

SS-520 5号機実験について

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
宇宙科学研究所

目次

- SS-520 5号機実験の目的
- SS-520 5号機概要
- 衛星 (TRICOM-1R) 概要
- まとめ
- 参考資料

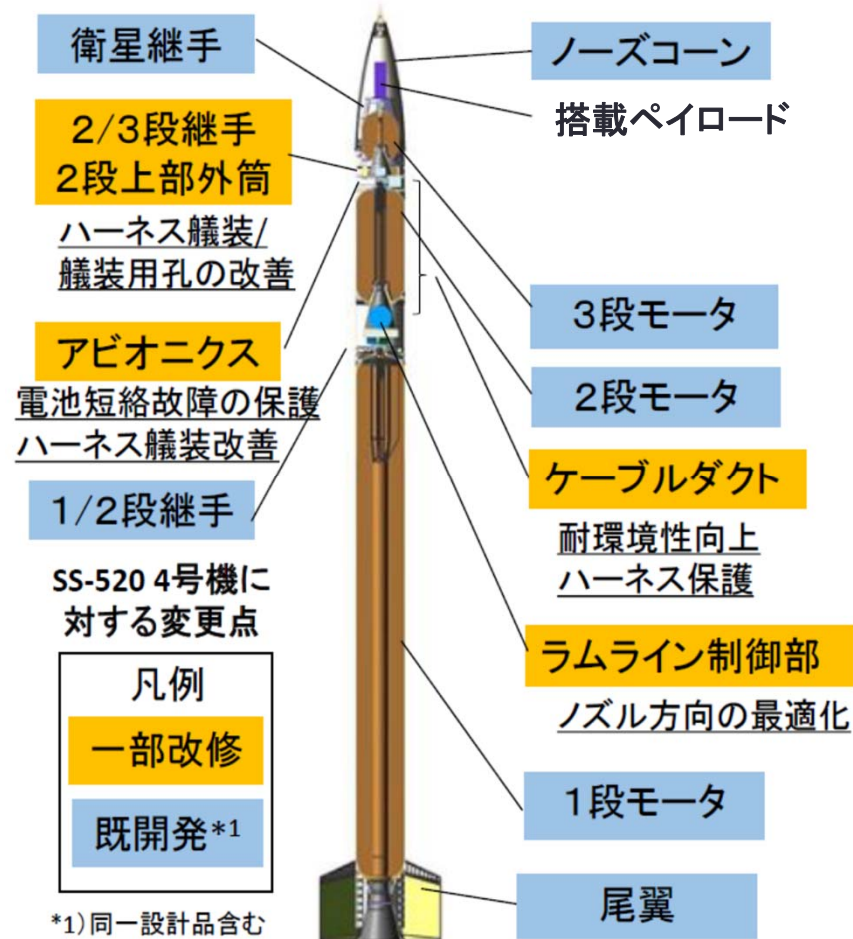
SS-520 5号機実験の目的

- SS-520 5号機実験は、SS-520 4号機での実験失敗の原因対策を施し、当初の目的である超小型衛星打上げ機に係る技術実証の再実験として行う。
- ロケットはJAXAが観測ロケット技術をもとに改修、超小型衛星は東京大学が開発。
- 本実験は経済産業省 平成27年度宇宙産業技術情報基盤整備研究開発事業（民生品を活用した宇宙機器の軌道上実証）の採択をうけて実施。

（「経済産業省 平成27年度宇宙産業技術情報基盤整備研究開発事業」公募要領から抜粋）
ロケットや人工衛星の低コスト化、短納期化等を目指し、我が国の民生部品・民生技術をベースにした、宇宙環境下で使用できる性能及び価格に優れる機器及び燃料、並びにその製造技術の開発を行います。特に、ロケット関連技術については、従来の延長線上にあるような合理化策を考えるのではなく、桁違いの低コスト化につながる研究開発を行います。
本事業は、国際競争力のある超小型衛星および超小型打上げシステムの実現に向け、その実現に重要と考えられる機器・部品の研究開発および軌道上実証を行います。

SS-520 5号機 概要

SS-520 5号機 概要



- 観測ロケットの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段目の固体モータを組み合わせ、超小型の衛星を打ち上げるロケットである。

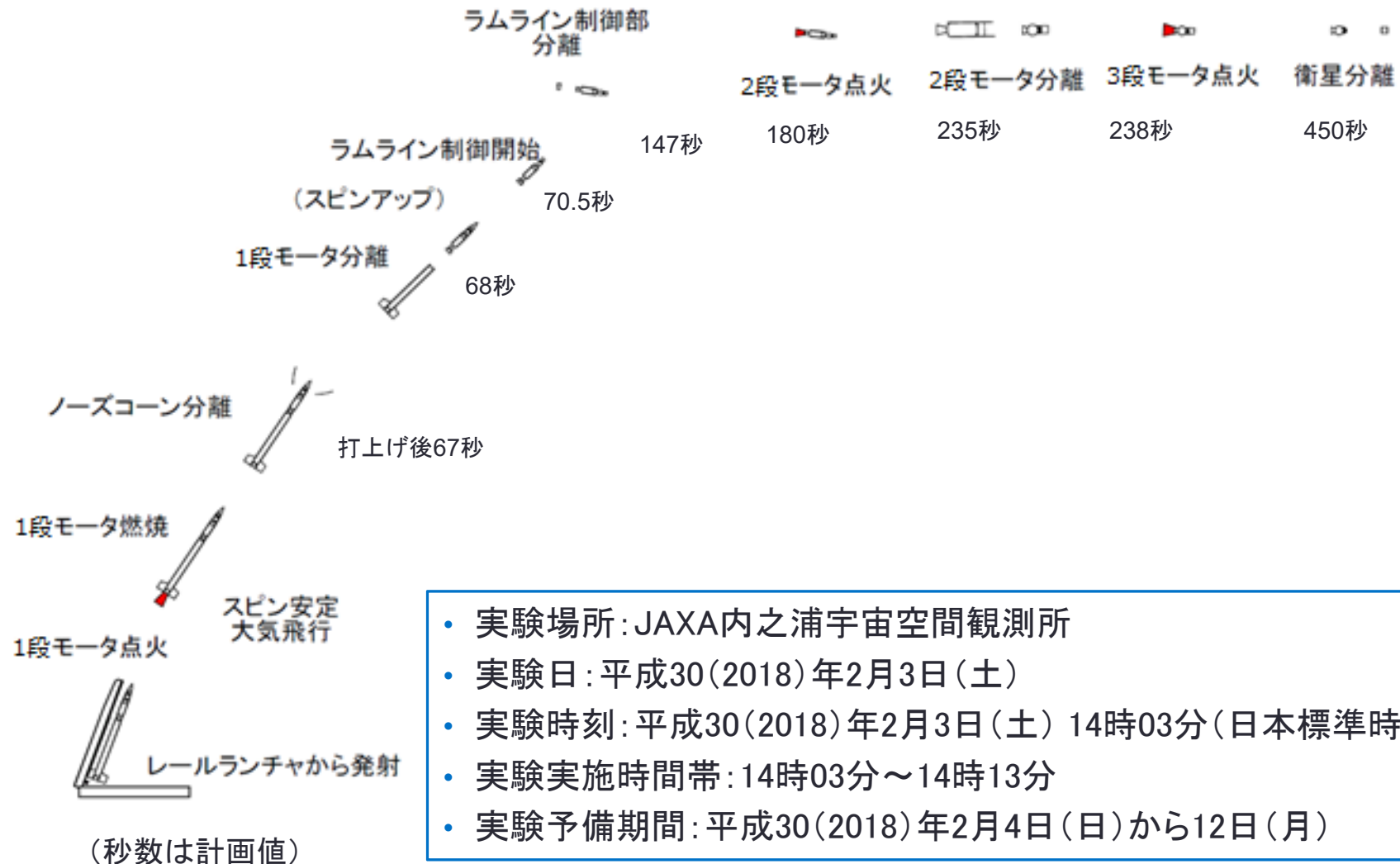
SS-520 5号機の主要諸元

項目	SS-520 5号機(※1)
全長	9.54 m
直径	0.52m(代表径)
全備重量	2.6 ton
燃料、段構成	固体燃料3段式
打上げ能力	低軌道(※2)に4kg以上
打上げ場所	内之浦宇宙空間観測所
打上げ方式	ランチャ滑走方式 (吊下げ式)

※1:「SS-520 5号機」は技術実証目的の打上げのため、シリーズ化の予定はない。

※2: 地球表面からの高度が2,000km以下の軌道

SS-520 5号機フライトシーケンス



- 実験場所: JAXA内之浦宇宙空間観測所
- 実験日: 平成30(2018)年2月3日(土)
- 実験時刻: 平成30(2018)年2月3日(土) 14時03分(日本標準時)
- 実験実施時間帯: 14時03分~14時13分
- 実験予備期間: 平成30(2018)年2月4日(日)から12日(月)

SS-520 4号機で発生した不具合と 対策の5号機への反映状況

○SS-520 4号機不具合

打ち上げ後約20秒でテレメータ、コマンドデコーダなど一部の搭載機器が電源を喪失し、テレメータの通信が途絶えたと推定される。

上記不具合の直接原因として、電線自身の損傷により、ケーブルダクト周辺の電線において短絡が発生し、短時間に上流側電源付近の電源分配機能を有する機器内外の部品の損傷または断線に至り、電源を喪失をした可能性が挙げられる。

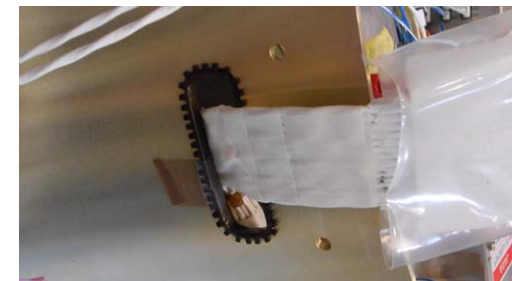
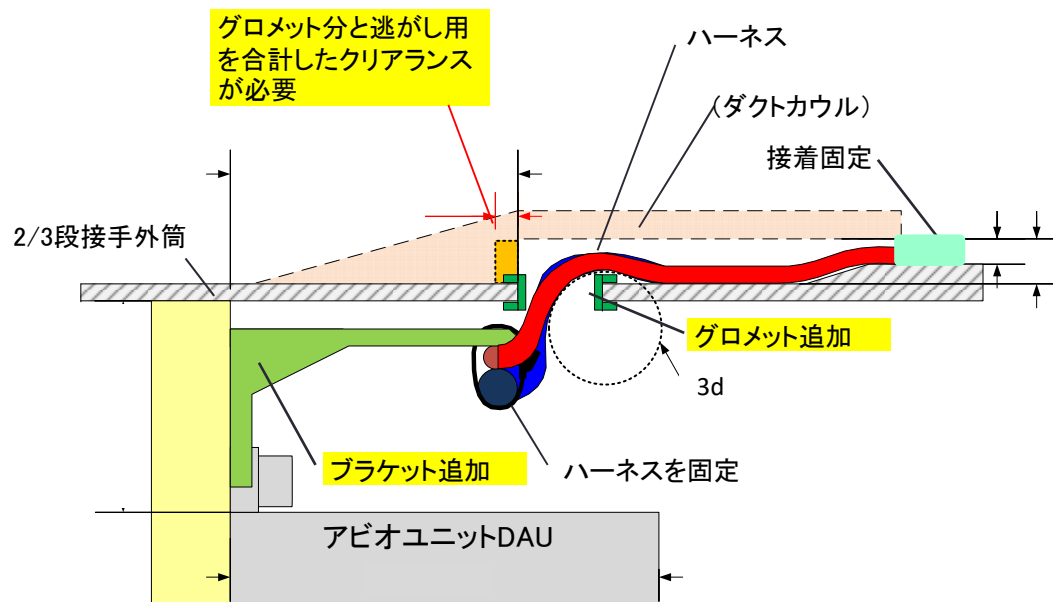
○SS-520 5号機の設計仕様への反映

SS-520 4号機の不具合事象を踏まえ、ロケットの設計および製造を見直した。

対策・改善内容は次ページのとおり。

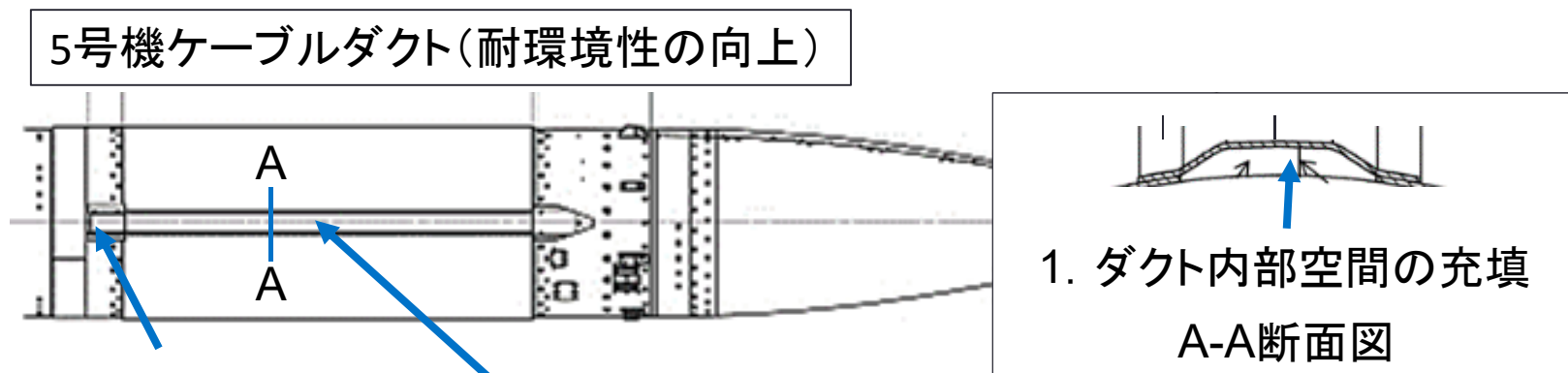
対策・改善内容(1): ダクト引き出し孔部でのハーネス保護 (引出し孔部のハーネス振動防止)

- ダクトカウル内部にグロメット分と逃がし用のクリアランス確保
- 2/3段接手外筒部のハーネス用開口部寸法:グロメット厚み分、及びコネクタ挿入時のクリアランス確保。
- 2/3段接手外筒とアビオユニットDAU間にハーネス固定用ブラケットを追加。

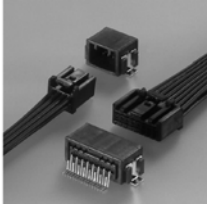
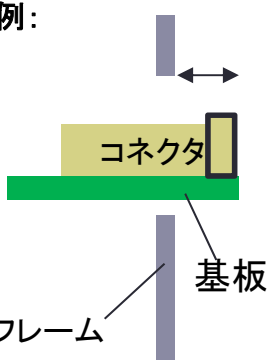


対策・改善内容(2): ケーブルダクト本体の耐環境性向上

- 内部の空間を充填し、耐荷重/耐熱性能を向上させる。
- 歪センサを移設しダクト形状を変更することで、空力荷重/加熱を低減させる。
- 1/2段側ハーネス引出し孔に対しても、耐圧性向上のためのカウリングを設置する。



対策・改善内容(3): 28V電源系電源喪失の防止: 電源系の対策・改善

項目	28V電源喪失の防止				
	③-1. ハーネス断線・短絡事象への対策	③-2. ハーネス断線・短絡事象の防止策			
対策案	短絡による2次被害防止	ア) 艙装作業性・再現性向上		イ)、ウ) 信頼性向上	
	アビオ内部に保護回路を追加する。	コネクタの種類を変更する。	設置方法を変更する。	第一クランプ点を2/3段アビオ搭載板にする。	設計標準化と信頼性可視化を行う。
対策詳細 対策例	各負荷機器周辺での短絡が、TLMに波及を及ぼさないようにするため、各負荷機器へ供給する28V系に過電流保護回路を追加。	 <ul style="list-style-type: none"> ・背の低さ(アビオ高さに収まる) ・摘みが大きく作業性が良い ・車載用(耐振性、繰返し挿抜を想定) 	<p>例:</p>  <p>フレームより前に出す</p>	<p>例:</p> <ul style="list-style-type: none"> ・プラスチックコネクタ使用ハーネスは、あらかじめ艙装方向に合わせフォーミング成形 ・プラスチックコネクタ使用ハーネスは第一固定点までの間にハーネス同士の結束を行わない 	<ul style="list-style-type: none"> ・ハーネス・艙装設計標準の策定。 ・標準策定の為の要素試験実施 ・設計、及び製作作業工程・の可視化

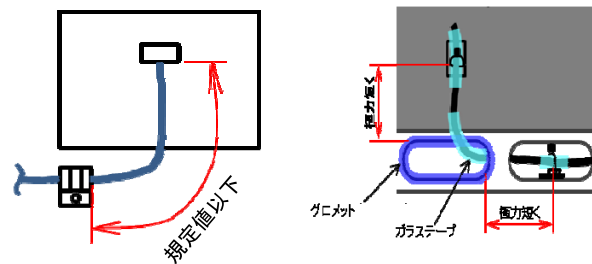
対策・改善内容(3):

28V電源系電源喪失の防止:

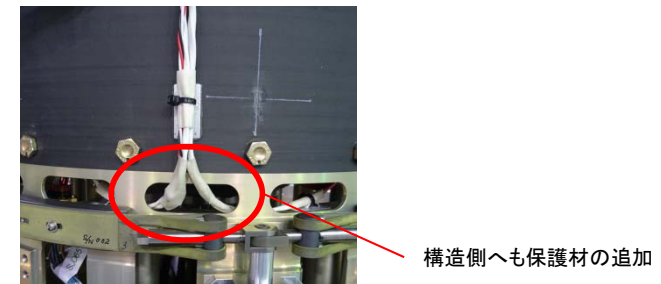
計装系の対策・改善 (艤装再現性の向上)

- コネクタ接続に対する荷重条件管理と再現性確保のために、第一クランプ点までの艤装を見直す。ハーネス艤装方法を事前に試験で問題のない事を評価し、その施工方法に対する再現性を確保するための手法について以下に示す。

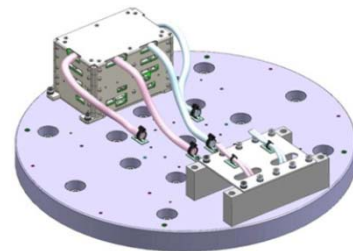
A) 艤装基準(案)の策定
(設計の標準化)



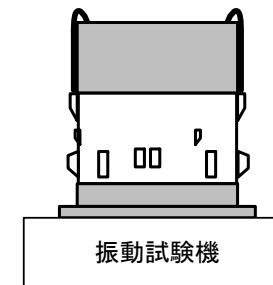
B) 4号機艤装改善点の抽出
(細部設計への反映)



C) 部分模擬による要素試験
(QTレベル印加など)



D) 全体模擬による確認試験
(QTレベル印加など)



射場整備作業において判明した 搭載部品一部の不具合と対策について

- 2017年12月より実施していた内之浦での射場作業において、第2段の姿勢コントロール装置(ラムライン制御部)窒素タンク圧力センサの数値の異常が判明した。
- 12月25日より射場作業を中断し、機体の一部を工場に持ち帰って不具合原因の調査を実施。
- 圧力センサの故障が原因と特定した。
- 予備品に対して改めてスクリーニングを実施し、部品交換の処置を行った。

衛星 (TRICOM-1R) 概要

衛星 (TRICOM-1R) の概要

TRICOM-1R(トリコム-ワン-アール)は、東京大学で開発された超小型衛星ほどよし3&4号機の実績を基にした次期衛星。経済産業省宇宙産業技術情報基盤整備研究開発事業(民生品を活用した宇宙機器の軌道上実証)に採択されたことをうけて東京大学において開発された。

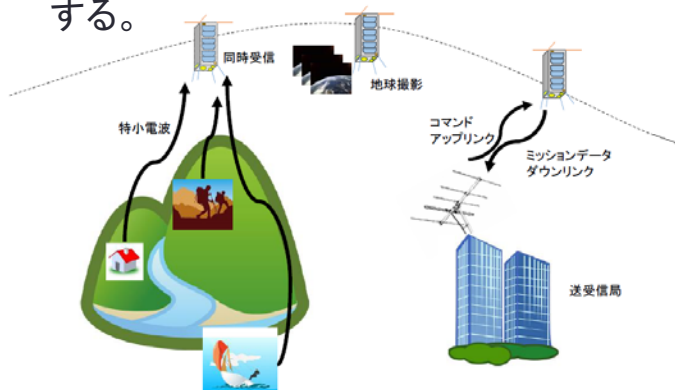
目的

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

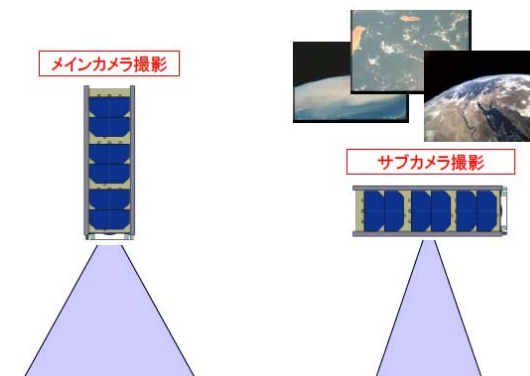
① S&F (Store and Forward) ミッション

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。



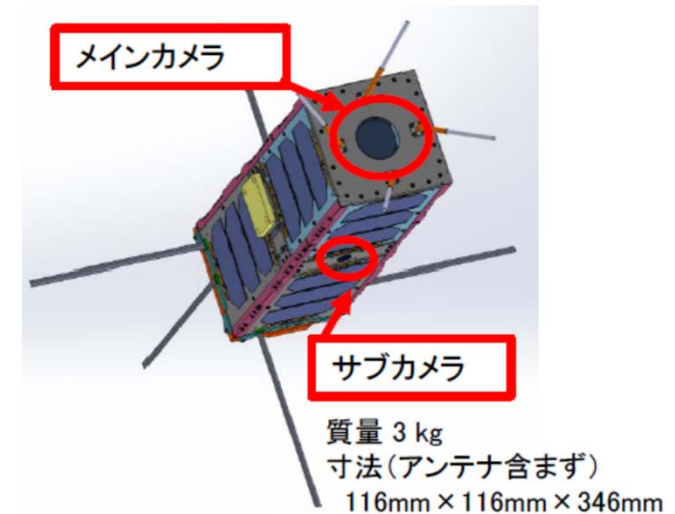
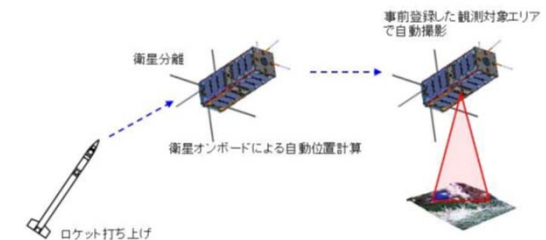
② 地球撮像ミッション

メインカメラ1台とサブカメラ5台を搭載し、初期運用時や地球指向制御が不安定な状態でも撮影を行う。



③ 即時観測ミッション (今回追加)

ロケット打上げ・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。



衛星主要諸元(写真はTRICOM-1のときのもの)

寸法(アンテナ格納時)

116mm × 116mm × 346mm

重量

約3kg

投入予定軌道

地球との近地点約180km × 遠地点約1,500km
の楕円軌道

投入予定軌道傾斜角

約31度

姿勢制御

磁気センサ・磁気トルカによる回転抑制

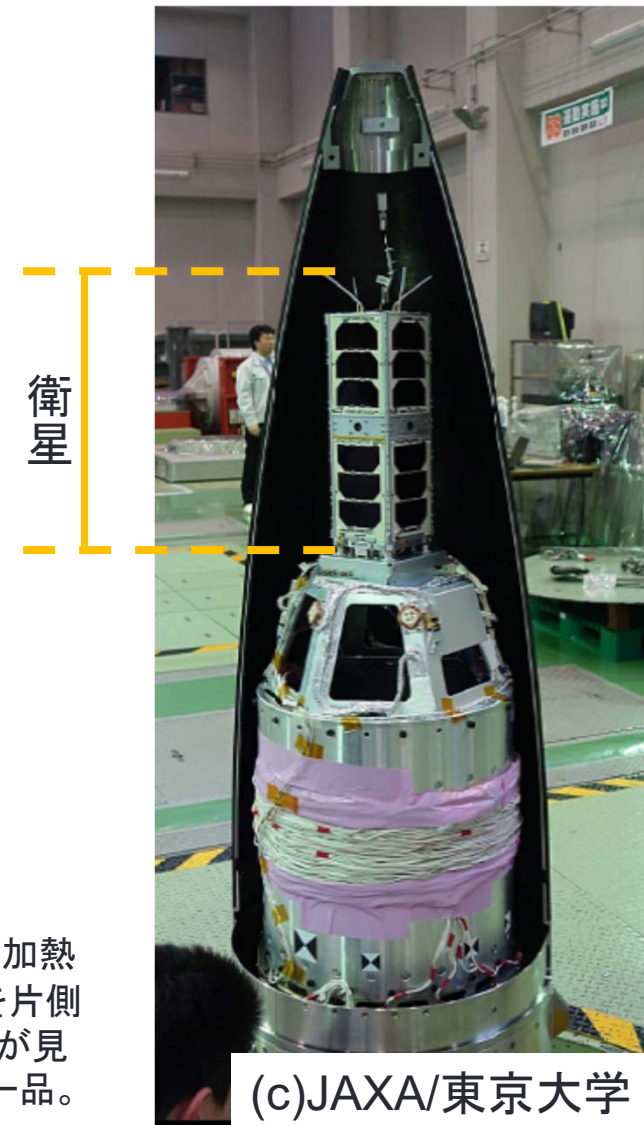
搭載機器(バス部分を除く)

Store and Forwardミッション機器

地球撮像用カメラ

右画像:衛星をロケットに試験的に結合させた状態

ノーズコーン(ロケットの頭部につけ、大気中を飛行するときの空力加熱や熱衝撃などからペイロードを保護する部品=ノーズフェアリング)を片側のみ付けているので、衛星がどのようにロケットに搭載されているかが見て取れる。右画像中のロケットの部分は一部を除いて試験用のダミー品。



(c)JAXA/東京大学

まとめ

- 本実験は、民生品を適用した宇宙機器の軌道上実証を目的とした、経済産業省 平成27年度宇宙産業技術情報基盤整備研究開発事業の採択をうけて実施している。
- SS-520 5号機は、SS-520 4号機で発生した不具合の推定原因に対する技術対策を施しており、本実験は4号機と同じ目的の再実験である。
- ロケットは、JAXAが運用する観測ロケットを改修したものであり、搭載する超小型衛星は東京大学が開発した。
- JAXAでは、今回のような超小型衛星の打上げを目的としたロケット実験をシリーズ化する予定はない。実験を通じて実証された技術が我が国の宇宙開発において活用されることを期待している。

参考資料

参考:観測ロケット(SS-520)について



観測ロケットSS-520

- 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や実験を行うロケット。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段目の固体モータ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。)

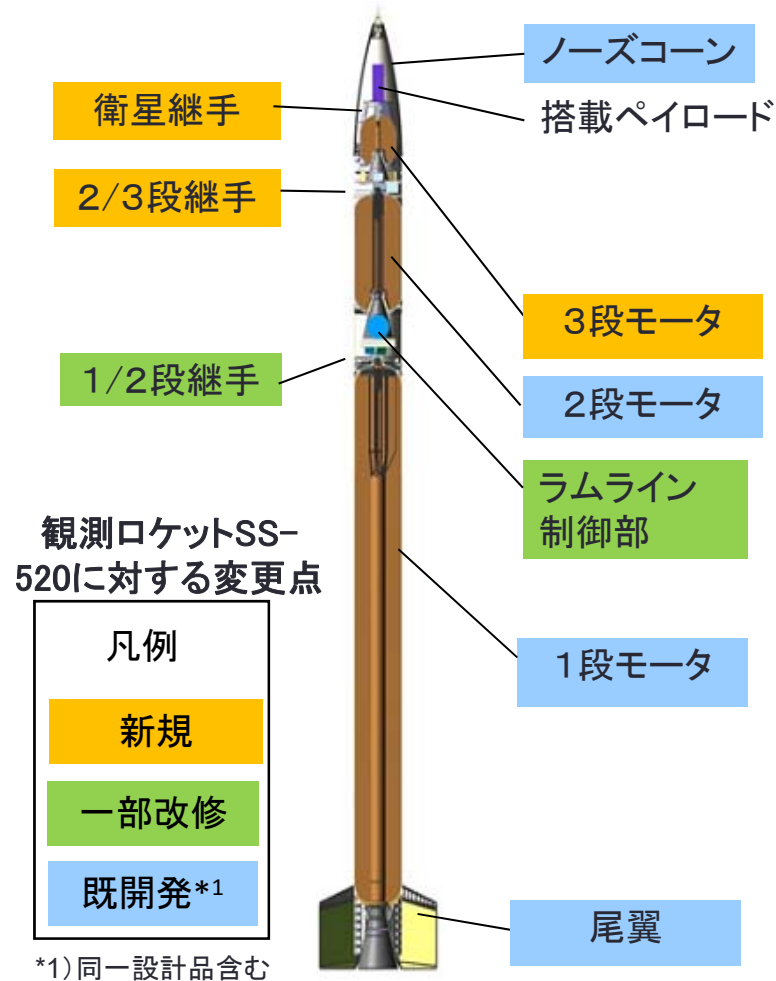
参考：JAXAの運用する観測ロケット

型式	SS-520	S-520	S-310(参考)
諸元	全長 9.65m 直径 0.52m(代表径) 全備重量 2.6t	全長 8m 直径 0.52m(代表径) 全備重量 2.1t	全長 7.1m 直径 0.31m(代表径) 全備重量 0.7t
外観			
飛行実績	3回(内、失敗1回)	30回	44回

参考：使用予定のランチャ (右写真はSS-520-4号機の時のもの)



参考：SS-520 4号機 概要



- 観測ロケットの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段目の固体モータを組み合わせ、超小型の衛星を打ち上げるロケットである。

参考:ロケットの大きさについて

- SS-520 4号機打上の際に「このロケットは世界最小のロケットか」という趣旨のご質問を数多くいただきました。
- ロケットの用途を衛星打上に限定しない場合、当機構のS-310観測ロケットなど、SS-520 4号機よりも小さいロケットは多数あります。
- ロケットの用途を衛星打上げに限定した場合でも、世界では開発中の小型ロケットが多々あり、また、特に冷戦時代の各国のロケット開発事情などは必ずしも公表されているものばかりではないと想定されることから、世界最小と言い切れるか不明であるところです。
- このため 世界最小「級」の「衛星」打上げロケット と回答をしております。