

- 修士論文 -

残留磁気モーメント推定を用いた  
磁気トルクのみによる小型衛星の姿勢制御

Fully Magnetic Attitude Control for Spacecraft  
with Estimation of Residual Magnetic Moment

平成19年2月2日

指導教員      齋藤 宏文      教授

東京大学大学院  
工学系研究科電子工学専攻

56434      久木 正晴

# 内容梗概

人工衛星の姿勢制御は、一般にはホイールと呼ばれるモータで行われているが、これを磁気トルカと呼ばれる電磁石のみで行うことは、軽量かつ低コストな点で特に小型衛星にとって有利となる。しかし、磁気トルクは磁場に垂直方向のみ発生するため、クロスプロダクト則などの従来手法では、十分な姿勢制御精度を得ることが難しかった。そこで、地球近傍での小型衛星の姿勢制御を行う際、外乱として支配的な残留磁気トルクに着目し、その要因となる残留磁気モーメントを推定することで精度向上を図ることを提案した。

本論文では、提案手法による姿勢制御を行うにあたり、残留磁気以外の外乱トルクやセンサの観測雑音が、残留磁気モーメントの推定にどう影響を与えるのかについて、シミュレーションによる検討を行い、その有効性を示した。

残留磁気モーメントを求める際、外乱オブザーバのトルク推定値と、地磁場センサの測定値の位相差が推定に大きく影響を及ぼすことが分かった。そのため、地磁場センサからの測定値を、計算に用いる前にローパスフィルタを挿入し、外乱オブザーバのトルク推定値との位相をあわせることで、残留磁気モーメントの推定精度が向上した。また、推定精度の向上に伴い、外乱オブザーバの時定数を大きくすることが可能となり、角速度センサにおける観測雑音を大幅にカットすることができ、角度誤差も向上した。

# 目次

第1章	序論	7
1.1	研究の背景	7
1.2	本研究の目的	8
1.3	本論文の構成	8
第2章	三軸衛星の姿勢制御	9
2.1	緒言	9
2.2	運動方程式と姿勢の定義	9
2.2.1	座標系の定義	9
2.2.2	オイラーパラメータ (Euler Symmetric Parameter)	12
2.3	ゼロモーメント衛星の運動方程式	13
2.4	結言	14
第3章	従来手法による地磁気を用いた姿勢制御	15
3.1	緒言	15
3.2	地磁気を用いた姿勢制御の概要	15
3.3	軌道傾斜角における地磁場環境の違い	16
3.4	古典的な制御則	17
3.4.1	$\dot{\mathbf{B}}$ 制御 [11]	17
3.4.2	クロスプロダクト則	18
3.5	擬似逆行列を用いた制御	19
3.5.1	擬似逆行列 (Pseudo Inverse) について	20
3.6	地球近傍における外乱要因	20
3.6.1	残留磁気モーメント	22
3.7	結言	23
第4章	残留磁気モーメントの推定による姿勢制御の提案	24
4.1	緒言	24
4.2	提案手法の概要	24
4.3	結言	25
第5章	提案手法での衛星の姿勢制御に関するシミュレーションによる検証	26
5.1	コントローラの設計	26
5.1.1	制御パラメータ	27
5.2	制御パラメータの決定	28

5.3	残留磁気推定のシミュレーション . . . . .	32
5.3.1	LPF の時定数 $\tau_q[\text{sec}]$ の変化による違い . . . . .	33
5.4	測定誤差による影響 . . . . .	36
5.4.1	地磁場センサの測定値にノイズを含む場合 . . . . .	36
5.4.2	地磁場センサの測定値にバイアスを持つ場合 . . . . .	43
5.4.3	角速度センサの測定値にノイズを含む場合 . . . . .	47
5.5	その他の外乱トルクの影響 . . . . .	50
5.5.1	太陽輻射圧トルク (solar radiation torque) による影響 . . . . .	50
5.6	シミュレーションにおいて工夫した点 . . . . .	55
5.6.1	時間蓄積型の擬似逆行列による手法 . . . . .	55
5.6.2	地磁場ベクトルの測定値と外乱推定値の位相をあわせること の影響 . . . . .	55
<b>第 6 章</b>	<b>結論</b> . . . . .	<b>63</b>
6.1	本論文のまとめ . . . . .	63
6.2	今後の課題 . . . . .	63



# 目 次

2.1	基準座標系と機体座標系	10
2.2	オイラーの回転座標	10
2.3	オイラーパラメータ	14
3.1	磁気モーメントと地磁場ベクトルの相互作用から発生するトルク	15
3.2	軌道傾斜角の違い	16
3.3	軌道傾斜角における地磁場環境の違い	17
3.4	欲しいトルクと発生トルクとの関係	19
3.5	解が余る場合	21
3.6	解がない場合	21
3.7	地球近傍における外乱要因	22
3.8	current loop	23
4.1	提案手法の概要図	25
5.1	PID コントローラの設計	26
5.2	3 軸衛星のシミュレータ構成図	28
5.3	$\tau=1500[\text{sec}]$ , $M_r=0[\text{Am}^2]$ , 角度誤差	29
5.4	$\tau=2000[\text{sec}]/2500[\text{sec}]/3000[\text{sec}]$ , $M_r=0[\text{Am}^2]$ , 角度誤差	29
5.5	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $M_r=0[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 (拡大)	30
5.6	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $M_r=0[\text{Am}^2]$ , 磁気モーメント	31
5.7	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $M_r=0[\text{Am}^2]$ , 要求トルクと発生トルク	31
5.8	残留磁気推定のシミュレータ構成図	32
5.9	外乱トルク推定	33
5.10	$\tau=2500[\text{sec}]$ , nonDOB, $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差	34
5.11	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=50[\text{sec}]/10[\text{sec}]/5[\text{sec}]/1[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差	34
5.12	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 (拡大)	35
5.13	$\tau_q$ と角度誤差の関係	35
5.14	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメント	36
5.15	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 真の外乱トルクと計算値	37
5.16	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 真の外乱トルクと計算値 (拡大)	37
5.17	White noise on Geomagnetic Aspect Sensor	38
5.18	White noise on Geomagnetic Aspect Sensor	38
5.19	White noise on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=10[\text{sec}]/5[\text{sec}]/1[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差	39

5.20	White noise on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=10[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差, white noise 有無による比較 . . . . .	39
5.21	White noise on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=5[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差, white noise 有無による比較 . . . . .	40
5.22	White noise on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差, white noise 有無による比較 . . . . .	40
5.23	White noise on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, white noise 有無によ る比較 . . . . .	41
5.24	White noise on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, white noise 有無によ る比較 (拡大) . . . . .	42
5.25	Bias on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=10[\text{sec}]/5[\text{sec}]/1[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 . . . . .	43
5.26	Bias on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=10[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 . . . . .	44
5.27	Bias on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=5[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 . . . . .	44
5.28	Bias on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 . . . . .	45
5.29	Bias on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 (拡大) . . . . .	45
5.30	Bias on Geomagnetic Aspect Sensor, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, バイアスの有無による比較 (拡大) . .	46
5.31	$\omega$ 白色ノイズ, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]/5[\text{sec}]/10[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 . . . . .	47
5.32	$\omega$ 白色ノイズ, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モー メントの推定値, 白色ノイズの有無による比較 . . . . .	48
5.33	$\omega$ 白色ノイズ, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=5[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モー メントの推定値, 白色ノイズの有無による比較 . . . . .	48
5.34	$\omega$ 白色ノイズ, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=10[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モー メントの推定値, 白色ノイズの有無による比較 . . . . .	49
5.35	太陽輻射圧トルクの図 . . . . .	50
5.36	太陽輻射圧トルク (solar radiation torque) . . . . .	51
5.37	solar radiation torque, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]/5[\text{sec}]/10[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 . . . . .	52
5.38	solar radiation torque, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=1[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度 誤差 . . . . .	52
5.39	solar radiation torque, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $tq=5[\text{sec}]$ , $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度 誤差 . . . . .	53

5.40	solar radiation torque, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=10[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度 誤差	53
5.41	solar radiation torque, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=5[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 実際 の $T_d$ と $M_r$ の推定値から計算した $T_d$	54
5.42	solar radiation torque, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=5[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 実際 の $T_d$ と $M_r$ の推定値から計算した $T_d$ (拡大)	54
5.43	時間蓄積による残留磁気モーメントの推定	56
5.44	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]/5[\text{sec}]/10[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モー メントの推定値	56
5.45	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差	57
5.46	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差	57
5.47	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値	58
5.48	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 推定外乱トルク	59
5.49	$\tau=2500[\text{sec}]$ , $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 地磁場の測定値 (LPF 通過後)	59
5.50	$\tau_q$ と角度誤差の関係 2	60
5.51	$\omega$ 白色ノイズ, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差, 位相あわせ済み	61
5.52	$\omega$ 白色ノイズ, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 (拡大), 位相あわせ済み	61
5.53	$\omega$ 白色ノイズ, $\tau=2500[\text{sec}]$ , $100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ , $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, 位相あわせ済み	62

# 第1章 序論

## 1.1 研究の背景

近年、科学衛星は、科学ミッションの要求が次第に高度化したことにより、大型・複雑化する傾向にあり、技術的な難度が上がってきている。そのため、開発が長期化し、計画から打上げまで10年近い歳月を必要とする衛星が多くなっている。それに伴い、衛星の価格は100億円を越えるほどの高価格化が進んでいる。また、長期にわたる開発期間のため、新規技術試みの採用に対して慎重にならざるを得なくなるなどの弊害も起こりうる。

このような状況への対策として、最近、小型衛星の開発が注目されている。小型衛星とは、一般的には1トン級の大型衛星より小さいものを指す。その中で、重量が100kgから50kg程度までの衛星をマイクロサット、5kg程度までをナノサット、1kg未満をピコサットとよび、それら超小型衛星が特に注目されている。

こうした小型衛星は、目標開発期間を2年から3年に設定しており、頻繁にしかも安価に実現される。これにより、開発した先進技術を、実際の衛星システム上にいち早く適用し、評価することが可能となる。またそこで得られた評価を、大型科学衛星や新規技術開発へ活用することができる。

ここ最近打ち上げられたものでも様々な小型衛星がある。日本国内では、オーロラ観測を主な目的とした $50\times50\times50\text{cm}^3$ , 72kgの”れいめい[1]”、 $\phi68.8\times51.5\text{cm}^3$ , 54kgの小型実証衛星”MICRO LABSAT[2]”、また $10\times10\times10\text{cm}^3$ , 1kgの超小型衛星”Cube Sat XI-V[3]”等がある。

海外においても、小型衛星としてその姿勢精度は最も良いと言われる $70\times70\times30\text{cm}^3$ , 53kgの”MOST[4]”をはじめとし、星間の高温プラズマを測定する64kgの”CHIPSat[5]”、 $20\times10\times10\text{cm}^3$ , 2kg未満のナノサットとして”PACE[6]”、 $10\times10\times10\text{cm}^3$ , 1kg未満のピコサットとして”PALMSAT[7]”等が例として挙げられる。

特にMOSTを例に挙げると、星からの光を観測する衛星であり、星を観測するための機器を搭載し、その画像を常に中心に据えるように制御をかけることで、 $3\text{arcsec}\simeq 0.001^\circ$ のポインティング精度を達成している。これにより大きな科学的成果を挙げている。

そうした中、小型衛星のアクチュエータとして、安価で、軽く、高効率なものが求められている。そこで、システムが複雑でなく、自然力を用いることによって、燃料などの寿命の心配が少ない磁気トルカーのみを用いることで、どこまで姿勢精度が向上できるかについて検討している。

磁気トルカーのみを用いた姿勢制御[8][9][10]に関して、その精度は現在数°程度であり、小型衛星で最も高い精度を持つと言われるMOST[4]の $0.001^\circ$ に比べると

およそ数千倍にもなる．このように，小型衛星の姿勢アクチュエーターとして，B 制御 [11] 等の古典的な制御を用いた現状では，その精度に関して，あまりにも性能差がある．

また，小型衛星において，外乱の要素として考えられるものとして，残留磁気トルクが挙げられる．この残留磁気トルクを推定することで，磁気トルカーによる精度を向上させられる可能性があると考えられる．

以上のことを踏まえ，磁気のみによる衛星の姿勢制御について，精度向上の余地は十分ありうると考えられる．

## 1.2 本研究の目的

人工衛星の姿勢制御は，一般にはホイールと呼ばれるモータで行われているが，これを磁気トルカと呼ばれる電磁石のみで行うことは，軽量かつ低コストな点で特に小型衛星にとって有利となる．

しかし，磁気トルクは磁場に垂直方向のみ発生するため，クロスプロダクト則などの従来手法では，十分な姿勢制御精度を得ることが難しかった．そのため，本研究は，磁気トルカのみを用いた小型衛星の姿勢制御において，従来手法では数 [deg] 程度あった制御誤差を，1 [deg] 以下にすることを最終目標としている．

本論文では，地球近傍での小型衛星の姿勢制御を行う際，外乱として支配的な残留磁気トルクに着目し，その要因となる残留磁気モーメントを推定することで精度向上を図ることを提案した．

## 1.3 本論文の構成

本論文は5章からなる．第1章では，研究の背景と目的について述べた．第2章では，衛星の運動方程式や姿勢の定義について述べる．第3章では，従来手法による地磁気を用いた姿勢制御について紹介し，地磁気を用いた姿勢制御を行う際に，外乱要因として残留磁気モーメントが支配的であることを述べる．第4章では，残留磁気の推定による磁気トルカのみを用いた衛星の姿勢制御を提案し，提案手法に対し，シミュレーションを行った．第5章で本研究で得られた知見と今後の課題について述べる．

## 第2章 三軸衛星の姿勢制御

### 2.1 緒言

本章では、衛星の運動を3次元的に表現して、制御系に構成していくことを説明する。姿勢制御の特徴は、制御対象の衛星の3次元の回転運動にあり、このダイナミクスを把握することが、適切な制御系を設計する前提になる。

次節では、まず、衛星の姿勢を表すための座標系の定義について記述する。

また、ゼロ・モーメントム方式では、アクチュエータで3つの軸のまわりの角運動量を制御する制御系を考え、運動が独立に扱えるピッチ軸について制御系を設計し、残りの軸についても近似的に同じ設計が適用できることを述べる。

### 2.2 運動方程式と姿勢の定義

まず、衛星の姿勢は座標系を基準にして表す。衛星は軌道上を飛行し、その上でミッションに必要な姿勢の制御を行うので、軌道上の衛星の現在位置に基準座標系をつくり、それを衛星の機体座標系の関係で衛星の姿勢を定義する。一般にその姿勢は、基準座標系から機体座標系へのオイラー角で表現する方法がとられ、ほとんどの場合にこの座標系で議論をすすめることができる。

#### 2.2.1 座標系の定義

衛星の現在位置を原点にとり、軌道上に下図に示すような基準座標系を考える。ここでは、磁気トルカのみを用いた小型衛星の姿勢制御を行うことを前提としている。そのため、瞬時に生じるトルクに限度があり、頻繁な姿勢変化を伴うミッションには向いていない。よって、慣性座標系に対し固定した座標系に関する姿勢制御を考える。

今、Fig.2.1のように慣性座標系の $Y_{earth}$ 軸まわりに $90[\text{deg}]$ まわした座標系 $X, Y, Z$ を考える。 $+X$ 方向を $-Z_{earth}$ 方向、 $+Y$ 方向は $+Y_{earth}$ と同じ、 $+Z$ 方向は $+X_{earth}$ 方向とした座標系をとるとすると、これを基準座標系とよび、 $X, Y, Z$ は右手系をなす。

衛星の機体座標系を $\Phi_{body}(X_{body}, Y_{body}, Z_{body})$ で定義し、以降添字 $body$ は機体座標系であることを示す。定常状態では $X_{body}, Y_{body}, Z_{body}$ はそれぞれ $X, Y, Z$ に一致している。

衛星の姿勢の乱れは、この機体座標系 $\Phi_{body}(X_{body}, Y_{body}, Z_{body})$ が基準座標系 $\Phi(X,$

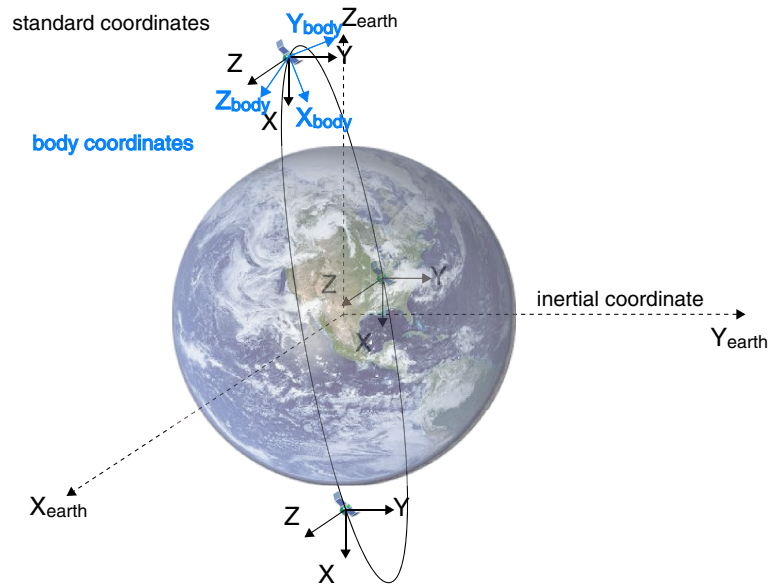


図 2.1: 基準座標系と機体座標系

$Y, Z$ ) からどれだけ傾くかで定義され, その傾きを表現するのにオイラー (Euler) の回転座標が用いられる. オイラーの回転座標とは, 基準座標系  $\Phi(X, Y, Z)$  を機体座標系  $\Phi_{body}(X_{body}, Y_{body}, Z_{body})$  に一致させるように行う, Fig.2.2 のような 3 回の座標回転をいう. (1) まずは基準座標系を  $Z(3)$  軸のまわりに  $\psi$  だけ回転させ

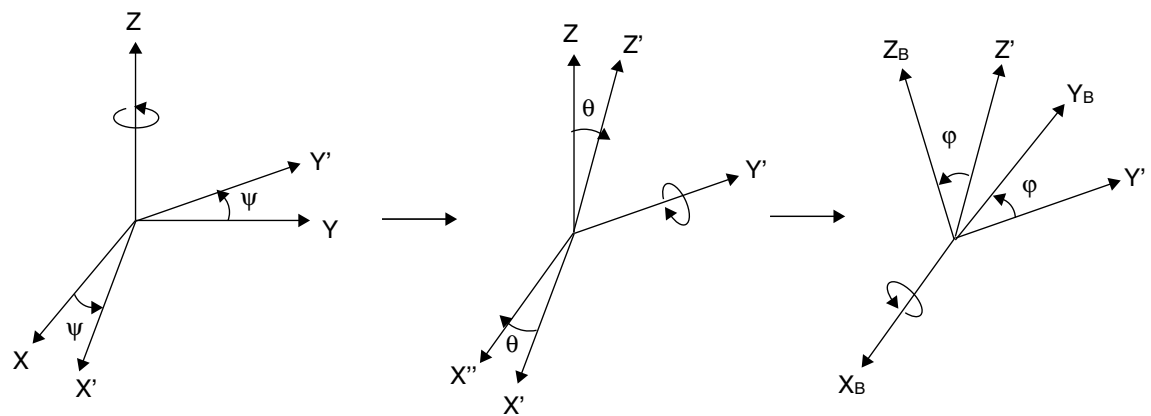


図 2.2: オイラーの回転座標

る. それにより得られた新しい座標系を  $\Phi(X', Y', Z)$  とすると, 以下の式が成り

立つ．

$$\begin{pmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

$$\equiv \mathbf{A}_\psi^3 \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$

(2) 次に新しい  $Y'(2)$  軸まわりに  $\theta$  だけ回転する．新座標系  $\Phi(X'', Y', Z')$  は以下のように表される．

$$\begin{pmatrix} X'' \\ Y' \\ Z' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

$$\equiv \mathbf{A}_\theta^2 \begin{pmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{pmatrix}$$

(3) 最後に  $X''(1)$  軸まわりに  $\varphi$  だけ回転し，この新座標系が衛星の機体の座標系に一致するとすると以下のように表される．

$$\begin{pmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X'' \\ Y' \\ Z' \end{pmatrix} \quad (2.3)$$

$$\equiv \mathbf{A}_\varphi^1 \begin{pmatrix} X'' \\ Y' \\ Z' \end{pmatrix}$$

以上，基準座標系を 3 2 1 軸の順に， $\psi, \theta, \varphi$  ずつ回転することによって，機体座標系が得られる．すなわち，

$$\begin{pmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{pmatrix} = \mathbf{A}_\varphi^1 \mathbf{A}_\theta^2 \mathbf{A}_\psi^3 \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \quad (2.4)$$

$$\equiv \mathbf{A} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$



ここで， $A$  は以下のように表される．

$$\begin{aligned}
 A &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\
 &= \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \varphi - \sin \psi \cos \varphi & \sin \psi \sin \theta \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi & \cos \theta \sin \varphi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi & \sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \cos \psi \sin \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{pmatrix}
 \end{aligned} \tag{2.5}$$

この  $A$  は，方向余弦行列とよばれ，2 つの座標系の関係を表せる．

しかし，この方向余弦行列は，回転させる軸の順序に依存したり，ある座標系から別の座標系への行列が無数にある特異点があるなど，実用には問題もある．そこで，衛星の姿勢は以下のようにオイラーパラメータ (Euler Symmetric Parameter) を用いて表される．

### 2.2.2 オイラーパラメータ (Euler Symmetric Parameter)

あるベクトル  $\mathbf{a} = \begin{pmatrix} a_1 & a_2 & a_3 \end{pmatrix}^T$  に対して， $A$  をかけることは

$$\begin{aligned}
 A\mathbf{a} &= \begin{pmatrix} u_1 & u_2 & u_3 \\ v_1 & v_2 & v_3 \\ w_1 & w_2 & w_3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} \\
 &= \begin{pmatrix} \mathbf{u}\mathbf{a} \\ \mathbf{v}\mathbf{a} \\ \mathbf{w}\mathbf{a} \end{pmatrix} \\
 &= \begin{pmatrix} \mathbf{a}_u \\ \mathbf{a}_v \\ \mathbf{a}_w \end{pmatrix}
 \end{aligned} \tag{2.6}$$

ここで

$$A\mathbf{e} = \mathbf{e} \tag{2.7}$$

なる固有ベクトル  $\mathbf{e}$  を考えると，これはこの回転変換によって不変なベクトルである．よって，

$$\begin{pmatrix} \mathbf{e}_u \\ \mathbf{e}_v \\ \mathbf{e}_w \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{e}_1 \\ \mathbf{e}_2 \\ \mathbf{e}_3 \end{pmatrix} \tag{2.8}$$

このベクトル  $\mathbf{e}$  は回転の軸を表し，一般にこれはオイラー軸 (Euler Axis) とよばれている．オイラーパラメータ (Euler Symmetric Parameter) は，基準座標系から

別の新座標系への変換を，1つの単位ベクトル $e$ とそのまわりの回転で表す方法であり，ベクトル $e$ まわりの回転角を $\theta$ とすると，次式で定義される．

$$\begin{aligned} \mathbf{q} &= \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} e_1 \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ e_2 \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ e_3 \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.9)$$

このとき方向余弦行列 $A(\mathbf{q})$ は以下のように表される．

$$A(\mathbf{q}) = \begin{pmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

また，時間変化率 $\dot{\mathbf{q}}$ は，以下ようになる．

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_1 & -q_4 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

最後に，上のようなベクトル $e$ まわりの回転角を $\theta$ を，機体座標の各軸まわりの角度誤差として用いる場合，以下のように各軸の角度として表される．

$$\begin{pmatrix} \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{e}_1 \\ \mathbf{e}_2 \\ \mathbf{e}_3 \end{pmatrix} \theta \quad (2.12)$$

## 2.3 ゼロモーメント衛星の運動方程式

ゼロモーメント衛星の姿勢ダイナミクスを表現する伝達関数を求める．

まず，運動方程式は慣性モーメントを $I$ ，各軸まわりの衛星姿勢を $\theta$ ，衛星に作用するトルクを $T$ として，以下のように表される．

$$I_{xx} \frac{d^2}{dt^2} \theta_x = T_x \quad (2.13)$$

$$I_{yy} \frac{d^2}{dt^2} \theta_y = T_y \quad (2.14)$$

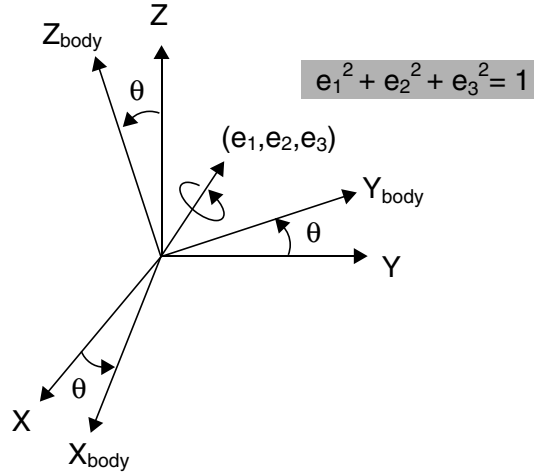


図 2.3: オイラーパラメータ

$$I_{zz} \frac{d^2}{dt^2} \theta_z = T_z \quad (2.15)$$

Eq.2.13 , Eq.2.14 , Eq.2.15 に見られるように , 各軸は対称である . よって添え字を除いて以下のように表す .

$$\frac{d^2}{dt^2} \theta_z = \frac{T_z}{I} \quad (2.16)$$

これをラプラス変換すると ,

$$s^2 \theta_z = \frac{T_z}{I} \quad (2.17)$$

となる .

従って入力  $T$  から出力  $\theta$  までの特性は以下のように表される .

$$\frac{\theta}{T} = \frac{1}{Is^2} \quad (2.18)$$

## 2.4 結言

本章では , まず , 衛星の姿勢を表すための座標系の定義について説明した . また , ゼロモーメント衛星の姿勢ダイナミクスを表現する伝達関数についても触れた . 次章では , この伝達関数の入力をどのように決めるのか , 磁気モーメントを用いた制御則の部分について説明する .

## 第3章 従来手法による地磁気を用いた姿勢制御

### 3.1 緒言

本章では，まず磁気トルカによってトルクが発生する原理について説明する．次に，トルクが発生させるには地磁場ベクトルが必要であることから，この手法によって姿勢制御される衛星がとりうる軌道について述べる．次に磁気モーメントを用いた古典的な制御則について説明し，本研究にて用いている，擬似逆行列について触れる．最後に，地球近傍での磁気トルカを用いた小型衛星の姿勢制御を行うにあたって，外乱となる要因について述べる．

### 3.2 地磁気を用いた姿勢制御の概要

Fig.3.1 衛星の内部に磁気モーメント  $M$  を発生させる制御ダイポールを設け，これを地磁場  $B$  の中に置くと両者の相互作用で発生するトルク  $T$  は Eq.3.1 のように表される．

$$T = M \times B \quad (3.1)$$

$M$ :発生磁気モーメント [ $\text{Am}^2$ ]

$B$ :地磁場 [ $\text{Wb/m}^2$ ]

これを利用して衛星の姿勢制御を行うことを地磁気姿勢制御 (Geomagnetic Attitude Stabilization) という．

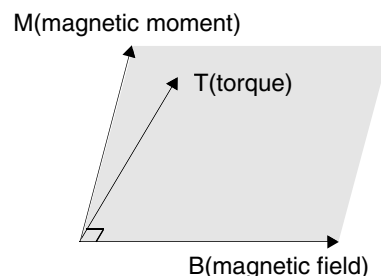


図 3.1: 磁気モーメントと地磁場ベクトルの相互作用から発生するトルク

地磁気の利用には大別すると，受動的な利用と能動的な利用の2種類がある．受動的な利用は，衛星に一定の磁気モーメントを与えるような固定のダイポールを搭

載し、それを地磁場の中でそのまま飛行させれば結局発生するトルク  $T = 0$  の状態、すなわち衛星の磁気モーメントが地磁場ベクトルに沿って安定する性質を利用するものである。地磁場ベクトルの方向が一定な赤道軌道上などで有効である。一方、能動的な利用は、衛星の磁気モーメントの大きさ、方向をある基準にしたがって変化させたり、または必要な場合にのみ加えたりして有効トルクを作り出し、任意の方向へ姿勢を変えようとするものである。

本研究における地磁気の利用は、後者の能動的な利用である。前章でも述べたが、ここでは、慣性座標系に対し固定した座標系に関する姿勢制御を考えている。

### 3.3 軌道傾斜角における地磁場環境の違い

磁気トルカを用いた姿勢制御には、地磁場ベクトルの存在が欠かせない。そのため、衛星の軌道により、トルクが出しやすい方向と出しにくい方向が存在する。本節では、地球を周回する衛星の軌道傾斜角を大きく3つに分けて考え、衛星からみた地磁場ベクトルについて比較した。Fig.3.3 から分かるように、軌道傾斜角が

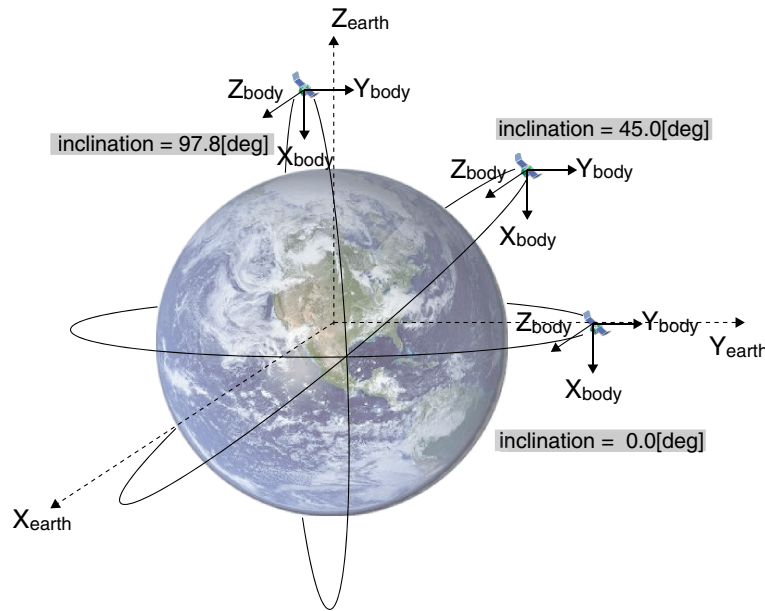


図 3.2: 軌道傾斜角の違い

小さいほど、つまり軌道面が赤道面とのなす角が小さいほど、軌道上の衛星には同じ向きの地磁場ベクトルしか感じられない。機体座標系を Fig.3.2 のようにとると、 $+X_{body}$  軸方向にしか地磁場ベクトルはでていない。これは Eq.3.1 の原理でトルクを発生することを考えると、地磁場と同じ方向、つまり、この場合  $X_{body}$  軸まわりのトルクは発生する事ができない。

よって、軌道傾斜角はできるだけ大きい方がよい。例えば、Fig.3.2 の  $\text{inclination} = 97[\text{deg}]$  のような極軌道をとるとすると、地磁場ベクトルはその軌道を周回する衛星には  $X_{body}Z_{body}$  平面上を一回転したことになる。Eq.3.1 は出せるトルクは地磁

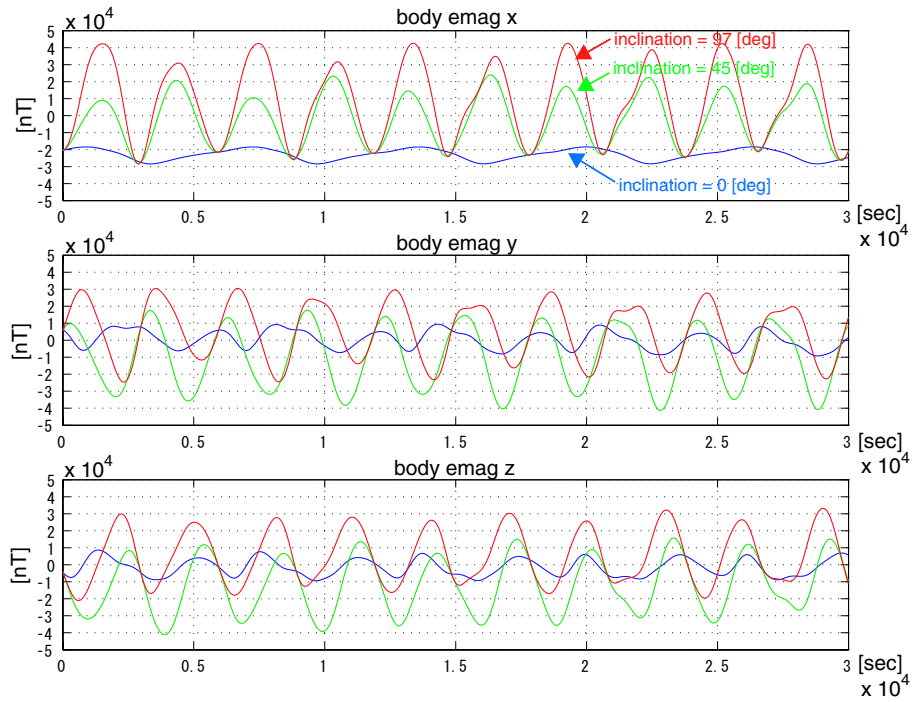


図 3.3: 軌道傾斜角における地磁場環境の違い

場に対し垂直平面上であることを示しているのです，その地磁場ベクトルが平面内を一回転するということは，少なくとも半周すれば全ての方向にトルクが出せるということになる．

### 3.4 古典的な制御則

古典的な制御則の例としては以下の2つが挙げられる．

#### 3.4.1 $\dot{B}$ 制御 [11]

$\dot{B}$  制御は，衛星の角速度を，一度消散させて，衛星を静止させることを目的とする．衛星の回転運動が持つエネルギーを  $E$  とするとき，

$$\frac{dE}{dt} < 0 \quad (3.2)$$

となるよう制御を行えば，衛星の運動エネルギーは消散して衛星が静止することになる．ここで衛星の慣性テンソルを  $I$ ，衛星座標における角速度を  $\omega$  とすると，

$$E = \frac{1}{2} \omega^t I \omega \quad (3.3)$$

であるので，

$$\begin{aligned}
 \frac{dE}{dt} &= \frac{d}{dt} \left( \frac{1}{2} \omega^t I \omega \right) \\
 &= \frac{1}{2} \left( \frac{d\omega^t}{dt} I \omega + \omega^t I \frac{d\omega}{dt} \right) \\
 &= \frac{1}{2} \left\{ (\omega^t I^t \frac{d\omega}{dt})^t + \omega^t I \frac{d\omega}{dt} \right\}
 \end{aligned} \tag{3.4}$$

ここで衛星に働くトルクを  $\mathbf{T}$  とすれば， $I \frac{d\omega}{dt} = \mathbf{T}$ ， $I^t = I$  であるので，

$$\frac{dE}{dt} = \omega^t \mathbf{T} \tag{3.5}$$

となる．ここで  $\mathbf{T}$  は磁気トルカーにより生じる制御トルクであり，地磁場ベクトル  $\mathbf{B}$ ，磁気モーメント  $\mathbf{M}$  より，Eq.3.1 を代入して以下ようになる．

$$\begin{aligned}
 \frac{dE}{dt} &= \omega^t \cdot (\mathbf{M} \times \mathbf{B}) \\
 &= \mathbf{M}^t \cdot (\mathbf{B} \times \omega)
 \end{aligned} \tag{3.6}$$

さらに， $\mathbf{B}$  は慣性系では静止しているベクトルであるので，軌道運動を無視すればその時間変化は，

$$\frac{d}{dt} \mathbf{B} = \mathbf{B} \times \omega \tag{3.7}$$

と書ける．これを Eq.3.6 に代入すると，

$$\frac{dE}{dt} = \mathbf{M}^t \frac{d}{dt} \mathbf{B} < 0 \tag{3.8}$$

であれば，衛星の角速度がもつ運動エネルギーは消散すると分かる．

よって，磁場の変化率を見ながら，Eq.3.8 を満たすように磁気トルカーを駆動する電流の方向を決めれば，衛星の角速度によって生じている運動エネルギーは消散し，衛星は静止する．

### 3.4.2 クロスプロダクト則

クロスプロダクト則は，ある角運動量をもって回転する回転軸を，トルクを加えて軸を傾ける，すなわち角運動量ベクトルを変化させるとき，加えるべき衛星の磁気モーメントの制御則としてよく用いられる．

$$\mathbf{M}_m = k_m (\Delta \mathbf{h} \times \mathbf{B}) \tag{3.9}$$

ここで  $\Delta \mathbf{h}$  は変化させたい角運動量， $k_m$  は制御系のゲインである．発生トルクは  $\mathbf{T} = \mathbf{M}_m \times \mathbf{B}$  に代入して，

$$\mathbf{T} = -k_m (\mathbf{B} \cdot \mathbf{B}) \Delta \mathbf{h} + k_m (\Delta \mathbf{h} \cdot \mathbf{B}) \mathbf{B} \tag{3.10}$$

となる．右辺の第 1 項が角運動量変化に利用できるトルク，第 2 項が擾乱項である．特に， $\Delta h$  と  $B$  が直交した条件のときに制御ダイポールを加えると有効である．この制御系実現には地磁場  $B$  の情報が必要であるため，衛星に搭載した磁気センサーで実測する場合もあるが，衛星上に地磁場モデル<sup>1</sup>を搭載し，それを利用する場合も多い．

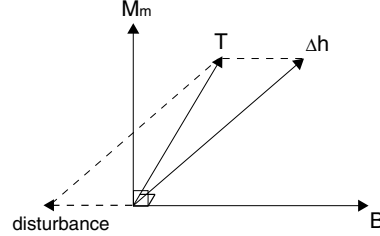


図 3.4: 欲しいトルクと発生トルクとの関係

### 3.5 擬似逆行列を用いた制御

衛星の内部に磁気モーメント  $M$  を発生させる制御ダイポールを設け，これを地磁場  $B$  の中に置くと両者の相互作用で発生するトルク  $T$  は Eq.3.11 のように表される．

$$T = M \times B \quad (3.11)$$

$M$ :発生磁気モーメント [ $\text{Am}^2$ ],  $B$ :地磁場 [ $\text{Wb}/\text{m}^2$ ]

ここで，Eq.3.11 を変形すると，以下のように書き換えることができる．

$$\begin{aligned} T &= \begin{pmatrix} M_y B_z - M_z B_y \\ M_z B_x - M_x B_z \\ M_x B_y - M_y B_x \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} \\ &\equiv B_{\text{mat}} \cdot M \end{aligned} \quad (3.12)$$

よって， $B_{\text{mat}}$  の擬似逆行列を求めることで，あるトルクに対して必要な磁気モーメント  $M$  が求められる．

$$M = B_{\text{mat}}^+ \cdot T \quad (3.13)$$

これを利用して，衛星の磁気モーメントの大きさ，方向を変化させたり，または必要な場合にのみ加えたりして有効トルクを作り出し，任意の方向へ姿勢を変えようとする．

<sup>1</sup>地磁場モデルとしては標準的に IGRF モデルがよく用いられる．



### 3.5.1 擬似逆行列 (Pseudo Inverse) について

擬似逆行列  $A^+$  は、ある行列  $A$  に対して、以下の全ての条件を満たすもので、 $A$  の転置行列と同じ次元の行列である。

$$AA^+A = A \quad (3.14)$$

$$A^+AA^+ = A^+ \quad (3.15)$$

$$(AA^+)^T = AA^+ \quad (3.16)$$

$$(A^+A)^T = A^+A \quad (3.17)$$

上のように定義された擬似逆行列  $A^+$  は、以下の 3 つの場合に分けられる。

1.  $A$  が正則であれば、擬似逆行列  $A^+$  は逆行列  $A^{-1}$  と同じである。
2.  $A$  が正方でないか、正則でないならば  $A$  は逆行列  $A^{-1}$  を持たず、求めた擬似逆行列は、与式の解の有無によって 2 つに分けられる。

(a) 解が余る場合  $\Rightarrow$  ノルム最小解

$T = M \times B$  から、発生トルク  $T$  は地磁場  $B$  に対して垂直平面上に生じる。またその大きさは、 $M$  と  $B$  で挟まれた平行四辺形の面積に等しい。今、Fig.3.5 のように、トルク  $T$  が地磁場  $B$  に対して垂直にある場合、そのトルク  $T$  を地磁場  $B$  との間に発生しうる磁気モーメント  $M$  は無数にある。このように解が 1 つに定まらない場合に、擬似逆行列を用いることで、解の中でノルムが最小の解（ここでは地磁場  $B$  に対して垂直平面上にある  $M$ ）を求めることができる。

$$T = B_{\text{mat}} \cdot M \quad \cap \quad |M| \rightarrow \min \quad (3.18)$$

(b) 解がない場合  $\Rightarrow$  誤差最小解

Fig.3.6 のように、トルク  $T$  が地磁場  $B$  に対して垂直平面上にない場合、そのトルク  $T$  を地磁場  $B$  との間に発生しうる磁気モーメント  $M$  は存在しない。このように解が存在しない場合に、擬似逆行列を用いることで、発生したトルク  $M \times B$  と欲しいトルク  $T$  との誤差が最小の解（ここでも同様  $j$  に、地磁場  $B$  に対して垂直平面上にある  $M$ ）を求めることができる。

$$|T - B_{\text{mat}} \cdot M| \rightarrow \min \quad (3.19)$$

## 3.6 地球近傍における外乱要因

Fig.3.7 は、軌道高度の変化に対する、衛星に働く自然力トルクの傾向を示している。実際には、衛星の形状、慣性モーメント、表面特性、残留磁気モーメントの大きさ等で値が上下する。

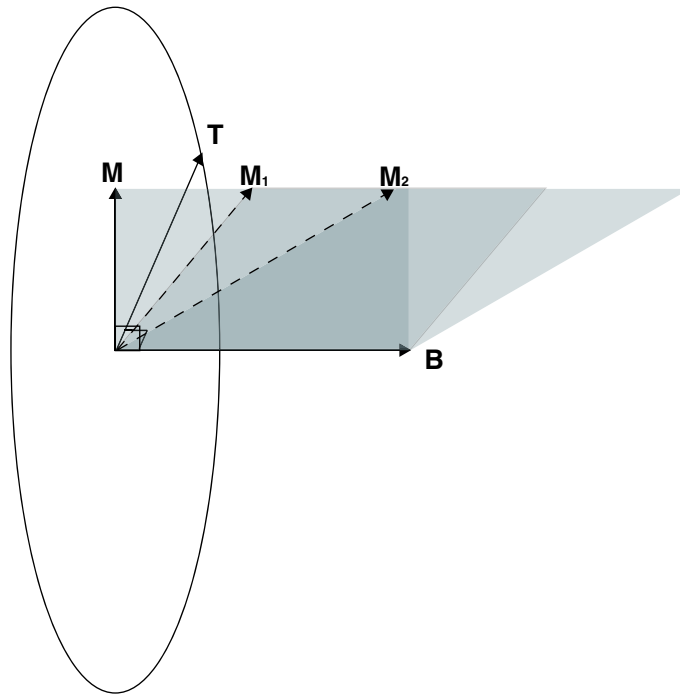


図 3.5: 解が余る場合

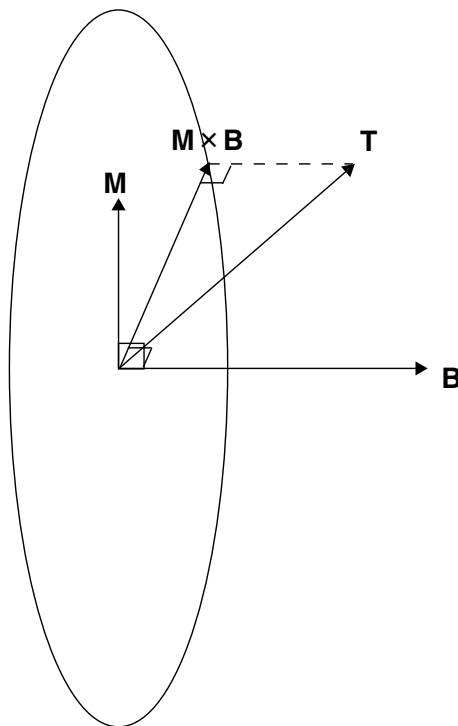


図 3.6: 解がない場合

今，高度 600[km] 程度の地球近傍での小型衛星の姿勢制御を考えた場合，重力傾斜や太陽輻射圧トルクは，慣性モーメント，表面積など衛星の大きさに依存し，Fig.3.7 の値から容易に 2 桁くらいオーダーが下がりうる．一方，残留磁気モーメントは，内部の機器によるものであるので，衛星の大きさが小さくなっても，その値が変わるものではない．

そのため，地球近傍での小型衛星の姿勢制御における外乱要因としては，残留磁気モーメントの影響による地磁気トルクが支配的である，

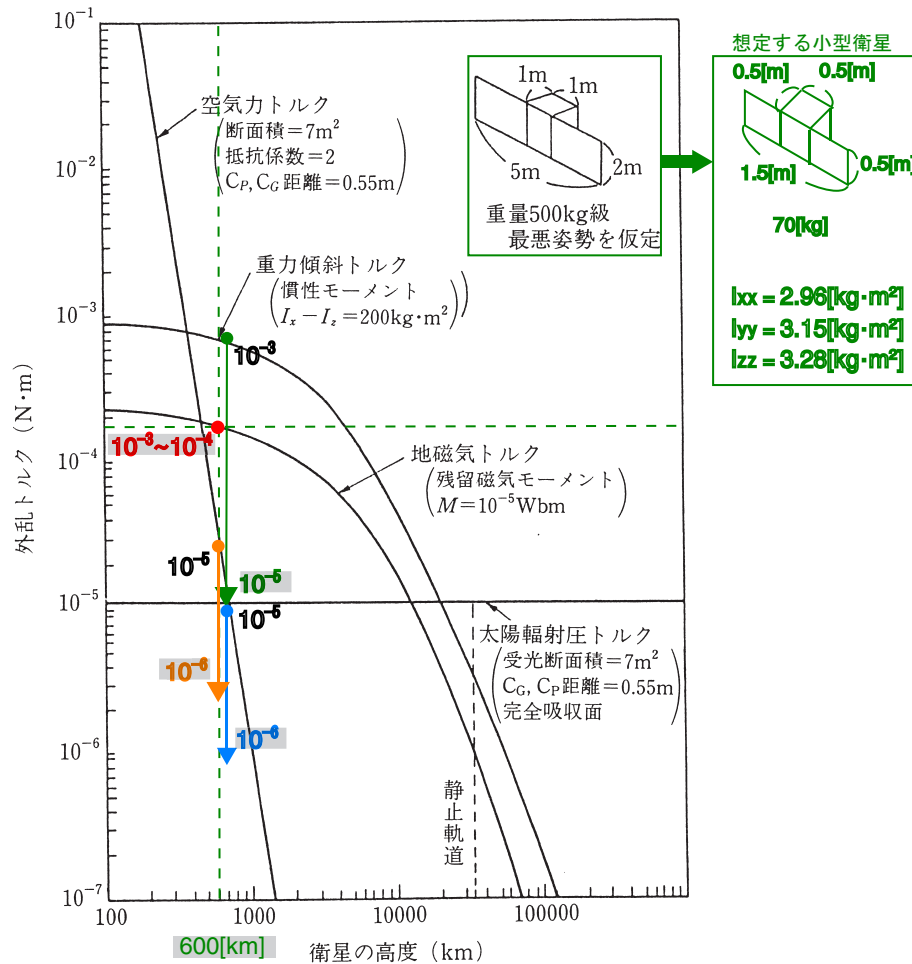


図 3.7: 地球近傍における外乱要因

### 3.6.1 残留磁気モーメント

残留磁気モーメントが生じる場合は大きく分けて 2 つある．

1 つは，Fig.3.8 のように内部の機器間において，カレントループができているとき，不測の磁気モーメントが発生する可能性がある．これは，設計の段階でカレントループが生じないように，努めることである程度軽減できる．

もう1つは、通信機等の搭載でやむを得ず機器内に磁性体が使われたり、鉄などの部分が磁性を帯びてしまった場合である。

以上の原因で生じる残留磁気モーメントが、地球周回の低軌道においては大きく外乱トルクの要因となっている。

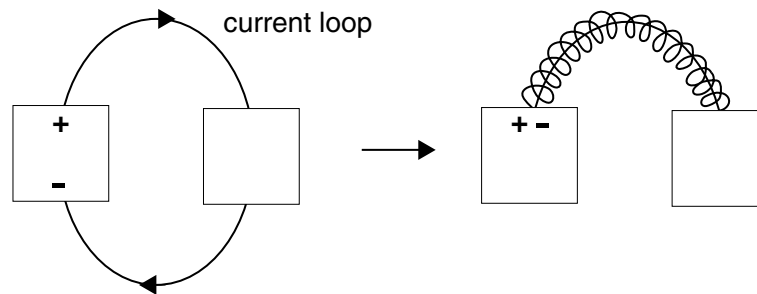


図 3.8: current loop

### 3.7 結言

本章では、まず磁気トルカによってトルクが発生する原理について説明した。次に、磁気トルカを用いて、効率よくトルクを発生させるには極軌道をとるのが良いことが分かった。

また、小型衛星の姿勢制御を行うに際し、外乱となりうる要因で、特に支配的であるのは残留磁気モーメントであることが分かっている。よって、これを推定することが制御精度の向上につながると考えられる。

## 第4章 残留磁気モーメントの推定による姿勢制御の提案

### 4.1 緒言

本章では，提案する残留磁気モーメント推定による磁気トルカのみによる姿勢制御について説明する．

### 4.2 提案手法の概要

本研究では地球近傍の慣性座標に対し固定した座標系に関して，磁気トルカのみを用いて小型衛星の姿勢制御を精度良く行うことを目標としている．

そのため，前章でも述べたように，その外乱要因として最も支配的である，残留磁気モーメントによる外乱トルクを抑えることが精度向上につながると考えられる．

この外乱は，地磁場の周期が 3000[sec] であることから，コントローラのとりうる時定数も長く，単純なフィードバックでは抑圧することができない．

そのため，外乱オブザーバによる外乱推定から，推定外乱トルク  $\hat{T}_d$  を求め，このトルク  $\hat{T}_d$  と地磁場  $B$  の測定値から残留磁気モーメント  $\hat{M}_r$  を推定する．その推定値  $\hat{M}_r$  を，要求トルク  $T$  を出すために計算された磁気モーメント  $M$  から常に差し引いておけば，磁気モーメントに対し，自然にのってくる残留磁気モーメント分をキャンセルすることができると考えられる．

提案手法の概要図は Fig.4.1 に示す．残留磁気モーメントの推定の部分については，以下の 3 つの過程を踏む．

1. まず，プラントからの出力にプラントの逆モデルと，その次数以上のローパスフィルタを通す．そして，プラントへの入力に同じローパスフィルタを通したものととの差から推定外乱トルク  $\hat{T}_d$  を求める．
2. この推定外乱トルク  $\hat{T}_d$  と，地磁場ベクトル  $B$  の測定値から  $\hat{M}_r = B_{\text{mat}}^+ \cdot \hat{T}_d$  を用い，残留磁気モーメント  $\hat{M}_r$  を推定する．
3. 推定した残留磁気モーメント  $\hat{M}_r$  を，要求トルク  $T$  を出すために計算された

磁気モーメント  $M$  からひく．このとき発生するトルクは

$$\begin{aligned} T' &= (M - \hat{M}_r) \times B \\ &= B_{\text{mat}} \cdot (M - \hat{M}_r) \\ &= T_m - \hat{T}_d \end{aligned} \quad (4.1)$$

で表される．

よって，推定した残留磁気モーメント  $\hat{M}_r$  により，残留磁気モーメントがキャンセルすることができると考えられる．

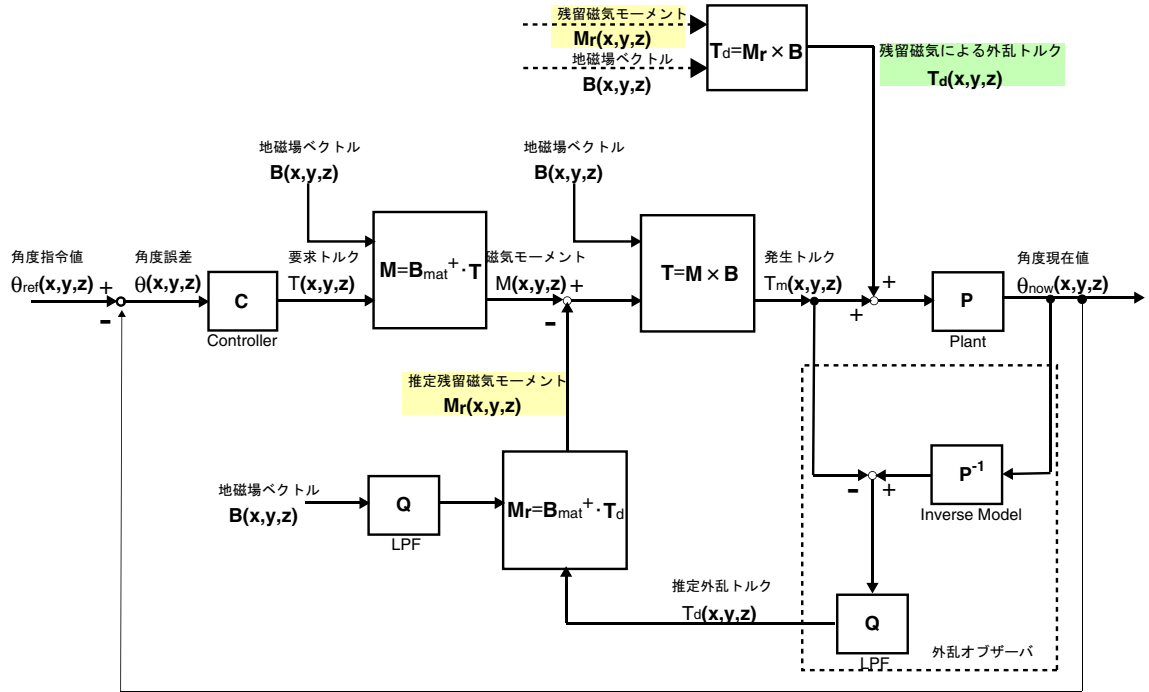


図 4.1: 提案手法の概要図

### 4.3 結言

本章では，残留磁気モーメント推定による磁気トルカのみによる姿勢制御について提案した．次章では，提案手法について，磁気モーメントの計算に欠かせない地磁場ベクトルの測定値や，プラントからの出力である角速度の測定値に雑音のあった場合，残留磁気モーメントの推定をしようのかについてシミュレータを用いて検証し，提案手法の有効性について述べる．

## 第5章 提案手法での衛星の姿勢制御に関するシミュレーションによる検証

### 5.1 コントローラの設計

ゼロモーメント衛星は3軸の運動が独立であり，Eq.2.18のような1入力1出力プラントに対して，フィードバック制御系を設計した．

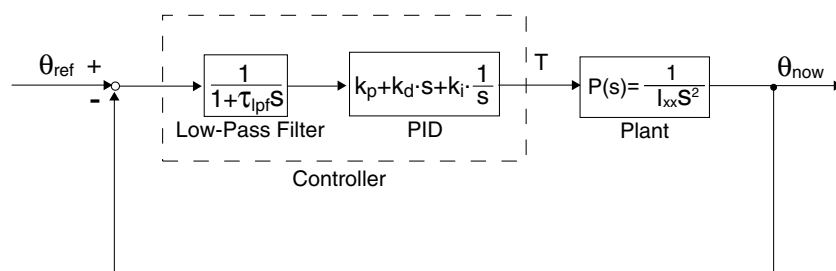


図 5.1: PID コントローラの設計

まず，コントローラの設計にあたって，目標指令値と今の測定値との偏差（ここでは角度誤差）に比例，積分，微分の演算を行う，PID 制御を用いることとした．コントローラは，比例・積分・微分の3つの動作によって得られる値を組み合わせで出力とする．比例動作だけで制御を行うと，指令値や外乱に対し，オフセットが残るが，積分動作を加えることによりこれを抑えることができる．微分動作は応答特性を改善するのに役立つ．

また，Fig.5.1において，PID コントローラの前に1次遅れのローパスフィルタ  $G(s) = \frac{1}{1+\tau_{lpf}s}$  を付けた．これは指令値がステップで入力されるような場合に，コントローラが微分動作で異常に大きなトルク値を出力することを避けるためである．この時定数  $\tau_{lpf}$  の分，コントローラへの入力の立ち上がりがゆっくりになるので，トルクの出力も安定する．

このときの目標値追従特性は以下のようになる．

$$\begin{aligned}
\frac{\theta_{ref} - T_d}{\theta_{now}} &= \lim_{s \rightarrow 0} s \frac{1}{1 + \frac{1}{1+\tau s} \frac{K_P + K_D s + K_I \frac{1}{s}}{I s^2}} \frac{1}{s} \\
&= \lim_{s \rightarrow 0} \frac{1 + \tau s}{(1 + \tau s) I s^2 + K_P + K_D s + K_I \frac{1}{s}} \\
&= 0
\end{aligned} \tag{5.1}$$

$\theta_{ref}$  : 衛星座標各軸まわりの目標姿勢 [rad]

$\theta_{now}$  : 衛星座標各軸まわりの現在の姿勢 [rad]

$K_P$  : PID コントローラの比例ゲイン

$K_I$  : PID コントローラの積分ゲイン

$K_D$  : PID コントローラの微分ゲイン

$I$  : 衛星座標軸周りの慣性モーメント [kg · m<sup>2</sup>]

また，外乱抑圧特性についても示す．

$$\begin{aligned}
\frac{\theta_{ref} - T_d}{r} &= \lim_{s \rightarrow 0} s \frac{\frac{1}{I s^2}}{1 + \frac{1}{1+\tau s} \frac{K_P + K_D s + K_I \frac{1}{s}}{I s^2}} \frac{1}{s} \\
&= \lim_{s \rightarrow 0} \frac{(1 + \tau s) I s^2}{(1 + \tau s) I s^2 + K_P + K_D s + K_I \frac{1}{s}} \\
&= 0
\end{aligned} \tag{5.2}$$

### 5.1.1 制御パラメータ

PID コントローラの制御パラメータを決めるにあたって，本研究においては係数図法を用いた．

今，目標値から出力値までの伝達関数  $W(s)$  は，以下のように表せる．

$$\begin{aligned}
W(s) &= \frac{(1 + \tau s) I s^2}{(1 + \tau s) I s^2 + K_P + K_D s + K_I \frac{1}{s}} \\
&= \frac{(1 + \tau s) I s^3}{(1 + \tau s) I s^3 + K_P s + K_D s^2 + K_I}
\end{aligned} \tag{5.3}$$

よって，分母多項式  $P(s)$  は，以下のようになる．

$$\begin{aligned}
P(s) &= (1 + \tau s) I s^3 + K_D s^2 + K_P s + K_I \\
&= a_4 s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0
\end{aligned} \tag{5.4}$$

このとき，

$$\gamma_i = \frac{a_i^2}{a_{i-1}^2 a_{i+1}^2} \tag{5.5}$$

とおくと， $\gamma_1 = 2.5, \gamma_2 = \gamma_3 = \dots = 2.0$ ， $\tau = \frac{a_1}{a_0}$  を満たすように多項式の係数を決めればよい．この場合の  $\tau$  [sec] は，等価時定数といわれる．



上式を満たすような，制御パラメータは以下のように表される．

$$K_P = \frac{K_D^2}{2I} = \frac{25I}{2\tau^2} \quad (5.6)$$

$$K_I = \frac{K_P^2}{2.5K_D} = \frac{25I}{2\tau^3} \quad (5.7)$$

$$K_D = \frac{5I}{\tau} \quad (5.8)$$

$$\tau_{lpf} = \frac{\tau}{10} \quad (5.9)$$

## 5.2 制御パラメータの決定

Fig.5.2 のようにゼロモーメント衛星の制御系を構成した．  
ここでは，衛星座標系の  $x, y, z$  軸に関しての 3 次元モデルを考えた．

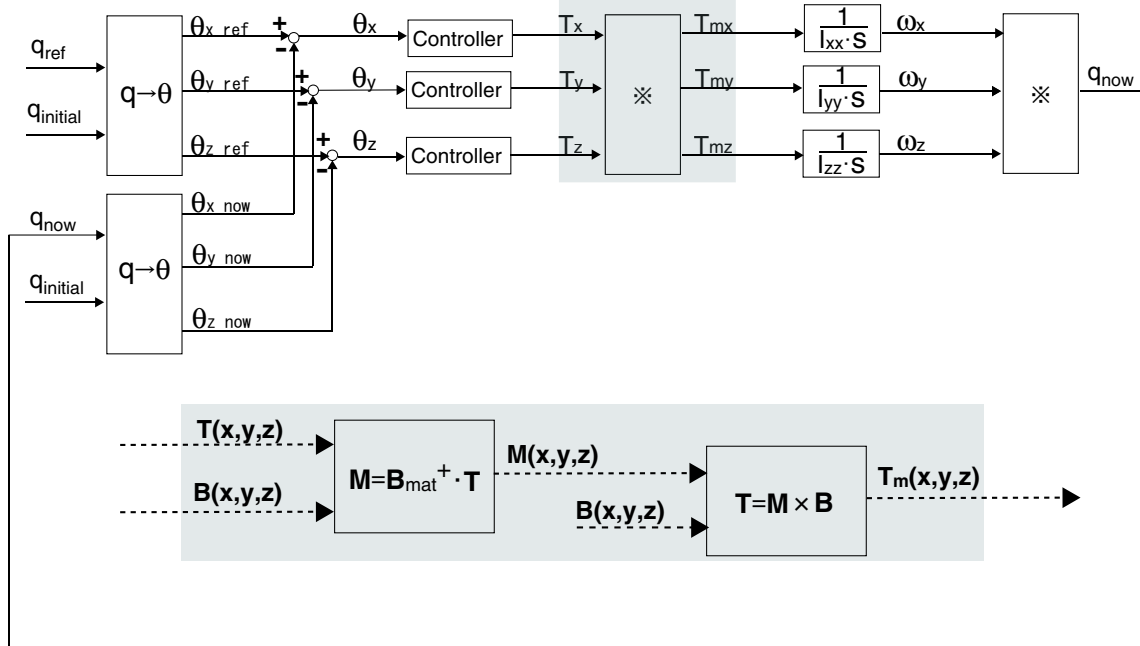


図 5.2: 3 軸衛星のシミュレータ構成図

いま，衛星座標系の  $x, y, z$  軸においてそれぞれ残留磁気が  $0.5[\text{Am}^2]$  であると仮定した．地磁場はここでは簡単のため，振幅は  $30000[\text{nT}]$ ，地磁場の位相差は  $B_y, B_z$  がそれぞれ  $B_x$  から  $\frac{1}{3}\pi[\text{rad}]$ ， $\frac{2}{3}\pi[\text{rad}]$  ずれている正弦波であるとした．

また，PID コントローラのパラメータは係数図法を用いて決めた．このときの等価時定数を  $\tau[\text{sec}]$  とした．

まず，PID コントローラのパラメータを決定している，時定数  $\tau[\text{sec}]$  を変化させることで，制御誤差がどれくらい違うのか比較した．このとき残留磁気による外乱トルク等は考慮に入れない．Fig.5.3 について， $\tau=1500[\text{sec}]$  のとき，各軸の角度誤

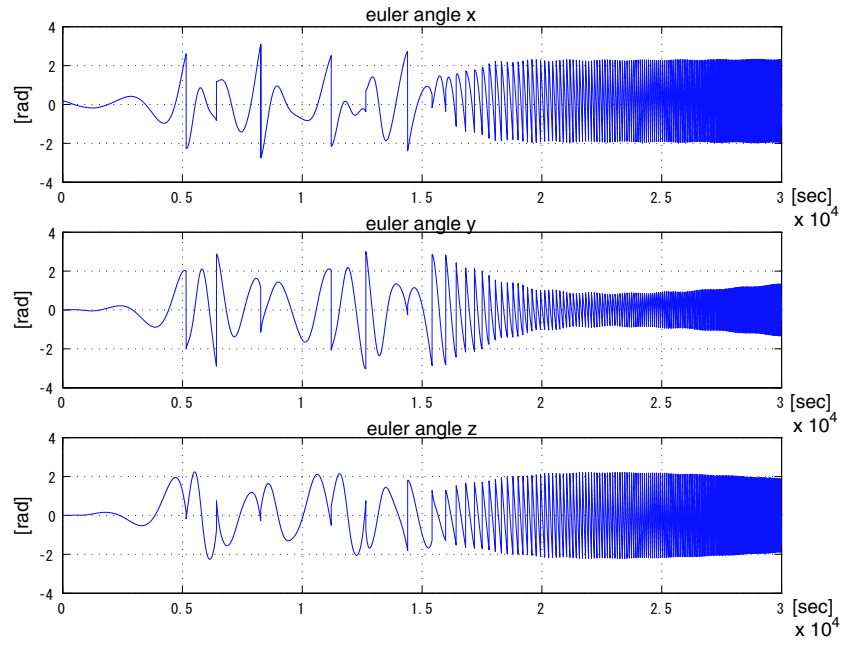


図 5.3:  $\tau=1500[\text{sec}]$ ,  $M_r=0[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

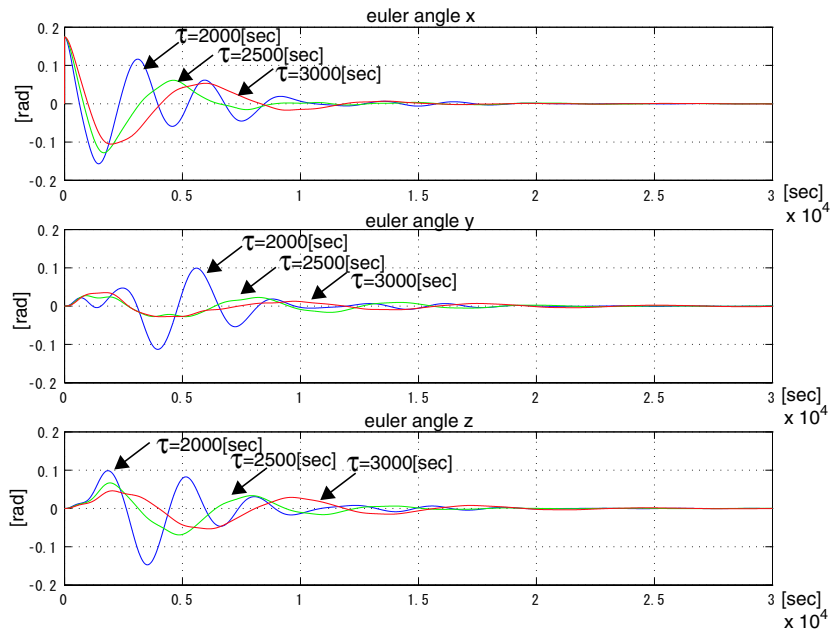


図 5.4:  $\tau=2000[\text{sec}]/2500[\text{sec}]/3000[\text{sec}]$ ,  $M_r=0[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

差は発散した．これは磁気モーメントと地磁場の関係からトルクを発生させているため，トルクは地磁場に対して垂直平面上にしかつけれない．そのため，地磁場の周期 3000[sec] に対してある程度短い時間を時定数とすると，必要なトルクとしてコントローラが要求した分に対して，出せるトルクの方がカバーしきれない，もしくはそもそも要求されたトルクが大きすぎるといったことが考えられる．

その他，Fig.5.4 より，2000，2500，3000[sec] と時定数  $\tau$ [sec] を大きくするにつれて，指令値追従は遅くなったが，安定性を得る事が分かる．

ここで， $\tau=2500$ [sec] の場合，角度誤差は x 軸まわりに 0.0004[rad]( $\approx 0.023$ [deg])，y 軸まわりに 0.00012[rad]( $\approx 0.007$ [deg])，z 軸まわりに 0.0003[rad]( $\approx 0.017$ [deg])，であった．

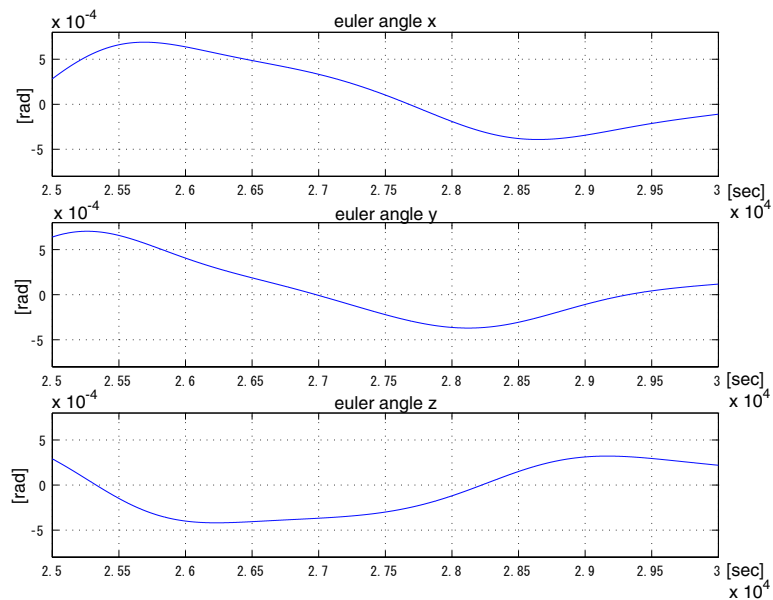


図 5.5:  $\tau=2500$ [sec],  $M_r=0$ [Am<sup>2</sup>], 角度誤差 (拡大)

このとき，制御に必要な磁気モーメントを Fig.5.6 に，コントローラが要求したトルク  $T$  と，磁気モーメントにより実際に発生したトルク  $T_m$  との関係を Fig.5.7 に示した．

Fig.5.6 において x, y, z の 3 軸ともコイルの制限値である  $\pm 6$ [Am<sup>2</sup>] を大きく下回っている．また，コントローラが要求したトルクに対し，磁気モーメントによる発生トルクもほぼ追従していることが分かる．よって以降のシミュレーションのコントローラの時定数  $\tau=2500$ [sec] とした．

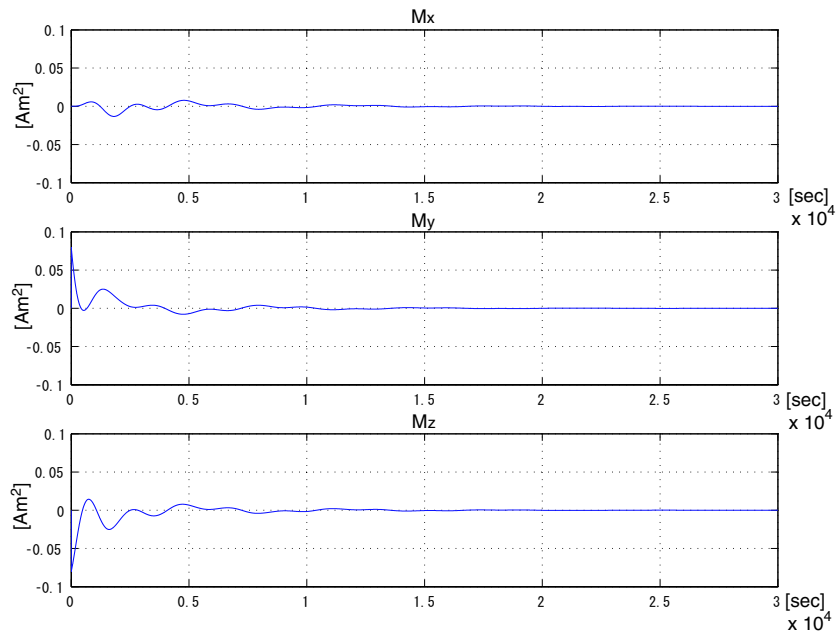


図 5.6:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $M_r=0[Am^2]$ , 磁気モーメント

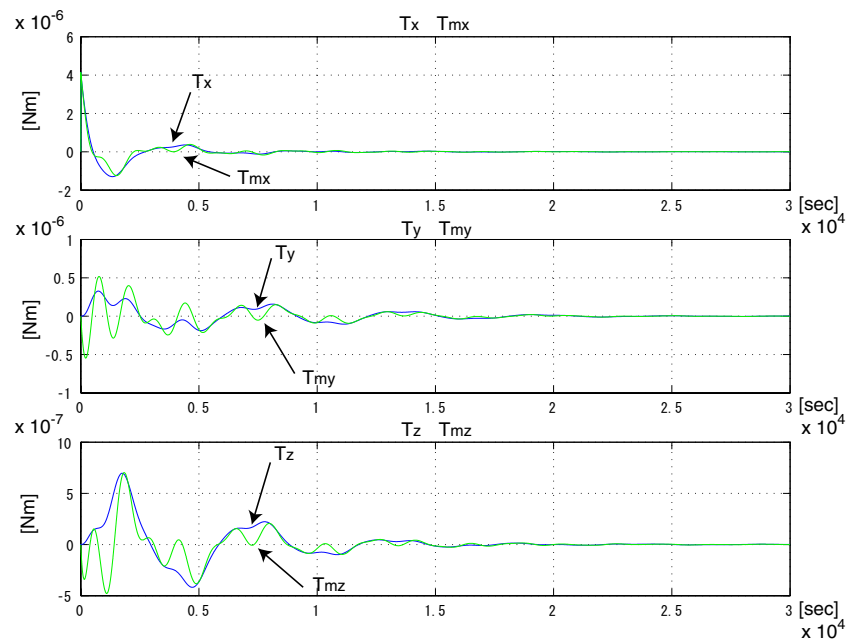


図 5.7:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $M_r=0[Am^2]$ , 要求トルクと発生トルク

### 5.3 残留磁気推定のシミュレーション

Fig.5.2 をもとに , Fig.5.8 のような外乱推定のシミュレータを構成した .

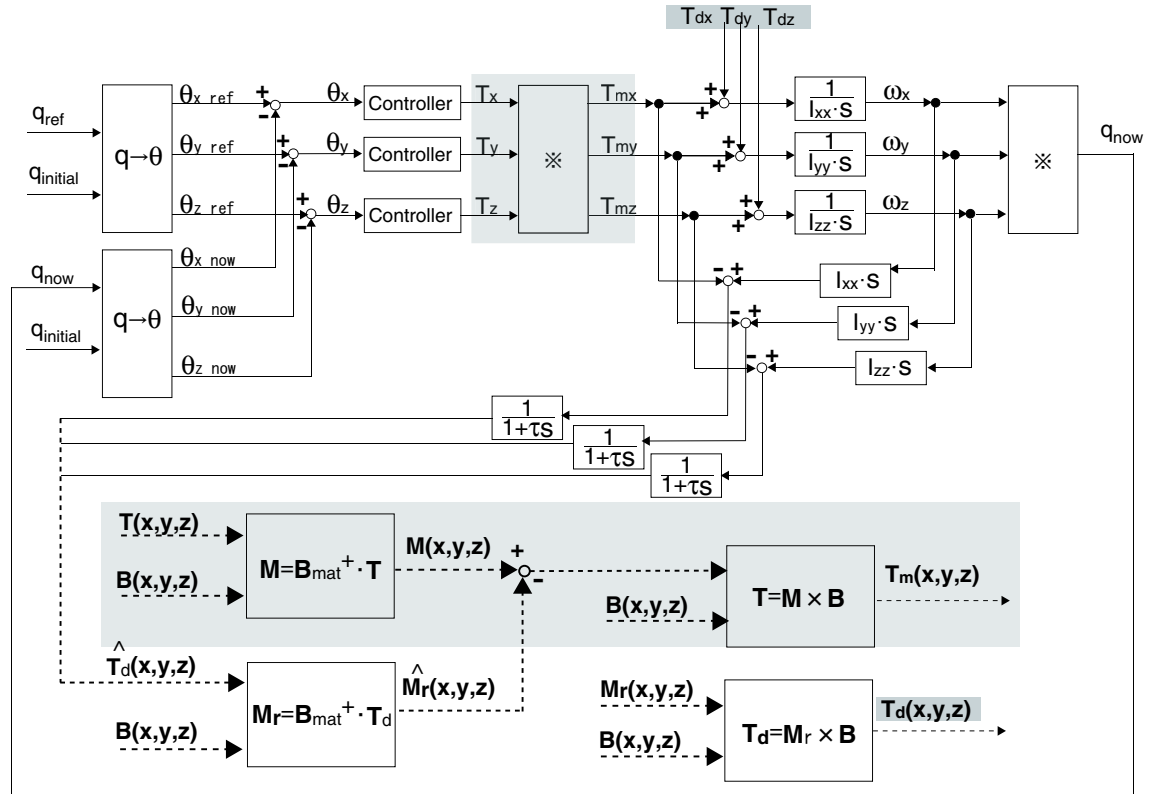


図 5.8: 残留磁気推定のシミュレータ構成図

各種条件は同じで , 衛星座標系の  $x, y, z$  軸においてそれぞれ残留磁気  $0.5[\text{Am}^2]$  であるとした . 地磁場は , 振幅が  $30000[\text{nT}]$  , 位相差が  $B_y, B_z$  をそれぞれ  $B_x$  から  $\frac{1}{3}\pi[\text{rad}]$  ,  $\frac{2}{3}\pi[\text{rad}]$  の正弦波であるとした .

また , PID コントローラのパラメータは係数図法を用いており , このときの等価時定数は  $\tau[\text{sec}]$  とした .

外乱オブザーバによる外乱推定では , 系の出力値をプラントの逆モデルに入れ , 外乱が加わる前のトルクと , 系の出力値から求めたトルクの差から外乱を推定した . このとき , プラントのモデルは

$$P(s) = \frac{1}{I_{xx}s} \quad (5.10)$$

$I_{xx}$ : 衛星座標系  $x$  軸周りの慣性モーメント  $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$

である . その逆モデルは  $I_{xx}s$  であり , プロパー (proper) であるようにするため , Fig.5.9 のようにローパスフィルタ  $Q$  を組み合わせて外乱推定をした .

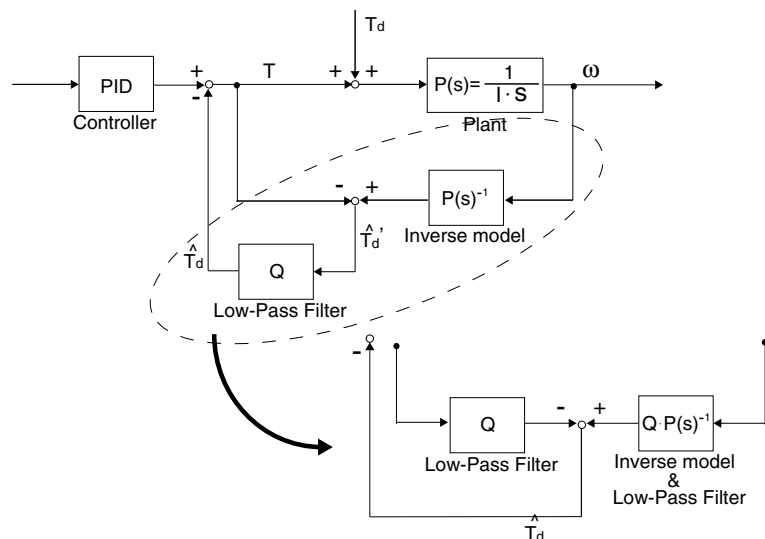


図 5.9: 外乱トルク推定

このとき，ローパスフィルタ  $Q$  は，プラントが 1 次であるので，1 次以上である必要がある．よって，1 次の  $Q(s)$  を Eq.5.11 のようにおき，時定数を  $\tau_q$  とした．

$$Q(s) = \frac{1}{1 + \tau_q s} \quad (5.11)$$

### 5.3.1 LPF の時定数 $\tau_q$ [sec] の変化による違い

まず，PID コントローラのパラメータは係数図法を用いて決めており，等価時定数  $\tau$ [sec] を 2500[sec] とした．

このとき，1 次の LPF の時定数  $\tau_q$ [sec] を変化させることで，制御誤差がどれくらい違うのか比較した．

以下に角度指令値を 10[deg] ( $= 0.1745$ [rad]) とした時の，衛星座標系の各軸まわりの角度誤差を表した．残留磁気モーメントを考慮にいたした場合，残留磁気推定を行わなかった場合，Fig.??のように各軸の角度誤差は発散した．

そこで残留磁気推定を行って，残留磁気トルク分をキャンセルしたのが，Fig.5.11 になる．外乱トルク推定の際に挿入したローパスフィルタの時定数  $\tau_q$ [sec] が小さくなるにつれて，角度誤差は小さくなった．

ここで， $\tau_q=1$ [sec] の場合，Fig.5.12 から分かるように，角度誤差は  $x$  軸まわりに 0.005[rad] ( $\approx 0.29$ [deg])， $y$  軸まわりに 0.0053[rad] ( $\approx 0.30$ [deg])， $z$  軸まわりに 0.004[rad] ( $\approx 0.23$ [deg])，であった．ここで， $x$  軸を例にとり，横軸  $\tau_q$  縦軸角度誤差として，プロットすると Fig.5.13 のようになる．よって，角度誤差 1[deg] 以下を目標としているので，このままでは  $\tau_q$  は 1～5[sec] くらいである必要がある．

また，このとき，実際の残留磁気と推定した残留磁気を Fig.5.14 に比較した．一見，推定値が大きく振動しており，推定していないように見えるが，残留磁気自

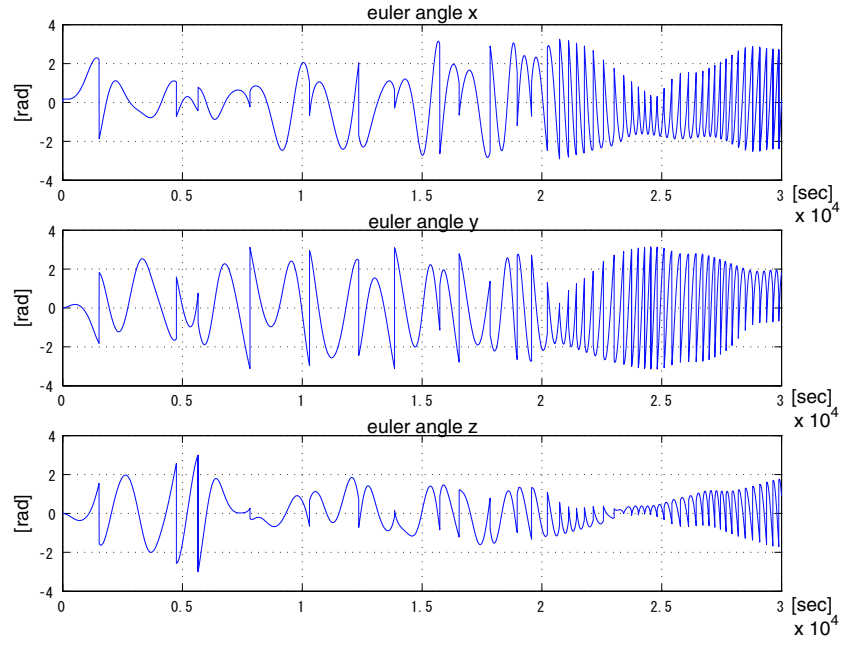


図 5.10:  $\tau=2500[\text{sec}]$ , nonDOB,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

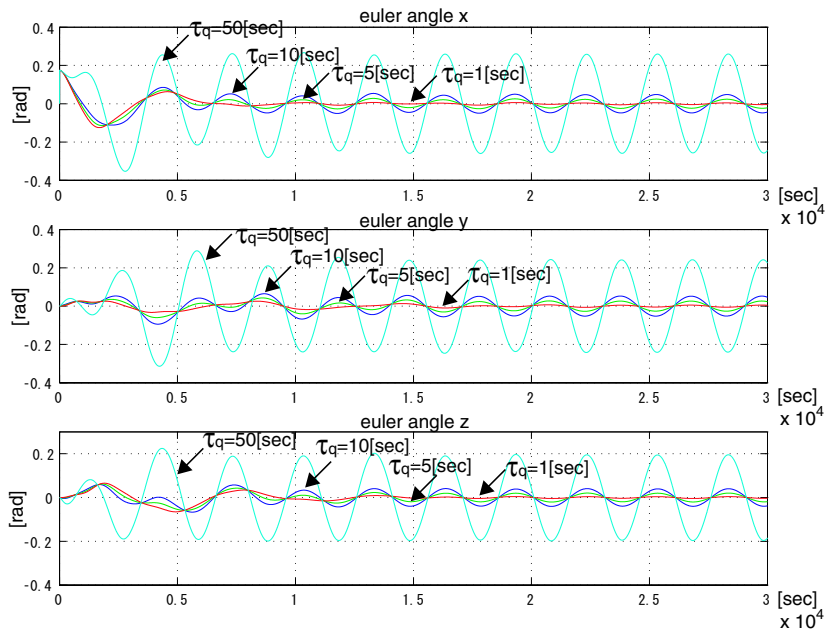


図 5.11:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=50[\text{sec}]/10[\text{sec}]/5[\text{sec}]/1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

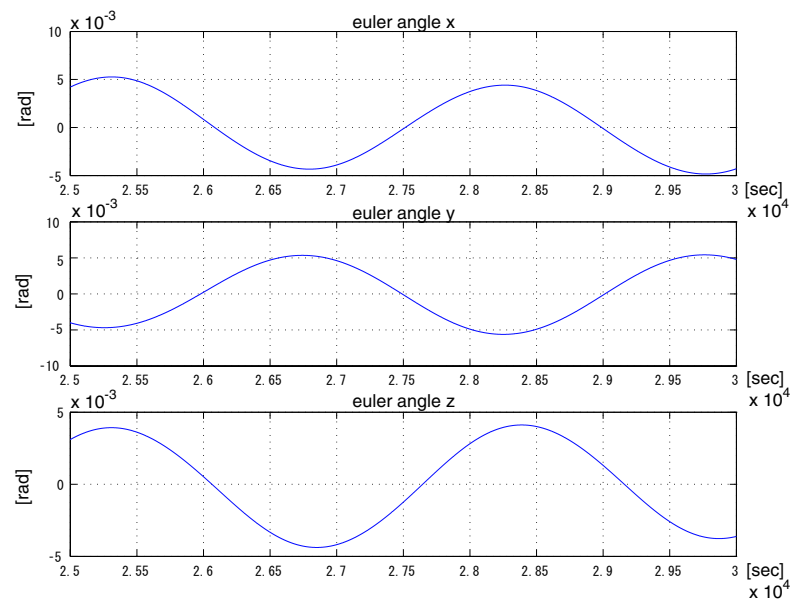


図 5.12:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 (拡大)

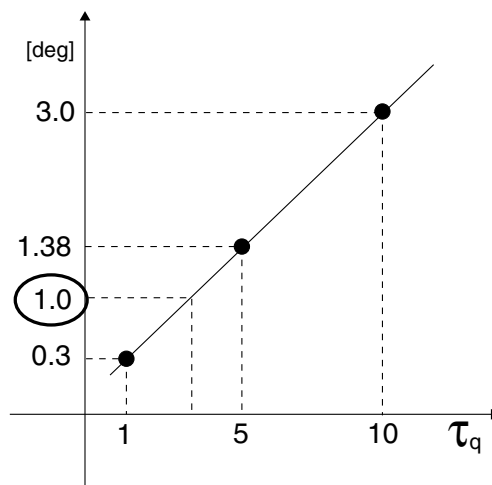


図 5.13:  $\tau_q$  と角度誤差の関係



体も，地磁場に対して垂直平面上の成分と，平行な成分にわけることができる．地磁場に平行な成分は，地磁場との間にトルクを生じないので，実際に外乱トルクを生じる有効分が存在する．この推定値はその有効分を推定している．

そのため，残留磁気モーメントにより生じた外乱トルクと，推定した残留磁気から計算して求めた外乱トルクの比較すると Fig.5.15 から，ほぼ一致していることが分かる．Fig.5.16 におけるずれは，外乱推定の際に用いたローパスフィルタの時定数  $\tau=1[\text{sec}]$  である．

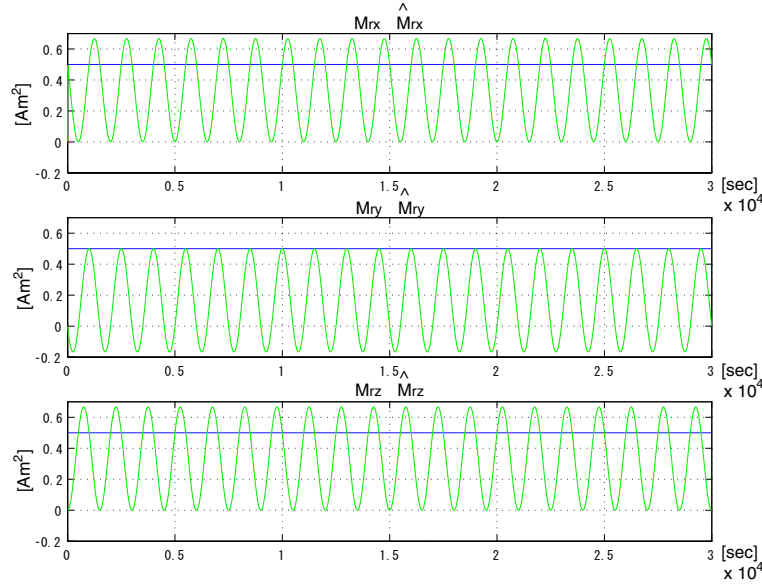


図 5.14:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメント

また，このときの残留磁気を考慮に入れた，実際に磁気トルカが出さなければならない磁気モーメント  $M$  は  $\pm 6[\text{Am}^2]$  以内であるので現実的である．

## 5.4 測定誤差による影響

### 5.4.1 地磁場センサの測定値にノイズを含む場合

測定誤差による影響をみるために，まずは Fig.5.17, Fig.5.18 のように，地磁場センサの測定値に白色雑音を加えた．地磁場の大きさが  $30000[\text{nT}]$  であるのに対し，加えた白色雑音は  $200[\text{nT}]$  である．

このとき，外乱オブザーバの時定数  $\tau_q$  を  $10, 5, 1[\text{sec}]$  と変えた時の，角度誤差を Fig.5.19 に示した．以下の Fig.5.20, Fig.5.21, Fig.5.22 は地磁場センサの測定値に雑音がある場合とない場合の比較である． Fig.5.23 は，外乱オブザーバの時定数  $\tau_q=1[\text{sec}]$  としたときの，残留磁気モーメントの実際の値と推定値の比較である． Fig.5.23 を拡大すると， Fig.5.24 のようになる．これは， $30000[\text{nT}]$  の地磁場に約

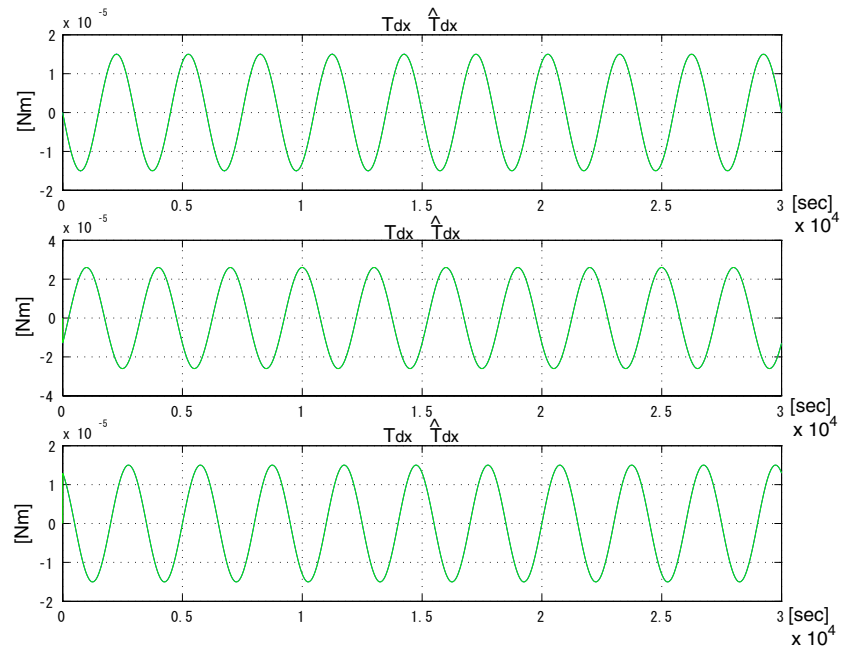


図 5.15:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $tq=1[\text{sec}]$ ,  $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 真の外乱トルクと計算値

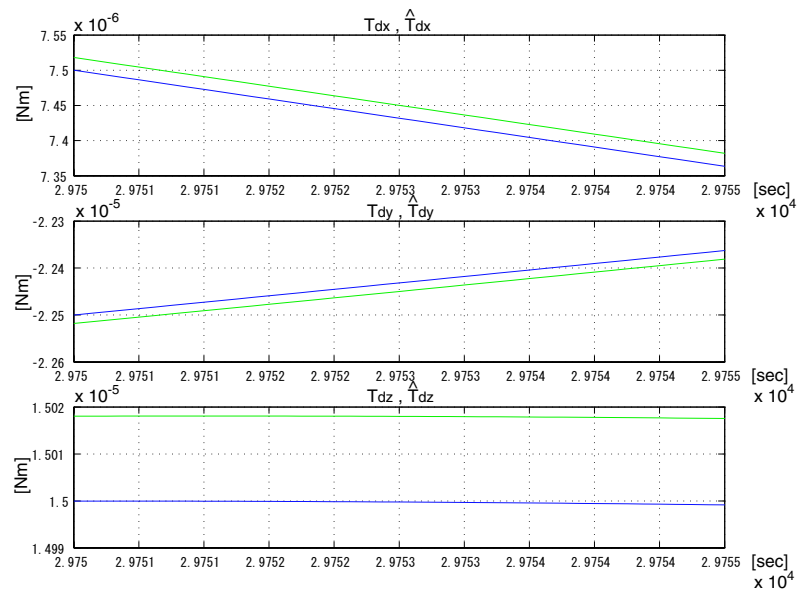
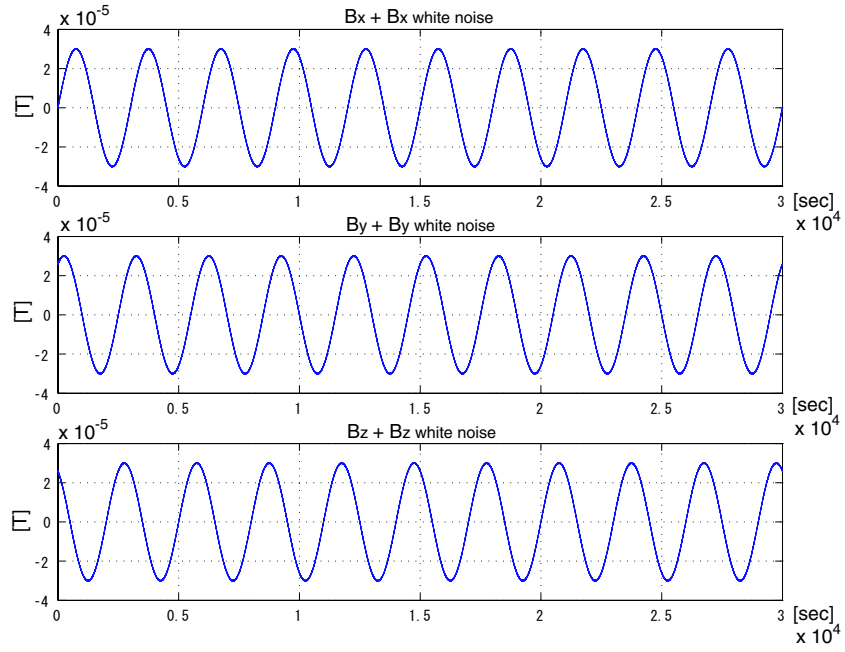
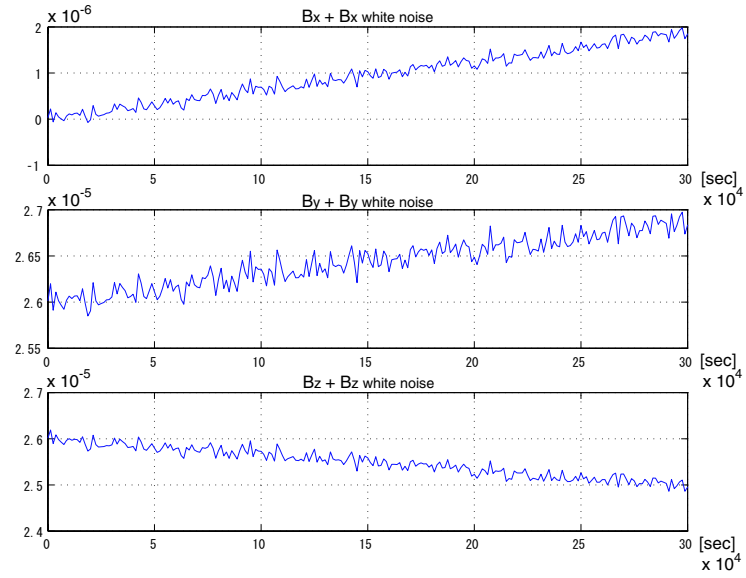


図 5.16:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $tq=1[\text{sec}]$ ,  $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 真の外乱トルクと計算値 (拡大)



☒ 5.17: White noise on Geomagnetic Aspect Sensor



☒ 5.18: White noise on Geomagnetic Aspect Sensor

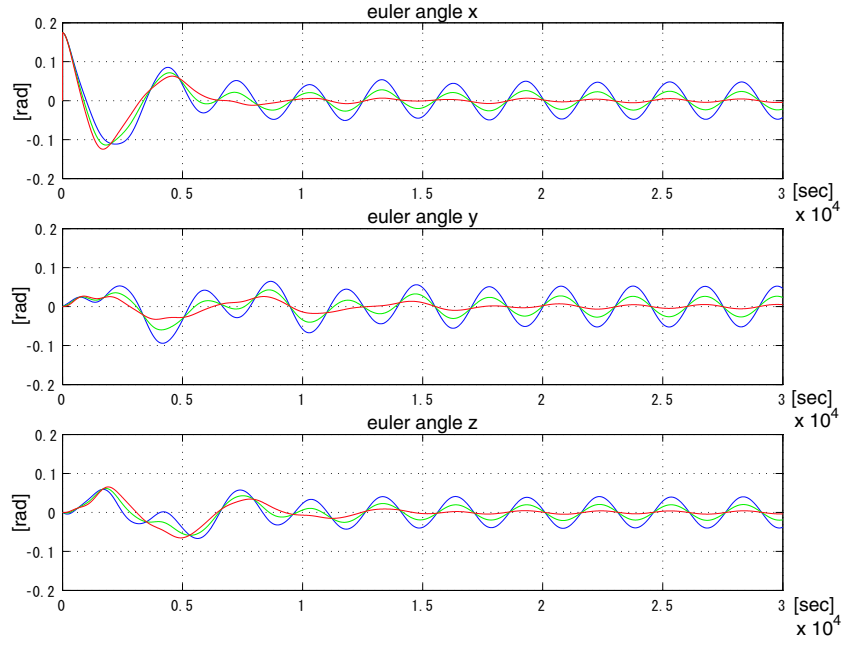


図 5.19: White noise on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=10[\text{sec}]/5[\text{sec}]/1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

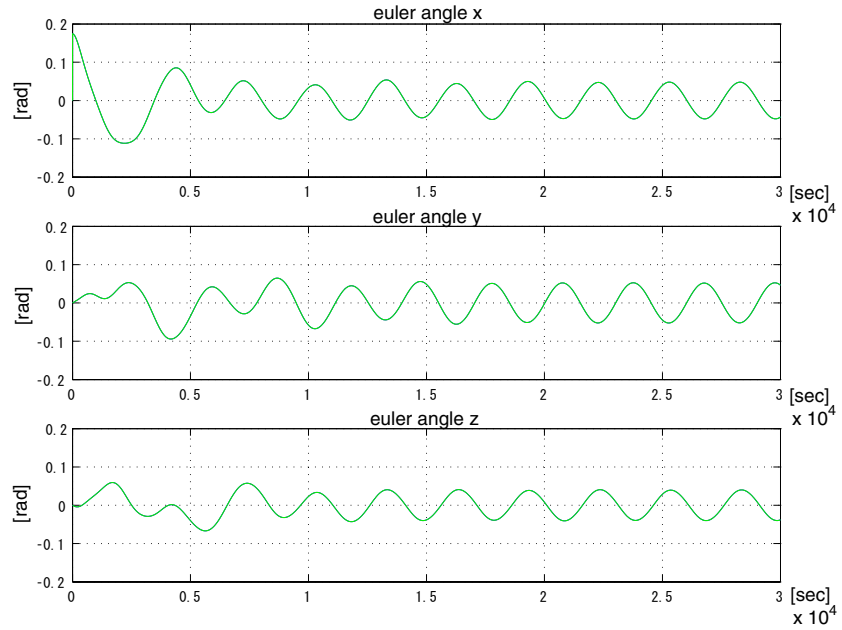


図 5.20: White noise on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=10[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差, white noise 有無による比較

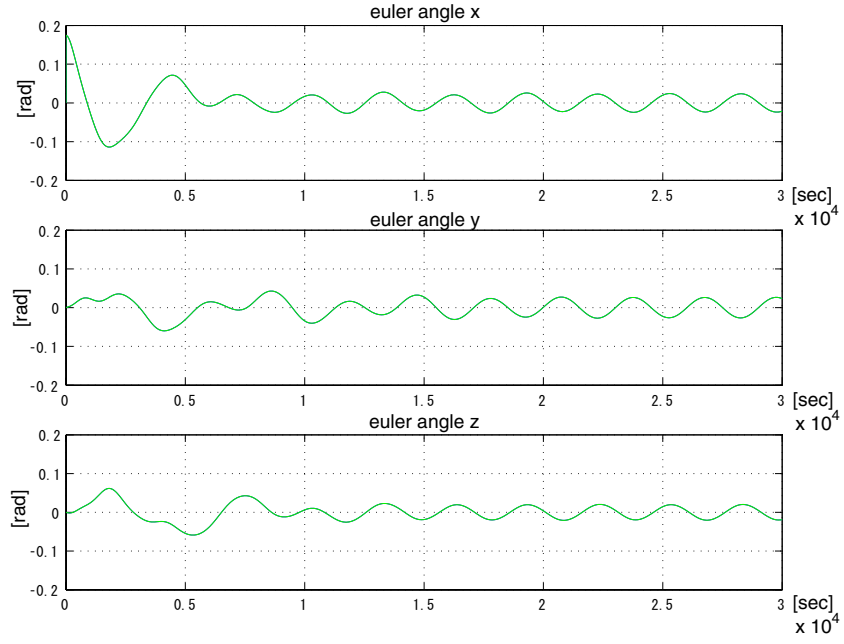


図 5.21: White noise on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=5[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差, white noise 有無による比較

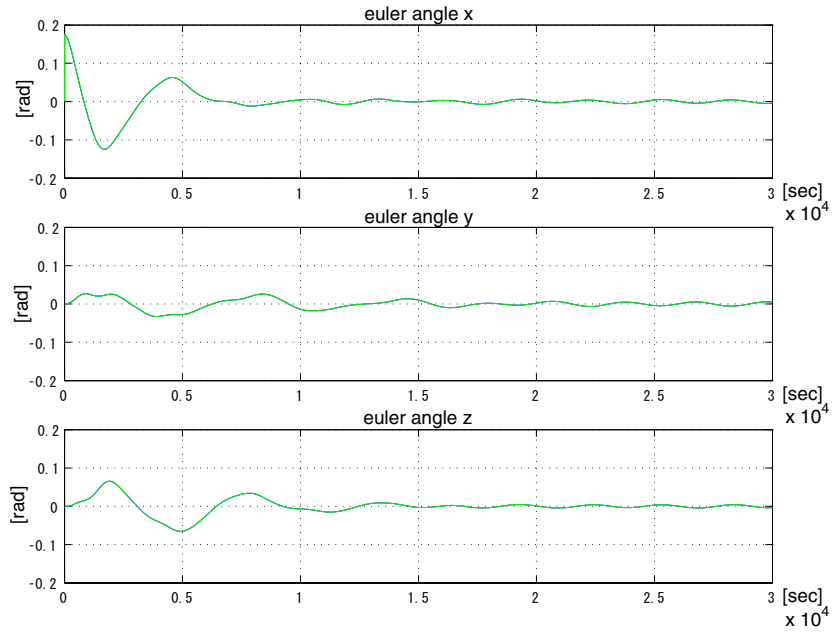


図 5.22: White noise on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差, white noise 有無による比較

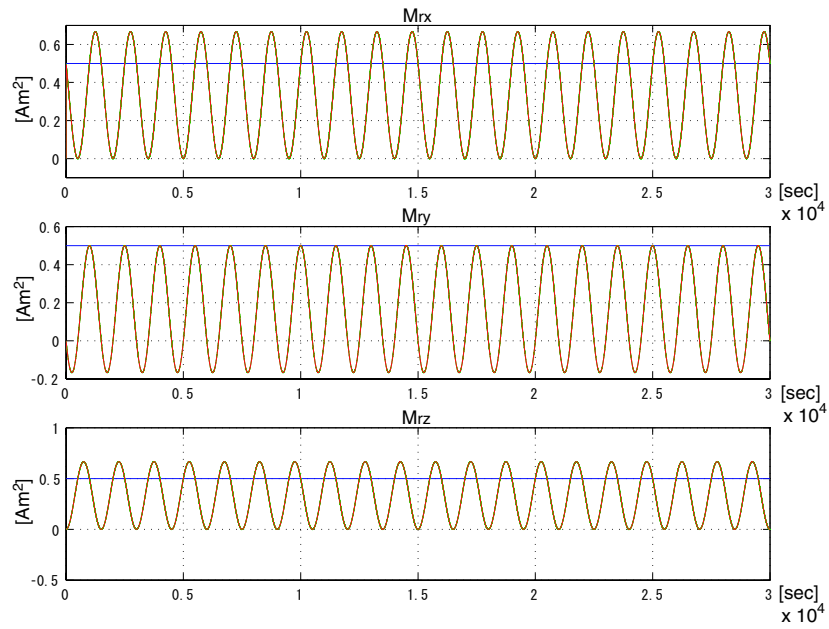


図 5.23: White noise on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, white noise 有無による比較

1% の雑音ののった値を元に, 残留磁気を計算しており,  $0.5[\text{Am}^2]$  の大きさの残留磁気に対して,  $0.005[\text{Am}^2]$  の雑音ののっているこの結果は妥当であるといえる。

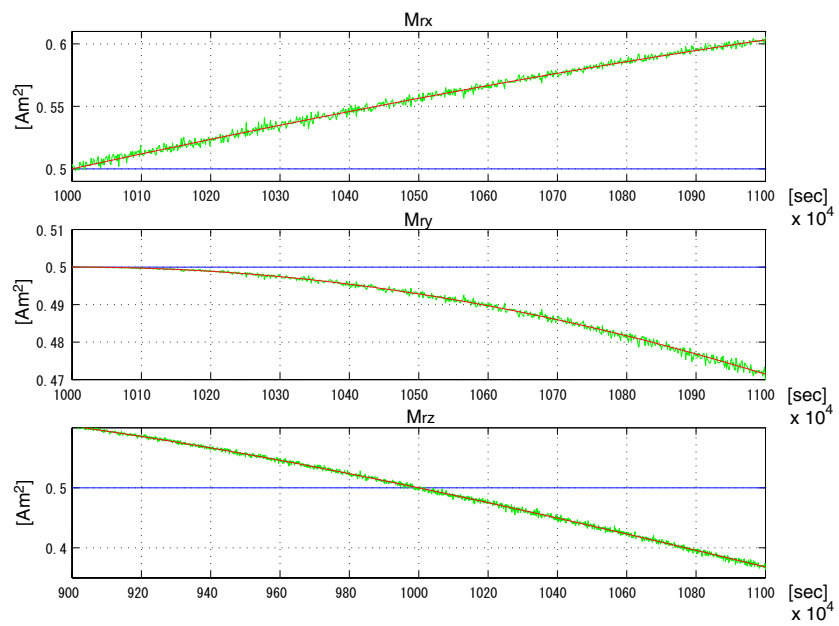


図 5.24: White noise on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, white noise 有無による比較 (拡大)

### 5.4.2 地磁場センサの測定値にバイアスを持つ場合

つぎに、地磁場センサの測定値にバイアス誤差がのっている場合を考えた．地磁場の大きさが  $30000[\text{nT}]$  であるのに対し、加えたバイアス誤差は  $200[\text{nT}]$  である．このとき、外乱オブザーバの時定数  $\tau_q$  を  $10, 5, 1[\text{sec}]$  と変えた時の、角度誤差を Fig.5.19 に示した．以下の Fig.5.26, Fig.5.26, Fig.5.26 は地磁場センサの測定値に

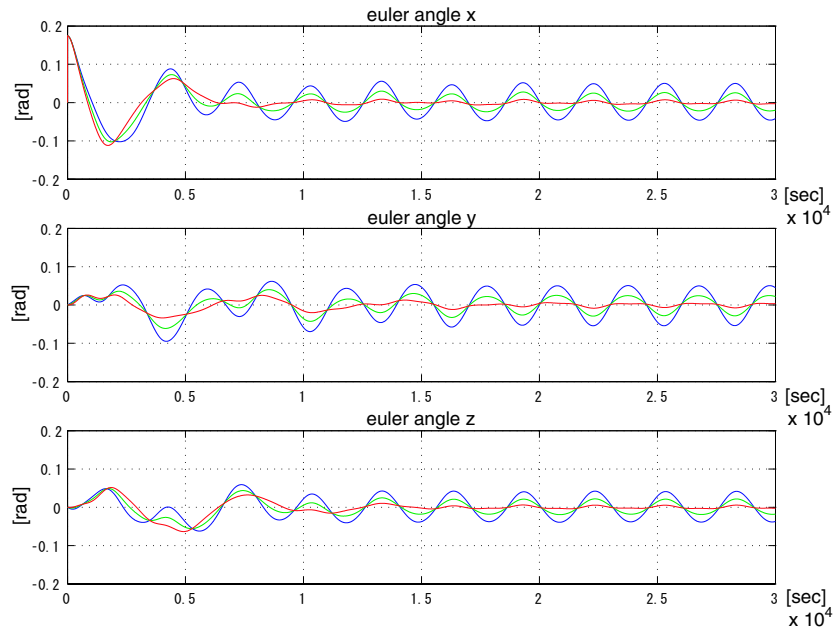


図 5.25: Bias on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=10[\text{sec}]/5[\text{sec}]/1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

バイアス誤差がある場合とない場合の比較である．

Fig.5.30 において、外乱オブザーバの時定数  $\tau_q=1[\text{sec}]$  としたときの、残留磁気モーメントの実際の値と推定値の比較である．推定値においてはバイアス誤差がある場合とない場合についても比較した．



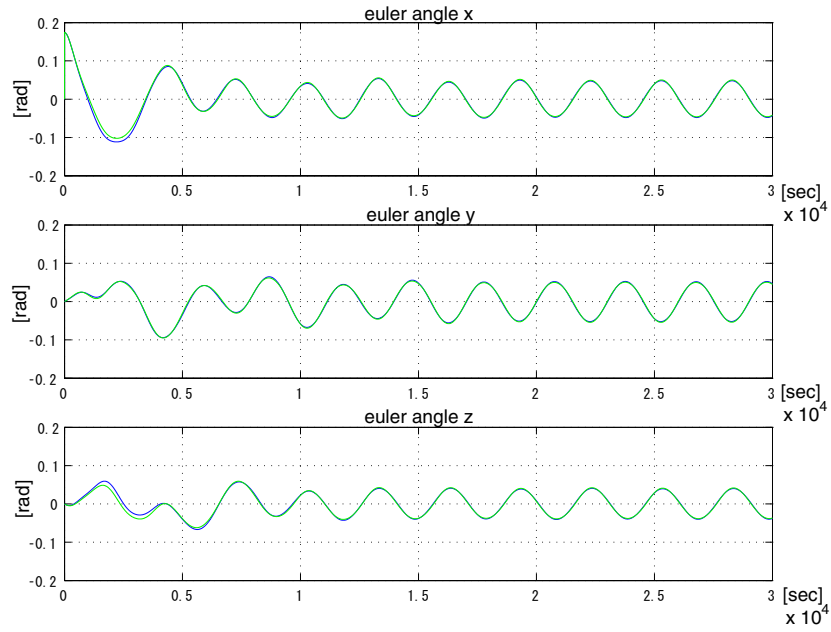


図 5.26: Bias on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=10[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

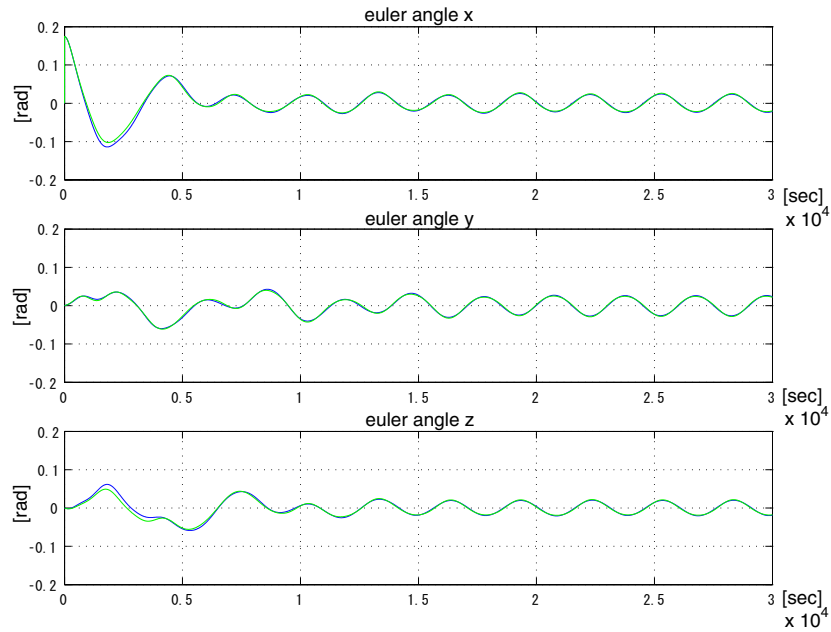


図 5.27: Bias on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=5[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

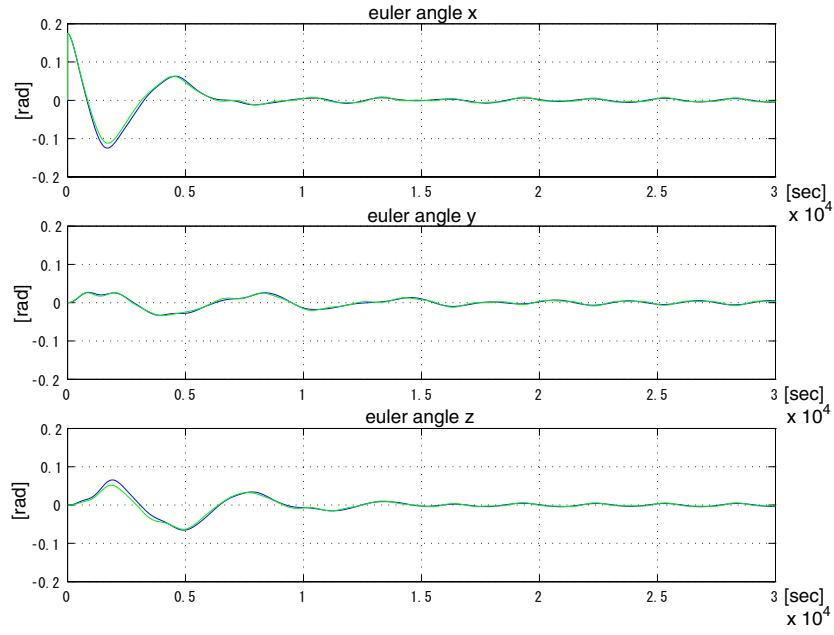


図 5.28: Bias on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

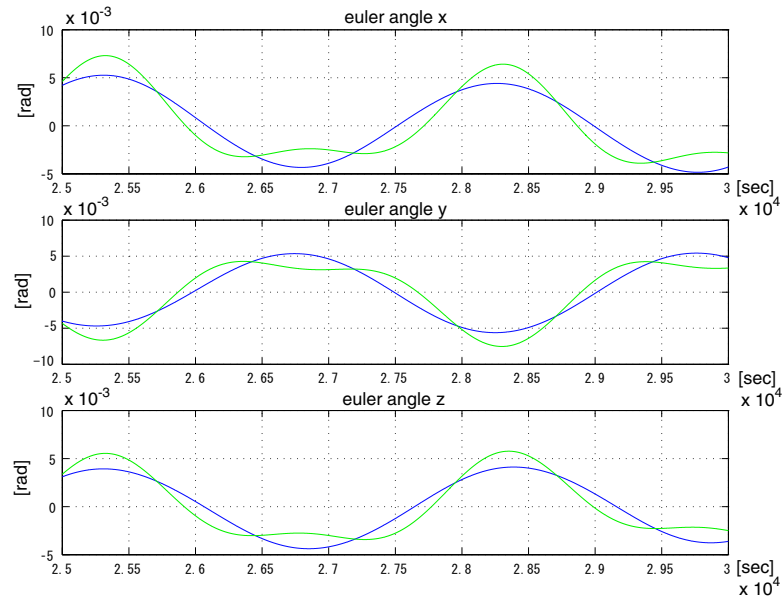


図 5.29: Bias on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 (拡大)

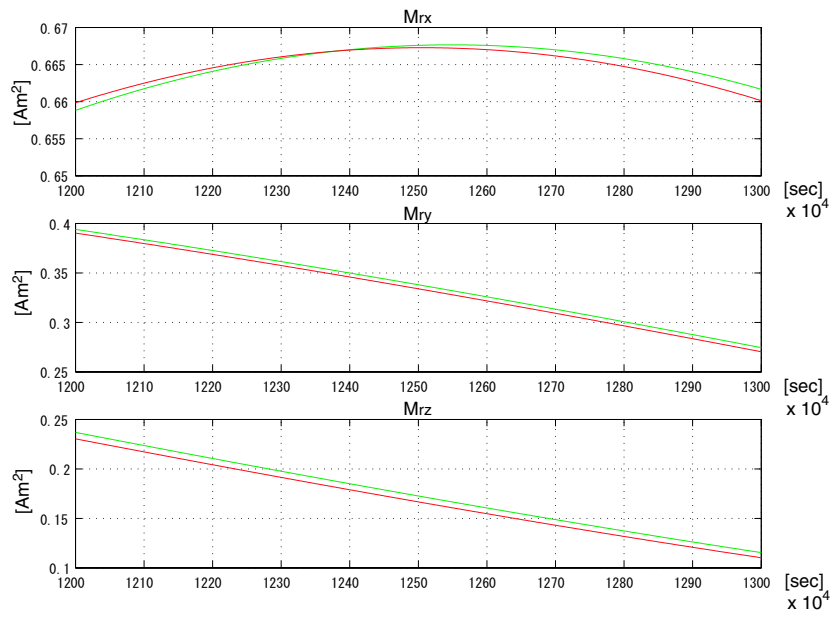


図 5.30: Bias on Geomagnetic Aspect Sensor,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, バイアスの有無による比較 (拡大)

### 5.4.3 角速度センサの測定値にノイズを含む場合

最後に，角速度センサの測定値に白色雑音がついている場合を考えた．Fig.5.31は，外乱オブザーバの時定数  $\tau_q$  を 1, 5, 10[sec] と変えた時の，角度誤差を示している．

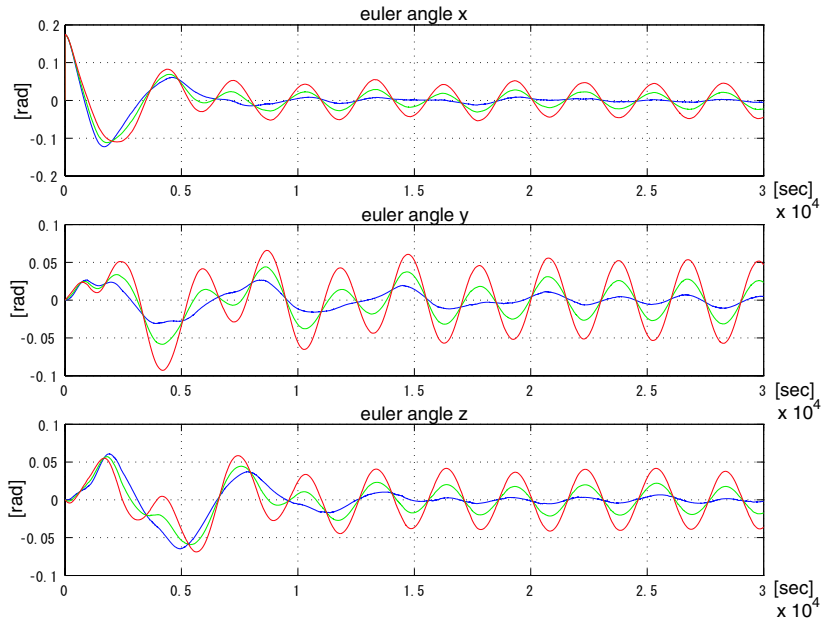


図 5.31:  $\omega$  白色ノイズ,  $\tau=2500$ [sec],  $t_q=1$ [sec]/5[sec]/10[sec],  $M_r=0.5$ [Am<sup>2</sup>], 角度誤差

そのときの，それぞれの時定数の場合の，残留磁気の推定値は Fig.5.32 Fig.5.33 Fig.5.34 のようになっている．外乱オブザーバの時定数  $\tau_q$  が大きくなるにつれ，角速度の観測雑音はより低い周波数までカットされるので，残留磁気モーメントにのってくる雑音も低減しているのが分かる．しかし，現状では角速度の観測雑音がある場合には，オブザーバの時定数が 1[sec] 前後と小さいので，多くの雑音はいることとなり，残留磁気を推定することは困難であることがいえる．

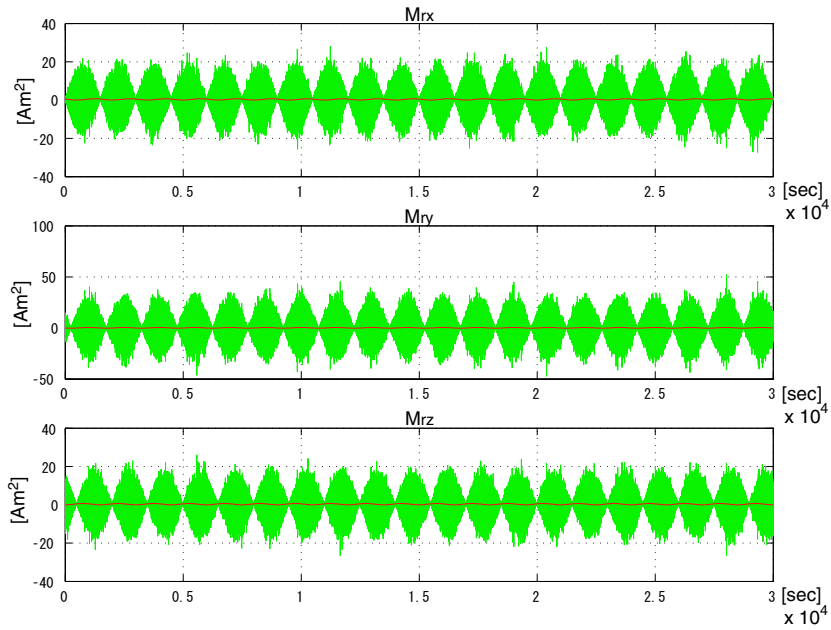


図 5.32:  $\omega$  白色ノイズ,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, 白色ノイズの有無による比較

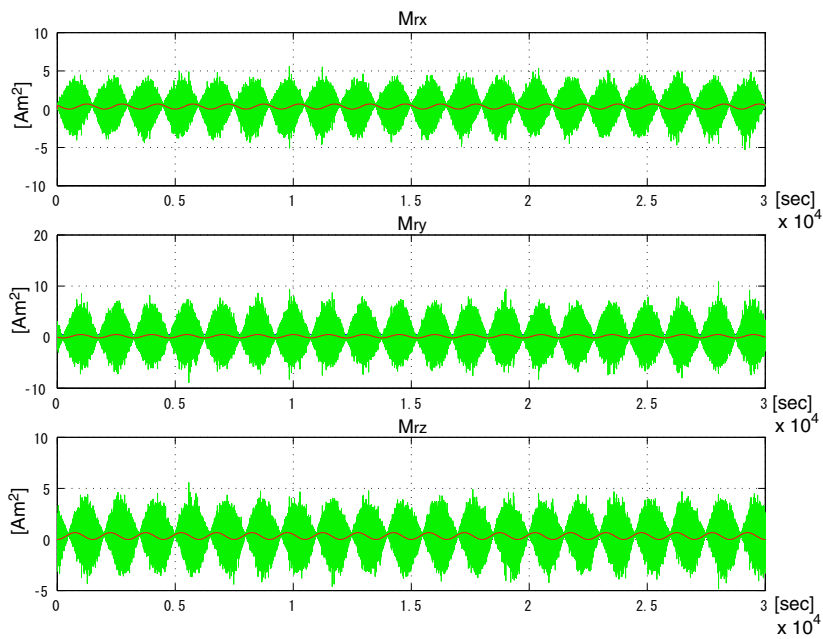


図 5.33:  $\omega$  白色ノイズ,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=5[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, 白色ノイズの有無による比較

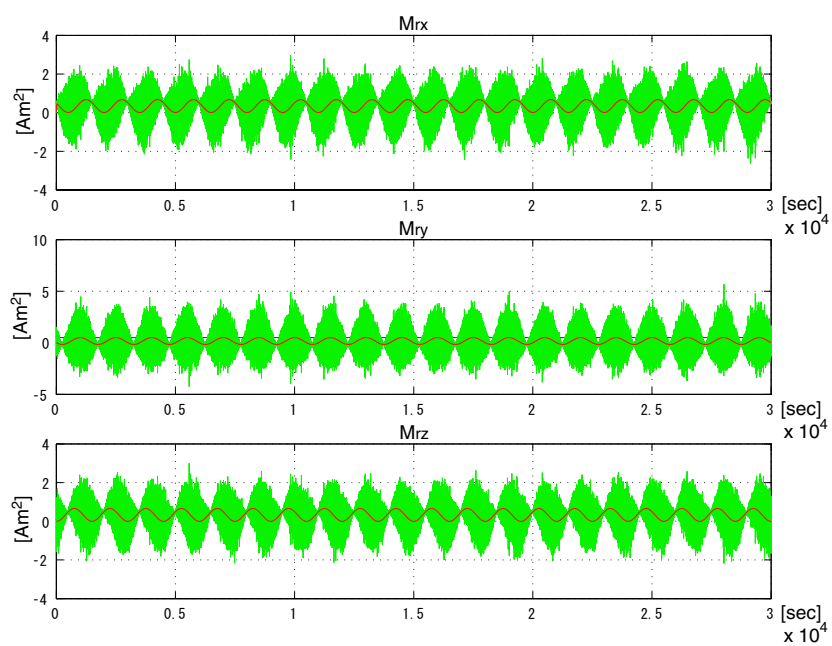


図 5.34:  $\omega$  白色ノイズ,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=10[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, 白色ノイズの有無による比較

## 5.5 その他の外乱トルクの影響

### 5.5.1 太陽輻射圧トルク (solar radiation torque) による影響

太陽輻射圧トルク (solar radiation torque)

太陽はエネルギーを放射しており，その値は地球の周辺では  $I = 1353 \pm 20 [\text{W}/\text{m}^2]$  の大きさを持つ．このエネルギーが，物体の表面にあたり，吸収，反射されると，受光面に力を与える．

放射のエネルギー  $E$  は，等価的に質量  $m$ ，速度  $c$  (光速) の光子 (photons) がもたらすと考えられ， $E = mc^2$  のように表される．これが受光面に与える運動量の増加は

$$\Delta P = \frac{E}{c} = \frac{IA\Delta t}{c} \quad (5.12)$$

$A$ : 物質の表面積， $\Delta t$ : 時間間隔

$$F = \frac{\Delta P}{\Delta t} = \frac{IA}{c} = PA \quad (5.13)$$

ここで  $P \equiv I/c$  が物体に与える放射圧になり，黒体のように全てが吸収された場合は， $P = 4.5 \times 10^{-6} [\text{N}/\text{m}^2]$  となる．

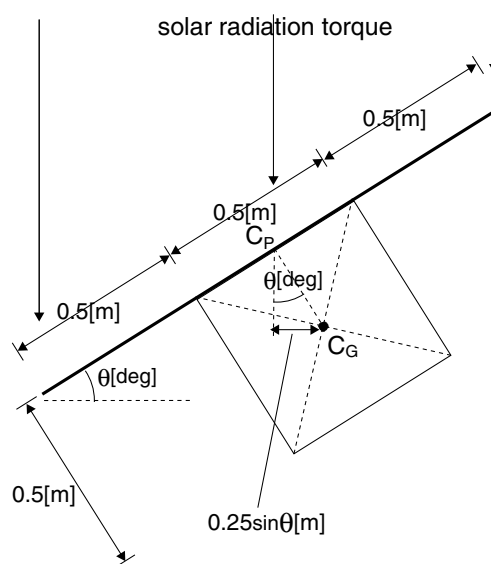


図 5.35: 太陽輻射圧トルクの図

今，Fig.5.35 のように衛星があるとする．このとき， $x$  軸まわりに最も太陽輻射圧トルクが影響するのは，衛星の太陽パドルが付いている  $+z$  平面である．そこで，ここでは簡単のため，外乱として入る太陽輻射圧トルクは，太陽パドルが受光する分のみとする．

$+z$  平面が太陽へ向いている場合，太陽からの光に対して面が  $\theta[\text{deg}]$  傾いていると

したときの受光断面積  $A$  は，以下ようになる．

$$\begin{aligned} A &= 0.5 \times 1.5 \times \cos \theta \\ &= 0.75 \times \cos \theta [m^2] \end{aligned} \quad (5.14)$$

このとき  $+z$  平面が完全吸収面をもつ衛星だと考えると，受ける力  $F$  は以下のようになる．

$$\begin{aligned} F &= 0.75 \times \cos \theta \times 4.5 \times 10^{-6} \\ &= 3.375 \times 10^{-6} \times \cos \theta [N] \end{aligned} \quad (5.15)$$

また，受光している  $+z$  平面の輻射圧中心を  $C_P$ ，機体の質量中心を  $C_G$  とおく．このとき， $C_P$  から太陽光と平行にのびた力の作用方向と，質量中心  $C_G$  の距離は  $0.25 \times \sin \theta [m]$  と考えられる．そこで，完全吸収面をもつ衛星と考えると，受ける外乱トルク  $T_d$  は以下のようになる．

$$\begin{aligned} T_d &= F \times 0.25 \times \sin \theta \\ &= 0.421875 \times 10^{-6} \times \sin 2\theta [N \cdot m] \end{aligned} \quad (5.16)$$

よって， $\theta = 45[\text{deg}]$  のとき，太陽輻射圧トルク  $T_d$  は最大  $0.421875 \times 10^{-6} [N \cdot m]$  となる．

今，衛星は地球の極軌道をおよそ  $100[\text{min}]$  で周回しており，太陽から見て地球の表側または裏側にあるかで，日照，日陰がある．そこで，Fig.5.36 のように日照及び日陰時間が繰り返されるとして，外乱トルクを加えることにする．結果的に

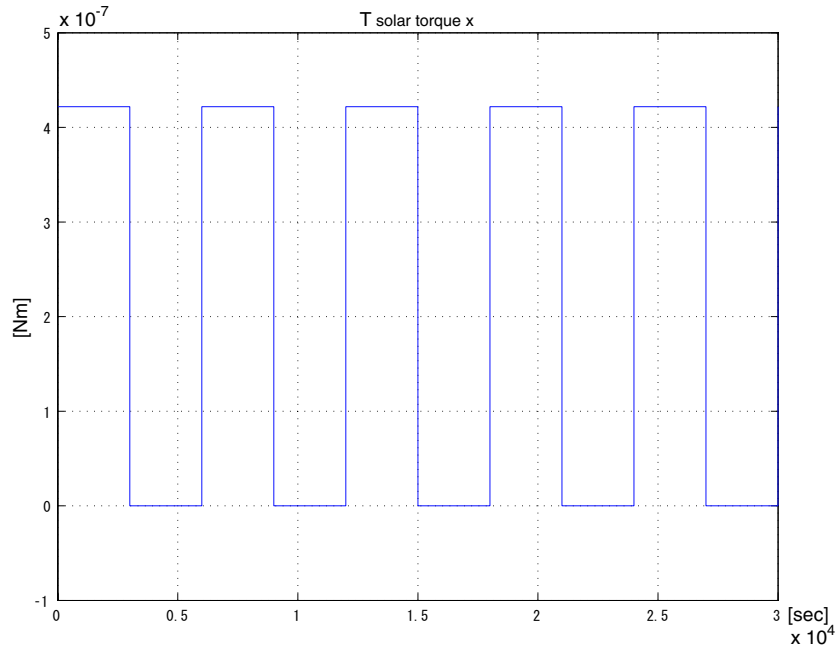


図 5.36: 太陽輻射圧トルク (solar radiation torque)



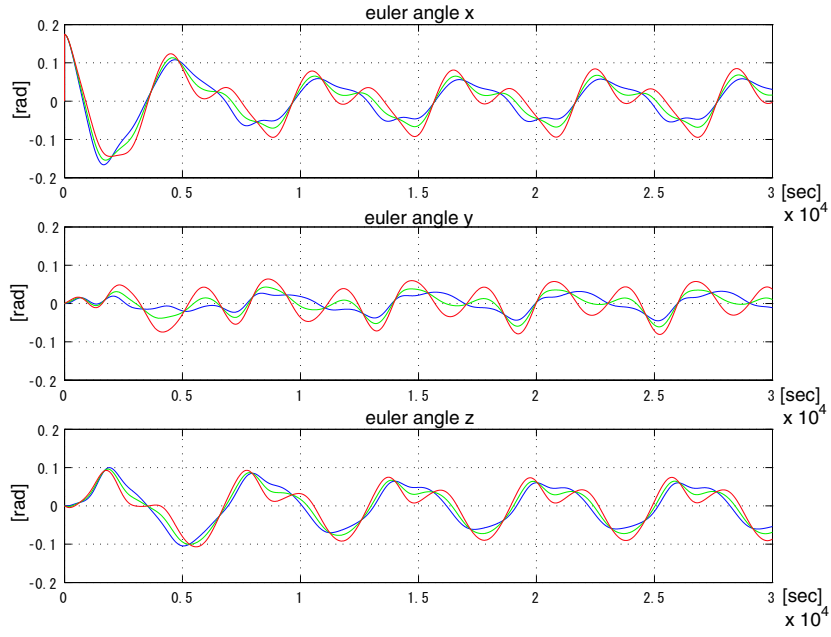


図 5.37: solar radiation torque,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $tq=1[\text{sec}]/5[\text{sec}]/10[\text{sec}]$  ,  $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

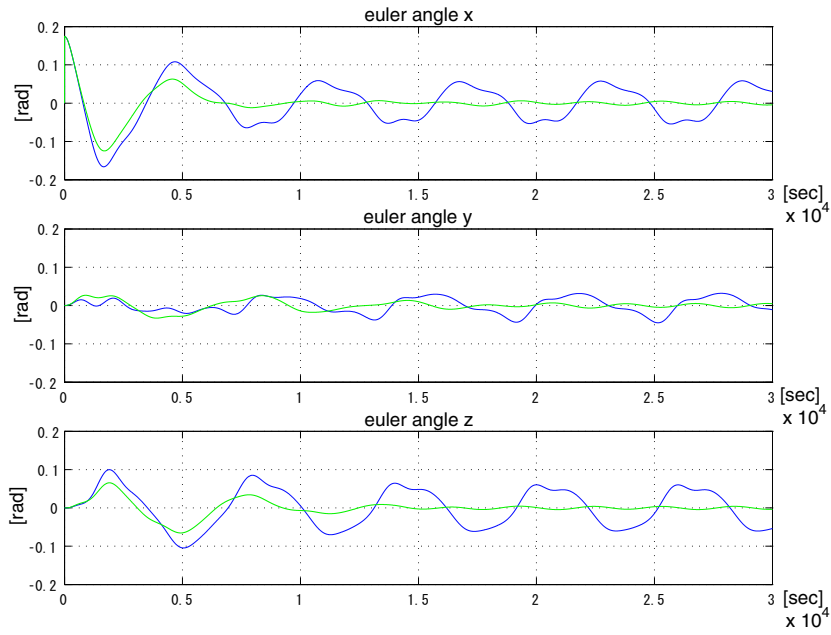


図 5.38: solar radiation torque,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $tq=1[\text{sec}]$  ,  $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

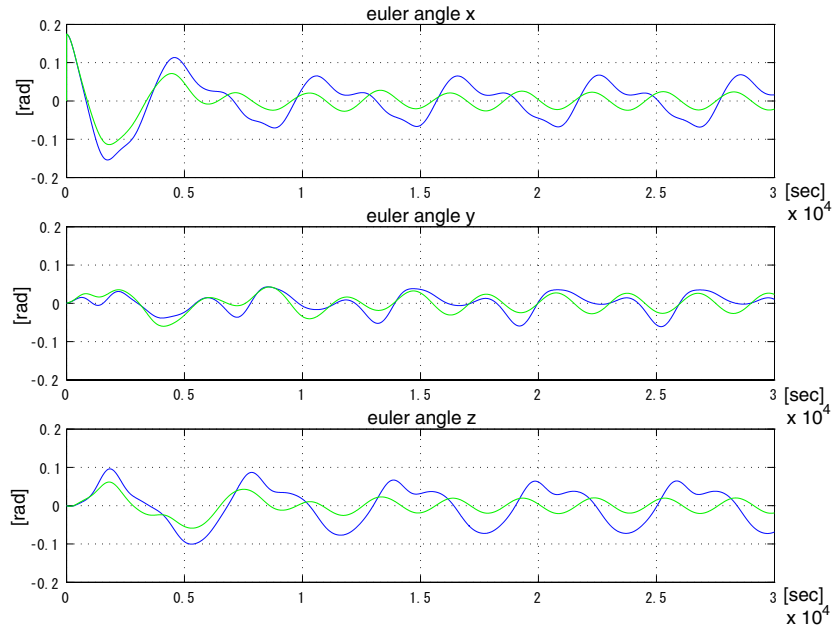


図 5.39: solar radiation torque,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $tq=5[\text{sec}]$ ,  $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

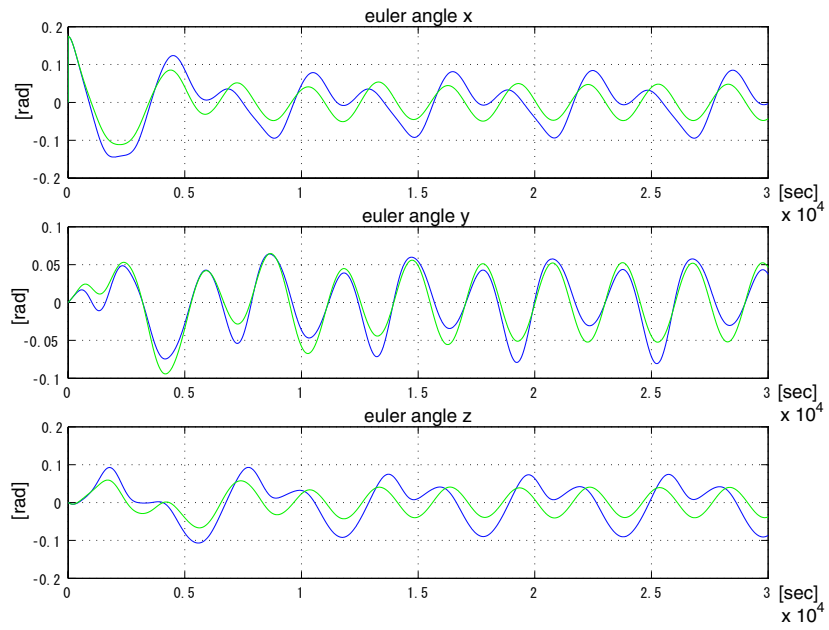


図 5.40: solar radiation torque,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $tq=10[\text{sec}]$ ,  $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

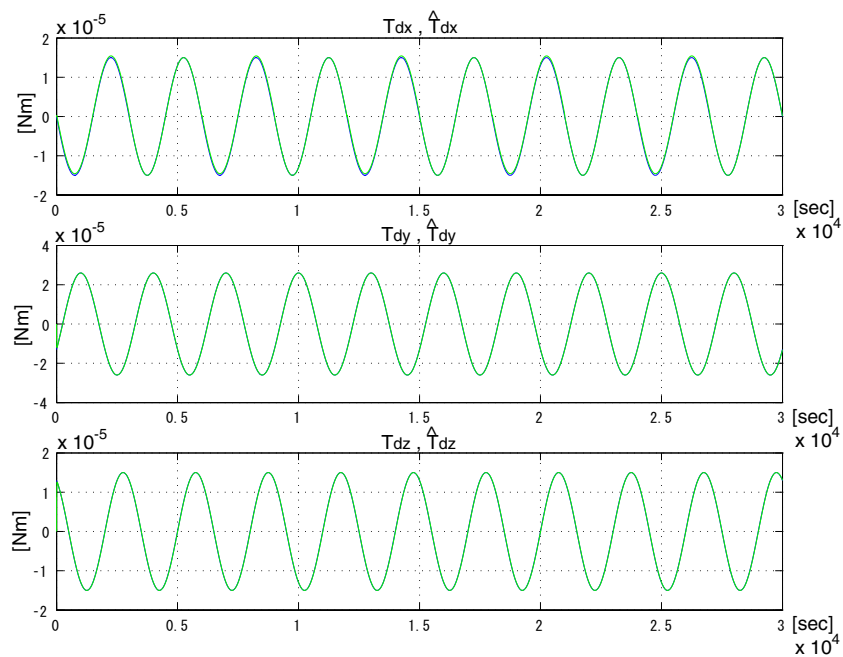


図 5.41: solar radiation torque,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $tq=5[\text{sec}]$ ,  $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 実際の  $Td$  と  $Mr$  の推定値から計算した  $Td$

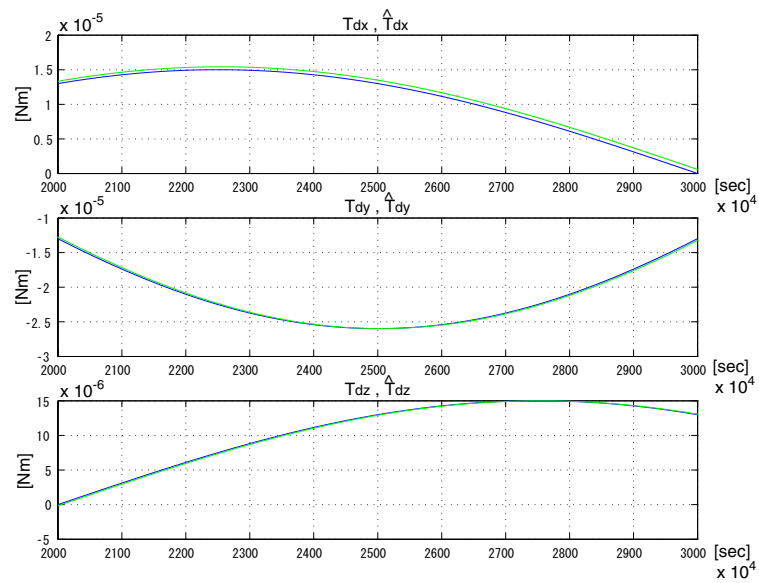


図 5.42: solar radiation torque,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $tq=5[\text{sec}]$ ,  $Mr=0.5[\text{Am}^2]$ , 実際の  $Td$  と  $Mr$  の推定値から計算した  $Td$ (拡大)

は、残留磁気トルク以外の外乱，たとえば太陽輻射圧トルクが入っていると，その分の外乱トルクまでキャンセルできるようなことはないので，必ず姿勢精度は悪くなる．しかし，少なくとも残留磁気推定が破綻することはないと考えられる．

## 5.6 シミュレーションにおいて工夫した点

### 5.6.1 時間蓄積型の擬似逆行列による手法

今，Eq.5.18 のような擬似逆行列のとりかたを考える．

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_d &= \begin{pmatrix} M_y B_z - M_z B_y \\ M_z B_x - M_x B_z \\ M_x B_y - M_y B_x \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} \\ &\equiv \mathbf{B}_{\text{mat}} \cdot \hat{\mathbf{M}}_r \end{aligned} \quad (5.17)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{T}_{d(1)} \\ \mathbf{T}_{d(2)} \\ \vdots \\ \mathbf{T}_{d(n-1)} \\ \mathbf{T}_{d(n)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{\text{mat}(1)} \\ \mathbf{B}_{\text{mat}(2)} \\ \vdots \\ \mathbf{B}_{\text{mat}(n-1)} \\ \mathbf{B}_{\text{mat}(n)} \end{bmatrix} \cdot \hat{\mathbf{M}}_r \quad (5.18)$$

$$\hat{\mathbf{M}}_r = \mathbf{B}_{\text{mat}}^+ \cdot \mathbf{T} \quad (5.19)$$

よって， $\mathbf{B}_{\text{mat}}$  の擬似逆行列を求めることで，あるトルクに対して必要な磁気モーメント  $\mathbf{M}$  が求められる．このとき求められる磁気モーメント  $\mathbf{M}_r$  は Fig.5.43 のようになる．

Fig.5.44 から，地磁場の時間変化によって，2 つ以上できた残留磁気トルクの垂直平面を重ね合わせることで正確な残留磁気モーメントが求められることが分かった．蓄積型の方が定性的にはノイズなどに強いと思われるが，性能の差は見られなかった．この点については今後の課題とする．

### 5.6.2 地磁場ベクトルの測定値と外乱推定値の位相をあわせることの影響

残留磁気を推定する際，計算に用いていたデータは，外乱推定値と地磁場の測定値であるが，外乱推定値はオブザーバを通してしているので，ローパスフィルタの時定数  $\tau_q$  分だけ位相が遅れていた．そこで，計算する前に，地磁場の測定値の方にもあえて同じローパスフィルタを設け，同位相とすることで，より精度良く残留磁気を求めることを考えた．

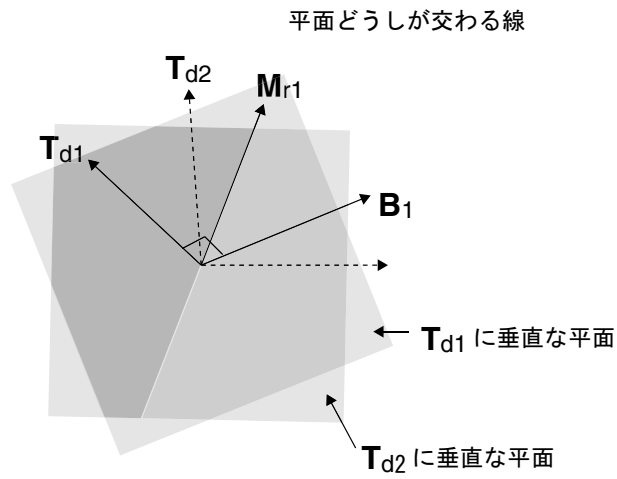


図 5.43: 時間蓄積による残留磁気モーメントの推定

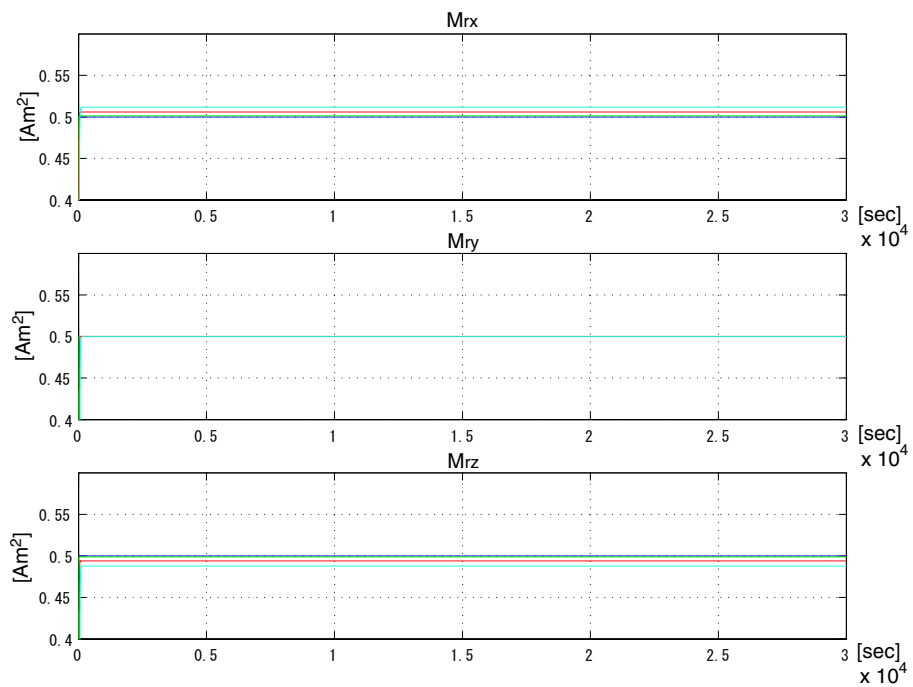


図 5.44:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]/5[\text{sec}]/10[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値

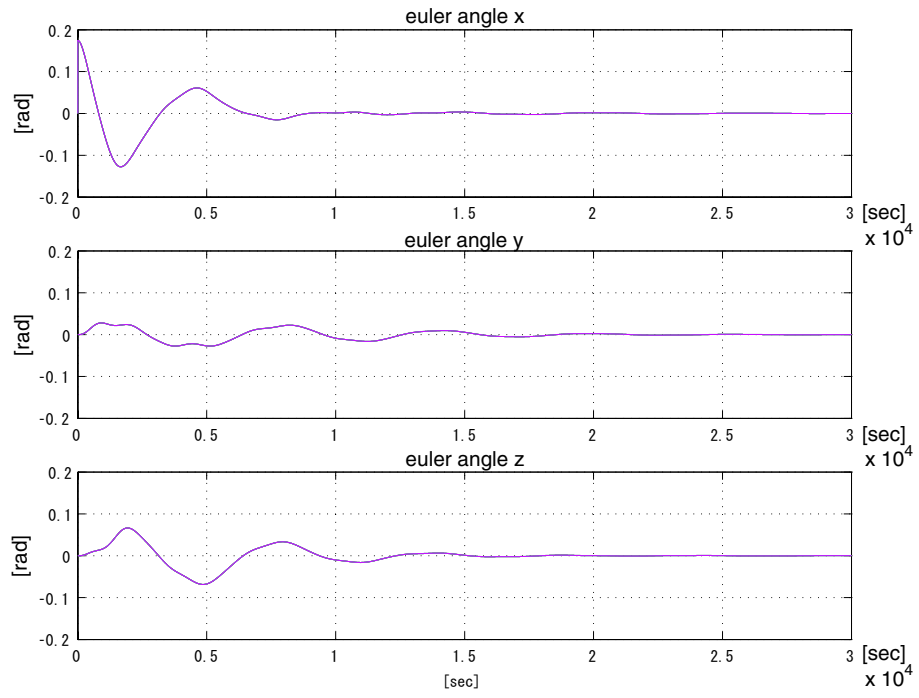


図 5.45:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

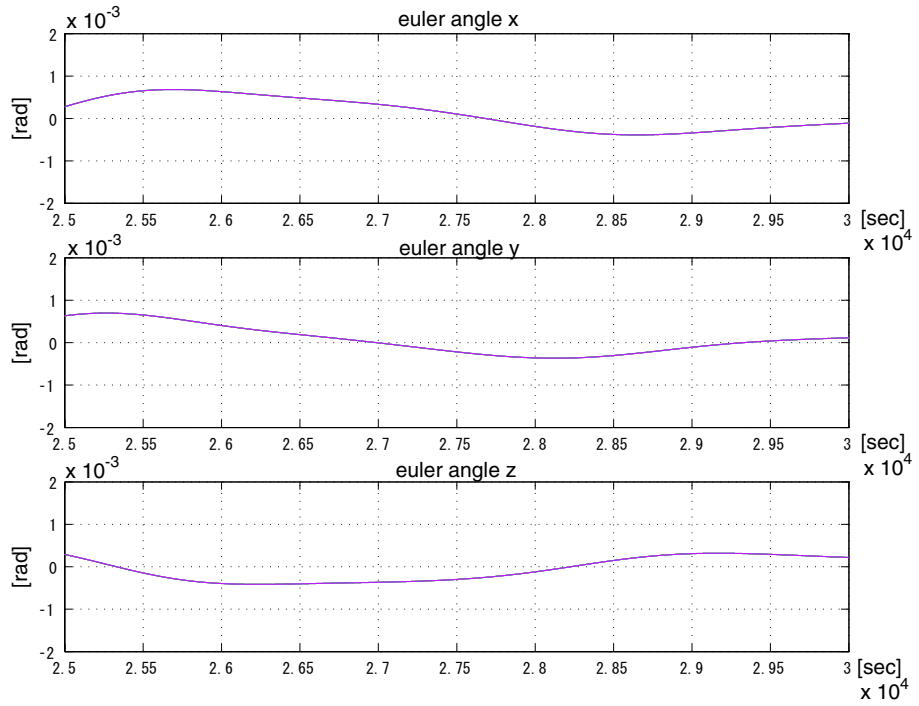


図 5.46:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差

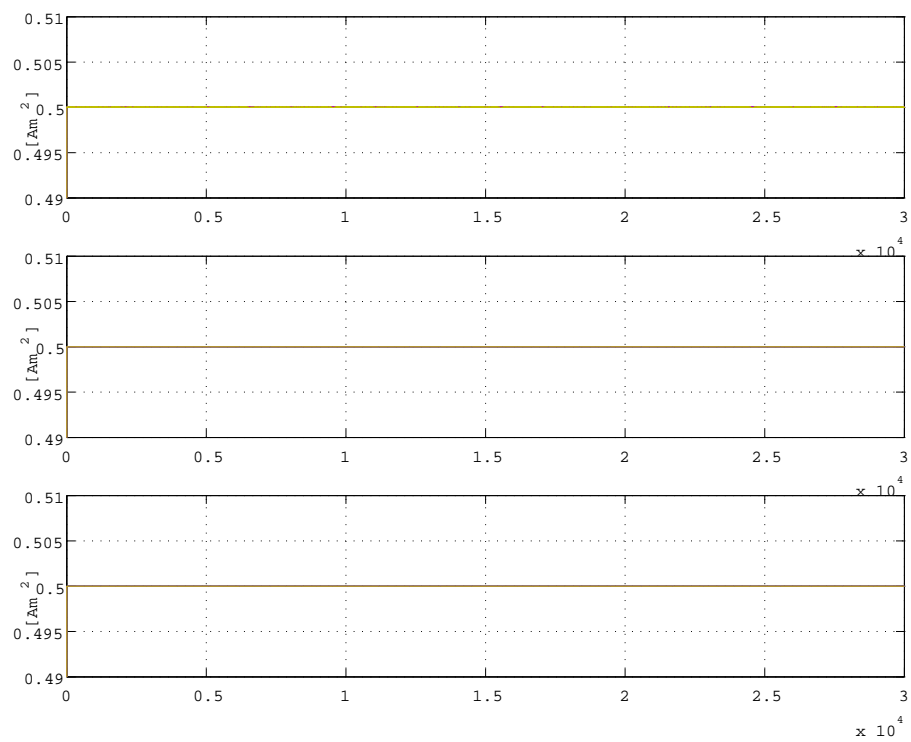


図 5.47:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ ,  
 残留磁気モーメントの推定値

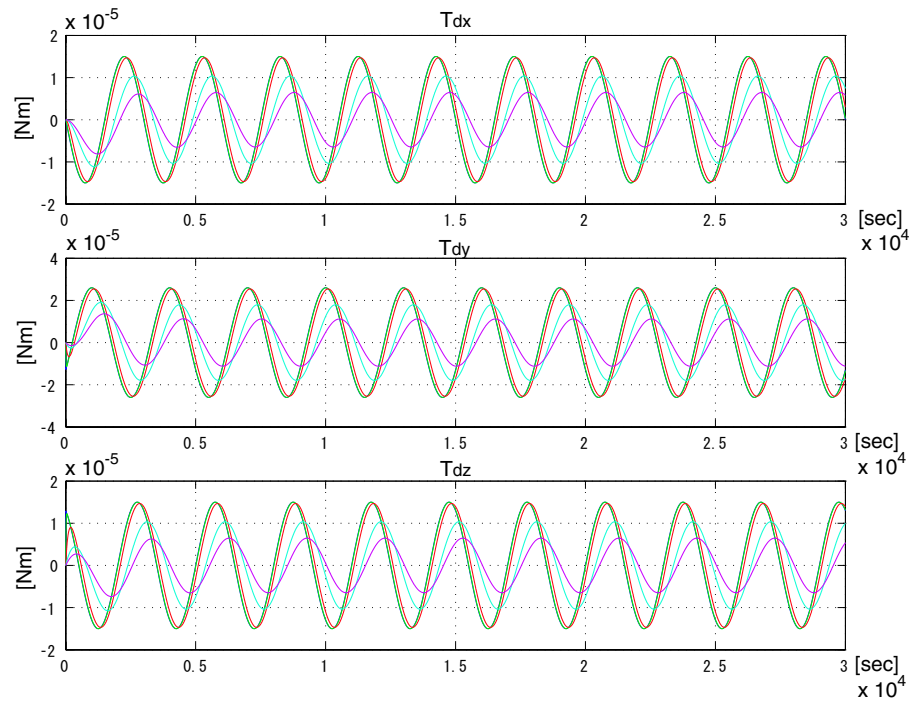


図 5.48:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 推定外乱トルク

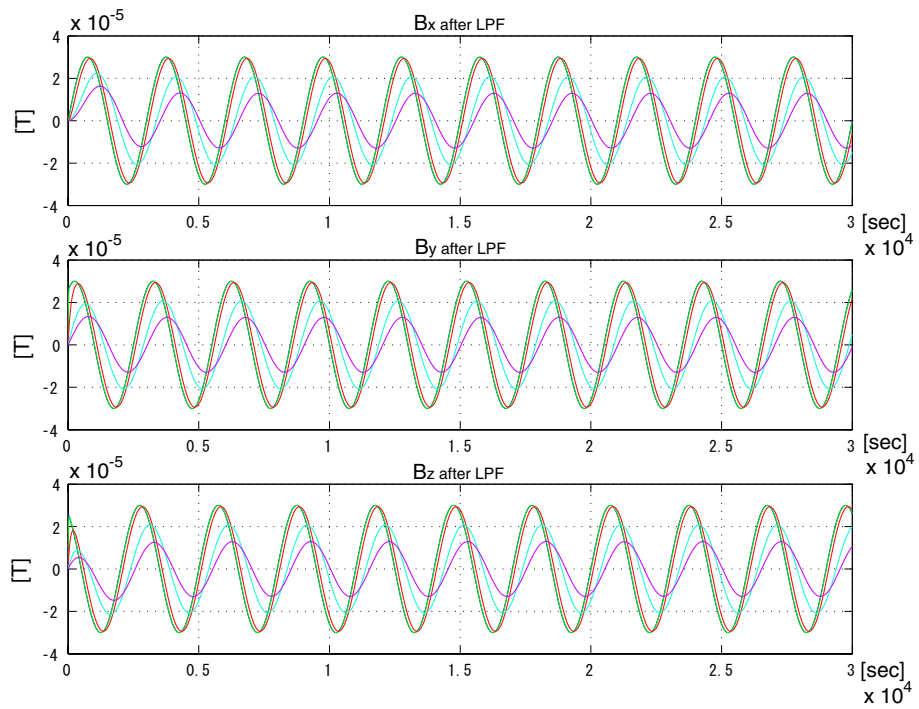


図 5.49:  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $t_q=1[\text{sec}]/10[\text{sec}]/100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 地磁場の測定値 (LPF 通過後)



結果としては，角度誤差は Fig.5.45 のようになり， $\tau_q$  はこれまでと比べ，大きく出来ることがわかった．これは，今まで残留磁気の推定に，位相差分の誤差が大きく効いていたことを意味する．ここで， $x$  軸を例にとり，横軸を外乱オブザーバの時定数  $\tau_q$ ，縦軸を角度誤差として，プロットすると Fig.5.50 のようになる．よって，

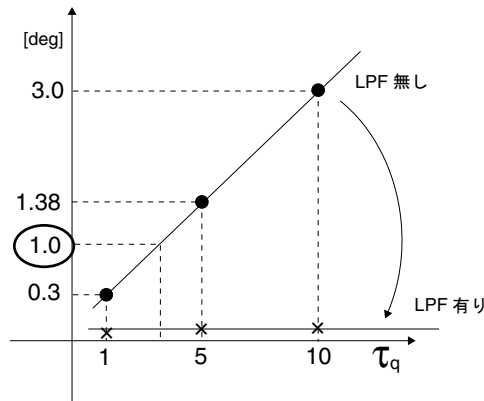


図 5.50:  $\tau_q$  と角度誤差の関係 2

角度誤差 1[deg] 以下とするのに，推定トルクと地磁場の測定値の位相をあわせた方が，外乱オブザーバの時定数  $\tau_q$  をかなり大きくできることが分かった．このことから， $\tau_q$  が小さいときには解決できなかった，角速度センサーの雑音も，オブザーバの時定数が上がったことにより，大幅にカットできることが分かった．

#### 角速度センサの測定値にノイズを含む場合

角速度センサに白色雑音が入っている場合について，推定トルクと地磁場の測定値の位相をあわせた手法を適応した．すると，外乱オブザーバの時定数が大きくなった分，角速度センサの測定値のノイズが低減し，残留磁気モーメント推定も，位相をあわせる前に比べ，はるかに精度が上がった．そのため，制御誤差も小さくなり，残留磁気モーメント推定による提案手法は，角速度のノイズにも耐えうることが分かった．

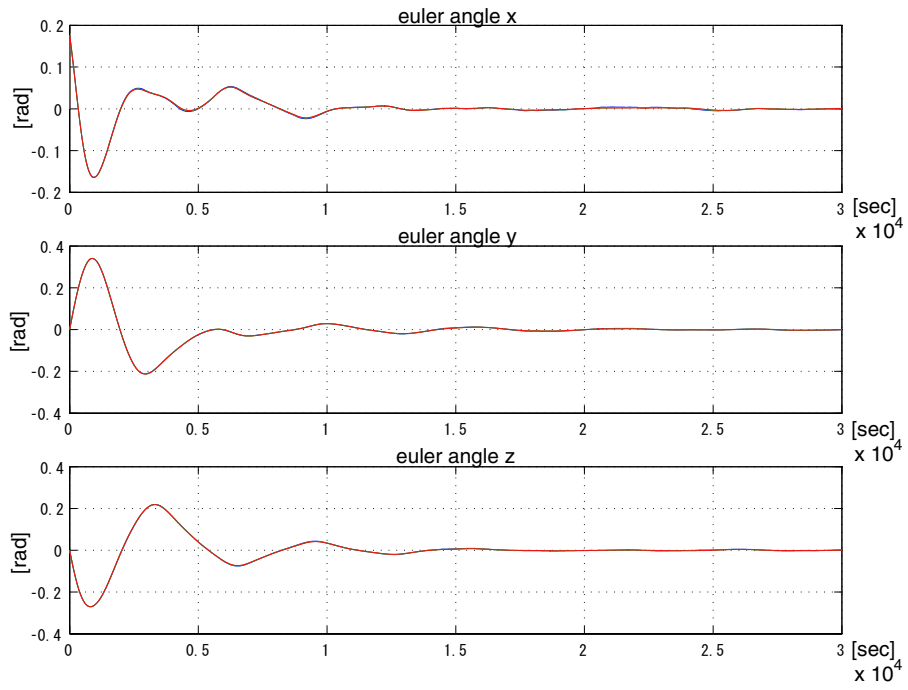


図 5.51:  $\omega$  白色ノイズ,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差, 位相あわせ済み

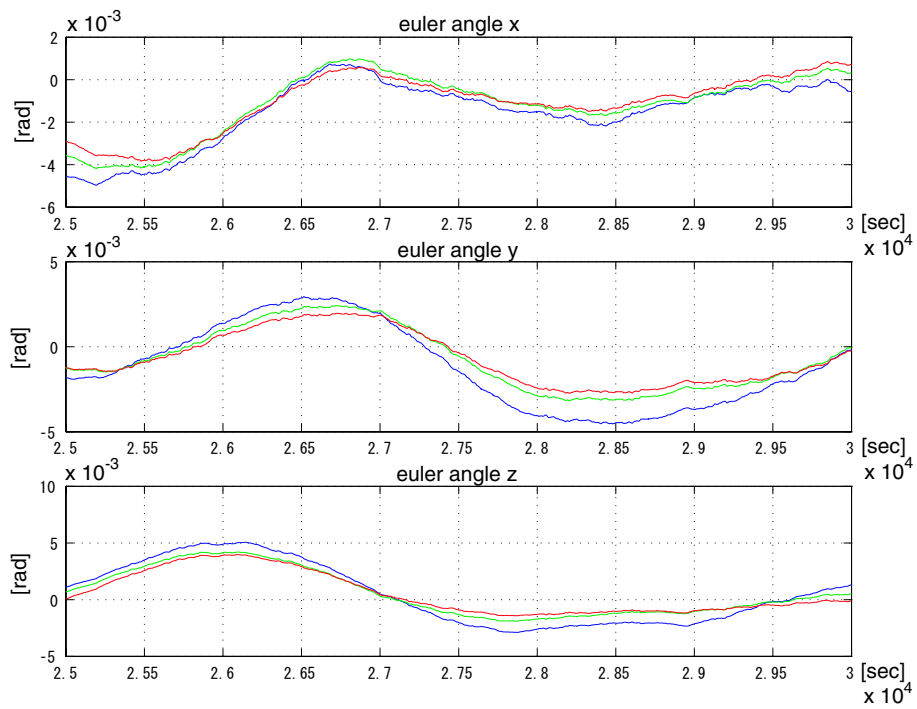


図 5.52:  $\omega$  白色ノイズ,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 角度誤差 (拡大), 位相あわせ済み

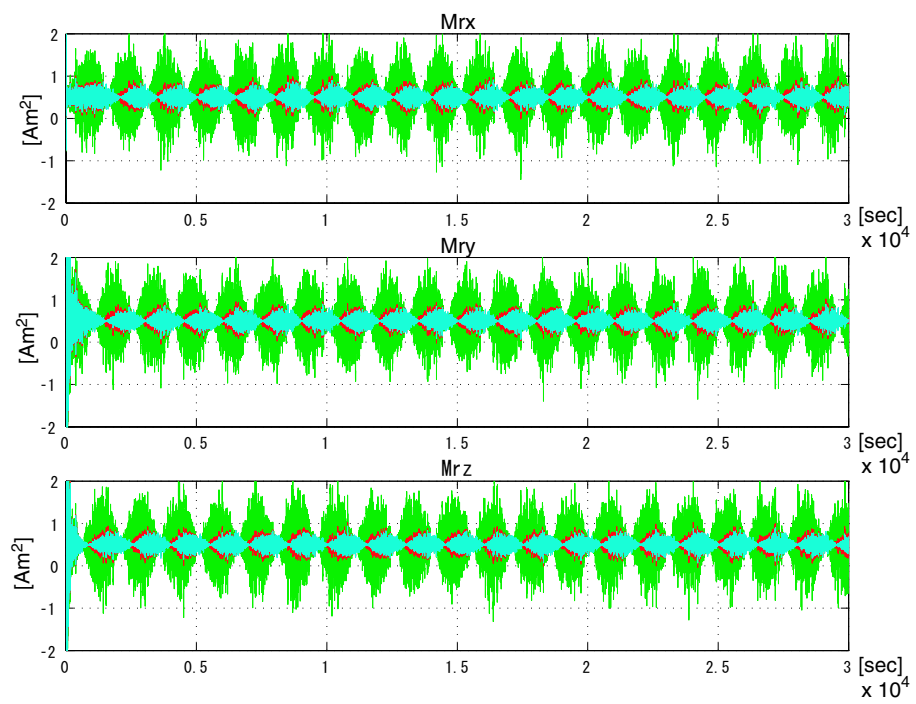


図 5.53:  $\omega$  白色ノイズ,  $\tau=2500[\text{sec}]$ ,  $100[\text{sec}]/500[\text{sec}]/1000[\text{sec}]$ ,  $M_r=0.5[\text{Am}^2]$ , 残留磁気モーメントの推定値, 位相あわせ済み

## 第6章 結論

### 6.1 本論文のまとめ

本研究は、磁気トルカのみを用いた小型衛星の姿勢制御において、従来手法では数 [deg] 程度あった制御誤差を、1[deg] 以下にすることを最終目標としている。

本論文では、地球近傍での小型衛星の姿勢制御を行う際、外乱として支配的な残留磁気トルクに着目し、その要因となる残留磁気モーメントを推定することで精度向上を図ることを提案した。

そこで、提案手法による姿勢制御を行うにあたり、残留磁気以外の外乱トルクや、センサの観測雑音が残留磁気モーメントの推定にどう影響を与えるのかについてシミュレーションを行った。

残留磁気モーメントを求める際、外乱オブザーバのトルク推定値と、地磁場センサの測定値の位相差が推定に大きく影響を及ぼすことが分かった。そのため、地磁場センサからの測定値を、計算に用いる前にローパスフィルタを挿入し、外乱オブザーバのトルク推定値との位相をあわせることで、残留磁気モーメントの推定精度が向上した。また、推定精度の向上に伴い、外乱オブザーバの時定数を大きくすることが可能となり、角速度センサにおける観測雑音を大幅にカットすることができ、角度誤差も向上した。

### 6.2 今後の課題

シミュレーションにより、残留磁気以外の外乱トルクについては、推定外乱から残留磁気を推定する提案手法では、キャンセルできないことが分かった。よって、他の外乱トルクのキャンセルについては、対策を立てる必要がある。

また残留磁気モーメントを正確に求める蓄積型の擬似逆行列の方が定性的にはノイズなどに強いと思われるが、瞬時瞬時にてもとめる方に比べ、性能の差は見られなかった。

これらの点については今後の課題とする。

## 参考文献

- [1] Shin-ichiro Sakai, Yosuke Fukushima and Hirobumi Saito, "Attitude controller design for small satellite taking account of gyro sensor noise", Proc. of International Astronautical Congress, IAC-04-A.3.09, 2004.
- [2] Toru Yamamoto, Hidekazu Hashimoto, Shinichiro Nishida, Shinichi Kimura, Shinichi Nakasuka, "MICRO LABSAT - Technology Demonstration Microsatellite for Future Missions", SSC04-IX-5, 2004.
- [3] <http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/cubesat/index.html>
- [4] Simon C.O.Grocott, Robert E.Zee, Jaymie Matthews, "The MOST Microsatellite Mission: One Year In Orbit", SSC04-IX-1, 2004.
- [5] Ellen Taylor, Mark Hurwitz, Will Marchant, Michael Sholl, Simon Dawson, Jeff Janick, Jonathan Wolff, "CHIPS: A NASA University Explorer Astronomy Mission", SSC03-V-3, 2003.
- [6] Jung-Kuo Tu, Shi-Hua Wu, Chen-Chi Chu, Jyh-Ching Juang, Jiun-Jih Miau, "Platform for Attitude Control Experiment (PACE): An Experimental Three-Axis Stabilized CubeSat", SSC04-VII-6, 2004.
- [7] Dr.Craig Underwood, Dr.Vaios Lappas, Dr.Alex da Silva Curiel, Dr.Martin Unwin, Dr.Adam Baker, Prof.Sir Martin Sweeting, "Science Mission Scenarios Using "PALMSAT" Pico-Satellite Technologies", SSC04-VIII-3, 2004.
- [8] Doug Sinclair and Dr.Chris Damaren, "Flight Result from a Novel Magnetic Actuator on the LatinSat Space craft", SSC03-IV-8, 2003.
- [9] Barry S. Leonard, "NPSAT1 Magnetic Attitude Control System", SSC02-V-7, 2002.
- [10] Warren K.Soh, Norhizam Hamzah, Ahmad Sabirin Arshad, "D-SAT Simplified Magnetic Attitude Control", SSC04-VI-8, 2004.
- [11] Keiken Ninomiya, Tatsuaki Hashimoto, Masahiko Akisue, Tetsu Saitoh, Kouji Kuno, Ken Maeda and Masashi Uo, "Initial Attitude Maneuver by Magnetic Torquing on A Bias Momentum Satellite; Theory and Results", PICAST'1 1993 - Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology, pp.482-489, 1993.

[12] 西田進, ”人工衛星の姿勢制御”, 日本航空宇宙学会誌, Vol.22, No.243, 1974.

# 発表文献

久木正晴, 坂井真一郎, 齋藤宏文,  
”地磁場の周期性を用いた磁気トルクのみによる衛星の姿勢制御”, 電気学会 (2007  
年 3 月発表予定)

# 謝辞

本研究を遂行するにあたり，終始，懇切丁寧な御指導，御助言を賜りました，東京大学大学院工学系研究科 齋藤宏文教授に心から感謝申し上げます．

宇宙科学研究本部 坂井真一郎助教授には研究遂行上、多大なる御指導，御激励を賜りました．心から御礼申し上げます．

東京大学大学院博士課程 3 年 金田良介氏，東京大学大学院博士課程 2 年 柳川善光氏におかれましては，研究に対する姿勢を学ばせていただきました．心から感謝申し上げます．

東京大学大学院修士課程 2 年 中村壮亮氏，武蔵工業大学大学院修士課程 2 年 田島賢一氏，東京大学大学院修士課程 1 年 中邨勉氏には暖かい御激励を頂きました．ここに深く感謝申し上げます．

また，研究生生活を送るにあたり，机を並べました東京大学大学院修士課程 2 年 朴澤佐智子氏，田村嘉章氏、その他齋藤・水野研究室の皆様には大変お世話になりましたこと，深く御礼申し上げます．

最後に遠くから支えてくださいました両親に感謝を意を表し謝辞と致します．