

第 2 6 号科学衛星（ASTRO-H）
プロジェクトの事前評価
質問に対する回答

平成 2 1 年 1 1 月 2 日

宇宙航空研究開発機構

【本資料の位置付け】

本資料は、平成21年10月22日に開催された第3回推進部会における第26号科学衛星（ASTRO-H）プロジェクトの説明に対する構成員からの質問に対し、独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）の回答をまとめたものである。

● 評価項目 1（プロジェクトの目的・目標・開発方針）に関連する質問

1-1	研究開発の究極のゴール	3 ページ
1-2	暗黒エネルギー	6 ページ
1-3	産業界への波及効果	8 ページ

● 評価項目 2（システム選定及び基本設計要求）に関連する質問

2-1	さらに短い波長での観測	10 ページ
2-2	角度分解能	11 ページ
2-3	開発項目の進展内容	12 ページ
2-4	衛星の概略値	13 ページ
2-5	CCD の選定	14 ページ
2-6	CCD の冷却方式	15 ページ
2-7	衛星バス	16 ページ
2-8	伸展マスト	19 ページ
2-9	Space Wire の特性とリスク	20 ページ
2-10	衛星のコスト評価	22 ページ
2-11	オプション検討のコスト評価	23 ページ

● 評価項目 3（開発計画）に関連する質問

3-1	スケジュール管理上の課題	24 ページ
3-2	開発体制	26 ページ
3-3	JSET (Joint Systems Engineering Team)	27 ページ

● 評価項目 4（リスク管理）に関連する質問

4-1	観測機器の開発リスク	28 ページ
4-2	SXS のリスク	30 ページ

● 評価項目 1（プロジェクトの目的・目標・開発方針）に関連する質問

【質問番号 1-1】 研究開発の究極のゴール

【質問内容】

研究開発の究極のゴールとして何を目指し、現時点でどこまで到達していて、ASTRO-H ができればどこまで達成できるのか。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 JAXA

【回答内容】

1. 宇宙物理学の目的

宇宙物理学の目的は、宇宙の歴史と今日の宇宙の構造を物理法則にもとづいて理解することです。

2. 宇宙物理学と天文の現状

宇宙の構造を理解する上で、銀河や銀河団の成り立ちを理解し、その進化を定量的に観測することが必要です。観測可能な物質は、星、銀河、銀河群、銀河団と、様々なスケールの構造として私たちの目の前に現れます。

宇宙は、ビッグバン後の火の玉のような一様な宇宙から、星、銀河、銀河団といった様々な構造をもつ現在の宇宙に、進化してきたことがわかっています。137 億年の歴史の中で宇宙はダイナミックに成長を続けてきました。私たちは、この成長の過程を、遠くを見る事で学んできました。遠くを見る事は、すなわち過去を見る事であり、過去を学ぶという事は、これから宇宙がどうなっていくのかを知る事にもつながります。

これらの知見は、電波や可視光、赤外線そして X 線など様々な波長を地上や宇宙の望遠鏡で観測することで得られます。

宇宙から来る X 線は、地球大気に吸収されるため、X 線観測は、X 線望遠鏡を大気圏外に打ち上げるまで不可能でした。しかし、1960 年代にはじめてその観測に成功し、ブラックホールの存在を明らかにしました。その後、銀河団には莫大な質量を持つ数千万度の超高温ガスが存在することを発見するなど、X 線観測は、今日の宇宙物理学に不可欠な道具として発展を続けてきました。最近の「すざく」は、銀河の中心に新たな種族の隠されたブラックホールを発見するなど、次々と成果をあげ、激動する宇宙の解明を続けています。

3. 現時点で分かっていること、今後の課題

以下に、宇宙の構造に関連した主要な要素である、ダークマター・暗黒エネルギー、ブラックホール、宇宙線について、現時点で分かっていることと今後の課題を示します。

<ダークマター・暗黒エネルギー>

宇宙は膨張と共に進化しています。最近では、この膨張が一様な速度で進むのではなく、加速しながら進んでいるらしいという事がわかり、それを説明するために、暗黒エネルギーという考え方が登場しました。銀河団のように大きな構造を持つものは、宇宙膨張に逆らって、ダークマターによる重力収縮が進むことにより形成されてきました。今日宇宙は、

直接観測するのが不可能な暗黒エネルギー、ダークマター、そして、わずか 4%でしかない「観測可能な物質」からなりたっていると考えられています。

正体不明のダークマターの存在は宇宙観測により明らかとなったものですが、素粒子の標準理論では説明できないものの存在を示唆する、確かな実験・観測的根拠とみなされています。また、宇宙のほとんどが、やはり正体不明の暗黒エネルギーによって占められているという驚くべき事実は、天文学にとどまらず 21 世紀科学に根源的な謎となっています。今後は、ダークマター、暗黒エネルギーの性質を特定していく必要があります。

私たちは、観測可能な物質を通じてのみ、暗黒エネルギーとダークマターの謎を解き、宇宙の歴史と今日のかくある姿を学ぶことができます。宇宙の歴史をたどりながら、その時々銀河団の質量と数を統計的に調べることで、収縮させようとするダークマターの量や、広がろうとする宇宙膨張の歴史を精度よく観測することが可能となり、暗黒エネルギーの量や性質に迫る事となります。

<ブラックホール>

過去 10 年程度の研究の結果、現在の宇宙のほぼ全ての銀河は、その中心に太陽質量の 100 万倍から 1 億倍もある巨大質量ブラックホールを持ち、かつその質量は銀河の中心部の星の全質量と極めて良い精度で比例しているという、驚くべき事実が発見されました。これは、ブラックホールが銀河そのものの形成に深く関わっており、両者が「共進化」してきたことを強く示唆します。さらに、これら巨大質量ブラックホールの近傍から放出される莫大なエネルギーが、母銀河だけでなく、宇宙で最大の天体である銀河団の構造にも大きな影響を与えていることも分かってきています。しかし、ブラックホールと銀河の大きさは、人間と地球の大きさほども違います。とてつもなく小さなブラックホールがどうして巨大な銀河というものの形成に影響を与えることができるのか、謎のままです。もはや、ブラックホールは宇宙の重要な基本構成要素であり、その起源、および環境との相互作用を解明することは、宇宙史の理解において不可欠で本質的な天文学的課題となっています。さらにブラックホールは、地上では実現不可能な、強い重力の極限における一般相対論の検証を可能にする唯一の天体であり、依然として、基礎物理学の理解の根本に関わる研究対象となっています。

<宇宙線>

宇宙から到来する高エネルギー粒子線である宇宙線に関する研究は、ヘスによる 1912 年の宇宙線の発見以来、約 100 年の歴史をもちます。その間、約 12 桁のエネルギー範囲にわたって宇宙線のエネルギー分布が観測され、その起源・組成・伝搬に関する研究が行われてきました。しかし、どのような宇宙線がどのような天体でどれだけの大きさのエネルギーまで加速されているかは長年の未解決問題として残っています。宇宙の様々な構成要素の研究が進み、何十桁のスケールにも及ぶ宇宙の階層構造がお互い何らかの関係を持って存在している事がわかってきた今日では、宇宙線に代表される高エネルギー粒子の役割、あるいはこの高エネルギー粒子がもたらす宇宙の情報の重要性がより高まっています。

4. ASTRO-H プロジェクトで分かると期待されていること

ASTRO-H は、超高分解能の X 線分光観測と、0.3~600 キロ電子ボルトもの範囲の X 線からガンマ線にかけての広帯域・高感度の観測により、「すぎく」をはじめとするこれまでの

X線天文衛星では困難であった、

- ・ 銀河団の総エネルギー（全質量）から銀河団の進化の解明
- ・ ダークマターや暗黒エネルギーの性質
- ・ 隠されたブラックホールの観測から、ブラックホールの銀河形成に果たす役割
- ・ ブラックホール近傍の物資の挙動を確認することから、相対論的時空の構造の理解
- ・ 宇宙線が加速される仕組み

など、宇宙の構造形成やエネルギー的な進化を知る上で鍵となる観測に挑戦します。

【質問番号 1-2】 暗黒エネルギー

【質問内容】

「宇宙の大半は、私たちが見ることができない物質からなっている・・・」と広報用ブローシェに書かれています。一般の方や子どもたちからの質問には「ダークマター・暗黒エネルギー」の質問も少なくありません。

このプロジェクトの科学的意義の中には「ダークマター・暗黒エネルギーの探求」も言及されているので質問いたします。伺った説明、頂いた資料からは本プロジェクトにより、成功すれば、80 億光年の宇宙におけるダークマターの分布についてはある種の知見が得られるようですが、暗黒エネルギーについてはどのような形での探求が期待できるのでしょうか？

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3 p. 9 「0-7. プロジェクトの意義」

【回答者】 JAXA

【回答内容】

ダークマターも含めた銀河団の質量はどれだけあるのか？ということはX線で高温ガスの温度や量すなわち圧力を測定し、その圧力と重力がつり合っているとして解くことで測られてきました。その結果、ダークマターは、星や銀河として見えている質量の10倍あることが分かってきました。ASTRO-Hでは銀河団ガスの運動や、加速された宇宙線の非熱的エネルギーを測り、それを熱的な圧力と合わせることで、ダークマターも含めた銀河団の総質量をより正確に決められると考えています。

銀河団のような大きな構造は、宇宙膨張に逆らって重力収縮が進むことで形成されてきました。超新星の観測などから得られた“現在の宇宙では宇宙膨張は加速している”という観測事実を説明するために、宇宙膨張を加速する未知の「圧力」の存在を仮定せざるを得なくなりました。この「圧力」の源が宇宙に一樣に広がる暗黒エネルギーです。宇宙の進化の過程の中での銀河団の成長の進み方、すなわち、いつどのくらいの質量で、どのくらいの数できるのか、ということとは収縮しようとするダークマターの量と、広がろうとする宇宙膨張の速度に左右されます。従ってダークマターや暗黒エネルギーの量、さらに暗黒エネルギーの性質によって変わってくると考えられます。

宇宙論研究では、宇宙を表す「パラメーター」を変えながら、進化の様子を大規模シミュレーションで追いかけることが可能になりました。ASTRO-Hによって現在の宇宙における銀河団の正確な質量を測定し、それを遠方（過去）から近傍（現在）の宇宙における銀河団に応用することで、銀河団の成長の進み方を正確に求めることができます。そのような観測結果と計算機シミュレーション結果とを比較することで、暗黒エネルギーの量や性質についても、超新星の観測や3K背景放射(CMB)の観測とは独立した手法で調べることができます。多元的な観測によって、暗黒エネルギーの本質に迫ることができると期待しています。

参考資料: 日経サイエンス 2007年5月号より

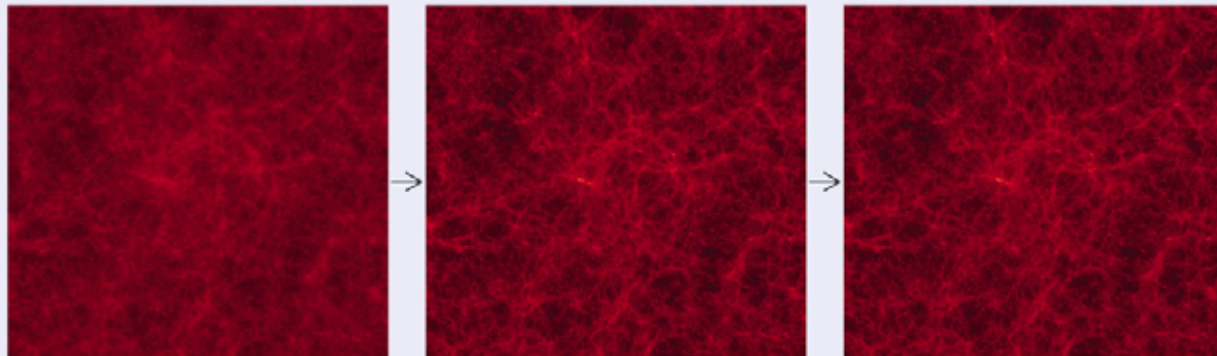
暗黒エネルギーの量を変えてシミュレーションした、現在、34億年前、120億年前の大規模構造の姿。クモの巣状の大規模構造のコントラストが時間とともに生成されていく。中心の塊が銀河団に相当する。このような銀河団の成長の進み方を定量化し、観測と比較することで暗黒エネルギーの量や性質が得られる。

もしも暗黒エネルギーの値が違っていたら…

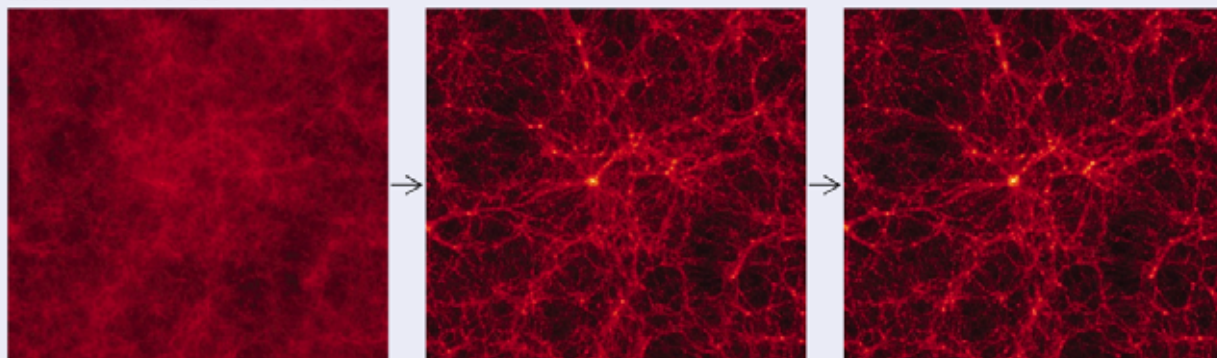
もし暗黒エネルギーがもっと多かったら、宇宙はまったく違う姿になっていただろう。宇宙膨張はもっと早期に加速に転じ、物質はより速く引き離され、宇宙の大規模構造はつぼみのうちに摘み取られて形成しなかった。もし暗黒エネルギーが少なかったら、逆のことが起こったに違いない。

下の図はそれぞれ1辺が現在の10億光年に相当する領域を示し、1つの銀河を表す粒子を270万個含んでいる。このシミュレーションでは、暗黒エネルギーの密度が空間的にも時間的にも一定であると仮定している。 Ω_Λ は暗黒エネルギーの密度に対応し、現在の観測値は0.75に近い。

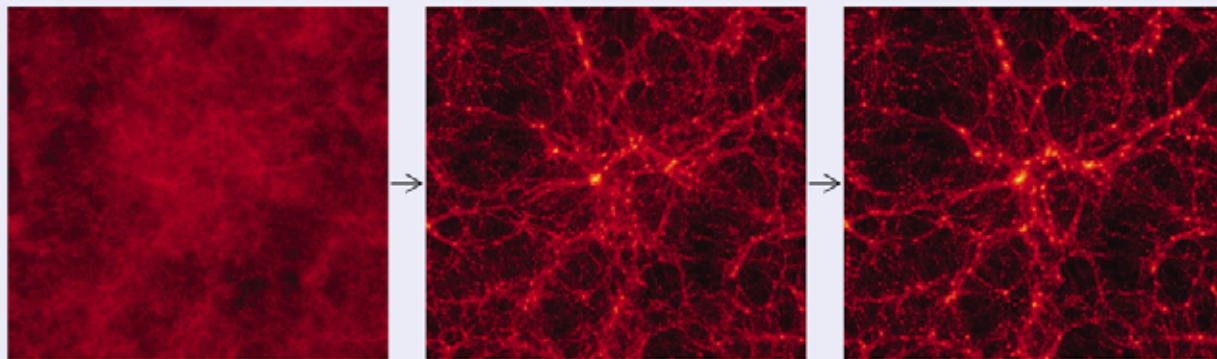
暗黒エネルギーが多い場合 $\Omega_\Lambda = 0.99$



観測値に一致する場合 $\Omega_\Lambda = 0.75$



暗黒エネルギーが存在しない場合 $\Omega_\Lambda = 0$



初期宇宙 宇宙が現在の1/6のサイズだったころ、3つのシナリオのいずれでも物質は均一に分布していた。暗黒エネルギーはまだ影響力を発揮していない。

遷移期 宇宙が現在のサイズの75%になると、暗黒エネルギーの効果がはっきり見て取れる。高密度シナリオ（最上段）では宇宙は無構造のままだが、残り2つのシナリオでは構造の形成が進み、クモの果状のパターンが生まれる。

現在 暗黒エネルギーの量が観測値に一致する場合は、大規模構造の形成が終わり、クモの果状パターンがそのまま残される（中段）。暗黒エネルギーがゼロの場合（下段）は、クモの果が成長を続ける。

【質問番号 1-3】 産業界への波及効果

【質問内容】

宇宙開発では常に波及効果が論じられますが、ASTRO-H の開発を通じて産業界にどのような波及効果があった、或いはあると考えますか？

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 JAXA

【回答内容】

ASTRO-H は、宇宙物理学、高エネルギー天文学、宇宙工学などの学術分野を統合的に組み合わせ、さらに高機能半導体の製造や特殊環境での IT 技術など日本の誇る先端産業技術力を駆使して開発されます。そのために、ASTRO-H の開発そのものが、産業界の先端技術開発の推進力となり、国際的にも技術優位性を確保するものとなります。

また、ASTRO-H の目的とする最先端の X 線天文学を実現するために、センサーや電子回路などにおいて多くの技術開発が行われました。ASTRO-H からの技術移転の他、メーカーとの共同研究を通じてマーケットの拡大につながった例もあります。

具体例としては、JAXA のスピンアウトの Web(参考資料 1)に掲載されている

- (1) 空港手荷物検査等における次世代放射線イメージャの実現(図 1)
- (2) 医療・安全むけの精密ガンマ線センサー(図 2)
- (3) 超小型ネットワークコンピュータ(図 3、参考資料 2)

が、ASTRO-H から発信されたものです。

また、成果の異分野への展開としては

- (1) ASTRO-H HXI/SGD の技術の医療、創薬、生命、環境、新素材分野への展開
(<http://www.isas.jaxa.jp/j/topics/topics/2008/0820.shtml>)
- (2) これまで不可能だった極微量の不純物検知を可能にするための ASTRO-H SXS の技術の透過型電子顕微鏡への応用
(<http://www.nims.go.jp/news/press/2009/09/p200909250.html>)

がはじまっており、今後とも ASTRO-H の開発を通じて得た様々な技術が広い分野で応用される事を期待しておりますし、プロジェクトとしても積極的に推進していく方針であります。

参考資料 1 : http://aerospacebiz.jaxa.jp/spinoff/data/2008_spin-off_j.pdf

参考資料 2 :

<http://www.pcpro.co.uk/blogs/2008/08/27/a-real-space-oddy-arrives-at-pc-pro/>



図1 HXI の技術移転：空港手荷物検査等における次世代放射線イメージャの実現（JAXA Spinout 事例集から）



図2 SGD の技術移転：医療・安全むけの精密ガンマ線センサー（JAXA Spinout 事例集から）



図3 SpaceWire および SpaceCube アーキテクチャの技術移転（JAXA Spinout 事例集から）

● 評価項目 2（システム選定及び基本設計要求）に関連する質問

【質問番号 2-1】 さらに短い波長での観測

【質問内容】

観測機器について波長の長いほうから軟 X 線撮像システム / 軟 X 線分光システム、硬 X 線撮像システム、軟ガンマ線検出器となるが、目標の具現化の為には、これらよりもさらに波長の短い観測機、例えば 軟ガンマ線の撮像システムとか、更に波長の短い $10^{-15} \sim 10^{-17} \text{m}$ の領域の観測機器は不要なものでしょうか、或いは可能であれば有る方が良いが、現在の技術では実現不可能なものなのでしょうか。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 JAXA

【回答内容】

ASTRO-H は、4 種類の観測機器システムを搭載することで、すでに 3 桁 (0.3~600 キロ電子ボルト) もの広い帯域での同時観測が可能になっており、これは ASTRO-H の科学目標を達成するのに十分と言えます。(*1)

一方で、さらに短い波長の $10^{-15} \sim 10^{-17} \text{m}$ はエネルギーに換算するとギガ電子ボルトからテラ電子ボルトに対応します。これらの領域での観測機器は、ASTRO-H の科学目標を達成する上では必要とされませんが、ギガ電子ボルト帯域に感度を持つ衛星としてはすでに、国際協力による大型のフェルミ衛星が平成 20 年度に打ち上げられて稼働中で、ASTRO-H 打ち上げ後は、同じ天体を同時に観測するなどの共同観測を行うことを想定しており、更なる目標の具現化が期待できます。ただし、軟ガンマ線より少しエネルギーの高いメガ電子ボルト帯域での観測は技術的に極めて困難であり、現時点では十分な感度を持つ検出器が存在していないため、将来の課題となっています。

* 1 ASTRO-H に搭載される軟ガンマ線検出器は、撮像能力こそ数度程度でしかありませんが、狭視野半導体コンプトンカメラという極めて独創的な技術により、従来の検出器より遥かに優れた検出感度限界の分光観測を実現するもので、軟 X 線と同時に観測するシステムとしては最適に設計されています。これにより ASTRO-H は、軟 X 線から軟ガンマ線までの広帯域で同時に高感度分光観測を行うことが出来るため、目標 4 (p. 14 参照) を具現化することが可能になります。

【質問番号 2 - 2】 角度分解能

【質問内容】

長い焦点距離によって、角度分解能 1.7 分角を実現できたと思われるが、この分解能の限界は衛星システムの指向精度によって決まるのか、撮像システム自体で決まるものでしょうか。また、撮像システムには衛星の指向精度のゆらぎを補正する仕組みはありますか。

【資料の該当箇所】 推進 3 - 1 - 3

【回答者】

【回答内容】

角度分解能の 1.7 分角は硬 X 線望遠鏡 (HXT) の性能であり、望遠鏡を構成する個々の反射鏡面の歪み (数ミクロン程度の振幅を持つ鏡面のうねり) と、反射鏡を保持する際の機械的な誤差 (正しい位置からの 10 ミクロン程度のずれ) の 2 つの要因で制限されています。焦点面に置かれている硬 X 線撮像検出器 (HXI) の画素サイズ (250 ミクロン) は角度分解能に換算して 4.3 秒角と無視できるほど小さいので、角度分解能には影響を与えません。

衛星の指向方向の揺らぎがあれば、角度分解能は 1.7 分角からその分だけ悪化します。そのような事態を想定し、ASTRO-H では、機上で、硬 X 線撮像検出器 (HXI) が搭載されているプレートの、焦点面内での位置やねじれを計測するために、2 台のアラインメント計測システムを搭載することになっています。このシステムは、光学ベンチを熱的に歪ませる衛星日陰/日照の入れ替わりや、光学ベンチの固有振動数よりも充分早いレートで位置計測を行う設計となっており、地上にデータを降ろした後で、X 線画像の補正に利用します。補正の精度は数秒角という設計であり、指向方向の揺らぎを完全に補正できると考えています。

以上のことから ASTRO-H の硬 X 線撮像システムの角度分解能は、撮像システム自体の性能で決まります。

【質問番号 2-3】 開発項目の進展内容

【質問内容】

それぞれの開発項目について、昨年 8 月よりの 1 年余の間の進展内容、これまでの準備状況と、今後の開発の見込み（いつまでに、どのレベルに）を整理しておおしえいただけるようお願いいたします。また、この 1 年間の検討により、変更すべき力所などがみいだされたことはないのか、についても言及いただけるようお願いいたします。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3 p. 27～p. 55

【回答者】 J A X A

【回答内容】

各機器の開発においては、資料（推進 3-1-3）の P. 35-P. 54 に記載されているように、鍵となる技術があります。「開発研究」移行時までには、概念設計を実施し、開発方針をたてるところまで終了しておりました。また、試作試験用モデル(BBM)等により一部技術の評価実証を終えております。その後、過去 1 年間は、より発展した試作試験用モデルを製作。フロントローディングを完了し、主にその鍵となる技術の実現に目処をつけました。資料（推進 3-1-3）の P. 35-P. 54 で、説明されている技術開発の成果、設計進捗の多くは、ここ 1 年間の進展にもとづくものです。また、「開発研究」移行時には明確でなかった機器と衛星 I/F の詳細に踏み込んだ熱・構造等の検討がなされ、フライト品の開発が確実にできるレベルに至ったと考えております。これらの開発により、どこまで準備が進んだかについては、質問番号 4-1 に対する回答に記載されていますので、そちらを参照して下さい。

今後の開発については、以下のようなマイルストーンに向けて、開発を進める計画をたてております（資料 P. 55 参照）。

- (1) これまでの研究開発の成果をもとに、技術評価チームによるレビューを経て、PDR (Preliminary Design Review) までに基本設計を行う。
- (2) MTM/TTM 試験までに、衛星構体、光学ベンチ、軟 X 線分光検出器の PM デュワー等を製作し、軌道上で想定される温度環境で光学ベンチが歪まないことを確認する。また、軟 X 線分光検出器の冷却システムが十分ロバストであること（単一故障時にも性能を維持できること）を確認する。

この 1 年間の検討により、大きな変更を必要とする箇所は出てきていないのですが、硬 X 線撮像検出器のアライメント計測のため、アライメント計測装置を新規に搭載することにしています。これは、伸展式光学ベンチのみで必要なアライメント精度（資料 P. 50）を保証するには、多くの衛星リソースを必要とすることが明らかになったため、軌道上でアライメントを計測しデータ解析時に補正することで、結像性能を向上させています（資料 P. 52）。

【質問番号 2-4】 衛星の概略値

【質問内容】

参考までに、衛星の質量内訳（ミッション、バス、推薬、ただしミッションについては伸展マストの先に載せる部分を分けて）、外形寸法、発生電力、の概略値をお示し下さい。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3 p. 30

【回答者】 JAXA

【回答内容】

表 1 に衛星の質量内訳、図 1 に外形寸法の概略値を示します。また、現時点の設計での発生電力は、約 3150W (EOL) です。

表 1

	ミッション (伸展部を除く)	ミッション (伸展部)	バス	推薬
質量 (kg)	約 1380 kg	約 120 kg	約 1000 kg	約 16 kg

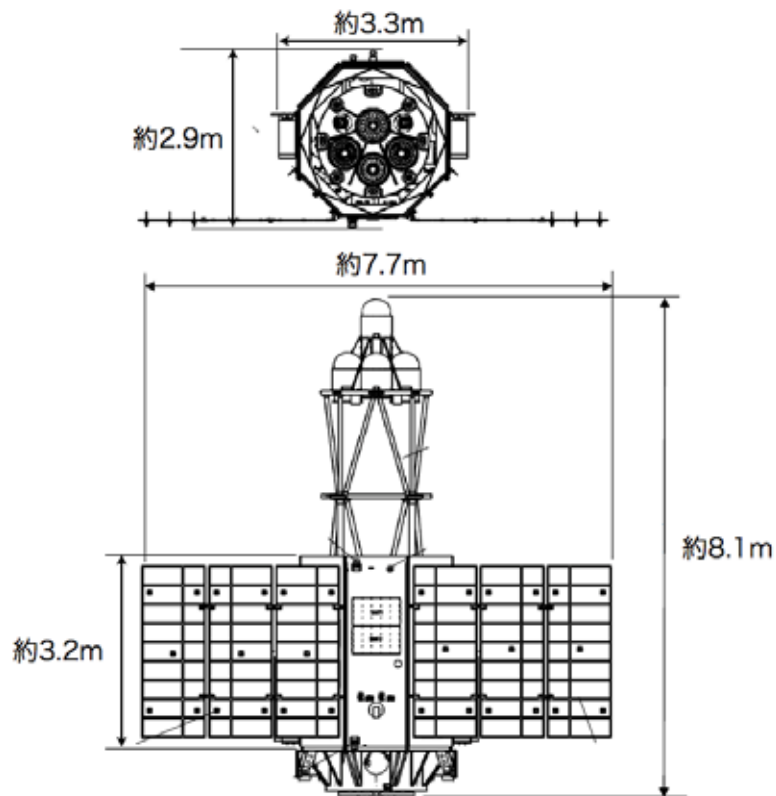


図 1

【質問番号 2 - 5】 CCD の選定

【質問内容】

軟 X 線撮像検出器に使用されている CCD は背面照射型との事ですが、こちらの方が宇宙線に対しても強いのでしょうか。また、出力信号の ADC（アナログデジタルコンバーター）はリニアですか。

【資料の該当箇所】 推進 3 - 1 - 3

【回答者】 J A X A

【回答内容】

CCD の宇宙線に対する耐性は、表面照射型も背面照射型も基本的には変わりません。ただし、非常にエネルギーの低い（概ね 1 MeV 以下）宇宙線に対しては、背面照射型 CCD の方が損傷を受けにくい傾向があります。これは、このようにエネルギーの低い宇宙線は、シリコン中にせいぜい数ミクロンしか侵入しないためです。ASTRO-H で採用する背面照射型 CCD は厚さが 200 ミクロンあり、このような低エネルギー宇宙線は、（表面近くにある）電荷転送チャンネルにまで到達することができません。したがって、電荷転送効率も影響を受けません。一方、表面照射型 CCD では、表面の浅いところに電荷転送チャンネルがあるため、低エネルギー宇宙線でも、電荷転送効率が著しく劣化してしまいます。

ADC は周辺回路まで含めリニアです。CCD で X 線を受ける場合、可視光とは違い光子一つ一つを独立に高い精度で検出できます（この為には、一度に受ける光子の数を最大でも数ピクセルに一つ程度に制限する必要があります）。この時、ADC に要求されるダイナミックレンジは個別の光子による出力を十分な精度で測定できる程度となり、シリコン検出器で X 線を扱う場合は 12 bit 程度になります。

【質問番号 2 - 6】 CCD の冷却方式

【質問内容】

CCD の冷却にペルチェ素子を採用しない理由は何でしょうか（冷凍機との併用をしない理由）

【資料の該当箇所】 推進 3 - 1 - 3

【回答者】 J A X A

【回答内容】

ASTRO-H SXI では、CCD を -120°C に冷却する仕様にしており、ペルチェ素子では -120°C を達成することが困難なためです。

CCD は宇宙空間で放射線損傷を受けますが、その損傷が性能に与える影響は CCD の動作温度によって大きく異なります。「すざく」や XMM-Newton 衛星などの経験から、「すざく」の CCD の動作温度である -90°C では、放射線損傷による電荷転送効率の低下が顕著に見られるのに対し、 -120°C まで冷却すると、電荷転送効率への影響が数分の一以下に押さえられることがわかっています。

ところが、ASTRO-H 衛星で採用する高度 550km の近地球軌道では、ラジエータの（高温時の）温度は -40°C 程度までしか下がりません。したがって、 -120°C を達成するには、 80°C の温度差を作る必要がありますが、これはペルチェ素子では困難です。一方、機械式冷凍機（1 段スターリング冷凍機）を使えば、この程度の温度差は容易に達成できます。そこで、ASTRO-H SXI では、ペルチェ素子ではなく、機械式冷凍機で CCD を冷却することになっています。

なお、機械式冷凍機とペルチェ素子を併用するという構成も可能ですが、機械式冷凍機単体で -120°C が容易に達成できる状況では、ペルチェ素子を併用するメリットがありません。そのため、機械式冷凍機のみで CCD を冷却する構成になっています。

【質問番号 2-7】 衛星バス

【質問内容】

衛星バスの Heritage（新規開発かあるいはどの衛星の実績に基づいているのか、また改修の有無と）試験実施区分（FM、PFM 或いは QT 実施の区分）の概要を示してください。リスクとして認識している点はありませんか？

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 JAXA

【回答内容】

ASTRO-H のバス系は、既の実績のある機器や先行衛星で実証予定の機器を中心に構成されており、新規開発品は最小限にとどめるようにしています。したがって、多くの機器は、PFM として製作する予定にしています。以下、衛星バスの主要な構成品について、各系毎に状況を説明します。

1. 姿勢系

姿勢系の構成は、「あすか」、「すざく」で実績のある構成を基本とし、衛星の慣性モーメントの増大に対応するため、前 2 衛星（バイアスモーメント方式）とは異なり、ゼロモーメント方式を採用しています。また、姿勢系のネットワークに Space Wire 標準規格を採用します（「6. データ処理系」参照）。姿勢系の主要なコンポーネントについては、以下のようになっています。

- ・星姿勢系：新規開発の次世代星姿勢系を採用。2010 年度に認定試験を終了予定。
- ・慣性基準装置：国内メーカーの TDG（Tuned Dry Gyro）を搭載予定。同 TDG は、先行して GCOM に搭載される予定。
- ・モーメントホイール：GOSAT に搭載されたホイールと基本設計が同じで、角運動量の異なる製品を搭載予定。このホイールについては、出力トルクが 0.1Nm のものは 2005 年に地上認定試験が終了しており、ASTRO-H で使用予定の、出力トルクを 0.2Nm に上げた改良型についても、製作がほぼ完了し、これから認定試験を実施予定。
- ・RCS：「はるか」にて搭載実績のある RCS を採用。

2. 通信系

コマンドの uplink とバス機器 HK データの downlink に S バンドを用い、ミッションデータの downlink に X バンドを用いるやり方は、「すざく」で実績のあるやり方を踏襲しています。さらに、S バンドの downlink 速度を向上させ、X バンドのバックアップ機能も果たせるようにしています。

- ・S バンド：マルチモード統合トランスポンダ(MTP)を採用。小型実証衛星 1 型(SDS-1)でフライト実証されたものをベースに製作し、QT モデルで検証予定。また、小型科学衛星で先行実証予定。最大 2Mbps の downlink が可能。
- ・X バンド：「すざく」で実績のある通信系と同等品を製作して使用する。

3. 電源系

50V 非安定化バス、分散電源という方式は、「すざく」、「あかり」、「ひので」、「かぐや」

で実積のある構成を採用します。ただし、電力の増大に伴い、リチウムイオン電池を採用します。

- ・リチウムイオン電池：容量 100Ah リチウムイオン電池を採用。寿命評価試験（セルレベル、JAXA 研究開発本部電源グループ）、QT 試験（バッテリーレベル、担当メーカー）実施済み。
- ・太陽電池パドル：保持解放機構は、「ひので」で実積のある多段折パドル方式を採用。多数のフライト実積のある 3 接合太陽電池セルを用い、アレイ回路の構成は、WINDS で実積のある方式を採用する。
- ・シャントデシペータ：「かぐや」で実積のある、アナログ・デジタル併用シャント方式を採用。
- ・バッテリー充電制御器：「かぐや」で実積のある、スイッチング充電器を採用。
- ・電力制御器：「かぐや」、「あかり」で実積のあるシャントデシペータ駆動部、「はやぶさ」、「すざく」、「あかり」、「あかつき」（PLANET-C）で実績のあるコマンドテレメトリ、一次電源分配などを採用。

4. 構造系

衛星構体は、「あすか」、「すざく」で軌道上実積のある、望遠鏡を衛星中心に配し、その周りを八角柱の側面パネルで囲う方式を採用し、バス機器は主に側面パネルの内側に配置しています。

- ・衛星構体：「すざく」までは構体の一部にアルミ合金を用いていたが、ASTRO-H では、CFRP を全面的に採用し、低熱歪みを実現する。また、ラジエータ等のアルミ合金製の大型機器は、「ひので」等種々の衛星で実績のあるキネマティックマウントを介して取り付けることにより、熱歪みが衛星構体に伝わらないようにする。PFM として開発。熱歪みが望遠鏡の指向精度に影響を与えないことは、MTM/TTM 試験と熱歪み検証試験で確認する。

5. 熱制御系

「あすか」、「すざく」で実積のある、ラジエータとヒートパイプを用いた受動制御を中心に、ヒーターによる能動制御を併用して熱制御を行います。

- ・ヒーター制御装置：新規開発。小型科学衛星で先行実証予定。

6. データ処理系

データ処理系の、モジュール化、標準化、高信頼性を確保するために、Space Wire 標準規格を用いたネットワーク型データ処理アーキテクチャを採用します。

- ・Space Wire 搭載コンピュータ：バス系に関しては SDS-1 で軌道実証されたものを採用。Mission 系に関しては同じアーキテクチャ（Space Cube アーキテクチャ）を採用。
- ・Space Wire プロトコル回路（FPGA）に関しては SDS-1 にて軌道実証（バス系、ミッション系）
- ・Space Wire ルータ：新規開発。小型科学衛星で先行実証予定。

上記バス系の開発のなかで、ASTRO-H は高い指向性能が要求されるため、構造系の低熱歪みの実現に関しては、特にリスクがあると認識しています。そこで、MTM/TTM 試験の実施、熱歪み検証試験の実施により、衛星構体の熱歪みが所定の範囲内に収まっていること

を早期に確認する予定にしています。さらに、必要に応じて適切な対処（たとえば、ヒーターによる温度制御）が可能なように、スケジュールマージン、電力重量リソース等の確保に務めています。

【質問番号 2-8】 伸展マスト

【質問内容】

「はるか」(1997年打ち上げ)の伸展マストは「はるか」の大型展開アンテナを成立させる上で大きな役割を果たしたのですが、この伸展マストのその後の搭載(採用)実績、および、技術の継承性はどのようになっていますか。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3 p. 52

【回答者】 JAXA

【回答内容】

「はるか」(1997年2月打ち上げ)と同じ方式(関節型)を用いた伸展マストは、SFU(1995年3月打ち上げ)、「みどり」(1996年8月打ち上げ)、および「みどりII」(2002年12月打ち上げ)に搭載されています。添付表に、これまで衛星に搭載された関節型伸展マストの諸元をまとめます。「はるか」以外はいずれも太陽電池パドルの展開に用いられました。伸展長はそれぞれ3.4m/3.9m各1本ずつ(SFU)、23.4mが1本(「みどり」、「みどりII」)となっています。「はるか」(4.8mのマストを6本)も含め4機の伸展マストはいずれもA社が製造し、全数の展開を成功裡に終えております。また、A社はフロントローディングとしてASTRO-H用伸展マストのエンジニアリングモデルを設計・製造し、地上展開試験を実施しており、現在も十分な技術を保持しております。ASTRO-Hに用いられるマストの伸展長は約5.6mと「みどり」、「みどりII」よりも短いため、技術的課題はありません。

ただし、4機のうちSFU、「みどり」、「みどりII」の3機のマスト伸展に用いた駆動機構はB社が担当しておりました。しかしASTRO-Hでこれを担当するA社は「はるか」の光学ベンチ伸展用の駆動機構を開発しており、添付表のとおり、6本の伸展マストをすべて伸展させることに成功しています。ASTRO-Hにも、「はるか」とまったく同じ駆動機構を採用することになっており、軌道上でのマスト展開機構部分の実績も充分と考えております。

以上のように、ASTRO-Hで採用予定の伸展マストは、多数のフライト実績のもとにきちんと継承されている技術であり、我が国が世界をリードする技術になっています。

● ASTRO-Hと同じ方式(関節型)によるマストの展開実績

衛星名	打上年月	用途	マスト形式	搭載本数	伸展時長さ
SFU	1995年3月	太陽電池展開 実験	関節型	2	3.4m/3.9m
みどり	1996年8月	太陽電池展開	関節型	1	23.4m
はるか	1997年2月	アンテナ鏡面 展開	関節型	6	4.8m
みどりII	2002年12月	太陽電池展開	関節型	1	23.4m

【質問番号 2-9】 Space Wire の特性とリスク

【質問内容】

Space Wire は MIL STD 1553B と類似なデータバスと思いますが、どのような特徴がありますか。また必ずしも完成しているシステムでは無いようにも思われますが、実用上のリスクに関してはどのように考えていますか？

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 JAXA

【回答内容】

MIL STD 1553B がバス結合のものであるのに対し、Space Wire はシリアル結合でネットワークを組む方式をとります。宇宙機での信頼性や冗長性を念頭におき、衛星全体のアーキテクチャを簡素化する事を目的に、現在、標準化の作業が ESA、JAXA、NASA、ROSCOSMOS など宇宙機関を横断して行われています。Space Wire はかならずしも専用デバイスを必要とせず、FPGA と LVDS バッファがあれば数 Mbps～数百 Mbps の通信を容易に実現できるインターフェースです。特徴としては、

- (1) DS-LINK を採用し、クロックラインを持たずに受信側で送信側のクロックを再現できる。
- (2) データ転送レートが可変なため、さまざまな機器に柔軟に対応できる。1 ラインあたり、数 10 から数 100 Mbps という高速転送をサポートする。並列同時転送による高速転送が可能であり、ある回線が切れた場合でも迂回ルートにより目的先にデータを届けることができる。
- (3) Space Wire は、リモートメモリアクセスというプロトコルによって、CPU を持たない機器が相手であっても Space Wire ネットワークを通じてその内部のレジスタ情報にアクセスすることが可能である。そのために、アクセスする側は、途中のアクセルルートと、アクセスすべき機器の内部アドレスの情報をパケット化してネットワーク内に流し、受け側は機器内にあるプロトコルチップによってその情報をデコードする。自分が宛先でない場合には、アクセルルートの情報を使って、さらに下流の機器に送られてきたパケットをハードウェア的に転送するが、自分が宛先である場合にはパケット内のアドレス情報を自分の内部バスに展開し、対応するレジスタの値を返す。これらの動作を、CPU が自分のメモリにアクセスするように、様々なアドレッシングモードで、Space Wire ネットワーク上の機器内のレジスタに対して行うことができる。したがって Space Wire を用いることで CPU を持たない機器をも含めたネットワーク結合のシステムの構築が可能となる。またハードウェアへのアクセスが「メモリへのアクセス」という様に抽象化されるため、統一のとれたソフトウェアの書き方が可能となる。
また Time Code という、一種のブロードキャスティングをサポートする。
- (4) プロトコルが簡便であり、容易に低速、高速のネットワークを構成できる。ルーターの機能を持たせることにより、メッシュ状のネットワークの構築も可能

があげられます。ヨーロッパ、アメリカでは、開発の初期の段階から衛星に使われており、NASA の衛星では Swift、LRO、JWST などがあります。日本でも、本プロジェクトのメンバーを中心に 2002 年ころから大気球実験等を通じて開発が進められ、今年度、JAXA の小型

実証衛星 1 型 (SDS-1) において、Space Wire Interface demonstration Module (SWIM) によって、ASTRO-H に用いる Space Wire のための回路やソフトウェアの実証を行いました。JAXA 衛星では、ASTRO-H の他、BepiColombo (MMO)、小型科学衛星シリーズなどで使われます。

関連した回答が「開発研究移行審査」の際の、質問 3-2 にありますので、あわせてご覧下さい。

【質問番号 2-10】 衛星のコスト評価

【質問内容】

バス系、ミッション系のコストの内訳や他衛星との比較等、コストに関して、評価にあたっての情報を示して欲しい。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 JAXA

【回答内容】

p. 56 に他衛星との比較を示しておりますが、表 1 に情報を追加します。

表 1 衛星開発費の比較

衛星名	Chandra (米国)	Swift	ASTRO-E1	SELENE (かぐや)	ASTRO-H
衛星開発費	約 1650 億	～約 210 億	約 123 億	約 320 億	約 167 億
衛星重量	4.8t	1.5t	1.7t	約 3t	2.5t

技術トレードオフにおけるコスト評価については、質問番号 2-11 をご覧ください。また、ミッション機器などの設計にあたっては、表 2 に示すようなコスト削減の努力を行っています。

表 2

項目	コスト削減の工夫
ミッション機器用 CPU 処理部	ハードウェアとして完全に同一のものを採用し、ソフトウェアレベルだけの相違で吸収することで、個別のものを開発する場合に比べてコストを削減
ミッション機器用 デジタル処理部	共通の汎用 I/O ボードを採用し、FPGA に書き込む論理回路の内容と使用する枚数だけで相違を吸収することで、開発コストを削減
ミッション機器セン サ信号処理回路部	従来のディスクリート部品を用いた電気回路ではなく、新規に開発したアナログ LSI を用いることで、多チャンネルの信号処理回路を、極めて低消費電力・小さな実装面積で実現した。これにより、機器開発に必要なコストを従来より低減した。
機器間の信号 I/F	Space Wire 標準に準拠した I/F を全ミッション機器で採用することにより、電気 I/F の仕様調整の大幅な簡素化や個別の専用ワイヤハーネスの開発を不要にし、また噛み合わせ試験の簡略化を可能にすることで、開発と試験におけるコストを低減した。

【質問番号 2-11】 オプション検討のコスト評価

【質問内容】

「開発研究」移行時の指摘にある、コストに関して複数のオプションの比較検討した結果を示して欲しい。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 JAXA

【回答内容】

ASTRO-H のバス系、ミッション系の選定にあたっては、性能、信頼性だけでなく、コストも含めた複数オプションの比較検討を行っています(資料 p.29 参照)。基本的な考え方として、必要とする衛星リソースが少ない設計を選択するほど、それがコスト削減にもつながるとして選定を行っています。表 1 に、コストまで含めて検討を行った代表的なトレードオフスタディの例を示します。

表 1

項目	検討方式	技術的難易度	実現性能	必要リソース (質量、電力)	コスト 評価	総合 評価 (選定)
焦点距離 12m実現の ための伸展 方式	検出器を 伸展させる	△ 伸展時に要求され る精度が低いがケーブ ルの伸展が必要	○ 高精度の 指向制御が可能	○ 衛星の慣性能率が 小さいため制御系の リソースが小さい	○	◎
	望遠鏡を 伸展させる	× 伸展時に要求 される精度が高い	× 有効面積への 影響が大きい	× 衛星の慣性能率が 大きく、制御系にリ ソースが必要	×	
低熱歪み 構造の 実現方法	超低熱膨張 構造	△ 高い技術が必要	○ 低熱歪みは 実現可能	○ 電力不要であり、 CFRPにより軽量化	○	◎
	能動的温度 制御	△ 大規模な温度制御 系が必要	○ 低熱歪みは 実現可能	× 温度制御に電力を 要する	×	
機上アライ メント 計測方式	レーザーと コーナーキ ューブを 用いた方式	○ システム構成がシ ンプル	○ 必要な精度 は達成可能	○ 少ない	○	◎
	投光器、反射 板、カメラを 用いた方式	× システム構成が複 雑	○ 画像が取れ るメリット	× 多い	×	

● 評価項目 3（開発計画）に関連する質問

【質問番号 3-1】スケジュール管理上の課題

【質問内容】

世界最先端の性能を目指す観測システムについて、それらの成立性については、フロントローディングにより確認済みとうかがいました。今後の開発・製作については、スケジュール管理の点で注意を払っていくべきものがあると、一連のご説明の中の幾つかの個所で述べられたように思います。観測システムについて、（もしも有ればバス系も含めて、）スケジュール管理上の課題となるものを、改めて一覧として示していただければ、理解が深まると思います。

【資料の該当箇所】推進 3-1-3 p. 55、p. 68 他

【回答者】JAXA

【回答内容】

下表に、スケジュール管理上の課題を一覧として示します。これらの課題は、基本的に CDR（詳細設計審査）までに解決しておくことが必要で、スケジュールリスクとして適切に管理し（資料 P.67）、確実に解決していく予定です。これは、以下のような審査、解析、試験を行うことで達成します。

- (1) 技術評価チーム（資料 P.62）、設計会議における進捗報告、PDR（基本設計審査）による開発・製作計画のチェック。
- (2) Joint Systems Engineering Team（資料 P.61）の活動によるリスク低減。
- (3) 熱歪み解析等の数学モデルによる解析、および MTM/TTM、PM、熱歪み検証試験による確認。

スケジュールリスクが顕在化した場合は、その影響度を評価し、開発資源の再配分や代替案の検討も含めて、適切な対処を行います。特に、軟 X 線分光検出器は、衛星の開発全体に与える影響が大きいので、上記(3)の試験に基づき、確実な開発を行っていく予定です。

機器名称	スケジュール管理上の課題
硬 X 線望遠鏡	フライトモデルに必要な、1 台あたり約 1300 枚のフォイルの製作。
硬 X 線撮像検出器	CdTe 半導体撮像素子の製造、受け入れ試験。
軟 X 線分光検出器	冷却システムの PM デュワーによる（故障モードを含む）性能実証。 センサー部に対する振動レベルの MTM 試験による確認。デュワーの熱歪みが光学ベンチに影響を与えないことの TTM 試験による確認。
軟 X 線撮像検出器	フライトモデル用アナログ LSI の製造。 機械式冷凍機による CCD 冷却性能の確認。
軟ガンマ線検出器	CdTe 半導体撮像素子の製造、受け入れ試験。
固定式光学ベンチ	MTM/TTM 試験と熱歪み検証試験による、アライメント精度の確認。
伸展式光学ベンチ	MTM/TTM 試験による、伸展精度の確認。
構造系	MTM/TTM 試験と熱歪み検証試験による、衛星構体の熱歪みが X 線光学系のアライメントに影響を与えないことの確認。

上記個別の課題に加えて、ミッション部とバス部に共通した課題として、トランジスタ、ダイオードなどは宇宙用部品の調達に時間がかかるようになっており、十分余裕を持って発注する必要がある、という課題があります。

【質問番号 3-2】 開発体制

【質問内容】

評価票の評価アイテムの中に、共同開発機関や関連企業との責任分担関係および JAXA のプロジェクトチームに付与される権限と責任範囲の評価が要求されています。ASTRA-H の開発体制に関してその点を説明して下さい。特にミッション機器、衛星バス、衛星インテグレーション（全体組立て、機能試験、環境試験）に関して、JAXA、関連機関および企業間でどのような分担になっているのか説明してください。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 J A X A

【回答内容】

ASTRO-H の開発体制

JAXA のプロジェクトチームに加えて、資料 p. 60、 p. 63 に示したように、プロジェクトマネージャのもとに、全体の進行を常に管理し判断を行なうステアリング委員会を置き、下に各コンポーネントやソフトウェア、また地上較正実験など責任範囲をはっきりさせたサブチームを定義している。サブチームは国内外の大学、研究機関の研究者で構成され、それぞれリーダーを決めてプロジェクト全体の中での個々の仕事を明確にし、責任をもった体制となっている。

衛星開発企業との責任分担

ASTRO-H プロジェクトのミッション達成の責任は JAXA が負う。

<衛星バスシステム>

- ・ JAXA が主催し共同開発機関や関連企業のメンバーが参加する設計会議での議論のもとに、JAXA が衛星システムの仕様を決定し、衛星開発企業に提示する。
- ・ 衛星開発企業は、仕様に基づき、衛星バスの設計と製造を行い、製造したものが仕様を満足することを試験などで立証する責任を有する。

<ミッション機器>

- ・ 大学、研究機関の研究者からなる機器担当のサブチームが仕様決定、概念設計、試作開発／試験等を行ない、ICD (Interface Control Document) などの基本となる文書作成・管理を行う。また、搭載品の仕様を開発担当企業に提示する。
- ・ 搭載品に関しては機器担当サブチームとの密接な仕様調整、設計確認のもと、開発担当企業が、仕様に基づき設計、製造を行うとともに図面管理、搭載品組み立て、品質管理などの責任を有する。また、搭載品が所定の性能を満足するかどうかの試験および較正作業は機器担当サブチームが開発担当企業と協力して行なう。

<衛星インテグレーション>

- ・ 衛星インテグレーションについては、JAXA の監督のもと、衛星開発企業が全体組立を行い、ミッション機器担当サブチーム・企業は機能試験、環境試験においてミッション機器の操作、動作確認、データ取得・評価を行う。

【質問番号 3-3】 JSET (Joint Systems Engineering Team)

【質問内容】

開発体制 (JSET) の取り組みは大変素晴らしいと拝見しております。打ち合わせの開催頻度はどの程度でしょうか？こうした取り組みは継続的、できるだけ頻繁に行うのが肝要だと思われます。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 J A X A

【回答内容】

JSET は大型国際協力において、NASA/JAXA とともに今後も発展させるべき仕組みと認識しており、メーカーからの様々な質問の横断的展開や、各機器の Concern の展開とそれに対応した横通しの解決策の模索など電子メールを通じて頻繁に情報交換を行っております。

JSET メンバーが一堂に会する同時通訳付き全体会議は 3 ヶ月毎に開催しております (設計会議と同時開催)。個別の懸念事項については、電子メール以外にも、2 週毎のテレビ会議で報告及び議論を行っております。

● 評価項目 4（リスク管理）に関連する質問

【質問番号 4-1】 観測機器の開発リスク

【質問内容】

観測機器の開発の目処は全て付いたと説明されていますが、それぞれの機器に関してもう少し具体的な説明をして下さい。フライト品を開発する上でのリスクは無いということですか、もしリスクがある場合には、コンティンジェンシープランとしてその解決法としてはどのようなことが考えられていますか？

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 JAXA

【回答内容】

観測機器の開発において鍵となる技術開発項目に関して、添付の表の通りに洗い出し、ほとんどのものについてフロントローディングを行いすでに目処をつけました。また、センサー部に関しては、実験室レベルでの試作による性能の確認を進めています。フライト品は今後の基本設計、詳細設計を経て製作することになりますが、根本的なセンサーの変更につながるような大きなリスクはないと考えています。

一方で、予期せぬ性能劣化を防ぎ、開発を順調に進めるためには、各段階で詳細なレビューを行い、設計不良等を見逃さないことが重要です。そのために、技術評価チームによるレビュー（資料「推進 3-1-3」p.62）を設けています。また、必要に応じて長期動作試験を行うことで、早い段階で内在するリスクを明らかにし、対策を得ようとしています。複数の素子を用いる HXI や SGD では均一な特性を確保するための受け入れ試験を行うことを考えています。SXS については、センサー（これは「すざく」XRS の技術を踏襲しています）だけでなく、冷却システムやエレクトロニクス、電源等の周辺機器の性能が分光能力に直結するため、EM 品、PM 品を製造し性能評価を行う予定です。

観測機器名	鍵となる技術開発	開発状況
HXT	大型の反射鏡において、反射鏡全面に亘って、基板の成形・一様な成膜ができること。	End to end で反射鏡製造ができる施設を整備し、反射鏡基板の成形と一様な多層膜の成膜、この反射鏡による約 80 キロ電子ボルトまでの集光能力を確認した。
	約 80 キロ電子ボルトもの高いエネルギー帯域の X 線を用いた望遠鏡の集光特性の較正。	放射光施設 SPring-8 の性能評価用のビームラインを整備した。
HXI	250 ミクロンピッチ両面ストリップ CdTe 半導体イメージャー。	すでに 250 ミクロンピッチの CdTe 半導体イメージャーを開発済み。
	アナログ信号処理、ADC を内蔵したアナログ LSI の開発、および耐放射線を含む性能評価。	すでに開発した ASIC の耐放射線試験を実施し、現時点で問題なし。
	軌道上での宇宙線環境を模擬するシミュレーションプログラム開発。	基本的なプログラム開発済み。ガンマ線衛星インテグラルの研究者との共同開発を開始。

SXT	角度分解能の向上のための改良点の洗い出し。	反射鏡の厚さの見直し、熱成型金型の形状の高精度化と数の増加を行った。
	早い段階での角度分解能向上の見通しの確認。	試作望遠鏡の性能試験で角度分解能1.3分角を達成。
SXS	衛星と冷却システムとの熱、機械式インターフェース。ヘリウム排気パスの確保。	概念設計に基づいたトレードオフ検討を行い、要求を満たす設計を選定した。
	ロケット打ち上げ時の振動を考慮した設計。	ロケットとの結合解析 (CLA) を行い、設計作業に反映中。
	機械式冷凍機の低振動化と長寿命化。	EM 品を製作し、低振動化を確認済み。寿命試験用のモデルを設計中。
	機上で較正するための X 線源。	オランダ SRON の協力のもと搭載が決定。実験室レベルで実証済み。
SXI	優れた電荷転送効率を持ち、スペクトル分解能の優れた国産 X 線 CCD 技術の確立。	大阪大学、京都大学が中心に、N 型シリコンを用いた新型 CCD を開発した。0.1 から 25 キロ電子ボルトの広帯域を達成。
	機械式冷凍機及び衛星との熱機械インターフェース。	キネマティックマウントを導入し、カメラの熱膨張による歪みを衛星構体に伝えない構造を設計した。
	大気圧環境での打ち上げを実現するための遮光フィルムの代替。	可視光遮断膜を CCD 表面に直接成膜する方法を確立した。
	センサー較正用 X 線源。	オランダ SRON の協力のもと搭載が決定。実験室レベルで実証済み。
SGD	シリコン Pad 検出器。	試作品製造、試験済み。期待されたスペクトル性能が出ている。
	シンチレータ光読み出し用 APD 素子。	すでに開発、耐放射線試験を実施し、問題なし。今後パッケージの製造に入る。
	低雑音/多チャンネルアナログ ASIC。	すでに開発した ASIC の耐放射線試験を実施し、現時点で問題なし。
	コンプトンカメラユニット内の半導体イメージング素子の多層化のための高密度実装。	機械モデルを製作し、振動試験を実施した。
	衛星との機械、熱インターフェース。	単体の構造及び熱数学モデルを作成して解析を行い、成立性を確認した上で、衛星との機械、熱インターフェース数学モデルを作成し、現在、解析を実施中。

【質問番号 4-2】 SXS のリスク

【質問内容】

リスク管理において「リスク大」にならない設計を現在までに進めてこられたこと、大変大きな成果だと思います。技術リスクにおいて、JT 冷凍機を用いた冷却系(SXS)が、これまでの取り組みにも関わらず「リスク中」になっているのはどのような点が難しいのでしょうか。これが「リスク小」になる取り組みを期待します。

【資料の該当箇所】 推進 3-1-3

【回答者】 JAXA

【回答内容】

該当リスクは具体的には「複数の機械式冷凍機を用いた長寿命冷却システムの故障に対するリスク」ということです。「リスク中」とした理由は、以下に示すように、発生可能性は小さいが、発生の影響度が大きいと考えているためです。

発生可能性が小さい理由は、個々の冷凍機は「あかり」、SMILES のような軌道実証されている冷凍機に基づいた設計になっており、また寿命試験も計画しているためです。我々は冷凍機の単一故障に対して機能冗長となるようなシステムを設計していますが、現時点ではその成立性が完全には確認できていないため、発生の影響度が「大」としています。

現在、JT 冷凍機の EM の冷却能力のデータ等を用い、熱設計を詳細化し、機能冗長性を確認しようとしています。さらに、SXS はデュワー、NASA 担当の ADR やセンサ、機械式冷凍機等を全て含む PM を製作し、PM を用いて性能評価を行います。PM を用いた試験では、通常モードだけではなく、想定される全単一故障モードを模擬した性能評価も行います。これらの取り組みにより機能冗長性が確認できれば、影響度が小さくなるため、リスク「小」とできます。