

限定なし
General



ロケットペイロード システム安全プログラム計画書/ 安全データパッケージテンプレート

Launch Vehicle Payload

System Safety Program Plan/Safety Data Package Template

2025年 9月 8日

8 September, 2025

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

免責条項

ここに含まれる情報は、一般的な情報提供のみを目的としています。JAXA は、かかる情報の正確性、有用性又は適時性を含め、明示又は黙示に何ら保証するものではありません。また、JAXA は、かかる情報の利用に関連する損害について、何ら責任を負いません。

Disclaimer

The information contained herein is for general informational purposes only. JAXA makes no warranty, express or implied, including as to the accuracy, usefulness or timeliness of any information herein. JAXA will not be liable for any losses relating to the use of the information.

発行

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

ロケットペイロード システム安全プログラム計画書/安全データパッケージテンプレート

1. はじめに

本文書に添付する様式は、JMR-002「ロケットペイロード安全標準」の中でシステム安全審査の審査文書として識別されている「システム安全プログラム計画書」及び「安全データパッケージ」のテンプレート、並びにシステム安全審査において審査される JERG-1-007「射場運用安全技術基準」との要求適合性を示す「JERG-1-007 要求適合性マトリクス」のテンプレートである。これらのテンプレートは、これまでのシステム安全審査における審査結果・実績を元に典型的なロケットペイロード(PL)の射場作業におけるハザード解析結果に基づいて記したものであり、PL 担当組織が当該文書を作成するための補助を目的とするものである。なお、本文書は JMR-002 に規定される従来のハザードレポート様式を用いることを妨げるものではない。

2. 関連文書

- (1) ロケットペイロード安全標準(文書番号 JMR-002E)
- (2) 射場運用安全技術基準(文書番号 JERG-1-007F)
- (3) ロケットペイロード向けシステム安全審査資料作成指針(文書番号 CZA-2021006D)

3. 本テンプレートの使用方法について

- (1) 本文書に添付するテンプレートは、PL 担当組織が開発するペイロードの性質に応じて自由に書き換えて使用することを意図している(このテンプレートに記載の内容は要求ではない)。
- (2) これらのテンプレートは一般的なハザード解析結果を記したものであり、PL 担当組織が解析する各 PL に必ずしも合致しない場合があるので、注意深くまた網羅的にハザードを評価し、本テンプレートにないハザードが識別された場合、ハザードレポートを追加で作成しなければならない。

4. 本テンプレートの使用に伴うメリットについて

PL に対する JAXA の安全審査は、「システム安全審査部会」による技術審査と「安全審査委員会」による経営審査の 2 段階で構成されている。本テンプレートを使用することにより、PL 担当組織は以下のように安全審査の受審に係る作業負荷の軽減や作業プロセスの簡略化といったメリットを享受することができる。

- (1) システム安全審査の審査文書・資料の作成におけるメリット(作業負荷の軽減)
 - ・ 本文書に添付する各テンプレートに必要な事項を記入することにより、システム安全審査の審査文書・資料を準備することができる。
 - ・ 2 項(1)に基づいてハザード識別を実施した結果、本文書の様式 2 に示すハザードレポートテンプレートに記載されるハザード以外のハザードが無い場合には、当該テンプレートに必要な事項を記入することでハザード識別が完了したものとみなし、「ハザード識別まとめ表」「ハザード解析表」「FTA」の提出(安全データパッケージの一部として)を省略することができる。
- (2) 安全審査プロセスにおけるメリット(作業プロセスの簡略化)
 - ・ 本文書の様式 2 に示すハザードレポートテンプレートに記載されるハザード以外のハザードが無い場合には、システム安全審査部会を書類審査にて実施するとともに安全審査委員会での審査を省略できる(図 1 参照)。

- ・ 万が一、不具合などにより射場でのハザード制御の見直しが必要になる場合でも、このテンプレートの範囲内の変更であれば、当該プロセスで審査を実施できる。

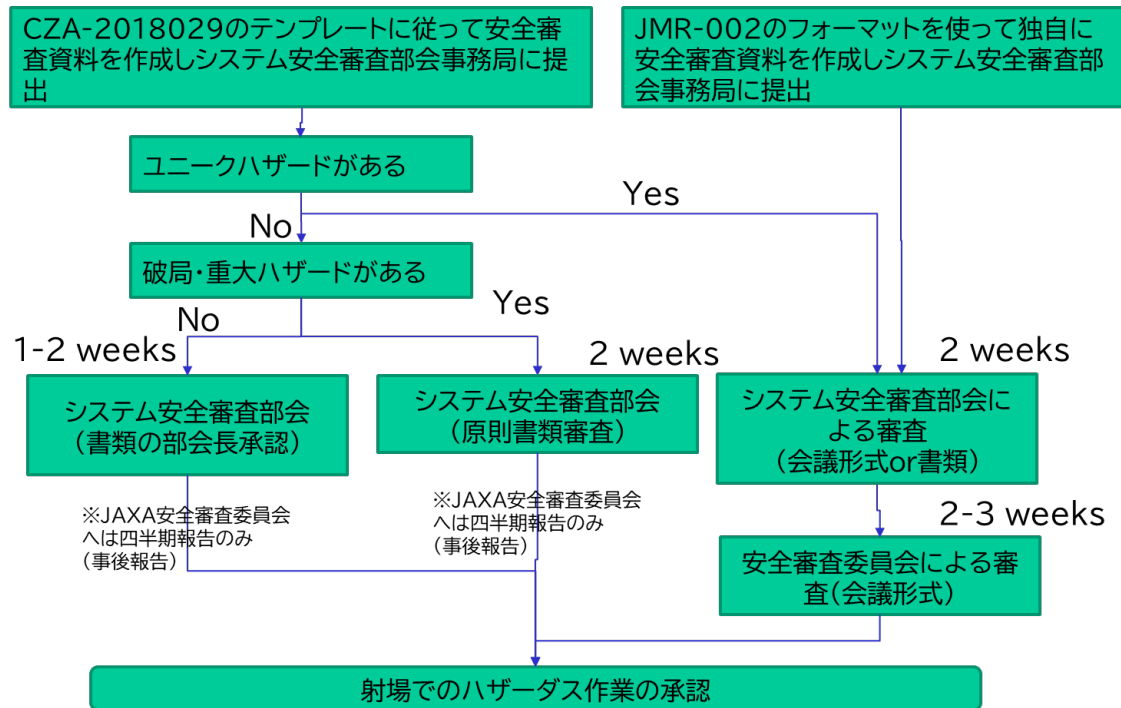


図1 本文書のテンプレート使用とJAXA安全審査の審査プロセス

5. 本テンプレートの作成経緯について(参考)

(1) 本文書の初版

本テンプレートの作成背景は、ロケットペイロードの安全解析に係る評価の適正化、及び安全審査での審査ポイントの重点化を図るために、過去の衛星に対する安全審査の審査結果・実績を元にハザード制御・検証手段を明示することが有効であると判断したことを契機に、従来から国際宇宙ステーション(ISS)プログラムの安全審査で活用し成果を挙げているテンプレートを参考としてJAXAでもスタンダードハザードレポートのテンプレートを作成するに至った。まず、相乗り小型衛星からその適用が開始され、その後、相乗り小型衛星以外のロケットペイロードにも適用が拡張された。

(2) 本文書のA改訂

JMR-002D 改訂及びシステム安全審査部会の審査範囲変更に伴い、以下の修正を実施。

- ・ 作業要員のみの安全(所謂、労働安全)に係るハザードは、審査対象外のためハザードレポートテンプレートから削除した。
- ・ 衛星単独でハザード解析を実施する範囲が「射場搬入からロケット引渡しまで」になったことから、スタンダードハザードレポートフォーマットの解析範囲もそのように絞った。なお、ロケット引渡し以降ペイロード分離までのハザード解析への対応については、ロケットから指示された文書に従い実施する。(2項(3)による)

(3) 本文書のB改訂

軽微な修正のみ。

(4) 本文書の C 改訂

JMR-002E 改訂に伴い、以下の全面改訂を実施。

- ・スタンダードハザードレポートのテンプレートのみを提供していたが、システム安全プログラム計画書及び安全データパッケージのテンプレートとして内容を充実化し、JMR-002 で要求されるシステム安全審査の審査文書の全体をカバーした。

(5) 本文書の D 改訂

軽微な修正のみ。

(6) 本文書の E 改訂

本テンプレート使用による審査期間短縮メリットの紹介、安全審査の知見を反映したハザードレポートテンプレートの更新、JERG-1-007 射場運用安全技術基準の適合性マトリクスの添付を行った。

(7) 本文書の F 改訂

文書全体の読みやすさの改善を行った。

以上

【添付資料】

様式 1: システム安全プログラム計画書(テンプレート)

様式 2: 安全データパッケージ(テンプレート)

様式 3: JERG-1-007 要求適合性マトリクス(テンプレート)

様式 1: システム安全プログラム計画書(テンプレート)

A 衛星 システム安全プログラム計画書

20XX 年 4 月 1 日

A 衛星プロジェクト

符号	制定日付	承認	改訂／変更理由
初版			-
A			
B			
C			
D			

目次

1. 総則.....	2
1.1 目的.....	2
1.2 適用範囲.....	2
2. 適用文書.....	2
2.1 適用文書.....	2
3. 実施内容.....	2
3.1 組織と体制.....	2
3.2 システム安全審査の方法.....	2
3.3 各開発段階におけるシステム安全業務.....	3

1. 総則

1.1 目的

本システム安全プログラム計画書は、A 衛星の鹿児島宇宙センター搬入から射場作業打上げを経てロケットからペイロードの分離までの各段階で生ずる事故を未然に防止し、開発品に起因する事故等から人の死傷及び財産を守ると共に、環境を保護するために実施するシステム安全プログラム計画を規定するものである。

1.2 適用範囲

本計画書は、A 衛星の設計、製造及び射場作業等に関して上記目的のために A 衛星プロジェクトの実施するシステム安全業務について適用する。なお、宇宙航空研究開発機構(以下、JAXA という。)の射場以外の JAXA 敷地内で作業がある場合は現地の安全要求等に従う。

2. 適用文書

2.1 適用文書

- (1) ロケットペイロード安全標準(文書番号 JMR-002E)
- (2) 射場運用安全技術基準(文書番号 JERG-1-007F)
- (3) ロケットペイロード向けシステム安全審査資料作成指針(文書番号 CZA-2021006D)
- (4) ロケットペイロード システム安全プログラム計画書/安全データパッケージテンプレート(文書番号 CZA-2018029F)

3. 実施内容

3.1 組織と体制

責任範囲を以下に示す。

(1) システム安全活動の責任範囲

A 衛星プロジェクトは、A 衛星の設計／製作等において、適用文書に基づきシステム安全を推進し安全を確保する。

また、安全審査に必要なデータについて JAXA 安全・信頼性推進部と調整し、適用文書にて要求されるデータを提出するとともに、JAXA システム安全審査を受審する。

以上を踏まえたシステム安全管理体制図を図 3.1-1 に示す。

(2) システム安全活動の実施

A 衛星プロジェクトは適用文書 2.1(1)の 4.3 項、2.1(4)に従い、射場作業(射場搬入からロケット引渡しまで)のハザード解析(ハザード識別、リスク評価、各フェーズにおけるハザード解析、ハザードレポートの作成、安全検証)を実施する。なお、打上げフェーズ(ロケット引渡しからペイロード分離まで)は、適用文書 2.1(3)に基づいて、ペイロードのハザード制御・安全検証を設定する。当該資料は直接ロケット担当に提出する。

(3) 官庁申請手続き

- ・ 宇宙用高圧ガス機器の安全に係わる官庁申請手続き等の業務については、宇宙用高圧ガス機器適合審査規則等に従う。
- ・ 無線設備の安全に係わる官庁申請手続き等の業務については、電波法及び関連省令等に従う。
- ・ 火工品の安全に係わる官庁申請手続き等の業務については、火薬類取締法等に従う。
- ・ 人工衛星の管理に係わる官庁申請手続き等の業務については、宇宙活動法等に従う。

3.2 システム安全審査の方法

- (1) A 衛星プロジェクトは図 3.3-1 に示す通り射場作業(射場搬入からロケット引渡しまで)について、フェーズ 0/Ⅰ/Ⅱ、フェーズⅢの 2 回の JAXA システム安全審査を受審する。シリーズペイロード／再

飛行ペイロードの場合は、後続号機の扱いを記載する(後続号機についてはフェーズⅡ/Ⅲの1回のJAXA システム安全審査を受審する、等)。

- (2) A 衛星プロジェクトは打上げフェーズ(ロケット引渡しからペイロード分離まで)については、適用文書 2.1(3)に基づいてペイロードのハザード制御・安全検証の結果をロケットに提出する。(JAXA システム安全審査はロケットが受審する。)

3.3 各開発段階におけるシステム安全業務

システム安全プログラム活動のマイルストーンを図 3.3-1 に示す。

安全活動は各フェーズで実施し、その結果について JAXA システム安全審査を受ける。フェーズⅢ安全審査の後に変更点が発生した場合は、必要に応じて JAXA システム安全審査を受ける。

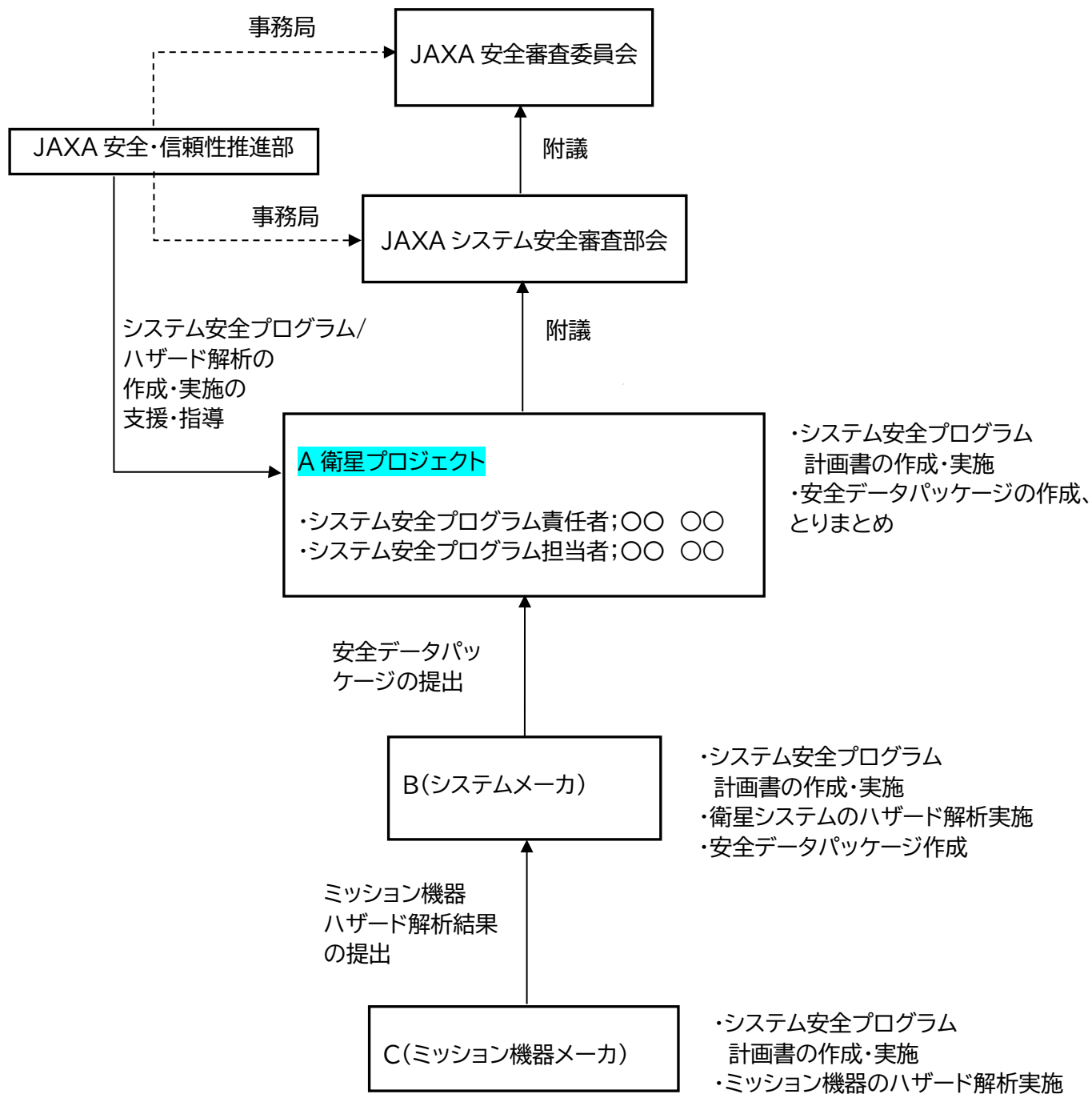


図 3.1-1 システム安全体制図

実施年月(西暦)		開発段階		概念設計／予備設計 (フェーズ0)	基本設計 (フェーズⅠ)	詳細設計 (フェーズⅡ)	製造・試験 (フェーズⅢ)	運用	備考
システム安全 プログラム活動									
全体 マイル ストーン	安全審査					(20XX/X) フェーズ 0 / Ⅰ / Ⅱ 安全審査 ↔	(20XX/X) フェーズⅢ 安全審査 ↔		
	開発マイル ストーン			(20XX/X) 基本設計審査 (PDR) ▽	(20XX/x) 詳細設計審査 (CDR) ▽	(20XX/x) 認定試験後審査(PQR)or 搬出前審査(PSR) ▽	△打上げ(20XX/X)		
A 衛星 システム安全プ ログラム計画書		作成	制定 ▽	実行	維持／改訂 ▽	実行	維持／改訂 ▽	維持／改訂、 運用段階の詳細化 ▽	
ハザード解析		フェーズ0 ハザード解析	同左見直し (必要に応じ)	フェーズⅠ ハザード解析	同左見直し (必要に応じ)	フェーズⅡ ハザード解析	同左見直し (必要に応じ) フェーズⅢ ハザード解析	同左見直し (必要に応じ)	
安全要求設定/見直し		安全要求初期設定 ▽	安全要求設定 ▽	(必要に応じて) 要求の詳細化、 見直し ▽					

図 3.3-1 ライフサイクルにおけるシステム安全プログラム活動のマイルストーン

様式 2: 安全データパッケージ(テンプレート)

A 衛星

安全データパッケージ

20XX 年 4 月 1 日

A 衛星プロジェクト

符号	制定日付	承認	改訂／変更理由
初版			-
A			
B			
C			
D			

目次

1. 総則	4
1. 1. 目的	4
1. 2. 適用範囲	4
2. 関連文書	4
2. 1. 適用文書	4
3. ペイロード等の説明	4
3. 1. A 衛星の基本情報	4
3. 2. A 衛星の設計及び機能の概要	4
3. 3. 射場作業フロー及び各作業の内容	6
4. ハザード解析結果	7
4. 1. ハザード識別まとめ表／4. 2. ハザード解析表／4. 3. FTA 等	7
4. 4. ハザードレポート	7
4. 5. ロケットから求められるハザード制御に対する適合性評価	8
4. 6. 安全検証追跡ログ(SVTL)	8
4. 7. 安全要求適合性詳細検討書(NCR)	8
5. JMR-002 6 章の適合性評価結果	8
5. 1. 漏洩時に備えた減圧ポート・推進薬や酸化剤等排出ポートの設計概要	8
5. 2. 推進薬や酸化剤等漏洩時の減圧・推進薬や酸化剤等排出の運用方針の説明	8

別紙 1:ハザードレポート

別紙 2:安全検証追跡ログ(SVTL)

別紙 3:安全要求適合性詳細検討書(NCR)

1. 総則

1.1. 目的

本文書は、「ロケットペイロード安全標準」に基づき、A 衛星のフェーズ X システム安全評価結果をデータパッケージとして纏めたものである。

1.2. 適用範囲

A 衛星について、鹿児島宇宙センターへの搬入から射場作業、打上げを経てロケットからペイロードの分離までに生ずる事故等に対して適用する。

2. 関連文書

2.1. 適用文書

- (1) ロケットペイロード安全標準（文書番号 JMR-002E）
- (2) 射場運用安全技術基準（文書番号 JERG-1-007F）
- (3) ロケットペイロード システム安全プログラム計画書/安全データパッケージテンプレート（文書番号 CZA-2018029F）

3. ペイロード等の説明

3.1. A 衛星の基本情報

A 衛星のシステムの主要諸元を表 XX に示す。

表 XX A 衛星主要諸元

打上げ時期	20XX 年
設計寿命	X 年
打上げロケット	XX ロケット
観測軌道	太陽同期準回帰軌道 軌道高度 630km 軌道傾斜角 98°
打上げ時寸法	XXXX mm × XXXX mm × XXXX mm
打ち上げ質量	3000kg(Wet)
パドル発生電力	X kW
バス機器	バッテリー:1 台 :リチウムイオン電池 XXX Ah(セル X 並列 X 直列) 太陽電池パドル:2 翼 :保持解放機構:火工品 Ka バンドアンテナ:1 台 :駆動機構:非火工品(ピンプラー) S バンドアンテナ:1 台 ヒドラジン—液式スラスタ(X N):X 台 推進タンク:1 台(ヒドラジン充填量 XXX kg) ヒートパイプ:1 式
ミッション機器	X バンドアンテナ:1 台 :保持解放機構:非火工品(Split spool device)

3.2. A 衛星の設計及び機能の概要

A 衛星のシステム構成ブロック図を図 XX に示す。また、打上げ時及び軌道上運用時の衛星

外観を図 XX 及び図 XX に示す。

(注:シリーズパイロード／再飛行パイロードの場合、ベースラインパイロードに対する変更点とハザード解析への影響評価を記載すること。)

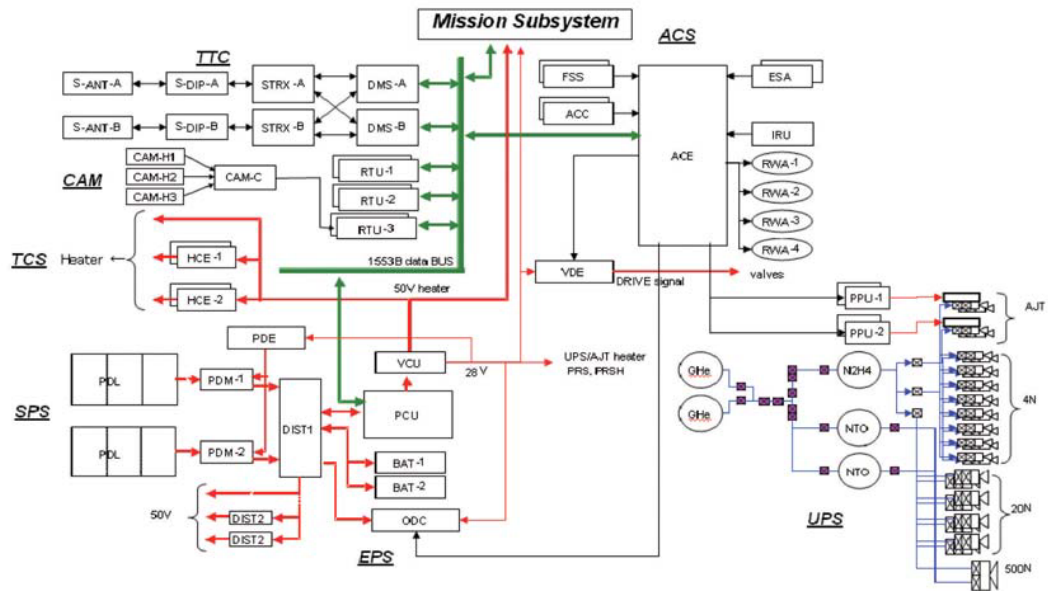


図 XX システム構成ブロック図

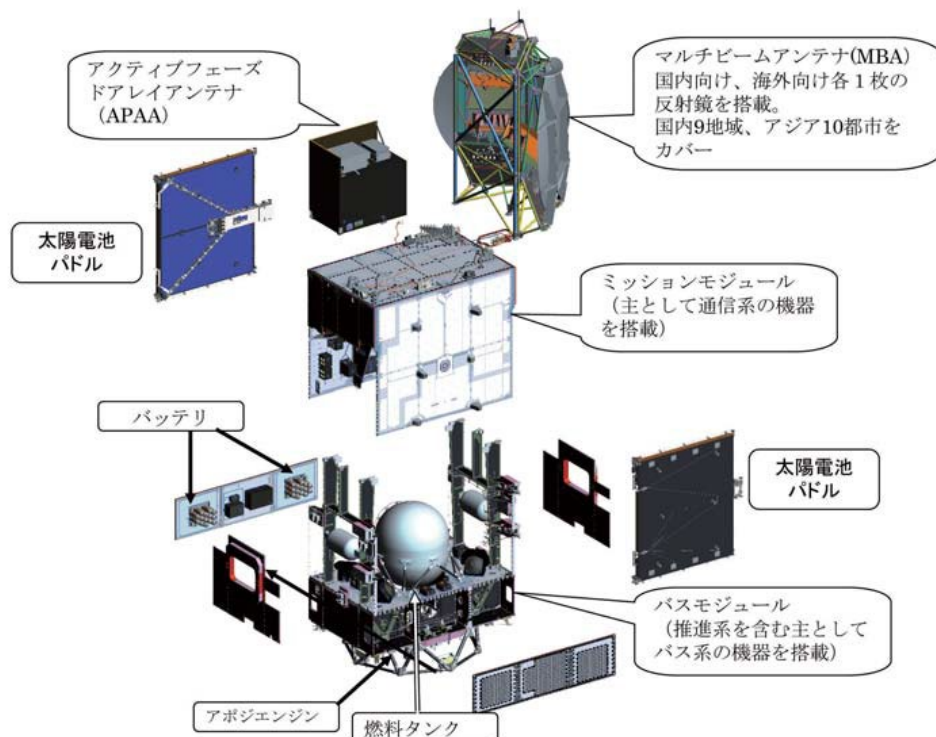


図 XX 衛星外観図(打上げ時)

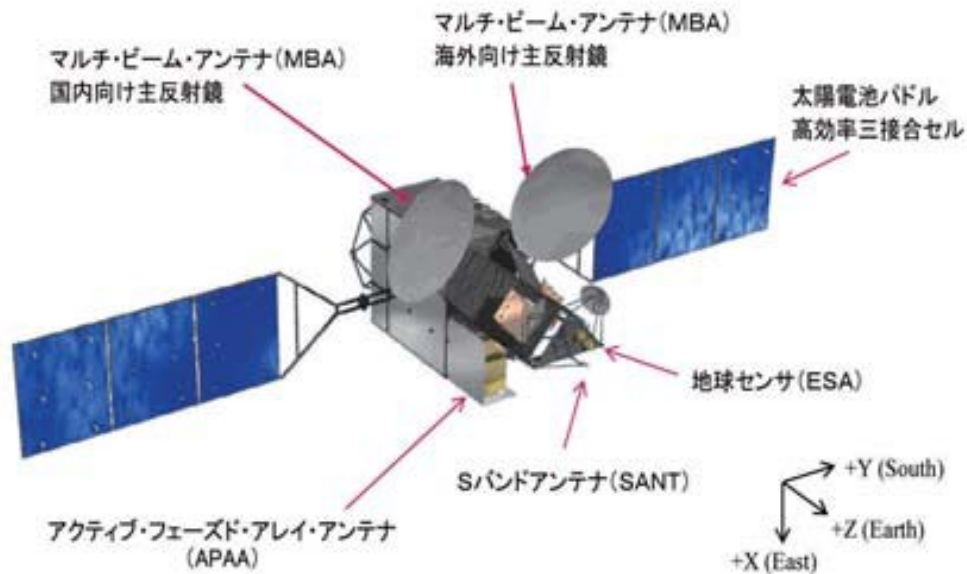


図 XX 衛星外観図(軌道上運用時)

3. 3. 射場作業フロー及び各作業の内容

A 衛星の射場作業フローを建屋別(STA、SAF、VAB)に図 XX に示す。

(注: 作業フローには関連ハザードを記載すること。また、ペイロードをロケットに引渡すポイントを識別すること。)

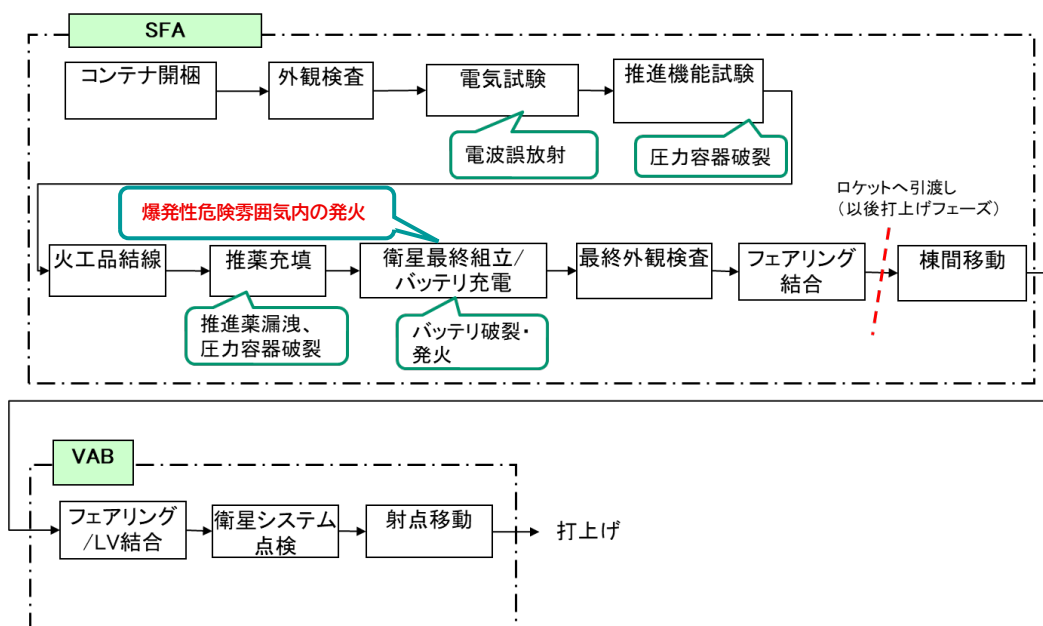


図 XX 射場作業フロー(吹き出しは代表的なハザード)

(注:シリーズパイロード／再飛行パイロードの場合、ベースラインパイロードに対する変更点とハザード解析への影響評価を記載すること。)

4. ハザード解析結果

4. 1. ハザード識別まとめ表／4. 2. ハザード解析表／4. 3. FTA 等

ハザード識別の結果、2.1 項 適用文書(3)に記載されるハザードレポートテンプレート(HR5.1～HR5.5)以外のハザードは識別されなかったため、当該テンプレートを使用することにより、ハザード識別まとめ表、ハザード解析表、FTA 等の添付については省略する。

(注:2.1 項 適用文書(3)に記載されるハザードレポートテンプレート以外のハザードが想定される場合には、その範囲において、ハザード識別まとめ表、ハザード解析表、FTA 等を添付すること。)

4. 4. ハザードレポート

2.1 項 適用文書(3)に記載されるハザードレポートテンプレートを使用して作成したハザードレポートを別紙 1 に示す。

(注:2.1 項 適用文書(3)に記載されるハザードレポートテンプレート以外のハザードが想定される場合には、そのハザードレポートを作成して別紙 1 に追加すること。)

※別紙1のハザードレポートテンプレート使用時の注意点について

(1) 安全検証が未完了の場合はステータス欄に「OPEN」、完了の場合は「CLOSED」と記載すること。安全検証の「ステータス」が CLOSED になった項目については、「検証結果」列に検証結果の概要を記載し、「文書名／文書番号」列に検証結果を示した文書名と文書番号を記載すること。安全審査のために添付資料が求められる場所については、各ハザードレポートフォーマットの添付資料に補足情報を記載すること。

・検証結果の記載例:

「適切な 2FT 設計(2 つは設計対応、1 つは運用対応)になっていることを、図面および手順書にて確認した。」

(2) 安全検証の「ステータス」、「検証結果」、「文書名／文書番号」は、該当審査フェーズにおいて、更新した箇所を赤字や太字等で識別して記載すること。例えば、フェーズ III の安全審査資料においては、フェーズ II で CLOSED となった項目と識別するために、フェーズ III で CLOSED となった項目を赤字や太字にする。

(3) フェーズ III の安全審査資料においては、射場搬入後にしか検証が完了しない項目は「ステータス」に「CLOSE to SVTL」と記載し、4.6 項の SVTL に検証残項目を記述すること。

(4) シリーズパイロード／再飛行パイロードの場合、ベースラインパイロードの安全検証項目のうち、再検証する項目、及び新たに検証が必要となった項目を識別すること。

(5) 「ハザード」「ハザード原因」及び「ハザード制御方法」はこれまでの安全審査の経験により識別、設定されたものであり、これらのユーザ側での変更は原則認めない。「安全検証方法」については記載の手法以外に適切な代替策がある場合は、事務局との合意により変更が可能である。検証のフェーズはベースラインであり、プロジェクトの進捗に応じて変更が可能である。

(6) ハザードレポートやハザード原因が N/A となった場合、「ハザード制御方法」より右の列の記載は削除して空白で提出すること。

(7) ハザードレポートの対象となるサブシステムが 2 つある場合、HR を 2 つ起草すること。

(例:ヒドラジン、キセノンの高圧ガスタンクがある場合、HR-5.2a、5.2b の 2 つレポートを作成する。)

4. 5. ロケットから求められるハザード制御に対する適合性評価

N/A(打上サービス事業者に適合性評価結果を提出済み)。

(注:本評価は直接ロケット側に適合性評価を提出する。)

4. 6. 安全検証追跡ログ(SVTL)

識別された安全検証追跡ログ(SVTL)を別紙 2 に示す。

(注:フェーズ III の場合、必要に応じて添付すること。JMR-002 の様式 4 を使用する。)

4. 7. 安全要求適合性詳細検討書(NCR)

識別された安全要求適合性詳細検討書(NCR)を別紙 3 に示す。

(注:要求への不適合の場合、添付すること。JMR-002 の様式 6 を使用する。)

5. JMR-002 6 章の適合性評価結果

5. 1. 漏洩時に備えた減圧ポート・推進薬や酸化剤等排出ポートの設計概要

A衛星の推進薬や酸化剤等漏洩時の減圧ポート、推進薬や酸化剤等排出ポートの設計概要を図XXに示す。



図XX 推進薬漏洩時の減圧ポート、推進薬や酸化剤等排出ポートの設計概要

5. 2. 推進薬や酸化剤等漏洩時の減圧・推進薬や酸化剤等排出の運用方針の説明

5. 2. 1. パイロード単独射場作業中に漏洩した場合の方針

SFAにて、パイロード単独射場作業中に推進薬や酸化剤等が漏洩した場合、まず全員を退避させたのちに、SFAの立ち入り規制を設定する。その後、作業者がスケープスーツにより漏洩した場所に入り、減圧ポートに減圧用GSEを接続し減圧する。減圧完了後に、作業者が推進薬や酸化剤等排出ポートにGSEを接続し、推進薬や酸化剤等を回収する。推進薬や酸化剤等の回収が終了した後、現地に漏洩した推進薬や酸化剤等の無毒化を実施して、漏洩した場所の推進薬や酸化剤等濃度が規制値以下まで下がったら、SFAの立ち入り規制を解除する。

5. 2. 2. ロケット引渡し以降に漏洩した場合の方針

VABにて、ロケットとの共同作業中に推進薬や酸化剤等が漏洩した場合、ロケットの指示に従って、減圧・推進薬や酸化剤等排出作業を実施する。

(注:ロケットの指示に従って作業する場合は、その旨を記載すること。)

別紙 1:

ハザードレポート

別紙1 ハザードレポートテンプレート(射場搬入～ロケット引渡し)

No	ハザード	ハザード原因	ハザード制御方法	安全検証方法(ベースライン)	ステータス	Ph	検証結果	文書名/番号
HR-5.1 適用 □ N/A □	爆発性危険雰囲気内の発火による射場施設等の重大な損傷、 人員の死傷 【被害の度合いは通常Ⅰ】	(1) 機器接点切替時の火花発生	(1-1) フライト品の電気機器は、ガス蒸気防爆構造相当の対応(ポッティング、ハーメティックシール、不活性ガスによる加圧等)とする。 注: 非点火防爆構造を除く 注: 電子機器間のケーブルの防爆性も考慮する	(1-1-1) 図面等により防爆設計を確認する。	OPEN	Ⅱ		
				(1-1-2) 現品検査等により、適切な製造を確認する。	OPEN	Ⅲ		
			(1-2) フライト品の非防爆機器は爆発性危険雰囲気内で通電しない(人的操作が介在する場合は誤操作を想定する)。	(1-2-1) 射場運用計画書等で爆発性危険雰囲気内で通電しないことを確認する。	OPEN	Ⅲ		
			(1-3) GSE として防爆検定品以外の機器を使わざるを得ない場合は、ガス蒸気防爆構造相当の対応(ポッティング、ハーメティックシール、不活性ガスによる加圧等)とする。 注: 非点火防爆構造を除く 注: 電子機器間のケーブルの防爆性も考慮する	(1-3-1) 図面等により防爆設計を確認する。	OPEN	Ⅱ		
				(1-3-2) 現品検査等により、適切な製造を確認する。	OPEN	Ⅲ		
			(1-4) 爆発性危険雰囲気に電気機器(防爆検定品、非防爆機器)を持ち込む際は、JERG-1-007 に従った対応を行う。(持ち込む機器のリストについて射場安全 Gr の確認を受ける)	(1-4-1) 手順書等により、JERG-1-007 に従った対応が取られることを確認する。(持ち込み機器リストは射場安全 Gr に提出するため、安全データパッケージへの添付は不要)	OPEN	Ⅲ		
		(2) 通電部への人の接触による火花発生	(2-1) フライト品や GSE は人が触れる部分に露出した通電部が無い設計とする。	(2-1-1) 図面等により露出した通電部が無い設計(電力を供給する側のコネクタは雌コンタクトとする等)であることを確認する。	OPEN	Ⅱ		
			(2-2) フライト品や GSE は人が触れる部分に露出した通電部がある(プラズマスラスト等)場合、爆発性危険雰囲気内で通電しない。	(2-2-1) 射場運用計画書等で爆発性危険雰囲気内で通電しないことを確認する。	OPEN	Ⅲ		
		(3) 熱源の存在	(3-1) 爆発性危険雰囲気において露出した電熱線等に通電にしない。	(3-1-1) 手順書等により、露出した電熱線等に通電しないことを確認する。	OPEN	Ⅲ		
		(4) 火工品、固体推進薬の着火	(4-1) 爆発性危険雰囲気において火工品、固体推進薬を着火しない。	(4-1-1) 手順書等により、火工品、固体推進薬を着火しないことを確認する。	OPEN	Ⅲ		
		(5) 静電気による火花発生	(5-1) フライト品や GSE を適切にボンディング、接地することで静電気を防止する。	(5-1-1) 接地系統図等により適切なボンディング、接地を確認する。	OPEN	Ⅱ		
				(5-1-2) 現品検査等により、適切なボンディング、接地を確認する。	OPEN	Ⅲ		
			(5-2) 静電気を発生させない適切な作業	(5-2-1) 手順書等によりリストストラップや帯電防止衣・靴の着用等の対応が取られることを確認する。	OPEN	Ⅲ		
		(6) 錆と可燃性推進薬の接触	(6-1) 可燃性推進薬と接触する可能性のある箇所(フライト品、GSE や作業場)について、錆等がないことを管理する。	(6-1-1) 目視検査等により確認する。	OPEN	Ⅲ		
		(7) 可燃性推進薬の漏洩	ハザード No.5.4 による。(漏洩した可燃性推進薬と点火源との接触を防ぐための処置を別途とる場合、漏洩に対して 1FT 設計とする)	-	-	-	-	-
		(8) 可燃性推進薬と酸化剤の混合(二液系推進系のみ)	(8-1) 充填時の誤操作による可燃性推進薬と酸化剤の混合を防ぐ設計	(8-1-1) 図面等により分離配置した設計、異なる配管径の採用等を確認する。	OPEN	Ⅱ		本資料に配置図を添付
				(8-1-2) 現品検査等により分離配置、配管径を確認する。	OPEN	Ⅲ		

			(8-2) 可燃性推進薬と酸化剤の混合の無い作業	(8-2-1) 手順書等により、充填作業時に推進薬の充填機材と酸化剤の充填機材が混在しない作業になっていることを確認する。	OPEN	Ⅲ		
			(8-3) 推進薬と酸化剤充填後のフライト品内での混合防止(2FT 設計)	(8-3-1) 図面等により推進剤と酸化剤のタンクが 2FT でも混合しない設計になっていることを確認する。	OPEN	Ⅱ		本資料に 2FT 設計のスケマチックを添付
				(8-3-2) 試験等により推進剤と酸化剤のタンクが 2FT でも混合しないことを確認する。	OPEN	Ⅲ		
			(9) クラス 4 レーザの不適切な作動	(9-1-1) 図面等により JIS C 6802(IEC 60825-1)に従った設計であることを確認する。	OPEN	Ⅱ		
				(9-1-2) 手順書等により JIS C 6802(IEC 60825-1)に従った運用であることを確認する。	OPEN	Ⅲ		

No	ハザード	ハザード原因	ハザード制御方法	安全検証方法(ベースライン)	ステータス	Ph	検証結果	文書名/番号
HR-5.2 適用 □ N/A □	圧力システム破裂による人員の死傷、射場施設設備の損傷 【被害の度合いは通常Ⅰ】	(1) 圧力システムの設計・製造不良	(1-1) 宇宙用高圧ガス機器技術基準 JERG-0-001 に基づいたフライト品の設計、製造。	(1-1-1) 適合証にて適切な設計、製造を確認する。	OPEN	Ⅲ		
				(1-1-2) 適合証の範囲外(遮断弁以降)の箇所については機能試験により適切な製造を確認する。	OPEN	Ⅲ		
			(1-2) ヒータ等の故障によるワースト熱環境における圧力上昇や低圧側へのリーク(バルブ等の 2 故障までカウント)した場合を想定した耐圧設計	(1-2-1) 図面、解析書等により、耐圧設計を確認する。	OPEN	Ⅱ		本資料には圧力システムのスケマチック、MDP 解析書等を添付
		(2) 設計圧力を超えた加圧	(1-3) 高圧ガス保安法に基づいた加圧装置 GSE の設計、製造。	(1-3-1) 許可書にて適切な設計、製造を確認する。(流用/借用品の場合は法定の使用点検の結果で確認する。)	OPEN	Ⅲ		
			(2-1) 設計圧力を超えた加圧に対する 2FT 設計	(2-1-1) 配管系統図等により、調圧弁や安全弁による 2FT 設計を確認する。	OPEN	Ⅱ		本資料に 2FT 設計を示す配管系統図を添付
				(2-1-2) 手順書等にて、モニタによる制御や加圧作業前に安全弁が有効であること等を確認する。	OPEN	Ⅲ		
		(3) 不適切な加圧作業	(3-1) JERG-1-007 に基づく加圧作業を実施する。また、設計破壊圧 1/4 以上の加圧、減圧の際には防護壁を備えた危険区域を設定する。	(3-1-1) 手順書等にて JERG-1-007 に基づいた手順になっていることと、危険区域が設定されたことを確認する。	OPEN	Ⅲ		

No	ハザード	ハザード原因	ハザード制御方法	安全検証方法(ベースライン)	ステータス	Ph	検証結果	文書名/番号
HR-5.3 適用 □ N/A □	リチウムイオン電池破裂・電解液リーク、爆発、火災による人員の死傷、射場施設設備の損傷 【被害の度合いは通常Ⅰ】 注:100Wh 以下の組電池で、かつ、爆発性危険雰囲気下で充電しない場合ハザード識別不要。	(1) セル内部の短絡	(1-1) 内部短絡が無いセルの設計・製造。	(1-1-1) セル UN/UL 勧告適合書等により規格に基づいたセルであることを確認する。(宇宙機関認定セルの場合、その機関が認定したことを確認できれば良い。)※	OPEN	Ⅱ		本資料に認証番号等を添付
				(1-1-2) 打上げ環境下でセル内部の短絡を生じるセルを排除するために、衛星搭載状態(またはバッテリー組立)の環境試験(真空試験、振動試験等)前後におけるバッテリー充放電特性に変化の無いことを示す。※	OPEN	Ⅲ		本資料に充放電特性のサマリを添付
		(2) セル外部の短絡	(2) バッテリー負荷側短絡が無い設計・製造。(2-1) または (2-2) のどちらかを選択。(2-1) セル外部の短絡に対して、2 つの保護機能(セパレータシャットダウン機能、PTC、ヒューズブルリンク、ヒューズ等)をセル内部また	(2-1-1) 図面等により、保護機能を確認する。※	OPEN	Ⅱ		本資料に保護機能を示すスケマチックを添付
				(2-1-2) 機能試験等により、保護機能が作動することを確認する。※	OPEN	Ⅲ		

	<p>注: Ni-MH 電池の破裂・電解液の漏洩などのハザードは識別されない。ただし、過熱による安全上の影響がないことを確認する必要有。</p> <p>注: フライト環境への耐性は、別途ロケット別に評価が必要。</p>		は外部に持つ。ただし、セルと外部保護機能間の経路に短絡が想定される部位は(2-2)に示す二重絶縁する(当該箇所の短絡が生じた場合、外部保護機能は機能しないため)。					
			(2-2)負荷側を二重絶縁する。 (通常バッテリー直近のスイッチまで)	(2-2-1) 図面等により二重絶縁の箇所を確認する。※	OPEN	II		本資料に二重絶縁の箇所を示すスキマチックを添付
		(3)過充電	(3-1) 射場の爆発性危険雰囲気以外で充電する場合は過充電に対して 1FT 設計、爆発性危険雰囲気内及びロケット搭載状態で充電する場合は過充電に対して 2FT 設計とする。	(2-2-2) 現品検査等により、二重絶縁の施工を確認する。※	OPEN	III		
				(3-1-1) 図面等で適切な故障許容設計を確認する。	OPEN	II		本資料に FT を示すスキマチックを添付
				(3-1-2) 機能試験等で過充電防止機能が適切に動作することを確認する。	OPEN	III		
				(3-1-3) 手順書等にて、モニタによる制御が有効であることを確認する。(運用による制御がある場合のみ。)	OPEN	III		
				(3-2) バッテリー電圧モニタは、セルのばらつきにより単セルの過充電の検知とならない場合もあり、セルのばらつきを管理する。	OPEN	III		
				(3-3) (過放電への対応)電池がセル／電池パック製造業者の推奨する電圧または認定試験で確立された電圧以下で使用しない。	OPEN	III		
		(4)熱制御系の故障に起因する異常な温度環境での使用	(4-1)または(4-2)のどちらかを選択。 (4-1)最悪状態(ヒータ駆動回路の 2 故障後など)でも、バッテリー保証温度以下である設計。 (4-2)2 故障が生じてヒータが ON にならない設計。	(3-2-1) 検査記録等でセルのばらつきの管理結果を確認する。※	OPEN	III		
				(3-3-1) 充電前のバッテリー電圧の確認(射場充電作業がある場合のみ)	OPEN	III		
				(4-1-1) 最悪状態(ヒータ駆動回路の 2 故障後など)を想定した熱解析によりバッテリー保証温度以下であることを確認する。	OPEN	II		
				(4-2-1) 図面等で 2 故障許容設計を確認する。	OPEN	II		
				(4-2-2) 機能試験等で故障許容設計が有効であることを確認する。	OPEN	III		

※JAXA開発完了セルを使用する場合は既に検証済みであり、追加の検証は不要。

No	ハザード	ハザード原因	ハザード制御方法	安全検証方法(ベースライン)	ステータス	Ph	検証結果	文書名/番号
HR-5.4 適用 □ N/A □	<p>推進薬等の有害な流体の漏洩に伴う人員の死傷、射場施設設備の損傷</p> <p>【被害の度合いは通常 I】</p>	(1)不適切な推進系の設計及びシールの不良	(1-1)各リークパス(注排弁、推薬タンク下流側等)に対して各々3つのシールを持つ構造とする。	(1-1-1) 図面等により3つのシールを持つ構造を確認する。(注排出弁は断面図)	OPEN	II		本資料に3シール構造を示す図(注排弁は断面図)を添付
			(1-2)適切なシール材を選定する。	(1-2-1) 試験等でシール性能を確認する。	OPEN	III		
		(2)弁駆動回路の誤動作	(2-1)電気的誤動作に対する 2FT 設計とする。	(2-1-1) 図面等により 2FT 設計を確認する。	OPEN	II		本資料に 2FT 設計のスキマチックを添付
				(2-1-2) 試験等により、2FT の有効性を確認する。	OPEN	III		
		(3)不適切な推進薬等充填作業	(3-1) JERG-1-007 に基づく充填作業	(3-1-1) JERG-1-007 に則った手順となっていることを確認する。	OPEN	III		
		(4)推進薬等を搭載するタンク等の流体不適合	(4-1) 流体適合性のある材料を使用する。	(4-1-1) 材料リスト等により、適切な材料が使用されていることを確認する。	OPEN	II		

		(5)バルブ等の異物の噛み込み	(5-1)清浄度管理された流体を使用する。	(5-1-1)清浄度検査結果を確認する。	OPEN	Ⅲ		
		(6)推進薬等充填後のフライト品に係る重量物運搬作業での吊上げ物の落下、衝突	(6-1) マージンを持ったフライト品吊り点の設計、製造	(6-1-1) 設計解析等で安全余裕に問題が無いこと、あるいは試験等で降伏もしくは破壊しないことを確認する。	OPEN	Ⅱ		本資料に解析結果を添付
			(6-2) 国内法規等に従った吊具の設計、製造	(6-2-1) 設計解析等で労働安全衛生法に示される安全係数に問題が無いことを確認する。「労働安全衛生法 クレーン等安全規則」にて吊り具に対する最小安全係数はワイヤロープに対しては 6、それ以外に対しては 5 が要求される。	OPEN	Ⅱ		本資料に解析結果を添付
				(6-2-2) 2 倍 or 公的規格に基づいた倍率の保障荷重試験等により現品に問題が無いことを確認する。(既存または市販品の吊具を定格範囲内で使用する場合、使用範囲に問題が無いことを確認する。)	OPEN	Ⅲ		
			(6-3) JERG-1-007 に基づく吊り作業	(6-3-1) JERG-1-007 に則った手順となっていることを確認する。	OPEN	Ⅲ		
		(7)圧力システムの破裂	ハザード No.5.2 による。	-	-	-	-	-

※推進薬および酸化剤、ヒートパイプのアンモニア等について、被害の度合いの評価結果を添付する。

No	ハザード	ハザード原因	ハザード制御方法	安全検証方法(ベースライン)	ステータス	Ph	検証結果	文書名/番号
HR-5.5	電波誤放射による人員の負傷	(1)電波放射(RF)系の設計・製造不良	(1-1)意図しない誤放射に対する故障許容設計(1FT or 2FT)	(1-1-1)図面等により FT 設計を確認する。	OPEN	Ⅱ		本資料に FT 設計のスキマチックを添付
適用 □	【被害の度合いは個別で評価する。】			(1-1-2)電気性能試験等により FT が有効であることを確認する。	OPEN	Ⅲ		
N/A □		(2)射場での試験時の意図しない人員の立ち入り	(2-1) 放射試験時の人員規制(立ち入り規制・禁止等)	(2-1-1)手順書等に、立ち入り規制区域(安全距離)と期間が明記されていることを確認する。	OPEN	Ⅲ		本資料に安全距離の計算結果と、立ち入り規制区域を添付

※全RF放射源に対して、被害の度合いの評価結果を添付する。

以下のハザードについての有無をチェックし、必要に応じてハザードレポートを別途起草する。

ハザード	該当	非該当	対象ハザードレポートNo.
火工品誤着火による人員の死傷、射場施設設備の損傷	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
病原菌等漏洩による人員の死傷、射場施設設備の汚染	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
電離放射線源による人員の死傷、射場施設設備の損傷	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
極低温流体漏洩による人員の死傷、射場施設設備の損傷	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
極低温流体を保有する圧力システム破裂による人員の死傷、射場施設設備の損傷			
極低温流体混合(液体水素と液体酸素等)による火災、爆発による射場施設等の重大な損傷、人員の死傷			
その他のハザード	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

別紙1 ハザードレポートテンプレート(参考:ロケット引渡し～打上げ・ペイロード分離 編)

以降、一般的には射場におけるハザードには該当しないが、ロケットとの統合フェーズにおけるハザード原因に該当する場合があるため、過去のペイロードの安全審査で実績のある典型的なハザード制御方法、安全検証方法を記載する。実際にハザードに該当するかどうかはロケットからの指示による。

HR-X.1～X.4の内容は、ロケットから提示されるフォーマット内にて引用するなど、適宜利用されたい。

No	ハザード	ハザード原因	ハザード制御方法	安全検証方法(ベースライン)	ステータス	Ph	検証結果	文書名/番号
HR-X.1 適用 □ N/A □	安全上重要な機構(保持解放機構等)の誤展開によるロケットの墜落 火工品使用ケース	(1)保持解放機構(ロッド等)の機械的設計不良 (2)回路からの誤信号による誤解放	(1-1)保持ロッドの健全性と強度を確保する。	(1-1-1)解析等により強度余裕を確認する。	OPEN	II		本資料に解析結果概要を添付
				(1-1-2)試験等により健全性を確認する。	OPEN	III		
			(2-1)意図しない誤解放に対する故障許容設計(2FT)(エネルギー源との間に最小限 3 つの独立したインヒビットを持つ設計とする。また、3 つのインヒビットの内、少なくとも 2 つはモニタが出来る設計とする。)	(2-1-1)図面等により 2FT 設計を確認する。	OPEN	II		本資料に FT 設計のスキマチックを添付
			(2-2)電気起爆装置(EED)について、1ADC, 1W DC をそれぞれ 5 分間通電したとき発火しない。もしくは、NASA Standard Initiator 等、規格に基づいたものを使用する。	(2-1-2)電気性能試験等により 2FT が有効であることを確認する。	OPEN	III		
			(2-3)火工品に接続する EED ハーネスは火工品の最大不着火電流の 20dB 以上の減衰を与える設計とする。	(2-2-1)購入記録等を確認する。	OPEN	III		
			(2-4)火工品結線前に迷走電流が無いこと。	(2-3-1)解析等により、20dB 以上のマージンがあることを確認する。	OPEN	II		本資料に解析結果概要を添付
				(2-4-1)火工品の結線を行う前に火工品点火回路のストレイ電圧チェックを行い、火工品の最大不着火電流の 1/10 又は 50mA のいずれか低い値以上の電流を生じないことを確認する。	OPEN	III		

No	ハザード	ハザード原因	ハザード制御方法	安全検証方法(ベースライン)	ステータス	Ph	検証結果	文書名/番号
HR-X.2 適用 □ N/A □	安全上重要な機構(保持解放機構等)の誤展開によるロケットの墜落 NEA 等の故障許容設計アプローチ	(1)保持解放機構(NEA 等)の機械的設計不良	(1-1)機構の破壊に対する故障許容設計(2FT)	(1-1-1)図面等により 2FT 設計を確認する。	OPEN	II		本資料に FT 設計のスキマチックを添付
				(1-2-1)機能試験等により 2FT が有効であることを確認する。	OPEN	III		
		(2)回路からの誤信号による誤解放	(2-1)意図しない誤解放に対する故障許容設計(2FT)	(2-1-1)図面等により 2FT 設計を確認する。	OPEN	II		本資料に FT 設計のスキマチックを添付
				(2-1-2)電気性能試験等により 2FT が有効であることを確認する。	OPEN	III		

「CSA-111006ロケットペイロードの機構に対するシステム安全上の取り扱い」より

「機構」とは、摩擦力、磁力、スプリングによる弾性力を、安全上重要なコンフィギュレーションの保持力として用いるサブシステム(ラッチ機構等)をいう。

No	ハザード	ハザード原因	ハザード制御方法	安全検証方法(ベースライン)	ステータス	Ph	検証結果	文書名/番号
HR-X.3	安全上重要な機構(保持解放機構等)の		(1-1)保持トルク/保持力 マージン 1以上の確保	(1-1-1)解析によりマージンに問題が無いことを確認する。	OPEN	II		本資料に解析結果を添付

適用 □ N/A □	誤展開によるロケットの墜落 リスク最小化設計アプローチ1 NEA 等	(1)保持解放機構(NEA 等)の機械的設計不良		(1-1-2)機械環境試験により機構が保持されていることを確認する。	OPEN	Ⅲ		
			(1-2)スプリング機能の異常によりハザードに至る設計及び用途においては、スプリングの冗長化(スプリング機能の異常によりハザードに至らない場合は、冗長化の必要は無い)	(1-2-1)スプリングを冗長構成とすることを図面等により確認する。	OPEN	Ⅱ		本資料に FT 設計のスキマチックを添付
		(2)回路からの誤信号による誤解放	(2-1)意図しない誤解放に対する故障許容設計(2FT)	(2-1-1)図面等により 2FT 設計を確認する。	OPEN	Ⅱ		本資料に FT 設計のスキマチックを添付
				(2-1-2)電気性能試験等により 2FT が有効であることを確認する。	OPEN	Ⅲ		

「CSA-111006ロケットペイロードの機構に対するシステム安全上の取り扱い」より

本項の前提1:当該機構が保持状態であることが求められる環境において、機構内の荷重伝達は材料の強度でなされる設計であること。(磁力等の検証困難な要素は対象が存在する場合はリスク最小化設計の対象としない)

本項の前提2:同環境において、機構の荷重経路にある構成部品間において、機構の保持状態が変化したと見なすレベルの相対的運動を生じない設計であること。(機構部の噛み込み等の考慮が必要な要素が存在する場合はリスク最小化設計の対象としない)

No	ハザード	ハザード原因	ハザード制御方法	安全検証方法(ベースライン)	ステータス	Ph	検証結果	文書名/番号
HR-X.4 適用 □ N/A □	安全上重要な機構(保持解放機構等)の誤展開によるロケットの墜落 リスク最小化設計アプローチ2 非金属ロックワイヤ(テグス等)	(1)非金属ロックワイヤ(テグス等)単体および結び目に関わる設計不良	(1-1)引張強度の確認	(1-1-1)ワイヤの伸長量をパラメータにして、伸長量毎にワイヤの引張強度を確認する。 注:「なじみ処置」(1-4)を行った場合は、なじみ処置後に試験を行う。また、引張強度確認試験に使用するワイヤはフライト品と同一ロットを使用する。さらに、ワイヤが衛星外部に曝される形態の場合、ロケットのフェアリング開頭後の太陽光照射、空力加熱の影響による熱入力を考慮する。	OPEN	Ⅱ		
			(1-2)クリープ変形量の確認	(1-2-1)ワイヤは常温でもクリープ変位を生じるためクリープ変位量を確認する。 注:ワイヤに印加する張力はフライト品の状態を包絡する。また、使用するワイヤはフライト品と同一ロットを使用する。さらに、荷重を印加する時間はフライトモデルに取り付けから打ち上げまでの期間を考慮する。	OPEN	Ⅱ		
			(1-3)結び目の伸び確認	(1-3-1)結び目はフライト品を模擬し、結び目の伸び量を試験で確認する。	OPEN	Ⅱ		
			(1-4)なじみ処置(伸ばし処置)	(1-4-1)事前伸長するための張力、時間を決められるように、ワイヤの変形量、印加する張力、張力印加時間の関係を試験で求める。(1-1～1-3)	OPEN	Ⅱ		
				(1-4-2)結び目のなじみ処置が必要な場合は結び目のなじみ処置にワイヤと同等のデータを取得する。	OPEN	Ⅱ		
				(1-4-3)なじみ処置したワイヤをフライト品に使用する。	OPEN	Ⅲ		
			(1-5)ワイヤ半径方向の圧縮(かしめ等)による強度劣化	(1-5-1)フライト品の設計でワイヤ半径方向に圧縮される部位があるか確認し、該当箇所がある場合、フライト品のコンフィギュレーションを模擬し、圧縮による強度劣化を試験で確認する。	OPEN	Ⅱ		

		(2)保持解放機構の機械的設計不良	(2-1)冗長設計※	(2-1-1)ワイヤは冗長構成とすることを図面等で確認する。	OPEN	II		本資料に概略図を添付
			(2-2)設計張力のマージン確保	(2-2-1)最大荷重に対しワイヤの強度不足とならぬよう適切なマージンを確保する。ワイヤの冗長性を示すため、ワイヤ1系統でも成立することを示す。 注:ワイヤにかかる最大荷重はワイヤ施工時の最大張力、打ち上げの振動や衝撃、製造公差も考慮する。また、ワイヤの強度は、引張強度(1-1)、クリープ変形(1-2,1-3)、なじみ処置(1-4)、ワイヤの緩み(2-4)を考慮して、最悪のワイヤ長、張力強度を算出する。	OPEN	II		本資料に解析結果を添付
				(2-2-2)振動試験および試験後の目視検査により保持状態が維持されていることを確認する。	OPEN	III		
			(2-3)ワイヤ近接部にシャープエッジの無い設計	(2-3-1)ワイヤに近接する機器類はシャープエッジを除去することを図面等で確認する。	OPEN	II		
				(2-3-2)シャープエッジ除去を目視もしくは触診により確認する。	OPEN	III		
			(2-4)ワイヤと機器の擦れを防止する設計	(2-4-1)振動、衝撃時にワイヤと機器との擦れが生じないよう、適切なクリアランスをとることを図面等で確認する。	OPEN	II		
				(2-4-2)クリアランスが図面通りであることを測定する、もしくは目視確認する。	OPEN	III		
				(2-4-3)ワイヤ取付前後、振動試験後および最終検査等にてワイヤに擦り傷がないことを目視検査する。ワイヤ取付後の目視検査が難しい場合、ワイヤとその周辺部位とのクリアランスの検査結果、EM の振動試験結果等に基づき、ワイヤの擦れがないことを確認する。	OPEN	III		
				(2-5)ゆるみを考慮した張力及びワイヤ長さの設定	OPEN	II		
		(2-6)適切な結び方によるワイヤの結び	(2-5-1)ワイヤの処置設定における張力または変位量は、打ち上げ(衛星分離)までの時間経過によるワイヤのゆるみを考慮した必要張力または必要長さを設定する。	(2-5-1)ワイヤの処置設定における張力または変位量は、打ち上げ(衛星分離)までの時間経過によるワイヤのゆるみを考慮した必要張力または必要長さを設定する。	OPEN	II		
				(2-5-2)目視、触診もしくは張力の確認を行う。	OPEN	III		
			(2-6-1)試験(1-3)で確認した「結び方」をフライト品設計に反映する。	(2-6-1)試験(1-3)で確認した「結び方」をフライト品設計に反映する。	OPEN	II		
				(2-6-2)所定の結び方手順に従って結んでいることを目視確認する。	OPEN	III		
		(2-7)ワイヤの張力または変位調整が可能な饅装設計	(2-7-1)フライト品にワイヤを饅装する際、所定の張力や長さになるように、調整可能な設計とする。	(2-7-1)フライト品にワイヤを饅装する際、所定の張力や長さになるように、調整可能な設計とする。	OPEN	II		
			(2-7-2)所定の張力もしくは長さが設定されていることを測定する。	(2-7-2)所定の張力もしくは長さが設定されていることを測定する。	OPEN	III		
		(2-8)ワイヤ切断時の飛散防止設計	(2-8-1)デブリ飛散防止のため、ワイヤ切断時、分離物が発生しないような設計であることを図面等で確認する。	(2-8-1)デブリ飛散防止のため、ワイヤ切断時、分離物が発生しないような設計であることを図面等で確認する。	OPEN	II		
		(2-9)せん断力が印可されない設計	(2-9-1)ワイヤにせん断力が印加されないことを確認する。	(2-9-1)ワイヤにせん断力が印加されないことを確認する。	OPEN	II		
	(3)回路からの誤信号による誤解放	(3-1)意図しない誤解放に対する故障許容設計(2FT)	(3-1-1)図面等により 2FT 設計を確認する。	(3-1-1)図面等により 2FT 設計を確認する。	OPEN	II		本資料に FT 設計のスキマチックを添付
			(3-1-2)電気性能試験等により 2FT が有効であることを確認する。	(3-1-2)電気性能試験等により 2FT が有効であることを確認する。	OPEN	III		

「CSA-112040A小型衛星非金属ロックワイヤに関わる安全チェックリスト」より

※破局ハザードについては、通常2故障許容設計を取る必要があるが、非金属ロックワイヤについては、本ハザードレポートのハザード制御を適用することで、リスク最小化設計がなされているものとみなす。リスク最小化設計においては、十分な強度マージンを有する設計とすることで冗長は通常必要無いが、非金属ロックワイヤについてはその機械的な脆弱性をカバーするために、冗長設計(2本のワイヤによる保持)を取ることが通常である。

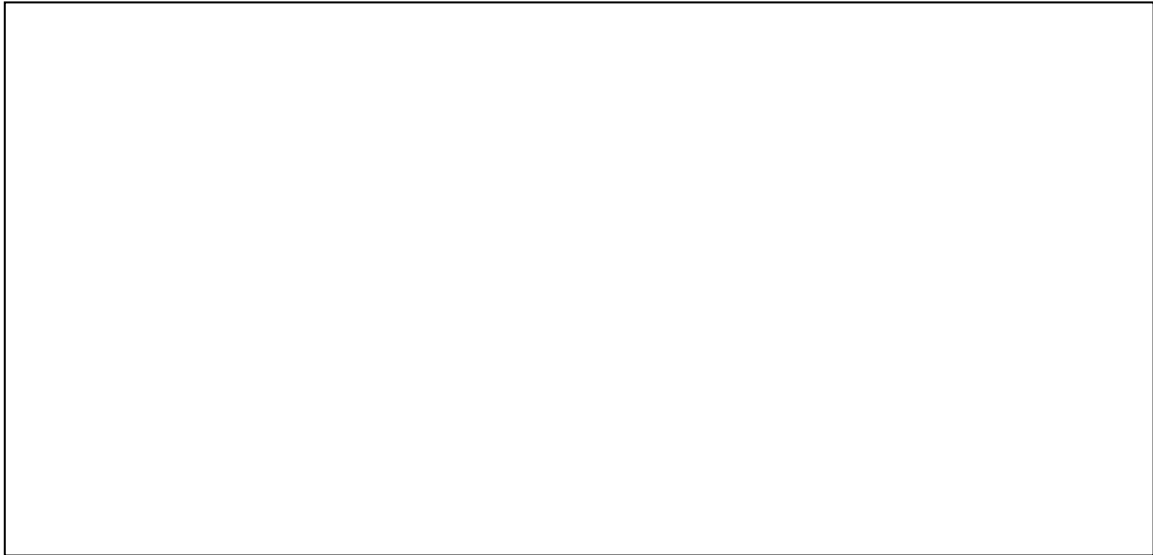


図 推進薬と酸化剤の注排弁の配置と配管径(8-1-1)

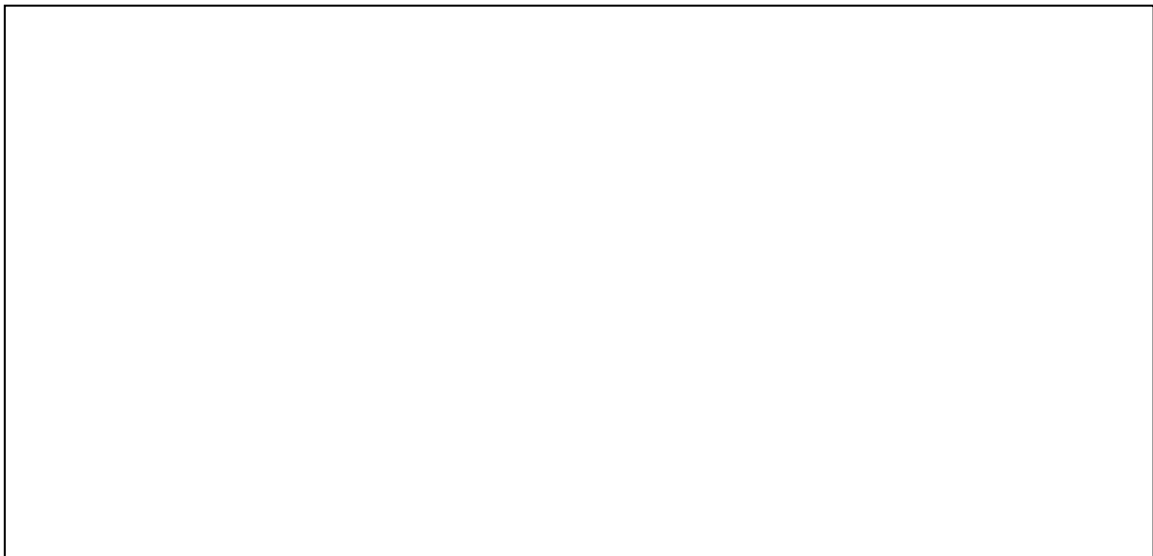


図 推進薬と酸化剤のフライト品内での混合に対する2FT設計(8-3-1)

表 MDP解析書 (1-2-1)

コンポ名	流体	材質	MEOP (MPa)	MDP (MPa)	プルーフ 試験圧力 (MPa)	破壊試験 圧力 (MPa)	流体温度 (℃)
タンク上流配管、 ガス注排弁、圧 力計	He	Ti- 6Al- 4V	20	25	50		0 to 50
タンク	He/ヒ ドラジン	Ti- 6Al- 4V	20	25	50	100	0 to 50
タンク下流～遮 断弁1/2までの 配管	ヒドラジ ン	Ti- 6Al- 4V	20	25	50		0 to 50
フィルタ、注排弁 1/2、 遮断弁1/2	ヒドラジ ン	Ti- 6Al- 4V	20	25	50		0 to 50
遮断弁1/2～推 薬弁までの配管	ヒドラジ ン	Ti- 6Al- 4V	20	25	50		0 to 50
推薬弁 1A/2A/1B/2B	ヒドラジ ン	Ti- 6Al- 4V	20	25	50		0 to 50



図 フライト品圧力システムのスキマチック(1-2-1)
(低圧側へのリーク(バルブ等の2故障までカウント)した場合を想定した耐圧設計を確認)

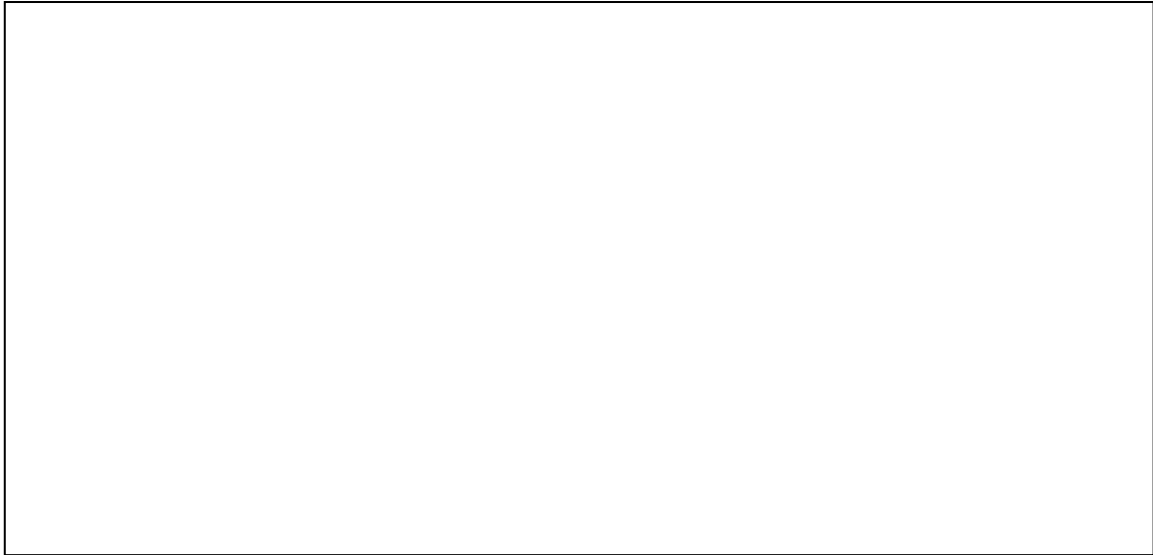


図 加圧時の配管系統図(2-1-1)

(注釈:2故障許容を成立させている箇所(レギュレータ、安全弁、圧力モニタ)をマルで明記する。)

HR-5.3添付資料 バッテリテンプレート

本テンプレートは射場でのハザードのみならず、ロケット打上げ時のハザードを制御するために必要な情報を含んでいる。

セルの主要諸元

セル名／メーカー	
バッテリータイプ(例:Li-Ion,Ni-MH)	
定格電圧(V)	
容量(mAh)	
保護回路等の有無／種類(例:ブレーカ、PTC等)	
UN勧告適合またはUL認証書類番号	

バッテリーパック(組電池)の主要諸元

構成(例:1S2P)	
組電池合計容量(Wh)	
被害の度合いの評価結果※	

※組電池として100Wh以下のリチウムイオンバッテリーの爆発性危険雰囲気以外での破裂は破局ハザードや重大ハザードとみなされないが、爆発性危険雰囲気における破裂は破局ハザードとみなされる。また、Ni-MHバッテリーはそのエネルギー密度が小さいことから、破裂が破局ハザードや重大ハザードとみなされない。

重大ハザード以上は、以下に示す検証を添付する。

1. セル内部の短絡に関する検証

1. 1. セル／バッテリーの購入先の管理

主要諸元の表にUN勧告適合品またはUL認証品であることを記入する。(宇宙機関認定セルの場合、その機関が認定したことを記入する。)([1-1-1](#))

1. 2. 打上げ環境下で内部短絡を生じるセルの排除

打上げ環境下でセル内部の短絡を生じるセルを排除するために、衛星搭載状態(またはバッテリー組立)の環境試験(真空試験、振動試験等)前後におけるバッテリー充放電特性に変化の無いことを示す。

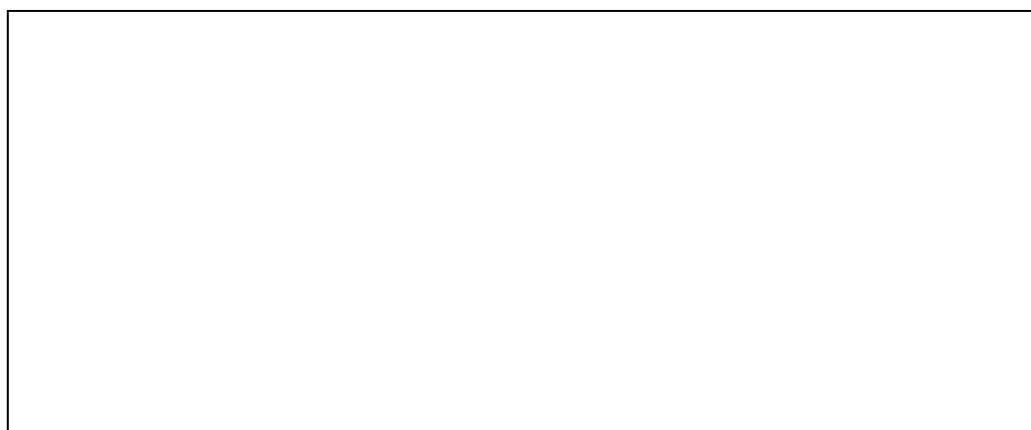
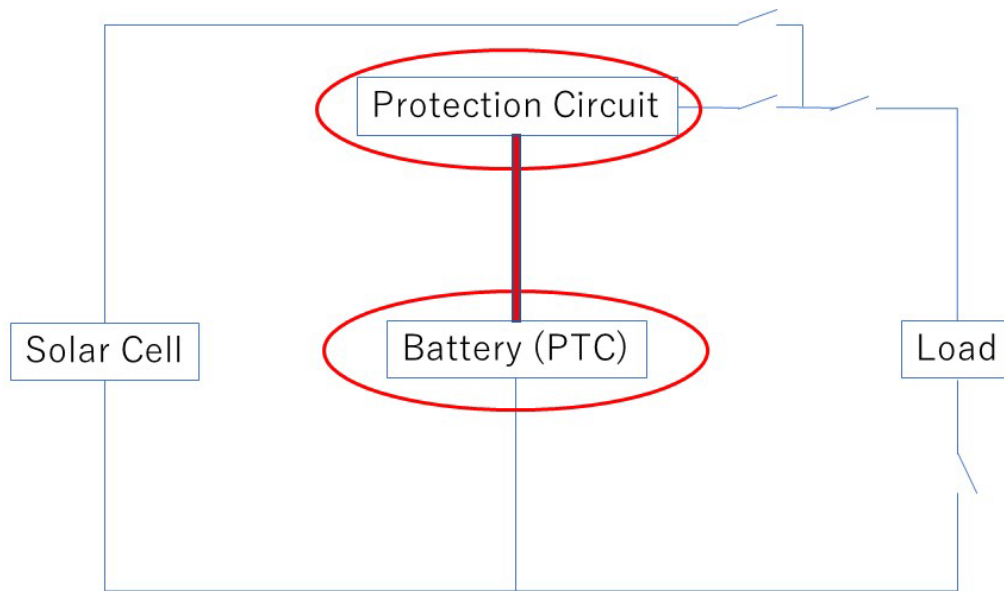


図 環境試験前後のバッテリー充放電特性測定結果([1-1-2](#))

2. セル外部の短絡に関する検証(2. 1または2. 2どちらか1つを選択)

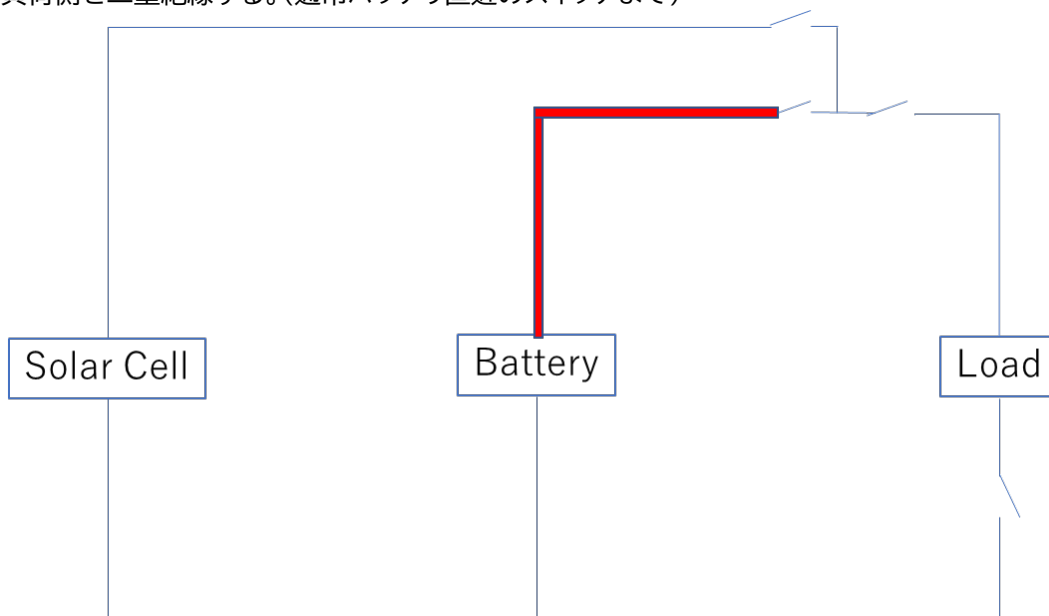
2. 1. 少なくとも2つの保護機能を持つセル(PTC、セパレートシャットダウン機能等)を使用する。セルと外部保護機能間の経路に短絡が想定される部位は二重絶縁する(当該箇所の短絡が生じた場合、外部保護機能は機能しないため)。



赤丸部分が保護機能
赤太線部分が二重絶縁箇所

図 保護機能の設置場所概要(2-1-1)

2. 2. 負荷側を二重絶縁する。(通常バッテリー直近のスイッチまで)



赤太線部分が二重絶縁箇所

図 二重絶縁の施工箇所概要(2-2-1)

3. 射場で充電作業を実施する場合の過充電に対する検証

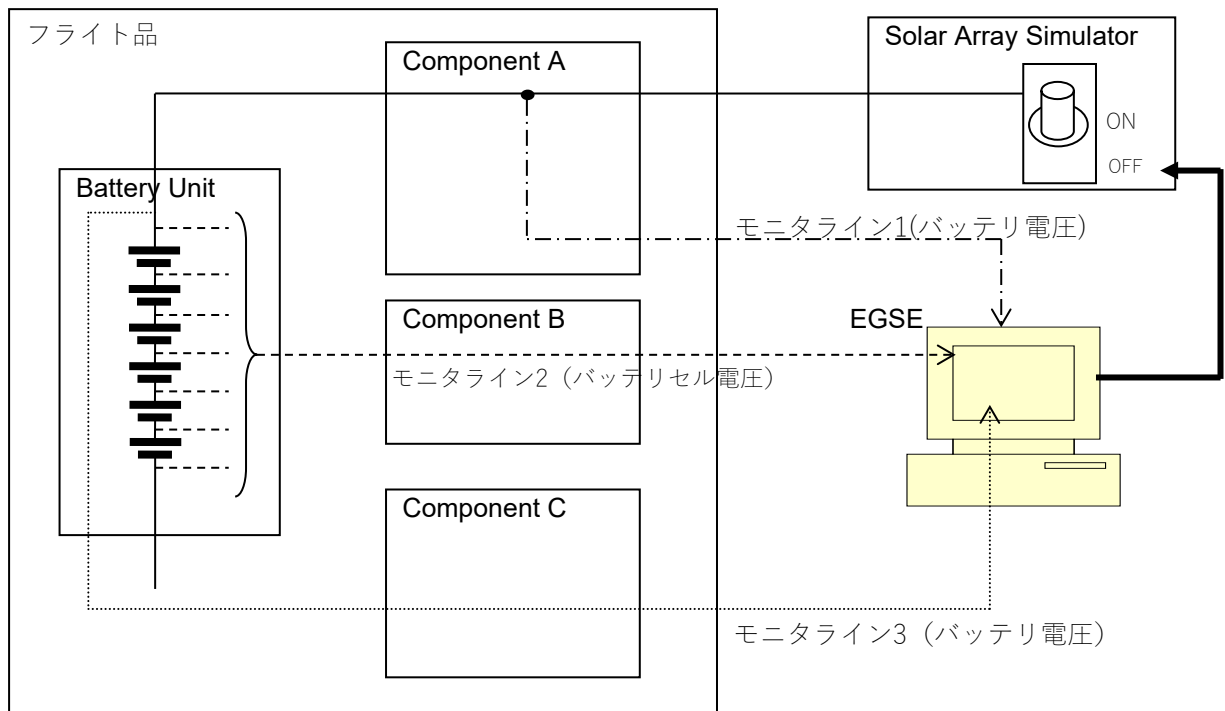


図 過充電防止機能 系統図(3-1-1)

被害の度合いの評価

毒性物質種	MMH	MON3	アンモニア (ヒートパイプ)
被害の度合いの評価 結果	I	I	III以下
備考			SFAの作業場所にて 全量漏洩しても〇〇 ppmにしかならず、人 体に影響無し。

(注釈:ヒドラジン、MMH、MON3、NTOについては基本的に被害の度合いはI。ヒートパイプに使用されるアンモニアについては少量で漏洩しても人体に対して問題無い場合は被害の度合いIII以下となる。それ以外は個別に人体の影響を評価した上で被害の度合いを決める。)

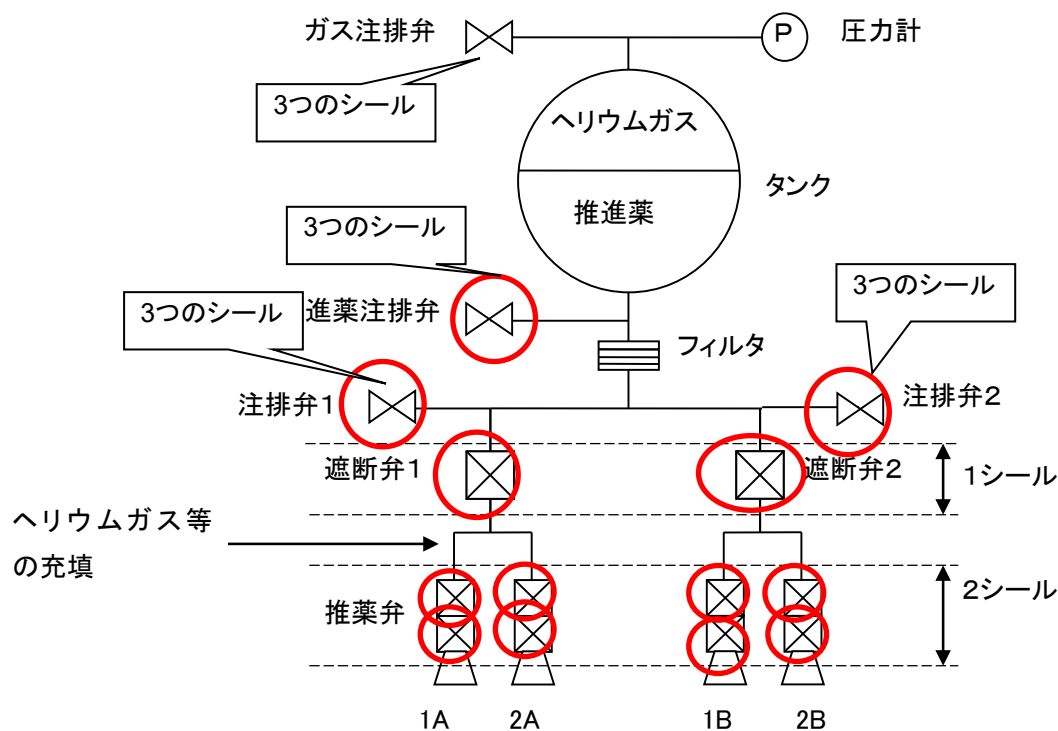


図 フライト品の配管系統図 (1-1-1)

(注釈:バルブ及びその内部のシール数、ガスが充填されている箇所を明確にする。それぞれ外部への漏洩に対して必要なインヒビット数を満足していることを明確にする。)



図 注排弁の断面図(1-1-1)

(注釈:流路に対するシールの箇所を明確にする。)

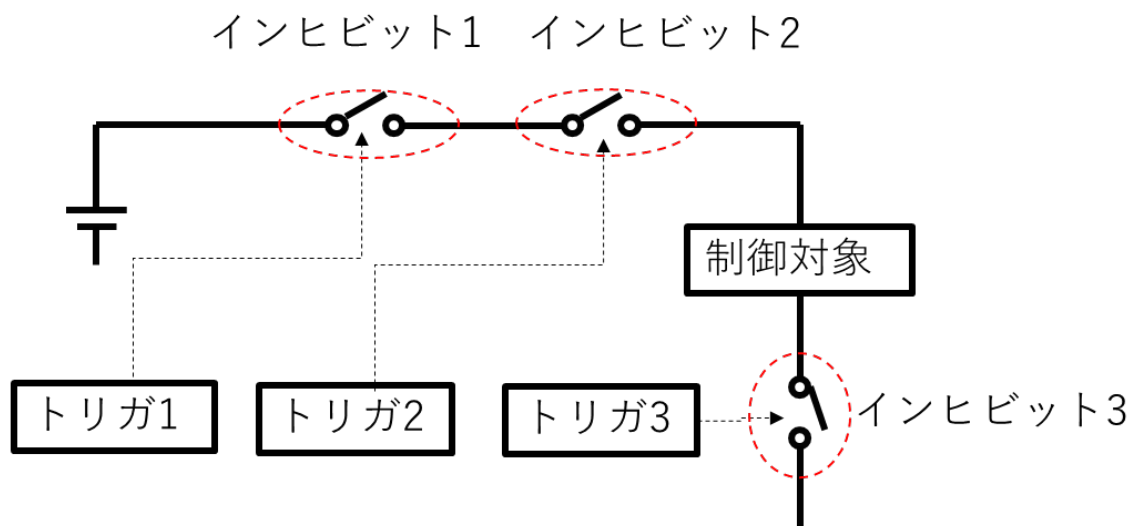


図 弁制御ラインのスキーマチック(2-1-1)

(注釈: 2故障許容が成立していることを示す。必要最小限のインヒビット(ここではインヒビット1、インヒビット2、インヒビット3)及びその制御ライン(ここではトリガ1、トリガ2、トリガ3)を記載する。要求されている以上のインヒビットを記載しない。)

【弁制御ラインの2故障許容成立性の解説】

インヒビット1、2、3はそれぞれ独立したスイッチであり、インヒビット1~3が全てONになることにより推薬弁が開く。

インヒビット1、2、3はそれぞれトリガ1、2、3からの信号によりONになる。トリガ1、2、3が共通して発動する故障モードは無い。

表 衛星吊り点の強度解析結果サマリ(6-1-1)

対象部位	安全係数	MS
アダプタ	2	1.1
吊り点	2	1.1

表 吊り具の強度解析結果サマリ(6-2-1)

対象器具	安全係数	MS
吊具	6	1.1

被害の度合いの評価

アンテナ種		
周波数帯		
アンテナ入力電力(W)		
利得(dBi)		
安全距離(m)		
被害の度合いの評価結果		

重大ハザード以上は、故障許容性の評価を示す。

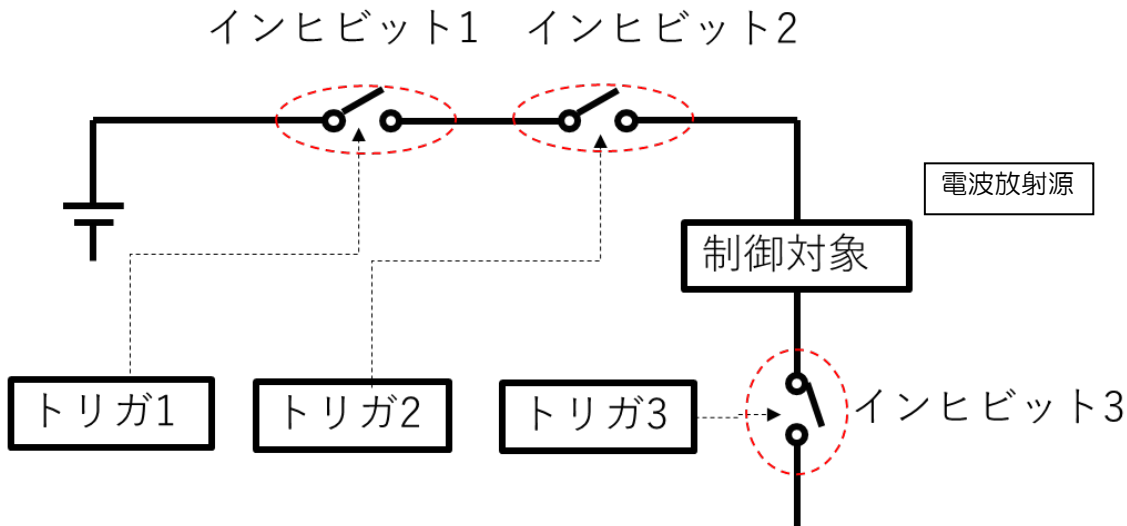


図 電波放射ラインのスキマチック(1-1-1)

(注釈:2故障許容が成立していることを示す。必要最小限のインヒビット(ここではインヒビット1、インヒビット2、インヒビット3)及びその制御ライン(ここではトリガ1、トリガ2、トリガ3)を記載する。要求されている以上のインヒビットを記載しない。)

【電波誤放射の2故障許容成立性の解説】

インヒビット1、2、3はそれぞれ独立したスイッチであり、インヒビット1~3が全てONになることにより電波が放射される。
インヒビット1、2、3はそれぞれトリガ1、2、3からの信号によりONになる。トリガ1、2、3が共通して発動する故障モードは無い。

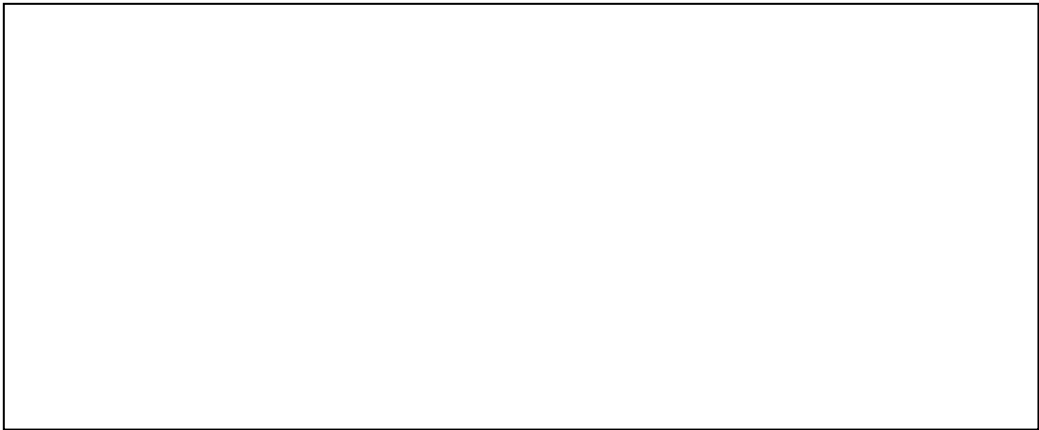
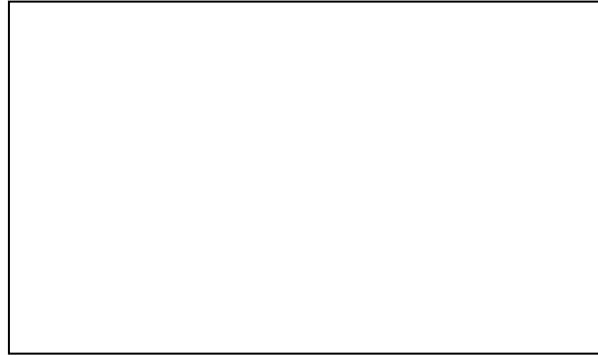


図 電波放射試験時の立ち入り禁止区域(2-1-1)

5. JMR-002 6章の適合性評価結果

5. 1. 漏洩時に備えた減圧ポート・推進薬や酸化剤等排出ポートの設計概要

A衛星の推進薬や酸化剤等漏洩時の減圧ポート、推進薬や酸化剤等排出ポートの設計概要を図Xに示す。



図X 推進薬漏洩時の減圧ポート、推進薬や酸化剤等排出ポートの設計概要

5. 2. 推進薬や酸化剤等漏洩時の減圧・推進薬や酸化剤等排出の運用方針の説明

5. 2. 1. ペイロード単独射場作業中に漏洩した場合の方針

SFAにて、ペイロード単独射場作業中に推進薬や酸化剤等が漏洩した場合、まず全員を退避させたのちに、SFAの立ち入り規制を設定する。その後、作業者がスケープスーツにより漏洩した場所に入り、減圧ポートに減圧用GSEを接続し減圧する。減圧完了後に、作業者が推進薬や酸化剤等排出ポートにGSEを接続し、推進薬や酸化剤等を回収する。推進薬や酸化剤等の回収が終了した後、現地に漏洩した推進薬や酸化剤等の無毒化を実施して、漏洩した場所の推進薬や酸化剤等濃度が規制値以下まで下がったら、SFAの立ち入り規制を解除する。

5. 2. 2. ロケット引渡し以降に漏洩した場合の方針(ロケットの指示に従って作業する場合は、その旨を記載する。)

VABにて、ロケットとの共同作業中に推進薬や酸化剤等が漏洩した場合、ロケットの指示に従って、減圧・推進薬や酸化剤等排出作業を実施する。

別紙 2:

安全検証追跡ログ(SVTL)

別紙 3:

安全要求適合性詳細検討書(NCR)

様式 3:JERG-1-007 要求適合性マトリクス(テンプレート)

プログラム名称:				
要求事項	適 合	不 適 合	N/A	結果・備考
4.1 一般基準 4.1.1 安全管理要求 4.1.1.1 安全作業の組織と機能	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.2 危険作業 4.1.1.2.1 危険作業の識別				以下該当する危険作業にチェック
(1) 推進薬の作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(2) 圧力システムの作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(3) 火工品及び火工品を用いたシステムの作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(4) 爆発性危険雰囲気区域での作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(5) 毒物、劇物及び有害ガス(気化して有害ガスとなる液体を含む)の作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(6) 放射線照射作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(7) 高電圧作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(8) 電波放射作業(人体、火工品、設備等に影響を及ぼす強度の放射の場合)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(9) 騒音環境下での作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(10) タンク内及び密閉空間内での作業(酸素欠乏、有害性、爆発性または可燃性蒸気中の作業)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(11) 極低温物質及びこれを用いたシステムの取扱い作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(12) 一般危険作業(フォークリフト、クレーン、玉掛、高所及び重量物運搬・移動作業)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(13) その他の危険物等の取扱い、及び射場安全部門／組織が判断したハザードが生じる恐れのある作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

4.1.1.2.2 危険作業手順書	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.2.3 危険作業に対する一般基準	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.3 緊急事態の手順	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.3.1 全般				
4.1.1.3.2 事故発生時等の措置	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.3.3 緊急事態の復旧	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4 気象上の基準	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4.1 襲雷				
4.1.1.4.2 強風	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4.3 大雨	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4.4 津波及び地震	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4.5 有害推進薬の取扱い作業と気象状況	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.5 人員規制区域	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.5.1 人員規制区域における規制				
4.1.1.5.2 人員の入退場管理	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.5.3 有害ガス拡散に係る警戒区域	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.6 安全教育訓練	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.7 保安物の持込みの申請	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.2 危険雰囲気	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.2.1 爆発性危険雰囲気				
a. 液体推進薬の爆発性危険雰囲気区域				
b. 固体推進薬及び火工品の爆発性危険雰囲気区域及びその存在する場所	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.2.2 危険雰囲気区域に対するその他の要求	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

4.1.3 材料	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.4 電波放射の作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.5 光学系	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.6 騒音	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.7 放射線放射等の作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8 その他の基準	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.1 湿度管理				
4.1.8.2 保護具	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.3 危険対象物の保護	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.4 工具等の管理	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.5 写真撮影	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.6 発火性物品の持込み規制	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.7 高所作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2 輸送／運搬／機材ハンドリング装置	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2.1 フォークリフト作業				
4.2.2 クレーン作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2.3 玉掛作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2.4 重量物運搬・移動作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2.5 エレベータ、シャッター等の使用	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.3 推進薬の作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.3.1 液体推進薬				
4.3.2 固体ロケットモータ	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.3.3 その他の推進薬	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

4.4 圧力システム				説明のみであるため記載不要。
4.4.1 圧力システムの区分				
4.4.2 圧力システムの作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.4.3 圧力システムの保護	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.5 火工品(固体ロケットモータを除く)の作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6 電気／電子関係の作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6.1 一般要求				
4.6.2 接地	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6.3 保護具等	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6.4 保守作業	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6.5 バッテリ	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

English version

Launch Vehicle Payload System Safety Program Plan/Safety Data Package Template

1. Introduction

The format attached to this document is a template of a "System Safety Program Plan" and a "Safety Data Package" which are reviewed by the JAXA System Safety Review Panel based on the requirement in JMR-002 "Launch Vehicle Payload Safety Standard", and a template of a "Compliance Matrix" for requirements on JERG-1-007 "Safety Regulation for Launch Site Operation" which is also reviewed by the JAXA System Safety Review Panel. These templates describe the results of hazard analysis for typical payload launch site operations based on previous safety review experience and are intended to assist Launch Vehicle Payload organizations (PL organizations) in preparing the documents. Note that this document does not intend to preclude using the conventional hazard report format specified in JMR-002.

2. Related Documents

- (1) Launch Vehicle Payload Safety Standard (JMR-002E)
- (2) Safety Regulation for Launch Site Operation (JERG-1-007F)
- (3) Guidelines for Preparation of System Safety Review Documents for Launch Vehicle Payloads (CZA-2021006D)

3. Notes on using the template

- (1) The template attached to this document is intended to be freely rewritten for use by PL organizations depending on the nature of the payload they are developing (the information in the template is not requirement).
- (2) The template is also intended to describe the results of a general hazard analysis, which may not necessarily match each payload analyzed by the PL organization. The PL organization should evaluate hazards carefully and comprehensively. If a hazard is identified that is not included in this template, an additional hazard report must be prepared.

4. Advantages of using the template

JAXA's safety review for the Launch Vehicle Payload consists of two stages: an engineering review by the "System Safety Review Panel" and a management review by the "Safety Review Board". If the template is used, PL organizations have following advantages of reducing their workloads for preparation of safety review documents and simplifying the safety review process.

- (1) Reducing workloads for preparation of safety review documents
 - Easy preparation of safety review documents using the template attached to this document.
 - If there are no hazards other than those listed in the hazard report template as results of the hazard identification activity based on requirements in JMR-002, the hazard identification for the payload is considered to complete with filling out needed information in the template, and the submission of the "hazards identification summary", "Hazard analysis table", "FTA" required in JMR-002 may be omitted.

(2) Simplifying the safety review process

- If there are no hazards other than those listed in the hazard report template as results of the hazard identification activity based on requirements in JMR-002, the System Safety Review will be conducted through document review only, and the review by the Safety Review Committee can be omitted which has the advantage of shortening the period until the safety review approval. (See Figure 1)

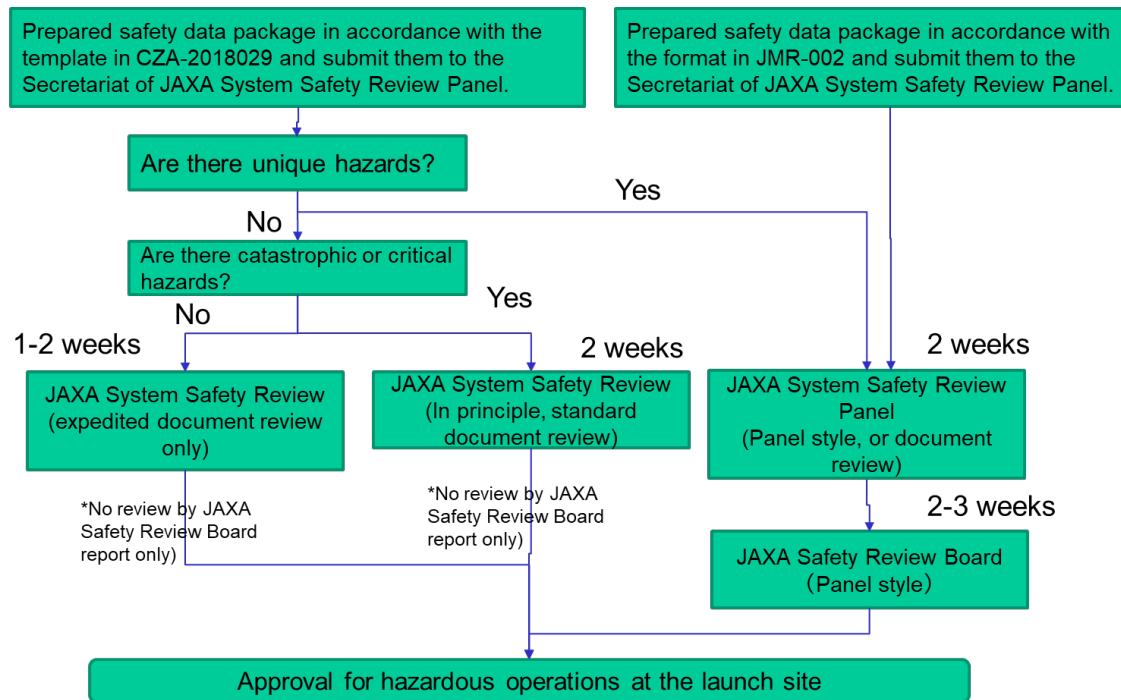


Figure 1: JAXA's safety review process with using the template in this document

5. History of creating the template (for reference)

(1) Initial release of this document

In order to optimize evaluations related to safety analysis and clarify review points in safety review for the Launch Vehicle Payload, templates of standard hazard reports (STD-HRs) were created because it was effective to clearly indicate hazard control/verification measures that have a proven record of safety review in past satellites, referring to the format that has been successfully used by the ISS Program. The template of STD-HRs was applied with safety review for the small satellite at first. Later, while revising the format, the application was extended to launch vehicle payloads other than small satellites.

(2) Revision A of this document

The following revisions were made due to the revision of JMR-002D and the change of the review scope of the JAXA System Safety Review Panel (SSRP).

- Hazards related to the safety of personnel only (so-called occupational safety) were excluded from the scope of SSRP and were deleted from the template.
- The scope for carrying out hazard analysis on the payload alone has been changed to "From the time of arriving at the launch site to the time of handing over to the launch vehicle".

Hazard analysis during the period from the time of handing over to the launch vehicle to payload separation after the launch should be based on the documents presented by the launch vehicle (based on Section 2 (3))

(3) Revision B of this document
Minor corrections only.

(4) Revision C of this document

The following full revisions were made due to the revision of JMR-002E.

- The template was updated to cover the entire safety review submission material (including the System Safety Program Plan and the Safety Data Package).

(5) Revision D of this document

Minor corrections only.

(6) Revision E of this document

The following revisions were made due to the lessons learned from previous safety reviews.

- Advantages of using the template to shorten the review period were introduced.
- The template of STD-HRs was updated to reflect the lessons learned from safety reviews for past satellites.
- A template of a compliance matrix for JERG-1-007 “Safety Regulation for Launch Site Operation” was added.

(7) Revision F of this document

Improved the readability of the entire document.

[Templates]

Appendix-1: A Template of the System Safety Program Plan

Appendix-2: A Template of the Safety Data Package

Appendix-3: A Template of the Compliance Matrix for JERG-1-007

Appendix-1:

A Template of the System Safety Program Plan

Spacecraft A System Safety Program Plan

April 1, 20XX

Spacecraft A Project

Revision	Date of enactment	Approval	Reason for revision/change
NC			-
A			
B			
C			
D			

Table of Contents

1. General	2
1.1 Purpose	2
1.2 Scope	2
2. Related documents	2
2.1 Applicable documents	2
3. Implementation items	2
3.1 Organization and implementation system	2
3.2 System safety review method	3
3.3 System safety activities in each phase of development	3

1. General

1.1 Purpose

This system safety program plan prescribes a program plan to be implemented to prevent accidents that may occur at each phase from the arrival of the **spacecraft A** to the Kagoshima Space Center (KSC) to the separation of the payload from launch vehicle after launch from the KSC, to protect human life, properties, and environment from accidents caused by the development of the payload.

1.2 Scope

This document applies to the system safety activities to be performed by the **spacecraft A project** for the above purposes with respect to the design, manufacturing and launch site operations of the **spacecraft A**. In the case that the operation is to be performed in the premises of JAXA other than the KSC, the operation is subject to local safety requirements, etc.

2. Related documents

2.1 Applicable documents

- (1) Launch Vehicle Payload Safety Standard (JMR-002E)
- (2) Safety Regulation for Launch Site Operation (JERG-1-007F)
- (3) [Guidelines for Preparation of System Safety Review Documents for Launch Vehicle Payloads \(CZA-2021006D\)](#)
- (4) [Launch Vehicle Payload System Safety Program Plan/Safety Data Package Template \(CZA-2018029F\)](#)

3. Implementation items

3.1 Organization and implementation system

The scope of responsibility is as follows:

- (1) The scope of responsibility for system safety activities

The **spacecraft A project** promotes and ensures system safety in the design/ fabrication, etc. of the **spacecraft A** in accordance with the applicable documents.

In addition, the **spacecraft A project** coordinates with the JAXA Safety and Mission Assurance Department regarding the data required for the safety review, submits the data, and undergoes the JAXA System Safety Review.

Figure 3.1-1 shows a chart of the system safety management organization.

- (2) Implementation of system safety activities

The **spacecraft A project** perform hazard analysis (hazard identification, risk assessment, hazard analysis in each phase, preparation of hazard reports, and safety verification) of the launch site operations (from the arrival of the launch site to handing over to the launch vehicle) in accordance with the applicable document 2.1 (1) section 4.3 and 2.1 (4). For the launch phase (from handing over to the launch vehicle to payload separation), hazard control and safety verification of the payload are established in accordance with the applicable document 2.1(3). [The document is submitted to the launch vehicle organization.](#)

- (3) Application procedures for government agencies

The application procedures for the safety of high-pressure gas equipment for space use are in accordance with the High Pressure Gas Safety Act.

The application procedures for the safety of radio equipment are in accordance with the Radio Act and related regulations.

The application procedures for the safety of pyrotechnic devices are in accordance with the Explosives Control Act, etc.

The application procedures for the management of spacecraft are in accordance with Space Activities Act, etc.

3.2 System safety review method

- (1) As shown in figure 3.3-1 the spacecraft A project undergo two JAXA System Safety Reviews in Phase 0/I/II and Phase III for the launch site operations (from arrival to the launch site to handing over to the launch vehicle). In the case of a series payload/reflight payload, the treatment of the follow-on payloads should be described (e.g. the follow-on payloads undergo one JAXA System Safety Review in Phase delta II/III)
- (2) For the launch phase (From handing over to the launch vehicle to payload separation), the spacecraft A project submits the results of the payload hazard control and safety verification to the launch vehicle in accordance with the applicable document 2.1 (3). (The JAXA System Safety Review is to be undergone by the launch vehicle).

3.3 System safety activities in each phase of development

Milestones for system safety program activities are shown in figure 3.3-1.

Safety activities are conducted in each phase and results are subject to the JAXA System Safety Review. If any changes occur after the Phase III safety review, the JAXA System Safety Review is conducted as necessary.

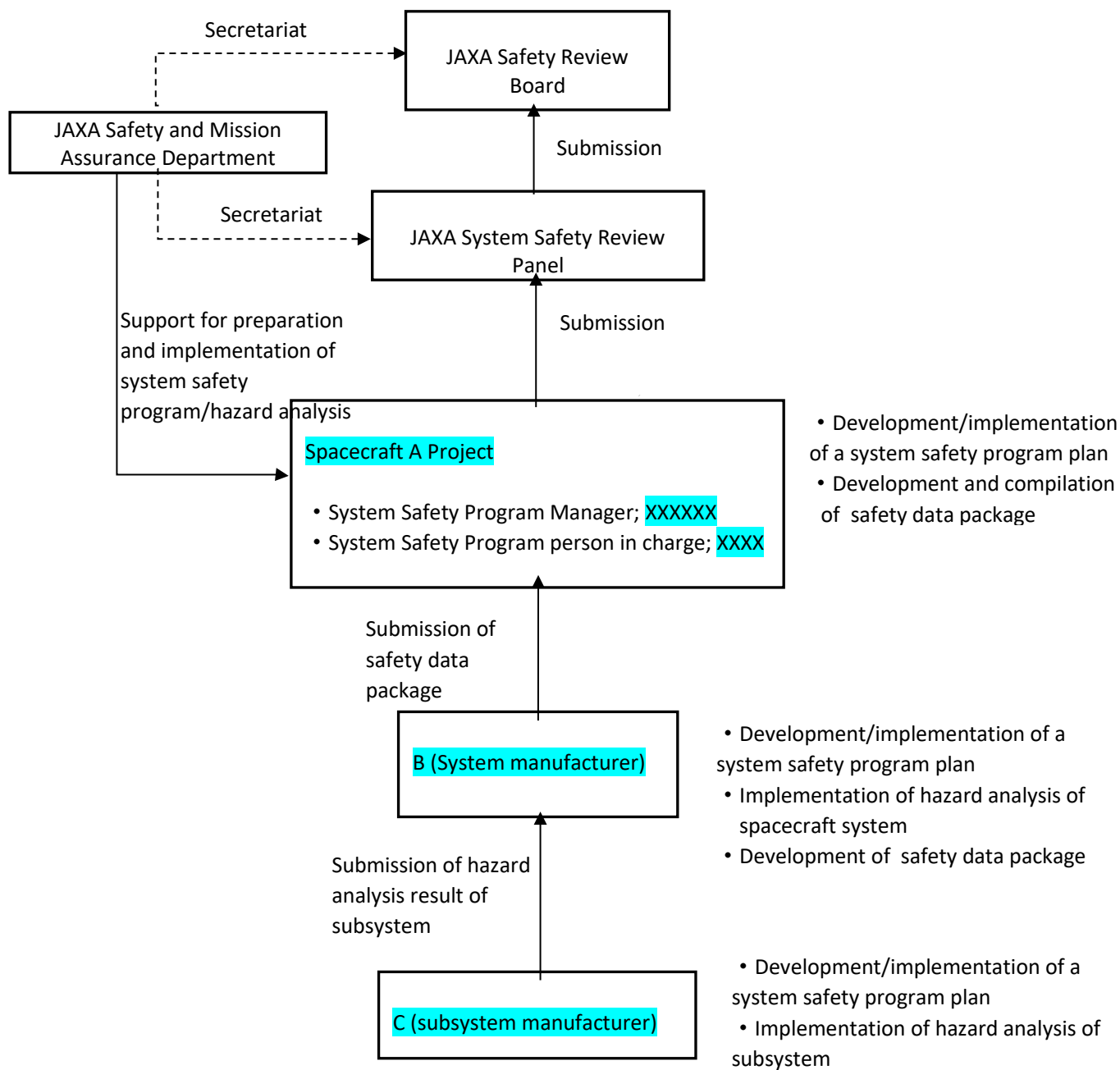


Figure 3.1-1 System safety management organization

Time(month/year) Phase System safety Program activity		Conceptual study/ Definition design (Phase 0)	Preliminary Design (Phase I)	Critical Design (Phase II)	Manufacturing/ Verification (Phase III)	Operation	Remark
Overall milestone	Safety review			(X/20XX) Phase 0/I/II Safety review ↔	(X/20XX) Phase III Safety review ↔		
	Development milestone		(X/20XX) Preliminary design review (PDR) ▽	(X/20XX) Critical design review (CDR) ▽	(X/20XX) Post qualification review (PQR) or Pre shipment review (PSR) ▽	△ Launch (X/20XX)	
System safety program plan		Preparation Enactment ▽	Implementation Update/Revision ▽	Implementation Update/Revision ▽	Implementation Update/Revision ▽		
Hazard analysis		Phase 0 Hazard analysis	Review (As necessary) Phase I hazard analysis	Review (As necessary) Phase II Hazard analysis	Review (As necessary) Phase III Hazard analysis	Review (As necessary)	
Safety requirements		Initial identification of safety requirements ▽	Identification of safety requirements ▽	(As necessary) Add details to requirements/Review ▽			

Figure 3.3-1 System safety program activities in the life cycle

Appendix-2:

A Template of the Safety Data Package

Spacecraft A

Safety Data Package

April 1, 20XX

Spacecraft A project

Revision	Date of enactment	Approval	Reason for revision/change
NC			-
A			
B			
C			
D			

Table of Contents

1. General	4
1.1. Purpose	4
1.2. Scope	4
2. Related documents	4
2.1. Applicable documents	4
3. Description of the payload/GSE	4
3.1. Basic information on spacecraft A	4
3.2. Overview of design and function of spacecraft A	4
3.3. Flowchart of the launch site operation and description of each task	6
4. Hazard analysis result	7
4.1. Hazard identification summary/4.2. Hazard analysis table/4.3. FTA, etc.	7
4.4. Hazard report	7
4.5. Compliance Assessment of Safety Measures required based on the results of Launch Vehicle Hazard Analysis	8
4.6. Safety Verification Tracking Log (SVTL)	8
4.7. Non-Compliance Report (NCR)	8
5. JMR-002 Chapter 6 Compliance Assessment Results	8
5.1. Design outline of depressurization port, propellant and oxidizer discharge port in case of leakage	8
5.2 Explanation of operational policy for depressurization and discharge of propellant, oxidizer in case of leakage	8

[Attachment-1: Hazard Reports](#)

[Attachment-2: Safety Verification Tracking Log \(SVTL\)](#)

[Attachment-3: Non-Compliance Report \(NCR\)](#)

1. General

1.1. Purpose

This document describes the results of the Phase X system safety evaluation of spacecraft A as a data package based on the “Launch Vehicle Payload Safety Standard”.

1.2. Scope

This document is applicable to spacecraft A from arrival to the Kagoshima Space Center (KSC) to the launch site operations, through launch and up to the spacecraft separation from the launch vehicle.

2. Related documents

2.1. Applicable documents

- (1) Launch Vehicle Payload Safety Standard (JMR-002E)
- (2) Safety Regulation for Launch Site Operation (JERG-1-007F)
- (3) Launch Vehicle Payload System Safety Program Plan/Safety Data Package Template (CZA-2018029F)

3. Description of the payload/GSE

3.1. Basic information on spacecraft A

Table XX shows the main specifications of spacecraft A system.

Table XX Spacecraft A main specifications

Launch date	20XX
Design life	X years
Launch vehicle	H3 launch vehicle
Operating orbit	Sun-synchronous orbit Altitude 630 km Inclination 98°
Dimensions at launch	XXXX mm × XXXX mm × XXXX mm
Launch mass	3000 kg (Wet)
Paddle generating power	X kW
Bus equipment	Battery: 1 unit : Lithium-Ion Cells XXX Ah (X parallel, X series) Solar array paddle: 2 wings : Retention and release mechanism: pyrotechnics Ka-band antenna: 1 unit : Drive mechanism: NEA (Pin Puller) S-band antenna: 1 unit Hydrazine mono-propellant thrusters (XX N): X units Propellant tank: 1 unit (filled with XXX kg of hydrazine) Heat pipe: 1 unit
Mission equipment	X-band antenna: 1 unit : Retention and release mechanism: NEA (Split spool device)

3.2. Overview of design and function of spacecraft A

Figure XX shows a block diagram of spacecraft A system configuration, Figure XX and XX show the

appearance of spacecraft A at launch and during in-orbit operations.

(Note: For series payload/re-flight payload, describe the difference from the baseline payload and the impact assessment on the hazard analysis.)

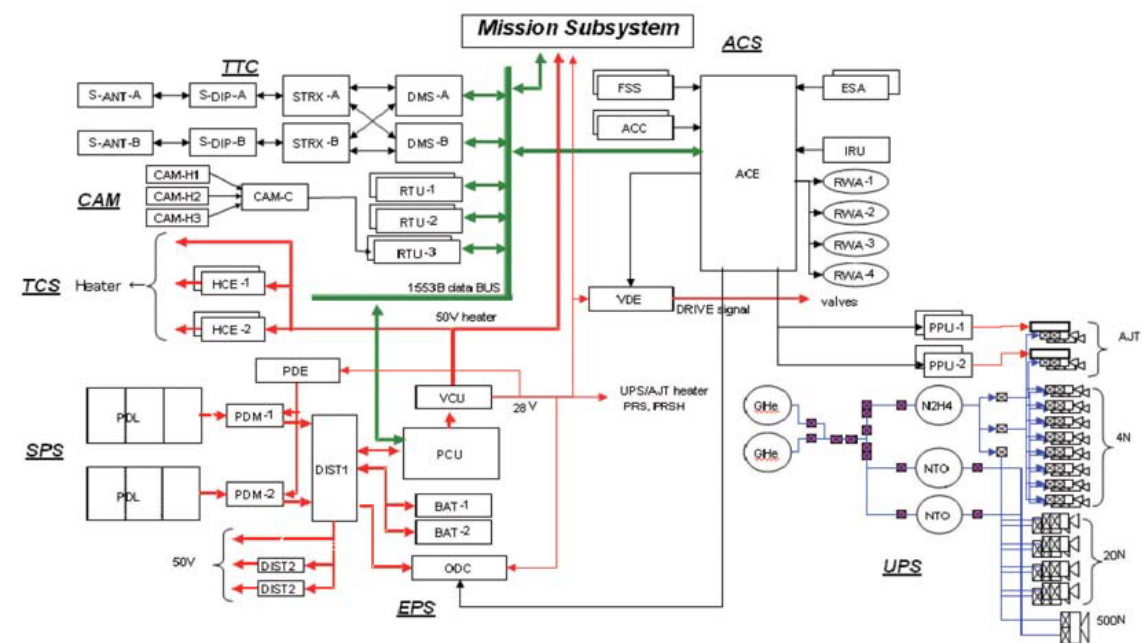


Figure XX System configuration block diagram

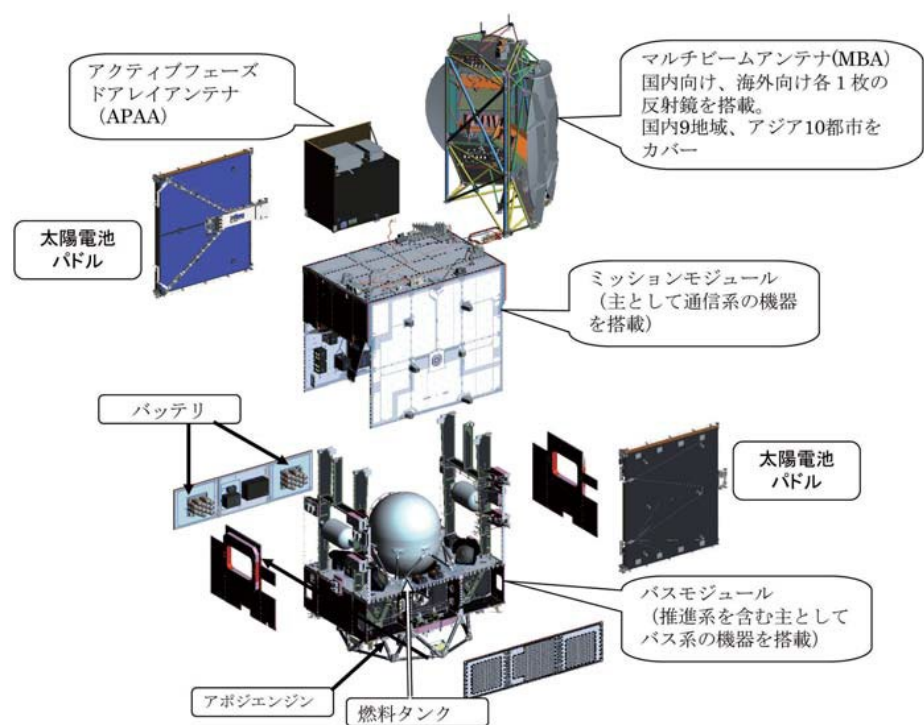


Figure XX External view of spacecraft A (launch configuration)

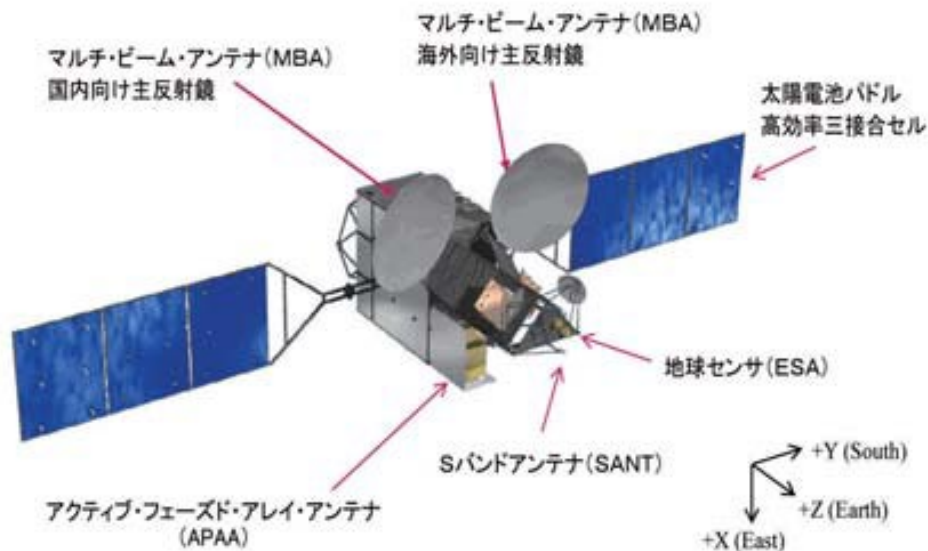


Figure XX External view of spacecraft A (on-orbit configuration)

3.3. Flowchart of the launch site operation and description of each task

The Launch site operations flow of spacecraft A for each building (STA, SFA, and VAB) is shown in Figure XX.

(Note: Related hazards are described in the operations flow. And the point at which the payload is handed over to the launch vehicle is described.)

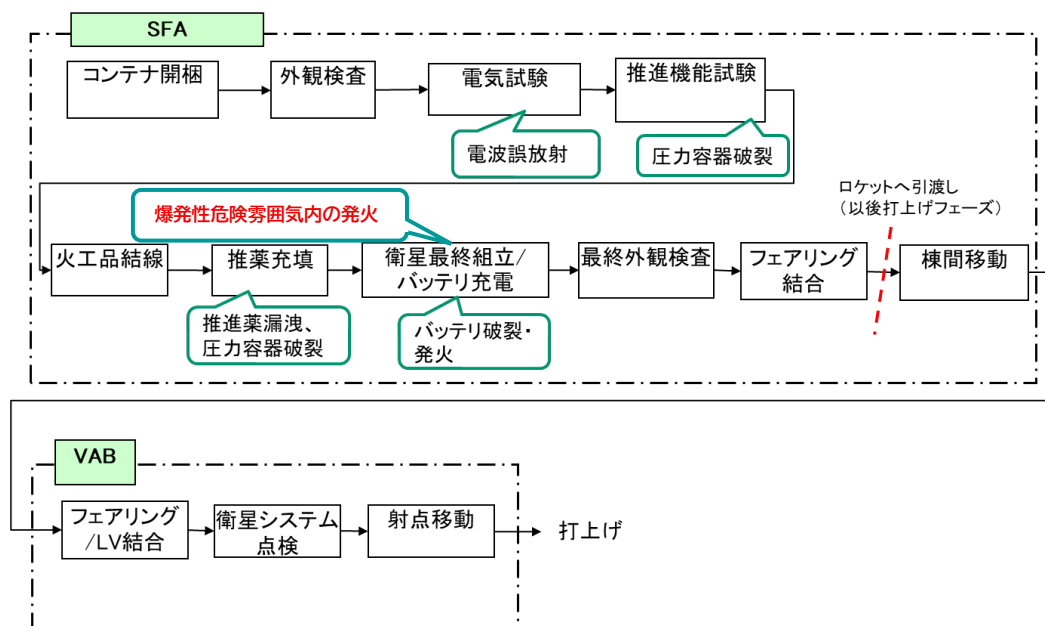


Figure XX Launch site operations flow (callouts indicate typical hazards)

(Note: For series payload/re-flight payload, describe the difference from the baseline payload and

the impact assessment on the hazard analysis.)

4. Hazard analysis result

4.1. Hazard identification summary/4.2. Hazard analysis table/4.3. FTA, etc.

As results of hazard identification, no hazard was identified other than those described in hazard report templates (the templates of STD-HRs) which are included in CZA-2018029 (Section 2.1 AD (3)). Hazard identification summary, hazard analysis table, FTA, etc. are not attached in this document because the hazard analysis for spacecraft A is performed by using the hazard report templates in CZA-2018029 (Section 2.1 AD (3)).

(Note: If hazards are anticipated other than those described in hazard report templates which are included in CZA-2018029 (Section 2.1 AD (3)), a hazard identification summary, hazard analysis table, FTA, etc. should be attached to that extent.)

4.4. Hazard report

Hazard reports prepared using the hazard report templates in CZA-2018029 (Section 2.1 AD (3)) are shown in Attachment-1.

(Note: If hazards are identified other than those described in hazard report templates which are included in CZA-2018029 (Section 2.1 AD (3)), hazard reports for those hazards should be added in Attachment-1 to that extent.)

Notes on using Attachment-1

(1) If safety verification is incomplete, write "OPEN" in the "Status" column. If it is complete, write "CLOSED." For items for which the "Status" of safety verification has been set to CLOSED, provide a summary of the verification results in the "Verification Results" column and the name and document number of the document showing the verification results in the "Document Name/Number" column. For items which are required for safety review, provide supplementary information in the attachments of each hazard report format.

- Example of a verification result statement:

"Verified through drawings and procedures that the two-failure tolerant design (two addressed by design and one addressed by operation) was appropriate."

(2) "Status", "Verification Results" and "Document Name/Number" of the safety verification are written in the relevant review phase, with the updated items identified in red or bold type, etc. For example, in the safety review documents of Phase III, the items that have been CLOSED in Phase III are indicated in red or bold to distinguish them from the items that have been CLOSED in Phase II.

(3) In Phase III safety review documents, items for which verification can be completed only after delivery to the launch site can be described as "CLOSE to SVTL" in "Status" column and the remaining items for verification are described in SVTL in Section 4.6.

(4) For series payload/re-flight payload, identify the safety verification items of the baseline payload that are to be re-verified and the new items that need to be verified.)

(5) "Hazards", "Hazard causes" and "Hazard control methods" have been identified and established based on previous safety review experience, and changes by the user are not permitted in principle. For "Safety verification methods", if there are appropriate alternatives to the methods described, changes may be made with the agreement of the SSRP secretariat.

(6) If a hazard report or hazard cause is identified as N/A, delete the entries in the columns to the right of "Hazard control methods" and submit the form with those columns left blank.

(7) If there are two subsystems subject to hazard reports, prepare two Hazard reports. (Example: If there are high-pressure gas tanks containing hydrazine and xenon, prepare HR-5.2a and 5.2b.)

4.5. Compliance Assessment of Safety Measures required based on the results of Launch Vehicle Hazard Analysis

N/A (Compliance assessment results have been submitted to the launch service provider).

(Note: This assessment is submitted directly to the launch service provider.)

4.6. Safety Verification Tracking Log (SVTL)

The identified Safety Verification Tracking Log (SVTL) is shown in Attachment-2.

(Note: For Phase III, SVTL is attached if necessary. Use Format-4 of JMR-002.)

4.7. Non-Compliance Report (NCR)

The identified Non-Compliance Report (NCR) is shown in Attachment-3.

(Note: NCR is attached in case of noncompliance to requirements. Use Format-6 of JMR-002.)

5. JMR-002 Chapter 6 Compliance Assessment Results

5.1. Design outline of depressurization port, propellant and oxidizer discharge port in case of leakage

Figure XX shows an overview of the design of the depressurization port and the propellant and oxidizer discharge port in case of leakage on spacecraft A.

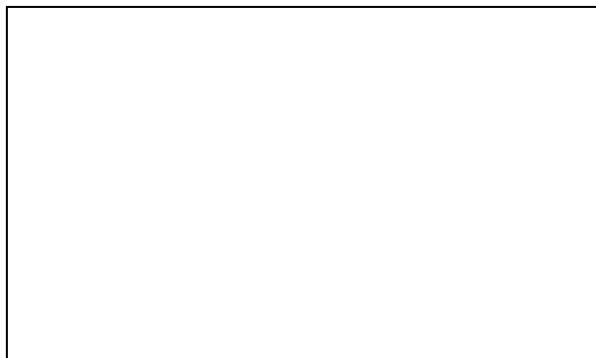


Figure XX Overview of the design of the depressurization port and the propellant and oxidizer discharge port in case of leakage

5.2 Explanation of operational policy for depressurization and discharge of propellant, oxidizer in case of leakage

5.2.1. policy in the event of a leak during payload launch site operations

If propellant or oxidizer leaks in SFA during payload launch site operations, first evacuate all persons and then set entry restrictions for SFA. Then, personnel enter the leaking area with a space suit and connect a GSE for depressurization to the port to depressurize. After the depressurization is complete, the personnel connect the GSE to the propellant or oxidizer discharge port and collect the propellant or oxidizer. After the recovery of propellant, oxidizer is completed, detoxify the leaked propellant, oxidizer at the site, and when the concentration of propellant, oxidizer at the leaked location drops

below the regulated value, the entry restrictions on SFA are lifted.

5.2.2. policy in the event of a leak after handling over to the launch vehicle

If propellant or oxidizer leaks during joint operations with the launch vehicle in the VAB, depressurization and propellant or oxidizer discharge operations will be performed according to the launch vehicle's instructions.

(Note: If those operations obey the launch vehicle's instructions, state that fact here.)

Attachment-1:

Hazard Reports

Attachment-1 Hazard report template (From payload/GSE arrival to the KSC to the moment the payload is handed over to the launch vehicle)

No	Hazard	Cause	Hazard control	Safety verification method (baseline)	Status	Ph	Verification results	Document Name/number
HR-5.1 Apply <input type="checkbox"/> N/A <input type="checkbox"/>	Death or injury of person and loss of launch site facility and equipment caused by fire in the explosive hazardous atmosphere 【Severity is generally I】	(1) Spark generation at equipment contact switching	(1-1) Gas-explosion-proof or equivalent design is applied to the payload (potting, hermetic sealing, pressurization with inert gases). Note: Except for the type of protection “n”. Note: Explosion-proof is also considered for cables and electronic devices.	(1-1-1) Confirm explosion-proof or equivalent design by drawing or other methods	OPEN	II		
				(1-1-2) Confirm proper fabrication by physical inspection or other methods	OPEN	III		
			(1-2) Avoiding energization of non-explosion proof equipment of the payload in an explosive hazardous atmosphere. (Mis-operation needs to be considered if interface by operator exists.)	(1-2-1) Confirm that non-explosion proof equipment is not energized by procedures or other methods	OPEN	III		
			(1-3) If it is difficult to adopt explosion-proof certified products for GSE electrical equipment, gas-explosion proof equivalent design is applied to the GSE (potting, hermetic sealing, pressurization with inert gases). Note: Except for the type of protection “n”. Note: Explosion-proof is also considered for cables and electronic devices.	(1-3-1) Confirm explosion proof or equivalent design by drawing or other methods	OPEN	II		
				(1-3-2) Confirm proper fabrication by physical inspection or other methods	OPEN	III		
		(2) Spark generation due to human contact with energized parts	(1-4) Electrical equipment (explosion-proof certified and non-explosion-proof equipment) of GSE is brought into an explosive hazardous atmosphere in accordance with JERG-1-007. (The list of equipment to be brought in is subject to confirmation by the Launch Site Safety Gr.)	(1-4-1) Confirm proper measures in accordance with JERG-1-007 by procedure or other methods (The list of equipment to be brought to the launch site is to be submitted to the Launch Site Safety Gr, so it does not need to be attached to the safety data package.)	OPEN	III		
			(2-1) Design that there are no energized parts where a person can touch them in payload/GSE.	(2-1-1) Confirm design that there are no exposed energized parts by drawing or other methods (e.g. connectors on the side supplying power us female contacts)	OPEN	II		
			(2-2) Avoiding energization in case that there is an exposed energized parts (e.g. plasma thruster) in payload/GSE.	(2-2-1) Confirm that exposed parts are not energized by procedure or other methods	OPEN	III		
		(3) Existence of heat source	(3-1) Avoiding energization of exposed heating wires in an explosive hazardous atmosphere.	(3-1-1) Confirm that exposed heating wires are not energized by procedure or other methods	OPEN	III		
		(4) Ignition of pyrotechnic devices and solid propellants	(4-1) Non-ignition of pyrotechnic devices and solid propellants in explosive hazardous atmospheres.	(4-1-1) Confirm that pyrotechnic devices and solid propellants are not ignited by procedure or other methods	OPEN	III		
		(5) Spark generation due to static electricity	(5-1) Proper bonding and grounding of payload/GSE to prevent static electricity.	(5-1-1) Confirm proper bonding and grounding by grounding system drawing or other methods	OPEN	II		
				(5-1-2) Confirm proper bonding and grounding by inspection of actual products or other methods	OPEN	III		
			(5-2) Proper operation that does not generate static electricity	(5-2-1) Confirm that wrist straps and antistatic clothing/shoes are used by procedure or other methods	OPEN	III		
		(6) Contact between rust and flammable propellant	(6-1) Controlling that there is no rust for areas that may come in contact with flammable propellants (payload, GSE, and operating area).	(6-1-1) Confirm that there is no rust by visual inspection or other methods	OPEN	III		

		(7) Leakage of flammable propellant	According to hazard report No. 5.4. (However, if the separation measure to prevent contact between leaked flammable propellant and ignition source is applied, only 1FT design against leakage of propellant prepared.)	-	-	-	-	-
		(8) Mixture of flammable propellant and oxidizer (only for propellant/oxidizer propulsion system)	(8-1) Design to prevent mixing of flammable propellant and oxidizer due to mishandling during filling operation	(8-1-1) Confirm design of separation arrangement of the port and adoption of different pipe diameters by drawing or other methods	OPEN	II		A layout drawing is attached
				(8-1-2) Confirm the application of the separation arrangement of the port and adoption of different pipe diameters to the actual products by inspection or other methods.	OPEN	III		
			(8-2) Operation without mixing flammable propellant and oxidizer	(8-2-1) Confirm operation that propellant filling equipment and oxidizer filling equipment are not placed at the same time during the filling operation by procedure or other methods	OPEN	III		
			(8-3) Prevention of mixing of propellant and oxidizer in the payload after filling (2FT design)	(8-3-1) Confirm 2FT design against mixing of propellant and oxidizer by drawing or other methods	OPEN	II		A schematic of 2FT design is attached
				(8-3-2) Confirm 2FT design against mixing of propellant and oxidizer by test or other methods	OPEN	III		
		(9) Inadequate operation of class 4 lasers	(9-1) Design and operation in accordance with JIS C 6802 (IEC 60825-1)	(9-1-1) Confirm design in accordance with JIS C 6802 (IEC 60825-1) by drawing or other methods	OPEN	III		
				(9-1-2) Confirm operation in accordance with JIS C 6802 (IEC 60825-1) by procedure or other methods	OPEN	III		

No	Hazard	Cause	Hazard control	Safety verification method (<u>baseline</u>)	Status	Ph	Verification results	Document Name/number
HR-5.2 Apply <input type="checkbox"/> N/A <input type="checkbox"/>	Death or injury of person and loss of launch site facility and equipment caused by pressure system burst 【Severity is generally I】	(1) Inadequate design and manufacturing of pressure system	(1-1) Design and manufacturing of payload in accordance with JERG-0-001 “Technical Standard for High Pressure Gas Equipment for Space Use”.	(1-1-1) Confirm proper design and manufacturing by the certification.	OPEN	III		
			(1-2) Pressure-resistant design assuming the case of the worst thermal environment due to heater failure, and leakage to low pressure side (considering 2 failures of low pressure side valves)	(1-1-2) For parts outside the scope of the certification (low pressure side after the shutoff valve), confirm proper manufacturing by functional test.	OPEN	III		
				(1-2-1) Confirm the pressure-resistant design by drawing, analysis or other methods	OPEN	II		A schematic and MDP analysis result are attached
		(2) Pressurization beyond design pressure	(1-3) Design and manufacturing of GSE (Pressurization equipment) in accordance with the national law “High Pressure Gas Safety Act”.	(1-3-1) Confirm proper design and manufacturing by the permit. (In case of diverted/borrowed items, confirm results of statutory pre-use inspection.)	OPEN	III		
			(2-1) 2 FT design for pressurization beyond design pressure.	(2-1-1) Confirm 2FT design including regulating valves or safety valves by a piping system diagram or other methods	OPEN	II		A piping system diagram indicating 2FT design is attached
				(2-1-2) Confirm that the control by pressure monitor and the safety valve is effective before pressurization operation by procedure or other methods	OPEN	III		

		(3) Inadequate pressurization operation	(3-1) Pressurization operation in accordance with JERG-1-007. When pressurizing or depressurizing above 1/4 of the design breakdown pressure, a hazardous area with protective walls is set.	(3-1-1) Confirm by procedure or other methods that the operation is based on JERG-1-007 and the hazardous area is established.	OPEN	III		
--	--	---	--	--	------	-----	--	--

No	Hazard	Cause	Hazard control	Safety verification method (baseline)	Status	Ph	Verification results	Document Name/number
HR-5.3 Apply <input type="checkbox"/> N/A <input type="checkbox"/>	Death or injury of person and loss of launch site facility and equipment caused by lithium-ion battery rupture 【Severity is generally I】 Note: Hazard identification is not required for assembled batteries of 100 Wh or less, and not charged in an explosive atmosphere Note: Hazard identification is not required for Ni-MH battery rupture and electrolyte leakage. However, it is necessary to confirm that there is no safety impact due to overheating of the battery Note: Flight environment compatibility of battery needs to be evaluated separately for each launch vehicle	(1) Internal short of a cell	(1-1) Design and manufacturing of cells without internal short.	*(1-1-1) Confirm that cells are designed and manufactured in accordance with UN/UL recommendations by the certification. (In case of cells certified by a space agency, confirm that the cells have been certified by the agency).	OPEN	II		UN/UL authorization number is attached
				*(1-1-2) Confirm no change in battery charge/discharge characteristics before and after environmental tests (vacuum test, vibration test, etc.) of the payload on board condition (or battery assembly) by test report or other methods	OPEN	III		A summary of charge/discharge characteristics is attached
		(2) External short of the cell	(2) Design and manufacturing without short-circuit on the battery load side. Select either (2-1) or (2-2) (2-1) Preparing two protection functions (separator shutdown function, PTC, fusible link, fuse, etc.) inside or outside of the cell against short-circuit outside the cell. The part where short-circuit is assumed in the path between the cell and the external protection function is double-insulation as shown in (2-2), because external protection function doesn't work in the short-circuit of this path.	*(2-1-1) Confirm design of protection functions by drawing or other methods	OPEN	II		A schematic indicating the protective function is attached
				*(2-1-2) Confirm that protection functions work by functional test or other methods	OPEN	III		
			(2-2) Double-insulation the load side. (Generally up to the switch nearest the battery)	*(2-2-1) Confirm design of double-insulation by drawing or other methods	OPEN	II		A schematic indication of double-insulation is attached
				*(2-2-2) Confirm the installation of double-insulation by inspection or other methods	OPEN	III		
		(3) Overcharge	(3-1) 1FT design against overcharging when charging outside the explosive hazardous atmosphere at the launch site, and 2FT design when charging inside the explosive hazardous atmosphere or while the payload is on board the launch vehicle.	(3-1-1) Confirm proper FT design by drawing or other methods	OPEN	II		A schematic indicating FT design is attached
				(3-1-2) Confirm that the protection functions work properly by functional test or other methods	OPEN	III		
				(3-1-3) Confirm that the control by the monitor is effective by procedure or other methods. (Only if there is operational hazard control.)	OPEN	III		
			(3-2) Management of cells voltage variation. (Because battery voltage monitor may not detect overcharge of a single cell due to cell variation.)	*(3-2-1) Confirm the results of cell variation control by inspection or other methods	OPEN	III		

			(3-3) (Measures against over discharge) Prohibition of use of battery below the voltage that recommended by the cell/battery pack manufacturer or to a certified voltage by an acceptance test.	(3-3-1) Confirm battery voltage before charging (only if there is a charging operation in the launch site)	OPEN	III		
		(4) Use in abnormal temperature environments caused by thermal control system failure	Select either (4-1) or (4-2). (4-1) Design environmental temperature below the guaranteed battery temperature even under worst-case condition (after two failures of the heater driver circuit).	(4-1-1) Confirm that the temperature is below the guaranteed battery temperature by thermal analysis. (Considering after two failures of the heater drive circuit.)	OPEN	II		
			(4-2) 2FT design against the heater ON.	(4-2-1) Confirm 2FT design by drawing or other methods	OPEN	II		
				(4-2-2) Confirm that 2FT design is valid by functional test or other methods	OPEN	III		

*If JAXA developed cells are used, it has already been verified and no additional verification is required.

No	Hazard	Cause	Hazard control	Safety verification method (baseline)	Status	Ph	Verification results	Document Name/number
HR-5.4 Apply <input type="checkbox"/> N/A <input type="checkbox"/>	Death or injury of person and contamination of launch site facility and equipment caused by toxic material leakage 【Severity is generally I】	(1) Inadequate design of propulsion subsystem and seals defect	(1-1) Each leakage path (pouring/draining valve, downstream side of propellant tank, etc.) has three seals.	(1-1-1) Confirm the structure with 3 seals by drawing or other methods (Cross-sectional diagram for the pouring/draining valve)	OPEN	II		A diagram indicating 3 seals structure (cross sectional diagram for pouring/ drawing valves) is attached
			(1-2) Selection of appropriate seal materials.	(1-2-1) Confirm seal performance by test or other methods	OPEN	III		
		(2) Malfunction of propellant valve drive circuit	(2-1) 2FT design against electrical malfunction.	(2-1-1) Confirm 2FT design by drawing or other methods	OPEN	II		A schematic indicating 2FT design is attached
				(2-1-2) Confirm the validity of 2FT by test or other methods	OPEN	III		
		(3) Inadequate propellant filling operation	(3-1) Filling operation in accordance with JERG-1-007.	(3-1-1) Confirm that operation is in accordance with JERG-1-007 by procedure or other methods	OPEN	III		
		(4) Fluid incompatibility of tanks, etc. against propellant	(4-1) Use of fluid-compatible materials.	(4-1-1) Confirm the use of appropriate materials by materials list or other methods	OPEN	II		
		(5) Foreign matter caught in the valve	(5-1) Use of cleanliness-controlled fluids.	(5-1-1) Confirm the cleanliness by inspection or other methods	OPEN	III		
		(6) Falling or collision when lifting/hoisting	(6-1) Design and manufacturing of payload suspension points with margin.	(6-1-1) Confirm safety margin by design analysis or other methods, and confirm manufacturing result by test or other methods	OPEN	II		A result of analysis is attached

		payload after filling with toxic propellant.	(6-2) Design and manufacturing of lifting devices in accordance with national regulations, etc.	(6-2-1) Confirm that safety margin is in accordance with national law "Industrial Safety and Health Law". The "Industrial Safety and Health Law, Safety Ordinance for Cranes" requires a minimum safety factor of 6 for wire rope and 5 for other types.	OPEN	II		A result of analysis is attached
				(6-2-2) Confirm proper manufacturing by proof load test at a magnification of 2 times, or a factor defined by official standards. (When using existing or commercial lifting devices, confirm use within the rated range.)	OPEN	III		
			(6-3) Lifting operation based on JERG-1-007	(6-3-1) Confirm that the operation is in accordance with JERG-1-007 by procedure or other methods	OPEN	III		
		(7) Burst of pressure system	According to hazard report No. 5.2.	-	-	-	-	-

* Attach the results of the assessment of the severity of the hazard for propellants, oxidizers, ammonia in heat pipes, and other hazardous materials.

No	Hazard	Cause	Hazard control	Safety verification method (baseline)	Status	Ph	Verification results	Document Name/number
HR-5.5 Apply <input type="checkbox"/> N/A <input type="checkbox"/>	Injury of person caused by inadvertent RF radiation 【Severity is assessed individually】	(1) Inadequate design and manufacturing of radio frequency (RF) subsystem	(1-1) Fault tolerant design (1FT or 2FT) against inadvertent RF radiation	(1-1-1) Confirm FT design by drawing or other methods	OPEN	II		A schematic indicating FT design is attached
				(1-1-2) Confirm the FT is valid by electrical performance tests or other methods	OPEN	III		
		(2) Unintended entry of person during testing at the launch site	(2-1) Person restrictions (keep out zone) during radiation testing	(2-1-1) Confirm that the keep out zone (safe distance) and period of the restriction are specified in the procedure or other methods	OPEN	III		A result of calculation of safe distance and keep out zone are attached

※The results of the evaluation of severity for all RF radiation sources are attached.

Check for the applicability of the following hazards and prepare hazard reports if necessary.

Hazard	Apply	N/A	Hazard report No.
Death or injury of person and loss of launch site facility and equipment caused by inadvertent actuation of pyrotechnic devices	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Death or injury of person and contamination of launch site facility and equipment caused by pathogens leakage	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Death or injury of person and loss of launch site facility and equipment caused by ionizing radiation sources	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Death or injury of person and loss of launch site facility and equipment caused by cryogenic fluid leakage	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
Death or injury of person and loss of launch site facility and equipment caused by pressure system burst containing cryogenic fluid			
Death or injury of person and loss of launch site facility and equipment caused by fire and explosion due to mixing of cryogenic fluids (e.g. liquid hydrogen and liquid oxygen)			
Other hazards	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

Attachment-1 Hazard report template (From payload/GSE arrival to the KSC to the moment the payload is handed over to the launch vehicle) Optional

Thereafter, typical hazard control and safety verification methods that have been proven in past safety reviews of payloads are described, since they are not generally applicable to hazards at the launch site, but may be applicable to hazard causes during the integration phase with the launch vehicle. Whether or not it corresponds to a hazard depends on the instructions from the launch vehicle.

The contents of HR-X.1 through X.4 can be cited in the format provided by the launch vehicle or otherwise used as appropriate.

No	Hazard	Cause	Hazard control	Safety verification method (<u>baseline</u>)	Status	Ph	Verification results	Document Name/number
HR-X.1 Apply <input type="checkbox"/> N/A <input type="checkbox"/>	Crash of a launch vehicle due to inadvertent deployment of safety critical mechanisms (e.g. retention-release mechanisms) of payload Case of pyrotechnic devices use	(1) Insufficient mechanical design of retention-release mechanism (rod, etc.)	(1-1) Ensuring soundness and strength of retention rods.	(1-1-1) Confirm the strength margin by analysis or other methods	OPEN	II		A summary of analysis results is attached
				(1-1-2) Confirm soundness by testing or other methods	OPEN	III		
		(2) Inadvertent release due to false signals from the circuit	(2-1) 2FT design against inadvertent release (the design has a minimum of three independent inhibits to the energy source. At least two of the three inhibits are designed to be monitored.)	(2-1-1) Confirm 2FT design by drawings or other methods	OPEN	II		FT design schematics is attached
				(2-1-2) Confirm that 2FT is valid by electrical performance tests or other methods	OPEN	III		
			(2-2) An electro-explosive device (EED) does not cause fire or malfunctions when 1 A DC and 1W DC are applied for five minutes. "No-fire" means that the ignition level is 0.1 % at 95 % of the confidence level determined by Bruceton test or equivalent statistic test methods. Or, use a NASA Standard Initiator or other standards-based initiator.	(2-2-1) Confirm purchase records or other methods	OPEN	II		
			(2-3) For the EED, shields are equipped with equal to or greater than 20 dB attenuation against the maximum no fire power of pyrotechnics.	(2-3-1) Confirm that there is a margin of at least 20 dB by analysis or other methods	OPEN	II		A summary of analysis results is attached
			(2-4) No stray current before pyrotechnic devices connecting.	(2-4-1) Pyrotechnics firing circuits is checked for stray voltage prior to electrically connecting, and confirm that the result does not exceed 1/10 of the maximum no-fire current or 50 mA, whichever is lower.	OPEN	III		

No	Hazard	Cause	Hazard control	Safety verification method (<u>baseline</u>)	Status	Ph	Verification results	Document Name/number
HR-X.2 Apply <input type="checkbox"/> N/A <input type="checkbox"/>	Crash of a launch vehicle due to inadvertent deployment of safety critical mechanisms (e.g. retention-release mechanisms) of	(1) Insufficient mechanical design of retention-release mechanism (NEA)	(1-1) 2 FT design against mechanism failure	(1-1-1) Confirm 2FT design by drawings or other methods	OPEN	II		FT design schematics are attached
				(1-2-1) Confirm that 2FT is valid by functional testing or other methods	OPEN	III		

	payload FT design approach for NEA	(2) Inadvertent release due to false signals from the circuit	(2-1) 2FT design against inadvertent release	(2-1-1) Confirm 2FT design by drawings or other methods	OPEN	II		FT design schematics is attached
				(2-1-2) Confirm that 2FT is valid by electrical performance tests or other methods	OPEN	III		

HR-X.2 comes from “CSA-113032 Mechanical Systems Safety for Payloads launched by JAXA (Interpretation of JMR-002)”

Mechanisms mean subsystems (e. g. latch mechanisms) that use frictional force, magnetic force, and elastic force by spring as retention force of safety critical configuration.

No	Hazard	Cause	Hazard control	Safety verification method (baseline)	Status	Ph	Verification results	Document Name/number
HR-X.3 Apply <input type="checkbox"/> N/A <input type="checkbox"/>	Crash of a launch vehicle due to inadvertent deployment of safety critical mechanisms (e.g. retention-release mechanisms) of payload Design for minimum risk approach 1 for NEA	(1) Insufficient mechanical design of retention-release mechanism (NEA)	(1-1) Securing retention force/torque margin greater than 1	(1-1-1) Confirm that margins are sufficient by analysis, or other methods	OPEN	II		A summary of analysis results is attached
				(1-1-2) Confirm that the mechanism is sound by mechanical environmental testing.	OPEN	III		
			(1-2) Adopting redundant springs where a spring function failure could result in a hazard (redundancy is not needed if the spring function failure does not result in a hazard)	(1-2-1) Confirm that the springs are in a redundant configuration by drawings or other methods	OPEN	II		FT design schematics is attached
		(2) Inadvertent release due to false signals from the circuit	(2-1) 2FT design against inadvertent release	(2-1-1) Confirm 2FT design by drawings or other methods	OPEN	II		FT design schematics is attached
				(2-1-2) Confirm that 2FT is valid by electrical performance tests or other methods	OPEN	III		

HR-X.3 comes from “CSA-113032 Mechanical Systems Safety for Payloads launched by JAXA (Interpretation of JMR-002)”

Prerequisite 1 for HR-X.3: Under the environment where such a mechanism needs to be in retention mode, load transfer within mechanism is designed to occur within the strength of its materials. (When factors that make verification difficult such as magnetic force is present, design for minimum risk cannot be applied.)

Prerequisite 2 for HR-X.3: Under the same environment, relative movement at a level where retention status of mechanism is deemed changed between components on load path of the mechanisms is designed not to occur. (When factors that require consideration such as jamming of mechanism part is present, design for minimum risk cannot be applied.)

No	Hazard	Cause	Hazard control	Safety verification method (baseline)	Status	Ph	Verification results	Document Name/number
HR-X.4 Apply <input type="checkbox"/> N/A <input type="checkbox"/>	Crash of a launch vehicle due to inadvertent deployment of safety critical mechanisms (e.g. retention-release mechanisms) of payload	(1) Design related to individual non-metallic locking wires and knots	(1-1) Confirm tensile strength	(1-1-1) Using elongation of wire as a parameter, confirm tensile strength of wire per elongation Note: If “aging treatment” (1-4) was implemented, test after such treatment. The wire used in tensile test is the same lot as flight items. And, when wires are exposed to external environment of payload, consider the thermal input after opening vehicle fairing.	OPEN	II		

	Design for minimum risk approach 2 for non-metallic lock wire		(1-2) Confirm creep deformation amount	(1-2-1) Check the creep deformation amount as creep displacement occurs at room temperature. Note: Comprehend the flight item status when applying tensile to the wire. The wire is the same lot as the flight items. For the duration of applying load, consider the period from installation to the payload to launch.	OPEN	II		
			(1-3) Confirm stretch of knot	(1-3-1) The knot is to simulate the flight configuration and confirm the stretch amount of the knot by testing.	OPEN	II		
			(1-4) Aging treatment (Stretch treatment)	(1-4-1) As tension and duration for elongate in advance can be determined, seek the relationships of deformation amount, applied tension, and duration of tension application by testing (1-1~1-3)	OPEN	II		
				(1-4-2) If aging treatment on the knot is necessary, attain the data equivalent to the knot.	OPEN	II		
				(1-4-3) Use wires that underwent aging treatment in advance in the payloads.	OPEN	III		
			(1-5) Confirm strength deterioration by compression in the radial direction of wire (swage part, knot, etc.)	(1-5-1) In the design of payload, confirm if there are any parts that get compressed in the radial direction of wire. And if there are applicable parts, simulate flight configuration, and confirm strength deterioration by compression by testing.	OPEN	II		
	(2) Insufficient mechanical design of retention-release mechanism		(2-1) Redundant design*	(2-1-1) Confirm by drawings or other methods that the wires are in a redundant configuration.	OPEN	II		Schematic is attached
			(2-2) Ensuring design tension margin	(2-2-1) Secure adequate margin to avoid lack of strength against maximum load. Present that one wire system is valid enough to show redundancy of the wire. Note: Seek maximum load on wire taking the maximum tension at the time of wire processing, vibration and shock during launch, manufacturing tolerance. And calculate the worst wire length and tension strength considering tension strength (1-1), creep deformation (1-2, 1-3), aging treatment (1-4), loosening of wire (2-4).	OPEN	II		A summary of analysis results is attached
				(2-2-2) Confirm the lock by vibration test and visual inspection after the test.	OPEN	III		
			(2-3) Design with no sharp edges in the wire proximity area	(2-3-1) Confirm that equipment near the wire doesn't have sharp edges by drawings or other methods	OPEN	II		
				(2-3-2) Confirm removal of sharp edges by visual or touch.	OPEN	III		
			(2-4) Design to prevent friction between wires and equipment	(2-4-1) Confirm that appropriate clearances are provided to prevent friction between wires and equipment during vibration and shock by drawings or other methods	OPEN	II		
				(2-4-2) Confirm that clearances are as shown in the drawings by measuring or visual inspection.	OPEN	III		
				(2-4-3) Confirm that the wire doesn't have friction damage by vibration test, visual inspection or other methods. If visual inspection after installation of wire is difficult, confirm that there is no friction of wire based on results of spatial clearance inspection and EM vibration test or other methods.	OPEN	III		

			(2-5) Tension and wire length setting considering loosening	(2-5-1) Set the required tensile and length considering loosening of wire by time elapsed up to launch (payload separation) for tensile and deformation level as a setting of wire.	OPEN	II		
				(2-5-2) Check the wire visually or touching or by measuring the tensile.	OPEN	III		
			(2-6) Knotting wires using the proper knotting procedure	(2-6-1) Incorporate "how to knot" procedure confirmed in the test (1-3) in the payload design.	OPEN	II		
				(2-6-2) Confirm the knots are made according to the proper procedure by visual inspection.	OPEN	III		
			(2-7) Outfitting design with adjustable wire tension or displacement	(2-7-1) When installing wires to payload, ensure the design allows adjustment so that the wire will be of particular tension and length.	OPEN	II		
				(2-7-2) Confirm that specified tensile or length has been set by measurement.	OPEN	III		
			(2-8) Design to prevent scattering when cutting wire	(2-8-1) To prevent space debris scattering, confirm that the design is such that no separated material is generated when wires are cut by drawings or other methods	OPEN	II		
			(2-9) Design where shear forces are not applied	(2-9-1) Ensure that no shear force is applied to the wire.	OPEN	II		
		(3) Inadvertent release due to false signals from the circuit	(3-1) 2FT design against inadvertent release	(3-1-1) Confirm 2FT design by drawings or other methods	OPEN	II		FT design schematics is attached
				(3-1-2) Confirm that 2FT is valid by electrical performance tests or other methods	OPEN	III		

From "CSA-113030A Safety checklist for Non-metallic Lock-wire design of the small satellite"

*For catastrophic hazards, it is usually necessary to adopt a 2FT design, but the hazard control in this hazard report is a design for minimum risk approach. For the design for minimum risk, redundancy is usually not necessary by designing with sufficient strength margin, but for non-metallic lockwires, redundant design (retention by two wires) is usually taken to cover their mechanical vulnerability.

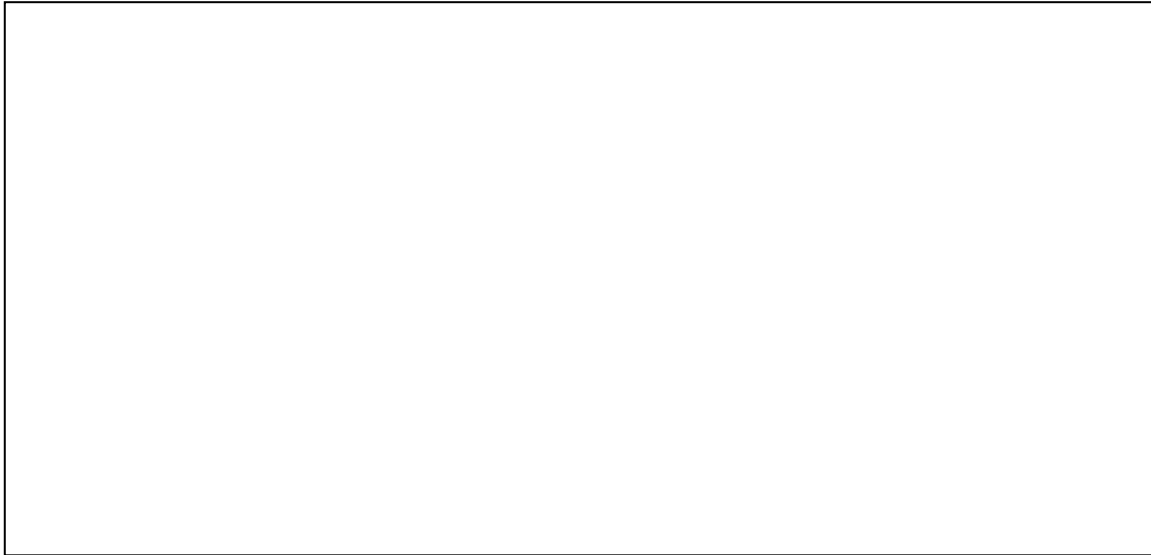


Figure Propellant and oxidizer pouring/draining valves arrangement and pipe diameter (8-1-1)

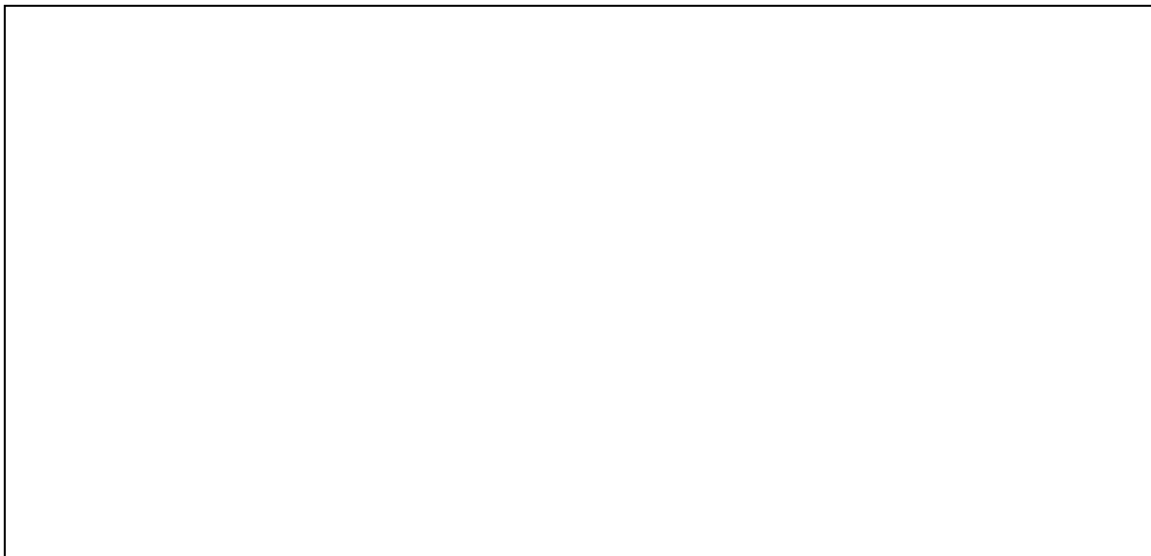


Figure 2FT design for propellant and oxidizer mixing in payload propulsion subsystem (8-3-1)

Table Maximum Design Pressure (MDP) Analysis sheet (1-2-1)

Component name	Fluid	Material	MEOP (MPa)	MDP (MPa)	Proof test pressure (MPa)	Burst test pressure (MPa)	Fluid temperature (°C)
Piping upstream of tank, gas pouring/draining valves, pressure indicator	He	Ti-6Al-4V	20	25	50		0 to 50
Tank	He/Hydrazine	Ti-6Al-4V	20	25	50	100	0 to 50
Piping from downstream of tank to shut off valve	Hydrazine	Ti-6Al-4V	20	25	50		0 to 50
Filter, pouring/draining valves, shut off valves	Hydrazine	Ti-6Al-4V	20	25	50		0 to 50
Shut off valves and piping to propellant valves	Hydrazine	Ti-6Al-4V	20	25	50		0 to 50
Propellant valves	Hydrazine	Ti-6Al-4V	20	25	50		0 to 50



Figure Schematic of payload pressure system (1-2-1)
(Confirm pressure-resistant design assuming 2 faults leakage to the low pressure side)

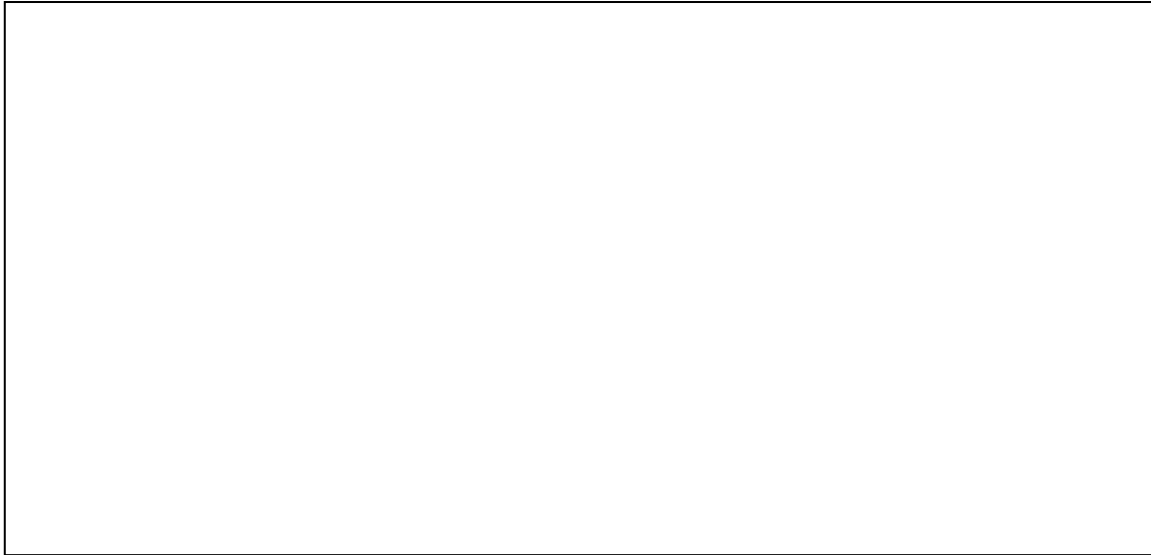


Figure Piping system diagram for pressurization operation [\(2-1-1\)](#)
(Note: The points where 2FT design (regulator, safety valve, pressure indicator, etc.) should be clearly marked with a circle.)

Battery Template

This template contains information necessary to control not only the hazard at the launch site, but also the hazard during launch phase of the launch vehicle.

Cell specifications

Cell name/Manufacturer	
Battery type (e.g. Li-Ion, Ni-MH)	
Rated voltage (V)	
Capacity (mAh)	
Type of protective circuits, etc. (e.g. breakers, PTCs, etc.)	
UN or UL certificate document No.	

Battery pack (assembly) specifications

Configuration (e.g. 1S2P)	
Total capacity of batteries (Wh)	
Results of the assessment of the severity of hazard*	

*A rupture of a lithium-ion battery of 100 Wh or less as a battery assembly is not considered a catastrophic or critical hazard outside of an explosive hazardous atmosphere, but a rupture in an explosive hazardous atmosphere is considered a catastrophic hazard. A rupture of a Ni-MH battery is not considered a catastrophic or critical hazard due to its low energy density.

For a catastrophic or critical hazard, the following verifications are attached.

1. Verification of internal short of a cell

1.1. Control of cell/battery procurement

Describe UN or UL certificate document No. in the cell specifications. (In the case of cells certified by a space agency, describe the agency name.) [\(1-1-1\)](#)

1.2. Elimination of cells that cause internal short in the launch environment

To eliminate cells that may cause internal short in the launch environment, describe that there is no change in battery charge/discharge characteristics before and after environmental tests (vacuum test, vibration test, etc.) in the on-board condition or battery assembly.

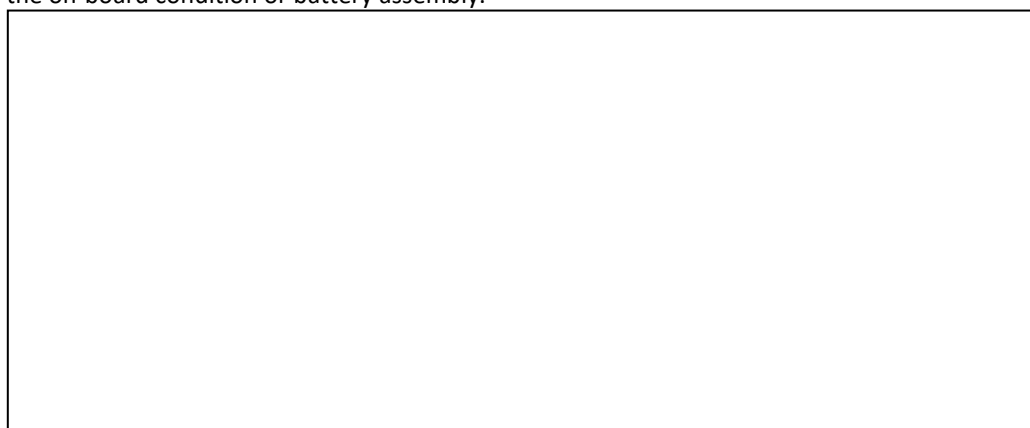
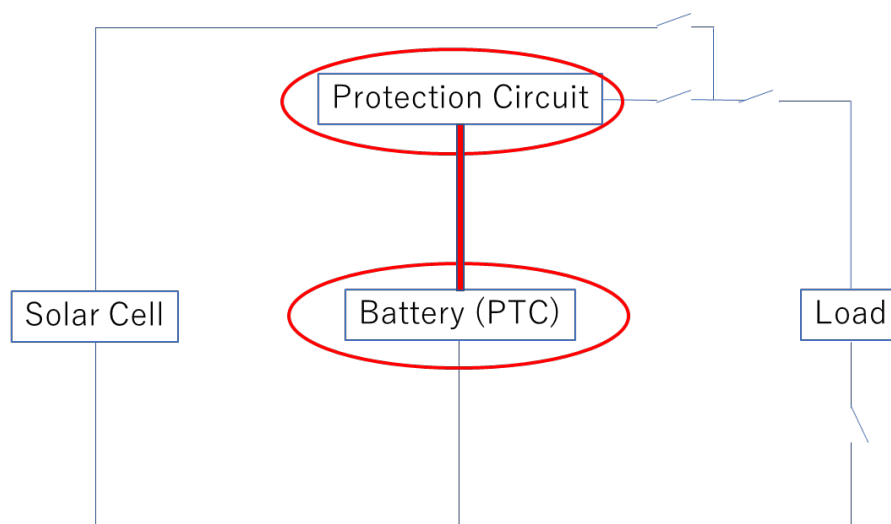


Figure. Battery charge/discharge characteristics measurement results before and after environmental testing [\(1-1-2\)](#)

2. Verification of external short of the cell (select one of 2.1. or 2.2.)

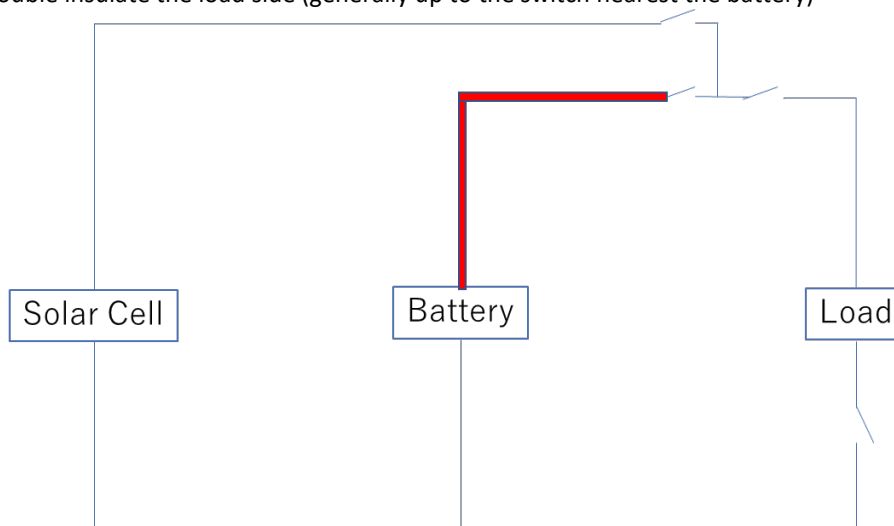
2.1. Preparing two protection functions (separator shutdown function, PTC etc.) against short-circuit outside the cell. The part where short-circuit is assumed in the path between the cell and the external protection function is double-insulate. (Because external protection function doesn't work in the short-circuit of this path.)



Red circle part is protection function
Red thick line part is double insulation

Figure. Outline of the protection function and double insulation (2-1-1)

2.2. Double insulate the load side (generally up to the switch nearest the battery)



Red thick line part is double insulation

Figure. Outline of double insulation (2-2-1)

3. Verification against overcharging when charging at the launch site.

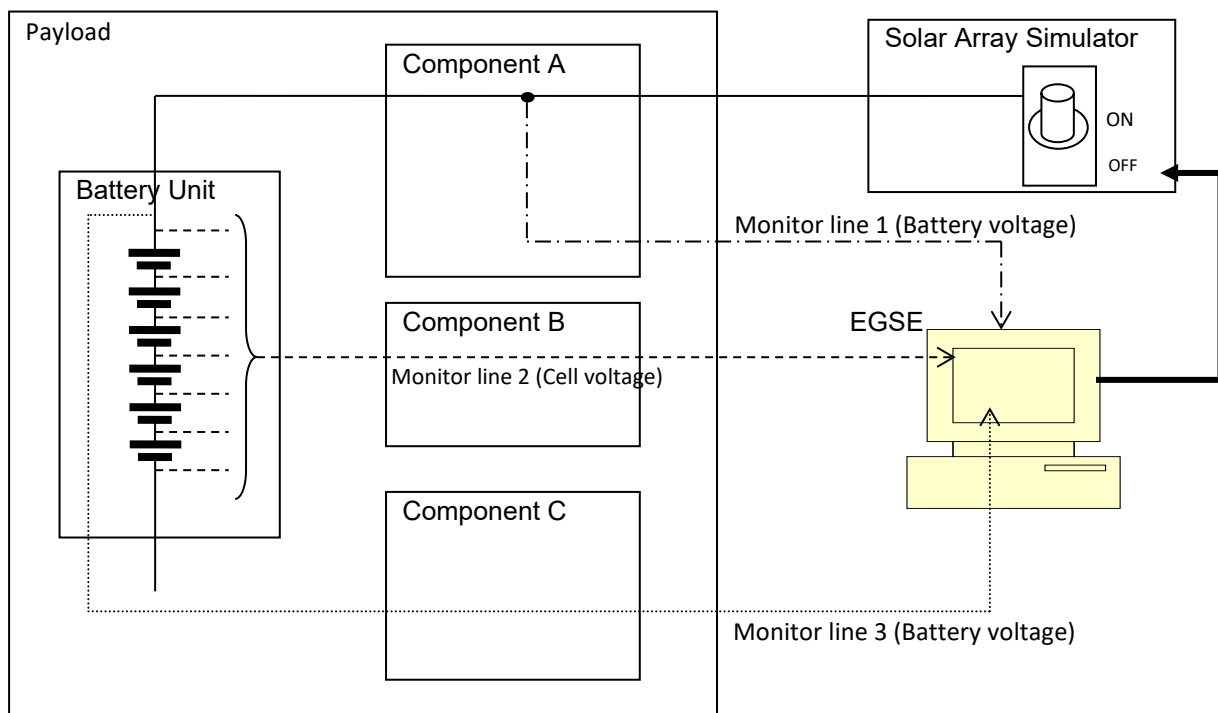


Figure. Overcharge prevention function (3-1-1)

The Assessment of severity of the hazard

Toxic material name	MMH	MON3	Ammonia (Heat pipe)
Severity of the hazard	I	I	Less than III
Remarks			Even if the entire amount of ammonia is leaked at the work place of SFA, it is estimated only X ppm and has no effect on human health.

(Note: Hydrazine, MMH, MON3, and NTO are basically classified as Severity I. Ammonia used in heat pipes is classified as less than Severity III if the entire amount of ammonia leaked poses no effect on human health. For other toxic materials, the severity of the hazard is determined on case-by-case basis after evaluating the effects on the human body.)

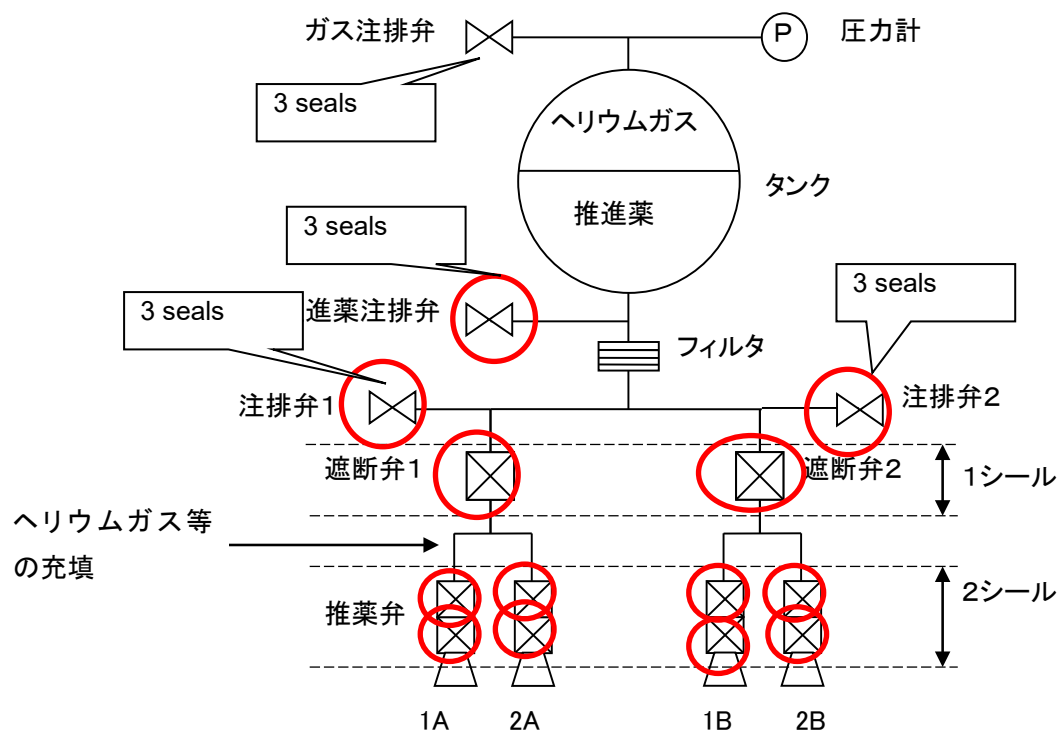


Figure. Piping system diagram of the payload (1-1-1)

(Note: Clarify the number of valves and their seals, and where the valve is filled with inert gas. Clarify that each satisfies the required number of inhibits against external leakage.)

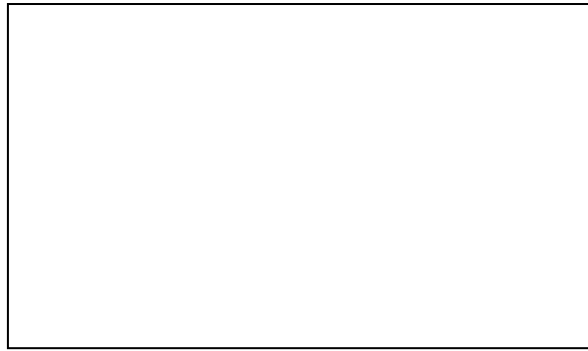


Figure. Cross-sectional view of pouring/draining valve (1-1-1)
(Note: Clarify where the seal is located against the flow path)

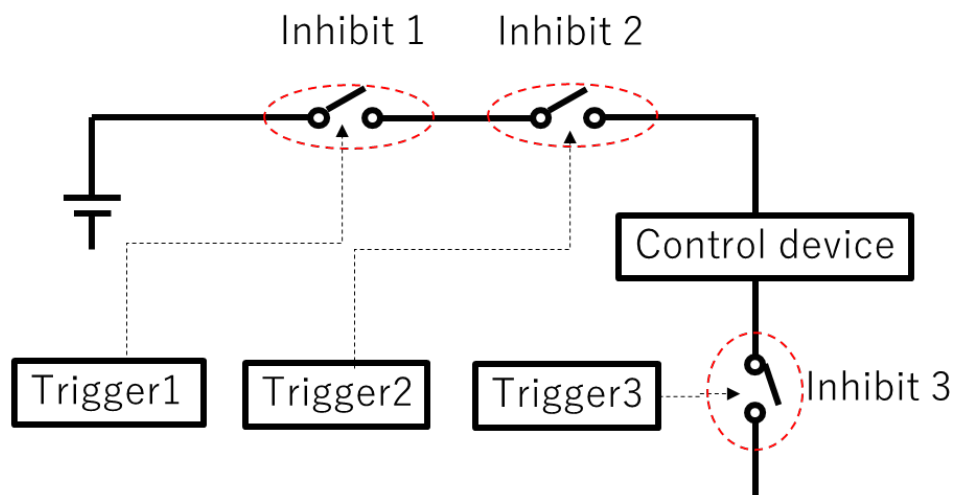


Figure. Schematic of valves control line (2-1-1)

(Note: Describes that 2FT is satisfied. List the minimum required inhibits (here inhibit 1, inhibit 2, inhibit 3) and their control lines (here trigger 1, trigger 2, trigger 3). Do not list more inhibits than required.)

Explanation of 2FT feasibility of valve control lines.

Inhibits 1,2, and 3 are independent switches and when all inhibits 1 to 3 are turned on, the propellant valve opens.

Inhibits 1, 2, and 3 are turned on by signals from triggers 1, 2, and 3, respectively. There is no failure mode that triggers 1, 2, and 3 in common.

Table. Summary of strength analysis results for payload suspension points (6-1-1)

Parts	Safety factor	Margin of Safety
Adapter	2	1.1
Pivot hinge point	2	1.1

Table. Summary of strength analysis results for lifting devices (6-2-1)

Devices	Safety factor	Margin of Safety
Lifting device	6	1.1

Assessment of the severity of hazard

Antenna type		
Frequency band		
Antenna input power(W)		
Gain (dBi)		
Safety distance (m)		
Results of the assessment of the severity of hazard		

For a catastrophic or critical hazard, describes outline of fault tolerant design.

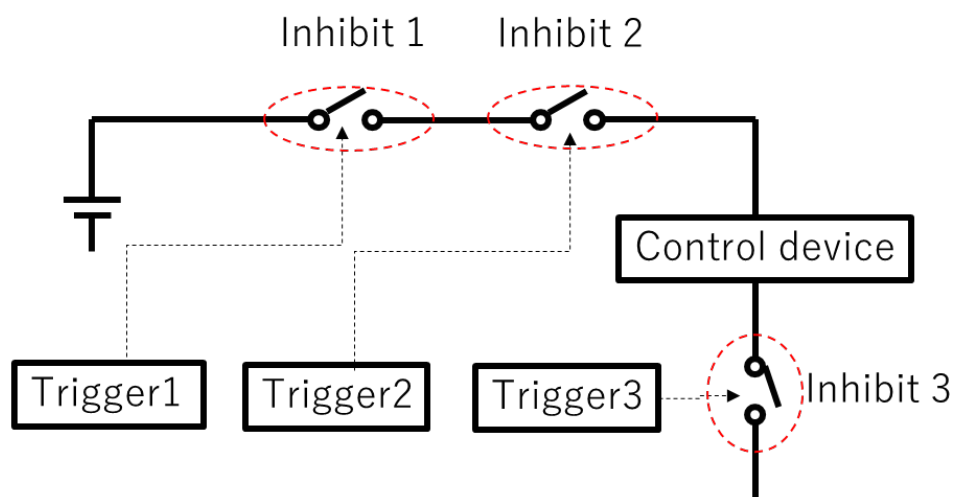


Figure. Schematic of RF radiation line (1-1-1)

(Note: Describes that 2FT is satisfied. List the minimum required inhibits (here inhibit 1, inhibit 2, inhibit 3) and their control lines (here trigger 1, trigger 2, trigger 3). Do not list more inhibits than required.)

Explanation of 2FT feasibility against inadvertent RF radiation.

Inhibits 1,2, and 3 are independent switches and when all inhibits 1 to 3 are turned on, the RF radiate. Inhibits 1, 2, and 3 are turned on by signals from triggers 1, 2, and 3, respectively. There is no failure mode that triggers 1, 2, and 3 in common.

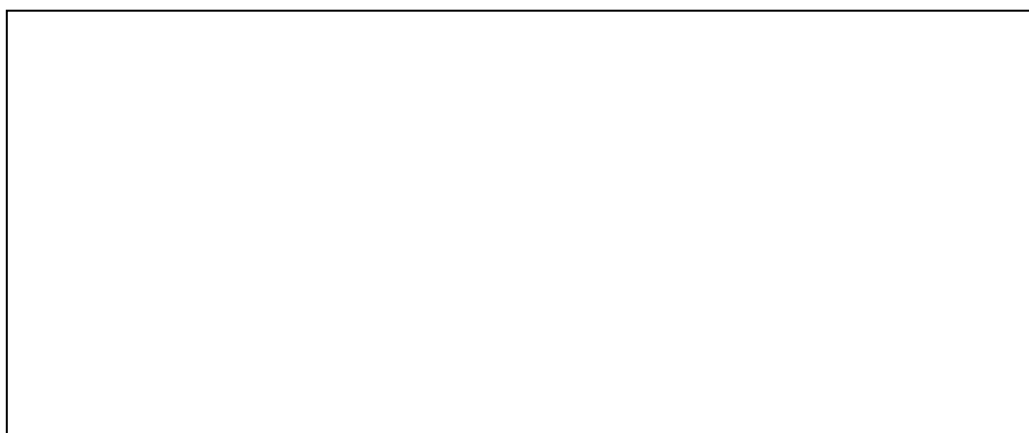


Figure. Keep out zone during RF radiation test (2-1-1)

5. JMR-002 Chapter 6 Compliance Assessment Results

5.1. Design outline of depressurization port, propellant and oxidizer discharge port in case of leakage

Figure X shows an overview of the design of the depressurization port and the propellant and oxidizer discharge port in case of leakage on spacecraft A.

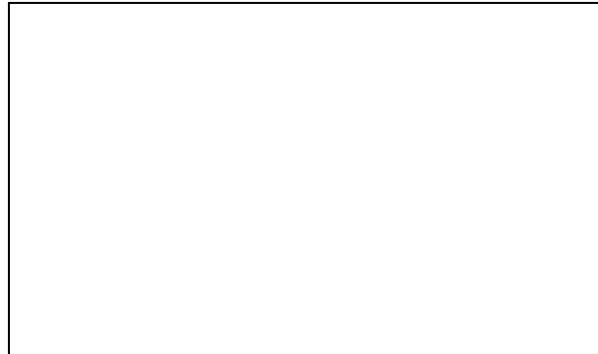


Figure X Design overview of depressurization port and discharge ports for propellant, oxidizer, etc. in case of leakage

5.2 Explanation of operational policy for depressurization and discharge of propellant, oxidizer in case of leakage

5.2.1. policy in the event of a leak during payload launch site operations

If propellant or oxidizer leaks in SFA during payload launch site operations, first evacuate all persons and then set entry restrictions for SFA. Then, personnel enter the leaking area with space suit and connects a GSE for depressurization to the port to depressurize. After the depressurization is complete, the personnel connect the GSE to the propellant or oxidizer discharge port and collect the propellant or oxidizer. After the recovery of propellant, oxidizer is completed, detoxify the leaked propellant, oxidizer at the site, and when the concentration of propellant, oxidizer at the leaked location drops below the regulated value, the entry restrictions on SFA are lifted.

5.2.2. policy in the event of a leak after handling over to the launch vehicle (if operations obey the launch vehicle's instructions, state this)

If propellant or oxidizer leaks during joint operations with the launch vehicle in the VAB, depressurization and propellant or oxidizer discharge operations will be performed according to the launch vehicle's instructions.

Attachment-2:

Safety Verification Tracking Log (SVTL)

Attachment-3:

Non-Compliance Report (NCR)

Appendix-3:

A Template of the Compliance Matrix for JERG-1-007

Program Name:				
Requirements	C	NC	N/A	Results and Remarks
4.1 General criteria	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1 Safety management requirement				
4.1.1.1 Organization and function of safety operation				
4.1.1.2 Hazardous operation				Check the following applicable hazardous operations
4.1.1.2.1 Identification of hazardous operation				
(1) Propellant operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(2) Pressure system handling operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(3) Operations of pyrotechnics and systems using pyrotechnics	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(4) Operations performed within hazardous explosive atmosphere areas	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(5) Operations with toxic substances, deleterious substances, and harmful gases (including liquid vaporizing to harmful gases)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(6) Radio-isotope operations	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(7) Operations of high-voltage electrical power	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(8) Radiation operations (where emission intensity of radiation affects personnel health, pyrotechnics, and facilities)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(9) Operations performed in high acoustic noise environments	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(10) Operations performed in tanks and enclosed spaces (operations in oxygen depletion environments or in harmful, explosive or flammable vapors)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(11) Handling of cryogenic materials and systems using these materials	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
(12) General hazardous operations (forklift, crane, slinging, operation in high locations, and heavy load transportation and transfer operations)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

(13) Handling of other hazardous items, and operations determined to be hazardous by the Launch Site Safety Group.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.2.2 Hazardous operation procedures	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.2.3 General regulations for hazardous operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.3 Emergency procedures	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.3.1 General				
4.1.1.3.2 Responding to mishap	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.3.3 Recovery from an emergency situation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4 Weather regulations	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4.1 Lightning				
4.1.1.4.2 Storm	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4.3 Heavy rain	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4.4 Tidal wave and earthquake	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.4.5 Handling of harmful propellants and weather condition	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.5 Personnel restricted area	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.5.1 Restriction at Personnel Restricted Area, etc.				
4.1.1.5.2 Entry/Exit Control System	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.5.3 Warning Area regarding harmful gas diffusion	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.6 Safety training	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.1.7 Application for delivery of hazardous products	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.2 Hazardous atmosphere	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.2.1 Explosion hazard atmosphere				
a. Explosion hazard atmosphere area of flammable liquid propellants				

b. Explosion hazardous atmosphere area for solid propellants and pyrotechnics and its location	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.2.2 Other requirements for hazardous atmosphere area	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.3 Material	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.4 Operation of RF radiation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.5 Optical system	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.6 Acoustic noise	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.7 Use of ionizing radiation etc.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8 Other requirements	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.1 Humidity control				
4.1.8.2 Protective equipment (PPE)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.3 Protection for hazardous objects	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.4 Tool control	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.5 Photography	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.6 Restriction on ignition materials	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.1.8.7 Operation at high elevation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2 Transporting, transferring, and handling equipment	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2.1 Forklift operation				
4.2.2 Crane operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2.3 Slings operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2.4 Transporting and transferring heavy load	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.2.5 Use of elevators and shutters	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.3 Use of elevators and shutters	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.3.1 Liquid propellants				

4.3.2 Solid rocket motors	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.3.3 Solid rocket motors	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.4 Pressure system. 4.4.1 Pressure system.				This section is for description only; there are no requirements.
4.4.2 Pressure system operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.4.3 Pressure system protection	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.5 Operation of pyrotechnics (except for solid rocket motors)	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6 Operation of pyrotechnics (except for solid rocket motors) 4.6.1 General requirement	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6.2 Grounding	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6.3 Protective devices	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6.4 Maintenance operation	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
4.6.5 Battery	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	