

平成 25 年度卒業論文

光軸走査による
衛星位置探索・追尾装置の開発

福岡工業大学 工学部

知能機械工学科

10E2053 前田 真吾

指導教員 河村 良行

指導院生 チュンハチャー ポントーン

第1章. 緒言	3
第2章. 装置構成	5
2.1 衛星位置探索・追尾装置の概要	6
2.2 観測装置全体構成	7
2.3 位置探索・追尾装置	8
2.3.1 ガルバノスキャナ	9
2.3.2 ステッピングモーター	9
2.3.3 光電子増倍管(PMT)	10
2.3.4 位置検出型光電子増倍管(PSPMT)	10
2.3.5 絞り	11
2.3.6 ビームスプリッター(BS)	11
2.4 インターフェース(USB-6211)	12
2.6 高圧電源	13
2.7 望遠鏡(SE250E)	13
2.8 経緯台	14
2.9 試作回路ボックス	15
2.9.1 バッファ回路	16
2.9.2 反転回路	16
2.9.3 コンパレータ回路	17
2.9.4 反転増幅回路	17
2.9.5 PSPMT 信号用回路	18
第3章. 衛星探査	20
3.1 衛星探索の方法	21
3.1.1 望遠鏡の視野角	22
3.1.2 走査角とミラー振動角度の関係	22
3.1.3 ミラー振動角度と電圧の関係	23
3.2 走査角及び光強度の実測	24
3.2.1 目的	24
3.2.2 実測方法	25

3.2.3	実測結果及び考察	25
3.3	ガルバノスキャナのステップ応答	26
3.3.1	目的	26
3.3.2	実験方法	26
3.3.3	実験結果及び考察	26
3.4	衛星探索・捕捉の実験	27
3.4.1	観測対象	27
3.4.2	観測手順	28
3.4.3	観測条件	28
3.4.4	観測結果及び考察	28
第4章	衛星追尾測定	30
4.1	追尾用センサーPSPMT	31
4.1.1	座標変換係数	31
4.2	PSPMT 入射位置検出の検証	32
4.2.1	目的	32
4.2.2	測定方法	32
4.2.3	測定結果及び考察	32
4.3	PSPMT 入射位置検出分解能の測定	34
4.3.1	目的	34
4.3.2	測定方法	34
4.3.3	測定結果及び考察	34
第5章	結言及び今後の課題	40
5.1	衛星探索について	41
5.2	衛星追尾について	41

第1章. 緒言

近年宇宙開発において民間企業や大学等が新規参入しやすい超小型人工衛星が注目を集めている。そうした中、2012年福岡工業大学で小型人工衛星「FITSAT-1」が開発され、同年10月5日に国際宇宙ステーションの日本実験棟（きぼう）から宇宙に放出された。

FITSAT-1は2つのミッションを持っていた。第一のミッションはマイクロ波を用いた高速通信の検証。第二に衛星に搭載したLEDを用いた宇宙との可視光通信の検証である。FITSAT-1は2013年7月4日に活動を終了し流れ星となってしまったがミッションを全て達成する事ができた。

ミッション検証の際は2行軌道要素形式（TLE）によって衛星の位置を求めていた。しかし、衛星の速度は速く、且つ衛星の正確な位置は分からない。そのため多少の位置的誤差が生じてしまい、FITSAT-1からの信号を地上で検出することは難しく、光を発する衛星に対して正確な観測が出来なかった。また可視光通信において衛星の光を検出するためには、S/N向上のために視野角を極限まで狭くする必要がある。

そこでFITSAT-1の後継機であるFITSAT-2が開発されたと想定して、狭い視野でも確実に衛星の光を検出する衛星位置探索・追尾装置の開発を試みた。



図 1.1 FITSAT-1

第2章. 装置構成

2.1 衛星位置探索・追尾装置の概要

図 2.1 に装置完成時の光軸走査による観測システムを示す。装置はガルバノスキャナ
のミラー角度の変化により光軸の方向を高速で走査し、望遠鏡の視野角を広くするた
めに用いる。光衛星の探索は正弦波の制御信号で行い、光の検出は光電子増倍管(PMT)
を用いる。また位置情報を取得のために位置検出型光電子増倍管(PSPMT)を用いる。こ
れら二つのセンサーはビームスプリッター(BS)により分割した光を照射している。PMT
の前には絞りがあり観測視野を調整できる。絞りの口径が大きければ、衛星の光が観測視
野を通過した時、衛星の光を発見しやすい。絞りの口径が小さければノイズが小さくな
る。

探索の後に追尾に移行するが、PSPMT の位置情報から常に光信号が絞りを通過するよ
うにガルバノスキャナの角度を制御する。これらはシステムの操作性を向上するために、
Lab VIEW のプログラムで行う。

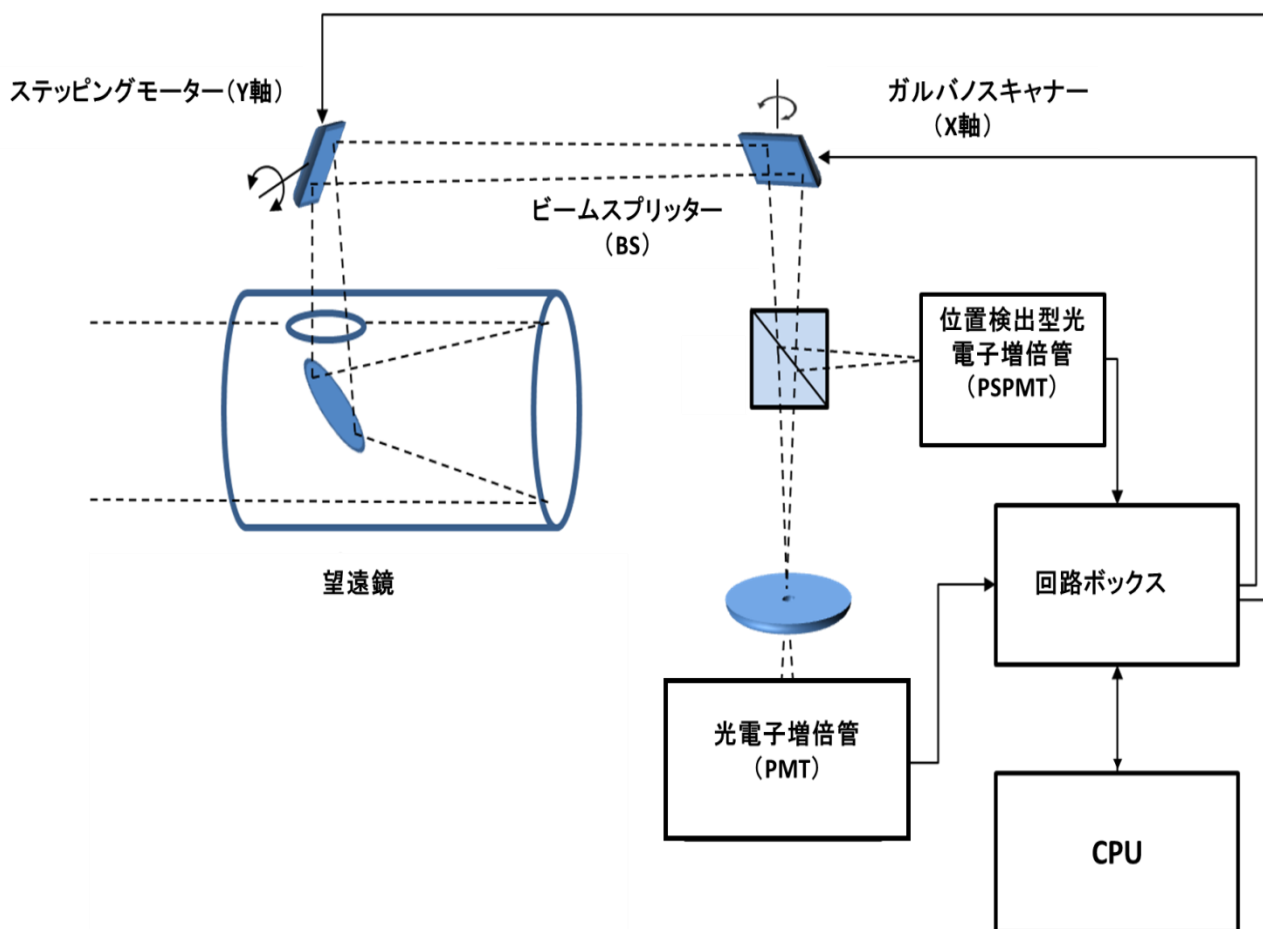


図 2.1 装置完成時の光軸走査による観測システムの構造

2.2 観測装置全体構成

図 2.2 に観測装置における完成時の全体構成を示す。位置探索・追尾装置は望遠鏡に取り付け、信号は BNC ケーブルを経由し試作回路ボックスに送られる。試作回路ボックスからオシロスコープ、データローガ、ガルバノミラー制御ボックスに BNC ケーブルによりそれぞれ送られる。また USB ケーブルにより CPU とも接続されている。

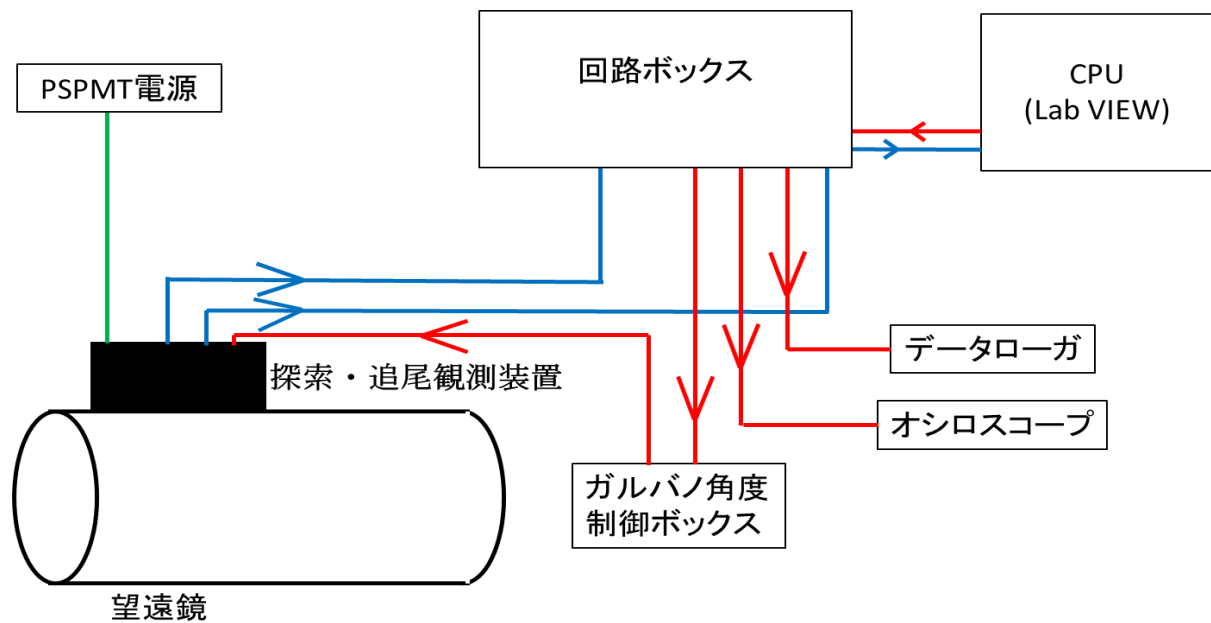


図 2.2 観測装置における完成時の全体構成

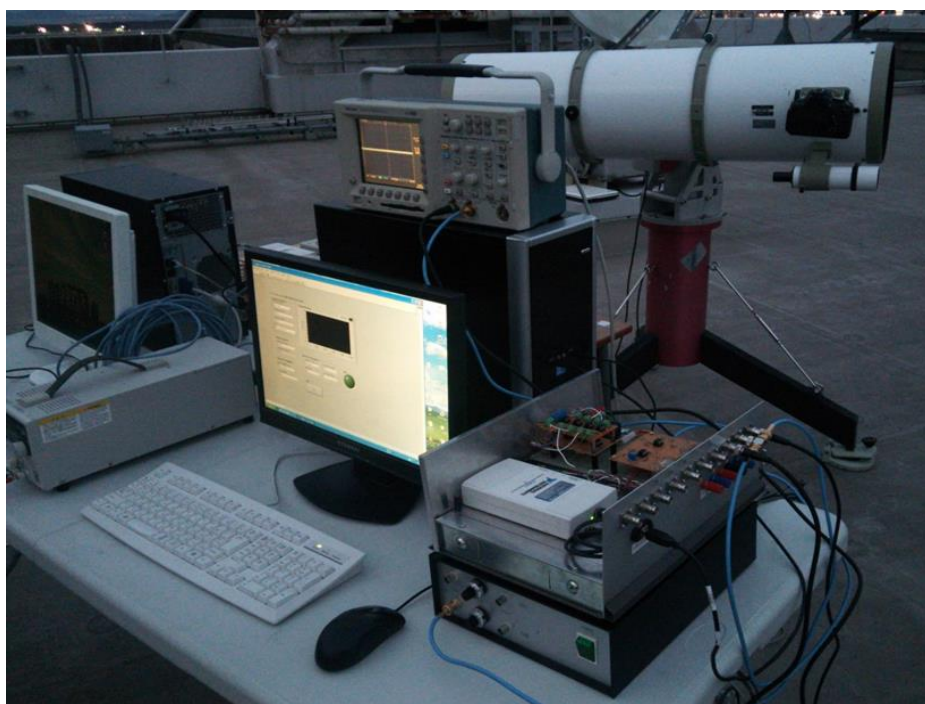


図 2.3 観測装置の全体構成 (写真)

2.3 位置探索・追尾装置

図 2.2 に位置探索・追尾装置の外観の構造を示す。観測装置の材料にはアルミニウムは使用した。装置はミラー以外の光の反射を防ぐために黒色アルマイトメッキを施している。装置内のガルバノスキャナ，ステッピングモーターの駆動部にそれぞれミラーを取り付けている。

側面には BNC 型レセプタクルを設置しており，試作回路ボックスを経由し CPU に送られる。また PMT の陰極電圧を変化させるためのつまみを取り付けているため，状況に応じて PMT のゲインを変える事ができる。

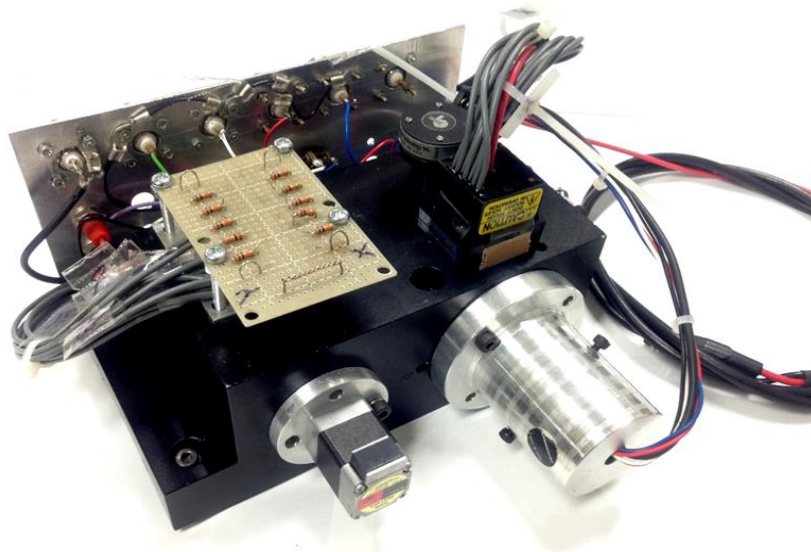


図 2.4 衛星位置探索・追尾装置の外観



図 2.5 衛星位置探索・追尾装置(望遠鏡接続面)

2.3.1 ガルバノスキャナ

X 軸にはガルバノスキャナは Cambridge Technology のモデル 6800 を使用した。ガルバノミラーのサイズは装置内の寸法と走査時のミラーを考慮し [40 mm×30 mm] を選択した。このミラーは厚さ 1[mm]のフロートガラスである。

ガルバノスキャナの駆動部にミラーを取り付け、高速で駆動させることで望遠鏡によって集められた光を反射させる。この時、ガルバノスキャナは衛星が観測領域に飛来するまで探索を続ける。衛星が観測領域に飛来した際はガルバノスキャナの駆動を停止させ、ガルバノスキャナの角度を変化させる事によって追尾に移行する。また LabVIEW プログラムの正弦波によってミラーの角度の制御を行った。

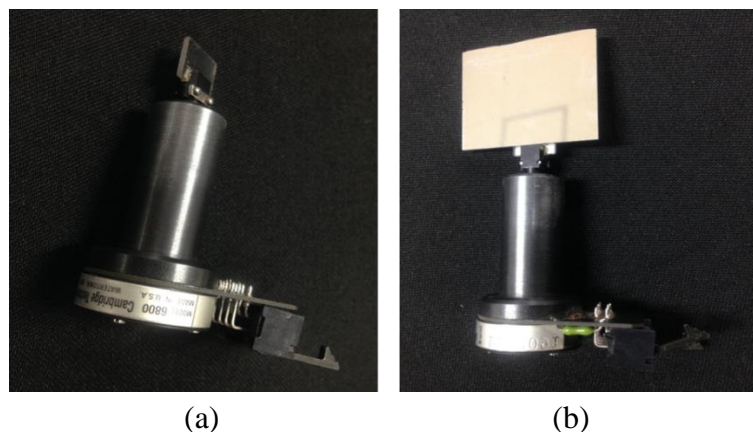


図 2.6 ガルバノスキャナ(a)ミラー取り付け前(b)ミラー取り付け後

2.3.2 ステッピングモーター

装置内にはミラーが二つ内蔵されているが、Y 軸にはステッピングモーターによりミラーの角度を制御する。このミラーは探索時には固定され、追尾時に駆動する。このステッピングモーターは 5 相ステッピングモーターユニット CRK シリーズより PK513PA を使用した。ミラーのサイズは [40 mm×44 mm] を選択した。このミラーは厚さ 1[mm]のフロートガラスである。

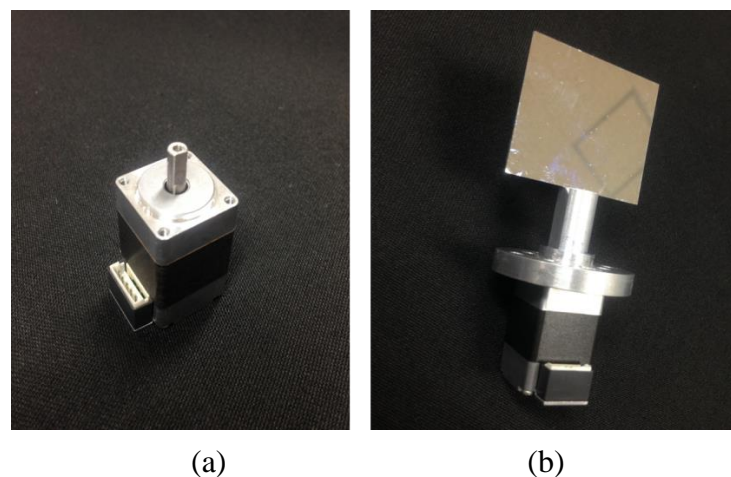


図 2.7 ステッピングモーター(a)ミラー取り付け前(b)ミラー取り付け後

2.3.3 光電子増倍管(PMT)

光エネルギーを増倍し電気エネルギーに変換する高感度光検出器であり，衛星の光を検出するために使用した．PMT からの信号は試作回路ボックスを經由し CPU へ送られる．衛星の光が検出された時，LabVIEW のプログラムにより探索に使用していたガルバノスキャナの駆動を停止させる．PMT は信号のみを検出するためアルミ円筒ケースに収納する．本研究では浜松ホトニクス社の H10721 を使用した．また，受光面は $\phi 8\text{mm}$ ，陰極電圧を $+0.5[\text{V}]$ から $+1.1[\text{V}]$ まで変化させる事でゲインは 50^3 から 40^6 の範囲で変化する．シャント抵抗は $50\text{k}\Omega$ である．

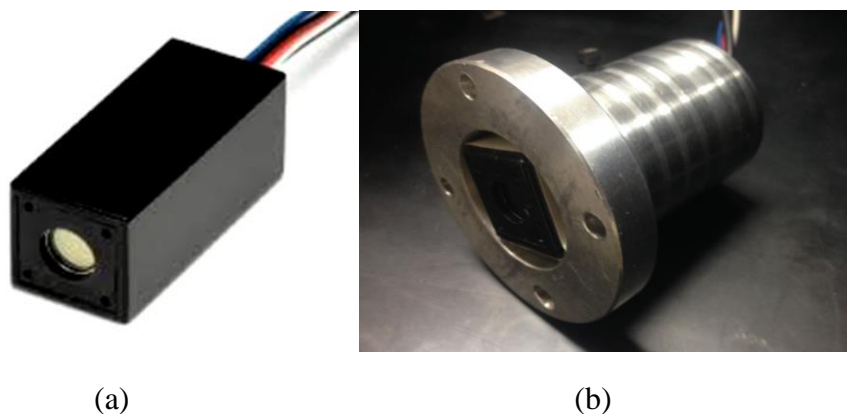


図 2.8 光電子増倍管 (a)PMT 本体(b)円筒ケース収納後の PMT

2.3.4 位置検出型光電子増倍管(PSPMT)

PSPMT は受光面において光エネルギーの位置情報を表す光検出器である．PSPMT の内部には信号検出用ワイヤが X 軸方向，Y 軸方向それぞれに 6 本あり，光の入射位置によって出力信号が変化するため，受光面の入射位置を検出する事が出来る．PSPMT の信号は小さいため，反転増幅回路により 100 倍にする．また装置の接触による暗電流の上昇を防ぐためテフロン材を PSPMT の受光面と装置の間に挟む．

本研究では浜松ホトニクス社の R8900U-00-C12 を使用した．受光面は $\square 23.5\text{mm}$ ，陰極電圧を $+500[\text{V}]$ から $+1000[\text{V}]$ まで変化させる事でゲインは 10^4 から 50^6 の範囲で変化する．シャント抵抗は $10\text{k}\Omega$ である．



図 2.9 位置検出型光電子増倍管(PSPMT)

2.3.5 絞り

図 2.10 に本研究に使用した絞りを示す。絞りは通過する光の量を調整するために用いる遮蔽物のことである。装置内の PMT の前に設置した。絞りの口径が大きければ、衛星の光が観測視野を通過した時、衛星の光を発見しやすい。しかし、空からの迷光によるノイズが大きくなってしまう。絞りの口径が小さければノイズが小さくなるが衛星の光を発見しにくくなる。

絞りの径は視野角に比例するため観測時には調整の必要があるが、信号と迷光を考慮し $\phi 1\text{mm}$ から $\phi 8\text{mm}$ までの口径を状況に合わせて使用する。



図 2.10 絞り

2.3.6 ビームスプリッター(BS)

図 2.11 にビームスプリッター外観，図 2.12 にビームスプリッター概略を示す。BS は光束を二つに分割する光学分野の装置である。分割した光は PMT と PSPMT のそれぞれに導かれる。BS の外観は一辺 10[mm]の立方体である。

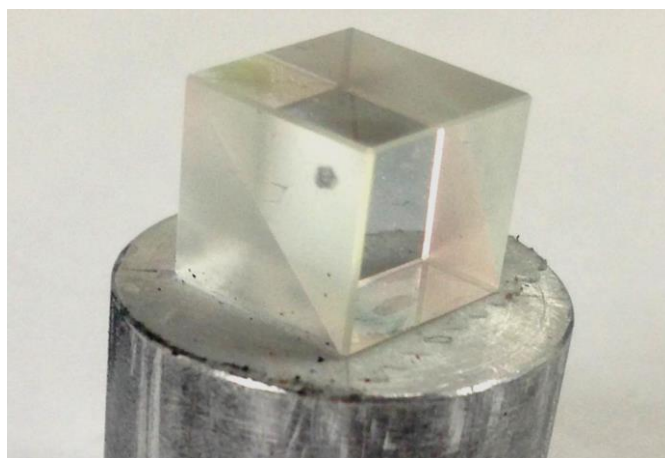


図 2.11 ビームスプリッター外観

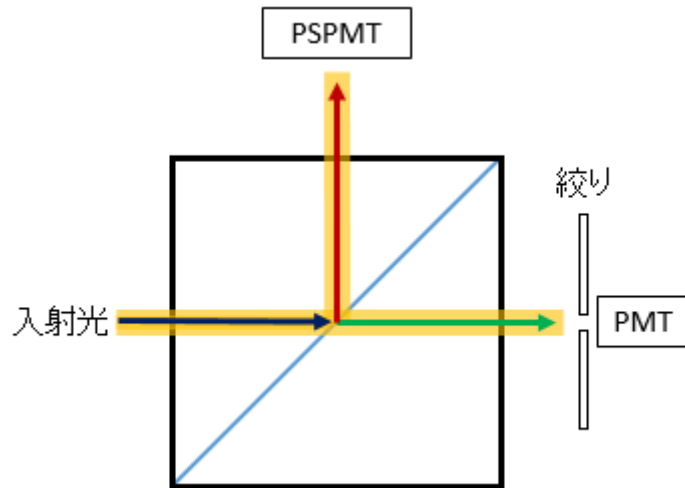


図 2.12 ビームスプリッター概略

2.4 インターフェース(USB-6211)

図 2.13 にインターフェース(USB-6211)を示す. 試作回路ボックス内に設置されたインターフェース(USB-6211)は PMT 及び PSPMT の信号を CPU のプログラムに読み込むために使用した.

本研究で使用した USB-6211 は National Instruments 製で 16 チャンネルのアナログ入力 (16 ビット, 250kS/秒) 2 チャンネルアナログ出力 (16 ビット, 250 kS/秒), 4 デジタル入力, 4 デジタル出力, トリガはデジタルのみ可能なインターフェースである.



図 2.13 インターフェース

2.5 ガルバノミラー制御ボックス

図 2.14 にガルバノミラー制御ボックスを示す. ガルバノスキャナは正弦波によってミラー角度を制御するため, ガルバノミラー制御ボックスを使用する. 正弦波は Lab VIEW のプログラムによりインターフェース(USB-6211)を経由し出力する. ガルバノミラー制御ボックスには 2 チャンネル(1ch・2ch)の入・出力があるが本研究では 2ch を使用する.



図 2.14 ガルバノミラー制御ボックス

2.6 高圧電源

図 2.15 に高圧電源最大を示す. 3kV まで出力可能な高圧電源. PSPMT の電源として使用した. PSPMT は陰極電圧が 500V から 1000V において感度に変化する. 感度が上がればより暗い衛星まで検出出来る. しかし迷光等のノイズも増大するため観測状況において調整が必要である.



図 2.15 高圧電源

2.7 望遠鏡(SE250E)

図 2.16 に望遠鏡の外観を示す. 焦点距離 1200mm, 口径 254mm のニュートン式反射望遠鏡である. 本研究では望遠鏡の側面に観測装置を取り付け, 探査・追尾を行う. また, カメラをアイピースの代わりに取り付けアライメントを行う.



図 2.16 ニュートン式反射望遠鏡

2.8 経緯台

図 2.17 に経緯台を示す. 経緯台は X 軸, Y 軸それぞれ 360 度ずつ回転するもので, 望遠鏡を簡単に設置する事が可能である. 方位角・仰角と 1deg 単位で変位させる事が出来る. 本研究では衛星を観測する際, 最大仰角で待ち構える形で観測するため観測前に行う方向角と水平のアライメントが重要な役目を果たす.



図 2.17 経緯台

2.9 試作回路ボックス

図 2.18 に試作回路ボックスの内部構造, 図 2.19 に試作回路ボックスの外観を示す. 試作回路ボックス内にはバッファ回路, 逆変換回路, コンパレータ回路, 反転増幅回路を試作し設置してある. バッファ回路, 逆変換回路, コンパレータ回路は PMT の信号処理に使用した. 反転増幅回路は PSPMT の信号が極めて小さく測定困難のため使用した.

また, ボックス内にはインターフェース(USB-6211)を設置している.

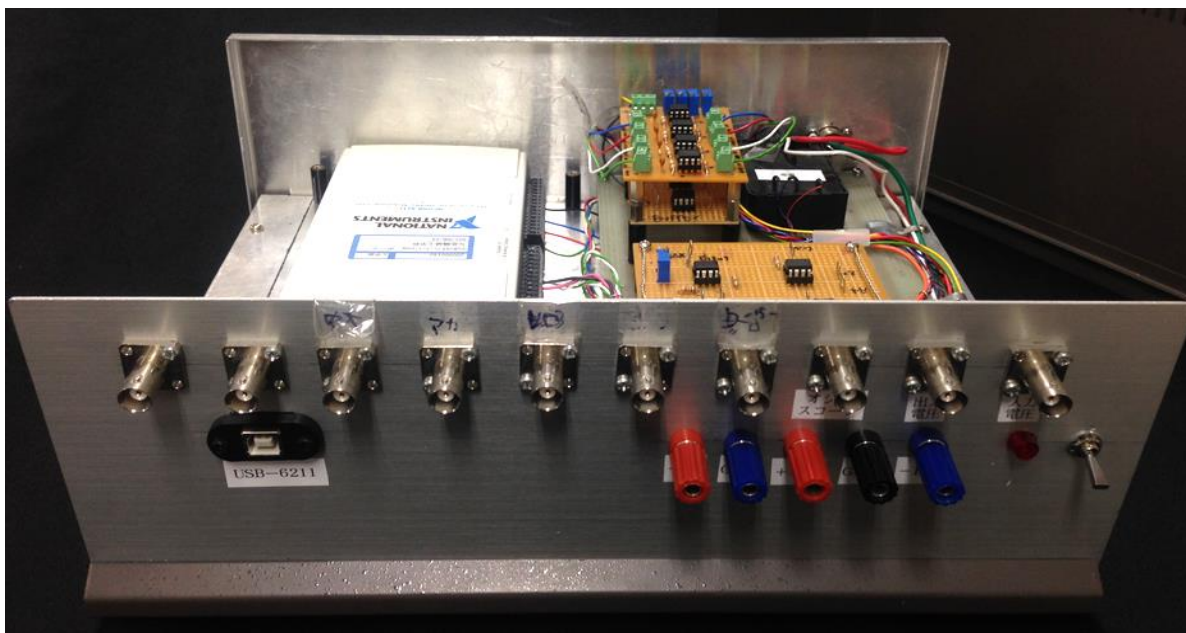


図 2.18 試作回路ボックス内部構造



図 2.19 試作回路ボックス外観

2.9.1 バッファ回路

PMT の信号はシャント抵抗により電圧値が変化する．そのため，オシロスコープなどの測定器等によってシャント抵抗が変化し，正確な信号を得る事ができない．そのためバッファ回路により回路間の分離を行なう．これにより PMT の信号は測定器等の影響を受けなくなる．

本研究ではバッファ回路を三つ使用した．入力(Input)は全て PMT の信号であるが，出力(Outout1,2,3)はそれぞれ反転回路，計測器(オシロスコープ・データローガ)に送られる．

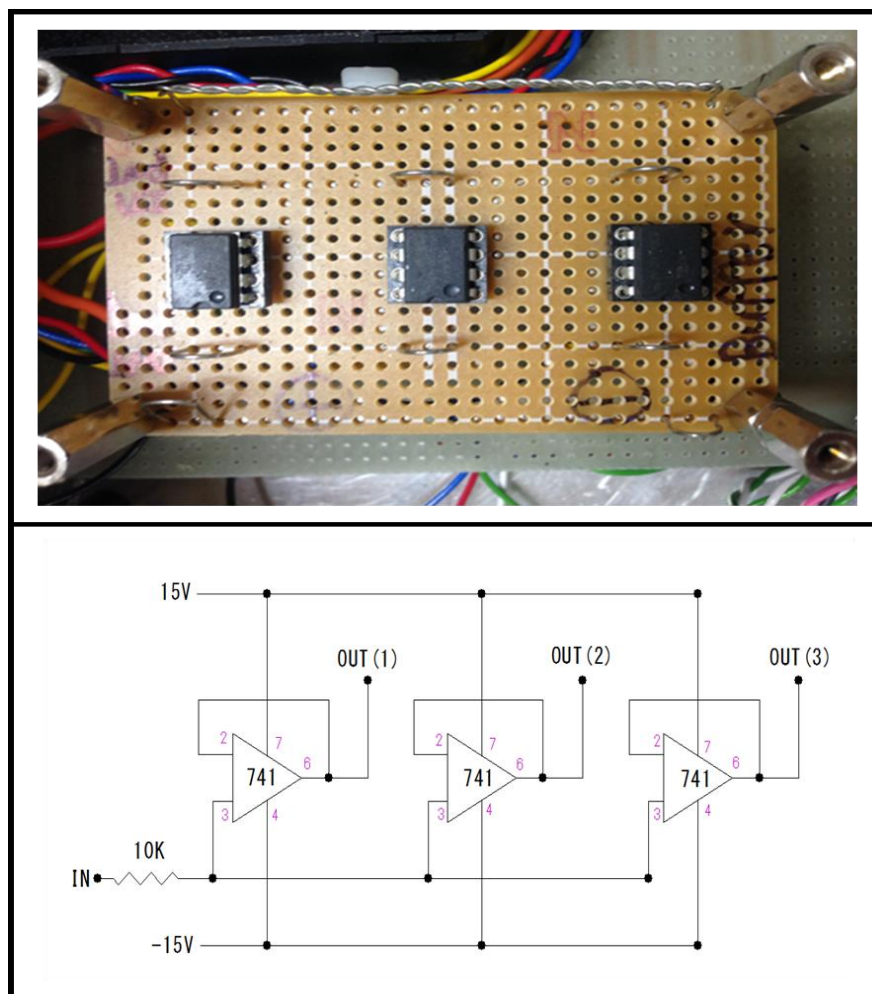


図 2.20 バッファ回路の外観(上図)及び回路図(下図)

2.9.2 反転回路

PMT の信号はマイナスで出力されるため反転回路によりプラスに変換している．また，PMT の信号が小さい場合を想定し回路による増幅を視野に入れ設置したが，等倍でも十分測定出来るため反転のみ行った．この回路はバッファ回路からの信号を入力し，コンパレータ回路へ出力する．

2.9.3 コンパレータ回路

インターフェース(USB-6211)はデジタルトリガのみ対応していたため、このコンパレータ回路によりアナログ信号をデジタル信号に変換する。

入力信号に対して一定値以上ならば 5V, 一定値以下ならば 0V を出力する。これによりプログラムにおいてデジタルトリガを使用出来、5V が出力された場合プログラムによりガルバノスキャナの駆動が停止する。またコンパレータ回路の一定値は可変抵抗により変化出来るため、観測状況に合わせて調整する。

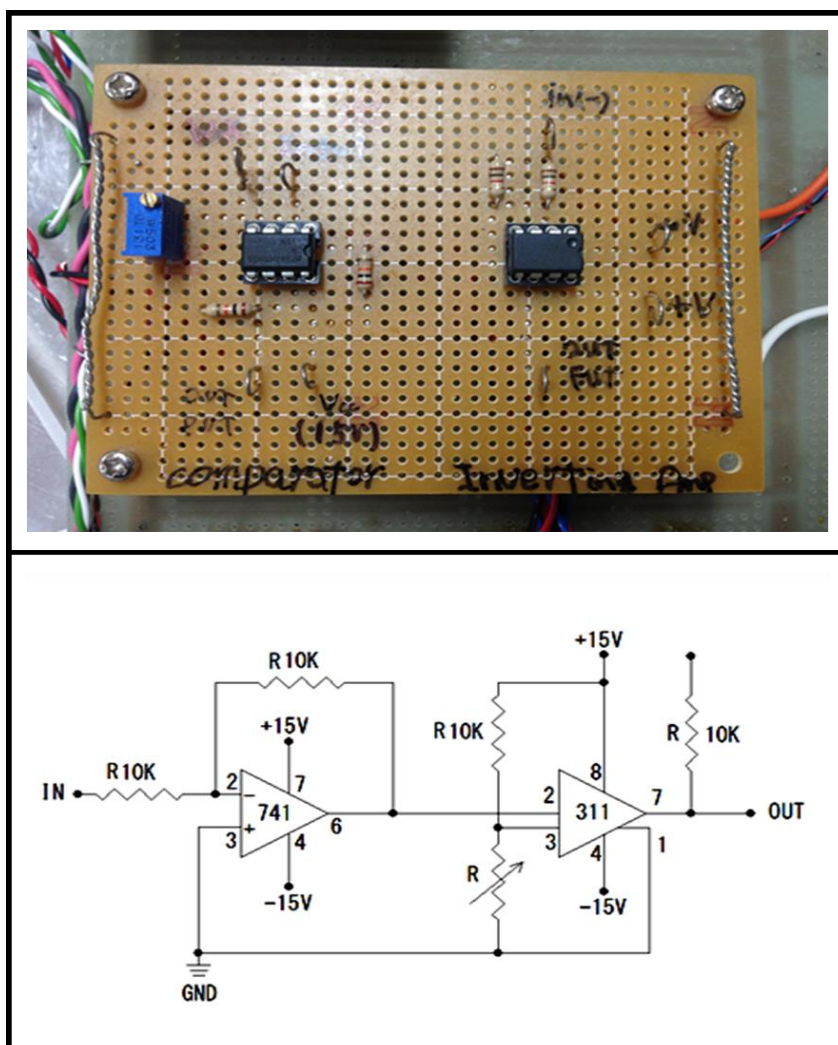


図 2.21 上図：コンパレータ回路(左側)及び反転回路(右側)の外観
下図：コンパレータ回路(右側)及び反転回路(左側)の回路図

2.9.4 反転増幅回路

PSPMT の信号は小さく、観測困難のため反転増幅回路にて信号を 100 倍に増幅している。X 軸・Y 軸のそれぞれ二つずつ信号が出ているため、計四つの反転増幅回路を設置した。また、この回路には零点調整用のオフセットを取り付おり、可変抵抗を調整することにより零点に合わせる。

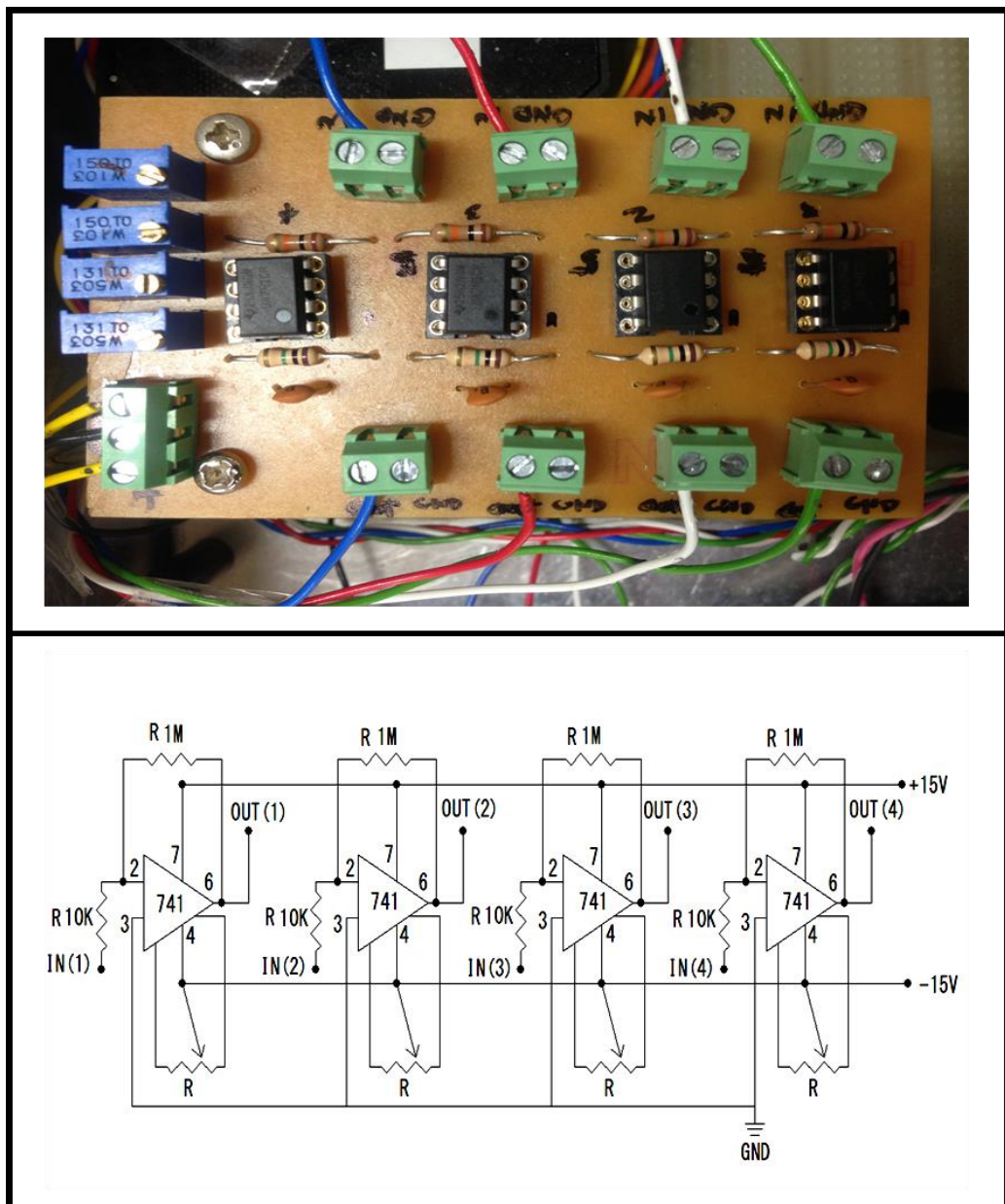


図 2.22 4チャンネル反転増幅回路の外観(上図)及び回路図(下図)

2.9.5 PSPMT 信号用回路

図 2.18 は PSPMT 用信号回路を示す. PSPMT は信号検出用ワイヤにより, 受光面の位置情報を信号として出力するため PSPMT 用の信号用回路を試作した.

PSPMT は X 軸, Y 軸それぞれ 6 本($P_{X1} \sim P_{X6}$, $P_{Y1} \sim P_{Y6}$)の配線によって出力されるため, それらの配線を $10k\Omega$ の抵抗で繋ぐ. この回路の両端からそれぞれ, V_{X1} , V_{X2} 及び V_{Y1} , V_{Y2} が出力される. V_{X1} , V_{X2} 及び V_{Y1} , V_{Y2} から PSPMT の位置座標を求める事が出来る.

また, この回路の両端の信号(V_{X1} , V_{X2} 及び V_{Y1} , V_{Y2})はそれぞれ反転増幅回路に送られる.

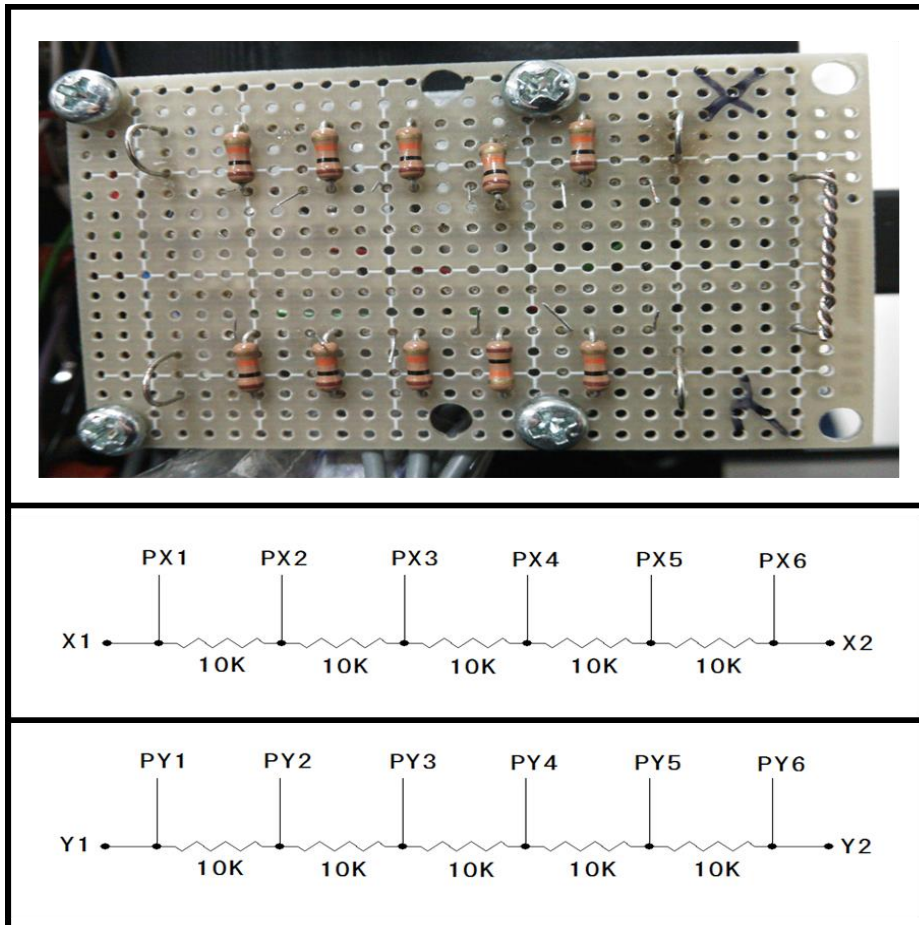


図 2.23 PSPMT 用信号回路の外観(上段)及び回路図(中段 : X 軸 下段 : Y 軸)

第3章. 衛星探查

3.1 衛星探索の方法

図 3.1 に衛星における探索及び捕捉システム. 3.2 に探索フローチャートを示す. 衛星を発見しやすくするため, ガルバノスキャナによって望遠鏡の観測光軸を高速で走査させる. これにより望遠鏡の観測領域を広げる事ができる.

ガルバノスキャナを制御するために正弦波を出力する探索プログラムを試作した. この探索プログラムは LabVIEW のデジタルトリガを使用し, 外部から TTL 信号が検出された時, 制御信号である正弦波の出力を停止する.

トリガ起動のためにコンパレータ回路を利用した. コンパレータ回路には閾値が設定されており, PMT の信号を常に受信している. 衛星が観測領域に飛来した場合, 衛星の光を受光するため, 迷光に比べ高い信号値がコンパレータ回路に送られ, 閾値を上回る場合には TTL 信号(5V)が出力される. これによってデジタルトリガが起動し, 観測光軸の走査が停止するため観測視野を衛星に向ける事ができる.

尚, 探索の際, ステッピングモーターは固定している. また, PMT からの信号値が閾値を上回るまでは, 探索プログラムは続行される.

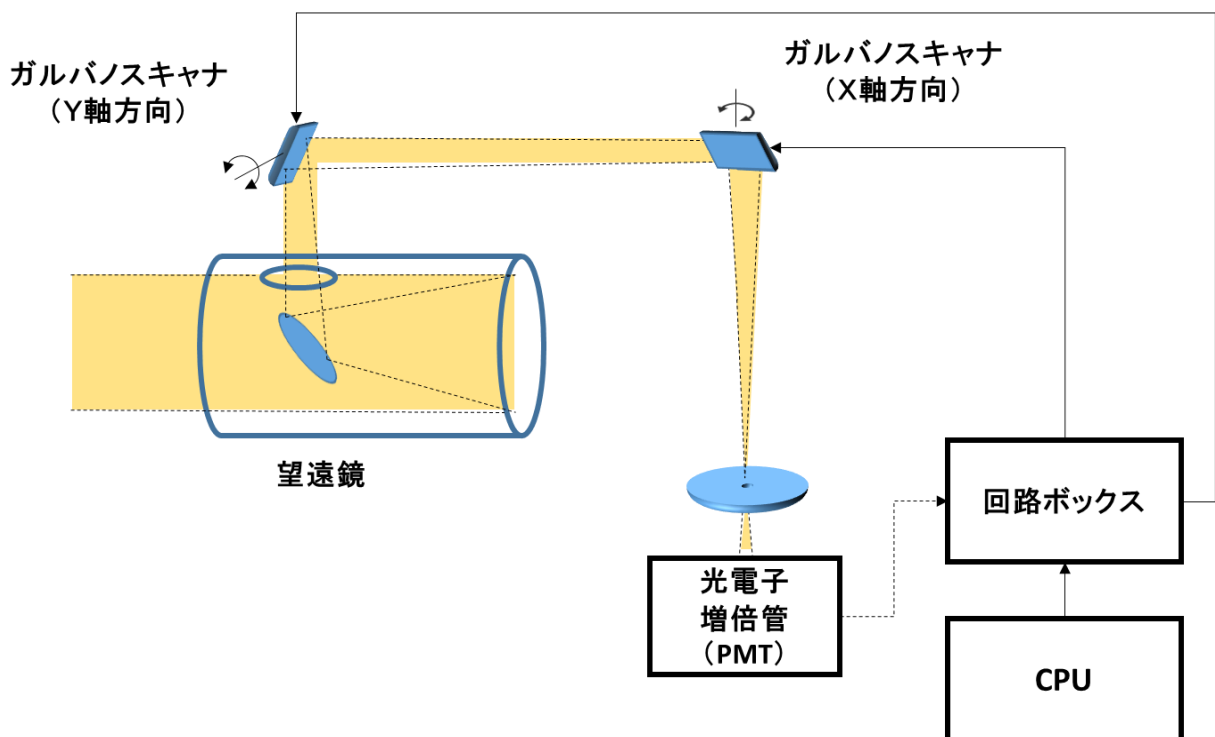


図 3.1 衛星探索及び捕捉システム

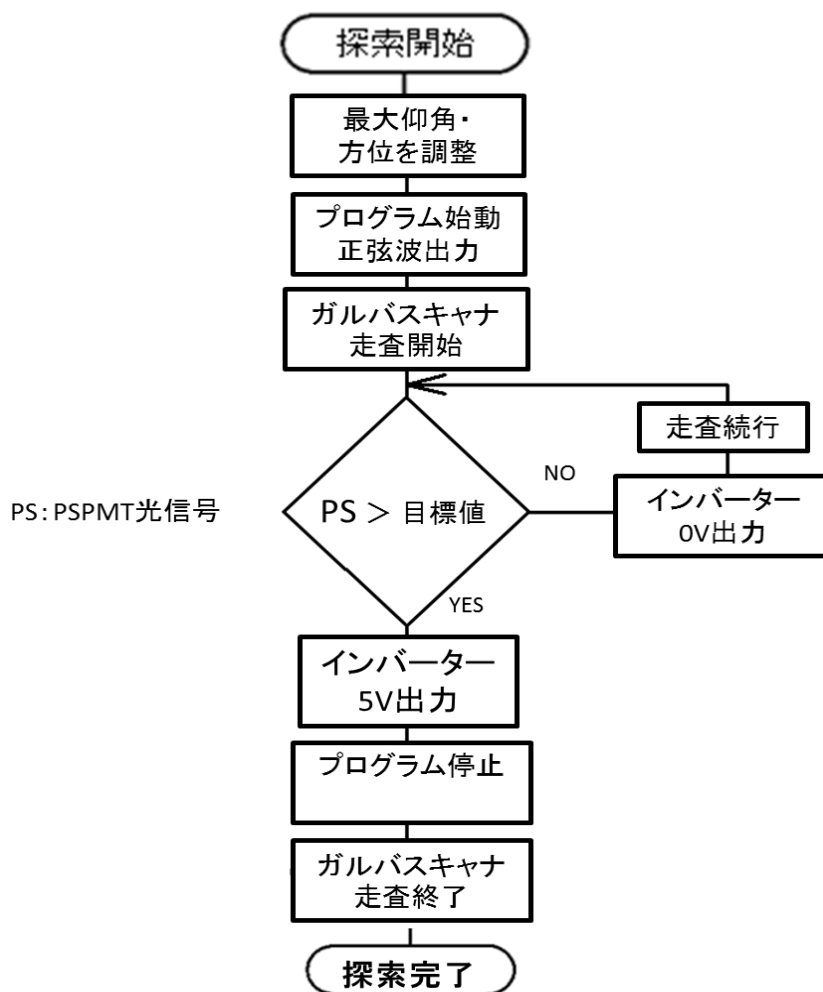


図 3.2 探索フローチャート

3.1.1 望遠鏡の視野角

望遠鏡の視野角を確認する．望遠鏡の視野角を θ [deg.]，絞りの口径を D [mm]，望遠鏡の焦点距離を f [mm]とすると，

$$\theta = \frac{D}{f} \quad (3.1)$$

となる．この時，PMTの口径は8[mm]であるため装置取り付け時の望遠鏡視野角は

$$\theta = \frac{8}{1200} = 0.00667[\text{rad}] = 0.38[\text{deg.}]$$

よって望遠鏡の最大視野角は0.38[deg.]である．

3.1.2 走査角とミラー振動角度の関係

ガルバノスキャナによって光軸が高速で変化するが，その際の角度を走査角 α [deg.]として求める．この時，ミラーの回転角度を β [deg.]とする．またミラーからセンサー

までの距離を b [mm] とすると走査角 α [deg.] は,

$$\alpha \simeq 2\beta \frac{b}{f} \quad (3.2)$$

となる.

ここで $b=46$ [mm], $f=1200$ [mm] のため, α [deg.] は,

$$\alpha \simeq 0.077\beta \quad (3.2)$$

と表す事が出来る.

式(3.2) より走査角 (α) のミラー振動角度 (β) 変位毎の理論値を求める, 回転角度 (β) は ± 15 [deg.] まで 1 [deg.] 毎に変位させる. 結果を図 3.4 に示す.

3.1.3 ミラー振動角度と電圧の関係

X 軸ガルバノスキャナは電圧を変化させる事によりミラー振動角度が変化する. そのため, 探索の際は LabVIEW プログラムによる正弦波によって走査させるが, その際の電圧とミラー振動角度の関係を求める. この時, X 軸ガルバノスキャナに出力する電圧を E [V] とすると β [deg.] は以下の様に表せる.

$$\beta = 0.879E \quad (3.2)$$

式(3.3) よりミラー振動角度 (β) とミラー制御電圧 (E) 0.1V 毎の角度を求める. この結果を図 3.5 に示す. 電圧 (E) は $\pm 5V$ まで求める.

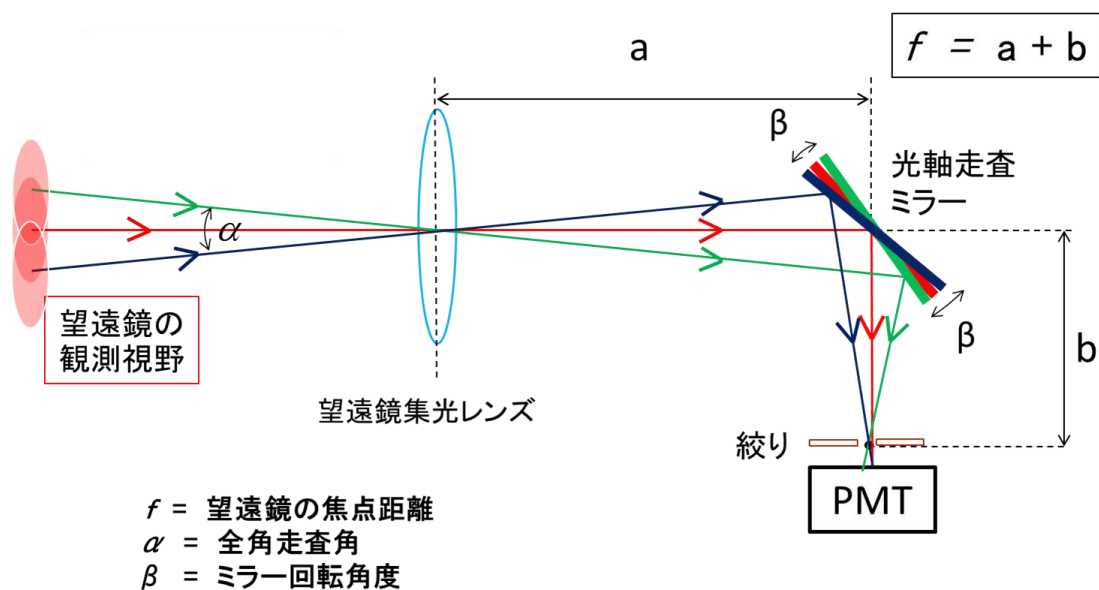


図 3.3 走査角 (α) とミラー振動角度 (β) の関係

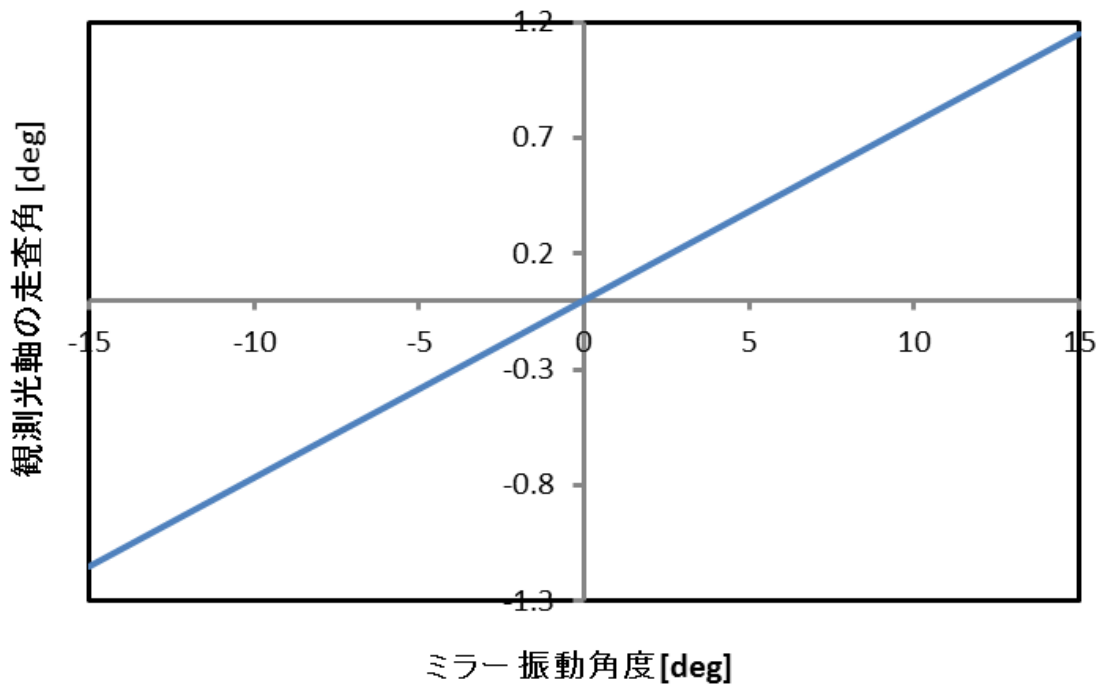


図 3.4 観測光軸の走査角とミラー振動角度の関係

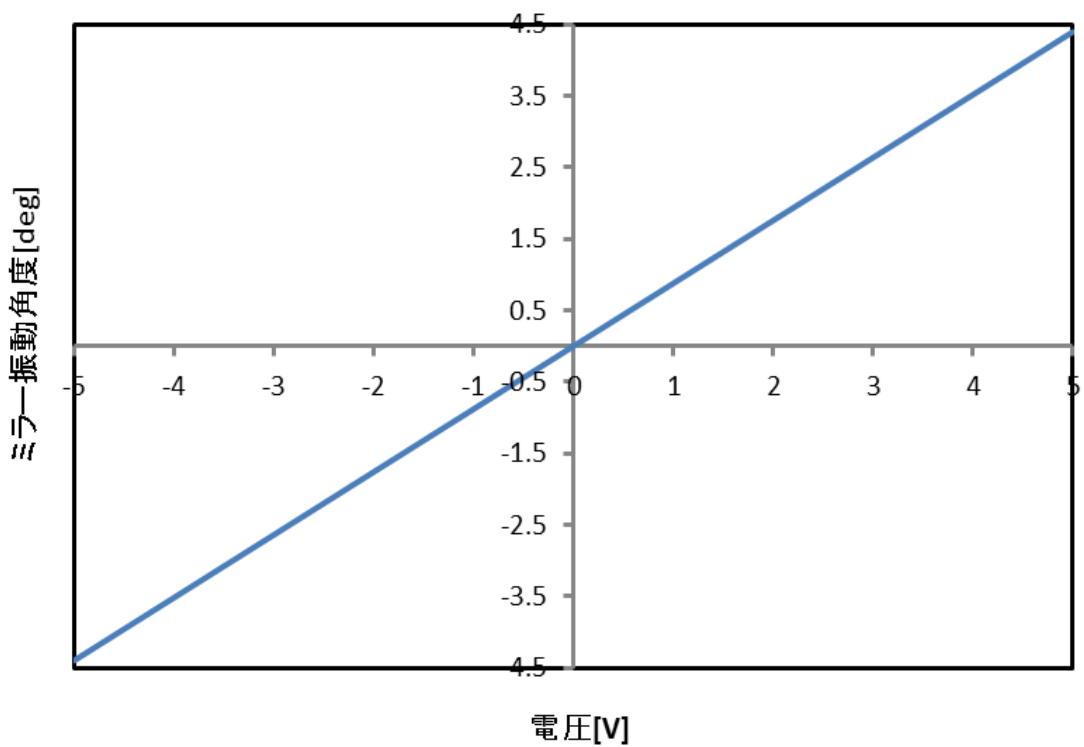


図 3.5 ミラー振動角度とミラー制御電圧の関係

3.2 走査角及び光強度の実測

3.2.1 目的

衛星の探索を行うにあたり以下の事を確認した.

- (1)ミラー振動角度毎の最大光強度の減少量を測定.
- (2)ミラー振動角度毎の走査角を実測し, 式(3.2)の理論値と比較.
- (3)衛星探索を行う際のミラー振動角度の最適値の確認.

3.2.2 実測方法

光源は 1.5[km] 離れた RKB ラジオ放送電波塔の赤色点滅光源を利用した. 始めにミラー振動角度を 0[deg.]に設定し, PMT から点滅光源の光強度を測定する. 今回の実験では, ミラー振動角度 0[deg.]を基準として ± 10 [deg.]までの範囲を 1 [deg.] 単位で変化させた. その後, 経緯台の方位を動かし観測光軸が変化した状態で点滅光源を発見する事でその際の移動量から走査角の実測をおこなった. また点滅光源を発見した際の最大光強度を測定し, 減少量を確認した. この時, PMT 受光面の絞りの口径は 5[mm]を選択した.

3.2.3 実測結果及び考察

図 3.6 にミラー振動角度毎の光強度の変化, 図 3.7 にミラー振動角度に対する走査角を示す. 走査角において実験値は式(3.2)の理論値に近づいた. また走査角の変化に伴い, 光強度の減少を測定する事ができた. ミラー振動角度が 0[deg.]の光強度を 100%とすると, 10[deg.]では 16%まで減少されるとわかった.

迷光レベル 14%を踏まえた光強度の半値幅や衛星軌道計算上の誤差(± 0.15 [deg.])を考慮し, ミラー振動角度は ± 4 [deg.](走査角 ± 0.31 [deg.])の範囲内で走査させる事が観測において十分高い確度で対象の衛星を捉える事が出来ると予想される.

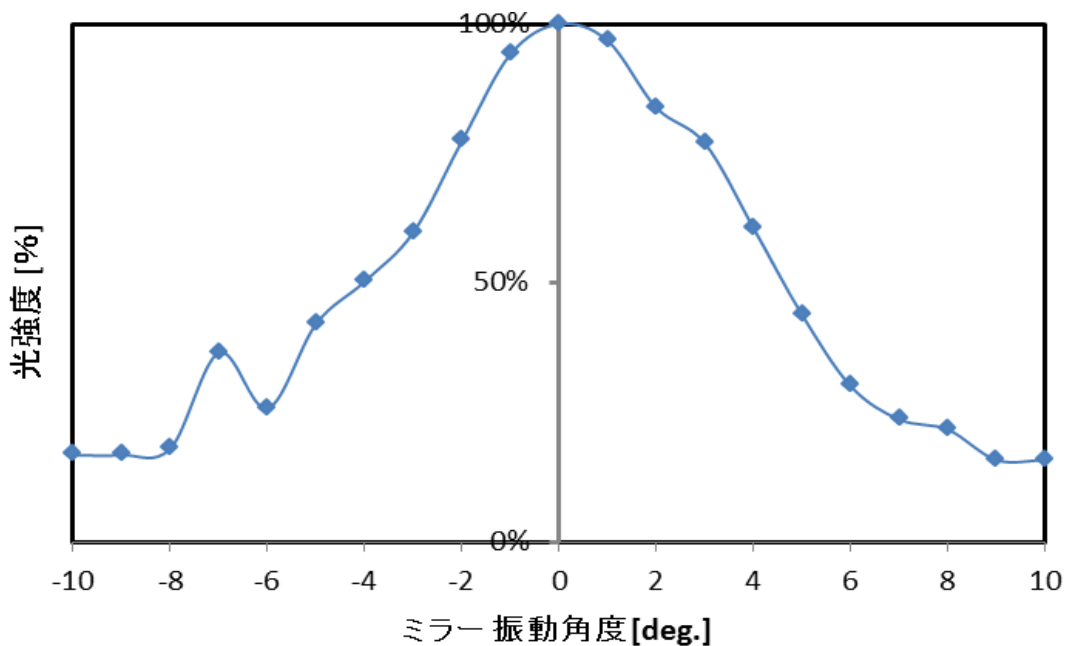


図 3.6 ミラー振動角度毎の光強度の減少量

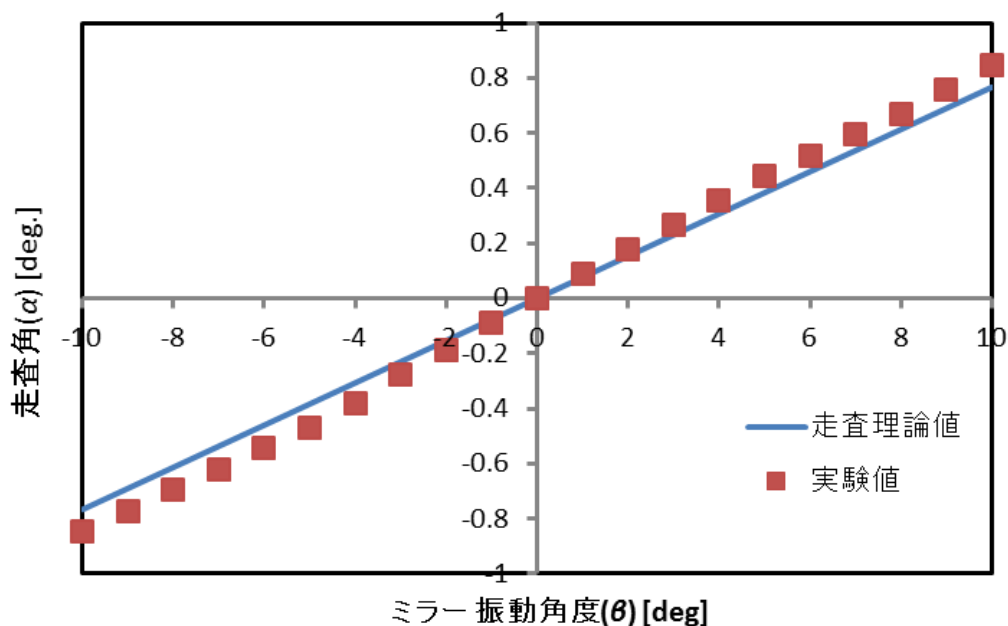


図 3.7 走査角とミラー振動角度の関係

3.3 ガルバノスキャナのステップ応答

3.3.1 目的

ガルバノスキャナに光軸走査を行う為の鏡を取り付け，その際のオーバーシュート及び収束時間を実測する。

3.3.2 実験方法

ガルバノスキャナに光軸走査に使用するミラーを取り付け，ステップの電圧によってガルバノスキャナを駆動させる。ガルバノスキャナのミラー角度の測定は LED と 2 個のフォトダイオードセンサーが使用されている。ガルバノスキャナの走査に連動したミラーに LED の光を照射させミラーの左右にフォトダイオードを設置されている。ミラーの角度が変化する事でフォトダイオードに光が検出される。この時 2 個のフォトダイオードには信号差が生じるためミラー角度を測定出来る。電圧は $\pm 0.5[V]$ と $\pm 1[V]$ を選択した。

3.3.3 実験結果及び考察

図 3.8 に $\pm 1[V]$ 時のステップ応答，図 3.9 に $\pm 0.5[V]$ 時のステップ応答を示す。最大のオーバーシュートはそれぞれ $0.38[V]$ ， $0.18[V]$ となり，オーバーシュートの量は目標値にほぼ比例している。角度が一定になるのに要する整定時間は $0.04[sec]$ と $0.03[sec]$ となった。ミラーを変えた後，チューニングが行われていないため大きなオーバーシュートがあり，その後のリングング現象も確認出来た。

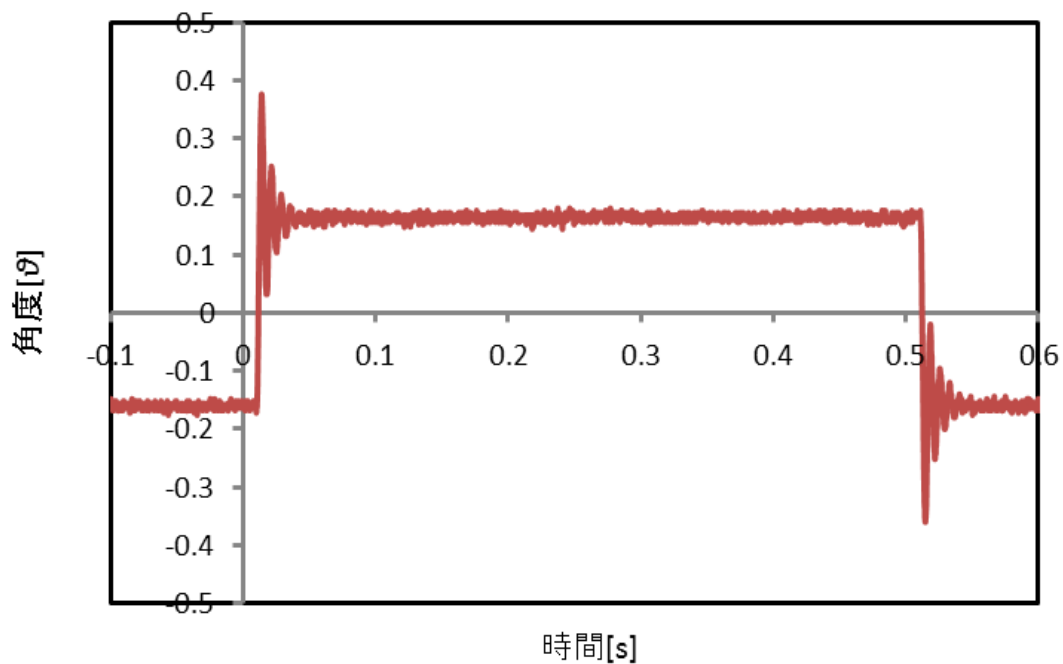


図 3.8 ガルバノステップ応答(1[V])

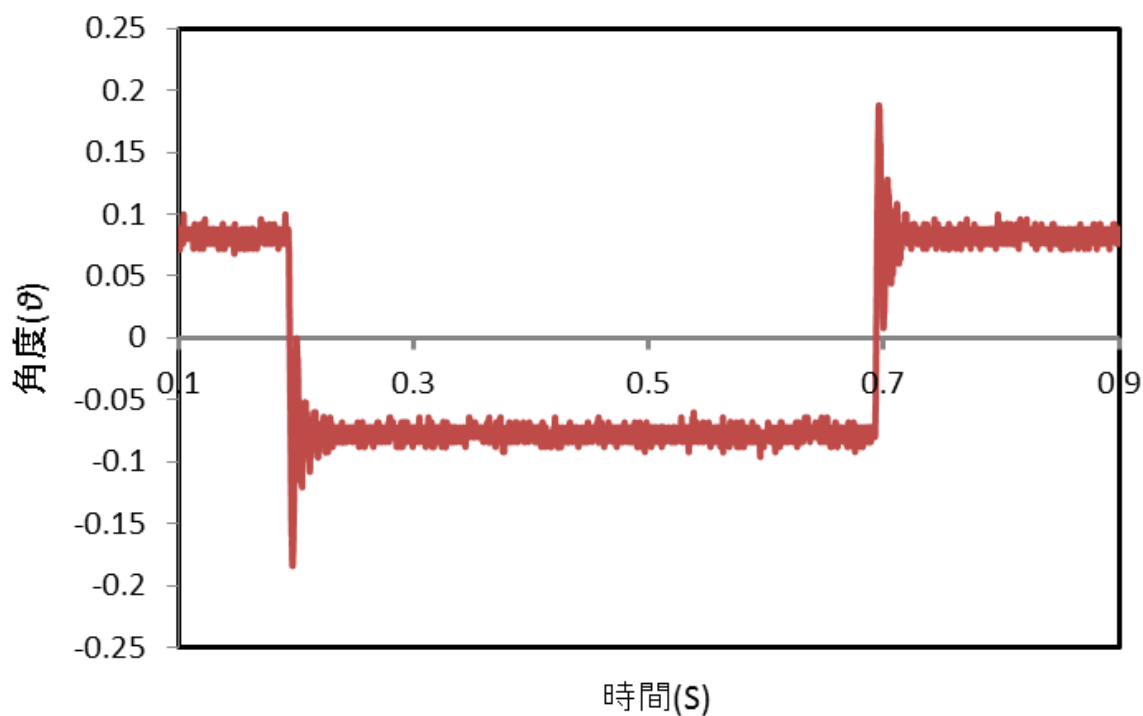


図 3.9 ガルバノステップ応答(0.5[V])

3.4 衛星探索・捕捉の実験

3.4.1 観測対象

観測対象として国際宇宙ステーション，通称 ISS を選択した。

ISS は FITSAT-1 の様に自ら発光しないものの太陽光の反射によって地上で光って見え

る。この事を利用し ISS の光を観測光軸の走査により探索及び捕捉を行う。

3.4.2 観測手順

ISS を観測し探索及び捕捉のための手順は以下の様になる。

- (1) 衛星位置探索・追尾装置を望遠鏡側面に取り付ける。
- (2) PMT を取り外し、光を照射する事で装置内におけるミラーのアライメントを行う。
- (3) Orbitron から ISS の軌道を計算し、軌道上の最大仰角に望遠鏡の光軸を合わせる。
- (4) 迷光に対して走査を行ない、PMT の信号値からコンパレータの閾値を設定する。
- (5) 探索プログラムを起動する。
- (6) 探索領域内に ISS が飛来した場合、信号値が閾値を上回る事で走査が停止し ISS を捕捉する。

3.4.3 観測条件

観測条件は以下の様になった

観測日：2014 年 1 月 27 日

観測場所：福岡工業大学 C 棟屋上

観測時間：6 時 25 分 51 秒(最大仰角時間)

方位角：37.6[deg.]

仰角：31.3[deg.]

等級：-0.3

絞り口径：5[mm]

PMT 陰極電圧：0.9[V]

ミラー制御電圧：±2[V]

ミラー振動角度：±1.758[deg.]

ミラー走査周波数：30[Hz]

観測光軸走査角：0.135[deg.]

3.4.4 観測結果及び考察

図 3.10 に ISS 観測時の制御信号と光強度を示す。光信号が閾値を上回った時、探索プログラムにより制御信号である正弦波は停止し、それに伴いガルバノスキャナは駆動を停止した。これにより ISS を視野角内に 0.2 秒程捉える事ができた。

ガルバノスキャナ停止に伴い、オーバーシュートやダンピングにより光 ISS 信号の変化が確認されるが、収束までの時間が 40[ms]程発生したため、チューニング等による改善などが必要となる。また ISS の今回観測においての最も高い光信号は迷光の 3.7 倍になる 2.92[V]であった。

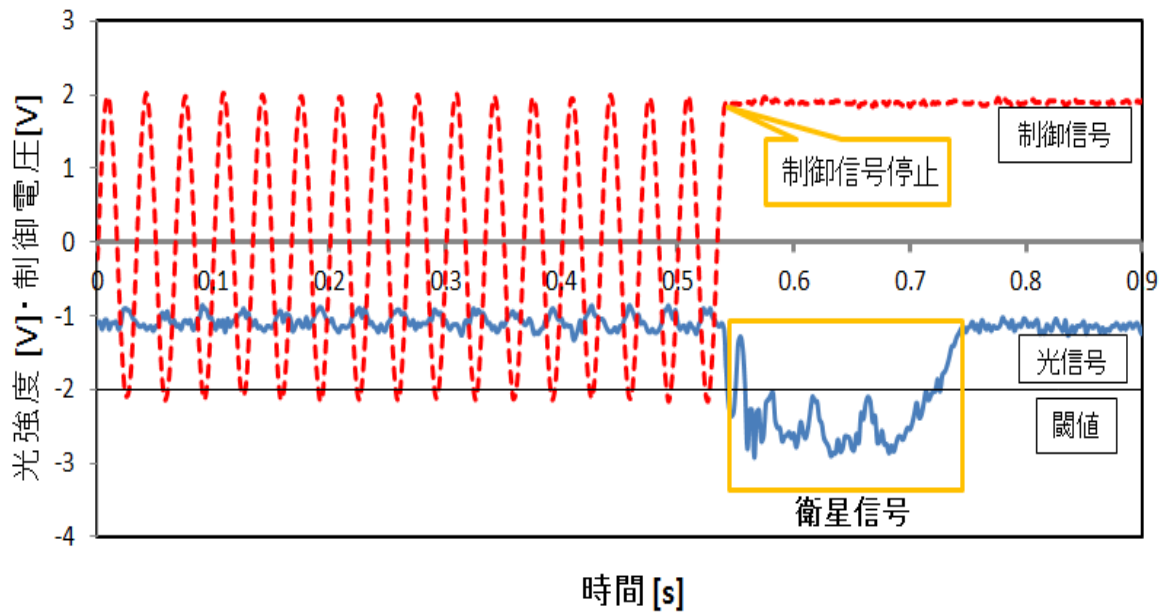


図 3.10 ISS 観測時の観測光軸ミラーの制御信号と ISS の光強度

第4章. 衛星追尾測定

4.1 追尾用センサーPSPMT

追尾はPSPMTの信号を基に試みる。PSPMTはX軸Y軸にそれぞれ6本の信号検出ワイヤがあり受光位置によって信号が変化するため、その信号から受光面のX軸、Y軸の位置情報を算出する事が出来る。

PSPMTの信号はX軸、Y軸それぞれ6本の配線($P_{X1} \sim P_{X6}$, $P_{Y1} \sim P_{Y6}$)によって出力されるため、これらを $10k\Omega$ の抵抗で繋ぐ。この回路(図2.18 PSPMT用信号回路)の両端信号をそれぞれ、 V_{X1} , V_{X2} 及び V_{Y1} , V_{Y2} とすると位置情報(R_X , R_Y)は、

$$R_X = \frac{V_{X1} - V_{X2}}{V_{X1} + V_{X2}} \quad (4.1)$$

$$R_Y = \frac{V_{Y1} - V_{Y2}}{V_{Y1} + V_{Y2}} \quad (4.2)$$

と表す事が出来る。

4.1.1 座標変換係数

位置座標(X , Y)を求める際、 V_{X1} , V_{X2} 及び V_{Y1} , V_{Y2} の信号のみで算出した場合情報(R_X , R_Y)は無次元量となる。そのため、座標変換係数 k_X 及び k_Y を用いる事で座標に変換する。入射した光の受光面移動速度を V [mm/s], 受光時間を t 。式(4.1)より算出した位置情報の最大値を X_{Max} , 最小値を X_{Min} とする。また、式(4.2)より算出した位置情報の最大値を Y_{Max} , 最小値を Y_{Min} とすると座標変換係数 k_X 及び k_Y は

$$k_X = \frac{V \cdot t}{(X_{Max} - X_{Min})} \quad (4.3)$$

$$k_Y = \frac{V \cdot t}{(Y_{Max} - Y_{Min})} \quad (4.4)$$

となる。よって位置座標(X , Y)は

$$X = k_X \cdot \frac{V_{X1} - V_{X2}}{V_{X1} + V_{X2}} \quad (4.5)$$

$$Y = k_Y \cdot \frac{V_{Y1} - V_{Y2}}{V_{Y1} + V_{Y2}} \quad (4.6)$$

となる。また座標変換係数は $k_X=20.9$ [mm] $k_Y=18.5$ [mm]となる。

4.2 PSPMT 入射位置検出の検証

4.2.1 目的

PSPMT の入射位置検出の検証にあたり以下の事を確認する。

(1)PSPMT の受光面の光の入射位置を式(4.5), (4.6)より算出する。

(2)PSPMT の受光面において光の入射位置を検出する際, サンプル数を変化させる事で位置検出の精度向上を図る。

4.2.2 測定方法

図 4.1 に今回使用した実験装置の構成を示す。PSPMT を直動ステージに固定し, 0.54[mm/s]の速度で X 軸に沿って移動させる。この時, レーザーは光減衰板を通して照射する。レーザーの仕様は, レーザー径 2[mm], 波長 635[nm], 出力 3[μ W]である。

PSPMT の受光面を移動するレーザーの入射位置を検出し, 式(4.5), (4.6)より位置座標 (X, Y)の算出を行った。この時, レーザー以外の光を遮断するため PSPMT を含めた実験装置を暗幕で覆った。またレーザーは光減衰板 (1%)を使用し光量を減少させた。サンプル数においては 1 サンプルの場合と 2500 サンプルの平均した場合で比較を行った。

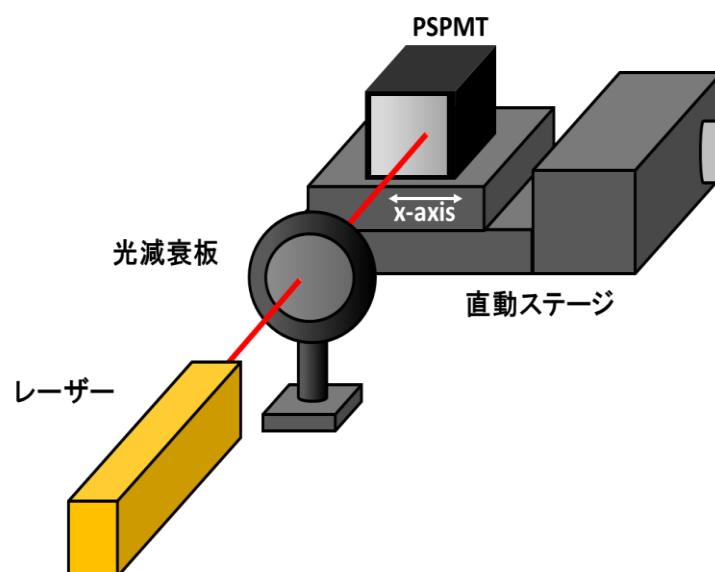


図 4.1 PSPMT の位置検出性能測定のための実験装置構成

4.2.3 測定結果及び考察

図 4.2 に 1 サンプル時に算出した X 座標を示す。また図 4.3, 図 4.4 に 2500 サンプル平均時に算出した X 座標, Y 座標を示す。1 サンプルと 2500 サンプルを比較すると 2500 サンプルの結果はバラつきが少ない事がわかる。どの結果も直線ではなく, 連続的に湾曲しているがこれは PSPMT の 6 本の信号検出ワイヤによる影響だとわかった。

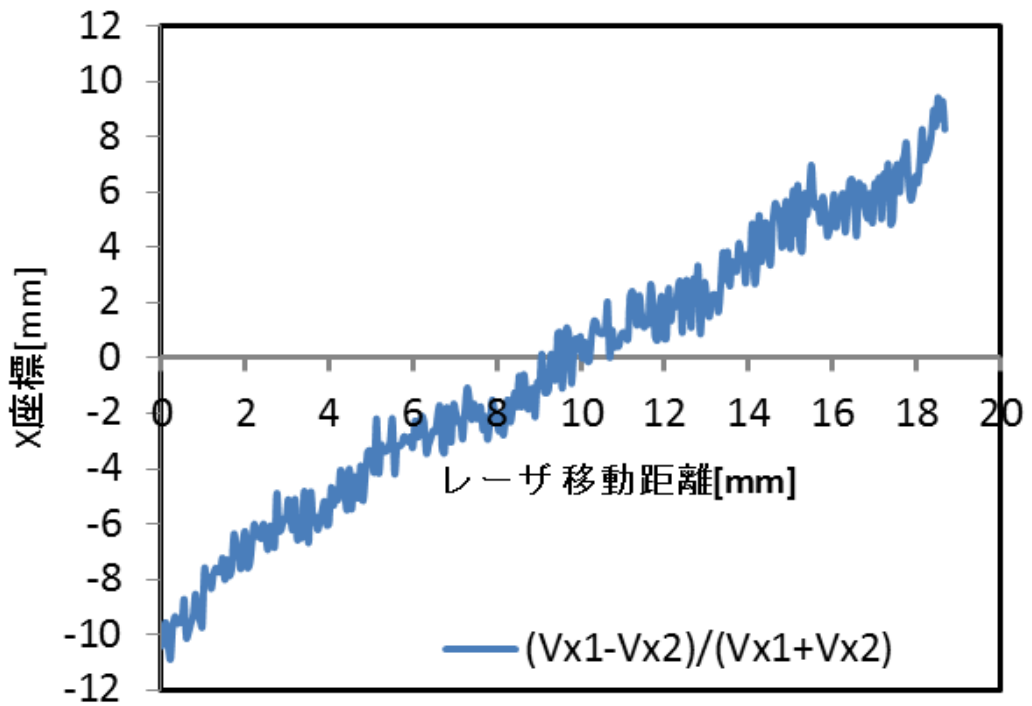


図 4.2 算出した X 座標(1 サンプル)

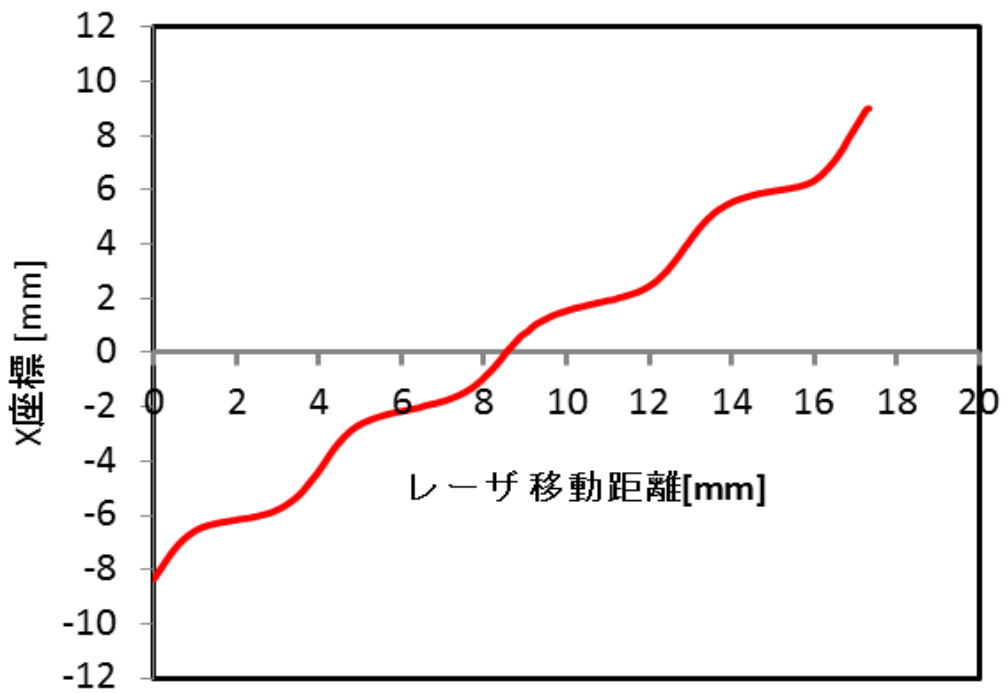


図 4.3 算出した X 座標(2500 サンプル)

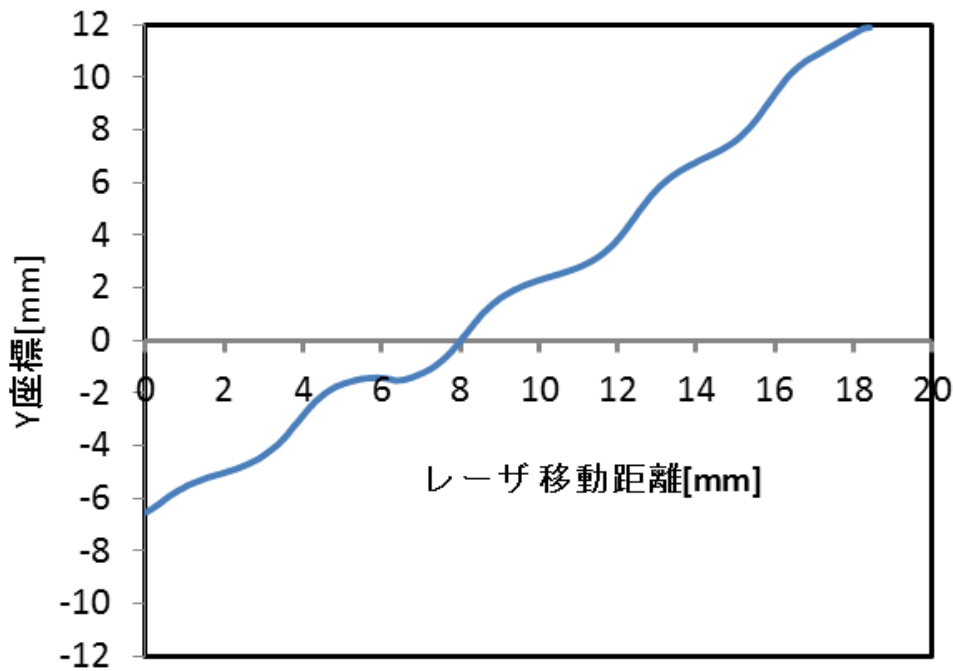


図 4.4 算出した Y 座標(2500 サンプル)

4.3 PSPMT 入射位置検出分解能の測定

4.3.1 目的

PSPMT の性能を測定する為に以下の事を確認した。

- (1) サンプル数における標準偏差及び分解能を求める。
- (2) 求めた PSPMT 分解能から追尾における位置決め分解能を算出する。

4.3.2 測定方法

図 4.5, 図 4.10 に 6 次多項近似範囲を示す。PSPMT の出力は連続的に湾曲しているため図 4.5, 図 4.10 の様に範囲を限定し, 6 次多項近似式により理論値を計算し, その差から標準偏差を求める。またその値から PSPMT 入射位置検出分解能を測定した。

4.3.3 測定結果及び考察

表 5.1 にサンプル数変化による標準偏差及び分解能を示す。6 次多項近似式より標準偏差を求めた結果, 1 サンプルの場合と 2500 サンプル平均の場合では約 62 倍の差が出るとわかった。また求めた分解能から追尾における位置決め分解能を算出した結果, 焦点距離が 1200[mm]であるため, 1 サンプルの場合 0.0559[deg.], 2500 サンプル平均の場合 0.000892[deg.]つまり約 3[秒]という結果になった。特に 2500 サンプルの分解能は 0.019[mm]とわかったため, 光の入射位置の変化を 0.019[mm]の単位で検出できるとわかった。また, 位置決め精度は 3[秒]と非常に高い事がわかった。

表 4.1 サンプル数変化による標準偏差及び分解能

	標準偏差[-]	分解能[mm]	位置決め分解能[deg.]
1サンプル	0.0323	1.1706	0.0559
2500サンプル	0.00108	0.0187	0.000892

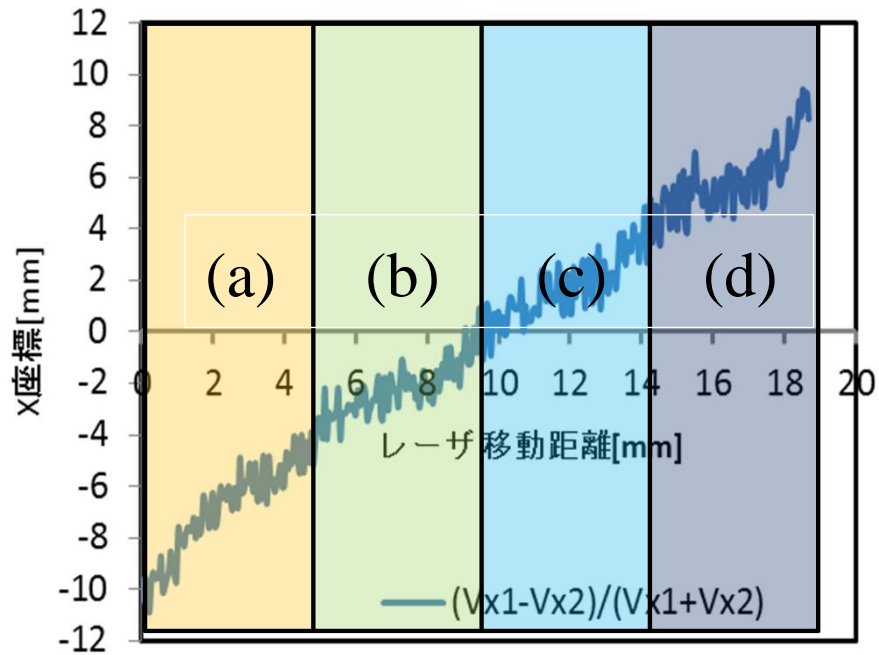


図 4.5 1 サンプル 6 次多項近似範囲

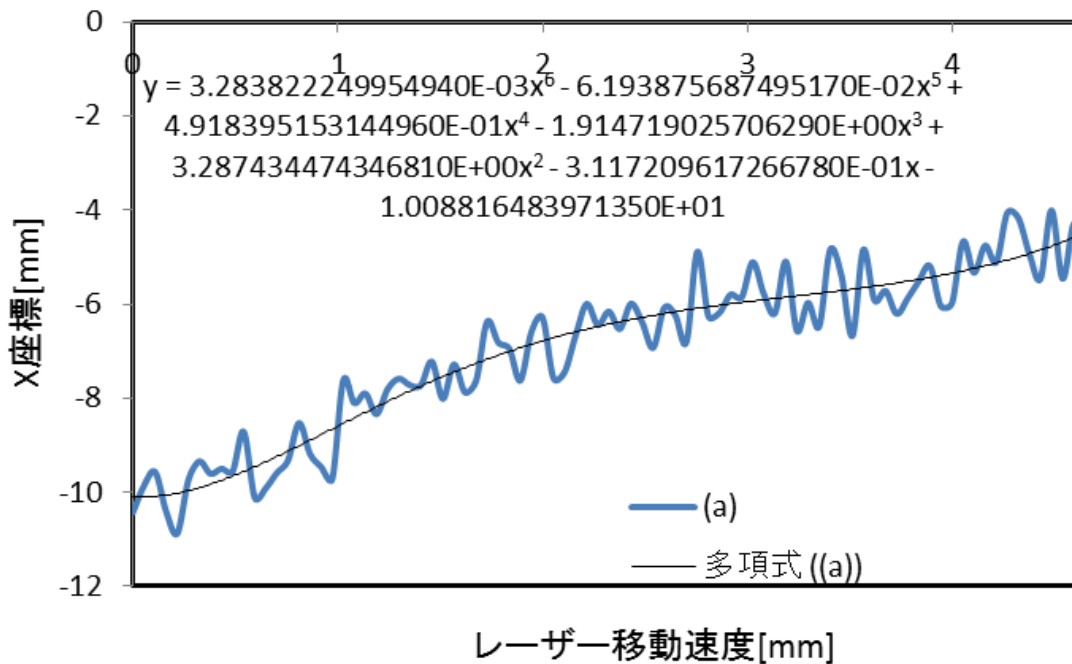


図 4.6 1 サンプル平均 6 次多項近似(a)

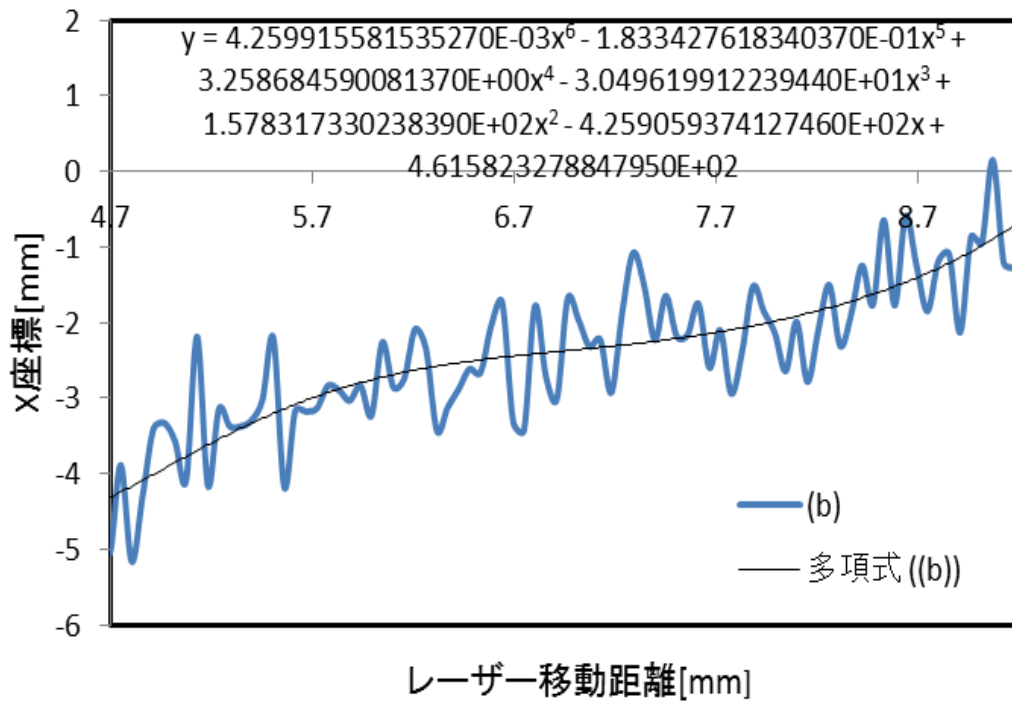


図 4.7 1 サンプル平均 6 次多項近似(b)

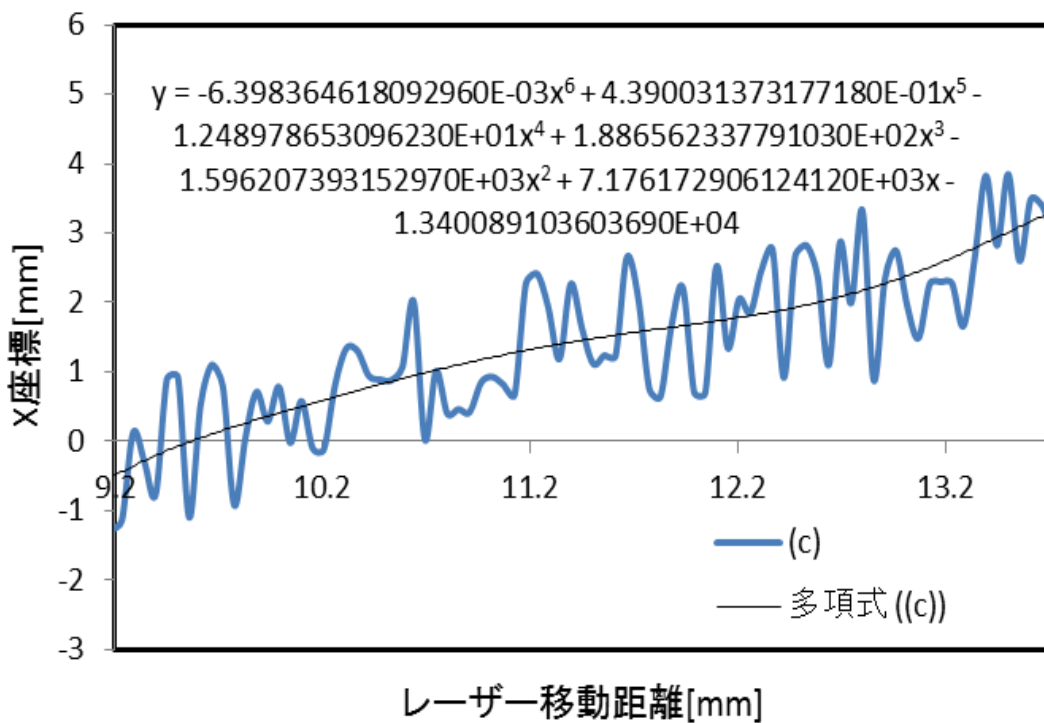


図 4.8 1 サンプル平均 6 次多項近似(c)

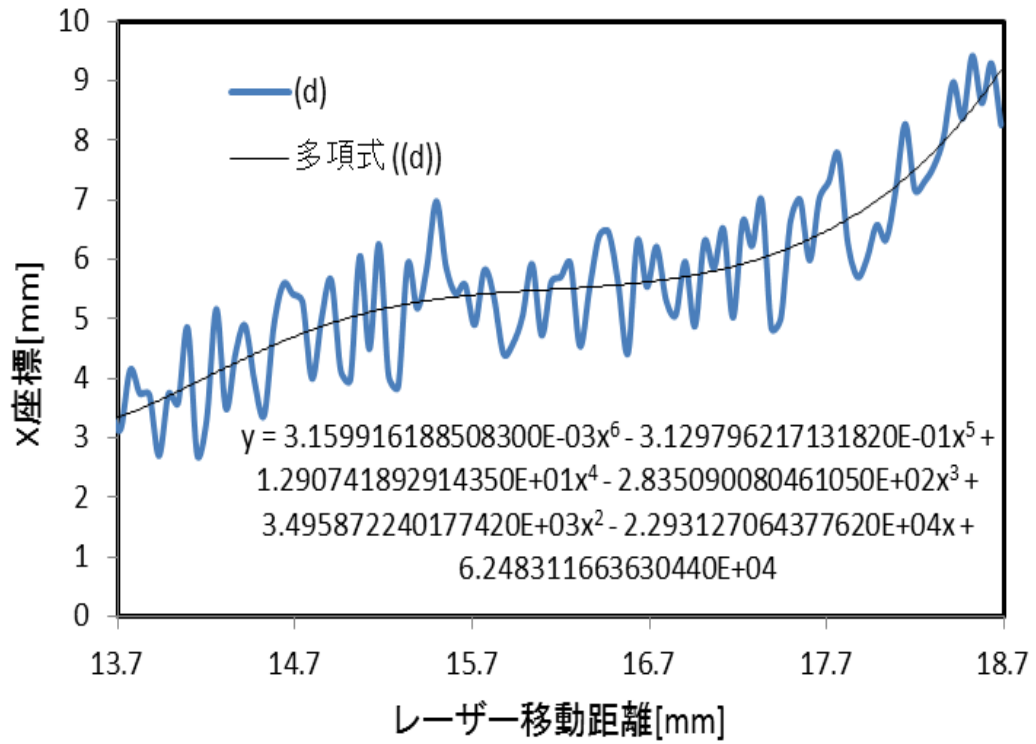


図 4.9 1 サンプル平均 6 次多項近似(d)

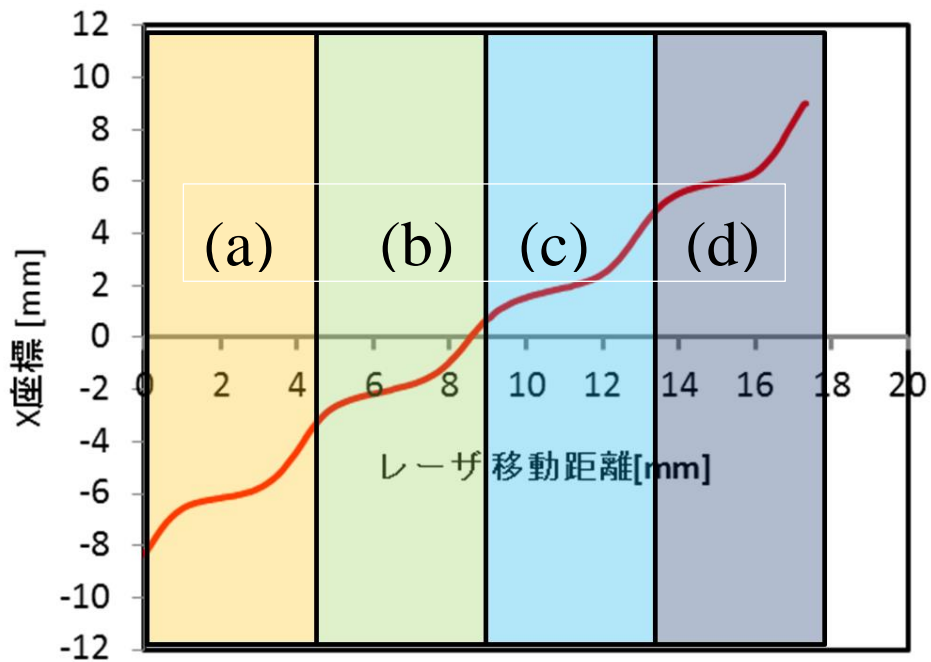


図 4.10 2500 サンプル 6 次多項近似範囲

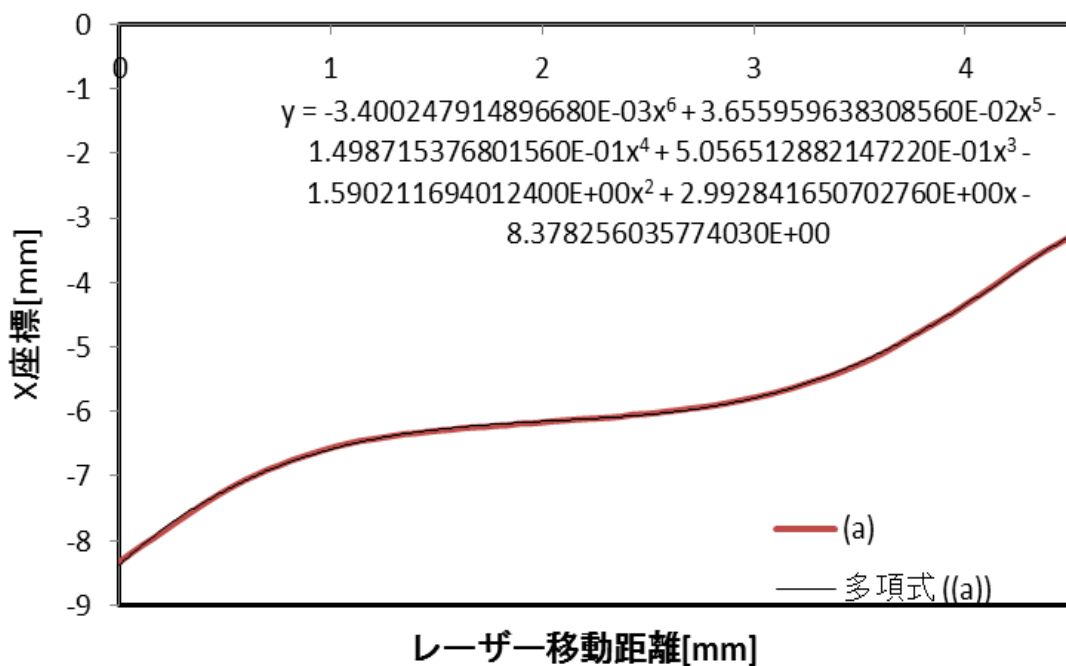


図 4.11 2500 サンプル平均 6 次多項近似(a)

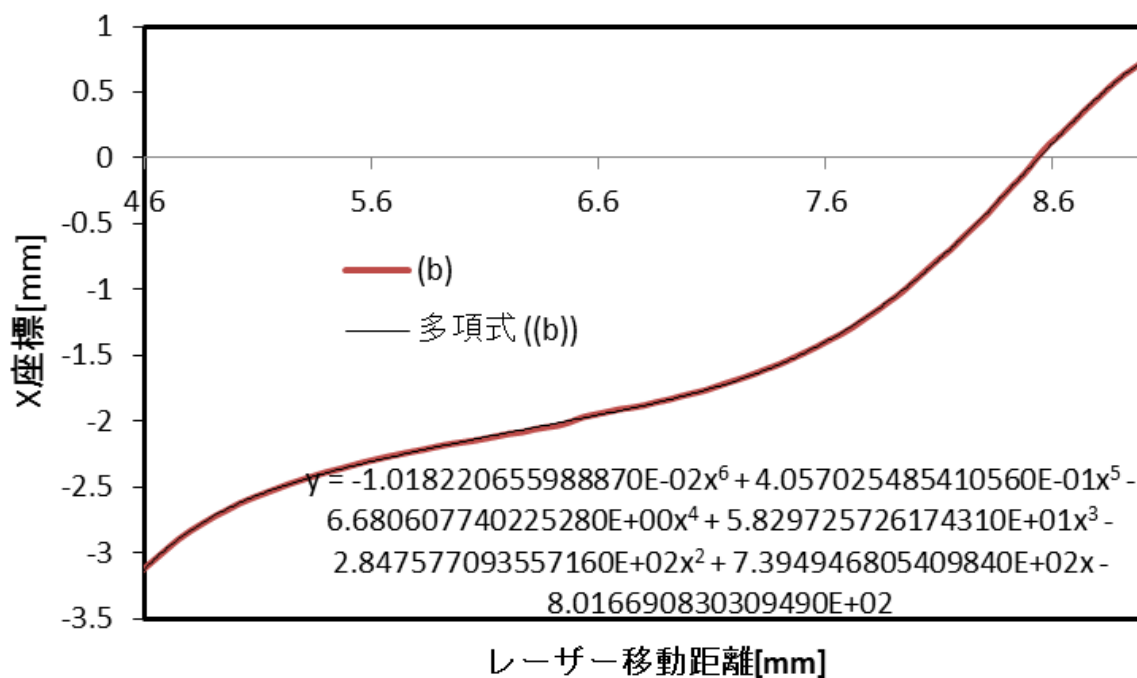


図 4.12 2500 サンプル平均 6 次多項近似(b)

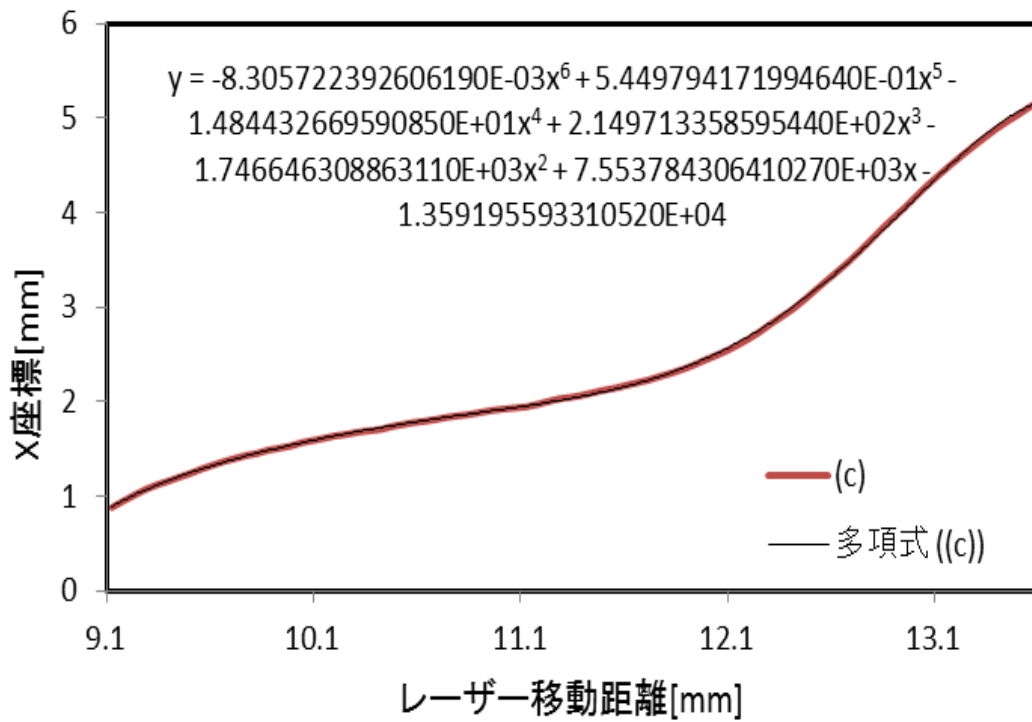


図 4.13 2500 サンプル平均 6 次多項近似(c)

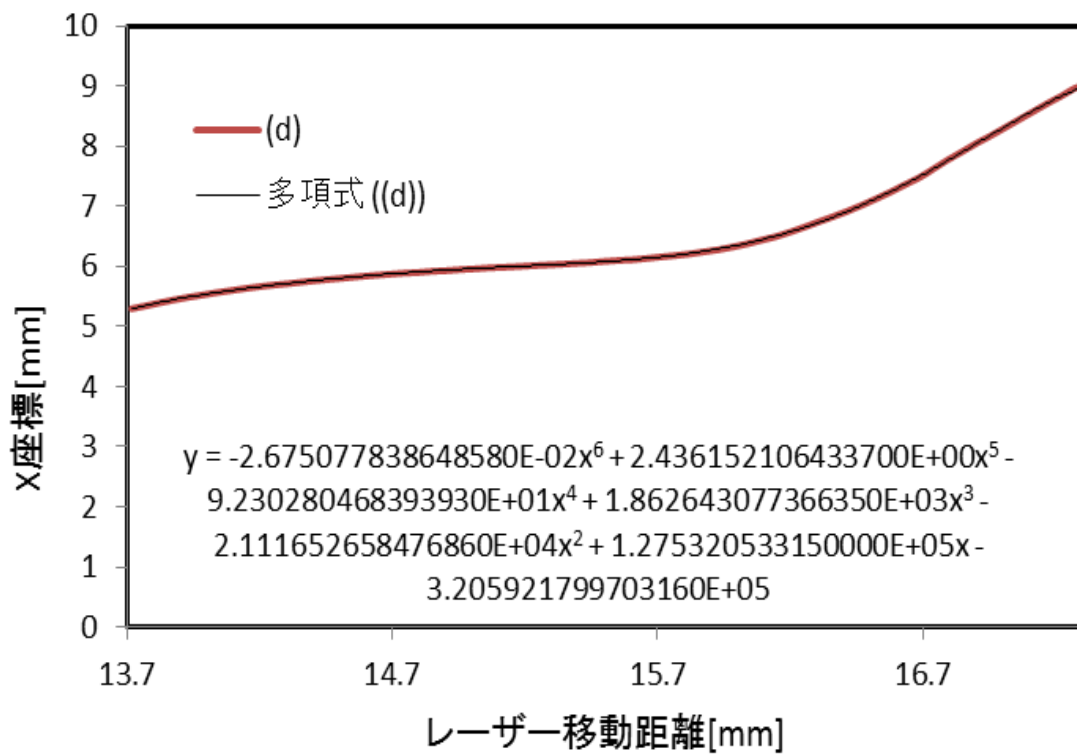


図 4.15 2500 サンプル平均 6 次多項近似(d)

第5章. 結言及び今後の課題

5.1 衛星探索について

位置探索装置を試作する事ができ、光軸走査を用いる事で ISS の探索及び捕捉を行うことができた。また、迷光レベル 14%を踏まえた光強度の半値幅や衛星軌道計算上の誤差($\pm 0.15[\text{deg.}]$)を考慮し、ミラー振動角度は $\pm 4[\text{deg.}]$ (走査角 $\pm 0.31[\text{deg.}]$)の範囲での走査を行う事が衛星探索において高い確度で対象の衛星を捉える事が出来ると予想される。

また ISS は比較的明るいため、今後の課題としてより暗い光を対象とした探索及び補足を行う。絞りの口径をより小さくする事で S/N を上げる事が挙げられる。

5.2 衛星追尾について

PSPMT 受光面における位置座標を算出する事ができた。また 2500 サンプルを平均する事で位置座標の精度向上を行う事ができた。また分解能を求めた結果、 $0.019[\text{mm}]$ であった。この事から $0.019[\text{mm}]$ で光の入射位置の変化を検出できるとわかった。また、PSPMT を用いて追尾を行った際の位置決め分解能は $0.009[\text{deg.}]$ (約 3[秒])であると計算できた。

この事から今後の課題として、PSPMT の高い分解能から光の入射位置を検出しガルバノスキャナ及びステッピングモーターのミラーの角度を調整する事で目的の衛星を追尾が挙げられる。

参考文献

- (1).平成 24 年度卒業論文「福工大衛星プロジェクト」/木下 竜郎, 西本 康平
- (2).図解 Lab VIEW 実習～ゼロからわかるバーチャル計測器～/堀 桂太郎
- (3) Evaluation of an imaging gamma probe based on R8900U-OO-C12 PSPMT /M. Georgiou, S. David, P. Papadimitroulas, E. Fysikopoulos, A.Bregou, G. Loudos, P. Georgoulas
- (4) INITIAL RESULTS FOR THE DEVELOPMENT OF A SMALL FIELD OF VIEW GAMMA-RAY IMAGER USING A LuAG:Pr SCINTILLATOR
David Stratos, Georgiou Maria, Fysikopoulos Eleftherios and George Loudos1

謝辞

本研究を行うにあたり数々のご指導及びご助言を頂いた河村良行教授に深く感謝の意を表します。大学院生のチュンハチャー ポントーン氏に深く感謝の意を表します。また実験装置制作にあたりお世話になった，工作センターの平田隆一先生，大塚秀樹先生，モノづくりセンターの田中雄二係長に深く感謝の意を表します。

付録

1. PMT データシート
2. PSPMT データシート
3. 衛星位置探索・追尾装置の設計図