

平成 28 年度 (2016 年度) 学位論文 (修士)

# PPT を用いた超小型衛星の高精度姿勢制御

High precision attitude control of microsatellite by using Pulsed Plasma Thruster

平成 29 年 (2017 年) 1 月 30 日

首都大学東京大学院

システムデザイン研究科 システムデザイン専攻

航空宇宙システム工学域 博士前期課程

学修番号 15891508

氏名 興津 直也

指導教員 佐原 宏典 教授

# 摘要

本論文では、制御アクチュエータに PPT (Pulsed Plasma Thruster) を使用して、超小型衛星での高精度姿勢制御手法の検討を姿勢シミュレータを用いて行う。具体的に超小型衛星の PPT での制御の検証を行うために、本研究室で開発している ORBIS のモデルを用いて、姿勢制御手法の確立を目指す。

初めに、一般的な制御系の制御フローを示し、本研究で用いたセンサのパラメータや衛星のモデルを示す。次に姿勢シミュレータの軌道上での衛星の姿勢や位置、速度の算出方法を説明し、軌道上での環境モデルを数学モデルから算出し、軌道上での姿勢の乱れの要因となる環境外乱の妥当性を検討した。その後、PPT での制御アルゴリズムを提案し、そのアルゴリズムを姿勢シミュレータに実装し、高精度姿勢制御の達成できるかを検証し、PPT のパラメータによる制御精度の影響を評価した。また、電力の制約やミッションの運用期間を考慮した上で、高精度姿勢制御を達成できる PPT のパラメータを抽出した。

# 目次

<b>第 1 章 序章</b>	<b>1</b>
1.1 背景.....	1
1.2 目的.....	2
<b>第 2 章 人工衛星の姿勢制御</b>	<b>3</b>
2.1 人工衛星のシステム.....	3
2.2 姿勢決定系.....	3
2.2.1 姿勢決定センサ.....	3
2.2.2 姿勢決定アルゴリズム.....	5
2.3 姿勢制御系.....	6
2.3.1 姿勢制御アクチュエータ.....	6
2.3.2 姿勢制御アルゴリズム.....	7
2.4 超小型衛星ミッションの例.....	8
<b>第 3 章 姿勢シミュレータ</b>	<b>11</b>
3.1 超小型衛星のダイナミクス.....	11
3.1.1 衛星モデル.....	11
3.1.2 座標系の定義.....	12
3.1.3 姿勢表現.....	13
3.1.4 キネマティクス方程式.....	14
3.1.5 ダイナミクス方程式.....	15
3.1.6 姿勢角算出.....	15
3.2 軌道計算.....	15
3.2.1 TLE.....	16
3.2.2 SGP4.....	17
3.3 環境モデル.....	17
3.3.1 大気モデル.....	18
3.3.2 地球磁場モデル.....	19
3.3.3 蝕判定.....	20
3.3.4 大気抵抗トルク.....	21
3.3.5 残留磁気トルク.....	22
3.3.6 重力傾斜トルク.....	23
3.3.7 太陽輻射トルク.....	24
3.3.8 環境外乱トルク.....	26
<b>第 4 章 姿勢決定及び制御</b>	<b>29</b>
4.1 理学観測衛星の姿勢系への要求.....	29
4.2 ノイズを考慮したセンサモデル.....	29
4.2.1 恒星センサ (STT).....	30
4.2.2 MEMS ジャイロ.....	31
4.3 最適レギュレータを用いた姿勢制御アルゴリズム.....	32
4.4 PPT 駆動アルゴリズム.....	34
4.5 PPT を用いた 3 軸姿勢制御シミュレーション.....	35

4.5.1 環境外乱トルクによる姿勢変動.....	36
4.5.2 PPT を用いた 3 軸姿勢制御.....	37
<b>第 5 章 超小型衛星における PPT での姿勢制御 の実現性</b> .....	<b>43</b>
5.1 考察.....	43
5.2 PPT の実現可能システム要求の抽出.....	50
5.3 今後の課題.....	51
<b>第 6 章 結論</b> .....	<b>52</b>
6.1 まとめ.....	52
6.2 今後の展望.....	52

# 図目次

図 1.1	姿勢制御システム構成図 .....	2
図 2.1	人工衛星システム構成図 <sup>6)</sup> .....	3
図 2.2	姿勢決定センサ <sup>7)</sup> .....	4
図 2.3	AxelStar-3 外観 <sup>8)</sup> .....	4
図 2.4	CRH02-025 外観 <sup>9)</sup> .....	5
図 2.5	カルマンフィルタ <sup>7)</sup> .....	5
図 2.6	姿勢制御アクチュエータ分類 <sup>7)</sup> .....	6
図 2.7	PPT の推力発生メカニズム <sup>10)</sup> .....	7
図 2.8	姿勢制御系のブロック線図 .....	8
図 2.9	BBH 概観 <sup>11)</sup> .....	9
図 2.10	ORBIS .....	10
図 3.1	姿勢シミュレータ概略図 .....	11
図 3.2	ORBIS 外観 .....	12
図 3.3	座標系定義 .....	12
図 3.4	環境外乱モデルのフローチャート .....	17
図 3.5	波長 10.7cm の周波数当たりの電波流束 (NASA 予測値) .....	18
図 3.6	大気密度 .....	18
図 3.7	500km の大気密度 <sup>7)</sup> .....	19
図 3.8	地磁場強度 左) NOAA の計算結果 右) シミュレータ結果 .....	19
図 3.9	蝕の模式図 .....	20
図 3.10	大気抵抗トルク(高度 550km) .....	22
図 3.11	残留磁気トルク(高度 550km) .....	23
図 3.12	重力傾斜トルク (高度 550km) .....	24
図 3.13	太陽輻射トルク(高度 550km) .....	25
図 3.14	環境外乱トルク(高度 550km) .....	26
図 3.15	重量 500kg 級の衛星に働く外乱トルク <sup>7)</sup> .....	27
図 4.1	指向, 姿勢の定義 <sup>19)</sup> .....	29
図 4.2	STT の姿勢決定精度 (ピッチ/ヨー) .....	31
図 4.3	STT の姿勢決定精度 (ロール) .....	31
図 4.4	PPT の出力例 .....	35
図 4.5	PPT の制御モデル .....	35
図 4.6	TMU-PPT-5P 外観図 <sup>10)</sup> .....	36
図 4.7	姿勢角及び角速度 .....	37
図 4.8	PPT 搭載配置図 .....	38
図 4.9	PPT の 1 放電の理想的な出力 .....	39
図 4.10	姿勢角の時間応答 .....	39
図 4.11	姿勢角速度の時間応答 .....	40
図 4.12	姿勢指向精度 .....	41
図 4.13	姿勢安定度 .....	41
図 4.14	Ibit を変更したときの姿勢指向精度の確率分布 .....	42
図 4.15	Ibit を変更したときの姿勢安定度の確率分布 .....	42
図 5.1	軌道 1 周分の各サブシステムの消費電力 .....	44
図 5.2	最大放電回数を 9 回としたときの各スラスタの放電回数 .....	45

図 5.3	放電回数.....	46
図 5.4	最大放電回数と姿勢指向精度の確率分布関係図.....	46
図 5.5	最大放電回数と姿勢安定度の確率分布関係図.....	47
図 5.6	総放電回数 ( $I_{bit} = 24.1\mu Ns$ ).....	48
図 5.7	総放電回数 ( $I_{bit} = 96.2\mu Ns$ ).....	48
図 5-8	$I_{bit}$ の変化による指向精度 ( $n_{max} = 4$ ).....	48
図 5-9	$I_{bit}$ の変化による姿勢安定度 ( $n_{max} = 4$ ).....	49
図 5-10	$I_{bit}$ の変化による総放電回数 ( $n_{max} = 4$ ).....	50

# 表目次

表 1.1	人工衛星の姿勢制御精度の例 <sup>1)2)3)5)</sup> .....	1
表 2.1	AxelStar-3 諸元 <sup>8)</sup> .....	4
表 2.2	CHR02-025 諸元 <sup>9)</sup> .....	5
表 3.1	ORBIS 諸元.....	12
表 3.2	超小型衛星 ORBIS の想定軌道.....	16
表 3.3	大気密度検証のための解析パラメータ.....	18
表 3.4	高度 550km における環境外乱トルクのオーダー.....	27
表 4.1	ORBIS におけるミッションからの姿勢精度要求.....	29
表 4.2	姿勢制御アルゴリズムにおけるパラメータ.....	34
表 4.3	TMU-PPT-5P 諸元 <sup>10)</sup> .....	36
表 4.4	スラスタの発生するトルク例.....	38
表 4.5	スケールパラメータ, 形状パラメータ.....	41
表 5.1	発電力の計算に用いるパラメータ <sup>22)</sup> .....	43
表 5.2	ORBIS 各サブシステムの使用機器と消費電力.....	44
表 5.3	最大放電回数と総放電回数の関係.....	45
表 5.4	<i>Ibit</i> の変化による総放電回数 ( $n_{max} = 4$ ).....	49
表 5.5	各 PPT の放電回数.....	51
表 5.6	高精度な理学ミッション時の PPT のシステム要求.....	51





# 第1章 序章

## 1.1 背景

1957年に世界で初めての人工衛星であるスプートニク1号が打ち上げられて以来、これまでに様々な人工衛星が打ち上げられ、宇宙の神秘の追求や地球上に住む我々の暮らしの向上などに大いに役立っている。機能の充実の追求と限られた打上機会の有効利用から人工衛星の大型化が進む中、2000年代になって超小型衛星と呼ばれる質量100kg以下の人工衛星が大学や研究機関で盛んに開発されるようになった。超小型衛星は、大型の人工衛星と比べて低コストで短期開発が可能というメリットがある他、大型衛星ではできない、一つのミッションへの専念ということも可能となる。近年、技術の成熟とともに、超小型衛星は工学的な実証から、天体観測や地球観測などの理学観測といった実利用の段階へと移行しつつある。理学観測では多くの場合、人工衛星を目標の姿勢に高精度で制御することが必要になる。加えて、超小型衛星では電力の確保などが制約条件として発生するため、少ない電力で高精度な姿勢制御を実現するが要求される。参考までに、大型衛星、小型衛星で現在達成、または要求されている姿勢指向精度や姿勢安定度を表 1.1に示す。

表 1.1 人工衛星の姿勢制御精度の例<sup>1)2)3)4)</sup>

衛星名	質量 (kg)	開発機関	打上年	指向精度	姿勢安定度
れいめい	60	JAXA	2005	0.05deg	0.004deg/sec
ひので	900	JAXA	2006	—	0.002arcsec/sec
きく8号	2,800	JAXA	2006	0.05deg	—
ほどよし3号機	60	東京大学	2014	0.5deg	—
Nano-JASMINE	35	東京大学, 他	未定	0.05deg	0.72arcsec/8sec
CIBER-2/EXZIT <sup>2)</sup>	複数	JAXA, 他	未定	0.1deg	0.06arcsec/sec
宇宙赤外線背景放射	50	JAXA, 他	未定	0.1deg	0.1arcsec/sec
ORBIS	50	首都大学東京, 他	未定	0.1deg	—
GEO-X	300	首都大学東京, 他	未定	0.01deg	1arcsec/sec
HiZ-GUNDAM	400	JAXA	未定	0.02deg	10arcsec/sec

現状の超小型衛星の姿勢系のシステムブロック図の一例を図 1.1 に示す。通常人工衛星の姿勢系とは、内界センサや外界センサを用いて現在の姿勢を決定する姿勢決定系と、アクチュエータを用いて衛星の姿勢を所望の姿勢に制御する姿勢制御系に分かれている。それぞれの系の詳細な説明は次節で行うが、超小型衛星での高精度制御を行う場合、一般的にアクチュエータとして、リアクションホイール (RW) が使われている。RW はきめ細やかな制御が可能で、非常に高精度な制御が可能である。しかし、消費電力が大きいこと、非常に高価であること、角運動量が飽和した際にアンローディングが必要になるなど、デメリットも多い。そこで本研究ではRWではなく電気推進の一つであるPPT (Pulsed Plasma Thruster) を用いて、高精度姿勢制御を目指す。PPTは低コストかつ低電力で、任意の時間間隔で微小推力を発生することができる。このPPTを用いて、RWでの姿勢制御衛星と同等、またはそれ以上の姿勢制御精度を達成することができれば、低コスト、短期開発で、大型衛星でしか成し得なかったミッションや大型衛星では成し得ないミッションが可能になり、さらなる宇宙利用の拡大と発展につながる。

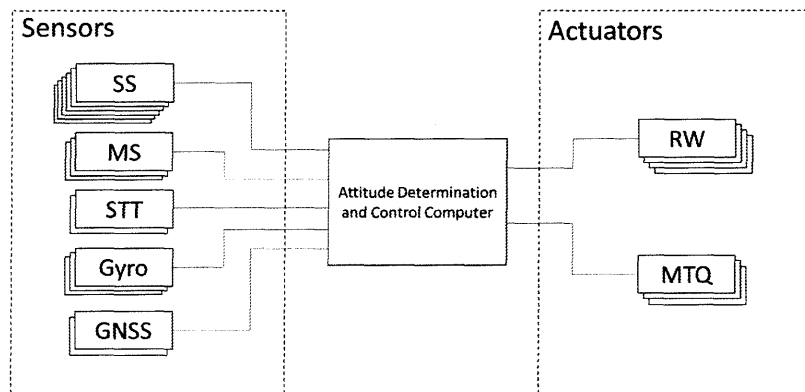


図 1.1 姿勢制御システム構成図

## 1.2 目的

本論文では，超小型衛星の高精度姿勢制御の新たな手法の実現として，以下のことを挙げる．

- 従来の超小型衛星での RW を用いて達成された姿勢制御精度（姿勢指向精度）や姿勢安定度を PPT を用いて同等，もしくはそれを上回る制御精度を達成する．
- 超小型衛星に搭載することを想定して，電力など制約を踏まえた上で，高精度な制御精度を要するミッションの実現可能な PPT のシステム要求を提案する．

なお，衛星固有のパラメータを含む具体的な検証のため，本論文における PPT の搭載対象は本研究室で開発している超小型衛星 ORBIS を前提とする．ORBIS の詳細は 2 章，3 章を参照されたい．

## 第2章 人工衛星の姿勢制御

この章では、人工衛星のシステムと人工衛星の姿勢がどのような流れで制御されているかを示す。

### 2.1 人工衛星のシステム

人工衛星はシステムとして、電力、通信、姿勢制御などの人工衛星の基本的な機能として必要なバス機器と、通信、地球観測、科学データの収集などの人工衛星ごとの用途（ミッション）のために必要なミッション機器より成り立っている。人工衛星のシステム構成図の一つの例を以下に示す<sup>5)</sup>。

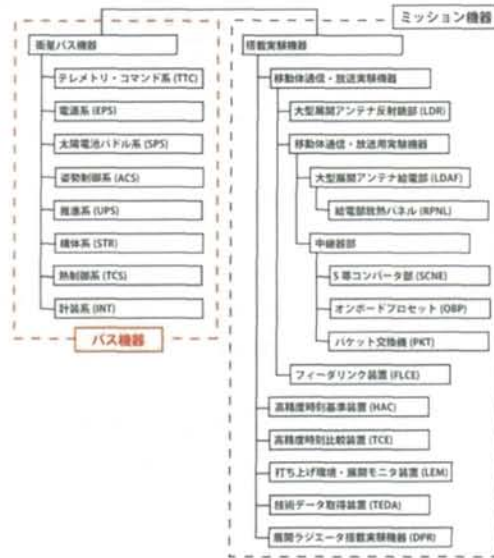


図 2.1 人工衛星システム構成図<sup>5)</sup>

バス部では、各役割を担うそれぞれのサブシステムが存在し、バッテリーや太陽電池などを使って電力収支を管理するサブシステムは電源系、通信機器で地上とのコマンドのやり取りをするサブシステムは通信系と呼ばれる。姿勢制御を担当するサブシステムは姿勢系と呼ばれるが、姿勢系は姿勢決定系と姿勢制御系の二つに大別される。前者はセンサの出力から衛星の真の姿勢を推定することを目的とし、後者はその推定値をもとにアクチュエータを用いて所望の方向に向け、姿勢を維持することを目的とする。次節で、姿勢決定系で用いられるセンサやアルゴリズム、姿勢制御系で用いられるアクチュエータやアルゴリズムを紹介するとともに、本研究に用いた、センサやアクチュエータ、姿勢決定・制御アルゴリズムについて述べる。

### 2.2 姿勢決定系

#### 2.2.1 姿勢決定センサ

センサの種類としては、外界センサと内界センサに分けられる。外界センサは地球や恒星など衛星外部の環境を計測し、基準となる方向に対する衛星の向き（姿勢）を検出するセンサである。しかしながら、外界センサは蝕により計測出来ない期間があるうえに、観測データの取得には数秒から数十秒の時間間隔

を要する。その間の姿勢決定を補完し、精度を高めるために、内界センサで衛星の角速度等を計測し、時間経過による姿勢の変化を検出する。図 2.2 に人工衛星で使われる姿勢決定センサの種類を載せる<sup>6)</sup>。



図 2.2 姿勢決定センサ<sup>6)</sup>

姿勢決定センサは数多く存在するが、本研究では、姿勢角の検出は、高精度な姿勢決定が必要な時に多く用いられている恒星センサ (STT) を用いる。角速度の検出には、理学観測などの高精度な姿勢決定が必要な衛星では、光ファイバジャイロ (FOG: Fiber Optical Gyro) を用いられることが多いが、1軸 100 万円オーダーと機械式ジャイロに比べ高価であり、比較的消費電力も大きい。加えて、温度変化により計測誤差が生じるなどの欠点もある。そこで本研究では、MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) ジャイロを用いることを想定している。ここ数十年における半導体微細加工技術の発達により、電子回路やセンサなどをシリコンチップ上に製作することが可能となった。この技術が MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) であり、それを利用して作られたジャイロを MEMS ジャイロと呼ぶが、近年の MEMS 技術の発達や検出器の性能向上により、FOG に匹敵する MEMS ジャイロが開発されるようになった。しかも、3軸で 10 万円オーダーと FOG に比べ低価格で小型、温度変化の影響が少ないことなど、精度以外の面では MEMS ジャイロの優位性はこれまでも広く知られている。

表 2.1, 図 2.3 に本研究で用いている AxelSpace 社製の STT である AxelStar-3 の諸元と外観を、表 2.2, 図 2.4 にシリコンセンシング社製の MEMS ジャイロである CRH02-025 の諸元と外観図を記載する。

表 2.1 AxelStar-3 諸元<sup>7)</sup>

精度 $n$	ピッチ/ヨー	7 [arcsec] ( $3\sigma$ )
	ロール	77 [arcsec] ( $3\sigma$ )
視野角		8 [deg] × 8 [deg]
更新周期		1, 0.5, 0.2 [Hz]
太陽除外角 (ロングフード)		35 [deg]
質量 (ロングフード)		516 [g]
寸法 (ロングフード)		150×80×75 [mm]
消費電力		3.0 [W] (typ.)
動作温度		-20 ~ 50 [°C]



図 2.3 AxelStar-3 外観<sup>7)</sup>

表 2.2 CHR02-025 諸元<sup>8)</sup>

ランダムノイズ	2.26e-3 [rad/√sec]
ランダムウォークノイズ	5e-7 [rad/(√sec <sup>2</sup> )]
質量	45 [g]
寸法	33×33×25.4 [mm]
消費電力	0.3 [W]
計測範囲	±25 [deg/sec]



図 2.4 CRH02-025 外観<sup>8)</sup>

### 2.2.2 姿勢決定アルゴリズム

高姿勢決定精度が要求される理学衛星では恒星センサとジャイロを用いた姿勢決定が一般的であるが、STT およびジャイロの出力にはランダムなノイズやバイアス、ドリフトが含まれる。高精度な姿勢決定を行うためにはこれらセンサの出力からノイズを取り除き真の値を推定する必要がある。そこでよく用いられる姿勢決定アルゴリズムとして、カルマンフィルタがある。

カルマンフィルタとは 1960 年代に R. E. Kalman によって提唱されたアルゴリズムで、時系列的変化をするデータ履歴から次に取りうるる値を予測するフィルタであり、姿勢伝搬と観測更新という 2 つの処理から構成される。姿勢伝搬とは現在の姿勢とジャイロの角速度によって次の姿勢を予測する処理のことである。しかしジャイロが示す角速度にはランダムなノイズが含まれており、これが推定値の誤差として蓄積される。その誤差を STT の観測値によって修正するのが観測更新である。これら姿勢伝搬と観測更新を繰り返すことで姿勢推定精度を高める。

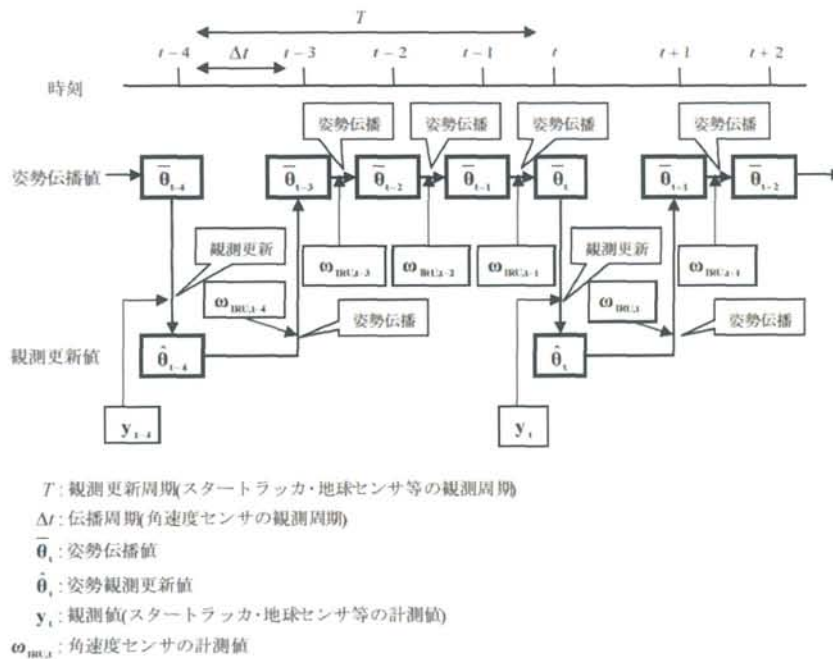


図 2.5 カルマンフィルタ<sup>6)</sup>

## 2.3 姿勢制御系

### 2.3.1 姿勢制御アクチュエータ

姿勢制御に用いられるアクチュエータは、衛星本体と角運動量を交換することを通して、角運動量の時間変化率としてトルクを発生させる内力アクチュエータと、外力としてのトルクを発生させる外力アクチュエータに大別される。内力アクチュエータには衛星構体に固定されたホイールを持つモーメンタムホイールやリアクションホイール、またジンバル機構により角運動量ベクトルの発生方向を変化できるコントロールモーメントジャイロ(CMG)などがある。外力アクチュエータには質量の放出を通してトルクを発生させるスラスタや、衛星周囲の場との相互作用を利用する磁気トルカやロッドなどがある。以下に代表的なアクチュエータの概要を記す。

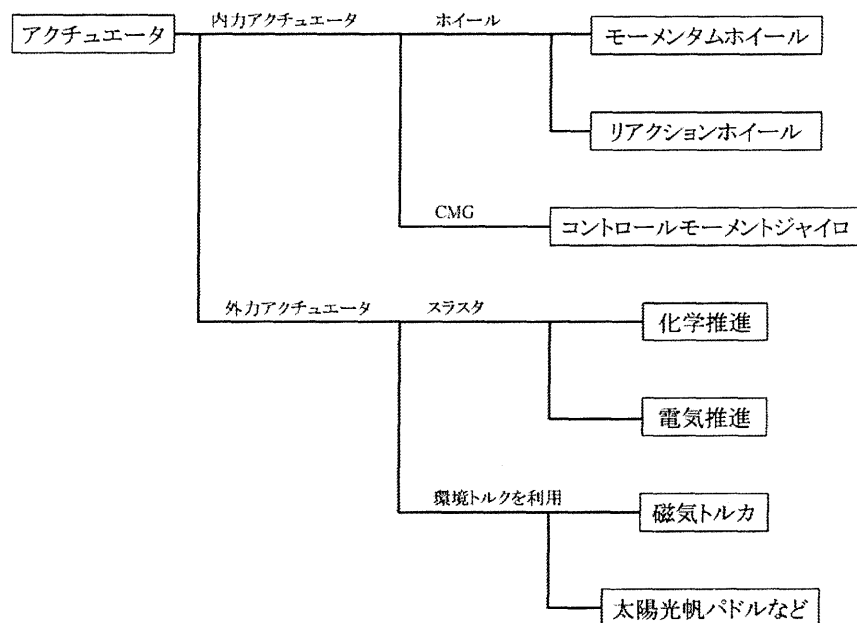


図 2.6 姿勢制御アクチュエータ分類<sup>6)</sup>

高精度な姿勢制御衛星には、内力アクチュエータの一つである RW が多く用いられてきた。しかし、先にも述べたが、消費電力が大きいこと、非常に高価であること、角運動量が飽和した際にアンローディングが必要になるなど、デメリットも多い。そこで本研究では RW ではなく外力アクチュエータの電気推進の一種である PPT を用いて制御することを目的の一つとしている。

以下に、PPT の推力の発生メカニズムを説明する。

PPT は主に、2 枚の電極 (アノード・カソード)、固体プロペラント、プロペラント用のフィード機構、点火装置としてのイグナイタ、主放電エネルギー充電用のコンデンサ、およびイグナイタ用パルス電源と主放電電源のみで構成されており、構造が非常に簡素であるという特徴をもつ。図 2.7 に平行平板型 PPT の推力発生のおしきみを示す。

- 1) イグナイタにより印加された高電圧の火花放電が、少量の個体または液体のプロペラントを昇華させ、その一部をプラズマ化させる (図 2.7 (a))。
- 2) プラズマは、アノード・カソードの両電極間に広がり、高導電性の領域をつくる。この領域により両電極間が短絡され、両電極間につながれたキャパシタ内の電荷が一斉に流れ、主放電が形成される (図 2.7 (b))。

- 3) この主放電による電流成分はジュール加熱によってプロペラントにエネルギーを与え昇華させる。昇華したプロペラントは、高温気体の膨張による空気力学的加速を受ける。一部は電離してプラズマとなり、主放電電流とその自己誘起磁場が作るローレンツ力による電磁的加速を受ける (図 2.7(c))。
- 4) 電磁氣的・空気力学的加速を受けたプラズマは、下流方向に加速され、その放電領域を拡げつつ、スラスタ外へ排出される。

消費量と同量のプロペラントが、フィード機構によって自動的に供給され、新たな放電チャンネルを形成する。

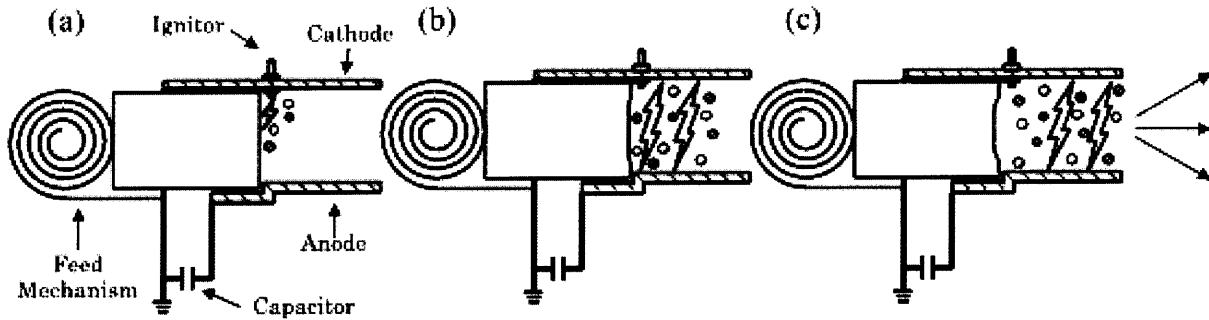


図 2.7 PPT の推力発生メカニズム<sup>9)</sup>

以上のサイクルを 1 ショットとし、任意の時間間隔で駆動して推力を発生することができる。1 サイクルとなる主放電は数 10 $\mu$ sec の減衰振動波形を示す<sup>9)</sup>。

本研究では、この PPT を用いて、高精度姿勢制御の実現を目指す。

### 2.3.2 姿勢制御アルゴリズム

この項では、姿勢制御アルゴリズムについて述べる。モーメンタムホイールのバイアス角運動量の変化によって 1 軸を制御し他軸はジャイロ効果によって安定化を図る制御方式をバイアスモーメンタム方式と呼ぶのに対し、複数のアクチュエータを用いて、ロール軸 ( $x$ 軸)、ピッチ ( $y$ 軸)、ヨー軸 ( $z$ 軸) を独立に制御する方式をゼロモーメンタム方式と呼ぶ。スラスタを用いて制御する場合は、3 軸独立して制御する必要があるため、ゼロモーメンタム方式を用いる。ゼロモーメンタム方式の制御アルゴリズムについて説明する。なお、座標系の定義やダイナミクスに関しては、3 章に詳細を記した。

衛星の姿勢角を  $[\phi \ \theta \ \psi]^T$ 、軌道レート  $\omega_0$ 、主慣性モーメントを  $[I_x \ I_y \ I_z]^T$ 、スラスタおけるトルクを  $[T_{cx} \ T_{cy} \ T_{cz}]^T$ 、環境外乱トルク  $[\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T$  とする。衛星が定常状態にあり姿勢角の変動が微小であるとして運動方程式を線形化すると、以下ようになる<sup>6)</sup>。

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} I_x \ddot{\phi} \\ I_y \ddot{\theta} \\ I_z \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_0^2 (I_y - I_z) \phi \\ 0 \\ \omega_0^2 (I_y - I_x) \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_0 (I_y - I_z - I_x) \dot{\psi} \\ 0 \\ \omega_0 (I_y - I_x - I_y) \dot{\phi} \end{bmatrix} \\
 = \begin{bmatrix} -3\omega_0^2 (I_y - I_z) \phi \\ -3\omega_0^2 (I_x - I_z) \theta \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_{cx} \\ T_{cy} \\ T_{ca} \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{2.1}$$

軌道レートを無視すると、式(2.1)はさらに以下のようなになる。

$$\begin{bmatrix} I_x \ddot{\phi} \\ I_y \ddot{\theta} \\ I_z \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_{cx} \\ T_{cy} \\ T_{ca} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

バイアスマーメンタム方式では、ロール軸とヨー軸のカップリングがあるが、ゼロモーメンタム方式では、各軸を独立して設計、制御することが可能である。

ゼロモーメンタム方式は3軸が同一の形で表されるので、1軸回りに注目して設計を進めればよい。ロール軸の運動方程式のみ抽出すると、以下のように表される。

$$I_x \ddot{\phi} = \tau_x + T_{cx} \quad (2.3)$$

姿勢制御系のブロック線図を図に示す。姿勢制御系は姿勢決定系が推定する姿勢角をフィードバックし、所望の姿勢に制御するために必要なトルクを算出する。

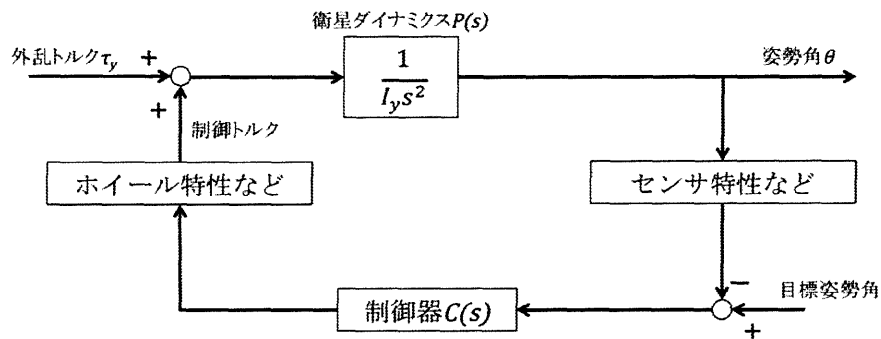


図 2.8 姿勢制御系のブロック線図

## 2.4 超小型衛星ミッションの例

本論文では、超小型衛星固有のパラメータを含む具体的な検討のため、本研究室で開発中のバイナリブラックホールの観測を目的とする超小型衛星 ORBIS (ORbiting Binary black-hole Investigation Satellite) を前提とするので、ORBIS のミッションの詳細を述べる。まず、初めに観測目的であるバイナリブラックホールとは何かを述べたい。

かつて一般相対論によってその存在が予言されたブラックホールは、あらゆる銀河の中心に実在しており宇宙の多くの現象に重大な役割を果たしていることが現在では知られている。ブラックホールはその他の天体に同じく、様々な質量を持ったものが存在する。太陽の質量は  $2.0 \times 10^{30}$  kg 程度であるが、銀河の中心に存在するのは太陽の100万~10億倍の質量を持つ巨大ブラックホールであるとされている。しかしその形成の過程は未だ未解明であり、ガス降着による成長や銀河同士の衝突による成長などの諸説が考えられている。銀河同士の衝突による巨大ブラックホール生成という理論の裏付けとなるのか、バイナリブラックホールの存在である。

宇宙には様々な規模の銀河が存在しているが、これらは互いに引き寄せあい衝突合体を行うことで成長する。その衝突の際、互いの銀河の中心にあるブラックホール同士も衝突合体を行うと考えられている。ブラックホール同士が合体する過程で2つのブラックホールが双方の重力によって引かれ合い互いの周囲を回り出す段階が存在し、それがBBH (Binary Black Hole: BBH) である。



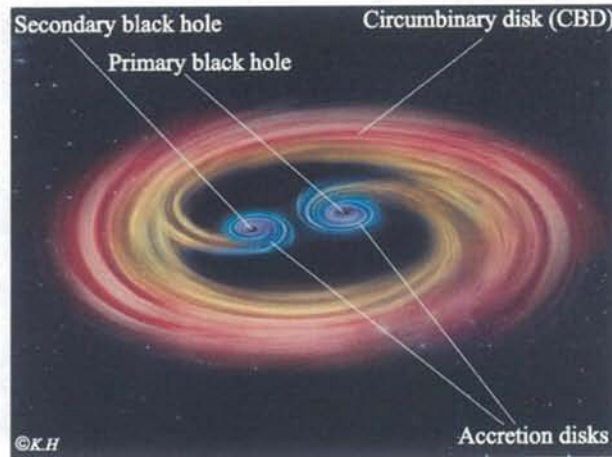


図 2.9 BBH 概観<sup>10)</sup>

銀河同士の中に存在するブラックホールは、銀河衝突の過程において星との力学的摩擦によって角運動量を失い、共通重心に落ち込むことでBBHとなる。これらは時間の経過とともに更にエネルギーを失い、最終的には衝突合体し先の巨大ブラックホールへ成長すると考えられている。

以上の成長メカニズムに対しての課題となるのが、ファイナルパーセク問題と呼ばれる宇宙物理学における重要な未解決問題である。星との衝突によってブラックホール同士はエネルギーを失い互いに周回しながら接近するが、互いの距離が1パーセクとなる付近で星の密度が極度に薄くなり、それ以上のエネルギー散逸が起きなくなる。よってブラックホール同士はそれ以上接近することは出来なくなり、合体するには至らない。以上のような説明が過去に理論的になされているため、本来であれば天文観測によって非常に多くのBBHが発見・観測されているはずである。しかし実際には過去にBBHが観測されたことは一度もなく、この理論と観測の矛盾をファイナルパーセク問題と呼ぶ。ブラックホール同士の合体によって巨大ブラックホールの生成を説明付けるためにはこのファイナルパーセク問題を解決する必要がある。これを受けて、星との力学的摩擦以外に角運動量を失う機構が提唱されるなどもしているが、互いの距離が1パーセク未満のBBHを観測することが出来れば、ファイナルパーセク問題を直接解決することにつながる。

銀河中心のブラックホールが単一であるかバイナリであるかを判別する方法の一つに、ブラックホール中心からの光を解析することが挙げられる。BBHからの放射光は、単一の場合と比べて十分に判別可能な特徴を持つ。過去のシミュレーション<sup>11)</sup>によると、可視光や赤外線はほぼ変動しないのに対し、紫外線やX線は激しく時間変動することが分かっている。この変動はBBHの構造による特徴と考えられており、放射光のX線領域での観測によってBBHを判別できるということを示している。

以上の現状を踏まえて必要となるのは、新たなBBHの探査および長期間の観測である。ブラックホール同士の距離が1パーセク未満であるBBHの発見や、1パーセク付近のBBHが更に近づいていく過程の観測が出来れば現代物理学への大きな貢献となる。

しかしBBHの存在自体が確実とは言いがたく、周期性の観測には多大な時間を要することなどから、多額の開発費を投入し1機で複数の天体の観測を行う大型理学衛星によってBBH探査を扱うことは困難である。そこで単一ミッションへの専有性という利点を生かした超小型衛星によるBBH探査が考えられる。比較的少額の開発予算で単一ミッションに集中する超小型衛星は、BBH観測などの時間を要しかつリスクの伴うミッションへの有用性が高いといえる。

以上の理由から首都大学東京宇宙システム研究室ではX線天文観測によりBBHを長期観測することをミッションとした超小型衛星ORBISの開発を行っている。



图 2.10 ORBIS

# 第3章 姿勢シミュレータ

姿勢シミュレータとは、軌道上での姿勢の決定と制御を模擬するシミュレータであり、任意の軌道上、開始時刻からの軌道上の環境外乱を考慮し、姿勢センサの値からフィルタリングし、姿勢決定を行い、RWなどのアクチュエータを用いて、姿勢制御を模擬するものである。これにより、軌道パラメータを設定することで種々の軌道上外乱や衛星姿勢、さらに消費電力の時間履歴を求めることが可能である。このシミュレータは、環境モデル、ダイナミクスモデル、センサモデル、姿勢決定・制御アルゴリズム、アクチュエータモデルから構成される。環境モデルとダイナミクスのモジュールによって、環境外乱から衛星の真の姿勢情報を得ることができる。実際の衛星運用では真の姿勢情報ではなく、センサによってその推定値が得られる。よって、真の姿勢情報を取得しようとするセンサを模擬したセンサモデルを組み込み、ここで真の姿勢情報にノイズやバイアス、ドリフトの雑音を付加することでセンサの値を模擬している。姿勢決定アルゴリズムでは、センサモデルから出力された真の姿勢情報にノイズを付加した値を持って、衛星の姿勢情報の推定値を得る。姿勢制御アルゴリズムでは、姿勢決定アルゴリズムにより決定した姿勢情報の推定値から各種アクチュエータへの制御パラメータをアクチュエータモデルに送る。アクチュエータモデルでは、本研究ではPPTを模擬したものになるが、必要なトルクを姿勢制御アルゴリズムで求めたパラメータに準ずる駆動を行う。姿勢シミュレータの概略図を図 3.1 に示す。なお、姿勢シミュレータは MATLAB/Simulink<sup>®</sup>を用いて開発した。

本章では、本研究で搭載を仮定している超小型衛星 ORBIS の衛星モデルについて述べ、座標系の定義とともに、衛星のダイナミクスについて述べる。その後、姿勢の乱れる要因に深くかかわる環境モデルについて述べる。

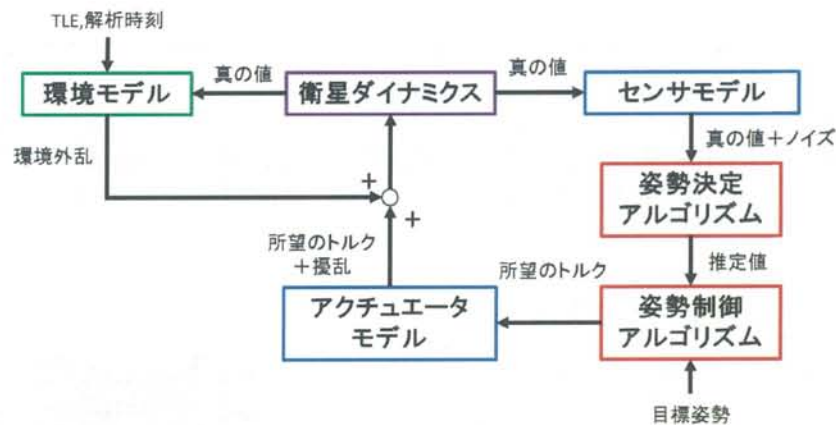


図 3.1 姿勢シミュレータ概略図

## 3.1 超小型衛星のダイナミクス

### 3.1.1 衛星モデル

本研究では、衛星モデルとして、本研究室で開発中である超小型衛星 ORBIS のモデルを用いる。以下に、ORBIS の諸元と外観図を示す。

表 3.1 ORBIS 諸元

寸法	498×498×444 [mm] (パドルサイズ:420×440 [mm])
質量	50 [kg]
重心*1	X:3.4, Y:6.3, Z:238.5 [mm]

\*1)X 軸については体心から観測窓方向, Z 軸は分離面基準, Y 軸は体心から X 軸, Z 軸の右手系正方向



図 3.2 ORBIS 外観

慣性モーメント  $I$  は太陽パドル展開後 3D CAD を用いた計算値を用いる。

$$I = \begin{bmatrix} 1.508 & -0.0105 & 0.0126 \\ -0.0105 & 1.4630 & 0.0079 \\ 0.0126 & 0.0079 & 1.3910 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (3.1)$$

### 3.1.2 座標系の定義

軌道上での姿勢角や位置を表現するために、3つの座標系を定義する。

1つ目は、J2000.0 赤道面座標系と呼ばれる地心慣性座標系を用いる。J2000.0 赤道面座標系は、地球を中心とし、西暦 2000 年の春分点方向を  $x$  軸正方向、北極点方向を  $z$  軸正方向とし、 $x$  軸および  $z$  軸を基準とし、右手系座標となるよう  $y$  軸を定めたものである。慣性空間における衛星の軌道上位置はこの座標系で表現される。

2つ目は、軌道座標系を用いる。これは軌道上の速度ベクトル方向を  $x$  軸、地球中心方向を  $z$  軸とし、それらを基準に  $y$  軸を定めたものである。

3つ目は、機体座標系である。これは、機体の重心を中心とし、観測窓がある方向を  $x$  軸正方向、太陽パドル方向を  $z$  軸正方向、それぞれを基準とし、右手系座標となるように  $y$  軸を定めた機体に固定された座標系である。本論文では、次項より座標系の表現がしやすいように、J2000 赤道座標系を  $\{N\}$  系、軌道座標系を  $\{O\}$  系、機体座標系を  $\{B\}$  系と定義しておく。

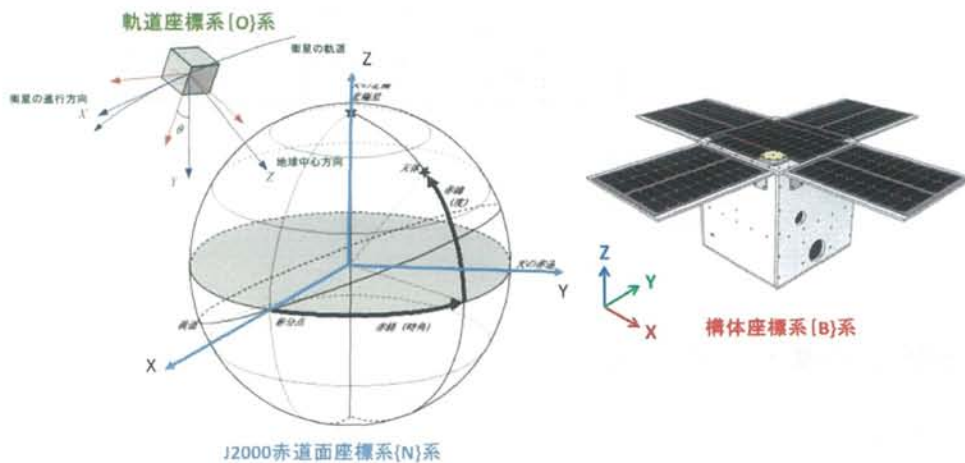


図 3.3 座標系定義

### 3.1.3 姿勢表現

衛星の姿勢表現にはいくつかの方法がある。代表的な方向余弦行列、オイラー角、クォータニオン表現について説明する。

方向余弦行列は、任意の2つの座標系の変換を表す行列である。任意の2つの座標系、ここではJ2000赤道面座標系と機体座標系を例にして説明する。J2000赤道面座標系の基底ベクトルを $[x_n y_n z_n]^T$ 、機体座標系の基底ベクトルを $[x_b y_b z_b]^T$ とすると、これら2つの基底ベクトルと方向余弦行列 $C$ の関係は、以下の通りになる。また、本論文では、基準座標系 $\{N\}$ 系に対して $\{B\}$ 系の方向余弦行列は $C_N^B$ と定義する。

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix} = C_N^B \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

衛星の姿勢は基準となり座標系と衛星重心座標系、ここでは機体座標系との方向余弦行列として定義される。しかし、この行列そのものからは姿勢を直観的に把握しにくい。そこで、オイラー角、クォータニオンと呼ばれる姿勢表現が存在する。J2000赤道面座標系を $z$ 軸回り、 $y$ 軸回り、 $x$ 軸回りに回転させると、回転後の軌道座標系は機体座標系と一致する。このときの $z$ 軸、 $y$ 軸、 $x$ 軸それぞれについての回転角をオイラー角とし、またこれらの角度を $x$ 、 $y$ 、 $z$ の順に $\phi$ （ロール角）、 $\theta$ （ピッチ角）、 $\psi$ （ヨー角）と呼ぶ。オイラー角は回転軸の選び方と順番によって12通りの表現が考えられるが、特にこの順序で回転させるものを3-2-1系のオイラー角と呼ぶ。

方向余弦行列 $C$ と3-2-1系のオイラー角との間には以下の関係が成り立つ。

$$\begin{aligned} C &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.3)$$

方向余弦行列と3-2-1系との関係は以下の通りである。

$$\begin{aligned} \phi &= \tan^{-1} \frac{C_{22}}{C_{33}} \quad (-\pi \leq \phi \leq \pi) \\ \theta &= \tan^{-1} -\frac{C_{13}}{\sqrt{(C_{23}^2 + C_{33}^2)}} \quad \left(-\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2}\right) \\ \psi &= \tan^{-1} \frac{C_{12}}{C_{11}} \quad (-\pi \leq \psi \leq \pi) \end{aligned} \quad (3.4)$$

この場合、 $\cos\theta = 0$ のとき、すなわち $\theta = \pm\pi/2$ のとき特異点を持ち、計算することができない。オイラー角を使用する場合は、この特異点を留意する必要がある。

オイラー角の3変数で表したときに生ずる数学的特異点を回避することができる姿勢表現として、クォータニオン（オイラーパラメータまたは四元数と呼ばれることもある。）が存在する。クォータニオンは座標系の回転はある直線回りのひとつの回転とみなして表現するオイラーの定理をさらに発展させて表現される。この時の直線をオイラー軸と呼ぶが、オイラー軸の方向単位ベクトル $\lambda$ を

$$\lambda = \lambda_x e_{Bx} + \lambda_y e_{By} + \lambda_z e_{Bz} \quad (3.5)$$

とし、この直線回りの回転角度（1直線に向きを与え、右回りを正の角度とする）を $\theta$ とすると、クォータニオン $q$ は以下で定義される。

$$\begin{aligned}
q_1 &= \lambda_x \sin \frac{\theta}{2} \\
q_2 &= \lambda_y \sin \frac{\theta}{2} \\
q_3 &= \lambda_z \sin \frac{\theta}{2} \\
q_4 &= \cos \frac{\theta}{2}
\end{aligned} \tag{3.6}$$

4 個のパラメータを用いて表されるが、制約条件として、

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \tag{3.7}$$

があるため、実質的には 3 個の自由度を有する。

方向余弦行列とクオータニオンには以下の関係がある。

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_2q_1 - q_3q_4) & q_2^2 - q_3^2 - q_1^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_3q_1 + q_2q_4) & 2(q_3q_2 - q_1q_4) & q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \tag{3.8}$$

逆に方向余弦行列からクオータニオンを求める際にはまず式(3.7)の制約条件から方向余弦行列の対角項を用いてクオータニオンの 1 変数を算出し、その求めた 1 変数を用いて残りの変数を求める。1 例として対角項から  $q_4$  を求めた際の関係を示す<sup>12)</sup>。

$$\begin{aligned}
q_4 &= \frac{1}{2} \sqrt{1 + C_{11} + C_{22} + C_{33}} \\
q_1 &= \frac{1}{4q_4} (C_{23} - C_{32}) \\
q_2 &= \frac{1}{4q_4} (C_{31} - C_{13}) \\
q_3 &= \frac{1}{4q_4} (C_{12} - C_{21})
\end{aligned} \tag{3.9}$$

### 3.1.4 キネマティクス方程式

衛星の角速度ベクトルを  $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$  とすると、角速度ベクトル  $\boldsymbol{\omega}$  とクオータニオン  $\mathbf{q}$  の間には以下の関係が成り立つ。

$$\frac{d}{dt} \hat{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) \hat{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1\omega_x - q_2\omega_y - q_3\omega_z \\ q_0\omega_x - q_3\omega_y + q_2\omega_z \\ q_3\omega_x + q_0\omega_y - q_1\omega_z \\ -q_2\omega_x + q_1\omega_y + q_0\omega_z \end{bmatrix} \tag{3.10}$$

ここで  $\hat{\mathbf{q}}$ ,  $\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega})$  は以下の式で定義される。

$$\hat{\mathbf{q}} = [q_4 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T \quad (3.11)$$

$$\mathbf{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & -\boldsymbol{\omega}^T \\ \boldsymbol{\omega} & -\tilde{\boldsymbol{\omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

式(3.12)をキネマティクス（運動学）方程式と呼ぶ。ただし、 $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ は以下の式で定義される<sup>12)</sup>。

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

### 3.1.5 ダイナミクス方程式

衛星に加わるトルクを $\boldsymbol{\tau} = [\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T$ 、慣性モーメントを $\mathbf{I}$ とすると、トルク $\boldsymbol{\tau}$ によって衛星に生じる角速度は以下の式を解くことで求められる。

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}\mathbf{I}\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\tau} \quad (3.14)$$

式(3.14)をダイナミクス（動力学）方程式と呼ぶ<sup>12)</sup>。

### 3.1.6 姿勢角算出

本シミュレーションでは、式(3.14)のダイナミクス方程式から、入力されるトルク $\boldsymbol{\tau}$ を用いて衛星の角速度 $\boldsymbol{\omega}$ を算出する。その角速度 $\boldsymbol{\omega}$ をもとに、式(3.10)のキネマティクス方程式からクォータニオンを算出している。算出したクォータニオンを式(3.8)及び式(3.4)を用いて、方向余弦行列やオイラー角に変換して適宜用いている。

## 3.2 軌道計算

本来、人工衛星は地球の周りを周回している。本シミュレーションで用いている ORBIS の想定軌道を表 3.2 に示す。ORBIS では軌道高度 550km としているが、地球の重力ポテンシャルの影響や太陽、月や惑星など他天体の引力を受けるため、一定の高度で一定の速度で周回しているわけではない。この現象を軌道の摂動というが、本シミュレーションでは摂動の影響も加味し、軌道上の位置、速度を TLE<sup>13)</sup>の要素を基準にシミュレーションの時間経過と SGP4<sup>14)</sup>を用いて算出している。この節では、TLE<sup>13)</sup>と SGP4 について詳しく述べ、本シミュレーションの軌道上位置、速度の算出方法を述べる。軌道上の位置や速度は、次の節で述べている環境外乱に大きくかかわってくる。





ppp.pppp	軌道傾斜角(Inclination) [deg]
qqq.qqqq	昇交点赤経(Right Ascension of Ascending Node) [deg]
rrrrrr	離心率(Eccentricity) 先頭の小数点は省略されている
sss.ssss	近地点離角(Argument of Perigee) [deg]
ttt.tttt	平均近点角(Mean Anomaly) [deg]
uu.uuuuuuuu	平均運動(Mean Motion) [回転/day]
vvvvv	通算周回数(Revolution Number at Epoch)
w	チェックサム(Checksum)

### 3.2.2 SGP4

TLE から軌道上の位置、速度を求めるには、SGP、SGP4、SDP4、SGP8、SDP8 などのアルゴリズムがある。本シミュレータでは、SGP4<sup>14)</sup> (Simplified General Perturbations Satellite Orbit Model 4) を用いている。SGP4 とは、NASA (National Aeronautics and Space Administration) と NORAD (North American Aerospace Defense Command) が使用している、近地球域の衛星の軌道計算用のアルゴリズムである。地球中心慣性座標系 (Earth Centered Inertial) に対する衛星の位置ベクトルおよび速度ベクトルを計算する。周回周期が 225 分未満 (軌道高度約 5900km 未満) の全ての衛星は、このアルゴリズムを使用すべきで、周回周期が 225 分以上の衛星については、SDP4 または SDP8 アルゴリズムを使用すべきである。225 分という境目は、電波伝播モデルの近地球域 (Near-Earth) と深宇宙 (Deep-Space) の区分から来ている。

- SGP：周期，近地点離角，昇交点赤経の摂動の永年項のみ補正
- SGP4/SDP4：大気，太陽，月などの影響を含む摂動モデル
- SGP8/SDP8：複数の天体の引力や大気の影響を含む摂動モデル

本研究では軌道高度 550km を想定しているので、SGP4 のアルゴリズムを用いて計算している。

### 3.3 環境モデル

軌道上では、衛星の姿勢に対する擾乱源としては、衛星内部で発生する内部擾乱トルクと衛星の外部から作用する外乱トルクがある。後者である外乱トルクは主に大気抵抗トルク、残留磁気トルク、重力傾斜トルク、太陽輻射トルクに分類され、それぞれ宇宙環境に応じた力が外乱として加わる。本節では、それぞれの環境外乱トルクの数学モデルを記述したうえで、妥当性の評価も述べる。以下に本シミュレータの環境モデルのフローチャートを示す。

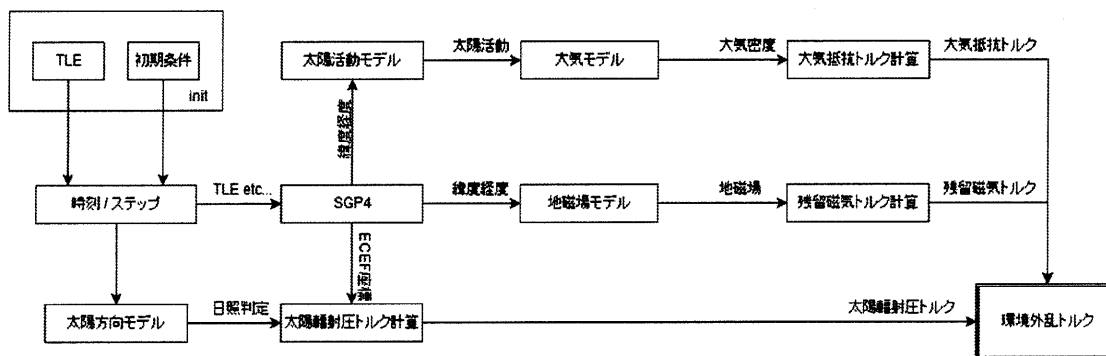


図 3.4 環境外乱モデルのフローチャート

### 3.3.1 大気モデル

大気抵抗トルク算出するためには、軌道上の大気密度を計算する必要がある。大気密度は、Jacchia71 モデル<sup>15)</sup>を用いて計算している。大気(400km以上の高層大気)は太陽活動によって大きな影響をうけることがわかっている。太陽活動の主な変化の要因としては、昼夜による変化、11年の太陽活動周期、27日間の太陽の自転周期<sup>16)</sup>があげられるが、太陽活動に関するパラメータは以下のものがあげられる。

- F10.7 太陽からの電波のピークに近い波長 10.7cm の周波数当たりの電波流束
- Kp オーロラ帯よりやや赤道側に分布する 12 の地磁気観測所で観測された 3 時間毎の地磁気水平成分の乱れを指数化し平均を取ったもの
- Ap Ap 指数、世界 12 ヶ所の地磁気観測所の観測をもとにした地磁気活動の指数

本シミュレーションでは、太陽活動パラメータは NASA が予測したもの(13 週移動平均)<sup>17)</sup>を使用し、軌道上の高度、位置から jacchia71 モデルを使用して大気密度を求めている。値の妥当性の検証のために表 3.3 の条件で大気密度をシミュレーションで計算した。計算結果を図 3.6 に示す。また、妥当性の検証のため高度 500km における大気密度<sup>6)</sup>を図 3.7 に記載する。

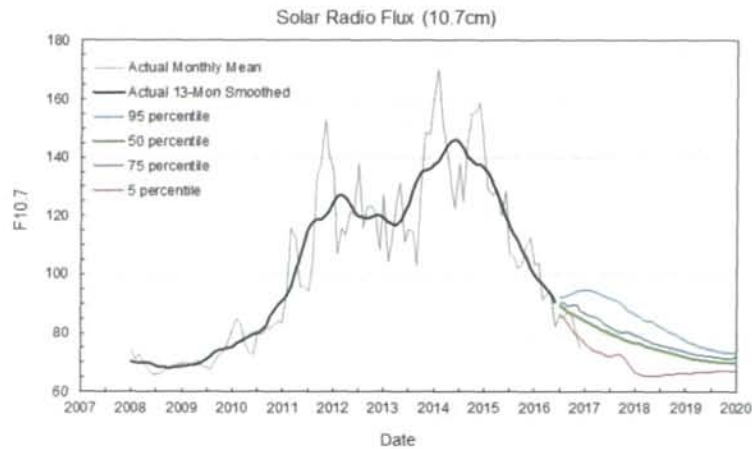


図 3.5 波長 10.7cm の周波数当たりの電波流束 (NASA 予測値)

表 3.3 大気密度検証のための解析パラメータ

軌道傾斜角	0 [deg]	
軌道高度	500 [kg]	
太陽パラメータ	F10.7	240
	K <sub>p</sub>	7.2

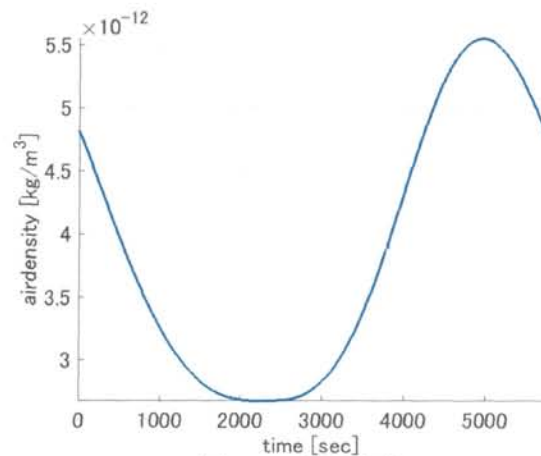


図 3.6 大気密度

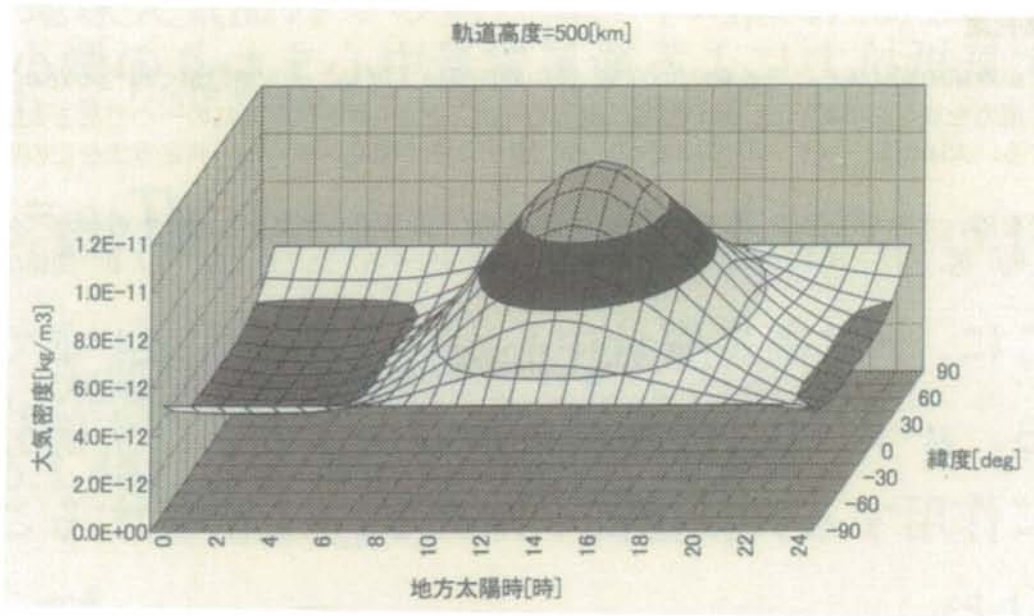


図 3.7 500km の大気密度<sup>6)</sup>

図 3.6, 図 3.7 からオーダー, 極性ともに大気密度の計算はおおむね正しいといえるだろう. しかしながら, 上層大気の詳細は厳密にわかっていないことなどから, 大気密度の完全なモデル化は難しいと考えられる.

### 3.3.2 地球磁場モデル

本シミュレーションでは, IGRF モデルを用いて計算している. 全地球的スケールでの分布を表現するモデルとして最もよく使用されているのが IGRF (International Geomagnetic Reference Field) モデルである. IGRF モデルの地磁気分布係数は 5 年毎に改定され, 現在, 最新の IGRF-12 モデルでは 2020 年までのモデルが作成されている. 妥当性の確認のために, NOAA(National Centers For Environmental Information)で計算された地磁場をプロットしたものと本シミュレーションで計算した地磁場をプロットしたものを図 3.8 に示す. ただし, それぞれ軌道高度 550km の値を計算している. 図からそれぞれ差異がないことがわかる.

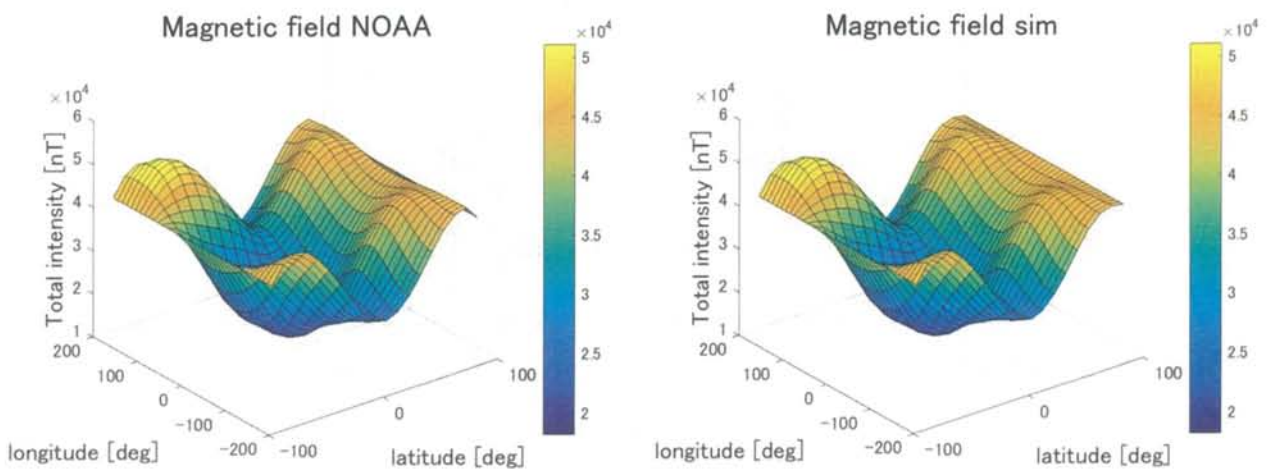


図 3.8 地磁場強度 左) NOAA の計算結果 右) シミュレータ結果

### 3.3.3 蝕判定

人工衛星が地球の影に入ることを蝕というが、蝕の時衛星は太陽光による発電ができなくなり、搭載したバッテリーで電力を補う必要がある。蝕の影響は電力だけにとどまらず、環境外乱の一つである太陽輻射トルクに影響する。太陽輻射トルクの詳細は 3.3.7 項で説明する。衛星が蝕の時の判定方法をこの項では述べる。

地球半径を $R_E$ 、太陽半径を $R_S$ 、衛星から地球中心のベクトルを $\rho_E$ 、衛星から地球中心へのベクトルを $\rho_S$ とすると、 $\theta_E$ 、 $\theta_S$ 、 $\theta$ はそれぞれ以下の式(3.15)で表すことができる。ただし、 $\theta_E$ 、 $\theta_S$ 、 $\theta$ の関係は図 3.9 に示す。

$$\theta_E = \sin^{-1}(R_E / \rho_E)$$

$$\theta_S = \sin^{-1}(R_S / \rho_S) \tag{3.15}$$

$$\theta = \cos^{-1}(\rho_E \cdot \rho_S / \rho_E \rho_S)$$

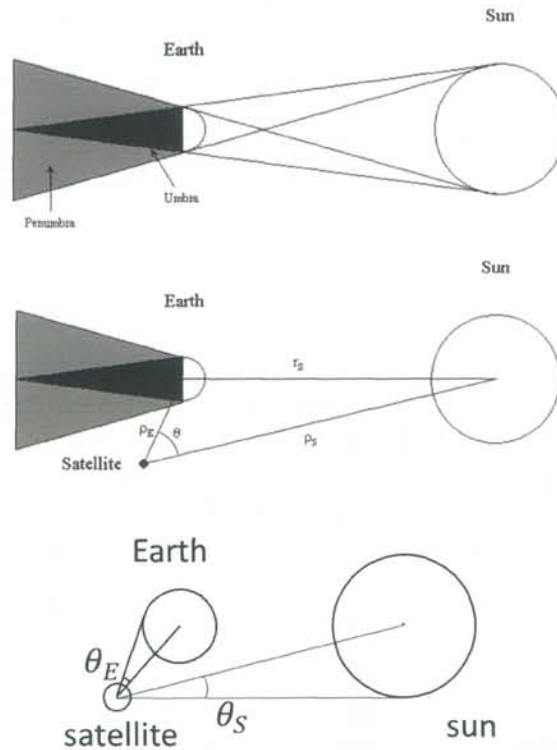


図 3.9 蝕の模式図

$\theta_E$ 、 $\theta_S$ 、 $\theta$ を用いて、蝕か日照かを判定することができる。図 3.9 の灰色の部分も蝕として定義すると、蝕の時は以下の関係になる。

$$\theta_E > \theta_S \tag{3.16}$$

$$\theta < \theta_E - \theta_S$$

$$|\theta_E - \theta_S| < \theta < \theta_E + \theta_S$$

また、日照は以下の式で表される。

$$\begin{aligned} \theta_S &> \theta_E \\ \theta &< \theta_S - \theta_E \end{aligned} \tag{3.17}$$

本シミュレーションでは、この関係性を用いて、人工衛星の軌道上での蝕判定を行っている。

### 3.3.4 大気抵抗トルク

大気抵抗トルクは衛星の軌道運動によって大気が衛星に作用して発生するトルクである。以下に大気抵抗トルクの数学的モデルを示す。

$$d\mathbf{f}_{AD} = -\frac{1}{2}C_d\rho(\mathbf{n}\cdot\mathbf{v})\mathbf{v}dA \tag{3.18}$$

ここで、抵抗係数を $C_d$ 、大気密度を $\rho$ 、衛星の速度ベクトルを $\mathbf{v}$ 、微小面積の単位法線ベクトルを $\mathbf{n}$ とし、衛星の微小面積 $dA$ に対して作用する大気抵抗力 $d\mathbf{f}_{AD}$ を求めている。また衛星の重心からみた微小面積 $dA$ の面心位置ベクトルを $\mathbf{r}$ とすると、微小面積 $dA$ にはたらく大気抵抗トルク $d\boldsymbol{\tau}_{AD}$ は以下のようなになる。

$$d\boldsymbol{\tau}_{AD} = \mathbf{r} \times d\mathbf{f}_{AD} \tag{3.19}$$

よって、衛星全体にはたらく大気抵抗トルク $\boldsymbol{\tau}_{AD}$ は以下のようなになる

$$\boldsymbol{\tau}_{AD} = \int \mathbf{r} \times d\mathbf{f}_{AD} \tag{3.20}$$

式(3.18)からわかるように大気抵抗トルクは、抵抗係数、大気密度、衛星の速度ベクトル、衛星の進行方向に対する姿勢によって変化する。抵抗係数 $C_d$ は宇宙空間では2~3程度であるため、本シミュレーションでは、 $C_d = 2$ として計算している。衛星の速度ベクトル $\mathbf{v}$ はSGP4から算出した値を用い、現在との姿勢との関係より、 $\mathbf{n}\cdot\mathbf{v}$ を計算し、進行方向を向いている場合にその面に働くトルクを算出している。以下に高度550kmの時、慣性座標系基準で衛星の姿勢変動がない場合の本シミュレーションでの軌道1周分の大気抵抗トルクを示す。

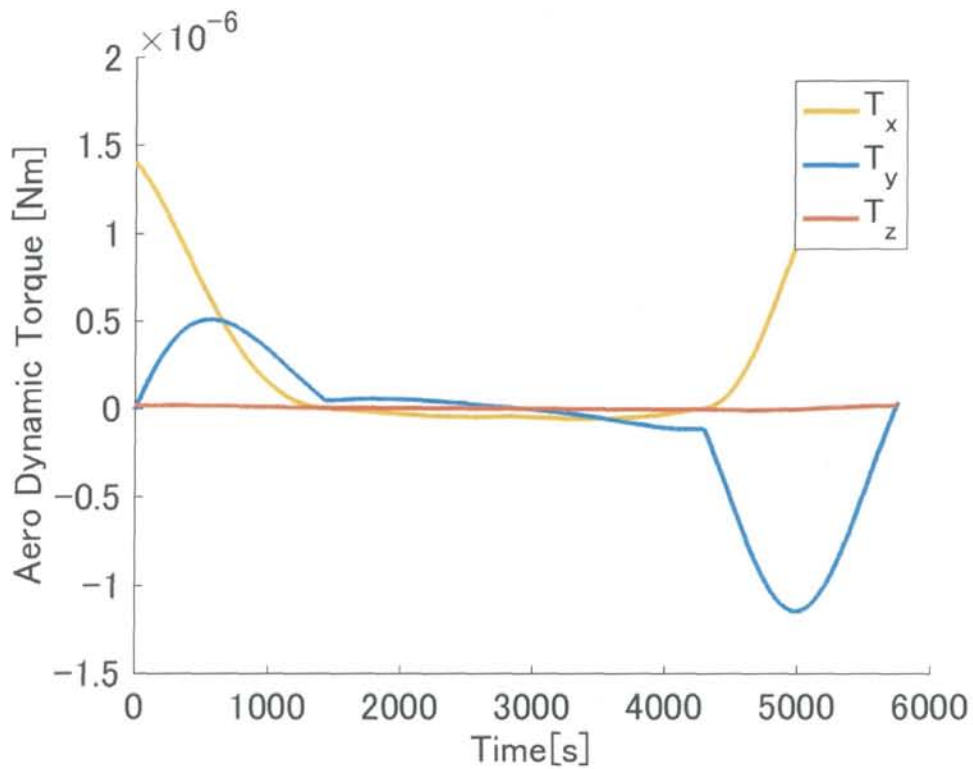


図 3.10 大気抵抗トルク(高度 550km)

### 3.3.5 残留磁気トルク

残留磁気トルクは、衛星内部の電流のループや衛星の材料にある永久磁石の存在によって残留磁気が発生する場合、その残留磁気モーメントと地球磁場との相互作用によって発生する外乱である。衛星の残留磁気モーメントを $\mathbf{m}$ 、地球磁場を $\mathbf{B}$ とすると、残留磁気トルクは以下の式で表される。

$$\boldsymbol{\tau}_{RM} = \mathbf{m} \times \mathbf{B} \quad (3.21)$$

本シミュレーションでは、地球磁場 $\mathbf{B}$ は3.3.2項で述べたようにIGRFモデルを用いて算出している。また、磁気モーメント $\mathbf{m}$ は地上での事前推定が困難なため、ORBISと同規模の超小型衛星INDEXにおける軌道上での推定結果である以下の残留磁気モーメント $\mathbf{m}$ の値を用いている。

$$\mathbf{m} = \begin{bmatrix} -0.514 \\ 0.042 \\ 0.093 \end{bmatrix} [\text{Am}^2] \quad (3.22)$$

図 3.10 に高度 550km の時、慣性座標系基準で衛星の姿勢変動がない場合の軌道 1 周分の残留磁気トルクを示す。

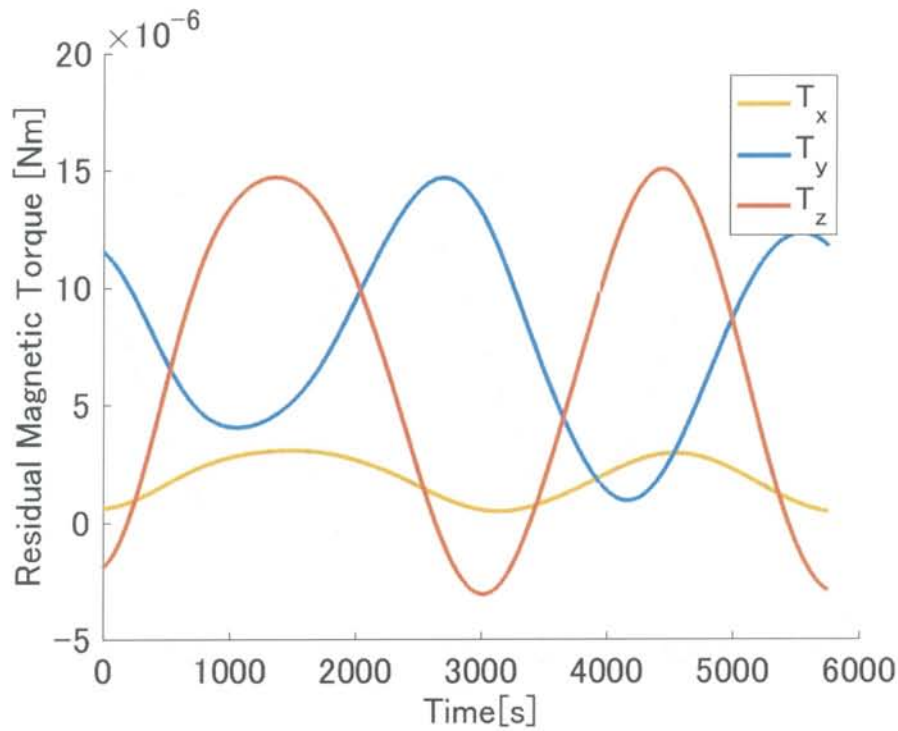


図 3.11 残留磁気トルク(高度 550km)

### 3.3.6 重力傾斜トルク

衛星は質点ではなく有限の大きさを持っているため、各微小質量 $dm$ に地球中心からの距離に応じた重力が作用する。この微小重力の総和を重力傾斜トルクと呼ぶ。

地球中心から衛星の質量中心までの位置ベクトルを $\mathbf{R}_0$ 、衛星の慣性モーメントを $\mathbf{I}$ 、地球の重力定数を $\mu$ とすると、任意の姿勢時に機体にかかる重力傾斜トルク $\boldsymbol{\tau}_{GG}$ は以下の式で表される。

$$\boldsymbol{\tau}_{GG} \approx -\frac{3\mu}{|\mathbf{R}_0|^3} \mathbf{u} \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{u}) \quad (3.23)$$

ただし、 $\mathbf{u}$ は地球中心から衛星中心までの単位ベクトルに J2000 赤道面から機体座標系への方向余弦行列を乗することで、機体座標系から地球中心への単位ベクトルとし、式(3.24)で定義する。

$$\mathbf{u} = \mathbf{C}_N^B \frac{\mathbf{R}_0}{R_0} \quad (3.24)$$

以下に高度 550km の時、慣性座標系基準で衛星の姿勢変動がない場合の本シミュレーションでの軌道一周分の重力傾斜トルクの計算結果を示す。

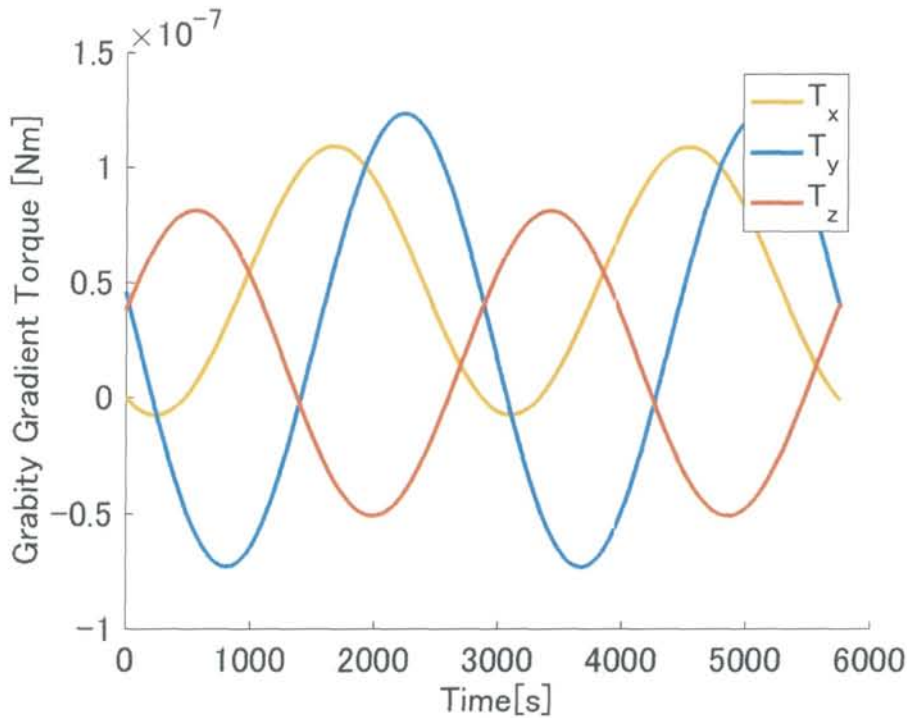


図 3.12 重力傾斜トルク (高度 550km)

### 3.3.7 太陽輻射トルク

光が衛星に入射する際には、その一部が衛星表面に吸収され、またはその一部が反射もしくは輻射し、衛星外部に戻ることによって力が発生する。軌道上で衛星に入射する光としては、以下のものがあげられる。

- 太陽照射：太陽からの直接照射光
- アルベド：地球や大気で反射した直接照射光
- 地球輻射：地球や大気からの輻射光

太陽照射の強度は、地球近傍の低軌道では、ほぼ一定である一方アルベドや地球輻射は地球からの距離に依存して変化するが、太陽照射と比べて微小である。よって太陽輻射トルクを考える際には太陽照射を考えればよい。

衛星の表面特性は、以下で規定され、その率に応じて入射・鏡面反射・拡散反射によって発生するトルクの割合が変化する。

- 吸収率 $C_a$ ：入射光に対する吸収率
- 鏡面反射率 $C_s$ ：入射光に対する鏡面反射率
- 拡散反射率 $C_d$ ：入射光に対する拡散反射率

太陽照射による単位面積当たりのモーメント流量 $P$ は以下で与えられる。

$$P = \frac{F_e}{c} \quad (3.25)$$

ここで、 $F_e$ は太陽強度であり、 $1358[\text{W}/\text{m}^2]$ とし、 $c$ は光速である。

太陽方向ベクトルを $\mathbf{s}$ 、衛星表面の法線方向単位ベクトルを $\mathbf{n}$ とすると、衛星の表面 $dA$ が入射光から受ける力は、吸収時の力 $df_a$ 、鏡面反射時の力 $df_s$ 、拡散反射時の力 $df_d$ はそれぞれ以下で表される。

$$df_a = -PC_a(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})\mathbf{s}dA \quad (3.26)$$



$$df_s = -2PC_s(s \cdot n)^2 ndA \quad (3.27)$$

$$df_d = -PC_d(s \cdot n) \left( s + \frac{2}{3} u \right) dA \quad (3.28)$$

法線方向ベクトルが太陽方向を向くとき、すなわち $(s \cdot n) > 0$ の条件を満たす場合のみ上式を適応する。以上の値より太陽輻射圧は以下の通りになる。

$$\begin{aligned} df_{sp} &= df_a + df_s + df_d \\ &= -P(s \cdot n) \left[ (C_a + C_d)s + \left( 2(s \cdot n)C_s + \frac{2}{3}C_d \right) n \right] dA \end{aligned} \quad (3.29)$$

よって太陽輻射圧トルクは以下で計算できる。

$$\tau_{SP} = \int_{s \cdot n > 0} r \times df_{sp} \quad (3.30)$$

ただし、実際の軌道上では、蝕の時は太陽照射の影響はないと考えられるため、蝕では $\tau_{SP} = 0$ として計算する。

以下に高度 550km の時、慣性座標系基準で衛星の姿勢変動がない場合の本シミュレーションでの軌道一周分の太陽輻射トルクの計算結果を示す。

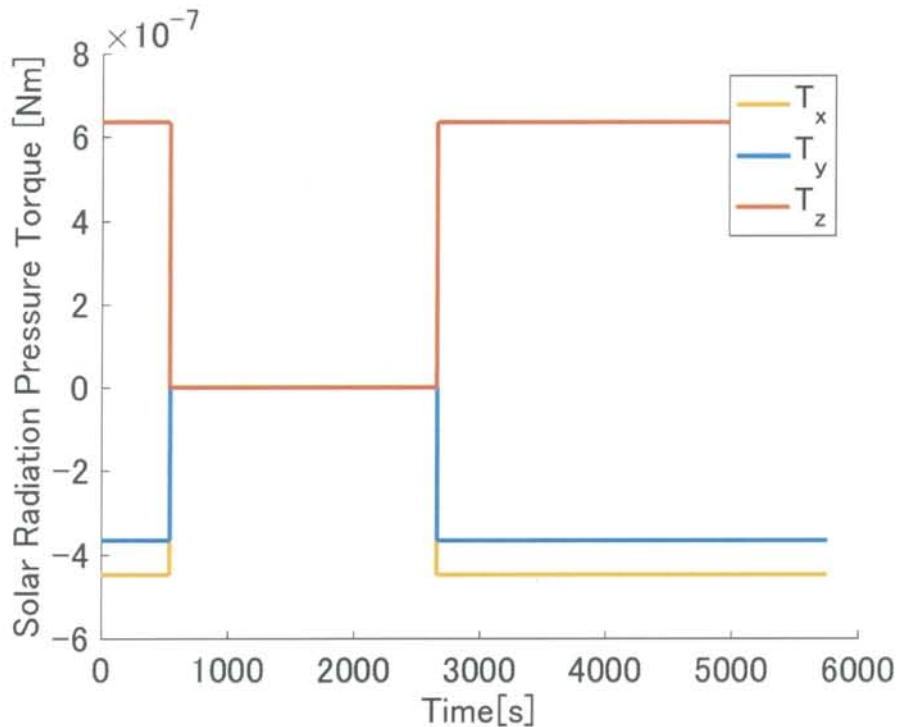


図 3.13 太陽輻射トルク(高度 550km)

### 3.3.8 環境外乱トルク

本節で述べた4つのトルクの総和を環境外乱トルク $\tau_{ED}$ としている。

$$\tau_{ED} = \tau_{AD} + \tau_{GG} + \tau_{RM} + \tau_{SP} \quad (3.31)$$

高度 550km の時、慣性座標系基準で衛星の姿勢変動がない場合の本シミュレーションでの軌道 1 周分の環境外乱トルクを以下に示す。

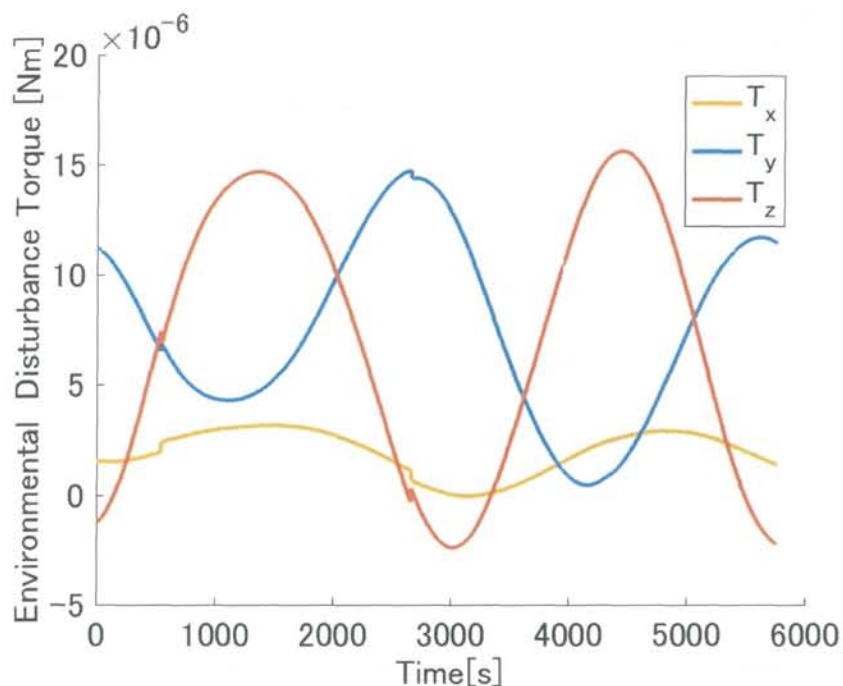


図 3.14 環境外乱トルク(高度 550km)

上図から ORBIS に働く環境外乱は $10^{-5}$ Nmオーダーとなり、図 3.11 からわかるように残留磁気トルクが支配的になっていることが分かる。一部不連続になっている箇所は、蝕による太陽輻射トルクがあるときとないときの影響である。大気抵抗トルク、重力傾斜トルク、太陽輻射トルクはそれぞれ $10^{-6}$ Nm、 $10^{-7}$ Nm、 $10^{-7}$ Nmのオーダーとなる。以下に文献<sup>6)</sup>より引用した重量 500kg 級の衛星に働く環境外乱の計算例を示す。

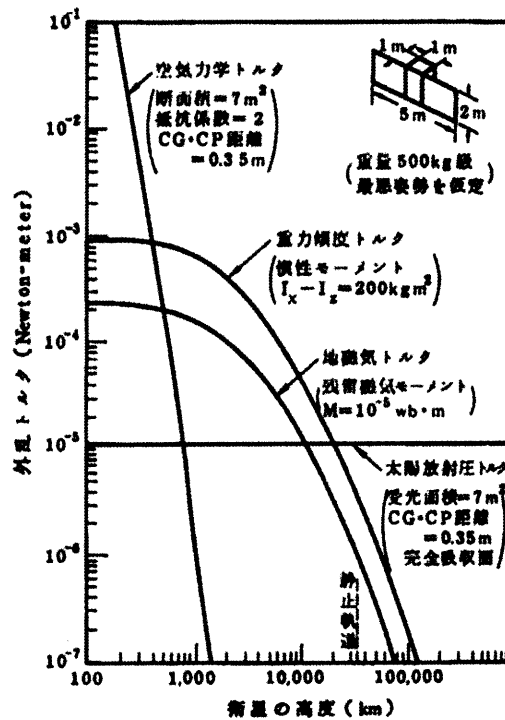


図 3.15 重量 500kg 級の衛星に働く外乱トルク<sup>6)</sup>

上図における高度 550km での環境外乱トルクのオーダーは、太陽輻射トルクは $10^{-4}$  Nm, それ以外は $10^{-5}$  Nmとなっている。理論値と本シミュレーションでの計算結果を表 3.4 に示し、これらを比較することで、本シミュレーションでの計算結果の妥当性を示す。

表 3.4 高度 550km における環境外乱トルクのオーダー

	理論値	シミュレーション結果
大気抵抗トルク [Nm]	$10^{-4}$	$10^{-6}$
重力傾斜トルク [Nm]	$10^{-4}$	$10^{-7}$
残留磁気トルク [Nm]	$10^{-4}$	$10^{-5}$
太陽輻射トルク [Nm]	$10^{-5}$	$10^{-7}$

3.3.4 項より、大気抵抗トルクは以下の式で与えられる。

$$\tau_{AD} = \int \mathbf{r} \times d\mathbf{f}_{AD} \quad (3.20)\text{再掲}$$

文献では衛星構体の大きさを 1 辺あたり約数 m と仮定しているのに対して、ORBIS の 1 辺あたりの長さは 50 cm 程度である。そのため大気抵抗が作用する断面積 $dA$ およびその面心の位置ベクトル $\mathbf{r}$ の積は ORBIS の方が  $10^2$  程度小さくなると考えることができるため、大気抵抗トルクのシミュレーション結果は妥当であると言える。

次に 3.3.6 項より、重力傾斜トルクは以下の式で与えられる。

$$\tau_{GG} \approx -\frac{3\mu}{|R_0|^3} \mathbf{u} \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{u}) \quad (3.23)\text{再掲}$$

上式のパラメータのうち衛星に依存するのは、慣性モーメント  $I$  のみである。参考文献では  $I_x - I_z = 200 \text{ kgm}^2$  としているのに対し、ORBIS では、式(3.1)より  $I_x - I_z = 0.156 \text{ kgm}^2$  である。よって ORBIS の重力傾斜トルクは文献の値より  $10^3$  程度小さくなるのは妥当であるといえる。  
また、太陽輻射トルクは 3.3.7 項より、以下の式で表せた。

$$\begin{aligned} df_{sp} &= df_a + df_s + df_d \\ &= -P(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) \left[ (C_a + C_d)\mathbf{s} + \left( 2(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})C_s + \frac{2}{3}C_d \right) \mathbf{n} \right] dA \end{aligned} \quad (3.29)\text{再掲}$$

$$\boldsymbol{\tau}_{SP} = \int_{s \cdot \mathbf{n} > 0} \mathbf{r} \times d\mathbf{f}_{SP} \quad (3.30)\text{再掲}$$

吸収率  $C_a$ 、鏡面反射率  $C_s$ 、拡散反射率  $C_d$  は衛星によって変わるパラメータだが、そこまでの影響はないと考えられる。大気抵抗トルクの妥当性の検証の時にも述べたが、文献よりも断面積  $dA$  は  $10^2$  程度小さくなる。よって太陽輻射トルクも妥当であると言える。

最後に残留磁気トルクだが、3.3.5 項で以下の式で表されることを述べた。

$$\boldsymbol{\tau}_{RM} = \mathbf{m} \times \mathbf{B} \quad (3.21)\text{再掲}$$

文献では衛星の残留磁気モーメントを  $M = 10^{-5} \text{ Wb} \cdot \text{m}$  と仮定している。この値は真空の透磁率  $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{ H/m}$  を用いて以下のように換算することができる。

$$m = \frac{M [\text{Wb} \cdot \text{m}]}{\mu_0 [\text{H/m}]} = 7.96 [\text{Am}^2] \quad (3.32)$$

それに対して、ORBIS は式(3.22)より、残留磁気モーメントは INDEX と同等の値である  $0.514 \text{ Am}^2$  を用いて計算している。これらの比較より、ORBIS の残留磁気モーメントは、文献より  $10^1$  程度小さい値を用いていることがわかる。よって残留磁気トルクも文献の値より  $10^1$  程度小さくなるのは妥当であると考えられる。

以上より本シミュレータの環境外乱トルクの大きさは妥当であると言える。

## 第4章 姿勢決定及び制御

### 4.1 理学観測衛星の姿勢系への要求

一般的に、理学観測など理学的なミッションを行う際には、ミッション側から姿勢系への姿勢指向精度、姿勢安定度などの要求が生まれる。ここで、それぞれの定義について述べる。姿勢指向精度とは、観測衛星には、必ず観測をするためにミッション機器が載っているが、そのミッション機器の座標系と衛星の真の位置により規定される目標のミッション機器座標系との誤差角である。また、姿勢安定度とは、規定した時間枠（時間フレーム）の間の真値（姿勢指向角を規定する座標系の真の状態）と目標値（その座標系に対して実現したい本当の状態）との差（制御誤差）の変動量であり、一般にその時間枠の間の変動量の最大値で規定されることが多い。

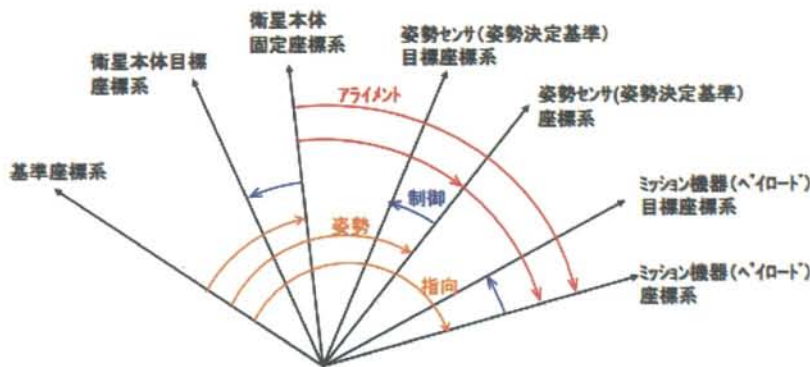


図 4.1 指向，姿勢の定義<sup>18)</sup>

本研究では、ORBIS をモデルに目標の姿勢制御の達成を目的としているので、ORBIS のミッションからの姿勢精度に対する要求を以下の表 4.1 ORBIS におけるミッションからの姿勢精度要求にまとめる。

表 4.1 ORBIS におけるミッションからの姿勢精度要求

要求姿勢指向精度	0.1 deg
要求姿勢安定度	15 arcsec/sec

### 4.2 ノイズを考慮したセンサモデル

実際の衛星では、姿勢角や角速度をセンサで測定し、姿勢決定の入力として用いている。したがって、本シミュレーションでは、3.1.4 項で述べたキネマティクス方程式、3.1.5 項で述べたダイナミクス方程式で算出された姿勢角及び角速度を真の角速度とし、ランダムノイズを加えることでセンサの出力を模擬している。この節では、センサのノイズの式を示すと同時に妥当性の検証も述べる。

#### 4.2.1 恒星センサ (STT)

本研究では、AxcelSpace社のAxelstar-3を用いることを想定している。Axelstar-3は出力でJ2000.0赤道面座標系基準での機体座標系の姿勢角誤差をクォータニオンで出力する。機体座標系とSTTのアライメント誤差はないもの仮定し、機体座標系の $x$ 軸とSTTのロール軸は一致するものとする。STTの出力値であるクォータニオンの姿勢決定値のばらつきがランダム誤差となり、姿勢決定精度としてロール(光軸回り)は $77\text{arcsec}(3\sigma)$ 、ピッチ/ヨー(光軸回り以外)は $7\text{arcsec}(3\sigma)$ が生じる。本シミュレーションで、この決定精度誤差を表現するために、衛星の真のクォータニオンを $\mathbf{q}$ 、STTのランダムノイズを $\mathbf{n}$ 、STTの出力するクォータニオンを $\mathbf{q}_{STT}$ とする。

$$\mathbf{n} = [n_\phi \ n_\theta \ n_\psi]^T \quad (4.1)$$

ランダムノイズは、すべて白色雑音であることを想定し、次式で規定する。

$$\begin{aligned} E[n_\phi(t)] &= 0, E[n_\phi(t)n_\phi(t')] = \sigma_{n_\phi}^2(t)\delta(t-t') \\ E[n_\theta(t)] &= 0, E[n_\theta(t)n_\theta(t')] = \sigma_{n_\theta}^2(t)\delta(t-t') \\ E[n_\psi(t)] &= 0, E[n_\psi(t)n_\psi(t')] = \sigma_{n_\psi}^2(t)\delta(t-t') \end{aligned} \quad (4.2)$$

ここで、 $\delta(t-t')$ は連続系におけるデルタ関数であり、次の式を満たす。

$$\int_{-\infty}^{\infty} \delta(t-t')dt = 1 \quad (4.3)$$

STTのランダムノイズによる姿勢の変化を方向余弦行列は、 $\mathbf{n}$ が微小量であるため以下の式に近似できる。

$$\mathbf{C} \cong \begin{bmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \phi \\ \theta & \phi & 1 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

式(3.7)、式(3.9)よりランダムノイズによる姿勢の変化 $\mathbf{q}_{noise}$ は以下で近似できる。

$$\mathbf{q}_{noise} \cong \left[ \frac{n_\phi}{2} \quad \frac{n_\theta}{2} \quad \frac{n_\psi}{2} \quad 1 \right]^T \quad (4.5)$$

よって、STTから出力されるクォータニオン $\mathbf{q}_{STT}$ は次のように計算できる。

$$\mathbf{q}_{STT} = \mathbf{q} \otimes \mathbf{q}_{noise} = \mathbf{D}(\mathbf{q})\mathbf{q}_{noise} = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_4 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{n_\phi}{2} \\ \frac{n_\theta}{2} \\ \frac{n_\psi}{2} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

STTの出力するクォータニオンを模擬できているかの妥当性を確認するために、J2000.0赤道面座標系に対して、初期姿勢を $[0 \ 0 \ 0]^T$ とし、姿勢変動がないものとして、出力した値 $\mathbf{q}_{STT}$ を式(3.4)、式(3.8)からオイラー角に変換して、それぞれの軸回りのオイラー角ごとに確率変数を計算し、図4.2、図4.3に示す。

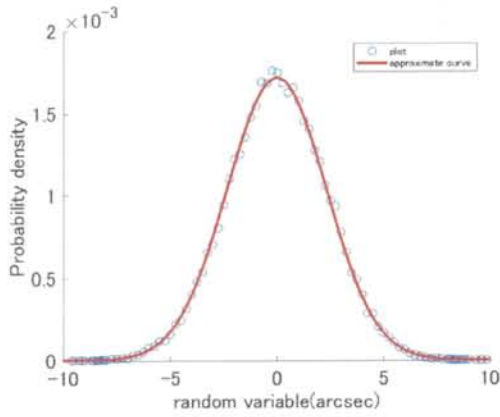


図 4.2 STT の姿勢決定精度 (ピッチ/ヨー)

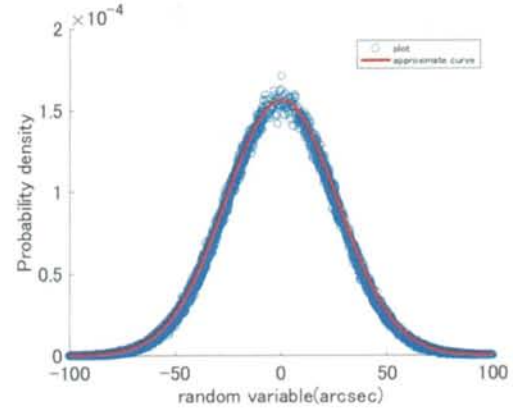


図 4.3 STT の姿勢決定精度 (ロール)

正規分布になり、STT の出力は AxelStar-3 の姿勢決定を模擬できていることを確認できた。

#### 4.2.2 MEMS ジャイロ

一軸回りの MEMS ジャイロの出力する角速度  $\omega_{IRU}$  は、衛星の真の角速度を  $\omega$ 、ジャイロのバイアスレートを  $b$ 、ジャイロのシステムノイズを  $\eta_1$  とすると次のように表現される<sup>6)</sup>。

$$\omega_{IRU} = \omega + \eta_1 + b \quad (4.7)$$

バイアスレート  $b$  の誤差モデルは次のような 2 つがある。

$$\text{ランダムウォークモデル} \quad \dot{b} = \eta_2 \quad (4.8)$$

$$\text{ECRV モデル} \quad \dot{b} = -\frac{1}{\tau_b} \omega_b + \eta_2 \quad (4.9)$$

本論文ではランダムウォークモデルを採用し、実際の多くの科学衛星でもランダムウォークモデルが採用されている。システムノイズ、ランダムウォークノイズは、白色雑音であることを想定し、次の式で規定する。

$$E[\eta_1(t)] = 0, E[\eta_1(t) \eta_1(t')] = \sigma_v^2(t) \delta(t - t') \quad (4.10)$$

$$E[\eta_2(t)] = 0, E[\eta_2(t) \eta_2(t')] = \sigma_u^2(t) \delta(t - t') \quad (4.11)$$

$\delta(t - t')$  は式(4.3)の値である。  $\sigma_i$  の次元はそれぞれ次のようになる。

$$\sigma_v^2 \text{ [rad}^2/\text{s]} \quad (4.12)$$

$$\sigma_u^2 \text{ [rad}^2/\text{s}^3] \quad (4.13)$$

### 4.3 最適レギュレータを用いた姿勢制御アルゴリズム

本研究では、PPT を使用しての高精度姿勢制御を目的の一つとしている。PPT は外力アクチュエータであるため、必然的にゼロモーメント方式の制御になる。ロール、ピッチ、ヨーがそれぞれ微量の場合式(2.2)に示したように運動方程式は独立で同一の構造になる。姿勢決定系で、姿勢角及び角速度を得られている場合以下の線形連続システム方程式で表現できる。同一の構造をもっているので、代表して機体座標系での $x$ 軸回りの運動方程式を用いて説明する<sup>19)</sup>。

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}_c \mathbf{x}(t) + \mathbf{b}_c u(t) \quad (4.14)$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}_c \mathbf{x}(t) \quad (4.15)$$

状態量、各行列は以下のように定義する。

$$\mathbf{x}(t) = \begin{bmatrix} \phi(t) \\ \omega_x(t) \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

$$\mathbf{A}_c = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

$$\mathbf{b}_c = \begin{bmatrix} 1 & \frac{1}{I_{11}} \end{bmatrix}^T \quad (4.18)$$

$$\mathbf{C}_c = [1 \ 1] \quad (4.19)$$

状態量 $\mathbf{x}$ は、センサを用いて直接観測できるとする。

しかし、実際の衛星では、センサの出力は連続的ではなく、特定のサンプリング周期毎に得られる。そのため先の連続線形システム方程式を離散系に変換する必要がある。離散線形システム方程式は以下のようになる<sup>20)</sup>。

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A} \mathbf{x}(k) + \mathbf{b} u(k) \quad (4.20)$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{C} \mathbf{x}(k) \quad (4.21)$$

ここで状態量はセンサの出力値になる。

$$\mathbf{x}(k) = \begin{bmatrix} \phi(k) \\ \omega_x(k) \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

離散時間を $T$ とすると、係数行列は以下のように算出できる。

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= e^{\mathbf{A}_c T} \\ &= \mathcal{L}^{-1}[(s\mathbf{E} - \mathbf{A}_c)^{-1}] \\ &= \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.23)$$



$$\begin{aligned}
\mathbf{b} &= \int_0^T e^{A_c(T-\tau)} \mathbf{b}_c d\tau \\
&= \int_0^T \begin{bmatrix} 1 & T-\tau \\ 0 & 1 \end{bmatrix} d\tau \mathbf{b}_c \\
&= \begin{bmatrix} T & \frac{T^2}{2} \\ 0 & T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ I_{11} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T^2 \\ 2I_{11} \\ T \\ I_{11} \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{4.24}$$

$$\mathbf{C} = \mathbf{C}_c \tag{4.25}$$

まず初めに、このシステム方程式が可制御であることを確認する。

$$\mathbf{U}_c = [\mathbf{b} \ \mathbf{A}\mathbf{b}] = \begin{bmatrix} T^2 & 3T^2 \\ 2I_{11} & 2I_{11} \\ T & T \\ I_{11} & I_{11} \end{bmatrix} \tag{4.26}$$

$$|\mathbf{U}_c| = -\frac{T^2}{I_{11}^2} \tag{4.27}$$

$T \neq 0$  のとき  $|\mathbf{U}_c| \neq 0$  より可制御である。したがって、このシステムに対して、以下の式(4.28)を入力とする状態フィードバック制御を施し、フィードバック係数は、最適レギュレータを用いて、評価関数  $J$  を最小にするように設定する。

$$\mathbf{u}(k) = -\mathbf{f}\mathbf{x}(k) \tag{4.28}$$

$$J = \sum_{k=0}^{\infty} \{\mathbf{x}^T(k)\mathbf{Q}\mathbf{x}(k) + u^T(k)Ru(k)\} \tag{4.29}$$

$\mathbf{Q}$ ,  $R$  は重み行列と呼ばれ、式(4.29)では、 $\mathbf{Q}$  は  $2 \times 2$  の半正定行列、 $R$  はスカラーとなり、制御目的に応じて  $\mathbf{Q}$ ,  $R$  を設定する。評価関数  $J$  を最小にするフィードバックゲインは以下の式で与えられる。

$$\mathbf{f} = (\mathbf{R} + \mathbf{b}^T \mathbf{P} \mathbf{b})^{-1} \mathbf{b}^T \mathbf{P} \mathbf{A} \tag{4.30}$$

ここで、 $\mathbf{P}$  は次式の Riccati 方程式を満たす  $2 \times 2$  の正定行列になる。

$$\mathbf{P} = \mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A} - \mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{b} (\mathbf{R} + \mathbf{b}^T \mathbf{P} \mathbf{b})^{-1} \mathbf{b}^T \mathbf{P} \mathbf{A} + \mathbf{Q} \tag{4.31}$$

以下の表 4.2 に本研究で用いたそれぞれの軸回りでのパラメータを記載する。

表 4.2 姿勢制御アルゴリズムにおけるパラメータ

	x軸	y軸	z軸
離散時間 $T$	1 [sec]		
$Q$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$		
$R$	1		
$P$	$\begin{bmatrix} 2.2062 & 0.8305 \\ 0.8305 & 1.9170 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 2.2157 & 0.8469 \\ 0.8469 & 1.9530 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 2.2324 & 0.8757 \\ 0.8757 & 2.0171 \end{bmatrix}$
$f$	$[0.3430 \quad 0.7566]$	$[0.3497 \quad 0.7748]$	$[0.3609 \quad 0.8057]$

#### 4.4 PPT 駆動アルゴリズム

スラスタは非線形なアクチュエータであるため、連続系に近い形でトルクを出すように動作するアルゴリズムが必要になる。PPT の推力発生メカニズムは 2.3.1 項で述べたが、PPT の発生するインパルスは 1 放電あたり変化しない。4.3 節で述べた姿勢制御アルゴリズムから制御周期 $T_s$ （制御周期と離散時間 $T$ は同じ値になる）ごとに必要なインパルス $I_{mp}$ が算出できる。

$$I_{mp}(k) = |u(k)T| \quad (4.32)$$

PPT が一放電で生み出すインパルスをインパルスビット $I_{bit}$ と呼ぶが、スラスタモジュレータに必要なインパルスとインパルスビットを用いて、制御周期間で何回放電するべきかの放電回数 $n\{1,2,\dots,n_{max}|n \in \mathbb{Z}\}$ が算出できる。ただし、制御周期内での最大放電回数 $n_{max}$ はキャパシタへの充電時間、イグナイタの点火周期、放電時間に依存する。充電時間を $t_c$ 、イグナイタの点火周期を $t_i$ 、放電時間を $t_f$ とすると、式(4.33)で表される。

$$n_{max} = \left\lfloor \frac{T_s}{\max\{t_c, t_i\} + t_f} \right\rfloor \quad (4.33)$$

ここで、床関数を式(4.34)、天井関数を式(4.35)のように定義している。

$$\lfloor x \rfloor = \max\{n \in \mathbb{Z} | n \leq x\} \quad (4.34)$$

$$\lceil x \rceil = \min\{n \in \mathbb{Z} | n \geq x\} \quad (4.35)$$

よって、制御周期期間での点火回数 $n$ は式(4.37)で表される。

$$m(k) = \frac{I_{mp}(k)}{I_{bit}} \quad (4.36)$$

$$n(k) = \begin{cases} \lfloor m(k) + 0.5 \rfloor & (m(k) \leq n_{max} - 0.5) \\ n_{max} & (m(k) > n_{max} - 0.5) \end{cases} \quad (4.37)$$

ただし、 $u(k)$ が正の場合、正方向の PPT を $n(k)$ 回等間隔で点火し、 $u(k)$ が負の場合、負方向の PPT を $n(k)$ 回等間隔で点火する。PPT の出力をインパルスで表すと図 4.4 のように模擬できる。実際の微小間隔ごとのインパルスを足し合わせて表現している。図 4.4 は $n_{max} = 10$ としている。 $n_{max}$ が大きくなるほど、線形に近づくことがわかる。

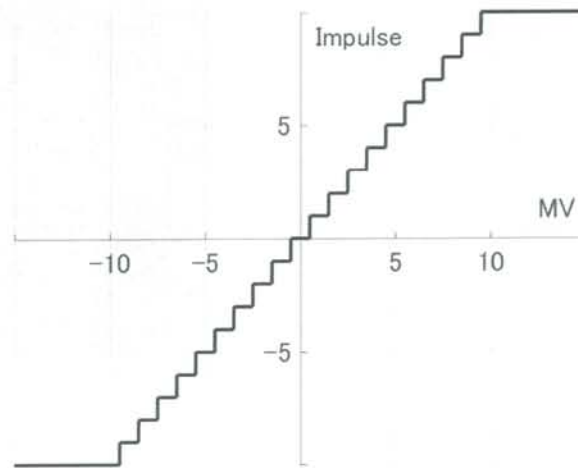


図 4.4 PPT の出力例

図 4.5 にアクチュエータ部のブロック図を示す。出力するインパルス $u_{PPT}(k)$ は以下の式で計算できる。

$$u_{PPT}(k) = \begin{cases} I_{bit}n(k) & \text{if } u(k) \geq 0 \\ -I_{bit}n(k) & \text{if } u(k) < 0 \end{cases} \quad (4.38)$$

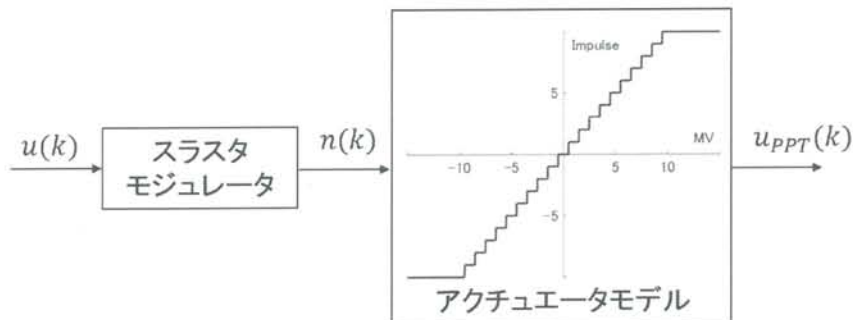


図 4.5 PPT の制御モデル

## 4.5 PPT を用いた 3 軸姿勢制御シミュレーション

先までに述べたアルゴリズムを用いて、姿勢シミュレータでの軌道上の姿勢制御を解析した。この章でのシミュレーション開始時間は 2017 年 1 月 1 日 0 時 0 分 0 秒としている。また、PPT の出力は首都大学東京宇宙電気推進研究室で開発された TMU-5P-PPT<sup>9)</sup>の値を用いて姿勢制御している。TMU-5P-PPT の諸元、外観は表 4.3、図 4.6 に示す。

表 4.3 TMU-PPT-5P 諸元<sup>9)</sup>

寸法	52×87×214 [mm]
重量	1.41 [kg]
インパルスビット $I_{bit}$	48.2 [ $\mu$ Ns]
比推力 $I_{sp}$	1255 [s]
投入エネルギー	5 [J]
充電時間	0.1 [s]
1 放電時間	15 [ $\mu$ s]
マスショット $\Delta m$	3.92 [ $\mu$ g]
推進効率 $\eta$	6 [%]

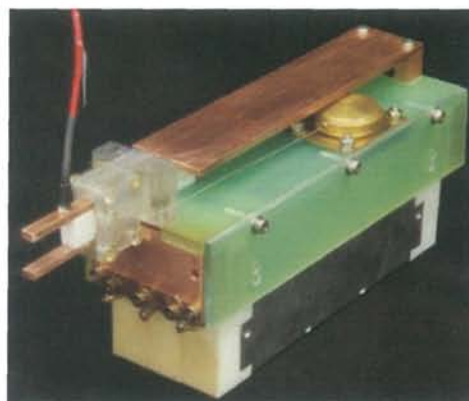


図 4.6 TMU-PPT-5P 外観図<sup>9)</sup>

TMU-PPT-5P の充電時間には 0.1s を要し、放電時間は 15 $\mu$ s となっている。したがって、1 秒間での最大点火回数 $n_{max}=9$ となる。

#### 4.5.1 環境外乱トルクによる姿勢変動

3.3 節の説明に基づき実装した環境外乱トルクによる姿勢変動を検証するため、姿勢決定及び姿勢制御を行わず、初期条件として、J2000.0 赤道座標系基準の機体の初期姿勢角 $[\phi_0 \theta_0 \psi_0]^T = [0 \ 0 \ 0]^T \text{deg}$  (今後姿勢角の基準座標系は J2000.0 赤道座標系基準と定義する.)、機体の初期角速度 $[\omega_{0x} \ \omega_{0y} \ \omega_{0z}]^T = [0 \ 0 \ 0]^T \text{deg/s}$ を与え、実際の想定軌道に基づいて軌道周期である 5760s のシミュレーションを行った。その結果を以下に示す。

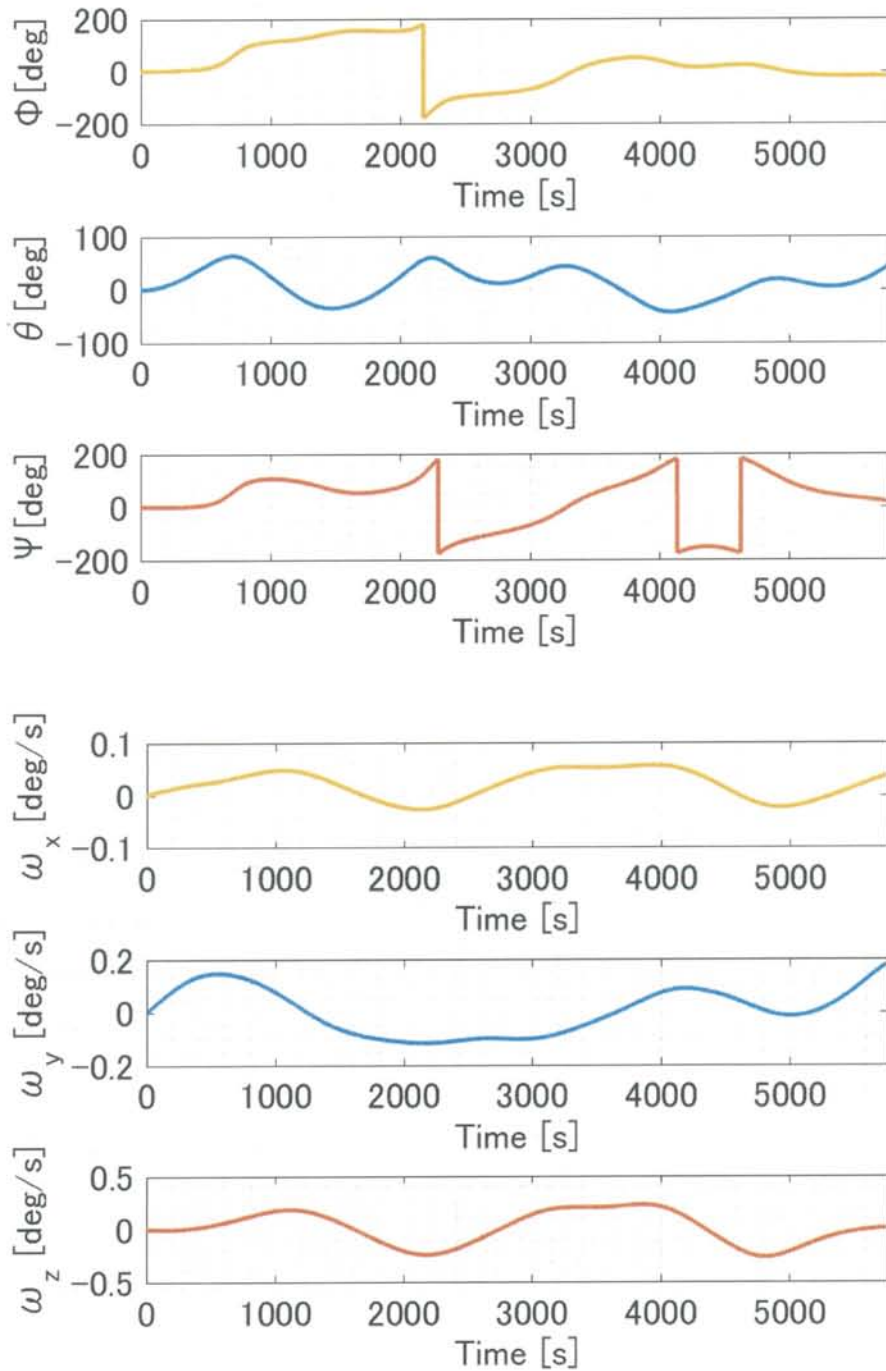


図 4.7 姿勢角及び角速度

#### 4.5.2 PPT を用いた 3 軸姿勢制御

4.3 節, 4.4 節で述べた, アルゴリズムを用いて姿勢を制御する. ただし, 姿勢決定はカルマンフィルタなどのアルゴリズムは使用せずに, MEMS ジャイロと STT の出力を用いる. PPT の衛星への搭載位置を図 4.8 に示し, スラスタ No.とトルクの発生方向の例を表 4.4 にまとめる. なお, 本研究では PPT の搭載位置は重心が衛星の体心と一致することを仮定し, 重心からの距離が 0.25m の位置に搭載することをかんげ

る. また, TMU-PPT-5P を用いることを想定しているので 1 放電での与え得る角運動量は  $12.05\mu\text{Nm}$  となる. ただし, シミュレーション上での PPT の出力は理想的な矩形で表現し, 1 放電でのトルク  $T_c=0.8033\text{Nm}$  とし, 1 放電の発生出力を図 4.9 に示す.

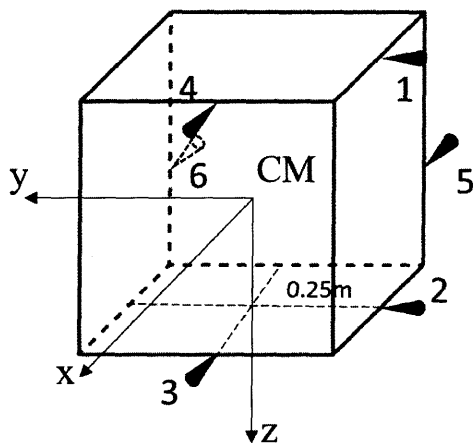


図 4.8 PPT 搭載配置図

表 4.4 スラスタの発生するトルク例

スラスタ No.	取り付け位置ベクトル $\mathbf{r}$ [m] (質量中心から)			発生トルク $\mathbf{T}/ \mathbf{T} $ [Nm]		
	$r_x$	$r_y$	$r_z$	$T_x$	$T_y$	$T_z$
1	0	-0.25	-0.25	-1.0	0	0
2	0	-0.25	0.25	1.0	0.0	0.0
3	0.25	0	0.25	0.0	1.0	0.0
4	0.25	0	-0.25	0.0	-1.0	0.0
5	-0.25	-0.25	0	0.0	0.0	-1.0
6	-0.25	0.25	0	0.0	0.0	1.0

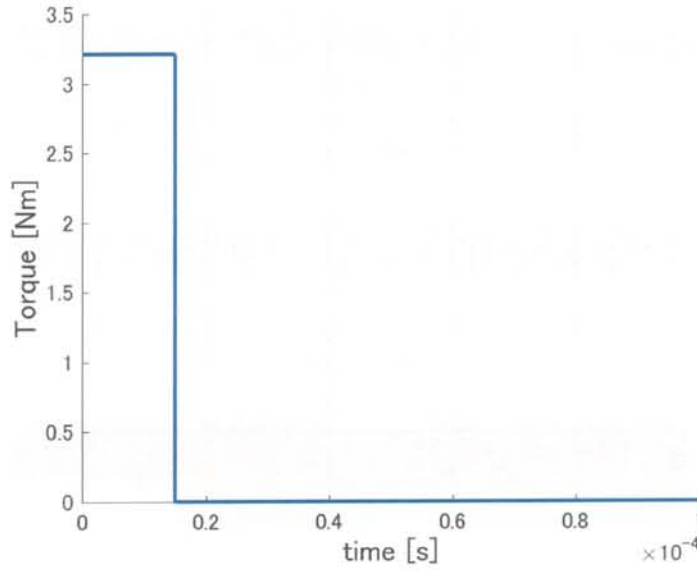


図 4.9 PPT の 1 放電の理想的な出力

TMU-PPT-5P の充電時間 $t_d$ は 0.1sec, 放電時間 $t_f$ は  $10\mu\text{s}$  より, 最大点火回数 $n_{max}$ は 9 回として与え得る角運動量を計算している. 定常応答時の姿勢精度を検証するため, 初期姿勢角 $[\phi_0 \theta_0 \psi_0]^T = [0 \ 0 \ 0]^T \text{deg}$ , 機体の初期角速度 $[\omega_{0x} \ \omega_{0y} \ \omega_{0z}]^T = [0 \ 0.01 \ 0]^T \text{deg/s}$  とし, 環境外乱を抑制し, 姿勢を維持する軌道 1 周分の姿勢制御シミュレーションを行った. 時間の応答の結果は以下の通りである.

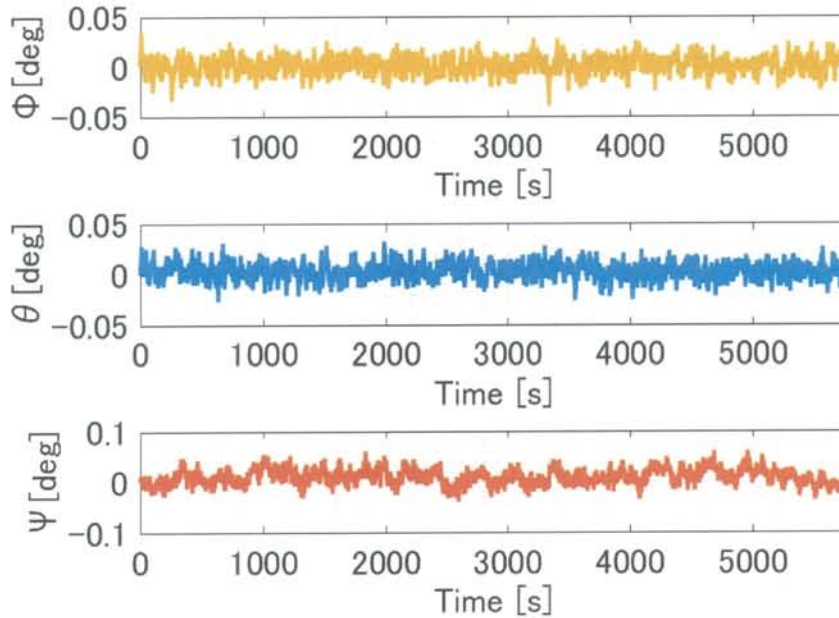


図 4.10 姿勢角の時間応答

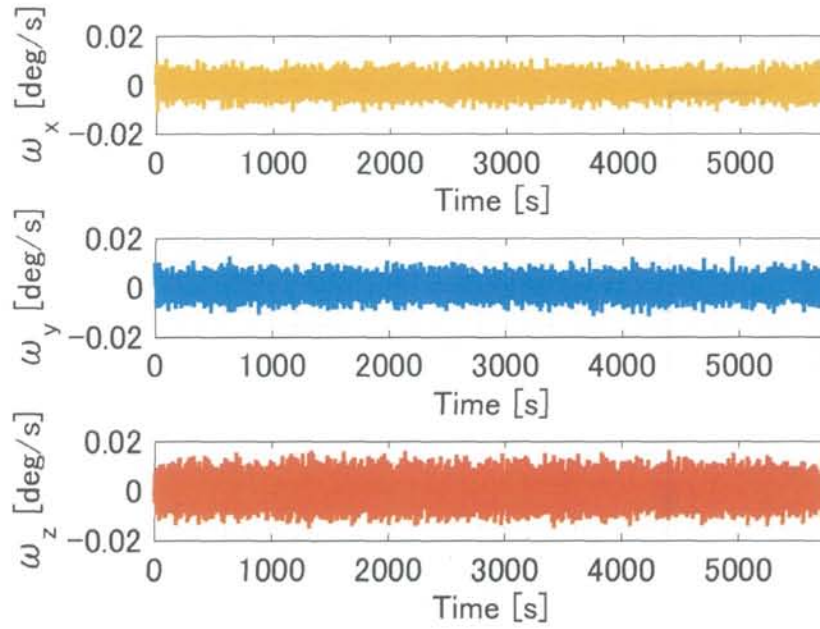


図 4.11 姿勢角速度の時間応答

目標のクォータニオンを $\mathbf{q}_t$ 、真の姿勢のクォータニオンを $\mathbf{q}$ 、姿勢の誤差を $\mathbf{q}_{error}$ とすると、式(4.39)の関係がある。外乱抑制を考えると目標姿勢は $[0\ 0\ 0\ 1]^T$ となる。

$$\mathbf{q} = \mathbf{q}_t \otimes \mathbf{q}_{error} \quad (4.39)$$

ここから、 $\mathbf{q}_{error}$ は以下の式で求めることができる。

$$\mathbf{q}_{error} = \mathbf{q}_t^* \otimes \mathbf{q} \quad (4.40)$$

$$\mathbf{q}^* = \begin{bmatrix} -q_1 \\ -q_2 \\ -q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (4.41)$$

姿勢指向精度 $\theta$ は以下の式で定義する。

$$\theta = 2 \cos^{-1} q_{error_4} \quad (4.42)$$

$$\mathbf{q}_{error} = [q_{error_1} \ q_{error_2} \ q_{error_3} \ q_{error_4}]^T \quad (4.43)$$

姿勢安定度 $\Omega$ は以下の式で定義する。

$$\Omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \quad (4.44)$$



式(4.42), 式(4.44)から姿勢指向精度と姿勢安定度を計算し, 時間応答と確率分布を示した. ただし, 姿勢指向精度, 姿勢安定度はガンマ分布に従うと仮定し, 式(4.45)より確率密度関数を求めた. スケールパラメータ $\alpha$ , 形状パラメータ $\beta$ は表にまとめた.

$$f(x|\alpha, \beta) = \frac{1}{\beta^\alpha \Gamma(\alpha)} x^{\alpha-1} e^{-\frac{x}{\beta}}; x > 0 \quad (4.45)$$

表 4.5 スケールパラメータ, 形状パラメータ

	スケールパラメータ $\alpha$	形状パラメータ $\beta$
姿勢指向精度	4.23254	0.00477299
姿勢安定度	5.45881	0.00128059

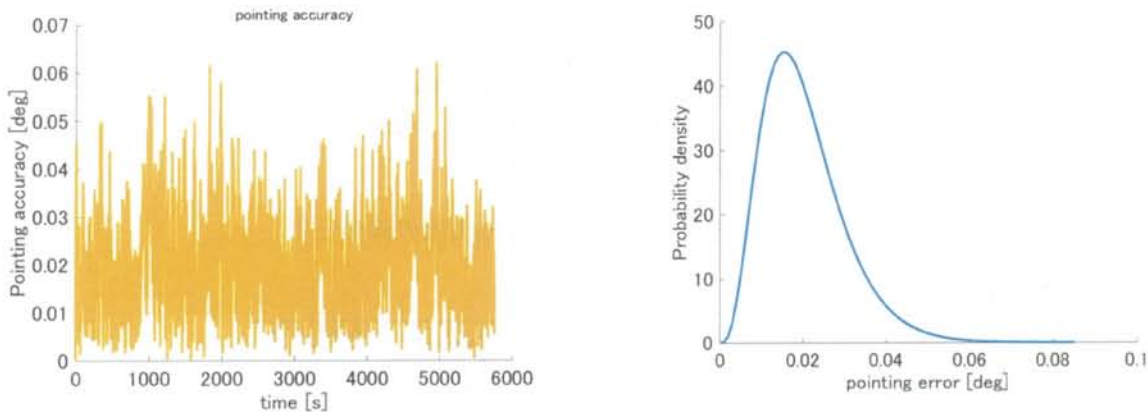


図 4.12 姿勢指向精度

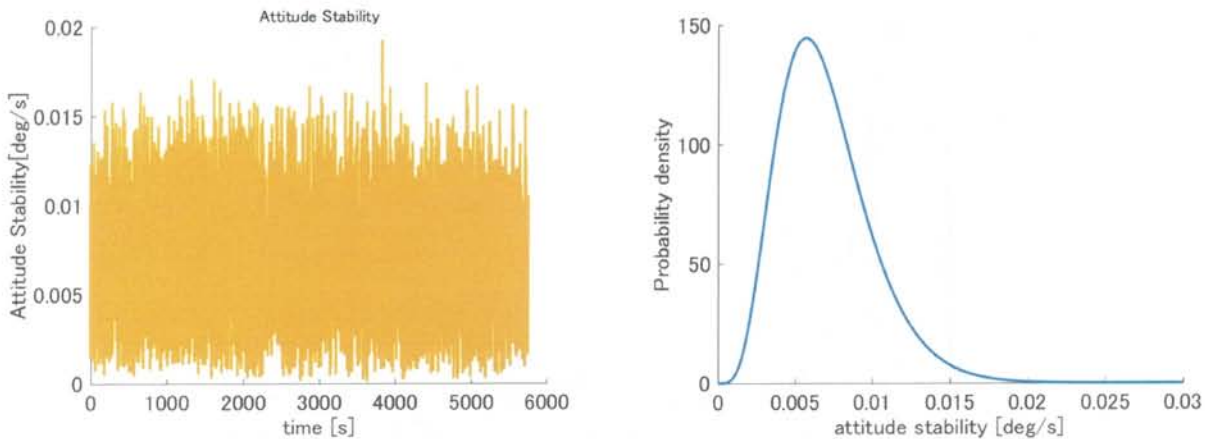


図 4.13 姿勢安定度

現状, アクチュエータとしてRWを用いた超小型衛星で達成されている姿勢制御は表 1.1 に示したが, 姿勢指向精度は0.05deg~0.1deg程度, 姿勢安定度は0.004deg/s程度となっている. 図 4.12, 図 4.13にPPTを用いた指向精度, 姿勢安定度の結果を示したが, 指向精度に関しては, 十分RWと同等の指向精度を達成できている. しかし, 安定度に関しては, RWでの制御性能を下回る結果になった.

上のシミュレーション結果は $I_{bit} = 48.2\mu\text{Ns}$ としたときの値である.

$I_{bit} = \{12.05\mu\text{Ns}, 24.1\mu\text{Ns}, 48.2\mu\text{Ns}, 96.4\mu\text{Ns}, 144.6\mu\text{Ns}\}$ としたときの指向精度, 姿勢安定度の確率分布結果を以下に示す.

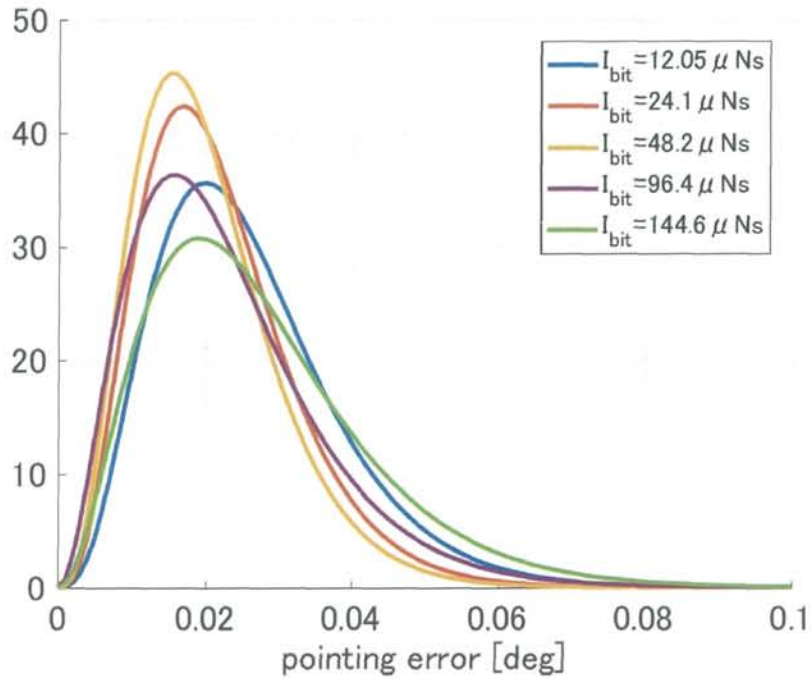


図 4.14  $I_{bit}$  を変更したときの姿勢指向精度の確率分布

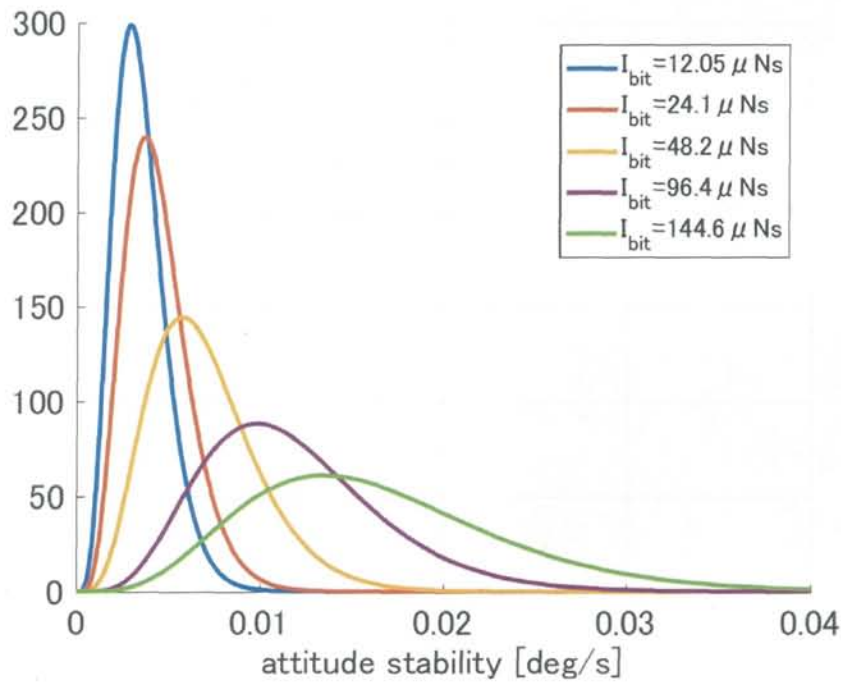


図 4.15  $I_{bit}$  を変更したときの姿勢安定度の確率分布

図 4.14, 図 4.15 から読み取れるように、姿勢指向精度に関しては、 $I_{bit}=48.2\mu\text{Ns}$  のときが一番ばらつきもなく高精度である。姿勢安定度に関しては、 $I_{bit}$  が小さいほど、安定度はよくなる傾向にあることがわかる。しかし、もちろん  $I_{bit}$  が小さくなりすぎると、外乱を打ち消せなくなるので精度が悪くなると考えられる。したがって、指向精度と姿勢安定度はミッションに合わせてトレードオフしてインパルスビットを決める必要があると考えられる。

# 第5章 超小型衛星における PPT での姿勢制御 の実現性

## 5.1 考察

4.5.2 項で PPT を用いて 3 軸姿勢制御を行った場合、RW よりも高精度な姿勢制御精度を達成できることを示したが、4.5.2 項では、超小型衛星における制約である、電力収支の観点を除いて制御している。本節では、電力収支を考慮した上で、PPT による制御が実現可能か、またはどのような PPT のシステムならば、超小型衛星の限られた電力の中で、ミッションを達成できるかを考察し、PPT のシステムのパラメータを抽出する。

まず初めに、超小型衛星の電力収支を示す。ORBIS の電力収支を例として挙げる。ORBIS の軌道条件は先にも述べたが、軌道高度 550km、軌道傾斜角 31deg となっている。また、ORBIS は一般的な超小型衛星の運用寿命と同様に運用期間を 2 年としているが、2 年後の発電力の効率劣化も考慮した上で、電力収支を計算して、その結果から、PPT に使用できる電力範囲を算出する。

発電力  $P$  は以下の式から求まる。

$$P = S_{cell} \times E_s \times \eta_{cell} \times X \times D_r \times I_T \times \tau \times \cos \theta \quad (5.1)$$

式(5.1)で使用するパラメータは以下の表にまとめた。

表 5.1 発電力の計算に用いるパラメータ<sup>2)</sup>

太陽電池セル総面積 $S_{cell}$	0.640 [m <sup>2</sup> ]	太陽強度 $E_s$	1310 [W/m <sup>2</sup> ]
太陽電池セル効率 $\eta_{cell}$	0.28 [-]	電力伝達効率 $X$	0.80 [-]
2 年後の効率劣化率 $D_r$	0.9 [-]	温度の影響 $I_T$	0.97 [-]
カバーガラスの透過率 $\tau$	0.93 [-]	太陽光入射角 $\theta$	5 [deg]

太陽光強度は電力的に最も不利になる遠日点を想定した値になっている<sup>2)</sup>。太陽光入射角は 5deg として計算すると、発電力  $P$  は、143.1W となる。日照時間は 1 周回 5760s のうち 3598s (2017 年 1 月から 2018 年 12 月までの最小値) とすると、1 周回分の発電量  $P_t$  は

$$P_t = Pt = 514873.8 \text{ [J]} \quad (5.2)$$

となる。

日照時、蝕時のミッションモードにおける各サブシステムの使用機器と消費電力を以下にまとめる。なお ORBIS では、電源系で 28V の非安定電圧を 5V に変換するときの変換効率を 0.8、5V から 3.3V に変換するときの変換効率を 0.9 として計算する。

表 5.2 ORBIS 各サブシステムの使用機器と消費電力

系	機器	個数	電圧V	電流A	電力W	変換効率	合計電力W	日照 ミッション	蝕 ミッション
ADS	スタートラッカー	2	28	0.24	3.4	1	6.8	6.8	6.8
	MEMSジャイロ	3	5	0.07	0.35	0.8	1.3	1.3	1.3
	磁気センサ	1	10-34	-	1	1	1.0	0.0	0.0
	ADCS ORC Board	1	3.3		3	0.72	4.2	4.2	4.2
COMM	S-band送信機(100kbps)	1	28		7	1	7.0	0.0	0.0
	S-band送信機(5-10kbps)	1	28		7	1	7.0	0.0	0.0
	S-band受信機	1	28		1	1	1.0	1.0	1.0
C&DH	共通基板(ADCS,COMM,EPS,MISSN,TCS)	3	5		2.8	0.8	10.5	10.5	10.5
	共有系	1	5		2.8	0.8	3.5	3.5	3.5
EPS	PCU	1	28	0.1	3	1	3.0	3.0	3.0
MSSN	ヘルチェ	1	28	0.14286	4	1	4	4.0	4.0
	CCD駆動回路(CCDチップ本体も含む)	1	28		11	1	11	11.0	11.0
STR	展開アクチュエータ	4	28	1	28	1	112.0	0.0	0.0
TCS	ヒーター	1	28		10	1	10.0	0.0	10.0
	ハーネス				2			2.0	2.0
合計要求電力 [W]								47.3	57.3

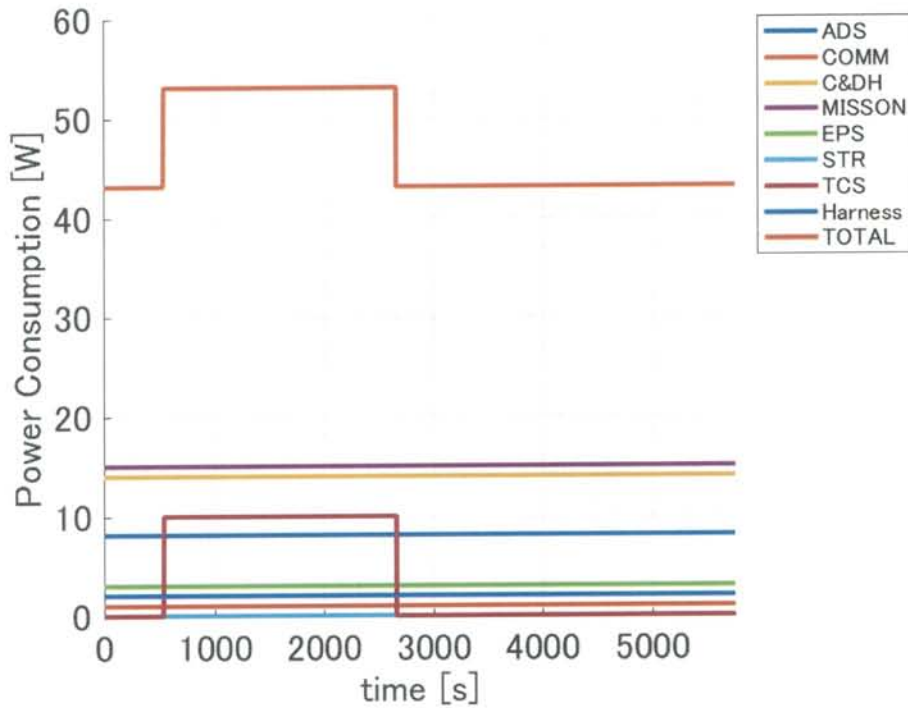


図 5.1 軌道 1 周分の各サブシステムの消費電力

表 5.2 からアクチュエータである PPT 以外の機器の消費電力がわかるので、一周回分で使用する電力量 $P_{sa}$ を以下の計算式から算出できる。

$$P_{sa} = \frac{\text{一周の使用電力量 [J]}}{\text{電力伝達効率}} = \frac{47.3 \times 5760 + 10.0 \times 1962}{0.80} \quad (5.3)$$

$$= 365085 \text{ [J]}$$

よって、PPT の 1 周回で使用できる電力量 $P_{PPT}$ は、

$$P_{PPT} = P_t - P_{sa} = 149788[J] \quad (5.4)$$

となる。投入エネルギーが 5J の PPT を使用して制御するとき、軌道一周で PPT の合計の放電回数は以下の式から計算でき、29957.6 回が上限になる。

$$\frac{P_{PPT}}{\text{投入エネルギー}} = 29957.6 \quad (5.5)$$

4.5.2 項で述べた条件で姿勢制御をした場合の軌道 1 周回での PPT 放電回数の時間履歴は以下のようになる。

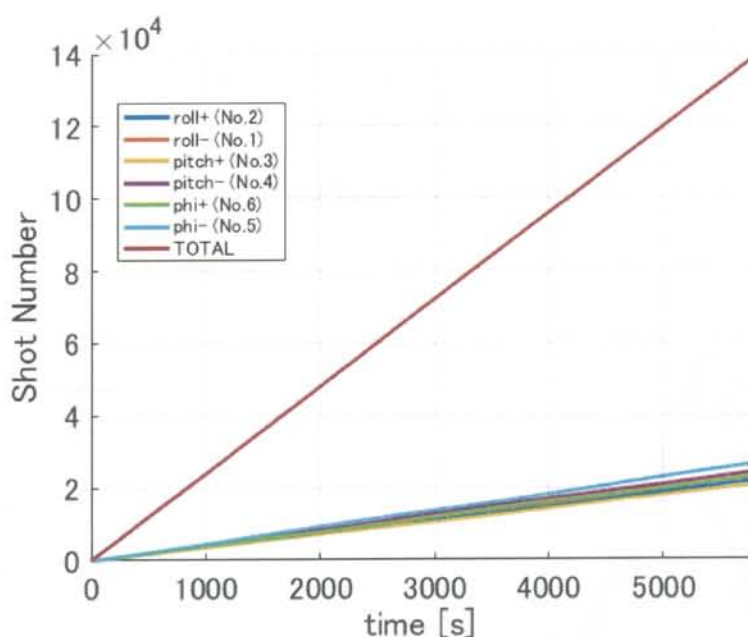


図 5.2 最大放電回数を 9 回としたときの各スラスタの放電回数

全 PPT の放電回数の総和は 138065 回となり、1 周回での放電可能回数を大幅に上回ってしまっている。よって、最大放電回数が 9 回での制御は超小型衛星では実現不可能である。最大放電回数何回まで許容できるかを検証するために、制御周期間での最大放電回数 $n_{max}=\{1,2,3,4,5,6,7,8,9\}$ として、シミュレーションした。ただし、初期条件、 $I_{bit}$ 等は 4.5.2 項の時と同条件とする。PPT の総放電回数と最大姿勢指向精度誤差 (0-peak)、最大姿勢安定度 (0-peak) のシミュレーション結果を表 5.3 に示し、図 5.3 は最大放電回数と総放電回数との関係を示した。指向制御精度、姿勢安定度の時系列データから確率分布を算出して考察する。図 5.4 は制御指向精度の確率分布を、図 5.5 は姿勢安定度の確率分布を示す。

表 5.3 最大放電回数と総放電回数の関係

最大放電回数 $n_{max}$	1	2	3	4	5	6	7	8	9
総放電回数 $\times 10^4$		3.3398	4.9555	6.4934	7.9917	9.4693	10.9200	12.2960	13.8060
姿勢指向精度誤差 (0-peak) [deg]	179.999	0.0905	0.0743	0.0776	0.0600	0.0631	0.0728	0.0671	0.0679
姿勢安定度 (0-peak) [deg/sec]	0.3644	0.0063	0.01	0.0106	0.0114	0.0136	0.0151	0.0164	0.0168

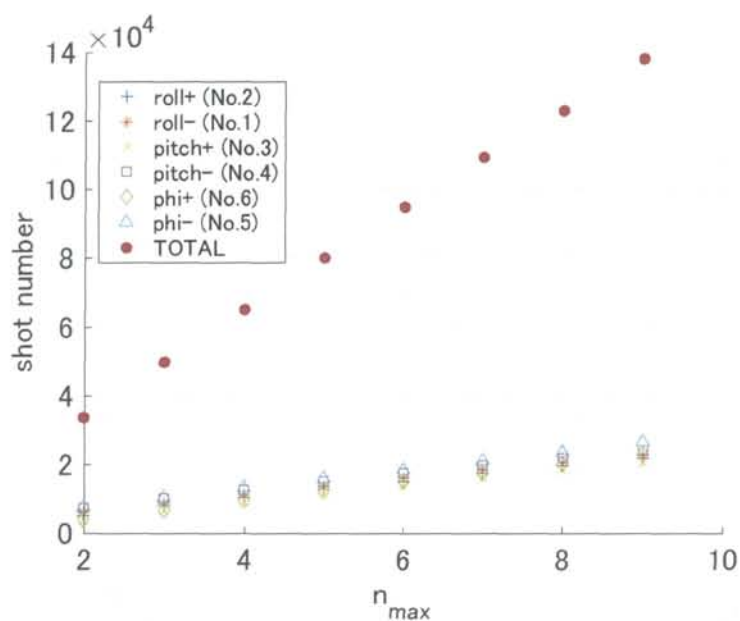


図 5.3 放電回数

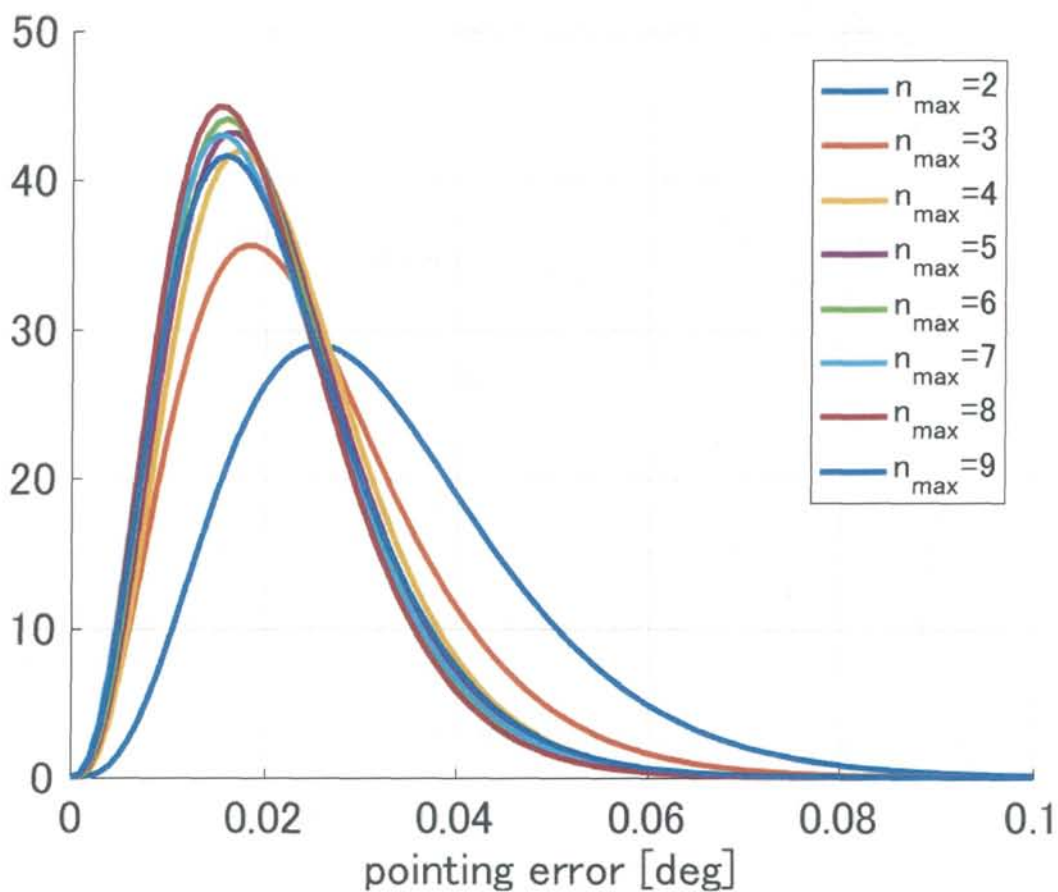


図 5.4 最大放電回数と姿勢指向精度の確率分布関係図

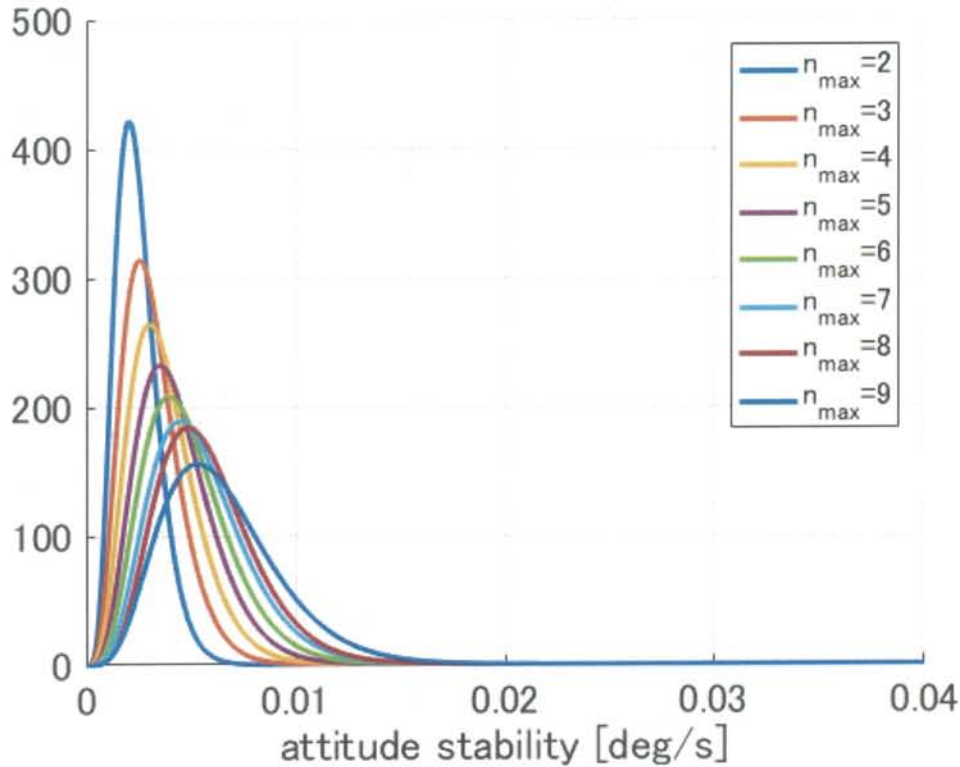


図 5.5 最大放電回数と姿勢安定度の確率分布関係図

表 5.3, 図 5.3~図 5.5 から, 投入エネルギー5J で  $I_{bit}=48.2\mu\text{Ns}$  の PPT を用いたとき, RW と同等の精度を電力の制約による総放電可能回数以下で達成することは難しいことがわかる. 単純な解決策としては, 投入エネルギーを 5J から 2.5J にすると総放電可能回数は 59915.2 回となる. キャパシタに印加する電圧が変わらないとすると, 充電時間は 2 倍となり, 充電時間の制約から制御周期内の最大放電回数  $n_{max}$  は 5 回になる. また, 5J から 2J にするときも同様に考えることができ, 総放電可能回数は 74894 回, 制御周期内の最大放電回数  $n_{max}$  は 4 回となる. 投入エネルギーを減らしても同等の  $I_{bit}$  を出力できると仮定すると, 最大放電回数  $n_{max}$  が 5 回以内でも十分に RW と同程度の精度が得られることがわかる.  $I_{bit}=48.2\mu\text{Ns}$  の時, 超小型衛星で実現可能な最大放電回数  $n_{max}$  は 4 回までとなる.

図 5.4 から, 姿勢指向精度に関しては,  $4 \leq n_{max} \leq 9$  の範囲では, 制御精度に差異はほとんどないことが見てわかる. 図 5.5 から姿勢安定度に関しては, 最大放電回数が少ないほど, 姿勢は安定する結果が得られたが, これは, 最大放電回数が大きくなると制御周期間で与え得る角運動量が大きくなることから, 妥当な結果であると言えるだろう.

$I_{bit} = 24.1\mu\text{Ns}$ ,  $I_{bit} = 96.4\mu\text{Ns}$  の時の  $n_{max}$  と PPT の総放電回数の関係を以下に表す.

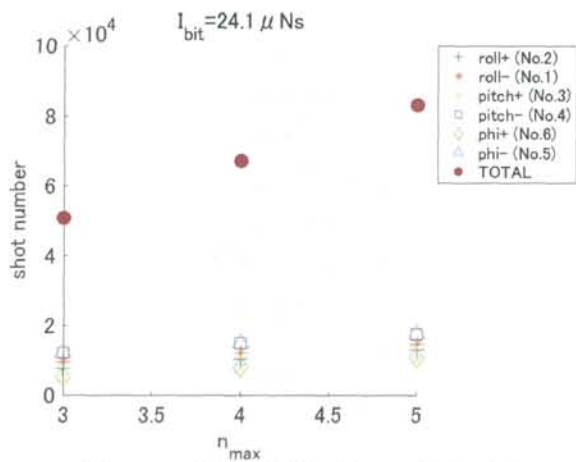


図 5.6 総放電回数 ( $I_{bit} = 24.1\mu\text{Ns}$ )

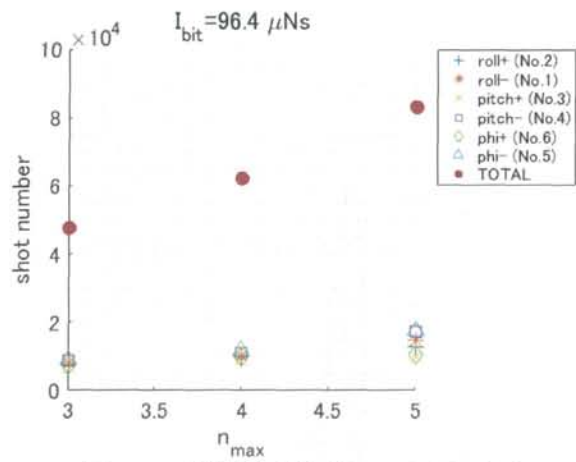


図 5.7 総放電回数 ( $I_{bit} = 96.2\mu\text{Ns}$ )

$I_{bit} = 24.1\mu\text{Ns}$ ,  $I_{bit} = 96.2\mu\text{Ns}$  の両方とも  $I_{bit} = 48.2\mu\text{Ns}$  と同様に総放電回数の制約から実現可能な最大放電回数  $n_{max}$  は 4 回までとなる。

よって、最大放電回数  $n_{max} = 4$  の時、 $I_{bit}$  の変更時の指向精度，姿勢安定度の影響を評価する。指向精度，姿勢安定度のシミュレーション結果からガンマ分布を計算し評価する。また、それぞれの  $I_{bit}$  の総放電回数 の関係を図に示し、具体的な数値については表に明記した。

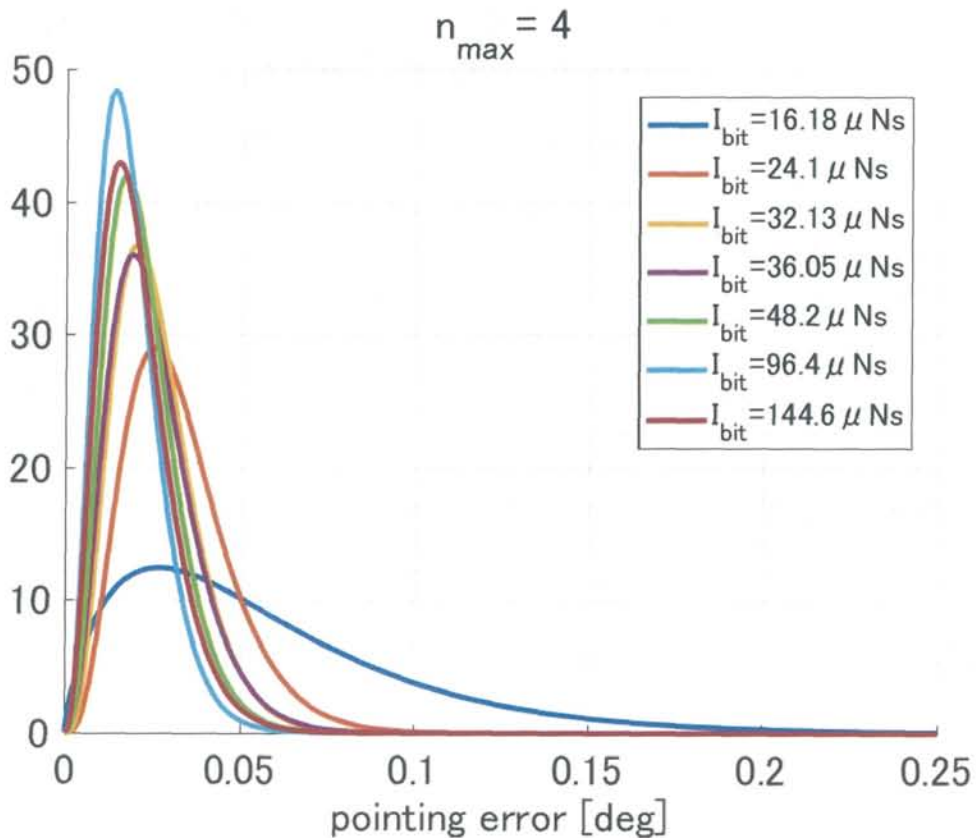


図 5-8  $I_{bit}$  の変化による指向精度 ( $n_{max} = 4$ )



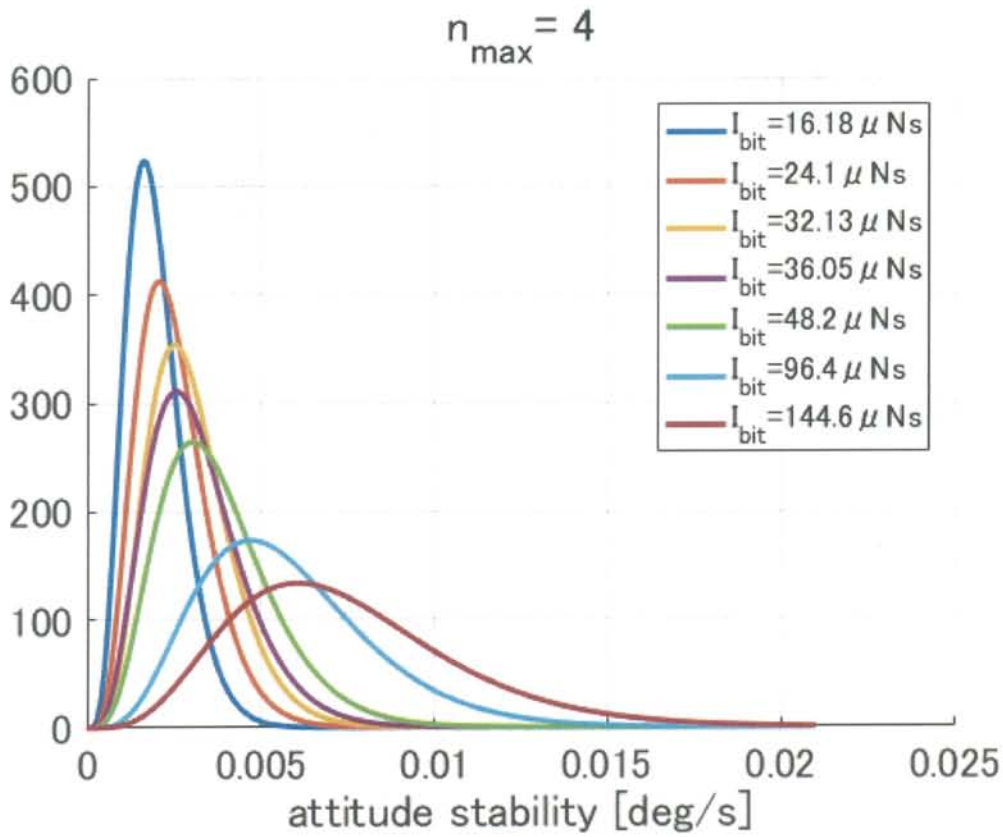


図 5-9  $I_{bit}$  の変化による姿勢安定度 ( $n_{\max} = 4$ )

表 5.4  $I_{bit}$  の変化による総放電回数 ( $n_{\max} = 4$ )

$I_{bit}$ [ $\mu\text{Ns}$ ]	指向精度			姿勢安定度			総放電回数
	$\alpha$	$\beta$	最大値 [deg] 0-peak	$\alpha$	$\beta$	最大値 [deg/s] 0-peak	
12.05			1.80E+02			3.64E-01	
16.18	1.84	3.18E-02	2.31E-01	5.67	3.46E-04	5.40E-03	6.79E+04
24.1	4.58	7.11E-03	9.18E-02	5.71	4.38E-04	6.90E-03	6.70E+04
32.13	4.65	5.56E-03	6.76E-02	6.10	4.91E-04	7.90E-03	6.64E+04
36.05	4.15	6.08E-03	7.98E-02	5.14	6.19E-04	1.00E-02	6.60E+04
48.2	4.45	4.99E-03	7.76E-02	5.20	7.22E-04	1.06E-02	6.49E+04
96.4	4.08	4.57E-03	6.03E-02	5.32	1.08E-03	1.66E-02	6.21E+04
144.6	3.83	5.36E-03	6.76E-02	5.28	1.42E-03	1.93E-02	5.96E+04

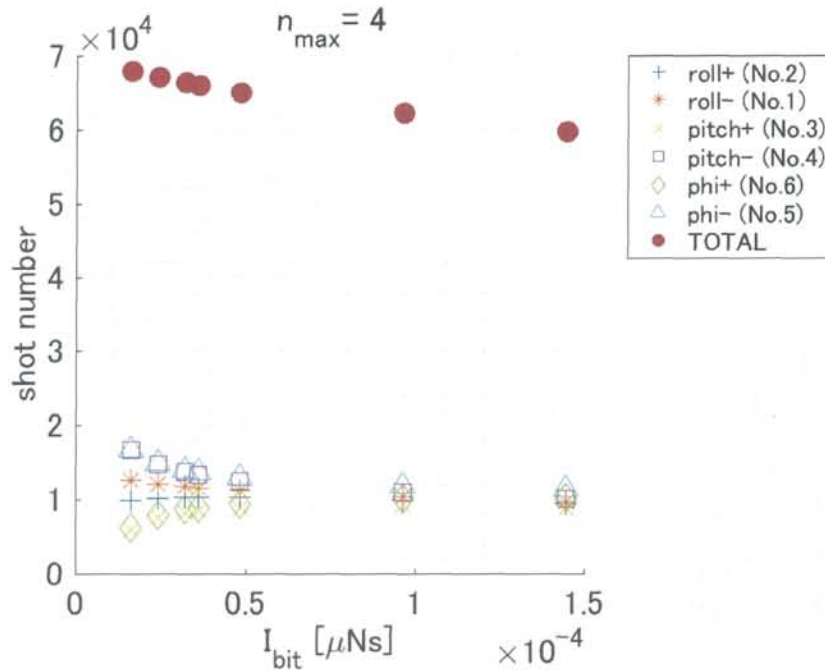


図 5-10  $I_{bit}$  の変化による総放電回数 ( $n_{max} = 4$ )

表 5.4 に示すように、 $n_{max} = 4$  で、 $I_{bit} = 12.05 \mu\text{Ns}$  の時に姿勢は発散してしまっていて制御ができない結果となった。その他の  $I_{bit}$  では、総放電可能回数以内で制御することができる。指向精度は  $I_{bit} = 96.4 \mu\text{Ns}$  の時に最小の姿勢精度になるが、姿勢安定度は大きい結果になっている。逆に姿勢安定度を最小にする値は  $I_{bit} = 16.18 \mu\text{Ns}$  の時になるが、指向精度は  $0.05\text{deg} \sim 0.1\text{deg}$  以内に制御できていない。 $I_{bit} = 32.13 \mu\text{Ns}$  の時に指向精度  $0.0676\text{deg}$ 、姿勢安定度  $0.0079\text{deg/s}$  となる、RW を用いた制御では、指向精度は  $0.05\text{deg} \sim 0.1\text{deg}$ 、姿勢安定度は  $0.004\text{deg/s}$  が達成されている。したがって、姿勢安定は RW での制御精度に劣るが、指向精度は同等な結果が得られた。また ORBIS の姿勢制御要求である指向精度  $0.1\text{deg}$ 、姿勢安定度  $0.004\text{deg/s}$  に関しては、両方を同時に満たすことは難しいと考えられる。しかし、ミッション要求によっては指向精度要求のみ厳しい場合や、姿勢安定度要求のみ厳しい場合があり、それぞれのミッションに合わせて、最適な  $I_{bit}$  を出力できる PPT を開発することで、要求を満たすことができると考えられる。

## 5.2 PPT の実現可能システム要求の抽出

5.1 節で、実際に超小型衛星での電力収支範囲の中で、PPT で高精度な姿勢制御が可能かどうかを考察した。その結果を踏まえて、この節で、実際にミッション期間、運用期間を踏まえて、高精度姿勢制御が達成可能な PPT のシステム要求を抽出する。5.1 節で算出した高精度を達成するための  $I_{bit}$  は  $32.13 \mu\text{Ns}$ 、制御周期期間内での最大放電回数  $n_{max}$  は 4 回のパラメータを用いて、衛星の運用期間を想定してシステム要求を抽出する。

一般的に超小型衛星の運用期間は 2 年間で、ORBIS も 2 年間で設計されている。初期運用に半年間要すると仮定すると、理学観測などのミッションを行う期間は 1 年半になる。軌道 1 周分でのそれぞれの PPT の放電回数は以下の表 5.5 にまとめる。

表 5.5 各 PPT の放電回数  
放電回数

roll+ (No.2)	10257
roll- (No.1)	11678
pitch+ (No.3)	8288
pitch- (No.4)	13677
phi+ (No.6)	8621
phi- (No.5)	13843
TOTAL	66364

一番多く放電する PPT は $\psi$ 軸回りの 13843 回である。ORBIS の軌道条件で考えると、一日での周回回数は 15.0553 回となるので、1 年半の運用を考えると 114,206,688 回の放電回数が必要になる。実際にはこの値に安全率をかけて更に多くの放電回数が必要になる。この放電回数を保証し、安定した  $I_{bit}$  を生み出す PPT が理学観測のミッションを想定したときの PPT へのシステム要求になる。実際 PPT の個数を増やすなどで PPT 一機あたりの放電回数を減らすことでシステム要求は緩和されるが、搭載重量などのトレードオフになることが考えられる。以下超小型衛星での高精度姿勢制御用 PPT のシステム要求をまとめる。ただし、搭載個数は 6 基を想定してシステム要求を提案する。

表 5.6 高精度な理学ミッション時の PPT のシステム要求

インパルスビット $I_{bit}$	32.13 $\mu$ Ns
最大点火周期	0.25 sec
投入エネルギー	2 J
作動保証回数 <sup>*1</sup>	114,206,688 回

\*1 作動保証回数は安定したインパルスが供給できる回数

長時間の理学観測ミッションを想定する場合は作動保証回数が大変膨大な回数になってしまう。しかし長時間の観測ミッションではなく、短期間の高精度な姿勢制御をミッションとする場合は十分な性能を出せるだろう。

### 5.3 今後の課題

本研究では、PPT の非線形要素をできるだけ線形的に駆動することで、制御系は離散線形と近似して制御系を設計している。実際の姿勢指向精度、姿勢安定度はシミュレーションをしないと算出できない。したがって PPT の非線形のアクチュエータ要素を考慮して制御系を設計し PPT の設計パラメータを解析的に提案して、評価できる手法が必要になると考えられる。

## 第6章 結論

### 6.1 まとめ

本研究では、超小型衛星の新しい姿勢制御アクチュエータとして PPT を使用して高精度姿勢制御手法の確立と、超小型衛星 ORBIS の衛星モデル、軌道条件等を仮定して、軌道上での高精度姿勢制御の実現可能性の評価、検討を、姿勢シミュレータを用いて行い、PPT のシステム要求を抽出した。

第2章では、超小型衛星での姿勢系のシステムと実際に想定しているセンサやアクチュエータの紹介を行った。また ORBIS のミッション内容についても触れた。

第3章では、ORBIS の衛星モデルの説明、軌道条件から軌道位置、速度算出方法の紹介。そこから軌道上の環境モデルの算出法と値の妥当性を検証した。

第4章では、実際に PPT を用いるときの姿勢制御アルゴリズムを述べて、姿勢シミュレータを用いて、高精度姿勢制御が実現可能かの検証を行った。

第5章では、超小型衛星の電力収支や運用期間の考慮した上での、PPT の高精度姿勢制御の実現可能性の検証と、高精度姿勢制御に必要な PPT の設計パラメータの抽出を行った。

よって以上より、

- 超小型衛星特有の厳しい電力要求のもとでの PPT での制御指向精度は RW と同程度のもの、姿勢安定度は RW には劣る結果が得られた。
- 姿勢シミュレータを用いて、ミッションの運用期間や電力収支から PPT のシステム要求を表 5.6 のように提案した。

### 6.2 今後の展望

現状では、シミュレーションを回すことで超小型衛星の PPT での制御精度を確認している。5.3 節でも述べた通り、今後の展望としては、PPT の非線形要素も制御系設計に取り入れて、より解析的にパラメータと指向精度や姿勢安定度の算出、評価を行うことが今後の展望である。

## 参考文献

- 1) Shinichir Sakaki, “「れいめい」の姿勢制御系とその初期運用報告会”, ISAS/JAXA, <http://www.index.isas.ac.jp/News/img/20051130/a5.pdf>, (参照 2017-01-03)
- 2) 橋本樹明, “天文観測衛星の高精度制御”, <https://www.soken.ac.jp/file/disclosure/pr/publicity/journal/no11/pdf/20-21.pdf>, (参照 2017-01-30)
- 3) 東京大学 Nano-JASMINE プロジェクト, <http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/nanojasmine/development/index.html>, (参照 2017-01-23)
- 4) 鶴田佳宏, “ほどよし 3・4 号機の開発と運用成果”, 東京大学超小型衛星センター
- 5) “人工衛星バスの仕組み”, 宇宙航空研究開発機構, [http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/satellite\\_bus.html](http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/satellite_bus.html), (参照 2016-01-03).
- 6) 姿勢制御研究委員会: 人工衛星の力学と制御ハンドブック, 2007Dd
- 7) AxelSpace 社, “AxelStar-3 User Manual”, (参照 2016-01-02)
- 8) シリコンセンシング社, <http://sssj.co.jp/media/255579/CRH02%E3%83%96%E3%83%AD%E3%83%BC%E3%82%B7%E3%83%A3.pdf>, (参照 2016-01-05)
- 9) 田尻啓介, “パルスプラズマスタの小型衛星搭載に関する研究”, 平成 26 年度学位論文 (修士)
- 10) 花田行弥, 浅沼匡, 岡野仁庸, 他: バイナリブラックホール探査衛星『ORBIS』衛星設計解析書, 2010
- 11) 早崎公威: 巨大バイナリーブラックホール探査の新方法, 日本物理學會誌 64(9), 700-703, 2009-09-05, 2009
- 12) 宇宙航空研究開発機構: 宇宙航空研究開発機構特別資料 人工衛星の力学と制御, 2006
- 13) DR. T. S. Kelso, “Two-Line Element Set Format”, <http://www.celestrak.com/NORAD/documentation/tle-fmt.asp>, (参照 2016-01-23)
- 14) Celes Trak : Revisiting Spacetrack Report #3
- 15) L. G. Jacchia, “Revised Static Models of the Thermosphere and Exosphere with Empirical Temperature Profiles”, [http://articles.adsabs.harvard.edu/cgi-bin/nph-article\\_query?1971SAOSR.332.....J&data\\_type=PDF\\_HIGH&whole\\_paper=YES&type=PRINT&filetype=.pdf](http://articles.adsabs.harvard.edu/cgi-bin/nph-article_query?1971SAOSR.332.....J&data_type=PDF_HIGH&whole_paper=YES&type=PRINT&filetype=.pdf), (参照 2017-01-23)
- 16) 藤田 茂, “太陽活動変化とその地球超高層大気への影響”
- 17) NASA, “Natural Environments Branch Solar Activity Forecast”, <https://sail.msfc.nasa.gov/>, (参照 2017-01-23)
- 18) “指向管理標準”, JMR/JERG JAXA 共通技術文書, 宇宙航空研究開発機構, <http://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-153.pdf>, (参照 2016-01-23)
- 19) 木田隆著, “スペースクラフトの制御”, コロナ社
- 20) 森泰親, “演習で学ぶデジタル制御”, 森北出版株式会社
- 21) 衛星設計コンテスト実行委員会監修 茂原正道, 鳥山芳夫, 衛星設計入門