

平成 29 年度 (2017 年度) 学位論文 (修士)

姿勢決定制御系における SiLS, HiLS を 介した段階的開発手法の検証

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 16891512

氏名 神田 稔浩

指導教員 佐原 宏典 教授

平成 30 年 (2018 年) 1 月 26 日

摘要

本論文では、姿勢決定制御系のハードウェア、ソフトウェアを軌道上で動作させるための検証方法として必要となるシミュレーション環境の構築を行った。具体的には、ソフトウェアの検証環境として SiLS(Software in the Loop)環境の構築、衛星搭載計算機、センサ、アクチュエータなど実機をシミュレーションループに含めて、設計の妥当性検証を行うことができる HiLS(Hardware in the Loop)環境を構築した。その構築した HiLS 環境において、衛星搭載計算機をシミュレーションループに含み、シミュレーションを行うことで実際とは異なる条件でシミュレーションを行っていた部分、例えば通信時間や処理に用いる CPU など軌道上での動作に近い状態でシミュレーションを行い、SiLS 環境と HiLS 環境との間でどのような差異が生まれるかについて考察した。

目次

第 1 章 序論	1
1.1 背景	1
1.2 目的	2
第 2 章 姿勢シミュレータ	3
2.1 概要	3
2.2 衛星モデル	3
2.3 動力学, 運動学モデル	4
2.4 軌道計算モデル	4
2.4.1 TLE	5
2.4.2 SGP4	6
2.5 宇宙環境モデル	6
2.5.1 大気モデル	6
2.5.2 地球磁場モデル	8
2.5.3 蝕判定	8
2.5.4 大気抵抗トルク	10
2.5.5 残留磁気トルク	10
2.5.6 重力傾斜トルク	11
2.5.7 太陽輻射トルク	12
2.5.8 環境外乱トルク	13
2.6 姿勢決定制御アルゴリズム	16
2.6.1 PD 制御則	16
2.6.2 カルマンフィルタ	16
2.7 コンポーネントモデル	18
2.7.1 MEMS ジャイロ	18
2.7.2 スタートラッカ	20
2.7.3 リアクションホイール	21
第 3 章 SiLS, HiLS を用いた段階的開発	22
3.1 概要	22
3.2 SiLS	22
3.2.1 構成要素	22
3.2.2 S-Function	22
3.2.3 姿勢決定制御アルゴリズムの数値計算	23
3.3 HiLS	24
3.3.1 構成要素	24
3.3.2 BoCCHAN-1	25
3.3.3 センサデータ処理	25
3.3.4 アクチュエータデータ処理	26
第 4 章 結果	27

4.1 MiLS と SiLS の比較	27
4.1.1 シミュレーション条件.....	27
4.1.2 結果.....	27
4.1.3 考察.....	28
4.2 SiLS と HiLS の比較.....	29
4.2.1 試験方法.....	29
4.2.2 結果.....	30
4.2.3 考察.....	34
第 5 章 結論	35
5.1 まとめ.....	35
5.2 今後の課題.....	35
参考文献	36
謝辞	37

図目次

図 1.1	ASTRO-E の姿勢軌道制御系の機器構成 ¹⁾	1
図 1.2	ASTRO-E 姿勢制御系 FM 試験系構成 ¹⁾	2
図 2.1	MiLS の概略図	3
図 2.2	ORBIS 外観	3
図 2.3	波長 10.7cm の周波数当たりの電波流束 (NASA 予測値) ⁸⁾	7
図 2.4	大気密度	7
図 2.5	500km の大気密度 ³⁾	7
図 2.6	地磁場強度 左) NOAA の計算結果 右) シミュレータ結果	8
図 2.7	蝕の模式図	9
図 2.8	大気抵抗トルク(高度 550km)	10
図 2.9	残留磁気トルク(高度 550km)	11
図 2.10	重力傾斜トルク (高度 550km)	12
図 2.11	太陽輻射トルク(高度 550km)	13
図 2.12	環境外乱トルク(高度 550km)	14
図 2.13	重量 500kg 級の衛星に働く外乱トルク ³⁾	14
図 2.14	CRH02-025 外観 ¹¹⁾	18
図 2.15	AxelStar-3 外観 ¹²⁾	20
図 2.16	STT の姿勢決定精度 (ピッチ/ヨー)	21
図 2.17	STT の姿勢決定精度 (ロール)	21
図 2.18	リアクションホイール	21
図 3.1	SiLS の概略図	22
図 3.2	S-Function 内での計算プロセス ¹⁴⁾	23
図 3.3	HiLS の概略図	24
図 3.4	BoCCHAN-1	25
図 4.1	HiLS 環境での試験風景	29
図 4.2	試験の概要図	30
図 4.3	ロール角の姿勢制御精度と制御周期の関係	32
図 4.4	ピッチ角の姿勢制御精度と制御周期の関係	32
図 4.5	ヨー角の姿勢制御精度と制御周期の関係	32
図 4.6	ロール角の姿勢決定精度と制御周期の関係	33
図 4.7	ピッチ角の姿勢決定精度と制御周期の関係	33
図 4.8	ヨー角の姿勢決定精度と制御周期の関係	33

表目次

表 2.1	ORBIS 諸元.....	3
表 2.2	大気密度検証のための解析パラメータ.....	7
表 2.3	高度 550km における環境外乱トルクのオーダー.....	15
表 2.4	カルマンフィルタで用いる記号と説明.....	17
表 2.5	CRH02-025 諸元 ¹¹⁾	18
表 2.6	恒星センサ諸元 ¹²⁾	20
表 2.7	リアクションホイール諸元 ¹³⁾	21
表 3.1	BoCCHAN-1 仕様.....	25
表 3.2	RW コマンドフォーマット.....	26
表 4.1	シミュレーション条件.....	27
表 4.2	MiLS , SiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 0.1s).....	27
表 4.3	MiLS , SiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 0.1s).....	28
表 4.4	SiLS , HiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 0.1s).....	30
表 4.5	SiLS , HiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 0.1s).....	30
表 4.6	SiLS , HiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 0.2s).....	31
表 4.7	SiLS , HiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 0.2s).....	31
表 4.8	SiLS , HiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 0.5s).....	31
表 4.9	SiLS , HiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 0.5s).....	31
表 4.10	SiLS , HiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 1.0s).....	31
表 4.11	SiLS , HiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 1.0s).....	31

第1章 序論

1.1 背景

近年、低コスト、短期開発といったメリットから超小型人工衛星の開発が盛んになってきている。2003年に東京大学が打ち上げた XI-IV を皮切りに、2018年1月現在まで数多くの超小型人工衛星が軌道上に打ち上げられている。超小型人工衛星開発の黎明期は、地球観測衛星など地球周回衛星が主に打ち上げられてきたが、近年は深宇宙探査機 PROKYON など、より高度なミッションを掲げる団体もある。

その中で当研究室では SMBBH(Super Massive Binary Black-Hole)探査衛星 ORBIS の開発を行ってきた。SMBBH とは合体直前の2つのブラックホールを中心に持つ銀河のことで、周期的な X 線光度変動を示すとされており、その周期性を捉えることで、銀河の中心に存在する巨大ブラックホールの成長過程を解明することが期待されている。

衛星を構成する必要不可欠な機能の一つとして姿勢決定・制御の機能が挙げられる。姿勢決定・制御系は角速度、姿勢角、太陽方向などの外界の情報を知るセンサとカメラなどの機器を所望の方向に向けるアクチュエータで構成され、充電、地上局との通信といった衛星がその都度求められる機能を実現するために、姿勢を変化させる役割がある。

例として、ISAS にて開発された大型衛星 ASTRO-E の姿勢軌道制御系の機器構成を図 1.1 に示す。このように ジャイロ、スタートラックといったセンサとモーメントホイール、磁気トルカといったアクチュエータ、データ処理を行う搭載計算機のハードウェアから構成される。



図 1.1 ASTRO-E の姿勢軌道制御系の機器構成¹⁾

実際に軌道上で所望の姿勢決定・制御を行うには、地上で入念に動作試験を行うことが望ましいが、真空環境、放射線量など地上と大きく異なる宇宙環境を模擬して、衛星運動の検証を行うことは難しい。地上での検証方法の例としては、3次元空気軸受式試験装置を用いた1軸回りの姿勢決定制御を行う方式²⁾下のやセンサ、アクチュエータの電気信号を模擬して検証を行う方式が挙げられる¹⁾。後者の方法の場合、太陽光と同程度の強度を模擬した平行光を模擬できるシミュレータや衛星の姿勢情報と恒星の位置情報から恒星が発する模擬光を再現できるシミュレータなどを用いてセンサに模擬的に入力を与えて実際のセンサをシミュレーションループに入れて検証を行う場合もある¹⁾。例として、図 1.2 に ASTRO-E の姿勢軌道制御系 FM 試験系構成を示す。このように最終的には実機を用いて姿勢決定制御系の妥当性検証を行うこ

とになるが、実機で評価する前に検証する項目を分割して、段階的に開発を行うことで開発時間を短縮できると考えられる。

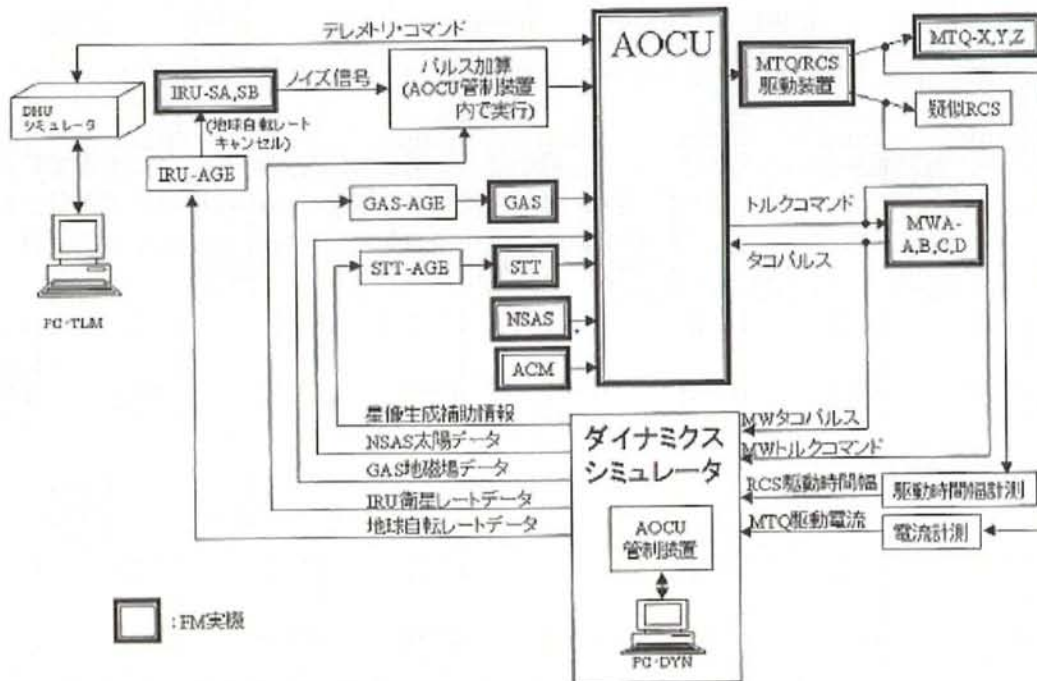


図 1.2 ASTRO-E 姿勢制御系 FM 試験系構成¹⁾

1.2 目的

本論文では、実機を用いた姿勢決定制御系の検証を行うために、目的を以下の2点とする。

- 搭載ソフトウェア・ハードウェアを含めた姿勢系全体の健全性を確認するための環境を構築すること
- 衛星搭載計算機を含めたシミュレーションを行い、検証環境による差異について考察すること

なお、衛星固有のパラメータを含む具体的な検討のため、本論文における姿勢決定制御系の搭載対象を本研究室で開発している超小型衛星 ORBIS を前提とする。

第2章 姿勢シミュレータ

2.1 概要

当研究室では、これまで衛星の姿勢決定制御アルゴリズムを検証する環境として、MATLAB/Simulink を用いて姿勢シミュレータを開発してきた。Simulink はブロック線図で構成する物理モデリングツールであり、視覚的にも把握しやすいメリットがある。姿勢シミュレータの概要を図 2.1 に示す。このようなシミュレータの全ての構成要素が MATLAB/Simulink で構築されているシミュレーションフェーズを MiLS(Model in the Loop Simulation)と呼ぶ。本章では、MiLS の構成要素として構築したモデルについて概説する。また、この章で述べるモデルは SiLS, HiLS 環境においても使用される。

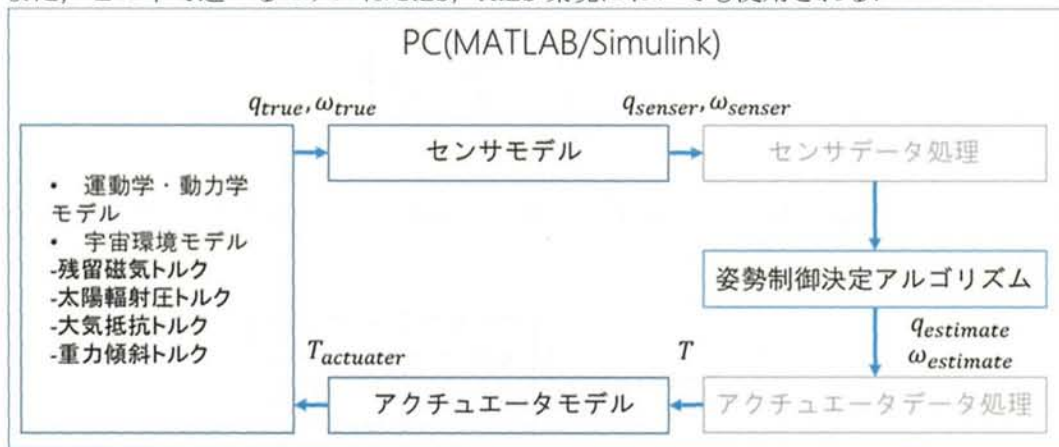


図 2.1 MiLS の概略図

2.2 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 2.1 ORBIS 諸元

寸法	498×498×444 [mm] (パドルサイズ:420×440 [mm])
質量	50 [kg]
質量中心*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 2.2 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。

$$I = \begin{bmatrix} 1.508 & -0.0105 & 0.0126 \\ -0.0105 & 1.4630 & 0.0079 \\ 0.0126 & 0.0079 & 1.3910 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (2.1)$$

2.3 動力学，運動学モデル

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 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。

$$I\dot{\boldsymbol{\omega}} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}I\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\tau} \quad (2.2)$$

式(2.2)をダイナミクス（動力学）方程式と呼ぶ³⁾。ここで， $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ は以下の式で定義される

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

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 $\boldsymbol{\omega}$ とクォータニオン \boldsymbol{q} の間には以下の関係が成り立つ。

$$\frac{d}{dt} \hat{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) \hat{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1\omega_x - q_2\omega_y - q_3\omega_z \\ q_0\omega_x - q_3\omega_y + q_2\omega_z \\ q_3\omega_x + q_0\omega_y - q_1\omega_z \\ -q_2\omega_x + q_1\omega_y + q_0\omega_z \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

式(2.4)をキネマティクス（運動学）方程式と呼ぶ。ここで $\hat{\boldsymbol{q}}$ ， $\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega})$ は以下の式で定義される。

$$\hat{\boldsymbol{q}} = [q_4 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T \quad (2.5)$$

$$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & -\boldsymbol{\omega}^T \\ \boldsymbol{\omega} & -\tilde{\boldsymbol{\omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

2.4 軌道計算モデル

本来，人工衛星は地球の周りを周回している。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TLE⁴⁾ (Two-Line Element)の要素を基準にシミュレーションの時間経過とSGP4⁵⁾ (Simplified General Perturbations Satellite Orbit Model 4)を用いて算出している。この節では，TLE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。

vvvvv	通算周回数(Revolution Number at Epoch)
w	チェックサム(Checksum)

2.4.2 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 (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。

2.5 宇宙環境モデル

2.5.1 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⁷⁾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⁸⁾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)⁸⁾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 2.2 大気密度検証のための解析パラメータ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 2.4 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⁹⁾を図 2.5 に記載する。

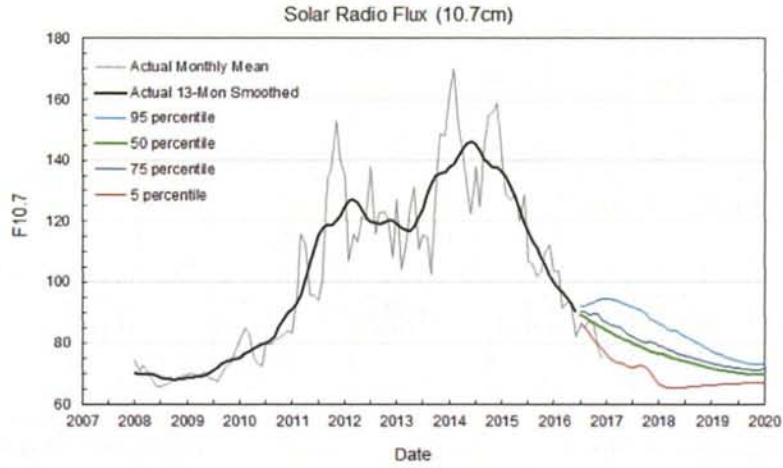


図 2.3 波長 10.7cm の周波数当たりの電波流束 (NASA 予測値) ⁸⁾

表 2.2 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 [km]	
太陽パラメータ	F10.7	240
	K _p	7.2

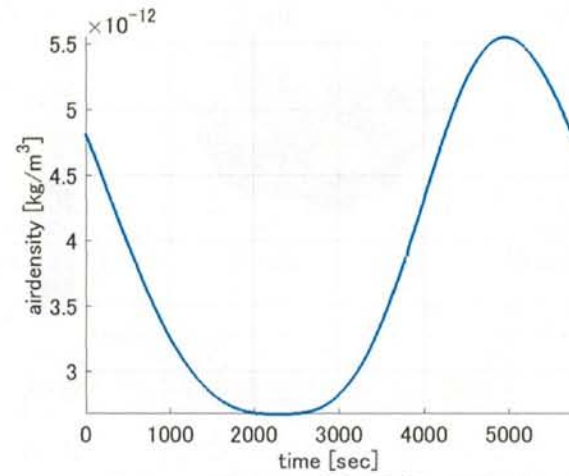


図 2.4 大気密度

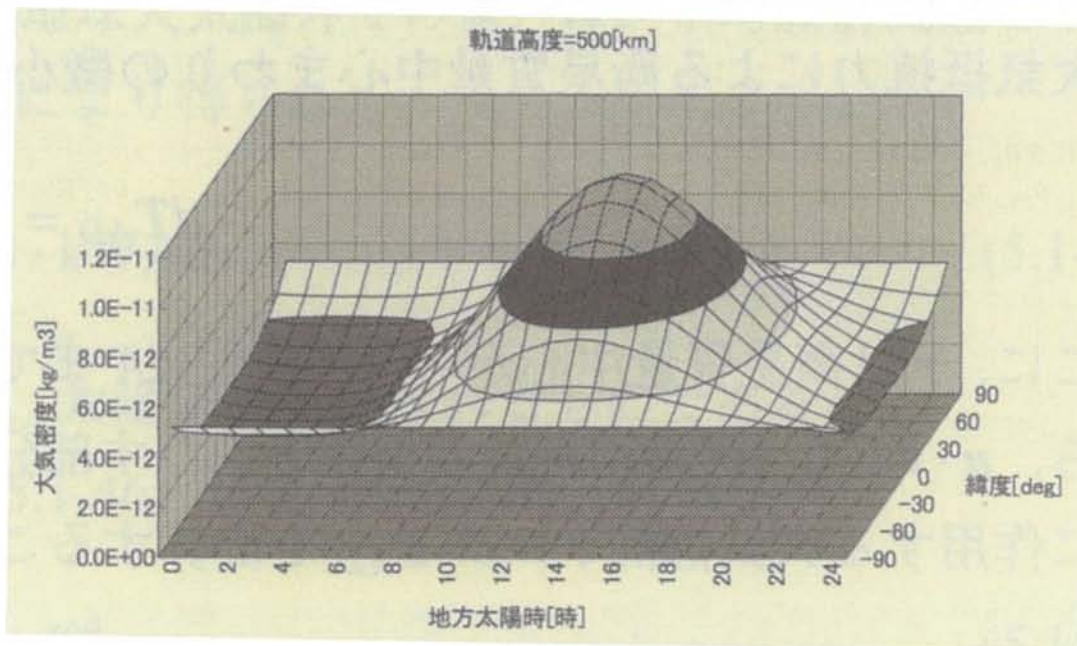


図 2.5 500km の大気密度 ³⁾

図 2.3, 図 2.4 からオーダー, 極性ともに大気密度の計算は概ね正しいといえる. しかしながら, 上層大気の密度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.

2.5.2 地球磁場モデル

本シミュレーションでは, IGRF (International Geomagnetic Reference Field) 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 2.6 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.

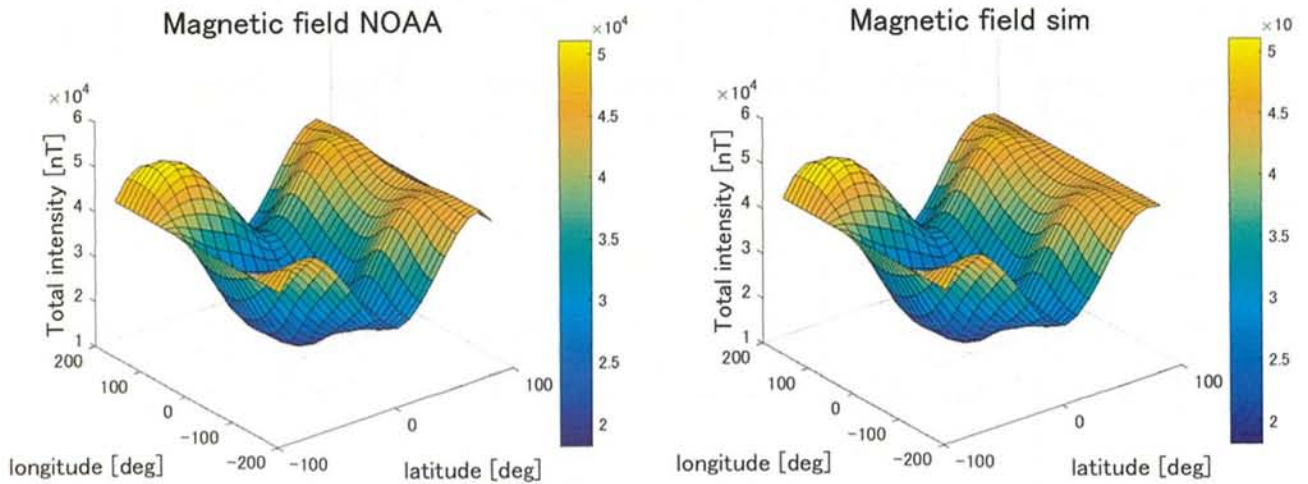


図 2.6 地磁場強度 左) NOAA の計算結果 右) シミュレータ結果

2.5.3 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 2.5.7 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 ρ_E , 衛星から地球中心へのベクトルを ρ_S とすると, θ_E , θ_S , θ はそれぞれ以下の式(2.7)で表すことができる. ただし, θ_E , θ_S , θ の関係は図 2.7 に示す.

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

$$\theta_S = \sin^{-1}(R_S / \rho_S) \tag{2.7}$$

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

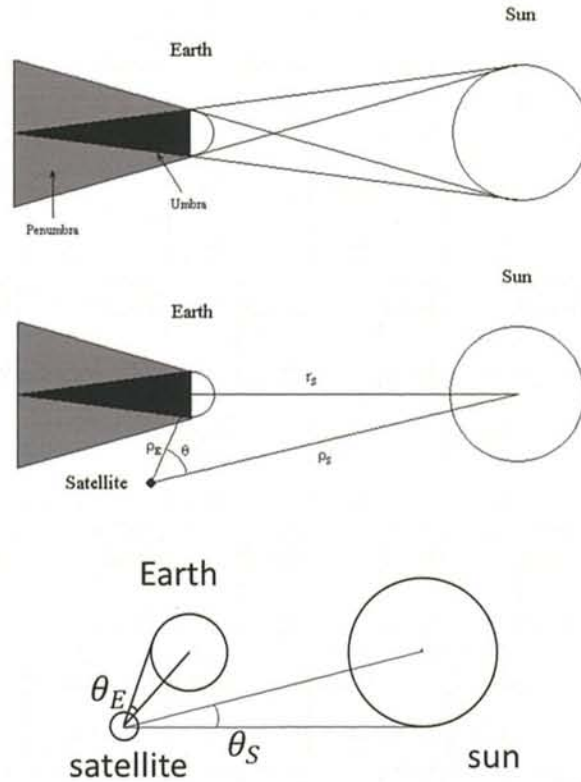


図 2.7 蝕の模式図

θ_E , θ_S , θ を用いて, 蝕か日照かを判定することができる. 図 2.7 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.

$$\begin{aligned} \theta_E &> \theta_S \\ \theta &< \theta_E - \theta_S \\ |\theta_E - \theta_S| &< \theta < \theta_E + \theta_S \end{aligned} \tag{2.8}$$

また, 日照は以下の式で表される.

$$\begin{aligned} \theta_S &> \theta_E \\ \theta &< \theta_S - \theta_E \end{aligned} \tag{2.9}$$

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.

2.5.4 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。

$$df_{AD} = -\frac{1}{2}C_d\rho(\mathbf{n}\cdot\mathbf{v})\mathbf{v}dA \quad (2.10)$$

ここで、抵抗係数を C_d 、大気密度を ρ 、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 df_{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 $d\boldsymbol{\tau}_{AD}$ は以下ようになる。

$$d\boldsymbol{\tau}_{AD} = \mathbf{r} \times d\mathbf{f}_{AD} \quad (2.11)$$

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

$$\boldsymbol{\tau}_{AD} = \int \mathbf{r} \times d\mathbf{f}_{AD} \quad (2.12)$$

式(2.10)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。

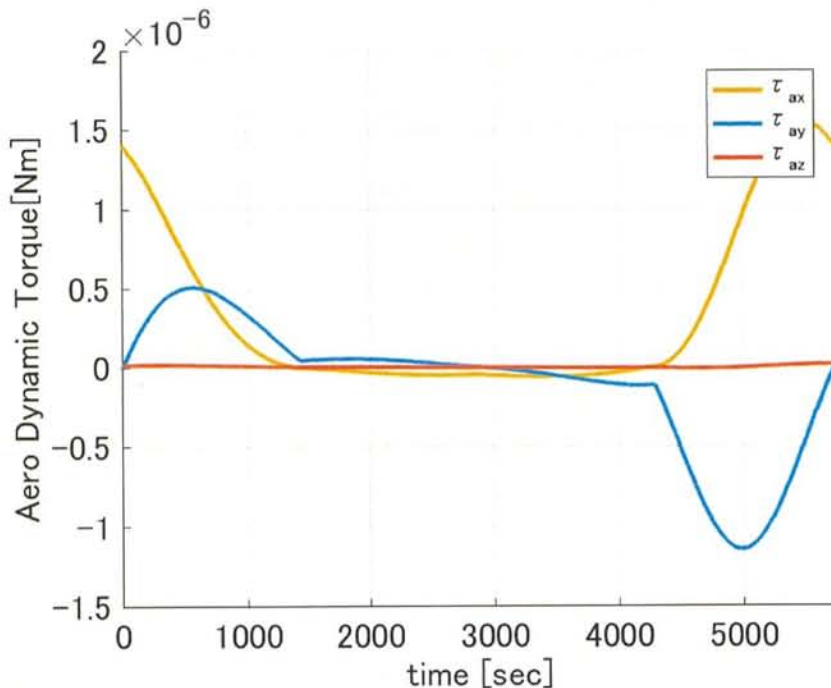


図 2.8 大気抵抗トルク(高度 550km)

2.5.5 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

生ずる場合、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。

$$\boldsymbol{\tau}_{RM} = \mathbf{m} \times \mathbf{B} \quad (2.13)$$

本シミュレーションでは、地球磁場 \mathbf{B} は項で述べたように 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。

$$\mathbf{m} = \begin{bmatrix} -0.514 \\ 0.042 \\ 0.093 \end{bmatrix} [\text{Am}^2] \quad (2.14)$$

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。

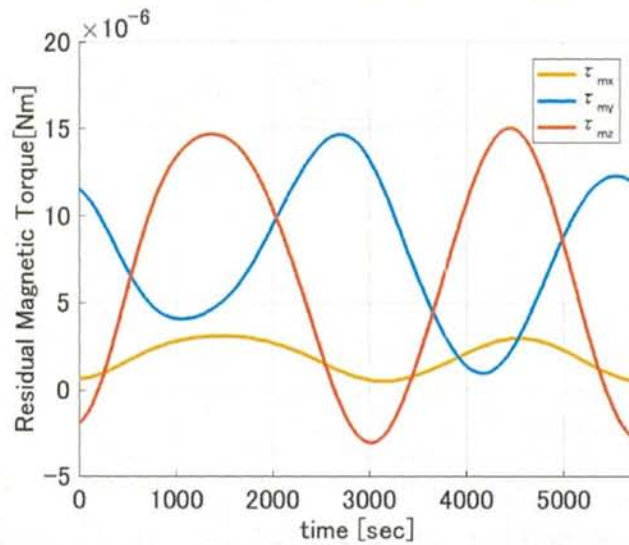


図 2.9 残留磁気トルク(高度 550km)

2.5.6 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 μ 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。

$$\boldsymbol{\tau}_{GG} \approx -\frac{3\mu}{|\mathbf{R}_0|^3} \mathbf{u} \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{u}) \quad (2.15)$$

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ずることで、機体座標系から地球中心への単位ベクトルとし、式(2.16)で定義する。

$$\mathbf{u} = \mathbf{C}_N^B \frac{\mathbf{R}_0}{R_0} \quad (2.16)$$

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。

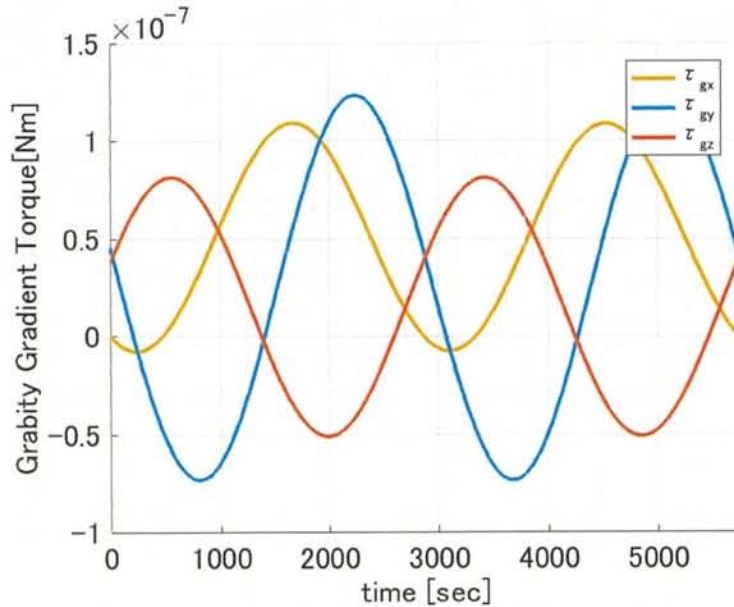


図 2.10 重力傾斜トルク (高度 550km)

2.5.7 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。

$$P = \frac{F_e}{c} \quad (2.17)$$

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。

$$df_a = -PC_a(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})s dA \quad (2.18)$$

$$df_s = -2PC_s(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})^2 \mathbf{n} dA \quad (2.19)$$

$$df_d = -PC_d(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) \left(\mathbf{s} + \frac{2}{3} \mathbf{u} \right) dA \quad (2.20)$$

法線方向ベクトルが太陽方向を向くとき、すなわち $(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) > 0$ 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。

$$\begin{aligned} df_{sp} &= df_a + df_s + df_d \\ &= -P(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) \left[(C_a + C_d)\mathbf{s} + \left(2(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})C_s + \frac{2}{3}C_d \right) \mathbf{n} \right] dA \end{aligned} \quad (2.21)$$

よって太陽輻射圧トルクは以下で計算できる。

$$\boldsymbol{\tau}_{SP} = \int_{\mathbf{s} \cdot \mathbf{n} > 0} \mathbf{r} \times d\mathbf{f}_{SP} \quad (2.22)$$

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 $\boldsymbol{\tau}_{SP} = 0$ 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。

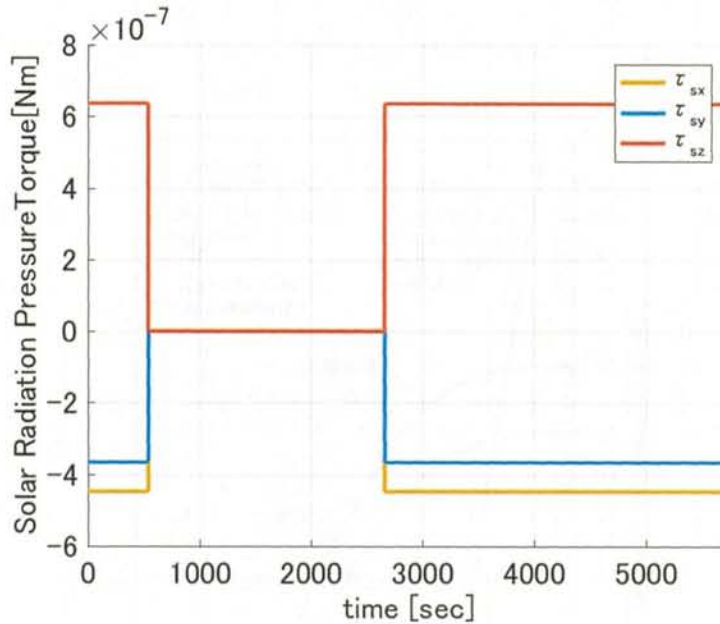


図 2.11 太陽輻射トルク(高度 550km)

2.5.8 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 $\boldsymbol{\tau}_{ED}$ としている。

$$\boldsymbol{\tau}_{ED} = \boldsymbol{\tau}_{AD} + \boldsymbol{\tau}_{GG} + \boldsymbol{\tau}_{RM} + \boldsymbol{\tau}_{SP} \quad (2.23)$$

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。

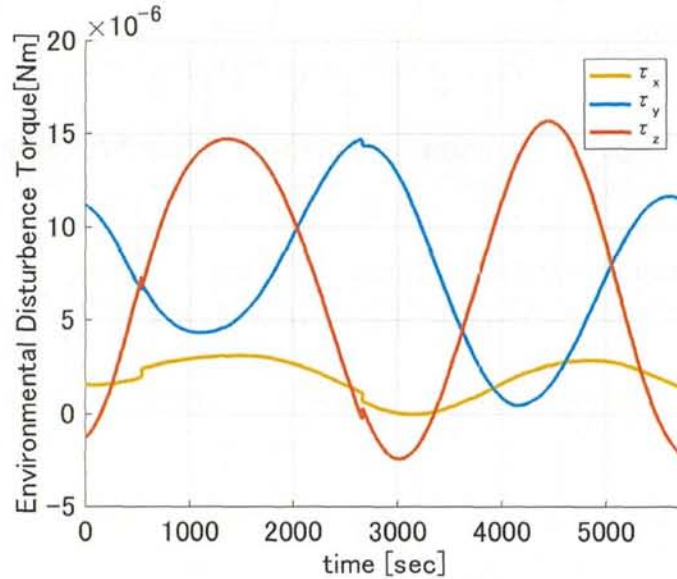


図 2.12 環境外乱トルク(高度 550km)

上図から ORBIS に働く環境外乱は 10^{-5} Nmオーダーとなり、図 2.9 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³⁾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。

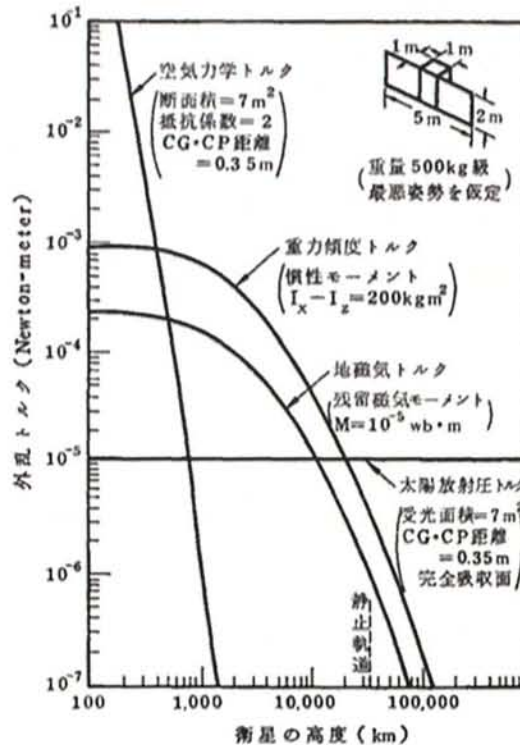


図 2.13 重量 500kg 級の衛星に働く外乱トルク³⁾

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 2.3 に示し、これらと比較することで、本シミュレーションでの計算結果の妥当性を示す。

表 2.3 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}

2.5.4 項より、大気抵抗トルクは式(2.11)で与えられる。

$$\boldsymbol{\tau}_{AD} = \int \mathbf{r} \times d\mathbf{f}_{AD} \quad (2.11)$$

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 程度小さくなる可以考虑す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 2.5.6 項より、重力傾斜トルクは以下の式で与えられる。

$$\boldsymbol{\tau}_{GG} \approx -\frac{3\mu}{|\mathbf{R}_0|^3} \mathbf{u} \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{u}) \quad (2.15)$$

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 \mathbf{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(2.1)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 2.5.7 項より、以下の式で表せた。

$$\begin{aligned} d\mathbf{f}_{SP} &= d\mathbf{f}_a + d\mathbf{f}_s + d\mathbf{f}_d \\ &= -P(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) \left[(C_a + C_d)\mathbf{s} + \left(2(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})C_s + \frac{2}{3}C_d \right) \mathbf{n} \right] dA \end{aligned} \quad (2.21)$$

$$\boldsymbol{\tau}_{SP} = \int_{\mathbf{s} \cdot \mathbf{n} > 0} \mathbf{r} \times d\mathbf{f}_{SP} \quad (2.22)$$

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、2.5.5 項で以下の式で表されることを述べた。

$$\boldsymbol{\tau}_{RM} = \mathbf{m} \times \mathbf{B} \quad (2.24)$$

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。

$$m = \frac{M [\text{Wb} \cdot \text{m}]}{\mu_0 [\text{H/m}]} = 7.96 [\text{Am}^2] \quad (2.24)$$

それに対して、ORBIS は式(2.14)より、残留磁気モーメントは INDEX と同等の値である 0.514 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。

2.6 姿勢決定制御アルゴリズム

2.6.1 PD 制御則

本研究において姿勢制御則は，人工衛星の三軸制御に主に用いられている PD 制御則を用いる．比例ゲイン k_p ，微分ゲイン k_d ，衛星の姿勢角を θ ，角速度を ω とすると PD 制御則は式(2.25)で表される．

$$T(k) = k_p(\theta(k) - \theta(k-1)) + k_d(\omega(k) - \omega(k-1)) \quad (2.25)$$

2.6.2 カルマンフィルタ

宇宙機の姿勢決定には一般的に，何らかの絶対姿勢センサとジャイロセンサ(角速度センサ)を組み合わせ用いることが多い．絶対姿勢センサは，出力周期が数 Hz と遅いことや視野が地球などに覆われ，構成が検出できなくなり，姿勢決定できない時期があることから，ジャイロセンサと併用されている⁹⁾．しかし，ジャイロにはドリフトが含まれており，観測された角速度データには，真の値にランダムノイズとバイアスレートが含まれている．このバイアスレートを推定し，現在の角速度，姿勢を推定するための手法としてカルマンフィルタを用いる．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，時系列的变化をするデータ履歴から次に取りう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¹⁰⁾．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．前述したようにジャイロの出力にはランダム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ため，絶対姿勢センサの観測値によって修正するのが観測更新である．本研究において，姿勢決定則としてカルマンフィルタを非線形システムに適用できるように拡張した拡張カルマンフィルタを用いる．

拡張カルマンフィルタの計算ルーチンについて以下に示す．

- (i) 状態量の伝搬

$$\hat{x}^-(k) = f_d(\hat{x}(k-1), u(k-1)) \quad (2.26)$$

- (ii) システム行列，観測行列の線形化

$$A_d(k) = \frac{\partial}{\partial x} f_d(x, u)|_{x=\hat{x}(k)} \quad (2.27)$$

$$C(k) = \frac{\partial}{\partial x} h(x)|_{x=\hat{x}(k)} \quad (2.28)$$

- (iii) 誤差共分散行列の伝搬

$$P^-(k) = A_d(k-1)P(k-1)A_d^T(k-1) + B_d(k-1)Q(k-1)B_d^T(k-1) \quad (2.29)$$

- (iv) カルマンゲイン

$$\mathbf{G}(k) = \mathbf{P}^-(k)\mathbf{C}^T(k)(\mathbf{C}(k)\mathbf{P}^-(k)\mathbf{C}^T(k) + \mathbf{R})^{-1} \quad (2.30)$$

(v) 状態量の更新(観測更新)

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \hat{\mathbf{x}}^-(k) + \mathbf{G}(k) \left(\mathbf{y}(k) - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}^-(k)) \right) \quad (2.31)$$

(vi) 誤差共分散行列の更新

$$\mathbf{P}(k) = (\mathbf{I} - \mathbf{G}(k)\mathbf{C}(k))\mathbf{P}^-(k) \quad (2.32)$$

表 2.4 カルマンフィルタで用いる記号と説明

記号	説明
$\hat{\mathbf{x}}^-(k)$	時刻 k での状態量の時間伝搬値
$\mathbf{u}(k)$	時刻 k でのシステムへの入力
$\mathbf{A}_d(k)$	時刻 k でリファレンス値まわりで線形化されたシステム行列
$\mathbf{B}_d(k)$	時刻 k でリファレンス値まわりで線形化された入力行列
$\mathbf{C}(k)$	時刻 k でリファレンス値まわりで線形化された観測行列
$\mathbf{P}^-(k)$	時刻 k での誤差共分散行列の時間伝搬値
\mathbf{Q}	システム方程式のノイズ行列
\mathbf{R}	観測量のノイズ行列
$\mathbf{y}(k)$	時刻 k での観測量
$\mathbf{G}(k)$	時刻 k でのカルマンゲイン
$\hat{\mathbf{x}}(k)$	時刻 k での状態量の観測更新値
$\mathbf{P}(k)$	時刻 k での誤差共分散行列の観測更新値

2.7 コンポーネントモデル

2.7.1 MEMS ジャイロ

MEMS ジャイロはシリコンセンシング社の CRH02-025 を用いることを想定している。MEMS ジャイロの諸元を図 2.14 に示す。

表 2.5 CRH02-025 諸元¹⁾

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 ²)]
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 2.14 CRH02-025 外観¹⁾

ここで、一軸回りの MEMS ジャイロの出力する角速度 ω_{IRU} は、衛星の真の角速度を ω 、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 η_1 とすると次のように表現される³⁾。

$$\omega_{IRU} = \omega + \eta_1 + b \quad (2.33)$$

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。

$$\text{ランダムウォークモデル} \quad \dot{b} = \eta_2 \quad (2.34)$$

$$\text{ECRV モデル} \quad \dot{b} = -\frac{1}{\tau_b} \omega_b + \eta_2 \quad (2.35)$$

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。

$$E[\eta_1(t)] = 0, E[\eta_1(t) \eta_1(t')] = \sigma_v^2(t) \delta(t - t') \quad (2.36)$$

$$E[\eta_2(t)] = 0, E[\eta_2(t) \eta_2(t')] = \sigma_u^2(t) \delta(t - t') \quad (2.37)$$

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。

$$\int_{-\infty}^{\infty} \delta(t - t') dt = 1 \quad (2.38)$$

σ_i の次元はそれぞれ次のようになる。

$$\sigma_v^2 \text{ [rad}^2/\text{s]} \quad (2.39)$$

$$\sigma_u^2 \text{ [rad}^2/\text{s}^3] \quad (2.40)$$

また、ジャイロの時間的安定性の指標として用いられるアラン分散を静置試験により取得し、理論式にフィッティングすることで、ランダムノイズ σ_v 、ランダムウォークノイズ σ_u を算出した。アラン分散は式(2.41)で表される¹⁰⁾。

$$\sigma^2(\tau) = \frac{\sigma_v^2}{\tau} + \frac{\sigma_u^2}{3} \tau \quad (2.41)$$

2.7.2 スタートラッカ

スタートラッカ(STT)は AxelSpace 社の AxelStar-3 を用いることを想定している。AxelStar-3 の諸元を表 2.5 に示す。

表 2.6 恒星センサ諸元¹²⁾

角度分解能	Cross axes < 7[arcsec] (3 σ , Random) Boresight axis < 77[arcsec] (3 σ , Random)
視野角	8[deg]×8[deg]
太陽禁止離角	35[deg]
質量	516[g]
寸法	150×80×75[mm]



図 2.15 AxelStar-3 外観¹²⁾

シミュレータには、仕様書に定められている角度分解能を実装し、STT の出力を模擬した。ここで、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。

$$\mathbf{n} = [n_\phi \ n_\theta \ n_\psi]^T \quad (2.43)$$

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。

$$\begin{aligned} E[n_\phi(t)] &= 0, E[n_\phi(t)n_\phi(t')] = \sigma_{n_\phi}^2(t)\delta(t-t') \\ E[n_\theta(t)] &= 0, E[n_\theta(t)n_\theta(t')] = \sigma_{n_\theta}^2(t)\delta(t-t') \\ E[n_\psi(t)] &= 0, E[n_\psi(t)n_\psi(t')] = \sigma_{n_\psi}^2(t)\delta(t-t') \end{aligned} \quad (2.44)$$

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。

$$\mathbf{C} \cong \begin{bmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \phi \\ \theta & \phi & 1 \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

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¹⁰⁾。

$$\mathbf{q}_{noise} \cong \left[\frac{n_\phi}{2} \quad \frac{n_\theta}{2} \quad \frac{n_\psi}{2} \quad 1 \right]^T \quad (2.46)$$

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。

$$q_{STT} = q \otimes q_{noise} = D(q)q_{noise} = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_4 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{n_\phi}{2} \\ \frac{n_\theta}{2} \\ \frac{n_\psi}{2} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.47)$$

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、初期姿勢角を $[0 \ 0 \ 0]^T$ [deg]とし、姿勢変動がないものとして、出力した値 q_{STT} を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 2.16、図 2.17 に示す。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。

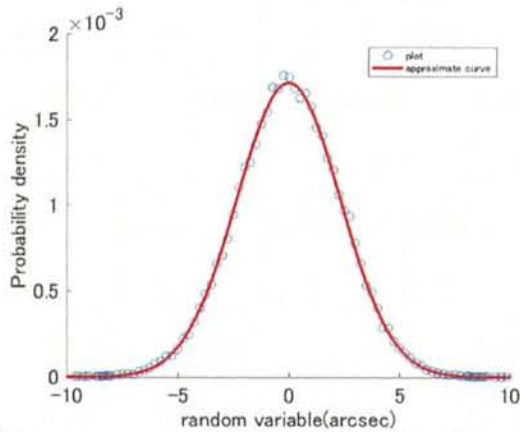


図 2.16 STT の姿勢決定精度 (ピッチ/ヨー)

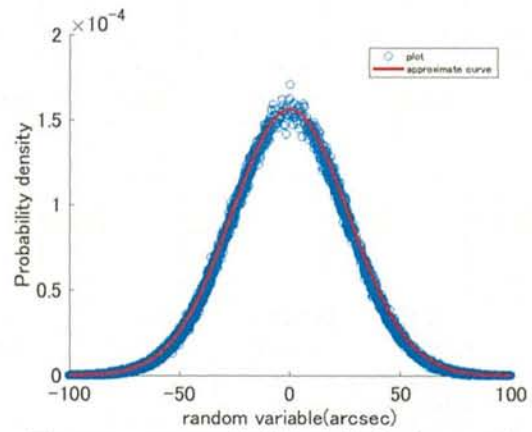


図 2.17 STT の姿勢決定精度 (ロール)

2.7.3 リアクションホイール

リアクションホイールは、三菱プレジジョン社の Higher Momentum Micro Wheel を用いることを想定している。表 2.6 にその諸元を示す。

表 2.7 リアクションホイール諸元¹³⁾

製品名	Higher Momentum Micro Wheel
最大蓄積角運動量	0.4[Nms]
最大出力トルク	0.012[Nm]
回転速度範囲	±6000[rpm]



図 2.18 リアクションホイール

リアクションホイールのモデルは、仕様書に定められている最大出力トルクを上限値として設定してモデルに反映させている。

第3章 SiLS, HiLS を用いた段階的開発

3.1 概要

本研究では、姿勢決定制御系のシミュレーション環境として、今まで構築してきた MiLS と実際に計算機で動作する言語でアルゴリズムの検証を行う SiLS(Software in the Loop Simulation)、ソフトウェアの検証だけでなくシミュレーションループに実機を含んで検証を行う HiLS(Hardware in the Loop Simulation)の3つのシミュレーションフェーズを定義する。以下の節において、各シミュレーションフェーズについて概説する。

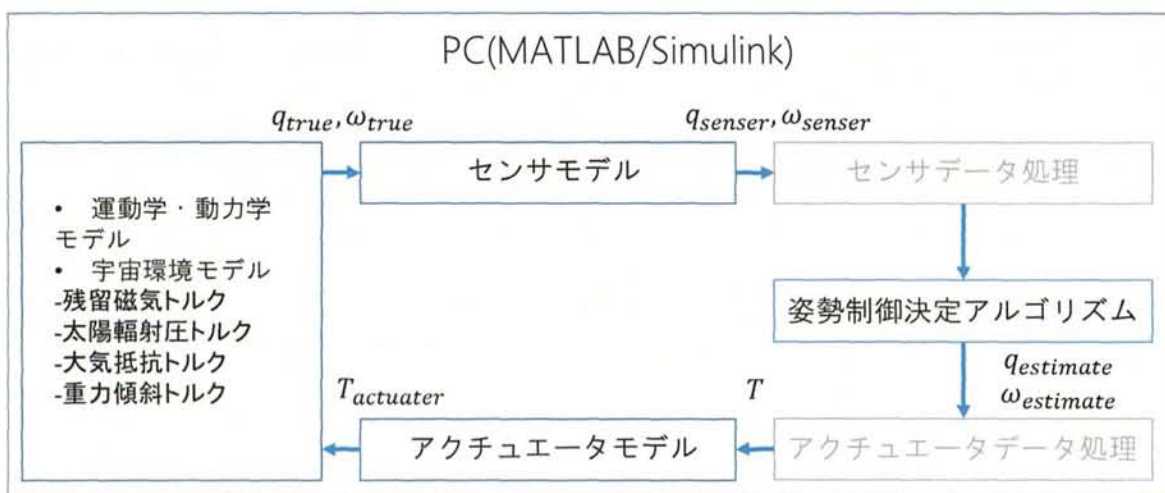


図 3.1 SiLS の概略図

3.2 SiLS

3.2.1 構成要素

SiLS とは Software in the Loop Simulation の略であり、本研究では計算機で用いられる言語での姿勢決定・制御アルゴリズムを検証するシミュレーションフェーズとして位置付ける。MiLS において、構築したカルマンフィルタ、PD 制御則は MATLAB/Simulink で記述されているが、衛星搭載計算機は C 言語で動作するため、衛星搭載計算機に書き込まれる構成要素は C 言語に書き直したうえで、再度検証する必要がある。本研究では、Simulink 内の S-Function ブロックを用いて、Simulink 上で C 言語で記述したブロックをシミュレーションループに含めることで、衛星搭載計算機で動作する言語での検証を可能にした。

3.2.2 S-Function

S-Function とは Simulink ブロックの動作を記述したプログラムのことである。Simulink ブロックの計算プロセスを以下の図 に示す。S-Function は、Fortran, C, C++, MATLAB 言語でプログラミングでき、サンプル時間、入出力変数の設定、呼び出す mex ファイルの設定をすることで、Simulink 上で対応言語でのシミュレーションが可能となる。MEX ファイルとは Simulink 側から呼び出せるバイナリファイルのことで、予めビルドしライブラリ化しておくことで、Simulink 実行時に動的にリンクされる。S-Function ブロックは他言語コードでの検証目的だけでなく、Simulink の計算の高速化としても用いられる。

S-Function でソフトウェアの検証を行う際、アルゴリズム部のソフトウェアだけでなく、Simulink とのデータの互換性が一致していないため、その違いを吸収するインターフェース部の記述が必要となる。具

体的には、S-Function ブロックへの入力はベクトル、行列が考えられるが、出力の変数を宣言する際、必ずポインタとして宣言する必要があるため、その値を本来のアルゴリズム部で定義した変数に格納しなおす必要がある。また、行列の入力が S-Function ブロックにあった際、C 言語では行列を 2 次元配列として定義する必要があるが、一般的な二次元配列のメモリへの格納のされ方と違うため、それに関する記述も必要となる。

本研究では、Simulink に備わっている Embedded Coder という MATLAB 言語から C 言語へのコード生成機能を用いて、アルゴリズム部の検証を行った。

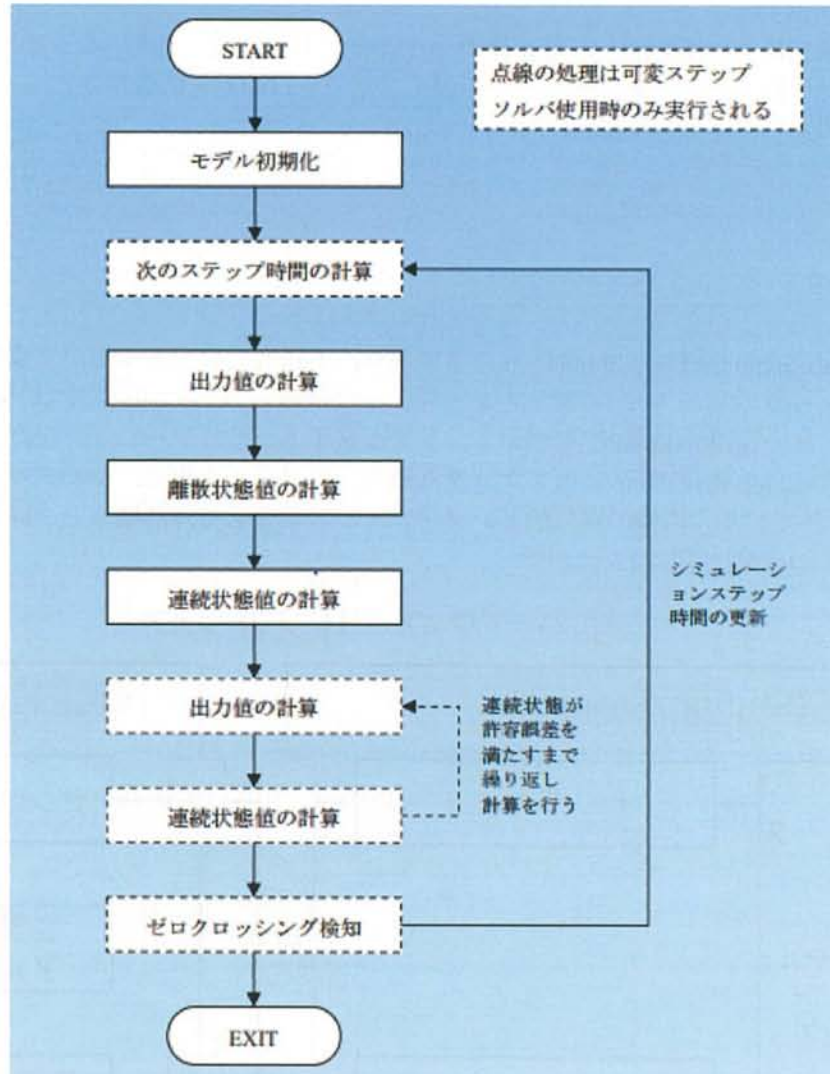


図 3.2 S-Function 内での計算プロセス¹⁴⁾

3.2.3 姿勢決定制御アルゴリズムの数値計算

2.6.2 節にて、計算に用いる姿勢決定アルゴリズムについて記述した。MATLAB 言語から C 言語化するにあたって、逆行列計算は部分ピボット選択付きガウスジョルダン法を用い、状態量の時間伝搬には 4 次のルンゲクッタ法を用いた。以下に、逆行列計算のフローチャートを示す。

ガウスジョルダン法は、連立方程式 $Ax = b$ の解法として知られており、手順が簡単で計算量が少ない利点がある¹⁵⁾。解法の手順を以下に示す。

- (i) ピボット行の対角成分を 1 にする。この際、ピボット行の対角成分以外にも除算を行う。
- (ii) ピボットのある列を 0 にする。

$n \times n$ の正方行列であれば、これを n 回繰り返すことで、係数行列 A を単位行列にする。この際、拡大係数行列を単位行列にとり、上記の操作を施せば逆行列 A^{-1} が求まる。ただし、手順(i)にて対角成分を1にする際、仮にピボットが0であれば、0除算を生じてしまい、計算できなくなる。また、ピボットの値が非常に小さければ、ピボット行の値の除算時に丸め誤差が生じてしまう。そこで、ピボット行の対角成分を1にする操作をする前に、ピボット列での最大値を探索しておき、最大値のある行とピボットのある行を入れ替えてそれ以降の操作を行う、ピボット選択の機能を追加して逆行列計算を行う。これを部分ピボット選択付きガウスジョルダン法と呼ぶ。

解法の手順を以下に示す。

- (i) ピボット列で最大の値を探し、最大値のある行をピボット行と交換する。
- (ii) ピボット行の対角成分を1にする。この際、ピボット行の対角成分以外にも
- (iii) ピボットのある列を0にする。

3.3 HiLS

3.3.1 構成要素

HiLS とは、Hardware in the Loop Simulation の略であり、本研究では実機を用いて姿勢決定・制御系のシミュレーションを行うシミュレーションフェーズとして位置付ける。HiLS では Simulink の Simulink Desktop Real-Time という WindowsPC を用いて、リアルタイムシミュレーションを行う機能を用いて検証を行う。Simulink Desktop Real-Time にはアナログ入出力、デジタル入出力、シリアル通信の機能をもったブロックが用意されており、所望の電気的インターフェースを介して外部機器との通信が可能になっている。ここで、HiLS の概略図を図 3.3 に示す。

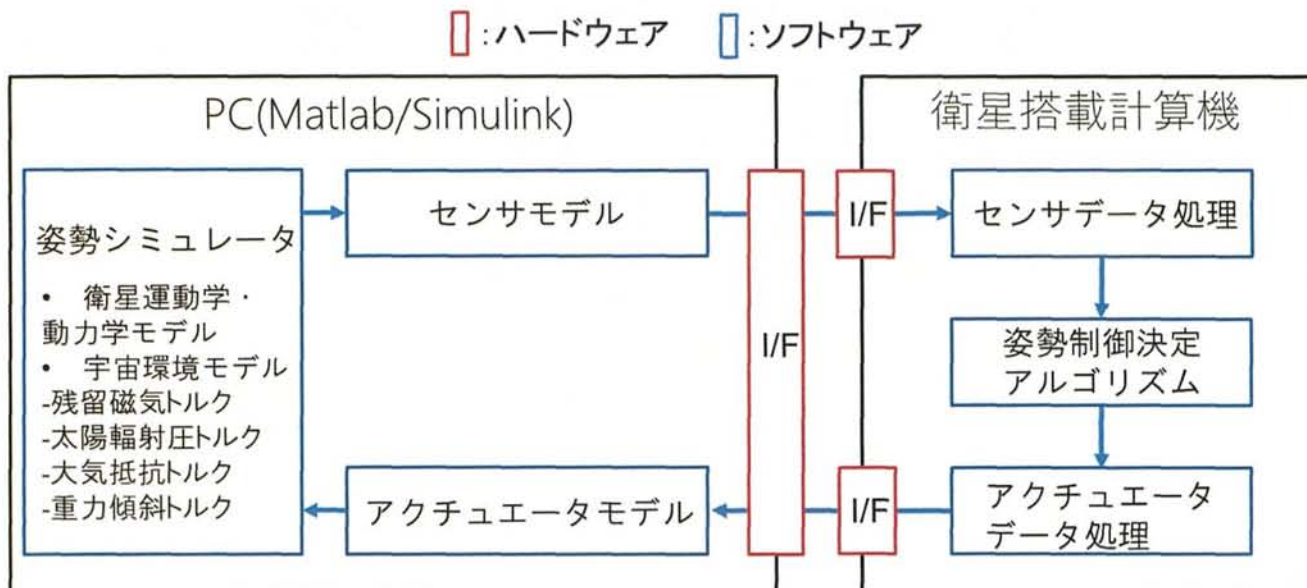


図 3.3 HiLS の概略図

図 3.3 のように、HiLS で構築した姿勢シミュレータ、センサ、アクチュエータモデルを MATLAB/Simulink 上で実行し、PC から姿勢、角速度データを出力、衛星搭載計算機側でそのデータを受け取り姿勢決定制御アルゴリズムを計算し、姿勢・角速度推定、トルク計算を行った後、アクチュエータへの指令コマンド、駆動電圧を算出し、アクチュエータへの指令値、姿勢推定値を PC に送信する。そのデータを基に、再び PC 上の MATLAB/Simulink で姿勢、角速度を計算し、衛星搭載計算機へ送信することを繰り返す。尚、本研究では、衛星搭載計算機として東京理科大学木村研究室で開発された BoCCHAN-1 を用いる。BoCCHAN-1 については次項に記述する。

3.3.2 BoCCHAN-1

本研究で用いる衛星搭載計算機である BoCCHAN-1 は、東京理科大学木村研究室で開発された衛星搭載計算機である。衛星搭載機器との通信に必要なインターフェースを多数備える上に高い拡張性を持ち、なおかつ小型・低消費電力を実現している。表 3.1 に BoCCHAN-1 の仕様を示す。なお、これ以降の文脈では BoCCHAN-1 のことを OBC(On Board Computer)と呼称する。

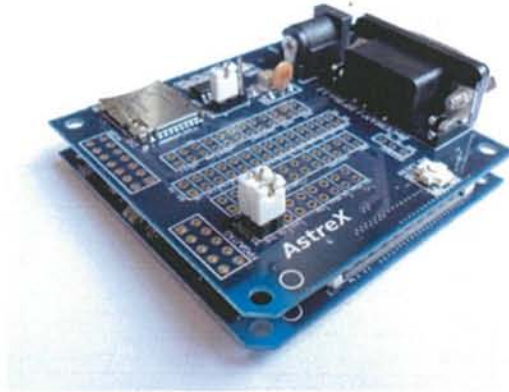


図 3.4 BoCCHAN-1

表 3.1 BoCCHAN-1 仕様

CPU	SH7760 動作周波数 200MHz
メモリ	SDR SDRAM 64MB
PROM	NOR Flash 64MB
外形	60mm×60mm×12.4mm
電源	3.3VDC 電源(ロジック電圧レベル 3.3V) 消費電力 コマンド待ち時：250mA 0.83W コマンド実行中：420mA 1.39W
搭載ソフトウェア	Linux 3.0.4 Busybox 1.18 Vi エディタ ZMODEM UART ドライバ I2C ドライバ microSD ドライバ A/D コンバータドライバ CMT ドライバ GPIO/PWM ドライバ

3.3.3 センサデータ処理

センサからの OBC に対してデジタル、またはアナログの電圧が入力され、その値を角速度や太陽方向ベクトルなどの物理量に変換する必要がある。

3.3.4 アクチュエータデータ処理

姿勢決定制御アルゴリズムを計算した後、OBC からアクチュエータに対して指令トルク値を送信する必要がある。アクチュエータ毎に、データ処理の方式は異なり各機器の仕様に沿ったデータに変換し、要求された電氣的インターフェースで送信する。例として、RW のコマンドフォーマットを以下に示す。コマンド ID で回転数指令モード、出力トルク指令モード、モータトルク指令モードを指定でき、W1～W4 にて float 型のデータを、1WORD ずつ送信する。W5、W6 では CRC と呼ばれる誤り検出符号で、主にデータ転送などに伴う偶発的な誤り検出に用いられている。

表 3.2 RW コマンドフォーマット

WORD	名称
W0	コマンド ID
W1	データ
W2	
W3	
W4	
W5	CRC1
W6	CRC2

第4章 結果

4.1 MiLS と SiLS の比較

4.1.1 シミュレーション条件

本章では、MATLAB 言語で構築したシミュレータ環境 MiLS とアルゴリズム部分を衛星搭載計算機で実行可能な言語に書き直したプログラムを検証する環境である SiLS、シミュレーションループに衛星搭載計算機を含めてアルゴリズムの妥当性の検証を行う HiLS とのシミュレーション結果の差異について述べる。ここで、シミュレーション条件については、以下の表 4.1 に示す。

表 4.1 シミュレーション条件

軌道高度	550[km]
軌道傾斜角	31[deg]
初期姿勢角	[0 0 0][deg]
初期角速度	[0 0 0][deg/s]
目標姿勢角	[0 0 0][deg]
目標姿勢精度	[0.1 0.1 0.1][deg]

評価指標として、姿勢制御精度と姿勢決定精度を用いる。姿勢制御精度は目標姿勢角とカルマンフィルタで推定された姿勢角との差で定義され、姿勢決定精度は運動方程式を解くことで得られる姿勢角を真値として、その値とカルマンフィルタで推定された姿勢角との差で定義する。これら二つの指標の 3σ を算出することで、各検証環境での姿勢決定制御性能を評価する。

ここで姿勢制御精度 θ_c 、姿勢決定精度 θ_d を以下の式で表す。

$$\theta_c = \theta_{estimate} \quad (4.1)$$

$$\theta_d = \theta_{true} - \theta_{estimate} \quad (4.2)$$

ここで、 $\theta = [\varphi \theta \Psi]^T$ とする。 θ_{true} は衛星の運動方程式を解いて得られる姿勢角とする。また、 $\theta_{estimate}$ はカルマンフィルタで推定された姿勢角とする。

4.1.2 結果

シミュレーション結果を以下の表 4.2、4.3 に示す。ここで、シミュレーション時間は軌道 1 周回分に相当する 5760[s] で計算した。

表 4.2 MiLS, SiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 0.1s)

	姿勢制御精度(3σ)[deg]	
	MiLS	SiLS
ロール	0.0365	0.0365
ピッチ	0.0824	0.0824
ヨー	0.1221	0.1221

表 4.3 MiLS , SiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 0.1s)

	姿勢決定精度(3 σ)[deg]	
	MiLS	SiLS
ロール	0.0119	0.0120
ピッチ	0.0081	0.0083
ヨー	0.0304	0.0305

姿勢制御精度は、0.03deg~0.13deg, 姿勢決定精度は 0.008deg~0.03deg 程度となっている。表 4.2, 4.3 からもわかるように、MiLS 環境でのシミュレーション結果と SiLS 環境でのシミュレーション結果は概ね一致しているといえる。

4.1.3 考察

カルマンフィルタを C 言語化し、検証を行ったが最大でも MiLS 環境と SiLS 環境の差は姿勢決定精度(ピッチ角)の 0.0002[deg]と非常に小さい値であることがわかる。以上より、検証環境を変えてもシミュレーション結果は概ね一致しており、カルマンフィルタを C コード化したプログラムの妥当性が検証できたといえる。

4.2 SiLS と HiLS の比較

4.2.1 試験方法

本研究の OBC として用いる BoCCHAN-1 に書き込むソフトウェアの開発環境として、Windows 上で仮想 Linux を実現できる VMware Workstation Player を用いて、シェルスクリプトの作成は Eclipse を用いた。Eclipse でビルドしたシェルスクリプトは、ターミナルソフト TeraTerm 上でコマンドを実行し、PC から USB ポートをシリアル通信で送信することで、BoCCHAN-1 上の ROM に書き込まれる。主に、Teraerm では、BoCCHAN-1 で計算された値のデバッグ、もしくはソフトウェアの実行、停止に用いた。

SiLS 環境にて検証したカルマンフィルタのソフトウェアを、今度は BoCCHAN-1 に書き込み、シミュレーションループに含める。SiLS で作成したプログラムは S-Function とのインターフェース部を削除し、今度は PC との送受信関数を追加することで、SiLS で検証したアルゴリズム部のプログラムは全く変えることなくシミュレーションが可能になる。PC から出力される角速度、姿勢角のデータは Simulink の packet output ブロックを用いて、パケットサイズ、サンプル時間、データ型を指定することで OBC に送信される。OBC からのデータの処理は OBC のバッファ上に書き込まれ、その値を OBC 側で読み取る。読み取ったデータは、char 型の配列に格納され、そこから任意の型のポインタにキャストすることで受信したデータを変換している。

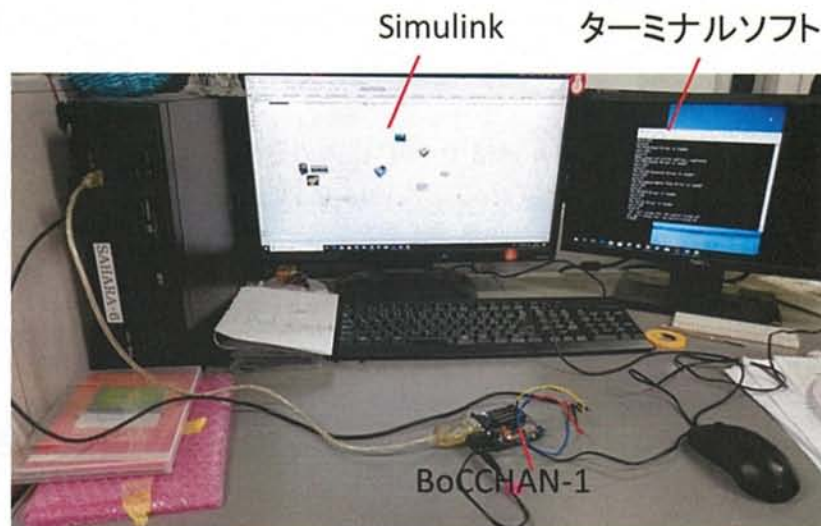


図 4.1 HiLS 環境での試験風景

4.2.2 結果

SiLS 環境でのシミュレーションは、ジャイロのサンプリング周期を 0.1[s], 0.2[s], 0.5[s], 1.0[s] に変化させ、STT のサンプリング周期を 1.0[s] としてシミュレーションを行った。HiLS 環境でのシミュレーションは、SiLS 環境でのシミュレーションと同様に、ジャイロの出力を模擬している角速度データはサンプリング周期を 0.1[s], 0.2[s], 0.5[s], 1.0[s] に変化させて読み出し、STT の出力を模擬している姿勢角のデータは 1.0[s] 毎に読み出し、カルマンフィルタの観測更新を行う。試験の概要図を以下の図 4.2 に示す。

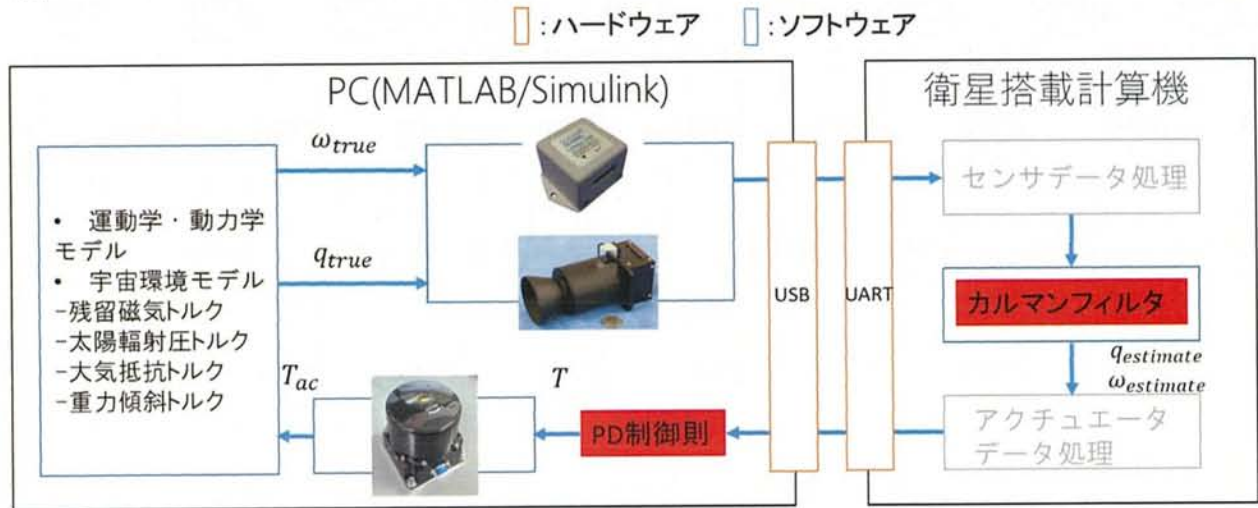


図 4.2 試験の概要図

PC から OBC への入力には PC からシリアル通信で OBC に入力され、その値を用いてカルマンフィルタの計算を行い、OBC のシリアル通信ポートからシリアル通信で PC に角速度、姿勢角の推定値が送信される。その結果を以下の表 4.4~4.11, 図 4.1~4.6 に示す。また、シミュレーション時間は 500[s] とした。

表 4.4 SiLS, HiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 0.1s)

	姿勢制御精度(3σ)[deg]	
	SiLS	HiLS
ロール	0.0235	0.0242
ピッチ	0.0482	0.0473
ヨー	0.0621	0.0702

表 4.5 SiLS, HiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 0.1s)

	姿勢決定精度(3σ)[deg]	
	SiLS	HiLS
ロール	0.0112	0.0124
ピッチ	0.0086	0.0099
ヨー	0.0281	0.0304

表 4.6 SiLS , HiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 0.2s)

	姿勢制御精度(3 σ)[deg]	
	SiLS	HiLS
ロール	0.0281	0.0278
ピッチ	0.0472	0.0467
ヨー	0.0451	0.0440

表 4.7 SiLS , HiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 0.2s)

	姿勢決定精度(3 σ)[deg]	
	SiLS	HiLS
ロール	0.0142	0.0150
ピッチ	0.0062	0.0070
ヨー	0.0173	0.0184

表 4.8 SiLS , HiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 0.5s)

	姿勢制御精度(3 σ)[deg]	
	SiLS	HiLS
ロール	0.0313	0.0325
ピッチ	0.0447	0.0456
ヨー	0.0447	0.0448

表 4.9 SiLS , HiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 0.5s)

	姿勢決定精度(3 σ)[deg]	
	SiLS	HiLS
ロール	0.0187	0.0191
ピッチ	0.0042	0.0053
ヨー	0.0133	0.0146

表 4.10 SiLS , HiLS 環境での姿勢制御精度(制御周期 1.0s)

	姿勢制御精度(3 σ)[deg]	
	SiLS	HiLS
ロール	0.0346	0.0325
ピッチ	0.0462	0.0472
ヨー	0.0533	0.0548

表 4.11 SiLS , HiLS 環境での姿勢決定精度(制御周期 1.0s)

	姿勢決定精度(3 σ)[deg]	
	SiLS	HiLS
ロール	0.0210	0.0211
ピッチ	0.0031	0.0055
ヨー	0.0090	0.0114

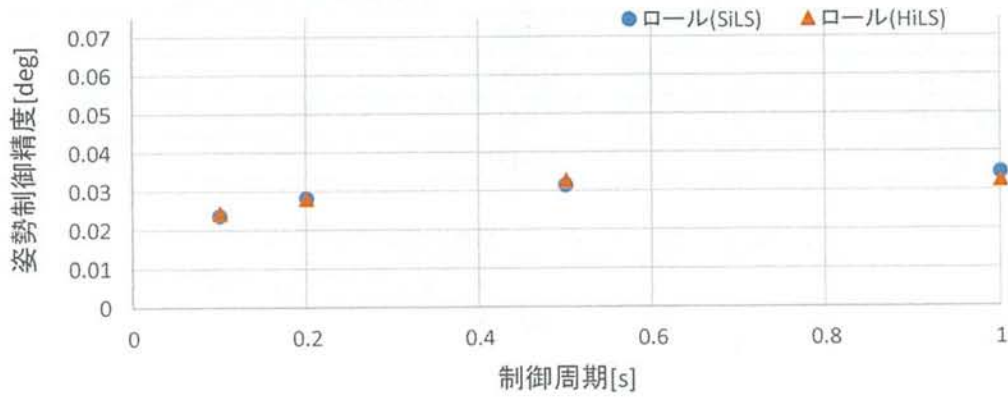


図 4.3 ロール角の姿勢制御精度と制御周期の関係

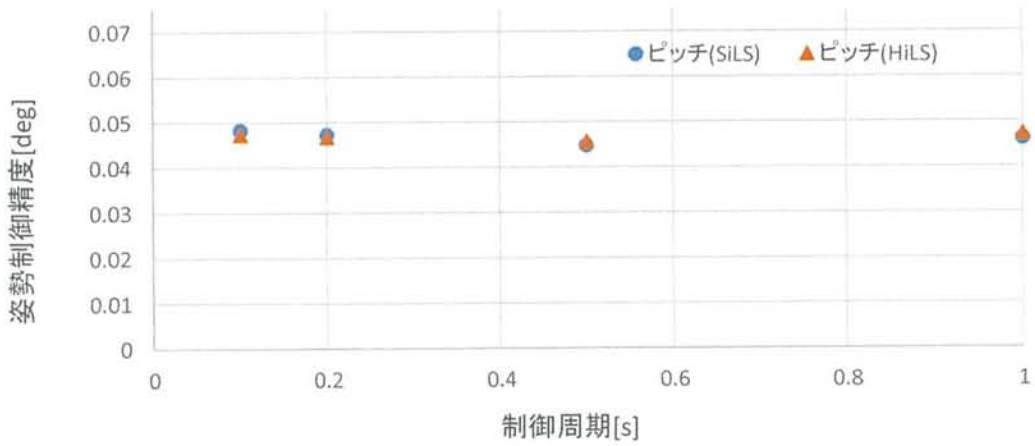


図 4.4 ピッチ角の姿勢制御精度と制御周期の関係

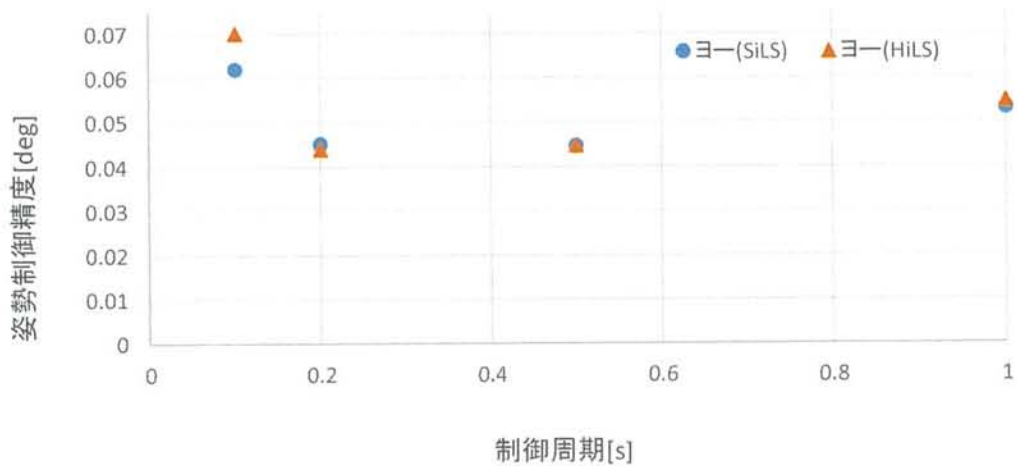


図 4.5 ヨー角の姿勢制御精度と制御周期の関係

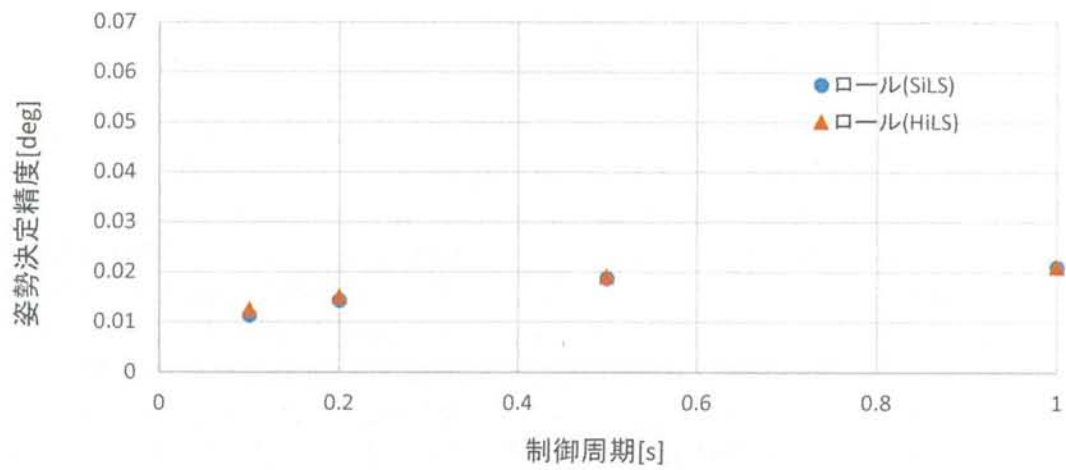


図 4.6 ロール角の姿勢決定精度と制御周期の関係

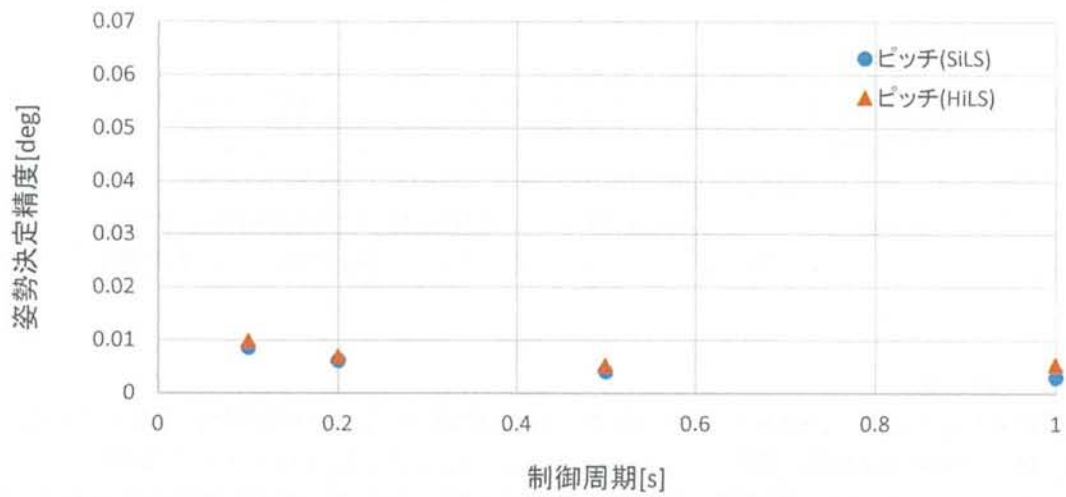


図 4.7 ピッチ角の姿勢決定精度と制御周期の関係

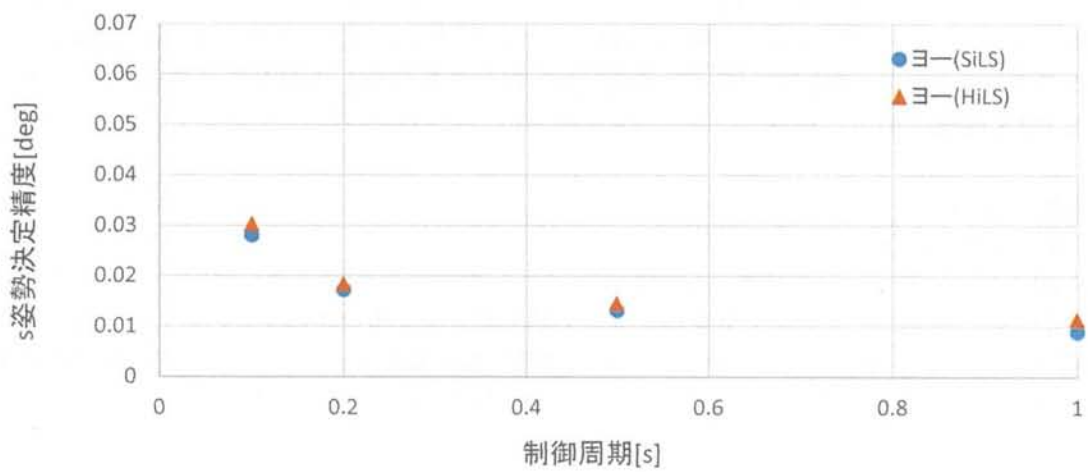


図 4.8 ヨー角の姿勢決定精度と制御周期の関係

姿勢制御精度は、ロール角の場合 SiLS, HiLS 環境ともにサンプリング周期を長くした方が姿勢制御精度が悪化する結果が得られた。SiLS と HiLS 環境での結果を比較してみても、最大でも誤差は、制御周期 1[s]における 0.0023[deg]であり、非常に小さい値であった。

ピッチ角の場合、SiLS, HiLS 環境ともに制御周期の増大に伴う姿勢制御精度の変動は小さく、最大でも SiLS 環境で 0.0035[deg], HiLS 環境で 0.0017[deg]であった。また、SiLS と HiLS 環境での結果を比較してみても、誤差は最大でも制御周期 0.5[s]における 0.0011[deg]であり非常に小さい値であった。

ヨー角の場合、SiLS, HiLS 環境ともに制御周期 0.1[s]において他の制御周期よりも姿勢制御精度が悪化する結果が得られた。制御周期 0.2[s]から 1.0[s]にかけては制御周期が短いほど、姿勢制御精度が高くなる結果が得られた。SiLS と HiLS 環境での結果を比較してみると、制御周期 0.1[s]以外の制御周期 0.2[s], 0.5[s], 1.0[s]では誤差は最大でもサンプリング周期 1.0[s]での 0.0015[deg]であり、非常に小さい値であった。

姿勢決定精度はロール角、ピッチ角、ヨー角いずれも SiLS 環境での性能よりも HiLS 環境での性能が悪化する結果が得られた。また、ロール角はサンプリング周期を長くするにつれて姿勢決定精度が悪化し、ピッチ角、ヨー角はサンプリング周期を長くするにつれて姿勢決定精度が高くなる結果が得られた。

4.2.3 考察

姿勢制御精度について

(i) ロール角の場合

制御周期を長くしたときに姿勢制御精度が悪化する要因としては、制御周期が長いほうが衛星が環境外乱によって乱される時間が長くなり、目標姿勢から変化する姿勢角が大きくなることが考えられる。

また、ロール角とピッチ角の SiLS, HiLS 環境でのシミュレーション結果の差異について注目すると、誤差が小さく、最も大きい誤差でも 0.0021[deg]であった。0.1[deg]以内の制御精度を達成するように PD 制御のゲインを決めているため、目標値のおよそ 1/50 の誤差であり、制御精度に大きな影響は及ぼしていないと考えられる。

(ii) ヨー角の場合

制御周期 0.1[s]において、SiLS 環境での結果と HiLS 環境での結果の差が大きくなっている。この要因としては、PC と OBC との通信の際に、受信バッファに正しく書き込まれずデータ変換時に異常値を算出してしまふことが挙げられる。異常値を算出し、その値を基にカルマンフィルタを計算すると、PC 側に異常値を送信してしまい、その値を用いて演算を行おうとすると Simulink がエラーをだす。よって、OBC 側の処理として異常値を受信した場合、一時刻前の角速度、クォータニオンをカルマンフィルタの演算に用いているようにしている。制御周期が短いほど、この異常値をはく頻度が高くなるため、正確な現在時刻の姿勢情報ではなく、一ステップもしくは数ステップ前のデータを基に演算することとなり、異常値をはいている間は環境外乱による姿勢の乱れを正確に補償できないと考えられる。また、衛星の各軸に加わる環境外乱トルクの大きさは、ヨー軸回りが最大となるため、環境外乱の加わる大きさも SiLS 環境でのシミュレーションと HiLS 環境でのシミュレーションの差を生み出している要因の一つと考えられる。

姿勢決定精度について

(i) ヨー角の場合

制御周期を長くするにつれて姿勢決定精度が高くなる要因としては、カルマンフィルタの演算において、制御周期とジャイロのサンプリング周期を同一の値を用いており、STT のサンプリング周期である 1Hz に制御周期が近づけば近づくほど、ジャイロによる姿勢伝搬の頻度が少なくなり、姿勢角を推定する際により不確定な情報を用いる頻度が少なくなっていることが原因として挙げられる。

第5章 結論

5.1 まとめ

本研究では、新たにソフトウェアの検証環境である SiLS, SiLS で検証したソフトウェアを実際に軌道上で用いる OBC で検証する HiLS を構築し、シミュレーション結果の差異について考察した。

第2章では、軌道条件から軌道位置、速度算出方法の紹介、そこから軌道上のモデルの算出法と値の妥当性を検証した。また、センサやアクチュエータのモデルについても概説し、MiLS, SiLS, HiLS で用いられるモデルについて述べた。

第3章では、ソフトウェアの検証フェーズである SiLS と実機を用いて検証を行う HiLS を構築し、その概要について述べた。

第4章では、検証環境ごとに同じパラメータでシミュレーションを行い、検証環境を変えた際に生じる結果の違いについて考察した。

それにより以下のような結論を得た。

- 搭載ソフトウェア・ハードウェアを含めた姿勢系全体の健全性を確認するための環境を構築した。
- SiLS, HiLS 環境では、SiLS では考慮されない通信時間が影響し、演算結果を悪化させる場合がある。

5.2 今後の課題

現在は実機として OBC のみをシミュレーションループに入れて検証を行っているが、今後は RW, 磁気トルカといったアクチュエータもシミュレーションループに入れて、姿勢決定制御系の検証を行う準備が必要である。

また、本論文において HiLS 環境のシミュレーション時間を 500[s] と設定して行っているが、カルマンゲインを計算する際に逆行列を計算するが、状態量を構成する要素のオーダーに大きな差があり、かつ、計算機で表現可能な値の精度が低い場合、桁落ちが発生し計算が収束しなくなることが知られている¹⁶⁾。このような数値演算にもたらす不安定性の検証を評価するにはシミュレーション時間を長時間行うことによって評価する必要がある。

また、本論文ではシミュレーション回数は1回、シミュレーション時間は 500[s] と精度を評価するのに十分な回数、時間でシミュレーションを行っていないため試行回数、シミュレーション時間を増やして姿勢決定制御性能を評価する必要がある。

参考文献

- 1) 二宮敬虔, 橋本樹明, 前田健, 齋藤徹, 秋末雅彦, 玄葉麻美, X線天文観測科学衛星「あすか」および「ASTRO-E」の姿勢制御系, 宇宙科学研究所報告
- 2) 小田敏光, 超小型衛星「ぎんれい」の姿勢制御検証実験
- 3) 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
- 4) DR. T. S. Kelso, "Two-Line Element Set Format", <http://www.celestrak.com/NORAD/documentation/tle-fmt.asp>, (参照 2016-01-23)
- 5) Celes Trak : Revisiting Spacetrack Report #3
- 6) 藤田 茂, "太陽活動変化とその地球超高層大気への影響"
- 7) 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=PRINTER&filetype=.pdf, (参照 2017-01-23)
- 8) NASA, "Natural Environments Branch Solar Activity Forecast", <https://sail.msfc.nasa.gov/>, (参照 2017-01-23)
- 9) 光ファイバジャイロの宇宙応用, 坂井真一郎, 齋藤宏文
- 10) 興津直也, PPT を用いた超小型衛星の高精度姿勢制御, 学位論文(修士)
- 11) 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)
- 12) AxelSpace 社, "AxelStar-3 User Manual
- 13) 超小型衛星向けホイール Higher Momentum Micro Wheel(HMMW)取扱説明書
- 14) M ファイル S-Function チュートリアル
- 15) 皆本晃弥, "C 言語による数値計算入門", サイエンス社
- 16) 成岡優, システム同定による小型無人航空機の飛行特性の取得

謝辞

本研究を行うにあたり，大学院での 2 年半指導して下さった佐原宏典教授に感謝します。また，BoCCHAN-1 の拝借をしてくれた修士 2 年の伴野真優さん，研究が行き詰ったときに有益なアドバイスをくれた修士 2 年の賀来将大くん，また本論文での掲載はできませんでしたが，基板製作を行ってくれた修士 1 年の小林悠也くん，マイコンや基板についてのアドバイスをくれた修士 1 年の浅野弘久くんに感謝します。そして，学生生活を最後までサポートしてくれた両親に感謝します。