

X線天文衛星ASTRO-H「ひとみ」 異常事象調査報告書

平成28(2016)年6月14日

国立研究開発法人
宇宙航空研究開発機構

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。

目 次

1. 調査概要
2. ASTRO-H概要
3. 発生事象及び地上観測結果
4. 異常発生メカニズム
5. 異常発生メカニズムの要因分析
6. 今後のISASプロジェクト運営の改革
7. まとめ

別紙 X線天文衛星ASTRO-H「ひとみ」に係るFTA
(衛星破損及び姿勢異常)

1. 調査概要

1. 調査概要

- X線天文衛星ASTRO-H「ひとみ」の運用異常の発生を受け、宇宙航空研究開発機構(JAXA)として「X線天文衛星ASTRO-H「ひとみ」運用異常対策本部」を発足させ、原因究明及び今後の対策について検討を進めてきた。
- 原因究明に当たっては、「衛星」から得られたテレメトリデータの解析、シミュレーション等の結果、設計審査や開発試験のデータ等をもとに調査を進めてきた。その際、宇宙科学研究所のみならずJAXA全体の専門家が参加した。また、開発を担当した関係者及び企業からも聞き取り調査等を行い、積極的な協力を得た。
- 調査は、直接的な原因のみならず、設計要求や設計確定の経緯まで遡り、背後要因、対策までの検討を進めている。その状況を2章以降で報告する。

2. ASTRO-H概要

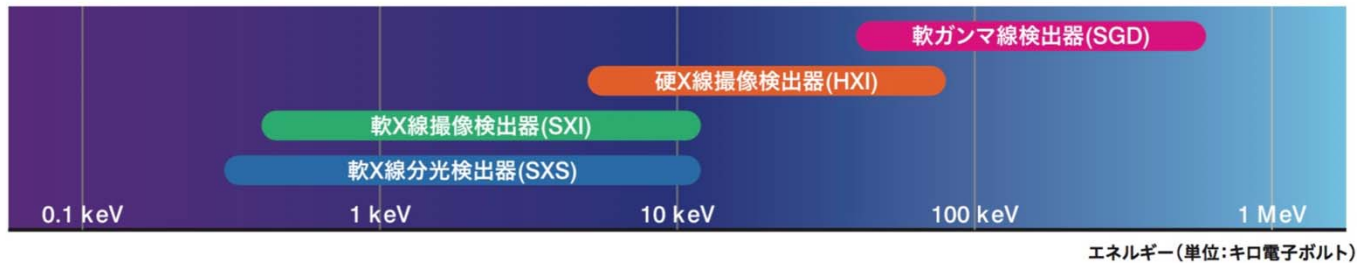
2.1 ASTRO-H ミッション概要

- ASTRO-Hはブラックホール、超新星残骸、銀河団など、X線やガンマ線で観測される高温、高エネルギーの天体の研究を通じて、宇宙の構造とその進化の解明を行う天文衛星。
- X線やガンマ線は、地球の大気に吸収されてしまうために、地上に到達することができない。そのため宇宙で観測することが必要。
- ASTRO-Hは、「すざく」の後継として開発され、JAXA、NASAをはじめ、国内外の大学、研究機関の250人を超える研究者が開発に参加するX線天文学の旗艦ミッション。大規模な国際協力で開発された4種類の新型観測システムが搭載され、「すざく」にくらべて10倍から100倍も暗い天体の分光観測が可能となる。



X線天文衛星ASTRO-H軌道上外観図

2.1 ASTRO-Hミッション概要(特徴)



軟X線分光観測

SXT-S
(望遠鏡) SXS

大面積かつ軽量の軟X線望遠鏡と、50ミリ度という極低温技術によって超高分解能分光を実現する軟X線分光検出器を組み合わせ、超精密X線分光を実現。

軟X線撮像観測

SXT-I
(望遠鏡) SXI

軟X線望遠鏡と、大面積低雑音X線CCD素子を用いた軟X線撮像検出器を組み合わせ、広い視野を持ち観測の基本となるX線撮像を実現。

硬X線撮像観測

HXT
(望遠鏡) HXI

国産ナノ技術を駆使し、世界に先駆けて開発した硬X線望遠鏡と、ASTRO-Hをめざして開発した新しい高効率CdTe半導体素子に基づく硬X線撮像検出器を組み合わせ、硬X線帯で初めての集光撮像を実現し、飛躍的な高感度を実現。

軟ガンマ線観測

SGD

独自のアイデアである狭視野半導体コンプトンカメラに基づいた超低雑音軟ガンマ線検出器により、一桁以上の感度の向上と、ガンマ線偏光観測能力を実現。

これら4種類の観測システムが同時に機能することで、3桁にもおよぶ広帯域において、「すざく」より10倍から100倍高感度の観測を実現して、最大限の科学的成果を引き出すことが可能となる。

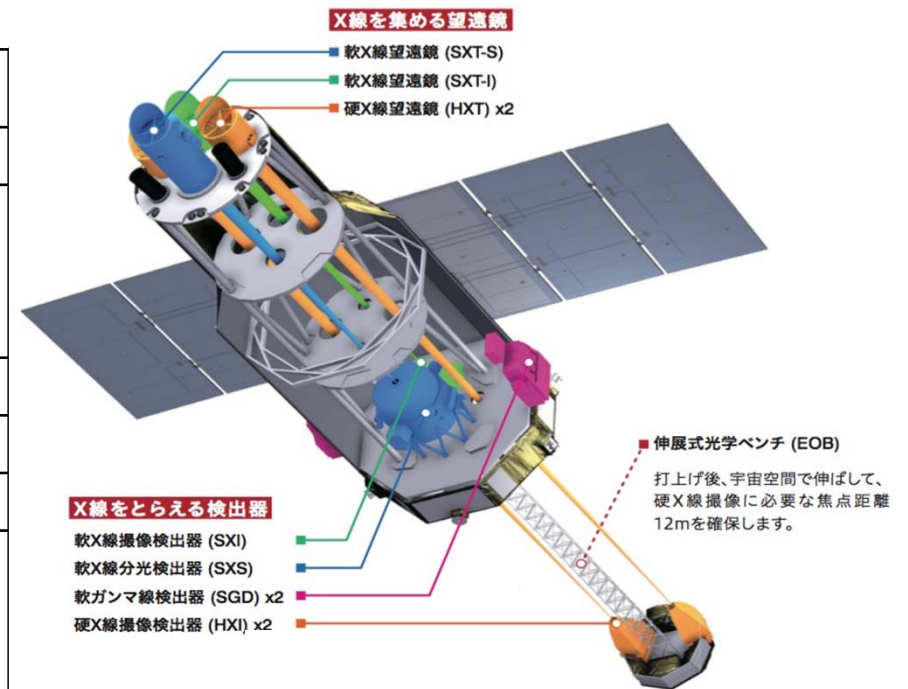
2.2 ASTRO-H衛星成功基準 (サクセスクライテリア)

目的	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
銀河団の成長の直接観測	銀河団からの鉄輝線の観測を、軟X線分光システムで行う。	1) 10個程度の代表的な銀河団において、熱エネルギーを測定し、鉄輝線のエネルギー領域(6キロ電子ボルト)で300km/sの速度分解能の分光性能を実現し、銀河団物質の運動エネルギーを測定する。硬X線帯域で「すざく」の100倍の感度で分光観測することで非熱的エネルギーを測定する。	—
巨大ブラックホールの進化とその銀河形成に果たす役割	100キロ秒の観測でかに星雲の10万分の1の強度の隠されたブラックホールを硬X線撮像システムで観測する。	2) 遠方にある10個程度の隠された巨大ブラックホールの候補天体を、硬X線帯域で「すざく」の100倍の感度で分光観測し、母銀河との関係を明らかにする。	宇宙硬X線背景放射の正体とされる隠されたブラックホールの寄与を全体の40-50%まで解明し、銀河進化との関係を明らかにする。
ブラックホール極近傍での相対論的時空の構造の理解	—	3) 代表的な数個の活動銀河中心の巨大ブラックホールを、数10キロ電子ボルト程度までの範囲で連続スペクトルを取得し、同時に輝線や吸収線を7電子ボルト程度の分解能で分光測定する。	—
重力や衝突・爆発のエネルギーが宇宙線を生み出す過程を解明	—	4) 数個の若い超新星残骸を、硬X線帯域で「すざく」の100倍の感度で分光観測して硬X線放射を測定し、電子のエネルギー分布を決定する。巨大ブラックホールにおいては、かに星雲の1000分の1程度の強度でべき1.7を持つ巨大ブラックホールのスペクトルを600 キロ電子ボルトまでの帯域で10個以上取得する。	はじめてガンマ線で天体の偏光を観測し、ガンマ線の放射環境に制限を加える。
ダークマターと暗黒エネルギーが宇宙の構造形成に果たした役割の探求	—	—	5) 目標1)を達成した後、さらに10倍程度の天体の観測を行って約80億光年までの宇宙(赤方偏移<1)で銀河団内のダークマターの総質量を測定し、総質量と銀河団数の関係を年代ごとに決定する。

2.3 ASTRO-H衛星外観

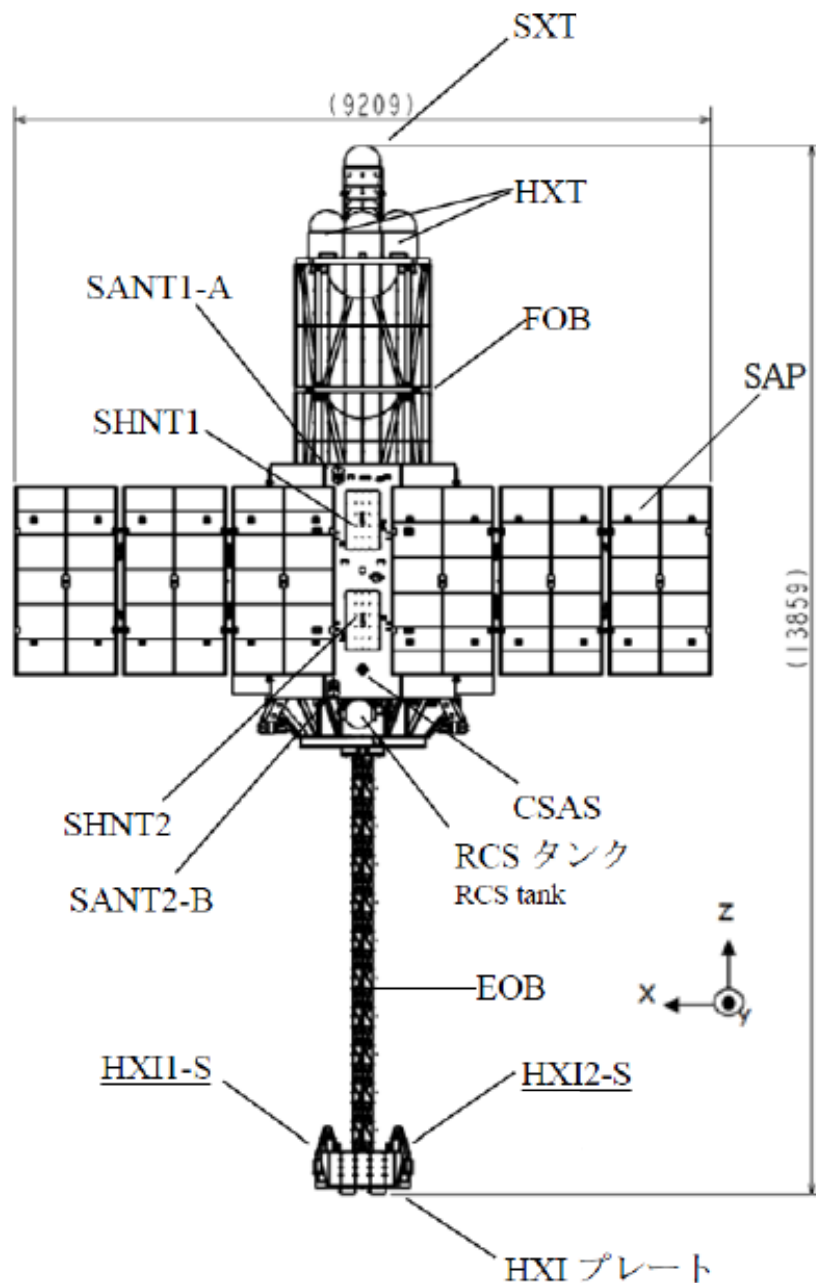
主要諸元

項目	諸元
名称	X線天文衛星ASTRO-H
予定軌道	種類: 円軌道 高度: 約575km 軌道傾斜角: 31.0度 周期: 約96分
設計寿命	3年
質量	約2.7t
発生電力	EOL3年3500W
ミッション機器	・硬X線望遠鏡(HXT:Hard X-ray Telescope) ・軟X線望遠鏡(SXT-S、SXT-I:Soft X-ray Telescope-S、-I) ・硬X線撮像検出器(HXI:Hard X-ray Imager) ・軟X線分光検出器(SXS:Soft X-ray Spectrometer) ・軟X線撮像検出器(SXI:Soft X-ray Imager) ・軟ガンマ線検出器(SGD:Soft Gamma-ray Detector)

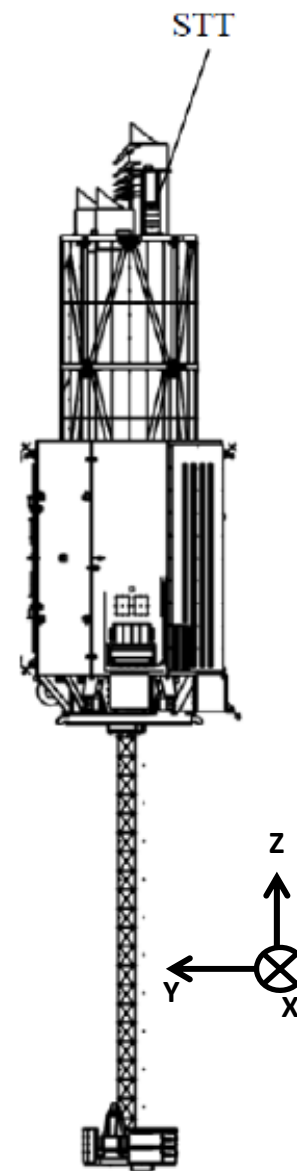


軌道上外観図

2.3 衛星外観(詳細)

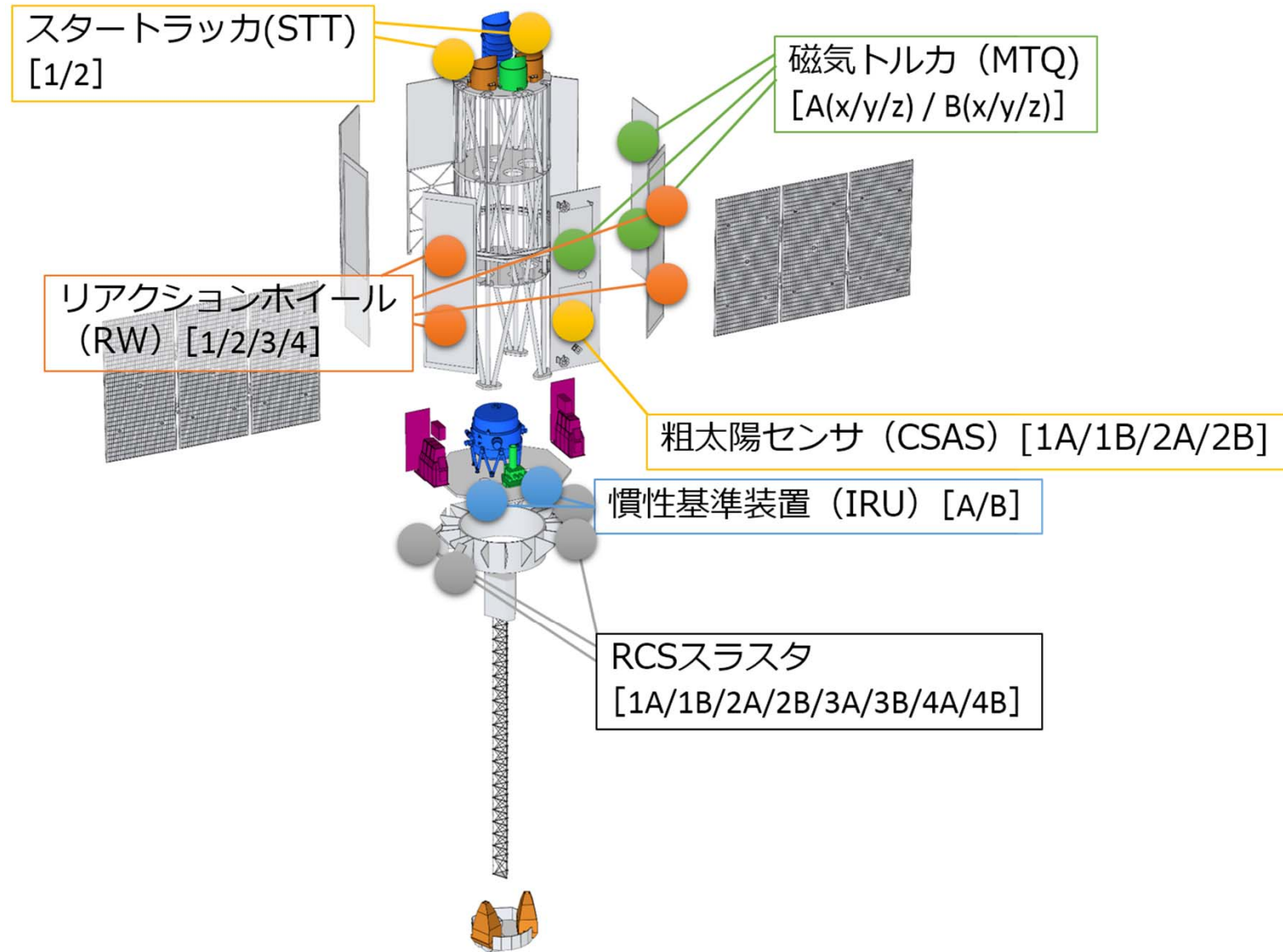


(単位:mm)



略語	日本語名称
SXT	軟X線望遠鏡
HXT	硬X線望遠鏡
SANT	S帯アンテナ
FOB	固定式光学ベンチ
SHNT	シャント装置
SAP	太陽電池パドル
CSAS	粗太陽センサ
RCS	推進系
EOB	伸展式光学ベンチ
HXI	硬X線撮像検出器
STT	スタートラッカ

2.3 衛星外観（姿勢制御系機器）



2.4 スケジュール（開発）

年度	H19 2007	H20 2008	H21 2009	H22 2010	H23 2011	H24 2012	H25 2013	H26 2014	H27 2015	H28 2016
主要マイルストーン	プロジェクト準備審査 ▽	SAC事前評価（開発研究） SDR プロジェクト移行審査 ▽	SAC事前評価（開発） ▽	PDR ▽	CDR1 ▽		1次噛合せ —	CDR2 ▽	打ち上げ △ 開発完了審査 ▽	（2月17日）
衛星開発	概念検討 概念設計	基本設計			詳細設計		製作フェーズ	総合試験 ・射場		
追跡管制		地上系・運用ソフトウェア設計/開発				追跡管制系 I/F調整			立ち上げ試験 観測	公募 観測

設計・製造（調達）・検査期間

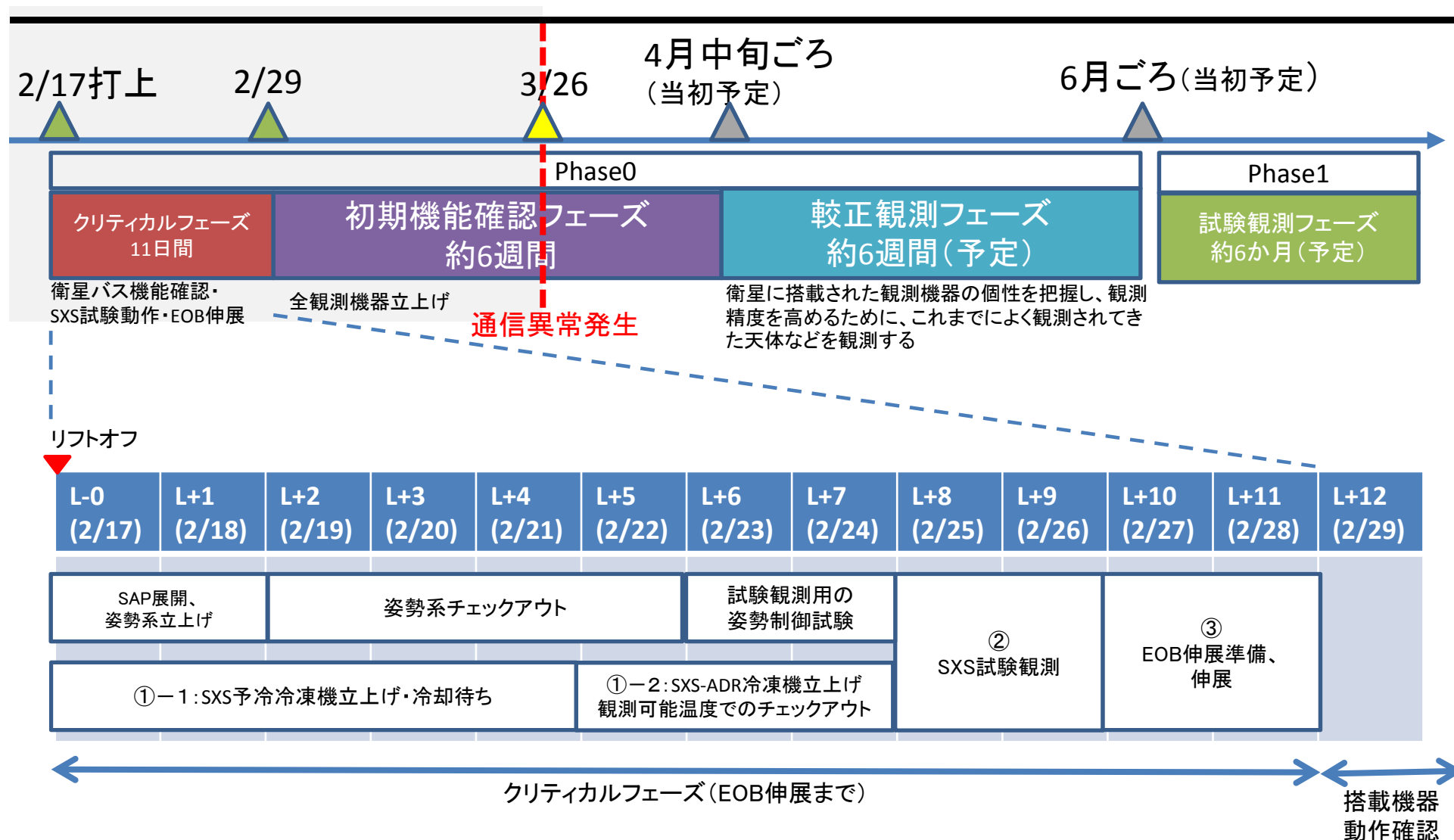
一次噛合せ
試験※

総合試
験※

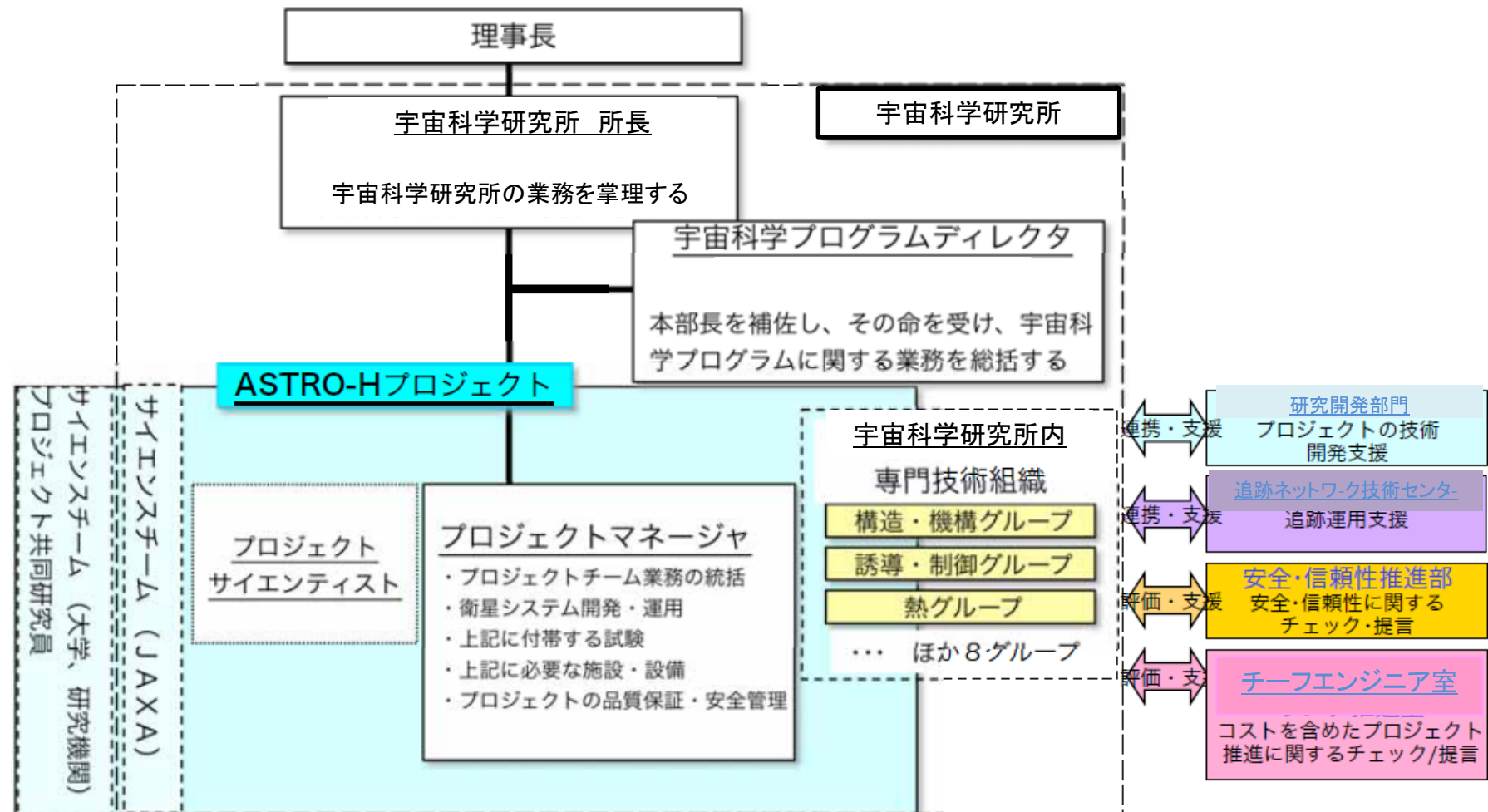
フライトオペレーション/
クリティカルフェーズ/
初期機能確認
フェーズ

※衛星システム試験期間
（一次噛合せ試験/総合試験）

2.4 スケジュール(運用)



2.5 開発体制(JAXA内)

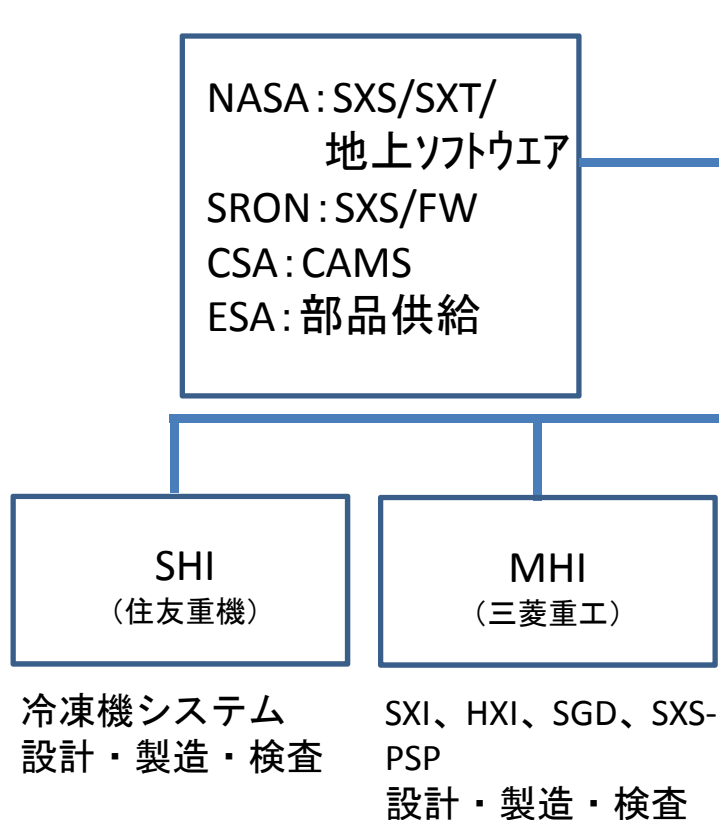


出典:平成20年7月25日 宇宙開発委員会推進部会・事前評価資料(平成20年8月26日 A改訂)より引用し、現在の名称に更新。

JAXA-他機関/企業関係図(1/3)

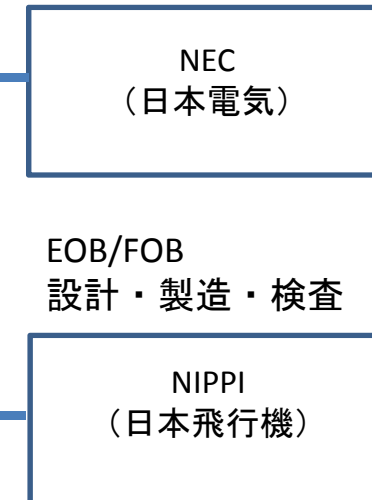
設計・製造(調達)・検査期間

<ミッション機器関連>



<衛星バス機器関連>

衛星バス機器(システム設計
(姿勢系含む))
設計・製造(調達)・検査

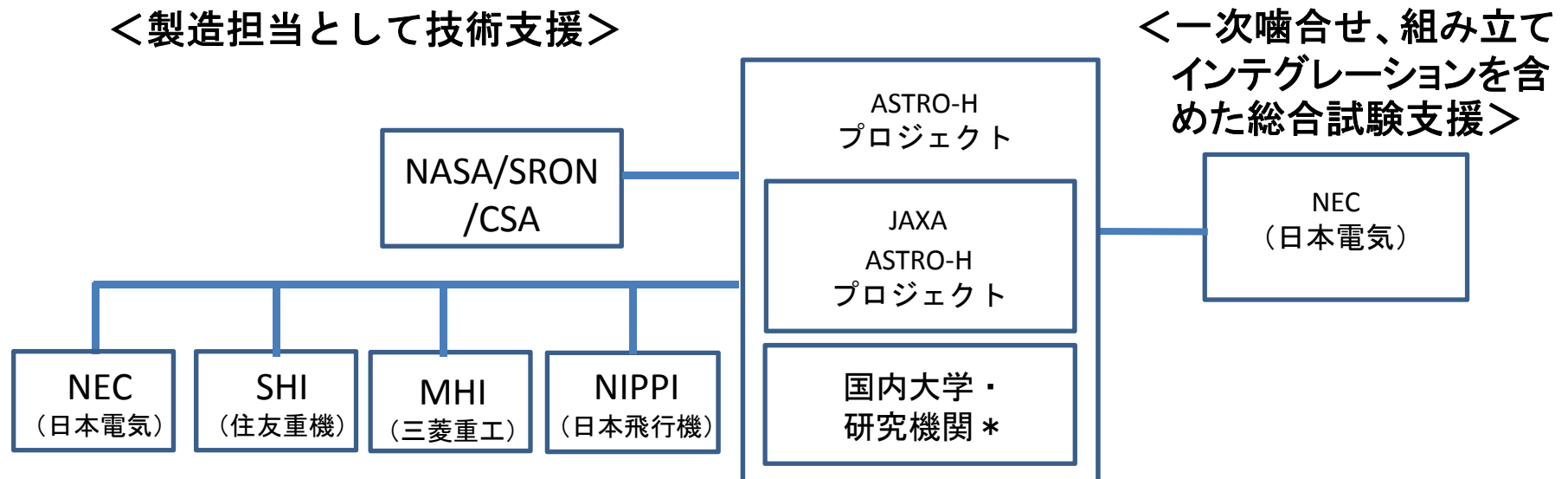


* 大学共同利用システム研究員として、
JAXA/ISASの一部をなす

JAXA-他機関/企業関係図(2/3)

衛星システム試験期間

(一次啗合せ試験/衛星総合試験)

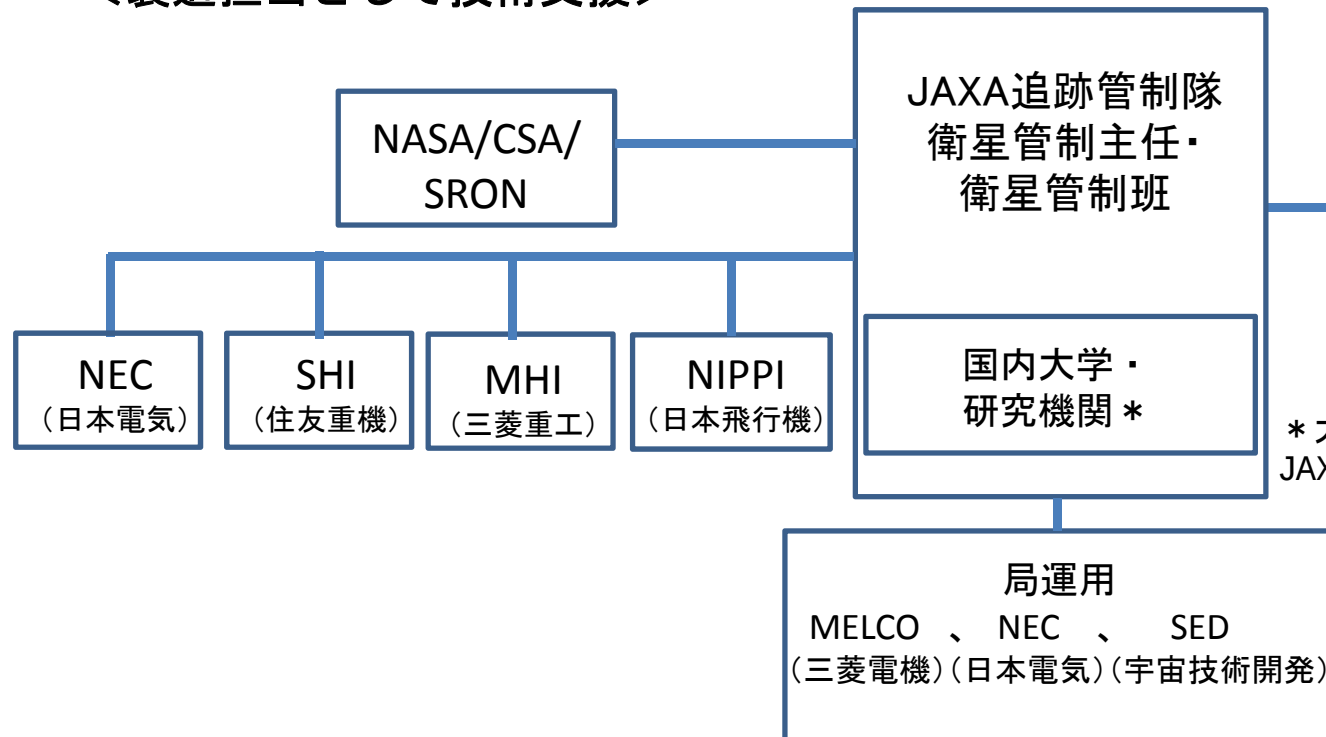


* 大学共同利用システム研究員として、JAXA/ISASの一部をなす

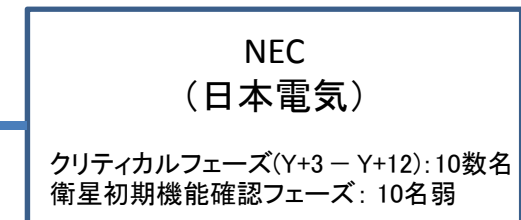
JAXA-他機関/企業関係図(3/3)

フライトオペレーション・クリティカルフェーズ・初期機能確認フェーズ

<製造担当として技術支援>



<運用支援>

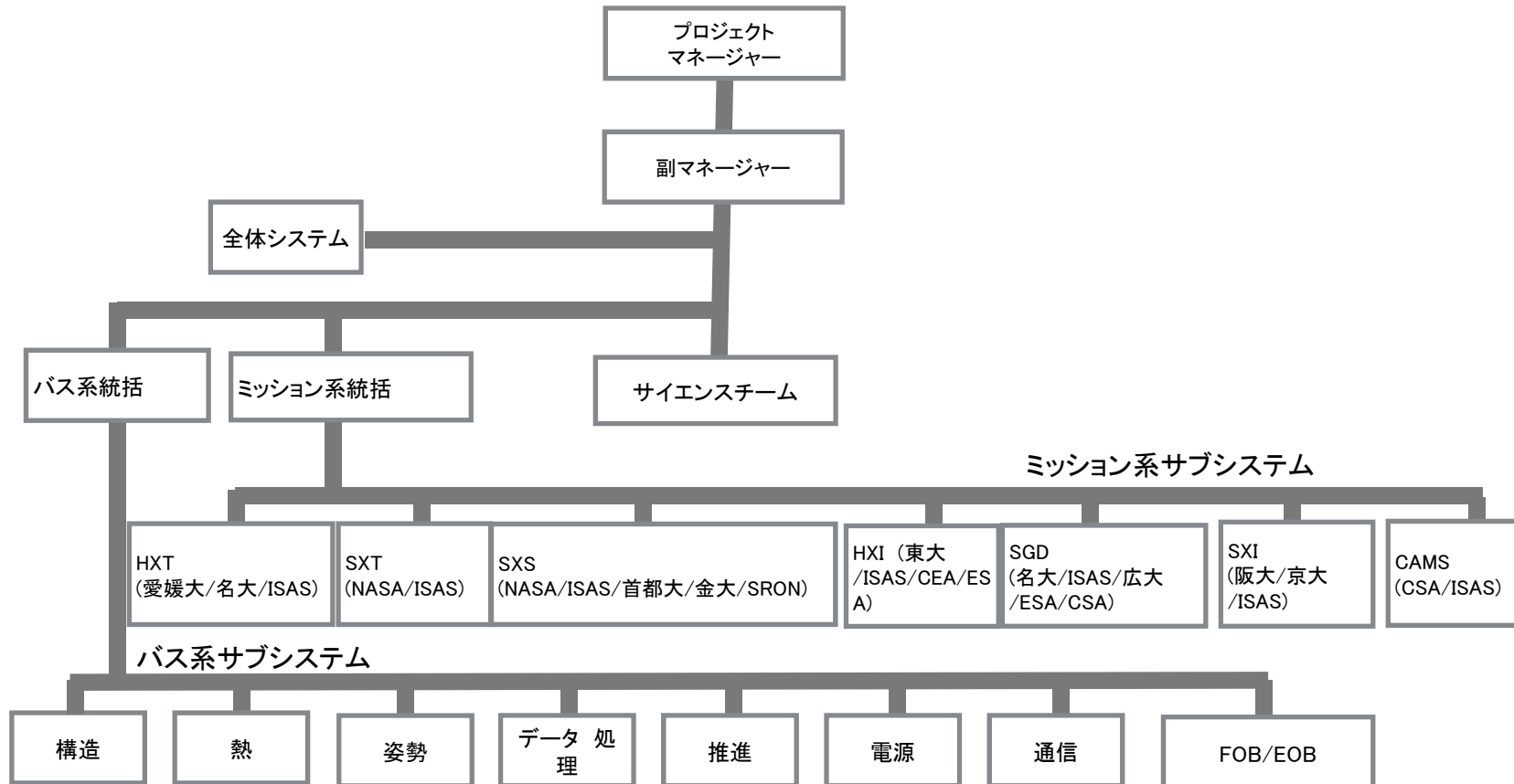


* 大学共同利用システム研究員として、JAXA/ISASの一部をなす

衛星へのコマンド送信、
衛星からのテレメトリ受信等

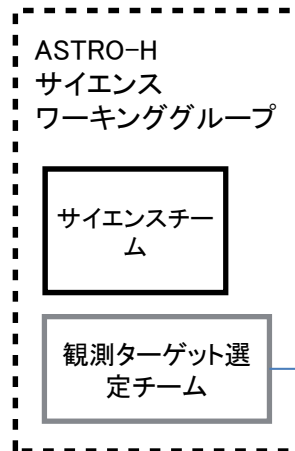
ASTRO-H プロジェクト体制図

(括弧内はミッション機器PI/SubPIの所属機関)



ASTRO-H追跡管制隊・衛星管制班体制図

(フライトオペレーション/クリティカルフェーズ/初期機能確認フェーズ)



	クリティ カルフェ ーズ(Y+3 - Y+12)	衛星初期 機能確認 フェーズ
JAXA	20数名	10数名

ミッション機器担当
(10数名)を除く

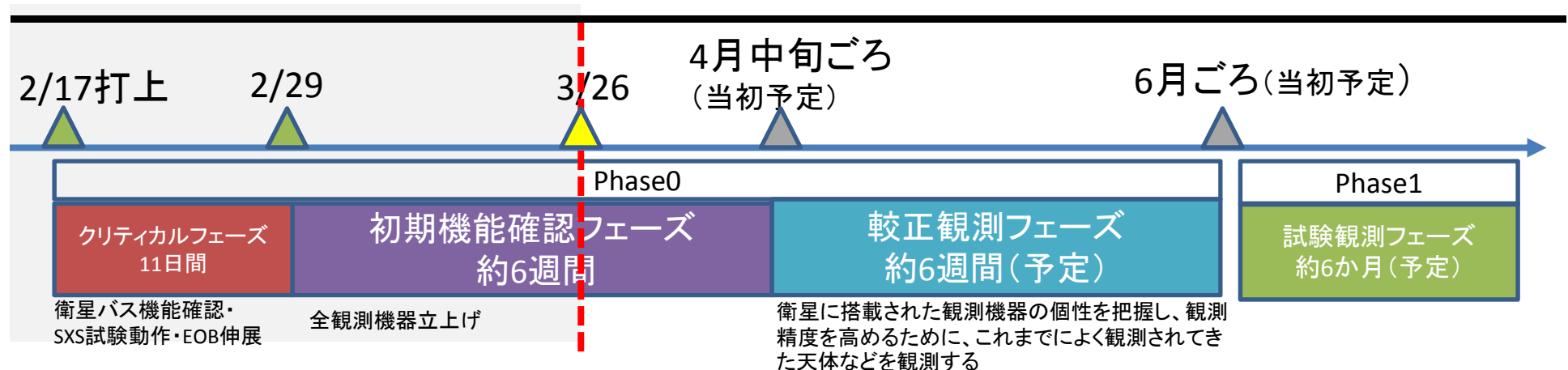


3. 発生事象及び地上観測結果

3.1 異常事象発生当初の運用の状況

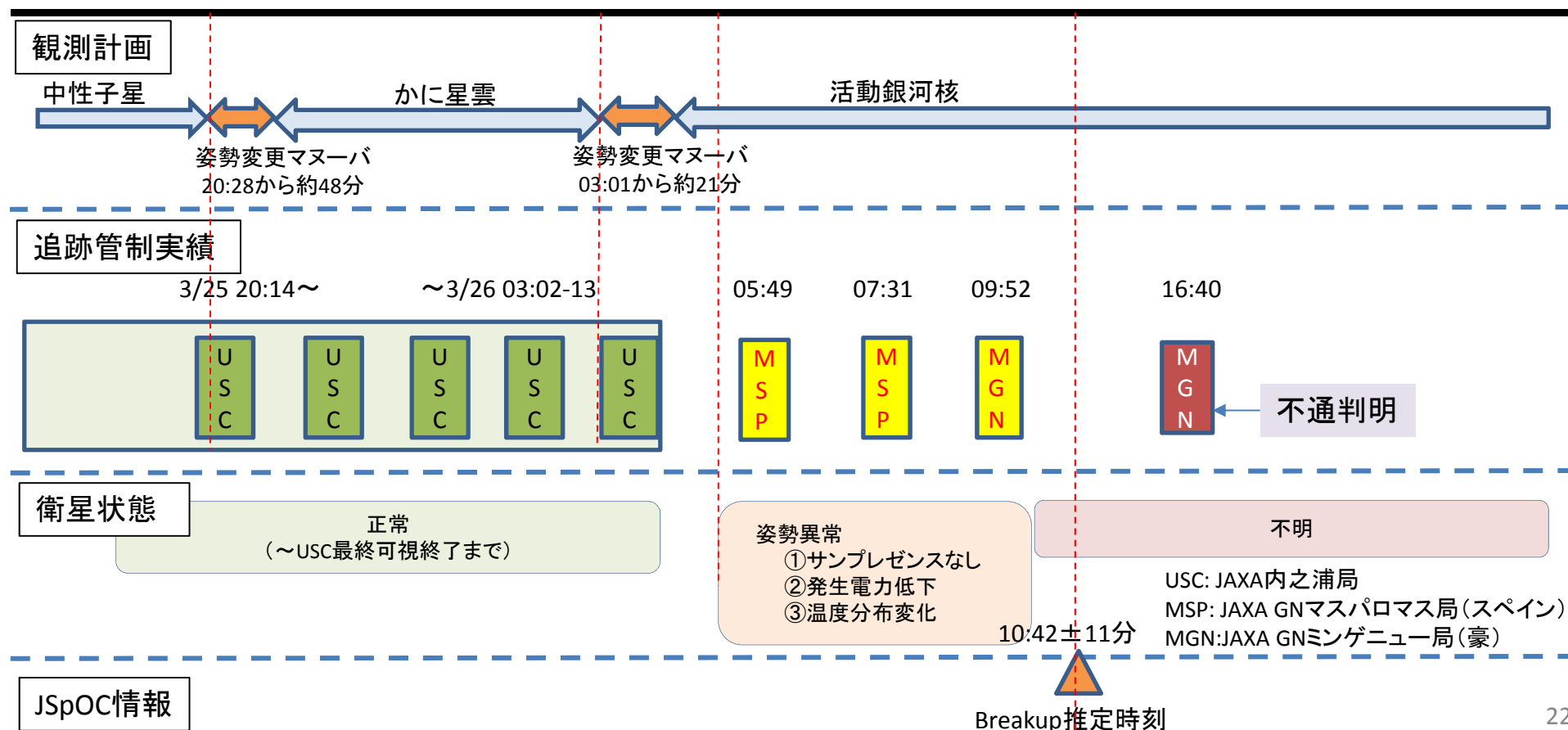
- 「ASTRO-H」は、通信不通が判明した3/26(土)時点では、全観測機器※の立ち上げを一通り完了しており、4月中旬に「校正観測フェーズ」へ移行予定だった。
- 異常判明前後の3/25(金)及び3/26(土)にかけては、次フェーズ移行に向けた準備として、複数のX線天体に望遠鏡指向し、全観測機器で試験観測中だった。

※軟X線分光検出器(SXS)、軟X線撮像検出器(SXI)、硬X線撮像検出器(HXI)、軟ガンマ線検出器(SGD)



3.2 異常事象発生当初のテレメトリデータ受信状況

- USC可視群では、コマンド・テレメトリ運用（衛星データレコーダ再生を含む）を行い、その他のMSP/MGN可視群では軌道決定のための運用（レンジング運用）のみを行う計画であった。
- USC可視群最終可視（3/26未明）以前の、非可視時間帯含む連続した全ての衛星テレメトリデータは、衛星データレコーダから再生・取得済みである。

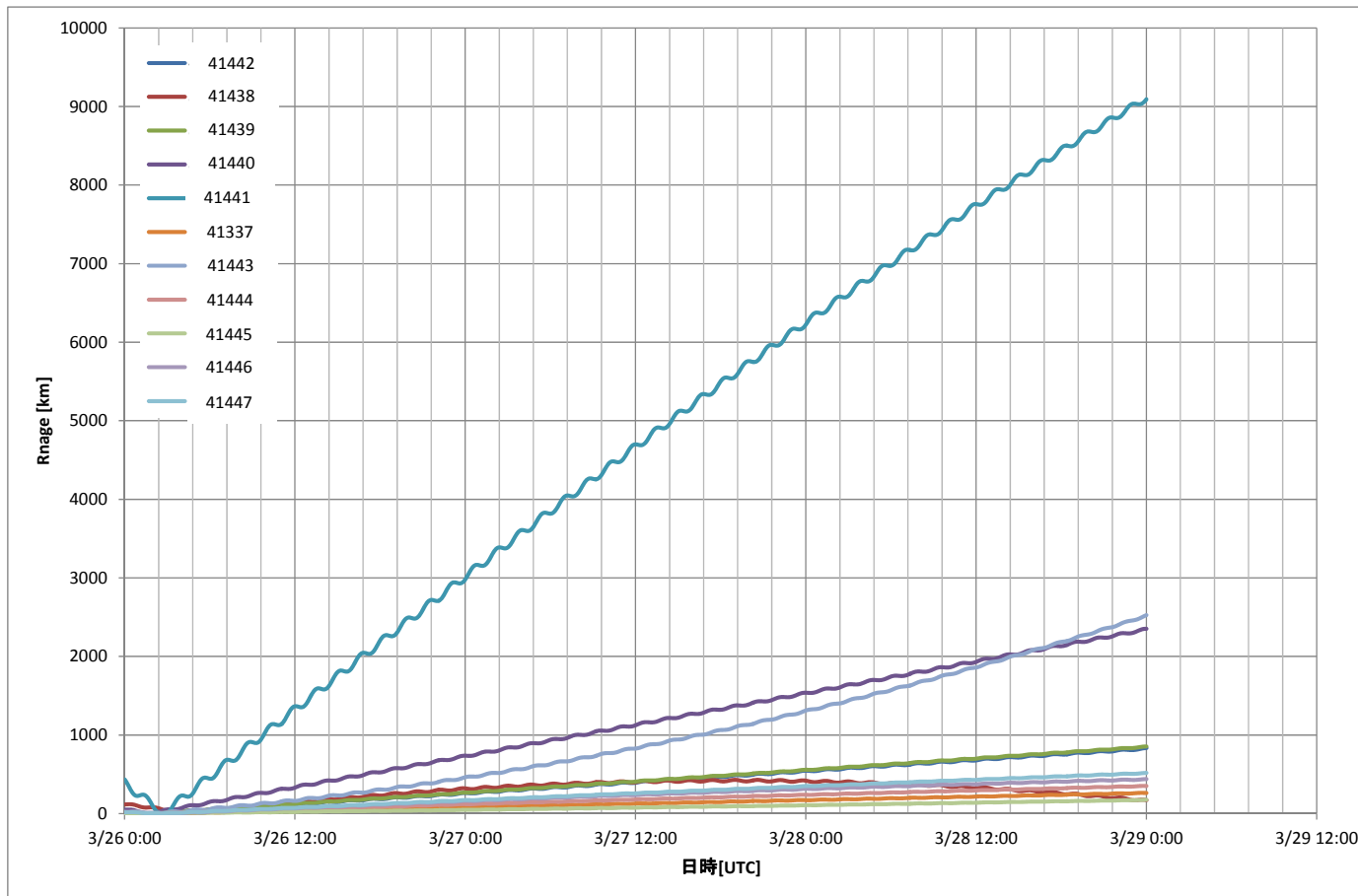


3.3 最後の4可視での衛星状態サマリ

日本時間	受信局	姿勢	電源	通信	データ処理	温度分布
3/26 03:02-03:13	内之浦	異常なし	異常なし	異常なし	異常なし	異常なし
3/26 05:49-06:02	マスパ ロマス	異常と 推定される	発生電力低下	異常なし	異常なし	一部に温度上 昇または低下 あり
3/26 07:31-07:44	マスパ ロマス	異常と 推定される	日陰	異常なし	異常なし	同上
3/26 09:52-10:04	ミンゲ ニュー	異常と 推定される	発生電力低下 (日照だが バッテリー使用)	異常なし	異常なし	同上

3.4 事象発生後の地上観測の状況(1/3)

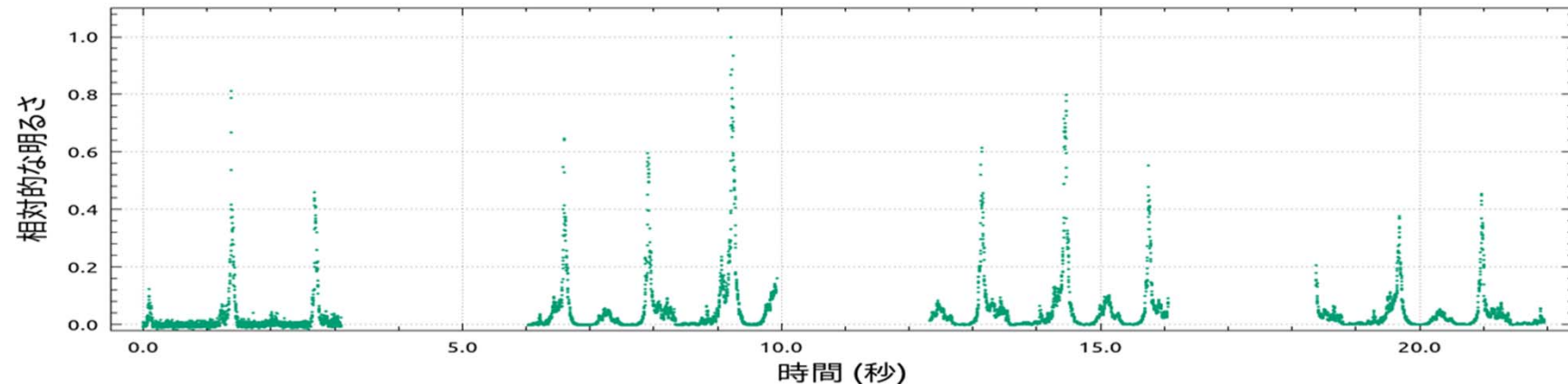
- 4/1深夜: ASTRO-Hの軌道周辺の全11物体分の軌道情報がJSpOC*より公開された。
- そのうちの2物体(41337、41442)についてはJAXAも軌道を特定している。
- 11物体の軌道を逆伝播すると、ある時間帯で一点に集まる。



* JSpOC: 国防総省戦略軍統合宇宙運用センター; Joint Space Operations Center

3.4 事象発生後の地上観測の状況(2/3)

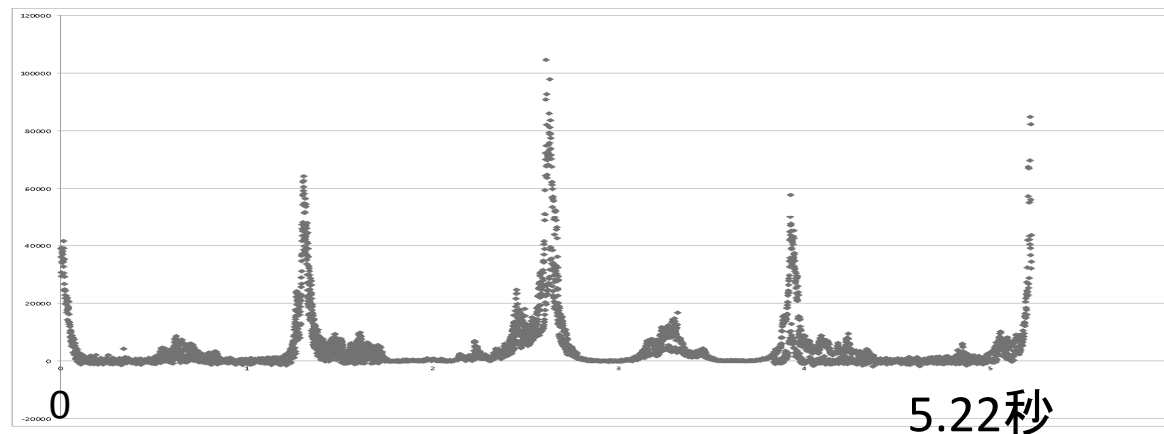
木曽観測所による41337の光度曲線



3/31 11:24:11.3 からの経過秒数

上図：木曽広視野高速カメラ
Tomo-e Gozenプロトタイプ機
による光度曲線

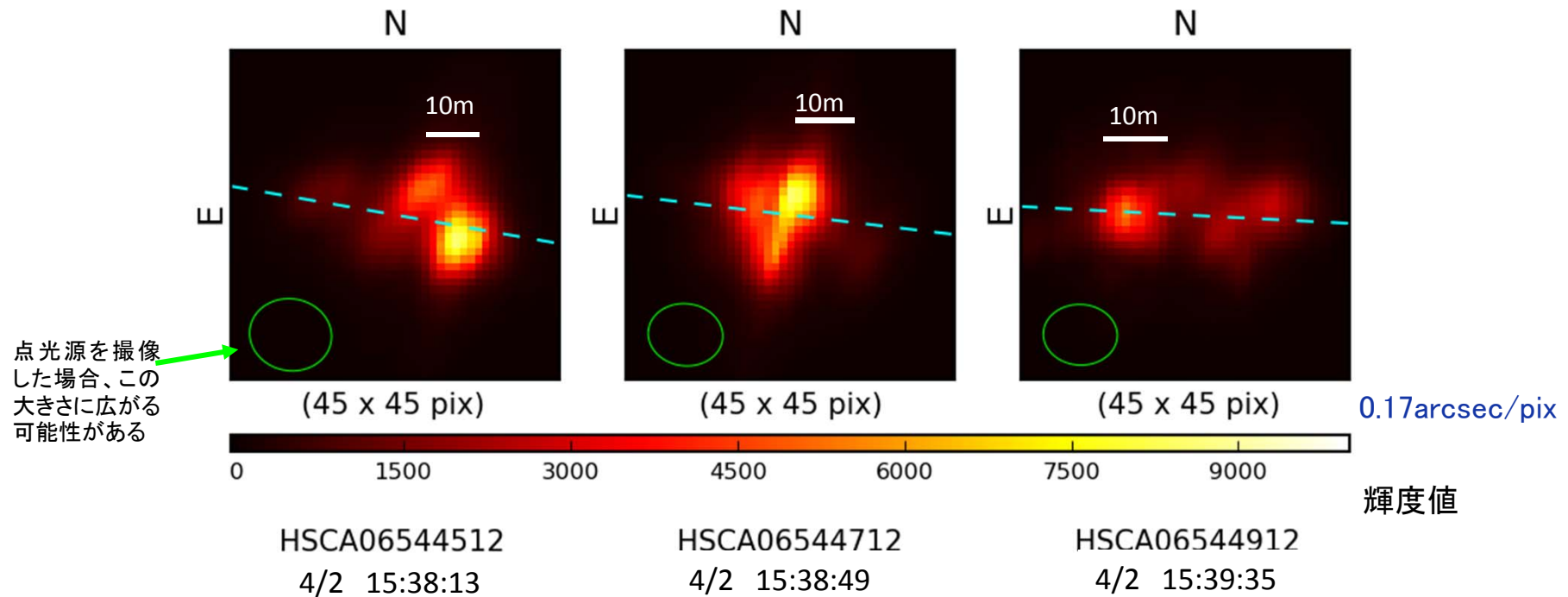
右図：上記データを元にJAXA
で光度曲線を周期5.22秒で折
り重ねたもの。



元図は東京大学の提供による

3.4 事象発生後の地上観測の状況(3/3)

すばる望遠鏡による41337の観測画像



画像は国立天文台の提供による

追尾誤差と大気のゆらぎによる像の広がりがあるものの、明るい部分の広がりから数m以上の物体であると推定される。

3.5 ASTRO-Hの運用について

以下の状況、及び複数の海外機関から太陽電池パドルの両翼分離を示唆する情報を得たことを踏まえ、今後衛星が機能回復することは期待できない状態にあるとの判断に至り、復旧に向けた活動は取りやめ原因究明に専念することとした。(4月28日)

- 物体の分離に至る異常発生メカニズムについてシミュレーションを含めた解析の結果がほぼ確定し、構造的に弱い部位である太陽電池パドルが両翼とも根元から分離した可能性が高いと考えられること。
- 物体が分離した後も電波を受信できていたことを根拠とし、通信の復旧の可能性があると考えていたが、得られた電波の周波数が技術的に説明できないこと等から、受信した電波はASTRO-Hのものではなかったと判断されること。

4. 異常発生メカニズム

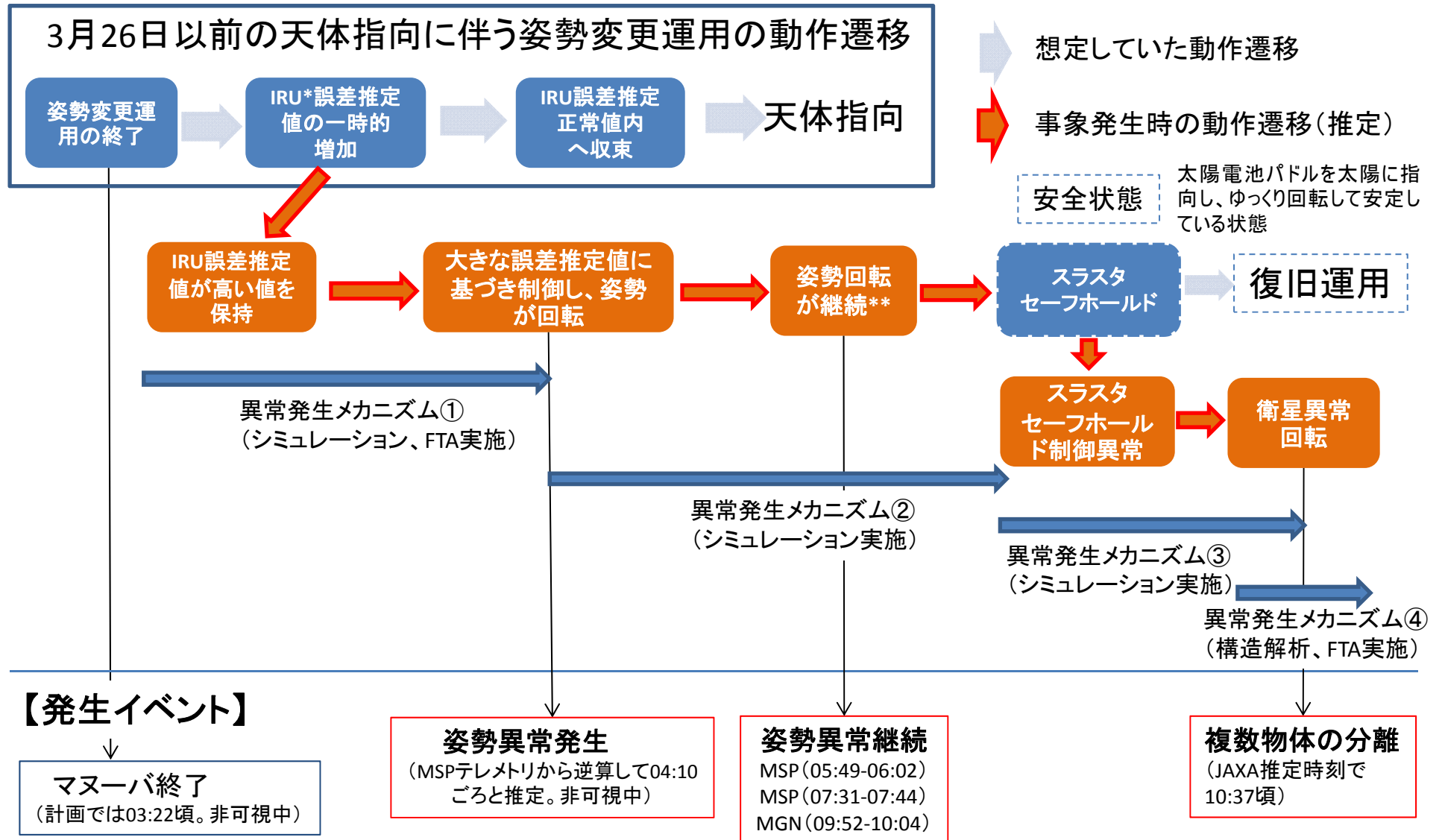
「衛星正常状態」から「姿勢異常」が発生し、「物体の分離」に至るまでのメカニズムを記載する。

4.1 異常発生メカニズム(サマリ)

(「衛星正常状態」から「姿勢異常」が発生し、「物体の分離」に至るまで)

- (1) 3月26日に、活動銀河核指向での初期機能確認を行う為の姿勢変更運用を計画通り実施した。
- (2) 姿勢変更運用終了後、姿勢制御系の想定と異なる動作により、実際には衛星が回転していないにもかかわらず、姿勢制御系は衛星が回転していると自己判断した。その結果、回転を止めようとする向きにリアクションホイール(RW)を作動させ、衛星を回転させるという姿勢異常が発生した。【異常発生メカニズム①】
- (3) 加えて、姿勢制御系が実施する磁気トルカによる角運動量のアンローディングが姿勢異常のため正常に働かず、RWに角運動量が蓄積し続けたと考える。【異常発生メカニズム②】
- (4) 姿勢制御系はこの状況を危険と判断し、衛星を安全な状態とするためセーフホールド(SH)に移行し、スラスタを噴射したと推定される。この際、姿勢制御系は不適切なスラスタ制御パラメータにより、想定と異なる指示をスラスタに与えたと推定される。その結果、スラスタは想定と異なる噴射を行い、衛星の回転が加速する作用を与えたと考える。【異常発生メカニズム③】
- (5) 衛星の想定以上の回転運動により、太陽電池パドル、伸展式光学ベンチ(EOB)など、回転状態で発生する力に対して構造的に弱い部位が破断し分離したと推定される。特に太陽電池パドルについては、取付部周辺で破損し、両翼とも分離した可能性が高い。【異常発生メカニズム④】

4.1 異常発生メカニズム(図解) 衛星正常状態から物体の分離に至るまで



MSP: JAXAマスパロマス局
MGN: JAXAミンゲニュー局

表示時刻は
全て日本時間3/26

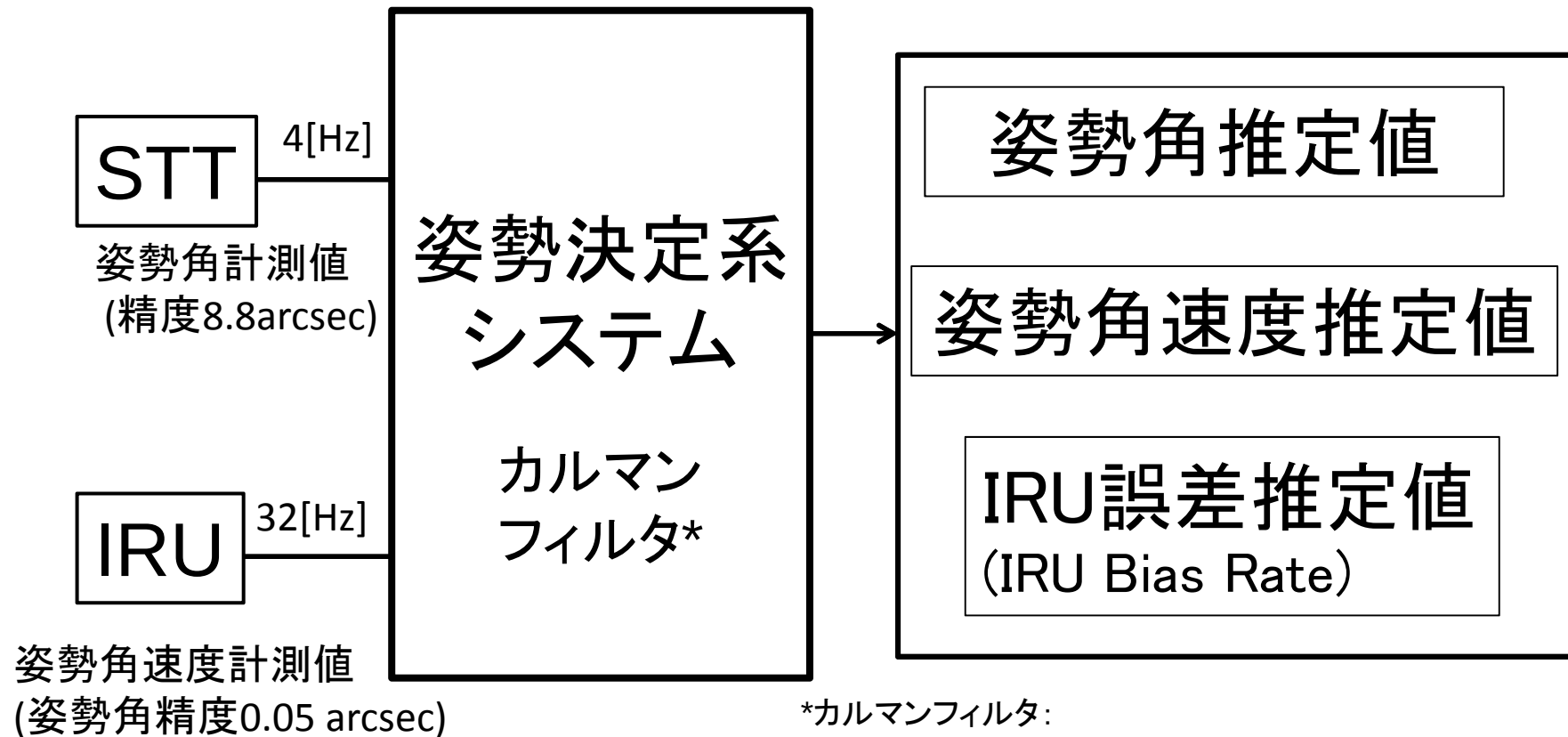
* IRU: Inertial Reference Unit、慣性基準装置
**ASTRO-Hの姿勢制御系は、姿勢異常判断に太陽センサを使用せず、姿勢制御系ソフトウェアによる推定値をもとに姿勢異常を判断している。

4.2 【異常発生メカニズム①】 衛星正常状態から姿勢異常発生まで

- ASTRO-Hは通常時、慣性基準装置(IRU)とスタートラッカ(STT)の情報をもとに姿勢決定を行う。【補足A参照】
- 3/26の姿勢変更運用は、姿勢変更中はSTTデータの取り込みを一時的に停止し、姿勢変更運用終了後にSTTデータの取り込みを再開する運用としていた。STTデータの取り込み再開の際、IRU誤差推定値【補足B参照】が一時的に実際の誤差推定値よりも大きな値となり、その後、STTデータによる補正により正常値範囲内に収束する動作を行うことを想定していた。
- しかしながら、3/26の姿勢変更運用終了後、IRU誤差推定値が実際とは異なる高い値を保持し続け、その結果、MSP局のテレメトリとして21.7[deg/h]という高いIRU誤差推定値が確認されたと考えている。
- この場合、実際には衛星が回転していないにもかかわらず、姿勢制御系が衛星が回転していると自己判断し、その結果、回転を止めようとする向きにリアクションホイール(RW)を作動させたと判断している。
- IRU誤差推定値が高い値を保持する要因について、搭載ソフトウェアを用いてSTTのモード遷移をインプットしてシミュレーションしたところ、次ページに示すSTTの動作においてIRU誤差推定値が高い値のまま保持されることを確認した。
- なお、IRU誤差推定値が高い値に保持された件についてFTAを行い、IRUの異常や搭載コンピュータのハードウェア異常といったその他の要因により、高い値に保持される可能性は低いと判断している。

【補足A】 ASTRO-H姿勢決定方法

補足A



*カルマンフィルタ:

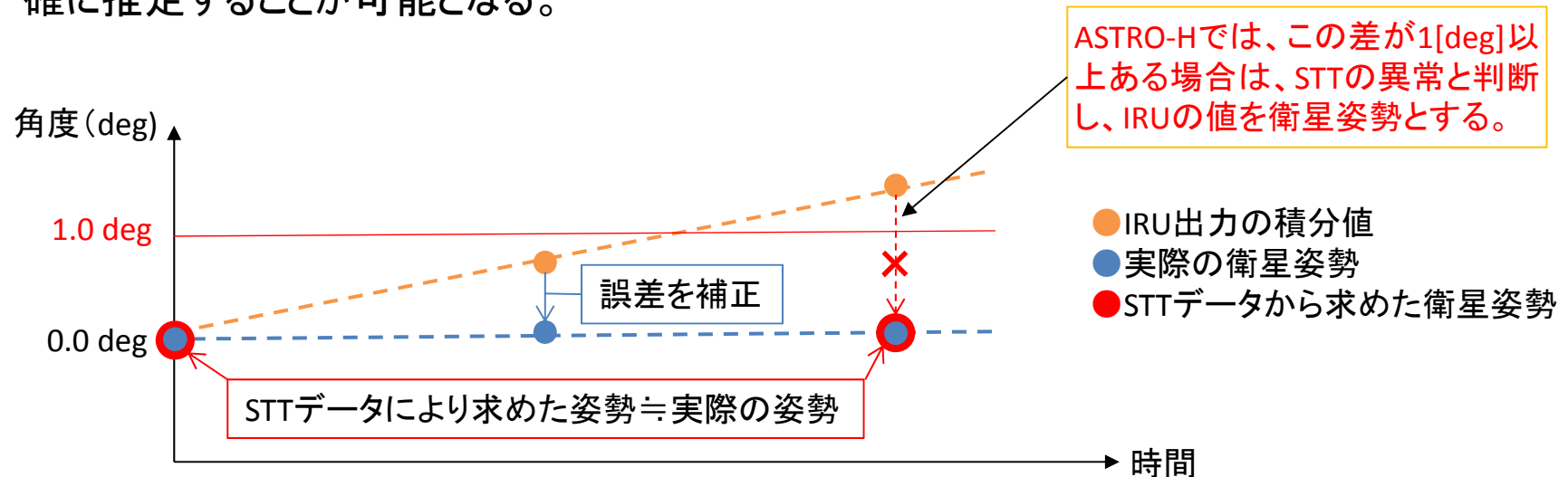
これまで推定してきた運動情報に新規に取得したセンサ計測値を統合し、センサ特性や過去の推移に基づき、センサのノイズを除去しながら合理的に運動状態を推定する方法。

姿勢制御系への要求

- 姿勢決定精度要求 (X・Y: 3[arcsec]、Z:12[arcsec])

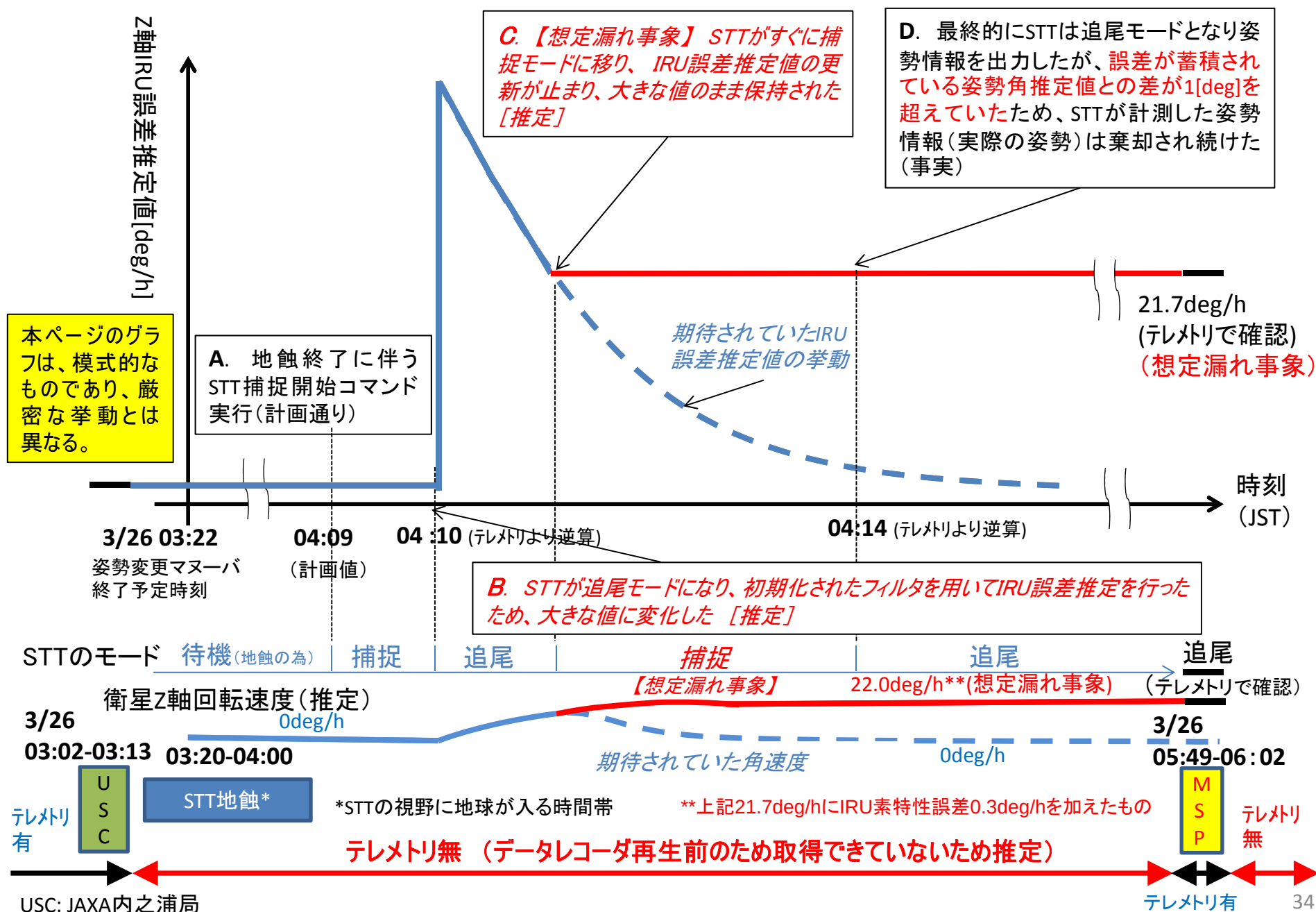
【補足B】 IRU誤差推定値について

- IRUは衛星の各軸(X、Y、Z軸)の角速度(deg/sec)を計測する機器
- IRUデータにより衛星姿勢(deg)を決定する場合、時間積分により算出する
例 計測値:0.1[deg/sec] 10秒後の姿勢:0.1×10[sec]=1.0[deg])。
- 角速度計測値には僅かな誤差があり、時間積分により誤差が蓄積する。
例 計測誤差:0.01[deg/sec] 10秒後の姿勢決定誤差:0.01×10=0.1[deg]
- 精度の高いSTTによる姿勢決定値と比較することでIRUの誤差の傾向(下図オレンジの線の傾き)を算出している。
- この誤差の傾向(IRU誤差推定値)を利用することで、STTデータの無い部分でも、姿勢を正確に推定することが可能となる。



(注)あくまでわかりやすさを重視した図であり、実際の処理とは異なる

4.2 異常発生メカニズム①: IRU誤差推定値の動き



4.3 【異常発生メカニズム②】 姿勢異常発生から姿勢回転継続まで

- ①の事象発生後、衛星はゆっくりとZ軸周りに回転を始め、太陽電池パドルが太陽方向からずれ始めたが、ASTRO-Hの姿勢制御系は、太陽センサ(CSAS)をFDIR*における姿勢異常判断に使用していないため姿勢異常が検知できず、姿勢回転が継続した。【補足C参照】
- この時、並行して実施している磁気トルカによるRW角運動量のアンローディング**処理が、姿勢異常のため正常に働かず、RWに角運動量が蓄積***された。
- 09:52-10:04 MGN局のテレメトリから、RWに蓄積された角運動量が制限値に近い値まで上昇していたことを確認している(テレメトリ:112[Nms]、制限値:120[Nms])。
- 姿勢異常状態における角運動量蓄積についてシミュレーションにて確認し、実際の値とほぼ同じ角運動量がRWに蓄積されることを確認した。

*FDIR: Fault Detection Isolation and Reconfiguration 故障検出、分離、及び再構成

**アンローディング: 磁気トルカ作動または姿勢制御用スラスタの微量噴射により、リアクションホイールの回転数を正常動作範囲内に調整する運用

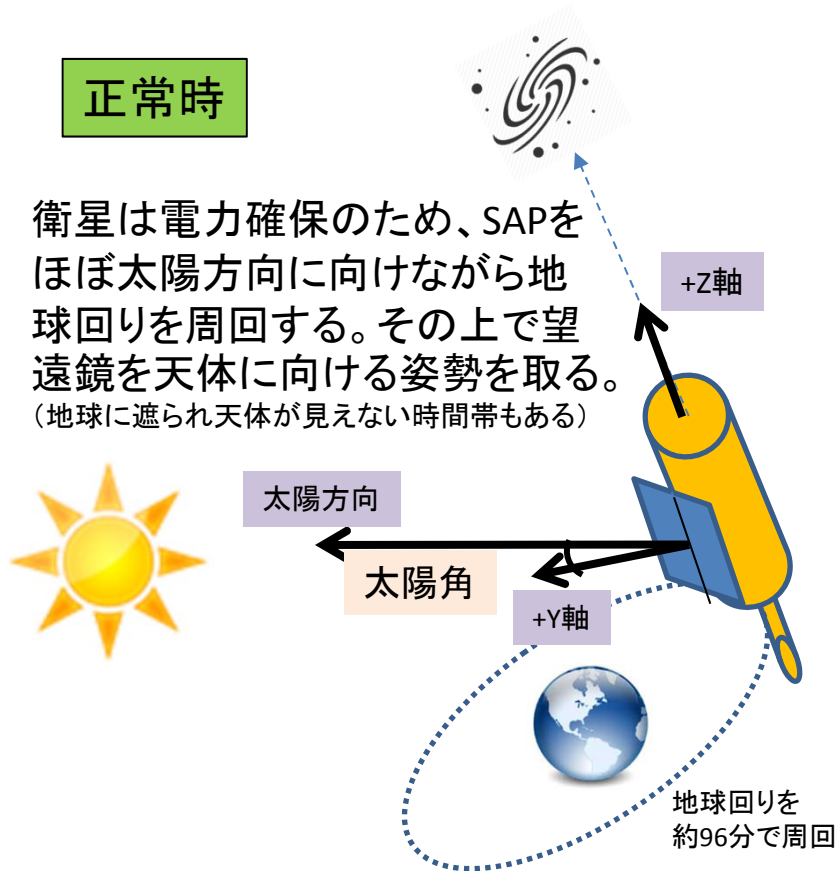
***角運動量の蓄積: 角運動量の蓄積は、リアクションホイールの回転数の増加に相当

【補足C】異常発生メカニズム②での衛星挙動(イメージ) 補足C

3/26 01:40ごろ【推定】～少なくとも10:04(MGN可視終了)まで

正常時

衛星は電力確保のため、SAPをほぼ太陽方向に向けながら地球回りを周回する。その上で望遠鏡を天体に向ける姿勢を取る。
(地球に遮られ天体が見えない時間帯もある)

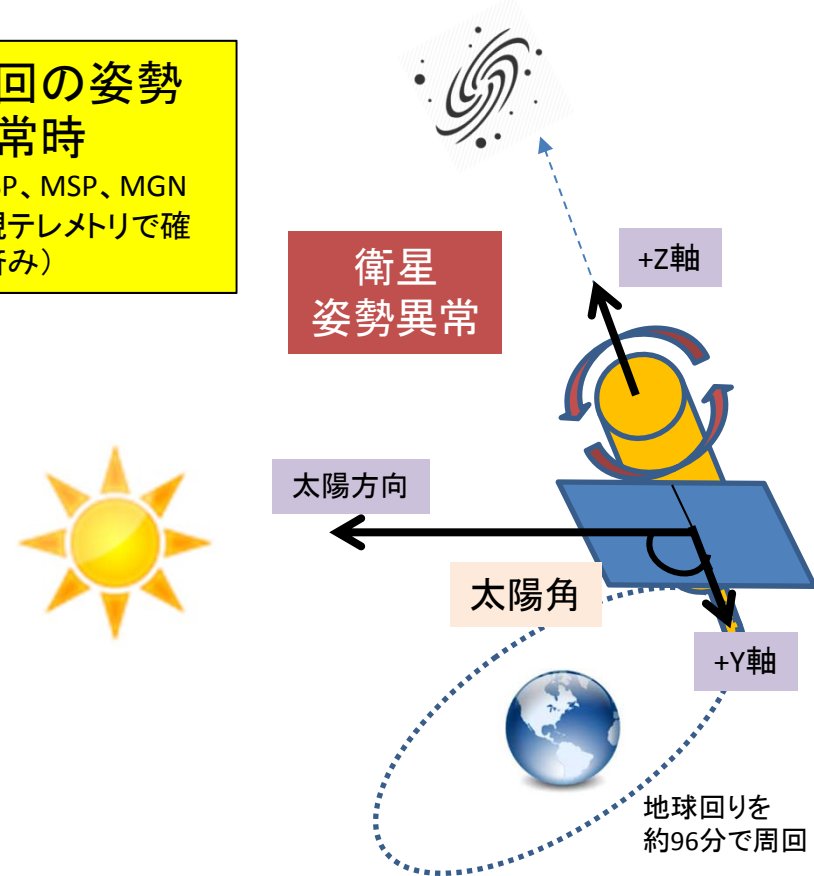


衛星+Y軸と太陽方向のなす角度(太陽角)が、プラスマイナス30度以内であれば正常

今回の姿勢異常時

(MSP、MSP、MGN可視テレメトリで確認済み)

衛星姿勢異常



- 姿勢制御パラメータが異常になって以降、衛星が1時間に約21.7度の割合でZ軸回りにゆっくり回転を始めた
- 最後にテレメトリを確認できたMGN局での太陽角は約123度であった(すなわち、太陽電池パドル裏面から太陽光入射していた)。

4.4 【異常発生メカニズム③】 姿勢回転継続から異常回転まで

- RWに蓄積する角運動量が最終的に制限値(120[Nms])を超えると姿勢制御系はRWによる制御に何らかの異常が発生したと判断し、スラスタにより姿勢制御を行うモード(スラスタセーフホールドモード: RCS SH)に移行する。【補足D参照】
- RCS SHでは、スラスタにより太陽を捕捉するように姿勢を立て直す動作を行う。【補足E参照】
- RCS SHに移行した場合、不適切なスラスタ制御パラメータにより、スラスタは想定と異なり、衛星の角速度が増加する方向に噴射を行う。【補足F参照】
- シミュレーションにより不適切なスラスタ制御パラメータによる噴射動作を模擬し、角速度が増加する方向に作用し、太陽電池パドルの分離に至る角速度まで到達することを確認した。【補足G参照】
- 同じくシミュレーションにより確認した、姿勢異常発生以降の衛星の姿勢角、角運動量、太陽方向についても示す。【補足H参照】

【補足D】 RCSセーフホールド

補足D

ASTRO-Hでは、以下のステップで行われる。

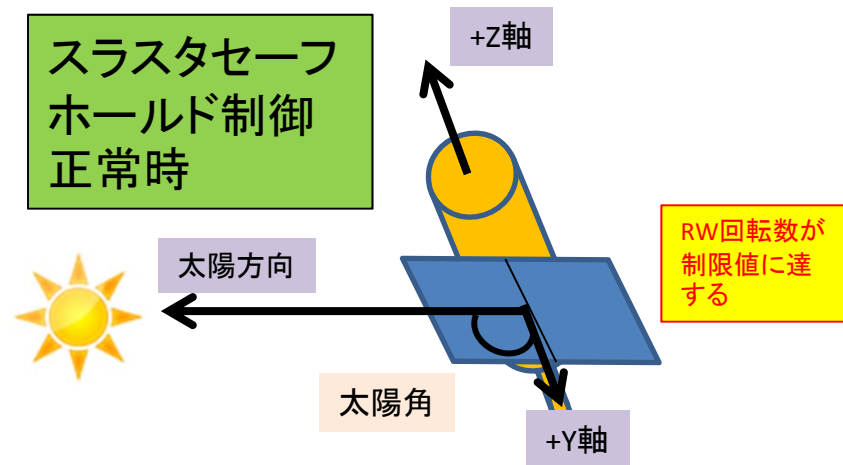
- (1) 姿勢制御系の下記の機器をA系からB系に切り替える。CSAS、IRU、AOCP、RCS
- (2) IRUで $0.08[\text{deg/sec}]$ 以上の角速度を検出した場合にはRCSを用いてレートダンプを行う。
- (3) CSAS、IRU、RCSを用いて、太陽を捕捉する。なお、CSASでサンプレゼンスが得られない場合、衛星X軸、衛星Z軸の順に衛星全体を回転させ、全天太陽探索を行う。
- (4) サンプレゼンス取得後は、IRUとCSASにより+Y軸方向に太陽を捕捉し、推薬消費が少なくなるように、Y軸回りに $0.25[\text{deg/sec}]$ で回転させる。

なお、太陽探索開始時に日陰の場合、あるいは日照時間中に探索終了できないとAOCPが判断した場合には、日陰が終了するまでX軸まわり $-0.05[\text{deg/sec}]$ のスロースピンで待機する。

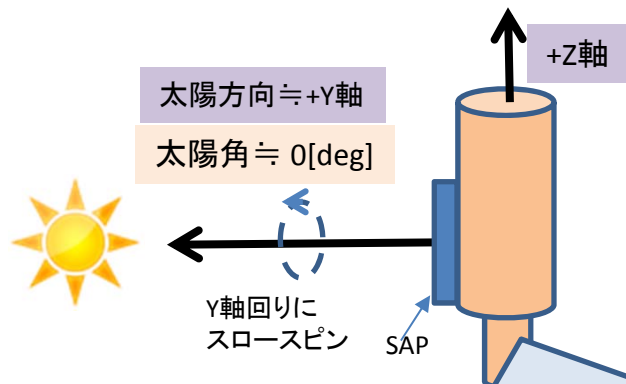
(観測装置に対する太陽光入射制限があるため)

【補足E】 異常発生メカニズム③④での衛星挙動(イメージ)

3/26 10:04【MGN可視終了後】以降、10:37【衛星分離のJAXA推定時刻】までの間



観測中断し(天体指向姿勢を諦めて)、
スラスタによる姿勢制御モード(RCS
SH)に遷移



セーフホールド姿勢

力学的に安定かつ発生電力が確保できる姿勢。この状態で地上からの復旧指令を待つ。

スラスタセーフ
ホールド制御
異常時(今回)
(非可視時間帯のため
推定)

(左上図と
同じ状態)

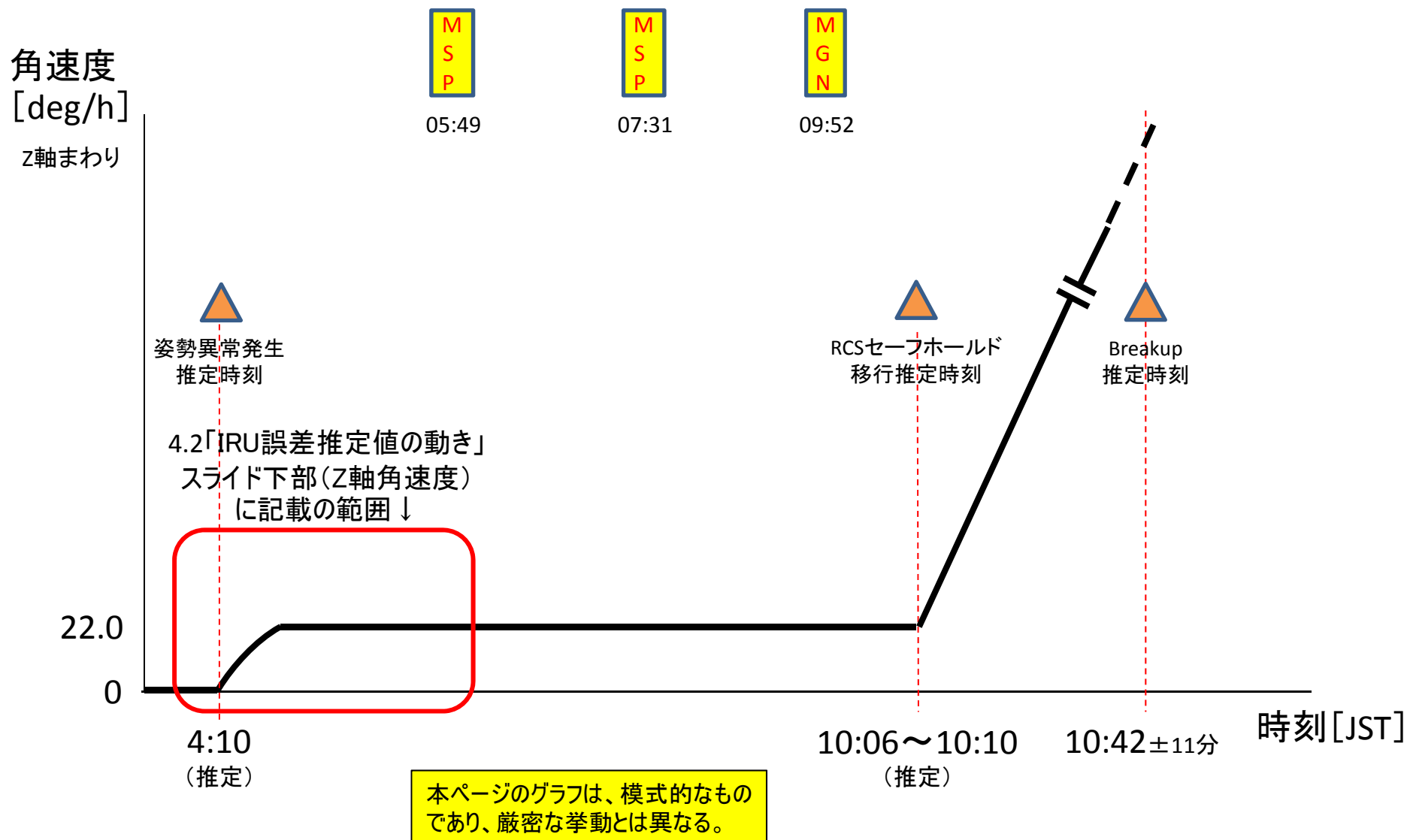
RW回転数が
制限値に達し
たと考えられる

観測中断し(天体指向姿勢を諦めて)、
スラスタによる姿勢制御モード(RCS
SH)に遷移したと考えられる

不適切なスラスタ制御パラメータ設定
により、想定と異なる噴射したと考える

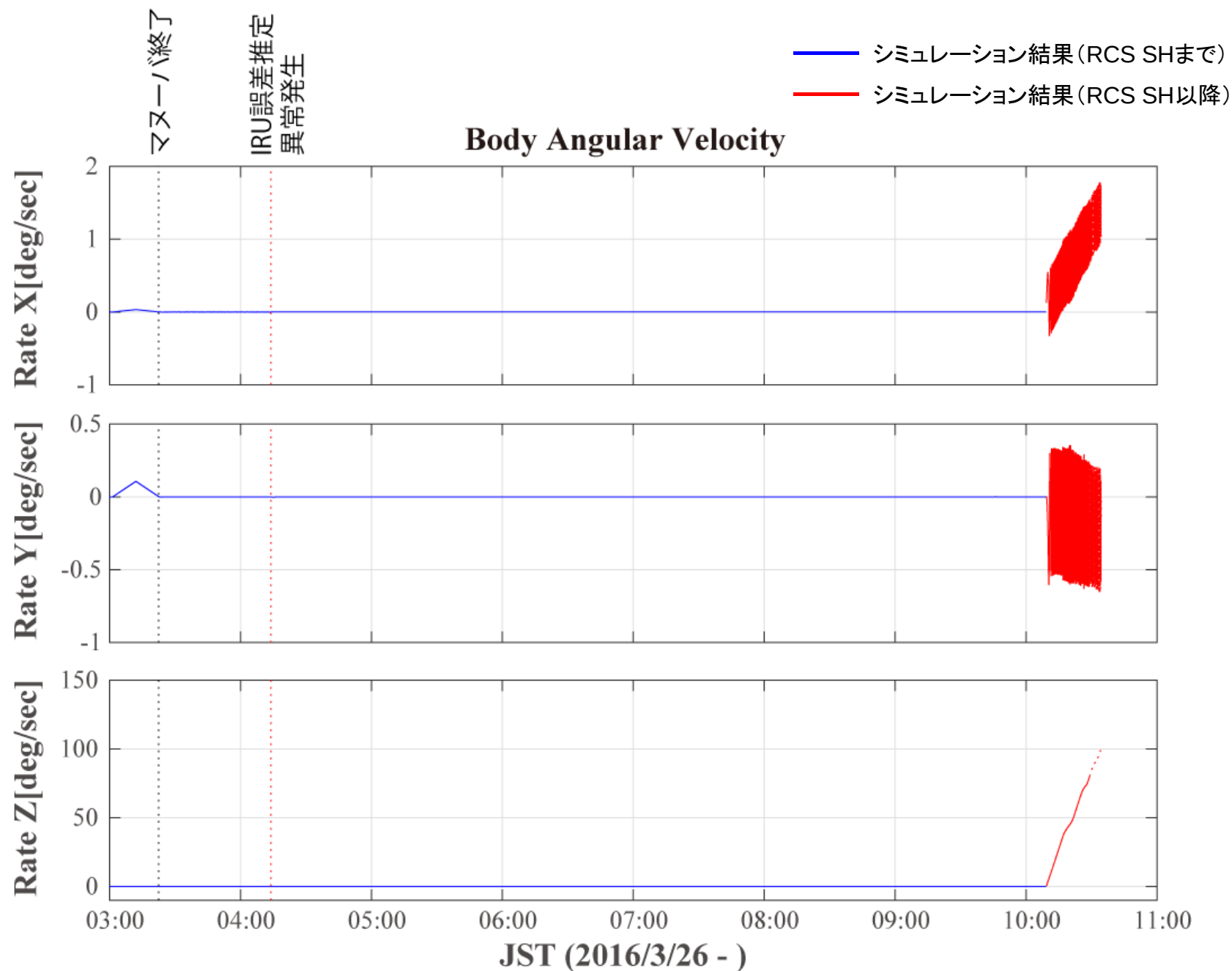
- 衛星の角速度が増加したと考えられる
- 回転によって大きな荷重が加わる部位(太陽電池パドル、EOB等)が破断し分離したと考えられる

【補足F】 衛星の角速度（Z軸まわり）推移 （姿勢変更マヌーバ終了後から）



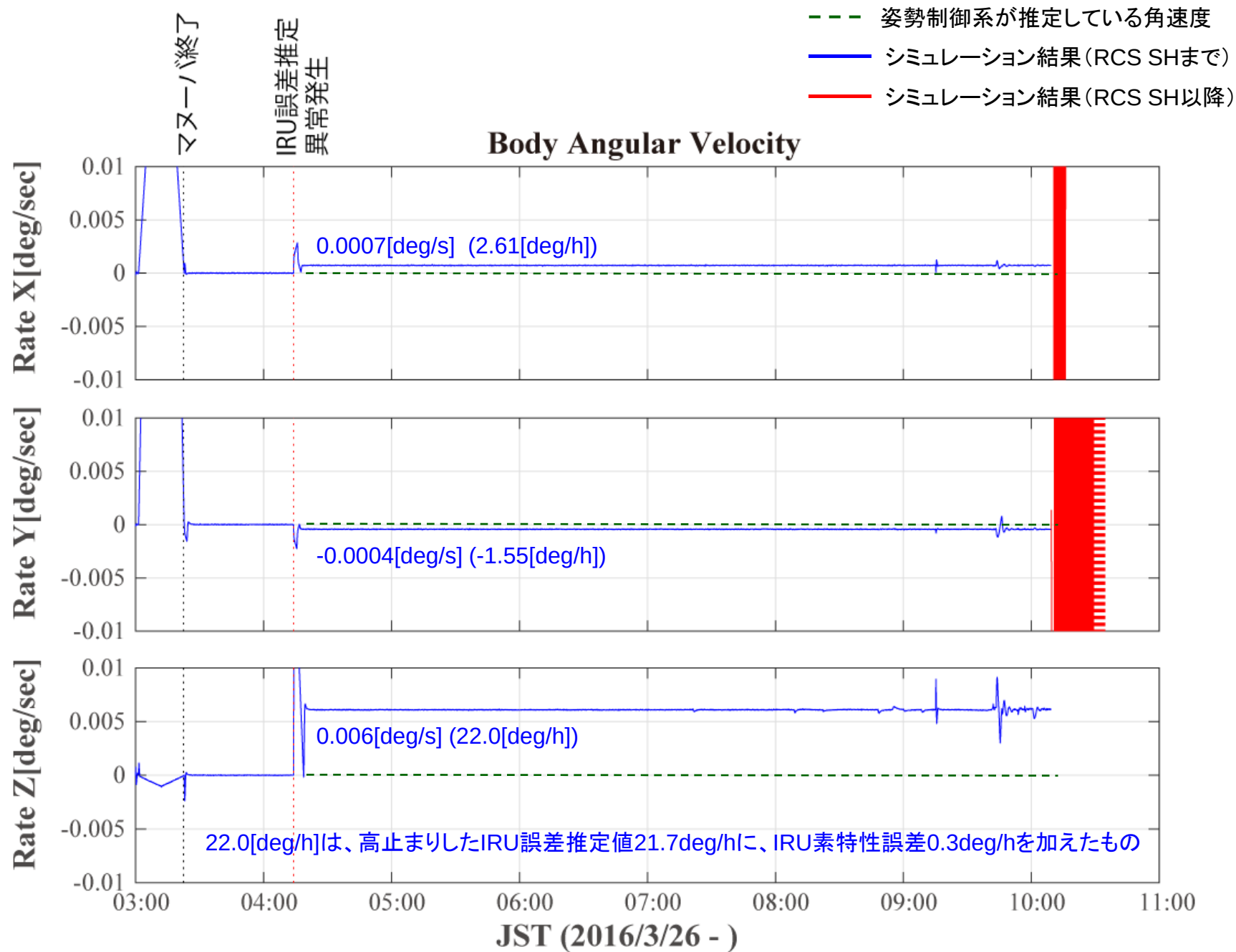
【補足G】 ASTRO-Hの角速度（全体スケール）

補足G



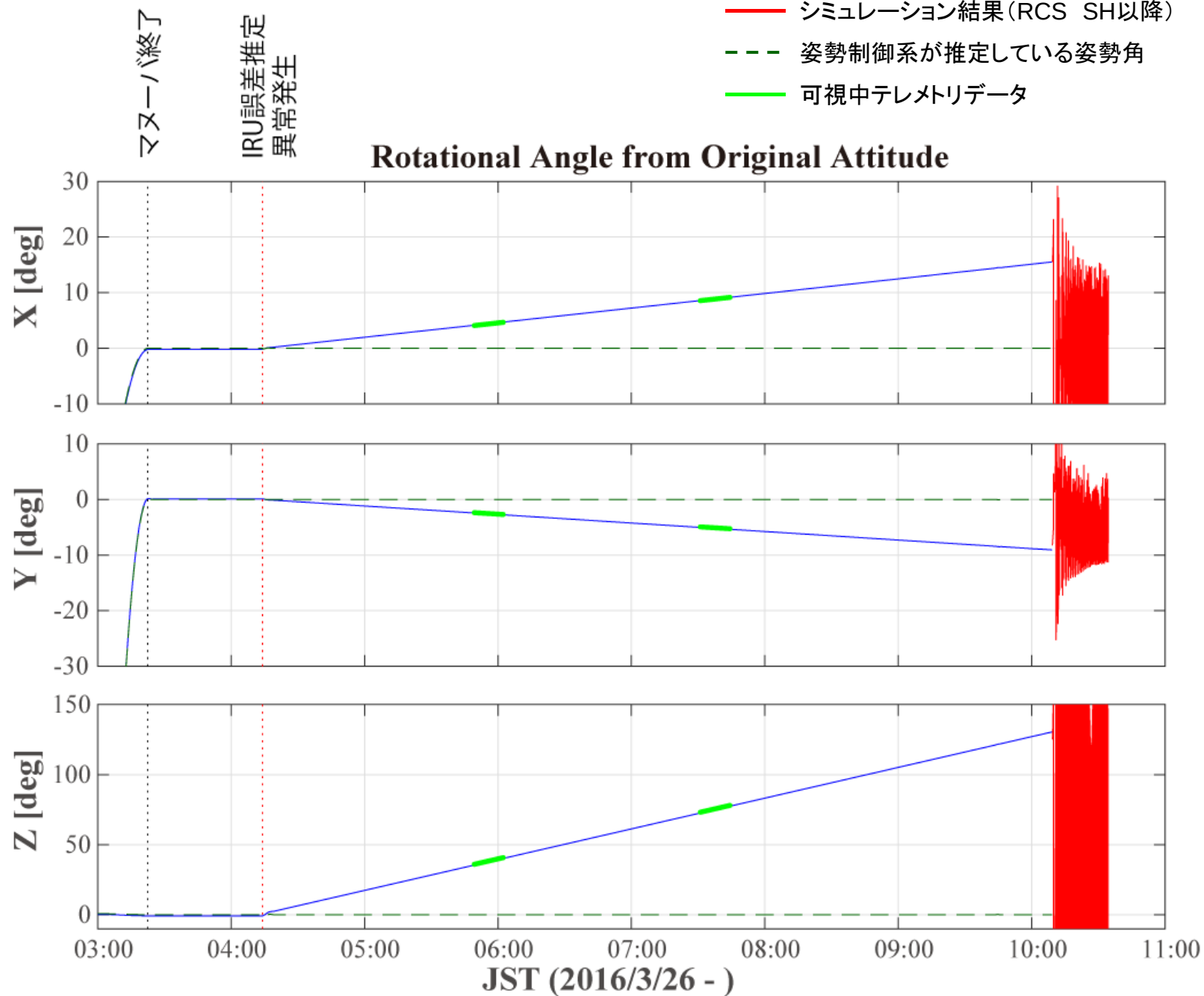
【補足G】 ASTRO-Hの角速度（拡大スケール）

補足G



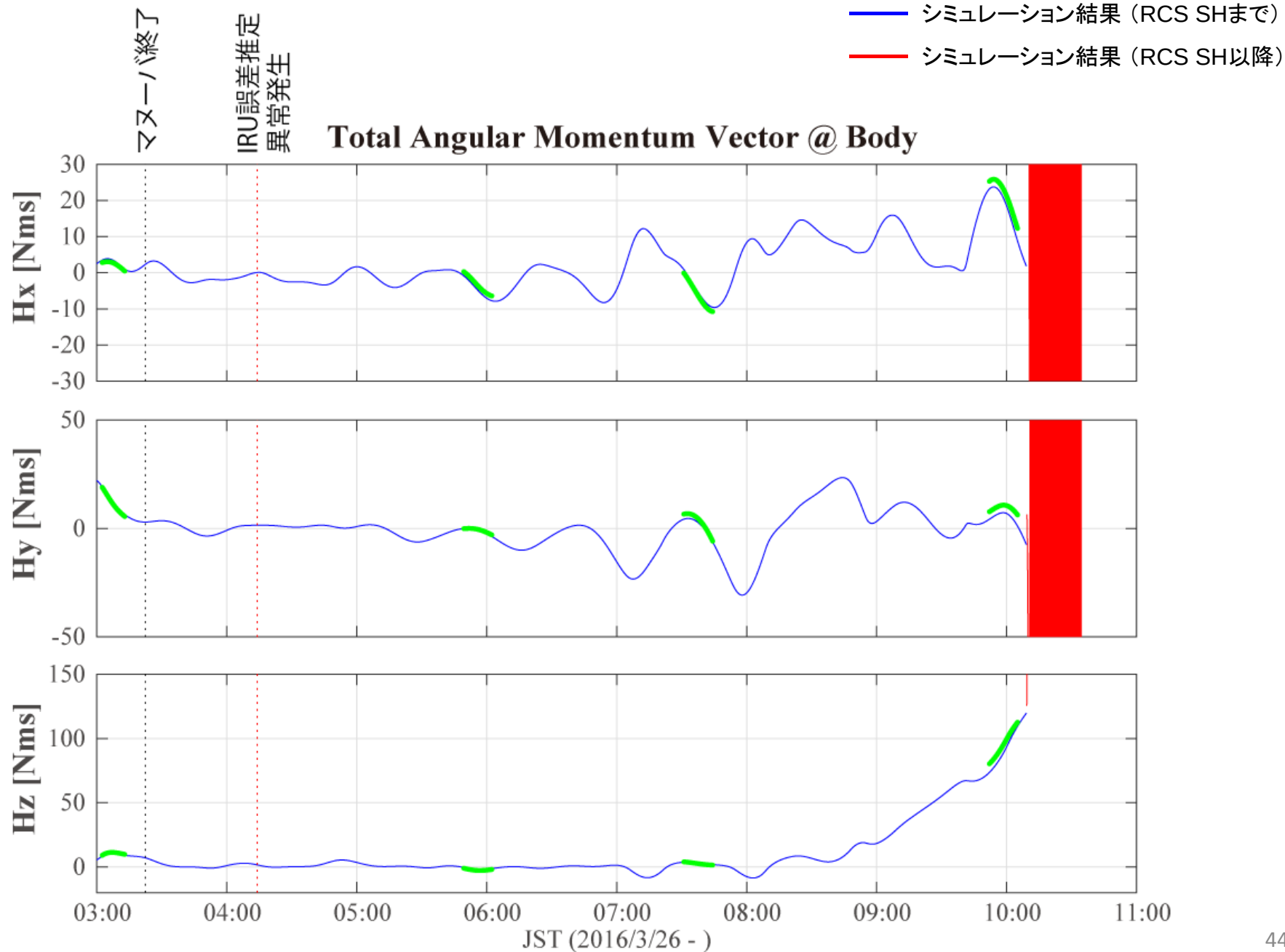
【補足H】 ASTRO-Hの姿勢角

補足H

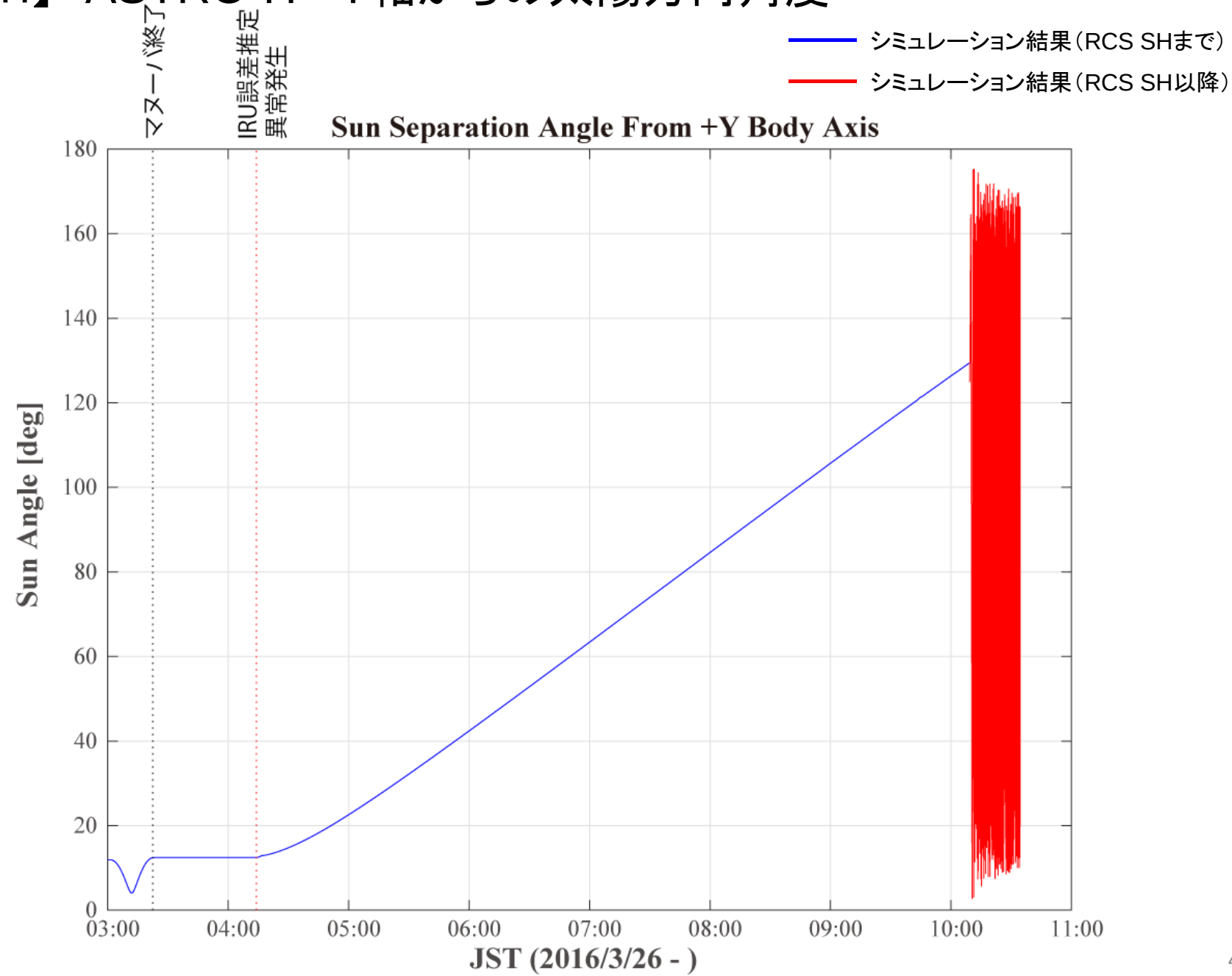


【補足H】 ASTRO-Hの全角運動量

補足H



【補足H】 ASTRO-H +Y軸からの太陽方向角度



4.5 【異常発生メカニズム④】 異常回転から物体の破断・分離まで

- 今回の事象について、衛星の角速度が増加した結果、回転状態で大きな荷重が加わる部位（太陽電池パドルの一部、伸展式光学ベンチ（EOB）等）が破断して分離したと推定してきた。
- 調査・検討の結果、太陽電池パドルについては、両翼とも取付部周辺で破断し、一部ではなく全部が取付け部から分離した可能性が高いと、以下2つの点から判断した。
 - 太陽電池パドル部の詳細な解析（有限要素法による構造解析）の結果、回転状態で発生する力に対して太陽電池パドル取付部周辺が最も弱いこと
 - 太陽電池パドル取付部周辺が破断に至る角速度は、協力を依頼している観測所等の観測により推定しているASTRO-Hの角速度と同じオーダー（桁）であること
- EOBについても、上記同様の解析を行った結果、破断し先端の観測機器と共に分離した可能性が高いと判断した。【補足I】

【補足I】分離部位における許容角速度の分析結果

構体は打上げ時の厳しい荷重に晒されるため、太陽電池パドル(SAP)と伸展式光学ベンチ(EOB)は収納された状態で打ち上げられ、軌道上で展開・伸展される。そのため、これらの展開・伸展後の状態は他の部位と比較して荷重に弱い。下表に、許容荷重を超える荷重を発生させる角速度(許容角速度)を解析で求めた結果を示す。

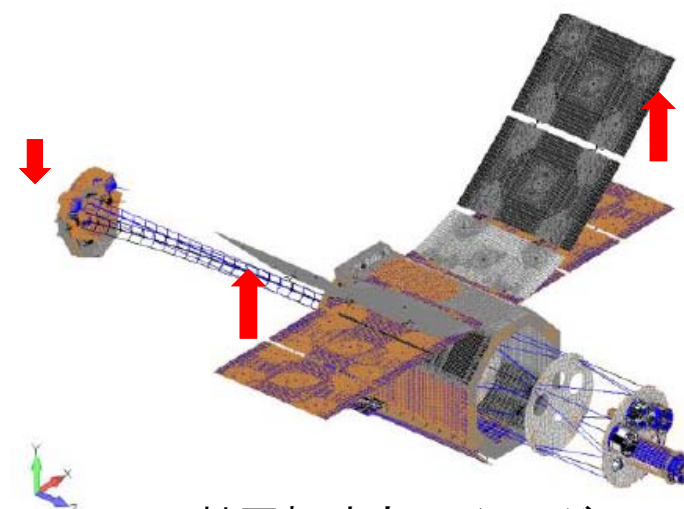
下図にZ軸回りの回転時のSAPの変形図を示す。図からSAP取付部に大きな曲げモーメントが生じることがわかる。一方、SAPのY軸回りの回転については、SAP取付部周辺に曲げモーメントが加わらないため、他の軸に比べて許容角速度がかなり大きくなるので省略した。

EOBのX軸及びY軸回りについては、HXIプレートとそれに搭載されている観測機器が回転によってEOBを引っ張り、EOBの22段の各段の縦部材にほぼ同じ引張荷重が生じるため、各段の許容角速度もほぼ同じになる。

許容角速度

部位	回転軸 (注)	許容角速度 [deg/s]	許容荷重逸脱部位
SAP	Z軸	約150	SAP取付部周辺
	X軸	約150	SAP取付部周辺
EOB	Z軸	約125	EOB衛星側取付部
	X軸	約90	EOB各段
	Y軸	約90	EOB各段

注：回転軸の定義は2.3衛星外観(詳細)に示す。



Z軸回転時変形イメージ

4.6 推定される現在の衛星状態

- 衛星全体は大きな角速度で回転
- 太陽電池パドル両翼が破断し分離
- EOBが破断し先端の観測機器と共に分離
- バッテリ枯渇

上記を踏まえ、今後衛星が機能回復することは期待できない状態にあると判断し、復旧に向けた活動は取りやめた。(4月28日)

- ASTRO-Hから分離した物体のうち2つは比較的早く高度を下げていることが観測されており、4月20日と24日に大気圏に再突入した。

以下の理由から、JAXAでは、これらの物体は大気圏中で燃え尽きたと推定している。

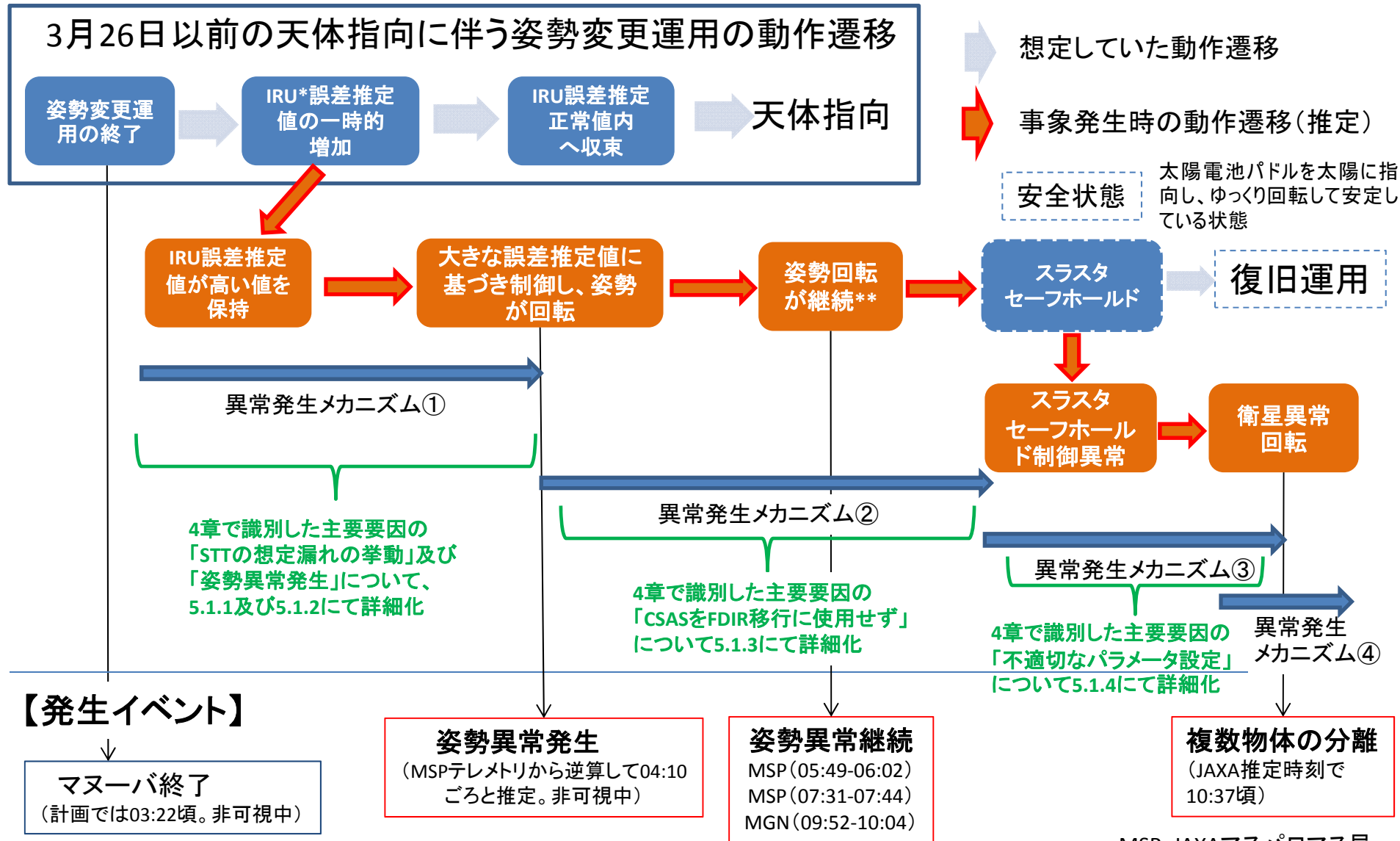
- 空力加熱のため、衛星の材料はチタン合金等、特殊な材料を除き溶融する。
- ASTRO-Hで溶融しないと推定される部位は、燃料タンク(チタン合金製)のみである。
- 上述の2物体は、高度を比較的早く下げていることから、質量に対して空気抵抗が大きい物体(衛星表面に取り付ける断熱材等)と推定されるため、燃料タンクでは無いと考えられる。
- よって、落下した2物体は大気圏中で燃え尽きたと推定している。

5. 異常発生メカニズムの要因分析

4. までに明らかにした異常発生メカニズムについて、直接的な技術的要因の分析結果を5.1. に示すとともに、その技術的要因の発生につながる課題を特定するため、設計、製造・試験、運用のフェーズごとの分析結果を5.2. に示す。

衛星正常状態から物体の分離に至る異常発生メカニズム

再掲



表示時刻は
全て日本時間3/26

* IRU: Inertial Reference Unit、慣性基準装置

**ASTRO-Hの姿勢制御系は、姿勢異常判断に太陽センサを使用せず、姿勢制御系ソフトウェアによる推定値をもとに姿勢異常を判断している。

5 . 1 . 1 STTの挙動について（1/2）

(1)事実関係

現在確認されている事象は以下の通り。

- ① 3/26JST a) 3:22: 姿勢マヌーバ終了予定時刻 → b) 4:00頃: STT地蝕予測終了 → c) SAA領域を通過 → d) 4:09: STTスタンバイ運用終了、STT捕捉開始コマンド実行 → e) 4:10: STTが捕捉モードから追尾モードに移行し、カルマンフィルタ観測更新開始(テレメトリより逆算) → g) 4:14からSTT追尾モード継続(テレメトリより逆算)

- 以上から、e)とg)の間で、f) 少なくとも1回、追尾モードから捕捉モードに戻る等で観測更新が中断した
- 追尾モードに復帰していることから、緊急モードには移行せず、最悪でも捕捉モードに留まった

以上の事象(STT事象A)が発生したことが推定される。

- ② 一方、軌道上データ評価結果から、打上から3/26の上記事象前までの運用では、以下の事象が発生していた

- (STT事象B) 追尾モードから捕捉モードへ一時的に戻る事象(15件)
- (STT事象C) 追尾モード中にクォータニオン妥当性フラグ*が非妥当になる事象(3件)
- (STT事象D) 追尾モードから捕捉モードそして緊急モードへ戻る事象(1件)

- ③ 最初に発生したSTT事象Dへの対策として、2/28以降、地蝕時にSTTスタンバイで運用

- ④ こうした事象について、STT1とSTT2の間に有意な差は見られない

- ⑤ 本STTは、これまでの国産STTのヘリテージに基づく新規開発品

*STTが出力する姿勢情報の信憑性を示すSTTのテレメトリ。フラグが「妥当」の時のみカルマンフィルタに取り込まれる。

5 . 1 . 1 STTの挙動について (2/2)

(2)直接要因(推定)

- STTが追尾モードから捕捉モードに戻る等して観測更新が中断することは、他のSTTでもSTT光学系が見ている環境によっては発生しうる事象である。
- 「参考」に記載したその他19件のテレメトリデータ、STT視野並びにSTT内のソフトウェア処理を検討した結果に基づき、3/26のSTT事象Aが発生したと判断した理由を以下に記す。
- STT事象Bの2件、STT事象Cの2件(合計4件)については、設定していたSTTの捕捉モード時の姿勢レート計算に用いる星の条件のパラメータ設定値(ピクセル数閾値)下では、星天上の視野内にSTTが姿勢レート推定に使用できる明るい星が少なくなる。これにより、姿勢レート推定誤差が大きくなり、捕捉モードから追尾モードへの安定移行が行えず、追尾を外したことが分った。
- 3/26のSTT事象Aについて、STTの視野解析を行ったところ、上記4件と同様の条件にあり、同じ理由により事象Aが発生したと判断する。
- ピクセル数閾値については、打上げ時の初期設定値であったが、チューニングが必要であることがわかったため、3/26以降に軌道上調整を行う予定だった。

5 . 1 . 2 AOCS設計(姿勢異常発生) (1/2)

(1) 事実関係

現在確認されている事象は以下の通り。

- 3/26の3:02～3:13の内之浦パスの後、マヌーバ終了後にタイムラインコマンドにより、カルマンフィルタのリセットを実施した。
- 3/26JST05:49～6:02のMSPパスにおいて、IRUバイアス誤差の推定値が21.7deg/hで維持され及び発生電力の低下が確認されている。
- 3/26JST09:52～10:04のMGNパス(要確認)において、STT情報棄却継続と約21.7deg/hでの回転(STTデータによる推定値)、サンプレゼンス不在(太陽電池パドルが太陽を向かず)、温度分布変化(姿勢変動に起因と推察)が確認されている。

(2) 直接原因(推定)

IRUバイアス誤差の推定値が高止まりし姿勢異常に至った要因は、以下の3つの要因を考えている。

a. マヌーバ後のカルマンフィルタのリセットの際、高いゲインとなる設定

観測時間を確保する目的で、マヌーバ後の姿勢決定収束時間を短くする方策をとるため、マヌーバ後にカルマンフィルタをリセットの際、大きなカルマンゲインとなる設計としており、結果的にIRUバイアス誤差の推定値がその過程において比較的高い値をとる時間帯が存在した。

なお、この事象は本事象以前にも発生しているが、STTデータが継続的に取り込まれたことから、計画通りの短い時間で収束が行われた。

5 . 1 . 2 AOCS設計(姿勢異常発生) (2/2)

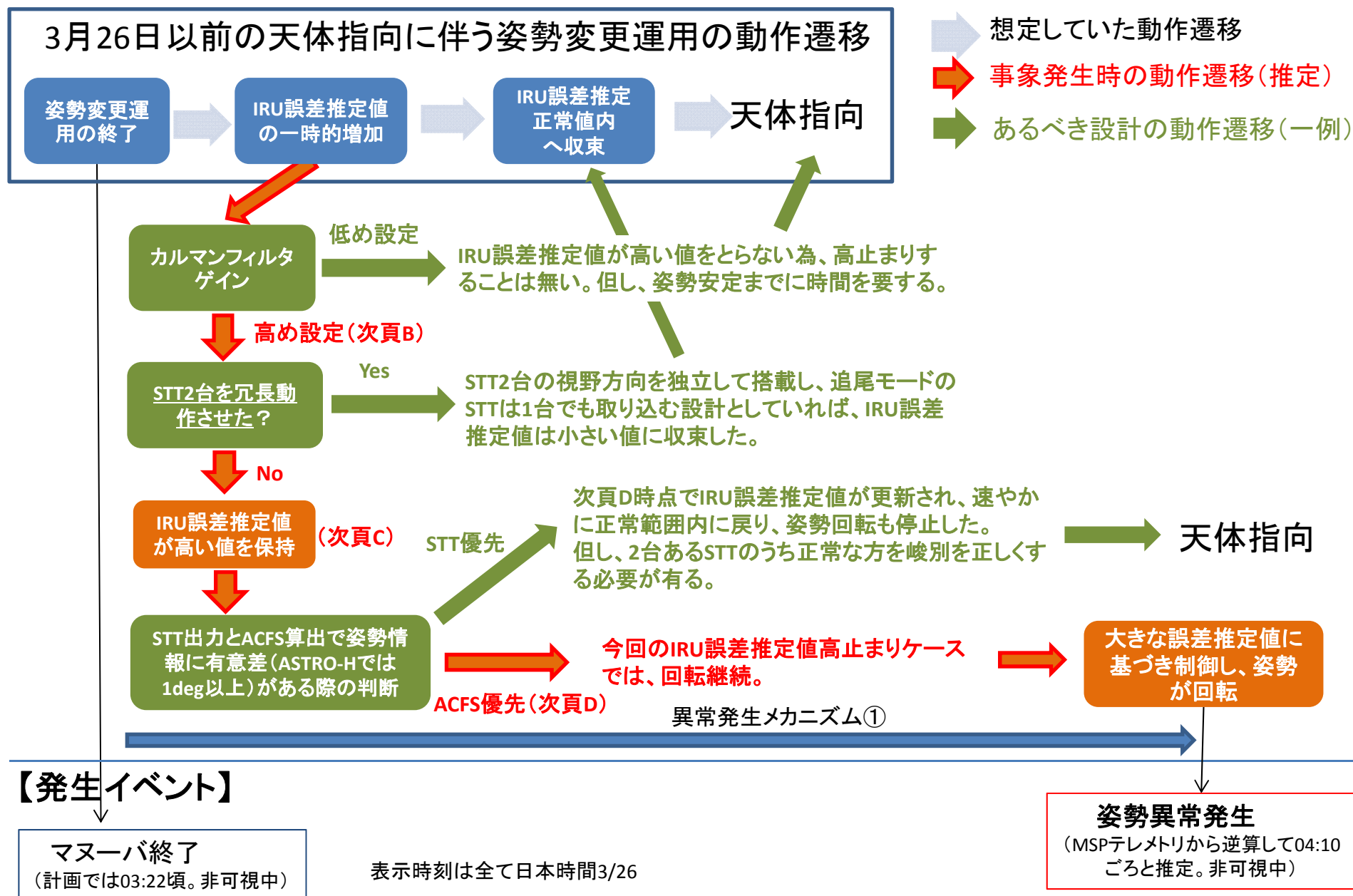
b. 2台あるSTTを冗長に使用しない設計

STTは2台搭載していたが、STT2台使用設定時には、片系が使用できない際には、両系共に使用せずIRU出力に基づく姿勢制御系ソフトウェア(ACFS)計算値に依存する設計としていた。その理由は、STT切替時に発生する姿勢微変動を避け、安定姿勢で観測する時間を長く取るためである。その結果、STTが追尾モード移行直後に捕捉モードに変わるといった事象が発生した場合でも、冗長系のSTTに移行することは無く、IRUバイアス誤差推定値が高いままで維持された。なお、3/26時点では、軌道上でのSTTパラメータ調整が未了であったため、STT1台使用設定、つまり、STTは片系運用としていた。

c. 推定姿勢とSTT出力に長時間差がある場合にSTTを棄却する設計

ASTRO-HではSTTが出力する瞬時の姿勢情報と、ACFSが継続的に計算している姿勢情報に、 1° 以上の差がある場合は、STTを棄却してACFSを優先する設計としていた。その理由は、STTデータの単発的なノイズ変動による姿勢決定精度の劣化を避ける為であり、同時に、STTによる姿勢の更新がなされないとしても、大きくはズレないIRUの特性を考慮すれば、地上からの運用で柔軟に対応できるとの判断があった。しかしながら、今回は、カルマンフィルタをリセットするという非定常な状況でIRUバイアス誤差推定値が想定よりも大きい値で固定し、STTから姿勢情報が出力された時点で既にSTTとACFSの姿勢推定値の差が 1deg を上回り、STTの計測値は棄却され続けたと推定される。

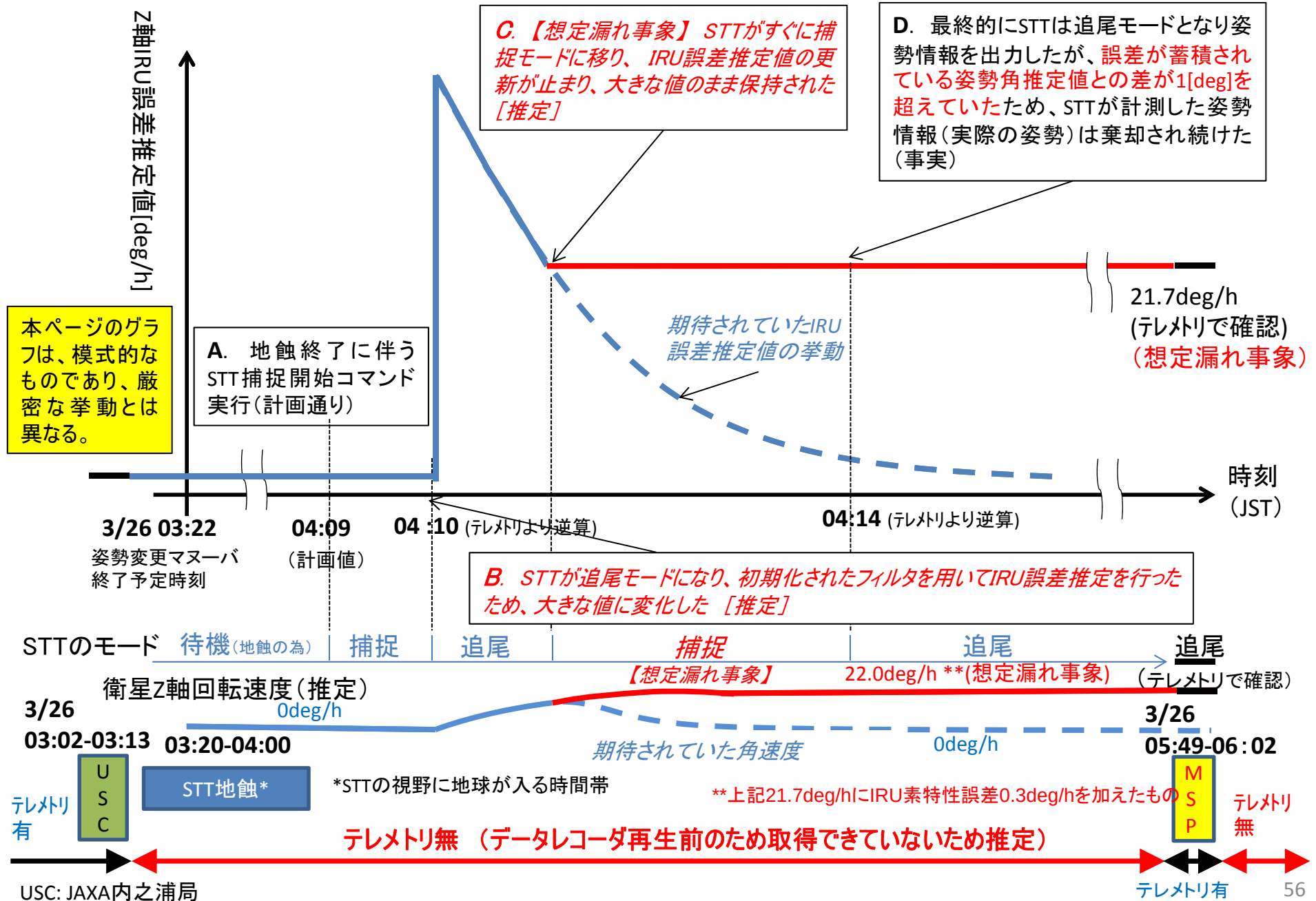
異常発生メカニズム① 姿勢異常(回転)発生に至るまで AOCS設計



*「フィルタ更新直後のSTT更新停止」に至った経緯は、5.1.1 STT挙動に記す

異常発生メカニズム① IRU誤差推定値の動き

再掲



5 . 1 . 3 太陽角異常FDIR（姿勢異常継続）（1/2）

(1) 事実関係

- 姿勢異常事象発生後、衛星は約21.7deg/hでの回転を始め、太陽電池パドルが太陽方向からずれるなど、計画した姿勢からずれていたが、姿勢異常移行判断がされずに、3/26JST9:52～10:04のMGNパスまで、RWによるセーフホールドモードに移行しなかった。
- 設計段階において、太陽角によるセーフホールド移行判断には、CSASではなくACFSの算出値を用いることとした。その理由は搭載している粗太陽センサは要求定常姿勢範囲(30deg)に比べて線形領域視野が狭い(20deg)ためである。
- その際、ACFSの算出値が誤る可能性を考慮し、STT非更新フラグを用いた自動検知機能やサンプレゼンス41degを外した際にFDIRに移行するというロジックは検討されたものの採用されず、連続非更新回数をテレメトリ出力して、運用で対処する方針となった。

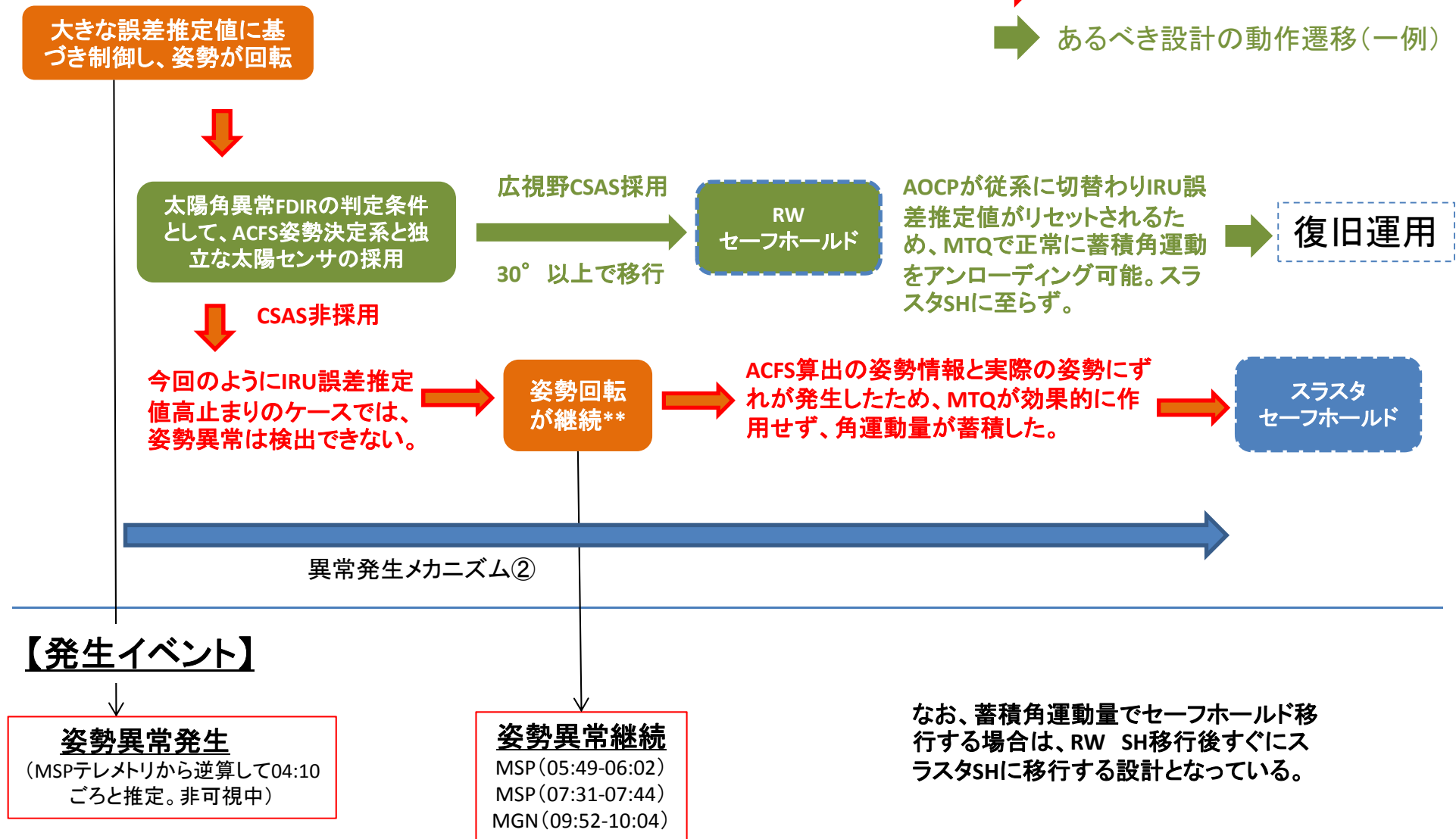
5 . 1 . 3 太陽角異常FDIR（姿勢異常継続）（2/2）

(2) 直接要因(推定)

- セーフホールド姿勢移行の太陽方向異常検知に、粗太陽センサを使用せず、姿勢決定系の推定姿勢のみを用いる設計であったため、姿勢決定系での異常(IRUバイアス誤差推定値の異常)を検知できずに、姿勢異常が継続した。
- 並行して実施している磁気トルカによるRW角運動量のアンローディング処理が、姿勢異常のため正常に働かず、RWに角運動量が蓄積され、RWに蓄積する角運動量が最終的に制限値(120[Nms])を超え、RWによる制御に何らかの異常が発生したと判断し、スラスタにより姿勢制御を行うモード(スラスタセーフホールドモード: RCS SH)に移行した。

異常発生メカニズム② 姿勢異常継続に至るまで FDIR設計

➡ 事象発生時の動作遷移(推定)
➡ あるべき設計の動作遷移(一例)



表示時刻は
全て日本時間3/26

**ASTRO-Hの姿勢制御系は、姿勢異常判断に太陽センサを使用せず、姿勢制御系ソフトウェアによる推定値をもとに姿勢異常を判断している。

5 . 1 . 4 不適切なパラメータ設定(1/4)

(1)事実関係

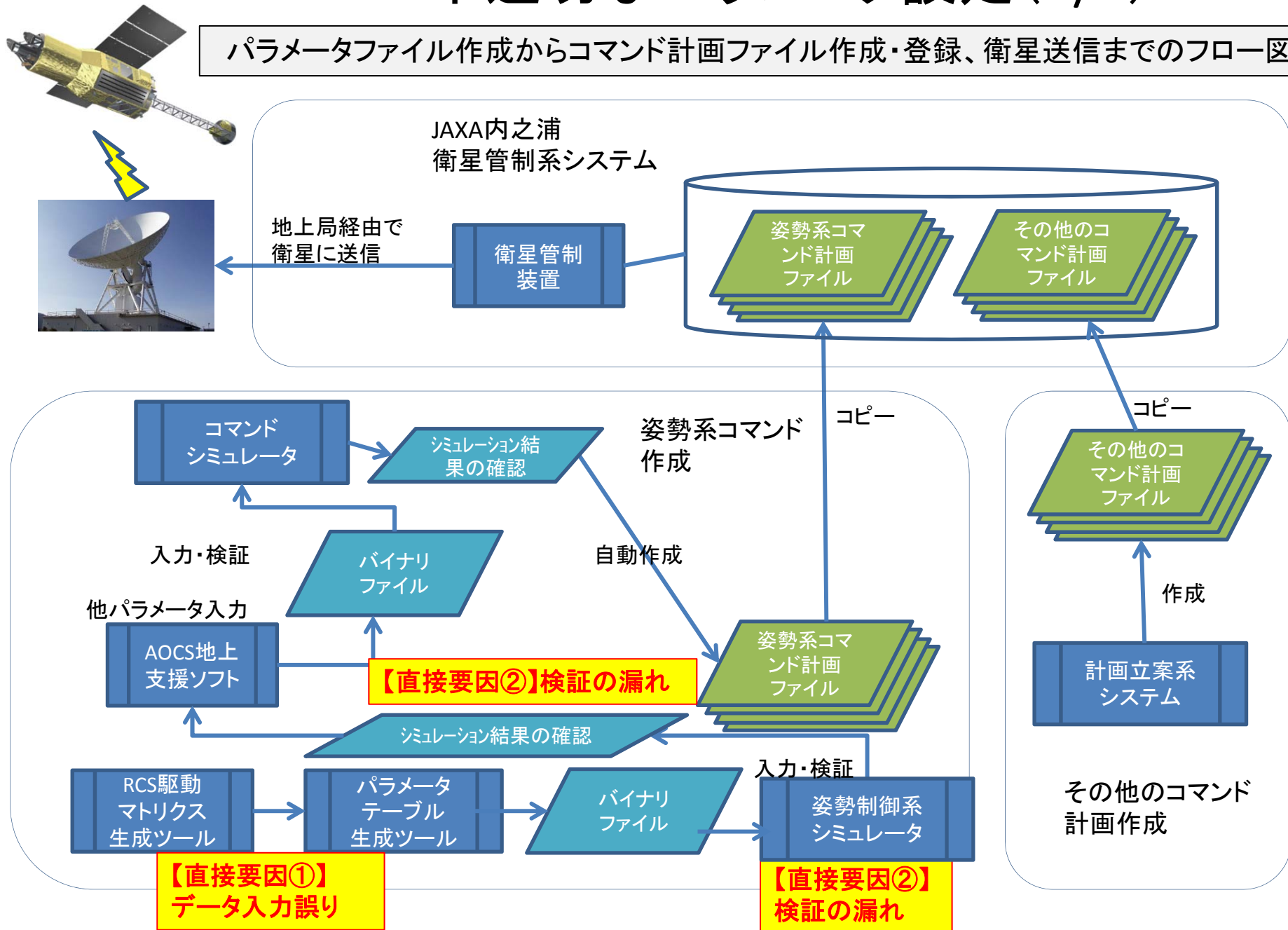
ASTRO-Hの運用は、運用支援業者と支援契約を結んだ上でJAXAが実施している。

ASTRO-HはEOB伸展前後で大きく質量特性が変わる特殊な衛星であり、EOB伸展後に、質量特性に影響を受けるパラメータ(重心位置と慣性モーメント)を書き換える必要がある。

- ① 2/25 EOB伸展後の質量特性変化に関するパラメータ変更運用の一環として、JAXAは運用支援業者を含めた協議の上で、実際のスラスト特性(実績値)を反映したスラスト制御パラメータも変更することを決定し、運用支援業者はその変更作業を開始した。ただし、このパラメータ変更運用については、打上げ前に制定する運用計画を規定する文書に明確に記述されておらず、また、どのパラメータをどの値に変更するか等、運用内容の詳細がJAXAと運用支援業者の双方で共有されていなかった。
- ②このスラスト制御パラメータ作成時に運用支援業者の作業においてデータ入力誤りがあり、その結果不適切なスラスト制御パラメータが作成された。
- ③また、運用計画を規定する文書に記述の無い作業を追加したこともあり同日の業務は輻輳し、検証過程において運用支援業者の担当者間での作業指示が曖昧となり、必要な検証作業の一部が実施されなかった。
- ④運用主体であるJAXAは、スラスト制御パラメータ変更の運用準備状況を確認せず、検証の漏れに気づかないまま、その運用の実施を指示した。
- ⑤2/28 EOB伸展後、オペレータはJAXAの指示に従い②で準備されたパラメータを衛星に送信した。

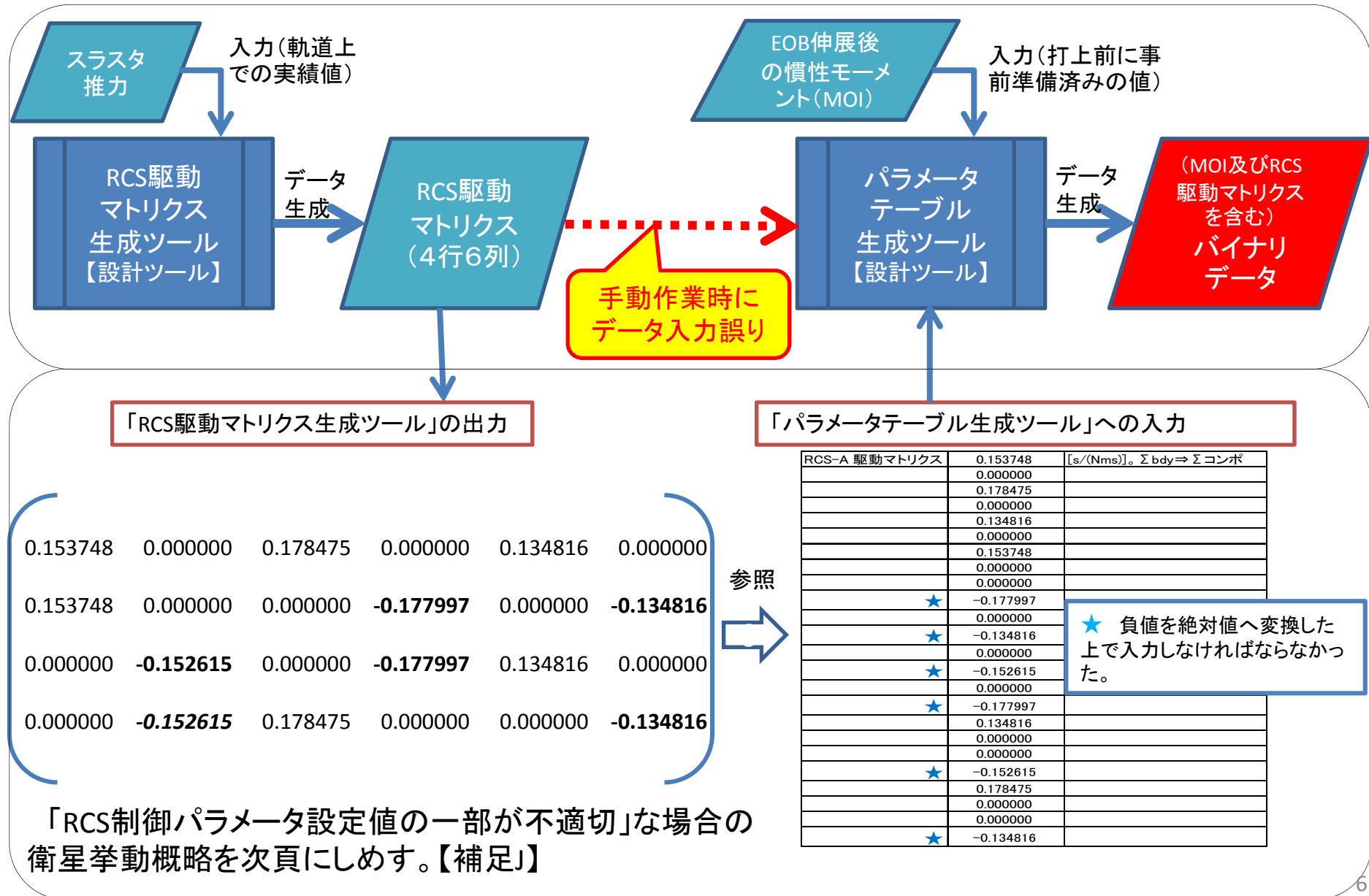
5.1.4 不適切なパラメータ設定(2/4)

パラメータファイル作成からコマンド計画ファイル作成・登録、衛星送信までのフロー図



5.1.4 不適切なパラメータ設定(3/4)

■2/25のコマンド作成作業流れ(前ページフロー図左下部の一部拡大)



【補足】「RCS制御パラメータ設定値の一部が不適切」な場合の衛星挙動概略について

RCS駆動マトリクスにおける、「負方向トルク積要求値に対するスラスト噴射時間を求める係数」(下図中の赤枠部)について、本来は全て正值にすべき所、負値のまま設定した場合の衛星挙動概略を記す。

例)-Zトルク積要求値を100Nmsと設定した場合

$$\begin{array}{l}
 \text{RCS-T1噴射秒時(s)} \\
 \text{RCS-T2噴射秒時(s)} \\
 \text{RCS-T3噴射秒時(s)} \\
 \text{RCS-T4噴射秒時(s)}
 \end{array}
 \begin{bmatrix} 0 \\ -100 \\ 0 \\ -100 \end{bmatrix}
 =
 \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & -1 & 0 & -1 \\ 0 & -1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 1 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}
 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 100 \end{bmatrix}
 \begin{array}{l}
 +Xトルク積要求値 \text{ (Nms)} \\
 -Xトルク積要求値 \text{ (Nms)} \\
 +Yトルク積要求値 \text{ (Nms)} \\
 -Yトルク積要求値 \text{ (Nms)} \\
 +Zトルク積要求値 \text{ (Nms)} \\
 -Zトルク積要求値 \text{ (Nms)}
 \end{array}$$



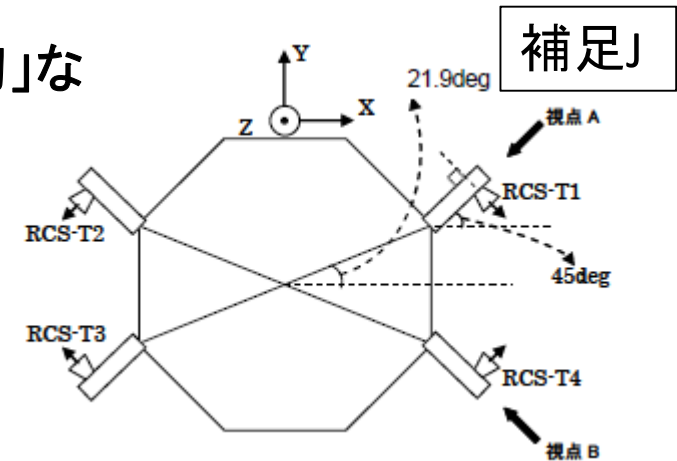
省推薬処理：各RCSの「最少」の噴射秒時を各秒時から引く

各トルク積要求値を100とした場合は以下の通りになる。

$$\begin{bmatrix} 100 \\ 0 \\ 100 \\ 0 \end{bmatrix}
 \rightarrow
 \begin{array}{ccccccc}
 \begin{bmatrix} 100 \\ 100 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} &
 \begin{bmatrix} 100 \\ 100 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} &
 \begin{bmatrix} 100 \\ 0 \\ 0 \\ 100 \end{bmatrix} &
 \begin{bmatrix} 100 \\ 0 \\ 0 \\ 100 \end{bmatrix} &
 \begin{bmatrix} 100 \\ 0 \\ 100 \\ 0 \end{bmatrix} &
 \begin{bmatrix} 100 \\ 0 \\ 100 \\ 0 \end{bmatrix} \\
 +X & -X & +Y & -Y & +Z & -Z
 \end{array}$$

本頁の数値は、説明用に簡素化したものであり、実際にとりえる値とは異なる。

結果として、XYZ三軸共に、マイナス軸周りのトルク積要求値を設定してもプラス軸方向のスラスト噴射となる為、一方向に増速し続ける。



5 . 1 . 4 不適切なパラメータ設定(4/4)

(2)直接要因:

①パラメータ作成時のデータ入力誤り

- 運用支援業者の作業者が「RCS駆動マトリクス生成ツール」出力を「パラメータテーブル生成ツール」入力する際に負値を正值に直さなければならぬところを実施しなかった。
- 当該作業者は、ツールの使用経験はあったが、本作業は初めてであり、符号を直すことを知らなかった。
- 当該2ツールは、JAXAによる「運用ツール化すべき対象」となっておらず、いずれも開発試験時に設計を熟知した開発者が使用する開発ツールをそのまま活用したため、事前にツールの手順書は準備されず、作業訓練も実施されていなかった。

②検証の漏れ

- 運用支援業者は生成したスラスト制御パラメータをシミュレーションで確認しなかった。
- 運用支援業者の担当者間で、口頭でシミュレーションを依頼したが、スラスト制御パラメータの変更による検証の必要性が相手に伝わらなかった。また結果確認を実施しなかった。
- JAXAがスラスト制御パラメータ変更の運用準備状況を最終的に確認していなかった。
- JAXA及び運用支援業者の双方で、検証結果を確認してから次作業に移行するプロセス、運用支援者の検証結果(または検証行為)を確認するプロセスが明確化されていなかった。

5.2.1 設計フェーズでの課題検討 (1/8)

(1) 事実関係

1) ASTRO-H姿勢制御系の設計について

JAXA ASTRO-Hプロジェクトは「すざく技術を最大限継承した設計」を採用し、その後概念設計を進め、2008年のSDR時に、姿勢制御設計項目に関する要求をJAXA文書であるミッションシステム要求書に記載した。その後、システム設計担当業者は、基本設計以降の設計を行った。

＜姿勢系に関する設計の基本的考え方＞

ASTRO-Hは、高い観測性能かつ大きな機体サイズに対応する必要があったため、以下の考え方を採用した。

- ・ サイズアップに伴い熱歪・擾乱が増す中で、高指向決定精度・高指向安定度を実現する。
- ・ 機体サイズに起因する大きな重力傾斜トルクに対応するために、大角運動量を有するRWや、大きな外乱除去トルクを発生可能なMTQを搭載する。
- ・ すざくのようなバイアス角運動量を持つバイアスモーメンタム方式でなく、ゼロモーメンタム方式を採用する。

＜FDIRに関する設計の基本的考え方＞

セーフホールドモード移行による観測時間減少を避けるため、定常制御中の動作は、「自動で性能維持可能(Fail Tolerant)」もしくは「自動で機能維持可能(Fail Operational)」となるよう冗長系を確保し、不必要に「安全退避(Fail Safe)」モードに移行しない設計とする。

5.2.1 設計フェーズでの課題検討 (2/8)

2) 設計審査、設計会議の状況

前頁に記載の通りシステム設計担当業者は設計を進めた。設計結果については、JAXA ASTRO-Hプロジェクトが各業者の支援を受けてまとめ、ISASがJAXA内外の審査員も参加した以下の設計審査会を行った。

＜ISAS主催の技術的な設計審査＞

- 2008年 4月:システム定義審査(SDR)
- 2010年 5月:システム基本設計審査(PDR)
- 2011年11月:姿勢制御系詳細設計審査その1(CDR1)
- 2012年 2月:システム詳細設計審査その1(CDR1)※1
- 2012年 6月:姿勢制御系詳細設計審査その2(CDR2)
- 2014年11月:システム詳細設計審査その2(CDR2)※2

※1:システムCDR1は、EM・FM方式をとる軟X線分光検出器(SXS)を除く全てのサブシステム、および衛星システムを対象とした。

※2:システムCDR2は、EMによる検証を反映したSXS FM、及びCDR1以降に発生した設計の修正点とその衛星バスシステムへの反映を対象とした。

JAXA ASTRO-Hプロジェクトは、研究者等も参加する設計会議においてメーカーからの報告を受け、設計・開発内容及び進捗の確認を行った。

＜JAXA・企業・大学など関係者が集まっての設計会議＞

計21回実施(2008-15年)

5.2.1 設計フェーズでの課題検討 (3/8)

(2) 個別課題

■ 異常発生メカニズム①関係(STT、AOCS設計)

【STTの挙動】

- STT単体開発での設計・検証において、捕捉モード時姿勢レート計算のロジックと星使用条件パラメータ設定値が、捕捉の速さや精度に重点をおいて設計され、実際の使用条件を反映したロバスト性の検討や試験計画が十分でなかった。

【AOCS設計】

- 研究者の観測時間確保の要望に対する姿勢決定系設計において、JAXA ASTRO-Hプロジェクト及び設計業者の双方に、衛星の安全性を含めたシステムとしての総合的な検討不足があった。
- CDR2姿勢系、カルマンフィルター設計パラメータを再調整することが双方で議論されていた。分科会(ISAS主催)でカルマンフィルターのバイアスレート推定値が大きくなることが認識されその後の検討で再調整不要とされたが、結果が審査員に共有されなかった。
- STT非更新フラグを用いた自動検知機能もFDIRの1つとして議論されたが、JAXA ASTRO-Hプロジェクト及び設計業者は地上からの支援で対処することとし、実装されなかった。

5 . 2 . 1 設計フェーズでの課題検討 (4/8)

■ 異常発生メカニズム②関係(FDIR挙動)

- 粗太陽センサ(CSAS)をセーフホールド移行判断に用いなかった件については、CSASの線形領域視野(20deg)が観測視野範囲(30deg)に比べ狭いため、太陽方向を視野に納めきれず、不必要にセーフホールドに移行する可能性があった。このため、ミッションの継続性を優先するASTRO-Hプロジェクトの要求を受け、CSASの代わりにACFSの算出値を用いることとした。
- その際、ACFSの算出値が誤る可能性を考慮し、STT非更新フラグを用いた自動検知機能やサンプレゼンス41degを外した際にFDIRに移行するというロジックは採用されず、連続非更新回数をテレメトリ出力して、運用で対処する方針となった。しかし、具体的な運用の対応は申し送られなかった。

5.2.1 設計フェーズでの課題検討 (5/8)

■ 異常発生メカニズム③関係(パラメータ設定)

- 設計段階において、ワーストケース解析の一環として、EOB伸展前および伸展後(寿命末期)の姿勢制御性能の確認が行われ、質量特性とスラスト制御パラメータの妥当性もシミュレーションにより検証されている。一方、EOB伸展直後のパラメータは、実際のタンク圧を計測してから設定するため、事前の準備がなされていなかった。初期運用で行うパラメータはあらかじめ準備して、セットしておくか、差分情報のみを行うなど、初期運用に負担がないように準備しておくべきであった点は課題といえる。

■ 異常発生メカニズム④関係(物体の破断・分離)

- 太陽電池パドルやEOBを含む衛星の構造設計は、製造、組立から打上げ、軌道上での運用終了までに想定される荷重条件から各部で最も厳しくなる荷重を評定としている。これは国内外の宇宙機設計において一般的な考えである。実際に、打上げから太陽電池パドル展開、EOB伸展を経て構体の固有振動数等に異常が見られず、正常に機能していたことから、構造の強度設計は問題ないと考えている。

5 . 2 . 1 設計フェーズでの課題検討 (6/8)

(3) 設計フェーズの課題まとめ

- ・ 姿勢制御系の設計においては、JAXA ASTRO-Hプロジェクトが提示したミッションシステム要求書の要求に関する記述が偏っており、より良い観測条件を確保する要求は詳細である一方、安全・信頼性に関する要求が少なく、その結果、JAXA ASTRO-Hプロジェクト及び設計業者共に、システムとしての安全性を欠く結果を招いた。
- ・ 姿勢制御系の設計において、打ち上げ後の初期運用フェーズに負担がないように、パラメータの設定をあらかじめ用意して切り替えるか、差分のみの変更を行うなど、設計段階で検討すべき事項が十分でなかった。
- ・ 設計審査会等での懸念事項を網羅的に管理できていなかった。JAXA ASTRO-Hプロジェクトにおける確認、及び第三者によるISAS主催の審査会等の確認が不十分であった。

5 . 2 . 1 設計フェーズでの課題検討(7/8)

(4) 背後要因

1) JAXA ASTRO-Hプロジェクトの体制において、プロジェクト管理とサイエンス成果創出の役割の違いと分担、及びそれぞれを担う人材の能力要件が不明確であった。

- プロジェクト管理者らがサイエンス成果創出の役割も兼ねており、安全・信頼性管理を含むプロジェクト管理や衛星の安全性に配慮するシステム設計が十分でなかった。
- プロジェクト管理者らが専任ではなく、人材の能力要件や担当業務に関する教育指導も十分でなかった。

プロジェクトのシステムが複雑かつ大きくなり、ISASが実施してきた従来の方法ではプロジェクト管理や衛星の安全性の確保が十分でないことを予見できなかった。

2) JAXA ASTRO-Hプロジェクトと、設計担当業者、及びそれぞれに所属する研究者と担当者の役割分担と責任関係が不明確なまま開発を進めた。

- 姿勢制御系要求条件において、研究者より厳しい「要求以上の要望」のある場合、ISASと企業の徹底した検討により対応すべきところ、位置づけを明確にした文書が制定されていなかったなど基本動作ができておらず、結果、関係者間の認識に違いが生じた。

5.2.1 設計フェーズでの課題検討 (8/8)

- カルマンフィルタ設計パラメータ再調整や、STT連続非更新時の運用対処等、設計審査会等で抽出された確認・懸念事項について、管理責任を誰が担うかが文書上不明確であったこともあり、網羅的な管理が十分にできなかった。また、上記事象の解決において、JAXA ASTRO-Hプロジェクトが、システムを総合的に見渡し、局所最適でなく全体最適な解を見いだすことが出来なかった。
- プロジェクトのシステム規模が複雑かつ大きくなり、それまでISASが実施してきた従来の方法では管理が行き届かなくなることを予見できなかった。

3) 設計段階で検討すべき事項や審査において、第三者によるシステムの安全・信頼性を確認する仕組みや手法が効果的に機能していなかった。

- システムを構成する特定の技術課題に議論が集中したこともあり、網羅的に審査ができず1)2)の問題を修正できなかった。また、運用準備が遅れたこともあり、運用の妥当性評価が不十分になり、打上げとの時期的な整合の確認が十分でなかった。
- 審査において網羅的な確認を実施すべき等の基本動作が不十分であり、独立評価チームやS&MA活動等に対する被評価側の対応が不十分であり、また組織として支援する体制も十分でなかった。

5 . 2 . 2 製造・試験フェーズでの課題検討 (1/2)

(1) 事実関係

CDRの結果を受け、姿勢系のフライト機器の製造・試験は、以下のスケジュールで実施された。

- ① 2013年8月～12月：AOCP噛み合わせ試験
- ② 2014年1月～6月：衛星一次噛み合わせ試験(AOCS参加)
- ③ 2014年12月～2015年2月：姿勢系総合試験
- ④ 2015年3月～2015年10月：衛星総合試験(AOCS参加)

5.2.2 製造・試験フェーズでの課題検討 (2/2)

(2) 個別課題

- ・ 異常発生メカニズム①～③関係(STT挙動、AOCS設計、FDIR挙動、パラメータ設定)
開発期間中、各機器の不具合によりスケジュール遅延が発生したものの、対策を実施し、2015年2月に姿勢系総合試験を終了し、最終的な衛星総合試験を経て問題ないことが確認された。
- ・ 異常発生メカニズム④関係(物体の破断・分離)
回転状態で大きな荷重が加わり破断して分離したと推定される太陽電池パドル取付部周辺及びEOBに関して製造時の検査記録を基に検討評価した結果、問題となる事項はなく、今回の事象は、製造・試験に起因する問題ではない。

(3) 製造・試験フェーズの課題まとめ

- ・ 制御系機器は、開発中課題が発生し、スケジュール遅れ等が発生したものの全て適切に処置されたことを確認し、最終的に打ち上げられ、今回の事象は製造・試験に起因する問題ではない。
- ・ また、太陽電池パドル取付部周辺及びEOBに関しても製造・試験に起因する問題ではない。

5 . 2 . 3 運用フェーズでの課題検討 (1/5)

(1) 事実関係

<ASTRO-Hの運用計画について>

- ・ 衛星運用はJAXA ASTRO-Hプロジェクトが主体となって実施する体制をとっていた。クリティカルフェーズの運用計画は、JAXA ASTRO-Hプロジェクト・製造担当者・運用支援業者等で協議の上、運用支援業者が作成し、JAXA ASTRO-Hプロジェクトが承認する体制をとっていた。
- ・ 打上前のH27/8からH28/2にかけて、上述のメンバーで構成される運用調整会を約20回(サブシステム毎の調整会含めると約60回超)打上前に実施した。これらを踏まえ、クリティカルフェーズにおける計画・手順を、運用計画を規定する文書(初期運用計画書)で制定した。
ただし、EOB伸展直後の質量特性変化に関するパラメータ変更運用については、運用調整会の中では議論されず、運用を規定する文書に記載されなかった。

5 . 2 . 3 運用フェーズでの課題検討 (2/5)

(2) 個別課題

■ 異常発生メカニズム①関係(STT挙動、AOCS設計)

- 打上げ後、STTに係る不明事象(追尾モードから捕捉モード等に戻る事象や追尾モードに移行するのに時間がかかる事象)が複数発生したが、問題が解決されないまま、STTを地蝕時にスタンバイとする対応で、初期確認運用および試験観測が続けられた。(STTパラメータチューニングも未了であった)。
- 軌道上STT不明事象について JAXA ASTRO-H追跡管制隊衛星管制班からISAS内S&MAメンバーへ実質的な報告がなされていなかった。

■ 異常発生メカニズム②関係(FDIR挙動)

- 5.2.1項に示したとおり、「連続非更新回数をテレメトリ出力して、運用で対処する方針となったが、具体的な運用への申し送りが不十分であった」ことにより、今回の事象において、地上から特別の対応はなされなかった。
- 姿勢変更マヌーバを可視終了の間際で実施し、その後の海外局ではレンジング運用のみとしていたため、非可視時間帯における衛星状態を確認できなかった。
 - - 詳細は、(4)参考「USC可視群でのコマンド運用、海外局のレンジング運用、姿勢変更マヌーバの可視」に示す。
- 運用制約条件が打上前に整理しきれておらず、かつ軌道上課題が未解決なまま当該マヌーバが実施された。

5.2.3 運用フェーズでの課題検討 (3/5)

■ 異常発生メカニズム③関係(パラメータ設定)

- 直接的な要因は、「パラメータ作成時のデータ入力誤り」と作成後の「検証の漏れ」である。人的ミスは起こりうるものとして衛星の運用システム(運用手順等含む)は構築されるのが一般的であるにも拘らず、今回の事象については、「データ入力誤り」・「検証の漏れ」等人的ミスを見逃さない仕組み(作業フロー・体制)の不備が課題と考える。

また、以下の事実が確認されている。

- 訓練・リハーサルはクリティカルフェーズ初日作業、及び定常運用のみで実施され、パラメータ設定変更のリハーサルは実施されていない。
- 運用作業計画は日々更新され、運用支援業者の姿勢系担当者の作業が輻輳した。
- パラメータ設定のためのツールは、いずれも開発試験時に設計を熟知した開発者が使用するツールとの位置付けであったため、事前にツールの手順書は準備されず、作業訓練も実施されていなかった。パラメータ作成/シミュレーションプロセスの全体手順書もなかった。
- JAXA ASTRO-H追跡管制隊衛星管制班がスラスタ制御パラメータ変更の運用準備状況を最終的に確認していなかった。

■ 異常発生メカニズム④関係(物体の破断・分離)

- 今回の事象では、構造設計よりも厳しい荷重条件が発生・付与されたものであり、運用に関わる課題は特にない。

5 . 2 . 3 運用フェーズでの課題検討 (4/5)

(3)運用フェーズの課題まとめ

- JAXA ASTRO-Hプロジェクトは、衛星の初期運用段階のリスクを過小評価し、システムとしての安全性を欠く結果を招いた。
 - 初期機能確認フェーズで運用が安定していなかった状況で、マヌーバ完了を確認せずに長時間の不可視に入れるという運用は、定常運用移行を見すえた内之浦局中心の運用方針とはいえ、結果的には時期尚早であった。
 - 非可視でのマヌーバ実施について、事前の判断基準も不明確であった。
 - もともと作業が輻輳するクリティカルフェーズにおいて、追加のパラメータ設定及び検証を行うなど作業リスクに対する配慮が不足していた。
- 運用計画書、手順書・マニュアル、要員の訓練等の運用の準備に対する重要性を過小評価して、計画書や手順書の整備や運用訓練が不十分だった。
 - 手順書整備では、必ずしも全ての手順・ツール類・作業結果の確認方法について網羅的に整備するということがなされていなかった。
 - 地上系打上準備の遅れについては、審査会アクションの解決と実際の運用開始の時期的な整合が十分ではなかった。
 - 運用訓練は打上当日、クリティカルフェーズ初日、定常運用のみに集中しており、幅広い目配りが不足していた。

5.2.3 運用フェーズでの課題検討 (5/5)

(4) 背後要因

1) JAXA ASTRO-Hプロジェクト及び運用支援業者とも衛星を安全に運用する意識が十分でなく、安全かつ慎重に運用を行う体制(プロジェクト体制や第三者による評価等)が引かれていなかった。

- ・ スラスタ制御パラメータ設定がクリティカルな運用であるという認識、初期確認フェーズは衛星及び運用がまだ安定していない状況であるという認識の共有が不足していた。
- ・ 運用において、リスク対応を含めた充実した体制が整備されていなかった。

2) JAXA ASTRO-Hプロジェクト及び運用支援業者とも、確実に運用するための基本動作が出来ていなかった。

- ・ 「人的ミス」「検証の漏れ」を防ぐために、運用手順書・ツールを整備し、運用訓練を行うことが十分に行われず、品質記録も整備されなかった。
- ・ 運用が複雑かつ高度化して規模が大きくなり、経験豊富な人材を中心にした少数精鋭の体制による運用では対応できなくなった。

3) プロジェクト内において運用準備に対する意識が十分でなく、衛星の安全な運用よりも観測機器の装置開発および観測が優先されたことにより、衛星の安全運用の準備が後回しにされた。

- ・ 打上げまでに準備が整わなかった結果、運用を規定する文書に未記載な事項を運用支援業者が作業することとなり、業務輻輳が起こり、不適切なパラメータ設定につながった。
- ・ 運用も複雑かつ高度化しており、運用準備は開発と平行して早期に開始し、十分な時間をかける必要があったが、それができていなかった。

5. 3 直接原因の水平展開(1/2)

ASTRO-H運用異常の直接原因に対応し、以下の視点に基づき、JAXA内プロジェクトへの水平展開を行った。

(1) オンボード姿勢決定におけるSTTの使用方法

STT出力と姿勢制御系ソフトウェア計算値に一定以上の齟齬が発生した場合には、STTを棄却して姿勢角推定値のみを使用する状態を長期間維持しないこと。(センサ出力と計算機(値)との齟齬が生じた場合の設計上の対処)

(2) FDIR姿勢異常判定における独立センサの使用

STTからのデータが使えない場合に、太陽センサ出力や発生電力等の実測値を用いた姿勢異常判定を行い確実にセーフホールド移行すること。
(あるセンサデータが使えない場合の相互補完などのロバスト性の確保)

(3) 姿勢制御用パラメータの軌道上書き換え

パラメータの書換を軌道上で行う場合には、打上げ前に確認されたパラメータで書き換えることを基本とし、確認されていない、または、確認できない場合には事前にシミュレータ等による検証を実施してから送信すること。
(運用についての作業・検証プロセスの妥当性)

5. 3 直接原因の水平展開(2/2)

＜確認結果＞

以下の衛星について、水平展開に直接該当する事項があることから、特に留意して開発を進め今後確認を行っていく。

- ジオスペース探査衛星(ERG):
クリティカル運用に万全を期すため、運用体制を再検討中。
- 水星探査計画(BepiColombo/MMO):
打上げ8年後に初めてクリティカル運用を開始する特徴を有しているため、運用計画を詳細評価する。
- 超低高度衛星技術試験機(SLATS):
ロバスト性向上策としてSAP発生電力を用いた太陽捕捉等のアルゴリズムを作成中。
- 雲エアロゾル放射ミッション／雲プロファイリングレーダ(EarthCARE/CPR):
センサの温度に係るFDIR設定値が立上げ時と定常時で異なるため、注意深く運用計画を立てる。

上記以外の衛星等については、開発・運用への影響がないことを確認した。

6. 今後のISASプロジェクト運営の改革

6. 1 改革の主旨

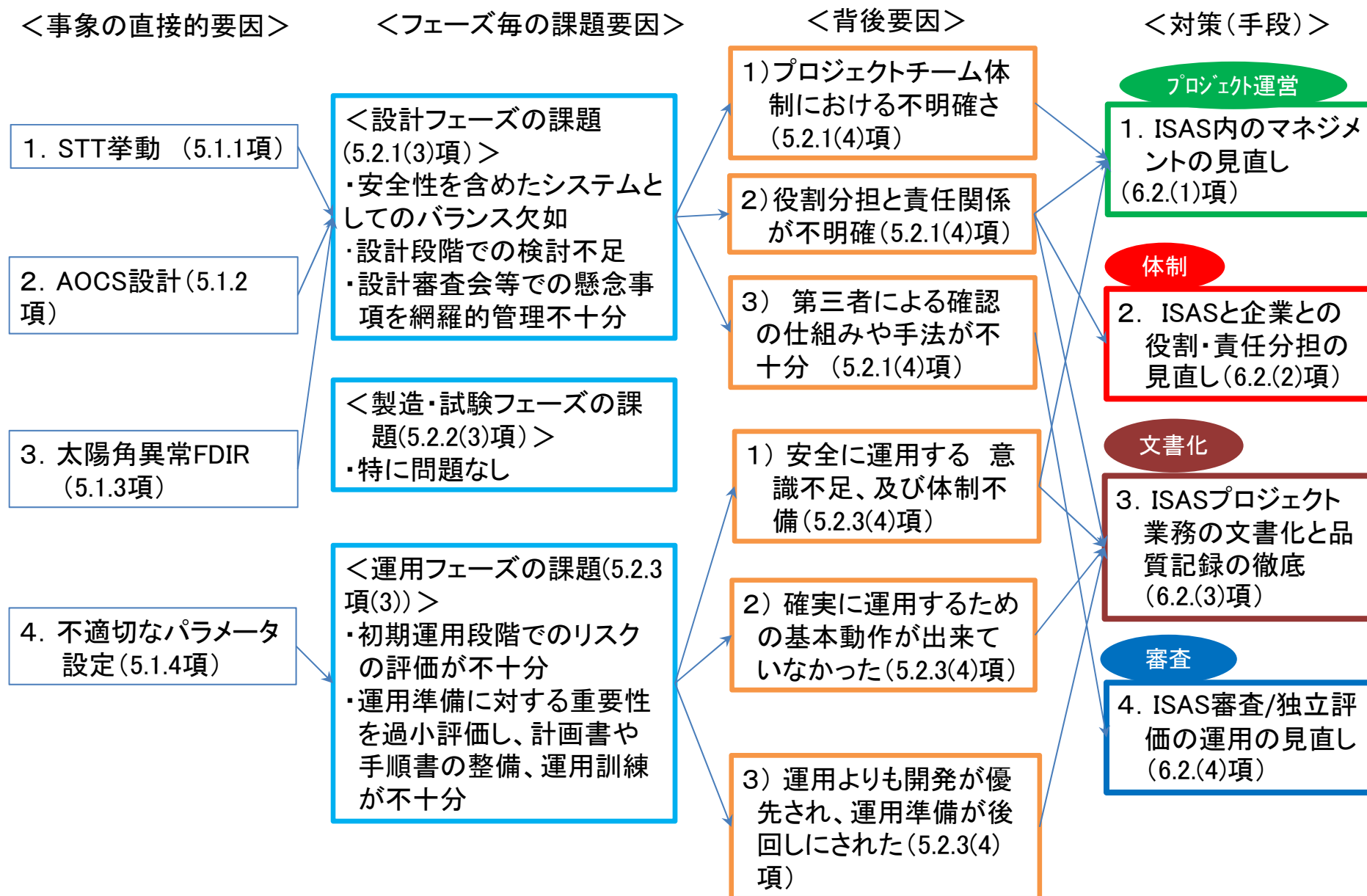
- ・ 5章までの直接要因、背後要因分析結果から、ASTRO-Hの運用断念に至った根本的な原因は、国・国民から付託された宇宙機システム全体の成立性に対する最終責任もISASのプロジェクトチーム自らが担っているとの基本意識の不足に加え、企業との役割・責任分担を契約上も実行上も曖昧な下でプロジェクトを進めてきたことにある。
- ・ 加えて、PM*とPI**の兼務、ISAS組織運營業務や大学院教育等の責務を果たす故のPM業務専任化の不徹底など、多額な国費投入を行うプロジェクトのミッション達成を左右する重要な要件に関しては、ISASの他プロジェクトについてもASTRO-Hプロジェクトと同様な状況が見られる。
- ・ 高度化する科学要求に対応し、大型化・複雑化が進んでいる科学衛星を含む宇宙機システムの開発・運用においては、ISASと企業との協働、及び当該宇宙機の目的に対応できる企業の主体的な役割・責任を担ったプロジェクト参加・貢献は不可欠である。
- ・ 従って、特に新たな知見の獲得を目的とする科学衛星についても、安全を重視したロバストなシステムの設計・製造を一元的に実施できる企業に委託し、ISASは科学要求とのせめぎ合いの中でプロジェクトを確実に実施する責任を負い、科学要求立案・先導的技術開発・最先端センサ研究開発等に注力する体制に変革する。
- ・ 以降に記述する対策は、ISASが主体となって推進するプロジェクトの運営改革へ適用する。

* PM(Project Manager): プロジェクト管理に責任を持つ者

** PI(Principal Investigator): サイエンス成果の創出に責任を持つ者

【補足K】 要因と今後のISASプロジェクト運営の改革との関係

補足K



6. 2 今後の具体的な対策

(1) ISASプロジェクトマネジメント体制の見直し

- ISASプロジェクトに関わる実施要領、管理方法は、すべてJAXAで定めた全社プロジェクト関連規則、規程類に準拠することを徹底する。
- プロジェクト管理に責任を持つPM(Project Manager)とサイエンス成果の創出に責任を持つPI(Principal Investigator)を明確に区別し、それぞれ別人が担当する。
- PMおよびPIのそれぞれの役割、責任をJAXAの全社規程である「プロジェクトマネージメント規程」に明記する。
- 特にPMの職務に関しては、就任要件(プロジェクト経験、能力等)を明確にし、上記文書に明記する。PIの人选は学术界の意見を重用して任命する。
- ISAS内プロジェクト体制およびその管理・運用に関して、プロジェクトマネージャだけでなく、サブマネージャ、システムマネージャ等のプロジェクト管理及びシステム責任を負うものについては、その経験や能力等の要件を明確にする。なおPMをはじめ枢要なプロジェクト要員は専任化を就任への前提とする。
- プロジェクトスタート前にプロジェクト要員にプロジェクト管理の基本を再教育する。

6. 2 今後の具体的な対策

(2) ISASと企業との役割・責任分担の見直し

1) 設計・製造フェーズ

- 本来、システム設計により科学要求と衛星の安全の両立を図るべきであり、これにより先端的科学ミッションを確実に実現することが国民の付託を受けたISASの責務である。
- この考えに基づき、大型かつ複雑なシステムの開発を進めるに当たって、設計・製造の一元的な管理に基づくシステムの安全性を確保するため、契約上も実行上も契約書の記述内容に基づき、企業との役割分担及び責任関係を明確にした体制に見直す。その際、受け入れ検査におけるISASと企業の役割についても明確にし、充実化を図る。
- ISASは、科学要求とのせめぎ合いの中でプロジェクトを確実に実施する責任を負うとともに、科学要求立案・先導的技術開発・最先端センサ研究開発等に注力する。
- また、宇宙機システム全体の設計・製造を一元的に実施し、その安全性に責任を持つ企業と契約し、先端的科学ミッションを確実に実現する。

2) 運用フェーズ

- 運用についても、ISASと企業との役割分担及び責任関係を明確にした体制を構築し、契約書にその具体的内容を明記する。

6. 2 今後の具体的な対策

(3) ISASプロジェクト業務の文書化と品質記録の徹底

現行のプロジェクト管理に関するJAXA全体の規程(「プロジェクトマネジメント規程」「プロジェクトマネジメント実施要領」)をISASは遵守し、特にISAS主体のプロジェクトに関する特別の記載が必要なら追補する。

1) プロジェクト推進に関わる重要事項の文書化

- ISASから企業に提示する要求文書体系(例えば技術仕様書等)を抜本的に見直す。
- プロジェクト内容の重要事項の変更、重要事象の発生とその対処等を根拠を含めて、重要な出来事についての記録として文書に残す。

2) 品質記録の徹底

- 審査会、運用等の意思決定の共有を図るため、また不具合時の原因究明の根拠とするため、ISASおよび企業間で管理の役割分担を明確にした上で、両者にてそれぞれの品質記録を徹底する。これにより、システムの安全性に課題が発生した時に原因究明と対策の迅速な実行を可能とする。
- プロジェクトの実施責任を負うプロジェクト管理者らは、担当企業の宇宙機のシステム安全に関する品質記録をもとに、その内容を吟味し、品質水準を確認する。

3) 運用計画

- 設計フェーズから運用フェーズへの申し送り事項が確実に引き継がれるよう文書化の徹底を行う。また、認識の共有・作業ミスの防止を行うための運用文書・品質記録の作成を徹底する。

6. 2 今後の具体的な対策

(4) ISAS審査／独立評価の運用の見直し

- 1) ISASやJAXAでの設計審査会等で常に確認すべき基本事項は、新たな知見の獲得を目的としつつも、安全を重視したロバストなシステムの設計である。ASTRO-Hを含むこれまでのISAS主体の宇宙機システムでは、この点で不十分な点が見受けられる。
- 2) 科学を目的とするISASの宇宙機において、システムの安全性を優先することとしていたが特徴ある観測機器等の課題解決にも重点がおかれ、結果として懸念事項の網羅的な審査や管理が十分にできなかった。
- 3) 設計段階で検討すべき事項や設計審査において、ISASの独立評価チームやS&MA等の第三者による審査内容の確認が不十分であったことを踏まえ、以下の対策を行う。
 - 審査会を充実(審査の進め方、意識向上)させ、確実にそのフォローをクロスチェックのもと行う。特に、打上げ前の運用準備を確認するISAS審査を第三者の視点を入れて徹底する。
 - 審査会と日々の活動の評価検証を充実させるため、独立評価の体制強化を行う。特にソフトウェアIV&V活動を義務化し、より確実なミッション達成のために、プロジェクトを技術的に支援する。同時にISAS独立評価およびS&MA機能の強化を図る。

6. 2 今後の具体的な対策

なお、6.2項に記載の対策の履行状況については、ISASレベル及びJAXA経営レベルで履行状況の確認・評価を既存の審査・報告の仕組みを活用して継続的に行い、対策の着実な実施および定着を図る。

7. まとめ

7. まとめ

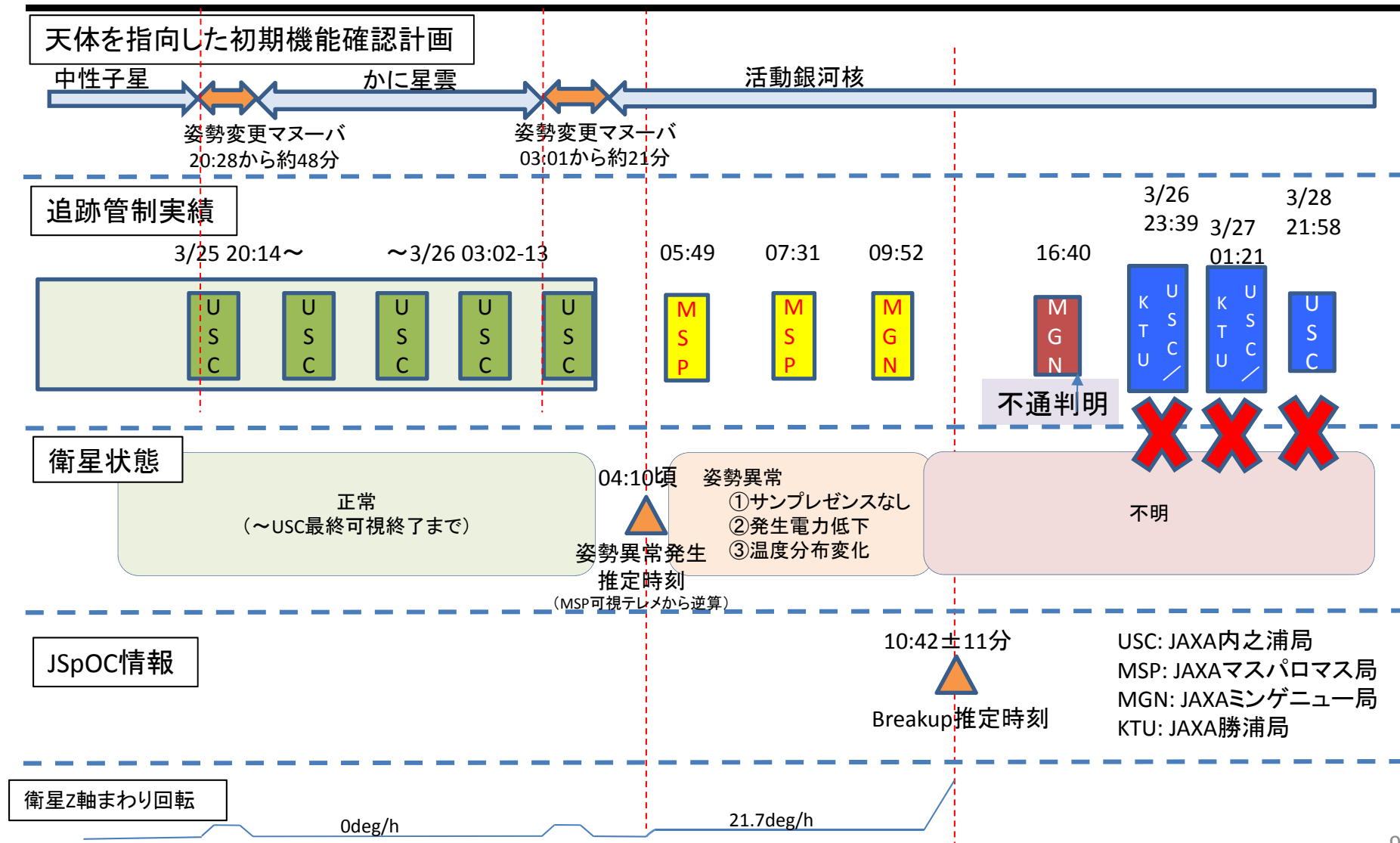
- JAXAは、X線天文衛星ASTRO-H「ひとみ」の運用断念について、この衛星の観測成果に期待をいただいた、国内外の協力関係機関や天文学の研究者、及び多くの国民の方々に対し、その期待に応えられなかった責任を重く受け止めている。
- 本来、システム設計により科学要求と衛星の安全の両立を図るべきであり、先端的科学ミッションを確実に実現することがISASの責務である。そのため、本報告書で取りまとめた対策をISASプロジェクトに対して速やかに講じる。
- プロジェクト共通の横断的事項である、IV&Vをはじめとする独立評価、S&MA、及び審査といった機能の強化を全社課題として位置付け徹底し、国・国民から付託されたより複雑化が進む宇宙機システム全体の成立性を向上させる。

参考資料

【参考】 事象発生前後の衛星状態

参考

- 天体を指向した初期機能確認計画（指向天体と姿勢変更マヌーバ）と追跡管制の実績、その時の衛星状態とJSpOC情報の時刻関係を下図に示す。



STT軌道上不明事象の条件整理(STT事象A～D)

参考

STT事象	番号	追尾→捕捉移行日時(JST)	発生回数	STT振舞い	衛星日照/日陰	固体地球から視野中心への角度(deg)	視野方向地表昼夜	地蝕	SAA	要因
B	1	2/28 14:37:56	1	星数少1	日照	47.5	昼			星数少
	2	2/28 19:22:26	1	星数少2	日照	32.0	昼			
	3	2/29 11:18:39～ 11:18:47	3	地蝕明け動作	日照	19.2	昼	地蝕		地蝕
	4	3/3 09:44:41	1	地蝕明け動作	日照	19.8	昼	地蝕		
	5	3/8 05:06:57～ 05:07:05	2	地蝕入り動作	日照	5.9	昼	地蝕		
	6	3/8 05:31:52	1	地蝕明け動作	日照	6.2	夜	地蝕	SAA	
	7	3/8 09:40:05	1	地蝕明け動作	日照	-16.0	昼	地蝕		
	8	3/16 08:26:01～ 08:26:05	2	地蝕入り動作	日照	16.6	昼	地蝕		
	9	3/16 08:33:56～ 08:34:05	3	地蝕明け動作	日照	16.6	昼	地蝕		
	10	3/16 23:49:03～ 23:49:09	2	地蝕入り動作	日陰	2.4	夜	地蝕		
	11	3/17 00:13:35	1	地蝕明け動作	日照	17.8	昼	地蝕		
	12	3/17 02:01:00	1	地蝕入り動作	日照	16.0	昼	地蝕	SAA	
	13	3/17 02:40:50 ～02:41:40	8	地蝕明け動作	日陰	1.2～4.8	夜	地蝕		
	14	3/17 03:37:07～ 03:37:12	2	地蝕入り動作	日照	16.2	昼	地蝕		
	15	3/17 04:16:33～ 04:16:39	2	地蝕明け動作	日陰	1.0	夜	地蝕		
A	16	3/26 04:10:00	?	星数少	日照	33.1	夜		SAA通過後	星数少
C	17	2/28 00:07:34	1	星数少	日照	32.6	昼			星数少
	18	3/16 05:15:06～05:15:11	2	地蝕入り動作	日照	16.5	昼	地蝕		地蝕
	19	3/20 06:35:27	1	星数少	日照	96.3	昼			星数少
D	20	2/19 20:16	1	全面地蝕	日照	0	昼	地蝕		地蝕

【参考】姿勢変更マヌーバを可視終了の間際とした考え方1

参考

1. 前提

- ASTRO-Hは宇宙の様々な天体にX線望遠鏡を向けて観測する。観測の要求から、1日に複数回の姿勢変更が必要となる場合があるのに対して、1日に5回しかコンタクトのない内之浦局をコマンド運用の主局とするので、定常運用では「直後にリアルタイムテレメトリによる確認が不可能な内之浦非可視マヌーバ」を実行することは必須であり、どこかのタイミングでこれを実施する必要があった。

2. 姿勢系チェックアウト計画と実施状況

- 姿勢系のチェックアウト計画は、JAXAが打上前に初期運用計画書の一部として規定していた。クリティカルフェーズ終了後はこの部分を切り出して、JAXAが運用支援業者の支援の下で、機能確認の計画・実績を一体的に管理していたが、運用主体であるJAXAの正式な規定文書とはしていなかった。
- 姿勢系のチェックアウト計画の項目には、クリティカルフェーズまで、定常運用開始前までの完了期日のつけられた項目と、完了期日の指定のない項目があった。
- 進捗状況は、クリティカルフェーズ中に完了すべき項目は全てクリティカルフェーズで完了した。本事象発生時は、定常運用開始までに完了させる項目の中に未完の項目が残っている状況であった。特に、STTチェックアウトは軌道上事象の検討を進めている段階であったため未完了（実施時期も未定）であった。
- 「直後にリアルタイムテレメトリによる確認が不可能な内之浦非可視マヌーバ」を開始してよい条件は、姿勢系チェックアウト計画では定められていなかった。このため、実際の運用を行う中で、その様子を見ながら判断することになった。

【参考】姿勢変更マヌーバを可視終了の間際とした考え方2

参考

3. 運用の実際

■ ①USC可視群でのコマンド運用、海外局のレンジング運用

- クリティカルフェーズ終了(～2/28)までは、可能な限り多くのパスを割り当てて、24時間体制で衛星コマンド運用・状態監視モニタを実施した。
- その後2/29～3/16は、内之浦USC可視群でのコマンド運用を原則とし、MSP/MGN可視群は状態監視・レンジング運用のみとした。
- 3/16に軌道上でのGPSR航法解の性能評価を完了したため、3/17以降は、軌道決定をレンジングからGPSRデータに切り替え、GPSRの継続的な評価の観点から、テレメ監視立ち会いなしでレンジング運用のみを行う方針とした。

■ ②姿勢変更マヌーバのタイミング決定

- 姿勢制御系の立上げ状況に応じて、最初は「可視時間内に収まる」ように始め、「可視中で開始し次可視で終了確認」「タイムラインコマンドで可視上空に実施」「タイムラインコマンドで非可視中に実施」「メーカ姿勢系担当を連絡待機で実施」というように段階を踏んで進めた。
- 上記の段階が問題なく終了したことから、STTチェックアウトが未完了だったもののIRUチェックアウト完了を確認したことから、初めて、USC最終可視に開始し、直後の可視でテレメ状態監視しない状態で長時間の不可視運用に入れるというマヌーバを行った。

- 上記①②の通り、JAXAとしては、衛星の初期機能確認の状況を見極めつつ、定常状態への移行も見すえた段階的な運用を行う考え方を採っていた。

【参考】異常発生メカニズム①に関する部品やソフトウェア、アルゴリズム等のヘリテージの詳細(表)

姿勢系機器	略号	ベースライン機器の搭載実績	TRL	補足
リアクションホイール	RW	Type-L HSRW	9	JAXA戦略コンポーネントとして開発されたホイールである(Type-Lホイール)。軌道上実績がある同機種(Type-Mホイール)の回転子を大きくし、最大蓄積角運動量を 30Nmsから80Nmsに増やしたモデルである。JAXA認定モデルによるQT試験が実施されている。
磁気トルカ	MTQ	ZARM社MTQ新規開発品	6	ASTRO-Hで搭載する新規設計品であるため、EM品にて検証を行った。(EM1台/FM3台)
恒星センサ	STT	JAXA戦略コンポーネント(次世代STT)	6	JAXA戦略コンポーネントとして開発された機器である。認定モデルとしてQMが製作され、QT試験が実施されている。
慣性基準装置	IRU	GCOM-W、GCOM-C、ALOS-2などに搭載されている	9	ASTRO-H搭載IRU(Type-3AS)は、TDGコマが3個搭載されているIRU(Type-3A)のTDGコマを一つダミーに交換したものである。Type-3AはGCOM-W1、ALOS-2など多くの軌道上実績があり、Type-3ASはASNARO、SPRINT-Aなどに搭載が決まっていた。
粗太陽センサ	CSAS	ADCOLE社実績多数、海外調達品	9	SPRINT-A、ASNARO、あかつき等、多数の軌道上実績がある太陽センサである。
磁気センサ	GAS	ZARM社PROBA-2(民生部品) SPRINT-A(宇宙部品)	9	海外プロジェクト品(民生部品使用)を宇宙用部品に置き換えた磁場センサである。宇宙用部品としては新規設計品のため、EM品にて検証を行った(EM1台/FM2台)。
3Nスラスタ	RCS	はるか、すざく、あかり、あかつき等、軌道上実績が多いスラスタである。	9	触媒を変更したため、寿命試験モデルにより寿命試験を実施した。
姿勢制御系フライトソフトウェア	ACFS	—	—	すざく等の過去の科学衛星の考え方(ロジック等)を踏襲した。また、SpWを採用し、標準ミドルウェア、シミュレータ、単体試験ツールなどを共通化したことで、コスト/時間の削減を図った。

略語集

略称	英語	日本語
ACFS	Attitude Control Flight Software	姿勢制御ソフトウェア
<u>ALOS-2</u>	Advanced Land Observing Satellite-2 “DAICHI-2”	陸域観測技術衛星2号「だいち2号」
AOCP	Attitude and Orbit Control Processor	姿勢軌道制御計算機
AOCS	Attitude and Orbit Control Subsystem	姿勢及び軌道制御サブシステム
ASTRO-H	X-ray satellite “Hitomi”	X線天文衛星「ひとみ」
CAMS	Canadian ASTRO-H Metrology System	アラインメント計測システム
CDR	Critical Design Review	詳細設計審査
CdTe	Cadmium telluride	テルル化カドミウム
<u>CPR</u>	Cloud Profiling Radar	雲プロファイリングレーダ
CSA	Canadian Space Agency	カナダ宇宙庁
CSAS	Coarse Sun Aspect Sensor	粗太陽センサ
EarthCARE	Earth Cloud, Aerosol and Radiation Explorer	雲エアロゾル放射ミッション
EM	Engineering Model	開発モデル
EOB	Extensible Optical Bench	伸展式光学ベンチ
EOL	end of life	寿命末期
<u>ERG</u>	Exploration of energization and Radiation in Geospace “ERG”	ジオスペース探査衛星
ESA	European Space Agency	欧州宇宙機関
FOB	Fixed optical bench	固定式光学ベンチ
FDIR	Fault Detection Isolation and Reconfiguration	故障検出, 分離及び再構成
FM	Flight Model	フライトモデル
FTA	Fault Tree Analysis	故障の木解析
<u>GCOM-C</u>	Global Change Observation Mission – Climate	気候変動観測衛星
<u>GCOM-W</u>	Global Change Observation Mission – Water “SHIZUKU”	水循環変動観測衛星「しずく」
GPSR	GPS receiver	GPS (Global Positioning System Receiver) 受信機
HXI	Hard X-ray Imager	硬X線撮像検出器
HXT	Hard X-ray Telescope	硬X線望遠鏡
IRU	Inertial Reference Unit	慣性基準装置
ISAS	Institute of Space and Astronautical Science	JAXA宇宙科学研究所
<u>IV&V</u>	Independent Verification and Validation	独立検証及び妥当性確認
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency	宇宙航空研究開発機構

略称	英語	日本語
JSpOC	Joint Space Operations Center	米国国防総省戦略軍統合宇宙運用センター
JST	Japan Standard Time	日本標準時
KTU	Katsuura Tracking and Communications Station	勝浦宇宙通信所
MELCO	Mitsubishi Electric Corporation	三菱電機株式会社
MGN	Mingenew ground station	JAXA GNミンゲニュー局(オーストラリア)
MHI	Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.	三菱重工業株式会社
MMO	Mercury Magnetospheric Orbiter	水星磁気圏探査機
MOI	moment of inertia	慣性モーメント
MSP	Maspalomas ground station	JAXA GNマスパロマス局(スペイン)
MTQ	Magnetic Torque	磁気トルカ
NASA	National Aeronautics and Space Administration	米国航空宇宙局
NEC	NEC Corporation	日本電気株式会社
NIPPI	NIPPI Corporation	日本飛行機株式会社
PDR	Preliminary Design Review	基本設計審査
PI	Principal Investigator	主任調査員, 代表研究者
PM	Project Manager	プロジェクト管理責任者
QM	Qualification Model	認定モデル(認定試験用モデル)
QT	Qualification Test	認定試験
RCS	Reaction Control Subsystem	推進系
RFP	Request for Proposal	提案依頼書
RW	Reaction Wheel	リアクションホイール
SAA	South Atlantic Anomaly	南大西洋異常地域
SAC	Space Activities Commission	宇宙開発委員会
SANT	S-band Antenna	S帯アンテナ
SAP	Solar Array Paddle	太陽電池パドル
SDR	System Definition Review	システム定義審査
SED	Space Engineering Development Co., Ltd.	宇宙技術開発株式会社
SGD	Soft Gamma-Ray Detector	軟ガンマ線検出器
SH	Safe Hold	セーフホールド
SHI	Sumitomo Heavy Industries, Ltd.	住友重機械工業株式会社

略称	英語	日本語
SHNT	Shunt Dissipater	シャント装置
<u>SLATS</u>	Super Low Altitude Test Satellite	超低高度衛星技術試験機
<u>SPRINT-A</u>	Spectroscopic Planet Observatory for Recognition of Interaction of Atmosphere "HISAKI"	惑星分光観測衛星「ひさき」
<u>SpW</u>	SpaceWire	スペースワイヤ
SRON	Netherlands Institute for Space Research	オランダ宇宙研究機関
STT	Star Tracker	スタートラッカ
SXI	Soft X-ray Imager	軟X線撮像検出器
SXS	Soft X-ray Spectrometer	軟X線分光検出器
SXS-ADR	SXS Adiabatic Demagnetization Refrigerator	SXS断熱消磁冷凍機
SXS-PSP	SXS Pulse Shape Processor	SXSデジタル波形処理装置
SXT-I	Soft X-ray Telescope for Imager	SXI用軟X線望遠鏡
SXT-S	Soft X-ray Telescope for Spectrometer	SXS用軟X線望遠鏡
S&MA	Safety and Mission Assurance	安全・開発保証
<u>TDG</u>	Tuned Dry Gyro	チューンドドライジャイロ
USC	Uchinoura Space Center	内之浦宇宙空間観測所
UT	Universal Time	世界時
UTC	Coordinated Universal Time	協定世界時