

超小型探査機OMOTENASHI の打上げ結果について

令和4年（2022年）12月20日

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

宇宙科学プログラムディレクタ/OMOTENASHI運用異常対策チーム長

佐藤 英一

SLS搭載超小型探査機プロジェクトチーム長

橋本 樹明

注：本資料における時刻は注記のあるものを除いて全て日本時間（JST）で記述しております。



1. OMOTENASHI探査機の概要

- 1-1. 開発の経緯
- 1-2. ミッション目的と開発方針
- 1-3. 探査機の構成と予定していたミッションシーケンス
- 1-4. 打上げ結果

2. 運用異常事象

- 2-1. 初期姿勢制御シーケンス
- 2-2. テレメトリ受信後のデータ
- 2-3. NASA DSN局の受信強度のデータ

3. 異常発生の変因分析

- 3-1. FTA（故障の木分析）
- 3-2. 推定原因

4. 今後の対応

- 4-1. 水平展開
- 4-2. 今後の運用予定

1. OMOTENASHI探査機の概要



- 2015年8月にNASAより、SLS初号機（後にArtemis Iと命名）の相乗りとして、各宇宙機関にキューブサットのミッション提案をするように要請があった。
- JAXAから複数案をNASAへ提案。2016年4月にNASAによってOMOTENASHIとEQUULEUSが選定された。（*1）
- NASA選定を受けて、2016年9月にJAXA宇宙科学研究所の部門内プロジェクトとして「SLS搭載超小型探査機プロジェクト」が発足。OMOTENASHI探査機は人材育成を兼ねてJAXA若手技術者を中心に、EQUULEUS探査機はJAXA若手技術者と東京大学が連携して開発することとした。
- 選定当時は2018年秋の打上げ目標であり、2018年初頭には探査機の引き渡しが必要であった。
- その後、SLSロケットの開発遅れから引き渡し日程は延期され、最終的には2019年末までに探査機を完成させて安全審査資料(*2)をNASAへ提出、2021年7月に両探査機をNASAへ引き渡し、SLSロケットに搭載された。打上げは数回延期され、2022年11月16日に打上げとなった。

（*1） Artemis Iには13機の超小型探査機が搭載決定されていたが、3機は引き渡しまでに開発が間に合わず、最終的には10機が打ち上げられた。

（*2） SLS初号機のORION宇宙船は無人であるが、有人機を想定した安全要求が課せられた。



- OMOTENASHIのミッション目的は以下。
 1. 将来の有人探査と相補的となるキューブサットクラスの超小型の着陸技術を開発し、大学、産業界等の探査への参加の敷居を下げる。
 2. 地球磁気圏外での放射線強度を測定し、有人探査のための情報とする
- 超小型(6U※キューブサットサイズ、11x24x37cm)、低コスト（従来衛星の数十分の1）、短期間（選定当時では1年半）による開発が必要とされた。 **大きさや重量が限られるキューブサットのやり方を踏襲し、以下の開発方針**とした。
 1. 大きさ、質量が限られるため、NASAの安全要求がある部分以外は、**搭載機器は単系とし冗長系は持たない。**
 2. 必要なマージンを確保しつつも、リソースやコストを抑えるため、**要求仕様は最低限のものとする。**
 3. 要求仕様にあう機器が存在しない、あるいは機器開発自体が研究テーマである場合を除いて、できるだけ**既製品の調達**を行う。
 4. 宇宙搭載実績が無い、宇宙用に設計されていない**民生機器・部品**であっても、地上試験等によって問題無いことが確認できれば使用する。
 5. 宇宙研インハウス開発とし、チャレンジングなミッションの開発を現場で経験する機会を通し、**若手技術者の人材育成機会**として活用する。

※6U：キューブサットのおおよそのサイズを表す単位。
1Uが10x10x10cm。約10x20x30の探査機は6Uサイズと呼ばれる。

1-3_探査機の構成と予定していたミッションシーケンス



OMOTENASHI探査機は3つの部分から構成される。
着陸直前にRM+SPがOMから分離される。



Orbiting Module (OM) 7.6 kg

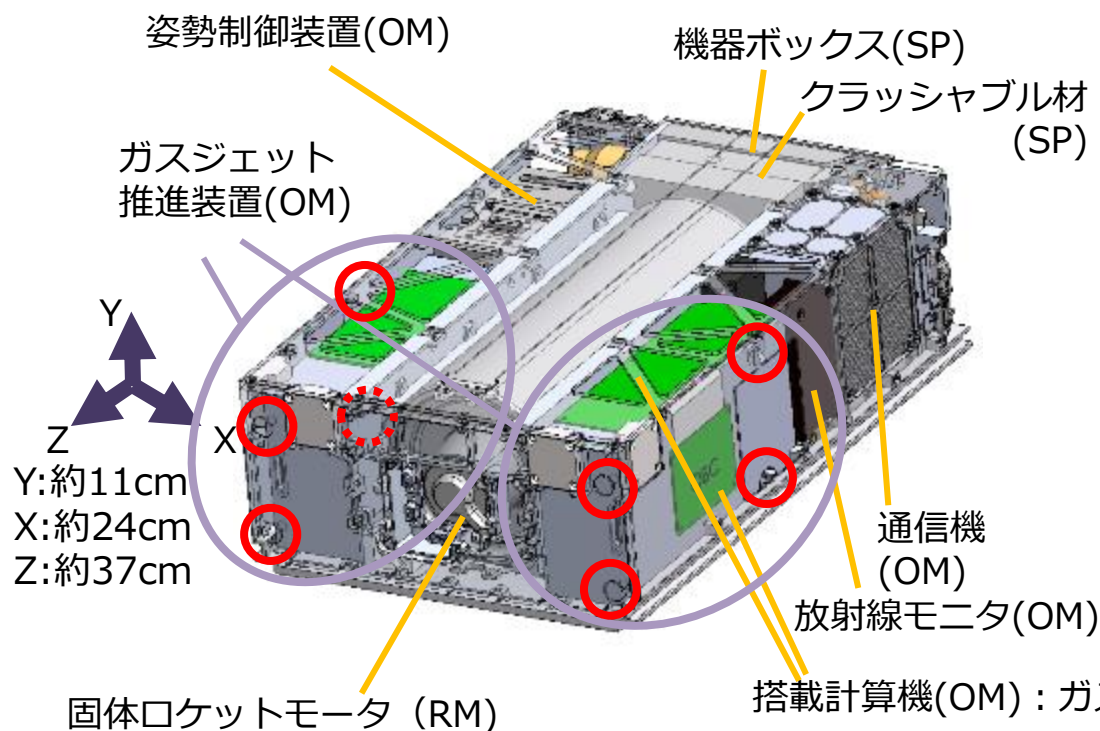


Rocket Motor (RM) 4.3 kg



Surface Probe (SP) 0.7 kg

合計 12.6 kg



○...ガスジェットスラストノズル位置

(画像クレジット : JAXA)

予定していたミッションシーケンス

ロケットから分離後、4～6日（ロケットの打上げ日により変わる）で月面に到達する。

<打上げ日>

SLSロケットから分離

探査機電源オン

自動太陽捕捉

<2日目>

月衝突軌道に向けた軌道修正

(DV1:15m/s ガスジェットを使用)

<4～5日目：着陸直前>

DV2姿勢へ変更。スピン開始。

固体ロケットで減速(DV2 : 2500 m/s)

同時にOMの分離

この間、地球～月近傍の放射線環境を計測

着陸

(画像クレジット：JAXA)

クラッシュブル材を用いて
着地衝撃吸収



- 2022年11月16日15:47:44にNASAケネディ宇宙センターより打上げられた。その後、同日19:27頃(*1)にEQUULEUS、19:30頃(*1)にOMOTENASHIがSLSロケットから分離された。
- OMOTENASHIは、19:52頃の受信可能時間(*2)になってもテレメトリがロックしなかった。NASA DSN局(*3)からは「電波強度が弱く、探査機が高速回転しているため、受信しづらい」との連絡あり。
- 探査機の送信機をハイパワーモードにしたところ、テレメトリがロックした。テレメトリを確認すると、太陽電池（探査機の+Y面）が太陽とほぼ反対側を向く姿勢になっており、探査機がY軸回りに毎秒約80度で回転していた。この回転速度は、姿勢制御装置の制御可能範囲を超えていたため、太陽捕捉制御が途中で止まっていた。
- 太陽捕捉制御を行うため、探査機の回転速度を許容値以下まで落とす運用を行ったが、バッテリー枯渇に間に合わず、その後、探査機電源はオフになったと思われる。以降、探査機との通信が出来ていない。
- なお、同時に打ち上げられたEQUULEUSは、正常に動作しており、予定通りの軌道制御に成功し、現在、月～地球系のラグランジュ点（EML2）に向けて航行している。

(*1)NASAから公式な分離時刻は公表されていないため、EQUULEUSのテレメトリデータ等からJAXAにて推定した時刻。

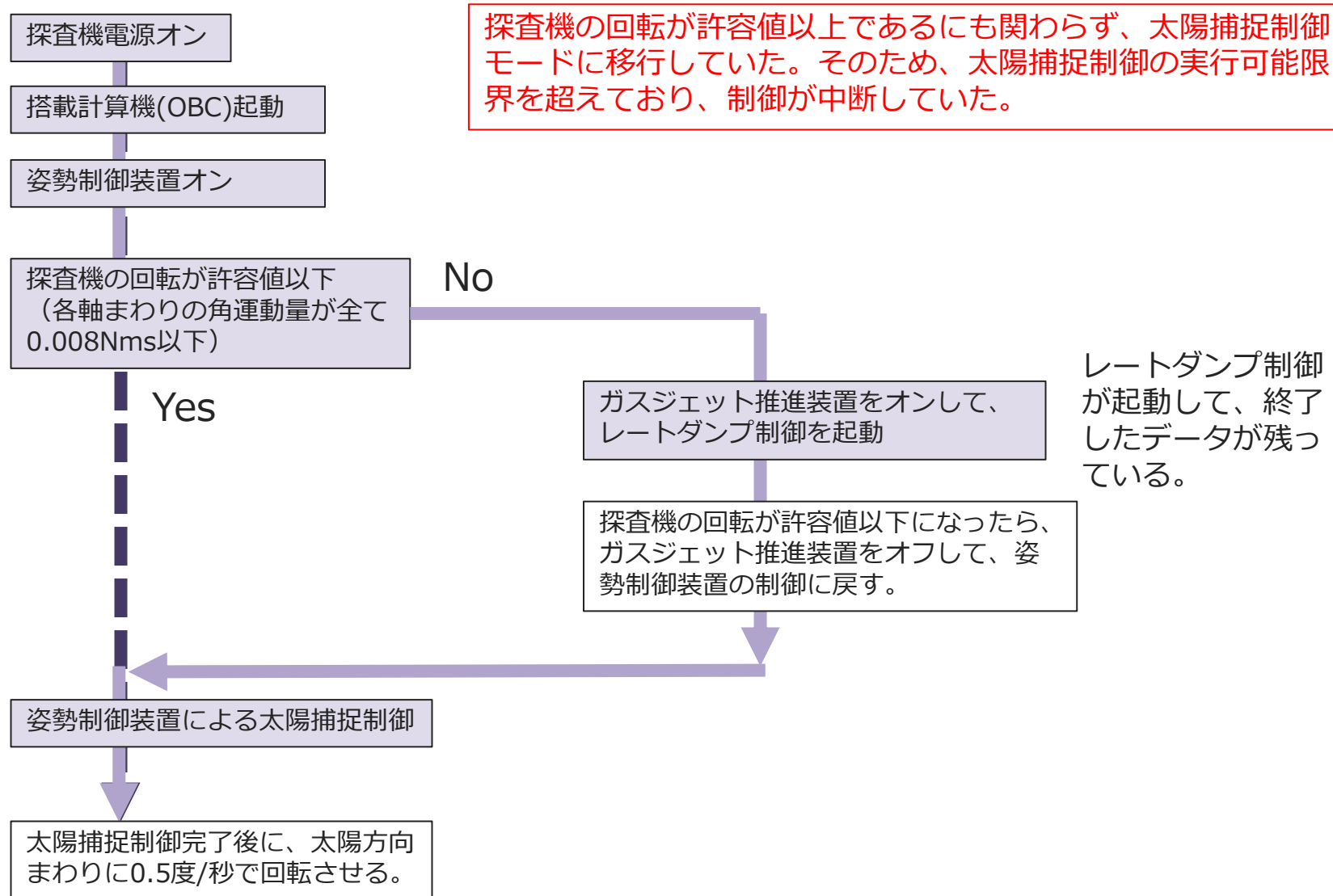
(*2)正常に初期姿勢制御シーケンスが進んだ場合、太陽捕捉完了までに最大10分、その後探査機は12分周期で回転するように設定しており、6分受信可能／6分受信不可能の状態を繰り返すため、地上で電波が受信可能になるのは最長22分後と予想していた。

(*3)探査機分離時は日本から可視で無いため、NASA Deep Space Network (DSN)局に追跡依頼していた。

2. 運用異常事象



テレメトリデータから推定される実行状況



2-2 _テレメトリ受信後のデータ



AOCS_INITIAL

ファイル(F) 表示(V)

OMOTENASHIDL PASS:221116-0500 2022-11-16 11:03:31.5031 PAUSE

太陽電池面が、ほぼ太陽と反対を向いている。
0 度：太陽方向
180 度：反太陽方向

太陽捕捉制御モードになっているが、太陽方向に向けられない状態になっている。

探査機回転数が制御限界を超えているアラートが出ている。

角運動量値から約80度/秒の回転と計算される

姿勢制御装置のリアクションホイール（制御アクチュエータ）は動いていない。

ガスジェット推進装置の各スラスタの累積噴射秒時は、正常にレートダンブ制御が行われた場合の値と思われる。

ガスジェット推進装置はオフであるが、オンしていた時の最後のデータが残っている。

プレナム圧力が設定値480Torrよりも高くなっている。

MASS		AZ		EL		SN	
MASS	12.499 kg	INV1	0.000	AZ	-90deg	EL	-35deg
			0.819				145deg

AOCS	
CNT MODE	NCNT
TOTAL DV	0.000m/s
(sec)	0.000s
TOTAL A1	6.850s
TOTAL A2	0.800s
TOTAL A3	6.310s
TOTAL A4	0.260s
TOTAL T1	0.280s
TOTAL T2	0.060s
TOTAL T3	0.060s
TOTAL T4	0.280s

ORBIT	
*METHOD	*****
*POSITION1	*****km
*POSITION2	*****km
*POSITION3	*****km
*VEROCITY1	*****km/s
*VEROCITY2	*****km/s
*VEROCITY3	*****km/s

OBC IMU	
GYROX	-0.61 d/s
GYROY	-78.25 d/s
GYROZ	2.26 d/s

MIPS-L		MIPS-R	
ONOFF	OFF	ONOFF	OFF
PRI HX CNT	AUTO	PRI HX CNT	AUTO
TANKHT CNT	OFF	TANKHT CNT	OFF
PLENHT CNT	AUTO	PLENHT CNT	AUTO

PCU	
BAT V EST	11.00V
BAT I	1.30A
SAP V	1.46V
SAP I	-0.45A
BUS V	10.12V
BUS I1	0.23A
BUS I2	1.10A

PROP P		PROP P	
PROP P	1404Torr	PROP P	1518Torr
PLEN T	10C	PLEN T	9C
PLEN P	1245Torr	PLEN P	1306Torr
HEAT EX T	13C	HEAT EX T	13C
T REMATH	000	T REMATH	0000

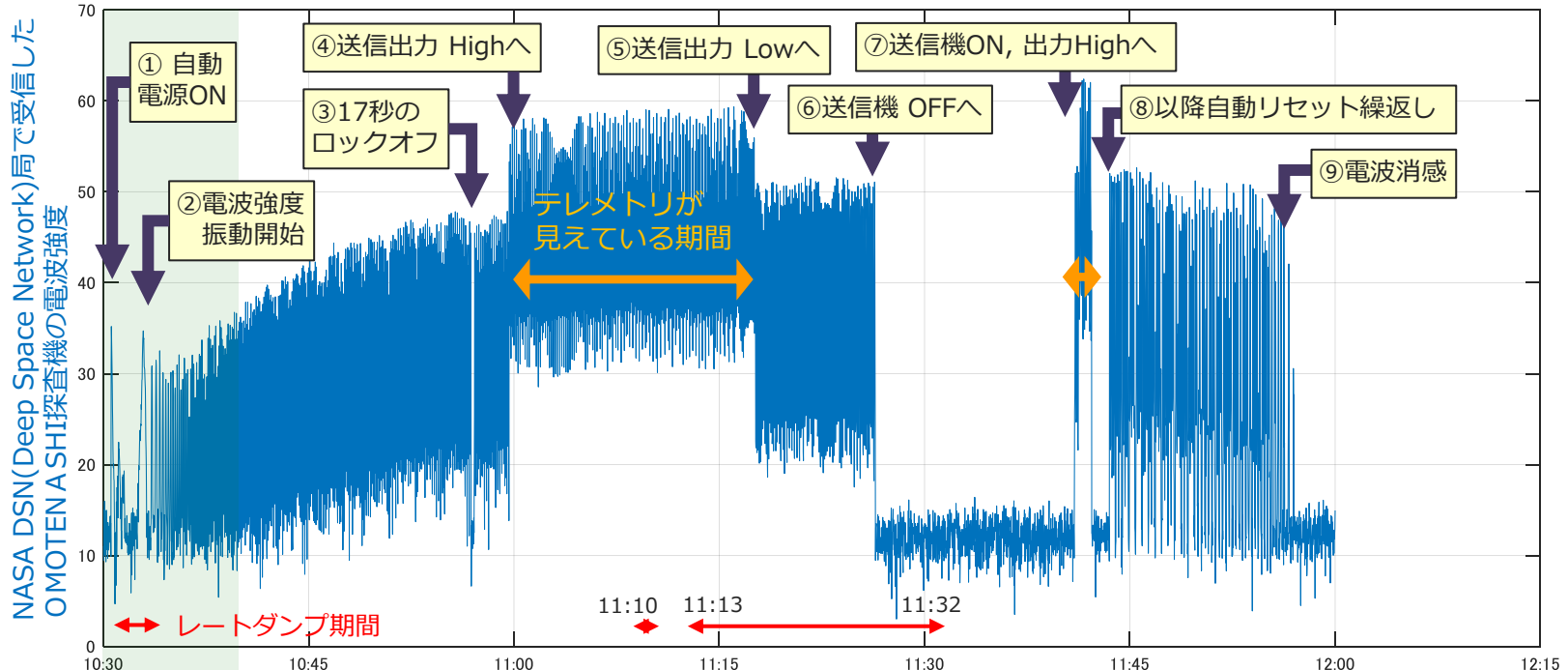
RW	
SPEED rpm	CUR
RW1(-Y)	0.0
RW2(+Z)	0.0
RW3(-X)	0.0

X PWR		XTX ANT		XTX BITRATE	
X PWR	HIGH	XTX ANT	ANT2	XTX BITRATE	4096

2-3 _ NASA DSN局の受信強度データ



- ① 分離30秒後に電源ON、自動初期シーケンスで直ちに送信機ON。
- ② 受信レベルの振動が開始。姿勢ローテーションによるものと思われる。
- ③ 17秒程度のロックオフ。地上局からのアップリンク開始による送信周波数の一時的なぶれが原因と思われる。
- ④ コマンドで送信機送信出力を High Powerに設定。テレメトリ受信開始。
- ⑤ 電源節約のため、送信機送信出力を Low Powerに設定。
- ⑥ 電源節約のため、送信機OFF。
- ⑦ 送信機ON、送信出力を High Powerに設定。テレメトリ確認。
- ⑧ ガスジェット装置オンコマンドによる電流増加で搭載計算機リセットが発生し、初期シーケンスによりLow Powerで送信機ON。テレメトリは見ていない。以降、搭載計算機リセット、初期シーケンス開始、ガスジェット推進装置ON、搭載計算機リセットを繰り返したと思われる。
- ⑨ バッテリー電圧の低下により電波消感。電波送信のみがダウンしたか、バッテリー保護回路が働いて全機器OFFになったかは不明。



この範囲(10:30-10:39)
を次ページに拡大表示した。

時刻 (世界協定時UTCでの時分表示; 年月日は2022年11月16日)

2022年11月16日

2-3 _ NASA DSN局の受信強度データ



前ページの受信強度図の前半(約 9 分間)を拡大した図を以下に示した。

- ① SLSロケットからの分離想定時刻。
- ①-1 分離30秒後に電源ON、自動初期シーケンスで直ちに送信機ON。
- ①-2 自動初期シーケンスでレートダンブ開始。
- ①-3 自動初期シーケンスでレートダンブ終了。
- ②-1 受信レベルの振動が開始。姿勢ローテーションによるものと思われる。
- ②-2 振動周期が加速。姿勢ローテーションの加速と思われる。約4秒周期(80度/秒)まで加速。

①ロケット
から分離

①-1 自動
電源ON

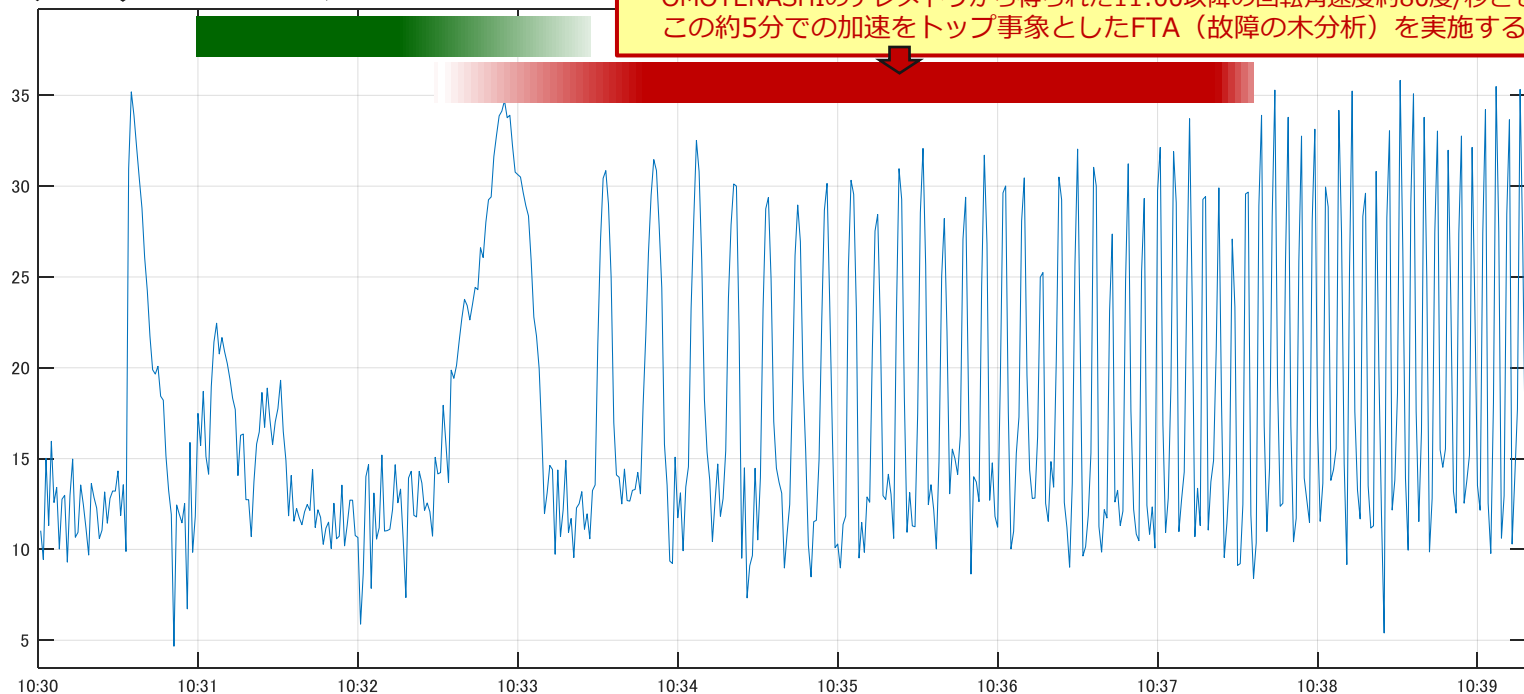
①-2から①-3
自動レートダンブ作動期間

②-1から②-2 電波強度が振動しそれが加速している区間(約 4 ～ 5 分間)

➡【解釈】 探査機が回転し加速している。角速度は約80度/秒まで加速した。

図の10時38分から10時39分間の電波強度のピークを数えると13個で、これが回転によるものとする回転数は13回転/分となり、回転角速度で表すと78度/秒となる。
OMOTENASHIのテレメトリから得られた11:00以降の回転角速度約80度/秒とも一致する。
この約5分での加速をトップ事象としたFTA（故障の木分析）を実施する。

NASA DSN(Dep Space Network)局で受信した
OMOTENASHI探査機の電波強度



時刻 (世界協定時UTCでの時分表示; 年月日は2022年11月16日)

2022年11月16日

注：図中の赤帯区間、緑帯区間それぞれの色が薄くなっている部分(グラデーション)で、区間の開始時刻や終了時刻に不定性があることを示した。

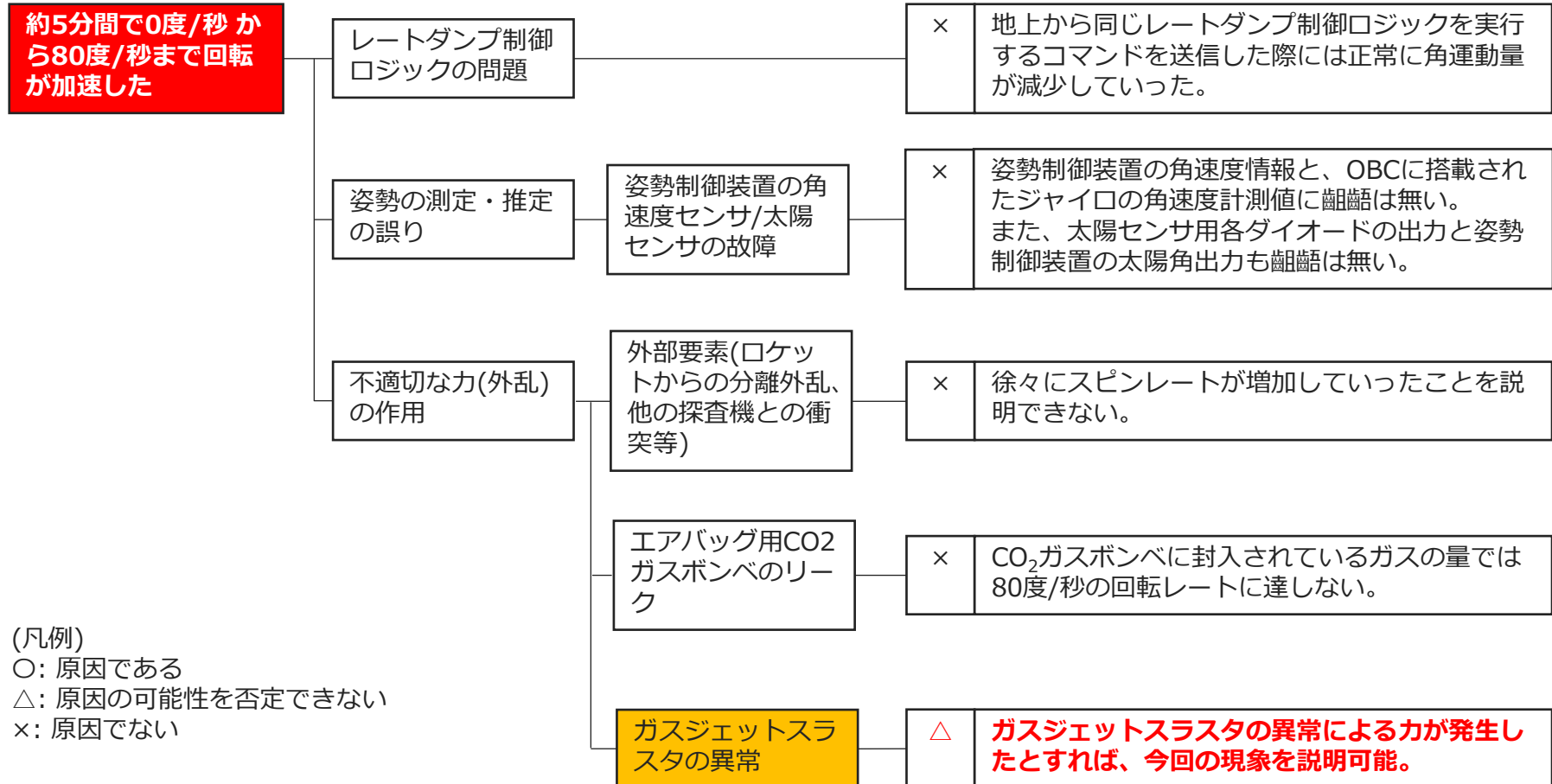


3. 異常発生要因分析



「約5分間で0度/秒 から80度/秒まで回転が加速」をトップ事象にしたFTAを実施。

評価結果

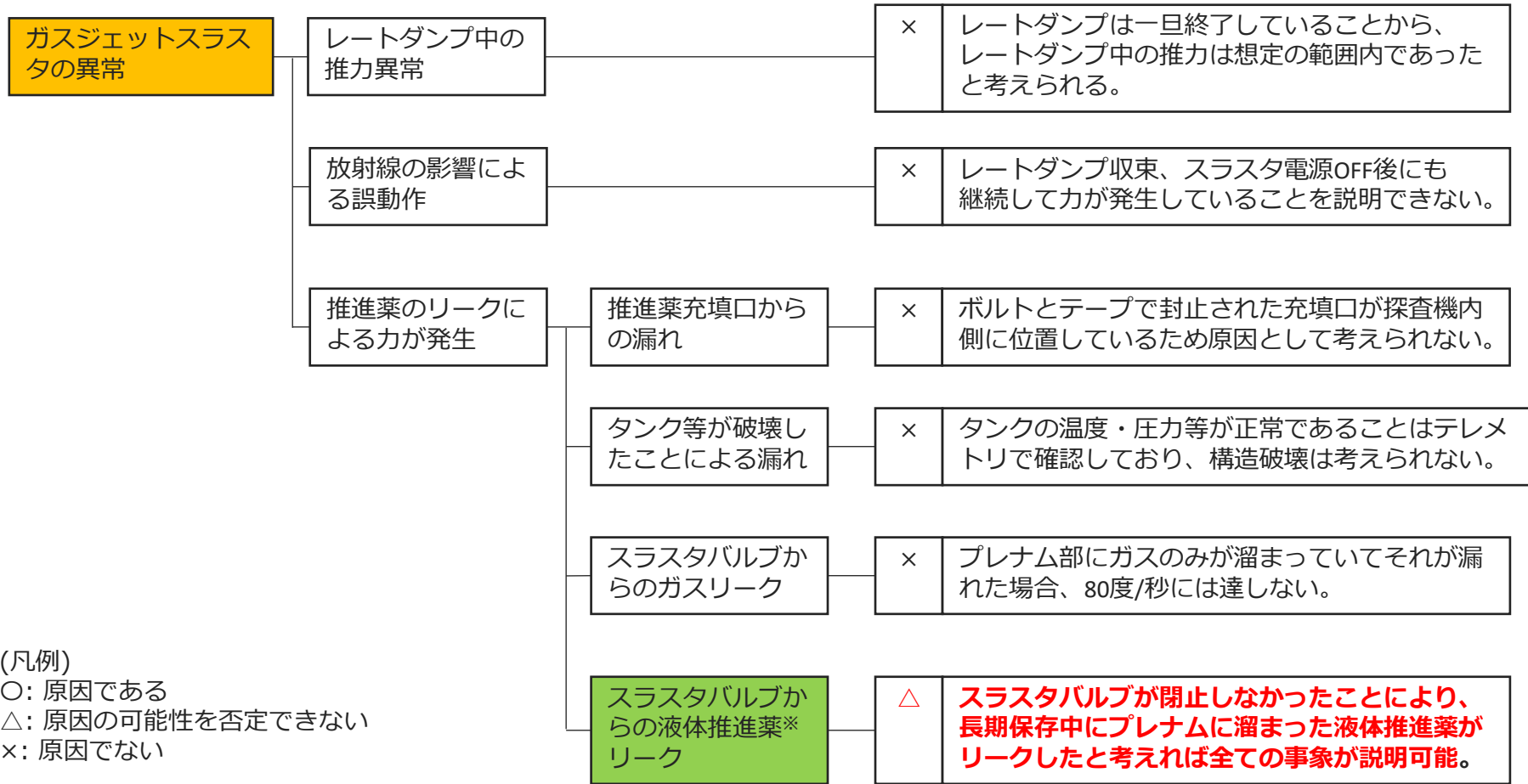


(凡例)
 ○: 原因である
 △: 原因の可能性を否定できない
 ×: 原因でない



「ガスジェットスラスタの異常」について、詳細FTAを展開。

評価結果



(凡例)
 ○: 原因である
 △: 原因の可能性を否定できない
 ×: 原因でない

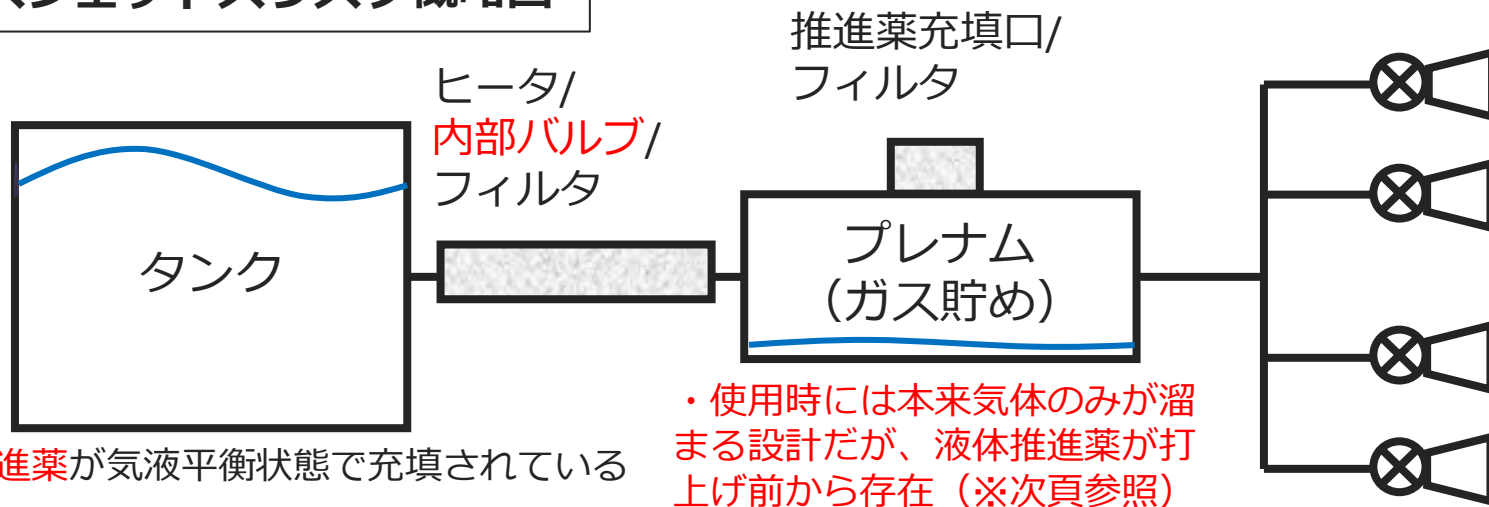
※詳細な説明は次ページ

・スラスタバルブからの液体推進薬リークの背景要因

バルブの特性上、**内部バルブからのリークにより液体推進薬がプレナム（ガス貯め）に移動することが有り得ることを把握したが、ミッション遂行上、許容可能なレベルと判断した。**推進薬充填(2019年9月)から打上げまでの約3年間に、**内部バルブの微小リークによって液体推進薬がプレナム部に存在した状態**になっていた。

-プレナム内の液体の存在は圧力モニタにより確認していたとともに、プレナム部に液体が存在しても正常に実行可能なレートダンプ制御のアルゴリズムを実装した。初期フェーズ後の軌道制御は、プレナム部の液体を地上からのコマンドにより排出してから開始することで正常に実行可能と判断した上、NASAへ引き渡した。

ガスジェットスラスタ概略図



なお、当初メーカにおいて実施予定だった推進薬充填は、メーカとの調整によりJAXAで実施した。



・故障シナリオ推定

1. ロケットからの探査機分離時に、姿勢制御装置（リアクションホイール）では吸収できない大きさの分離外乱が発生 [推定・正常]
2. 自動レートダンプ制御アルゴリズムによりガスジェットスラスタ噴射(3年ぶりのスラスタバルブ動作) [確認・正常]
3. 機体角運動量が低減 [推定・正常]
4. レートダンプ制御が終了、ガスジェットスラスタの電源OFF [確認・正常]
5. 電源がOFF状態では閉止するはずのガスジェットスラスタのスラスタバルブのいずれかが何らかの理由で十分に閉止しなかった [推定・異常]
6. プレナム部に溜まっていた液体推進薬がスラスタバルブからリーク [推定・異常]
7. 液体推進薬がノズルから放出され、機体の回転を加速[推定・異常]
8. 約5分かけて機体が約80度/秒の回転に陥った [確認・異常]
9. 太陽捕捉制御が行えず太陽電池に太陽光が当たらない姿勢で回転を続けた [確認・異常]



・スラスタバルブが閉止しなかった要因の推定

- ・ガスジェットスラスタ電源OFF時にスラスタバルブが閉止しないという事象は、地上試験・推進薬充填時には発生していない。
- ・スラスタバルブが閉止しない事象が軌道上で初めて発生した原因の候補として、推進薬充填から探査機分離までの3年以上に及ぶ待機期間におけるバルブシール特性の劣化や、コンタミネーション(微小な異物)の影響が挙げられる。
- ・入手可能なデータからはこれ以上の原因究明は困難であるが、スラスタバルブが閉止しない事象が再び発生する可能性を考慮し、復帰運用時の対策案検討を実施する。

4. 今後の対応



■本件を通したレッスンスラード

- 異常事象の原因と考えられているガスジェット推進装置については、調達後にJAXA単独にて推力測定試験等を実施し、健全性を確認していた。しかし**新規開発・新規採用の機器については、機器の特性・取り扱いなどについて最もよく理解している製造メーカとの十分なコミュニケーションが必要。**
- 超小型の機器を**ブラックボックスで使用する**ことには一定のリスクを有する。リスクを十分に認識した上で、対面での打ち合わせ機会を定期的に設けるなど、**製造メーカと十分な調整が行えるような調達**とすることが重要。
- 超小型探査用の機器はまだ黎明期にあり、システム設計の根幹となる**キー機器**については、**超小型機の自在性確保のため、入手性の向上を検討することが重要。**
- 特に相乗り宇宙機は、ロケット側の都合により、今回のような**想定以上の長期間に渡り待機・保管**を要することが起こり得る。その際、**各機器への影響**について、十分な評価を行う必要。

■水平展開

- 当該ガスジェット推進装置は超小型衛星（キューブサット規格）の機器であり**これを使用しているJAXAプロジェクトはない。**今後の計画へ向けても注意ができるよう、**JAXA内でレッスンスラードとして共有**する。
- 本事象に関する知見については、**超小型探査機コミュニティ内でも共有・対話**を行い、**今後の研究開発に役立てる。**



- 月フライバイまでに探査機電源が復旧しなかったため、月着陸実験は断念した。異常事象発生時の姿勢が保持されているとすれば、**太陽電池に太陽光が当たり始めるのは2023年1月中旬以降。最も太陽角が小さくなるのが4月中旬**と計算されている。探査機電源が起動する発生電力確保がいつになるかは、現在、解析中。
- **探査機電源が起動するであろう時期から運用を再開**する。現状、軌道推定誤差が大きいので、運用再開時にはアンテナ方向を変えて探索する運用が必要と考えている。
- 運用再開後は、**下記のような観測、実験を実施したい**と考えている。
 - 地球磁気圏外の放射線計測の継続
 - 固体ロケットモータ点火実験
 - 薄膜太陽電池の発生電力確認
 - 姿勢制御装置の詳細機能・性能確認
 - UHFアマチュア無線通信実験（比較的近距離で実施できる場合）
- ガスジェットスラスタの推力もれについては、慎重に地上からのマニュアル運用を行うことにより、対処可能であると考えている。
- なお、運用異常の原因究明活動は現状得られた情報では一定の結論を得たと考えているが、復旧運用後に新たな情報を得られた場合、それらを踏まえ、必要があれば追加の原因究明活動を行うことも想定している。



- 今回は運用異常が発生し、皆様のご期待に応えることができず大変残念に思っております。
- 未だ復旧及び一部実験の実施ができる可能性が残っているため、当面は復旧へ向けた準備にしっかり取り組む所存です。
- 昨今、衛星計画が大規模化・長期化し、頻度の低下による人材・産業技術基盤の脆弱化が課題となっています。キューブサット等の超小型宇宙機は大きさや重量が限られ、リスクは伴うものの、低コスト・高頻度で挑戦的なミッションを行える可能性があり、引き続き重要と考えております。
- 宇宙研にとってもキューブサットを用いた超小型探査機への取り組みは始まったばかりです。今回の運用異常をレッスンズラードとし、超小型探査機の強みを失わず、より確実な開発が実現できるよう、今後一層気を引き締め、努めて参りたいと存じます。

参考

OMOTENASHI運用異常対策チームの設置について

今回の事象をふまえ、11月22日、宇宙科学研究所内に「OMOTENASHI運用異常対策チーム」を設置し、以下のとおり活動を開始した。

目的：

- ・運用異常の原因究明、運用継続に向けた計画及び今後の対応の検討
- ・国内外の関係機関との調整等の対外対応
- ・その他前各号に付帯する業務

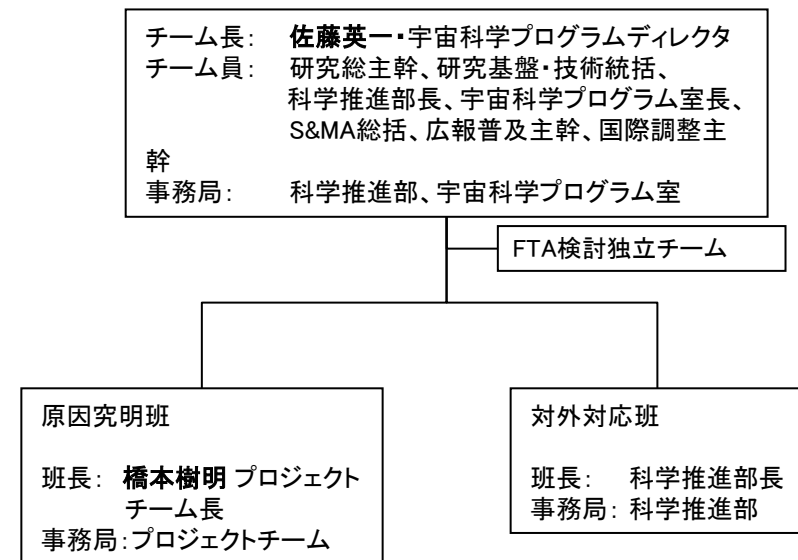
(今後の超小型衛星開発に資するLessons Learnedの取りまとめ)

体制：

(チーム長)

佐藤 英一 宇宙科学プログラムディレクタ

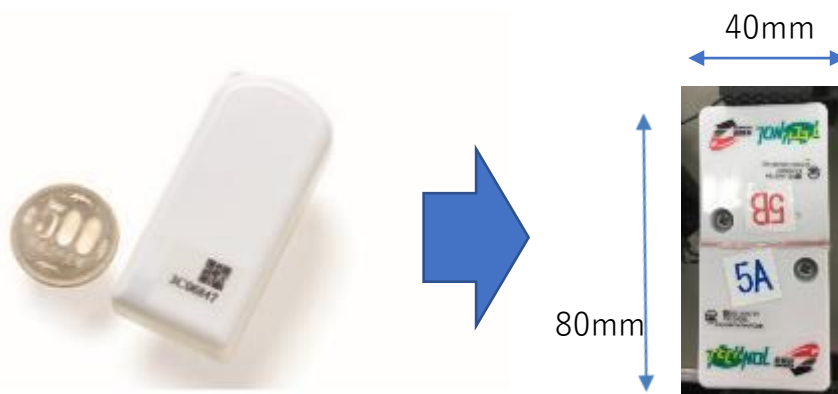
※詳細は右図参照



参考：超小型放射線モニタ概要

・地球磁気圏外での放射線環境の測定

- ✓宇宙放射線は、地球磁気圏での遮蔽効果があるため、国際宇宙ステーションの軌道ではかなり低く抑えられている。人類が月や火星に向かう際にはより強い放射線環境が想定されるので、その値を知っておく必要がある。
- ✓地球磁気圏外での放射線環境測定例は非常に少ない。そこで数十グラムの超小型の線量計を搭載し、放射線環境の測定を行う。超小型では高精度の観測はできないが、今後多数の探査機に搭載することができれば、多数の地点、時点での観測データを集めることができる。
- ✓地上用の携帯型線量計を改造して搭載。陽子と重粒子のカウントを識別するため、2種類の閾値を持つセンサを搭載している。

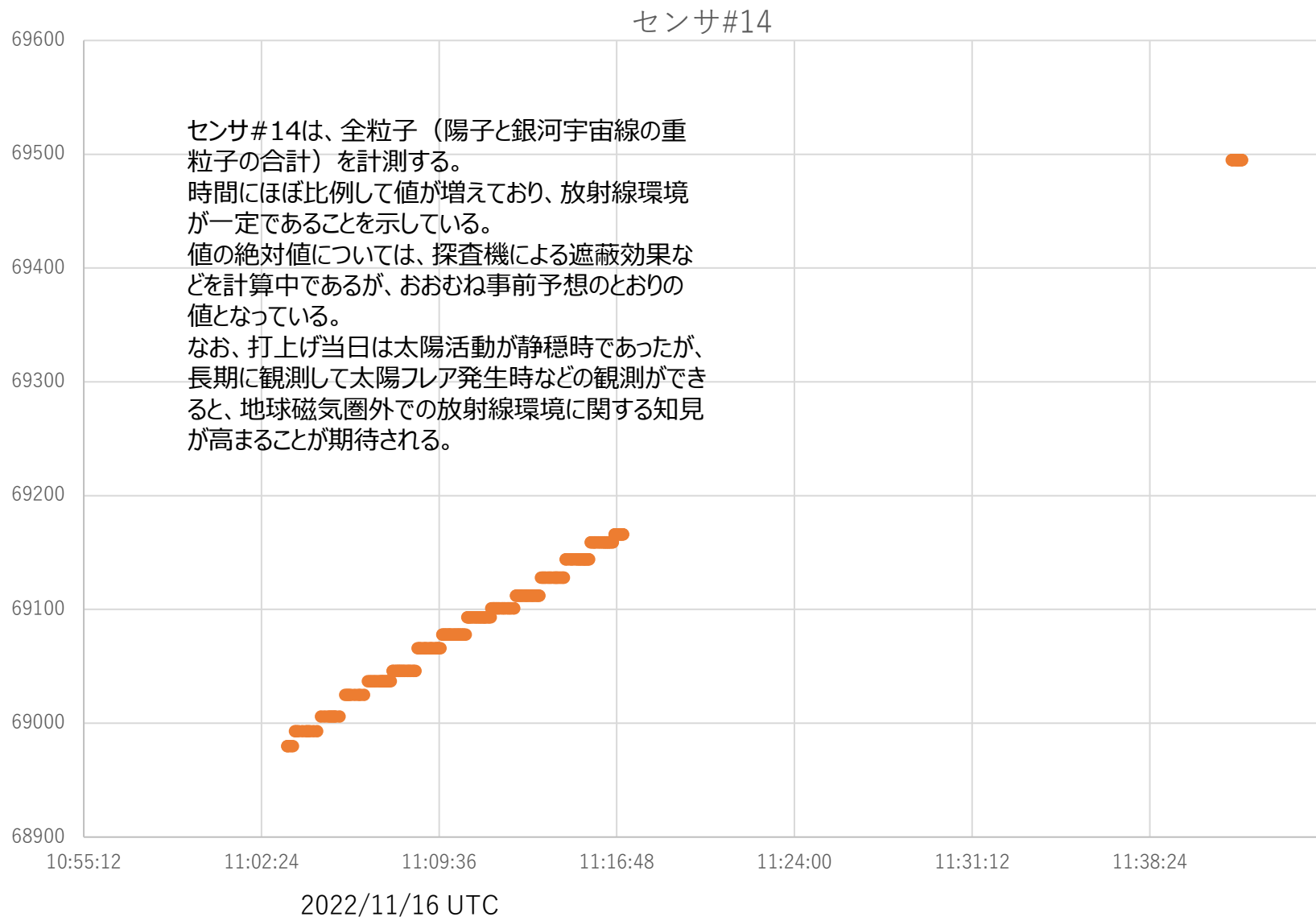


地上用線量計
© (株)千代田テクノル



(画像クレジット：JAXA)

参考：超小型放射線モニタ センサ#14（全粒子の合計出力）



参考：超小型放射線モニタ センサ#94（閾値を超えた粒子の出力）

