

令和4年度（2022年度）学位論文（修士）

人工衛星の軌道離脱のための軌道と推進系 に関するパラメータの影響分析

Sensitivity Analysis on Orbital Elements and Propulsion Parameters
for Post Mission Disposal of Satellites

東京都立大学

システムデザイン研究科 システムデザイン専攻

航空宇宙システム工学域 博士前期課程

学修番号 21863602

氏名 朝野 萌々子

指導教員 佐原 宏典 教授

令和5年（2023年）1月27日

摘要

近年の宇宙開発の活発化に伴い、地球周辺では運用を終了した人工衛星やロケットなどのスペースデブリが増加している。今後も宇宙開発を継続していくためには、現存するスペースデブリに対処するとともに新たなスペースデブリの発生を抑制しなければならない。低軌道環境保全のためには各宇宙機が運用終了後 25 年以内に墓場軌道または地球再突入軌道に移動する取り決め（通称 25 年ルール）を遵守する必要がある。その対策としてこれから打ち上がる人工衛星をミッション終了後速やかに軌道離脱（Post Mission Disposal, PMD）させる方法があり、推進システム、大気抵抗増大デバイス、ソーラーセイル、導電性テザーを用いる方法などが提案されている。関連する国際組織は軌道環境維持のために 90%以上の PMD 順守率を求めているが、依然として数割の衛星は PMD の実施能力を備えていないか、故障により PMD の実施に失敗している。PMD 順守率を向上させるためには、①大気抵抗が希薄な高度 700km 以上でも有効な推進系を用いた、②完全な姿勢推定・制御機能を有さない衛星でも実施可能なより少ないセンサ・計算をもとにした軌道離脱手法の確立が必要である。本研究では、地心方向の推力制御による軌道離脱手法について検討する。この手法では姿勢制御を必要とせず、状態推定についても地球センサと測位システムのみが正常に動作していれば軌道寿命の短縮が可能であるため、PMD 順守率の向上に寄与できると考えられる。本研究の目的は、主要な摂動力を考慮したシミュレータを構築し本手法の成立性を検証すること、軌道寿命の短縮に有利な推力制御条件を明らかにすること、本手法を適用した PMD システムを検討することである。

初めに軌道計算シミュレータを構築し、実際の衛星の軌道履歴と計算結果を比較してシミュレータの妥当性を検証した。本研究では高度 700km 程度の低軌道上衛星を対象とするため、地球重力場の高次項の影響、月と太陽の引力、太陽輻射圧、スラスタ推力および大気抵抗力を考慮した。シミュレーションには MATLAB を用いており、ガウスの惑星方程式を積分することによって軌道要素の変化を求めた。ORBCOMM 社の低軌道上衛星を対象として計算した結果、軌道要素の変化は軌道履歴とおおむね一致しており、必要な計算精度を満たしていることが確認できた。

構築した軌道計算シミュレータを用いて本手法の成立性を検証および軌道と推進系に関するパラメータの影響分析を行った。地心方向の推力制御により離心率を増大させ軌道寿命を短縮させる手法の成立性を示した。適切な噴射可能区間を設定することで燃料効率を極端に落とすことなく噴射機会を確保できること、軌道傾斜角の異なる軌道においても同様の効果が得られることを確認した。噴射タイミングは真近点離角が 90 deg に近いほど効率が良く、近点引数が赤道線上にある時期に PMD を実施すると軌道寿命の短縮に有利であることを明らかにした。推進系に関するパラメータについては、スラスタ推力や噴射間隔を変えても軌道変換効率に違いは見られず、与えた ΔV に比例して軌道寿命の短縮効果が得られることがわかった。さらに、軌道離脱に必要な ΔV から推進剤質量を見積もる方法について示した。

これらの結果から、PMD システムのアルゴリズムや姿勢・位置推定系、推進系の設計を行うことが可能となる。この手法では、姿勢制御を必要とせず、状態推定については地球センサおよび測位システムが正常に機能すれば軌道離脱が可能である。このような手法が実現されれば、故障した衛星や小型衛星など従来手法では PMD を実施できなかった衛星も軌道離脱が可能となり、PMD の成功率向上に貢献できると考えられる。

目次

第 1 章 序論	1
1.1 宇宙開発の動向	1
1.2 宇宙環境の汚染	3
1.3 LTS ガイドライン	4
1.4 スペースデブリ対策	5
1.4.1 現状	5
1.4.2 課題	6
1.5 推進系を用いた PMD	8
1.5.1 従来手法と提案手法	8
1.5.2 関連研究	8
1.6 本研究の目的	9
第 2 章 軌道計算シミュレータ	10
2.1 シミュレータ概要	10
2.2 摂動力とモデル	12
2.3 ガウスの惑星方程式	13
2.4 座標変換	14
2.4.1 軌道要素から位置・速度ベクトルへの変換	14
2.4.2 位置・速度ベクトルから軌道要素への変換	15
2.4.3 ECI 系から RSW 系への変換	16
2.5 軌道寿命	17
2.6 シミュレータの評価	18
第 3 章 軌道伝播	21
3.1 軌道離脱手法の検討	21
3.1.1 手法	21
3.1.2 計算条件	23
3.1.3 結果	24
3.1.4 考察	27
3.2 噴射タイミングの影響	28
3.2.1 計算条件	28
3.2.2 結果	29
3.2.3 考察	33
3.3 スラスタとセンサの位置の影響	35
3.3.1 計算条件	35
3.3.2 結果	36
3.3.3 考察	40
3.4 軌道傾斜角の影響	42
3.4.1 計算条件	42
3.4.2 結果	43
3.4.3 考察	49

3.5 PMD 開始時期の影響.....	51
3.5.1 計算条件.....	51
3.5.2 結果.....	52
3.5.3 考察.....	55
3.6 推力の影響.....	56
3.6.1 計算条件.....	56
3.6.2 結果.....	57
3.6.3 考察.....	60
3.7 噴射間隔の影響.....	62
3.7.1 計算条件.....	62
3.7.2 結果.....	63
3.7.3 考察.....	66
第4章 PMD システムの検討	68
4.1 PMD システム.....	68
4.2 推進剤質量の概算.....	69
第5章 結論	73
5.1 結論.....	73
5.2 今後の課題.....	73
参考文献	74

図目次

図 1.1	スプートニク 1 号 ⁴⁾	1
図 1.2	宇宙関連企業数（上位 10 カ国） ⁵⁾	1
図 1.3	XI-IV ⁷⁾	2
図 1.4	質量クラス別の打上げ衛星数の推移 ⁸⁾	2
図 1.5	追跡されている物体数の推移 ¹¹⁾	3
図 1.6	追跡されている低軌道上物体の近地点高度の分布 ¹²⁾	3
図 1.7	ELSA-d のドッキング ²⁴⁾	5
図 1.8	EDT を利用したデブリ除去 ²⁴⁾	5
図 1.9	Cube 級 HDCGJ ²⁶⁾	5
図 1.10	DOM ²⁷⁾ （左：打上時，右：展開時）	5
図 1.11	低軌道上の軌道離脱成功率 ²⁹⁾	6
図 1.12	PMD の順守率とその将来への影響 ³⁰⁾	6
図 1.13	衛星の軌道高度および機能と取り得る PMD 手法の関係	7
図 1.14	従来手法	8
図 1.15	提案手法	8
図 2.1	人工衛星に作用する摂動力 ³⁴⁾	10
図 2.2	人工衛星に作用する摂動と高度の関係 ³⁴⁾	10
図 2.3	軌道計算のフローチャート	11
図 2.4	機体中心座標系	16
図 2.5	抗力係数と高度の関係 ⁴⁰⁾	18
図 2.6	軌道長半径の変化（実軌道との比較）	19
図 2.7	離心率の変化（実軌道との比較）	19
図 2.8	軌道傾斜角の変化（実軌道との比較）	19
図 2.9	昇交点赤経の変化（実軌道との比較）	19
図 2.10	近点引数の変化（実軌道との比較）	19
図 2.11	軌道寿命の変化（実軌道との比較）	19
図 3.1	手法 1 の概要図	21
図 3.2	手法 2 の概要図	22
図 3.3	軌道長半径の変化（軌道離脱手法の比較）	24
図 3.4	離心率の変化（軌道離脱手法の比較）	24
図 3.5	軌道傾斜角の変化（軌道離脱手法の比較）	25
図 3.6	昇交点赤経の変化（軌道離脱手法の比較）	25
図 3.7	近点引数の変化（軌道離脱手法の比較）	25
図 3.8	近点高度の変化（軌道離脱手法の比較）	26
図 3.9	軌道寿命の変化（軌道離脱手法の比較）	26
図 3.10	真近点離角と飛行経路角の関係	27
図 3.11	軌道長半径の変化（f10~f90）	29
図 3.12	軌道長半径の変化（f90~f170）	29
図 3.13	離心率の変化（f10~f90）	29
図 3.14	離心率の変化（f90~f170）	29
図 3.15	軌道傾斜角の変化（f10~f90）	30

図 3.16	軌道傾斜角の変化 (f90~f170)	30
図 3.17	昇交点赤経の変化 (f10~f90)	30
図 3.18	昇交点赤経の変化 (f90~f170)	30
図 3.19	近点引数の変化 (f10~f90)	31
図 3.20	近点引数の変化 (f90~f170)	31
図 3.21	近点高度の変化 (f10~f90)	31
図 3.22	近点高度の変化 (f90~f170)	31
図 3.23	軌道寿命の変化 (f10~f90)	32
図 3.24	軌道寿命の変化 (f90~f170)	32
図 3.25	噴射タイミングと必要な ΔV (f10~f170)	33
図 3.26	噴射タイミングと燃料効率 (f10~f170)	34
図 3.27	軌道長半径の変化 (f190~f270)	36
図 3.28	軌道長半径の変化 (f270~f350)	36
図 3.29	離心率の変化 (f190~f270)	36
図 3.30	離心率の変化 (f270~f350)	36
図 3.31	軌道傾斜角の変化 (f190~f270)	37
図 3.32	軌道傾斜角の変化 (f270~f350)	37
図 3.33	昇交点赤経の変化 (f190~f270)	37
図 3.34	昇交点赤経の変化 (f270~f350)	37
図 3.35	近点引数の変化 (f190~f270)	38
図 3.36	近点引数の変化 (f270~f350)	38
図 3.37	近点高度の変化 (f190~f270)	38
図 3.38	近点高度の変化 (f270~f350)	38
図 3.39	軌道寿命の変化 (f190~f270)	39
図 3.40	軌道寿命の変化 (f270~f350)	39
図 3.41	噴射タイミングと必要な ΔV (f190~f350)	40
図 3.42	噴射タイミングと燃料効率 (f190~f350)	41
図 3.43	軌道長半径の変化 (f10~f90, Orbit 1)	43
図 3.44	軌道長半径の変化 (f90~f170, Orbit 1)	43
図 3.45	離心率の変化 (f10~f90, Orbit 1)	43
図 3.46	離心率の変化 (f90~f170, Orbit 1)	43
図 3.47	軌道傾斜角の変化 (f10~f90, Orbit 1)	44
図 3.48	軌道傾斜角の変化 (f90~f170, Orbit 1)	44
図 3.49	昇交点赤経の変化 (f10~f90, Orbit 1)	44
図 3.50	昇交点赤経の変化 (f90~f170, Orbit 1)	44
図 3.51	近点引数の変化 (f10~f90, Orbit 1)	44
図 3.52	近点引数の変化 (f90~f170, Orbit 1)	44
図 3.53	近点高度の変化 (f10~f90, Orbit 1)	45
図 3.54	近点高度の変化 (f90~f170, Orbit 1)	45
図 3.55	軌道寿命の変化 (f10~f90, Orbit 1)	45
図 3.56	軌道寿命の変化 (f90~f170, Orbit 1)	45
図 3.57	軌道長半径の変化 (f10~f90, Orbit 2)	46
図 3.58	軌道長半径の変化 (f90~f170, Orbit 2)	46
図 3.59	離心率の変化 (f10~f90, Orbit 2)	46
図 3.60	離心率の変化 (f90~f170, Orbit 2)	46
図 3.61	軌道傾斜角の変化 (f10~f90, Orbit 2)	47

図 3.62	軌道傾斜角の変化 (f90~f170, Orbit 2)	47
図 3.63	昇交点赤経の変化 (f10~f90, Orbit 2)	47
図 3.64	昇交点赤経の変化 (f90~f170, Orbit 2)	47
図 3.65	近点引数の変化 (f10~f90, Orbit 2)	47
図 3.66	近点引数の変化 (f90~f170, Orbit 2)	47
図 3.67	近点高度の変化 (f10~f90, Orbit 2)	48
図 3.68	近点高度の変化 (f90~f170, Orbit 2)	48
図 3.69	軌道寿命の変化 (f10~f90, Orbit 2)	48
図 3.70	軌道寿命の変化 (f90~f170, Orbit 2)	48
図 3.71	噴射タイミングと必要な ΔV (軌道傾斜角の比較)	49
図 3.72	噴射タイミングと燃料効率 (軌道傾斜角の比較)	50
図 3.73	軌道長半径の変化 (T30~T180)	52
図 3.74	軌道長半径の変化 (T210~T360)	52
図 3.75	離心率の変化 (T30~T180)	52
図 3.76	離心率の変化 (T210~T360)	52
図 3.77	軌道傾斜角の変化 (T30~T180)	53
図 3.78	軌道傾斜角の変化 (T210~T360)	53
図 3.79	昇交点赤経の変化 (T30~T180)	53
図 3.80	昇交点赤経の変化 (T210~T360)	53
図 3.81	近点引数の変化 (T30~T180)	53
図 3.82	近点引数の変化 (T210~T360)	53
図 3.83	近点高度の変化 (T30~T180)	54
図 3.84	近点高度の変化 (T210~T360)	54
図 3.85	軌道寿命の変化 (T30~T180)	54
図 3.86	軌道寿命の変化 (T210~T360)	54
図 3.87	必要な ΔV と燃料効率	55
図 3.88	軌道長半径の変化 (推力の比較)	57
図 3.89	離心率の変化 (推力の比較)	57
図 3.90	軌道傾斜角の変化 (推力の比較)	58
図 3.91	昇交点赤経の変化 (推力の比較)	58
図 3.92	近点引数の変化 (推力の比較)	58
図 3.93	近点高度の変化 (推力の比較)	59
図 3.94	軌道寿命の変化 (推力の比較)	59
図 3.95	ΔV に対する離心率の変化 (推力の比較)	60
図 3.96	離心率の長周期摂動	60
図 3.97	ΔV に対する近点高度の変化 (推力の比較)	61
図 3.98	ΔV に対する軌道寿命の変化 (推力の比較)	61
図 3.99	軌道長半径の変化 (噴射間隔の比較)	63
図 3.100	離心率の変化 (噴射間隔の比較)	63
図 3.101	軌道傾斜角の変化 (噴射間隔の比較)	64
図 3.102	昇交点赤経の変化 (噴射間隔の比較)	64
図 3.103	近点引数の変化 (噴射間隔の比較)	64
図 3.104	近点高度の変化 (噴射間隔の比較)	65
図 3.105	軌道寿命の変化 (噴射間隔の比較)	65
図 3.106	ΔV に対する離心率の変化 (噴射間隔の比較)	66
図 3.107	ΔV に対する近点高度の変化 (噴射間隔の比較)	67

図 3.108 ΔV に対する軌道寿命の変化（噴射間隔の比較）	67
図 4.1 軌道高度と軌道寿命	69
図 4.2 軌道高度と必要な ΔV ($Am = 0.01$)	70
図 4.3 軌道高度と必要な ΔV ($Am = 0.001$)	71
図 4.4 ΔV と質量比の関係	72

表目次

表 2.1	摂動力とモデル	12
表 2.2	初期軌道 (ORBCOMM FM4)	18
表 2.3	衛星諸元 (ORBCOMM FM4)	18
表 3.1	計算条件 (軌道離脱手法の比較)	23
表 3.2	計算条件 (f10~f170)	28
表 3.3	計算条件 (f190~f350)	35
表 3.4	計算条件 (軌道傾斜角の比較)	42
表 3.5	計算条件 (PMD 開始時期の比較)	51
表 3.6	計算条件 (推力の比較)	56
表 3.7	計算条件 (噴射間隔の比較)	62
表 4.1	衛星で使われる推進系 ⁴³⁾	68

第 1 章 序論

1.1 宇宙開発の動向

1957 年，世界初の人工衛星であるスプートニク 1 号（図 1.1）が軌道に投入された．当時の宇宙開発には莫大な資金と開発期間が必要であり，国家機関や航空宇宙に関わる一部の企業が主導していた．その後ミッションは多様化・複雑化し，打上げロケットの性能向上が進むにつれて，人工衛星は大型かつ複雑なシステムとなっていった．しかし，1990 年代後半から 2000 年にかけて，エレクトロニクスの小型化・高性能化・省電力化・耐久性の向上により，質量 1～100 kg 程度の超小型衛星と呼ばれる人工衛星が打ち上げられ始めた．これは，国家プロジェクトであった宇宙開発に大学や民間企業の参入を可能にした．このように人工衛星が利用しやすいものとなったことに加え，インターネットやデータ利用技術の発達から宇宙利用はビジネスとして拡大していった．現在，宇宙関連企業数は世界全体で約 10,000 社を超えており¹⁾，国別企業数については米国が約 5,600 社と世界の企業数の半数を占めている（図 1.2）．世界の宇宙ビジネスの市場規模は 2020 年時点で約 40 兆円と想定されており²⁾，ゴールドマン・サックスによると 2040 年代には 120 兆円に達すると予測されている³⁾．宇宙輸送・衛星インフラ・宇宙データ・軌道上サービス・宇宙旅行・宇宙探査など各市場において，今後ますますのビジネス拡大が期待される．

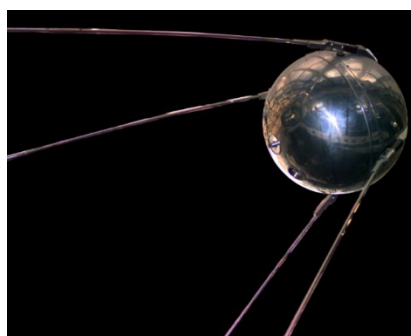


図 1.1 スプートニク 1 号⁴⁾

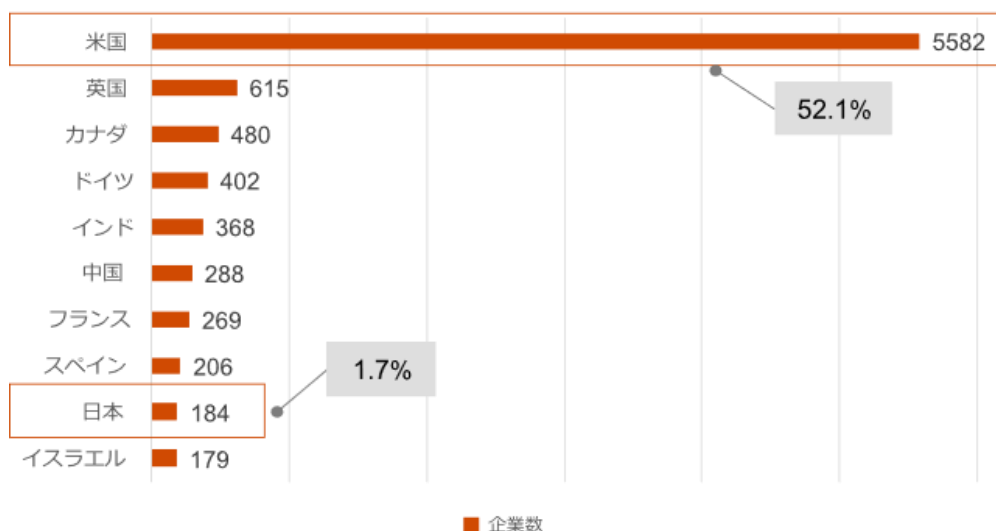


図 1.2 宇宙関連企業数（上位 10 カ国）⁵⁾

超小型衛星は短期間での開発が可能であり、最新の研究成果や技術を迅速に宇宙開発に利用できる。さらに、大型衛星と比較するとシステムが単純であること、ロケットの打上げ余剰能力を活用して主衛星と相乗りするピギーバック衛星として打ち上げられることから、比較的安価に開発できる。日本では、東京大学が開発した世界初の1辺10cmの超小型衛星(1U CubeSat)であるXI-IV(図1.3)の打上げを皮切りにして、多くの企業や大学が超小型衛星の開発に取り組んでいる。世界的に見ても、超小型衛星を用いた新しい宇宙開発やそれらを利用したビジネスは活発化している。図1.4に質量クラス別の打上げ衛星数の推移を示す。300kg以下の小型衛星の需要はここ数年で大幅に増加しており、特に100kg以下の超小型衛星は2021年に410機が打ち上げられ、過去最高を更新した。打上げ機数の増加には大量の小型衛星群による通信サービスである通信衛星コンステレーションが関係している。すでに複数社によって、コンステレーション計画が低軌道～中軌道上で進行中であり、OneWeb社は2,000基、SpaceX社はStarlinkを12,000基程度打ち上げる予定である⁹⁾。従来の静止衛星と比較し、地球近傍に衛星を配置するため高速かつ低遅延な通信を通信衛星コンステレーションサービスは実現できる。しかし、大量の人工衛星を軌道に投入する点、寿命を終えた衛星を定期的に交換する必要がある点で軌道環境の汚染が懸念されており、サービスを持続的に提供するために運用終了後の衛星を適切に廃棄していかなければならないという課題がある。

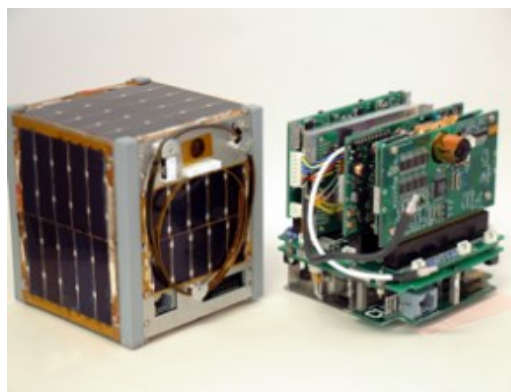


図 1.3 XI-IV⁷⁾

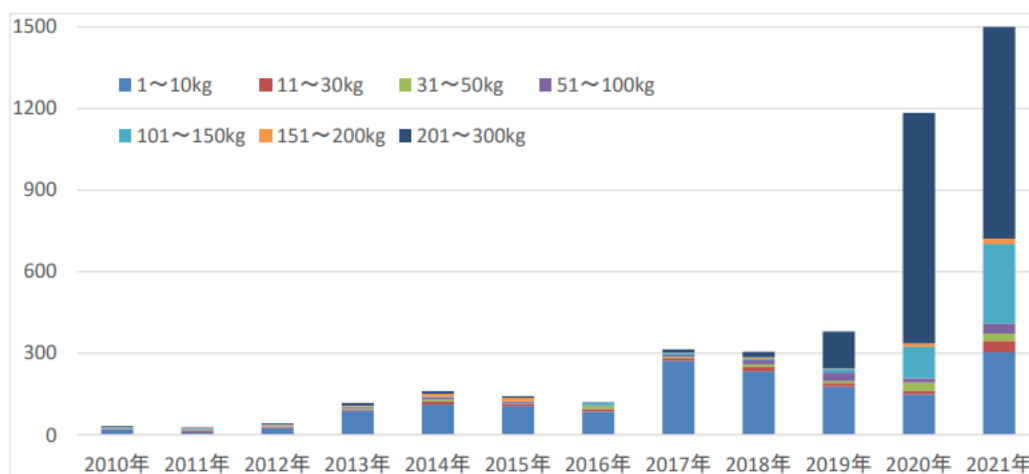


図 1.4 質量クラス別の打上げ衛星数の推移⁸⁾

1.2 宇宙環境の汚染

近年の宇宙開発の活発化に伴い、運用を終了した人工衛星やロケットなどのスペースデブリが増加している（図 1.5）。宇宙空間に存在する 10 cm 以上の大きさの物体は US Space Surveillance Network により追跡されている。スペースデブリの数は、サイズが 10 cm 以上のものは 2.5 万個、1 cm 以上は 50～70 万個、1 mm 以上は 1 億個ともいわれている。追跡されている物体のほとんどが高度 2,000 km 以下の低軌道に存在しており、高度 500～800 km 付近で最も密集している（図 1.6）。スペースデブリは低軌道では秒速 7 km 以上の高速で周回しているため、宇宙機への衝突が機能停止をもたらすだけでなく、宇宙機やデブリが衝突により破砕することで大量のデブリが生成され軌道環境をさらに汚染する。図 1.5 を見ると、2007 年および 2009 年にスペースデブリの数が急激に増加していることがわかる。2007 年に、中国は Fengyun-1C をターゲットとし、弾道ミサイルによる人工衛星破壊（Anti-Satellite, ASAT）実験を実施した。これにより大量のスペースデブリが発生し、観測可能なもので 2,087 個、1cm 以下のもので 35,000 個存在すると報告されている⁹⁾。2009 年には運用中の衛星であった Iridium33 と運用を終了していた Cosmos2251 が衝突した。この衝突によって両機が完全に破壊され運用継続が困難となっただけでなく、大量のスペースデブリが発生した¹⁰⁾。このようなスペースデブリの増殖が繰り返されれば、それ自体が自己増殖していくケスラーシンドロームが誘発され、有限の資源である軌道が塞がれてしまう。今後も宇宙開発を継続していくためには、現存するスペースデブリに対処するとともに新たなスペースデブリの発生を抑制していかなければならない。

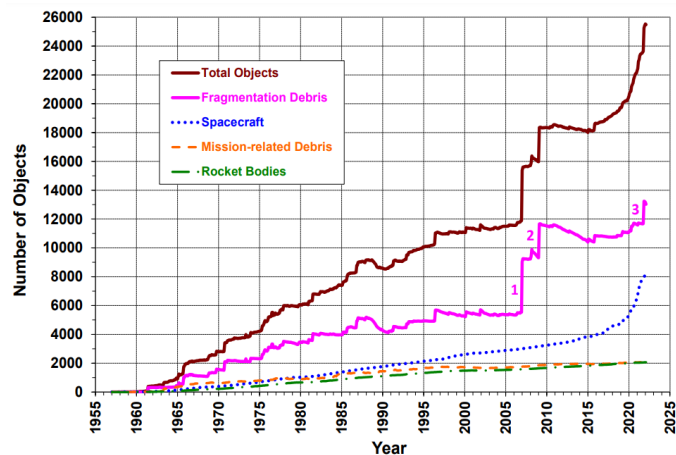


図 1.5 追跡されている物体数の推移¹¹⁾

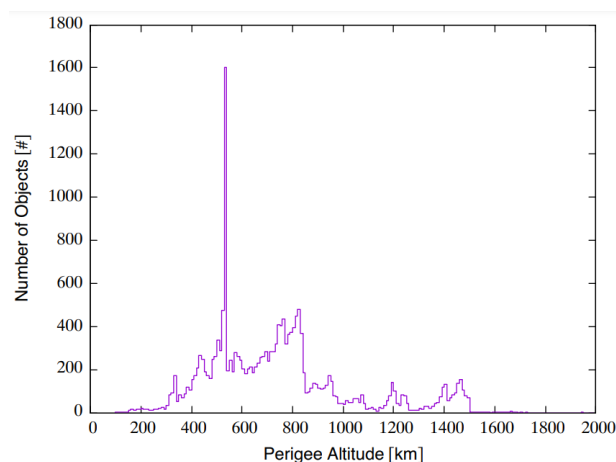


図 1.6 追跡されている低軌道上物体の近地点高度の分布¹²⁾

1.3 LTS ガイドライン

2019年6月21日、国連宇宙空間平和利用委員会（COPUOS）において、宇宙活動に関する長期持続可能性ガイドライン（LTS (Long-term Sustainability) ガイドライン）が加盟国 92 か国の全会一致により採択された¹³⁾。COPUOS は、2010 年から宇宙活動の長期持続可能性（LTS）という議題の下、宇宙の長期的に持続可能な利用のために自主的に遵守すべきガイドラインの制定を目指し、ワーキンググループを設置した。近年まで法的拘束力のないソフトローの創出が続いているが、LTS ガイドラインが既存の法を補完している点と宇宙の軍事利用にも一定の制約を課す点において、LTS ガイドラインの採択が国際宇宙諸条約¹⁴⁾に与える法的意義は大きい。LTS ガイドラインは「A. 宇宙活動に関する方針および規制体系」、「B. 宇宙運用の安全性」、「C. 国際協力、能力構築および認知」、「D. 科学的・記述的な研究開発」の4部構成となっており、宇宙デブリの拡散の認識および国際協力の下で宇宙環境の汚染の回避によって、宇宙システム運用における危険性を回避するために策定された法規範である。国際宇宙諸条約が施行された 1960～1980 年代は、ロケット打上能力を有する国家はアメリカやロシアのみであり、スペースデブリによって宇宙活動が脅かされるという懸念はほとんどなかった。しかし、多数の国家・民間企業・研究機関による宇宙利用の拡大に加え、新たな軍事演習として ASAT 実験や衛星に接近するランデブー・近接オペレーション（Rendezvous and Proximity Operation, RPO）の実施能力を有する国家も増えてきている。同ガイドライン採択の背景にはこのような世情があり、スペースデブリによる脅威が国際的に認識されてきたのである。宇宙コミュニティにおいても宇宙の長期持続可能性のある活動を確保することの重要性は認識されており、国際機関間スペースデブリ調整委員会（IADC）は 2002 年にスペースデブリ低減ガイドラインを採択し、以降、技術の発展に応じてガイドラインの改正を行うこととなった。運用終了後の廃棄について、低軌道衛星は運用終了後 25 年以内に低軌道保護域から離脱すること（通称 25 年ルール¹⁵⁾）が規定されている。2007 年には COPUOS スペースデブリ低減ガイドラインが採択され、同ガイドラインは国内実施においては IADC の最新文書を参照するよう規定された。また、国際標準化機構（ISO）では、2010 年に ISO-24113 スペースデブリ低減要求を策定し、低軌道環境保護の観点から廃棄措置の成功率を 90%以上に保持すること望ましいとしている。LTS ガイドライン A.2 では、COPUOS スペースデブリ低減ガイドライン、IADC スペースデブリ低減ガイドラインおよび ISO の技術標準などのスペースデブリ低減措置の実施が規定されている。同ガイドラインは法的拘束力が欠如しているものの、国連の場で全会一致で採択されており、スペースデブリの低減や宇宙物体の安全利用の促進が期待される。

1.4 スペースデブリ対策

1.4.1 現状

低軌道環境保全のためには、すでに軌道上に存在するスペースデブリを除去（Active Debris Removal, ADR）するとともに、今後打ち上げられる各宇宙機が 25 年ルールを遵守して軌道離脱（Post Mission Disposal, PMD）を行う必要がある。日本の宇宙ベンチャーでは、Astroscale、ALE、パッチドコニックス、Axelspace などがデブリ対策を進めている。Astroscale はスペースデブリ除去を専門とする世界初の民間企業であり、クライアント衛星のミッション終了後に磁気によるドッキングで回収し軌道離脱する（End of Life, EOL）サービスを開発中である。技術実証衛星 ELSA-d（図 1.7）は 2021 年 3 月にソユーズロケットより打ち上げられ、スペースデブリのドッキングと除去に必要なコア技術の実証を成功させた。今後は軌道上ミッションで役目を終えた複数の人工衛星を除去する衛星 ELSA-M の開発を予定しており、OneWeb 社などの衛星コンステレーション運用者保有の複数機の衛星を捕獲する機能検証を実施予定である²¹⁾。ALE は宇宙航空研究開発機構（Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA）をはじめ神奈川県立大学や東北大学と共に導電性テザー（Electrodynamic Tether, EDT）を開発している（図 1.8）。導電性テザーとは、導電性のひもを人工衛星から展開し、人工衛星の運動と地球磁場の相互作用によって発生するローレンツ力で人工衛星の軌道を下げるといったものである。2017 年に JAXA は、同様のシステムを用いて HTV 搭載導電性テザー実証実験（KITE）を実施したが、エンドマスの放出に失敗しテザーの伸展には至らなかった²²⁾。パッチドコニックスは、小型衛星向けに高密度コールドガスジェット推進機関（HDCGJ）を開発しており、ALE 衛星にもエンジンを納入している（図 1.9）。ヒドラジンを使わずコストが抑えられることに加え、キューブサットから 300 kg 級の衛星まで適用できるため、スペースデブリ削減への貢献が期待される。中島田鉄工所が東北大学と共同開発している超小型衛星用の展開式軌道離脱装置（De-Orbit Mechanism, DOM）は、衛星の運用終了後に内部に搭載した薄膜を展開し、大気抵抗を増大させ地球に再突入させる装置である（図 1.10）。2017 年には IUCubeSat の FREEDOM を用いて DOM の宇宙実証を行い、薄膜展開および軌道離脱ミッションに成功している。Axelspace は、2022 年度に打ち上げ予定の革新的衛星技術実証 3 号機で超小型衛星用膜面展開型デオービット機構の軌道上実証を予定している²³⁾。

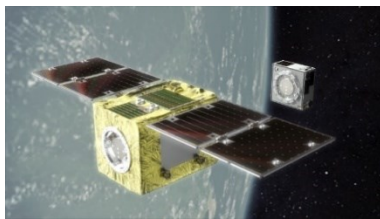


図 1.7 ELSA-d のドッキング²⁴⁾

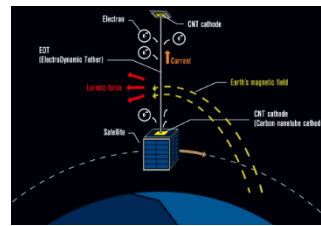


図 1.8 EDT を利用したデブリ除去²⁴⁾



図 1.9 Cube 級 HDCGJ²⁶⁾

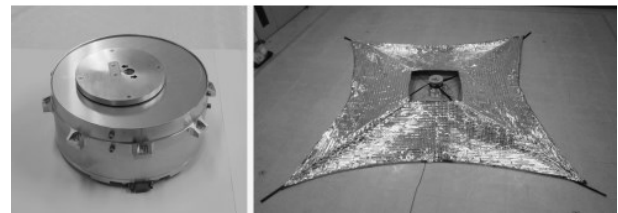


図 1.10 DOM²⁷⁾（左：打上時，右：展開時）

1.4.2 課題

このようにスペースデブリ対策の研究開発が広がりを見せている一方で、軌道環境の汚染は焦眉の急を要する問題となっている。関連する国際組織は軌道環境維持のために90%以上のPMD順守率を求めているが²⁸⁾、依然として数割の衛星はPMDの実施能力を備えていないか、故障によりPMDの実施に失敗している(図1.11)。図1.12はPMDの順守率とその将来への影響をシミュレーションした結果を表している。PMDを全くしない場合は200年間で軌道上物体数は4.3倍に増えることを示している。PMD順守率が90%の場合は200年間で2.1倍になる。深刻化するスペースデブリの増加に歯止めをかけるためには、PMD順守率を向上させること、すなわちPMDの実施能力を備えた衛星を増やし、PMDの成功率を高めることが求められる。ユーザーがそれぞれの衛星のニーズに合ったPMD手法を選択できるよう多種多様なPMD手法を確立する必要がある。

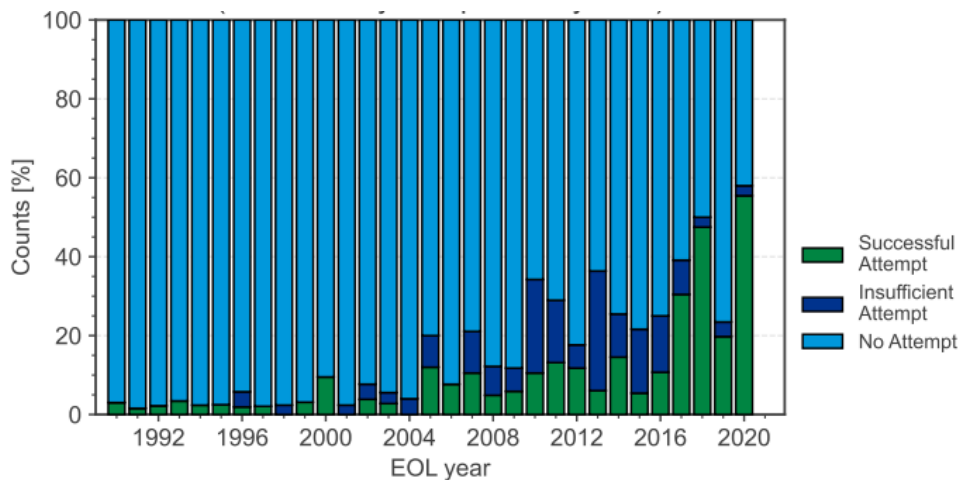


図 1.11 低軌道上の軌道離脱成功率²⁹⁾

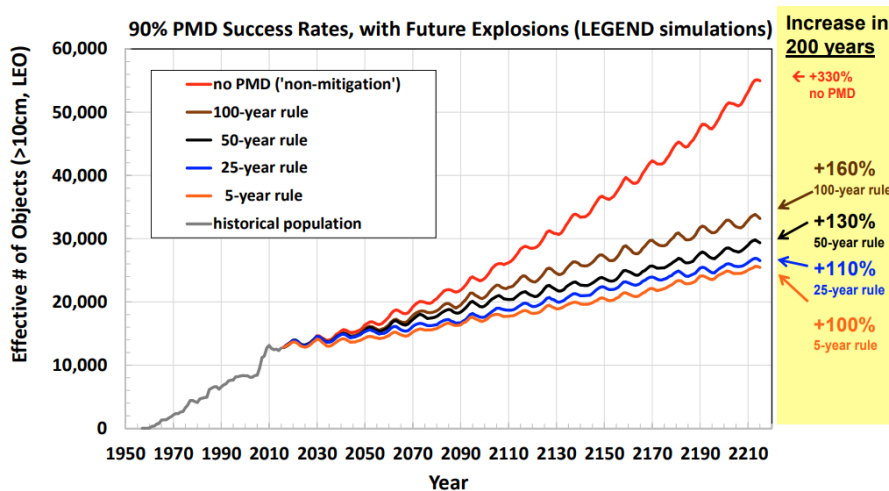


図 1.12 PMDの順守率とその将来への影響³⁰⁾

現在行われている PMD 手法の状況は、図 1.13 のように考察できる。高度 500km 以下の比較的低い軌道においては大気抵抗による自然落下が期待でき、特別な措置を取らなくともよい。高度 700km 以下の軌道においては、膜面を展開するなどの大気抵抗増大デバイスにより大気抵抗を利用して軌道離脱を行える。また、推進系を搭載し十分な軌道変更の機能を有する衛星は、どの高度帯においても能動的に軌道離脱を行える。しかし、運用末期の衛星における故障や、機能の限られた小型衛星の高高度軌道の利用によって、衛星は図の左上のギャップに陥る。PMD 順守率向上に向けて、このギャップを埋めること、すなわち機能が限られた衛星でも実施可能な能動的軌道離脱措置を実現する必要がある。

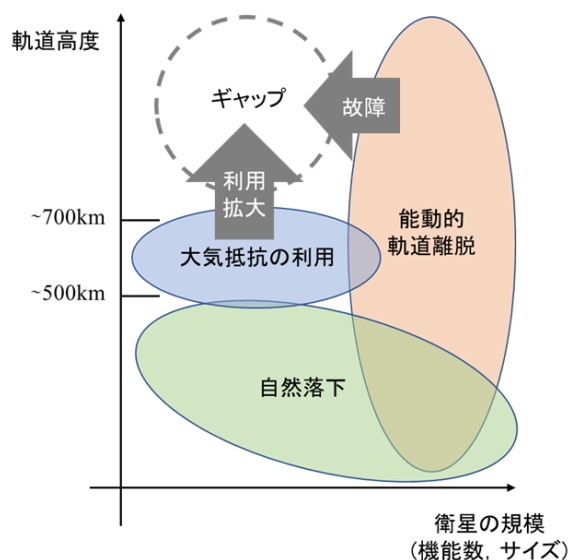


図 1.13 衛星の軌道高度および機能と取り得る PMD 手法の関係

1.5 推進系を用いた PMD

前述の背景を踏まえ本研究では、大気抵抗の期待できない軌道を含めた衛星の PMD 順守率向上を目指す。その実現のために、1.4 節で示したギャップを埋めるような新たな軌道離脱手法を確立する。具体的には、①大気抵抗が希薄な高度でも有効な推進系を用いた、②完全な姿勢推定・制御機能を有さない衛星でも実施可能なより少ないセンサ・計算をもとにした軌道離脱手法について研究を進めている。以降に従来手法と提案手法および関連研究について記す。

1.5.1 従来手法と提案手法

従来 of 能動的軌道離脱 (図 1.14) では、衛星の姿勢を制御し進行方向へスラスタを向けて噴射することで軌道長半径を減少させ、大気圏または自然落下が期待できる軌道まで降下させる。この方式は ΔV 効率が最も高い一方で、衛星の姿勢を正しく推定し制御する必要がある。そのためには複数のセンサとアクチュエータからなる姿勢決定制御システムが完全に作動している必要がある。寿命末期の衛星が完全な機能を保持していることを期待するのは現実的ではなく、従来手法による PMD システムの堅牢性は低いと言える。従って、従来手法のみでの PMD 順守率の向上には限界があると考えられる。

この問題を解決するために提案手法 (図 1.15) では、単一センサから地球や太陽など何らかの目標物の方向を特定し、目標物に向けて間欠的なスラスタ噴射を繰り返すことによって軌道離脱する。単一センサでの衛星進行方向の特定はできないため、目標物の方向にスラスタを向けて噴射する。そのため、従来手法と比較して ΔV 効率は低くなる。一方で、地球センサや太陽センサといった単一の単純なセンサのみが機能していれば軌道離脱が可能であるため、従来手法と比較して PMD システムの堅牢性を向上できる。単一センサのみの利用で実施可能な提案手法が実現されれば、従来手法では軌道離脱を行って得なかった機能を一部喪失した衛星や小型衛星でも PMD の実施が可能となり、PMD 順守率の底上げが期待できる。

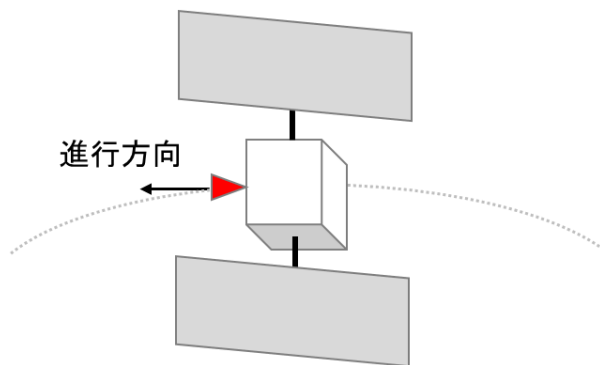


図 1.14 従来手法

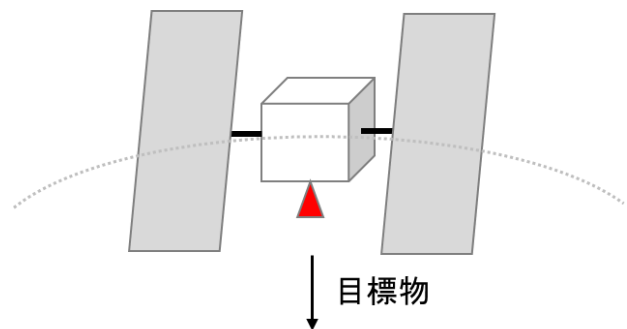


図 1.15 提案手法

1.5.2 関連研究

卒業研究³¹⁾では、地球センサから得られる地心方向の情報と衛星測位システムにより得られる位置情報を用いて、適切なタイミングで地心方向の推力制御を繰り返す手法について検討した。大気抵抗およびスラスタ推力を考慮したシミュレーションの結果から、地心方向への推力制御によって軌道離心率を増大させ、軌道降下が可能であることが限定条件下で確認できている。また、当研究室では太陽方向の検知および推力制御についても検討しており、適切なタイミングでの太陽方向へのスラスタ噴射によって軌道降下が可能であることが確認できている^{32),33)}。

1.6 本研究の目的

本研究では、地心方向の推力制御による軌道離脱手法について検討する。本手法では姿勢制御を必要とせず、姿勢推定については地球とスラスタが相対しているかどうかの情報のみを用いる。よって、地球センサと測位システムのみが正常に動作していれば軌道寿命の短縮が可能であるため、PMD 順守率の向上に寄与できると考えられる。以下に、本研究の目的を示す。

- 主要な摂動力を考慮したシミュレータを構築し、本手法の成立性を検証する。
- 軌道寿命の短縮に有利な推力制御条件を明らかにする。
- 本手法を衛星に適用するための PMD システムについて検討する。

第2章 軌道計算シミュレータ

2.1 シミュレータ概要

地球を周回する人工衛星は、地球の重力のほかにも様々な要因による摂動力を受ける。そのため、人工衛星の運動は単純なケプラー運動ではなくなる。図 2.1 に代表的な摂動力を示す。赤色の矢印で示した摂動は衛星に依存せず、青色の矢印で示した摂動は衛星の形状や姿勢に依存する。図 2.2 に摂動による加速度と高度の関係を示す。衛星の断面積と質量の比を $0.0093 \text{ m}^2/\text{kg}$ として計算している。軌道高度によって衛星の運動に影響を与える支配的な摂動は異なる。衛星形状に依存する摂動の中では、高度 600km 程度までは大気抵抗が最大となるが、高高度になるにつれて大気密度は急激に減少し太陽輻射圧の影響が顕著になる。本論文では、高度 700km 程度の低軌道上衛星を対象とするため、地球重力場の高次項の影響、月と太陽の引力、太陽輻射圧、スラスト推力および大気抵抗力が衛星に作用するとして軌道計算を実施する。

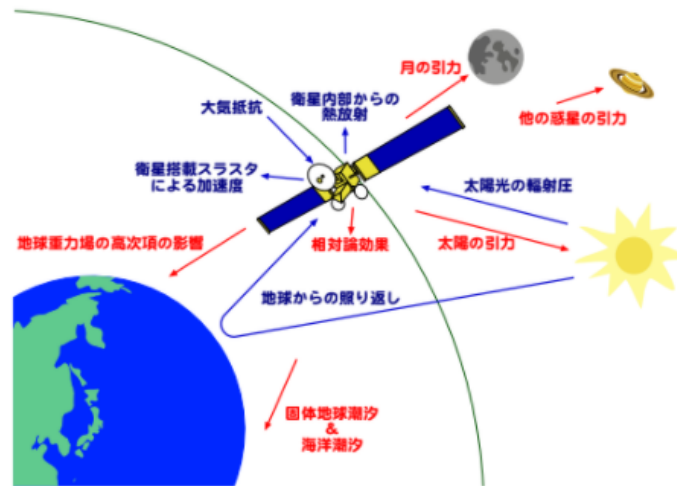


図 2.1 人工衛星に作用する摂動力 ³⁴⁾

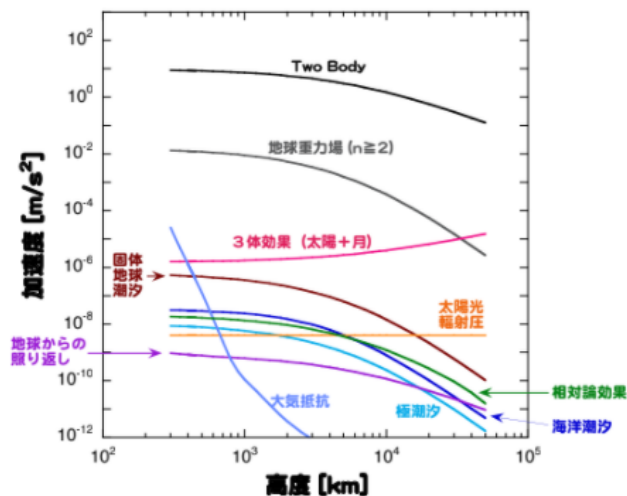


図 2.2 人工衛星に作用する摂動と高度の関係 ³⁴⁾

シミュレーションには MATLAB®を用いる。軌道計算は図 2.3 に示す手順で行う。人工衛星の初期値は、Space Track³⁵⁾の 2 行軌道要素形式 (Two-line elements, TLE) データをもとにしている。摂動力の計算には High Precision Orbit Propagator³⁶⁾を用いており、地球中心慣性座標系 (Earth Centered Inertial Frame, ECI) における加速度を求められる。軌道要素の変化を求めるには、まず軌道要素を ECI 系における位置・速度ベクトルに変換する。次に ECI 系における位置・速度ベクトルから ECI 系における摂動加速度を求め、それらを機体中心座標系 (RSW 系) に変換し、ガウスの惑星方程式に代入する。ガウスの惑星方程式を積分することによって軌道要素の変化を求められる。スラスタ噴射による摂動に関しては、1 回あたりのスラスタ噴射時間は数十秒と軌道周期に対して十分短いため、噴射は瞬間的に行われるものとして扱う。スラスタ噴射による軌道要素の変化を求めるには、まず軌道要素を ECI 系における位置・速度ベクトルに変換する。次に推力 Δv を加えた後の速度を計算し、ECI 系における位置・速度ベクトルから軌道要素に変換する。この手順で軌道伝播を計算し、計算終了条件を満たすまで繰り返す。

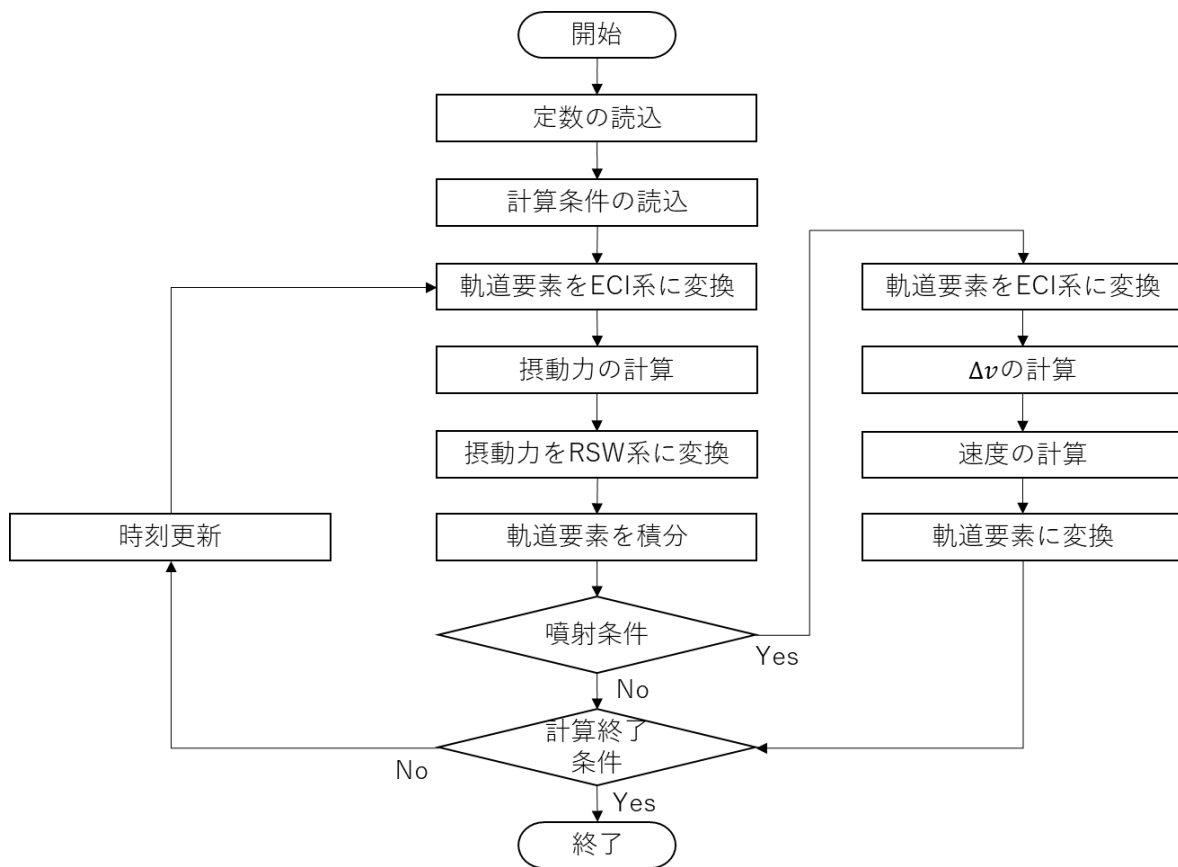


図 2.3 軌道計算のフローチャート

2.2 摂動力とモデル

地球近傍を周回する人工衛星は地球の質量中心からの引力に加え、摂動力と呼ばれる様々な力を受ける。本シミュレータでは High Precision Orbit Propagator を用いて、ECI 系における摂動加速度を求める。High Precision Orbit Propagator で使用されているモデルを表 2.1 に示す。

表 2.1 摂動力とモデル

摂動力	モデル
地球重力場	GGM03C model
太陽と月の引力	JPLDE440
大気抵抗力	Jacchia-Bowman 2008, NRLMSISE-00, MSIS-86, Jacchia 70, or modified Harris-Priester atmospheric density model
太陽輻射圧力	geometrical or cylindrical shadow model

2.3 ガウスの惑星方程式

摂動による軌道要素の時間変化は式(2.1)から式(2.6)に示すガウスの惑星方程式 (Gauss-Planetary-Equations) ³⁷⁾で計算される. 本論文のシミュレーションではこれらの式を MATLAB のコマンドである ode45 で数値積分し, 軌道要素の時間変化を求める. なお, ode45 は Dormand-Princean の陽的 Runge-Kutta (4,5)公式に基づく微分方程式の数値計算ソルバーである.

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} [e\sin(f) \cdot F_R + (1 + e\cos(f)) \cdot F_S] \quad (2.1)$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left[\sin(f) \cdot F_R + \left(\cos f + \frac{e + \cos(f)}{1 + e\cos(f)} \right) \cdot F_S \right] \quad (2.2)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{r\cos(u)}{na^2\sqrt{1-e^2}} F_W \quad (2.3)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r\sin(u)}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin(i)} F_W \quad (2.4)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = -\frac{\sqrt{1-e^2}}{nae} \left[\cos(f) \cdot F_R - \left(\sin(f) + \frac{\sin(f)}{1 + e\cos(f)} \right) \cdot F_S \right] - \frac{d\Omega}{dt} \cos(i) \quad (2.5)$$

$$\frac{df}{dt} = \frac{h}{r^2} - \frac{d\omega}{dt} - \frac{d\Omega}{dt} \cos(i) \quad (2.6)$$

a	軌道長半径	t	時刻
e	離心率	u	緯度引数
F	摂動加速度	Ω	昇交点赤経
f	真近点離角	ω	近点引数
h	比角運動量		添字
i	軌道傾斜角	R	地心方向
n	平均運動	S	接線方向
r	軌道半径	W	面外方向

2.4 座標変換

2.4.1 軌道要素から位置・速度ベクトルへの変換

軌道要素から ECI 系における位置・速度ベクトルを算出する．軌道面座標系（Perifocal coordinate system, PQW）における位置ベクトル \mathbf{r}_{PQW} ，速度ベクトル \mathbf{v}_{PQW} は，式(2.7)および式(2.8)より求められる．

$$\mathbf{r}_{PQW} = \begin{bmatrix} p \cos(f) \\ 1 + e \cos(f) \\ p \sin(f) \\ 1 + e \cos(f) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

$$\mathbf{v}_{PQW} = \begin{bmatrix} \sqrt{\frac{\mu}{p}} \sin(f) \\ \sqrt{\frac{\mu}{p}} (e + \cos(f)) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

ECI 系における位置ベクトル \mathbf{r}_{IJK} ，速度ベクトル \mathbf{v}_{IJK} は，式(2.9)および式(2.10)で与えられる．

$$\mathbf{r}_{IJK} = [\text{ROT3}(-\Omega)][\text{ROT1}(-i)][\text{ROT3}(-\omega)]\mathbf{r}_{PQW} = \begin{bmatrix} IJK \\ PQW \end{bmatrix} \mathbf{r}_{PQW} \quad (2.9)$$

$$\mathbf{v}_{IJK} = [\text{ROT3}(-\Omega)][\text{ROT1}(-i)][\text{ROT3}(-\omega)]\mathbf{v}_{PQW} = \begin{bmatrix} IJK \\ PQW \end{bmatrix} \mathbf{v}_{PQW} \quad (2.10)$$

ここで，軌道面座標系から ECI 系への回転行列は式(2.11)のようになる．

$$\begin{bmatrix} IJK \\ PQW \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) \cos(\omega) - \sin(\Omega) \sin(\omega) \cos(i) & -\cos(\Omega) \sin(\omega) - \sin(\Omega) \cos(\omega) \cos(i) & \sin(\Omega) \sin(i) \\ \sin(\Omega) \cos(\omega) + \cos(\Omega) \sin(\omega) \cos(i) & -\sin(\Omega) \sin(\omega) + \cos(\Omega) \cos(\omega) \cos(i) & -\cos(\Omega) \sin(i) \\ \sin(\omega) \sin(i) & \cos(\omega) \sin(i) & \cos(i) \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

2.4.2 位置・速度ベクトルから軌道要素への変換

ECI系における位置・速度ベクトルから軌道要素を算出する。比角運動量ベクトル \mathbf{h} 、交点線ベクトル \mathbf{l} は式(2.12)および式(2.13)で与えられる。

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \mathbf{v} \quad (2.12)$$

$$\mathbf{l} = \mathbf{K} \times \mathbf{h} \quad (2.13)$$

ここで、 \mathbf{r} 、 \mathbf{v} はそれぞれECI系における位置ベクトルおよび速度ベクトルである。離心率 e は式(2.14)より求められる。

$$\mathbf{e} = \frac{\left(v^2 - \frac{\mu}{r}\right)\mathbf{r} - (\mathbf{r} \cdot \mathbf{v})\mathbf{v}}{\mu} \quad (2.14)$$

$$e = |\mathbf{e}|$$

ここで、 μ は重力定数である。

$e \neq 1.0$ のとき軌道長半径 a は式(2.15)より求められる。

$$a = -\frac{\mu}{2\xi} \quad (2.15)$$

$$\text{ただし, } \xi = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \quad (2.16)$$

軌道傾斜角 i は \mathbf{K} と \mathbf{h} のなす角であるから、軌道傾斜角は式(2.17)で与えられる。

$$\cos i = \frac{\mathbf{K} \cdot \mathbf{h}}{h} = \frac{h_K}{h} \quad (2.17)$$

昇交点赤経 Ω は \mathbf{l} と \mathbf{l} のなす角であるから、昇交点赤経は式(2.18)で与えられる。

$$\cos \Omega = \frac{\mathbf{l} \cdot \mathbf{l}}{l} = \frac{l_l}{l} \quad (2.18)$$

近点引数 ω は \mathbf{l} と \mathbf{e} のなす角であるから、近点引数は式(2.19)で与えられる。

$$\cos \omega = \frac{\mathbf{l} \cdot \mathbf{e}}{le} \quad (2.19)$$

真近点離角 f は \mathbf{e} と \mathbf{r} のなす角であるから、真近点離角は式(2.20)で与えられる。

$$\cos f = \frac{\mathbf{e} \cdot \mathbf{r}}{er} \quad (2.20)$$

2.4.3 ECI系からRSW系への変換

ECI系における摂動加速度 \mathbf{F}_{IJK} を機体中心座標系（RSW系）に変換する．図2.4に示すRSW系では，質量中心を原点として，地球中心からの半径方向をR軸，周方向をS軸，R軸とS軸の外積から成る方向をW軸とする．

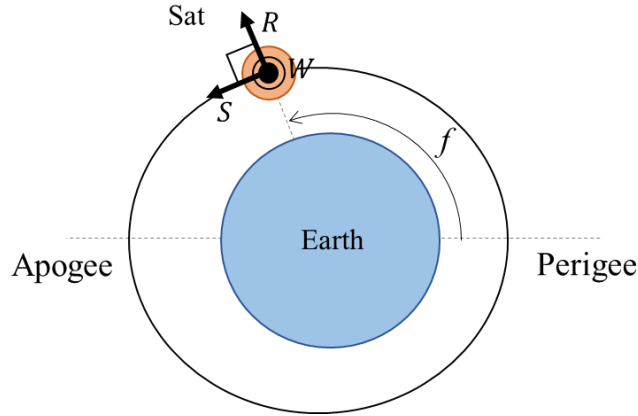


図 2.4 機体中心座標系

RSW系における摂動加速度 \mathbf{F}_{RSW} は式(2.21)で与えられる．

$$\mathbf{F}_{RSW} = [\text{ROT3}(u)][\text{ROT1}(i)][\text{ROT3}(\Omega)]\mathbf{F}_{IJK} = \begin{bmatrix} RSW \\ IJK \end{bmatrix} \mathbf{F}_{IJK} \quad (2.21)$$

ここで，ECI系からRSW系への回転行列は式(2.22)のようになる．

$$\begin{bmatrix} RSW \\ IJK \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(u) \cos(\Omega) - \sin(u) \sin(\Omega) \cos(i) & \cos(u) \sin(\Omega) + \sin(u) \cos(\Omega) \cos(i) & \sin(u) \sin(i) \\ -\sin(u) \cos(\Omega) - \cos(u) \sin(\Omega) \cos(i) & -\sin(u) \sin(\Omega) + \cos(u) \cos(\Omega) \cos(i) & \cos(u) \sin(i) \\ \sin(i) \sin(\Omega) & -\cos(\Omega) \sin(i) & \cos(i) \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

2.5 軌道寿命

軌道寿命は衛星が再突入するまでの軌道伝播を行えば求めることができるが、パラメータを変えて多種のケースで軌道伝播を行うことは計算量の観点から非効率である。そこで、本研究では King-Hele³⁸⁾により求められている軌道寿命の概算式を用いる。基本的な軌道寿命 L は式(2.23)および式(2.24)で与えられる。

$$L = \frac{2}{3\rho_p\delta} \left(\frac{a}{\mu}\right)^{\frac{1}{2}} X(e, H) \quad e > 0 \text{ の場合 (楕円軌道)} \quad (2.23)$$

$$L = \frac{H}{(\mu a)^{\frac{1}{2}} \rho_p \delta} \quad e = 0 \text{ の場合 (円軌道)} \quad (2.24)$$

ここで、 a は軌道長半径、 μ は重力定数である。 ρ_p 、 H は近点における大気密度とスケースハイトであり、任意の大気モデルで計算できる。本シミュレータでは簡単のために Exponential-Atmospheric-Model³⁷⁾を用いて求める。 δ は式(2.25)で定義されるパラメータである。

$$\delta = \frac{PAC_D}{m} \quad (2.25)$$

ここで、 A 、 C_D 、 m はそれぞれ物体の平均断面積、抗力係数、質量である。 P は式(2.26)で定義されるパラメータである。

$$P = 1 - \frac{r_p w}{v_p} \cos i \quad (2.26)$$

ここで、 r_p 、 v_p 、 i はそれぞれ近点における地心距離、近点における速度、軌道傾斜角である。 w は地球の回転角速度である。 $X(e, H)$ の定義は式(2.27)で与えられる。

$$X(e, H) = \frac{eF(e)\exp(z)}{I_0(z) + zeI_1(z)} \quad (2.27)$$

ここで、 $z = ae/H$ であり、 I_0 、 I_1 はそれぞれ0次と1次の第一種変形円柱ベッセル関数である。 $F(e)$ は離心率の値によって以下のように異なる定義がされた関数である。

$$F(e) = \frac{3I_0(z)}{4I_1(z)} \left(1 + 2e \frac{I_1(z)}{I_0(z)} - \frac{9ez}{40} + \frac{H}{2a}\right) \quad 0 < e < 0.02 \quad (2.28)$$

$$F(e) = \frac{3}{4} \left(1 + \frac{7e}{6} + \frac{5e^2}{16} + \frac{H}{2ae} \left(1 + \frac{11e}{12} + \frac{3H}{4ae} + \frac{3H^2}{4a^2e^2}\right)\right) \quad 0.02 \leq e < 0.2 \quad (2.29)$$

$$F(e) = \frac{3(1-e)^{\frac{1}{2}}(1+e)^2}{8e^2} f(e) \left(1 - \frac{H(8e-3e^2-1)}{8r_p e(1+e)}\right) \quad 0.2 \leq e < 1 \quad (2.30)$$

$$\text{ただし, } f(e) = \frac{3+e}{(1+e)\sqrt{1-e}} - 3 - \frac{1}{\sqrt{2}} \ln \frac{\sqrt{2}+\sqrt{1-e}}{(\sqrt{2}+1)\sqrt{1+e}} \quad (2.31)$$

2.6 シミュレータの評価

実際の軌道履歴と計算結果を比較し、シミュレータの妥当性を検証する。本研究では、自然落下しない低軌道上の衛星をターゲットとしているため、計算の対象として ORBCOMM 社の通信衛星 ORBCOMM FM4³⁹⁾を選択した。設計寿命 5 年の本衛星は 1998 年に運用を開始されたが、現在も高度 800km 程度の低軌道上を周回している。軌道要素を表 2.2 に、衛星諸元を表 2.3 に示す。衛星の面積質量比は一般的に 0.01 程度であることから、有効断面積は衛星質量より想定した。抗力係数は大気抵抗を計算する上で必要なパラメータの一つである。図 2.5 に抗力係数と高度の関係を示す。抗力係数は高度や太陽活動、物体の形状に依存し、低軌道においては 2~3 で変化する。本研究では軌道概略を掴めればよいため、抗力係数は低軌道衛星の計算に一般的によく使われている 2.2 とし、定数として扱う。

表 2.2 初期軌道 (ORBCOMM FM4)

元期	2019 年 1 月 1 日	
軌道長半径	7177.40	[km]
離心率	0.0052	
軌道傾斜角	107.98	[deg]
昇交点赤経	355.34	[deg]
近点引数	27.61	[deg]

表 2.3 衛星諸元 (ORBCOMM FM4)

有効断面積	0.5	[m ²]
衛星質量	50	[kg]
抗力係数	2.2	

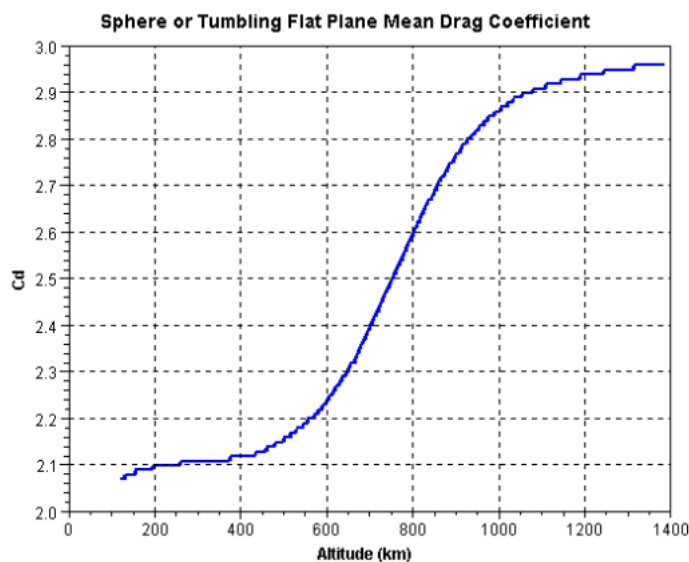


図 2.5 抗力係数と高度の関係⁴⁰⁾

軌道要素および軌道寿命の計算結果を図 2.6 から図 2.11 に示す。黒線で実際の軌道履歴を、青線で計算値を示した。軌道傾斜角，昇交点赤経，近点引数の変化は実軌道履歴とおおむね一致している。軌道長半径は 2km 程度の差があるが，時間変化がほとんどないという点で実軌道履歴と同様の傾向である。離心率は最大で 0.001 程度の差があるが，実軌道履歴と同様に約 0.004 を中心に振動している。軌道寿命は最大で十数年程度の差が生じたが，振動周期や振動の中心は実軌道履歴とおおむね一致している。

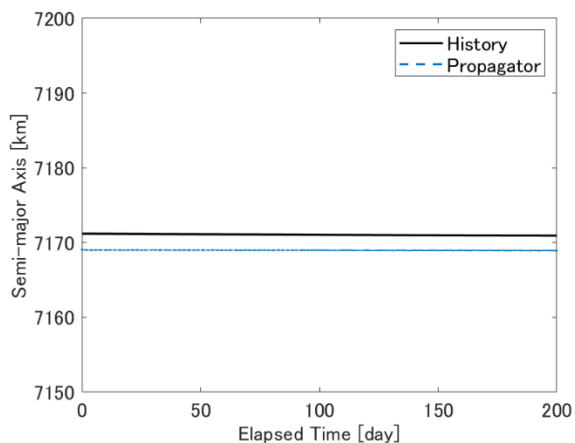


図 2.6 軌道長半径の変化（実軌道との比較）

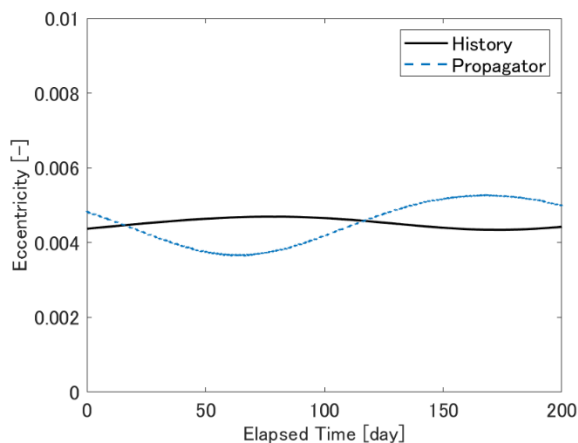


図 2.7 離心率の変化（実軌道との比較）

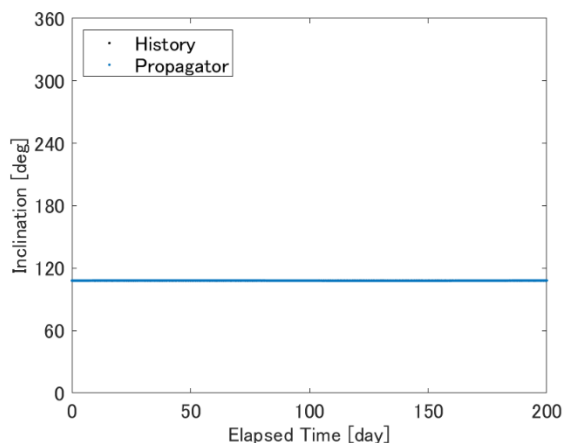


図 2.8 軌道傾斜角の変化（実軌道との比較）

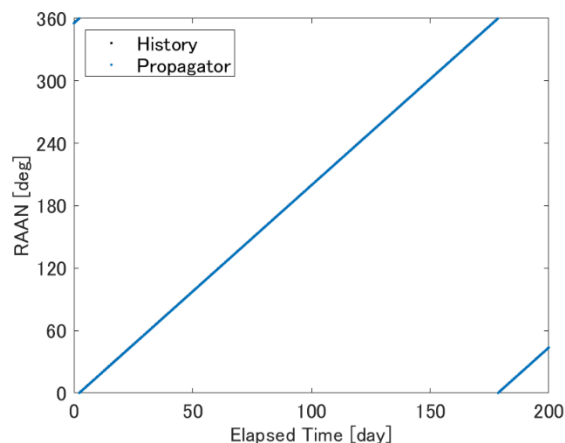


図 2.9 昇交点赤経の変化（実軌道との比較）

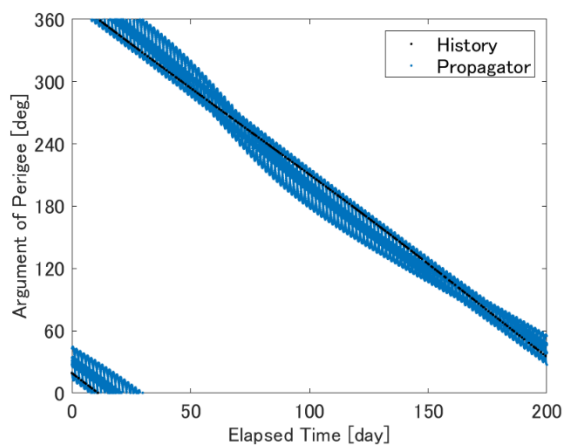


図 2.10 近点引数の変化（実軌道との比較）

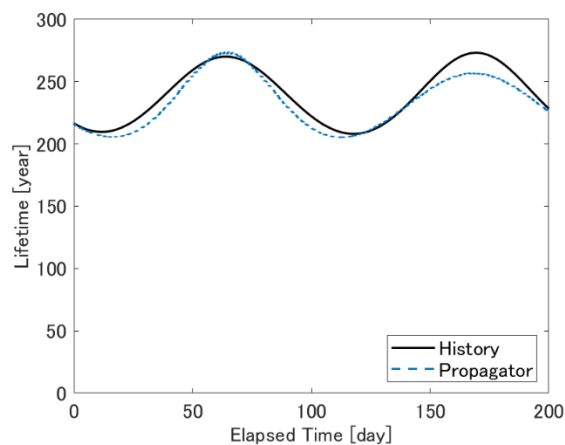


図 2.11 軌道寿命の変化（実軌道との比較）

これらの差は，TLE から ECI 座標系への変換やプロパゲータの計算精度，衛星諸元の仮定のずれなどから生じたと考えられる．本研究では，実軌道と厳密に一致する必要はなく，推力制御による軌道変化の概略が掴めればよい．従って，長期間の軌道伝播を計算する本研究において，本シミュレータは必要な計算精度を満たしているといえる．

第3章 軌道伝播

本手法による軌道変換では、地心方向の推力制御により軌道寿命を短縮する。第3章では、第2章で述べた軌道計算シミュレータを用いて本手法の成立性を検証する。軌道と推進系に関するパラメータを実現可能な範囲で複数仮定し、軌道伝播からその影響について分析することで、軌道寿命の短縮に有利な推力制御条件を明らかにする。

3.1 軌道離脱手法の検討

本手法では地心方向の推力制御のみで軌道寿命の短縮を狙う。3.1節では離心率および軌道長半径の変動が軌道寿命に及ぼす効果に着目し、軌道寿命の短縮に有利な推力制御手法について検討する。

3.1.1 手法

手法1では離心率による効果に着目する。図3.1に手法1の概要図を示す。地心方向検知面とスラスト方向が同一面にある衛星を仮定すると、ある範囲内で地心方向にスラストを向けて噴射することで離心率は増大する。離心率が増大すると近点高度は降下するため、間欠的な噴射を繰り返すことでより大きな大気抵抗を受ける高度まで近点高度を降下させ、軌道寿命を短縮できると考えられる。地球へスラストを向けて噴射する間、摂動力 F_R は常に正である。式(2.2)より、離心率を一意に増大させるためには、 $0 < \sin f$ となる時、すなわち $0 < f < 180 \text{ deg}$ の範囲で噴射すればよい。さらに、離心率が最も増大する噴射タイミングは $f = 90 \text{ deg}$ であることがわかる。

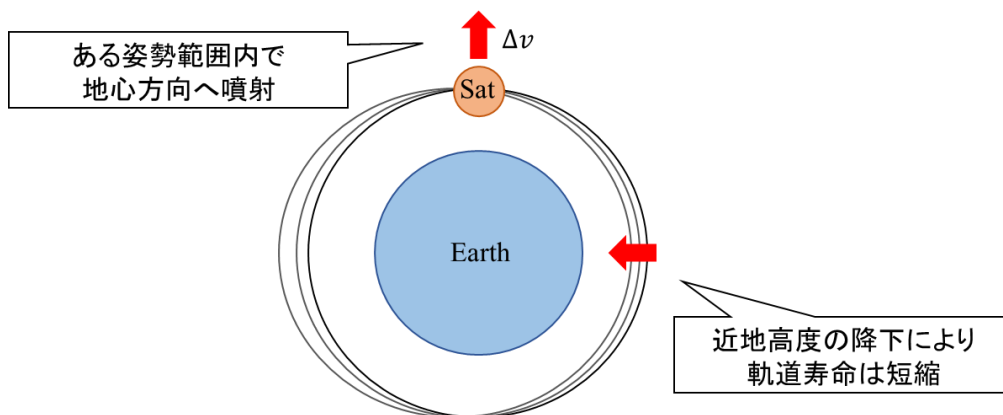


図3.1 手法1の概要図

手法2では軌道長半径による効果に着目する。図3.2に手法2の概要図を示す。手法1と同様に地心方向検知面とスラスト方向が同一面にある衛星を仮定すると、ある範囲内で地心方向にスラストを向けて噴射することで進行方向の速度は減少する。進行方向の速度減少により軌道長半径は減少するため、間欠的な噴射を繰り返し、より大きな大気抵抗を受ける高度まで降下させることで軌道寿命を短縮できると考えられる。

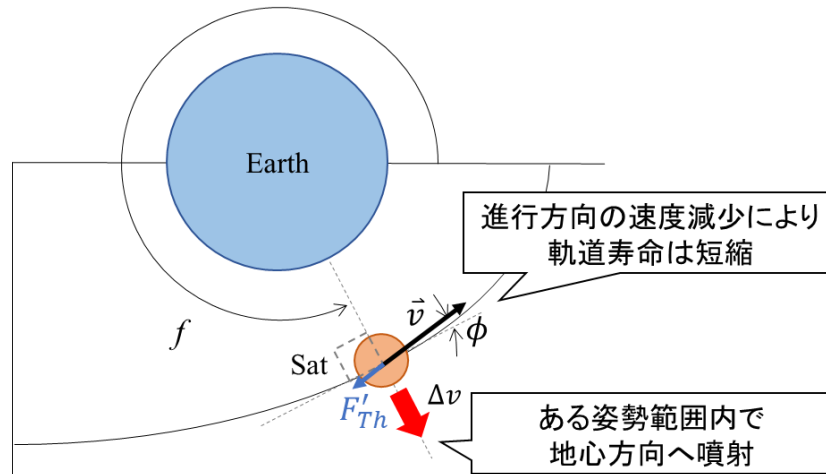


図3.2 手法2の概要図

飛行経路角 ϕ は式(3.1)で表される³⁷⁾。

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{e \sin(f)}{1 + e \cos(f)} \right) \quad (3.1)$$

推力を F_{Th} とすると、進行方向の推力成分 F'_{Th} は式(3.2)より求められる。

$$F'_{Th} = F_{Th} \sin(\phi) \quad (3.2)$$

F'_{Th} が負の時、進行方向の速度は減少し軌道長半径は縮小する。地球へスラストを向けて噴射する間、 F_{Th} は常に正であるため、 $\sin(\phi)$ が負に大きいほど速度はより減少する。飛行経路角の取りうる値は $-90 < \phi < 90 \text{ deg}$ である。よって、軌道長半径が最も減少する噴射タイミングは飛行経路角が最小となる位置 f であるとわかる。

3.1.2 計算条件

ORBCOMM FM4 に対して、手法 1 および手法 2 を適用し軌道伝播を計算する。計算条件を表 3.1 に示す。どちらの手法においても、軌道 1 周に 1 回噴射し、噴射 1 回あたりの ΔV は 2 m/s、噴射回数の上限は 1,000 回とした。噴射回数の上限に達するか、軌道寿命が 25 年以下となるまで計算を行う。手法 1 について、噴射タイミングは離心率の増大に最も効果が良いと予想される $f = 90 \text{ deg}$ とした。手法 2 について、噴射タイミングは軌道長半径の減少に最も効果があると予想される、飛行経路角が最小なる位置 $f(\phi_{min})$ とした。

表 3.1 計算条件（軌道離脱手法の比較）

	手法 1	手法 2	
1 回あたりの ΔV	2	2	[m/s]
噴射回数の上限	1,000	1,000	[回]
噴射タイミング	$f = 90$	ϕ_{min} となる位置 $f(\phi_{min})$	[deg]

3.1.3 結果

軌道要素の時間変化を図 3.3 から図 3.7 に示す。黒色で手法 1 の結果を、青色で手法 2 の結果を示した。図 3.3 に示す軌道長半径の変化を見ると、手法 1 では時間の経過とともに線形的に拡大しており、手法 2 では開始から約 2 日の間一時的に 2 km 程拡大したがその後はほとんど変化していない。図 3.4 に示す離心率の変化を見ると、手法 1 では時間の経過とともに線形的に増大しており、手法 2 では開始から約 2 日の間一時的に減少し 0 となった後はほとんど変化していない。

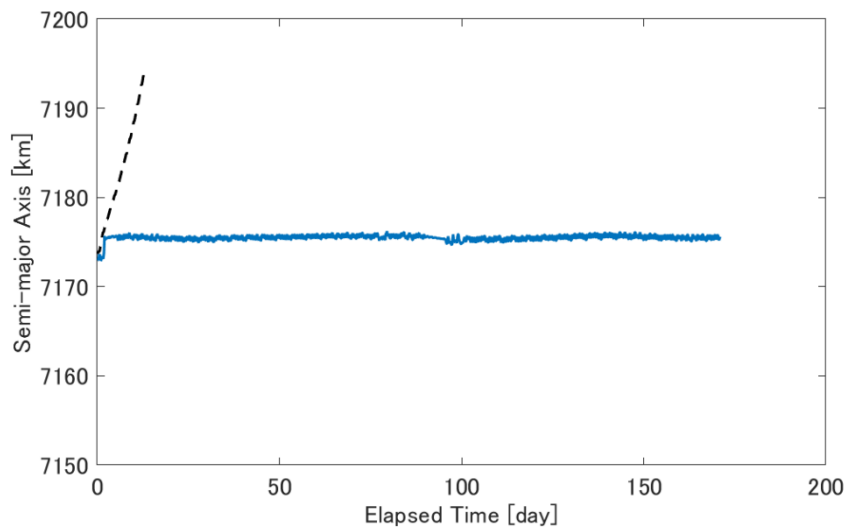


図 3.3 軌道長半径の変化（軌道離脱手法の比較）

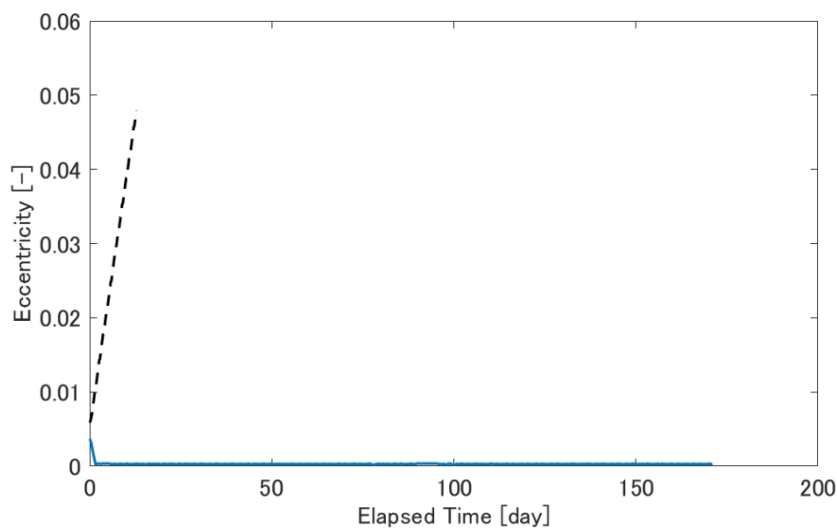


図 3.4 離心率の変化（軌道離脱手法の比較）

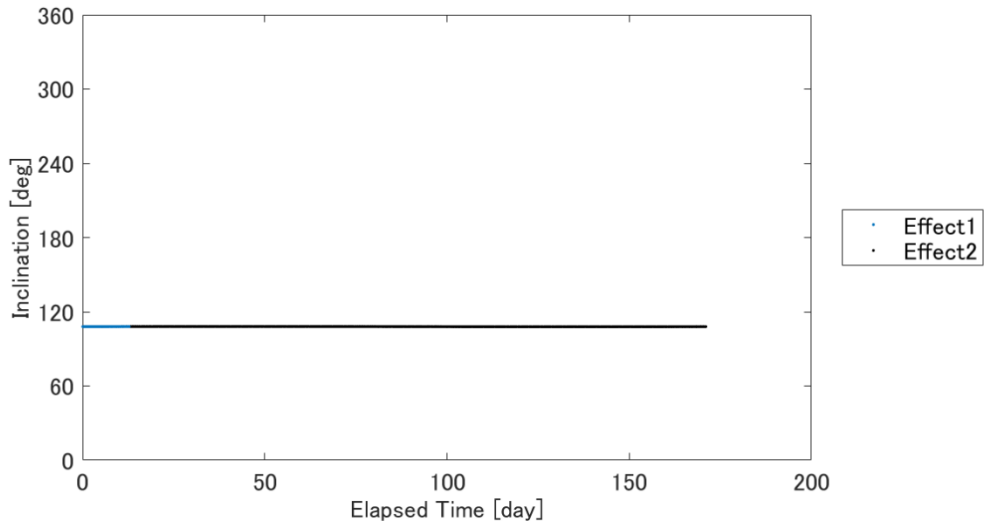


図 3.5 軌道傾斜角の変化 (軌道離脱手法の比較)

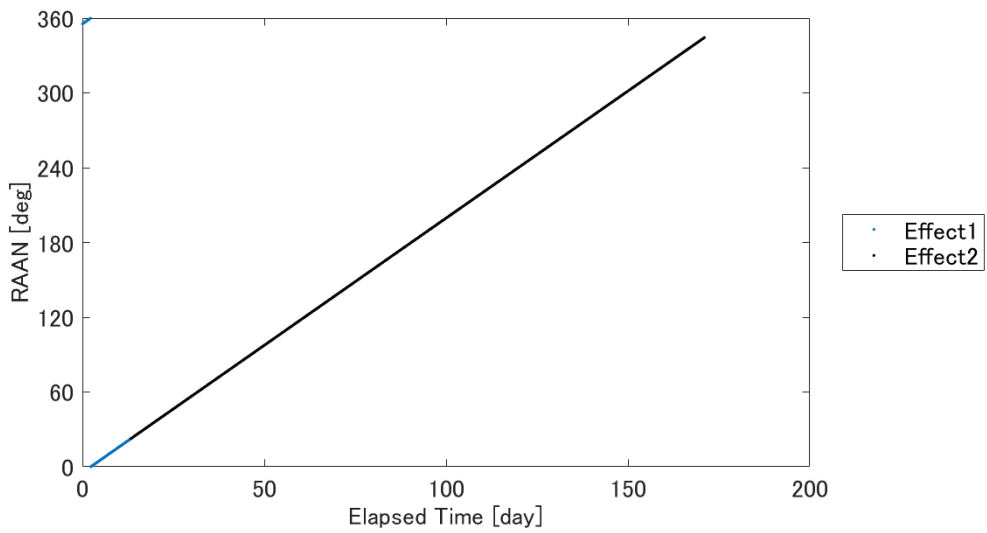


図 3.6 昇交点赤経の変化 (軌道離脱手法の比較)

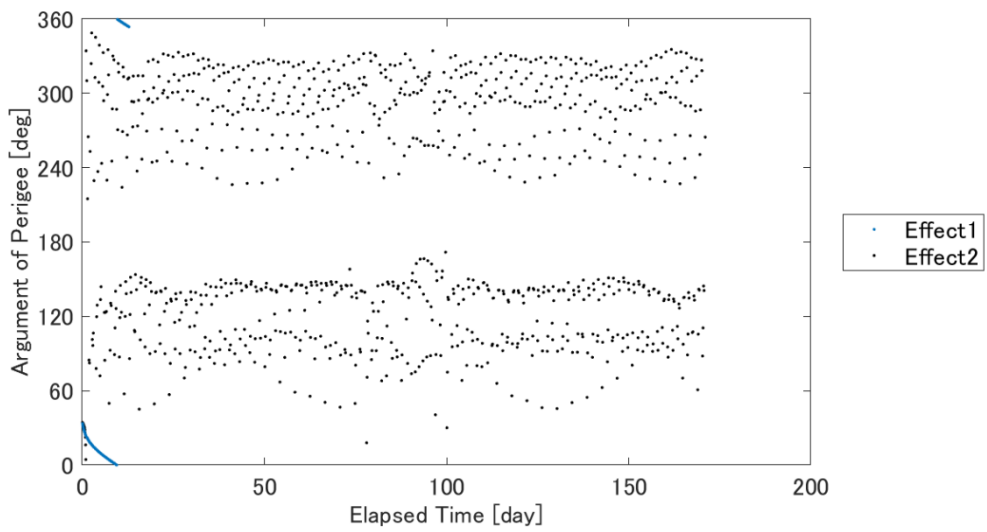


図 3.7 近点引数の変化 (軌道離脱手法の比較)

近点高度の時間変化を図 3.8 に，軌道寿命の時間変化を図 3.9 に示す．黒色で手法 1 の結果を，青色で手法 2 の結果を示した．近点高度の変化を見ると，手法 1 では時間の経過とともに線形的に減少し計算終了時の値は 475 km 程度となった．手法 2 では開始から約 2 日の間一時的に 50 km 程拡大したがその後はほとんど変化していない．軌道寿命の変化を見ると，手法 1 では時間の経過とともに線形的に減少し，約 13 日後に軌道寿命が 25 年以下となり計算を終了した．手法 2 では開始から約 2 日の間一時的に寿命が増大し，その後は約 310 年からほとんど変化していない．

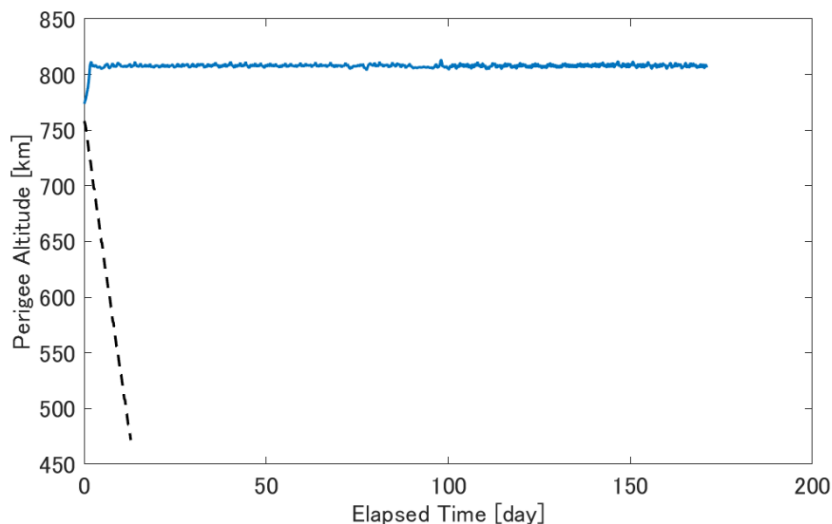


図 3.8 近点高度の変化（軌道離脱手法の比較）

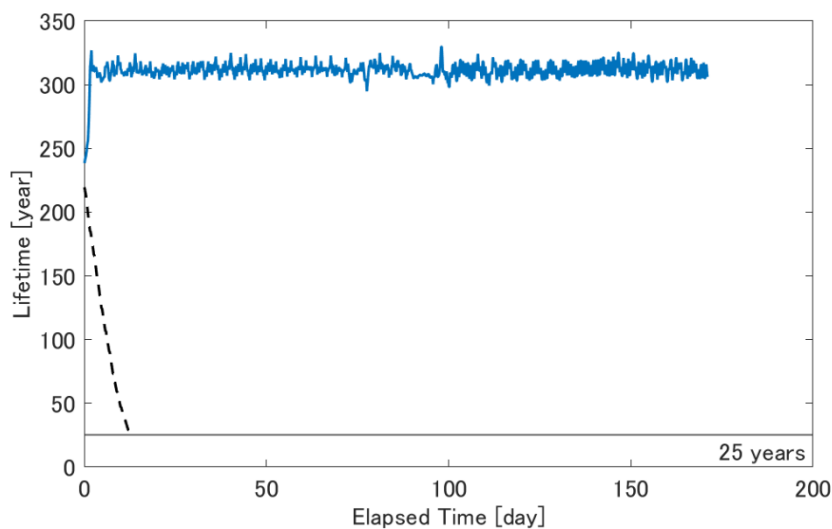


図 3.9 軌道寿命の変化（軌道離脱手法の比較）

3.1.4 考察

軌道寿命の計算結果から、この軌道においては手法1を用いて、噴射により離心率を増大させ近点高度を降下させると軌道寿命が短縮できることがわかった。手法2については、噴射による軌道長半径の減少ができておらず、軌道寿命を短縮できなかった。この軌道は離心率が小さい軌道であるため、手法2の減速効果が十分に得られなかったと考えられる。図3.10に離心率を $0 < e < 1$ の範囲で変化させたときの真近点離角 f と飛行経路角 ϕ の関係を示す。飛行経路角は真近点離角が $0 < f < 180 \text{ deg}$ のとき正となり、 $-180 < f < 0 \text{ deg}$ のとき負となる。飛行経路角が負の領域をみると、離心率が大きいほど飛行経路角の取りうる絶対値は大きくなるため、離心率の大きい軌道ほど手法2の効果を得られると考えられる。離心率0.2の軌道では、飛行経路角の最小値は約-10 degであり、式(3.2)より印加した推力の約20%のみが進行方向速度の減速に寄与する。モルニヤ軌道などの特殊な軌道でない限り、離心率が0.2を超える軌道は頻繁に利用されるものではなく、地球を周回する低軌道上の衛星のほとんどは離心率の小さい軌道である。よって、本研究で対象としている低軌道上の衛星には手法2は適用できないと考えられる。

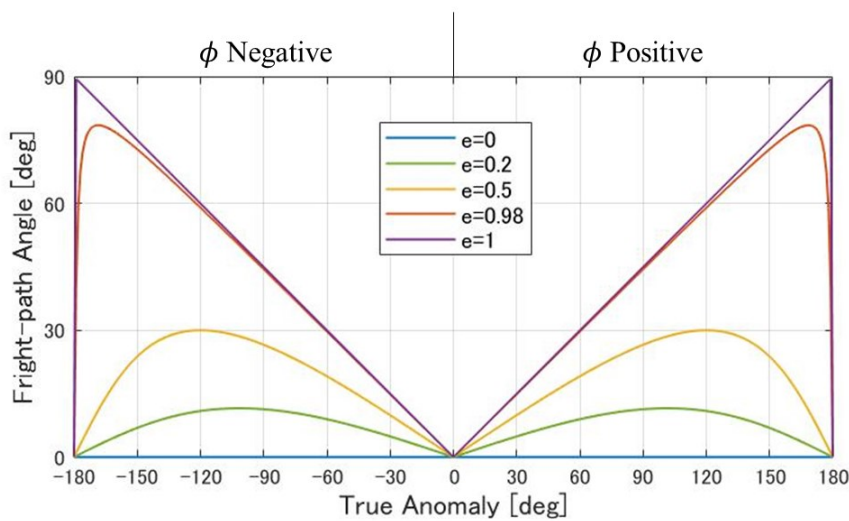


図 3.10 真近点離角と飛行経路角の関係

3.2 噴射タイミングの影響

3.2 節では、軌道寿命の短縮に有効であった離心率の効果に着目し、噴射タイミングの影響について検討する。離心率が最も増大する噴射タイミングは、式(2.2)の離心率の時間変化から $f = 90 \text{ deg}$ であると予想できる。実際に PMD を運用することを想定すると、位置推定の誤差や姿勢の擾乱、推進系・電源系の影響から、常に理想的な位置 $f = 90 \text{ deg}$ で噴射可能であるとは限らない。理想的な位置からずれた場所で噴射した際の影響を分析し、本手法の成立性を検証する。

3.2.1 計算条件

3.1 節と同様に ORBCOMM FM4 を対象として、噴射タイミングを変えた軌道伝播を計算する。計算条件を表 3.2 に示す。地心方向検知面とスラスタ方向が同一面にある衛星では、 $0 < f < 180 \text{ deg}$ の範囲で噴射すると離心率を増大できる。噴射タイミングを $f = 10 \text{ deg}$ から $f = 170 \text{ deg}$ の範囲で 10 deg 刻みで変えた 17 個のケースに対して推力制御を行う。例えば噴射タイミング $f90$ のケースでは、衛星が真近点離角 $f = 90 \text{ deg}$ の位置に来た際に 1 回あたり $\Delta V = 2 \text{ m/s}$ の推力を印加する。どのケースも軌道一周あたり 1 回の噴射を行い、軌道寿命が 25 年以下となるまで軌道伝播を行う。

表 3.2 計算条件 (f10~f170)

1 回あたりの ΔV	2	[m/s]
噴射回数の上限	1,000	[回]
噴射タイミング	$f = 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90,$ 100, 110, 120, 130, 140, 150, 160, 170	[deg]

3.2.2 結果

軌道長半径の変化について、噴射タイミング f10 から f90 の結果を図 3.11 に、噴射タイミング f90 から f170 の結果を図 3.12 に示す。どの条件においても噴射によって軌道長半径は振動しながら拡大している。噴射タイミングが f90 に近いほど、拡大する速度は速い傾向にある。

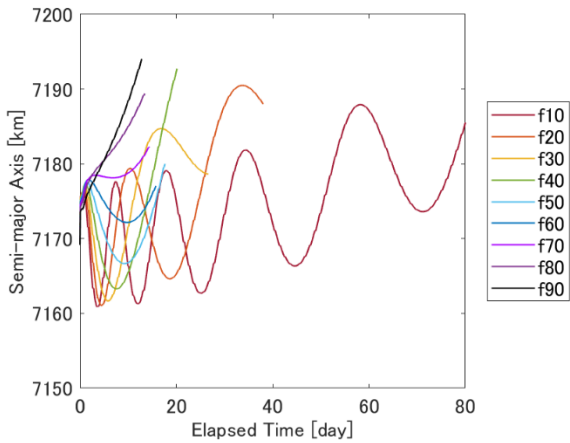


図 3.11 軌道長半径の変化 (f10~f90)

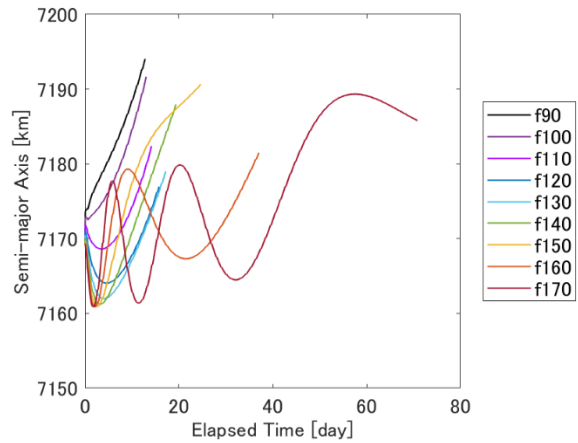


図 3.12 軌道長半径の変化 (f90~f170)

離心率の変化について、噴射タイミング f10 から f90 の結果を図 3.13 に、噴射タイミング f90 から f170 の結果を図 3.14 に示す。どの条件においても噴射によって離心率は増大している。噴射タイミングが f90 に近いほど、増大する速度は速い傾向にある。どの条件においても計算終了時の離心率は 0.048 程度となった。

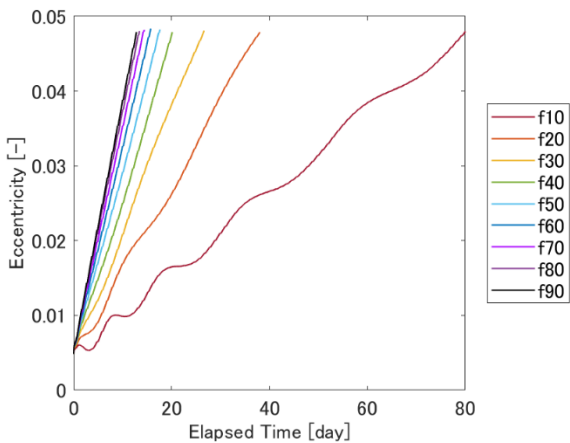


図 3.13 離心率の変化 (f10~f90)

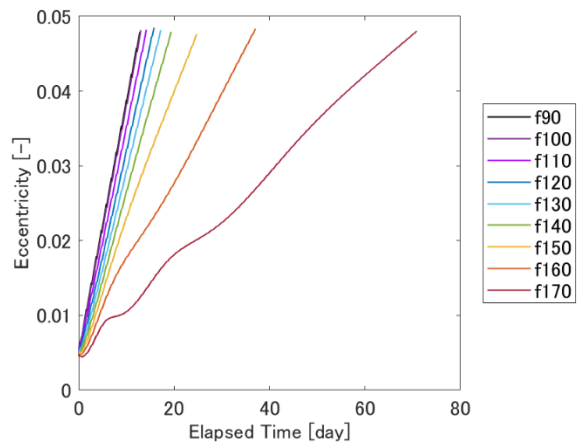


図 3.14 離心率の変化 (f90~f170)

軌道傾斜角の変化について、噴射タイミング f10 から f90 の結果を図 3.15 に、噴射タイミング f90 から f170 の結果を図 3.16 に示す。どの条件においても、噴射による軌道傾斜角の変化は見られない。

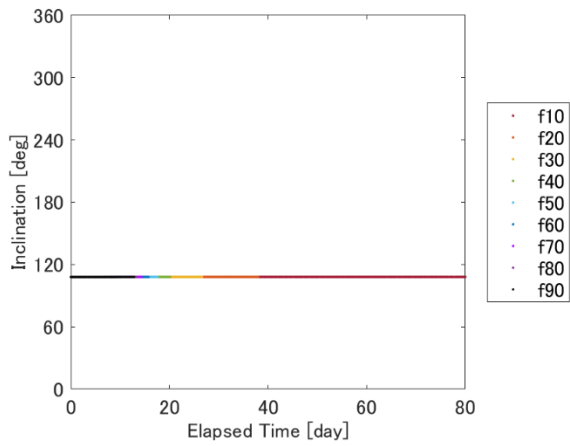


図 3.15 軌道傾斜角の変化 (f10~f90)

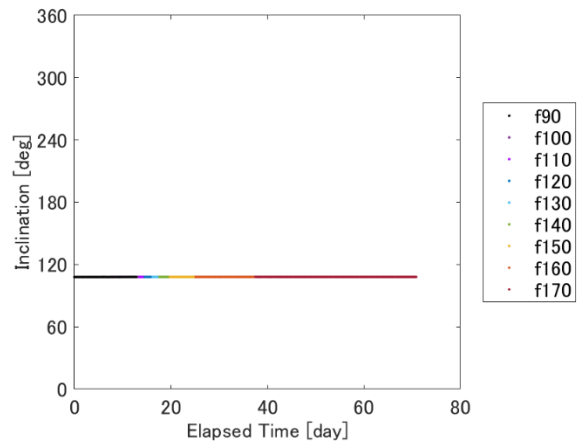


図 3.16 軌道傾斜角の変化 (f90~f170)

昇交点赤経の変化について、噴射タイミング f10 から f90 の結果を図 3.17 に、噴射タイミング f90 から f170 の結果を図 3.18 に示す。どの条件においても昇交点赤経は単調増加しており、噴射タイミングの違いによる差は見られない。

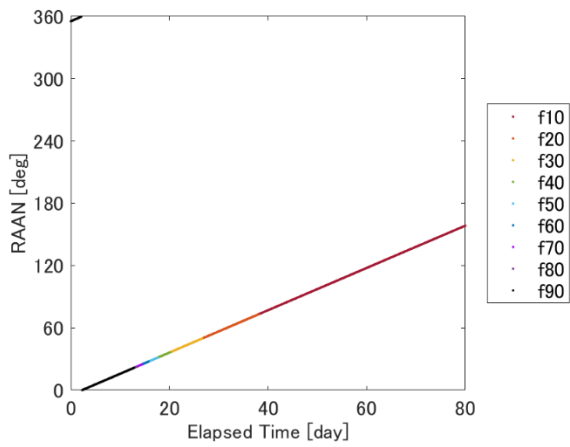


図 3.17 昇交点赤経の変化 (f10~f90)

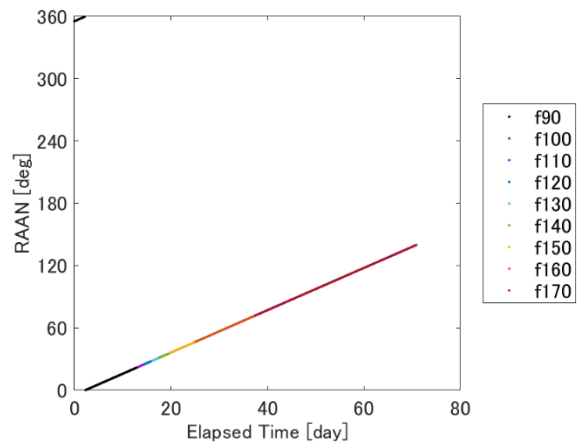


図 3.18 昇交点赤経の変化 (f90~f170)

近点引数の変化について、噴射タイミング f10 から f90 の結果を図 3.19 に、噴射タイミング f90 から f170 の結果を図 3.20 に示す。噴射タイミング f10 から f100 で近点引数は単調減少しており、噴射タイミング f10 に近いほど減少速度は速い。噴射タイミング f110 から f170 で近点引数は単調増加しており、噴射タイミング f170 に近いほど増加速度は速い。

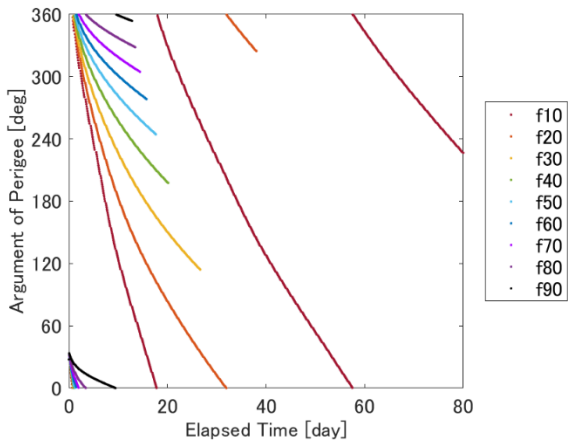


図 3.19 近点引数の変化 (f10~f90)

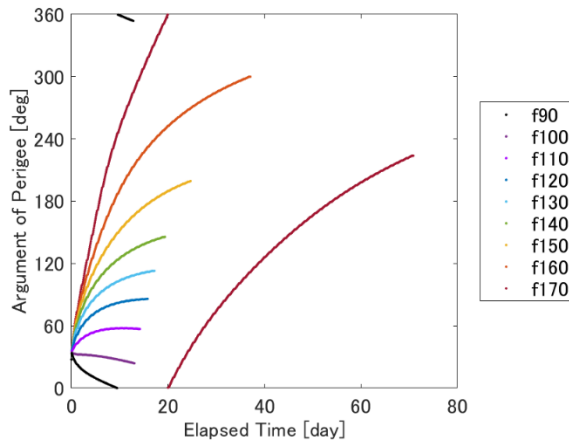


図 3.20 近点引数の変化 (f90~f170)

近点高度の変化について、噴射タイミング f10 から f90 の結果を図 3.21 に、噴射タイミング f90 から f170 の結果を図 3.22 に示す。どの条件においても噴射によって近点高度は減少している。噴射タイミングが f90 に近いほど、減少する速度は速い傾向にある。どの条件においても計算終了時の近点高度は 475km 程度となった。

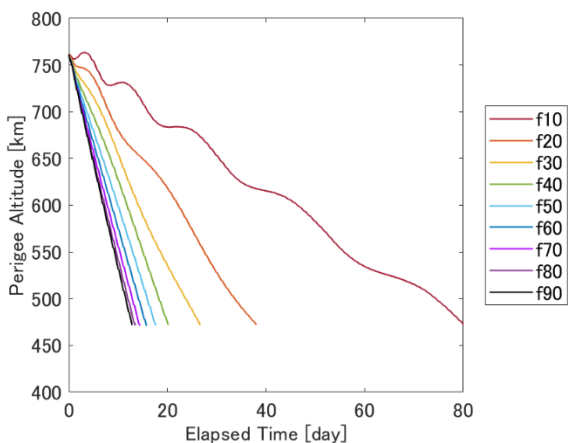


図 3.21 近点高度の変化 (f10~f90)

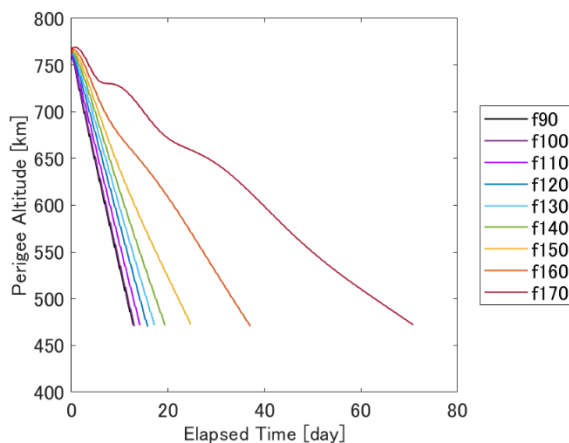


図 3.22 近点高度の変化 (f90~f170)

軌道寿命の変化について、噴射タイミング f10 から f90 の結果を図 3.23 に、噴射タイミング f90 から f170 の結果を図 3.24 に示す。どの条件においても噴射によって軌道寿命は減少している。噴射タイミングが f90 に近いほど軌道寿命の減少速度は速く、噴射タイミングが f90 から遠いほど軌道寿命の減少は緩やかである。軌道変換に要した時間は f90 で約 13 日であり、他のケースと比較して最短となった。最長となったのは f10 で、軌道変換に約 80 日の時間を要した。

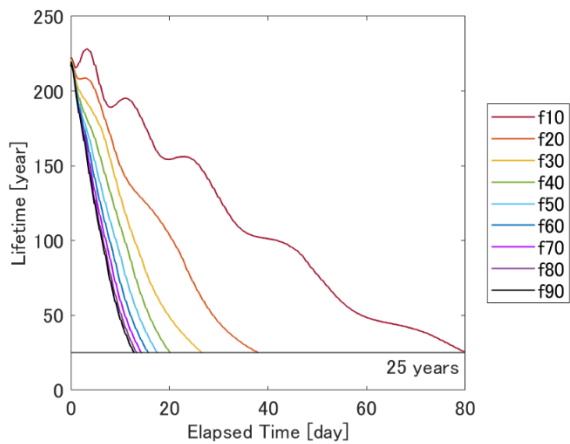


図 3.23 軌道寿命の変化 (f10~f90)

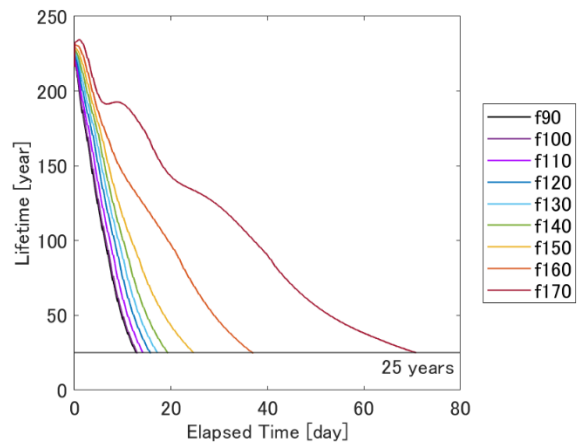


図 3.24 軌道寿命の変化 (f90~f170)

3.2.3 考察

軌道伝播の結果から、離心率の増大速度が速いほど、軌道寿命が 25 年以下となるまでに要する時間が短いことがわかった。軌道寿命が 25 年以下となるまでに要した ΔV と噴射タイミングの関係を図 3.25 に示す。必要な ΔV は噴射タイミング f90 で最小 320 m/s となり、この結果は式(2.2)から立てた仮説と一致する。噴射タイミングが f90 から遠いほど必要な ΔV は増大し、その差も次第に拡大している。

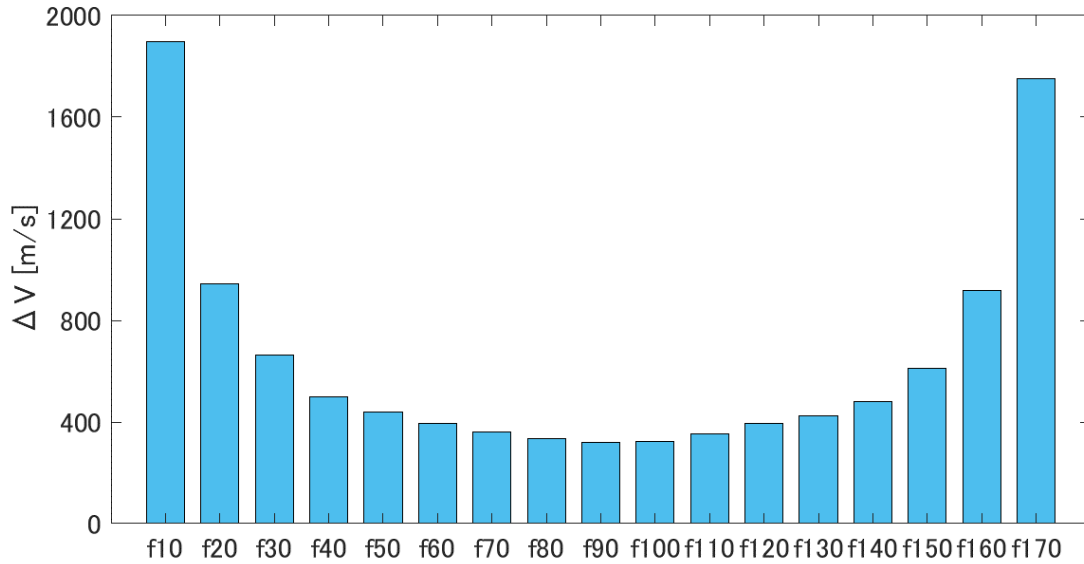


図 3.25 噴射タイミングと必要な ΔV (f10~f170)

最高効率である噴射タイミング f_{90} からずれた場所で噴射した際の、燃料消費量に対する軌道変換効率（以降、燃料効率）について考察する。噴射タイミング f_{90} の燃料効率を 100%とすると、燃料効率 η [%] は式(3.3)より求められる。

$$\eta = \left(1 - \frac{\Delta V_f - \Delta V_{f_{90}}}{\Delta V_f} \right) \times 100 \quad (3.3)$$

噴射タイミングと燃料効率の関係を図 3.26 に示す。青い実線で $\sin(f) \times 100$ の関数をプロットしている。地心方向の摂動力 F_R が推力のみで離心率以外の軌道要素を定数とすると、式(2.2)より離心率の変化量は $\sin(f)$ の関数となり、燃料効率は $\sin(f)$ の関数と一致すると予想できる。図 3.26 を見ると、計算結果より求めた燃料効率は $\sin(f)$ の関数とおおむね一致している。実際には軌道要素は振動しながら変動しており、推力以外の摂動力も衛星に作用するため、 $\sin(f)$ の関数との差はそれらが原因だと考えられる。燃料効率は噴射タイミング f_{90} を対称におおむね一致している。この軌道においては、 $60 < f < 120 \text{ deg}$ の区間で燃料効率は 80%以上となった。この区間を噴射可能区間とすると、位置推定の誤差や衛星の姿勢などの理由から理想的な位置からずれた場所で噴射した場合でも、噴射可能区間内であれば燃料効率は 80%以上に保たれる。よって、噴射タイミングのずれをある程度許容できるため、位置推定については NORAD などの地上からのレーダによる追跡で十分可能である。衛星自体の測位システムがない場合や機能を喪失してしまった場合でも、衛星の通信システムが機能していれば地上から位置情報を衛星に提供し PMD 措置を実行できる。この軌道の平均運動は約 14 周/日であり、軌道周期は約 100 分である。噴射可能区間を衛星が飛行する時間は軌道周期の 1/6 に相当し、約 16 分と見積もることができる。軌道 1 周当たり 16 分の噴射可能時間があれば、乱回転状態の衛星であってもスラスタが地心方向を指向するタイミングが得られ、噴射機会を十分に確保できると考えられる。従って、本手法を用いた軌道離脱においては、適切な噴射可能区間を設定することで燃料効率を極端に落とすことなく噴射機会を十分に確保できると言える。

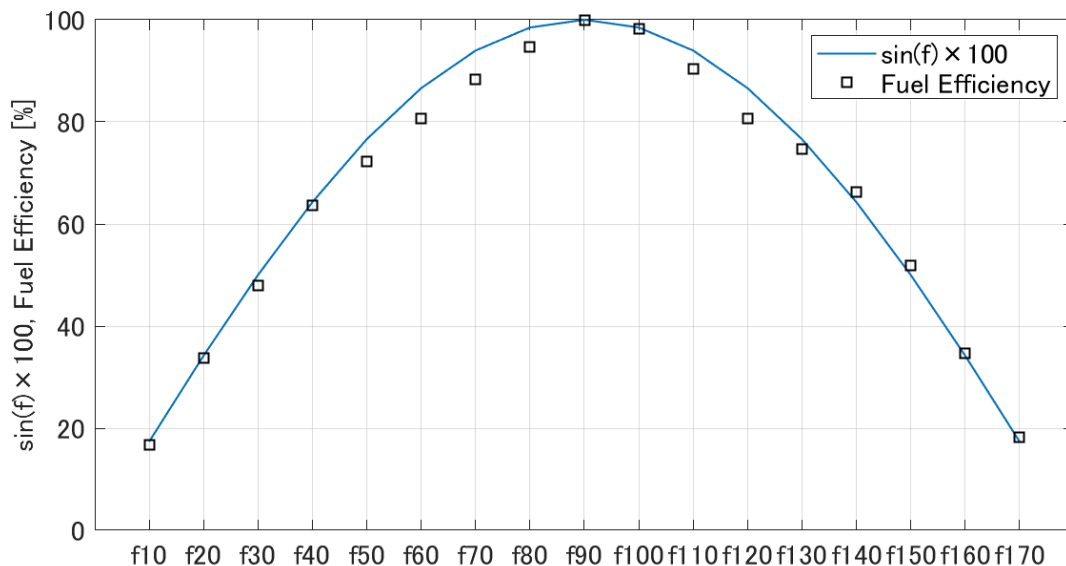


図 3.26 噴射タイミングと燃料効率 (f10~f170)

3.3 スラスタとセンサの位置の影響

前節まででは、地心方向検知方向とスラスタ噴射方向が同一面にある場合を想定し、スラスタを地球に向けて噴射することで軌道離脱を行った。3.3 節では、地心方向検知方向とスラスタ噴射方向が対面にある場合を想定し、スラスタを地球と反対方向に向けて噴射する場合の軌道離脱について検討する。スラスタとセンサが対面にある場合でも本手法が利用できれば、設計や PMD 運用時の自由度が増し、より柔軟な PMD システムが実現できる。

3.3.1 計算条件

3.1 節と同様に ORBCOMM FM4 を対象として、噴射タイミングを変えた軌道伝播を計算する。計算条件を表 3.3 に示す。地心方向検知面とスラスタ方向が対面にある衛星では、推力は常に負であるから $180 < f < 360 \text{ deg}$ の範囲で噴射すると離心率を増大できる。離心率が最も増大する噴射タイミングは、式(2.2)の離心率の時間変化から $f = 270 \text{ deg}$ であると予想できる。噴射タイミングを $f = 190 \text{ deg}$ から $f = 350 \text{ deg}$ の範囲で 10 deg 刻みで変えた 17 個のケースに対して推力制御を行う。噴射タイミング f は、それぞれのケースで固定値である。軌道寿命が 25 年以下となるまで計算を行う。

表 3.3 計算条件 (f190~f350)

1 回あたりの ΔV	2	[m/s]
噴射回数の上限	1,000	[回]
噴射タイミング	$f = 190, 200, 210, 220, 230, 240, 250, 260, 270,$ $280, 290, 300, 310, 320, 330, 340, 350$	[deg]

3.3.2 結果

軌道長半径の変化について、噴射タイミング f190 から f270 の結果を図 3.27 に、噴射タイミング f270 から f350 の結果を図 3.28 に示す。どの条件においても噴射によって軌道長半径は振動しながら拡大している。噴射タイミングが f270 に近いほど、拡大する速度は速い傾向にある。

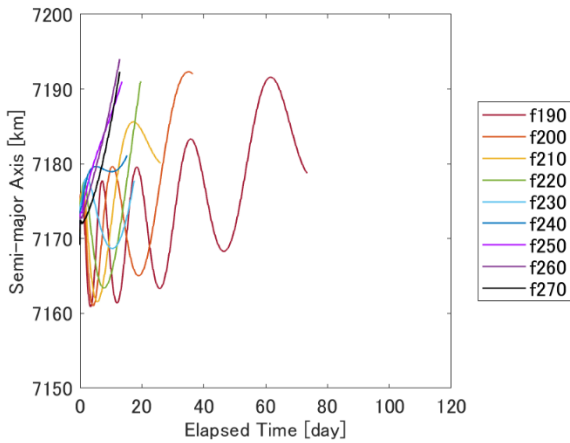


図 3.27 軌道長半径の変化 (f190~f270)

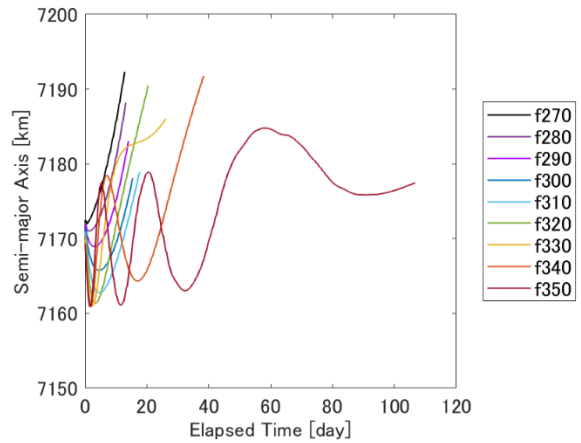


図 3.28 軌道長半径の変化 (f270~f350)

離心率の変化について、噴射タイミング f190 から f270 の結果を図 3.29 に、噴射タイミング f270 から f350 の結果を図 3.30 に示す。どの条件においても噴射によって離心率は増大している。噴射タイミングが f270 に近いほど、増大する速度は速い傾向にある。変動には違いはあるが、どの条件においても計算終了時の離心率は 0.048 程度となった。

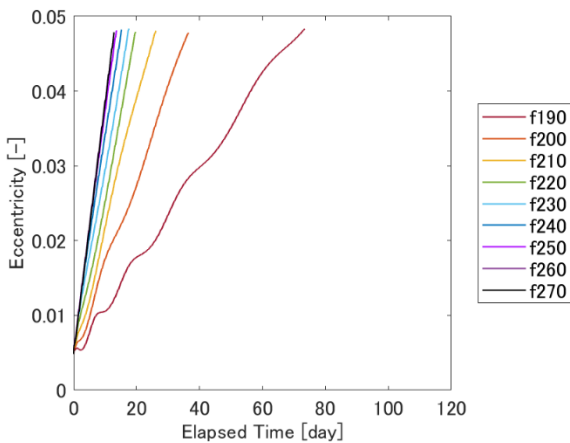


図 3.29 離心率の変化 (f190~f270)

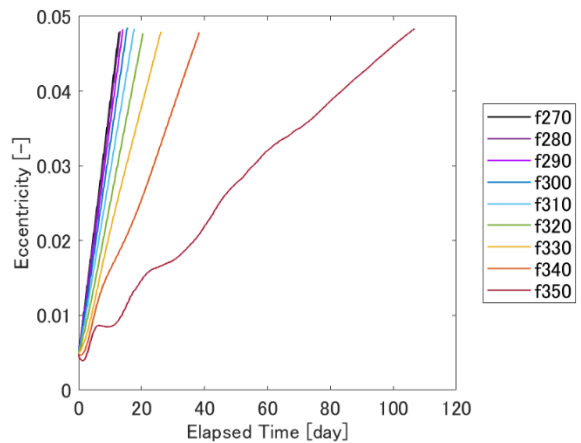


図 3.30 離心率の変化 (f270~f350)

軌道傾斜角の変化について、噴射タイミング f190 から f270 の結果を図 3.31 に、噴射タイミング f270 から f350 の結果を図 3.32 に示す。どの条件においても、噴射による軌道傾斜角の変化は見られない。

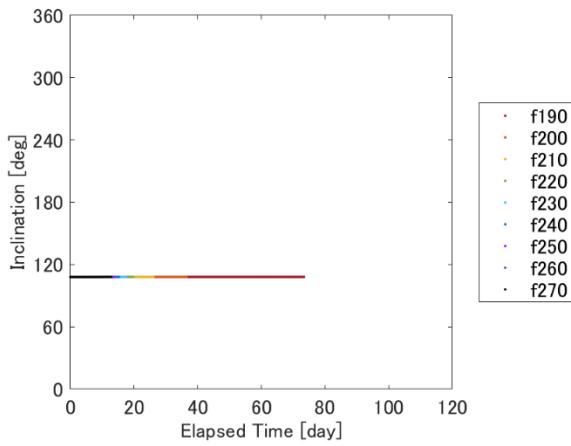


図 3.31 軌道傾斜角の変化 (f190~f270)

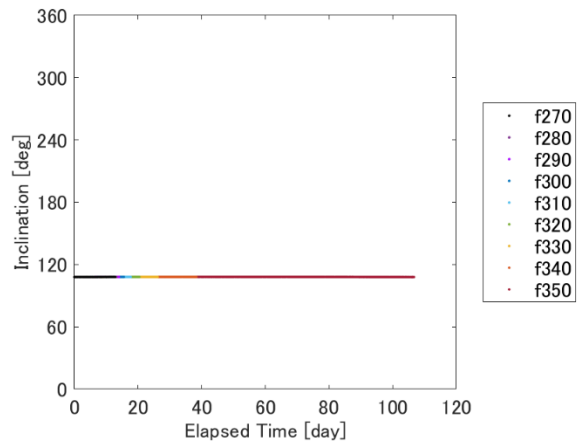


図 3.32 軌道傾斜角の変化 (f270~f350)

昇交点赤経の変化について、噴射タイミング f190 から f270 の結果を図 3.33 に、噴射タイミング f270 から f350 の結果を図 3.34 に示す。どの条件においても昇交点赤経は単調増加しており、噴射タイミングの違いによる差は見られない。

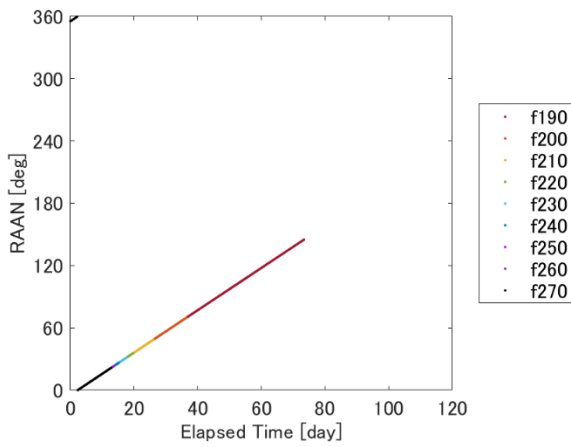


図 3.33 昇交点赤経の変化 (f190~f270)

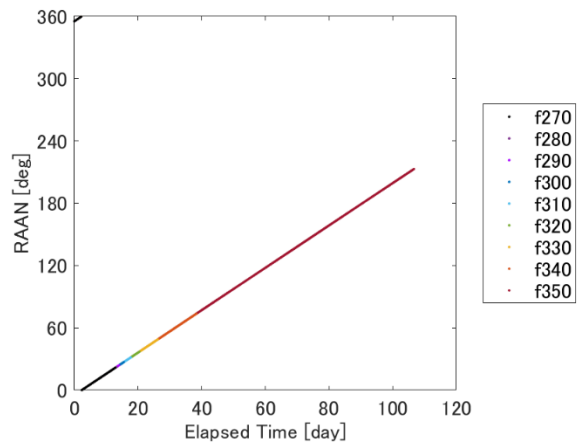


図 3.34 昇交点赤経の変化 (f270~f350)

近点引数の変化について、噴射タイミング f190 から f270 の結果を図 3.35 に、噴射タイミング f270 から f350 の結果を図 3.36 に示す。噴射タイミング f190 から f280 で近点引数は単調減少しており、噴射タイミング f190 に近いほど減少速度は速い。噴射タイミング f290 から f350 で近点引数は単調増加しており、噴射タイミング f350 に近いほど増加速度は速い。

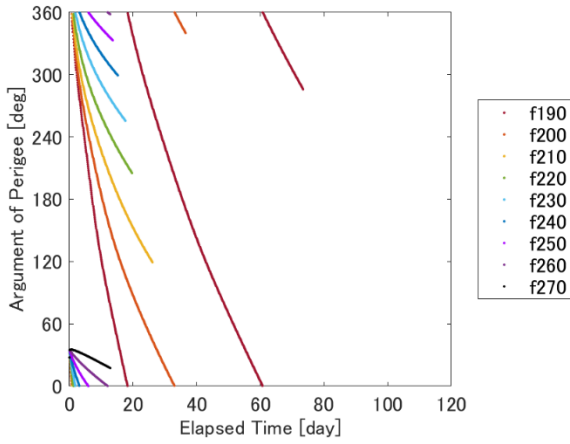


図 3.35 近点引数の変化 (f190~f270)

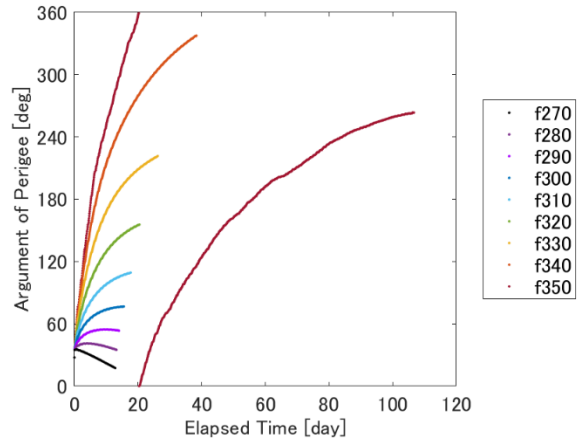


図 3.36 近点引数の変化 (f270~f350)

近点高度の変化について、噴射タイミング f190 から f270 の結果を図 3.37 に、噴射タイミング f270 から f350 の結果を図 3.38 に示す。どの条件においても噴射によって近点高度は減少している。噴射タイミングが f270 に近いほど、減少する速度は速い傾向にある。どの条件においても計算終了時の近点高度は 455km 程度となった。

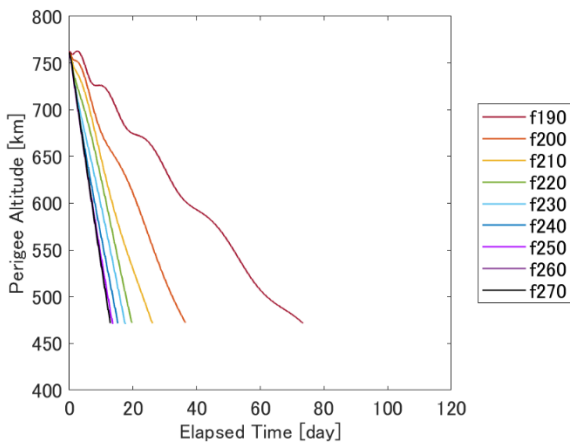


図 3.37 近点高度の変化 (f190~f270)

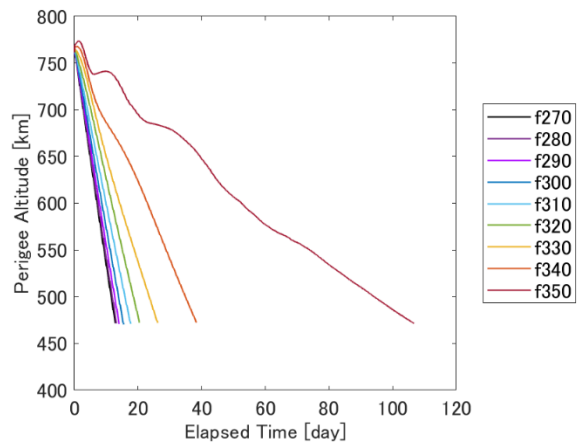


図 3.38 近点高度の変化 (f270~f350)

軌道寿命の変化について、噴射タイミング f190 から f270 の結果を図 3.39 に、噴射タイミング f270 から f350 の結果を図 3.40 に示す。どの条件においても噴射によって軌道寿命は減少している。噴射タイミングが f270 に近いほど、減少する速度は速い傾向にある。

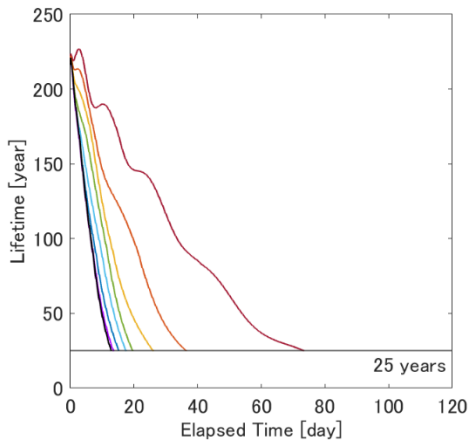


図 3.39 軌道寿命の変化 (f190~f270)

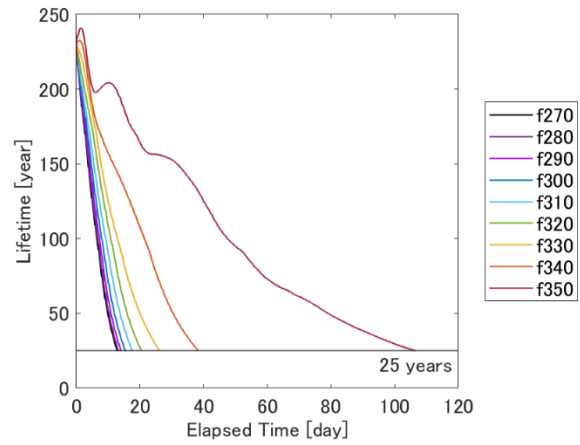


図 3.40 軌道寿命の変化 (f270~f350)

3.3.3 考察

軌道伝播の結果から、離心率の増大速度が速いほど、軌道寿命が 25 年以下となるまでに要する時間が短いことがわかった。軌道寿命が 25 年以下となるまでに要した ΔV と噴射タイミングの関係を図 3.41 に示す。必要な ΔV は噴射タイミング f270 で最小となり、この結果は式(2.2)から立てた仮説と一致する。噴射タイミングが f270 から遠いほど必要な ΔV は増大し、その差も次第に拡大している。

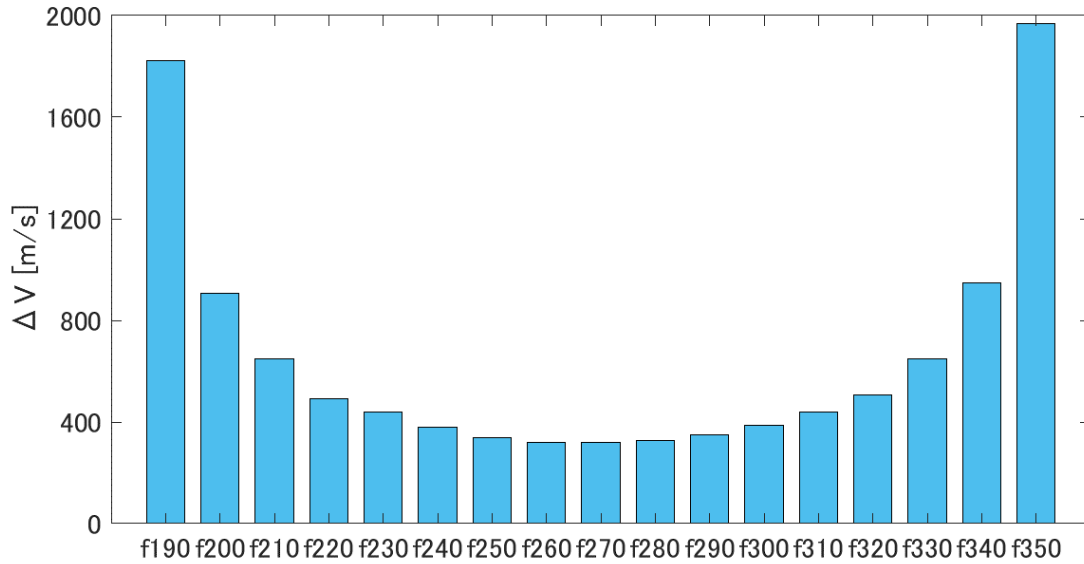


図 3.41 噴射タイミングと必要な ΔV (f190~f350)

噴射タイミングと燃料効率の関係を図 3.42 に示す。青い実線で $-\sin(f) \times 100$ の関数をプロットしている。図 3.42 を見ると、計算結果より求めた燃料効率は $\sin(f)$ の関数とおおむね一致しており、3.2 節から得た結果と同様である。従って、スラスタを地球に向けて噴射する場合と同様の効果を、スラスタを地球と反対方向に向けて噴射する場合でも得られるといえる。スラスタとセンサが対面にある場合でも本手法が適用できるため、設計や PMD 運用時の自由度が増し、より柔軟に PMD システムを衛星に適用できると考えられる。

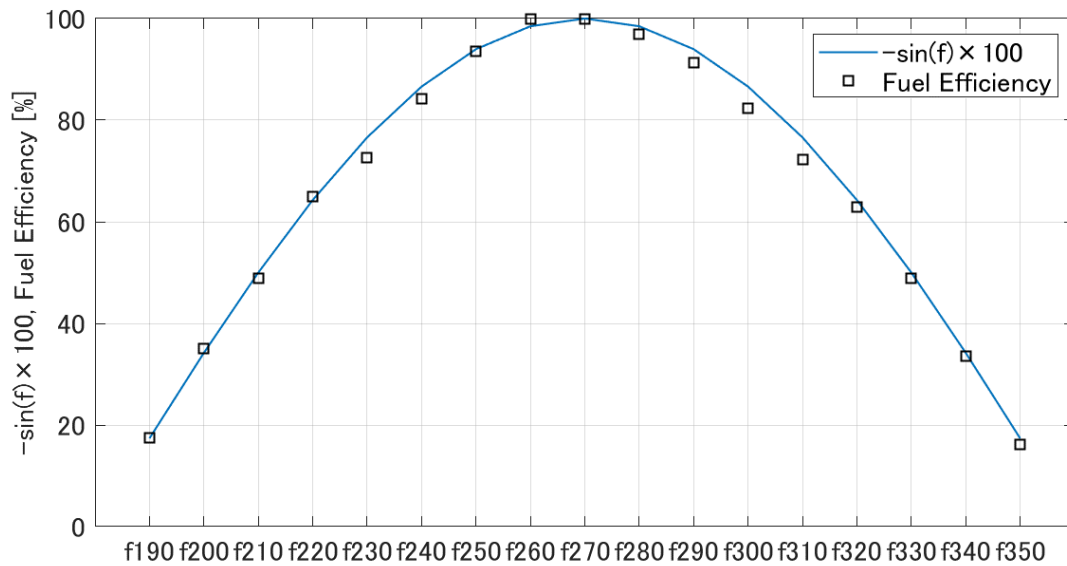


図 3.42 噴射タイミングと燃料効率 (f190~f350)

3.4 軌道傾斜角の影響

前節まででは、軌道傾斜角 108 deg に位置する ORBCOMM FM4 を対象として軌道伝播を計算した。現在、ORBCOMM 社の衛星通信サービスは 16 機の衛星で運用を行っている⁴⁾。低軌道上に配置された衛星は可視範囲が狭く、他の軌道に配置した複数の衛星と協調させて通信サービスを提供している。ORBCOMM 社は軌道傾斜角 45 deg, 70 deg の軌道にも衛星を配置している。3.4 節では、軌道傾斜角の異なる軌道に本手法を適用し、本手法の成立性を検証する。

3.4.1 計算条件

3.1 節と同様に ORBCOMM を対象として、軌道傾斜角のみを変え軌道伝播を計算する。計算条件を表 3.4 に示す。噴射タイミングを $f = 10 \text{ deg}$ から $f = 170 \text{ deg}$ の範囲で 10 deg 刻みで変えた 17 個のケースに対して推力制御を行う。噴射タイミング f は、それぞれのケースで固定値である。軌道寿命が 25 年以下となるまで計算を行う。

表 3.4 計算条件 (軌道傾斜角の比較)

	Orbit 1	Orbit 2	
軌道傾斜角	45	70	[deg]
1 回あたりの ΔV	2	2	[m/s]
噴射回数の上限	1,000	1,000	[回]
噴射タイミング	$f = 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90,$ 100, 110, 120, 130, 140, 150, 160, 170		[deg]

3.4.2 結果

Orbit 1 について計算結果を図 3.43 から図 3.56 に示す。噴射タイミング $f = 10 \sim 90 \text{ deg}$ の結果を左図に $f = 90 \sim 170 \text{ deg}$ の結果を右図に示す。この軌道においては、どの条件においても離心率を 0.05 程度まで増大させると軌道寿命が 25 年以下の軌道となることがわかった。軌道変換に要した時間は噴射タイミング $f90$ で最小であり、噴射タイミングが $f90$ から遠いほど長い時間を要した。離心率は噴射タイミング $f90$ で最も速く増大し、 $f90$ から遠いほど増大速度は遅くなり、軌道寿命が 25 年以下となるまでに要する時間は長くなった。

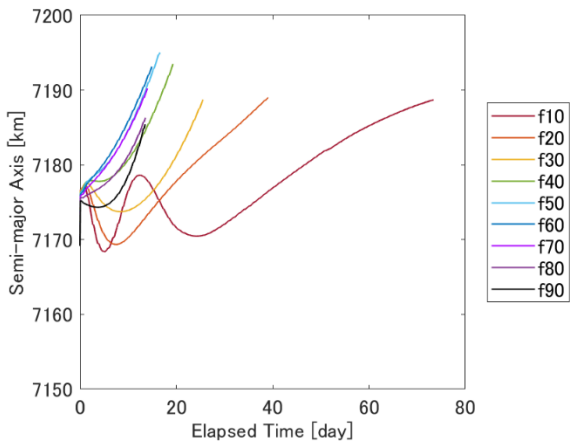


図 3.43 軌道長半径の変化 (f10~f90, Orbit 1)

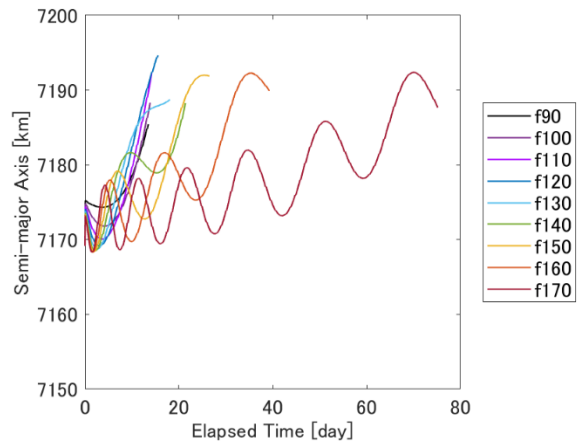


図 3.44 軌道長半径の変化 (f90~f170, Orbit 1)

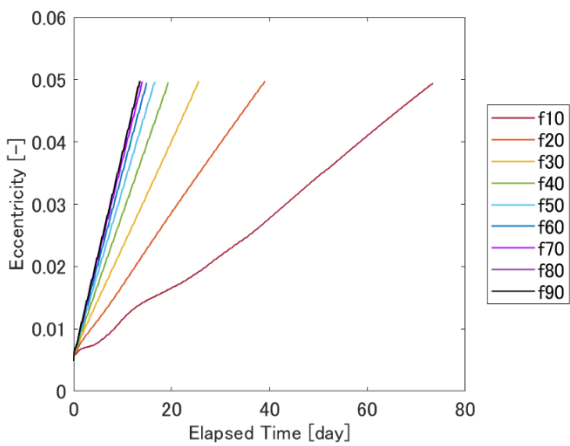


図 3.45 離心率の変化 (f10~f90, Orbit 1)

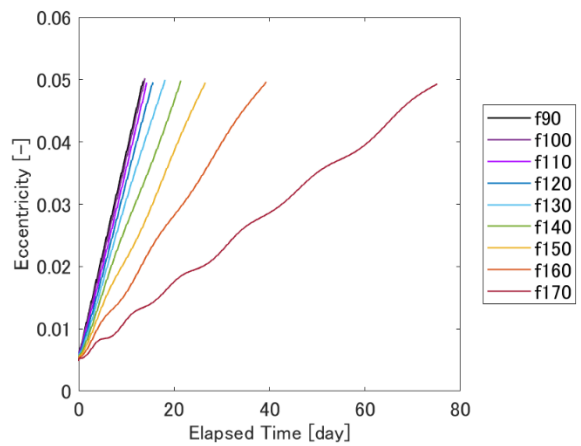


図 3.46 離心率の変化 (f90~f170, Orbit 1)

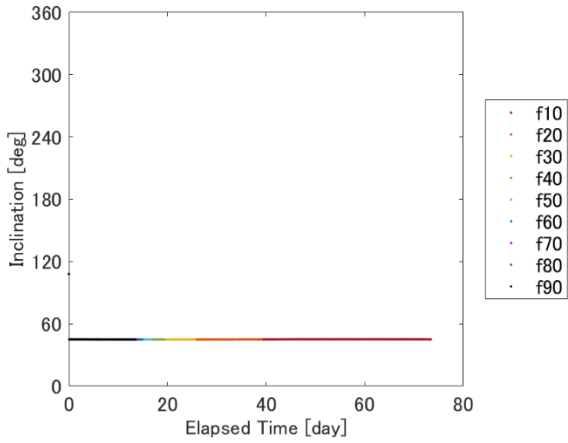


図 3.47 軌道傾斜角の変化 (f10~f90, Orbit 1)

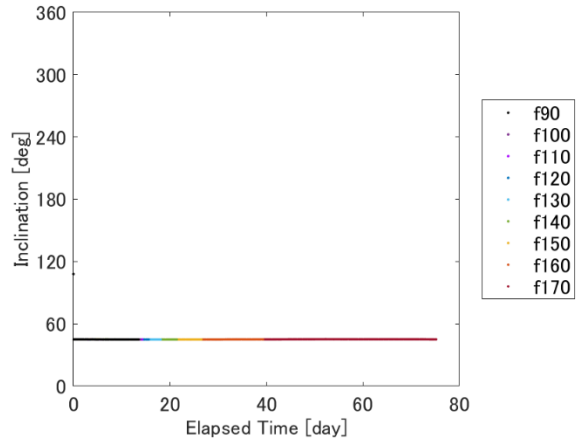


図 3.48 軌道傾斜角の変化 (f90~f170, Orbit 1)

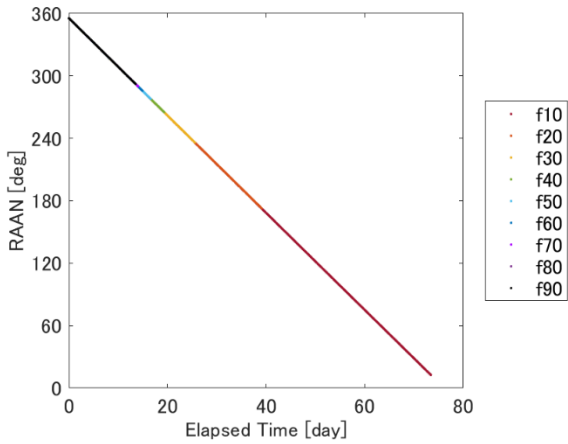


図 3.49 昇交点赤経の変化 (f10~f90, Orbit 1)

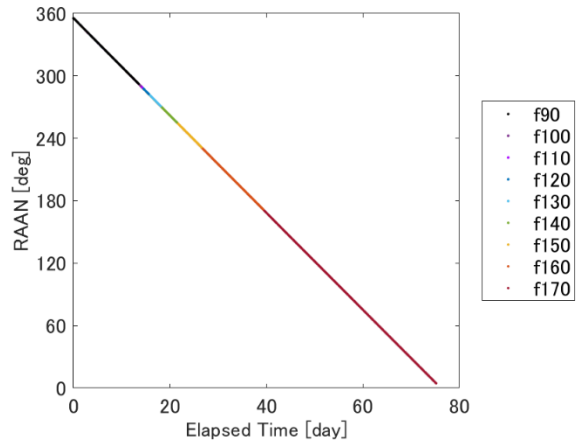


図 3.50 昇交点赤経の変化 (f90~f170, Orbit 1)

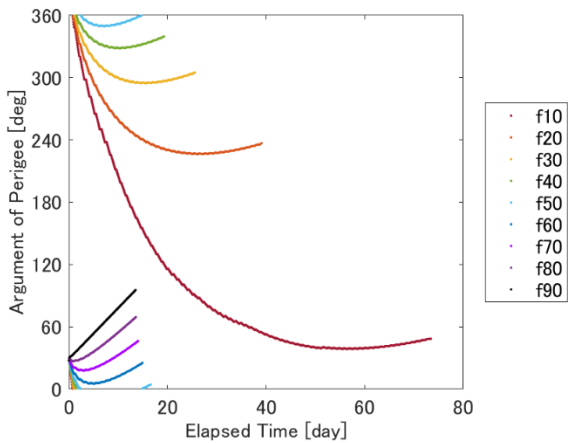


図 3.51 近点引数の変化 (f10~f90, Orbit 1)

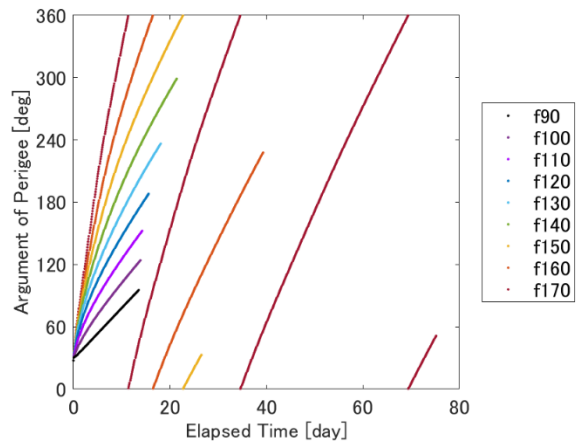


図 3.52 近点引数の変化 (f90~f170, Orbit 1)

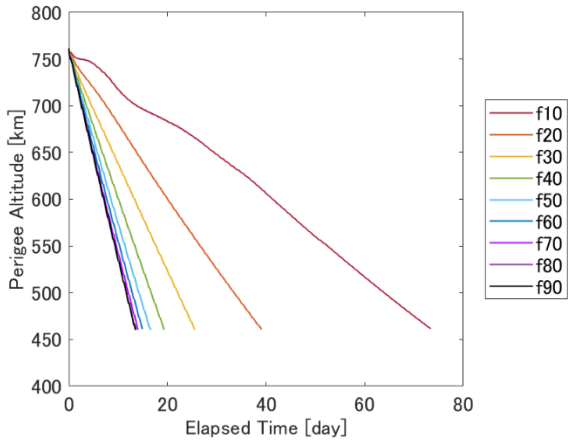


図 3.53 近点高度の変化 (f10~f90, Orbit 1)

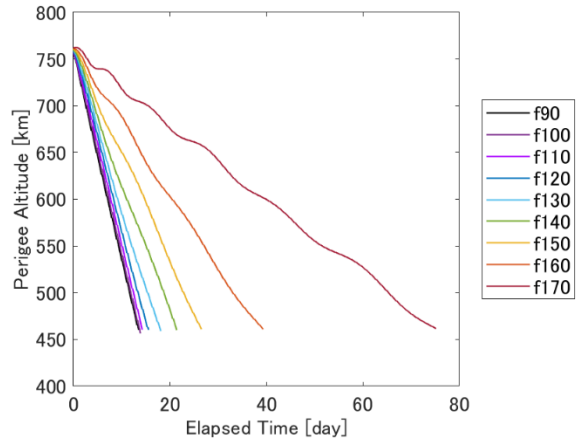


図 3.54 近点高度の変化 (f90~f170, Orbit 1)

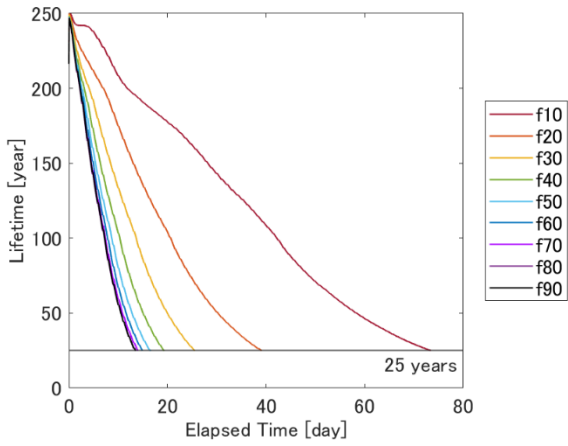


図 3.55 軌道寿命の変化 (f10~f90, Orbit 1)

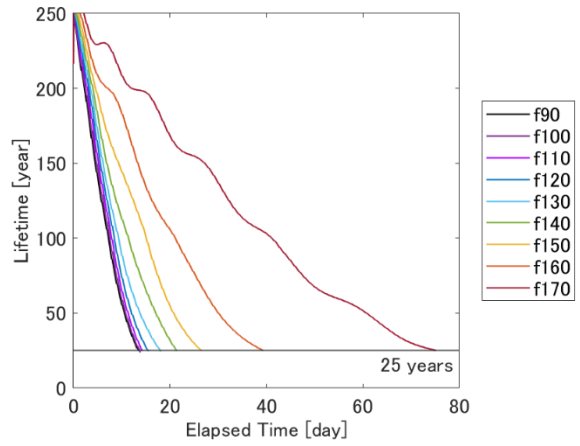


図 3.56 軌道寿命の変化 (f90~f170, Orbit 1)

Orbit 2 について計算結果を図 3.57 から図 3.70 に示す。噴射タイミング $f = 10 \sim 90 \text{ deg}$ の結果を左図に $f = 90 \sim 170 \text{ deg}$ の結果を右図に示す。Orbit 1 と同様に、離心率を 0.05 程度まで増大させると軌道寿命が 25 年以下の軌道となることがわかった。離心率は噴射タイミング $f90$ で最も速く増大し、 $f90$ から遠いほど増大速度は遅くなり、軌道寿命が 25 年以下となるまでに要する時間は長くなった。

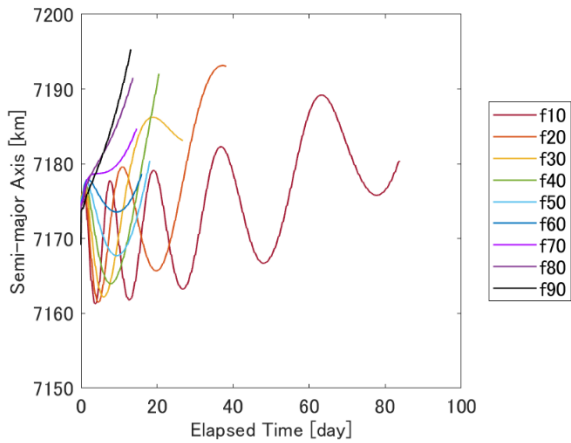


図 3.57 軌道長半径の変化 (f10~f90, Orbit 2)

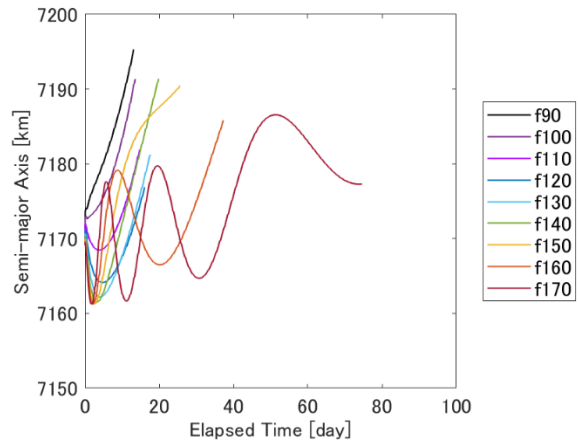


図 3.58 軌道長半径の変化 (f90~f170, Orbit 2)

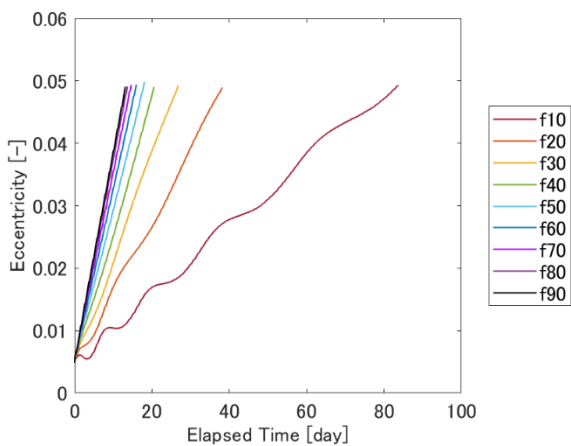


図 3.59 離心率の変化 (f10~f90, Orbit 2)

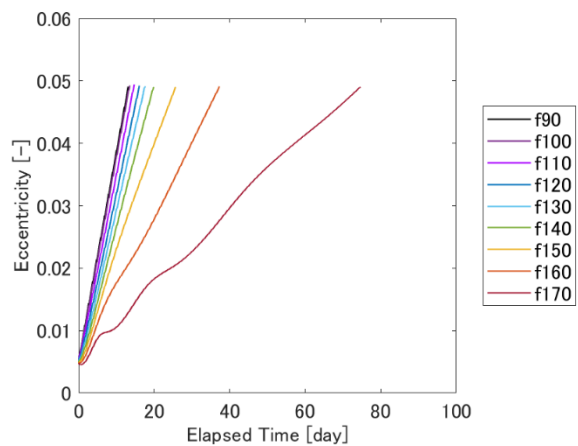


図 3.60 離心率の変化 (f90~f170, Orbit 2)

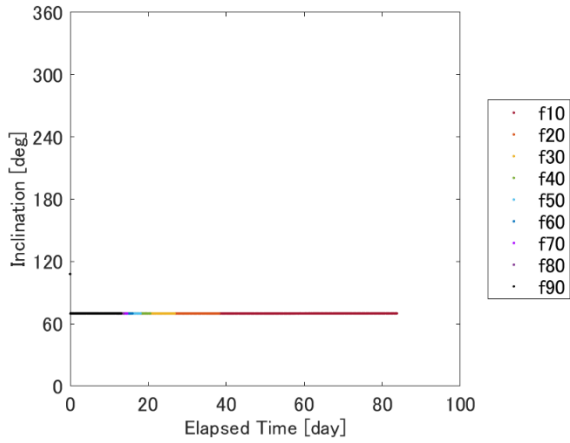


図 3.61 軌道傾斜角の変化 (f10~f90, Orbit 2)

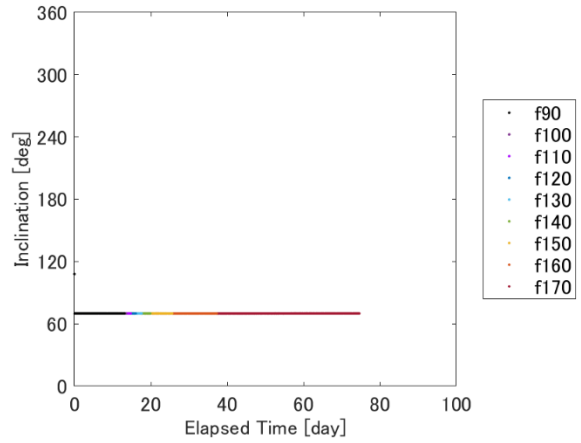


図 3.62 軌道傾斜角の変化 (f90~f170, Orbit 2)

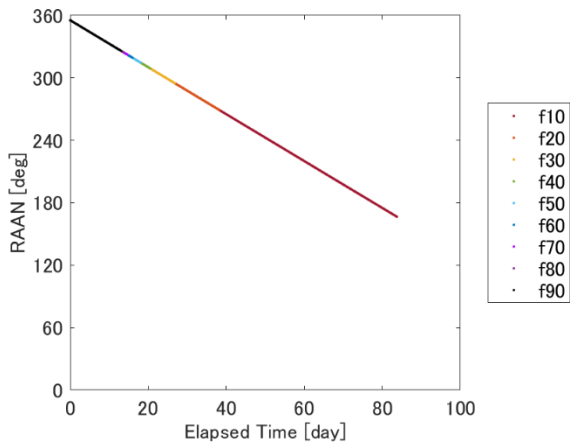


図 3.63 昇交点赤経の変化 (f10~f90, Orbit 2)

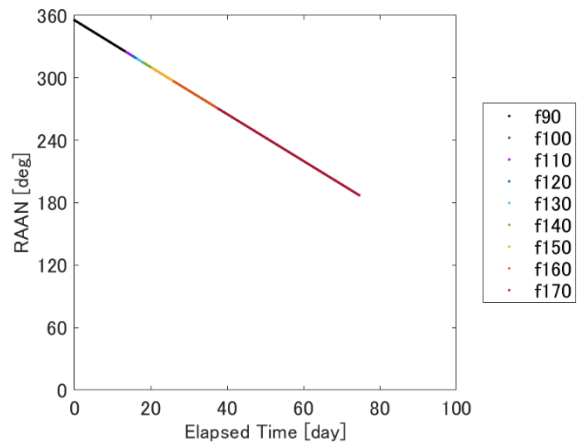


図 3.64 昇交点赤経の変化 (f90~f170, Orbit 2)

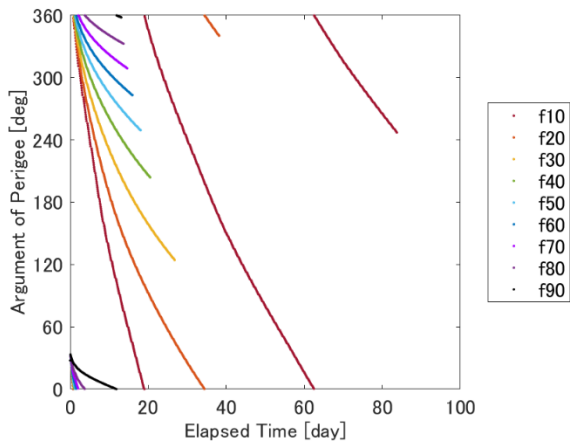


図 3.65 近点引数の変化 (f10~f90, Orbit 2)

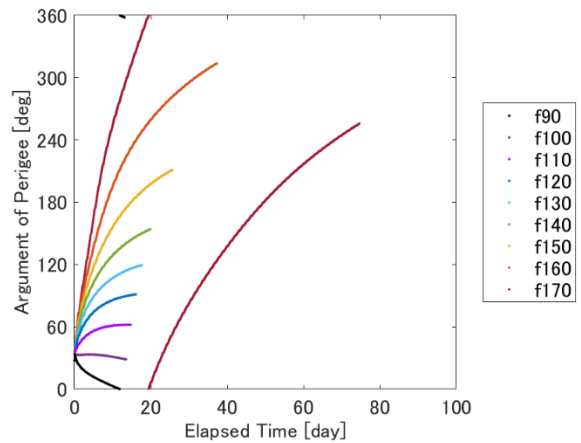


図 3.66 近点引数の変化 (f90~f170, Orbit 2)

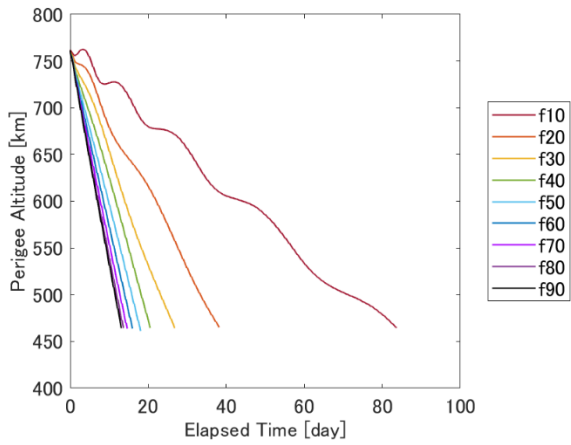


図 3.67 近点高度の変化 (f10~f90, Orbit 2)

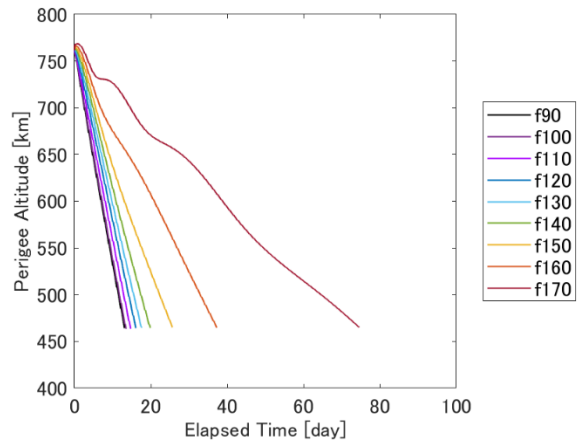


図 3.68 近点高度の変化 (f90~f170, Orbit 2)

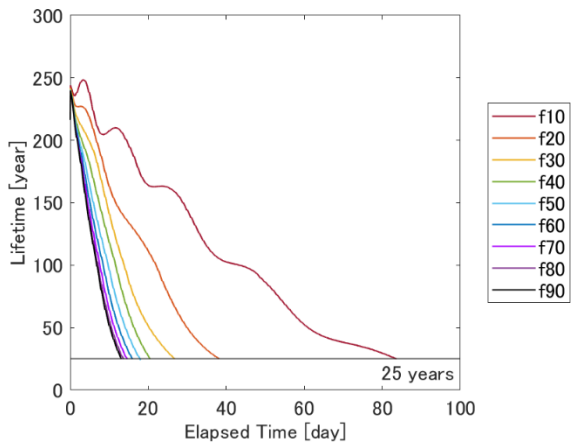


図 3.69 軌道寿命の変化 (f10~f90, Orbit 2)

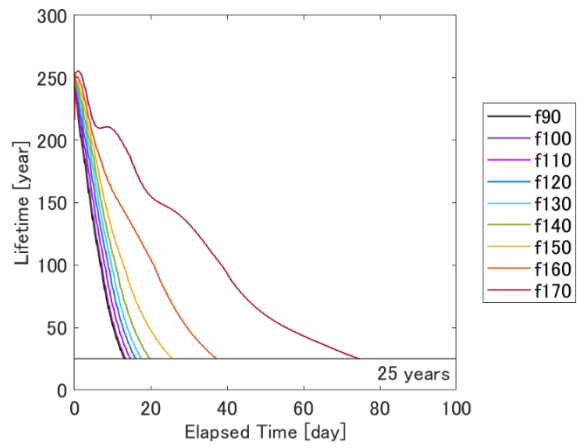


図 3.70 軌道寿命の変化 (f90~f170, Orbit 2)

3.4.3 考察

軌道寿命の計算結果から、軌道傾斜角が異なる 3 つの軌道において軌道寿命が 25 年以下となるまでに要した ΔV を求めた。噴射タイミングと必要な ΔV の関係を図 3.71 に示す。どの軌道においても必要な ΔV は噴射タイミング f90 で最小となり、噴射タイミングが f90 から遠いほど必要な ΔV は増大し、その差も次第に拡大している。

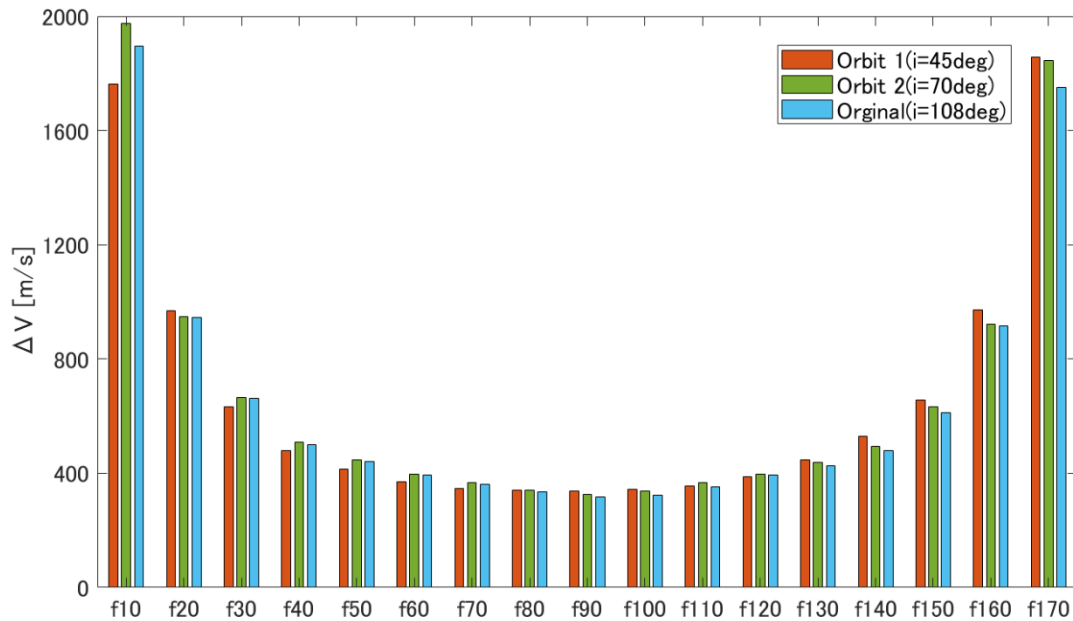


図 3.71 噴射タイミングと必要な ΔV (軌道傾斜角の比較)

噴射タイミングと燃料効率の関係を図 3.72 に示す. 黒色の実線で $\sin(f) \times 100$ の関数をプロットしている. 図 3.72 を見ると, 計算結果より求めた燃料効率はどの軌道においても $\sin(f)$ の関数とおおむね一致している. 噴射効率 80%以上の区間は, Orbit 1 では $50 < f < 120 \text{ deg}$, Orbit 2 および Original では $60 < f < 120 \text{ deg}$ となった. 従って, 軌道傾斜角の異なる軌道においても, 本手法を用いた軌道離脱は可能であり, 適切な噴射可能範囲を設定することで燃料効率を保ちながら噴射機会を確保できると考えられる.

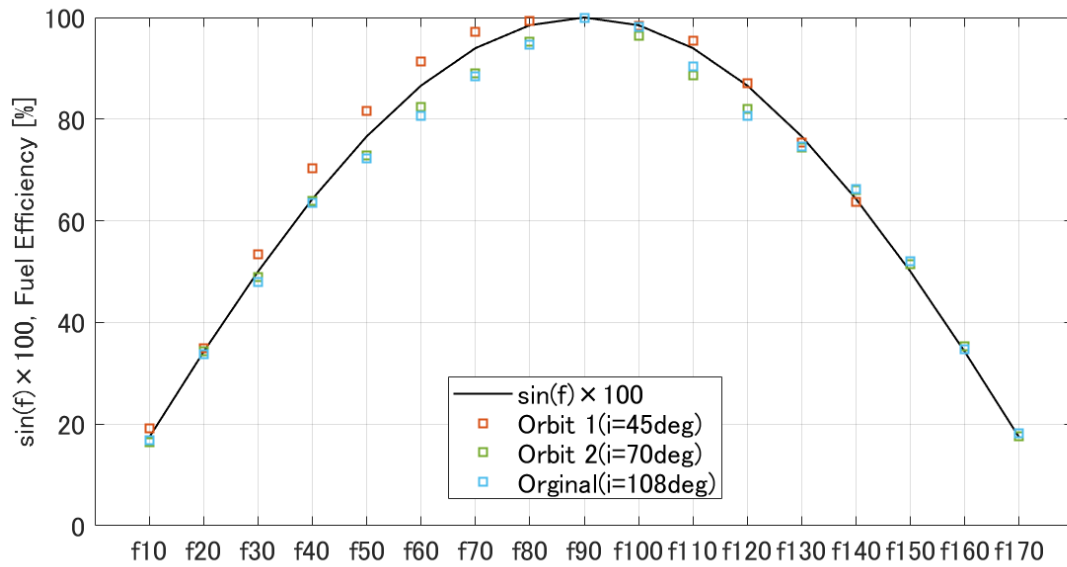


図 3.72 噴射タイミングと燃料効率 (軌道傾斜角の比較)

3.5 PMD 開始時期の影響

本節では、PMD を開始する適切な時期について検討する。PMD の開始時期を変動させた軌道伝播を計算し、PMD の開始時期の違いが軌道要素や軌道寿命に与える影響を考える。

3.5.1 計算条件

3.1 節と同様に ORBCOMM FM4 を対象として、PMD の開始時期を変えた軌道伝播を計算する。計算条件を表 3.5 に示す。PMD 開始時期を 2019 年 1 月 1 日を基準として 30 日ずつ変動させた 13 個のケースに対して推力制御を行う。噴射タイミング f は、それぞれのケースで固定値である。軌道寿命が 25 年以下となるまで計算を行う。

表 3.5 計算条件 (PMD 開始時期の比較)

PMD 開始時期 (2019 年 1 月 1 日基準)	0,30,60,90,120,150,180 210,240,270,300,330,360	[日後]
1 回あたりの ΔV	2	[m/s]
噴射回数の上限	1,000	[回]
噴射タイミング	$f = 90$	[deg]

3.5.2 結果

軌道長半径および離心率の時間変化を図 3.73 から図 3.76 に示す。PMD 開始時期 $T = 30 \sim 180$ 日後の結果を左図に、 $T = 210 \sim 360$ 日後の結果を右図に示す。どの条件においてもスラスト噴射によって軌道長半径は拡大し、離心率が増大している。軌道変換後の値を見ると、 $T = 0, 90, 210$ 日後の条件で離心率は最も速く増大している。

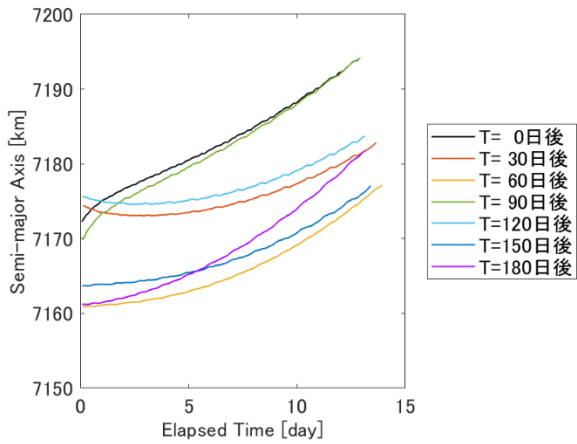


図 3.73 軌道長半径の変化 ($T_{30} \sim T_{180}$)

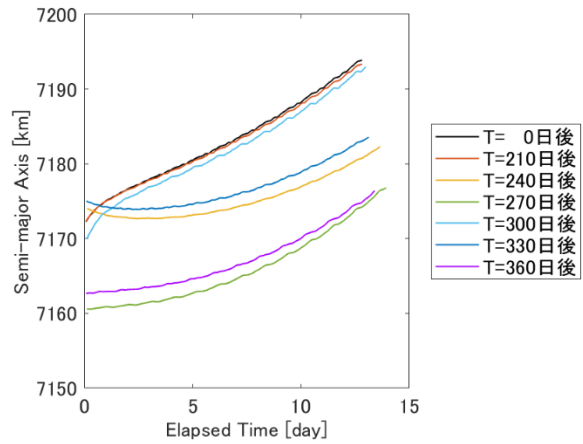


図 3.74 軌道長半径の変化 ($T_{210} \sim T_{360}$)

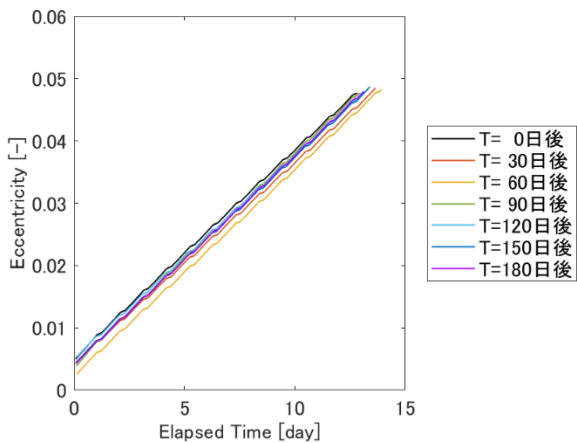


図 3.75 離心率の変化 ($T_{30} \sim T_{180}$)

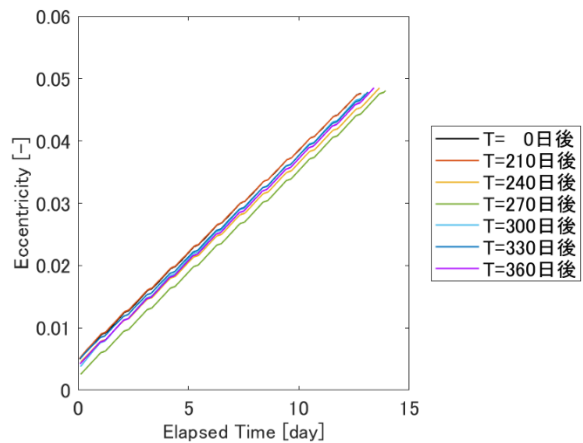


図 3.76 離心率の変化 ($T_{210} \sim T_{360}$)

軌道傾斜角，昇交点赤経および近点引数の時間変化を図 3.77 から図 3.82 に示す。PMD 開始時期 $T = 30 \sim 180$ 日後の結果を左図に， $T = 210 \sim 360$ 日後の結果を右図に示す。軌道変換後の値を見ると， $T = 0, 90, 210$ 日後の条件で近点引数は 180 deg または 360 deg に近い値となっている。

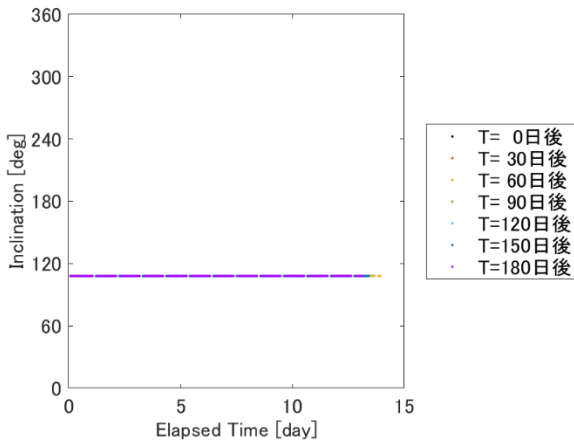


図 3.77 軌道傾斜角の変化 (T30~T180)

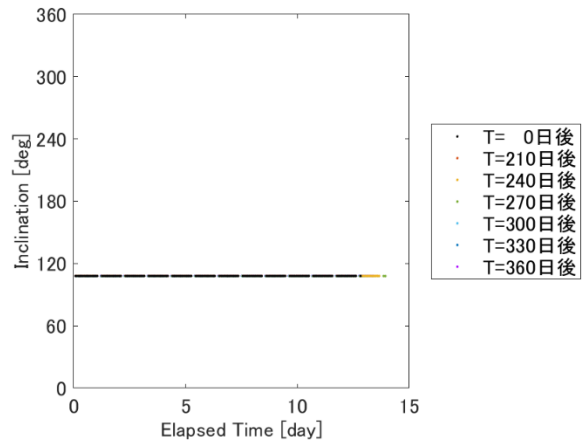


図 3.78 軌道傾斜角の変化 (T210~T360)

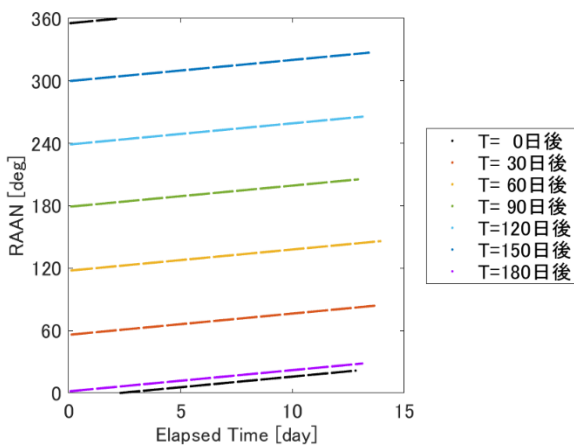


図 3.79 昇交点赤経の変化 (T30~T180)

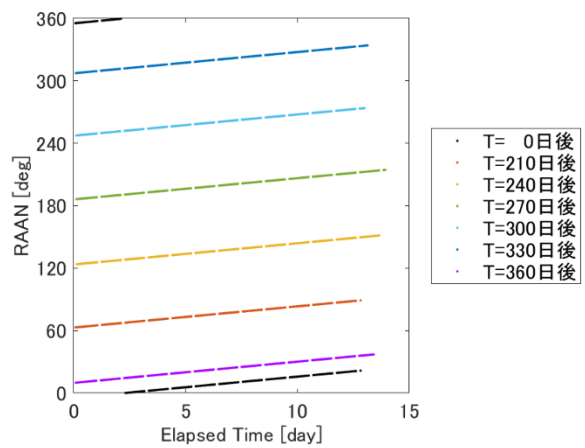


図 3.80 昇交点赤経の変化 (T210~T360)

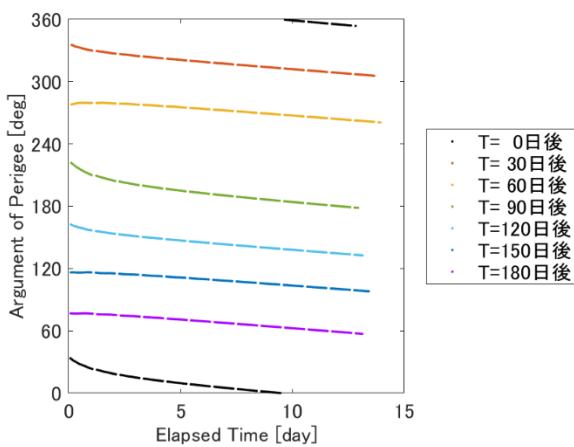


図 3.81 近点引数の変化 (T30~T180)

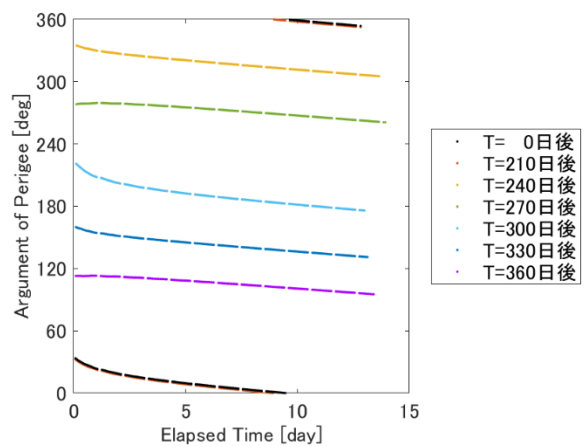


図 3.82 近点引数の変化 (T210~T360)

近点高度および軌道寿命の時間変化を図 3.83 から図 3.86 に示す. PMD 開始時期 $T = 30 \sim 180$ 日後の結果を左図に, $T = 210 \sim 360$ 日後の結果を右図に示す. PMD 開始時期によって近点高度の初期値に最大で 20km 程度の差があり, 近点高度の初期値が小さい条件ほど近点高度は速く降下している. 軌道変換後の値を見ると, $T = 0, 90, 210$ 日後の条件で軌道寿命は最も速く 25 年以下となっている.

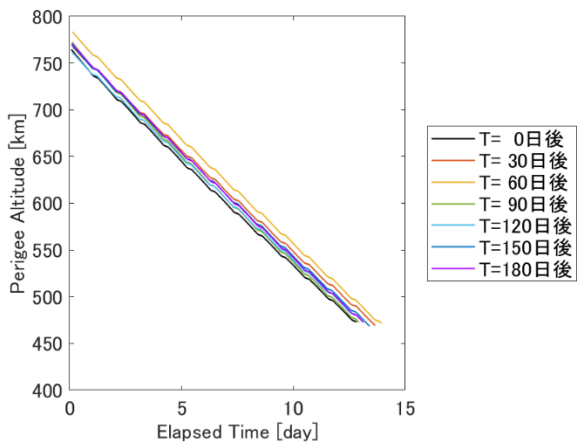


図 3.83 近点高度の変化 ($T_{30} \sim T_{180}$)

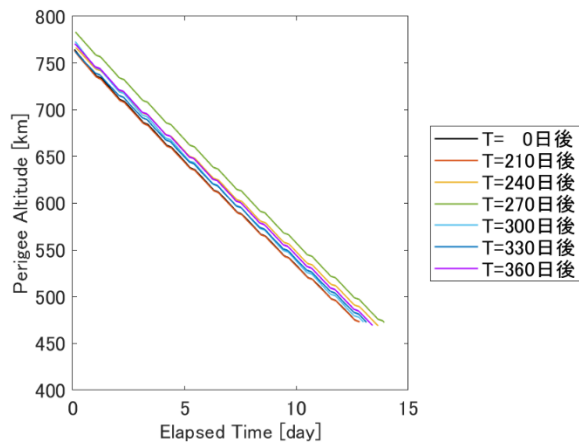


図 3.84 近点高度の変化 ($T_{210} \sim T_{360}$)

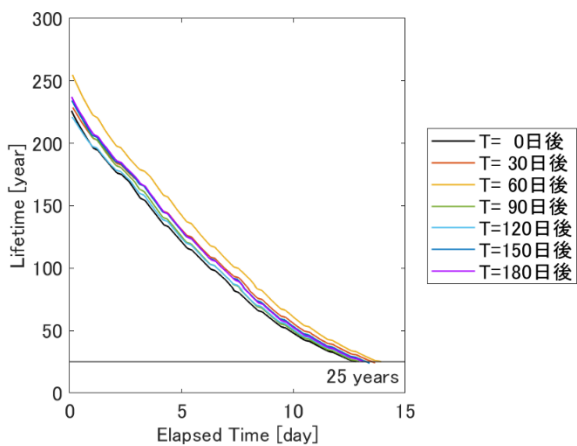


図 3.85 軌道寿命の変化 ($T_{30} \sim T_{180}$)

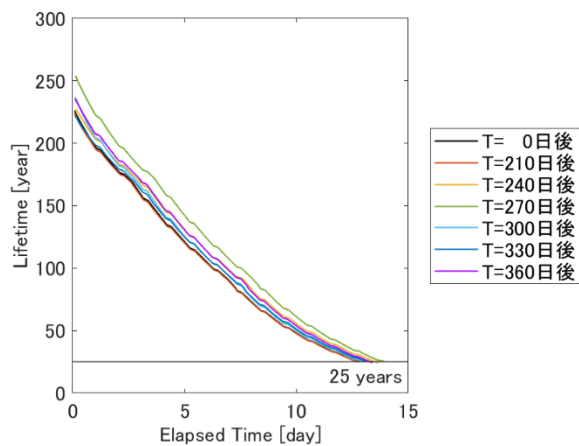


図 3.86 軌道寿命の変化 ($T_{210} \sim T_{360}$)

3.5.3 考察

必要な ΔV と燃料効率を図 3.87 に示す。左軸に軌道寿命が 25 年以下となるまでに要した ΔV を、右軸に $T = 0$ 日後を基準とした場合の燃料効率を示している。 ΔV の差を見ると、 $T = 0 \sim 210$ 日後、 $T = 210 \sim 360$ 日後で ΔV の差に周期性があり、 $T = 90, 210, 300$ 日後で ΔV の差が小さく、 $T = 60, 270$ 日後で ΔV の差が大きい。PMD 開始時期の違いによって ΔV の差が生じる原因は、近点引数の変動にあると考えられる。地球は赤道方向に潰れたような楕円形状をしており、GRS80 では地球の赤道半径は 6,378km、極半径は 6,356 km と定義されている。軌道傾斜角の大きい軌道の場合、近点引数を赤道面に近づけることで最大 20 km 程度近点高度を降下できる。近点引数の永年摂動について検討する。衛星が近地点を通過してから 1 公転して再び近地点に戻るまでの期間で生じる ω の変化 $\Delta\omega$ は、この期間で ω 以外の全ての接触要素は不変であるとして、式(3.4)より求められる。

$$\Delta\omega = \frac{3\pi J_2 r_e^2}{a^2(1-e^2)^2} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2(i) \right) \quad (3.4)$$

ここで、 J_2 は力学的形状係数、 r_e は地球の半径である。式(3.4)から、軌道傾斜角の値によって軌道の近点が順行方向または逆方向へ移動することがわかる。 $\sin^2(i) = 4/5$ すなわち、 $i = 63.43 \text{ deg}$ のとき、近点の動きは消失するが、 $i > 63.43 \text{ deg}$ のとき ω の値は時間とともに減少し、 $i < 63.43 \text{ deg}$ のとき ω の値は時間とともに増加する。この軌道は $i = 107.98 \text{ deg}$ であるので、近点引数は時間とともに減少する。その変化量は式(3.4)より、 $\Delta\omega = -0.12 \text{ deg/周}$ と求められる。平均運動は 14.3 周/日であるため、近点引数は 1 日あたり 1.7 deg 変化する。PMD 実施期間を 15 日と仮定すると、PMD 実施中に近点引数は約 25 deg 変化する。近点が赤道面に位置するタイミングで PMD を開始すると、PMD 実施中に近点が赤道面付近に位置する時間が長くなり、それによる大気抵抗力の増加によって効率よく軌道変換を行うことができると考えられる。しかし、 $T = 0$ 日後を基準とした場合の燃料効率を見ると、どの条件も燃料効率は 90% 以上となった。PMD 開始時期によって燃料効率は若干異なるが、3.2 節で示した噴射タイミングのずれと比較して差は小さいため、PMD 開始時期の影響は実運用では無視できる差である。よって、PMD 開始時期はいつでもよいと言える。

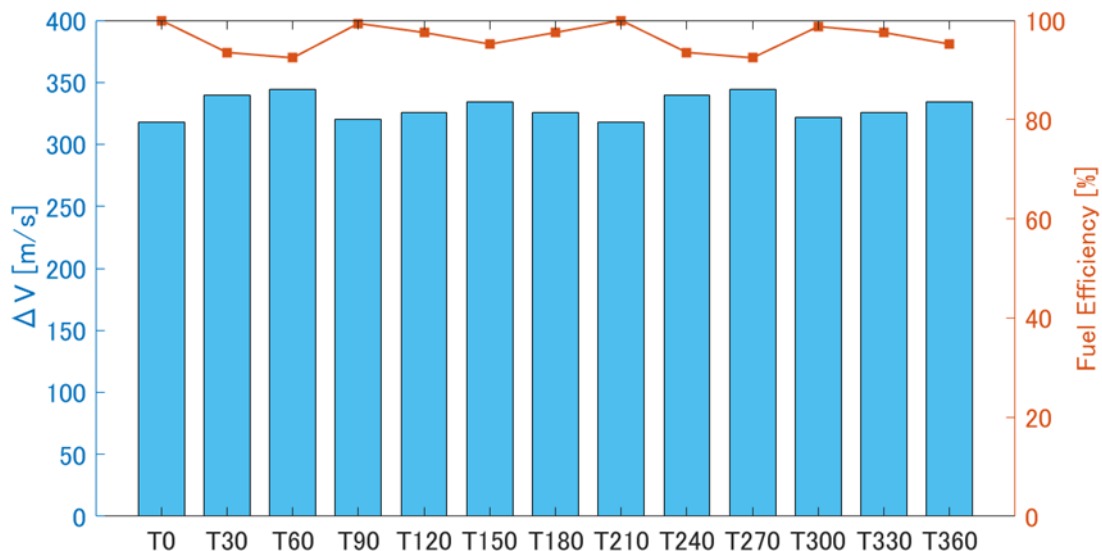


図 3.87 必要な ΔV と燃料効率

3.6 推力の影響

本節では、PMD に使用する推進系の適切な推力について検討する。推力を変動させた軌道伝播を計算し、推力の違いが軌道要素や軌道寿命に与える影響を考える。

3.6.1 計算条件

3.1 節と同様に ORBCOMM FM4 を対象として、推力を変えた軌道伝播を計算する。Δ*V* は推力に噴射時間を掛けたものを衛星質量で割った値である。噴射時間および衛星質量を固定値とすると Δ*V* は推力に比例するため、Δ*V* の値を変えることは推力の値を変えることと同等の意味がある。よって、本シミュレーションでは噴射 1 回あたりの Δ*V* を変動させ軌道伝播を行う。計算条件を表 3.6 に示す。噴射 1 回あたりの Δ*V* を 0.2, 2, 20 m/s と変動させた 3 個のケースに対して、 $f = 90 \text{ deg}$ で推力制御を行う。噴射回数の上限值は、それぞれの条件で Δ*V* の合計値が等しくなるように設定した。噴射回数の上限に達するか、軌道寿命が 25 年以下となるまで計算を行った。

表 3.6 計算条件 (推力の比較)

	Thrust 1	Thrust 2	Thrust 3	
1 回あたりの Δ <i>V</i>	0.2	2	20	[m/s]
噴射回数の上限	10,000	1,000	100	[回]
噴射タイミング	$f = 90$	$f = 90$	$f = 90$	[deg]

3.6.2 結果

軌道要素の時間変化を図 3.88 から図 3.92 に示す。軌道長半径の変化を見ると、Thrust 3, Thrust 2, Thrust 1 の順に速く拡大している。離心率も同様に Thrust 3, Thrust 2, Thrust 1 の順に速く増大し、計算終了時の値はどの条件においても 0.048 程度となった。軌道傾斜角、昇交点赤経、近点引数については、条件による差はあまり見られない。

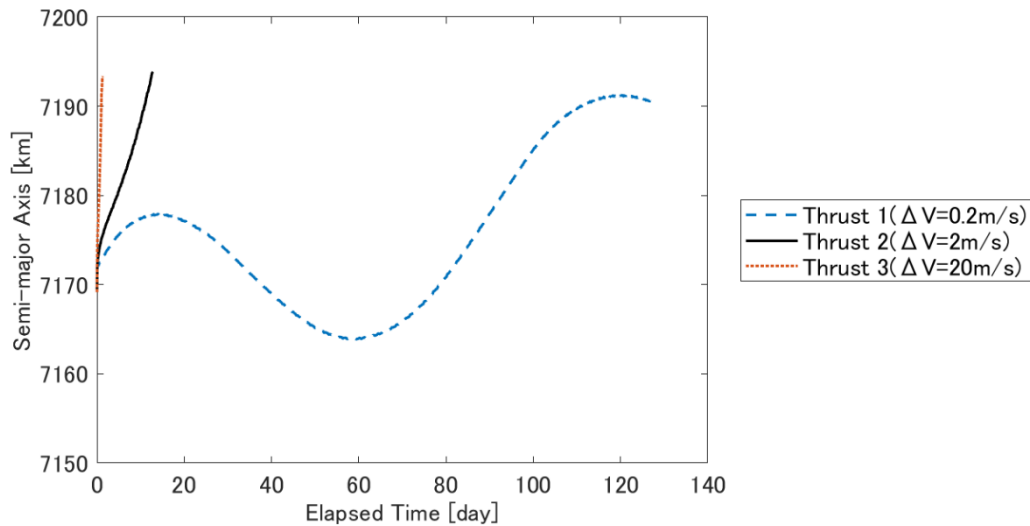


図 3.88 軌道長半径の変化 (推力の比較)

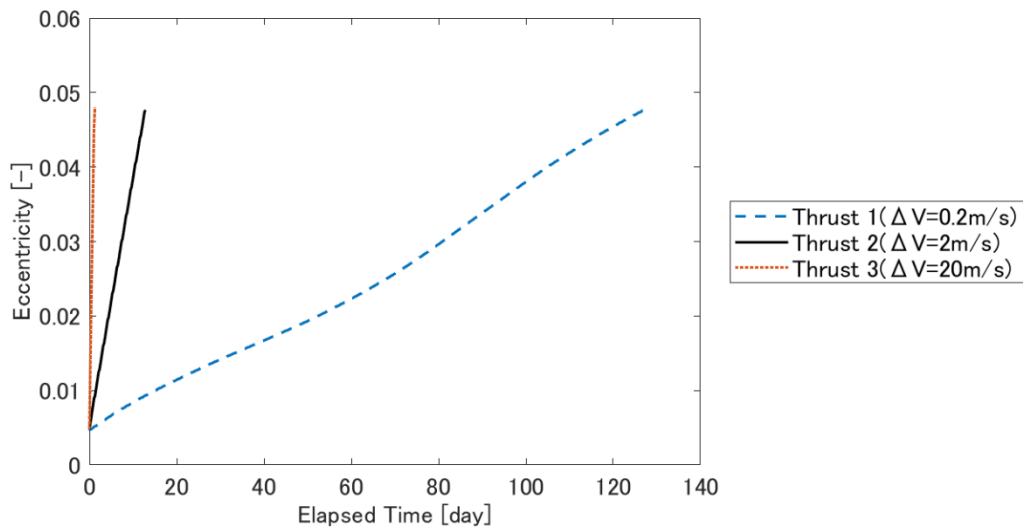


図 3.89 離心率の変化 (推力の比較)

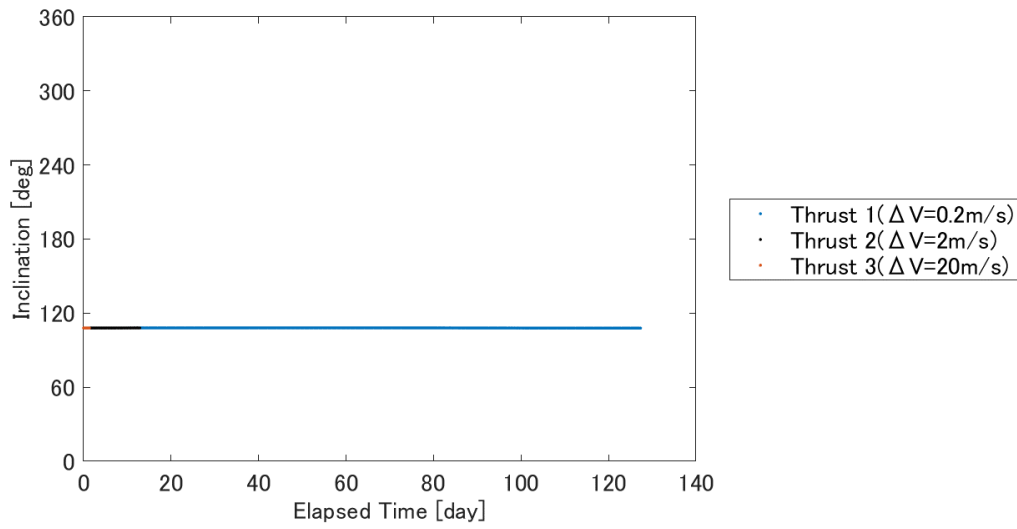


図 3.90 軌道傾斜角の変化 (推力の比較)

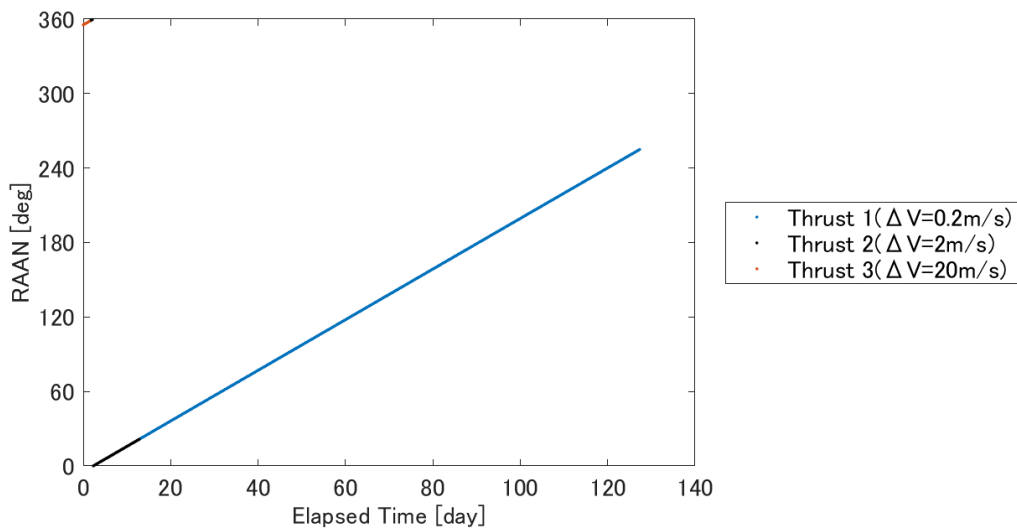


図 3.91 昇交点赤経の変化 (推力の比較)

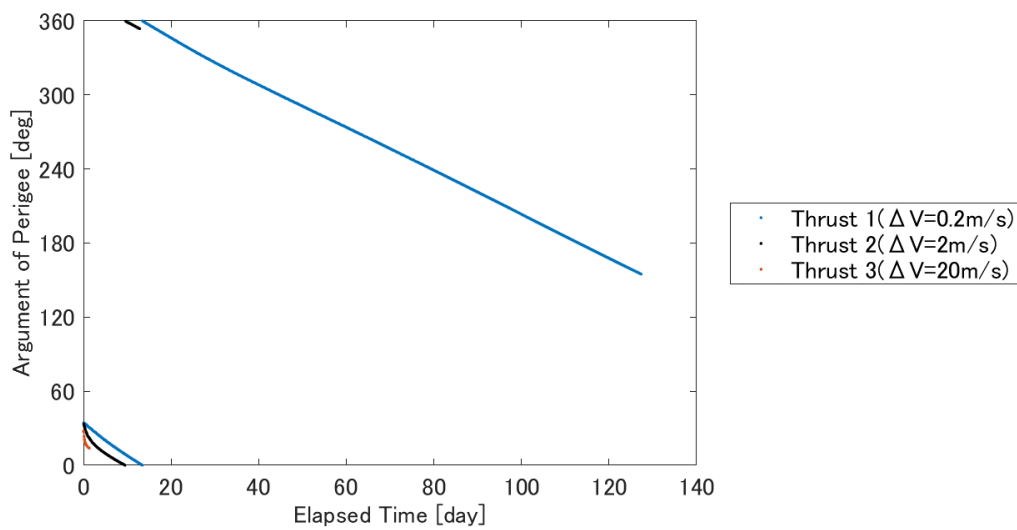


図 3.92 近点引数の変化 (推力の比較)

近点高度の時間変化を図 3.93 に、軌道寿命の時間変化を図 3.94 に示す。近点高度の変化を見ると、Thrust 3, Thrust 2, Thrust 1 の順に速く減少し、計算終了時の値はどの条件においても 475 km 程度となった。軌道寿命も同様に Thrust 3, Thrust 2, Thrust 1 の順に速く減少し、軌道寿命が 25 年以下の軌道となった。

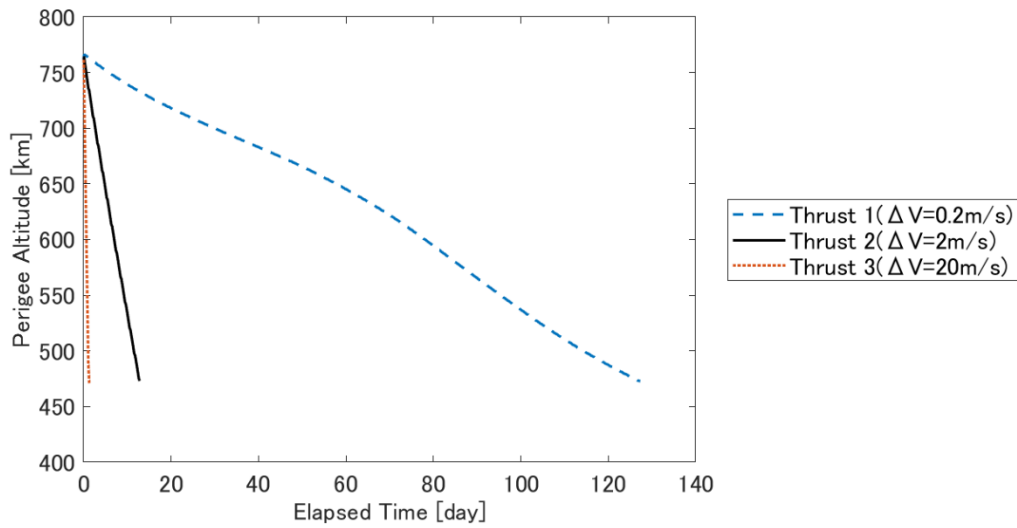


図 3.93 近点高度の変化（推力の比較）

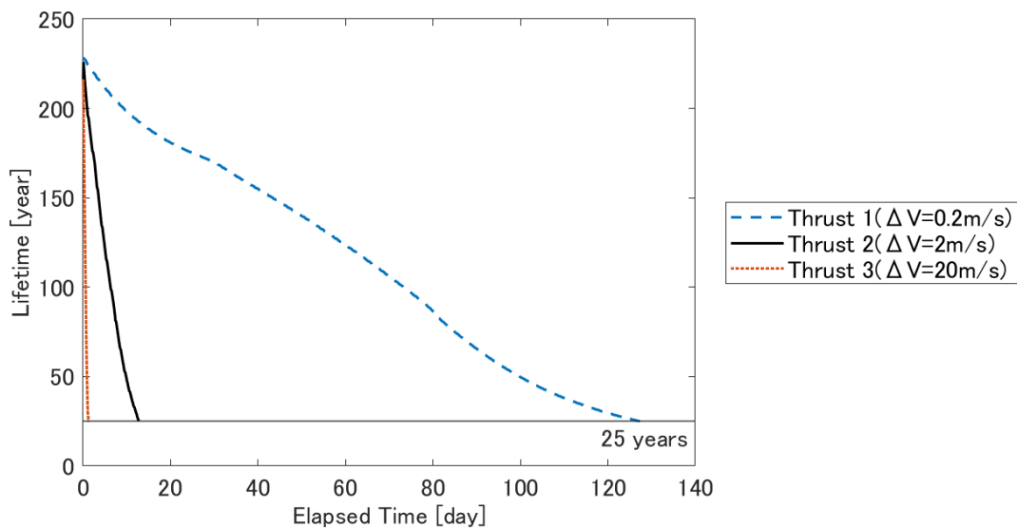


図 3.94 軌道寿命の変化（推力の比較）

3.6.3 考察

推力の違いが軌道要素や軌道寿命に及ぼす影響について考え、PMD に使用する推進系の適切な推力について検討する。軌道伝播の結果から、印加した ΔV の合計値に対する軌道要素の変化を求めた。図 3.95 に ΔV に対する離心率の変化を示す。どの条件においても離心率の変化に大きな違いは見られず、加えた ΔV に比例して線形的に離心率が増大している。Thrust 1において、離心率が若干振動しながら変化しているが、この振動は ΔV の違いによるものではなく、近点引数の永年摂動に起因するものだと考えられる。離心率の長周期摂動は式(3.5)で与えられる。

$$e = e_0 - \frac{J_3}{2J_2} \left(\frac{r_e}{a} \right) \sin(i) \sin(\bar{\omega}) \quad (3.5)$$

ここで、 e_0 は元期での平均要素、 $\bar{\omega}$ は永年摂動を含んだ平均要素である。この軌道における離心率の長周期摂動を図 3.96 に示す。近点引数が永年摂動によって一周する間に、離心率は一回振動しており、近点引数の永年摂動によって離心率の長周期摂動がおきることが確認できる。

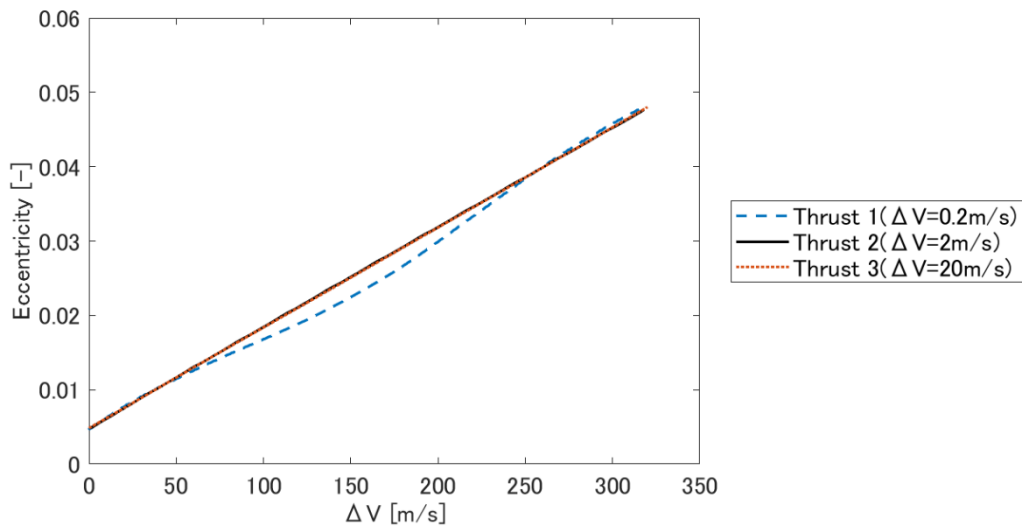


図 3.95 ΔV に対する離心率の変化（推力の比較）

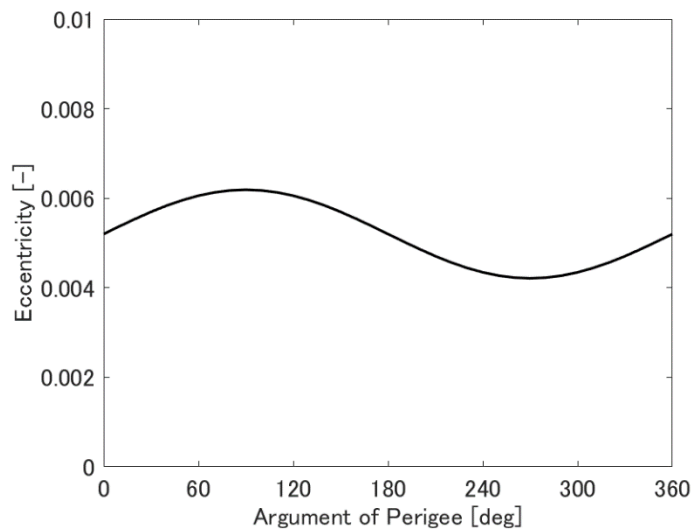


図 3.96 離心率の長周期摂動

ΔV に対する近点高度の変化を図 3.97 に、 ΔV に対する軌道寿命の変化を図 3.98 に示す。近点高度および軌道寿命においても、離心率の結果と同様にどの条件においても大きな違いは見られず、軌道寿命が 25 年以下となるまでに要した ΔV は 320 m/s 程度となった。Thrust 1 のみ近点高度および軌道寿命が若干振動しながら変化しているが、この振動周期は離心率の振動周期と一致している。よって、近点高度および軌道寿命の振動についても、 ΔV の違いによるものではなく、近点引数の永年摂動に起因するものだと考えられる。以上を踏まえると、本手法を用いた PMD では、推力による軌道要素や軌道寿命の変化の違いは見られず、与えた ΔV の合計値に比例して軌道寿命の短縮効果が得られると考えられる。

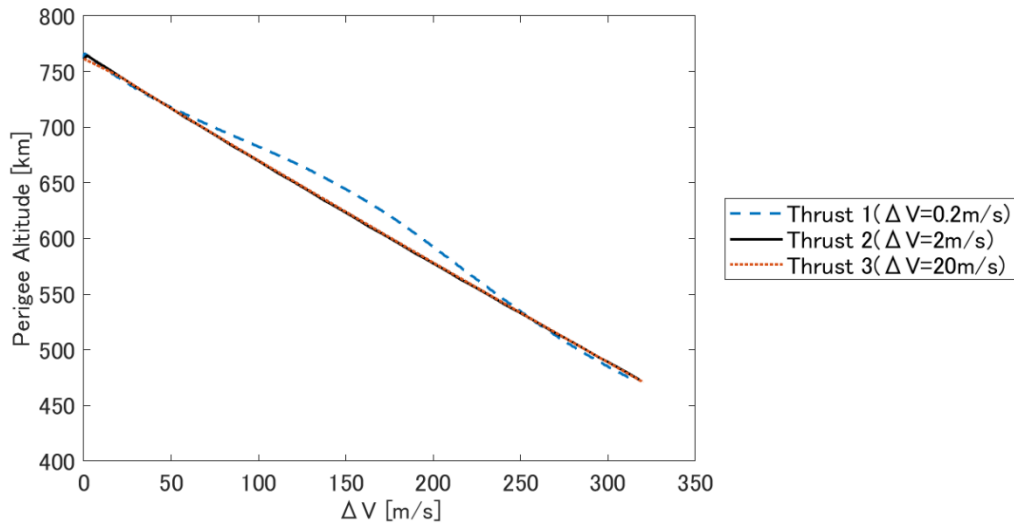


図 3.97 ΔV に対する近点高度の変化（推力の比較）

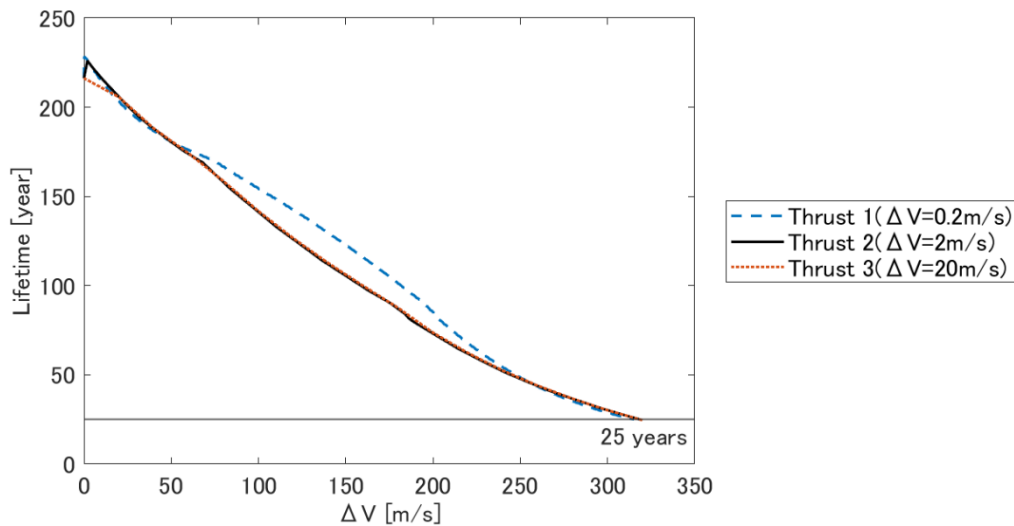


図 3.98 ΔV に対する軌道寿命の変化（推力の比較）

3.7 噴射間隔の影響

本節では、スラスタの噴射間隔が軌道要素や軌道寿命に与える影響について検討する。前節まででは、軌道 1 周につき 1 回のスラスタ噴射が可能であるとして軌道伝播を行った。しかし、実際に PMD を運用することを想定すると、位置推定の誤差や姿勢の擾乱、推進系・電源系の影響から、每周噴射が可能であるとは限らない。噴射間隔が空いた際の影響を分析し、本手法の成立性を検証する。

3.7.1 計算条件

3.1 節と同様に ORBCOMM FM4 を対象として、噴射間隔を変えた軌道伝播を計算する。計算条件を表 3.7 に示す。噴射間隔 N を $N = 1, 5, 10, 15, 20$ と変動させた 5 個のケースに対して推力制御を行う。例えば Interval 2 では、1 周目に位置 $f = 90$ [deg] で噴射し、2~5 周目は噴射せず、6 周目で再び噴射するというような推力制御を行う。、軌道寿命が 25 年以下となるまで計算を行った。

表 3.7 計算条件（噴射間隔の比較）

	Interval 1	Interval 2	Interval 3	Interval 4	Interval 5	
噴射間隔	1	5	10	15	20	[周/回]
1 回あたりの ΔV	2	2	2	2	2	[m/s]
噴射回数の上限	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	[回]
噴射タイミング	$f = 90$	$f = 90$	$f = 90$	$f = 90$	$f = 90$	[deg]

3.7.2 結果

軌道要素の時間変化を図 3.99 から図 3.103 に示す。軌道長半径の変化を見ると、噴射間隔が短い順に速く拡大している。離心率も同様に噴射間隔が短い順に速く増大し、計算終了時の値はどの条件においても 0.048 程度となった。軌道傾斜角、昇交点赤経、近点引数については、条件による差はあまり見られない。

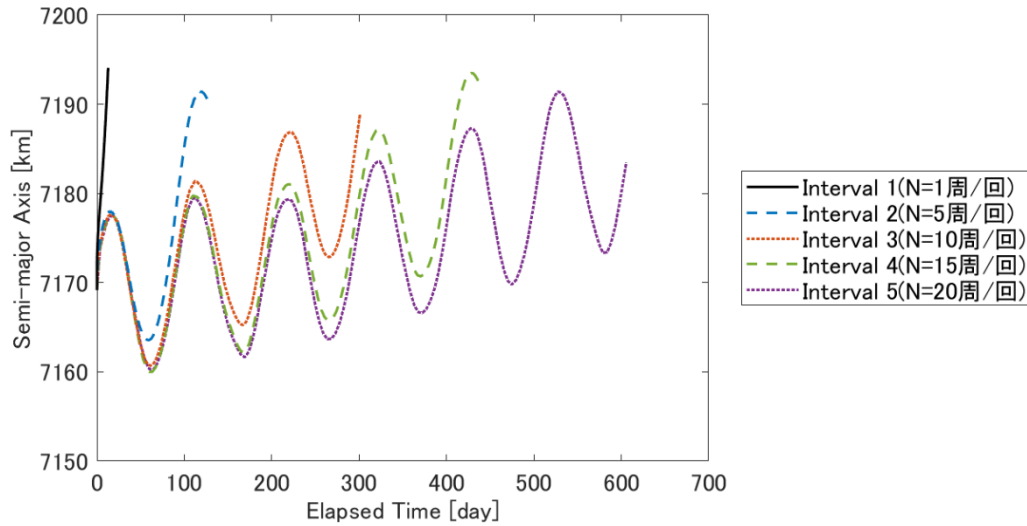


図 3.99 軌道長半径の変化（噴射間隔の比較）

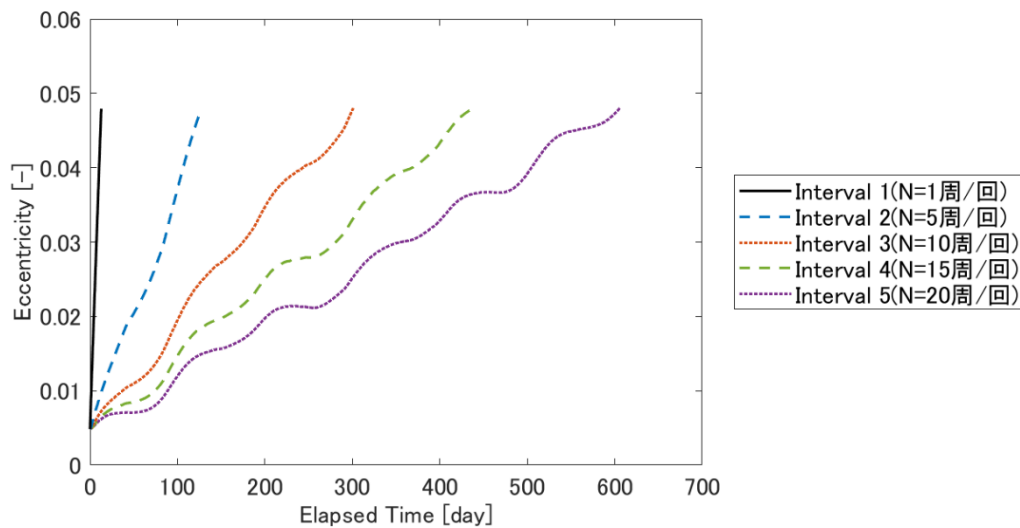


図 3.100 離心率の変化（噴射間隔の比較）

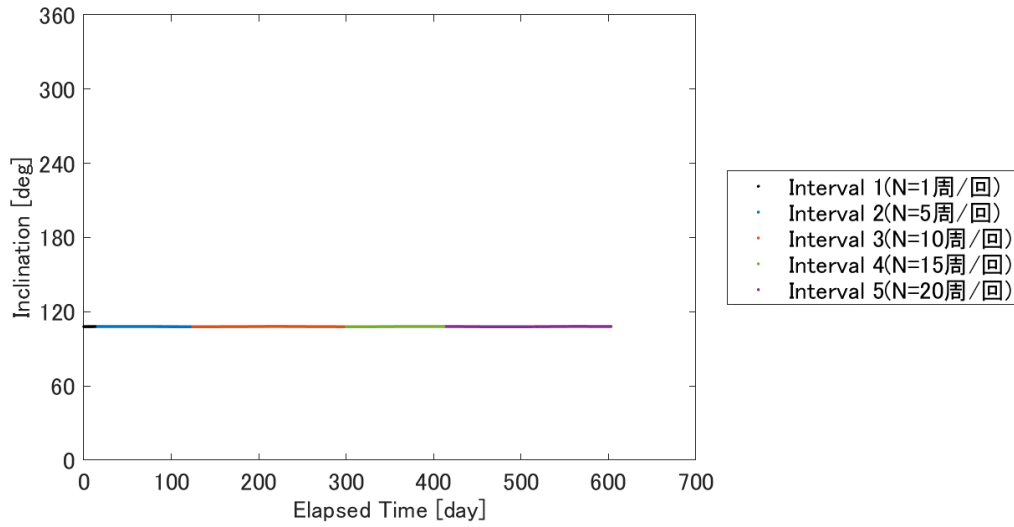


図 3.101 軌道傾斜角の変化 (噴射間隔の比較)

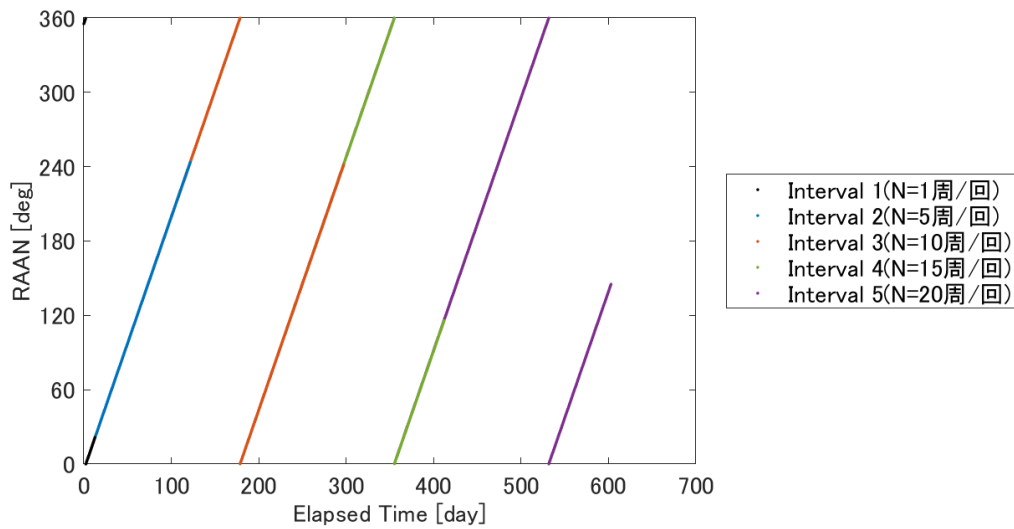


図 3.102 昇交点赤経の変化 (噴射間隔の比較)

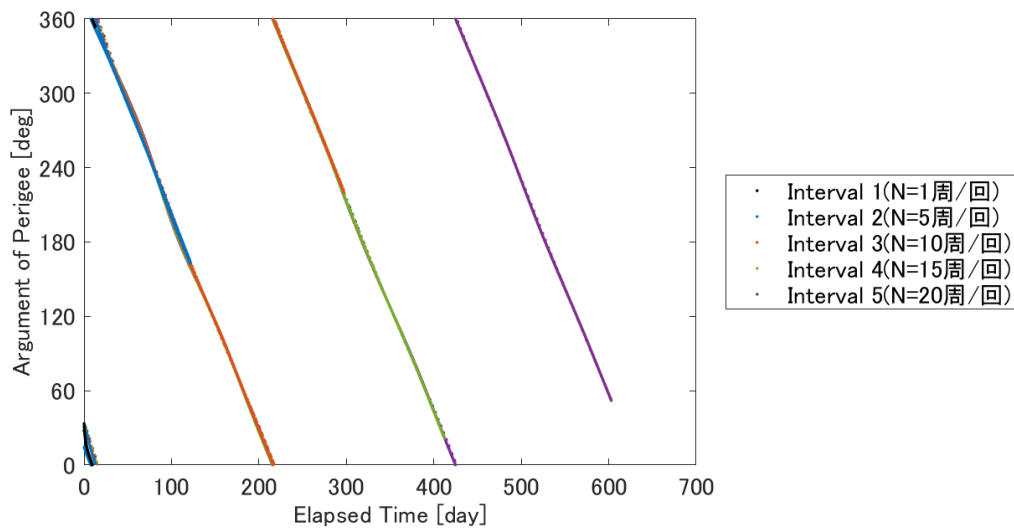


図 3.103 近点引数の変化 (噴射間隔の比較)

近点高度の時間変化を図 3.104 に、軌道寿命の時間変化を図 3.105 に示す。近点高度の変化を見ると、噴射間隔が短い順に速く減少し、計算終了時の値はどの条件においても 475 km 程度となった。軌道寿命も同様に噴射間隔が短い順に速く減少し、軌道寿命が 25 年以下の軌道となった。

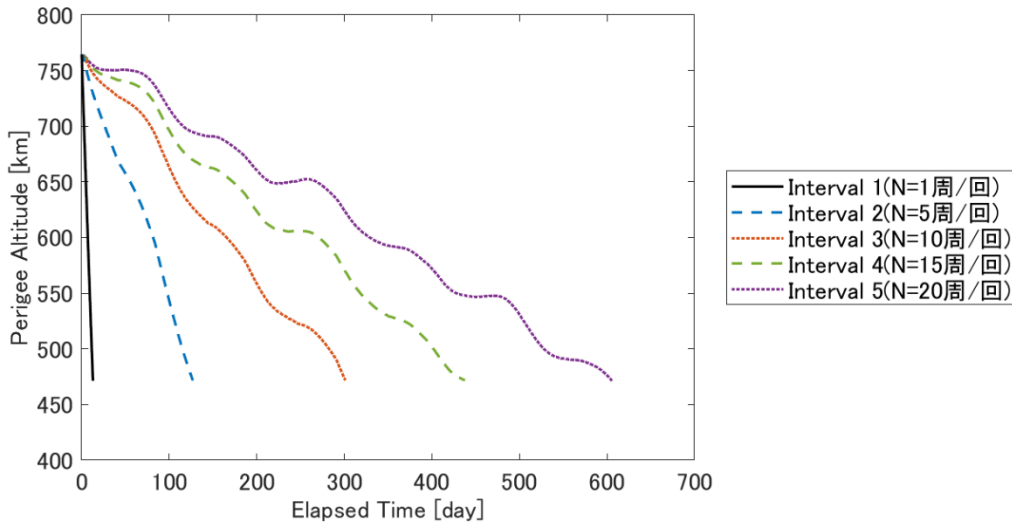


図 3.104 近点高度の変化（噴射間隔の比較）

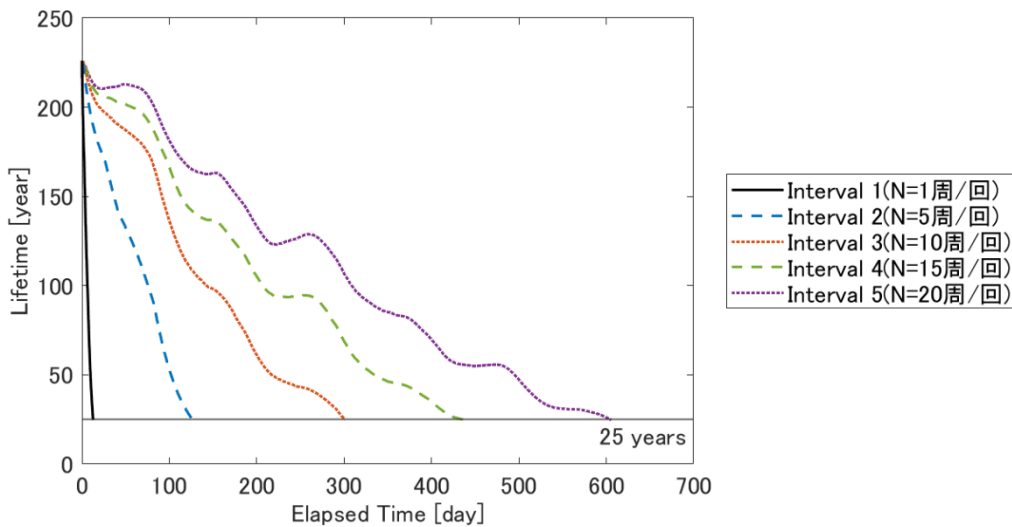


図 3.105 軌道寿命の変化（噴射間隔の比較）

3.7.3 考察

噴射間隔の違いが軌道要素や軌道寿命に及ぼす影響について考える。軌道伝播の結果から、印加した ΔV の合計値に対する軌道要素の変化を求めた。図 3.106 に ΔV に対する離心率の変化を示す。Interval 1 は加えた ΔV に比例して線形的に離心率が増大しており、他の条件では振動しながら Interval 1 と同様に増大している。 ΔV に対する近点高度の変化を図 3.107 に、 ΔV に対する軌道寿命の変化を図 3.108 に示す。近点高度および軌道寿命においても、離心率の結果と同様に、Interval 1 以外の条件では振動しながら減少している。軌道寿命が 25 年以下となるまでに要した ΔV は Interval 2 で最小、Interval 3 で最大となり、その差は 20 m/s 程度である。この ΔV の差は、噴射間隔の違いによるものではなく、3.6 節で示した近点引数の永年摂動に起因するものだと考えられる。よって、近点高度および軌道寿命の振動についても、噴射間隔の違いによるものではなく、近点引数の永年摂動に起因するものだと考えられる。以上を踏まえると、本手法を用いた PMD では、噴射間隔による軌道要素や軌道寿命の変化の違いは見られず、与えた ΔV の合計値に比例して軌道寿命の短縮効果が得られると考えられる。

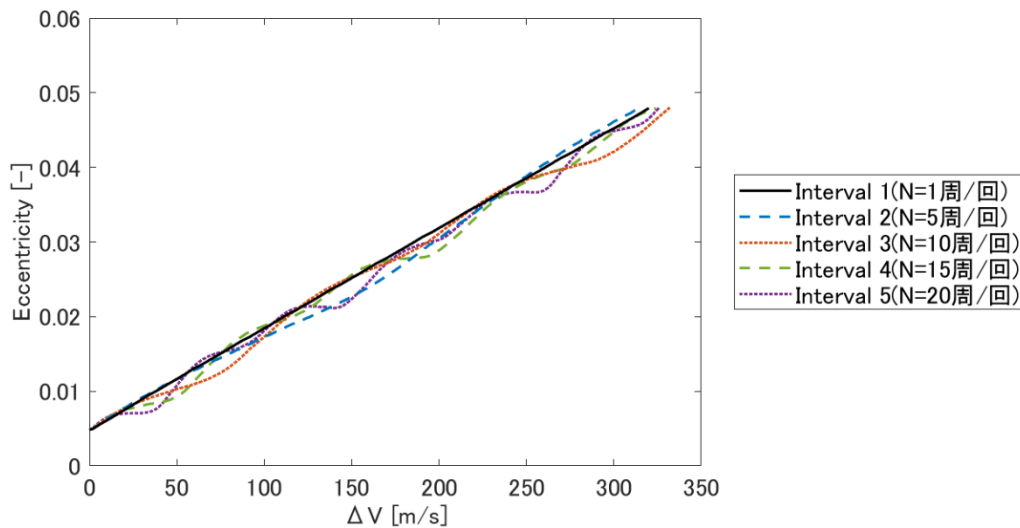


図 3.106 ΔV に対する離心率の変化（噴射間隔の比較）

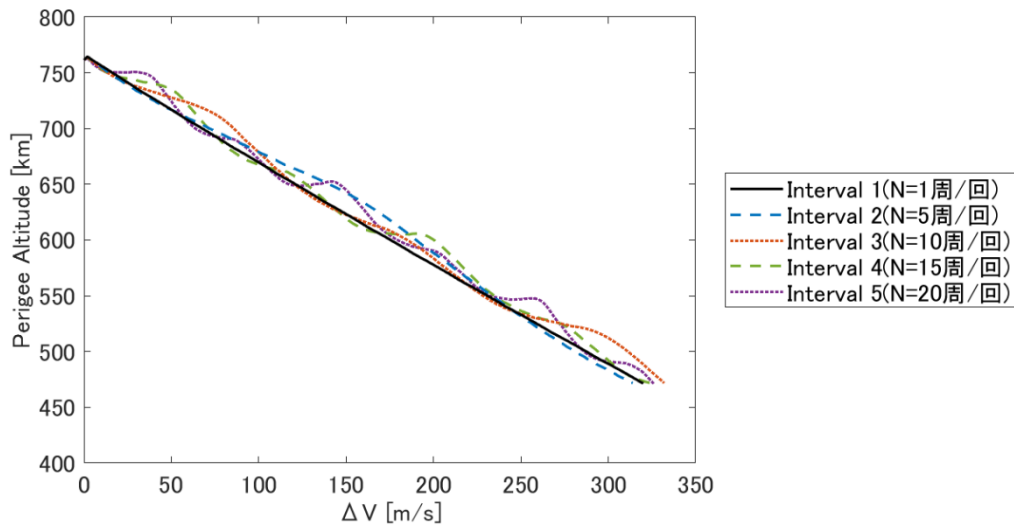


図 3.107 ΔV に対する近点高度の変化 (噴射間隔の比較)

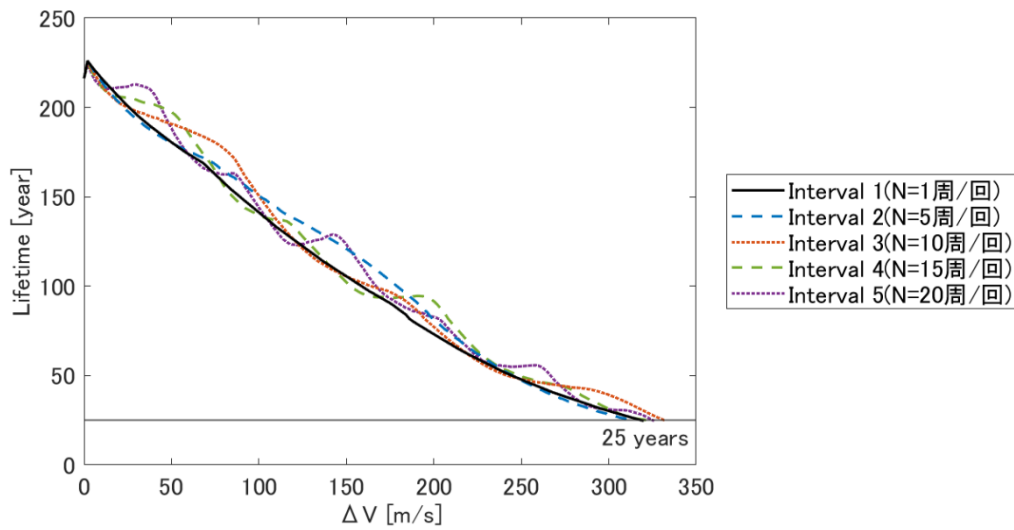


図 3.108 ΔV に対する軌道寿命の変化 (噴射間隔の比較)

第4章 PMD システムの検討

第3章では、本手法を用いて推力制御を行い軌道伝播を計算することで、軌道および推進系に関するパラメータが軌道寿命に及ぼす影響について検討し、軌道寿命の短縮に有利な推力制御条件を明らかにした。それらの結果をもとに、第4章では本手法を用いたPMDを衛星に適用する際に必要なPMDアルゴリズムや、推進系などのPMDサブシステムについて検討する。

4.1 PMD システム

本手法によるPMDシステムでは、地心方向の推力制御により軌道離脱する。この手法では姿勢制御を必要とせず、乱回転状態であっても間欠的な噴射を繰り返すことで軌道の降下が可能である。状態推定についても地球センサと測位システムのみが正常に動作していれば、PMDの実施が可能である。推力制御について、真近点離角が90 degに近いほど効率が良く、近点引数が赤道にある時期にPMDを実施すると軌道寿命の短縮に有利であることがシミュレーションから明らかとなった。実際には、位置推定の誤差や姿勢の擾乱、推進系・電源系の影響から衛星が常に噴射可能な状態であるとは限らないため、噴射タイミングを決定するアルゴリズムについては適切な噴射可能区間を設定することで燃料効率を極端に落とすことなく噴射機会を確保する必要がある。推進系については、スラスタ推力や噴射間隔を変えても軌道変換効率に違いは見られず、与えた ΔV に比例して軌道寿命の短縮効果が得られることが明らかとなった。人工衛星に一般的に使用されている推進系を表4.1に示す。人工衛星に用いられる推進系には、軌道制御用と姿勢制御用のものがあり、姿勢制御用の推進系は比較的推力が小さい。また、大型衛星は両方の推進系を搭載していることが多いが、小型衛星は軌道制御用の推進系のみで姿勢制御は他のアクチュエータを使用する場合もある。提案するPMD手法では、推力の大小に関わらず同様の寿命短縮効果が得られるため、あらゆる低軌道上の衛星に本手法を適用可能である。PMDシステムに用いる推進器を選択できる場合、どの推進器を選択すべきか検討しなければならない。ヒドラジン系などの大推力の推進器ほど比推力が小さいため燃料効率が低く、電気推進などの低推力の推進器ほど燃料効率が良い。搭載可能な燃料が少ない衛星の場合は燃料効率の良い推進器を選択すべきである。一方で、低推力の推進器ほど軌道変換に時間がかかり、時間の経過とともに寿命末期の衛星の故障リスクも増すため、PMD成功率は低下する。軌道変換に要する時間と衛星の信頼性の低下を考慮し、適切な推進系を選択する必要がある。

表4.1 衛星で使われる推進系⁴³⁾

分類	推進剤	推力	比推力
ヒドラジン 一液式スラスタ	ヒドラジン	0.1~20 N	~210 s
二液式スラスタ	モノメチルヒドラジン+四酸化二窒素 ヒドラジン+四酸化二窒素	1~200 N	~320 s
コールド ガスジェット	窒素	~1 N	~100 s
電気推進	キセノン, ヒドラジン, アンモニア	~150 mN	450~3000 s

4.2 推進剤質量の概算

軌道寿命を25年以下とするために必要な ΔV から、PMDに使用する推進剤の質量を見積もる。まず、衛星の面積質量比によらない軌道そのものの寿命の長短を表すパラメータを定義する。軌道寿命に面積質量比 A/m をかけた値は、式(2.23)、式(2.24)に式(2.25)を代入し、 A/m を移項することで得られ、式(4.1)、式(4.2)のようになる。

$$L^* \left(\frac{A}{m} \right) = \frac{2}{3\rho_p P C_D} \left(\frac{a}{\mu} \right)^{\frac{1}{2}} X(e, H) \quad e > 0 \text{ の場合 (楕円軌道)} \quad (4.1)$$

$$L^* \left(\frac{A}{m} \right) = \frac{H}{(\mu a)^{\frac{1}{2}} \rho_p P C_D} \quad e = 0 \text{ の場合 (円軌道)} \quad (4.2)$$

この軌道寿命と面積質量比の積を用いることで、衛星の面積質量比と切り離れた軌道そのものの寿命の長短を評価可能となる。上式より求めた軌道高度と軌道寿命 L^* の関係を図4.1に示す。例えば近点高度750 km、離心率0.005の軌道では、図4.1から $L^* = 2.2$ 程度であるとわかる。 $A/m = 0.01$ とすると、 L^* を100倍して軌道寿命は220年と概算できる。

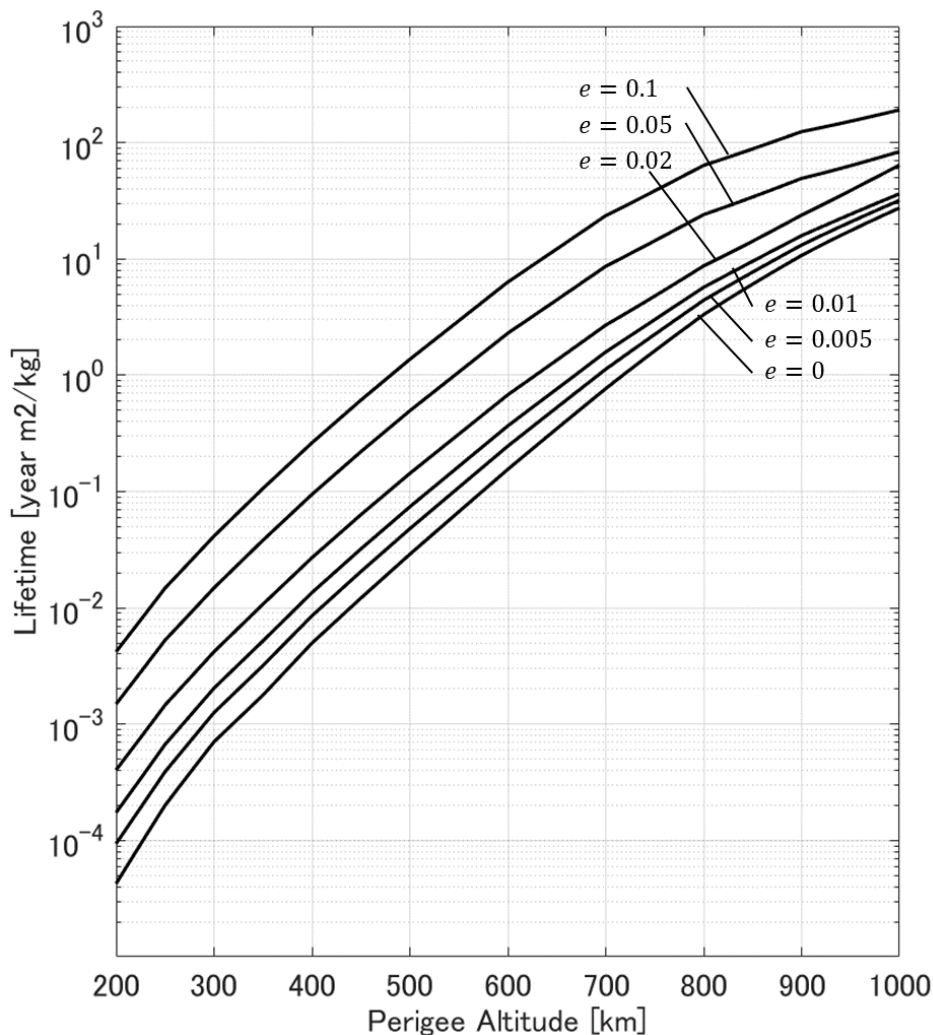


図 4.1 軌道高度と軌道寿命

次に、軌道寿命を 25 年以下とするために必要な ΔV を求める。第 3 章で提案した離心率を増大させる手法を適用し、必要な ΔV を概算した。軌道高度と必要な ΔV の関係を $A/m = 0.01$ の場合を図 4.2 に、 $A/m = 0.001$ の場合を図 4.3 に示す。近点高度 750 km、離心率 0.005、面積質量比 0.01 の衛星を軌道寿命 25 年以下の軌道に遷移するためには、図 4.2 から $\Delta V = 300$ m/s 程度必要であるとわかる。

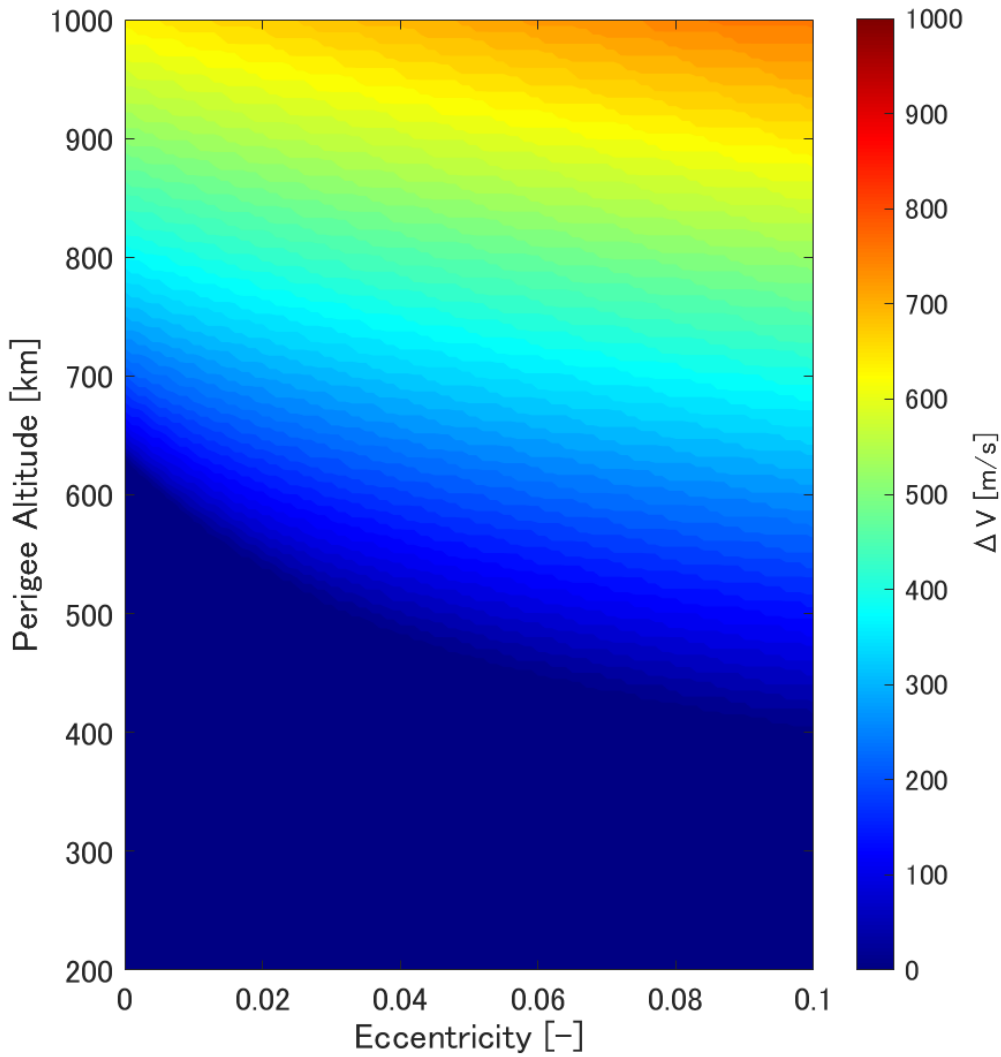


図 4.2 軌道高度と必要な ΔV ($A/m = 0.01$)

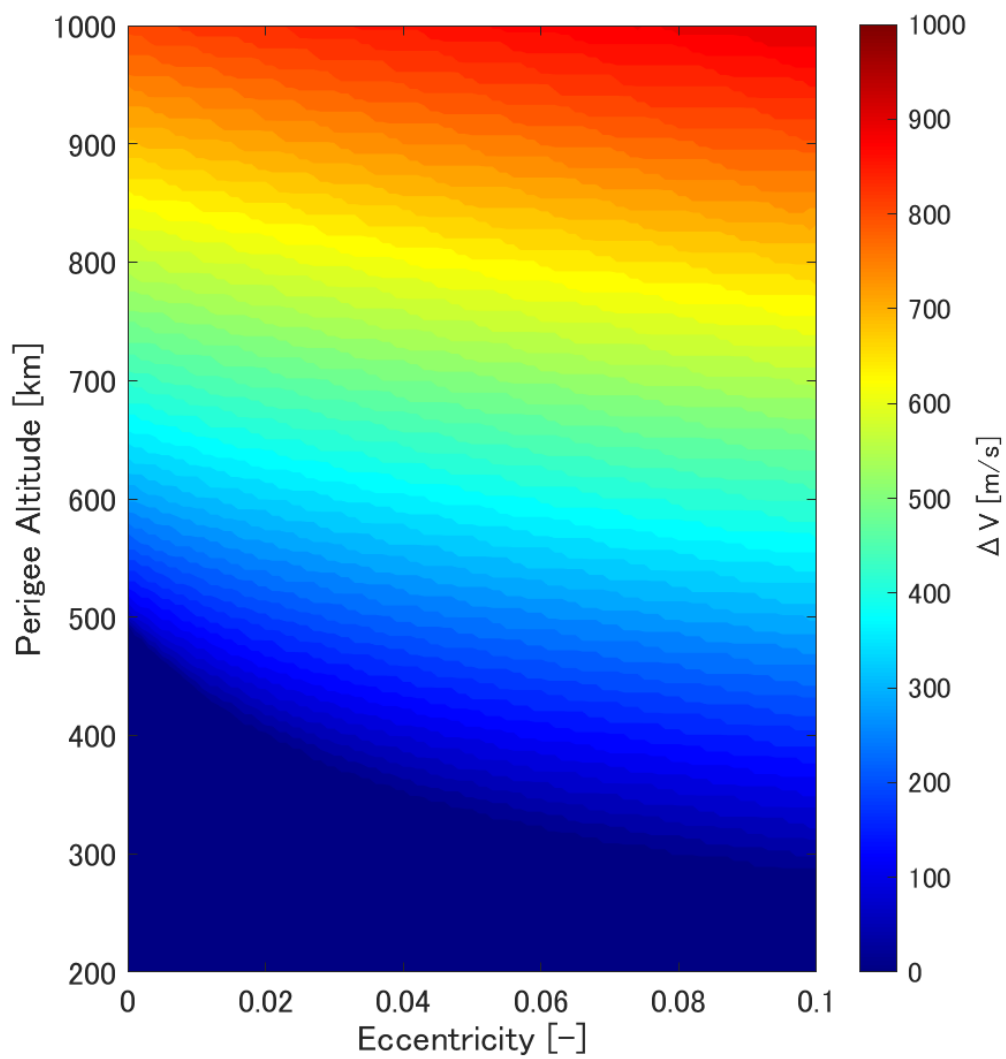


図 4.3 軌道高度と必要な ΔV ($A/m = 0.001$)

続いて、必要な ΔV から PMD に使用する推進剤の質量を見積もる。速度増分 ΔV は式(4.3)に示すツィオルコフスキーの式 (Tsiolkovskii's formula) より得られる。

$$\Delta V = g I_{sp} \ln \frac{m_0}{m_f} \quad (4.3)$$

ここで、 g は重力加速度、 I_{sp} は比推力、 m_0 は加速前の質量、 m_f は加速後の質量である。比推力をパラメータとするときの質量比と ΔV の関係を図 4.4 に示す。 ΔV が 300 m/s 必要であるとき比推力 250 s の推進器を使用すると、図 4.4 から質量比は 1.1 と求められる。PMD 実施前の質量を 50 kg とすると、質量比 1.1 のとき PMD 実施後の質量は 45.5 kg と求められるので、必要な推進剤質量は 4.5 kg と見積もれる。以上のような手順で、本手法を衛星に適用する際の推進剤質量を概算できる。また、計算例に示したように、推進系を適切に選択すれば実現可能な範囲の推進剤で本手法による PMD 措置を実施できる。

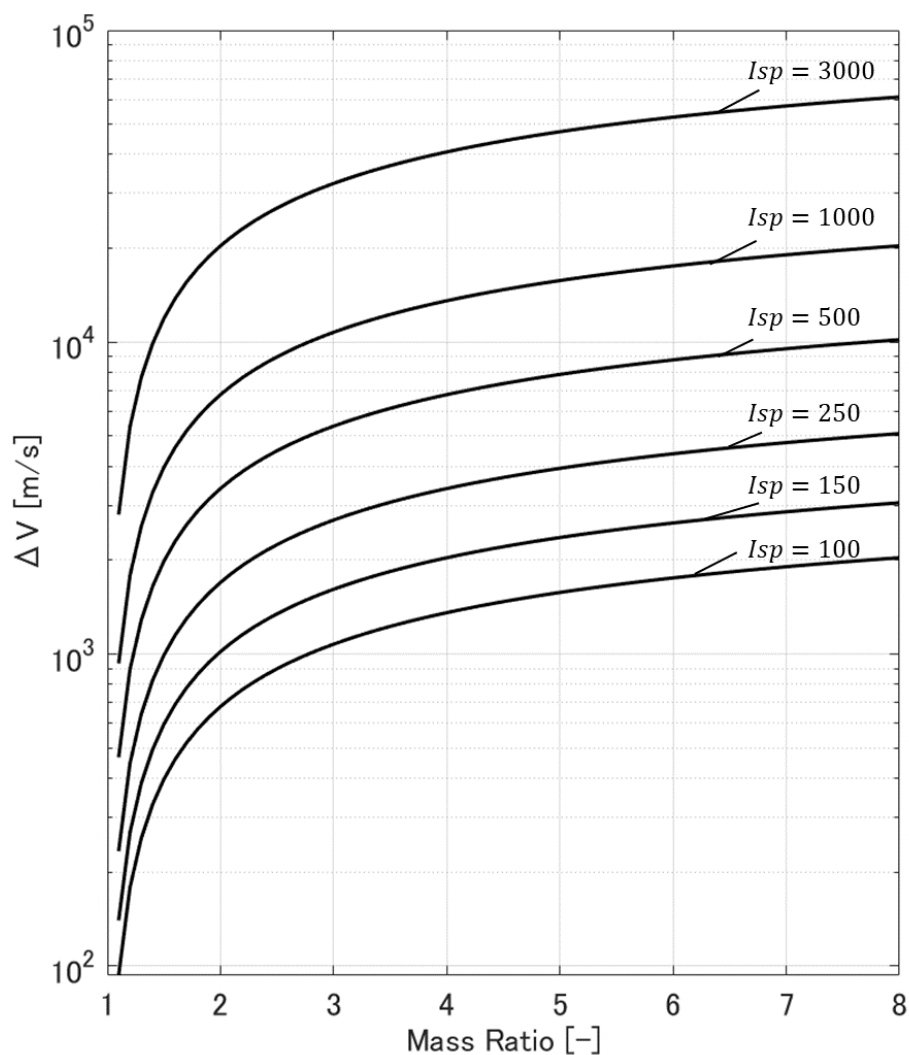


図 4.4 ΔV と質量比の関係

第 5 章 結論

5.1 結論

本論文では、姿勢推定および姿勢制御機能が十分でない宇宙機でも実行可能な地心方向の推力制御による軌道離脱を提案した。主要な摂動力を考慮したシミュレータを構築し、地心方向の推力制御により離心率を増大させ軌道寿命を短縮させる手法の成立性を示した。適切な噴射可能区間を設定することで燃料効率を極端に落とすことなく噴射機会を確保できること、PMD 開始時期はいつでもよいこと、軌道傾斜角の異なる軌道においても同様の効果が得られることを確認した。推進系については、スラスト推力や噴射間隔を変えても軌道変換効率に違いは見られず、与えた ΔV に比例して軌道寿命の短縮効果が得られることがわかった。さらに、軌道離脱に必要な ΔV から推進剤質量を見積もる方法を述べて、現実的な量の推進剤で本手法を実施できることを示した。これらの結果から、PMD システムのアルゴリズムや姿勢・位置推定系、推進系の設計を行うことが可能となる。この手法では、姿勢制御を必要とせず、状態推定については地球センサおよび測位システムが正常に機能すれば軌道離脱が可能である。このような手法が実現されれば、故障した衛星や小型衛星など従来手法では PMD を実施できなかった衛星も軌道離脱が可能となり、PMD の成功率向上に貢献できると考えられる。

5.2 今後の課題

本研究のシミュレーションでは、衛星の姿勢運動は考慮せず、衛星が常に地球方向を指向している理想状態を仮定して計算した。実際には、残留磁気トルク、大気抵抗トルク、太陽輻射圧トルク、重力傾度トルクなどの外乱トルクが作用し、衛星を回転させようとする力のモーメントが発生する。今後は衛星の姿勢運動も考慮したシミュレータを構築し、本手法の実現性の検討を行っていく。また、シミュレーションの結果をもとに PMD システムのアルゴリズムや姿勢・位置推定系、推進系を設計する。宇宙環境の維持のため、本研究では PMD 手法の効率化・多様化を目的としてさらなる検討を行っていく。

参考文献

- 1) SpaceTech Analytics: SpaceTech Industry 2021/Q2 Landscape Overview, 2021.
- 2) PWC France
<https://www.pwc.fr/en/industrie/secteur-spatial.html> [cited on Dec 15, 2022]
- 3) 株式会社 NTT データ経営研究所：長期的な宇宙ビジネス市場規模の試算，総務省宙を拓くタスクフォース（第6回），2019年.
- 4) NASA Space Science Data Coordinated Archive
<https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1957-001B> [cited on Jan 25, 2021]
- 5) PWC Japan
<https://www.pwc.com/jp/ja.html> [cited on Dec 15, 2022]
- 6) 山口結花：衛星コンステレーションを用いた次世代インターネットの可能性と課題，NRI Public Management Review, Vol.187, 2019年.
- 7) 中須賀・船瀬研究室
<https://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/nlab/project.html> [cited on Jan 25, 2021]
- 8) 金岡充晃，他：超小型衛星における国際動向およびビジネス動向，第66回宇宙科学技術連合講演会講演集，2022年.
- 9) T.S. Kelso: Analysis of the 2007 Chinese ASAT Test and the Impact of its Debris on the Space Environment, 2007 AMOS CONFERENCE, 2007, pp.321-330.
- 10) NASA: The Collision of Iridium33 and Cosmos2251, 60th International Astronautical Congress Daejeon, 2009.
- 11) NASA: Orbital Debris Quarterly News, Vol. 26 Issue 1, March 2022.
- 12) NASA: The 2019 U.S. Government Orbital Debris Mitigation Standard Practice, Orbital Debris Quarterly News, Vol. 24, Issue 1, 2020.
- 13) 外務省 国連宇宙空間平和利用委員会（COPUOS）本委員会 宇宙活動の長期持続可能性ガイドラインの採択
https://www.mofa.go.jp/mofaj/press/release/press6_000600.html [cited on Jan 25, 2021]
- 14) JAXA 宇宙法
https://stage.tksc.jaxa.jp/spacelaw/world/w_index.html [cited on Jan 25, 2021]
- 15) IADC: IADC Space Debris Mitigation Guidelines, Steering Group and Working Group 4, 2007.
- 16) JAXA：スペースデブリに関する最近の状況，2020年.
- 17) 植田菜子：宇宙空間の安定的利用に関する国際ルールの主要論点―「LTS ガイドライン」の分析，第64回宇宙科学技術連合講演会講演集，2020年.
- 18) 高屋友里：国際法における国連 LTS ガイドラインの法的意義，第64回宇宙科学技術連合講演会講演集，2020年.
- 19) 外務省：スペースデブリに関する国際ルール，第40回宇宙産業・加太区技術基盤部会，2018年.
- 20) 青木節子：宇宙ガバナンスの現在，国際問題＝International affairs, vol.684, 2019年，pp.15-24.
- 21) Astroscale
<https://astroscale.com/ja/astrocales-elsa-d-mission-successfully-completes-complex-rendezvous-operation/>
[cited on Aug 30, 2022]
- 22) JAXA HTV 搭載導電性テザー実証実験（KITE）の不具合に係る原因究明結果について
https://www.kenkai.jaxa.jp/pickup/kite_2.html [cited on Jan 25, 2021]
- 23) JAXA 「革新的衛星技術実証3号機のテーマ公募」選定結果について
https://www.kenkai.jaxa.jp/kakushin/news/202005_1.html [cited on Jan 25, 2021]

- 24) 飯塚清太：ELSA-d プロジェクトのステータス-運用・実証実験について-, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2022 年.
- 25) ALE TECHNOLOGY
https://star-ale.com/technology/#sec_debris [cited on Jan 25, 2021]
- 26) JAXA JAXA ベンチャーの紹介
<https://aerospacebiz.jaxa.jp/venture/patchedconics/> [cited on Jan 25, 2021]
- 27) 宇戸大樹, 金子哲也, 他：超小型衛星用の膜展開式軌道離脱装置 DOM の開発と宇宙実証, 第 8 回「スペースデブリワークショップ」講演資料集, 2019 年, pp.523-532.
- 28) Inter-Agency Space Debris Coordination Committee: IADC Statement on Large Constellations of Satellites in Low Earth Orbit, IADC-15-03, July 2021.
- 29) ESA Space Debris Office: ESA's Annual Space Debris Environment Report, April 2022.
- 30) NASA: Orbital Debris Quarterly News, Vol. 24 Issue 1, February 2022.
- 31) 朝野萌々子：推進システムを用いた外付式軌道離脱装置のコンセプト検証, 2020 年度卒業研究論文
- 32) 古本政博, 佐原宏典：姿勢制御を必要としない軌道離脱手法の強化学習による構築, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2021 年.
- 33) Masahiro Furumoto, Hironori Sahara: A De-Orbit Strategy with Reinforced Learning for Satellites Losing Attitude Control, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, March 2022.
- 34) 久保岡俊宏：やさしい軌道力学-人工衛星に作用する摂動-, 2004 年地震研研究集会, pp.18-21.
- 35) Space Track
<https://www.space-track.org/auth/login>
- 36) High Precision Orbit Propagator
<https://jp.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/55167-high-precision-orbit-propagator> [cited on Sep 7, 2022]
- 37) David A. Vallado: Fundamentals of Astrodynamics and Applications, Space Technology Library, Fourth Edition, 2013.
- 38) Desmond King-Hele: Satellite Orbits in an Atmosphere Theory and Applications, Blackie, 1987.
- 39) Gunter's Space Page Orbcomm
https://space.skyrocket.de/doc_sdat/orbcomm.htm[cited on Dec 1, 2022]
- 40) STELA: Stela USER'S GUIDE, version 3.3, 2019.
- 41) ORBCOMM 衛星について
<https://www.orbcomm.co.jp/info/satellite.html> [cited on Dec 12, 2022]
- 42) 半揚稔雄：ミッション解析と軌道設計の基礎, 現代数学者, 2014 年.
- 43) 栗木恭一, 荒川義博：電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 2003 年.

謝辞

本研究を遂行するにあたり，指導教員の佐原宏典教授や古本政博先生には熱心にご指導いただきました。修論執筆や学会への参加に際しては，疑問点が解決するまで丁寧に説明し，真剣に議論してくださいました。研究を通して先生方から学んだことを活かして，今後は社会人として頑張りたいと思います。佐原研究室の皆さんには，研究や学生生活に関して多くのご助言をいただきました。皆さんとの研究生活はとても楽しく実りのあるものでした。本当にありがとうございました。最後に，学業に集中できるよう環境を整え，優しく見守ってくださる家族に深く感謝し，お礼を申し上げます。