

平成 27 年度卒業論文

画像処理を用いた
人工衛星の自動追尾装置の研究Ⅳ
～人工衛星の追尾精度の評価～

福岡工業大学 工学部

知能機械工学科

12E1014 小野 剛士

12E2053 引地 勇人

指導教員 河村良行

第 1 章 緒言-----	1
第 2 章 実験装置構成-----	3
2.1 追尾システム	
2.1.1 追尾システム概要	
2.1.2 CCD カメラ	
2.1.3 画像処理装置	
2.1.4 追尾制御プログラム	
2.1.5 多出力直流安定化電源	
2.1.6 DC モーター	
2.1.7 経緯台	
2.2 撮影用器具	
2.2.1 USB カメラ	
2.2.2 望遠鏡鏡筒	
2.3 実験器具	
2.3.1 レーザーポインタ	
2.3.2 2 軸ステージコントローラー及びステッピングモータ付ステージ	
2.3.3 バッテリー	
2.3.4 DC/AC インバータ	
2.3.5 定電圧充電器	
第 3 章 動作確認実験-----	15
3.1 出力電圧とモータ印加電圧の比較	
3.1.1 実験目的	
3.1.2 実験結果	
3.2 PID 制御	
3.2.1 実験目的	
3.2.2 実験結果	
3.3 光点追尾実験	
3.3.1 実験目的	
3.3.2 実験結果	
第 4 章 ISS 追尾実験-----	19
4.1 ISS 追尾実験	
4.1.1 実験目的	
4.1.2 実験方法	
4.1.3 実験結果	
4.1.4 考察	

4.2	モータの動作電圧	
4.2.1	ブレの原因考察	
4.2.2	実験方法	
4.2.3	実験結果	
4.3	認識不良時の操作量外挿プログラム	
4.3.1	ブレの原因考察	
4.3.2	実験方法	
4.3.3	実験結果	

第5章	結言-----	30
	参考文献-----	32
	謝辞-----	33

第 1 章 緒言

近年、宇宙工学への関心が高まることで政府機関に留まらず、民間レベルで ISS へ補給物資の輸送を行う会社や、宇宙旅行を実施する会社が現れ始めるなど宇宙開発が盛んに行われ始めている。同様に人工衛星の開発も盛り上がりを見せ、なかでも開発や打ち上げのコストが非常に安価である超小型規格の人工衛星 CubeSat は世界中の多くの大学や企業で開発が行われている。本学でも 2011 年より CubeSat 規格の超小型人工衛星 FITSAT-1 の開発を開始し、2012 年には小型衛星の放出技術実証ミッションとして ISS にある日本の実験棟きぼうより宇宙空間に放出された。

FITSAT-1 は小型衛星として初のマイクロ波による高速通信と、世界初となる LED による宇宙地上間の可視光通信をミッションとしていた。このとき、正確な位置が分からない上、高速で飛行している FITSAT-1 の電波検出ミッションに、苦戦することとなった。そのため、本研究室では FITSAT-1 のような人工衛星を探知し追尾を行う、自動追尾装置の開発を行ってきた。昨年度には、2013 年に落下した FITSAT-1 の後継機を制作するプロジェクトが立ち上がり、自動追尾装置の早期開発が昨年以上に望まれている。

2013 年には、経緯台の駆動装置にステッピングモータを用いていたため、FITSAT-1 のような高速で飛行する人工衛星を追尾する際に、脱調現象が発生し追尾を行うことができなかった。よって、昨年度は経緯台の駆動装置をステッピングモータから DC モータに変更することで脱調現象を解消し、高速域の追尾を実現した。しかし、DC モータの制御に電流制御を用いた装置を使用したが、激しいハンチングが発生したため追尾を行えなかった。

今年度はハンチングの発生が、電流制御を用いた制御装置に問題があると考え、実験装置に改良を加え、実際に飛行する ISS を対象に追尾実験を行った。

第 2 章 実験装置

2.1 追尾システム

2.1.1 追尾システム概要

図 2.1 に本研究の肝となる追尾システムの概要を示す。この追尾システムでは、追尾を行う対象が CCD カメラの視野の範囲に入ると、画像処理装置で CCD カメラの視野における追尾対象の座標を算出する。その座標と目標座標との誤差を基に、PC で制御式を用いて電圧値を計算する。直流電源を制御して計算された電圧を出力し、DC モータを制御することで経緯台を回転させて対象を追尾する仕組みとなっている。このとき、画像処理装置で計算する追尾対象の座標 (X, Y) は経緯台の方位角、仰角にそれぞれ対応している。以降に追尾システムの各要素を示す。

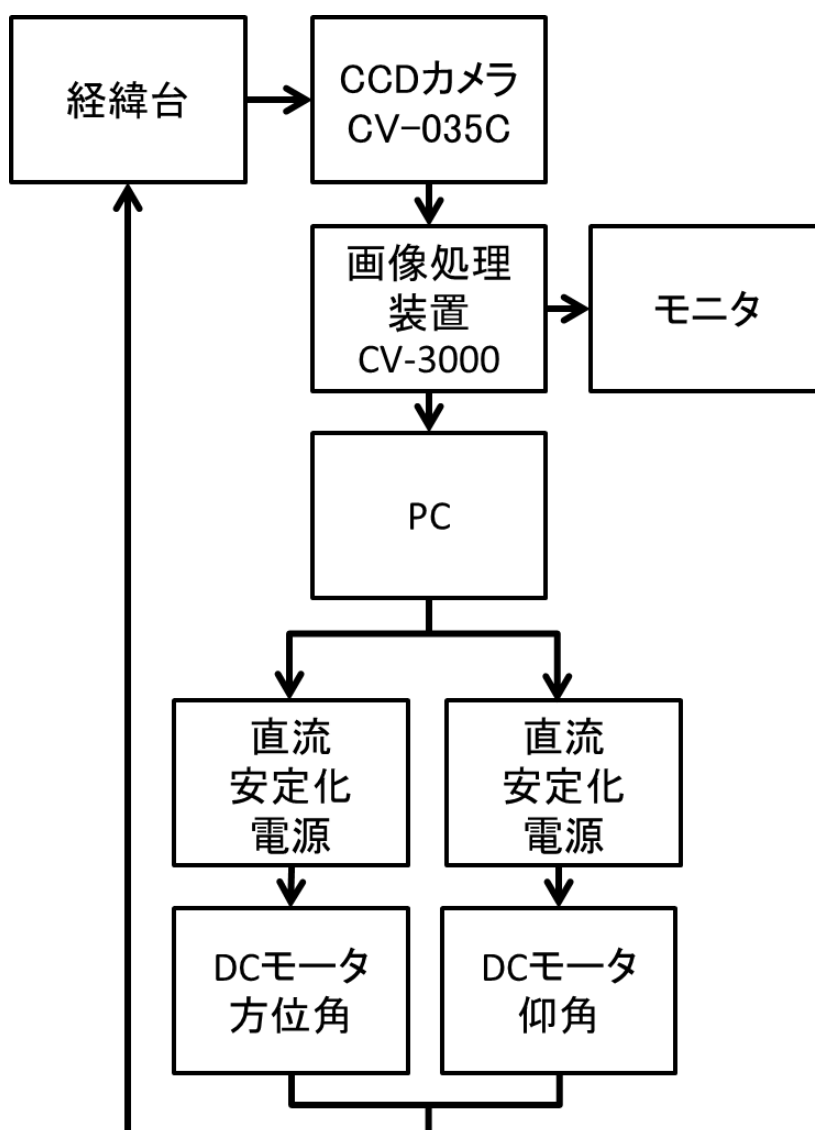


図 2.1 追尾システム概要

2.1.2 CCD カメラ

KEYENCE 社の CV-035C を用いている, 外観を図 2.2 に示す. 有効画素数は 32 万画素, 撮像素子は 1/3 カラーCCD 撮像素子であり, レンズにはサインソニック社の焦点距離 50mm, 口径 F/1.4 の C マウントレンズを使用している. この CCD カメラにレンズを取り付けた場合の視野の範囲を角度で現した視野角 θ (図 2.3 参照) は, 撮像素子の縦横それぞれの寸法 a とレンズの焦点距離 f から

$$\theta = 2 \tan^{-1} \frac{a}{2f} \quad (2.1)$$

と求められる. ただし, 画像処理装置のカタログより座標の計算可能領域はその値よりも狭まるため実際には, 方位角方向に 4.28 [deg] 仰角方向に 4.02 [deg] が実質の視野角の範囲となる.



図 2.2 CCD カメラ及び C マウントレンズ

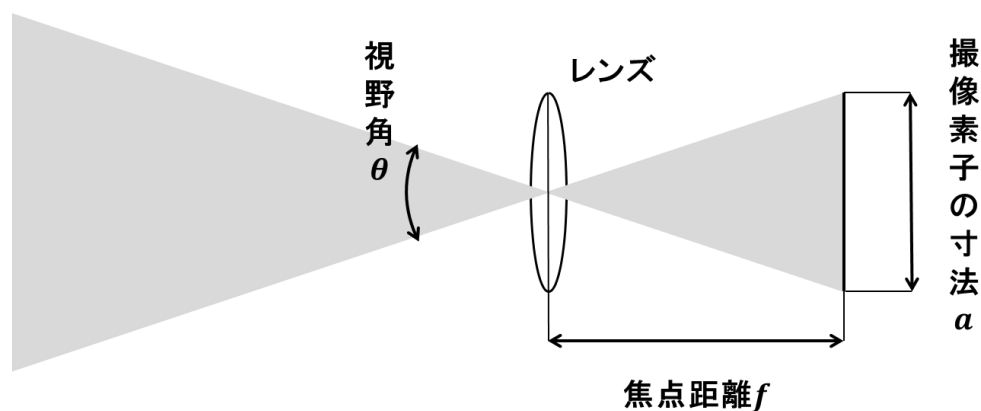


図 2.3 視野角

2.1.3 画像処理装置

KEYENCE 社の CV-3000 を用いている, 外観を図 2.4 に示す. あらかじめ登録された画像に検出する条件を設定することで, CCD カメラで撮影している像から条件に合う対象を認識し, 対象のデータを算出することができる. 条件には色彩やその濃淡, 形状の違いなどがあり, 算出できるデータには目標の座標や面積などがある. 本研究では対象の色彩と濃淡で対象を認識し, その座標を追尾に利用している. PC に算出したデータを送る他にモニタに画像処理の状況を写すことも出来る (図 2.5 参照).



図 2.4 画像処理装置

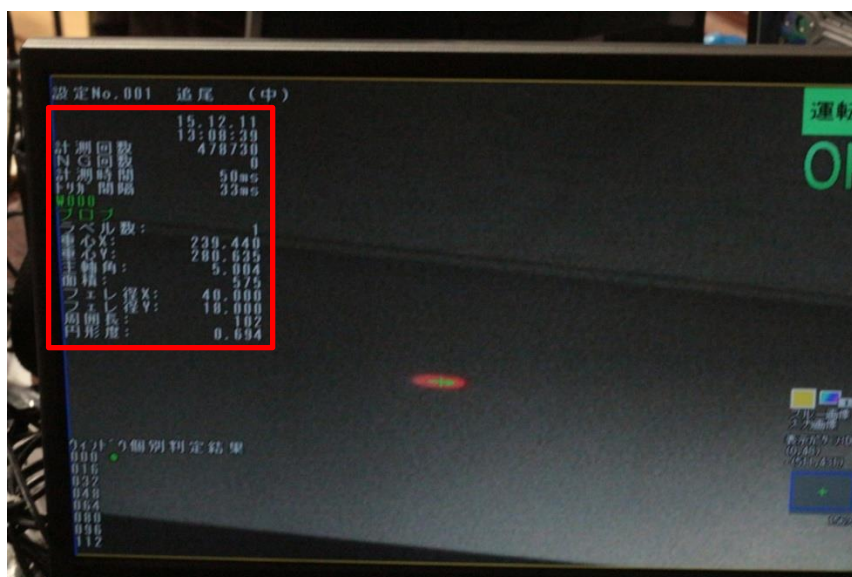


図 2.5 画像処理のモニタ (中央の楕円が認識された対象, 左赤枠内が対象から計算された値)

2.1.4 追尾制御プログラム

目標の追尾を行うため、LabVIEW というプログラミングソフトを用いて PID 制御プログラムを製作した、その一連の流れを図 2.6 に LabVIEW で作成したプログラムのダイアグラムを図 2.7 に示す。このプログラムは、画像処理装置で算出した追尾対象の座標と、収束目標である CCD カメラの中心点との偏差を $e(t)$ とし、その偏差を基に式(2)を用いて DC モータへの出力電圧 $u(t)$ を計算する。比例ゲインを K_P 、積分ゲインを K_I 、微分ゲインを K_D として今回使用する PID 制御の制御式は

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(t) + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (2.2)$$

となる。

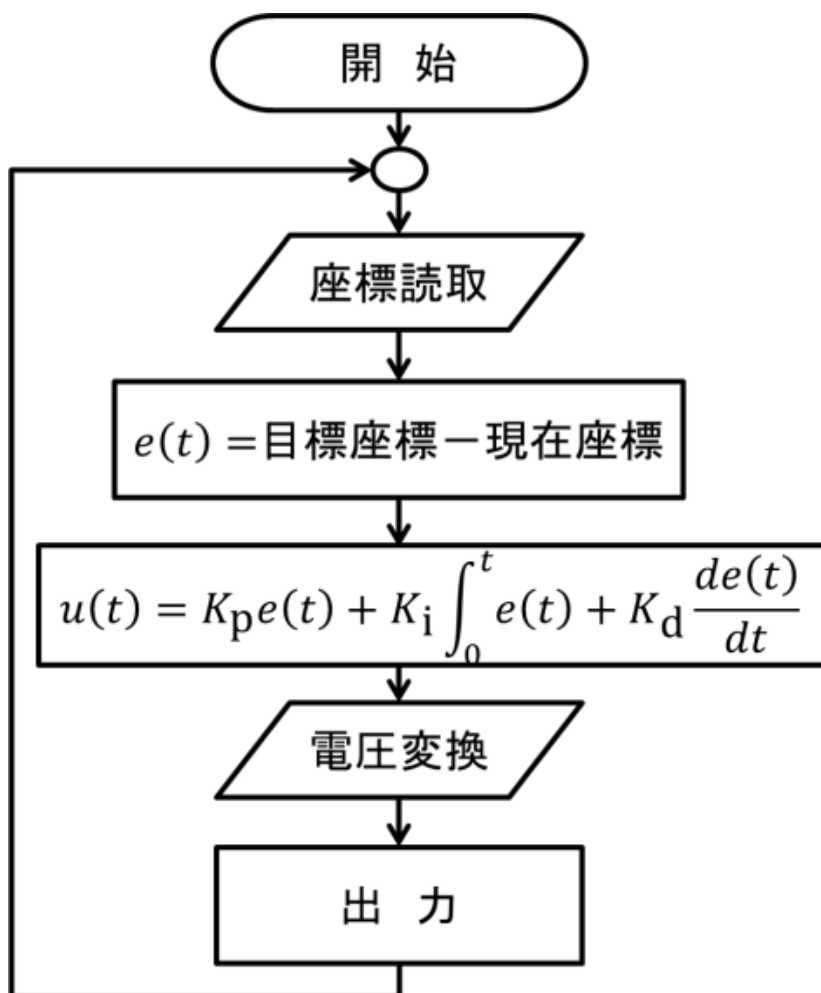


図 2.6 追尾制御フローチャート

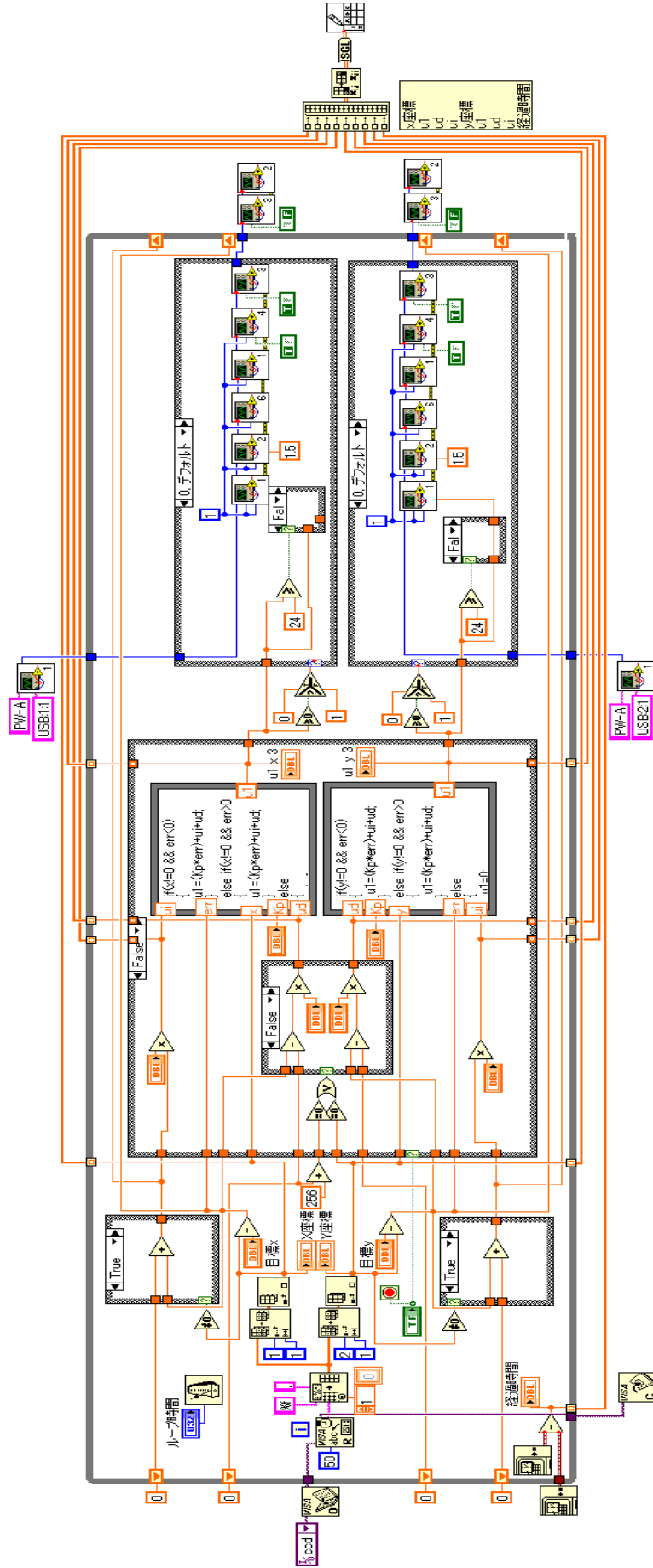


図 2.7 追尾制御用 PID 制御ブロックダイアグラム

2.1.5 多出力直流安定化電源

KENWOOD（現 TEXIO）社の PW36-1.5AD を用いている，外観を図 2.8 に示す．これに同社の IF-40USB を取り付けて USB ケーブルで PC と接続することで PC から直流電源の制御が可能になる．バイポーラ電源で $\pm 36V$ ，1.5A まで出力することができる．

昨年度からの改良点として，昨年度使用していた制御回路は故障が相次ぐことや，ハンチングの原因になっている可能性が考えられたため制御回路を取り除き，直流電源を PC から制御するために TEXIO 社が提供している Windows API を，LabVIEW で制御するために専用の言語である VI に変換することで出力電圧を直接 PC から制御している．

また，PW36-1.5AD では電流制御を行うことが出来なかったため，副次的に電圧制御に制御方法を変更して実験を行った．



図 2.8 多出力直流安定化電源

2.1.6 DC モータ

経緯台の駆動装置としてツカサ電工社の TG-77 を用いている，外観を図 2.9 に示す．定格電圧は 24V で減速比が 1/5 である．DC モータは経緯台の X 軸（方位角）及び Y 軸（仰角）の二軸の制御に使用している．



図 2.9 DC モータ

2.1.7 経緯台

使用機材は天文分野で用いられる経緯台 (MC-500AL) を 使用している, 外観を図 2.10 に示す. 本研究ではこれに後述の望遠鏡と CCD カメラ, DC モータを搭載しており, 方位角と仰角に回転する軸を持っている.



図 2.10 経緯台

2.2 撮影用器具

2.2.1 USB カメラ

撮影用のカメラとして, Watec 社の WAT-01U2 を用いている. 外観を図 2.11 に示す. 撮像素子に 1/2.8 型 CMOS イメージセンサが使用されており, その有効画素数は 1984×1225 である. 最大 30FPS で, 重さ 35g と軽量である.



図 2.11 USB カメラ

2.2.2 望遠鏡鏡筒

ケンコー・トキナー社の SE250N CR を用いている。外観を図 2.12 に示す。ニュートン式反射望遠鏡で焦点距離 1200mm，口径が 254mm となっている。この望遠鏡に 2.2.1 の USB カメラを取り付け，像を拡大させて撮影を行っている（図 2.13 参照）。このときの望遠鏡の視野角は，方位角 0.26 [deg] 仰角 0.16 [deg] である。

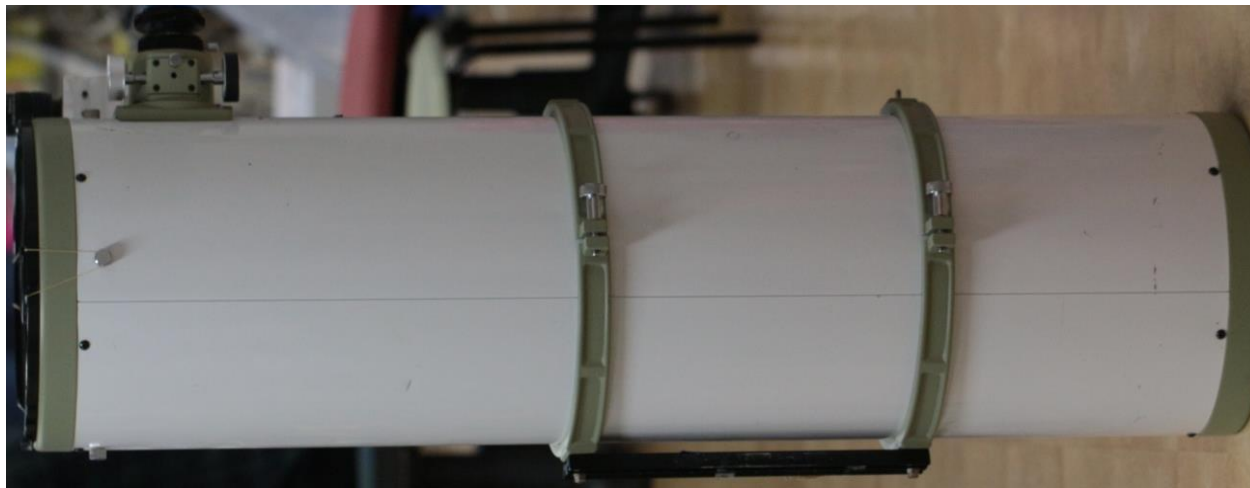


図 2.12 望遠鏡



図 2.13 USB カメラ取り付け方法（赤丸内に USB カメラを示す）

2.3 実験用器具

2.3.1 レーザーポインタ

レーザーを壁に照射することで光点とし，屋内実験の際に衛星の代用で追尾対象とした。

2.3.2 二軸ステージコントローラー及びステッピングモータ付回転ステージ

シグマ光機社の MINI-5P を用いている。図 2.14 に外観を示す。ステッピングモータのついた回転ステージ（図 2.15）の上にレーザーポインタを乗せ，駆動させることでレーザーポインタの光点を移動させて屋内での人工衛星の代用追尾対象としている。レーザーポインタ，ステッピングモータ及びステージコントローラーの三点を屋内用の実験装置として図 2.16 に示す



図 2.14 二軸ステージコントローラー

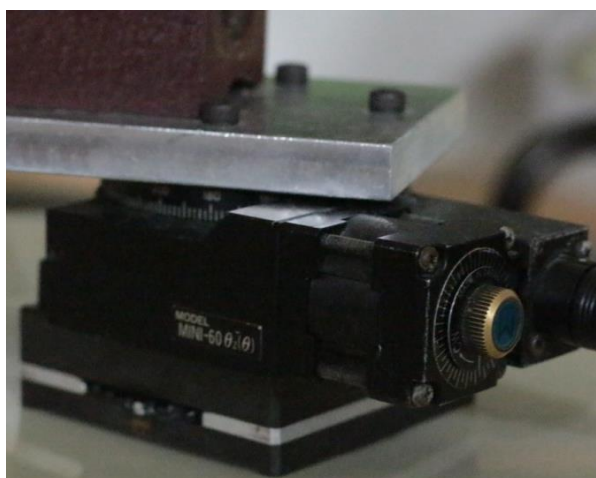


図 2.15 ステッピングモータ付回転ステージ



図 2.16 屋内実験 3 点セット

2.3.3 バッテリー

図 2.17 に外観を示す．今年度より，屋外での実験を想定して実験装置の電源にカーバッテリーを使用した．規格は電圧 12V でバッテリー容量は 36Ah となっている．



図 2.17 バッテリー

2.3.4 DC/AC インバータ

セルスター工業社の HG-350/12V を用いている。図 2.18 に外観を示す。バッテリーの直流を交流に変換して装置の電源に使用している。定格出力は 280W，最大出力 350W で入力電圧が 12V，出力電圧が 100V である。



図 2.18 DC/AC インバータ

2.3.5 定電圧充電器

GS YUASA 社の BC-5A2-12VTN を用いた。外観を図 2.19 に示す。充電に適したバッテリーは電圧が 12V で容量が 20~40Ah のものとなっている。出力電流は 5A で、充電にかかる時間はおよそ 7~9 時間ほどとなっている。

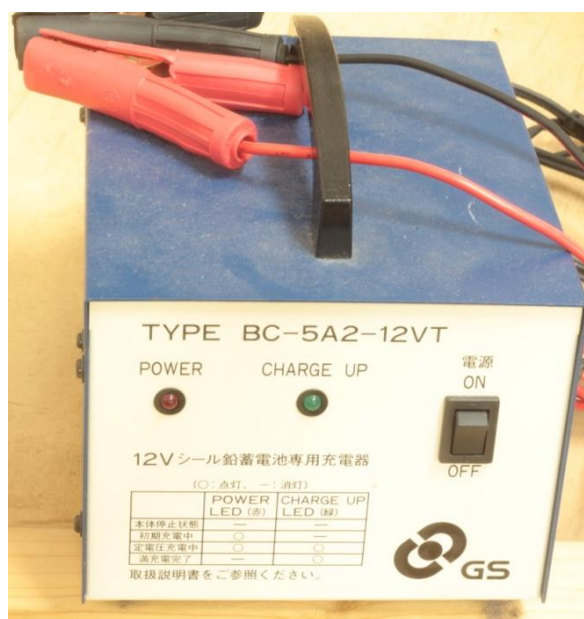


図 2.19 定電圧充電器

第 3 章 動作確認実験

3.1 出力電圧とモータ印加電圧の比較

3.1.1 実験目的

昨年度の実験では制御量と操作量が一致していないため、ハンチングが発生していた。本研究では、制御量と操作量が一致しない原因が昨年度の制御回路にあると考え、PCで直接直流電源を制御することで解消できると考えた。

3.1.2 実験結果

PCで10V出力するプログラムを作成し、その時の出力命令電圧（制御量）とモータ印加電圧（操作量）を比較した結果を図3.1に示す。この結果から出力命令電圧とモータ印加電圧にほとんど差が見られなかったため、今回の装置では制御量と操作量がほぼ一致することが確認できた。また、モータで生じる逆起電力もほとんど無視できることも分かった。

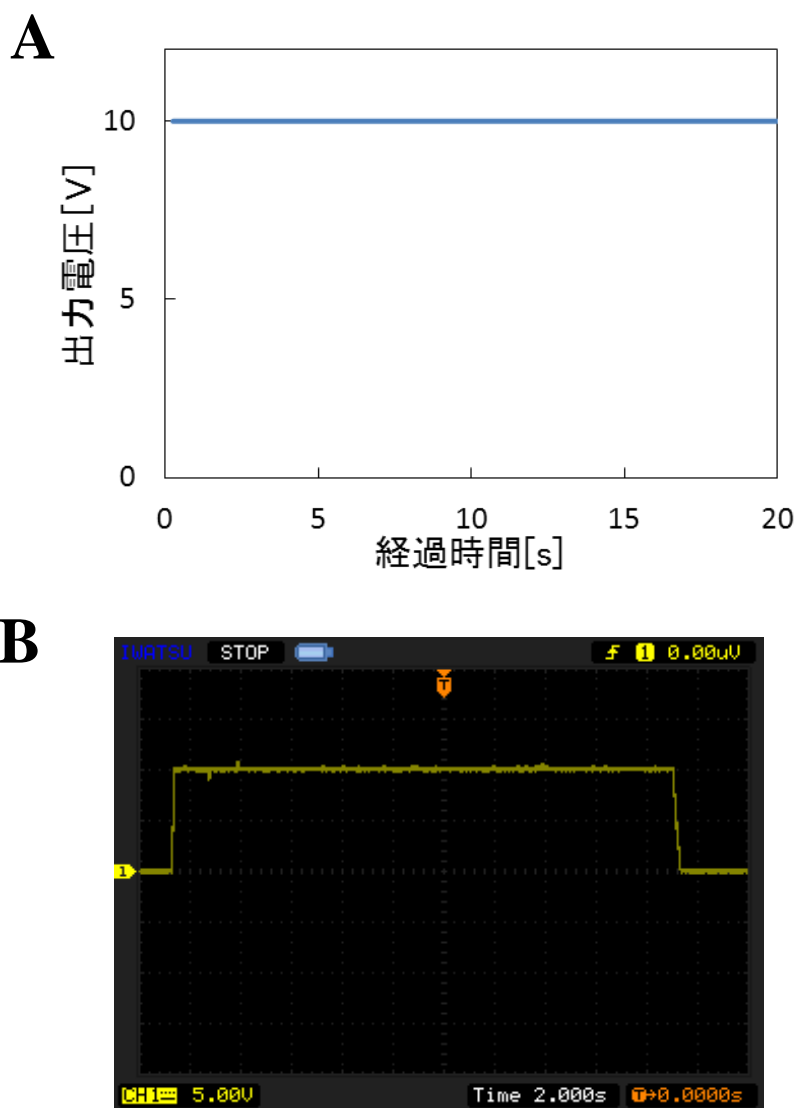


図 3.1 現装置での出力命令電圧 **A** と実際のモータ印加電圧 **B**

3.2 PID 制御

3.2.1 実験目的

次に、PID 制御が正常に行われていることを確認するためゲイン数を変えつつ、停止した光点が画面中央の目標に収束するか実験を行った。確認は方位角方向のみで行い、収束目標座標から一定の距離に光点を照射し、プログラムを作動させる。

3.2.2 実験結果

収束目標座標と光点の座標との誤差を角度で表す追尾誤差と経過時間のグラフを図 3.2 に示す。ゲインを調整して、P 制御 PI 制御 PID 制御でそれぞれ実験を行った。

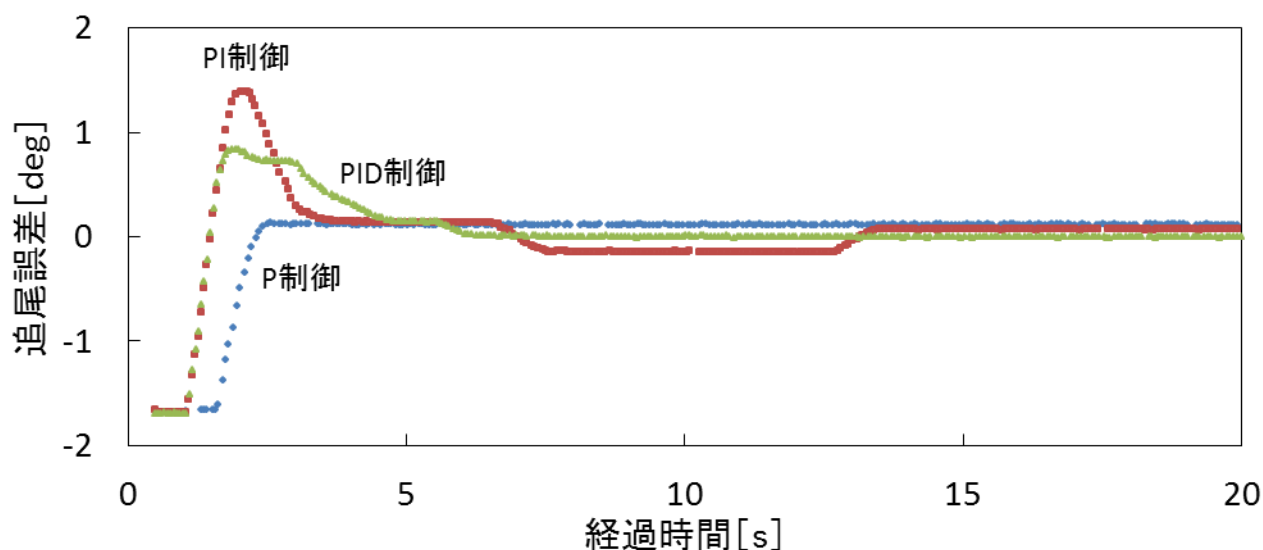


図 3.2 各制御プログラムの動作確認

P 制御は、収束するものの定常偏差を生じる一般的な P 制御のグラフが確認できた。PI 制御は、P 制御よりも収束にかかる時間が長くなったが、定常偏差を取り除くことが出来ることから、PI 制御の効果が確認できた。PID 制御は、PI 制御と同様に定常偏差を除去しつつ、D 制御の効果として PI 制御よりも収束時間を減らすことが出来、PID 制御も正常に機能していることが確認できた。この結果から、今回のプログラムで PID 制御の各成分が正常に機能していることが確認できた。

3.3 光点追尾実験

3.3.1 実験目的

対象が動いていない場合であれば、画面中央の目標に収束可能であることが、3.1 から確認することが出来た。今度は衛星の追尾を想定して、移動する光点を対象に追尾実験を行い、人工衛星の追尾が可能か確認実験を行った。実験は方位角方向のみで行い、光点をあらかじめ収束目標座標付近に照射した後にプログラムを起動し、光点の移動を開始させる。

3.3.2 実験結果

光点と目標座標との誤差を角度で表す追尾誤差のグラフを図 3.3 に示す。光点の移動開始直後は目標から 0.9[deg]程度遅れるものの、それ以降は終始目標付近に光点を捉え続けていることが分かる。この結果から対象が動いていても追尾が行えることが分かり、人工衛星の追尾が可能であることが確認できた。

この時、追尾が安定しだした 5 秒から 20 秒までの誤差の平均値は 0.019 [deg] となり、目標値からのブレの度合いを示す RMS は 0.026 [deg] となった。

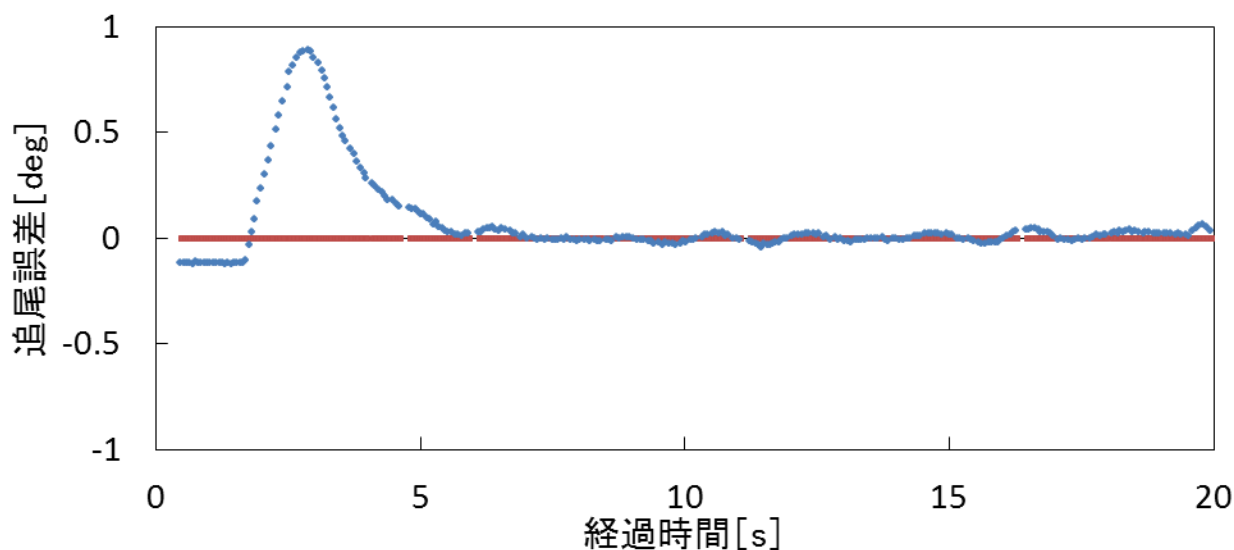


図 3.3 屋内での光点追尾による目標座標と光点の追尾誤差（赤線は目標座標）

第 4 章 ISS 追尾実験

4.1 ISS 追尾実験

4.1.1 実験目的

前章で本研究の追尾装置で、人工衛星のような移動する光点を追尾可能であることが、確認できた。同様にこの追尾装置で、FITSAT-1 の追尾が可能であることを確認するには、ISS のような高度や速度などの追尾に必要な条件に近い人工衛星の追尾が可能であれば証明可能であると考えた。実験場所は、見晴らしの良さや装置運搬の利便の良さからおとめが池北側のウッドデッキにて行った。また、望遠鏡に USB カメラを取り付けて、追尾を行っている ISS の像を撮影することで追尾の評価を行う。この望遠鏡に取り付けられた USB カメラの視野角は方位角 0.26 [deg] 仰角 0.16 [deg] となっている。

4.1.2 実験方法

本研究では ISS の飛行してくる軌道上に望遠鏡を向け、プログラムを起動しておくことで ISS が CCD カメラの視野に入ると自動的に追尾が開始される、という方法で実験を行う。

まず天体観測の際にはアライメントを行い、望遠鏡の向けている方角を正確に確認する必要がある。アライメントとは、天体観測の場合では望遠鏡の方位角・仰角の向きを調整することを指す。観測地点の緯度・経度と、その地点から見える天体の方位角・仰角の関係から調整を行う。観測場所の緯度・経度は国土地理院のホームページと GPS の情報から取得し、天体の座標はステラナビゲータ 9 (図 4.1 参照) という天体シミュレーションソフトウェアを使用して時間ごとの星の座標を確認している。また、ISS の出現する時間が早く天体の位置が確認できないような場合には、近隣にある電波塔を目印にアライメントを行った。

次に、追尾を行う ISS の飛行する軌道を調べる。ISS は常に同じ軌道で飛行していないため、観測時には毎回飛行する軌道情報を確認する必要がある。今回は Heavens-above (図 4.2 参照) という人工衛星の軌道を TLE から算出して、星図などと組み合わせて判りやすく表示しているサイトで ISS の飛行する軌道の情報を確認した。

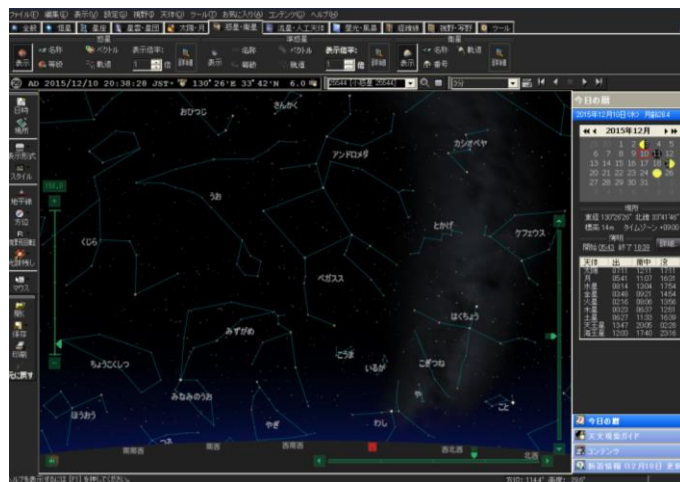
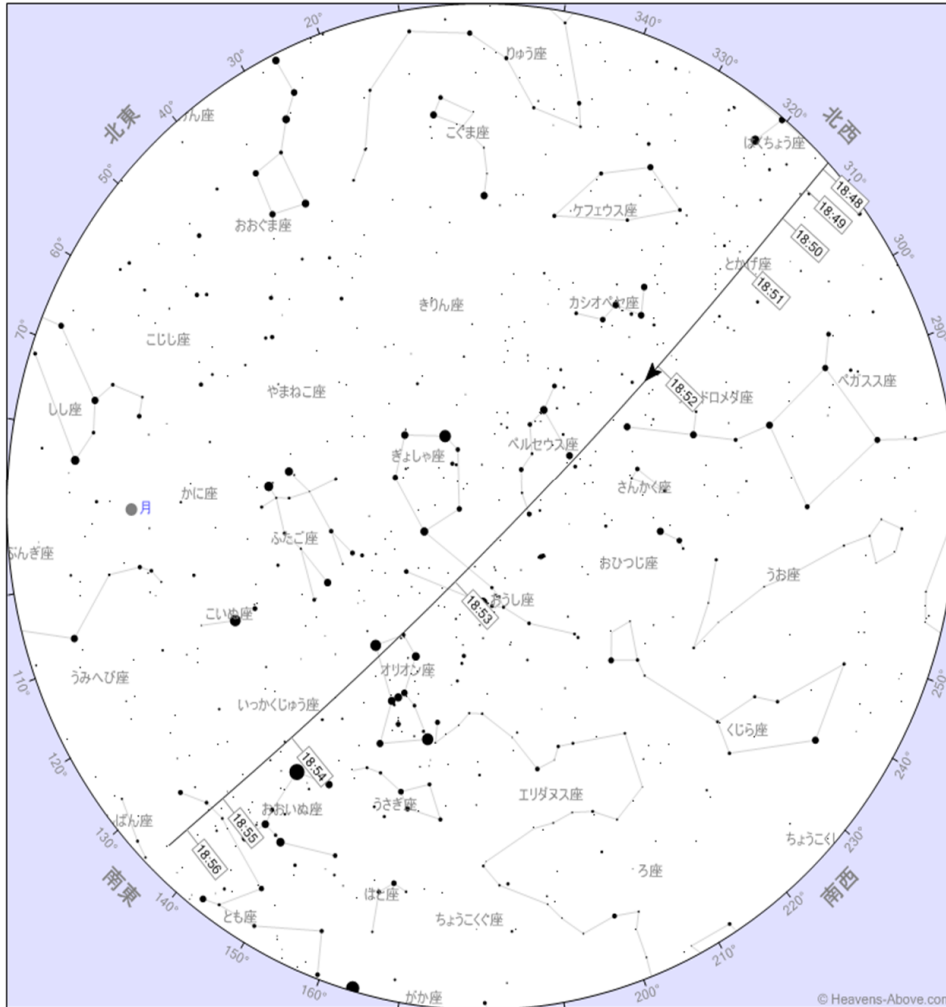


図 4.1 ステラナビゲータ 9 の画面

ISS(国際宇宙ステーション) - 通過経路の詳細

[トップページ](#) | [地上軌跡](#) | [情報](#) | [軌道](#) | [接近遭遇](#)

星図をクリックすると、その部分をズームして表示できます



星図のサイズ (500 - 1600)

日時: 2016年2月21日

軌道: 401 x 407 km, 51.6° (元期: 2月23日)

事象	時刻	高度	方位角	距離 (km)	明るさ	太陽高度
昇り始め	18:47:27	0°	313° (北西)	2,313	1.2	-9.1°
到達高度 10°	18:49:32	10°	312° (北西)	1,451	0.1	-9.5°
最高通過点	18:52:47	84°	226° (南西)	406	-3.3	-10.2°
下降高度 10°	18:56:01	10°	137° (南東)	1,442	-0.9	-10.9°
影こえる	18:56:43	6°	136° (南東)	1,729	-0.5	-11.0°



開発、管理: [Chris Peat](#), Heavens-Above GmbH メールを送信する前に[FAQ](#) をご確認ください。Imprint. 翻訳: lightNext, yyamada

Hosted by DLR/GSOC

図 4.2 Heavens-Above による ISS の軌道予報

4.1.3 実験結果

今回は 12 月 22 日より実験を行った。X 軸に経過時間、Y 軸に CCD カメラの画面内における ISS の座標値と画面中央の収束目標座標との誤差である追尾誤差を表したグラフを図 4.3 に示す。追尾が安定し始めた 20 秒から、ISS の光が消え始めて認識できなくなる 80 秒までの 60 秒間では追尾に安定していることが分かる。この間、追尾誤差の平均値は方位角方向・仰角方向に 0.03 [deg]、最大でも 0.12 [deg] となっている。また、この目標値からのブレを標準偏差 (RMS) で表すと、方位角が 0.11 [deg]、仰角が 0.12 [deg] となった。しかし、追尾に安定している 60 秒間でも追尾中に終始ブレが生じている。このときに撮影された ISS の様子を図 4.4 に示す。

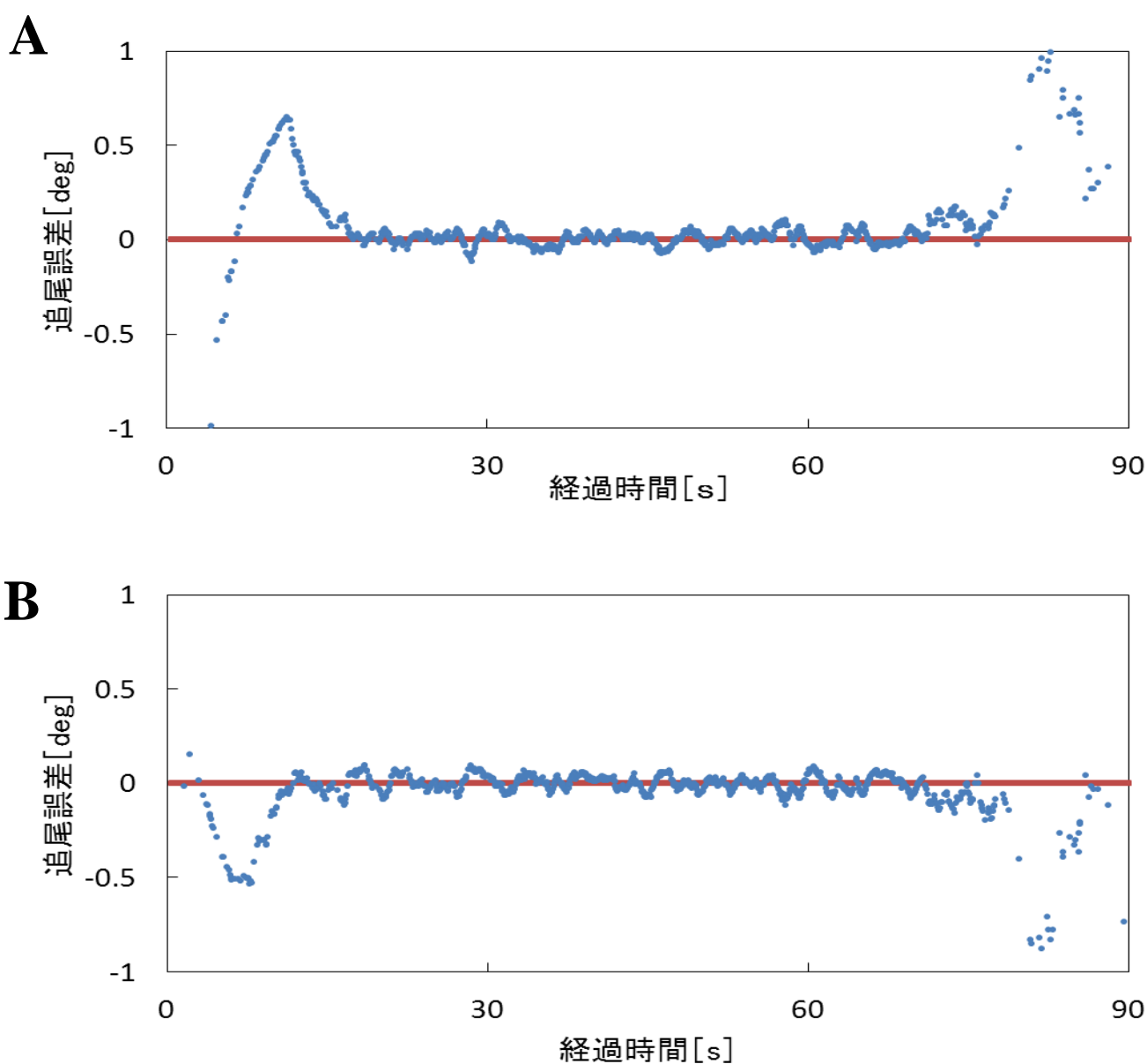


図 4.3 ISS 追尾時の方位角 **A**、仰角 **B** の追尾誤差 (赤線は目標座標)

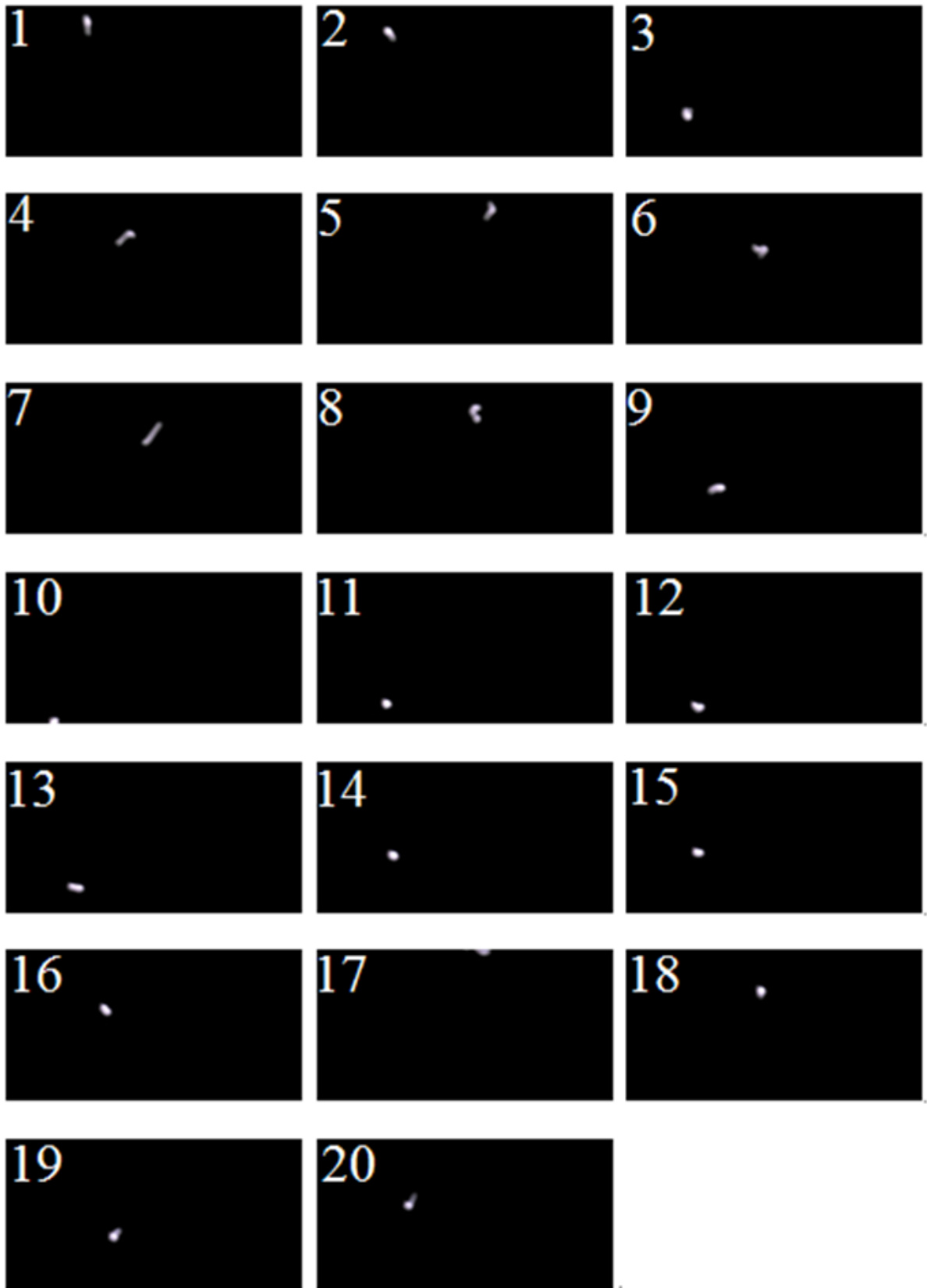


図 4.4 ISS 追尾実験時の USB カメラによる撮影動画の 0.5 秒毎の抽出画像
(撮影用 USB カメラ視野角, 方位角 : 0.26 [deg], 仰角 : 0.16 [deg])

4.1.4 考察

結果より、追尾した ISS の像が常に USB カメラの視野の範囲に入っていることが分かり、非常に高い精度で追尾が行えたことが確認できた。しかし、追尾の安定している部分でも終始ブレが生じており、追尾の安定性に課題が残った。このブレを生じる原因として、ISS 追尾時のモータへの出力電圧に着目した (図 4.5 参照)。このグラフより、モータの定格 24V に比べて ISS 追尾時の出力電圧が極めて低いことが分かる。さらに、ほとんどの時間で電圧を出力していない区間があることも確認できる。我々はこの 2 点が追尾時のブレの大きな原因になっていると考え、ブレの解消に取り組んだ。

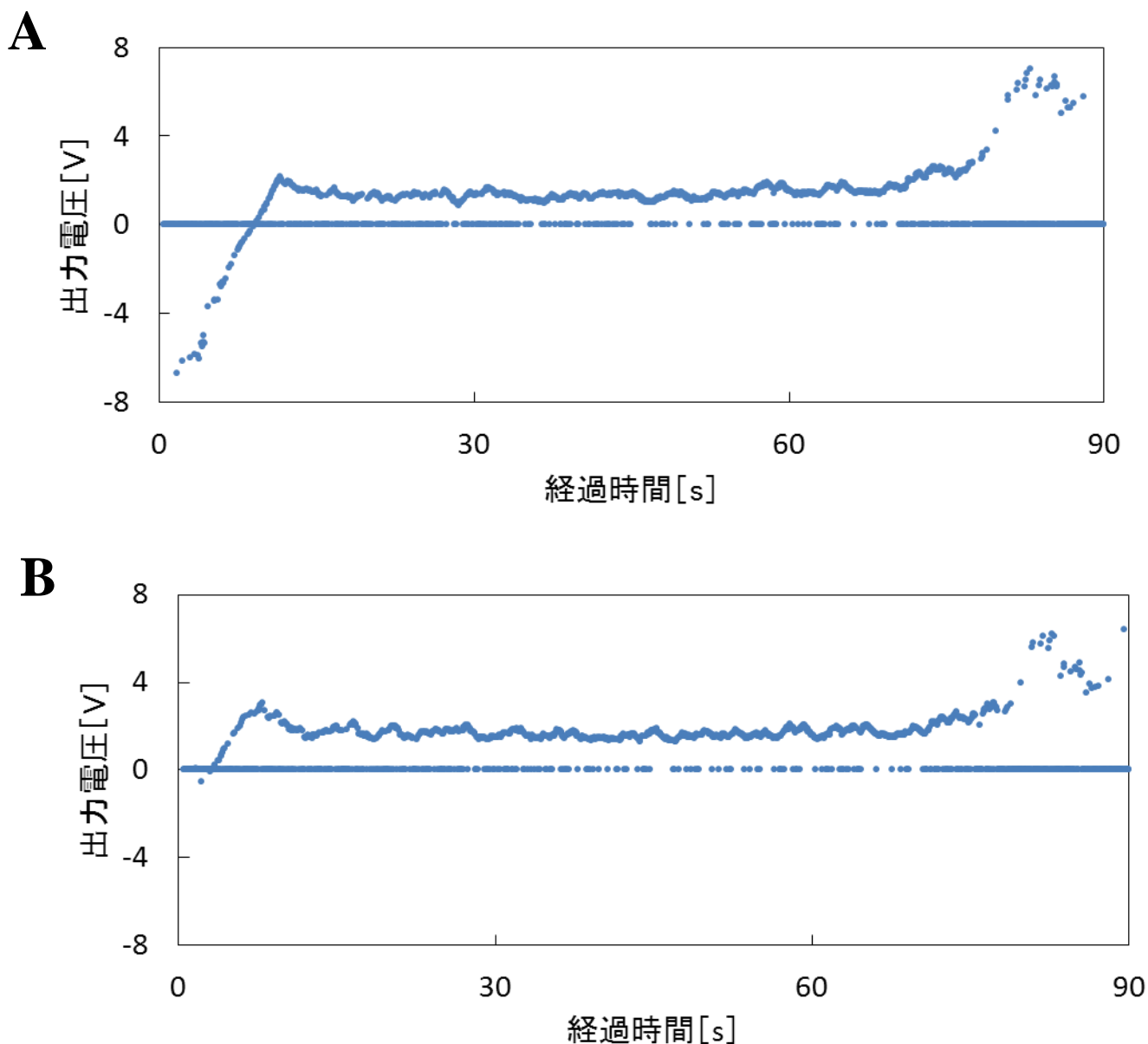


図 4.5 ISS 追尾時の方位角 **A**、仰角 **B** の出力電圧

4.2 モータの動作電圧

4.2.1 ブレの原因考察

まず出力電圧が DC モータの定格電圧に対して低いことについて考えた. 今回実験で用いた DC モータの T-N 特性は図 4.6 のように表される. DC モータは, トルクに対して回転数が直線的に減少し, 電圧の変化に対して図 4.6 のように平行に移行することが出来る性質を持っている. よって, 出力電圧が低くなるほど発生できるトルクも下がってしまうためモータの回転トルクが追尾装置の動摩擦力を下回り停止し, 静止摩擦力を超えられず目標においていかれることが原因となり追尾時のブレが発生しているのではないかと考えられる.

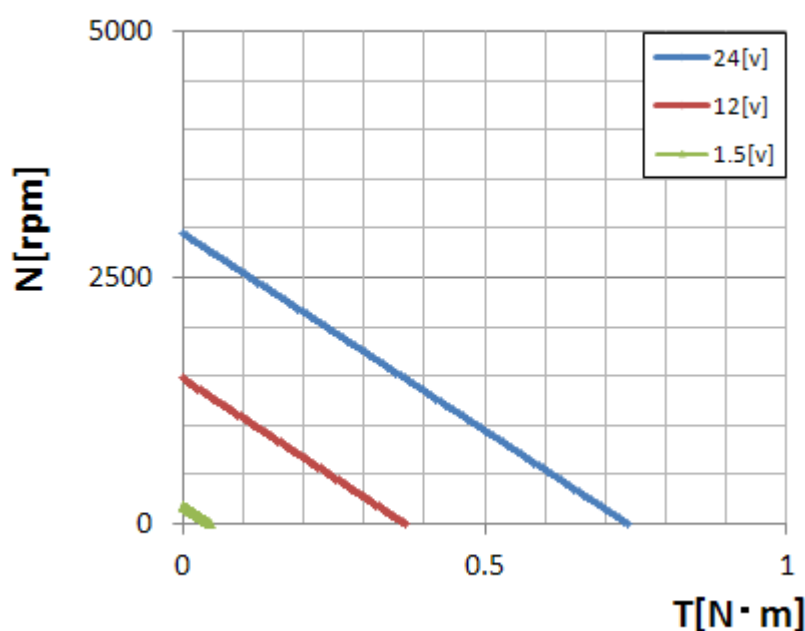


図 4.6 DC モータの T-N 特性図

4.2.2 実験方法

ブレの原因の確認として, 追尾装置に指定した電圧を 60 秒間出力し, その際の回転量を記録する. これを 10 回試行しモータが安定した駆動で, 毎回同様な回転量を得られているか確認を行った. 図 4.5 より ISS 追尾実験の際, 追尾の安定している 20 秒から 80 秒の 60 秒間, 出力電圧は 1.5V から 2.0V 程度となっている. 今回の確認実験で ISS 追尾時と同程度の電圧をモータに印加し, 完全に停止したり不安定な挙動したりすることがあれば, ISS 追尾時程度の低い電圧ではモータの回転トルクが動摩擦力を下回り, ブレの原因になっていることが言える. よって, ISS 追尾時の最大出力電圧である 2V で実験を行い, 1V や 12V は正常な動作を行っている場合と正常な動作を行えていない場合を比較するために行った.

4.2.3 実験結果

表 4.1 各電圧における経緯台の回転量 [deg]

電圧\試行回数	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1V	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2V	36	32	12	2	3	0	2	3	0	0
12V	270	269	269	260	260	270	265	260	271	263

上記の表 4.1 から、赤で塗りつぶしたセルでは、モータが 60 秒間回転し続けていなかった。この結果から ISS 追尾時と同程度の回転数を得られる出力電圧では、モータを安定して駆動させるのに必要な電圧を出力しきれていないということが確認できた。

追尾時と同じ回転数を得ながらモータ安定して動作させる出力電圧を得るには、減速比を大きくすることによりモータをさらに減速させる必要がある。よって今後は追尾対象に適した減速機を選定することでブレの一因を解消することが出来ると考える。ただし、モータの摩擦力はグリスの状態や湿度・気温といった天候の影響に左右されると考えられるため、ある程度余裕を持った減速機を選定が必要である。

4.3 認識不良時の操作量外挿プログラム

4.3.1 ブレの原因考察

次にブレもう一つの原因となっていると考えられる、ISS 追尾時に電圧を出力していない瞬間が部分的に存在する問題の解決を目指した。今回電圧を出力していないことを確認できたのは実測値ではなく、プログラムで計算した出力電圧を記録したデータ上である。そのため、問題があるとすれば制御を行っているプログラム部分のミスか、画像処理装置から ISS の座標値が送られていないことに原因があると考えた。よって ISS の座標値とその時の出力電圧を表 4.2 に示す。今回使用している画像処理装置は、追尾対象を画面内に認識できなかった際に初期値である 0 ピクセルを示す。表 4.2 から突然座標値として 0 ピクセルが示されており、認識不良が発生していることがわかった。本研究で使用しているプログラムでは追尾対象が画面内に存在しないときにはプログラムが動作せず、モータへの出力を行っていない。そのため、今回の電圧が出力されていない問題の原因は、画像処理装置の認識不良にあると分かった。

認識不良は実験時の雲がかかる時や大気揺らぎが激しい時など天候による影響を受けやすいため、プログラムを改変することで認識不良時のブレに対応する。対策として認識不良時にも電圧を出力するように変更を行う必要がある。追尾対象である ISS は地球の周回軌道上を等速で回っており、短時間における速度変化は激しくない。そのため、認識不良発生時も直前とほぼ同程度の速度で飛行していると考え、対象を認識できていた直前と同じ電圧を出力する外挿法で対応できると考えた。改変したプログラムを図 4.7 に示す。

表 4.2 本研究における ISS 追尾時の一般的な座標と出力電圧（一部抜粋）

経過時間[s]	認識座標[pixel]	出力電圧[V]
21	256	1.266
21.094	254	1.264
21.156	255	1.263
21.203	0	0
21.25	0	0
21.297	250	1.257
21.359	0	0
21.406	253	1.254
21.5	0	0

4.3.2 実験方法

実験は製図室で行い，光点を移動させて追尾を行う．その途中で光点を隠すことで意図的に認識不良を作り出し，外挿法によるブレの解消の確認を行った．その時の追尾誤差と出力電圧の関係を図 4.8 に示す．

4.3.3 実験結果

10～11 秒にかけて追尾誤差の途切れている部分が認識不良の発生している部分となる．この時外挿法を行わない場合は，電圧が出力されずにこれまで通りブレが生じている．それに対して，外挿法を行った場合直前と同じ電圧を出力することで，認識不良後もブレを発生させることなく追尾が行えていることが分かる．このことから，外挿法は認識不良を原因としたブレに効果が見られる．

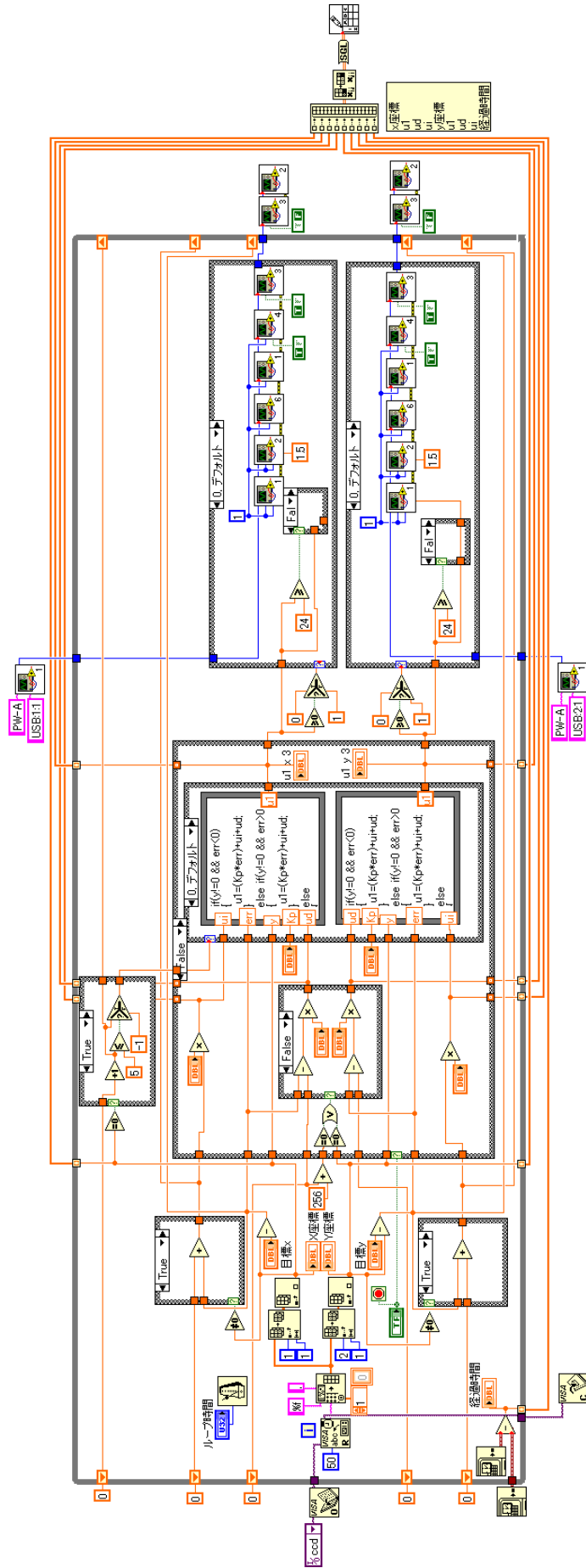


図 4.7 PID 制御+認識不良外挿補間ブロックダイアグラム

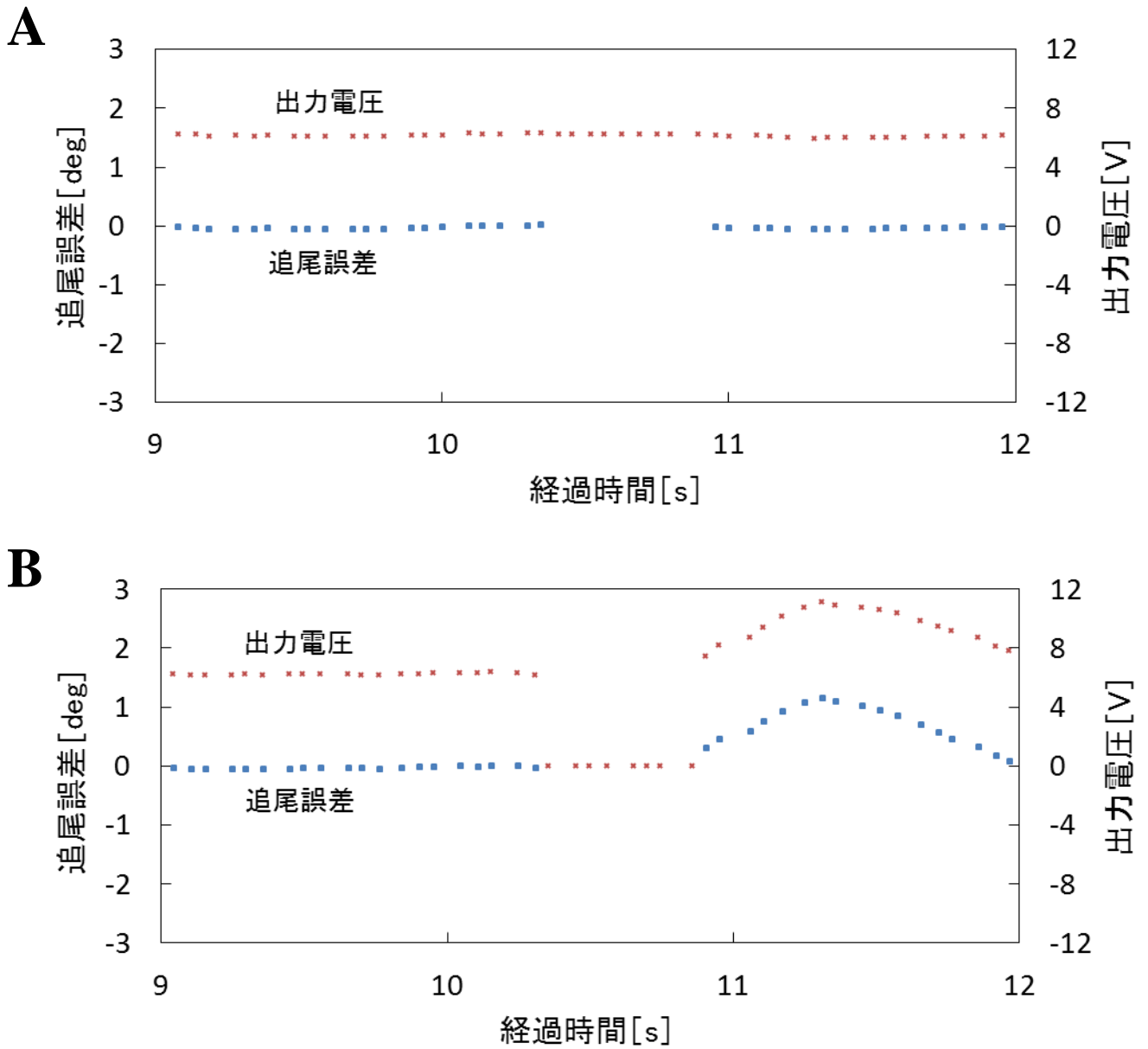


図 4.8 外挿法の有無による認識不良補正 (A: 外挿法有り, B: 外挿法無し)

第 5 章 結言

今回、制御回路を取り除きつつ制御方法を電圧制御に変更して、人工衛星の自動追尾装置の研究を行った。その結果、ISS を高精度で追尾に成功した。しかし、追尾時には終始ブレが発生し追尾性能に課題が残った。

このブレの原因として、画像処理装置の認識不良が発生していること、追尾時の出力電圧での発生トルクが装置の動摩擦力を下回っていることの二点が考えられる。今回の研究では、画像処理装置における認識不良の問題について、操作量外挿プログラムを製作して直前に出力されている電圧を外挿することで改善が見られた。

今後の課題として、ISS 追尾時に必要な回転数を得る際に必要なモータ印加電圧が低く、モータの回転トルクが動摩擦力を下回って停止しブレの解消のため、減速比を大きくし追尾に必要な回転数をより高い印加電圧で得るため、モータの減速機の選定を行う。

謝辞

本研究を行うにあたりご指導頂いた河村良行教授，直流電源を LabVIEW によって制御する方法についてご助言を頂きました九州計測器株式会社の松尾和明氏に深く感謝をいたします。

参考文献

- [1] 株式会社 Keyence, 「Keyence CV-3000 シリーズユーザーズマニュアル」, 株式会社 Keyence, (2007).
- [2] 小澤哲也, 「図解 LabVIEW データ収録プログラミング」, 森北出版株式会社, (2008).
- [3] 九州計測器株式会社, 「ジャッキ・モータ制御 学生実験 取扱説明書」, 九州計測器株式会社, (2010).
- [4] ツカサ電工株式会社, DC GEARED MOTOR, ツカサ電工株式会社, (2013).
- [5] 松岡幸長, 大塚成也, 「画像処理を用いた人工衛星の自動追尾装置の研究」, 福岡工業大学工学部知能機会工学科論文, (2014).
- [6] 北村拓也, 嶽本武幸, 「画像処理を用いた人工衛星の自動追尾装置の研究Ⅱ」, 福岡工業大学工学部知能機会工学科論文, (2015).