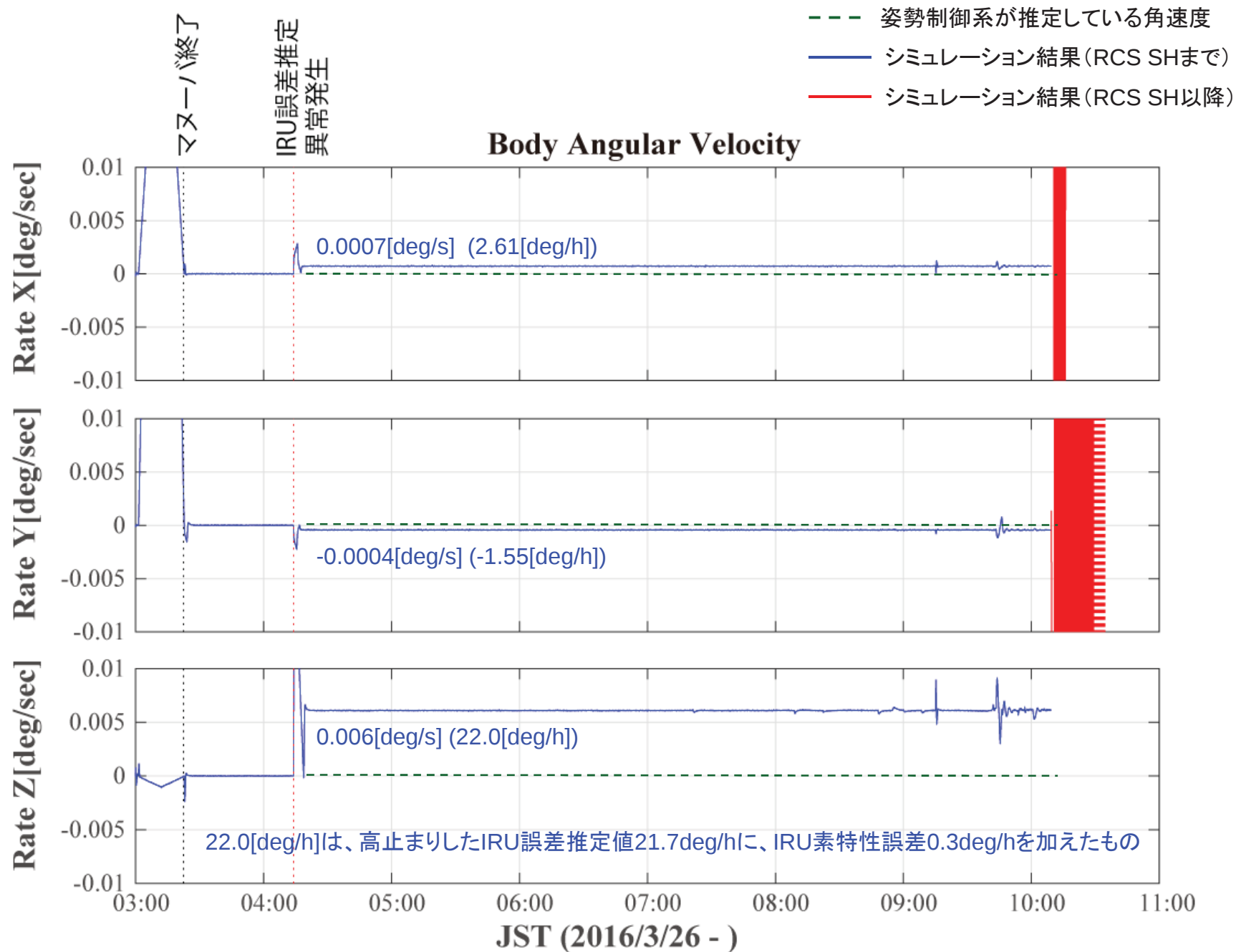


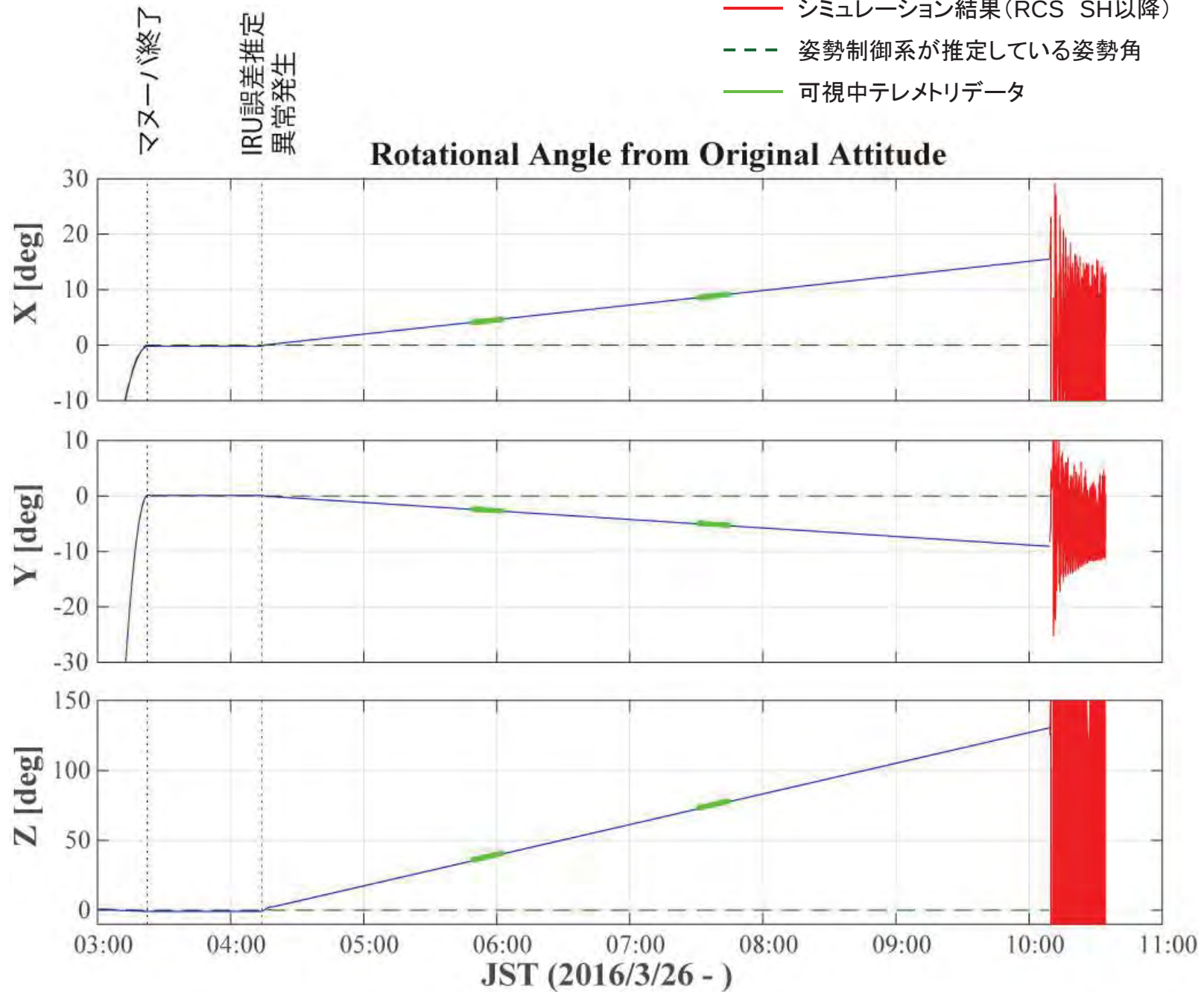
【補足G】 ASTRO-Hの角速度（拡大スケール）

補足G



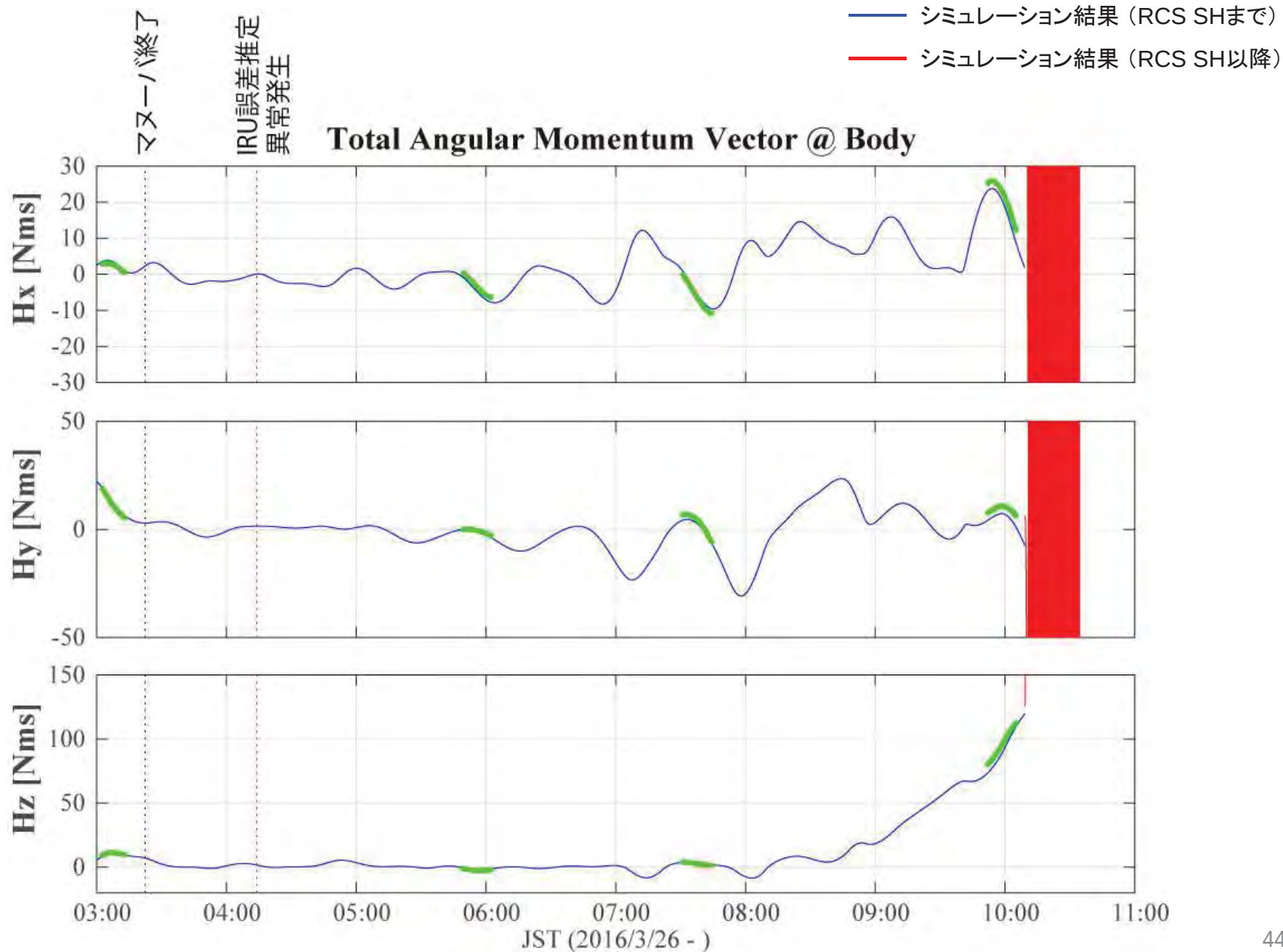
【補足H】 ASTRO-Hの姿勢角

補足H

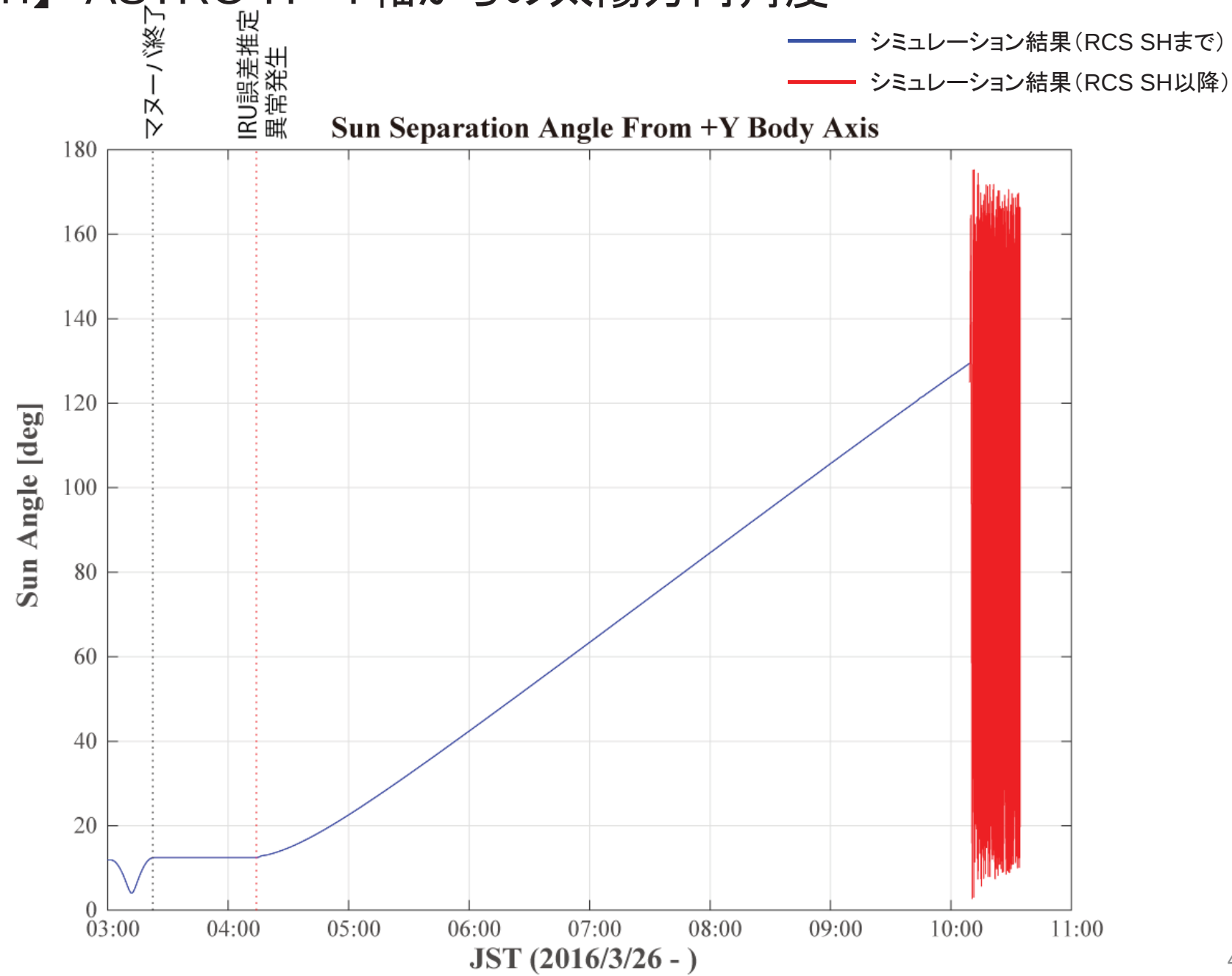


【補足H】 ASTRO-Hの全角運動量

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。

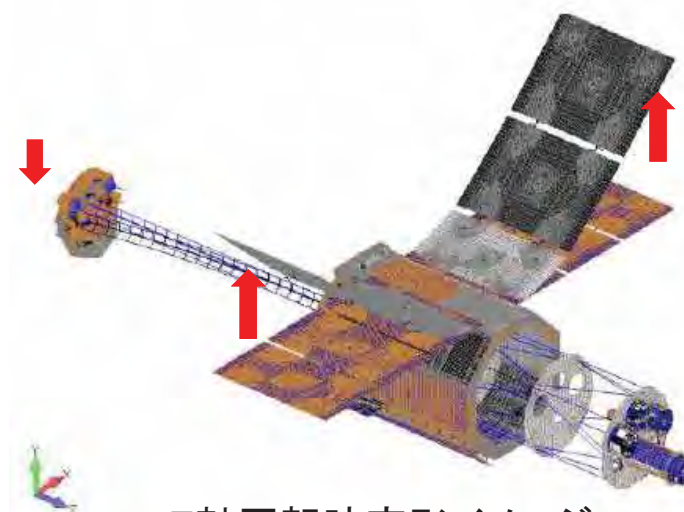
下図にZ軸回りの回転時のSAPの変形図を示す。図からSAP取付部に大きな曲げモーメントが生じることがわかる。一方、SAPのY軸回りの回転については、SAP取付部周辺に曲げモーメントが加わらないため、他の軸に比べて許容角速度がかなり大きくなるので省略した。

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。

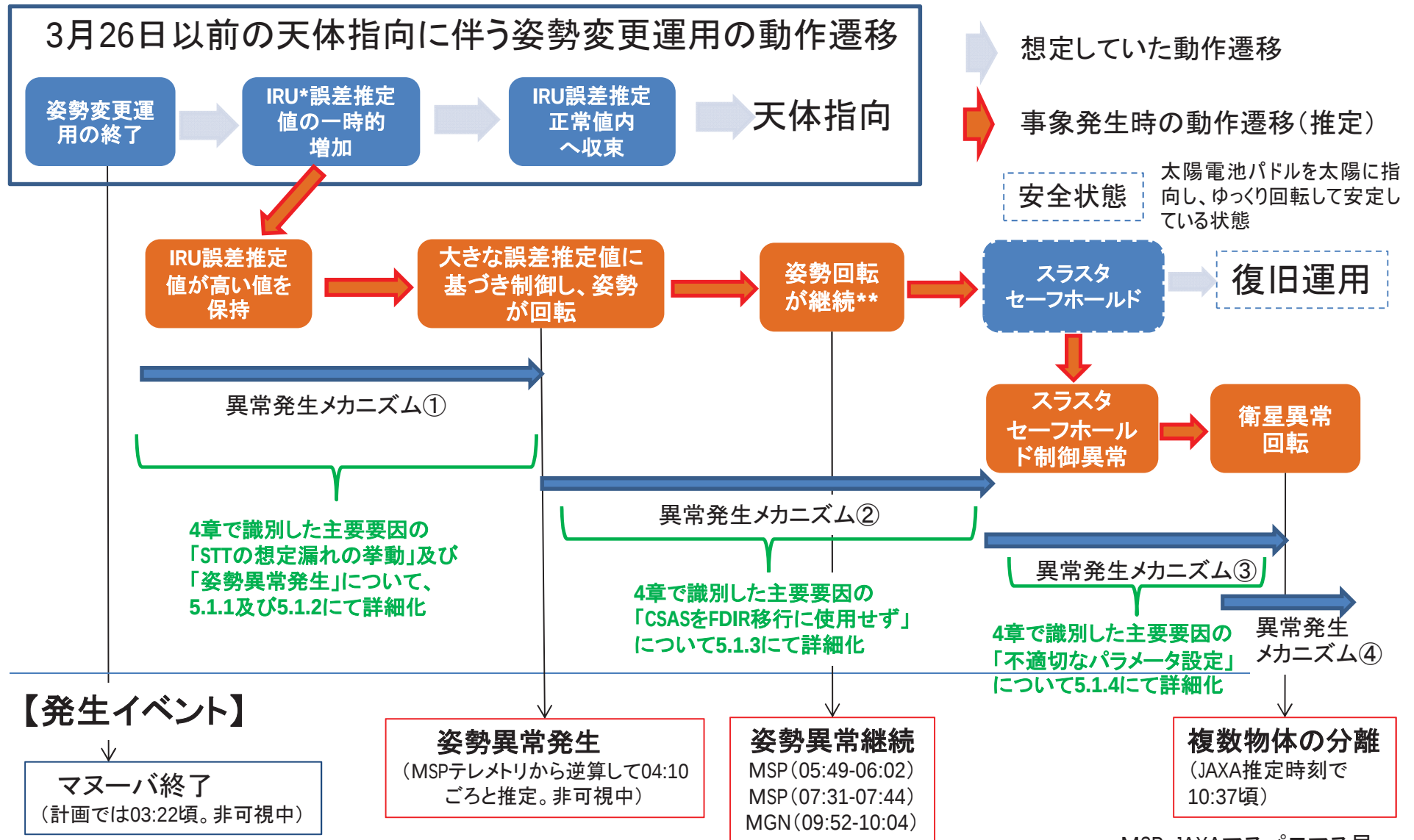
- 空力加熱のため、衛星の材料はチタン合金等、特殊な材料を除き溶融する。
- ASTRO-Hで溶融しないと推定される部位は、燃料タンク(チタン合金製)のみである。
- 上述の2物体は、高度を比較的早く下げていることから、質量に対して空気抵抗が大きい物体(衛星表面に取り付ける断熱材等)と推定されるため、燃料タンクでは無いと考えられる。
- よって、落下した2物体は大気圏中で燃え尽きたと推定している。

5. 異常発生メカニズムの要因分析

4. までは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



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。

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)

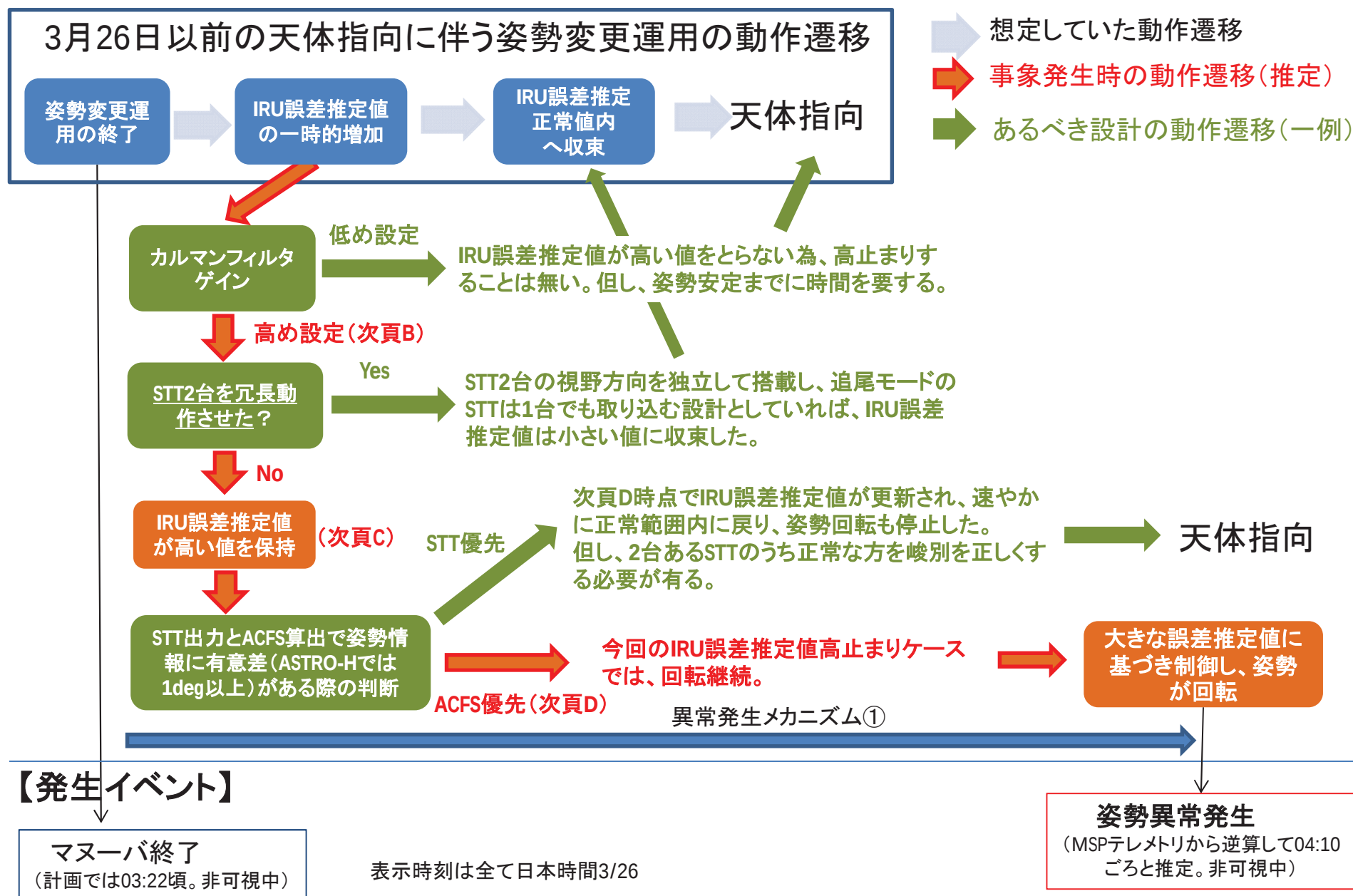
b. 2台あるSTTを冗長に使用しない設計

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。

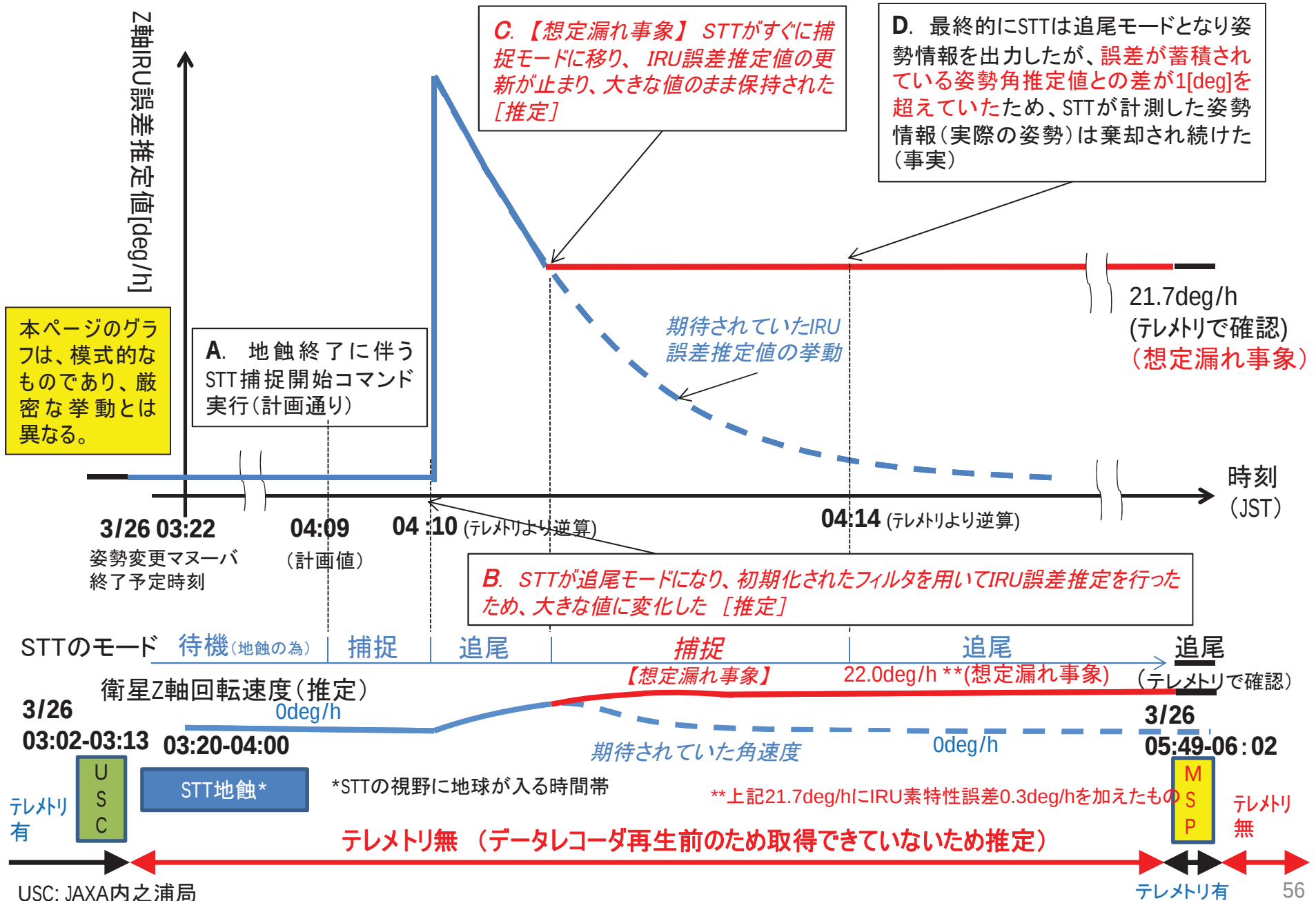
異常発生メカニズム① 姿勢異常(回転)発生に至るまで AOCS設計



*「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。

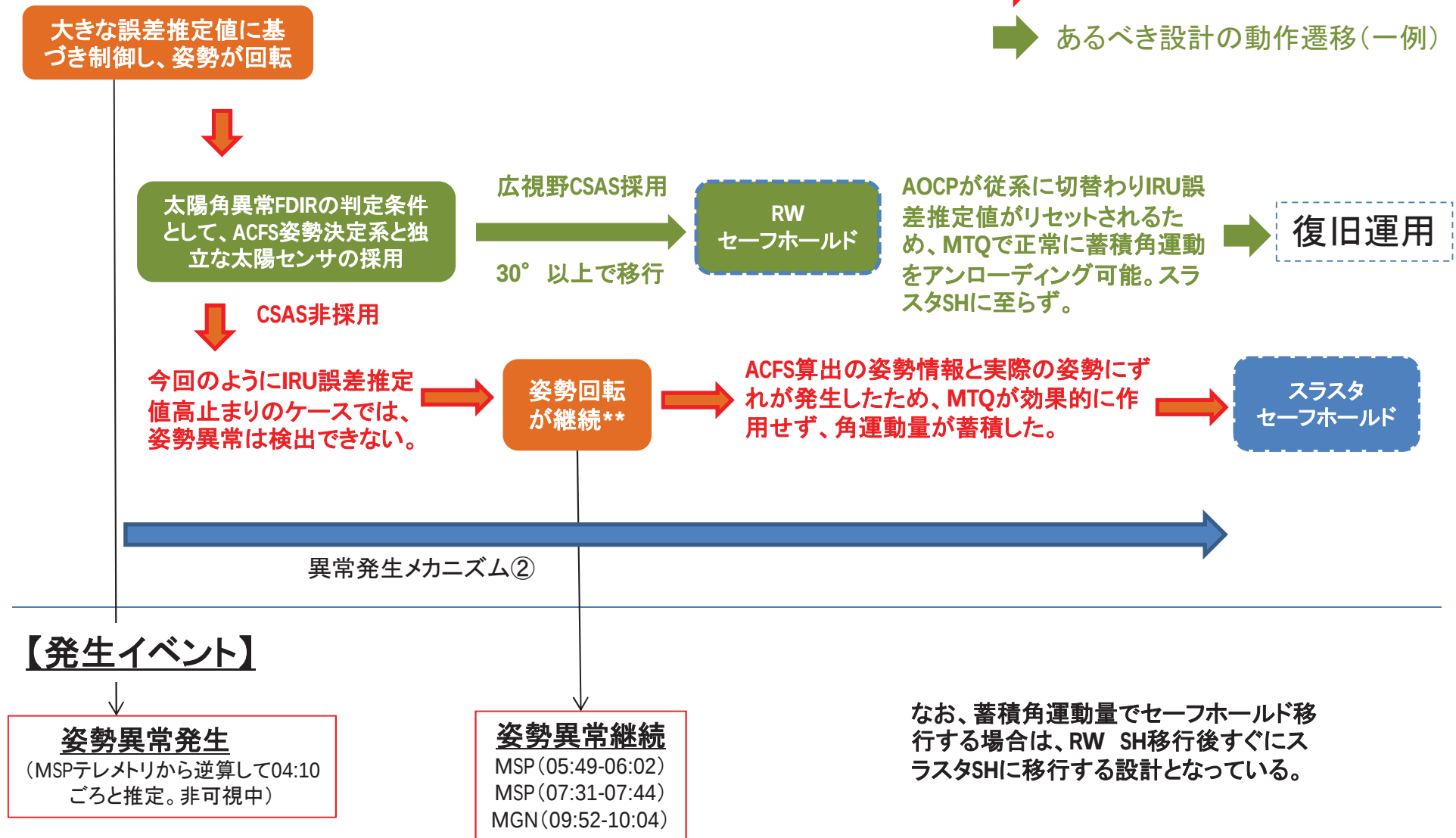
5 . 1 . 3 太陽角異常FDIR（姿勢異常継続）（2/2）

(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。