

SWIM μ v 気球実験・航空機実験の現状と結果

穀山 渉

東京大学 理学系研究科 物理学専攻 坪野研究室

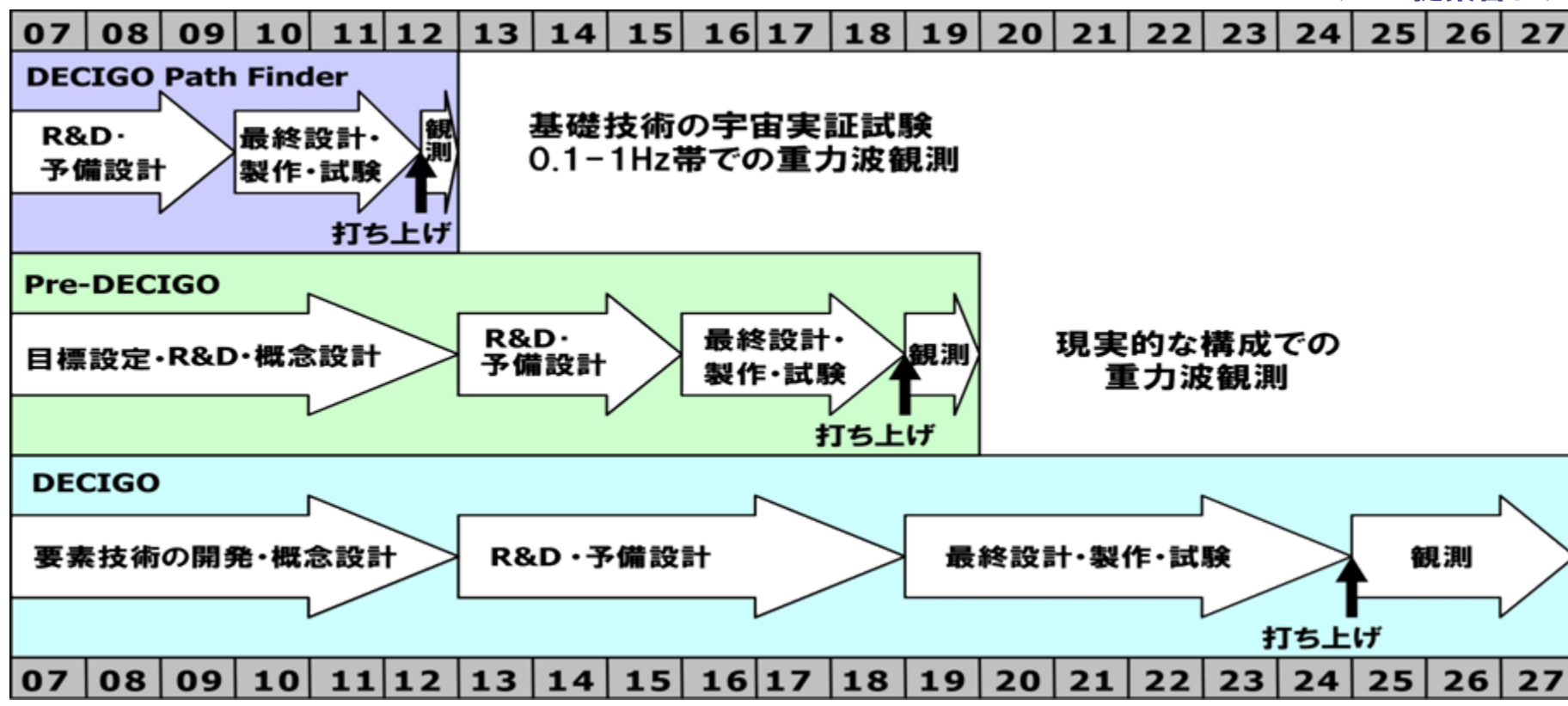


- SWIM μ vの概要と現状
- 気球による無重力実験
 - 無重力実験の概要
 - プロトタイプ品センサーの性能
 - 室内落下実験
- 航空機による無重力実験
- まとめ

- **SWIM μ vの概要と現状**
- 気球による無重力実験
 - 無重力実験の概要
 - プロトタイプ型マスモジュール
 - 室内落下実験
- 航空機による無重力実験
- まとめ

DECIGO ロードマップ

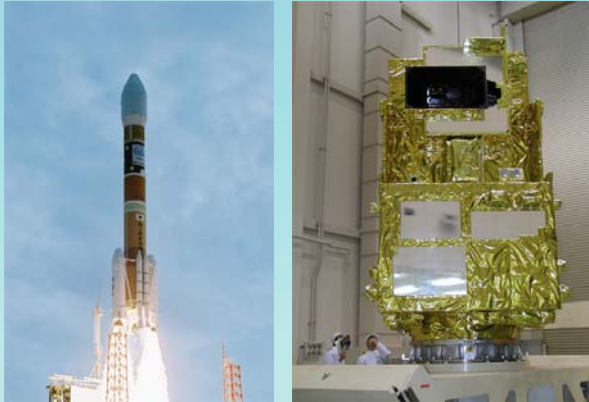
DPF ミッション提案書より



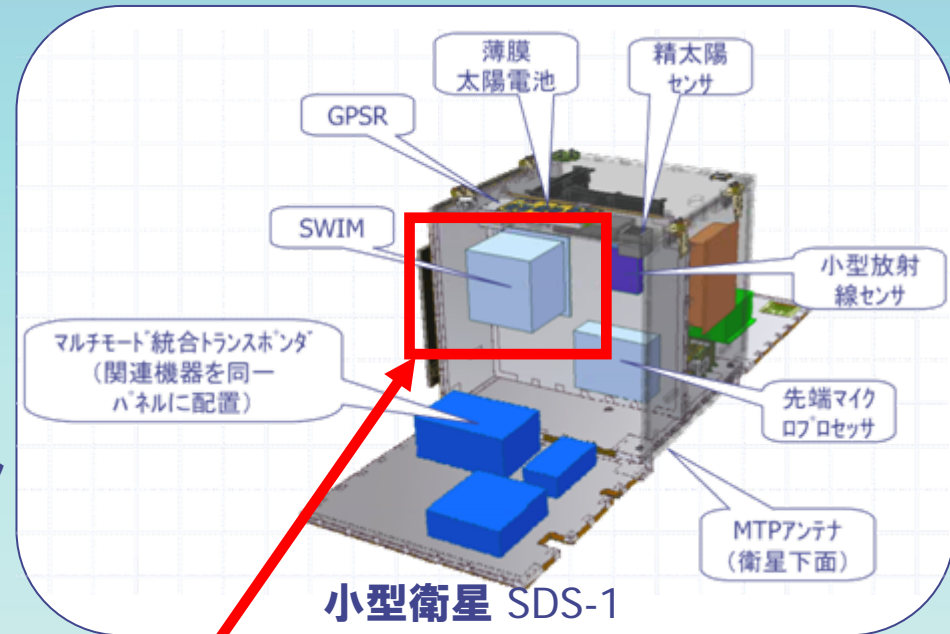
高度な技術が必要 → 長期間にわたる段階的な開発

DECIGO Pathfinder のさらに前のステップとして、超小型重力波検出器を衛星に搭載する計画が進行中であるので紹介します

■ 搭載予定衛星



2008年夏打ち上げ GOSAT のピギーバック
小型実証衛星 SDS-1
高度670km 太陽同期軌道
サイズ: 70×70×60 cm、重量: 約100kg



SpaceWire Interface demonstration Module (SWIM)

構成: SpaceCube II・センサ部(重力波検出器SWIM μ v・MHIモジュール)

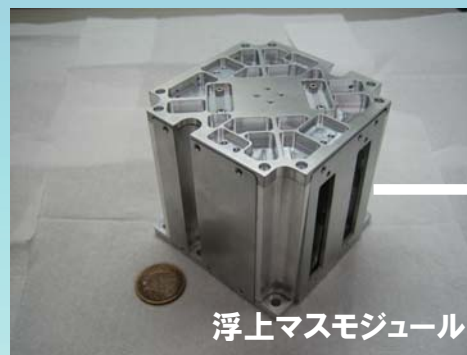
目的: 新しい宇宙機用通信規格「SpaceWire」の実証

→ ローコスト・高速・高信頼性・柔軟なネットワークポロジィ・高いスケーラビリティ
をもつ宇宙用シリアル通信規格 NeXTやMMO、小型衛星標準バスで採用予定

■ SWIM μ v の概要

構成要素

- ・ 浮上マスモジュール(ねじれ型重力波検出器)
× 2セット(互いに直交する方向)
- ・ アナログエレクトロニクス部
- ・ デジタルエレクトロニクス部(FPGA搭載ボード)



浮上マスモジュール



Proof Mass

動作原理を後述



SpaceCube II と SpaceWire を通じ接続

目的・特徴

地上のレーザー干渉計に比べ感度は悪い($h \sim 10^{-7}/\text{Hz}^{1/2}$ @1Hz)
が、宇宙空間で重力波探査を行う**世界初**の検出器となる

衛星の振動環境を高精度で測定できる

DPF に向け、衛星製作・打ち上げの**経験と実績**を蓄積

DECIGO Pathfinder のさらに前のステップ

同時に、SpaceWire の開発にも**成果をフィードバック**し協力している

■ SWIM $\mu\nu$ の動作原理

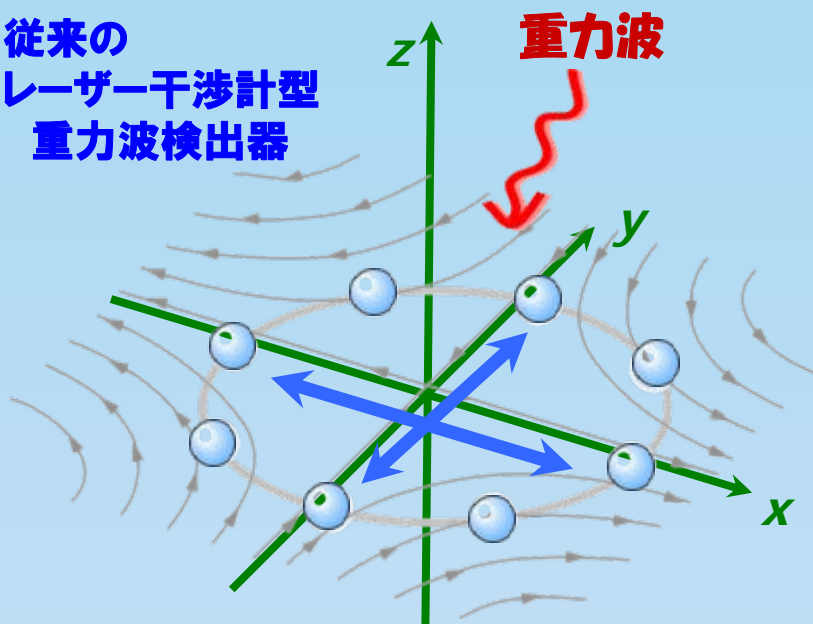
重力波による潮汐力



棒状の物体に(差動)回転変動を及ぼす

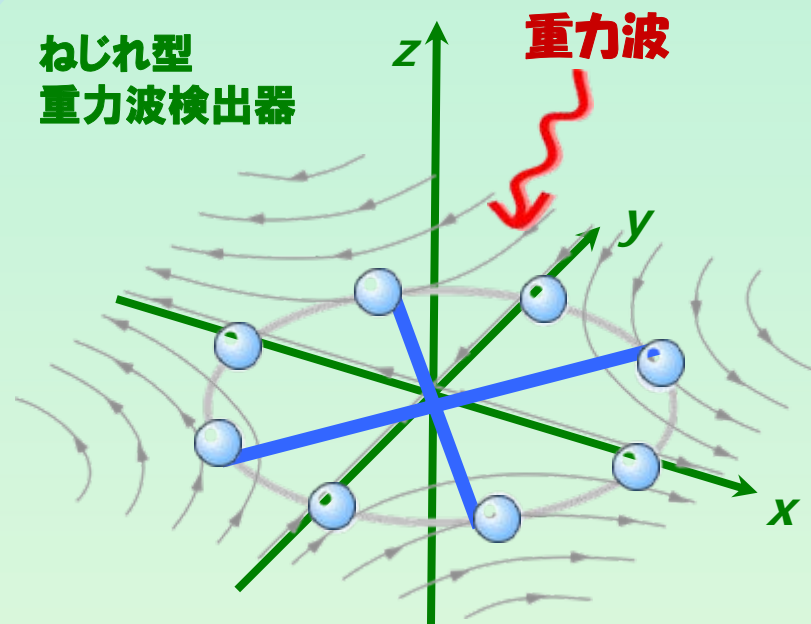
アニメーション: 東大理・安東氏 提供

従来の
レーザー干渉計型
重力波検出器



直交する2方向の
差動距離変化を検出

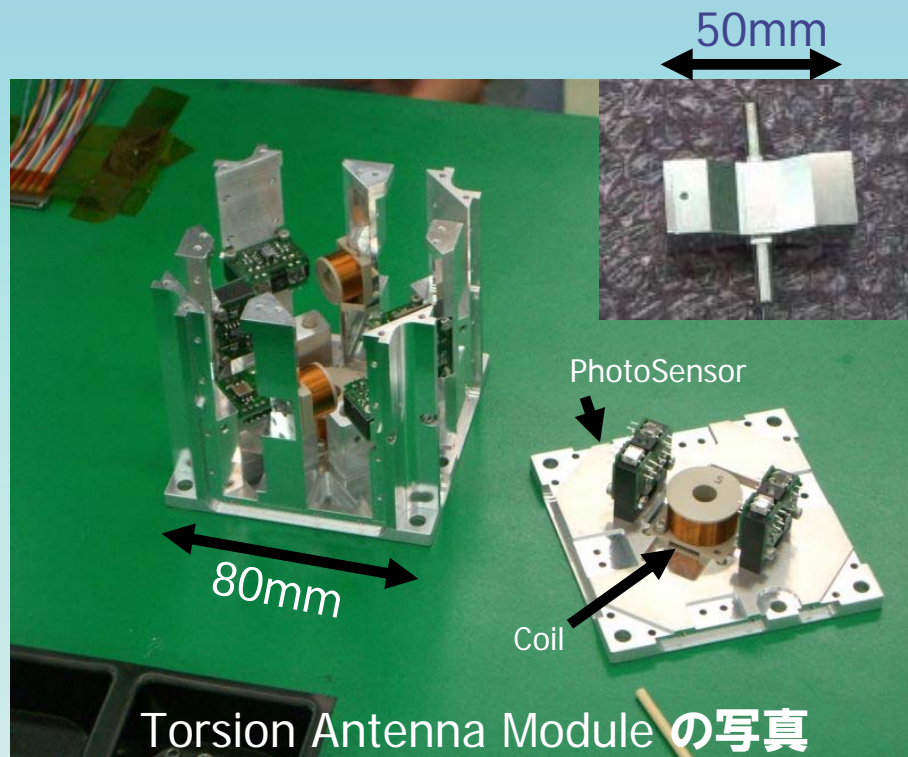
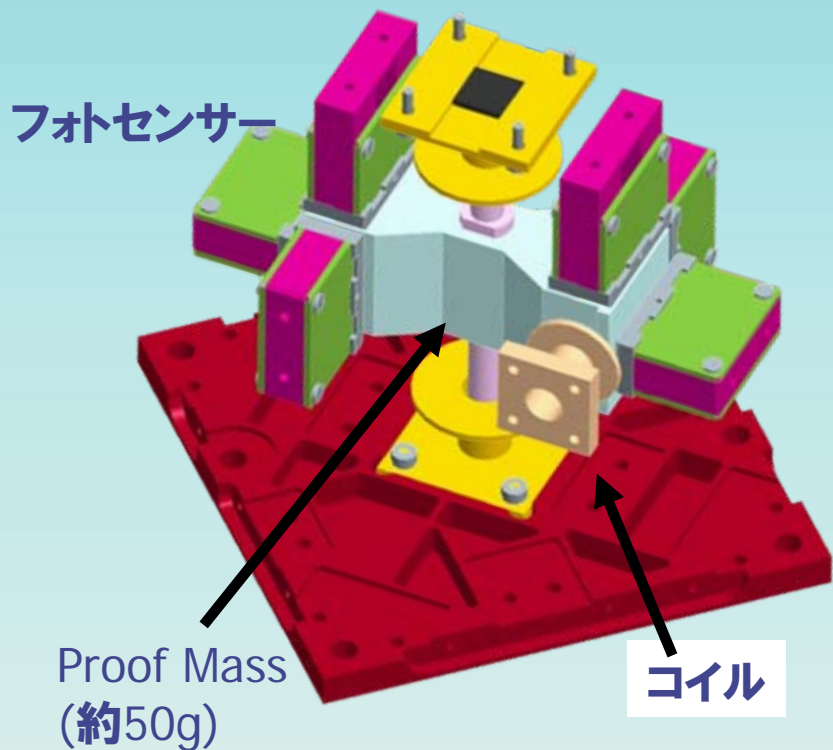
ねじれ型
重力波検出器



直交する2方向の
角度変化を検出

(cf. 石徹白氏 講演)

■ SWIM μ v の動作原理



• 浮上マスは衛星内で**非接触支持**される

軸周りにねじれる自由度を観測

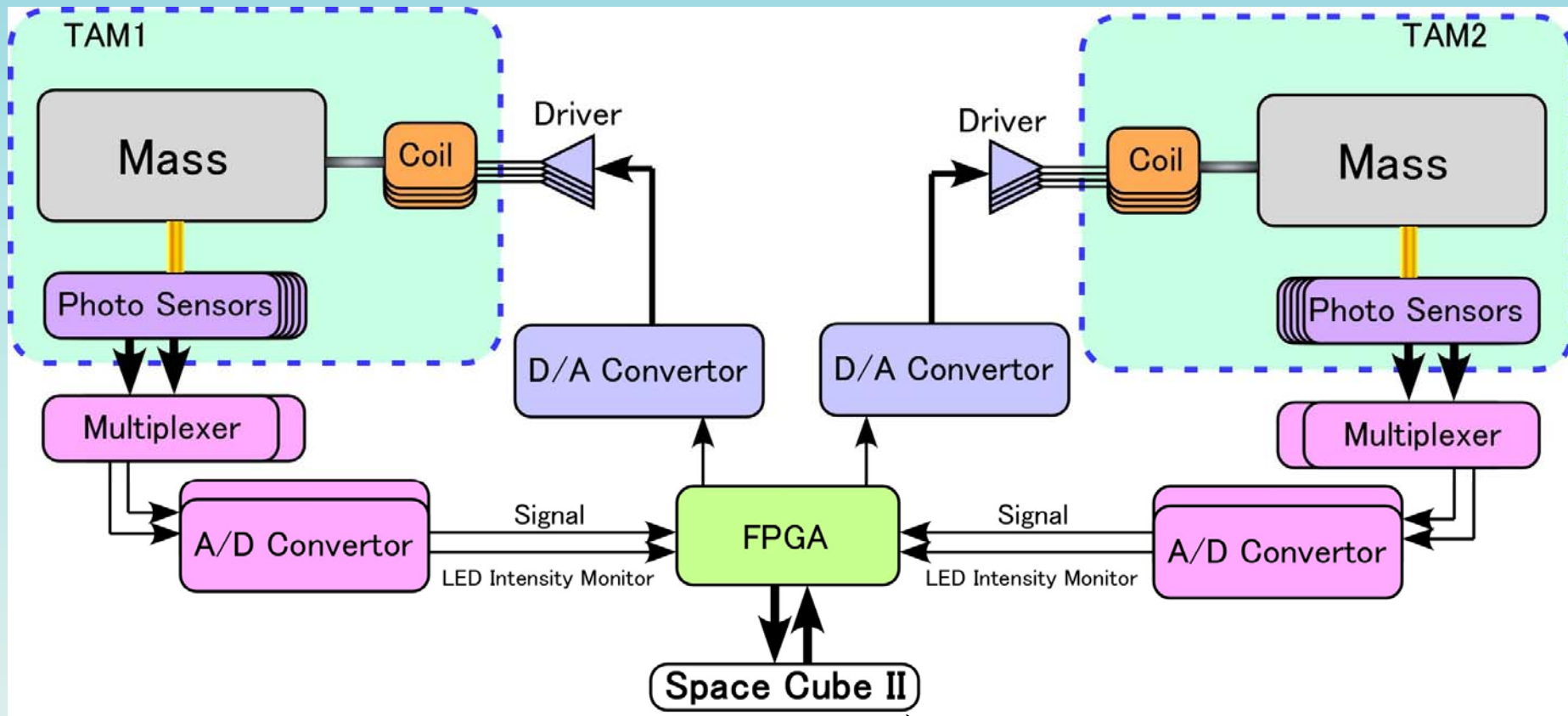
重力波に対する感度換算 : $h \sim 10^{-7}/\text{Hz}^{1/2} @1\text{Hz}$

高精度加速度計にもなる

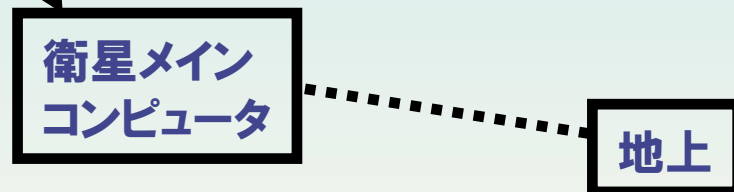
センサ変位雑音:

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

■ SWIM μ v ブロック図



フォトセンサ / コイル-磁石アクチュエータ /
FPGA によるデジタルフィルター を用いて制御
観測帯域 : 主に 0.1~1Hz



■ 開発の現状

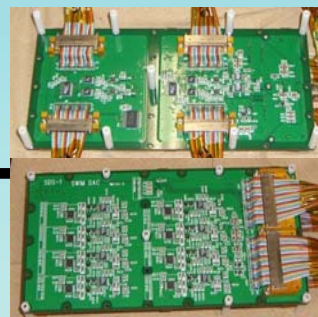


SpaceCubell

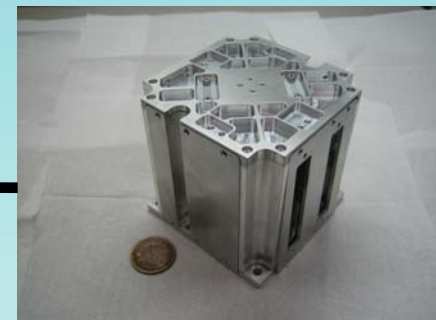
SpW



デジタルエレキ



アナログエレキ



アンテナモジュール
(マス・センサ・コイル)

現状

地上試験用SpC II
が引き渡された

FM同等品到着
動作試験完了

FM品完成・
動作試験完了

FM品完成
制御試験完了

今後

プログラム製作・
動作試験
衛星I/F試験

最終プログラム
を固める

← システム全体としての環境試験とその後の特性評価に入る →

- SWIM μ vの概要と現状
- **気球による無重力実験**
 - **無重力実験の概要**
 - **プロトタイプ品センサーの性能**
 - **室内落下実験**
- 航空機による無重力実験
- まとめ

気球による無重力実験 概要 (1)

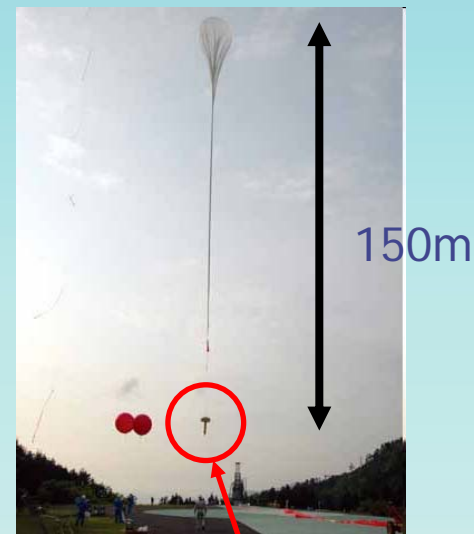
■ 大気球実験



JAXA 三陸大気球観測所
岩手県大船渡市三陸町



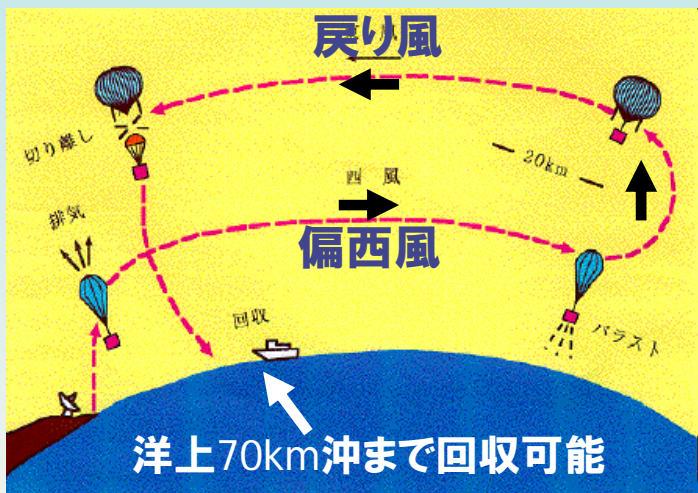
今年5月放球の様子



無重力実験機BOV

気球 B300-2号機

全長 : 150m
総重量 : 1トン (観測機含)
体積 : 300,000 m³
到達高度 : 43km



気球による無重力実験 概要 (2)

■ 無重力実験 BOV

Balloon-based Operation Vehicle

ガスジェットスラスタ(圧縮空気)
前後に計16箇所

学術創成研究費

「高高度気球を用いた微小重力実験装置の開発」

すでに(07年5月)30秒間の無重力実験に成功

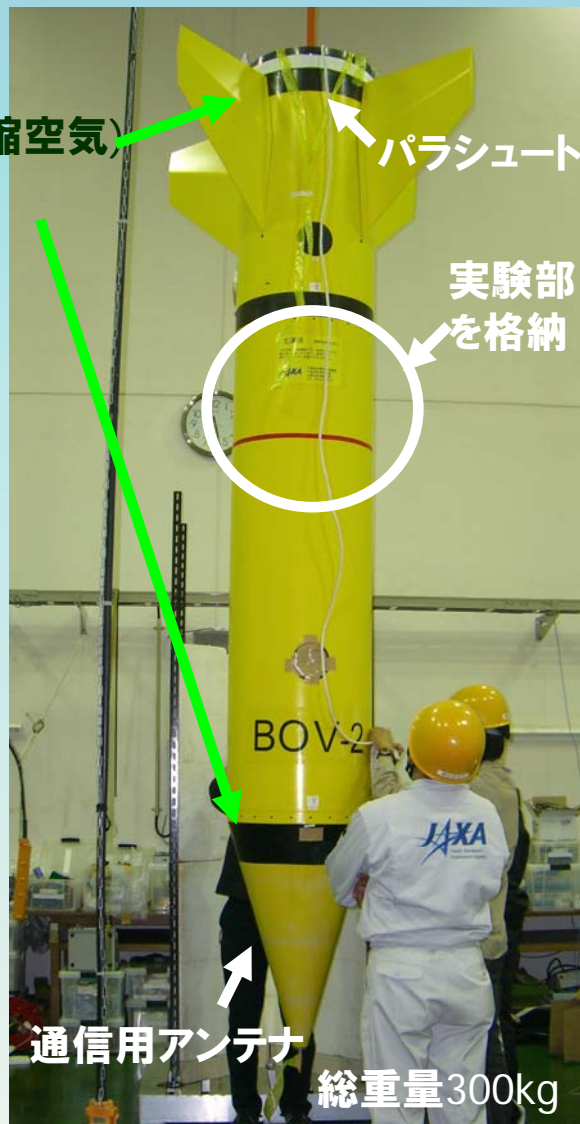
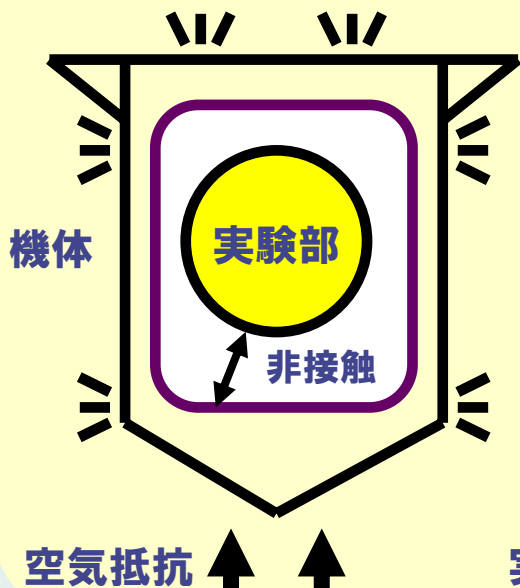
実験のしくみ

機体を高度43kmから落下

実験部と機体の間隔を
レーザー距離計で計測

実験部が自由落下するように、
抵抗を打ち消すスラスタを噴射

実験部は30秒間の無重力を実現



SWIM μ vを無重力実験部に搭載する機会を頂いた

Drag-Free Control

気球による無重力実験 概要 (3)

■ SWIM_{μv} 無重力動作試験用プロトタイプ

SWIM_{μv} をBOV無重力実験部に搭載するために製作した実験装置

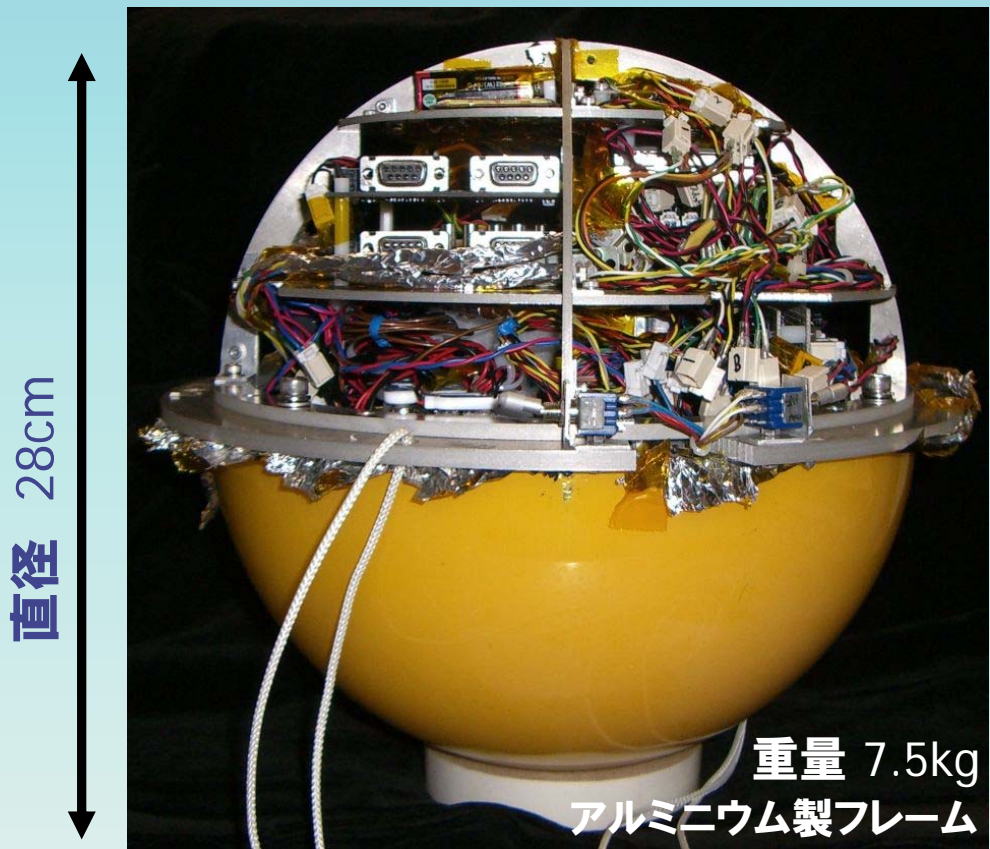
目的 : 無重力状態における **TAM の制御実験**
SpaceWire/SpaceCube を利用した DAQ システムの**国内初フライト実証**
BOV 実験の**無重力品質評価**

相違点	気球(BOV実験部)	衛星(SDS-1)
温度範囲	0°C以上	要温度試験
衝撃	2G程度,数秒	7.8G _{rms} 、60秒
気圧	大気圧	真空
放射線	なし	~2krad/yr
電力	20W以上	2W以下
ミッション期間	数時間	6ヶ月以上
データ回収	1GB CompactFlash	無線(10bps相当)
重量	7.5kg	2kg以下

そこそこの環境要求 大変厳しい環境

気球実験のメリット → 宇宙空間よりも**手軽で低費用**
地上では得られない**長秒時の無重力**が得られる

■ 実験装置(中子)外形



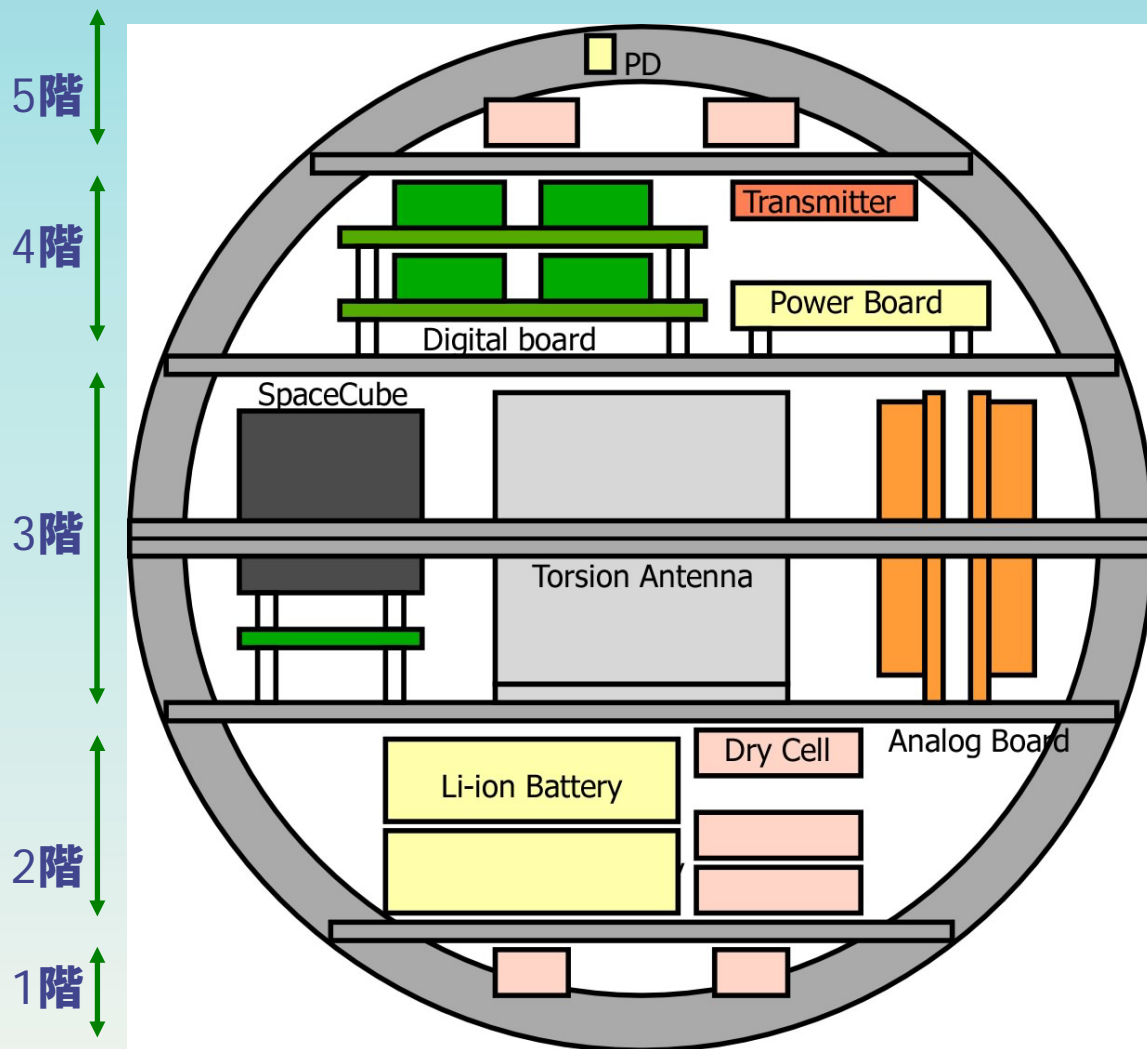
アルミニウム製フレーム
大きさ：直径28cm
重量：約7.5kg

データ取得：32ch, 800Hz, 16bit
無線：4800bps
電源：Li-ion バッテリ・Li乾電池

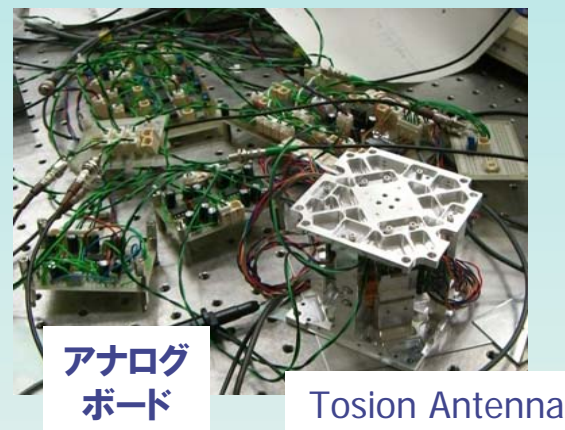
プロトタイプ品センサーの、アナログ回路によるマスの制御



■ 中子模式図 (横から)



構成部品



■ 実験装置搭載センサー 一覧

小型重力波検出器 SWIM μ v

SDS-I搭載予定品のプロトタイプ品

フォトセンサー, コイルはpFM品

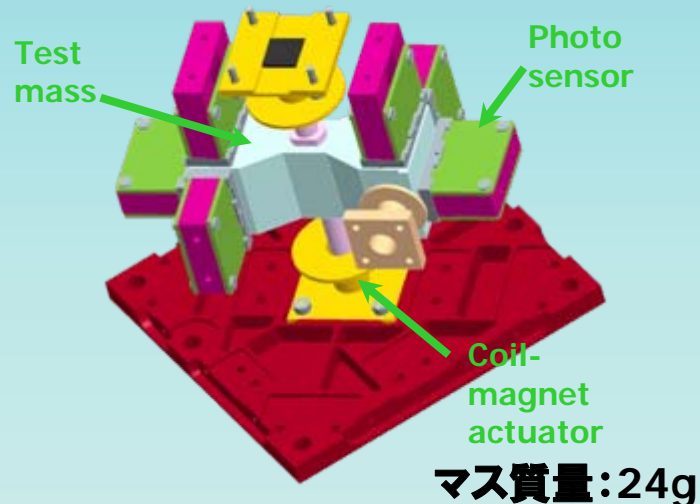
3軸加速度計

前回の無重力実験にも搭載された市販品

3軸回転加速度計

SDS-I搭載品のプロトタイプ品を改造

1軸のICチップ型センサーを組み合わせたもの



温湿度データロガー

KNラボラトリーズ社 サーモクロン (ボタン電池型温湿度ロガー)

温室時計 1つ, 温度計 5つ → 測定時間をずらして設定

小型半導体温度計 2つ

National Semiconductor, LM35D

精度 0.5°C

小型アンプ内蔵マイク 2つ

SP0103NC3-3



■ 気球実験の状況

放球予定 : 9月4日 AM6:00



別の気球(B50-50)のトラブルにより9月14日に**延期**



9月14日の判断:

上層風の状態が悪く、このまま放球しても機体と実験装置を回収できる見込みがない

さらに延期しても、秋の気流に変化してしまっているため回復は見込めない

今季放球は中止・2009年5月(予定)に延期

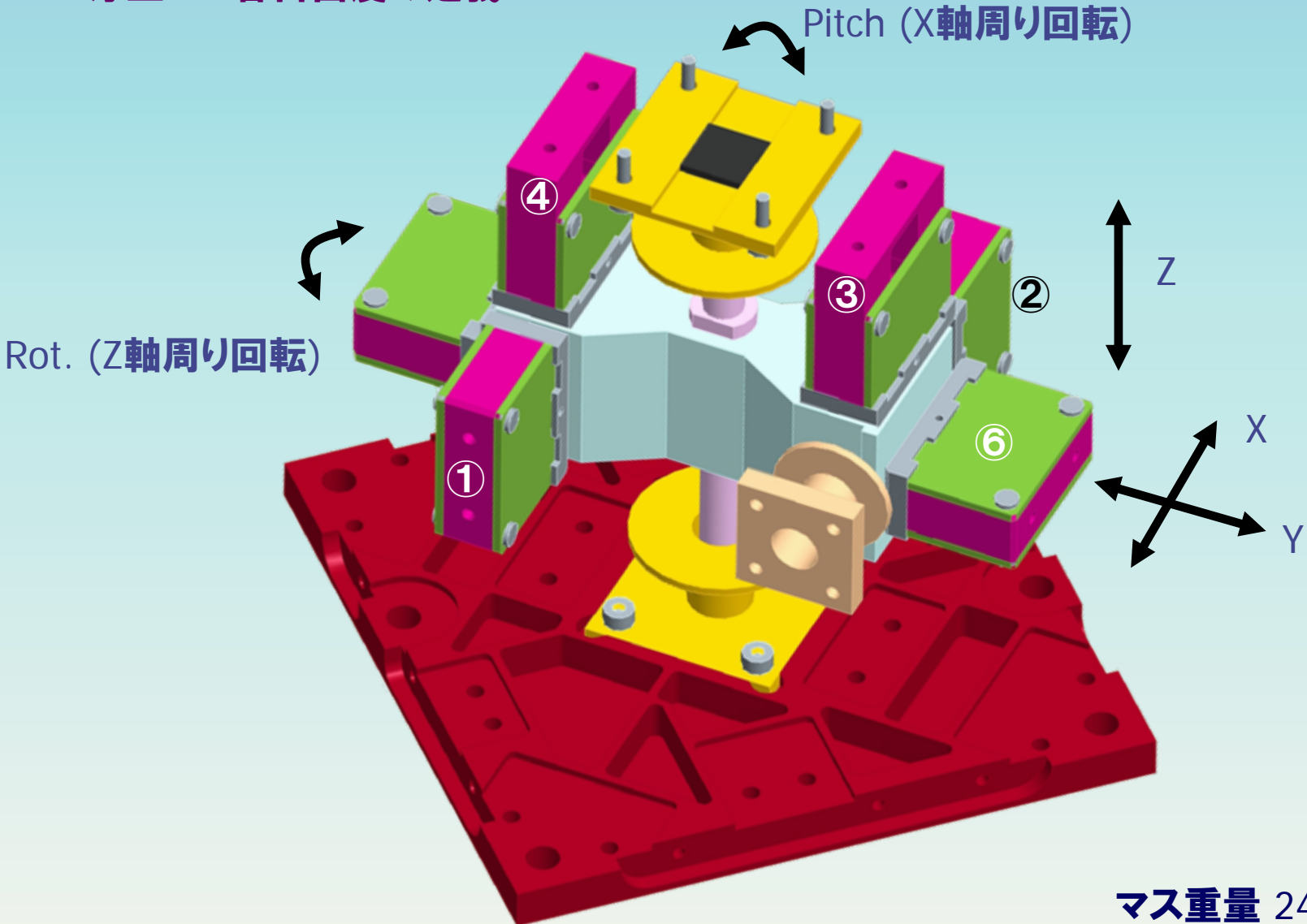


SWIM $\mu\nu$ の無重力状態での振る舞いを調べるため、室内での落下実験を行った(後述)

- SWIM μ vの概要と現状
- 気球による無重力実験
 - 無重力実験の概要
 - **プロトタイプ品の性能**
 - 室内落下実験
- 航空機による無重力実験
- 今後の予定・まとめ

気球による無重力実験 プロトタイプ品センサーの性能 (1)

■ 浮上マス各自由度の定義



フォトセンサの番号を図示

マス重量 24g

■ SWIM μ v感度

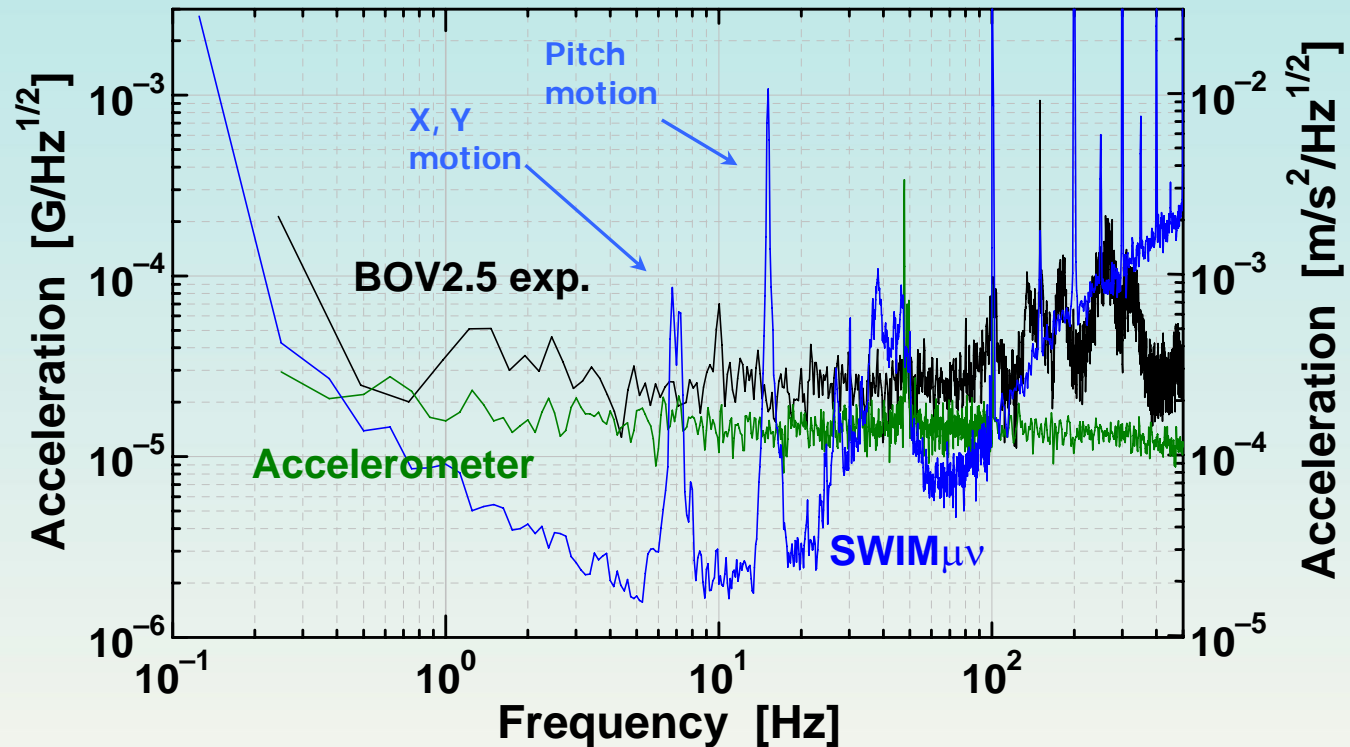
鉛直方向(z軸)変動 (AC電源使用時)

雑音レベル $\sim 2 \times 10^{-6} \text{ m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}$ ($2 \times 10^{-5} \text{ G/Hz}^{1/2}$)

BOV2.5に搭載された小型加速度計

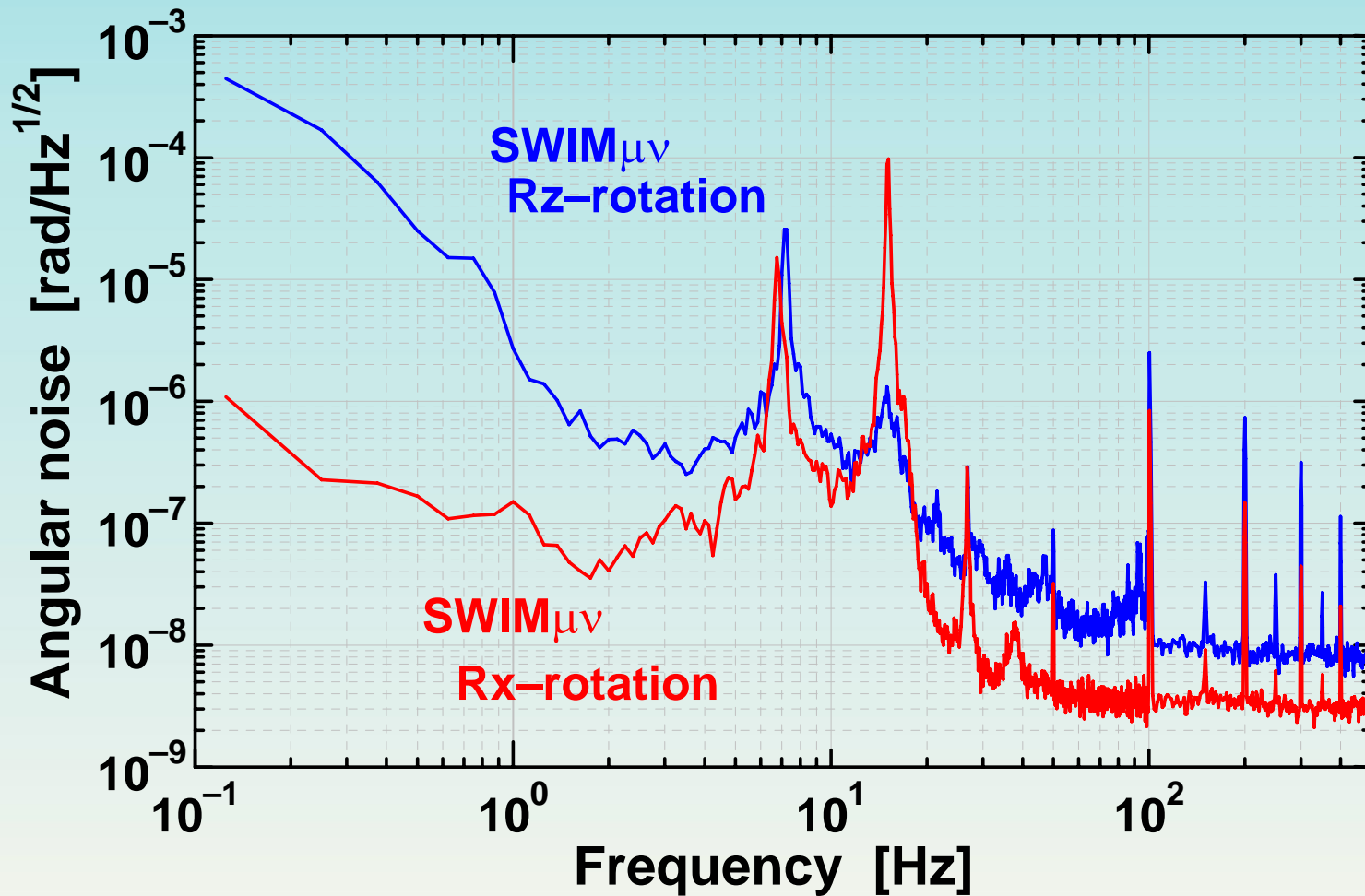
(Silicon Design, inc. Model 2440) より一桁弱良い感度

他自由度からのカップリングの影響がある



■ SWIM $\mu\nu$ 感度

回転雑音 鉛直方向(z軸)まわり変動, x軸まわり(pitch)変動

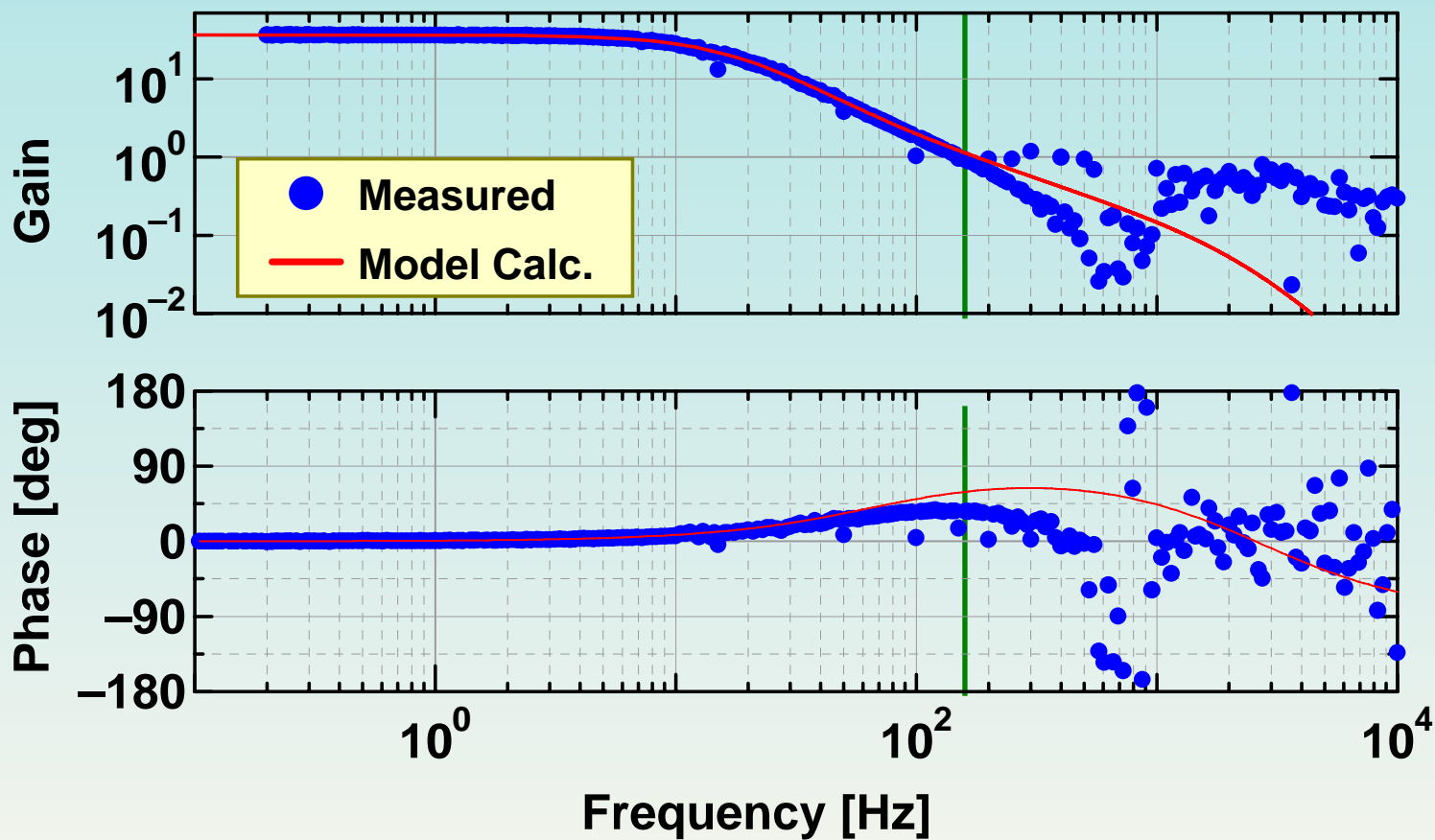


■ SWIM μ v制御特性

鉛直方向(z軸)制御

UGF ~ 160Hz, DC gain ~ 30

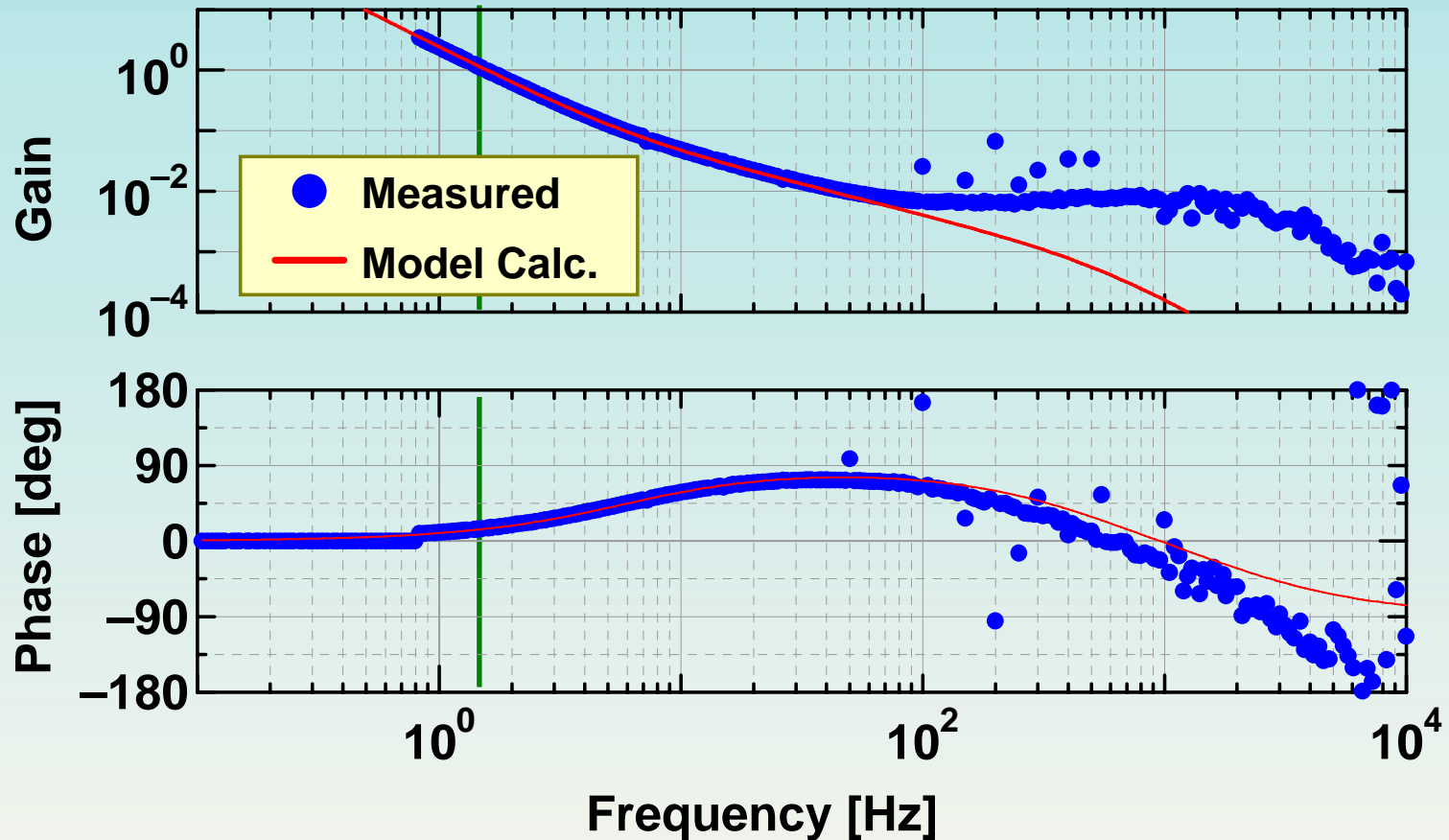
Phase margin ~ 35 deg



■ SWIM μ v制御特性

回転方向(Rz軸)制御

UGF ~ 1.6Hz, Phase margin ~ 15 deg

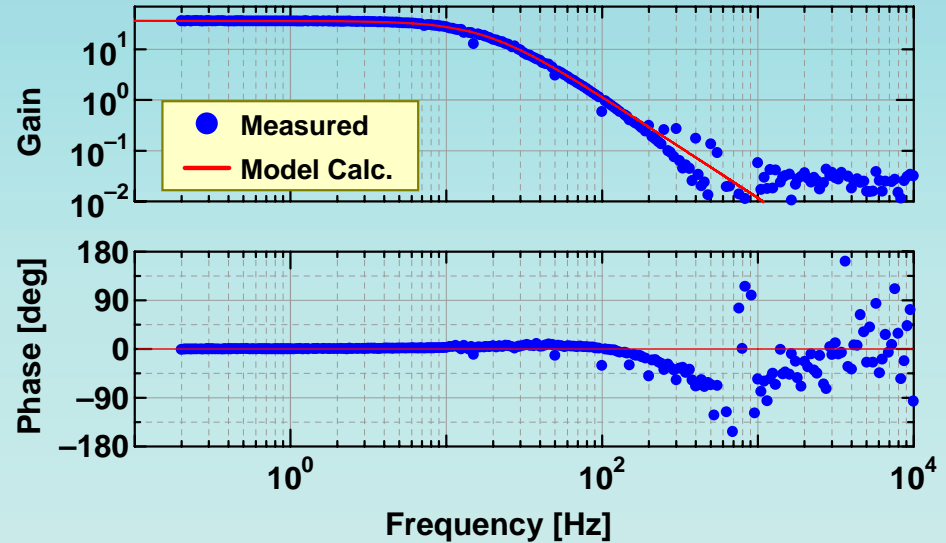


■ SWIM μ v 応答特性

鉛直方向(z軸)応答

オープンループ伝達関数測定から
フィルター回路の応答を差し引いて推定

Negative Spring
Cut-off Freq. ~ 18 Hz
Q-value ~ 10



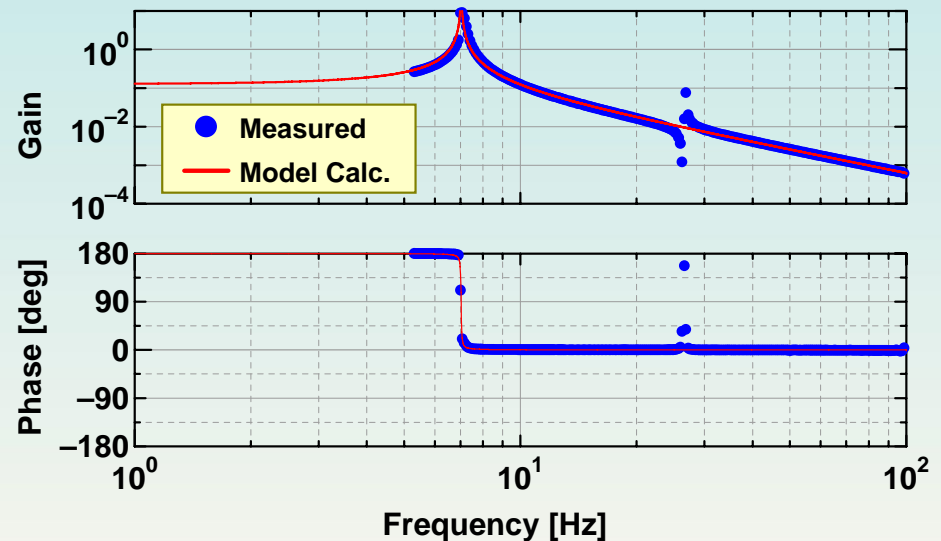
水平方向(x軸)応答

コイルで変動を
励起することで伝達関数測定

Resonant Freq. ~ 7.05 Hz
Q-value ~ 100

Y軸方向も同様の共振

Resonant Freq. ~ 6.95 Hz
(スペクトルより推定)



- SWIM μ vの概要と現状
- 気球による無重力実験
 - 無重力実験の概要
 - プロトタイプ型マスモジュール
 - **室内落下実験**
- 航空機による無重力実験
- 今後の予定・まとめ

■ 室内落下実験の目的と特徴

B300-2/BOV4.0 は残念ながら放球されなかった



実験室内での、1.5m程度の中子の落下実験を行った

目的 : BOV(40秒)より短時間(0.5秒)だが、無重力状態でのマスの制御、
その他のデータを取得し、特性について解析する
特に、無重力状態で制御が破綻していないか**実際に確認**する

メリット : 綿密な試験なく実験室で**手軽**にできる
何回も**繰り返せる**
周囲の環境や中子の動きを直接観察できる
すぐにデータを吸い出せる

デメリット : **短時間、低品質**の無重力
→目標周波数帯域(1Hz以下)のデータは取れない
10秒オーダーのマスの挙動は見れない

気球による無重力実験 室内落下実験 (2)

■ 実験の概要

2007年9月19日, 東大本郷 坪野研地下実験室

実験法: 中子を紐で吊るし、クレーンで吊り下げる
→ 紐を切断し落下させる

1.5m の落下 → ~ 550ms の無重力実験

サンプリング周波数

781.25Hz [(1.28ms)⁻¹] → 十分速い

制御帯域

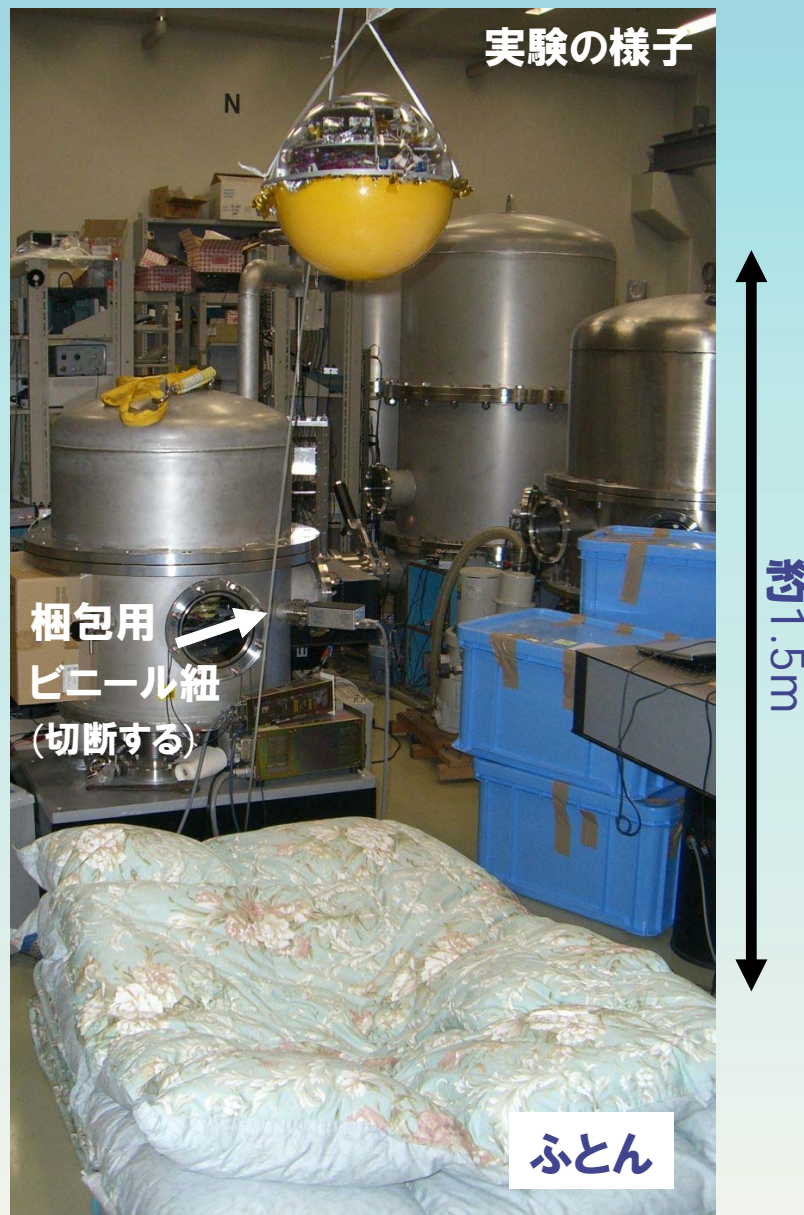
Z : ~ 160Hz [= (6.3ms)⁻¹] → 十分速い

Rot : ~ 1.6Hz [= (630ms)⁻¹] → 同程度



マスの鉛直制御が十分かかるだけの
無重力継続時間

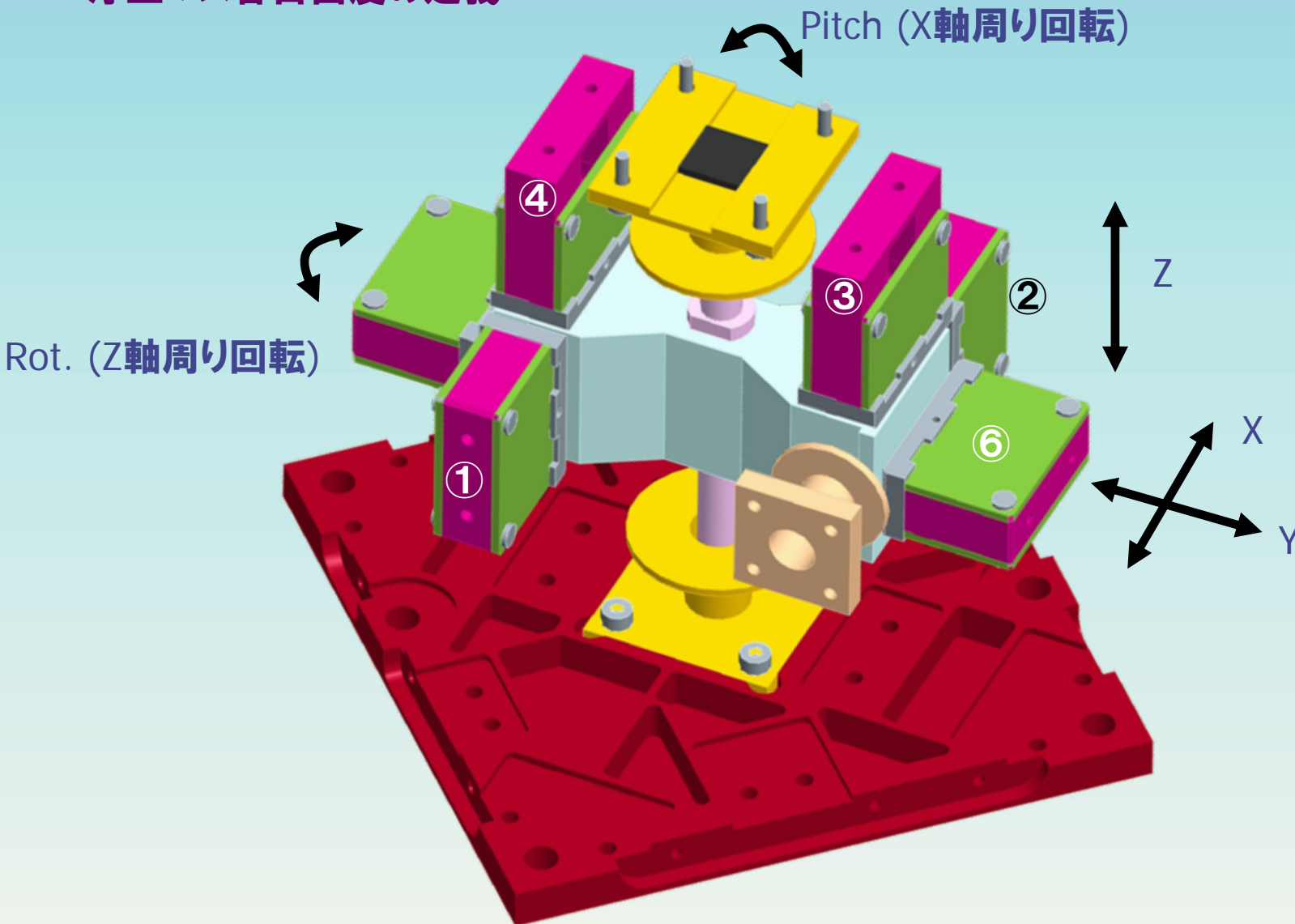
一方、回転制御には至らないだろう





Movie1.wmv

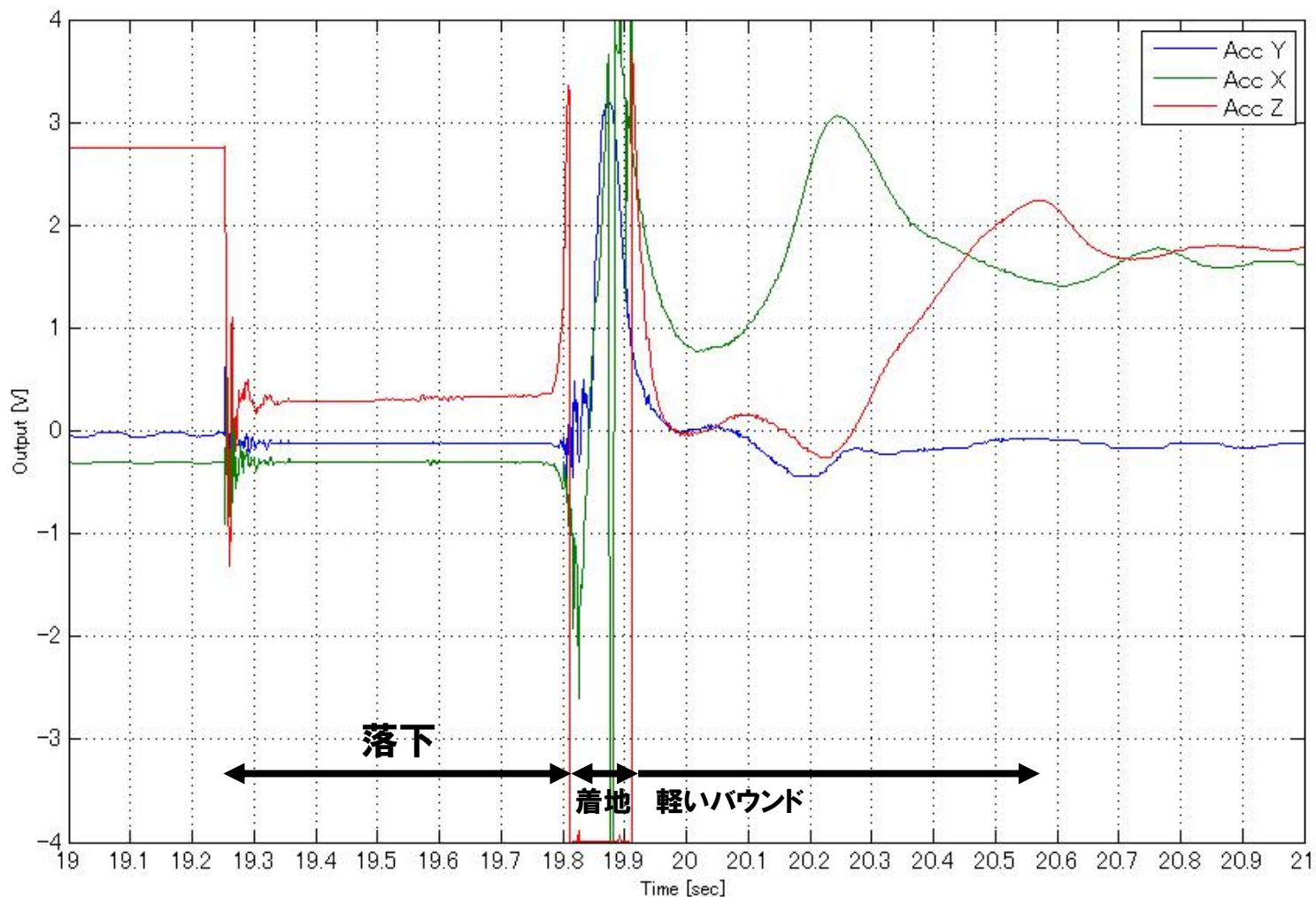
■ 浮上マス各自由度の定義



フォトセンサの番号を図示

Y軸周り回転はデータ取得せず

■ 加速度計



オフセット調整が済んでいません

気球による無重力実験 室内落下実験 (6)

■ 加速度計

- 落下時の加速度計全信号が0にはなっていない → 信号処理時のオフセット未調整のため
- 落下開始後0.25秒程度から、**上向き加速度外乱**が入っている
 - ◆ 着地までだんだん増加、着地直前に 0.02G 程度
 - ◆ → 中子全体(約7.5kg)で 150gf 程度の抵抗
 - ◆ → 空気抵抗? (中子着地速度は ~5.4m/s)

空気の粘性率 $\eta \sim 1.8 \times 10^{-5}$ [kg/m·s]

空気の比重 $\rho \sim 1.2$ [kg/m³]

中子半径 $r = 0.14$ [m]

中子終端速度 $v = 5.4$ [m/s]

レイノルズ数 $Re = \rho r v / \eta \sim 54000 \gg 1$

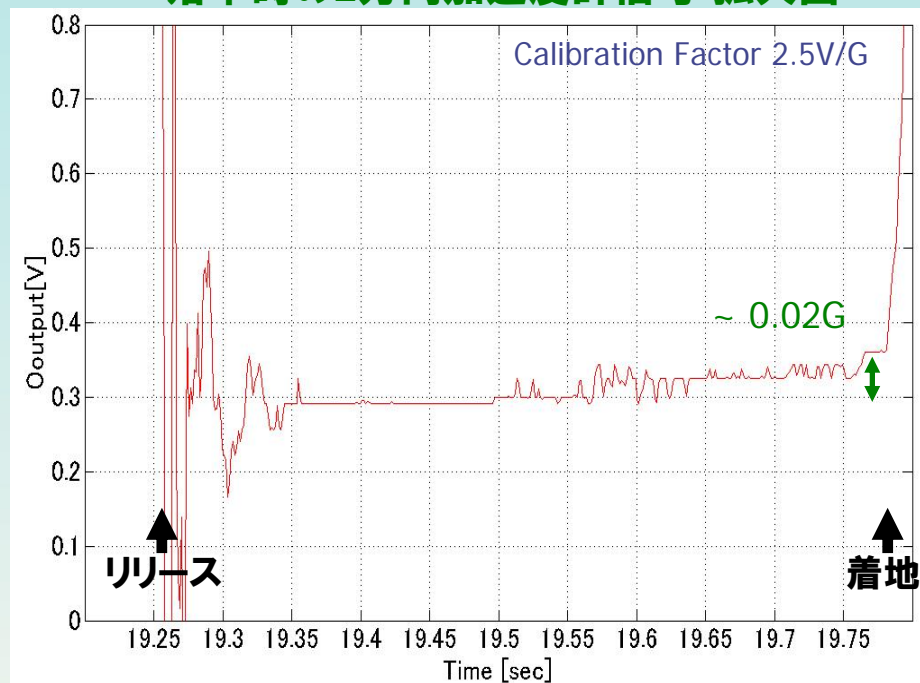
→ 慣性抵抗の効く領域

慣性抵抗 $\sim \rho (\pi r^2) v^2 = 0.22$ [kgf]

: これに形状因子がかかる

→ ほぼ**空気抵抗**と考えても矛盾しない

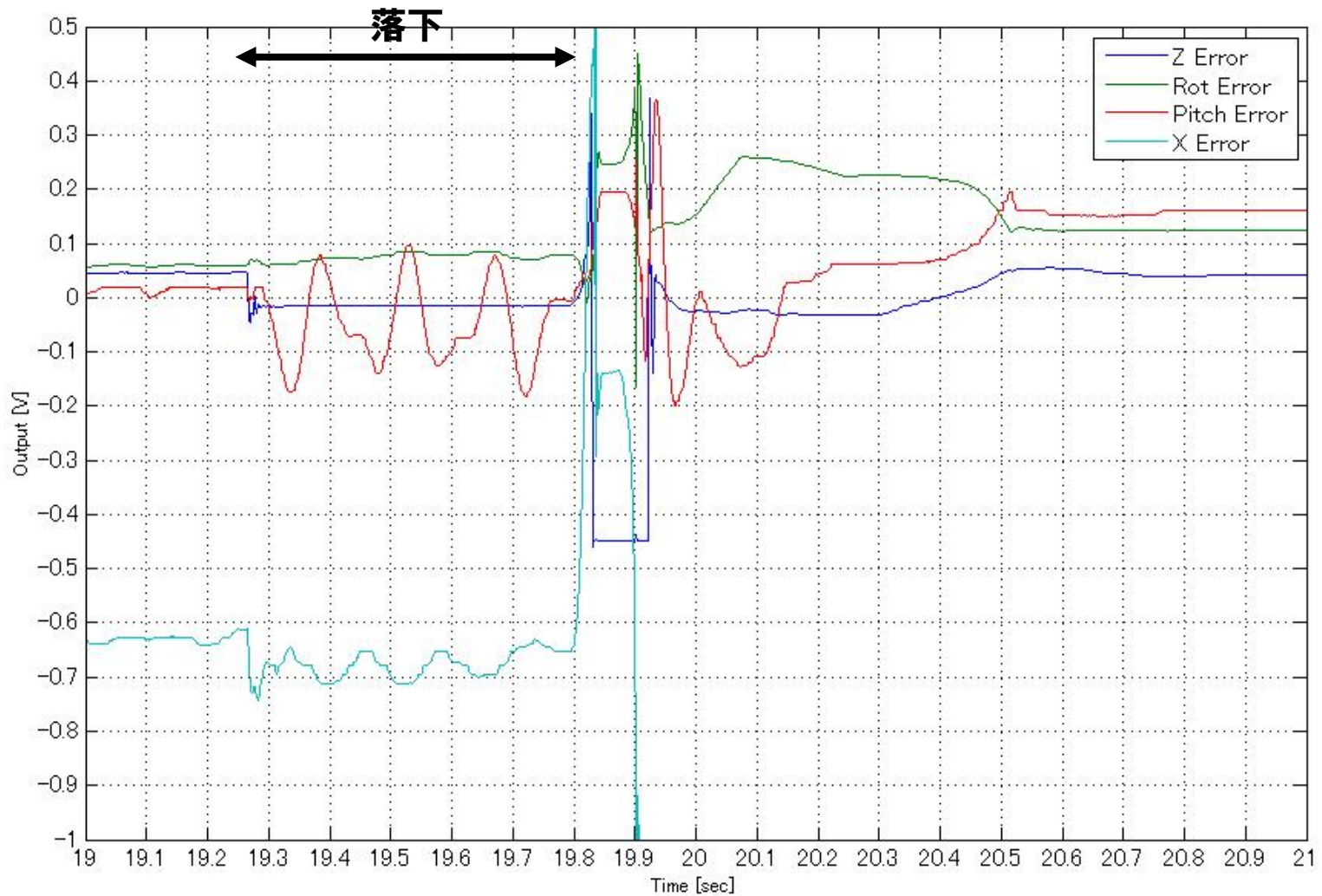
落下時のZ方向加速度計信号 拡大図



(グラフから $v^2 (\propto t^2)$ に比例するように見える?)

長時間落下させればはっきりするが、非現実的

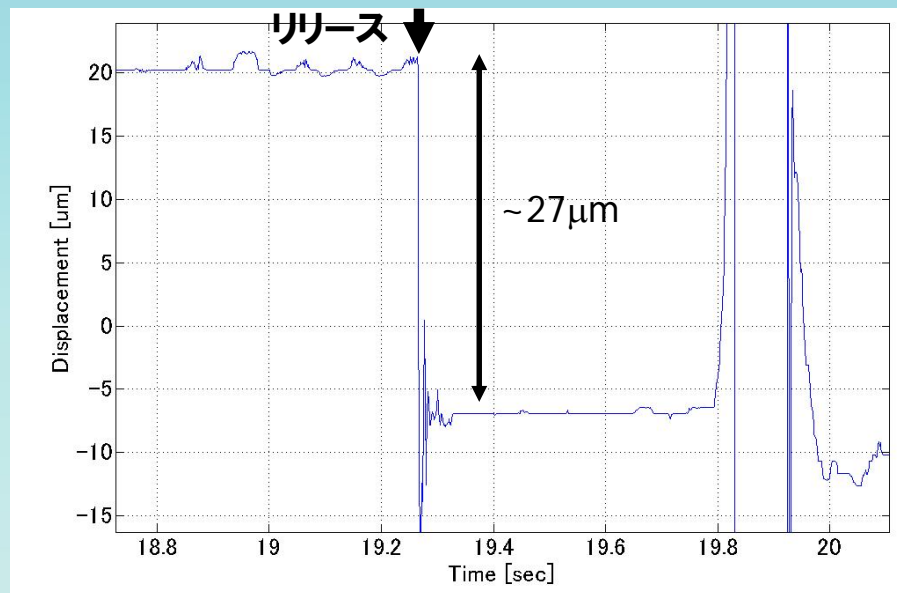
■ 各自由度エラー信号



■ 各自由度エラー信号

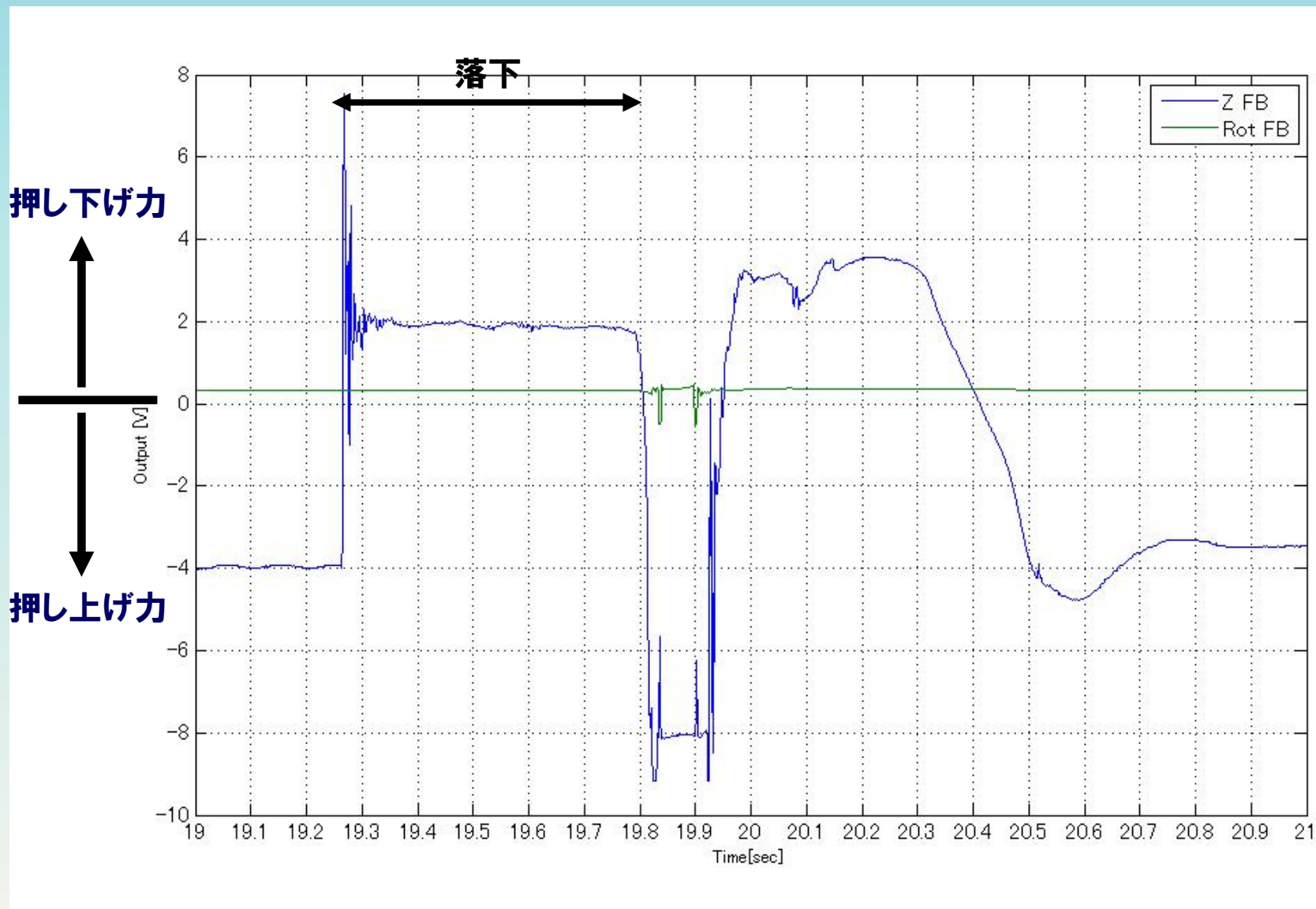
- Z 方向の制御がかかった
 - ◆ DC Gain ~ 30 で有限のため
~ 27 μ mドリフトした
- Rot 制御は落ち着いていない
 - ◆ 0.2mrad / 0.2sec 程度ふらついている
 - ◆ 制御帯域 1.6Hz のため妥当な結果
- Pitchは5mrad程度の
回転振動(100 μ m/2cm)
周波数は7 Hz程度
→ 並進のゆれにカップリングか
- X 方向には20 μ m程度振動
25 μ m程度ドリフト

Z 方向エラー信号 拡大図



(キャリブレーションファクター 1V/mm)

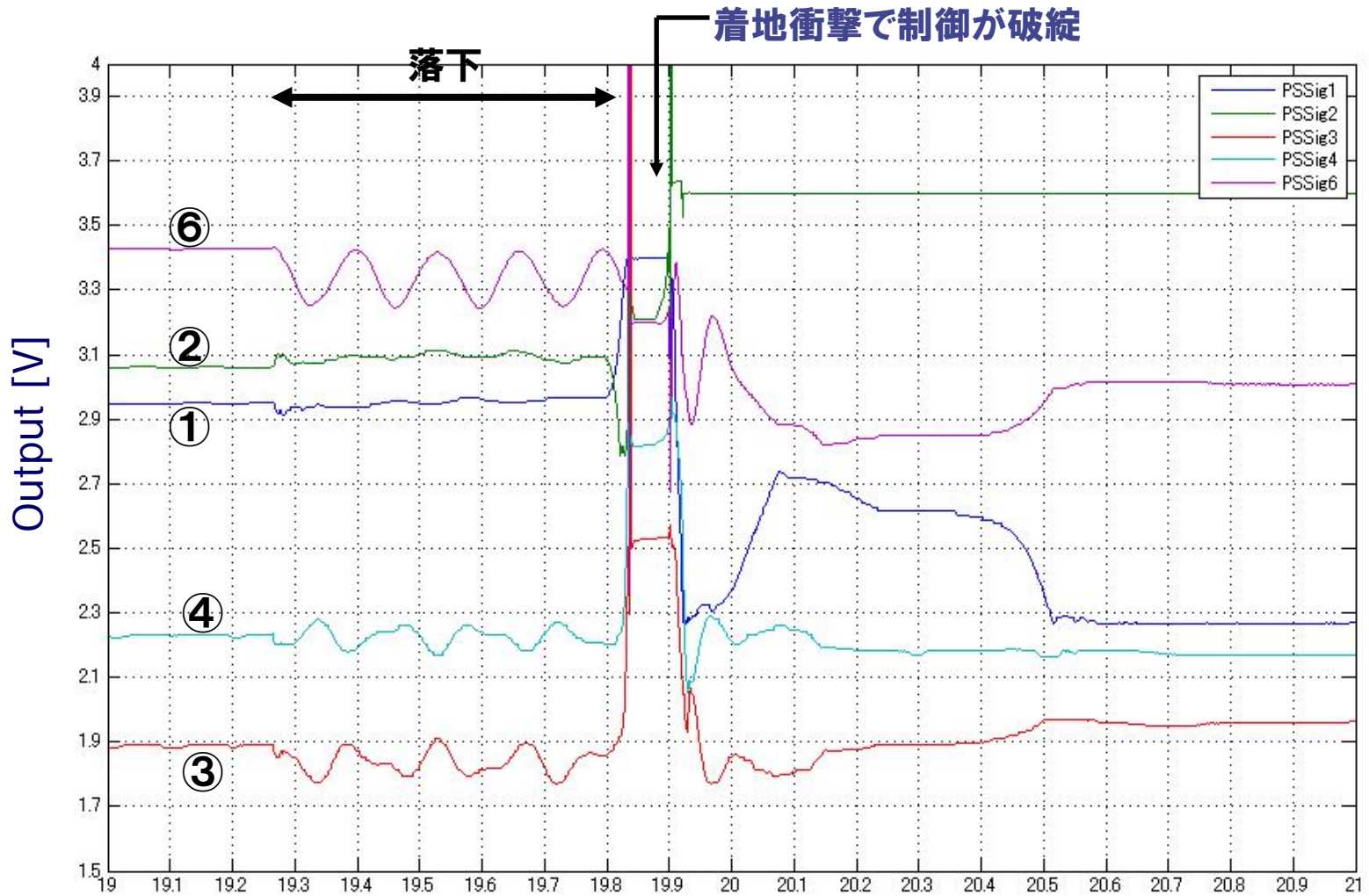
■ フィードバック信号



■ フィードバック信号

- Rot FB は着地衝撃にもかかわらず変動が小さい
→ 制御帯域 1.6Hz のため妥当
- 無重力状態で Z FB が0になっていない
→ オフセット調整が不完全と考えられる(磁石による力が0でない)
- 今回の制御点における、磁石によるポテンシャル力は上向きに 8 gf(マス重量の1/3)であることがわかる(理想的には0)
- 制御点における、コイル(ペア)のアクチュエータ効率は 4 gf/V とわかる

■ フォトセンサ生信号



落下時の制御が破綻していないことを確認

■ フォトセンサ生信号

- 落下直後に Y 方向にきれいな単振動を始める
- → 落下前の状態が水平を保てていない可能性

- ◆ PS6(Y 方向)信号から考える

Y 方向単振動のばね定数は $f = 7$ [Hz] として

$$k = 4\pi^2 f^2 m$$

一方PS6信号から、

平衡点から $\Delta Y = 100\mu\text{m}$ ずれていたと推定できる
よって静止状態における Y 方向の重力加速度は

$$g_Y = k\Delta Y/m = 4\pi^2 f^2 \Delta Y = 0.19 \text{ m/s}^2$$

- ◆ 加速度計信号から傾きを推定

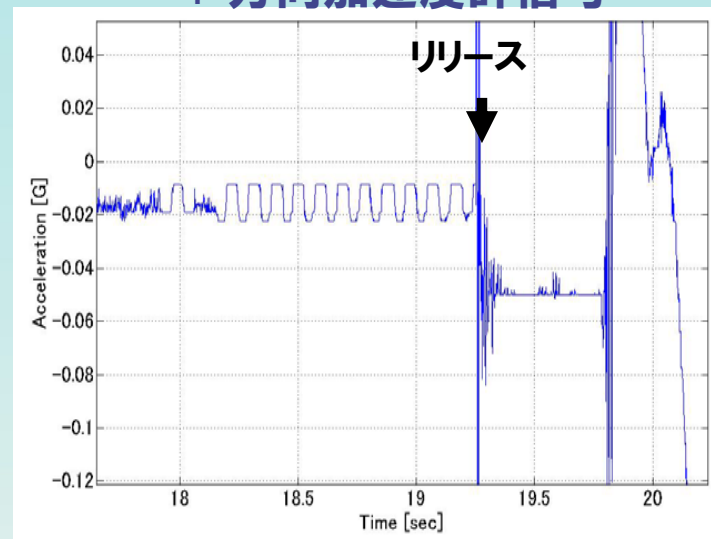
+Y 方向重力加速度 $g_Y = 0.03G = 0.3 \text{ m/s}^2$



キャリブレーションファクターの不定性(数割)/加速度計信号の不定性を考えると、
ほぼ**一致している**といえる

静止状態の鉛直からのずれが、リリース後の単振動を引き起こした

Y 方向加速度計信号



X 方向も同様? → 加速度計信号に問題あり、精度が悪い

■ 室内落下実験のまとめ

- 1.5m の落下によって、**~550ms 程度**の無重力を実現し、マスのZ方向の制御がかかっていることを実証できた
- 落下実験は以下のように進んだ
 - ◆ 落下直後、マスのZ 方向の制御がかかり、27 μ m程度ドリフトした
 - ◆ Rot 方向は落ち着くまでには至らなかった
 - ◆ 静止状態での鉛直からのずれにより、Y 方向はマスが平衡点周りで単振動した
 - ◆ 落下後半、空気抵抗による +Z 方向加速度(抵抗力)を150gf程度感じた
 - ◆ ふとんに着地・バウンドし、1秒程度で停止した
- 今回の制御点で、浮上マスが磁石のみから受ける力は**上向きに8 gf**であった
制御点における、マスにはたらく力の**磁石のみによる寄与を実測**できた
→ 1Gではかなり測定が難しい
- Z 方向コイルペアのアクチュエータ効率は **4 gf/V** とわかった
- 着地衝撃時に各信号にスパイクが入ったが、データ取得系が致命的なダメージを受けることはなかった
- ADC やボードの異常のためにデータに不自然な点が残っている

- SWIM μ vの概要と現状
- 気球による無重力実験
 - 無重力実験の概要
 - プロトタイプ型マスモジュール
 - 室内落下実験
- **航空機による無重力実験**
- まとめ

航空機による無重力実験 (1)

ダイヤモンドエアサービス HPより

プロタイプ品の動作は
確認してきたが、
FM品は1Gでは
動作試験できない

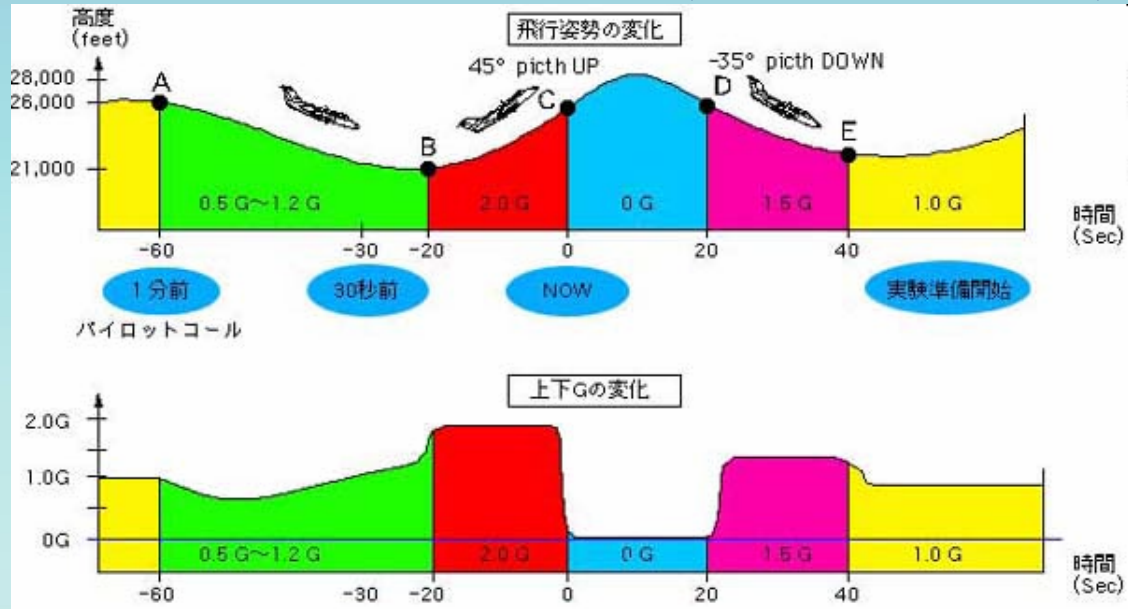
SWIM μ v FMが
無重力下で動作すること
を検証する



ダイヤモンドエアサービス(株)様
による、弾道飛行を用いた
無重力実験に参加させて頂いた

県営名古屋(小牧)空港離陸
日本海上空・航空自衛隊練習空域で実施

20秒間の無重力が**10回程度** /1フライト
2日間で2フライト実施



使用航空機: Gulfstream-II

航空機による無重力実験 (2)

・実験方法

気球搭載用装置を、航空機へ持ち込み
弾道飛行中に**手放し浮遊**させる



機体の振動入らず、良質な無重力

航空機の**残留加速度**により、
装置は機内を漂う

→ 数秒で再度つかむ必要あり、
長時間浮遊できない



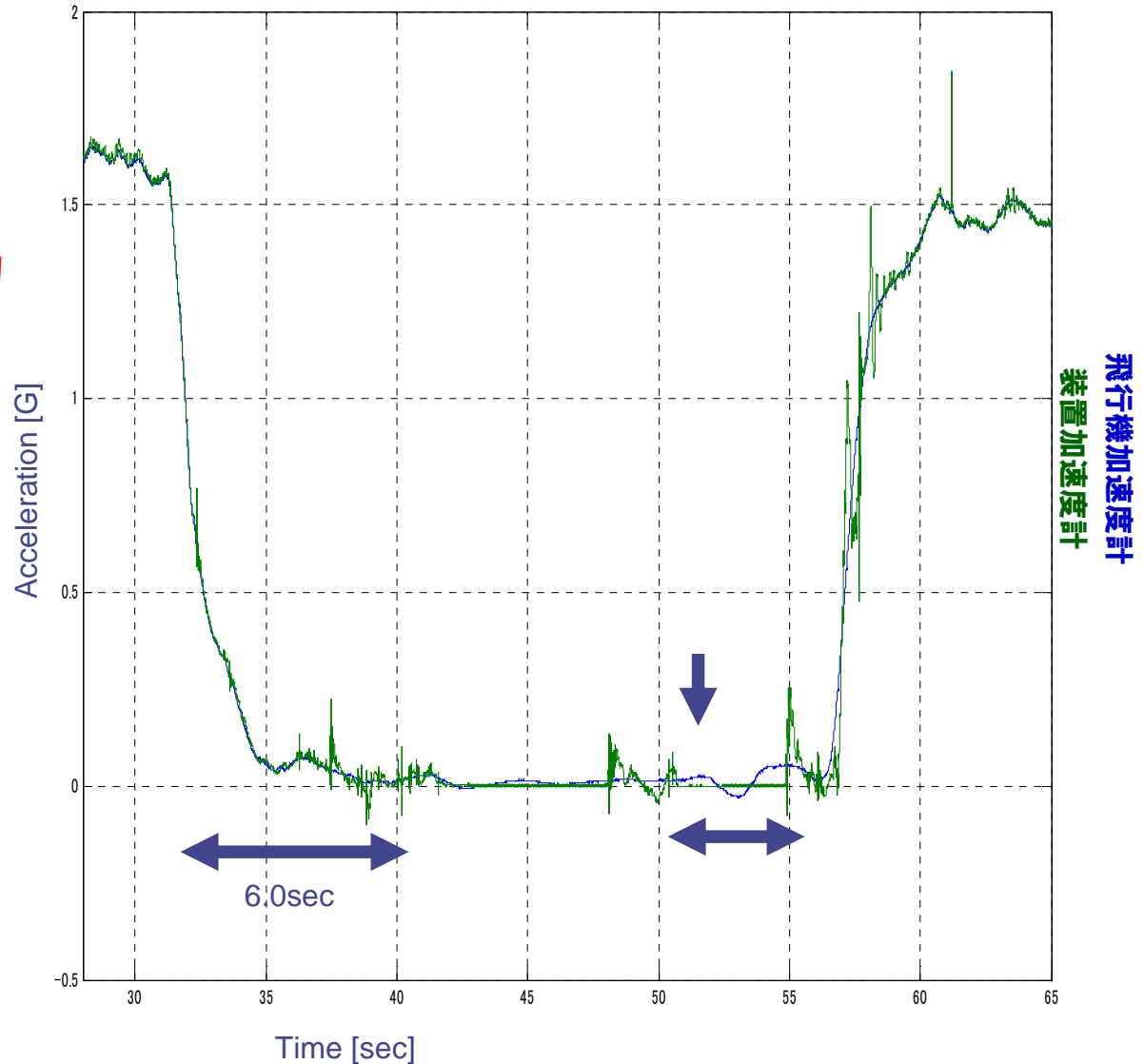
浮遊中の実験装置

動画: Movie2.AVI

■ 実験結果と取得データ

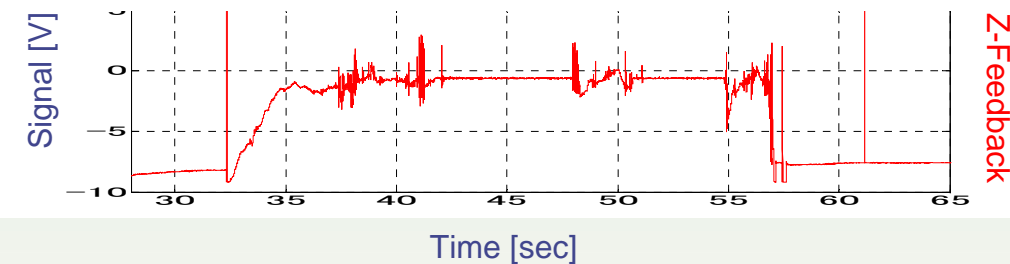
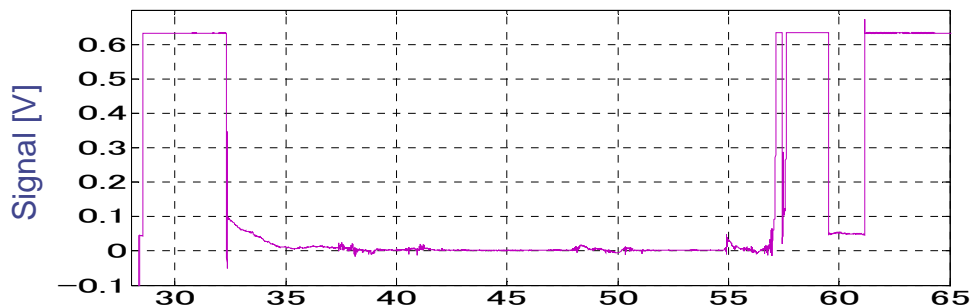
(読み出し速度の関係上)
20回の無重力のうち、
10回のデータを取得し、9回成功

最長で連続6.0秒、
計27回、64秒(推定)
の浮遊を行った



航空機による無重力実験 (4)

飛行機加速度計



航空機は0.01~0.1G程度
揺らいているが、実験装置の
浮遊中は3mG以下の揺らぎ

1Gでは動作していない検出器が、
0.5Gを下回るあたりから
制御に成功している

←オフセット調整もうまくいっていた

重力波検出器のFM品が
無重力下で正常動作することを確認

- SWIM μ vの概要と現状
- 気球による無重力実験
 - 無重力実験の概要
 - プロトタイプ型マスモジュール
 - 室内落下実験
- 航空機による無重力実験
- **まとめ**

■ SWIM μ v

- 衛星搭載用 **ねじれ型超小型重力波検出器**
- 2008年度打ち上げ予定
- FM が完成・試験を完了し、打ち上げに向けた環境試験に入っていく

■ 気球実験

- SWIM μ v **プロトタイプ品の無重力実験**
- **気球によって高度43kmから落下する、BOV という実験機の中に格納される**
- **市販加速度計の10倍の感度** ($2 \times 10^{-5} \text{ G/Hz}^{1/2} @10\text{Hz}$)
- **天候不良のため、2009年5月に延期**
- **室内で落下実験を行い、センサーの特性についてある程度知見を得た**

■ 航空機実験

- SWIM μ v **フライト品の無重力動作試験**
- **弾道飛行の航空機の中で装置を浮遊させ、最長6秒の無重力を実現**
- **地上ではかからない制御がかかり、センサの動作実証に成功**



補遺

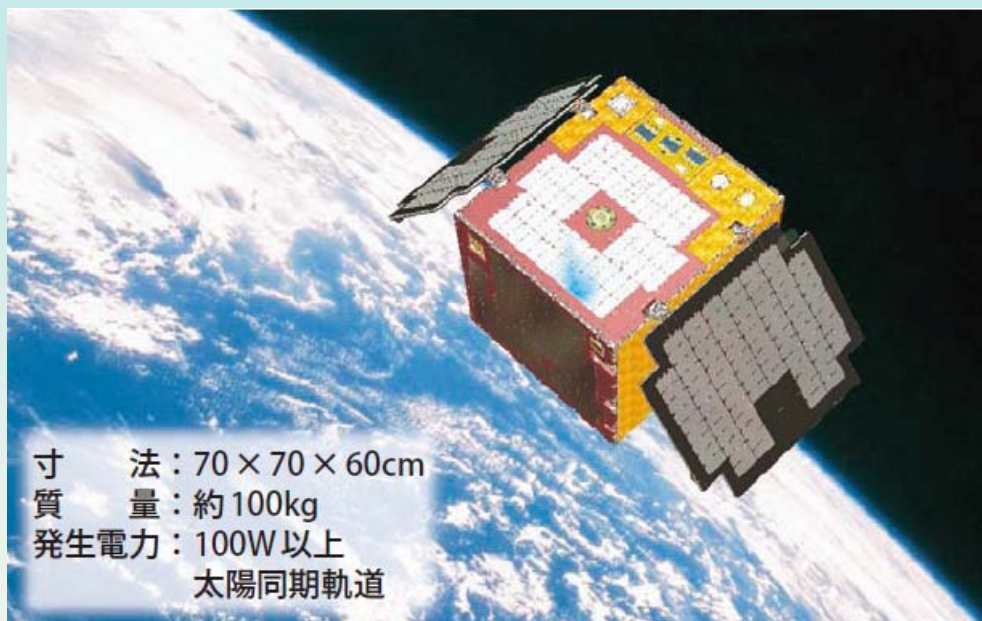
SWIM μ v開発の現状

■ SWIM

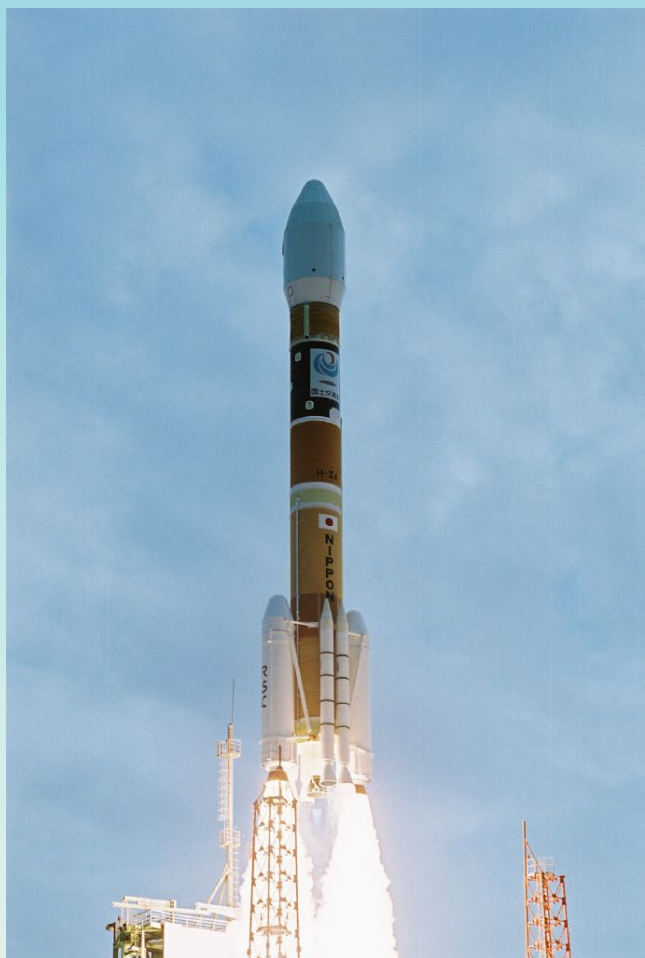
	SpaceCube2	user モジュール
重量	1.9 kg	3.5 kg
電力	2次側 6 W	2次側 8.5W
データレコーダ	256 MByte	ユーザーセンサーは 2 kg程度
テレメトリ	300-450 kByte /day	
サイズ	42 x 220.5 x 175 mm	160 x 224 x 175 mm

高橋先生スライドより

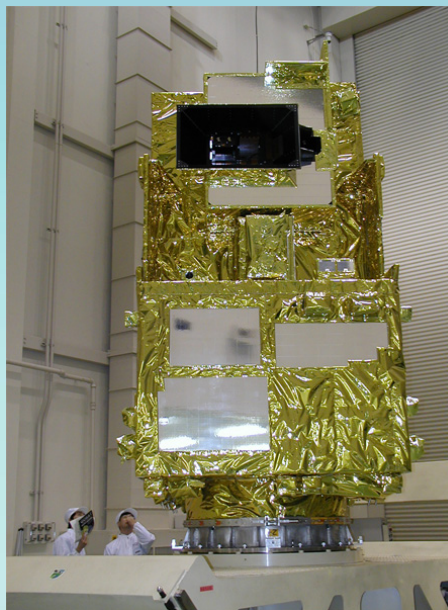
■ SDS-1



JAXA総研広報誌「空と宙」



HII-Aロケット



主衛星GOSAT



SDS-1

小型GPS受信機 (GPSR)

薄膜太陽電池 (TFC)

小型太陽センサ (MSS)

次世代モニタカメラ (ACMR)

スペースワイヤ*1
実証モジュール (SWIM)

◆ JAXAが宇宙用に開発した高速MPU*2を用い、新しい国際標準であるスペースワイヤ規格を発展させた次世代ネットワーク型データ処理技術を実証。

データ処理技術を活用した超高感度加速度計による重力変動の計測実験。

マルチモード統合トランスポンダ (MTP:P.4参照)

小型放射線センサ (DOS)

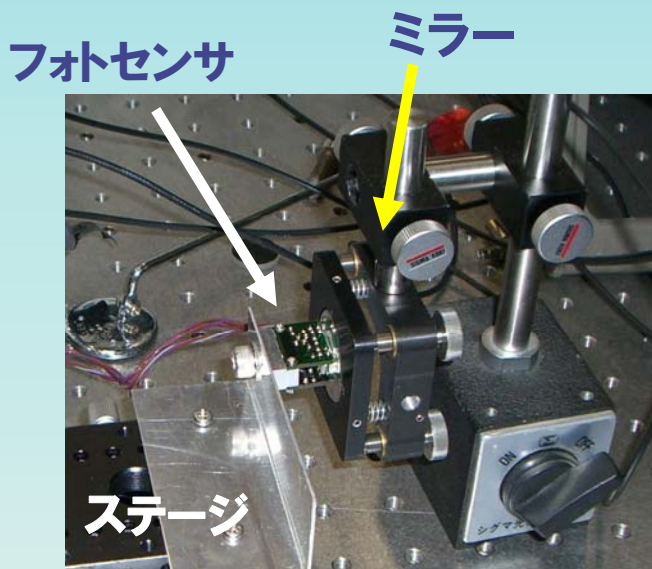
先端マイクロプロセッサ軌道上実験装置 (AMI)

- ◆ JAXAが重要部品として開発した各種部品で構成される高性能計算機ボードの軌道上での動作実験。
- ◆ 将来のプロジェクトに向けたデータの取得。

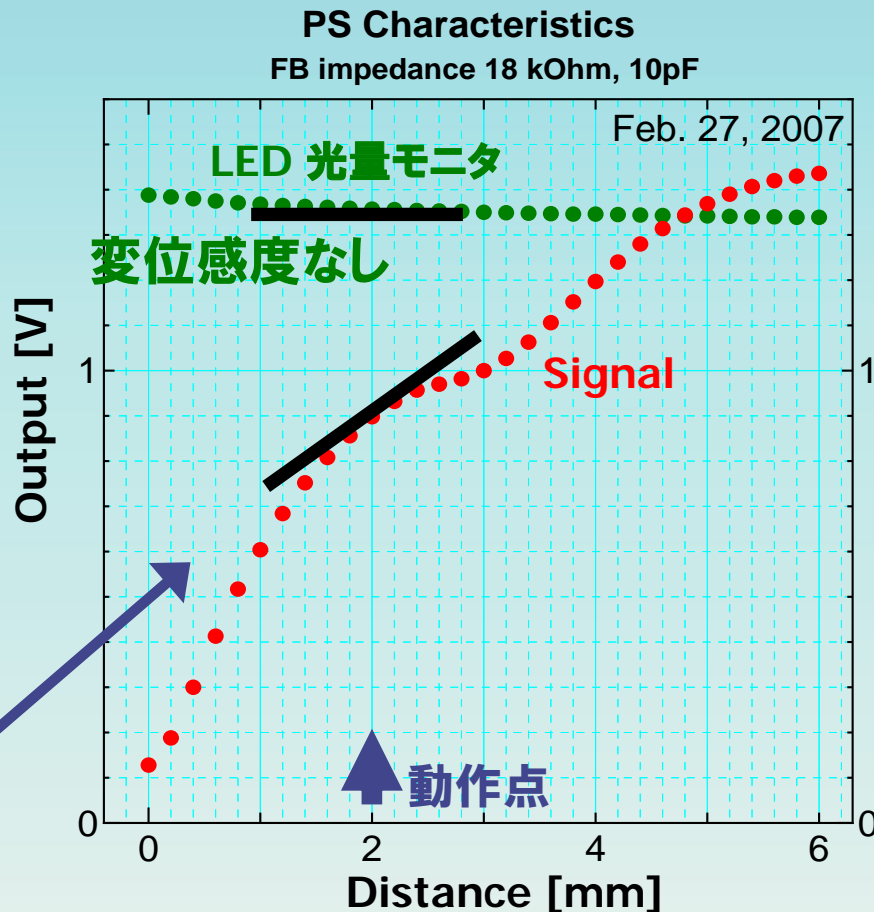
- *1 スペースワイヤ：人工衛星などの宇宙機器に搭載する通信ネットワーク装置。
- *2 MPU：マイクロプロセッサユニット。計算機の中核となるデータ処理チップ。

フォトセンサ (3)

■ 距離-出力特性 (Calibration)



Calibration の様子



余計な山 ... PS 前面の多重反射

Calibration Factor 0.19 V/mm

多重反射抑制、Amp帰還抵抗・動作点の調整 → 1.0 V/mm 程度まで可能

- BOV4.0号機中子系
 - 概要・目的
 - 結果・総括
- 中子の概要
 - 全体構造・実験シーケンス
 - SWIM μ vセンサー
- 作業実績と環境試験
- 発生した不具合
 - ADC・SDRAM 不具合
 - その他
- 室内落下実験
- 今後に向けて
 - 課題と改良案
- まとめ

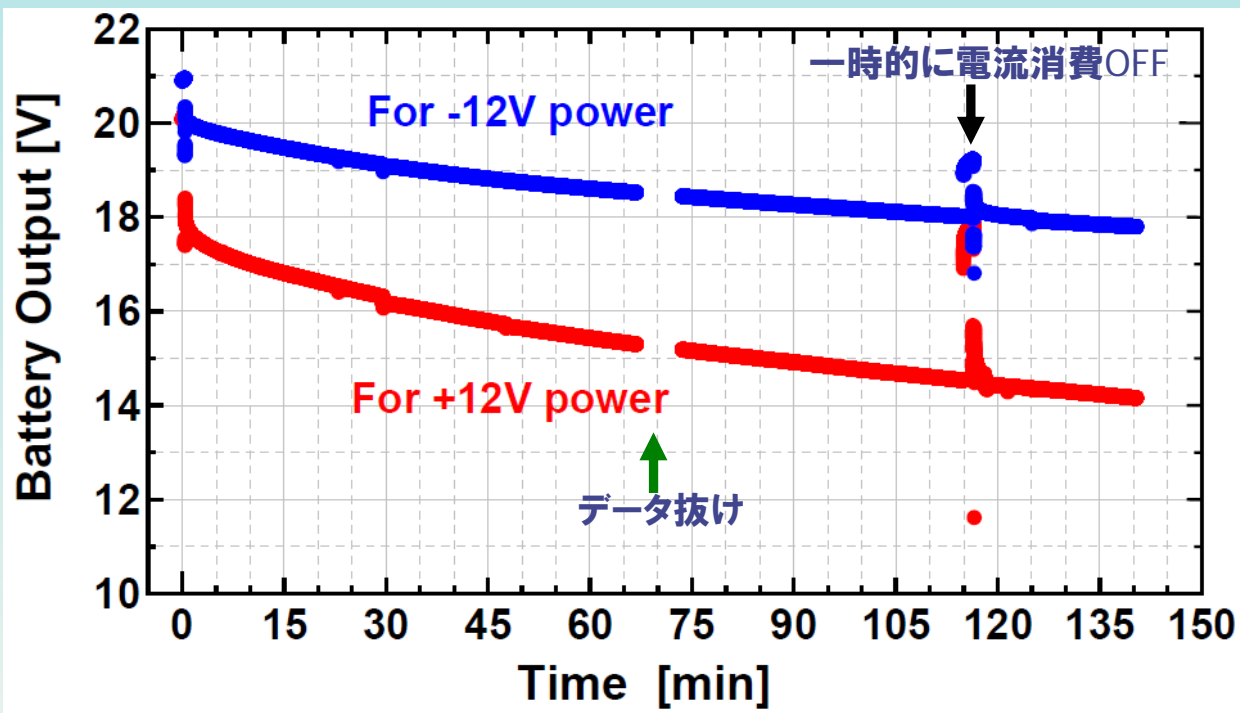
作業実績と環境試験 (1)

■ アナログ系電池消耗試験 (2007年8月14日, 東大本郷)

マスを乾電池電源により制御し、電池の消耗試験

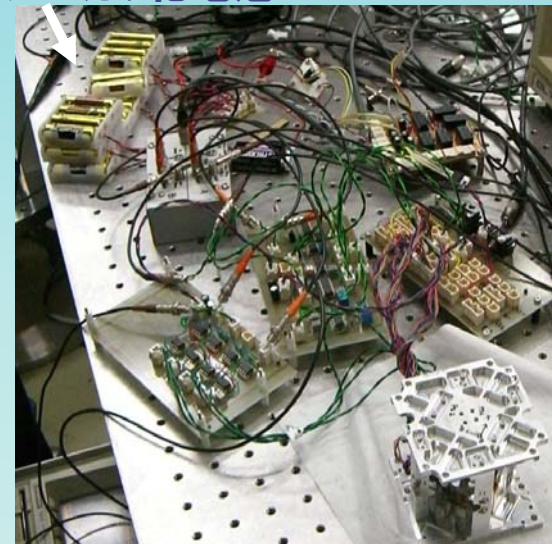
-12V系 : 1.5V単三アルカリ乾電池 × 18

+12V系 : 1.5V単三アルカリ乾電池 × 14



結果 : 約2時間持つ

アルカリ乾電池



アナログ回路系

センサー



良好な結果
これを踏まえ電源系設計

(フライトでは+12V系も
乾電池18本に)

作業実績と環境試験 (2)

■ 温度環境試験(2007年8月17-20日, 宇宙研)

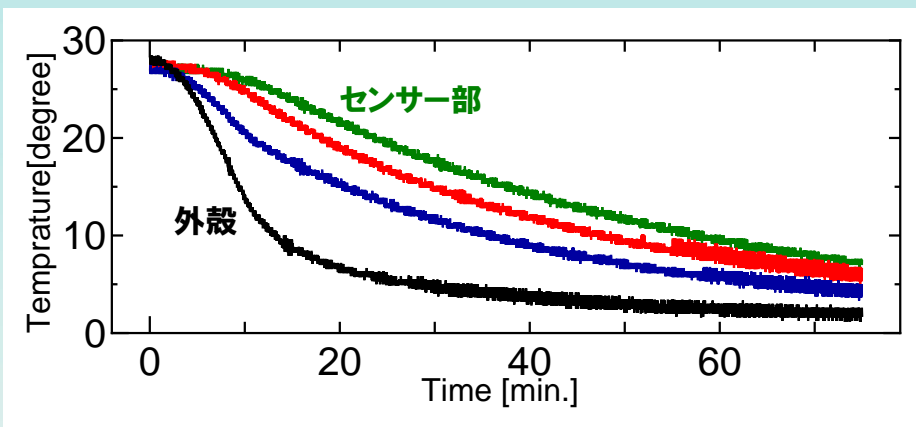
ISAS/JAXA D棟 試験用恒温槽を使用

目的:

構造系の冷却の様子を測定

低温での動作試験

冷却の様子: 外気温**0°C**で試験

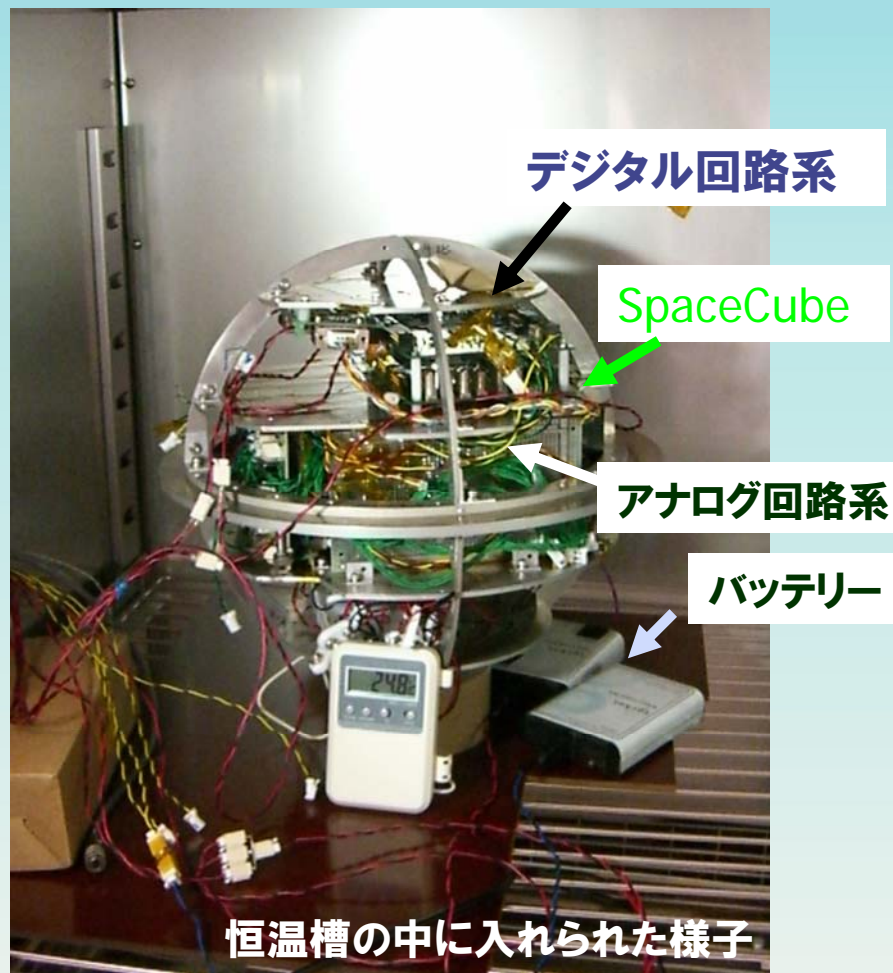


結果

・内部温度**2°C**でも正常に動作することを確認

: **良好な結果**

(ヒーターを用いると10°C以上に保たれることも確認)



■ 噛み合わせ試験

第1回：2007年8月7日, 宇宙研

内容：SpC⇔機体間無線通信試験・赤外コマンド受信試験

トラブル：無線通信が通らない → ボーレート間違いが判明(正:9600bps, 誤:4800bps)

第2回：2007年8月20日, 宇宙研

内容：組み上げた状態でのシーケンス試験

トラブル：バッテリーがシャットダウンし電源が入らない
ことがあった

HK パケットの形式が正しくなかった



電源ラインにトグルスイッチを入れる
HK パケットの形式を変更

シーケンス自体は**正常に終了した**



作業実績と環境試験 (4)

■ 機体内部での最終動作試験(2007年9月10日, 三陸)

シーケンス試験 : 本番と同じ流れで中子を動作させる

実績:

経過時間	全体	中子班	中子コマンド	SpaceCube	デジタルボードA・B	アナログ系
-3:00頃			受信部ON			
0:00	タイマースタート		赤外ON		ON・データ取得開始	
0:01				ON・起動		
0:02						+5V系ON
0:03						15V系ON
0:09		HKパケット確認		HKパケット送出開始		
0:10		パケット正常確認				
0:30		テレメ内容正常				
0:30		GO判断				
0:50	コマンド受付停止					
1:00	(機体分離)					
1:40	(パラシュート開傘)					
3:30					データ取得終了	
3:42				実験データ吸い上げ開始		
5:05				ボードA実験時吸い上げ完了		
5:41	(メインシュート開傘)					
6:23				ボードB実験時吸い上げ完了		
10:24				ボードA非実験時吸い上げ完了		
14:24				ボードB非実験時吸い上げ完了		
14:25				シャットダウン		

手動赤外OFF
受信部OFF

結果: HK 正常・シーケンス正常

中子組み立ては 9/2 → 1週間待機後でも正常に動作

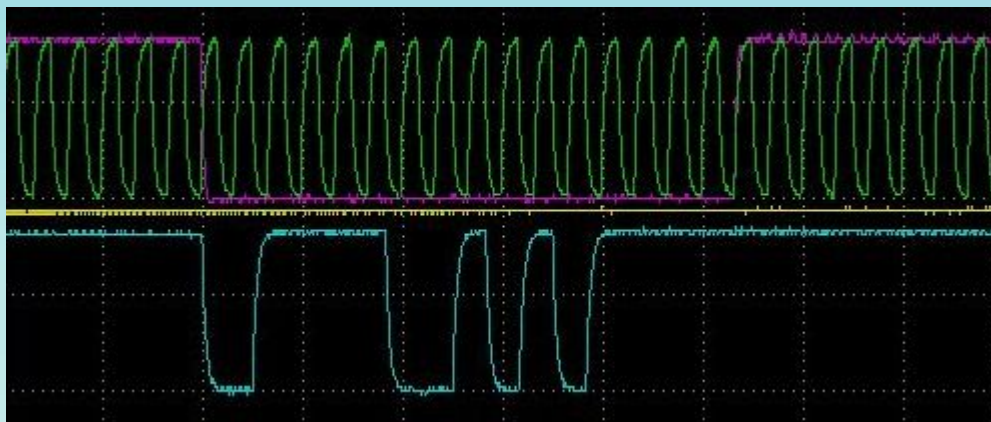


- BOV4.0号機中子系
 - 概要・目的
 - 結果・総括
- 中子の概要
 - 全体構造・実験シーケンス
 - SWIM μ vセンサー
- 作業実績と環境試験
- 発生した不具合
 - ADC・SDRAM 不具合
 - その他
- 室内落下実験
- 今後に向けて
 - 課題と改良案
- まとめ

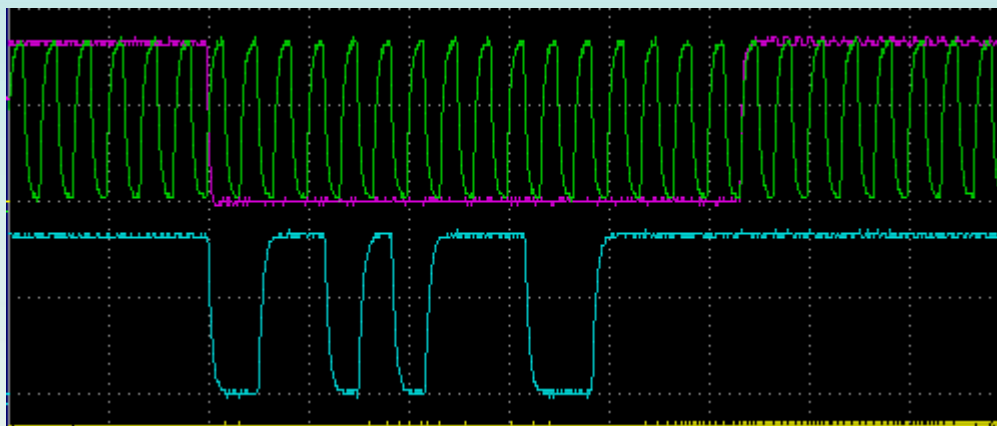
発生した不具合 (1)

■ ADCの不具合

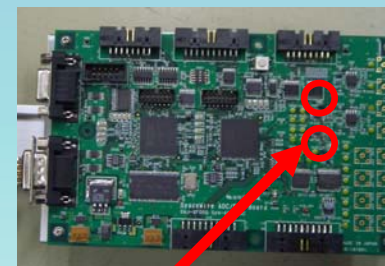
緑:CLK
紫:CONV
青:DATA



0011110010101111



0011010111001111



AD7688 :
Analog Devices製
500ksps, 16bit
逐次比較型ADC

ADC 出力信号が
正しく16bit出ていない
(下位5ビットが動かない)

A/D変換精度が**実質11ビット**

原因不明、調査中

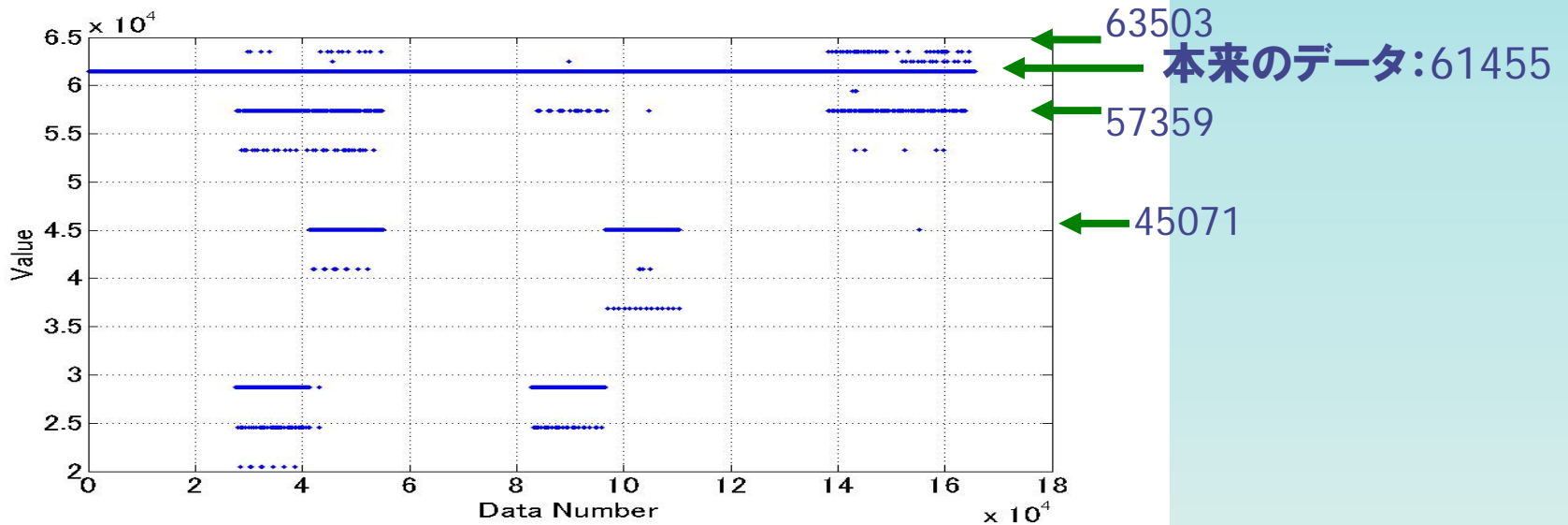
シマフジより、一部ボードでは正常に動いているとの連絡 → ADCの故障か?

発生した不具合 (2)

■ SDRAM トラブル

症状：SDRAMの一部領域で、書き込んだ値が勝手に変わってしまう

例：常に値「61455」をSDRAMに書いた場合



SDRAM中の特定ビットが異常を起こす

61455 = 1111 0000 0000 1111 (正)

63503 = 1111 1000 0000 1111 (誤)

45071 = 1011 0000 0000 1111 (誤)

57359 = 1110 0000 0000 1111 (誤)

原因：シマフジ製 SDRAM Controller が Auto Precharge を Disabled にしていなかった
解決法：FPGA 内の SDRAMC を修正 (9/26 シマフジが修正確認)

発生した不具合 (3)

■ その他トラブル その1

症状	原因	解決策
・バッテリー(MyBattery Expert) が未使用時自動シャットダウンする	・バッテリーの仕様	・バッテリーを違う種類に交換 (Socket MPP)
・バッテリー(BP-9)が待機時LED点灯で電力を消費	・バッテリーの仕様	・乾電池駆動に変更
・マスが制御時振動する	・Pitch 共振が発生していた	・ダンパーを取り付け
・制御時フォトセンサにマスが当たる	・センサ位置が違った	・センサを1つ取り外した
・数日待機した後、中子電源がONしない	・3端子レギュレータによってPIC駆動用電池が消耗	・トグルスイッチの位置を電池の直後に変更
・ADC入力信号が不安定になる	・入力信号レンジが広すぎた	・バッファボードのゲインを調整
・アナログ回路系が発振する	・AC電源動作時の電源の取り回し	・フライト状態(バッテリー駆動)では問題なし
・バッテリー(Socket MPP)がシャットダウンする	・組み上げ時にどこかがショートする？	・バッテリー直後にトグルスイッチを導入

発生した不具合 (4)

■ その他トラブル その2

症状	原因	解決策
<ul style="list-style-type: none">• SpaceWire通信の不具合(症状多数)• Ext.Bus通信に異常が起こりSDRAMを有効に使えない• SpCと無線機がうまく通信できない• 1プロセスで同時にSpWデバイスをオープンできない• SpCからPCへのデータ吸出しができない• CF カードでSpC用ディスクが作れない• SpCが電池で起動しない	<ul style="list-style-type: none">• 多数• SpW FPGA の不具合• SpC のボーレートがデフォルトで115,200bps• SpWドライバの仕様• SpW通信中はSpCがビジーになるため• CF カード・SpCの相性• 電源ラインがOFF時も+5Vに維持される	<ul style="list-style-type: none">• 一部については解決しておらず• シマフジによる修正(ただし、気球実験には間に合わず)• 湯浅さんによるボーレート変更プログラムを導入• 2ポートを交互にオープンすることにした• 別の方法に切り替えた(DIPスイッチを用いる)• 動作確認済みのCF カードを購入• SpC電源ラインに1MΩ並列抵抗

中子の概要 実験シーケンス

X相対	経過時間	全体	中子コマンド	SpaceCube	デジタルボードA	デジタルボードB	アナログ系
-1:00	0:00	タイマースタート	赤外ON		ON・データ取得開始	ON・データ取得開始	
	0:01			ON・起動			
	0:02						+5V系ON
	0:03						15V系ON
	0:10			HKパケット送出開始			
-0:10	0:50	コマンド受付停止					
0:00	1:00	機体分離					
0:40	1:40	パラシュート開傘					
	3:30				データ取得終了	データ取得終了	
	3:42			実験データ吸い上げ開始			
	5:05			ボードA実験時吸い上げ完了			
4:41	5:41	メインシュート開傘					
	6:23			ボードB実験時吸い上げ完了			
	10:24			ボードA非実験時吸い上げ完了			
	14:24			ボードB非実験時吸い上げ完了			
	14:25			シャットダウン			
			(シリアルOFF)				
15:41	16:41	機体着水					

中子の概要 全体構造 (3)

■ サブシステムブロック図

