

論文 / 著書情報
Article / Book Information

題目(和文)	可変形状機能を用いた宇宙機の姿勢制御と軌道上性能評価
Title(English)	
著者(和文)	渡邊奎
Author(English)	Kei Watanabe
出典(和文)	学位:博士(工学), 学位授与機関:東京工業大学, 報告番号:甲第12523号, 授与年月日:2023年9月22日, 学位の種別:課程博士, 審査員:中西 洋喜,山浦 弘,岡田 昌史,遠藤 玄,坂本 啓
Citation(English)	Degree:Doctor (Engineering), Conferring organization: Tokyo Institute of Technology, Report number:甲第12523号, Conferred date:2023/9/22, Degree Type:Course doctor, Examiner:,,,,
学位種別(和文)	博士論文
Type(English)	Doctoral Thesis

令和 5 年度 博士論文

可変形状機能を用いた宇宙機の姿勢制御と 軌道上性能評価

指導教員 中西 洋喜 准教授

東京工業大学 工学院
機械系 機械コース

渡邊 奎

目次

第 1 章	序論	1
1.1	研究背景	1
1.1.1	超小型衛星の発展	1
1.1.2	超小型衛星への性能要求	1
1.1.3	超小型衛星の搭載機器	3
1.1.4	可変形状システム	4
1.2	研究目的	9
1.3	論文構成	10
第 2 章	可変形状機能を有する宇宙機の姿勢運動学	15
2.1	緒言	15
2.2	記法と文字	15
2.3	姿勢運動の定式化	17
2.3.1	速度レベルの定式化	17
2.3.2	加速度レベルの定式化	19
2.4	結言	20
第 3 章	軌道上実証衛星の開発	21
3.1	緒言	21
3.2	ミッション概要	21
3.2.1	ミッション要求	22
3.2.2	ミッション機器	23
3.2.2.1	太陽電池パドル	24
3.2.2.2	パドル駆動モータ系	25
3.2.2.3	パドル保持開放機構	26
3.3	システム概要	27
3.3.1	システム要求	28

3.3.2	システム構成	30
3.3.3	コマンド・データ処理系 (CDH 系)	33
3.3.4	通信系	34
3.3.5	電源系	34
3.3.6	姿勢決定制御系 (Attitude Determination and Control System : ADCS)	35
3.3.7	熱構造系	36
3.3.8	カメラ系	38
3.4	運用モード	38
3.4.1	クリティカルモード	39
3.4.2	パドル展開モード	40
3.4.3	ノミナル・高速ダウンリンクモード	41
3.4.4	ミッションモード	42
3.4.5	セーフモード	43
3.5	結言	43
第 4 章	姿勢決定制御系の開発	45
4.1	緒言	45
4.2	ソフトウェア構成	45
4.3	姿勢系モード設計	46
4.3.1	軌道決定系	48
4.3.2	姿勢決定系	49
4.3.3	姿勢誘導系	50
4.3.4	姿勢制御系	51
4.3.4.1	磁気トルカを用いた姿勢制御	51
4.3.4.2	リアクションホイールを用いた姿勢制御則	54
4.3.4.3	パドル駆動を用いた姿勢制御則	56
4.4	異常検知・処理	57
4.5	結言	58
第 5 章	軌道上実証衛星の地上試験	59
5.1	緒言	59
5.2	パドル展開・駆動試験	59
5.2.1	保持開放機構の動作確認試験	60
5.2.2	重力補償環境下でのパドル展開試験	61

5.2.3	重力補償環境下でのパドル駆動試験	62
5.2.4	熱真空条件下でのパドル展開試験	64
5.2.5	熱真空条件下でのパドル駆動試験	64
5.3	SiLS	68
5.3.1	SiLS 概要	68
5.3.2	モデリング	69
5.3.2.1	姿勢ダイナミクス	69
5.3.2.2	軌道上環境トルク	69
5.3.2.3	軌道	69
5.3.3	ハードウェアモデル	69
5.3.3.1	衛星モデル	70
5.3.3.2	電源系	70
5.3.3.3	姿勢決定センサ	71
5.3.3.4	姿勢制御アクチュエータ	71
5.3.4	シミュレーション例	72
5.3.4.1	パドル駆動制御	72
5.3.4.2	フィードバック姿勢制御	73
5.4	HiLS	74
5.4.1	HiLS 概要	75
5.4.2	シミュレーション例	76
5.4.2.1	パドル駆動制御	77
5.4.2.2	フィードバック姿勢制御	80
5.5	バスシステム試験	81
5.5.1	アンテナパターン試験	81
5.5.2	振動試験	83
5.5.3	衝撃試験	84
5.5.4	質量特性試験	86
5.5.5	システム熱真空試験	87
5.6	結言	88
第 6 章	軌道上実証衛星の軌道上実験	91
6.1	緒言	91
6.2	運用	91
6.2.1	地上局システム・運用体制	91
6.2.2	運用履歴	93

6.2.3	初期・定常運用	93
6.3	パドル駆動性能評価	96
6.4	パドル駆動による姿勢制御性能評価	100
6.5	パドル駆動によるフィードバック姿勢制御実験	110
6.6	運用から得られた知見	111
6.6.1	SiLS, HiLS の妥当性	111
6.6.2	機器の放射線劣化による故障	112
6.6.3	軌道上でのパドル展開時の不具合	113
6.7	結言	113
第 7 章	結論および今後の課題	115
7.1	結論	115
7.2	今後の課題	116
	参考文献	119
付録 A	超小型衛星の姿勢決定・制御機器	125
A.1	諸言	125
A.2	姿勢決定機器	125
A.2.1	恒星センサ (Star Tracker : STT)	126
A.2.2	太陽センサ (Sun Aspect Sensor : SAS)	126
A.2.3	磁気センサ (Geomagnetic Aspect Sensor : GAS)	126
A.2.4	地球センサ	127
A.2.5	角速度センサ	127
A.2.5.1	ファイバ・オプティックジャイロ (FOG)	127
A.2.5.2	MEMS ジャイロ	127
A.2.6	Fine Guidance Sensor(FGS)	127
A.2.7	GPS 受信機 (GPSR)	128
A.3	姿勢制御機器	128
A.3.1	リアクションホイール (RW)	128
A.3.2	コントロールモーメントジャイロ (CMG)	129
A.3.3	スラスタ	129
A.3.4	磁気トルカ (MTQ:Magnetic Torquer)	129
A.4	結言	129
付録 B	軌道決定・姿勢決定アルゴリズム	131

B.1	諸言	131
B.2	軌道決定アルゴリズム	131
B.2.1	SGP4	131
B.2.2	拡張カルマンフィルタ	132
B.3	姿勢決定アルゴリズム	135
B.3.1	TRIAD	135
B.3.2	Extended Kalman Filter	136
B.4	結言	138
付録 C	軌道上環境モデル	139
C.1	諸言	139
C.2	地磁気モデルと残留磁気トルク	139
C.3	大気密度モデルと大気抵抗トルク	140
C.3.0.0.1	重力傾斜トルク	141
C.4	結言	141
研究業績		143
謝辞		153

目次

1.1	1–600 kg 級衛星の年間打上げ機数 [1]	2
1.2	キューブサット外観	2
1.3	姿勢制御アクチュエータ分類	5
1.4	可変形状システムの種類	5
1.5	可変形状姿勢制御の概念図	6
1.6	可変形状機能を用いた外力軌道制御	7
1.7	可変形状機能を用いた外力姿勢制御	7
2.1	ループなし浮遊多剛体システムの例	16
3.1	太陽電池パドルの外観	24
3.2	パドル駆動モータ周りの外観	25
3.3	パドルリミットスイッチの外観	25
3.4	保持開放機構によるパドル固定	27
3.5	保持開放機構の外観	27
3.6	保持開放機構のリンク構成	28
3.7	保持開放機構の動作	28
3.8	衛星外観	32
3.9	パドル名称および極性	32
3.10	システムブロックダイアグラム図	33
3.11	通信系構成図	34
3.12	太陽電池セル配置図	35
3.13	姿勢系機器ダイヤグラム	36
3.14	姿勢系機器の配置図	37
3.15	HIBARI 構体パネル展開図	37
3.16	衛星-Z 面からみたパドル駆動モータボックスの位置イメージ	38
3.17	運用モード遷移図	39

3.18	パドル展開シーケンス	41
3.19	地心指向制御のイメージ	42
3.20	地上局追尾制御のイメージ	42
4.1	姿勢系メインループ処理	47
4.2	所望トルクと発生トルクの関係	54
5.1	パドルの 1 段階目の展開の様子	61
5.2	固定治具外観	62
5.3	重力補償状態でのパドル展開	62
5.4	駆動軸の摩耗痕	63
5.5	保持解放機構とパドル模擬構造を取り付けた構造モデル外観	65
5.6	パドル駆動系模擬モデル外観	66
5.7	モータ駆動中の電流値変化	67
5.8	アブソリュートエンコーダの出力値と 10 deg/s で駆動する理想的なパドル角度との差	67
5.9	SiLS block diagram	68
5.10	SiLS パドル駆動制御の結果	73
5.11	SiLS パドル駆動フィードバック姿勢制御の結果	74
5.12	HiLS block diagram	76
5.13	HiLS 試験時の様子	76
5.14	HiLS 用ダイナミクスシミュレータ GUI	77
5.15	HiLS 試験における駆動パドルシステム	77
5.16	HiLS パドル駆動制御の結果	79
5.17	HiLS におけるパドル位置の計算流れ	79
5.18	パドル +X の指令位置 (cmd), シミュレーション位置 (simulated), 実パドルの測定位置 (measured)	80
5.19	HiLS パドル駆動フィードバック姿勢の結果 case1	81
5.20	HiLS パドル駆動フィードバック姿勢の結果 case2	82
5.21	アンテナパターン試験コンフィグレーション	83
5.22	送信アンテナの放射パターン	84
5.23	振動試験外観	85
5.24	衝撃試験外観	86
5.25	衝撃応答スペクトル	87
5.26	質量特性試験時外観	87

5.27	熱真空槽のクローズ前の外観	89
6.1	運用体制構成図	92
6.2	QL GUI ソフトの画面	93
6.3	HIBARI の運用履歴	94
6.4	ロケット放出後の HK データ	95
6.5	RW 極性試験時の HK データ	96
6.6	地上局追尾制御中の HK データ	98
6.7	History of paddle angle	99
6.8	Difference in paddle angle	99
6.9	姿勢制御性能評価の流れ	101
6.10	恒星画像から姿勢推定の流れ	101
6.11	実験 case 1 の結果	103
6.12	実験 case 2 の結果	104
6.13	実験 case 3 の結果	105
6.14	軌道上での総パドル駆動角度	107
6.15	パドル駆動実験による姿勢変更角度と迅速性 (平均マヌーバ角速度)	108
6.16	35deg / 10 s の姿勢マヌーバ達成時の衛星データ	109
6.17	姿勢制御誤差角 (衛星の +Z 軸と目標指向方向の間の角度)	111
6.18	衛星姿勢と目標姿勢の間の 3-2-1 オイラー角	111
A.1	姿勢センサ分類	125
A.2	姿勢制御アクチュエータ分類	128
C.1	地球磁場強度	140
C.2	大気抵抗計算時の影の無視	141

表目次

1.1	可変形状システムの利点と応用例	8
2.2	図 2.1 のシステムにおける各記号の値	17
3.1	サクセスクライテリア (赤字が本論文でフォーカスする項目)	22
3.2	駆動パドル系への要求	23
3.3	システム要求	30
3.4	パドル駆動によるシステムへの影響と対策方針	31
3.5	システム諸元	33
3.6	カメラスペック	38
3.7	各運用モードで使用する姿勢系機器	40
4.1	運用モードと姿勢系モードの対応	48
4.2	姿勢系モードの説明	49
4.3	軌道決定モード一覧	49
4.4	姿勢決定モード一覧	50
4.5	姿勢誘導モード一覧	51
4.6	姿勢制御モード一覧	52
5.1	衛星モデル	70
5.2	姿勢決定センサ条件	71
5.3	姿勢制御アクチュエータ条件	71
5.4	ロケット搭載要求	85
5.5	モーダルサーベイから求めた衛星振動モード	86
5.6	質量特性測定結果	88
5.7	システム熱真空試験条件	88
5.8	システム熱真空試験結果	89

6.1	HIBARI 分離時投入軌道	92
6.2	広角カメラによるパドルの展開確認（予測視野と軌道上画像）	97
6.3	Parameters of the paddle drive experiment	100
6.4	パドル駆動による姿勢変更角と，恒星画像から推定した衛星姿勢とパドル角度と理論運動式から推定した衛星姿勢の差の平均と標準偏差	106

第 1 章

序論

1.1 研究背景

1.1.1 超小型衛星の発展

近年、小型衛星を用いたミッションが大学や企業で盛んに実施されるようになってきており、その打ち上げ数は年々増加している。図 1.1 は、1–600 kg 級衛星の年間打上げ機数をまとめたもので、2012 年には 50 機程度であったが、2017 年からは 300 機以上、2020 年からは 1000 機以上が打ち上げられていることがわかる。特に、100kg 以下の衛星を超小型衛星と呼び、今後さらに超小型衛星の研究開発が盛んになることが予測できる [1]。超小型衛星の打ち上げ数増加の火付け役となったのは、2003 年に打上げられた東京工業大学、東京大学を含む 6 大学が開発した 6 機の 1 kg 級超小型衛星である [2]。図 1.2 に東京工業大学が開発した CUTE-1、および東京大学が開発した XI-IV の外観を示す。いずれも質量 1 kg 程度、 $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ サイズの立方体形状の衛星であり、当時世界最小である。これらの超小型衛星の軌道上運用成功により、挑戦的な理工学実験、実践的な教育活動、あるいは宇宙ビジネスが低コストで実現できる可能性が示されたため、多くの大学・企業が続々と超小型衛星開発に参入した。

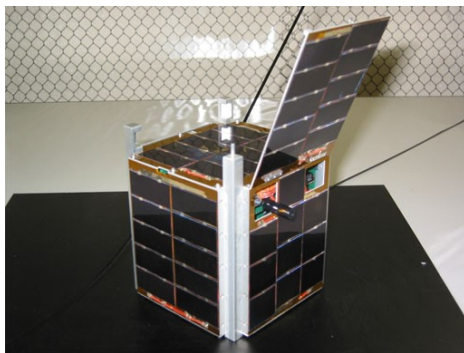
1.1.2 超小型衛星への性能要求

超小型衛星に要求される性能について説明する。超小型衛星の打上げ数の増加に伴い、高度なミッションが要求されるようになり、その結果衛星に求められる性能も高度になっている。特に、高度な観測や通信ミッションを行うために、衛星には高い姿勢制御性能が要求される。また、複数の超小型衛星を協調した観測のための衛星位置調整や、軌道高度の維持・変更などのために、近年では超小型衛星の軌道制御能力も要求される。

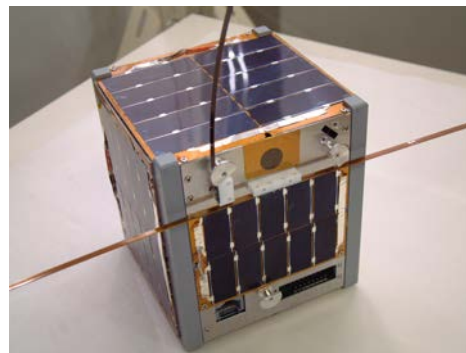
まず、姿勢制御性能について説明する。姿勢制御性能には大きく分けて、迅速性、安定



図 1.1: 1–600 kg 級衛星の年間打上げ機数 [1]



(a) CUTE-1



(b) XI-IV

図 1.2: キューブサット外観

性、指向精度の 3 つの評価性能がある。迅速性は衛星の姿勢変更を短時間で行う性能、安定性は姿勢を一定に維持する性能、指向精度は目標方向に誤差なく指向する性能である。

迅速性が要求された超小型衛星の例として、東京工業大学松永研究室が中心となって開発を行い、2014 年に打ち上げられた 50 kg 級超小型衛星「TSUBAME」が挙げられる。これは突発天体の一種である Gamma Ray Burst (GRB) の硬 X 線偏光観測をミッションとした [3]。突発天体とは発生方向がランダムかつ、数十秒しか継続しない天体現象のため、衛星姿勢制御系には 45 度を 15 秒で姿勢変更する迅速性が要求されていた。そこで、TSUBAME では、大トルクが出力可能な姿勢制御アクチュエータであるコントロールモーメントジャイロ (Control Moment Gyro:CMG) を超小型衛星用に開発し、GMG の軌道上実証および迅速姿勢制御をミッションとしていた。

安定性が要求された超小型衛星の例として、東京大学中須賀・船瀬研究室が開発した、

35 kg 超小型位置天文観測衛星「Nano-JASMINE」が挙げられる [4]. 本衛星は高精度に恒星の位置を観測し、全天の星の距離・方向情報の取得をミッションとした。この情報取得のために衛星姿勢制御系へは、観測中に約 0.083arcsec/s の姿勢安定度が要求された。この数字は、1 秒間の姿勢ぶれを 0.083arcsec 以下におさえるという意味である。

高い指向精度が求められる例として、光通信が挙げられる。従来の衛星通信は電波を用いてきたが、衛星が撮影する画像データなどを大量にダウンリンクするためや、電波の周波数による干渉を避けるために、近年では光波を用いたより高レートかつ干渉しにくい通信システムの開発が進められている。一方、光は波長が小さく、回折によるビーム広がり角度が狭くなり、通信時の指向精度要求が高くなる。例えば、2019 年に打ち上げられた 50kg 級衛星 RISESAT では光送信機が搭載され、衛星-地上局間の通信のために 0.04 deg の指向精度という、従来の電波通信方式と比べて 3 桁高い値が要求された [5].

また、近年注目される複数衛星を地球周回軌道で協調利用するコンステレーションや、月探査をはじめとする深宇宙探査には、従来の超小型衛星が持たなかった軌道制御能力が要求される。深宇宙探査ミッションの例として、2014 年に打ち上げられた 65kg 級超小型深宇宙探査機「PROCYON」における小惑星のフライバイ観測ミッションや [6], 2022 年に打ち上げられた 12kg 級超小型深宇宙探査機「EQUULEUS」における地球・月のラグランジュ点への航行ミッションが挙げられる [7].

1.1.3 超小型衛星の搭載機器

超小型衛星が姿勢制御性能や軌道制御性能を満たすために搭載する機器について説明する。まず、一般的な姿勢制御アクチュエータは図 1.3 のように分類される。姿勢制御アクチュエータとして、内力トルクを利用する内力アクチュエータと外力トルクを利用する外力アクチュエータがある。内力アクチュエータは、衛星内部で回転し衛星本体と角運動量を交換するリアクションホイール (Reaction Wheel : RW) と CMG がある。RW は衛星内部で回転するホイールの回転数を制御し、その反作用トルクで衛星本体姿勢を制御するアクチュエータである。CMG は、衛星内部で回転するホイールをジンバルで支持し、そのジンバルを回転させることで、ホイールのジャイロ効果トルクを発生させる姿勢制御アクチュエータである。外力アクチュエータは、地磁気を利用し発生磁場でトルクを発生させる磁気トルカ (Magnet Torque : MTQ) と、推進剤を噴射しその反力でトルクを得るスラスタがある。これらは姿勢制御の目的や要求、制約によって使い分けられるが、超小型衛星には一般的に MTQ および RW が、その利便性から搭載されることが多い。

迅速な姿勢制御性能を持つためには、一般的に大トルクを発生可能な CMG やスラスタが用いられる。しかし CMG は、構造の複雑さから小型化に限度があること、要求方向へトルクが出せない特異点問題のために冗長化が必要であること、ホイールの高速回転を維

持する必要がある消費電力が大きいなどの理由から超小型衛星への適用は未だ困難である。実際に、CMG搭載の50kg級TSUBAME衛星は体積や電力面の制限から、RWを搭載できていない[8]。スラスタはパルスモード、つまりオン/オフでしか動作しないため精密な制御が難しいこと、かつ都度推進剤が必要であり衛星の体積や寿命への制約となること、などの理由からスラスタも超小型衛星への適用は難しい。

高安定な姿勢制御や高指向精度な姿勢制御を行うためには、一般的にRWが用いられる。要求方向へトルクを容易に出力できるためや、慣性モーメントの小さなホイールを用いることで高分解能なトルクを出力できるためである。ただし、高安定な姿勢制御や高指向精度な姿勢制御には、高精度に衛星姿勢を推定する必要もあり、一般的に、恒星を撮影してそれらの位置関係から姿勢推定をする恒星センサ(Star Tracker: STT)が搭載される。STTは暗い恒星を撮影するために比較的大きなサイズの光学系が必要である。また、RWとSTTを組み合わせた姿勢制御でも、満たせる性能に限界があるため、必要に応じて観測器や通信機方向を微小調整するために piezo 機器やジンバル機構の搭載が必要であり、より超小型衛星の体積リソースを逼迫する。

衛星の軌道制御には、一般的にスラスタが用いられる。姿勢制御用のスラスタと同様、推進剤を噴射することで反力を発生させ、衛星の軌道を変更させる。上述した衛星のコンステレーションや深宇宙探査には必須の機器であるが、衛星の運用として、軌道制御よりも姿勢制御の方が優先度は高く、超小型衛星へのスラスタおよび推進剤の搭載は、スペースがより限られる。そのため、推進剤の搭載量が少なく衛星寿命が厳しく制限される。

このように、超小型衛星の性能要求を満たすために、適したアクチュエータ・センサなどの搭載機器を選択する必要がある。しかし、高度な要求や複数の異なる要求がある場合、超小型衛星においては体積、重量、電力などのリソース制限が大型衛星よりも厳しいため、必要な機器を全て搭載することは非現実的である。そのため超小型衛星のさらなる発展のためには、搭載機器の多機能やさらなる小型化が求められていると考えられる。本論文では、搭載機器の多機能化に着目し、多機能化を実現するための手法として、軌道上で積極的に宇宙機の形状を変化させる可変形状システムについて論じる。

1.1.4 可変形状システム

まず、可変形状システムの概要について述べる。可変形状システムとは、複数構造で構成され、全体形状を積極的に変化可能なシステムである。図1.4のように、形状を変化させる方法は、回転駆動、伸展駆動、分離結合などが挙げられるが、ここでは回転駆動にのみ着目する。

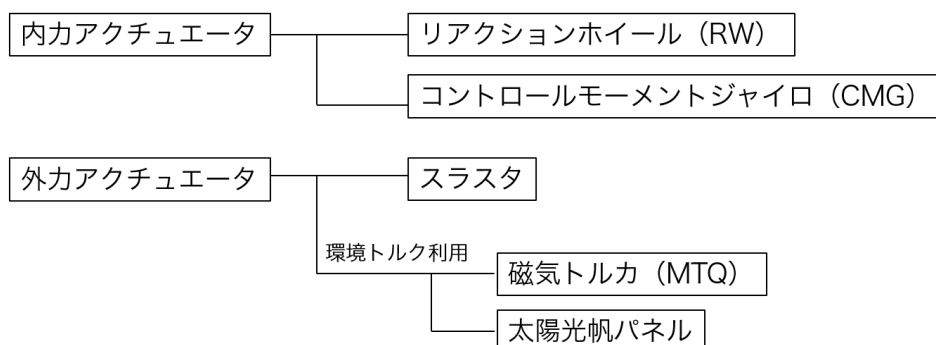


図 1.3: 姿勢制御アクチュエータ分類

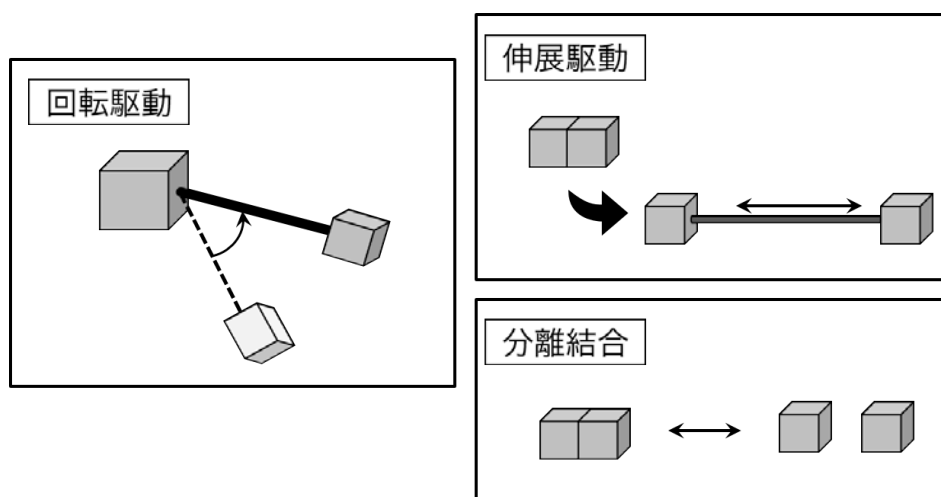


図 1.4: 可変形状システムの種類

宇宙機が積極的に形状を変化させることで、主に以下の3つのことが可能となる。

1. 形状変化に伴い発生する質量分布の変化や内力を用いた姿勢制御
2. 目的形状となることで発生する外力を用いた軌道・姿勢制御
3. ミッションに応じた観測モードなど衛星機能の変更

まず、1つ目の内力を用いた姿勢制御について説明する。これは形状変化、つまりシステムの一部を回転駆動することに伴い発生する質量分布の変化や、反力トルクを利用して衛星の姿勢制御が可能な内力アクチュエータとして用いることができるということである。図 1.5 にこの概念図を示す。本方式では、駆動物の位置をモータなどで回転制御して、同次元の物理量である衛星の姿勢を制御する。一方、既存アクチュエータの RW や CMG のホイール系アクチュエータは、ホイールの角速度や角加速度を制御して衛星姿勢を制御するため、可変形状を用いた姿勢制御は、ホイールを用いた姿勢制御と比較して、

高効率な姿勢変更が可能と言える [9]. また, 姿勢制御時以外に常にモータ駆動している必要がないため, より低消費電力であり, 観測時など高姿勢安定が求められるフェーズにおいて姿勢擾乱トルクを発生しにくい [10]. また, 駆動物の慣性テンソルを大きくすれば迅速な姿勢制御が可能であるとともに, 衛星の慣性テンソルが大きくなるため安定制御が従来衛星よりも容易となる [11]. これらの特徴により, 超小型衛星による地表の高頻度・多地点観測や突発天体の観測などが可能となることが期待されている. また, 駆動経路を工夫しノンホロノミック拘束性を利用することで, 形状と姿勢の同時制御が可能となる [12–16].

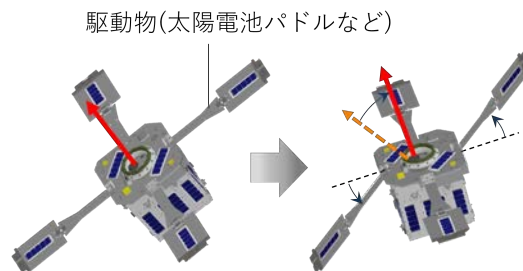


図 1.5: 可変形状姿勢制御の概念図

次に, 2つ目の外力を用いた軌道・姿勢制御について説明する. 軌道上では, 宇宙機には大気抵抗や太陽輻射圧など環境外乱による力およびトルクがはたらく. これらの大きさや向きは, 大気や太陽光方向に対する衛星の有効断面積で変化するため, 衛星の形状を変化させることで制御できると言える. つまり, 形状変化により, 外力を管理することで軌道制御が, 外力トルクを管理することで姿勢制御や姿勢安定が可能で, 推進剤を要しない外力アクチュエータとして用いることができる [17]. 図 1.6 に軌道制御の概念図を, 図 1.7 に姿勢制御の概念図を示す. 地球周回衛星の場合, 主に大気抵抗を利用できるため, 軌道高度を変えて大気圏に再突入させるデオービットや複数衛星を軌道上で分散させるコンステレーションやフォーメーションフライトへの応用の可能性がある [18][19]. 深宇宙探査機の場合, はたらく外力として太陽輻射圧が支配的となり, これを利用した推進剤を用いない姿勢安定や軌道制御が可能となる [20][21]. また, 姿勢制御用のホイールは保有できる最大角運動量が決まっているため, 外力を用いてその角運動量を減少 (アンローディング) させる運用が必要である. 地球周回軌道では地球磁場を用いた MTQ での外力発生が容易だが, 深宇宙環境では磁場がほぼ存在せず, 従来は推進剤を消費して RW のアンローディングを行っていたため, 可変形状機能を用いて推進剤を用いない外力トルク制御ができる意義は大きい.

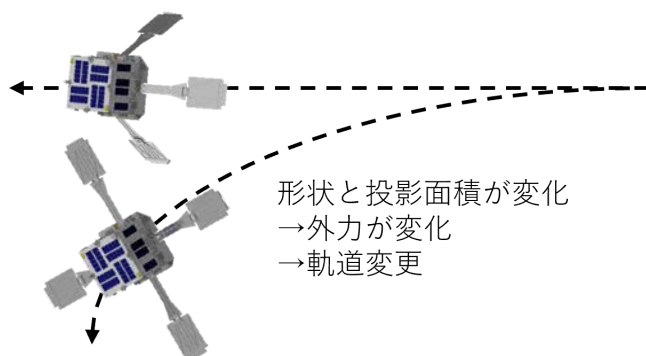


図 1.6: 可変形状機能を用いた外力軌道制御

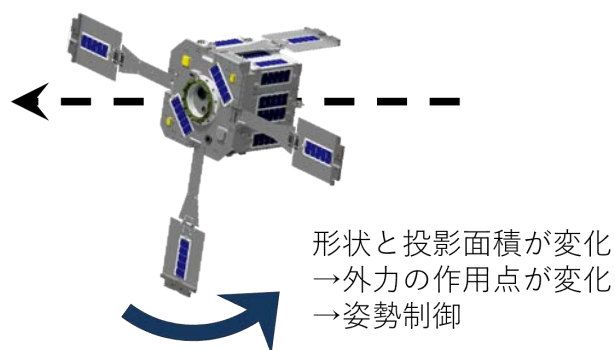


図 1.7: 可変形状機能を用いた外力姿勢制御

3つ目の衛星機能の変更について説明する。これは可変形状システムの本来の目的と捉えられるが、衛星の形状を変化させることで、衛星の機能・特性を変更することができる。機能変更の例として、光学系の変形が挙げられる。衛星は打ち上げ時の振動で機器が破損しない必要があるため、一般的に観測器など光学系レンズは剛に固定されている。そのため軌道上でそれらの焦点距離や画角の変更は技術的に難しいが、システムの形状変化を利用すれば比較的容易に組み込める。また、観測系自体を動かすことで単眼撮影と二眼撮影の切り替えなども可能である。さらに、可変形状機能によって発電量や熱特性を軌道上で変更することも可能である。例えば簡単には、太陽電池セルを貼った構造（太陽電池パドルなど）を可変形状によって太陽方向へ向けて発電量を最大化することが挙げられる。この発電量最大化は、太陽電池パドルにジンバル機構を搭載して、国際宇宙ステーション（International Space Station:ISS）など古くから大型宇宙機によって行われている。ただし、従来はあくまで発電量の増加のみを目的としており、ジンバル駆動による姿勢変動は外乱ととらえている。また、可変形状による熱特性変化の例として、衛星表面積量を

調整することで衛星の吸熱量・排熱量の制御や、衛星の一部構造を日傘のように使うことで衛星に陰を作って一部の温度を下げる事が可能と言える。これらの衛星機能の軌道上変更は、宇宙航空研究開発機構（JAXA）が提案しているトランスフォーマー宇宙機 (Transformable Spacecraft) プロジェクト [22][23] にて実証が掲げられている。

以上の可変形状システムの利点とその応用先を表 1.1 にまとめる。衛星の形状を軌道上で変化させることには多くの応用先があり、さらに同一システムで複数の応用先へ適用できる。例えば、地球周回軌道上の複数の超小型衛星が、可変形状機能により大気抵抗を利用した軌道制御でコンステレーションしつつ、同様に可変形状による迅速な姿勢制御で広範囲の地球観測をすることで、少ないリソースで地球全土をカバーした観測が実現できる。このように可変形状による多機能化によって、超小型衛星の厳しいリソース制限の緩和が期待できる。

表 1.1: 可変形状システムの利点と応用例

可変形状機能	技術	応用例
①内力利用	迅速姿勢変更	<ul style="list-style-type: none"> ・ 突発天体観測 ・ 高頻度・多地点リモートセンシング ・ 高精度高安定観測, 光通信
	大角度姿勢変更	
	安定指向	
②外力利用	軌道制御 姿勢制御	<ul style="list-style-type: none"> ・ デオービット ・ フォーメーションフライト ・ コンステレーション ・ ホイールのアンローディング ・ 姿勢平衡点の調整
③機能変更	光学系補償・変更	・ 焦点距離や画角の軌道上変更
	受光・放熱面積の変化	・ 電力/熱制御

しかし、いまだ上記の超小型衛星による可変形状機能による質量分布の変化や内力を用いた姿勢制御の軌道上実証例がない。これまでの可変形状システムによる姿勢制御の類似研究・先行研究として、まず、大型衛星のロボットアーム駆動による姿勢変動を取り扱った研究があげられる。ロボットアームを駆動することで、反力トルクが発生し衛星本体の姿勢が変化する。ただし、従来のロボットアームの駆動目的は対象物の保持などであり、アーム駆動による姿勢変化は外乱と見なされる。そのため、衛星本体に搭載されたホイールやスラストによってアーム駆動による姿勢変動をキャンセルする研究や [24], 他自由度ロボットアームや複数ロボットアームを用いた衛星本体の姿勢を変動させないアーム駆動の研究 [25][26], ノンホロノミック性を利用してアームを繰り返し駆動させ最終的な形状

をもとに戻しつつ、衛星本体姿勢を変更させる衛星の姿勢変動を補償する研究 [27] などがなされてきた。これらはアームの駆動を積極的に姿勢制御には用いられなかったという点で、本論文で着目する可変形状姿勢制御とは根本的に考え方が異なる。また、これらは基本的に大型衛星について対象にしている研究であり、超小型衛星のようなリソース制限については考えていない。

先に述べたトランスフォーマー宇宙機は、複数のパネル構造を回転駆動可能なリンクで結合させ、可変形状機能による姿勢・軌道制御を用いた推進剤を用いない深宇宙の長期滞在をミッションとして、検討がされている [22][23]。しかし、構造が大規模かつ複雑であり、宇宙機システムとしての成立性の検討は足りていない。また、検討されているシステム質量は 200kg 級と、超小型衛星の域を越えている。

また、 piezo素子でひずませることができる太陽電池パドル (Strain actuated solar-arrays : SASA) を用いることで、内力を用いた微小な姿勢変更や外力を用いた姿勢安定化によって観測ミッションを行う研究も行われている [10][28]。ただし、パドル上に搭載する必要がある piezo素子の数は多く、構造は複雑であり、超小型衛星への適応は難しい。近年では piezo素子によるパドル変形の実証のために、超小型衛星への適応が考えられているが [29]、微小な変形を用いた姿勢安定が目的であり、衛星形状の大変形は行わない。また、同様に piezo素子によってパドルを伸縮させて、微小な姿勢制御を行う Multifunctional Structures for Attitude Control (MSAC) という概念も研究されている [30][31]。

そのほかにも、超小型衛星による可変形状の実現方法は幅広く研究されている。上記トランスフォーマー宇宙機のようなパネルを連結して駆動するシステム [12] や、立方体モジュールを電磁石で駆動するシステム [32][33]、さらに、接続状態と非接続状態を含めて形状変更できる再構築型システムなどが検討されている [34][35]。しかし、現状ではこれらはシステムを複雑化しすぎたり、変形を伴うことによる衛星システムへの影響を十分に考慮したシステムとしての成立性の検討がされておらず、軌道上での実証はない。そのため、超小型衛星に形状可変機能を実装した場合にどの程度の性能向上が期待できるかはまだ明らかではない。しかし近年理論研究が進み、可変形状機能の軌道上実証がますます求められていると言える。

1.2 研究目的

以上背景から、可変形状を用いた姿勢制御衛星の課題は次のようにまとめられる。

1. 積極的に駆動される構造を利用する超小型衛星のシステムについての設計検討がされておらず、設計指針および設計妥当性検証方法が明確化されていない
2. 可変形状姿勢制御について軌道上での性能が評価されておらず、設計に対する知見

が蓄積されていない

本研究ではこれらの課題を解決し、可変形状を用いた新たな姿勢制御を実現することを目的とする。そのために、可変形状を有する超小型衛星を設計し、地上試験と軌道上実験を通して、設計妥当性と姿勢制御性能を評価する。具体的に以下を行う。

1. 可変形状機能を用いた姿勢制御を実証するために回転駆動型の太陽電池パドルを設計し、その駆動が衛星システムへ与える影響と対策を検討し、実証衛星の設計開発を行う。目標とする姿勢制御性能として、迅速性は上記 CMG を参考に 10 秒で 30 deg の姿勢変更とする。指向精度は一般的な観測カメラの画角を想定し、5 deg とする。(3 章)
2. 特に上記 1 で明確にした姿勢制御系への要求を満たすため、システム安全性と高い制御性の両立を目指したモード設計や、パドル駆動による姿勢制御を含む各制御則、パドル駆動系の異常検知・処理法など姿勢制御系ソフトウェアを設計する。(4 章)
3. 設計したパドル駆動系の設計妥当性や駆動性能、特性を地上で評価するために、軌道上環境を模擬した条件下でのパドルの展開・駆動試験を策定し、行う。(5 章)
4. 設計した姿勢制御系の設計妥当性や制御性能を地上で評価するために、可変形状機能を有する宇宙機に対応した軌道上環境模擬姿勢シミュレータを開発し、それを用いた姿勢制御シミュレーションを行う。(5 章)
5. 設計した可変形状機能を有する衛星システムの設計妥当性と健全性を確認するために、特に必要なシステム試験を策定し、行う。具体的に、アンテナパターン試験、振動試験、衝撃試験、質量特性測定、熱真空試験を行う。(5 章)
6. 実証衛星を用いて軌道上でパドル駆動実験を行い、設計したパドル駆動系の軌道上での駆動性能を評価する。また、軌道上でパドル駆動による姿勢制御実験を行い、姿勢制御性能について、特に迅速姿勢変更性能と指向精度を評価する。(6 章)
7. 実証衛星の軌道上運用で得られた知見をまとめ、今後の改善策を提案する。(6 章)

1.3 論文構成

本論文は、以下で構成される。

1 章「序論」では、研究背景として超小型衛星の要求が高まっていることと、超小型衛星のリソース制限の中でこの要求を達成する手段として可変形状システムに着目することを示す。関連研究と併せて可変形状システムの利点と現状の課題に言及し、本研究の目的を述べる。

2章「可変形状機能を有する宇宙機の姿勢運動学」では、可変形状機能を有する宇宙機の姿勢運動をモデル化するために、ロボットアーム駆動の理論研究でよく用いられている浮遊多剛体系の運動学を用いて定式化を行い、可変形状姿勢制御の原理を示す。この理論は5章の姿勢シミュレータのダイナミクス計算や、6章の軌道上実験結果の評価に用いる。

3章「軌道上実証衛星の開発」では、可変形状機能を用いた姿勢制御の実証を目的とした50kg級衛星HIBARIの開発について述べる。まず、可変形状姿勢制御の性能目標を設定し、それを実現するための駆動型の太陽電池パドルを設計する。駆動型パドルの搭載によって、従来の超小型衛星とはシステムの設計手法が異なり、パドルの駆動が衛星システムへ与える影響と対策を検討し、実証衛星の設計開発を行う。HIBARIは東京工業大学松永研究室・谷津研究室を中心とした衛星プロジェクトである。

4章「姿勢決定制御系の開発」では、3章で明確にした姿勢制御系への要求を満たすための姿勢制御系ソフトウェアを設計する。可変形状による姿勢制御の実証には、パドル駆動を用いる高い姿勢制御性能の要求と、システムの安全を担保する信頼性の要求の両方を満たす必要がある。それらの両立を図り、姿勢系内で2つの独立した系を用意し、それぞれが各要求を満たすよう設計を行う。パドル駆動を用いる姿勢制御性能要求について、迅速姿勢変更のためのフィードフォワード制御則、高精度指向のためのフィードバック制御則を提案する。また、パドル駆動系が異常が起こったときのために、自律的な異常の検知および対応手法を設計する。

5章「軌道上実証衛星の地上試験」では、パドル駆動系、姿勢制御系および衛星システム全体についての設計妥当性や性能を確認するために地上試験を行う。パドル駆動系の評価には、軌道上環境として微小重力環境を模擬したパドル展開・駆動試験や、高温・低温真空環境を模擬したパドル展開・駆動試験を行う。姿勢制御系の評価には、可変形状機能を有する宇宙機に対応した軌道上環境を模擬した姿勢ダイナミクスシミュレータとして、ソフトウェアのみで構成されたシミュレータであるSiLS、実ハードウェアを含むシミュレータであるHiLSの2種類を開発し、これらを用いて姿勢制御シミュレーションを行う。衛星システムとしての設計妥当性の確認のためには、特に駆動パドルを搭載することで影響を受ける系について確認するため、通信系のアンテナパターン試験、構造系の振動試験、衝撃試験、質量特性測定、熱系の熱真空試験を行う。

6章「軌道上実証衛星の軌道上実験」では、2021年11月に地球周回軌道へ打ち上げられたHIBARIの軌道上実験結果について述べる。まず初期運用結果を踏まえて衛星システムの妥当性を確認する。また、軌道上でパドル駆動実験を行い、設計したパドル駆動系の軌道上での駆動性能を、地上での駆動結果と比較して評価する。比較結果を踏まえて、取得可能な軌道上データが時間低分解能であることに対応するため、軌道上でのパドル駆動角速度の時間高分解能な推定手法を提案する。また、軌道上でパドル駆動による姿勢制御実験を行い、特に迅速姿勢変更性能や消費電力を評価する。また、フィードバック姿勢

制御を行うことで、指向精度性能を評価する。最後に軌道上運用で得られた知見についてまとめる。

7章「結論」では以上の結論を要約し、今後の課題を述べる。

また付録として、A「超小型衛星の姿勢決定・制御機器」では、衛星姿勢系で一般的に使用される機器の概要をまとめる。B「軌道決定・姿勢決定アルゴリズム」では、HIBARI衛星において使用される、既存の軌道決定アルゴリズムおよび姿勢決定アルゴリズムについて説明する。C「軌道上環境モデル」では、姿勢ダイナミクスシミュレータの開発において実装が必要な環境外乱トルクについて説明する。

用語・略語集

本論文で使用する専門用語と略語についてまとめる。

Gyro	:	ジャイロセンサ.
SAS	:	Sun Aspect Sensor. 姿勢センサの1種である太陽センサ.
GAS	:	Geomagnetic Aspect Sensor. 姿勢センサの1種である磁気センサ.
STT	:	Star Tracker. 姿勢センサの1種である恒星センサ.
GNSSR	:	GNSS Receiver. GNSS 信号受信機.
MTQ	:	Magnetic Toruque. 姿勢アクチュエータの1種である磁気トルカ.
RW	:	Reaction Wheel. 姿勢アクチュエータの1種であるリアクションホイール.
CMG	:	Control Moment Gyro. 姿勢アクチュエータの1種であるコントロールモーメントジャイロ.
バスシステム	:	人工衛星としての基本機能に必要な機器と主構造
ADCS	:	Attitude Determination & Control System. 衛星サブシステムの1つである姿勢決定制御系.
CDH	:	Command & Data Handling System. 衛星サブシステムの1つである CDH 系.
COMM	:	Communication System. 衛星サブシステムの1つである通信系.
EPS	:	Electric Power System. 衛星サブシステムの1つである電源系.
STR	:	Structure System. 衛星サブシステムの1つである構造系
BBM	:	BreadBoard Model. ブレッド・ボード・モデル (試作試験用モデル).
EM	:	Engineering Model. エンジニアリング・モデル (地上試験モデル).
FM	:	Flight Model. フライト・モデル, 実際に宇宙に打ち上げる宇宙機モデル.

SiLS	:	Software in the Loop Simulator. ソフトウェアのみで構成された軌道上模擬姿勢シミュレータ.
HiLS	:	Hardware in the Loop Simulator. 一部実機ハードウェアを含んだ軌道上模擬姿勢シミュレータ.
ECI	:	Earth-centered inertial coordinate frame. 地球中心・慣性座標系.
ECEF	:	Earth-centered - Earth-fixed frames. 地球中心・地球固定座標系.
モーダルサーベイ	:	衛星を低加速度レベルで振動励振を行い、加速度応答データより、衛星の固有振動数、振動モード、伝達関数を確認する試験.
AT	:	Acceptance Test. 制限荷重相当で衛星に問題が無いことを確認する振動試験.
QT	:	Qualification Test,. 実環境より厳しい条件に設定してマージンを確認する振動試験.
PFT	:	Proto-Flight Test,. 設計の妥当性確認と衛星への負荷低減を考慮した振動試験.

第 2 章

可変形状機能を有する宇宙機の姿勢運動学

2.1 緒言

本章では、本論文で扱う可変形状機能を有する宇宙機についての姿勢運動学について定式化する。定式化のために、ロボットアーム駆動の理論研究などで用いられてきた既存の浮遊多剛体系の運動学を用いる。本論文においてこの理論式は、5章のダイナミクスシミュレータや6章の軌道上での可変形状姿勢制御実験結果との比較検証に用いる。

2.2 記法と文字

本節では、扱うシステムと記法について説明する。定式化においてはループ構造を含まない Tree 形状の浮遊多剛体システムについて考える。例えば図 2.1 は 5 つの剛体からなるシステムである。図中の各ボディ内に示されている数字はボディ番号を表しており、衛星本体にあたるボディをボディ 0 とし、メインボディと称する。各ボディは 1 自由度回転ヒンジによって結合されていることとする。

多剛体システムにおいて座標系を以下のように定義する。

- Ξ_0 : 衛星本体の質量中心に原点を置き、衛星本体に固定された回転座標系
- Ξ_i : リンク i ($i = 1, 2, \dots, n$) の質量中心に原点を置き、リンク i に固定された回転座標系

ボディ間関係の記法について述べる。本記法は既往研究 [36] を参考に行っている。対象とするシステムについて、次のように記号を定める。

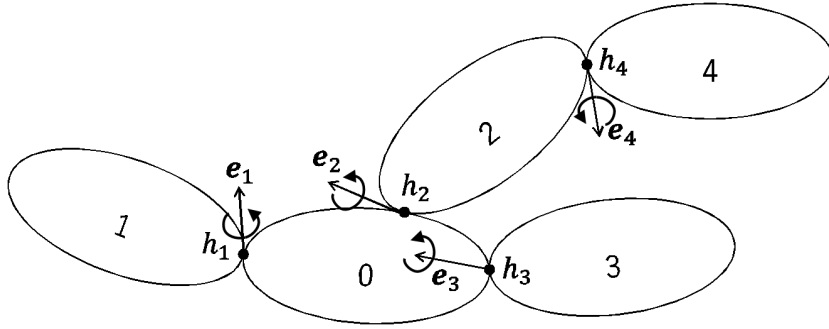


図 2.1: ループなし浮遊多剛体システムの例

- \underline{i} : ボディ i の内ボディ \equiv メインボディ側でボディ k に隣接するボディ
- \underline{j} : ボディ i の内集合 \equiv メインボディとボディ i の間にあるボディの集合
- \mathbf{r}_i : 慣性座標系の原点からリンク i の重心への位置ベクトル
- \mathbf{r}_{ij} : ボディ i の質量中心からボディ j の質量中心への位置ベクトル
- \mathbf{r}_g : 慣性座標系の原点から多剛体系の質量中心への位置ベクトル
- $\boldsymbol{\omega}_i$: 慣性系に対する Ξ_i 系の角速度ベクトル
- $\boldsymbol{\omega}_{i/j}$: Ξ_j 系に対する Ξ_i 系の角速度ベクトル
- h_i : ボディ i と内ボディ \underline{i} を繋ぐヒンジ
- \mathbf{p}_i : 慣性座標系の原点から h_i への位置ベクトル
- \mathbf{a}_i : \mathbf{p}_i から \mathbf{r}_i への位置ベクトル
- $\mathbf{l}_{\underline{i}}$: $\mathbf{p}_{\underline{i}}$ から \mathbf{p}_i への位置ベクトル
- \mathbf{e}_i : h_i の回転方向ベクトル
- ϕ_i : h_i の回転角
- $\boldsymbol{\phi}$: $[\phi_1 \ \phi_2 \ \cdots \ \phi_n]^T$
- m_i : ボディ i の質量
- M : 多剛体系全体の質量
- \mathbf{I}_i : ボディ 0 系座標で表現したボディ i のボディ i 質量中心まわり慣性テンソル
- \mathbf{E} : 3×3 の単位行列

実際に、図 2.1 のシステムにおけるボディ記号の値を表 2.2 に示す。

ここで、あるベクトル \mathbf{x} の Ξ_i 系に対する微分を次のように表記する。

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} \quad (2.1)$$

また、慣性系 N に対する微分を次のように表記する。

$$\frac{{}^N d\mathbf{x}}{dt} = \dot{\mathbf{x}} \quad (2.2)$$

表 2.2: 図 2.1 のシステムにおける各記号の値

Body No. i	0	1	2	3	4
\underline{j}	-	0	0	0	2
\underline{j}	-	1	2	3	2, 4

2.3 姿勢運動の定式化

次に、ループなし浮遊多剛体システムのダイナミクスの定式化を行う。これは可変形状機能を有する宇宙機の姿勢運動に適用できる。

2.3.1 速度レベルの定式化

まず速度レベルの定式化を行う。即ち、制御入力 $\dot{\phi}$ に対する衛星本体の運動 ω_0, v_0 がどのようなになるか解析的に検討する。ヒンジ h_i をそれぞれ回転速度 $\dot{\phi}_i$ で駆動したとき、各ボディの角速度 ω_i は次のように表記できる。

$$\omega_i = \omega_0 + \sum_{k \in \underline{i}} \omega_{k/\underline{k}} = \omega_0 + \sum_{k \in \underline{i}} \mathbf{e}_k \dot{\phi}_k \quad (2.3)$$

また、各ボディの質量中心の速度 $\dot{\mathbf{r}}_i$ は次のように表せる。

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}_i &= \frac{N_d}{dt}(\mathbf{r}_0 + \mathbf{r}_{0i}) \\ &= \dot{\mathbf{r}}_0 + \omega_0 \times \mathbf{r}_{0i} + \frac{{}^0d}{dt}(\mathbf{r}_{0i}) \\ &= \dot{\mathbf{r}}_0 + \omega_0 \times \mathbf{r}_{0i} + \sum_{k \in \underline{i}} \mathbf{e}_k \times (\mathbf{r}_i - \mathbf{p}_k) \dot{\phi}_k \end{aligned} \quad (2.4)$$

ここで、下記の等式を満たすヤコビ行列 \mathbf{J}_{R_i} , \mathbf{J}_{T_i} を導入する [37].

$$\mathbf{J}_{R_i} \dot{\phi} = \sum_{k \in \underline{i}} \mathbf{e}_k \dot{\phi}_k \quad (2.5)$$

$$\mathbf{J}_{T_i} \dot{\phi} = \sum_{k \in \underline{i}} \mathbf{e}_k \times (\mathbf{r}_i - \mathbf{p}_k) \dot{\phi}_k \quad (2.6)$$

これらヤコビ行列 \mathbf{J}_{R_i} , \mathbf{J}_{T_i} を用いて、式 (2.3) および (2.4) は次のように整理できる。

$$\omega_i = \omega_0 + \mathbf{J}_{R_i} \dot{\phi} \quad (2.7)$$

$$\dot{\mathbf{r}}_i = \dot{\mathbf{r}}_0 + \boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{r}_{0i} + \mathbf{J}_{T_i} \dot{\boldsymbol{\phi}} \quad (2.8)$$

ここで、多剛体システムの運動量およびシステム質量中心周りの相対角運動量は次のように表現できる。

$$\mathbf{P} = \sum_{k=0}^n m_k \dot{\mathbf{r}}_k \quad (2.9)$$

$$\mathbf{L} = \sum_{k=0}^n \left\{ \mathbf{I}_k \boldsymbol{\omega}_k + (\mathbf{r}_k - \mathbf{r}_g) \times m_k (\dot{\mathbf{r}}_k - \dot{\mathbf{r}}_g) \right\} \quad (2.10)$$

慣性系座標系の原点をシステムの質量中心に一致させると、 $\mathbf{r}_g = [0 \ 0 \ 0]^T$ となり、次のように相対角運動量 \mathbf{L} を表記できる。

$$\mathbf{L} = \sum_{k=0}^n (\mathbf{I}_k \boldsymbol{\omega}_k + \mathbf{r}_k \times m_k \dot{\mathbf{r}}_k) \quad (2.11)$$

また、式 (2.9) に式 (2.8) を代入して整理すれば、運動量 \mathbf{P} は次のように整理できる。

$$\mathbf{P} = M \mathbf{v}_0 - M \boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{r}_0 + M \mathbf{J}_{T_g} \dot{\boldsymbol{\phi}} = 0 \quad (2.12)$$

ただし、 \mathbf{J}_{T_g} は以下を満たす行列である。

$$\mathbf{J}_{T_g} = \sum_{k=0}^n \frac{m_k}{M} \mathbf{J}_{T_k} \quad (2.13)$$

次に、式 (2.11) は、式 (2.7)、式 (2.8) を考慮すると次のように整理できる。

$$\mathbf{L} = \mathbf{I}_\omega \boldsymbol{\omega}_0 + \mathbf{I}_\phi \dot{\boldsymbol{\phi}} \quad (2.14)$$

なお、 \mathbf{I}_ω および \mathbf{I}_ϕ は以下を満たすとする。

$$\mathbf{I}_\omega \equiv \sum_{k=0}^n (\mathbf{I}_k - m_k \tilde{\mathbf{r}}_k \tilde{\mathbf{r}}_{0k}) \quad (2.15)$$

$$\mathbf{I}_\phi \equiv \sum_{k=0}^n (\mathbf{I}_k \mathbf{J}_{R_k} + m_k \tilde{\mathbf{r}}_k \mathbf{J}_{T_k}) \quad (2.16)$$

式 (2.12)、式 (2.14) をまとめると、次のように整理できる。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{P} \\ \mathbf{L} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M\mathbf{E} & M\tilde{\mathbf{r}}_0 \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{v}_0 \\ \boldsymbol{\omega}_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M\mathbf{J}_{T_g} \\ \mathbf{I}_\phi \end{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\phi}} \quad (2.17)$$

ここで、ブロック行列の逆行列を考えると、次の式が成立する [38]。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} M\mathbf{E} & M\tilde{\mathbf{r}}_0 \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_\omega \end{bmatrix}^{-1} &= \begin{bmatrix} (M\mathbf{E})^{-1} & -(M\mathbf{E})^{-1} M\tilde{\mathbf{r}}_0 \mathbf{I}_\omega^{-1} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_\omega^{-1} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \frac{1}{M} \mathbf{E} & -\tilde{\mathbf{r}}_0 \mathbf{I}_\omega^{-1} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_\omega^{-1} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.18)$$

式 (2.18) を利用して式 (2.17) を整理すると, 次の関係式が得られる.

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_0 &= \frac{\mathbf{P}}{M} - \tilde{\mathbf{r}}_0 \mathbf{I}_\omega^{-1} \mathbf{L} + (-\mathbf{J}_{T_g} + \tilde{\mathbf{r}}_0 \mathbf{I}_\omega^{-1} \mathbf{I}_\phi) \dot{\boldsymbol{\phi}} \\ &= -\tilde{\mathbf{r}}_0 \mathbf{I}_\omega^{-1} \mathbf{L} + (-\mathbf{J}_{T_g} + \tilde{\mathbf{r}}_0 \mathbf{I}_\omega^{-1} \mathbf{I}_\phi) \dot{\boldsymbol{\phi}} \end{aligned} \quad (2.19)$$

$$\boldsymbol{\omega}_0 = \mathbf{I}_\omega^{-1} \mathbf{L} - \mathbf{I}_\omega^{-1} \mathbf{I}_\phi \dot{\boldsymbol{\phi}} \quad (2.20)$$

式 (2.19), 式 (2.20) より, 機体の運動量, 相対角運動量が既知であれば, ヒンジの駆動 $\dot{\boldsymbol{\phi}}$ に対して機体にどのような速度 \mathbf{v}_0 , 角速度 $\boldsymbol{\omega}_0$ が生ずるのか分かる.

2.3.2 加速度レベルの定式化

次に加速度レベルの定式化を行う. 即ち, 制御入力 $\ddot{\boldsymbol{\phi}}$ に対する衛星本体の運動 $\dot{\mathbf{v}}_0, \dot{\boldsymbol{\omega}}_0$ がどのようなになるか解析的に検討する. まず, ヒンジ h_i をそれぞれ角加速度 $\ddot{\phi}_i$ で駆動したとき, 各ボディのボディ 0 に対する相対角加速度 $\frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\boldsymbol{\omega}_{i/0})$, 相対加速度 $\frac{{}^0\mathbf{d}^2}{\mathbf{d}t^2}(\mathbf{r}_{0i})$ は次のように表される.

$$\begin{aligned} \frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\boldsymbol{\omega}_{i/0}) &= \frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\boldsymbol{\omega}_{i/0} + \mathbf{e}_i \dot{\phi}_i) \\ &= \frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\boldsymbol{\omega}_{i/0}) + \boldsymbol{\omega}_{i/0} \times \mathbf{e}_i \dot{\phi}_i + \frac{{}^i\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\mathbf{e}_i \dot{\phi}_i) \\ &= \frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\boldsymbol{\omega}_{i/0}) + \boldsymbol{\omega}_{i/0} \times \mathbf{e}_i \dot{\phi}_i + \mathbf{e}_i \ddot{\phi}_i \end{aligned} \quad (2.21)$$

$$\begin{aligned} \frac{{}^0\mathbf{d}^2}{\mathbf{d}t^2}(\mathbf{r}_{0i}) &= \frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t} \left(\frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\mathbf{p}_{0i} + \mathbf{a}_i) \right) \\ &= \frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t} \left(\frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\mathbf{p}_{0i}) + \boldsymbol{\omega}_{i/0} \times \mathbf{a}_i + \frac{{}^i\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\mathbf{a}_i) \right) \\ &= \frac{{}^0\mathbf{d}^2}{\mathbf{d}t^2}(\mathbf{p}_{0i}) + \frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\boldsymbol{\omega}_{i/0}) \times \mathbf{a}_i + \boldsymbol{\omega}_{i/0} \times (\boldsymbol{\omega}_{i/0} \times \mathbf{a}_i) \end{aligned} \quad (2.22)$$

なお, $\frac{{}^0\mathbf{d}^2}{\mathbf{d}t^2}(\mathbf{p}_{0i})$ は次の式で表される.

$$\frac{{}^0\mathbf{d}^2}{\mathbf{d}t^2}(\mathbf{p}_{0i}) = \frac{{}^0\mathbf{d}^2}{\mathbf{d}t^2}(\mathbf{p}_{0i}) + \frac{{}^0\mathbf{d}}{\mathbf{d}t}(\boldsymbol{\omega}_{i/0}) \times \mathbf{l}_i + \boldsymbol{\omega}_{i/0} \times (\boldsymbol{\omega}_{i/0} \times \mathbf{l}_i) \quad (2.23)$$

また, 以下式が成り立つ.

$$\begin{aligned} \sum_{k=0}^n m_k \frac{{}^0\mathbf{d}^2}{\mathbf{d}t^2}(\mathbf{r}_k) &= \frac{{}^0\mathbf{d}^2}{\mathbf{d}t^2} \left(\sum_{k=0}^n m_k \mathbf{r}_k \right) \\ &= \frac{{}^0\mathbf{d}^2}{\mathbf{d}t^2} (M \mathbf{r}_g) \\ &= 0 \end{aligned} \quad (2.24)$$

式 (2.24) を用いると, 以下等式が導ける.

$$\frac{{}^0d^2}{dt^2}(\mathbf{r}_0) = -\frac{1}{M} \sum_{k=0}^n m_k \frac{{}^0d^2}{dt^2}(\mathbf{r}_{0k}) \quad (2.25)$$

さらに, メインボディ質量中心の並進速度 $\dot{\mathbf{v}}_0$ は次のようにかける.

$$\dot{\mathbf{v}}_0 = \ddot{\mathbf{r}}_0 + 2\boldsymbol{\omega}_0 \times \dot{\mathbf{r}}_0 + \dot{\boldsymbol{\omega}}_0 \times \mathbf{r}_0 + \boldsymbol{\omega}_0 \times (\boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{r}_0) \quad (2.26)$$

そのため, 式 (2.22), 式 (2.25) を利用すれば, ヒンジの回転駆動 $\ddot{\boldsymbol{\phi}}$ に対して $\dot{\mathbf{v}}_0$ を計算することができる. 次に, 式 (2.11) を両辺微分すると, 次のようにメインボディの角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_0$ について整理できる.

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_0 = \mathbf{I}_\omega^{-1} \left[\dot{\mathbf{L}} - \sum_{k=0}^n \left\{ \mathbf{I}_k \left(\frac{{}^0d}{dt}(\boldsymbol{\omega}_{k/0}) + \boldsymbol{\omega}_0 \times \boldsymbol{\omega}_{k/0} \right) + \boldsymbol{\omega}_k \times (\mathbf{I}_k \boldsymbol{\omega}_k) + m_k \mathbf{r}_k \times \frac{{}^0d}{dt}(\mathbf{v}_k^+) \right\} \right] \quad (2.27)$$

なお, $\frac{{}^0d}{dt}(\mathbf{v}_i^+)$ は次の式で表される.

$$\frac{{}^0d}{dt}(\mathbf{v}_i^+) = \frac{{}^0d^2}{dt^2}(\mathbf{r}_i) + 2\boldsymbol{\omega}_0 \times \frac{{}^0d}{dt}(\mathbf{r}_i) + \boldsymbol{\omega}_0 \times (\boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{r}_i) \quad (2.28)$$

よって, 式 (2.21), 式 (2.22), 式 (2.25) を用いることで, 制御入力 $\ddot{\boldsymbol{\phi}}$ に対するメインボディの角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_0$ を計算することができる. $\dot{\mathbf{L}}$ は角運動量の変化, つまりシステムに作用する外力トルクの総量である. なお, 各ボディの質量中心の加速度 $\dot{\mathbf{v}}_i$, 各ボディの角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_i$ は次のように計算できる.

$$\dot{\mathbf{v}}_i = \frac{{}^0d}{dt}(\mathbf{v}_i^+) + \dot{\boldsymbol{\omega}}_0 \times \mathbf{r}_i \quad (2.29)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_i = \dot{\boldsymbol{\omega}}_0 + \frac{{}^0d}{dt}(\boldsymbol{\omega}_{i/0}) + \boldsymbol{\omega}_0 \times \boldsymbol{\omega}_{i/0} \quad (2.30)$$

2.4 結言

本章では, 可変形状機能を有する宇宙機の運動をモデル化するため, ロボットアーム駆動の研究でよく用いられる浮遊多剛体運動学の考え方を参考に, 運動の定式化を行い, 可変形状姿勢制御の原理を示した. この定式化により, メインボディの角加速度を, 関節角速度・角加速度とシステム角運動量により表すことができる. これは, 5章の姿勢シミュレータにおける姿勢ダイナミクスの計算や, 6章の軌道上での可変形状姿勢制御実験で得られたパドル駆動履歴を入力とした衛星姿勢の推定に用いられる.

第 3 章

軌道上実証衛星の開発

3.1 緒言

本章では、可変形状機能を用いた姿勢制御を実証するために開発した、50kg 級実証衛星 HIBARI について述べる。まず、可変形状姿勢制御を実現すべく、制御性能目標を設定し、駆動型の太陽電池パドルを設計する。駆動型パドルを搭載し、衛星形状の変形が生じることで、従来の超小型衛星とは設計要求が異なる。そのため、パドルの駆動が衛星システムへ与える影響と対策を検討し、実証衛星と運用モードの設計を行う。なお、HIBARI は東京工業大学松永研究室・谷津研究室を中心とした衛星プロジェクトであり、JAXA の「革新的衛星技術実証 2 号機」の実証衛星として採用され、2021 年に軌道上へ打ち上げられた。

3.2 ミッション概要

HIBARI の軌道上ミッションは大きく 2 つあり、駆動物を太陽電池パドルとして、(1) 超小型衛星としての可変形状機能の軌道上実証と (2) 姿勢制御性能を評価することである。具体的に、(1) は軌道上にてパドルの駆動による可変形状機能の確認を行い、アクチュエータの駆動性能を評価する。(2) は可変形状によって、既存の迅速姿勢制御用アクチュエータである CMG を用いた場合の迅速性以上の姿勢マヌーバを行うことを目標として、姿勢制御性能を評価する。駆動物に太陽電池パドルを選択した理由として、太陽電池パドルは発電用に宇宙機に搭載されるケースが多く、システムを大幅に変更する必要がないためである。また、発電機能を持つパドルにアクチュエータとしての機能を追加するため、搭載機器の多機能化という面でも利点になるためである。

表 3.1 にこれらミッションを達成するための、HIBARI のサクセスクライテリア（軌道上成功基準）を示す。サクセスクライテリアはミッションの達成度合い順にミニマム、フ

ル、エクストラの3段階を設けており、まずミニマムサクセスでは、(1)の駆動性能・姿勢制御性能の評価を行う。フルサクセスでは、(2)の迅速姿勢制御について、超小型衛星用のCMG相当である、10秒以内に15 degのマヌーバを目標とする[39][40]。エクストラサクセスでは、さらに迅速性目標をCMGの2倍以上の10秒以内に30 degの姿勢マヌーバを目標とする。また、姿勢制御精度は観測カメラの視野内であることとし、5 deg以内とする。安定性は露光時間中にぶれずに地球観測が行えることとして、姿勢ぶれを1秒間300 arcsec以内とする。また、本論文では扱わないが、ノンホロノミック性を利用した3軸大角度姿勢変更やRWとの併用制御によるより高安定な姿勢制御、可変形状機能の外力利用として、大気抵抗を用いた軌道・姿勢制御の確認も目標としている。

表 3.1: サクセスクライテリア (赤字が本論文でフォーカスする項目)

	VSAC ミッション
ミニマム	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 可変形状アクチュエータの基本性能評価, 仕様確認 ✓ モータ駆動による形状変化によって, 予測される姿勢変更を確認
フル	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 可変形状姿勢制御 <ul style="list-style-type: none"> ・ 迅速性: $\geq 15\text{deg}/10\text{sec}$ (超小型衛星用 CMG 相当)
エクストラ	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 可変形状姿勢制御 <ul style="list-style-type: none"> ・ 迅速性: $\geq 30\text{deg}/10\text{sec}$ (超小型衛星用 CMG の 2 倍) ・ 指向精度: $\leq 5\text{deg} \times 5\text{deg}$ (カメラ画角) ・ 安定度: $\leq 300 \text{ arcsec} / 1\text{sec}$ (地球観測) ・ 基本ノンホロノミックターンを行い, 機軸周りの姿勢変更を確認 ・ ノンホロノミック制御を用いた大角度マヌーバ: $\geq 40\text{deg}$ ✓ RW を併用した姿勢制御 <ul style="list-style-type: none"> ・ 安定度: $\leq 300 \text{ arcsec} / 10\text{sec}$ ✓ 大気抵抗を制御した軌道・姿勢制御確認

3.2.1 ミッション要求

上記ミッションを達成する衛星を設計するため、ミッション機器への要求とバスシステムへの要求をまとめる。まずミッション機器である駆動パドルシステムへの要求を表 3.2 にまとめる。パドル数は、衛星本体が 30 deg 以上の迅速な姿勢マヌーバができることや構造的制限、冗長設計を考慮して 4 本とする。駆動範囲は、同様にマヌーバ角の条件や構造的制限から -80 deg - +80 deg とする。駆動軸まわりの慣性モーメントは、マヌーバ角の条件を達成するために 1.05 kgm^2 以上とする。最大駆動角速度および最大駆動角加速度

は、迅速性の条件を達成するためそれぞれ 10 deg/s 以上、10 deg/s² 以上とする。パドルの駆動角分解能は、指向精度の条件から 1 deg 未満の精度とする。駆動部のガタおよびヒンジガタは、安定性の条件からそれぞれ、0.15 deg 未満、0.4 deg 未満に抑える。駆動部のガタを検知するため、駆動部のエンコーダの分解能は 0.05 deg 未満の精度とする。また、パドルに太陽電池セルを搭載して電力を衛星に供給するため、パドルにセル用ハーネスが引き回される。そのため、パドル駆動時にハーネスが断線しないようルーティングを検討する必要がある。

また、本衛星はパドルの駆動軸まわりの慣性モーメント要求を満たすため、パドルのアーム長を比較的長く設計するが、ロケットに搭載するためのサイズ要求から、搭載時はパドルを折り畳んで収納することが必要である。そのためにパドル構造にヒンジ部と、ロケット搭載時にパドルを折りたたんだまま保持・固定をして、軌道上で解放することが可能な機構が必要である。

表 3.2: 駆動パドル系への要求

パラメータ	要求	要求元
1 パドル数	4 本	姿勢マヌーバ角度、構造系、冗長性
2 パドル駆動範囲	< ±80 deg	構造系
3 パドル慣性モーメント	> 1.05 kgm ² (駆動軸まわり)	姿勢マヌーバ角度
4 パドル駆動角加速度 (最大)	> 10 deg/s ²	姿勢変更迅速性
5 パドル駆動角速度 (最大)	> 10 deg/s	姿勢変更迅速性
6 パドル駆動角分解能	< 1 deg	姿勢指向精度
7 駆動部 (モーター+ギア) のガタ	< 0.15 deg (対面 2 本分)	姿勢安定性
8 駆動部エンコーダ分解能	< 0.05 deg	駆動部ガタ検知
9 ヒンジガタ	< 0.4 deg (対面 2 本分)	姿勢安定性
10 ハーネスルーティング	駆動時に断線しない	太陽電池セルの電力供給
11 パドルの保持・解放	打ち上げ時のパドル保持と軌道上での解放	ロケット搭載要求

3.2.2 ミッション機器

上記要求を満たすために、ミッション機器である駆動型太陽電池パドルシステムを設計する。本システムは、大慣性かつ折り畳みが可能な太陽電池パドル、パドルを駆動する

モータシステム，打ち上げ時にパドルを固定する保持開放機構から構成される．本項では，これらの概要について述べる．

3.2.2.1 太陽電池パドル

太陽電池パドルの機能，構造について説明する．本パドルは，太陽電池セルが貼られたパネル構造部，パドルの駆動軸まわりの慣性モーメントを増加させるためのロッド構造部，パドル全体を駆動させるモータなどを収納するモータボックスで構成される．図 3.1 に設計した太陽電池パドルの外観を示す．パネル部の先端には，パドルの駆動軸まわりの慣性モーメントを増加させるため 1.25kg の錘を搭載している．設計値としての駆動軸まわりでのパドル全体の慣性モーメントは 1.12 kgm^2 であり，マヌーバ角の条件に対する設計要求を満たしている．パネル部とロッド部はスプリングヒンジで接続されており，スプリングヒンジのトルクによって，ロケット放出後のパドル展開および展開状態の維持を行う．このスプリングヒンジのトルクは，パドルを展開させることに加えて，展開後にパドルをモータで駆動したときなどに，慣性力が働いてもパネル部を振動させないことという要求を満たすため，モータ駆動時に発生するトルクの 5 倍以上の余裕を持つように選定している．また，パネルとロッドの接続部にはストッパーが取り付けられており，展開角度を 180 度に制限している．このストッパーおよびパネル部先端の錘には，パドル収納時において後述する保持解放機構の保持ピンを受ける穴を設けている．

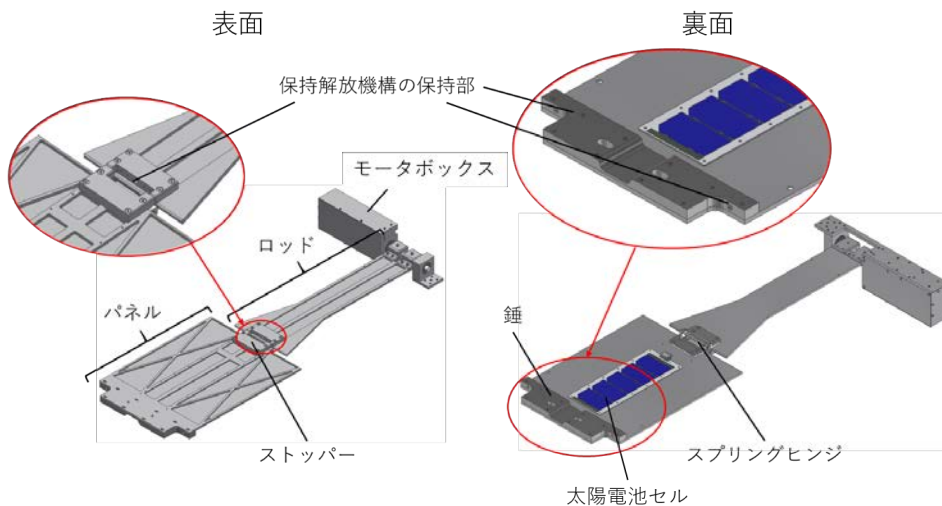


図 3.1: 太陽電池パドルの外観

3.2.2.2 パドル駆動モータ系

パドルを駆動させるためには、アクチュエータを含めた駆動機構が必要である。図 3.2 にパドル駆動用モータボックスの構成を示す。モータはブラシレス DC モータを用い、遊星ギア、カップリング、アブソリュートエンコーダを挟んで、パドル構造に接続している。これらの部品は、外部環境から守るためにボックス内に収納された状態で衛星構体に接続される。アブソリュートエンコーダは、遊星ギアのバックラッシュを含めた出力軸側の回転検知や、モータの原点決めを行う必要があるため、モータ制御用のインクリメント式エンコーダとは別に、出力軸側でのパドル角度を測定する。このアブソリュートエンコーダの分解能は 0.05 deg 未満であり、設計要求を満たす。

また、パドルの駆動による構体との衝突を防ぐため、ギアボックスにはリミットスイッチを取り付けている。図 3.3 にリミットスイッチの取り付け位置を示す。パドル駆動角度が -90° の際は上側のリミットスイッチに、パドル駆動角度が $+90^\circ$ の際は下側のリミットスイッチが接触し、電氣的に回路が遮断され、駆動が止まる設計としている。

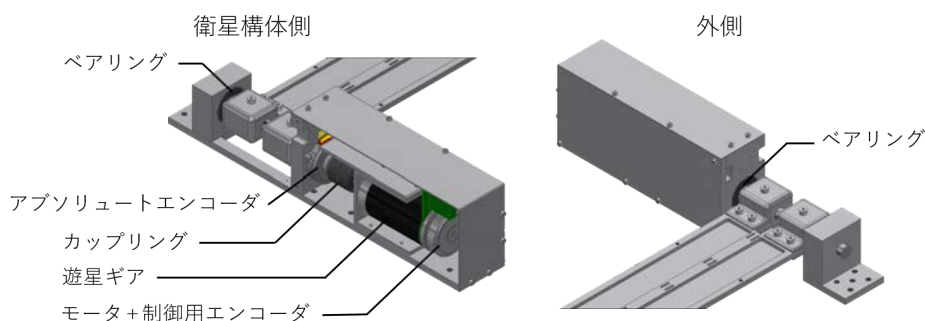


図 3.2: パドル駆動モータ周りの外観

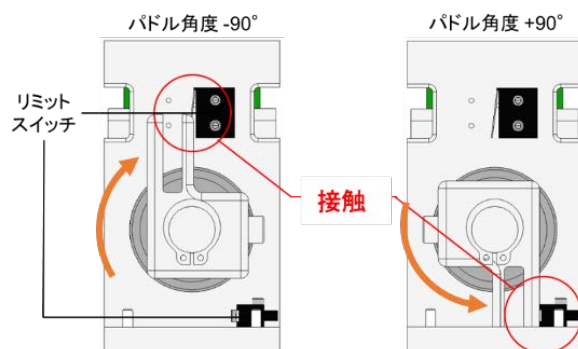


図 3.3: パドルリミットスイッチの外観

3.2.2.3 パドル保持開放機構

HIBARIはロケット搭載要求により、ロケット収納時にはパドルを折りたたみ、軌道上で展開を行う必要がある。そのため、パドルを保持固定および解放が可能な機構が必要となる。この機構を保持開放機構と呼ぶ。この機構の基本動作は、化学繊維線（ダイニーマ線）の張力により、トグル機構を介してパドルを保持し、化学繊維線の溶断による張力開放とねじりばねのトルクによりパドルを開放する。

図3.4にパドル1枚の固定位置を示す。赤丸で囲まれた部分が保持解放機構による固定個所であり、パドル1枚当たり3個所を固定する。HIBARI衛星では、ミッション要求からパドル全体の慣性を増加させるため、パドル先端に錘が取り付けられている。これによりパドル収納時はその質量中心位置は-Z方向に寄ることを考慮し、固定位置や保持解放機構の数を決定した。この3つの保持開放機構は同時には開放せず、まず下側の衛星側面部に取り付けた2つの保持開放機構を開放し、その後上側の保持開放機構を開放する。

図3.5に保持解放機構の外観を示す。この保持解放機構は、東工大が以前開発した衛星であるTSUBAMEに使用されたトグルリンク機構を参考にしたものである。また、3.6にこのリンク構成を示す。LINK A, Bは、トグル機構を構成する2リンク構造である。LINK Cはパドル保持受け穴を押さえるピンが取り付けられるリンク構造、

LINK Dは化学繊維線による張力を機構に伝えるリンク構造である。また、SHAFT AはLINK Aをフランジに固定するシャフトで、ねじりばねにより、LINK Cを保持解放方向に回転させる。SHAFT BはLINK Cをフランジに固定するシャフト、SHAFT CはLINK A, Bを回転結合するシャフト、SHAFT DはLINK B, Cを回転結合するシャフト、SHAFT EはLINK A, Dを抑え、トグル角を調整するためのガイドシャフトである。PINはLINK Cにねじ止めされ、パドル保持受け穴に結合し、パドルを固定するピンである。ねじりばねはSHAFT Aに取り付けられ、回転力を発生される。図3.7に保持解放機構の動作フローを示す。機構は2種類あり、パドルの重心に近い下側の2個所は衛星側面用、上側の1個所は衛星上面用の保持解放機構によって固定される。2種類の機構はフランジやリンク形状が異なる部分があるが、動作原理は同じであり、LINK Dに化学繊維線で張力をかけ、LINK A, Bを介してLINK Cに力が伝わり、先端のPINが保持受けに引っかかることでパドルを固定する。化学繊維線が溶断・切断されると、その張力を失うことでねじりばねのトルクで、リンクを介してPINが上がり、保持が解放される。化学繊維線は、それを囲ったニクロム線に電圧を印加し、発生する輻射熱によって溶断する。また、PINと受け穴側は軌道上で凝着が生じて展開不可となることを防止するために、異種金属で設計する。

衛星上面の保持解放機構の上部には動作検知用スイッチが取り付けられ、機構が解放されるとLINK Cによってスイッチが押され動作検知を可能とする。軌道上での保持解放機

構の解放判断手法は、冗長に3種類用意しており、側面側と上面側の機構でそれぞれ異なる。側面側の機構開放の確認には、スプリングヒンジによるパドル展開での姿勢変更、パドル裏面のセルからの発電量変化、カメラ撮影画像を用いる。衛星上面の保持解放機構の解放確認は、モータ駆動による確認、カメラ撮影画像、動作検知用スイッチを用いる。具体的な展開シーケンスは3.4.2節で説明する。

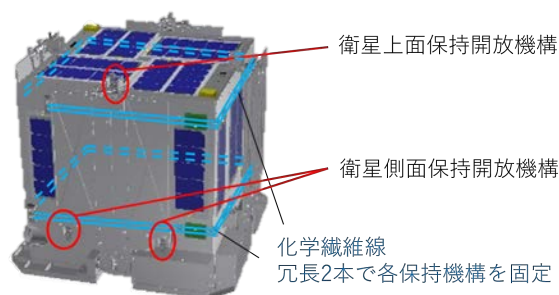
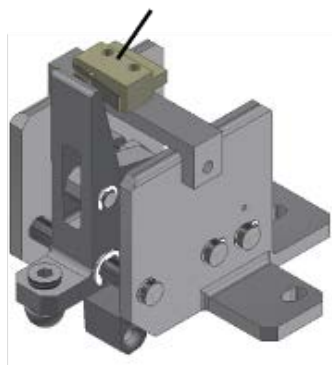
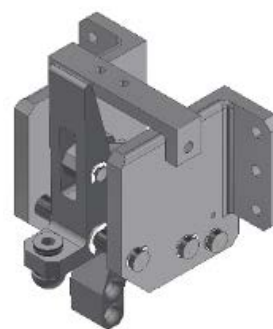


図 3.4: 保持開放機構によるパドル固定

保持解放機構動作 検知スイッチ



(a) 衛星上面用



(b) 衛星側面用

図 3.5: 保持開放機構の外観

3.3 システム概要

システム開発において、まずミッションが定まると、そのミッションを達成するようにミッション機器や衛星システムへの要求が挙げられ、それら要求を満たすよう衛星は設計される。本衛星のミッションは太陽電池パドル駆動による可変形状姿勢制御の実証という

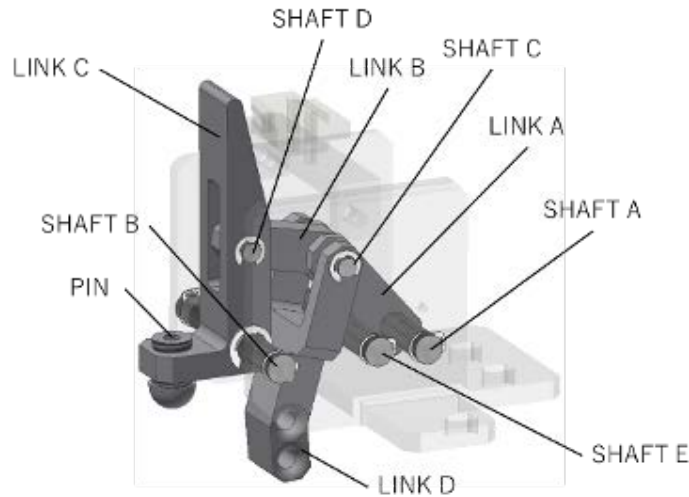


図 3.6: 保持開放機構のリンク構成

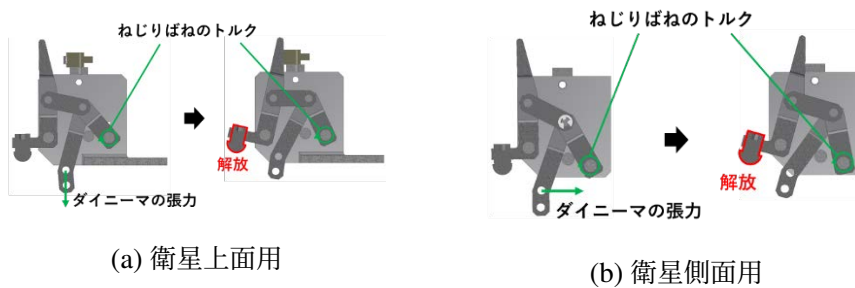


図 3.7: 保持開放機構の動作

従来にないミッションであり、従来衛星とはシステムへの要求が異なる。本節では、このシステムへの要求をまとめ、それらを満たすように設計したシステムについて説明する。

3.3.1 システム要求

HIBARI 衛星システムは大きく、コマンド・データ処理系 (Command & Data Handling: CDH)、通信系、電源系、姿勢系、熱系、構造系で構成している。この構成自体は一般的な衛星でよく使用されるものである。CDH 系には、衛星の基本的動作を成立させるために、地上から衛星へのコマンドおよび衛星から地上へのテレメトリデータを正常に処理することや、各機器のデータから衛星状態を監視すること、運用モードの管理すること、衛星時刻を管理することが求められる。通信系には、地上-衛星間の通信確保するために、アップリンク・ダウンリンク回線を成立させるアンテナの配置やハンドリングが要求される。また、ミッションデータや過去のデータの保存およびダウンリンクも求められる。

る。電源系には、衛星の電力確保を行うために、電力が枯渇しないように太陽電池セルの配置、バッテリー容量の設計が要求される。また、バッテリーから各機器への電力供給と、その際の電流異常監視も求められる。姿勢系には、各運用モードでの衛星の電力、通信、熱的要求を満たすために、衛星姿勢を制御することが求められる。また、可変形状機能を用いて、姿勢制御性能を満たすことも求められる。構造系には、ロケット搭載時の条件（質量、重心、質量特性、剛性、構造インターフェース、サイズ）や、打ち上げ時環境（打ち上げ時振動、ロケット分離時衝撃）で機器が破損しないこと、機器の配置要求を満たす衛星構造を設計することが求められる。熱系には、衛星機器の温度を許容温度以内に保つための熱設計が要求される。以上の HIBARI におけるシステム成立のための各系への要求を表 3.3 にまとめる。

また、HIBARI は、駆動可能かつ大質量のパドルを搭載しているため、このパドルがシステムへ与える影響を考慮して、システムと運用を設計する必要がある。システムへ与える影響として、通信系に対して、パドルの位置によって通信アンテナパターンへ影響を与える。この対策として、まずアンテナパターン測定試験によりパドル位置による影響を測定し、アンテナがパドルの影響を極力受けにくい配置や運用を考案し、通信回線模擬可能な姿勢シミュレータにより成立性を確認する。また、今回は極端に変更はしなかったが、アンテナパターンに影響が出ないようにパドルの面積を減らしたり、パドル角度にオフセットや制約を設けるといった対策も存在する。

次に、電源系への影響として、パドルの位置によって太陽電池セルに影が生じ、発電量に影響を与えることが挙げられる。対策として、衛星本体に極力太陽電池セルを搭載し、衛星形状・姿勢によらず、最低限な電力が枯渇しない設計とする。また、電力模擬可能な姿勢シミュレータを用いたモンテカルロシミュレーションにより成立性を確認する。通信系の対策と同様に、パドル面積や角度の対策も存在する。

次に、姿勢系に対して、パドル位置によって衛星の慣性・重心が変化し、環境外乱量が変化するため、姿勢応答性や安定性に影響を与える。特にパドル展開前や展開中の太陽指向時に発電量に影響がある。対策として、姿勢を安定にする制御アルゴリズムを開発・実装し、また、制御に誤差が生じたとしても十分な電力を確保できるような太陽電池セルの配置設計や消費電力の削減を行う。電源系とあわせて、姿勢シミュレータにより成立性を確認する。他に姿勢系への影響として、パドル位置によって太陽光が反射し姿勢センサが誤検知する可能性がある。この対策として、パドルを反射率の低い表面で設計し、太陽シミュレータを用いたパドル反射光の強度測定を行い、センサが誤検知するかを確認する。また、ソフトウェアで外れ値の除去を行い、誤検知情報を使用しない設計にする。

次に、構造系への影響として、パドルが衛星構体へ衝突するリスクがある。対策として、ハードウェア的にリミットスイッチと、ソフトウェアで指令パドル角度リミットを設け、衝突を回避する。また、パドル位置により、カメラ系の視野角やアンテナのパターン

に影響が生じるため、それらが極力生じない配置設計をする。また、パドルの質量が大きいため、打ち上げ時の剛性低下の可能性があるため、対策として打ち上げ時にパドルを固定する際に、質量が特に大きいパドル上の錘を衛星と保持・結合することで剛性への影響を減らす。

次に、熱系に対する影響として、パドル位置によって衛星への熱入力に変化し、機器温度に影響を与える。対策として、衛星の内部に温度安定性が高い空間を設け、温度要求が高い機器はそこに配置する。また、今回は実証実験衛星のため、信頼性の優先度をあげて、パドル駆動実験は熱環境が比較的安定した日陰で行う。以上の駆動パドルを搭載することによるシステムへの影響と、その対策方針を表 3.4 にまとめる。

表 3.3: システム要求

系	システム成立に必要な
CDH	<ul style="list-style-type: none"> ● コマンド、テレメトリの処理を行うこと ● 衛星状態を監視すること ● 運用モードを管理すること ● 衛星時刻を管理すること
通信	<ul style="list-style-type: none"> ● アップリンク・ダウンリンクの回線を確保すること ● 衛星の長期間データの保存ができること ● ミッションデータ（姿勢データ、画像データ）をダウンリンクできること
電源	<ul style="list-style-type: none"> ● 衛星の必要電力を太陽電池セルを用いて発電できること ● 各運用モード時に電力が枯渇しないように、電力を蓄電できること ● バッテリーの電圧に応じて、太陽電池セルからの入力電力を制御できること ● バッテリーから各機器へ適切に電力が供給できること
姿勢	<ul style="list-style-type: none"> ● 放射線による電流異常をはじめとする、各機器の異常を検知、処理できること ● 各運用モードに求められる姿勢制御性能を満たすこと ● 可変形状機能を用いた姿勢制御について、制御性能要求を満たすこと ● 質量、重心、質量特性、剛性、構造 I/F、サイズ要求を満たすこと
構造	<ul style="list-style-type: none"> ● 打ち上げ時環境（準静的加速度荷重、正弦波振動、ランダム振動、衝撃）で機器が破損しないこと ● 各サブシステムからの配置要求を満たすこと
熱	<ul style="list-style-type: none"> ● 各機器の温度環境を許容温度範囲内に保つこと

3.3.2 システム構成

上記のシステム要求をもとに、HIBARI 衛星を設計した。表 3.5 に HIBARI のシステム諸元を、図 3.8 に外観を示す。HIBARI は衛星本体に太陽電池パドルが対称に 4 本搭載している。パドルは前述のように、太陽電池セルが貼られているパネル部分と衛星本体とを結ぶロッド部分で構成されており、ロケットの搭載サイズ要求を満たすよう打ち上げ時は折りたたんで収納されており、軌道上で展開する。座標系は、太陽電池セル面を +Z 面とし、それに直交するよう X, Y 面を定義する。

表 3.4: パドル駆動によるシステムへの影響と対策方針

系	駆動パドルによるシステムへの影響	対策方針
通信	パドル位置によって、アンテナのパターンに影響が生じる	<ul style="list-style-type: none"> アンテナパターン試験により影響を測定する 運用方法の工夫と通信回線模擬可能な姿勢シミュレータにより成立性を確認する
電源	パドル位置によって、太陽電池セルに影が生じ、発電量に影響が生じる	<ul style="list-style-type: none"> 衛星本体に極力太陽電池セルを搭載し、衛星形状・姿勢によらず、セーフモード時に十分な電力を確保できる設計にする 電力模擬可能な姿勢シミュレータにより成立性を確認する
姿勢	パドル位置によって、衛星の慣性・重心が変化し、環境外乱量が変化する。特にパドル展開前や展開中の太陽指向時に影響が生じる。	<ul style="list-style-type: none"> 姿勢を安定にする制御アルゴリズムの開発・実装する 制御に誤差が生じても十分な電力を確保できる設計とする 姿勢シミュレータにより成立性を確認する
	パドル位置によって、太陽光が反射し姿勢センサが誤検知する可能性がある	<ul style="list-style-type: none"> パドルは反射率の低い表面とし、反射光の強度の測定を行う。 ソフトウェアで外れ値の除去を行う。
構造	パドルが衛星構体へ衝突する可能性がある	ハードウェア的にリミットスイッチと、ソフトウェアで指令パドル角度リミットを設け、衝突を回避する
	パドル位置により、カメラ系の視野角やアンテナのパターンに影響が生じる	パドルとカメラ視野角、アンテナパターンが極力生じない配置にする
	パドルの質量が大きいいため、打ち上げ時の剛性に影響がある	打ち上げ時に、質量が特に大きいパドル上の錘を衛星と保持・結合することで剛性への影響を減らす
熱	パドル位置によって、衛星への熱入力に変化し、機器温度に影響が生じる	<ul style="list-style-type: none"> 衛星の内部に温度安定性が高い空間を設け、温度要求が高い機器はそこに配置する 熱環境が比較的安定した日陰でパドル駆動実験を行う

また、図 3.9 に 4 本のパドル名称と極性を示す。それぞれのパドルは、衛星本体の座標系に合わせてパドル +X,+Y,-X,-Y と称する。図 3.9 の状態のパドル角度を 0 deg とし、各パドルが ± 80 deg 駆動できるよう設計している。

また、図 3.10 に機器のブロックダイアグラム図を示す。HIBARI の電氣的なシステムはコマンド・データ処理系 (CDH)、通信系 (COMM)、電源系 (EPS)、姿勢系 (ADCS)、カメラ系 (Camera) で構成される。各サブシステム内には共通のマイコン (Micro Controller Unit : MCU) を置き、それぞれのサブシステム内を監視している。さらに CDH 系 MCU が各サブシステム MCU を監視する。

MCU を共通とすることで開発コスト低下、不具合のシンプル化、CDH 系の負担軽減を図っている。本 MCU は地上での放射線試験を通して民生品から選定しており、ミッション期間中の放射線による故障はないと判断している。他の機器も基本的に放射線試験や軌道上実績に基づいて選定している。信号線には基本的に差動方式を採用し、通信ノイズ

の影響を少なくしている。また、HIBARIはシステム要求を満たすため、一般的な姿勢センサであるジャイロ (Gyro)、太陽センサ (SAS)、磁気センサ (GAS)、恒星センサ (STT)、GNSS 受信機 (GNSSR) を一通りと、姿勢アクチュエータとしてパドル以外にも従来機器の磁気トルカ (MTQ) とリアクションホイール (RW) を搭載している。

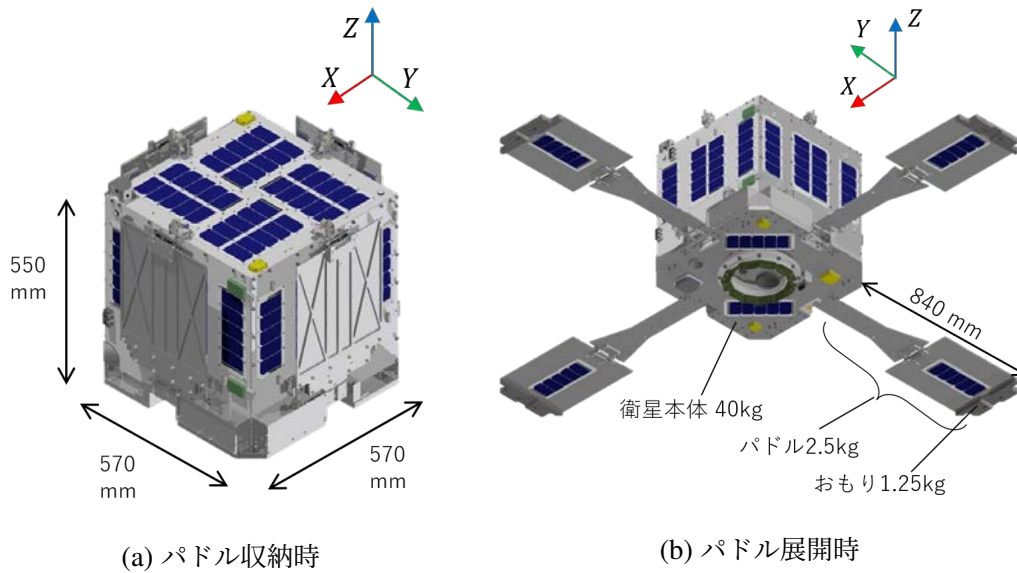


図 3.8: 衛星外観

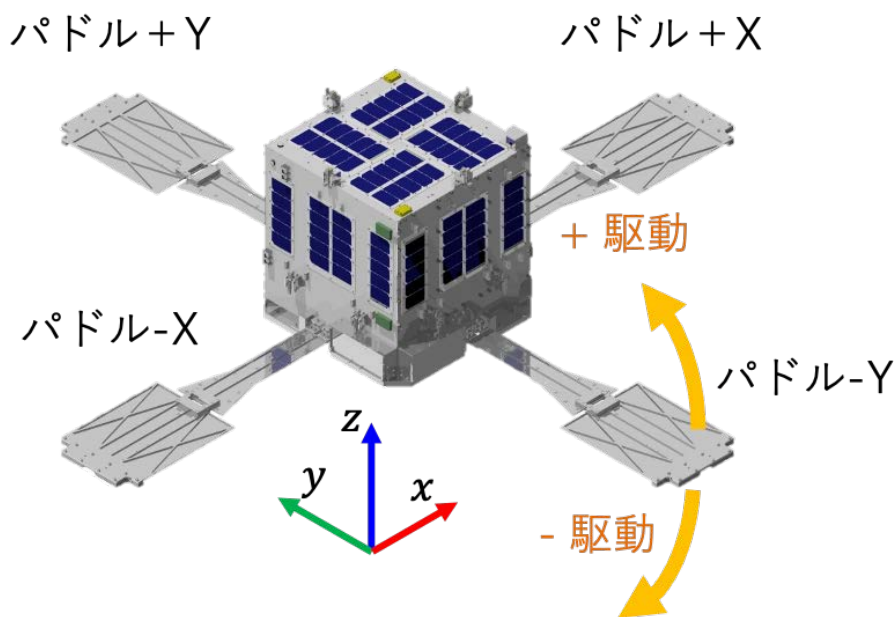


図 3.9: パドル名称および極性

表 3.5: システム諸元

衛星サイズ	570 mm × 570 mm × 550 mm (パドル収納時)
質量	55 kg (バス部: 45 kg, パドル: 2.5 kg × 4)
姿勢制御アクチュエータ	駆動パドル × 4, 磁気トルカ (MTQ) × 3, RW × 3
電源	Li-ion バッテリー: 160Wh 発生電力 (太陽指向時): 40W
通信	・ S バンド Tx / Rx アンテナ × 2 (ダウン: 10 kbps – 1 Mbps, アップ: 1 kbps) ・ Globalstar Tx アンテナ × 1 (100 kbps)
カメラ	・ 望遠カメラ × 1 ・ 小型広角カメラ (パドルモニタ, 地球観測用) × 4 ・ 紫外線カメラ × 1
投入軌道	太陽同期軌道: 近地点高度 547 km, 遠地点高度 565 km, 降交点通過地方太陽時 9:30

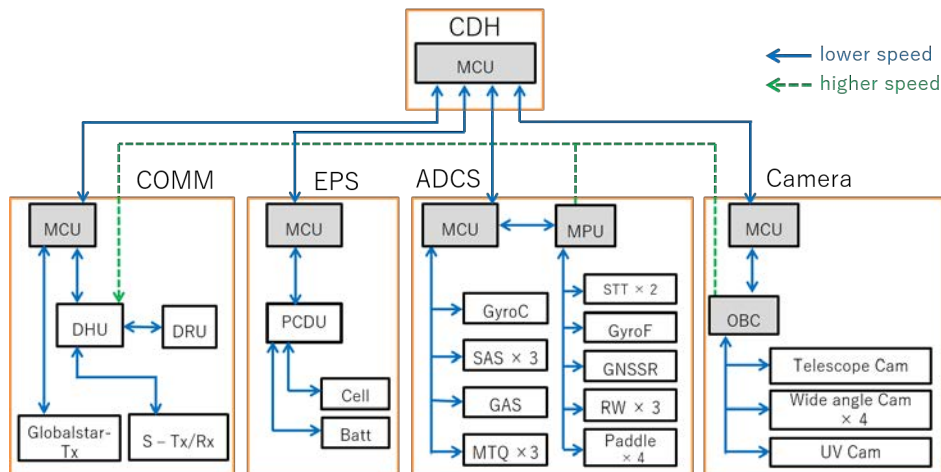


図 3.10: システムブロックダイアグラム

3.3.3 コマンド・データ処理系 (CDH 系)

CDH 系では、通信系で受信した地上からのコマンドを取得し、各系に分配する。コマンドは、地上から受信した後に即時に実行するリアルタイムコマンドと、実行時刻を指定して実行するストアードコマンドを使用できる。また、各系から衛星の状態を表すハウス

キーピングデータ (HK データ) を収集し、通信系に送りデータ保存・ダウンリンクを行う。その際、HK データから衛星状態を監視し、電力低下や姿勢異常があった場合などに、衛星をセーフモードに移行させる。

3.3.4 通信系

通信系は、図 3.11 の構成図に示すように、データ処理ユニット (DHU)、HK データやミッションデータ記録 Flash(DRU)、アップリンク用の S バンド受信機 (S-Rx)、ダウンリンク用の S バンド送信機 (S-Tx) を有する。受信アンテナは衛星 +Z 面, -Z 面に搭載し合成することで全方位をカバーしている。つまりアップリンクは衛星姿勢によらず成立する。送信アンテナも衛星 +Z 面, -Z 面に搭載しているが、切り替えて排他的に使用する。HK データの低速ダウンリンク (10kbps) は地上局への指向が必要ないが、保存された HK データやミッションデータなどを高速ダウンリンク (100kbps -) する際は指向が必要となる。

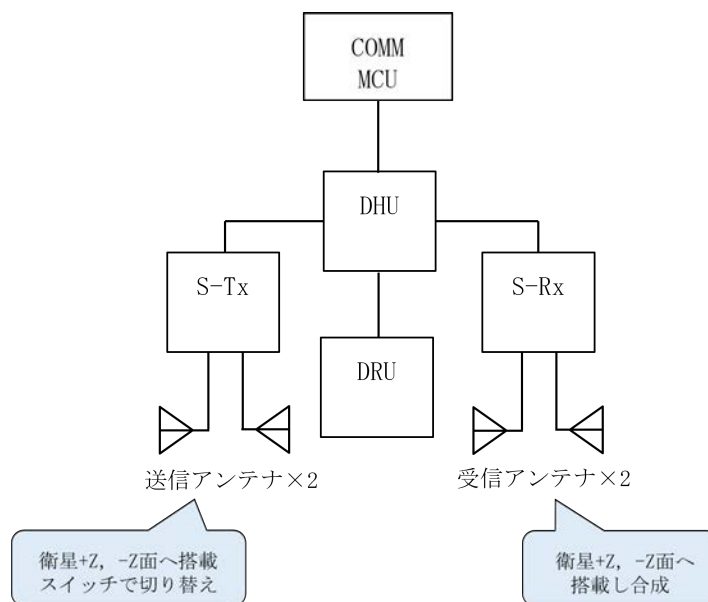


図 3.11: 通信系構成図

3.3.5 電源系

電源系では、システム要求を満たすようにバッテリーと太陽電池セルを選定し配置した。バッテリーは、Li-ion バッテリセルが 2 直列 7 並列で接続され、容量 23800mAh(161Wh) である。18 個の出力ポートを有し、それぞれに接続されている機器に独立して電力供給ができる。充電方式は MPPT 制御 (Maximum Power Point Tracking) を採用しており、各太

太陽電池セルの発電電圧が変動した際にも最大電力に追従して充電できるようにしている。また、本バッテリーシステムはウォッチドックタイマー (WDT) 機能を持ち、地上と 25 時間通信ができなくなったときに自己再起動を行う。

太陽電池セルは図 3.12 のように、衛星構体の +Z 面に 40 枚、-Z 面に 10 枚、側面には 20 枚ずつ貼られて、パドル収納時には 10 枚のみ露出する。さらにパドルの裏面には 5 枚ずつ貼る。このように、太陽電池を太陽電池パドルにではなく、主に衛星構体面に搭載するボディマウント形式を採用している。この理由は、HIBARI は太陽電池パドルを積極的に駆動する実証衛星であるため、今回は安全を考慮して、パドルの位置によらずに常に十分な発電量を確保するため、また、不具合によりパドルに搭載した太陽電池からの発電がなくなっても衛星として電力枯渇しないようにするためである。

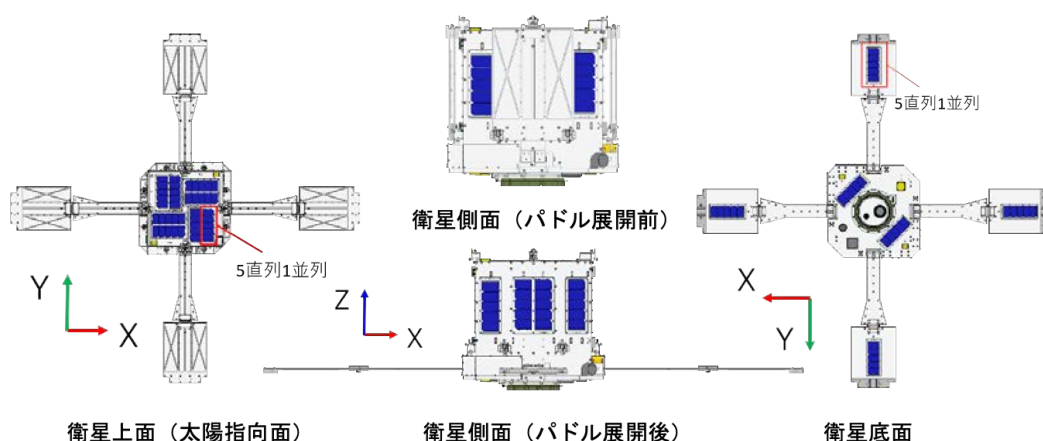


図 3.12: 太陽電池セル配置図

3.3.6 姿勢決定制御系 (Attitude Determination and Control System : ADCS)

姿勢決定制御系について、搭載機器などのハードウェア構成について述べる。具体的なソフトウェア設計については 4 章にて説明する。

まず姿勢決定制御系の搭載機器ダイヤグラムを図 3.13 に示す。姿勢系はシステムの安全を担保する信頼性の高い姿勢制御要求と、パドル駆動を用いる高度な姿勢制御要求を満たすため、姿勢制御性能は比較的低い低消費電力で信頼性の高い粗制御系と、制御性能が高い精制御系に分け、それぞれ独立した姿勢制御ができるように設計する。粗制御系は耐放射線性の高い MCU、粗ジャイロ (GYRO-C)、太陽センサ (SAS)、磁気センサ (GAS)、磁気トルカ (MTQ) で構成し、最小消費電力 (3 W 程度) での太陽指向制御が可能であり、衛星の初期クリティカル運用や充電運用、精制御系に異常が発生した場合の対応に主に

使用する。精制御系は演算能力の高い MPU，精ジャイロ (GYRO-F)，恒星センサ (STT)，GNSS レシーバ (GNSSR)，リアクションホイール (RW)，駆動パドルで構成され，高精度な姿勢決定制御や可変形状姿勢制御を行う。上述のとおり，パドルはブラシレス DC モーターによって駆動する。精制御系の MPU の下に，まずパドル制御基板 (Paddle-Ctrl 基板) が 2 枚接続されており，その下にモータードライバー基板が 2 枚ずつ接続する。モータードライバー基板は，インクリメンタルエンコーダーを使用してモーター角度を測定し，パドルの回転位置を制御する。さらに，Paddle-Ctrl 基板はアブソリュートエンコーダを持ち，パドル出力軸の絶対角度を測定する。

これら機器の構体への配置を図 3.14 に示す。駆動パドルシステムが構体外に配置されているため，構体内にはスペースの余裕があり，STT や RW などの比較的体積が大きい機器も搭載できている。STT は 2 台搭載し，1 台 (STT-MZ) は日陰中に深宇宙方向を観測し姿勢取得するために-Z 方向に搭載し，もう 1 台 (STT-PXMY) は衛星の-Z 面が地心指向中に太陽・地球による外乱光を回避するよう，+X・-Y 方向から +Z 側へ 20 deg のオフセットを設けて搭載している。

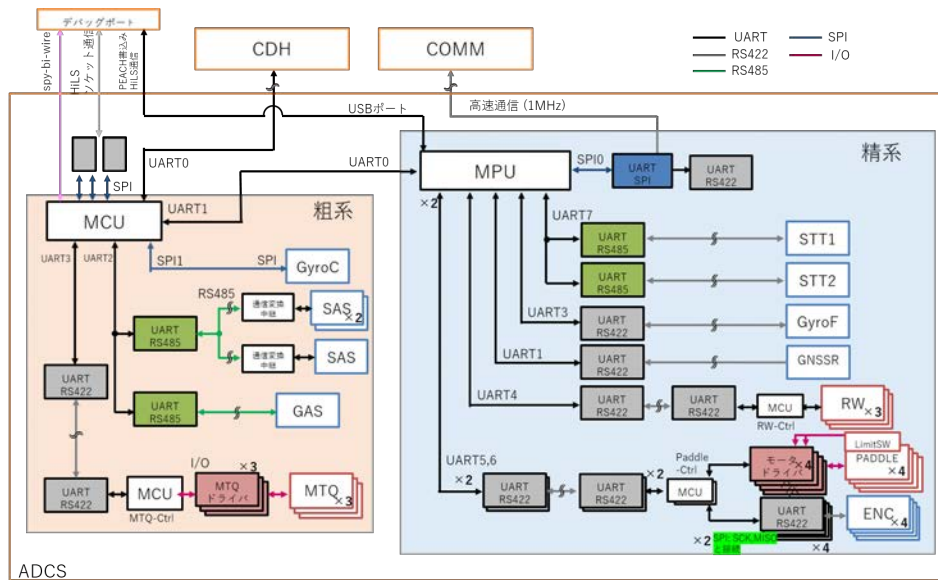


図 3.13: 姿勢系機器ダイアグラム

3.3.7 熱構造系

図 3.15 に HIBARI の構造展開図を示す。HIBARI は立方体を形成する TOP パネル，BASE パネル，4 枚の SIDE パネルの他に，その内部に並行配置した 2 枚のパネル (BULK パネル) を設け，荷重の伝達や機器の取り付け面積の増加を図っている。また，この 2 枚の BULK パネルの間は温度環境が安定しているため，温度要求が比較的クリティカルな

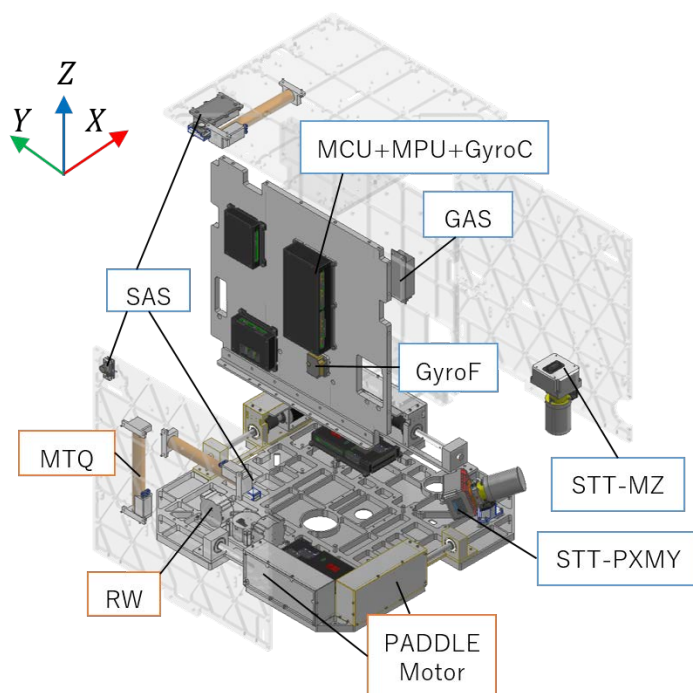


図 3.14: 姿勢系機器の配置図

バッテリーを配置している。また、バッテリーから各機器への電力の分配もしやすいという利点もある。

パドル制御基板は 1 枚につき、2 枚のパドル駆動モータドライバ基板と接続しているため、アクセス性やハーネスハンドリング性から、それらの距離は近づけて配置している。そのため、図 3.16 に示すように、4 つのパドル駆動モータ系は対角に集中している。

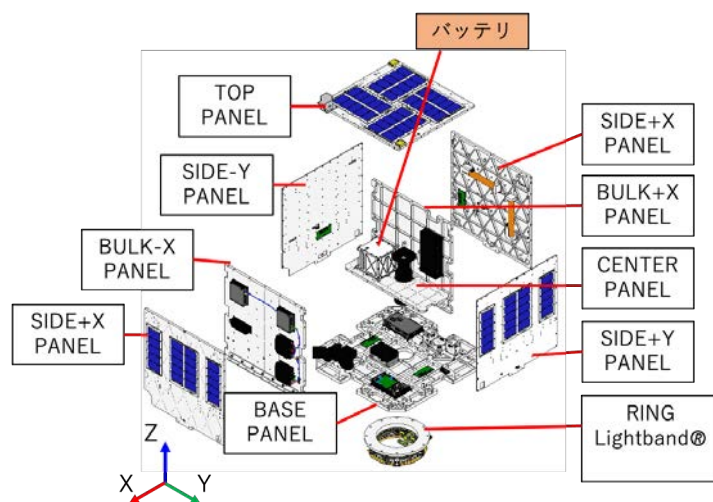


図 3.15: HIBARI 構体パネル展開図

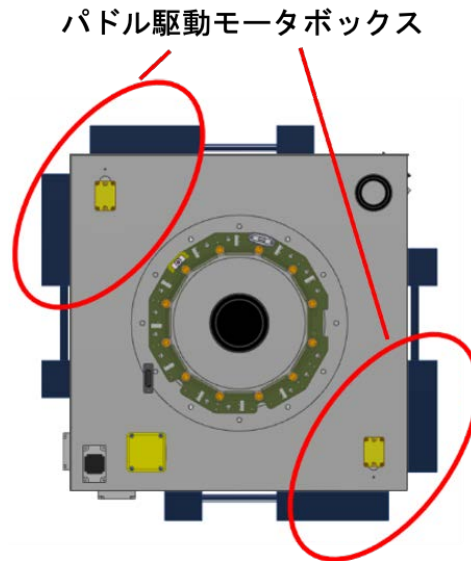


図 3.16: 衛星-Z 面からみたパドル駆動モータボックスの位置イメージ

3.3.8 カメラ系

HIBARI はパドル展開確認や地球撮影用の広視野カメラ，恒星撮影や地球撮影のための望遠カメラ，理学ミッション用の紫外線カメラを有する．それぞれのカメラのスペックを表 3.6 にまとめる．

表 3.6: カメラスペック

機器	目的	画角 [deg x deg]	センサーサイズ [mm x mm]	画素数
望遠カメラ	<ul style="list-style-type: none"> 地球/恒星の観測 恒星撮影による姿勢、姿勢ぶれの検出 	4 x 4	10.1 x 8 CMOS	2.3MP
広角カメラ	<ul style="list-style-type: none"> パドル展開確認 地球観測 	62 x 48	3.7 x 2.8 CMOS	8MP
UVカメラ	<ul style="list-style-type: none"> 紫外線観測ミッション 	8.4 x 6.4	3.7 x 2.8 CMOS	0.3MP

3.4 運用モード

ミッションやシステムを成立させるため，軌道上での運用シーケンス・運用モードを設計する．HIBARI の運用モード遷移図と各モードで使用する姿勢アクチュエータを図 3.17 に示す．まず，図中左上のロケット放出後，衛星はクリティカルモードへ入り，ロケット分離時に発生する角速度の打ち消し（デタンプリング）と，太陽電池面を太陽方向へ指向

(太陽指向) させる。その後、地上と通信が確立された後、順次各機器の電源をつけ、正常性を確認する(機器チェックアウト)。必要機器の正常性を確認した後、折り畳まれて固定されたパドルの展開を行う。その後、ノミナルモードとして太陽指向を行い、ミッションやデータダウンリンクのための準備として、電力の確保を行う。ミッションモードでは可変形状姿勢制御の実証を段階的に行う。ミッションで得られた大容量のデータをダウンリンクするためや、地球の観測のために、地球中心を指向させ続ける地心指向や、地上局など地表の一点に姿勢を指向し続ける地上局追尾を行う。ノミナルモードとミッションモードで衛星の電力不足や機器の異常を検知したときに、電力枯渇しないようできるだけ低電力で太陽指向して延命できるセーフモードに自律移行する。セーフモードにおいてもさらにバッテリー電圧が下がったときは、衛星バッテリーを保護するために姿勢系に電力を出力しない、つまり姿勢制御を行わないバッテリー保護モードに自律移行する。

また、各運用モードで使用する姿勢系機器を表 3.7 に示す。クリティカルモードやノミナルモードなど、パドル展開モードとミッションモード以外では、システムの信頼性確保のために、今回は既存姿勢制御アクチュエータである MTQ や RW を用いる。

以下でそれぞれの運用モードの詳細を述べていく。

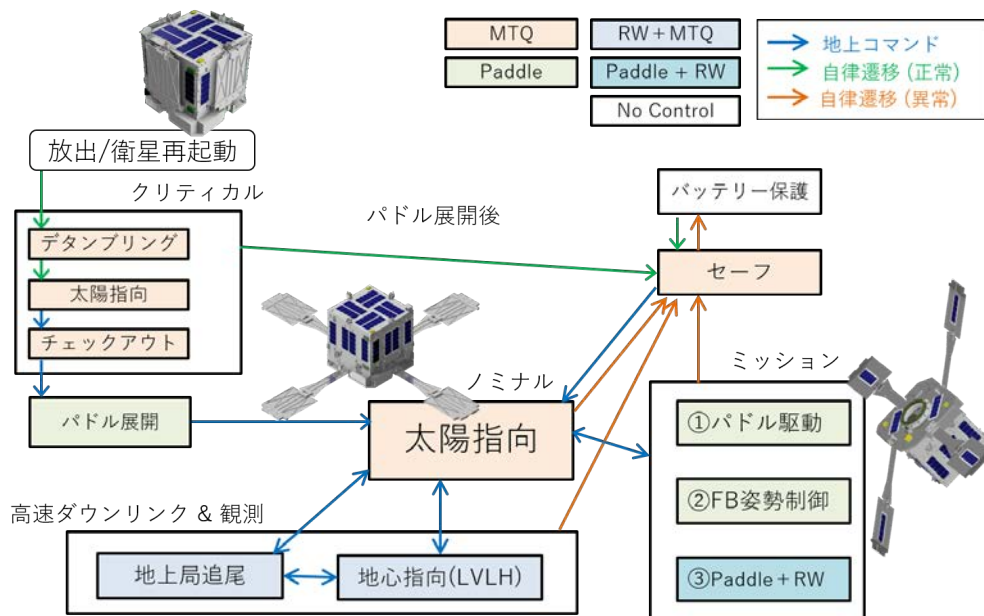


図 3.17: 運用モード遷移図

3.4.1 クリティカルモード

クリティカルモードでは、衛星角速度を 0 にする「デタンプリングフェーズ」、衛星の +Z 面を太陽方向に指向させる「初期太陽指向フェーズ」、地上と通信確立後各機器の状態

表 3.7: 各運用モードで使用する姿勢系機器

モード	センサー						アクチュエータ		
	GyroC	SAS (Sun Sensor)	GAS (Geomagn etic Sensor)	GyroF	STT (Star Tracker)	GNSSR (GNSS Receiver)	MTQ (Magnetic Torque)	RW (Reaction Wheel)	Paddle
クリティカル	○	○	○				○		
パドル展開	○	○	○	○		○	○		○
ノミナル	MTQ太陽指向	○	○	○	○	○	○		
	RW太陽指向	○	○	○	○	○	○	○	
高速ダウン リンク	地心指向 (LVLH)	○	○	○	○	○	○	○	
	地上局追尾	○	○	○	○	○	○	○	
ミッション	パドル駆動/ VSAC	○	○	○	○	○			○
	VSAC + RW	○	○	○	○	○		○	○
セーフ	○	○	○				○		
バッテリー保護									

をチェックする「機器チェックアウトフェーズ」がある。

デタンプリング制御とは衛星角速度を消散させる制御である。衛星がロケットと分離する際、衛星角運動量を0のまま分離できず多少の角速度を有するため、太陽指向する前にまず必要な制御である。デタンプリングが完了した後、初期太陽指向フェーズに移行し、衛星の +Z 面を太陽方向に指向する制御をし、搭載バッテリーの充電と温度安定を図る。地上局との通信を試みて、通信が確立したら各機器を起動させ動作確認を行う機器チェックアウトフェーズに移る。

太陽指向で安定するまでは最小消費電力で対処したいため、粗姿勢系のみを使用し、姿勢制御アクチュエータには MTQ を用いる。MTQ は、RW よりも低トルクかつ地磁場に依存した方向のトルクしか発生できないが、機構的な駆動部がなく信頼性が高いためである。

3.4.2 パドル展開モード

収納状態のパドルを展開する「パドル展開」を行う。前述したとおり、パドルはロッド部とパネル部で構成され折り畳んだ状態で収納されている。HIBARI でのパドル展開は、ばねヒンジによるパネル展開とモータ駆動によるパドル展開の2段階展開を行う。パドル4本に対しては、図 3.18 に示すように隣り合うパドル2本ずつ展開し、1本ずつモータでノミナル位置まで駆動する。4本を同時にパネル展開しない理由として、そのように展開したとすると、衛星 +Z 面がパドルで囲まれるフェーズが存在し、発電量や通信アンテナ

ナパターンへの影響が大きいためである。ただし、パドル2本ずつの展開でも、衛星+Z面を半分囲ってしまい、電力や通信に少なからず影響を与えるため、後述する姿勢シミュレータに電力模擬機能と通信回線模擬機能を追加して、システム健全性が確立することを確認している。また、展開が成功したかは、姿勢センサやパドル搭載セルの充電量、保持開放機構のリミットスイッチの値やカメラ画像により判断する。

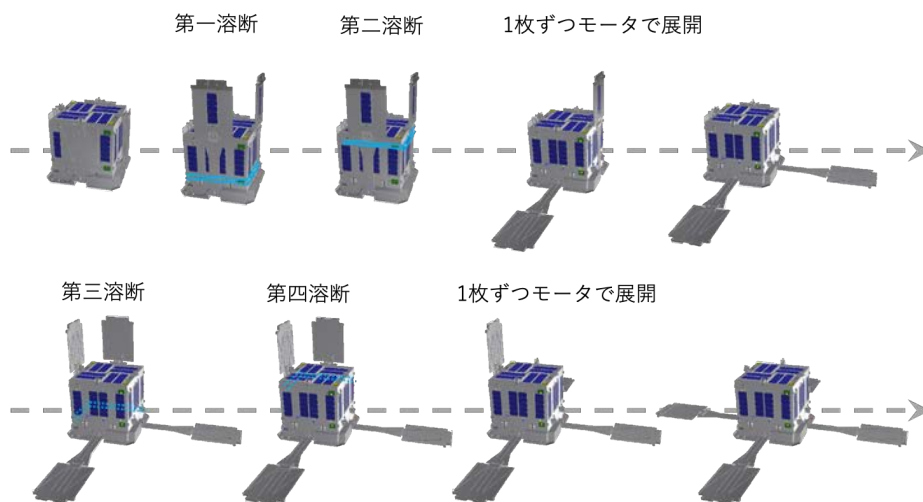


図 3.18: パドル展開シーケンス

3.4.3 ノミナル・高速ダウンリンクモード

ノミナルモードでは太陽指向を維持しつつ、地上局との通信やミッションの準備、軌道上データの高速ダウンリンクの準備を行う。ミッションモードへ移行する頻度は、ミッション中のデータとダウンリンク通信量の関係から2日に1回程度を目安とする。また、ミッションは姿勢制御実験のため、移行する前にMTQで衛星角速度を限りなく0にしておくことが好ましい。ノミナルモードの太陽指向の手法は2種類あり、MTQのみを用いる制御とRWを併用する制御がある。ただし、基本的にMTQのみを用いた制御で運用ができる設計とし、RWは静止させておく。これは、パドル駆動ミッション中にRWが持つ角運動量が外乱となるためである。

高速ダウンリンクモードで地上局へアンテナを指向させる手法としては、地心指向制御と地上局追尾制御を用いる。地心指向は図3.19に示すように、アンテナ面である衛星-Z面を常に地心へ指向させるため、地上局上空を通過するときにある程度の指向性が確保できる。地上局追尾は図3.20に示すように、地上局上空を通過するとき、常に衛星-Z面を地上局へ指向させるため、回線成立の点では理想的である。ただし、地心指向よりも迅速な姿勢制御性が求められる。

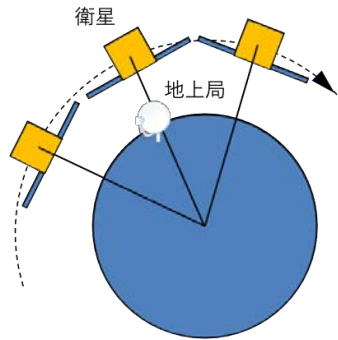


図 3.19: 地心指向制御のイメージ

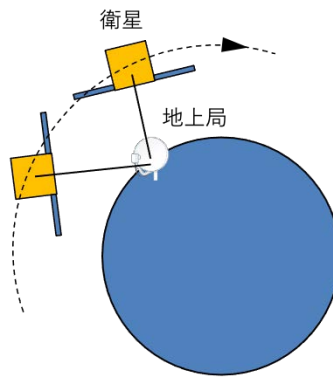


図 3.20: 地上局追尾制御のイメージ

3.4.4 ミッションモード

ミッションモードでは可変形状姿勢制御の軌道上実証を行う。今回は実証実験衛星であり、精姿勢決定センサである STT の精度保証、温度安定、日照中は充電に特化するなどの要求から実験は基本的に日陰で行う。なおミッションはサクセスクライテリアを基準に、4 段階に分けて行う。

まず姿勢制御は考えずに、パドル自体の軌道上性能評価を行う。駆動パドル本数やパドル駆動角速度などパラメータを組み合わせながらフィードフォワード駆動をして、目標に対するパドルの駆動角履歴を確認して、駆動性能を評価する。次に、パドルをアクチュエータとして姿勢制御を行い、サクセスクライテリアで掲げた迅速性や安定性など目標制御性能の達成を試みる。またノンホロノミック性を利用したフィードフォワード制御を行い、軌道上データを収集しつつ大角度マヌーバの達成を目指す。それらの達成もしくは見切りがいたら、RW を駆動させ、RW を併用したより安定した制御を目指す。最後に、大気抵抗に対する有効断面積（弾道係数）を変化させ、姿勢と軌道の変化を確認する。これは後期運用の位置づけである。ただし、本論文ではパドル駆動の性能評価についてと、

パドル駆動による迅速姿勢制御についてのみ議論していく。

3.4.5 セーフモード

セーフモードは、電力不足や機器に異常があった場合に、衛星が正常状態に戻るための準備をするモードである。ノミナルモードやミッションモード中に異常があると判断した場合に自律で本モードへと遷移する。電力要求、熱的要求から、消費電力を必要最低限として、MTQによる太陽指向制御を行う。また、ミッション中に本モードへ遷移する場合、パドルがノミナルの位置にないことも考えられるため、衛星の形状によらずにシステム健全性が確立することを後述する姿勢ダイナミクスシミュレータで確認している。

3.5 結言

本章では、可変形状機能を用いた姿勢制御を実証するために開発した、50kg級実証衛星 HIBARI について、軌道上ミッションと、ミッション達成やシステムの成立のために必要なミッション機器と衛星システムおよび、軌道上運用モードについて述べた。ミッション機器として、可変形状機能の実証と、可変形状を用いた迅速な姿勢制御を行うために、大慣性かつ駆動可能な太陽電池パドルシステムを設計した。本衛星システムは、従来の可変形状機能を有しない衛星設計とは異なり、駆動パドルを搭載することによる影響を考えて、衛星システムと運用モードを設計した。駆動可能な太陽電池パドルと衛星システムの設計妥当性は、??章の地上試験で確認する。

第4章

姿勢決定制御系の開発

4.1 緒言

本章では、3章で明確にした姿勢制御系への要求を満たすための姿勢制御系ソフトウェアを設計する。可変形状による姿勢制御の実証には、パドル駆動を用いる高い姿勢制御性能の要求と、システムの安全を担保する信頼性の要求の両方を満たす必要である。それらの両立を図り、姿勢系内で2つの独立した粗系と精系を用意し、それぞれが各要求を満たすよう制御系設計を行う。まずそれぞれの姿勢系内のソフトウェア動作の流れを説明する。次に、姿勢制御に必要な衛星軌道の推定、衛星姿勢の推定、制御目標姿勢の計算、および姿勢をその目標へ近づけるためのアクチュエータ制御量計算について、各姿勢系が要求を満たすよう作成、組み合わせたモード設計について説明する。制御則について、特にパドル駆動を用いる姿勢制御性能要求について、迅速姿勢変更のためのフィードフォワード制御則、高精度指向のためのフィードバック制御則を提案する。また、パドル駆動系が異常が起きたときにシステムの安全性を担保するために、自律的な異常の検知および対応手法を設計する。

4.2 ソフトウェア構成

姿勢系は信頼性と高い制御性を両立するために、制御性能は比較的粗いが低消費電力で信頼性の高い粗制御系と、制御性能が高い精制御系に分け、それぞれ独立した姿勢制御ができるように設計した。ここではまず、粗系と精系それぞれの姿勢系のソフトウェア動作の流れを説明する。センサ値を用いた基本的なフィードバック制御のメインループを図4.1に示す。ループ周期は約1Hzであり、100msや200ms単位で区切ってサブタスクを粗系と精系それぞれで実行していく。サブタスクとしては、1. 姿勢系モードの管理、2. センサなどのデータ処理、3. 衛星軌道決定、4. 衛星姿勢決定、5. 姿勢誘導、6. 姿勢制御、

7. アクチュエータへ指令値送信, 8. HK データの作成, 9. CDH 系からのコマンド確認である。

1. まずサブタスクは姿勢系モードの管理から開始する。姿勢系は運用モードに対応するために、姿勢系内部で様々な姿勢決定・制御モードを有している。本サブタスクにおいて、それらモードの指定や各モードにおける機器のオン・オフ状態の決定を行う。2. 次に各機器の電源状態の管理やセンサデータの受信・工学値変換・座標系変換、各種コマンドの処理を行う。取得したデータは姿勢系内部のメモリーに保存する。3. 次の軌道決定では、モードにしたがって衛星の軌道位置・速度を推定する。推定の手法は2通りあり、地上からアップロードされた軌道要素 (Two-line Element:TLE) から軌道を伝播推定する方法と、GNSS 情報と力学モデルを用いたカルマンフィルタによる方法である。基本的に前者の方法で安定的に軌道推定しており、GNSS 情報が得られるときやより精度が求められるときに後者の方法を用いる。4. 姿勢決定タスクでは、センサデータを用いて、モードにしたがって衛星の姿勢・角速度や太陽・磁場方向を推定する。HIBARI は基本的に太陽指向を行うため、太陽センサと磁気センサとジャイロセンサの情報を常に用いる。3軸姿勢の取得には、STT を用いる方法と、太陽センサと磁気センサを用いて3軸姿勢決定する既存の TRIAD や QUEST アルゴリズムを用いる方法をとる。5. 姿勢誘導タスクでは、姿勢制御に必要な姿勢/角速度や指向方向などをモードにしたがって演算する。6. 姿勢制御タスクでは、現在値と目標値をもとに各制御則に従って各アクチュエータの指令値を算出する。7. そしてアクチュエータドライバへ指令値を出力する。8. その後、各センサ情報や推定した状態量などを HK データとして作成する。9. 最後に CDH 系から送信されてくるコマンド確認、粗系・精系間の時刻同期を行う。

4.3 姿勢系モード設計

姿勢系は、3.4 章の衛星運用モードに対応するために、姿勢系内で姿勢系モード、誘導モード (Guidance)、軌道決定モード (ODS)、姿勢決定モード (ADS)、姿勢制御モード (ACS) を用意し、切り替えながら使用している。これらの姿勢系内部モードは、粗系・精系のそれぞれで、衛星モードおよびコマンドによって決定され、適した目標姿勢・指向方向や軌道決定則・姿勢決定則・姿勢制御則を利用する。

表 4.1 に衛星の運用モードと姿勢系モードをまとめる。衛星の運用モードは、図 3.17 の運用モード遷移図に対応している。ただし、ALL_ON モードはモード遷移図に存在しておらず、地上試験時や軌道上で自由度の高い運用をするために用意している。衛星の各運用モード要求を満たすために、各運用モードと姿勢系全体のモードが対応して、姿勢系内部の動作指針を各姿勢系モードで定義している。さらに、各姿勢系モードに対して、粗系・精系がそれぞれ誘導モード、軌道決定モード、姿勢決定モード、姿勢制御モードを選

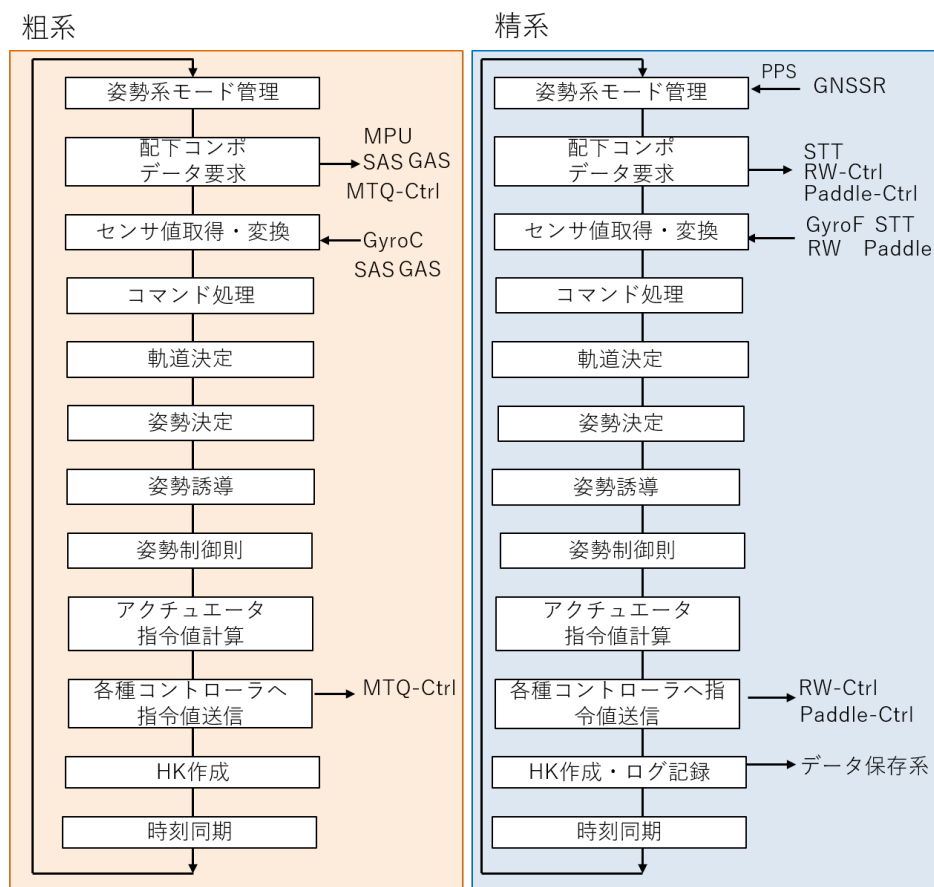


図 4.1: 姿勢系メインループ処理

扱っている。例えば、表 4.1 中で衛星運用モードがクリティカルモード (CRITICAL) のとき、姿勢系モードは CRITICAL モードとなり、衛星角速度を消散させる DETUMBLING モードと太陽指向させる SUN_POINT モードを切り替えている。DETUMBLING モード、SUN_POINT モードのそれぞれで、粗系のみで誘導モード、軌道決定モード、姿勢決定モード、姿勢制御モードを組み合わせて、適した制御を行う。クリティカルモードやセーフモードには、姿勢系粗系主導で対応し、パドル駆動モードやパドル姿勢制御モードには精系主導で対応する。太陽指向モードや地心指向 (LVLH) モード、地上局追尾モードでは、制御精度によって粗系主導 (COARSE) か、精系主導 (FINE) かを切り替えることができる。各姿勢系モードの名称と概要、動作指針を表 4.2 にまとめる。誘導モード、軌道決定モード、姿勢決定モード、姿勢制御モードの名称および、各アルゴリズムについては、以下で説明していく。

表 4.1: 運用モードと姿勢系モードの対応

衛星運用モード	ADCSモード	軌道決定 (ODS)		姿勢決定 (ADS)		姿勢誘導 (Guidance)		姿勢制御 (ACS)	
		粗系	精系	粗系	精系	粗系	精系	粗系	精系
クリティカル	CRITICAL (DETUMBLING)	ORBIT_SGP4	-	GAS_SAS_GYRO	-	NON_DIRECT	-	MTQ_DETUMBLING	-
	CRITICAL (SUN_POINT)	ORBIT_SGP4	-	GAS_SAS_GYRO	-	SUN_SPIN/SUN	-	MTQ_2AXIS	-
チェックアウト	CHECKOUT	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO	STT_GYRO	SUN_SPIN/SUN	SUN_SPIN	MTQ_2AXIS	NOT_CONTROL
	CHECKOUT_RW	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO	STT_GYRO	SUN	NON_DIRECT	MTQ_2AXIS	RW_DRIVE
	PAD_DEPLOY_NOMINAL	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO	GYRO	SUN	SUN	MTQ_2AXIS	PADDLE_DRIVE
	PAD_DEPLOY_PXPY	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO	GYRO	SUN	SUN	MTQ_2AXIS	PADDLE_DRIVE
	PAD_DEPLOY_MXMY	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO	GYRO	SUN	SUN	MTQ_2AXIS	PADDLE_DRIVE
太陽指向	SUNPOINT_COARSE	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO	STT_GYRO	SUN	SUN	MTQ_2AXIS	NOT_CONTROL
	SUNPOINT_FINE	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO	STT_GYRO	SUN	SUN	RW_2AXIS_and_MQ_UNLOAD	RW_2AXIS_and_MQ_UNLOAD
	SUNPOINT_FINE_3AX	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO	STT_GYRO	SUN	SUN_3AX_MODEL	RW_3AXIS_and_MQ_UNLOAD	RW_3AXIS_and_MQ_UNLOAD
地心指向 (LVLH)	LVLH_COARSE	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO_TRIAD	STT_GYRO	EC	EC	MTQ_3AXIS	NOT_CONTROL
	LVLH_FINE	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO_TRIAD	STT_GYRO	EC	EC	RW_3AXIS_and_MQ_UNLOAD	RW_3AXIS_and_MQ_UNLOAD
地上局追尾	TRACKING_COARSE	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO_TRIAD	STT_GYRO	GS	GS	MTQ_2AXIS	NOT_CONTROL
	TRACKING_FINE	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO_TRIAD	STT_GYRO	GS	GS	RW_2AXIS_and_MQ_UNLOAD	RW_2AXIS_and_MQ_UNLOAD
パドル駆動	PAD_DRIVE	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO	STT_GYRO	NON_DIRECT	NON_DIRECT	PADDLE_DRIVE	PADDLE_DRIVE
パドルFB制御	VSAC	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO_TRIAD	STT_GYRO	INERTIA	INERTIA	PADDLE_2AXIS	PADDLE_2AXIS
VSAC_RW	VSAC_RW	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO_TRIAD	STT_GYRO	INERTIA	INERTIA	PADDLE_RW_3AXIS	PADDLE_RW_3AXIS
セーフ	SAFE	ORBIT_SGP4	-	GAS_SAS_GYRO	-	SUN	-	MTQ_2AXIS	-
ALL_ON	ALL_ON	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO_TRIAD	STT_GYRO	INERTIA	INERTIA	PADDLE_RW_3AXIS	PADDLE_RW_3AXIS
	MTQ_DRIVE_MODE	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO_TRIAD	STT_GYRO	NON_DIRECT	NON_DIRECT	MTQ_DRIVE	NOT_CONTROL
	RW_DRIVE_MODE	ORBIT_SGP4	ORBIT_SGP4/ORBIT_GNSS	GAS_SAS_GYRO_TRIAD	STT_GYRO	NON_DIRECT	NON_DIRECT	NOT_CONTROL	RW_DRIVE
	SELECT_MODE	selected	selected	selected	selected	selected	selected	selected	selected

4.3.1 軌道決定系

表 4.1 内の軌道決定モードについて説明する。表 4.3 に使用する軌道決定モードと動作内容をまとめる。軌道決定モードとしては、SGP4(Simplified General Perturbations models)を用いる ORBIT_SGP4 と、GNSSR による測位情報と拡張カルマンフィルタ (Extended Kalman Filter: EKF) を用いる ORBIT_GNSS がある。粗系では基本的に SGP4 による軌道決定を行い、精系では SGP4 と EKF を選択して軌道決定を行っている。SGP4 と EKF の計算方法については、付録 B にて詳細を説明する。

表 4.2: 姿勢系モードの説明

姿勢系モード	内容
INVALID	何も行わない。
CRITICAL	衛星放出後のクリティカルフェーズにおけるモード。衛星角速度を消散させるデタンプリングからスピニアップ、スピン太陽指向を自律的に行う。
CHECKOUT	初期運用フェーズにおける各搭載機器の動作を確認するモード。 粗系による太陽指向制御を行う。精系機器の動作確認を行う。
CHECK_RW	RWの動作を確認するためのモード。1分ずつ各RWを正・負方向に回転させ、正常な動作をしているか確認する。 粗系は太陽指向制御を行う。
PAD_DEPLOY_NOMINAL	テグス溶断およびパドル展開フェーズでの待機モード。 粗系はゼロモーメント太陽指向制御を行う。溶断時は電力消費を減らすために、STTの電源を切り、精系の姿勢決定はSTTの電源を切るGYROFモードとする。
PAD_DEPLOY_PXPY	+X、+Yのパドルの展開を行うモード。 粗系はゼロモーメント太陽指向制御を行う。精系ではCDHから送られてくる溶断ステートを参照し、+Y→+Xの順でパドルを展開させる。 パドルが途中で停止した場合は、地上からのコマンドでPAD_DRIVE_MODEにし、手動で目標位置を入力して展開を行う。
PAD_DEPLOY_MXMY	-X、-Yのパドルの展開を行うモード。 粗系はゼロモーメント太陽指向制御を行う。精系ではCDHから送られてくる溶断ステートを参照し、-Y→-Xの順でパドルを展開させる。 パドルが途中で停止した場合は、地上からのコマンドでPAD_DRIVE_MODEにし、手動で目標位置を入力して展開を行う。
SUNPOINT_COARSE	衛星ノミナル時におけるモード。粗系によるゼロモーメント太陽指向制御を行う。 (SAFEとの差異として精系が電源ONである)
SUNPOINT_FINE	精系による2軸太陽指向モード。 RWの角運動量が飽和してきたら姿勢制御モードをRW_2AXISからRW_2AXIS_and_MQ_UNLOADに切り替える。精系がMTQの目標値を演算し、粗系に対して送信する。
SUNPOINT_FINE_3AX	精系による3軸太陽指向モード。 RWの角運動量が飽和してきたら姿勢制御モードをRW_3AXISからRW_3AXIS_and_MQ_UNLOADに切り替える。精系がMTQの目標値を演算し、粗系に対して送信する。
LVLJL_COARSE	粗系(MTQ)によるLVLJL姿勢制御を行う。
LVLJL_FINE	精系によるLVLJL姿勢制御を行う。 RWの角運動量が飽和してきたら姿勢制御モードをRW_2AXISからRW_2AXIS_and_MQ_UNLOADに切り替える。精系がMTQの目標値を演算し、粗系に対して送信する。
TRACKING_COARSE	粗系(MTQ)による地上局など地表の1点を追従指向する姿勢制御を行う。
TRACKING_FINE	精系によるポインティング姿勢制御モード。地上局指向やカメラによる撮影時に利用する。 RWの角運動量が飽和してきたら姿勢制御モードをRW_2AXISからRW_2AXIS_and_MQ_UNLOADに切り替える。精系がMTQの目標値を演算し、粗系に対して送信する。
PAD_DRIVE_MODE	Paddleを地上局から送信した指定の角度に駆動するモード。粗系は姿勢制御を行わない。 Paddle駆動中に異常が発生した場合、CDHに対してSAFEモード移行要求を送る。
VSAC	精系のPaddleによる2軸フィードバック姿勢制御(PADDLE_2AXIS)モード。 Paddle駆動中に異常が発生した場合、CDHに対してSAFEモード移行要求を送る。
VSAC_RW	精系によるVSACとRWの協調3軸フィードバック姿勢制御(PADDLE_RW_3AXIS)モード。 Paddle駆動中に異常が発生した場合、CDHに対してSAFEモード移行要求を送る。
SAFE	セーフモード。粗系によるゼロモーメント太陽指向制御を行う。 衛星に異常が発生した場合に入る。
ALL_ON	粗系・精系のコンポーネントすべての電源を入れるモード。 システム熱真空試験などでの使用を想定したもので、軌道上での利用はできない。
SELECT_MODE	ADCS内部の姿勢誘導モード、軌道決定モード、姿勢決定モード、姿勢制御モードを地上局から送信したモードに設定する。
MTQ_DRIVE_MODE	動作確認・極性確認用として利用するMTQ駆動モード。 送信した目標電流値となるようにMTQを動かす。
RW_DRIVE_MODE	動作確認・極性確認用として利用するRW駆動モード。 送信した目標角速度値となるようにRWを動かす。

表 4.3: 軌道決定モード一覧

軌道決定モード	内容
NOT_ORBIT_GET	軌道決定しない。
ORBIT_GNSS	軌道ダイナミクスとGNSS情報を利用した拡張カルマンフィルタ(EKF)による軌道位置・速度決定。
ORBIT_SGP4	TLEを利用したSGP4アルゴリズムによる軌道位置・速度決定。 地上からのTLEのアップリンクが必要となる。

4.3.2 姿勢決定系

表 4.1 内の姿勢決定モードについて説明する。表 4.4 に使用する姿勢決定モードと動作内容をまとめる。HIBARI の基本的なモードである太陽指向制御を行うには、太陽センサと磁気センサとジャイロセンサの情報を用いた太陽方向推定、地磁気方向推定、衛星角速度推定が必要である。この処理が表内 GAS_SAS_GYRO モードである。また、3

軸姿勢の取得には、粗系での太陽センサと磁気センサを TRIAD や QUEST で統合する GAS_SAS_GYRO_TRIAD/QUEST モードや、精系でのジャイロおよび STT 情報と拡張カルマンフィルタを用いる STT_GYRO モードで行う。本衛星でよく使用される TRIAD 法と拡張カルマンフィルタの計算方法については、付録 B にて説明する。

表 4.4: 姿勢決定モード一覧

姿勢決定モード	内容
NO_SENSOR	姿勢決定なし
GAS_SAS	SASによる太陽方向計測および、GASによる磁場の計測。磁場の推定値を利用した角速度の推定。
GAS_SAS_GYRO	SASによる太陽方向計測および、GASによる磁場の計測、GyroCによる角速度の推定。
GAS_SAS_GYRO_TRIAD	GAS, SASを利用したTRIAD法による3軸姿勢の推定。およびGyroCによる角速度の推定。TRIAD法を実行するうえで別途、慣性系から見た太陽方向ベクトルと地磁場ベクトルを取得する必要があり、時刻、位置および太陽方向モデル、磁場モデルから計算する。
GAS_SAS_GYRO_QUEST	GAS, SASを利用したQUEST法による3軸姿勢の推定。およびGyroCによる角速度の推定。QUEST法を実行するうえで別途、慣性系から見た太陽方向ベクトルと地磁場ベクトルを取得する必要があり、時刻、位置および太陽方向モデル、磁場モデルから計算する。
GAS_SAS_GYRO_EKF	GAS, SASを利用したQUEST法による推定3軸姿勢とGyroCによる角速度を用いた拡張カルマンフィルタ(EKF)による3軸姿勢、および角速度の推定。
STT_GYRO	STT と GyroF の 値 を 用 いた 拡 張 カ ル マ ン フ ィ ル タ (EKF) に よ る 3 軸 姿 勢 , および角速度の推定。
STT	STTの情報をそのまま利用した3軸姿勢決定。および姿勢履歴値を用いた角速度推定。
GYROF	GyroFを用いた角速度推定。CheckOutモード時などSTTの電源を落とすときに用いる。
ALL	すべてのセンサを用いた姿勢、角速度推定。

4.3.3 姿勢誘導系

表 4.1 内の姿勢誘導モードについて説明する。姿勢誘導の目的は、太陽方向や指定した姿勢を基準に、目標姿勢や目標指向方向、目標角速度を導出することである。表 4.5 に使用する姿勢誘導モードとその動作内容についてまとめる。例えば、NON_DIRECT モードは目標姿勢なし、目標角速度 0 deg/s と設定するモードで、角速度を消散させるデタンプリング制御時に使用する。SUN モードは目標角速度を 0 deg/s で、太陽指向面である衛星 +Z 面を太陽へ指向させるモードで、太陽指向制御時に使用する。

表 4.5: 姿勢誘導モード一覧

誘導モード	内容
NON_DIRECT	目標姿勢：なし．目標角速度：0 deg/s
SUN	目標姿勢：+Z面を太陽指向，目標角速度：0 deg/s
SUN_SPIN	目標姿勢：+Z面を太陽指向，目標角速度：姿勢した角速度
SUN_3AX_MODEL	目標姿勢：太陽位置モデルをベースとした3軸太陽指向，目標角速度：0 deg/s
INERTIA	目標姿勢：地上から指定した任意3軸姿勢，目標角速度：0 deg/s
EC	目標姿勢：-Z面が地心指向，+Y面が衛星速度方向指向，目標角速度：-X周りに公転角速度
GS	目標姿勢：地上局指向(目標位置は任意に指定可能)，目標角速度：目標姿勢の微分値

4.3.4 姿勢制御系

表 4.1 内の姿勢制御モードについて説明する．表 4.6 に HIBARI の姿勢制御モードとその動作内容についてまとめる．HIBARI は姿勢系アクチュエータとして，MTQ，RW，駆動パドルを搭載しているため，それぞれを用いた姿勢制御則が必要となる．それぞれのアクチュエータに対して，フィードフォワード制御則で出力するモード（_DRIVE）や，フィードバック 2 軸姿勢制御モード（_2AXIS），3 軸姿勢制御モード（_3AXIS）が存在する．また，姿勢制御性能を向上させるため，RW の保有する角運動量を MTQ による出力トルクによって減らすアンローディングモード（_MTQ_UNLOAD）や，パドルによる迅速姿勢制御後に RW による安定指向制御を行うモード（PADDLE_RW_3AXIS）を設計する．以下で，MTQ，RW およびパドルを用いた姿勢制御について説明する．

4.3.4.1 磁気トルカを用いた姿勢制御

HIBARI では，MTQ を用いた姿勢制御則として，衛星角速度を 0 にするデタンプリング制御と，目標方向へ指向させる 2 軸姿勢制御，目標姿勢へ変更させる 3 軸姿勢制御がある．これらの制御則について説明する．

まず，MTQ による磁気トルクは，地球磁場と MTQ による磁気モーメントの干渉により発生し，以下で計算される．

$$\mathbf{T} = \mathbf{M}_{mtq} \times \mathbf{B} \quad (4.1)$$

ここで \mathbf{M}_{mtq} は MTQ が発生する磁気モーメント [Am^2]， \mathbf{B} は地磁場ベクトル [T] である．MTQ への入力に磁気モーメント \mathbf{M}_{mtq} なので，MTQ の姿勢制御では基本的に，必要トルクの計算とそのトルクが出せる出力磁気モーメントの計算の 2 ステップを踏む．

まず，所望トルクを求める．トルクの求め方は，デタンプリング制御，2 軸制御，3 軸

表 4.6: 姿勢制御モード一覧

姿勢制御モード	内容
MTQ_DRIVE	コマンドで指令されたMTQ目標電流値をそのまま流すモード。 MTQの単体動作確認や極性確認試験, 衛星残留磁気モーメントの打消しに利用する。
MTQ_DETUMBLING	MTQによる角速度制御により衛星の角速度を減少させるモード。 衛星放出後のクリティカルフェーズにて利用する。
MTQ_2AXIS	MTQを利用した2軸姿勢制御モード。
MTQ_3AXIS	MTQを利用した3軸姿勢制御モード。
RW_DRIVE	コマンドなどで指令された目標角速度となるようにRWを駆動するモード。 RWの単体動作確認や極性確認試験などに利用する。
RW_2AXIS	RWを利用した2軸姿勢制御モード。
RW_3AXIS	RWを利用した3軸姿勢制御モード。
RW_MTQ_UNLOAD	MTQを利用したRWのアンローディングを行うモード。 (RWを減速させるのみ, 姿勢は考慮しない。)
RW_2AXIS_and_MTQ_UNLOAD	RWによる2軸姿勢制御とMTQによるアンローディングを併行して行うモード。 姿勢を考慮するため, RW_MTQ_UNLOADよりも減速は遅い。
RW_3AXIS_and_MTQ_UNLOAD	RWによる3軸姿勢制御とMTQによるアンローディングを併行して行うモード。 姿勢を考慮するため, RW_MTQ_UNLOADよりも減速は遅い。
PADDLE_DRIVE	地上局コマンドなどで指令された目標位置となるようにパドルを駆動するモード。 パドルの展開や原点復帰, 性能確認, 非ホロノミック姿勢変更などに利用する。
PADDLE_2AXIS	パドルによる2軸姿勢制御を行うモード。
PADDLE_RW_3AXIS	パドルとRWを併用した3軸姿勢制御を行うモード。

制御でそれぞれ異なる。デタumbling制御では、角速度を0にすればよいため、所望トルク T_{cmd} は以下のD制御において、目標角速度 ω_{ref} を $\mathbf{0}$ として、衛星角速度 ω_{body} を用いて求める。

$$T_{cmd} = K_d(\omega_{ref} - \omega_{body}) \quad (4.2)$$

$$= -K_d\omega_{body} \quad (4.3)$$

K_d はDゲインである。

2軸姿勢制御について、特に太陽指向制御では、衛星 z 軸ベクトル r_z を太陽方向ベクトル r_{sun} に向けるため、それらベクトル間の回転ベクトル ϑ と、目標角速度との差 $(\omega_{ref} - \omega_{body})$ を使った以下の2軸PD制御でトルクを算出する。

$$T_{cmd} = K_p\vartheta + K_d(\omega_{ref} - \omega_{body}) \quad (4.4)$$

$$\vartheta = e\theta = \|r_z \times r_{sun}\| \cdot \arccos(r_z \cdot r_{sun}) \quad (4.5)$$

K_d はDゲイン, K_p はPゲインである。

また、3軸姿勢制御では、トルクはクオータニオンフィードバック制御で求める [42]. 具体的には、慣性系から目標姿勢までの回転を表すクオータニオン \mathbf{q}_{I2T} と、慣性系から衛星機体姿勢までの回転を表す推定クオータニオン $\hat{\mathbf{q}}_{I2B}$ との差分クオータニオン \mathbf{q}_{B2T} と、目標角速度との差 ($\boldsymbol{\omega}_{ref} - \boldsymbol{\omega}_{body}$) を使った以下で算出する.

$$\mathbf{T}_{cmd} = K_p \boldsymbol{\rho} + K_d (\boldsymbol{\omega}_{ref} - \hat{\boldsymbol{\omega}}) \quad (4.6)$$

$$\mathbf{q}_{B2T} = \mathbf{q}_{I2T} \otimes \hat{\mathbf{q}}_{I2B}^{-1} = \begin{bmatrix} e \sin(\theta/2) \\ \cos(\theta/2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\rho} \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

次に、所望トルク \mathbf{T}_{cmd} から指令磁気モーメント \mathbf{M}_{MTQ} を算出する方法について述べる. 算出方法は一般的に2通りあり、1つ目は次式のクロスプロダクト則と呼ばれる方法である.

$$\mathbf{M}_{MTQ} = \frac{\mathbf{B} \times \mathbf{T}_{cmd}}{|\mathbf{B}|^2} \quad (4.8)$$

2つ目は、式 (4.1) において、 $[\times \mathbf{B}]$ を歪対称行列 \mathbf{B}_{mat} としたときの疑似逆行列 \mathbf{B}_{mat}^\dagger を用いる方法である.

$$\mathbf{M}_{MTQ} = \mathbf{T}_{cmd} \cdot \mathbf{B}_{mat}^\dagger \quad (4.9)$$

$$\mathbf{B}_{mat} = \begin{bmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

この2つの方法はいずれも算出する \mathbf{M}_{MTQ} の方向は等しく、図 4.2 のように \mathbf{B} と \mathbf{T}_{cmd} に直交する方向となるため、発生トルクと所望トルクの間には誤差が生じる. これは式 (4.1) のとおり外積が用いられているため、発生トルクは地磁気ベクトル \mathbf{B} に直交する平面内に限定してしまうためである. ただし、後者の方法は \mathbf{M}_{MTQ} の大きさをトルク誤差のノルムが最小となるように調整されるため、HIBARI ではこちらを使用する. 実際には、MTQ に磁気モーメント \mathbf{M}_{MTQ} を指令せず、 \mathbf{M}_{MTQ} から MTQ へ出力する電流値を計算し、MTQ 制御基板がパルス幅変調 (PWM) 制御で MTQ に目標電流値を出力させる.

また、GAS が地球磁場を測定する際に、MTQ が磁気モーメントを出力すると GAS は地球磁場を正確に測定できないため、GAS が測定し MTQ は磁気モーメントを出力しないループと、GAS は測定せず MTQ が出力するループを交互に繰り返す設計としている.

なお、衛星角速度を消散させる制御として、B-dot 則制御がある. これは、衛星の回転エネルギーを E とすると、その時間変化は以下と表せるため、これが負となるように \mathbf{M} を出力するという制御則である.

$$\frac{dE}{dt} = \mathbf{M} \cdot \frac{d\mathbf{B}}{dt} \quad (4.11)$$

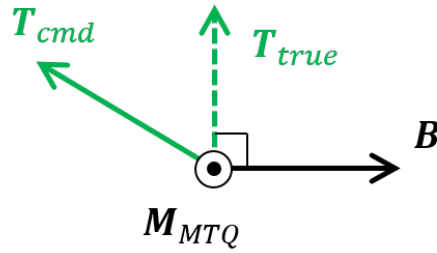


図 4.2: 所望トルクと発生トルクの関係

ここで、軌道運動を無視すれば、 \mathbf{B} の時間変化は以下と書ける。

$$\frac{d}{dt}\mathbf{B} = \mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega} \quad (4.12)$$

一例として、 \mathbf{M} をゲイン k を用いて、以下のように選択する。

$$\mathbf{M} = -k \frac{d}{dt}\mathbf{B} = -k(\mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega}) \quad (4.13)$$

これはまさに式 4.2 を用いて出力磁気モーメントを算出したとき、モーメント方向が一致することとなり、いずれの方法でも角速度を減少できることが示される。

また、式 (4.4) を用いた太陽指向制御について、この式で \mathbf{P} 項を計算するとき太陽ベクトルを使用するため、太陽センサで太陽補足をできない日陰中には対応が必要である。対策として、日陰中は (1) 無制御とする、(2) \mathbf{P} 項は 0 として \mathbf{D} 項のみを考慮する制御とする、(3) ジャイロセンサで太陽ベクトルを推定する、(4) 磁気センサで角速度・太陽ベクトル推定する [41]、などの方法が挙げられるが、後述する姿勢シミュレータを用いた解析で、最も収束性が高い (2) の手法を HIBARI では基本的に使用する。

4.3.4.2 リアクションホイールを用いた姿勢制御則

HIBARI では RW を用いた制御として、2 軸姿勢制御、3 軸姿勢制御、MTQ による RW 角運動量の減少（アンローディング）と併せた姿勢制御を主に用いる。ここでは、3 軸姿勢制御と MTQ によるアンローディングを用いた制御について述べる。

RW による姿勢制御の流れは MTQ と同様に、所望トルクを計算し、そのトルクを出力できるよう RW の角速度を指令する。

所望トルクの計算は、以下のクォータニオンフィードバック制御で求めたトルク \mathbf{T}_{fb} と、姿勢変動中に発生するジャイロトルクをフィードフォワード補償するトルク \mathbf{T}_{gyro} を足し合わせて算出する。

$$\mathbf{T}_{cmd} = \mathbf{T}_{fb} + \mathbf{T}_{gyro} \quad (4.14)$$

クオータニオンフィードバックによるトルク T_{fb} は、MTQ のときと同様に以下で求める。

$$T_{fb} = K_p \boldsymbol{\rho} + K_d(\boldsymbol{\omega}_{ref} - \boldsymbol{\omega}_{body}) \quad (4.15)$$

ジャイロトルクを補償するトルク T_{gyro} は、衛星全体の角運動量 L を用いて以下で求める。

$$T_{gyro} = \boldsymbol{\omega}_{body} \times L \quad (4.16)$$

$$L = I_{sys} \boldsymbol{\omega}_{body} + I_{rw} \boldsymbol{\omega}_{rw} \quad (4.17)$$

I_{sys} は衛星全体の慣性テンソル、 I_{rw} は RW の慣性テンソル、 $\boldsymbol{\omega}_{rw}$ は RW の角速度である。

次に、式 4.14 で求めた T_{cmd} から、RW の目標角速度を算出する。まず RW のトルク T_{cmd} と慣性モーメント、角加速度の関係から、RW の角加速度を以下で求める。

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{rw} = T_{cmd} / i_{rw} \quad (4.18)$$

i_{rw} は、RW の回転軸まわりの慣性モーメントである。この RW 角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{rw}$ を積分することで RW の角速度指令値 $\boldsymbol{\omega}_{rw_{cmd}}$ を計算する。

$$\boldsymbol{\omega}_{rw_{cmd}} = \boldsymbol{\omega}_{rw_{measure}} + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{rw} dt \quad (4.19)$$

$\boldsymbol{\omega}_{rw_{measure}}$ は測定した RW の角速度、 dt は制御周期である。また、実際に RW へ角速度を出力する際は、上の計算において RW の角速度、角加速度の上限を考慮する。

次に MTQ のアンローディングを併用した RW 制御について述べる。この制御は以下の流れで行う。(1) 式 4.14 で RW の目標トルクを算出する。(2) MTQ による RW のアンローディングトルクを算出する。(3) (1) と (2) から、再度 RW の目標トルクを算出する。(4) 上と同じ方法で、RW の角速度を算出する。(2),(3) のアンローディングトルクの算出方法について述べる。まず、アンローディングによる RW 目標角速度 $\boldsymbol{\omega}_{rw_{target}}$ を設定し、RW 角速度を目標へ近づけるための MTQ によるトルク $T_{mtq_{cmd}}$ は以下で求める。

$$T_{mtq_{cmd}} = k_{unload}(\boldsymbol{\omega}_{rw_{target}} - \boldsymbol{\omega}_{rw_{measure}}) \quad (4.20)$$

k_{unload} は比例ゲインである。この $T_{mtq_{cmd}}$ を出力するための MTQ の磁気モーメントを式 4.9 で計算し、再度式 4.1 から、実際に出力される T_{mtq} を計算する。

この MTQ によるトルク T_{mtq} を発生させつつ、RW が T_{mtq} と逆符号のトルクを発生させれば、理想的には衛星に角加速度は発生せずに RW の角速度が $\boldsymbol{\omega}_{rw_{target}}$ に近づいていく。さらに、式 4.14 で計算した衛星姿勢制御のための RW トルクを同時に発生させることで、RW の角速度を目標へ近づけつつ衛星の姿勢制御が可能となる。

4.3.4.3 パドル駆動を用いた姿勢制御則

HIBARI では、パドルを用いた姿勢制御則として、パドル位置のフィードフォワード駆動制御と、目標方向へ指向させる2軸姿勢制御、RW と併用した3軸姿勢制御がある。本論文では、フィードフォワード制御と2軸姿勢制御の制御則について説明する。

まずパドル位置のフィードフォワード制御は、駆動角度、駆動最大角速度、駆動最大角加速度のパラメータをパドル駆動系に指令することで行う。本制御はパドル駆動自体の性能評価や迅速な姿勢制御、ノンホロミック性を利用した制御や最適制御などリアルタイムでの指令値計算が難しい制御への応用に使用される。本論文ではパドル駆動性能評価と迅速姿勢制御に使用する。

パドルを用いた2軸姿勢制御は、まず目標衛星角加速度を算出し、それを出力するようパドルへ駆動量を指令する流れで行う。目標衛星角加速度はクォータニオンフィードバック制御で求める。

$$\dot{\omega}_{ref} = K_p \boldsymbol{Q} + K_d (\omega_{ref} - \omega_{body}) \quad (4.21)$$

K_p, K_d は制御ゲインである。

次に目標衛星角加速度から、パドルの駆動角加速度 $\ddot{\phi}$ の算出方法を述べる。角運動量保存則から、衛星角加速度 $\dot{\omega}_0$ とパドル角加速度 $\ddot{\phi}$ の関係は以下である。

$$\boldsymbol{I}_{sys} \dot{\omega}_0 = - \sum_{i=0}^4 \boldsymbol{I}_{pad,i} \ddot{\phi}_i \quad (4.22)$$

\boldsymbol{I}_{sys} はシステム慣性テンソル、 $\boldsymbol{I}_{pad,i}$ はパドル駆動軸 \boldsymbol{e}_i まわりの慣性テンソルである。この $\dot{\omega}_0$ に $\dot{\omega}_{ref}$ を代入することで、衛星角加速度の制御ができる。パドルは、その回転軸 \boldsymbol{e}_i まわりに発生するトルクのみを制御対象とし、パドルの \boldsymbol{e}_i まわりの慣性モーメントを共通で i_{pad} 、それぞれのパドルの \boldsymbol{e}_i まわりの角加速度を $\ddot{\phi}_i$ とすると、上式は以下となる。

$$\boldsymbol{I}_{sys} \dot{\omega}_{ref} = - \sum_{i=0}^4 \boldsymbol{e}_i i_{pad} \ddot{\phi}_i \quad (4.23)$$

パドル駆動軸 \boldsymbol{e}_i は、今回 $\boldsymbol{e}_1 = -\boldsymbol{e}_3, \boldsymbol{e}_2 = -\boldsymbol{e}_4$ で衛星 X, Y 軸方向に沿っているため、次とまとめられる。

$$\sum_{i=0}^4 \boldsymbol{e}_i i_{pad} \ddot{\phi}_i = i_{pad} \begin{bmatrix} \ddot{\phi}_4 - \ddot{\phi}_2 \\ \ddot{\phi}_1 - \ddot{\phi}_3 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

パドルは4本あるが、今回のコンフィギュレーションでの制御自由度は2であるため、衛星 Z 軸周りの姿勢は無視する2軸姿勢制御、つまり $\dot{\omega}_{ref}$ の Z 軸成分は0とする。また、対

面に位置するパドルは対称に駆動するよう、 $\ddot{\phi}_1 = -\ddot{\phi}_3, \ddot{\phi}_2 = -\ddot{\phi}_4$ とすると、各パドルの指令角加速度 $\ddot{\phi}_i$ が求められる。ただしパドルドライバへの指令値はパドル位置 ϕ であるため、 $\ddot{\phi}$ を積分して算出する。その際に、パドル角速度、角加速度の上限を考慮して計算をする。

4.4 異常検知・処理

パドル駆動系が異常が起こしたとしても、システムの安全性を担保するために、自律的な異常の検知および対応手法を設計する。

まず、パドルの意図しない駆動は必ず防ぐ必要があるため、パドル駆動許可フラグをソフトウェア内の変数として導入した。本フラグが下がっているときは、パドル駆動系は強制的にパドルの駆動を禁止する。パドル駆動ミッションモード以外では、パドル駆動許可フラグを下げておき、ミッション直前で地上コマンドによりフラグを上げる運用とする。ミッション中は、図 3.13 の姿勢系機器におけるモータドライバー基板および、アブソリュートエンコーダにおいて異常が検知されたときに、精系の MPU は駆動許可フラグを自律で下げ、パドル駆動を停止させ、衛星全体をセーフモードに移行させる。これ以降は、万が一ミッションモードに入ってしまったとしても、フラグが下がっているためパドルは駆動できない設計である。地上で異常を検知後に、正常だと判断が出来次第、地上からパドル駆動許可を出して、パドルをノミナル位置に戻す運用を行う。以下で、モータドライバー基板およびアブソリュートエンコーダの異常の種類とその判断基準について述べる。

1. モータドライバー基板

(a) ソフトウェアカレントリミット

ADC（アナログ/デジタルコンバータ）で読み取った電流値が基準値より大きかった場合、駆動許可フラグを下げる。基準値は地上局からのコマンドにより変更可能であり、デフォルト値は 480 mA である。

(b) 通信タイムアウト

1 ループの中で精系の MPU がモータドライバー基板との通信に失敗しタイムアウトになった回数が基準値を超えた場合、駆動許可フラグを下げる。基準値は地上局からのコマンドにより変更可能であり、デフォルト値は 1 回である。

2. アブソリュートエンコーダー

(a) ソフトウェアカレントリミット

ADC で読み取った電流値が基準値より大きかった場合、駆動許可フラグを下げる。基準値は地上局からのコマンドにより変更可能であり、デフォルト値は

90 mA である。

(b) 通信失敗

モータドライバー基板がアブソリュートエンコーダーとの通信が失敗した回数が基準値を超えた場合、駆動許可フラグを下げる。基準値は地上局からのコマンドにより変更可能であり、デフォルト値は1回である。

(c) 角度読取失敗

アブソリュートエンコーダーが正しい値を読み取れなかった場合は、アブソリュートエンコーダーからの返答データの有効フラグが0となる。この読取エラーが起こった回数が基準値を超えた場合、駆動許可フラグを下げる。基準値は地上局からのコマンドにより変更可能であり、デフォルト値は1回である。

(d) 角度レンジオーバー

アブソリュートエンコーダーの値が想定されるレンジをオーバーした場合、駆動許可フラグを下げる。アブソリュートエンコーダーの適正レンジは $-95 \text{ deg} - +95 \text{ deg}$ としている。

(e) 角度外れ値

アブソリュートエンコーダーの値が、前回の値と比べて基準値を超え外れた場合、駆動許可フラグを下げる。外れ値が基準回数連続した場合、その外れ値を信用して使用する。基準値と基準回数は地上局からのコマンドにより変更可能であり、デフォルト値は 20 deg 、10回である。

4.5 結言

本章では、まず、HIBARIのソフトウェア構成について述べた。姿勢系は、システムの安全を担保するための粗系と、パドル駆動姿勢制御をはじめとした高い姿勢制御性を満たすための精系を用意し、それぞれ独立に姿勢制御ができるように設計した。そのために、粗系・精系はそれぞれの要求と搭載機器に応じた軌道決定モード、姿勢決定モード、姿勢誘導モード、姿勢制御モードを搭載している。衛星の各運用フェーズに対応した、これらモードの組み合わせについて述べ、それぞれのモードに対応するアルゴリズムの説明をした。特に、パドル駆動を用いたフィードバック姿勢制御則について提案した。また、パドル駆動系が異常が起こしたときにシステムの安全性を担保するために、自律的な異常の検知および対応手法を設計した。この設計した姿勢制御系について、5章にて述べる姿勢シミュレータを用いて評価を行う。

第 5 章

軌道上実証衛星の地上試験

5.1 緒言

本章では，パドル駆動系，姿勢制御系および衛星システム全体についての設計妥当性や性能を確認するために地上試験を行う。また，人工衛星は軌道投入後の修理が困難であるため，信頼性を上げるための地上試験がより重要である。

パドル駆動系の評価には，軌道上環境として微小重力環境を模擬したパドル駆動試験や，高温・低温真空環境を模擬したパドル駆動試験を行う。姿勢制御系の評価には，可変形状機能を有する宇宙機に対応した軌道上環境を模擬した姿勢ダイナミクスシミュレータとして，ソフトウェアのみで構成されたシミュレータである SiLS，実ハードウェアを含むシミュレータである HiLS の 2 種類を開発し，これらを用いて姿勢制御シミュレーションを行う。SiLS は通常の計算機上で行うことができ，実時間よりも高速なシミュレーションが可能となるため，制御則の動作確認や，パラメータ決定など，多数のシミュレーションを行う場合に適している。HiLS は，衛星搭載コンピュータを実際に使用するため，SiLS とは異なり実時間でのシミュレーションしか行えないものの，より軌道上での動作に近いシミュレーションを行うことができる。また，衛星システムとしての設計妥当性の確認のためには，特に駆動パドルを搭載することで影響を受ける系について確認するため，通信アンテナパターン試験，振動試験，衝撃試験，質量特性測定，熱真空試験を行う。

5.2 パドル展開・駆動試験

設計したパドル駆動系の設計妥当性や駆動性能，特性を地上で評価するために，軌道上環境を模擬した条件下でのパドルの展開・駆動試験を行う。パドルの展開シーケンスは 3.4 節で述べたように，a. 衛星構体側面の保持開放機構の展開，b. スプリングヒンジによるパネルの 1 次展開，c. 衛星構体上側の保持開放機構の展開，d. パドル駆動によるノミ

ナル位置への展開の流れで行う。これらそれぞれの動作や、パドルの長時間駆動が軌道上にて正常動作することを確認するために、以下5つの条件下でのハードウェア試験を実施することで、軌道上模擬環境下での網羅的な健全性確認をすることを図る。

1. +Z面を上にした状態での保持開放機構の動作確認試験（上記 a,c の確認）
2. 重力補償環境下でのパネル展開試験（上記 b の確認）
3. 重力補償環境下でのパドル駆動試験（上記 d およびパドル駆動性能の確認）
4. 熱真空環境下において保持開放機構の動作試験（上記 a,c の確認）
5. 熱真空環境下においてモータ駆動の確認試験（上記 d およびパドル駆動性能の確認）

1では軌道上で化学繊維線を溶断したときに、保持開放機構が正常に動作することやスプリングヒンジによってパドルの展開を正常に開始できることを確認する。2では、化学繊維線の溶断後に、スプリングヒンジによってパネルの展開が完了できるかを重力補償をすることで確認する。3では、パドル構造が接続された状態で、パドル駆動系が正常に動作することを重力補償をすることで確認する。4では、軌道上での真空かつ高温環境下において、保持開放機構が正常に動作することを確認する。5では、同様に真空かつ高温・低温環境下において、正常にパドルが駆動できることや駆動性能を確認する。なお、上記1,2,3については、衛星構造システムの健全性確認のための振動試験の前後で行い、振動によるパドル展開・駆動への影響を確認する。

5.2.1 保持開放機構の動作確認試験

化学繊維線が溶断された後の保持開放機構の動作の正常性を確認するために、衛星エンジニアリングモデル (EM) 構体の化学繊維線を切断して、衛星上面と側面の保持解放機構、動作検知スイッチ、スプリングヒンジが適切に動作することを確認する。主な確認項目は以下の通りである。

- 側面の保持解放機構の動作を目視で確認する。
- スプリングヒンジによるパドルの展開開始を目視で確認する（化学繊維線1本の切断につきパドルは2枚同時に展開する）。
- 上面の保持解放機構の動作を目視で確認する。
- 上面の保持解放機構の動作検知スイッチの導通確認する。

試験方法

1. 側面の保持解放機構の化学繊維線を切断する。この際、側面の保持解放機構の動作と、パドル先端がスプリングヒンジによって展開することを確認する。図5.1にこ

の時のパドルの1段階目の展開の様子を示す。

2. 上面の保持解放機構の化学繊維線を切断する。この際、上面の保持解放機構の動作と、上面の保持解放機構に取り付けられた動作検知スイッチの動作を確認する。

試験結果

側面の保持解放機構の化学繊維線を切断し、保持解放機構すべてが解放され、パドル先端が展開することを確認した。また、上面の保持解放機構の化学繊維線を切断し、保持解放機構すべてが解放され、パドルが展開されることとスイッチが動作することを確認した。

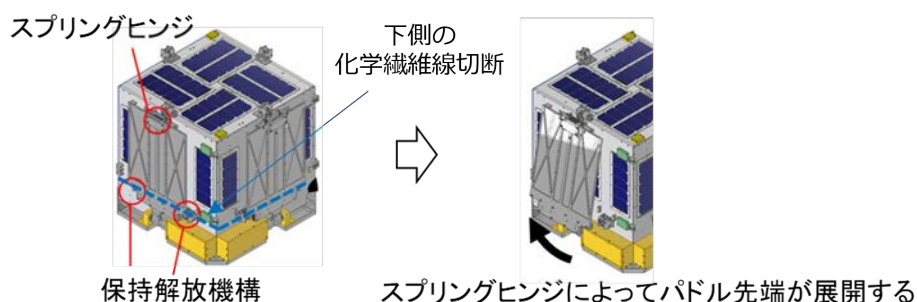


図 5.1: パドルの1段階目の展開の様子

5.2.2 重力補償環境下でのパドル展開試験

側面の2つの保持開放機構が開放された後、スプリングヒンジによってパネルが展開完了することを確認する。地上においては、重力による摩擦がある場合に正常に展開が確認できないため、EM構体を横倒しにして、パドルを化学繊維線で吊り上げて重力補償を行い、パドルを1枚ずつ展開させる。

試験方法

1. 上側の保持解放機構で保持されている状態を模擬するために、固定治具を使ってロッドをEM構体に固定する。このときの固定治具外観を図5.2に示す。
2. EM構体を横倒しにし、パドルを化学繊維線で吊り上げて重力補償を行う。
3. パドルを手で押さえた状態から解放することで、パドルを展開する。図5.3に重力補償状態でのパドル展開の様子を示す。

試験結果

いずれのパネルもガタつきや異音等は発生せず、最後まで展開しきることを確認した。なお、パネルが展開し、ストッパーに衝突した後、衝撃による跳ね返りにより数回衝突を繰り返すが、最終的に完全に展開した状態で静止することを確認した。

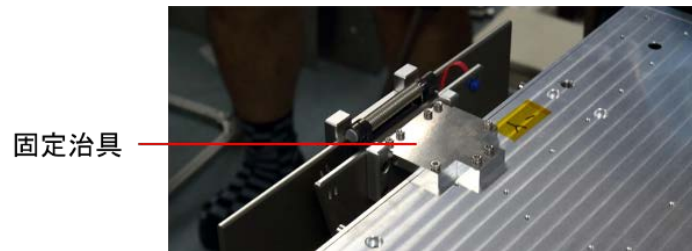


図 5.2: 固定治具外観

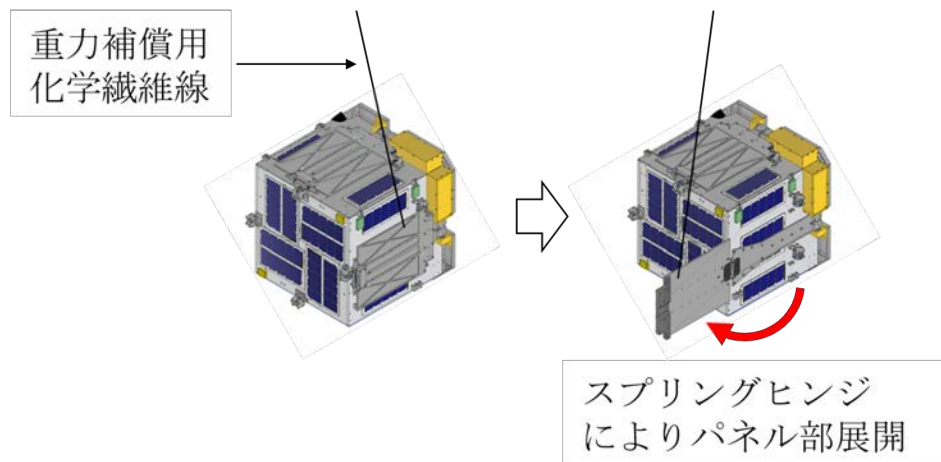


図 5.3: 重力補償状態でのパドル展開

5.2.3 重力補償環境下でのパドル駆動試験

パドル構造が接続された状態で、モータが適切に動作することを確認するために、EM構体を横倒しにして、重力補償環境下でパドルを駆動制御する。

試験方法

パネル展開試験と同様に、パドルを化学繊維線で吊り上げて重力補償を行い、以下の条件で、実際の駆動用モータシステムを用いて駆動させる。

- パドル駆動角度：± 45 deg（リミットスイッチへの衝突を避けるため）
- パドル角速度：10 deg/s
- パドル角加速度：3 deg/s²
- 角速度入力：正弦波形状
- 駆動回数：10 往復

試験結果

2枚のパドルともに駆動することを確認した。しかし、エンジニアリングモデルを用いた

システム振動試験後における実験では、パドルの駆動中に動作のガタつきや、パドルの根本から擦れるような異音が発生した。モータ制御用エンコーダの角度のグラフ形状に異常が見られなかったことから、遊星ギア以降（遊星ギア、カップリング、ベアリング）の駆動系に振動試験によって異常が発生したと考え、追試験を実施した。なお、駆動後も太陽電池セル用ハーネスは導通し、過度なテンションや破損等は確認されなかった。

追試験手順

以下の部品交換をしたコンフィグレーションで、それぞれ同様の条件で再度駆動させる。

- モータ + 制御用エンコーダ + 遊星ギアを、振動試験未使用のものに交換する
- モータ + 制御用エンコーダ + 遊星ギア + カップリングを、振動試験未使用のものに交換する
- モータ + 制御用エンコーダ + 遊星ギア + カップリング + 駆動軸を、振動試験未使用のものに交換する

追試験結果

上記コンフィグレーションの3つ目のとおり、駆動軸まで振動試験未使用のものに交換して駆動したところ、パドルの異音やガタつきがなくなることを確認した。また、この交換の際に、図 5.4 で示すように駆動軸に摩耗痕が確認された。この摩耗痕の位置は軸と軸穴のはめあいの隙間が 10–40 μm と小さく、振動試験によって擦れて摩耗したと考えた。機構の各部品は、計算上振動荷重に対して十分な強度をもつため、各部品の塑性変形はないと考えられ、この摩耗により異音やガタつきが生じたと考えられる。実際に軌道上へ打ち上げるフライトモデル (FM) では、各ベアリングホルダーの軸穴径を広げる設計変更を行った。パドルは保持解放機構やカップリング、ギアなどの複数点で固定されているため、振動荷重によるベアリングのはずれや故障はないと考える。

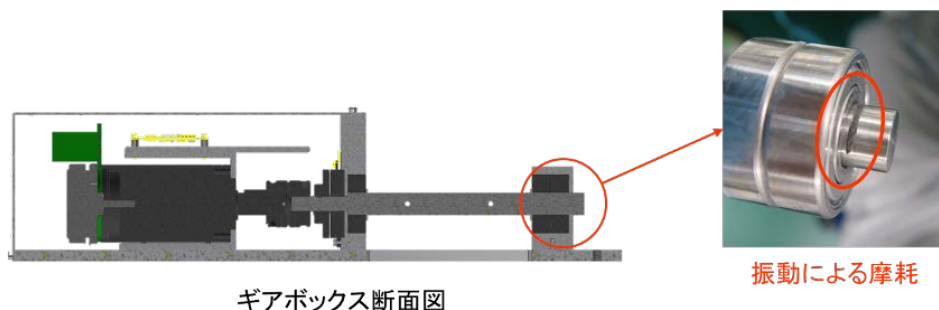


図 5.4: 駆動軸の摩耗痕

5.2.4 熱真空条件下でのパドル展開試験

軌道上での真空かつ高温・低温環境下において、保持開放機構が正常に動作することを確認するため、真空環境下かつ温度を高温 (hot, 約 50 °C) にした状態で、保持開放機構の動作をさせて以下項目を確認する。

- 真空かつ hot 条件下で保持解放機構、ヒンジが熱変形や固着せずに動作するか確認する。
- 熱真空条件下で動作検知スイッチが適切に動作し導通するかを確認する。

試験方法

恒温・真空槽に入れることができ、保持開放機構の動作を模擬できる構造モデルを設計し、真空・恒温槽内にセットし、以下の条件下で化学繊維線溶断を行う。

- 溶断時機構温度：63.6 – 67.5 °C
- 溶断時大気圧：4.29 Pa
- hot のみ 1 回で溶断

図 5.5 に構造モデルの外観を示す。衛星上面側の実験コンフィグレーションは、保持開放機構と化学繊維線によりパドルロッド部を模擬した構造を固定し、化学繊維線の溶断により保持開放機構が動作し、ロッド部が展開できるよう模擬する。衛星側面側の実験コンフィグレーションは、保持開放機構と化学繊維線によりパドルのパネル部を模擬した構造を固定し、化学繊維線の溶断により保持開放機構が動作できるよう模擬する。

試験結果

hot 条件下かつ真空条件下においても各保持解放機構が解放され、ヒンジが展開することを確認した。また、真空条件下でも動作検知スイッチが導通し、保持解放機構の動作を検知することを確認した。

5.2.5 熱真空条件下でのパドル駆動試験

軌道上環境でパドル駆動系が正常に動作することを確認するために、真空環境下かつ温度を高温 (hot, 約 50 °C) から低温 (cold, 約 -10 °C) にした状態で、パドル駆動を模擬して以下項目を確認する。

- モータの電流値を測定し、真空かつ hot/cold 条件下でモータが正常に駆動するかを確認する。
- 真空かつ hot/cold 条件下で、駆動中にアブソリュートエンコーダが値を正常に出力

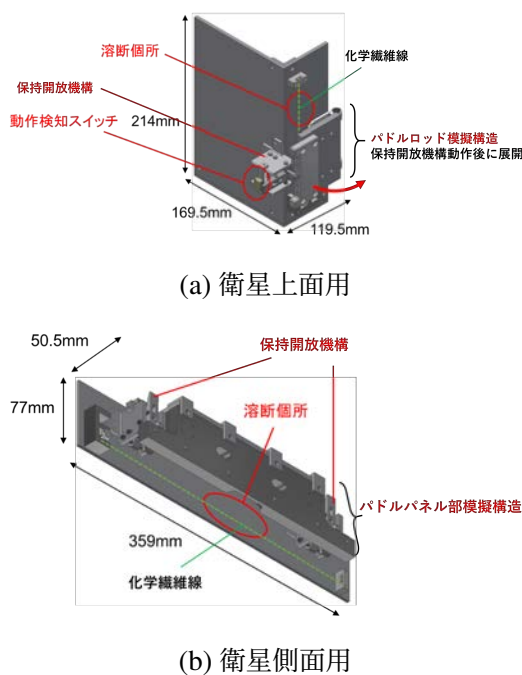


図 5.5: 保持解放機構とパドル模擬構造を取り付けた構造モデル外観

できるかを確認する。

- 本熱真空試験前後で、駆動軸まわりにルーティングしたハーネスに異常がないかを目視、導通で確認する。
- 本熱真空試験を通して、モータ用コネクタに異常がないかを目視、導通で確認する。

試験方法

パドル駆動系に対しては、熱真空槽内でモータ駆動ができるように、図 5.6 に示すパドル構造を短くしたパドル駆動系モデルを設計する。パドル構造以外は衛星と同様のパドル駆動系機器を用いており、重力補償なしでも駆動ができる。また、太陽電池パドルからの発電用ハーネスも模擬するために、ハーネス両端をカプトンテープを用いて構造モデルに固定し、パドル駆動軸まわりにルーティングする。本パドル駆動系モデルを用いて、以下の条件で Paddle Ctrl 基板を用いてモータ駆動する。

- パドル駆動角度： ± 80 deg
- 駆動角速度：10 deg/s
- 駆動角加速度：3 deg/s²
- 角速度入力：正弦波形状
- 機構温度：-12 – 53 °C
- 大気圧：5 Pa 以下

- hot/cold 両方で実施

試験結果

まず熱真空環境においても、パドル駆動モータが駆動し、パドル駆動系が正常に動作することを確認した。試験後の動作確認や外観チェックでも異常がないことも確認した。駆動中にアブソリュートエンコーダが値を出力することを確認した。軸まわりにルーティングしたハーネスに対しては、試験前後の目視と導通確認を実施し、異常がないことを確認した。また、モータのコネクタも真空環境で動作することを確認し、目視や触診でも異常がないことを確認した。図 5.7 にモータの電流値変化のグラフを示す。図 5.7(a) はパドル角度 -80 deg から 80 deg まで駆動した場合、図 5.7(b) はパドル角度 80 deg から -80 deg まで駆動した場合である。これより、hot 条件と cold 条件で 150 mA 程度の差がみられた。この原因として、モータの周囲温度が高い場合、巻線抵抗が増加し電流が流れにくくなり、モータの周囲温度が低い場合、潤滑剤が固くなり、摩擦トルクや消費電流が増えるためであると考えられる。これらの電流値の変動は、電源系より許容値であることを確認した。

また、実際の駆動挙動を評価するため、図 5.8 にアブソリュートエンコーダの出力値と、10 deg/s で駆動した際の理想的なパドル角度との差を示す。低温条件での駆動は常温下よりも遅くなり、高温条件での駆動は常温下よりも速くなり、温度に応じてモータの駆動速度が ± 0.1 deg/s 程度変化することを確認した。これは電流値の変動や摩擦トルク増加による影響であると考えられる。ただし、迅速性要求に対して、この速度誤差は許容できるレベルである。一方、駆動角度の点では、設定した角度値までモータを制御できることを確認した。

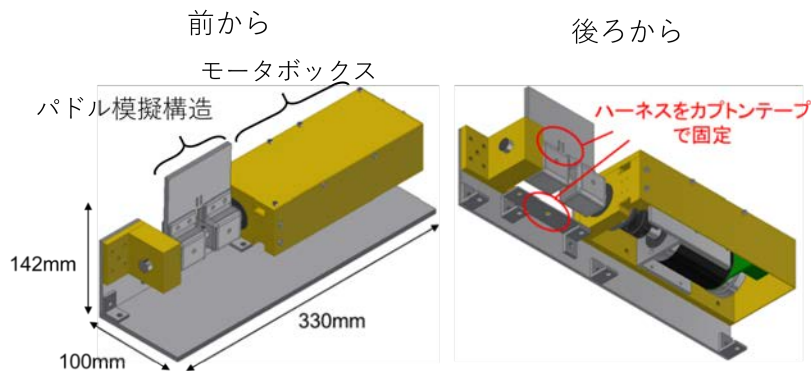
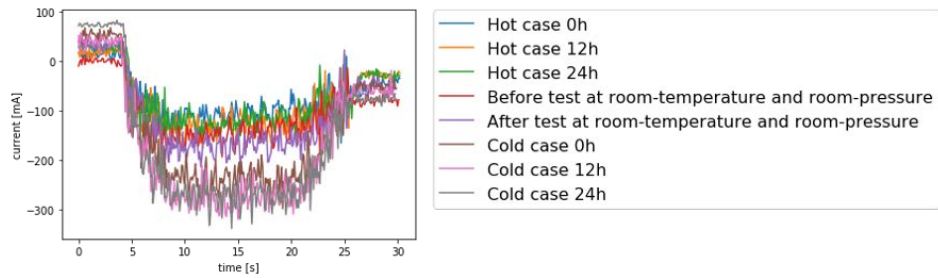
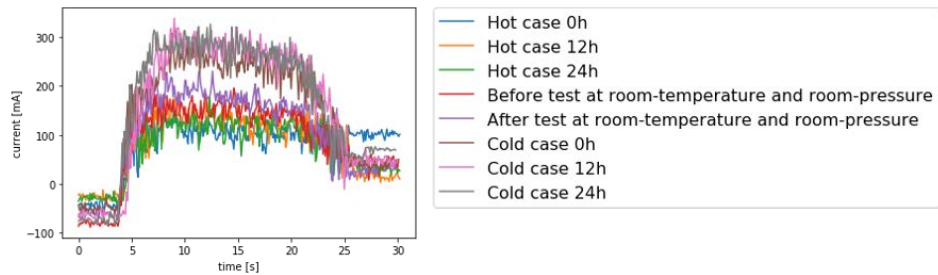


図 5.6: パドル駆動系模擬モデル外観

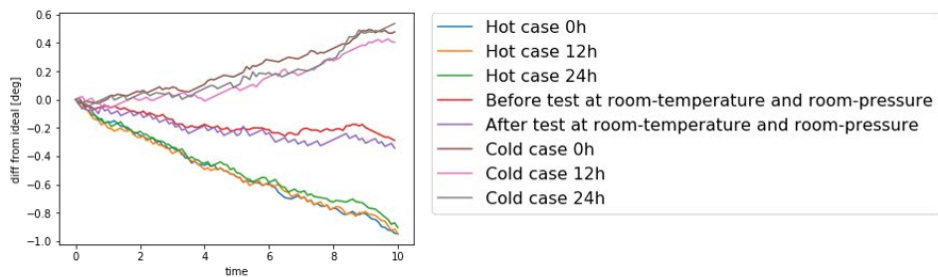


(a) パドル角度-80 deg から 80 deg まで駆動

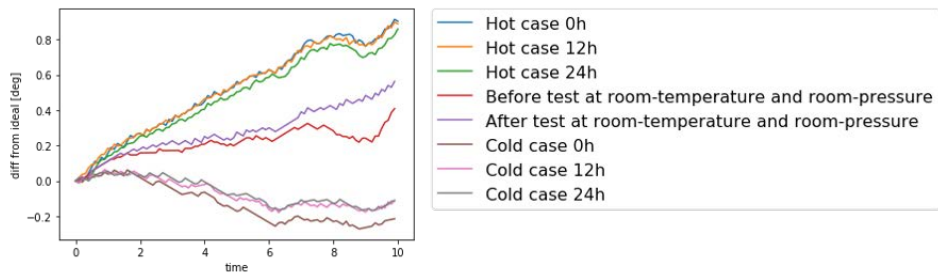


(b) パドル角度 80 deg から-80 deg まで駆動

図 5.7: モータ駆動中の電流値変化



(a) パドル角度 0° から 160° まで駆動



(b) パドル角度 160° から 0° まで駆動

図 5.8: アブソリュートエンコーダの出力値と 10 deg/s で駆動する理想的なパドル角度との差

5.3 SiLS

SiLS は、衛星に搭載するプログラム（フライトコード）に加えて、宇宙環境やダイナミクス、センサやアクチュエータなどハードウェアモデルを、すべてソフトウェアのみで模擬した閉ループダイナミクスシミュレータである。計算は通常の計算機で行われ、実時間よりも高速なシミュレーションが可能となるため、制御則の動作確認や、パラメータ決定など、多数のシミュレーションを行う場合に適している。

HIBARI では、可変形状機能を有する宇宙機に対応するため、ダイナミクスやパドル駆動による発電量やアンテナパターンの変化を模擬できる SiLS を開発した。本節では開発した SiLS の概要とシミュレーション例としてパドルを駆動した制御について述べる。

5.3.1 SiLS 概要

SiLS の構成図を Fig 5.9 に示す。青色のブロックがフライトコードとなる部分で、白色のブロックが宇宙環境やダイナミクスのモデルである。

ループの流れとして、まず宇宙環境や衛星ダイナミクスを基に、センサモデルが誤差を含んだセンサデータを生成する。フライトコード内では、4.2 節で述べたとおり、センサデータを受け取り、制御量を計算する。制御量はアクチュエータモデルに渡され、誤差を含んだ駆動量を出力し、衛星ダイナミクスおよび宇宙環境が更新される。

なお、SiLS 内のコードはすべて Python 言語で開発している。

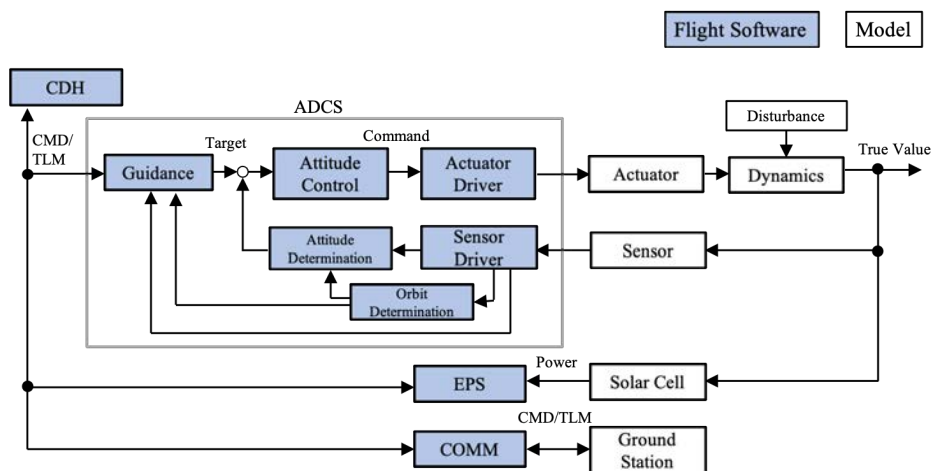


図 5.9: SiLS block diagram

5.3.2 モデリング

SiLS ではソフトウェアのみでシミュレーションを構築するために、ダイナミクスやハードウェアのモデル化が必要である。以下でそれらの具体的なモデル化の方法を述べる。

5.3.2.1 姿勢ダイナミクス

SiLS 上で衛星姿勢の真値を算出するダイナミクス部分について説明する。計算には、可変形状に適応するために、2章で述べた可変形状機能を有する宇宙機の運動学を用いる。本運動学は、回転駆動するパドルのほかに、リアクションホイールなど衛星内部で回転駆動するアクチュエータも1つの回転するボディとして扱うことができる。ダイナミクス計算の手順としては、(1) ボディ 0 に対するパドルの角速度 $\omega_{k/0}$ 、角加速度 $\dot{\omega}_{k/0}$ から式 (2.27) よりボディ 0 の角加速度 $\dot{\omega}_0$ を計算する。(2) $\dot{\omega}_0$ を積分しボディ 0 の角速度 ω_0 および姿勢 q を計算する。(3) 次の 5.3.2.2 節から衛星にはたらく外力トルクを計算し、角運動量 L 更新して (1) に戻る。

SiLS のループでは、このダイナミクス部分がかつとも速い周期で計算される。この周期を速くするほどシミュレーション精度は上がる。なお今回のシミュレーションでは、パドルの柔軟性は考慮していない。

5.3.2.2 軌道上環境トルク

軌道上では衛星に、環境外乱トルクとして主に残留磁気トルク、大気圧トルク、重力傾斜トルク、太陽輻射圧トルクが働く。地球周回軌道において太陽輻射圧トルクは比較的微小なため、本シミュレーションではそれ以外の3つのみを考える。詳細な計算方法は付録に示す。

5.3.2.3 軌道

シミュレーション上の衛星軌道情報は、付録 B.2.1 節で述べる SGP4 法で各時間伝播したものをを用いる。本シミュレーション上では各時間の軌道位置を先に求めるので、衛星の姿勢が軌道に影響を与えるということは考慮していない。

5.3.3 ハードウェアモデル

衛星の形状やセンサ・アクチュエータなどシミュレーションで必要となる衛星ハードウェア部のモデル化について述べる。

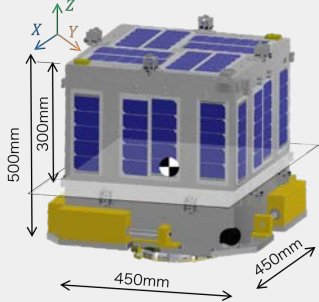
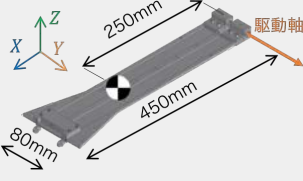
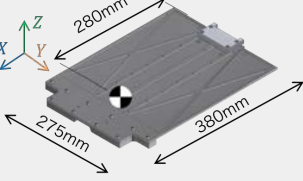
5.3.3.1 衛星モデル

本衛星システムは衛星本体、ロッド、太陽電池パネルの多剛体システムとモデル化できる。それぞれのパーツの形状、質量、慣性テンソルは表 5.1 のとおりである。なお、パドル収納時のシステム慣性テンソル I_{close} と図 3.8b に示したパドルを展開した後のシステム慣性テンソル I_{open} は以下である。

$$I_{close} = \begin{bmatrix} 2.23 & -6.89 \times 10^{-2} & 4.22 \times 10^{-3} \\ -6.89 \times 10^{-2} & 2.23 & -3.40 \times 10^{-2} \\ 4.22 \times 10^{-3} & -3.40 \times 10^{-2} & 2.25 \end{bmatrix} \text{kgm}^2 \quad (5.1)$$

$$I_{open} = \begin{bmatrix} 6.07 & -6.90 \times 10^{-2} & 4.94 \times 10^{-3} \\ -6.90 \times 10^{-2} & 6.07 & -3.34 \times 10^{-2} \\ 4.94 \times 10^{-3} & -3.34 \times 10^{-2} & 10.0 \end{bmatrix} \text{kgm}^2 \quad (5.2)$$

表 5.1: 衛星モデル

	衛星本体	ロッド	パネル
形状			
質量 [kg]	34.5	0.497	1.87
重心まわりの慣性テンソル [kgm ²]	$\begin{bmatrix} 1.70 & -6.90 \times 10^{-2} & 4.30 \times 10^{-3} \\ -6.90 \times 10^{-2} & 1.70 & -3.40 \times 10^{-2} \\ 4.30 \times 10^{-3} & -3.40 \times 10^{-2} & 1.60 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 4.04 \times 10^{-4} & -5.32 \times 10^{-10} & 3.18 \times 10^{-5} \\ -5.32 \times 10^{-10} & 1.45 \times 10^{-2} & -3.30 \times 10^{-2} \\ -3.18 \times 10^{-5} & -3.30 \times 10^{-2} & 1.49 \times 10^{-2} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 9.73 \times 10^{-3} & 9.72 \times 10^{-7} & 6.69 \times 10^{-4} \\ 9.72 \times 10^{-7} & 2.79 \times 10^{-2} & 4.14 \times 10^{-8} \\ 6.69 \times 10^{-4} & 4.14 \times 10^{-8} & 3.75 \times 10^{-2} \end{bmatrix}$

5.3.3.2 電源系

太陽電池セルは図 3.12 のとおり貼られている。これらのセルによる発電量は以下でモデル化できる。

$$P = G \times S_{cell} \times N_{cell} \times \eta_{cell} \times \eta_{rad} \times \eta_{temp} \times \cos \theta \quad (5.3)$$

ここで、 G は太陽定数 ($= 1350W/m^2$)、 S_{cell} は太陽電池セル面積 ($= 26.5cm^2$)、 N_{cell} は太陽電池セル枚数、 η_{cell} は太陽電池セル効率 ($=0.29$)、 η_{rad} は放射線による劣化 ($=0.97$)、 η_{temp} は温度劣化 ($=0.85$)、 θ は太陽光入射角 [rad] である。

また、パドルの駆動により、太陽電池セルに生じる影の量が変化する可能性があるため、ループ毎に影を計算し、発電量に反映させる。

5.3.3.3 姿勢決定センサ

表 5.2 に使用するセンサのシミュレーション条件を示す。パラメータは実際のセンサの実測定やスペックシートから定めている。

表 5.2: 姿勢決定センサ条件

	update freq. [Hz]	noise, bias	Full scale
GAS	1	noise: $9.6 \times 10^2 \text{ nT}$ (1σ) each axis	$0.8 \times 10^5 \text{ nT}$
SAS	1	noise: 1 deg (1σ)	-
STT	1	noise: 30arcsec (1σ)	tracking rate: < 1deg/s
Gyro-C	10	noise: $[2.06, 3.24, 2.14] \times 10^{-3} \text{ rad/s}$ (1σ) bias: $[16.7, 7.29, -7.29] \times 10^{-3} \text{ rad/s}$	8.7rad/s
Gyro-F	10	noise: $[1.31, 1.25, 1.18] \times 10^{-3} \text{ rad/s}$ (1σ) bias: $[-1.11, -3.09, -3.18] \times 10^{-4} \text{ rad/s}$	7rad/s
GNSSR	1	noise: 10m (1σ)	-

5.3.3.4 姿勢制御アクチュエータ

表 5.3 にアクチュエータのシミュレーション条件を示す。パドル駆動モータは制御用エンコーダが一回転 2048 パルスを 4 通倍で取得でき、位置制御において誤差が 30 パルス (1σ) 存在するとする。これをもとに減速比 216 のギアを通じた出力軸での精度は $1.1 \times 10^{-4} \text{ rad/s}$ (1σ) とする。

表 5.3: 姿勢制御アクチュエータ条件

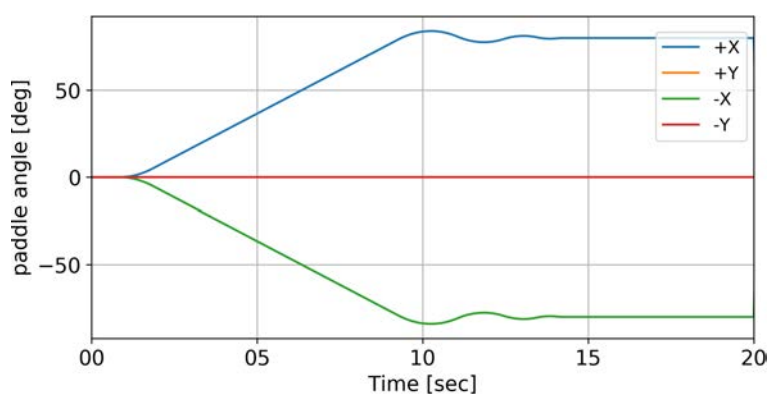
	update freq. [Hz]	noise/bias	max output
MTQ	10	noise: 0.01 Am ² (1σ)	$\pm 5.0 \text{ Am}^2$
RW	10	noise: 0.052rad/s (1σ)	speed: $\pm 630 \text{ rad/s}$ accel: $\pm 47 \text{ rad/s}^2$
Paddle	10	noise: $1.1 \times 10^{-4} \text{ rad/s}$ (1σ)	range: $\pm 80 \text{ deg}$ speed: $\pm 10 \text{ deg/s}$ accel: $\pm 10 \text{ deg/s}^2$

5.3.4 シミュレーション例

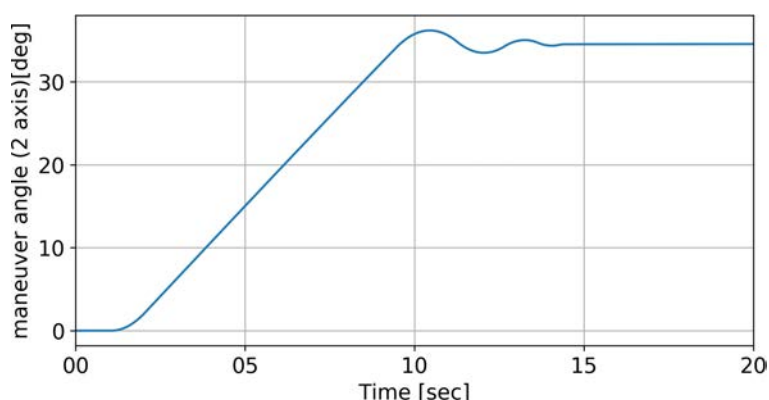
HIBARI では、本 SiLS を用いて、各モード、各アルゴリズムのシミュレーションと評価を行い、健全性を確認した。ここでは、パドルを用いた姿勢制御の性能を評価するために、パドルのフィードフォワード駆動制御とパドルによるフィードバック 2 軸姿勢制御について述べる。

5.3.4.1 パドル駆動制御

設計したパドルによる姿勢制御性能を評価するために、まずパドル駆動による姿勢変化を評価する。例として、パドル目標角度をパドル +X は +80 deg に、パドル-X は -80deg に設定し、パドル駆動角速度および角加速度の最大値を 10 deg/s, 10 deg/s² とする。結果を図 5.10 に示す。(a) はパドル角度、(b) はマヌーバ角度である。パドルは約 10 秒で 80 deg 駆動でき、結果として 7.5 秒で 30 deg 姿勢を変えることができている。これは、30 deg / 10 sec の姿勢変更 (エクストラサクセス) が達成されたことを示し、パドルの設計妥当性を示した。



(a) パドル角度

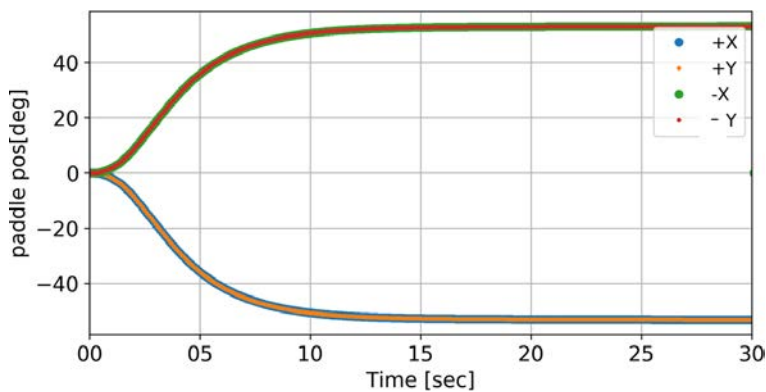


(b) 衛星姿勢変更角

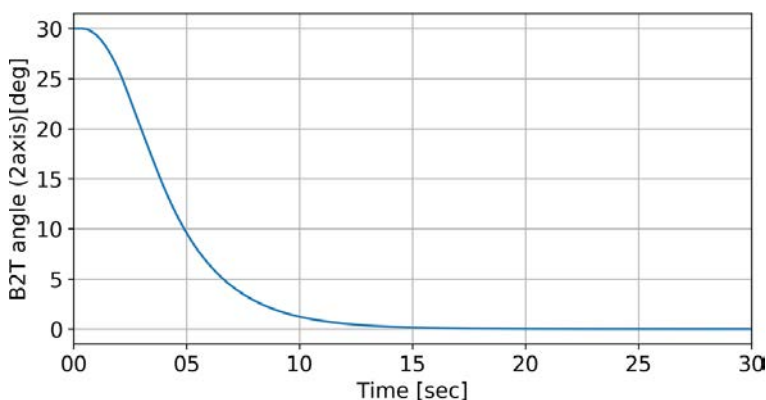
図 5.10: SiLS パドル駆動制御の結果

5.3.4.2 フィードバック姿勢制御

パドル駆動姿勢制御アルゴリズムの妥当性確認のために、パドルを用いたフィードバック姿勢制御を行う。条件は、目標方向としてマヌーバ角度 30 deg, 方位角 45 deg を設定し、パドル駆動角速度および角加速度の最大値を 10 deg/s, 10 deg/s² とする。図 5.11 に (a) パドル角度および (b) 姿勢制御誤差角を示す。これより 15 秒で 30 deg の姿勢変更ができていることがわかる。この値はエクストラサクセスの 10 秒で 30 deg の迅速性を達成していない。制御ゲイン調整や最大パドル駆動角速度の向上によって迅速性目標を達成できると予測できるが、HIBARI の目標姿勢制御精度は 5 deg であり、10 秒以内に誤差 5deg 以内に入っているため、姿勢制御性能的には問題がないと言える。



(a) パドル角度



(b) 衛星姿勢変更角

図 5.11: SiLS パドル駆動フィードバック姿勢制御の結果

5.4 HiLS

HiLS は、実際の衛星搭載コンピュータと外部計算機で構成した閉ループダイナミクスシミュレータである。ハードウェアとのデータやりとりの模擬まで行う。衛星搭載コンピュータ上では、軌道上で動作させるものと同じプログラムが動作する。外部計算機では、宇宙環境やダイナミクスの計算およびセンサやアクチュエータの動作を模擬する。衛星搭載コンピュータを実際に使用するため、実時間でのシミュレーションを行い、より現実に近いシミュレーションを行うことができる。

本節では開発した HiLS の概要とシミュレーション例としてパドルを駆動した制御について述べる。

5.4.1 HiLS 概要

HiLS 試験では宇宙環境やダイナミクス、センサ・アクチュエータインターフェースを模擬する外部計算機（ダイナミクスシミュレータ）と、実際の衛星ハードウェアで構築された閉ループダイナミクスシミュレーションを行う。HiLS の構成図を図 5.12 に、実際の試験の様子を図 5.13 に示す。ループの流れとして、まずダイナミクスシミュレータが宇宙環境や衛星ダイナミクスを基に真値姿勢を計算し、センサモデルがセンサデータを生成する。このデータをセンサインターフェースに従い、オンボードへ送信する。オンボード内でこのセンサデータから、アクチュエータの指令値を計算し、ダイナミクスシミュレータへ送信する。この指令値はアクチュエータモデルに従い駆動量を出力し、衛星ダイナミクスおよび宇宙環境が更新される。軌道は姿勢により変化しないと仮定しており、SGP4 を用いて軌道を計算している。

アクチュエータの動作模擬は、上述したダイナミクスシミュレータ側で指令値を元にアクチュエータの模擬を行う方法と、実際のハードウェアアクチュエータに指令値を送り動作させ、その状態量をダイナミクスシミュレータへ送る方法の 2 種類ある。後者はより現実に近いシミュレーションが可能であり、前者は実際のアクチュエータが用意できない場合や、衛星を完全に閉じた状態でアクチュエータの駆動ができない場合などに有効である。

なお、センサ・アクチュエータ模擬信号のやりとりは通信線 1 つで行っている。全センサ・アクチュエータ分の通信線を用意し、全インターフェースを模擬する方法と比べ、ハードウェアが簡略であり衛星筐体を閉じた後も試験可能であるという利点がある。センサ・アクチュエータのノイズ、バイアス量はシミュレーション中に変更可能であり、デフォルト値は SiLS と同様の値を用いている。また、センサがある確率で異常値を出すことや、出力を OFF にするなどの異常模擬も可能である。外乱トルクとしては、SiLS と同様で、地球周回軌道であるため残留磁気トルク、大気抵抗トルク、重力傾斜トルクを考慮する。地球形状モデルとしては、WGS84 を用いている。

また、ダイナミクスシミュレータでは衛星形状、衛星姿勢を引数として発生電力を計算し、太陽電池セルの出力が模擬可能な電源装置を介し、軌道上での発生電力を衛星側へ供給している。

ダイナミクスシミュレータでは、上述のようにシミュレーション中にセンサやアクチュエータの挙動をユーザーが変更したり、リアルタイムの衛星状態を監視するために、図 5.14 に示すような GUI を用意している。この GUI は Python で開発したものである。

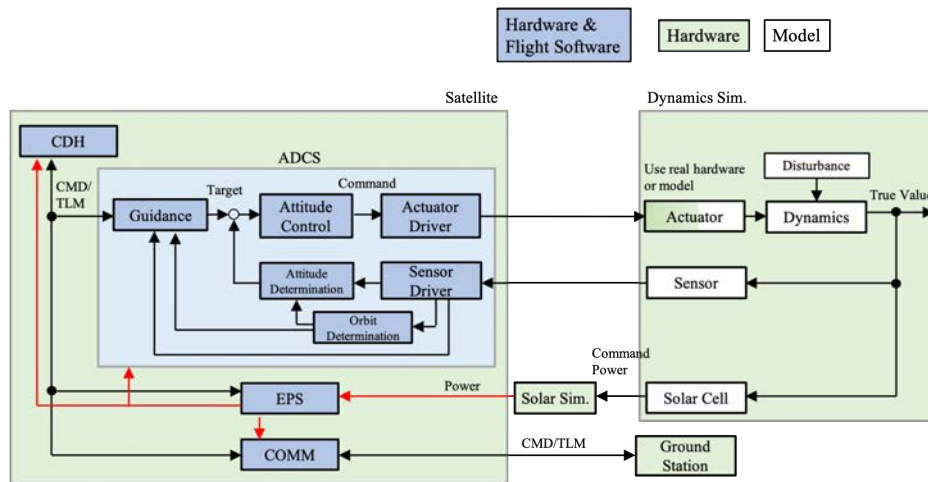


図 5.12: HiLS block diagram

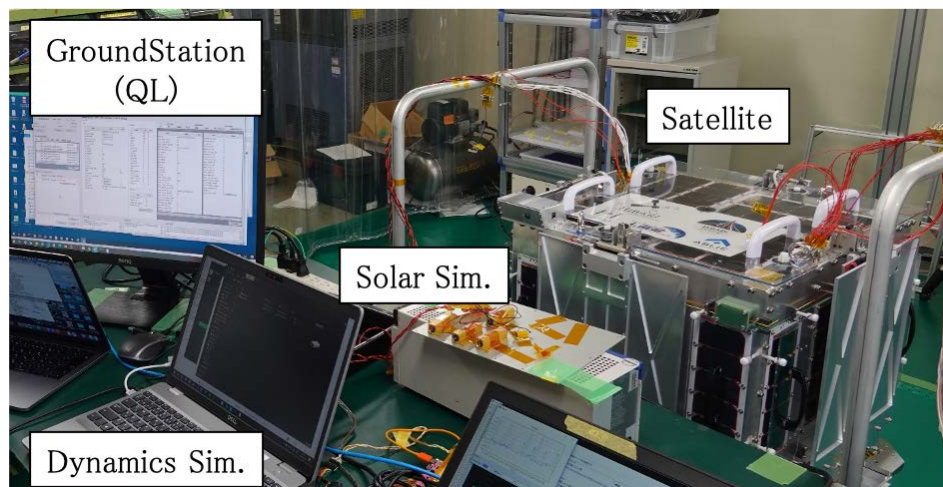


図 5.13: HiLS 試験時の様子

5.4.2 シミュレーション例

HIBARI では、本 HiLS を用いて、各運用モードのシミュレーションと評価を行い、電力面も含めたシステム健全性を確認した。ここでは、パドル駆動を用いた姿勢制御の性能を評価するために、パドルのフィードフォワード駆動制御、およびパドルを用いたフィードバック姿勢制御について述べる。パドルの駆動模擬には図 5.15 に示すパドル構造を取り付けないモータシステムを用いる。

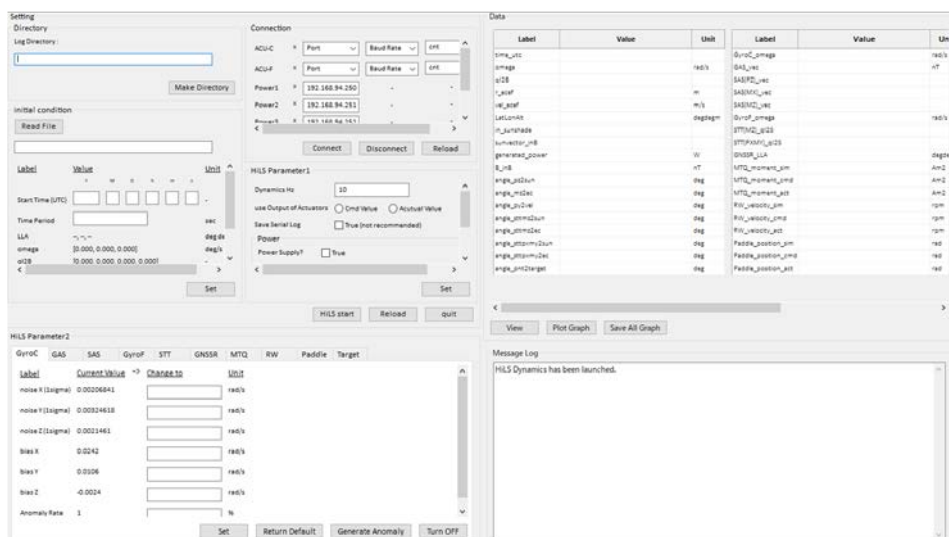


図 5.14: HiLS 用ダイナミクスシミュレータ GUI

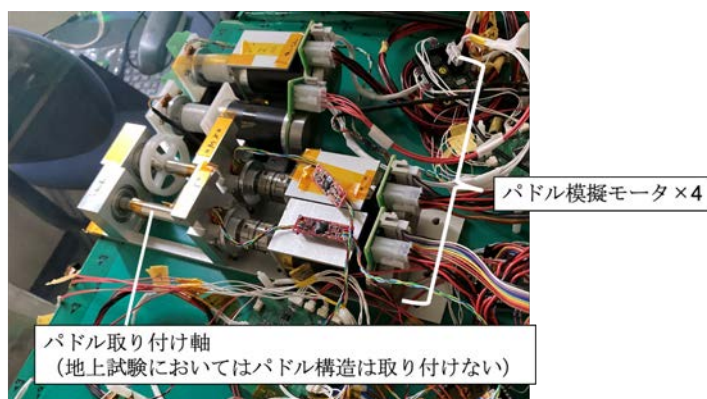


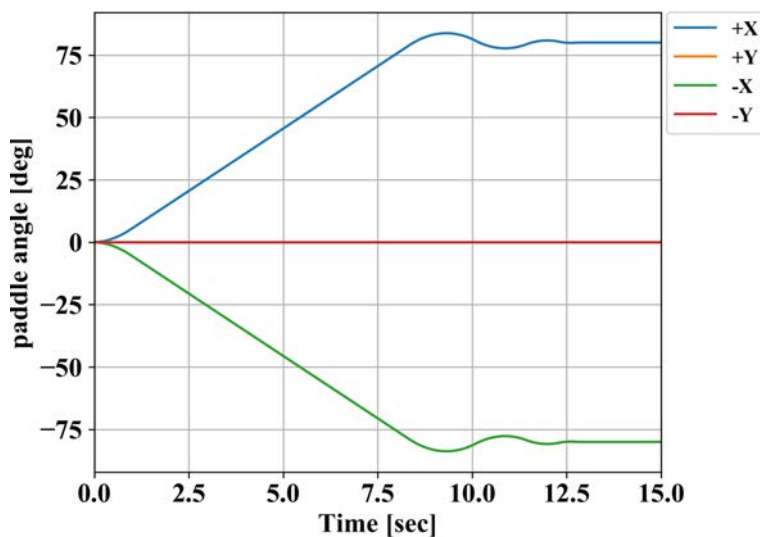
図 5.15: HiLS 試験における駆動パドルシステム

5.4.2.1 パドル駆動制御

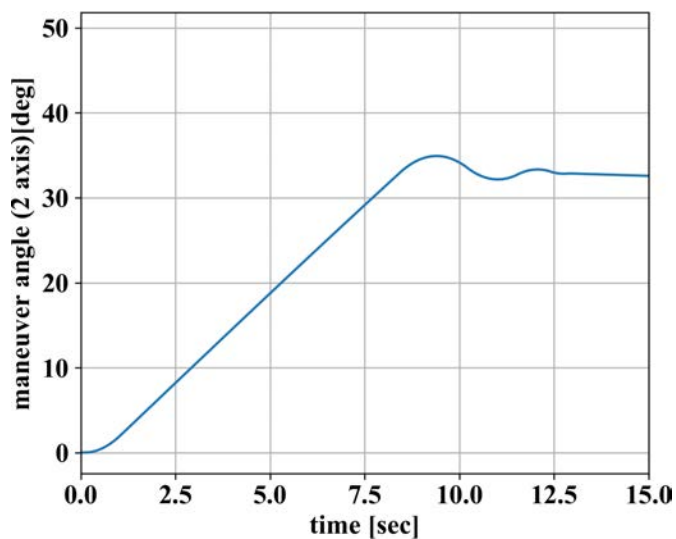
姿勢駆動性能とパドル駆動系の健全性を確認するために、まずパドル駆動による姿勢変化を評価する。例として、パドル目標角度をパドル+Xは+80 degに、パドル-Xは-80degに設定し、最大パドル駆動角速度を10 deg/s、最大パドル駆動角加速度を10 deg/s²とする。結果を図5.16に示す。(a)はパドル角度、(b)はマヌーバ角度である。パドルは約10秒で80 deg駆動でき、結果として約7.5秒で30 deg姿勢を変えることができる。これは、30 deg / 10 secの姿勢変更(エクストラサクセス)が達成されたことを示し、パドル駆動システムの設計妥当性を示した。

また、このときのパドル駆動性能を評価する。まず、衛星姿勢系とダイナミクスシミュレータのパドル駆動角度の扱いについて整理する。最初に、衛星姿勢系は、パドル駆動系

のモータドライバに目標パドル角度を、ダイナミクスシミュレータに目標パドル角度および実ハードウェアパドル角度を送信する。パドル駆動系のモータドライバでは、この指令値と最大角速度、最大角速度情報から実際にモータを駆動し、パドル角度を測定し、姿勢系へと測定値を送信する。ダイナミクスシミュレータ側では、指令値および実パドル角度を受信すると、パドルモデルに従いパドルの駆動をシミュレーションするか、実パドル角度を用いて姿勢ダイナミクスの計算を行う。ここでは、ダイナミクスの計算には、シミュレータ側でシミュレーションしたパドルモデルの角度を用いている。実パドルの位置は、モータドライバから姿勢系を介して受信しているため、通信の遅れを多く含んだデータである。この流れを図 5.17 にまとめる。これを踏まえて、図 5.18 に今回のパドル駆動シミュレーションにおける、ダイナミクスシミュレータ内のパドル +X の指令位置 (cmd)、シミュレーション位置 (simulated)、実パドルの測定位置 (measured) を示す。まず、指令位置を目標に、シミュレーション位置と実パドル測定位置のそれぞれが向かっているが、測定位置はシミュレーション位置よりも駆動開始が遅れていることがわかる。この遅れは約 2.1 秒であり、ハードウェア通信による遅れと言える。また、パドルの角速度もシミュレーションによる角速度よりも、実パドルによる角速度の方が小さいこともわかる。実パドルによる角速度は、平均で 9.53 deg/s である。パドルモデルによる位置のシミュレーションは SiLS と同様の計算で行っている。ダイナミクス計算にはパドルの慣性モーメントを考慮しているが、モータの駆動計算自体にはその影響、つまり遅れを考慮していないため、角速度一定になると 10 deg/s の角速度で駆動している。この駆動角速度の差は、実ハードウェアによってモータ駆動軸まわりの摩擦抵抗トルクが発生しているためと考えられる。つまり、HiLS を用いたパドル駆動の模擬は、SiLS と比べて、ハードウェア通信による遅れと、摩擦抵抗による角速度遅れが含まれる。



(a) パドル角度



(b) 衛星姿勢変更角

図 5.16: HiLS パドル駆動制御の結果

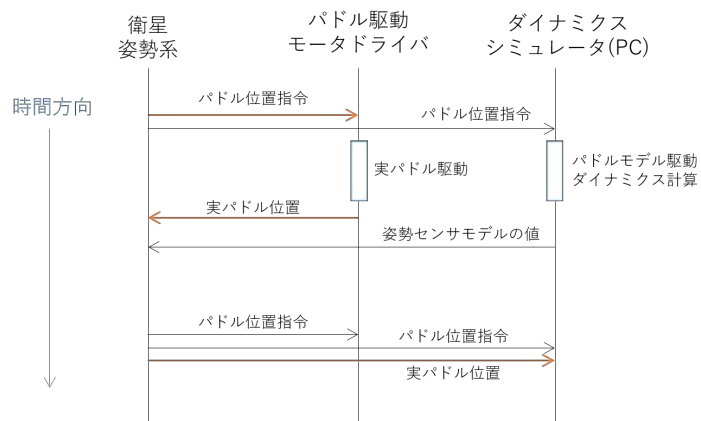


図 5.17: HiLS におけるパドル位置の計算流れ

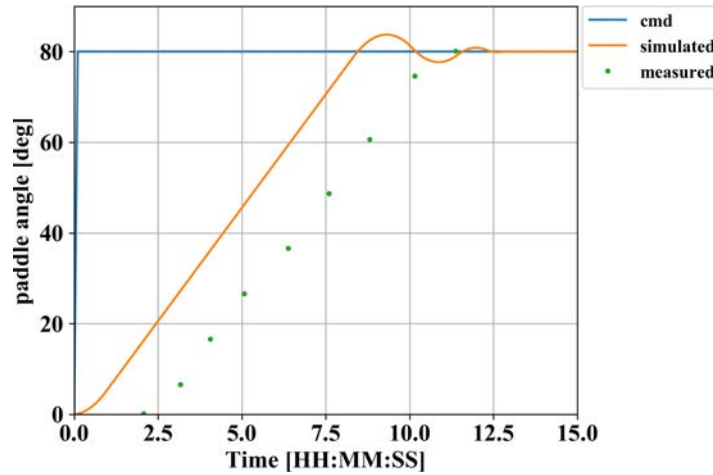


図 5.18: パドル +X の指令位置 (cmd), シミュレーション位置 (simulated), 実パドルの測定位置 (measured)

5.4.2.2 フィードバック姿勢制御

パドル駆動による姿勢制御性能を評価するために、フィードバック姿勢制御を行う。

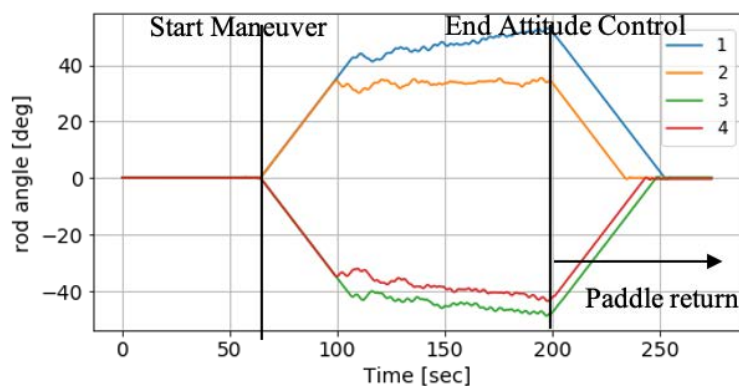
case1

初期姿勢を $q = [0.0, 0.0, 0.0, 1.0]$, 目標姿勢を $q = [-0.112, 0.133, 0.000, 0.985]$ として, マヌーバ角度 20 deg, 方位角 40 deg を模擬している. パドル駆動角速度および角加速度の最大値を 1 deg/s, 1 deg/s² としている. 図 5.19 にパドル角度および姿勢制御誤差角を示す. 40 秒程度で 20 deg のマヌーバを完了して, 姿勢安定性が 1 deg 以内で目標方向へパドル駆動のみで追従している. その後, パドルをノミナル角度である 0 deg に戻している.

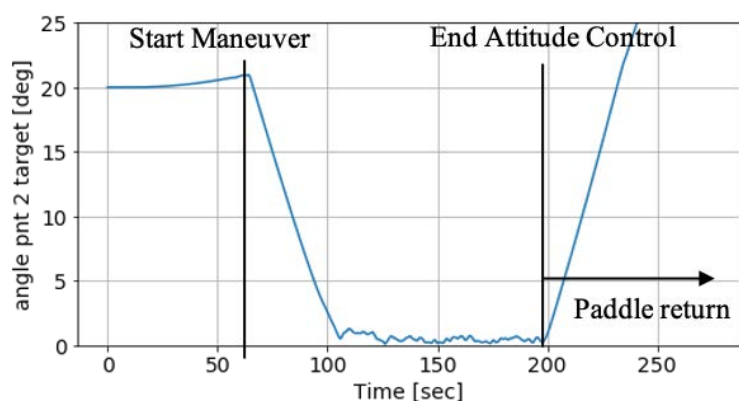
case2

初期姿勢を $q = [0.0, 0.0, 0.0, 1.0]$, 目標姿勢を $q = [-0.183, 0.183, 0.000, 0.965]$ として, マヌーバ角度 30 deg, 方位角 45 deg を模擬している. パドル駆動角速度および角加速度の最大値を 10 deg/s, 10 deg/s² としている. 図 5.20 にパドル角度および姿勢制御誤差角を示す. まずパドル角度を見ると, パドルが指令した 10 deg/s で駆動しておらず, 2.5 deg/s 程度でしか駆動できていないことがわかる. これにより, 衛星は 30 deg/20sec のマヌーバとなっている.

この原因として HiLS での迅速なフィードバック姿勢制御の場合, 上述したハードウェア通信による遅延の影響が顕著に表れるためであると考えられる. そのため, 迅速な姿勢制御には, まずフィードフォワードパドル駆動制御を用いてある程度の精度で姿勢マヌーバを行い, その後により精密なフィードバック姿勢制御を用いることが望ましい.



(a) パドル角度



(b) 目標姿勢と衛星姿勢の誤差角

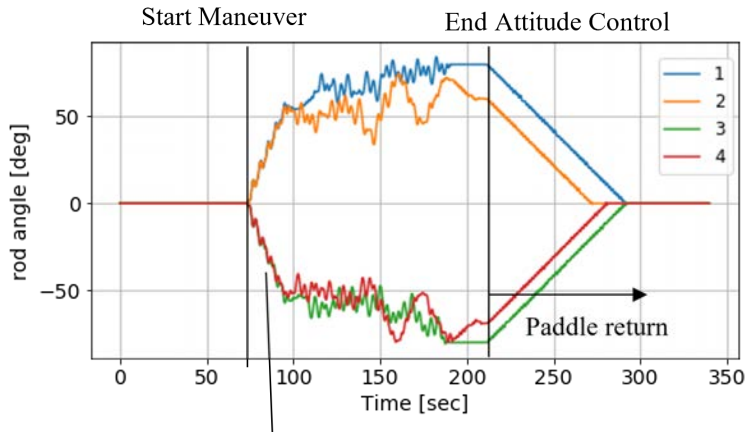
図 5.19: HiLS パドル駆動フィードバック姿勢の結果 case1

5.5 バスシステム試験

衛星バスシステム的设计妥当性や特性を確認するため、各種システム試験を行った。通信系の試験としてアンテナパターン試験、構造系の試験として振動試験、衝撃試験、質量特性測定、熱系の試験として熱真空試験について、以下で説明する。

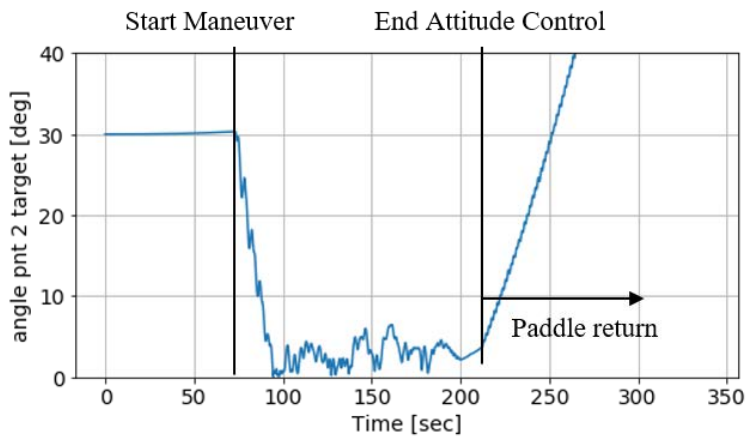
5.5.1 アンテナパターン試験

HIBARI は、パドルの展開・駆動に伴い通信電波の遮蔽環境が軌道上で変動する。そのため、さまざまな衛星形状（パドル角度）に合わせてアンテナパターンを測定し、通信回線マージンを確保できるよう設計に反映する。図 5.21 に、試験コンフィギュレーションの外観を示す。パドル位置によって、展開前後の形状を模擬できる（パドル角度 0 deg, +90



パドルがなめらかに駆動せず、
2.5deg/s程度でしか駆動していない

(a) パドル角度



(b) 目標姿勢と衛星姿勢の誤差角

図 5.20: HiLS パドル駆動フィードバック姿勢の結果 case2

deg, -90 deg). アンテナは実際の位置に取り付けられ、放射パターンは電波暗室で測定される。測定結果の一例として、パドル角度が 0 deg と +90 deg の場合の送信アンテナの放射パターンを図 5.22 に示す。姿勢角は、アンテナ取り付け面の法線からのずれ角度を表し、水平および垂直の 2 つの平面で測定する。回線計算を考慮すると、Gain が -7.2 dB 以上なら回線が成立するが、パドル角度が 0 deg のときは、どの姿勢でも 10 kbps 通信の回線が確立されることがわかった。一方 +90 deg では、パドルの遮蔽効果により限られた範囲でしか通信が確立されることがわかった。パドル展開時にはパドル角度が +90 deg の瞬間があるため、この結果を反映して、パドルによる遮蔽領域をへらすために、パドル展開は 2 本ずつ行う運用にした。また、本試験で得られたアンテナパターンデータを前述

の SiLS へ入れ、パドルによる遮蔽を模擬した姿勢制御シミュレーションを行い、遮蔽があったとしても運用するために十分なデータ量のダウンリンクができることを確認した。

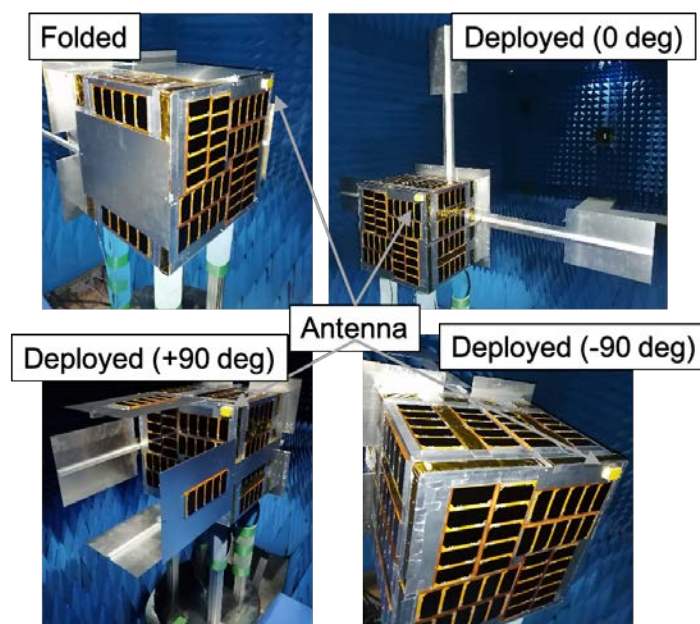
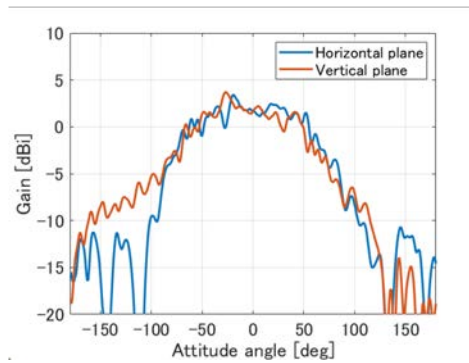


図 5.21: アンテナパターン試験コンフィグレーション

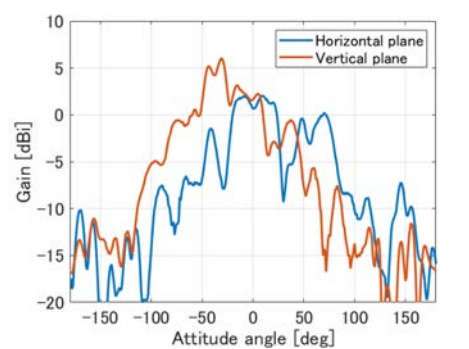
5.5.2 振動試験

HIBARI がロケット打ち上げ環境に耐えられるかを確認するために衛星フライトモデル (FM) にて振動試験を行った。また、剛性（固有振動数）が、ロケットの要求値を満足していることを、衛星の固有振動数、振動モード、伝達関数を確認するモーダルサーベイ試験にて確認した。試験レベルは表 5.4 のロケット搭載要求を参照して、プロトフライト試験 (PFT) レベルで行い、安全余裕も同じく PFT レベルの試験条件で行った。ここで、準静的加速度試験は、十分低い周波数の正弦波で準静加速度を作用させるサインバースト試験に置き換えて実施した。また、イプシロンロケットは第 3 段の加速中にスピンを行うため、X 軸の準静的加速度要求はロケット飛行中の第 3 段加速度に加え、角速度とロケット座標系の関係から 5.77 G となる。試験時の外観を図 5.23 に示す。モニタ用加速度センサは衛星上部の 2 点に設置し、制御用加速度センサは治具上に設置した。振動試験前後で衛星の外観検査を行い、打突痕、傷、変形、摩耗痕が確認できなかったため、構造破壊が発生していないことが確認できた。また保持解放機構固定用の化学繊維線の張力測定を試験前後で実施し、各試験前後の化学繊維線にほつれやシャープエッジとの干渉、過剰な伸びが発生していないことも確認できた。

ただし、Z 軸 PFT ランダム試験後に 12 個の保持開放機構調整ピンの 1 個が緩む現象が



(a) パドル角度 0 度



(b) パドル角度 +90 度

図 5.22: 送信アンテナの放射パターン

発生した。本現象はピン固定用のエポキシ接着剤の固着が甘く、接着剤の剥離が起きたことが原因であった。対応として Z 軸 PFT ランダム振動後再度固着を行い、乾燥後 Z 軸での再度加振及び以降の Y 軸 Z 軸のランダム加振で問題は発生しなかった。適切な処置がなされた他の 11 個のピンについても問題のないことから、今回の処置を施すことで今後緩みは発生しないと考えた。

ここで各軸のモーダルサーベイをその軸の固有振動数とし、結果を表 5.5 にまとめる。これにより、HIBARI 構造はイプシロンロケットの搭載要求を満たしていることが確認できた。

5.5.3 衝撃試験

HIBARI がロケットからの分離時に受ける衝撃に耐えることを確認するために、地上で衝撃試験を行った。試験要求は表 5.4 を参照して、PFT レベルの衝撃に安全余裕 +3 dB を乗じたものを 1 回印加した。試験時コンフィギュレーションを図 5.24 に示す。本試験は、ガス銃方式を採用しており、PE 製の飛翔体がガスの圧力により撃ちだされ、試験治具に

表 5.4: ロケット搭載要求

衛星包絡域	600×600×800 mm
質量	40~65 kg
重心位置	—
固有振動数	X,Y軸 : ≥ 40 Hz Z軸 : ≥ 80 Hz
準静的加速度	X,Z軸 : 24.5 m/s^2 Y軸 : 80 m/s^2
正弦波振動	3軸共通 43~53 Hz : 9.8 m/s^2 53~57 Hz : 4.9 m/s^2
ランダム振動	X,Z軸 : 3.6 Grms Y軸 : 3.0 Grms
分離衝撃	3軸共通 100~1000 Hz : 7.8 db/oct 1000 ~4000 Hz : 4952 m/s^2 (505 Gsrs)

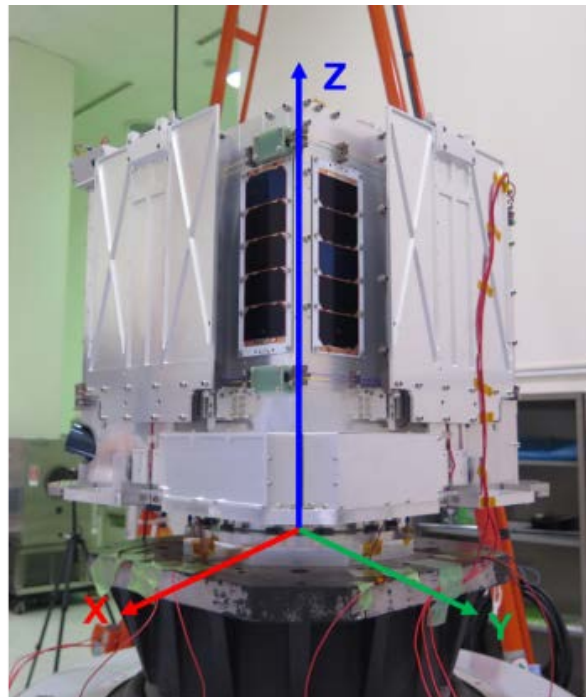


図 5.23: 振動試験外観

表 5.5: モーダルサーベイから求めた衛星振動モード

軸	構造解析値	モーダル試験結果	要求
X	65.23 Hz	63.8 Hz	> 40 Hz
Y	84.94 Hz	63.8 Hz	
Z	150.38 Hz	160.0 Hz	> 80 Hz

当てることにより衝撃を印加する。加速度センサは試験治具上面に固定しており、一度の印加で3軸それぞれの加速度を計測した。衝撃印加時の加速度の値から衝撃応答スペクトルを求めた結果を図 5.25 に示す。3軸ともに要求レベルより高い値を記録したことが分かる。また、衝撃印加前後で衛星の外観検査を行い、試験後に構造破壊が発生していないことを確認した。

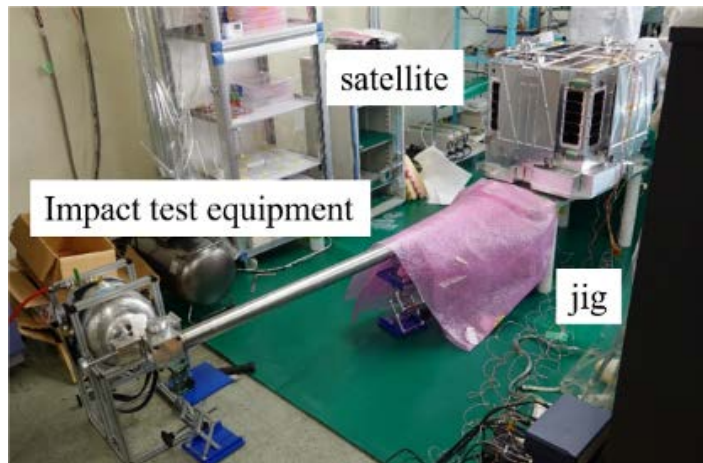


図 5.24: 衝撃試験外観

5.5.4 質量特性試験

イプシロンロケット要求および姿勢系要求を満たしているかを確認するため、質量特性試験を実施し、衛星重心及び慣性を計測した。図 5.26 に質量特性試験時の様子を、表 5.6 に測定結果を示す。一度目の測定では、要求を満たしていないことがわかったため、構体外部にダミーマスを搭載して調整を行った。その結果、イプシロンロケット要求および姿勢系要求を満たすことを確認した。

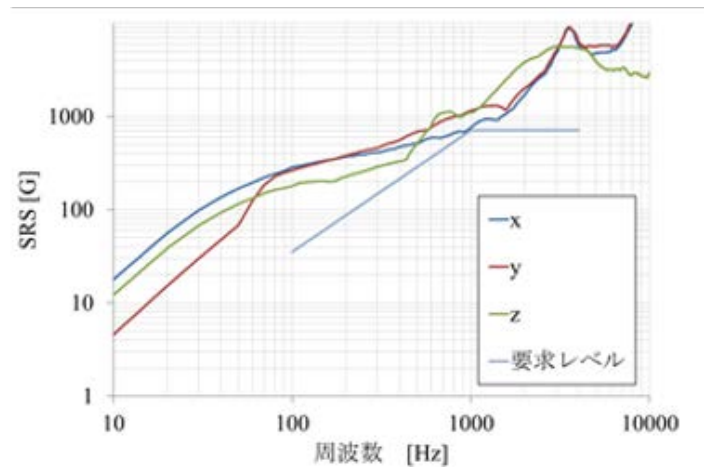


図 5.25: 衝撃応答スペクトル

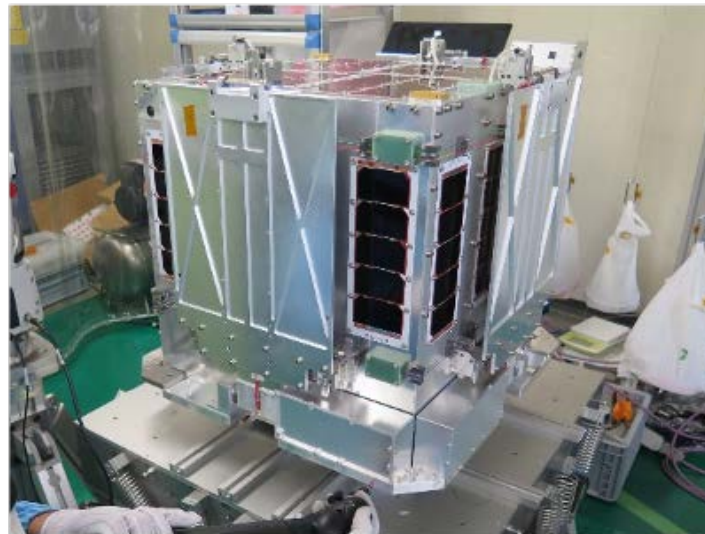


図 5.26: 質量特性試験時外観

5.5.5 システム熱真空試験

FM 熱設計の妥当性確認のために、FM 筐体を熱真空槽内にて高温・低温晒し試験を実施した。表 5.7 に本試験の試験条件を、図 5.27 に熱真空試験前の様子を示す。試験条件は、HIBARI がパドル駆動ミッションなど軌道上運用を行うときに想定される最低・最高温度を、軌道上熱環境模擬シミュレータ Thermal Desktop を用いて算出している。試験中の環境温度条件の調整は、液体窒素により冷やされた熱真空槽の壁（シュラウド）と、衛星周囲の IR パネル、ロケットインターフェース面のヒータで行う。表 5.8 に代表機器の試験温度、解析温度、補償温度を示す。搭載機器が高温・低温ともに十分なマージンがあ

表 5.6: 質量特性測定結果

	Before adjustment measurement	After adjustment (include Lightband®)
Mass [kg]	55.01	55.7
center of gravity [mm]	[-4.43, -2.93, 204.56]	[-3.591, -2.944, 203.326]
Inertia [kg · m ²]	$\begin{bmatrix} 3.166 & -3.673 \times 10^{-2} & 4.265 \times 10^{-3} \\ \text{Sym.} & 3.155 & -7.107 \times 10^{-3} \\ & & 3.218 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 3.25 & -7.88 \times 10^{-3} & 1.18 \times 10^{-4} \\ \text{Sym.} & 3.248 & 8.25 \times 10^{-5} \\ & & 3.29 \end{bmatrix}$
Error angle maximum principal axis of inertia [deg]	18.9 deg	0.188 deg \leq 1 deg
Critical nutation angle [deg]	30.5 deg	53.1 deg > 45 deg

り、正常に動作することを確認した。また、各運用モードにおいて、システムが正常に動作することを確認できた。また、最もクリティカルである低温条件下での衛星の再起動が正常に行われたことも確認できた。

表 5.7: システム熱真空試験条件

チャンバー	真空度：10 ⁻³ [Pa]以下
	シュラウド温度：100K
目標バッテリー温度	高温：35°C（軌道上高温解析より）
	低温：5°C（軌道上低温解析より）
各晒し試験時間	3時間以上
サイクル数	2

5.6 結言

本章では、パドル駆動系、姿勢制御系および衛星システム全体についての設計妥当性や性能を確認するために地上試験を行い、各妥当性や課題を確認した。駆動型太陽電池パドルの試験としては、実ハードウェアを用いて重力補償環境下での展開・駆動試験や、常温・大気圧環境下や高温/低温・真空環境下で駆動試験を行うことで、駆動システムの軌道上動作健全性および駆動特性を確認した。姿勢制御系の試験としては、姿勢ダイナミクスシミュレータである SiLS, HiLS を用いたパドル駆動による姿勢制御性能の評価を行っ

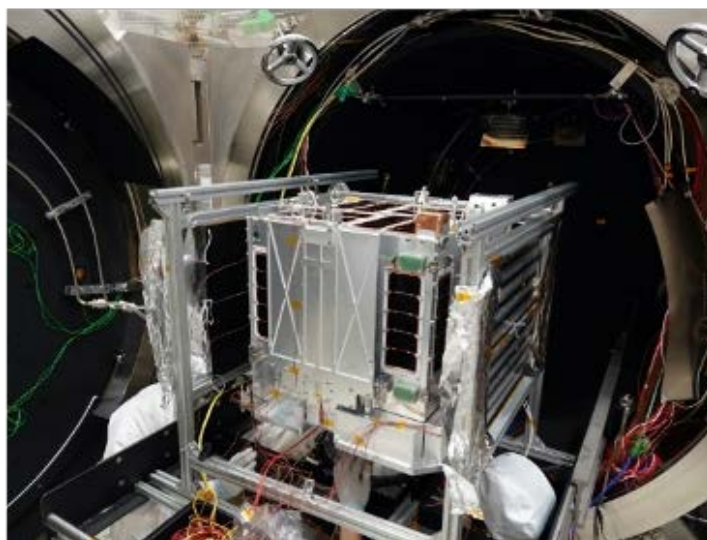


図 5.27: 熱真空槽のクローズ前の外観

表 5.8: システム熱真空試験結果

機器名	試験温度[°C]	解析温度[°C]	保証温度[°C]
S-band Tx	3 ~ 39	-5.6 ~ 30.3	-20 ~ 60
S-band DRU	6 ~ 43	-1.6 ~ 34.2	-20 ~ 60
S-band DHU	5 ~ 41	-2.3 ~ 33.7	-20 ~ 60
COMM回路	5 ~ 40	-2.6 ~ 33.5	-40 ~ 85
バッテリー	3 ~ 41	5 ~ 44.9	0 ~ 45
ADCS基板	2 ~ 48	0.3 ~ 35.9	-40 ~ 85

た。HiLS 環境での姿勢制御性能は、ハードウェアの特性や通信時間が起因で、SiLS 環境よりも迅速性が下がることを確認されたが、フィードフォワードパドル駆動制御を用いた姿勢制御を行うことで、HiLS においても迅速姿勢制御性目標である 30 deg / 10 s を達成できることを示した。さらに、システムとしての健全性の確認のために、アンテナパターン試験、振動試験、衝撃試験、質量特性測定、熱真空試験を行った。それぞれの試験から、設計したシステムの妥当性が確認できた。

第 6 章

軌道上実証衛星の軌道上実験

6.1 緒言

本章では、2021 年 11 月に地球周回軌道へ打ち上げられた HIBARI の軌道上実験結果について述べる。まず、ロケットから軌道上へ放出後から、クリティカルフェーズ、パドル展開を行うまでの初期運用結果を踏まえて衛星システムの妥当性を確認する。また、軌道上でパドル駆動実験を行い、設計したパドル駆動系の軌道上での駆動性能を、地上での駆動結果と比較して評価する。この比較結果を踏まえて、取得可能な軌道上データが時間低分解能であることに対応するため、軌道上でのパドル駆動角速度の時間高分解能な推定手法を提案する。また、軌道上でパドル駆動による姿勢制御実験を行い、特に迅速姿勢変更性能や消費電力を評価する。最後に今後の可変形状機能を有する衛星の開発のために、HIBARI の軌道上運用で得られた知見と今後の改善策についてまとめる。

6.2 運用

HIBARI は 2021 年 11 月 9 日、2 度の打ち上げ延期を経て内之浦にてイプシロンロケットにより打ち上げられた。その後、HIBARI を含めた全衛星が軌道上へ投入された。JAXA より知らされた HIBARI の分離時の投入軌道は表 6.1 のとおりであった。

6.2.1 地上局システム・運用体制

HIBARI の運用は、北海道大学と東北大学が中心となって開発を進めている超小型衛星用のオンデマンド運用システムに参加して行う。東北大局 CRESST の衛星運用システムは東工大運用室から遠隔操作可能である。その全体構成図を図 11 に示す。東北大局 CRESST の運用室には東工大専用の PC (tugsn17) が用意されており、この tugsn17 が衛星運用システム一式に接続されている。東工大に設置されたリモートデスクトップ用 PC

表 6.1: HIBARI 分離時投入軌道

軌道パラメータ	推定値
軌道長半径	6934.777 km
離心率	0.0014608
軌道傾斜角	97.5999 deg
昇交点赤径	12.6059 deg
近地点引数	201.3960 deg
平均近点離角	201.3937 deg
降交点時刻	9時半 (計画値)

から、VPN 接続、リモートデスクトップによって tusgn17 を操作し、衛星運用システムにアクセスする。なお、地上局のアンテナの制御については東北大が行う。

地上局としては、東北大局にてアップリンク、低速ダウンリンクを行い、スウェーデンキルナ局にて高速ダウンリンクを行っている。

運用には、リアルタイムでの衛星状態の監視機能やコマンド送信機能が備わった GUI ソフトである、図 6.2 の QL(Quick Lock) を用いている。この QL は東工大にて、Python を用いて開発された。

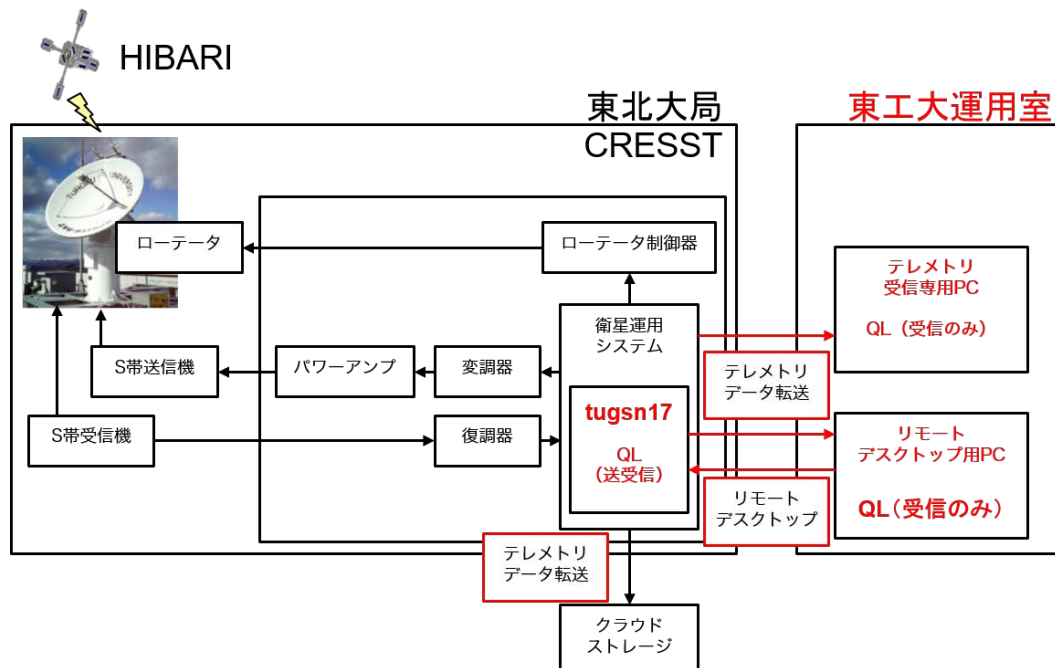


図 6.1: 運用体制構成図

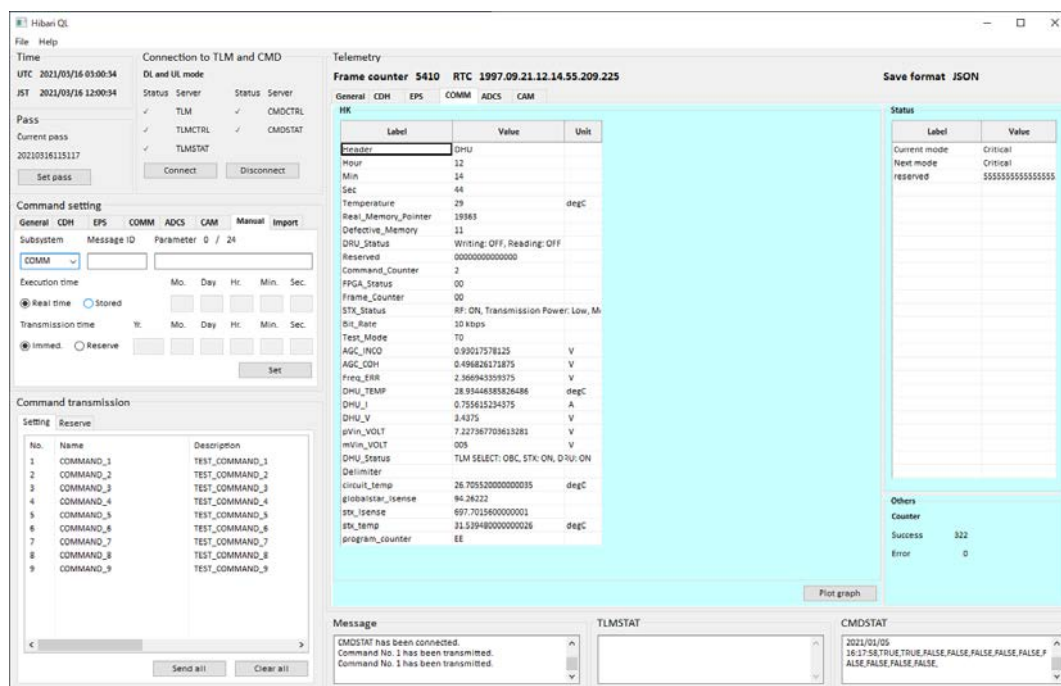


図 6.2: QL GUI ソフトの画面

6.2.2 運用履歴

図 6.3 に HIBARI の運用履歴を示す。打ち上げ後、クリティカルフェーズ、パドル展開を通過した。しかし、パドル展開フェーズ中に姿勢系の高分解能な HK データ (1–10Hz) を保存するデータ保存系が故障した。放射線による影響だと考えている。これにより、姿勢系の HK データは 0.1 Hz での保存が限界となってしまい、ミッションの評価がしにくくなった。そこで、代替法として、パドル駆動中にカメラで撮影した恒星画像を用いた軌道上姿勢の推定や、6.3 節で提案する軌道上パドル角の推定を用いた評価を行う。

6.2.3 初期・定常運用

ロケット分離から 5 時間後、キルナ局でのファーストパスにおいて HIBARIHK の受信ができた。HK から衛星の電力、温度等が健全であることを確認できた。なお、地上局アンテナはロケット分離情報から作成した TLE により、衛星を追尾させた。その 3 時間後、東北大局パスでも衛星の健全性を確認できたため、アップリンクを試みたところ無事通り、地上局との時刻同期を行った。

その後も衛星バスの健全性が確認できていたため、リアルタイム HK だけでなく、衛星がロケットから切り離されてからフラッシュに記録しているレコード HK も順次ダウンリ

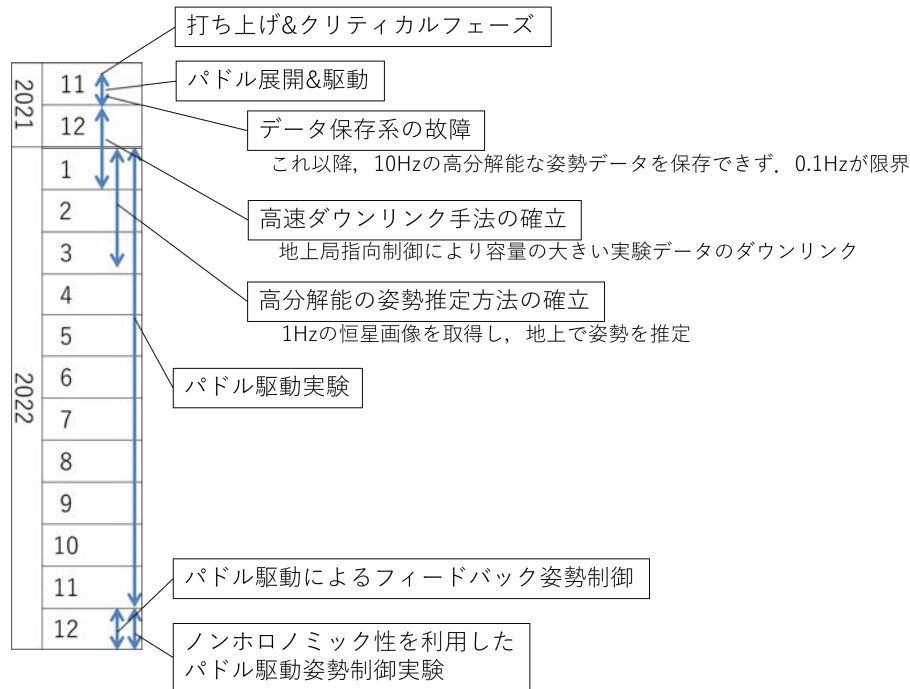


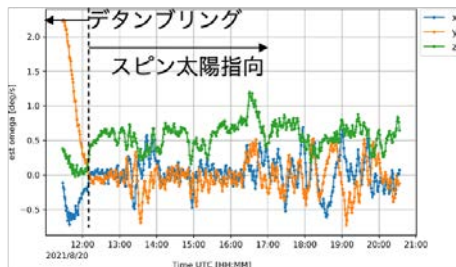
図 6.3: HIBARI の運用履歴

ンクした．図 6.4 に衛星が放出後の，衛星角速度，太陽角，バッテリー電圧，バッテリー温度を示す．姿勢系粗系での，MTQ を用いたデタングリング制御にて，まず放出後にロケットから受ける角速度を減少させ，スピン太陽指向制御を行っていることがわかる．スピン軸がふらつき太陽角が増加しているものの，バッテリー電圧のグラフから，バッテリーが日照の度に満充電状態まで充電され，バッテリー温度も数度の変動のみで健全であることがわかる．これにより，姿勢制御が粗いなどのイレギュラーが起きても，システムの信頼性を確保した設計の妥当性が確認できた．

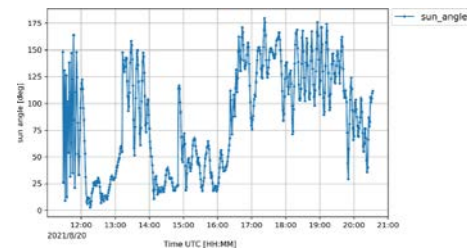
クリティカルフェーズ後，全機器のチェックアウト，特に ADCS 精系とカメラ系のチェックアウトを行った．まず，STT は 2 台とも正常動作をして，3 軸姿勢を算出していることがわかった．次にリアクションホイールである．念の為，軌道上でも 1 台ずつ正→負に回転させる極性確認を行った．図 6.5 にこの極性確認における RW の回転数履歴と，対応する衛星角速度を示す．これらより，RW と衛星は逆符号で回転しており，極性が正常であることを確認できた．

衛星バスとして健全性を確認できたため，パドルの展開を行った．各溶断の検知方法は 3 重冗長としており，いずれも広角カメラによるパドルまわりの撮影を手段としている．実際の軌道上での展開では，冗長のすべての手段で検知ができた．表 6.2 に広角カメラによるパドル展開確認が成功したことを示す．パドル展開後は MTQ によるゼロモーメント太陽指向制御を行っており，安定した電力と温度を保っている．

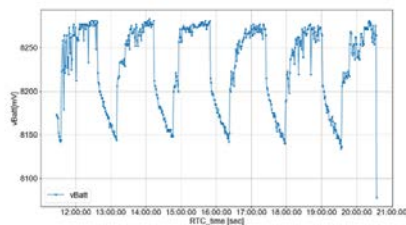
また、高速ダウンリンクのために、RW による地上局追尾制御を行った。図 9.16 に地上局指向中の RW 角速度を、図 9.17 に衛星アンテナ-地上局間角度（制御誤差）を示す。HIBARI 搭載の RW は衛星の慣性に対してかなり小さいため、マヌーバ中はすぐに角速度飽和が起きてしまうが、それでも地上局に 30deg 以下で指向できており、画像やミッションのデータのダウンリンクができています。



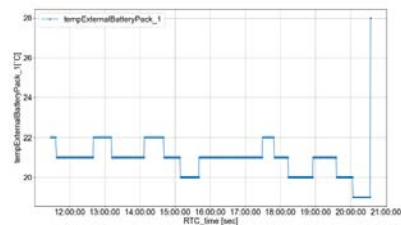
(a) 衛星角速度



(b) 太陽角

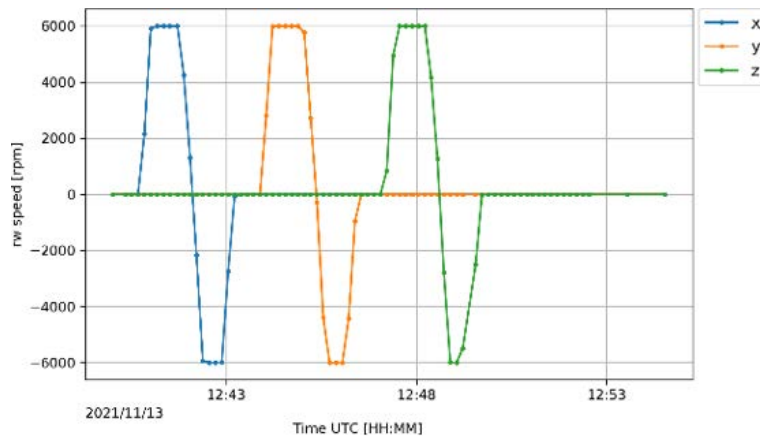


(c) バッテリー電圧

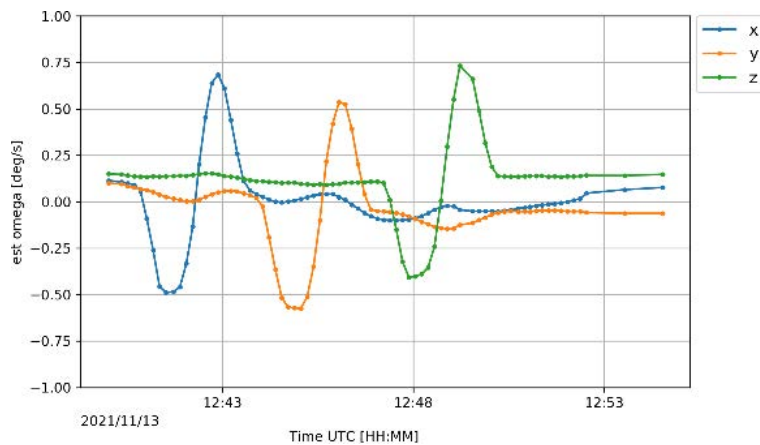


(d) バッテリー温度

図 6.4: ロケット放出後の HK データ



(a) RW 角速度



(b) 衛星角速度

図 6.5: RW 極性試験時の HK データ

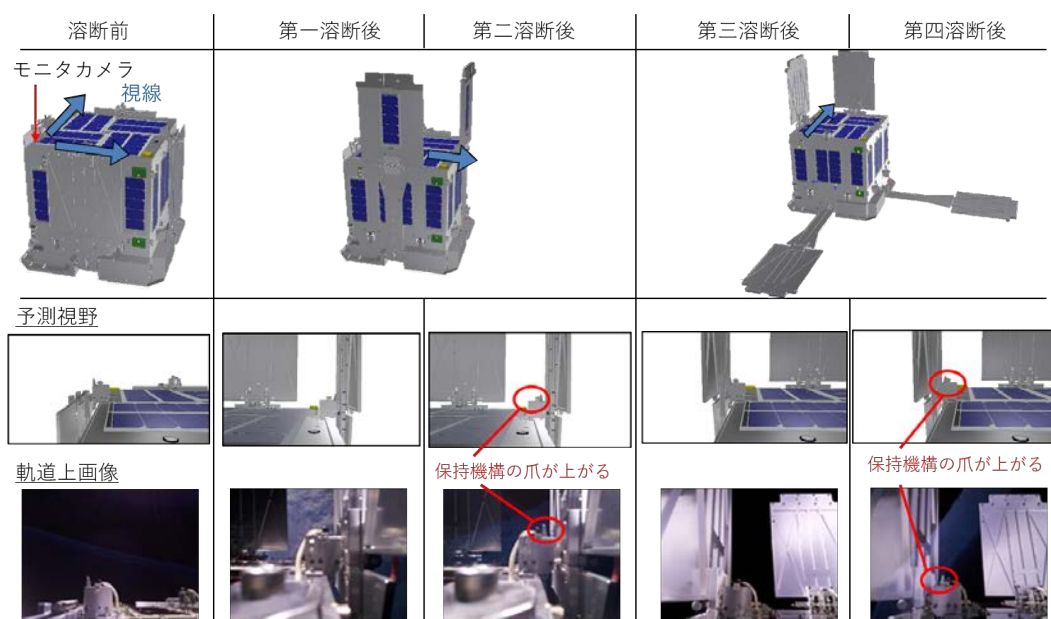
6.3 パドル駆動性能評価

HIBARI は軌道上ミッションにおいて、まずパドル駆動の性能評価のために、パドルの駆動実験を行った。本節では、地上と軌道上でのパドル駆動の挙動を比較し、その性能を評価する。地上では、図 5.15 に示すように、モーター出力軸にパドル構造を持たず、モータ系のみで駆動を模擬する HiLS 環境でデータを取得する。

パドルの駆動条件は、軌道上と地上で共通して、パドルを -90 deg から 0 deg へ、最大角速度は 1 deg/s 、最大角加速度は 1 deg/s^2 で指令し、駆動角履歴の比較を行う。パドルの角度はアブソリュートエンコーダにより 1 Hz で取得する。

図 6.7 は、軌道上と地上でのパドル駆動角度の履歴を示す。図 6.8 は、これらの角度の差 (地上でのパドル角度から軌道でのパドル角度を引いたもの) を示す。これらより、地

表 6.2: 広角カメラによるパドルの展開確認 (予測視野と軌道上画像)



上でのパドル駆動の方が速く、駆動角度の差が線形的に増加することがわかる。地上では、90度の駆動は約90秒で完了し、平均ドライブ時間は1 deg/sだが、軌道上では駆動に約93秒かかり、平均ドライブ時間は1 deg/s未満であり、2つの角速度の差は、平均で0.0182 deg/sだった。この遅れの原因は、軌道上環境においてモーター軸受などの摩擦抵抗が大きくなり、モーター軸にトルクが発生するためと考えられる。5章の地上での低温・真空環境でのパドル駆動において、常温・大気圧環境下での駆動よりも角速度が遅くなる結果が出ていたことから、環境による影響であると言える。

ここで、軌道上でモーター出力軸に発生するトルクを考える。ブラシレス DC モータの負荷トルクと角速度は、印加電圧が一定のときに1次関数の関係であり、パドル駆動角速度は、モータ出力軸にかかるトルクを考慮して計算できる。トルクと角速度の関係は次のように表すことができる。

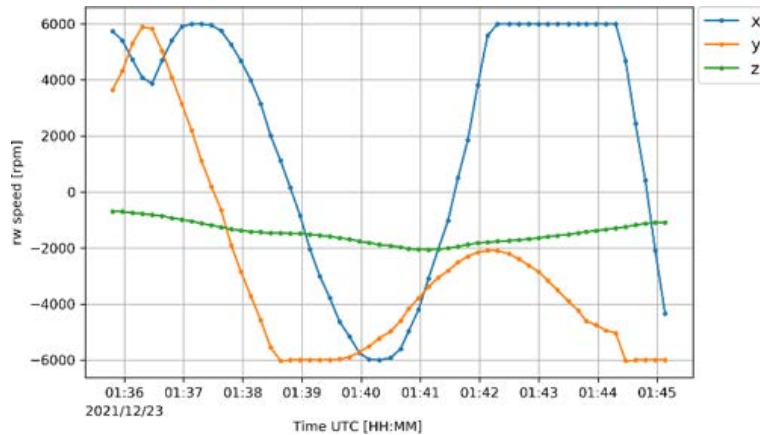
$$\omega_{motor} = sT_{motor} + \omega_{motor_0} \quad (6.1)$$

ここで、 s は回転数/トルク勾配であり、今回は-1.79 rad/(mN·m·s)である。 ω_{motor_0} は無負荷回転数であり、今回は460 rad/sである。

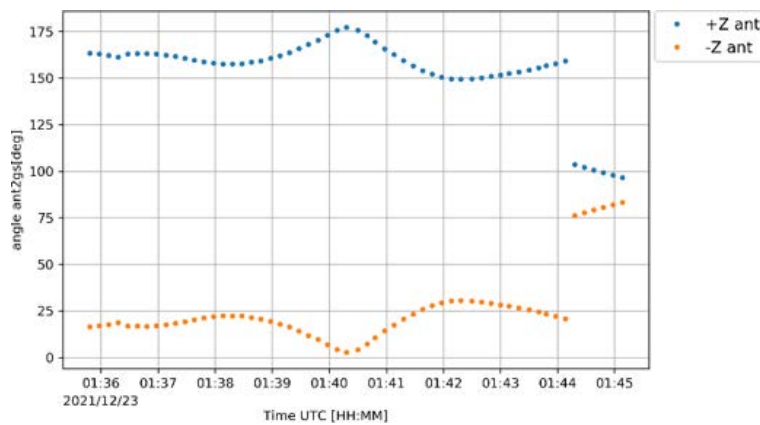
軌道上で負荷されるトルクは、地上で負荷されるトルクに加えて、パドルの慣性モーメントを駆動するためのトルクと、前述の軌道上環境下での摩擦抵抗トルクが加わると考えられる。これは次式で表される。

$$T_{orbit} = T_{ground} + I_{paddle}a + \tau \quad (6.2)$$

ここで、 T_{orbit} は軌道上でモータ出力軸に負荷されるトルクである。 T_{ground} は地上でモータ



(a) RW 角速度



(b) 地上局指向中の衛星アンテナ-地上局間角度（このときの送信アンテナは-Z ant）

図 6.6: 地上局追尾制御中の HK データ

出力軸に負荷されるトルクである． τ は軌道上で増加する摩擦抵抗トルクである． I_{paddle} はパドルの回転軸まわりの慣性モーメントであり，今回は 1.12 kgm^2 である． a はパドル駆動角加速度 rad/s^2 である．このトルク式と地上でのパドル駆動角度データを使用して，軌道上のパドル駆動角度データを推定・補間することができる．つまり，地上でのパドル駆動角度データと式 (6.1) で，地上でのモータ軸まわりのトルクを計算し，そのトルクと式 (6.2) で軌道上でのモータ軸まわりのトルクを計算し，再度式 (6.1) で軌道上でのパドル駆動角速度を推定する．今回，軌道上では地上と比較して 0.0182 deg/s の遅れがみられたため， τ は 0.177 Nm と計算される．

前述のとおり HIBARI は，本章で扱ったパドル駆動実験後の軌道上運用中に，一部データ保存系が故障し，高周期 (1Hz) のパドル角度データや衛星姿勢を保存することが不可能となった．そのため，このパドル角度の推定方法は，次節のように高周期のパドル角度

データが必要な場合に使用される。

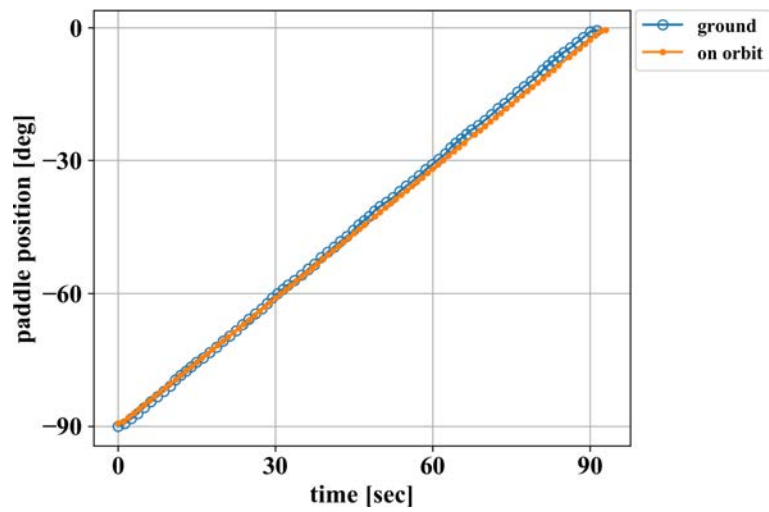


図 6.7: History of paddle angle

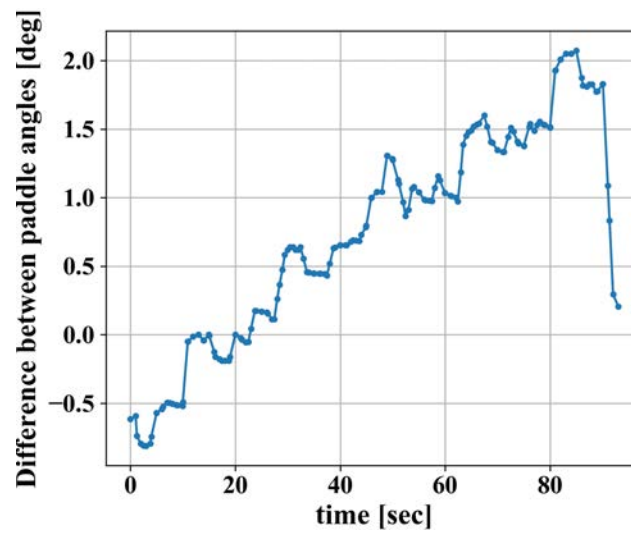


図 6.8: Difference in paddle angle

6.4 パドル駆動による姿勢制御性能評価

本節では、軌道上パドル駆動実験で得られた姿勢データと2章の理論式に基づく姿勢解析値を用いて可変形状姿勢制御の性能評価を行う。パドル駆動実験のパラメータは、駆動するパドル、パドル駆動角度、最大駆動角速度、および最大駆動角加速度である。ここでは、表6.3に示されているパラメータの3ケースの実験を示す。

姿勢評価の流れを図6.9に示す。まず、軌道上の姿勢はパドル駆動中に撮影した1Hzの恒星画像から、地上にて姿勢推定して取得する（上述したデータ保存系の故障により、衛星搭載STTからの姿勢データは0.1Hzでの出力である）。姿勢推定では、まず複数の画像から平均輝度値を計算することでノイズフレームを作成し、各画像からノイズを除去する。Astrometry.netのsolve-fieldツールを用いて、画像中の点源と恒星カタログとのマッチングにより、恒星の同定を行い、姿勢を推定する。この流れのイメージを図6.10に示す。この手法の基本原理は、既存の姿勢センサであるSTTでも用いられ、ここではパドル駆動制御中の姿勢推定へ応用する。軌道上のパドル角度データは、前節にて提案した地上でのパドル駆動データから補間され、1Hzで推定される。姿勢解析値は、このパドル角度データと2章で導出された運動式から取得される。ただし、実験時間が短いため、外部トルクは0と仮定している。

表 6.3: Parameters of the paddle drive experiment

No.	Driving paddles & Drive paddle angle[deg]	Maximum drive angular velocity[deg/s]	Maximum drive angular acceleration [deg/s ²]
1	+X : 0 → +20	1	1
2	+X : 0 → +60 -X : 0 → -60	4	1
3	-X : 0 → +40 -Y : 0 → -40	4	1

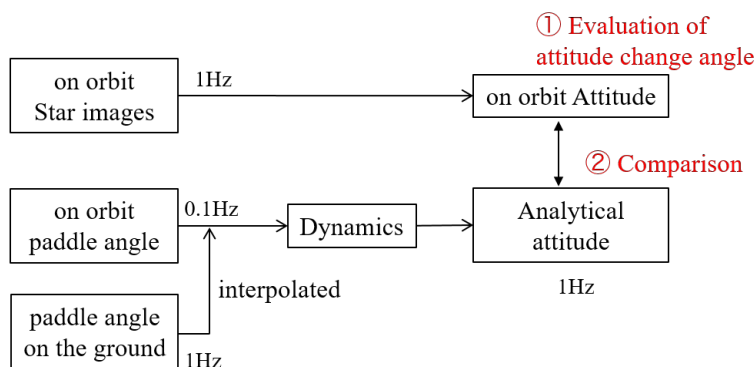


図 6.9: 姿勢制御性能評価の流れ

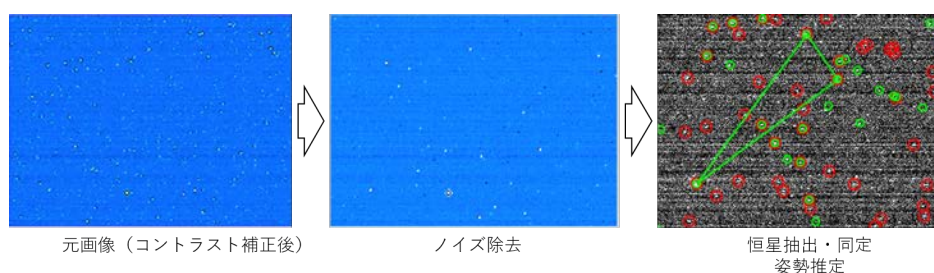
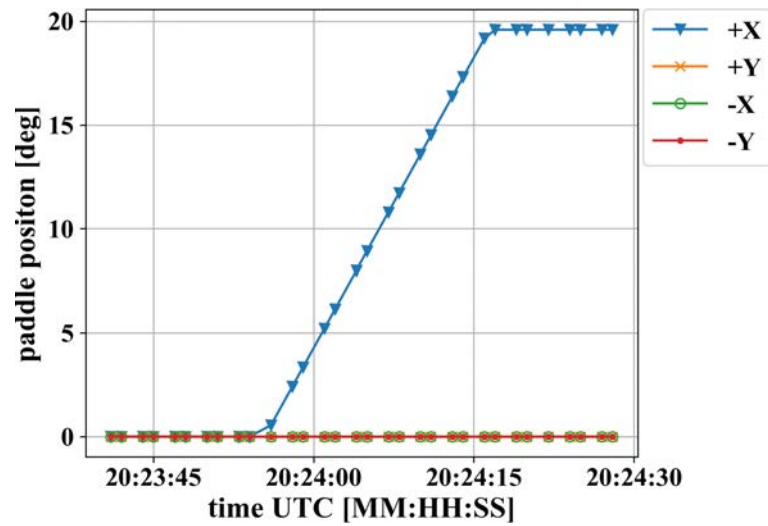


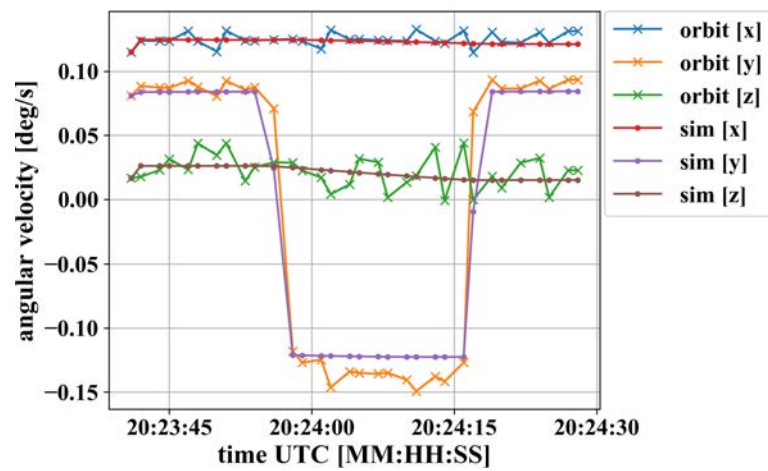
図 6.10: 恒星画像から姿勢推定の流れ

図 6.11, 6.12, および 6.13 は, それぞれのケースの結果を示している. 上段はパドル角度, 中段は恒星画像から推定した衛星角速度 (図中 orbit) とパドル角度と理論運動式から推定した衛星角速度 (図中 sim), 下段は恒星画像から推定した衛星姿勢と, パドル角度と理論運動式から推定した衛星姿勢の差分を示している. まず, 各ケースにおいて, 衛星の角速度は, パドル駆動に伴う反トルクによって発生していることがわかる. また, 軌道上データと解析データの角速度の傾向は一致しているが, 姿勢角の軌道上データと解析データの差は, パドル駆動時に相対的に大きくなることがわかる. 表 6.4 に, 各ケースにおけるパドル駆動による衛星の姿勢変化角をまとめる. また, 恒星画像から推定した衛星姿勢と, パドル角度と理論運動式から推定した衛星姿勢の差の平均と標準偏差 (1σ) も示す. 実験のすべてのケースで, 平均値に 3σ の値を足しても, 姿勢の差は 0.85 deg 未満であることと言える. この誤差の原因は, パドル駆動時は, 衛星運動の速度が大きくなるために, 恒星画像による衛星姿勢の推定誤差やパドル角度の推定誤差, 解析時の積分誤差が蓄積しやすいためと考えられる. 特に, 恒星画像による衛星姿勢方法は, 画像撮影時の衛星角速度が大きいほど, 画像上での星の伸びが生じて同定した恒星位置の誤差が大きくなる. 静止時の推定精度は $0.02\text{ deg}(1\sigma)$ 程度だが, 角速度が 1 deg/s 程度あると, 推定精度は $0.3\text{ deg}(1\sigma)$ になると考えられ, 今回の支配的誤差になっていると言える. この恒星

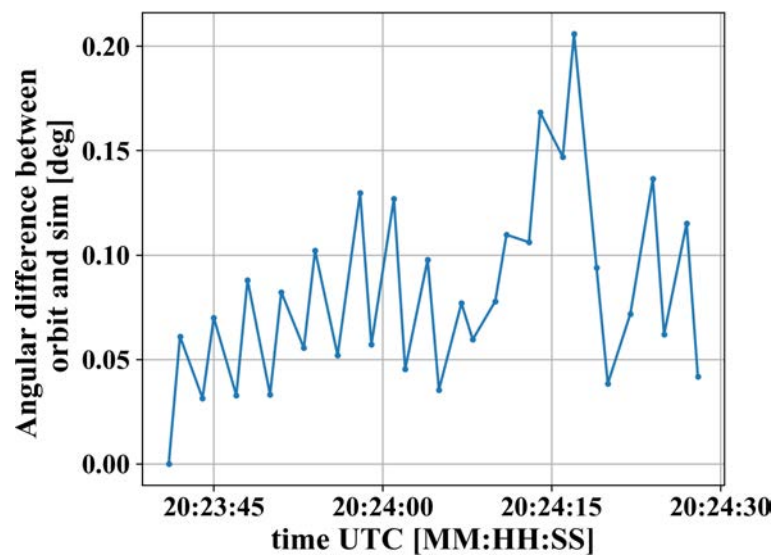
画像を用いた姿勢推定精度を向上する方法の1つとして、画像内の星の伸びを利用して衛星角速度を推定する方法が考えられる。星の伸びは、カメラ露光時間中の姿勢ぶれが起因で生じるため、星の伸び率から角速度を算出できる。この方法が確立することで、1つの画像で姿勢と角速度を推定でき、それぞれで補間が可能と考えられる。一方、この 3σ で 0.85 deg の誤差を考慮しても、Case 2では16秒で26度のマヌーバを行っていると言え、これは10秒で15度以上の姿勢マヌーバに相当し、HIBARIの迅速姿勢変更のフルサクセス目標を満たしている。また、仮に可変形状姿勢制御で 1 deg 程度の姿勢制御誤差が生じても、RWとの協調制御が可能であれば十分に吸収できるレベルである。



(a) パドル角度

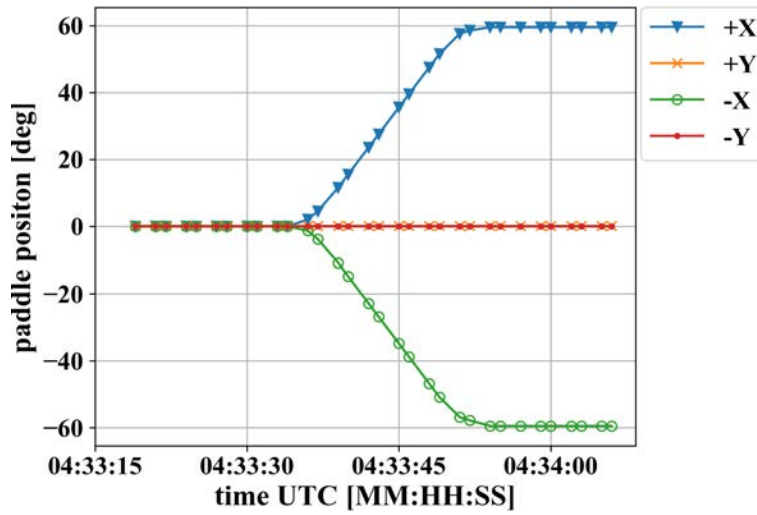


(b) 衛星角速度

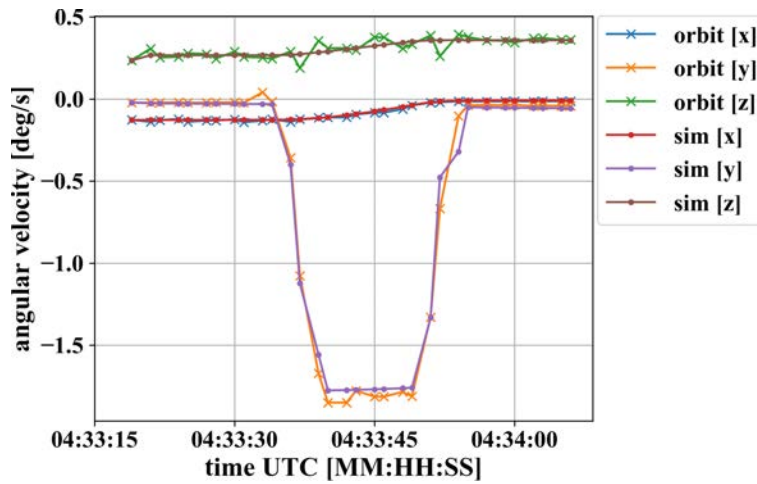


(c) 軌道上姿勢と解析姿勢の角度差

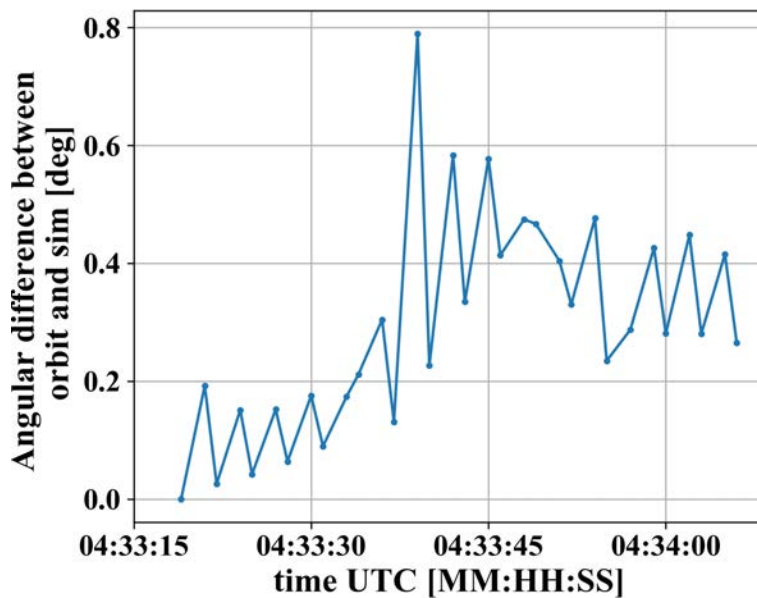
図 6.11: 実験 case 1 の結果



(a) パドル角度

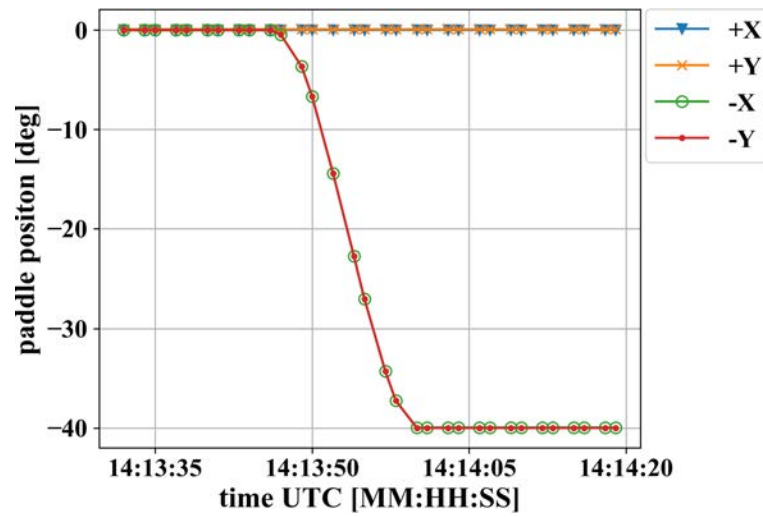


(b) 衛星角速度

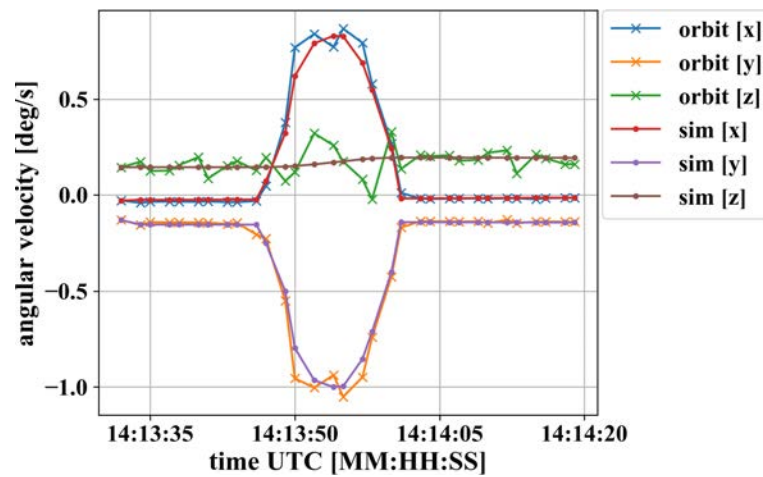


(c) 軌道上姿勢と解析姿勢の角度差

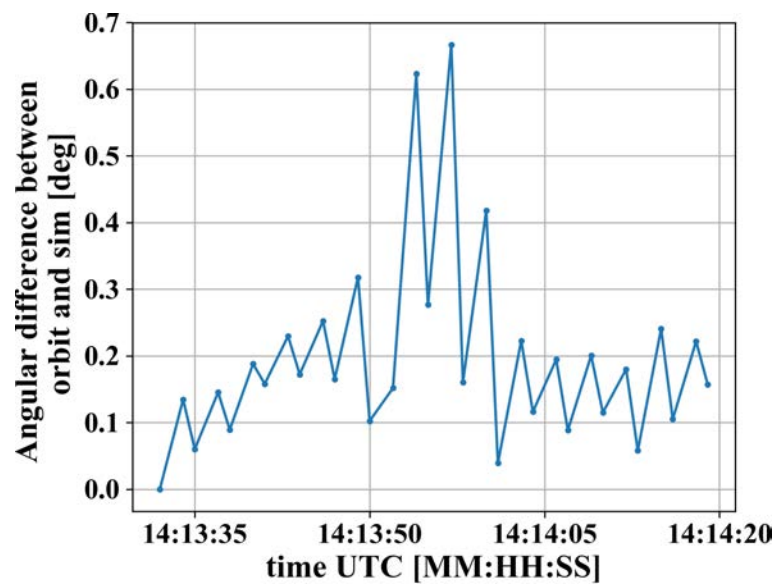
図 6.12: 実験 case 2 の結果



(a) パドル角度



(b) 衛星角速度



(c) 軌道上姿勢と解析姿勢の角度差

図 6.13: 実験 case 3 の結果

表 6.4: パドル駆動による姿勢変更角と、恒星画像から推定した衛星姿勢とパドル角度と理論運動式から推定した衛星姿勢の差の平均と標準偏差

No.	On orbit attitude change angle[deg]	Average of difference from analysis value[deg]	Standard deviation of difference from analysis value[deg]
1	4.0	0.0816	0.0442
2	27.6	0.294	0.179
3	11.4	0.195	0.142

ここで示した3ケース以外にも、条件を変えたパドル駆動実験を40ケース行っている。2021年11月の打ち上げから2022年12月までの各パドルの総駆動角度量を図6.14にプロットする。1年間の駆動で、パドル+Xは2000deg以上駆動できていることが確認でき、軌道上信頼性の指標になる。また、パドル-X、-Yも500deg以上駆動している。パドル+Yは、2021年6月にアブソリュートエンコーダーの故障が起き、正常な角度測定ができなくなったため、これ以降は駆動していない。この故障の原因は、故障直前のアブソリュートエンコーダーの電流値の増加から、軌道上での放射線によるものであり、パドル駆動量とは相関がないものと考えている。

条件を変えたパドル駆動実験の結果を、パドル駆動に伴う姿勢変更角と迅速性（平均マヌーバ角速度）を指標として図6.15にプロットする。最も迅速な姿勢制御実験では、35deg/10sの姿勢変更ができており、パドル駆動による姿勢制御性能目標のエクストラサクセスレベル迅速性の30deg/10sを達成している。この迅速姿勢制御では、+Xのパドルを80deg、-Xのパドルを-80deg駆動し、最大角速度を10deg/s、最大角加速度を5deg/s²とした。また、この迅速姿勢制御中に消費した電力量を、軌道上での電流測定値から計算する。図6.16にこの実験時の、(a)恒星画像から推定した衛星姿勢角、(b)アブソリュートエンコーダで測定したパドル角度、(c)モータとモータ動作基板、エンコーダなどを含めたパドル駆動系の電流測定値から計算した消費電力を示す。パドル駆動中とみなせる区間に黄色帯でプロットしている。なお、パドル角度と電流値は、軌道上で衛星に保存してから取得したデータなので10秒に一回のみデータがある。まず衛星姿勢角から、衛星Y軸周りに35deg/10sの姿勢変更ができており、目標迅速性を達成していることが確認できる。消費電力のグラフでは、パドル駆動による姿勢制御中の消費電力は4.5W程度であることがわかる。パドル駆動期間中に電力が下がって見えるのは、パドル駆動系の基板の電力が支配的であり、モータ消費電力分は測定ノイズで埋もれるレベルであるためと考

える。迅速アクチュエータである CMG の超小型衛星用サイズのものとして Blue Canyon Technologies の 10kg 程度の”CMG8”が販売されており [43], カタログ値としての姿勢制御時の消費電力は 30W 程度であり, 可変形状姿勢制御のエネルギー効率が従来よりも優れていることが示される。これは, 以下式に示すように回転エネルギーは慣性モーメント I に比例し, 角速度 ω の 2 乗に比例して増加することが関係していると考えられる。

$$K = \frac{1}{2}I\omega^2 \quad (6.3)$$

可変形状姿勢制御は慣性モーメントの大きいパドルを比較的低速で位置制御しているのに対し, CMG や RW は比較的大きな角速度でホイールを回転させ, トルクを発生させる角加速度制御もしくは角速度制御をしているために消費電力が大きいと考えられる。また, CMG や RW などホイールアクチュエータは基本的にダイレクトドライブ方式で駆動しており, 現状では大きなモータが必要となっているため, 今回のパドル駆動系のギアを介したモータよりも消費電力が大きいことも理由として言える。

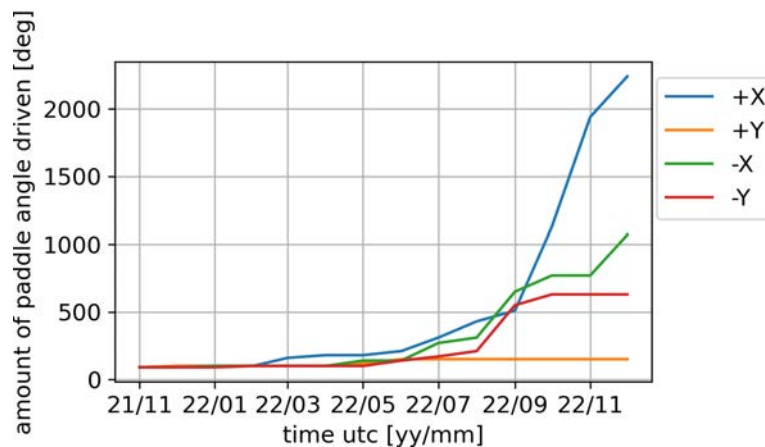


図 6.14: 軌道上での総パドル駆動角度

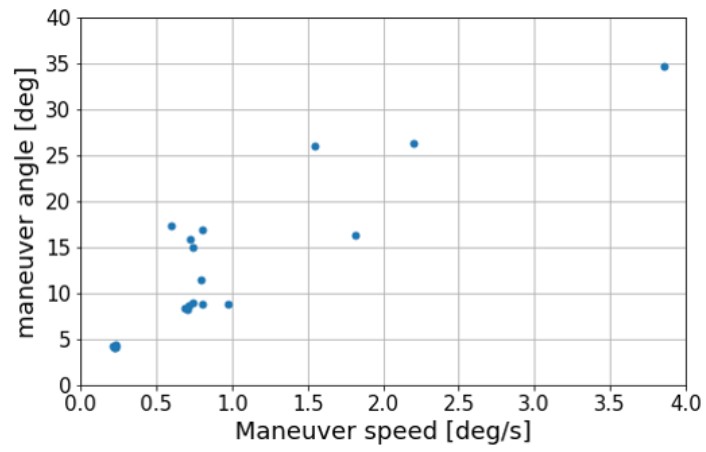
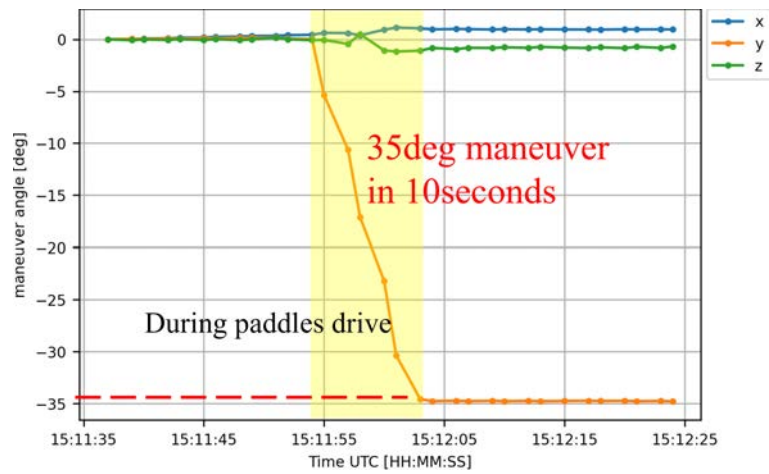
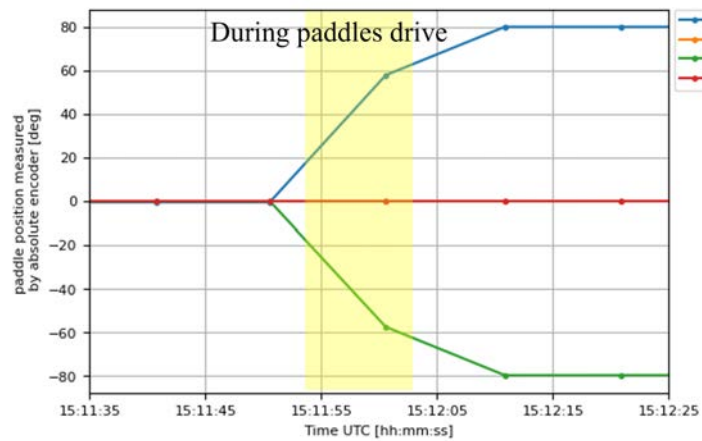


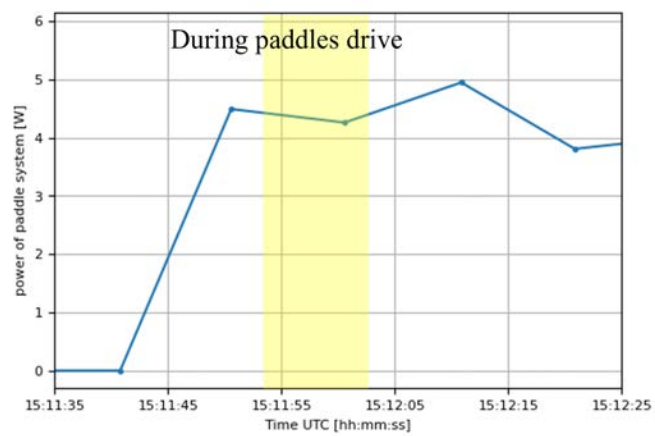
図 6.15: パドル駆動実験による姿勢変更角度と迅速性 (平均マヌーバ角速度)



(a) 衛星姿勢角



(b) パドル角度



(c) パドル駆動系における消費電力

図 6.16: 35deg / 10 s の姿勢マヌーバ達成時の衛星データ

6.5 パドル駆動によるフィードバック姿勢制御実験

本節では、軌道上でのパドル駆動を用いた姿勢フィードバック制御実験について述べる。前節ではパドルをフィードフォワード駆動したが、本節ではパドルを姿勢系アクチュエータとしてフィードバック制御を行う。制御則としては、4.3.4.3項で述べた衛星の+Z軸を目標方向に向ける2軸姿勢制御則を用いる。

実験の一例として、指向目標方向を衛星の+Z軸を+Y軸周りに10 deg回転させた方向とする。パドルの最大角速度は1 deg/s、最大角加速度は1 deg/s²とし、駆動可能なパドルは+Xパドルと-Xパドルのみとする。この駆動パドルの制限は、軌道上にてHIBARIの+Yパドルのアブソリュートエンコーダが故障し、現在正常に駆動できないため、姿勢運動を衛星X-Z平面に制限して実験を行うためである。また、衛星の姿勢は上述している恒星画像により1 Hzで推定している。図6.17に制御誤差角、つまり衛星の+Z軸と目標指向方向の間の角度を示す。衛星は10 degのマヌーバ後、2 deg以内の精度で約30秒間目標方向に指向し続けていることがわかる。ただし、この2つのベクトル間の角度は、本実験でパドル駆動により制御できない衛星X軸まわりの誤差角も含まれるため、図6.18に衛星姿勢と目標姿勢の差を3-2-1オイラー角として、各軸に分離して表す。これより、X、Z軸周りの姿勢は制御していないため初期角速度のままドリフトしているが、駆動可能な+X、-Xパドルで直接制御できるY軸周りの誤差角が制御できていることがわかる。この結果より、パドル駆動による姿勢制御の目標性能である指向精度5 degを満たしていることが確認できた。

今後はさらなる精度向上のために制御ゲインを調整することや、マヌーバ迅速性をあげるためにパドル角速度を速く設定することが課題として挙げられる。また、故障していない+Xパドルと-Xパドルと、さらに-Yパドルを駆動したフィードバック制御を行い、より3次元的な姿勢運動を実証して軌道上実験の意義を生かす必要がある。

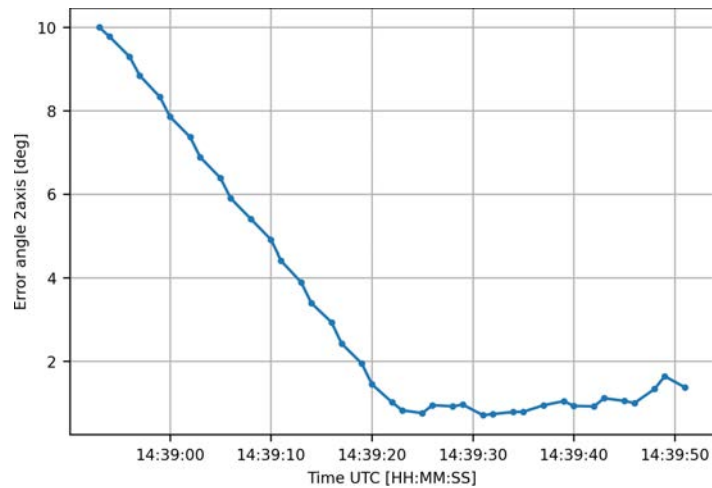


図 6.17: 姿勢制御誤差角（衛星の +Z 軸と目標指向方向の間の角度）

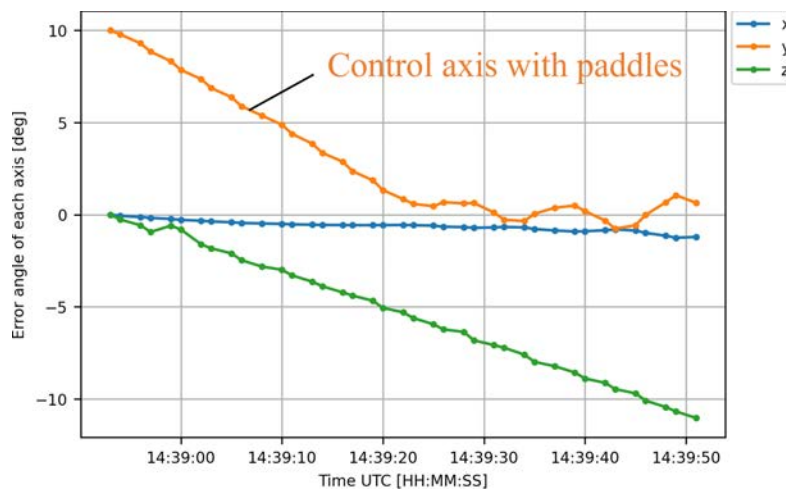


図 6.18: 衛星姿勢と目標姿勢の間の 3-2-1 オイラー角

6.6 運用から得られた知見

今後の可変形状機能を有する衛星の開発のために、HIBARI の軌道上運用を行うことで得られた知見と今後の改善策についてまとめる。

6.6.1 SiLS, HiLS の妥当性

軌道上での姿勢制御の結果から、地上試験としての SiLS, HiLS の妥当性を評価する。まず、ダイナミクス式の計算については、上述したように 3σ で 0.85deg 以内の精度で計算できたと言える。また、センサやアクチュエータのハードウェア模擬について、上述の

とおり軌道上でのパドルの角速度遅れを確認できたように、高精度なシミュレーションを行う場合にはハードウェア特性を把握する必要がある。HiLS を用いることで、アクチュエータ類のある程度の特性や通信遅れを模擬できるが、姿勢センサ類は実際にループに組み込んで動作させないため、センサの特性を組み込んだ評価は難しい。特に、STT は軌道上での動作により、太陽・地球や駆動パドルによる反射外乱光による精度低下や姿勢取得の失敗が予想よりも確認された。センサ単体で動作試験を行うことで特性を把握して、極力姿勢シミュレータに組み込むことが重要である。

また、SiLS の手法として、今回は SiLS 内の模擬フライトコードを含めたソフトウェアは Python 言語によって開発したが、実際の組み込みフライトコードは C++ に移植して開発しているため、C++ コード自体の評価が足りていないという問題があった。実際に、軌道上で一部ソフトウェアのバグが発見された。このバグは長時間のシミュレーションをしないと発見できないようなバグであり、実時間でシミュレーションをする HiLS では発見が難しかった。そのため、SiLS で組み込みフライトコード自体を用いて高速に姿勢制御シミュレーションができる環境が必要である。

また、バグへの対策の1つとして、軌道上でソフトウェアを書き換えられる設計にしておくことが重要である。この書き換え機能は、開発期間が短く、バグの混入しやすい超小型衛星には必須の機能と考える。

6.6.2 機器の放射線劣化による故障

上述したように、今回軌道上でデータ保存系が故障して、時間高分解能なデータの取得ができなかった。具体的な故障機器は microSD カードで、放射線による故障だと考えている。また、4つあるパドル駆動系の中の1つのアブソリュートエンコーダも軌道上で故障し、正確な値の出力が不可能となった。故障前の電流値の上昇が見えたため、こちらも放射線による影響であると考えている。

それぞれは地上での放射線照射試験を通して選定したものだが、microSD カードは大容量のデータ書き込み中という条件、アブソリュートエンコーダは被爆される放射線量が比較的多い衛星の外側に配置しているという条件を考えきれていなかったことが故障の原因になったと考えられる。特に可変形状を有する衛星は、比較的暴露部に駆動系を搭載するため、状況に適した放射線試験を実施することが重要である。また、すべての機器の電流リミット値は軌道上初期運用後に、シビアな値に書き換えて、少しでも電流の上がる挙動をしたときに電流遮断を行い、放射線など起因の過電流で機器故障がおきないようにすることが必要である。また、可変形状機能部分が故障したときに制御自由度が落ちないように、冗長系を組んでおくことが望ましい。

6.6.3 軌道上でのパドル展開時の不具合

HIBARI の軌道上でのパドル展開の際に、はじめ、化学繊維線の溶断ができなかった。化学繊維線を囲むニクロム線への電圧印加による輻射熱で溶断を行うが、その際に流れた電流が予想よりも高くなり、バッテリーの電流リミット値に達してしまった。その結果、溶断できる時間だけ電圧が印加できなかったことがわかった。電流増加の原因は、軌道上にてニクロム線やハーネスを含めた電気抵抗が下がり、印加電圧に対して電流が多く流れたためと考えられる。そのため、印加電圧を低くすることが有効だと考えた。印加電圧値はバッテリーセルの電圧をそのまま使用する設計であったため、バッテリー電圧を極力下げた状態で溶断シーケンスを試みることにした。具体的には、カメラ系など本シーケンスでは本来使用しない機器に電源を入れて電力を消費し、最も電圧が下がる地球周回軌道の日陰明けの手前で溶断を行った。その結果、溶断が成功したことを確認できた。

可変形状機能を有する衛星は、HIBARI をはじめ、駆動物の軌道上展開はほぼ必須となる。今回のような不具合への対策として、電流リミット値に余裕を持たせる、もしくは可変にした上で、一定電圧で溶断を行うことが望ましい。また、地上にて温度変化や真空環境に対応した状態で、十分に溶断試験を行うことも必要である。今回、地上試験にて熱真空環境下での溶断試験を行ったが、駆動パドル系の保持開放機構が正常に動作することに主眼を置いており、溶断用ハーネス長などの模擬はしていなかった。一般的に恒温・真空槽のサイズ制限から実際の展開は行えないことが多いため、溶断のみを行うなど試験項目の組み合わせで対応することが必要である。また、化学繊維線を用いないなど他の展開方法の検討もするべきである。

6.7 結言

本章では、HIBARI の軌道上運用、軌道上でのパドル駆動性能、およびパドル駆動による姿勢制御性能について評価した。

軌道上でのパドル駆動実験により、その角速度は地上よりも遅れることを確認した。この原因として、軌道上真空環境でパドル軸まわりの摩擦抵抗トルクが増加したためと考える。また、この結果から、軌道上環境軌道上パドル駆動速度のモデル化を行い、地上でのパドル駆動結果から軌道上での駆動を推定する手法を提案した。上記軌道上パドル駆動角の推定と 2 章のダイナミクス式により、軌道上での姿勢解析値を計算し、軌道上パドル駆動実験での姿勢結果と比較した。その差は最大でも 0.85deg で、解析手法の妥当性を確認した。

また、軌道上でのパドル駆動による姿勢制御実験により、迅速性目標であった 15 deg /

10 s や 30 deg/10 s の姿勢変更が達成されたことを確認した。姿勢制御に要する消費電力が、既存の CMG と比べ低いことを明らかにした。また、パドル駆動によるフィードバック姿勢制御を行い、目標指向精度である 5 deg が達成されたことを確認した。

その他、今後の可変形状機能を有する衛星の開発のために、HIBARI の軌道上運用を行うことで得られた知見と今後の改善策についてまとめた。

第 7 章

結論および今後の課題

7.1 結論

本論文では、可変形状機能を有する超小型衛星の設計開発と、地上試験および軌道上実証を行い、設計妥当性の確認と性能を評価した。

具体的には、以下を行った。

- 可変形状機能として、大慣性・駆動型の太陽電池パドルを設計し、その駆動が衛星システムへ与える影響と対策を検討し、実証衛星の設計開発を行った。
- システム安全性と、太陽電池パドルを用いた高い制御性の両立を図った姿勢決定制御系の開発を行った。パドル駆動を用いた制御則として、迅速姿勢変更やノンホロノミック性を積極利用するためのフィードフォワード制御則と高精度指向のためのフィードバック制御則について提案した。
- 開発した駆動型太陽電池パドルについて、地上において微小重力環境下でのパドル展開・駆動試験や、高温・低温真空環境下でのパドル展開・駆動試験を行い、軌道上環境を模擬した網羅的な健全性確認をすることを図った。これにより駆動システムの軌道上動作健全性および駆動特性を確認した。
- 設計した姿勢制御系の設計妥当性や制御性能を地上で評価するために、可変形状機能を有する宇宙機に対応した軌道上環境模擬姿勢シミュレータを開発し、それを用いた姿勢制御シミュレーションを行った。シミュレータとしては、ソフトウェアのみで構成された SiLS と、実ハードウェアを含む HiLS を開発した。SiLS では、パドル駆動による姿勢制御により、迅速姿勢制御性目標である $30 \text{ deg} / 10 \text{ s}$ のマヌーバができることを確認し、設計したパドル駆動制御系の妥当性を示した。HiLS 環境での姿勢制御性能は、ハードウェアの特性や通信時間が起因で、SiLS 環境よりも迅速性が下がることを確認しつつも、フィードフォワードパドル駆動制御を用い

た姿勢制御を行うことで、HiLSにおいても迅速姿勢制御性目標である $30 \text{ deg} / 10 \text{ s}$ のマヌーバを達成できることを示した。

- 設計した可変形状機能を有する衛星システムの設計妥当性と健全性を確認するために、特に駆動パドルを搭載することで影響を受ける系として、通信系のアンテナパターン試験、構造系の振動試験、衝撃試験、質量特性測定、熱系の熱真空試験を行った。それぞれの試験から、システムの設計妥当性および課題を確認した。
- 軌道上でのパドル駆動実験を行い、設計したパドル駆動系の性能を評価した。軌道上での角速度は地上よりも遅れることを確認し、この原因の考察と、軌道上パドル駆動速度のモデル化を行い、地上でのパドル駆動結果から軌道上での駆動を推定する手法を提案した。また、この軌道上パドル駆動角の推定手法と姿勢ダイナミクス理論により、軌道上での姿勢解析値を計算し、軌道上パドル駆動実験での姿勢結果と比較することで、それらは $0.85 \text{ deg}(3\sigma)$ 以内で一致することを確認し、解析手法の妥当性を示した。
- 軌道上でのパドル駆動姿勢制御実験により、迅速性目標であった $30 \text{ deg}/10 \text{ s}$ の姿勢変更が達成されたことを確認した。これは、超小型衛星用 CMG を用いたときの迅速性のおよそ 2 倍である。そのときに消費する電力も確認し、その値は CMG を用いた値の $1/6$ 程度であることを示した。また、フィードバック姿勢制御により、指向精度目標であった 5 deg が達成されたことを確認した。
- 今後の可変形状機能を有する衛星の開発のために、実証衛星の軌道上運用で得られた知見をまとめ、今後の改善策を提案した。

7.2 今後の課題

今後の課題としては、(1)HIBARI 衛星の追加運用、(2) 可変形状姿勢制御の洗練化、(3) 可変形状機能を用いた応用先の検討が挙げられる。

HIBARI 衛星を用いた運用として、本論文ではエクストラサクセスの迅速性と指向精度まで達成した。他のエクストラサクセスの目標として、ノンホロノミック性を利用した姿勢制御、RW を用いた安定制御の実証と評価を行いたい。ノンホロノミック性を利用した姿勢制御を実証することで、可変形状を用いた姿勢制御はより実用性が増し、今後の理論研究や衛星開発に利用できる。また、RW で安定姿勢制御ができれば、1 つの超小型衛星で CMG 以上の迅速性と、RW の安定性を持つこれまでにない革新的な衛星であると言える。また、軌道上で定期的に一定条件でのパドル駆動実験を行うことで、駆動性能の変化の評価や、地上および軌道上でパドルの長時間連続駆動を行い、駆動性能の変化の評価を行い、より高精度な性能評価を行いたい。また、本論文では、軌道上衛星姿勢の推定に恒

星画像を用いたが、さらにこの画像内に写る恒星の伸びから角速度や姿勢ぶれを推定する方法が確立すれば、より高精度な軌道上姿勢の推定ができると言える。

姿勢制御の洗練化については、1例として可変形状のフィードフォワード駆動をまず行ってから、パドルやRWなどで安定な姿勢制御を行うなどの方法が考えられる。本論文では、HiLSを用いた姿勢制御シミュレーションで、可変形状機能のみをもちいて迅速なフィードバック姿勢制御を行うと、ハードウェアの計算や通信遅れの影響が顕著に出て、目標の迅速性が達成できないということがわかった。ハードウェアを見直して、迅速なフィードバック姿勢制御を可能にする方法も考えられるが、まずはフィードフォワード制御とフィードバック制御の組み合わせを考えたい。可変形状によるフィードフォワード姿勢制御は、アクチュエータの位置を制御することで、同次元の衛星姿勢を制御できるため、RWなどの速度制御アクチュエータを用いたフィードフォワード姿勢制御よりも誤差が少なくなることが予想される。

可変形状機能を用いた応用先としては、軌道・姿勢制御を用いたフォーメーションフライトや深宇宙探査が例に挙げられる。今回のHIBARI衛星で、可変形状機能の技術実証を行えたため、以前よりも応用ミッションが検討しやすいと考えられる。

参考文献

- [1] BryceTech, “Smallsatsby the Numbers 2022,” 2022, URL: https://brycetek.com/reports/report-documents/Bryce_Smallsats_2022.pdf, accessed on 2021/12/10.
- [2] 此上一也, 澤田弘崇, 中谷幸司, 宇井恭一, 宮下直己, 居相政史, 岡田英人, 占部智之, 山口伸斉, 柏宗孝, 尾曲邦之, 松永三郎, “超小型衛星 CUTE-1 の開発と軌道上運用評価”, 電子情報通信学会論文誌 B, Vol. J88-B, No. 1, pp. 49–57, 2005.
- [3] K. Ishizaka, S. Matunaga, and TSUBAME development team, “Design of Pre-Flight model for Earth and Astronomical Observation Technology Demonstration Satellite TSUBAME,” *The 28th International Symposium on Space Technology and Science*, 2011-n-01, Okinawa, Japan, June, 2011.
- [4] T. Hosonuma, T. Inamori, and S. Nakasuka, “A Precise Attitude Determination and Control Strategy for Small Astrometry Satellite “Nano-JASMINE” ,” *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite*, SSC12-VIII-2, Utah, US, August, 2012.
- [5] 藤田伸哉, “超小型地球観測衛星のための高精度姿勢指向制御システムの開発”, 博士論文, 東北大学, 2019.
- [6] R. Funase, T. Inamori, S. Ikari, N. Ozaki, S. Nakajima, H. Koizumi, A. Tomiki, Y. Kobayashi, and Y. Kawakatsu, “One-year Deep Space Flight Result of the World’s First Full-scale 50kg-class Deep Space Probe PROCYON and its Future Perspective,” *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite*, SSC16-III-05, Utah, US, August, 2016.
- [7] S. Ikari, N. Ozaki, S. Nakajima, K. Oguri, K. Miyoshi, S. Campagnola, H. Koizumi, Y. Kobayashi, and R. Funase, “EQUULEUS: Mission to Earth-Moon Lagrange Point by a 6U Deep Space CubeSat,” *31st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite*, Utah, US, August, 2017.
- [8] Y. Yatsu, N. Kawai, S. Kimura, M. Matsushita, S. Kawajiri, K. Tawara, K. Ohta, and M. Koga, “What We Learned from the Tokyo Tech 50 kg-satellite ”TSUBAME”,”

- AIAA/USU Small Satellites Conference*, 2017.
- [9] 俵京佑, 松永三郎, “形状可変式姿勢制御のエネルギー効率と姿勢安定度に関する検討”, 第24回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, 仲多度, 2015, 12月.
- [10] O. Alvarez-Salazar, J. Aldrich, N. Filipe, J. Allison, and S.-J. Chung, “Strain actuated solar-arrays for precision pointing of spacecraft,” 02, 2016.
- [11] K. Tawara and S. Matunaga, “New Attitude Control for Agile Maneuver and Stably Pointing using Variable Shape Function and Reaction Wheels,” *The 26th Workshop on JAXA Astrodynamics and Flight Mechanics*, C1, Kanagawa, Japan, July, 2016.
- [12] Q. Qiao, J. Yuan, M. Wang, and X. Ning, “Attitude control of a picosatellite named NPU-PhoneSat based on shape actuation,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 71, pp. 62-67, 2017.
- [13] J. Kawaguchi, K. Ohashi, and Y. Kubo, “Keynote : On Non-Holonomic Attitude Control Scheme Applied to Transformable Spacecraft,” *5th International Symposium on Solar Sailing*, 2019.
- [14] K. Ohashi, T. Chujo, and J. Kawaguchi, “Motion Planning in Attitude Maneuver Using Non-Holonomic Turns for a Transformable Spacecraft,” *28th Workshop on JAXA Astrodynamics and Flight Mechanics*, 2018.
- [15] Y. Kubo and J. Kawaguchi, “Approximate Analytical Solution for Attitude Motion of a Free-flying Space Robot and Analysis of Its Nonholonomic Properties,” *Aerospace Technology Japan*, Vol. 20, pp. 35–40, 2022.
- [16] Y. Kubo and J. Kawaguchi, “Nonholonomic Reorientation of Free-Flying Space Robots Using Parallelogram Actuation in Joint Space,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 45, No. 7, pp. 1299-1309, 2022.
- [17] K. Miyamoto, T. Chujo, K. Watanabe, and S. Matunaga, “Attitude dynamics of satellites with variable shape mechanisms using atmospheric drag torque and gravity gradient torque,” *Acta Astronautica*, Vol. 202, pp. 625-636, 2023.
- [18] R. Bevilacqua and M. Romano, “Rendezvous Maneuvers of Multiple Spacecraft Using Differential Drag Under J2 Perturbation,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 6, pp. 1595-1607, 2008.
- [19] J. Gangestad, B. Hardy, and D. Hinkley, “Operations, Orbit Determination, and Formation Control of the AeroCube-4 CubeSats,” 2013.
- [20] J. C. Mankins, “A fresh look at space solar power: New architectures, concepts and technologies,” *Acta Astronautica*, Vol. 41, No. 4, pp. 347-359, 1997, URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576598000757>, Developing Business.

- [21] T. Chujo, "Propellant-free attitude control of solar sails with variable-shape mechanisms," *Acta Astronautica*, Vol. 193, pp. 182-196, 2022.
- [22] Y. Kubo, T. Chujo, K. Ohashi, Y. Satou, M. Otsuki, Y. Sugawara, and J. Kawaguchi, "Transformable Spacecraft: Advanced Mission Concepts and a Fundamental Feasibility Study," *13th IAA Low-Cost Planetary Missions Conference*, IAA-LCPM13-05A08, Toulouse, May, 2019.
- [23] Y. Sugawara, T. Chujo, Y. Kubo, Y. Sato, M. Otsuki, R. Ikeda, K. Ikeda, M. Fujita, K. Sawada, K. Tsumura, S. Matsuura, T. Kotani, A. Sugihara, A. Torisaka, O. Mori, S. Kawasaki, and J. Kawaguchi, "Transformable spacecraft: Feasibility study and conceptual design," *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC*, Vol. 2020-October, 2020.
- [24] 小田光茂, "衛星搭載ロボットアームと衛星姿勢の協調制御", 日本ロボット学会誌, Vol. 15, No. 4, pp. 590-600, 1997.
- [25] 吉田和哉, Dragomir NENCHEV, 梅谷陽二, "宇宙用冗長マニピュレータのモデリングと制御", 計測自動制御学会論文集, Vol. 26, No. 12, pp. 1421-1426, 1990.
- [26] 吉田和哉, 倉爪亮, 梅谷陽二, "宇宙ロボットの多腕協調制御", 日本ロボット学会誌, Vol. 9, No. 6, pp. 718-726, 1991.
- [27] 山田克彦, "宇宙ロボットのアーム運動による本体の姿勢制御", 計測自動制御学会論文集, Vol. 29, No. 4, pp. 447-454, 1993.
- [28] C. M. Chilan, D. R. Herber, Y. K. Nakka, S.-J. Chung, J. T. Allison, J. B. Aldrich, and O. S. Alvarez-Salazar, "Co-Design of Strain-Actuated Solar Arrays for Spacecraft Precision Pointing and Jitter Reduction," *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 9, pp. 3180-3195, 2017.
- [29] A. Ghosh, O. Alvarez-Salazar, J. Allison, and F. Vedant, "Impact of Strain-Actuated Attitude Control Systems for Variant Mission Classes," 10, 2019.
- [30] F. Vedant and J. Allison, "Multifunctional Structures for Attitude Control," 09, 2019.
- [31] F. Vedant, J. Allison, and A. Ghosh, "Reducing Jitter During Large Slews using Multifunctional Structures for Attitude Control via Torque Analysis," 01, 2021.
- [32] I. D. Nisser, M. N. and A. B. Orggraefe, "An Electromagnetically Actuated , Self-Reconfigurable Space Structure," *JSASS Aerospace Tech*, Vol. 14, pp. 1-9, 2017.
- [33] M. Nisser, L. Cheng, Y. Makaram, R. Suzuki, and S. Mueller, "ElectroVoxel: Electromagnetically Actuated Pivoting for Scalable Modular Self-Reconfigurable Robots," *2022 International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 4254-4260, 2022, URL: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:246906959>.
- [34] A. Ekblaw and J. Paradiso, *Self-assembling Space Structures: Buckminsterfullerene*

Sensor Nodes.

- [35] G. Hu, Y. Li, X. Li, G. Zhang, Z. Zhang, X. Wang, and W. Man, “Modular self-reconfigurable spacecraft: Development status, key technologies, and application prospect,” *Acta Astronautica*, Vol. 207, pp. 240-256, 2023.
- [36] K. Yamada and K. Tsuchiya, “Formulation of rigid multibody systems in space,” *JSME international journal*, Vol. 30, pp. 1667–1674, 1987.
- [37] Y. Umetani and K. Yoshida, “Resolved motion rate control of space manipulators with generalized Jacobian matrix,” *IEEE Transactions on robotics and automation*, Vol. 5, No. 3, pp. 303–314, 1989.
- [38] D. S. Bernstein, *Matrix mathematics: Theory, facts, and formulas with application to linear systems theory*, Vol. 41, Princeton University Press Princeton, 2005.
- [39] T. HAO, S. KAWAJIRI, K. TAWARA, and S. MUTUNAGA, “A Practical Rapid Attitude Maneuver Control System using Control Moment Gyros for Microsatellite TSUBAME,” *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, Vol. 13, pp. 37-43, 2015.
- [40] V. Lappas, W. Steyn, and C. Underwood, “Attitude control for small satellites using control moment gyros,” *Acta Astronautica*, Vol. 51, No. 1, pp. 101-111, 2002.
- [41] 杉村伸雄, “雷神 2 フライトデータに基づく超小型衛星における姿勢制御系の設計と評価”, 博士論文, 東北大学大学院工学研究科, 2016.
- [42] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control*, AIAA Education Series, 2nd edition, 2008.
- [43] “components of Blue Canyon Technologies,” <https://www.bluecanyontech.com/components>, (Accessed on 05/02/2023).
- [44] 姿勢制御研究委員会編, “人工衛星の力学と制御ハンドブック”, 培風館, 2007.
- [45] F. L. Markley and J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer-Verlag New York, 2014.
- [46] M. D. Shuster and S. D. Oh, “Three-axis attitude determination from vector observations,” *Journal of Guidance and Control*, Vol. 4, pp. 70–77, 1981.
- [47] Y. Winetraub, S. Bitan, and U. dd Dr Anna B. Heller, “Attitude Determination – Advanced Sun Sensors for Pico-satellites,” *Presented at the 17th European Union Contest for Young Scientist*, 2005.
- [48] R. Rocha and L. Rodrigues, “Photovoltaic panels as attitude sensors for artificial satellites,” *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 31, pp. 14-23, 2016.
- [49] Y. Iwasaki, Y. Kikuya, K. Sasaki, T. Ozawa, Y. Shintani, Y. Masuda, K. Watanabe, H. Mamiya, H. Ando, T. Nakashima, Y. Yatsu, and S. Matunaga, “Development and

- Initial On-orbit Performance of Multi-Functional Attitude Sensor using Image Recognition,” *33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, SSC19-XII-04, Utah, U.S.A, August, 2019.
- [50] 岩崎陽平, 菊谷侑平, 渡邊奎, 間宮英生, 谷津陽一, 松永三郎, “Development and Initial On-orbit Performance of Multi-Functional Attitude Sensor using Image Recognition”, 第 63 回宇宙科学技術連合講演, 2K12, 徳島, 2019, 11 月.
- [51] Y. Kikuya and S. Matunaga, “On-board Relative Attitude Determination and Propagation Using Earth Sensor,” *32nd International Symposium on Space Technology and Science*, 2019-d-051, Fukui, Japan, 2019.
- [52] T. Inamori, T. Hosonuma, S. Ikari, P. Saisutjarit, N. Sako, and S. Nakasuka, “Precise attitude rate estimation using star images obtained by mission telescope for satellite missions,” *Advances in Space Research*, No. 55, pp. 1199–1210, 2015.
- [53] J. Asakawa, H. Koizumi, K. Nishii, N. Takeda, M. Murohara, R. Funase, and K. Komurasaki, “Fundamental Ground Experiment of a Water Resistojet Propulsion System: AQUARIUS Installed on a 6U CubeSat: EQUULEUS,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 16, No. 5, pp. 427–431, 2018.
- [54] D. A. Vallado and P. Crawford, “SGP4 Orbit Determination,” *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, 2008.
- [55] M. D. Shuster, “Survey of Attitude Representations,” *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 41, pp. 439–517, October, 1993.
- [56] E. J. Lefferts, F. L. Markley, and M. D. Shuster, “Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 5, pp. 417–429, 1982.
- [57] 足立修一, 丸田一郎, “カルマンフィルタの基礎”, 東京電機大学出版局, 2012.
- [58] 中塚正, “国際標準地球磁場 I G R F とその計算ソフトウェア (5)”, 地質調査総合センター研究資料集, No. 614, 2015, 2 月.
- [59] NOAA, “The World Magnetic Model,” URL: <https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/WMM/>, accessed on 2020/1/10.
- [60] T. Inamori, N. Sako, and S. Nakasuka, “Magnetic dipole moment estimation and compensation for an accurate attitude control in nano-satellite missions,” *Acta Astronautica*, Vol. 68, pp. 2038–2046, 2011.
- [61] “MSISE-00 in Python and Matlab,” URL: <https://github.com/space-physics/msise00>, accessed on 2020/1/25.

付録 A

超小型衛星の姿勢決定・制御機器

A.1 諸言

超小型衛星に従来使用される姿勢センサと姿勢制御アクチュエータについて説明する [44][45].

A.2 姿勢決定機器

姿勢センサは図 A.1 のように分類される。以下でそれぞれの概要を説明していく。

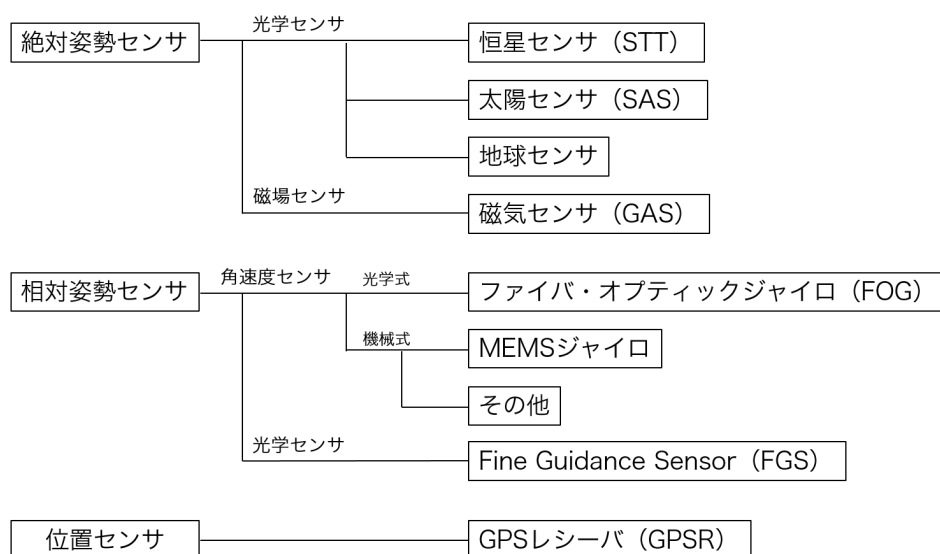


図 A.1: 姿勢センサ分類

A.2.1 恒星センサ (Star Tracker : STT)

STT は恒星を撮影・検出し、それらの方向ベクトルを測定するセンサである。検出した恒星ベクトルの相対配置と、搭載した恒星カタログとマッチングすることで、恒星の同定を行い、それをもとに QUEST 法 [46] などで慣性座標系に対するセンサ座標系の姿勢を推定できる。そのため、単一で高精度に 3 軸分の絶対姿勢が推定できる数少ないセンサである。ただし、光軸周りの決定精度は、これに直交する軸まわりの決定精度より劣るため、さらに複数台の STT で補間する場合が多い。欠点として、太陽や地球などの外乱光の影響で恒星が撮影できないことがあること、外乱光を避けるため視野が狭いこと、衛星に大きい角速度があると星像がぶれたり、暗い恒星の検出ができないことなどが挙げられる。

一般的な姿勢決定精度は光軸直交が $10 \text{ arcsec}(3\sigma)$ 、光軸まわりが $100 \text{ arcsec}(3\sigma)$ であり、視野角は 10deg である。

A.2.2 太陽センサ (Sun Aspect Sensor : SAS)

SAS は太陽の方向を検出するセンサである。他のセンサに比べ視野角が広く、また太陽光強度が他天体と比較して圧倒的に高いために信号検出が容易である。そのため、センサの中で最も信頼性を高く設定し、衛星の姿勢が異常となった時の姿勢再補足のためのセンサとしても使われることが多い。ただし、視野が広いため、逆にアルベド光や衛星反射光などの外乱光の干渉を受けやすい。

SAS はアナログ方式（粗サンセンサ）とデジタル方式（精サンセンサ）に分類され、現在はデジタル方式がよく用いられる。アナログ方式の最も一般的な方式は、太陽電池セルを組み合わせて、発生電流差から太陽方向を計算する。この方式は精度が悪いが、視野が広い。また、発電用に搭載する太陽電池セルを、SAS として使用するという研究もされている [47][48]。

デジタル方式はスリットと受光素子で構成され、スリットを通り、受光素子で受光した太陽光の強度を信号処理することで太陽方向を求められる。この方式はアナログ方式と比べて、精度が良いが視野が狭い。デジタル方式の一般的な精度は $0.5\text{deg}(3\sigma)$ で、視野角は 60deg である。

A.2.3 磁気センサ (Geomagnetic Aspect Sensor : GAS)

GAS は、磁場ベクトルを検出するセンサである。使用用途として、例えば衛星位置における地球磁場を検出することで、MTQ の制御に用いられる。また、地球磁場モデルと比較することで、地球固定座標系に対する衛星座標系の姿勢も検出できる。光学センサで

はないため、明確な視野は存在しないが、衛星が発する磁気の影響を受けるため、比較的
低精度である。精度は地球上位置にもよるが、2deg 程度である。

A.2.4 地球センサ

地球センサは、地球と宇宙空間の赤外領域の輻射強度の違いから地平線を検出し、地球
中心（地心）方向を推定するセンサである。地球はほぼ球形であるため、地球中心方向ま
わりの姿勢情報は得ることはできない。しかし、近年可視光センサで撮影した地球表面情
報を用いることで、地球中心方向まわりの姿勢も推定するセンサも開発・軌道上実証さ
れている [49][50]。また、同様に地球表面情報から相対姿勢を推定する研究もされている
[51]。一般的な精度は $0.05\text{deg}(3\sigma)$ で、視野角は 2deg 程度である。

A.2.5 角速度センサ

ここでは光学式であるファイバ・オプティックジャイロと機械式である MEMS ジャイ
ロについて説明する。機械式ジャイロには、回転型のフローテッドレート積分ジャイロな
どもあるが、超小型衛星では使用される機会は少ないと言ってよい。

A.2.5.1 ファイバ・オプティックジャイロ (FOG)

FOG はサニャック効果という原理に基づいた、比較的高精度な角速度センサである。
サニャック効果とは、光路の運動によって光路長が変わったように見える現象のことであ
る。光ファイバーの閉光路の一点から両方向に放たれた光は、閉光路が静止していれば同
時に光源に到着する。一方光路が時計回りに回転しているとすると、光速は一定であるか
ら、移動した光源には反時計回りの光が先に到着することになる。この時間差を計測する
ことで角速度を検出することができる。

A.2.5.2 MEMS ジャイロ

MEMS 技術で製造された振動型のジャイロである。振動構造が回転する時にコリオリ
力により生じる振動モードの変化を検出することで角速度を検出する。精度は年々上昇し
ており、一般的な FOG に並ぶレベルとなっている。比較的低コスト、低質量、低電力の
センサであることから、近年では超小型衛星にはほぼ搭載されている。

A.2.6 Fine Guidance Sensor(FGS)

FGS は恒星を撮影し、その位置変化を検出することで、相対姿勢を算出するセンサであ
る。ハッブル宇宙望遠鏡でミリ秒角の安定性を得るために使用され、超小型衛星に搭載さ

れることはほぼない。また、星像のぶれを評価することで正確な角速度を推定する研究もされている [52].

A.2.7 GPS 受信機 (GPSR)

GPSR は GPS 衛星からの信号を受信し、それを解読することによって自身の位置・時刻を提供するセンサである。また、衛星の異なる場所に複数個の GPSR を配置することで、信号の位相差を用いた姿勢決定も原理的に可能であるが、使用条件や信頼性から近年で使われることはほぼない。近年では、GPS に加え、GLONASS, Galileo 等の衛星測位システムの信号も受信する GNSSR が使用される。一般的な精度は $10\text{m}(1\sigma)$ である。

A.3 姿勢制御機器

一般的な姿勢制御アクチュエータは図 A.2 のように分類される。以下でそれぞれの概要を説明していく。

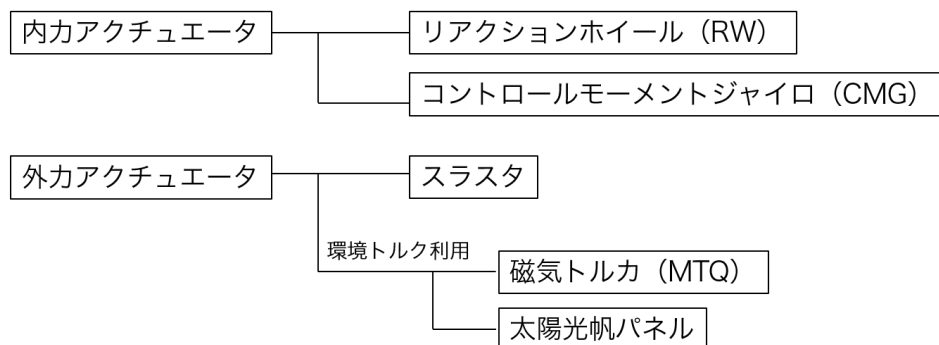


図 A.2: 姿勢制御アクチュエータ分類

A.3.1 リアクションホイール (RW)

リアクションホイールは、衛星内部で回転するホイールの回転数を制御し、その反作用トルクで衛星本体姿勢を制御するアクチュエータである。ほとんどがブラシレス DC モータとホイールという単純な構成だが、ホイール重心ずれや軸のぶれなどで姿勢擾乱ともなりうる。衛星軌道に依存せずにトルクを発生できるため、衛星のマヌーバや環境外乱の吸収など、最も広く使用されるアクチュエータである。ただし、ホイールの回転数には上限があるため、外力アクチュエータと併用して、都度アンローディングをする必要がある。

A.3.2 コントロールモーメントジャイロ (CMG)

CMG は一定速度で回転するホイールをジンバルで支持し、そのジンバルを回転させることで、ホイールのジャイロ効果トルクを発生させる姿勢制御アクチュエータである。RW と比較して、大トルクを発生できるため、迅速な姿勢マヌーバに使用される。ただし、複数台の CMG を用いる場合、ある方向にトルクを発生できないという特異点が存在するため、駆動則設計が複雑である点や、構造が複雑であり小型化が困難である点から、超小型衛星への搭載は現状ではほぼない。

A.3.3 スラスタ

スラスタは、推進薬を高速のガスにして噴射し、推力を発生させる機器である。力とトルクの両方を発生できるので、軌道制御と姿勢制御の両方に使用されうる。スラスタは任意の軌道で使用できるが、使い捨ての推進燃料を要求するため、これにより衛星の寿命を制限することがある。種類として、コールドガススラスタ、モノプロペラントスラスタ、電気推進機に分けられるが、近年では、水推進システムも研究・開発がされている [53]。

A.3.4 磁気トルカ (MTQ:Magnetic Torquer)

磁気トルカはコイルに電流を流すことで磁気モーメントを発生させ、環境磁場と干渉させることで、トルクを発生させる機器である。発生トルクが小さく、また環境磁場と直交方向にしかトルクを発生できないため、精度の必要としない制御やホイールのアンローディングに使用される。駆動部がなく、故障リスクが低いため、地球周回衛星には一般的に搭載されるが、環境磁場がほぼ存在しない深宇宙などでは一般的に使用されない。

A.4 結言

超小型衛星に使用される姿勢センサと姿勢制御アクチュエータについて、それぞれ簡単にまとめた。

付録 B

軌道決定・姿勢決定アルゴリズム

B.1 諸言

HIBARI 衛星において使用される，既存の軌道決定アルゴリズムおよび姿勢決定アルゴリズムについて説明する．軌道決定は，衛星が軌道上での自身の位置・速度を推定することであり，軌道制御のほかに，衛星が地上局に対する相対位置を把握して指向制御をするためなどに必要である．姿勢決定は，衛星の姿勢を推定することであり，姿勢制御に必要なものである．

B.2 軌道決定アルゴリズム

軌道決定を行う手法として，SGP4 法と，GNSS による位置情報を用いる拡張カルマンフィルタがよく用いられる．SGP4 法は地上で測定した衛星のある瞬間の軌道情報を基に，衛星が力学モデルを用いて自身の位置・速度を推定する方法である．拡張カルマンフィルタは，衛星に搭載した GNSS 受信機によってリアルタイムに測定できる衛星の位置情報および力学モデルを用いて自身の位置・速度を推定する方法である．SGP4 は，衛星が自身の位置を測定する必要がないため，カルマンフィルタよりもハードルが低い．一方，カルマンフィルタは GNSS 情報によって，逐次位置を補正できるため，伝播誤差が蓄積しない点で SGP4 よりも高精度だが，衛星が複数の GNSS 衛星を捕捉する必要があるという制限がある．

B.2.1 SGP4

SGP4 は，Lane and Cranford により 1970 年に開発された地球周回衛星の軌道を決定するアルゴリズムの一つであり，周期が 225 分以下の衛星を対象とする [54]．地上レーダーを用いて測定された宇宙機の位置情報が含まれる TLE(Two-line Element) から容易に精度

1km の高精度な位置決定ができることから、超小型衛星の地上局における衛星追尾でもこのアルゴリズムが広く用いられている。SGP4 により計算した位置・速度情報は、座標系が赤道座標系 TEME での値であるため、地球中心地球固定座標系 (ECEF 系) および地球中心慣性座標系 (ECI 系) へ変換する必要がある。

SGP4 は HIBARI 内にも実装されており、TLE をアップリンクすることで粗・精系いずれでも計算できるようにしている。TLE はアメリカ航空宇宙防衛軍 NORAD が配布しており、1日に数回更新される。HIBARI への TLE のアップリンクは基本的に 1日1回行う。

B.2.2 拡張カルマンフィルタ

GNSSR から得た緯度経度高度 (Latitude Longitude Altitude : LLA) 情報を基に拡張カルマンフィルタ (Extended Kalman Filter: EKF) を用いることで現在位置速度の高精度な推定が可能である。単純なカルマンフィルタは、モデルが線形のものしか扱えないため、テイラー展開によって非線形モデルを線形化する方法が一般的に用いられている。この方法が拡張カルマンフィルタとよばれるものである。

地球軌道を周回する宇宙機の軌道運動は、地球重力以外の力は作用しないと仮定すると、次のように表される。

$$\ddot{\mathbf{r}} = \text{grad } U \quad (\text{B.1})$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{\partial U}{\partial x} & \frac{\partial U}{\partial y} & \frac{\partial U}{\partial z} \end{bmatrix}^T \quad (\text{B.2})$$

ただし、 $\mathbf{r} = [x \ y \ z]^T$ は ECI 系で表された宇宙機の位置ベクトルであり、 U は地球の重力ポテンシャルである。ここで、地球の重力ポテンシャルとしてオーダーの大きい J_2 項 (地球赤道付近の扁平性を表す) のみを考慮すると

$$U = \frac{\mu_e}{r} \left[1 - \left(\frac{R_e}{r} \right)^2 \frac{J_2}{2} \left(3 \left(\frac{z}{r} \right)^2 - 1 \right) \right] = \frac{\mu_e}{r} \left[1 - \left(\frac{R_e}{r} \right)^2 \frac{J_2}{2} \left(3 \frac{h}{r^2} - 1 \right) \right] \quad (\text{B.3})$$

と近似できる [?, pp.85–91]。ここで、 μ_e : 地球の重力定数、 R_e : 地球の平均赤道半径 である。ただし、

$$h = z^2 \quad (\text{B.4})$$

ゆえに

$$\text{grad } U = \begin{bmatrix} \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial x} & \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial y} & \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial z} + \frac{\partial U}{\partial h} \frac{\partial h}{\partial z} \end{bmatrix}^T \quad (\text{B.5})$$

このとき、

$$\frac{\partial U}{\partial r} = \mu_e(-r^{-2} + \frac{15}{2}J_2R_e^2r^{-6}h - \frac{3}{2}J_2R_e^2r^{-4}) \quad (\text{B.6})$$

$$\frac{\partial r}{\partial x} = \frac{x}{r}, \quad \frac{\partial r}{\partial y} = \frac{y}{r}, \quad \frac{\partial r}{\partial z} = \frac{z}{r} \quad (\text{B.7})$$

状態ベクトル \mathbf{x} を $\mathbf{x} = [\mathbf{r} \ \dot{\mathbf{r}}]^T$ とする。拡張カルマンフィルタでは、現在の k ステップと次の $k+1$ ステップの関係を状態方程式で次式のように表す必要がある。

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_k) \quad (\text{B.8})$$

今、 $\ddot{\mathbf{r}}$ は既知であるので、時間積分にオイラー法を用いれば $\mathbf{f}(\mathbf{x}_k)$ を求めることができる。しかしながら、オイラー法はもっとも精度が悪い時間積分法であるため、ここでは4次のルンゲクッタを用いるために、 $\mathbf{f}(\mathbf{x}_k)$ をその時間微分から求める方法を採用する。

ある時間 t における状態ベクトルを $\mathbf{x}(t)$ とおくと、

$$\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}(t_0)} \frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \frac{\partial \dot{\mathbf{x}}(t)}{\partial \mathbf{x}(t)} \cdot \frac{\partial \mathbf{x}(t)}{\partial \mathbf{x}(t_0)} \quad (\text{B.9})$$

ここで、

$$\Phi(t, t_0) = \frac{\partial \mathbf{x}(t)}{\partial \mathbf{x}(t_0)} \quad (\text{B.10})$$

は、時刻 t_0 と t 間の関係を

$$\mathbf{x}(t) = \Phi(t, t_0)\mathbf{x}(t_0) \quad (\text{B.11})$$

として線形に記述する状態遷移行列と呼ばれる行列である。状態遷移行列の時間微分値は次のように表されるため、4次のルンゲクッタにより数値積分を行い、 $\Phi(t, t_0)$ を得る。

$$\frac{d}{dt} \Phi(t, t_0) = \frac{\partial \dot{\mathbf{x}}(t)}{\partial \mathbf{x}(t)} \cdot \Phi(t, t_0) \quad (\text{B.12})$$

$$= \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}}{\partial \mathbf{r}} & \frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}}{\partial \dot{\mathbf{r}}} \end{bmatrix} \cdot \Phi(t, t_0) \quad (\text{B.13})$$

ただし

$$\frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}}{\partial \dot{\mathbf{r}}} \quad (\text{B.14})$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial x} \right) & \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial x} \right) & \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial x} \right) \\ \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial y} \right) & \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial y} \right) & \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial y} \right) \\ \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial z} + \frac{\partial U}{\partial h} \frac{\partial h}{\partial z} \right) & \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial z} + \frac{\partial U}{\partial h} \frac{\partial h}{\partial z} \right) & \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial z} + \frac{\partial U}{\partial h} \frac{\partial h}{\partial z} \right) \end{bmatrix} \quad (\text{B.15})$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 U}{\partial r^2} \left(\frac{\partial r}{\partial x} \right)^2 + \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial^2 r}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 U}{\partial r^2} \frac{\partial r}{\partial y} \frac{\partial r}{\partial x} + \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial^2 r}{\partial y \partial x} & \alpha \frac{\partial r}{\partial x} + \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial^2 r}{\partial z \partial x} \\ \frac{\partial^2 U}{\partial r^2} \frac{\partial r}{\partial y} \frac{\partial r}{\partial x} + \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial^2 r}{\partial y \partial x} & \frac{\partial^2 U}{\partial r^2} \left(\frac{\partial r}{\partial y} \right)^2 + \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial^2 r}{\partial y^2} & \alpha \frac{\partial r}{\partial y} + \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial^2 r}{\partial y \partial z} \\ \frac{\partial^2 U}{\partial r^2} \frac{\partial r}{\partial z} \frac{\partial r}{\partial x} + \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial^2 r}{\partial z \partial x} + \frac{\partial^2 U}{\partial h \partial r} \frac{\partial r}{\partial x} \frac{\partial h}{\partial z} & \frac{\partial^2 U}{\partial r^2} \frac{\partial r}{\partial y} \frac{\partial r}{\partial z} + \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial^2 r}{\partial y \partial z} + \frac{\partial^2 U}{\partial h \partial r} \frac{\partial r}{\partial y} \frac{\partial h}{\partial z} & \alpha \frac{\partial r}{\partial z} + \frac{\partial U}{\partial r} \frac{\partial^2 r}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial h \partial r} \frac{\partial r}{\partial z} \frac{\partial h}{\partial z} + \frac{\partial U}{\partial h} \frac{\partial^2 h}{\partial z^2} \end{bmatrix} \quad (\text{B.16})$$

$$\frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}}{\partial \dot{\mathbf{r}}} = \mathbf{0} \quad (\text{B.17})$$

なお,

$$\alpha = \frac{\partial^2 U}{\partial r^2} \frac{\partial r}{\partial z} + \frac{\partial^2 U}{\partial r \partial h} \frac{\partial h}{\partial z} \quad (\text{B.18})$$

である。行列内の各項を展開すると

$$\frac{\partial^2 U}{\partial r^2} = \mu_e (2r^{-3} - 45J_2 R_e^2 r^{-7} z^2 + 6J_2 R_e^2 r^{-5}) \quad (\text{B.19})$$

$$\frac{\partial^2 U}{\partial h} = -\mu_e \frac{3}{2} J_2 R_e^2 r^{-5} \quad (\text{B.20})$$

$$\frac{\partial^2 U}{\partial h \partial r} = \mu_e \frac{15}{2} J_2 R_e^2 r^{-6} \quad (\text{B.21})$$

$$\frac{\partial^2 r}{\partial x_i \partial x_j} = -\frac{x_i x_j}{r^3} + \frac{1}{r} \delta_{ij} \quad (\text{B.22})$$

$$\frac{\partial h}{\partial z} = 2z \quad (\text{B.23})$$

$$\frac{\partial^2 h}{\partial z^2} = 2 \quad (\text{B.24})$$

を得る。ただし、 δ_{ij} はクロネッカーのデルタである。

GNSSR の出力 \mathbf{z} は ECEF 系の位置情報のみを使用するとすると、離散化した場合の状態方程式と観測方程式は次のようになる。

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{\Phi}(k+1, k) \mathbf{x}_k \quad (\text{B.25})$$

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{G}_k \mathbf{x}_k \quad (\text{B.26})$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ 0 & 0 & 1 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{x}_{k+1} \quad (\text{B.27})$$

ここで θ は平均恒星時であり，ECEF 系から ECI 系への変換には自転のみを考慮した．以上のように状態方程式を用いて一期先の状態が予測できる場合，拡張カルマンフィルタは各ステップにおいて次のように計算でき，センサノイズを除去した最適な状態ベクトル \mathbf{x} ，すなわち位置と速度が推定できる．

$$\mathbf{x}_k^- = \Phi(k+1, k)\mathbf{x}_{k-1} \quad (\text{B.28})$$

$$\mathbf{P}_k^- = \Phi(k+1, k)\mathbf{P}_{k-1}^+\Phi(k+1, k)^T + \mathbf{Q} \quad (\text{B.29})$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{G}_k^T (\mathbf{R} + \mathbf{G}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{G}_k^T)^{-1} \quad (\text{B.30})$$

$$\mathbf{x}_k^+ = \mathbf{x}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \mathbf{x}_k^-) \quad (\text{B.31})$$

$$\mathbf{P}_k^+ = (\mathbf{I}_{6 \times 6} - \mathbf{K}_k \mathbf{G}_k) \mathbf{P}_k^- \quad (\text{B.32})$$

ここで上付き文字にマイナスがついているものは事前推定値，プラスがついているものは事後推定値である．また， \mathbf{Q} , \mathbf{R} はそれぞれ，プロセスノイズと観測ノイズである．

B.3 姿勢決定アルゴリズム

姿勢決定を行う手法として，ここでは HIBARI に実装した SAS と GAS を用いる TRIAD 法と，STT と Gyro センサを用いる拡張カルマンフィルタについて説明する．いずれも衛星の 3 軸姿勢を推定するために使用される．3 軸姿勢決定を行うには，最低 2 組の基準，及び観測した方向ベクトルが必要である．TRIAD 法は，2 組の方向ベクトルを利用した決定論的手法である．HIBARI では，SAS と太陽方向モデルにより得られた太陽方向ベクトルの組と，GAS と地球磁場モデルにより得られた地磁気方向ベクトルの組を用いて，慣性座標系から衛星機体座標系への姿勢を推定する．STT は複数の恒星ベクトルを検出できるため，単体で 2 組以上の方向ベクトルを用いて最尤値を求める確率論的手法である QUEST 法を用いて 3 軸姿勢を推定できる．ただし，STT は他の姿勢センサと比べて姿勢を取得できる条件が厳しいため，Gyro センサで測定した角速度で補間して，動的に姿勢を決定する拡張カルマンフィルタを用いている．

B.3.1 TRIAD

TRIAD 法は，座標系 I における方向ベクトル $\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2$ ，座標系 B における方向ベクトル $\mathbf{w}_1, \mathbf{w}_2$ に対し，以下を満たす直交行列 A を求める方法である [55]．

$$\mathbf{w}_1 = A\mathbf{v}_1 \quad \mathbf{w}_2 = A\mathbf{v}_2 \quad (\text{B.33})$$

そのために、 $\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2$ および $\mathbf{w}_1, \mathbf{w}_2$ から、2つの正規直交基底を作る。

$$\mathbf{r}_1 = \mathbf{v}_1 \quad \mathbf{r}_2 = \frac{(\mathbf{v}_1 \times \mathbf{v}_2)}{\|\mathbf{v}_1 \times \mathbf{v}_2\|} \quad \mathbf{r}_3 = \mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2 \quad (\text{B.34})$$

$$\mathbf{s}_1 = \mathbf{w}_1 \quad \mathbf{s}_2 = \frac{(\mathbf{w}_1 \times \mathbf{w}_2)}{\|\mathbf{w}_1 \times \mathbf{w}_2\|} \quad \mathbf{s}_3 = \mathbf{s}_1 \times \mathbf{s}_2 \quad (\text{B.35})$$

これらから、 $M_{ob} = [\mathbf{s}_1 \ \mathbf{s}_2 \ \mathbf{s}_3]$, $M_{ref} = [\mathbf{r}_1 \ \mathbf{r}_2 \ \mathbf{r}_3]$ として、 A は以下で計算できる。

$$A = M_{ob} M_{ref}^T \quad (\text{B.36})$$

SAS と GAS の観測値 (衛星座標系) を $\mathbf{w}_1, \mathbf{w}_2$, 慣性座標系での太陽方向, 磁場ベクトルを $\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2$ とするとき, TRIAD 法で求められるマトリクス A は, 太陽方向観測値が太陽方向に完全に一致 ($\mathbf{w}_1 = A\mathbf{v}_1$) し, GAS の観測値については, \mathbf{w}_2 と $A\mathbf{v}_2$ の離角が最小となるようなマトリクスとなっている。一般に, SAS の誤差は GAS の誤差以下なので, このマトリクスは姿勢マトリクス (慣性座標系から衛星座標系への座標変換マトリクス) の簡易最適解ということになる。

B.3.2 Extended Kalman Filter

ジャイロセンサなどから得られた角速度情報と, STT などから得られた姿勢情報を用いて, EKF により高精度に角速度および姿勢を推定する [56][57]。まず, 角速度 $\boldsymbol{\omega}$ で回転している物体のキネマティクスはクォータニオンで次のように表される。

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{q} \quad (\text{B.37})$$

ここで,

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega} \times] & \boldsymbol{\omega} \\ -\boldsymbol{\omega}^T & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \boldsymbol{\omega} \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \\ -\boldsymbol{\omega}^T & & & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{B.38})$$

である。

式 (B.37) をそのまま状態方程式にして EKF を構成すると, 加減算のため, クォータニオンのノルムは 1 という制約を満たすことが難しくなってしまう。そのため, 乗算から求めた誤差クォータニオンを状態量として用いる方法が一般的である。真値 $\mathbf{q} = [q^T q_4]^T$, 推定値 $\hat{\mathbf{q}}$ 間の誤差クォータニオンは, 次のように定義される。

$$\delta \mathbf{q} = \mathbf{q} \otimes \hat{\mathbf{q}}^{-1} \quad (\text{B.39})$$

時間微分を求めると

$$\delta\dot{\boldsymbol{q}} = - \begin{bmatrix} [\hat{\boldsymbol{\omega}} \times] \delta\boldsymbol{\rho} \\ 0 \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \delta\boldsymbol{\omega} \\ 0 \end{bmatrix} \otimes \delta\boldsymbol{q} \quad (\text{B.40})$$

となる。ここで、 $\hat{\boldsymbol{\omega}}$ は角速度の推定値、 $\delta\boldsymbol{\omega}$ は角速度誤差である。計算負荷を軽くするために、上式の右辺二項目を線形化すると

$$\delta\boldsymbol{\rho} = -[\hat{\boldsymbol{\omega}} \times] \delta\boldsymbol{\rho} + \frac{1}{2} \delta\boldsymbol{\omega} \quad (\text{B.41})$$

$$\delta\dot{\boldsymbol{q}}_4 = 0 \quad (\text{B.42})$$

が得られる。

ここで、微小な回転をロール・ピッチ・ヨー角で表したベクトル $\delta\boldsymbol{\alpha}$ を使うと $\delta\boldsymbol{\rho} = \delta\boldsymbol{\alpha}/2$ となる。また、観測値と推定値の差として定義される角速度のバイアス $\boldsymbol{\beta}$ と誤差 $\delta\boldsymbol{\omega}$ の間には $\boldsymbol{\beta} = -\delta\boldsymbol{\omega}$ の関係があり、バイアスは時間的には変化しないと考えられるので、 $\dot{\boldsymbol{\beta}} = 0$ である。ゆえに状態ベクトルを $\boldsymbol{x} = [\delta\boldsymbol{\alpha}^T \ \delta\boldsymbol{\beta}^T]^T$ としたときの状態方程式は

$$\boldsymbol{x}_{k+1} = \boldsymbol{F}_k \boldsymbol{x}_k \quad (\text{B.43})$$

$$\boldsymbol{F}_k = \begin{bmatrix} -[\hat{\boldsymbol{\omega}} \times] & -\boldsymbol{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (\text{B.44})$$

となる。

一方、観測方程式と感度行列 \boldsymbol{H} は参照ベクトル \boldsymbol{r}_n を用いて次のように表される。

$$\hat{\boldsymbol{y}}_k = \begin{bmatrix} A(\boldsymbol{q})\boldsymbol{r}_1 \\ A(\boldsymbol{q})\boldsymbol{r}_2 \\ \vdots \\ A(\boldsymbol{q})\boldsymbol{r}_n \end{bmatrix} \Big|_{t_k} \quad (\text{B.45})$$

$$\boldsymbol{H} = \begin{bmatrix} [A(\boldsymbol{q})\boldsymbol{r}_1 \times] & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ [A(\boldsymbol{q})\boldsymbol{r}_2 \times] & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \vdots & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ [A(\boldsymbol{q})\boldsymbol{r}_n \times] & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \Big|_{t_k} \quad (\text{B.46})$$

なお、STT をセンサに使う場合は、直にクォータニオンが出力されるので、観測方程式と感度行列は次のようになる。

$$\hat{\boldsymbol{y}}_k = \hat{\boldsymbol{q}} \quad (\text{B.47})$$

$$\boldsymbol{H} = \begin{bmatrix} \frac{\Delta\hat{\boldsymbol{q}}}{\delta\boldsymbol{\alpha}} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\boldsymbol{\Xi}(\hat{\boldsymbol{q}}) & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (\text{B.48})$$

ただし、

$$\boldsymbol{\Xi}(\boldsymbol{q}) = \begin{bmatrix} q_4 \boldsymbol{I}_{3 \times 3} + [\boldsymbol{\rho} \times] \\ -\boldsymbol{\rho}^T \end{bmatrix} \quad (\text{B.49})$$

以上の定式化により、次の手順で EKF を用いて姿勢を推定することが可能である。

$$\hat{\omega}_k^+ = \tilde{\omega}_k - \hat{\beta}_k \quad (\text{B.50})$$

$$\hat{q}_k^- = \Omega(\hat{\omega}_k^+) q_k^+ \quad (\text{B.51})$$

$$P_k^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + Q \quad (\text{B.52})$$

$$K_k = P_k^- H_k^T (R + H_k P_k^- H_k^T)^{-1} \quad (\text{B.53})$$

$$x_i^+ = K_k (y_k - \hat{y}) \quad (\text{B.54})$$

$$P_k^+ = (I - K_k H_k) P_k^- \quad (\text{B.55})$$

$$\hat{q}_k^+ = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \delta \alpha_k^+ \\ 1 \end{bmatrix} \otimes q_k^- \quad (\text{B.56})$$

$$\hat{\beta}_k^+ = \hat{\beta}_k^- + \Delta \hat{\beta}_k^+ \quad (\text{B.57})$$

ここで、

$$\Omega(\hat{\omega}_k^+) = \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{1}{2}\|\hat{\omega}_k^+\|\Delta t - [\Psi_k^+ \times]\right) & \Psi_k^+ \\ -\Psi_k^{+T} & \cos\left(\frac{1}{2}\|\hat{\omega}_k^+\|\Delta t\right) \end{bmatrix} \quad (\text{B.58})$$

$$\Psi_k^+ \equiv \frac{\sin\left(\frac{1}{2}\|\hat{\omega}_k^+\|\Delta t\right)}{\|\hat{\omega}_k^+\|} \quad (\text{B.59})$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} \approx I + F \Delta t \quad (\text{B.60})$$

$$\Phi_{11} = I_{3 \times 3} - [\hat{\omega} \times] \frac{\sin(\|\hat{\omega}\|\Delta t)}{\|\hat{\omega}\|} + [\hat{\omega} \times]^2 \frac{1 - \cos(\|\hat{\omega}\|\Delta t)}{\|\hat{\omega}\|^2} \quad (\text{B.61})$$

$$\Phi_{12} = [\hat{\omega} \times] \frac{1 - \cos(\|\hat{\omega}\|\Delta t)}{\|\hat{\omega}\|^2} - I_{3 \times 3} \Delta t \quad (\text{B.62})$$

$$\Phi_{21} = \mathbf{0}_{3 \times 3} \quad (\text{B.63})$$

$$\Phi_{22} = I_{3 \times 3} \quad (\text{B.64})$$

$$Q = \begin{bmatrix} (\sigma_v^2 \Delta t + \frac{1}{3} \sigma_u^2 \Delta t^3) I_{3 \times 3} & -(\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2) I_{3 \times 3} \\ -(\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2) I_{3 \times 3} & (\sigma_u^2 \Delta t) I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (\text{B.65})$$

σ_u : ジャイロセンサのノイズの分散

σ_v : ジャイロセンサの時間ドリフトの分散

一般に、STT よりもジャイロの方がサンプリング周期が早いので、ジャイロのみサンプリングできた場合は、式 (B.52) までしか計算しない。

B.4 結言

本章では、HIBARI 衛星に実装した、既存の軌道決定アルゴリズムと姿勢決定アルゴリズムについてまとめた。

付録 C

軌道上環境モデル

C.1 諸言

本章では、5章の SiLS や HiLS など軌道上環境模擬シミュレータにおいて、姿勢ダイナミクスを実装するうえで、必要な環境外乱によるトルクを説明する [44]。一般に外乱トルクは残留磁気トルク、大気圧トルク、重力傾斜トルク、太陽輻射圧トルクがあるが、地球周回軌道において太陽輻射圧トルクは比較的微小なため、本章ではそれ以外の3つを述べる。

C.2 地磁気モデルと残留磁気トルク

地磁場の計算には国際標準地球磁場 (IGRF: International Geomagnetic Reference Field) を使用している。IGRF では地球を回転楕円体として近似し、地磁場を、その磁場ポテンシャルから計算している [58]。

$$B = -\frac{\partial V}{\partial \mathbf{r}} \quad (\text{C.1})$$

$$V = a \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} [g_n^m \cos m\lambda + h_n^m \sin m\lambda] P_n^m(\cos \theta) \quad (\text{C.2})$$

ここで、 a は地球の平均半径、 λ は経度、 θ は地心余緯度 (90deg - 緯度)、 $P_n^m(\cos \theta)$ は正規化ルジャンドル陪関数である。また、 g_n^m, h_n^m は地磁気分布係数であり、WMM(World Magnetic Model) として NOAA が発表している [59]。2019年12月には2025年までの地磁気モデル化ができる WMM2020 が発表された。このモデルで1次項を計算すると最もシンプルな傾斜ダイポールモデルが求まる。本シミュレーション上では12次項まで計算している。参考として、図 C.1 にこのモデルで計算した高度 550km 上の地球磁場強度をプロットする。

残留磁気トルクは衛星に残留する磁気モーメント M_{res} と地球磁場 B の相互作用によって発生するトルクであり，次式で計算される．

$$\mathbf{T}_{MAG} = \mathbf{M}_{res} \times \mathbf{B} \quad (\text{C.3})$$

残留磁気モーメントの値としては，東工大が以前開発した衛星 TSUBAME の値を参考にして $[-0.075, -0.18, -0.045]\text{Am}^2$ をノミナル値として用いる．これは衛星フライトモデルでの計測値を参考にすべきだが，軌道上での値と異なるケースが多々あるため [60]，不変値とするのは注意が必要である．

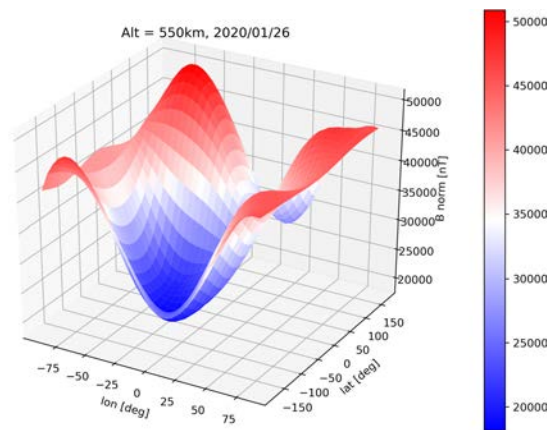


図 C.1: 地球磁場強度

C.3 大気密度モデルと大気抵抗トルク

大気密度モデルとしては NRLMSISE-00 モデルを採用している [61]．NRLMSISE-00 モデルは NRL(US Naval Research Laboratory) が作成した MSIS(Mass Spectrometer and Incoherent Scatter) モデルの 2000 年版であり，地球・衛星による大気組成値の観測値を用いた経験モデルである．

衛星の外部に露出した微小表面 dA に作用する大気抵抗力 df_{AD} は次式で与えられる．

$$df_{AD} = -\frac{1}{2} C_d \rho (\mathbf{n} \cdot \mathbf{v}) \mathbf{v} dA \quad (\text{C.4})$$

ここで， C_d は抵抗係数であり，宇宙空間における希薄気体の場合には 2-3 の値となる． ρ は，大気密度モデルにより計算された大気密度であり， \mathbf{v} は衛星と大気の相対速度ベクトル， \mathbf{n} は微小面積 dA の法線単位ベクトルである．なお，上式は衛星の進行方向に向いた面，すなわち $\mathbf{n} \cdot \mathbf{v} > 0$ に対して計算される．ただし，パドルについては $(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) > 0$ でなくとも計算に入れる．また，相対速度ベクトルについては，衛星の軌道速度ベクトルと地球

自転速度ベクトルの足し合わせだが、衛星速度ベクトルが支配的なため、こちらのみ考慮する。

これより、大気抵抗トルク T_{AD} は衛星の質量中心から微小面積までの位置ベクトル r と df_{AD} の外積を、 $(s \cdot n) > 0$ の条件を満たす衛星構体表面と、パドル表面に対して積分することで以下のように求められる。

$$T_{AD} = \int_{s \cdot n > 0} r \times df_{AD} \quad (C.5)$$

ただし、図 C.2 に示すとおり、今回はパドルや衛星構体の影の影響は考慮していない。

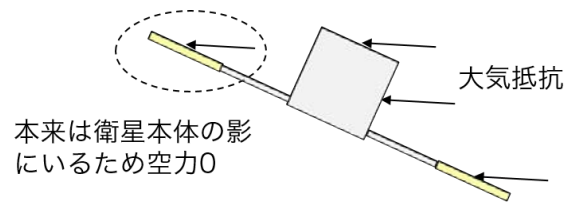


図 C.2: 大気抵抗計算時の影の無視

C.3.0.0.1 重力傾斜トルク

地球を周回する衛星には、地球中心からの距離 R に応じた重力が作用しており、その重力は衛星の各部位で異なっている。この重力差により働くトルクが重力傾斜トルクであり、以下で計算できる。

$$T_G \approx \frac{3\mu_e}{R_0^3} \mathbf{u} \times (I\mathbf{u}) \quad (C.6)$$

ここで、 μ_e は地球重力定数、 J は衛星の慣性テンソル、 R_0 は地球中心から衛星の質量中心までの距離、 \mathbf{u} は地球中心から衛星の質量中心への単位ベクトルである。

C.4 結言

本章では、5章の SiLS や HiLS など軌道上環境模擬シミュレータにおいて必要となる残留磁気トルク、大気圧トルク、重力傾斜トルクの計算方法について述べた。

研究業績

本研究に関するもの

投稿論文

査読付き

- [1] Kei Watanabe, Hiroyuki Kobayashi, Yuki Amaki, Naoki Kawaguchi, Soichi Sato, Kenichiro Takahashi, Yuta Sasagawa, Fumitaka Sagawa, Shogo Nerome, Kiyona Miyamoto, Yoichi Yatsu, Toshihiro Chujo, Saburo Matunaga, HIBARI Development Team, “Flight Model Development and Ground Tests of Variable-Shape Attitude Control Demonstration MicroSatellite HIBARI,” Journal of Evolving Space Activities. (査読中) (3, 4, 5 章に相当)
- [2] Kei Watanabe, Hiroyuki Kobayashi, Yuki Amaki, Toshihiro Chujo, Saburo Matunaga, “Attitude Control and on-Orbit Performance Evaluation of Spacecraft with Variable Shape Function,” Advances in Space Research, 2023. (6 に相当)

国際学会発表

査読付き

- [1] Kei Watanabe, Yuhei Kikuya, Hiroki Ando, Tsuyoshi Nakashima, Teruaki Hayashi, Yoichi Okamoto, Naoki Kawaguchi, Hiroyuki Kobayashi, Soichi Sato, Kiyona Miyamoto, Toshihiro Chujo, Yoichi Yatsu, Saburo Matunaga, “Concept Design and Development of 30kg Microsatellite HIBARI for Demonstration of Variable Shape Attitude Control,” 33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC19-VII-02, Utah, U.S.A, August, 2019. (3 章の一部に相当)
- [2] Kei Watanabe, Yuhei Kikuya, Kiyona Miyamoto, Tsuyoshi Nakashima, Teruaki Hayashi, Yoichi Okamoto, Naoki Kawaguchi, Hiroyuki Kobayashi, Soichi Sato, Shogo Nerome, Toshihiro Chujo, Yoichi Yatsu, Saburo Matunaga, “Engineering

Model Development of HIBARI: MicroSatellite for Technology Demonstration of Variable-Shape Attitude Control,” 34th Annual AIAA/USU Conference on AIAA/UTAH Small Satellite Conference, SSC20-V-07, Aug. 2020. (3章, 4章, 5章の一部に相当)

- [3] Kei Watanabe, Hiroyuki Kobayashi, Naoki Kawaguchi, Shogo Nerome, Yuki Amaki, Fumitaka Sagawa, Soichi Sato, Kenichiro Takahashi, Yuta Sasagawa, Kiyona Miyamoto, Yoichi Yatsu, Toshihiro Chujo, Saburo Matunaga, “Initial In-Orbit Operation Result of Microsatellite HIBARI: Attitude Control by Driving Solar Array Paddles,” 36th Annual AIAA/USU Conference on AIAA/UTAH Small Satellite Conference, SSC22-WKII-05, Aug. 2022. (6章の一部に相当)

査読無し

- [1] Kei Watanabe, Yuhei Kikuya, Hiroki Ando, Tsuyoshi Nakashima, Teruaki Hayashi, Yoichi Okamoto, Naoki Kawaguchi, Hiroyuki Kobayashi, Soichi Sato, Kiyona Miyamoto, Toshihiro Chujo, Yoich Yatsu, Saburo Matunaga, “Mission and system design of Microsatellite HIBARI for Demonstration of Variable Shape Attitude Control,” The 29th Workshop on JAXA: Astrodynamics and Flight Mechanics, B-11, Kanagawa, Japan, July 22–23, 2019.
- [2] Kei Watanabe, Hiroyuki Kobayashi, Yuki Amaki, Naoki Kawaguchi, Soichi Sato, Kenichiro Takahashi, Fumitaka Sagawa, Shogo Nerome, Kiyona Miyamoto, Yuta Sasagawa, Yoichi Yatsu, Toshihiro Chujo, Saburo Matunaga, “Flight Model Development and Ground Tests of Variable-Shape Attitude Control Demonstration Microsatellite HIBARI,” Joint Conference: 33rd ISTS, 10th NSAT & 14th IAA LCPM, Mar. 2022.
- [3] Kei Watanabe, “On-Orbit Performance Evaluation of Agile and Large-Angle Attitude Control of Spacecraft with Variable Shape Function,” 34th ISTS & 12th NSAT, June 2023.

国内学会発表

- [1] 渡邊奎, 菊谷侑平, 小林寛之, 岡本鷹一, 中条俊大, 松永三郎, “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの姿勢系 SiLS 開発”, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会, 1J08, 徳島, 2019 年 11 月 6-8 日.
- [2] 松永三郎, 中条俊大, 宮本清菜, 渡邊奎, ひばり衛星開発チーム, “超小型衛星「ひば

- り」による可変形状機能を用いた姿勢制御の軌道上実証計画”, 第 63 回宇宙科学技術連合講演, 3K01, 徳島, 2019 年 11 月 6-8 日.
- [3] 渡邊奎, 菊谷侑平, 安戸博紀, 中島豪志, 林輝明, 岡本鷹一, 川口直毅, 小林寛之, 佐藤宗一, 根路銘省伍, 宮本清菜, 中条俊大, 谷津陽一, 松永三郎, “可変形状機能を用いた姿勢制御実証衛星「ひばり」の開発”, 第 18 回宇宙科学シンポジウム, 相模原, 2020 年 1 月.
- [4] 渡邊奎, 小林寛之, 中条俊大, 松永三郎, “可変形状衛星ひばりの姿勢系 SiLS を用いた性能評価”, 10th UNISEC Space Takumi Conference, July 2020.
- [5] 渡邊奎, 宮本清菜, 中条俊大, 谷津陽一, 松永三郎, ひばり開発チーム, “可変形状姿勢制御衛星ひばりの開発状況について”, 第 30 回アストロダイナミクスシンポジウム, ISAS/JAXA, July 2020.
- [6] 渡邊奎, 中条俊大, 宮本清菜, 谷津陽一, 松永三郎, ひばり開発チーム, “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりのエンジニアリングモデルの開発状況”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演, 日本航空宇宙学会, Oct. 2020.
- [7] 小林寛之, 渡邊奎, 菊谷侑平, 木田英明, 天木祐希, 中条俊大, 松永三郎, ひばり開発チーム, “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの姿勢系 EM 設計および SiLS 開発”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演, 日本航空宇宙学会, Oct. 2020.
- [8] 渡邊奎, 菊谷侑平, 中島豪志, 林輝明, 小川風太, 川口直毅, 小林寛之, 佐藤宗一, 佐川文隆, 木田英明, 福島展隆, 天木祐希, 笹川悠太, 高橋健一郎, 根路銘省伍, 宮本清菜, 中条俊大, 谷津陽一, 松永三郎, “可変形状姿勢制御実証衛星「ひばり」のエンジニアリングモデル開発, 第 21 回宇宙科学シンポジウム”, Jan. 2021.
- [9] 渡邊奎, 小林寛之, 天木祐希, 小林大輝, 松永三郎, ひばり開発チーム, “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの姿勢系 FM および HiLS 開発”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, pp. 6, Nov. 2021.
- [10] 松永三郎, 中条俊大, 宮本清菜, 渡邊奎, ひばり衛星開発チーム, “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりのフライトモデル開発”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, Nov. 2021.
- [11] 渡邊奎, 小林寛之, 川口直毅, 佐藤宗一, 根路銘省伍, 天木祐希, 佐川文隆, 笹川悠太, 高橋健一郎, 宮本清菜, 中条俊大, “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの FM 開発と運用計画”, 第 17 回「運動と振動の制御」シンポジウム/第 30 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, スペース・エンジニアリング・コンファレンス講演論文集, 一般社団法人 日本機械学会, Vol. 2021.30, No. 0, pp. A11, Dec. 2021.
- [12] 渡邊奎, 小林寛之, 天木祐希, 中条俊大, 松永三郎, “可変形状機能を有する宇宙機の姿勢制御と軌道上性能評価”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 4L12, 熊本, 2022 年.

- [13] 松永三郎, 渡邊奎, 中条俊大, 宮本清菜, 谷津陽一, ひばり衛星開発チーム, “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの軌道上運用状況”, 第66回宇宙科学技術連合講演会, 熊本, 2022年.

その他の業績

投稿論文

査読付き

- [1] Kiyona Miyamoto, Toshihiro Chujo, Kei Watanabe, Saburo Matunaga, “Attitude dynamics of satellites with variable shape mechanisms using atmospheric drag torque and gravity gradient torque,” *Acta Astronautica*, 2023.
- [2] Yuhei Kikuya, Kei Ohta, Yohei Iwasaki, Toshiki Ozawa, Kei Watanabe, Hideo Mamiya, Yoichi Yatsu, Saburo Matunaga, “Development and In-Orbit Operation of Deep Learning Attitude Sensor,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2023.

国際学会発表

査読付き

- [1] Sho Koizumi, Yuhei Kikuya, Kenichi Sasaki, Yuto Masuda, Yohei Iwasaki, Kei Watanabe, Yoichi Yatsu, Saburo Matunaga, “Development of Attitude Sensor using Deep Learning,” 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC18-WKVII-01, Logan, the U.S., 2018.
- [2] Kenichi Sasaki, Yuhei Kikuya, Sho Koizumi, Yuto Masuda, Yusuke Shintani, Tsubasa Tsunemitsu, Takashi Furuya, Yohei Iwasaki, Yuichiro Takeuchi, Kei Watanabe, Saburo Matunaga, “Variable Shape Attitude Control Demonstration with Microsat ”Hibari”,” 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC18-WKI-05, Logan, the U.S., 2018.
- [3] Yohei Iwasaki, Yuhei Kikuya, Kenichi Sasaki, Toshiki Ozawa, Yusuke Shintani, Yuto Masuda, Kei Watanabe, Hideo Mamiya, Hiroki Ando, Tsuyoshi Nakashima, Yoichi Yatsu, Saburo Matunaga, “Development and Initial On-orbit Performance of Multi-Functional Attitude Sensor using Image Recognition,” 33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC19-XII-04, Utah, U.S.A, August, 2019.
- [4] Kiyona Miyamoto, Toshihiro Chujo, Kei Watanabe, Saburo Matunaga, “Attitude Control of Satellites with Variable Shape Function utilizing Atmospheric Drag Torque and

- Magnetic Torque,” 71st International Astronautical Congress 2020, IAF ASTRODY-
NAMICS SYMPOSIUM, International Astronautical Federation, Oct. 2020.
- [5] Osamu Mori, Masanori Matsushita, Ahmed Kiyoshi Sugihara, Yuki Takao, Nobukatsu Okuizumi, Yasuyuki Miyazaki, Yasutaka Satou, Hiroshi Furuya, Toshihiro Chujo, Kei Watanabe, Saburo Matunaga, Ryu Funase, Akihito Watanabe, “HELIOS and 6U CubeSat missions using generalized solar power sails,” AOGS 18th Annual Meeting, Aug. 2021.
- [6] Yoichi Yatsu, Kei Watanabe, Hiroyuki Kobayashi, Naoki Kawaguchi, Hiroki Hara, Noriatsu Nakamura, Shun Ogata, Kaoru Asaba, Kiyona Miyamoto, Toshihiro Chujo, Saburo Matunaga, Nobuyuki Kawai, Yuji Sakamoto, Kazuhiro Wako, Yoshihide Aoyanagi, Hiroaki Kobayashi, Masashi Uo, Toru Nakano, Takashi Yoshikawa, Eriko Kusunoki, Yu Murata, Norihide Takeyama, Akito Enokuchi, Toshihiko Kimura, “PETREL: Platform for Extra and Terrestrial Remote Examination with LCTF,” Small Satellite Conference 2021, Aug. 2021.
- [7] Kiyona Miyamoto, Toshihiro Chujo, Kei Watanabe, Saburo Matunaga, “On-Orbit Verification of Attitude Dynamics of Satellites with Variable Shape Mechanisms using Atmospheric Drag Torque and Gravity Gradient Torque,” AIAA Science and Technology Forum and Exposition, Jan. 2023.

査読無し

- [1] Yusuke Shintani, Tsubasa Tsunemitsu, Kei Watanabe, Yohei Iwasaki, Kyosuke Tawara, Hiroki Nakanishi, Saburo Matunaga, “Preliminary Investigations on Ground Experiments of Variable Shape Attitude Control for Micro Satellites,” i-SAIRAS, 4B3, Madrid, Spain, 2018.
- [2] Kei Watanabe, Yuhei Kikuya, Kenichi Sasaki, Toshiki Ozawa, Yusuke Shintani, Yuto Masuda, Yohei Iwasaki, Hideo Mamiya, Yoichi Yatsu, Saburo Matunaga, “Development and Ground Evaluation of Novel Attitude Sensor with Earth Camera and Star Tracker using Image Recognition,” 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-d-052, Fukui, Japan, June 15–21, 2019.
- [3] Toshihiro Chujo, Yuki Takao, Osamu Mori, Ryu Funase, Saburo Matunaga, Nobukatsu Okuizumi, Shuji Matsuura, Kohji Tsumura, Kei Watanabe, Masanori Matsushita, Ahmed Kiyoshi Sugihara, “Mission concept for demonstration of exploration technology by a micro solar power sail spacecraft and its future scope,” ISAS Planetary Exploration Workshop, Sept. 2020.

- [4] Kiyona Miyamoto, Toshihiro Chujo, Kei Watanabe, Saburo Matunaga, “Attitude Control of Low Earth Orbit Satellites with Variable Shape Mechanisms Utilizing Disturbance Torque and Magnetic Torque,” Joint Conference: 33rd ISTS, 10th NSAT & 14th IAA LCPM, Mar. 2022.

国内学会発表

- [1] 菊谷侑平, 佐々木謙一, 林雄希, 小澤俊貴, 新谷勇介, 小泉翔, 増田雄斗, 岩崎陽平, 竹内優一郎, 古谷航志, 渡邊奎, 間宮英生, 谷津陽一, 松永三郎, “深層学習を用いた革新的地球センサ・スタートラッカ「DLAS」の開発”, 第 18 回宇宙科学シンポジウム, 相模原, 2018 年 1 月.
- [2] 渡邊奎, 新谷勇介, 松永三郎, “指向安定性を考慮した可変形状姿勢制御のための駆動機構検討”, 2018 年度日本機械学会年次大会, J1920205, 吹田, 2018 年 9 月 9-12 日.
- [3] 渡邊奎, 菊谷侑平, 佐々木謙一, 小澤俊貴, 新谷勇介, 小泉翔, 増田雄斗, 岩崎陽平, 古谷航志, 間宮英生, 谷津陽一, 松永三郎, “画像認識を用いた低コストかつ高性能な地球センサ・スタートラッカーの性能評価と運用計画”, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 2F04, 久留米, 2018 年 10 月 24-26 日.
- [4] 間宮英生, 小澤俊貴, 谷津陽一, 河合誠之, 菊谷侑平, 佐々木謙一, 新谷勇介, 小泉翔, 増田雄斗, 岩崎陽平, 渡邊奎, 松永三郎, 下川辺隆史, 工藤裕. “超小型衛星用スタートラッカの開発と軌道上実証”, 日本天文学会 2019 年春季年会, 2019 年 4 月.
- [5] 菊谷侑平, 佐々木謙一, 岩崎陽平, 渡邊奎, 谷津陽一, 松永三郎. “広角地球カメラと画像認識を用いた姿勢センサの軌道上運用結果”, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会, 徳島, 2019 年 11 月 6-8 日.
- [6] 岩崎陽平, 菊谷侑平, 渡邊奎, 間宮英生, 谷津陽一, 松永三郎. “画像認識を用いた地球センサ・スタートラッカー「DLAS」の運用成果”, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会, 徳島, 2019 年 11 月 6-8 日.
- [7] 間宮英生, 小澤俊貴, 谷津陽一, 河合誠之, 菊谷侑平, 岩崎陽平, 渡邊奎, 松永三郎, 下川辺隆史, “超小型衛星用スタートラッカの軌道上性能評価”, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会, 1J08, 徳島, 2019 年 11 月 6-8 日.
- [8] 中条俊大, 高尾勇輝, 森治, 船瀬龍, 松永三郎, 松下将典, 杉原アフマッド清志, 奥泉信克, 松浦周二, 津村耕司, 渡邊奎, “月軌道放出による超小型ソーラー電力セイル探査機の航行技術実証ミッション構想”, 第 30 回アストロダイナミクスシンポジウム, ISAS/JAXA, July 2020.
- [9] 宮本清菜, 中条俊大, 渡邊奎, 松永三郎, “可変形状機能を有する衛星の大気抵抗ト

- ルクと磁気トルクを利用した姿勢制御”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演, 日本航空宇宙学会, Oct. 2020.
- [10] 菊谷侑平, 渡邊奎, 谷津陽一, 松永三郎, “深層学習を応用した革新的地球センサ・スタートラッカー「DLAS」の運用結果と今後の発展”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演, 日本航空宇宙学会, Oct. 2020.
- [11] 佐藤宗一, 高橋健一郎, 中条俊大, 松永三郎, ひばり開発チーム (渡邊奎), “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの駆動太陽電池パドルおよび保持解放機構の EM 開発”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演, 日本航空宇宙学会, Oct. 2020.
- [12] 林輝明, 笹川悠太, 松永三郎, ひばり開発チーム (渡邊奎), “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの熱制御系の EM 設計”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演, 日本航空宇宙学会, Oct. 2020.
- [13] 根路銘省伍, 宮本清菜, 中条俊大, 佐藤宗一, 戸村崇, 廣川二郎, 坂本祐二, 松永三郎, ひばり開発チーム (渡邊奎), “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの C&DH 系および通信系の EM 開発”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演, 日本航空宇宙学会, Oct. 2020.
- [14] 中島豪志, 佐川文隆, 松永三郎, ひばり開発チーム (渡邊奎), “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの電源系の EM 開発”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演, 日本航空宇宙学会, Oct. 2020.
- [15] 川口直毅, 佐藤宗一, 松永三郎, ひばり開発チーム (渡邊奎), “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの構造系の EM 設計”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演, 日本航空宇宙学会, Oct. 2020.
- [16] 谷津陽一, 中村倫敦, 尾形舜, 原拓輝, 渡邊奎, 小林寛之, 川口直毅, 河合誠之, Shrinivas Kulkarni, 冨永望, 田中雅臣, 諸隈智貴, 鈴木尚, 松永三郎, 坂本祐二, 中条俊大, 宮本清菜, 武山芸英, 江野口章人, 小林裕章, 卯尾匡史, 楠絵莉子, “超小型衛星で切り拓く紫外線時間領域天文学”, 第 21 回宇宙科学シンポジウム, Jan. 2021.
- [17] 中条俊大, 高尾勇輝, 森治, 松永三郎, 船瀬龍, 渡邊奎, 奥泉信克, 松浦周二, 松下将典, 杉原アフマッド清志, 津村耕司, “月軌道放出による超小型ソーラー電力セイルの深宇宙ミッション計画概要”, 第 21 回宇宙科学シンポジウム, Jan. 2021.
- [18] 中条俊大, 高尾勇輝, 森治, 松永三郎, 船瀬龍, 渡邊奎, 奥泉信克, 松浦周二, 松下将典, 杉原アフマッド清志, 津村耕司, “超小型ソーラーセイルによる太陽-地球-月系における長寿命航行技術実証ミッション”, 第 21 回宇宙科学シンポジウム, Jan. 2021.
- [19] 高尾勇輝, 中条俊大, 森治, 松永三郎, 船瀬龍, 渡邊奎, 奥泉信克, 松浦周二, 松下将典, 杉原アフマッド清志, 津村耕司, “超小型ソーラー電力セイルによる火星フライバイミッション”, 第 21 回宇宙科学シンポジウム, Jan. 2021.
- [20] 中条俊大, 高尾勇輝, 森治, 松永三郎, 船瀬龍, 渡邊奎, 奥泉信克, 松下将典, 杉原アフマッド清志, 松浦周二, 津村耕司, “超小型ソーラーセイルによる太陽-地球-月系航

- 行技術と実証ミッション”, 超小型探査機を用いた月以遠深宇宙探査に関する研究会, Feb. 2021.
- [21] 宮本清菜, 中島豪志, 佐川文隆, 三木晴太, 渡邊奎, 松永三郎, ひばり開発チーム, “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの電源系 FM 開発”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, Nov. 2021.
- [22] 笹川悠太, 小松龍世, 松永三郎, ひばり開発チーム (渡邊奎), “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの熱制御系 FM 設計”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, Nov. 2021.
- [23] 高橋健一郎, 川口直毅, 佐藤宗一, 安田萌恵, 中条俊大, 松永三郎, ひばり開発チーム (渡邊奎), “可変形状姿勢制御実証衛星ひばりの構造系およびパドル駆動系の FM 開発”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, Nov. 2021.
- [24] 谷津陽一, 渡邊奎, 川口直毅, 小林寛之, 原拓輝, 中村倫敦, 尾形舜, 浅葉薫, 宮本清菜, 中条俊大, 河合誠之, 松永三郎, 若生一広, 青柳賢英, 武山芸英, 江野口章人, 白旗麻衣, 小林宏章, 楠絵莉子, 村田悠, 中野徹, 卯尾匡史, 吉川峻, “陸・海域観測分光ビジネス実証および紫外線天文衛星 “うみつばめ””, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, Nov. 2021.
- [25] 中村倫敦, 谷津陽一, 渡邊奎, 松永三郎, 河合誠之, 佐藤悠司, 藤田伸哉, 栗原聡文, 栗原純一, 坂本祐二, 白旗麻衣, 江野口章人, 武山芸英, 上村文彦, 正木哲, 稲葉和男, 丸茂孝一, 吉田政和, 蓮見俊吾, 福田達也, “小型衛星搭載用高性能スタートラッカの性能評価”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, Nov. 2021.
- [26] 中条俊大, 高尾勇輝, 森治, 松永三郎, 船瀬龍, 渡邊奎, 奥泉信克, 松下将典, 杉原アフマッド清志, 松浦周二, 津村耕司, “超小型ソーラーセイルによる太陽-地球-月系航行ミッションの検討状況”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, Nov. 2021.
- [27] 中条俊大, 高尾勇輝, 渡邊奎, 宮崎康行, 森治, 奥泉信克, 松永三郎, 多々良飛鳥, 立川璃子, “可変形状機能によるソーラーセイルの軌道・姿勢同時制御とセイル構造システムの設計”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, Nov. 2021.
- [28] 中条俊大, 高尾勇輝, 森治, 松永三郎, 宮崎康行, 船瀬龍, 渡邊奎, 奥泉信克, 松下将典, 杉原アフマッド清志, 松浦周二, 津村耕司, “地球および月近傍におけるソーラーセイルの利用と技術実証ミッション案”, 第 17 回「運動と振動の制御」シンポジウム / 第 30 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, Dec. 2021.
- [29] 高尾勇輝, 中条俊大, 渡邊奎, 安田萌恵, 多々良飛鳥, 立川璃子, 宮崎康行, 森治, 剣持伸朗, 佐藤泰貴, 松下将典, 富木淳史, 船瀬龍, 松永三郎, “超小型ソーラーセイル探査機のシステム及び構造設計”, 第 22 回宇宙科学シンポジウム, Jan. 2022.
- [30] 中条俊大, 高尾勇輝, 森治, 松永三郎, 宮崎康行, 渡邊奎, 船瀬龍, 奥泉信克, 松下将典, 杉原アフマッド清志, 松浦周二, 津村耕司, “月近傍軌道放出による超小型ソーラーセイルのミッション計画と軌道設計”, 第 22 回宇宙科学シンポジウム, Jan. 2022.

- [31] 宮本清菜, 中条俊大, 渡邊奎, 松永三郎, “大気抵抗および重力傾斜トルクを利用した可変形状機能を有する衛星の SiLS を用いた姿勢ダイナミクスの評価および軌道上実証計画”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 熊本, 2022 年.
- [32] 谷津陽一, 小林寛之, 渡邊奎, 小林大輝, 大坪恵人, 安田萌恵, 小澤俊貴, 宮本清菜, 中条俊大, 松永三郎, 大平明日香, 能登亮太郎, 原拓輝, 尾形舜, 中村倫敦, 河合誠之, 若生一広, 青柳賢英, 武山芸英, 江野口章人, 白籟麻衣, 小林宏章, 村田悠, 中野徹, 卯尾匡史, 楠絵莉子, 近藤陽志, うみつばめチーム, “超低コスト高精度姿勢制御バスによるマルチスペクトル陸/海洋観測技術の開発状況”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 4E08, 熊本, 11 月, 2022.
- [33] 小林寛之, 渡邊奎, 小澤俊貴, 宮本清菜, 原拓輝, 谷津陽一, 松永三郎, 村田悠, 小林宏章, 中野徹, 坂本祐二, 榎原聡文, うみつばめ開発チーム, “紫外線天文学・陸・海観測超小型衛星うみつばめのシステム設計と開発”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 1C13, 熊本, 11 月, 2022.
- [34] 小林大輝, 渡邊奎, 小林寛之, 天木祐希, 尾関優作, 谷津陽一, 松永三郎, 村田悠, 卯尾匡史, 小林宏章, 楠絵莉子, うみつばめ開発チーム, “紫外線天文学・陸・海観測超小型衛星うみつばめの姿勢系設計”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 2C14, 熊本, 11 月, 2022.
- [35] 根路銘省伍, 宮本清菜, 中条俊大, 谷津陽一, 戸村崇, 坂本祐二, 松永三郎, ひばり開発チーム (渡邊奎), “S 帯と Globalstar 衛星通信を用いた超小型衛星ひばりの通信系の開発と軌道上運用結果”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演, 2M09, 熊本, 11 月, 2022.
- [36] 田代克樹, 小澤俊貴, 小林寛之, 宮本清菜, 徳安彰大, 三木晴太, 谷津陽一, 松永三郎, 小林宏章, 村田悠, うみつばめ開発チーム (渡邊奎), “紫外線天文学・陸・海観測超小型衛星うみつばめの C&DH 系の設計”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 2C08, 熊本, 11 月, 2022.
- [37] 大坪恵人, 笹川悠太, 上野晟太郎, 原拓輝, 尾形舜, 高久雅輝, 福田美実, 谷津陽一, 松永三郎, 中野徹, 石橋剛志, 江野口章人, うみつばめ開発チーム (渡邊奎), “紫外線天文学・陸・海観測超小型衛星うみつばめの熱設計”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 2C17, 熊本, 11 月, 2022.
- [38] 三木晴太, 宮本清菜, 西尾陸, 涌井歩, 小林宏章, 谷津陽一, 松永三郎, うみつばめ開発チーム (渡邊奎), “紫外線天文学・陸・海観測超小型衛星うみつばめの電源系設計”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 2C15, 熊本, 11 月, 2022.
- [39] 安田萌恵, 高橋健一郎, 木下幹大, 荒井湧介, 中野徹, 谷津陽一, 松永三郎, うみつばめ開発チーム (渡邊奎), “紫外線天文学・陸・海観測超小型衛星うみつばめの構造設計”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 2C16, 熊本, 11 月, 2022.

- [40] 徳安彰大, 小澤俊貴, 宮本清菜, 中嶋哲大, 斉藤遼, 戸村崇, 小林裕章, 村田悠, 坂本祐二, 谷津陽一, 松永三郎, うみつばめ開発チーム (渡邊奎), “紫外線天文学・陸・海観測超小型衛星うみつばめの通信設計”, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 2C07, 熊本, 11 月, 2022.

解説記事 (査読付き)

- [1] 谷津 陽一, 渡邊奎, “衛星からの画像解析と姿勢推定”, 天文月報 = The astronomical herald, Vol. 115, No. 8, pp. 507-516, Aug. 2022.

謝辞

本論文の執筆に当たり、様々なご指導や研究費のご支援を頂きました。元主査である東京工業大学工学院機械系、故・松永三郎教授に謹んで感謝の意を表します。私が学部生のときから6年間にわたって指導教員をしていただき、研究・開発や教養、人生についてアドバイスをたくさん頂きました。それらを糧に、これからの宇宙工学のさらなる発展に尽力していきます。

その後、主査を引き受けていただきました中西洋喜准教授に謹んで感謝の意を表します。また、ご多忙の中、本論文の審査過程において副査を務めて頂きました。東京工業大学工学院機械系山浦弘教授、岡田昌史教授、遠藤玄教授、古谷寛准教授、坂本啓准教授には、本論文に対してご助言いただき感謝いたします。

東京工業大学工学院機械系中条俊大助教には研究や開発でご指導いただきましたこと感謝いたします。東京工業大学理学院物理学系谷津陽一准教授には、DLAS や HIBARI の開発において様々な点でご指導いただきましたこと感謝いたします。発注および旅費申請などの事務手続きを行って頂きました。研究室秘書の藤沢まり氏に感謝致します。衛星開発チームの皆様には、HIBARI の開発において多くご協力いただきましたこと感謝いたします。HIBARI が軌道上運用をできているのは、皆様1人1人のご尽力のおかげです。また、谷津研究室能登亮太郎氏には、HIBARI の望遠カメラで撮影した画像を解析し、有効活用いただきましたこと感謝いたします。株式会社ジェネシアの武山芸英様には、様々なご支援いただきましたこと感謝いたします。

両親には9年間に渡る大学生活を支えて頂いたこと、感謝いたします。