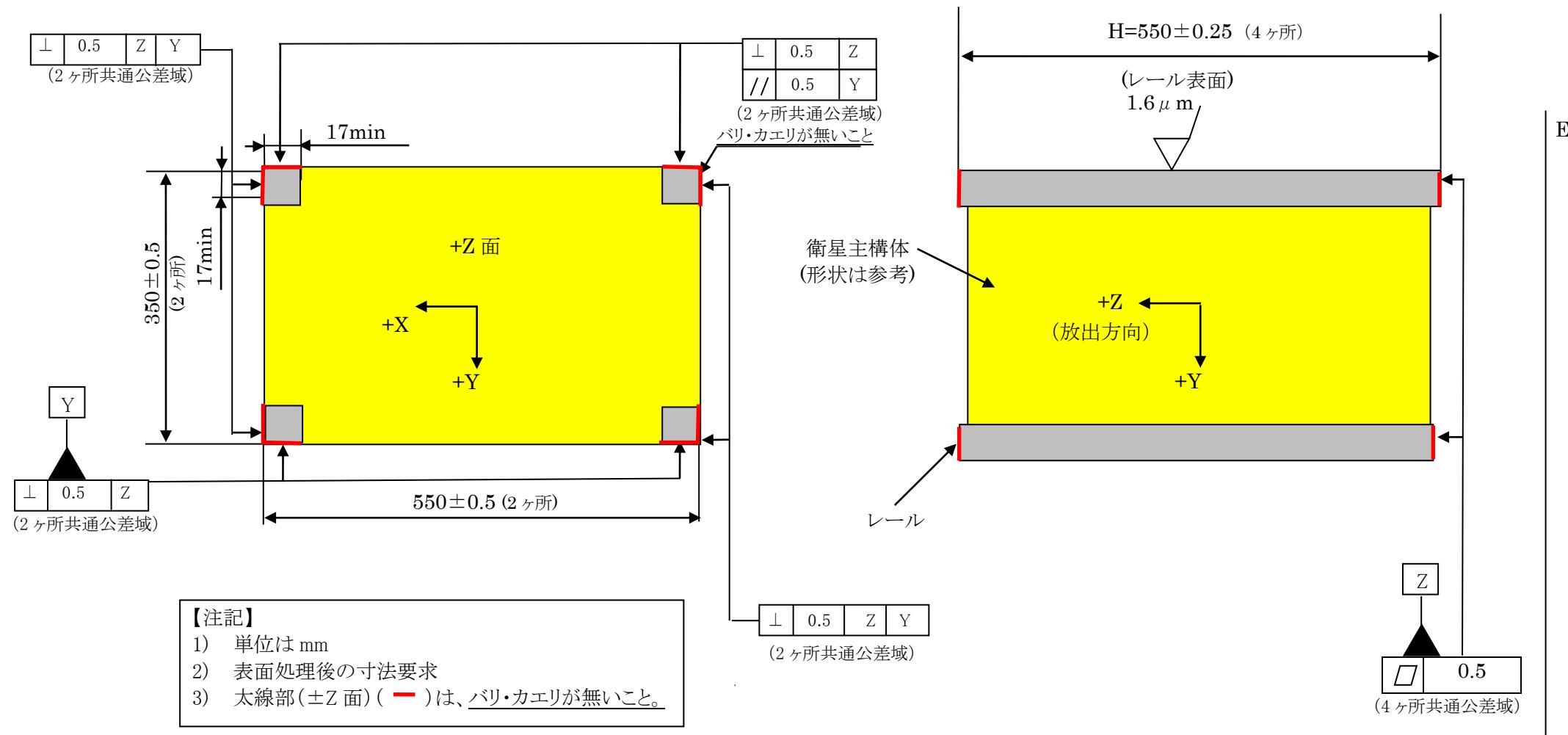
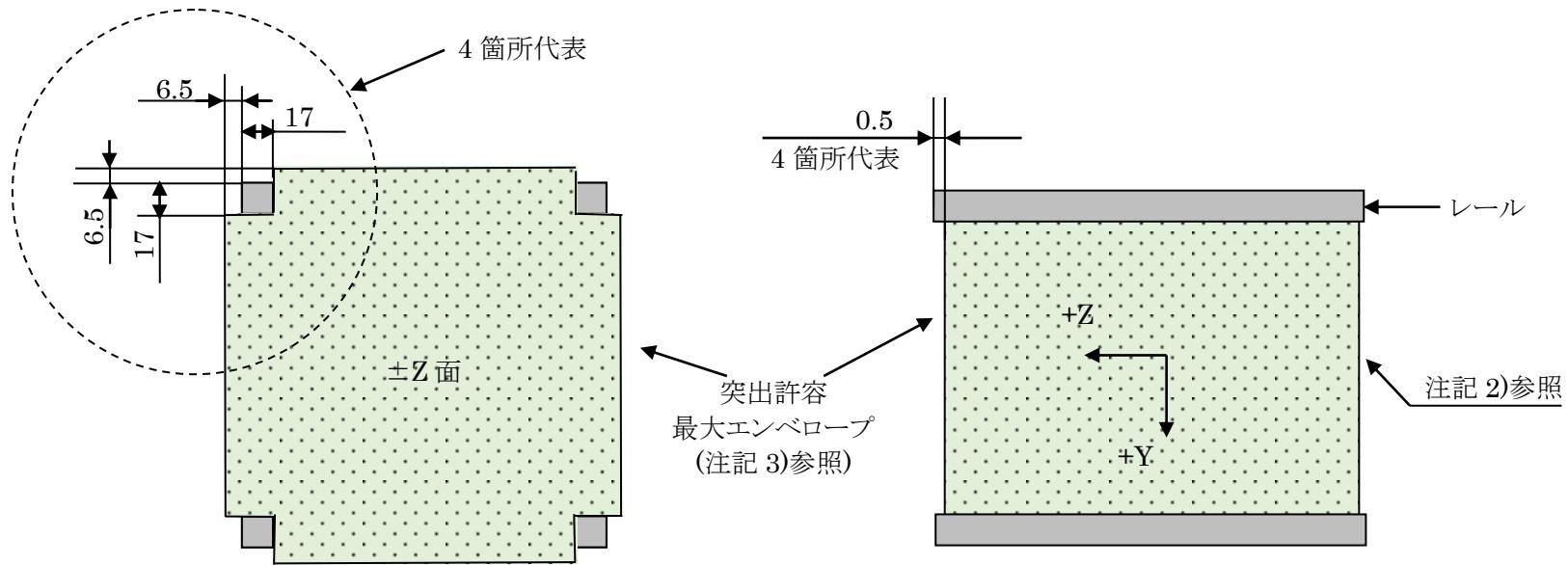


図 3.1.2-1 50 cm級衛星 放出衛星寸法インターフェース要求



【注記】

- 1) 単位は mm
- 2) レール-Z面端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、47kg 以下であること⁴。
- (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 105kg/m^2 以下であること。なお、BN は以下の式を用いて算出すること。

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

M:衛星質量 [kg]

Cd:抗力係数 (=2) [ND]

A:3面平均面積 [m^2]

(衛星 XY, YZ, ZX 各面における面積の平均値とする。)

- (3) 衛星の質量中心位置は、図 3.1.5-1 に示す範囲とすること。

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、衛星の弾道係数(BN)が 105kg/m^2 以下となる質量を要求している。

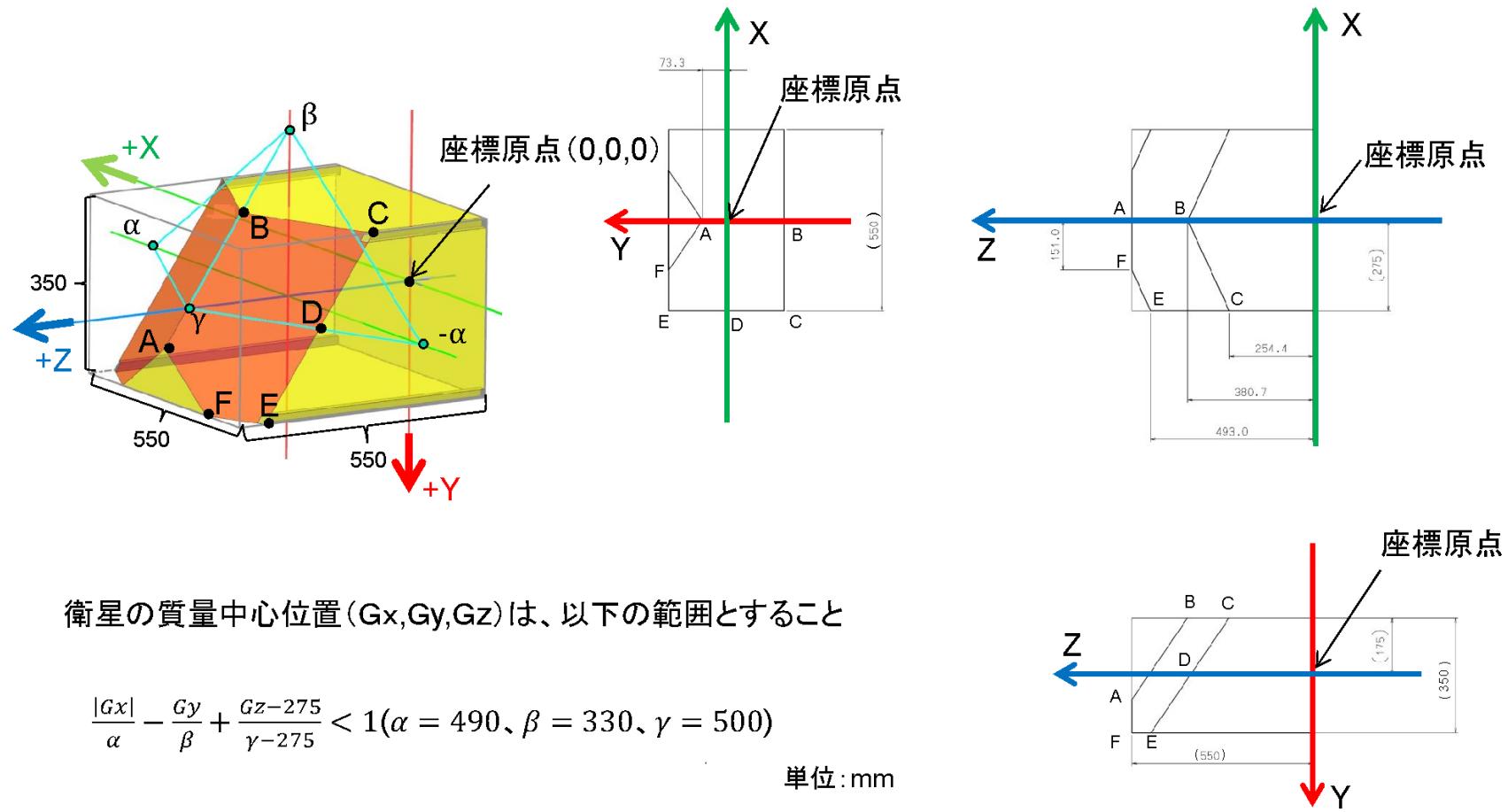


図 3.1.5-1 50 cm級衛星 質量中心位置要求

3.1.7 アクセス可能エリア

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+Z 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)

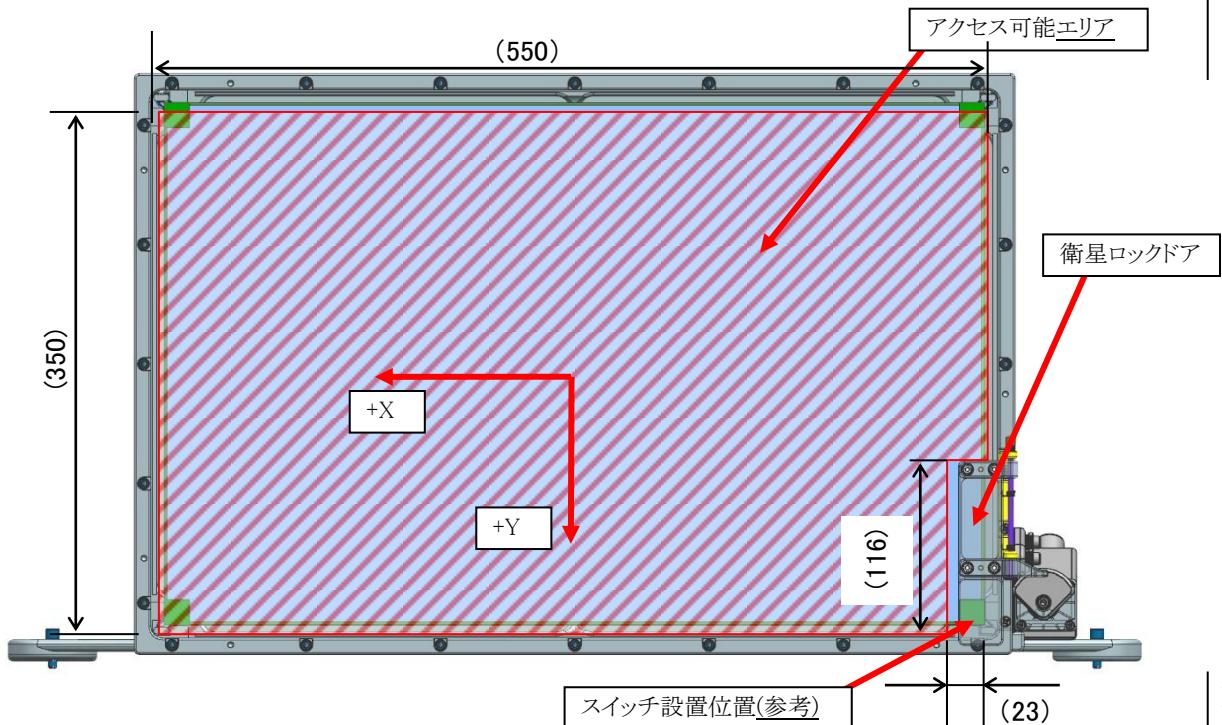


図 3.1.7-1 ロンチロックカバー取り外し後衛星アクセス可能位置

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

衛星放出口を上にした状態で設置されている 50cm 級衛星搭載ケースへ吊作業で衛星を搭載するため、衛星側は下記を用意すること。なお、吊り具は吊荷重に対して終局安全係数 5 を適用のこと。

- ・衛星放出面(+Z 面)に JIS 規格のアイボルトが取り付け可能な吊点
- ・吊り具
- ・クレーンスケール

3.2 電気的インターフェース要求

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の安全性設計として、打上げから J-SSOD による衛星放出前の全期間において、1.3.1 項(12)SSP51721 に従った故障許容設計を行うこと。
- (2) 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 つ設けることが可能である。設置位置は、図 3.2.1-1 に示す。
- (3) 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(+/-Z面)に設置されたスイッチについては、レール端面から少なくとも 1.25mm 突出した位置までは衛星非稼働状態になることを交差試験にて確認すること。(図 3.2.1-2 参照)
- (4) 衛星の-Z面に設置するディプロイメントスイッチの合計ばね力は 6N 以下であること。

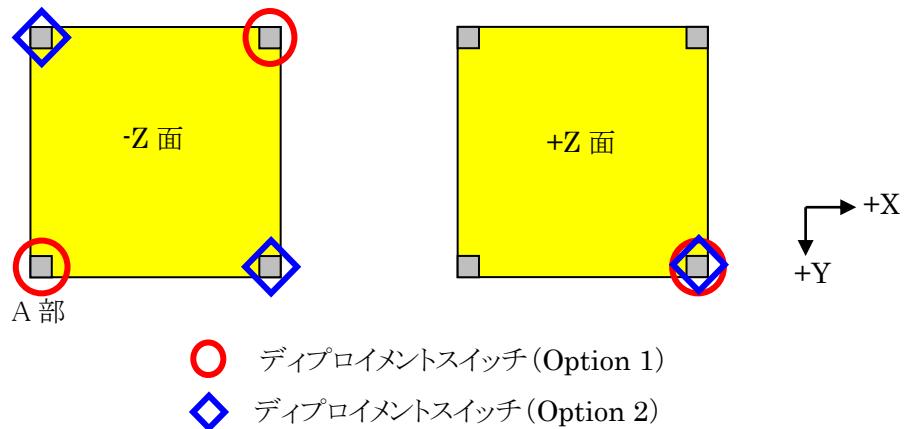


図 3.2.1-1 ディプロイメントスイッチ設置位置

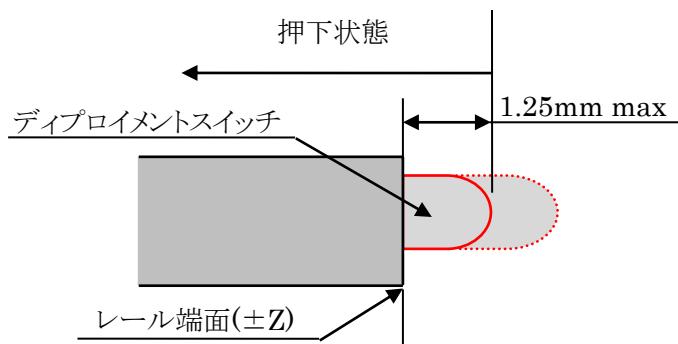


図 3.2.1-2 レール端面に設置されたディプロイメントスイッチ押下状態と可動ストローク

- (5) レール側面にディプロイメントスイッチを設置する場合、図 3.2.1-3 に示す位置に設置すること。また、衛星放出ケースの放出口は、レールが無い部分があるため+Z 面から 20mm までは側面スイッチを設置しないこと。(図 3.2.1-3 参照)
- (6) レール側面にディプロイメントスイッチを設置する場合、スイッチ先端は R1 以上とすること。
- (7) レール側面にディプロイメントスイッチを設置する場合、スイッチの反力は 1.8[N]以下とすること。
- (8) レール側面に設置されたスイッチについては、レール側面(+/-Y,+/-X 面)から少なくとも 3.5mm 突出した位置までは、衛星非稼働状態になることを交差試験にて確認すること。(図 3.2.1-4 参照)

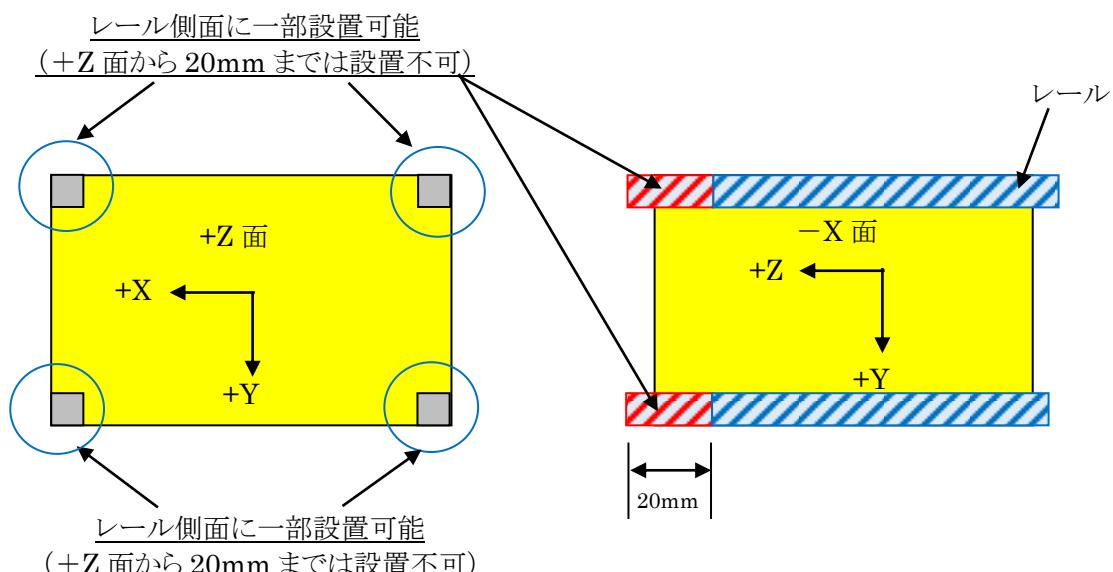


図 3.2.1-3 衛星レール側面のディプロイメントスイッチ設置位置

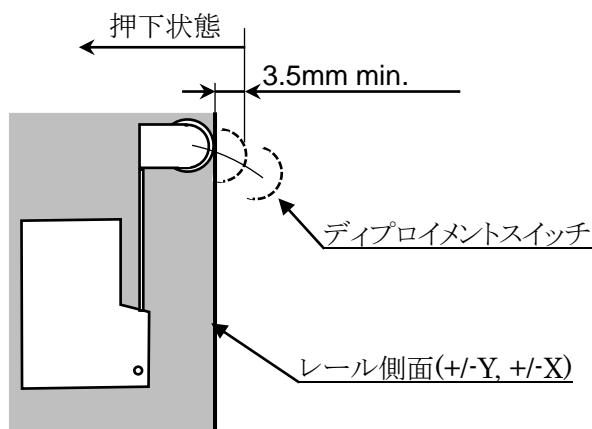


図 3.2.1-4 レール側面に設置されたディプロイメントスイッチ押下状態と可動ストローク

3.2.2 地上作業用ピン
N/A

3.2.3 RF
4.2.2.2(2)項による。

3.3 運用上の要求事項
2.3 項による。

3.4 環境条件インターフェース要求
2.4 項による。

3.5 外部汚染防止
2.5 項による。

E

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

材料及び工程の選定、適用及び管理は、適用文書(2) 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」の要求に従って実施しなければならない。

(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破壊靭性、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(1)、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。

E

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、参考文書(2)及び(3)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、射場作業が必要な場合、あるいは HTV-Xによる打上げを予定する場合は、予定されている打上げ機に対して適用文書(10)、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。

E

(2) 材料識別及び使用リスト(MIUL)

衛星側は、適用文書(2)、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 3.1.1 項に従い、材料識別及び使用リスト(MIUL)を JAXA に提出し、審査、承認を受けること。

E

参考に添付 H に、J-SSOD から放出実績のある金属材料を示す。但し承認のための条件や制約が存在する場合があるため、MIUL による確認を経ること。

(3) 材料使用合意書(MUA)

衛星側は、CR-99117 に適合しない材料または工程を使用する場合、適用文書(2)、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 3.1.2 項に従い、材料使用合意書(MUA)を JAXA に提出し、審査、承認を受けること。

E

(4) 撃発性有機化合物使用合意書(VUA)

衛星側は、きぼう船内実験室で水溶性撃発有機化合物(水溶性撃発有機化合物を有する機器を含む)を使用する場合、適用文書(2)、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 3.1.3 項に従い、撃発性有機化合物使用合意書(VUA)を提出し、NASA または JAXA の審査、承認を受けること。

(5) 毒性ハザード評価及びバイオ安全評価 (HMST)

衛星側は、きぼう船内実験室での使用・保管、及び宇宙船与圧部を利用して化学物質(電池の電解液含む)及びバイオ物質を含む物品を打上げる予定がある場合、適用文書(17)に従い、Toxic Hazard Level (THL) 及び Bio Safety Level (BSL)確認のため、供試体などの設計を固める前に毒性ハザード及びバイオ安全評価に用いるデータを JAXA 側に提供すること。

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、本項はガイドラインであるため、詳細は適用文書(12) SSP51721 「ISS Safety Requirements Document」を参照し、ハザード制御/検証方法を設定すること。

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) 可燃性

衛星が非金属材料などの可燃性材料を使用している場合は、4.2.1 項(2),(3)に従うこと。

(2) オフガス

衛星が非金属材料などのオフガスを発生させる材料を使用している場合は適用する。なお、評価対象が 9kg(20lbs)以下である場合はオフガス試験は免除されるが、例外もあるため、4.2.1 項(2),(3)に従うこと。

(3) 毒性・バイオ物質等の漏洩

衛星側は、きぼう船内実験室での使用・保管、及び宇宙船与圧部を利用して化学物質(電池の電解液含む)及びバイオ物質を含む物品を打上げる予定がある場合、4.2.1 項(5)に従うこと。

(4) ガラス等の飛散防止

衛星にガラス等の飛散材料を使用している場合、打ち上げ環境とクルーの不慮の接触等により破碎する可能性があるため、打上げ時或いは軌道上において、封入による飛散防止対策をとるか、ガラス等に負荷が掛からない設計により割れを防止すること。また、振動試験後の検査でフライタ品の品質に問題が無いことを確認すること。

(5) シャープエッジ/ホール

軌道上船内での緊急時のクルーアクセスを想定し、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 の承認を得ること。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 以上であること。

(6) 接触温度

衛星が加熱源(ヒータ等)や冷却源を持つ場合、意図しない衛星電源起動時の船内クルーの損傷を防ぐため、船内クルーが接触しうる部位が温度クライテリア(0°C-45°C)内に収まることを解析あるいは試験によって評価すること。ISS 船内の温湿度環境は 2.4.4 項を参照のこと。なお本ハザードの制御方法として、電源 Off 状態を前提に 1 故障許容設計とすることとしても良い。

(7) レーザ/インコヒレント光

衛星が外部にレーザを照射する機能を有する場合、レーザ Class のデータ(規格:IEC 60825-1, JIS C-6802)を JAXA 側に提供すること。船内での誤放射によるクルーへのハザード制御、船外での放出前および放出後の誤放射や不適切なタイミングでの意図的な放射によるISS や補給機(VV)に対するハザード制御で求められる故障許容設計と運用制約については、NASA との調整が必要となるため、事前に JAXA に相談のこと。

衛星がインコヒレント光を使用している場合、光源輝度は 10,000nits(cd/m²)未満であること。閾値を超える場合には専門家との調整が必要となるため、仕様を JAXA 側に提供すること。

(8) 電磁適合性

衛星が、MOSFET 等の ISS 内に搭載される電磁放射の影響を受ける可能性があるコンポーネントを搭載する場合には、誤動作を防ぐために、電磁放射によって機器が誤動作しないことを検証すること。検証方法は JAXA と相談すること。

姿勢制御に永久磁石や磁気トルカを搭載している場合、ISS 内に搭載される機器に影響を与えることが無いことを、解析もしくは実測で検証すること。

- (DC 磁場の場合)衛星表面から 7cm の距離において、1pT(170dB, 3.16G)以下であること。
- (AC 磁場の場合)衛星表面から 7cm の距離で以下の規定値以下であること。

表 4.2.2.1-1 AC 磁場要求

Frequency	Magnitude (dBpT)
30Hz	140
30Hz to 3.5kHz	Falling 26.5 dB/decade from 140 to 85
3.5kHz to 50kHz	85

(9) 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。下記仕様を満たさない場合は、不意の回転に対し、電源 Off 状態を前提に 2 故障許容設計とすること。

- クルーが回転体にアクセスできないよう封じ込めらるよう設計されていること。
- 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。あるいは、運動エネルギーが 14,240ft-lbs(19,307 Joules)以下であること。

(10) シールドコンテナ

衛星が、シールドコンテナ(密閉容器)を有する場合、以下の要求を全て満たすこと。

- 内部にハザードスな流体(気体・液体)を含んでおらず、内部圧力が 100psia(689.5kPa)未満であること。
- 内部エネルギーが 19,310J(14,240ft-lbf)未満であること。

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(11)、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

衛星の RF 放射レベルは、表 4.2.2.2-1 に示すレベルを超えないこと。衛星ケース内における RF の誤放射によるクルーへの影響(加熱、ショック等)や周辺の ISS 機器への RF 放射による機器の誤動作に対して、表 4.2.2.2-1 に示す制限を満足する限りハザードとはみなされない。RF 放射レベルは、SSP30237 及び SSP30243、OE-14-002 より規定している。

表 4.2.2.2-1 に示すレベルを満足できない場合は、衛星搭載ケース内の不意の RF 放射に対して、1.3.1 項「適用文書」(12)SSP51721 に従った 2 故障許容設計を図ること。

打上げから J-SSOD による衛星の放出前の全期間において、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。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。

表 4.2.2.2-1 RF 許容放射レベル*

ダウリンク周波数	電界強度 上限	電力密度 上限	出力電力(参考)
14kHz to 110kHz	1.58 V/m (124dB μ V/m)	0.0066 (W/m ²)	0.075 (W)
110kHz to 200MHz	1.58 V/m (124dB μ V/m)	0.0066 (W/m ²)	0.075 (W)
200MHz to 450MHz	19 V/m (145.6dB μ V/m)	0.955 (W/m ²)	7 (W)
450MHz to 1500MHz	19 V/m (145.6dB μ V/m)	0.955 (W/m ²)	7W*450/周波数(MHz)
1500MHz to 8GHz	19 V/m (145.6dB μ V/m)	0.955 (W/m ²)	Specific Absorption rate 0.4W/kg 以下
8GHz to 10GHz	6.3 V/m (136dB μ V/m)	0.106 (W/m ²)	
10GHz to 13.3GHz	(線形増加)	(線形増加)	
13.3GHz to 15.2GHz ⁵	58 V/m (155dB μ V/m)	8.93 (W/m ²)	

*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。

(3) 展開構造

展開構造をもつ場合、打上げから J-SSOD による衛星の放出前の全期間において、1.3.1 項「適用文書」(12)SSP51721 に従った 2 故障許容設計を図ること。これにより、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。この場合は、適用文書(11)、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、展開物の拘束ワイヤに対し、適切な管理を行うこと。

展開構造に対して 2 故障許容設計ができない場合は、JAXA と調整すること。

⁵ 13.3GHz～15.2GHz 帯の RF 許容放射レベルは、JMX-2011002 6.2 項 5-3) Hazard severity criterion of RF radiation hazard for ISS system の評価結果に基づく。

(4) バッテリの使用

バッテリの使用に当たっては、適用文書(10)、JSC-20793 “Crewed Space Vehicle Battery Safety Requirement”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 HR Battery Description Form を提出し承認を受ける必要がある。

(5) 推進系や分離式サブコンポーネントの搭載

衛星が推進系や分離式サブコンポーネントを持つ場合、全フェーズ(打上げ～放出後)において推進系や分離機構の誤動作によりハザードを引き起こさないことを評価すること。

なお、衛星の推進系は推薦の誤噴射に対し 3 つの安全制御を有すること(衛星放出後だけではなく、衛星放出前の運用フェーズも含む)。

E

(6) その他

J-SSOD 搭載衛星に対しては、フライ品に対して 2.4.1 項に示すランダム振動環境にて振動試験を実施すること、および適用文書(11)、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、ファスナの 2 次緩み止めや適切な製造・組み立てを実施することで、振動試験に代わる代替手段として、ワークマンシップエラーの検証に対する SSP52005 の要求⁶を満たす。

⁶ 適用文書(13)、SSP52005「Payload Flight Equipment Requirements and Guidelines for Safety-Critical Structures」では、カタストロフィックハザードを引き起こす(Safety Critical)と識別された構造や機器(スイッチ)類の安全設計およびワークマンシップエラーに対する検証方法として、フライ品に対し、最大予測フライ環境(Maximam Expected Flight Level、MEFL)+3dB およびハードマウントにて最小ワークマンシップ検証レベル(Minimum Workmanship Level、MWL)での振動試験が要求されている。

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(13) JMR-003「スペースデブリ発生防止基準」および、適用文書(16) Multilateral International Space Station(ISS) and ISS Visiting Vehicle Jettison Policy に記された ISS と放出衛星に関する安全要求を 4.3.1 項および 4.3.2 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。

E

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送出するため、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 弹道係数

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を 78.5cm² 以上とすること。⁷
- (2) 欠番
- (3) 欠番

E

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もしくは軌道マヌーバがある運用を実施する場合、以下の要求を満足すること。

- (1) 衛星開発者は USSPACECOM と SSA sharing Agreement(Space Situational Awareness)を締結し、証明書を JAXA に提出すること。
- (2) 運用プロセスについて、NASA と調整し、Payload Integration Agreements (PIA)、Operations Interface Procedures (OIP)、Operations Agreements (OA)等を作成し、承認された文書を JAXA に提出すること。

⁷ SSN では 10cm 以上の物体をトラッキングしている。直径 10cm の球体の断面積を考慮し、78.5cm² を要求として設定した。

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に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。

4.3.1.2 欠番

E

4.3.2 スペースデブリ発生防止標準への適合性

準拠文書(13)、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) 軌道上破碎の防止

衛星は、打ち上げ、放出及び運用中を通して偶発的破碎の原因を極力排除すること。
特にバッテリは、異常な内圧の上昇と構造的破壊を引き起こさないよう、電気的・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。(圧力リリーフ機構等)

(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。(準拠文書(13)参照)

(4) 欠番

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(または民間事業者)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(または民間事業者)経由で実施するため、必要な情報を適用文書(8)、JMX-2012164「JSC Radio Frequency Spectrum Management HP 申請要領」のフォーム(Appendix-F)に基づき、JAXA(または民間事業者)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(または民間事業者)へ提示すること。

(3) 宇宙二法許認可手続き

人工衛星等の打上げ及び人工衛星の管理に関する法律及び衛星リモートセンシング記録の適正な取扱いの確保に関する法律に基づく必要な官辺手続きを完了し、その書証を JAXA(または民間事業者)に提示しなければならない。

(4) 宇宙物体登録手続き

(5) 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(できばえ)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(または民間事業者)は、衛星側から JAXA(または民間事業者)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(または民間事業者)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(または民間事業者)に提出し、適切な進捗管理を行い、適宜、JAXA(または民間事業者)に進捗報告を行うこと。

工程表には、上記 5.4 節の審査会等のマイルストーンを含めること。

E

5.6 JAXA(または民間事業者)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) 欠番

(3) 欠番

(4) JAXA(または民間事業者)への引き渡しにあたって、特別な取扱注意事項がある場合は、地上での取り扱いに係る取扱説明書を提出すること。

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、電気ボックスなどで構成される。

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。

搭載衛星ケースは、最大 4 式搭載することができ、それぞれの分離機構は個別に駆動する。

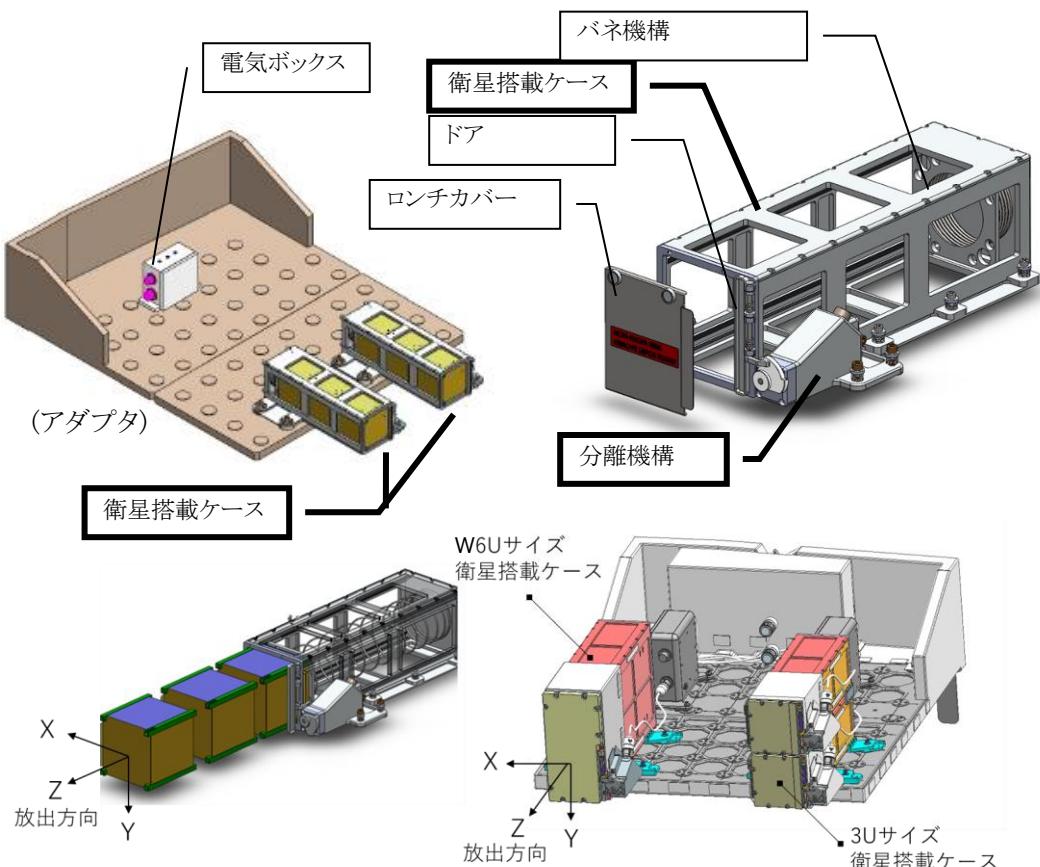


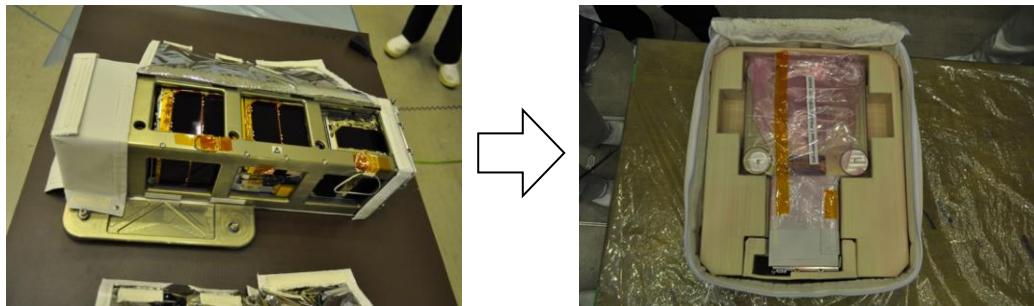
図 A.2-1 放出システム外観図

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-X 等)のカーゴインテグレーション作業に引き渡す。



E

(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。



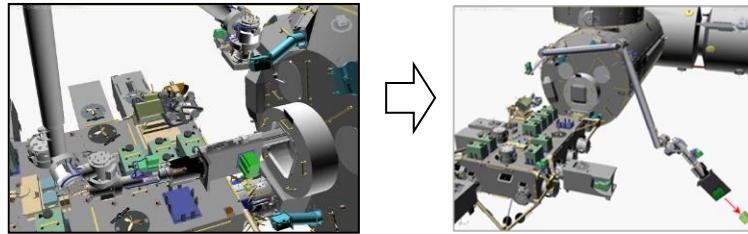
(4) 放出システムチェックアウト及び放出前準備

- (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) 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) 軌道上もしくは地上からのコマンドにより、放出機構(一つ目)から衛星を放送出する。
- (vii) 軌道上もしくは地上からのコマンドにより、放出機構(二つ目)から衛星を放送出する。

(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 軌道上装填型衛星放出機構

A.4-1 軌道上装填型衛星放出機構の動作原理

軌道上装填型衛星放出機構は、大別して衛星放出ケース、分離機構、10ch 対応電気ボックス、衛星打上げケース、Launch Cover で構成される。衛星は地上で衛星打上げケースに装填した状態で打ち上げ、軌道上で衛星打上げケースから放出ケースへ衛星を移設する。ただし、衛星放出ケースを初めて軌道上に打上げる際は、衛星放出ケースに衛星を装填した状態で打上げ、放出が可能である。

衛星放出ケースはロボットアームで把持されるアダプタ(MPEP)に搭載する。軌道上で衛星を移設後、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。

衛星放出ケース(24U)は、1 度に最大 24U 分の衛星を搭載することができ、それぞれの分離機構は個別に駆動する。

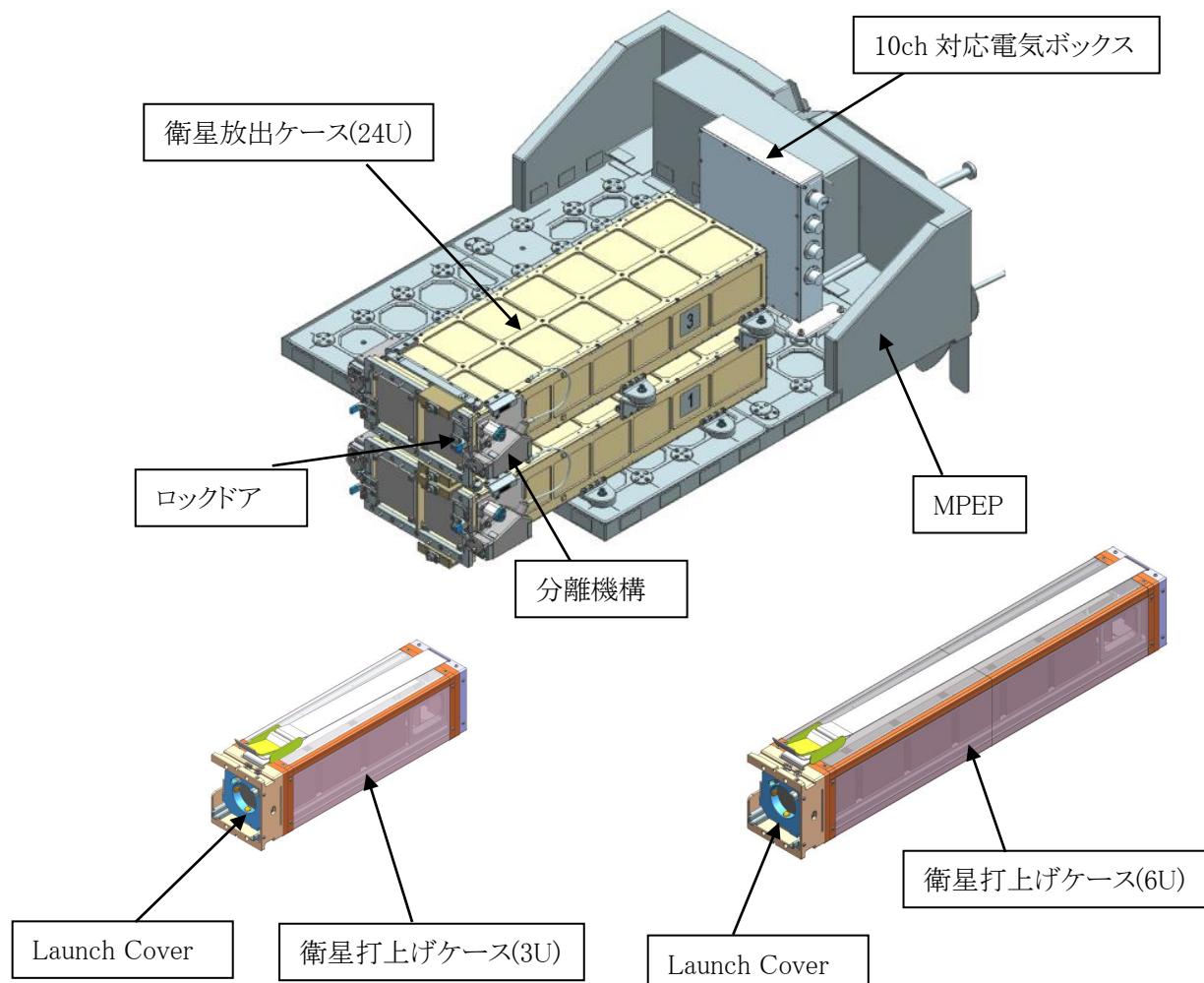


図 A.4-1-1 軌道上装填型衛星放出機構 外観図

A.4-2 軌道上装填型衛星放出機構の運用シナリオ

地上で衛星を受領した後の運用シナリオを以下に示す。

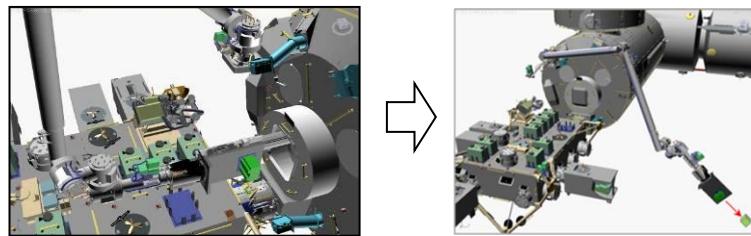
- (1) 打上げ準備作業
 - (i) 衛星を「衛星打上げケース」に収納後、ソフトバッグに梱包・収納する。
 - (ii) 補給機 (HTV_X 等)のカーゴインテグレーション作業に引き渡す。 | E
- (2) 打上げ
 - (i) 打ち上げ後、軌道上で「きぼう」船内に搬入される。
- (3) 船内取付作業
 - (i) 衛星打上げケースの入ったソフトバッグを開梱する。
 - (ii) JEM エアロックの内側ハッチを開放し、JEM エアロックスライドテーブルを船内側に伸展させる。
 - (iii) 放出システムの構成品(分離機構、衛星放出ケース、電気ボックス)を JEM エアロックテーブ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) 地上からのコマンドにより、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位置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(分離機構の動作確認は必要な場合のみ実施する)。
 - (iv) マルチメータにより 10ch 対応電気 BOX のチェックアウトコネクタを使用し、ON 故障していないことを確認する。

以下、(v)～(x)については地上で衛星放出ケースに衛星を装填している場合は不要。

- (v) 要すれば、衛星打上げケースの外観から内部の衛星が誤展開していないことを確認する。 | E
- (vi) 衛星放出ケースと衛星打上げケースを結合し、スライド機構によりロックする。
- (vii) 衛星打上げケースの Launch Cover と衛星放出ケースのバックプレートが結合するため、Launch Cover のボルトを取り外す。
- (viii) 衛星打上げケースのベルトを引っ張り、衛星を衛星放出ケースへ移設する。
- (ix) 衛星放出ケースの衛星ロックドアを押し下げ、分離機構により固定する。
- (x) 衛星放出ケースのスライド機構をスライドさせ、衛星放出ケースから衛星打上げケースを取り外す。
- (xi) 衛星放出ケースからケースカバーを取り外す(初回運用のみ実施)。
- (xii) 軌道上装填型衛星放出機構の MLI を取り付ける。
- (xiii) 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持続する。
- (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) 地上からのコマンドにより、放出機構から衛星を放出する。



(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。
- (iii) 衛星放出ケースのバックプレートに取りついた Launch Cover を取り外す。

添付 B: CubeSat Design Specification, Rev.13との対応表

本放出システムは、2.1 項 機械インターフェース及び 2.2 項 電気インター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.13 の適用要否 (1/7)

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
2.	Poly Picosatellite Orbital Deployer	-	タイトル行
2.1	Interface	NA	P-POD の説明
3.	CubeSat Specification	-	タイトル行
3.1	General Requirements	-	タイトル行
3.1.1	CubeSats which incorporate any deviation from the CDS shall submit a DAR and adhere to the waiver process (see Section 1.3 and Appendix A).	E	4.1 節(4) JMR-006 による
3.1.2	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)
3.1.3	No pyrotechnics shall be permitted.	E	4.2.1 項(1)
3.1.4	Any propulsion systems shall be designed, integrated, and tested in accordance with AFSPCMAN 91-710 Volume 3.	E	4.3.1.1.3 項
3.1.5	Propulsion systems shall have at least 3 inhibits to activation.	E	4.2.2.2 項(5)
3.1.6	Total stored chemical energy will not exceed 100 Watt-Hours.	E	4.2.2.2 項(4)
3.1.6.1	Note: Higher capacities may be permitted, but could potentially limit launch opportunities.	NA	情報のみ
3.1.7	CubeSat hazardous materials shall conform to AFSPCMAN 91-710, Volume 3.	E	4.2.1 項(2)~(4)
3.1.8	CubeSat materials shall satisfy the following low out-gassing criterion to prevent contamination of other spacecraft during integration, testing, and launch. A list of NASA approved low out-gassing materials can be found at: http://outgassing.nasa.gov	E	2.5 節
3.1.8.1	CubeSats materials shall have a Total Mass Loss (TML) < 1.0 %	E	2.5 節
3.1.8.2	CubeSat materials shall have a Collected Volatile Condensable Material (CVCM) < 0.1%	E	2.5 節
3.1.9	The latest revision of the CubeSat Design Specification will be the official version which all CubeSat developers will adhere to. The latest revision is available at http://www.cubesat.org .	NA	情報のみ

E

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.13 の適用要否 (2/7)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
3.1.9.1	Cal Poly will send updates to the CubeSat mailing list upon any changes to the specification. You can sign-up for the CubeSat mailing list here: www.cubesat.org/index.php/about-us/how-to-join	NA	情報のみ
3.1.10	Note: Some launch vehicles hold requirements on magnetic field strength. Additionally, strong magnets can interfere with the separation between CubeSat spacecraft in the same P-POD. As a general guideline, it is advised to limit magnetic field outside the CubeSat static envelope to 0.5 Gauss above Earth's magnetic field.	NA	情報のみ
3.1.11	The CubeSat shall be designed to accommodate ascent venting per ventable volume/area < 2000 inches.	A/M	2.4.3 項(b)
3.2	CubeSat Mechanical Requirements	NA	P-POD の説明
3.2.1	The CubeSat shall use the coordinate system as defined in Appendix B for the appropriate size. The CubeSat coordinate system will match the P-POD coordinate system while integrated into the P-POD. The origin of the CubeSat coordinate system is located at the geometric center of the CubeSat.	A/M	2.1.1 項
3.2.1.1	The CubeSat configuration and physical dimensions shall be per the appropriate section of Appendix B.	A/M	2.1.2 項(1)
3.2.1.2	The extra volume available for 3U+ CubeSats is shown in Figure 6.	N/A	
3.2.2	The -Z face of the CubeSat will be inserted first into the P-POD.	A	2.1.1 項
3.2.3	No components on the green and yellow shaded sides shall exceed 6.5 mm normal to the surface.	A/M	2.1.4 項 W6U 衛星については ± Y 方向 12.5mm まで許容可能。
3.2.3.1	When completing a CubeSat Acceptance Checklist (CAC), protrusions will be measured from the plane of the rails.	E	添付 C
3.2.4	Deployables shall be constrained by the CubeSat, not the P-POD.	A	2.1.4 項(5)
3.2.5	Rails shall have a minimum width of 8.5mm.	A	2.1.3 項(3)
3.2.6	Rails will have a surface roughness less than 1.6 μm .	A	2.1.3 項(4)
3.2.7	The edges of the rails will be rounded to a radius of at least 1 mm	A	2.1.3 項(5)

ECP
E-1

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.13 の適用要否 (3/7)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
3.2.8	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 6).	A/M	2.1.3 項(6)
3.2.9	At least 75% of the rail will be in contact with the P-POD rails. 25% of the rails may be recessed and no part of the rails will exceed the specification	A	2.1.3 項(7)
3.2.10	The maximum mass of a 1U CubeSat shall be 1.33 kg.	A/M	2.1.5 項(1)
3.2.10.1	Note: Larger masses may be evaluated on a mission to mission basis.	NA	情報のみ
3.2.11	The maximum mass of a 1.5U CubeSat shall be 2.00 kg.	A/M	1.5Uの衛星はJ-SSOD-Rのみに適用する。
3.2.11.1	Note: Larger masses may be evaluated on a mission to mission basis.	NA	情報のみ
3.2.12	The maximum mass of a 2U CubeSat shall be 2.66 kg.	A/M	2.1.5 項(1)
3.2.12.1	Note: Larger masses may be evaluated on a mission to mission basis.	NA	情報のみ
3.2.13	The maximum mass of a 3U CubeSat shall be 4.00 kg.	A/M	2.1.5 項(1)
3.2.13.1	Note: Larger masses may be evaluated on a mission to mission basis.	NA	情報のみ
3.2.14	The CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the X and Y direction.	NA	
3.2.14.1	The 1U CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the Z direction.	NA	
3.2.14.2	The 1.5U CubeSat center of gravity shall be located within 3 cm from its geometric center in the Z direction.	NA	
3.2.14.3	The 2U CubeSat center of gravity shall be located within 4.5 cm from its geometric center in the Z direction.	NA	
3.2.14.4	3U and 3U+ CubeSats' center of gravity shall be located within 7 cm from its geometric center in the Z direction.	NA	
3.2.15	Aluminum 7075, 6061, 5005, and/or 5052 will be used for both the main CubeSat structure and the rails.	A/M	4.2.1 項(2)
3.2.15.1	If other materials are used the developer will submit a DAR and adhere to the waiver process.	A/M	4.2.1 項(2)

E

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.13 の適用要否 (4/7)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
3.2.16	The CubeSat rails and standoff, which contact the P-POD rails and adjacent CubeSat standoffs, shall be hard anodized aluminum to prevent any cold welding within the P-POD.	A	2.1.3 項(9)
3.2.17	The 1U, 1.5U, and 2U CubeSats shall use separation springs to ensure adequate separation.	A/M	<u>2.1.6 項</u>
3.2.17.1	Note: Recommended separation spring specifications are shown below in Table 1. These are a custom part available through Cal Poly. Contact cubesat@gmail.com in order to obtain these separation springs.	A/M	<u>2.1.6 項</u>
3.2.17.2	The compressed separation springs shall be at or below the level of the standoff.	A/M	<u>2.1.6 項</u>
3.2.17.3	The 1U, 1.5U, and 2U CubeSat separation spring will be centered on the end of the standoff on the CubeSat's -Z face as per Figure 7.	A/M	<u>2.1.6 項</u>
3.2.17.4	Separation springs are not required for 3U CubeSats.	A	<u>2.1.6 項</u>

E

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.13 の適用要否 (5/7)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
3.3	Electrical Requirements	-	タイトル行
3.3.1	The CubeSat power system shall be at a power off state to prevent CubeSat from activating any powered functions while integrated in the P-POD from the time of delivery to the LV through on-orbit deployment. CubeSat powered function include the variety of subsystems such as Command and Data Handling (C&DH), RF Communication, Attitude Determine and Control (ADC), deployable mechanism actuation. CubeSat power systems include all battery assemblies, solar cells, and coin cell batteries.	A/M	2.2.1 項
3.3.2	The CubeSat shall have, at a minimum, one deployment switch on a rail standoff, per Figure 7.	A/M	2.2.1 項
3.3.3	In the actuated state, the CubeSat deployment switch shall electrically disconnect the power system from the powered functions; this includes real time clocks (RTC).	A/M	2.2.1 項 2.3 項(4)
3.3.4	The deployment switch shall be in the actuated state at all times while integrated in the PPOD.	A/M	2.2.1 項 2.3 項(4)
3.3.4.1	In the actuated state, the CubeSat deployment switch will be at or below the level of the standoff.	A/M	2.2.1 項 2.3 項(4)
3.3.5	If the CubeSat deployment switch toggles from the actuated state and back, the transmission and deployable timers shall reset to t=0.	A	2.3 項(5)
3.3.6	The RBF pin and all CubeSat umbilical connectors shall be within the designated Access Port locations, green shaded areas shown in Appendix B.	A/M	2.2.2 項 RBF ピンは地上でのみ使用する。
3.3.6.1	Note: All diagnostics and battery charging within the P-POD will be done while the deployment switch is depressed.	NA	
3.3.7	The CubeSat shall include an RBF pin.	A/M	2.2.2 項 RBF ピンは地上でのみ使用する。
3.3.7.1	The RBF pin shall cut all power to the satellite once it is inserted into the satellite.	NA	
3.3.7.2	The RBF pin shall be removed from the CubeSat after integration into the P-POD.	NA	
3.3.7.3	The RBF pin shall protrude no more than 6.5 mm from the rails when it is fully inserted into the satellite.	A/M	2.2.2 項(2)
3.3.8	CubeSats shall incorporate battery circuit protection for charging/discharging to avoid unbalanced cell conditions.	A/M	4.2.2.2 項(4)

E

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.13 の適用要否 (6/7)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
3.3.9	The CubeSat shall be designed to meet at least one of the following requirements to prohibit inadvertent radio frequency (RF) transmission. The use of three independent inhibits is highly recommended and can reduce required documentation and analysis. An inhibit is a physical device between a power source and a hazard. A timer is not considered an independent inhibit.	A/M	4.2.2.2 項(2)
3.3.9.1	The CubeSat will have one RF inhibit and RF power output of no greater than 1.5W at the transmitting antenna's RF input.	NA	情報のみ
3.3.9.2	The CubeSat will have two independent RF inhibits	A/M	4.2.2.2 項(2)
3.4	Operational Requirements	-	タイトル行
3.4.1	Operators will obtain and provide documentation of proper licenses for use of radio frequencies.	A/M	5.2 項(1)(2) ISS 及び日本国における周波数調整プロセスを適用
3.4.1.1	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 項(1)(2)
3.4.2	CubeSats will comply with their country's radio license agreements and restrictions.	A	5.2 項(1)(2)
3.4.3	CubeSats mission design and hardware shall be in accordance with NPR 8715.6 to limit orbital debris.	A/M	4.3.2 項
3.4.3.1	Any CubeSat component shall re-enter with energy less than 15 Joules.	A/M	4.3.2 項
3.4.3.2	Developers will obtain and provide documentation of approval of an orbital debris mitigation plan from the FCC (or NOAA if imager is present).	N/A	情報のみ
3.4.3.2.1	Note: To view FCC amateur radio regulations, go to http://www.arrl.org/part-97-amateur-radio	N/A	情報のみ
3.4.3.3	Note: Analysis can be conducted to satisfy the above with NASA DAS, available at http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/mitigate/das.html	N/A	情報のみ
3.4.4	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 項(4)(5)
3.4.5	No CubeSats shall generate or transmit any signal from the time of integration into the P-POD through 45 minutes after on-orbit deployment from the P-POD. However, the CubeSat can be powered on following deployment from the P-POD.	A/M	2.3 項(5)

表 B-1 CubeSat Design Specification, Rev.13 の適用要否 (7/7)

No.	Requirement Description	適用	備考(本文書での適用項番等)
3.4.6	Private entities (non-U.S. Government) under the jurisdiction or control of the United States who propose to operate a remote sensing space system (satellite) may need to have a license as required by U.S. law. For more information visit http://www.nesdis.noaa.gov/CRSRA/licenseHome.html . Click on the Application Process link under the Applying for a License drop down section to begin the process.	N/A	
3.4.7	Cal Poly will conduct a minimum of one fit check in which developer hardware will be inspected and integrated into the P-POD or TestPOD. A final fit check will be conducted prior to launch. The CubeSat Acceptance Checklist (CAC) will be used to verify compliance of the specification (Found in the appendix of this document or online at http://cubesat.org/index.php/documents/developers).	A/M	添付 C
4	Testing Requirements	E	添付 C
4.1	Random Vibration	E	添付 C
4.2	Thermal Vacuum Bake out	E	添付 C
4.3	Shock Testing	E	添付 C
4.4	Visual Inspection	E	添付 C
4.5	CubeSat Testing Philosophy	E	添付 C
4.5.1	Qualification	E	添付 C
4.5.2	Protolflight	E	添付 C
4.5.3	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。

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	解析	検査	試験	設計確認	注記
2	10 cm級衛星に対するインターフェース 設計要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
2.1	機械的インターフェース要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
2.1.1	座標定義	NA	NA	NA	NA	[Definition]
2.1.2	寸法要求	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,1.5U,2U,3U,4U,5U,6U,W6U)
(2)	縦横幅(X, Y 方向)	—	○	—	—	寸法検査を実施すること。
(3)~(9)	高さ:Z 方向	—	○	—	—	同上
(10)	W6U寸法	—	○	—	—	同上
2.1.3	レールに関する要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	レール本数、取り付け位置	—	—	—	○	
(2)	寸法要求	—	○	—	—	寸法検査を実施すること。
(3)	レール最小幅	—	○	—	—	
(4)	レール表面粗さ	—	—	—	○	
(5)	レール端角R	—	○	—	—	
(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觸長	○	○	—	—	レールの接触面を算出すること。
(8)	欠番	—	—	—	—	
(9)	レール表面処理	—	—	—	○	

E

E

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	解析	検査	試験	設計確認	注記
2.1.4	エンベロープに関する要求	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	—	○	—	—	寸法検査を実施すること。
(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	—	—	—	○	
2.1.5	質量特性に関する要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	質量	—	○	—	—	
(2)	弾道係数	○	—	—	—	
(3)	欠番	—	—	—	—	
2.1.6	セパレーションスプリング	NA	NA	NA	NA	使用する場合は、添付 G に記載の適合性評価を行うこと。
2.1.7	アクセス窓	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	衛星へのアクセス	—	—	—	○	
2.1.8	強度要求	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	○	—	—	—	

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(3/7)

章	検証項目	解析	検査	試験	設計確認	注記
2.2	電気的インターフェース要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
2.2.1	ディプロイメントスイッチ	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	故障許容設計	—	—	—	○	
(2)	レール端面スイッチの搭載位置	—	○	—	○	
(3)	レール側面スイッチの搭載位置	—	○	—	○	
(4)	レール側面スイッチの先端形状	—	○	—	○	
(5)	レール側面スイッチの反力	—	○	—	○	
(6)	<u>欠番</u>	—	—	—	—	
(7)	レール端面スイッチの電力遮断機能	—	—	○	—	交差試験を行うこと。
(8)	レール側面スイッチの電力遮断機能	—	—	○	—	交差試験を行うこと。
(9)	可動ストローク	—	○	—	—	
(10)	合計ばね力	—	○	—	(○)	自作スイッチについては設計確認による評価は不可。
2.2.2	<u>地上作業用ピン</u>	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	<u>使用</u>	—	—	—	○	
(2)	<u>制約</u>	—	—	—	○	
2.2.3	<u>欠番</u>	NA	NA	NA	NA	[Title]
2.2.4	<u>RF</u>	NA	NA	NA	NA	[Title]4.2.2.2(2)項による。
2.2.5	<u>欠番</u>	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。

E

E

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	解析	検査	試験	設計確認	注記
2.3	運用上の要求事項	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(または民間事業者)と調整を行うこと。
2.4	環境条件インターフェース要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
2.4.1	振動、加速度環境	NA	NA	NA	NA	[Title]
(a)	準静的加速度	○	—	—	—	
(b)	ランダム振動荷重	—	—	○	—	試験を簡略化するためにハードマウントでの試験を許容する。 打上げ形態を模擬できる場合にはソフトマウントによる試験も許容する。
2.4.2	ISSにおける軌道上加速度	NA	NA	NA	NA	[Title]
	軌道上静加速度	(○)	—	—	—	2.4.1 項(a)の解析条件に包含される
2.4.3	圧力環境	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。

E

E

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)

E

章	検証項目	解析	検査	試験	設計確認	注記
3	50cm 級衛星に対するインターフェース 設計要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
3.1	機械的インターフェース要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
3.1.1	座標定義	NA	NA	NA	NA	[Definition]
3.1.2	寸法要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	衛星タイプ	—	—	—	○	衛星のタイプを識別すること。 (50 cm級衛星)
(2)~(4)	寸法	—	○	—	—	寸法検査を実施すること。
3.1.3	レールに関する要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1)	レール本数、取り付け位置	—	—	—	○	
(2)	寸法要求	—	○	—	—	寸法検査を実施すること。
(3)	レール最小幅	—	○	—	—	
(4)	レール表面粗さ	—	—	—	(○)	
(5)	レール端角R	—	○	—	—	
(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	○	○	—	—	レールの接触面を算出すること。
(8)	レール表面処理	—	○	—	○	
3.1.4	エンベロープに関する要求	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	—	○	—	—	寸法検査を実施すること。
(3)	+/-X, +/-Y 面に関するエンベロープ 規定	—	○	—	—	同上
(4)	接触規定	—	○	—	—	同上
(5)	衛星展開構造に対する拘束規定	—	—	—	○	

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	解析	検査	試験	設計確認	注記
3.1.5	質量特性に関する要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1) 質量	—	○	—	—	—	
(2) 弹道係数	○	—	—	—	—	
(3) 重心	○	—	(○)	—	—	
3.1.6	セパレーションスプリング	NA	NA	NA	NA	適用外
3.1.7	アクセス可能エリア	—	○	—	—	寸法検査を実施すること。
3.1.8	強度要求	○	—	—	—	2.1.8 項参照
3.1.9	剛性要求	○	—	—	—	2.1.9 項参照
3.1.10	地上取扱い時	○	—	—	○	
3.2	電気的インターフェース要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
3.2.1	ディプロイメントスイッチ	NA	NA	NA	NA	[Title]
(1) 故障許容設計	—	—	—	—	○	
(2) レール端面スイッチの搭載位置	—	○	—	—	○	
(3) レール端面スイッチの電力遮断機能	—	—	○	—	—	交差試験を行うこと。
(4) レール端面スイッチの反力	—	○	—	—	○	
(5) レール側面スイッチの搭載位置	—	○	—	—	○	
(6) レール側面スイッチの先端形状	—	○	—	—	○	
(7) レール側面スイッチの反力	—	○	—	—	○	
(8) レール側面スイッチの電力遮断機能	—	—	○	—	—	交差試験を行うこと。
3.2.2	地上作業用ピン	NA	NA	NA	NA	[Title]
3.2.3	RF	NA	NA	NA	NA	[Title] 4.2.2.2(2)項参照
3.3	運用上の要求事項	NA	NA	NA	NA	2.3 項参照
3.4	環境条件インターフェース要求	NA	NA	NA	NA	2.4 項参照
3.5	外部汚染防止	NA	NA	NA	NA	2.5 項参照

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(7/7)

E

章	検証項目	解析	検査	試験	設計確認	注記
4	安全・開発保証要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
4.1	安全・開発保証の共通要求	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	[Title]
4.2.1	安全評価解析の実施	○ 注記 参照	(○) 注記 参照	(○) 注記 参照	—	・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。 ・JAXAで行われる安全審査のために、必要な検証文書等を提出すること。
4.2.2	安全性設計のガイドライン	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	[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	[Title]
4.3.1.1	放出衛星に対する要求	NA	NA	NA	NA	[Title]
4.3.1.1.1	弾道係数	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	[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)	欠番	—	—	—	—	
(3)	欠番	—	—	—	—	
4.3.1.1.3	衛星の推進系システム	○	—	○	○	
4.3.1.1.4	分離式サブコンポーネント	○	—	—	○	
4.3.1.2	欠番	—	—	—	—	
4.3.2	スペースデブリ発生防止基準への適合性	○	—	—	—	

E

J-SSOD & [Satellite Name] Interface Verification Record**(For 10cm-sized Satellite Design)**

E

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)	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
2	Interface Requirements for 10cm-sized Satellite		[Title]			
2.1	Mechanical Interfaces		[Title]			
2.1.1	Coordinate System		[Definition]			
2.1.2	Dimensional Requirements		[Title]			
2.1.2(1)	Satellite Type	1U / 1.5U / 2U / 3U 4U / 5U / 6U	1U, 1.5U, 2U, 3U, 4U ,5U, 6U	Review of Design		
2.1.2(2)	Width in -Z Plane					
	a. +X Plane	mm				
	b. +Y Plane	mm				Figure2.1.2-1, 1a~1d
	c. -X Plane	mm				
	d. -Y Plane	mm	100.0+/-0.1mm	Review of Design		
2.1.2(3)-(9)	Width in +Z Plane					
	a. +X Plane	mm				
	b. +Y Plane	mm				Figure2.1.2-1, 2a~2d
	c. -X Plane	mm	100.0+/-0.1mm	Review of Design		
	d. -Y Plane	mm				
	Rails Length					
	a. Rail 1	mm	113.5+/-0.1mm (1U)			
	b. Rail 2	mm	170.2+/-0.1mm (1.5U)			Figure2.1.2-1, 3a~3d
	c. Rail 3	mm	227.0+/-0.2mm (2U)	Review of Design		
	d. Rail 4	mm	340.5+/-0.3mm (3U) 454.0+/-0.4mm (4U) 567.5+/-0.5mm (5U) 681.0+/-0.6mm (6U)			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
2.1.3	Rails		[Title]			
2.1.3(1)	Number of rails		4	Review of Design		
	Rails Perpendicularity against +Z Plane					
a.	Rail 1, +X	OK / NG				
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				
	Rails Perpendicularity against +Y Plane					
a.	Rail 1, +X	OK / NG				
b.	Rail 2, -X	OK / NG				
c.	Rail 3, -X	OK / NG				
d.	Rail 4, +X	OK / NG				
	Rails Parallelism to +Y Plane					
a.	Rail 1, -Y	OK / NG				
b.	Rail 2, -Y	OK / NG				
	Rail Edges Flatness on +Z Plane					
a.	Rail 1	OK / NG				
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
	Rails Width	x mm				
a.	Rail 1	x mm				
b.	Rail 2	x mm				
c.	Rail 3	x mm				
d.	Rail 4	x mm				
	Rails Surface Roughness					
a.	Rail 1	OK / NG				
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
	Rails Edges Rounding					
2.1.3(5)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG	Burr-free	Review of Design		Figure 2.1.2-1, 10a~10d
	Rails Surface Area (+Z Plane)					
2.1.3(6)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG	Min 6.5 x 6.5 mm	Review of Design		
	Rails Contact Length with J-SSOD Rail Guides					
2.1.3(7)	a. Rail 1, +X	mm				
	b. Rail 1, -Y	mm	≥ 85.1mm (1U)			
	c. Rail 2, -Y	mm	≥ 127.7mm (1.5U)			
	d. Rail 2, -X	mm	≥ 170.3mm (2U)			
	e. Rail 3, -X	mm	≥ 255.4mm (3U)			
	f. Rail 3, +Y	mm	≥ 340.5mm (4U)			
	g. Rail 4, +Y	mm	≥ 425.6mm (5U)			
	h. Rail 4, +X	mm	≥ 510.8mm (6U)			
2.1.3(8)	(N/A)					
	Rail Surface Finish					
2.1.3(9)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG	Anodized	Review of Design		
	d. Rail 4	OK / NG				
2.1.4	Envelope Requirements		[Title]			
2.1.4(1)	Dynamic Envelope		[Definition]			
2.1.4(2)	Dynamic Envelope (+Z Plane)	mm	≥ 0.5mm from rail surfaces (+ Z)	Review of Design (*2)		Figure 2.1.4-1, 11a
2.1.4(3)	Dynamic Envelope (-Z Plane)	OK / NG	No protrusion from rail surfaces (- Z)	Review of Design (*2)		Figure 2.1.4-1, 11b
	Dynamic Envelope (+/- X and +/- Y Plane)					
2.1.4(4)	a. +X Plane	mm				
	b. +Y Plane	mm	≤ 6.5mm from rail surface			
	c. -X Plane	mm	(+/- X, +/- Y)			
	d. -Y Plane	mm		Review of Design (*2)		Figure 2.1.4-1, 12a~12d
2.1.4(5)	Constraints on deployable	OK/NG	Any deployable components shall be constrained by the satellite itself.	Review of Design (*2)		
			(*2) Dynamic deformation shall be considered.			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
2.1.5	Mass Properties		[Title]			
2.1.5(1)	Mass	Kg	0.13~1.33kg/1U (1U,1.5U,2U,3U,4U,5U,6U)	Analysis		
2.1.5(2)	Ballistic Number	kg/m2	$\leq 115 \text{ kg/m}^2$	Analysis		
2.1.5(3)	(N/A)					
2.1.6	Separation Spring		Refer to Appendix G			
2.1.7	Access Window		[Title]			
2.1.7(1)	Operation	OK / NG	Do not access the satellite after storing the case.	Review of Design		
2.1.8	Structural Strength		[Title]			
2.1.8(1)	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		
2.1.8(2)	Rails Strength	OK / NG	Each rail shall have a sufficient structural strength with 46.6N of a combined load of the preload and the spring load by the main spring.	Analysis		
2.1.9	Stiffness	Hz	Minimum fundamental frequency $\geq 30 \text{ [Hz]}$	Analysis		
2.2	Electrical Interface		[Title]			
2.2.1	Deployment Switch		[Title]			
2.2.1(1)	Fault tolerant design	OK / NG	Fault tolerant design according to SSP51721.	Review of Design		
2.2.1(2)	Location of end rail switch	OK / NG	Location of end rail switch shall conform to Figure 2.2.1-1	Review of Design		Figure 2.2.1-1 13
2.2.1(3)	Location of side rail switch	OK / NG	Location of side rail switch shall conform to Figure 2.2.1-2	Review of Design		Figure 2.2.1-2 14
2.2.1(4)	Tip shape of side rail switch	OK / NG	$\geq R2.4$	Review of Design		
2.2.1(5)	Reaction force of side rail	OK / NG	$\leq 0.26 \text{ [N]}$ per 1U size satellite.	Review of Design		
2.2.1(6)	(N/A)					
2.2.1(7)	Power interruption function of end rail switch	OK / NG	The end rail switch shall be set does not operate until it protrudes 0.75mm min. from rail surfaces (-Z)	Review of Design		Figure 2.2.1-4, 15
2.2.1(8)	Power interruption function of side rail switch	OK / NG	The side rail switch shall be set does not operate until it protrudes 2.5mm min . from rail surfaces (+/- X, +/- Y)	Review of Design		Figure 2.2.1-5, 16
	Movable Stroke of end rail switch					
2.2.1(9)	a. Stroke(a)	OK / NG	Deployment Switches shall store up to rail end face (-Z plane) while loading the satellite into the satellite launch case and satellite deploy case.	Review of Design		
	b. Stroke(b)	OK / NG	No structural deformation and destruction occur during the phase from launch to satellite deploy operation.	Review of Design		
	c. Stroke(c)	OK / NG	Do not affect the satellite in the -Z direction when the satellite deploy operation.	Review of Design		
2.2.1(10)	Total spring force (-Z plane)	OK / NG	1.08 ~ 5.3N	Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
2.2.2	Ground Handling Pin		[Title]			
2.2.2(1)	Design	OK / NA / NG	Do not use the Ground Handling pin as a hazard control except for handling on the ground.	Review of Design		
2.2.2(2)	Operation	OK / NA / NG	Flight pin shall not be unintentionally separated from the satellite.	Review of Design		
2.2.3	(N/A)					
2.2.4	RF		Refer to 4.2.2.2(2)			
2.2.5	(N/A)					
2.3	Operation Requirements		[Title]			
2.3(1)	Maximum Stowage Duration	OK / NG	Maximum stowage duration shall assume the max stowage duration may be about 1 year.	Review of Design (*3)		
2.3(2)	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)		
2.3(3)	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)		
(*3) It is allowed to describe a rationale in "Evidence document" instead of providing a document.						
Minimum Time until Appendage Deployment & RF Radiation						
2.3(4),(5)	a. Timer Setting	OK / NG	≥ 30 minutes	Review of Design		
	b. Function Test	OK / NG	Whenever either of two deployment switches is re-depressed, the timer shall be reset.	Review of Design		
2.3(6)	Limitation of the satellite	OK / NG	A satellite deployment window shall not be restricted by a satellite design.	Review of Design		
2.4	Environmental Requirements		[Title]			
2.4.1	Random Vibration and Acceleration		[Title]			
2.4.1(a)	Quasi-static Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(a)	Analysis		
2.4.1(b)	Random Vibration	N/A	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(b)	N/A		
2.4.2	On-orbit Acceleration		[Title]			
2.4.2(a)	On-orbit Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(a)	(Analysis)		
2.4.3	Pressure Environment		[Title]			
2.4.3(a)	Pressure	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.3(a)	Review of Design (*4)		
2.4.3(b)	Depressurization Rate	m(*5)	If V/A > 50.8m (2000inch), Stress Analysis Report is needed.	Review of Design (or Analysis)		
(*4) It is allowed to write the purport of no problem in "Evidence document" instead of providing a document.						
(*5) Please fill in V/A.						
2.4.4	Thermal Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.4.	Review of Design (or test)		
2.4.5	Humidity Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.5.	Review of Design (*4)		
2.5	Out-gassing	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.5.	Review of Design (or Test)		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
4	Safety and Product Assurance		[Title]			
4.1	Generic Requirements		[Guidelines]			
4.2	Safety Assessment		[Title]			
4.2.1	Implementation of Safety Analysis and Safety Assessment					
4.2.1(1)	(a) On-orbit Safety	Applied / NA	The satellite provider shall conduct safety analysis and submit an SAR. Necessary inspections and tests for safety assessment shall be also conducted.		Review of Design	
	(b) Launch Site & Vehicle Safety	Applied / NA	The satellite provider shall submit ATV/HTV/KSC Form 100 for launch site & vehicle safety assessment.		Review of Design	
4.2.1(2)	Material Identification Usage List (MIUL)	Applied / NA	The satellite provider shall submit MIUL.		Review of Design	
4.2.1(3)	Materials Usage Agreement (MUA)	Applied / NA	The satellite provider shall submit MUA.		Review of Design	
4.2.1(4)	Volatile Organic Compound Usage Agreement (VUA)	Applied / NA	The satellite provider shall submit VUA.		Review of Design	
4.2.1(5)	Hazardous Material Summary Tables (HMST)	Applied / NA	The satellite provider shall submit HMST.		Review of Design	
4.2.2	Safety Design Guidelines		[Guidelines]			
4.2.2.1	Standard Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.1(1)	Flammable Material	Applied / NA	If the satellite has flammability materials such as non-metallic materials.		Review of Design	
4.2.2.1(2)	Material Offgassing	Applied / NA	If the satellite has offgassing materials such as non-metallic materials.		Review of Design	
4.2.2.1(3)	Hazardous Material	Applied / NA	If the satellite has toxic, or biological hazardous materials.		Review of Design	
4.2.2.1(4)	Sharp Particles	Applied / NA	If the satellite has glass or shatterable materials.		Review of Design	
4.2.2.1(5)	Mechanical Hazards	Applied / NA	If the satellite has sharp edges, corners, holes, etc.		Review of Design	
4.2.2.1(6)	Touch Temperature	Applied / NA	If the satellite has sources of heating and/or cooling.		Review of Design	
4.2.2.1(7)	Laser and/or Incoherent Emissions	Applied / NA	If the satellite has laser and/or incoherent emissions.		Review of Design	
4.2.2.1(8)	Radiation Interference	Applied / NA	If the satellite has non-ionizing radiation sources (electrical power supplies, batteries, antennas/transmitters).		Review of Design	
4.2.2.1(9)	Rotating Equipment	Applied / NA	If the satellite has rotating equipments.		Review of Design	
4.2.2.1(10)	Sealed Container	Applied / NA	If the satellite has sealed containers.		Review of Design	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
4.2.2.2	Unique Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.2(1)	Structural Failure	Applied / NA	To perform structural design and fracture control of the satellite.	Review of Design		
4.2.2.2(2)	Radio Frequency (RF) Radiation	Hz μV/m W/m ²	Satellite RF emission levels do not exceed the levels in 4.2.2.2(2).	Review of Design		
4.2.2.2(3)	Deployable Structure	Applied / NA	If the satellite has deployable structures.	Review of Design		
4.2.2.2(4)	Battery Failure	Applied / NA	If the satellite has batteries.	Review of Design		
4.2.2.2(5)	Propulsion, Deployable Subcomponents	Applied / NA	If the satellite has propulsion system and/or deployable subcomponents.	Review of Design		
4.2.2.2(6)	Other Failures	Applied / NA	If the satellite may occur other hazards.	Review of Design		
4.3	Safety Requirements for Deployable Satellite from ISS and Space Debris Mitigation Guidelines		[Title]			
4.3.1	Safety Requirements for Deployable Satellite		[Title]			
4.3.1.1	Deployable Satellite Design Requirements		[Title]			
4.3.1.1.1	Ballistic Number		Refer to [2.1.5(2)]			
4.3.1.1.2	Deployment Analysis		[Title]			
4.3.1.1.2(1)	Trackability of Satellite	Applied / NA	The Satellite shall have a minimum flight cross section at least 78.5 cm ² .	Review of Design		
4.3.1.1.3	Propulsion Systems		[Title]			
4.3.1.1.3(1)	SSA Sharing Agreement	Applied / NA	The satellite developer shall conclude a SSA sharing agreement (Space Situational Awareness) with USSPACECOM and submit the certificate to JAXA.	Review of Design		
4.3.1.1.3(2)	Operation Process	Applied / NA	The satellite developer shall coordinate with NASA of the operational process and prepare PIA, OIP, OA, etc., and submit the approved documents to JAXA.	Review of Design		
4.3.1.1.4	Deployable Subcomponents		[Title]			
4.3.1.1.4(1)	Deploy distance	Applied / NA	The satellite is more than 500 km forward or backward from the ISS relative to the ISS's forward direction.	Review of Design		
4.3.1.1.4(2)	Deploy altitude	Applied / NA	The apogee altitude of the main satellite and subcomponents must be lower than the perigee altitude of the ISS.	Review of Design		
4.3.2	Compatibility with Space Debris Mitigation Guidelines		[Guidelines]			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
		<p>【Note】</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) Unite:mm 2) All values shall be met after the surface coating 3) Bold portion ($\pm Z$ plane) (—) shall be free from burrs (Also applicable for $-Z$ plane.) 	<p>1U: $Ha=113.5 \pm 0.1$ (*) 1.5U: $Ha=170.2 \pm 0.1$ (*) 2U: $Ha=227 \pm 0.2$ (*) 3U: $Ha=340.5 \pm 0.3$ (*) 4U: $Ha=454.0 \pm 0.4$ (*) 5U: $Ha=567.5 \pm 0.5$ (*) 6U: $Ha=681.0 \pm 0.6$ (*) (*) When using a separation spring, thickness of plunger flange shall be considered.</p>			

Figure 2.1.2-1 Dimensional Requirements for Satellite

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
						E

Common for four positions

12d

12a

12b

12c

±Z 面

Allowable Dynamic Envelope (See Note3))

0.5

Common for four positions

11b

Rail

See Note 2

11a

+X

+Y

+Z

+Y

+Z

+X

【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

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
		<p><u>Detail Information for Separation Spring Interface</u></p> <p><u>Figure 2.2.1-1 Location of Deployment Switch of end rail</u></p>		<p><u>Figure 2.2.1-4 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switch on the end of the rail</u></p>		E
		<p><u>Figure 2.2.1-2 Deployment Switch of side rail</u></p>		<p><u>Figure 2.2.1-5 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switches on the side of the rail</u></p>		

J-SSOD & [Satellite Name] Interface Verification Record**(For 10cm-sized Satellite Flight Model)**

E

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)	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
2	Interface Requirements for 10cm-sized Satellite		[Title]			
2.1	Mechanical Interfaces		[Title]			
2.1.1	Coordinate System		[Definition]			
2.1.2	Dimensional Requirements		[Title]			
2.1.2(1)	Satellite Type	1U / 1.5U / 2U / 3U 4U / 5U / 6U	1U, 1.5U, 2U, 3U, 4U ,5U, 6U	Review of Design		
2.1.2(2)	Width in -Z Plane					
	a. +X Plane	mm				
	b. +Y Plane	mm				
	c. -X Plane	mm				
	d. -Y Plane	mm	100.0+/-0.1mm	Inspection (Measurement)	Figure2.1.2-1, 1a~1d	
2.1.2(3)-(9)	Width in +Z Plane					
	a. +X Plane	mm				
	b. +Y Plane	mm				
	c. -X Plane	mm	100.0+/-0.1mm	Inspection (Measurement)	Figure2.1.2-1, 2a~2d	
	d. -Y Plane	mm				
	Rails Length					
	a. Rail 1	mm	113.5+/-0.1mm (1U)			
	b. Rail 2	mm	170.2+/-0.1mm (1.5U)			
	c. Rail 3	mm	227.0+/-0.2mm (2U)	Inspection (Measurement)	Figure2.1.2-1, 3a~3d	
	d. Rail 4	mm	340.5+/-0.3mm (3U) 454.0+/-0.4mm (4U) 567.5+/-0.5mm (5U) 681.0+/-0.6mm (6U)			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
2.1.3	Rails		[Title]			
2.1.3(1)	Number of rails		4	Review of Design		
	Rails Perpendicularity against +Z Plane					
	a. Rail 1, +X	OK / NG				
	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				
	Rails Perpendicularity against +Y Plane					
	a. Rail 1, +X	OK / NG				
	b. Rail 2, -X	OK / NG				
	c. Rail 3, -X	OK / NG				
	d. Rail 4, +X	OK / NG				
2.1.3(2)	Rails Parallelism to +Y Plane		$\leq 0.2\text{mm}$			
	a. Rail 1, -Y	OK / NG				
	b. Rail 2, -Y	OK / NG				
	Rail Edges Flatness on +Z Plane		$\leq 0.2\text{mm}$			
	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG				
	Rails Width	x mm				
2.1.3(3)	a. Rail 1	x mm				
	b. Rail 2	x mm				
	c. Rail 3	x mm				
	d. Rail 4	x mm				
	Rails Surface Roughness		$\leq 1.6 \mu\text{m} (\text{Ra})$ (*1)			
2.1.3(4)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG				
			(*1) Arithmetic average of the roughness profile.	Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
	Rails Edges Rounding					
2.1.3(5)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG	Burr-free	Inspection (Machine work order, Inspection report,etc.)		Figure2.1.2-1, 10a~10d
	Rails Surface Area (+Z Plane)					
2.1.3(6)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG	Min 6.5 x 6.5 mm	Inspection (Manufacture drawing, etc.)		
	Rails Contact Length with J-SSOD Rail Guides					
2.1.3(7)	a. Rail 1, +X	mm	≥ 85.1mm (1U)			
	b. Rail 1, -Y	mm	≥ 127.7mm (1.5U)			
	c. Rail 2, -Y	mm	≥ 170.3mm (2U)			
	d. Rail 2, -X	mm	≥ 255.4mm (3U)			
	e. Rail 3, -X	mm	≥ 340.5mm (4U)			
	f. Rail 3, +Y	mm	≥ 425.6mm (5U)			
	g. Rail 4, +Y	mm	≥ 510.8mm (6U)			
	h. Rail 4, +X	mm				
2.1.3(8)	(N/A)					
	Rail Surface Finish					
2.1.3(9)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG	Anodized	Inspection, Review of Design (Machine work order, Inspection report,etc.)		
2.1.4	Envelope Requirements		[Title]			
2.1.4(1)	Dynamic Envelope		[Definition]			
2.1.4(2)	Dynamic Envelope ($\pm Z$ Plane)	mm	≥ 0.5mm from rail surfaces (+ Z)	Inspection (*2) (Measurement)		Figure 2.1.4-1, 11a
2.1.4(3)	Dynamic Envelope (-Z Plane)	OK / NG	No protrusion from rail surfaces (- Z)	Inspection (*2) (Measurement)		Figure 2.1.4-1, 11b
	Dynamic Envelope (+/- X and +/- Y Plane)					
2.1.4(4)	a. +X Plane	mm				
	b. +Y Plane	mm	≤ 6.5mm from rail surface			
	c. -X Plane	mm	(+/- X, +/- Y)			
	d. -Y Plane	mm				
2.1.4(5)	Constraints on deployable	OK/NG	Any deployable components shall be constrained by the satellite itself.	Review of Design (*2)		
			(*2) Dynamic deformation shall be considered.			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
2.1.5	Mass Properties		[Title]			
2.1.5(1)	Mass	Kg	0.13~1.33kg/1U (1U,1.5U,2U,3U,4U,5U,6U)	Inspection (Measurement)		
2.1.5(2)	Ballistic Number	kg/m2	$\leq 115 \text{ kg/m}^2$	Analysis		
2.1.5(3)	(N/A)				Analysis (or Test)	
2.1.6	Separation Spring		Refer to Appendix G			
2.1.7	Access Window		[Title]			
2.1.7(1)	Operation	OK / NG	Do not access the satellite after storing the case.	Review of Design		
2.1.8	Structural Strength		[Title]			
2.1.8(1)	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)		
2.1.8(2)	Rails Strength	OK / NG	Each rail shall have a sufficient structural strength with 46.6N of a combined load of the preload and the spring load by the main spring.	Analysis (Stress Analysis Report)		
2.1.9	Stiffness	Hz	Minimum fundamental frequency $\geq 30 \text{ [Hz]}$	Analysis (Stress Analysis Report)		
2.2	Electrical Interface		[Title]			
2.2.1	Deployment Switch		[Title]			
2.2.1(1)	Fault tolerant design	OK / NG	Fault tolerant design according to SSP51721.	Review of Design		
2.2.1(2)	Location of end rail switch	OK / NG	Location of end rail switch shall conform to Figure 2.2.1-1	Inspection, Review of Design	Figure 2.2.1-1 13	
2.2.1(3)	Location of side rail switch	OK / NG	Location of side rail switch shall conform to Figure 2.2.1-2	Inspection, Review of Design	Figure 2.2.1-2 14	
2.2.1(4)	Tip shape of side rail switch	OK / NG	$\geq R2.4$	Inspection, Review of Design		
2.2.1(5)	Reaction force of side rail switch	OK / NG	$\leq 0.26 \text{ [N]}$ per 1U size satellite.	Inspection, Review of Design		
2.2.1(6)	(N/A)					
2.2.1(7)	Power interruption function of end rail switch	OK / NG	The end rail switch shall be set does not operate until it protrudes 0.75mm min. from rail surfaces (-Z)	Test	Figure 2.2.1-4, 15	
2.2.1(8)	Power interruption function of side rail switch	OK / NG	The side rail switch shall be set does not operate until it protrudes 2.5mm min. from rail surfaces (+/- X, +/- Y)	Inspection, Test	Figure 2.2.1-5, 16	E-2

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
Movable Stroke of end rail switch						
2.2.1(9)	a. Stroke(a)	OK / NG	Deployment Switches shall store up to rail end face (-Z plane) while loading the satellite into the satellite launch case and satellite deploy case.	Inspection		
	b. Stroke(b)	OK / NG	No structural deformation and destruction occur during the phase from launch to satellite deploy operation.	Inspection		
	c. Stroke(c)	OK / NG	Do not affect the satellite in the -Z direction when the satellite deploy operation.	Inspection		
2.2.1(10)	Total spring force (-Z plane)	OK / NG	1.08 ~ 5.3N	Inspection (or Review of Design)		
2.2.2	Ground Handling Pin		[Title]			
2.2.2(1)	Design	OK / NA / NG	Do not use the Ground Handling pin as a hazard control except for handling on the ground.	Review of Design		
2.2.2(2)	Operation	OK / NA / NG	Flight pin shall not be unintentionally separated from the satellite.	Review of Design		
2.2.3	(N/A)					
2.2.4	RF		Refer to 4.2.2.2(2)			
2.2.5	(N/A)					
2.3	Operation Requirements		[Title]			
2.3(1)	Maximum Stowage Duration	OK / NG	Maximum stowage duration shall assume the max stowage duration may be about 1 year.	Review of Design (*3)		
2.3(2)	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)		
2.3(3)	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)		
(*3) It is allowed to describe a rationale in "Evidence document" instead of providing a document.						
Minimum Time until Appendage Deployment & RF Radiation						
2.3(4),(5)	a. Timer Setting	OK / NG	≥ 30 minutes	Test		
	b. Function Test	OK / NG	Whenever either of two deployment switches is re-depressed, the timer shall be reset.	Test		
2.3(6)	Limitation of the satellite	OK / NG	A satellite deployment window shall not be restricted by a satellite design.	Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
2.4	Environmental Requirements		[Title]			
2.4.1	Random Vibration and Acceleration		[Title]			
2.4.1(a)	Quasi-static Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(a)	(Stress Analysis Report)		
2.4.1(b)	Random Vibration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(b)	Test (Vibration Test Report)		
2.4.2	On-orbit Acceleration		[Title]			
2.4.2(a)	On-orbit Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(a)	(Stress Analysis Report)		
2.4.3	Pressure Environment		[Title]			
2.4.3(a)	Pressure	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.3(a)	Review of Design (*4)		
2.4.3(b)	Depressurization Rate	m(*5)	If V/A > 50.8m (2000inch), Stress Analysis Report is needed.	Review of Design (or Analysis)		
			<i>(*4) It is allowed to write the purport of no problem in "Evidence document" instead of providing a document.</i>			
			<i>(*5) Please fill in V/A.</i>			
2.4.4	Thermal Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.4.	Review of Design (or test)		
2.4.5	Humidity Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.5.	Review of Design (*4)		
2.5	Out-gassing	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.5.	Review of Design (or Inspection)		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4	Safety and Product Assurance		[Title]			
4.1	Generic Requirements		[Guidelines]			
4.2	Safety Assessment		[Title]			
4.2.1	Implementation of Safety Analysis and Safety Assessment					
	(a) On-orbit Safety	OK / NA	The satellite provider shall conduct safety analysis and submit an SAR. Necessary inspections and tests for safety assessment shall be also conducted.		Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)	
4.2.1(1)	(b) Launch Site & Vehicle Safety	OK / NA	The satellite provider shall submit ATV/HTV/KSC Form 100 for launch site & vehicle safety assessment.		Analysis, Test, Inspection (ATV/HTV/KSC Form 100 check list)	
4.2.1(2)	Material Identification Usage List (MIUL)	OK / NA	The satellite provider shall submit MIUL.		Analysis, Test, Inspection (MIUL)	
4.2.1(3)	Materials Usage Agreement (MUA)	OK / NA	The satellite provider shall submit MUA.		Analysis, Test, Inspection (MUA)	
4.2.1(4)	Volatile Organic Compound Usage Agreement (VUA)	OK / NA	The satellite provider shall submit VUA.		Analysis, Test, Inspection (VUA)	
4.2.1(5)	Hazardous Material Summary Tables (HMST)	OK / NA	The satellite provider shall submit HMST.		Analysis, Test, Inspection (HMST)	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4.2.2	Safety Design Guidelines [Guidelines]					
4.2.2.1	Standard Hazard [Guidelines]					
4.2.2.1(1)	Flammable Material	OK / NA	If the satellite has flammability materials such as non-metallic materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(2)	Material Offgassing	OK / NA	If the satellite has offgassing materials such as non-metallic materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(3)	Hazardous Material	OK / NA	If the satellite has toxic, or biological hazardous materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(4)	Sharp Particles	OK / NA	If the satellite has glass or shatterable materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(5)	Mechanical Hazards	OK / NA	If the satellite has sharp edges, corners, holes, etc.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(6)	Touch Temperature	OK / NA	If the satellite has sources of heating and/or cooling.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(7)	Laser and/or Incoherent Emissions	OK / NA	If the satellite has laser and/or incoherent emissions.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(8)	Radiation Interference	OK / NA	If the satellite has non-ionizing radiation sources (electrical power supplies, batteries, antennas/transmitters).	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(9)	Rotating Equipment	OK / NA	If the satellite has rotating equipments.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(10)	Sealed Container	OK / NA	If the satellite has sealed containers.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4.2.2.2	Unique Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.2(1)	Structural Failure	Applied / NA	To perform structural design and fracture control of the satellite.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(2)	Radio Frequency (RF) Radiation	Hz $\mu\text{V/m}$ W/m ²	Satellite RF emission levels do not exceed the levels in 4.2.2.2(2).	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(3)	Deployable Structure	Applied / NA	If the satellite has deployable structures.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(4)	Battery Failure	Applied / NA	If the satellite has batteries.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(5)	Propulsion, Deployable Subcomponents	Applied / NA	If the satellite has propulsion system and/or deployable subcomponents.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(6)	Other Failures	Applied / NA	If the satellite may occur other hazards.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.3	Safety Requirements for Deployable Satellite from ISS and Space Debris Mitigation Guidelines		[Title]			
4.3.1	Safety Requirements for Deployable Satellite		[Title]			
4.3.1.1	Deployable Satellite Design Requirements		[Title]			
4.3.1.1.1	Ballistic Number		Refer to [2.1.5(2)]			
4.3.1.1.2	Deployment Analysis		[Title]			
4.3.1.1.2(1)	Trackability of Satellite	Applied / NA	The Satellite shall have a minimum flight cross section at least 78.5 cm ² .	Inspection		
4.3.1.1.3	Propulsion Systems		[Title]			
4.3.1.1.3(1)	SSA Sharing Agreement	Applied / NA	The satellite developer shall conclude a SSA sharing agreement (Space Situational Awareness) with USSPACECOM and submit the certificate to JAXA.	Analysis, Test, Review of Design		
4.3.1.1.3(2)	Operation Process	Applied / NA	The satellite developer shall coordinate with NASA of the operational process and prepare PIA, OIP, OA, etc., and submit the approved documents to JAXA.	Analysis, Test, Review of Design		
4.3.1.1.4	Deployable Subcomponents		[Title]			
4.3.1.1.4(1)	Deploy distance	Applied / NA	The satellite is more than 500 km forward or backward from the ISS relative to the ISS's forward direction.	Analysis, Review of Design		
4.3.1.1.4(2)	Deploy altitude	Applied / NA	The apogee altitude of the main satellite and subcomponents must be lower than the perigee altitude of the ISS.	Analysis, Review of Design		
4.3.2	Compatibility with Space Debris Mitigation Guidelines		[Guidelines]			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
		<p>【Note】</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) Unite:mm 2) All values shall be met after the surface coating 3) Bold portion ($\pm Z$ plane) (—) shall be free from burrs (Also applicable for $-Z$ plane.) 	<p>1U: $Ha=113.5\pm 0.1$ (*) 1.5U: $Ha=170.2\pm 0.1$ (*) 2U: $Ha=227\pm 0.2$ (*) 3U: $Ha=340.5\pm 0.3$ (*) 4U: $Ha=454.0\pm 0.4$ (*) 5U: $Ha=567.5\pm 0.5$ (*) 6U: $Ha=681.0\pm 0.6$ (*) (*) When using a separation spring, thickness of plunger flange shall be considered.</p>			E

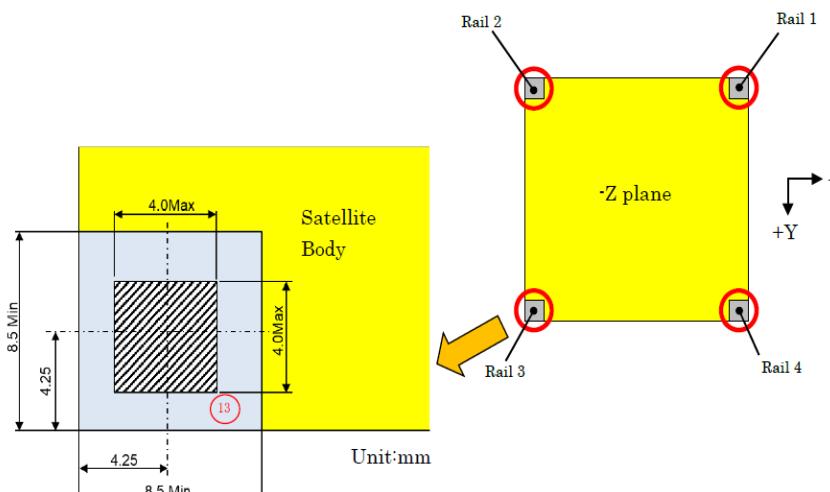
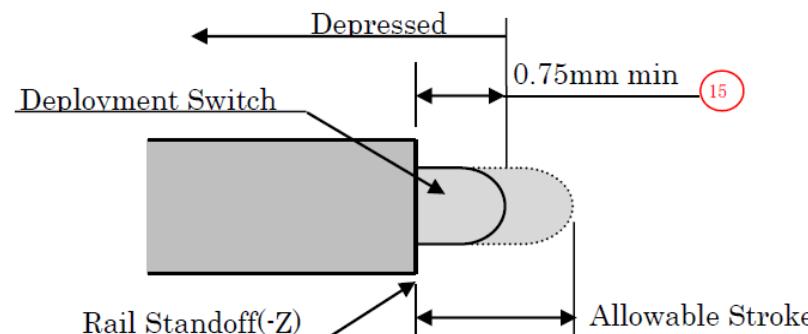
Figure 2.1.2-1 Dimensional Requirements for Satellite

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
		<p>Common for four positions</p> <p>6.5</p> <p>8.5</p> <p>12a</p> <p>12b</p> <p>12c</p> <p>12d</p> <p>±Z 面</p> <p>+X</p> <p>+Y</p> <p>0.5</p> <p>Common for four positions</p> <p>11b</p> <p>Rail</p> <p>Allowable Dynamic Envelope (See Note3))</p> <p>+Z</p> <p>+Y</p> <p>11a</p> <p>See Note 2)</p>	<p>Common for four positions</p> <p>0.5</p> <p>Common for four positions</p> <p>11b</p> <p>Rail</p> <p>Allowable Dynamic Envelope (See Note3))</p> <p>+Z</p> <p>+Y</p> <p>11a</p> <p>See Note 2)</p>			E

【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

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
		 <p>Unit:mm</p> <p>Detail Information for Separation Spring Interface</p> <p>Figure 2.2.1-1 Location of Deployment Switch of end rail</p>	<p>Can be installed on the side of rail (+20mm from the +Z surface cannot be installed)</p> <p>Can not be installed on the side of rail (X and Y plane)</p> <p>Can be installed on the side of rail (+20mm from the +Z surface cannot be installed)</p> <p>Can not be installed on the side of rail (X and Y plane) (+20mm from the +Z surface cannot be installed)</p>	 <p>Depressed</p> <p>Deployment Switch</p> <p>Rail Standoff(-Z)</p> <p>Allowable Stroke</p>	<p>Figure 2.2.1-4 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switch on the end of the rail</p>	E

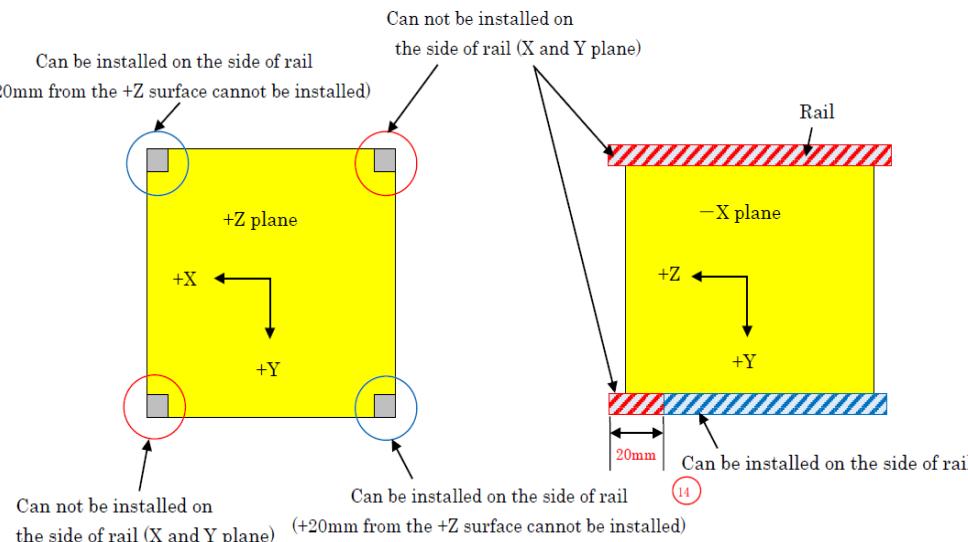


Figure 2.2.1-2 Deployment Switch of side rail

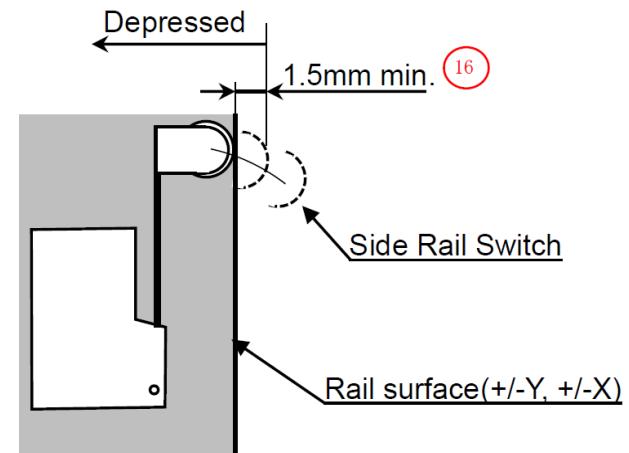


Figure 2.2.1-5 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switches on the side of the rail

J-SSOD & [Satellite Name] Interface Verification Record**(For W6U-sized Satellite Design)**

E

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)	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
2	Interface Requirements for W6U-sized Satellite		[Title]			
2.1	Mechanical Interfaces		[Title]			
2.1.1	Coordinate System		[Definition]			
2.1.2	Dimensional Requirements		[Title]			
2.1.2(1)	Satellite Type	W6U	W6U	Review of Design		
	Width in -Z Plane					
	a. +X Plane	mm				
	b. -X Plane	mm	100.0+/-0.1mm			
	c. +Y Plane	mm				
	d. -Y Plane	mm	226.3+/-0.1mm	Review of Design		Figure2.1.2-1, 1a~1d
2.1.2(2)	Width in +Z Plane					
	a. +X Plane	mm	100.0+/-0.1mm			
	b. -X Plane	mm				
	c. +Y Plane	mm	226.3+/-0.1mm	Review of Design		Figure2.1.2-1, 2a~2d
	d. -Y Plane	mm				
	Rails Length					
2.1.2(10)	a. Rail 1	mm				
	b. Rail 2	mm	340.5+/-0.3mm or			
	c. Rail 3	mm	366.0+/-0.3mm	Review of Design		Figure2.1.2-1, 3a~3d
	d. Rail 4	mm				

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
2.1.3	Rails		[Title]			
2.1.3(1)	Number of rails		4	Review of Design		
	Rails Perpendicularity against +Z Plane					
a.	Rail 1, +X	OK / NG				
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				
	Rails Perpendicularity against +Y Plane					
a.	Rail 1, +X	OK / NG				
b.	Rail 2, -X	OK / NG				
c.	Rail 3, -X	OK / NG				
d.	Rail 4, +X	OK / NG				
	Rails Parallelism to +Y Plane					
a.	Rail 1, -Y	OK / NG				
b.	Rail 2, -Y	OK / NG				
	Rail Edges Flatness on +Z Plane					
a.	Rail 1	OK / NG				
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
	Rails Width	x mm				
a.	Rail 1	x mm				
b.	Rail 2	x mm				
c.	Rail 3	x mm				
d.	Rail 4	x mm	Min 8.5 x 8.5 mm	Review of Design		
	Rails Surface Roughness					
a.	Rail 1	OK / NG				
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG	$\leq 1.6 \mu m$ (Ra) (*1)	Review of Design		
			(*1) Arithmetic average of the roughness profile.			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
	Rails Edges Rounding					
2.1.3(5)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG	Burr-free	Review of Design		Figure 2.1.2-1, 10a~10d
	Rails Surface Area (+Z Plane)					
2.1.3(6)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG	Min 6.5 x 6.5 mm	Review of Design		
	Rails Contact Length with J-SSOD Rail Guides					
2.1.3(7)	a. Rail 1, +X	mm				
	b. Rail 1, -Y	mm				
	c. Rail 2, -Y	mm				
	d. Rail 2, -X	mm	≥ 255.4mm (340.5mm(+Z))			
	e. Rail 3, -X	mm	≥ 274.5mm (366.0mm(+Z))			
	f. Rail 3, +Y	mm				
	g. Rail 4, +Y	mm				
	h. Rail 4, +X	mm				
2.1.3(8)	(N/A)					
	Rail Surface Finish					
2.1.3(9)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG	Anodized	Review of Design		
	d. Rail 4	OK / NG				
2.1.4	Envelope Requirements		[Title]			
2.1.4(1)	Dynamic Envelope		[Definition]			
2.1.4(2)	Dynamic Envelope (+Z Plane)	mm	≥ 0.5mm from rail surfaces (+ Z)	Review of Design (*2)		Figure 2.1.4-1, 11a
2.1.4(3)	Dynamic Envelope (-Z Plane)	OK / NG	No protrusion from rail surfaces (- Z)	Review of Design (*2)		Figure 2.1.4-1, 11b
	Dynamic Envelope (+/- X and +/- Y Plane)					
2.1.4(4)	a. +X Plane	mm	≤ 6.5mm from rail surface			
	b. +Y Plane	mm	≤ 12.5mm from rail surface			
	c. -X Plane	mm	≤ 6.5mm from rail surface	Review of Design (*2)		Figure 2.1.4-1, 12a~12d
	d. -Y Plane	mm	≤ 12.5mm from rail surface			
2.1.4(5)	Constraints on deployable	OK/NG	Any deployable components shall be constrained by the satellite itself.	Review of Design (*2)		
			(*2) Dynamic deformation shall be considered.			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
2.1.5	Mass Properties		[Title]			
2.1.5(1)	Mass	Kg	W6U(X:100xY:226.3xZ:340.5) ≤ 10.2kg W6U(X:100xY:226.3xZ:340.5) ≤ 10.8kg	Analysis		
2.1.5(2)	Ballistic Number	kg/m2	≤ 115 kg/m2	Analysis		
2.1.5(3)	(N/A)					
2.1.6	Separation Spring		Refer to Appendix G			
2.1.7	Access Window		[Title]			
2.1.7(1)	Operation	OK / NG	Do not access the satellite after storing the case.	Review of Design		
2.1.8	Structural Strength		[Title]			
2.1.8(1)	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		
2.1.8(2)	Rails Strength	OK / NG	Each rail shall have a sufficient structural strength with 46.6N of a combined load of the preload and the spring load by the main spring.	Analysis		
2.1.9	Stiffness	Hz	Minimum fundamental frequency ≥ 30 [Hz]	Analysis		
2.2	Electrical Interface		[Title]			
2.2.1	Deployment Switch		[Title]			
2.2.1(1)	Fault tolerant design	OK / NG	Fault tolerant design according to SSP51721.	Review of Design		
2.2.1(2)	Location of end rail switch	OK / NG	Location of end rail switch shall conform to Figure 2.2.1-1	Review of Design		Figure 2.2.1-1 13
2.2.1(3)	Location of side rail switch	OK / NG	Location of side rail switch shall conform to Figure 2.2.1-3	Review of Design		Figure 2.2.1-3 14
2.2.1(4)	Tip shape of side rail switch	OK / NG	≥ R1	Review of Design		
2.2.1(5)	Reaction force of side rail switch	OK / NG	≤ 1.4 [N]	Review of Design		
2.2.1(6)	(N/A)					
2.2.1(7)	Power interruption function of end rail switch	OK / NG	The end rail switch shall be set does not operate until it protrudes 0.75mm min. from rail surfaces (-Z)	Review of Design		Figure 2.2.1-4, 15
2.2.1(8)	Power interruption function of side rail switch	OK / NG	The side rail switch shall be set does not operate until it protrudes 1.0mm min. from rail surfaces (+/- X, +/- Y)	Review of Design		Figure 2.2.1-5, 16
	Movable Stroke of end rail switch					
2.2.1(9)	a. Stroke(a)	OK / NG	Deployment Switches shall store up to rail end face (-Z plane) while loading the satellite into the satellite launch case and satellite deploy case.	Review of Design		
	b. Stroke(b)	OK / NG	No structural deformation and destruction occur during the phase from launch to satellite deploy operation.	Review of Design		
	c. Stroke(c)	OK / NG	Do not affect the satellite in the -Z direction when the satellite deploy operation.	Review of Design		
2.2.1(10)	Total spring force (-Z plane)	OK / NG	≤ 6N	Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
2.2.2	Ground Handling Pin		[Title]			
2.2.2(1)	Design	OK / NA / NG	Do not use the Ground Handling pin as a hazard control except for handling on the ground.	Review of Design		
2.2.2(2)	Operation	OK / NA / NG	Flight pin shall not be unintentionally separated from the satellite.	Review of Design		
2.2.3	(N/A)					
2.2.4	RF		Refer to 4.2.2.2(2)			
2.2.5	(N/A)					
2.3	Operation Requirements		[Title]			
2.3(1)	Maximum Stowage Duration	OK / NG	Maximum stowage duration shall assume the max stowage duration may be about 1 year.	Review of Design (*3)		
2.3(2)	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)		
2.3(3)	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)		
(*3) It is allowed to describe a rationale in "Evidence document" instead of providing a document.						
Minimum Time until Appendage Deployment & RF Radiation						
2.3(4),(5)	a. Timer Setting	OK / NG	≥ 30 minutes	Review of Design		
	b. Function Test	OK / NG	Whenever either of two deployment switches is re-depressed, the timer shall be reset.	Review of Design		
2.3(6)	Limitation of the satellite	OK / NG	A satellite deployment window shall not be restricted by a satellite design.	Review of Design		
2.4	Environmental Requirements		[Title]			
2.4.1	Random Vibration and Acceleration		[Title]			
2.4.1(a)	Quasi-static Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(a)	Analysis		
2.4.1(b)	Random Vibration	N/A	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(b)	N/A		
2.4.2	On-orbit Acceleration		[Title]			
2.4.2(a)	On-orbit Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(a)	(Analysis)		
2.4.3	Pressure Environment		[Title]			
2.4.3(a)	Pressure	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.3(a)	Review of Design (*4)		
2.4.3(b)	Depressurization Rate	m(*5)	If V/A > 50.8m (2000inch), Stress Analysis Report is needed.	Review of Design (or Analysis)		
(*4) It is allowed to write the purport of no problem in "Evidence document" instead of providing a document.						
(*5) Please fill in V/A.						
2.4.4	Thermal Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.4.	Review of Design (or test)		
2.4.5	Humidity Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.5.	Review of Design (*4)		
2.5	Out-gassing	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.5.	Review of Design (or Test)		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4	Safety and Product Assurance		[Title]			
4.1	Generic Requirements		[Guidelines]			
4.2	Safety Assessment		[Title]			
4.2.1	Implementation of Safety Analysis and Safety Assessment					
4.2.1(1)	(a) On-orbit Safety	Applied / NA	The satellite provider shall conduct safety analysis and submit an SAR. Necessary inspections and tests for safety assessment shall be also conducted.		Review of Design	
	(b) Launch Site & Vehicle Safety	Applied / NA	The satellite provider shall submit ATV/HTV/KSC Form 100 for launch site & vehicle safety assessment.		Review of Design	
4.2.1(2)	Material Identification Usage List (MIUL)	Applied / NA	The satellite provider shall submit MIUL.		Review of Design	
4.2.1(3)	Materials Usage Agreement (MUA)	Applied / NA	The satellite provider shall submit MUA.		Review of Design	
4.2.1(4)	Volatile Organic Compound Usage Agreement (VUA)	Applied / NA	The satellite provider shall submit VUA.		Review of Design	
4.2.1(5)	Hazardous Material Summary Tables (HMST)	Applied / NA	The satellite provider shall submit HMST.		Review of Design	
4.2.2	Safety Design Guidelines		[Guidelines]			
4.2.2.1	Standard Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.1(1)	Flammable Material	Applied / NA	If the satellite has flammability materials such as non-metallic materials.		Review of Design	
4.2.2.1(2)	Material Offgassing	Applied / NA	If the satellite has offgassing materials such as non-metallic materials.		Review of Design	
4.2.2.1(3)	Hazardous Material	Applied / NA	If the satellite has toxic, or biological hazardous materials.		Review of Design	
4.2.2.1(4)	Sharp Particles	Applied / NA	If the satellite has glass or shatterable materials.		Review of Design	
4.2.2.1(5)	Mechanical Hazards	Applied / NA	If the satellite has sharp edges, corners, holes, etc.		Review of Design	
4.2.2.1(6)	Touch Temperature	Applied / NA	If the satellite has sources of heating and/or cooling.		Review of Design	
4.2.2.1(7)	Laser and/or Incoherent Emissions	Applied / NA	If the satellite has laser and/or incoherent emissions.		Review of Design	
4.2.2.1(8)	Radiation Interference	Applied / NA	If the satellite has non-ionizing radiation sources (electrical power supplies, batteries, antennas/transmitters).		Review of Design	
4.2.2.1(9)	Rotating Equipment	Applied / NA	If the satellite has rotating equipments.		Review of Design	
4.2.2.1(10)	Sealed Container	Applied / NA	If the satellite has sealed containers.		Review of Design	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4.2.2.2	Unique Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.2(1)	Structural Failure	Applied / NA	To perform structural design and fracture control of the satellite.	Review of Design		
4.2.2.2(2)	Radio Frequency (RF) Radiation	Hz μV/m W/m ²	Satellite RF emission levels do not exceed the levels in 4.2.2.2(2).	Review of Design		
4.2.2.2(3)	Deployable Structure	Applied / NA	If the satellite has deployable structures.	Review of Design		
4.2.2.2(4)	Battery Failure	Applied / NA	If the satellite has batteries.	Review of Design		
4.2.2.2(5)	Propulsion, Deployable Subcomponents	Applied / NA	If the satellite has propulsion system and/or deployable subcomponents.	Review of Design		
4.2.2.2(6)	Other Failures	Applied / NA	If the satellite may occur other hazards.	Review of Design		
4.3	Safety Requirements for Deployable Satellite from ISS and Space Debris Mitigation Guidelines		[Title]			
4.3.1	Safety Requirements for Deployable Satellite		[Title]			
4.3.1.1	Deployable Satellite Design Requirements		[Title]			
4.3.1.1.1	Ballistic Number		Refer to [2.1.5(2)]			
4.3.1.1.2	Deployment Analysis		[Title]			
4.3.1.1.2(1)	Trackability of Satellite	Applied / NA	The Satellite shall have a minimum flight cross section at least 78.5 cm ² .	Review of Design		
4.3.1.1.3	Propulsion Systems		[Title]			
4.3.1.1.3(1)	SSA Sharing Agreement	Applied / NA	The satellite developer shall conclude a SSA sharing agreement (Space Situational Awareness) with USSPACECOM and submit the certificate to JAXA.	Review of Design		
4.3.1.1.3(2)	Operation Process	Applied / NA	The satellite developer shall coordinate with NASA of the operational process and prepare PIA, OIP, OA, etc., and submit the approved documents to JAXA.	Review of Design		
4.3.1.1.4	Deployable Subcomponents		[Title]			
4.3.1.1.4(1)	Deploy distance	Applied / NA	The satellite is more than 500 km forward or backward from the ISS relative to the ISS's forward direction.	Review of Design		
4.3.1.1.4(2)	Deploy altitude	Applied / NA	The apogee altitude of the main satellite and subcomponents must be lower than the perigee altitude of the ISS.	Review of Design		
4.3.2	Compatibility with Space Debris Mitigation Guidelines		[Guidelines]			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
-------------	------	---------	-------------	---------------------	----------------------------------	-----------

【Note】

- 4) Unite:mm
- 5) All values shall be met after the surface coating
- 6) Bold portion ($\pm Z$ plane) (—) shall be free from burrs
(Also applicable for $-Z$ plane.)

(10a 10b 10c 10d)

W6U: $Ha=340.5 \pm 0.3$ or 366.0 ± 0.3

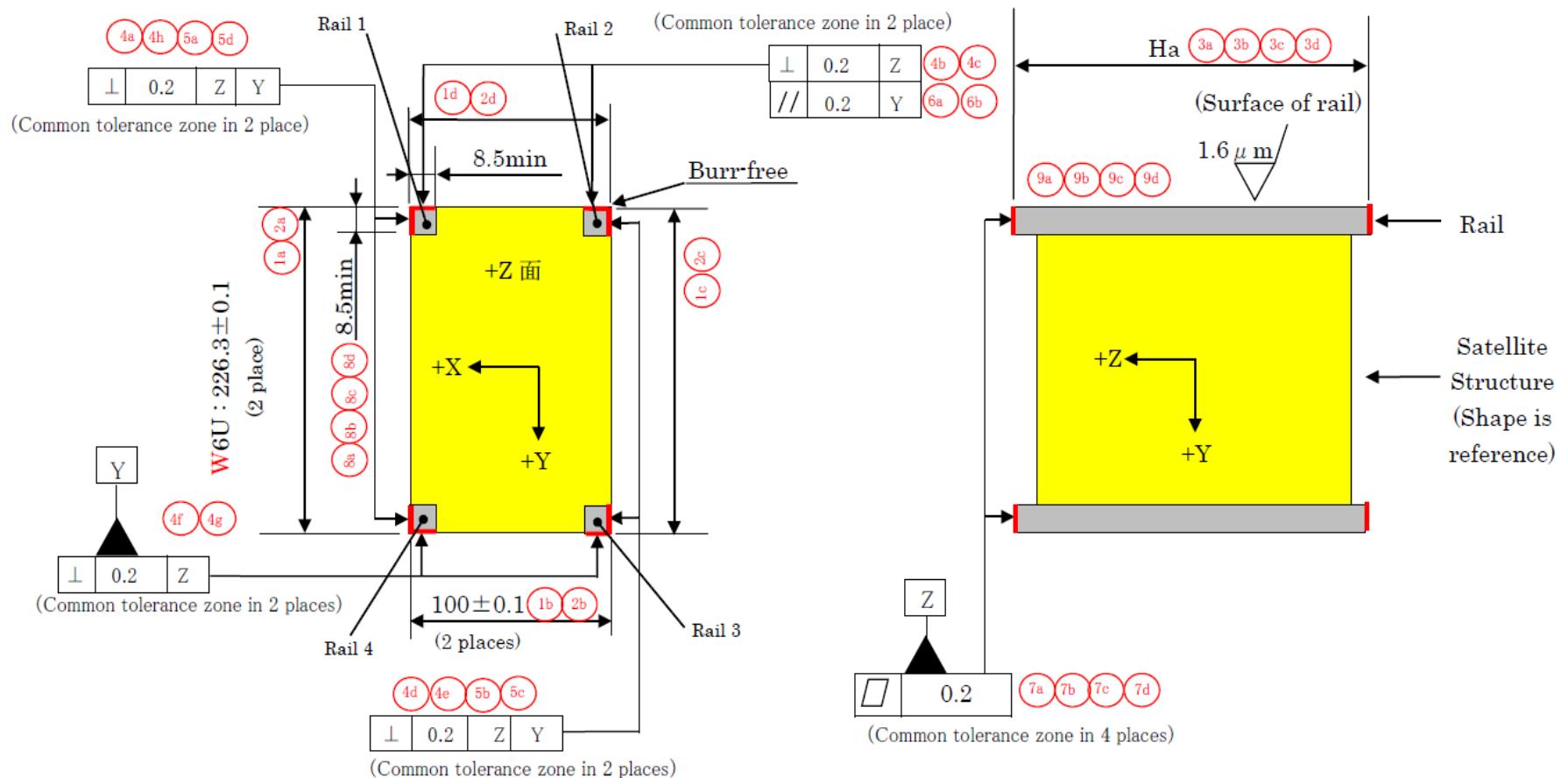


Figure 2.1.2-1 Dimensional Requirements for Satellite

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
		<p>Common for four positions</p> <p>(12a)</p> <p>(12b)</p> <p>(12c)</p> <p>(12d)</p> <p>Common for four positions</p> <p>(11b)</p> <p>Rail</p> <p>Allowable Dynamic Envelope (See Note3))</p> <p>(11a)</p> <p>See Note 2)</p> <p>(12b)</p> <p>+X</p> <p>-X</p> <p>+Y</p> <p>+Z</p> <p>(12a)</p> <p>(12c)</p> <p>(12d)</p>				

【Note】

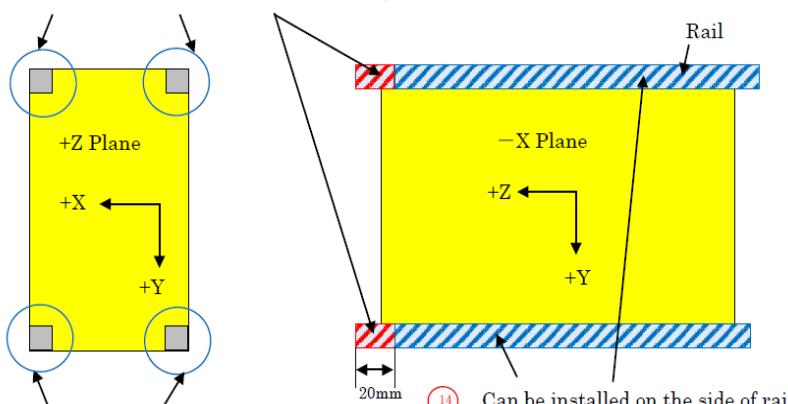
- 4) Unit:mm
- 5) Any components shall be recessed from the edge of the -Z rail ends.
- 6) All external components shall be within the dynamic envelope.

Figure 2.1.4-1 Allowable Dynamic Envelope (W6U Satellite)

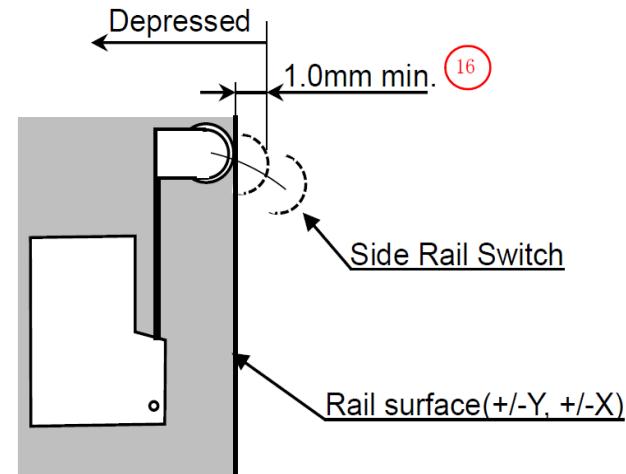
Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
						E

Detail Information for Separation Spring InterfaceFigure 2.2.1-1 Location of Deployment Switch of end rail

Can be installed on the side of rail
(+20mm from the +Z surface cannot be installed)



Can be installed on the side of rail
(+20mm from the +Z surface cannot be installed)

Figure 2.2.1-3 Deployment Switch of side rail (W6U satellite)Figure 2.2.1-4 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switch on the end of the railFigure 2.2.1-5 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switches on the side of the rail (W6U Satellite)

J-SSOD & [Satellite Name] Interface Verification Record**(For W6U-sized Satellite Flight Model)**

E

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)	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
2	Interface Requirements for W6U-sized Satellite		[Title]			
2.1	Mechanical Interfaces		[Title]			
2.1.1	Coordinate System		[Definition]			
2.1.2	Dimensional Requirements		[Title]			
2.1.2(1)	Satellite Type	W6U	W6U	Review of Design		
	Width in -Z Plane					
	a. +X Plane	mm				
	b. +Y Plane	mm	100.0+/-0.1mm		Inspection	Figure2.1.2-1,
	c. -X Plane	mm			(Measurement)	1a~1d
	d. -Y Plane	mm	226.3+/-0.1mm			
2.1.2(2)	Width in +Z Plane					
	a. +X Plane	mm	100.0+/-0.1mm		Inspection	Figure2.1.2-1,
	b. +Y Plane	mm			(Measurement)	2a~2d
	c. -X Plane	mm	226.3+/-0.1mm			
	d. -Y Plane	mm				
	Rails Length					
2.1.2(10)	a. Rail 1	mm				
	b. Rail 2	mm	340.5+/-0.3mm or		Inspection	Figure2.1.2-1,
	c. Rail 3	mm	366.0+/-0.3mm		(Measurement)	3a~3d
	d. Rail 4	mm				

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
2.1.3	Rails		[Title]			E
2.1.3(1)	Number of rails		4	Review of Design		
	Rails Perpendicularity against +Z Plane					
a.	Rail 1, +X	OK / NG				
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				
	Rails Perpendicularity against +Y Plane					
a.	Rail 1, +X	OK / NG				
b.	Rail 2, -X	OK / NG				
c.	Rail 3, -X	OK / NG				
d.	Rail 4, +X	OK / NG				
	Rails Parallelism to +Y Plane					
a.	Rail 1, -Y	OK / NG				
b.	Rail 2, -Y	OK / NG				
	Rail Edges Flatness on +Z Plane					
a.	Rail 1	OK / NG				
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG				
	Rails Width	x mm				
a.	Rail 1	x mm				
b.	Rail 2	x mm				
c.	Rail 3	x mm				
d.	Rail 4	x mm	Min 8.5 x 8.5 mm	Inspection (Measurement)	Figure 2.1.2-1, 8a~8d	
	Rails Surface Roughness					
a.	Rail 1	OK / NG				
b.	Rail 2	OK / NG				
c.	Rail 3	OK / NG				
d.	Rail 4	OK / NG	$\leq 1.6 \mu m$ (Ra) (*1) (*1) Arithmetic average of the roughness profile.	Review of Design	Figure 2.1.2-1, 9a~9d	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
	Rails Edges Rounding					E
2.1.3(5)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG	Burr-free	Inspection (Machine work order, Inspection report,etc.)	Figure2.1.2-1, 10a~10d	
	Rails Surface Area (+Z Plane)					
2.1.3(6)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG	Min 6.5 x 6.5 mm	Inspection (Manufacture drawing, etc.)		
	Rails Contact Length with J-SSOD Rail Guides					
2.1.3(7)	a. Rail 1, +X	mm				
	b. Rail 1, -Y	mm				
	c. Rail 2, -Y	mm				
	d. Rail 2, -X	mm	≥ 255.4mm (350.5mm(+Z))	Analysis, Inspection (Assessment based on		
	e. Rail 3, -X	mm	≥ 274.5mm (366.0mm(+Z))	Manufacture drawing, etc.)		
	f. Rail 3, +Y	mm				
	g. Rail 4, +Y	mm				
	h. Rail 4, +X	mm				
2.1.3(8)	(N/A)					
	Rail Surface Finish					
2.1.3(9)	a. Rail 1	OK / NG			Inspection,	
	b. Rail 2	OK / NG			Review of Design	
	c. Rail 3	OK / NG			(Machine work order,	
	d. Rail 4	OK / NG	Anodized		Inspection report,etc.)	
2.1.4	Envelope Requirements		[Title]			
2.1.4(1)	Dynamic Envelope		[Definition]			
2.1.4(2)	Dynamic Envelope ($\pm Z$ Plane)	mm	≥ 0.5mm from rail surfaces (+ Z)	Inspection (*2) (Measurement)	Figure 2.1.4-1, 11a	
2.1.4(3)	Dynamic Envelope (-Z Plane)	OK / NG	No protrusion from rail surfaces (- Z)	Inspection (*2) (Measurement)	Figure 2.1.4-1, 11b	
	Dynamic Envelope (+/- X and +/- Y Plane)					
2.1.4(4)	a. +X Plane	mm	≤ 6.5mm from rail surface			
	b. +Y Plane	mm	≤ 12.5mm from rail surface			
	c. -X Plane	mm	≤ 6.5mm from rail surface	Inspection (*2) (Measurement)	Figure 2.1.4-1, 12a~12d	
	d. -Y Plane	mm	≤ 12.5mm from rail surface			
2.1.4(5)	Constraints on deployable	OK/NG	Any deployable components shall be constrained by the satellite itself. (*2) Dynamic deformation shall be considered.	Review of Design (*2)		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
2.1.5	Mass Properties		[Title]			
2.1.5(1)	Mass	Kg	W6U(X:100xY:226.3xZ:340.5) \leq 10.2kg W6U(X:100xY:226.3xZ:340.5) \leq 10.8kg	Inspection (Measurement)		
2.1.5(2)	Ballistic Number	kg/m ²	\leq 115 kg/m ²	Analysis		
2.1.5(3)	(N/A)					
2.1.6	Separation Spring		Refer to Appendix G			
2.1.7	Access Window		[Title]			
2.1.7(1)	Operation	OK / NG	Do not access the satellite after storing the case.	Review of Design		
2.1.8	Structural Strength		[Title]			
2.1.8(1)	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)		
2.1.8(2)	Rails Strength	OK / NG	Each rail shall have a sufficient structural strength with 46.6N of a combined load of the preload and the spring load by the main spring.	Analysis (Stress Analysis Report)		
2.1.9	Stiffness	Hz	Minimum fundamental frequency \geq 30 [Hz]	Analysis (Stress Analysis Report)		
2.2	Electrical Interface		[Title]			
2.2.1	Deployment Switch		[Title]			
2.2.1(1)	Fault tolerant design	OK / NG	Fault tolerant design according to SSP51721.	Review of Design		
2.2.1(2)	Location of end rail switch	OK / NG	Location of end rail switch shall conform to Figure 2.2.1-1	Inspection, Review of Design	Figure 2.2.1-1 13	
2.2.1(3)	Location of side rail switch	OK / NG	Location of side rail switch shall conform to Figure 2.2.1-3	Inspection, Review of Design	Figure 2.2.1-3 14	
2.2.1(4)	Tip shape of side rail switch	OK / NG	\geq R1	Inspection, Review of Design		
2.2.1(5)	Reaction force of side rail switch	OK / NG	\leq 1.4 [N]	Inspection, Review of Design		
2.2.1(6)	(N/A)					
2.2.1(7)	Power interruption function of end rail switch	OK / NG	The end rail switch shall be set does not operate until it protrudes 0.75mm min. from rail surfaces (-Z)	Test	Figure 2.2.1-4, 15	
2.2.1(8)	Power interruption function of side rail switch	OK / NG	The side rail switch shall be set does not operate until it protrudes 1.0mm min. from rail surfaces (+/- X, +/- Y)	Inspection, Test	Figure 2.2.1-5, 16	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
	Movable Stroke of end rail switch					E
2.2.1(9)	a. Stroke(a)	OK / NG	Deployment Switches shall store up to rail end face (-Z plane) while loading the satellite into the satellite launch case and satellite deploy case.	Inspection		
	b. Stroke(b)	OK / NG	No structural deformation and destruction occur during the phase from launch to satellite deploy operation.	Inspection		
	c. Stroke(c)	OK / NG	Do not affect the satellite in the -Z direction when the satellite deploy operation.	Inspection		
2.2.1(10)	Total spring force (-Z plane)	OK / NG	≤6N	Inspection (or Review of Design)		
2.2.2	Ground Handling Pin		[Title]			
2.2.2(1)	Design	OK / NA / NG	Do not use the Ground Handling pin as a hazard control except for handling on the ground.	Review of Design		
2.2.2(2)	Operation	OK / NA / NG	Flight pin shall not be unintentionally separated from the satellite.	Review of Design		
2.2.3	(N/A)					
2.2.4	RF		Refer to 4.2.2.2(2)			
2.2.5	(N/A)					
2.3	Operation Requirements		[Title]			
2.3(1)	Maximum Stowage Duration	OK / NG	Maximum stowage duration shall assume the max stowage duration may be about 1 year.	Review of Design (*3)		
2.3(2)	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)		
2.3(3)	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)		
			(*3) It is allowed to describe a rationale in "Evidence document" instead of providing a document.			
	Minimum Time until Appendage Deployment & RF Radiation					
2.3(4),(5)	a. Timer Setting	OK / NG	≥ 30 minutes	Test		
	b. Function Test	OK / NG	Whenever either of two deployment switches is re-depressed, the timer shall be reset.	Test		
2.3(6)	Limitation of the satellite	OK / NG	A satellite deployment window shall not be restricted by a satellite design.	Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
2.4	Environmental Requirements		[Title]			
2.4.1	Random Vibration and Acceleration		[Title]			
2.4.1(a)	Quasi-static Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(a)	Analysis (Stress Analysis Report)		
2.4.1(b)	Random Vibration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(b)	Test (Vibration Test Report)		
2.4.2	On-orbit Acceleration		[Title]			
2.4.2(a)	On-orbit Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(a)	(Analysis) (Stress Analysis Report)		
2.4.3	Pressure Environment		[Title]			
2.4.3(a)	Pressure	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.3(a)	Review of Design (*4)		
2.4.3(b)	Depressurization Rate	m(*5)	If V/A > 50.8m (2000inch), Stress Analysis Report is needed.	Review of Design (or Analysis)		
<p>(*4) It is allowed to write the purport of no problem in "Evidence document" instead of providing a document.</p> <p>(*5) Please fill in V/A.</p>						
2.4.4	Thermal Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.4.	Review of Design (or test)		
2.4.5	Humidity Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.5.	Review of Design (*4)		
2.5	Out-gassing	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.5.	Review of Design (or Inspection)		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4	Safety and Product Assurance		[Title]			
4.1	Generic Requirements		[Guidelines]			
4.2	Safety Assessment		[Title]			
4.2.1	Implementation of Safety Analysis and Safety Assessment					
	(a) On-orbit Safety	OK / NA	The satellite provider shall conduct safety analysis and submit an SAR. Necessary inspections and tests for safety assessment shall be also conducted.		Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)	
4.2.1(1)	(b) Launch Site & Vehicle Safety	OK / NA	The satellite provider shall submit ATV/HTV/KSC Form 100 for launch site & vehicle safety assessment.		Analysis, Test, Inspection (ATV/HTV/KSC Form 100 check list)	
4.2.1(2)	Material Identification Usage List (MIUL)	OK / NA	The satellite provider shall submit MIUL.		Analysis, Test, Inspection (MIUL)	
4.2.1(3)	Materials Usage Agreement (MUA)	OK / NA	The satellite provider shall submit MUA.		Analysis, Test, Inspection (MUA)	
4.2.1(4)	Volatile Organic Compound Usage Agreement (VUA)	OK / NA	The satellite provider shall submit VUA.		Analysis, Test, Inspection (VUA)	
4.2.1(5)	Hazardous Material Summary Tables (HMST)	OK / NA	The satellite provider shall submit HMST.		Analysis, Test, Inspection (HMST)	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
4.2.2	Safety Design Guidelines		[Guidelines]			
4.2.2.1	Standard Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.1(1)	Flammable Material	OK / NA	If the satellite has flammability materials such as non-metallic materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(2)	Material Offgassing	OK / NA	If the satellite has offgassing materials such as non-metallic materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(3)	Hazardous Material	OK / NA	If the satellite has toxic, or biological hazardous materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(4)	Sharp Particles	OK / NA	If the satellite has glass or shatterable materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(5)	Mechanical Hazards	OK / NA	If the satellite has sharp edges, corners, holes, etc.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(6)	Touch Temperature	OK / NA	If the satellite has sources of heating and/or cooling.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(7)	Laser and/or Incoherent Emissions	OK / NA	If the satellite has laser and/or incoherent emissions.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(8)	Radiation Interference	OK / NA	If the satellite has non-ionizing radiation sources (electrical power supplies, batteries, antennas/transmitters).	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(9)	Rotating Equipment	OK / NA	If the satellite has rotating equipments.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(10)	Sealed Container	OK / NA	If the satellite has sealed containers.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
4.2.2.2	Unique Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.2(1)	Structural Failure	Applied / NA	To perform structural design and fracture control of the satellite.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(2)	Radio Frequency (RF) Radiation	Hz $\mu\text{V/m}$ W/m^2	Satellite RF emission levels do not exceed the levels in 4.2.2.2(2).	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(3)	Deployable Structure	Applied / NA	If the satellite has deployable structures.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(4)	Battery Failure	Applied / NA	If the satellite has batteries.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(5)	Propulsion, Deployable Subcomponents	Applied / NA	If the satellite has propulsion system and/or deployable subcomponents.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(6)	Other Failures	Applied / NA	If the satellite may occur other hazards.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.3	Safety Requirements for Deployable Satellite from ISS and Space Debris Mitigation Guidelines		[Title]			
4.3.1	Safety Requirements for Deployable Satellite		[Title]			
4.3.1.1	Deployable Satellite Design Requirements		[Title]			
4.3.1.1.1	Ballistic Number		Refer to [2.1.5(2)]			
4.3.1.1.2	Deployment Analysis		[Title]			
4.3.1.1.2(1)	Trackability of Satellite	Applied / NA	The Satellite shall have a minimum flight cross section at least 78.5 cm ² .	Inspection		
4.3.1.1.3	Propulsion Systems		[Title]			
4.3.1.1.3(1)	SSA Sharing Agreement	Applied / NA	The satellite developer shall conclude a SSA sharing agreement (Space Situational Awareness) with USSPACECOM and submit the certificate to JAXA.	Analysis, Test, Review of Design		
4.3.1.1.3(2)	Operation Process	Applied / NA	The satellite developer shall coordinate with NASA of the operational process and prepare PIA, OIP, OA, etc., and submit the approved documents to JAXA.	Analysis, Test, Review of Design		
4.3.1.1.4	Deployable Subcomponents		[Title]			
4.3.1.1.4(1)	Deploy distance	Applied / NA	The satellite is more than 500 km forward or backward from the ISS relative to the ISS's forward direction.	Analysis, Review of Design		
4.3.1.1.4(2)	Deploy altitude	Applied / NA	The apogee altitude of the main satellite and subcomponents must be lower than the perigee altitude of the ISS.	Analysis, Review of Design		
4.3.2	Compatibility with Space Debris Mitigation Guidelines		[Guidelines]			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
-------------	------	---------	-------------	---------------------	----------------------------------	-----------

【Note】

- 4) Unite:mm
 5) All values shall be met after the surface coating
 6) Bold portion($\pm Z$ plane) (—) shall be free from burrs
 (Also applicable for $-Z$ plane.)

10a 10b 10c 10d

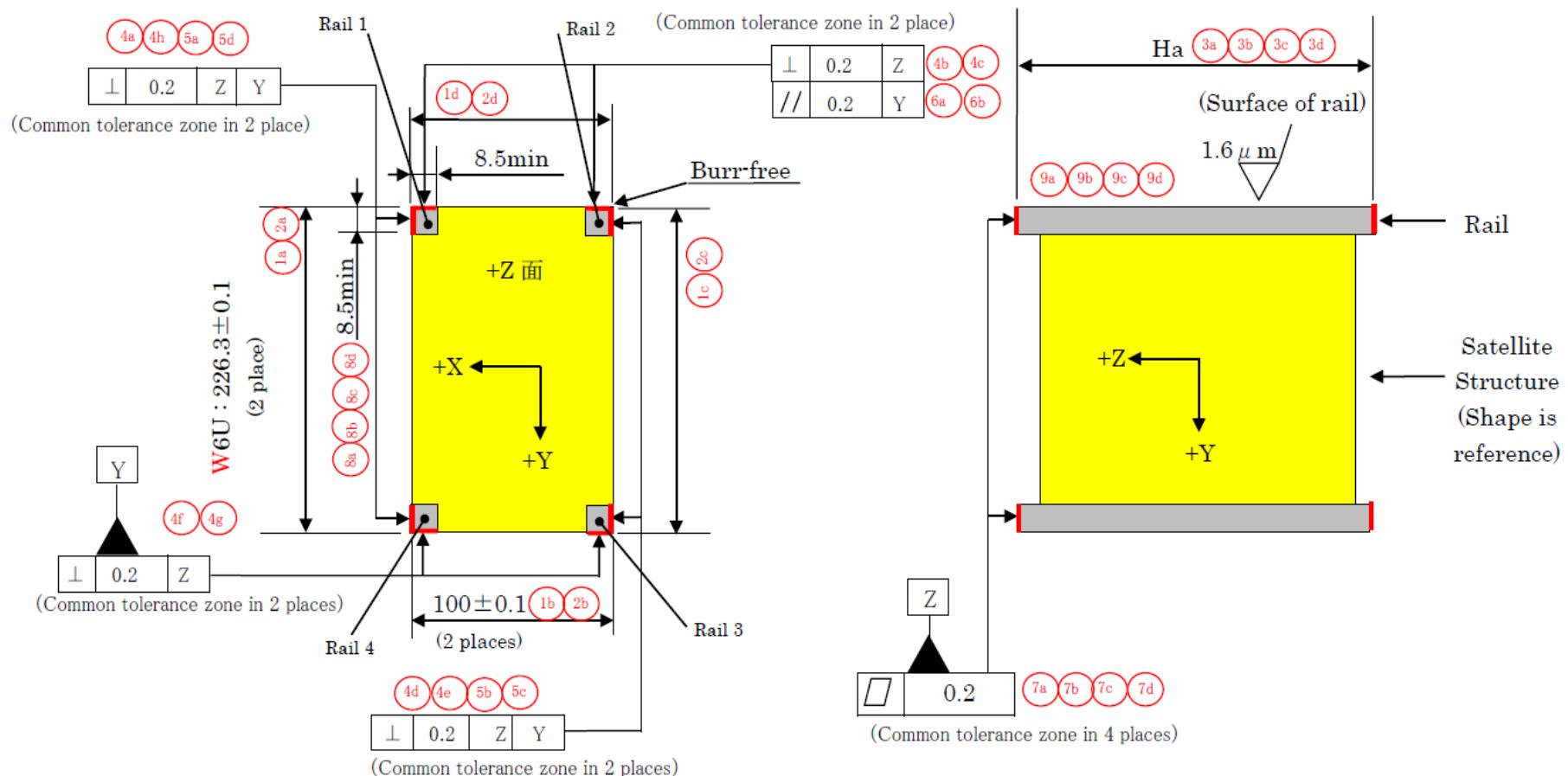
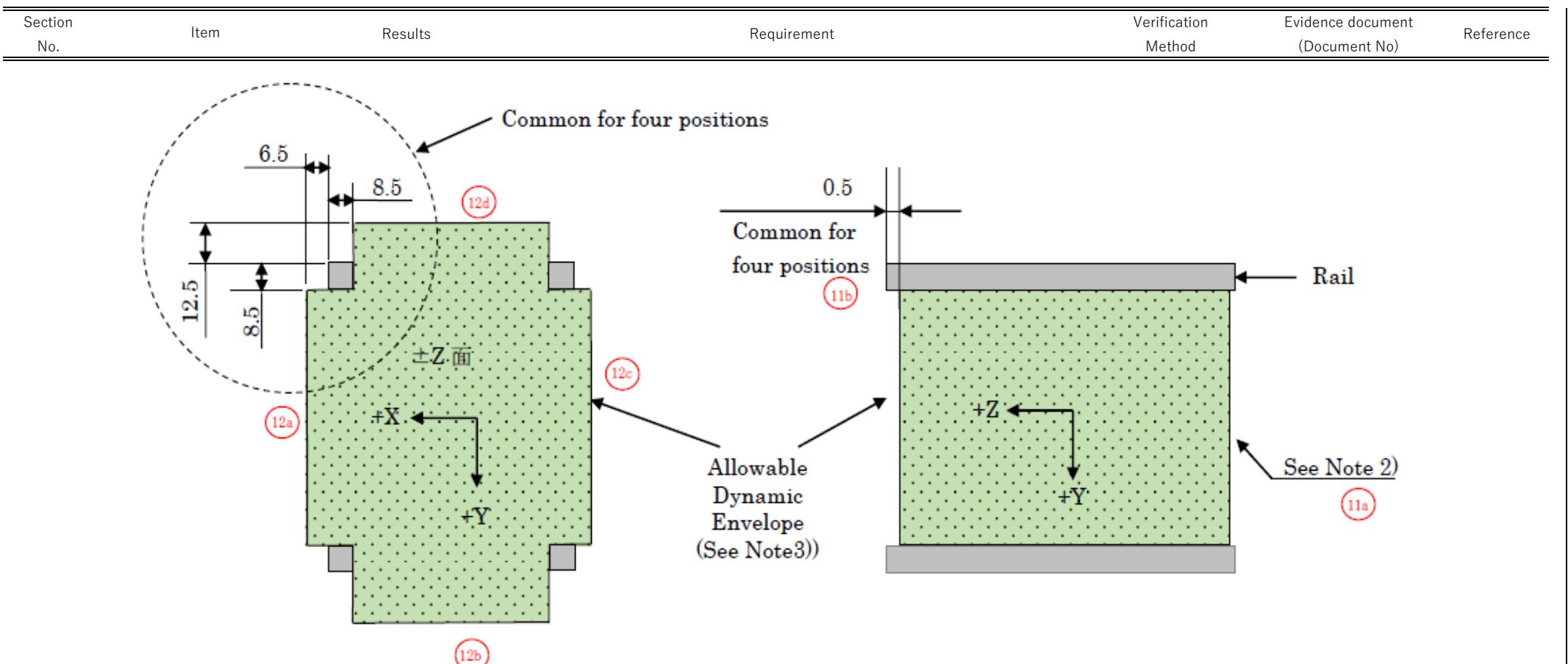
W6U: $H_a = 340.5 \pm 0.3$ or 366.0 ± 0.3 

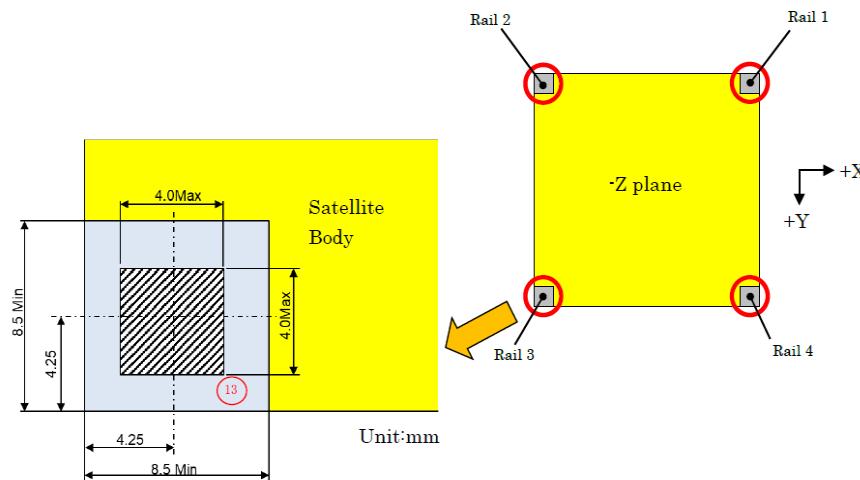
Figure 2.1.2-1 Dimensional Requirements for Satellite

**【Note】**

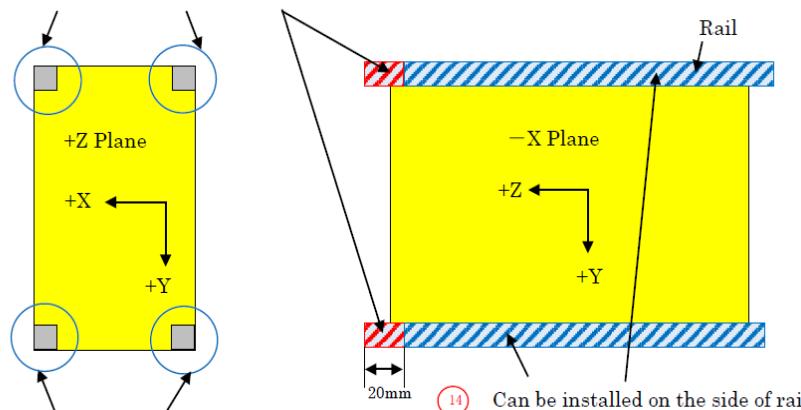
- 4) Unit:mm
- 5) Any components shall be recessed from the edge of the -Z rail ends.
- 6) All external components shall be within the dynamic envelope.

Figure 2.1.4-1 Allowable Dynamic Envelope (W6U Satellite)

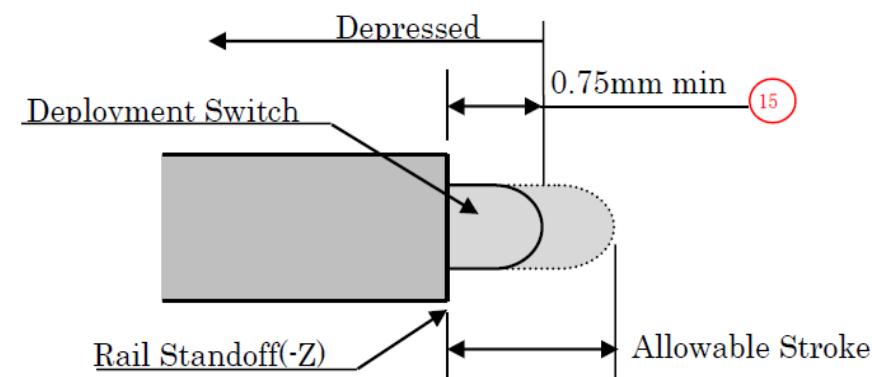
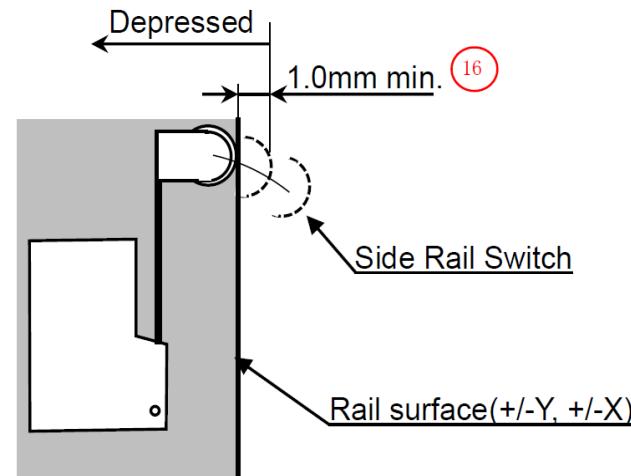
Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
-------------	------	---------	-------------	---------------------	----------------------------------	-----------

Detail Information for Separation Spring InterfaceFigure 2.2.1-1 Location of Deployment Switch of end rail

Can be installed on the side of rail
(+20mm from the +Z surface cannot be installed)



Can be installed on the side of rail
(+20mm from the +Z surface cannot be installed)

Figure 2.2.1-3 Deployment Switch of side rail (W6U satellite)Figure 2.2.1-4 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switch on the end of the railFigure 2.2.1-5 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switches on the side of the rail (W6U Satellite)

J-SSOD & [Satellite Name] Interface Verification Record**(For 50cm-sized Satellite Design)**

E

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)	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
3	Interface Requirements for 50cm-sized Satellite		[Title]			
3.1	Mechanical Interfaces		[Title]			
3.1.1	Coordinate System		[Definition]			
3.1.2	Dimensional Requirements		[Title]			
3.1.2(1)	Satellite Type	50cm class satellite	50cm class satellite	Review of Design		
Width in -Z Plane						
a.	+X Plane	mm				
b.	-X Plane	mm	350.0+/-0.5mm			
c.	+Y Plane	mm				
d.	-Y Plane	mm	550.0+/-0.5mm	Review of Design		Figure3.1.2-1, 1a~1d
3.1.2(2),(3) Width in +Z Plane						
a.	+X Plane	mm	350.0+/-0.5mm			
b.	-X Plane	mm				
c.	+Y Plane	mm	550.0+/-0.5mm	Review of Design		Figure3.1.2-1, 2a~2d
d.	-Y Plane	mm				
Rails Length						
a.	Rail 1	mm				
b.	Rail 2	mm				
c.	Rail 3	mm	550.0+/-0.25mm	Review of Design		Figure3.1.2-1, 3a~3d
d.	Rail 4	mm				
3.1.3	Rails		[Title]			
3.1.3(1)	Number of rails		4	Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
Rails Perpendicularity against +Z Plane						
	a. Rail 1, +X	OK / NG				
	b. Rail 1, -Y	OK / NG				
	c. Rail 2, -Y	OK / NG				
	d. Rail 2, -X	OK / NG				
	e. Rail 3, -X	OK / NG	$\leq 0.5\text{mm}$		Review of Design	Figure3.1.2-1, 4a~4h
	f. Rail 3, +Y	OK / NG				
	g. Rail 4, +Y	OK / NG				
	h. Rail 4, +X	OK / NG				
Rails Perpendicularity against +Y Plane						
3.1.3(2)	a. Rail 1, +X	OK / NG				
	b. Rail 2, -X	OK / NG	$\leq 0.5\text{mm}$		Review of Design	Figure3.1.2-1, 5a~5d
	c. Rail 3, -X	OK / NG				
	d. Rail 4, +X	OK / NG				
Rails Parallelism to +Y Plane						
	a. Rail 1, -Y	OK / NG	$\leq 0.5\text{mm}$		Review of Design	Figure3.1.2-1, 6a~6b
	b. Rail 2, -Y	OK / NG				
Rail Edges Flatness on +Z Plane						
	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG	$\leq 0.5\text{mm}$		Review of Design	Figure3.1.2-1, 7a~7d
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG				
Rails Width						
3.1.3(3)	a. Rail 1	x mm				
	b. Rail 2	x mm	Min 17 x 17 mm		Review of Design	Figure3.1.2-1, 8a~8d
	c. Rail 3	x mm				
	d. Rail 4	x mm				

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
	Rails Surface Roughness					
3.1.3(4)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG	$\leq 1.6 \mu\text{m}$ (Ra) (*1)			
	c. Rail 3	OK / NG	(*1) Arithmetic average of the roughness profile.	Review of Design		Figure3.1.2-1, 9a~9d
	d. Rail 4	OK / NG				
	Rails Edges Rounding					
3.1.3(5)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG	Burr-free			
	c. Rail 3	OK / NG		Review of Design		Figure3.1.2-1, 10a~10d
	d. Rail 4	OK / NG				
2.1.3(6)	(N/A)					
	Rails Contact Length with J-SSOD Rail Guides					
3.1.3(7)	a. Rail 1, +X	mm				
	b. Rail 1, -Y	mm				
	c. Rail 2, -Y	mm				
	d. Rail 2, -X	mm				
	e. Rail 3, -X	mm	$\geq 412.5\text{mm}$			
	f. Rail 3, +Y	mm		Analysis		
	g. Rail 4, +Y	mm				
	h. Rail 4, +X	mm				
	Rail Surface Finish					
3.1.3(8)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG				
	c. Rail 3	OK / NG	Anodized			
	d. Rail 4	OK / NG		Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
3.1.4	Envelope Requirements		[Title]			
3.1.4(1)	Dynamic Envelope		[Definition]			
3.1.4(1)	Dynamic Envelope (-Z Plane)	OK/NG	No protrusion from rail surfaces (- Z)	Review of Design (*2)		Figure 3.1.4-1, 11a
3.1.4(2)	Dynamic Envelope (+Z Plane)	mm	$\geq 0.5\text{mm}$ from rail surfaces (+Z)	Review of Design (*2)		Figure 3.1.4-1, 11b
	Dynamic Envelope (+/- X and +/- Y Plane)					
3.1.4(3)	a. +X Plane	mm				
3.1.4(4)	b. +Y Plane	mm				Figure 3.1.4-1, 12a~12d
	c. -X Plane	mm				
	d. -Y Plane	mm				
3.1.4(5)	Constraints on deployable	OK/NG	Any deployable components shall be constrained by the satellite itself. (*2) Dynamic deformation shall be considered.	Review of Design (*2)		
3.1.5	Mass Properties		[Title]			
3.1.5(1)	Mass	Kg	$\leq 47\text{kg}$	Analysis		
3.1.5(2)	Ballistic Number	kg/m ²	$\leq 105 \text{ kg/m}^2$	Analysis		
3.1.5(3)	Center of Gravity	OK / NG	The center of gravity of the satellite should be located in figure 3.1.5-1	Analysis		
3.1.6	Separation Spring		No need to install.			
3.1.7	Accessible Area	OK / NG	Accessible area is only +Z surface of the satellite	Review of Design		
3.1.8	Structural Strength		[Title]			
2.1.8(1)	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		Refer to 2.1.8(1)
2.1.8(2)	Rails Strength	OK / NG	Each rail shall have a sufficient structural strength with 46.6N of a combined load of the preload and the spring load by the main spring.	Analysis		Refer to 2.1.8(2)
3.1.9	Stiffness	Hz	Minimum fundamental frequency $\geq 30 \text{ [Hz]}$	Analysis		Refer to 2.1.9
3.1.10	Ground Handling Request	OK / NG	Prepare the following • Bolt hole for eyebolt on +Z surface • Sling Belt • Crane Scale	Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
3.2	Electrical Interface	[Title]				E
3.2.1	Deployment Switch	[Title]				
3.2.1(1)	Fault tolerant design	OK / NG	Fault tolerant design according to SSP51721.	Review of Design		
3.2.1(2)	Location of end rail switch	OK / NG	Location of end rail switch shall conform to Figure 3.2.1-1	Review of Design	Figure 3.2.1-1 13	
3.2.1(3)	Power interruption function of end rail switch	OK / NG	The end rail switch shall be set does not operate until it protrudes 1.25mm min. from rail surfaces (+/- Z)	Review of Design	Figure 3.2.1-2 14	
3.2.1(4)	Total spring force (-Z surface)	OK / NG	≥ 6N	Review of Design		
3.2.1(5)	Location of side rail switch	OK / NG	Location of side rail switch shall conform to Figure 3.2.1-3		Figure 3.2.1-3	
3.2.1(6)	Tip shape of side rail switch	OK / NG	≥ R1	Review of Design		
3.2.1(7)	Reaction force of side rail	OK / NG	≤ 1.8 [N]	Review of Design		
3.2.1(8)	Power interruption function of side rail switch	OK / NG	The side rail switch shall be set does not operate until it protrudes 3.5mm min. from rail surfaces (+/- X, +/- Y)	Review of Design	Figure 3.2.1-4 15	
3.2.2	Ground Handling Pin	N/A				
3.2.3	RF	Refer to 4.2.2.2(2)				
3.3	Operation Requirements	Refer to 2.3				
	Maximum Stowage Duration	OK / NG	Maximum stowage duration shall assume the max stowage duration may be about 1 year.	Review of Design (*3)		Refer to 2.3(1)
	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)		Refer to 2.3(2)
	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)		Refer to 2.3(3)
	(*3) It is allowed to describe a rationale in "Evidence document" instead of providing a document.					
	Minimum Time until Appendage Deployment & RF Radiation					
a.	Timer Setting	OK / NG	≥ 30 minutes	Review of Design		Refer to
b.	Function Test	OK / NG	Whenever either of two deployment switches is re-depressed, the timer shall be reset.	Review of Design		2.3(4),(5)
	Limitation of the satellite	OK / NG	A satellite deployment window shall not be restricted by a satellite design.	Review of Design		Refer to 2.3(6)

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
3.4	Environmental Requirements		Refer to 2.4			
	Random Vibration and Acceleration		[Title]			Refer to 2.4.1
	Quasi-static Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(a)	Analysis		Refer to 2.4.1(a)
	Random Vibration	N/A	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(b)	N/A		Refer to 2.4.1(b)
	On-orbit Acceleration		[Title]			Refer to 2.4.2
	On-orbit Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(a)	(Analysis)		Refer to 2.4.2(a)
	Pressure Environment		[Title]			Refer to 2.4.3
	Pressure	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.3(a)	Review of Design (*4)		Refer to 2.4.3(a)
	Depressurization Rate	m(*5)	If V/A > 50.8m (2000inch), Stress Analysis Report is needed.	Review of Design (or Analysis)		Refer to 2.4.3(b)
			<i>(*4) It is allowed to write the purport of no problem in "Evidence document" instead of providing a document.</i>			
			<i>(*5) Please fill in V/A.</i>			
	Thermal Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.4.	Review of Design (or test)		Refer to 2.4.4
	Humidity Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.5.	Review of Design (*4)		Refer to 2.4.5
	Out-gassing	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.5.	Review of Design (or Test)		Refer to 2.5

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4	Safety and Product Assurance		[Title]			
4.1	Generic Requirements		[Guidelines]			
4.2	Safety Assessment		[Title]			
4.2.1	Implementation of Safety Analysis and Safety Assessment					
4.2.1(1)	(a) On-orbit Safety	Applied / NA	The satellite provider shall conduct safety analysis and submit an SAR. Necessary inspections and tests for safety assessment shall be also conducted.		Review of Design	
	(b) Launch Site & Vehicle Safety	Applied / NA	The satellite provider shall submit ATV/HTV/KSC Form 100 for launch site & vehicle safety assessment.		Review of Design	
4.2.1(2)	Material Identification Usage List (MIUL)	Applied / NA	The satellite provider shall submit MIUL.		Review of Design	
4.2.1(3)	Materials Usage Agreement (MUA)	Applied / NA	The satellite provider shall submit MUA.		Review of Design	
4.2.1(4)	Volatile Organic Compound Usage Agreement (VUA)	Applied / NA	The satellite provider shall submit VUA.		Review of Design	
4.2.1(5)	Hazardous Material Summary Tables (HMST)	Applied / NA	The satellite provider shall submit HMST.		Review of Design	
4.2.2	Safety Design Guidelines		[Guidelines]			
4.2.2.1	Standard Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.1(1)	Flammable Material	Applied / NA	If the satellite has flammability materials such as non-metallic materials.		Review of Design	
4.2.2.1(2)	Material Offgassing	Applied / NA	If the satellite has offgassing materials such as non-metallic materials.		Review of Design	
4.2.2.1(3)	Hazardous Material	Applied / NA	If the satellite has toxic, or biological hazardous materials.		Review of Design	
4.2.2.1(4)	Sharp Particles	Applied / NA	If the satellite has glass or shatterable materials.		Review of Design	
4.2.2.1(5)	Mechanical Hazards	Applied / NA	If the satellite has sharp edges, corners, holes, etc.		Review of Design	
4.2.2.1(6)	Touch Temperature	Applied / NA	If the satellite has sources of heating and/or cooling.		Review of Design	
4.2.2.1(7)	Laser and/or Incoherent Emissions	Applied / NA	If the satellite has laser and/or incoherent emissions.		Review of Design	
4.2.2.1(8)	Radiation Interference	Applied / NA	If the satellite has non-ionizing radiation sources (electrical power supplies, batteries, antennas/transmitters).		Review of Design	
4.2.2.1(9)	Rotating Equipment	Applied / NA	If the satellite has rotating equipments.		Review of Design	
4.2.2.1(10)	Sealed Container	Applied / NA	If the satellite has sealed containers.		Review of Design	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4.2.2.2	Unique Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.2(1)	Structural Failure	Applied / NA	To perform structural design and fracture control of the satellite.	Review of Design		
4.2.2.2(2)	Radio Frequency (RF) Radiation	Hz μV/m W/m ²	Satellite RF emission levels do not exceed the levels in 4.2.2.2(2).	Review of Design		
4.2.2.2(3)	Deployable Structure	Applied / NA	If the satellite has deployable structures.	Review of Design		
4.2.2.2(4)	Battery Failure	Applied / NA	If the satellite has batteries.	Review of Design		
4.2.2.2(5)	Propulsion, Deployable Subcomponents	Applied / NA	If the satellite has propulsion system and/or deployable subcomponents.	Review of Design		
4.2.2.2(6)	Other Failures	Applied / NA	If the satellite may occur other hazards.	Review of Design		
4.3	Safety Requirements for Deployable Satellite from ISS and Space Debris Mitigation Guidelines		[Title]			
4.3.1	Safety Requirements for Deployable Satellite		[Title]			
4.3.1.1	Deployable Satellite Design Requirements		[Title]			
4.3.1.1.1	Ballistic Number		Refer to [2.1.5(2)]			
4.3.1.1.2	Deployment Analysis		[Title]			
4.3.1.1.2(1)	Trackability of Satellite	Applied / NA	The Satellite shall have a minimum flight cross section at least 78.5 cm ² .	Review of Design		
4.3.1.1.3	Propulsion Systems		[Title]			
4.3.1.1.3(1)	SSA Sharing Agreement	Applied / NA	The satellite developer shall conclude a SSA sharing agreement (Space Situational Awareness) with USSPACECOM and submit the certificate to JAXA.	Review of Design		
4.3.1.1.3(2)	Operation Process	Applied / NA	The satellite developer shall coordinate with NASA of the operational process and prepare PIA, OIP, OA, etc., and submit the approved documents to JAXA.	Review of Design		
4.3.1.1.4	Deployable Subcomponents		[Title]			
4.3.1.1.4(1)	Deploy distance	Applied / NA	The satellite is more than 500 km forward or backward from the ISS relative to the ISS's forward direction.	Review of Design		
4.3.1.1.4(2)	Deploy altitude	Applied / NA	The apogee altitude of the main satellite and subcomponents must be lower than the perigee altitude of the ISS.	Review of Design		
4.3.2	Compatibility with Space Debris Mitigation Guidelines		[Guidelines]			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
		<p>[Note]</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) Unit: mm 2) All values shall be met after the surface coating 3) Bold portion(-) shall be free from burrs <p>10a 10b 10c 10d</p>	<p>Rail 1</p> <p>Rail 2</p> <p>(Common tolerance zone in 2 places)</p> <p>$\perp 0.5 Z Y$</p> <p>17 min 8a 8b 8c 8d</p> <p>(Common tolerance zone in 2 places)</p> <p>$\perp 0.5 Z$</p> <p>$\parallel 0.5 Y$</p> <p>6a 6b</p> <p>Burr-free</p> <p>+Z Plane</p> <p>+X</p> <p>+Y</p> <p>Satellite Structure (The shape is for reference)</p> <p>+Z (Deploy Direction)</p> <p>+Y</p> <p>Rail 3</p> <p>Rail Common for four positions</p> <p>4d 4e 5b 5c</p> <p>$\perp 0.5 Z Y$</p> <p>(Common tolerance zone in 2 places)</p> <p>Rail 4</p> <p>$\perp 0.5 Z$</p> <p>(Common tolerance zone in 2 places)</p> <p>$\perp 0.5 Z$</p> <p>(Common tolerance zone in 4 places)</p> <p>7a 7b 7c 7d</p> <p>H=550 ± 0.25 (4 places)</p> <p>(Surface of the rail)</p> <p>1.6 μm</p> <p>9a 9b 9c 9d</p>			E

Figure 3.1.2-1 Dimensional Requirements for 50cm Class Satellite

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
						E

【Note】

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

Figure 3.1.4-1 Dimensional Requirements for 50cm Class Satellite

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
-------------	------	---------	-------------	---------------------	----------------------------------	-----------

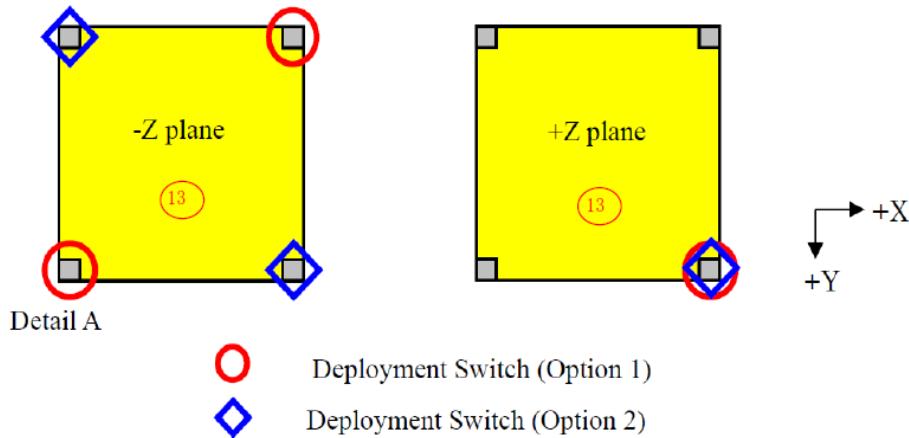


Figure 3.2.1-1 Position of Deployment Switches

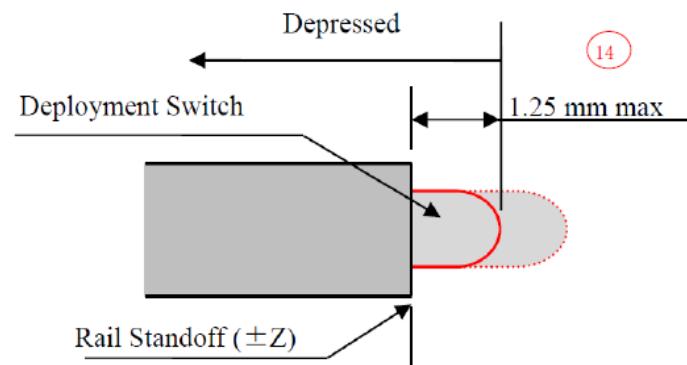


Figure 3.2.1-2 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switches on the end of the rail

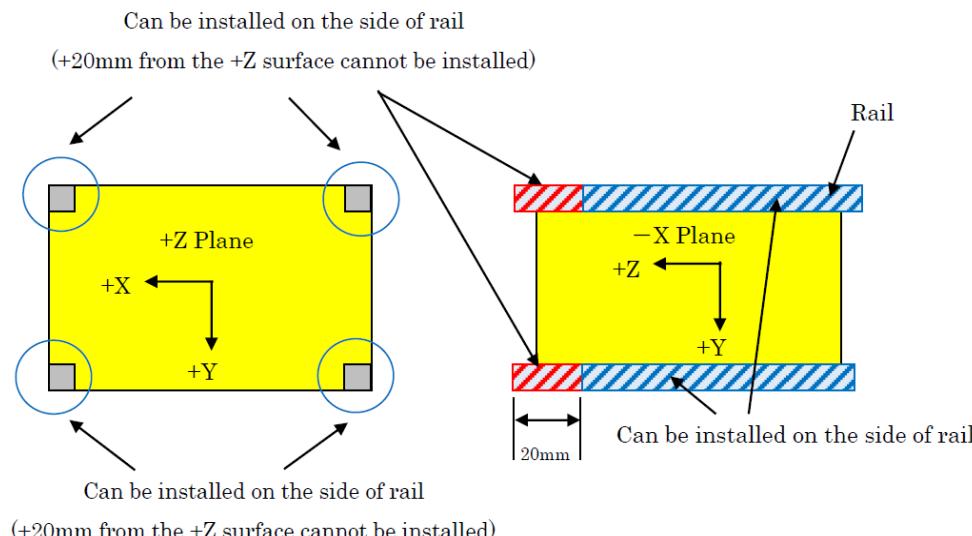


Figure 3.2.1-3 Deployment switches on the side rail

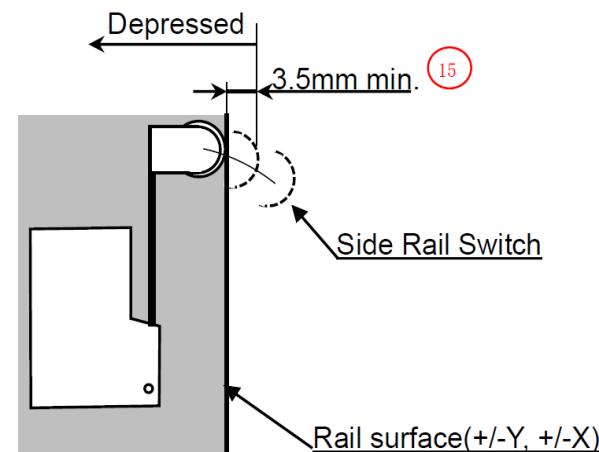


Figure 3.2.1-4 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switch on the side of the rail

J-SSOD & [Satellite Name] Interface Verification Record**(For 50cm-sized Satellite Flight Model)**

E

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)	

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
3	Interface Requirements for 50cm-sized Satellite		[Title]			
3.1	Mechanical Interfaces		[Title]			
3.1.1	Coordinate System		[Definition]			
3.1.2	Dimensional Requirements		[Title]			
3.1.2(1)	Satellite Type	50cm class satellite	50cm class satellite	Review of Design		
3.1.2(2),(3)	Width in -Z Plane					
	a. +X Plane	mm				
	b. -X Plane	mm	350.0+/-0.5mm		Inspection	Figure3.1.2-1,
	c. +Y Plane	mm			(Measurement)	1a~1d
	d. -Y Plane	mm	550.0+/-0.5mm			
3.1.2(4)	Width in +Z Plane					
	a. +X Plane	mm			Inspection	Figure3.1.2-1,
	b. -X Plane	mm	350.0+/-0.5mm		(Measurement)	2a~2d
	c. +Y Plane	mm				
	d. -Y Plane	mm	550.0+/-0.5mm			
3.1.3	Rails Length					
	a. Rail 1	mm				
	b. Rail 2	mm			Inspection	Figure3.1.2-1,
	c. Rail 3	mm	550.0+/-0.25mm		(Measurement)	3a~3d
	d. Rail 4	mm				
3.1.3(1)	Rails		[Title]			
3.1.3(1)	Number of rails		4	Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
Rails Perpendicularity against +Z Plane						
a. Rail 1, +X	OK / NG					
b. Rail 1, -Y	OK / NG					
c. Rail 2, -Y	OK / NG					
d. Rail 2, -X	OK / NG		$\leq 0.5\text{mm}$		Inspection (Machine work order, Inspection report,etc.)	Figure3.1.2-1, 4a~4h
e. Rail 3, -X	OK / NG					
f. Rail 3, +Y	OK / NG					
g. Rail 4, +Y	OK / NG					
h. Rail 4, +X	OK / NG					
Rails Perpendicularity against +Y Plane						
a. Rail 1, +X	OK / NG					
b. Rail 2, -X	OK / NG		$\leq 0.5\text{mm}$		Inspection (Machine work order, Inspection report,etc.)	Figure3.1.2-1, 5a~5d
c. Rail 3, -X	OK / NG					
d. Rail 4, +X	OK / NG					
Rails Parallelism to +Y Plane						
a. Rail 1, -Y	OK / NG		$\leq 0.5\text{mm}$		Inspection (Machine work order, Inspection report,etc.)	Figure3.1.2-1, 6a~6b
b. Rail 2, -Y	OK / NG					
Rail Edges Flatness on +Z Plane						
a. Rail 1	OK / NG					
b. Rail 2	OK / NG		$\leq 0.5\text{mm}$		Inspection (Machine work order, Inspection report,etc.)	Figure3.1.2-1, 7a~7d
c. Rail 3	OK / NG					
d. Rail 4	OK / NG					
Rails Width						
a. Rail 1	x mm					
b. Rail 2	x mm					
c. Rail 3	x mm					
d. Rail 4	x mm		Min 17 x 17 mm		Inspection (Measurement)	Figure3.1.2-1, 8a~8d

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
	Rails Surface Roughness					E
3.1.3(4)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG	$\leq 1.6 \mu\text{m}$ (Ra) (*1)			Figure3.1.2-1,
	c. Rail 3	OK / NG	(*1) Arithmetic average of the roughness profile.	Review of Design		9a~9d
	d. Rail 4	OK / NG				
	Rails Edges Rounding					
3.1.3(5)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG	Burr-free	Inspection (Machine work order, Inspection report,etc.)		Figure3.1.2-1, 10a~10d
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG				
2.1.3(6)	(N/A)					
	Rails Contact Length with J-SSOD Rail Guides					
3.1.3(7)	a. Rail 1, +X	mm				
	b. Rail 1, -Y	mm				
	c. Rail 2, -Y	mm				
	d. Rail 2, -X	mm				
	e. Rail 3, -X	mm	$\geq 412.5\text{mm}$	Analysis, Inspection (Assessment based on Manufacture drawing, etc.)		
	f. Rail 3, +Y	mm				
	g. Rail 4, +Y	mm				
	h. Rail 4, +X	mm				
	Rail Surface Finish					
3.1.3(8)	a. Rail 1	OK / NG				
	b. Rail 2	OK / NG	Anodized	Inspection, Review of Design (Machine work order, Inspection report,etc.)		
	c. Rail 3	OK / NG				
	d. Rail 4	OK / NG				

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
3.1.4	Envelope Requirements		[Title]			
3.1.4(1)	Dynamic Envelope		[Definition]			
3.1.4(1)	Dynamic Envelope (-Z Plane)	OK/NG	No protrusion from rail surfaces (- Z)	Inspection (Measurement)	Figure 3.1.4-1, 11a	
3.1.4(2)	Dynamic Envelope (+Z Plane)	mm	$\geq 0.5\text{mm}$ from rail surfaces (+Z)	Inspection (Measurement)	Figure 3.1.4-1, 11b	
	Dynamic Envelope (+/- X and +/- Y Plane)					
3.1.4(3)	a. +X Plane	mm				
3.1.4(4)	b. +Y Plane	mm				Figure 3.1.4-1,
	c. -X Plane	mm				12a~12d
	d. -Y Plane	mm				
3.1.4(5)	Constraints on deployable	OK/NG	Any deployable components shall be constrained by the satellite itself. (*2) Dynamic deformation shall be considered.	Review of Design		
3.1.5	Mass Properties		[Title]			
3.1.5(1)	Mass	Kg	$\leq 47\text{kg}$	Inspection (Measurement)		
3.1.5(2)	Ballistic Number	kg/m ²	$\leq 105 \text{ kg/m}^2$	Analysis		
3.1.5(3)	Center of Gravity	OK / NG	The center of gravity of the satellite should be located in figure 3.1.5-1	Analysis (or Test)		
3.1.6	Separation Spring		No need to install.			
3.1.7	Accessible Area	OK / NG	Accessible area is only +Z surface of the satellite	Inspection (Measurement)		
3.1.8	Structural Strength		[Title]			
	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 Request)		Refer to 2.1.8(1)
	Rails Strength	OK / NG	Each rail shall have a sufficient structural strength with 46.6N of a combined load of the preload and the spring load by the main spring.	Analysis (Stress Analysis Request)		Refer to 2.1.8(2)
3.1.9	Stiffness	Hz	Minimum fundamental frequency $\geq 30 [\text{Hz}]$	Analysis (Stress Analysis Report)		Refer to 2.1.9
3.1.10	Ground Handling Request	OK / NG	Prepare the following • Bolt hole for eyebolt on +Z surface • Sling Belt • Crane Scale	Analysis, Review of Design		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
3.2	Electrical Interface		[Title]			
3.2.1	Deployment Switch		[Title]			
3.2.1(1)	Fault tolerant design	OK / NG	Fault tolerant design according to SSP51721.	Review of Design		
3.2.1(2)	Location of end rail switch	OK / NG	Location of end rail switch shall conform to Figure 3.2.1-1	Review of Design	Figure 3.2.1-1 13	
3.2.1(3)	Power interruption function of end rail switch	OK / NG	The end rail switch shall be set does not operate until it protrudes 1.25mm min. from rail surfaces (+/- Z)	Review of Design	Figure 3.2.1-2 14	
3.2.1(4)	Total spring force (-Z surface)	OK / NG	$\geq 6N$	Review of Design		
3.2.1(5)	Location of side rail switch	OK / NG	Location of side rail switch shall conform to Figure 3.2.1-3		Figure 3.2.1-3	
3.2.1(6)	Tip shape of side rail switch	OK / NG	$\geq R1$	Review of Design		
3.2.1(7)	Reaction force of side rail	OK / NG	$\leq 1.8 [N]$	Review of Design		
3.2.1(8)	Power interruption function of side rail switch	OK / NG	The side rail switch shall be set does not operate until it protrudes 3.5mm min. from rail surfaces (+/- X, +/- Y)	Review of Design	Figure 3.2.1-4 15	
3.2.2	Ground Handling Pin		N/A			
3.2.3	RF		Refer to 4.2.2.2(2)			
3.3	Operation Requirements		Refer to 2.3			
	Maximum Stowage Duration	OK / NG	Maximum stowage duration shall assume the max stowage duration may be about 1 year.	Review of Design (*3)		Refer to 2.3(1)
	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)		Refer to 2.3(2)
	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)		Refer to 2.3(3)
(*3) It is allowed to describe a rationale in "Evidence document" instead of providing a document.						
Minimum Time until Appendage Deployment & RF Radiation						
a.	Timer Setting	OK / NG	$\geq 30 \text{ minutes}$	Test		Refer to
b.	Function Test	OK / NG	Whenever either of two deployment switches is re-depressed, the timer shall be reset.	Test		2.3(4),(5)
	Limitation of the satellite	OK / NG	A satellite deployment window shall not be restricted by a satellite design.	Review of Design		Refer to 2.3(6)

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
3.4	Environmental Requirements		Refer to 2.4			
	Random Vibration and Acceleration		[Title]			Refer to 2.4.1
	Quasi-static Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(a)	Analysis (Stress Analysis Report)		Refer to 2.4.1(a)
	Random Vibration	N/A	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.1(b)	Test (Vibration Test Report)		Refer to 2.4.1(b)
	On-orbit Acceleration		[Title]			Refer to 2.4.2
	On-orbit Acceleration	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.2(a)	(Analysis) (Stress Analysis Report)		Refer to 2.4.2(a)
	Pressure Environment		[Title]			Refer to 2.4.3
	Pressure	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.3(a)	Review of Design (*4)		Refer to 2.4.3(a)
	Depressurization Rate	m(*5)	If V/A > 50.8m (2000inch), Stress Analysis Report is needed.	Review of Design (or Analysis)		Refer to 2.4.3(b)
			<i>(*4) It is allowed to write the purport of no problem in "Evidence document" instead of providing a document.</i>			
			<i>(*5) Please fill in V/A.</i>			
	Thermal Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.4.	Review of Design (or test)		Refer to 2.4.4
	Humidity Environment	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in the section 2.4.5.	Review of Design (*4)		Refer to 2.4.5
	Out-gassing	OK / NG	A satellite shall assume the condition defined in section 2.5.	Review of Design (or Test)		Refer to 2.5

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4	Safety and Product Assurance		[Title]			
4.1	Generic Requirements		[Guidelines]			
4.2	Safety Assessment		[Title]			
4.2.1	Implementation of Safety Analysis and Safety Assessment					
	(a) On-orbit Safety	OK / NA	The satellite provider shall conduct safety analysis and submit an SAR. Necessary inspections and tests for safety assessment shall be also conducted.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.1(1)	(b) Launch Site & Vehicle Safety	OK / NA	The satellite provider shall submit ATV/HTV/KSC Form 100 for launch site & vehicle safety assessment.	Analysis, Test, Inspection (ATV/HTV/KSC Form 100 check list)		
4.2.1(2)	Material Identification Usage List (MIUL)	OK / NA	The satellite provider shall submit MIUL.	Analysis, Test, Inspection (MIUL)		
4.2.1(3)	Materials Usage Agreement (MUA)	OK / NA	The satellite provider shall submit MUA.	Analysis, Test, Inspection (MUA)		
4.2.1(4)	Volatile Organic Compound Usage Agreement (VUA)	OK / NA	The satellite provider shall submit VUA.	Analysis, Test, Inspection (VUA)		
4.2.1(5)	Hazardous Material Summary Tables (HMST)	OK / NA	The satellite provider shall submit HMST.	Analysis, Test, Inspection (HMST)		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4.2.2	Safety Design Guidelines [Guidelines]					
4.2.2.1	Standard Hazard [Guidelines]					
4.2.2.1(1)	Flammable Material	OK / NA	If the satellite has flammability materials such as non-metallic materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(2)	Material Offgassing	OK / NA	If the satellite has offgassing materials such as non-metallic materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(3)	Hazardous Material	OK / NA	If the satellite has toxic, or biological hazardous materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(4)	Sharp Particles	OK / NA	If the satellite has glass or shatterable materials.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(5)	Mechanical Hazards	OK / NA	If the satellite has sharp edges, corners, holes, etc.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(6)	Touch Temperature	OK / NA	If the satellite has sources of heating and/or cooling.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(7)	Laser and/or Incoherent Emissions	OK / NA	If the satellite has laser and/or incoherent emissions.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(8)	Radiation Interference	OK / NA	If the satellite has non-ionizing radiation sources (electrical power supplies, batteries, antennas/transmitters).	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(9)	Rotating Equipment	OK / NA	If the satellite has rotating equipments.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.1(10)	Sealed Container	OK / NA	If the satellite has sealed containers.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
4.2.2.2	Unique Hazard		[Guidelines]			
4.2.2.2(1)	Structural Failure	Applied / NA	To perform structural design and fracture control of the satellite.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(2)	Radio Frequency (RF) Radiation	Hz $\mu\text{V/m}$ W/m ²	Satellite RF emission levels do not exceed the levels in 4.2.2.2(2).	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(3)	Deployable Structure	Applied / NA	If the satellite has deployable structures.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(4)	Battery Failure	Applied / NA	If the satellite has batteries.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(5)	Propulsion, Deployable Subcomponents	Applied / NA	If the satellite has propulsion system and/or deployable subcomponents.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.2.2.2(6)	Other Failures	Applied / NA	If the satellite may occur other hazards.	Analysis, test, Inspection (Phase III approved SAR)		
4.3	Safety Requirements for Deployable Satellite from ISS and Space Debris Mitigation Guidelines		[Title]			
4.3.1	Safety Requirements for Deployable Satellite		[Title]			
4.3.1.1	Deployable Satellite Design Requirements		[Title]			
4.3.1.1.1	Ballistic Number		Refer to [2.1.5(2)]			
4.3.1.1.2	Deployment Analysis		[Title]			
4.3.1.1.2(1)	Trackability of Satellite	Applied / NA	The Satellite shall have a minimum flight cross section at least 78.5 cm ² .	Inspection		
4.3.1.1.3	Propulsion Systems		[Title]			
4.3.1.1.3(1)	SSA Sharing Agreement	Applied / NA	The satellite developer shall conclude a SSA sharing agreement (Space Situational Awareness) with USSPACECOM and submit the certificate to JAXA.	Analysis, Test, Review of Design		
4.3.1.1.3(2)	Operation Process	Applied / NA	The satellite developer shall coordinate with NASA of the operational process and prepare PIA, OIP, OA, etc., and submit the approved documents to JAXA.	Analysis, Test, Review of Design		
4.3.1.1.4	Deployable Subcomponents		[Title]			
4.3.1.1.4(1)	Deploy distance	Applied / NA	The satellite is more than 500 km forward or backward from the ISS relative to the ISS's forward direction.	Analysis, Review of Design		
4.3.1.1.4(2)	Deploy altitude	Applied / NA	The apogee altitude of the main satellite and subcomponents must be lower than the perigee altitude of the ISS.	Analysis, Review of Design		
4.3.2	Compatibility with Space Debris Mitigation Guidelines		[Guidelines]			

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
		<p>Rail 1: Top rail. Tolerance: $\perp 0.5$ Z Y. Common tolerance zone in 2 places. Features: 4a, 4h, 5a, 5d. Dimensions: 350 (2 places), 17 min. Locations: 8a, 8b, 8c, 8d.</p> <p>Rail 2: Middle rail. Tolerance: // 0.5 Y. Common tolerance zone in 2 places. Features: 4b, 4c, 6a, 6b. Dimensions: 550 ± 0.5 (2 places). Locations: 3a, 3b, 3c, 3d. Surface finish: 1.6 μm. Burr-free.</p> <p>Rail 3: Bottom rail. Tolerance: $\perp 0.5$ Z Y. Common tolerance zone in 2 places. Features: 4d, 4e, 5b, 5c. Dimensions: 550 ± 0.5 (2 places). Locations: 1b, 2b, 1d, 2d.</p> <p>Rail 4: Side rail. Tolerance: $\perp 0.5$ Z Y. Common tolerance zone in 2 places. Features: 10a, 10b, 10c, 10d. Dimensions: 350 (2 places), 17 min. Locations: 8a, 8b, 8c, 8d.</p> <p>Satellite Structure: The shape is for reference. Deploy direction: +Z.</p> <p>Note:</p> <ul style="list-style-type: none"> 1) Unit: mm 2) All values shall be met after the surface coating 3) Bold portion (—) shall be free from burrs 	<p>Rail 1: $\perp 0.5$ Z Y (Common tolerance zone in 2 places)</p> <p>Rail 2: $// 0.5$ Y (Common tolerance zone in 2 places)</p> <p>Rail 3: $\perp 0.5$ Z Y (Common tolerance zone in 2 places)</p> <p>Rail 4: $\perp 0.5$ Z Y (Common tolerance zone in 2 places)</p> <p>Satellite Structure: (The shape is for reference) Deploy direction: +Z</p> <p>Rail: Common for four positions</p>			E

Figure 3.1.2-1 Dimensional Requirements for 50cm Class Satellite

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
						E

【Note】

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

Figure 3.1.4-1 Dimensional Requirements for 50cm Class Satellite

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No.)	Reference
-------------	------	---------	-------------	---------------------	----------------------------------	-----------

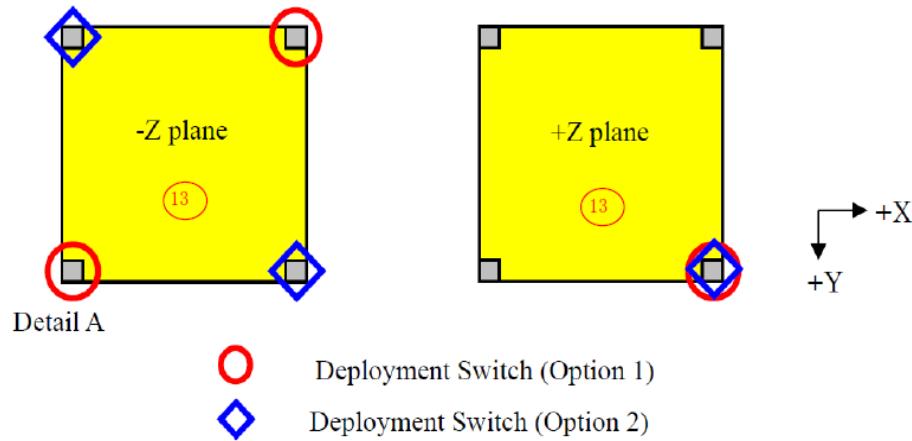


Figure 3.2.1-1 Position of Deployment Switches

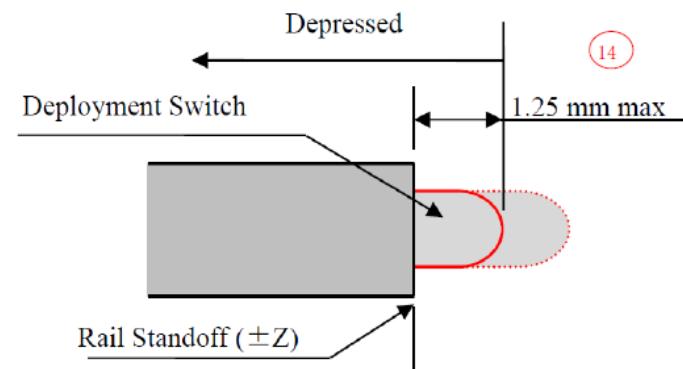


Figure 3.2.1-2 Maximum Allowable Stroke of Deployment
Switches on the end of the rail

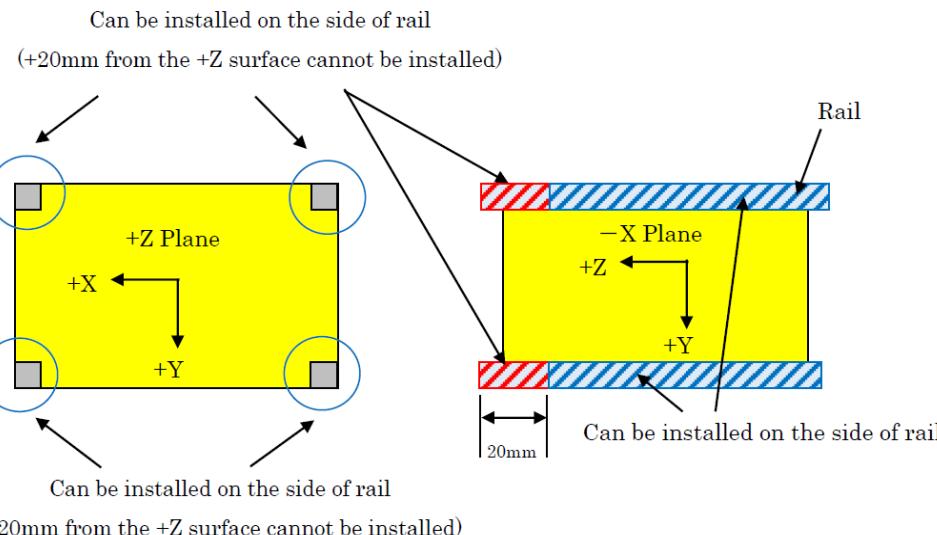


Figure 3.2.1-3 Deployment switches on the side rail

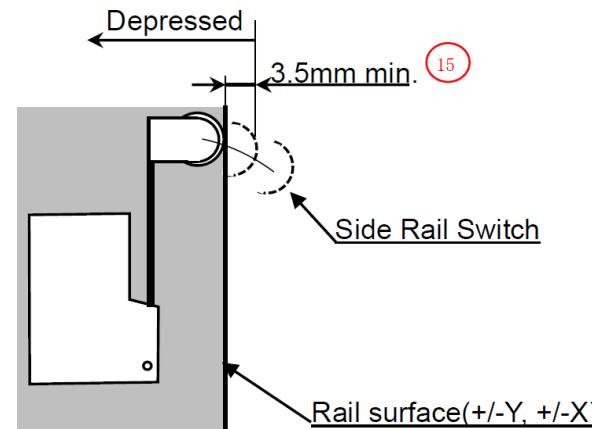


Figure 3.2.1-4 Maximum Allowable Stroke of Deployment Switch
on the side of the rail

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)
HMST: Hazardous Material Summary Tables
 HTV: H-II B Transfer Vehicle (こうのとり)
 ICS: Inter-Communication Syste (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
MOSFET: Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor
 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)
MUA: Material Usage Agreement
 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
USSPACECOM: United States Space Command. This office manages the operation of the U.S. Space Surveillance Network.
 VCM: Volatile Condensable Material
VUA: Volatile Organic Compound Usage Agreement
 VV: Velocity Vector

E

1. 本インプット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インプットシートに記入してJAXAへ提出願います。

2. インプットフォームへの記入上の注意

・インプットフォーム(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),...
として同一インプットフォーム(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	Antenna Type	<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	Antenna Polarization	<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	Data Rate (Digital) or Bandwidth (Analog):	<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	Modulation Scheme:	<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> <table> <tr> <td>Deviation:</td> <td>[MHz]</td> </tr> <tr> <td>Max.Mod.Freq</td> <td>[MHz]</td> </tr> </table>	Deviation:	[MHz]	Max.Mod.Freq	[MHz]				
Deviation:	[MHz]									
Max.Mod.Freq	[MHz]									
18	Emission Bandwidth:	<table> <tr> <td>-3dB:</td> <td>[MHz]</td> </tr> <tr> <td>-20dB:</td> <td>[MHz]</td> </tr> <tr> <td>-40dB:</td> <td>[MHz]</td> </tr> <tr> <td>-60dB:</td> <td>[MHz]</td> </tr> </table>	-3dB:	[MHz]	-20dB:	[MHz]	-40dB:	[MHz]	-60dB:	[MHz]
-3dB:	[MHz]									
-20dB:	[MHz]									
-40dB:	[MHz]									
-60dB:	[MHz]									
19	Transmission Bandwidth:	<table> <tr> <td>-3dB:</td> <td>[MHz]</td> </tr> <tr> <td>-20dB:</td> <td>[MHz]</td> </tr> <tr> <td>-40dB:</td> <td>[MHz]</td> </tr> <tr> <td>-60dB:</td> <td>[MHz]</td> </tr> </table>	-3dB:	[MHz]	-20dB:	[MHz]	-40dB:	[MHz]	-60dB:	[MHz]
-3dB:	[MHz]									
-20dB:	[MHz]									
-40dB:	[MHz]									
-60dB:	[MHz]									

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:	<u>Select Antenna type from followings:</u> • Dipole • Helix • Horn • Loop • Monopole • Patch • Phased_Array • Reflector • Slot • Spiral • Other
26	Antenna Gain:	[dBi]
27	Antenna Polarization:	<u>Select Polarization type from followings:</u> • 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]

添付 G セパレーションスプリングの仕様

E

G-1 セパレーションスプリング

1U～5U の衛星は、衛星放出時において-Z 方向の後続衛星との衝突を防ぐため、衛星レールの-Z 端面に合計 1.08～5.3[N] のばね力を発生させる必要がある。ディプロイメントスイッチなどでこのばね力を発生させる必要があるが、ディプロイメントスイッチに加え、JAXA が提供するセパレーションスプリングを使用することも可能である。本セパレーションスプリングを使用する場合には以下の情報を参考に設計を行うこと。

- (1) セパレーションスプリング(P/N 251D939002-1)のばね力は、 $0.6 \pm 0.06[N]$ /個である。
- (2) セパレーションスプリングの取付は、図 G-1 に示す通り、衛星レールの-Z 端面にセパレーションスプリングのフランジを密着させること。なお、フランジの厚さは 2mm ある。
- (3) セパレーションスプリングの搭載位置は、先端が図 G-2 の斜線範囲に収めること。
- (4) ディプロイメントスイッチとセパレーションスプリングを搭載する場合には、-Z 端面に搭載されるスイッチとセパレーションスプリングの合計ばね力が 1.08～5.3[N] の範囲に収まること。
(ディプロイメントスイッチについては、2.2.1 項に従うこと)

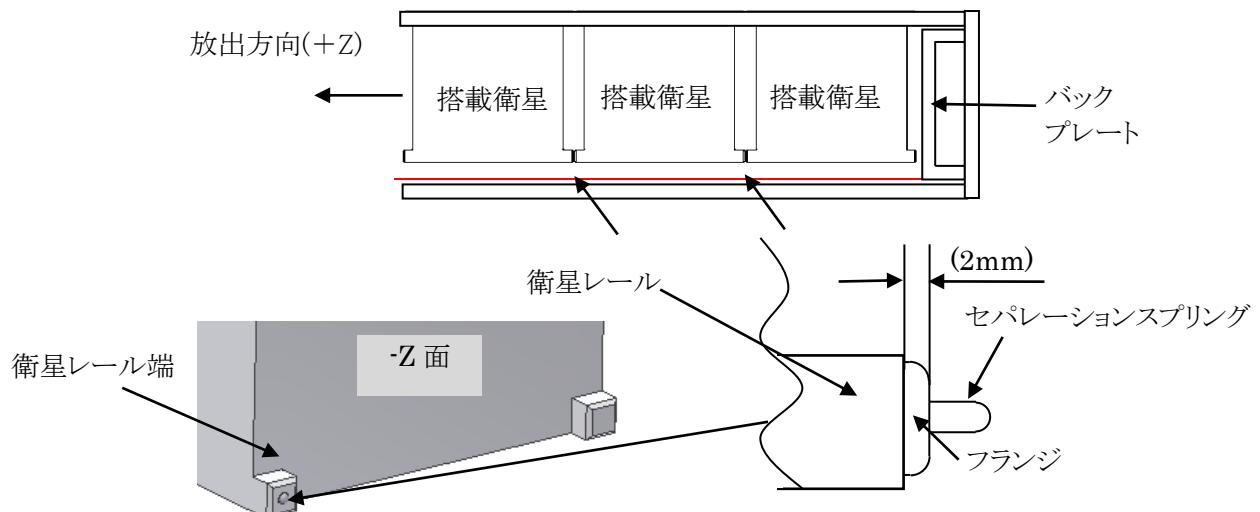


図 G-1 複数衛星放出のイメージ及びセパレーションスプリング取り付け位置

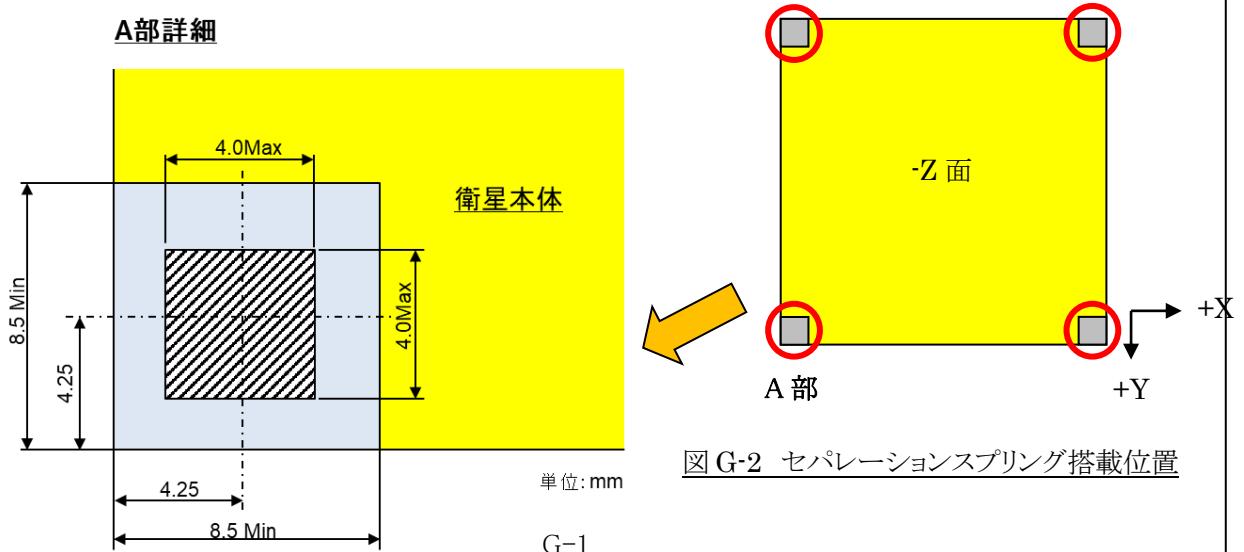
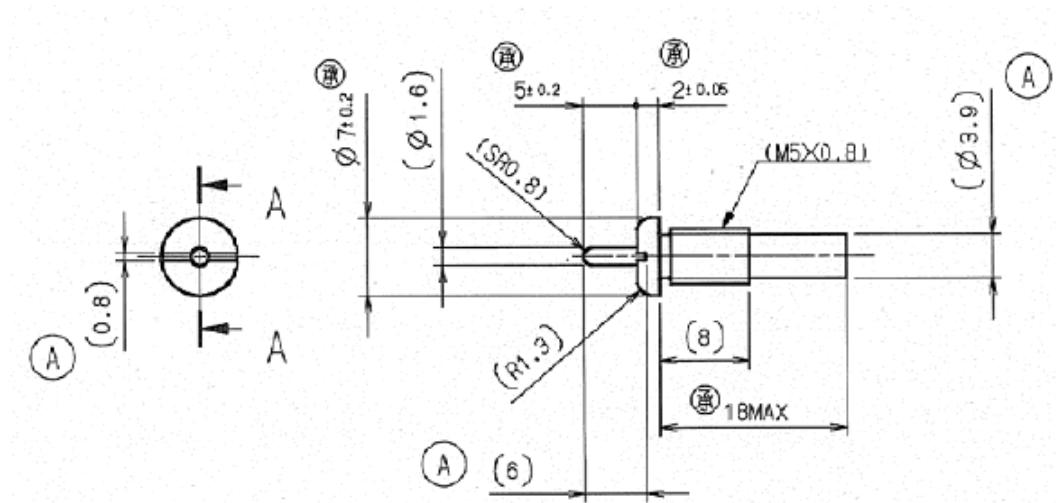
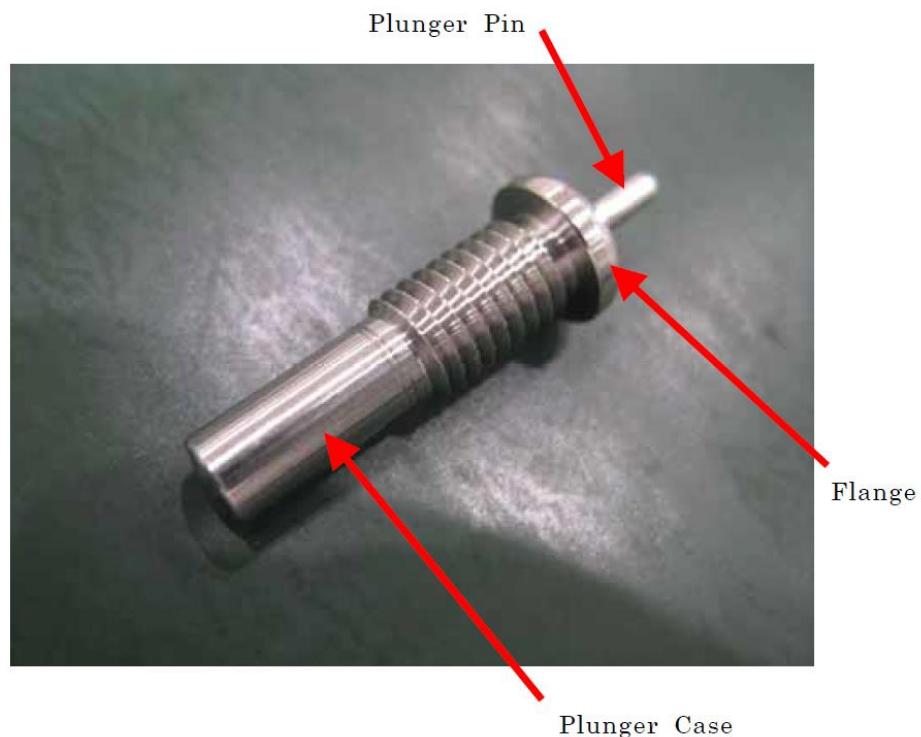


図 G-2 セパレーションスプリング搭載位置

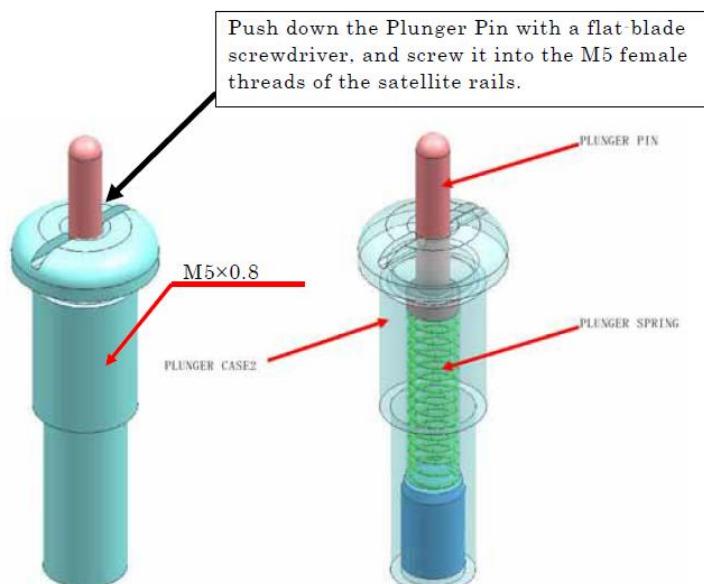
【セパレーションスプリングの仕様】材質 : SUS303、304質量 : 約 2.0 g (1 個当たり)保管環境(地上) :温度 : -5 ~ 40 deg.C湿度 : 要求なし (ただし、結露は許容しない)圧力 : 大気圧洗浄度 : ISO-14644-1 Class8 より良好なこと (推奨)

【セパレーションスプリングの取り付け手順書】

[作業上の注意事項]

- ハンドリングの際には、クリーン手袋を着用すること
- セパレーションスプリングに異物の付着がある場合には、クリーン用の綿棒等で取り除くこと

1. 取り付け前に以下を確認する。
 - セパレーションスプリング表面に異物の付着が無いこと
 - セパレーションスプリングを装着するために使用する flat-blade スクリュードライバーの先端に付着物がないこと
 - セパレーションスプリングを装着するために使用する flat-blade スクリュードライバーの先端に傷やバリがないこと
※flat-blade スクリュードライバーの先端にバリなどがあった場合には、装着時にセパレーションスプリングを傷つける恐れがあるので注意すること
2. flat-blade スクリュードライバーでセパレーションスプリングのピンを押し下げ、衛星レール端面の M5 の雌ネジに挿入する。
※トルク管理は要求されていない
3. Loctite(LOCTITE222、242 推奨)もしくは同等の接着剤を塗布し、緩み止め処置を実施する。
4. 取り付け後に以下の内容を確認すること
 - セパレーションスプリングのフランジが衛星レール端面に隙間なく接触していること
 - セパレーションスプリングに異物の付着がないこと
 - セパレーションスプリングに有害な傷、バリがないこと
 - セパレーションスプリングの先端をクリーン手袋を装着した指で押し、スムーズにピンが動作すること



J-SSOD/Satellite Interface Verification Recoed (for Design)

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
G-1	Separation Spring		[Title]			
G-1(1),(2)	Location	OK / NG	A satellite shall have separation spring of -Z rail end face.	Review of Design		Figure G-1
G-2(2)	Location of end rail switch	OK / NG	Location of end rail switch shall conform to Figure G-2	Review of Design		Figure G-2
G-3(3)	Spring force	N	The total spring force of the separation spring shall be 1.08 to 5.3 [N].	Review of Design		

J-SSOD/Satellite Interface Verification Recoed (for Flight Model)

Section No.	Item	Results	Requirement	Verification Method	Evidence document (Document No)	Reference
G-1	Separation Spring		[Title]			
G-1(1),(2)	Location	OK / NG	A satellite shall have separation spring of -Z rail end face.	Inspection, Review of Design		Figure G-1
G-2(2)	Location of end rail switch	OK / NG	Location of end rail switch shall conform to Figure G-2	Inspection, Review of Design		Figure G-2
G-3(3)	Spring force	N	The total spring force of the separation spring shall be 1.08 to 5.3 [N].	Inspection (or Review of Design)		

添付H 使用実績のある金属材料

アルミ合金	チタン合金	その他合金
2017	TAB6400H	
2017-T4		
2017-T451		
2024-T4		
5052		
5052O		
5052-H112		
6061		
6061-T6		
6061-T651		
6063		
6063-T5		
6063-T6		
6082		
6082-T651		
7075		
7075-T3		
7075-T6		
7075-T651		
7075-T73		
7075-T7351		