

小型重力波観測衛星 DECIGOパスファインダー



Original
Picture : Sora

安東 正樹 (東京大学)

DECIGO/DPF collaboration

Earth Image: ESA

DECIGOパスファインダー (DPF)

将来の宇宙重力波望遠鏡のための前哨衛星

宇宙・地球の観測

→ 銀河の成り立ち, 地球環境モニタ

先端科学技術の確立

→ 宇宙・無重力環境利用の新しい可能性



イプシロン搭載小型ミッション としての実現を目指す。

小型衛星 1 機 (重量 400kg)

地球周回軌道 (高度 500km)

非接触保持された試験マスの変動を
レーザー干渉計を用いて精密計測

背景

光共振型マイケルソン干渉計
アーム長: 1000 km
レーザーパワー: 10 W
レーザー波長: 532 nm
ミラー直径: 1 m

DECIGO (DECI-hertz interferometer Gravitational wave Observatory)

宇宙重力波望遠鏡 (~2027)

→ 他では得られない豊富なサイエンス

宇宙の成り立ちに関する知見

インフレーションの直接観測

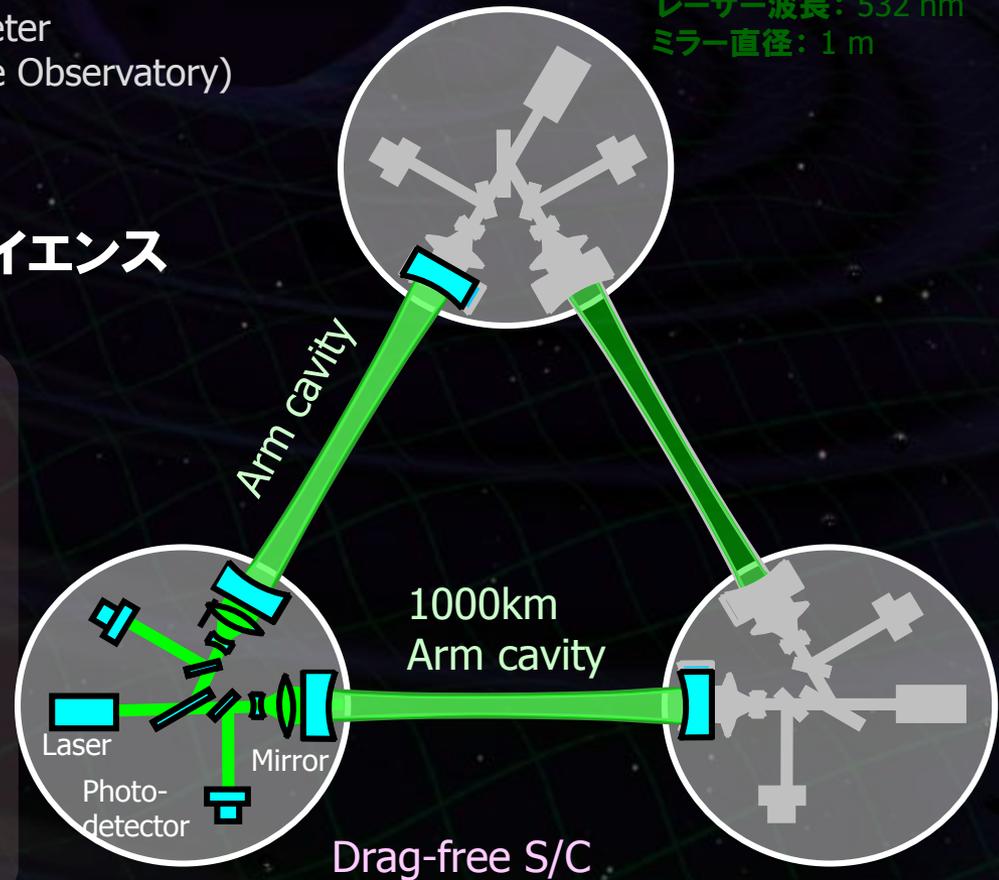
ダークエネルギーの性質

ダークマターの探査

銀河形成に関する知見

ブラックホール連星の観測

宇宙の基本法則に関する知見



互いに1000km離れた3機のS/C
非接触保持された鏡間距離を
レーザー干渉計によって精密測距

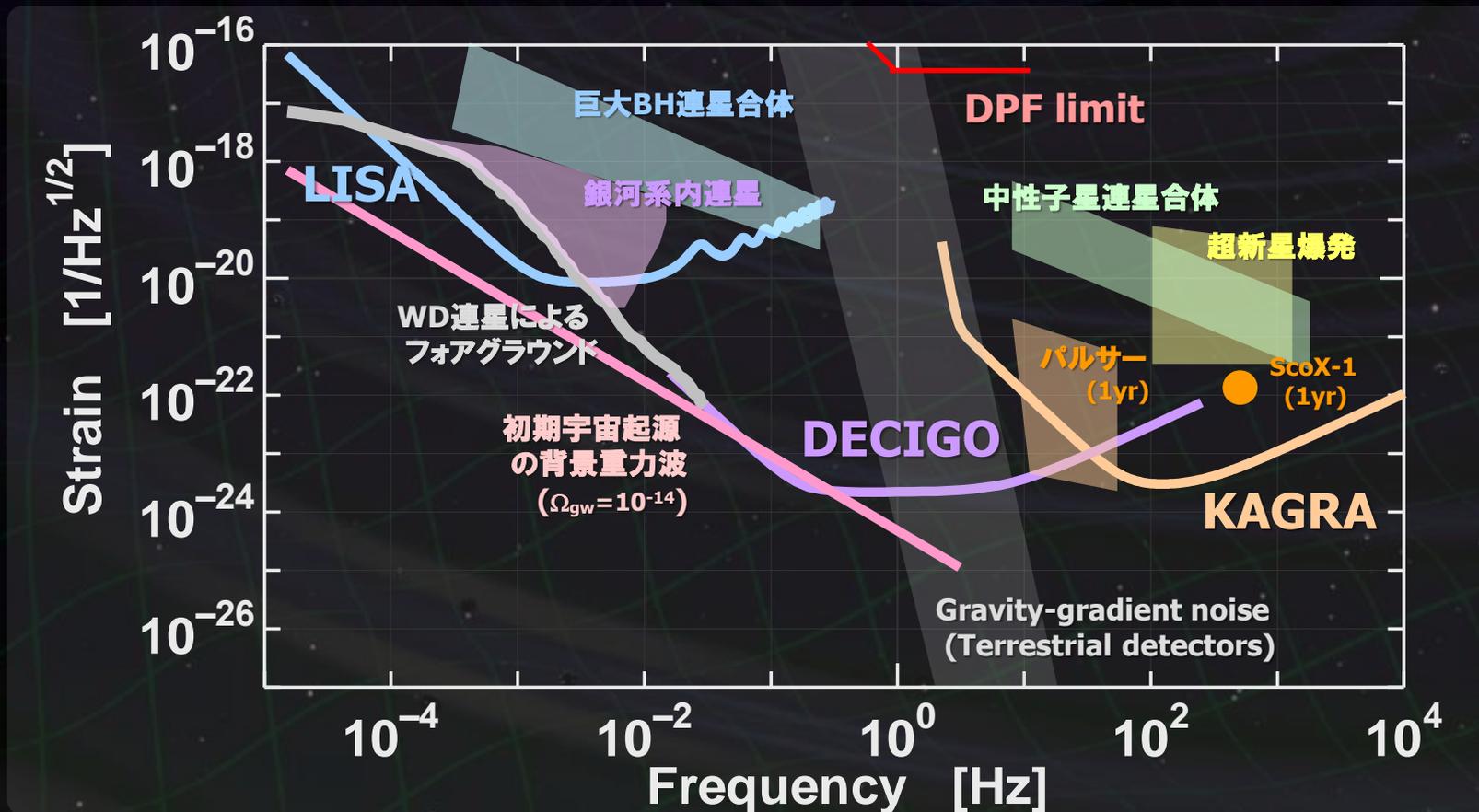
太陽公転軌道
最大4ユニットで相関をとる

重力波望遠鏡の感度とターゲット

地上干渉計 : 10Hz - 1kHz → 中性子星など

DECIGO : 0.1 - 1Hz → 中間質量BHなど, 初期宇宙からの重力波

LISA : 1mHz - 10mHz → 大質量BHなど



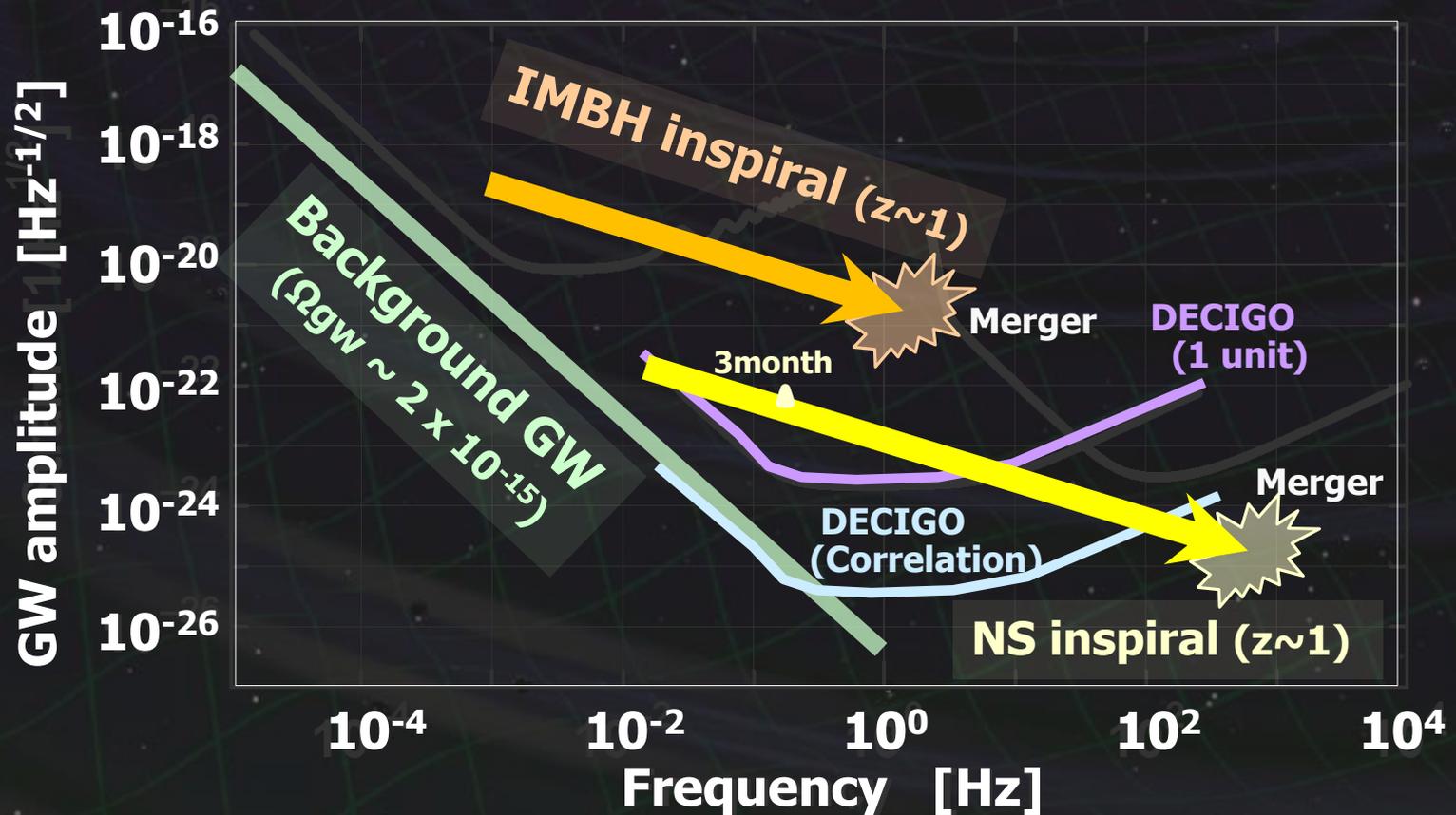
DECIGOの観測対象



中間質量BH 連星の合体
中性子星 連星の合体
宇宙背景重力波

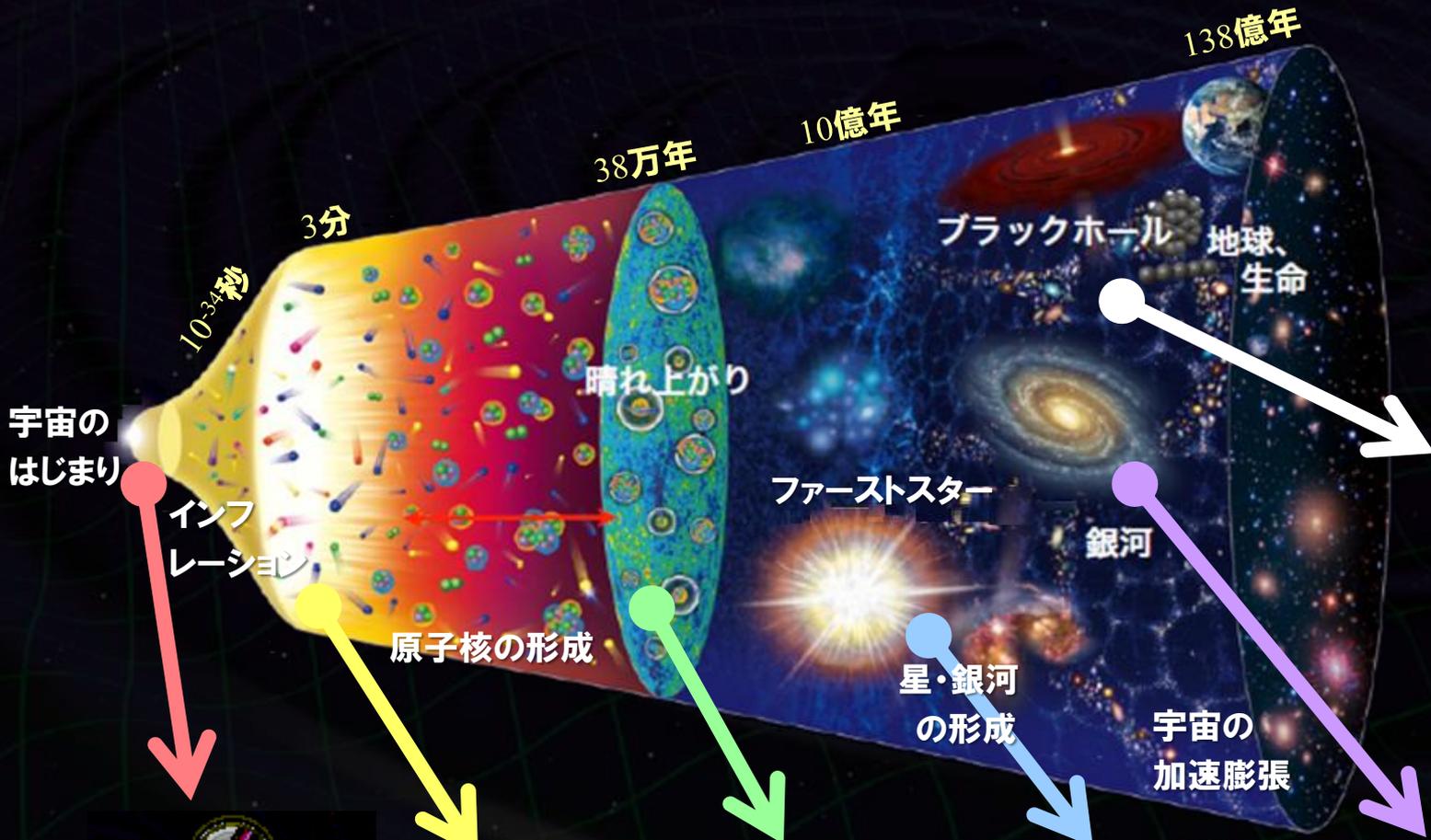


宇宙の成り立ちと進化
銀河・超巨大BHの形成



宇宙の誕生と進化

DECTGO



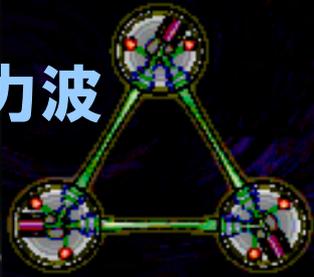
高エネルギー
宇宙線



X線



重力波



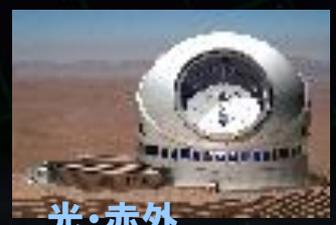
ニュートリノ



マイクロ波



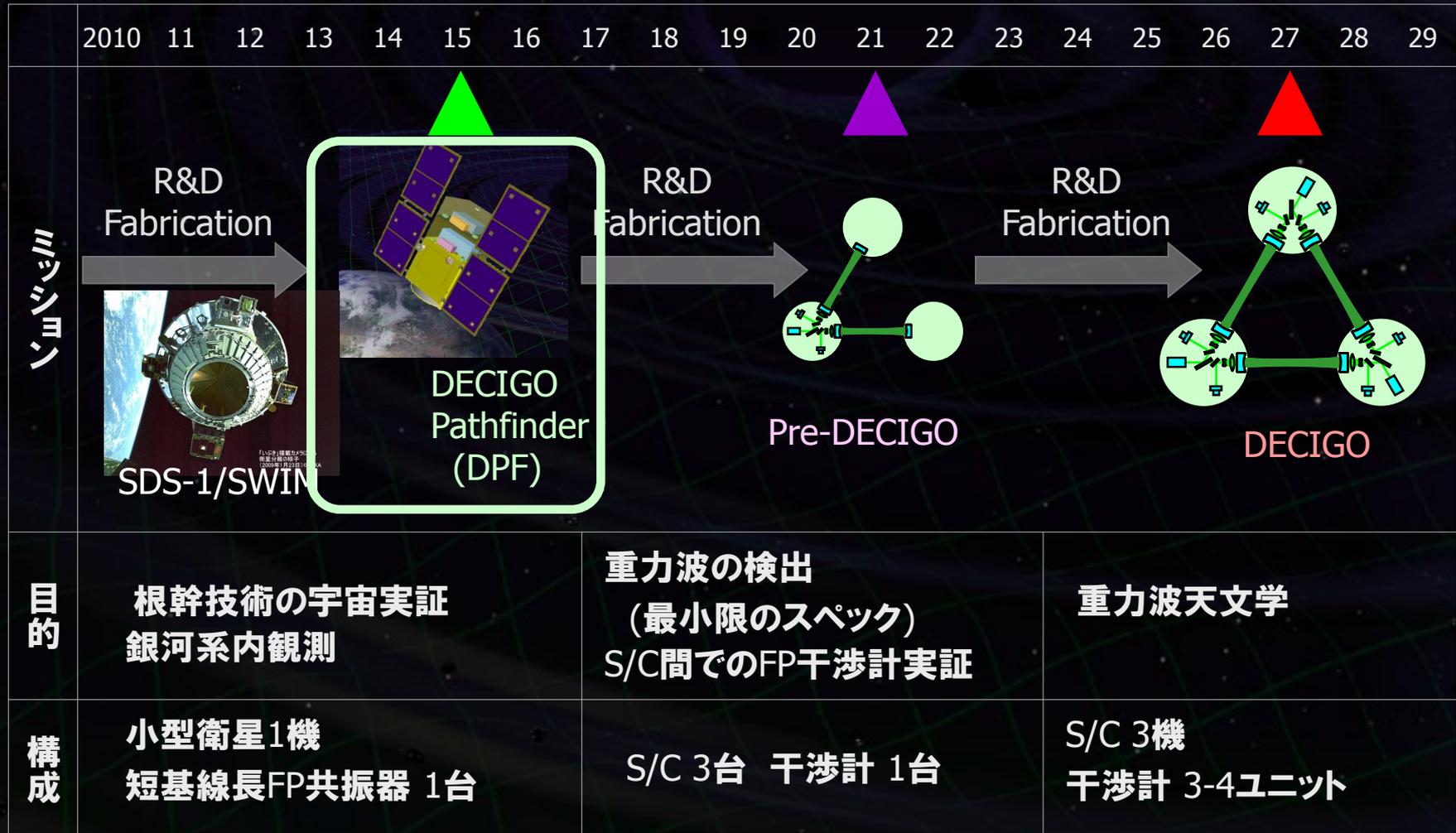
電波



光・赤外

DECIGOのロードマップ

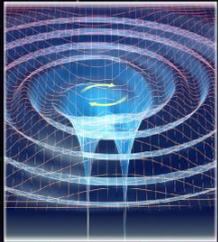
Figure: S.Kawamura



DECIGOパスファインダーの目的

宇宙・地球の観測

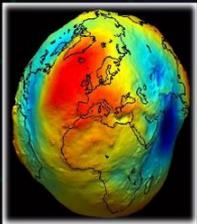
重力波観測



銀河中心付近の中間質量ブラックホールの合体現象を観測。

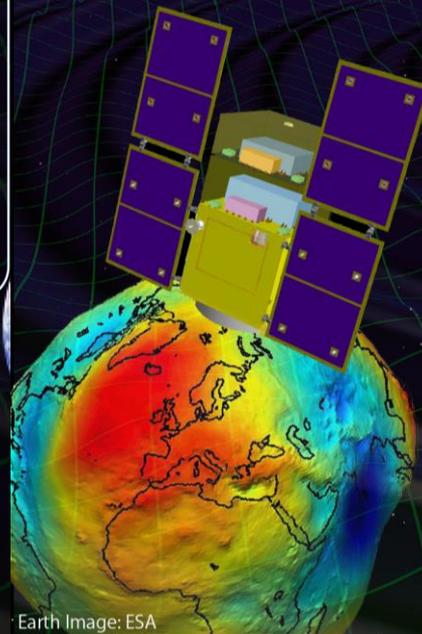
⇒ 銀河形成への知見

地球重力場観測



1mm程度のジオイド高分解能での地球重力場観測。

⇒ 地球環境モニタ

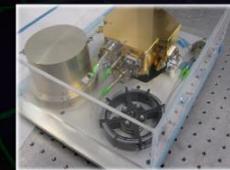


Earth Image: ESA

先端科学技術の確立

無重力精密実験プラットフォーム

- ・干渉計による精密変動計測
- ・安定化レーザー光源の実現
- ・ドラッグフリーによる低振動環境



⇒ 宇宙環境利用の新しい可能性

DPF成功基準

| | | 最低限の成功基準 | 所期の成功基準 | 所期の成果を超える成功基準 |
|---------|-----------|---|--|--|
| | DPF全体 | 各サブシステムの基本動作を確認する。 | 各サブシステムの期待性能での動作と、重力波・地球重力場観測。 | 性能の最適化と長期安定観測。 |
| 観測による成果 | 重力波観測 | 重力波観測データの取得。 | 地球周回時間(100分程度)を超える期間、所期の感度(歪み感度 2×10^{-15})での重力波観測データの取得。重力波振幅の上限値と雑音源の評価。 | 6ヶ月以上に渡る観測と重力波信号の探査。背景重力波の上限値と空間分布を求める。 |
| | 地球重力場観測 | 衛星変動の長周期成分から地球重力場を観測する。 | 試験マス-衛星変動信号と軌道情報から1mm程度のジオイド高分解能で地球重力場を観測し、観測精度を評価する。 | 全球に相当する重力場を重複観測し、データの再現性や重力場の時間変動を評価。 |
| 科学技術の確立 | 安定化レーザー光源 | レーザー光源と安定化システムの動作と安定度を評価する。 | レーザー光源を目標レベル ($0.5 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$)まで安定化する。 | 地上で達成されていないレベルの安定度を達成する。 |
| | 宇宙干渉計 | ファブリ・ペロー干渉計を安定に制御し、基線長変動を測定する。ローンチ・ロック機構を動作させ、試験マスを衛星内に非接触保持する。 | 地球周回時間(100分程度)を超える間の干渉計の連続安定動作を実現。データを重力波振幅に換算するための校正測定。レーザーセンサを動作させ、 10^{-11} m/s^2 の高感度で試験マス-衛星間の加速度変動測定を行う。 | 雑音源の評価と制御系の最適化を行い、原理的に可能なレベルまで干渉計雑音を低減する。 |
| | ドラッグフリー | 低雑音スラスタの動作確認と雑音レベル評価。 | 試験マスと衛星の相対変動信号をミッションスラスタにフィードバックし、ドラッグフリー制御を実現。 | ドラッグフリー制御によって、衛星変動を太陽輻射圧雑音レベルより小さいレベル($10^{-9} \text{ m}/\text{Hz}^{1/2}$)にまで抑圧する。 |

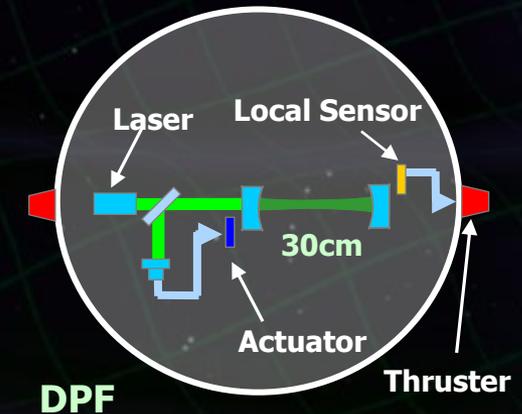
DECIGOパズファインダー (DPF)

- DECIGOの最初の前哨衛星
- DECIGOで必要とされる主要技術のうち、1機の衛星で可能な要素の宇宙実証。



400kg級 衛星一機 500km 地球周回軌道

- 基線長30cm干渉計による干渉計技術実証.
- 安定化レーザー光源の動作.
- ドラッグフリーの実現.
- 連続的な観測運用.



DECIGOのための根幹技術実証

DPFで実証される技術

DECIGOで必要とされる主要技術

FP干渉計の
動作実証



$6 \times 10^{-16} \text{ m/Hz}^{1/2}$
の変位感度

$4 \times 10^{-18} \text{ m/Hz}^{1/2}$
の変位感度

$10^{-15} \text{ N/Hz}^{1/2}$
の外力雑音

$10^{-17} \text{ N/Hz}^{1/2}$
の外力雑音

基線長1000kmのFP干渉計
宇宙における干渉計制御
試験マスに対する外乱抑圧
大型光学系の製作・制御

安定化レーザー
光源の動作実証

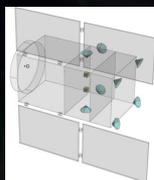


$0.5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$
の周波数安定度

$0.5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$
の周波数安定度

安定化レーザー光源による精密計測
光源の周波数・強度安定化
長基線長を利用した安定化制御

ドラッグフリー
制御の実現

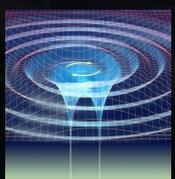


衛星変動安定度
 $10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$

スラスト雑音
 $10^{-7} \text{ N/Hz}^{1/2}$

フォーメーションフライト
安定な軌道の実現
宇宙機間の距離制御
ドラッグフリー制御
低雑音スラスト

重力・
重力波の観測



0.1 Hz以下での連続
観測とデータ解析

観測運用
時系列連続データの処理
データの解析
理論予測・他の観測との比較

重力波により宇宙を見る

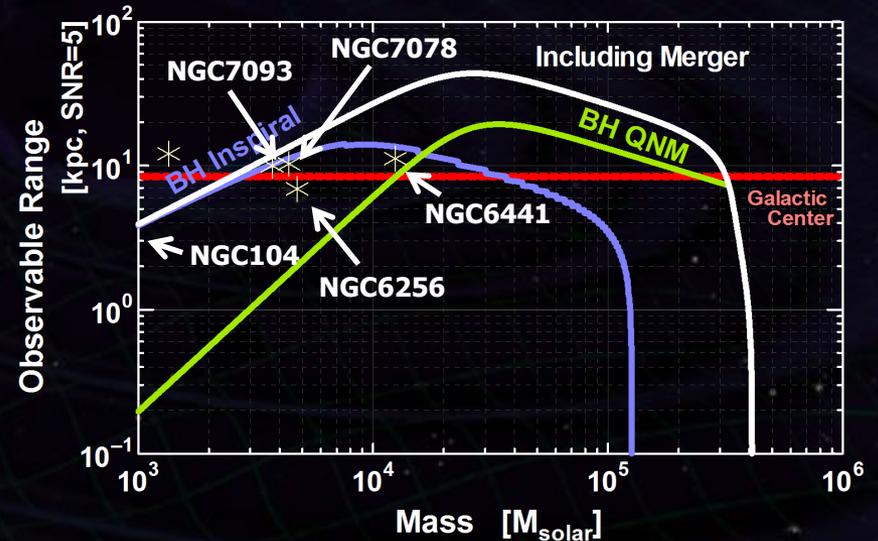
銀河系内のBH連星合体

→ 巨大BH形成への知見.

DPFの感度では

~30個の球状星団を観測可能

独自・野心的なサイエンス



重力で地球を見る

地球重力場の観測

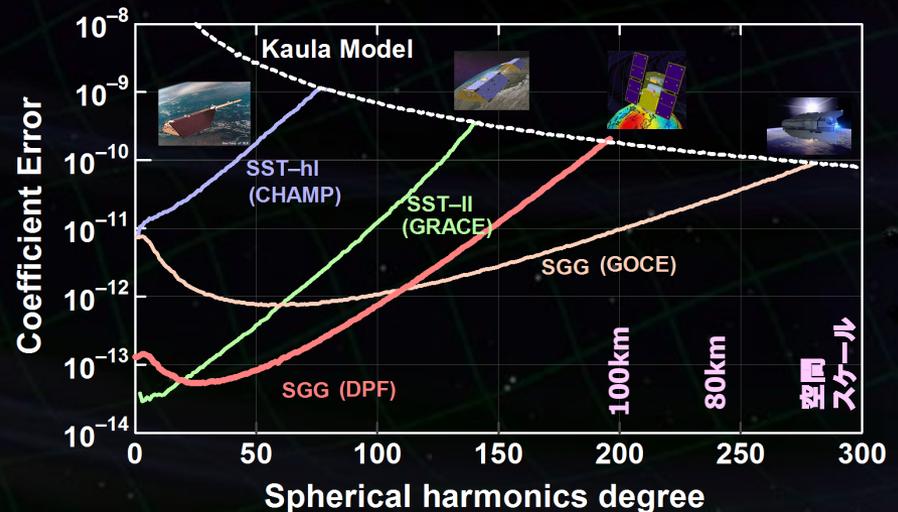
→ 地球形状・地球環境モニタ

他の海外ミッションに匹敵する感度

国際観測網への貢献, 独自の観測

(2012-2016に国際観測網にギャップ)

確実なサイエンス・国際貢献



我々の銀河系内の ブラックホール 合体現象からの重力波

DPFの観測周波数 (0.1-1Hz)

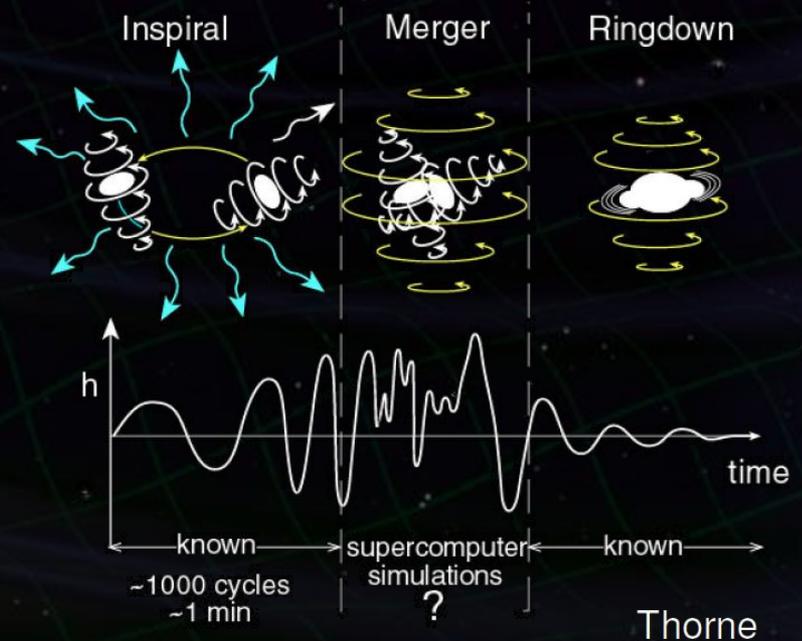
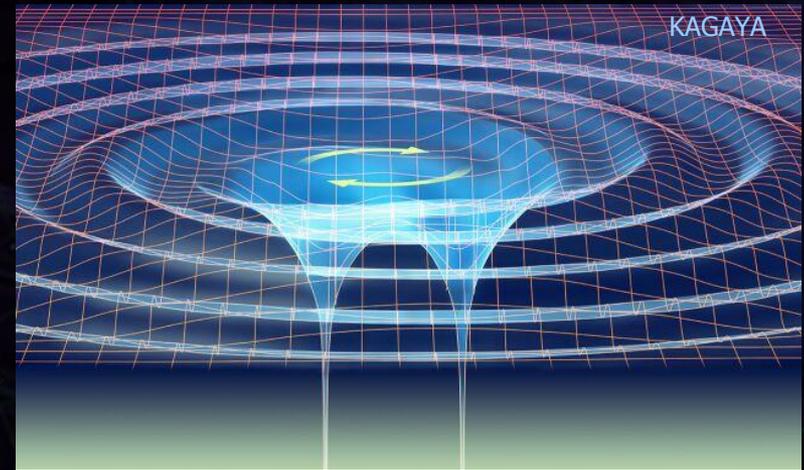
中間質量ブラックホール
(質量 $10^3 - 4 \times 10^5 M_{\text{sun}}$) が対象

最大100kpcの距離まで観測可能

⇒ 銀河中心BH, 球状星団中のBH
の形成メカニズムに対する知見

他の手段では観測が困難

→ これまでにない観測結果となる



中心付近の星の速度分布の観測

Core velocity dispersions for 25 Galactic and 10 old Magellanic globular clusters?

Pierre Dubath et al.,
Astron. Astrophys. 324, 505–522 (1997)

Table 6. Radial velocities and core velocity dispersions for all Galactic globular clusters in our sample.

| Obs No. (1) | NGC No. (2) | V_r (km s ⁻¹) (3) | σ_{CCF} (km s ⁻¹) (4) | D (%) (5) | S/N (6) | ϵ (km s ⁻¹) (7) | σ_{ret} (km s ⁻¹) (8) | σ_{core}^{obs} (km s ⁻¹) (9) | stat err (km s ⁻¹) (10) | σ_p (core) (km s ⁻¹) (11) |
|-------------|-------------|---------------------------------|--|-------------|-----------|--------------------------------------|--|---|-------------------------------------|--|
| 1 | 104 | -19.4±1.6 | 11.8±0.2 | 0.110 | 13.0 | 0.12 | 7.2±0.15 | 9.3 ^{+0.4} _{-0.4} | +4.8 _{-2.6} | 10.0 ^{+4.8} _{-2.6} |
| 2 | " | -19.9±1.6 | 11.5±0.2 | 0.107 | 13.0 | 0.12 | 6.8±0.10 | 9.3 ^{+0.3} _{-0.3} | ... | ... |
| 3 | 362 | 223.3±1.6 | 8.9±0.1 | 0.171 | 14.0 | 0.07 | 6.8±0.10 | 5.7 ^{+0.3} _{-0.3} | +3.0 _{-1.6} | 6.2 ^{+3.0} _{-1.6} |
| 4 | 1851 | 320.3±0.8 | 13.8±0.2 | 0.071 | 59.8 | 0.04 | 9.0±0.20 | 10.5 ^{+0.4} _{-0.5} | +2.5 _{-1.7} | 11.3 ^{+2.5} _{-1.8} |
| 5 | 1904 | 200.6±0.9 | 9.7±0.3 | 0.050 | 15.4 | 0.19 | 9.0±0.20 | 3.6 ^{+1.1} _{-1.0} | +1.9 _{-2.2} | 3.9 ^{+2.2} _{-1.9} |
| 6 | 5272 | -146.3±1.6 | 8.1±0.3 | 0.112 | 5.0 | 0.30 | 6.8±0.10 | 4.4 ^{+0.7} _{-0.8} | +2.3 _{-1.2} | 4.8 ^{+2.4} _{-1.4} |
| 7 | 5286 | 57.2±1.7 | 10.8±0.7 | 0.050 | 5.0 | 0.67 | 7.2±0.15 | 8.0 ^{+1.0} _{-1.1} | +4.2 _{-2.2} | 8.6 ^{+4.3} _{-2.5} |
| 8 | 5694 | -142.7±1.7 | 8.8±0.5 | 0.053 | 6.4 | 0.49 | 6.8±0.10 | 5.6 ^{+0.9} _{-1.0} | +1.3 _{-1.3} | 6.1 ^{+1.3} _{-1.3} |
| 9 | 5824 | -26.0±1.6 | 12.6±0.3 | 0.037 | 16.0 | 0.28 | 6.8±0.10 | 10.6 ^{+0.4} _{-0.4} | +1.6 _{-1.6} | 11.1 ^{+1.6} _{-1.6} |
| 10 | 5904 | 54.7±1.6 | 9.1±0.3 | 0.084 | 6.0 | 0.33 | 6.8±0.10 | 6.0 ^{+0.6} _{-0.7} | +3.1 _{-1.7} | 6.5 ^{+3.2} _{-1.8} |
| 11 | 5946 | 129.1±1.9 | 8.1±1.1 | 0.101 | 1.5 | 1.10 | 7.2±0.15 | 3.7 ^{+2.2} _{-2.7} | +1.9 _{-1.0} | 4.0 ^{+2.9} _{-2.9} |
| 12 | 6093 | 7.8±1.7 | 15.0±0.5 | 0.037 | 10.0 | 0.45 | 6.8±0.10 | 13.4 ^{+0.6} _{-0.6} | +7.0 _{-3.8} | 14.5 ^{+7.0} _{-3.8} |
| 13 | 6256 | -104.6±3.1 | 9.5±2.6 | 0.081 | 0.8 | 2.57 | 6.8±0.10 | 6.6 ^{+3.4} _{-6.0} | +3.4 _{-1.8} | ... |
| 14 | 6266 | -71.8±1.6 | 16.0±0.3 | 0.067 | 10.0 | 0.25 | 7.2±0.15 | 14.3 ^{+0.4} _{-0.4} | +7.4 _{-4.0} | 15.4 ^{+7.4} _{-4.0} |
| 15 | 6284 | 27.5±1.7 | 9.3±0.4 | 0.134 | 3.0 | 0.42 | 6.8±0.10 | 6.3 ^{+0.7} _{-0.8} | +3.3 _{-2.1} | 6.8 ^{+3.4} _{-2.5} |
| 16 | 6293 | -147.9±1.8 | 10.5±0.8 | 0.037 | 5.5 | 0.82 | 7.2±0.15 | 7.6 ^{+1.2} _{-1.4} | +4.0 _{-2.1} | 8.2 ^{+4.2} _{-2.5} |
| 17 | 6325 | 31.0±1.8 | 9.0±0.8 | 0.157 | 1.4 | 0.76 | 6.8±0.10 | 5.9 ^{+1.2} _{-1.4} | +3.1 _{-1.7} | 6.4 ^{+3.3} _{-2.2} |
| 18 | 6342 | 118.0±1.6 | 8.3±0.3 | 0.172 | 3.2 | 0.30 | 6.8±0.10 | 4.8 ^{+0.7} _{-0.7} | +2.5 _{-1.3} | 5.2 ^{+2.6} _{-1.5} |
| 19 | 6397 | 15.1±1.6 | 7.5±0.3 | 0.045 | 13.0 | 0.28 | 7.2±0.15 | 2.1 ^{+1.3} _{-1.1} | +1.1 _{-0.6} | ... |
| 20 | " | 15.0±1.6 | 7.4±0.4 | 0.050 | 10.0 | 0.33 | 7.2±0.15 | 1.7 ^{+1.5} _{-1.7} | ... | ... |
| 21 | 6441 | 14.6±1.6 | 19.3±0.2 | 0.098 | 12.0 | 0.14 | 6.8±0.10 | 18.1 ^{+0.2} _{-0.2} | +9.4 _{-5.1} | 19.5 ^{+9.4} _{-5.1} |
| 22 | 6522 | -10.3±1.6 | 9.6±0.3 | 0.133 | 4.3 | 0.29 | 6.8±0.10 | 6.8 ^{+0.5} _{-0.6} | +3.5 _{-1.9} | 7.3 ^{+3.5} _{-2.5} |
| 23 | 6558 | -198.8±1.6 | 7.5±0.2 | 0.168 | 5.6 | 0.18 | 6.8±0.10 | 3.2 ^{+0.6} _{-0.8} | +1.7 _{-0.9} | 3.5 ^{+1.8} _{-1.2} |
| 24 | 6681 | 223.4±1.6 | 11.5±0.3 | 0.092 | 7.4 | 0.24 | 6.8±0.10 | 9.3 ^{+0.4} _{-0.4} | +4.8 _{-2.6} | 10.0 ^{+4.8} _{-2.6} |
| 25 | 6752 | -32.0±1.6 | 8.5±0.2 | 0.082 | 21.0 | 0.10 | 7.2±0.15 | 4.5 ^{+0.5} _{-0.6} | +2.3 _{-1.3} | 4.9 ^{+2.4} _{-1.4} |
| 26 | 7078 | -111.3±1.6 | 15.6±0.2 | 0.015 | 54.0 | 0.21 | 6.8±0.10 | 14.0 ^{+0.3} _{-0.3} | +5.0 _{-3.0} | 15.1 ^{+5.0} _{-3.0} |
| 27 | 7099 | -180.7±1.8 | 8.2±0.8 | 0.022 | 11.0 | 0.83 | 6.8±0.10 | 4.6 ^{+1.5} _{-1.5} | +2.8 _{-1.5} | 5.8 ^{+2.9} _{-1.7} |
| 28 | " | -181.1±1.8 | 8.6±0.9 | 0.020 | 11.0 | 0.91 | 6.8±0.10 | 5.3 ^{+1.5} _{-1.9} | ... | ... |
| 29 | " | -183.6±2.2 | 8.9±1.5 | 0.017 | 8.0 | 1.47 | 6.8±0.10 | 5.7 ^{+2.2} _{-3.0} | ... | ... |
| 30 | " | -185.1±1.7 | 8.9±0.5 | 0.031 | 14.4 | 0.45 | 6.8±0.10 | 5.7 ^{+0.8} _{-0.9} | ... | ... |
| 31 | " | -182.9±2.7 | 8.2±2.2 | 0.017 | 5.4 | 2.18 | 6.8±0.10 | 4.6 ^{+3.3} _{-3.6} | ... | ... |

中心付近の星の速度分布 と BH質量の関係

GEMINI AND HUBBLE SPACE TELESCOPE
EVIDENCE FOR AN INTERMEDIATE-MASS
BLACK HOLE IN ω CENTAURI
Eva Noyola et al., ApJ 676 (2008) 1008Y1015

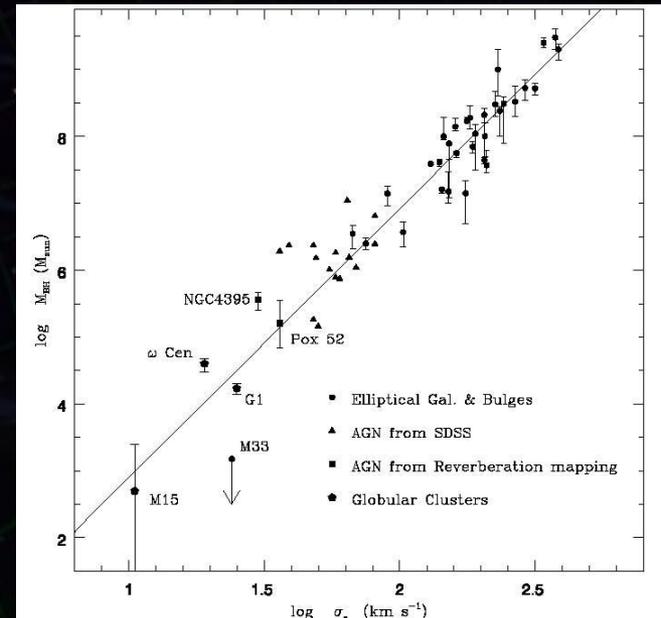


FIG. 9.— M_{\bullet} - σ_{vel} relation for elliptical galaxies and bulges. The solid line is the relation in Tremaine et al. (2002). ω Cen lies on the low-mass extrapolation and suggests a similarity between it and the galaxies. Different types of systems such as star clusters and low-luminosity AGNs appear to populate the low-mass end of the diagram.

球状星団中のBH

中心付近の星の運動から BH質量を推定

⇒ BH同士の合体からの重力波で期待できるSNR
等質量, 質量比1:1/3, 100Msun BHが落下の場合

Globular clusters known to have black holes



Credit: NASA, STScI

| NGC# | BH質量 [Msun] | 距離 [kpc] | SNR (同質量) | SNR (1:1/3) | SNR +100Msun | 速度分散 [km/sec] |
|------|----------------|-------------|--------------|----------------|-----------------|------------------|
| 6441 | 12,424 | 11.2 | 36.4 | 22.2 | 3.7 | 19.5 |
| 6256 | 4,754 | 6.9 | 26.6 | 16.2 | 4.3 | 15.4 |
| 7078 | 4,388 | 10.3 | 16.6 | 10.2 | 2.8 | 15.1 |
| 6093 | 3,720 | 10.0 | 14.9 | 9.1 | 2.7 | 14.5 |
| 104 | 820 | 4.5 | 9.4 | 5.7 | 3.6 | 10 |
| 1851 | 1,348 | 12.1 | 5.3 | 3.2 | 1.6 | 11.3 |
| 6681 | 820 | 9.0 | 4.7 | 2.9 | 1.8 | 10 |
| 6293 | 366 | 8.8 | 2.5 | 1.5 | 1.4 | 8.2 |
| 5286 | 444 | 11.0 | 2.3 | 1.4 | 1.2 | 8.6 |
| 6522 | 228 | 7.8 | 1.9 | 1.1 | 1.3 | 7.3 |
| 5904 | 142 | 7.5 | 1.3 | 0.8 | 1.1 | 6.5 |
| 6325 | 133 | 8.0 | 1.2 | 0.7 | 1.0 | 6.4 |
| 6752 | 45 | 4.0 | 0.9 | 0.6 | 1.3 | 4.9 |
| 7099 | 89 | 8.0 | 0.8 | 0.5 | 0.9 | 5.8 |
| 6284 | 171 | 15.3 | 0.7 | 0.5 | 0.6 | 6.8 |
| 5272 | 41 | 10.4 | 0.3 | 0.2 | 0.5 | 4.8 |

(我々の銀河内に約150の球状星団)

DPFによる重力波の観測

球状星団中のBH (我々の銀河内に約150の球状星団)

中心付近の星の運動
から BH質量を推定 (23個)

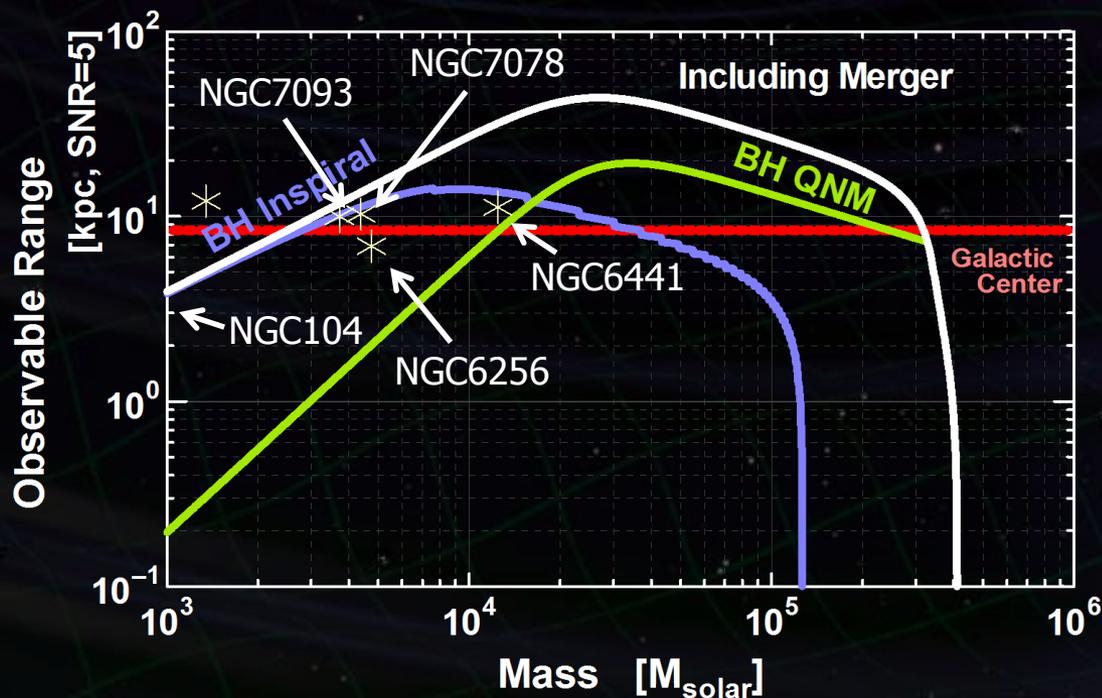


BH同士の合体からの
重力波を検出可能 (5個)



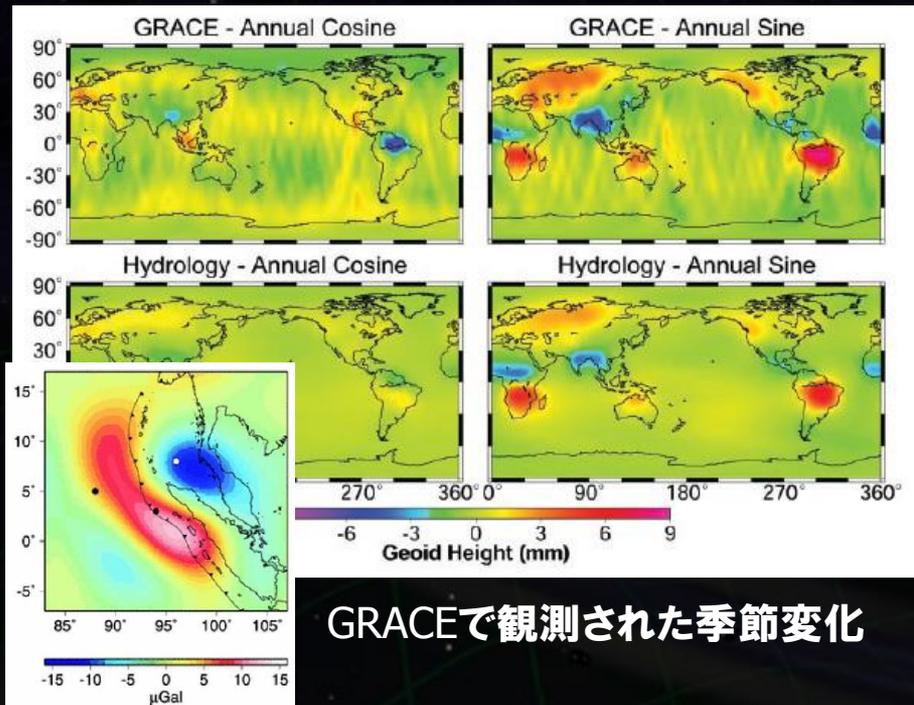
~30個の球状星団が観測範囲内

Globular clusters known
to have black holes



人工衛星から地球重力ポテンシャルを観測

⇒ 全地球に対して、網羅的・均質な観測データ



グローバルな重力ポテンシャルの決定

→ 地球形状の基準 (ジオイド)

時間変動のモニター

→ 地球ダイナミクスの総体

地球規模の水の監視

地震・火山噴火にともなう

地殻変動の検知・予測

3種類の観測手法, 衛星ミッション

高軌道-低軌道衛星追跡 (SST High-Low)

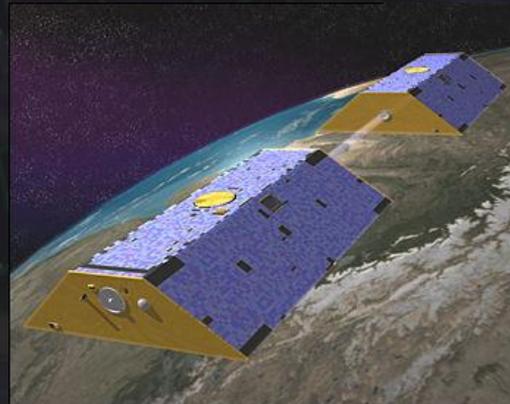
- GPSなどの測位システムで衛星軌道を連続測定
- 搭載加速度計データを用いて擾乱摂動を差し引く



CHAMP (GFZ, 2000-)

低軌道-低軌道衛星追跡 (SST Low-Low)

- 2機の衛星間の距離変動から、重力場を観測
- 搭載加速度計データを用いて擾乱摂動を差し引く



GRACE (NASA, 2002-)

衛星による重力勾配観測 (Satellite GG)

- 衛星搭載の**重力勾配計**により、重力場を観測
- 衛星擾乱を抑えるため、ドラッグフリー制御を行う



GOCE (ESA, 2009-)

同じ観測方式：衛星による重力勾配観測 (Satellite GG)

GOCE

(ESA, 2009-)



衛星搭載の重力勾配計により、重力場を観測
衛星擾乱を抑えるため、ドラッグフリー制御を行う

高度 295km, 3軸の重力勾配計

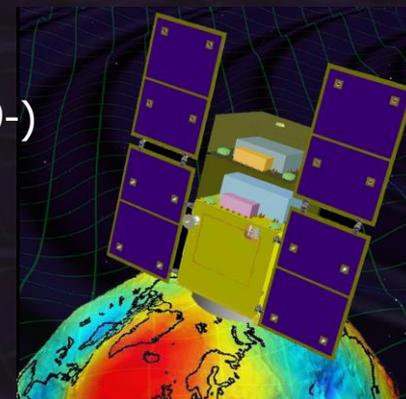
感度 5×10^{-12} m/s²/Hz^{1/2}

基線長 0.5m

重量 1,200 kg

DPF

(JAXA, 2019-)



高度 500km, 1軸の重力勾配計

感度 9×10^{-15} m/s²/Hz^{1/2}

基線長 0.3m

重量 400 kg

地球重力ポテンシャルを 球面調和関数展開で表現

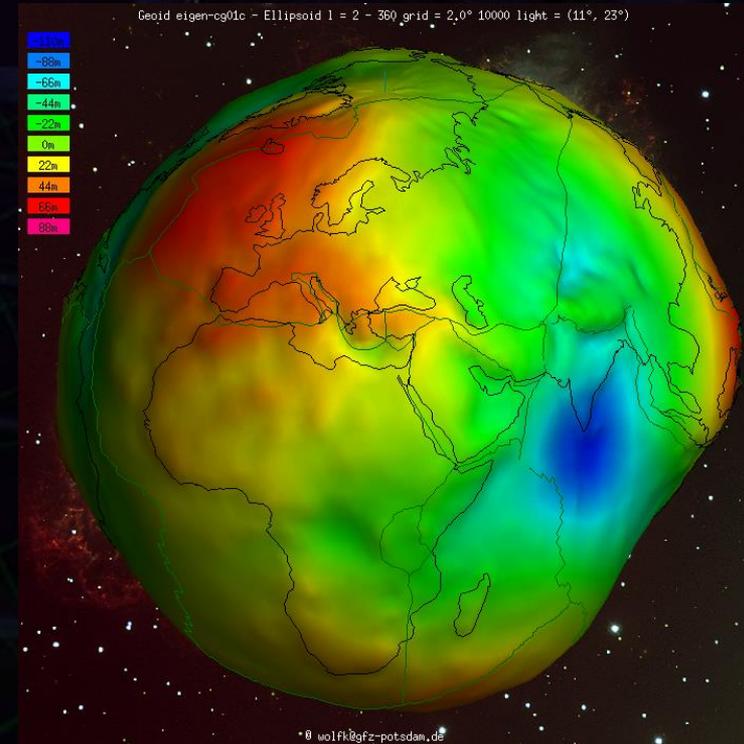
$$U(r, \lambda, \phi) = \frac{GM}{r} \sum_{l=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r}\right)^l P_{lm}(\sin \phi) \times [C_{lm} \cos(m\lambda) + S_{lm} \sin(m\lambda)]$$

G, M, R : 重力定数, 地球質量, 地球半径

r, λ, ϕ : 軌道半径, 経度, 緯度

P_{lm} : Legendre陪関数

係数 C_{lm}, S_{lm} :
地球内部の質量分布に依存する
衛星による測定などの観測から求める

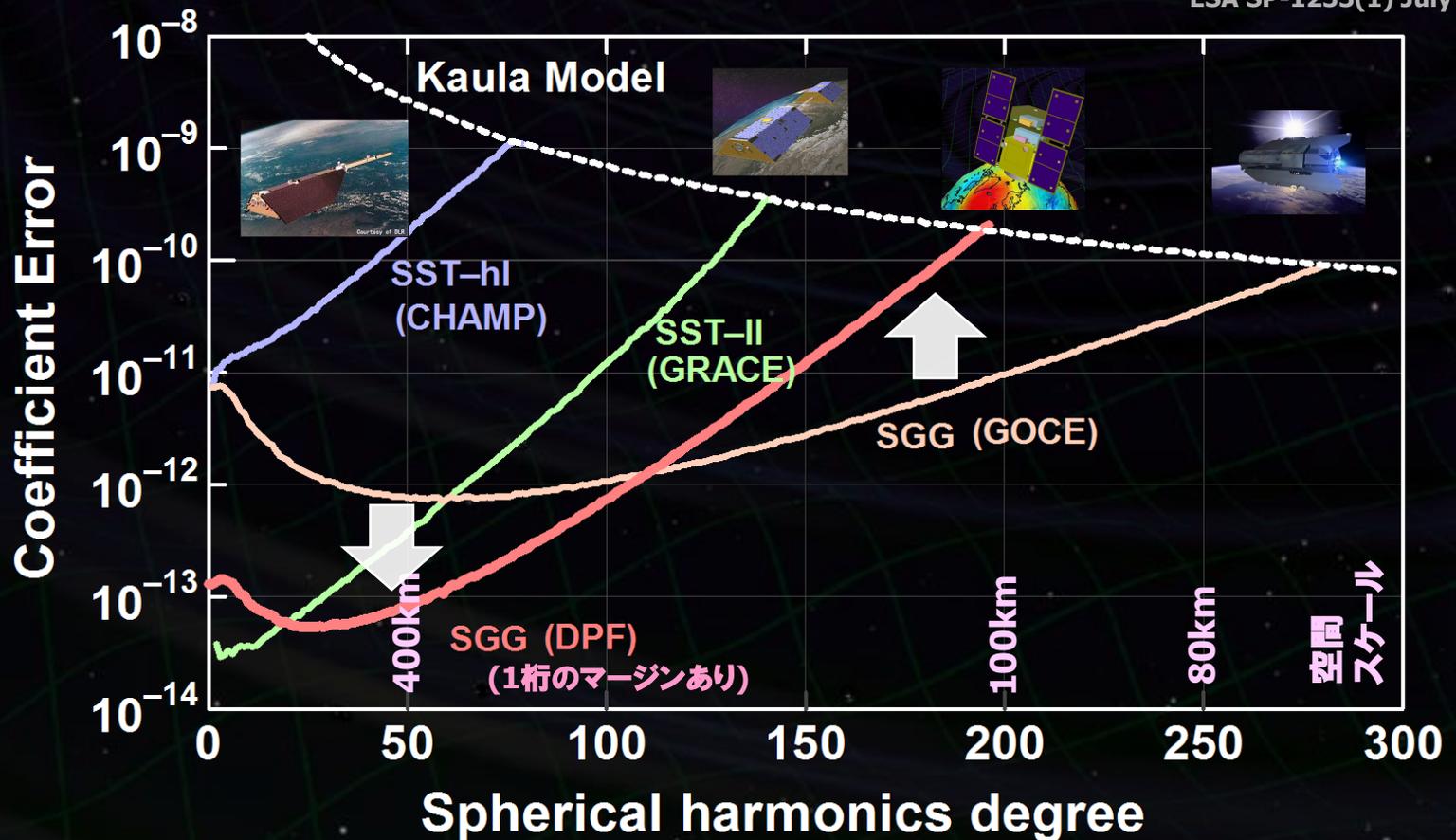


International Centre for Global
Earth Models (ICGEM)
[http://icgem.gfz-
potsdam.de/ICGEM/ICGEM.html](http://icgem.gfz-potsdam.de/ICGEM/ICGEM.html)

DPFの観測精度

低次係数 (大スケール) で良い感度 ← 高いセンサ感度
 高次係数 (小スケール) で悪化 ← 高い軌道高度

Report for Mission Selection
 Gravity Field and Steady-State
 Ocean Circulation Mission
 ESA SP-1233(1) July 1999.



CHAMP, GRACE, GOCEが稼働中

•地球形状

2190次までの係数データ
(GRACEなど, 2008)

⇒ 高精度・高分解能な地球形状基準

•時間変動

アマゾン流域, ヒマラヤなどの
陸水季節変動の観測データ
地震による地殻変形の観測
(スマトラ沖地震 2004年)

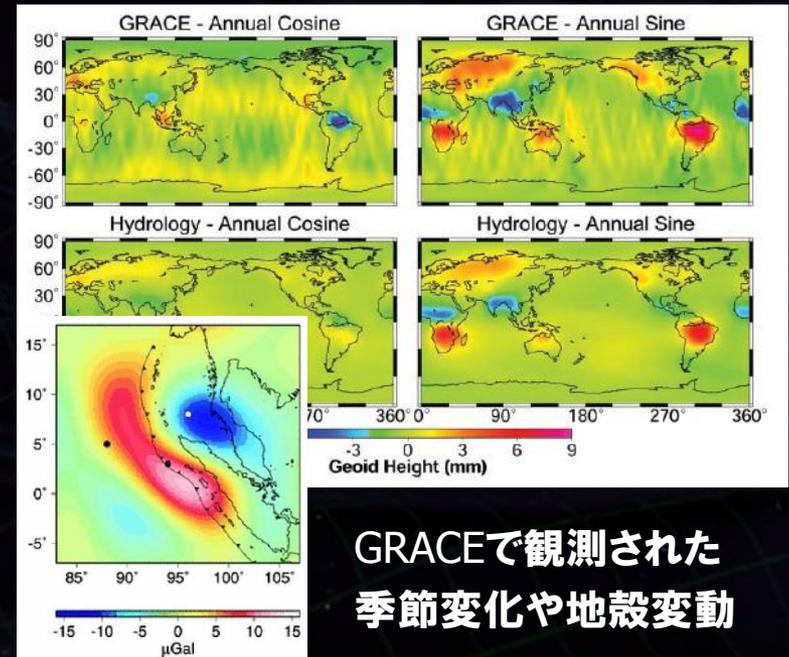
⇒ 2012年頃には運用寿命を迎える見込み

GRACE-FOが採択 (NASA)

GRACEをベース, レーザー測距を追加
2016年打ち上げ見込み



DPFによる国際観測網の補完
国際共同観測



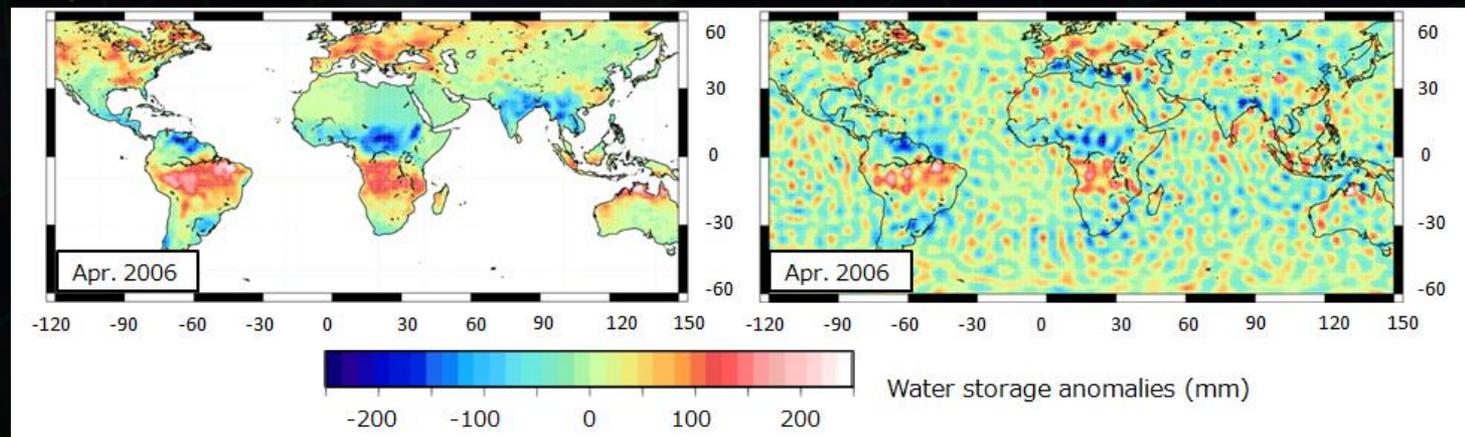
GRACEで観測された
季節変化や地殻変動

• NASA/GSFC GRACEチームとの共同研究

- GRACE用に開発されたシミュレーションツールを改良
→ DPFの構成で時系列シミュレーション.
- DPFの感度(+安全係数)で陸水変動の情報が得られることを確認.

• 今後

- パラメータサーベイと要求値の確定.
- GRACEとの同時観測によるエリアシング除去の研究.

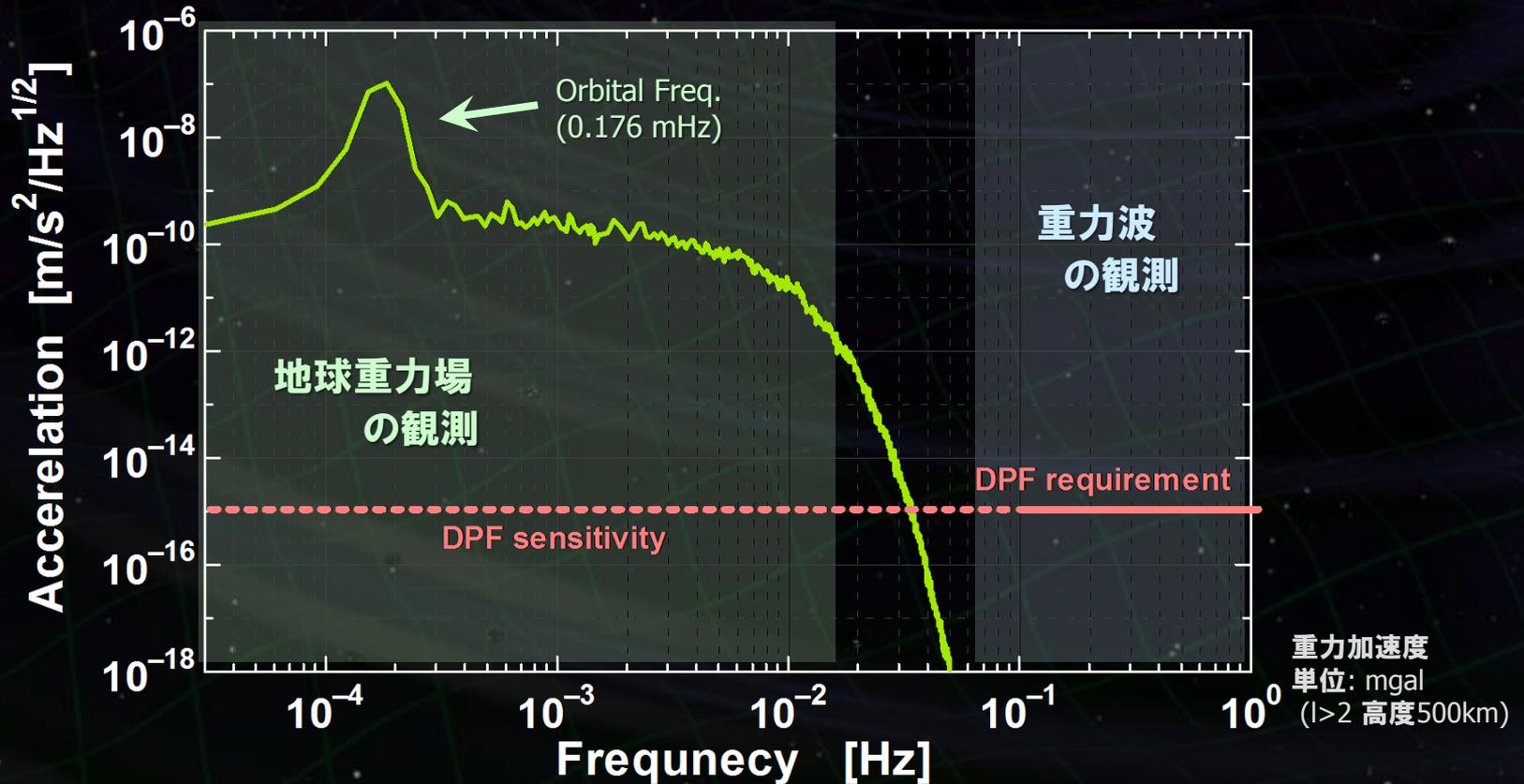


地球重力場の計算

EGM2008 (2190次)の係数データ
DPF軌道高度 500km, 極軌道



地球重力場観測と
重力波観測の両立



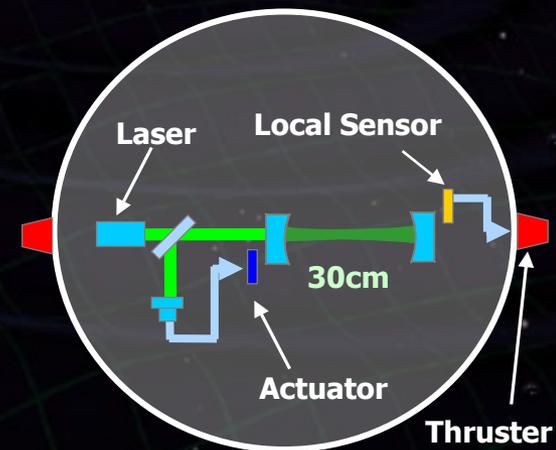
DECIGOパスファインダーの概念設計

・重力波・地球重力場の観測

→ 歪み感度要求値 $2 \times 10^{-15} \text{ Hz}^{-1/2}$ (0.1 Hz)

搭載ミッション機器

- 2つの試験マスからなる,
基線長30cmレーザー干渉計.
- 安定化レーザー光源.
- ドラッグフリー制御.



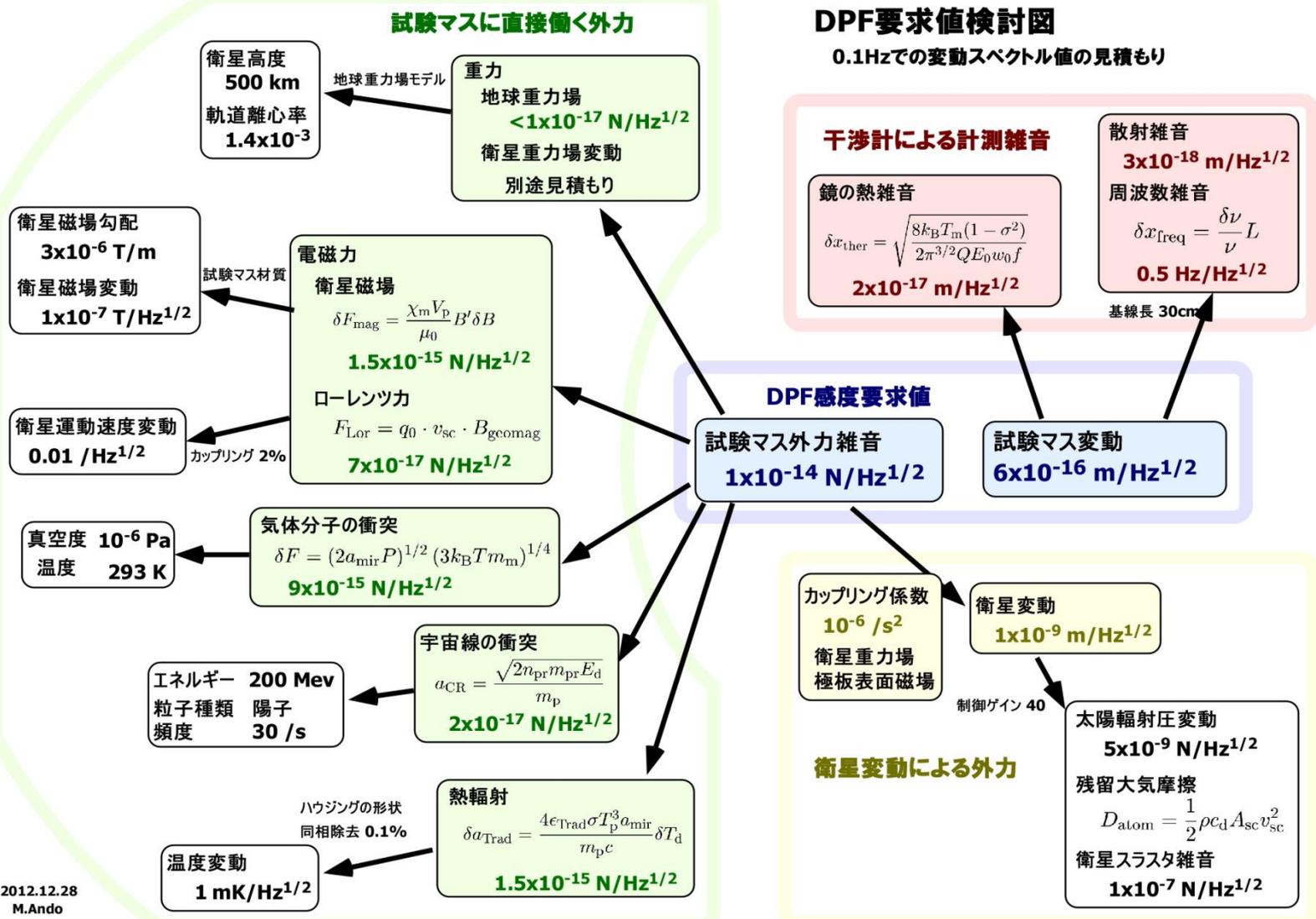
重力勾配計：試験マス間の距離変動を精密計測

- 干渉計による測距感度 $6 \times 10^{-16} \text{ m/Hz}^{1/2}$ (0.1 Hz)
- 試験マスに働く外力雑音 $1 \times 10^{-14} \text{ N/Hz}^{1/2}$ (0.1 Hz)

DPFシステム要求値

DPF要求値検討図

0.1Hzでの変動スペクトル値の見積もり

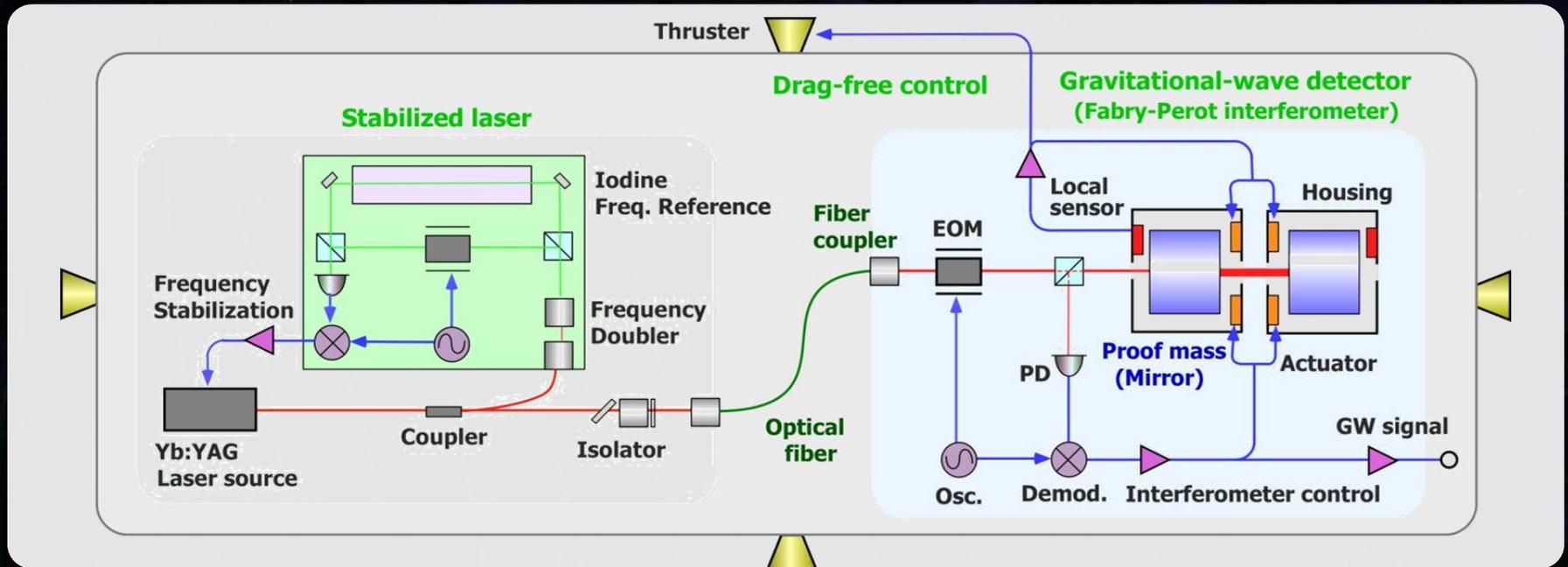


2012.12.28
M.Ando

DPFミッション機器構成

ミッション機器重量 : ~200kg
ミッション機器空間 : 95 cm立方

ドラッグフリー
ローカルセンサで相対変動検出
→ スラストにフィードバック



安定化レーザー光源
Yb:YAGレーザー
出力 25mW
ヨウ素飽和吸収による
周波数安定化

ファブリー・ペロー共振器
フィネス : 100
基線長 : 30cm
試験マス : 質量 数kg
PDH法により信号取得・制御

DPFシステム概要

DPF Payload

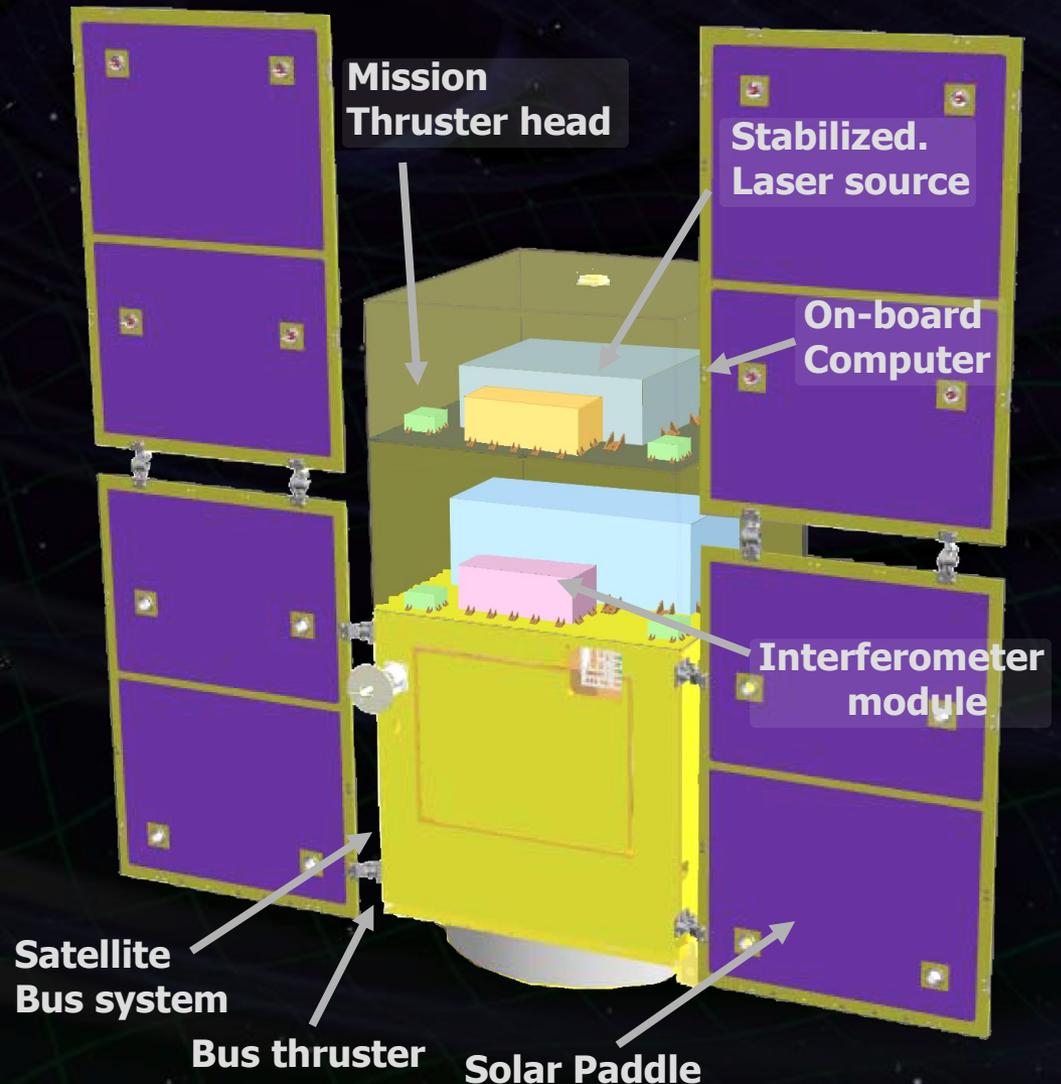
Size : 950mm cube
Weight : 220kg
Power : 150W
Data Rate: 800kbps
Mission thruster x10

Power Supply
SpW Comm. 

Satellite Bus

(‘Standard bus’ system)

Size :
950x950x1100mm
Weight : 230kg
SAP : 960W
Battery: 50AH
Downlink : 2Mbps
DR: 1GByte
1N Thrusters x 4



DPF主要緒元 (1/2)

全体構成

| | |
|-------|----------------------------|
| 質量・寸法 | 450kg, 950 x 950 x 2000 mm |
| 軌道 | 高度500 km 太陽同期極軌道 (全日照軌道) |
| 姿勢 | 太陽同期, 地球指向姿勢 |

ミッション部

| | |
|---------|--|
| 質量・寸法 | 220kg, 950 x 950 x 900 mm (フィン構造除く) |
| 消費電力 | 150 W |
| レーザー干渉計 | 基線長30cm, 2-3kg試験マス x2, 変位感度 6×10^{-16} m/Hz ^{1/2} |
| レーザー光源 | 干渉計入力 25 mW, 波長 1060 nm ヨウ素飽和吸収線による安定化 周波数安定度 0.5 Hz/Hz ^{1/2} |
| スラスタ | 100 μ N x 2台, 10 μ N x 8台 推力雑音 0.1 μ N/Hz ^{1/2} |
| ドラッグフリー | 全自由度の制御, 変動安定度 10^{-9} m/Hz ^{1/2} |
| データレート | 800 kbps, 観測データ量 圧縮後 600 MByte/day |

バス部

| | |
|----------|--|
| 質量・寸法 | 230kg, 950 x 950 x 1100 mm |
| データ処理・通信 | SpW準拠信号処理システム 記録容量 2 GByte, ダウンリンクレート 2 Mbps |
| 電源 | SAP 片翼 2枚, 発生電力 820W (22度傾斜) バッテリー 50Ah, ミッション供給 150W |
| 姿勢 | 3軸制御 (初期軌道捕捉, ファイルセーフ時) スラスタ 4本搭載 |

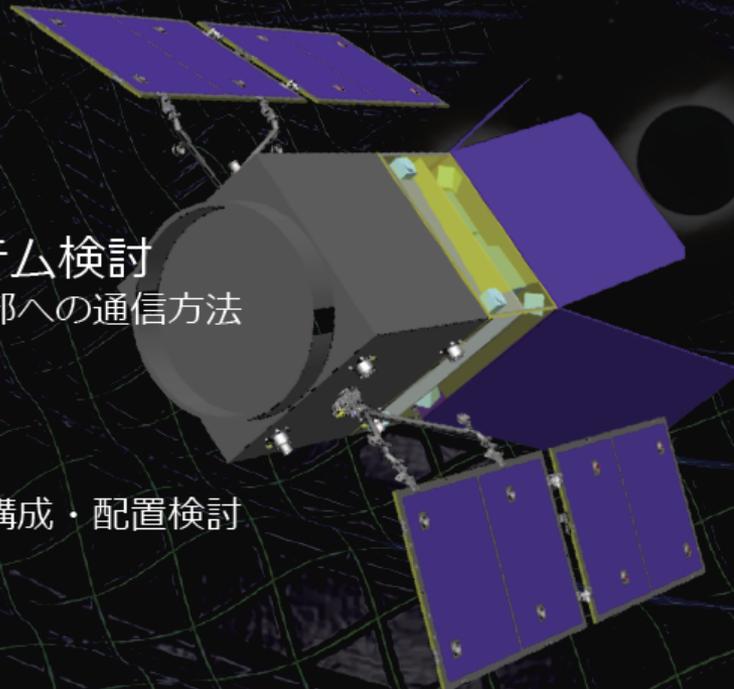
※ 標準バス構成からの差分・要検討事項

- 低擾乱化 (RW非搭載, ジャイロはFOGに変更)
- SAP取り付けの変更 (受動姿勢安定のため)
- GPS受信機搭載 (地球重力場観測のため)
- 主放熱面の変更 (+Y面)
- 重量バランス, SAP等の共振振動 (ドラッグフリー制御系設計)
- 姿勢情報等の伝達 (ドラッグフリー制御の実装)

衛星システム検討



DPFシステム概念検討（これまで）



● 熱設計検討

- 熱的要求条件
- 設計方針
- 排熱検討

● SpW信号処理系システム検討

- バス部からミッション部への通信方法

● 受動安定姿勢の検討

- 日照時安定姿勢の改善
- ミッションスラスタの構成・配置検討

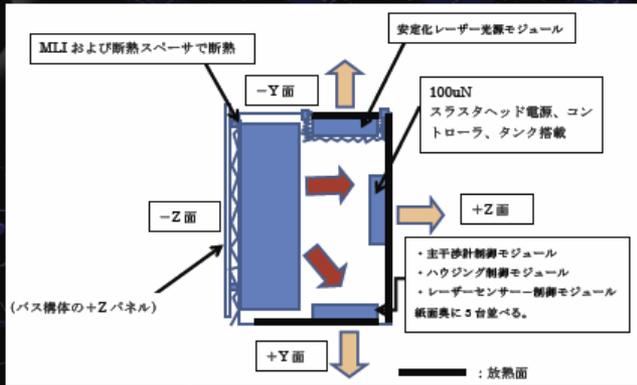
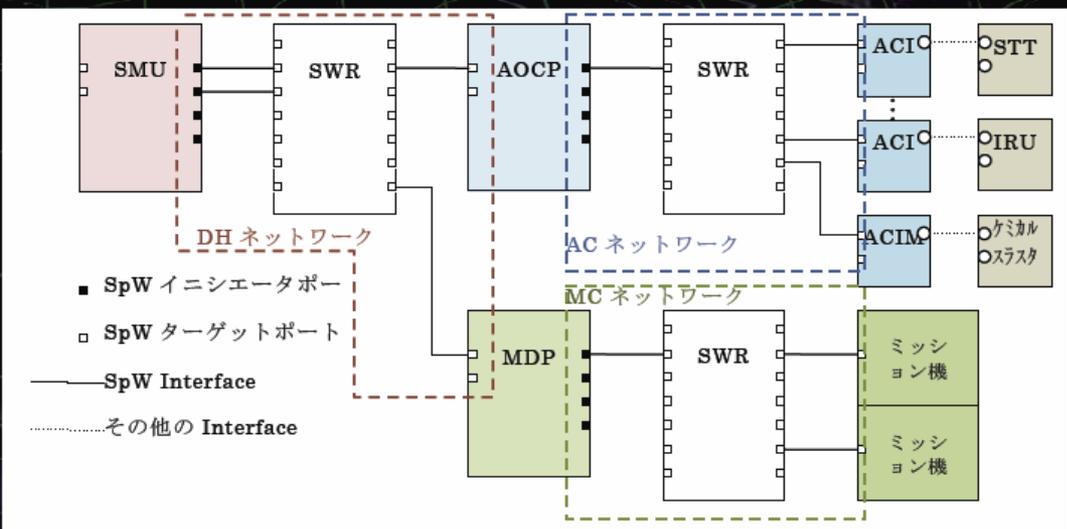


表 2-3 バス機器許容温度および発生熱量

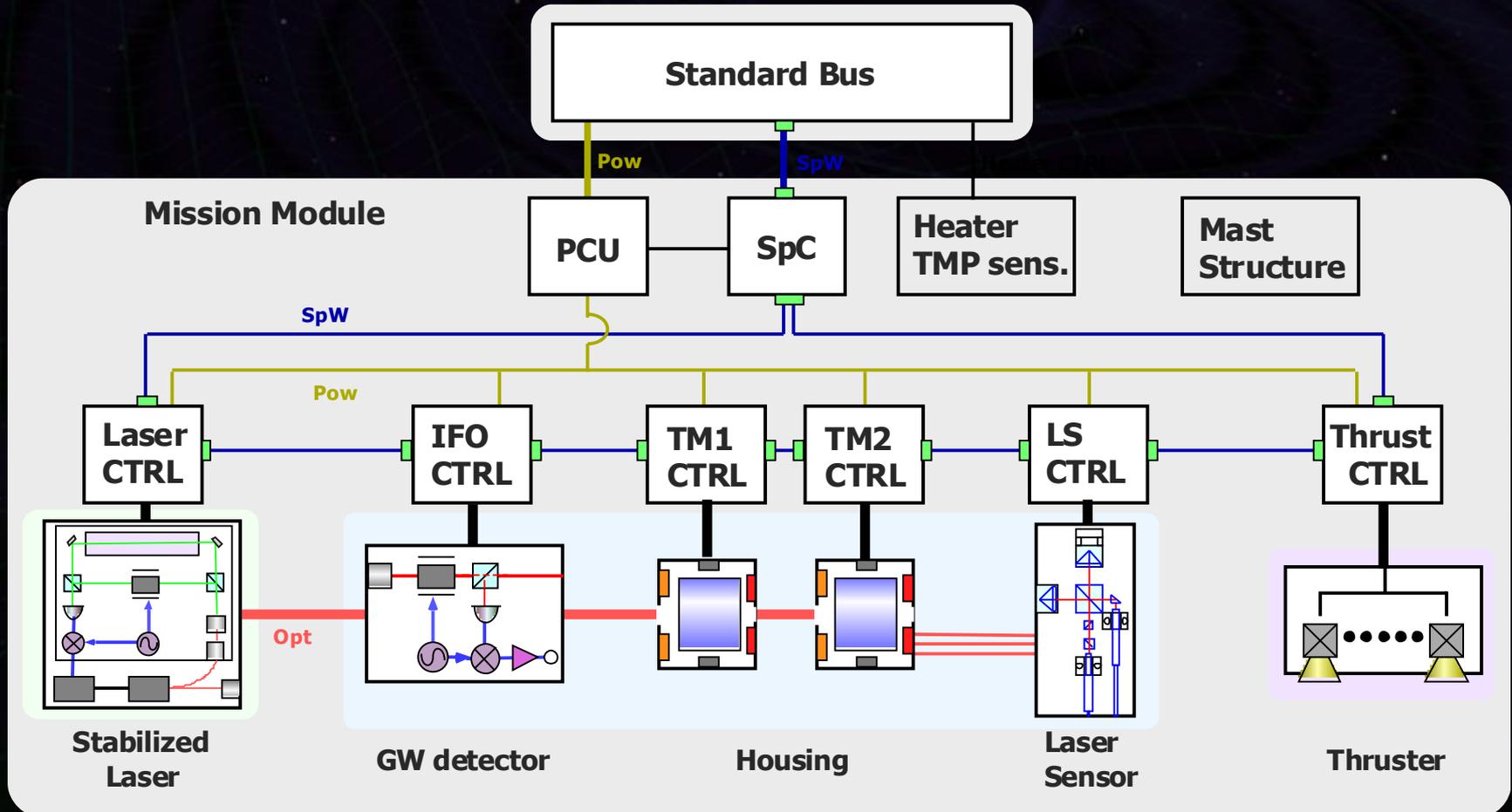
| 搭載パネル | 機器名称 | 動作時許容温度 | 発熱(定常観測+伝送) | 備考 |
|--------------|----------|----------|-----------------|-----------------|
| +X 独立熱制御 | BAT-L | 20 ~ 30 | - | - |
| | BAT-H | 20 ~ 30 | - | - |
| -X | SWR2 | -25 ~ 50 | 10.3 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | PCU | -30 ~ 60 | 17.2 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | ACSDN | -30 ~ 50 | 3.5 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | ACIRM | -30 ~ 50 | 9.5 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | ACANA | -30 ~ 50 | 10.5 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | HCE | -20 ~ 50 | 9.6 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | -Xパネル合計 | | | 60.6 |
| +Y | APR | -25 ~ 65 | 68 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | ACSTS | -30 ~ 50 | 7 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | SWR1 | -25 ~ 50 | 10.3 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | SBD | -30 ~ 60 | 11 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | SADM | -30 ~ 60 | 1.5 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | +Yパネル合計 | | | 97.8 |
| -Y | S-TRP-A | -20 ~ 55 | 10 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | S-TRP-B | -20 ~ 55 | 27.6 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | AQCP-B | -25 ~ 50 | 1 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | AQCP-A | -25 ~ 50 | 13 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | SMU | -25 ~ 50 | 19 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | TCIM | -30 ~ 50 | 14 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | DR | -25 ~ 55 | 6.5 | SPRINT-A ODR設計値 |
| SADM | -30 ~ 60 | 1.5 | SPRINT-A ODR設計値 | |
| SBD | -30 ~ 60 | 11 | SPRINT-A ODR設計値 | |
| -Yパネル合計 | | | 103.6 | |
| +Z | FOG | -10 ~ 50 | 6.9 | IKAROS機載品 |
| | S-SW | -20 ~ 50 | 0.2 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | S-DIP1 | -20 ~ 55 | 0.1 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | S-DIP2 | -20 ~ 55 | 0.1 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | GAS | -30 ~ 60 | 1.0 | SPRINT-A ODR設計値 |
| | S-HYB | -20 ~ 55 | 1.6 | SPRINT-A ODR設計値 |
| ミッション側からの熱入力 | | | 20 | 規定 |
| +Zパネル合計 | | | 29.9 | |
| -Z | RCS用ヒータ | | 5.2 | ASNARC実績 |
| -Zパネル合計 | | | 5.2 | |
| +Z 独立熱制御 | STT | -30 ~ 60 | 7.2 | SPRINT-A ODR設計値 |
| バス合計 | | | 304.3 | |



DPFシステム検討（今年度予定）

- これまでの検討の詳細化・精緻化
 - ミッション全体の成立性検討
 - 重量配分
 - 熱設計
 - 電力配分
 - バス部とのI/F
 - 機体構造
 - 信号処理トポロジー
 - 製造運用コスト・期間の検討
- 成立性の最終確認検討を行い，ミッション提案書の形にまとめる

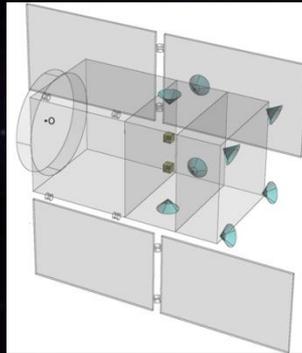
DPFミッション部ブロック図



姿勢・ドラッグフリー制御 :

衛星構造検討, 制御則, ミッションスラスタ

衛星構成, 熱・構造検討

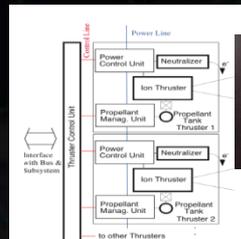


- Passive attitude stability
- Drag-free control

東大, JAXA

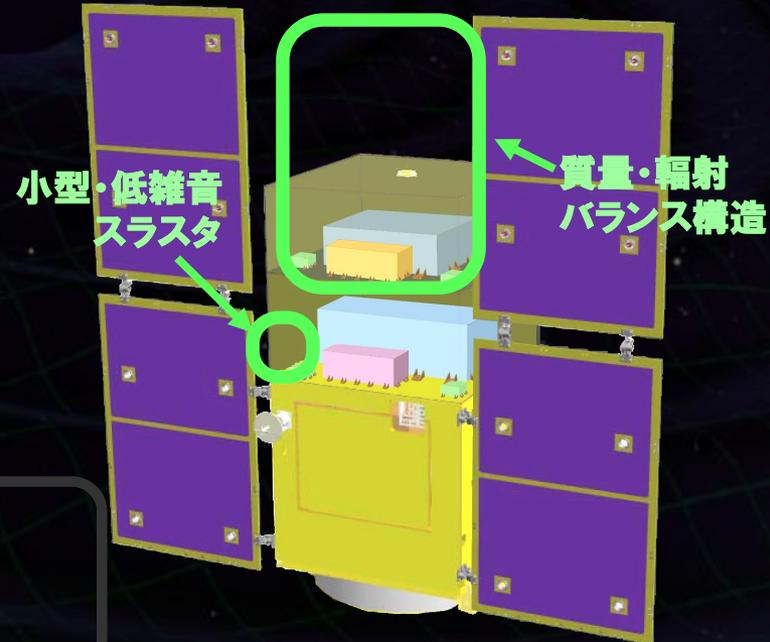
小型低雑音スラスタ

→ Actuators for satellite control



• **BBM and system design**

JAXA, 東海大, 防衛大

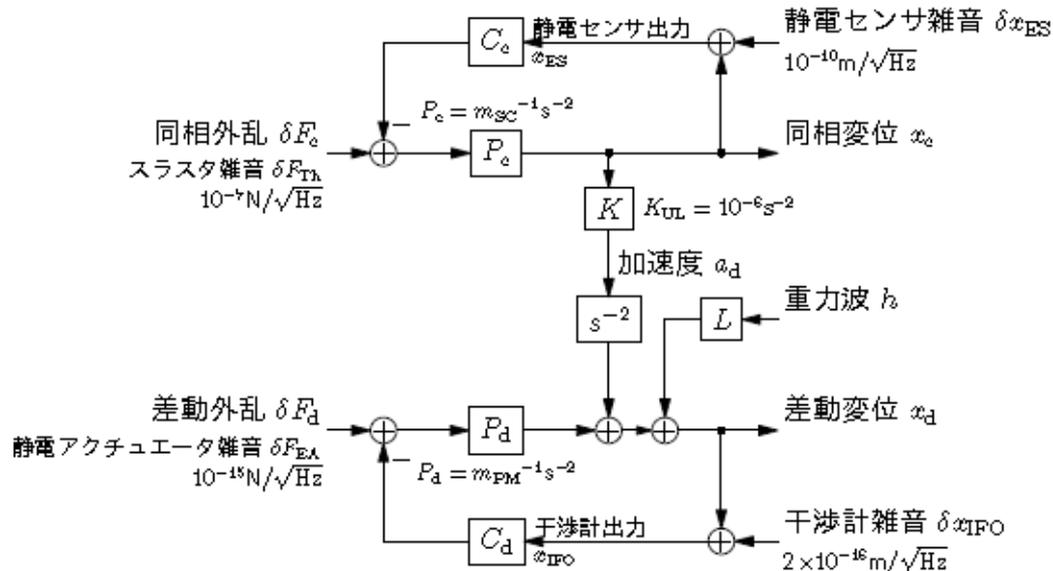
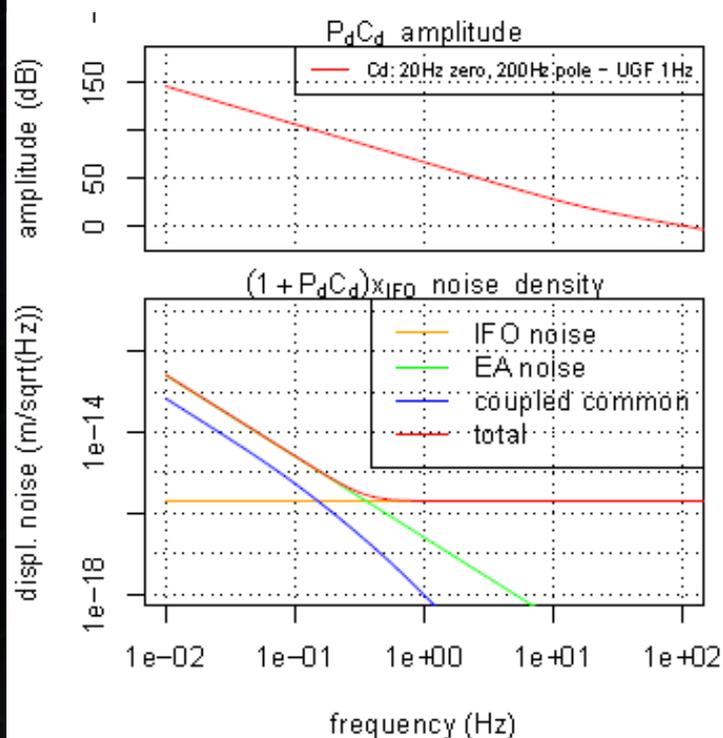


小型・低雑音スラスタ

質量・輻射
バランス構造

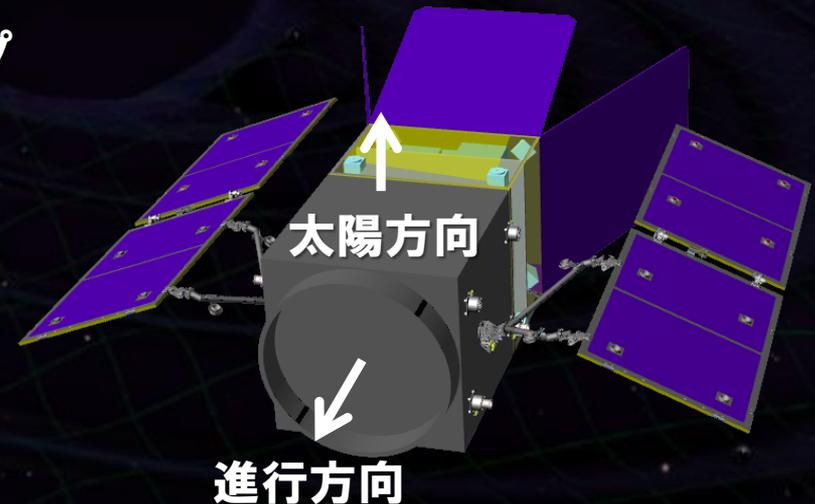
・干渉計制御 + ドラッグフリー制御系の雑音評価

- 制御帯域 10Hz → 静電S/A雑音, スラスト雑音が、干渉計感度に影響を与えない構成.



・衛星構造・姿勢検討

- ドラッグフリー制御のバックアップ
 - ミッションスラストの運用寿命
- ⇒ 受動安定となる衛星構造.
SAP傾斜, フィン構造.



・初期姿勢捕捉・セーフホールド

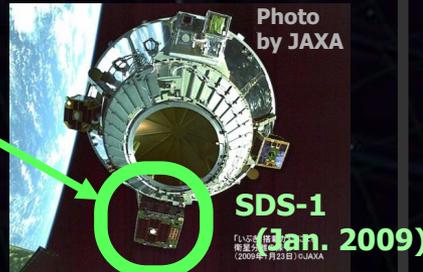
- バス部に RCS 搭載
コールドガスジェットスラスト (窒素, 1N)
- 計10回の姿勢捕捉, 日陰時姿勢保持 → 推薬量 3.3 kg
- 残留レート < 0.01 deg/s

信号処理・制御システム : SpWベースの信号処理システム

SpC2 + SpW信号処理システム
→ SDS-1/SWIMによる宇宙実証



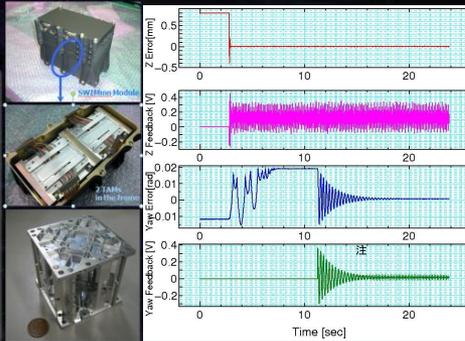
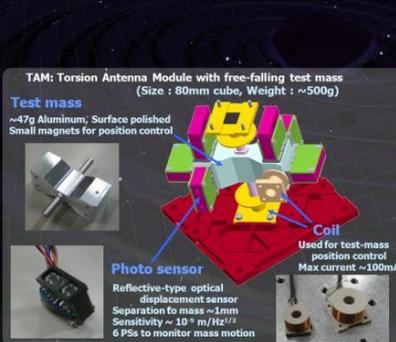
Space demonstration
by SDS-1/SWIM



JAXA, 東大, 京大



試験マスの非接触制御と精密計測
→ SWIMによる宇宙実証



JAXA, 東大, 京大

SWIMによる宇宙実証

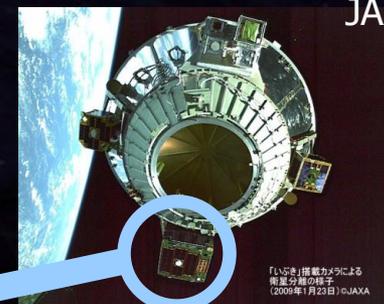


Photo:
JAXA

SDS-1搭載のSWIM (Space wire demonstration module)

2009年1月打ち上げ, 2010年9月運用停止

⇒ 世界で最初の 宇宙重力波検出器



SpaceCube2: Space-qualified Computer

CPU: HR5000
(64bit, 33MHz)

System Memory:
2MB Flash Memory
4MB Burst SRAM
4MB Asynch. SRAM
Data Recorder:
1GB SDRAM
1GB Flash Memory
SpW: 3ch

Size: 71 x 221 x 171
Weight: 1.9 kg
Power: 7W



Photo by JAXA

SWIM_{μv} : User Module

Processor test board
GW+Acc. sensor
FPGA board
DAC 16bit x 8 ch
ADC 16bit x 4 ch
→ 32 ch by MPX
Torsion Antenna x2
~47g test mass

Data Rate : 380kbps
Size: 124 x 224 x 174
Weight: 3.5 kg
Power: ~7W

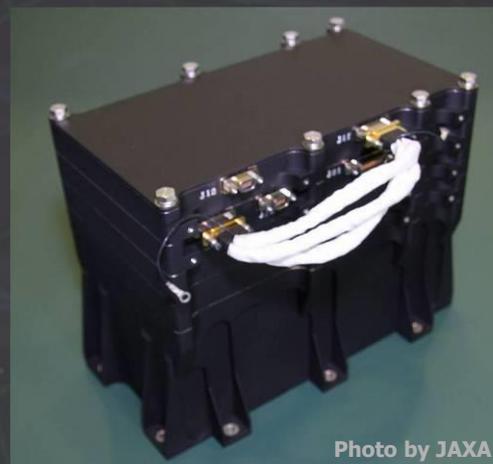


Photo by JAXA

SDS-1
Bus System

Power +28V
RS422 for CMD/TLM
GPS signal

Power ±15V, +5V
SpW x2 for CMD/TLM

超小型宇宙重力波検出器

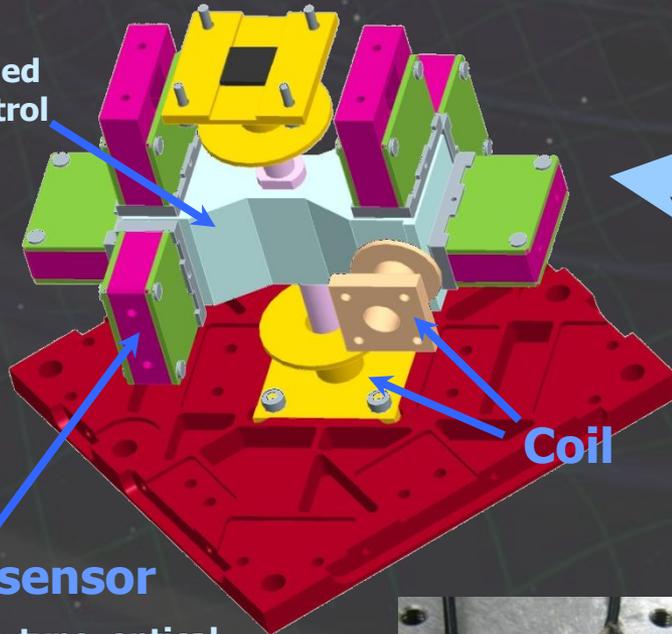
⇒ 世界で最初の 宇宙重力波検出器

Photo:
JAXA

TAM: Torsion Antenna Module with free-falling test mass
(Size : 80mm cube, Weight : ~500g)

Test mass

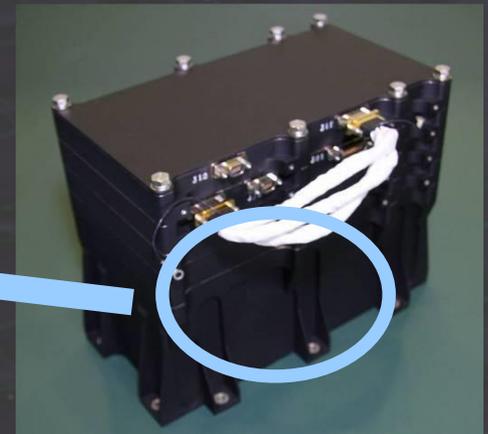
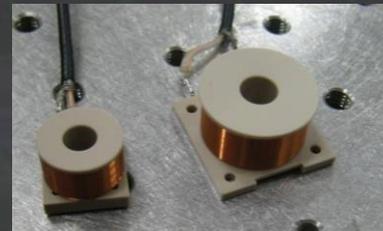
~47g Aluminum, Surface polished
Small magnets for position control



Coil

Photo sensor

Reflective-type optical displacement sensor
Separation to mass ~1mm
Sensitivity ~ 10^{-9} m/Hz^{1/2}
6 PSs to monitor mass motion



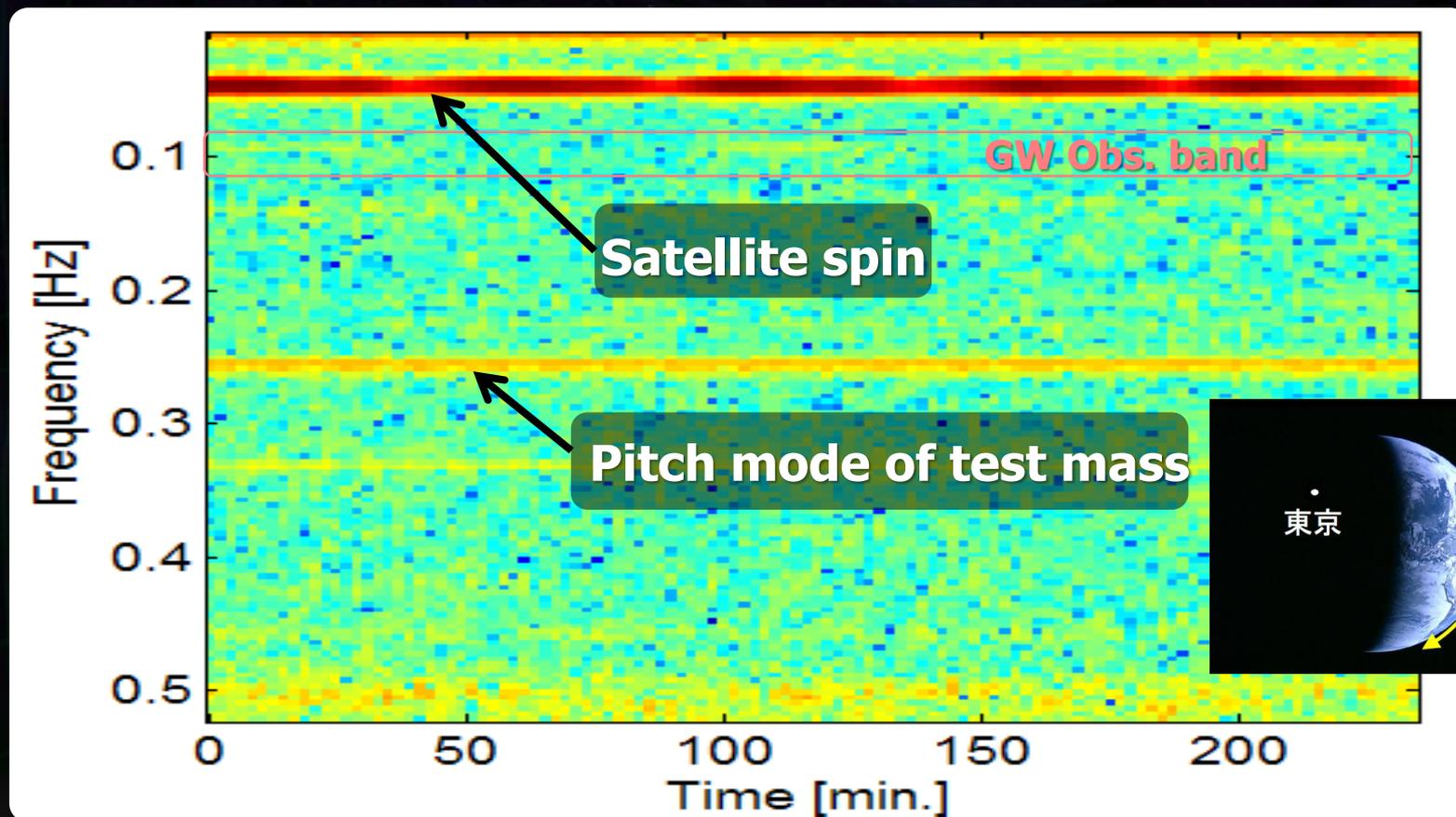
長時間データ取得

Jun 17, 2010 ~120 min.

July 15, 2010 ~240 min.



宇宙背景重力波に対する上限値



•SWIMで実証された回路構成を基に設計・製作

- FPGA, ADC, DAC, バッファアンプを一体化.
- チャンネル数を 16ch に増加.

➡ 搭載機器開発BBM/EMに組み込む.

干渉計EM, 試験マスモジュールBBM, 安定化レーザー

デジタル制御ボード

FPGA x2

(SpW FPGA, User FPGA)

SDRAM 32MByte

SpW Port x2, RS232C

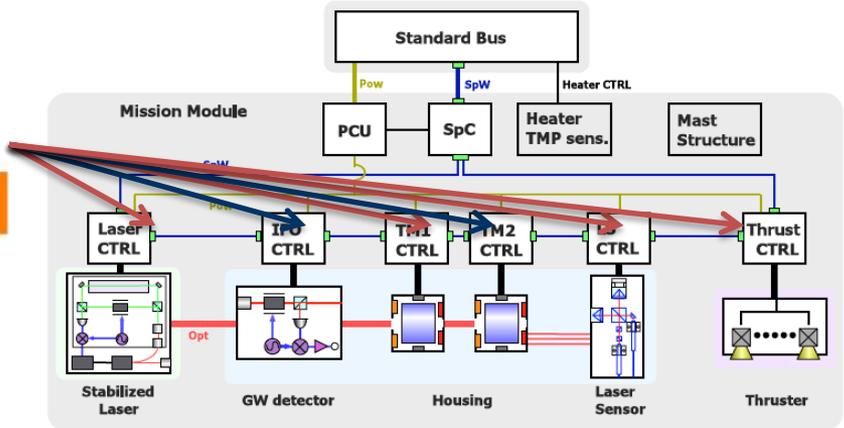
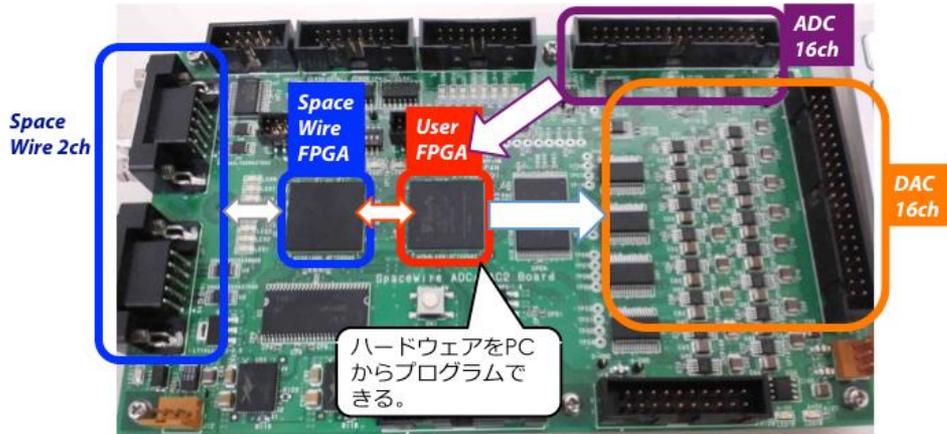
16ch 16bit ADC/DAC

Digital I/O 各10ch

バッファアンプ搭載.

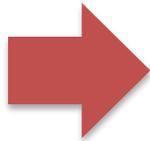


信号処理部



ミッション部を構成する各機器のインターフェース部を開発した。(16bit AD/DA、SpW 2ch) SDS-1/SWIM μ vのものをベースにしている。

ミッション部の信号系統



今後、ミッション部各機器の噛み合わせ試験時に使用

また、ドラッグフリー飛行系の構築のための、ミッション部の信号トポロジーの変更とバス部との噛み合わせを設計していく必要あり。

コスト評価

・別資料参照

- DPFシステムコスト見積もり・概念検討 検討結果報告書.
- 別紙資料.
- ミッション提案書 (2008年).

DPF質量検討



衛星質量 450kg (WET) (ミッション部バランスウエイト 46kgを含む)

| DPF 機器構成 | 略号 | 台数 | 単体質量 (g/1台) [kg] | 合計質量 (g/1機) [kg] |
|--------------------------|------------------|----|------------------------|------------------------|
| ミッション部 | | | | |
| ミッション系 (1階層) | | | | |
| 46.00 | | | | |
| 干渉計モジュール | | 1 | 30.00 | 30.00 |
| 干渉計制御モジュール | | 1 | 5.00 | 5.00 |
| ハウジング制御モジュール | | 1 | 5.00 | 5.00 |
| レーザーセンサー制御モジュール | | 1 | 5.00 | 5.00 |
| ミッション系 (2階層) | | | | |
| 70.00 | | | | |
| 安定化レーザー光源モジュール | | 1 | 15.00 | 15.00 |
| 電源・制御モジュール | | 1 | 5.00 | 5.00 |
| 信号処理モジュール | | 1 | 5.00 | 5.00 |
| ドラッグフリー・スラスター制御モジュール | | 1 | 5.00 | 5.00 |
| スラスターヘッド・制御モジュール (大2,小8) | | 1式 | 40.00 | 40.00 |
| ミッション機体系 | | | | |
| 106.20 | | | | |
| ミッション機体 | M-STR | 1式 | 36.57 | 36.57 |
| ミッション部設計架 | M-TINT | 1式 | 5.00 | 5.00 |
| ミッション部電気計装 | M-EINT | 1式 | 5.00 | 5.00 |
| ミッション部機械計装 | M-MINT | 1式 | 0.60 | 0.60 |
| ミッション部フィン | M-FIN±X | 2 | 3.27 | 6.54 |
| ミッション部フィン | M-FIN±Y | 2 | 4.43 | 8.87 |
| バランスウエイト | | 1式 | 4.622 | 4.622 |
| バスシステム | | | | |
| 衛星マネジメント系 | | | | |
| 9.63 | | | | |
| システムマネジメントユニット | SMU | 1 | 2.00 | 2.00 |
| テレメトリコマンドインタフェースモジュール | TCIM | 1 | 2.14 | 2.14 |
| スベアワイヤルータ | SWR1, SWR2 | 2 | 1.72 | 3.44 |
| データレコーダ | DR | 1 | 2.05 | 2.05 |
| 温度系 | | | | |
| 6.10 | | | | |
| Sバンドアンテナ(±X方向) | S-ANT1, S-ANT2 | 2 | 0.18 | 0.35 |
| Sバンドアンテナ(±Y方向) | S-ANT3 | 1 | 0.18 | 0.18 |
| Sバンドダイブレッサ | S-DIP1, S-DIP2 | 2 | 0.41 | 0.82 |
| Sバンドスイッチ | S-SW | 1 | 0.10 | 0.10 |
| Sバンドハイブリッド | S-HYB | 1 | 0.05 | 0.05 |
| Sバンドトランスポンダ | S-TRP-A, S-TRP-B | 2 | 3.35 | 6.70 |

| 電圧系 | EPS | | | 46.60 |
|--------------------------------|------------------------|----|-------|-------|
| 太陽電池パドル | SAP1, SAP2 (各1機) | 1式 | 31.10 | 31.10 |
| | (セリノ部) | | ↑ | — |
| | (TCM) | | ↑ | — |
| パドル駆動モータ | SADM1, SADM2 | 0 | 0.00 | 0.00 |
| 電力制御 | POU | 1 | 5.00 | 5.00 |
| アレイパワーレギュレータ | APR | 1 | 4.00 | 4.00 |
| SAPブロッキングダイオード | SBD1, SBD2 | 2 | 0.40 | 0.80 |
| バッテリ(50Ah) | BAT (BAT_L) | 1 | 25.70 | 25.70 |
| | (BAT_U) | 1 | ↑ | — |
| 姿勢制御系 | | | | |
| ACOP | | | | |
| 16.60 | | | | |
| 姿勢制御用計算機 | ACOP-A, ACOP-B | 2 | 2.00 | 4.00 |
| リアクションホイールアセンブリ | RWA1, RW42, RWA3, RWA4 | 0 | 0.00 | 0.00 |
| 磁気トルカ | MTQ-X, MTQ-Y, MTQ-Z | 0 | 0.00 | 0.00 |
| 恒星センサ | STT | 1 | 3.28 | 3.28 |
| 慣性基準装置 | | | | |
| FOB (FB) | | | | |
| 3 | | | | |
| 粗大角センサ | CSAS1, CSAS2 | 2 | 0.04 | 0.08 |
| サンプリゼンサセンサ | SPSH1, SPSH2 | 0 | — | — |
| 地磁気センサ | QAS | 0 | 0.00 | 0.00 |
| ACOSインタフェースモジュールANT QZAFM | ACNDZ | 0 | 0.00 | 0.00 |
| ACOSインタフェースモジュールRNAH Honeywell | ACRWH | 0 | 0.00 | 0.00 |
| ACOSインタフェースモジュールST TSSODERN | ACSTS | 1 | 1.48 | 1.48 |
| ACOSインタフェースモジュールSADMNTS | ACSDN | 0 | 0.00 | 0.00 |
| ACOSインタフェースモジュールAnalogMNTS | ACANA | 1 | 2.13 | 2.13 |
| ACOSインタフェースモジュールIRUMFPC | ACIRJ | 1 | 2.80 | 2.80 |
| ACOSインタフェースモジュールVDRB/1A | ACVD1 | 1 | 2.50 | 2.50 |
| 推進系 | | | | |
| RCS | | | | |
| 14.20 | | | | |
| 推進系 | RCS | 1式 | 14.2 | 14.20 |
| 注排弁モジュール | PFV, QFD | | ↑ | ↑ |
| バルブモジュール | LVV, FLT, PRE | | ↑ | ↑ |
| 推進タンク | TKK | | ↑ | ↑ |
| 配管 | PIPE | | ↑ | ↑ |
| 配管ブラケット | — | | ↑ | ↑ |
| インタフェースコネクタブラケット | — | | ↑ | ↑ |
| 4Nスラスターモジュール | 4N TRN | 4 | ↑ | ↑ |
| 推進 | | | | |
| 16.00 | | | | |
| 推進 | | 1 | 15.00 | 15.00 |
| 電気計装 | | | | |
| E-INT | | | | |
| 26.00 | | | | |
| ハーネスおよび中継コネクタブラケット | WHV | 1式 | 26.00 | 26.00 |
| 制御系 | | | | |
| TCG | | | | |
| 14.50 | | | | |
| ヒータ制御装置 | HCE | 1 | 4.50 | 4.50 |
| 熱計装 | T-INT | 1式 | 10.00 | 10.00 |
| 機体系 | | | | |
| STR | | | | |
| 60.60 | | | | |
| 機体 | STR | 1式 | 50.11 | 50.11 |
| 機体計装(バランスウエイト含まず) | M-INT | 1式 | 1.58 | 1.58 |
| 機体計装(バランスウエイト) | | 1式 | 0.00 | 0.00 |
| ミッション部合計 | | | | |
| 1 | | | | |
| 223.20 | | | | |
| 223.20 | | | | |
| バス部合計 (DRY) | | | | |
| 1 | | | | |
| 215.31 | | | | |
| 215.31 | | | | |
| 積算 | | | | |
| 1 | | | | |
| 15.00 | | | | |
| 15.00 | | | | |
| バス部合計 (WET) | | | | |
| 1 | | | | |
| 230.31 | | | | |
| 230.31 | | | | |
| 合計 (DRY) | | | | |
| 1 | | | | |
| 438.51 | | | | |
| 438.51 | | | | |
| 合計 (WET) | | | | |
| 1 | | | | |
| 453.51 | | | | |
| 453.51 | | | | |

DPF電力検討



観測+地上伝送時 415W (ミッション部予備・ヒータ電力 50W)

| DPF衛星 (2012.03.23) | 略号 | 台数 | 消費電力[W] | | モード別消費電力[W] | | | | 備考 |
|-------------------------|-------|----|--------------|---------|-------------|---------|-----------|----|---|
| | | | 定常 | 日照 | 観測 | | 観測+伝送(地上) | | |
| | | | | | 日照 | 日陰 | 日照 | 日陰 | |
| ミッション | | | | | | | | | |
| ミッション機室 | | | | | | | | | |
| 190.0 | | | | | | | | | |
| 干渉計モジュール | | 1 | 3.0 | 3.0 | 3.0 | | | | 2012/01/20付け 防塵室モジュール積置 |
| 干渉計制御モジュール | | 1 | 4.0 | 4.0 | 4.0 | | | | 2012/01/20付け 防塵室モジュール積置 |
| パワージング制御モジュール | | 1 | 10.0 | 10.0 | 10.0 | | | | 2012/01/20付け 防塵室モジュール積置 |
| レーザセンサ制御モジュール | | 1 | 3.0 | 3.0 | 3.0 | | | | 2012/01/20付け 防塵室モジュール積置 |
| 安定化レーザ光源モジュール | | 1 | 23.0 | 23.0 | 23.0 | | | | 2012/01/20付け 防塵室モジュール積置 |
| 電扇・防熱制御モジュール | | 1 | 10.0 | 10.0 | 10.0 | | | | 2012/01/20付け 防塵室モジュール積置 |
| 慣性処理モジュール | | 1 | 12.0 | 12.0 | 12.0 | | | | 2012/01/20付け 防塵室モジュール積置 |
| ドラッグフリースタスタ制御モジュール | | 1 | 3.0 | 3.0 | 3.0 | | | | 2012/01/20付け 防塵室モジュール積置 |
| スタスタ電力 | | 1 | 20.0 | 20.0 | 20.0 | | | | 2012/01/20付け 防塵室モジュール積置 |
| (予備) | | 1 | 33.0 | 33.0 | 33.0 | | | | ミッション合計が150Wとなるように調整 |
| システム | | | | | | | | | |
| 衛星マネージメント系 | | | | | | | | | |
| SMS | | | | | | | | | |
| システムマネジメントユニット | SMU | 1 | 12.8 | 12.8 | 12.8 | | | | SPPRENT-Aベース |
| データレコーダ | DR | 1 | 13.9 | 13.9 | 13.9 | | | | SPPRENT-Aベース |
| テレメトリ・コマンド・インタフェースモジュール | TCIM | 1 | 14.0 | 14.0 | 14.0 | | | | SPPRENT-Aベース |
| スペースワイヤルータ | SMR | 1 | 3.1 | 3.1 | 3.1 | | | | SPPRENT-Aベース |
| 電源系 | | | | | | | | | |
| EP | | | | | | | | | |
| 3φトランスオング | 3-TRP | 1 | 13.0(消費)30.4 | 13.0 | | | 30.4 | | SPPRENT-Aベース |
| 電源系 | | | | | | | | | |
| EPS | | | | | | | | | |
| 電力制御器 | PCU | 1 | 10.0 | 10.0 | 10.0 | | | | SPPRENT-Aベース |
| アレイパワーレギュレータ | APS | 1 | 1.6(日陰時のみ) | 1.6 | 0.0 | 1.6 | 0.0 | | SPPRENT-Aベース |
| 姿勢制御系 | | | | | | | | | |
| AOCS | | | | | | | | | |
| 姿勢制御計算機 | AOCP | 1 | 12.8 | 12.8 | 12.8 | | | | SPPRENT-Aベース |
| リチウムイオン電池セル | SMC | 6 | | | | | | | 積置ノイズは4台で30W(一定回転時) |
| 慣性センサ | IFS | 6 | | | | | | | 積置ノイズは3台で15W |
| 慣性センサ | ITT | 1 | 7.2 | 7.2 | 7.2 | | | | SPPRENT-Aベース |
| 慣性基準装置 | IBU | 3 | 2.2 | 8.8 | 8.8 | | | | *DCARS搭載機(JME機) ・積置ノイズは20W程度(MPC製TDG) |
| AOCインテグレーションモジュールANM | AGRMH | 6 | | | | | | | 積置ノイズは14W |
| AOCインテグレーションモジュールATG | AGMGE | 6 | | | | | | | 積置ノイズは15W程度 |
| AOCインテグレーションモジュールRCS | ACVDI | 1 | 11.0 | 11.0 | 11.0 | | | | 4SHARSベース(8TB7モード) |
| AOCインテグレーションモジュールSTT | ACSTS | 1 | 7.0 | 7.0 | 7.0 | | | | SPPRENT-Aベース |
| AOCインテグレーションモジュールAnalog | ACANR | 1 | 10.0 | 10.0 | 10.0 | | | | SPPRENT-Aベース |
| AOCインテグレーションモジュールRU | ACIRU | 1 | 20.0 | 20.0 | 20.0 | | | | SPPRENT-Aベースで9.5W(6F0Gへの二次電源供給 積置追加で20Wと想定) |
| 熱制御系 | | | | | | | | | |
| TCS | | | | | | | | | |
| ヒータ制御装置 | HCE | 1 | 10.5 | 10.5 | 10.5 | | | | SPPRENT-Aベース |
| ヒータ | | 1台 | 50.0 | 50.0 | 50.0 | | | | システム 動作所求実施のための計算値は不明、 未設計では衛星負荷電力の増加変化要因としての パラメータ扱いとした。 |
| 衛星負荷電力合計(ノミナル) | | | | 355.4 W | 353.9 W | 372.9 W | 371.3 W | | |
| 衛星負荷電力合計 | | | | 355.4 W | 353.9 W | 372.9 W | 371.3 W | | |
| 地上への電力伝送ロス | | | | 10.2 W | 2.2 W | 10.9 W | 3.2 W | | |
| APF変換ロス(日陰負荷分) | | | | 30.9 W | 0.0 W | 32.4 W | 0.0 W | | |
| 日照/日陰負荷 | | | | 396.3 W | 356.2 W | 415.1 W | 374.5 W | | |

・衛星システム

- ドラッグフリーシステム検討.

信号処理: バス部とミッション部の情報伝達部の検討.

衛星構造: 衛星構造と制御則の検討.

- ミッション寿命・運用期間, リソース配分

地球重力場観測には、1年以上の運用期間が重要.

・搭載機器

- 干渉計・試験マスモジュール.

外乱抑圧 (残留気体雑音, 磁場雑音, 熱輻射雑音).

- 安定化レーザー光源.

安定度評価, 環境試験 (振動、温度変動、放射線).

- スラスタ

推力雑音評価, リソース配分.

- **コスト評価**：リスク・成果との兼ね合いの再検討.
- **人員体制**：宇宙ミッションに対する経験の豊富な人材。
JAXA内での位置づけ.
- **試験計画**
 - 衛星のドラッグフリーシステムの地上試験計画.
 - 干渉計・試験マスモジュールの無重力実証試験.
- **運用計画**
 - 運用期間 (搭載寿命, スラスタ推薬, 運用経費).
 - 打ち上げ時期 (他の衛星重力ミッション, 太陽活動).

搭載機器開発

DPF主要緒元 (1/2)

全体構成

| | |
|-------|----------------------------|
| 質量・寸法 | 450kg, 950 x 950 x 2000 mm |
| 軌道 | 高度500 km 太陽同期極軌道 (全日照軌道) |
| 姿勢 | 太陽同期, 地球指向姿勢 |

ミッション部

| | |
|---------|--|
| 質量・寸法 | 220kg, 950 x 950 x 900 mm (フィン構造除く) |
| 消費電力 | 150 W |
| レーザー干渉計 | 基線長30cm, 2-3kg試験マス x2, 変位感度 6×10^{-16} m/Hz ^{1/2} |
| レーザー光源 | 干渉計入力 25 mW, 波長 1060 nm ヨウ素飽和吸収線による安定化 周波数安定度 0.5 Hz/Hz ^{1/2} |
| スラスタ | 100 μ N x 2台, 10 μ N x 8台 推力雑音 0.1 μ N/Hz ^{1/2} |
| ドラッグフリー | 全自由度の制御, 変動安定度 10^{-9} m/Hz ^{1/2} |
| データレート | 800 kbps, 観測データ量 圧縮後 600 MByte/day |

バス部

| | |
|----------|--|
| 質量・寸法 | 230kg, 950 x 950 x 1100 mm |
| データ処理・通信 | SpW準拠信号処理システム 記録容量 2 GByte, ダウンリンクレート 2 Mbps |
| 電源 | SAP 片翼 2枚, 発生電力 820W (22度傾斜) バッテリー 50Ah, ミッション供給 150W |
| 姿勢 | 3軸制御 (初期軌道捕捉, ファイルセーフ時) スラスタ 4本搭載 |

※ 標準バス構成からの差分・要検討事項

- 低擾乱化 (RW非搭載, ジャイロはFOGに変更)
- SAP取り付けの変更 (受動姿勢安定のため)
- GPS受信機搭載 (地球重力場観測のため)
- 主放熱面の変更 (+Y面)
- 重量バランス, SAP等の共振振動 (ドラッグフリー制御系設計)
- 姿勢情報等の伝達 (ドラッグフリー制御の実装)

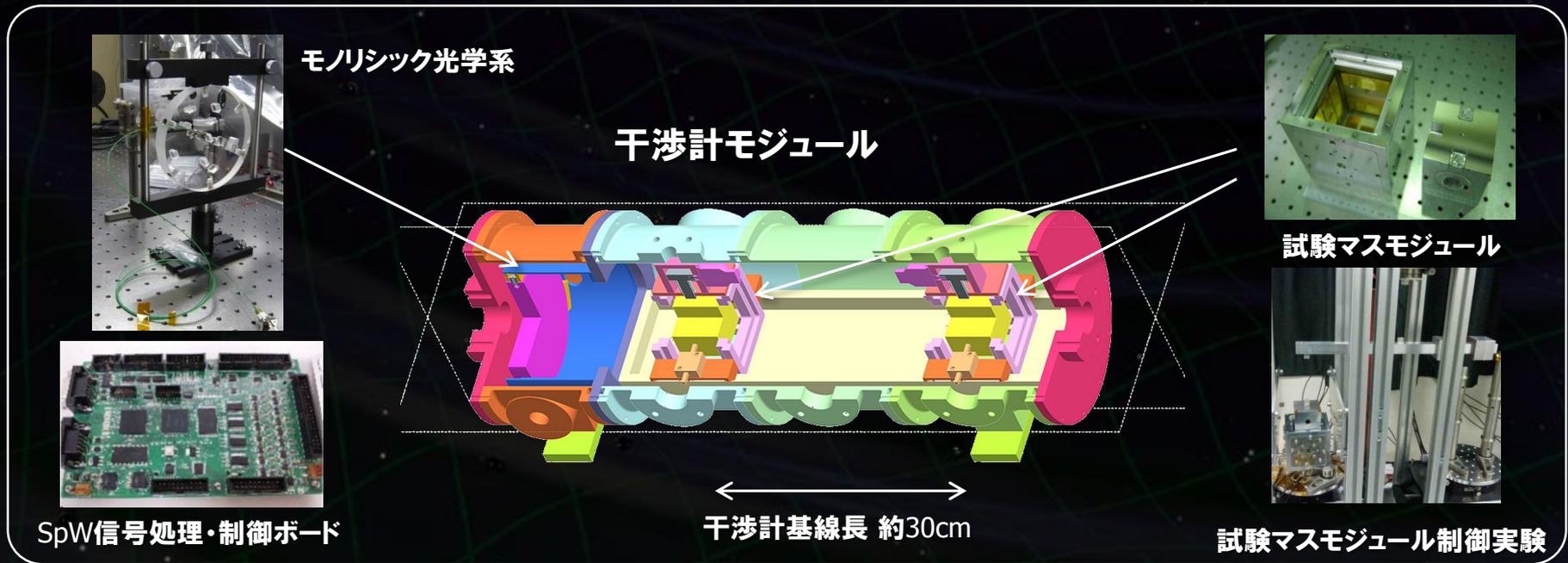
• DPF搭載の干渉計

- 各コンポーネントのBBM試験進行中

(試験マスモジュール, モノリシック光学系, 信号処理).

→ 干渉計モジュールとしてパッケージ化.

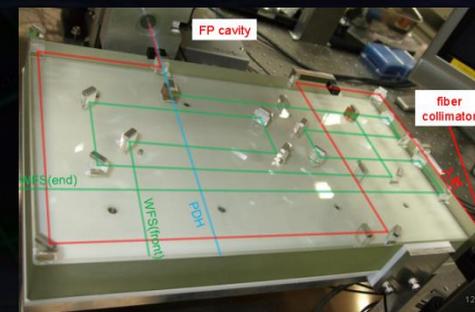
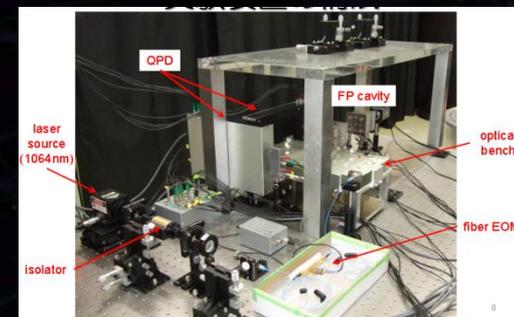
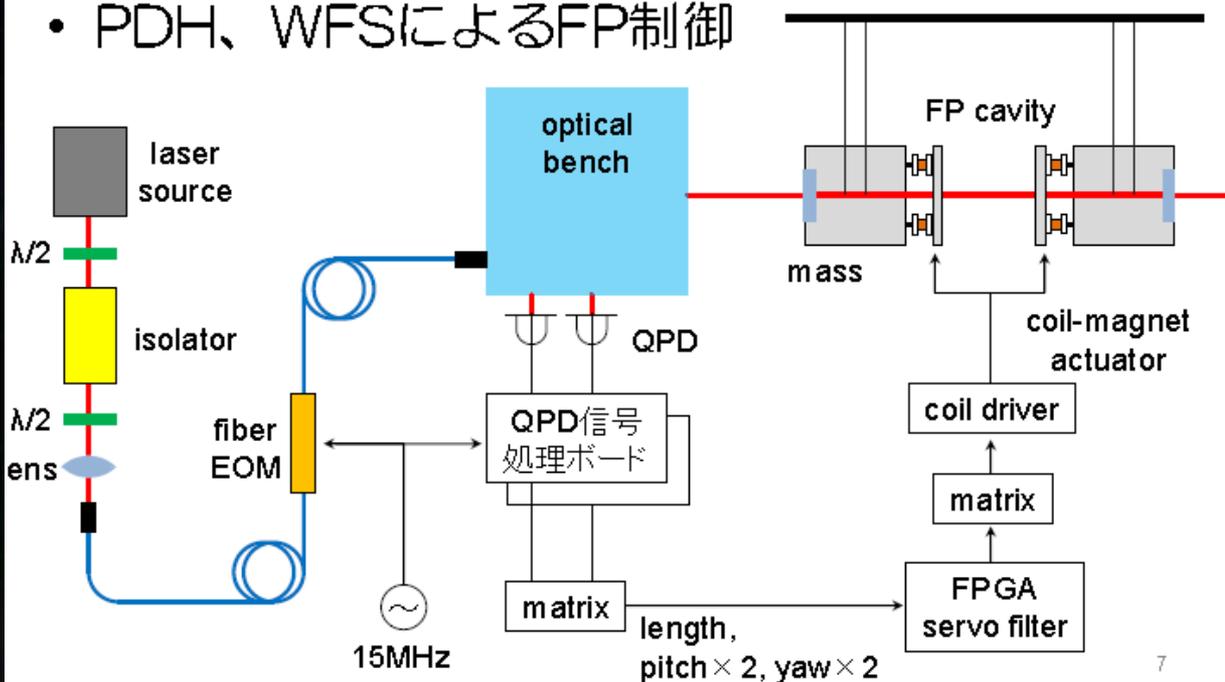
構造設計と製作進行中.



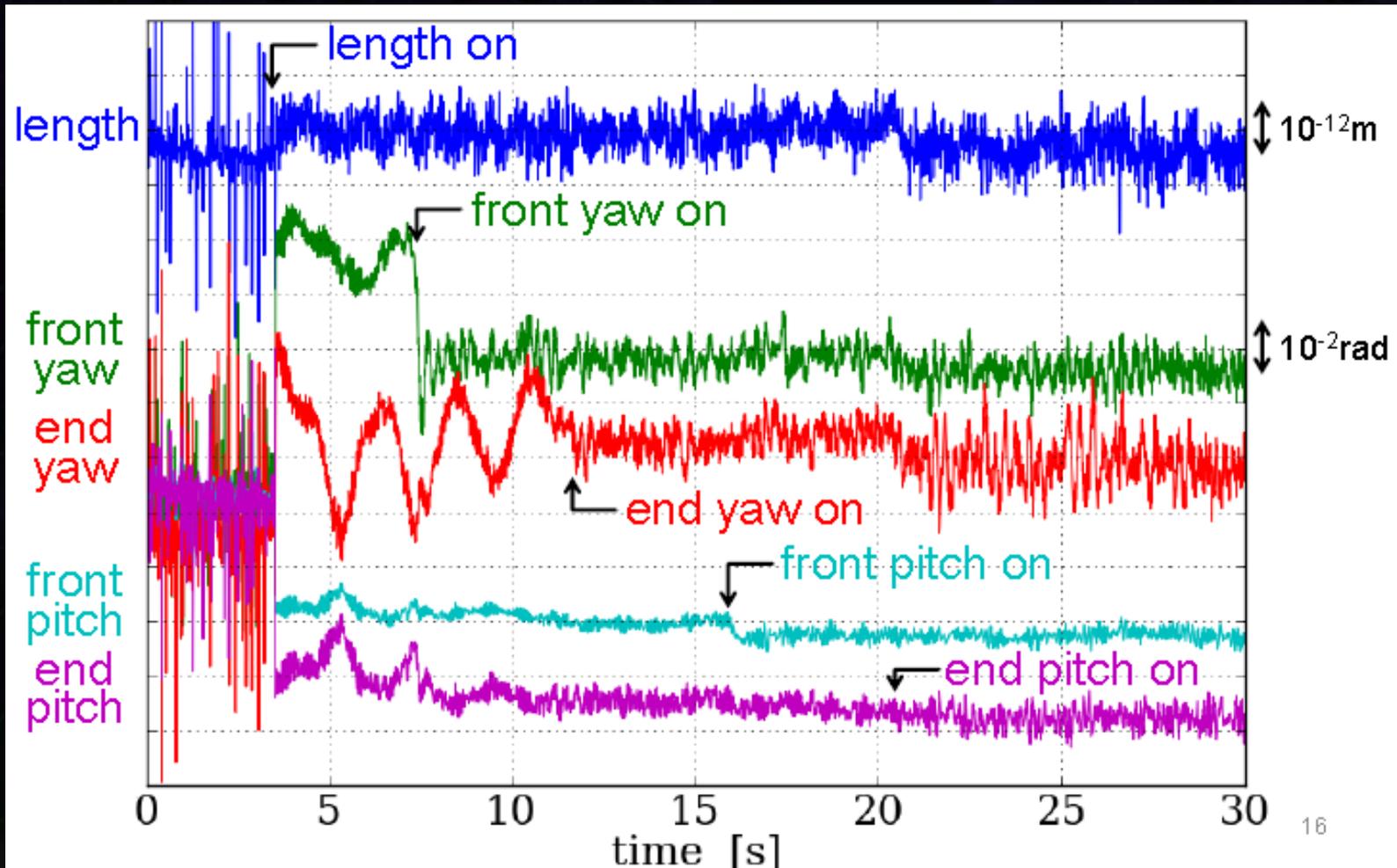
干渉計BBM 制御実験 (～2011, 東京大学)

- 試験マスをワイヤーで懸架, アクチュエータは簡略化.
- 入出射用のモノリシック光学系BBM.
- QPD BBM + デジタルボードBBM による制御.

• PDH、WFSによるFP制御



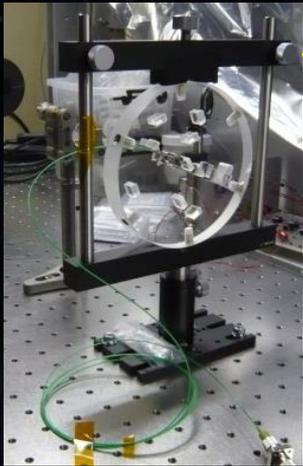
干渉計基線長, 角度変動の安定制御を実証



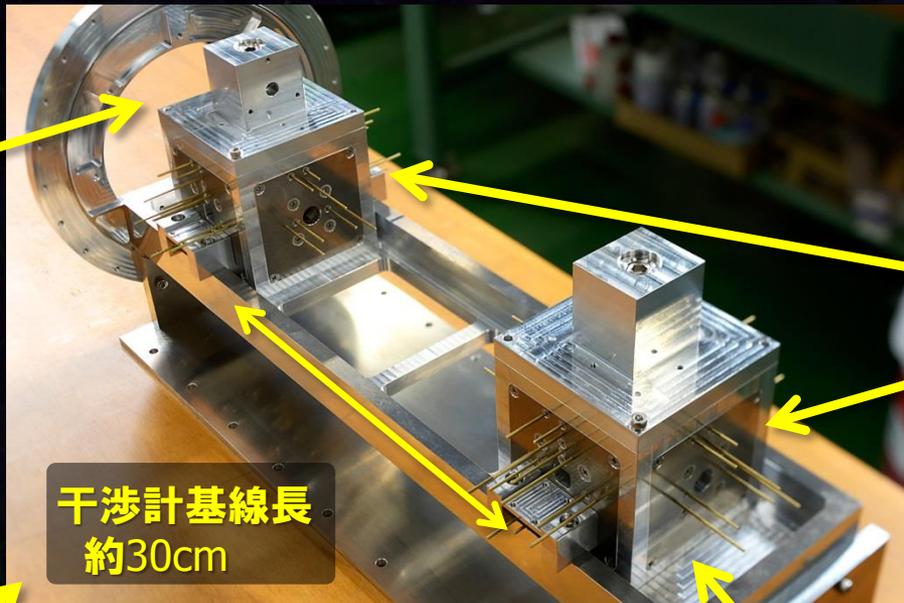
干渉計モジュールEM

入出射光学系

シリケートボンディングにより一体化



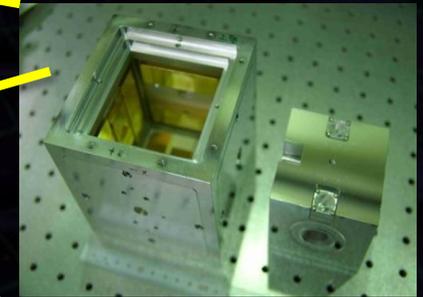
干渉計モジュール



干渉計基線長
約30cm

試験マスモジュール

試験マス、静電センサ・アクチュエータ、ローンチロック



4分割RF フォトディテクタ

4分割PD + 復調回路
干渉計基線長・角度の
変動を取得



SpW信号処理・ 制御ボード

SpW FPGA +
16bit AD/DA
干渉計の制御



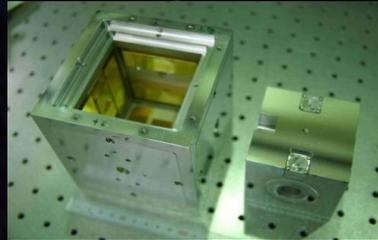
レーザー干渉計：試験マス + 干渉計 + センサ

試験マスモジュール

重力・重力波を観測するための基準

- BBM of Module, Sensor, Actuator, Clump/Release
- μ -Grav. Exp.

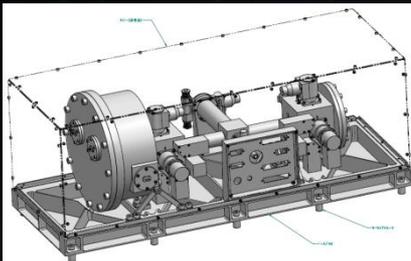
法政大, 国立天文台,
お茶大, スタンフォード大



干渉計モジュール

→ 重力波観測, 重力勾配計

- 30cm IFO BBM
- Packaging
- Digital control
- Monolithic Opt.



国立天文台, 東大

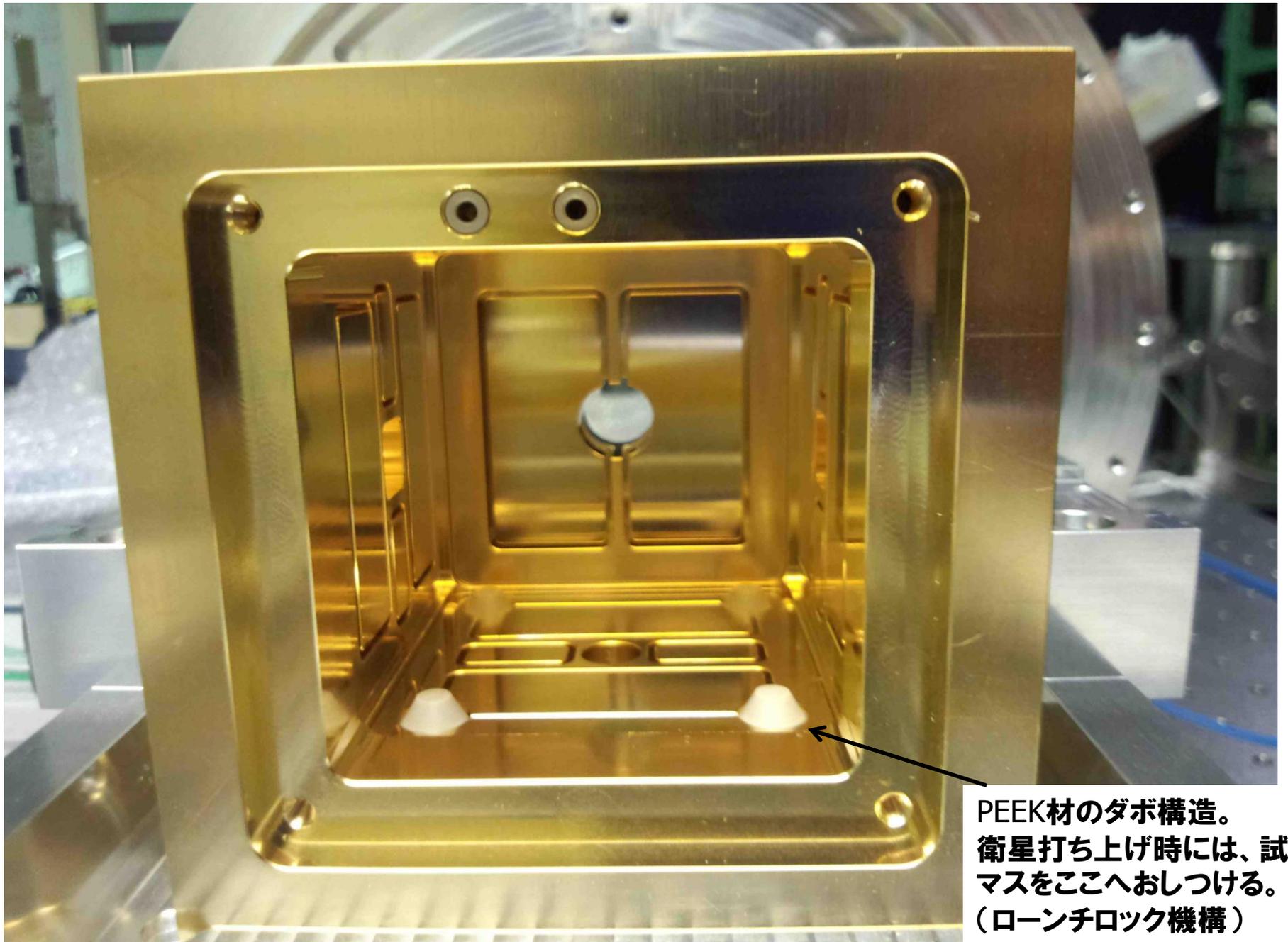
レーザーセンサ

→ 加速度計センサ

- BBM test
- Sensitivity meas.

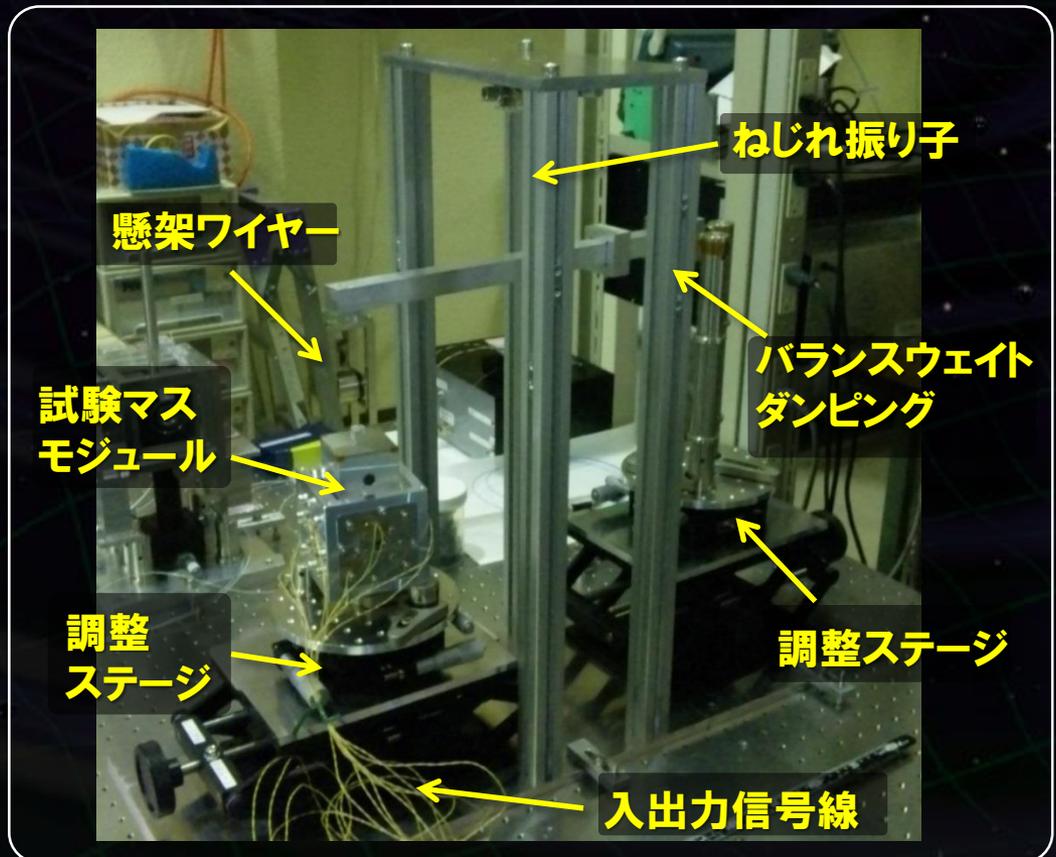
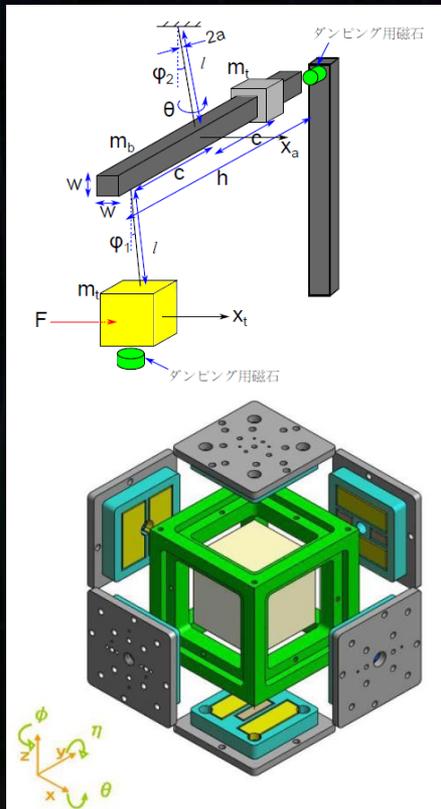
東大地震研, 東大理





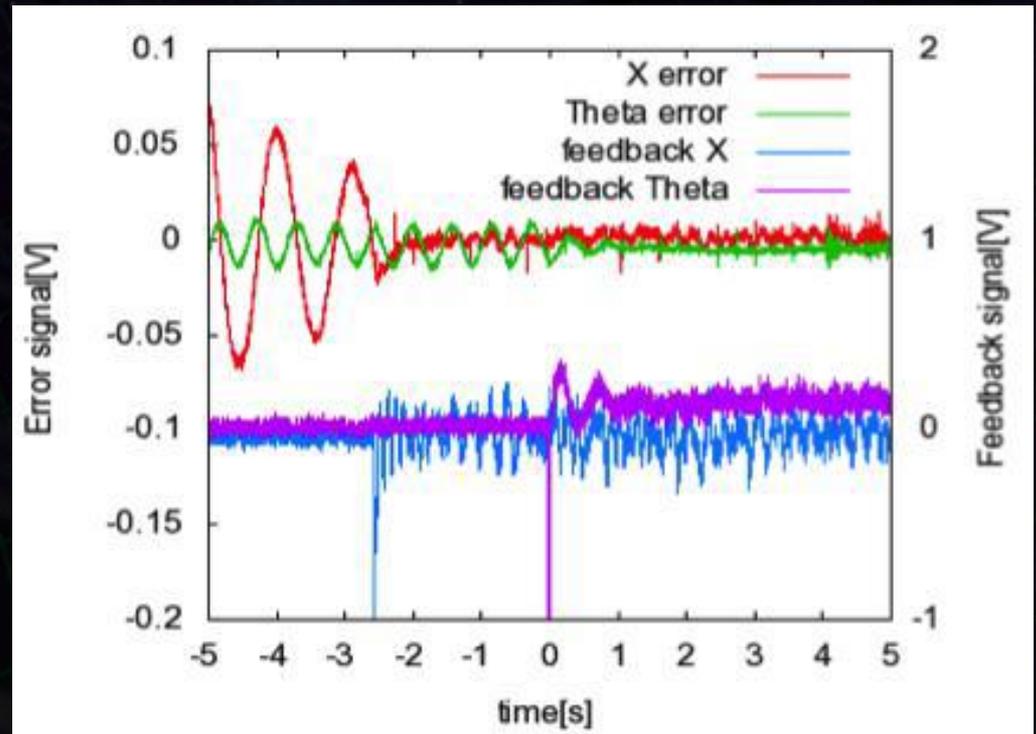
PEEK材のダボ構造。
衛星打ち上げ時には、試験
マスをここへおしつける。
(ローンチロック機構)

- 試験マスモジュール2自由度制御実験 (~2012, 国立天文台)
 - 試験マスをねじれ振り子で懸架
 - 静電センサ・アクチュエータを用い, 回転・位置を制御



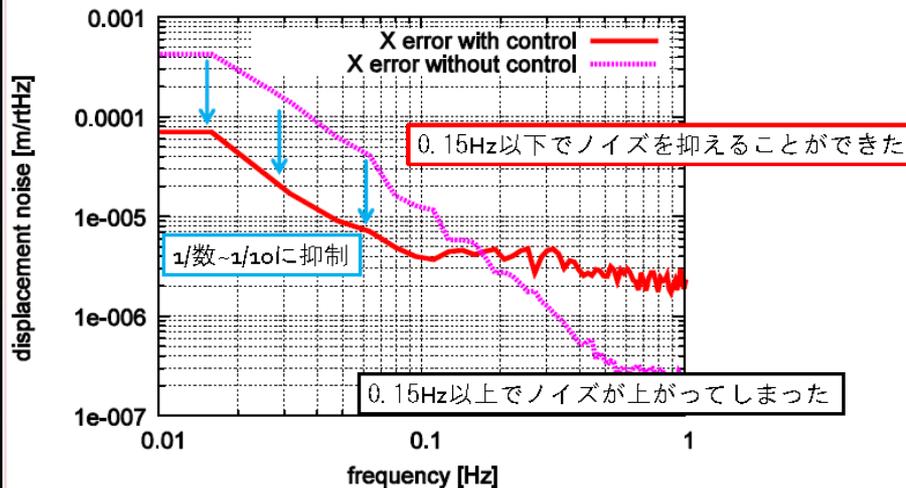
・試験マスモジュール2自由度制御実験

- 試験マスの並進・回転の2自由度制御を実現.
- 0.1Hzでの残留変動
並進 $3 \times 10^{-5} \text{ m/Hz}^{1/2}$,
回転 $10^{-4} \text{ rad/Hz}^{1/2}$.

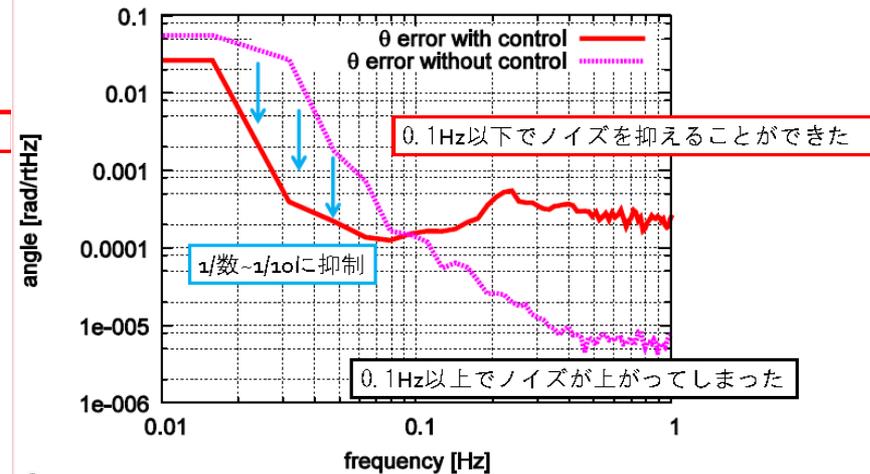


・試験マスモジュール2自由度制御実験 (~2012, NAOJ)

制御結果(並進)

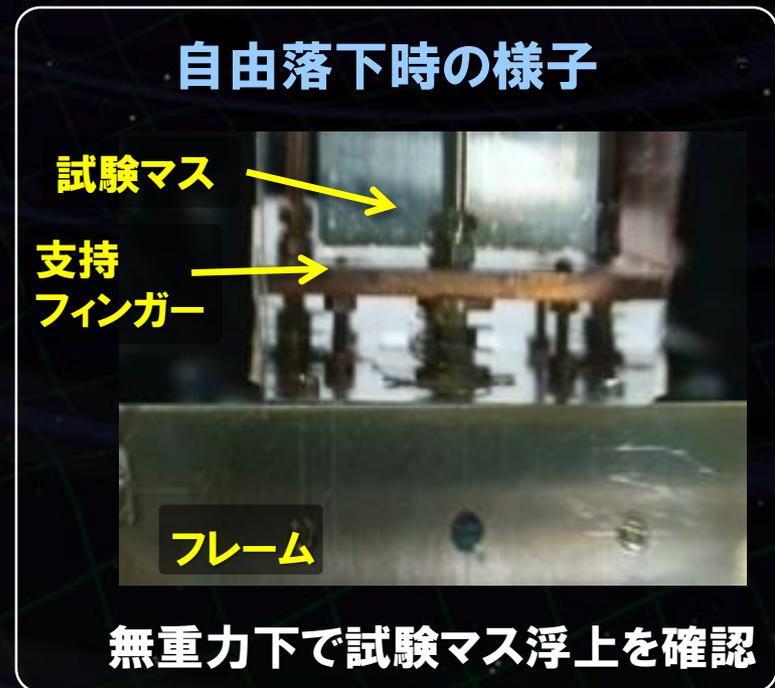
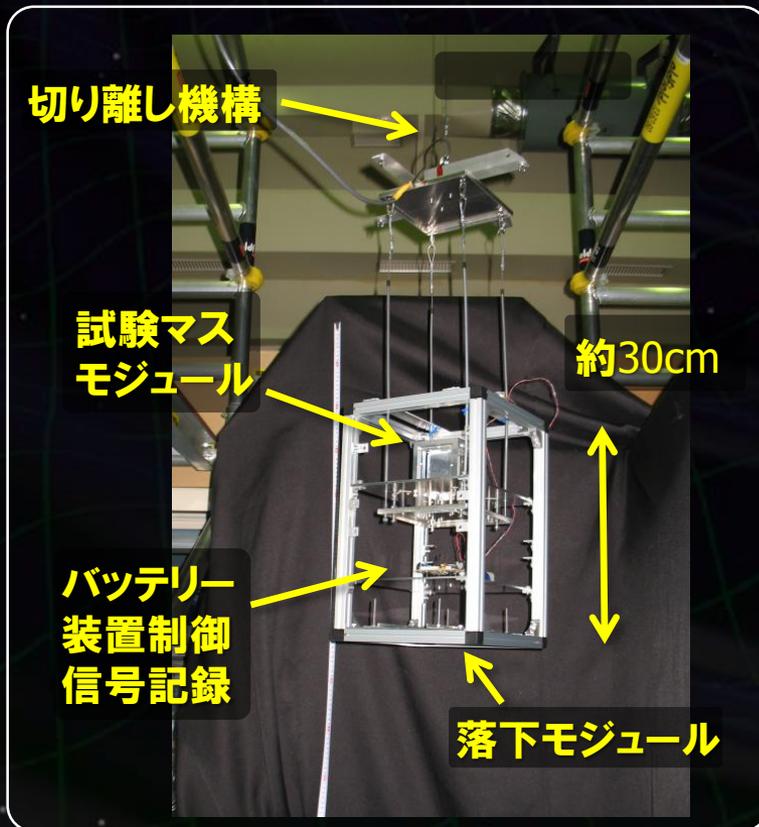


制御結果(回転)



・無重力下での試験マス制御デモンストレーション (NAOJ)

- 落下モジュール (構造, 電源, センサ, ロガーなど)
- ~3m落下設備 (足場, 切り離し機構, クッションなど)



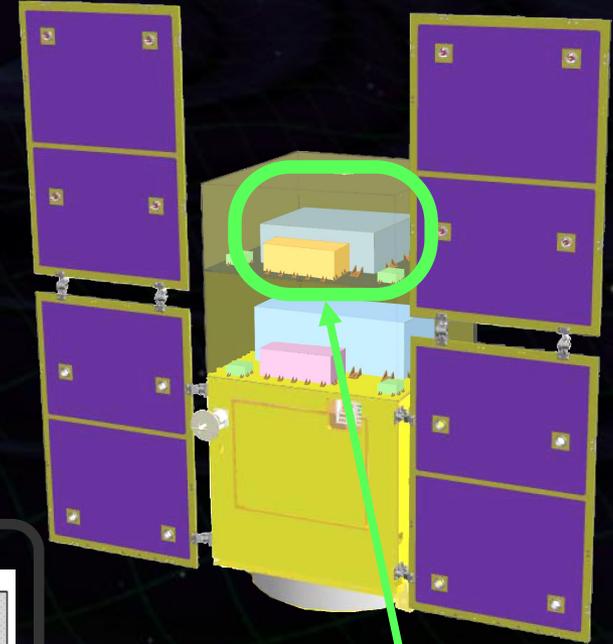
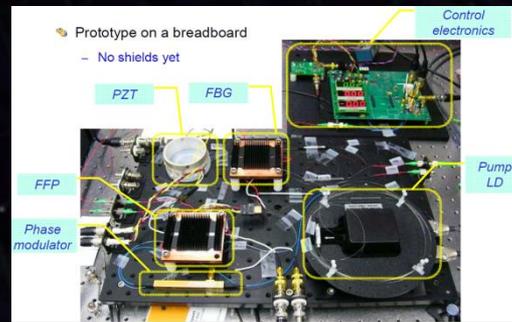
今後, 静電S/Aによる制御をめざす.

安定化レーザー光源：光源 + 安定化システム

Yb:YAG (NPRO or Fiber laser) 光源
→ 小型・軽量化, 耐振動性

•BBM development

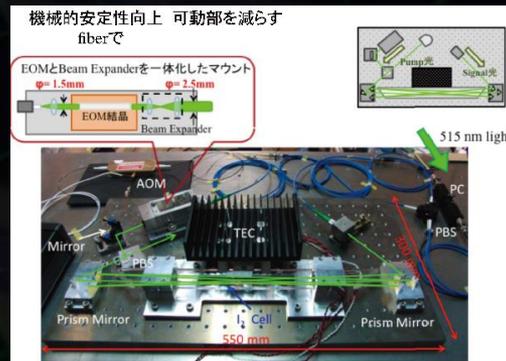
電通大, NASA/GSFC



ヨウ素飽和吸収
による安定化制御
→ 周波数基準
擾乱耐性

•BBM development
•Stability meas.

電通大, NICT



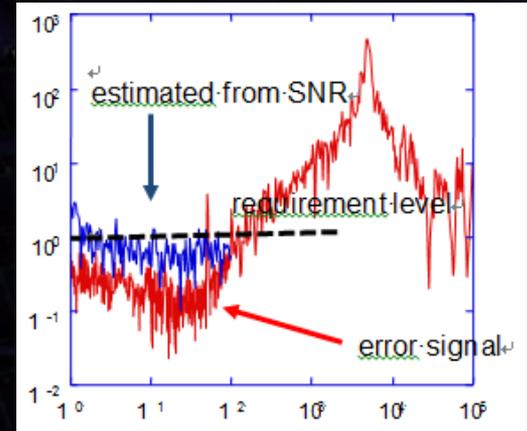
周波数安定化モジュール

・周波数安定化モジュールBBM1 (~2011, 電通大)

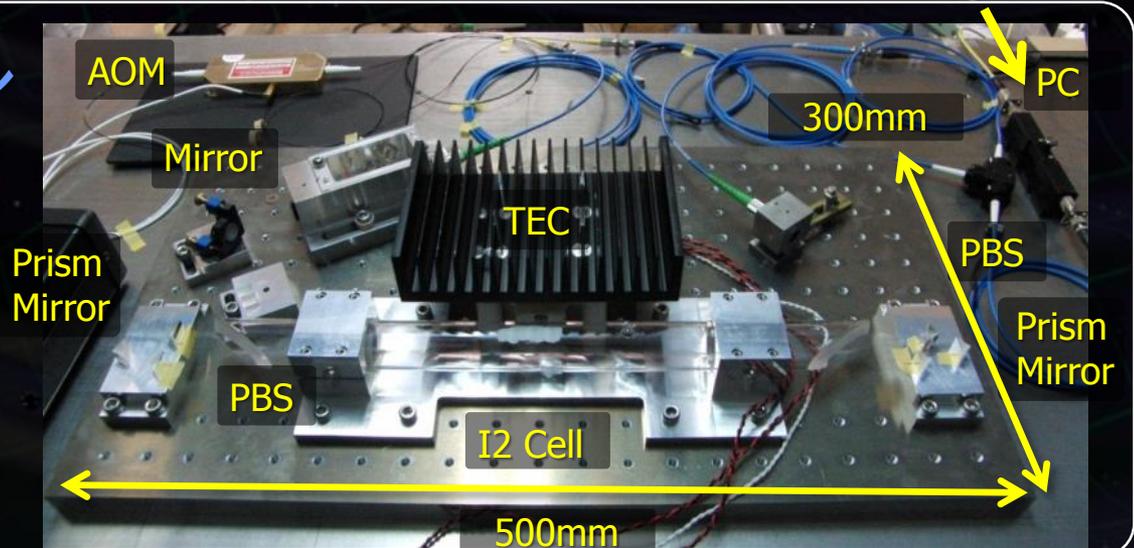
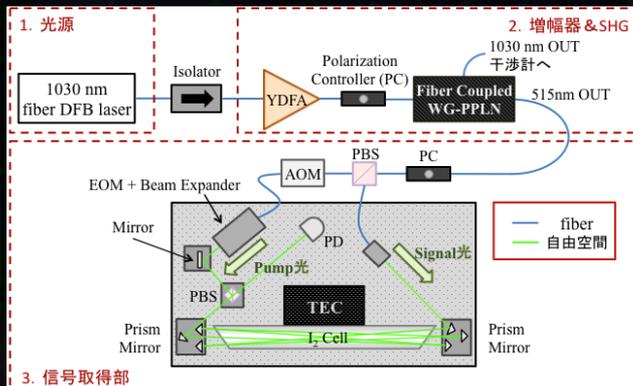
- ヨウ素セルを用いた周波数安定化.
- 安定度要求 ($0.5 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$)を満たす.

・周波数安定化モジュールBBM2 (電通大)

- ファイバ素子を用い, 小型・軽量・堅牢化.
- SpWデジタル制御ボードによる動作.



レーザー周波数安定化モジュール

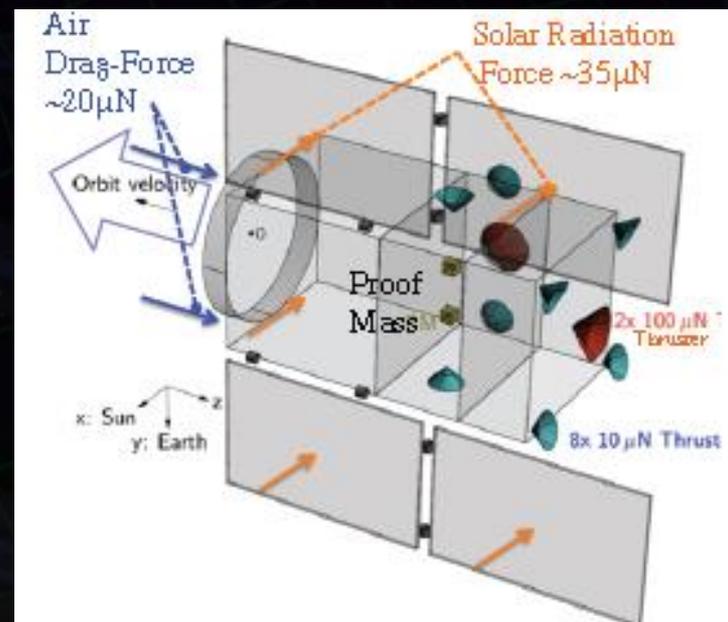


・ミッションスラスタ構成

- 準定常成分 **100 μN スラスタ 2台**
大気ドラッグ, 太陽輻射圧
- 変動成分 **10 μN スラスタ 8台**
大気圧変動, 太陽輻射変動

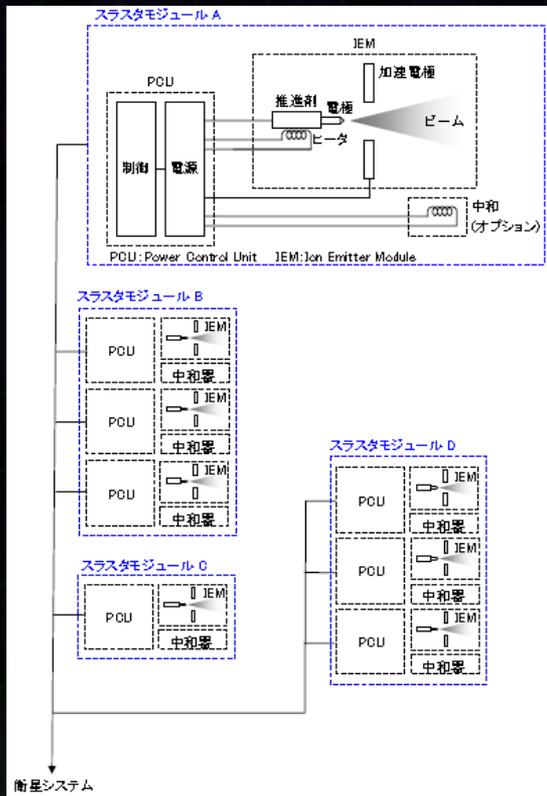
ミッションスラスタ仕様

| | |
|-------|-----------------------------------|
| 推力 | 0.5-100 μN x2 (可変) |
| | 0.5-10 μN x 8 (可変) |
| 分解能 | 0.1 μN |
| 推力雑音 | 0.1 $\mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ |
| 制御応答 | >10Hz |
| Isp | TBD |
| 電力・質量 | <40W, <40kg |
| 運用寿命 | 4,300 時間 |



・ミッションスラスタ検討・開発 (ISAS/JAXA) 既存技術を利用 → FEEDスラスタ

スラスタシステム構成

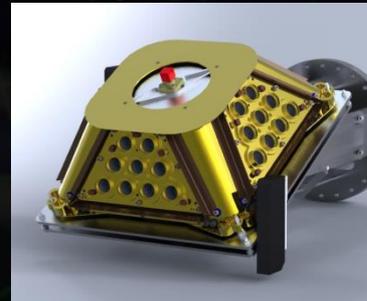


AIT FEED (10 μ N)



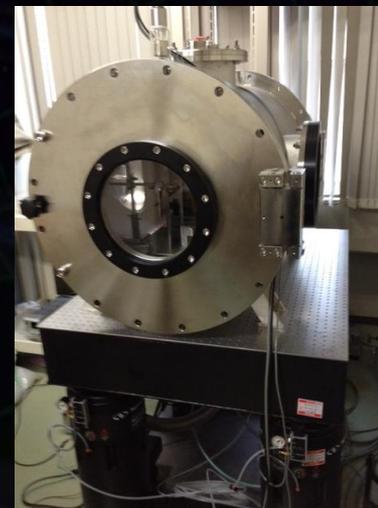
※ Flight Proven

Cluster Type FEED (100 μ N)



スラスタスタンド

微小推力雑音の測定装置。
0.1 μ Nの測定分解能を実現。



DPFスケジュール



+3years

2010

2011

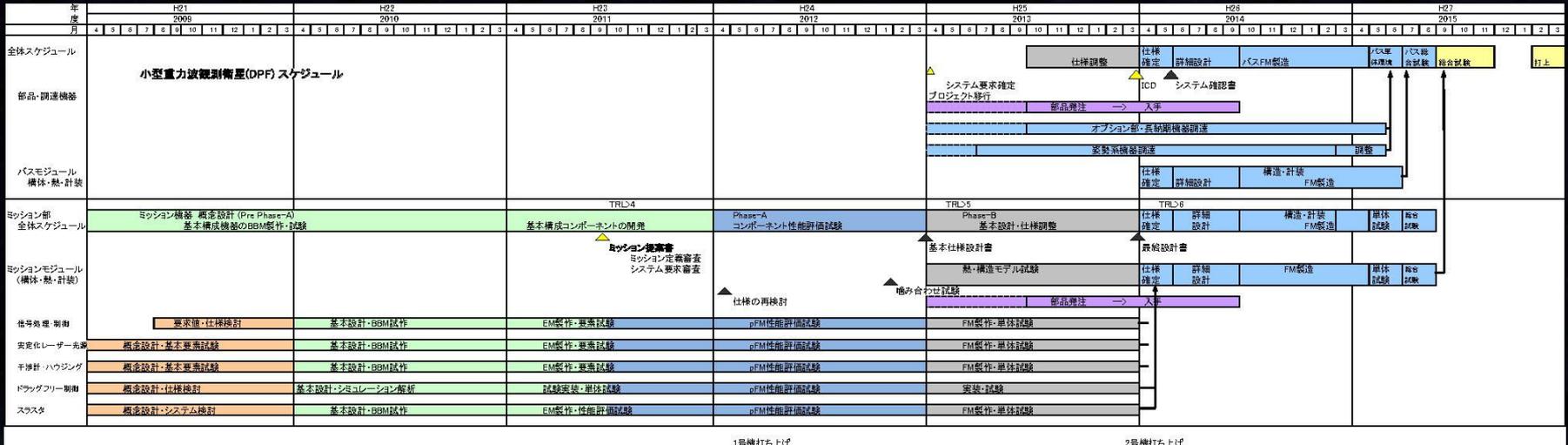
2012

2013

2014

2015

2016



概念設計

BBM

EM / pFM

FM

衛星FM

総合試験

ミッション提案

TRL 4以上が必要

基本技術要素が同時に動作し、
実証モデルとして性能を発揮していること

コンポーネントFM完成

仕様を満たす
各種環境試験に合格

まとめ

DECIGOパスファインダー (DPF)

DECIGOのための最初の前哨衛星

小型衛星 1 機 (95cm立方x2, 400kg)
地球周回軌道 (高度 500km, 太陽同期軌道)



宇宙・地球の観測

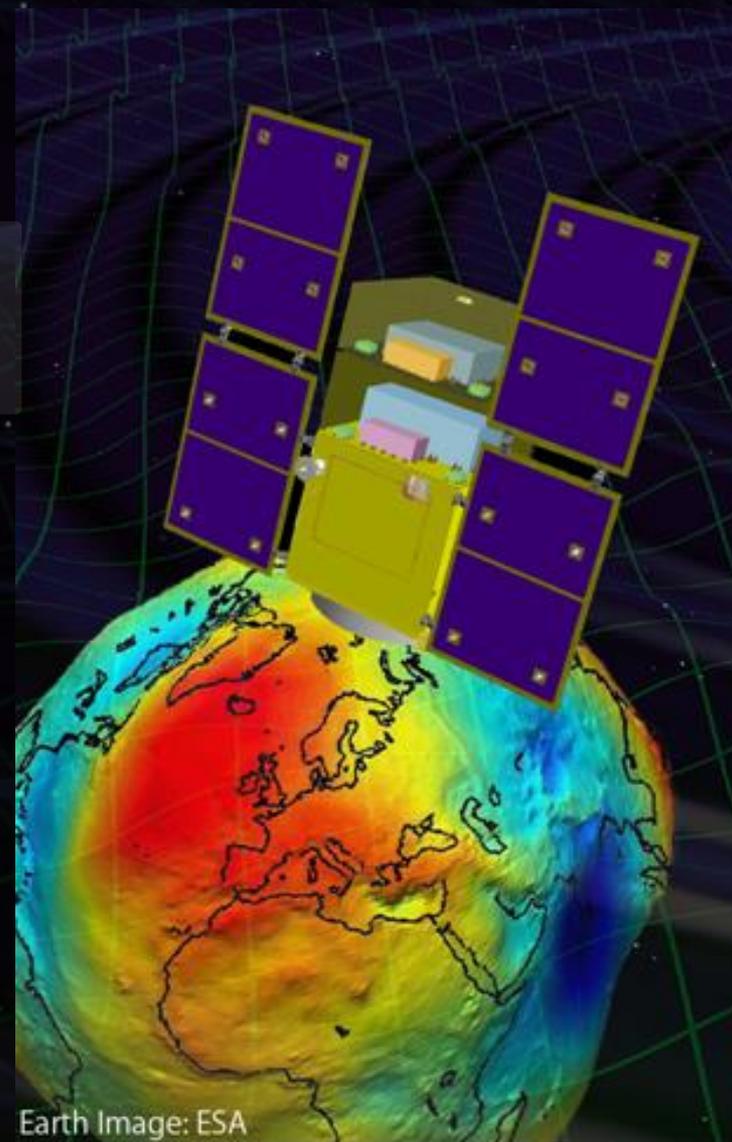
→ 銀河の成り立ち, 地球環境モニタ

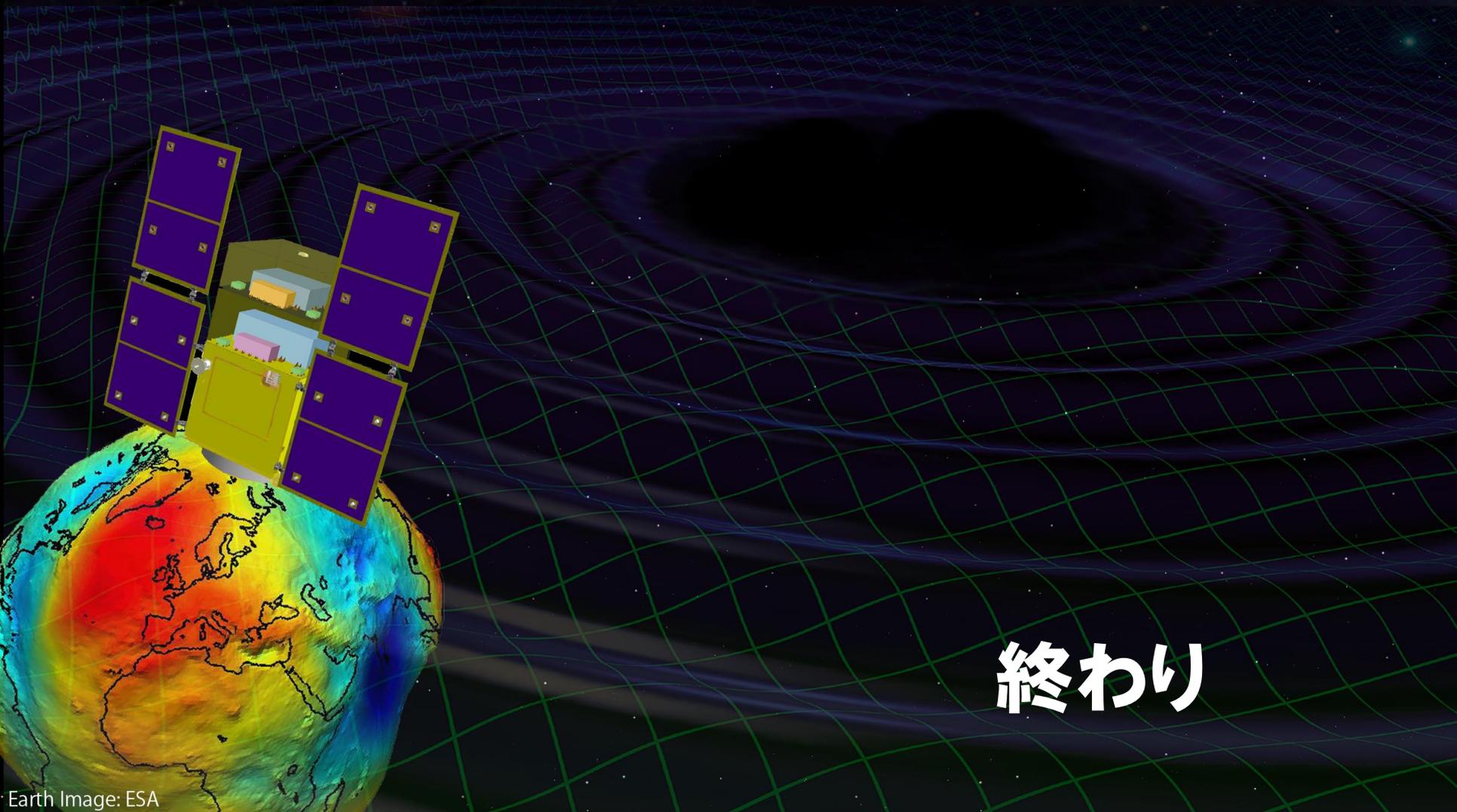
先端科学技術の確立

→ 無重力環境利用の新しい可能性

BBM試作・試験が進行中

SDS-1/SWIMによる宇宙実証





終わり

Earth Image: ESA

バックアップ



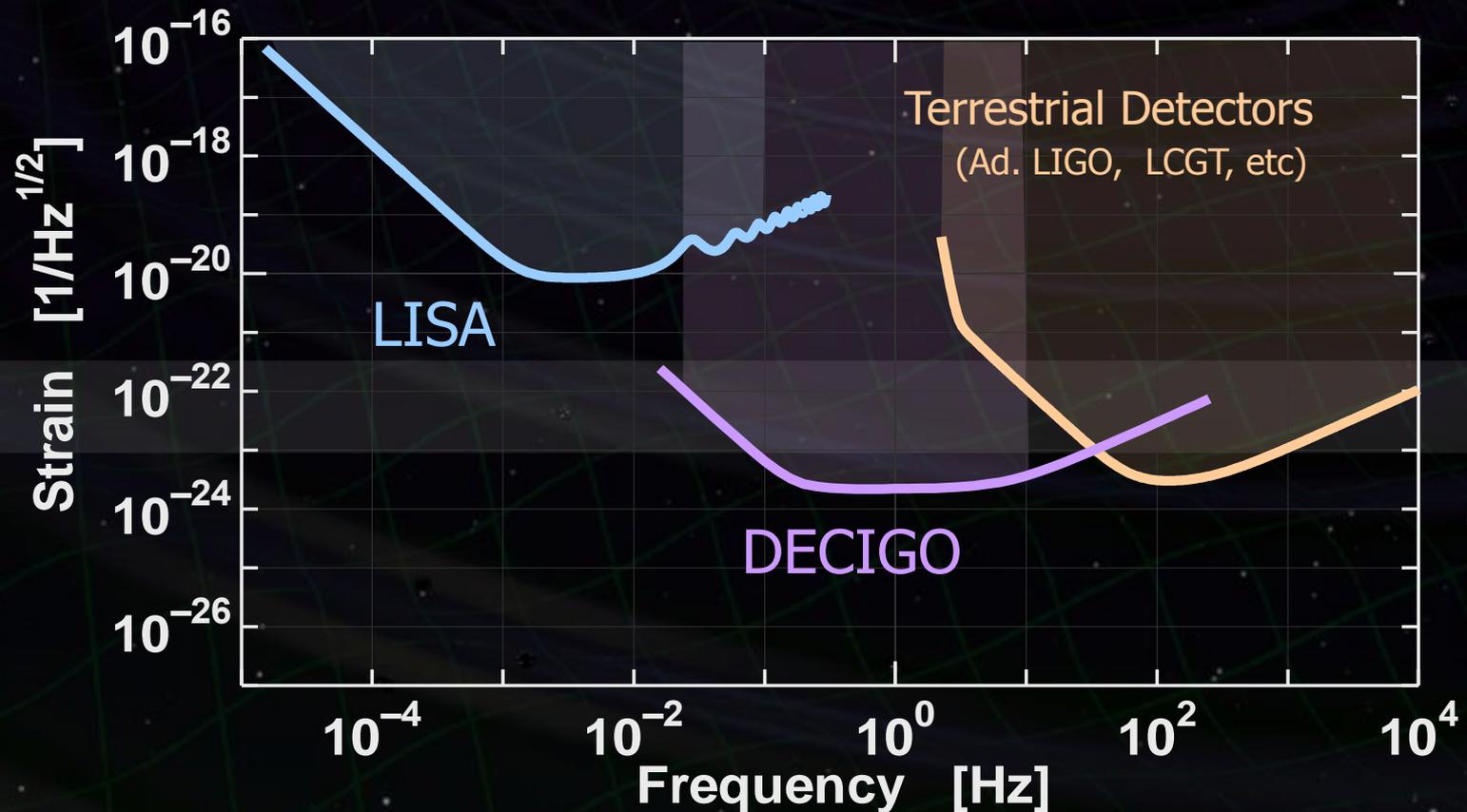
DECIGO

(Deci-hertz interferometer Gravitational wave Observatory)

宇宙重力波望遠鏡 (~2027)
観測周波数帯 ~0.1 Hz



LISA と 地上重力波望遠鏡
の間の周波数を狙う

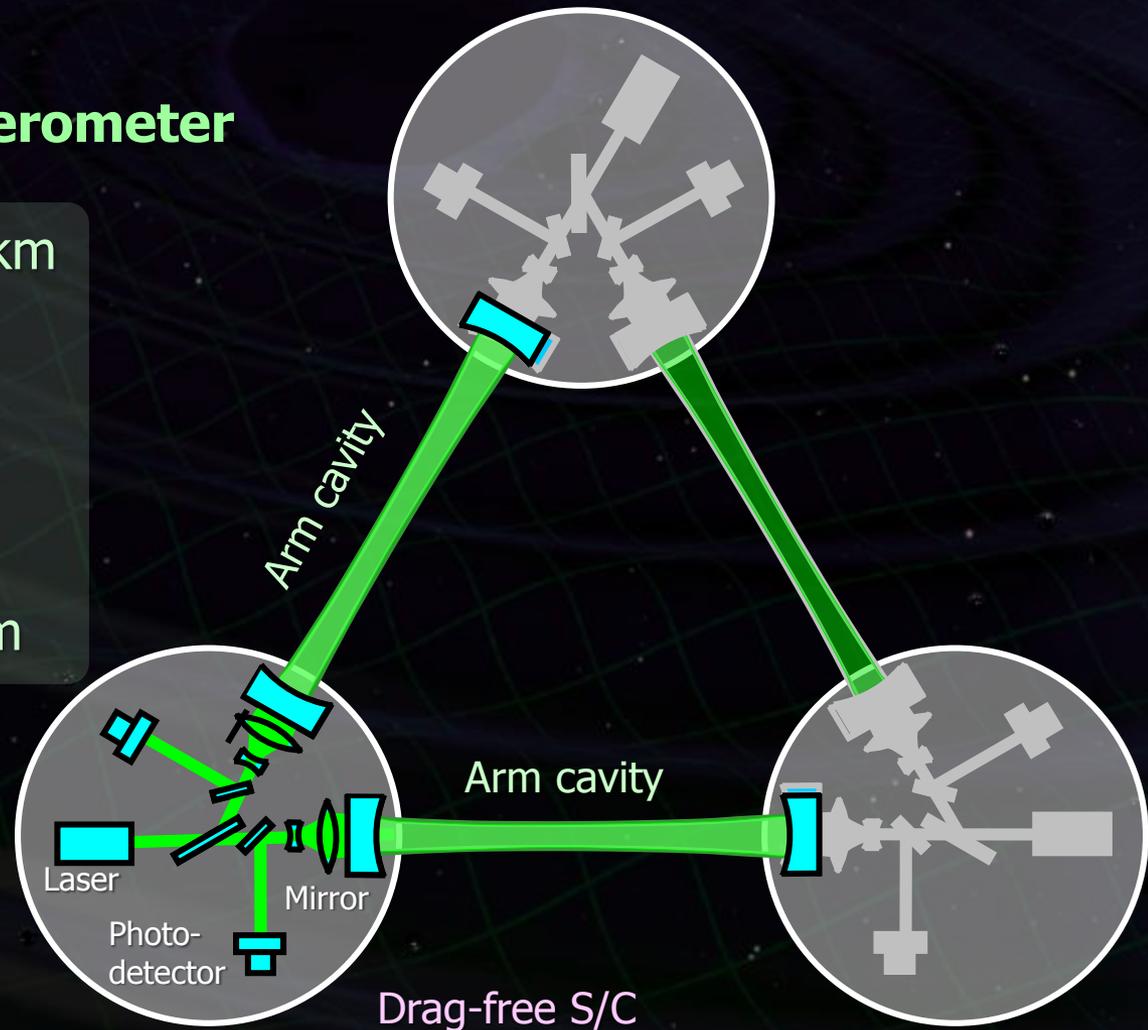


Interferometer Unit:

Differential FP interferometer

| | |
|-------------------|---------|
| Arm length: | 1000 km |
| Finesse: | 10 |
| Mirror diameter: | 1 m |
| Mirror mass: | 100 kg |
| Laser power: | 10 W |
| Laser wavelength: | 532 nm |

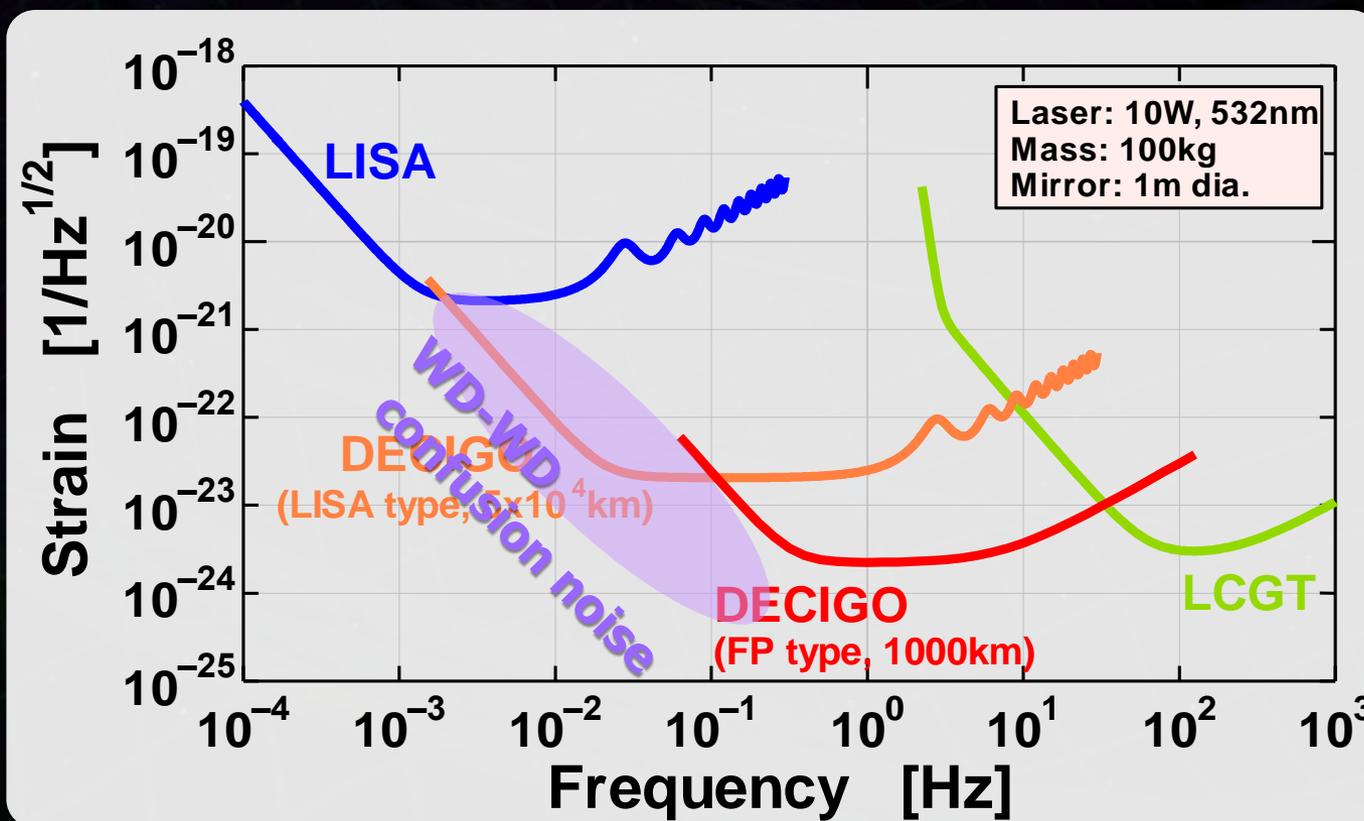
S/C: drag free
3 interferometers



Transponder type vs Direct-reflection type

Compare : Sensitivity curves and Expected Sciences

⇒ Decisive factor: Binary confusion noise



Arm length

Cavity arm length : Limited by diffraction loss

Effective reflectivity ($TEM_{00} \rightarrow TEM_{00}$)

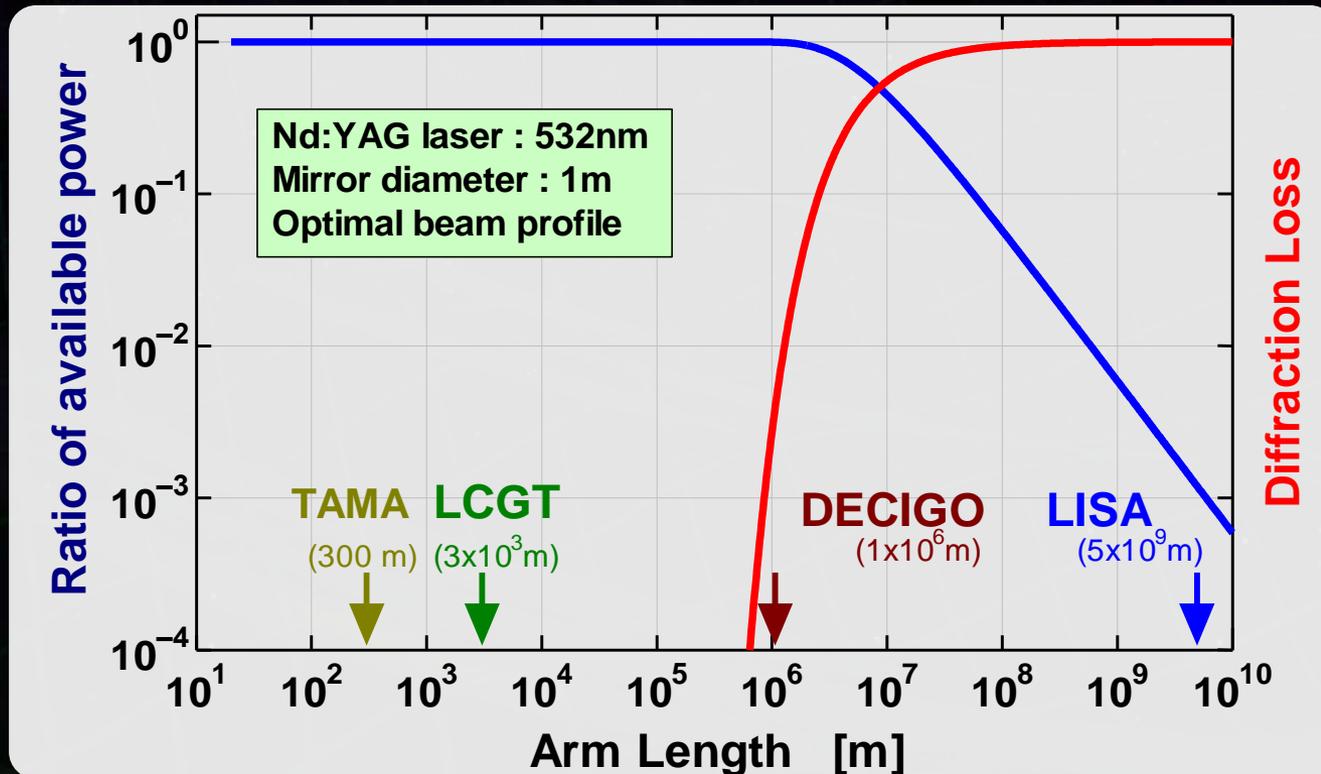
Laser wavelength : 532nm

Mirror diameter: 1m

Optimal beam size



1000 km
is almost max.



干渉計と宇宙機の制御

干渉計(FP共振器)の基線長制御

干渉計信号 → 鏡の位置(と光源周波数)制御

宇宙機と鏡の相対位置

ローカルセンサー信号 → スラスタ (ドラッグフリー制御)

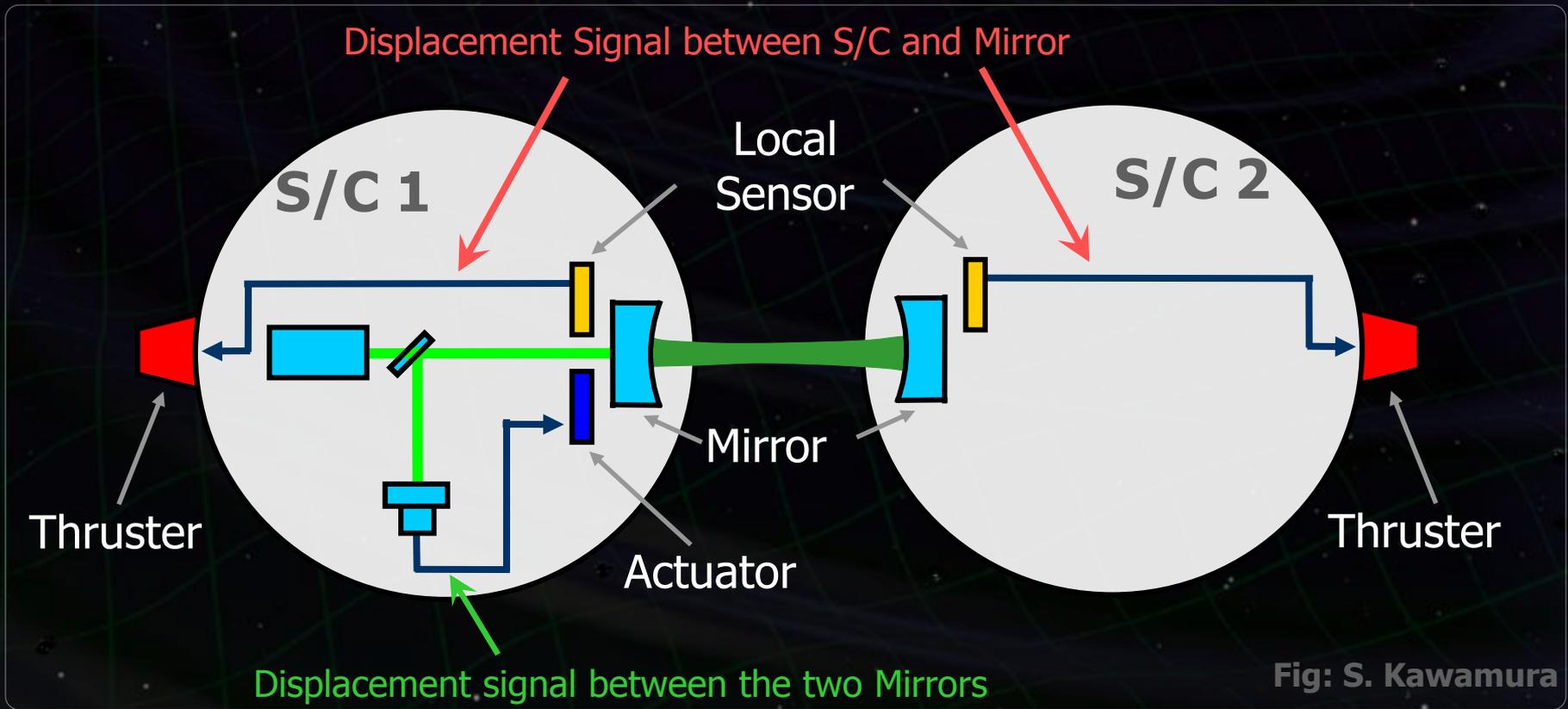


Fig: S. Kawamura

干渉計による測距

変位雑音 $3 \times 10^{-18} \text{ m/Hz}^{1/2}$ (0.1 Hz)

⇒ LCGT より10倍緩やか.

他の雑音は散射雑音以下であることが要求される

レーザー光源周波数雑音: $1 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ (1Hz)

安定化ゲイン 10^5 , CMRR 10^5

加速度雑音

力の雑音 $4 \times 10^{-17} \text{ N/Hz}^{1/2}$ (0.1 Hz)

⇒ LISAより50倍厳しい.

多くの外乱雑音源

磁場変動, 電場変動, 宇宙機重力場変動,
温度, 残留気体, など.

候補軌道:

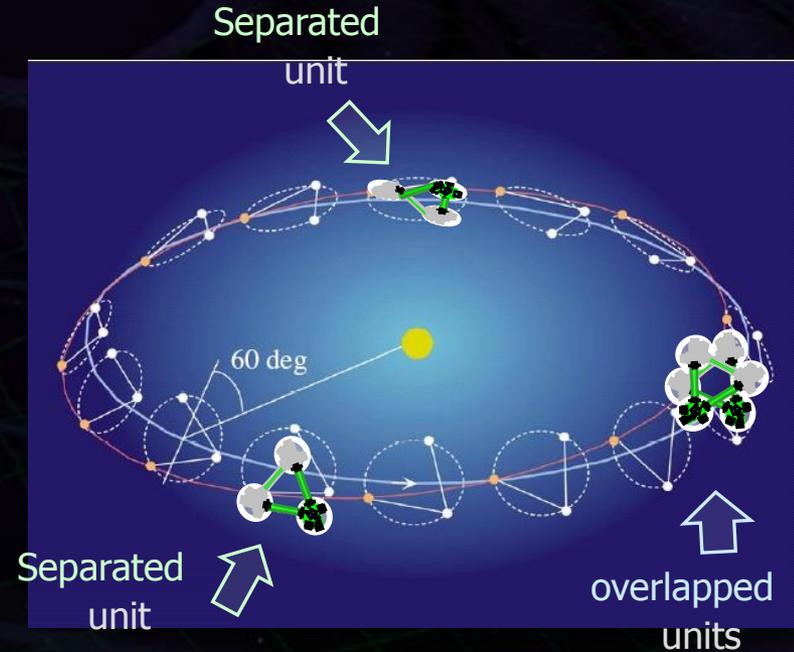
太陽周回のレコード盤軌道

相対加速度 $4 \times 10^{-12} \text{ m/s}^2$
(鏡への制御力 $\sim 10^{-9} \text{ N}$)

干渉計配置

4つの干渉計ユニット

- 2 overlapped units → 相関解析
- 2 separated units → 重力波源の同定



DECIGO obs. band: free from WD binary foreground
→ Open for cosmological observation

DECIGO will watch
~ 10^5 NS binaries
⇒ Foreground for GWB

In principle, possible
to remove them.

Require accurate waveform
→ $\Delta m/m < \sim 10^{-7}$ %

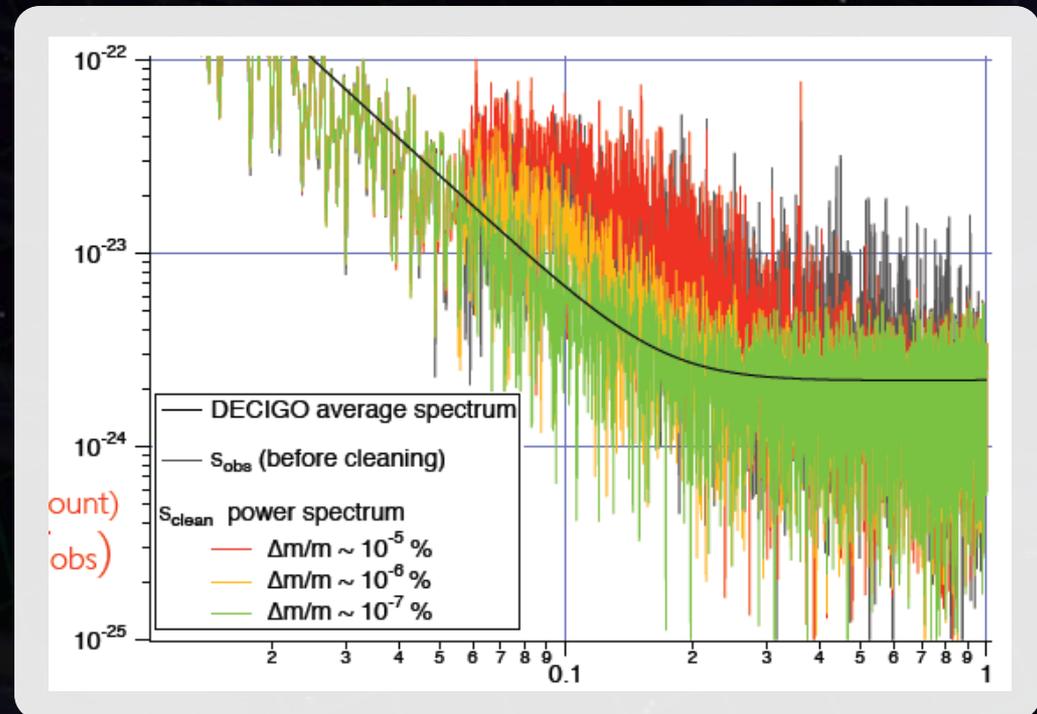


Fig: N. Kanda

Considering “Conceptual design”

By T.Akutsu

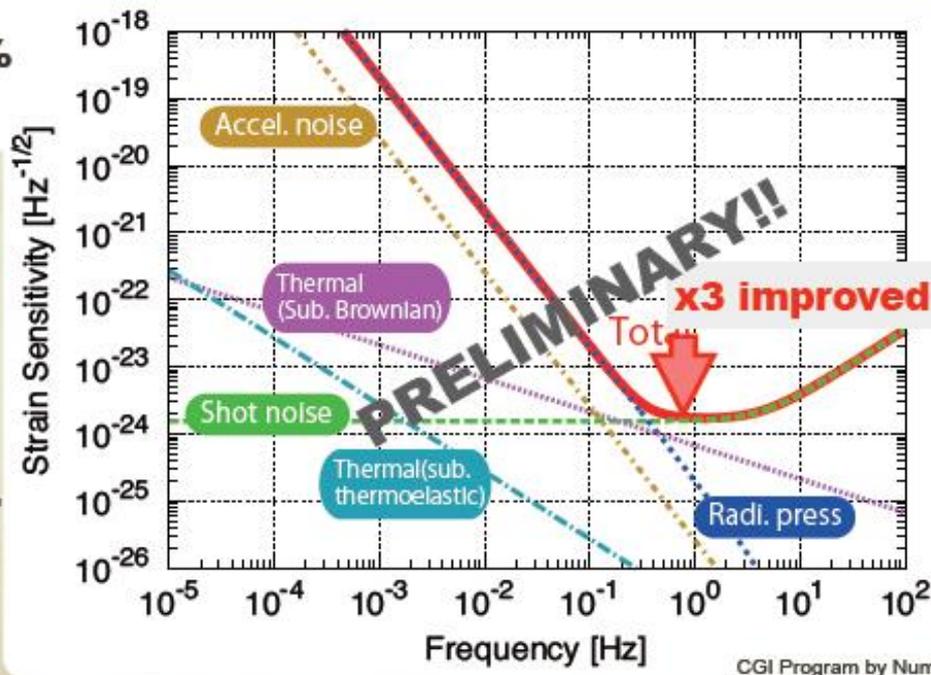
- Arm length: **1,500 km**
- Laser power: **30 W**
- Laser wavelength: **532 nm**
- Mirror diameter: **1.5 m**
- Mirror mass: **100 kg**
- Mirror reflectivity: **77.3%**
- Cavity g-param: **0.1**

Preliminary
← Parameters tuned

This is the first step to considering the **conceptual design**.

Next:

- Confirm the calculations.
- Find the realistic way to realize this!



干渉計感度

変位雑音 $6 \times 10^{-16} \text{ m/Hz}^{1/2}$ (0.1 Hz)

↳ x 200 of DECIGO in disp. noise

他の雑音

レーザー光源周波数雑音: $0.5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ (1Hz)

加速度雑音

力の雑音 $1 \times 10^{-15} \text{ m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}$ (0.1 Hz)

↳ x 250 of DECIGO

衛星変動

変位雑音 $1 \times 10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$ (0.1 Hz)

外力雑音:

残留気体変動, 磁場勾配-変動, 熱輻射,
温度変動, 電場変動, 重力場変動, など.

背景

地上干渉計では豊富な実績
(10^{-19} m/Hz^{1/2}の変動測定)

宇宙では、FP干渉計は実現されていない
(LPFでは MZ干渉計を使用
 10^{-12} m/Hz^{1/2} 程度の変位感度)

意義・波及効果

宇宙空間での精密計測技術
→ 基礎物理学実験
無重力環境下での精密計測
宇宙・衛星内環境のより深い理解

DPFで
目指す成果

宇宙干渉計による精密計測

宇宙空間におけるファブリ・ペロー干渉計の動作と精密計測の実証。
衛星内に試験マスを非接触で低雑音保持する技術の実証。



FP干渉計による
 6×10^{-16} m/Hz^{1/2} の変位感度
試験マスへの外乱除去技術の確立

DECIGOの根幹技術
FP干渉計による
 4×10^{-18} m/Hz^{1/2}
の変位感度

背景

広い応用範囲

→ 多くの地上研究 (数 $\text{Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ の安定度)

光周波数標準, 原子・分子の精密分光,

光通信, 量子情報・コンピュータ

重力波検出器での実績

($10^{-6} \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ の相対安定度)

宇宙では, 高安定レーザーの実績

→ 外部基準による高安定化はない

意義・波及効果

宇宙空間での

これまでに無い安定度の実現

さまざまな応用

地球環境観測 (ADM-Aeolus, GIFTS),

基礎物理実験, マイクロ波標準, 通信

(ACES), 惑星探査 (TPF-C), X線観測

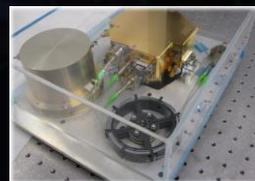
(MAXIM), フォーメーションフライト (LISA,

GRACE-follow-on)

DPFで
目指す成果

安定化レーザー光源の実現

宇宙において高い周波数安定度を持つレーザー光源の実現。ヨウ素吸収線を用い、既存ミッションを超える安定度の実現を目指す。



$0.5 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ の周波数安定度

飽和吸収分光による安定化の宇宙実証

DECIGOの根幹技術

要求値を満たす安定度

背景

ナビゲーションシステムの開発

→ 1972年 TRAID-1 で初実証

精密基礎物理実験

→ 2004年 Gravity Probe-B

LPF (2010/11) L1点で実証

国内: 高高度気球からの

自由落下 (BOV) で実証

意義・波及効果

長時間安定な無重力環境

→ 宇宙環境利用の新しい可能性

基礎物理学実験, 材料工学

フォーメーションフライト

のための基礎技術

(TPF-C, LISA, GRACE follow-on)

小型低雑音スラスターの宇宙実証

DPFで
目指す成果

ドラッグフリー制御の実現

重力傾度による受動安定化と能動制御を併用した、全自由度ドラッグフリー制御の実現。制御則と低雑音スラスターの宇宙実証を目指す。



重力傾度安定との併用による低雑音制御

太陽輻射圧雑音以下への

衛星変動安定化 $10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$

DECIGOの根幹技術

要求値と同程度の安定度

時系列信号をフーリエ変換して規格化

$$\overline{x^2(t)} = \int_0^{\infty} G(f) df$$

平均変動パワー
(RMS変動)²

(パワースペクトル)²



**パワースペクトル: 変動の平均パワーに対する
各周波数成分の寄与を表す**

(例) 衛星の機械的変動要求値

$$1 \times 10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$$



**1Hz (1秒周期) の
変動成分のRMS変動 $1 \times 10^{-9} \text{ m}$**

観測帯域 (0.1-1 Hz) での
変動成分 (スペクトル) が重要

機械的振動

衛星変動 $1 \times 10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$

重力などによる
試験マス変動へのカップリング

磁場

磁場変動 $1 \times 10^{-7} \text{ T/Hz}^{1/2}$

磁場勾配 $3 \times 10^{-6} \text{ T/m}$

磁場勾配途地場変動による
試験マス変動

温度

温度変動 $1 \times 10^{-3} \text{ K/Hz}^{1/2}$

熱輻射揺らぎによる試験マス変動
(ハウジング内面での要求値)

衛星の機械的変動要求値

$$1 \times 10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$$

⇒ 機械変動を排除した
衛星で実現可能

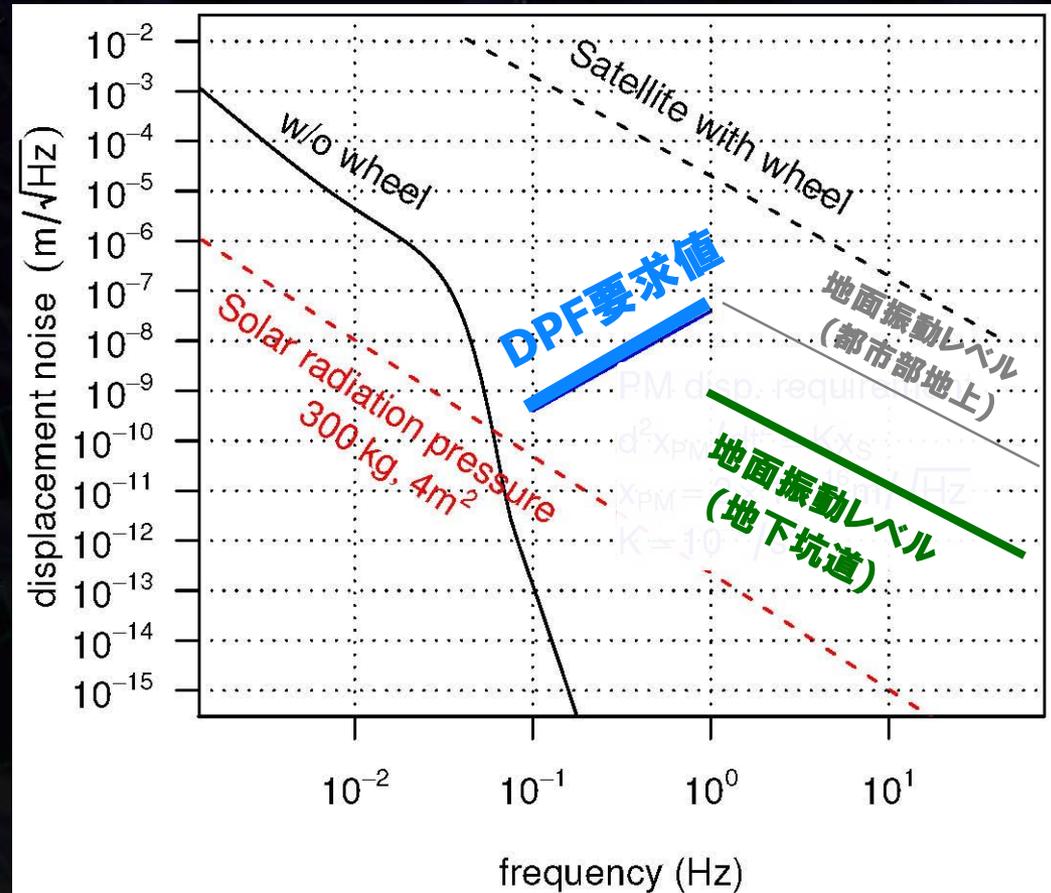
(静寂環境での
地面振動程度の安定度)

DPF構成：機械変動部は無い

モメンタムホイールは非搭載

リングレーザージャイロ

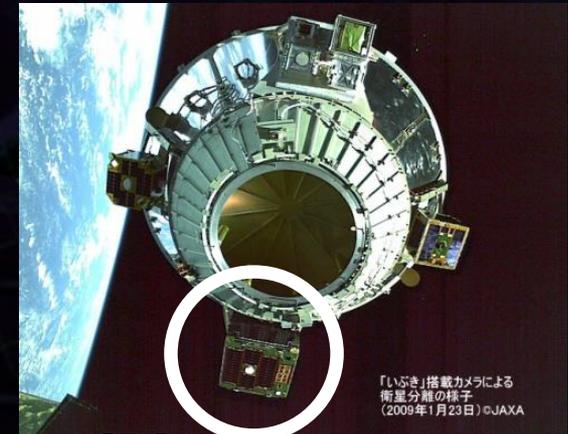
→ FOG に変更



試験マス周囲の温度変動要求値

$$1 \times 10^{-3} \text{ K/Hz}^{1/2}$$

- ⇒ 多重の輻射シールド
大きな熱浴, 熱伝導の良い材質

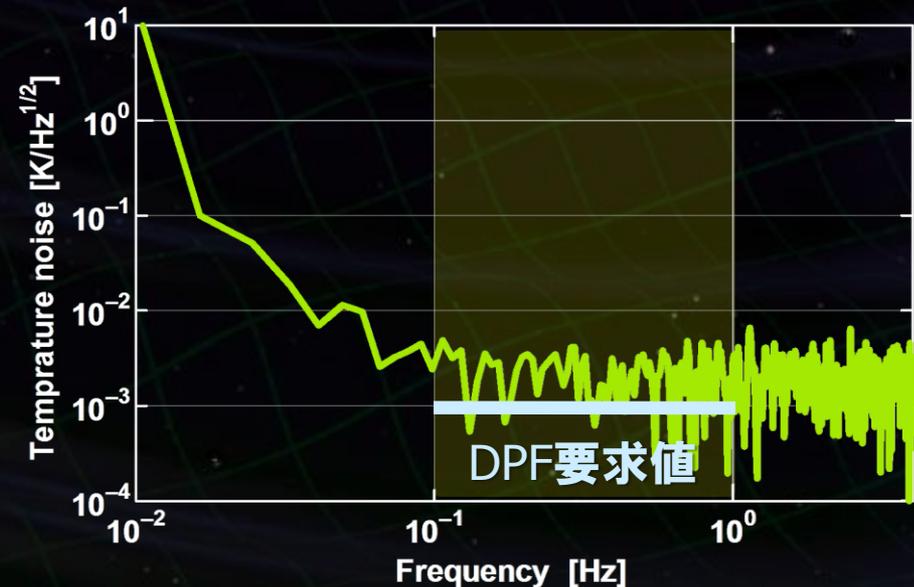


SDS-1

SWIMモジュール (SDS-1搭載) での温度変動実測結果

サバイバルヒータでのON/OFF制御
SWIMでは温度制御はしていない

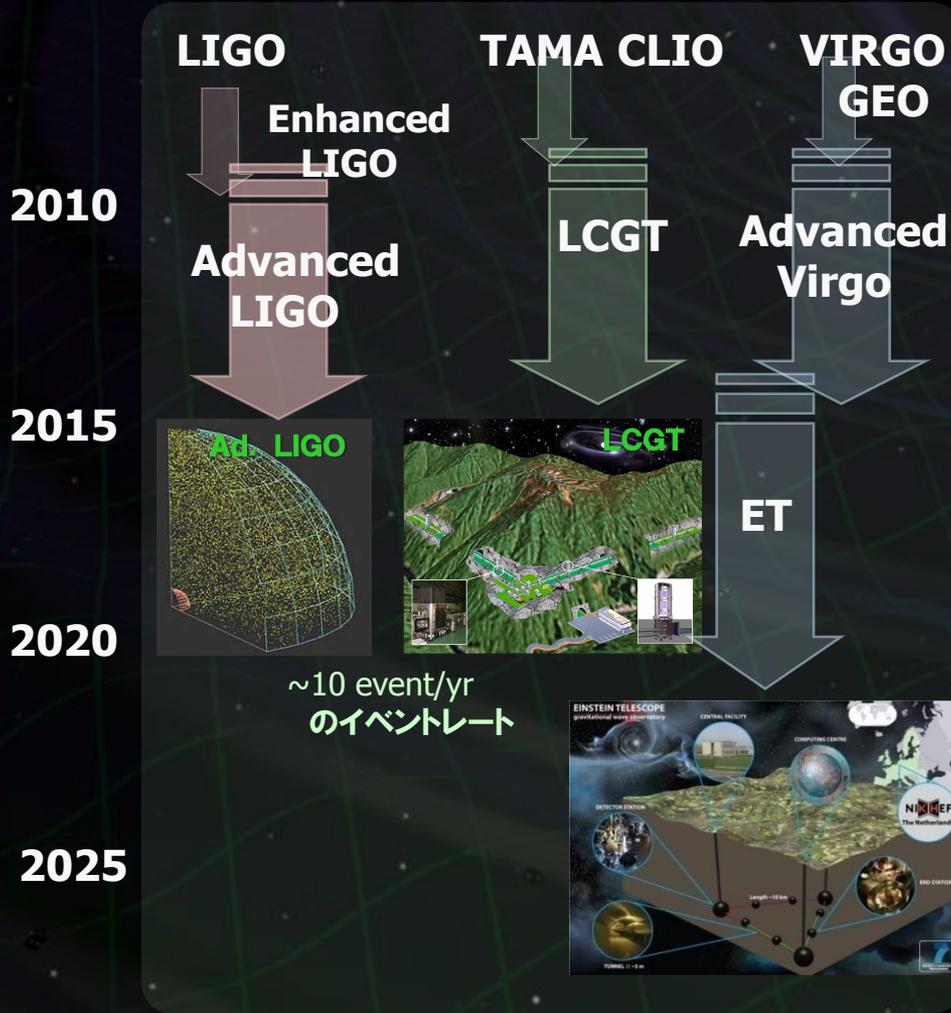
- ⇒ DPFの要求値を
ほぼ満たす結果
(ADC雑音による測定限界)



重力波天文学のロードマップ

地上望遠鏡

より遠くを観測 (10Hz-1kHz)



宇宙望遠鏡

低周波数帯の観測



KAGRA と DECIGO



KAGRA (~2017)

Ground-based Detector

→ 高周波数の重力波イベント

目標: 重力波の検出, 天文学

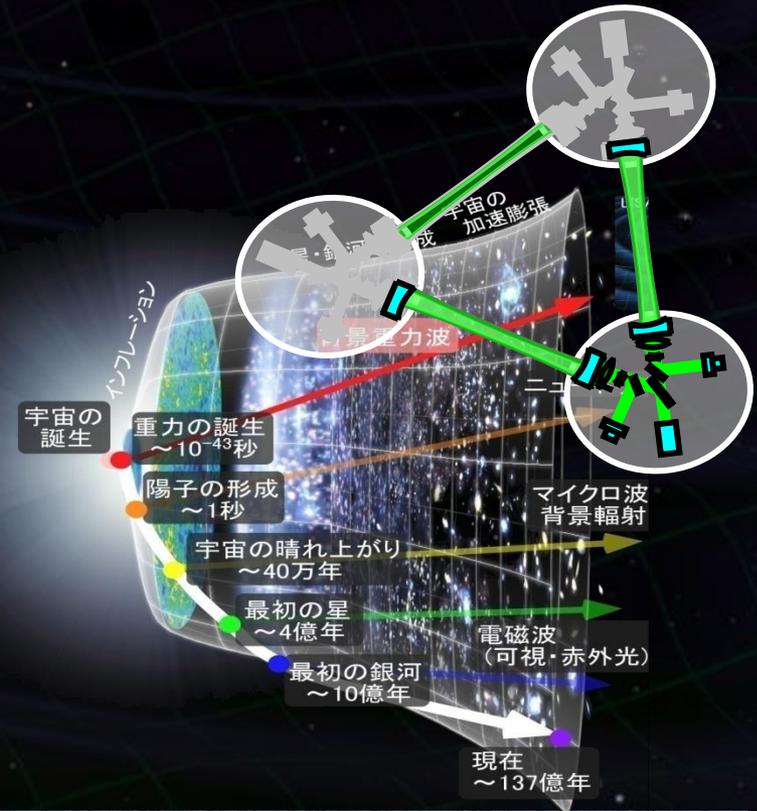


DECIGO (~2027)

Space observatory

→ 低周波数の重力波

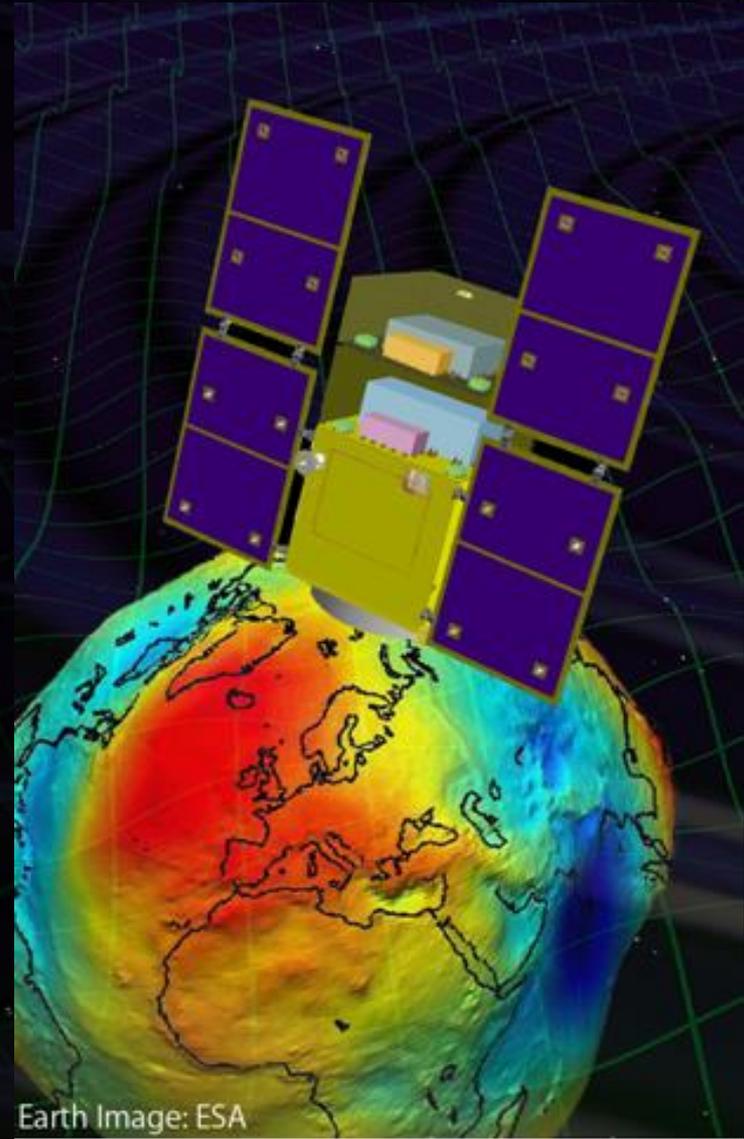
目標: 重力波天文学の展開



DPF WG members



青柳巧介, 我妻一博, 浅田秀樹, 麻生洋一, 新井宏二, 新谷昌人, 安東正樹, 井岡邦仁, 池上健, 石川毅彦, 石崎秀晴, 石徹白晃治, 石原秀樹, 和泉究, 市來淨與, 伊東宏之, 伊藤洋介, 井上開輝, 上田暁俊, 植田憲一, 歌島昌由, 江尻悠美子, 榎基宏, 戎崎俊一, 江里口良治, 大石奈緒子, 大河正志, 大橋正健, 大原謙一, 大淵喜之, 岡田健志, 岡田則夫, 河島信樹, 川添史子, 河野功, 川村静兒, 神田展行, 木内建太, 岸本直子, 國中均, 國森裕生, 黒田和明, 小泉宏之, 洪鋒雷, 郡和範, 穀山涉, 苔山圭以子, 古在由秀, 小薫康史, 固武慶, 小林史步, 西條統之, 齊藤遼, 坂井真一郎, 阪上雅昭, 阪田紫帆里, 佐合紀親, 佐々木節, 佐藤修一, 佐藤孝, 柴田大, 真貝寿明, 杉山直, 鈴木理恵子, 諏訪雄大, 瀬戸直樹, 宗宮健太郎, 祖谷元, 高島健, 高野忠, 高橋走, 高橋慶太郎, 高橋忠幸, 高橋弘毅, 高橋史宜, 高橋龍一, 高橋竜太郎, 高森昭光, 田越秀行, 田代寛之, 田中貴浩, 谷口敬介, 樽家篤史, 千葉剛, 辻川信二, 常定芳基, 坪野公夫, 豊嶋守生, 鳥居泰男, 中尾憲一, 中澤知洋, 中須賀真一, 中野寛之, 長野重夫, 中村康二, 中村卓史, 中山宜典, 西澤篤志, 西田恵里奈, 西山和孝, 丹羽佳人, 沼田健司, 能見大河, 橋本樹明, 端山和大, 原田知広, 正田涉, 姫本宣朗, 平林久, 平松尚志, 福嶋美津広, 藤田龍一, 藤本真克, 二間瀬敏史, 船木一幸, 細川瑞彦, 堀澤秀之, 前田恵一, 松原英雄, 宮川治, 宮本雲平, 三代木伸二, 向山信治, 武者満, 森澤理之, 森本睦子, 森脇成典, 八木絢外, 山川宏, 山崎利孝, 山元一広, 柳哲文, 横山順一, 吉田至順, 吉野泰造, 若林野花, 阿久津智忠, 松本伸之, 正田亜八香, 道村唯太, 田中伸幸, 黒柳幸子, 陳たん, 江口智士, 権藤里奈



Earth Image: ESA

DECIGO組織



代表: 中村 (京都大)
副代表: 安東 (東大理)

運営委員会

川村 (東大宇宙線研), 安東 (東大理), 瀬戸 (京大理), 中村 (京大理), 坪野 (東大理), 佐藤 (法政大理工), 田中 (京大基研), 船木 (JAXA), 沼田 (Maryland), 神田 (阪市大理), 井岡 (KEK), 高島 (JAXA), 横山 (東大理), 阿久津 (国立天文台)

Pre-DECIGO

佐藤 (法政理工)

検出器

阿久津
(国立天文台)
沼田 (Maryland)

サイエンス・データ

田中 (京大基研)
瀬戸 (京大理)
神田 (阪市大理)

衛星

船木 (JAXA)

Design phase

DECIGO パスファインダー
リーダー: 安東 (東大理)

Mission phase

干渉計

佐藤 (法政理工),
上田 (国立天文台),
麻生 (東大理)

レーザー

武者 (電通大)
植田 (電通大)

ドラッグフリー

佐藤 (法政理工),
坂井 (JAXA)

スラスター

船木 (JAXA)

信号処理

阿久津
(国立天文台)

バス

高島
(JAXA)

データ解析

神田
(阪市大理)

DECIGO-WG **メンバー** 145名

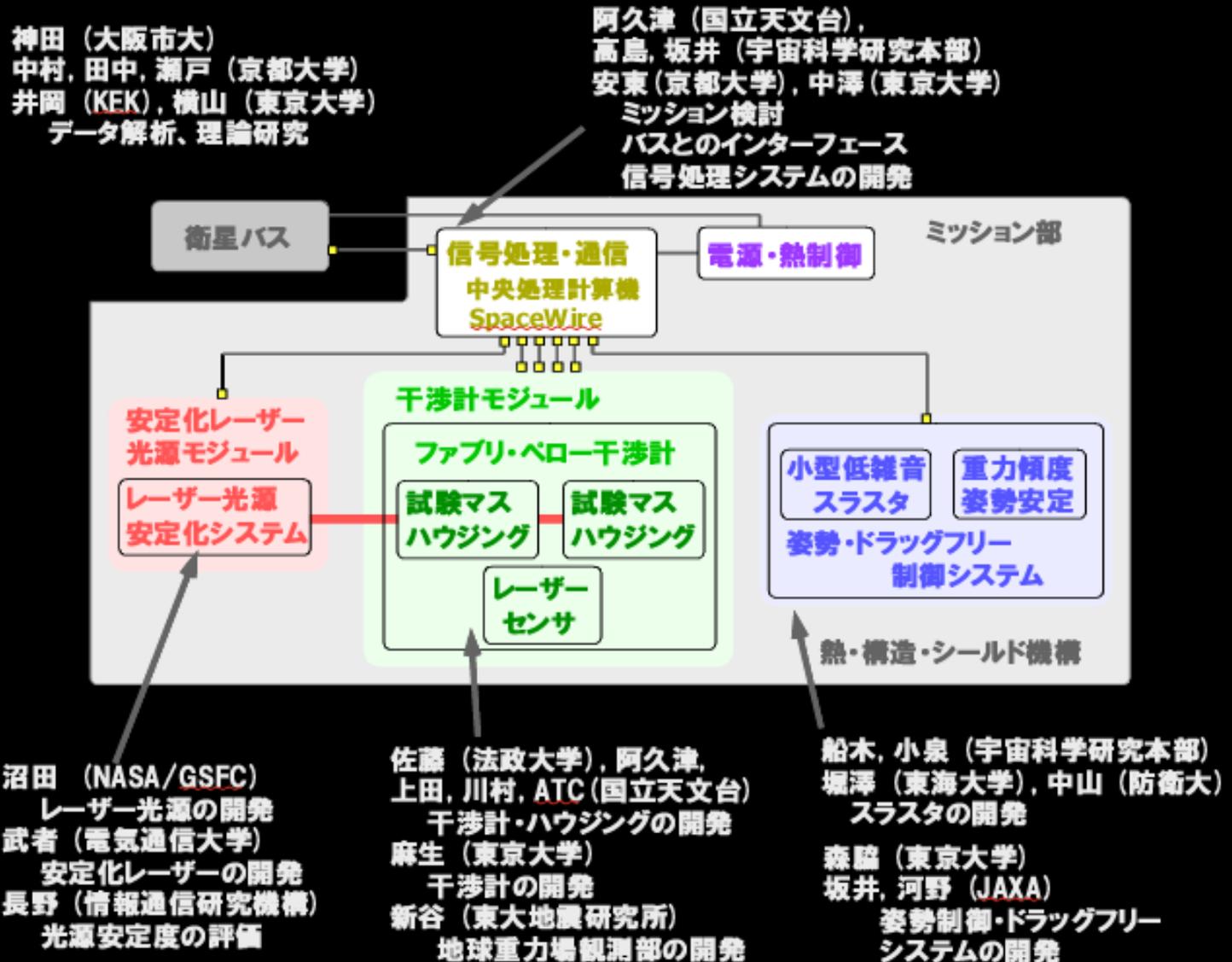
| | |
|------------|------------|
| 理論 | 57名 |
| 実験 | 80名 |
| シニア | 8名 |

実験 80名の内訳

| | |
|-----------------------------|------------------|
| KAGRAでも主要タスクを担うメンバー | 17名 (21%) |
| KAGRAでも一部のタスクを持つメンバー | 3名 (3%) |
| DECIGO/DPFのみに参加 | 57名 (71%) |
| 国外 | 4名 (5%) |

- JGWC (Japan Gravitational-Wave Community)での合意:
「重力波グループとしてはKAGRAを最優先するが、DECIGOは次のプロジェクトとして重要」
- DECIGOとKAGRAとは独立. これは光赤外天文学と電波天文学が組織も違い、将来計画も独立にやっているのに対応.
- 背景重力波観測では、周波数帯が宇宙進化の各時期に対応.
地上 100Hz, DECIGO 0.1Hz, LISA 1mHz,
PTA 10nHz, CMB 10^{-15} Hz.
→ スペクトルを知ることによって宇宙進化の情報が得られる.

推進体制



DPF-WG
101名
DECIGO
145名

衛星スケールの検討

| | 中型衛星 (ASTRO-X) | 小型科学衛星 (SPRINT-X) | 技術実証衛星 (SDS-X) | 大学衛星 (Cube sat.) |
|---------------|--|-----------------------------------|---|---------------------|
| 衛星 サイズ [m] | 1 - 10 | 1 - 3 | 0.5 - 1 | 0.1-0.5 |
| 衛星重量 [kg] | ~ 2000 | ~ 400 | ~ 100 | ~ 10 |
| 開発期間 [年] | ~ 10 | ~ 6 | ~ 4 | ~ 3 |
| コスト [億円] | ~ 200 | ~ 70 | ~ 5 | ~ 0.1 |
| 期待できる 成果 | (Pre-DECIGO) 重力波の検出 フォーメーション フライト | (DPF) 観測データ取得 根幹技術の 総合試験 | (SWIM) 根幹技術の 個別試験 (×Drag-free) | 動作試験 原理実証 |

SWIMによる実証とDPF

SDS-1搭載のSWIM (Space wire demonstration module)

DPF衛星のプロトタイプとしての役割

SpC2 小型衛星標準バス (通信・信号処理, 電源制御)

Snm DPFミッション部 (デジタル制御ボード, AD/DAコンバータ, センサモジュール)

SpaceCube2: Space-qualified Computer

CPU: HR5000

(64bit, 33MHz)

System Memory:

2MB Flash Memory

4MB Burst SRAM

4MB Asynch. SRAM

Data Recorder:

1GB SDRAM

1GB Flash Memory

SpW: 3ch

Size: 71 x 221 x 171

Weight: 1.9 kg

Power: 7W



Photo by JAXA

SWIM_{μv} : User Module

Processor test board

GW+Acc. sensor

FPGA board

DAC 16bit x 8 ch

ADC 16bit x 4 ch

→ 32 ch by MPX

Torsion Antenna x2

~47g test mass

Data Rate : 380kbps

Size: 124 x 224 x 174

Weight: 3.5 kg

Power: ~7W

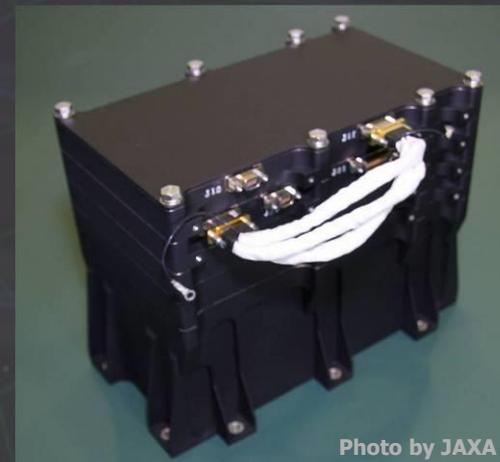


Photo by JAXA

SDS-1
Bus System

Power +28V
RS422 for CMD/TLM
GPS signal

Power ±15V, +5V
SpW x2 for CMD/TLM

超小型宇宙重力波検出器

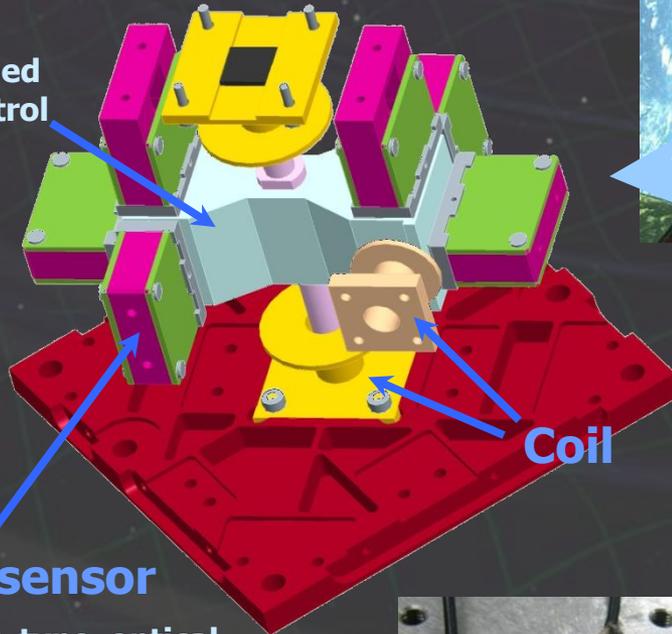
2009年1月打ち上げ, 2010年9月運用停止

⇒ 世界で最初の 宇宙重力波検出器

TAM: Torsion Antenna Module with free-falling test mass
(Size : 80mm cube, Weight : ~500g)

Test mass

~47g Aluminum, Surface polished
Small magnets for position control



Coil

Photo sensor

Reflective-type optical displacement sensor
Separation to mass ~1mm
Sensitivity ~ 10^{-9} m/Hz^{1/2}
6 PSs to monitor mass motion

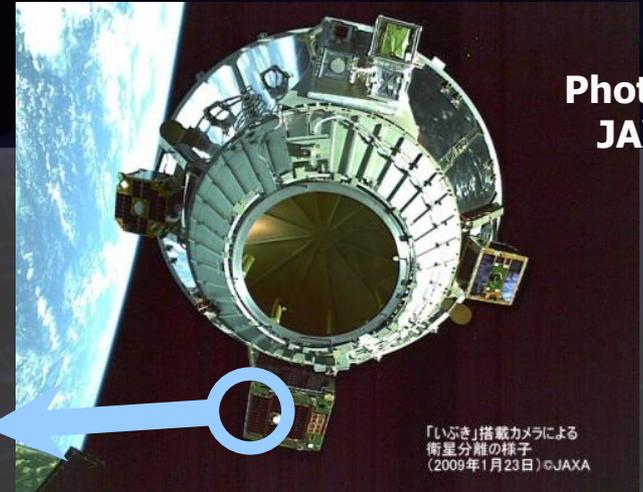
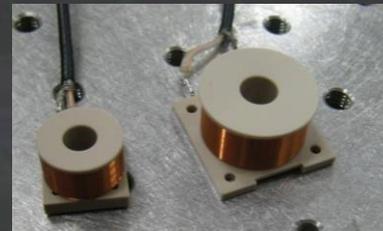
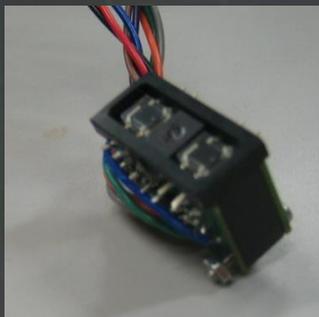
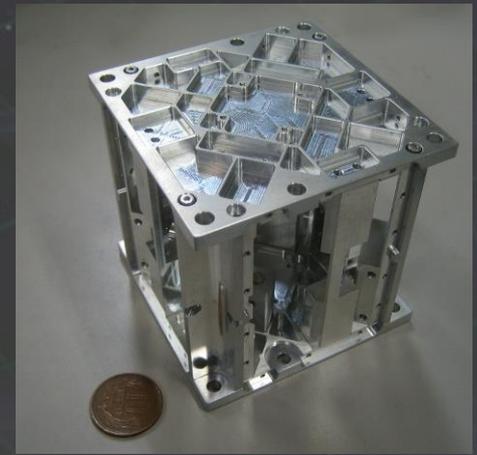


Photo:
JAXA

「いぶき」搭載カメラによる
衛星分離の様子
(2009年1月23日) ©JAXA



SWIM_{μν} 軌道上実証



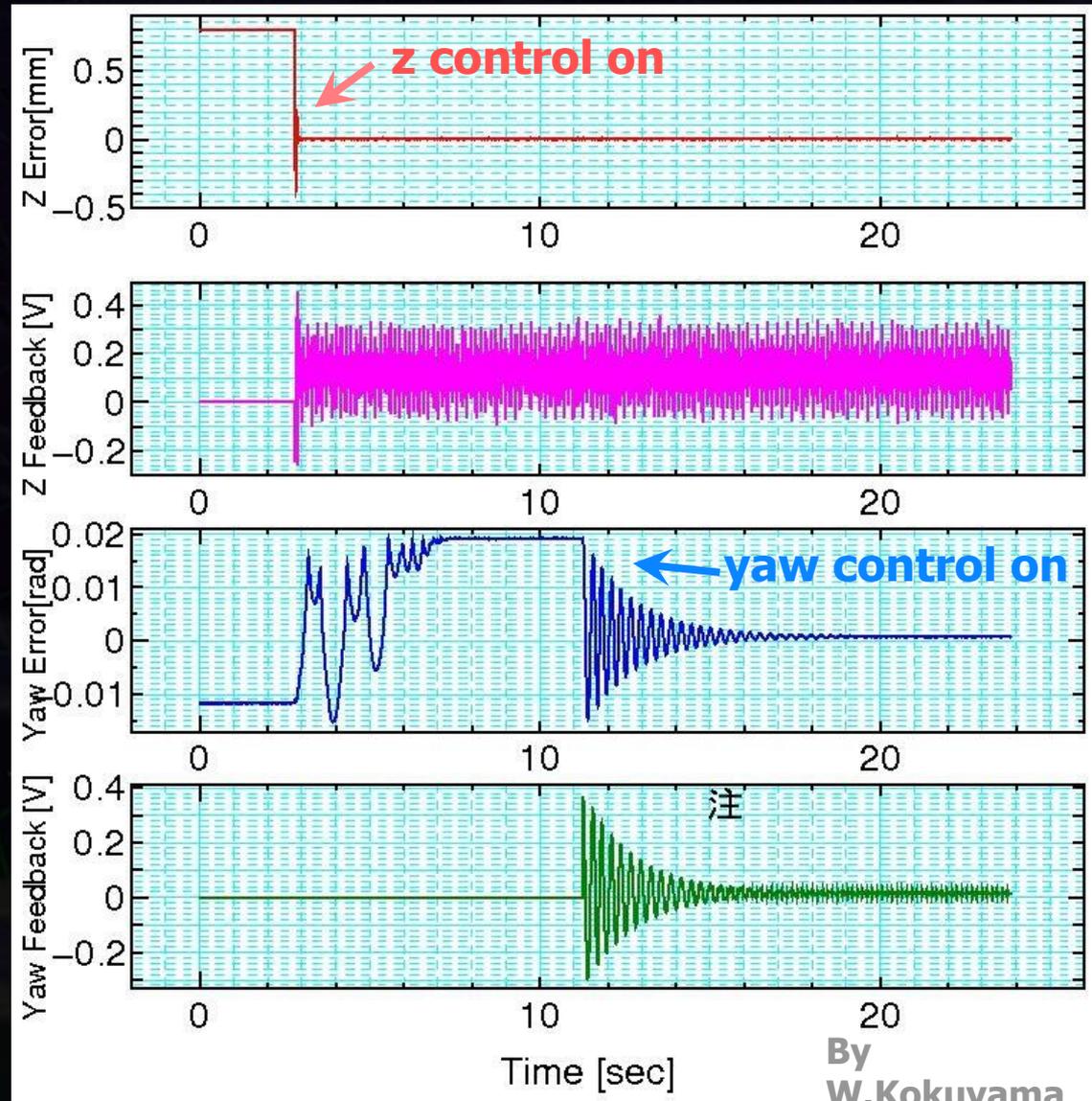
SWIM
In-orbit operation

Test mass controlled

Error signal → zero
Damped oscillation
(in pitch DoF)
Free oscillation
in x and y DoF
Signal injection
→ OL trans. Fn.

Operation: May 12, 2009

Downlink: ~ a week



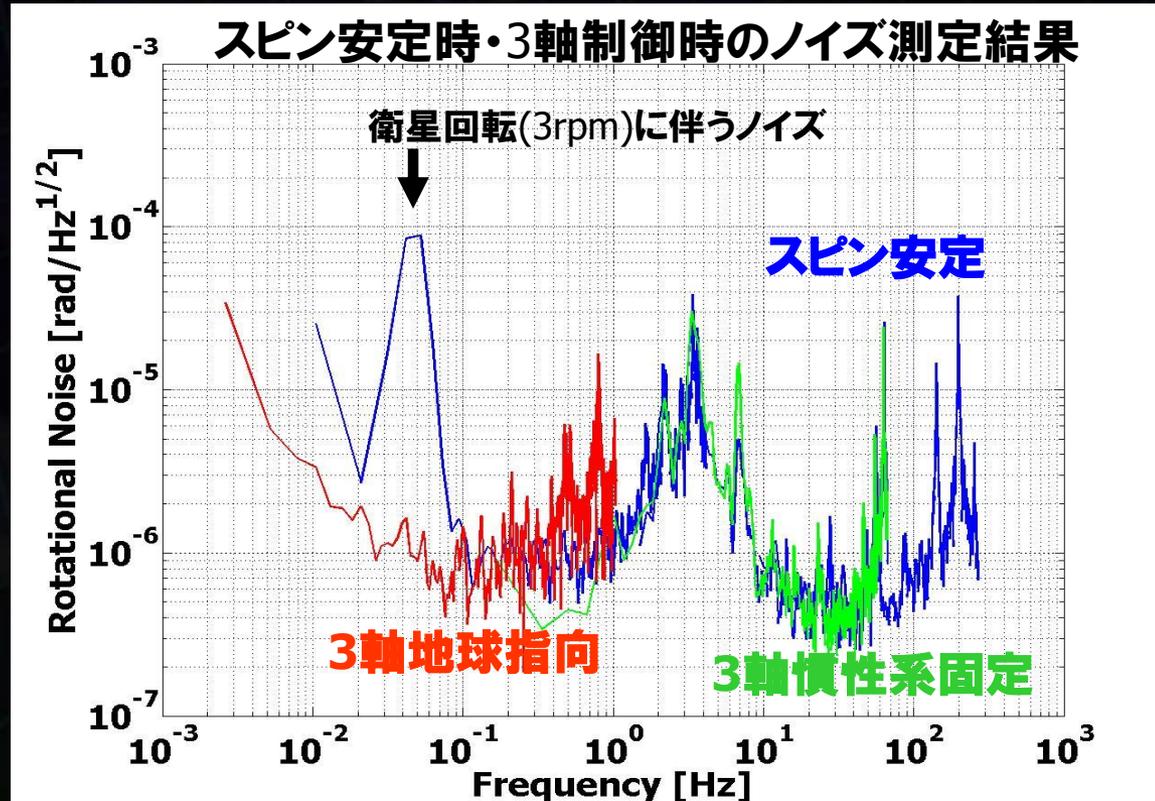
By
W.Kokuyama

月1回のペースで順調に運用中

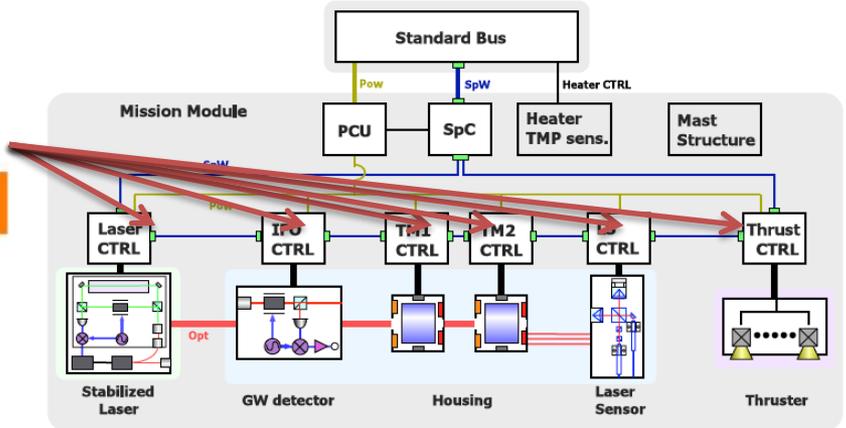
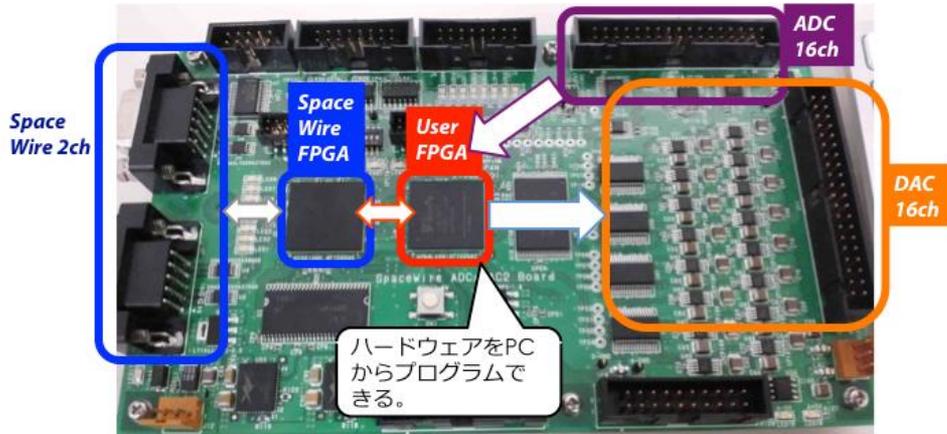
伝達関数測定, DC gain測定
衛星3軸制御時のスペクトル測定



6月より観測を計画中



信号処理部



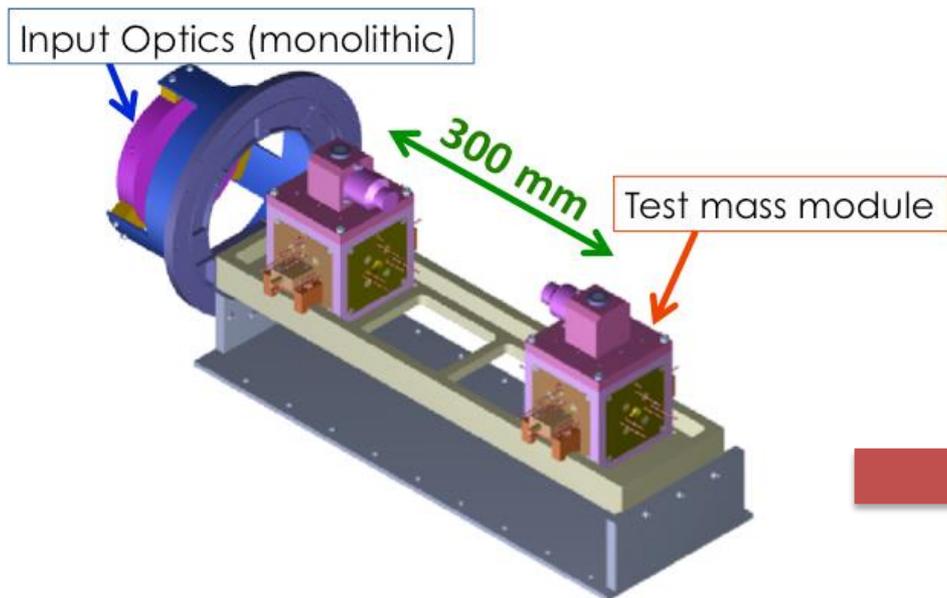
ミッション部を構成する各機器のインターフェース部を開発した。(16bit AD/DA、SpW 2ch) SDS-1/SWIM μ vのものをベースにしている。

ミッション部の信号系統

➡ 今後、ミッション部各機器の噛み合わせ試験時に使用

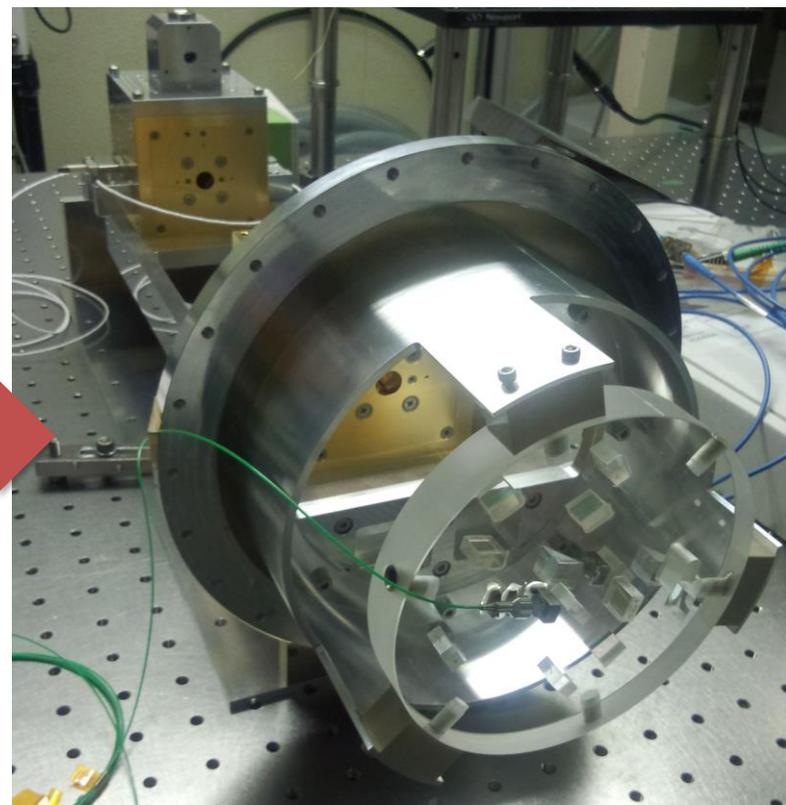
また、ドラッグフリー飛行系の構築のための、ミッション部の信号トポロジーの変更とバス部との噛み合わせを設計していく必要あり。

干渉計モジュール



干渉計モジュールBBM2

基線長30cmのファブリ・ペロー光共振器
DPFのメイン装置。重力波検出器の役割。



構成部品(機構部品、モノリシック光学系など)について、
・環境試験(衝撃、振動等)を行っていく。
・それを元に熱構造設計にフィードバックする。

干渉計モジュールについて

光学系部品だけでの動作テスト

この状態でのFabry-Perot光共振器の動作は確認済み。

← 1030 nm laser source + fiber coupler

Fibered EOM

Input optics (BBM2)

Cavity (300mm)

Feedback to the piezo stage at the end mirror and laser source.

The cavity can be operated.

by Kasuga

•SE室相談会 (2013年12月24日, 宇宙科学
研究所)

試験マス素材の開発

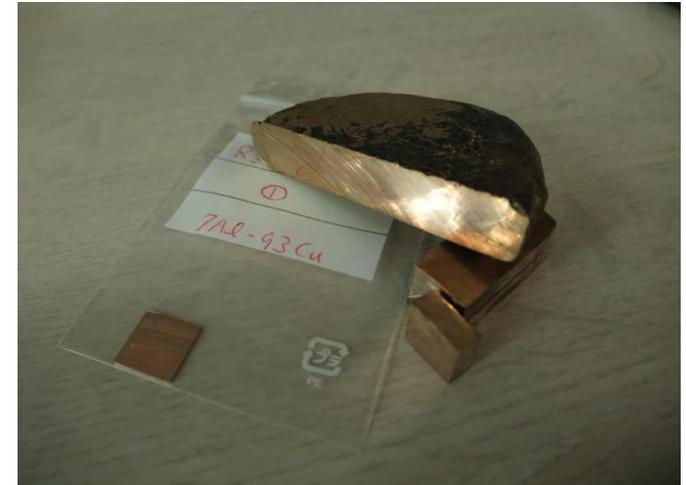
Data, photo by Sato

Stringent requirements for the material

Magnetic susceptibility: $< 10^{-6}$ (in SI unit)

Exploring the alloys

- Alloy of paramagnet / diamagnet
- Reasonable combination of elements
- Hopefully not "precious" metals



Al-Cu case

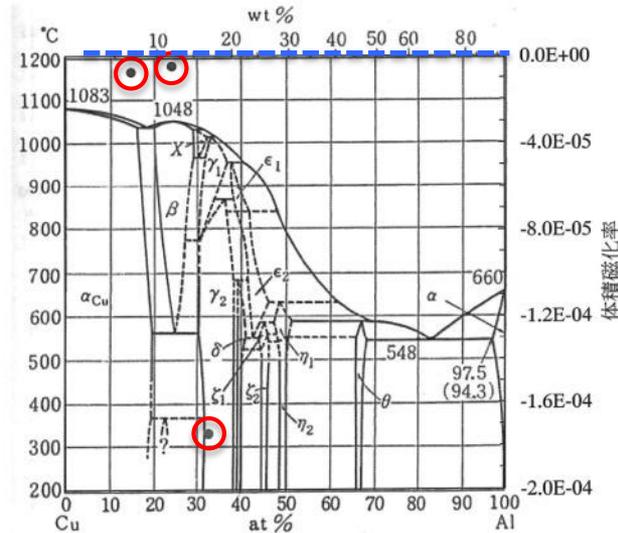


図 3・91 Al-Cu (解説: 右段)

Al-Sn case Typical Be-Cu's magnetic susceptibility is $1e-4 \sim 1e-5$.

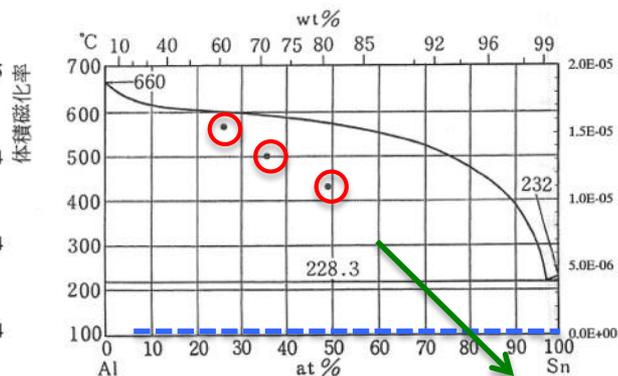


図 3・114 Al-Sn

Example: -4×10^{-6}

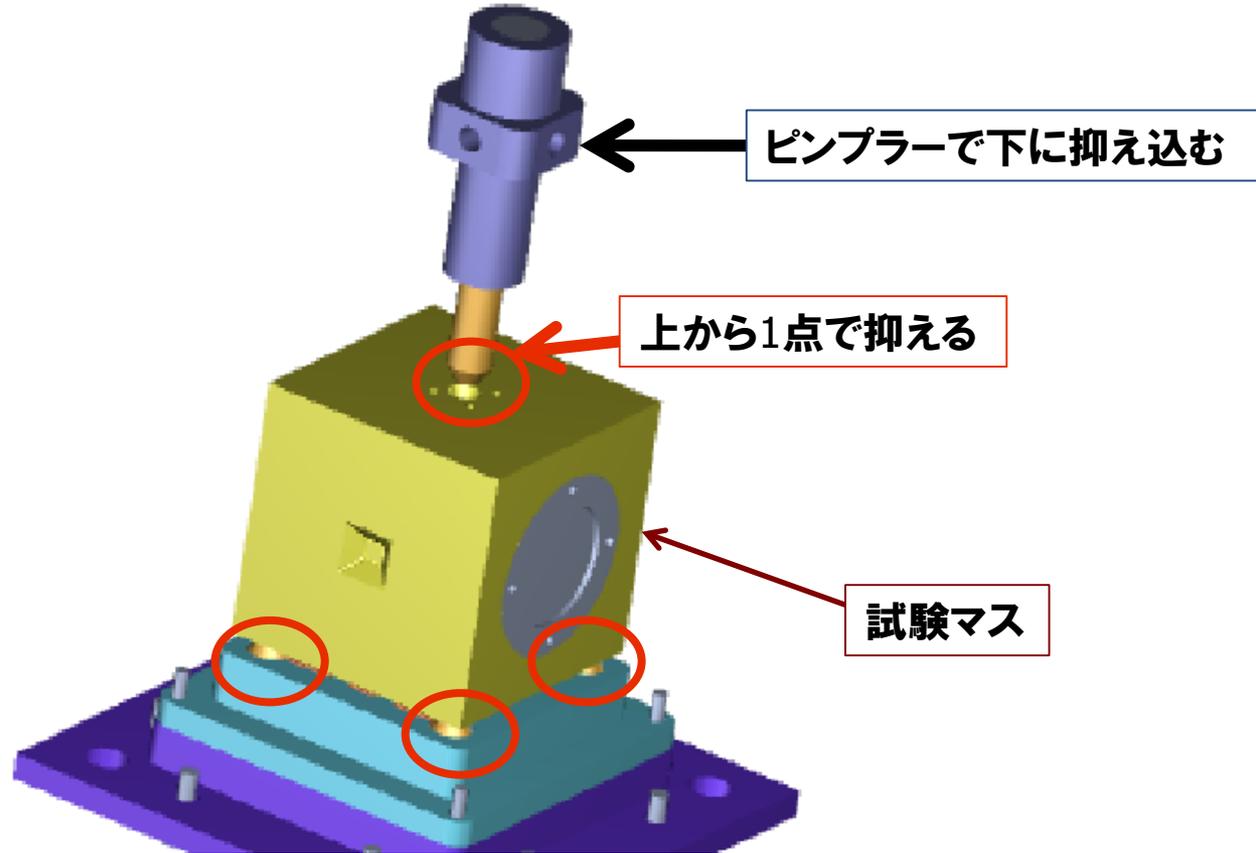
表-3

| 合番 | 主な成分 | 磁化率 |
|----|-------------------|------------------------|
| 1 | Be-Cu(ALLOY17410) | 9.94×10^{-5} |
| 2 | Be-Cu(BRUSH60) | 2.26×10^{-5} |
| 3 | 7wt%Al-93wt%Cu | -7.04×10^{-6} |
| 4 | 12wt%Al-88wt%Cu | -4.34×10^{-6} |
| 5 | 17wt%Al-83wt%Cu | -1.74×10^{-4} |
| 6 | 19wt%Al-81wt%Sn | 1.10×10^{-5} |
| 7 | 29wt%Al-71wt%Sn | 1.33×10^{-5} |
| 8 | 39wt%Al-61wt%Sn | 1.55×10^{-5} |

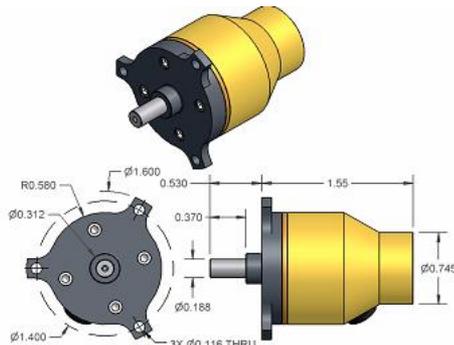
SE重相試料は目標値に近づいているが、今後、より近づける
研究所)

ローンチロック機構

ローンチロック機構: 打ち上げ時に試験マスを固定するためのもの。
基本設計および機構の製造(ピンプラー以外)までは完了。



候補のピンプラー例



試験マスの下4カ所に球状のくぼみがあり、
そこに下からの支えがはまる

今後、ピンプラーの購入、および動作テストを予定。

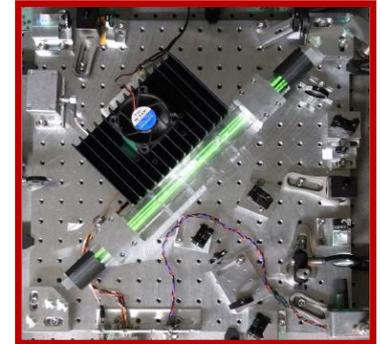
これまで行った事(光源)-1

衛星搭載用周波数安定化光源の開発

(1) 試作1号機(ヨウ素安定化Yb:YAG レーザー)の作成

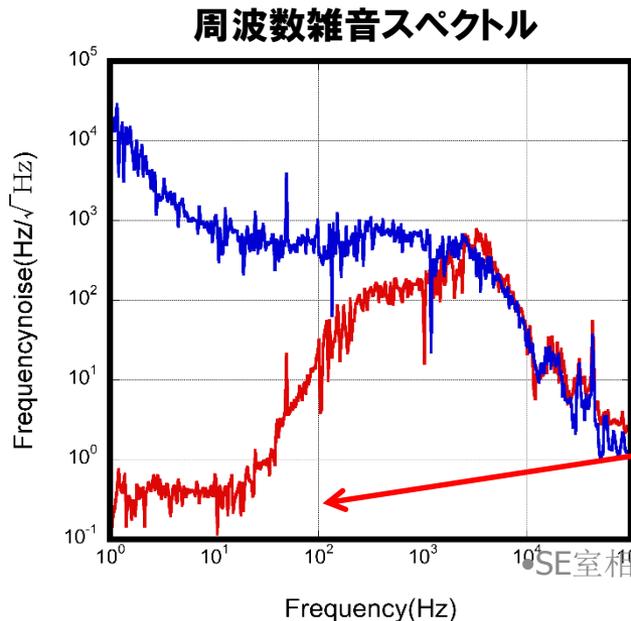
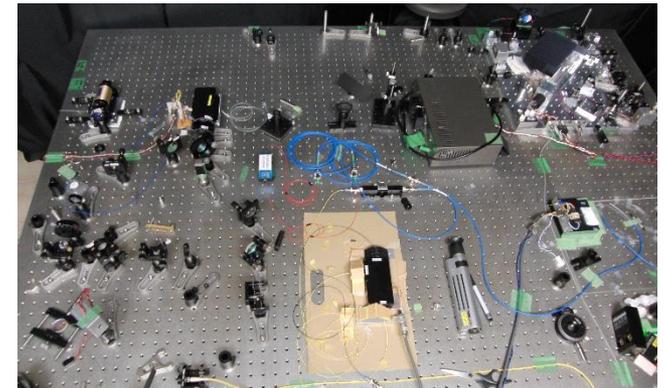
波長1030nmでは初の試み

飽和吸収信号
取得部



周波数安定化と強度安定化を行い
間接評価ながら性能を確認

光源全景



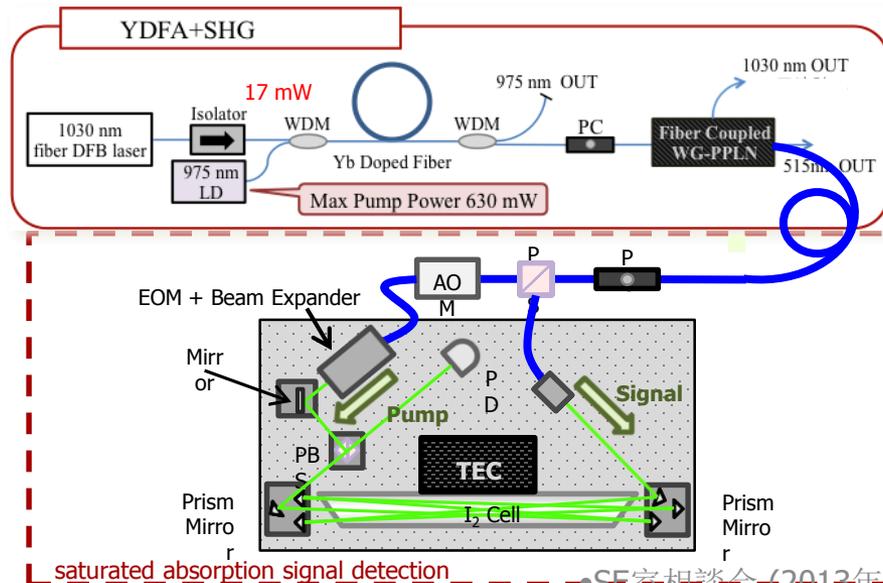
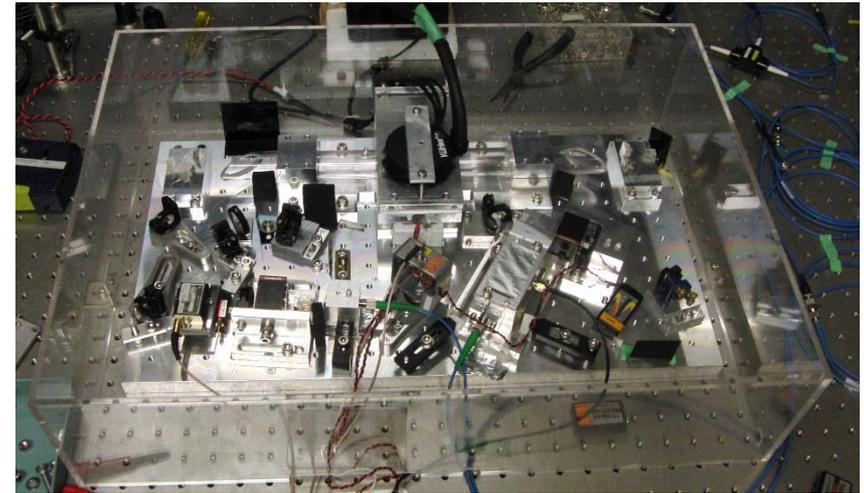
間接評価(誤差信号評価)では要求値を満たす

これまで行った事(光源)-2

(2) 周波数安定化光源のBBMを作成

光源を固体レーザーからfiber laser に交換
全ファイバ系にして機械的安定性を向上
信号取得部の小型化、堅牢化を行う

信号取得部



FPGAを用いた自動制御

周波数安定化を行う

長期動作テスト

saturated absorption signal detection

今後の予定(光源)

周波数安定度を厳密に評価するためには、同安定度の光源2台が必要

BBMの2号機(改良版)を作成

基本的な構成は1台目と同じで

改良点

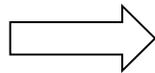
可動部等を減らし、機械的安定性のさらなる向上

効率の向上と電気消費量の削減

光源部の小型化

周波数安定度を評価し、パラメータを最適化することにより周波数安定度の向上

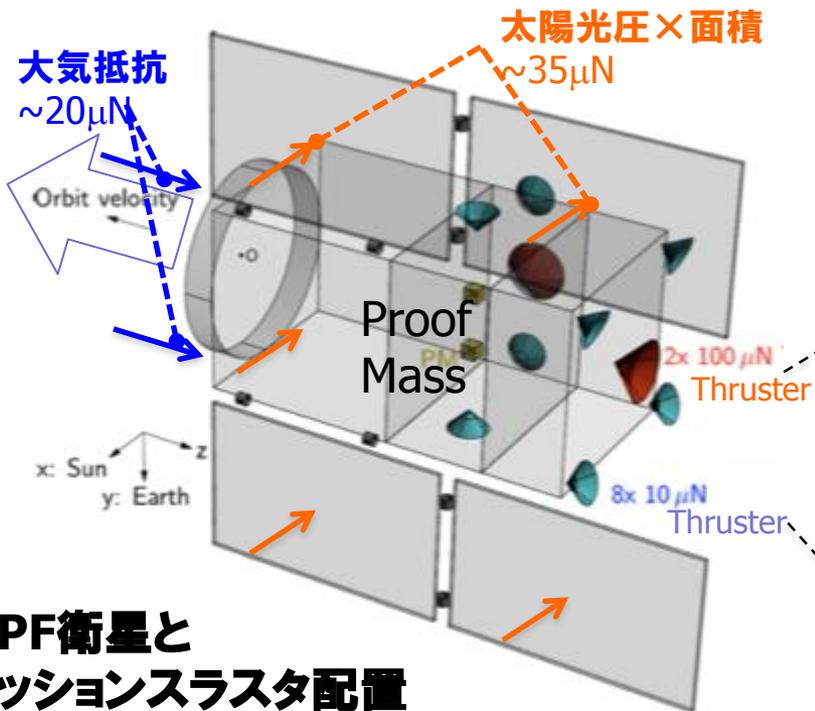
強度安定化システムの組み込み



干渉計部と組み合わせて動作確認

FY25までの成果：DPFミッションスラスタ

ドラッグフリー用の小推力・可変推力スラスタシステムを設計



小型イオンスラスタ($\leq 100\mu\text{N}@$)
(光圧ならびに空気抵抗補償用)

DPF衛星と ミッションスラスタ配置

ミッションスラスタの主な仕様

| Item | Spec |
|-------------------|---|
| Thrust | 5-100 μN x 2 units 0.5-10 μN x 8 units |
| Thrust resolution | 0.1 μN |
| Thrust noise | 0.1 $\mu\text{N}/\sqrt{\text{Hz}}$ |
| Isp | >1,000s |
| Weight | <40 kg |
| Power | <58 W |
| Ope. Time | 4,300hrs |

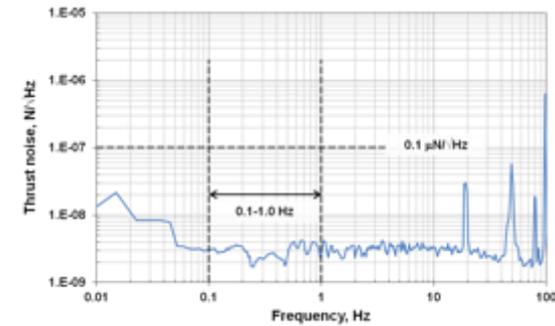
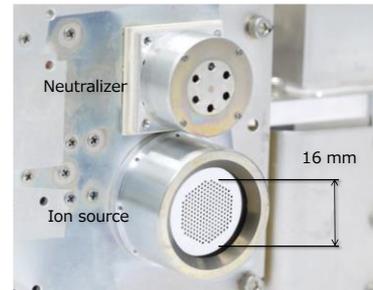


超小型イオンスラスタ($\leq 10\mu\text{N}@$)
(FEEP,その他の外乱補償用)

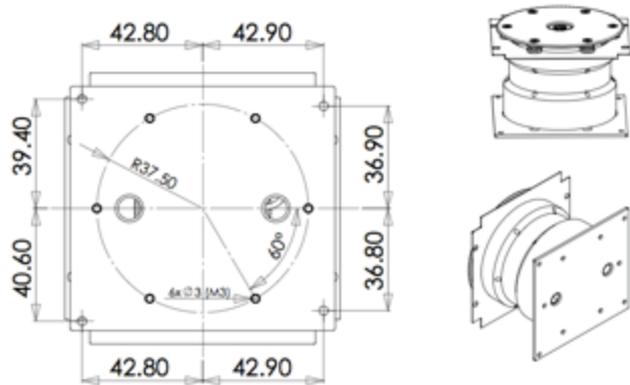
●SE室相談会 (2013年12月24日) 宇宙科学研究所

FY25までの成果:DPFミッションスラスタ(続)

各イオンスラスタと小型中和器(オプション)の開発状況



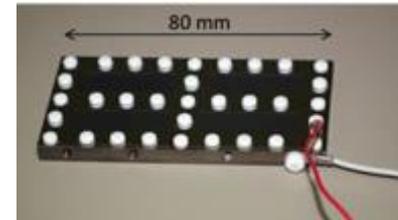
DPF搭載と同一のNASA-MMS*搭載FEFP



DPF用FEFPの機械インターフェース設計

小型イオンスラスタ($\leq 100\mu\text{N}$)

- 東大のマイクロサット(HODOYOSHI4号)で2014年に実証予定
- DPF用のサイズダウンと推力ノイズ評価を実施



超小型イオンスラスタFEFP($\leq 10\mu\text{N}$)

- イオンエミッタとして国内外衛星で搭載実績あり (TRL=8~9)
- スラスタメーカーのAustrian Inst. Technol.と共同で、DPF用の設計・インターフェース設計を実施

小型中和器($\leq 3\text{mA}$)

- JAXA研究開発本部でHTV/テザー実験で実証予定のカーボンナノチューブ電子エミッタ
- DPF用の設計・評価

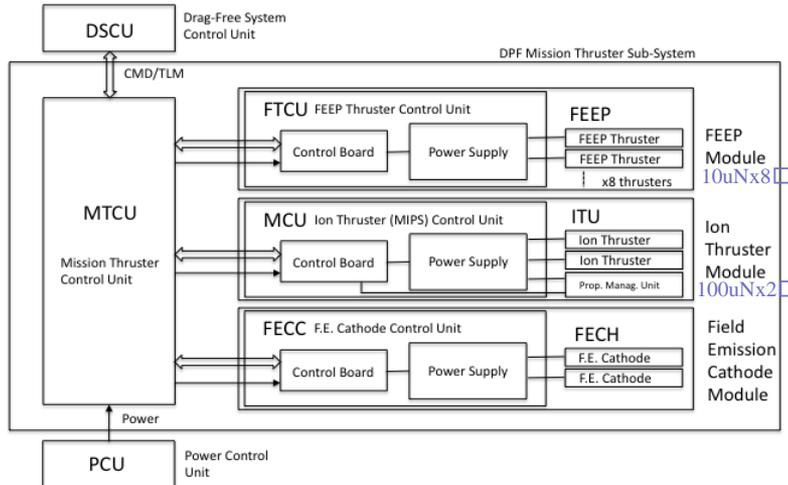
衛星相談会 (2013年12月24日)ではオプション機器
宇宙科学研究所)

FY26の計画: DPF ミッションスラスタ

以下の3項目を実施予定

1. ミッションスラスタシステムの設計まとめ

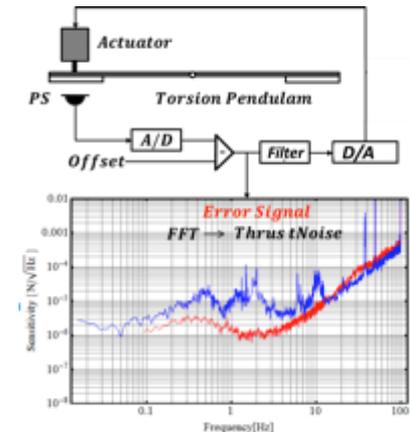
- 2012年度末のミッション提案に向けてドラッグフリーシステムに適合したスラスタシステムの設計をまとめる



ミッションスラスタシステムブロック図

2. ミッションスラスタの直接推力評価

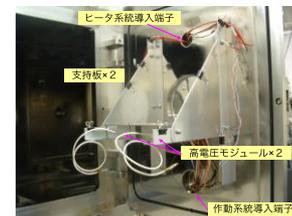
- 従来、イオンスラスタの推力ノイズは、イオンビーム測定にて評価していた。
- 開発中のスラストスタンドの推力ノイズ測定感度を高めて、直接測定技術を獲得する。



推力と制御系、ならびに現状の推力ノイズ感度特性

3. ミッションスラスタの低消費電力化研究

- 現状のスラスタ構成よりも更に低電力で動作可能な、スリット型FEEPの研究を継続する。
- バックアップスラスタとしてのコールドガスジェットシステムの設計を行う



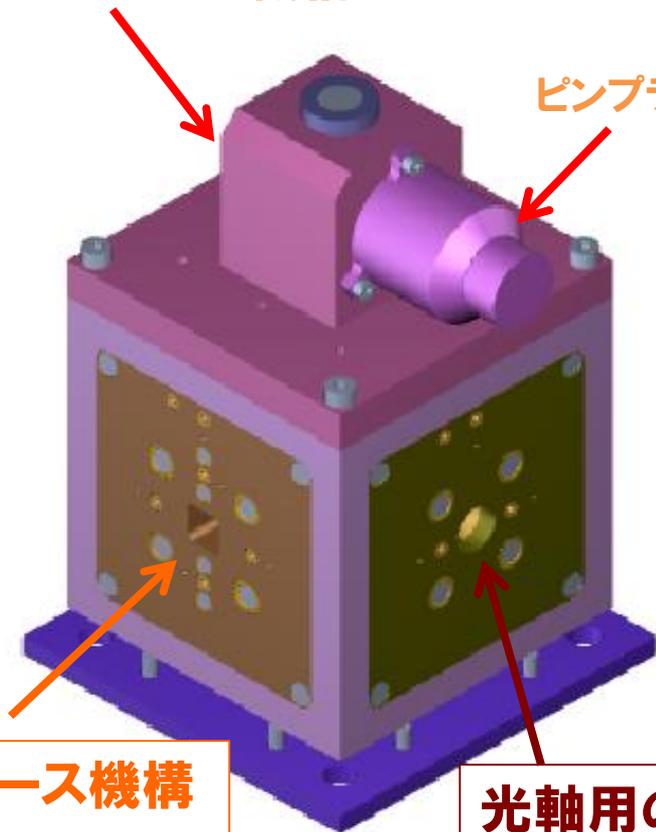
スリット型FEEPは表面処理が難しく開発難易度が高い。しかし、もし利用可能であればシステム電力が大幅に低減可能なため、研究を継続。

SE室相談会(2013年12月24日)
宇宙科学研究所

試験マス・ハウジング

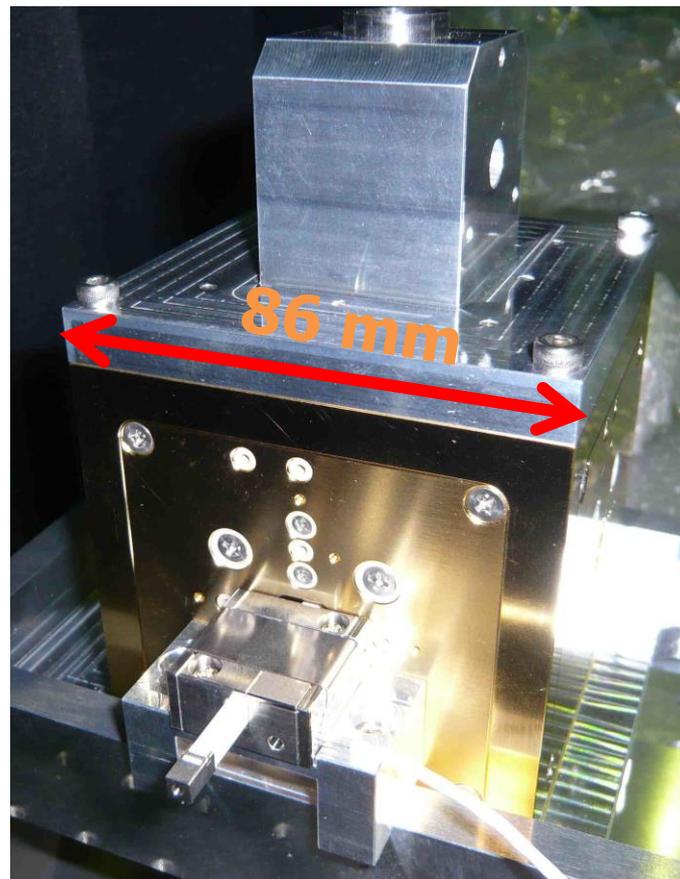
ローンチロック機構

ピンプラー



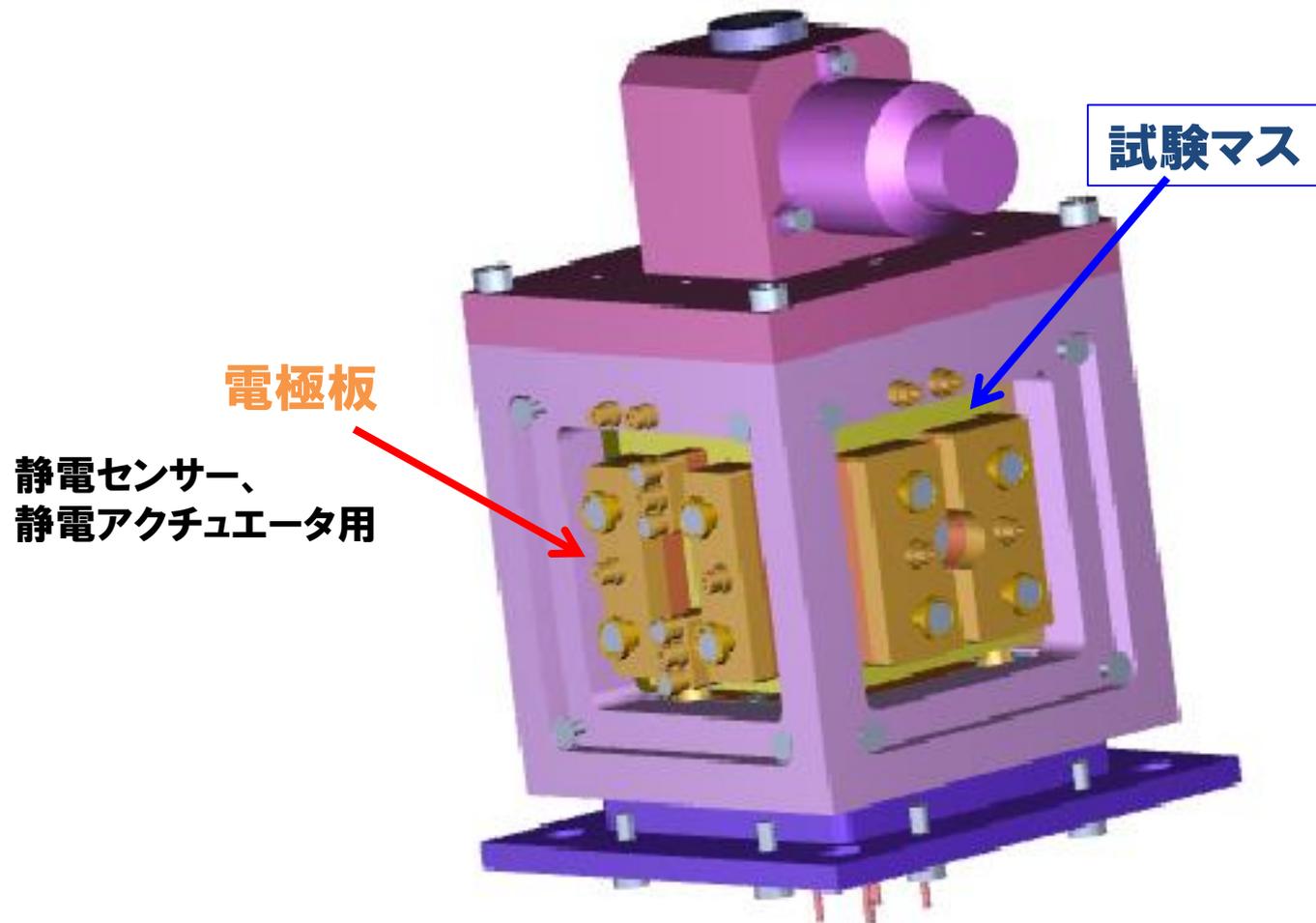
クランプリリース機構
用の穴

光軸用の穴



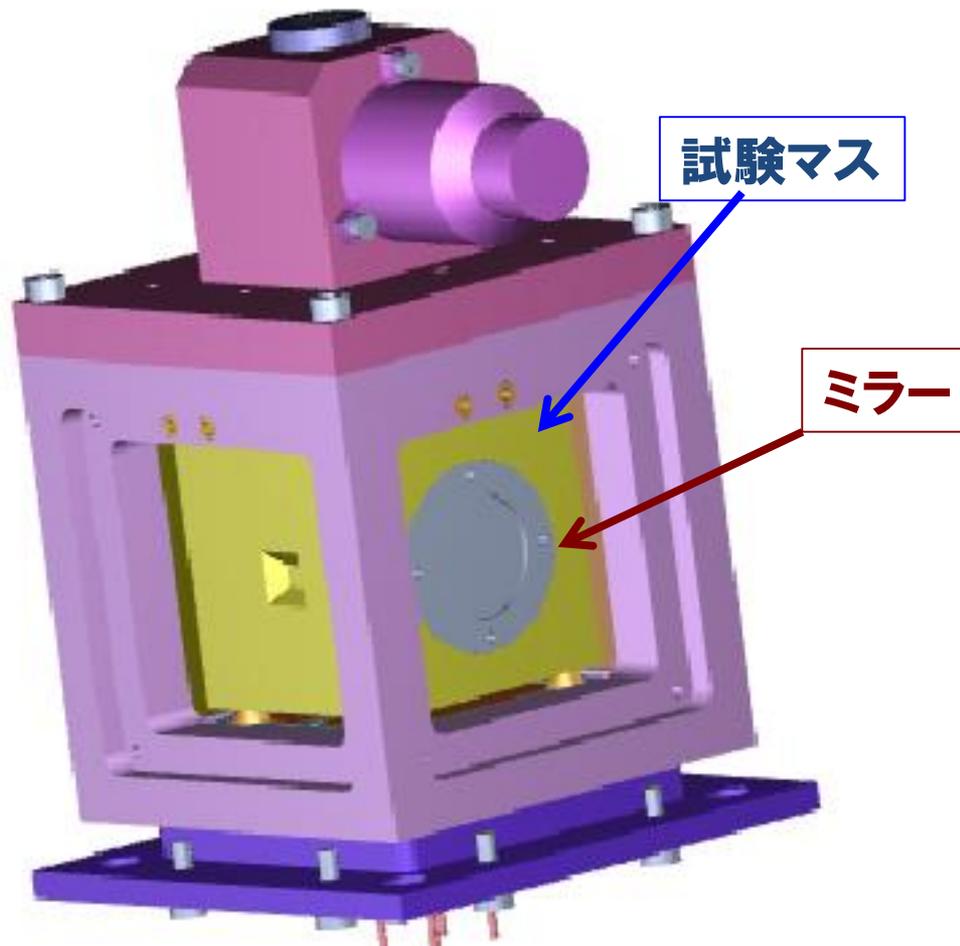
•SE室相談会 (2013年12月24日, 宇宙科学研究所)

試験マス・ハウジング



•SE室相談会 (2013年12月24日, 宇宙科学研究所)

試験マスの構造



•SE室相談会 (2013年12月24日, 宇宙科学研究所)