

## 資料 1-2

科学技術・学術審議会  
研究計画・評価分科会  
宇宙開発利用部会  
X線天文衛星「ひとみ」の  
異常事象に関する小委員会  
(第1回 H28.5.24)

### 第26回宇宙開発利用部会における指摘事項のうち 小委員会にて検証を行う事項についての回答

本資料は資料1-1の内容に基づき、本日時点で回答可能な範囲でまとめたものであり、一部次回以降の報告により内容を更新する予定である。

平成28(2016)年5月24日

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

1. FTA を提示すること。今回有力な推定メカニズムが示されたが、それ以外の要因が排除できることを確認するために必要。

【回答】

衛星破壊及び姿勢異常に係る FTA を「X 線天文衛星 (ASTRO-H)「ひとみ」異常事象調査報告書」(以下、「調査報告書」という。)の別紙にて提示する。

2. 姿勢変更マヌーバを可視終了の間際とした考え方について提示すること。初期機能確認フェーズにおいて、このような運用計画としたことが適切であったか確認する必要がある。

【回答】

本件の運用計画立案の考え方について、事実関係を調査報告書の参考(p.82-83)に示す。  
また、その要因については、調査報告書 5.2.3 (3) (p.76)の1点目に示すとおり分析している。

以下、調査報告書の当該箇所を引用して示す。

【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. 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（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。

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、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。

5. 異常発生メカニズムの要因分析

5.2.3 運用フェーズでの課題検討

(3) 運用フェーズの課題まとめ

- 衛星の初期運用段階のリスクを過小評価し、安全性を含めたシステムとしてのバランス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。

以上

- 3 不適切であったスラスト制御パラメータ設定は、どのような検証を行ったのか確認し、その検証プロセスが正しいプロセスであったのか確認・分析する必要がある。

**【回答】**

調査報告書 5.1.4 (1) (p.60) ③に示すとおり「必要な検証作業の一部が実施されなかった」ことを事実として確認している。この「検証の漏れ」の直接要因は、調査報告書 5.1.4 (2) ②(p.64)に示すとおり分析している。また、その運用フェーズの課題として、調査報告書 5.2.3 (2) の「異常発生メカニズム③関係(パラメータ設定)」(p.75)に示すとおり分析している。

以下、調査報告書の当該箇所を引用して示す。

5. 異常発生メカニズムの要因分析

5. 1. 4 不適切なパラメータ設定

(2)直接要因

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. 異常発生メカニズムの要因分析

5. 2. 3 運用フェーズでの課題検討

(2)個別課題

- 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。人的ミスをゼロにすることは難しく、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)は構築されているのが一般的である。
  - したがって、今回の事象については、「人的ミス」・「検証の漏れ」を見逃してしまった仕組み(作業フロー・体制)の問題およびそのような運用にならない対策(設計など)が課題と考える。

以上

4 **一連のメカニズムを打ち上げ前に発見できなかった理由を示すこと。**

**【回答】**

設計、製造・試験、運用のフェーズごとの分析結果から、製造・試験フェーズについては課題は無かったが、設計フェーズについては調査報告書 5.2.1 (3) (p.70)に示す課題があったこと、および、運用フェーズについては調査報告書 5.2.3 (3) (p.76)に示す課題があったことを要因として分析しており、運用段階含めて一連のメカニズムを発見できなかった理由と考えている。

以下、調査報告書の当該箇所を引用して示す。

5. 異常発生メカニズムの要因分析

5. 2. 1 設計フェーズでの課題検討

(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、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 及び支援業者共に、安全性を含めたシステムとしてのバランス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。プロジェクトや第三者による、審査会等の確認手法が十分効果的でなかった。

5. 異常発生メカニズムの要因分析

5. 2. 3 運用フェーズでの課題検討

(3) 運用フェーズの課題まとめ

- 衛星の初期運用段階のリスクを過小評価し、安全性を含めたシステムとしてのバランス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。

以上

- 5 今回の異常事象で、安全側に遷移しなかった理由について確認した上で、機体をセーフホールドモードとして維持するために必要な機能を明確にし、運用中の衛星、開発中の衛星へ水平展開を行うこと。

【回答】

次回、調査報告書の6. 対策・改善事項の報告にあわせて回答する。



## メカニズム1

- 6 [IRU 誤差推定値が高止まった要因として、STT が追尾から捕捉に移行した点が挙げられるが、どうしてこの事象が発生したのかについて整理すること。(P27 の C)]

### 【回答】

調査報告書 5.1.1 (2) (p.52)に示す。

以下、調査報告書の当該箇所を引用して示す。

#### 5. 異常発生メカニズムの要因分析

##### 5. 1. 1 STT の挙動について

##### (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。但し、本 STT においては、打上後、追尾モードから捕捉モードに戻る事象等が多数発生している。
- 3/26 の STT 事象 A が発生したと判断できるメカニズムを、前ページのその他 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。

以上

- 7 なぜ STT 値を棄却し IRU を優先するアルゴリズムとしたのかについて、X 線天文衛星や ASTRO-H に特有な事項なのかも含めて説明すること。(P27 の D)

【回答】

調査報告書 5.1.2 (2) c (p.54)に示す。

以下、調査報告書の当該箇所を引用して示す。

5. 異常発生メカニズムの要因分析

5. 1. 2 AOCS 設計(姿勢異常発生)

(2)直接原因(推定)

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、 $1^{\circ}$  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。

以上

8 STT の冗長系を使用するロジックとしなかった理由を明確にすること。

【回答】

調査報告書 5.1.2 (2) b (p.53)に示す。

以下、調査報告書の当該箇所を引用して示す。

5. 異常発生メカニズムの要因分析

5. 1. 2 AOCS 設計(姿勢異常発生)

(2)直接原因(推定)

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、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、STT は片系運用としていた。

以上

- 9 本件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について提示すること。可能であれば海外での実績も示す。今回事象との関係の有無について分析を示すこと。

【回答】

以下、異常発生メカニズム①に関して回答する。

ASTRO-Hは開発初期段階において、調査報告書 5.2.1 (1) (p.65)に示す姿勢決定系に関する設計思想に基づき、支援業者による設計を開始した。その設計結果として、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詳細(表)については、調査報告書の参考(p.84)に示す。

調査報告書 5.2.2 (2) および(3) (p.72)に示す通り、異常発生メカニズム①は製造・試験を起因する問題ではないと判断している。一方、調査報告書 5.2.3 (2) (p.74)に示す通り、結果的に新規開発品であった STT のパラメータチューニングが未了であったことを含めた運用上の課題が異常発生メカニズム①に関係していることを確認している。。

以下、調査報告書の当該箇所を引用して示す。

【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 30Nmmsから80Nmms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	XARM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、標準モデルウェア、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。

## 5. 異常発生メカニズムの要因分析

### 5. 2. 1 設計フェーズでの課題検討

#### (1) 事実関係

##### ■ ASTRO-H 姿勢制御系の設計について

JAXA 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マ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。

## 5. 異常発生メカニズムの要因分析

### 5. 2. 2 製造・試験フェーズでの課題検討

#### (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。

## 5. 異常発生メカニズムの要因分析

### 5. 2. 2 製造・試験フェーズでの課題検討

#### (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・試験を起因する問題ではない。

## 5. 異常発生メカニズムの要因分析

### 5. 2. 3 運用フェーズでの課題検討

#### (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 不明事象について衛星管制班からISAS 内 S&MA メンバーへの実質的な報告がなされていないかった。

以上

メカニズム4

10 回転による分離を想定するのであれば、どのくらいで部位毎の分離をおこなうのか解析結果を示すこと。

【回答】

調査報告書の補足I(p.47)に示す。

以下、調査報告書の当該箇所を引用して示す。

【補足 I】分離部位における許容角速度の分析結果

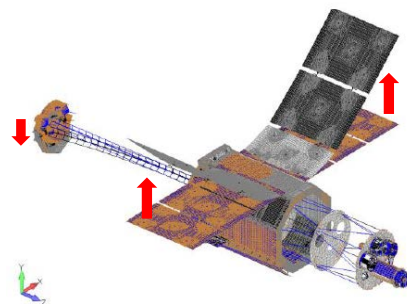
構体は打上げ時の厳しい荷重に晒されるため、太陽電池パドル(SAP)と伸展式光学ベンチ(EOB)は収納された状態で打ち上げられ、軌道上で展開・伸展される。そのため、これらの展開・伸展後の状態は他の部位と比較して外荷重に弱い。下表に、許容荷重を超える荷重を発生させる角速度(許容角速度)を解析で求めた結果を示す。

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



Z 軸回転時変形

注：回転軸の定義は 2.3 衛星外観（詳細）に示す。

以上