

論文 / 著書情報  
Article / Book Information

題目(和文)	可変形状衛星によるフォーメーションフライングのための自己遮蔽を考慮した宇宙環境力モデリングと軌道制御手法
Title(English)	Shadow-Aware Space Environment Force Modeling and Orbit Control Method for Formation Flying by Variable Shape Satellites
著者(和文)	喜多村章悟
Author(English)	Shogo Kitamura
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12844号, 授与年月日:2024年9月20日, 学位の種別:課程博士, 審査員:中西 洋喜,遠藤 玄,岡田 昌史,坂本 啓,山浦 弘
Citation(English)	Degree:Doctor (Engineering), Conferring organization: Tokyo Institute of Technology, Report number:甲第12844号, Conferred date:2024/9/20, Degree Type:Course doctor, Examiner:,,,,
学位種別(和文)	博士論文
Type(English)	Doctoral Thesis

令和6年度 博士論文

可変形状衛星によるフォーメーション  
フライングのための自己遮蔽を考慮した  
宇宙環境力モデリングと軌道制御手法

**Shadow-Aware Space Environment Force Modeling  
and Orbit Control Method for Formation Flying  
by Variable Shape Satellites**

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

喜多村 章悟



# 目次

<b>第 1 章</b>	<b>序論</b>	<b>1</b>
1.1	研究背景 . . . . .	1
1.2	宇宙環境力の利用 . . . . .	2
1.3	先行研究 . . . . .	4
	1.3.1 宇宙環境力のモデリング手法 . . . . .	4
	1.3.2 宇宙環境力を用いたフォーメーションフライング . . . . .	5
	1.3.3 課題 . . . . .	6
1.4	研究目的 . . . . .	7
1.5	論文構成 . . . . .	8
<b>第 2 章</b>	<b>衛星モデルと座標系</b>	<b>11</b>
2.1	衛星モデル . . . . .	11
2.2	座標系 . . . . .	12
2.3	姿勢/形状の表現 . . . . .	13
2.4	可変形状機能 . . . . .	13
2.5	本章のまとめ . . . . .	16
<b>第 3 章</b>	<b>宇宙環境力モデル</b>	<b>17</b>
3.1	空力モデル . . . . .	17
	3.1.1 計算方法 . . . . .	17
	3.1.2 空力係数の分布 . . . . .	20
3.2	太陽輻射圧モデル . . . . .	21
	3.2.1 計算方法 . . . . .	21
	3.2.2 反射率係数の分布 . . . . .	22
3.3	自己遮蔽 . . . . .	24
3.4	ニューラルネットワーク . . . . .	25
	3.4.1 空力係数/反射率係数の近似 . . . . .	25

---

3.4.2	学習方法	27
3.4.3	結果	28
3.4.4	処理時間	28
3.5	空力と太陽輻射圧の統合	30
3.6	本章のまとめ	31
<b>第4章</b>	<b>フォーメーション制御則</b>	<b>33</b>
4.1	概要	33
4.2	制御加速度の算出	34
4.2.1	方針	34
4.2.2	平均軌道要素の変化率	36
4.2.3	フィードバック制御則	37
4.2.4	フィードバック行列の設計	39
4.2.5	遷移軌道の設計	40
4.3	姿勢/形状の算出	41
4.4	本章のまとめ	43
<b>第5章</b>	<b>数値シミュレーション</b>	<b>45</b>
5.1	セットアップ	45
5.1.1	数値シミュレータ	45
5.1.2	テストケース	45
5.1.3	パラメータ	48
5.1.4	アクチュエータの出力制限	48
5.2	結果	49
5.3	アブレーションスタディ	53
5.4	空力特性の不確実性に対するロバスト性評価	55
5.5	姿勢制御装置に蓄積される角運動量の解析	55
5.6	遷移軌道の有用性の評価	57
5.7	考察	58
5.8	本章のまとめ	59
<b>第6章</b>	<b>フォーメーションフライング成立の条件検討</b>	<b>61</b>
6.1	定義	61
6.2	指標化	62
6.3	調査	63
6.3.1	軌道高度と分離距離	63

---

6.3.2	軌道面 . . . . .	63
6.3.3	$J_2$ -Invariant 相対軌道 . . . . .	64
6.4	考察 . . . . .	66
6.5	ミッション計画の策定基準 . . . . .	68
6.6	本章のまとめ . . . . .	69
<b>第 7 章</b>	<b>結論</b>	<b>71</b>
7.1	本研究の総括 . . . . .	71
7.2	今後の課題 . . . . .	72
7.2.1	衛星モデルの最適化 . . . . .	72
7.2.2	宇宙環境力の特性パラメータの不確実性に対するロバスト性向上 . . . . .	73
7.2.3	単機の軌道制御ミッションへの応用 . . . . .	73
7.2.4	実機開発及び実運用に向けた衛星システムの検討 . . . . .	73
7.2.5	地上/軌道上実験の実施 . . . . .	74
<b>付録 A</b>	<b>空力係数/反射率係数モデルの内部構成の比較評価</b>	<b>75</b>
A.1	比較対象 . . . . .	75
A.2	ニューラルネットワークの学習 . . . . .	76
A.3	評価 . . . . .	77
<b>付録 B</b>	<b>ラグランジュの未定乗数法による最適化問題の解法</b>	<b>79</b>
<b>付録 C</b>	<b>平均軌道要素の制御履歴</b>	<b>81</b>
<b>付録 D</b>	<b><math>J_2</math>-Invariant 相対軌道</b>	<b>89</b>
	<b>参考文献</b>	<b>93</b>
	<b>研究業績</b>	<b>101</b>
	<b>謝辞</b>	<b>105</b>



# 目次

1.1	フォーメーションフライングのミッション数の推移 [3]	2
1.2	主な宇宙環境力 [8]	3
1.3	宇宙環境力モデルを用いた軌道制御のイメージ	5
1.4	非凸な衛星に作用する宇宙環境力	6
1.5	論文構成	8
2.1	ひばり衛星モデル	12
2.2	座標系の定義	13
2.3	可変形状機能による姿勢変化	14
2.4	多剛体モデルにおける各種ベクトルの定義	14
3.1	空力係数の分布 ( $\mathcal{A}$ 系)	20
3.2	空力係数の操作性の比較	21
3.3	反射率係数の分布 ( $\mathcal{B}$ 系)	23
3.4	反射率係数の操作性の比較	23
3.5	自己遮蔽の考慮の有無における空力係数の比較	24
3.6	空力係数の計算に使用する領域の比較	25
3.7	空力係数/反射率係数モデル	26
3.8	学習曲線 (橙：学習損失, 青：バリデーション損失)	28
3.9	自己遮蔽を考慮した空力係数の計算例	29
3.10	宇宙環境力モデル	30
4.1	フォーメーションフライングの概要	34
4.2	軌道要素	35
4.3	平均軌道要素	35
4.4	平均軌道要素を用いた軌道制御のイメージ	36
4.5	副衛星の誘導のイメージ	40

4.6	姿勢/形状の算出のイメージ . . . . .	42
5.1	General circular orbit . . . . .	46
5.2	シミュレーション結果 (#1) . . . . .	50
5.3	シミュレーション結果 (#2) . . . . .	50
5.4	シミュレーション結果 (#3) . . . . .	51
5.5	シミュレーション結果 (#4) . . . . .	51
5.6	シミュレーション結果 (#5) . . . . .	52
5.7	シミュレーション結果 (#6) . . . . .	52
5.8	宇宙環境力による発生加速度の想定値と実績値の比較 (#4) . . . . .	53
5.9	アブレーションスタディ結果 (#2) . . . . .	54
5.10	不確実な大気密度条件における目標軌道との位置誤差 (#2) . . . . .	56
5.11	姿勢制御装置に蓄積される角運動量の解析結果 (#1, #2) . . . . .	57
5.12	遷移軌道を用いる場合と用いない場合の目標軌道との位置誤差 (#5) . . . . .	58
6.1	軌道高度と分離距離の調査結果 . . . . .	64
6.2	軌道面の調査結果 . . . . .	65
6.3	$J_2$ -Invariant 相対軌道に対する適用可能性の調査結果 . . . . .	67
6.4	適用可能性が低下する軌道面 . . . . .	68
A.1	比較した空力係数/反射率係数モデル . . . . .	75
C.1	平均軌道要素の制御履歴 (#1) . . . . .	82
C.2	平均軌道要素の制御履歴 (#2) . . . . .	83
C.3	平均軌道要素の制御履歴 (#3) . . . . .	84
C.4	平均軌道要素の制御履歴 (#4) . . . . .	85
C.5	平均軌道要素の制御履歴 (#5) . . . . .	86
C.6	平均軌道要素の制御履歴 (#6) . . . . .	87

# 表目次

1.1	フォーメーションフライングのミッション事例 . . . . .	2
2.1	ひばり衛星モデルの構造パラメータ . . . . .	12
3.1	反射特性 [37] . . . . .	22
3.2	ニューラルネットワークのアーキテクチャ . . . . .	26
3.3	空力係数及び反射率係数の計算時間の比較結果 (単位: ms) . . . . .	30
5.1	数値シミュレータ諸元 . . . . .	46
5.2	テストケース . . . . .	47
5.3	主衛星の平均軌道要素の初期値 . . . . .	48
5.4	フォーメーションの目標値 . . . . .	48
5.5	制御パラメータ . . . . .	48
6.1	$J_2$ -Invariant 相対軌道の一例 [68] . . . . .	66
A.1	係数を直接推定するニューラルネットワークのアーキテクチャ . . . . .	76
A.2	バリデーション損失の比較結果 . . . . .	77



# 第 1 章

## 序論

### 1.1 研究背景

我々の現代生活は、宇宙利用によってますます豊かなものとなりつつある。例えば、複数の衛星からの受信信号に基づいて現在位置を把握する Global Positioning System (GPS) は、今やスマートフォンによって誰もが簡単に利用可能である。また、膨大な数の衛星によって構築される高速かつ頑健な宇宙インターネットサービス Starlink も記憶に新しい。実際に、宇宙産業の市場は成長傾向にあり、2040 年には \$1.1 兆に達すると予測されている [1]。宇宙産業の成長理由の一つが、低コスト開発が可能な小型衛星の台頭である。東京工業大学では、世界初の超小型衛星 CUTE-I を開発し、2003 年に打ち上げに成功した [2]。衛星の開発コストが下がったことで、民間企業の参入障壁が下がり、近年では宇宙産業の推進主体が政府から民間へと移行しつつある。

宇宙ミッションは、単機の衛星によるものが一般的であるが、近年では複数の衛星による高度/大規模なミッションが数多く検討されている。複数の衛星によるミッションの形態は、フォーメーションフライングとコンステレーションに大別される。フォーメーションフライングは、一般に各衛星の軌道/姿勢データを衛星間通信等によって共有し、衛星間の相対的な軌道/姿勢を精密に制御するミッション形態である。単機の衛星では実現困難な大規模観測系の構築等が目的であり、使用する衛星は数機程度である。一方でコンステレーションは、予め設定した多数の軌道に衛星を投入し、各衛星は自身の軌道/姿勢のみを制御するミッション形態である。衛星同士は軌道/姿勢制御の観点では連携しないものの、サービスの観点では連携する。前述した GPS や Starlink のように地球外周を広くカバーするサービスの構築に用いられている。使用する衛星は、最大で数千機に上る。

本研究は、前者のフォーメーションフライングを対象とする。検討されているフォーメーションフライングのミッション数は、図 1.1 に示すように増加傾向にある [3]。フォーメーションフライングにおける制御の要求精度は、コンステレーションと比較して一般に

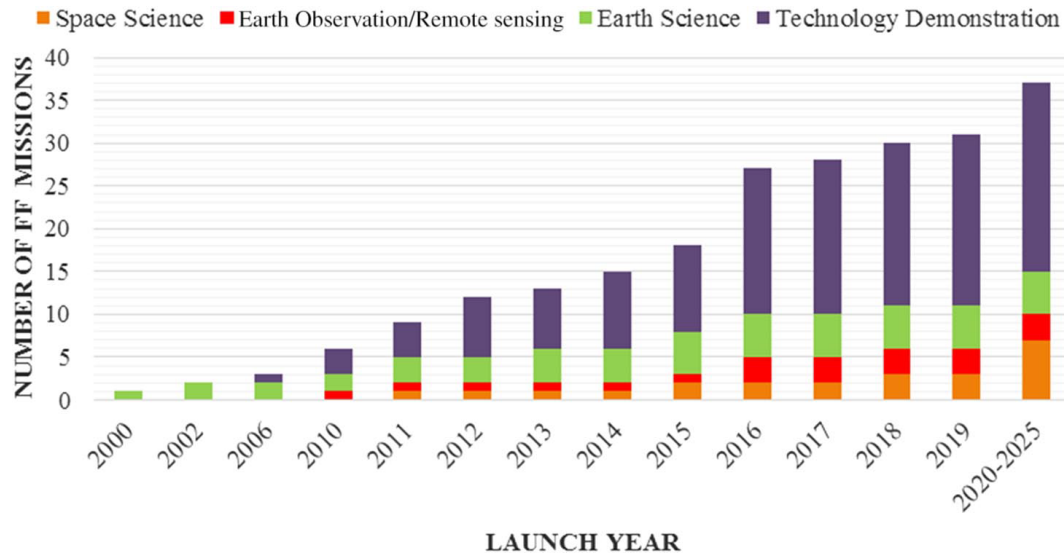


図 1.1: フォーメーションフライングのミッション数の推移 [3]

表 1.1: フォーメーションフライングのミッション事例

年	ミッション名	組織	目的
2002	GRACE[4]	DLR, NASA	地球の高精度な重力モデルの作成
2014	CanX-4/5[5]	UTIAS	高精度な相対軌道制御等の技術実証
TBD	mDOT[6]	SU, NASA	スターシェード技術実証と天体観測
TBD	DECIGO[7]	東大等	0.1 ~ 10 Hz 帯の重力波検出

高いため、高性能なセンサ/アクチュエータ及び、高度な航法/誘導/制御則が必要とされる。したがって、図 1.1 に示すミッションは、2024 年現在においても技術実証フェーズが中心である。代表的なミッション事例を表 1.1 に示す。

## 1.2 宇宙環境力の利用

衛星の軌道を制御するにあたって最も一般的な推進手段はスラスタである。しかしながら、スラスタは推進剤を必要とするため、搭載可能な推進剤の量が衛星寿命を決定付ける。また、推進剤タンクを含む推進系が衛星システム全体に与える制約も少なくない。

そこで、衛星の長寿命化及びシステムの簡易化のため、推進手段として宇宙環境力を利用する方式が注目されている。衛星に作用する主な宇宙環境力を図 1.2 に示す [8]。最大の宇宙環境力である地球の重力 (中心力: GM) は、衛星の軌道運動を成立させる。地球は厳密な球ではないため、中心力以外に高次の加速度成分 ( $J_2$ ,  $J_3$ , ...) が存在する。その他、衛星の軌道運動は、太陽や月の重力の影響も受ける。これらは保存力であり、発生加

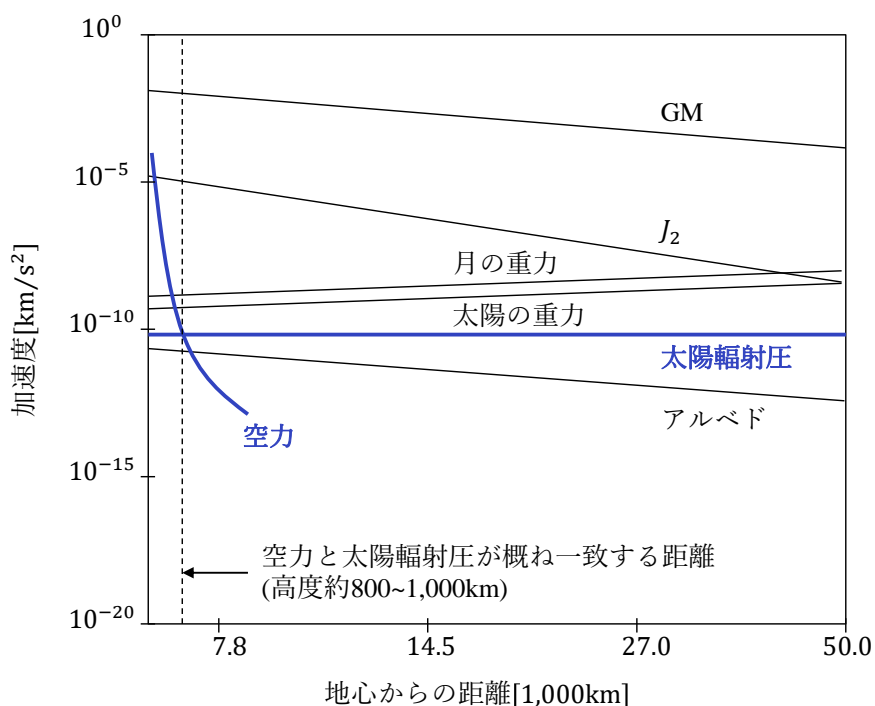


図 1.2: 主な宇宙環境力 [8]

速度の大きさと向きは衛星の重心位置によって一意に決まるため、衛星側でこれら进行操作することはできない。

一方で、衛星側で操作可能、すなわち軌道制御のために大きさや向きを変更可能な宇宙環境力として、空力と太陽輻射圧 (Solar Radiation Pressure : SRP) がある。気体粒子が衛星表面に衝突すると、鏡面反射/拡散反射/吸収といった相互作用を通じて運動量及びエネルギーが気体粒子から衛星表面に移動し、衛星には空力が発生する。同様にして、太陽輻射圧は太陽から放射される光子が衛星表面に衝突することで生じる。これらの力は、衛星表面に作用する非保存力であり、衛星の姿勢や形状によって大きさや向きが変化する。すなわち、衛星の姿勢や形状を適切に変化させることで、空力と太陽輻射圧は操作することが可能である。そこで本研究では、軌道制御のための推進手段として空力と太陽輻射圧を利用する。なお、図 1.2 に示すアルベドは、地球表面で反射する太陽光によって生じる力であるが、太陽光が直接作用する太陽輻射圧と比較して小さいため、本研究では考慮の対象外とする。

## 1.3 先行研究

### 1.3.1 宇宙環境力のモデリング手法

宇宙環境力を適切に操作するためには、衛星の姿勢/形状と発生する宇宙環境力の関係のモデル化が重要である。本研究では、これらに関係付けるモデルを「宇宙環境力モデル」と称する。1.2節で述べたように、空力は気体粒子が、太陽輻射圧は光子がそれぞれ衛星表面に衝突することにより発生する。したがって、空力と太陽輻射圧のモデリング手法は類似性が高い。本項では、提案されているモデリング手法を四種類に分類し、概要を述べる。

第一は Cannonball モデルである [8, 9]。本モデルは、衛星を球体に近似した上で、空力/太陽輻射圧が所定の特性値や通過断面積等に従うものと仮定するモデルである。数あるモデリング手法の中で、最もシンプルな手法である。モデルの忠実度は低いながらも、発生加速度が姿勢に依存しない等の扱いやすさから、空力/太陽輻射圧が軌道に与える影響の概算等にしばしば用いられる。第二は Panel method (N-plate model) である [9, 10]。本モデルは、衛星を  $N$  枚の平板の集合と見なし、各平板に生じる空力/太陽輻射圧を求めた上で統合するモデルである。各平板においては、空力特性/光学特性は均一であると仮定する。Cannonball モデルより忠実度の高いモデルであり、平板の分割粒度を細かくするほど忠実度は向上する [11]。第三は Ray-Tracing Panel (RTP) method である [10]。本モデルは、前述した Panel method を拡張したモデルである。衛星が太陽電池パドル等を備えることで非凸の外観である場合、衛星のある表面に向かう気体粒子/光子が別の表面によって遮られる「自己遮蔽」が生じる。RTP method は、自己遮蔽が生じる表面領域をレイトレーシングによって特定した上で、各平板に生じる空力/太陽輻射圧を求めて統合する。自己遮蔽を考慮することで、非凸な衛星において Panel method より忠実度の高いモデルとなる。第四は気体粒子/光子シミュレーション方式である。より忠実度の高い空力のモデリングにおいては、衛星表面に向かう気体粒子のモンテカルロ-シミュレーションにより、自己遮蔽に加えて衛星表面における多重反射も考慮可能な Test-Particle Monte Carlo (TPMC) や Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) が提案された [12–15]。また太陽輻射圧においても、多重反射を考慮可能なレイトレーシングと高精細 3D CAD データを用いた高忠実度な各種モデリング手法が提案された [16–21]。

以上のモデリング手法は、説明した順に忠実度と計算コストが高くなっていく。特に、レイトレーシングやモンテカルロシミュレーションを用いる手法は、各気体粒子/光子に関して計算を繰り返し行うため、他の手法と比べると計算コストは顕著に高くなる。したがって、計算量を最小限にするための実装上の工夫や、アクセラレータとして並列処理に

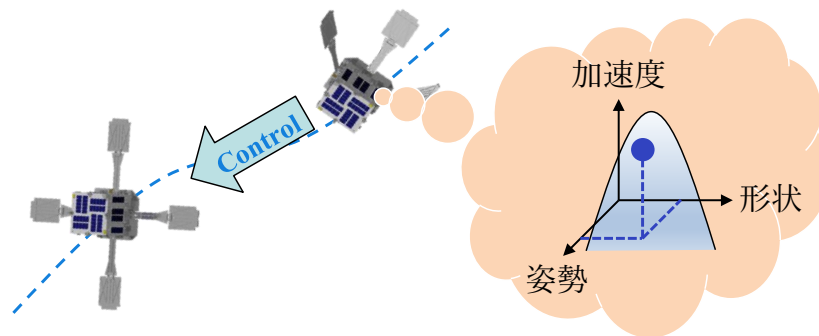


図 1.3: 宇宙環境力モデルを用いた軌道制御のイメージ

特化した Graphics Processing Unit (GPU) の使用等が必要である。

### 1.3.2 宇宙環境力を用いたフォーメーションフライング

宇宙環境力は、フォーメーションフライングを構成する全ての衛星に作用する。したがって、個々の衛星に作用する宇宙環境力の差分を適切に操作することで、フォーメーションフライングのための軌道制御を行うことが可能となる。宇宙環境力の操作による軌道制御のイメージを図 1.3 に示す。宇宙環境力を操作する最も一般的な方法は、姿勢変更である。衛星の姿勢を変更することで、衛星表面に対する気体粒子/光子の入射方向が変わり、発生する力が変化する。また、姿勢に加えて形状を変化させることで、宇宙環境力の操作性が向上する。このようなコンセプトのもと、空力や太陽輻射圧を用いたフォーメーションフライングに関して、数多くの手法が提案されてきた。

まず、空力を用いたフォーメーションフライングの研究事例を述べる。空力と太陽輻射圧は、図 1.2 に示すように、高度約 800 ~ 1,000 km を境に大小関係が逆転する。したがって、空力が支配的な超低軌道 (Very Low Earth Orbit : VLEO) 及び低軌道 (Low Earth Orbit : LEO) が主な対象となる。空力においては、空力特性パラメータの不確実性が主要な課題である。例えば、大気密度については、経験的あるいは物理的なモデルは存在するものの、実際の値は太陽活動や地磁気活動によって大きく変化する。空力特性の不確かさに対するロバスト性を高めるために、大気密度、弾道係数、対気速度の不確実性を補償しながら、空力によってフォーメーションフライングを行う適応制御ベースの手法が提案された [22–26]。さらに、不確実なパラメータを軌道上で推定すべく、積分同時学習やニューラルネットワークを取り入れた制御手法も提案された [27–31]。空力は姿勢変更 [25, 32] または駆動可能なフラップ [22–24, 26–28, 31] によって操作される。

次いで、太陽輻射圧を用いたフォーメーションフライングの研究事例を述べる。高度約 800 ~ 1,000 km 以遠の宇宙空間では太陽輻射圧が支配的となるため、太陽輻射圧を用い

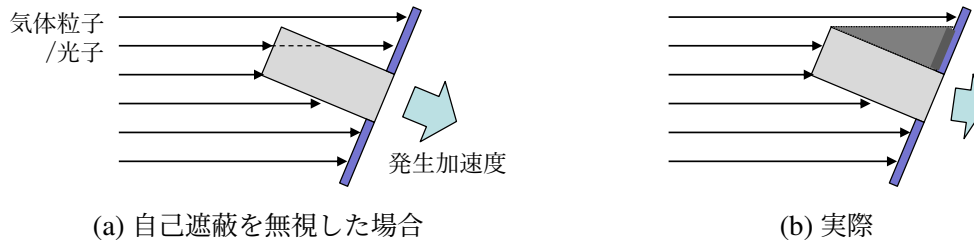


図 1.4: 非凸な衛星に作用する宇宙環境力

たフォーメーションフライングは、中軌道 (Middle Earth Orbit : MEO) から高軌道 (High Earth Orbit : HEO) までの地球周回軌道 [33–43], ラグランジュ点付近の軌道 (Libration Point Orbit : LPO)[44–47], 月軌道 [48, 49] などの様々な軌道を対象として研究が進められてきた。特に、ソーラーセイルミッションの文脈での研究が活発であり、目標の太陽輻射圧を発生すべくソーラーセイルの面積/姿勢/反射率等を変化させることで軌道制御が実現される [33, 36, 37, 39, 40, 44–49]。ソーラーセイルを有さない衛星の場合、太陽輻射圧は姿勢変更 [34, 42] または駆動可能なフラップ [35, 38] によって操作される。

### 1.3.3 課題

1.3.2 項で述べたフォーメーションフライングの先行研究は、システム構成や制御則が主なフォーカスである。特に空力を用いたフォーメーションフライングにおいては、大気密度をはじめとする空力特性の不確実性を考慮可能な軌道制御手法や空力特性パラメータの推定手法が数多く提案され、有用性が示されている。一方で宇宙環境力モデルに着目すると、想定する衛星の外観が非凸であったとしても、いずれも手法も Cannonball モデルまたは Panel method を採用している。すなわち、非凸な衛星に生じる自己遮蔽の影響を考慮したフォーメーションフライングの先行研究は、これまで存在しない。非凸な衛星において自己遮蔽を無視した宇宙環境力モデルを採用する場合、発生加速度の想定値と実績値にギャップが生じる。具体的には、図 1.4 に示すように、想定する発生加速度と大きさ及び向きの異なる発生加速度が実際には生じることとなる。この自己遮蔽効果に起因する発生加速度のギャップはフォーメーションの制御性能の低下を招き得るが、未だ検証されていない。衛星の外観が概ね凸であったり、ソーラーセイルのように平面に近似できる場合、自己遮蔽を考慮する必要性は低い。しかしながら一般的な衛星は、太陽電池パドル等の装置の搭載により非凸な外観であることが多い。したがって、非凸な外観における自己遮蔽の考慮は、宇宙環境力を用いたフォーメーションフライングを一般的な衛星で実現する上で、重要なポイントである。宇宙環境力の操作性向上のために形状変化を用いる場合、衛星の非凸性はさらに増大する可能性がある。なお衛星の非凸性は、自己遮蔽に加え

て気体粒子/光子の多重反射の要因にもなる。しかしながら、自己遮蔽は気体粒子/光子と衛星表面の全ての相互作用（鏡面反射/拡散反射/吸収）の発生に影響を及ぼす一方で、多重反射は鏡面反射のみが影響の範囲であるため、空力/太陽輻射圧への寄与は自己遮蔽と比べると小さい [21]。

さらには、衛星が自律的にフォーメーションを制御するためには、軌道上でのリアルタイム処理が必要となる。1.3.1 項で述べたように、自己遮蔽を考慮可能な宇宙環境力のモデリング手法は存在するが、これらは計算コストが高く、計算資源が限られる軌道上での実行には適していない。この課題に対する解決手段として、忠実度の高いモデルを予め地上で実行して Look Up Table (LUT) を作成し、軌道上で参照する手法が提案されている [50]。しかしながら、宇宙環境力の操作性向上のために姿勢と形状の両者を変更する衛星システムの場合、変更自由度分の次元数を有する大規模な LUT が必要となる。所望の宇宙環境力を発生させるための姿勢/形状を LUT から探索する処理は、次元数に応じて計算コストが指数関数的に増大する。

これらの課題をまとめると以下のようなになる。

- 非凸な衛星で宇宙環境力によるフォーメーションフライングを行うにあたり、自己遮蔽効果を見落とすと制御性能が低下し得る。しかしながら自己遮蔽を考慮したフォーメーションフライングの先行研究は存在せず、制御性能に及ぼす影響の検証もされていない。
- 形状変化が可能な非凸性を有する衛星に対して、自己遮蔽効果を考慮可能な従来の宇宙環境力モデルを適用すると、計算コストが高くなる。

## 1.4 研究目的

1.3.3 項で述べた課題を解決すべく、本研究の目的を以下のように定める。

- 形状変化が可能な非凸性を有する衛星を対象に、自己遮蔽を考慮しつつ計算コストの小さい宇宙環境力モデルを構築する。
- 推進剤が不要なフォーメーションフライングの実現に向け、構築した宇宙環境力モデルに基づく自己遮蔽を考慮した軌道制御手法を提案する。
- 数値シミュレーションにより、自己遮蔽が軌道制御に及ぼす影響を検証すると共に、自己遮蔽を考慮した提案手法の有用性を明らかにする。また、宇宙環境力を用いたフォーメーションフライングが成立する軌道条件を調査し体系化する。

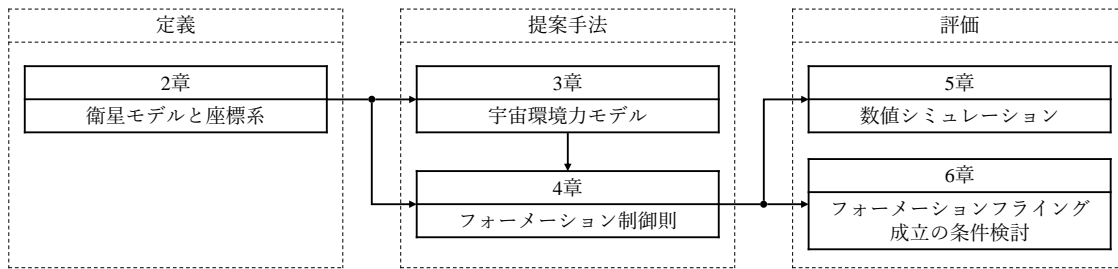


図 1.5: 論文構成

## 1.5 論文構成

本論文は全7章で構成される。1章と7章を除く各章の関係性を図1.5に示す。各章の概要を以下に列挙する。

- 1章「序論」では、まず宇宙環境力によるフォーメーションフライングの需要の高まりについて述べる。そして先行研究をレビューした上で、非凸な外観の衛星における宇宙環境力の自己遮蔽効果について課題提起し、研究目的を定める。
- 2章「衛星モデルと座標系」では、本研究が扱う非凸な外観の衛星モデル、各種計算に使用する座標系、さらには衛星の姿勢/形状パラメータを定義する。また衛星の形状変化に伴って生じる姿勢変化の運動学を導出する。
- 3章「宇宙環境力モデル」では、本研究が扱う宇宙環境力(空力、太陽輻射圧)のモデリングを行う。まず自己遮蔽を考慮可能な既存モデルを解説する。そして軌道上のリアルタイム処理に向け、既存モデルの計算コストの低減を目的とした、ニューラルネットワークを備えるモデルを提案する。
- 4章「フォーメーション制御則」では、前述した宇宙環境力モデルに基づくフォーメーションフライングのための軌道制御手法を提案する。まず軌道状態のフィードバックによって制御加速度を算出し、その後に制御加速度を宇宙環境力によって発生させる上で最適な姿勢/形状を算出する。
- 5章「数値シミュレーション」では、いくつかの軌道条件におけるフォーメーションフライングのテストケースを定義し、数値シミュレーションによって自己遮蔽が軌道制御に及ぼす影響を検証すると共に、自己遮蔽を考慮した提案手法の有用性を明らかにする。またフォーメーションフライングの成立性に関する追加の検証を実施し、結果を議論する。
- 6章「フォーメーションフライング成立の条件検討」では、まずフォーメーション維持ミッションを適用可能とするための必要条件を定義し、これを指標化する。そ

して軌道高度や主/副衛星の分離距離等の様々な条件を変えながら指標を用いて適用可能性を調査し、ミッション成立のための軌道条件を明確化する。

- 7章「結論」では、本研究を総括するとともに、今後の課題を示す。



## 第 2 章

# 衛星モデルと座標系

本章では、フォーメーションフライングを実現する主/副衛星の衛星モデルについて説明する。衛星モデルは、衛星を構成する主要コンポーネントのサイズや質量を定義したものである。そして本衛星モデルは、研究対象である宇宙環境力の自己遮蔽が生じる非凸な外観とする。また、モデル化した衛星の位置や姿勢を計算するための座標系について説明する。本研究では、様々な用途に応じて複数の座標系を使い分ける。座標系と関連し、衛星の姿勢と形状のパラメータ化方法について説明する。最後に、本衛星モデルが備える「可変形状機能」について、その概要と運動学を述べる。

### 2.1 衛星モデル

1 章で述べたように、本研究の対象となる衛星は、太陽電池パドル等を備えた一般的な非凸の衛星である。また、宇宙環境力の操作性を向上させるためには、姿勢に加えて形状を変化可能であることが望ましい。そこで本研究では、図 2.1 に示す「ひばり」衛星モデルを使用する。ひばり衛星モデルの構造パラメータを表 2.1 に示す。ひばりは、技術実証の目的で東京工業大学において開発された 50kg 級の超小型衛星であり、2021 年 12 月に打ち上げられた。ひばりが有する 4 枚の太陽電池パドルは、モーターによって展開角度を独立に変更可能である。本研究では、この機能を「可変形状機能」と称する。また、図 2.1 に示すロッドとパネルを合わせて太陽電池パドルまたはパドルと称する。

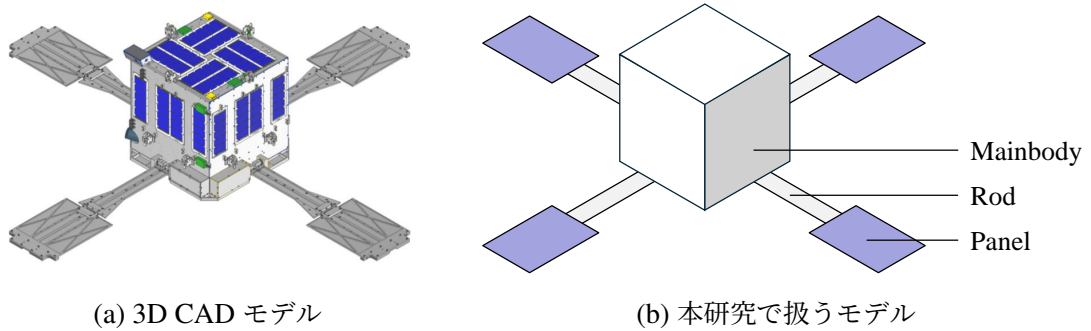


図 2.1: ひばり衛星モデル

表 2.1: ひばり衛星モデルの構造パラメータ

Component	Size	Mass
Mainbody	0.4 m × 0.4 m × 0.4 m	32.0 kg
Rod	0.08 m × 0.45 m	0.3 kg
Panel	0.275 m × 0.39 m	2.0 kg

## 2.2 座標系

本研究で使用する慣性座標系，軌道座標系，衛星座標系の定義を述べる．慣性座標系は，地心を原点とし，第一軸を春分点方向，第三軸を北極方向とする右手系の地球中心慣性座標系 (Earth Centered Inertial frame : ECI)  $\mathcal{I} = \{i_1, i_2, i_3\}$  を使用する．軌道座標系は，用途に応じて三種類の座標系を使用する．まず，第二軸を衛星の速度方向，第三軸を軌道角運動量ベクトル方向とする右手系座標系を  $\mathcal{A} = \{a_1, a_2, a_3\}$  系とする． $\mathcal{A}$  系を図 2.2(a) に示す． $\mathcal{A}$  系は，一般に NTW 座標系と呼ばれ，空力のモデリングに使用する．次いで，第二軸を太陽方向，第一軸を軌道面内かつ第二軸と垂直な方向とする右手系座標系を  $\mathcal{B} = \{b_1, b_2, b_3\}$  系とする． $\mathcal{B}$  系を図 2.2(b) に示す． $\mathcal{B}$  系は，太陽輻射圧のモデリングに使用する．最後に，第一軸を動径方向，第三軸を軌道角運動量ベクトル方向とする右手系座標系を  $\mathcal{C} = \{c_1, c_2, c_3\}$  系とする． $\mathcal{C}$  系を図 2.2(c) に示す． $\mathcal{C}$  系は，一般に RSW 座標系と呼ばれ，制御加速度の算出に使用する．軌道が円軌道である場合， $\mathcal{A}$  系と  $\mathcal{C}$  系は一致する．衛星座標系は，衛星のメインボディに固定された  $\mathcal{S} = \{s_1, s_2, s_3\}$  系を使用する． $\mathcal{S}$  系を図 2.2(d) に示す．

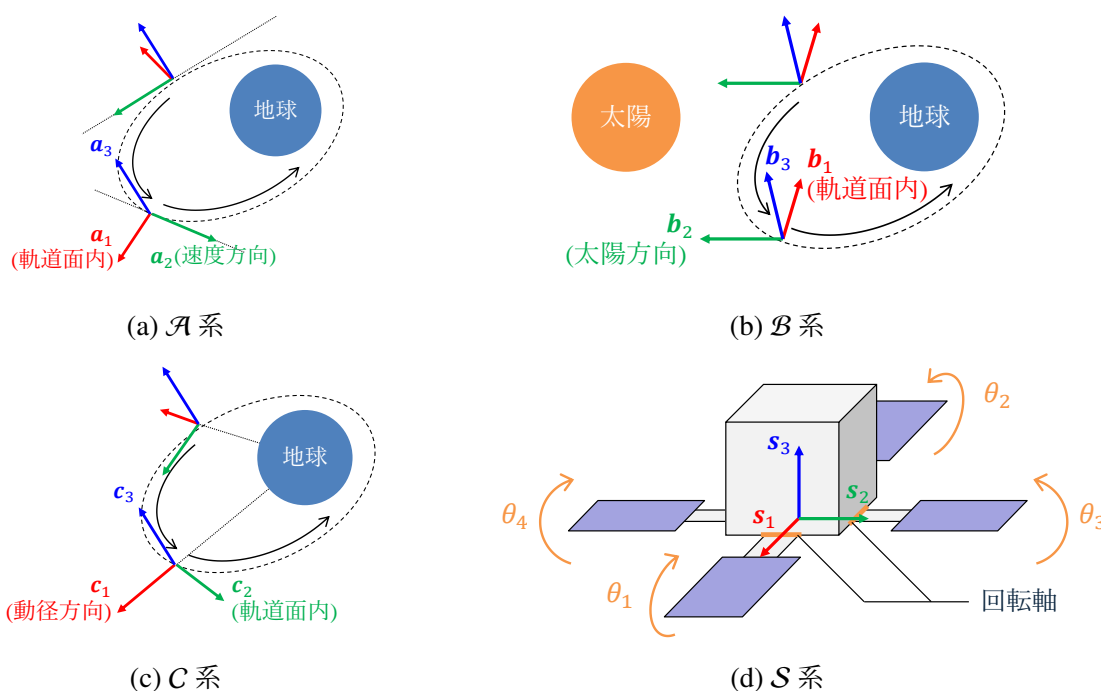


図 2.2: 座標系の定義

## 2.3 姿勢/形状の表現

本研究では、他の座標系に対する衛星座標系 ( $\mathcal{S}$ 系) のクォータニオンによって衛星の姿勢を表現する。例として、慣性座標系 ( $\mathcal{I}$ 系) から見た姿勢を  $q^{S/I}$ 、軌道座標系 ( $\mathcal{A}$ 系) から見た姿勢を  $q^{S/\mathcal{A}}$  と表現する。衛星の形状は、太陽電池パドルの展開角度ベクトル  $\theta = [\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4]^T$  によってパラメータ化する。衛星座標系 ( $\mathcal{S}$ 系) と各角度の対応を図 2.2(d) に示す。各角度の範囲は  $-90^\circ \sim 90^\circ$  とし、図 2.2(d) は全ての角度が  $0^\circ$  の状態を示す。

## 2.4 可変形状機能

パドルの駆動によってパドル角度が変化する場合、角運動量保存の法則に従ってパドルと衛星本体との間で角運動量の交換が生じ、衛星の姿勢が変化する。可変形状機能による姿勢変化のイメージを図 2.3 に示す。本研究では、衛星の姿勢/形状を変更することで宇宙環境力を操作するため、可変形状機能によって生じる姿勢変化は宇宙環境力の操作性に影響する。

本節では、パドル角度の変化率と姿勢の変化率の間に存在する関係式について説明する

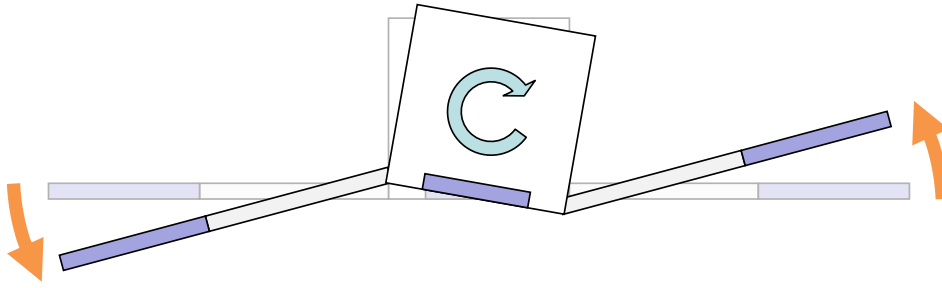


図 2.3: 可変形状機能による姿勢変化

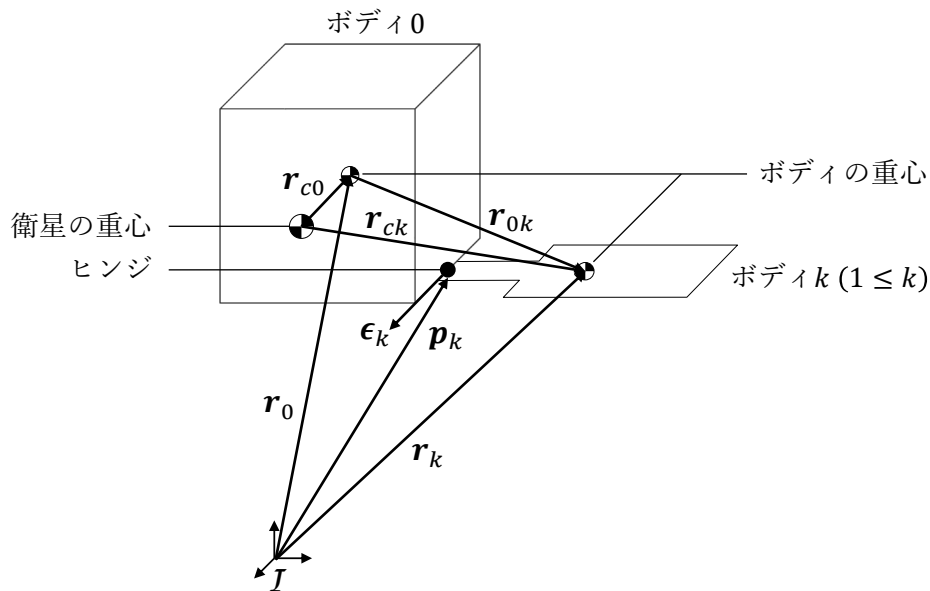


図 2.4: 多剛体モデルにおける各種ベクトルの定義

[51]. 可変形状機能を有する衛星は、複数のボディがヒンジによって連結された多剛体モデルとして扱われる。各種ベクトルの定義を図 2.4 に示す。添字  $k$  をボディ番号 ( $0$ : メインボディ,  $1\sim 4$ : パドル),  $\epsilon_k$  をパドル  $k$  とメインボディ間のヒンジ  $k$  の回転方向ベクトル (単位ベクトル) とする。  $\omega_k$  をボディ  $k$  の角速度ベクトルとすると、衛星座標系における各パドルの角速度ベクトルは次式で表される。

$$\omega_k = \omega_0 + \dot{\theta}_k \epsilon_k \quad (2.1)$$

ボディ  $k$  の重心の位置ベクトルを  $r_k$ , ヒンジ  $k$  の位置ベクトルを  $p_k$  とする。  $r_k - r_0 \triangleq r_{0k}$

とすると、慣性座標系における各パドルの位置ベクトルの時間微分は次式で表される。

$$\begin{aligned}\frac{{}^I d}{dt} \mathbf{r}_k &= \frac{{}^I d}{dt} \mathbf{r}_0 + \frac{{}^I d}{dt} \mathbf{r}_{0k} \\ &= \frac{{}^I d}{dt} \mathbf{r}_0 + \boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{r}_{0k} + \frac{{}^S d}{dt} \mathbf{r}_{0k} \\ &= \frac{{}^I d}{dt} \mathbf{r}_0 + \boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{r}_{0k} + \dot{\theta}_k \boldsymbol{\epsilon}_k \times (\mathbf{r}_k - \mathbf{p}_k)\end{aligned}\quad (2.2)$$

式(2.2)において、微分演算子の左上付き添字は、微分を行う座標系を表す。ボディ  $k$  の質量を  $m_k$  とすると、衛星の重心から各ボディへの相対位置ベクトル  $\mathbf{r}_{ck}$  は、次式を満たすものと定義される。

$$\sum_{k=0}^4 m_k \mathbf{r}_{ck} = \mathbf{0} \quad (2.3)$$

$\mathbf{I}_k$  をボディ  $k$  の重心周りの慣性ダイアディックとする。式(2.1)~(2.3)を用いると、衛星全体の角運動量は次式で表される。

$$\begin{aligned}\mathbf{H} &= \sum_{k=0}^4 (\mathbf{r}_{ck} \times m_k \frac{{}^I d}{dt} \mathbf{r}_k + \mathbf{I}_k \boldsymbol{\omega}_k) \\ &= \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_0 + \mathbf{D} \dot{\boldsymbol{\theta}}\end{aligned}\quad (2.4)$$

ここで、

$$\mathbf{I} = \sum_{k=0}^4 \mathbf{I}_k - m_k [\mathbf{r}_{ck}]_{\times} [\mathbf{r}_{ck}]_{\times} \quad (2.5a)$$

$$\mathbf{d}_k = \mathbf{I}_k \boldsymbol{\epsilon}_k + m_k \mathbf{r}_{ck} \times \{ \boldsymbol{\epsilon}_k \times (\mathbf{r}_k - \mathbf{p}_k) \} \quad (2.5b)$$

$$\mathbf{D} = [\mathbf{d}_1, \mathbf{d}_2, \mathbf{d}_3, \mathbf{d}_4] \quad (2.5c)$$

$[\cdot]_{\times}$  は外積行列 (歪対称行列) である。 $\mathbf{I}$  は衛星の重心周りにおける全ボディの慣性ダイアディックの和、すなわち衛星全体の慣性ダイアディックである。式(2.4)より、衛星すなわちメインボディの角速度ベクトルは、既存の角運動量  $\mathbf{H}$  を用いて次のように表すことができる。

$$\boldsymbol{\omega}_0 = \mathbf{I}^{-1} (\mathbf{H} - \mathbf{D} \dot{\boldsymbol{\theta}}) \quad (2.6)$$

クォータニオンのキネマティクスに基づき、パドルの駆動による姿勢変化率  $\dot{\mathbf{q}}_p$  は次式で表される。

$$\dot{\mathbf{q}}_p = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_{0(3)} & -\omega_{0(2)} & \omega_{0(1)} \\ -\omega_{0(3)} & 0 & \omega_{0(1)} & \omega_{0(2)} \\ \omega_{0(2)} & -\omega_{0(1)} & 0 & \omega_{0(3)} \\ -\omega_{0(1)} & -\omega_{0(2)} & -\omega_{0(3)} & 0 \end{bmatrix} \mathbf{q} \quad (2.7)$$

ここで、 $\omega_{0(*)}$  は  $\omega_0$  の成分を示す. 式 (2.6)~(2.7) より, パドルの駆動による姿勢変化率  $\dot{q}_p$  は, パドル角度ベクトル  $\theta$  の変化率の関数として表される.

$$\dot{q}_p \triangleq G(\theta) \quad (2.8)$$

## 2.5 本章のまとめ

本章では, まず本研究で使用する「ひばり」衛星モデルについて説明した. ひばり衛星モデルは4枚の太陽電池パドルを備えた非凸な外観であるため, 本研究の研究対象である宇宙環境力の自己遮蔽が生じるモデルである. またひばり衛星モデルは, 太陽電池パドルの展開角度を変えることで衛星の形状を変化させる「可変形状機能」を有する. 次いで各種計算に使用する座標系として, 慣性座標系 ( $I$  系), 軌道座標系 ( $\mathcal{A}$ ,  $\mathcal{B}$ ,  $\mathcal{C}$  系), 衛星座標系 ( $\mathcal{S}$  系) について説明した. 三種類の軌道座標系は,  $\mathcal{A}$  系は空力のモデリング,  $\mathcal{B}$  系は太陽輻射圧のモデリング,  $\mathcal{C}$  系は制御加速度の算出にそれぞれ用いられる. そして, 他の座標系に対する衛星座標系 ( $\mathcal{S}$  系) のクォータニオンにより, 衛星の姿勢をパラメータ化した. また, 太陽電池パドルの展開角度ベクトルにより, 衛星の形状をパラメータ化した. 最後に, 衛星の形状変化と, これによって生じる姿勢変化との関係式を導出した.

## 第3章

# 宇宙環境力モデル

宇宙環境力モデルは、所定の姿勢/形状状態の衛星モデルを入力し、同状態に対応する空力及び太陽輻射圧を出力するモデルである。本研究の研究対象である宇宙環境力の自己遮蔽は、レイトレーシングベースの従来モデルを用いることで考慮可能である。本章では、まず従来モデルを概説した上で、自己遮蔽を考慮する場合としない場合とで宇宙環境力に差分が生じることを従来モデルを用いて確認する。一方で、レイトレーシングベースの従来モデルは計算コストが大きく、計算資源の限られる衛星内での動作には不適である。そこで、自己遮蔽の推定をニューラルネットワークで代替するモデリング手法を提案する。最後に、提案モデルによる自己遮蔽の推定性能及び処理時間の評価結果について述べる。

### 3.1 空力モデル

#### 3.1.1 計算方法

本研究の目的は、非凸な衛星における自己遮蔽を考慮した宇宙環境力によるフォーメーションフライング技術の確立である。1.3.1項で前述したように、自己遮蔽を考慮可能な空力モデリング手法としては、RTP method[10] や気体粒子のモンテカルロ-シミュレーション [12–15] が提案されている。本研究は、検証環境構築の容易さの観点から、空力モデルとして前者の RTP method を選定した。

空力のモデリングにおいては、気体粒子の入射方向の反対方向と第二軸が一致する軌道座標系 ( $\mathcal{A}$ 系) を使用する。そして、 $\mathcal{A}$ 系に対する衛星座標系 ( $\mathcal{S}$ 系) の姿勢  $\mathbf{q}^{\mathcal{S}/\mathcal{A}}$  及びパドル角度ベクトル  $\boldsymbol{\theta}$  と発生する空力加速度  $\mathbf{u}_{\text{aero}}$  を関連付けることを、空力モデリングの

目的とする。

まず、空力加速度は、次式で表される。

$$\mathbf{u}_{\text{aero}} = \frac{\zeta \|\mathbf{V}\|_2^2}{2m} \mathbf{C}_{\text{aero}} \quad (3.1)$$

ここで、 $\zeta$  は大気密度である。大気密度モデルには、NRLMSISE-00 を使用する [52]。NRLMSISE-00 から大気密度を抽出する際の太陽活動の条件は、波長 10.7 cm の電波の放射エネルギー流束 ( $F_{10.7}$ ) が  $150 \times 10^{-22} \text{ Wm}^{-2}\text{Hz}^{-1}$  であることとする。また、 $m$  は衛星の質量、 $\mathbf{V}$  は大気に対する衛星の相対速度 (対気速度)、 $\|\cdot\|_2$  はベクトルの  $L_2$  ノルム (ユークリッドノルム) である。大気は地球の自転と共に回転しているものと仮定する。 $\mathbf{C}_{\text{aero}}$  は空力係数である。一般に、空力は衛星の進行方向と反対向きの力 (抗力) のみを扱うことが多い。一方で本研究では、抗力に加えて他の成分 (揚力) を含めた三次元の力として空力を扱うため、空力係数  $\mathbf{C}_{\text{aero}}$  は三次元ベクトルとする。また、一般的な空力係数は、衛星の基準面積で除した無次元数を指すことが多いが、本研究では基準面積では除さず、各要素が面積の単位を有するベクトルとして扱う。

RTP method は、Panel method から派生した空力係数のモデリング手法である。Panel method は、衛星を  $N$  枚の平板の集合と見なし、気体粒子が衝突する全ての平板に生じる空力係数を求め、これらを統合する手法である [10]。Panel method による空力係数の計算式は以下である。

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_{\text{aero,PM}} &= \sum_{i=1}^N \left\{ c_{pi}(-\mathbf{n}_i) + c_{\tau i} \left[ \mathbf{n}_i \times \left( \frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|_2} \times \mathbf{n}_i \right) \right] \right\} S_i \\ &\triangleq F_{\text{aero,PM}}(\mathbf{q}^{S/\mathcal{A}}, \boldsymbol{\theta}) \end{aligned} \quad (3.2)$$

$\mathbf{n}_i$  は外向きを正とする平板  $i$  の法線ベクトルである。 $\mathbf{n}_i$  は平板  $i$  の姿勢によって決定付けられ、平板  $i$  の姿勢は衛星の姿勢及び形状によって決定付けられる。すなわち  $\mathbf{n}_i$  は、衛星の姿勢を示すクォータニオン  $\mathbf{q}^{S/\mathcal{A}}$  及び形状を示すパドル角度ベクトル  $\boldsymbol{\theta}$  の関数となる。したがって、空力係数  $\mathbf{C}_{\text{aero,PM}}$  も  $\mathbf{q}^{S/\mathcal{A}}$  と  $\boldsymbol{\theta}$  の関数として表現可能であり、これを  $F_{\text{aero,PM}}(\mathbf{q}^{S/\mathcal{A}}, \boldsymbol{\theta})$  とする。 $S_i$  は平板  $i$  の面積である。 $c_{pi}$  は平板  $i$  の局所圧力係数、 $c_{\tau i}$  は平板  $i$  の摩擦抵抗係数である。 $c_{pi}$  と  $c_{\tau i}$  は、気体粒子が衛星表面に衝突した際の相互作用によって決定される。この相互作用は、Gas-Surface Interaction(GSI) と呼ばれ、様々なモデルが提案されている [53, 54]。本研究では、特に VLEO の軌道条件において忠実度が高いとされる Sentman's model を使用する [53, 55]。Sentman's model では、衛星表面に衝突した気体粒子は、一旦吸着したのちに拡散的に再放出されるものとする。Sentman's

model による  $c_{pi}$  と  $c_{\tau i}$  の計算式は以下である [56].

$$c_{pi} = \frac{1}{s^2} \Gamma_1(s \cos \delta_i) + \frac{\sqrt{\pi}}{2s^2} \sqrt{\frac{T_{k,r}}{T_\infty}} \Gamma_2(s \cos \delta_i) \quad (3.3a)$$

$$c_{\tau i} = \frac{\sin \delta_i}{s} \Gamma_2(s \cos \delta_i) \quad (3.3b)$$

ここで,

$$\Gamma_1(x) = \frac{1}{\sqrt{\pi}} \left[ x \exp\{-x^2\} + \frac{\sqrt{\pi}}{2} (1 + 2x^2)(1 + \operatorname{erf} x) \right] \quad (3.4a)$$

$$\Gamma_2(x) = \frac{1}{\sqrt{\pi}} \left[ \exp\{-x^2\} + \sqrt{\pi} x (1 + \operatorname{erf} x) \right] \quad (3.4b)$$

$$\operatorname{erf} x = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-t^2} dt \quad (3.4c)$$

$$\delta_i = \cos^{-1} \left( -\frac{\mathbf{V}}{\|\mathbf{V}\|_2} \cdot \mathbf{n}_i \right) \quad (3.4d)$$

$$T_{k,r} = T_{k,i}(1 - \alpha_{\text{acc}}) + \alpha_{\text{acc}} T_w \quad (3.4e)$$

$$T_{k,i} = \frac{M_a}{3R} \|\mathbf{V}\|_2^2 = \frac{2}{3} s^2 T_\infty \quad (3.4f)$$

$$s = \|\mathbf{V}\|_2 \sqrt{\frac{M_a}{2RT_\infty}} \quad (3.4g)$$

$\alpha_{\text{acc}}$  は適応係数である。適応係数は、気体粒子から衛星表面へのエネルギー移動の程度を示す 0 ~ 1 の値である。適応係数が 1 の場合、気体粒子と衛星表面の温度が等しくなり、両者は熱平衡状態となる。宇宙空間における適応係数の正確な測定は難しいが、気体粒子の吸着が支配的な VLEO から LEO にかけて、適応係数は概ね 0.65 ~ 1 の範囲であることが実験的に確認されている [53]。これを参考に、本研究では  $\alpha_{\text{acc}} = 0.8$  とする。 $T_w$  は衛星の表面温度である。本研究では、 $T_w = 300 \text{ K}$  と仮定する。 $T_\infty$  は周囲温度である。周辺温度には、NRLMSISE-00 モデルから大気密度と共に抽出可能な温度データを使用する。 $R$  は気体定数 (= 8.31 J/(mol · K)) である。 $M_a$  は大気の大気モル質量である。VLEO から LEO における気体粒子は酸素原子が支配的であるため、本研究では  $M_a = 1.6 \times 10^{-2} \text{ kg/mol}$  を使用する。

RTP method によって空力係数を求める場合は、式 (3.2) 内の各平板の面積  $S_i$  から、自己遮蔽の生じる面積を除外する。すなわち、実際に気体粒子が衝突する領域の面積を式 (3.2) に代入し、Panel method と同様の計算を行うことで、自己遮蔽を考慮した空力係数が得られる。気体粒子が衝突する領域の特定には、レイトレーシング技術を使用する。レイトレーシングとは、主に 3D CG 分野で画像のレンダリングに用いられる技術である。3D CG モデルに当たるあらゆる光線を追跡することで、影や反射等の現象をコンピュー

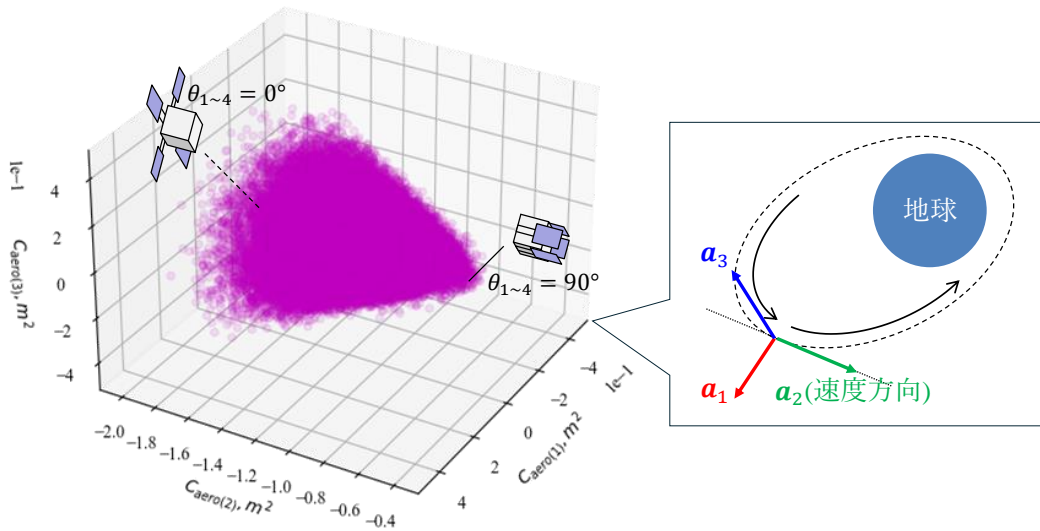


図 3.1: 空力係数の分布 ( $\mathcal{A}$  系)

タ上で再現し、リアルな 2D 画像に変換することが可能となる。RTP method では、気体粒子を光線と見立て、レイトレーシング技術を適用する。

### 3.1.2 空力係数の分布

様々な姿勢と形状における空力係数を求めることで、空力係数の分布を調査した。具体的には、姿勢を示すクォータニオン  $q^{S/\mathcal{A}}$  は三次の回転群  $SO(3)$  からランダムサンプリングし、形状を示すパドル角度ベクトル  $\theta$  の各要素は  $-90^\circ \sim 90^\circ$  の範囲から独立にランダムサンプリングした。計  $10^5$  サンプルの空力係数を描画した結果を図 3.1 に示す。本衛星モデルでは、空力係数の分布は水滴状となり、抗力に相当する第二軸が最も広い幅で操作可能であることを確認した。一般に、空力の揚力成分は抗力成分と比較して小さいことで知られている。本衛星モデルにおいては、抗力成分に対する揚力成分の比が最大で 1/4 程度となる姿勢/形状条件も存在することから、三次元の空力制御の実現見込みがあると判断した。

可変形状機能の有無による空力の操作性の違いを確認すべく、 $C_{aero}$  の第一軸成分が 0 となる条件で、第二/第三軸成分における空力係数の分布を調査した。衛星の姿勢は、軌道座標系 ( $\mathcal{A}$  系) に対して第一軸周りのみ回転するものとし、 $-90^\circ \sim 90^\circ$  の範囲で回転角度をランダムサンプリングした。衛星の形状は、固定形状の場合は  $\theta$  の全要素を 0 とし、可変形状の場合は  $\theta_1 = \theta_2$  の条件のもと、各成分を  $-90^\circ \sim 90^\circ$  の範囲でランダムサンプリングした。比較結果を図 3.2 に示す。パドル角度が固定の場合、空力係数の操作性は、衛星の外観から決まる厳しい制約を受ける。一方でパドル角度が可変の場合、より高い自由度

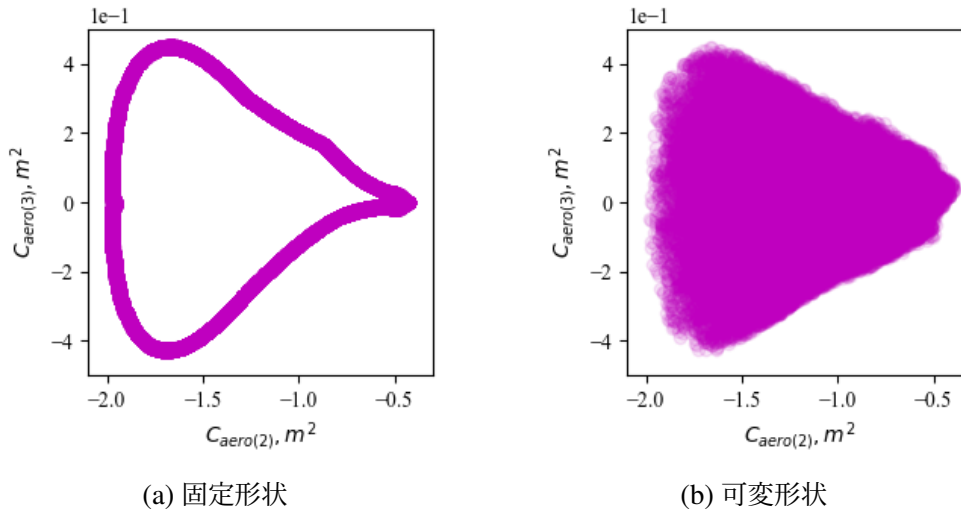


図 3.2: 空力係数の操作性の比較

で包括的に空力を操作することが可能となる。

## 3.2 太陽輻射圧モデル

### 3.2.1 計算方法

太陽輻射圧のモデリング手法の一つとして、N-plate model が提案された [9]。N-plate model は、衛星を  $N$  枚の平板の集合と見なし、各平板に生じる太陽輻射圧を求めた上で統合するモデルである。この手法は、3.1.1 項で述べた Panel method と同様の手法である。そして、衛星の姿勢/形状が既知である場合、実際に光子が衝突する領域面積に限定して N-plate model を適用することで、自己遮蔽を考慮した忠実度の高いモデルを得ることができる [16]。この改良版 N-plate model は、3.1.1 項で述べた RTP method と同様の手法である。より高忠実度なモデルを得るために、多重反射を考慮可能なレイトレーシングと高精細 3D CAD データを用いた各種モデリング手法が提案された [16–21]。本研究では、環境構築の容易さとソフトウェアの共通化の観点から、RTP method と同様の手法である改良版 N-plate model を選定した。

太陽輻射圧のモデリングにおいては、光子の入射方向の反対方向と第二軸が一致する軌道座標系 ( $\mathcal{B}$  系) を使用する。そして、 $\mathcal{B}$  系に対する衛星座標系 ( $\mathcal{S}$  系) の姿勢  $\mathbf{q}^{\mathcal{S}/\mathcal{B}}$  及びパドル角度ベクトル  $\boldsymbol{\theta}$  と発生する太陽輻射  $\mathbf{u}_{\text{SRP}}$  を関連付けることを、太陽輻射圧モデリングの目的とする。

表 3.1: 反射特性 [37]

Component	$\rho_s$	$\rho_d$
Mainbody	0.06	0.0
Rod	0.06	0.0
Panel	0.249	0.044

まず，太陽輻射加速度は，次式で表される．

$$\mathbf{u}_{\text{SRP}} = \frac{P_{\text{nom}}}{m} \mathbf{C}_{\text{SRP}} \quad (3.5)$$

ここで， $m$  は衛星の質量， $P_{\text{nom}}$  は太陽から 1 天文単位 (太陽-地球間の距離) 離れた場所での太陽輻射圧の公称値 ( $= 4.563 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$ ) である． $\mathbf{C}_{\text{SRP}}$  は反射率係数であり，空力係数と同様に面積の単位を有する 3 次元ベクトルである．

まず，N-plate model による太陽輻射圧のモデリング手法について説明する．衛星表面に光子が衝突すると，吸収/拡散反射/鏡面反射の三つのメカニズムによって力が生じる．拡散反射では，どの方向への反射光の強度も，反射方向と法線方向がなす角の余弦に比例するランバート反射を仮定する．このとき，以下の式より反射率係数が求められる [57]．

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_{\text{SRP,PM}} &= - \sum_{i=1}^N (\mathbf{p}_i \cdot \mathbf{n}_i) \left\{ (1 - \rho_s) \mathbf{p}_i + \left[ 2\rho_s(\mathbf{p}_i \cdot \mathbf{n}_i) - \frac{2}{3}\rho_d \right] \mathbf{n}_i \right\} S_i \\ &\triangleq F_{\text{SRP,PM}}(\mathbf{q}^{S/B}, \boldsymbol{\theta}) \end{aligned} \quad (3.6)$$

$\mathbf{p}_i$  は平板  $i$  に対する光子の入射方向を示す単位ベクトルである．空力係数と同様， $\mathbf{n}_i$  は衛星の姿勢及び形状によって決定付けられるため，反射率係数  $\mathbf{C}_{\text{SRP,PM}}$  は衛星の姿勢を示すクォータニオン  $\mathbf{q}^{S/B}$  及び形状を示すパドル角度ベクトル  $\boldsymbol{\theta}$  の関数  $F_{\text{SRP,PM}}(\mathbf{q}^{S/B}, \boldsymbol{\theta})$  として表現可能である． $\rho_{si}$  は平板  $i$  の鏡面反射率， $\rho_{di}$  は平板  $i$  の拡散反射率である．これらの反射特性は，衛星表面の材質踏まえ，表 3.1 に示す値を使用する [37]．

自己遮蔽を考慮する場合は，空力係数と同様に，光子が衝突する領域の面積を式 (3.6) に代入した上で N-plate model の計算を行う．光子が衝突する領域の特定においても，空力係数と同様にレイトレーシング技術を使用する．

### 3.2.2 反射率係数の分布

3.1.2 項で示した空力係数分布と同様に，様々な姿勢  $\mathbf{q}^{S/B}$  と形状  $\boldsymbol{\theta}$  における反射率係数を求めることで，反射率係数の分布を調査した．計  $10^5$  サンプルの反射率係数を描画した結果を図 3.3 に示す．反射率係数分布は，空力係数分布と同様に水滴状であるものの，第

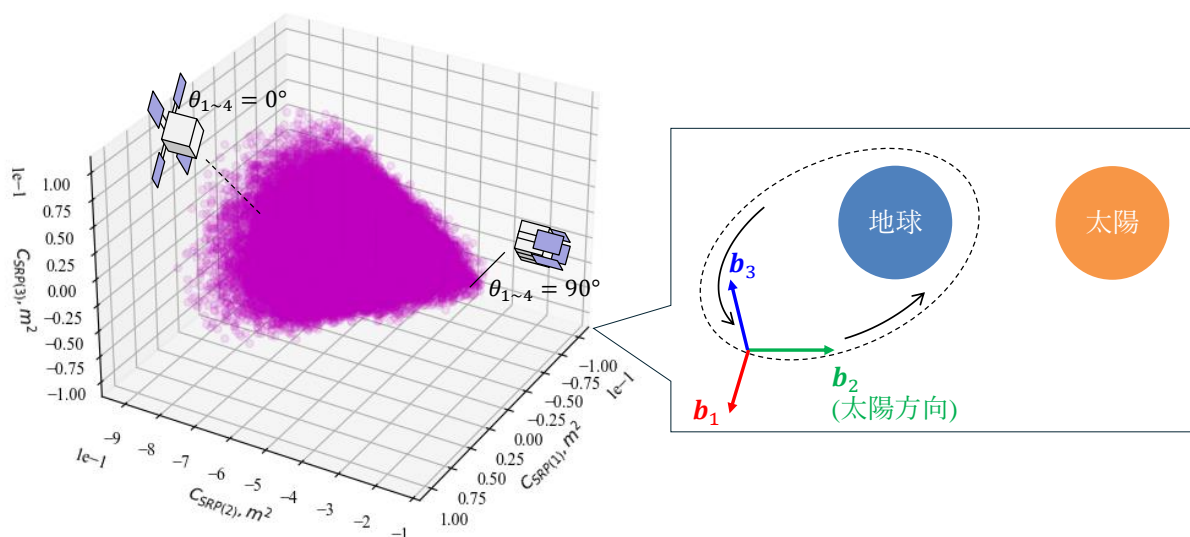
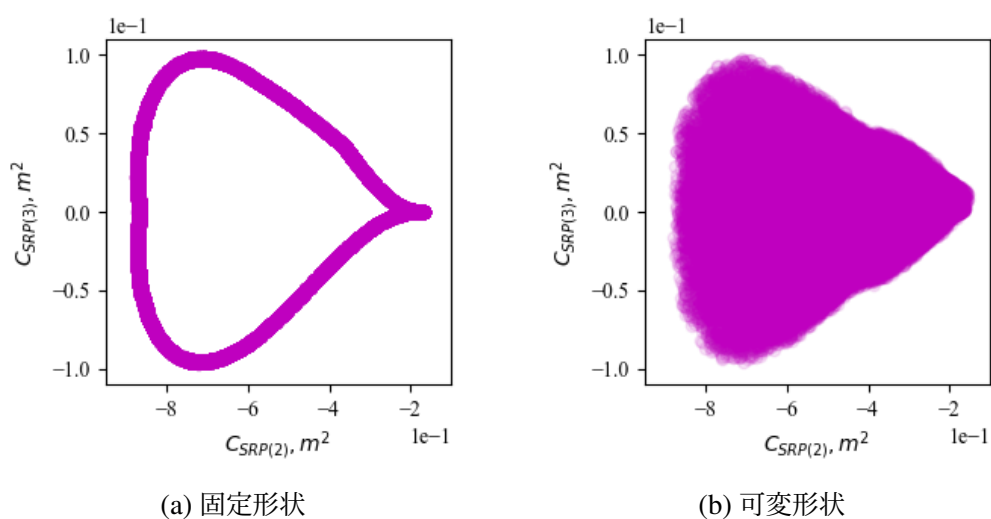
図 3.3: 反射率係数の分布 ( $\mathcal{B}$  系)

図 3.4: 反射率係数の操作性の比較

二軸成分に対する第一/第三軸成分の比は最大で 1/7 程度であり、空力係数と比べるとこれらの成分は発生しづらいことを確認した。

3.1.2 項と同様の手法で、可変形状機能の有無による太陽輻射圧の操作性の違いを調査した。比較結果を図 3.4 に示す。空力と同様、可変形状機能によって太陽輻射圧の操作自由度が向上することを確認した。

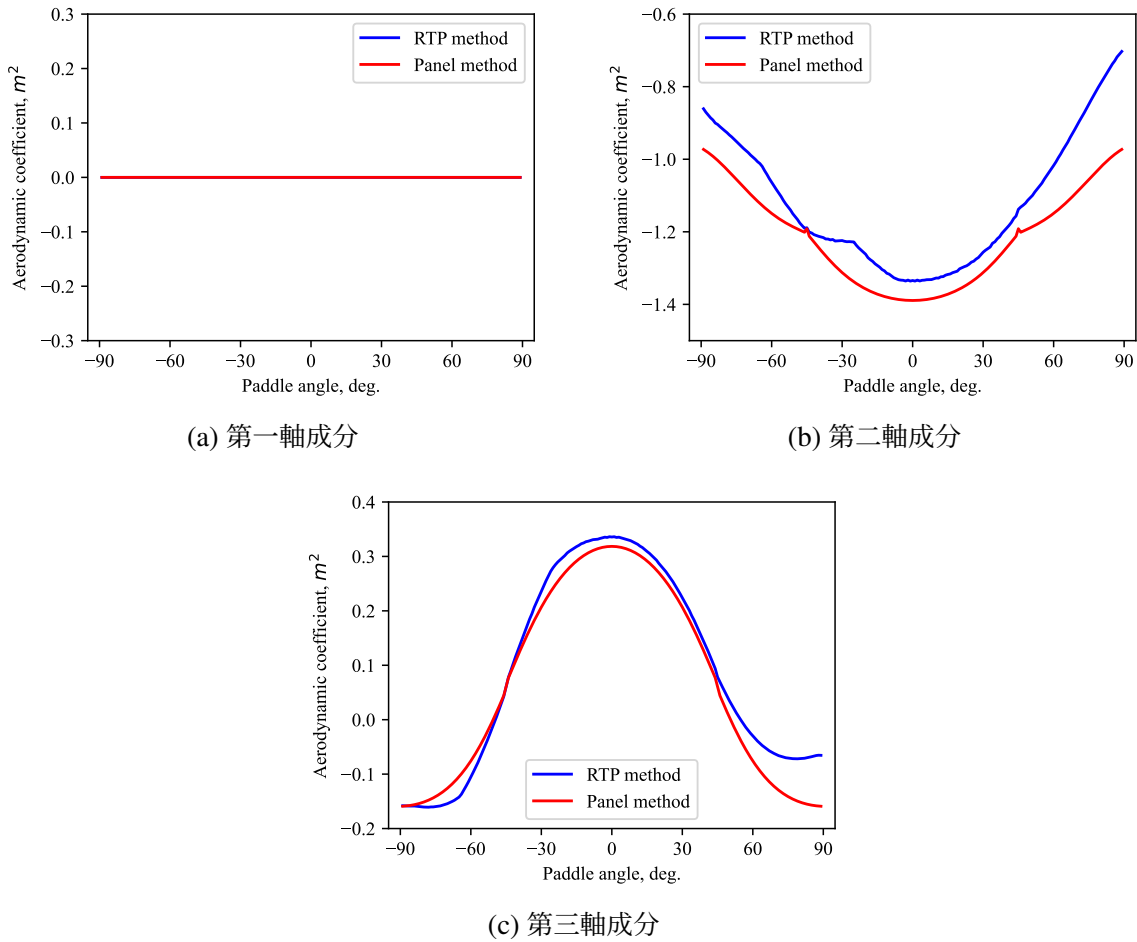


図 3.5: 自己遮蔽の考慮の有無における空力係数の比較

### 3.3 自己遮蔽

本節では、空力係数を例に、自己遮蔽が空力係数に及ぼす影響について述べる。図 3.5 は、 $S$  系が  $\mathcal{A}$  系に対して第一軸周りに  $45^\circ$  回転した姿勢状態で、全パドル角度を同時に  $-90^\circ \sim 90^\circ$  まで変化させたときの空力係数の推移を示す。自己遮蔽を考慮しない場合 (Panel method) と考慮する場合 (RTP method) の空力係数は、そもそも空力が生じない第一軸成分においては有意差は見られない。しかしながら、第二/第三軸成分においては、形状によっては有意差が見られる。図 3.6 は、全パドル角度を  $70^\circ$  としたときの、 $\mathcal{A}$  系における衛星の様子を示す。黒色領域は、空力係数の計算に使用しない領域である。Panel method の場合、衛星を構成する平板のうち法線ベクトルが風上向きである平板は、全て計算に使用される。一方で RTP method の場合、さらに自己遮蔽領域を除外した領域が計算に使用される。両者の領域面積の差が、空力係数の差となって表れる。本姿勢条件にお

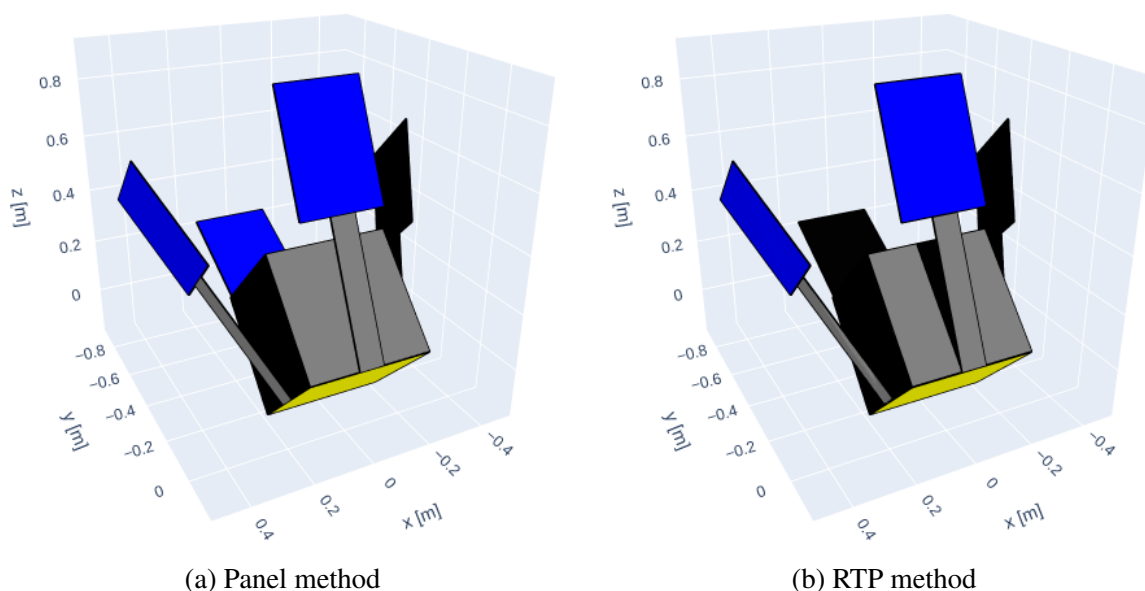


図 3.6: 空力係数の計算に使用する領域の比較

いては、パドル角度が  $90^\circ$  に近づくほど、空力係数の第二/第三軸成分共に無視できない差が生じる。この空力係数に比例して、式 (3.1) より空力加速度が計算されるため、自己遮蔽を考慮しないことでフォーメーション制御性能が低下する可能性がある。

## 3.4 ニューラルネットワーク

### 3.4.1 空力係数/反射率係数の近似

3.1 節で述べた空力係数と 3.2 節で述べた反射率係数の計算では、いずれもレイトレーシングを用いることで、気体粒子/光子の当たらない自己遮蔽領域を特定する。しかしながら、各気体粒子/光子に関して計算を繰り返し行うレイトレーシングは計算コストが高く、計算資源に限られる軌道上での実行には適していない。一例として、ひばり衛星が搭載する OBC (OnBoard Computer) では、姿勢決定/制御の計算を  $1\text{ Hz}$  の頻度で実行している [58]。宇宙環境力のモデリングを同等の頻度で実行するものと仮定した場合、OBC による 1 回あたりの計算時間を 1 秒以内に抑える必要がある。

そこで、自己遮蔽を考慮した各種係数を近似的に求めるべく、ニューラルネットワーク (Neural Network : NN) を使用する。ニューラルネットワークは、人間の脳の神経回路を模倣した数理モデルであり、任意の関数に対して高い近似性能を有する。ニューラルネットワークを用いた各種係数モデルの内部構成を図 3.7 に示す。本構成は、空力係数と反射率係数で共通であり、次式に示すように Panel method (N-plate model) と自己遮蔽を推定

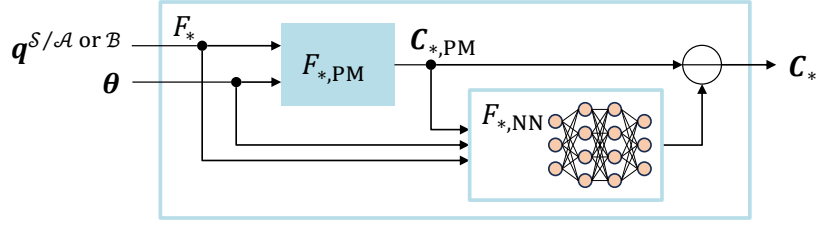


図 3.7: 空力係数/反射率係数モデル

表 3.2: ニューラルネットワークのアーキテクチャ

(a) 空力係数

Layer	Activation function	Output size
Concatenate	-	11
Fully connected	ReLU	256
Dropout (rate = 0.2)	-	256
Fully connected	ReLU	256
Fully connected	ReLU	256
Fully connected	-	3

(b) 反射率係数

Layer	Activation function	Output size
Concatenate	-	11
Fully connected	Leaky ReLU	256
Fully connected	Leaky ReLU	256
Fully connected	Leaky ReLU	256
Fully connected	Leaky ReLU	256
Fully connected	-	3

するニューラルネットワーク  $F_{*,NN}$  から構成される。

$$\begin{aligned} C_{\text{aero}} &\approx C_{\text{aero,PM}} - F_{\text{aero,NN}}(C_{\text{aero,PM}}, q^{S/A}, \theta) \\ &\triangleq F_{\text{aero}}(q^{S/A}, \theta) \end{aligned} \quad (3.7a)$$

$$\begin{aligned} C_{\text{SRP}} &\approx C_{\text{SRP,PM}} - F_{\text{SRP,NN}}(C_{\text{SRP,PM}}, q^{S/B}, \theta) \\ &\triangleq F_{\text{SRP}}(q^{S/B}, \theta) \end{aligned} \quad (3.7b)$$

ニューラルネットワークのアーキテクチャを表 3.2 に示す。まず、ニューラルネットワークの入力層において、姿勢を示すクォータニオン  $q^{S/A \text{ or } B}$ 、形状を示すパドル角度ベ

クトル  $\theta$ , Panel method で計算された係数  $C_{*,PM}$  を結合する. 以降, 全結合層及び活性化関数を繰り返し経て, 係数に及ぼす自己遮蔽の影響を三次元ベクトルとして出力する. 最後に, Panel method の計算結果から自己遮蔽の影響を差し引くことで, 自己遮蔽を考慮した RTP method 相当の係数を出力する.

自己遮蔽を考慮した係数の計算にニューラルネットワークを用いるにあたって, 姿勢/形状から係数を直接推定する構成が考えられる. しかしながらこの構成では, 空力及び太陽輻射圧の発生原理を一から学習する必要があるため, タスクが難化し, 近似性能が低下する. 本研究で提案する構成は, 自己遮蔽を考慮しない係数もニューラルネットワークの入力に加えた上で, ニューラルネットワークは自己遮蔽の影響のみを推定することで, タスクが単純化し, 高い近似性能を得られる. 本構成を採用するにあたって実施した比較評価の詳細は付録 A を参照されたい.

なお本研究では, RTP method を近似の対象としてるが, 提案する構成は原理的にあらゆる空力/太陽輻射圧モデルを近似できる潜在的可能性を有する. 例えば, 空力モデルにおいては大気粒子のモンテカルロシミュレーションベースの TPMC や DSMC, 太陽輻射圧モデルではより精密なレイトレーシング及び高精細 3D CAD ベースの計算手法に相当するモデルを, 軌道上でリアルタイムに使用できる可能性を有する.

### 3.4.2 学習方法

空力モデルと太陽輻射圧モデルに組み込むニューラルネットワークは, 学習データセットは異なるものの, 学習方法は共通である. 空力モデルに組み込むニューラルネットワーク  $F_{aero,NN}$  の学習データセットとして, 回転群  $SO(3)$  からランダムサンプリングした姿勢クォータニオン  $q^{S/A}$ , 各要素を  $-90^\circ \sim 90^\circ$  の範囲から独立にランダムサンプリングしたパドル角度ベクトル  $\theta$ , これらを用いて式 (3.2) より求めた Panel method ベースの空力係数  $C_{aero,PM}$ , RTP method より求めた空力係数  $C_{aero}$  を一組とするデータ  $(q^{S/A}, \theta, C_{aero,PM}, C_{aero})$  を計  $10^6$  組作成した. 同様にして, 太陽輻射圧モデルに組み込むニューラルネットワーク  $F_{SRP,NN}$  の学習データセットとして,  $(q^{S/B}, \theta, C_{SRP,PM}, C_{SRP})$  を一組とするデータを計  $10^6$  組作成した. 各データセットは, 90% を学習用, 10% をバリデーション (学習の途中で行う学習状況の検証作業) 用とした. 学習するタスクは, 入力  $(q^{S/*}, \theta, C_{*,PM})$  から出力  $(C_*)$  を予測する回帰タスクとし, 損失関数は  $L_1$  損失とした. Optimizer には Adam[59] を使用し, 初期学習率を 0.001, バッチサイズを 256 とした. 表 3.2 に示すアーキテクチャ, 前述した Optimizer, 初期学習率, バッチサイズは, ニューラルネットワークにおけるハイパーパラメータの自動最適化フレームワーク「Optuna」を用い, 学習に先立って決定した [60]. これらのパラメータを決定したのち, 学習とバリデーションのサイクルを計 5,000 回繰り返し, バリデーションデータに対する損失 (バリ

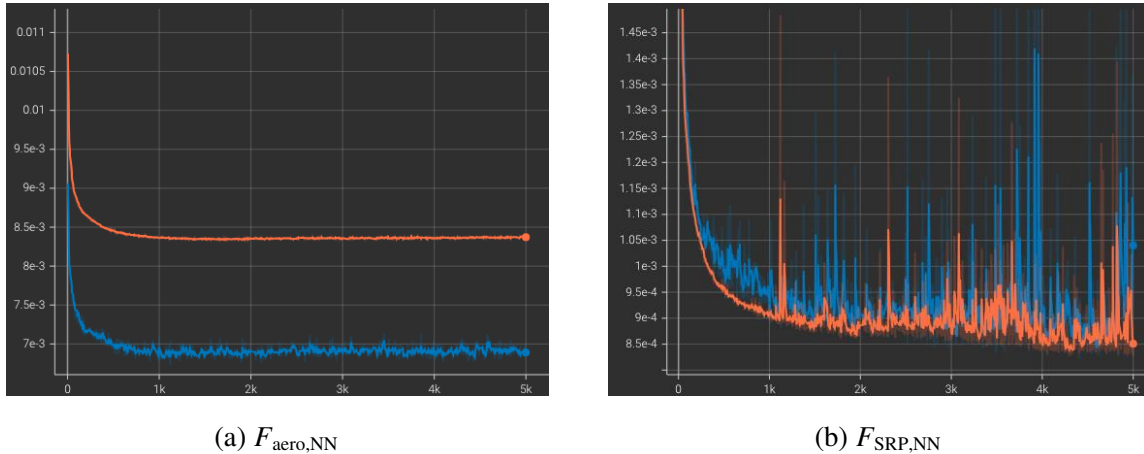


図 3.8: 学習曲線 (橙：学習損失, 青：バリデーション損失)

バリデーション損失) が最も低いサイクル時点での重みパラメータを最終的な学習済み重みパラメータとして選択した。

### 3.4.3 結果

空力モデルと太陽輻射圧モデルに組み込む両ニューラルネットワークの学習曲線を図 3.8 に示す。いずれのニューラルネットワークとも、損失は微小値に収束している。特に空力モデルが用いるニューラルネットワーク  $F_{\text{aero,NN}}$  は収束が早いことに加え、学習用データに対する損失 (学習損失) よりバリデーション損失の方が低い値を示した。この理由は、表 3.2(a) に示すように、 $F_{\text{aero,NN}}$  が Dropout 層を有するためと考えられる。Dropout は、学習中に所定の割合でノードを不活性化させることで、学習データに対する過学習を抑制し、学習データ以外のデータに対する汎化性能を高める手法である。バリデーション中は Dropout は用いず全ノードを計算に使用するため、学習中と比べて低い損失値を示したと考えられる。

ニューラルネットワークを組み込んだモデルによる自己遮蔽を考慮した係数の計算例として、3.3 節で述べた衛星状態における空力係数の計算結果を図 3.9 に示す。自己遮蔽の影響が特に顕著となる、パドル角度が  $90^\circ$  に近い衛星状態をはじめ、RTP method による計算結果と概ね一致することから、自己遮蔽の推定性能は良好といえる。

### 3.4.4 処理時間

ニューラルネットワークの使用目的は、自己遮蔽を考慮した空力及び太陽輻射圧を少ない計算コストで計算し、フォーメーションフライングにおける軌道制御に役立てるこ

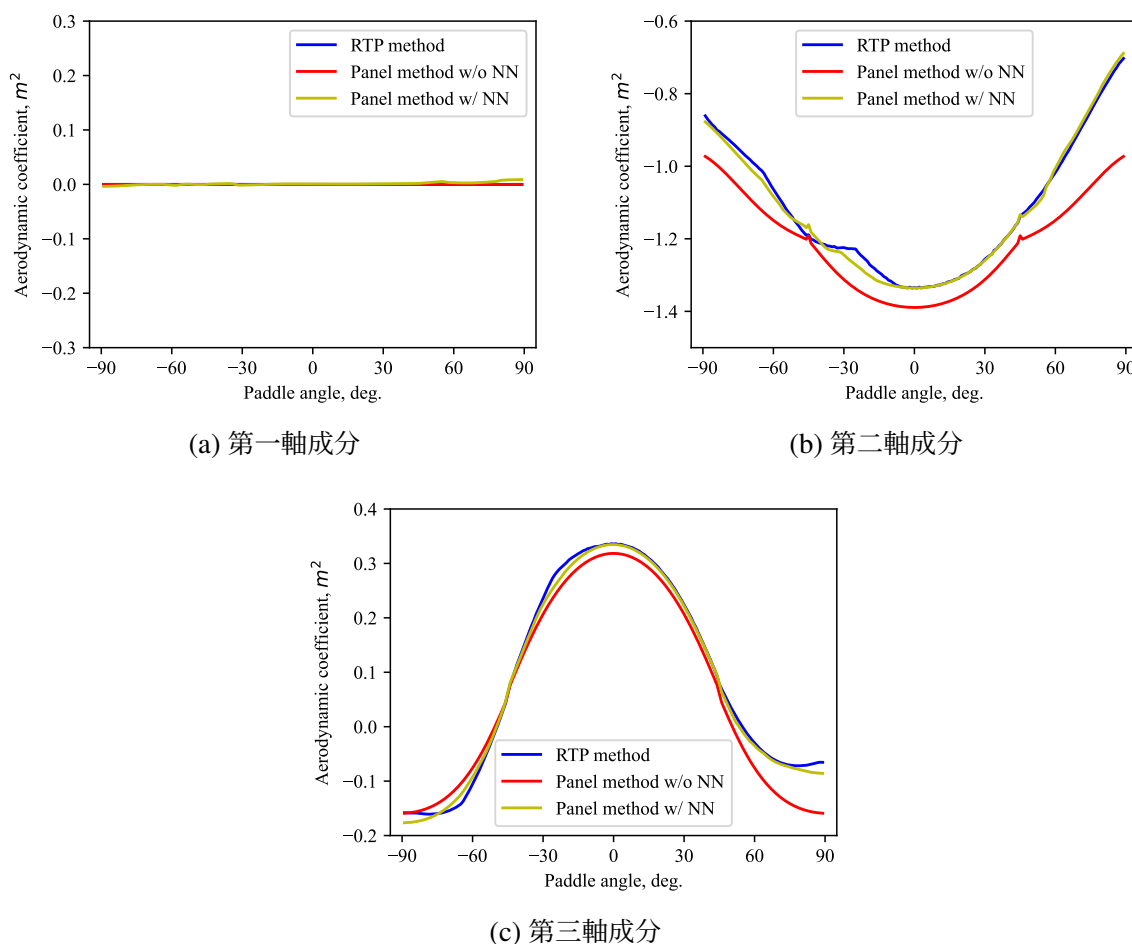


図 3.9: 自己遮蔽を考慮した空力係数の計算例

とにある。そこで、空力係数及び反射率係数の計算時間の測定を行った。具体的には、自己遮蔽を考慮しない Panel method, 自己遮蔽を考慮する RTP method, そして自己遮蔽推定のためのニューラルネットワークを用いた提案手法の三手法を用い、空力係数及び反射率係数の計算時間を比較した。RTP method が用いるレイトレーシングのグリッドは 1 mm 間隔とした。計算時間の測定には、3 GHz/Dual-Core/Intel Corei7 プロセッサと 16 GB/1,600 MHz/DDR3 メモリを搭載したコンピュータを使用した。そして、衛星の姿勢及び形状をランダムに変化させながら、空力及び太陽輻射圧を 100 回計算し、合計時間の平均値を算出した。

計算時間の測定結果を表 3.3 に示す。表 3.3 から分かるように、提案手法と Panel method の計算時間には大差が見られない。したがって、Panel method とニューラルネットワークをシークエンシャルに接続した提案手法において、ニューラルネットワークが要する計算時間は僅かであるといえる。さらに、提案手法は RTP method の約 1/11 の計算時間であった。衛星が搭載する OBC の動作周波数は、放射線耐性の向上や消費電力の抑制

表 3.3: 空力係数及び反射率係数の計算時間の比較結果 (単位: ms)

計算手法	空力係数	反射率係数	合計
Panel method w/o NN	10.85	7.999	18.85
RTP method	111.3	109.8	221.1
Panel method w/ NN (提案手法)	11.05	8.316	19.37

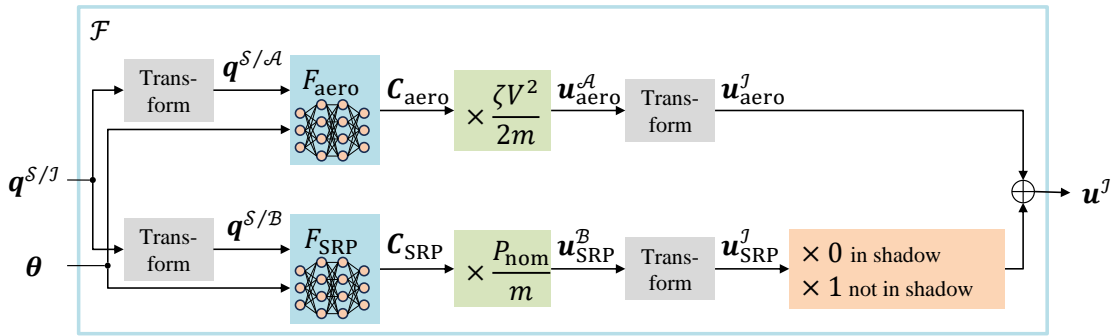


図 3.10: 宇宙環境力モデル

の観点から一般に数十 MHz に抑えられ、最大でも 300 MHz 程度である [61, 62]. 表 3.3 の測定結果に関し、計算時間が動作周波数に単純に反比例するものと仮定すると、OBC による RTP method の 1 回あたりの計算時間は少なくとも約 2.2 秒を要し、3.4.1 項で述べた 1 秒以内という目標を達成することはできない. 一方で OBC による提案手法の計算時間は約 0.19 秒であり、目標を達成することができる.

RTP method よりも忠実度の高い TPMC や DSMC 等のモデルを使用する場合、さらに膨大な計算時間を要する. また、これらの方法は、衛星の大きさに比例して計算時間が長くなるという課題もある. 一方で、提案手法の計算時間は、ニューラルネットワークの構造を変えない限りほぼ一定である. この性質は、より高精度なフォーメーション制御のために高忠実度モデルを使用したい場合や、大型衛星をターゲットとする場合において、非常に有益である.

### 3.5 空力と太陽輻射圧の統合

本章ではこれまで、空力と太陽輻射圧のモデリング方法を個別に述べた. 一方で、衛星には空力と太陽輻射圧の合力が作用するため、空力と太陽輻射圧は個別に扱うのではなく、これらを統合した宇宙環境力として扱う. 宇宙環境力モデルの内部構成を図 3.10 に示す. 本モデルは、各種係数モデル、式 (3.1) 及び (3.5) の加速度計算、各種座標変換 (Transform)、地球の影への進入判定によって構成され、慣性座標系 ( $I$  系) に対する衛星

座標系 ( $S$  系) の姿勢  $q^{S/I}$  とパドル角度ベクトル  $\theta$  から慣性座標系 ( $I$  系) における発生加速度  $u^I$  を出力する関数となる.

$$u^I \triangleq \mathcal{F}(q^{S/I}, \theta) \quad (3.8)$$

地球の影への進入判定は、地球の影に進入した衛星に作用し得る太陽輻射圧を無効化する役割を担う。進入判定を行うにあたり、地球が作る影が太陽-地球方向に沿った円筒投影であると仮定する。そして、慣性座標系における衛星の位置ベクトルを  $r$ 、地球から見た太陽方向の単位ベクトルを  $e_{\oplus\odot}$ 、地球の半径を  $R_{\oplus}$  とするとき、次式を満たす場合に影に進入したものと判定する [16].

$$r \cdot e_{\oplus\odot} < -\sqrt{\|r\|_2^2 - R_{\oplus}^2} \quad (3.9)$$

### 3.6 本章のまとめ

本章では、まず空力と太陽輻射圧のそれぞれに関し、自己遮蔽を考慮可能な従来モデル (RTP method) について説明した。両者の従来モデルは、いずれも衛星を構成する各平板上の空力及び太陽輻射圧を統合する Panel method (N-plate model) がベースとなっている。Panel method は衛星の非凸性に起因する自己遮蔽を考慮しないが、レイトレーシングによって宇宙環境力が実際に作用する平板領域を特定することで、自己遮蔽を考慮することが可能となる。この従来モデルを用い、自己遮蔽を考慮する場合としない場合とで宇宙環境力に差分が生じることを確認した。一方で、衛星内の OBC による計算を想定すると、レイトレーシングを含む従来モデルは計算コストが高い。そこで、自己遮蔽を考慮しない Panel method と自己遮蔽の影響を推定するニューラルネットワークを連結した新たなモデリング手法を提案した。ニューラルネットワークの学習には、従来モデルにより作成したデータセットを使用した。提案モデルにより、自己遮蔽の良好な推定性能と従来比 1/11 の計算時間の短縮を実現した。最後に、各種座標変換を用いて空力モデルと太陽輻射圧モデルを統合し、衛星の姿勢/形状から空力と太陽輻射圧の合力を出力する宇宙環境力モデルを作成した。



## 第 4 章

# フォーメーション制御則

本章では、宇宙環境力を用いて主/副衛星のフォーメーションを制御するための手法を説明する。衛星は、自身の姿勢及び形状を変化させることで、フォーメーション制御のための所望の加速度を宇宙環境力によって獲得する。処理の流れは、まず目標フォーメーションとの誤差をフィードバックして制御加速度を求め、次いで同加速度を宇宙環境力として発生するための姿勢及び形状を求める。本研究が扱うひばり衛星モデルは可変形状機能を有する多剛体モデルであり、姿勢/形状の変化自由度が多いため、同一の発生加速度に対して様々な姿勢/形状を取り得る。そこで、直前の制御時刻からの姿勢/形状の変化量をなるべく小さくする等、機械的制約を考慮した姿勢/形状の算出手法を提案する。提案手法は反復計算が不要なため、軌道上でのリアルタイム処理に適している。

### 4.1 概要

本研究が扱うフォーメーションフライングの様子を図 4.1(a) に示す。主/副衛星は、いずれも 2.1 節で述べたひばり衛星モデルとする。主衛星は自身の姿勢/形状を維持する一方、副衛星は自身の姿勢/形状を変更することで主衛星に対する相対速度を制御し、二機のフォーメーションが形成される。一般的なフォーメーションフライングでは、フォーメーション制御中はミッションの観点から姿勢を維持することが多いが、本研究では姿勢変更もフォーメーション制御の手段の一部であることから、副衛星は姿勢を維持しなくてよいものとする。また、フォーメーションを確立する上での時間制約等は、特段設けないものとする。

フォーメーション制御の処理フローを図 4.1(b) に示す。第一に、主/副衛星の位置/姿勢/

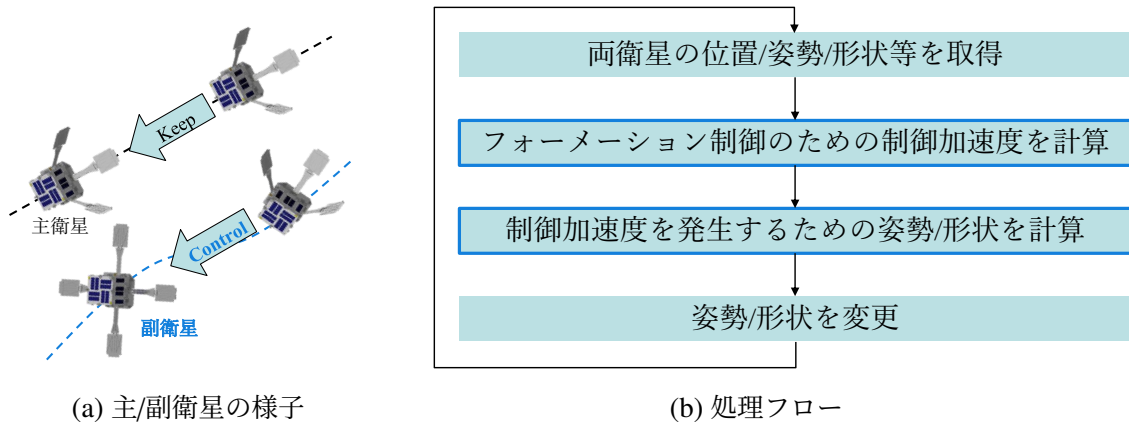


図 4.1: フォーメーションフライングの概要

形状等のデータを取得する。本研究は、自己遮蔽を考慮した宇宙環境力を用いるフォーメーションフライングの初期検討フェーズであるため、センサーの種類や測定精度については議論せず、誤差を含まない値が得られるものと仮定する。第二に、フォーメーション形成に必要な相対速度を実現するための制御加速度を算出する。第三に、制御加速度を宇宙環境力として発生させるための副衛星の姿勢/形状を算出する。最後に、算出結果に基づいて副衛星の姿勢/形状を変化させる。

姿勢制御は、2.4 節で述べたパドル駆動時の姿勢変化と、衛星が搭載する姿勢制御装置の出力の合計によって実現される。姿勢制御装置として、リアクションホイールやコントロール・モーメント・ジャイロ等の使用が想定されるが、センサーと同様、姿勢制御装置の種類や精度、さらには姿勢制御則については本研究のスコープ外とし、目標の姿勢に対して誤差を含まず制御できるものと仮定する。形状すなわちパドル角度に関しても誤差を含まないものと仮定する。

## 4.2 制御加速度の算出

### 4.2.1 方針

主/副衛星間の理想的な相対軌道は、両衛星の平均軌道要素の差としてしばしば与えられる。そこで本研究においても、平均軌道要素に対するフィードバック制御則を構築する。

フィードバック制御則の説明に先立ち、軌道要素及び平均軌道要素について説明する。軌道要素とは、衛星の軌道運動を決定づけるパラメータである。衛星の軌道運動は、三次元位置と三次元速度の計六次元の要素で表されるため、軌道要素も六要素から構成される。軌道要素には複数の形式が存在する。一例は、軌道長半径  $a$ 、離心率  $e$ 、軌道傾斜角  $i$ 、昇交点赤経  $\Omega$ 、近地点引数  $\omega$ 、平均近点角  $M$  の六要素から構成される軌道要素である。

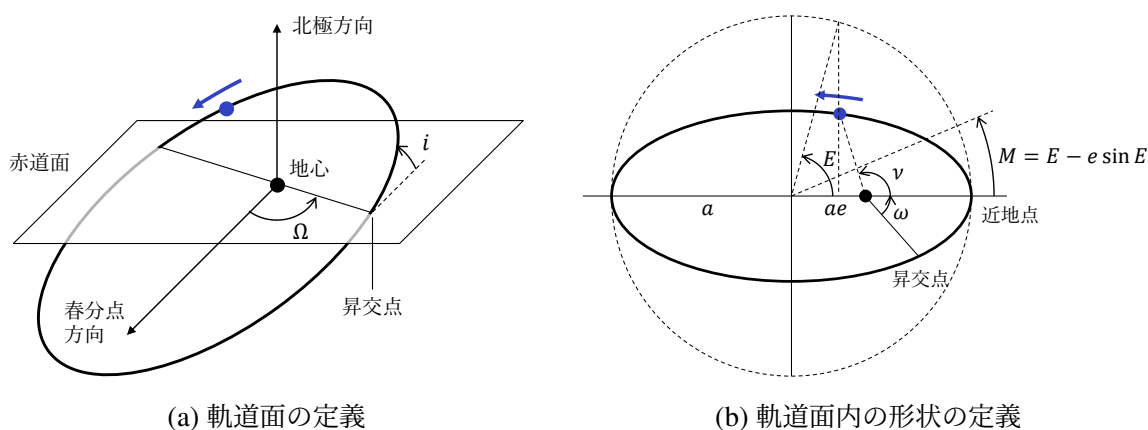


図 4.2: 軌道要素

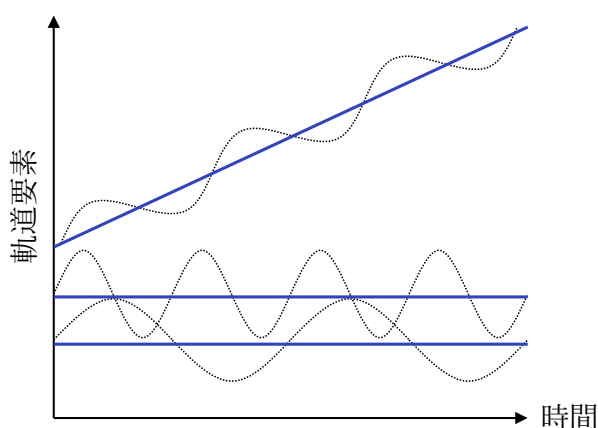


図 4.3: 平均軌道要素

各要素の定義を図 4.2 に示す。昇交点赤経  $\Omega$ 、軌道傾斜角  $i$  によって軌道面が決定し、軌道長半径  $a$ 、離心率  $e$ 、近地点引数  $\omega$  によって軌道面内の軌道の形状が決定し、平均近点角  $M$  によって軌道内の衛星の位置及び速度が決定する。軌道内の衛星の位置及び速度は、図 4.2(b) に示す離心近点角  $E$  や真近点角  $\nu$  を用いても表現可能である。

軌道運動が摂動のないケプラー運動と見なせる場合、平均近点角  $M$  を除く他の軌道要素は時間と共に変化することはない。しかしながら、実際には地球の非球体性等が摂動要因となり、軌道要素は図 4.3 の破線に示すように変化する。軌道要素が受ける摂動には、周期的に変化するものと、積分的に増大するもの(永年摂動)が含まれる。ある時刻の軌道要素から衛星の軌道運動を考える場合、摂動を含む軌道要素からは軌道運動の本質が見えづらい。そこで、軌道要素に関して軌道周期分の時間方向の平均化処理を行い、周期的な摂動を取り除くことで、軌道運動を表現しやすい形式とする。この平均化された軌道要素を「平均軌道要素」と呼ぶ。平均軌道要素のイメージを図 4.3 の青線にて示す。

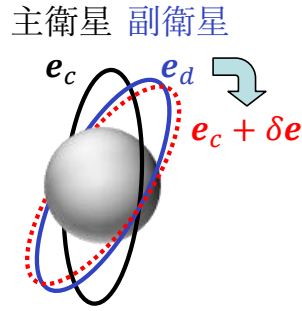


図 4.4: 平均軌道要素を用いた軌道制御のイメージ

以降、軌道要素を示す記号は、注記のない限り全て平均軌道要素とする。また、平均軌道要素の中でも軌道長半径  $a$  は他の要素と比べて顕著に大きい値をとるため、地球半径  $R_{\oplus}$  で正規化し、次式に示す平均軌道要素を衛星の状態変数として使用する。

$$\mathbf{e} \triangleq \begin{bmatrix} \frac{a}{R_{\oplus}} \\ e \\ i \\ \Omega \\ \omega \\ M \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

主衛星と副衛星の平均軌道要素をそれぞれ  $\mathbf{e}_c$ ,  $\mathbf{e}_d$  とする。そして、目標のフォーメーション (相対軌道) を  $\delta \mathbf{e}$  とする。軌道制御は、図 4.4 に示すように、副衛星の平均軌道要素  $\mathbf{e}_d$  を  $\mathbf{e}_c + \delta \mathbf{e}$  に近づけるように行う。したがって、フィードバックの対象となる制御誤差  $\Delta \mathbf{e}$  は次式で表される。

$$\Delta \mathbf{e} = \mathbf{e}_d - (\mathbf{e}_c + \delta \mathbf{e}) \quad (4.2)$$

#### 4.2.2 平均軌道要素の変化率

宇宙環境力を用いたフィードバック制御則を構築するにあたり、宇宙環境力が平均軌道要素に与える影響について説明する。軌道座標系 ( $C$  系) における外力加速度を  $\mathbf{u}$  とするとき、平均軌道要素の変化率は次式で表される [63]。

$$\dot{\mathbf{e}} \approx \mathbf{A}(\mathbf{e}) + \mathbf{B}(\mathbf{e})\mathbf{u} \quad (4.3)$$

ここで,

$$A(\mathbf{e}) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -\frac{3}{2}J_2\left(\frac{R_\oplus}{p}\right)^2 n \cos i \\ \frac{3}{4}J_2\left(\frac{R_\oplus}{p}\right)^2 n(5 \cos^2 i - 1) \\ n + \frac{3}{4}J_2\left(\frac{R_\oplus}{p}\right)^2 \eta n(3 \cos^2 i - 1) \end{bmatrix} \quad (4.4a)$$

$$B(\mathbf{e}) = \begin{bmatrix} \frac{2a^2 e \sin \nu}{hR_\oplus} & \frac{2a^2 p}{hrR_\oplus} & 0 \\ \frac{p \sin \nu}{h} & \frac{(p+r) \cos \nu + re}{h} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{r \cos(\omega+\nu)}{h} \\ 0 & 0 & \frac{r \sin(\omega+\nu)}{h \sin i} \\ -\frac{p \cos \nu}{he} & \frac{(p+r) \sin \nu}{he} & -\frac{r \sin(\omega+\nu) \cos i}{h \sin i} \\ \frac{\eta(p \cos \nu - 2re)}{he} & -\frac{\eta(p+r) \sin \nu}{he} & 0 \end{bmatrix} \quad (4.4b)$$

$$\eta = \sqrt{1 - e^2} \quad (4.4c)$$

$$p = a(1 - e^2) \quad (4.4d)$$

$$h = \sqrt{\mu p} \quad (4.4e)$$

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \nu} \quad (4.4f)$$

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (4.4g)$$

$n$  は平均運動と呼ばれ、軌道一周分の軌道運動における平均の角速度を表す。 $\mu$  は地心重力定数 ( $= 3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ ) である。 $J_2$  は地球の重力ポテンシャルにおける二次項の係数 ( $= 1.08263 \times 10^{-3}$ ) である。 $J_2$  は地球の扁平性を特徴付けるパラメータであり、この扁平性によって軌道運動に生じる永年摂動項を一般に  $J_2$  項と呼ぶ。したがって、式 (4.4a) に示すベクトル  $A(\mathbf{e})$  は、平均運動による平均近点角  $M$  の変化と  $J_2$  項による永年摂動の合計を表す。式 (4.4b) に示す行列  $B(\mathbf{e})$  は、非保存力の外力加速度が平均軌道要素に及ぼす変化率を記述する「ガウスの変分方程式」を行列表記にしたものである。

### 4.2.3 フィードバック制御則

式 (4.3) を通じて平均軌道要素に作用する加速度  $\mathbf{u}$  を適切に設計することで、所望のフォーメーション制御を実現する。以降説明する制御則は、Schaub らが最初に提案した平均軌道要素ベースの制御則 [63] に対して、主衛星に作用する宇宙環境力を考慮すべく改良を加えたものである。式 (4.2)~(4.3) より、制御誤差  $\Delta \mathbf{e}$  の変化率は次式で表される。

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\mathbf{e}} &= \dot{\mathbf{e}}_d - \dot{\mathbf{e}}_c - \delta \dot{\mathbf{e}} \\ &\approx A_d - A_c + B_d \mathbf{u}_d - B_c \mathbf{u}_c - \delta \dot{\mathbf{e}} \end{aligned} \quad (4.5)$$

ここで、平均軌道要素と同様に、添字  $(\cdot)_c$  と  $(\cdot)_d$  はそれぞれ主衛星と副衛星に属する変数であることを示す。  $\mathbf{u}_c$  は宇宙環境力によって主衛星に発生する加速度であり、主衛星の位置/姿勢/形状から3章で述べた宇宙環境力モデルを用いて計算される。

本研究が扱うフォーメーションフライングは、図4.1(a)に示すように副衛星のみが軌道制御を行うため、副衛星に発生する加速度  $\mathbf{u}_d$  が制御加速度となる。しかしながら、式(4.5)において、平均軌道要素は六次元空間である一方、加速度  $\mathbf{u}_d$  は三次元ベクトルであるため、平均軌道要素の六要素全ての制御要求を同時に満たすことはできない。言い換えると、  $\mathbf{u}_d$  で制御可能であるのは、六次元空間内の三次元の部分空間となる。そこで、平均軌道要素の制御誤差  $\Delta \mathbf{e}$  を部分空間に射影し、部分空間上でフィードバック制御を行う。この部分空間は、行列  $B_d$  によって動的に張られる。部分空間の基底ベクトルは、  $B_d$  を特異値分解することで、以下のように得られる。

$$B_d = \Phi \Sigma \Psi^T \quad (4.6)$$

$\Phi \in \mathbb{R}^{6 \times 3}$  は  $B_d$  の列空間の正規直交基底、  $\Psi \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  は  $B_d$  の行空間の正規直交基底、  $\Sigma \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  は  $B_d$  の特異値を対角成分とする対角行列である。列空間の正規直交基底  $\Phi$  を用いて、制御誤差  $\Delta \mathbf{e}$  を部分空間に射影する。

$$\Delta \tilde{\mathbf{e}} \triangleq \Phi^T \Delta \mathbf{e} \quad (4.7)$$

リアプノフの安定性理論に基づき、射影した制御誤差  $\Delta \tilde{\mathbf{e}}$  に関するリアプノフ関数を以下のように定義する。

$$V \triangleq \frac{1}{2} \Delta \tilde{\mathbf{e}}^T \Delta \tilde{\mathbf{e}} \quad (4.8)$$

リアプノフ関数の時間微分が負定であるとき、具体的には正定値行列  $P$  を用いて次式が成り立つ場合に、系は大域安定となる。

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \Delta \tilde{\mathbf{e}}^T \Delta \dot{\tilde{\mathbf{e}}} \\ &= \Delta \tilde{\mathbf{e}}^T (\tilde{A}_d - \tilde{A}_c + \tilde{B}_d \mathbf{u}_d - \tilde{B}_c \mathbf{u}_c - \delta \dot{\tilde{\mathbf{e}}}) \\ &= -\Delta \tilde{\mathbf{e}}^T P \Delta \tilde{\mathbf{e}} \\ &\leq 0 \end{aligned} \quad (4.9)$$

ここで、

$$\tilde{A}_{(\cdot)} \triangleq \Phi^T A_{(\cdot)} \quad (4.10a)$$

$$\tilde{B}_{(\cdot)} \triangleq \Phi^T B_{(\cdot)} \quad (4.10b)$$

$$\delta \tilde{\mathbf{e}} \triangleq \Phi^T \delta \mathbf{e} \quad (4.10c)$$

式(4.9)を変形することで、制御加速度の要求値  $\hat{\mathbf{u}}_d$  を得る。

$$\hat{\mathbf{u}}_d = -\tilde{B}_d^{-1} (P \Delta \tilde{\mathbf{e}} + \tilde{A}_d - \tilde{A}_c - \tilde{B}_c \mathbf{u}_c - \delta \dot{\tilde{\mathbf{e}}}) \quad (4.11)$$

#### 4.2.4 フィードバック行列の設計

式 (4.11) における正定値行列  $P$  は、軌道制御のためのフィードバック行列である。したがって、制御を安定化させる上で、 $P$  の設計が重要となる。本研究の軌道制御においては、以下の二点の課題がある。

- 制御対象の平均軌道要素は六次元である一方、宇宙環境力の制御入力は三次元であるため、残りの三次元の安定性が保証されない。
- 発生可能な宇宙環境力はスラスタ等と比べると大きさが微小であるため、制御加速度の要求値が大きい場合は発生困難となる。

これらの課題の解決に向け、正定値行列  $P$  を以下のように設計する。 $\ominus$  は行列の要素毎の除算を表す。

$$P = K\tau[\Sigma \ominus \Sigma_0] \quad (4.12)$$

式 (4.12) の右辺第一要素  $K$  は、スカラー値のフィードバックゲインであり、フィードバック制御の強度を定義する。式 (4.12) の右辺第二要素  $\tau$  は、三次元のフィードバック制御によって残りの三次元を含めた系が不安定となる場合に、フィードバック制御の効果を最小化する役割を担う。 $\tau$  は次式にて求める。

$$V' \triangleq \frac{1}{2} \Delta \mathbf{e}^T \Delta \mathbf{e} \quad (4.13a)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}' &= \Delta \mathbf{e}^T \Delta \dot{\mathbf{e}} \\ &= \Delta \mathbf{e}^T (A_d - A_c + B_d \mathbf{u}_d - B_c \mathbf{u}_c - \delta \dot{\mathbf{e}}) \end{aligned} \quad (4.13b)$$

$$\tau = \min(1, e^{-\beta \dot{V}'}) \quad (4.13c)$$

$V'$  は射影前の制御誤差  $\Delta \mathbf{e}$  に関して式 (4.8) と同様に定義したリアプノフ関数である。六次元の平均軌道要素空間において、式 (4.13b) より求める  $V'$  の時間微分が負定である場合、系は大域安定となる。式 (4.13b) 中の  $\mathbf{u}_d$  は、 $\mathbf{u}_c$  と同様、現在の副衛星の位置/姿勢/形状から、3章で述べた宇宙環境力モデルを用いて計算される。式 (4.13c) 中の  $\beta$  は正值の調整パラメータとし、 $\dot{V}'$  が負であり系が安定である場合は  $\tau = 1$  である一方、 $\dot{V}'$  が正であり系が不安定であるほど  $\tau$  は 0 に近づくことで、式 (4.11) 中のフィードバック項の寄与を最小化する。なおリアプノフの安定性理論の観点では  $\dot{V}'$  が正である場合に一律で  $\tau = 0$  とすることが望ましいが、4.3節で後述する姿勢/形状の算出では発生加速度の時間的な連続性を仮定するため、式 (4.13c) によって  $\tau$  を連続関数として扱う。

式 (4.12) の右辺第三要素は、制御効率に合わせてゲインを調整する役割を担う。式 (4.6) から得られる  $\Sigma$  の対角成分を構成する特異値は、 $B_d$  の各特異ベクトル方向におけ

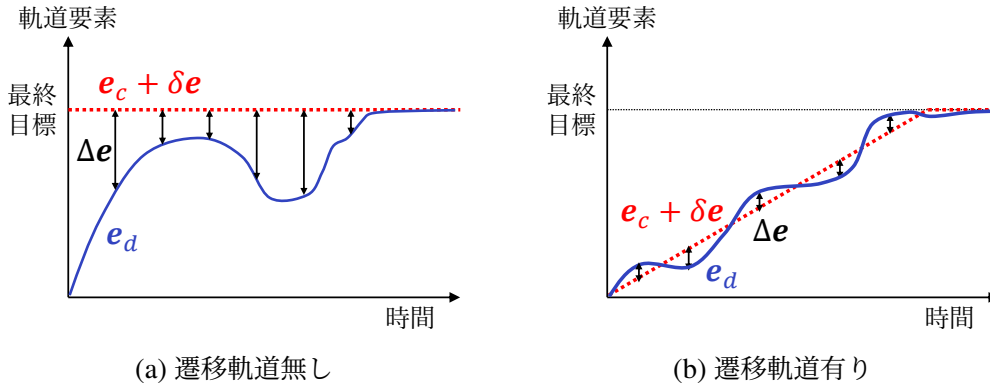


図 4.5: 副衛星の誘導のイメージ

る部分空間の拡がりを表す．特異値が大きいということは，外力加速度が平均軌道要素に与える変化率が大きい，すなわち制御効率が大きいことを示す．反対に特異値が小さい場合，制御効率は低くなる．この制御効率は，軌道周期内の位相に応じて動的に変化する [63]．例えば，式 (4.4b) に示す  $B_d$  の 3 行 3 列成分のみで決まる軌道傾斜角  $i$  の制御効率は， $\omega + \nu = 0^\circ$  または  $180^\circ$ ，すなわち衛星が赤道面を通過する時点で最大となり， $\omega + \nu = \pm 90^\circ$  すなわち衛星が極付近を通過する時点で最小となる．反対に， $B_d$  の 4 行 3 列成分のみで決まる昇交点赤経  $\Omega$  の制御効率は，赤道面で最小となり，極付近で最大となる．発生可能な宇宙環境力は微小であるため，各位相では制御効率の高い要素を優先的に制御することが望ましい．そこで，近地点通過時点の特異値行列  $\Sigma_0$  を基準とした相対的な制御効率をフィードバック行列に反映させることで，限られた推力リソースでの効率的な制御を実現する．

#### 4.2.5 遷移軌道の設計

フォーメーションの確立において，主衛星にドッキングされた副衛星が最終目標の相対軌道に至るまでの遷移軌道を適切に設計することは，軌道制御の安定化につながる．目標のフォーメーション  $\delta e$  を適切な可変値とすることで，副衛星の誘導のための遷移軌道を構築することが可能である．

フォーメーション確立における副衛星の誘導のイメージを図 4.5 に示す．遷移軌道を用いない場合，フィードバック対象の制御誤差  $\Delta e$  は，誘導開始直後から  $\delta e$  と同等の大きさを有する．一方で遷移軌道を用いる場合，遷移軌道との差分がフィードバック対象となるため，適切な誘導を実現できている限り制御誤差は小さな値を維持する．本研究で副衛星が推力として利用する宇宙環境力は微小であるため，制御誤差が取り得る値が広範に渡る場合のフィードバックゲインは複雑な設計を要し，軌道条件毎に多くのチューニング等が

必要となる可能性がある。一方で制御誤差が小さな値を維持することで、フィードバックゲインの設計が容易化され、様々な軌道条件での安定的な制御が期待できる。

一例として、図 4.5(b) に示すような  $\delta e$  の初期値から最終値までを線形に誘導する遷移軌道を定式化する。  $\delta e$  の初期値を  $\delta e_1$ 、最終値を  $\delta e_2$ 、誘導時間を  $T_{gd}$  とすると、時刻  $t$  における  $\delta e$  及び  $\delta \dot{e}$  の時間変化  $\delta \dot{e}$  は次式で表される、

$$\delta e = \begin{cases} \delta e_1 + \frac{\delta e_2 - \delta e_1}{T_{gd}} t & (t < T_{gd}) \\ \delta e_2 & (T_{gd} \leq t) \end{cases} \quad (4.14a)$$

$$\delta \dot{e} = \begin{cases} \frac{\delta e_2 - \delta e_1}{T_{gd}} & (t < T_{gd}) \\ \mathbf{0} & (T_{gd} \leq t) \end{cases} \quad (4.14b)$$

式 (4.14b) を式 (4.10c) や式 (4.13b) に代入することで、副衛星の誘導をはじめとする動的なフォーメーション制御を実現可能である。

### 4.3 姿勢/形状の算出

式 (4.11) で求めた制御加速度の要求値  $\hat{u}_d$  を宇宙環境力として発生するための姿勢/形状の算出方法について説明する。これらの算出にあたり、3章で述べた宇宙環境力モデルを使用する。宇宙環境力モデルは、式 (3.8) に示すように、慣性座標系 ( $I$  系) に対する衛星座標系 ( $S$  系) の姿勢  $q^{S/I}$  とパドル角度ベクトル  $\theta$  から慣性座標系 ( $I$  系) における発生加速度  $u^I$  を出力する関数  $\mathcal{F}$  である。したがって、制御加速度から姿勢/形状を求める作業は、宇宙環境力モデル  $\mathcal{F}$  の逆関数  $\mathcal{F}^{-1}$  を求める作業に相当する。しかしながら、制御加速度  $u_d$  は 3 次元であるのに対し、衛星の姿勢/形状の自由度は、4(姿勢の次元数) + 4(形状の次元数) - 1(クォータニオンの拘束条件) = 7 であるため、逆関数  $\mathcal{F}^{-1}$  の解は不定である。したがって、解を一意に定めるためには、何らかの条件付けが必要となる。

そこで本研究では、宇宙環境力モデル  $\mathcal{F}$  が連続関数であり、かつ直前の制御時刻と現在の制御時刻における制御加速度  $u_d$  の差が小さいという仮定のもと、直前の姿勢/形状からこれらを僅かに変化させることで現在の制御加速度  $u_d$  の要求を満たすことを考える。姿勢/形状の算出イメージを図 4.6 に示す。具体的には、姿勢  $q^{S/I}$ 、形状  $\theta$ 、制御加速度  $u_d$  の変化率に関して、解を一意に定めるための最適化問題を立て、これを逐次的に解くことで、所望の制御加速度  $u_d$  を継続的に発生させる。なお本節では、姿勢  $q^{S/I}$  及び制御加速度  $u_d$  の各添字を省略し、制御時刻を示す添字を括弧付きで付与する。

まず、姿勢/形状の変化率が満たすべき拘束条件について説明する。制御インターバルを  $\Delta t$  とするとき、要求される制御加速度の変化率は次式で与えられる。

$$\dot{u} = \frac{\hat{u}_{(t)} - u_{(t-1)}}{\Delta t} \quad (4.15)$$

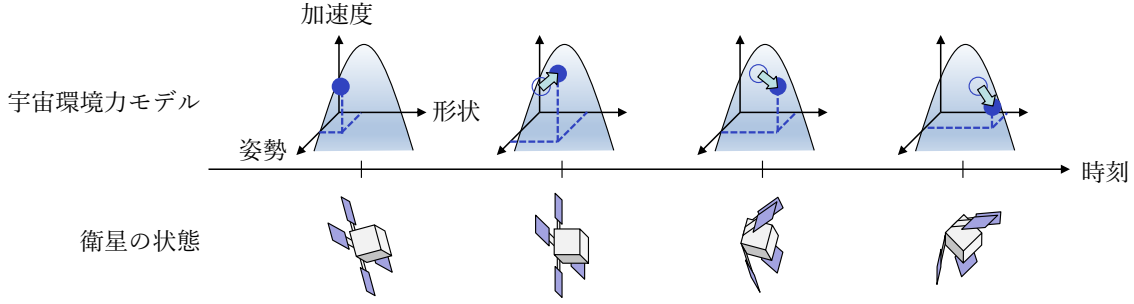


図 4.6: 姿勢/形状の算出のイメージ

宇宙環境力モデル  $\mathcal{F}$  を局所的に線形化すると、姿勢/形状の変化率  $(\dot{\mathbf{q}}, \dot{\boldsymbol{\theta}})$  は以下の拘束条件を満たす必要がある。

$$\dot{\mathbf{u}} = \mathbf{J}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{J}_\theta \dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (4.16)$$

ここで、以下のヤコビアンを使用する。

$$\mathbf{J}_q = \left. \frac{\partial \mathcal{F}}{\partial \mathbf{q}} \right|_{\mathbf{q}=\mathbf{q}_{(t-1)}, \boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_{(t-1)}} \quad (4.17a)$$

$$\mathbf{J}_\theta = \left. \frac{\partial \mathcal{F}}{\partial \boldsymbol{\theta}} \right|_{\mathbf{q}=\mathbf{q}_{(t-1)}, \boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_{(t-1)}} \quad (4.17b)$$

図 3.10 の宇宙環境力モデルは、Panel method 等の係数計算やニューラルネットワークを含む。これらの演算を計算グラフとして記述することで、式 (4.17) のヤコビアンは自動微分アルゴリズムにより求めることができる [64]。加えて、クォータニオンのノルムは一定 (= 1) であることも拘束条件となる。

$$\mathbf{q}^T \dot{\mathbf{q}} = 0 \quad (4.18)$$

次いで、前述した拘束条件を満たしつつ、衛星の機械的制約を考慮して姿勢/形状の変化率の最適値を求めるための目的関数について説明する。本研究が使用する衛星モデルにおいて、衛星の形状を示すパドル角度ベクトル  $\boldsymbol{\theta}$  の各要素  $\theta_k$  の範囲は、2.3 節で述べたように  $-90^\circ \sim 90^\circ$  である。この範囲の上限/下限を逸脱するような形状変化は実現不可であり、実際に要求された場合は制御性能を低下させる可能性がある。したがって、このような形状変化の要求がなるべく生じないように、以下に示す目的関数を使用する。

$$\text{minimize } \kappa \bar{\boldsymbol{\theta}}^T \dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (4.19)$$

ここで、

$$\bar{\theta}_k = \begin{cases} \theta_k - \theta_h & (\theta_h < \theta_k) \\ 0 & (\theta_l \leq \theta_k \leq \theta_h) \\ \theta_k - \theta_l & (\theta_k < \theta_l) \end{cases} \quad (4.20)$$

$\theta_l$ ,  $\theta_h$ ,  $\kappa$  は調整パラメータである．式 (4.19) は，現在の  $\theta_k$  が  $\theta_h$  を上回っておりかつ上限に向かって増加傾向にある場合，あるいは現在の  $\theta_k$  が  $\theta_l$  を下回っておりかつ下限に向かって減少傾向にある場合に損失が生じる目的関数である．したがって， $\theta_l \leq \theta_k \leq \theta_h$  の範囲で形状変化を行うように促す効果がある．これに加えて，姿勢変更に関する目的関数を定める．本衛星が備える可変形状機能は，2.4 で述べたように姿勢変更にも寄与する．衛星の既存の角運動量や可変形状機能によって姿勢変化が生じる場合，姿勢変化率の要求値をなるべくこれに近づけることで，姿勢制御装置への負担の低減につながる．これは，出力が有限な姿勢制御装置による姿勢の制御性向上のために有用である．そこで，式 (2.8) に示した姿勢変化率  $\dot{\mathbf{q}}_p$  と  $\dot{\mathbf{q}}$  の差を最小化する． $G(\mathbf{0})$  は， $\dot{\boldsymbol{\theta}}$  が十分小さいという仮定のもと，次式のように線形化する．

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{q}}_p &\triangleq G(\dot{\boldsymbol{\theta}}) \\ &\approx G(\mathbf{0}) + J_G \dot{\boldsymbol{\theta}}\end{aligned}\quad (4.21)$$

ここで，

$$J_G = \left. \frac{\partial G}{\partial \dot{\boldsymbol{\theta}}} \right|_{\mathbf{q}=\mathbf{q}(t-1), \boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}(t-1)} \quad (4.22)$$

そして，以下に示す目的関数を使用し， $\dot{\boldsymbol{\theta}}$  と  $\dot{\mathbf{q}} - \dot{\mathbf{q}}_p$  を最小化する．

$$\text{minimize } \frac{1}{2} \|\dot{\boldsymbol{\theta}}\|_2^2 + \frac{\gamma}{2} \|\dot{\mathbf{q}} - J_G \dot{\boldsymbol{\theta}} - G(\mathbf{0})\|_2^2 \quad (4.23)$$

ここで， $\gamma$  は調整パラメータである．衛星の既存の角運動量による姿勢変化  $G(\mathbf{0})$  が十分に小さい場合，式 (4.23) によって  $\dot{\mathbf{q}}$  の最小化が促され，式 (4.16) の線形化の妥当性が保証される．

以上をまとめ，解くべき最適化問題は次式となる．

$$\begin{aligned}\text{minimize } & \frac{1}{2} \|\dot{\boldsymbol{\theta}}\|_2^2 + \frac{\gamma}{2} \|\dot{\mathbf{q}} - J_G \dot{\boldsymbol{\theta}} - G(\mathbf{0})\|_2^2 + \kappa \bar{\boldsymbol{\theta}}^T \dot{\boldsymbol{\theta}} \\ \text{s.t. } & J_q \dot{\mathbf{q}} + J_\theta \dot{\boldsymbol{\theta}} - \dot{\mathbf{u}} = \mathbf{0}, \mathbf{q}^T \dot{\mathbf{q}} = 0\end{aligned}\quad (4.24)$$

この最適化問題は，ラグランジュの未定乗数法を用いて解析的に解くことが可能である．詳細は付録 B を参照されたい．本解法は，反復計算が不要なため計算コストが低いことも，軌道上でのリアルタイム処理を行う上で有用である．各制御時刻において式 (4.24) を解き，姿勢/形状を更新することで，所望の宇宙環境力を逐次的に発生することが可能となる．

## 4.4 本章のまとめ

本章では，副衛星が主/副衛星間の相対軌道を制御するフォーメーションフライングの実現に向け，宇宙環境力による軌道制御手法を構築した．宇宙環境力制御の中核処理は，制

御加速度の算出と、これを宇宙環境力として発生するための姿勢/形状の算出である。まず制御加速度の算出方法として、主/副衛星の平均軌道要素の差分を所定の目標値に近づけるためのフィードバック制御則を構築した。特に宇宙環境力で発生可能な加速度は微小なため、高い制御効率を実現するためのゲイン設計及び、制御の安定性を高めるための遷移軌道の設計を行った。姿勢/形状の算出は、宇宙環境力モデルの逆関数を求める作業に相当する。しかしながら、可変形状衛星における姿勢/形状の変更自由度は制御加速度の次元数を上回るため、制御加速度を宇宙環境力によって発生させるための姿勢/形状を一意に定めることはできない。そこで、衛星の機械的制約を考慮した最適化問題を逐次的に解くことによる姿勢/形状算出手法を提案した。考慮する機械的制約は、直前の制御時刻からの姿勢/形状変化量の最小化、パドル駆動範囲からの逸脱防止、姿勢制御装置への負担低減とした。この最適化問題はラグランジュの未定乗数法によって解析的に解くことが可能なため、軌道上でのリアルタイム処理に適している。

## 第5章

# 数値シミュレーション

宇宙環境を模擬した数値シミュレータを用い、いくつかの軌道条件においてフォーメーションフライングの成立性を検証する。また、本研究の対象である自己遮蔽を考慮しない場合のシミュレーションを比較実行し、提案手法の有用性を評価する。その他、宇宙環境力の不確実性に対するロバスト性評価、姿勢制御装置に蓄積される角運動量の解析等を行い、提案手法によるフォーメーションフライングの成立性や課題について議論する。

### 5.1 セットアップ

#### 5.1.1 数値シミュレータ

使用する数値シミュレータの諸元を表 5.1 に示す。数値シミュレータには、宇宙空間の様々な力学環境が模擬的に実装されている。宇宙環境力によってある時刻の衛星に生じる加速度を計算し、これを慣性座標系において数値積分することで、次の時刻における衛星の速度及び位置を求める。この計算を軌道伝播と呼ぶ。主/副衛星のそれぞれに関して、軌道伝播を繰り返し行い、所定の時間に亘る両衛星の軌道を計算する。そして、両衛星が描く相対軌道を求めることで、提案手法の有用性を評価する。

#### 5.1.2 テストケース

対象のフォーメーションは、フォーメーションフライングミッションでしばしば採用されている General Circular Orbit (GCO) とした。GCO は、図 5.1 に示すように、主/副衛星間の分離距離を一定に保ちながら、主衛星の周囲を副衛星が周回するフォーメーションで

表 5.1: 数値シミュレータ諸元

カテゴリ	項目	説明
座標系	ECI	J2000
	ECEF	WGS84
宇宙環境力	地球の重力	GGM05C(~5次)[65]
	空力	NRLMSISE-00[52], RTP method
	太陽輻射圧	ランバート反射, RTP method
	太陽/月の重力	JPL ephemeris DE421[66]
計算	制御インターバル	地心から 10,000 km 未満: 10 秒, 他: 1 分
	数値積分	Explicit Runge-Kutta method 5(4)
実装	プログラミング言語	Python
	NN フレームワーク	PyTorch

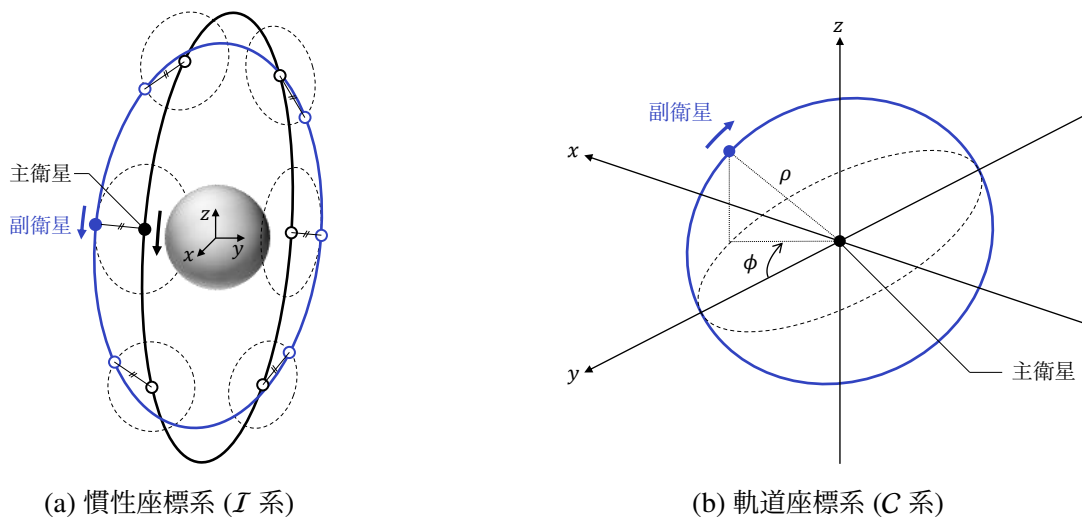


図 5.1: General circular orbit

ある. 最終目標のフォーメーションを  $\delta \mathbf{e}_{\text{tgt}} = [\delta a_{\text{tgt}}/R_{\oplus}, \delta e_{\text{tgt}}, \delta i_{\text{tgt}}, \delta \Omega_{\text{tgt}}, \delta \omega_{\text{tgt}}, \delta M_{\text{tgt}}]^T$  とす

表 5.2: テストケース

#	ミッション	軌道種別	分離距離	軌道元期	初期 $\delta e$	最終 $\delta e$	誘導時間	総時間
1	確立	VLEO	100 m	2022/1/1	$\mathbf{0}$	$\delta e_{\text{tgt}}$	5 日	6 日
2	維持	VLEO	100 m	2022/1/1	$\delta e_{\text{tgt}}$	$\delta e_{\text{tgt}}$	-	5 日
3	確立	LEO	50 m	2022/1/1	$\mathbf{0}$	$\delta e_{\text{tgt}}$	50 日	60 日
4	維持	LEO	50 m	2022/1/1	$\delta e_{\text{tgt}}$	$\delta e_{\text{tgt}}$	-	20 日
5	確立	GSO	50 m	2023/3/21	$\mathbf{0}$	$\delta e_{\text{tgt}}$	50 日	60 日
6	維持	GSO	50 m	2023/3/21	$\delta e_{\text{tgt}}$	$\delta e_{\text{tgt}}$	-	20 日

ると、次式を満たすことで GCO が構築される [67].

$$\delta a_{\text{tgt}} = 0.5J_2a_c \left(\frac{R_\oplus}{a_c}\right)^2 \left(\frac{3\eta_c + 4}{\eta_c^5}\right)^2 \left[ -(1 - 3\cos^2 i_c) \frac{e_c \delta e}{\eta_c} - (\eta_c \sin 2i_c) \delta i \right] \quad (5.1a)$$

$$\delta e_{\text{tgt}} = \sqrt{e_c^2 - \frac{\rho e_c}{a_c} \sin(\omega_c + \phi) + \left(\frac{\rho}{2a_c}\right)^2} - e_c \quad (5.1b)$$

$$\delta i_{\text{tgt}} = \frac{\sqrt{3}\rho}{2a_c} \cos \phi \quad (5.1c)$$

$$\delta \Omega_{\text{tgt}} = -\frac{\sqrt{3}\rho}{2a_c \sin i_c} \sin \phi \quad (5.1d)$$

$$\delta \omega_{\text{tgt}} = \frac{\rho e_c}{2a_c} \cos(\omega_c + \phi) - \delta \Omega_{\text{tgt}} \cos i_c - \delta M \quad (5.1e)$$

$$\delta M_{\text{tgt}} = \tan^{-1} \frac{\cos(\omega_c + \phi)}{2\frac{a_c e_c}{\rho} - \sin(\omega_c + \phi)} \quad (5.1f)$$

$\rho$  は主/副衛星間の分離距離である． $\phi$  は副衛星の周回運動の位相を表すパラメータであり、本論文では  $\phi = \pi/2$  とした．

数値シミュレーションを実行するテストケースの一覧を表 5.2 に示す．対象の軌道は、太陽輻射圧と比べて空力が顕著に大きい超低軌道 (Very Low Earth Orbit : VLEO)、空力と太陽輻射圧の大きさが概ね近い低軌道 (Low Earth Orbit : LEO)、空力がほぼ存在しない対地同期軌道 (GeoSynchronous Orbit : GSO) の三種類とした．それぞれの軌道について、主衛星にドッキングされた副衛星を目標の相対軌道に遷移させる「確立」ミッションと、副衛星を目標の相対軌道上に保つ「維持」ミッションを設け、全 6 ケースをテストケースとした．主衛星の平均軌道要素の初期値を表 5.3 に示す．VLEO と LEO における主衛星の軌道は、地球観測ミッションにおいてしばしば用いられる太陽同期準回帰軌道とした．式 (5.1) を用いて計算したフォーメーション (相対軌道) の目標値を表 5.4 に示す．

VLEO/LEO ミッションにおいて、主/副衛星の初期姿勢は  $\mathbf{q}^{S/A} = [\sin \pi/4, 0, 0, \cos \pi/4]^T$  とし、パドル角度ベクトルの各成分の初期値はいずれも  $58^\circ$  とした．この初期状態は、図 3.1 に示す空力係数分布の中央に相当する．主衛星の初期状態を空力係数分布の中央に設

表 5.3: 主衛星の平均軌道要素の初期値

#	$a$ [m]	$e$	$i$ [rad]	$\Omega$ [rad]	$\omega$ [rad]	$M$ [rad]
1,2	$6.65 \times 10^6$	$1.25 \times 10^{-3}$	1.69	0.00	1.57	0.00
3,4	$6.94 \times 10^6$	$1.25 \times 10^{-3}$	1.70	0.00	1.57	0.00
5,6	$4.22 \times 10^7$	$1.00 \times 10^{-3}$	0.785	0.785	0.00	0.00

表 5.4: フォーメーションの目標値

#	$\delta a_{\text{tgt}}$ [m]	$\delta e_{\text{tgt}}$	$\delta i_{\text{tgt}}$ [rad]	$\delta \Omega_{\text{tgt}}$ [rad]	$\delta \omega_{\text{tgt}}$ [rad]	$\delta M_{\text{tgt}}$ [rad]
1,2	$-1.20 \times 10^{-18}$	$2.26 \times 10^{-8}$	$7.98 \times 10^{-22}$	$-1.31 \times 10^{-5}$	$6.02 \times 10^{-3}$	$-6.02 \times 10^{-3}$
3,4	$-6.67 \times 10^{-19}$	$5.19 \times 10^{-9}$	$3.82 \times 10^{-22}$	$-6.30 \times 10^{-6}$	$2.88 \times 10^{-3}$	$-2.88 \times 10^{-3}$
5,6	$-1.34 \times 10^{-19}$	$-5.93 \times 10^{-7}$	$6.29 \times 10^{-23}$	$-1.45 \times 10^{-6}$	$1.03 \times 10^{-6}$	$3.63 \times 10^{-20}$

表 5.5: 制御パラメータ

(a) 制御加速度の算出			(b) 姿勢/形状の算出				
#	$K$	$\beta$	#	$\theta_l$	$\theta_h$	$\kappa$	$\gamma$
1,2	$3.0 \times 10^{-2}$	$1.0 \times 10^{12}$	1,2	$-58^\circ$	$58^\circ$	0.1	$3.0 \times 10^1$
3,4	$1.0 \times 10^{-3}$	$1.0 \times 10^{12}$	3,4	$-58^\circ$	$58^\circ$	0.1	$1.0 \times 10^1$
5,6	$3.0 \times 10^{-3}$	$1.0 \times 10^{12}$	5,6	$-51^\circ$	$51^\circ$	0.1	$1.0 \times 10^1$

定することで、副衛星が発生可能な空力は主衛星と比べて各軸/各方向に均等なレンジを有すため、制御性の偏りが低減される。同様にして、太陽輻射圧が支配的な GSO ミッションにおいては、図 3.3 に示す反射率係数分布の中央を初期状態とすべく、初期姿勢は  $\mathbf{q}^{S/B} = [\sin \pi/4, 0, 0, \cos \pi/4]^T$ 、パドル角度ベクトルの各成分の初期値は  $51^\circ$  とした。

### 5.1.3 パラメータ

制御加速度の算出と姿勢/形状の算出に使用する各種パラメータを表 5.5 に示す。

### 5.1.4 アクチュエータの出力制限

4.1 節で述べたように、姿勢/形状変化の精度に関しては本研究のスコープ外とし、誤差を含まないものと仮定する。一方で、これらに使用するアクチュエータの出力に関しては上限を設け、出力可能な範囲内のフォーメーションフライングの成立性を評価する。

姿勢クォータニオン  $\mathbf{q}$  の成分を  $q_{(*)}$  とするとき、姿勢変化率  $\dot{\mathbf{q}}$  が要求された際の角速度

の増減は次式で表される.

$$\Delta\omega = 2 \begin{bmatrix} q(4) & q(3) & -q(2) & -q(1) \\ -q(3) & q(4) & q(1) & -q(2) \\ q(2) & -q(1) & q(4) & -q(3) \end{bmatrix} \dot{\boldsymbol{q}} - \boldsymbol{\omega}_0 \quad (5.2)$$

姿勢制御においては, 各制御時刻で  $\Delta\omega$  が単純に加算されるものとする. そして, 超小型衛星向けのリアクションホイールの使用を想定の上,  $\Delta\omega$  の各成分における絶対値の上限を 0.002 rad/s とした. また, パドル角度ベクトルの変化率  $\dot{\boldsymbol{\theta}}$  に関しては, 各成分における絶対値の上限を 1.0°/s とした [58]. これらの上限を超える要求値はクリッピングされる.

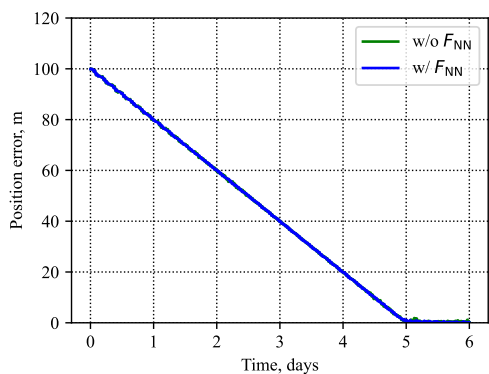
## 5.2 結果

各テストケースのシミュレーション結果を図 5.2~5.7 に示す. 各結果の (a) は目標軌道との位置誤差, (b) は姿勢クォータニオン, (c) はパドル角度ベクトルである. (a) においては, 自己遮蔽の推定のための  $F_{NN}$  を使用しなかった場合の結果を緑色で,  $F_{NN}$  を使用した場合の結果を青色で示している. (b) と (c) はいずれも  $F_{NN}$  を使用した場合の結果である. 各平均軌道要素の制御履歴は付録 C を参照されたい.

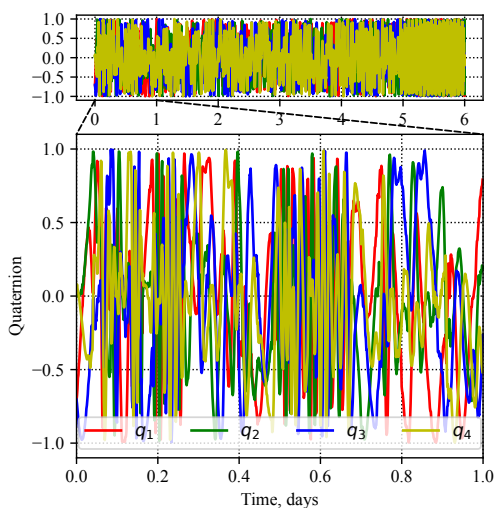
まず VLEO の軌道条件でのシミュレーション結果について確認する. フォーメーション確立 (#1) では, 図 5.2(a) に示すように, 自己遮蔽を考慮する場合としない場合のいずれも最終目標の相対軌道への遷移に成功した. 一方でフォーメーション維持 (#2) については, 図 5.3(a) に示すように, 自己遮蔽を考慮する場合は 30 cm 未満の位置誤差を維持した一方, 自己遮蔽を考慮しない場合は約 5 日経過した時点で 70 cm 程度の位置誤差が生じた. 図 5.2(b) と図 5.3(b) によると, 姿勢クォータニオンの変動はフォーメーション維持 (#1) の方が顕著であった. また図 5.2(c) と図 5.3(c) によると, パドル角度ベクトルの変動は総じて小さかったが, フォーメーション維持 (#1) の方がやや大きな変動を示した.

次いで LEO の軌道条件でのシミュレーション結果について確認する. フォーメーション確立 (#3) では, 図 5.4(a) に示すように, 自己遮蔽を考慮する場合は最終目標の相対軌道への遷移に成功した一方, 自己遮蔽を考慮しない場合はシミュレーション開始直後に相対軌道が大きく発散した. フォーメーション維持 (#4) についても, 図 5.5(a) に示すように, 自己遮蔽を考慮する場合は概ね 30 cm 未満の位置誤差を維持した一方, 自己遮蔽を考慮しない場合は約 9 日経過した時点で相対軌道が大きく発散した. 図 5.4(b) と図 5.5(b) によると, 姿勢クォータニオンの変動は VLEO と比べるとやや増大した. 一方で図 5.4(c) と図 5.5(c) によると, パドル角度ベクトルの変動は VLEO と比べて顕著に増大した.

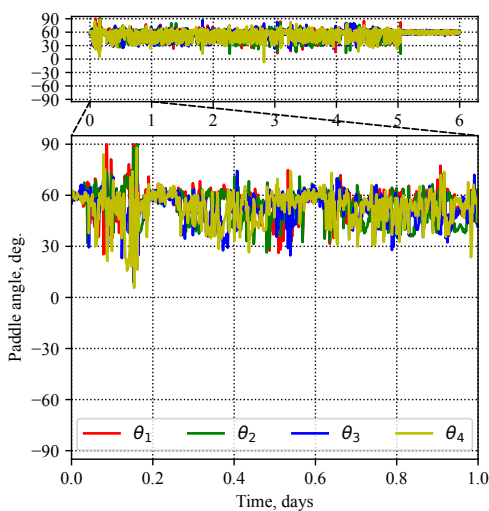
最後に GSO の軌道条件でのシミュレーション結果について確認する. フォーメーション確立 (#5) では, 図 5.6(a) に示すように, 自己遮蔽を考慮する場合は最終目標の相対軌道



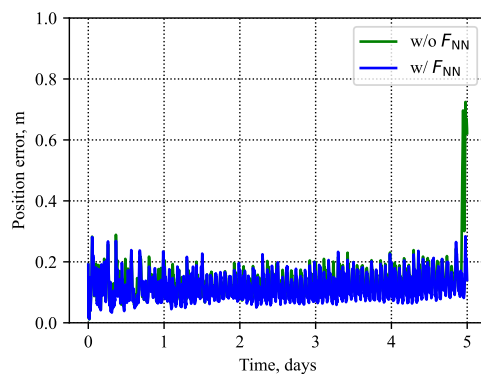
(a) 目標軌道との位置誤差



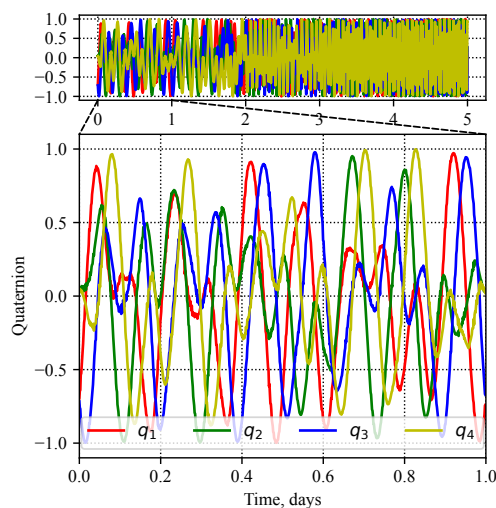
(b) 姿勢クォータニオン



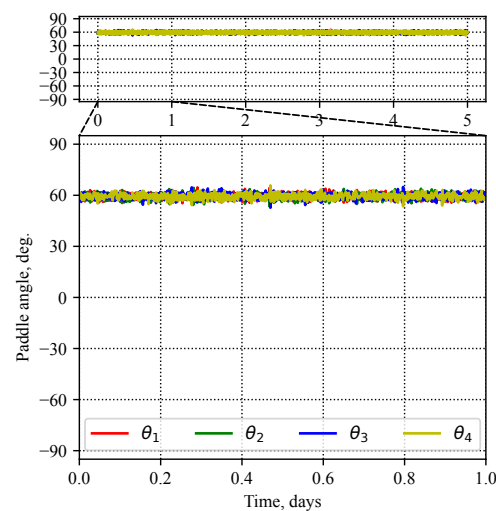
(c) パドル角度ベクトル



(a) 目標軌道との位置誤差



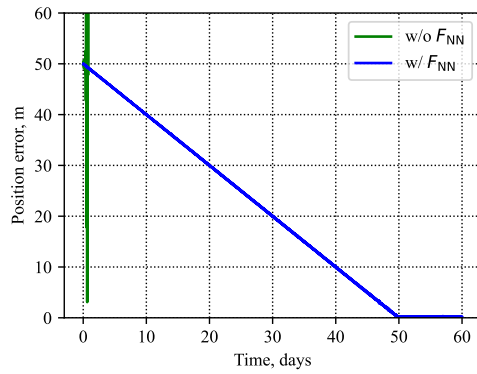
(b) 姿勢クォータニオン



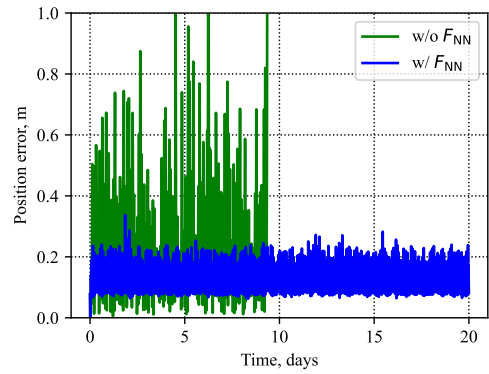
(c) パドル角度ベクトル

図 5.2: シミュレーション結果 (#1)

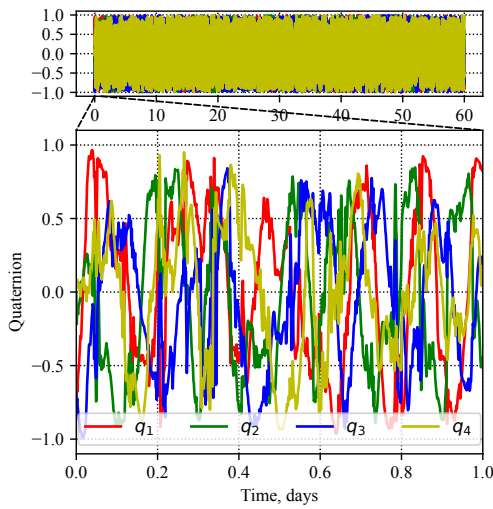
図 5.3: シミュレーション結果 (#2)



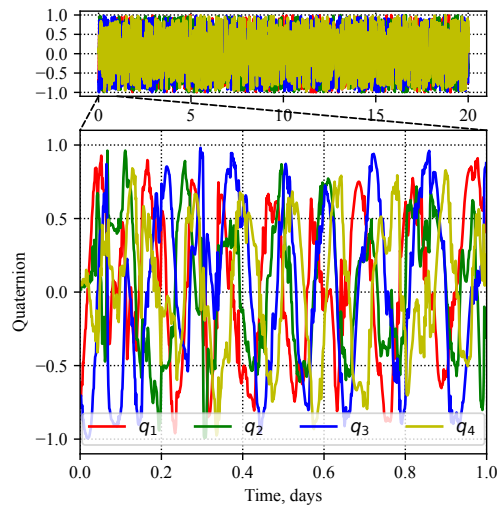
(a) 目標軌道との位置誤差



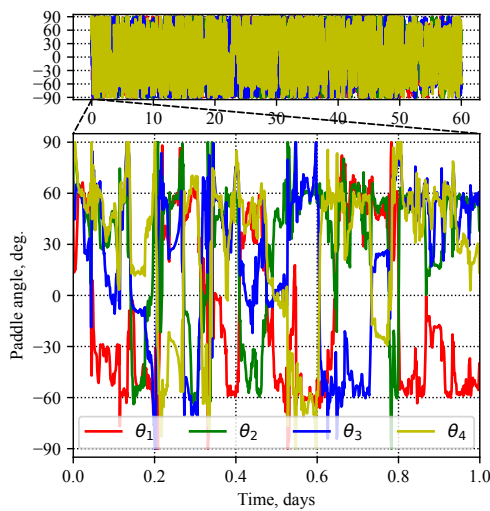
(a) 目標軌道との位置誤差



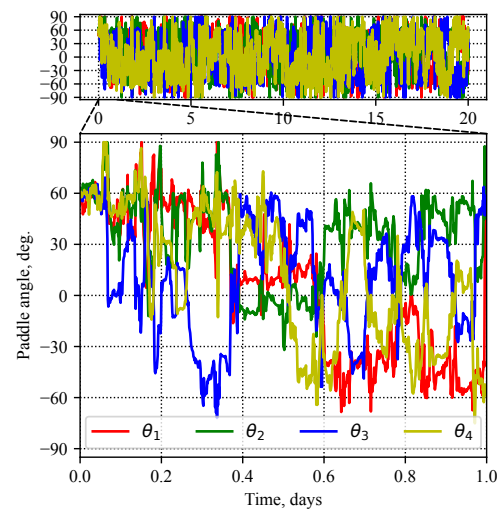
(b) 姿勢クォータニオン



(b) 姿勢クォータニオン



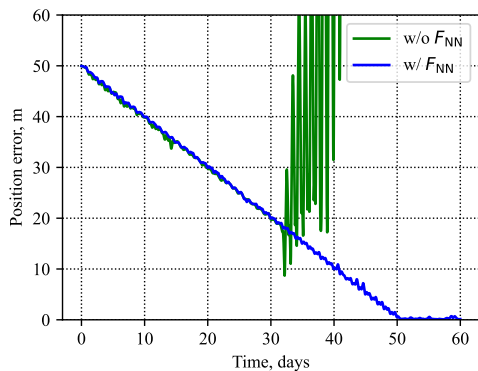
(c) パドル角度ベクトル



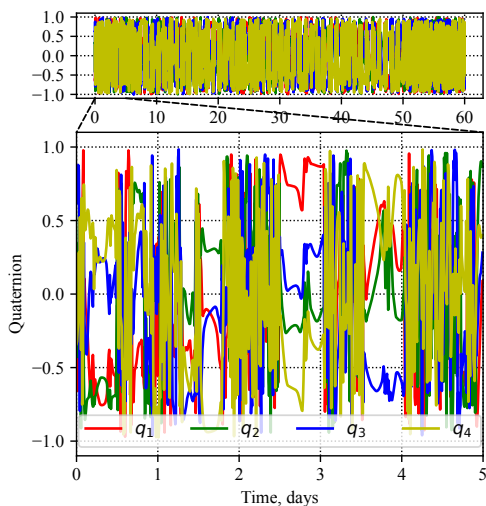
(c) パドル角度ベクトル

図 5.4: シミュレーション結果 (#3)

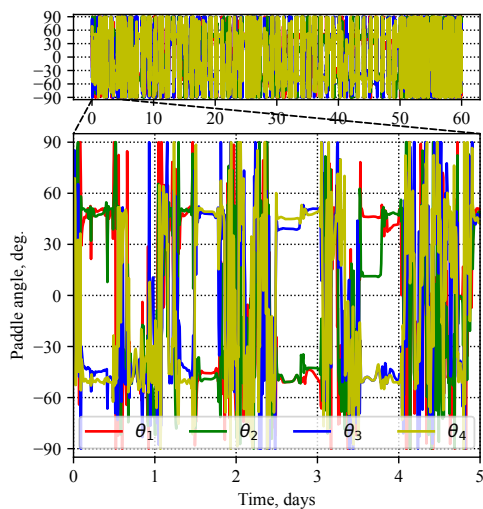
図 5.5: シミュレーション結果 (#4)



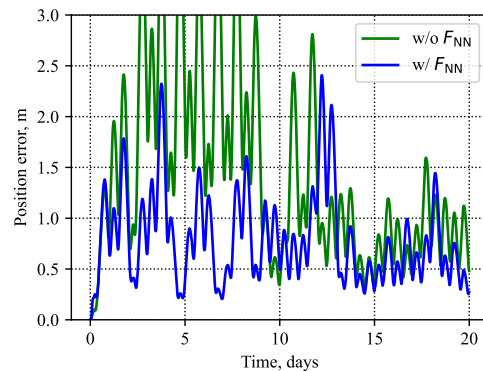
(a) 目標軌道との位置誤差



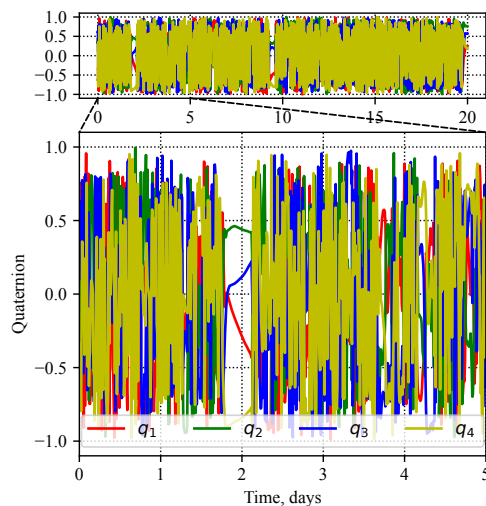
(b) 姿勢クォータニオン



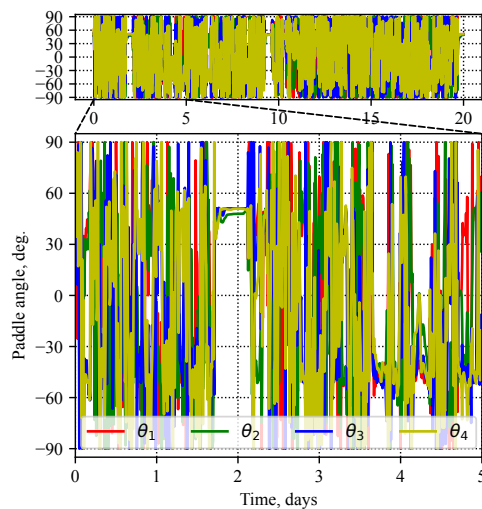
(c) パドル角度ベクトル



(a) 目標軌道との位置誤差



(b) 姿勢クォータニオン



(c) パドル角度ベクトル

図 5.6: シミュレーション結果 (#5)

図 5.7: シミュレーション結果 (#6)

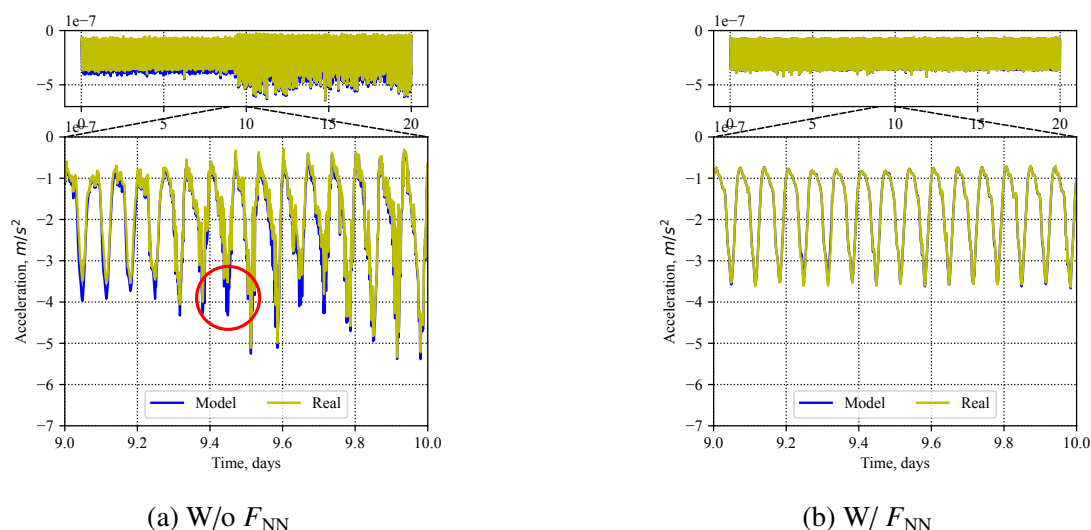


図 5.8: 宇宙環境力による発生加速度の想定値と実績値の比較 (#4)

道への遷移に成功した一方、自己遮蔽を考慮しない場合は約 32 日経過した時点で目標の相対軌道からの逸脱が始まり、やがて大きく発散した。フォーメーション維持 (#6) については、図 5.7(a) に示すように、自己遮蔽を考慮する場合は概ね 2.5 m 未満の位置誤差を維持し、自己遮蔽を考慮しない場合も 3 m 程度の位置誤差で相対軌道の維持に成功した。図 5.6(b) と図 5.7(b) によると、姿勢クォータニオンの変動は LEO と同程度であった。図 5.6(c) と図 5.7(c) によると、パドル角度ベクトルの変動は LEO よりやや大きく、上限/下限の  $\pm 90^\circ$  にしばしば達した。

図 5.8 は、テストケース #4 での宇宙環境力による発生加速度  $a_2$  成分の想定値と実績値の比較を示す。図 5.5(a) に示すように、 $F_{NN}$  を使用しなかった場合はミッション開始から約 9.4 日後に目標軌道から逸脱した。図 5.8(a) を見ると、加速度の想定値と実績値には一貫してギャップがあり、特に目標軌道から逸脱したタイミング (図中の赤丸) でギャップが拡大していることを確認した。一方で図 5.8(b) を見ると、 $F_{NN}$  を使用した場合は加速度のギャップは一貫して小さく、 $F_{NN}$  による自己遮蔽の予測性能の高さが示された。

### 5.3 アブレーションスタディ

制御加速度を宇宙環境力によって発生するための姿勢/形状の算出方法に関して、アブレーションスタディを実施した。アブレーションスタディとは、提案手法の構成要素を一つずつ取り除いた場合の結果を比較することで、当該要素が提案手法に寄与する有用性を評価する方法である。対象のテストケースは、VLEO の軌道条件におけるフォーメーション維持ミッション (#2) とした。

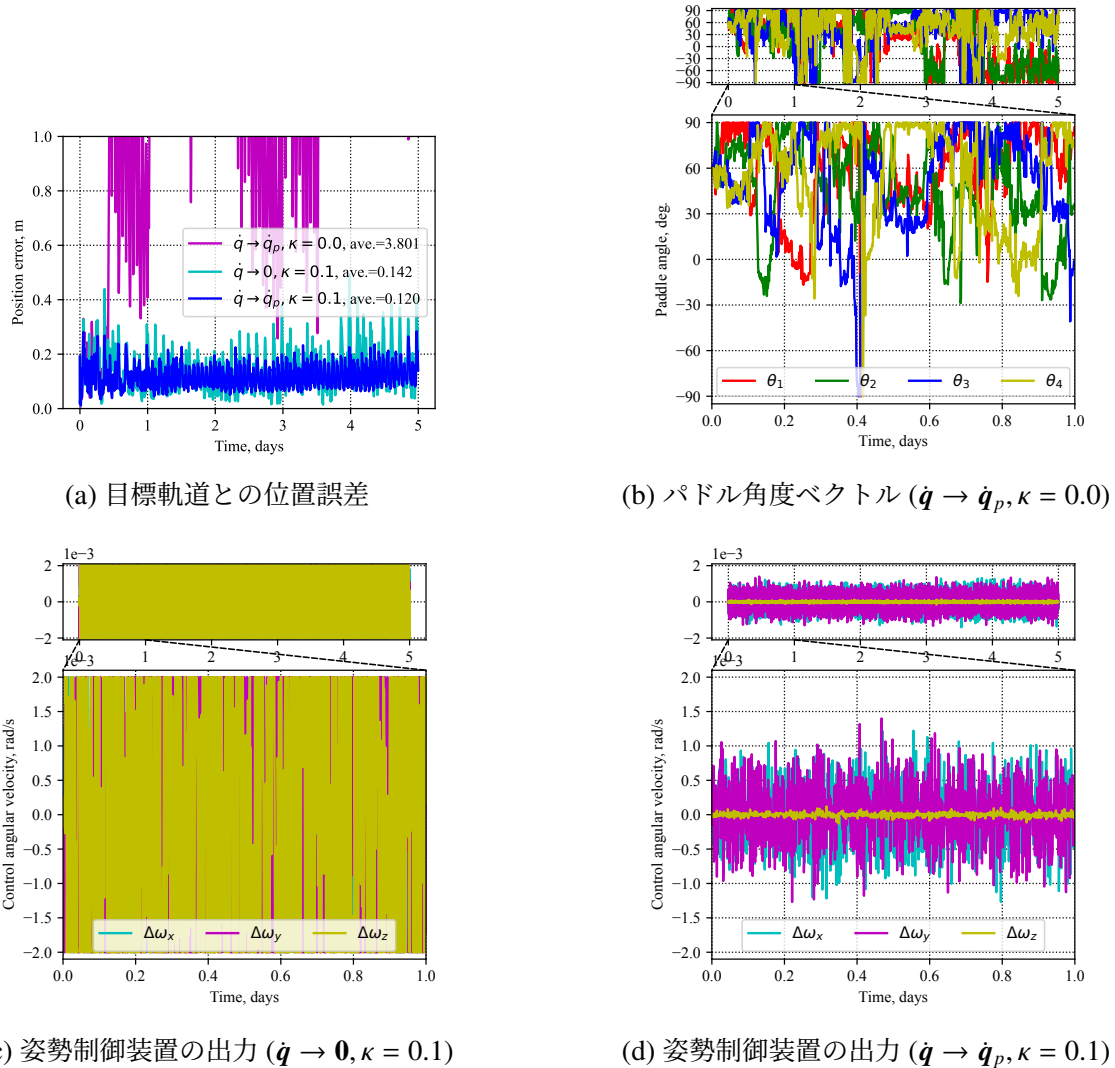


図 5.9: アブレーションスタディ結果 (#2)

評価を行う第一の構成要素は、パドル角度の変更可能範囲からの逸脱を抑制するための目的関数である。この要素の寄与は、式 (4.24) 中の  $\kappa$  を 0 とすることで評価可能である。評価を行う第二の構成要素は、姿勢の制御性を向上させるための目的関数である。式 (4.24) 中の  $\gamma$  項は、姿勢変化率  $\dot{q}$  を既存の角運動量及び可変形状機能による姿勢変化率  $\dot{q}_p$  に近づける役割を担う。 $\gamma$  項を完全に削除すると、 $\dot{q}$  に対して最適値を得るための損失を定義できなくなるため、 $\frac{\gamma}{2} \|\dot{q} - J_G \dot{\theta} - G(\mathbf{0})\|_2^2$  を  $\frac{\gamma}{2} \|\dot{q}\|_2^2$  に置き換えた目的関数を比較対象とする。 $\frac{\gamma}{2} \|\dot{q}\|_2^2$  は、 $\dot{q}$  を  $\mathbf{0}$  に近づける役割を担う。

アブレーションスタディの結果を図 5.9 に示す。図 5.9(a) は目標軌道との位置誤差の比較を示す。第一の構成要素、すなわちパドル角度の変更可能範囲からの逸脱を抑制するための目的関数を無効化 ( $\kappa = 0.0$ ) した場合、目標軌道との位置誤差は顕著に増加した。こ

のとき、図 5.9(b) に示すように、パドル角度は変更可能範囲の上限/下限である  $\pm 90^\circ$  にしばしば到達していた。一方で当該要素を有効化 ( $\kappa = 0.1$ ) した場合のパドル角度は、図 5.3(c) に示すように変更可能範囲内に収まり、変動も減少していた。以上の結果から、パドル角度の変更可能範囲からの逸脱抑制を目的とした当該要素は正常に機能しており、かつ制御性能の向上に寄与しているといえる。図 5.9(a) によると、第二の構成要素、すなわち姿勢制御装置への負担を低減するための目的関数を無効化 ( $\dot{q} \rightarrow \mathbf{0}$ ) した場合、目標軌道との位置誤差は僅かに増加した。図 5.9(c)~5.9(d) は、式 (5.2) に則って姿勢制御装置が出力する角速度ベクトルの増減量  $\Delta\omega$  を示す。第二の構成要素を無効化した場合の姿勢制御装置の出力は、図 5.9(c) に示すように上限/下限に常時到達していた。一方で当該要素を有効化 ( $\dot{q} \rightarrow \dot{q}_p$ ) した場合の姿勢制御装置の出力は、図 5.9(d) に示すように出力可能範囲内に収まっていた。以上の結果から、姿勢制御装置への負担低減を目的とした当該要素は正常に機能しており、かつ第一の構成要素と同様に制御性能の向上に寄与しているといえる。

## 5.4 空力特性の不確実性に対するロバスト性評価

副衛星の軌道制御に使用する宇宙環境力のうち、特に空力に関しては特性パラメータの不確実性が大きい。この不確実性は空力の利用において重要な課題であるため、1.3.2 項で述べたように数多くの研究が進められている。これらの手法との連携の必要性を検討すべく、本研究の提案手法に関して、空力特性の不確実性に対するロバスト性の評価を実施した。

空力特性パラメータの中でも、特に大気密度は不確実性が大きいパラメータとして知られている。そこでテストケース#2 に対し、大気密度の真値がモデル値と異なる場合の軌道制御の安定性を評価した。具体的には、モデル値が真値の 110% である場合、90% である場合、90 ~ 110% の間のランダム値である場合、の 3 パターンに関して、数値シミュレーションを実施した。

各パターンの大気密度条件における目標軌道との位置誤差を図 5.10 に示す。いずれのパターンの結果も、不確実性のない条件と同等の制御性能であることから、大気密度における  $\pm 10\%$  程度の不確実性に対するロバスト性が示された。

## 5.5 姿勢制御装置に蓄積される角運動量の解析

本研究では、リアクションホイール等の姿勢制御装置により衛星の姿勢を正確に制御することを前提とする。しかしながら、実際にはフォーメーションフライング中にリアクションホイールの角運動量が飽和し、脱飽和操作が必要になる場合がある。そこで、

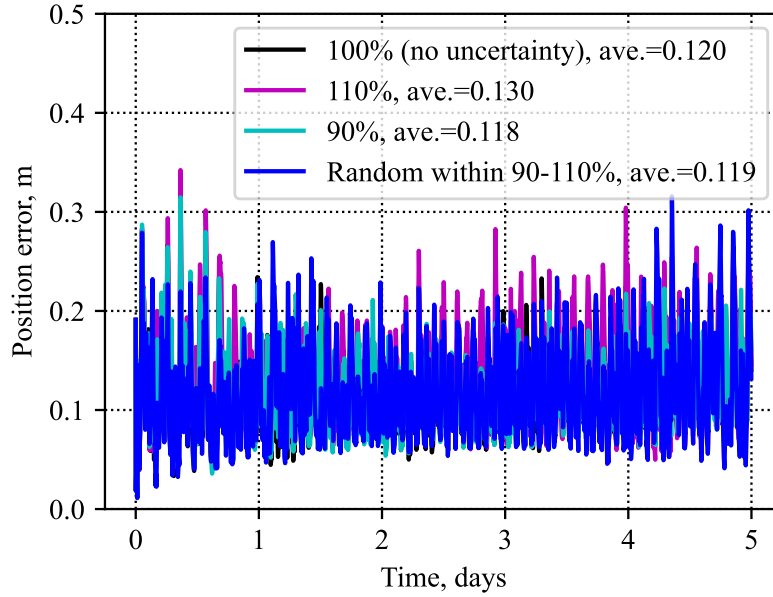


図 5.10: 不確実な大気密度条件における目標軌道との位置誤差 (#2)

VLEO の軌道条件におけるフォーメーション確立 (#1) 及び維持 (#2) のミッション中に、リアクションホイールに蓄積される角運動量を解析した。

リアクションホイールには二つの役割がある。一つ目は、重力勾配トルク等の宇宙環境力がもたらす外力トルクに起因する姿勢変化を打ち消すことである。リアクションホイールの角運動量ベクトルを  $\mathbf{H}_{RW}$ 、衛星が受ける全外力トルクを  $\mathbf{L}$  とする。衛星の姿勢変化に代わってリアクションホイールに課される角運動量変化率  $\dot{\mathbf{H}}_{RW}$  は次式で表される。

$$\dot{\mathbf{H}}_{RW} = \mathbf{L} - \boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{H}_{RW} \quad (5.3)$$

二つ目は、本研究の目的である、宇宙環境力の操作のための姿勢制御である。リアクションホイールの角運動量ベクトルを変化させることで、その反作用により式 (5.2) に示す衛星の角速度ベクトルの変化  $\Delta\boldsymbol{\omega}$  が生じる。リアクションホイールの角運動量ベクトルの変化量  $\Delta\mathbf{H}_{RW}$  は、次式で表される。

$$\Delta\mathbf{H}_{RW} = -I\Delta\boldsymbol{\omega} \quad (5.4)$$

以上を踏まえ、 $\dot{\mathbf{H}}_{RW}$  と  $\Delta\mathbf{H}_{RW}$  を数値積分することで、角運動量ベクトル  $\mathbf{H}_{RW}$  の変動履歴を解析した。なお、 $\dot{\mathbf{H}}_{RW}$  はミッション中に常時生じる変化である一方、 $\Delta\mathbf{H}_{RW}$  は各制御時刻で生じる変化であることを考慮の上、数値積分を行った。解析結果を図 5.11 に示す。リアクションホイールが有する角運動量は、フォーメーション維持ミッションであるテストケース#2 と比べ、フォーメーション確立ミッションであるテストケース#1の方が大きな変動を示した。図 5.2(b) と図 5.3(b) が示すように、テストケース#1 は要求され

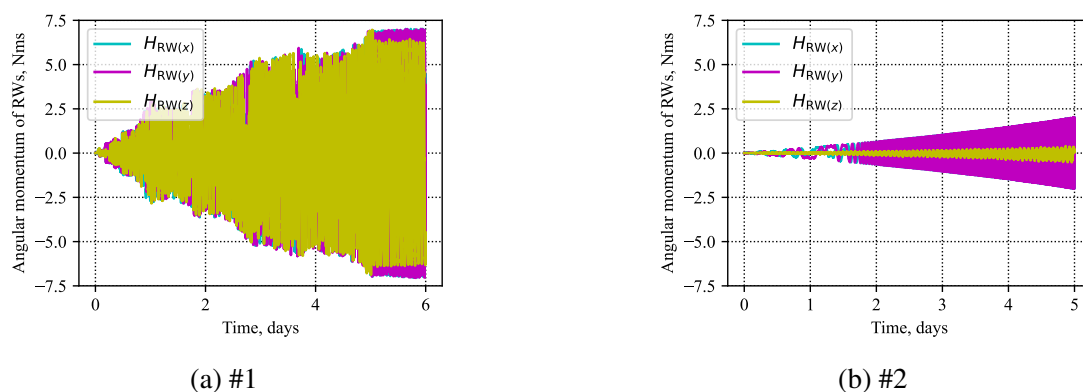


図 5.11: 姿勢制御装置に蓄積される角運動量の解析結果 (#1, #2)

る姿勢変動が大きいためと考えられる。また図 5.2(c) と図 5.3(c) が示すように、テストケース#1 の方がパドル角度の変動が大きいが故、衛星の形状の非対称性が大きくなり、宇宙環境力がもたらす外力トルクが増大したとも考えられる。

本解析の結論として、フォーメーションフライング中、特にフォーメーション確立中において、リアクションホイールの「アンローディング」が必要であると考えられる。アンローディングとは、他の手段でトルクを発生させることで衛星の姿勢を維持しつつ、リアクションホイールの角運動量を減少させる動作である。トルクを発生させるための他の手段は、可変形状機能によって所望の宇宙環境力トルクを得る方法や、磁気トルカ (MagneTorQuer : MTQ) をはじめとする他の姿勢制御装置を併用する方法が考えられる。アンローディングの頻度やタイミングは、使用する手段に応じて適切に設計する必要がある。特に、前者の手段を用いる場合、軌道制御に与える影響を最小限に抑えるための工夫が必要である。

## 5.6 遷移軌道の有用性の評価

フォーメーション確立において遷移軌道を用いる場合と用いない場合の制御性能を比較することにより、遷移軌道の有用性の評価を実施した。対象のテストケースは、GSO の軌道条件におけるフォーメーション確立ミッション (#5) とした。遷移軌道を用いない場合のシミュレーション条件として、表 5.2 中の#5 の初期  $\delta e$  を  $\delta e_{igt}$  に設定した。表 5.5 に示す制御パラメータは、遷移軌道を用いる場合と用いない場合で同一とした。

遷移軌道を用いる場合と用いない場合の目標軌道との位置誤差を図 5.12 に示す。遷移軌道を用いない場合、フォーメーション確立開始から約半日経過時点で軌道が大きく発散し始めた。4.2.5 項で述べたように、制御誤差が大きい場合、微小な宇宙環境力では制御加速度の要求を満たすことができず、フィードバック制御が機能しなかったと考えられ

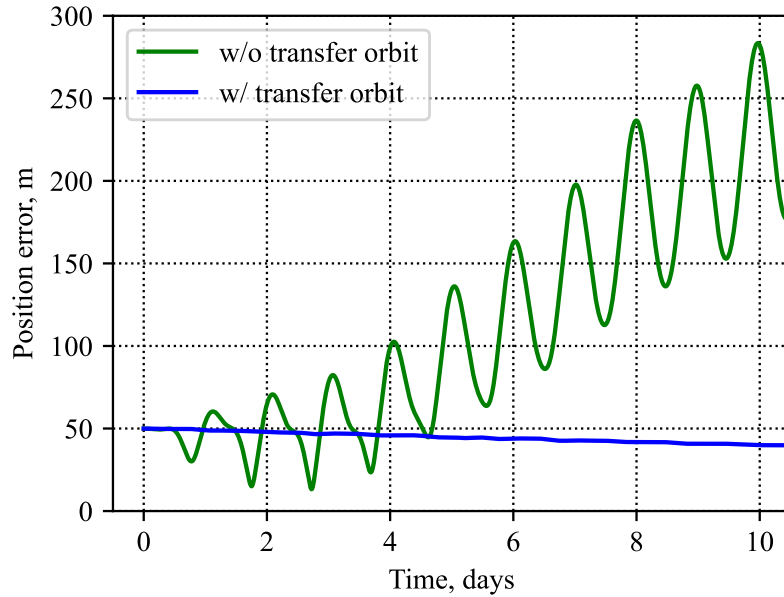


図 5.12: 遷移軌道を用いる場合と用いない場合の目標軌道との位置誤差 (#5)

る。遷移軌道を用いることで、制御加速度の要求が宇宙環境力で発生可能な範囲内に収まり、副衛星を適切に誘導することが可能となる。

## 5.7 考察

全てのテストケースにおけるシミュレーション結果は、提案手法によって副衛星が目標の相対軌道に収束し、かつ安定的に制御可能であることを示した。特に、自己遮蔽を推定するためのニューラルネットワーク  $F_{NN}$  を使用しなかった場合、軌道の発散や制御精度の低下が生じたことから、自己遮蔽を考慮することの重要性が示された。これは、複雑な現象のモデリングを容易化するニューラルネットワークを組み込むことによって実現される。また、姿勢/形状の算出手法に関するアブレーションスタディの結果、衛星の機械的制約を考慮すべく加えた構成要素が、制御の安定化につながることを確認した。

一方で、ニューラルネットワークによる自己遮蔽推定の要否は、ミッションの要求精度とのトレードオフを考慮の上で決定されるべきである。例えば、VLEO の軌道条件であるテストケース#1 と#2 では、自己遮蔽を考慮しない場合は#2 の最後に約 70 cm ほどの制御誤差が生じたものの、それ以外で制御は一貫して安定的であった。またテストケース#6 では、自己遮蔽を考慮しない場合に制御精度は低下するものの、概ね 3 m 以内の精度で軌道維持が実現できた。要求精度がこれらの制御精度より大きい場合は、自己遮蔽の考慮は必須ではない。

自己遮蔽を考慮しない場合の制御の乱れが顕著であったのは、LEO の軌道条件である

テストケース#3 と#4 であった。LEO は地球からの距離が近いため、高次の重力加速度項といった摂動の影響を受けやすい。さらには、図 1.2 に示すように、フォーメーション制御に用いている空力は地球から離れると急激に減衰する。したがって、発生可能な制御加速度の大きさが、摂動に対して頑健に制御できるほど十分ではなく、制御が不安定になりやすいといえる。一方で、VLEO は LEO と比べると摂動は大きいものの、それ以上に十分大きな空力を利用できるため、制御が概ね安定であったと考えられる。また GSO は地球から遠く摂動が小さいため、利用可能な宇宙環境力が実質的に太陽輻射圧のみであっても、LEO よりは安定的な制御が実現できたと考えられる。なお、摂動の小さな GSO であってもフォーメーション確立(#5)で軌道が発散した理由は、必要な制御加速度がフォーメーション維持と比べて大きいためである。この制御加速度の増分は、式 (4.11) の  $\delta \dot{e}$  項に起因する。

以上をまとめると、発生可能な加速度の範囲が制御加速度の要求値より十分に大きい場合は、自己遮蔽を考慮しないために制御加速度の想定値と実績値のギャップにより制御が一時的に乱れたとしても、その後のリカバリーが働くことで概ねロバストな制御が実現できる見込みがある。一方で、発生可能な加速度の範囲が制御加速度の要求値と比べて十分に大きくない場合は、一度乱れた制御をリカバリーするほどの加速度を発生できず、軌道が発散する可能性が高い。このような条件であっても適切に制御を行うためには、制御加速度の想定値と実績値のギャップを埋めること、すなわち自己遮蔽の考慮が重要となる。自己遮蔽の影響を受けやすい/受けにくい衛星モデルに関する詳細な検討は本研究の範囲外であるが、衛星の外観が大きく複雑になればなるほど自己遮蔽の影響を受けやすくなることは容易に想像できる。本研究が一般的な非凸の衛星による高精度なフォーメーションフライングの実現に役立つことを期待する。

## 5.8 本章のまとめ

宇宙環境を模擬した数値シミュレータを用い、提案手法の有用性を評価した。テストケースは、VLEO/LEO/GSO の三種類の軌道条件と、フォーメーション確立/維持の二種類のミッションの組み合わせによる、全 6 ケースとした。シミュレーションの結果、全てのテストケースにおいて安定的な軌道制御が達成された。特に自己遮蔽を考慮しない場合のシミュレーション結果には、軌道が発散や制御精度の低下が見られ、自己遮蔽を考慮することの重要性が示された。その他、提案手法によるフォーメーションフライングの成立性や課題の議論のため、複数の評価を追加で実施した。制御加速度を宇宙環境力によって発生するための姿勢/形状の算出方法に関するアブレーションスタディでは、姿勢/形状に関する機械的制約を考慮すべく設計した目的関数の妥当性を確認した。空力特性の不確実性に対するロバスト性評価では、大気密度における  $\pm 10\%$  程度の不確実性に対するロバス

ト性が示された。姿勢制御装置 (リアクションホイール) に蓄積される角運動量の解析では、特にフォーメーション確立において角運動量の蓄積が大きく、適切なタイミングでのアンローディングの必要性が示唆された。遷移軌道の有用性の評価では、遷移軌道を用いることで制御加速度の要求が宇宙環境力で発生可能な範囲内に収まり、副衛星を適切に誘導できることが示された。

## 第6章

# フォーメーションフライング成立の条件検討

本研究では、推進剤フリーなフォーメーションフライングを実現すべく、自己遮蔽を考慮した宇宙環境力による軌道制御手法を提案した。そして5章では、六種類のテストケースに対して数値シミュレーションによる検証を行い、有用性を示した。一方で、推進剤を用いずに宇宙環境力のみで軌道を制御することは、制御の成否が主/副衛星の軌道条件に強く依存することを意味する。したがって、具体的なミッション計画を策定する上で、ミッションの成否と軌道条件の関係性を把握しておくことが非常に重要となる。高度や分離距離といった軌道条件が網羅的な組み合わせを取りうる中、5章で実施したような数値シミュレーションを個別に実施することは、非常に効率が悪い。もしミッションの成否と軌道条件の関係性をマクロに把握するための指標が得られれば、ミッション計画の策定の大幅な効率化につながる。そこで本章では、フォーメーション維持ミッションに焦点を当て、ミッション成立性の指標化方法と、様々な軌道条件に対して実施した適用可能性の調査結果について述べる。

### 6.1 定義

フォーメーションフライングの成否は、様々な要素によって決定づけられる。例えば、制御の観点から見ると、式(4.11)に示す制御加速度において、フィードバック行列  $P$  の設計は制御性能に大きな影響を与える。一方で、宇宙環境力はスラスタ等と比べて微小な推

力であるが故、制御の設計以前に、力学環境によって成否が決定づけられる場合がある。そこで本節では、制御の設計とは切り離し、フォーメーションフライングが成立する力学環境に基づいて適用可能性を定義する。

宇宙には、図 1.2 に示すように様々な宇宙環境力が存在する。本研究のフォーメーションフライングでは、このうち空力と太陽輻射圧を軌道制御の手段として使用するため、地球の重力 (GM) を除く他の宇宙環境力は摂動要因として扱われる。仮に、主/副衛星に作用する摂動加速度の向きや大きさが同じである場合、空力及び太陽輻射圧を用いて両衛星の相対軌道を制御することは容易である。言い換えると、これらの向きや大きさが異なるほど、相対軌道の制御は困難となる。したがって、主/副衛星に作用する摂動加速度の差分の程度が、フォーメーションフライングの適用可能性の鍵を握るといえる。

図 1.2 の宇宙環境力において、空力、太陽輻射圧、GM を除くと、地球の扁平性に由来する高次の重力加速度成分「 $J_2$  項」が最大の摂動要因となる。そこで、主/副衛星に作用する  $J_2$  項の差分を、空力及び太陽輻射圧を以て相殺できる可能性を、フォーメーションフライングの適用可能性と定義する。

## 6.2 指標化

フィードバック制御を行わずに目標の相対軌道上を誤差無しで航行する仮想副衛星を考える。以降、仮想副衛星に属する変数を添字  $(\cdot)_{d^*}$  によって示す。宇宙環境力モデルに則って仮想副衛星に生じる加速度を  $\mathbf{u}_{d^*}$  とするとき、式 (4.5) は以下のように書き換えられる。

$$\mathbf{A}_{d^*} - \mathbf{A}_c + \mathbf{B}_{d^*}\mathbf{u}_{d^*} - \mathbf{B}_c\mathbf{u}_c = \mathbf{0} \quad (6.1)$$

ここで、本章で扱う適用可能性の指標化はフォーメーションの維持ミッションを対象とし、目標の相対軌道は一定であることから、 $\delta\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{0}$  を用いた。式 (4.6) 以降と同様に部分空間への射影を考えると、式 (6.1) より次式が成り立つ。

$$\tilde{\mathbf{A}}_{d^*} - \tilde{\mathbf{A}}_c + \tilde{\mathbf{B}}_{d^*}\mathbf{u}_{d^*} - \tilde{\mathbf{B}}_c\mathbf{u}_c = \mathbf{0} \quad (6.2)$$

式 (6.2) を変形し、仮想副衛星への要求加速度  $\hat{\mathbf{u}}_{d^*}$  を得る。

$$\hat{\mathbf{u}}_{d^*} = -\tilde{\mathbf{B}}_{d^*}^{-1}(\tilde{\mathbf{A}}_{d^*} - \tilde{\mathbf{A}}_c - \tilde{\mathbf{B}}_c\mathbf{u}_c) \quad (6.3)$$

式 (6.3) に示す要求加速度は、式 (4.11) に示すフィードバック制御のための要求加速度から、フィードバック項  $P\Delta\dot{\mathbf{e}}$  と目標の相対軌道の変化  $\delta\dot{\mathbf{e}}$  を取り除いた形となる。4.2.2 項で述べたように、行列  $A$  は平均運動と  $J_2$  項による平均軌道要素の変化率を表す。フォーメーションフライング中の主/副衛星の平均運動は基本的に一致するため、式 (6.3) 中の  $\tilde{\mathbf{A}}_{d^*} - \tilde{\mathbf{A}}_c$  は両衛星に作用する  $J_2$  項の差分を表す。すなわち  $\hat{\mathbf{u}}_{d^*}$  は、仮想副衛星が  $J_2$  項の差分を相殺して目標軌道を維持するために必要な加速度となる。

ある軌道条件が与えられたとき、仮想副衛星が軌道一周を通じて  $\hat{\mathbf{u}}_{d^*}$  を発生し続けられるか否かを指標化する。提案する指標 (Applicability Score : AS) を以下に示す。

$$AS = \frac{1}{T} \int_0^T \frac{\hat{\mathbf{u}}_{d^*} \cdot \mathbf{u}_{d^*}}{\max(\|\hat{\mathbf{u}}_{d^*}\|_2, \|\mathbf{u}_{d^*}\|_2)^2} dt \quad (6.4)$$

ここで、 $T$  は軌道周期である。被積分関数の値は、 $\hat{\mathbf{u}}_{d^*}$  と  $\mathbf{u}_{d^*}$  の向きと大きさが共に一致する場合に 1 となる。すなわち、 $J_2$  項の差分の相殺に必要な要求加速度  $\hat{\mathbf{u}}_{d^*}$  を軌道一周通じて発生可能な場合、 $AS = 1$  となる。

## 6.3 調査

### 6.3.1 軌道高度と分離距離

フォーメーションフライングに適した軌道高度と主/副衛星の分離距離を調査すべく、様々な軌道長半径  $a$  と分離距離のグリッドサーチによる AS 出力を行った。軌道長半径  $a$  の調査範囲は、VLEO から GSO をカバーする  $6.6 \times 10^6 \sim 4.3 \times 10^7$  m とした。分離距離の調査範囲は 10 ~ 1,000 m とした。その他の平均軌道要素は、 $(e, i, \Omega, \omega, M) = (1.00 \times 10^{-3}, 45.0^\circ, 45.0^\circ, 0.00^\circ, 0.00^\circ)$  とした。軌道元期は、昇交点赤経  $\Omega$  の基準となる春分点方向が太陽の方向と一致する 2022/3/20 とした。

調査結果を図 6.1 に示す。  $a = 1.00 \times 10^7$  m 付近 (軌道高度約 3,000 ~ 6,000 km) の中軌道 (Medium Earth Orbit : MEO) かつ分離距離の大きい領域において、AS の低下が見られた。  $a = 1.00 \times 10^7$  m 付近より高軌道側では、分離距離の大きい条件であっても 1 に近い AS を示したが、低軌道側で 1 に近い AS を示したのは分離距離 100 m 程度までであった。

### 6.3.2 軌道面

6.3.1 項の調査結果を踏まえ、フォーメーションフライングに適した主衛星の軌道面の調査を実施した。図 6.2 に示すように、衛星の軌道面は昇交点赤経  $\Omega$  と軌道傾斜角  $i$  によって決定される。そこで、これらのパラメータのグリッドサーチによる AS 出力を行った。軌道の対称性を踏まえ、 $\Omega$  と  $i$  の範囲はいずれも  $0^\circ \sim 180^\circ$  とした。軌道長半径  $a$  は、比較のために  $6.94 \times 10^6$  m (LEO)、 $1.00 \times 10^7$  m (MEO)、 $4.22 \times 10^7$  m (GSO) の三種類とした。その他の平均軌道要素は、 $e = 1.00 \times 10^{-3}$ 、 $\omega = 0.00^\circ$ 、 $M = 0.00^\circ$  とした。主/副衛星の分離距離は、比較のために 50 m と 1,000 m の二種類とした。軌道元期は、6.3.1 項の調査と同様に 2022/3/20 とした。

調査結果を図 6.2 に示す。  $a = 6.94 \times 10^6$  m (LEO)、 $4.22 \times 10^7$  m (GSO) の条件では、 $\Omega$  と  $i$  の値に依らず AS は 1 に近い値であった。一方で、6.3.1 項の調査で AS が低く表れた

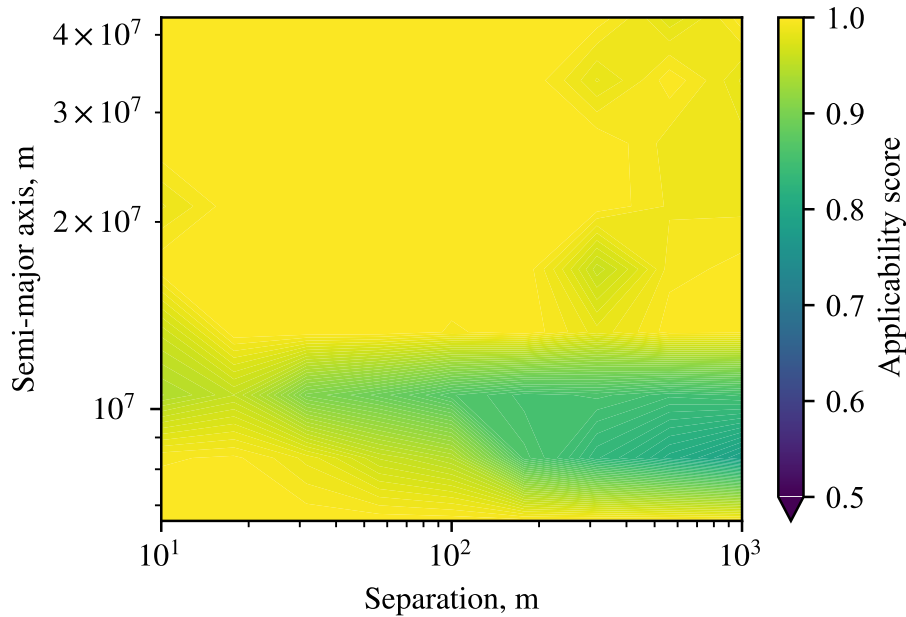


図 6.1: 軌道高度と分離距離の調査結果

$a = 1.00 \times 10^7$  m (MEO) の条件では、 $\Omega$  と  $i$  のどちらか一方が  $0^\circ$  または  $180^\circ$  に近い場合に AS が低下した。また、 $\Omega$  と  $i$  が共に  $90^\circ$  に近い場合にも AS が低下した。これらの傾向は、分離距離が大きいほど顕著であった。

### 6.3.3 $J_2$ -Invariant 相対軌道

6.1 節で述べたように、衛星が受ける最大の摂動要因は、地球の扁平性に由来する  $J_2$  項である。 $J_2$  項は、平均軌道要素に対して永年摂動を与える。 $J_2$  項による永年摂動の大きさは、衛星が航行する軌道条件すなわち衛星自身の平均軌道要素によって決定づけられる。主/副衛星の平均軌道要素が近い場合、両衛星に作用する永年摂動は概ね一致するため、永年摂動がフォーメーションに与える影響は小さい。一方で主/副衛星の平均軌道要素に有意な差異が存在する場合、両衛星に生じる永年摂動の違いから、フォーメーションの維持には多大な推力コストを要する。

そのような中、平均軌道要素に有意差がある場合でも、これらが所定の条件を満たすことで、両衛星間の相対的な永年摂動がゼロに近づき、フォーメーションの維持コストを抑えることができる。このような条件を満たす相対軌道を「 $J_2$ -Invariant 相対軌道」と呼ぶ。目標の相対軌道  $\delta e = [\delta a, \delta e, \delta i, \delta \Omega, \delta \omega, \delta M]^T$  のうち、 $(\delta a, \delta e, \delta i)$  が所定の関係を満たす場合、 $J_2$ -Invariant が成り立つ。詳細は付録 D を参照されたい。

本研究のフォーメーションフライングが使用する宇宙環境力の大きさは、スラスタ等と

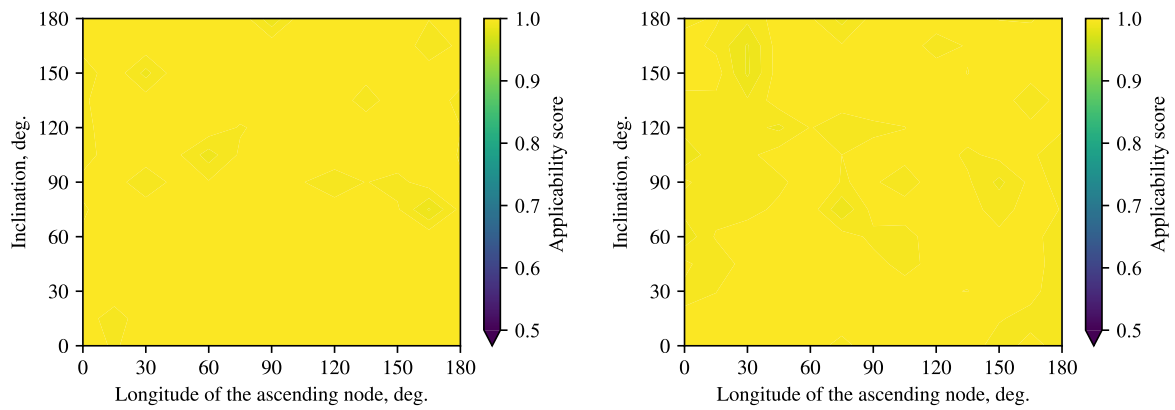
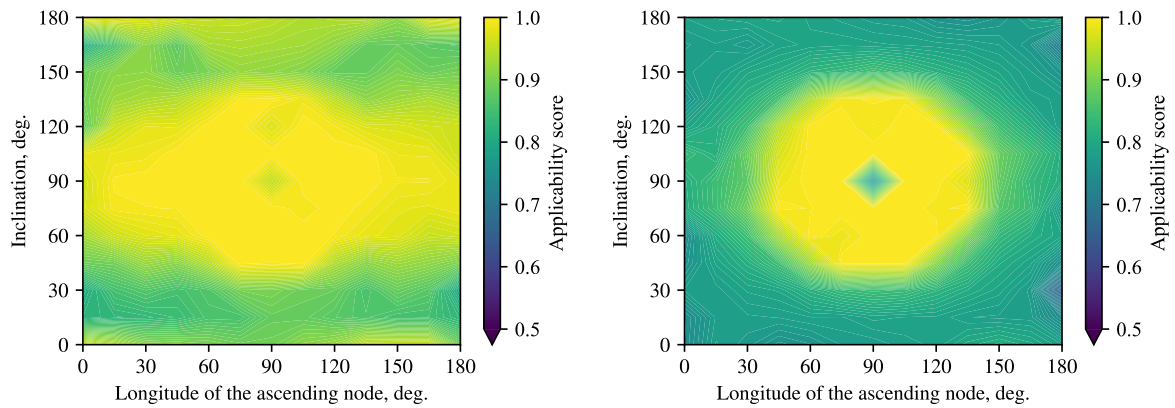
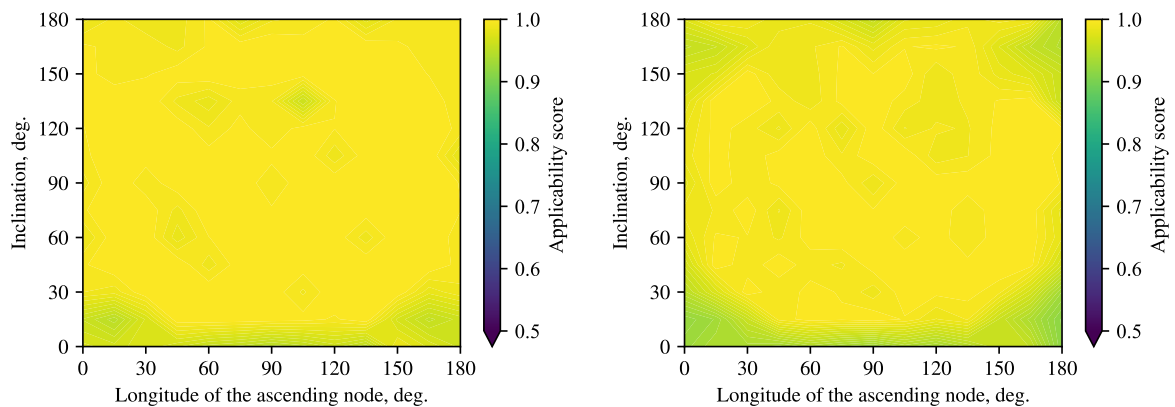
(a)  $a = 6.94 \times 10^6$  m (LEO), 分離距離=50 m(b)  $a = 6.94 \times 10^6$  m (LEO), 分離距離=1,000 m(c)  $a = 1.00 \times 10^7$  m (MEO), 分離距離=50 m(d)  $a = 1.00 \times 10^7$  m (MEO), 分離距離=1,000 m(e)  $a = 4.22 \times 10^7$  m (GSO), 分離距離=50 m(f)  $a = 4.22 \times 10^7$  m (GSO), 分離距離=1,000 m

図 6.2: 軌道面の調査結果

表 6.1:  $J_2$ -Invariant 相対軌道の一例 [68]

(a) 主衛星の平均軌道要素

$a$ [m]	$e$	$i$ [°]	$\Omega$ [°]	$\omega$ [°]	$M$ [°]
$7.153 \times 10^6$	0.05	48.0	0.0	30.0	0.0

(b) 目標相対軌道

$\delta a$ [m]	$\delta e$	$\delta i$ [°]	$\delta \Omega$ [°]	$\delta \omega$ [°]	$\delta M$ [°]
-0.351765	0.0001	0.001035	0.005	0.01	-0.01

比べて微小である。したがって、推力コストの低い  $J_2$ -Invariant 相対軌道を利用できれば、ミッションの幅を拡大できる可能性がある。そこで、 $J_2$ -Invariant 相対軌道に対する適用可能性の調査を実施した。調査を行う軌道条件を表 6.1 に示す [68]。本軌道条件の主/副衛星の分離距離は最大で約 2,000 m である。本調査では、 $J_2$ -Invariant 条件の近傍を含めて適用可能性を評価すべく、 $(\delta a, \delta e, \delta i)$  に所定の範囲を設けた。具体的には、表 6.1(b) の  $(\delta a, \delta e, \delta i)$  を中心に、それぞれ  $\pm 0.2$  m,  $\pm 0.0001$ ,  $\pm 0.001^\circ$  の幅を設けた。そして可視化のため、三変数のうち一変数を表 6.1(b) に値に固定し、他の二変数について前述の範囲を設け、範囲内でグリッドサーチによる AS 出力を行った。軌道元期は、2022/1/1 とした。

調査結果を図 6.1 に示す。いずれの結果も図の中心において AS が最大値となることから、表 6.1(b) に示す  $J_2$ -Invariant 条件の正当性が示された。しかしながら、これらの最大値は 0.8 程度であり、適用可能性は低い結果となった。

## 6.4 考察

まず、図 6.1 に示すように  $a = 1.00 \times 10^7$  m 付近 (軌道高度約 3,000 ~ 6,000 km) の MEO 条件において AS が低下する理由について考察する。LEO の条件では、空力と太陽輻射圧のいずれも利用可能であるため、主/副衛星に作用する  $J_2$  項の差分を相殺することができた。また GSO の条件では、地球から遠いために  $J_2$  項の影響が小さく、利用可能な宇宙環境力が太陽輻射圧のみであっても、LEO と同様に  $J_2$  項の差分を相殺することができた。しかしながら、これらの間である軌道高度約 3,000 ~ 6,000 km の MEO では、ある程度の  $J_2$  項の影響を受けつつも、利用可能な宇宙環境力は実質的に太陽輻射圧のみである。したがって、 $J_2$  項の差分を相殺するための十分な加速度を発生できなかったと考えられる。主/副衛星の分離距離が広がるほど  $J_2$  項の差分は増加するため、特に分離距離が大きい条件で AS の低下が顕著であった。このように、軌道高度の増加に伴って適用可能性が一旦低下するもののやがて上昇に転じる傾向は、地球から離れると急激に減衰する空力と

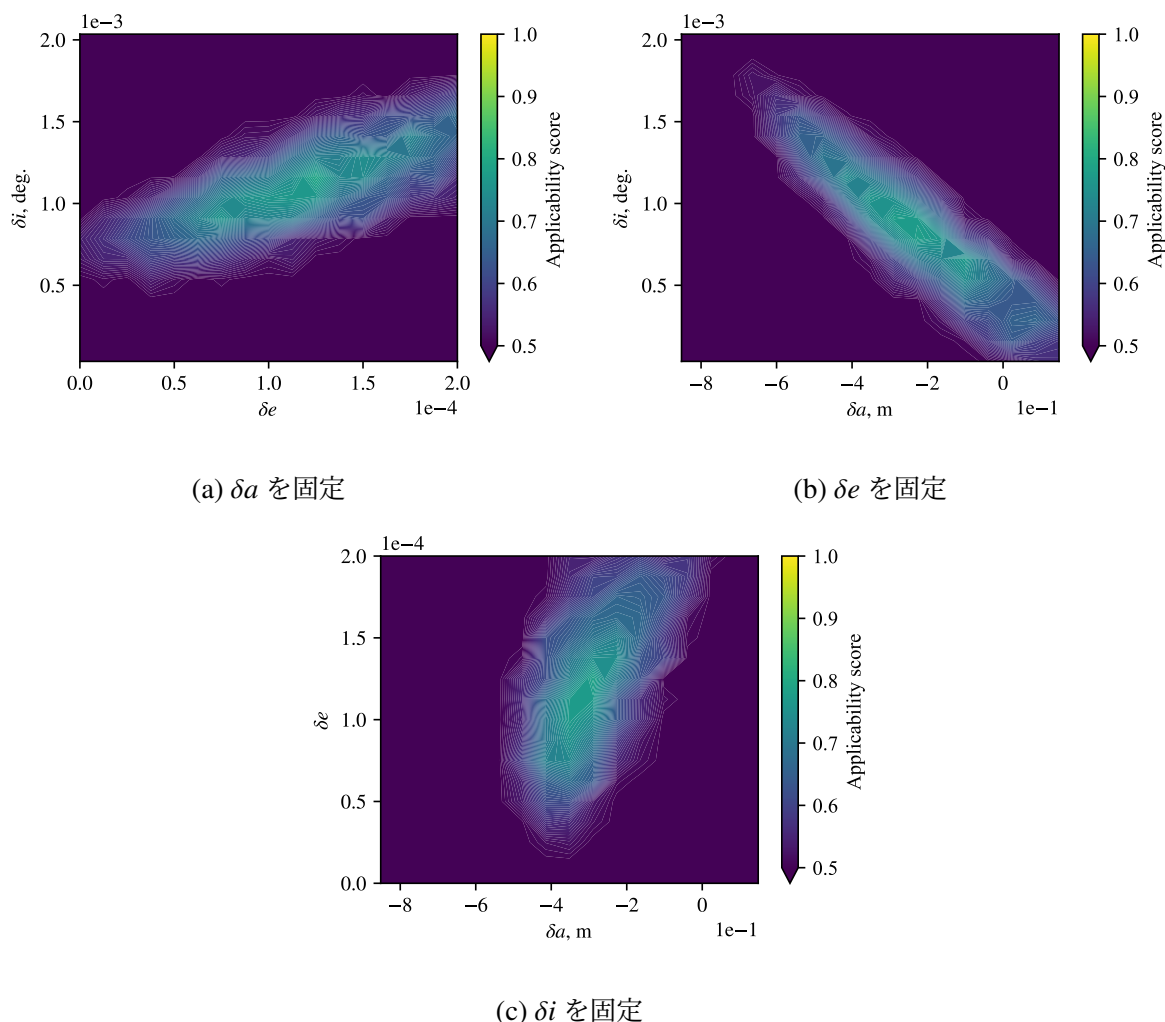


図 6.3:  $J_2$ -Invariant 相対軌道に対する適用可能性の調査結果

大きさがほぼ一定な太陽輻射圧を併用するからこそ生じる現象である。

次いで、図 6.2(c) 及び図 6.2(d) に示すように  $\Omega$  と  $i$  のいずれかが  $0^\circ$  または  $180^\circ$  に近い場合、さらには共に  $90^\circ$  に近い場合に AS が低下する理由について考察する。これらの条件における軌道面の模式図を図 6.4 に示す。本調査では春分を元期に設定しているため、春分点方向から太陽光が入射する。 $\Omega$  と  $i$  のいずれかが  $0^\circ$  または  $180^\circ$  の場合、図 6.4(a) に示すように衛星に作用する太陽輻射圧は軌道面内成分のみである。また、 $\Omega$  と  $i$  がいずれも  $90^\circ$  である場合、図 6.4(b) に示すように衛星に作用する太陽輻射圧は軌道面外成分のみである。 $J_2$  項の差分の相殺に必要な式 (6.3) に示す加速度は、面内/面外成分共に有するため、どちらか一方しか発生できないこれらの軌道面の条件においては、フォーメーションの維持が困難であると考えられる。

最後に、図 6.3 に示すように  $J_2$ -Invariant 相対軌道における AS が低い理由について考

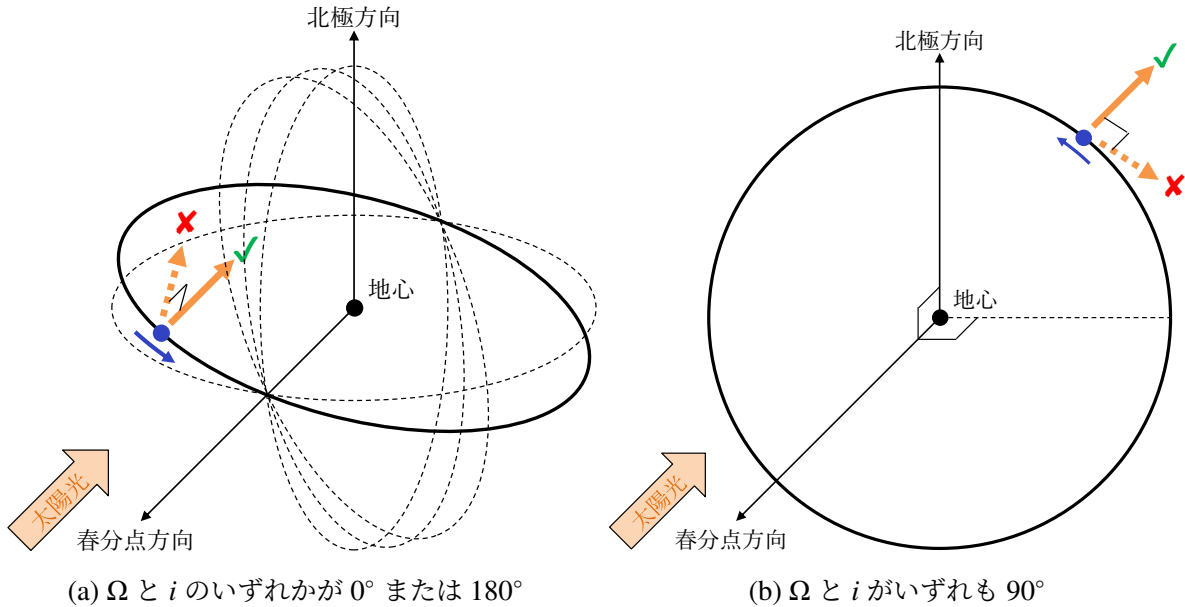


図 6.4: 適用可能性が低下する軌道面

察する．表 6.1(b) は  $J_2$ -Invariant の条件から得られる値であるが，この計算は付録 D に示すように一次近似を含む複数回の近似計算を含む．したがって， $J_2$ -Invariant の条件を満たしたとしても，実際には主/副衛星間の相対的な永年摂動は正確にゼロとはならず，フォーメーションの維持には所定の推力が要求される．本研究のフォーメーションフライングが使用する宇宙環境力の大きさは微小であるため，この推力要求を十分に満たすことが出来なかったと考えられる．

## 6.5 ミッション計画の策定基準

本章の適用可能性の調査結果より，宇宙環境力によるフォーメーションフライングのミッション計画の策定基準は，以下のようにまとめられる．

- ミッション軌道は，軌道高度約 3,000 ~ 6,000 km は避け，より宇宙環境力の大きい低軌道側あるいは摂動の小さい高軌道側の軌道を選択する．
- 低軌道を選択する場合は，主/副衛星の分離距離は 100 m 以内とする．
- 太陽輻射圧を適切に活用すべく，太陽光と垂直または平行となる軌道面を避けてミッション軌道を選択する．
- 推力コストが低いとされる  $J_2$ -Invariant 相対軌道は採用せず，主/副衛星の分離距離が小さなフォーメーションに限定する．

なお，本調査結果はひばり衛星モデルを仮定したものであるため，他の衛星モデルを用

いる場合は異なる結果が得られる。具体的には、衛星の質量がより小さい場合、あるいは宇宙環境力を受ける表面積がより大きい場合、宇宙環境力によって発生する加速度は増加するため、適用可能性は総じて向上すると考えられる。また本調査で使用した指標は、 $J_2$  項の差分の相殺可否に基づき、フォーメーション維持ミッションの成立性をマクロに把握すべく提案したものである。実際に各軌道条件でミッションが成立するか否かは、5章で述べた軌道伝播に基づく数値シミュレーションや、可能な範囲での地上実験等を通じ、詳細に検討されるべきである。

## 6.6 本章のまとめ

本章では、宇宙環境力によるフォーメーションフライングを活用した具体的なミッション計画の策定に向け、ミッションの成否と軌道条件の関係性をマクロに把握するための指標を提案した。具体的には、フォーメーション維持ミッションに焦点を当て、フォーメーション維持の必要条件として主/副衛星に作用する摂動 ( $J_2$  項) の差分の相殺可否を指標化した。ひばり衛星モデルの使用を仮定し、本指標を用いて軌道条件の網羅的な調査を行った結果、「約 3,000 ~ 6,000 km 以外の軌道高度を選択する」、「低軌道を選択する場合は主/副衛星の分離距離は 100 m 以内とする」、「太陽光と垂直または平行となる軌道面は避ける」、「 $J_2$ -Invariant 相対軌道は採用しない」といったミッション計画の策定基準が得られた。



## 第7章

# 結論

### 7.1 本研究の総括

本研究では、制御可能な宇宙環境力である空力と太陽輻射圧を利用した、推進剤が不要なフォーメーションフライングについて検討を行った。宇宙環境力によるフォーメーションフライングは、主/副衛星間の相対軌道の誤差から要求される制御加速度を宇宙環境力によって発生すべく、衛星の姿勢/形状を適切に変化させることで実現される。本研究が用いる衛星モデルは、4枚の太陽電池パドルの展開角度を独立に変更可能な「可変形状機能」を有する。太陽電池パドル等を搭載する衛星の外観は非凸性を有するため、衛星のある表面に向かう気体粒子/光子が別の表面によって遮られる「自己遮蔽」が生じる。宇宙環境力を用いたフォーメーションフライングの先行研究は、いずれも自己遮蔽を無視して制御則を構築しているため、宇宙環境力による発生加速度の想定値と実績値にギャップが生じ、制御性能が低下し得るという課題があった。この課題の解決に向けた具体的な取り組みを以下に示す。

- 制御加速度を宇宙環境力によって適切に発生させるためには、衛星の姿勢/形状と発生加速度を関連付ける「宇宙環境力モデル」が重要となる。非凸な衛星における自己遮蔽を考慮可能な従来モデルは、気体粒子/光子が遮蔽される領域を特定するためにレイトレーシングが用いられており、計算コストが高い。そこで、自己遮蔽を推定するためのニューラルネットワークを備えた新たな宇宙環境力モデルを提案した。ニューラルネットワークの学習は、従来モデルの入出力データを用いて行った。評価の結果、従来モデルに匹敵する自己遮蔽の推定性能を有しつつ、計算時間を約 1/11 に短縮した。
- 宇宙環境力によるフォーメーションフライングの実現に向け、主/副衛星の平均軌道要素の差分を所定の目標値に近づけるためのフィードバック制御則を構築した。

特に宇宙環境力で発生可能な加速度は微小なため、高い制御効率を実現するためのゲイン設計及び、制御の安定性を高めるための遷移軌道の設計を行った。可変形状衛星における姿勢/形状の変更自由度は制御加速度の次元数を上回るため、制御加速度を宇宙環境力によって発生させるための姿勢/形状を一意に定めることはできない。そこで、衛星の機械的制約を考慮した最適化問題を逐次的に解くことによる姿勢/形状算出手法を提案した。考慮する機械的制約は、直前の制御時刻からの姿勢/形状変化量の最小化、パドル駆動範囲からの逸脱防止、姿勢制御装置への負担低減とした。この最適化問題はラグランジュの未定乗数法によって解析的に解くことが可能なため、軌道上でのリアルタイム処理に適している。

- 宇宙環境を模擬した数値シミュレータを用い、自己遮蔽が軌道制御に及ぼす影響の検証と、提案手法の有用性の評価を実施した。テストケースは、VLEO/LEO/GSOの三種類の軌道条件と、フォーメーション確立/維持の二種類のミッションの組み合わせによる、全6ケースとした。自己遮蔽を考慮しない場合のシミュレーション結果には、軌道の発散や制御精度の低下が見られた一方、自己遮蔽を考慮することで全てのテストケースにおいて安定的な軌道制御が達成された。これにより、自己遮蔽を考慮することの重要性及び、提案手法の有用性が示された。また、宇宙環境力によるフォーメーションフライングの成否と軌道条件の関係性をマクロに調査すべく、フォーメーション維持の必要条件として、主/副衛星に作用する摂動( $J_2$  項)の差分の相殺可否を指標化した。この指標を用いて軌道条件の網羅的な調査を行った結果、軌道高度約 3,000 ~ 6,000 km を避けた低軌道側または高軌道側において適用可能性が高い等の知見を得た。

## 7.2 今後の課題

### 7.2.1 衛星モデルの最適化

本研究では図 2.1 に示すひばり衛星モデルを使用した。宇宙環境力によるフォーメーションフライングの実現に向けて、衛星モデルには改善の余地がある。例えば6章で実施した調査では、現状の衛星モデルでは適用可能性が低い軌道条件が存在することが示された。この傾向は、宇宙環境力によって発生可能な加速度の小ささに起因するため、衛星の軽量化や宇宙環境力を受ける表面積の拡大によって改善の見込みがある。しかしながら、低軌道条件においてこれらの改良を加えると軌道低下が顕著となり、衛星寿命が短くなる。したがって最適な衛星モデルは、宇宙環境力の制御性と衛星寿命のトレードオフに基づいて決定されるべきである。なお、本研究で提案した宇宙環境力モデル及び制御手法のアイデアは、あらゆる可変形状衛星に対して適用可能である。

### 7.2.2 宇宙環境力の特性パラメータの不確実性に対するロバスト性向上

本研究の空力モデルは、気体粒子と衛星表面の相互作用モデルとして Sentman's model を使用し、大気密度には NRLMSISE-00 モデルを使用している。太陽輻射圧モデルでは、衛星表面での光子の拡散反射に関して、ランバート反射を仮定している。また衛星を構成するそれぞれの平板内では、空力特性や反射特性は均一であると仮定している。しかしながら、宇宙環境における空力及び太陽輻射圧の実際の発生メカニズムは非常に複雑であり、これらのモデルには不確実性が内在する。

特に不確実性の大きい空力に関しては、5.4 節でロバスト性の検証を行い、 $\pm 10\%$  程度の大気密度モデルの誤差に対してはロバストに制御可能であることを示した。しかしながら、空力特性は太陽活動とも密接に関係しており、不確実性はさらに大きく変動する可能性が十分に考えられる。本研究で提案するニューラルネットワークベースの空力モデルは、原理的にはどのような発生メカニズムも模倣することができる。さらに、近年の小型衛星の台頭に伴い、軌道上での空力特性の計測に関する研究も増加している [69, 70]。今後、空力の発生メカニズムがより詳細に解明された暁には、これを模倣した提案モデルが衛星に搭載されることを期待する。一方で制御則に関しても、より大きな不確実性に対処すべく、適応制御等を取り入れたロバストな制御則を模索することが望まれる [22–25]。

### 7.2.3 単機の軌道制御ミッションへの応用

フォーメーションフライングにおけるフィードバック制御では主/副衛星間の相対軌道に目標を設定したが、所定の絶対軌道为目标とすることで、本研究で提案する制御手法を単機の軌道制御に適用することが可能である。単機の軌道制御は、地球周回衛星における軌道位相調整 (Orbital phasing) や深宇宙探査衛星等でしばしば必要とされる。これらのミッションへの適用可能性を検証し、必要に応じて改良を加えることで、一般的な非凸衛星における推進剤フリーの推力手段として提案手法が幅広く活用されることを期待する。

### 7.2.4 実機開発及び実運用に向けた衛星システムの検討

4.1 節で述べたように、本研究ではセンサーやアクチュエータの種類は議論の Scope 外とし、これらは誤差を含まず動作するものと仮定した。しかしながら実際にはこれらは誤差を含むため、実機開発に向けては誤差の影響範囲や制御則のロバスト性の検証が必須である。特に位置データの取得に最も広く使用されている Global Positioning System (GPS) は、GPS 衛星より地球に近い LEO 条件であれば cm オーダーでの相対位置の取得が可能とされているが、軌道高度が上がるほど精度が低下する [3]。そこで、両衛星間の

距離を mm オーダーで取得可能なレーザーシステムやカメラ映像解析ベースの測距手法を併用することで、様々な軌道条件における相対位置測定の高精度化が見込まれる [3].

また本研究では、姿勢変更もフォーメーション制御の手段の一部であることから、副衛星には姿勢の指向要求を課していない。さらには太陽電池パドルの展開角度は  $\pm 90^\circ$  の範囲内で自由に変更できるものとしている。しかしながら実運用においては、姿勢や形状の変更には何らかの制約が生じる可能性がある。例えば、両衛星が連携して観測機器等を用いミッションを行う場合、ミッション中の主衛星等への指向要求が生じることが想定される。他にも、所定の発電量を確保するという目的の元、太陽電池パドルの法線ベクトルと太陽光ベクトルの成す角に制約が生じる可能性がある。本研究のように可変形状機能を有する衛星を用いることで、前述のように姿勢/形状変更の一方に何らかの制約が生じる場合においても、他方を軸に軌道制御を実現できる見込みがある。このような制約を課した状態での軌道制御の成否検証及び制御則の改良は、故障への対処という観点も含め実運用において有益である。

### 7.2.5 地上/軌道上実験の実施

提案手法の検証は数値シミュレーションのみによって行っているため、より真の宇宙環境に近い条件での検証が必須である。検証方法は、例えば希薄大気を再現した風洞設備を用いる地上実験や、実際の衛星を用いる軌道上実験が有用である。実験の実施に先立ち、本研究では無視したセンサー及びアクチュエータの誤差を考慮の上、提案手法の実力値を評価しておくことも必要である。

## 付録 A

# 空力係数/反射率係数モデルの内部構成の比較評価

### A.1 比較対象

小さな計算コストで自己遮蔽を考慮可能な空力係数/反射率係数モデルを構築するにあたり、本研究ではニューラルネットワークの二種類の活用方法を比較検討した。検討した内部構成を図 A.1 に示す。図 A.1(a) は、Panel method より求めた自己遮蔽を考慮しない係数から、ニューラルネットワークが推定した自己遮蔽の影響を差し引く構成であり、本研究で最終的に採用したものである。図 A.1(b) は、姿勢を示すクォータニオン  $q^{S/A \text{ or } B}$  と形状を示すパドル角度ベクトル  $\theta$  からニューラルネットワークが係数を直接推定する構成である。本章では以降、図 A.1(a) を A 方式、図 A.1(b) を B 方式と称する。B 方式が使用するニューラルネットワークのアーキテクチャを表 A.1 に示す。A 方式が使用するニューラルネットワークのアーキテクチャに関しては、本文中の表 3.2 を参照されたい。これらのアーキテクチャは、いずれもハイパーパラメータの自動最適化フレームワーク「Optuna」を用い、学習に先立って決定した [60]。

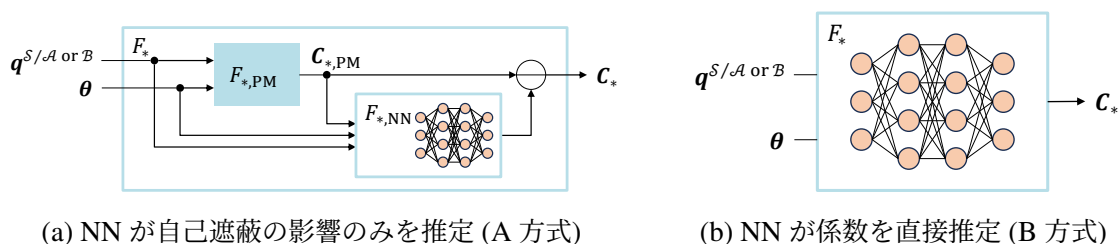


図 A.1: 比較した空力係数/反射率係数モデル

表 A.1: 係数を直接推定するニューラルネットワークのアーキテクチャ

(a) 空力係数

Layer	Activation function	Output size
Concatenate	-	8
Fully connected	Leaky ReLU	128
Fully connected	Leaky ReLU	256
Fully connected	Leaky ReLU	256
Fully connected	Leaky ReLU	32
Fully connected	Leaky ReLU	16
Fully connected	-	3

(b) 反射率係数

Layer	Activation function	Output size
Concatenate	-	8
Fully connected	ReLU	128
Fully connected	ReLU	128
Fully connected	ReLU	128
Fully connected	-	3

## A.2 ニューラルネットワークの学習

3.4.2 項で述べた A 方式のニューラルネットワークと同様の手順に従い、B 方式のニューラルネットワークの学習を行った。学習データセットには、A 方式の学習に使用したデータセットから  $\mathbf{C}_{*,PM}$  を除いた計  $10^6$  組の  $(\mathbf{q}^{S/A \text{ or } B}, \boldsymbol{\theta}, \mathbf{C}_*)$  を使用した。空力係数モデル/反射率係数モデルの順に、Optimizer は RMSProp[71]/RAdam[72]、初期学習率は 0.001/0.01、バッチサイズは 512/512 とした。これらはいずれもニューラルネットアーキテクチャと同様に Optuna を用いて決定した。損失関数は A 方式と同様に  $L_1$  損失とし、学習とバリデーションのサイクルを計 5,000 回繰り返したのちにバリデーション損失が最も低いサイクル時点での重みパラメータを選択した。

表 A.2: バリデーション損失の比較結果

	空力係数	反射率係数
方式 A	$6.7 \times 10^{-3}$	$8.1 \times 10^{-4}$
方式 B	$9.9 \times 10^{-3}$	$9.3 \times 10^{-3}$

### A.3 評価

選択した重みパラメータにおけるバリデーション損失に基づき、方式の比較評価を行った。各方式のバリデーション損失を表 A.2 に示す。バリデーション損失が小さい値であるほど、係数の推定性能が良好であることを示す。方式 A のバリデーション損失は、方式 B と比較すると空力係数モデルにおいて約 2/3、反射率係数モデルにおいて約 1/11 となり、両モデルにおいて方式 B より良好な推定性能を示した。方式 B のニューラルネットワークは空力及び太陽輻射圧の発生原理を一から学習する必要がある一方、方式 A のニューラルネットワークは自己遮蔽の影響の推定にフォーカスしているため、タスクが単純化し、高い推定性能を得られたと考えられる。以上の結果を踏まえ、本研究の空力係数/反射率係数モデルには方式 A を採用した。



## 付録 B

# ラグランジュの未定乗数法による最適化問題の解法

ラグランジュの未定乗数法を用い、式 (4.24) の最適化問題を解く。まず、ラグランジュ乗数  $\lambda_1$ ,  $\lambda_2$  を用いて目的関数と拘束条件を結合し、ラグランジュ関数  $\mathcal{L}$  を作成する。

$$f(\dot{\mathbf{q}}, \dot{\boldsymbol{\theta}}) = \frac{1}{2} \|\dot{\boldsymbol{\theta}}\|_2^2 + \frac{\gamma}{2} \|\dot{\mathbf{q}} - J_G \dot{\boldsymbol{\theta}} - G(\mathbf{0})\|_2^2 + \kappa \bar{\boldsymbol{\theta}}^T \dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (\text{B.1a})$$

$$g_1(\dot{\mathbf{q}}, \dot{\boldsymbol{\theta}}) = J_q \dot{\mathbf{q}} + J_\theta \dot{\boldsymbol{\theta}} - \dot{\mathbf{u}} \quad (\text{B.1b})$$

$$g_2(\dot{\mathbf{q}}) = \mathbf{q}^T \dot{\mathbf{q}} \quad (\text{B.1c})$$

$$\mathcal{L}(\dot{\mathbf{q}}, \dot{\boldsymbol{\theta}}, \lambda_1, \lambda_2) = f(\dot{\mathbf{q}}, \dot{\boldsymbol{\theta}}) - \lambda_1^T g_1(\dot{\mathbf{q}}, \dot{\boldsymbol{\theta}}) - \lambda_2 g_2(\dot{\mathbf{q}}) \quad (\text{B.1d})$$

最適解では、 $\mathcal{L}$  の偏微分がゼロとなる。

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{\mathbf{q}}} = \gamma(\dot{\mathbf{q}} - J_G \dot{\boldsymbol{\theta}} - G(\mathbf{0})) - J_q^T \lambda_1 - \lambda_2 \mathbf{q} = \mathbf{0} \quad (\text{B.2a})$$

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{\boldsymbol{\theta}}} = \dot{\boldsymbol{\theta}} - \gamma J_G^T (\dot{\mathbf{q}} - J_G \dot{\boldsymbol{\theta}} - G(\mathbf{0})) - J_\theta^T \lambda_1 + \kappa \bar{\boldsymbol{\theta}} = \mathbf{0} \quad (\text{B.2b})$$

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \lambda_1} = -(J_q \dot{\mathbf{q}} + J_\theta \dot{\boldsymbol{\theta}} - \dot{\mathbf{u}}) = \mathbf{0} \quad (\text{B.2c})$$

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \lambda_2} = -\mathbf{q}^T \dot{\mathbf{q}} = 0 \quad (\text{B.2d})$$

$J_s = J_q J_G + J_\theta$  とすると、式 (B.2a), (B.2b) より、

$$\dot{\boldsymbol{\theta}} = J_s^T \lambda_1 + \lambda_2 J_G^T \mathbf{q} - \kappa \bar{\boldsymbol{\theta}} \quad (\text{B.3})$$

また、式 (B.2a), (B.2c) より、

$$\gamma J_s \dot{\boldsymbol{\theta}} = -J_q J_q^T \lambda_1 - \lambda_2 J_q \mathbf{q} - \gamma (J_q G(\mathbf{0}) - \dot{\mathbf{u}}) \quad (\text{B.4})$$

式 (B.3), (B.4) より,

$$(\gamma J_s J_s^T + J_q J_q^T) \lambda_1 + \lambda_2 (\gamma J_s J_G^T + J_q) \mathbf{q} = \gamma (\kappa J_s \bar{\boldsymbol{\theta}} - J_q G(\mathbf{0}) + \dot{\mathbf{u}}) \quad (\text{B.5})$$

ここで,  $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ ,  $\mathbf{q}^T (G(\mathbf{0}) + J_G \dot{\boldsymbol{\theta}}) \approx \mathbf{q}^T \dot{\mathbf{q}}_p = 0$  であることから, 式 (B.2a), (B.2d) より,

$$\mathbf{q}^T J_q^T \lambda_1 + \lambda_2 = 0 \quad (\text{B.6})$$

そして, 正則行列  $Q = \gamma J_s J_s^T + J_q J_q^T$  を用い, 式 (B.5), (B.6) から  $\lambda_2$  を求める.

$$\lambda_2 = \frac{\gamma \mathbf{q}^T J_q^T Q^{-1} (\kappa J_s \bar{\boldsymbol{\theta}} - J_q G(\mathbf{0}) + \dot{\mathbf{u}})}{\mathbf{q}^T J_q^T Q^{-1} (\gamma J_s J_G^T + J_q) \mathbf{q} - 1} \quad (\text{B.7})$$

以降,  $\lambda_2$  を式 (B.5) に代入することで  $\lambda_1$  を求める. さらに,  $\lambda_1$  と  $\lambda_2$  を式 (B.3) に代入し  $\dot{\boldsymbol{\theta}}$  を求める. 最後に,  $\lambda_1, \lambda_2, \dot{\boldsymbol{\theta}}$  を式 (B.2a) に代入し  $\dot{\mathbf{q}}$  を求める.

## 付録 C

# 平均軌道要素の制御履歴

5.2 節の各テストケースにおける平均軌道要素の制御履歴を図 C.1~C.6 に示す。いずれも、自己遮蔽の推定のための  $F_{NN}$  を使用した場合の制御履歴である。

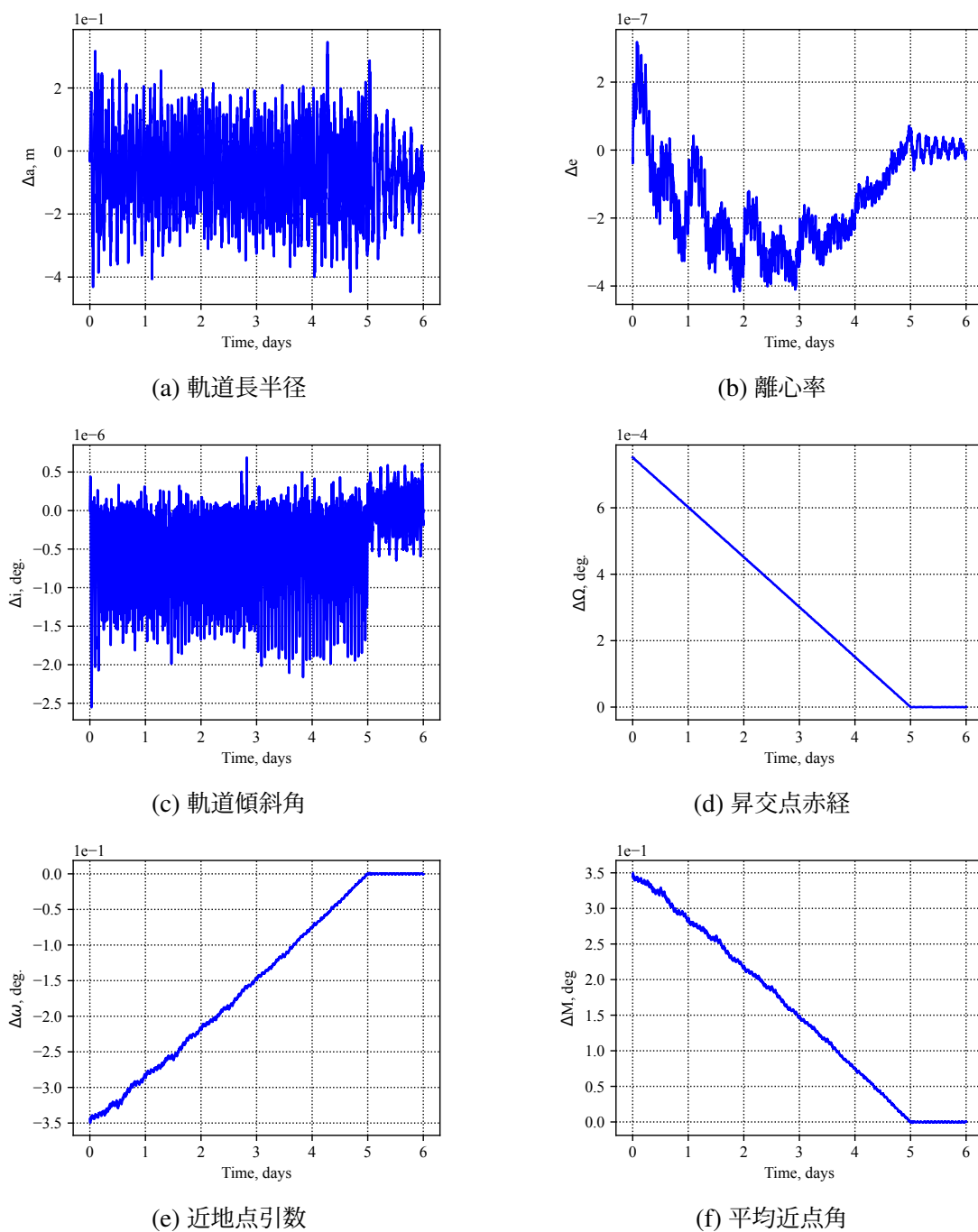


図 C.1: 平均軌道要素の制御履歴 (#1)

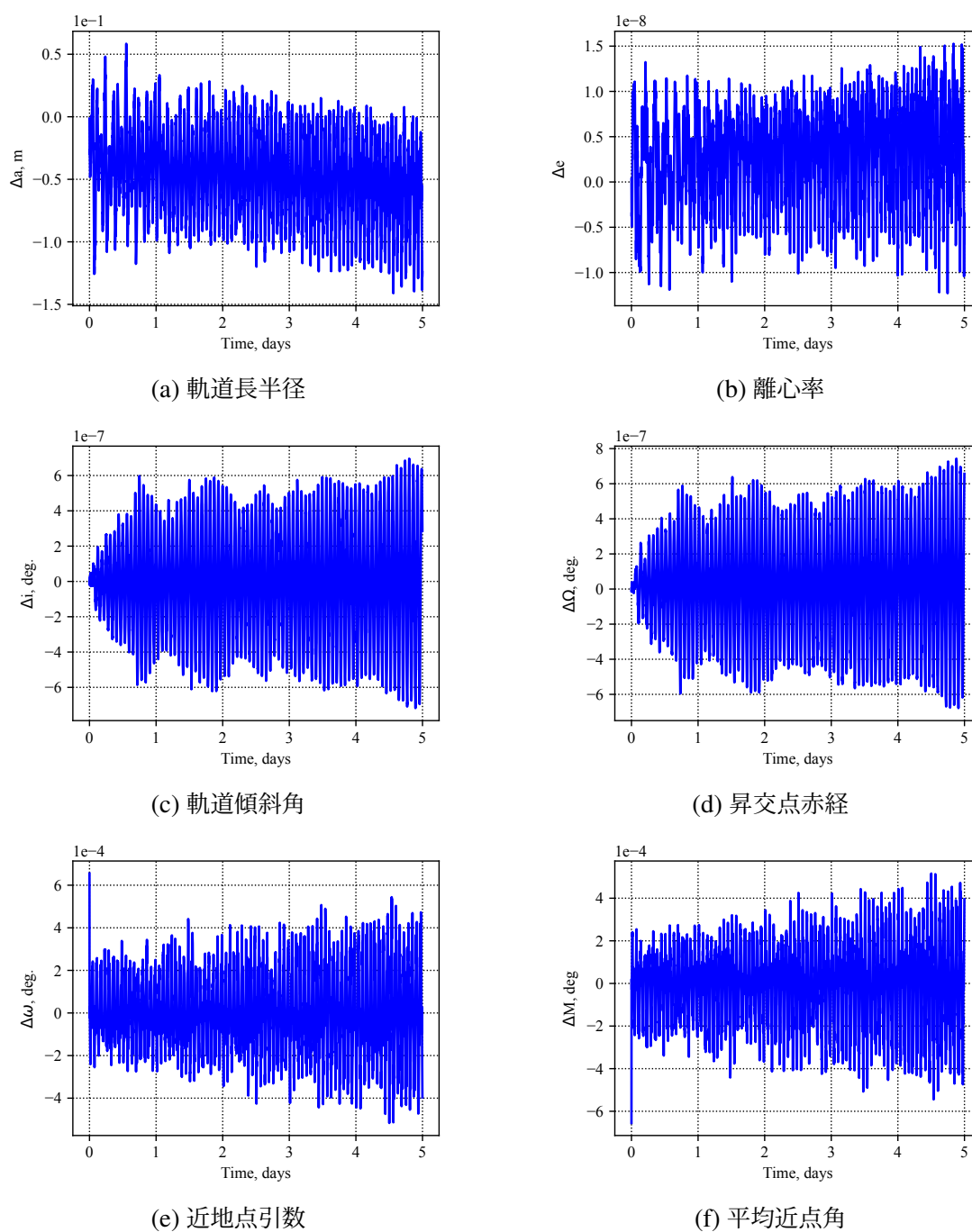


図 C.2: 平均軌道要素の制御履歴 (#2)

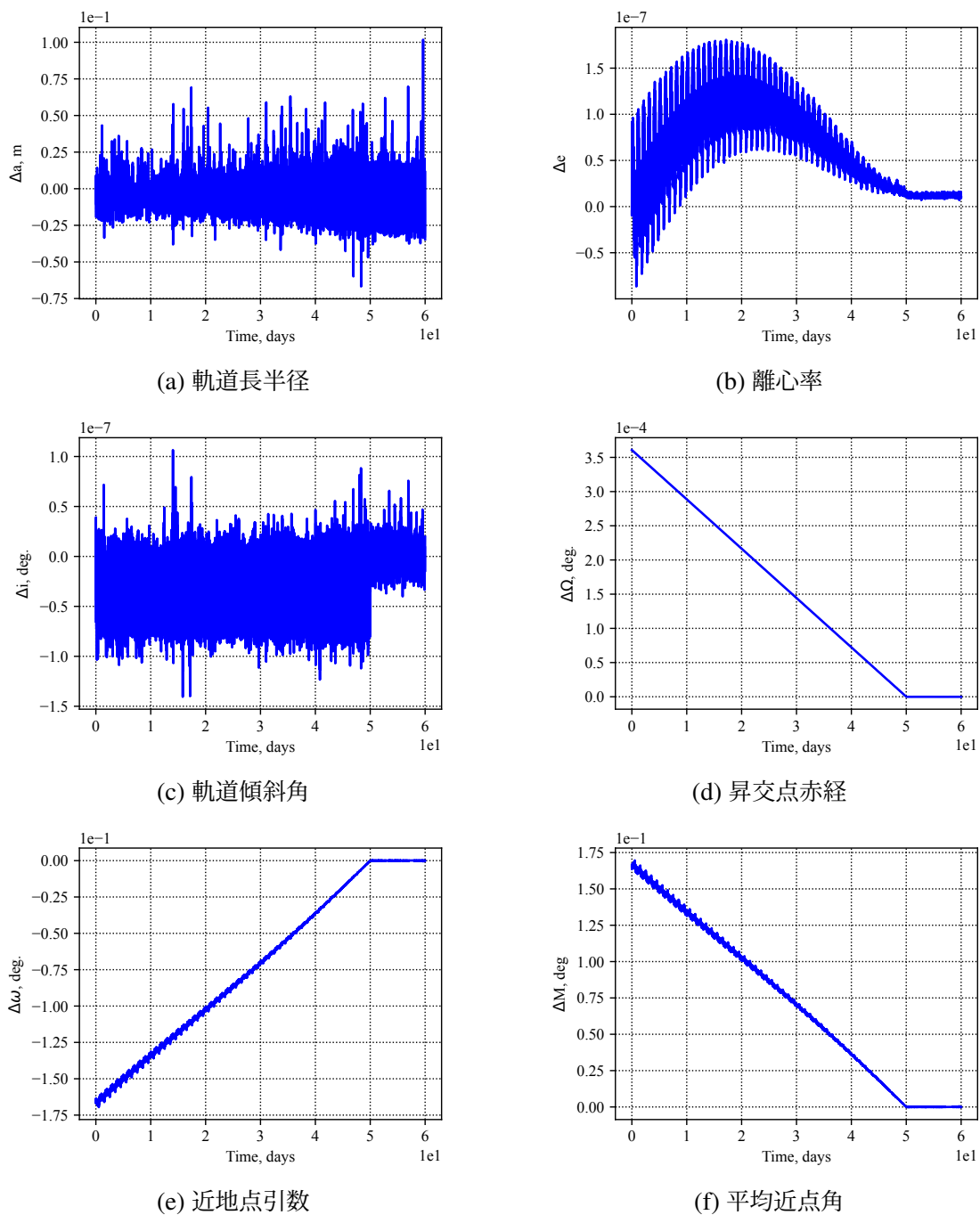


図 C.3: 平均軌道要素の制御履歴 (#3)

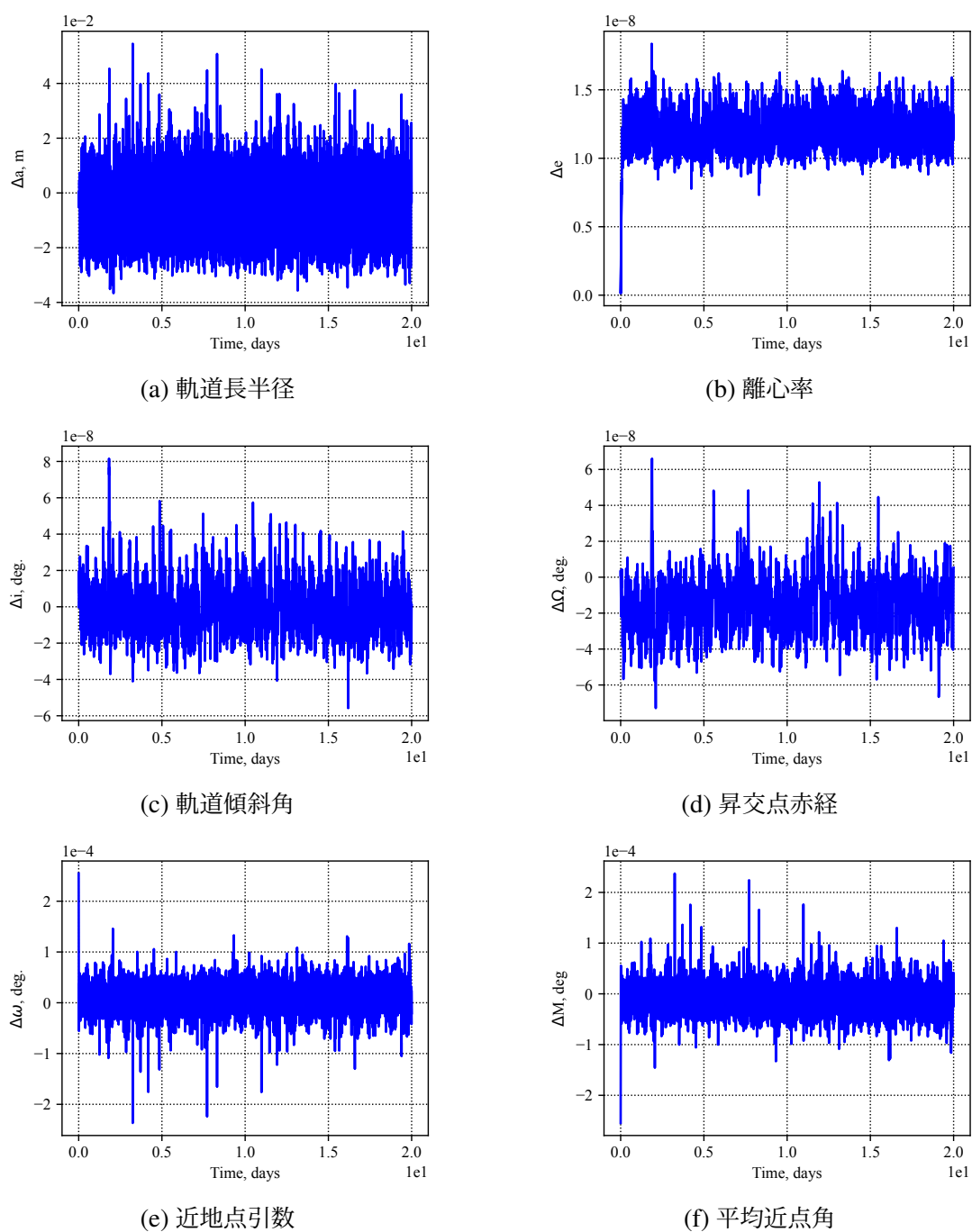
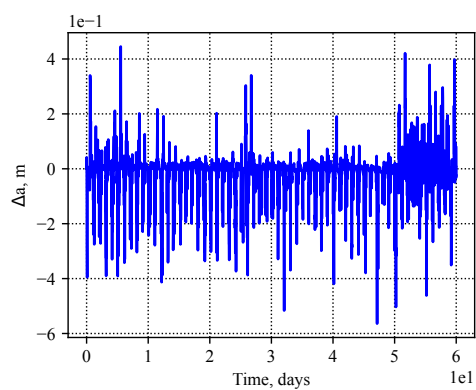
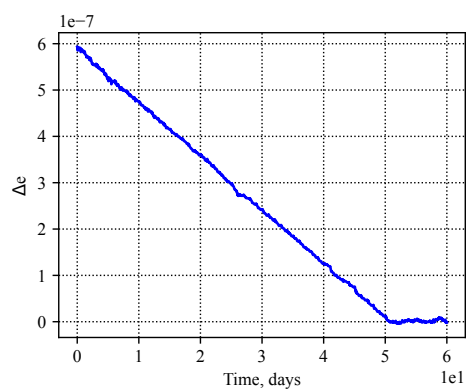


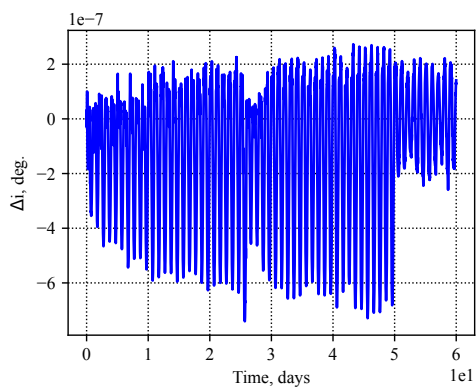
図 C.4: 平均軌道要素の制御履歴 (#4)



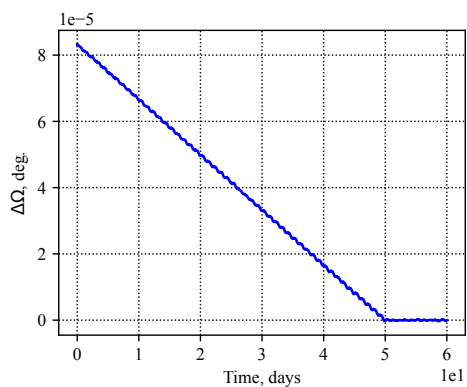
(a) 軌道長半径



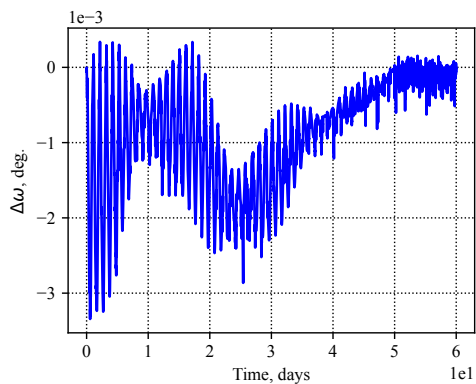
(b) 離心率



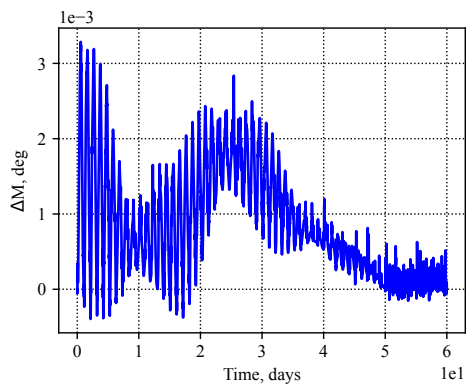
(c) 軌道傾斜角



(d) 昇交点赤経



(e) 近地点引数



(f) 平均近点角

図 C.5: 平均軌道要素の制御履歴 (#5)

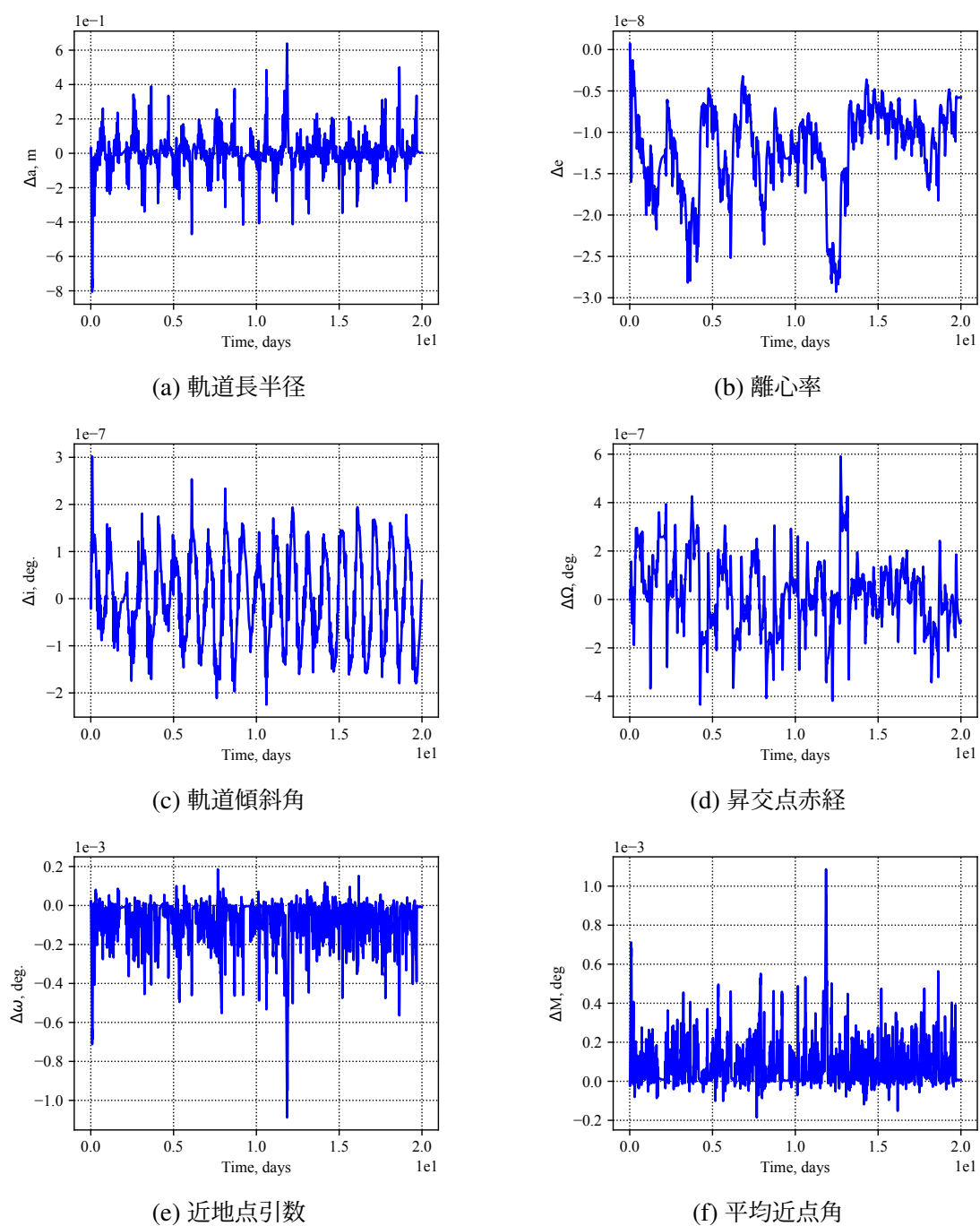


図 C.6: 平均軌道要素の制御履歴 (#6)



## 付録 D

# $J_2$ -Invariant 相対軌道

主/副衛星の平均軌道要素が所定の条件を満たす場合、 $J_2$  項による両衛星間の相対的な永年摂動がゼロに近づく。このような条件を満たす相対軌道を「 $J_2$ -Invariant 相対軌道」と呼ぶ。本節では、 $J_2$ -Invariant 相対軌道が満たすべき平均軌道要素の条件について説明する [68]。  $J_2$  項の永年摂動を受ける平均軌道要素の変化率は次式で表される。

$$\frac{da}{dt} = 0 \quad (\text{D.1a})$$

$$\frac{de}{dt} = 0 \quad (\text{D.1b})$$

$$\frac{di}{dt} = 0 \quad (\text{D.1c})$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2}J_2\left(\frac{R_\oplus}{p}\right)^2 n \cos i \quad (\text{D.1d})$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{3}{4}J_2\left(\frac{R_\oplus}{p}\right)^2 n(5 \cos^2 i - 1) \quad (\text{D.1e})$$

$$\frac{dM}{dt} = n + \frac{3}{4}J_2\left(\frac{R_\oplus}{p}\right)^2 \eta n(3 \cos^2 i - 1) \quad (\text{D.1f})$$

式 (D.1a) ~ (D.1c) より、軌道長半径  $a$ 、離心率  $e$ 、軌道傾斜角  $i$  は  $J_2$  項の影響を受けなことが分かる。一方で、昇交点赤経  $\Omega$ 、近地点引数  $\omega$ 、平均近点角  $M$  は  $J_2$  項の影響を受け、時間の経過とともに値が変化する。また、 $p = a(1 - e^2)$ 、 $\eta = \sqrt{1 - e^2}$ 、 $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$  より、 $(\Omega, \omega, M)$  の変化率は  $(a, e, i)$  によって決定される。反対に、 $(\Omega, \omega, M)$  はいずれの変化率にも寄与しないため、任意に選択することができる。

以降、計算の簡略化のため、無次元変数を導入する。地球の自転の平均運動  $n_\oplus = \sqrt{\frac{\mu}{R_\oplus^3}}$

と、新たな時間変数  $\tau = t n_{\oplus}$  を用いると、式 (D.1d) は以下のように書き換えられる。

$$\begin{aligned} \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{d\Omega}{d\tau} \frac{d\tau}{dt} \\ &\triangleq \Omega' n_{\oplus} \end{aligned} \quad (\text{D.2})$$

ここで、 $(\cdot)'$  は  $\tau$  による微分を表す。また、以下に示す無次元の軌道長半径  $L$  を導入する。

$$L \triangleq \sqrt{\frac{a}{R_{\oplus}}} \quad (\text{D.3})$$

すると、 $\tau$  に関する  $(\Omega, \omega, M)$  の変化率は次式で表される。

$$\Omega' = -\frac{3}{2} J_2 \frac{\cos i}{L^7 \eta^4} \quad (\text{D.4a})$$

$$\omega' = \frac{3}{4} J_2 \frac{(5 \cos^2 i - 1)}{L^7 \eta^4} \quad (\text{D.4b})$$

$$M' = \frac{1}{L^3} + \frac{3}{4} J_2 \frac{(3 \cos^2 i - 1)}{L^7 \eta^3} \quad (\text{D.4c})$$

主/副衛星の  $(\Omega', \omega', M')$  を一致させることで、両衛星間の相対的な永年摂動はゼロとなる。しかしながら、これを実現する唯一の条件は、主/副衛星の  $(L, \eta, i)$  を一致させること、すなわち軌道を完全に一致させることであり、主/副衛星が異なる軌道を航行するフォーメーションフライングの定義に反する。そこで、以下のように条件を緩和する。

$$\Omega'_d = \Omega'_c \quad (\text{D.5a})$$

$$\begin{aligned} \theta'_{M_d} &= M'_d + \omega'_d \\ &= \theta'_{M_c} \end{aligned} \quad (\text{D.5b})$$

ここで、 $\theta_M$  は平均緯度引数である。式 (D.5) は、主/副衛星間で  $M$  の差分が増加または減少することを許す一方、これを補填するように  $\omega$  の差分が減少または増加することで、合計値  $\theta_M$  が主/副衛星で一致することを課す条件である。この条件の妥当性は、主衛星の軌道が円軌道に近いほど高くなる。式 (D.4b), (D.4c) を用い、 $\theta_M$  は次式で表される。

$$\theta'_M = \frac{1}{L^3} + \frac{3}{4} J_2 \frac{1}{L^7 \eta^4} [\eta(3 \cos^2 i - 1) + (5 \cos^2 i - 1)] \quad (\text{D.6})$$

主/副衛星の  $(L, \eta, i)$  の差分を  $(\delta L, \delta \eta, \delta i)$  とする。これらが小さいと見なせる場合、 $\theta'_{M_d}$  は以下のように一次近似可能である。

$$\theta'_{M_d} \approx \theta'_{M_c} + \frac{\partial \theta'_{M_c}}{\partial L} \delta L + \frac{\partial \theta'_{M_c}}{\partial \eta} \delta \eta + \frac{\partial \theta'_{M_c}}{\partial i} \delta i \quad (\text{D.7})$$

式 (D.7) を変形し、 $\theta_M$  の差分の変化率  $\delta \theta'_M$  を得る。

$$\begin{aligned} \delta \theta'_M &= \theta'_{M_d} - \theta'_{M_c} \\ &= \frac{\partial \theta'_{M_c}}{\partial L} \delta L + \frac{\partial \theta'_{M_c}}{\partial \eta} \delta \eta + \frac{\partial \theta'_{M_c}}{\partial i} \delta i \end{aligned} \quad (\text{D.8})$$

同様にして、 $\Omega$  の差分の変化率  $\delta\Omega'$  は次式で表される。

$$\delta\Omega' = \frac{\partial\Omega'_c}{\partial L} + \delta L + \frac{\partial\Omega'_c}{\partial\eta} \delta\eta + \frac{\partial\Omega'_c}{\partial i} \delta i \quad (\text{D.9})$$

以降、軌道に関する変数は注記のない限り主衛星であるものとし、添字  $(\cdot)_c$  を省略する。 $\delta\theta'_M$  と  $\delta\Omega'$  が共に 0 であることが、 $J_2$ -Invariant の条件となる。まず、式 (D.6) の偏微分を実行して式 (D.8) に代入し、次式を得る。

$$\begin{aligned} \delta\theta'_M &= -\frac{3}{L^4} \delta L + J_2 \frac{21}{4L^8 \eta^4} [\eta(1 - 3 \cos^2 i) + (1 - 5 \cos^2 i)] \delta L \\ &\quad + J_2 \frac{3}{4L^7 \eta^5} [3\eta(1 - 3 \cos^2 i) + 4(1 - 5 \cos^2 i)] \delta\eta \\ &\quad - J_2 \frac{3}{2L^7 \eta^4} (3\eta + 5) \cos i \sin i \delta i \\ &= 0 \end{aligned} \quad (\text{D.10})$$

式 (D.10) には、 $(\delta L, \delta\eta, \delta i)$  のうち、 $\delta L$  のみが  $J_2$  との積でない形で表れるため、 $\delta L = O(J_2)$  が成り立つ。 $J_2 = 1.08263 \times 10^{-3}$  は小さな値であるため、式 (D.10) から  $J_2 \delta L$  を含む項を無視して整理すると、次式となる。

$$\begin{aligned} -\delta L + J_2 \frac{1}{4L^3 \eta^5} [3\eta(1 - 3 \cos^2 i) + 4(1 - 5 \cos^2 i)] \delta\eta \\ - J_2 \frac{1}{2L^3 \eta^4} (3\eta + 5) \cos i \sin i \delta i = 0 \end{aligned} \quad (\text{D.11})$$

次いで、式 (D.4a) の偏微分を実行して式 (D.9) に代入し、次式を得る。

$$\begin{aligned} \delta\theta'_M &= J_2 \frac{3}{2L^7 \eta^5} \left[ \frac{7\eta}{L} \cos i \delta L + 4 \cos i \delta\eta + \eta \sin i \delta i \right] \\ &= 0 \end{aligned} \quad (\text{D.12})$$

式 (D.12) から  $J_2 \delta L$  を含む項を無視して整理すると、次式となる。

$$\delta\eta = -\frac{\eta}{4} \tan i \delta i \quad (\text{D.13})$$

式 (D.11)、(D.13) をまとめ、次式を得る。

$$\delta L = \frac{J_2}{4L^4 \eta^5} (4 + 3\eta)(1 + 5 \cos^2 i) L \delta\eta \quad (\text{D.14})$$

式 (D.13) と (D.14) より、ある  $\delta i$  に対し、 $J_2$ -Invariant の条件を満たすための  $\delta\eta$  及び  $\delta L$  をそれぞれ求めることができる。さらに、式 (D.3) と (4.4c) の定義から得られる以下の関係を用いることで、 $J_2$ -Invariant の条件を満たすための軌道長半径の差分  $\delta a$  と離心率の差

分  $\delta e$  をそれぞれ得る.

$$\delta a = 2LR_{\oplus}\delta L \quad (\text{D.15a})$$

$$\delta e = -\frac{\eta}{e}\delta\eta \quad (\text{D.15b})$$

## 参考文献

- [1] Morgan Stanley, “Space: Investing in the Final Frontier,” 2018, URL: <https://www.morganstanley.com/ideas/digital-twin-factories-2019>, accessed on 2024-05-15.
- [2] K. Omagari, K. Konoue, H. Sawada, K. Nakaya, K. Ui, M. Iai, N. Miyashita, T. Urabe, M. Kashiwa, N. Ymaguchi, Y. Togasaki, M. Asami, W. Miyazawa, I. Morita, H. Yabe, and S. Matunaga, “Tokyo Tech 1kg Pico-Satellite CUTE-I-Development, Launch & Operations,” *IFAC Proceedings Volumes*, Vol. 37, No. 6, pp. 931–936, 2004.
- [3] G. Di Mauro, M. Lawn, and R. Bevilacqua, “Survey on Guidance Navigation and Control Requirements for Spacecraft Formation-Flying Missions,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 41, No. 3, pp. 581–602, 2018.
- [4] K. Abich, A. Abramovici, B. Ampan, A. Baatzsch, B. B. Okihiro, D. C. Barr, M. P. Bize, C. Bogan, C. Braxmaier, M. J. Burke, K. C. Clark, C. Dahl, K. Dahl, K. Danzmann, M. A. Davis, G. de Vine, J. A. Dickson, S. Dubovitsky, A. Eckardt, T. Ester, G. F. Barranco, R. Flatscher, F. Flechtner, W. M. Folkner, S. Francis, M. S. Gilbert, F. Gilles, M. Gohlke, N. Grossard, B. Guenther, P. Hager, J. Hauden, F. Heine, G. Heinzl, M. Herding, M. Hinz, J. Howell, M. Katsumura, M. Kaufer, W. Klipstein, A. Koch, M. Kruger, K. Larsen, A. Lebeda, A. Lebeda, T. Leikert, C. C. Liebe, J. Liu, L. Lobmeyer, C. Mahrtdt, T. Mangoldt, K. McKenzie, M. Misfeldt, P. R. Morton, V. Müller, A. T. Murray, D. J. Nguyen, K. Nicklaus, R. Pierce, J. A. Ravich, G. Reavis, J. Reiche, J. Sanjuan, D. Schütze, C. Seiter, D. Shaddock, B. Sheard, M. Sileo, R. Spero, G. Spiers, G. Stede, M. Stephens, A. Sutton, J. Trinh, K. Voss, D. Wang, R. T. Wang, B. Ware, H. Wegener, S. Windisch, C. Woodruff, B. Zender, and M. Zimmermann, “In-Orbit Performance of the GRACE Follow-on Laser Ranging Interferometer,” *Phys. Rev. Lett.*, Vol. 123, No. 3, p. 031101, jul, 2019.
- [5] G. Bonin, N. Roth, S. Armitage, J. Newman, B. Risi, and R. E. Zee, “CanX–4 and CanX–5 Precision Formation Flight: Mission Accomplished!,” *AIAA/USU Conference*

- on Small Satellites*, Logan, UT, 2015.
- [6] J. Kolmas, P. Banazadeh, A. W. Koenig, B. Macintosh, and S. D'Amico, "System design of a miniaturized distributed occulter/telescope for direct imaging of star vicinity," *2016 IEEE Aerospace Conference*, pp. 1–11, Big Sky, MT, 2016.
- [7] S. Kawamura, M. Ando, N. Seto, S. Sato, M. Musha, I. Kawano, J. Yokoyama, T. Tanaka, K. Ioka, T. Akutsu, T. Takashima, K. Agatsuma, A. Araya, N. Aritomi, H. Asada, T. Chiba, S. Eguchi, M. Enoki, M.-K. Fujimoto, R. Fujita, T. Futamase, T. Harada, K. Hayama, Y. Himemoto, T. Hiramatsu, F.-L. Hong, M. Hosokawa, K. Ichiki, S. Ikari, H. Ishihara, T. Ishikawa, Y. Itoh, T. Ito, S. Iwaguchi, K. Izumi, N. Kanda, S. Kanemura, F. Kawazoe, S. Kobayashi, K. Kohri, Y. Kojima, K. Kokeyama, K. Kotake, S. Kuroyanagi, K.-i. Maeda, S. Matsushita, Y. Michimura, T. Morimoto, S. Mukohyama, K. Nagano, S. Nagano, T. Naito, K. Nakamura, T. Nakamura, H. Nakano, K. Nakao, S. Nakasuka, Y. Nakayama, K. Nakazawa, A. Nishizawa, M. Ohkawa, K. Oohara, N. Sago, M. Saijo, M. Sakagami, S.-i. Sakai, T. Sato, M. Shibata, H. Shinkai, A. Shoda, K. Somiya, H. Sotani, R. Takahashi, H. Takahashi, T. Akiteru, K. Taniguchi, A. Taruya, K. Tsubono, S. Tsujikawa, A. Ueda, K.-i. Ueda, I. Watanabe, K. Yagi, R. Yamada, S. Yokoyama, C.-M. Yoo, and Z.-H. ZHU, "Current status of space gravitational wave antenna DECIGO and B-DECIGO," *Progress of Theoretical and Experimental Physics*, Vol. 2021, No. 5, p. 05A105, 2021.
- [8] O. Montenbruck and E. Gill, *Satellite Orbits*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2000.
- [9] A. Farres, D. Folta, and C. Webster, "Using Spherical Harmonics to model Solar Radiation Pressure Accelerations," *2017 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Columbia River Gorge, Stevenson, WA, aug, 2017.
- [10] D. Mostaza Prieto, B. P. Graziano, and P. C. E. Roberts, "Spacecraft drag modelling," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 64, pp. 56–65, 2014.
- [11] L. A. Sinpetru, N. H. Crisp, D. Mostaza-Prieto, S. Livadiotti, and P. C. E. Roberts, "ADBSat: Methodology of a novel panel method tool for aerodynamic analysis of satellites," *Computer Physics Communications*, Vol. 275, 2022.
- [12] D. H. Davis, "Monte Carlo Calculation of Molecular Flow Rates through a Cylindrical Elbow and Pipes of Other Shapes," *Journal of Applied Physics*, Vol. 31, No. 7, pp. 1169–1176, jun, 2004.
- [13] G. A. Bird, *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*, The Oxford engineering science series, Clarendon Press and Oxford University Press, 1994.

- 
- [14] X. Jin, F. Huang, X. Cheng, Q. Wang, and B. Wang, “Monte Carlo simulation for aerodynamic coefficients of satellites in Low-Earth Orbit,” *Acta Astronautica*, Vol. 160, pp. 222–229, 2019.
- [15] Y. Jiang, J. Zhang, P. Tian, T. Liang, Z. Li, and D. Wen, “Aerodynamic drag analysis and reduction strategy for satellites in Very Low Earth Orbit,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 132, p. 108077, 2023.
- [16] L. Markley and J. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer-Verlag New York, 2014.
- [17] P. Kenneally, H. Schaub, and S. Tanygin, “Open GL – Open CL Solar Radiation Pressure Modeling with Time-Varying Spacecraft Geometries,” *Journal of Aerospace Information Systems*, Vol. 18, No. 5, pp. 307–321, feb, 2021.
- [18] P. W. Kenneally and H. Schaub, “Fast spacecraft solar radiation pressure modeling by ray tracing on graphics processing unit,” *Advances in Space Research*, Vol. 65, No. 8, pp. 1951–1964, 2020.
- [19] L. Zardain, A. Farres, and A. Puig, “High-Fidelity Modeling and Visualizing of Solar Radiation Pressure: A Framework for High-Fidelity Analysis,” *2020 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Lake Tahoe, CA, Virtual, 2020.
- [20] S. Bhattarai, M. Ziebart, T. Springer, F. Gonzalez, and G. Tobias, “High-precision physics-based radiation force models for the Galileo spacecraft,” *Advances in Space Research*, Vol. 69, No. 12, pp. 4141–4154, 2022.
- [21] Z. Li, M. Ziebart, S. Bhattarai, D. Harrison, and S. Grey, “Fast solar radiation pressure modelling with ray tracing and multiple reflections,” *Advances in Space Research*, Vol. 61, No. 9, pp. 2352–2365, 2018.
- [22] C. Riano-Rios, R. Bevilacqua, and W. E. Dixon, “Adaptive control for differential drag-based rendezvous maneuvers with an unknown target,” *Acta Astronautica*, Vol. 181, pp. 733–740, 2021.
- [23] D. Pérez and R. Bevilacqua, “Differential drag spacecraft rendezvous using an adaptive Lyapunov control strategy,” *Acta Astronautica*, Vol. 83, pp. 196–207, 2013.
- [24] R. Sun, C. Riano-Rios, R. Bevilacqua, N. G. Fitz-Coy, and W. E. Dixon, “CubeSat Adaptive Attitude Control with Uncertain Drag Coefficient and Atmospheric Density,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 44, No. 2, pp. 379–388, dec, 2020.
- [25] L. Mazal, D. Pérez, R. Bevilacqua, and F. Curti, “Spacecraft Rendezvous by Differential Drag Under Uncertainties,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 8, pp. 1721–1733, apr, 2016.
- [26] D. Pérez and R. Bevilacqua, “Lyapunov-Based Adaptive Feedback for Spacecraft Pla-

- nar Relative Maneuvering via Differential Drag,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 37, No. 5, pp. 1678–1684, jul, 2014.
- [27] C. Riano-Rios, R. Bevilacqua, and W. E. Dixon, “Differential drag-based multiple spacecraft maneuvering and on-line parameter estimation using integral concurrent learning,” *Acta Astronautica*, Vol. 174, pp. 189–203, 2020.
- [28] D. Pérez and R. Bevilacqua, “Differential Drag-Based Reference Trajectories for Spacecraft Relative Maneuvering Using Density Forecast,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 1, pp. 234–239, jan, 2016.
- [29] D. Pérez, B. Wohlberg, T. A. Lovell, M. Shoemaker, and R. Bevilacqua, “Orbit-centered atmospheric density prediction using artificial neural networks,” *Acta Astronautica*, Vol. 98, pp. 9–23, 2014.
- [30] D. Pérez and R. Bevilacqua, “Neural Network based calibration of atmospheric density models,” *Acta Astronautica*, Vol. 110, pp. 58–76, 2015.
- [31] R. Sun, J. Wang, D. Zhang, and X. Shao, “Neural-Network-Based Sliding-Mode Adaptive Control for Spacecraft Formation Using Aerodynamic Forces,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 41, No. 3, pp. 757–763, nov, 2017.
- [32] D. Ivanov, M. Kushniruk, and M. Ovchinnikov, “Study of satellite formation flying control using differential lift and drag,” *Acta Astronautica*, Vol. 152, pp. 88–100, 2018.
- [33] K. Parsay and H. Schaub, “Designing solar sail formations in sun-synchronous orbits for geomagnetic tail exploration,” *Acta Astronautica*, Vol. 107, pp. 218–233, 2015.
- [34] E. R. Burnett and H. Schaub, “Spacecraft formation and orbit control using differential attitude-dependent solar radiation pressure,” *Advances in Space Research*, Vol. 67, No. 11, pp. 3396–3408, 2021.
- [35] S. Varma, “Control of Satellites Using Environmental Forces : Aerodynamic Drag / Solar Radiation Pressure,” Ph.D. dissertation, Ryerson University, Toronto, Ontario, 2011.
- [36] Y. Mashtakov, M. Ovchinnikov, T. Petrova, and S. Tkachev, “Two-satellite formation flying control by cell-structured solar sail,” *Acta Astronautica*, Vol. 170, pp. 592–600, 2020.
- [37] Y. V. Mashtakov, M. Y. Ovchinnikov, T. Y. Petrova, and S. S. Tkachev, “Attitude and relative motion control of satellites in formation flying via solar sail with variable reflectivity properties,” *69th International Astronautical Congress (IAC)*, Bremen, 2018.
- [38] K. D. Kumar, A. K. Misra, S. Varma, T. Reid, and F. Bellefeuille, “Maintenance of satellite formations using environmental forces,” *Acta Astronautica*, Vol. 102, pp.

- 341–354, 2014.
- [39] K. Parsay and H. Schaub, “Drift-free solar sail formations in elliptical Sun-synchronous orbits,” *Acta Astronautica*, Vol. 139, pp. 201–212, 2017.
- [40] S. Gong, G. Yunfeng, and J. Li, “Solar sail formation flying on an inclined Earth orbit,” *Acta Astronautica*, Vol. 68, No. 1, pp. 226–239, 2011.
- [41] A. Kalur, K. Shivakumar, M. Schmid, and J. L. Crassidis, “Adaptive control for spacecraft formation flying with solar radiation pressure and reduction of secular drift,” *2016 American Control Conference (ACC)*, pp. 5830–5835, Boston, MA, 2016.
- [42] J. Thoemel and T. van Dam, “Autonomous formation flight using solar radiation pressure,” *CEAS Space Journal*, Vol. 13, No. 4, pp. 555–566, 2021.
- [43] J. Fontdecaba, G. Métris, P. Gamet, and P. Exertier, “Solar radiation pressure effects on very high-eccentric formation flying,” *Proceedings of the 3rd International Symposium on Formation Flying, Missions and Technologies*, Noordwijk, Netherlands, 2008.
- [44] J. D. Biggs and C. R. McInnes, “Solar Sail Formation Flying for Deep-Space Remote Sensing,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 46, No. 3, pp. 670–678, may, 2009.
- [45] K. Shahid and K. D. Kumar, “Multiple spacecraft formation reconfiguration using solar radiation pressure,” *Acta Astronautica*, Vol. 103, pp. 269–281, 2014.
- [46] W. Wang, H. Baoyin, G. Mengali, and A. A. Quarta, “Solar sail cooperative formation flying around L2-type artificial equilibrium points,” *Acta Astronautica*, Vol. 169, pp. 224–239, 2020.
- [47] S.-p. Gong, J.-f. Li, and H.-x. Baoyin, “Solar radiation pressure used for formation flying control around the Sun-Earth libration point,” *Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 30, No. 8, pp. 1009–1016, 2009.
- [48] P. Gurfil and T. Nie, “Lunar Formation Control Using the Differential Solar Radiation Pressure,” *2019 27th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED)*, pp. 221–226, Akko, 2019.
- [49] T. Nie, P. Gurfil, and S. Zhang, “Lunar Satellite Formation Keeping Using Differential Solar Radiation Pressure,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 43, No. 4, pp. 754–766, jan, 2020.
- [50] P. W. Kenneally, “High Geometric Fidelity Solar Radiation Pressure Modeling via Graphics Processing Unit,” Ph.D. dissertation, University of Colorado, Boulder, CO, 2016.
- [51] K. Tawara, Y. Kikuya, N. Kondo, Y. Yatsu, and S. Matunaga, “Numerical Evaluation of On-Orbit Attitude Behavior for Microsatellites with Variable Shape Function,” *67th International Astronautical Congress (IAC)*, Guadalajara, 2016.

- [52] J. M. Picone, A. E. Hedin, D. P. Drob, and A. C. Aikin, “NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues,” *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, Vol. 107, No. A12, pp. SIA 15–1–SIA 15–16, dec, 2002.
- [53] K. Moe and M. M. Moe, “Gas – surface interactions and satellite drag coefficients,” *Planetary and Space Science*, Vol. 53, No. 8, pp. 793–801, 2005.
- [54] S. Livadiotti, N. H. Crisp, P. C. E. Roberts, S. D. Worrall, V. T. A. Oiko, S. Edmondson, S. J. Haigh, C. Huyton, K. L. Smith, L. A. Sinpetru, B. E. A. Holmes, J. Becedas, R. M. Domínguez, V. Cañas, S. Christensen, A. Mølgaard, J. Nielsen, M. Bisgaard, Y.-A. Chan, G. H. Herdrich, F. Romano, S. Fasoulas, C. Traub, D. Garcia-Almiñana, S. Rodriguez-Donaire, M. Sureda, D. Kataria, B. Belkouchi, A. Conte, J. S. Perez, R. Villain, and R. Outlaw, “A review of gas-surface interaction models for orbital aerodynamics applications,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 119, p. 100675, 2020.
- [55] L. H. Sentman, “Free molecule flow theory and its application to the determination of aerodynamic forces,” Technical report, Lockheed Missiles and Space Company, Sunnyvale, 1961.
- [56] D. Mostaza-prieto, “Characterisation and Applications of Aerodynamic Torques on Satellites,” Ph.D. dissertation, The University of Manchester, Manchester, 2017.
- [57] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control, Second Edition*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [58] K. Watanabe, H. Kobayashi, Y. Amaki, N. Kawaguchi, S. Sato, K. Takahashi, Y. Sasagawa, F. Sagawa, S. Nerome, K. Miyamoto, Y. Yatsu, T. Chujo, S. Matunaga, and Hibari Development Team, “Flight Model Development and Ground Tests of Variable-Shape Attitude Control Demonstration MicroSatellite HIBARI,” *33rd International Symposium on Space Technology and Science*, Beppu, 2022.
- [59] D. P. Kingma and J. Ba, “Adam: A Method for Stochastic Optimization,” Y. Bengio and Y. LeCun eds. *International Conference on Learning Representations (ICLR)*, San Diego, CA, 2015.
- [60] T. Akiba, S. Sano, T. Yanase, T. Ohta, and M. Koyama, “Optuna: A Next-Generation Hyperparameter Optimization Framework,” *Proceedings of the 25th ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery & Data Mining, KDD ’19*, pp. 2623–2631, Association for Computing Machinery, 2019.
- [61] T. KUWAHARA, S. FUJITA, Y. SATO, Y. SIBUYA, A. PALA, H. TOMIO, Y. MURATA, and Y. SAKAMOTO, “On-Board Computers for Micro-Satellites,” *TRANSAC-*

- TIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, Vol. 19, No. 4, pp. 485–492, 2021.
- [62] S. editorial team, “Top Satellite On-Board Computers in 2023,” 2023, URL: <https://www.satnow.com/news/details/1460-top-satellite-on-board-computers-in-2023>, accessed on 2024/7/10.
- [63] H. Schaub, S. R. Vadali, J. L. Junkins, and K. T. Alfriend, “Spacecraft Formation Flying Control Using Mean Orbit Elements,” *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 48, No. 1, pp. 69–87, 2000.
- [64] A. G. Baydin, B. A. Pearlmutter, A. A. Radul, and J. M. Siskind, “Automatic Differentiation in Machine Learning: a Survey,” *Journal of Machine Learning Research*, Vol. 18, No. 153, pp. 1–43, 2018.
- [65] J. C. Ries, S. Bettadpur, R. Eanes, Z. Kang, U.-D. Ko, C. McCullough, P. Nagel, N. Pie, S. Poole, T. Richter, H. Save, and B. Tapley, “The Combined Gravity Model GGM05C,” *GFZ Data Services*, jan, 2016.
- [66] W. Folkner, J. Williams, and D. Boggs, “The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421,” *Interplanetary Network Progress Report*, Vol. 42 – 178, pp. 1–34, aug, 2009.
- [67] K. Alfriend, S. Vadali, P. Gurfil, J. How, and L. Breger, *Spacecraft Formation Flying: Dynamics, control and navigation*, Elsevier, 2009.
- [68] H. Schaub, J. Junkins, and J. Schetz, *Analytical Mechanics of Space Systems, Second Edition*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [69] R. M. Fitzgerald and K. L. Cahoy, “Localized In-Situ Density Measurement in Low Earth Orbit via Drag Torque Estimation,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 56, No. 5, pp. 1564–1579, jul, 2019.
- [70] N. H. Crisp, P. C. E. Roberts, S. Livadiotti, A. Macario Rojas, V. T. A. Oiko, S. Edmondson, S. J. Haigh, B. E. A. Holmes, L. A. Sinpetru, K. L. Smith, J. Becedas, R. M. Domínguez, V. Sullioti-Linner, S. Christensen, J. Nielsen, M. Bisgaard, Y.-A. Chan, S. Fasoulas, G. H. Herdrich, F. Romano, C. Traub, D. García-Almiñana, S. Rodríguez-Donaire, M. Sureda, D. Kataria, B. Belkouchi, A. Conte, S. Seminari, and R. Villain, “In-orbit aerodynamic coefficient measurements using SOAR (Satellite for Orbital Aerodynamics Research),” *Acta Astronautica*, Vol. 180, pp. 85–99, 2021.
- [71] T. Tieleman and G. Hinton, “Lecture 6.5-rmsprop: Divide the gradient by a running average of its recent magnitude,” 2012.
- [72] L. Liu, H. Jiang, P. He, W. Chen, X. Liu, J. Gao, and J. Han, “On the Variance of the Adaptive Learning Rate and Beyond,” *International Conference on Learning Representations (ICLR)*, Virtual, 2020.



# 研究業績

## 本研究に関するもの

### 投稿論文

#### 査読付き

- [1] Shogo Kitamura, Saburo Matunaga, “Neural Network-Based Formation Flying Using Aerodynamic Forces via Variable Shape Function,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Mar. 2024, doi: 10.2514/1.A35750. (4.3 節, 5.1~5.5 節, 5.7 節に相当)

### 国際学会発表

#### 査読付き

- [1] Shogo Kitamura, Keito Otsubo, Toshihiro Chujo, Hiroki Nakanishi, “Shadow-Aware Formation Flying Using Solar Radiation Pressure with Neural Network,” *IEEE International Conference on Space Robotics (iSpaRo)*, IEEE, 2024. (3.2 節, 3.4 節, 4.2 節, 5.1 節, 5.2 節, 5.7 節に相当)
- [2] Shogo Kitamura, Saburo Matunaga, “Neural Network-Based Orbit Control Method via Aerodynamic Force for Formation Flying with Variable Shape Function,” *AIAA SCITECH 2023 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023. (3.1 節, 3.4 節, 4.1 節に相当)

## その他の業績

### 国際学会発表

#### 査読付き

- [1] (会社成果) Shogo Kitamura, Yuichi Nonaka, “Explainable Anomaly Detection via Feature-Based Localization,” International Conference on Artificial Neural Networks (ICANN), Sep. 2019.

#### 査読無し

- [1] Shogo Kitamura, Saburo Matunaga, “On-Orbit Unidirectional Inspection Using Coulomb Force,” 29th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Jun. 2013.

### 国内学会発表

- [1] 喜多村章悟, 松永三郎, “クーロン力を用いた軌道上監視システムのための位置・姿勢制御則について,” 第 22 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス (SEC), 2013 年 12 月.
- [2] 喜多村章悟, 松永三郎, “クーロン力を用いた軌道上監視システムのための高精度で低消費電力な航法誘導制御則について,” 日本機械学会 2013 年度年次大会, 2013 年 9 月.
- [3] 喜多村章悟, 新宅健吾, 森下拓往, 神宮健, 松永三郎, “超小型衛星 TSUBAME における C&DH 系開発,” 第 56 回宇宙科学技連合講演会, 2012 年 11 月.
- [4] 喜多村章悟, Iliffe Paul, 松永三郎, “クーロン力を用いた一定方向監視のための航法誘導制御則について,” 日本機械学会 2012 年度年次大会, 2012 年 9 月.
- [5] 喜多村章悟, 松永三郎, “On Guidance, Navigation and Control Method for One Directional Inspection Using Coulomb Force,” 第 22 回アストロダイナミクスシンポジウム, 2012 年 7 月.
- [6] (会社成果) 喜多村章悟, 西澤明仁, 塩川淳司, 庄司智広, 石塚隼司, “複数の蛍光色素の同時検出技術,” 映像情報メディア学会 2016 年冬季大会, 2016 年 12 月.

## 受賞

- [1] 日本機械学会 畠山賞, 2012 年.



# 謝辞

2011年からの学士・修士課程の三年間と2021年秋からの博士課程の一年半におきまして、故・松永三郎教授には研究室生活の様々な面でご指導いただきましたこと、謹んで感謝申し上げます。宇宙分野とは異なる分野の職に就いていた私が、長く離れていた松永研究室（当時）において改めて研究を始めたい旨のご相談を差し上げた際には、二つ返事でご快諾くださいました。その後に久々に研究室を訪問した際には、私が修士時代にリジェクトされた論文の話題など、私も忘れかけていたような思い出話を沢山してくださったことに驚くと共に大変嬉しく思いました。今後も研究者としてのキャリアを歩んでいくつもりです。どうか温かく見守っててください。

松永先生のご逝去の後、主指導教員を引き継いでくださいました中西洋喜准教授に感謝申し上げます。論文執筆のご指導や出張のご支援等で大変お世話になりました。中条俊大助教には主にゼミでのディスカッションを通じてご指導いただきましたこと感謝申し上げます。また本論文の審査員をお引き受けくださいました山浦弘教授、岡田昌史教授、遠藤玄教授、坂本啓教授に感謝申し上げます。

中西・中条研究室のメンバーに感謝申し上げます。秘書の藤沢まり氏には、学士・修士課程に引き続き、主に出張申請で大変お世話になりました。学生の大坪恵人氏と定期的に行っていたフォーメーションフライングに関するディスカッションは、本研究を推進する上で大変有用なものでした。衛星開発プロジェクト等で忙しい中、ディスカッションを牽引くださりありがとうございました。

修士課程の卒業から現在に至るまで勤務している株式会社日立製作所研究開発グループに感謝申し上げます。本業と学業の両立や学費補助の面でサポートをいただきました。

最後に、社会人博士へのチャレンジを強く後押ししてくれた妻と、常日頃から癒しと笑顔をくれた子供たちに感謝申し上げます。