

# 目次

第 1 章 序論 .....	1
1.1 始めに .....	1
1.2 超小型人工衛星とは .....	1
1.3 本研究の目的 .....	2
第 2 章 制御理論 .....	3
2.1 本研究で用いる理論 .....	3
2.2 P 制御 .....	3
2.3 PD 制御 .....	3
2.4 B-dot 制御則 .....	4
2.5 クロスプロダクト則 .....	6
第 3 章 実験システムの構築 .....	7
3.1 構造 .....	7
3.2 制御システムの設計 .....	7
3.2.1 磁気トルカの制作 .....	8
3.3 磁気トルカの駆動回路 .....	9
3.3.1 駆動回路の設計 .....	9
3.3.2 磁気トルカの電流計算など .....	10
第 4 章 実験方法および結果 .....	13
4.1 Duty 比 100%・Duty 比 50%による制御 .....	13
4.1.1 実験方法 .....	13
4.1.2 実験結果 .....	13
4.2 P 制御 .....	14
4.2.1 実験方法 .....	14
4.2.2 実験結果 .....	14
4.3 PD 制御 .....	15
4.3.1 実験方法 .....	15
4.3.2 実験結果 .....	15
4.4 B-dot 制御則 .....	15
4.4.1 実験方法 .....	15
4.4.2 実験結果 .....	15
4.5 クロスプロダクト則 .....	16
4.5.1 実験方法 .....	16
4.5.2 実験結果 .....	16

4.6 考察 .....	16
第 5 章 結論 .....	18
5.1 本研究のまとめ .....	18
5.2 今後の展望 .....	18
参考文献 .....	19
付録 .....	20
A.1 ちちち .....	20

# 第 1 章 序論

## 1.1 始めに

人工衛星とは、地球の周りをまわっている人工物体のことをいい、搭載しているセンサなどで地球の気象や地表・海面の温度、植物の有無などを調べる地球観測衛星、位置情報を正確に測る測位衛星、インターネットなどを構成する通信衛星などがある。内閣府の調査によれば、2023 年に打ち上げられた人工衛星等の機数は、過去最大の 2,901 機であり、10 年前と比べて約 14 倍に増加したという<sup>1)</sup>。数十～数千の人工衛星を一体的に運用しネットワークを構築する、メガコンステレーションの構築への取り組みや、先進国・新興宇宙開発国による、安全保障分野におけるミサイル防衛や宇宙領域把握を目的とする衛星の打ち上げも見込まれることから、宇宙輸送のニーズは一層拡大することが見込まれている。

## 1.2 超小型人工衛星とは

人工衛星は、大きいものでは例えば大きさが約 108.5 m × 72.8 m 質量約 420 t の ISS (International Space Station) がある<sup>2)</sup>。それに対し小さいものでは、一辺 10 cm の立方体サイズの超小型人工衛星が存在している。超小型人工衛星の定義は明確には決まっておらず、全質量が 100 kg 以下とするものや、50 kg 以下とするものもある。本研究では、超小型人工衛星の中でも、一辺 10 cm の立方体を 1U として規格化された小型衛星 (CubeSat) に絞って述べる。大型人工衛星、中型人工衛星と呼ばれる人工衛星は、多くが国家プロジェクトとして開発され、打ち上げられている。その特徴として、高機能で信頼性が高く、複雑な用途、複数のミッションに活用できるという利点がある。しかし、設計・製造に莫大な費用と時間が必要となる。反対に、超小型人工衛星は、機能が制限され、単一のミッションしか実行できないという欠点がある。その代わり、短期間での開発・低コストでの打ち上げが可能であるため、学生が在学中に開発・打ち上げをすることが可能となっている。また、世界各国が宇宙開発研究でしのぎを削るなか、新しい技術を素早く試せることも、注目されている一つの理由である。

人工衛星は、地球との通信のためのアンテナや、発電のための太陽光パネルの向きを制御するために、姿勢の制御が行われる。なお、ここでいう「姿勢」とは、人工衛星内に選んだ基準軸と特定の基準座標系との関係をいう<sup>3)</sup>。人工衛星の姿勢制御の方式には、主に以下のようなものがある。

- 重力傾度姿勢安定方式  
軌道を廻る衛星が地球の重力により衛星の軸のうち一つが常に地球の中心を向く性質を利用するもの。能動的な制御やエネルギーを必要としない。
- スピン安定方式  
慣性主軸の回りにスピンを与えて、コマのように安定させる方式。衛星全体を回転させるシ

ングルスピン方式と、通信用のアンテナを回転させないため、アンテナ部と衛星本体をそれぞれ違う方向に回転させるデュアルスピン方式がある。

- 3 軸安定方式

衛星の直交する 3 軸（ロール・ピッチ・ヨー角）の各軸について制御する方式である。リアクションホイールを用いるものには、ジャイロ効果を用いるバイアスモーメンタム方式と、外乱に応じて回転数を変化させるゼロモーメンタム方式がある。磁気トルカによる制御は、3 軸安定方式にあたる。

特に 3 軸安定方式に用いられるアクチュエータには、スラスタ、リアクションホイール、コントロールモーメントジャイロ（Control Moment Gyroscopes: CMG）、磁気トルカといったものがある。スラスタは、推進剤を噴出し、その反力で推進力を得るものである。またリアクションホイールは、ホイールを回転させて生ずる反力によるトルクで回転を起こし、CMG は、その回転の向きを変えることにより姿勢を制御する。磁気トルカは、電磁誘導を利用してコイルに発生させた磁気モーメントと地磁気を反応させることでトルクを発生させ、回転力を得るものである。超小型人工衛星は、その小ささから、搭載可能な機器のサイズや重量に制限がある。そのため、リアクションホイールやスラスタといった、性能の代わりに大型な機器は搭載が難しい。そこで、姿勢制御に磁気トルカと呼ばれる電磁石や CMG（コントロールモーメントジャイロ）が用いられることが多い。

### 1.3 本研究の目的

人工衛星の姿勢制御を地上で実験し、研究・検討するには、通常球面の空気軸受けを使った 3 軸テーブルが用いられる。しかし、3 軸で制御する衛星でも、3 軸を同時に制御する状態は必要とせず、1 軸のみでの制御実験を先に検証する場合が多い<sup>4)</sup>。また、3 軸テーブルでの実験の設計の難しさから、1 軸テーブルは有効な実験道具となる。

本研究では、小型衛星の模型を用いて、磁気トルカを用いて 1 軸のみの衛星の姿勢制御を行う様子を再現し、人工衛星によく用いられる、B-dot 制御則やクロスプロダクト則といった制御理論や、P 制御、P-D 制御といった理論を検証する。実際の人工衛星の動きを完璧にトレースするのではなく、あくまでもデモンストレーションとして、制御理論の特徴を反映できることを確かめる。

## 第 2 章 制御理論

### 2.1 本研究で用いる理論

本研究では、P 制御、PD 制御、B-dot 制御則、クロスプロダクト則を検証する。

本研究で用いる制御モデルは、電流  $I$  を入力とし、出力は角速度  $\omega$  である。この二つの関係を運動方程式で表すと、

$$\begin{aligned} J\dot{\omega} &= \boldsymbol{M} \times \boldsymbol{B} \\ &= MB \sin \theta \\ &= \mu n I S B \sin \theta \end{aligned} \tag{2.1}$$

となり、非線形システムであるため、モデル化が難しい。そのため P、PD 制御では、制御対象のモデリングを必要としない、限界感度法を用いてゲインの調整を行った。

### 2.2 P 制御

P 制御では、制御量  $\omega(t)$  と目標値  $\omega^{ref}(t)$  の差を偏差  $e(t)$  として、コントローラを

$$u(s) = k_P e(s) \tag{2.2}$$

で定める。この P コントローラは一般に、ステップ状に変化する目標値や外乱に対して定常偏差が残る。比例ゲイン  $k_P$  を大きくすれば、定常偏差が小さくなり、速応性が向上するが、オーバーシュートが大きくなる。つまり、比例ゲイン  $k_P$  によって調整できるのは速応性と安定度のどちらか一方である。また、多くの場合入力の大きさ  $|u(t)|$  には上限があるため、それに伴って  $k_P$  の大きさも上限がある。

### 2.3 PD 制御

PD 制御では、制御量  $\omega(t)$  と目標値  $\omega^{ref}(t)$  の差を偏差  $e(t)$  として、コントローラを

$$u(s) = (k_P + k_D s) e(s) \tag{2.3}$$

で定める。PD 制御は、粘性を高めることに相当する効果があり、P 制御で問題となった振動を改善できる。パラメータが比例ゲイン  $k_P$  と微分ゲイン  $k_D$  の二つを持つため、速応性、安定度の両方を調整できる。

## 2.4 B-dot 制御則

B-dot 制御則とは、人工衛星のある 1 軸を規定し、その軸に沿った磁場の変化率の符号と反対の磁気モーメントを発生させる制御である。衛星の回転運動のエネルギーを消散させることを目的とするため、角速度が 0 になることを目標として制御する。

静止状態において、地磁気ベクトル  $\mathbf{B}_{\text{geo}}$  が、衛星を基準とする x-y 平面上の x 軸に沿っていると考えると、t 秒後の地磁気の x 成分  $B_x$ 、y 成分  $B_y$  は、地磁気ベクトルの大きさ  $B_o = |\mathbf{B}_{\text{geo}}|$ 、角速度  $\omega_z$  を用いて、

$$\begin{cases} B_x = B_o \cos \omega_z t \\ B_y = -B_o \sin \omega_z t \end{cases} \quad (2.4)$$

で表される。そして、それぞれの時間変化は、

$$\begin{cases} \dot{B}_x = -B_o \omega_z \sin \omega_z t = B_y \omega_z \\ \dot{B}_y = -B_o \omega_z \cos \omega_z t = -B_x \omega_z \end{cases} \quad (2.5)$$

である。初期位相および目標角を 0 [deg] とすると、目標磁気モーメントは

$$M_x = -k \dot{B}_x = -B_o \omega_z \sin \omega_z t \quad (2.6)$$

で決定される。このとき、生じるトルクは、

$$\begin{aligned} T_z &= M_x \times B_y \\ &= (k B_o \omega_z \sin \omega_z t)(-B_o \sin \omega_z t) \\ &= -k B_o^2 \omega_z \sin^2 \omega_z t \end{aligned} \quad (2.7)$$

である。衛星の 1 回転にわたり、 $\sin \omega_z t$  の平均値は 0.5 となるため、その平均値は

$$T_{z,\text{ave}} = \frac{-k B_o^2 \omega_z}{2} \quad (2.8)$$

で表される。このトルクから、衛星の回転運動についての運動方程式は、

$$J_z \dot{\omega}_z = \dot{L} = T_{z,\text{ave}} = \frac{-k B_o^2 \omega_z}{2} \quad (2.9)$$

となる。これを変形して、

$$\dot{\omega}_z + \frac{k B_o^2}{2 J_z} \omega_z = 0 \quad (2.10)$$

が得られる。この微分方程式は、 $\tau = \frac{J_z}{k B_o^2}$  とすると、

$$\omega_z = \omega_{z_o} e^{-\frac{t}{2\tau}} \quad (2.11)$$

となり，指数関数的に角速度が減少することがわかる．

次に，磁気トルカを1つ増やし，それを y 軸に添わせることを考える．目標磁気モーメントは

$$M_x = -k\dot{B}_y = kB_o\omega_z \cos \omega_z t \quad (2.12)$$

となる．二つの磁気トルカにより生じるトルクを合成すると，

$$\begin{aligned} T_z &= M_x B_y - M_y B_x \\ &= (kB_o\omega_z \sin \omega_z t)(-B_o \sin \omega_z t) - (kB_o\omega_z \cos \omega_z t)(B_o \cos \omega_z t) \\ &= -kB_o^2\omega_z \sin^2 \omega_z t - kB_o^2\omega_z \cos^2 \omega_z t \\ &= -kB_o^2\omega_z t \\ &= \dot{L} = J_Z \dot{\omega}_z \end{aligned} \quad (2.13)$$

この微分方程式の  $\omega_z$  の解は，

$$\omega_z = \omega_{z_o} e^{-\frac{t}{\tau}} \quad (2.14)$$

となるので，減衰の時定数が半分となることがわかる．

次に，磁気トルカをもう1つ追加したときを考える．3つの磁気トルカがそれぞれ直交するように衛星に配置されているとき，x-y 平面，z-x 平面，y-z 平面について，B-dot 制御を考える．x 軸回り，y 軸回りの角速度を  $\omega_x$ ， $\omega_y$  とすると，

$$\begin{cases} B_z = B_o \cos \omega_y t \\ B_x = -B_o \sin \omega_y t \end{cases}, \begin{cases} B_y = B_o \cos \omega_x t \\ B_z = -B_o \sin \omega_x t \end{cases} \quad (2.15)$$

で表される．そして，それぞれの時間変化は，

$$\begin{cases} \dot{B}_z = -B_o\omega_y \sin \omega_y t = B_x\omega_y \\ \dot{B}_x = -B_o\omega_y \cos \omega_y t = -B_z\omega_y \end{cases}, \begin{cases} \dot{B}_y = -B_o\omega_x \sin \omega_x t = B_z\omega_x \\ \dot{B}_z = -B_o\omega_x \cos \omega_x t = -B_y\omega_x \end{cases} \quad (2.16)$$

となる．(1.2) 式と (1.13) 式を重ね合わせると，

$$\begin{cases} \dot{B}_x = B_y\omega_z - B_z\omega_y \\ \dot{B}_y = B_z\omega_x - B_x\omega_z \\ \dot{B}_z = B_x\omega_y - B_y\omega_x \end{cases} \quad (2.17)$$

となることから，xyz 空間において，地磁気の時間変化は

$$\dot{\mathbf{B}} = \mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega} \quad (2.18)$$

で表され、目標磁気モーメントは、

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= -k\dot{\mathbf{B}} \\ &= -k(\mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega}) \end{aligned} \quad (2.19)$$

で求められる。

## 2.5 クロスプロダクト則

衛星座標系で測定された地磁気ベクトル  $\mathbf{b}_m$ ，その衛星の位置が目標姿勢を保っていた場合の地磁気ベクトル  $\mathbf{b}_r$  を用いて，外積ベクトル  $\mathbf{c}$  を

$$\mathbf{c} = \frac{\mathbf{b}_m}{|\mathbf{b}_m|} \times \frac{\mathbf{b}_r}{|\mathbf{b}_r|} \quad (2.20)$$

で定める．これと，角速度の誤差  $\Delta\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \omega_y \omega_z]$  を用いて，目標トルクが

$$\mathbf{T}_R = K\mathbf{c} + k\Delta\boldsymbol{\omega} \quad (2.21)$$

で定められる．なお， $K, k$  は，

$$K = \begin{bmatrix} K_x & 0 & 0 \\ 0 & K_y & 0 \\ 0 & 0 & K_z \end{bmatrix}, \quad k = \begin{bmatrix} k_x & 0 & 0 \\ 0 & k_y & 0 \\ 0 & 0 & k_z \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

で定められる係数行列である．本研究は  $z$  軸方向の一軸のみ制御するため， $c_z = b_{m_x}b_{r_y} - b_{m_y}b_{r_x}$  なので，

$$T_{R_z} = K_x c_z + k_x \omega_z \quad (2.23)$$

で，磁気トルカにより発生するトルクの式より，磁気トルカの目標磁気モーメントは，

$$\begin{aligned} T_z &= M_x B_y - M_y B_x = M_x B_y (M_y = 0) \\ K_x c_z + k_x \omega_z &= M_x B_y \\ M_x &= \frac{K_x c_z + k_x \omega_z}{B_y} \end{aligned} \quad (2.24)$$

で求められる。



## 第 3 章 実験システムの構築

### 3.1 構造

本研究では、図 3.1 に示すような超小型人工衛星の模型を用いて実験を行う。模型は、転がり軸受を利用してできるだけ滑らかに回転し、各制御理論の特性が摩擦の影響を受けることなくなるべく反映されるようになっている。人工衛星に搭載している物は、Arduino Uno, SD Card シールド, 磁気・角度・角速度センサ, 磁気トルカ駆動用の回路, 磁気トルカ, 9 V 角型乾電池である。Arduino への電力供給は角型乾電池を用い、磁気トルカへの電力供給は菊水電子工業株式会社製の PMC18-5A を用いる。

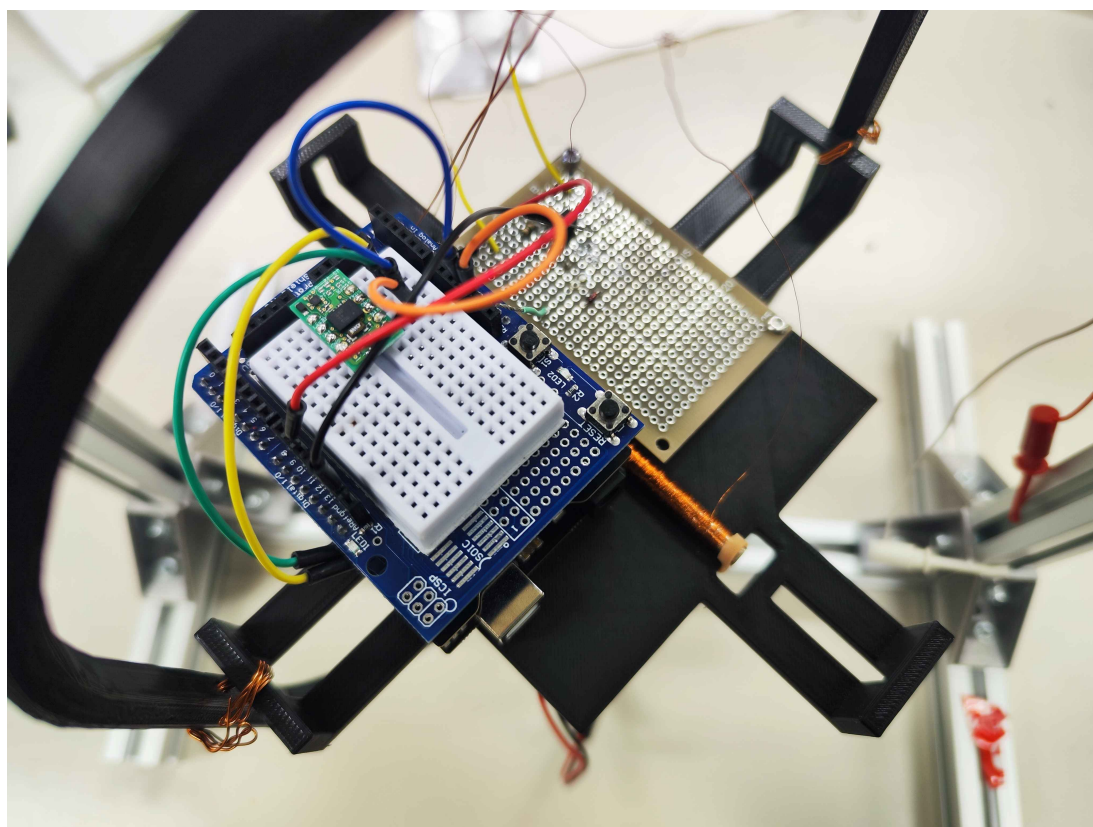


図 3.1 実験システムの外観

### 3.2 制御システムの設計

搭載する Arduino は、ELEGOO 社製の Arduino Uno R3 を、開発環境には Arduino IDE を用いる。姿勢角度、角速度および磁力の検出には、Bosch Sensortec 社の BNO055 と、Arduino IDE のライブラリ "Adafruit\_Sensor.h", "Adafruit\_BNO055.h" を用いる。また、姿勢角度、角速度および磁力の記録には SD カードを用いており、seeed studio 社製の SD Card shield V4.0 を Arduino に

装着している。センサから取得した角度、角速度および磁気のデータを用いて、フィードバック制御を行う。記録した角度・角速度のデータを CSV ファイルに保存、それを Python でグラフに描画し、姿勢角度の遷移を確認する。

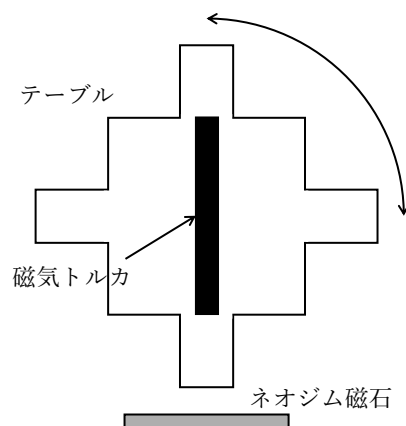


図 3.2 実験システム概略図

### 3.2.1 磁気トルカの制作

搭載した磁気トルカのパラメータを表 3.1 に示す。  $\mathbf{E} - \mathbf{B}$  対応において、磁気トルカが発生させる磁気モーメントは、電流  $I$ 、磁心の断面積  $S$ 、法線ベクトル  $\mathbf{n}$  を用いて、

$$\mathbf{m} = IS\mathbf{n} \quad (3.1)$$

と表される。また、地磁気を  $B_{\text{geo}}$  [T] とすると、磁気トルカがとらえる磁束密度は、

$$\mathbf{B} = \mu_r \mathbf{B}_{\text{geo}} \quad (3.2)$$

となる。そして、磁気トルカが発生させられるトルクは、磁気トルカの磁気モーメントと、磁気トルカがとらえる磁束密度を用いて、

$$\mathbf{T} = \mathbf{m} \times \mathbf{B} \quad (3.3)$$

と表される。

まず、芯材にステンレス鋼を用いて磁気トルカを作り、磁石を用いて反応性を確かめた。しかし、ステンレス鋼の保磁力の高さのため、磁気トルカに電流を流していないときも磁力を持っており、また比透磁率も低く、電流を流しているとき、いないときの差がなく磁力も低かったため、これを用いず PC パーマロイを用いて磁気トルカの制作を行った。芯材である PC パーマロイの選定理由は、その透磁率の高さである。PC パーマロイは比透磁率が約 200,000 で、磁気トルカがとらえられる磁力が高くなる。また、保磁力が低く、消磁しやすいため、必要な時だけトルクが発生させられる。

表 3.1 磁気トルカのパラメータ

コイル長さ L [mm]	100
コイル直径 D [mm]	5
巻き数 n [-]	983
芯材	PC パーマロイ
線材	ポリエステル被覆銅線

### 3.3 磁気トルカの駆動回路

#### 3.3.1 駆動回路の設計

図 3.3 に、最初に構築した回路図を示す．この回路で，duty 比 50% の PWM 信号を入力した場合の，磁気トルカにかかる電圧を図 3.4 に示す．なお，電圧のレンジは 5 [V/div] である．図 3.4 のとおり，磁気トルカの逆起電力が大きい．そのため，FET が OFF のとき，磁気トルカに流れる電流が本来流すべき方向と逆方向に流れ，逆方向のトルクが発生することが予測された．

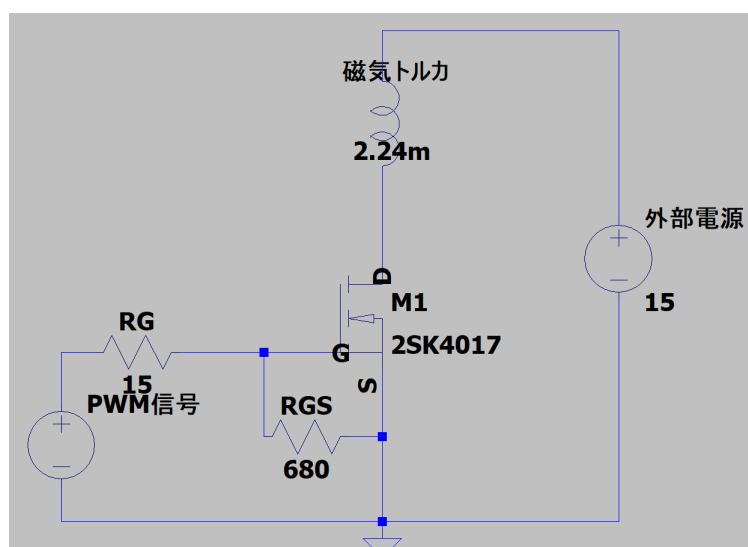


図 3.3 初期の磁気トルカの駆動回路

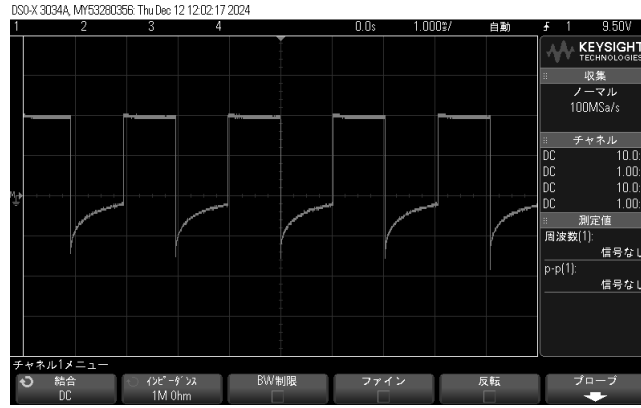


図 3.4 初期案

そこで次に、磁気トルカと並列にダイオードを接続することで逆起電力を防止した．制作した回路の回路図を図 3.6 に示す．具体的には，ON 時に磁気トルカに蓄えられたエネルギーを，ダイオードを通して閉回路となった磁気トルカの抵抗により消費することにより，逆起電力を防ぐ．

### 3.3.2 磁気トルカの電流計算など

電流の制御を PWM で行うため，コイルの過渡特性を考慮して電流値の計算を行う必要がある．一般的にコイルは，インダクタ成分のみでなく抵抗成分も含んでおり，低周波での等価回路は図 3.5 のようになる．よって，LR 直列回路の過渡現象を考えればよい．外部電源の電圧値  $E$  [V]，抵抗成分  $R_L$  [ $\Omega$ ]，インダクタンス  $L$  [mH] から求められる FET が ON のときの電流の過渡特性は，

$$i(t) = \frac{E}{R_L} \left(1 - e^{-\frac{R_L}{L}t}\right) \quad (3.4)$$

で表される．また，FET が OFF となったときの時刻を  $t_1$  [s] とすると，その後の電流の過渡特性は，

$$i(t) = \frac{E \left(1 - e^{-\frac{R_L}{L}t_1}\right)}{R_L} e^{-\frac{R_L}{L}(t-t_1)} \quad (3.5)$$

となる．さらに  $t_2$  [s] 経過し，

$$i(t) = \frac{E \left(1 - e^{-\frac{R_L}{L}t_1}\right) e^{-\frac{R_L}{L}(t_2-t_1)}}{R_L} \left(1 - e^{-\frac{R_L}{L}(t-t_1-t_2)}\right) \quad (3.6)$$

というような電流の推移をする．

表 3.2 磁気トルカの等価回路

インダクタンス $L$ [mH]	82.0
抵抗 $R_L$ [ $\Omega$ ]	18.3

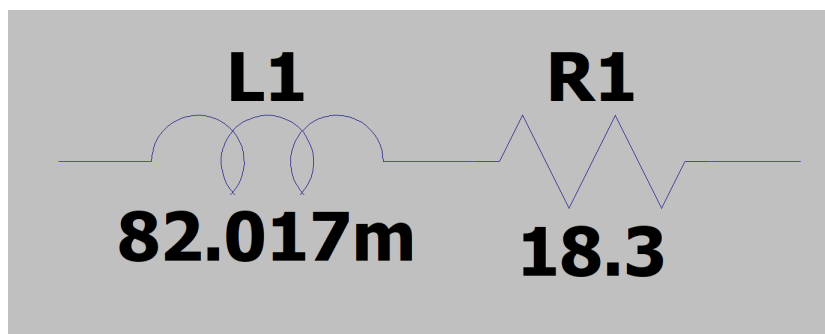


図 3.5 磁気トルカの等価回路

この電流の推移を，図 3.6 の回路を用いて duty 比 50% でシミュレーションしたグラフを図 3.8 に示す．このように，磁気トルカに電圧  $E$  [V] を印加したときの電流を  $I_{\max}$  [A] とすると，duty 比  $D$  の PWM 信号で磁気トルカを駆動させたとき，およその電流を  $I(D) = I_{\max} D$  [A] で近似できる．そのため電流  $I$  を流したいときは， $D = \frac{I}{I_{\max}}$  で Duty 比を決定する．

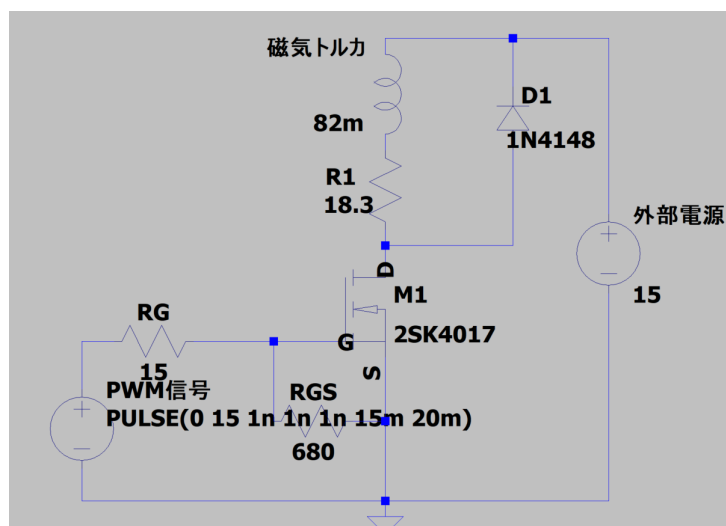


図 3.6 磁気トルカの駆動回路

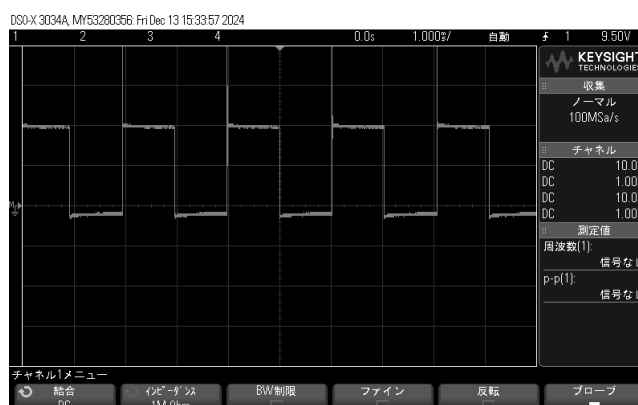


図 3.7 磁気トルカに加わる電圧

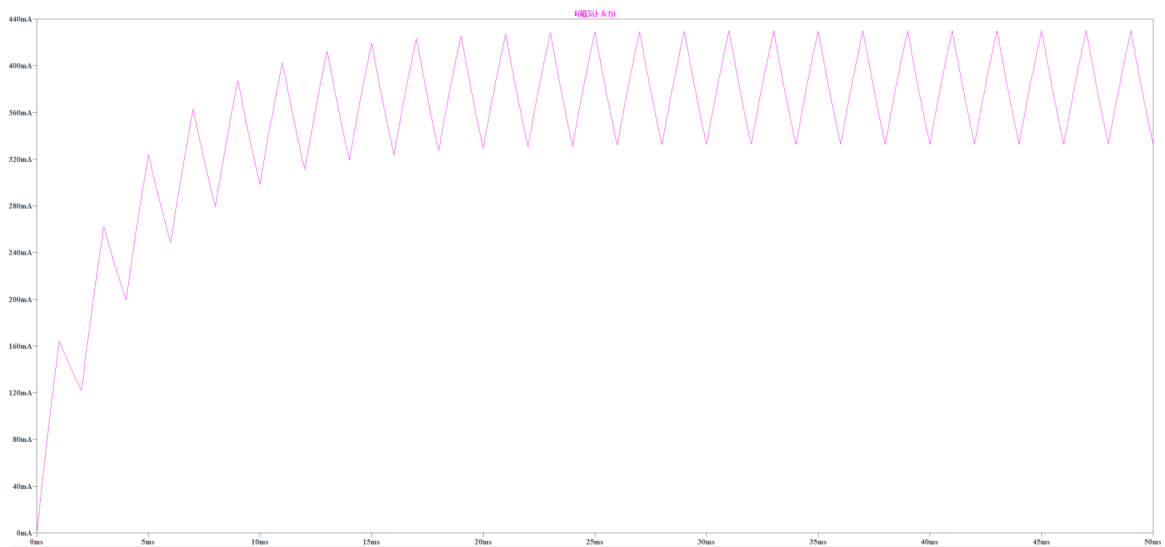


図 3.8 磁気トルカに流れる電流

## 第 4 章 実験方法および結果

実験装置を図の状態から 90 [deg] 回転させ、初めに+方向に角速度を与えたときの角度推移を観測する。実験を複数回行い、その平均値の角度推移をグラフにプロットする。また、同時に角速度の推移もプロットし、観測する。なお、角速度データはノイズが多かったためカルマンフィルタを通し平滑化している。

### 4.1 Duty 比 100%・Duty 比 50%による制御

#### 4.1.1 実験方法

PWM 信号の Duty 比を、50%と 100%にして実験を行う。

#### 4.1.2 実験結果

Duty 比を 50%としたときの結果を図 4.1, 図 4.2 に、100%としたときの結果を図 4.3, 図 4.4 に示す。図に示すようにオーバーシュートが大きく、振動回数が 2 回となっている。また、磁気トルカに触ると明らかに発熱していた。発熱を抑えようとすれば整定時間が伸びる傾向にあった。

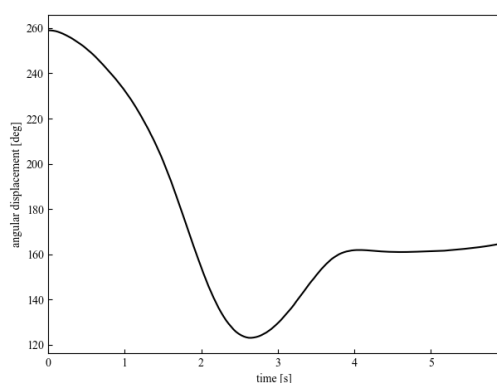


図 4.1 50%としたときの角度推移

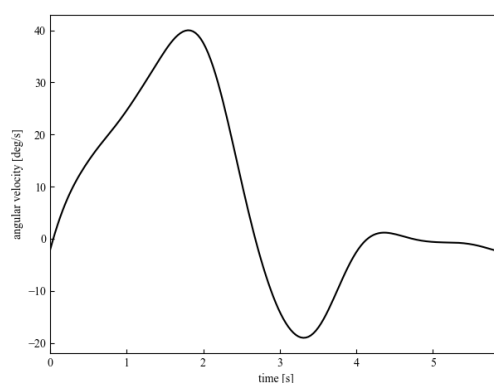


図 4.2 50%としたときの角速度推移

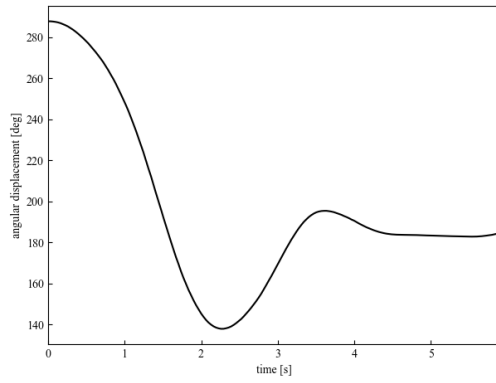


図 4.3 100%としたときの角度推移

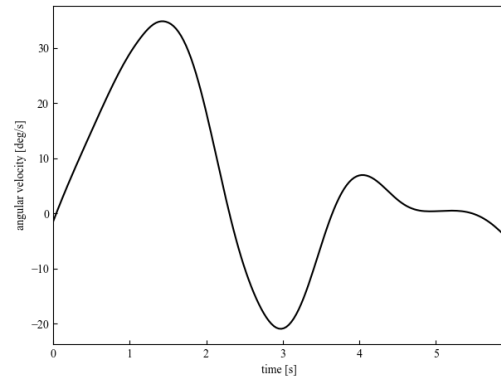


図 4.4 100%としたときの角速度推移

## 4.2 P 制御

### 4.2.1 実験方法

P コントローラを  $I(t) = k_P |\theta(t)|$  とし,

### 4.2.2 実験結果

何度か実験を行って  $k_P$  を調整し,  $k_P = 0.05$  としたときの結果を図 4.5, 図 4.6 に示す. 整定時間は 3.8 s, 定常偏差は 2.78 deg であった.

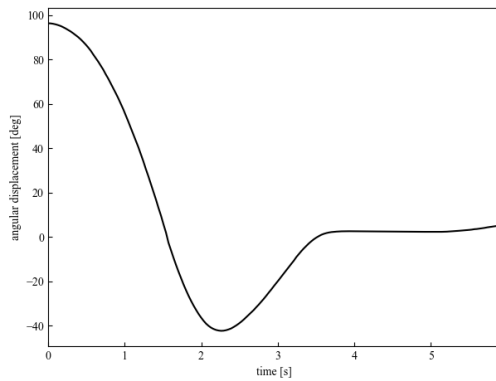


図 4.5 P 制御の角度推移

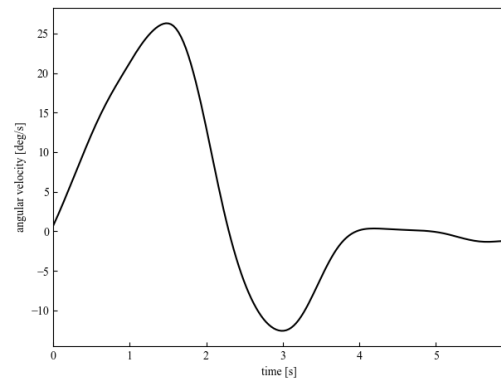


図 4.6 P 制御の角速度推移



## 4.3 PD 制御

### 4.3.1 実験方法

P コントローラを  $I(t) = k_P|\theta(t)| + k_D|\frac{d\theta(t)}{dt}|$  とする．なお， $\frac{d\theta(t)}{dt}$  は，プログラムの 1 ループ前の角度を  $\theta_{\text{pre}}(t)$  とし， $\frac{d\theta(t)}{dt} = \theta(t) - \theta_{\text{pre}}(t)$  で近似する．

### 4.3.2 実験結果

何度か実験を行ってゲインを調整し， $k_P = 0.03$ ， $k_D = 0.05$  としたときの結果を図 4.7，図 4.8 に示す．整定時間は 4.0 s，定常偏差は -21.3 deg であった．

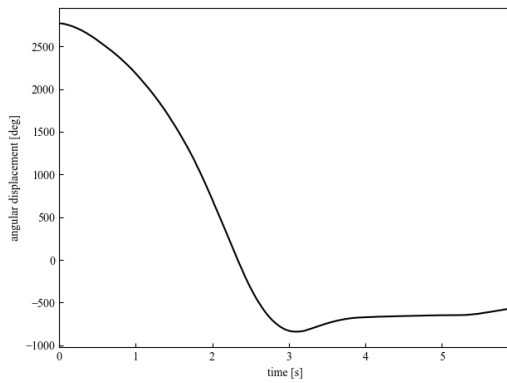


図 4.7 PD 制御の角度推移

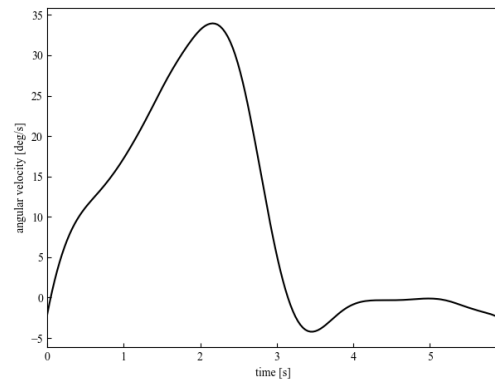


図 4.8 PD 制御の角速度推移

## 4.4 B-dot 制御則

### 4.4.1 実験方法

搭載する磁気トルカが 1 つであるので，目標磁気モーメントは  $M = -k_b B_y \omega_z$  である． $|M| = nIS$  より，コントローラを  $I = \frac{-k_b B_y \omega_z}{nS}$  として実験を行う．

### 4.4.2 実験結果

$k_b = 0.05$  としたときの結果を図 4.9，図 4.10 に示す．整定時間は 3.0 s，定常偏差は -13.4 deg であった．

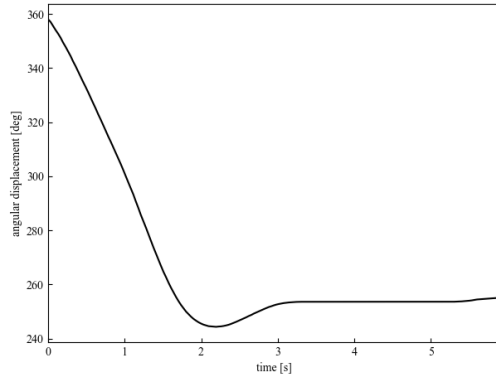


図 4.9 B-dot 制御の角度推移

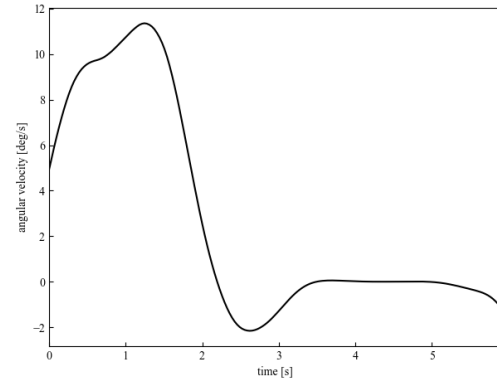


図 4.10 B-dot 制御の角速度推移

## 4.5 クロスプロダクト則

### 4.5.1 実験方法

目標磁気モーメントが  $M = \frac{K_x c_z + k_x \omega_z}{B_y}$  であるので、コントローラを  $I = \frac{K_x c_z + k_x \omega_z}{n S B_y}$  として実験を行う。

### 4.5.2 実験結果

$K_x = 0.04$ ,  $k_x = 0.03$  としたときの結果を図 4.11, 図 4.12 に示す。整定時間は 3.8 s, 定常偏差は 0.1 deg であった。

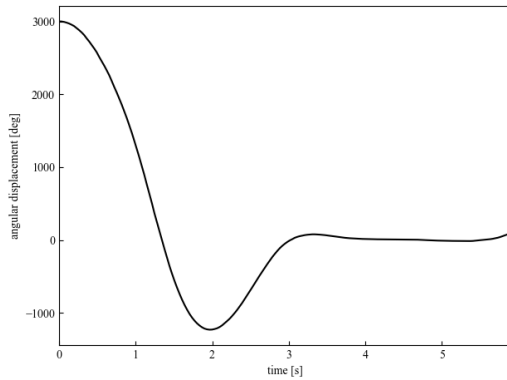


図 4.11 B-dot 制御の角度推移

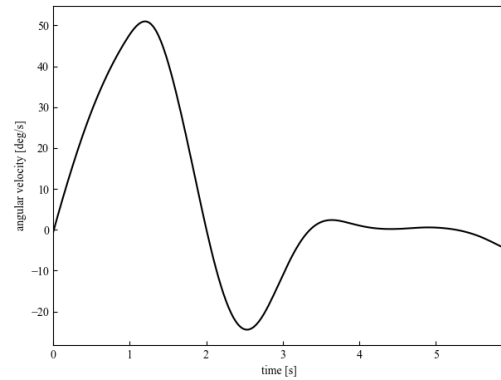


図 4.12 B-dot 制御の角速度推移

## 4.6 考察

各結果の整定時間, 定常偏差を表 4.1 に示す。この表から, 整定時間で評価すれば B-dot 制御則が, 定常偏差を考えればクロスプロダクト則がよい制御則となる結果を得た。

表 4.1 実験結果

	50%	100%	P 制御	PD 制御	B-dot 制御則	クロスプロダクト制御則
整定時間 T [s]	4.1	4.3	3.8	4.0	3.0	3.8
定常偏差 $\theta$ [deg]	0	0	2.78	-21.3	-13.4	0.1

## 第 5 章 結論

### 5.1 本研究のまとめ

本研究では、人工衛星の模型や実験システムを新規に作製して、磁気トルカによる姿勢制御を検証した。

先行研究では、想定される人工衛星の大きさの違いや、磁気トルカでの検証が行われていなかったため、超小型人工衛星の、特に磁気トルカに注目して実験装置を作製し、検証を行った。定常偏差を無視すれば  $\dot{B}$  制御則が、定常偏差を考慮すればクロスプロダクト則が最も性能の良い制御理論となる結果を得た。

摩擦の影響がない宇宙空間を想定すると、積分要素が含まれていなくても定常偏差は残らない。転がり軸受の工夫等により摩擦をさらに軽減できれば、PD 制御・クロスプロダクト則は定常偏差が残らず、 $\dot{B}$  制御則との役割の違いが現れ、評価が変わる可能性がある。

今回は磁気トルカを 1 本のみ用いて検証を行った。しかし実際の人工衛星の姿勢制御では、1 軸に対して磁気トルカを 2 本用いて姿勢制御を行っていることも多いため、磁気トルカをもう 1 本増やした検証も必要であると考える。

### 5.2 今後の展望

摩擦の影響がない宇宙空間を想定すると、積分要素が含まれていなくても定常偏差は残らない。転がり軸受の工夫等により摩擦をさらに軽減できれば、PD 制御・クロスプロダクト則は定常偏差が残らず、 $\dot{B}$  制御則との役割の違いが現れ、評価が変わる可能性がある。

今回は磁気トルカを 1 本のみ用いて検証を行った。しかし実際の人工衛星の姿勢制御では、1 軸に対して磁気トルカを 2 本用いて姿勢制御を行っていることも多いため、磁気トルカをもう 1 本増やした検証も必要であると考える。

また、作製した模型の

## 参 考 文 献

- 1) 内閣府宇宙開発戦略推進事務局：宇宙輸送を取り巻く環境認識と将来像，宇宙政策委員会 宇宙輸送小委員会 第2回会合 資料，1/4 (2023)
- 2) JAXA「国際宇宙ステーション (ISS) とは」：<https://humans-in-space.jaxa.jp/iss/about/>
- 3) 二宮敬虔，中谷一郎：人工衛星の姿勢安定と制御，電気学会雑誌，Vol. 94, No. 1, 19/519 (1974)
- 4) 村上力，岡本修，中島厚，木田隆：人工衛星の姿勢制御研究用1軸テーブル装置について，航空宇宙技術研究所資料，Vol. 257, 1/19 (1974)
- 5) Goddard Space Flight Center: Flight Mechanics Symposium 1997: Proceedings of a Conference Sponsored by NASA Goddard Space Flight Center at Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, May 19-21, 1997, IICA Biblioteca Venezuela (1997)
- 6) Kikuko Miyata and Jozef C. van der Ha: AT TI TUDE CON TROL BY MAG NETIC TORQUER, Advances in the Astronautical Sciences (2009)

# 付 録

## A.1 ちちち

以下に、本研究で使⽤した Arduino 用の C++ プログラムを示す.

```
1  #include <Wire.h>
2  #include <SD.h>
3  #include <Adafruit_Sensor.h>
4  #include <Adafruit_BNO055.h>
5  #include <utility/imuMaths.h>
6  #define PWM 9
7  #define VMAX 15.0f
8  #define RESISTER 18.37
9
10 double T=0.0327438; //実行時間
11 double e_pre = 0.0; // 微分の近似計算のための初期値
12 double de = 0.0;
13 double ie = 0.0; // 積分の近似計算のための初期値
14 const int analogWriteStep = 255;
15 int dutyRatio = 80; //duty 比[%]
16 double angle[3]={-1000,-1000,-1000};
17 double magne[3]={-1000,-1000,-1000};
18 double gyro[3]={-1000,-1000,-1000};
19 double bdot[3]={0,0,0};
20 unsigned long int time;
21 const int chipSelect = 10;
22 double kb = 0.00005;
23 double kp = 0.007;
24 double kd = 0.004;
25 double ki = 0.001;
26 double current = 0;
27 double voltage = 0;
28 //string 型宣言
29 String datastr = "";
30 // Check I2C device address and correct line below (by default address is 0x29
   or 0x28)
31 // id, address
32 Adafruit_BNO055 bno = Adafruit_BNO055(55, 0x28, &Wire);
33
34 void setup(void)
35 {
36   pinMode(10, OUTPUT);
37   pinMode(9,OUTPUT);
38   Serial.begin(115200);
39   Serial.println("Orientation Sensor Test"); Serial.println("");
40   //センサの初期化
41   if (!bno.begin())
```

```

42 {
43     /* There was a problem detecting the BNO055 ... check your connections */
44     Serial.println("Oops, no BNO055 detected ... Check your wiring or I2C ADDR
        !");
45     while (1);
46 }
47 //SD カードの初期化
48 if (!SD.begin(chipSelect)) {
49     Serial.println("SD card initialization failed!");
50     while (1); // 初期化に失敗したら停止
51 }
52 Serial.println("initialization done.");
53 }
54
55 void loop(void){
56     //could add VECTOR_ACCELEROMETER, VECTOR_MAGNETOMETER,VECTOR_GRAVITY...
57     sensors_event_t orientationData , angVelocityData , linearAccelData,
        magnetometerData, accelerometerData, gravityData;
58     bno.getEvent(&orientationData, Adafruit_BNO055::VECTOR_EULER);
59     bno.getEvent(&angVelocityData, Adafruit_BNO055::VECTOR_GYROSCOPE);
60     bno.getEvent(&linearAccelData, Adafruit_BNO055::VECTOR_LINEARACCEL);
61     bno.getEvent(&magnetometerData, Adafruit_BNO055::VECTOR_MAGNETOMETER);
62     bno.getEvent(&accelerometerData, Adafruit_BNO055::VECTOR_ACCELEROMETER);
63     bno.getEvent(&gravityData, Adafruit_BNO055::VECTOR_GRAVITY);
64
65     //センサの値を取得
66     returnEvent(&orientationData,angle);
67     returnEvent(&magnetometerData,magne);
68     returnEvent(&angVelocityData,gyro);
69
70     //Bdot 制御則の計算
71     bdot[0]=magne[1]*gyro[2]-magne[2]*gyro[1];
72     bdot[1]=magne[0]*gyro[2]-magne[2]*gyro[0];
73     bdot[2]=magne[0]*gyro[1]-magne[1]*gyro[0];
74
75     //目標角度を 0[deg] とする
76     double e = angle[0];
77     if(e > 270){
78         e = abs(e - 360);
79     }
80     de = (e - e_pre)/T;
81     ie = ie + (e + e_pre)*T/2;
82
83     //B-dot ならコメントアウト
84     current = kp*e + ki*ie + kd*de;
85     //PID ならコメントアウト
86     // current = kb*bdot[0]/0.04935;
87
88     //算出した電流値を電圧値に変換
89     voltage = current * RESISTER;

```

```

90  if(abs(voltage) > VMAX) {
91      voltage = VMAX;
92  }
93  //電圧値をduty 比に変換
94  int duty = int(abs((voltage / 15.0) * 100.0));
95  Serial.print(duty);
96
97  int ledBrightness = analogWriteStep * duty / 100.0f;
98  analogWrite( 9, ledBrightness );
99
100 //値をstring 型に
101 datastr = String(angle[0]);
102 for (int i = 0; i < 3; i++){
103     datastr += ","+String(magne[i]);
104 }
105 datastr += ","+String(gyro[2]);
106 //csv ファイルの open
107 File angFile = SD.open("LOG.CSV", FILE_WRITE);
108 //書き込み
109 if (angFile) {
110     angFile.println(datastr);
111     angFile.close(); // ファイルを閉じる
112     Serial.println("Write successful.");
113 } else {
114     Serial.println("Error opening test.txt for writing.");
115 }
116 e_pre = e;
117 }
118
119 //センサの値を返す
120 void returnEvent(sensors_event_t* event,double tmp[3]) {
121     double x = -1000000, y = -1000000 , z = -1000000; //dumb values, easy to
        spot problem
122     if (event->type == SENSOR_TYPE_ACCELEROMETER) {
123         Serial.print("Accl:");
124         x = event->acceleration.x;
125         y = event->acceleration.y;
126         z = event->acceleration.z;
127     }
128     else if (event->type == SENSOR_TYPE_ORIENTATION) {
129         // Serial.print("orient:");
130         x = event->orientation.x;
131         y = event->orientation.y;
132         z = event->orientation.z;
133     }
134     else if (event->type == SENSOR_TYPE_MAGNETIC_FIELD) {
135         // Serial.print("Mag:");
136         x = event->magnetic.x;
137         y = event->magnetic.y;
138         z = event->magnetic.z;

```



```

139 }
140 else if (event->type == SENSOR_TYPE_GYROSCOPE) {
141     // Serial.print("Gyro:");
142     x = event->gyro.x;
143     y = event->gyro.y;
144     z = event->gyro.z;
145 }
146 else if (event->type == SENSOR_TYPE_ROTATION_VECTOR) {
147     Serial.print("Rot:");
148     x = event->gyro.x;
149     y = event->gyro.y;
150     z = event->gyro.z;
151 }
152 else if (event->type == SENSOR_TYPE_LINEAR_ACCELERATION) {
153     Serial.print("Linear:");
154     x = event->acceleration.x;
155     y = event->acceleration.y;
156     z = event->acceleration.z;
157 }
158 else if (event->type == SENSOR_TYPE_GRAVITY) {
159     Serial.print("Gravity:");
160     x = event->acceleration.x;
161     y = event->acceleration.y;
162     z = event->acceleration.z;
163 }
164 else {
165     Serial.print("Unk:");
166 }
167
168 tmp[0]=x;
169 tmp[1]=y;
170 tmp[2]=z;
171 }

```