

天文観測衛星における姿勢系



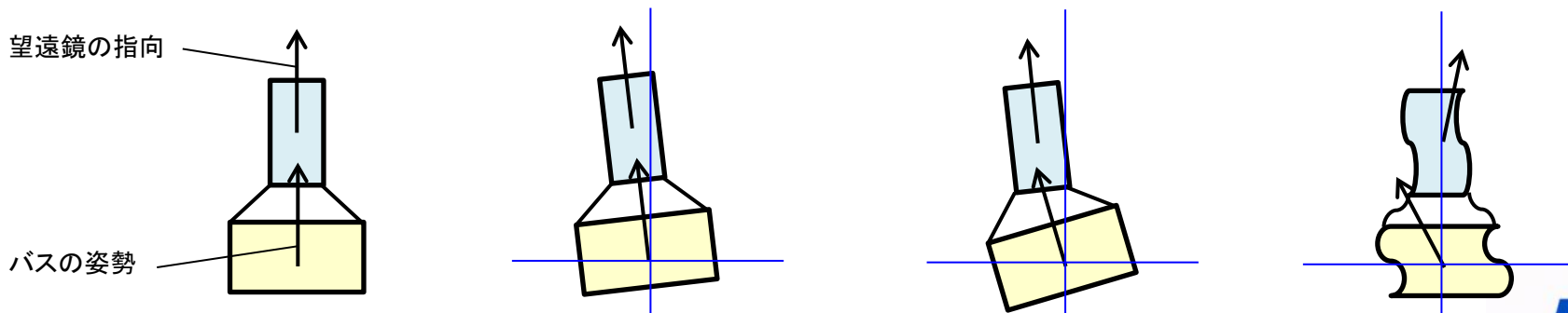
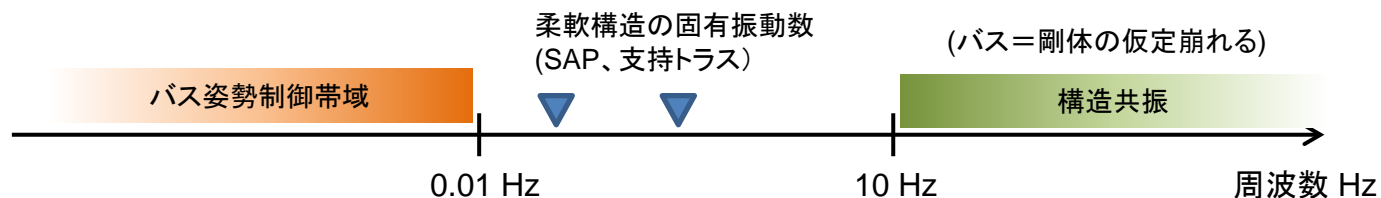
3 Dec, 2014 @可視赤外線観測装置技術ワークショップ
巳谷 真司 (Mitani Shinji)

姿勢 ≠ 指向

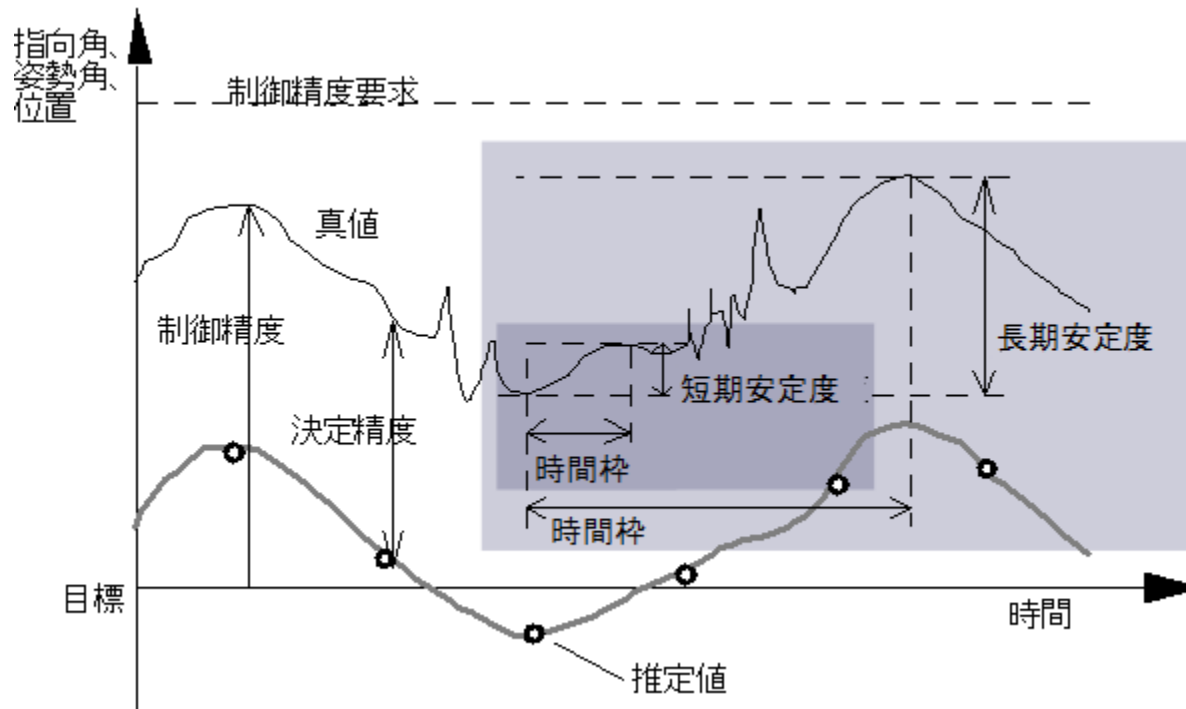
姿勢・・・姿勢センサ(ジャイロ、STT)が基準とする座標からの変動

指向・・・観測装置が基準とする座標からの変動

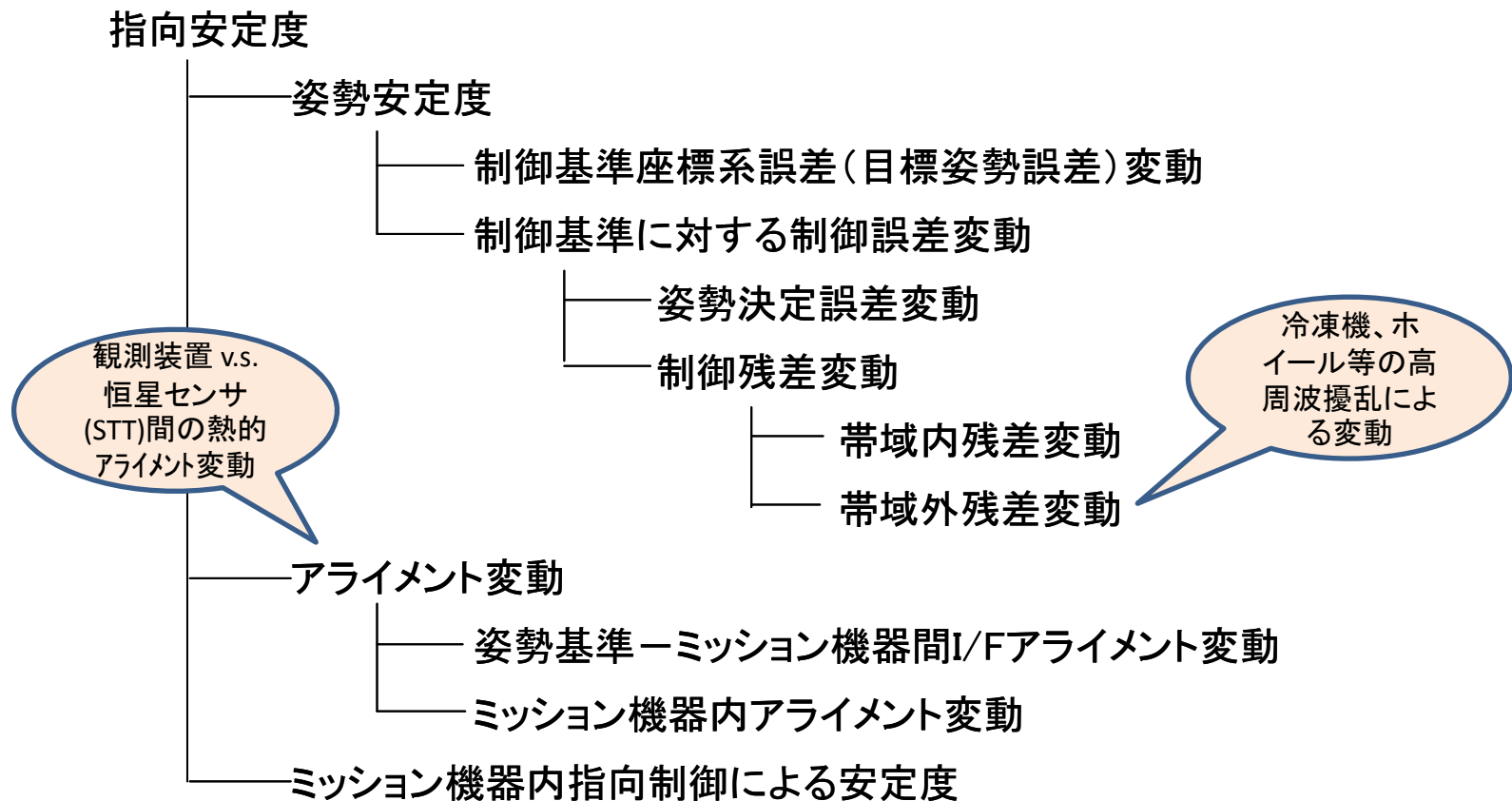
周波数 (オーダー)	低周波領域 0.01 Hz以下	中間周波数領域 0.01 - 10 Hz	高周波領域 10 Hz以上
姿勢角と指向角	姿勢角 = 指向角	姿勢角 ~ 指向角	姿勢角 ≠ 指向角
備考	全体として剛体とみなせる	搭載機器が柔軟構造に支えられる場合は、「姿勢角≠指向角」	構造を伝達した局所的振動が擾乱の主成分
	指向制御がなされる場合「姿勢角 = 指向角」でなくてよい		この周波数帯域では、指向角は局所的な変形による



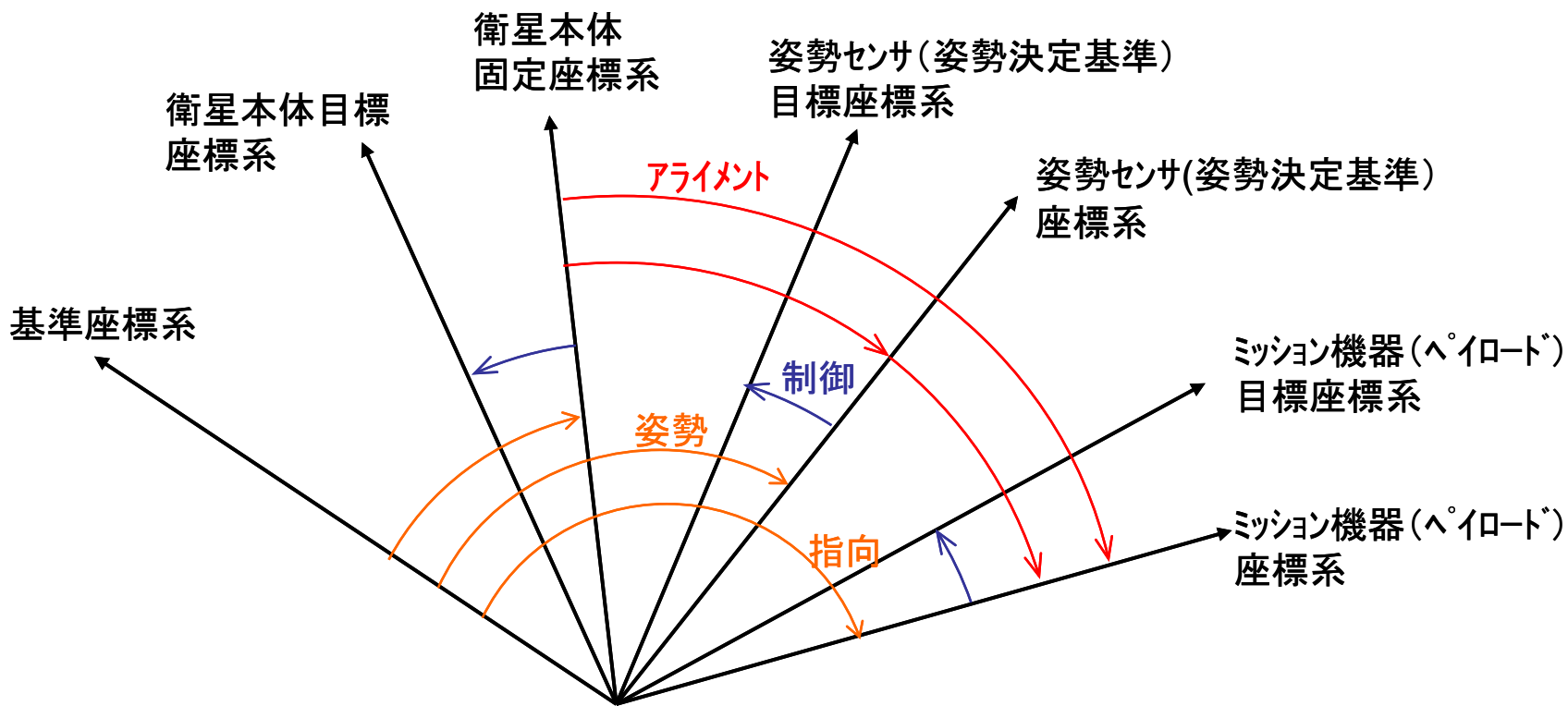
指向安定度、姿勢安定度、位置安定度の定義



指向安定度・姿勢安定度・アライメント変動の要因と構成

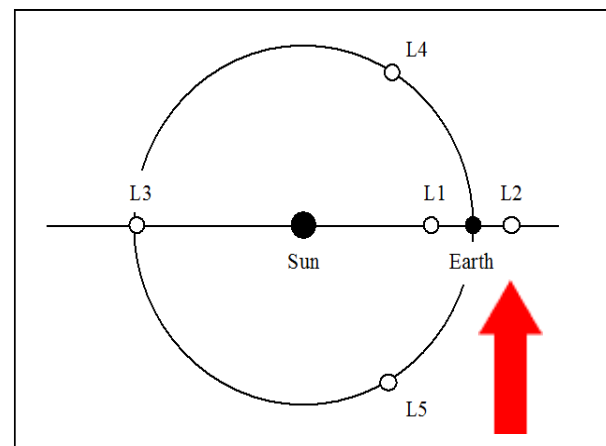
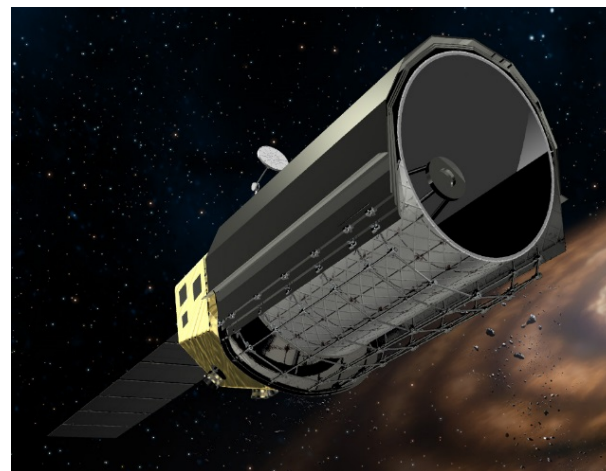


主要座標系間の関係(指向、姿勢、アライメントの概念と決定、制御)



SPICA衛星の概要

- 科学目的: ビッグバンから生命の誕生にいたる宇宙史の中で、鍵となる重要現象・過程の解明
- 赤外線天文衛星: 口径3m級の大型望遠鏡。放射冷却と機械式冷凍機を組み合わせ、望遠鏡と観測機器全体を -267°C (6K)以下に冷却し、中間・遠赤外線において高感度、高解像度観測を行う。
- 軌道: 太陽-地球系のラグランジュ点L2(地球から150万km)周りのハロー軌道
- 国際協力ミッション: 日本が主導し、ESA等との連携で衛星システムを構築
- ロケット: H-IIA(204/5S)
- 衛星質量: 3.7 ton (打上時)



SPICA: Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics
「宇宙論及び宇宙物理学のための宇宙赤外線望遠鏡」の略称。

ミッション要求 (指向精度・指向安定度要求)

表 リスク低減フェーズ(RMP)#2 時点での指向要求 ※指向要求を決める典型的な観測モードのみ

FPI Mode	APE Point [arcsec, 3 σ]	RPE Point [arcsec, 3 σ]
MCS-MRS-S	0.56	0.56 (0-P, 10 min)
SAFARI	12.0	0.5 (0-P, 20 min)
SCI	0.06 (0-P)	0.06 (0-P, 20 min)

APE: 絶対指向制御精度(Absolute Performance Error)

RPE: 指向安定度 (Relative Performance Error) [3]

ミッション要求 → システム誤差配分: 内部擾乱誤差 < 30 mas

mas : milli-arcsec

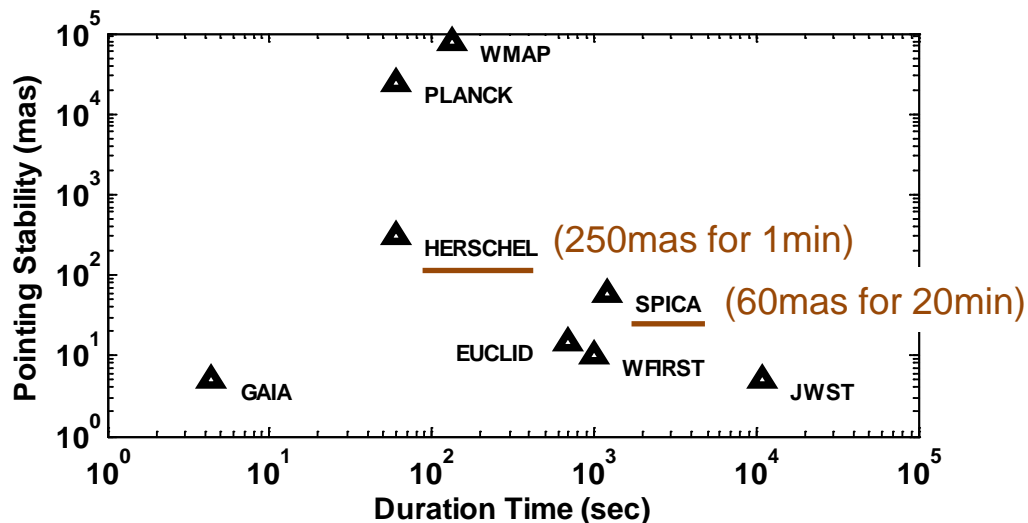
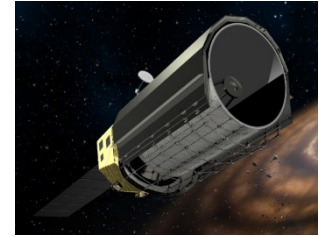
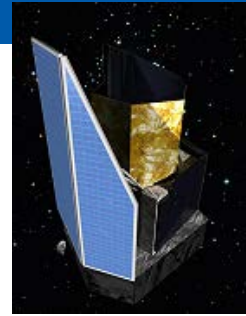


図 太陽—地球L2点に配置する天文ミッション(過去・現在・将来)のRPE要求



指向要求→システム設計(姿勢制御SS構成)



Herschel	Herschel, 2009	Euclid, 2020	SPICA, 2020~
APE(制御誤差)要求 と誤差主要因	APE < 3.7" (1σ) STT性能(ハズレ0.8") 熱的アライメント変動(0.6")	APE < 2.5" (1σ) FGS (<0.6" 3σ)	APE < 0.56" (3σ) FAS (<0.05" 0-P) 機械式冷凍機、ホイール擾乱
RPE(安定度)要求 と変動主要因	RPE < 0.25" (1σ) over 60s STTノイズ(NEA 1") ホイール制御誤差 (0.047")	RPE < 0.025" (1σ) over 585s FGS (<0.03" 3σ) コールドガスジェット姿勢制御	RPE < 0.56" (1σ) over 1,200s FAS (<0.036" 3σ) 機械式冷凍機、ホイール擾乱

TTMを搭載するSCIは除く

変動主要因	主な対策
恒星センサ(STT)の熱的アライメント変動	観測装置と同一焦点を見るFAS(Focal Attitude Sensor)*搭載 * EuclidではFGS(Fine Guidance Sensor)と呼称
機械式冷凍機、ホイール微小擾乱による高周波変動	機器発生擾乱の低擾乱化 伝達経路を遮断する受動アイソレータ、軌道上分離トラス (磁気ホイール、コールドガスジェットによる姿勢制御)



L2点:熱安定 → 熱アライメント変動も安定

「あかり」の軌道

図16

ASTRO-Fの軌道と姿勢制御

■ 定常軌道

- 高度750kmの太陽同期極軌道
- 昼夜境界上を飛行
- 軌道周期 100分

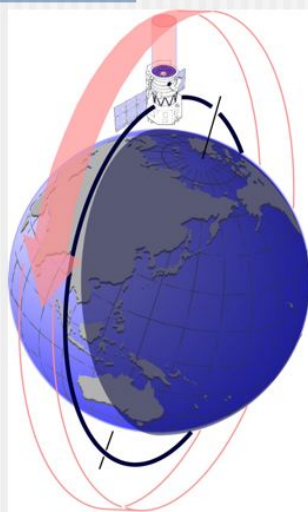
■ 姿勢制御

- 冷却望遠鏡は太陽、地球に向けられない

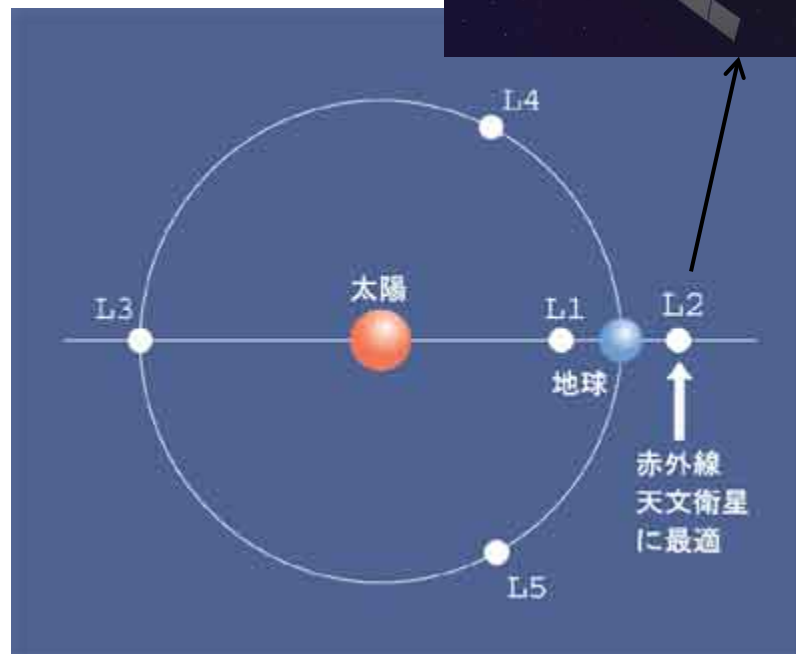
基本は、常に太陽方向から垂直で
反地球方向に保ち、軌道1周回に1
回自転

これを利用して空をスキャン

- 10分間以下なら特定天体に向けても良い → 撮像や分光観測



SPICAの軌道



SPICAを配置するL2点では、熱アライメント変動の影響も小さい

アライメントの考え方

- 前提・制約条件

- 低CTEの材料をメインの構造材料として使用(極低温におけるCTE(Coefficient of Thermal Expansion)は極めて小さい($\sim 10^{-9} \text{ K}^{-1}$))
 - 構造全体として(接合部等も含んで)変形しにくい, or, 熱変形を打ち消すような工夫
 - 衛星システムの温度安定性もよい(<1K)
 - 低温でアライメントは安定している
- BMとSIAの間のアライメントは変動する
 - 打ち上げ後のキャリブレーションが必須
 - 姿勢変更にともなうアライメント変動がありうる

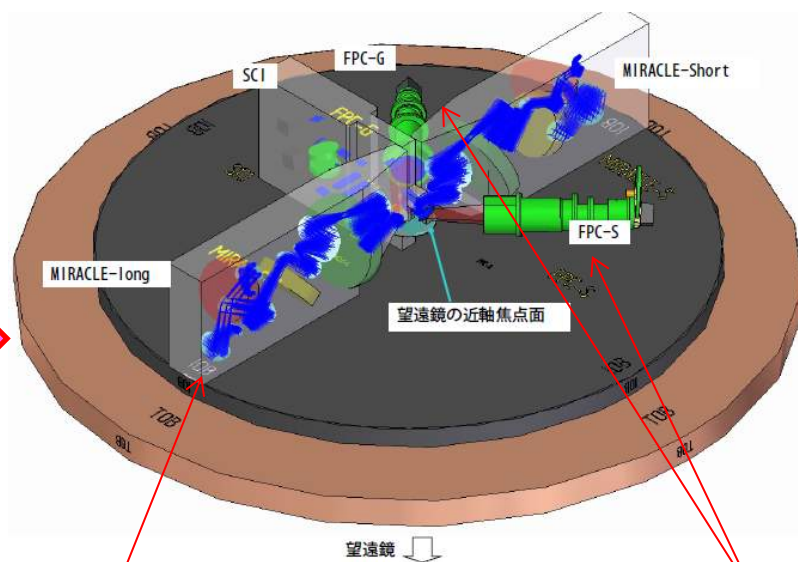
- 対応

- SIA内に FAS(Focal Attitude Sensor: 焦点面姿勢センサ)を導入することにより、指向精度要求を満たすことが可能になる
 - BM内のセンサーのみでは、SIA指向精度要求を満たすことが困難



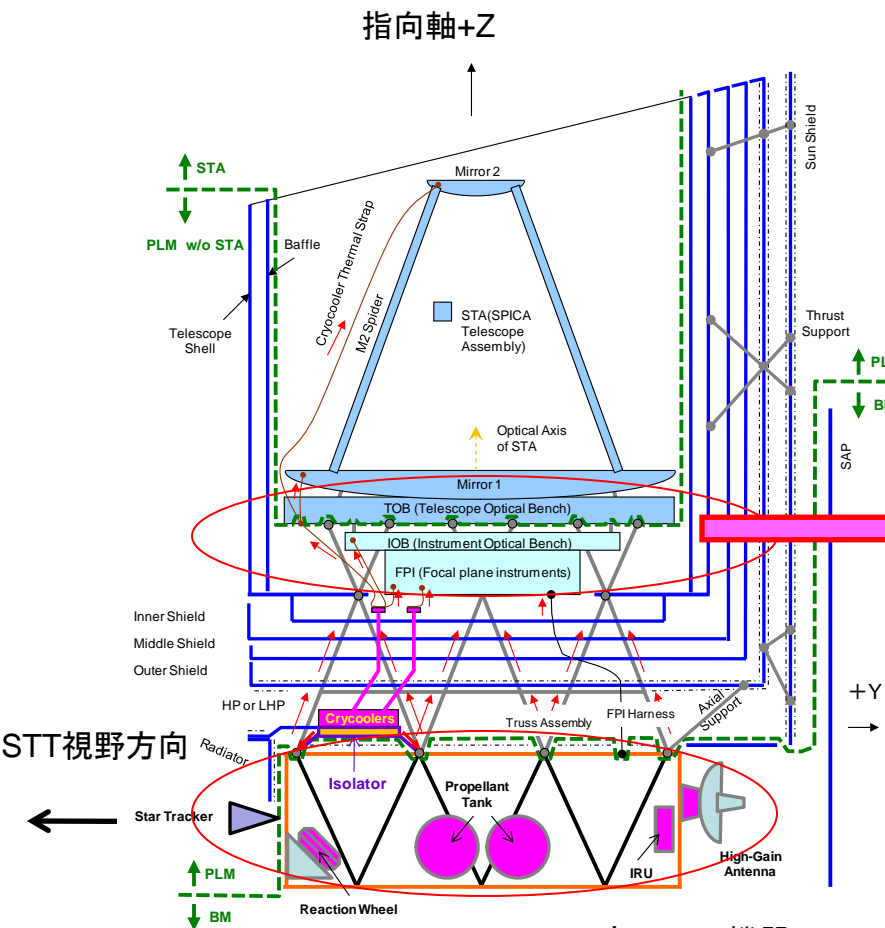
設計結果 FAS配置例

PLM部Focal Plane Instrument Assembly(FPIA) & Test Optical Bench (TOB)



各種FPI

焦点面姿勢センサ(FAS)
冗長系をもたせる



BM部AOCSS機器

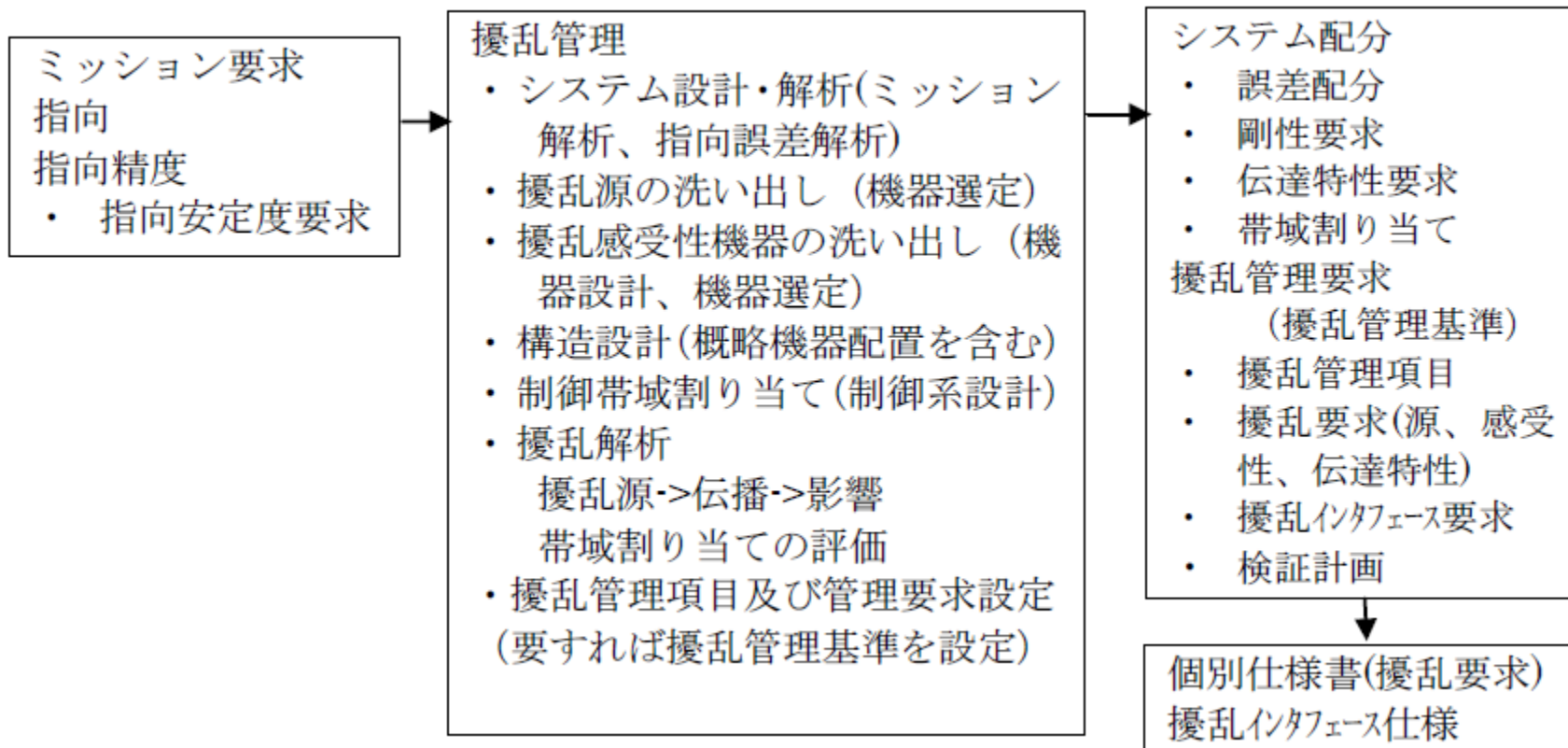
STT
IRU
RW 等

注:焦点面観測装置(FPI)、配置等はSRR時点の設計

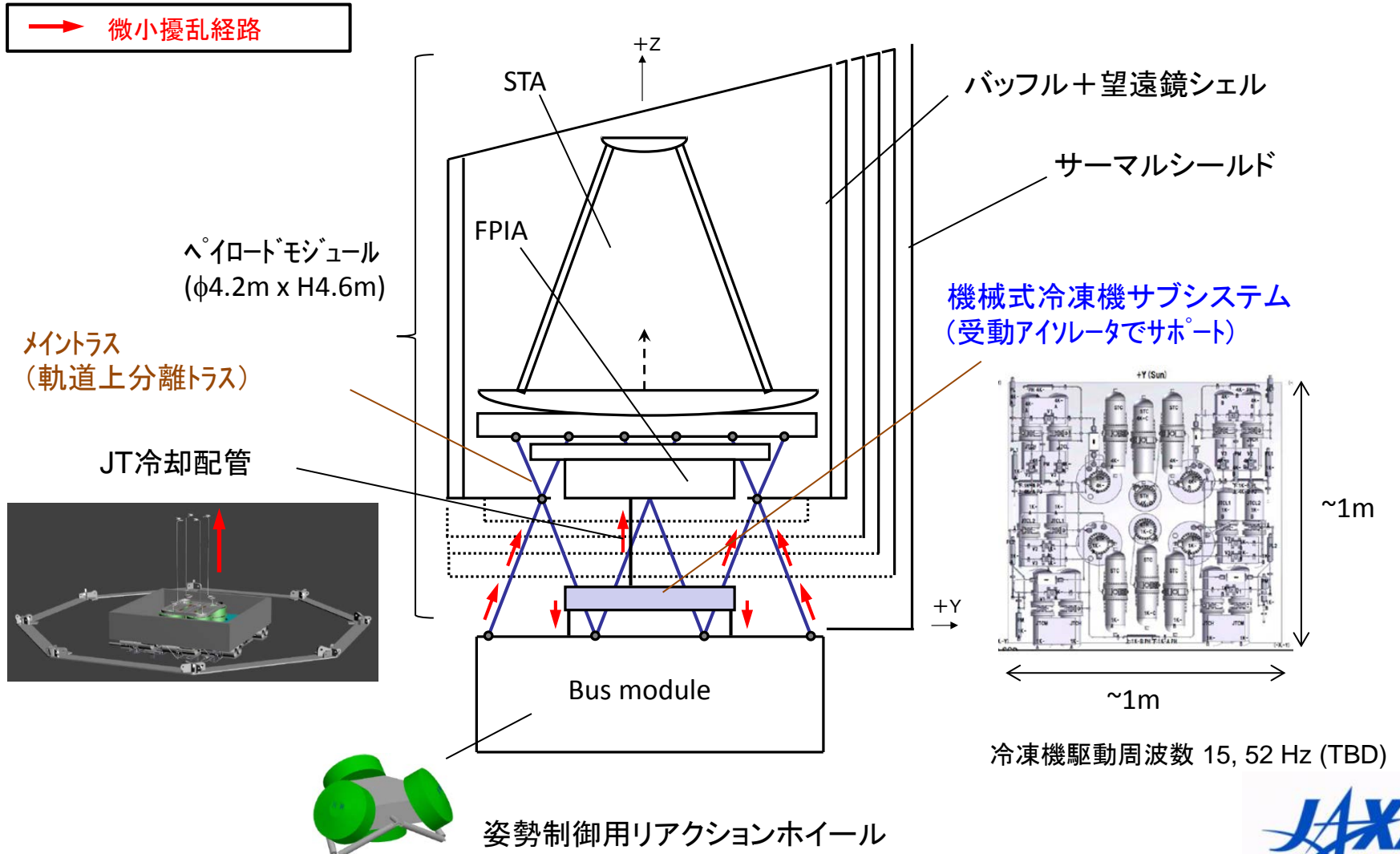


初期フェーズにおける擾乱管理

概念・基本設計フェーズ

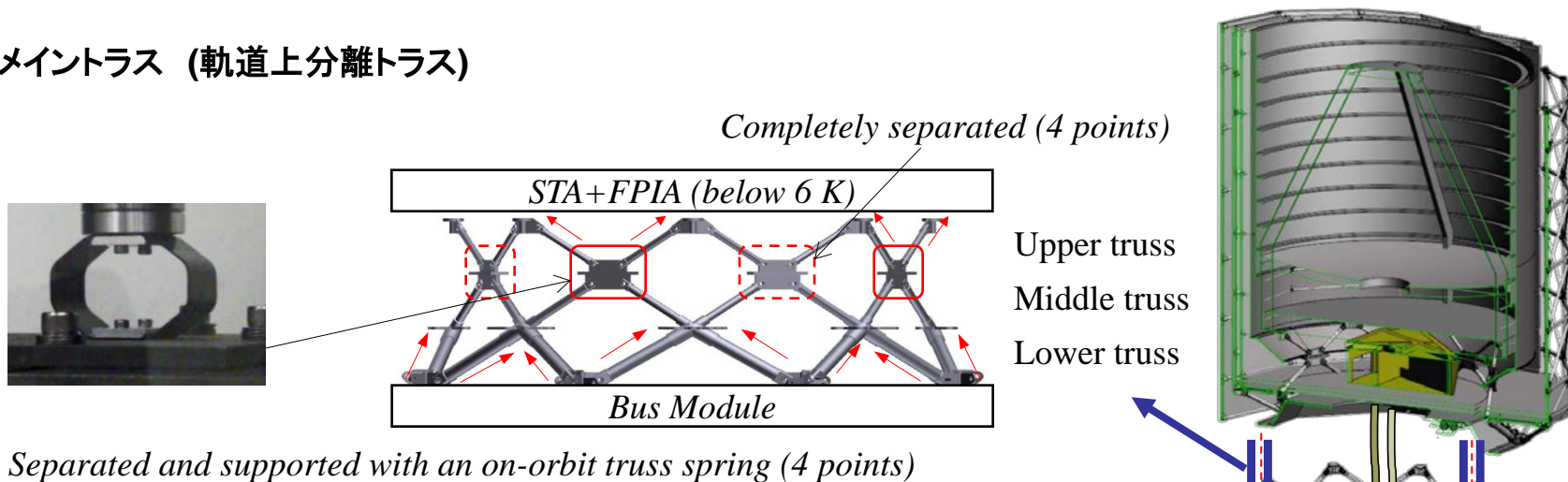


SPICA軌道上コンフィギュレーション

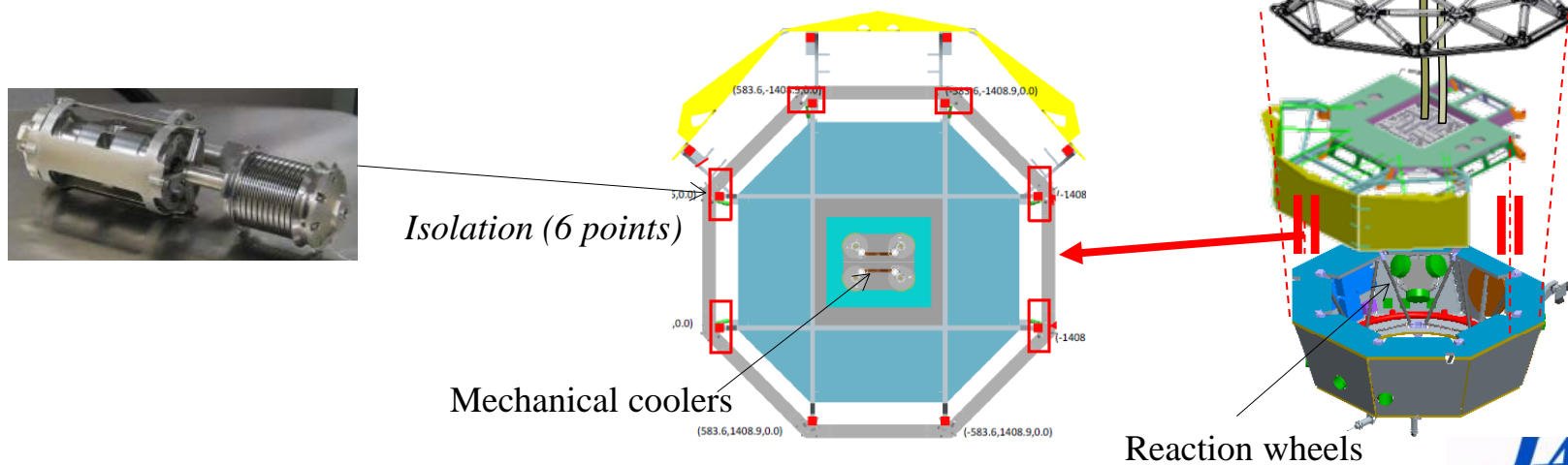


SPICA軌道上コンフィギュレーション(詳細)

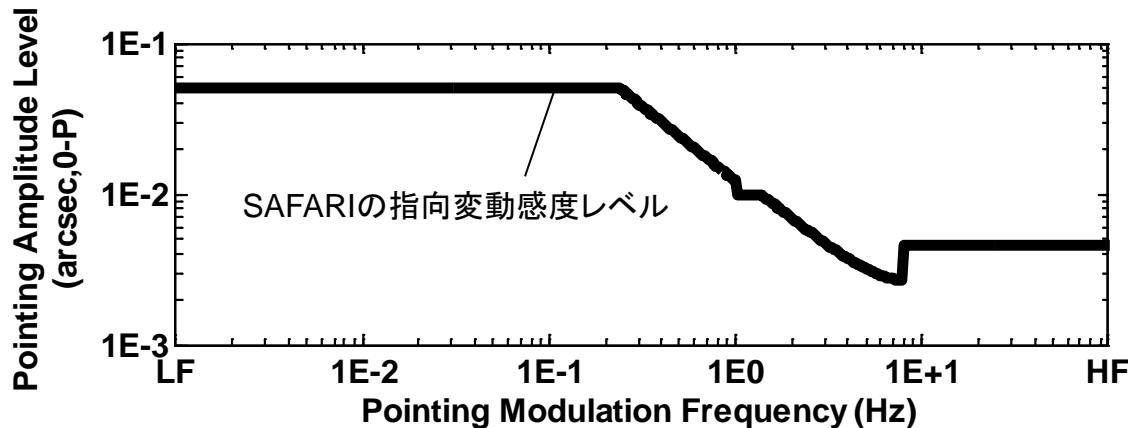
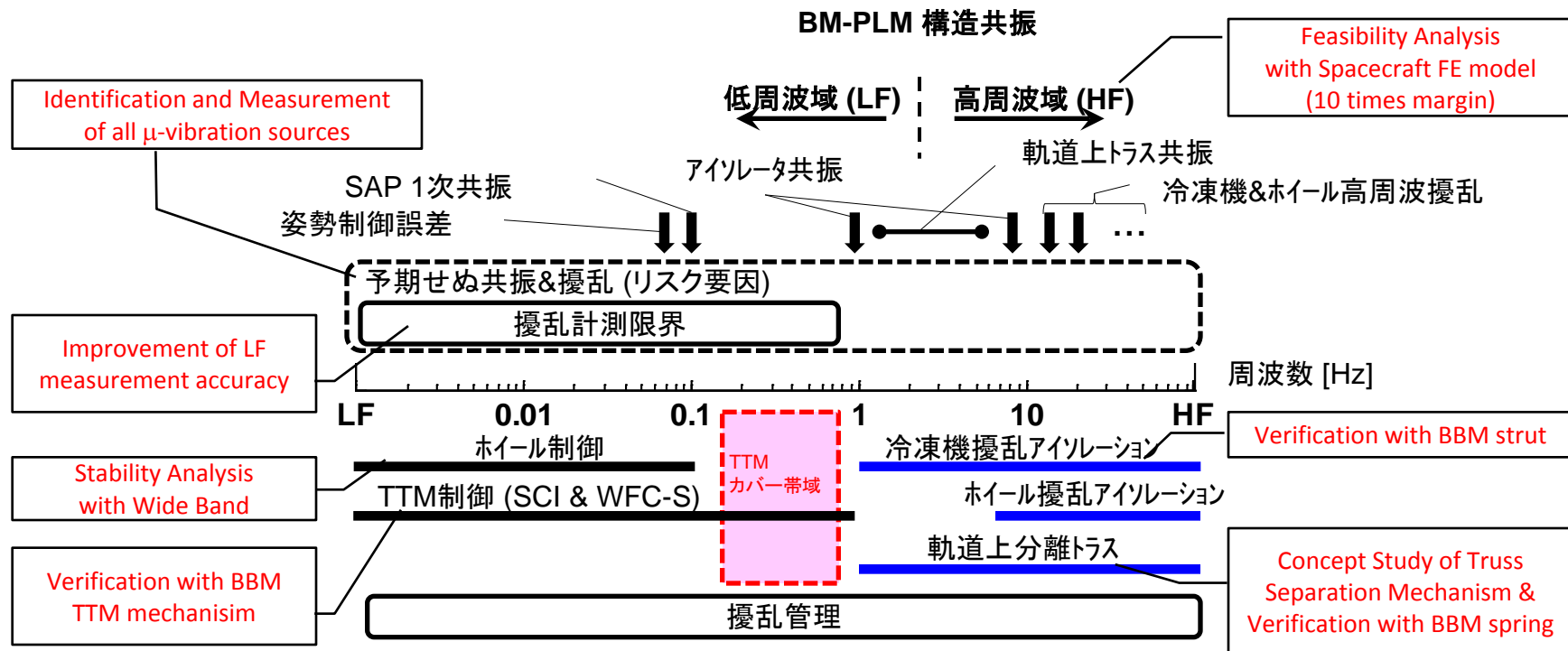
メイントラス (軌道上分離トラス)



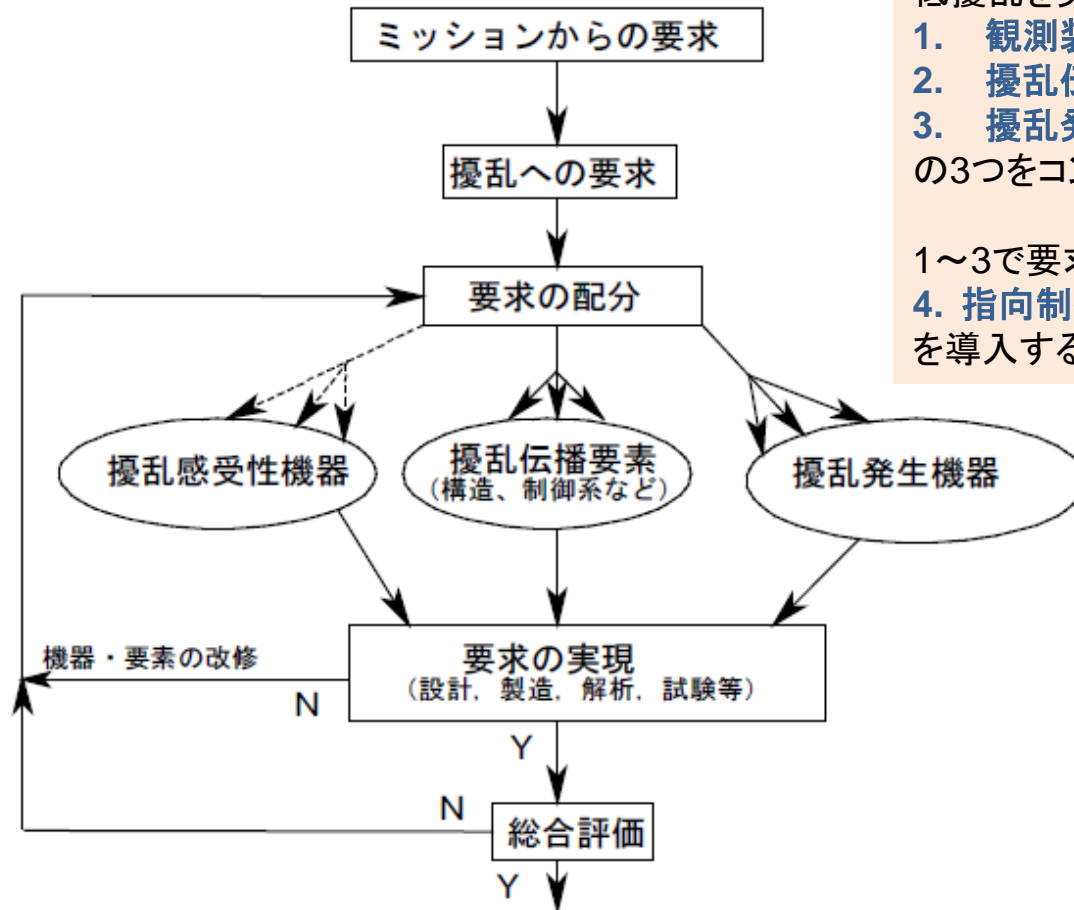
機械式冷凍機サブシステム (受動アイソレータでサポート)



制御帯域割り当て(制御系設計)



擾乱管理プロセス



低擾乱を実現する上では
1. 観測装置の擾乱感受性
2. 擾乱伝搬経路
3. 擾乱発生機器
の3つをコントロールすることが重要

1~3で要求実現が難しければ、
4. 指向制御駆動機構(TTM等)
を導入することを考える

発生擾乱の低減： 低擾乱ホイール



	Type L-A	Type M-A	Type S
Max. Momentum [Nms]	30-80	10-30	5-10
Max. Torque [Nm]	$\geq 0.2 @ 6000 \text{rpm}$ $(\geq 0.3 @ \sim 3500 \text{rpm},$ $\geq 0.4 @ \sim 2000 \text{rpm})$		$\geq 0.06 @ 5000 \text{rpm}$
Mass [kg]	$\leq 11.5 @ 80 \text{Nms}$	$\leq 9.1 @ 30 \text{Nms}$	$\leq 5.22 @ 10 \text{Nms}$
Dimension [mm]	$\leq \Phi 366 \times 148$	$\leq \Phi 280 \times 148$	$\leq \Phi 224 \times 100$
Power Consumption [W]	Steady: $< 35 @ 6000 \text{rpm}$ Peak: $< 250 @ 0.2 \text{Nm}, 6000 \text{rpm}$		Steady: $< 15 @ 5000 \text{rpm}$ Peak: $< 69 @ 0.06 \text{Nm}, 5000 \text{rpm}$
Disturbance Force [N]	$< 2 [\text{N}] @ f = 100-200 \text{Hz}$ $< 2 * 10^{-4} * f^2 [\text{N}] @ 10 < f \leq 100 \text{Hz}$ $< 0.02 [\text{N}] @ f \leq 10 \text{Hz}$		$< 1.4 [\text{N}] @ f = 83.3-200 \text{Hz}$ $< 2 * 10^{-4} * f^2 [\text{N}] @ 10 < f \leq 83.3 \text{Hz}$ $< 0.02 [\text{N}] @ f \leq 10 \text{Hz}$

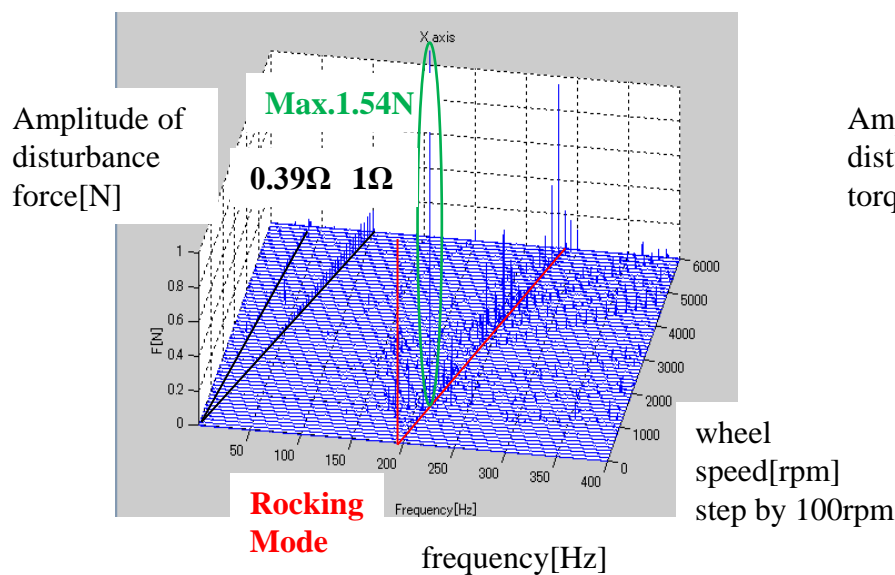
Type	Mission	launch year
Type L-A	Next ISAS ASTRO satellite series; ASTRO-H	in 2015
Type M	Next GCOM satellite series; GCOM-C1	in 2016
Type S	Super Low Altitude Test Satellite (SLATS)	in 2016
Type M-A	Next GOSAT satellite series; GOSAT-2	in 2017



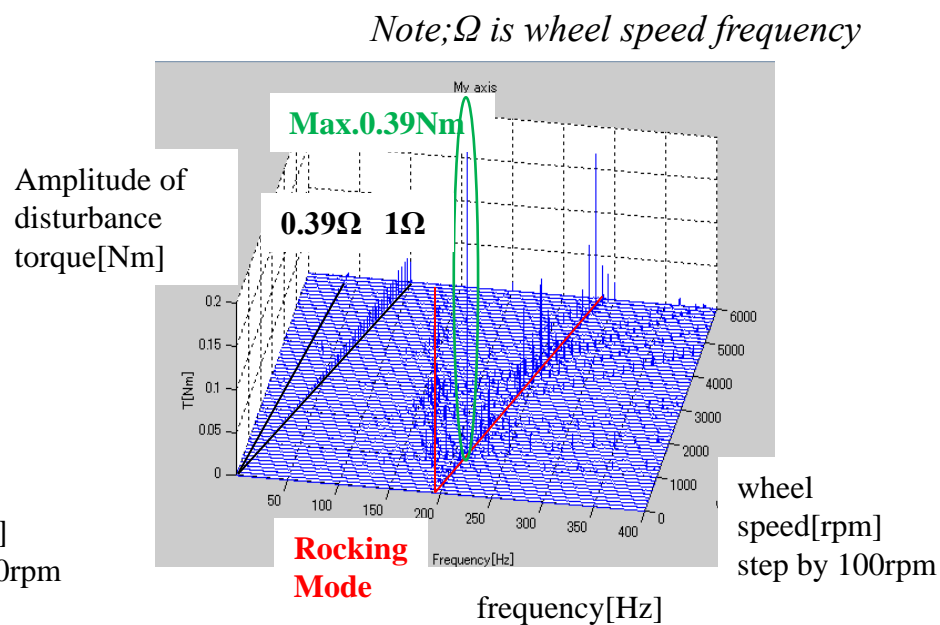
発生擾乱の低減： 低擾乱ホイール

Waterfall plots of disturbance force/torque

- It is noted that the magnitude of disturbance force/torque is **amplified by structural resonance to max. 1.54N/0.39Nm** at about 200Hz at speed of 1070rpm.
- The structural resonance is well known as “**Rocking Mode**” and involves rocking a wheel around a orthogonal axis against a rotation axis.



force

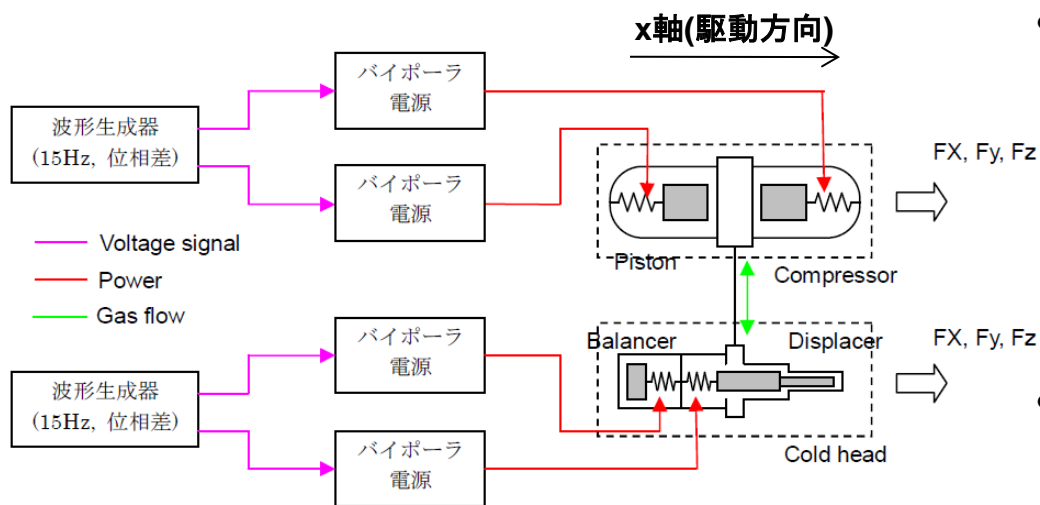


Torque

Waterfall Plots of the Disturbance Force/Torque at initial function



発生擾乱の低減： 冷凍機擾乱低減機構



2ST擾乱測定コンフィギュレーション

2ST擾乱測定結果例

		コールドヘッド側			コンプレッサ側		
Test	周波数Hz	Fx Nrms	Fy Nrms	Fz Nrms	Fx Nrms	Fy Nrms	Fz Nrms
1-1	15	1.17	0.38	0.03	0.17	0.53	0.01
1-2	15	0.07	0.56	0.05	0.02	0.56	0.02

Test 1-1 : 位相調整なし (AKARI相当の駆動条件)

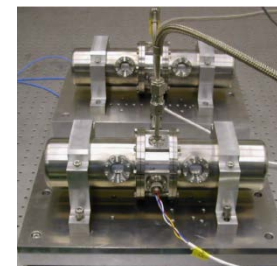
Test 1-2 : 1次擾乱が最小となる位相差に調節

- 冷凍機擾乱低減機構
 - コンプレッサ/コールドヘッド
 - 対向運動する稼動部の駆動電圧位相を調節することで発生擾乱を低減できることが可能
 - 擾乱(駆動方向)を1/10に
- さらなる低減技術
 - 複数冷凍機の完全同期制御(可能)



2段スターリング冷凍機

- ・駆動周波数15Hz
- ・構成:コンプレッサ/ディスペンサ/
- ★アクティブバランサ(擾乱低減機構)



4K/1K JT冷凍機コンプレッサ

- ・駆動周波数52Hz / 52Hz(TBD)
- ・構成:コンプレッサ(2台 / 3台)
- ★対向型配置による擾乱抑制

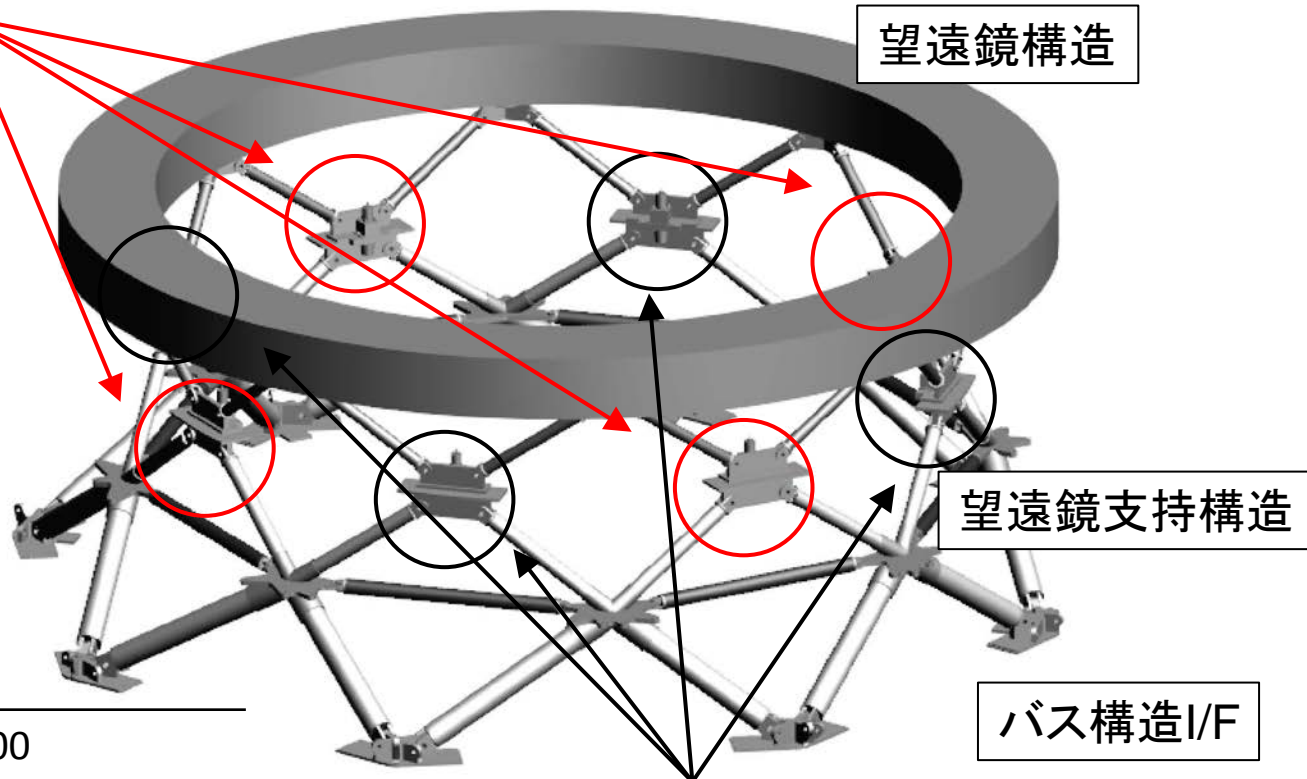


擾乱伝搬経路：軌道上分離機構の配置

分離機構+分離バネ
(4ヶ所)

望遠鏡構造

- 軌道上では分離バネがトラスを接続
- 分離バネは開口方向がトラス構造の半径方向を向くように配置する



望遠鏡支持構造

バス構造I/F

分離機構のみ
(4ヶ所)

- 軌道上ではトラスが完全に分離(分離面が2mm離隔)

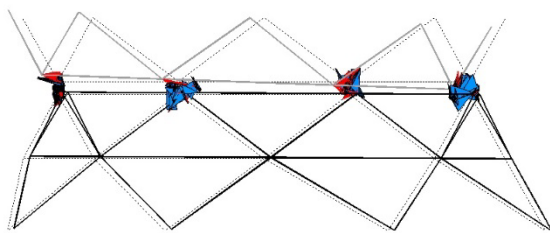
材料	CFRP, T700SC/#2500 [0/+60/-60] _{2s}
形状	8角形状 横70mm, 高さ50mm, 幅39mm 厚さ約0.96mm
質量	10グラム



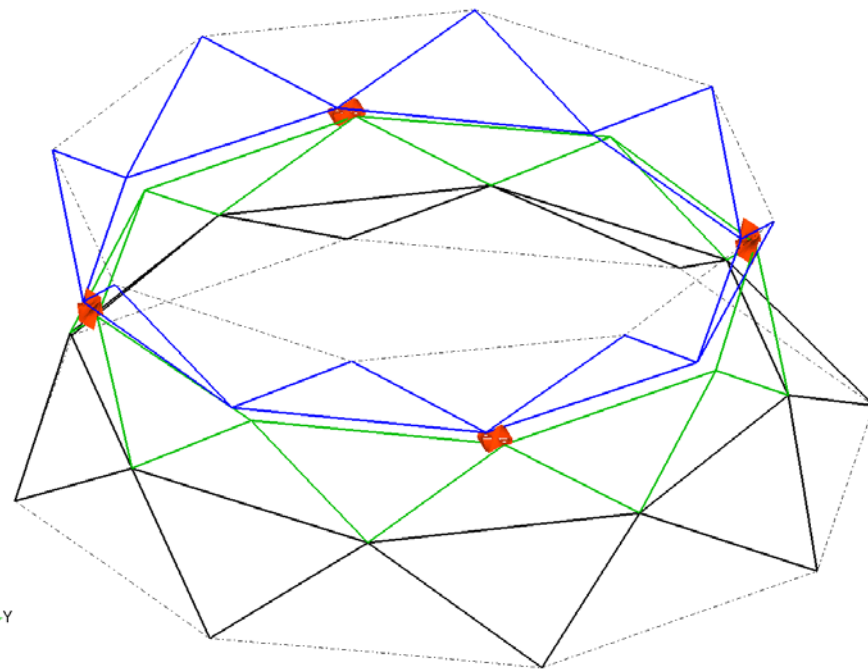
擾乱伝搬経路：擾乱低減効果の予測（固有値解析）

共振周波数 [Hz]	方向
1.14	Z軸(光軸)周り回転
1.48	Y軸周り回転
1.55	X軸周り回転
2.73	Z軸方向並進
4.82	X軸方向並進
4.84	Y軸方向並進

- 衛星全機の有限要素モデルに試験検証済みの分離バネモデルを組み込んだモデルを使用
- NASTRAN固有値解析の結果を図示
- 指向系からの要求(1-7Hz)を満足する



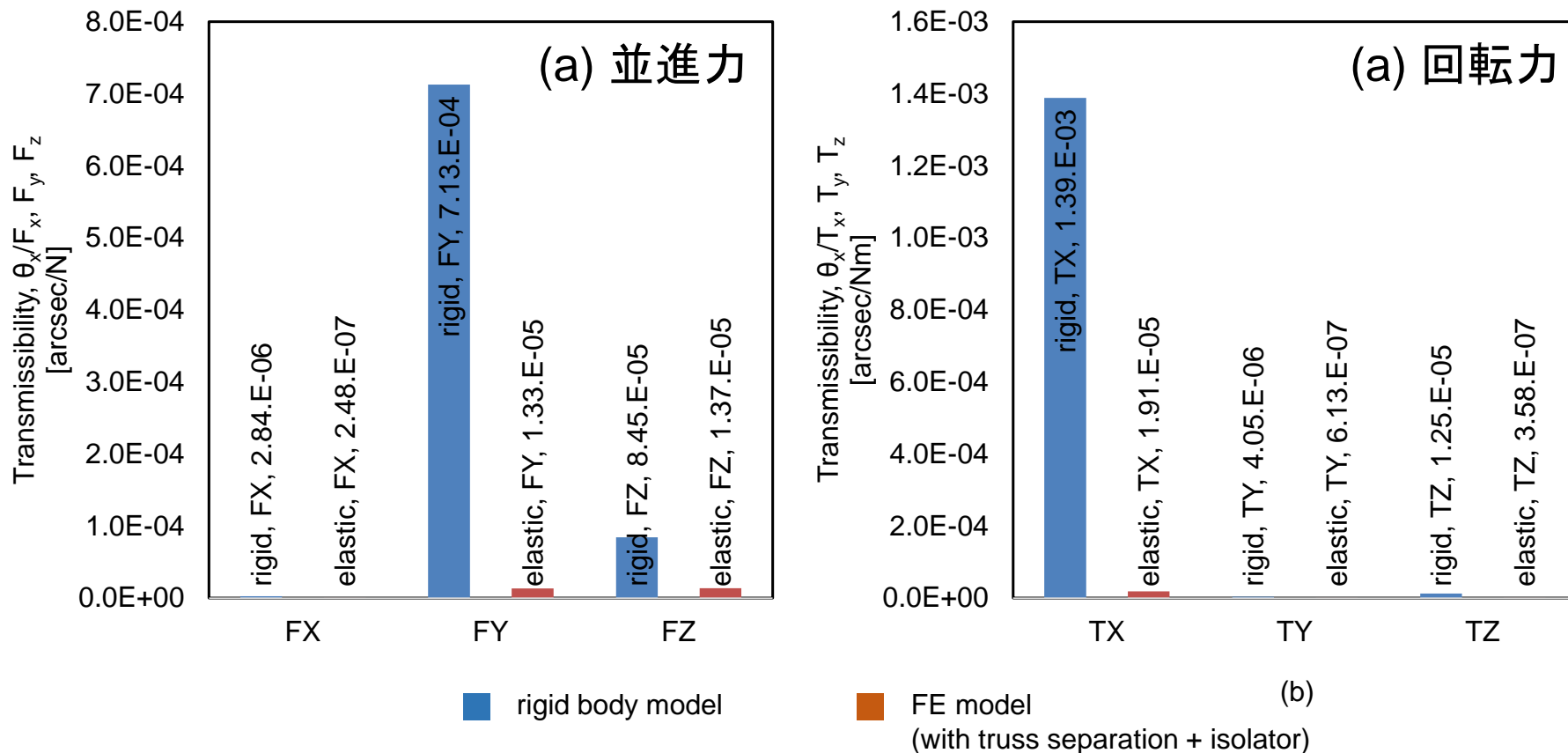
Output Set: Mode 27, 4.837351 Hz
Deformed(0.272): Total Translation



Output Set: Mode 27, 4.837351 Hz
Animate(0.272): Total Translation



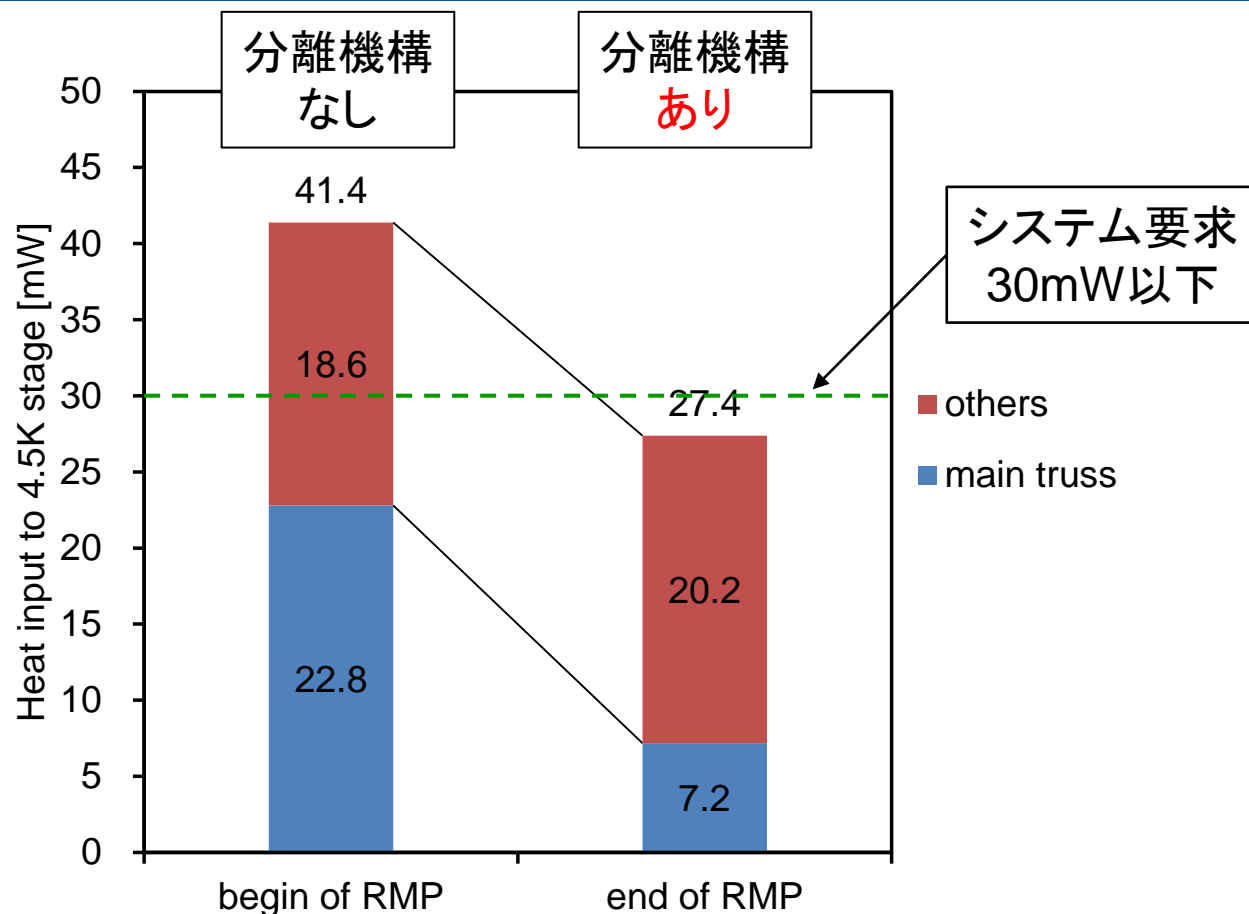
擾乱伝搬経路：擾乱低減効果の予測（伝達関数）



- 機械式冷凍機の最低駆動周波数15Hzにおける振動伝達率を評価(モード重畳法)
- 分離バネとMCSアイソレータを組み込んだ有限要素モデルを使用
- 剛体モデルと比較して**1桁以上の振動伝達率低減**が期待される。



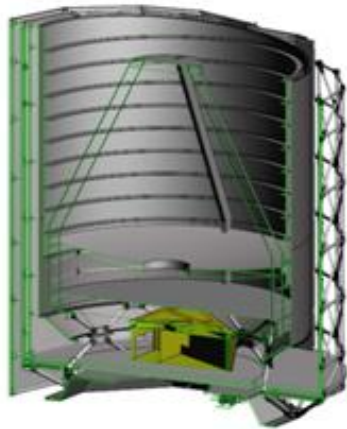
(補足、というかこちらがメイン)断熱効果の予測



- 軌道上分離機構の導入により、メイントラスからSIAへ伝導によって侵入する熱量は22.8mWから7.2mWと1/3程度に低減することが期待され、システム要求を満たす見込みが得られた。

擾乱伝搬経路：冷凍機台座アイソレータ設計

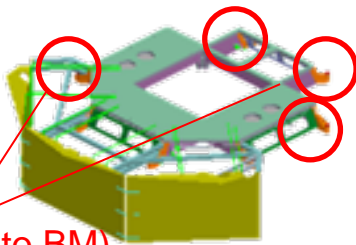
PLM



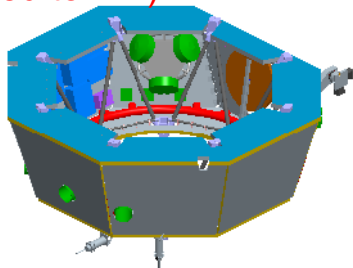
アイソレータシステム設計要求:

- To reduce the force and torque level by **1/100 at 15 Hz** (the drive frequency of 2ST cryocooler) in all DOF
 - The strut stiffness parameters tend to be softened (cut-off freq. ~1 Hz)
- Very cold and wide temperature (**operational from -65 to -10 C, and survival to +60 C**)
 - which drives the size of the thermal chamber since a large stroke is necessary to compensate for fluid volume change over temperature

Cooler Plate



Isolator
(connected to BM)



BM

表 冷凍機台座アイソレータシステムの仕様要求

Item	Requirement
Feature	Passive isolator, having launch lock system
Performance	Transmissibility <0.01 in all DOF @ 15 Hz, Amplification factor at resonance Q < 3
Temperature range	Operational: -65 to -10 C (-45 C as normal) Survival: -65 to +60 C
Size	It should be fitted to the cooler pedestal mounting portion
Weight	< 30 kg



擾乱伝搬経路：アイソレータBBM試作結果

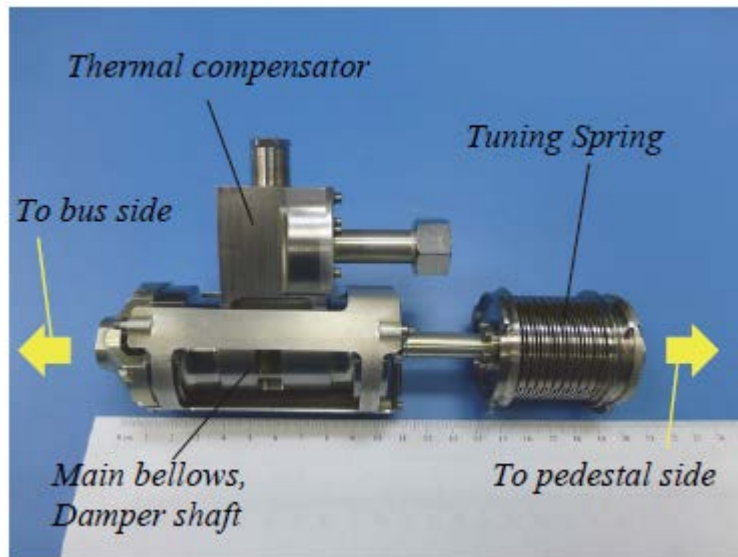


Figure: Picture of the SPICA isolator brassboard model

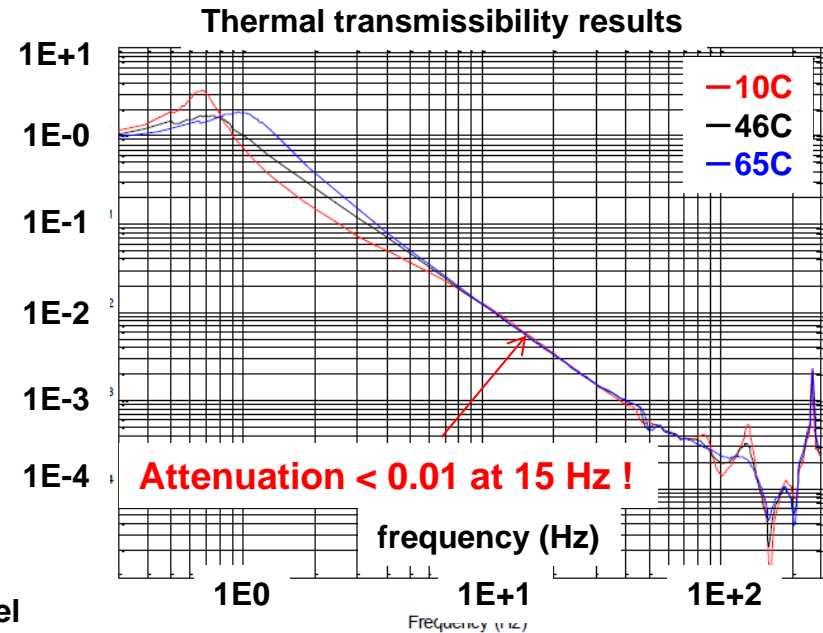


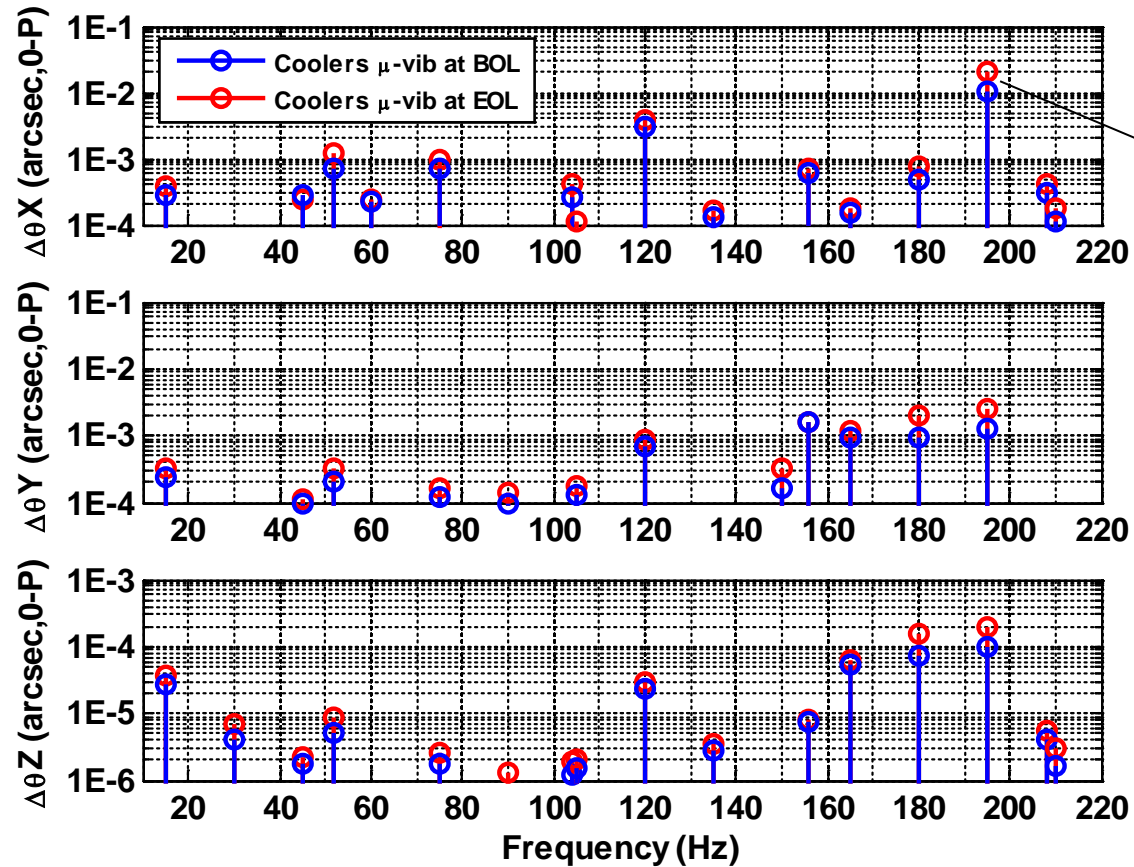
Table: Isolator design requirements compliance

Specification	Design requirement	BBM result	Test result
K_a	1576.1 – 2626.9 N/m	1714.5 N/m	Compliant
K_b	1926.4 – 2977.2 N/m	3152.3 N/m	Conditionally compliant
C_a	366 N/(m/s) +/- 7.5%	297.7 N/(m/s) @-46C	Conditionally compliant
Stroke	2 mm pull-down + launch load	+/-3.3 mm	Compliant
Temperature range	Operational: -65 to -10 C Survival: -65 to +60 C	-65 to +23 C tested	Compliant
Length	<203.2 mm	200.7 mm measured	Compliant
Strut mass	< 2 kg/isolator	0.76 kg	Compliant
Fluid viscosity	< 30 cS	5 cS	Compliant



擾乱解析結果：全冷凍機擾乱による指向変動

軌道上分離トラス、冷凍機台座アイソレータ試作結果を反映したフル有限要素モデル (FEM)を用いた擾乱解析結果



195 Hzで冷凍機台座と構造共振を起こしている
→台座設計を次フェーズで見直すことで回避可能

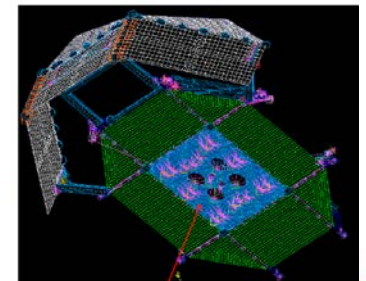
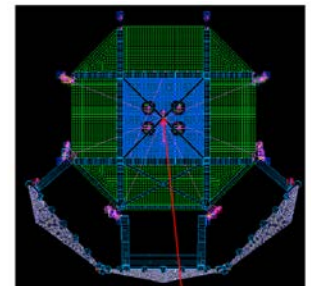
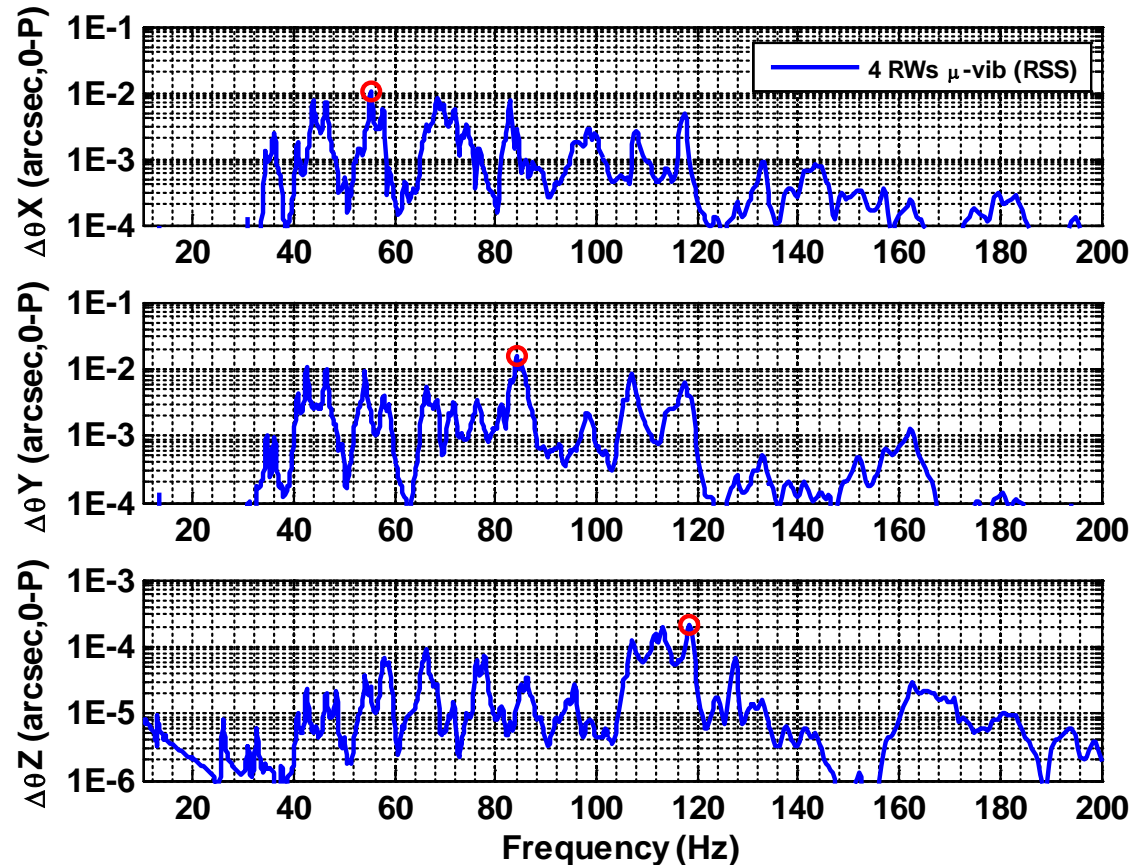


Figure: Power spectrum of the pointing error by mechanical coolers

擾乱解析結果：姿勢ホイールによる指向変動

同様に姿勢制御ホイール擾乱による変動結果。十分な高周波要求マージン(10倍)を持たせるには、ホイールにもアイソレータが必要。さらに回転数運用制限(<2400RPM)も必要



θ_x [mas, 0-P]	θ_y [mas, 0-P]	θ_z [mas, 0-P]	Remarks
10.8 (55.1 Hz)	15.2 (84.1 Hz)	0.20 (118.4 Hz)	with isolator, tenfold margin
2.4 (<40 Hz)	0.98 (<40 Hz)	9.6×10^{-3} (<40 Hz)	& Limit (Max. 2,400 RPM)
10	10	10	Allocations (tentative)



指向を直接制御: Tip-Tilt Mirror (TTM) 設計

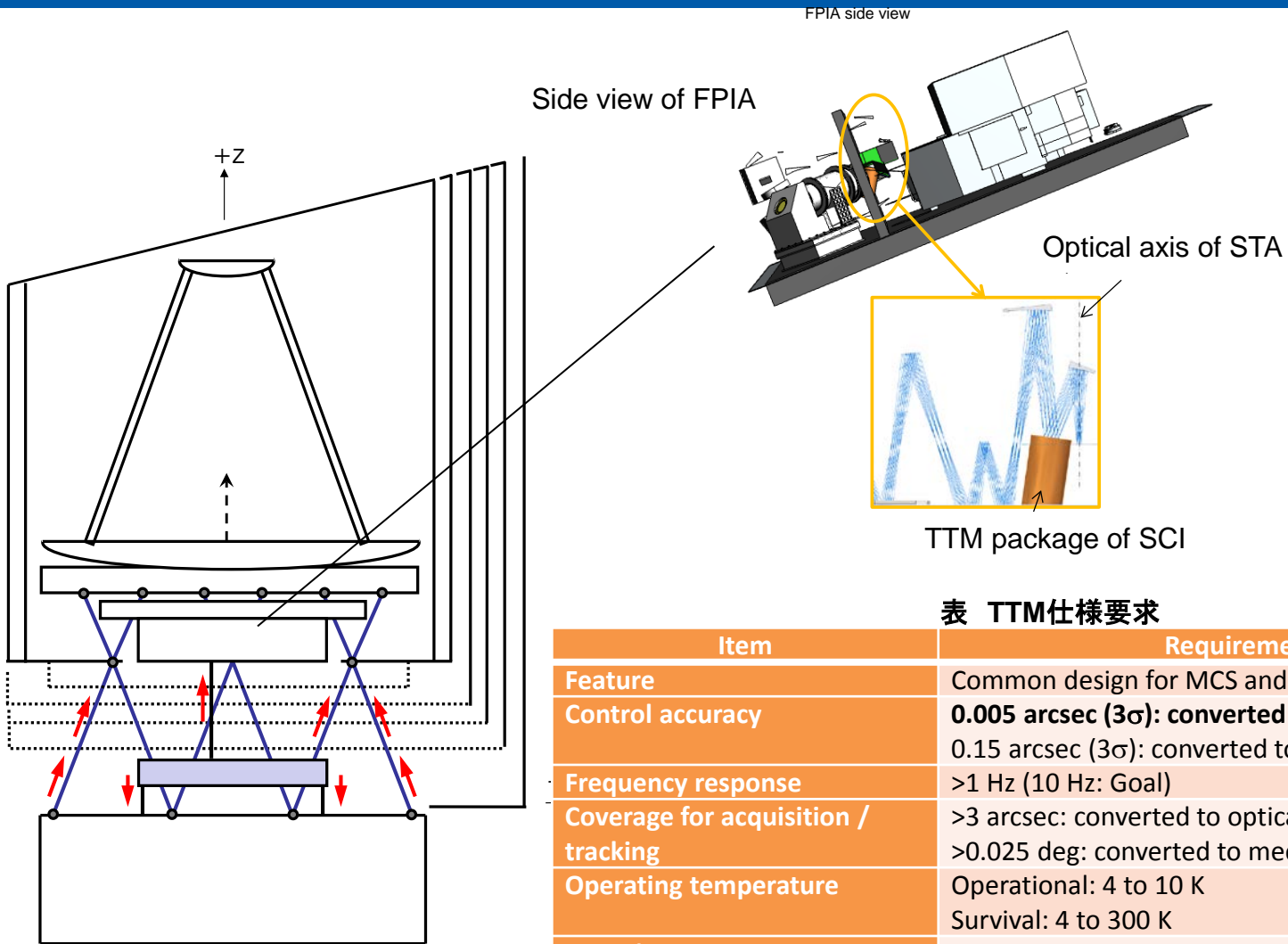


表 TTM仕様要求

Item	Requirements
Feature	Common design for MCS and SCI
Control accuracy	0.005 arcsec (3σ): converted to optical axis 0.15 arcsec (3 σ): converted to mechanical axis
Frequency response	>1 Hz (10 Hz: Goal)
Coverage for acquisition / tracking	>3 arcsec: converted to optical axis >0.025 deg: converted to mechanical axis
Operating temperature	Operational: 4 to 10 K Survival: 4 to 300 K
Heat dissipation	<1 mW at 4.5K
Effective size of mirror	50 × 75 mm



指向を直接制御：TTM極低温動作試験結果

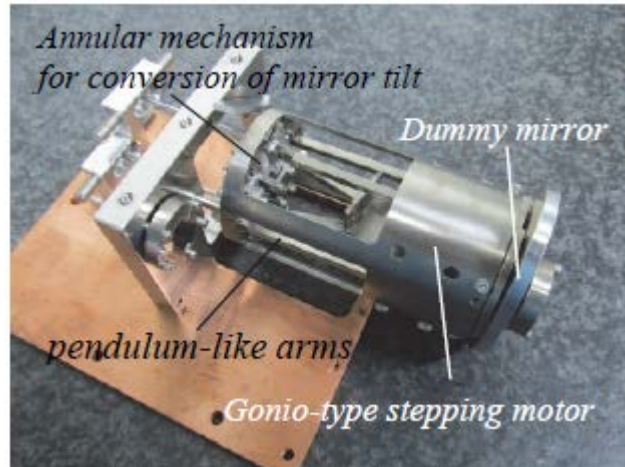


Figure: Picture of TTM BBM mechanism for MCS and SCI



Figure: Cryogenic chamber for the TTM mechanism test [9]

Table: TTM design requirements compliance

Specification	Requirement	BBM result	Test result
Dissipation power	1 mW per 2-axis @4.5 K	4.4 mW per 1-axis @ 10 K	Non-compliant
Pointing error (mechanical)	0.15 arcsec (3 σ)	< 1.8 arcsec	Conditionally compliant
Frequency response	1 Hz	1 Hz	Compliant
Mechanical coverage range	0.025 deg, P-P	0.016 deg, P-P	Non-compliant
Operational temperature	4 to 10 K	< 10 K	Compliant
Mirror size	50 × 75 mm	50 × 75 mm	Compliant
Drive mechanism envelope	50 × 50 × 100 mm	ϕ 50.1 × 104.92 mm	Conditionally Compliant
Weight	600 g	< 420 g	Compliant

It was confirmed that TTM BBM functioned properly, even at an environment below 10 K.

10K以下で動作するTTMを開発した



検証計画：低周波擾乱の高精度測定

- 単一擾乱(周期 ω 、振幅トルク T_d)が及ぼす指向変動角 $\Delta\theta$

$$\Delta\theta = \frac{T_d}{I_s \omega^2} \quad I_s: \text{衛星の慣性モーメント}$$

- $\Delta\theta$ の上限が指向要求から決まるとき、 ω が小さくなるほど、許容できる T_d の値が小さくなる → T_d の検出精度が必要
- 例えば、 $\omega/2\pi=0.01$ Hzでは、 $10\mu\text{Nm}$ レベルの検出感度が擾乱測定装置に必要
- この問題意識は、 $\Delta\theta$ が小さく(60mas)、安定度規定時間が長い(20min)特徴を持つSPICAミッションから初めて提起された。
- 対策には、擾乱測定装置の検出限界を向上させる → 高精度化(研究項目として実施中)

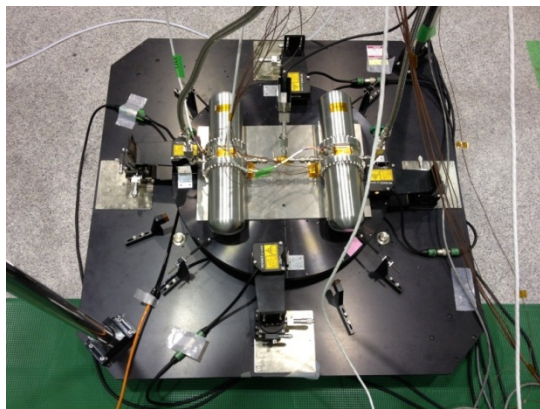


図 空気浮上式擾乱測定装置(変位計測方式)

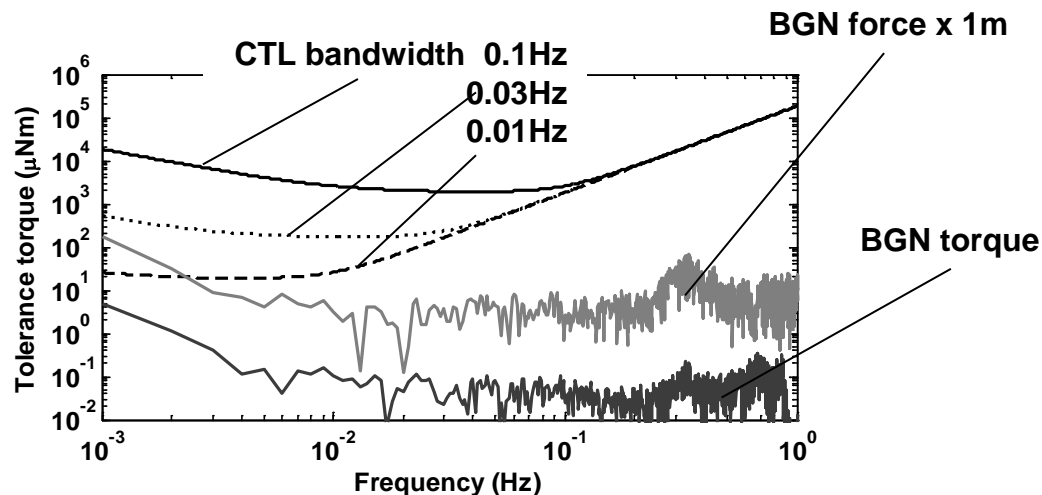


図 許容擾乱トルク(制御帯域と指向要求から規定される)と、擾乱測定装置のバックグラウンドノイズ



さらに将来の指向安定制御技術



非機械式ジャイロ

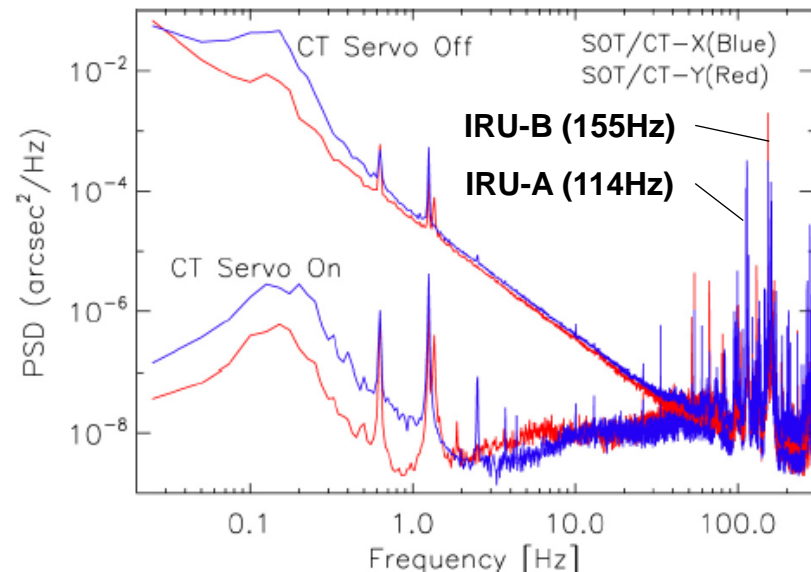
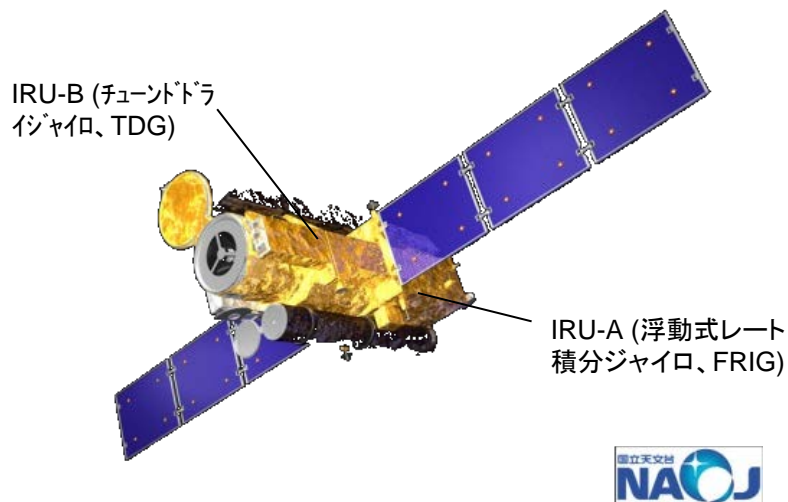


図 3 「ひので」 SOT の相関追跡装置(CT)が出力する指向誤差時系列データから得られたパワースペクトル。

- 機械式ジャイロの高周波擾乱
 - 冷凍機、ホイールの次に影響が大きい
- 「ひので」の例 [10]
 - 相関追跡装置(Correlation Tracker): 580Hzサンプリングの高速CCDカメラを用いて、軌道上指向誤差評価
 - 100Hzより高周波域でパワースペクトル上に多数のピーク。機械式ジャイロやホイールで発生した擾乱が、望遠鏡構造と共振することで発生
 - 高周波域における共振によって生じる指向誤差は0.01-0.02 arcsec (0-P)

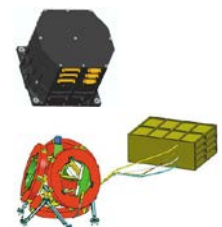


非機械式ジャイロ

非機械式ジャイロ(ファイバジャイロFOG、半球共振ジャイロHRG)のメリット

- 無擾乱(高周波擾乱が無い)
- レートノイズが小さい
- 時間伝搬誤差が小さい

出力分解能(角度増分SF)
 TDG: 0.05 arcsec
 FOG: 0.002 arcsec



: 機械式ジャイロ(TDG)

: 光学式ジャイロ(FOG)

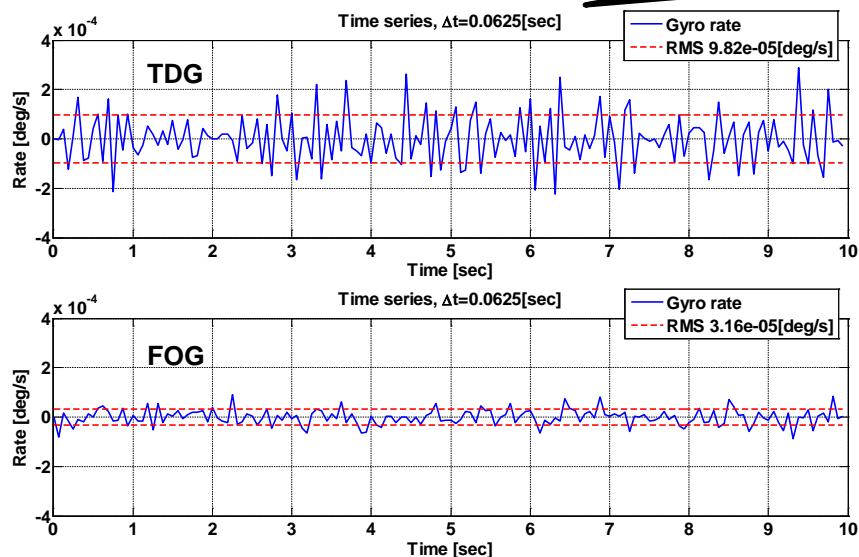
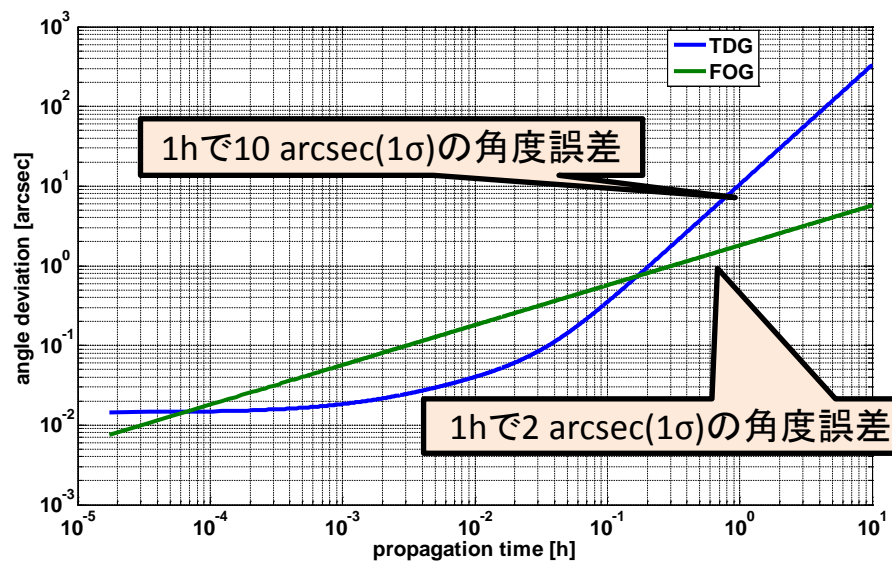


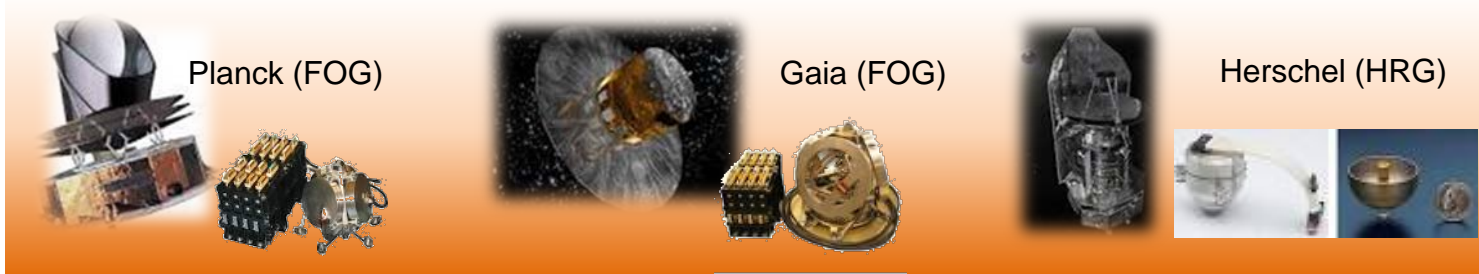
図 ジャイロノイズ時系列



1hで10 arcsec(1σ)の角度誤差

1hで2 arcsec(1σ)の角度誤差

図 ジャイロ時間伝搬誤差



磁気軸受ホイール



磁気軸受ホイール
(機構部)



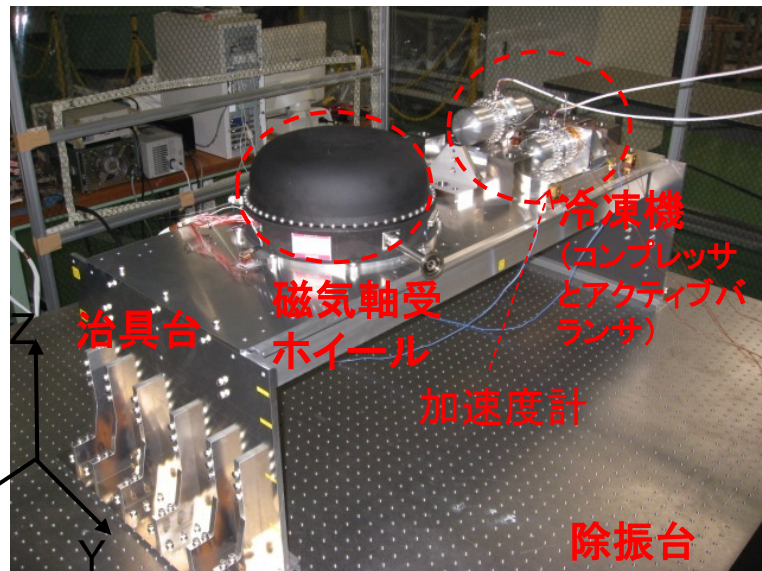
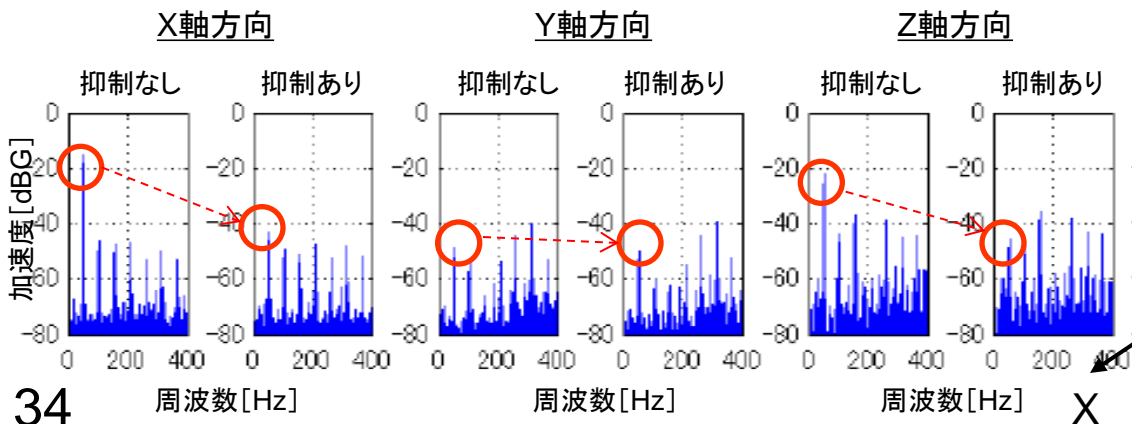
磁気軸受ホイール
(駆動回路部)

- ・磁気軸受ホイールは磁気吸引力により非接触で軸受を制御できるため、従来の玉軸受リアクションホイールに比べて擾乱が小さい
- ・衛星姿勢制御用磁気軸受ホイールを開発・搭載した例
SERVIS-2 (MPC/MELCO)、SPOT4 (ALCATEL(仏))、CMG用磁気軸受ホイール(ロシア) その他、日本、アメリカで研究開発中
- ・低擾乱および擾乱抑制を目的とした軸受制御方式の研究例はない(日本独自の技術)

- ・主要性能:
 - 最大角運動量 45Nms
 - 最大回転数 6000rpm
 - 最大出力トルク 0.1Nm
 - 定常消費電力 100W以下(ホイール+回路)
 - 質量 20.4kg(ホイール+回路)
 - 擾乱 力:0.1N以下、トルク:0.1Nm以下(@6000rpm)

■ 冷凍機の擾乱抑制実験結果(FY21)

コンプレッサのピストン駆動(52Hz)による擾乱を抑制



微小推力コールドガスジェットスラスタ

Future Missions and Systems

Euclidシステム解析の例

System Performance – AOCS

Fine Guidance Sensor integrated into VIS focal plane

- Bandwidth: 0.5 Hz – 1 Hz
- Performance: sensor noise not performance-limiting

Control loop design for science mode AOCS

- Bandwidth: ~0.1 Hz ... set by low thrust of cold gas system
- Relies on sensor fusion of FGS and IMU
- IMU (Astrix-200, 10 Hz bandwidth) propagates attitude to achieve higher attitude rate
- Pointing requirement (APE < 25 mas) can be safely fulfilled

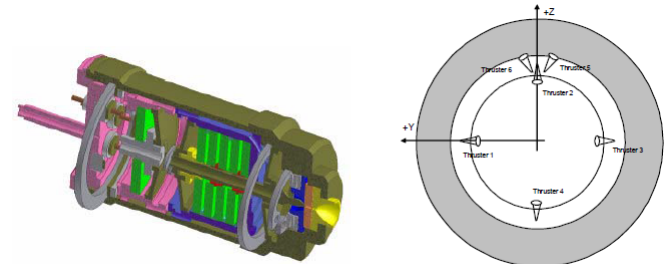
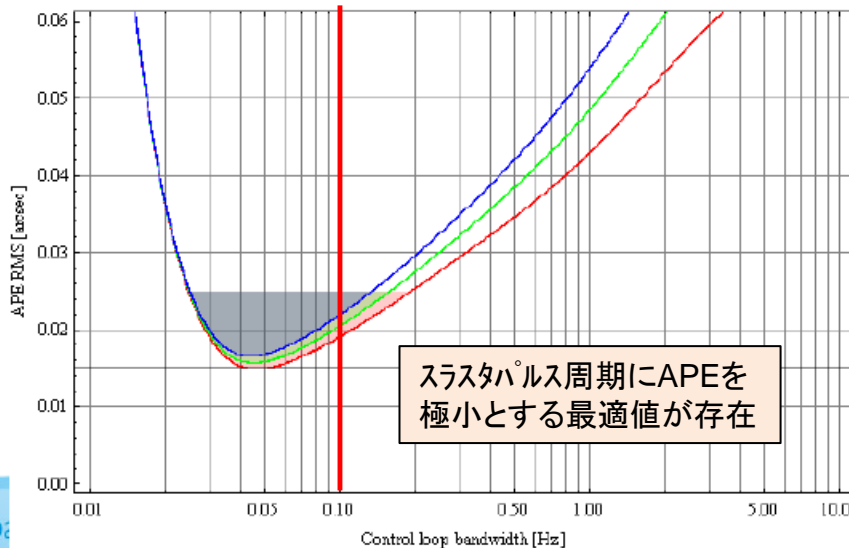
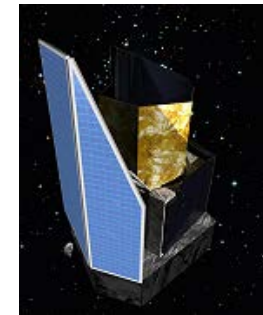


Fig 12: MPS thruster (left), MPS thruster locations (for one branch) on sun facing side of spacecraft (right)

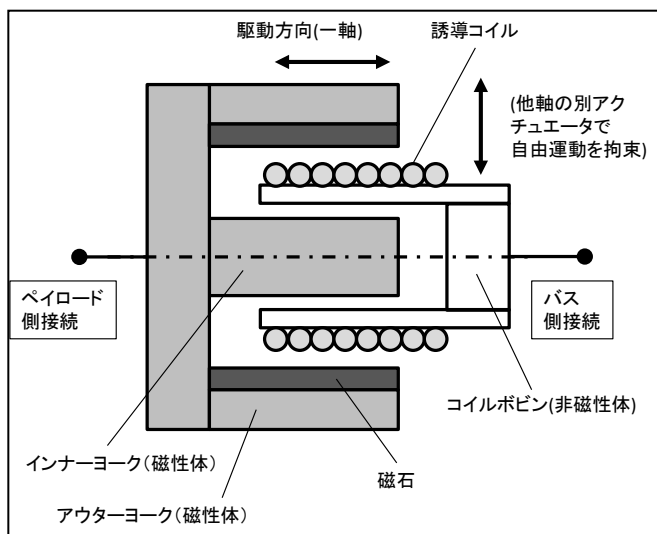
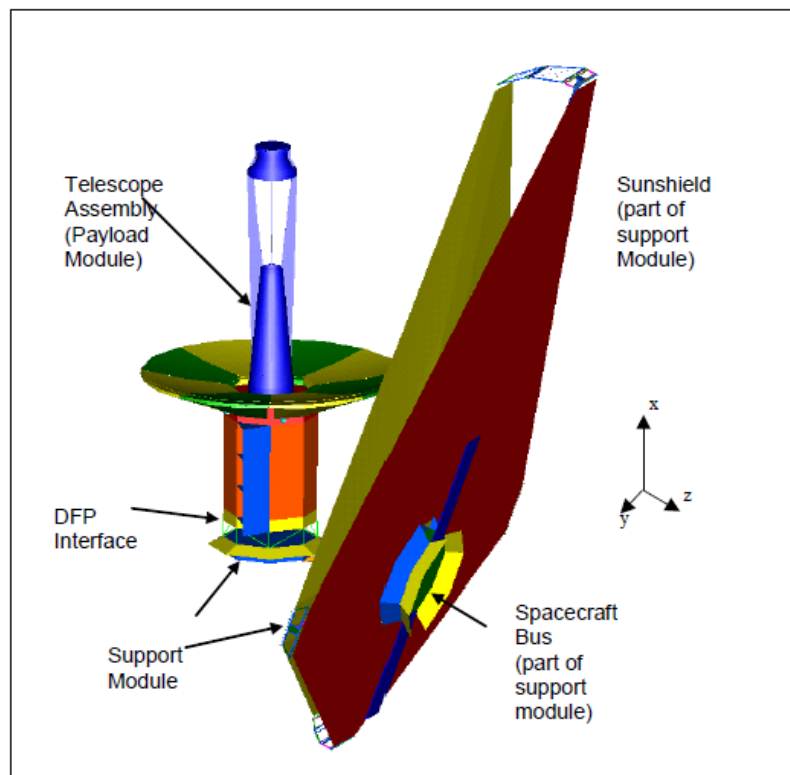
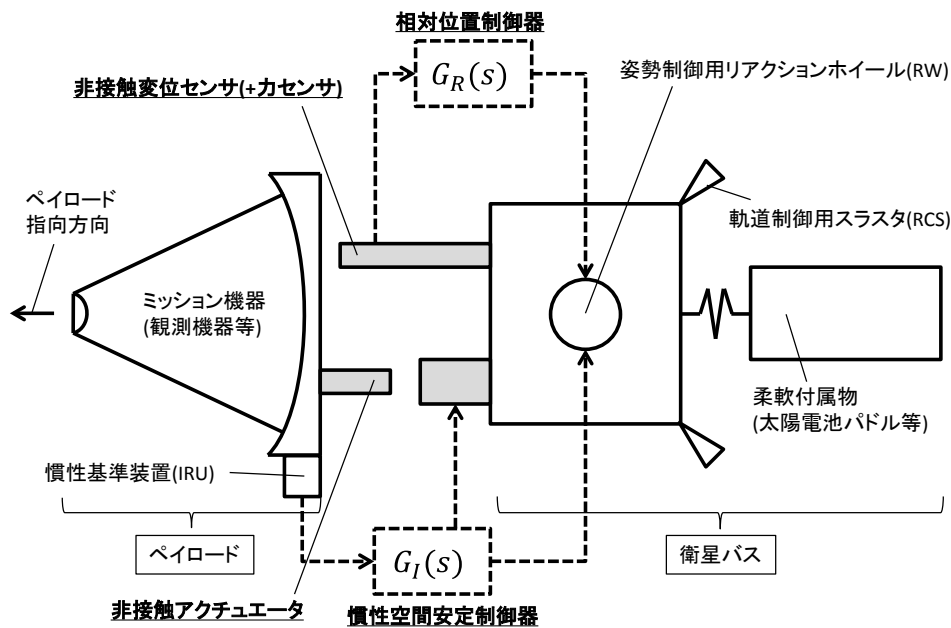
図 GAIAで実証したMicro-Propulsion System (MPS)スラスタ: 推力0.5mN ([12] Chapman, 2008)



FGS at 0.5 Hz noise:
50 mas RMS
70 mas RMS
60 mas RMS



PLM-BM間非接触制御 — 空間安定制御 —



Non-contact actuator

[13] Trankle et al., 2005
 [14] Dewell et al., 2005



Beyond JWSTの例 ～究極の指向安定、熱遮断

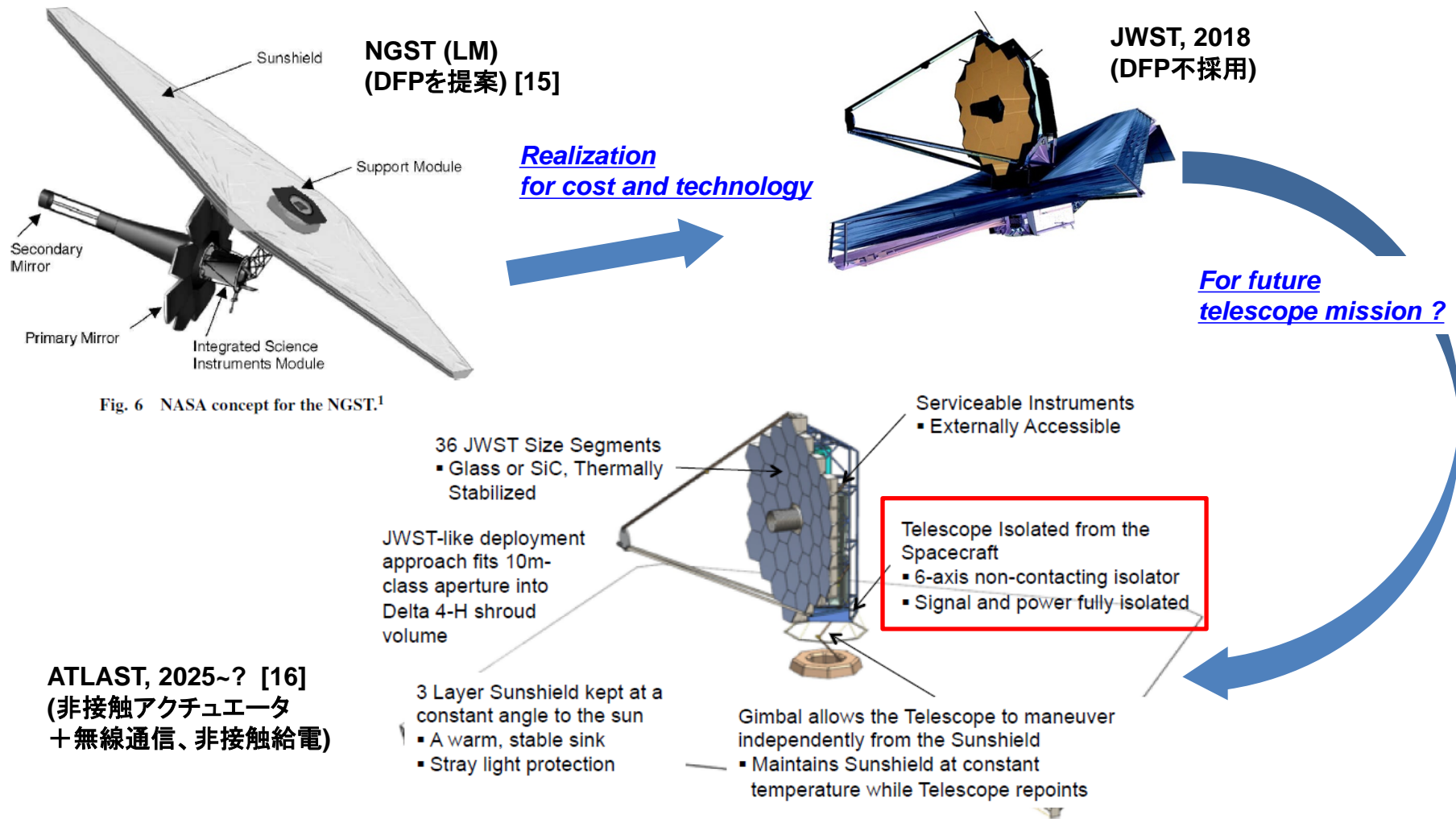


Figure 10. ATLAST 9.2 m aperture Engineering Reference Design concept.

[15] Pedreiro, Spacecraft Architecture for Disturbance-Free Payload, 2003

[16] Redding, et al., Beyond JWST: Performance requirements for a future large UVOIR space telescope, 2014

まとめ

- 将来の天文観測衛星の姿勢系として、SPICAの指向設計事例を紹介した
- センサの熱アライメントを低減するには、適切な軌道の選択と、同一焦点面にガイダンスセンサを配置することが効果的
- 低擾乱を実現する上では
 - 観測装置の擾乱感受性
 - 擾乱伝搬経路
 - 擾乱発生機器
- の3つをコントロールすることが重要
- SPICAでは、これら3つの観点に渡る擾乱低減設計活動を行った。特に、軌道上分離トラスやアイソレータの試作評価等のハードウェア試作に取り組み、RPE要求を満足できる見込みを得た
- また、指向軸を直接制御する機構が高安定化に有効である。TTMを試作し極低温環境下(<10K)での動作に成功したが、発熱量に対して更なる低減対策が求められる
- さらに将来の指向安定化技術の一例として、非機械式ジャイロ、磁気ホイール、MPSスラスタ、非接触アクチュエータを紹介した



参考文献

1. JAXA, 擾乱管理標準 (JERG-2-152A), 2012
2. JAXA, 指向管理標準 (JERG-2-153), 2014
3. ESA, ESA Pointing Error Engineering Handbook (ESSB-HB-E-003), 2011
4. JAXA, 擾乱管理マニュアル (JERG-2-152-HB101B), 2012
5. Izawa et al., New Reaction Wheel Assembly Series with High Reliability and Low Disturbance, GNC2014, 2014
6. 水谷他, 赤外線天文衛星SPICAのミッション部冷却システムの構造設計, 第58回宇科連, 2014
7. Mitani et al., Spica Micro-vibration Control System Design for Precision Pointing Stability, GNC2014, 2014
8. Mitani et al., Precision pointing control for SPICA: risk mitigation phase study, SPIE 9143, 2014
9. Enya et al., Prototype-testbed for Infrared Optics and Coronagraphs (PINOCO), SPIE 8442, 2012
10. 勝川他, ひので衛星の軌道上指向安定度評価とSOLAR-Cへ向けた課題, 第54宇科連, 2010
11. Wallner et al., EUCLID Mission Assessment Study - ESA Science & Technology, 2009
12. Chapman et al., The Gaia Attitude & Orbit Control System, GNC2008, 2008
13. Trankle et al., Disturbance Free Payload Flight System Analysis and Simulation Methods, AIAA, 2005
14. Dewell et al., Precision Telescope Pointing and Spacecraft Vibration Isolation for the Terrestrial Planet Finder Coronagraph, SPIE 5899, 2005
15. Pedreiro, Spacecraft Architecture for Disturbance-Free Payload, AIAA, 2003
16. Redding, et al., Beyond JWST: Performance requirements for a future large UVOIR space telescope, SPIE 9143, 2014

