

SS-520 5号機のミッション概要

平成29年9月

国立研究開発法人
宇宙航空研究開発機構

説明者
JAXA
S&MA 総括 小林亮二

目 次

1. 目的
2. 観測ロケット
 - 2.1 観測ロケット(SS-520)について
 - 2.2 落下予想および打上げ手順
 - 2.3 観測ロケット(S520/SS520) 落下予想範囲とフライト結果
 - 2.4 SS-520 4号機 落下予想範囲とフライト結果
3. SS-520 5号機の概要
 - 3.1 機体・ミッションの概要
 - 3.2 TRICOM-1R(衛星)の概要
 - 3.3 ラムライン制御部
 - 3.4 ケーブルダクト、ハーネス保護
 - 3.5 電池短絡故障の保護
 - 3.6 1/2段分離部、2/3段分離部
 - 3.7 衛星分離部
 - 3.8 SS-520 5号機フライトシーケンス
 - 3.9 飛行経路
 - 3.10 投棄物の落下予想区域
 - 3.11 シーケンスオブイベント
 - 3.12 2段点火以降のシーケンス移行判断

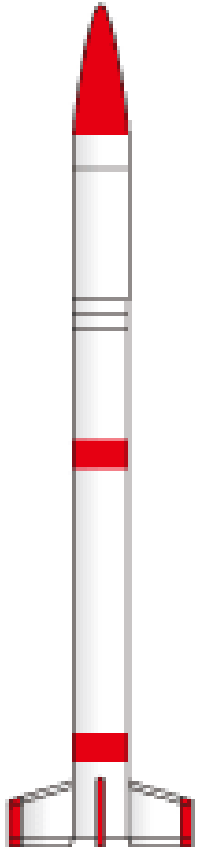
1. 目的

SS-520 5号機は、JAXAの観測ロケットをベースに開発している小型ロケットである。本資料は、観測ロケットの概要を説明し、その後、本ロケットの概要や打上げシーケンスを示すことで、本ロケットとその運用の理解を得ることを目的とする。

(注) 下線部は4号機との相違点

2. 観測ロケット

2.1 観測ロケット(SS-520)について



SS-520
(2段式)

- 観測ロケットは、ロケット自身が宇宙空間を飛びながら落下するまでの間に観測を行う。1段式あるいは2段式構成で、実験終了後、観測装置およびロケットは海上に落下する。
- 観測ロケットは、第1段に尾翼を有するが、尾翼は機軸を含む面に対し傾けて(カント角)取り付けられている。発射直後の風の影響によって飛翔方向が曲げられるが、カント角を有する尾翼によりスピンの発生し、大気の影響がない上空ではスピン安定で飛翔する。
- SS-520は、単段式のS-520に2段を組み合わせた、全段固体モータの2段式観測ロケットである。

(SS-520 5号機は、観測ロケット(SS-520)に3段を組み合わせ超小型の衛星を打ち上げを行うロケットである。)

2.1 観測ロケット(SS-520)について

型式	SS-520	S-520	S-310(参考)
諸元	全長 9.65m 直径 0.52m 全備重量 2.6t	全長 8m 直径 0.52m 全備重量 2.1t	全長 7.1m 直径 0.21m 全備重量 0.7t
外観			
飛行実績	<u>3回(内、失敗1回)</u>	30回	44回

2.2 落下予想および打上げ手順

(1) 落下予想区域の設定方法

- ・ 設計値(機体質量・重心, 慣性モーメントなど)を用いてノミナル軌道の設定および軌道分散解析を実施し, ノミナル落下点とそこからの範囲(半径)を設定

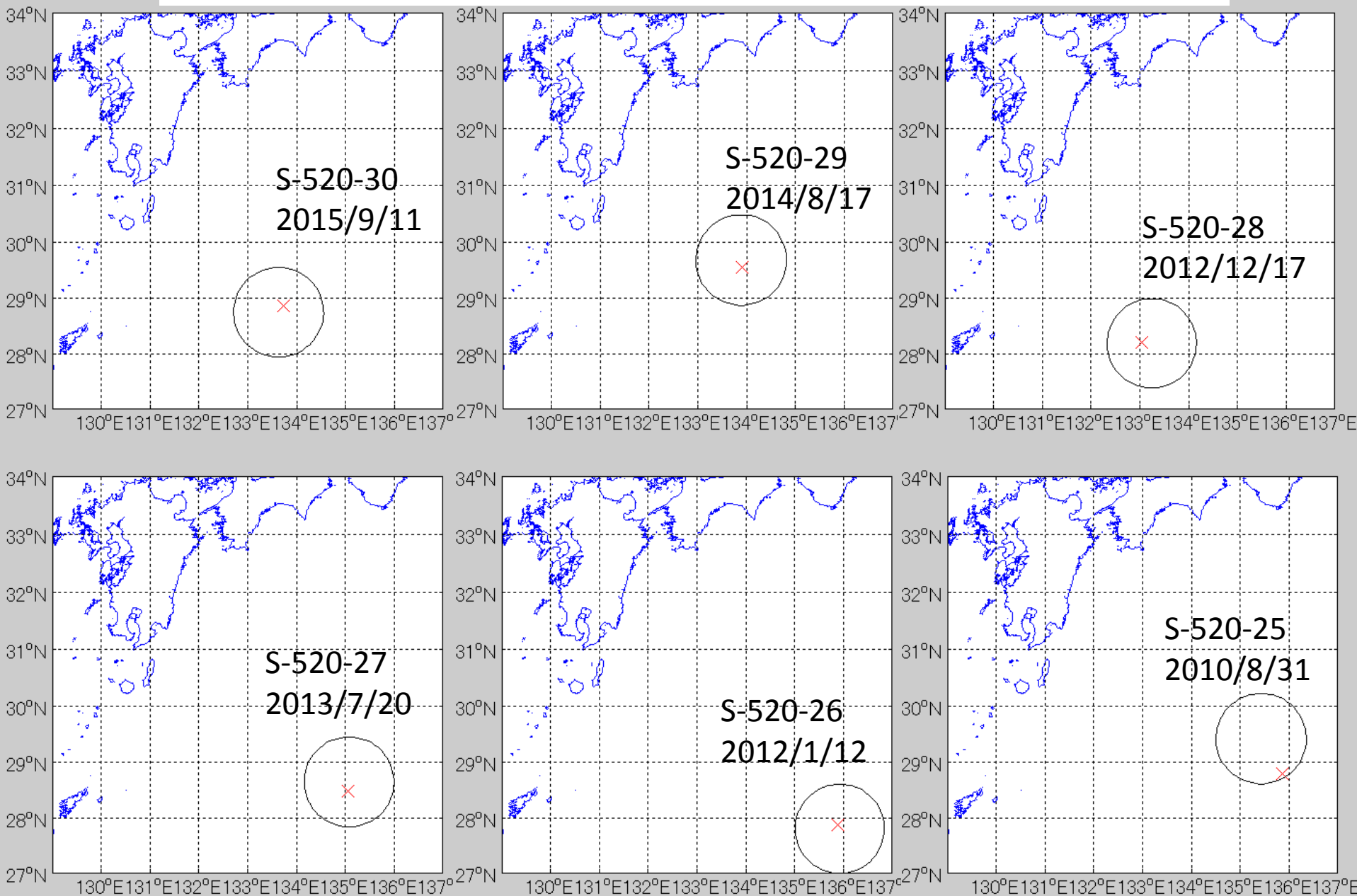
(2) 打上げ手順

- ・ 噛み合せ試験後, 計測値(機体質量・重心, 慣性モーメントなど)を用いてノミナル軌道を再設定(落下予想区域の変更はしない)
- ・ 高層風の影響による感度解析を実施し, ランチャセット角算出のための補正係数を算出
- ・ 打上げ当日, GPSゾンデによる高度20kmまでの上空の風向、風速の測定(打上げ時刻の4時間前, 2時間前, 40分前にGPSゾンデの放球を実施)
- ・ 2時間前の観測風を用いて, 打上げ方位角、上下角を補正
- ・ ランチャセット角は打上げ時刻までの風変動の傾向を考慮して決定
- ・ 40分前の観測風を用いて飛翔シミュレーションを行い, 落下点が落下予想区域内であることを確認
- ・ 地上風の変動による軌道への影響についても打上げ直前まで継続モニタ
- ・ S520-25号機は、GPSゾンデのデータのみで飛翔シミュレーションを行っていたため、26号機以降は地上風の観測データも飛翔シミュレーションに使い予測精度の向上につながった。

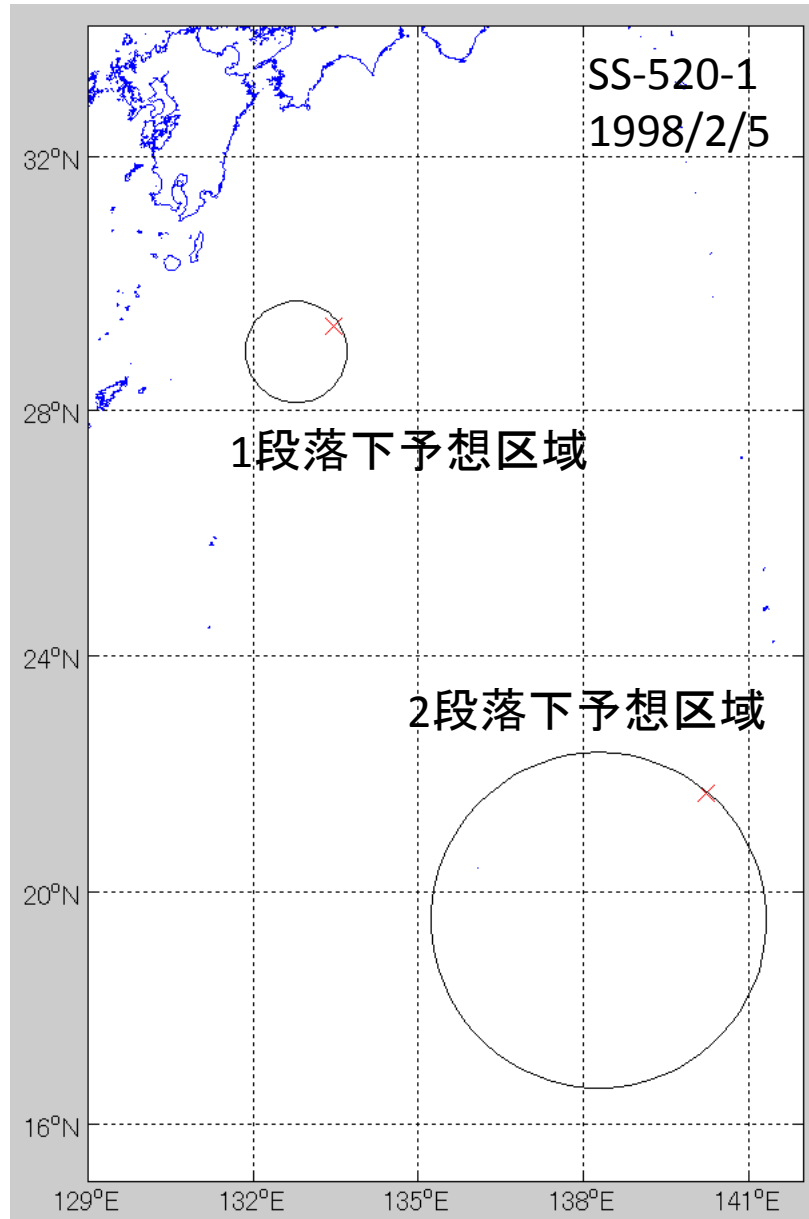
なお, SS-520 5号機では,

- ・ 風による感度が高い, 高度1km程度までの風をドップラーライダーにより計測した結果を飛翔シミュレーションに使い, ランチャの最終セット角は打上げ10分前に決定する予定。

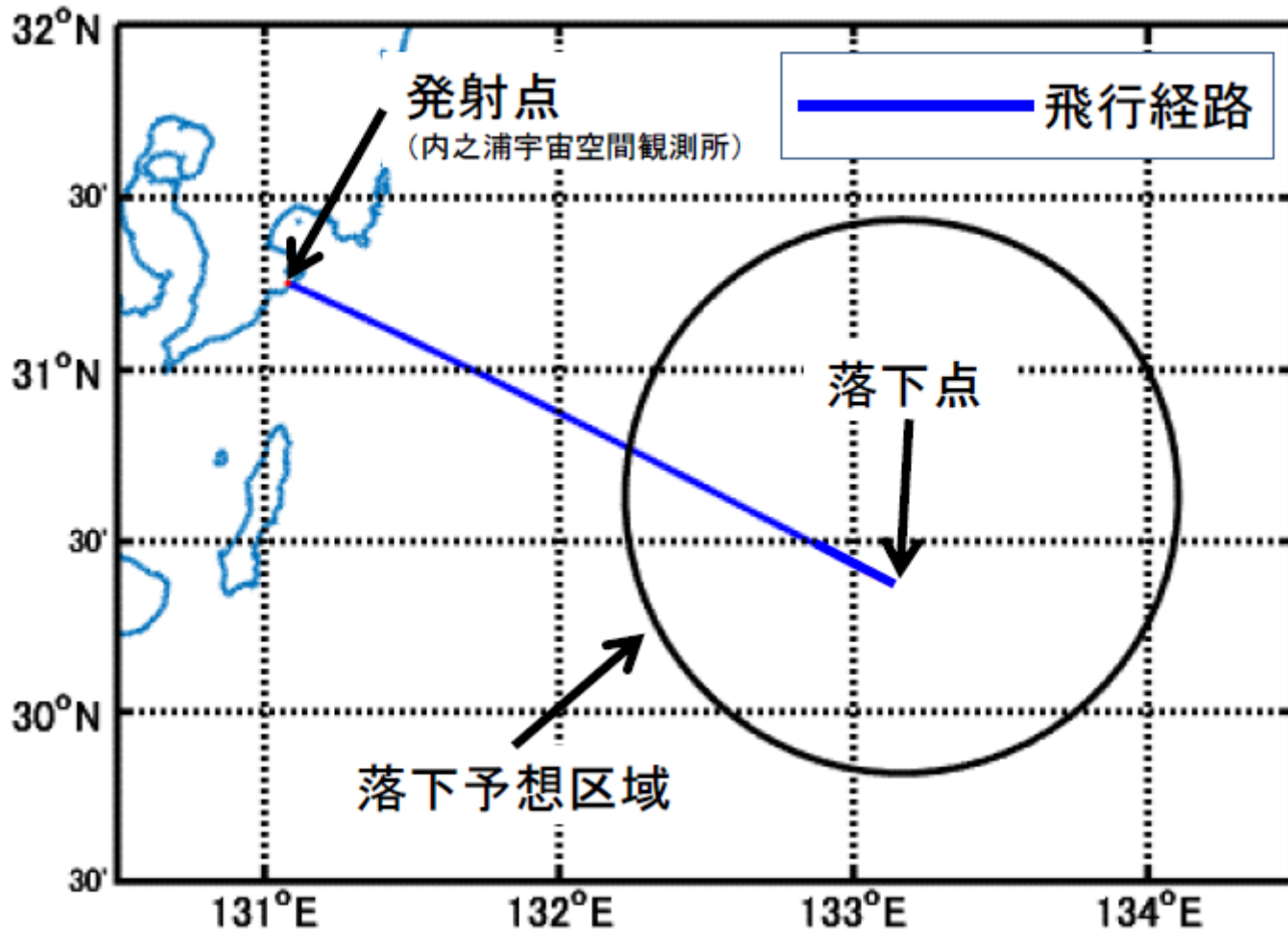
2.3 観測ロケット(S520) 落下予想範囲とフライト結果



2.3 観測ロケット(SS520) 落下予想範囲とフライト結果



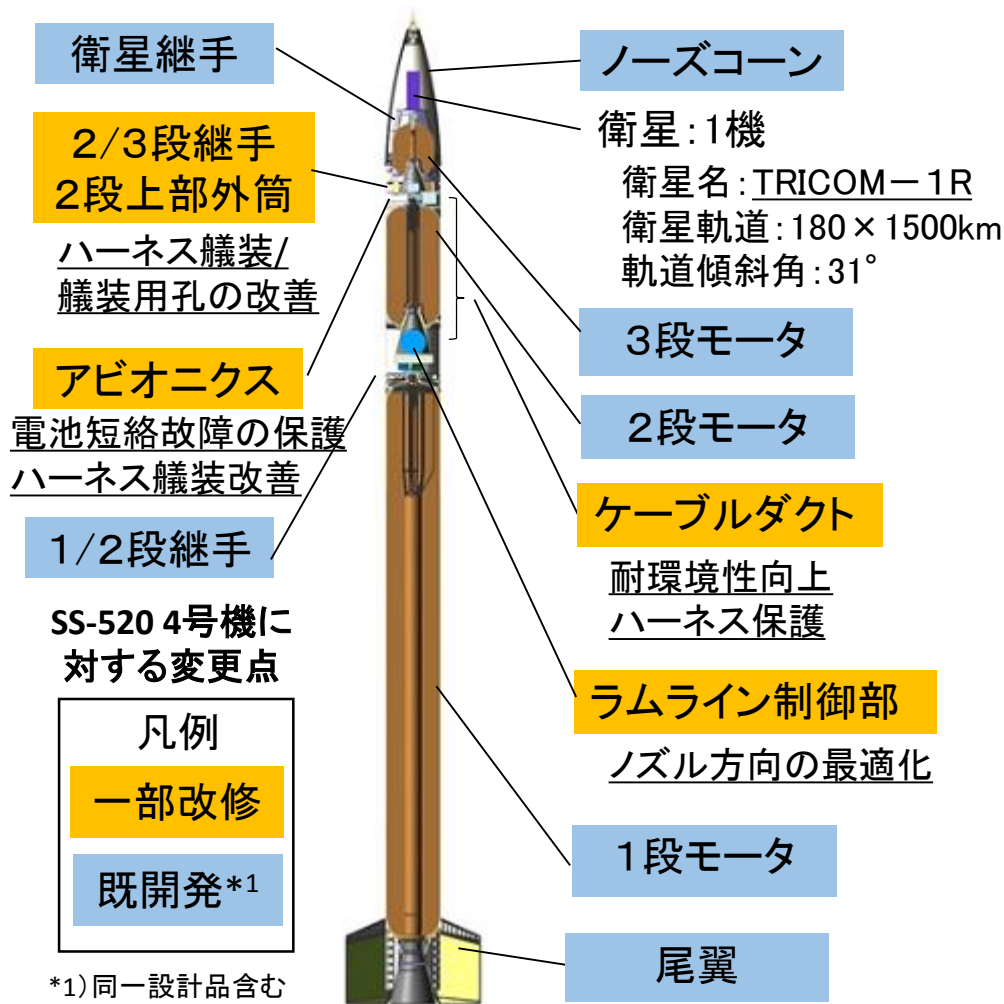
2.4 SS-520 4号機 落下予想範囲とフライト結果



テレメータの喪失より機体の正常性が確認できないため、判断フローに従い2段階点火のシーケンス移行不可を判断し、機体は、1段落下予想区域へ落下した。

3. SS-520 5号機の概要

3.1 機体・ミッションの概要



飛行安全措置に関わる機器・機能

- シーケンス移行許可コマンド受信機能
 - 2段に搭載
 - ラムライン制御(弾道飛行のまま姿勢を制御)終了後に第2段点火条件(p22)を満たせば地上からシーケンス移行許可コマンドを送信し、2段点火以降のシーケンスに移行する。

主要諸元

項目	内容
全長	9.54 m *2)
代表径	520 mm
全備重量	2.6 ton
段構成	固体3段式
姿勢安定	全段スピン安定
打上能力	LEO4kg以上
衛星寿命	30日 (2σ)
打上場所	内之浦KS台地*3)
打上方式	ランチャ滑走方式 (吊下げ式)

*2) SS-520に比べ、2/3段継手～ノーズコーンが短縮

*3) KS台地: 通常、小型ロケットの発射作業を行う

3.2 TRICOM-1R(衛星)の概要

TRICOM-1Rは、東京大学で開発された超小型衛星ほどよし3, 4号機で実証された「ほどよし信頼性工学」を基にした次期衛星であり、経済産業省の「民生品を活用した宇宙機器の軌道上実証」プロジェクトの一部である。TRICOM-1と比較して-1Rでは即時観測ミッションが追加になった。

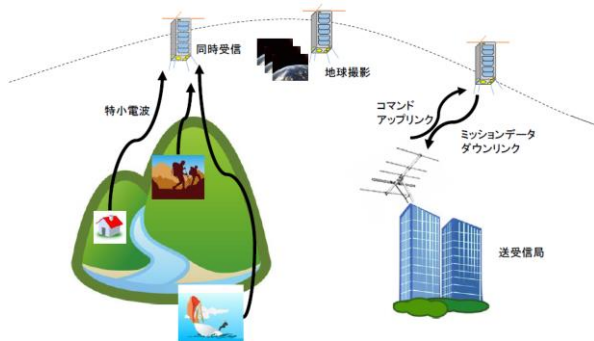
目的

国際商業市場において競争力のある超小型衛星の実現に向けて、国内の民生技術を使用した低コスト実用衛星を開発し、将来の事業化へ繋がる技術開発に加え、ユーザーニーズを満たす技術を中心に開発を行う。

ミッション

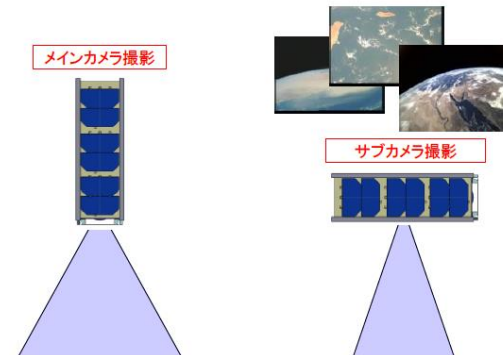
① Store and Forwardミッション

衛星は地球を周回しながら地上端末から送られる微弱信号データを収集(Store)し、衛星が管制局上空に来た時にコマンドにより地上局に受信した微弱信号データを転送(Forward)する。



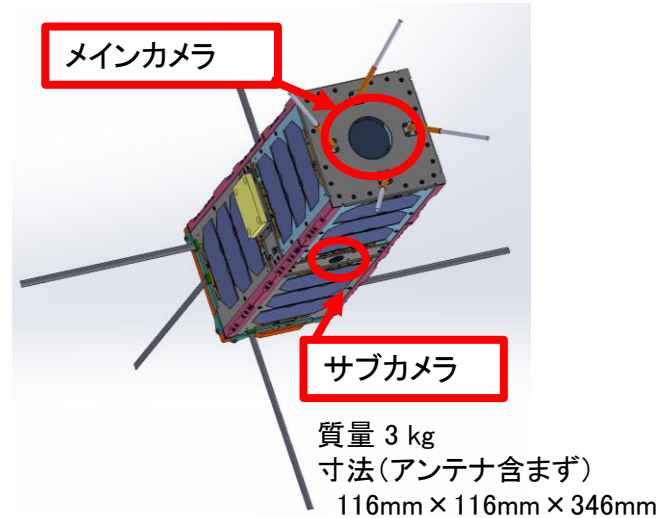
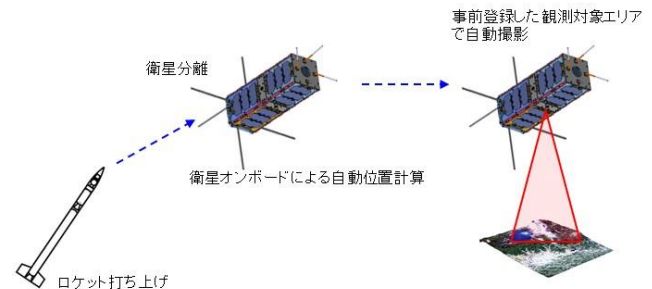
② 地球撮像ミッション

メインカメラにより広域地表撮像を行うとともに、5台のサブカメラにより、初期運用時や地球指向制御が不安定な状態においても撮像を行う。



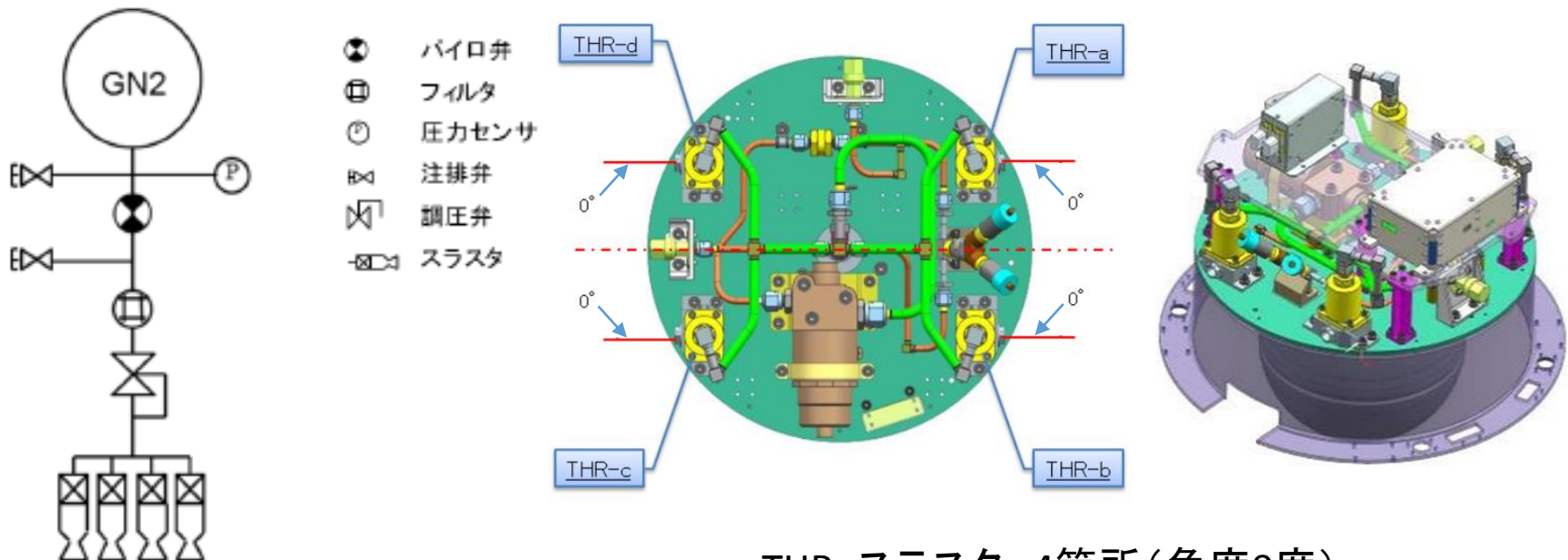
③ 即時観測ミッション

ロケット打ち上げ・分離後、地上と通信ができる前に、衛星は自律的に地上の観測を行う。地上との最初の通信可能タイミングで、観測データをダウンリンクする。



3.3 ラムライン制御部

- ラムライン制御は、SS-520 5号機が有する唯一の制御機能
- 1段燃焼終了後、慣性飛行中(コースティング中)に姿勢を2段の打ち出し方向へ向けて変更させる。スピンレート(スピン周期)に合わせてガスジェットを噴射することで、機体の角運動量ベクトルを徐々に倒していく制御である。
- スラスト取付角を0度とし、ポインティング制御力を向上(推進薬節約)



THR:スラスト、4箇所(角度0度)

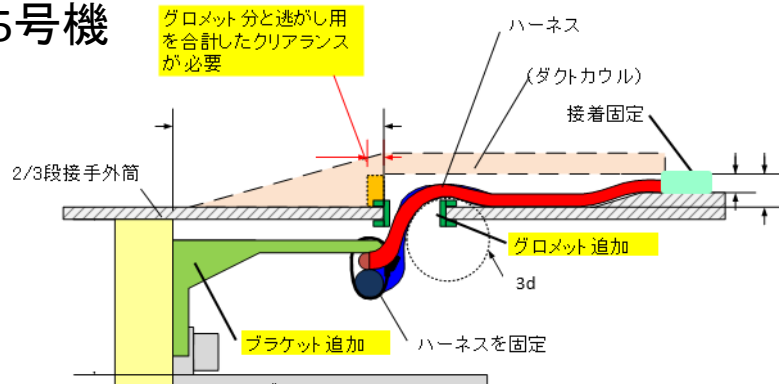
3.4 ケーブルダクト、ハーネス保護

- 4号機不具合の推定原因である短絡・地絡対策として、ケーブルダクトの耐環境性向上及びハーネス皮膜の損傷対策を実施
(カウル変更、引込み孔形状変更、保護施行の実施他)

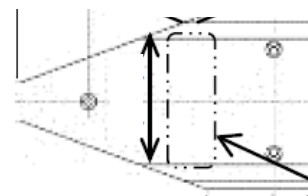
4号機



5号機

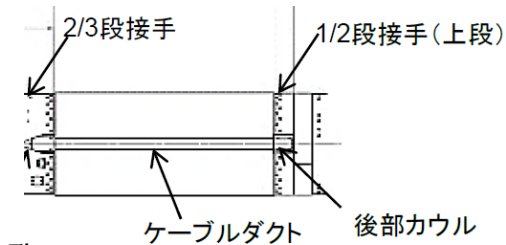


電線引き込み孔を拡張し、カウル形状を変更



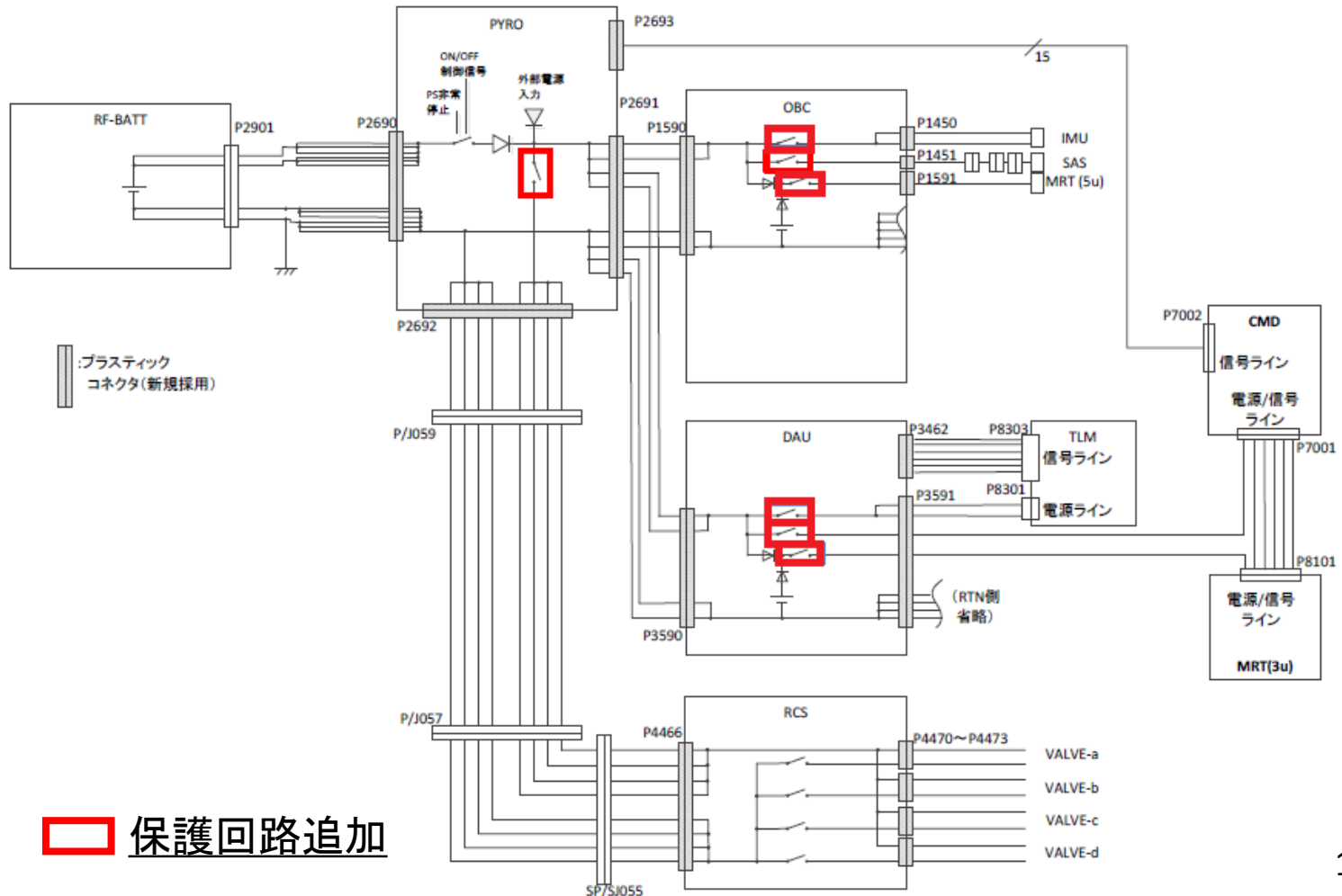
電線引き込み孔

ケーブルダクト形状を従来仕様 (ストレート形状) へ変更

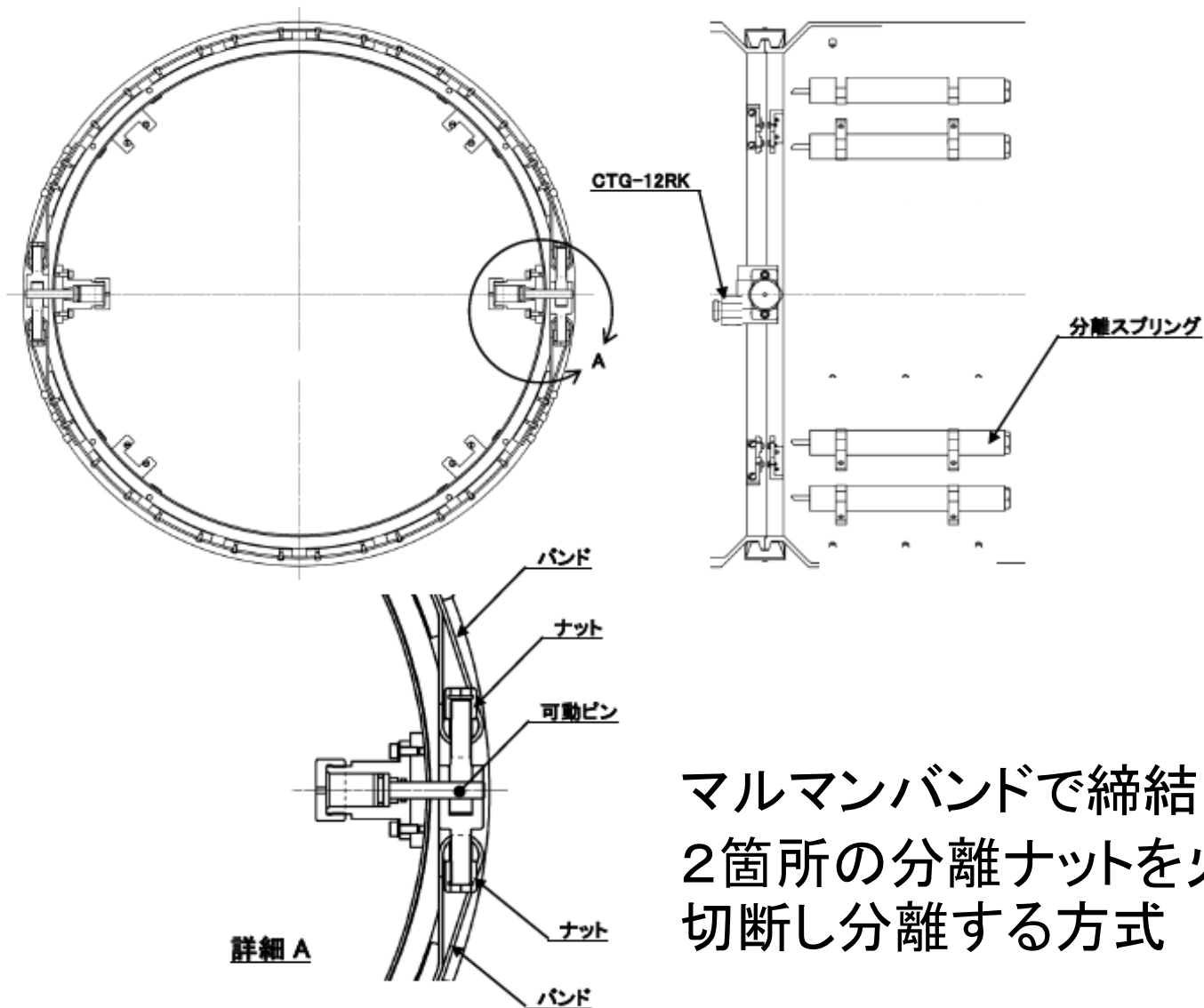


3.5 電池短絡故障の保護

- ケーブルダクト及びハーネスに対する短絡・地絡の発生防止対策に加え、電池短絡故障の保護回路を追加し、単体故障の波及による全損を防ぐ

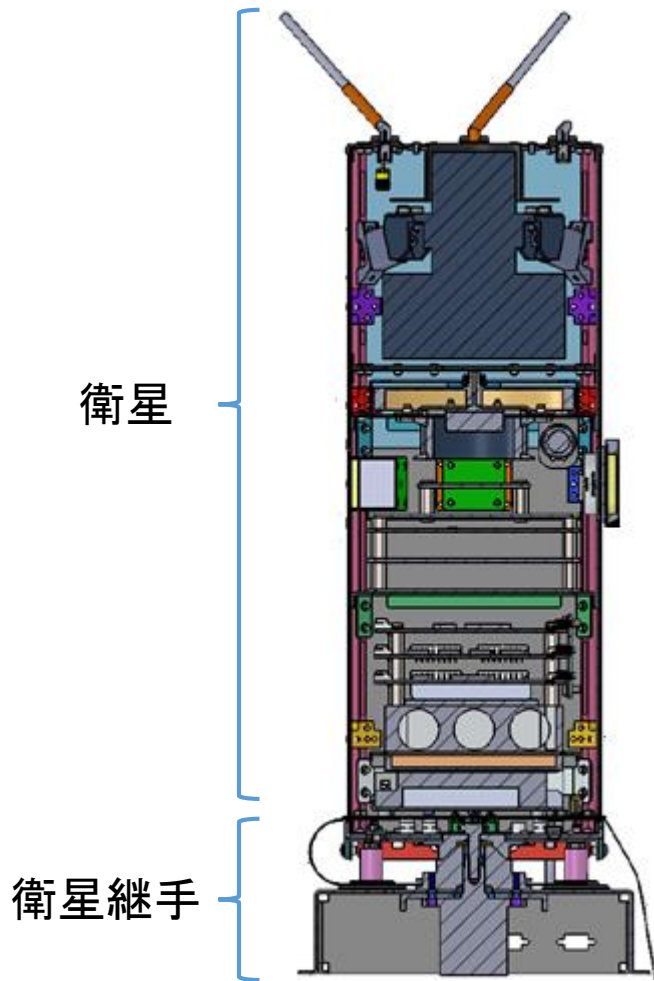


3.6 1／2段分離部、2／3段分離部

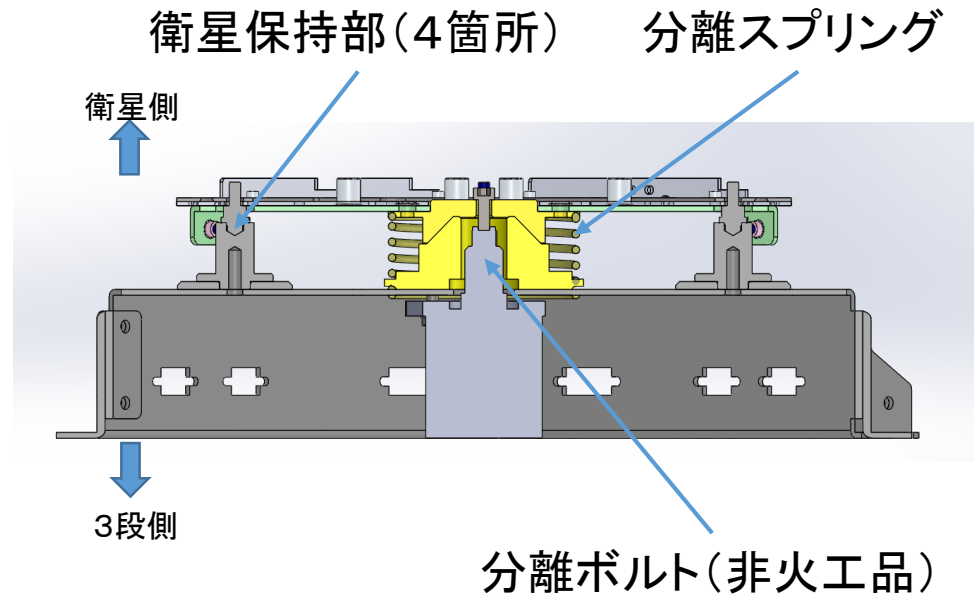


マルマンバンドで締結
2箇所分離ナットを火工品で
切断し分離する方式

3.7 衛星分離部



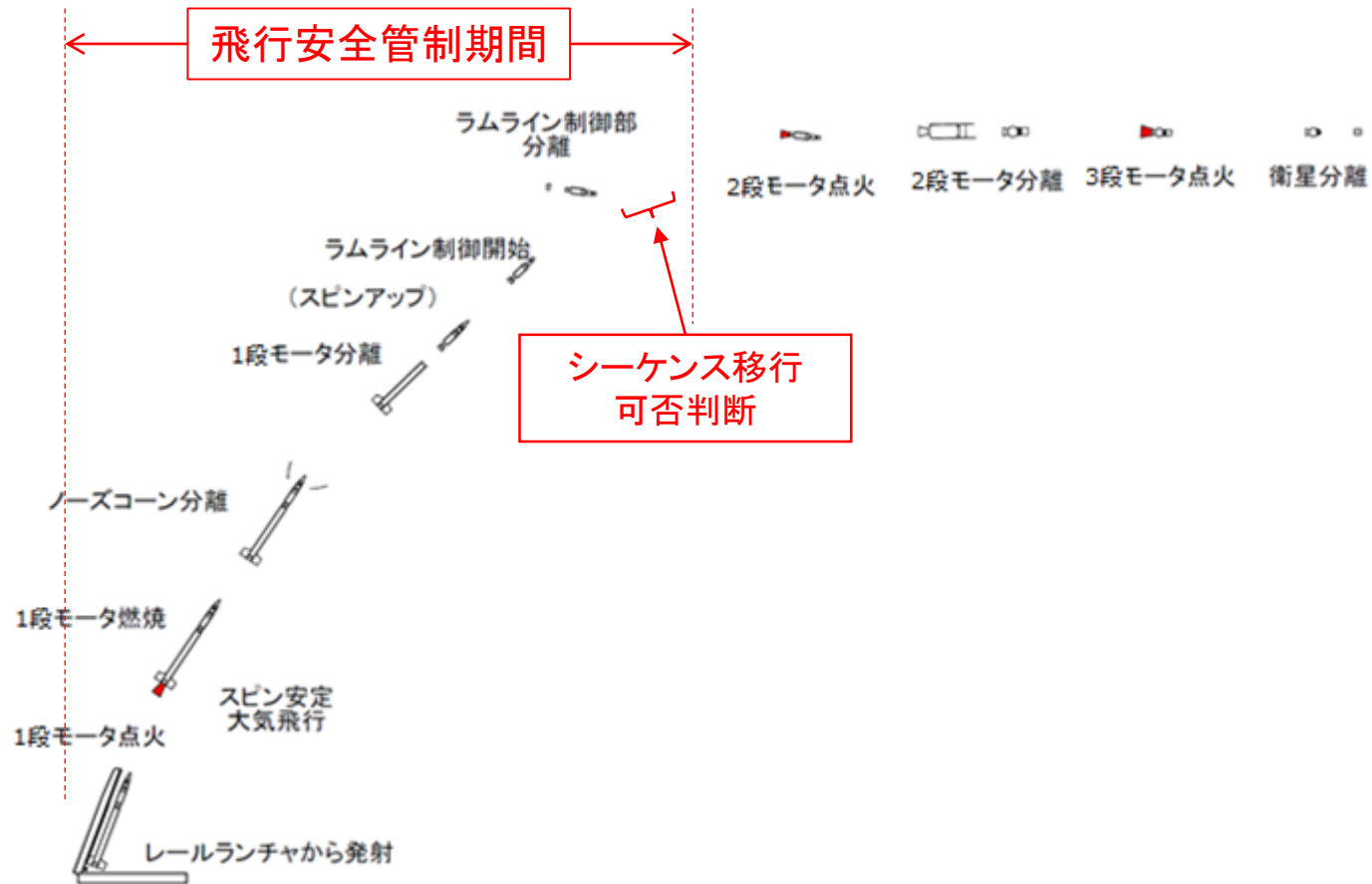
【断面図】



【衛星継手拡大図(断面図)】

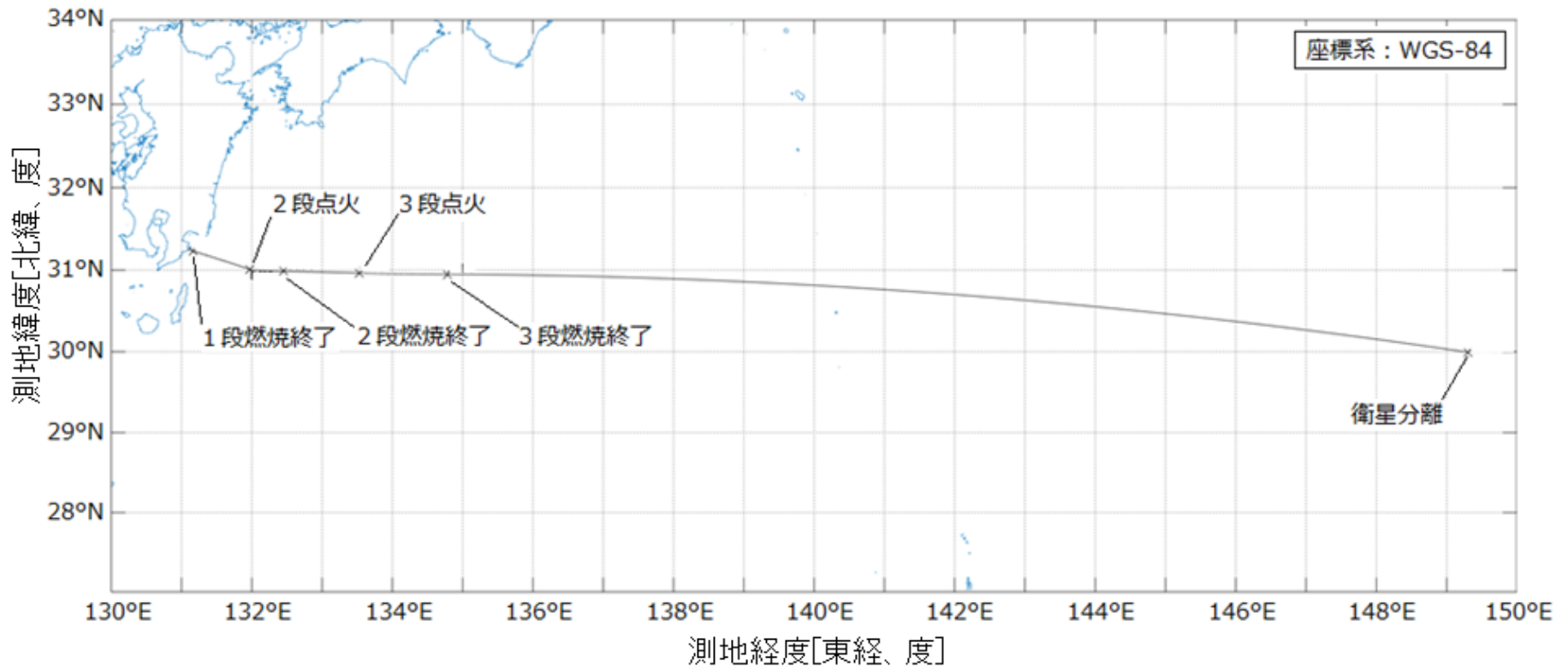
中央の分離ボルトで締結
分離ボルトは離脱機構を内蔵する非火工品

3.8 SS-520 5号機フライトシーケンス

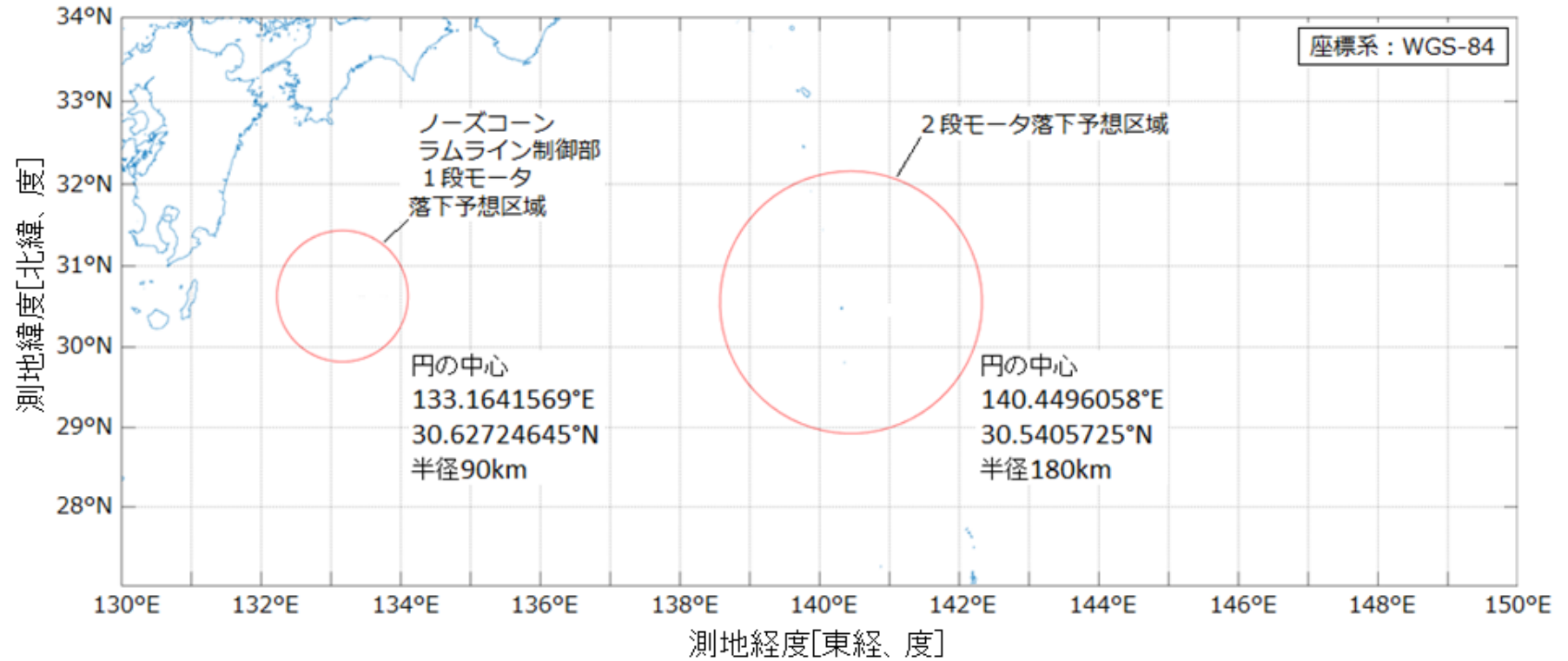


3.9 飛行経路

SS-520 5号機の飛行経路(機体現在位置)を以下に示す。



3.10 投棄物の落下予想区域




(注) 2段モータ落下予想区域内の島は無人島(ベヨネーズ列岩、すみすとう須美寿島、そうふがん鳥島、孀婦岩)

3.11 シーケンスオブイベント

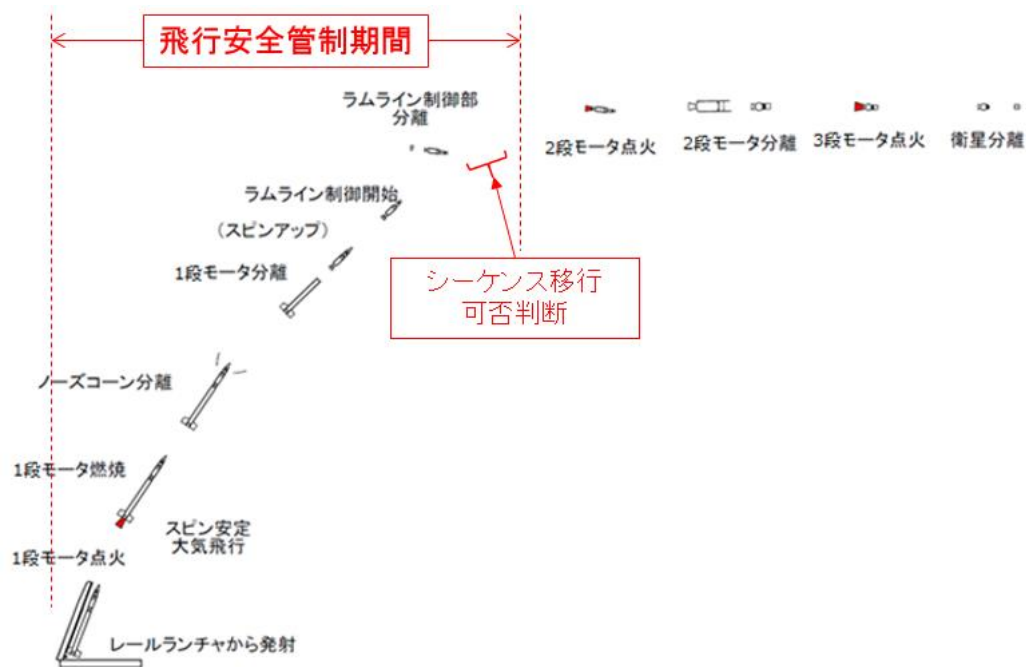
SS-520 5号機のシーケンスオブイベントおよび飛行安全管理期間を以下に示す。4号機はラムライン制御開始前にロール制御を行う計画であったが、ロール制御を行わなくてもポイントングエラーが問題にならないことが判明したので、5号機ではロール制御を取止め、ラムライン制御期間を長くして姿勢がより目標に近づくようにする。

事象	経過時間(秒)	距離(km)	高度(km)	慣性速度(km/s)
1段点火	0	0	0	0.4
1段燃焼終了	31.7	9	26	2.0
ノーズコーン分離	67	28	81	1.7
1段分離	68	29	83	1.7
ラムライン制御開始	<u>70.5</u>	<u>30</u>	<u>86</u>	<u>1.7</u>
ラムライン制御終了	<u>117.6</u>	<u>56</u>	<u>140</u>	<u>1.3</u>
ラムライン分離	147	72	163	1.1
2段点火判定開始	157	77	169	1.1
シーケンス移行コマンド送出	164	81	173	1.1
2段点火	(180)	89	179	1.0
2段燃焼終了	(204.4)	134	186	3.6
2段分離	(235)	227	188	3.6
3段点火	(238)	236	188	3.6
3段燃焼終了	(263.6)	355	186	8.1
衛星分離	450	1751	205	8.1

(注)()内の経過時間は2段点火時刻補正に従い補正される

 飛行安全管理期間

3.12 2段点火以降のシーケンス移行可否判断



目的: 2段以降の機体の飛行が正常に行われる見込みのあることを確認する。

判断項目:

- ① 2段および3段はスピン安定による姿勢保持であるため、スピンの正常に行われていること。
- ② 機体の頂点高度・速度が規定の範囲に入っていること。
- ③ 機体の姿勢が規定の範囲に入っていること。
- ④ 機体が健全であること。
- ⑤ 2段点火時刻補正が受理されたこと。

上記①～⑤の判断フローを次ページに示す。

3.12 2段点火以降のシーケンス移行可否判断

※ ①～⑤に係るテレメトリデータは、2段点火判断開始以前より確認できる。最終確認をしてシーケンス移行可否判断を行う。

