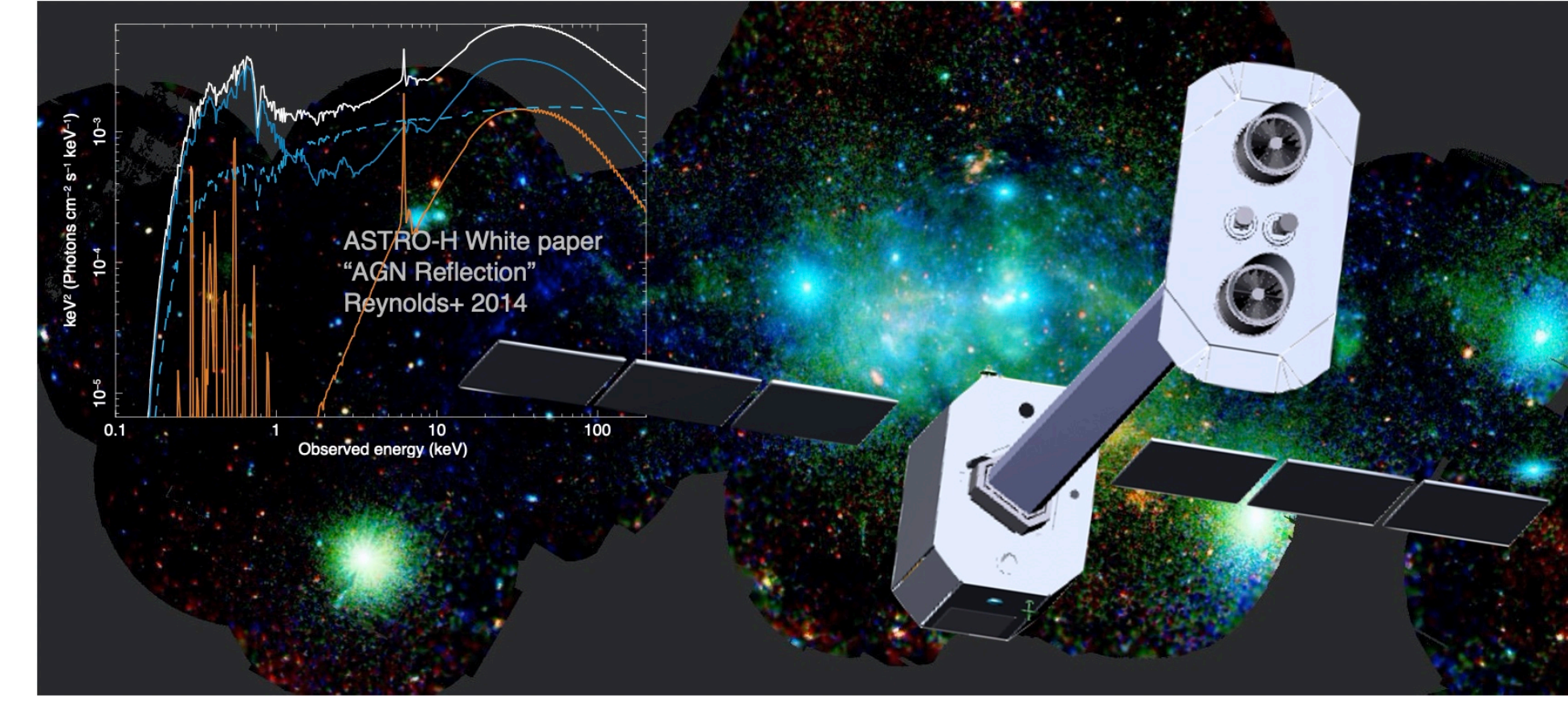


FORCE 衛星のシステム 検討の現状

中澤 知洋 (名古屋大)、他 FORCE WG



FORCE衛星では、広帯域を実現するためにX線反射鏡(XMA)と広帯域撮像検出器(WHXI)の間が12 m という長い焦点距離を持ち、角度分解能の良いX線・硬X線イメージを得るために、角分解能の高い観測装置に加えて、指向方向の決定精度として $<5''$ (相対)を要求している。その衛星システムは、小型科学衛星のコンポーネントを最大限利用しつつも、伸展式光学ベンチ(EOB)を搭載するために全体構造は新規の設計であり、指向方向決定システムにも工夫が必要である。FORCE WGでは、2015年度の当初の検討に引き続き、2019年度と20年度に衛星システムの検討をNEC社と進めてきた。本発表では、FORCEミッション成立の鍵を握るシステム検討上の4大要素について、検討の現状を報告する。

衛星サイズ・重量と軌道

要求

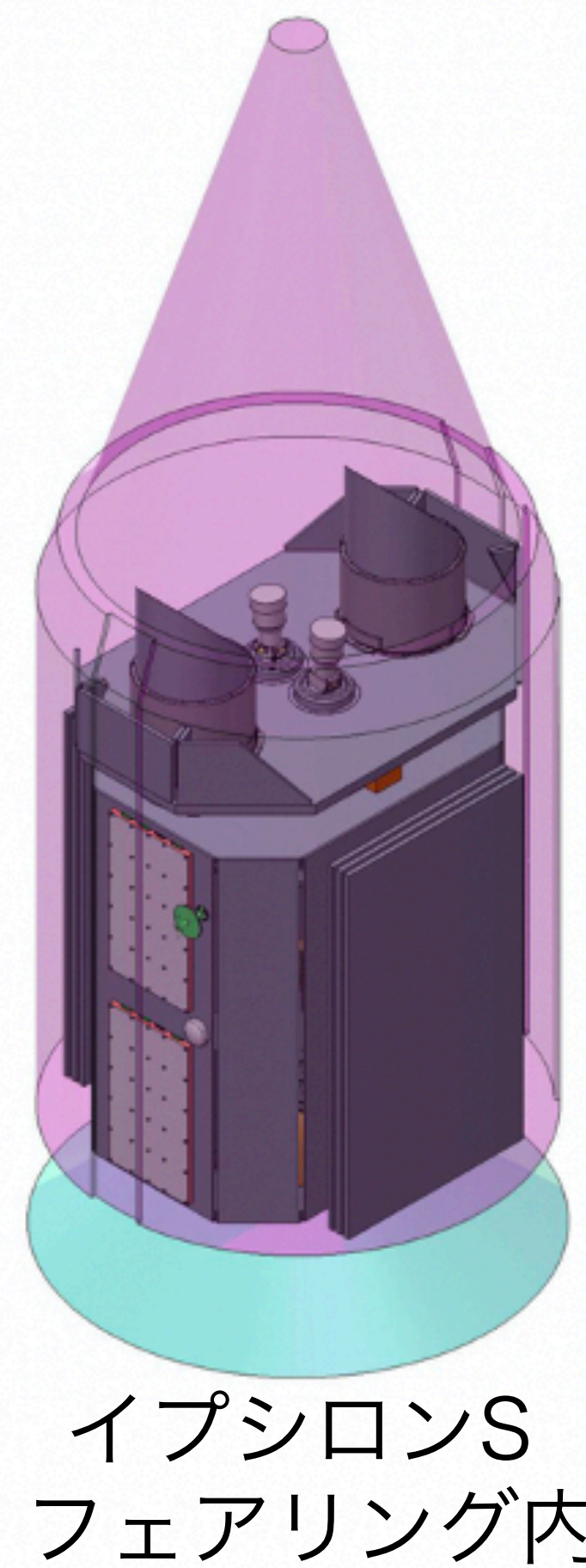
- イプシロンロケットのフェアリングに収まること
- 軌道傾斜角31度、高度550+/-30 km の軌道に打ち上げられ、3年以上の軌道寿命を持つこと

検討中の衛星概要

- 衛星重量
約1.2t (20%マージン込み)
- 衛星サイズ
打ち上げ時 約 $2 \times 2 \times 3 \text{ m}^3$
EOB進展時 約 $13 \times 2.5 \times 8 \text{ m}^3$
- 軌道寿命解析(FY2019検討より)
2027年打ち上げ、大気密度95パーセント上限で、高度520 km 以上で3年の軌道寿命を確保(軌道マヌーバ無し)

FY2020検討で追加で検討中

- デブリ回避用のRCS搭載
- 増強型イプシロンから、イプシロンSロケットへの対応



上部 (FOBA)
FORCE Optical
Bench Assembly



伸展式光学ベンチ

要求

- XMA 2台を搭載した上部と、検出器及び衛星システム本体間を結ぶ構造で、伸展長 約10 m。
- 剛性要求 衛星全体第1モード $> 0.2 \text{ Hz}$

検討中のEOB案

- 国産 Hitomi システムの改良型
 - NASA IXPE衛星 PRAXyS/Arcus 検討で採用されたシステム
- いずれも宇宙実績のあるシステムの改良型・拡大型

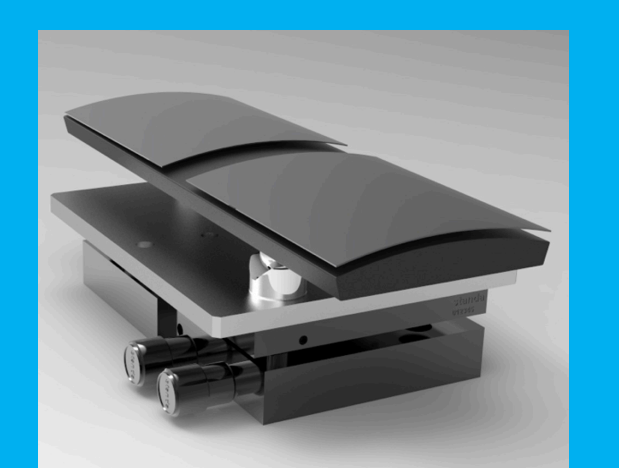
*Hitomi 事故への対応で将来の検討項目

- XRISMで採用された、角運動量が一定以上となったら姿勢制御を停止する機能
- 軌道上で姿勢制御側を書き換えない工夫(RCS噴射位置がEOB伸展の有無にかかわらず、常に衛星下端である設計) など

参考：観測システム X線反射望遠鏡

NASA/GSFCで開発中の Polished Si Mirror に Hitomi 実績の多層膜をつけたものを2台搭載

外径 $\Phi 500 \text{ mm}$ 、高さ 515 mm
重量 98 kg (25%マージン込み)
角分解能 $< 12''$ これを2台



右図：SPring-8で試験した試作品。
1 pairで $\sim 6''$ HPD を確認(FY2019)

姿勢制御と指向決定

要求

- 姿勢制御の要求精度は 2分角と緩めの要求
- 指向軸決定精度を $5''$ を要求

考え方の基本

- 指向軸=XMA中心とWHXI検出器中心を結ぶ軸
- 高精度の姿勢決定のため、観測中は原則としてSTTが星をトラックしているとする
- EOBの歪み等を考慮し、XMAとWHXIの位置関係を、アラインメント測定装置(AMS)で測定
→ 2つを合わせて指向軸を知る

姿勢決定の原点がFOBA側 (FOBAに光軸近くにやや傾けてSTT2台搭載(+IRU))

利点：指向方向の決定がシンプル(下図)。地蝕がSTTと観測系でほぼ同期するため、ややオフセットしたSTT 2台で実現可能

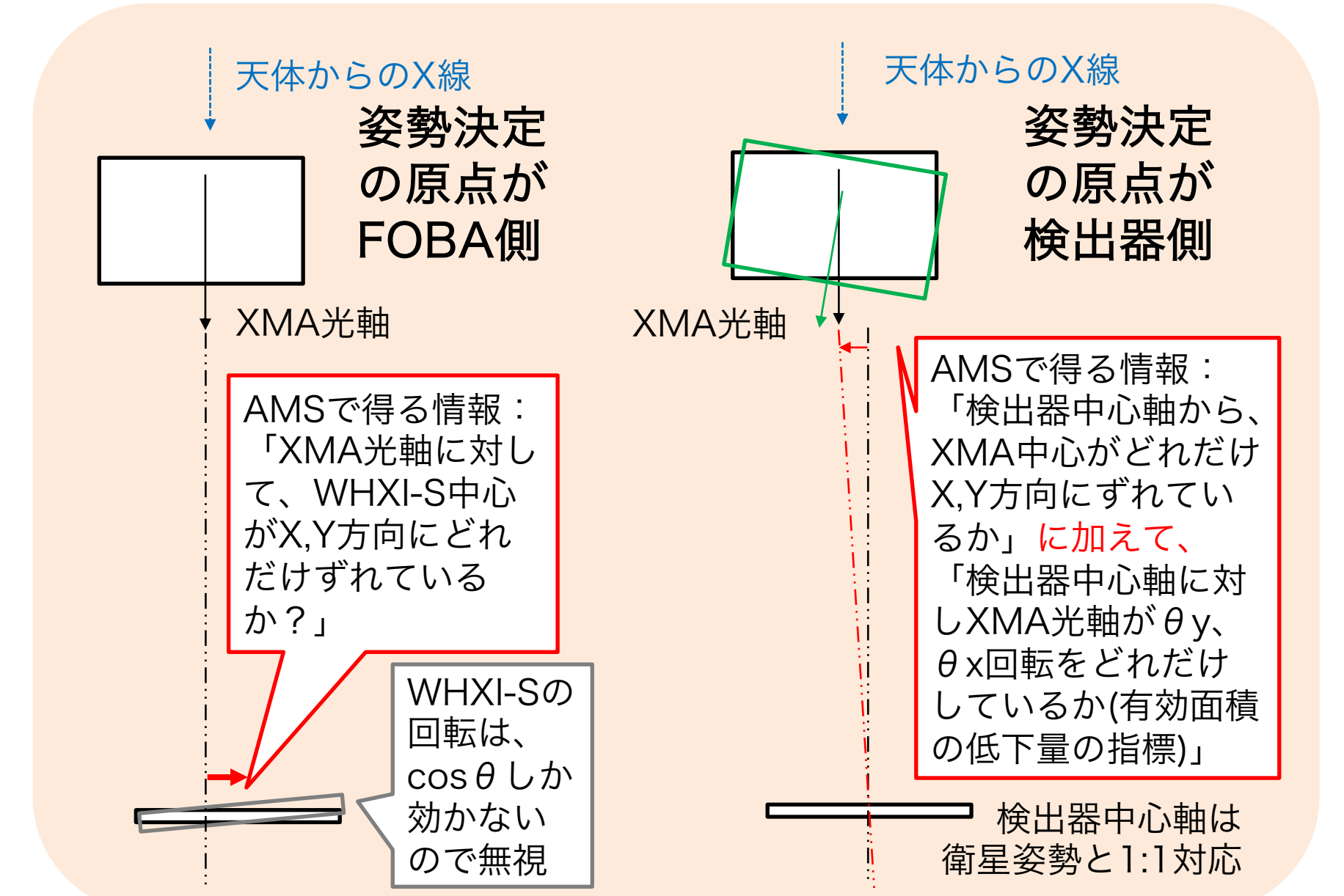
欠点：XMAを搭載する構造体FOBAに、STTやIRUなどの発熱体が増え温度制御に難

姿勢決定の原点が検出器側 (FOBAが視野に入らないような大きな角度で衛星本体にSTT3台(+IRU))

利点：FOBAの設計やインターフェースが簡素に

欠点：指向方向の決定にAMSが測定すべき回転軸が2つ増える(下図)。STTが大角度オフセットし、地蝕のタイミングが観測系とSTTでずれるため、3台のSTTが必要な可能性が高い

→ 開発・検証項目を考慮して、トレードオフ検討



姿勢制御アクチュエータ

- Hitomi同等の大型MTQ 3台
 - Hitomi同等の大型MW 4台
- (注：RCSはデブリ回避MNV用。太陽センサーを工夫することで、軌道投入時の姿勢確立にはRCSは必要ないとの結論)

電力・CMD/TLMなどその他バスシステム

原則として小型科学衛星標準バスやXRISM衛星のシステムを応用

- 電力1800 W(最悪姿勢、End of Life)と55AH電池の電源系システムで成立性を確認。さらに検討中。
- 12GbのDRで、全体の1/7の期間を明るい天体、6/7を暗い天体を観測する典型的な科学観測運用で、全データダウンリンクの目処有り。Mission DR採用によりさらに運用柔軟性の向上を検討中。