

九州小型衛星の会(QSSF)平成28年度研究会(2017年3月4日)

衛星位置探索方法に関する考察と 飛翔体追尾システムの開発

(低軌道衛星の補足と追尾)

福岡工業大学
工学部知能機械工学科
河村良行、田中卓史

FITSAT-1

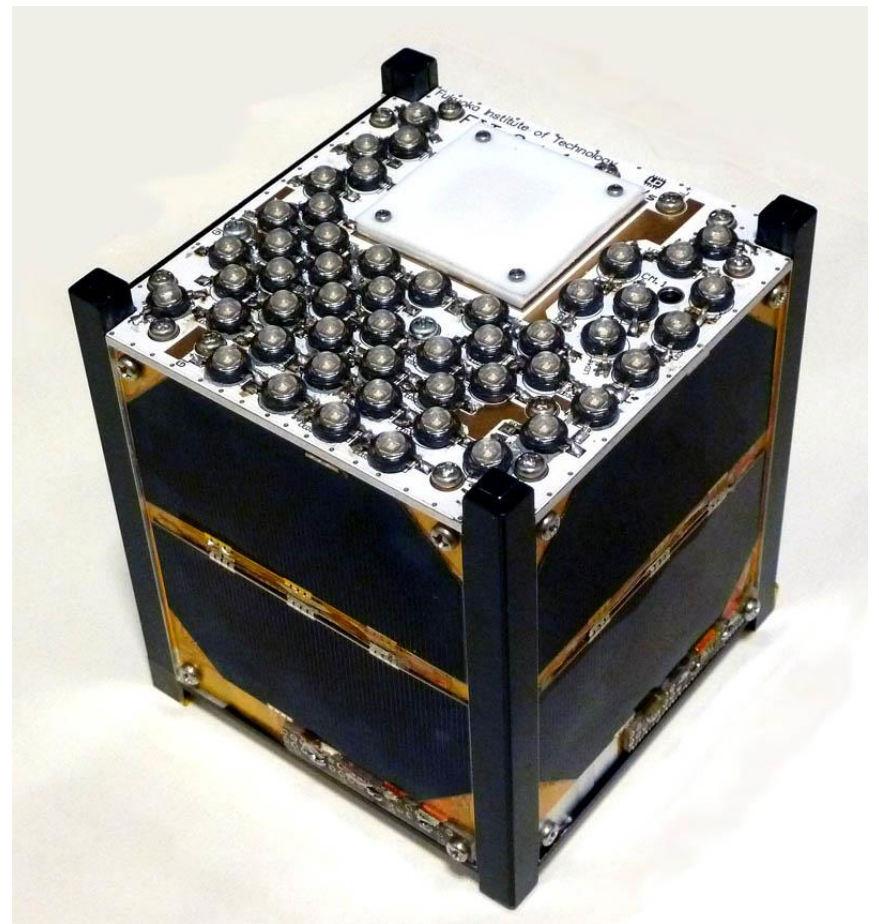
にわか衛星のミッション

- 高速画像送信の実験

(5.84GHz, 115.2kbps)

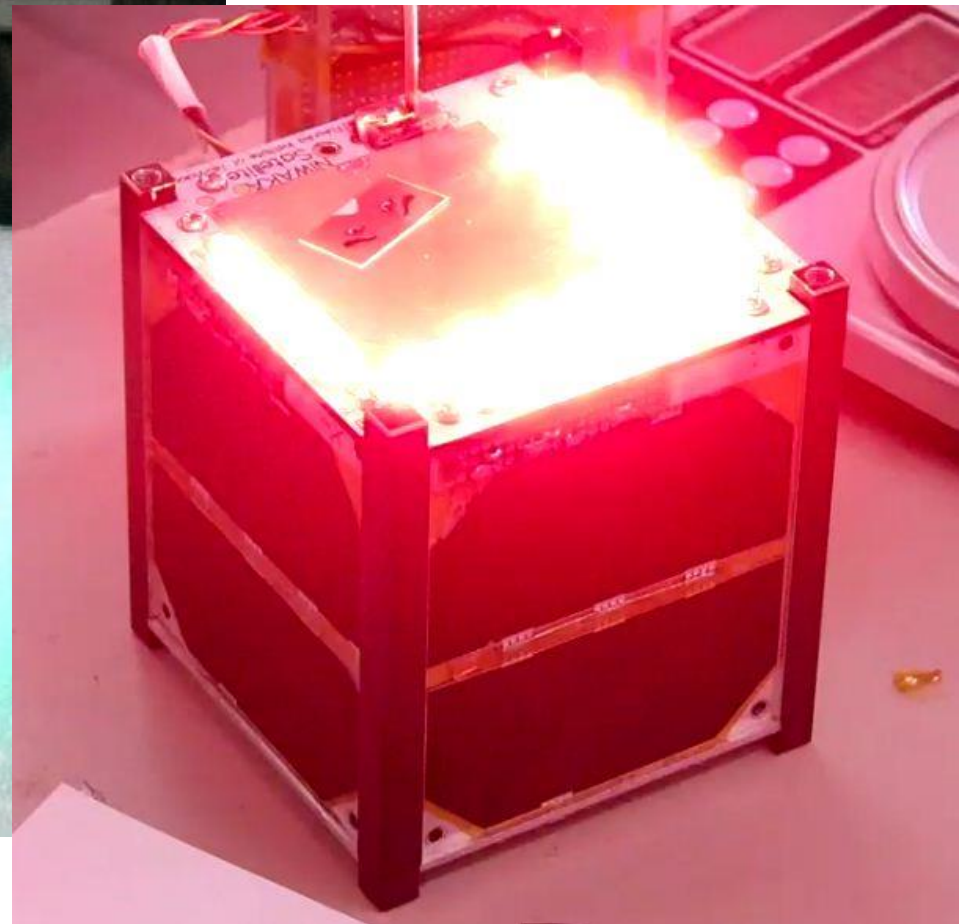
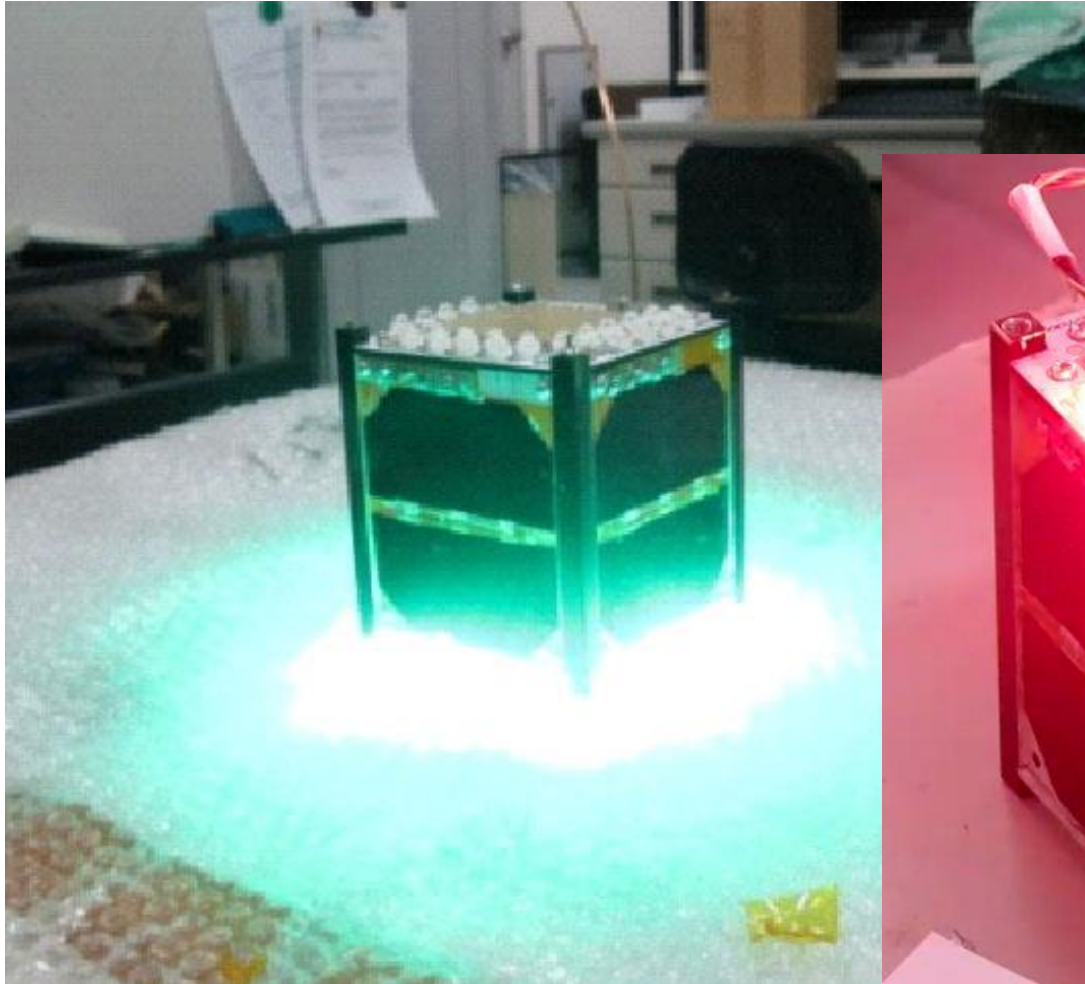
- 可視光通信の実験

衛星を高出力LEDで光らせる

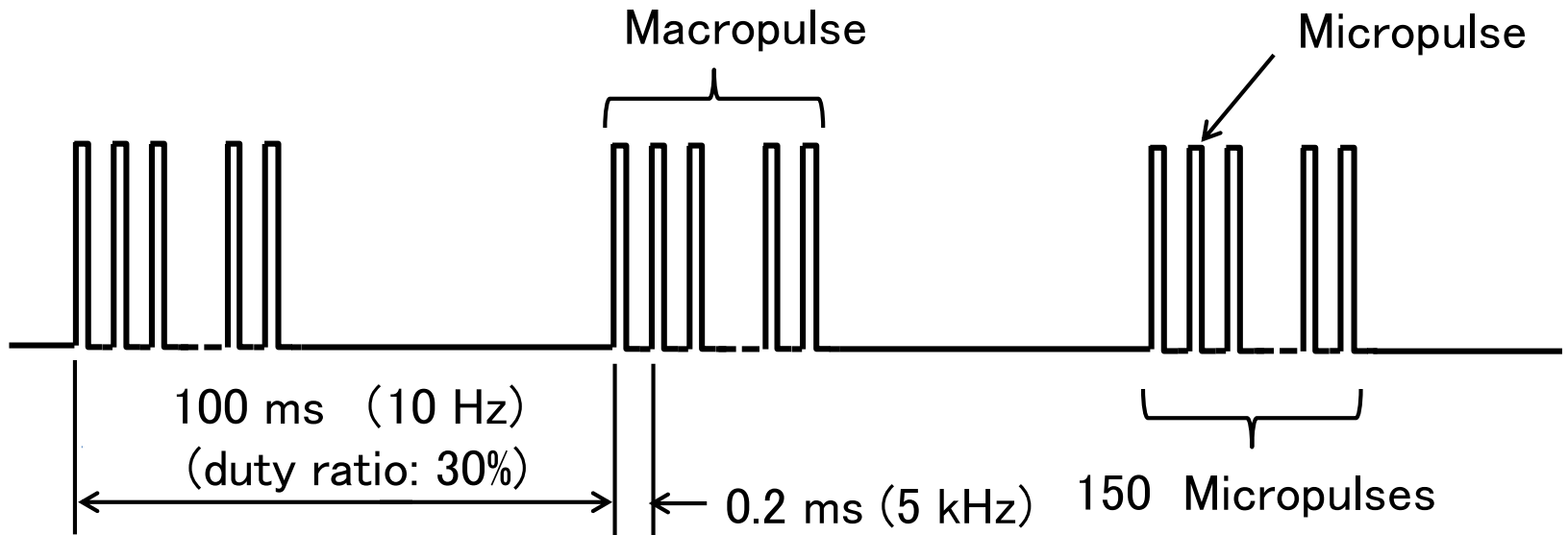


Green:230W,

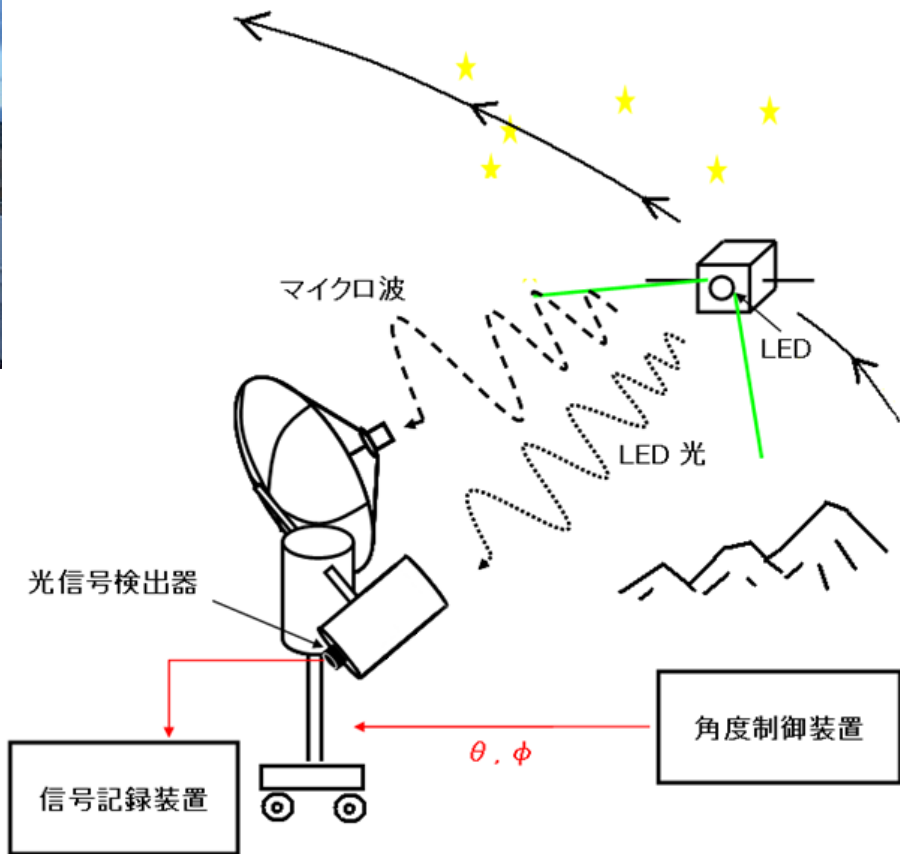
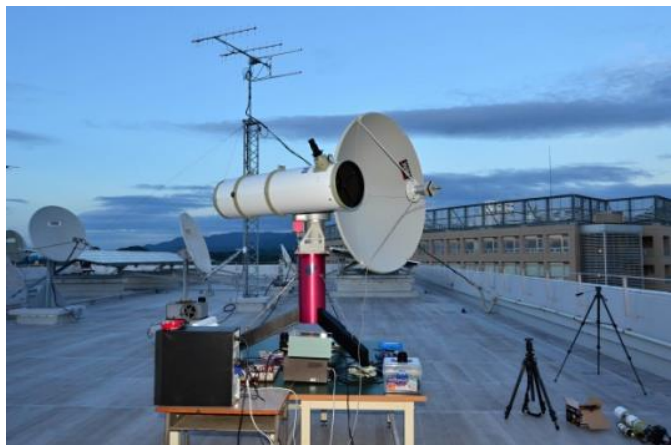
Red:160W



LED光の時間波形



衛星からのマイクロ波とLED光の受信



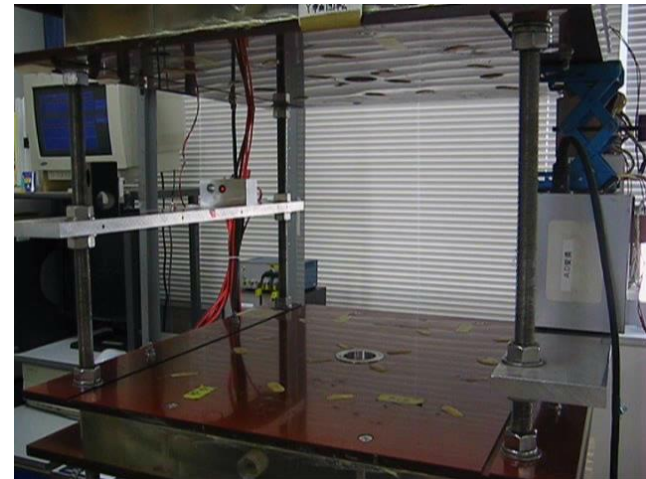
アンテナの指向性

• 八木・宇田アンテナ	電波	数十度
• パラボラ	マイクロ波	数度
• 望遠鏡	光	1度以下

視野が狭くなる！

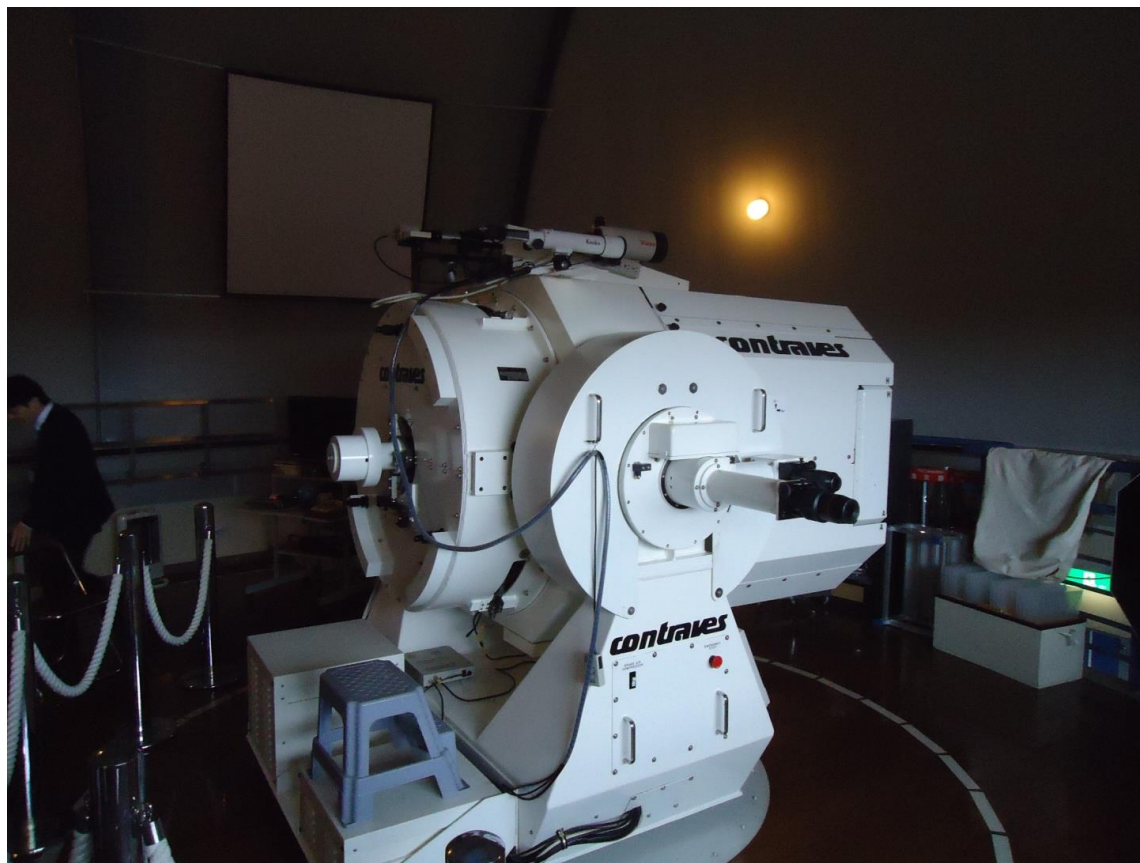
追尾精度が必要！

フィードバック制御による追尾！？



磁力支持天秤装置
(フィードバックによる位置制御と外力の測定)

富山市天文台訪問 (2012年11月)



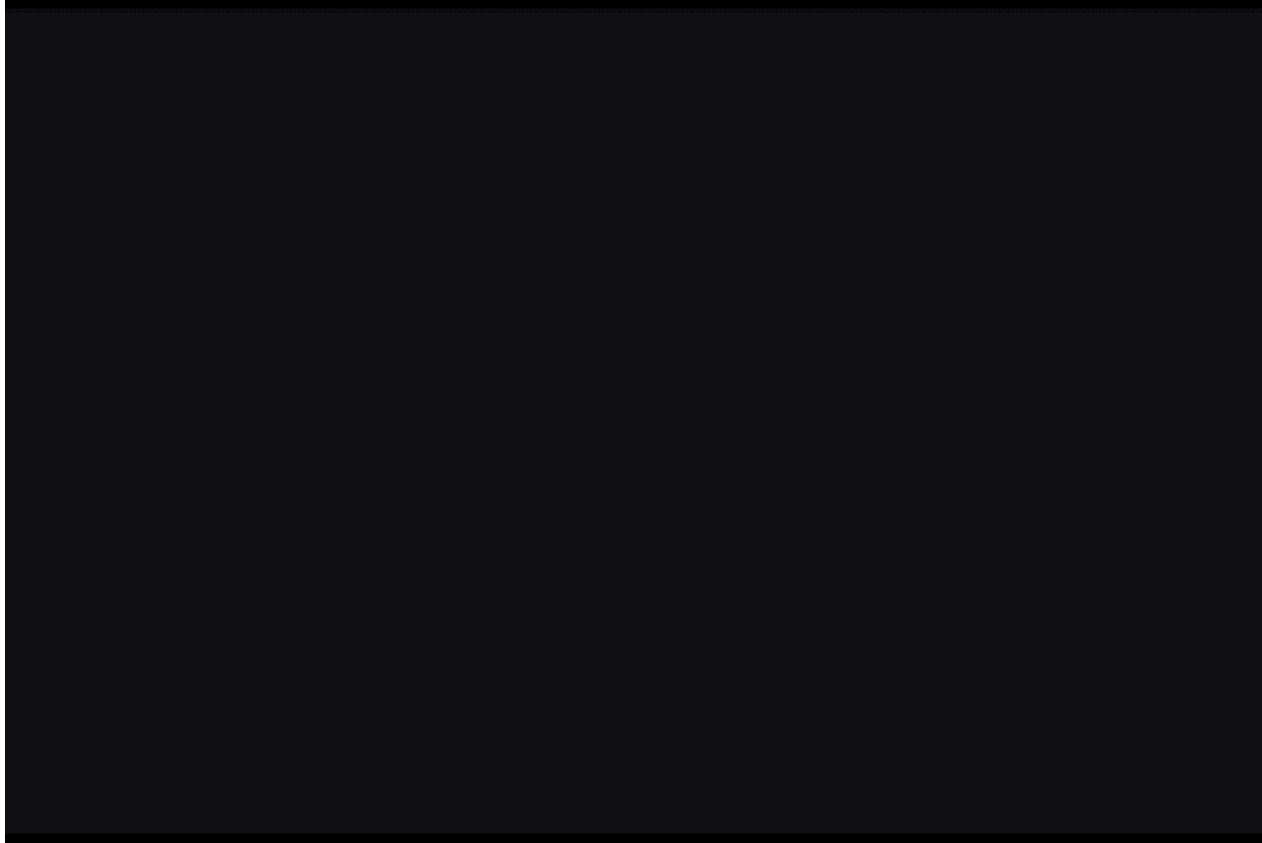
最終段減速ギアはウォームギアではなく**円盤**
の突き合わせ式

特徴

- 11等星をビデオ(30万画素)で追尾
- KAISTの機械のモデル?
- 視角は20分
- 低仰角で捕捉、その後開ループで追尾
- 米国製
- 帯広天文台にも同型機
- 昼でもISSのビデオが撮れる
- 多数のビデオ写真から画像処理 >>> 高画質写真再生



富山市天文台によるFITSAT-1の発光動画の撮影



衛星の追尾のズレ: 約10分度/分

前後左右のランダムなズレはなく、連続的なズレのみ

韓国KAIST呉研究室訪問 (2012年11月)



自作の衛星追尾システム (韓国KAIST王研究室)



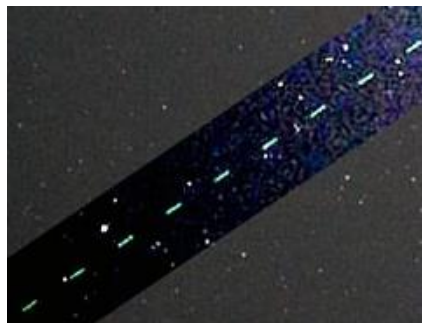
最終段減速ギアはウォームギアで
はなく**円盤の突き合わせ式**

FITSAT-1の発光の追尾撮影

(KAIST呉教授による)



神奈川県渡部氏による撮影



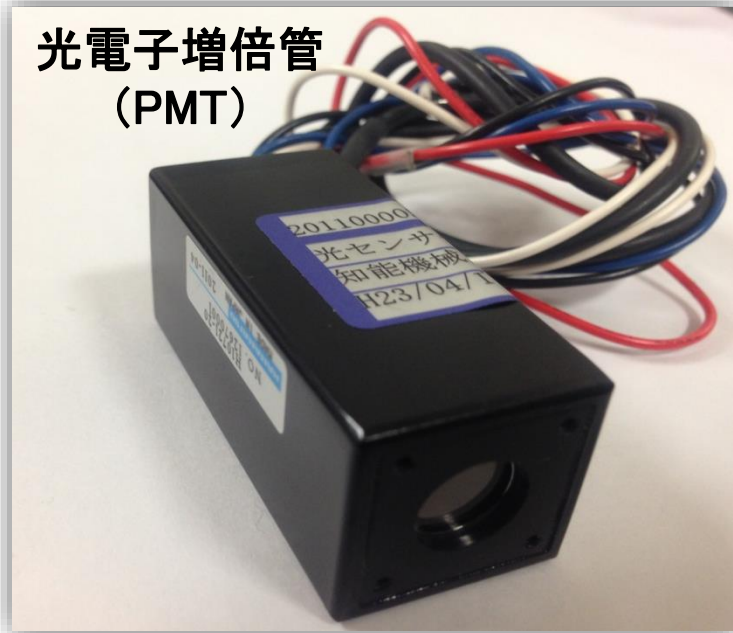
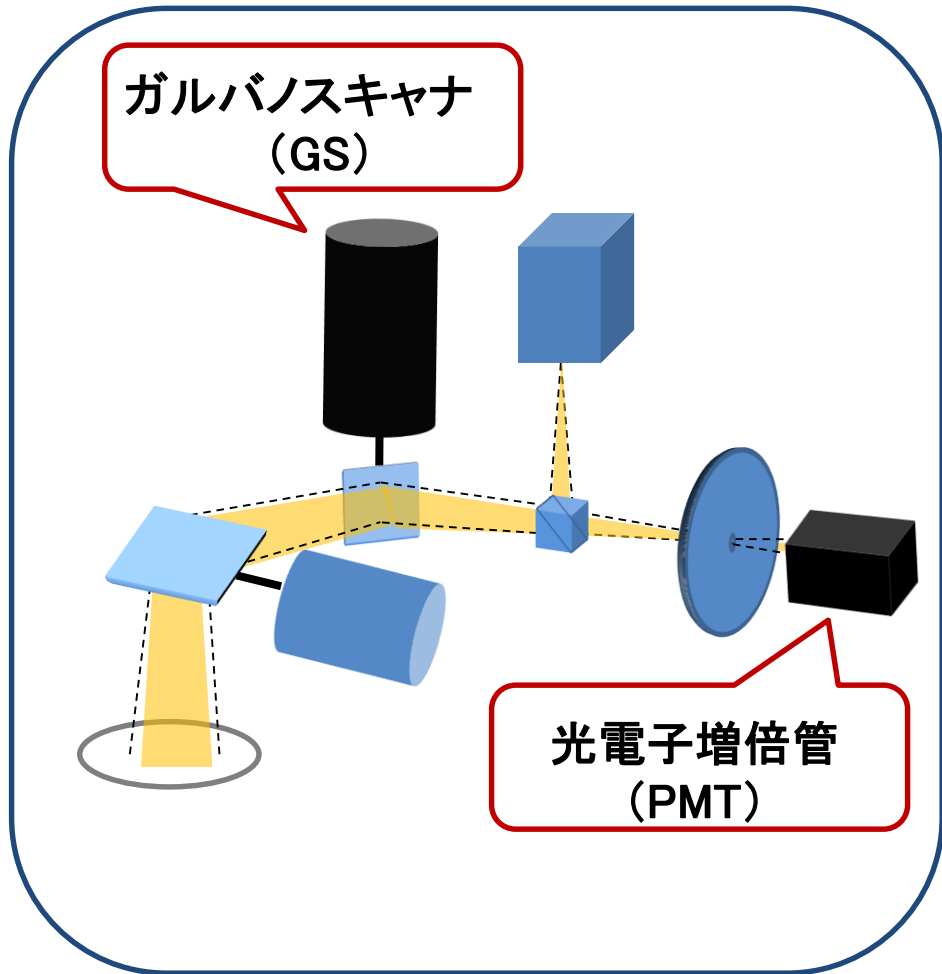
部分的デジタル増感



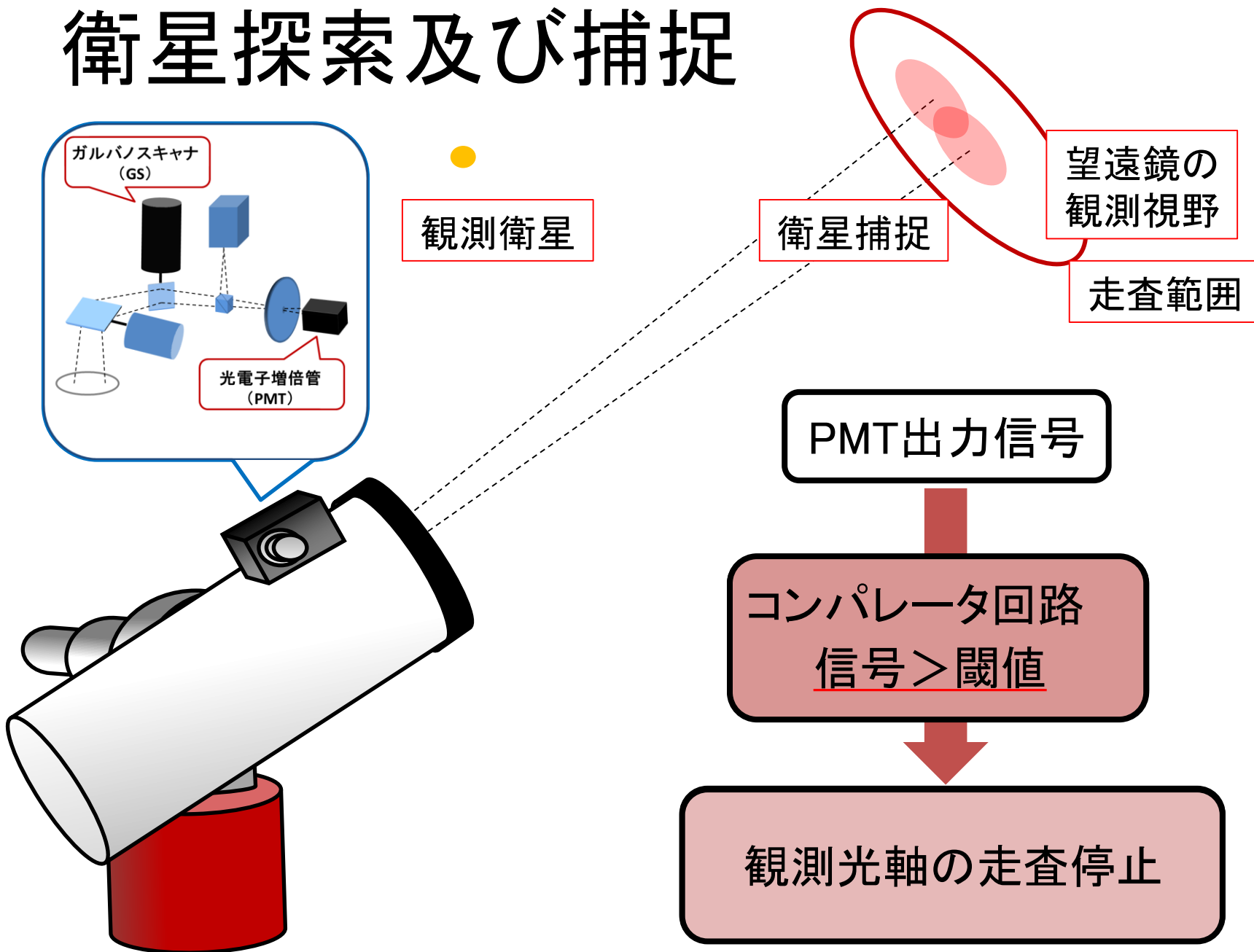
探索範囲の拡大

(仰角方向に観測光軸を振動させる)

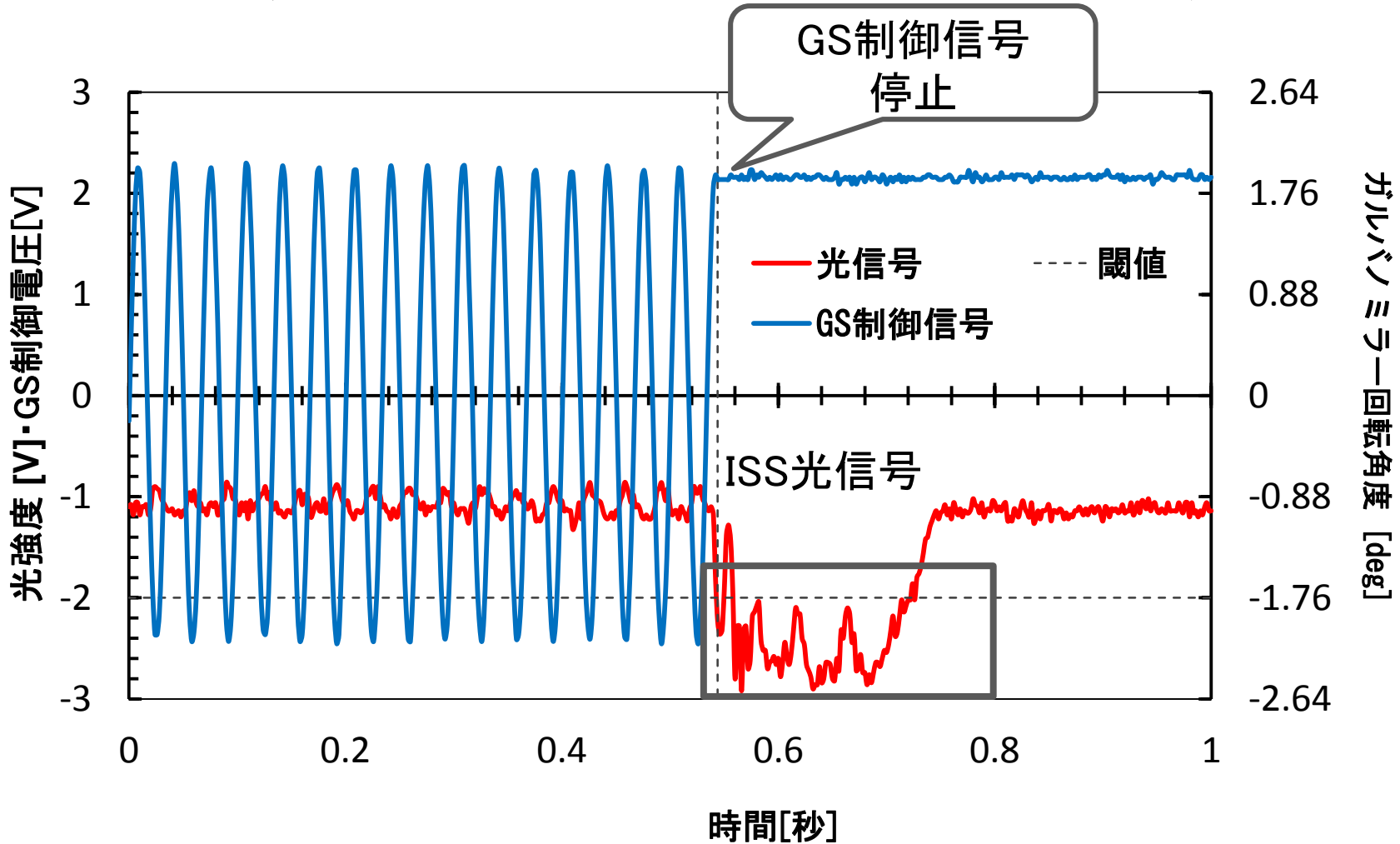
光軸走査による衛星の探索



衛星探索及び捕捉



光軸走査によるISSの捕捉



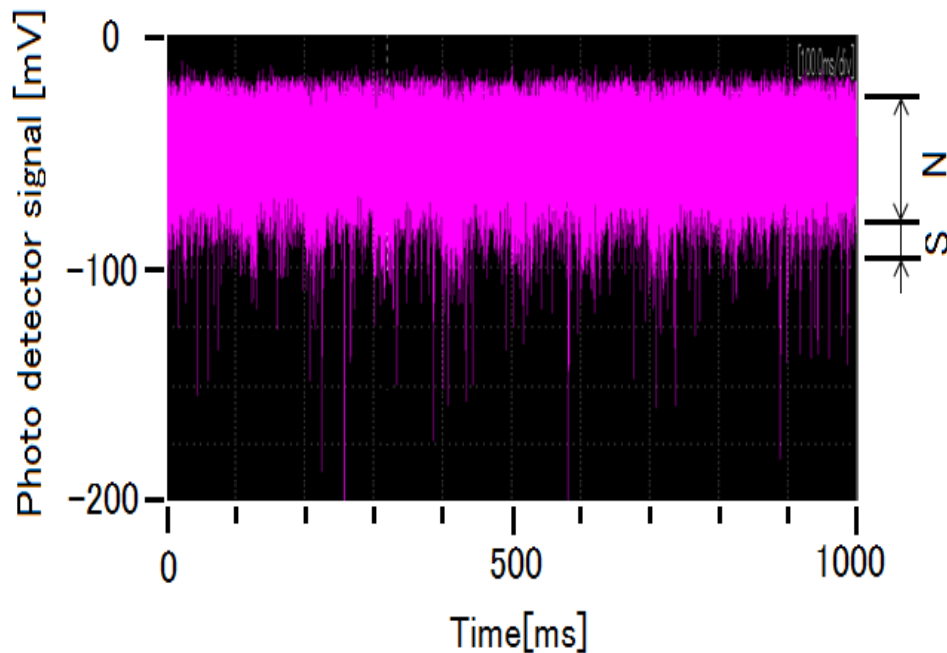
ISSの視野角内捕捉時間は0.2[秒]

光軸を動かさずに受信できた光信号

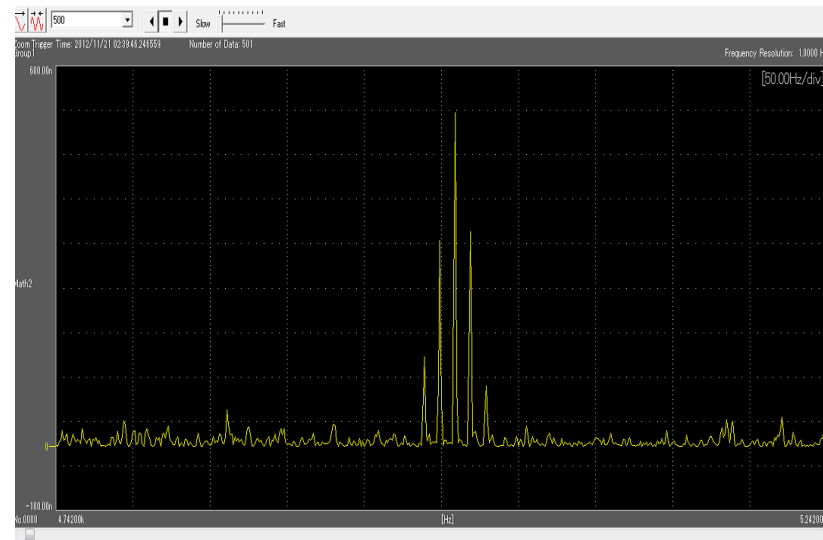
LED 発光の時間構造



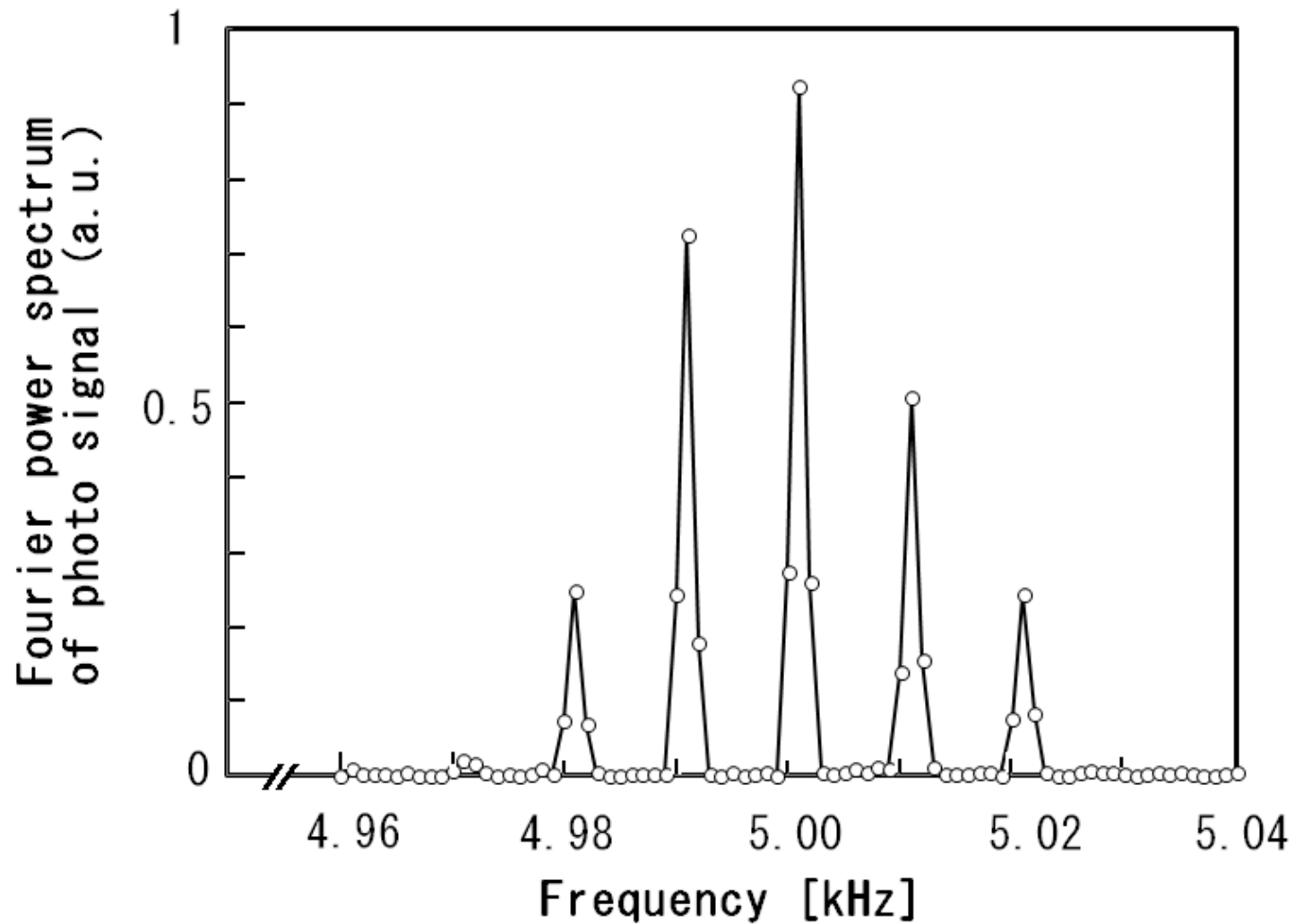
データロガーの生データ(1Mサンプル/秒)



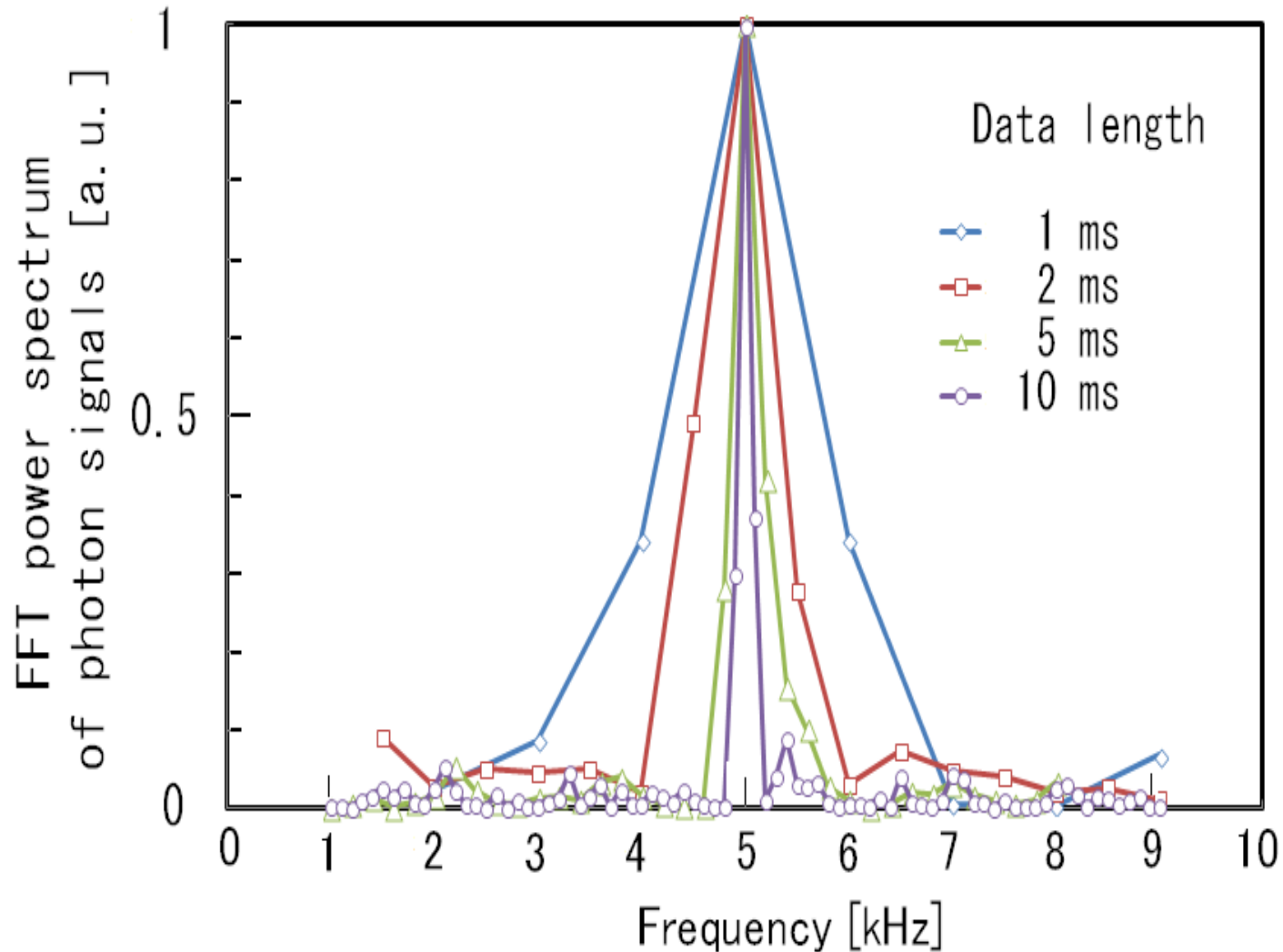
生データのフーリエ変換



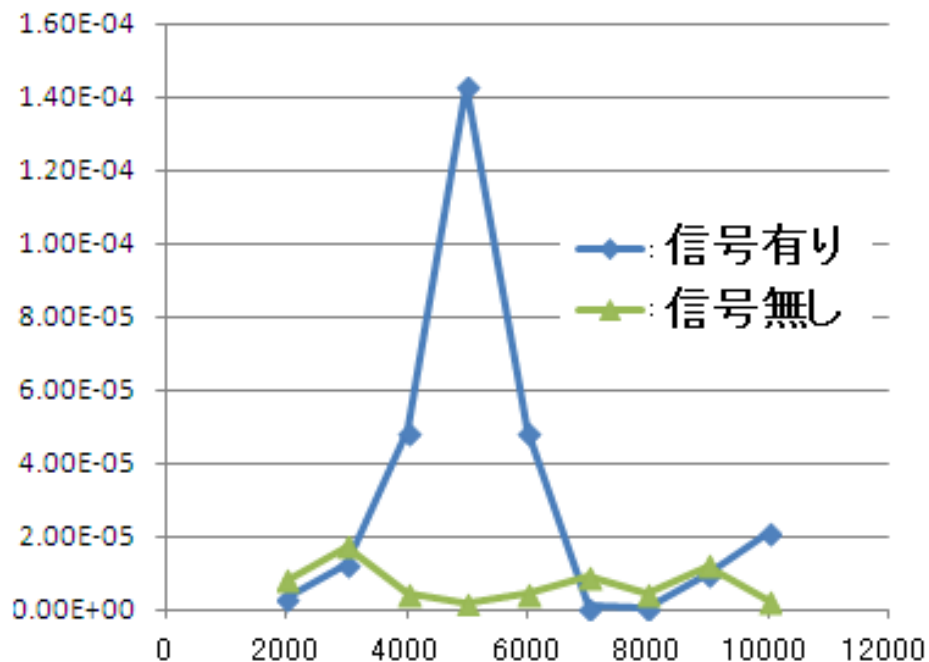
全信号のFFTスペクトル



データ処理時間幅とFFTスペクトル幅の関係



信号 有り/無し によるFFT解析値 (処理時間: 1ms)



1 kbit/秒の情報伝達が十分可能

(理論限界は約 10kbit/秒)

低軌道衛星の補足と追尾

- NORADOの衛星位置予測から大きくずれる
- ズレは方位角方向(衛星の飛行方向)
- 仰角方向のズレは少ない

飛行速度の減速による予測位置と出現位置のズレ

衛星の運動方程式から

$$G \frac{Mm}{r^2} = m \frac{v^2}{r} \quad \therefore v = \sqrt{\frac{GM}{r}} \quad \therefore \frac{dv}{dr} = -\frac{1}{2} \times \sqrt{GM} r^{-\frac{3}{2}} \quad \therefore \Delta v = -\frac{1}{2} \sqrt{GM} r^{-\frac{3}{2}} \Delta r$$

速度が v から $v - \Delta v$ に減速したとすると、軌道高度の変化は

$$\Delta r = -2 \times \frac{r^{\frac{3}{2}} \Delta v}{\sqrt{GM}}$$

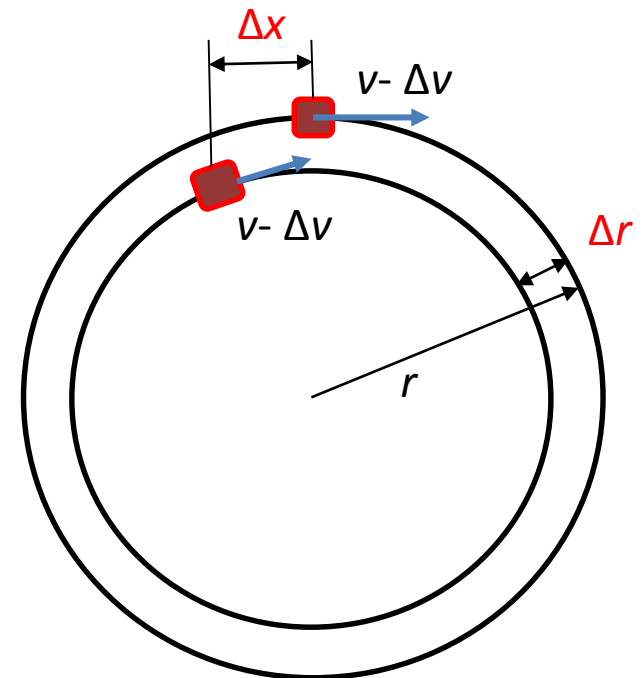
1周期 T 後の飛行方向の出現位置の変化 Δx は

$$\Delta x = -\Delta v \times T = \Delta v \times \frac{2\pi r}{v} = 2\pi \times \frac{r^{\frac{3}{2}} \Delta v}{\sqrt{GM}} = \pi \times \Delta r$$

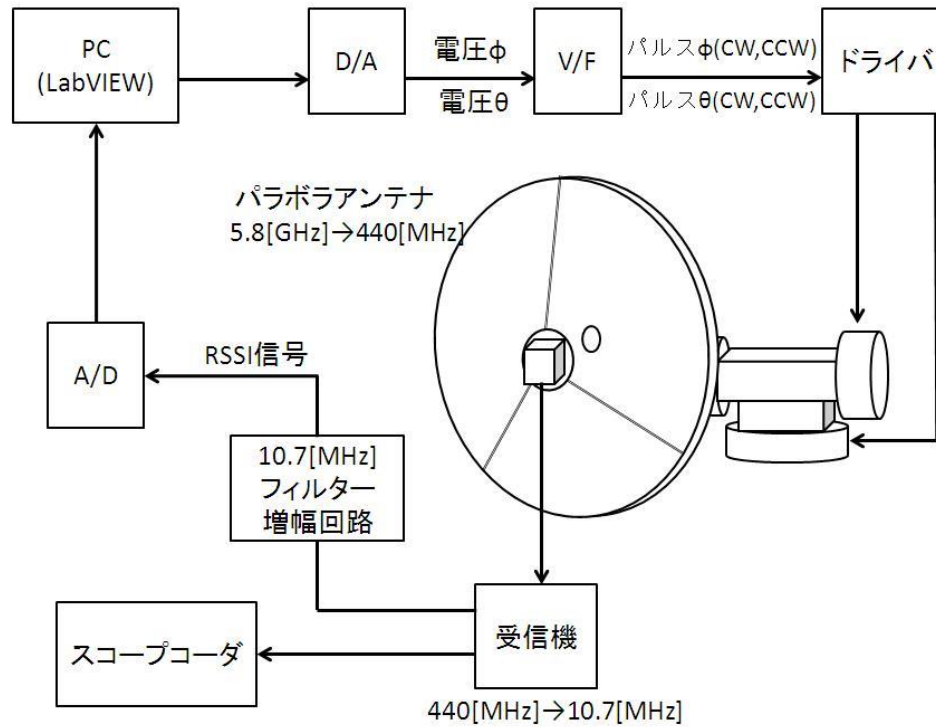
N 周期後には $\Delta x = N\pi \times \Delta r$

即ち、 $\Delta x \gg \Delta r$

出現予測位置で衛星の出現を待ち構える



マイクロ波受信システム(閉ループ、開ループ)



日本実験棟が写っている！！



2012.10.04 15:44 UTC by NWAKA

観測に使用した追尾装置の構成

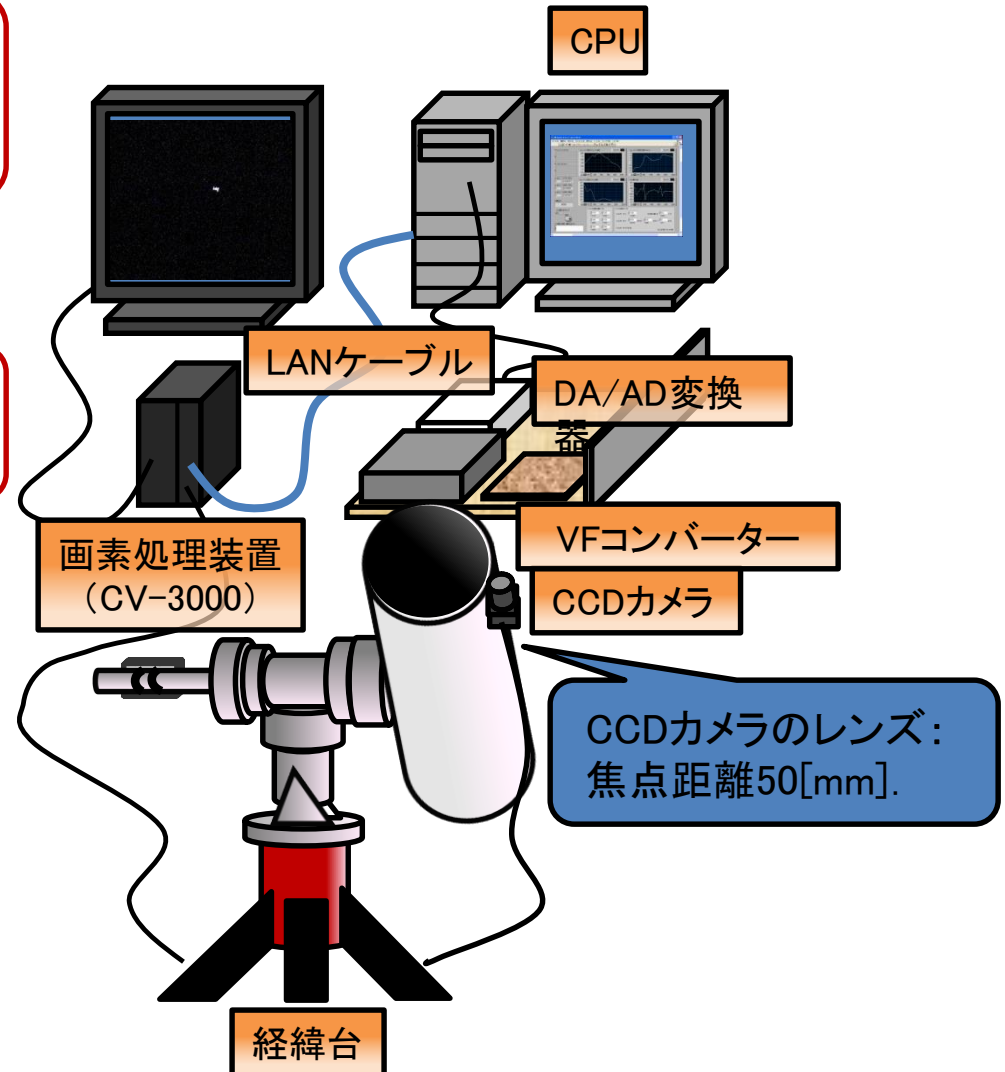
CCDカメラが衛星の光を撮影すると、CV-3000がCCDカメラの画像を処理する。



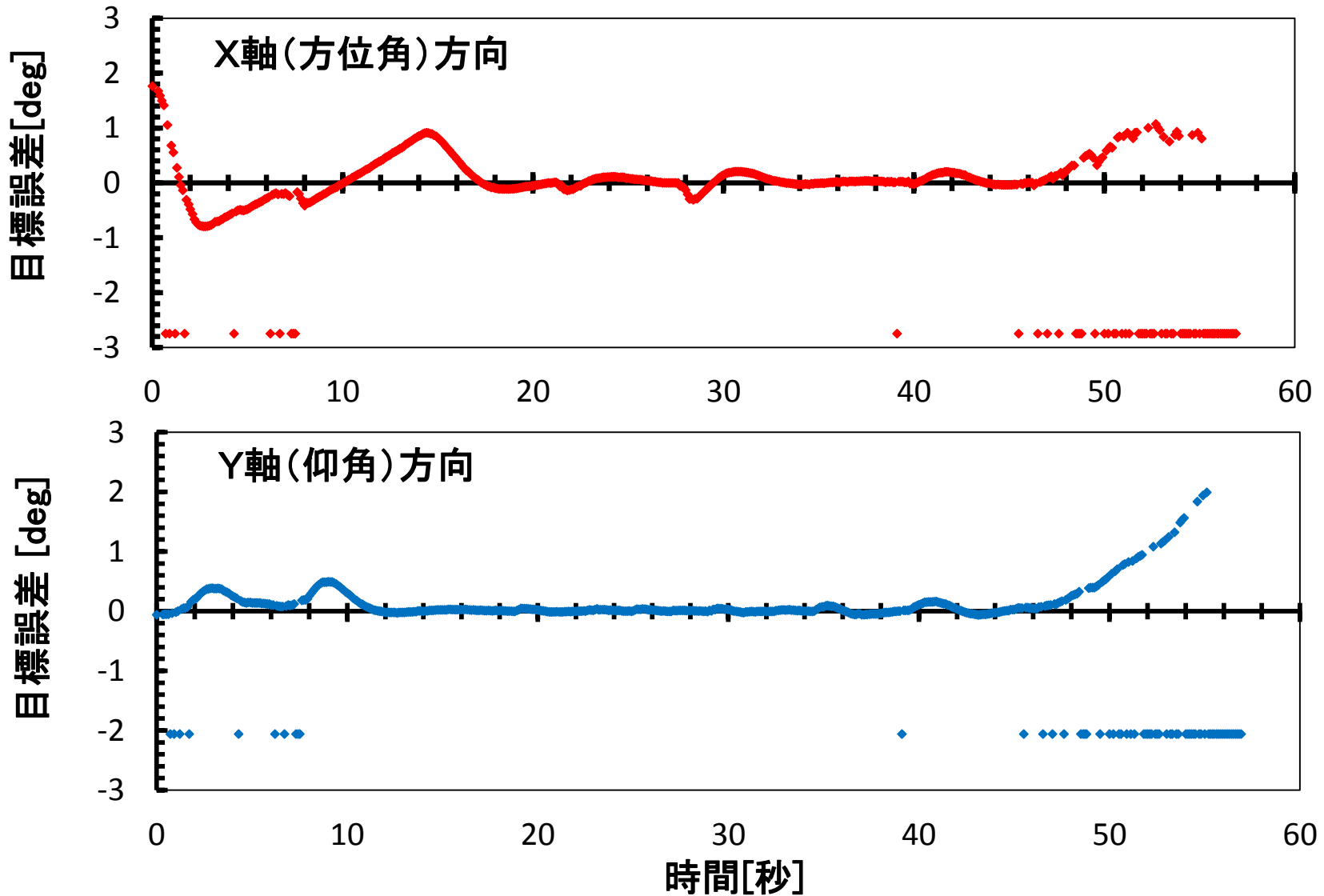
画像データをLANケーブルでCPUに送信する。



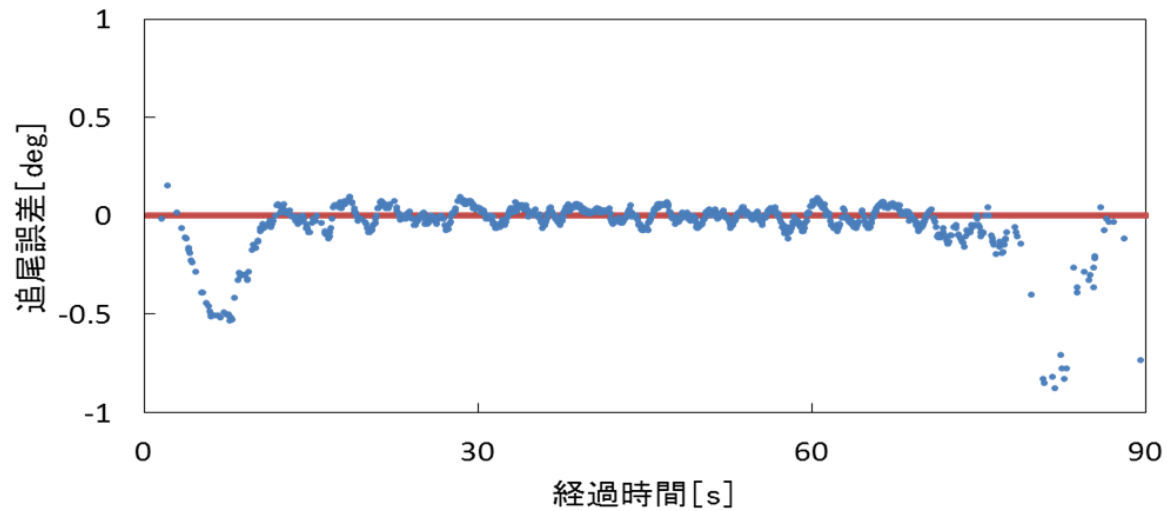
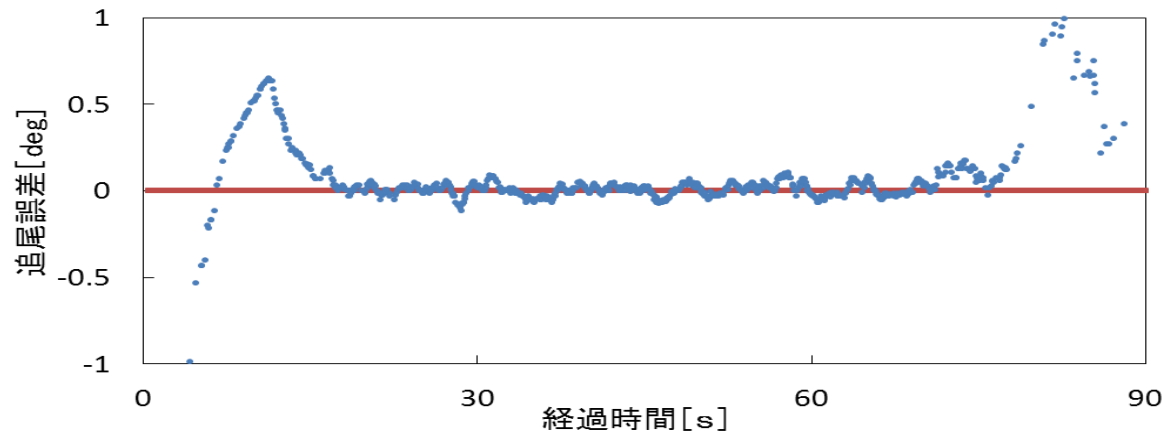
パルスモータ、DCモータを動かす。



ISS追尾(2013年10月)



ISS追尾(2015年12月)



方位角(上), 仰角(下)の追尾誤差 (赤線は目標座標)

追尾技術におけるその他の展開

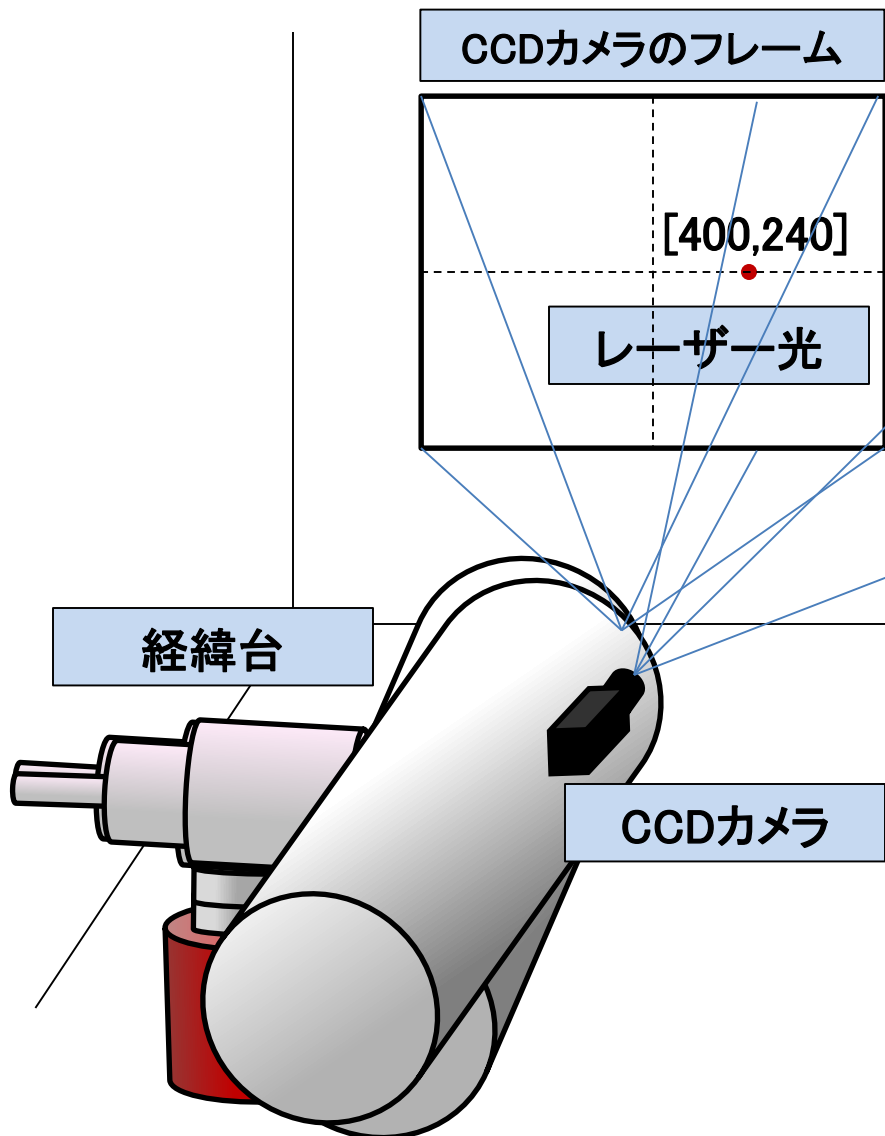
- DCモータの導入
- 電流制御から電圧制御に変更
- 画像処理による時間遅れの補正

- モータ動力の増大
- 1/5減速ギアを取り外し、高速化
- 静止摩擦に打ち勝つためのモータ電流駆動法の考案
(インパルス電流制御法)

変則的動きの飛翔体の追尾

御清聴ありがとうございました

屋内実験 (レーザースポット追尾)



P制御(比例制御)

$$u(t) = K_p e(t)$$

PI制御

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_{t=0}^{\tau} e(\tau) dt$$

設定値

$$K_p = 0.05, \quad K_i = 0.03$$

$$V_{\max} = 6[V]$$

ステッピングモーター制御フローチャート

画素データを読み込み、目標位置と比べ、目標位置偏差を計算する。



目標位置偏差を目標値と比べ、CW・CCW方向に回転するように制御電圧を出力する。

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_{t=0}^{\tau} e(\tau) dt$$



制御電圧はVFコンバータにより周波数に変換され、ステッピングモータへ出力される。

