

# SS-520-4号機のミッション概要

平成28年5月

国立研究開発法人  
宇宙航空研究開発機構

|                 |
|-----------------|
| 説明者             |
| 宇宙科学研究所         |
| S&MA 総括<br>小林亮二 |

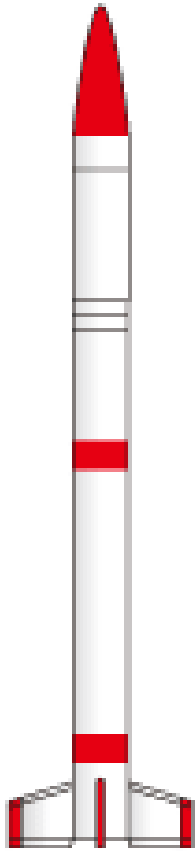
# 目 次

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
  - 2.2 観測ロケット(S-520)落下予想範囲とフライト結果
3. SS-520-4号機の概要
  - 3.1 機体・ミッションの概要
  - 3.2 ラムライン制御部
  - 3.3 1/2段分離部、2/3段分離部
  - 3.4 衛星分離部
  - 3.5 フライトシーケンス
  - 3.6 飛行経路
  - 3.7 投棄物の落下予想区域
  - 3.8 シーケンスオブイベント
  - 3.9 2段点火以降のシーケンス移行判断

# 1. 目的

SS-520-4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。

## 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-520-4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<br>直径 0.52m<br>全備重量 2.6t   | 全長 8m<br>直径 0.52m<br>全備重量 2.1t   | 全長 7.1m<br>直径 0.21m<br>全備重量 0.7t   |
| 外観   |  |  |  |
| 飛行実績 | 2回  | 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

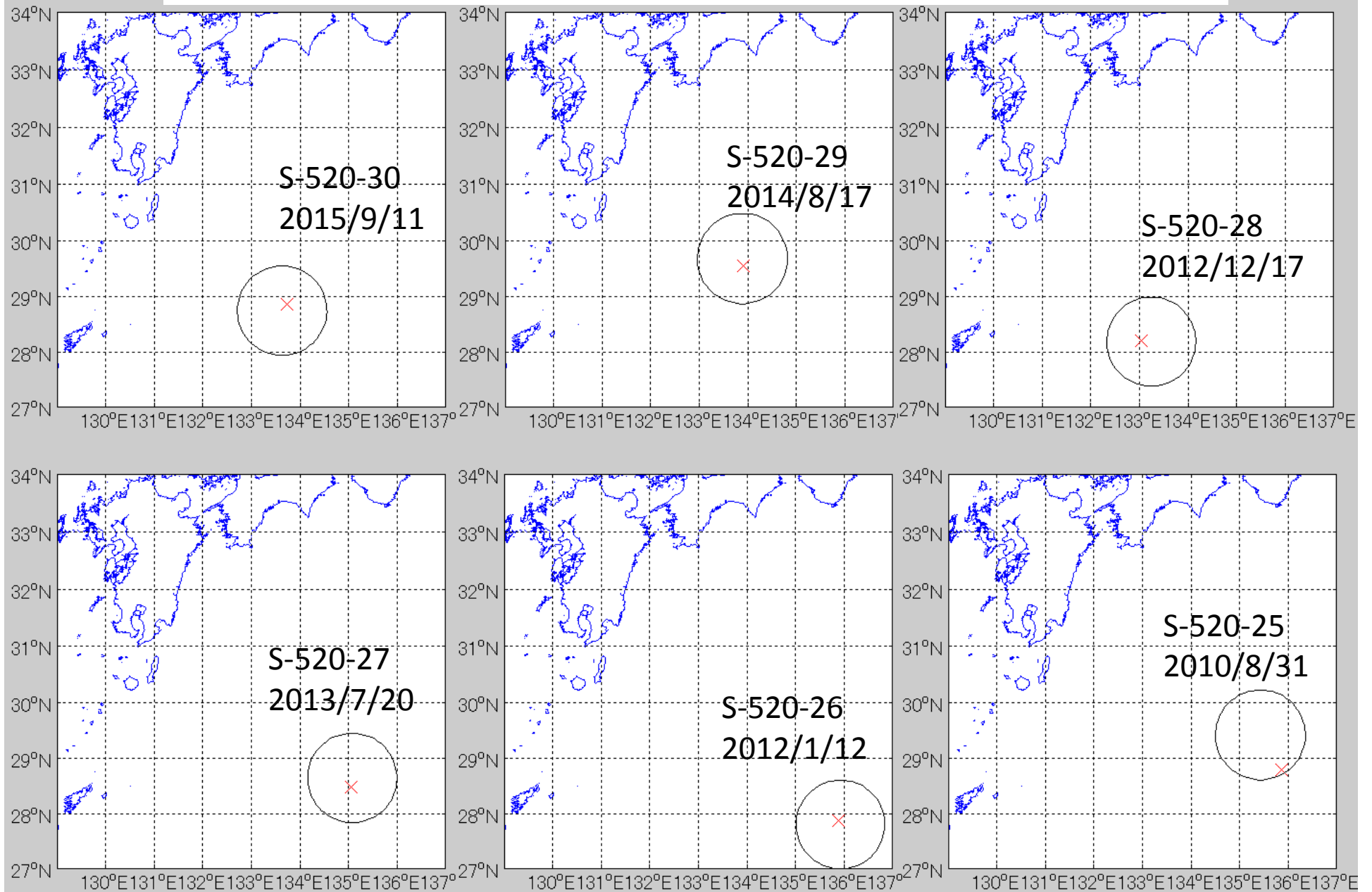
### (2) 打上げ手順

- ・ 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(TBD)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。

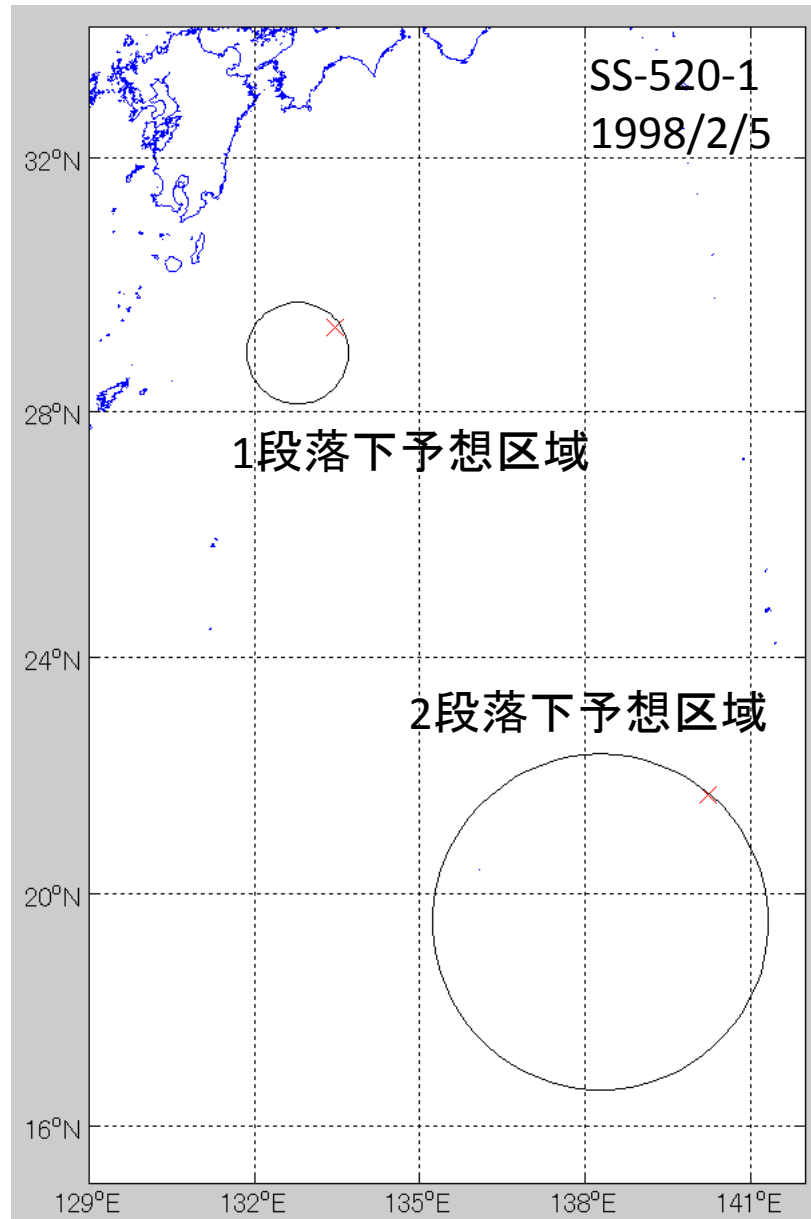
なお、SS-520-4号機では、

- ・ 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、ランチャの最終セット角は打上げ10分前(TBD)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



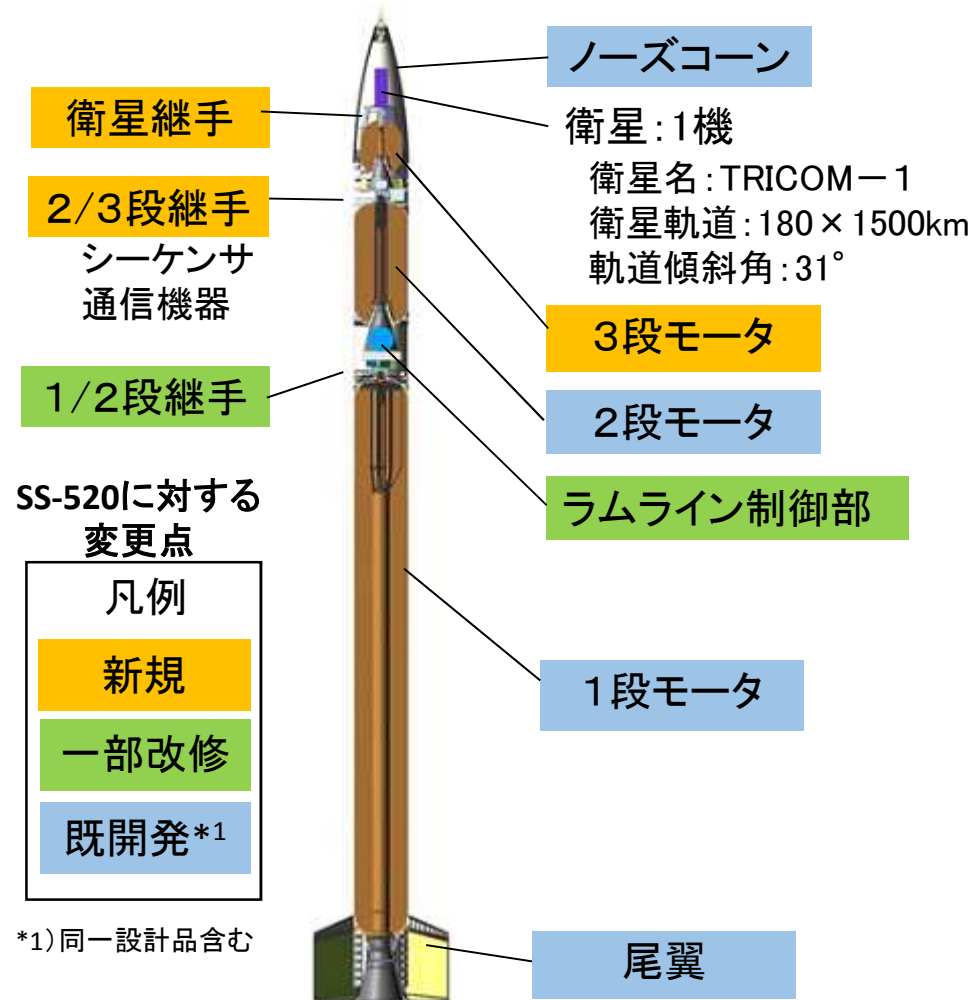
## 2.3 観測ロケット(SS520) 落下予想範囲とフライト結果





# 3. SS-520-4号機の概要

## 3.1 機体・ミッションの概要



### 飛行安全措施に関わる機器・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(p17)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

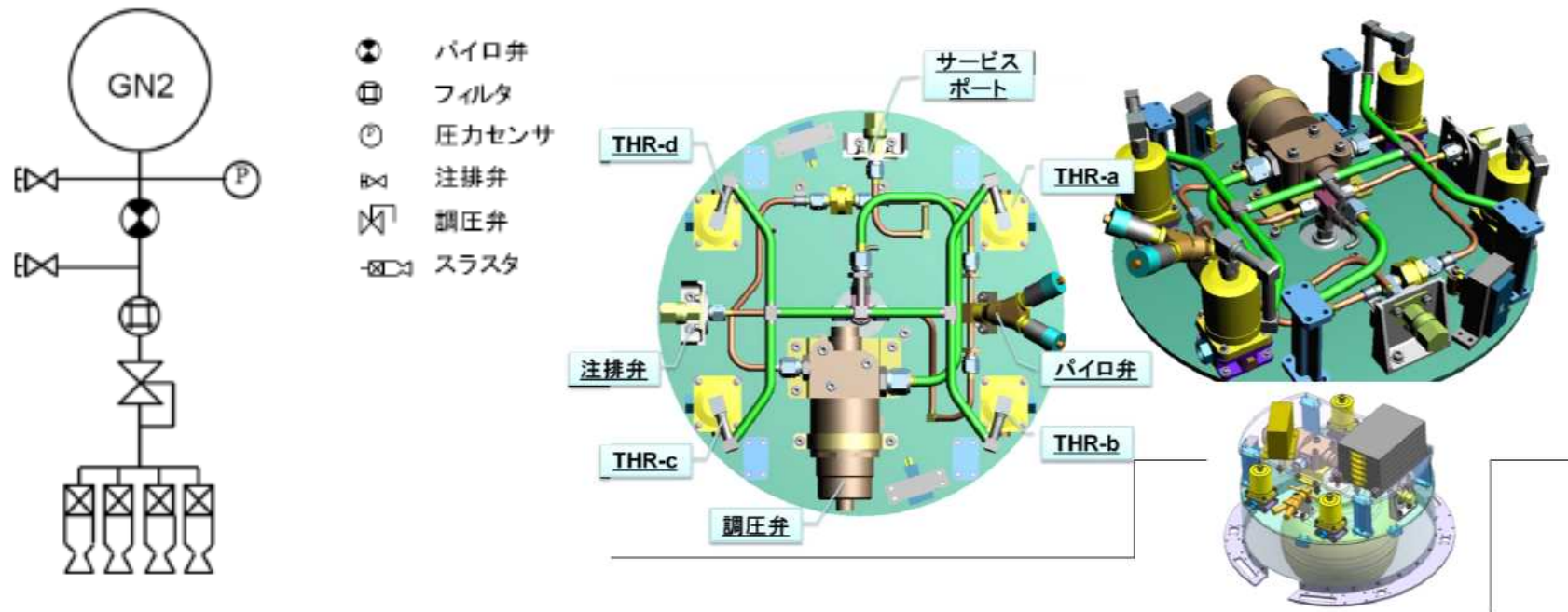
| 項目   | 内容                 |
|------|--------------------|
| 全長   | 9.54 m *2)         |
| 代表径  | 520 mm             |
| 全備重量 | 2.6 ton            |
| 段構成  | 固体3段式              |
| 姿勢安定 | 全段スピン安定            |
| 打上能力 | LEO4kg以上           |
| 衛星寿命 | 30日(2σ)            |
| 打上場所 | 内之浦KS台地*3)         |
|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

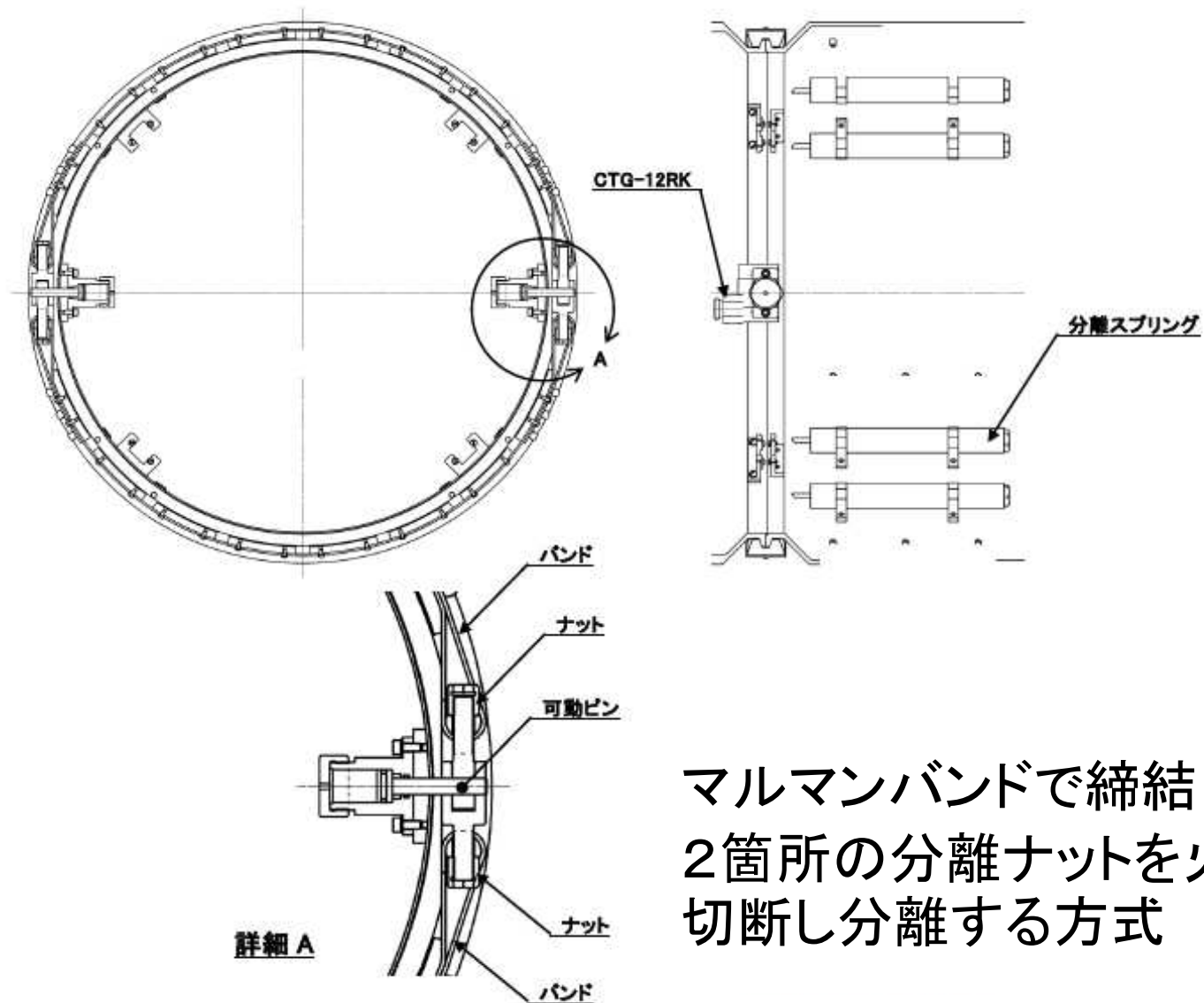
## 3.2 ラムライン制御部

- ラムライン制御は、SS-520-4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。



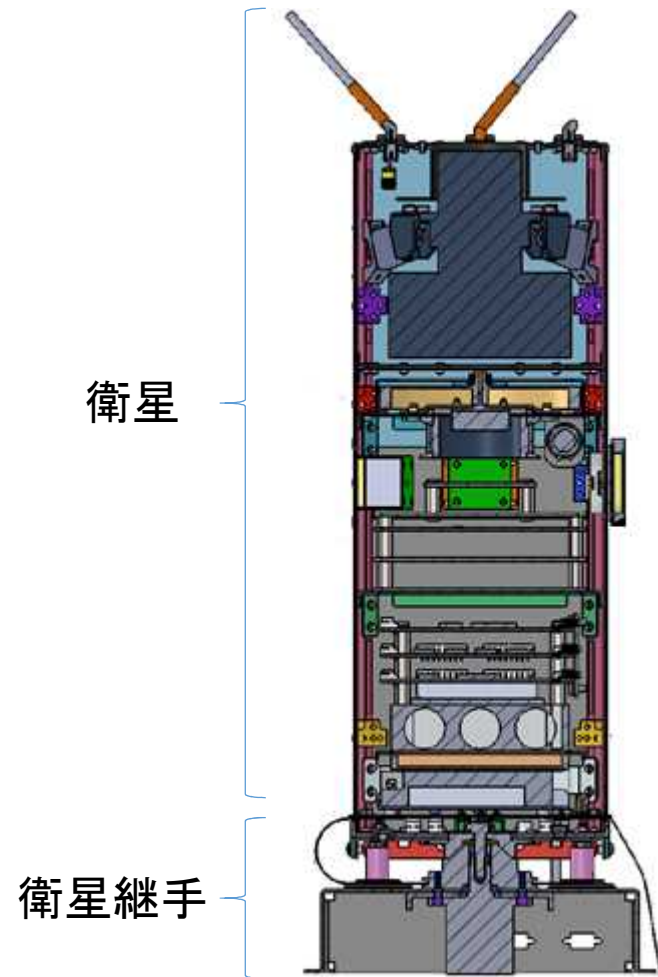
THR: スラスタ、4箇所

### 3.3 1／2段分離部、2／3段分離部

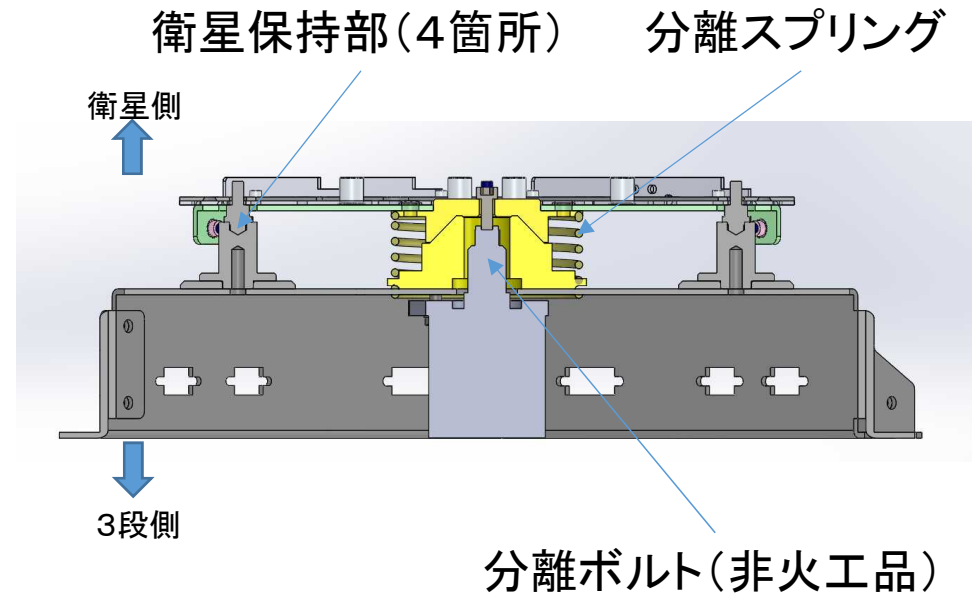


マルマンバンドで締結  
2箇所分離ナットを火工品で  
切断し分離する方式

# 3.4 衛星分離部



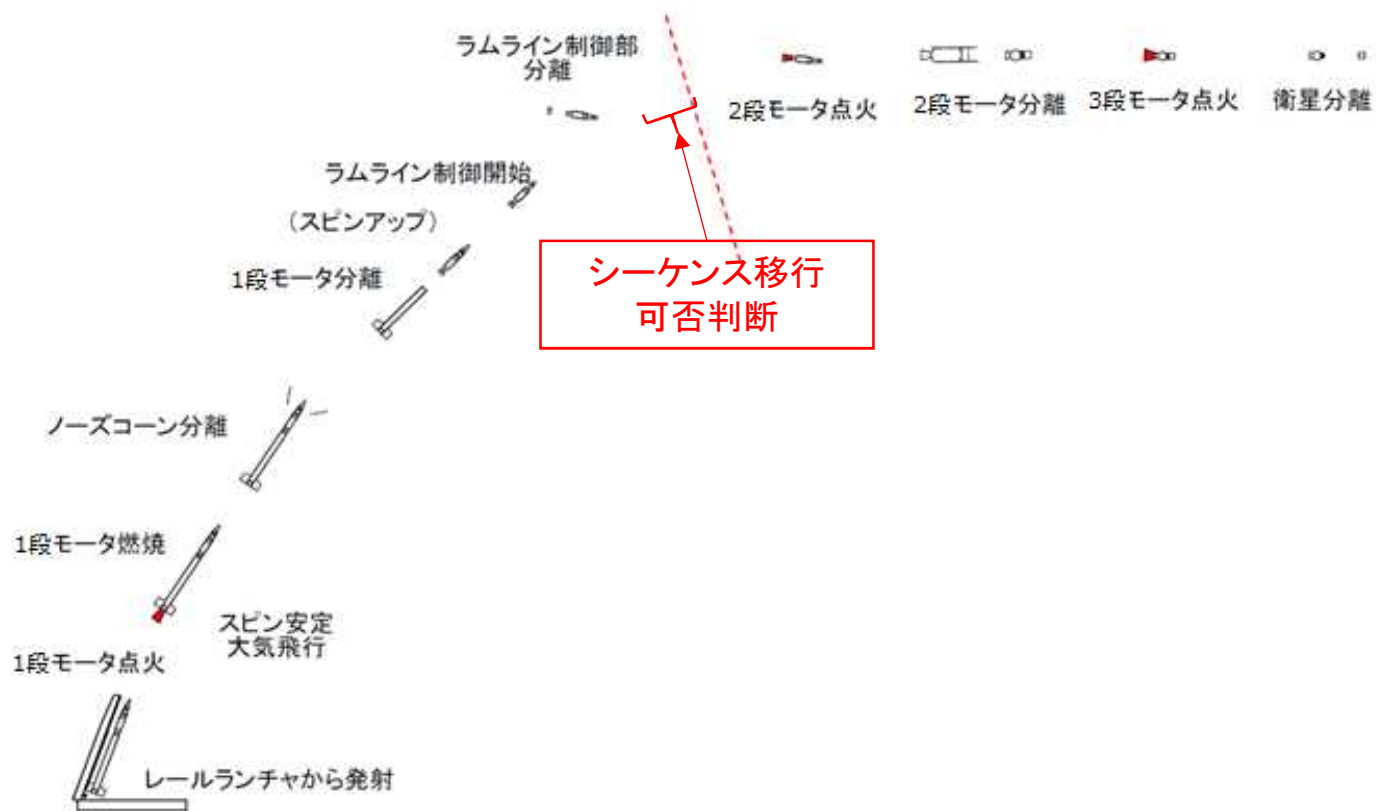
【断面図】



【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

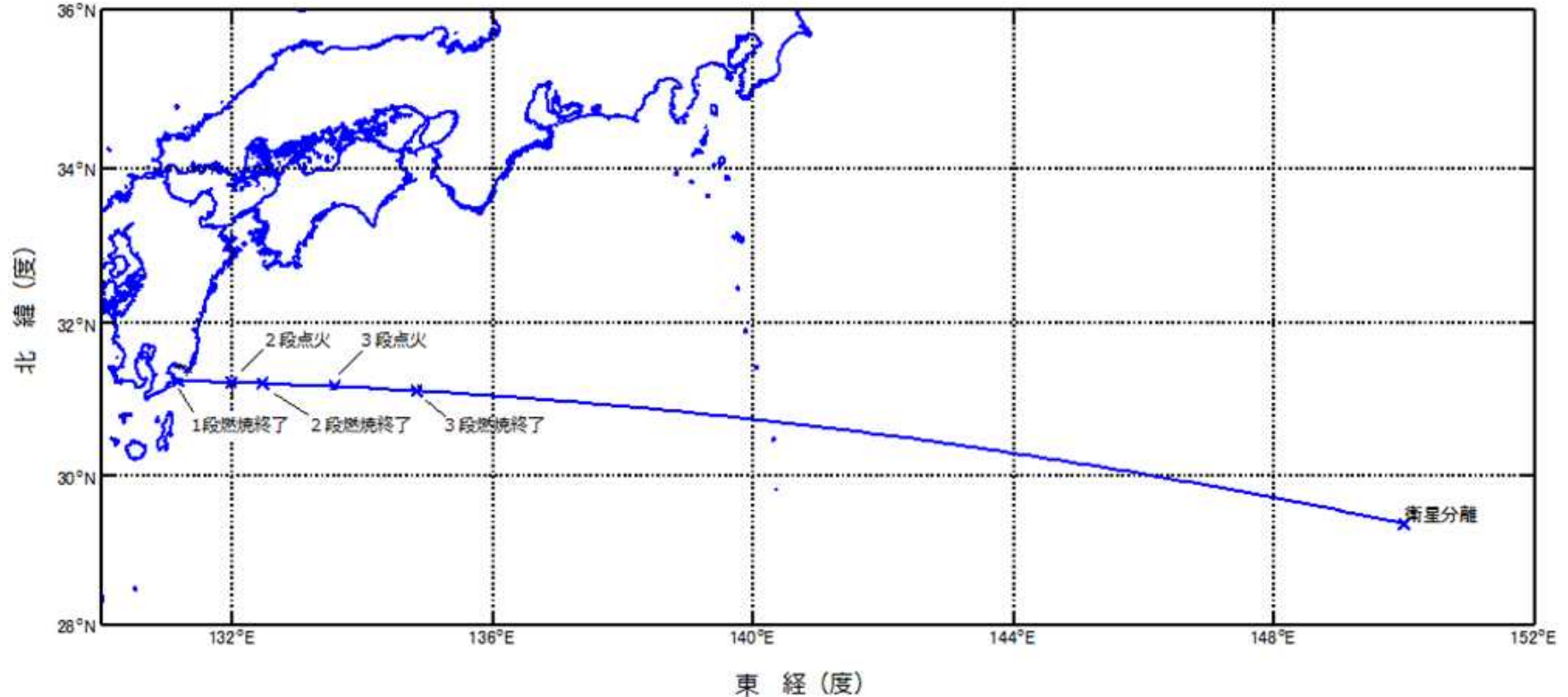
# 3.5 SS-520-4号機フライトシーケンス



## 3.6 飛行経路

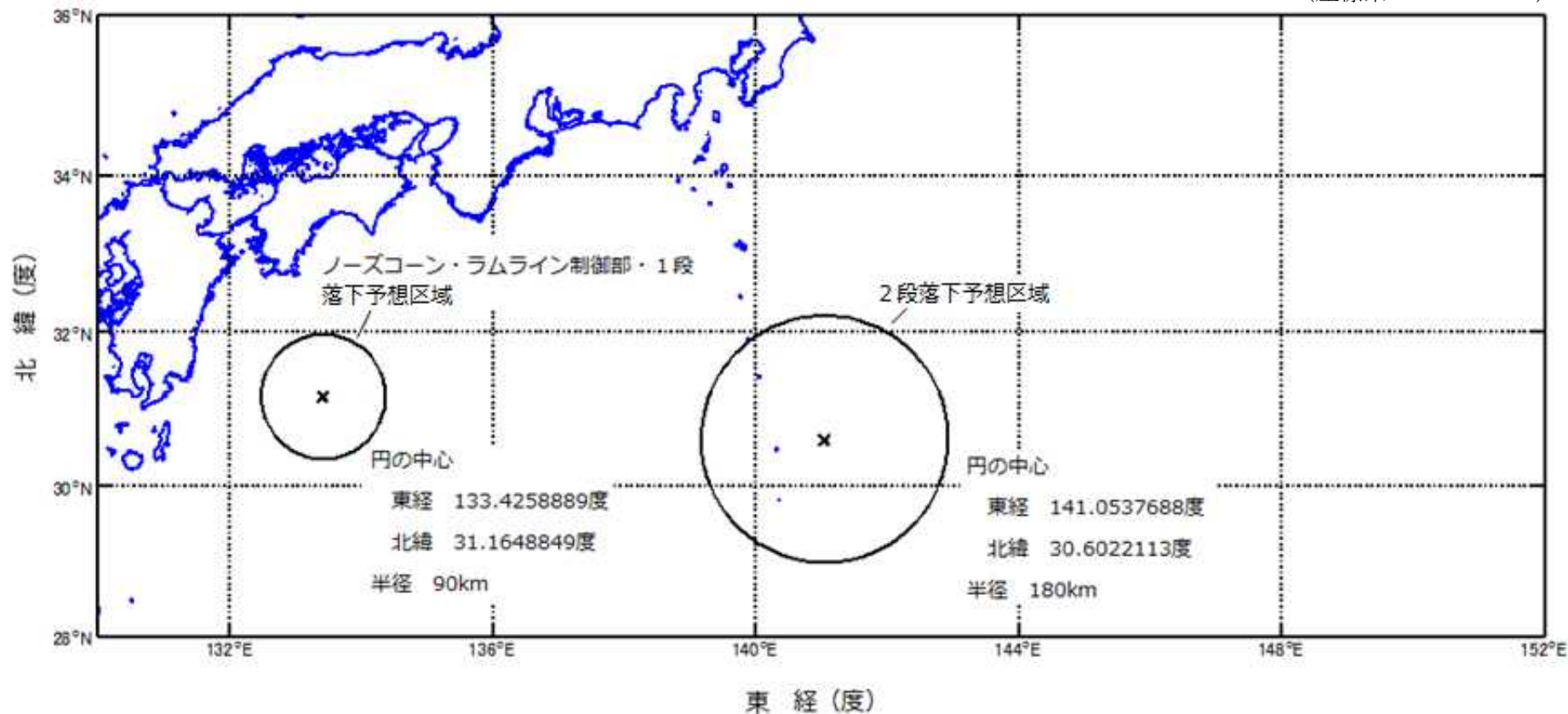
SS-520-4号機の飛行経路(機体現在位置)を以下に示す。

(座標系 : WGS-84)



注: 詳細設計段階の解析値であり、今後の設計進捗により見直される可能性がある。

## 3.7 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(ベヨネー岩列岩、須美舞島、鳥島、孀婦岩)

(注) 詳細設計段階の解析値であり、今後の設計進捗により見直される可能性がある。

## 3.8 シーケンスオブイベント

SS-520-4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。

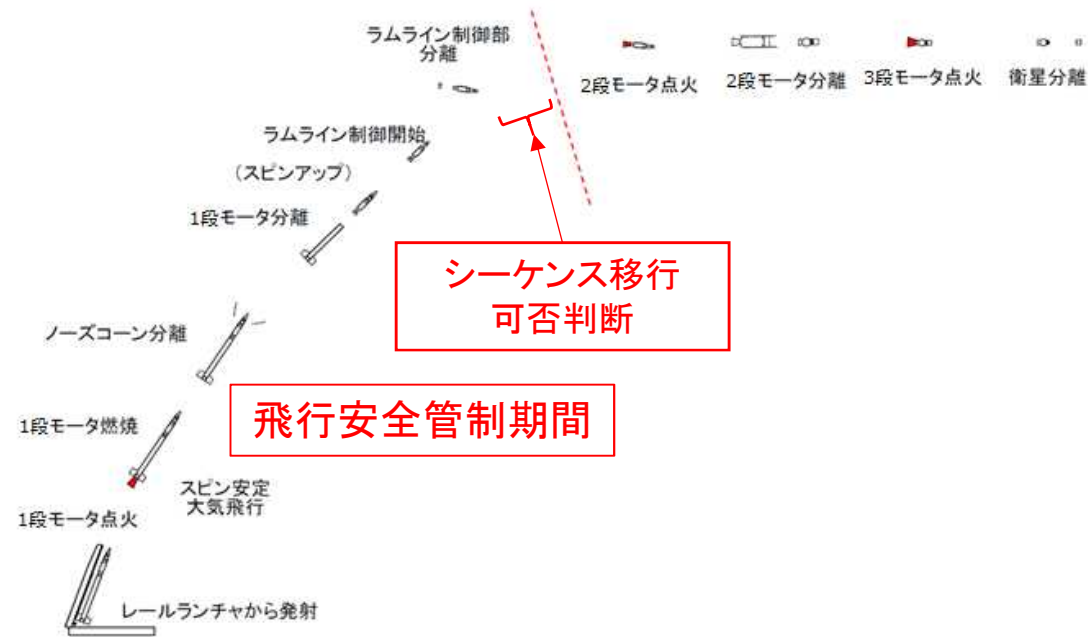
| 事象            | 関連機能(機体)  | 経過時間(秒) | 距離(km) | 高度(km) | 慣性速度(km/s) |
|---------------|-----------|---------|--------|--------|------------|
| 1段点火          | シーケンサ     | 0       | 0      | 0      | 0          |
| 1段燃焼終了        | 通信        | 31.7    | 9      | 26     | 2.0        |
| ノーズコーン分離      | シーケンサ     | 65      | 28     | 78     | 1.7        |
| 1段分離          | シーケンサ     | 66      | 29     | 79     | 1.7        |
| ラムライン制御開始     | シーケンサ     | 77      | 35     | 94     | 1.6        |
| ラムライン制御終了     | 通信        | 106     | 51     | 128    | 1.4        |
| ラムライン分離       | シーケンサ     | 147     | 74     | 162    | 1.2        |
| 2段点火判定開始      | 通信        | 157     | 79     | 168    | 1.1        |
| シーケンス移行コマンド送出 | 通信        | 164     | 83     | 171    | 1.1        |
| 2段点火          | シーケンサ     | 170     | 86     | 174    | 1.1        |
| 2段燃焼終了        | 通信        | 194.4   | 132    | 182    | 3.6        |
| 2段分離          | シーケンサ     | 225     | 229    | 186    | 3.6        |
| 3段点火          | シーケンサ     | 228     | 238    | 186    | 3.6        |
| 3段燃焼終了        | 通信        | 253.6   | 358    | 185    | 8.1        |
| 衛星分離          | シーケンサ(衛星) | 450     | 1818   | 201    | 8.1        |

     飛行安全管理期間

(注) 詳細設計段階の解析値であり、今後の設計進捗により見直される可能性がある。<sup>16</sup>



## 3.9 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 機体の位置・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。

# 3.9 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。

