

4.6 小型衛星 INDEX の環境試験について

宇宙科学研究本部 宇宙探査工学研究系

水野 貴秀 準教授

小型衛星INDEXの環境試験について

水野貴秀
JAXA宇宙科学研究本部

協力
坂井真一郎 JAXA宇宙科学研究本部
白澤 秀剛 東海大学

- プロジェクトと衛星について
- FM総合試験と環境試験
- 磁気モーメント測定試験
- 磁気モーメントの軌道上推定
- あらたなところみ

プロジェクトのねらい

- ・次世代の衛星技術の軌道上での実証
- ・小規模、高頻度の科学観測ミッションや工学ミッションの実現
- ・宇宙研のインハウス衛星技術の保持
- ・若手の技術者・科学者の育成

工学目的

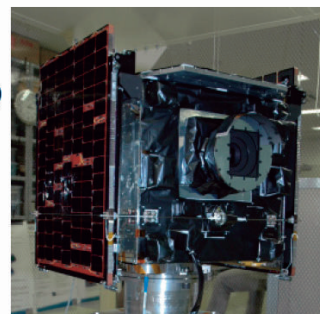
小型3軸科学衛星実現のための先進的衛星技術の開発と実証

理学目的

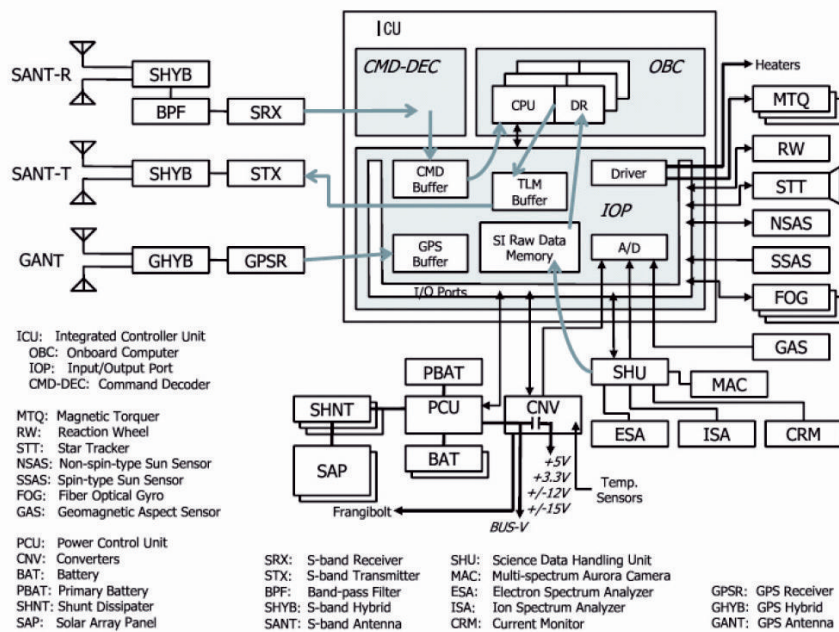
オーロラの微細構造及び オーロラ撮像と粒子の同時観測

衛星概要

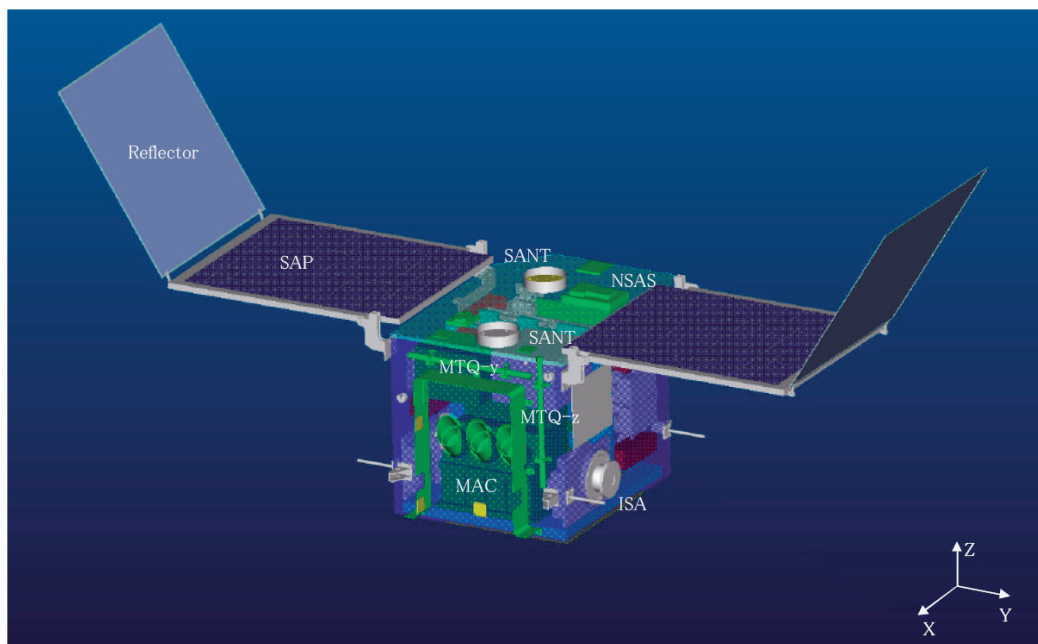
軌道	高度640×610Km,ほぼ太陽同期, ローカルタイム 24時
重量	70Kg
寿命	3ヶ月以上
電源系	太陽集光型展開パドル 発生電力 150Wmax 3段シーケンシャルパーシャルシャント 3AH×2系統、Mn-Li-Ion電池(100Wh/Kg) DC/DCコンバータ(バス用、FOG用、ミッション用) ブレーカー(ミッション機器)、ヒューズ(ヒーター)
通信系	Sバンド, コマンド1ksps, テレメトリ(8～131kbps)
計算機	統合化制御装置 SH-3 3重多数決 60MHz CPU
姿勢系	バイアスモーメント3軸姿勢制御(0.5°制御, 0.05°決定) RW×1, MTQ×3, STT, NASAS, FOG, GAS, SSAS ・オーロラ撮像/粒子同時観測姿勢 ・オーロラ高度分布観測姿勢 ・磁力線追尾観測姿勢
構造系	アルミハニカムパネル構造 薄膜反射器、太陽集光展開パドル
熱制御系	受動的熱制御、BAT, STTIにヒーター制御



システムブロック図



衛星概観図



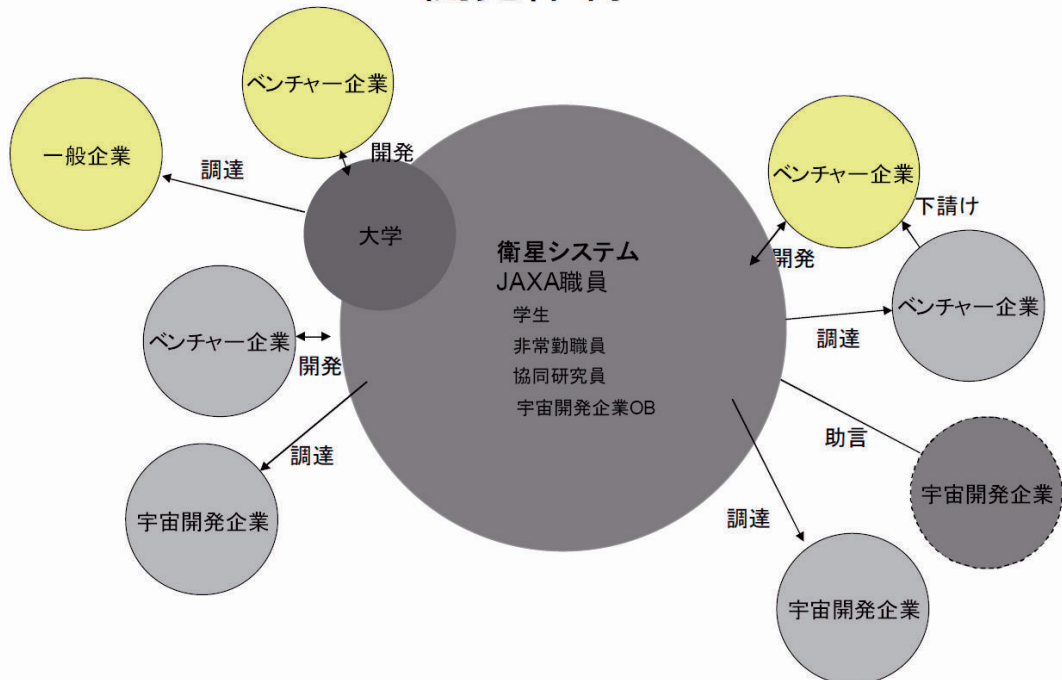
開発年表

1998年	工学委員会、ワーキンググループ発足
1999年	理学委員会、理学ミッション公募・選定
2000～02年	PM開発(ICU, PCU, 構体)
2003年	FM開発
2004年1～7月	FM1次かみ合わせ
2004年7月	サブシステムレビュー
2004年8月	システムレビュー
2004年9月～	
2005年6月	FM総合試験
2005年6月	輸送前レビュー
2005年7月	衛星搬出
2005年8月	打ち上げ

バス機器開発指針

- 1) 宇宙研内でインハウスにて開発、製作する。
対象: 搭載ソフトウェア、RFアンテナ、RF受動素子
- 2) 国内メーカーと宇宙研で、先進的な搭載機器の共同開発を行う。
対象: リチウム電池および充放電回路、高効率太陽パドル、放射率可変素子
- 3) 既存民生品を宇宙研で試験を行い、使用する。
対象: GPS受信機
- 4) 小規模民生工場技術を活用し、宇宙の特殊仕様は指導する。
対象: 搭載電子回路、計装配線
- 5) 低コストな小型衛星用搭載機器を海外および国内メーカーに求めて開拓する。
対象: 送受信機、磁力計、ホイール、ジャイロ、電源コンバーター
- 6) 本格的科学衛星搭載機器のPM品を改修して使用、または観測ロケット搭載機器を衛星搭載する。
対象: スタートラッカー、スピンサンセンサー

開発体制



- プロジェクトと衛星について
- FM総合試験と環境試験
- 磁気モーメント測定試験
- 磁気モーメントの軌道上推定
- あらたなこころみ

FM総合試験

- 2004年 9-11月 ICU-FMを用いたソフトウェア閉ループ試験
衛星組み立て前電気試験
- 12月 衛星組み立て後電気試験、 FM温度試験
- 2005年 1月 FM熱真空試験(低温平衡,高温平衡,3軸サイクル)
FM振動試験
- 2-3月 衛星分解、E/ISAセンサー校正、理学系観測機器熱真空試験
ICU-FMを用いたソフトウェア閉ループ試験
衛星再組み立て
電気試験(EMI試験、初期捕捉シーケンス、定常観測、サイクル試験)
組み立て後、X軸AT振動試験
- 4月 アライメント測定、磁気モーメント測定、質量特性測定
- 5月 ICU-PMを用いた最終ソフトウェア閉ループ試験
(初期捕捉、3軸運用、異常モード)
- 6月 スバルバード局適合試験
質量特性@C棟
最終ソフト実装、
最終電気試験,FM放送

INDEX FM 一次かみ合わせ試験RW手順書

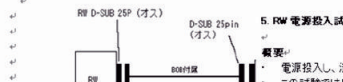
電気系試験

1. テレメトリ/コマンド送受信確認 分離前後の自動コマンド発行確認

【実施日】 2003年8月9日(予定)
【手順書作成】 宇宙科学研究所 坂井 勇手
【試験目的】 システムとRWの電気かみ合わせが正

1. RW接続

- 1-1. システムハーネスとRWの間に、25pin BOB(B0 B-A)を入れた上でR
- 1-2. 10U-Jコネクタと、システムハーネスの間に25pin BOB(B0 B-B)をア
- 1-3. CNV-Jコネクタと、システムハーネスの間に25pin BOB(B0 B-C)を
- 【注】BOBが足りないので、省略
- 1-4. BOBが全ピンOPENであることを確認



通信、HK、姿勢、工学ミッション機器、理学ミッション機器、電源系に関する試験、EMI試験が含まれている。計算機システムを統合化装置としたこともあって、開発中の全試験測定を通して、**最も多くの延べ人数と時間を投入した試験**である。

コネクタの接合からオシロスコプの設定、禁止事項まで全て手順書を徹底して整備して誤操作を防止。

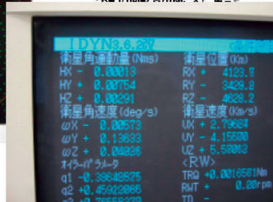
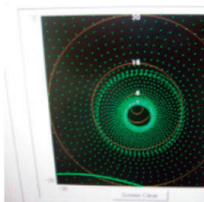
5. RW 電源投入試験

概要
電源投入し、流入電流の正常とステータスの正常を確認する試験
この試験ではRWはまわさない

- 5-1. 地上局より DC コマンド(ATT-RW-ON)を送信し、RW の電源投入を CNV に指示
- 【この手順により RW が電源投入される】

【注意】

- 以下の 場合、直ちに試験を中止しバス電源を OFF すること。
- ・オシロスコプ CHM が、+20V 時に 300[mA]以上の電流流入があることを示した場合
- ・RW の回転が正常に停止 しない



このラッシュ電流は、安定化電源からの供給線をカレントリ
カ上、波形をフロッピーディスクに保存すること

定常電流 ラッシュ電流
A A
〈オシロ、プローブ設定を下記にメモ〉



熱真空試験

軌道上の温度環境を真空チャンバ内でシミュレーション

熱入力のあるパネルにはヒータ線を貼る
チャンバ壁は液体窒素で冷却

目的

- ・熱真空環境での全機器の動作チェック
- ・熱数学モデルの検証と修正

INDEXのFMでの結果

- ・BATの温度上昇が予測より約15°C大きかった。
=> 熱結合を強くし、ヒータを強化
- ・高温熱平衡試験にて、+Zパネル、+Yパネルの温度が予測より約10°C高かった。
=> 熱数学モデル修正



- ・プロジェクトと衛星について
- ・FM総合試験と環境試験
- ・磁気モーメント測定試験
- ・磁気モーメントの軌道上推定
- ・あらたなところみ

残留磁気モーメント測定の必要性

衛星残留磁気の影響

機器単体での消磁

- ・機器の正常動作
 - 隣接機器の正常動作を阻害
 - 観測機器への磁氣的ノイズ
- ・衛星全体の磁気モーメント低減に寄与

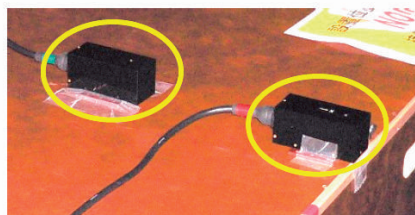
衛星全体での消磁

- ・姿勢制御
 - 地球磁場との相互作用による姿勢擾乱
 - 制御回数の増大

東海大学・残留磁気計測システム 1

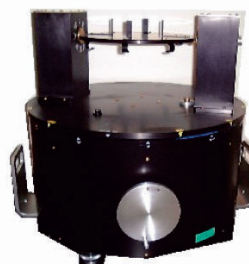
3軸フラックスゲート磁力計

- ・直交3成分計測
- ・分解能0.1nT
- ・サンプリングレート8Hz



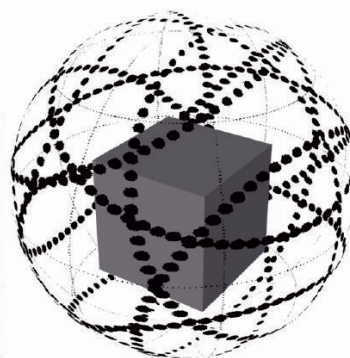
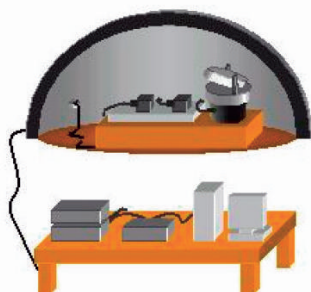
非磁性2軸回転台

- ・水平・垂直の2軸連動回転
- ・回転角度をデジタル出力

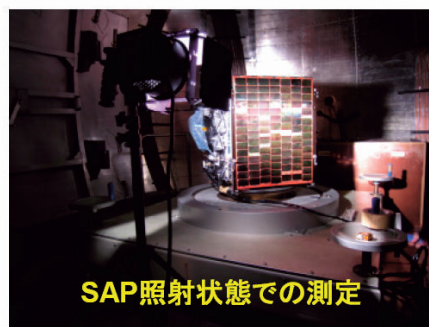
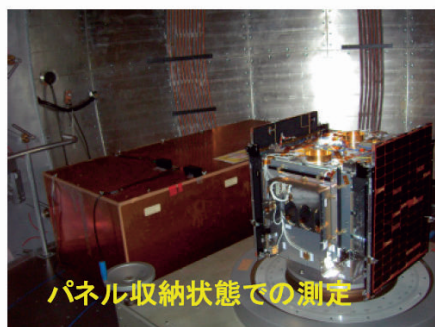


東海大学・残留磁気計測システム 2

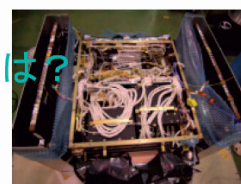
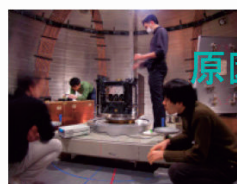
- ①磁気シールドルームに機器を設置
 - ②回転台上部の試料台に機器を設置
 - ③ハンドルの回転に連動して計測(2分)
 - ④計測後ただちに解析結果を表示
- * 測定精度 0.001Am^2



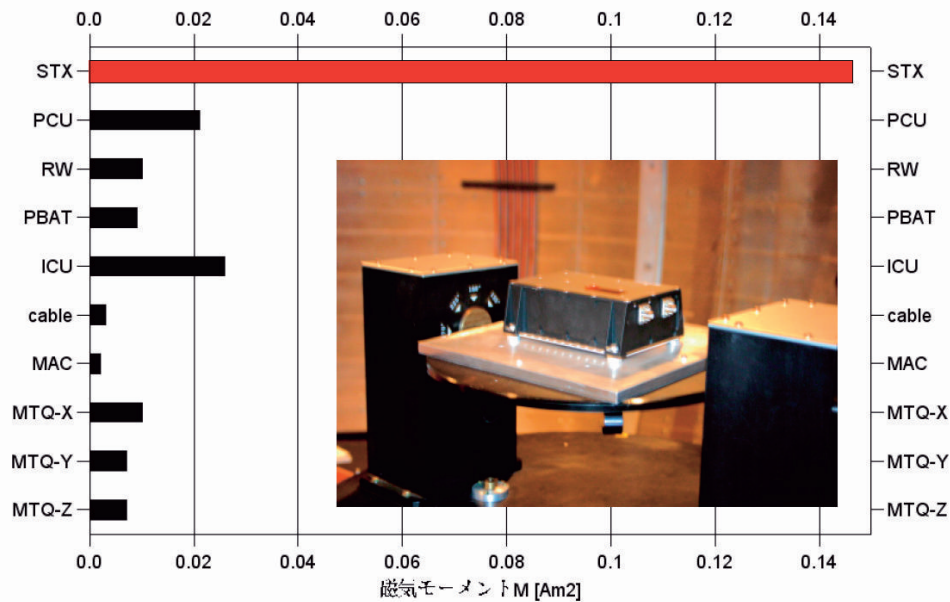
衛星残留磁気モーメント測定 その1



要求値: 0.05Am^2
測定結果: 約 0.4Am^2

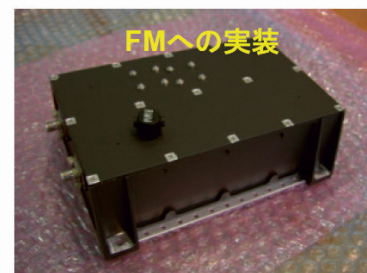
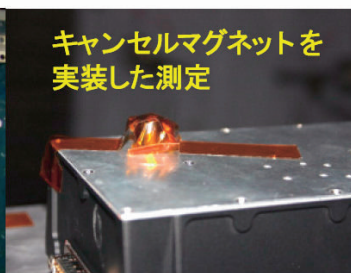
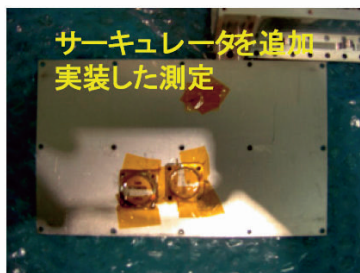
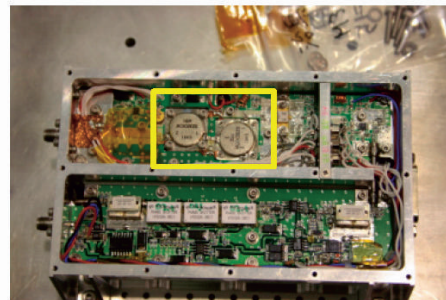


搭載機器残留磁気の計測結果

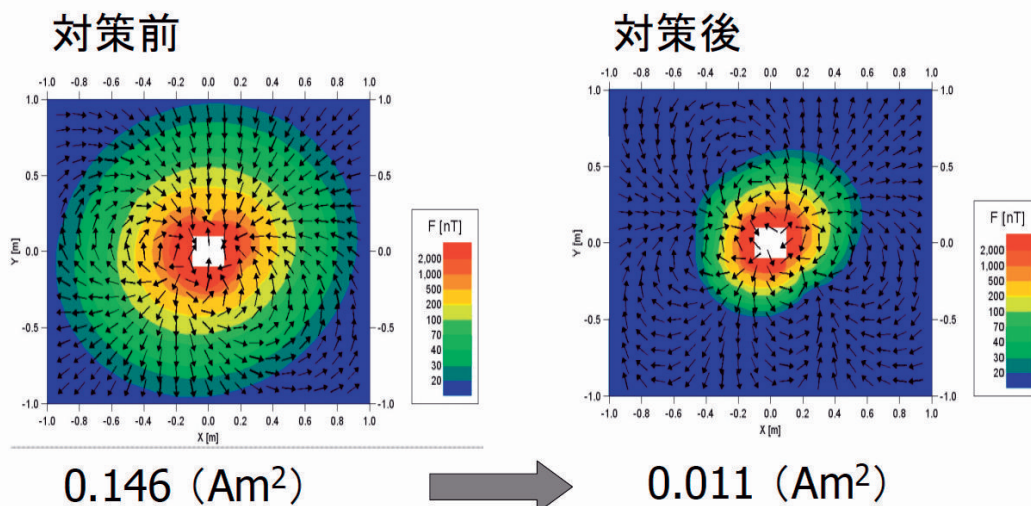


STXサーキュレータの残留磁気キャンセル

磁気モーメント (Am²)		0.146
θ m (deg)		31
ϕ m (deg)		241
偏心位置 (cm)	X	-2.3
	Y	-0.4
	Z	7.3



STXサーキュレータの残留磁気キャンセル



衛星残留磁気モーメントの測定 その2



電源Off
 磁気モーメント: 0.28 [Am²]
 方向: $\theta = 49$ 、 $\Phi = 189$ [deg]

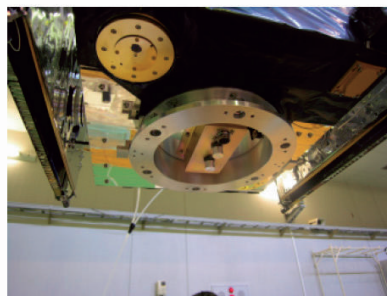
電源On
 磁気モーメント: 0.30 [Am²]
 方向: $\theta = 46$ 、 $\Phi = 195$ [deg]

まだ磁気モーメントが残っている！
 展開状態で全搭載機器を調査してもこんなに大きな
 モーメントはないのに、組み立てると大きな磁気モー
 メントが発生する！？？？

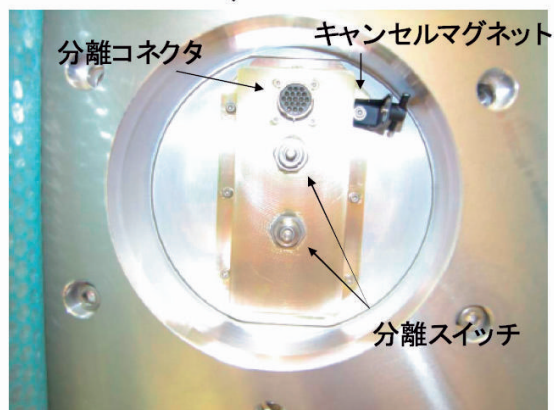
衛星残留磁気のキャンセル

磁場キャンセル用マグネット

磁気モーメント: $0.285 \text{ [Am}^2\text{]}$



↓ 結合リングの内側へ実装



INDEX

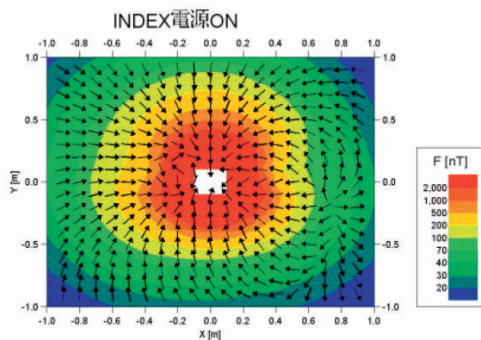
衛星残留磁気キャンセル結果

消磁対策前

磁気モーメント: $0.300 \text{ [Am}^2\text{]}$

方向: $\theta = 46 \text{ [deg]}$

$\Phi = 195 \text{ [deg]}$



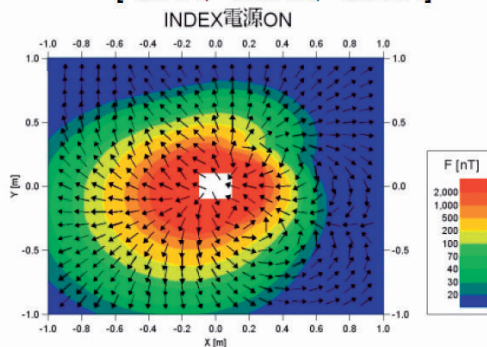
消磁対策後

磁気モーメント: $0.096 \text{ [Am}^2\text{]}$

方向: $\theta = 36 \text{ [deg]}$

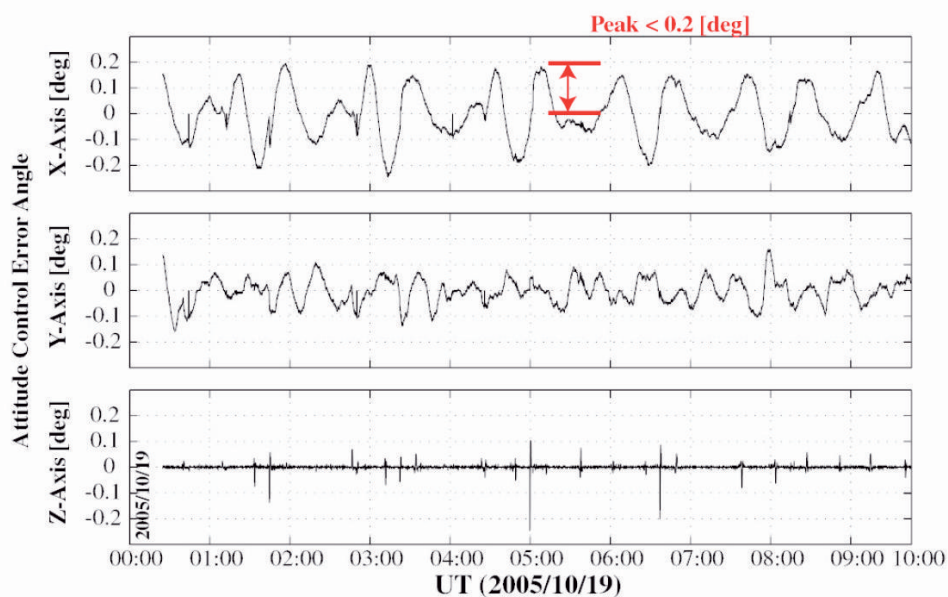
$\Phi = 224 \text{ [deg]}$

$[-0.054, -0.0392, -0.0691]$



- プロジェクトと衛星について
- FM総合試験と環境試験
- 磁気モーメント測定試験
- 磁気モーメントの軌道上推定
- あらたなころみ

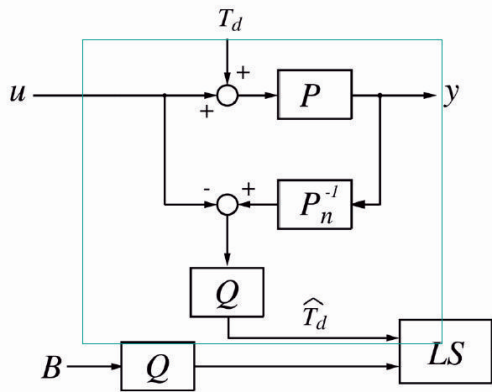
軌道上での衛星ポインティング結果



姿勢系エラーの予想値は (<0.1 [deg])
 エラーの周期から残留磁気モーメントが原因と考えられる。

軌道上での磁気ダイポール推定

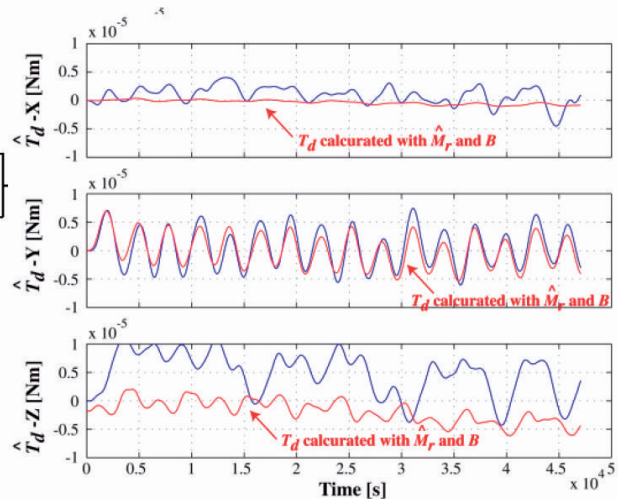
INDEX



u : control torque
 T_d : disturbance torque
 P_n : plant model
 y : attitude
 Q : LPF
 B : earth magnetic field

Step-1. Disturbance Observer

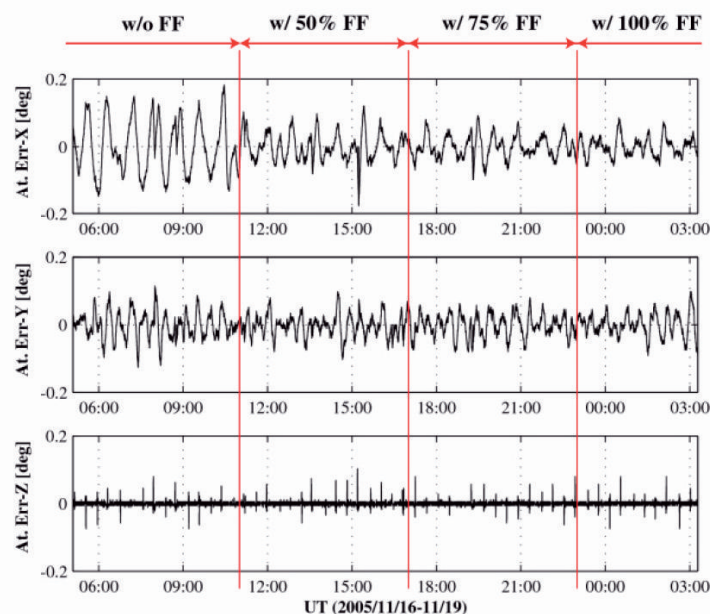
Step-2. LS estimation of M_r w/ \hat{T}_d and B



フィードフォワードによるキャンセル

INDEX

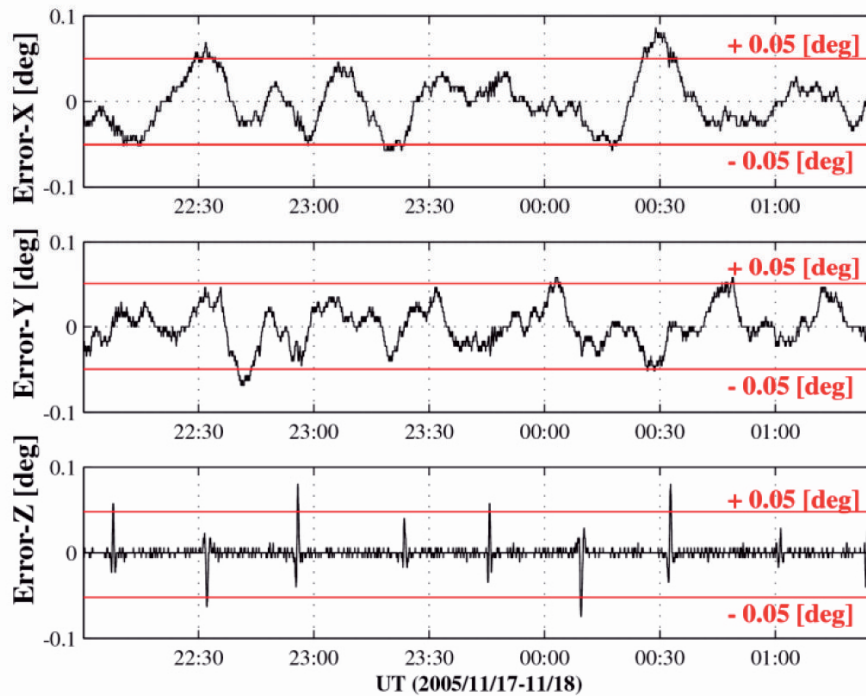
- 推定結果 : $[-0.51, 0.042, 0.093]$ [Am²]
- フィードフォワードによるキャンセル試験
- 推定結果は正しいと考えられる



ポインティング結果



Pointing Performance (Feedback Error)



- プロジェクトと衛星について
- FM総合試験と環境試験
- 磁気モーメント測定試験
- 磁気モーメントの軌道上推定
- あらたなこころみ



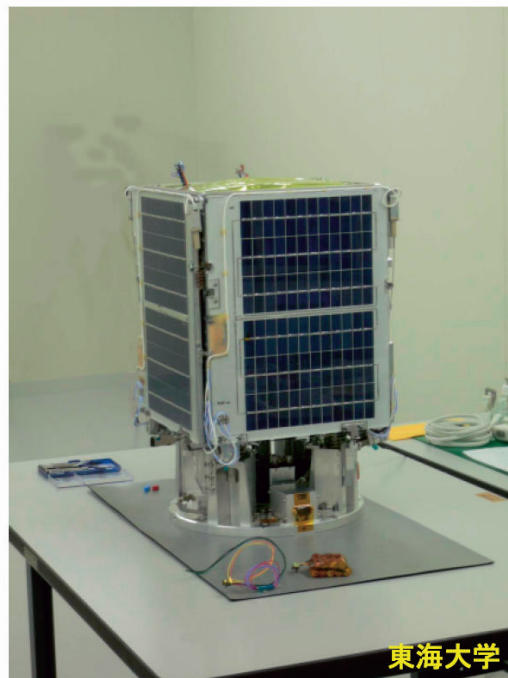
小型衛星「かがやき」

INDEX

ソラン、東海大学、ウェルリサーチ
GOSAT 相乗り小型衛星

質量 : 28kg
寸法 : 31cm × 31cm × 35cm
ブーム長: 約2.5m
軌道 : 高度 666Km
傾斜角 約98度
太陽同期準回帰軌道

「かがやき」の特徴
オーロラ電流観測
デブリ検出センサー
三軸磁気モーメント低減対策
超軽量伸縮ブーム
オンボード管制システム



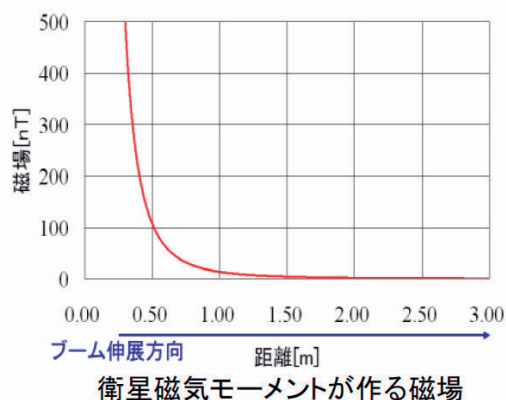
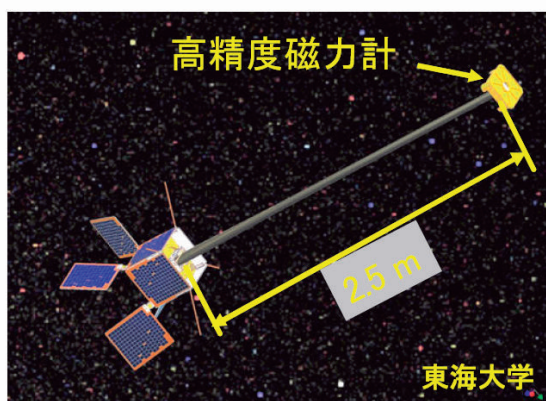
小型衛星「かがやき」での試み

INDEX

軌道上での残留磁気計測

ブーム伸展時に衛星磁気モーメントを計測し、地上での計測結果と比較する

磁気センサー: フラックスゲート型 3軸測定
分解能1~10nT



質疑応答

問 1

今日の発表の中心となっている磁力の話とは違うのですが、温度と発生電力の軌道上評価をされていれば結果を教えていただけないでしょうか。

答 1

データは持っていないのですが、発生電力に関しては、反射パネルで太陽光の電力の増加をもくろんだわけですが、それはもくろみ通り出ています。温度に関してはウォッチしていませんでした。

問 2

では、発生電力についてももう少し教えてください。インデックスの場合、リフレクタというものが付いているようですが、JAXA で扱ってきた衛星に採用されているのは初めて見ました。実は、たまたま私がコンタミネーションについていろいろ調べておりました折に、外国の衛星で同じようにこのリフレクタ付きの太陽電池パドルを採用していることを知りました。

答 2

ボーイングですね。

問 3

そうです。そのボーイングの衛星の発生電力が予想以上に落ちてしまったという論文も読んだことがあります。もしかしてこの衛星でも同じような問題があるのだろうか、と思い質問をさせて頂きました。

答 3

私は膜の材料をすぐに思い出せないのですが、当初予定していた材料ですと、反射板部分の温度が太陽電池部分の温度よりも低くなりまして、コンタミネーションが吸着して電力が落ちてしまうということが予想されました。実は、それはフランスの企業の方から指摘されたのですが、そのフランスの企業の方と共同でシミュレーション等を行ひまして、膜の材料を変えました。温度が若干高くなるように材質を設計しております。ですので、そういった要因による電力の低下は見られていません。

問 4

フィードマッピング法で磁気モーメントを測定されたと思いますが、三軸フラックスゲート型の磁気センサを二台使用している理由を教えてください。

答 4

二台使っているのは、距離を二通りとるためというふうに理解しています。今ご覧いただきましたパワーポイントでもブームが伸びているときに 3 c m 置きにデータを取るという説明をさせていただきましたが、距離を置いて校正する手法なのだと思います。

問 5

球面マッピング法は普通一台の磁気センサで十分だと思いますが、二台使われていたので何か理由があると思いました。測定精度を上げるために供試体とセンサ間の距離が違うところで測ったデータを使って校正しているようですが、もしよろしければ後ほどその方法について教えてください。

答 5

はい、分かりました。

問 6

電気系試験のところで EMI 試験をされたと書いてありますが、この試験の規格はどのようにして決められたのでしょうか。

答 6

EMI 試験と書いてしまい、「しまったな」と思っていたのですが、こちらのかたに EMI 試験と言うと、おそらく単体でアンテナを向けてどのぐらい放射しているかとか、あるいは外部から加えてそれがどれぐらい干渉するかということを試験するもののご想像されてしまうのではないかと思います。我々はそういう試験は全部省きました。何をやったかと申しますと、まず、基本的にノイズを出さないようにする、受けないようにする、ということを事前に対処しておきまして、その後、一時噛み合わせ試験というもので噛み合わせて、それからランニング試験と私は称しましたけれども、すべてを接続して試験をしていく中で、干渉が起きていないかどうかという点を確認していく。EMI 試験と我々と呼んでおりましたが、EMI を受けやすいと思われる機器を対象に、一つ一つ別の機器を立ち上げながら干渉をチェックするということを致しました。ですから、MIL の規格等がありますけれども、規格は採用致しておりません。