

博士論文

超低高度地球観測衛星の軌道制御
に関する実践的研究

今 村 俊 介

目次

第1章 序論	1
1.1 超低高度地球観測衛星の概要	1
1.2 超低高度衛星技術試験機 (SLATS) 「つばめ」の概要	4
1.3 超低高度衛星の課題	9
1.4 本研究の概要	10
1.4.1 大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御	10
1.4.2 イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度・経度制御	14
1.4.3 超低高度衛星に適した軌道上大気密度推定手法	16
1.5 本研究の目的	17
1.6 本論文の構成	18
第2章 大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御	20
2.1 姿勢軌道解析ツールの整備	20
2.2 多面体モデルによる空力解析	24
2.2.1 空力解析用大気モデルの作成	25
2.2.2 法線・接線抗力係数の計算	28
2.2.3 衛星多面体モデルの導入	29
2.2.4 空力解析例：SLATS の空力特性	33
2.3 空力データベースの利用方法	34
2.4 大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御	38
2.4.1 問題設定	38
2.4.2 軌道制御方法：基準軌道の導出	40
2.4.3 空力姿勢制御の提案：基準降下軌道追従	41
2.4.4 空力姿勢制御の具体的な実施方法	44
2.5 まとめ	46
第3章 イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度・経度制御	47
3.1 イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度制御	47
3.1.1 IES および RCS を用いた自律高度保持アルゴリズム	47
3.1.2 目標交点周期の導出方法	50
3.2 超低高度域の観測軌道への投入・維持方法	52
3.2.1 準回帰軌道	52
3.2.2 観測軌道への投入方法	53
3.2.3 観測軌道の経度保持方法	54
3.3 まとめ	62

第 4 章	SLATS 全期間軌道解析結果	63
4.1	前提条件	63
4.2	基準降下軌道導出問題設定	66
4.2.1	定式化	66
4.2.2	軌道伝播条件	66
4.3	基準降下軌道結果	70
4.3.1	初期軌道制御	70
4.3.2	軌道遷移	74
4.3.3	高度保持	76
4.4	オフノミナル事象への対応を含めた RCS 消費推葉見積もり	85
4.5	まとめ	91
第 5 章	SLATS 軌道制御結果	92
5.1	打上げ段階	92
5.2	初期段階	94
5.3	定常段階：軌道遷移フェーズ	96
5.3.1	基準降下軌道の修正	96
5.3.2	回帰軌道ミッションの追加	98
5.3.3	空力姿勢制御の効果	102
5.4	定常段階：高度保持フェーズ	104
5.4.1	準回帰軌道ミッションの追加	104
5.4.2	準回帰軌道投入方法	106
5.4.3	回帰・準回帰軌道投入結果	109
5.4.4	高度・経度保持結果	110
5.5	後期運用段階	121
5.5.1	保持高度検討	121
5.5.2	後期高度保持結果	125
5.6	まとめ	126
第 6 章	超低高度衛星の大気密度評価方法と結果	127
6.1	超低高度衛星に適した軌道上大気密度推定手法	127
6.2	SLATS の大気密度導出結果と大気モデル比較	129
6.3	将来機に向けた大気モデル補正指針	137
6.4	まとめ	139
第 7 章	将来の超低高度地球観測衛星に向けた軌道設計に関する研究	140
7.1	全球緊急観測ミッション	140
7.2	特定地域超高分解能観測ミッション	145
7.3	特定経度スキャンミッション	154
7.4	まとめ	156

第 8 章 結論	157
8.1 総括	157
8.2 今後の研究	159
謝辞	160
参考文献	161
付 録 A β 角の定義	168

目 次

1.1	軍用・民間光学衛星の分解能要求の変遷 ^[1]	2
1.2	Maxar 社の過去の光学衛星ラインナップ ^[2]	2
1.3	超低高度衛星概念図 ^[3]	3
1.4	各種地球観測センサの超低高度化によるメリット ^[3]	3
1.5	SLATS 軌道上外観イメージ ^[4]	6
1.6	SLATS システムブロック図 ^[4]	6
1.7	SLATS 打上げフロー	7
1.8	SLATS 主要姿勢モード	7
1.9	SLATS 姿勢軌道制御概要（実績）	8
1.10	SLATS 高度・ β 角履歴（実績）	8
1.11	FORMOSAT-3 高度遷移の様子 ^[5]	12
1.12	InflateSail ^[6]	13
1.13	Delta-Dsat ^[7]	14
1.14	SOAR ^[8]	15
1.15	GOCE	16
1.16	本論文の構成	19
2.1	ORB 設定画面（伝播条件，初期条件）	22
2.2	ORB 設定画面（摂動モデル）	22
2.3	ORB 設定画面（イオンエンジン設定）	23
2.4	ORB 設定画面（化学推進系設定）	23
2.5	高度ケース 1 大気データ	26
2.6	高度ケース 2 大気データ	27
2.7	評価モデル座標系	28
2.8	法線接線抗力係数	29
2.9	衛星固定座標系と主流ベクトルの定義	30
2.10	衛星固定座標系における各ベクトルの関係（記号の上添字 s は省く）	31
2.11	迎角と横滑り角の定義	32
2.12	各パネル作用点と法線ベクトル	33
2.13	SLATS 空力特性（左図：縦特性，右図：横・方向特性）	33
2.14	迎角・横滑り角の定義	35
2.15	空力データベースフォーマット	36
2.16	SLATS 姿勢軌道制御プロファイル	39
2.17	SLATS 空力姿勢制御	42

2.18	SLATS の空力姿勢制御時の周回 $C_D S$ 変化	43
2.19	基準降下軌道追従計画フロー	45
3.1	降交点検知	48
3.2	交点周期補正テーブル例（高度 271.5km） ^[9]	49
3.3	交点周期補正值の線形補間	49
3.4	SLATS 自律軌道制御アルゴリズム概要	51
3.5	JERG-2-153：指向管理標準 ^[10]	55
3.6	自律軌道制御パラメータ（J2 項のみ考慮）を用いた軌道解析履歴 1of2	57
3.7	自律軌道制御パラメータ（J2 項のみ考慮）を用いた軌道解析履歴 2of2	58
3.8	自律軌道制御パラメータ（提案手法）を用いた軌道解析結果履歴 1of2	60
3.9	自律軌道制御パラメータ（提案手法）を用いた軌道解析結果履歴 2of2	61
4.1	MSAFE 太陽活動予測 F10.7（2017 年 9 月発行）	65
4.2	RCS 噴射タイミング制約について	65
4.3	SLATS 姿勢軌道制御プロファイル（打上げ前最終）	66
4.4	SLATS-X パネルの推進系配置図 ^[11]	69
4.5	初期軌道制御フェーズ中の RCS 噴射結果 1of4	71
4.6	初期軌道制御フェーズ中の RCS 噴射結果 2of4	71
4.7	初期軌道制御フェーズ中の RCS 噴射結果 3of4	72
4.8	初期軌道制御フェーズ中の RCS 噴射結果 4of4	72
4.9	初期軌道制御フェーズ：主要軌道履歴	73
4.10	初期軌道制御フェーズ：平均離心率ベクトル履歴	73
4.11	基準降下軌道主要履歴	75
4.12	平均離心率ベクトル履歴	75
4.13	ケース 1 基準：主要軌道履歴	78
4.14	ケース 1 基準：搭載推薬質量履歴	78
4.15	ケース 1 基準：高度保持性能評価（1of2）	80
4.16	ケース 1 基準：高度保持性能評価（2of2）	80
4.17	ケース 2 最大：主要軌道履歴	81
4.18	ケース 2 最大：搭載推薬質量履歴	81
4.19	ケース 2 最大：各保持高度の高度保持性能評価（1of2）	83
4.20	ケース 2 最大：各保持高度の高度保持性能評価（2of2）	83
4.21	ケース 3 最小：主要軌道履歴	84
4.22	ケース 3 最小：搭載推薬質量履歴	84
4.23	基準降下軌道追従結果（1of2）	86
4.24	基準降下軌道追従結果（2of2）	86
4.25	基準降下軌道追従：平均高度履歴	87
4.26	基準降下軌道追従： β 角履歴	87
4.27	基準降下軌道追従：RCS 消費推薬履歴	88
5.1	SLATS 射場保管中	93

5.2	SLATS 打上げ写真	93
5.3	初期段階中の平均高度と β 角実績	94
5.4	初期段階中の離心率ベクトル実績	95
5.5	SLATS 運用結果と各種大気モデルの大気密度比較 (2018 年 4 月分)	97
5.6	基準降下軌道修正後の平均高度履歴 (計画)	97
5.7	定点観測対象位置 (地理院地図を利用)	100
5.8	軌道遷移フェーズ後半の高度・ β 角履歴実績	101
5.9	2019 年 1 月以降の降交点経度履歴実績	101
5.10	軌道遷移フェーズ中の姿勢モード頻度と周回平均 $C_D S$ 履歴	103
5.11	軌道遷移フェーズ中のエアロブレーキ運用により節約された RCS 推薬履歴	103
5.12	SLATS 高度保持フェーズ中の東京における太陽高度変化	105
5.13	準回帰軌道投入：主要軌道履歴結果 1of2	108
5.14	準回帰軌道投入：主要軌道履歴結果 2of2	108
5.15	高度保持フェーズ全期間高度・ β 角履歴	113
5.16	高度保持フェーズ全期間 IES・RCS 残推薬	113
5.17	高度 271.5km 保持：交点周期履歴	114
5.18	高度 271.5km 保持：降交点経度誤差履歴	114
5.19	完全回帰軌道からの定点観測 1of3	115
5.20	完全回帰軌道からの定点観測 2of3	115
5.21	完全回帰軌道からの定点観測 3of3	116
5.22	高度 250km 保持：交点周期履歴	117
5.23	高度 240km 保持：交点周期履歴	117
5.24	高度 230km 保持：交点周期履歴	118
5.25	高度 216.8km 保持：交点周期履歴	119
5.26	高度 216.8km 保持：降交点経度誤差履歴	119
5.27	高度 181.1km 保持：交点周期履歴	120
5.28	高度 181.1km 保持：降交点経度誤差履歴	120
5.29	NOAA 発行 Station-K	121
5.30	NICT 発行：【今日の宇宙天気情報 (2019 年 08 月 31 日 15 時 00 分 JST)】	122
5.31	GFZ-Most-Recent-Definitive-Indices-of-the-Kp-index	123
5.32	NOAA-45-Day-AP-Forecast	123
5.33	高度 167.4km 保持：交点周期履歴	125
5.34	高度 167.4km 保持：降交点経度履歴	126
6.1	SLATS 大気密度評価 (全期間)	130
6.2	uFDS との大気密度推定結果比較	131
6.3	SLATS 大気密度評価 (2019 年 3 月以降)	134
6.4	2019 年 8 月大気密度比較 (OC 分オフセット)	136
6.5	SLATS, GRACE, GOCE による O/C_{MSIS} 評価結果	138
6.6	GRACE 評価結果を基にした太陽活動度に応じた将来 O/C_{MSIS} 予測	138
7.1	全球緊急観測ミッション：打上げ	142

7.2	全球緊急観測ミッション：軌道配置	142
7.3	全球緊急観測ミッション：通常観測	143
7.4	全球緊急観測ミッション：待機高度と最大経度調整期間の関係	143
7.5	全球緊急観測ミッション：軌道遷移	144
7.6	全球緊急観測ミッション：緊急観測	144
7.7	特定地域超高分解能観測ミッション：軌道形状	146
7.8	特定地域超高分解能観測ミッション：軌道軌跡	147
7.9	特定地域超高分解能観測ミッション：高度履歴	149
7.10	特定地域超高分解能観測ミッション：離心率履歴	149
7.11	特定地域超高分解能観測ミッション：噴射区間	150
7.12	特定地域超高分解能観測ミッション：空力加熱	152
7.13	特定地域超高分解能観測ミッション：打上げ問題	153
7.14	特定経度スキャンミッション：軌道遷移図	155
A.1	β 角の定義 (北極側から見た図)	168
A.2	β 角の定義 (昇交点側から見た図)	169

表 目 次

1.1	SLATS サクセスクライテリア ^[3]	4
1.2	SLATS 主要諸元 ^[4]	5
1.3	本研究の概要	11
2.1	軌道解析ソフト ORB の特徴	21
2.2	Non Singular Elements の定義	21
2.3	SLATS 空力データベース変遷	24
2.4	MSIS 大気データ前提条件	25
2.5	抽出 ID 組合せ	36
3.1	地球低軌道の太陽同期回帰軌道	53
3.2	J2 項のみを考慮した目標交点周期	56
3.3	自律軌道制御パラメータ (J2 項のみ考慮)	56
3.4	自律軌道制御パラメータ (J2 項のみ考慮) を用いた結果	57
3.5	1 週間毎の目標交点周期	60
3.6	自律軌道制御パラメータ (提案手法) を用いた結果	60
4.1	SLATS 初期軌道要素	67
4.2	打上げ前最終軌道設計軌道伝播条件 (1/2)	67
4.3	打上げ前最終軌道設計軌道伝播条件 (2/2)	68
4.4	初期軌道制御計画概要	70
4.5	基準降下軌道主要結果	74
4.6	高度保持性能評価ケース	77
4.7	ケース 1 基準：各保持高度における IES 噴射 Duty 導出結果	79
4.8	ケース 2 最大：各保持高度における IES 噴射 Duty 導出結果	82
4.9	基準降下軌道追従検討ケース	85
4.10	H-IIA 高度化ロケット投入精度 (3σ) ^[12]	89
4.11	ロケット投入誤差吸収用 RCS 消費推葉	89
4.12	RCS 推葉配分 [kg]	90
5.1	太陽同期回帰軌道と SLATS 回帰軌道	98
5.2	SHIROP 観測範囲の観測対象緯度における経度換算	100
5.3	高度 220~180km の準回帰軌道	104
5.4	高度保持フェーズ前半の基準軌道	106
5.5	高度保持フェーズ後半の RCS 噴射計画パラメータ	107

5.6	目標経度投入結果	109
5.7	通常噴射と IES 噴射 Duty 変更運用との違い	111
5.8	高度・経度保持結果	112
6.1	SLATS 各月の OC 評価 (2019 年 3 月以降)	133
7.1	特定地域超高分解能観測ミッション：初期軌道要素	147
7.2	特定地域超高分解能観測ミッション：軌道伝播条件	148

略語一覧

略語	英文	和文
ADR	Active Debris Removal	能動的デブリ除去
DSMC	Direct Simulation Monte Carlo	モンテカルロ直接法
DTM	DTM2013	N/A
GCOM-C	Global Change Observation Mission - Climate	気候変動観測衛星「しきさい」
GPS	Global Positioning System	全地球測位システム
HWM07	Horizontal Wind Model 07	N/A
IES	Ion Engine Subsystem	イオンエンジン系
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency	宇宙航空研究開発機構
JB	JB2008	N/A
LST	Local Solar Time of descending node	降交点通過地方太陽時
MTQ	Magnetic TorQuer	磁気トルカ
NM-MX	Nominal Mode - MinusX	-X 軸地球指向モード
NM-PX	Nominal Mode - PlusX	+X 軸地球指向モード
NM-Y	Nominal Mode - Y	+Y 軸地球指向モード
NM-Z	Nominal Mode - Z	+Z 軸地球指向モード
MSIS	NRLMSISE-00	N/A
ORB	ORBit analysis tool	軌道解析ツール
RCS	Reaction Control Subsystem	化学推進系
RW	Reaction Wheel	リアクションホイール
SHIROP	Small and High Resolution Optical Sensor	小型高分解能光学センサ
SLATS	Super Low Altitude Test Satellite	超低高度衛星技術試験機「つばめ」
SPM	Sun Pointing Mode	太陽指向モード

記号一覧

a	軌道長半径
a_e	地球半径
β	β 角（反軌道面法線ベクトルと太陽光ベクトルの為す角-90deg）
$C_D S$	抗力係数と参照面積の積
Δv	増速量・減速量
e	離心率
ϕ	平均緯度引数
h	高度
i	軌道傾斜角
IES_{Duty}	IES 噴射 Duty
J_2	地球重力ポテンシャル J2 値
λ	経度
m	衛星質量
M	平均近点離角
n	平均運動
q	動圧
ρ	大気密度
ρ_1	大気抵抗誤差
t	元期，期間
T	交点周期
v	衛星速度
ω	近地点引数
ω_e	地球自転角速度
Ω	昇交点赤経
Z	整数群

*上記に従わない記号については当該箇所において特記する．

第1章 序論

1.1 超低高度地球観測衛星の概要

各種衛星リモートセンシングプロダクトの普及が進むに従い、利用者からの地球観測衛星に対するミッション要求（ニーズ）は必然的に高まっている。一例として、過去の各国の光学衛星の分解能の変遷を図 1.1 に示す^[1]。これら高級化していくミッション要求を満足するため衛星は大型化してきた。市場ニーズを取り込んで進化してきた一例として、Maxar 社（旧 Digital Globe 社）（米）の過去の光学衛星ラインナップを図 1.2 に示す^[2]。2001 年に打ち上げられた QuickBird^[13]（正確には QuickBird2）は分解能 0.65m、衛星質量 950kg、光学系口径 60cm である一方、2016 年に打ち上げられた Worldview-4^[14] は分解能 0.31m、衛星質量 2087kg、光学系口径 110cm と 15 年を掛けて衛星規模はほぼ倍となっている。また大型化に伴い衛星コストも増大しており、World View-4 と同規模の World View-3 では打上げ費込みで 600 万 \$ \approx 630 億円（2014 年ドル円平均レート 105 円換算）にも達していると言われている^[15]。本傾向は SAR 衛星でも同様であり、従来通り、プロダクトの高度化を達成する手段が衛星の大型化のみである場合、いずれ技術・開発コストの限界が来ることが予想される。

2007 年、JAXA では本技術動向を分析した上で、地球観測衛星の別の進化形態として、衛星を大型化するのではなく、衛星自体を低高度化し、衛星開発コストの大部分を占めるミッションセンサの小型化を狙い、ひいては衛星全体の小型・低コスト化を狙う、「超低高度衛星」の概念検討が開始された。超低高度衛星の概念図を図 1.3 に示す。超低高度衛星は高度を従来地球観測衛星高度 600~800km の約 1/3 となる高度 300km を飛行するもので、1000 倍ともなる大気抵抗をイオンエンジン等電気推進系で補償するコンセプトである。イオンエンジンは JAXA では ETS-6（1994 年打上げ）、ETS-8（2006 年打上げ）の系譜からなる直流放電型とはやぶさ（2003 年打上げ）の系譜からなるマイクロ波放電型の二系統の研究開発・軌道上実証が進められ、2007 年時点で技術成熟が進んでいたため、超低高度衛星のコンセプトに行き着いたという背景もある。図 1.4 に超低高度化による各種地球観測センサのメリットを示す。図の通り、超低高度化に依って、センサ小型化もしくは同一センサによるプロダクト向上を狙うことが出来る。また LIDAR については、宇宙（遠方）からの観測に必要な高出力レーザ開発の難易度が高いことから日本では実現出来ておらず、高度の二乗に比例して要求出力を下げる事が出来る超低高度衛星への搭載が期待されている。低高度化によるメリットは上記の通りであるが、実際に高度 300km 未満において電気推進系を用いて長期間飛行した例は ESA の重力場観測衛星 GOCE^[16] のみであり、また GOCE は光学センサ等の地球観測センサを搭載しておらず、JAXA が考える超低高度衛星のメリットを実証したものでは無かった。

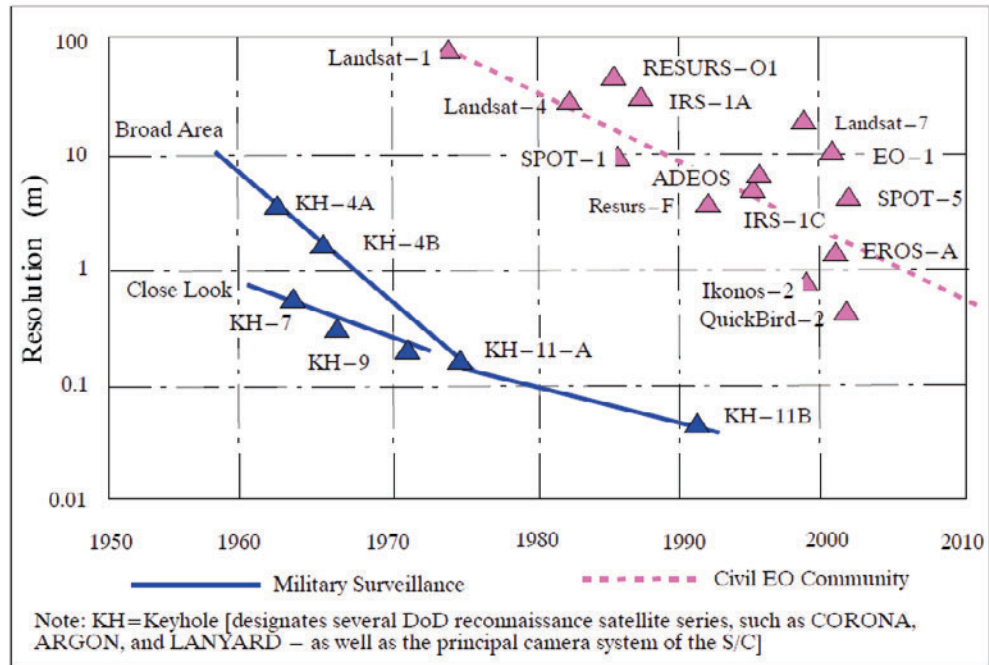


図 1.1: 軍用・民間光学衛星の分解能要求の変遷^[1]

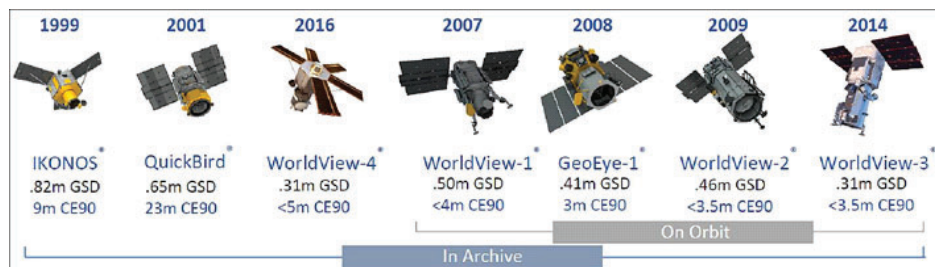


図 1.2: Maxar 社の過去の光学衛星ラインナップ^[2]

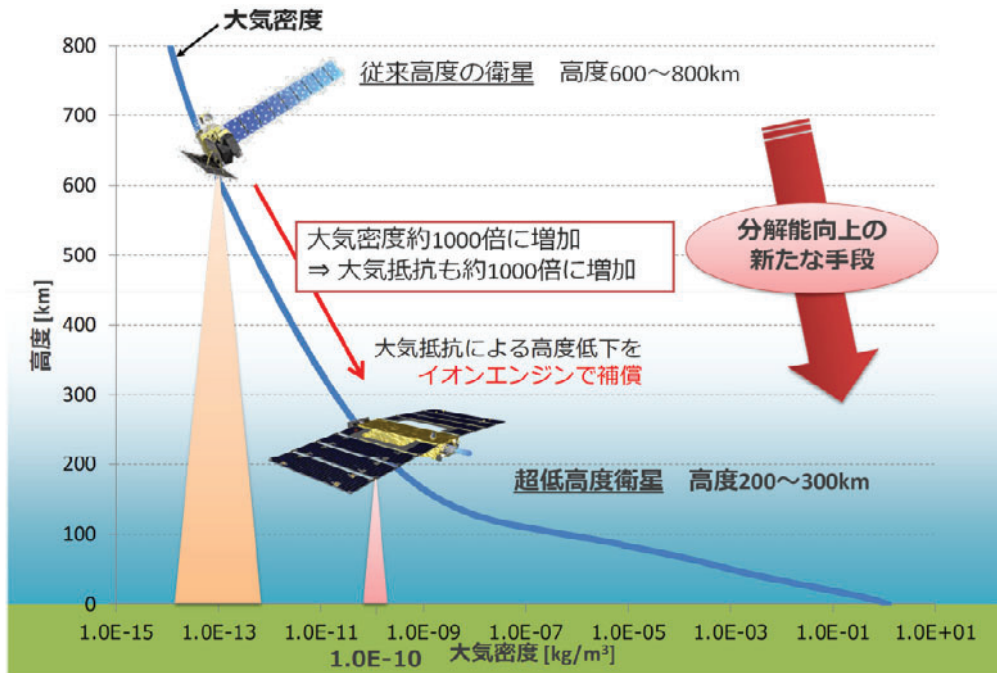


図 1.3: 超低高度衛星概念図 [3]

(1) 軌道高度と観測センサ性能の関係

① 光学・熱赤外観測における地上分解能：	分解能	\propto	高度
② SAR 観測におけるレーダの送信電力：	送信電力	\propto	高度の3乗
③ LIDAR 観測におけるレーザの送信電力：	送信電力	\propto	高度の2乗

(2) 軌道高度を下げると、センサのサイズ・電力はそのまま性能向上が可能

- ① 光学センサの分解能向上.
- ② アクティブセンサ (SAR, LIDAR 等) の信号品質 (信号対雑音比) の向上.

(3) 同じセンサ性能なら、小型・省電力化が可能 \Rightarrow 衛星の小型・低コスト化

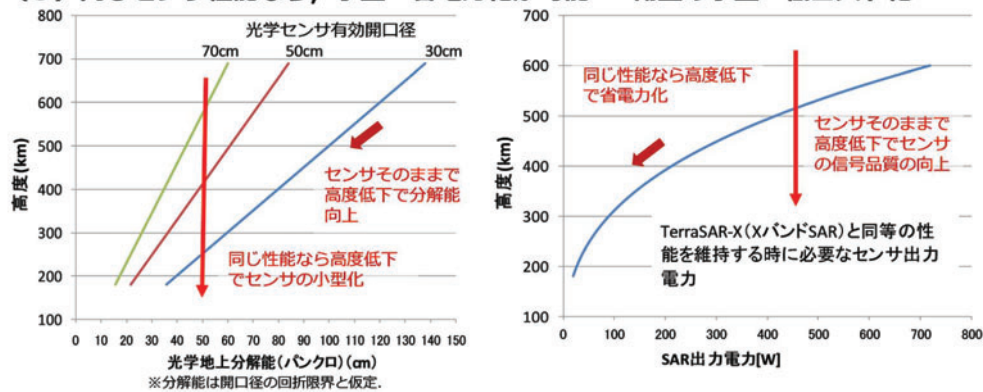


図 1.4: 各種地球観測センサの超低高度化によるメリット [3]

1.2 超低高度衛星技術試験機（SLATS）「つばめ」の概要

2007年、JAXAは、前節の通り超低高度衛星の先行例が少なく、初めから大型の超低高度衛星を製造・運用することはリスクが高すぎると判断し、その事前として、技術実証を目的とした「超低高度衛星技術試験機（Super Low Altitude Test Satellite, 以下 SLATS）」の研究開発に着手することを決定した。SLATSの目的は「世界で初めて超低高度軌道からの地球観測を試験することで、安全保障・防災分野等における新たな利用の可能性を拓くこと」と設定された。具体的なミッションおよびそのミッションの成否を判定するためのサクセスクライテリアを表1.1に示す。

超低高度衛星技術の実証

イオンエンジンによる軌道保持などの衛星運用を軌道上実証すること。

大気密度・原子状酸素に関するデータの取得

衛星軌道の変動に基づく大気密度データ、原子状酸素（AO）の環境や材料劣化に係るデータを取得し、大気密度モデルの精度向上や原子状酸素への対策など将来の超低高度衛星を実現するための設計基準への反映をすること。

小型高分解能光学センサによる撮像実験

大きな大気抵抗やイオンエンジン推力が作用する状態での撮像実験を実施すること。

表 1.1: SLATS サクセスクライテリア [3]

目的	達成目標		
	ミニマムサクセス*2	フルサクセス*1	エクストラサクセス*2
超低高度衛星技術の実証	超低高度軌道への投入が成功すること 【判断時期：高度268km到達時点】	①高度 ³ 220km(ノミナル)において、27日間以上、自律的に高度保持を実施し、高度保持精度 $\pm 1\text{km}(1\sigma)$ を満足すること ②異なる高度から光学センサにより撮影できること	緊急高度上昇運用の有用性を示せること
大気密度データの取得*4	高度268kmより高い高度において、大気密度に関するデータを取得できること 【判断時期：高度268km到達時点】	高度268kmから180kmにおいて、90日間の大気密度に関するデータを取得できること	①高度268kmから180kmにおいて、90日間を超えて大気密度に関するデータを取得できること ②高度180kmより低い高度において、大気密度に関するデータを取得できること
原子状酸素データの取得*4	原子状酸素衝突フルエンスセンサが正常に動作すること 【判断時期：打上げ3ヶ月後】	高度268kmから180kmにおいて、90日間の原子状酸素衝突フルエンス(F_{AO})を計測できること	①高度268kmから180kmにおいて、90日間を超えて F_{AO} を計測できること ②高度180kmより低い高度において、 F_{AO} を計測できること
	材料劣化モニタ機器の全機能が正常に動作すること 【判断時期：打上げ3ヶ月後】	高度180km以上において、材料劣化状況を原子状酸素衝突フルエンスと共に取得できること	原子状酸素による材料劣化について新たな知見が得られること
小型高分解能光学センサによる高分解能撮像	小型高分解能光学センサが正常に動作し、撮像ができること 【判断時期：打上げ3ヶ月後】	①分解能1mの高分解能撮像ができること 【判断時期：高度268km到達時点】 ②衛星姿勢と協調制御による画質向上の効果や大気抵抗及びイオンエンジン噴射による画質への影響が評価できること 【判断時期：高度220km運用終了時点】	高度268kmより低い高度において、一定の画像品質を備えた高分解能撮像ができること

*1：フルサクセスの達成判断時期は全て定常段階終了時とする。 *2：ミニマム/エクストラサクセスは、項目ごとに達成判断をする。

*3：高度は「平均軌道長半径－赤道半径」の値とする。 *4：ミッション期間中に取得できるデータを用い、環境モデルの評価解析を行う。

1.2. 超低高度衛星技術試験機 (SLATS) 「つばめ」の概要

SLATS の主要諸元を表 1.2 に、図 1.5 以降に軌道上外観図、システムブロック図^[4]、打上げフロー、主要姿勢モード、姿勢軌道制御概要（実績）、高度・ β 角*履歴（実績）をそれぞれ示す。

表 1.2: SLATS 主要諸元 ^[4]	
項目	値
運用期間	2017 年 12 月 23 日 – 2019 年 10 月 1 日
打上げ	ロケット：H-IIA ロケット 主衛星：「しきさい」(GCOM-C) ^[17]
軌道	太陽非同期軌道 投入軌道：643 × 450km 楕円, LST 10:30 最終保持軌道：167.4km 円, LST 19:30
衛星サイズ	収納時：X 2.5 m × Y 1.1 m × Z 0.9 m 軌道上：X 2.5 m × Y 5.2 m × Z 0.9 m
打上げ時質量	382.4 kg
発生電力	1192W 以上 @EOL
ミッションセンサ	原子状酸素衝突フルエンスセンサ (AOFS) 材料劣化モニタ (MDM) 小型光学センサ (OPS) 小型高分解能光学センサ (SHIROP)
イオンエンジン (IES)	スラスタ：ETS-8 搭載品リハービッシュ ^[18] 推力：11.5-17.0mN × 1 基 (推力可変) 比推力：1136-1679sec 搭載推薬：13.3kg(Xe)
化学推進系 (RCS)	スラスタ：長寿命高信頼性 1N スラスタ ^[19] 推力：0.35-1.06N × 4 基 (ブローダウン) 比推力：210-223sec 搭載推薬：34.5kg(N ₂ H ₄)

*定義は付録 A に示す

1.2. 超低高度衛星技術試験機 (SLATS) 「つばめ」 の概要

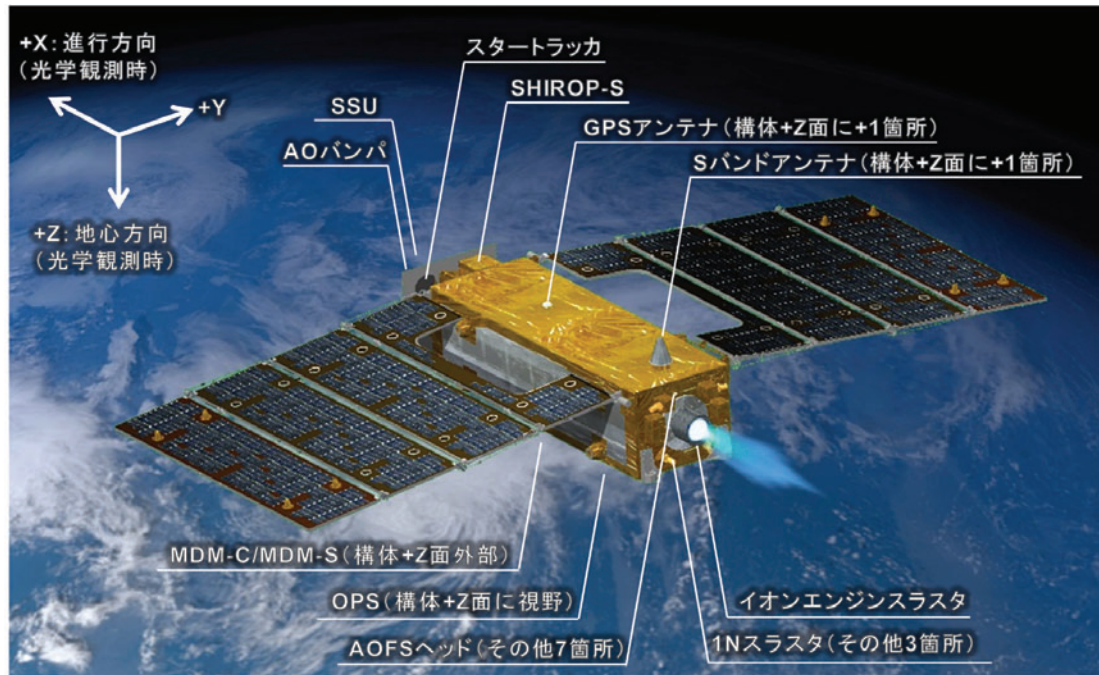


図 1.5: SLATS 軌道上外観イメージ [4]

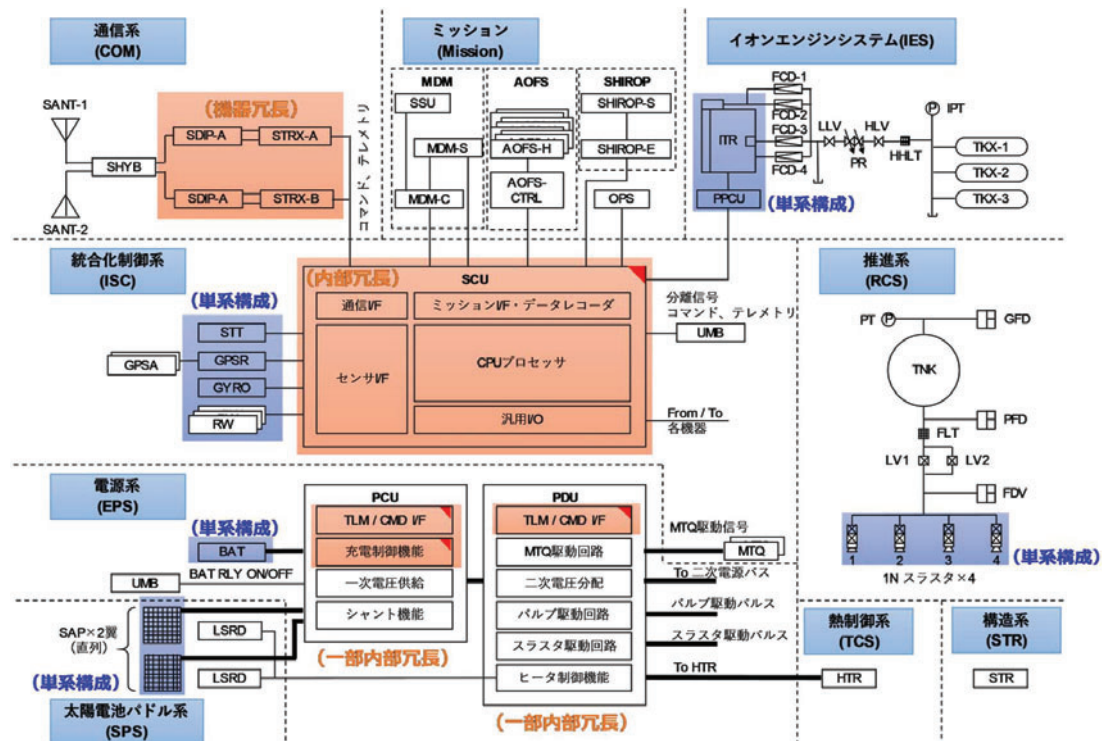


図 1.6: SLATS システムブロック図 [4]

1.2. 超低高度衛星技術試験機（SLATS）「つばめ」の概要

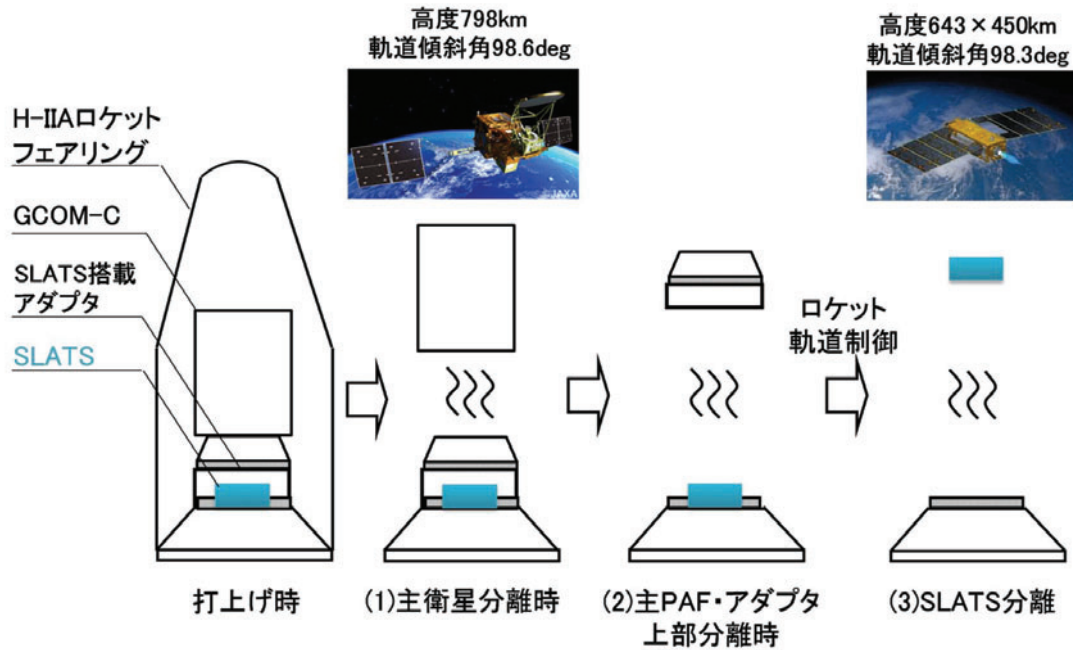


図 1.7: SLATS 打上げフロー

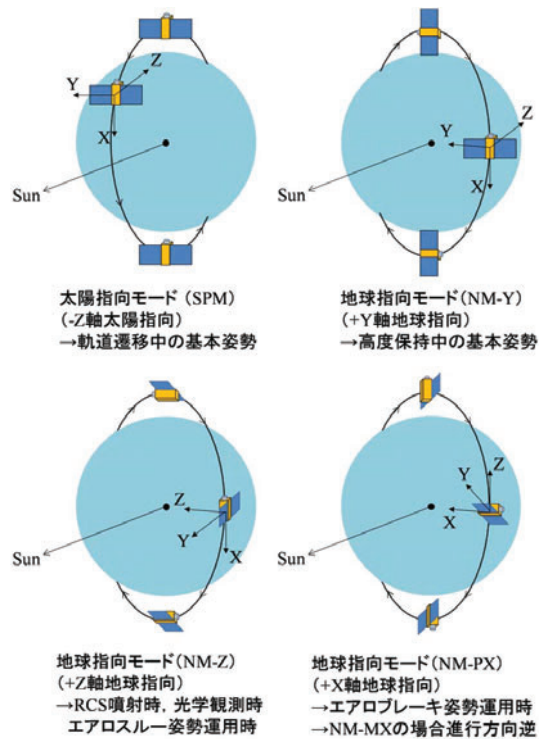


図 1.8: SLATS 主要姿勢モード

1.2. 超低高度衛星技術試験機（SLATS）「つばめ」の概要

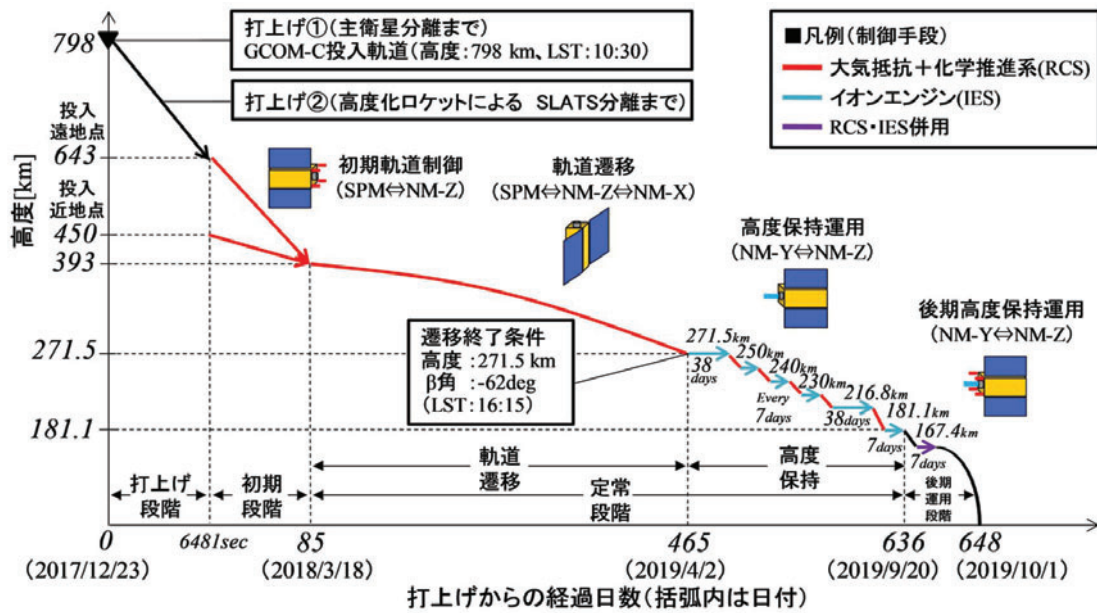


図 1.9: SLATS 姿勢軌道制御概要（実績）

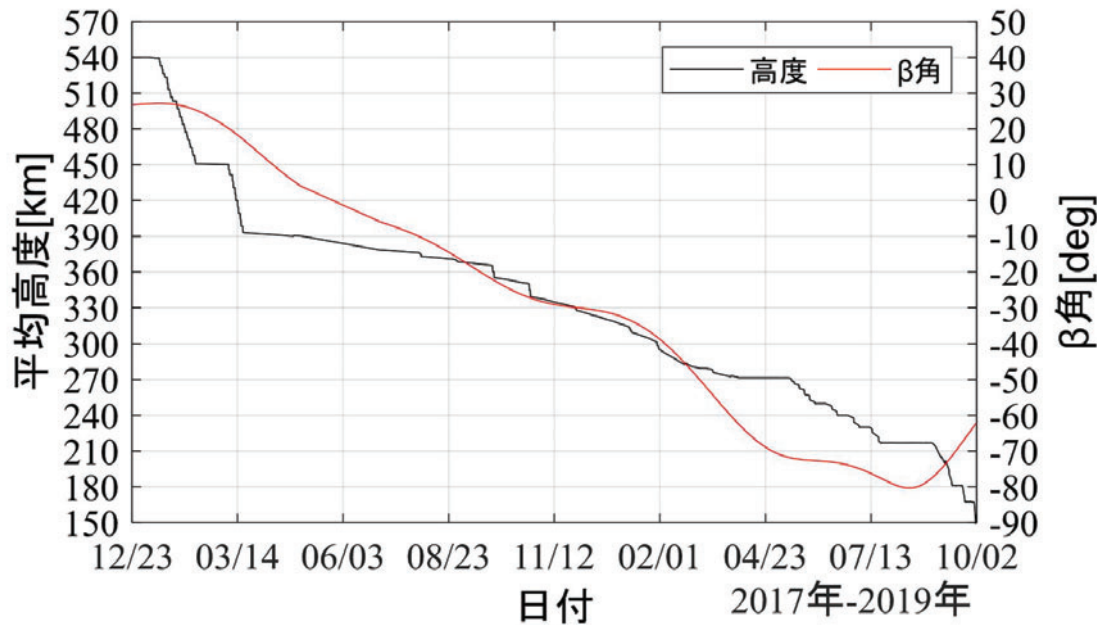


図 1.10: SLATS 高度・ β 角履歴（実績）

SLATS は 2017/12/23 に種子島宇宙センターより H-IIA ロケットにて打上げられ、その運用が終了する 2019/10/1 までに、全てのサクセスクライテリアを達成すると共に、更に姿勢軌道制御の観点で、以下の成果を上げた。

- (1) 分離軌道 (遠地点高度 643km, 近地点高度 450km の楕円軌道, 降交点通過地方時 LST10 時半 = β 角 24deg) から超低高度保持開始軌道 (高度 271.5km, LST16 時 = β 角 -62deg) に至るまでの化学推進系と空力姿勢制御を用いた 1 年間に渡る軌道遷移
- (2) 高度 271.5km/38 日間, 250・240・230km/7 日間, 216.8km/38 日間, 181.1km/7 日間 (本高度までイオンエンジンのみ), 167.4km/7 日間 (化学推進系とイオンエンジン併用), の 7 段階の高度での計 111 日間の高度保持
- (3) 観測対象 (東京赤坂地区) を通過する回帰軌道 271.5km/1 日回帰, 216.8km/5 日回帰, 181.1km/3 日回帰, への誘導と経度保持
- (4) SLATS 軌道変動から推定した全運用期間の大気密度の取得

1.3 超低高度衛星の課題

SLATS を初めとする超低高度衛星の姿勢軌道制御に関する課題を以下にまとめる。

- (1) 投入軌道からミッション軌道への軌道遷移

超低高度衛星のメリットの一つは小型・低コスト衛星で高品質なプロダクトを得ることである。衛星が小型であること、そして高い費用対効果を求められること、から打上げ費削減のため、複数機同時打上げが求められる傾向にある。実際に SLATS も GCOM-C を主衛星とする副衛星という位置付けであり、将来超低高度衛星計画 (7 章) の中にも複数機同時打上げミッションが含まれている。ロケットから分離された衛星は自身の推進系を利用し、各機それぞれのミッション軌道に遷移するが、その際に大量の推薬を消費した場合、本来のミッション軌道維持に必要な推薬が減るため、結果的に短命化することとなる。この関係から真に超低高度衛星の費用対効果を向上させるためには効率的な (推進剤の消費を極力抑えた) 軌道遷移が必要となる。

本課題の SLATS における具体例をここで述べておく。SLATS は打上げ費低減のため GCOM-C を主衛星とする打上げに相乗りすることとなったが、GCOM-C の投入軌道は高度 798km, LST10.5hour (β 角 = 24deg) であり、SLATS のミッション軌道 (高度保持開始条件 = IES 電力確保条件) である高度 268km, β 角 -60deg に対して、高度・軌道面共に遠かった。GCOM-C 分離後に H-IIA 高度化ロケット機能^[20]を利用した SLATS 投入高度低下および軌道傾斜角制御を行えたが、国際宇宙ステーション (ISS) との干渉回避のために下限平均高度が 530km に制約されていた。また H-IIA ロケット第二段ステージの噴射モード・回数の制約から投入軌道が楕円軌道とならざるを得なかった。ロケットから分離された後には SLATS に搭載された RCS (1N スラスト \times 4) を利用するが、推薬搭載量は 35kg が限界であり、更に RCS は高度 200km 以下の高度保持の際にも利用する計画であり、温存しておく必要があった。

(2) 非常に大きな大気抵抗下での軌道保持

高度 600～800km に位置する地球観測衛星は観測軌道保持のために一般的には RCS を用いている。理由は、高度 600～800km においての主要高度低下要因も大気抵抗に依るものであるが、その絶対量は小さいため、比推力が IES（一般に 2000sec 程度）よりも一桁悪い RCS（一般に 200sec 程度）でも大量の推薬が必要ではなく、かつ、IES よりも消費電力を抑えられるためである。同時に、RCS 噴射間隔も長くて済み、干渉 SAR のために高精度に軌道制御を実施している ALOS-2（高度 628km）でさえ、最短 1 日間隔での制御である^[21]。一方、高度 300km 未満を飛行する超低高度衛星の場合、大気抵抗が非常に大きいため、比推力の高い IES を採用し、必要推薬を減らすと共に、高頻度で高度制御を行う必要がある。国内ではこれまで ETS-VI, VIII およびはやぶさ-1, 2 に IES が採用されてきたが、前者は静止衛星（正確には ETS-VI は軌道投入失敗により近地点が低い）、後者は小惑星探査衛星であり、大気抵抗はほぼ存在せず、その他摂動も小さいため、IES の運用は地上局からのコマンド運用が主であった。一方、超低高度衛星の場合、大気抵抗が大きく、かつ、地上局の可視時間も短いため、衛星が自律的に IES 噴射の有無を判断した上で実際の制御を行うためのアルゴリズムの開発が必要となった。

(3) 推力発生下における大気密度推定

将来の地球観測衛星に向けた経験的大気モデルの精度向上および熱圏大気現象の理解向上のために、超低高度衛星の軌道上データを用いた大気密度推定は工学的・理学的に価値ある評価となる。通常、大気密度推定は GPS データ等を基にした軌道決定結果を基に行われるが、そのままの方法を超低高度衛星に適用した場合、1) 超低高度衛星は高度保持のために IES もしくは RCS で大気抵抗をキャンセルしているため、大気抵抗の影響が GPS 軌道決定データ等に表れない、2) 通常衛星は推力発生期間を除外して軌道決定を行うが、超低高度衛星の場合は高頻度で推進系を利用しているため、同じ方針の場合、ほとんどの期間で大気密度の推定が出来なくなる、といった問題が発生する。これらの問題点を解決するためには、発生推力を考慮した、超低高度衛星に適した大気密度推定手法を検討する必要がある。

1.4 本研究の概要

前節で述べた課題解決のために、本研究では、(1) 大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御、(2) イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度・経度制御、(3) 超低高度衛星に適した軌道上大気密度推定手法、についての検討を行った。課題と本研究の対応や先行研究には無い特色を表 1.3 に示す。詳細を以降にまとめる。

1.4.1 大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御

本研究事項は課題「投入軌道からミッション軌道への軌道遷移」に対応するものである。課題の説明の際に述べた通り、超低高度衛星の寿命を延ばすためには、投入軌道からミッション軌道への軌道遷移に用いる搭載推薬の消費を可能な限り抑える必要があり、そのた

表 1.3: 本研究の概要

課題	本研究内容 (課題への対策)	先行研究には無い 本研究の特色	将来の航空宇宙 工学分野への 反映先
投入軌道から ミッション軌道への 軌道遷移	大気抵抗と地球 重力場による永 年摂動を活用し た面内・面外制 御	①大気抵抗制御のための専用デバイスを用いず、衛星自身の姿勢のみで高度を制御し、同時に地球重力場を利用した長期間に渡る昇交点赤経制御を実施すること ②大気抵抗制御のためにあらゆる対気姿勢に応じた空力テーブルを具備し姿勢軌道設計・運用に用いること ③提案した手法を実機 (SLATS) に適用し、妥当性を評価したこと	①超低高度衛星 ②フォーメーションフライト ③ADR
非常に大きな大気抵抗 下での軌道 保持	イオンエンジン および化学推進 系を用いた超低 軌道高度・経度 制御	①高価な高精度加速度計を用いない、IES/RCSを併用可能、発生電力に応じたIES噴射時間を考慮可能、といった特徴を持つ、衛星計算機にそのまま搭載可能な自律高度保持アルゴリズムを提案すること ②世界初となる超低高度における回帰軌道・準回帰軌道を用いた地球観測を実施するための経度制御方法を提案すること ③提案した手法を実機 (SLATS) に適用し、妥当性を評価したこと	①超低高度衛星
推力発生下 における人 気密度推定	超低高度衛星に 適した軌道上人 気密度推定手法	①発生推力を考慮した、超低高度衛星に適した大気密度推定手法を提案すること ②提案した手法を実機 (SLATS) に適用し、標準大気干デルと比較を行い、将来衛星に向けた大気干デルの補正方法を提案したこと	①超低高度衛星 ②地球周回衛星 ③熱圏大気干デル

表中の略語 IES : イオンエンジン、RCS : 化学推進系、ADR : アクティブデブリマヌーバ

めの対策として衛星に自然に加わる摂動を利用する方法が考えられる。地球周回衛星の摂動とは、地球重力場の非対称性、大気抵抗、月・太陽の引力、太陽輻射圧等によって生じる軌道の変動であり、その周期により短周期摂動、長周期摂動、永年摂動に分類出来る^[22]。短周期摂動とは周期が一交点周期以下の摂動を言い、長周期摂動とは周期が一交点周期以上の摂動を言う。永年摂動とは時間の多項式で表せる摂動である。このうち投入軌道からミッション軌道への軌道遷移に利用されるのは、当然ながら軌道変動が時間でリセットされない、永年摂動である。永年摂動のうち、本研究では、面内制御（高度制御）に超低高度特有の大きな大気抵抗を利用し、面外制御（昇交点赤経制御）には特別なデバイス（例えば、太陽輻射圧を利用する場合はソーラーセイルが必要となる）が不要かつ摂動量が大きい、地球重力場の非対称性による昇交点赤経永年摂動を活用した軌道制御方法を検討するものとする。

面外制御に昇交点赤経永年摂動を活用した先行例として、FORMOSAT-3/COSMIC (Constellation Observing System for Meteorology, Ionosphere, and Climate) ミッションにおけるコンステレーション衛星配置が有名である^[5]。本ミッションは、61kgの小型衛星6基のコンステレーションによる地球大気 GPS 掩蔽観測を目的としていた。2006年4月、高度500km、離心率0、軌道傾斜角72deg、の同一軌道面に6基がそれぞれ約1分間隔で投入された（同一軌道面ながら平均近点離角が分離タイミングで制御されている）。その後、各機が搭載された RCS (SLATS と同じく 1 液式ヒドラジンスラスタ) による高度上昇タイミングを調整することで、昇交点赤経永年摂動量を間接的に制御し、最終的に、高度700～800km にそれぞれの昇交点赤経差 30deg のコンステレーション配置が完了した。

円軌道（離心率微小）、地球重力場の J_2 項のみを仮定した場合の昇交点赤経永年摂動は次式で表される．

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}nJ_2\left(\frac{a_e}{a}\right)^2 \cos i \quad (1.1)$$

ここで、 $\dot{\Omega}$ ：昇交点赤経変化率 [rad/sec]， n ：平均運動 [rad/sec]， a_e ：地球半径 [m]， a ：軌道長半径 [m]， i ：軌道傾斜角 [rad]，である．本式より，軌道長半径（高度）が小さいほど昇交点赤経変化率が大きくなることから分かる（地球に近づくため重力場の影響が増加する）．FORMOSAT-3 の場合，初期高度である高度 500km に滞在するほど昇交点赤経が変化することになるため，高度 700～800km への移行時期をずらすことで複数軌道面配置が可能となる訳である．この高度制御の様子を図 1.11 に示す．

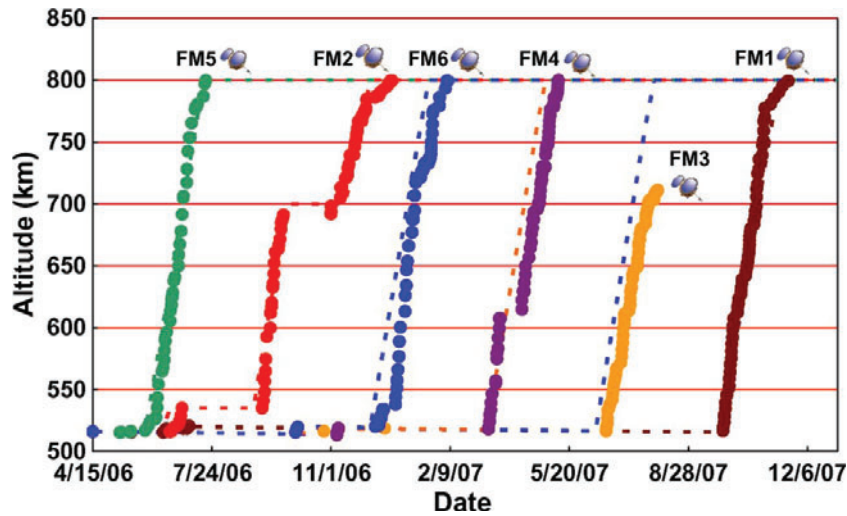


図 1.11: FORMOSAT-3 高度遷移の様子 [5]

FORMOSAT-3/COSMIC は 2020 年 5 月まで運用されたが，その後継となる FORMOSAT-7/COSMIC-2^[23] が 2019 年 6 月に打上げられている．FORMOSAT-7 は FORMOSAT-3 と同じく衛星 6 基による大気観測を目的としたコンステレーション衛星群であるが，衛星質量が 278kg，搭載センサ数の増加，初期軌道（高度 720km，軌道傾斜角 24deg），目標軌道（高度 520～550km）といった点異なる．初期高度が目標高度より高いことが FORMOSAT-3 と異なる点であるが，高度制御（降下）に RCS を用いること，昇交点赤経制御に地球重力場永年摂動を利用すること，は同じである．

多くの衛星同様，FORMOSAT シリーズは高度制御に RCS を用いており，大気抵抗を積極的に活用している訳ではない．基本的に大気抵抗による高度低下はミッション軌道を乱す外乱として捉えられ，衛星搭載推進系により高度補償が行われている．有名な例として，国際宇宙ステーション（ISS）は近年は高度 400km 以上となるように 2～3 ヶ月毎に RCS による高度上昇を行っている^[24]．一方，実機に適用される例は少ないものの，大気抵抗を積極的に利用する研究も盛んに行われており，大気抵抗を用いて，ターゲット衛星へのランデブーを行う研究^{[25][26]}，フォーメーション軌道を維持する研究^{[27][28]}，姿勢制御を行う研究^{[29][30]}等が行われている．中でも昨今の宇宙環境保全意識の高まりを受け

て、大気抵抗を積極利用して、軌道上のデブリを迅速に降下させる ADR (Active Debris Removal) に関する研究が多数行われている [31][32][33]。実際に大気抵抗を用いた ADR を実施した例として、InflateSail (QB50-UK06) CubeSat が挙げられる [6]。本衛星は、3.2kg、3U CubeSat の規模で、1m の展開マストとそこから展開される 10m^2 のドラッグセイルを有したもので、自身をデブリに見立て、大気抵抗による ADR を実証することを目的としていた。軌道上衛星イメージを図 1.12 に示す。

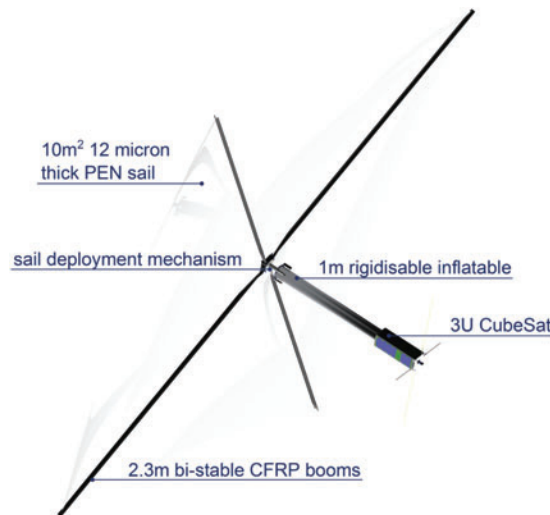


図 1.12: InflateSail^[6]

InflateSail は 2017 年 6 月に高度 505km の SSO に投入され、ドラッグセイルを展開し、2017 年 9 月に地球再突入を行っている。2017 年 9 月において、InflateSail と同時に打上げられた URSA-MAIOR QB50 3UCubeSat の高度が未だ 500km 以上であったことを踏まえると、InflateSail の大気抵抗を利用した ADR は非常に効果的なものだったと評価されている [6]。大気抵抗を利用した ADR を更に高度化した例として、QB50-Delta-Dsat ミッションが挙げられる [7]。本衛星は、2U CubeSat の規模で、図 1.13 に示す 4 つの回転可能なフィンを具備しており、本フィンの回転角度を調整することで、断面係数を $0.02\text{--}0.16\text{m}^2/\text{kg}$ の間で変化させ、大気抵抗を調整し、地球再突入点を制御することを目的としていた。大気抗力を制御する点で InflateSail のドラッグセイルとは異なる成果を挙げることが期待されていたが、2021 年 3 月に更新された情報によると、ミッションはキャンセルされてしまったようである [34]。その他 ADR では無いが、将来の超低高度衛星に向け、大気抵抗を利用した姿勢制御の実証や大気環境計測を目的とした、3U CubeSat SOAR (Satellite for Orbital Aerodynamics Research) (図 1.14) [8] の打上げが 2021 年 6 月に計画されていたりと、大気抵抗を利用した軌道・姿勢制御に関する研究には近年多くの注目が集まっている。

「姿勢軌道制御を自然の力を利用して効率的に行う」という観点で大気抵抗の活用は研究テーマになり易く、数値的な解析は多数実施されているが、実際に軌道上実証が開始されたのは前述の通り CubeSat クラスからである。これは太陽活動等で変動してしまう大気抵抗を利用することに関する技術リスクが高いためであり当然のリスクヘッジと考えら

れる．一方，CubeSat ミッションは大気抵抗の活用自体がメインミッションとなっており，ADR のためのドラッグセールや回転式フィン等の専用のデバイスを有している．

以上の先行例を受け，専用デバイスを利用せず，衛星自身の姿勢のみで大気抵抗を制御し，かつ同時に長期間に渡る昇交点赤経制御を行った実績は無く，新たに研究することとした．また，大気抵抗を制御するにあたり，その大きさを可能な限り正確に評価する必要がある．大気抵抗は次式で表現される．

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S \quad (1.2)$$

ここで， D ：大気抵抗 $[N]$ ， ρ ：大気密度 $[kg/m^3]$ ， v ：衛星速度 $[m/s]$ ， $C_D S$ ：抗力係数と参照面積の積 $[m^2]$ ，である． v については衛星搭載 GPS で高精度に計測可能であるため， D を正確に評価するためには ρ および $C_D S$ の精度を上げる必要がある． ρ については一般的な衛星設計では 1.4.3 節にて詳述する経験的熱圏大気モデル（Empirical Thermospheric Mass Density Model）からの出力値が用いられる． $C_D S$ については通常の衛星の場合は， C_D として大気の大気自由分子流が傾斜無く平板に衝突した場合の前提となる 2.2 程度， S として衛星全体の投影面積，がそれぞれ選ばれ，衛星設計および運用を通じて一定値が用いられることが多い．大気抵抗が小さく，姿勢が一定の衛星の場合ではそのままでも構わないが，衛星自身の姿勢を用いた大気抵抗制御を想定した超低高度衛星に対しては誤差が無視出来ないことから，本研究では，航空機と同じように全機形状を考慮し，対気姿勢・高度に応じた空力データベースの生成およびその利用方法の検討を行うこととした．

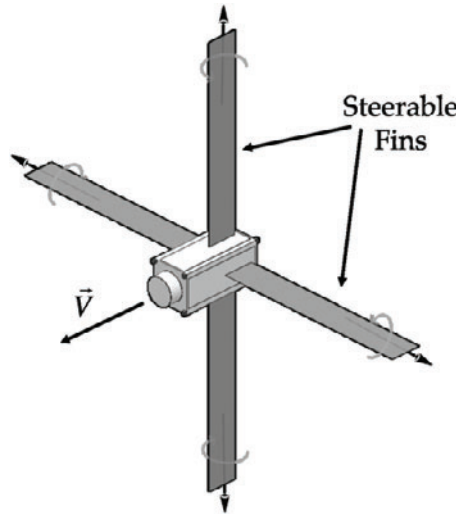
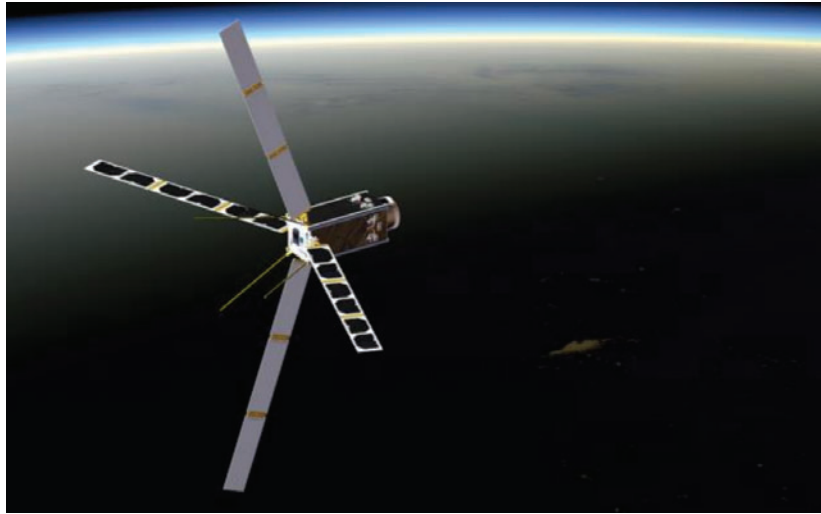


図 1.13: Delta-Dsat^[7]

1.4.2 イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度・経度制御

本研究事項は課題「非常に大きな大気抵抗下での軌道保持」に対応するものである．SLATS 打上げ以前において，IES を用いた超低高度保持を実施したのは ESA の GOCE 衛星（図 1.15）のみであった^[16]．本衛星のミッションは静電重力偏差計（Electrostatic

図 1.14: SOAR^[8]

Gravity Gradiometer : EGG) による地球重力場計測であり, 主要計測誤差となる大気抵抗をイオンエンジン推力により常時キャンセルするためのドラッグフリーシステム (Drag-Free and Attitude Control System : DFAC) が具備されていた^[35]. EGG は高精度 3 軸加速度計 6 式により構成されており, 各軸の計測感度は $10^{-12} m/s^2$ にも達するものであった^[36]. EGG はその感度から, 衛星移動に伴う地球重力場の変動を検出するのみならず, 同時に衛星進行方向加速度 = 大気抵抗加速度も高精度に検知しており, DFAC は同量に応じた IES 推力を発生させ, 常時大気抵抗をキャンセルし, 同一軌道を維持するシステムとなっていた. 以上の DFAC を国内の超低高度衛星でも実現する場合, 少なくとも衛星進行方向 (1 軸) 計測用に EGG と同程度の高精度加速度計を搭載する必要があるが, 日本国内に同精度の加速度計は無く, 海外調達した場合でも非常に高額の予算が必要であるため, 安価に超低高度保持を実現するためのアルゴリズムを研究することとなった. なお, GOCE のプロジェクトコスト (打上げ, 運用費込み) は 450 億円 (公開プロジェクトコスト 3.5 億ユーロ^[37] の打上げ年度 2009 年換算) となっており, ミッションセンサである EGG にも多額の開発費が投じられたと考えられる.

高精度加速度計を利用せず, 安価に IES を用いて超低高度を保持する手法については先行的に研究されており, GPS による平均高度の検知を基に, IES の 1 周回常時 ON/OFF により高度を維持すれば大気抵抗との相殺により, 離心率ベクトルが発散せず制御可能, すなわち円軌道維持が可能であることが示されていた^[38]. 一方, 同研究では, 1) IES が 1 周回常時 ON の前提でのみ検討されていること (衛星発生電力が足りず, IES を一定時間利用できない場合が考慮されていない), 2) 太陽フレア等による大気抵抗急上昇時の推力補償となる, RCS の併用について検討されていないこと, 3) あくまで成立性検討であり, 衛星計算機に搭載出来るアルゴリズムは検討されていないこと, 4) ハードウェアとして実現可能な衛星諸元を反映しておらず成立性検討としては不十分であること, 5) 超低高度地球観測衛星に向けた経度制御については検討されていないこと, 等の検討課題が残っており, 本研究ではこれらの課題に対応し, かつ, 実際に衛星計算機に搭載可能なアルゴリズム

ムを検討することとした。

上記にて先行例の課題として述べた「超低高度地球観測衛星に向けた経度制御」について補足しておく。通常の地球観測衛星は打上げ前に予め設定した観測軌道を維持し続ける場合がほとんどである。これはミッション機器の観測幅や軌道の回帰性等を考慮して予め最適化された観測軌道を設定していること、および、軌道変更のためには多くの推薬を必要とするためである。一方、超低高度衛星の場合、頻繁に高度制御を実施していることと、比推力の高いIESを具備していることから、軌道変更に対するハードルが低く、例えば災害発生時に重要拠点（原子力発電所等）上空に軌道遷移する等の柔軟な軌道変更がし易い衛星システムとなっている。本軌道変更（経度制御）を実施する場合、昇交点赤経の直接制御を実施することは必要 Δv 上、現実的では無く、高度を上下させ、地球との回帰性を変更させることで行われる。本経度制御が超低高度域で実施されたことは世界的にも例が無く、大きな大気抵抗の影響を考慮し、かつ利用した軌道制御方法を研究することとした。

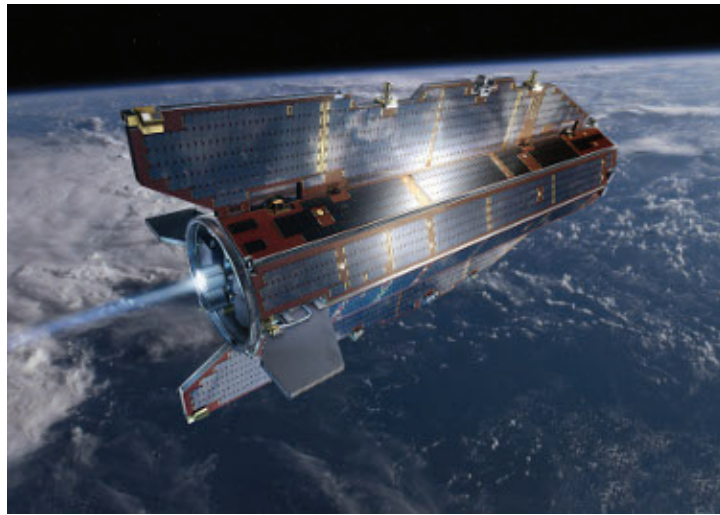


図 1.15: GOCE

1.4.3 超低高度衛星に適した軌道上大気密度推定手法

本研究事項は課題「推力発生下における大気密度推定」に対応するものである。地球低軌道衛星設計に用いられる経験的熱圏大気モデルの歴史は古く、米スミソニアン天体物理観測所の L.G.Jacchia が 1970 年に発行した Jacchia70 モデルが最初である^[39]。本モデルは衛星の追跡データを基に作成されたもので、季節、衛星高度・緯度・経度、地方時等を入力として、大気密度、大気温度等を出力する Fortran プログラムとなっている。その後、大気密度推定に利用可能な衛星の増加、大気の直接計測データの増加（観測ロケット、地上、衛星）、衛星加速度計の利用、太陽フレア・地磁気嵐等に関する入力パラメータの追加、等を組み込む形で、各国で大気モデルが開発・更新されている^[40]。2012 年には国際宇宙空間研究委員会（Committee on Space Research）より、標準熱圏大気モデルとして NRLMSISE-00 (MSIS)^[41]、JB2008 (JB)^[42]、DTM2009 (DTM)^[43] が選

定されている^[44]。また、一般公開されていないため標準大気モデルとして選定されていないが、現在最も高精度な大気モデルとされるのが、米空軍宇宙軍（Air Force Space Battlelab）が開発・維持している HASDM^[45]である。本モデルは北アメリカ航空宇宙防衛司令部（NORAD）を初めとする米空軍の宇宙監視網にて得られる 75～80 基の衛星追跡データを基にリアルタイムで、一部修正された Jacchia70 モデルを更新し続けるものである^{[46][47]}。リアルタイムに得られる観測データを基に大気モデル自体を修正し続けるため、発行した瞬間にアルゴリズムが固定される経験的熱圏大気モデルに比べ精度が高く、近年では軌道上大気密度推定評価の一つの真値（指標）としても利用されている^[48]。一方、高度 300km 未満の超低高度域については、長期的に飛行した衛星は GOCE のみであり、かつ、HASDM も近地点が 300km 未満となる長楕円軌道衛星のみを利用しているのが現状であることから^[46]、将来の超低高度衛星および航空宇宙工学発展のため、超低高度域の軌道上データを用いた大気密度データの取得は依然重要となっている。

各種大気モデルの構築にも用いられている、衛星軌道決定結果を基にした大気密度推定手法のうち、観測量が少なく済み、かつ、計測機器のランダム誤差の影響を受けにくい方法が軌道周回毎の平均大気密度を推定する方法である。円・極軌道衛星の場合、次式で交点周期変化量から大気密度を推定することが出来る^[49]。

$$-\frac{\Delta T}{T} = 3\pi a \rho \frac{C_D S}{m} \quad (1.3)$$

ここで、 T ：交点周期 [sec]、 a ：平均軌道長半径 [m]、 ρ ：平均大気密度 [kg/m^3]、 $C_D S$ ：抗力係数と参照面積の積 [m^2]、 m ：衛星質量 [kg]、である。本手法は決定期間が 1 周回毎に固定されてしまうものの、観測データとして必要なものが交点周期等の平均軌道要素のみであることから、GPS が普及する以前から利用されてきた^[49]。本手法を超低高度衛星に適用する際の問題点は課題の項で述べた通り、推力と大気抵抗の相殺により大気抵抗の影響が軌道決定データ（上記 T, a 値）に表れず、かつ、常時その状態が続くことである。GOCE は前述の通り、ミッションセンサ EGG により時々刻々の大気抵抗加速度を計測しているため、そのデータを用いて大気密度を推定出来ていた。一方、高精度加速度計を搭載していない超低高度衛星の場合は GPS データから大気密度を抽出する必要がある。以上の問題点を解決するため、超低高度衛星に適した大気密度推定手法を検討することとなった。また同手法を SLATS に適用し、世界的にも貴重な超低高度域の軌道上大気密度データを推定し、標準熱圏大気モデルである MSIS, JB, DTM との比較を行い、最終的には将来超低高度衛星に向けた大気モデル補正方法の研究を行うこととした。

1.5 本研究の目的

本研究の目的は、前節で述べた内容に基づき、従来の研究で十分に検討されていない 3 つの手法の構築を行い、SLATS の軌道設計・運用に適用し、その妥当性を評価すること、更には、その成果を活用した将来の超低高度衛星の軌道設計例を示すこと、である。具体的には以下の通りである。

- (1) 大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御

大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外同時制御手法に関する提案を行う。同手法実現のために必要な、人工衛星に対する空力解析手法（自由分子流解析）、空力データベース構築・利用方法を示す。また、大気抵抗制御のために考案した空力姿勢制御運用（エアロブレーキ、エアロスルー）および実際の軌道運用における利用方法について述べる。これら新たに提案した手法を SLATS の初期段階および定常段階：軌道遷移フェーズに適用した場合の軌道設計結果を示すと共に、実際の SLATS の運用成果を以て、その妥当性を評価する。本手法は将来の超低高度衛星は勿論のこと、永年摂動を利用したコンステレーション衛星の軌道配置や ADR 等にも適用可能なものである。

(2) イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度・経度制御

衛星計算機が自律的に推進系の噴射可否を判断可能、加速度計を必要としない、衛星発生電力に応じて IES 噴射時間を変更可能、IES と RCS 同時利用が可能、といった特徴を持つ自律高度保持アルゴリズムを提案する。また、超低高度域における経度制御手法（観測対象を含んだ回帰軌道への投入と維持）を提案する。これら新たに提案した手法を SLATS の定常段階：高度保持フェーズに適用した場合の軌道設計結果を示すと共に、実際の SLATS の運用成果を以て、その妥当性を評価する。本手法は将来の超低高度衛星において、低コストを維持しつつ、柔軟性の高い軌道運用、地球観測ミッションを行う上で有用なものである。

(3) 超低高度衛星に適した軌道上大気密度推定手法

発生推力の影響を考慮した上で、交点周期を基に 1 周回毎の軌道上大気密度を推定する手法を提案する。同手法を SLATS 取得データに適用し、実際の低軌道、超低軌道の大気密度推定を実施する。推定結果を全標準大気モデル（MSIS, JB, DTM）と比較し、その妥当性を評価する。この推定結果は GOCE に続く 2 例目の超低高度軌道（高度 300km 未満の円軌道）における長期間の大気密度推定結果となり、1970 年代から始まり、現在でも活発に進められている熱圏大気モデルの改良に貢献するものである。また、将来の低高度・超低高度衛星に向けて大気モデルの補正方法に関する提案を行う。

(4) 将来の超低高度衛星に向けた軌道設計

(1)(2) の手法を活用した将来の超低高度衛星の軌道設計例として、1) 全球&緊急観測ミッション、2) 特定地域超高分解能観測ミッション、3) 特定経度スキャンミッション、の検討結果を示す。本研究は SLATS で実証された軌道制御技術を用いた各種地球観測ミッションを検討する際に有用なものである。

1.6 本論文の構成

第 1 章は序論である。永年摂動を利用した軌道遷移手法、超低高度保持手法、大気モデルおよび大気密度推定手法に関して、これまでの研究を概観し、本研究の目的を述べた。第 2 章では「大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御手法」の、第 3 章では「イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度・経度制御手法」の

詳細をそれぞれ述べる．第4章では，それらの適用例として，SLATSの全期間の軌道解析結果が示される．第5章では，第2，3章で提案した軌道制御手法を実際のSLATSの運用に適用した結果を示し，両手法の有効性を評価する．また，今後の航空宇宙工学分野の発展のため，超低高度という未知の環境の中で実際にどのような状況に遭遇し，どのような対策を実践したのか具体的に示す．第6章では超低高度衛星に適した軌道上大気密度推定手法の詳細，SLATSの大気密度評価結果および将来機に向けた大気モデル補正指針を提示する．第7章では，本研究で実証された各種軌道制御手法を用いた，将来の超低高度地球観測衛星に向けた新たな軌道設計例について述べる．第8章は結論である．以上をまとめた本論文の構成を図1.16に示す．

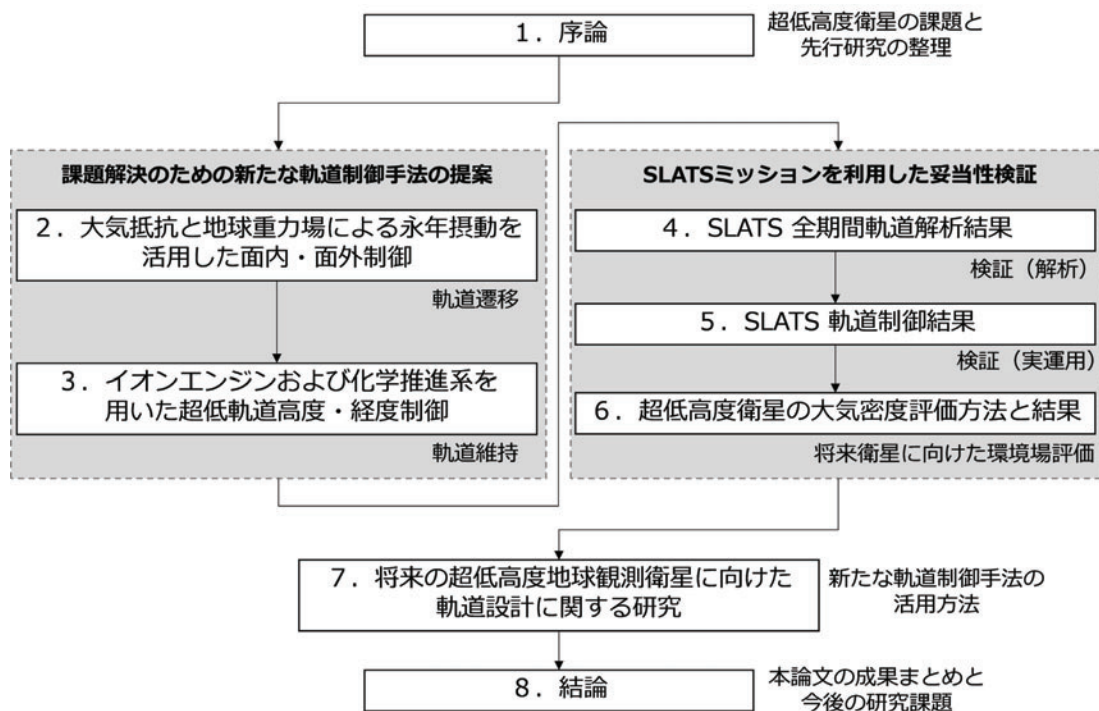


図 1.16: 本論文の構成

第2章 大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御

本章では、第一に、本研究全体で利用するために製作した姿勢軌道解析ソフト「ORB」の詳細を述べる。第二に、軌道予測精度向上および空力姿勢制御運用（エアロブレーキ、エアロスルー）のために必要な「多面体モデルによる空力解析」の詳細を説明し、実際にSLATSに適用した結果を示す。第三に、その結果として得られた空力データベースを具体的に軌道予測システム等で利用するための「空力データベースの利用方法」に関する説明を行う。最後に、以上の準備を踏まえて実現可能となる「永年摂動を活用した地球低軌道面内・面外制御手法」の詳細を述べる。

2.1 姿勢軌道解析ツールの整備

衛星姿勢変更による大気抵抗制御やIESを用いた超低高度保持等を含んだ軌道制御手法を定量的に評価するためには自由度の高い軌道解析シミュレーションツールが必要である。そのため本研究では表2.1に示す軌道解析ソフト「ORB」を開発し設計活動に用いた。設定画面の一部を図2.1以降に示す。なお、大気モデル等の一部の公開ソースを除き、ORBのコーディングは全て筆者自身で実施している。本ソフトはSLATS立上げ当初（2007年）から開発を開始し、JAXA内の軌道制御専門家の支援を受けながら検証、改良を進めてきた。当初はSTK^[50]等の汎用ツールを利用する予定であったが、1) 内部プログラムがブラックボックスであること、2) 最新の大気モデルを選択出来なかったこと（本論文執筆時にはMSISは選択可能、JB、DTMは未だ選択できない）、3) 本研究で提案する各種姿勢軌道制御方法を組み込むことが出来ないこと、4) 空力データベース（対気姿勢）を組み込むことが出来ないこと、等の理由より新規に開発することとなった。本論文に示す解析の大半は本ツールを用いて実施したものであり、実際のSLATSの軌道制御運用（衛星に実際にアップロードされたコマンド値の生成）にも利用されている。

ORBで取り扱う軌道要素は表2.2に示すNon Singular Elementsとする。これはNon Singular Elementsを用いれば、軌道傾斜角が大きく、離心率が零に近い軌道の場合、 $e = 0$ の特異点を避けることが出来るためである。図2.1に示す通り、軌道要素は初期元期のNon Singular Elements接触要素として入力されるが、ORBの内部では、J2000赤道面座標系カルテシアン接触要素（XYZ位置速度）に変換され、数値積分（軌道伝播）されている。その他、超低高度衛星特有として、IESとRCSの2種類の推進系を搭載していることから、IES推進質量、RCS推進質量を独立な状態量として取り扱っている。

表 2.1: 軌道解析ソフト ORB の特徴

項目	内容
■全般	
ソースコード	C++, Fortran (ブラックボックス無し)
開発環境	Visual Studio 2008
コンパイラ	Intel Compiler (C++, Fortran)
■主要設定	
軌道伝播方法	RKF4th5th, RKF7th8th
ソルバー	SQP 法 ^[51] , ニュートン法
■摂動モデル	
地球重力モデル	JGM-3 (最大 70×70) ^[52]
中心天体・第三天体重力モデル	JPL DE405 ^[53]
太陽輻射圧影モデル	円筒影, 円錐影
大気モデル	MSIS (原子状酸素衝突量評価可能) ^[41] JB ^[42] , DTM ^[43] , US Standard1976 ^[54]
$C_D S$	固定値, 空力データベース (2.2 節参照)
水平風速モデル	HWM07 ^[55]
対気姿勢	姿勢モードに応じた迎角, 横滑り角考慮
IES 制御アルゴリズム	SLATS オンボード搭載アルゴリズムと同 (3 章参照)
ハイブリッド制御アルゴリズム	SLATS オンボード搭載アルゴリズムと同 (3 章参照)

表 2.2: Non Singular Elements の定義

名称	記号	備考
軌道長半径	a	ケプラー要素と同じ
離心率ベクトル	$\mathbf{e} = \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} e \sin(\omega) \\ e \cos(\omega) \end{pmatrix}$	e は離心率, ω は近地点引数
軌道傾斜角	i	ケプラー要素と同じ
昇交点赤経	Ω	ケプラー要素と同じ
平均緯度引数	$\phi = \omega + M$	M は平均近点離角

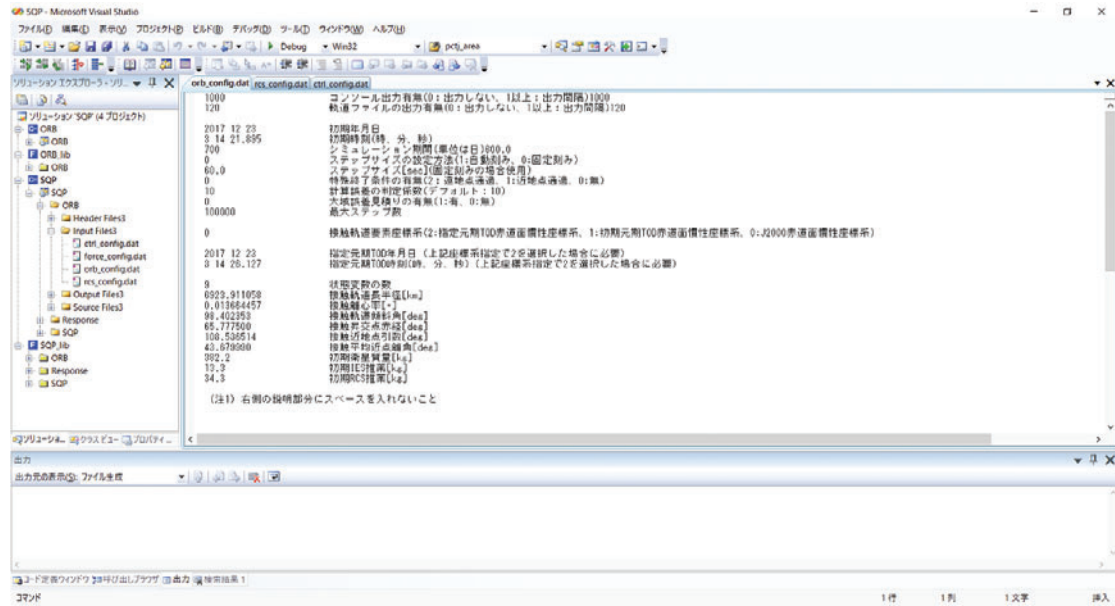


図 2.1: ORB 設定画面（伝播条件，初期条件）

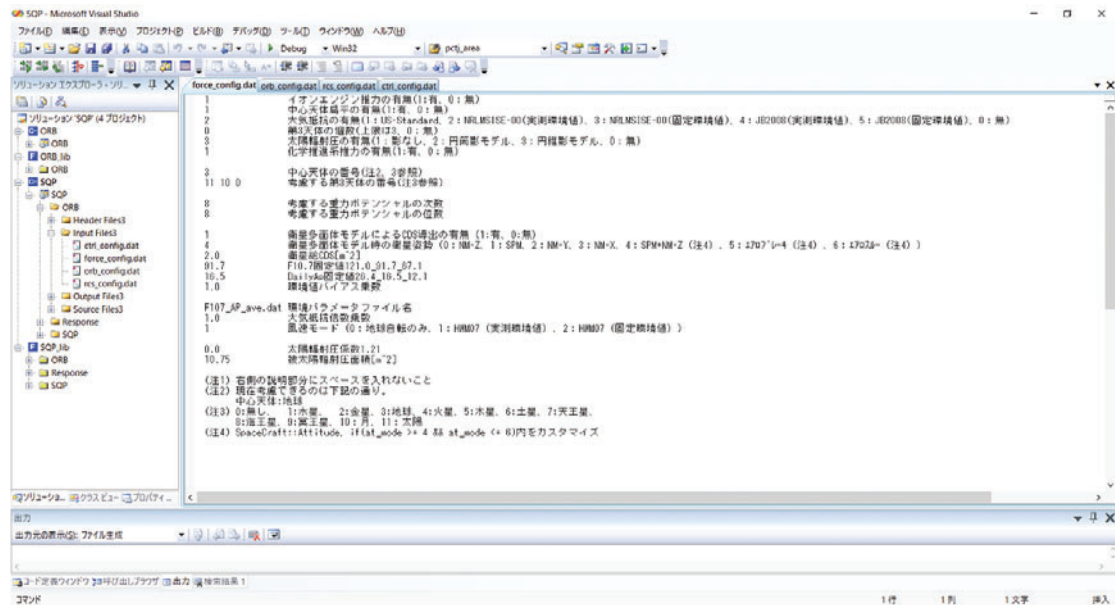


図 2.2: ORB 設定画面（摂動モデル）

2.1. 姿勢軌道解析ツールの整備

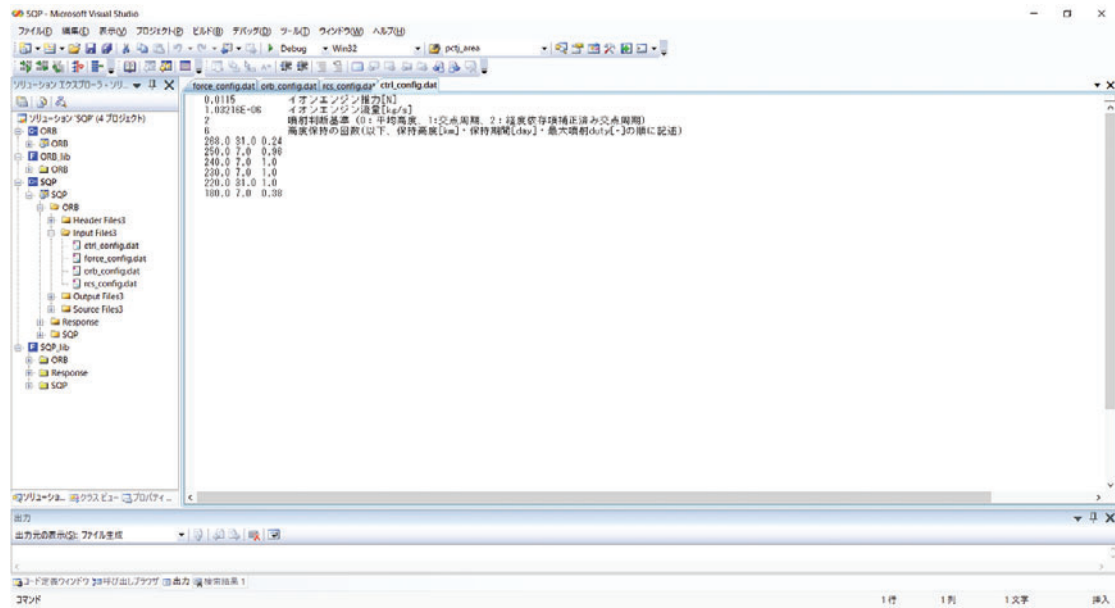


図 2.3: ORB 設定画面（イオンエンジン設定）

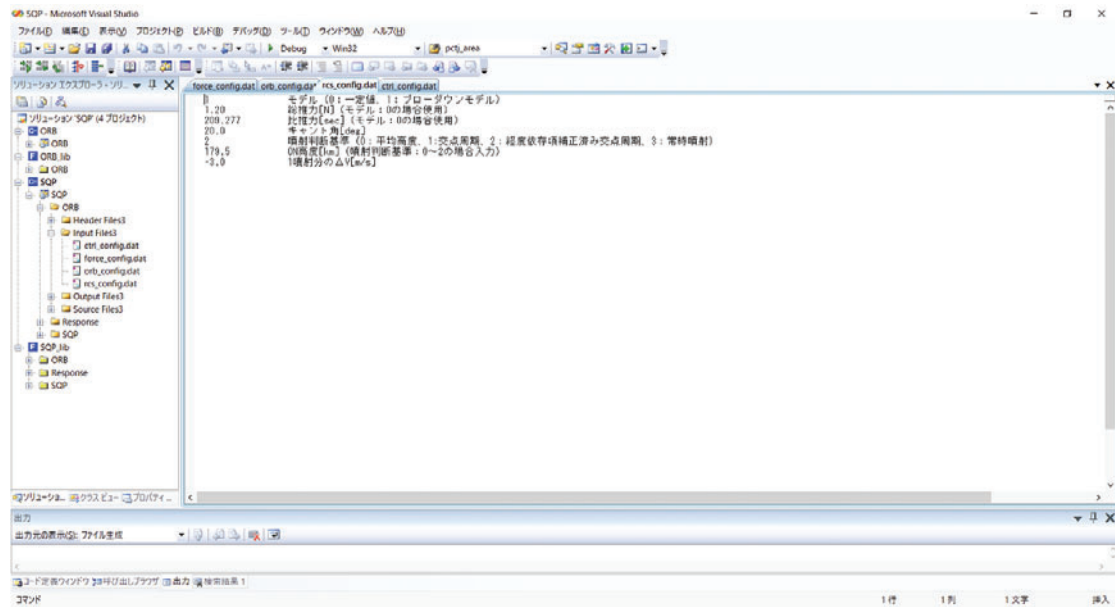


図 2.4: ORB 設定画面（化学推進系設定）

2.2 多面体モデルによる空力解析

空力姿勢制御（衛星自身の姿勢制御を介した大気抵抗制御）の実施や超低高度特有の大きな大気抵抗下での軌道予測精度維持のためにはあらゆる姿勢の衛星の抵抗係数（ $C_D S$ ）を可能な限り正確に予測する必要がある．そのため，本研究では航空機と同じように対気姿勢（迎角，横滑り角）および高度毎の $C_D S$ を収めた「空力データベース」を作成し，軌道設計・軌道予測・軌道決定作業に適用することとした．なお，空力データベースの入力引数に高度を加えている理由は，高度毎に大気組成が異なり，特に摩擦抗力に違いが現れるためである．

SLATS の空力データベースについては，表 2.3 に示す通り，2 段階で作成しており，第一に筆者による NC 版の作成が行われ，その後 JAXA 研開部門の高精度空力解析によって A 改訂を掛けられている^[56]．SLATS の運用で利用する高度 150km 以上における解析方法は，NC 版と A 版とも自由分子流解析であり，両者の違いはノードの細かさ（太陽電池パドルの隙間等の考慮の有無）が異なるのみである．両者の結果に大きな違いはなく，また自由分子流解析は適用が簡便であり，SLATS 以外の衛星にも適用し易いため，本節ではその具体的な解析方法並びに SLATS に適用した結果について解説する．

表 2.3: SLATS 空力データベース変遷

版	ノード数	解析手法
NC	16	自由分子流解析（Boltzmann 分布）に基づく運動量評価
A	最大 151 万 (3DCAD ベース)	自由分子流解析（高度 150km 以上）および DSMC（モンテカルロ直接法）（高度 150km 未満）

2.2.1 空力解析用大気モデルの作成

自由分子流解析および DSMC を実施するためには、大気成分 8 化学種 ($He, O, N_2, O_2, Ar, H, N, AnomalousO$) それぞれの分子密度および大気温度が必要となる。標準熱圏大気モデルの中でこれらを出力可能なのは MSIS のみである。MSIS を利用した空力解析用大気モデル生成の条件を表 2.4 に示す。出力された MSIS の各出力データは高度毎にその他のパラメータを振った結果の平均値として整理するものとした。結果を図 2.5, 2.6 に示す。

表 2.4: MSIS 大気データ前提条件

項目	内容
プログラム	MSIS (c version)
使用ルーチン	高度 500km より上 : gtd7d 高度 500km 以下 : gtd7
Ap 設定	Daily Ap 利用 (3hour Ap は利用しない, flags.switches[9]=1)
入力パラメータ	年=2017,2018,2019 日=0~365 (5 日刻み) 秒=0~75600sec (3 時間刻み) 高度ケース 1=550 → 100km (50km 刻み) 高度ケース 2=300 → 100km (10km 刻み) 緯度=-90~80deg (10deg 刻み) 経度=-180~170deg (10deg 刻み) LST=秒/3600 + 経度/15 F10.7=115.5,79.1,67.0 81 日平均 F10.7=F10.7 Ap=24.2,13.9,6.9

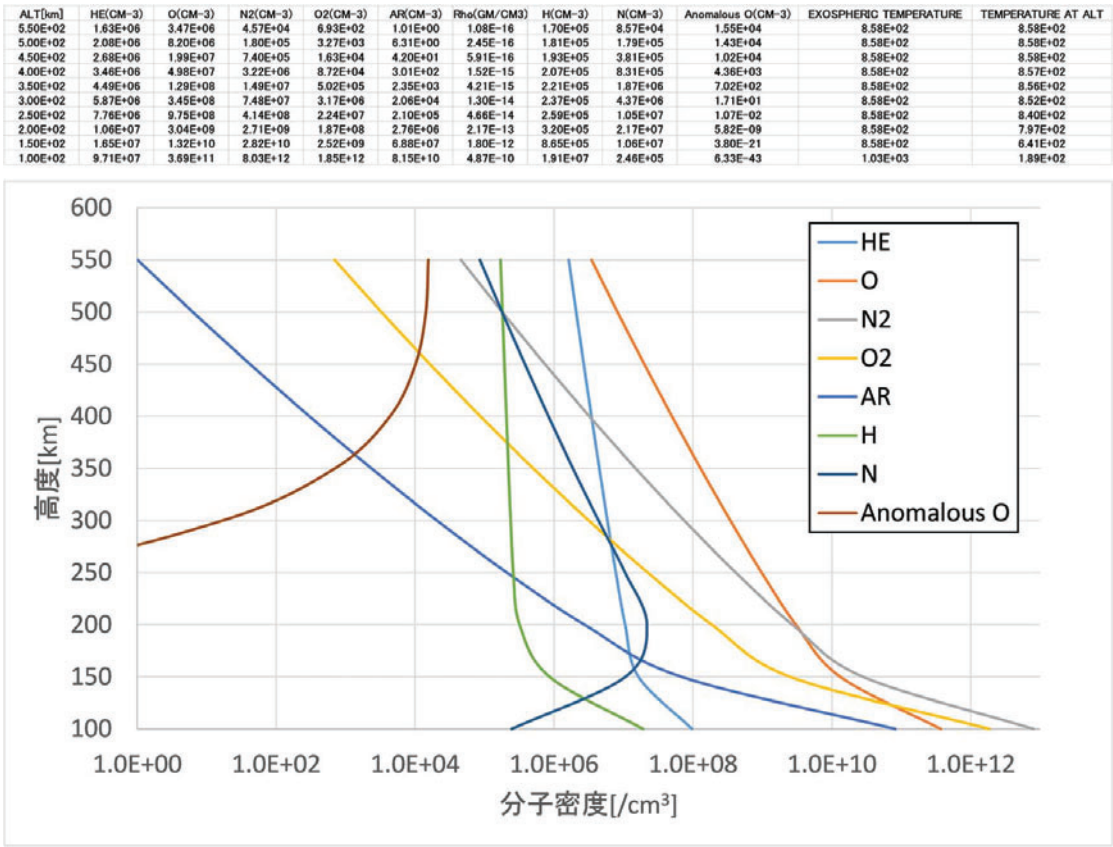


図 2.5: 高度ケース 1 大気データ

2.2. 多面体モデルによる空力解析

ALT[km]	HE(CM-3)	O(CM-3)	N2(CM-3)	O2(CM-3)	AR(CM-3)	Rho(GM/CM3)	H(CM-3)	N(CM-3)	Anomalous O(CM-3)	EXOSPHERIC TEMPERATURE	TEMPERATURE AT ALT
3.00E+02	5.87E+08	3.45E+08	7.48E+07	3.17E+08	2.08E+04	1.30E-14	2.37E+05	4.37E+08	1.71E+01	8.58E+02	8.52E+02
2.90E+02	6.20E+08	4.23E+08	1.04E+08	4.64E+08	3.23E+04	1.65E-14	2.41E+05	5.20E+08	5.67E+00	8.58E+02	8.51E+02
2.80E+02	6.55E+08	5.19E+08	1.46E+08	6.82E+08	5.10E+04	2.11E-14	2.45E+05	6.20E+08	1.80E+00	8.58E+02	8.49E+02
2.70E+02	6.93E+08	6.39E+08	2.09E+08	1.01E+07	8.11E+04	2.73E-14	2.49E+05	7.41E+08	3.76E-01	8.58E+02	8.46E+02
2.60E+02	7.33E+08	7.88E+08	2.91E+08	1.50E+07	1.30E+05	3.55E-14	2.54E+05	8.84E+08	7.16E-02	8.58E+02	8.43E+02
2.50E+02	7.76E+08	9.75E+08	4.14E+08	2.24E+07	2.10E+05	4.66E-14	2.59E+05	1.05E+07	1.07E-02	8.58E+02	8.40E+02
2.40E+02	8.22E+08	1.21E+09	5.92E+08	3.37E+07	3.43E+05	6.19E-14	2.66E+05	1.25E+07	1.23E-03	8.58E+02	8.35E+02
2.30E+02	8.73E+08	1.51E+09	8.54E+08	5.10E+07	5.65E+05	8.30E-14	2.74E+05	1.48E+07	1.03E-04	8.58E+02	8.29E+02
2.20E+02	9.28E+08	1.89E+09	1.24E+09	7.79E+07	9.44E+05	1.13E-13	2.84E+05	1.72E+07	6.03E-06	8.58E+02	8.21E+02
2.10E+02	9.89E+08	2.39E+09	1.82E+09	1.20E+08	1.60E+06	1.55E-13	2.99E+05	1.97E+07	2.36E-07	8.58E+02	8.11E+02
2.00E+02	1.06E+07	3.04E+09	2.71E+09	1.87E+08	2.76E+06	2.17E-13	3.20E+05	2.17E+07	5.82E-09	8.58E+02	7.97E+02
1.90E+02	1.13E+07	3.90E+09	4.09E+09	2.96E+08	4.89E+06	3.10E-13	3.51E+05	2.29E+07	9.48E-11	8.58E+02	7.80E+02
1.80E+02	1.23E+07	5.09E+09	6.30E+09	4.77E+08	8.81E+06	4.54E-13	4.00E+05	2.26E+07	6.77E-13	8.58E+02	7.58E+02
1.70E+02	1.33E+07	6.77E+09	9.95E+09	7.89E+08	1.65E+07	6.88E-13	4.81E+05	2.02E+07	2.73E-15	8.58E+02	7.29E+02
1.60E+02	1.47E+07	9.27E+09	1.63E+10	1.38E+09	3.26E+07	1.08E-12	6.19E+05	1.59E+07	5.03E-18	8.58E+02	6.91E+02
1.50E+02	1.65E+07	1.32E+10	2.82E+10	2.52E+09	6.88E+07	1.80E-12	8.65E+05	1.08E+07	3.80E-21	8.58E+02	6.41E+02
1.40E+02	1.89E+07	2.01E+10	5.28E+10	5.22E+09	1.60E+08	3.28E-12	1.32E+06	5.91E+06	1.04E-24	8.58E+02	5.75E+02
1.30E+02	2.26E+07	3.37E+10	1.13E+11	1.32E+10	4.34E+08	6.89E-12	2.22E+06	2.73E+06	8.92E-29	8.58E+02	4.87E+02
1.20E+02	2.90E+07	6.73E+10	3.14E+11	4.57E+10	1.58E+09	1.89E-11	4.11E+06	1.14E+06	5.36E-33	1.03E+03	3.71E+02
1.10E+02	4.33E+07	1.86E+11	1.31E+12	2.46E+11	9.54E+09	7.91E-11	8.35E+06	4.90E+05	2.27E-37	1.03E+03	2.57E+02
1.00E+02	9.71E+07	3.69E+11	8.03E+12	1.85E+12	8.15E+10	4.87E-10	1.91E+07	2.46E+05	6.33E-43	1.03E+03	1.89E+02

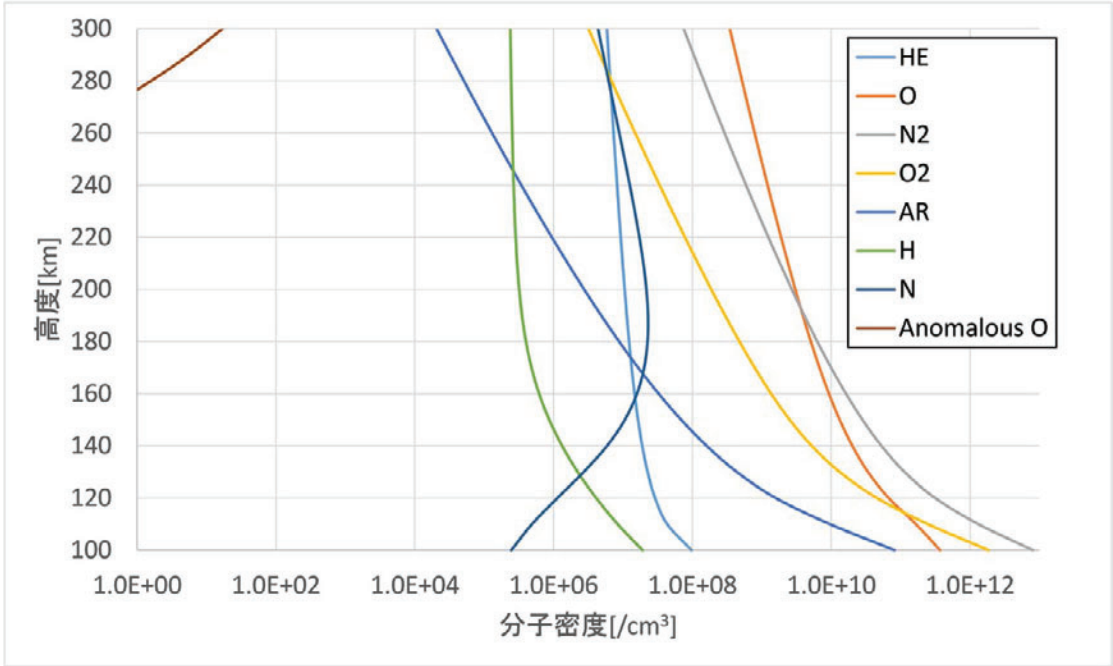


図 2.6: 高度ケース 2 大気データ

2.2.2 法線・接線抗力係数の計算

文献^[57]を参考に自由分子流による各パネルの法線・接線抗力係数を計算する．図 2.7 に示す座標系 1-2-3 を考える．気流の座標系に対する群速度の大きさは一定とし，その方位は 3-1 面と平行で，1 軸の正の向きと角度 θ をなすとする．面 2-3 に検査面があり，1 軸の負の向き側から検査面の単位面積あたりに作用する垂直抗力を評価する．

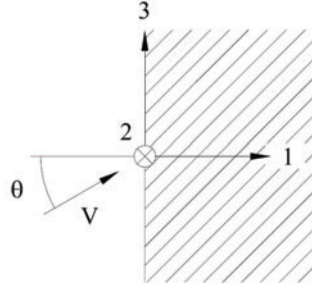


図 2.7: 評価モデル座標系

質量 m の粒子群が数密度 n ，温度 T の Boltzmann 分布にあると仮定すると，評価座標系で計測した速度分布関数は次式で表される．

$$f = \left(\frac{m}{2\pi kT} \right)^{\frac{3}{2}} \exp \left\{ -\frac{m}{2kT} \left[(v_1 - V \cos \theta)^2 + v_2^2 + (v_3 - V \sin \theta)^2 \right] \right\} \quad (2.1)$$

壁面の熱適合係数を $\gamma[-]$ とする．壁面温度で規定される熱速度の平均値が一様流速度 V よりも十分小さいと仮定すると，検査面へ作用する垂直抗力，摩擦抗力はそれぞれ

$$F_1 = \int_{-\infty}^{\infty} dv_2 \int_{-\infty}^{\infty} dv_3 \int_0^{\infty} m v_1 (2 - \gamma) \times n v_1 f dv_1 \quad (2.2)$$

$$F_3 = \int_{-\infty}^{\infty} dv_2 \int_{-\infty}^{\infty} dv_3 \int_0^{\infty} m v_3 \gamma \times n v_1 f dv_1 \quad (2.3)$$

で与えられる．これらを式 2.1 の分布関数を用いて積分すると

$$F_1 = mn(2 - \gamma) \left\{ \frac{v_T}{4} V \cos \theta \exp(-c^2) + \frac{kT}{m} \left(\frac{1}{2} + c^2 \right) [1 + \operatorname{erf}(c)] \right\} \quad (2.4)$$

$$F_3 = \gamma m V \sin \theta \times \frac{n v_T}{4} \left\{ \exp(-c^2) + \sqrt{\pi} c [1 + \operatorname{erf}(c)] \right\} \quad (2.5)$$

ただし，

$$c = \sqrt{\frac{mV^2}{2kT}} \cos \theta \quad (2.6)$$

$$v_T = \sqrt{\frac{8kT}{\pi m}} \quad (2.7)$$

となる．法線・接線抗力係数は次式で得られる．

$$C_1 = -F_1 / (\rho V^2 / 2) \quad (2.8)$$

$$C_3 = -F_3 / (\rho V^2 / 2) \quad (2.9)$$

なお、計算結果に大きな感度を持つ、熱適合係数は最も実際に近いとされる 0.9 とした [56]。計算は表 2.4 と同じ高度刻み、パネル傾斜角は $1 \sim 5 \cdot 85 \sim 95 \cdot 175 \sim 180 \text{deg}$ は 1deg 刻み、それ以外は 5deg 刻みでそれぞれ実施した。各高度の結果を図 2.8 に示す。図 2.8 より高度毎に値の変化が無いように見えるが、衛星全体の摩擦抗力に比例する $\theta = 90 \text{deg}$ の接線抗力係数については、高度 500km の値は高度 180km の値の約 1.4 倍となっている。これは高度が上昇する毎に大気温度が上昇し、Boltzmann 分散が増加するためである。

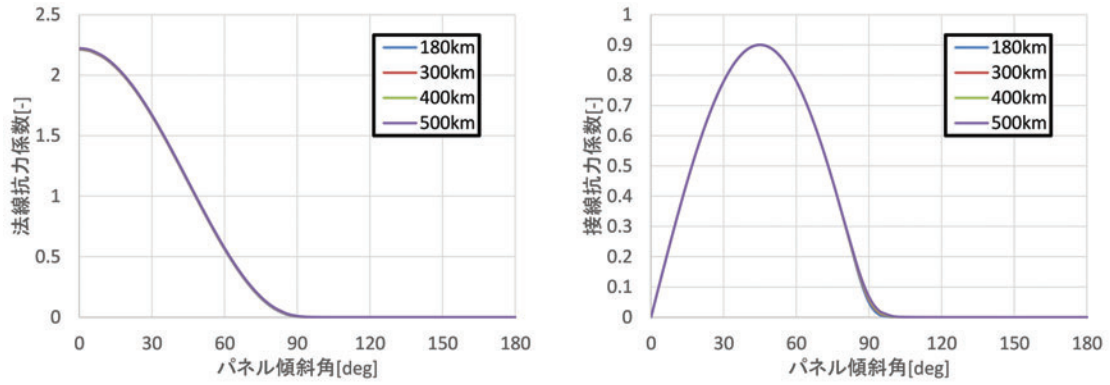


図 2.8: 法線接線抗力係数

2.2.3 衛星多面体モデルの導入

前節で求めた抗力係数を衛星多面体モデルの各面に適用することを考える。多面体の各パネルの座標位置等を設定し易いよう、図 2.9 のように衛星固定座標系を定義する。図の定義のもと、以下のフローで全機空力係数を得る。

Step1: 代表値設定

S : 参照面積 [m^2], c : 参照長さ [m], \mathbf{r}_{ref}^s : 参照位置ベクトル@衛星固定座標系 [m] を設定する

Step2: \mathbf{v} : 大気に相対的な速度ベクトル@慣性座標系 [m/s] から \mathbf{v}^s : 衛星速度ベクトル@衛星固定座標系 [m/s] を得る

$$\mathbf{v}^s = (v_x^s, v_y^s, v_z^s) = (n_{-X} \cdot \mathbf{v}, n_{+Y} \cdot \mathbf{v}, n_{-Z} \cdot \mathbf{v}) \quad (2.10)$$

ここで、 n_i : 衛星構体 i 面の法線ベクトル@慣性座標系 [m], である。X, Z にマイナスが付いているのは、姿勢基準座標系 (図 1.5 記載) と衛星固定座標系における X と Z の向

きが逆なためである。

Step3: e_{vs} : 単位衛星速度ベクトル [m/s] @衛星固定座標系を得る。

$$\mathbf{e}^{vs} = \mathbf{v}^s / |\mathbf{v}^s| \quad (2.11)$$

Step4: 対象パネル特性設定

対象パネルの: \mathbf{n}_i^s : 単位法線ベクトル@衛星固定座標 [m], $s_i[\text{m}^2]$: 面積, $\mathbf{r}_i^s[\text{m}]$: 作用点ベクトル@衛星固定座標系 [m] を設定する。

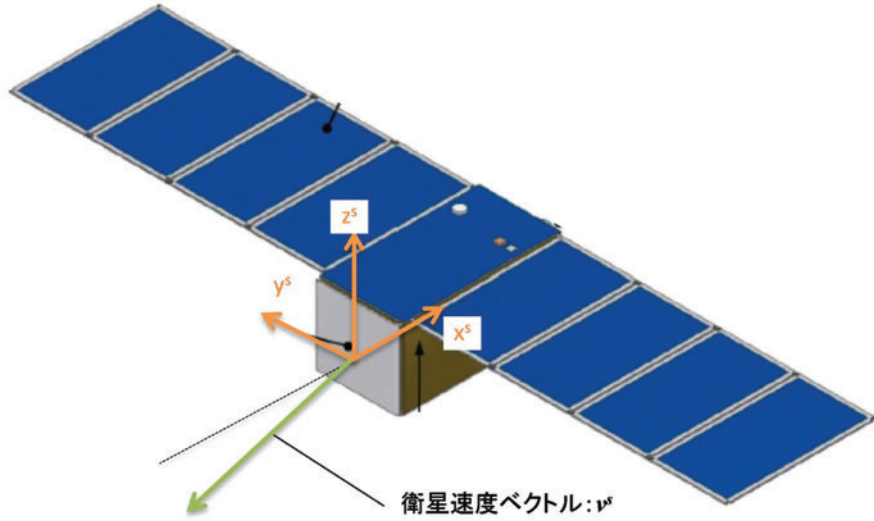


図 2.9: 衛星固定座標系と主流ベクトルの定義

Step5: 法線・接線抗力係数: C_1 , C_3 を得る

次式より θ : パネル傾斜角 [deg] を計算し, 前節で得たテーブルより C_1 : 法線抗力係数 [-], C_3 : 接線抗力係数 [-] を得る

$$\theta = \arccos(\mathbf{e}^{vs} \cdot \mathbf{n}_i^s) \quad (2.12)$$

Step6: 法線抗力ベクトル [N] @衛星固定座標系: \mathbf{F}_1^s を得る

法線抗力の作用方向は法線ベクトルと逆方向となる。なお, 下式において, q : 動圧 [Pa] である。

$$\begin{aligned} \mathbf{n}_1^s &= -\mathbf{n}_i^s \\ \mathbf{F}_1^s &= qC_1S_i\mathbf{n}_1^s \end{aligned} \quad (2.13)$$

Step7: 接線抗力ベクトル [N] @衛星固定座標系: \mathbf{F}_3^s を得る

接線抗力の作用方向は法線抗力ベクトルと直交した方向となる。

$$\begin{aligned}
 e_1^{vs} &= (e^{vs} \cdot n_i^s) n_i^s \\
 e_3^{vs} &= e^{vs} - e_1^{vs} \\
 n_3^s &= \frac{-e_3^{vs}}{|e_3^{vs}|} \\
 F_3^s &= qC_3S_i n_3^s
 \end{aligned} \tag{2.14}$$

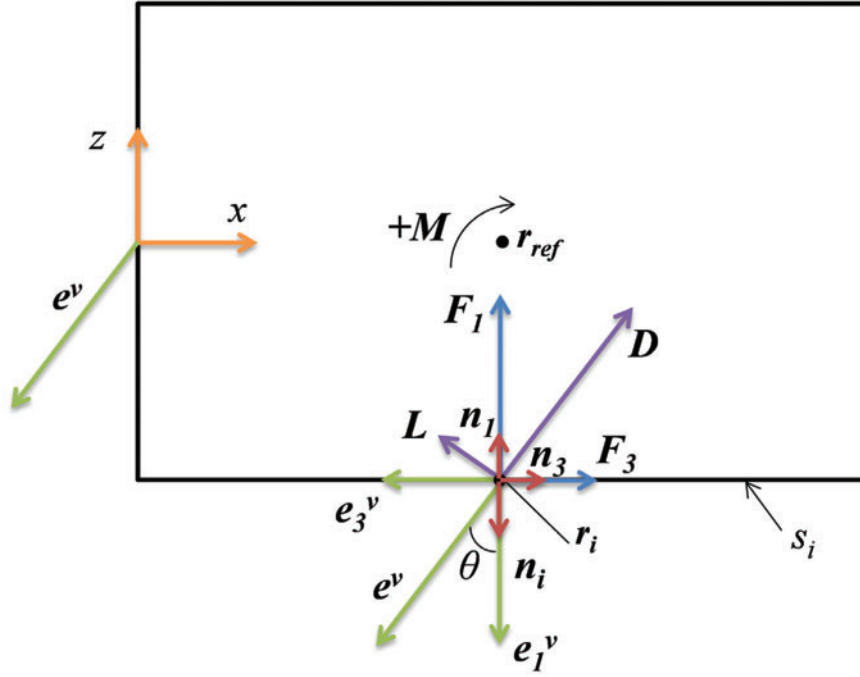


図 2.10: 衛星固定座標系における各ベクトルの関係（記号の上添字 s は省く）

Step8：空力 6 分力として整理する．

$$\begin{aligned}
 F_x &= F_{1x}^s + F_{3x}^s \\
 F_y &= F_{1y}^s + F_{3y}^s \\
 F_z &= F_{1z}^s + F_{3z}^s \\
 M_x &= F_z^s(y_i - y_{ref}) - F_y^s(z_i - z_{ref}) \\
 M_y &= F_x^s(z_i - z_{ref}) - F_z^s(x_i - x_{ref}) \\
 M_z &= F_y^s(x_i - x_{ref}) - F_x^s(y_i - y_{ref})
 \end{aligned} \tag{2.15}$$

Step9：一般の航空機のように図のように対気姿勢を定義し，単位主流ベクトル@衛星固定座標系： $u = -e_{vs}$ より迎角： $\alpha[\text{deg}]$ ，横滑り角： $\beta[\text{deg}]$ を得る

$$\begin{aligned}
 \alpha &= \arctan\left(\frac{u_z}{u_x}\right) \\
 \beta &= \arcsin(-u_y)
 \end{aligned} \tag{2.16}$$

Step10：対気分力として整理する．

$$\begin{aligned}
L &= -F_x \sin \alpha + F_z \cos \alpha \\
D &= F_x \cos \alpha \cos \beta - F_y \sin \beta + F_z \sin \alpha \cos \beta \\
W &= F_x \cos \alpha \sin \beta + F_y \cos \beta + F_z \sin \alpha \sin \beta
\end{aligned} \tag{2.17}$$

ここで, L : 揚力 [N], D : 抗力 [N], W : 横力 [N], である.

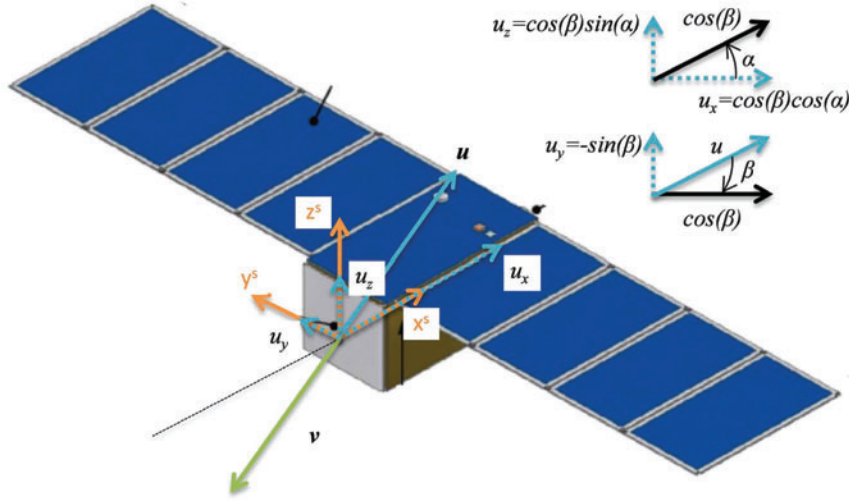


図 2.11: 迎角と横滑り角の定義

Step11: 各面に対して Ste4~10 を実施し, 以下の通り, 衛星全体の空力係数を得る.

$$\begin{aligned}
C_L &= \sum L/(qS) \\
C_D &= \sum D/(qS) \\
C_m &= \sum M_y/(qSc) \\
C_S &= \sum W/(qS) \\
C_l &= \sum M_x/(qSc) \\
C_n &= \sum M_z/(qSc)
\end{aligned} \tag{2.18}$$

ここで, C_L : 揚力係数 [-], C_D : 抗力係数 [-], C_m : ピッチングモーメント係数 [-], C_S : 横力係数 [-], C_l : ローリングモーメント係数 [-], C_n : ヨーイングモーメント係数, である.

2.2.4 空力解析例：SLATS の空力特性

前節の手法を図 2.12 に示す SLATS 形状（16 パネル）に適用し，得られた各種空力係数を図 2.13 に示す．結果より以下が言える．

- (1) ほぼ全迎角範囲で $C_{m\alpha} > 0$ であり，SLATS は縦の静安定を有していない
- (2) ほぼ全横滑り角範囲で $C_{n\beta} < 0$ であり，SLATS は方向の静安定を有していない
- (3) ほぼ全横滑り角範囲で $C_{l\beta} > 0$ であり，SLATS は横の静安定を有していない

上記の通り，空気力学の観点からは，SLATS は空力的な静安定を有しておらず，リアクションホイール等による積極的な制御が必要になる（航空機とは異なり，基本的にアクティブに姿勢制御されている衛星ではあり得ることである）．

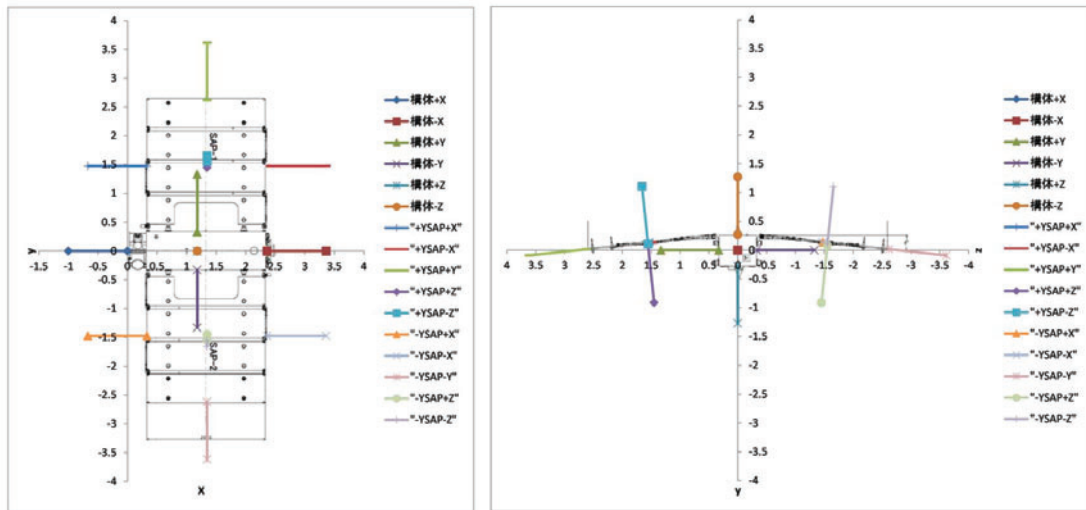


図 2.12: 各パネル作用点と法線ベクトル

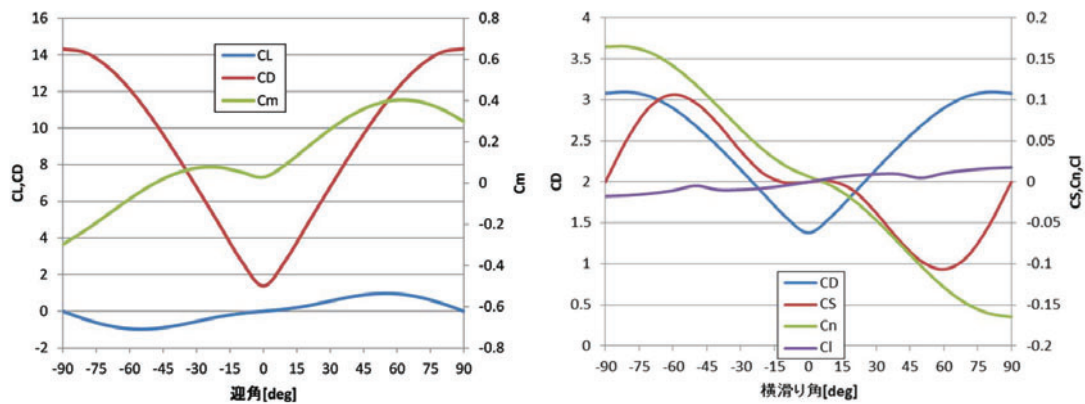


図 2.13: SLATS 空力特性（左図：縦特性，右図：横・方向特性）

2.3 空力データベースの利用方法

空力データベースを ORB や衛星運用システムに取り込むための方法を以下の通り構築した。これらは実際の SLATS の軌道設計や運用にも用いられることとなった。

Step1：対気速度ベクトルの導出

ORB ないしは JAXA 軌道力学系システム中の時々刻々の伝播値をベースに次式より対気速度ベクトルを導出する。なお、特に断りがない限り、ベクトルの座標系は真赤道面座標系 (TOD) とする。

$$\mathbf{u} = \mathbf{v} - (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}) \quad (2.19)$$

ここで、 \mathbf{v} ：対地速度ベクトル [m/s]、 \mathbf{r} ：対地位置ベクトル [m]、 $\boldsymbol{\omega}$ ：地球自転角速度ベクトル [rad/s]、である。 \mathbf{v} 、 \mathbf{r} は時々刻々の値、 $\boldsymbol{\omega}$ は次式である。

$$\boldsymbol{\omega} = (0, 0, \omega_e) \quad (2.20)$$

ここで、 ω_e ：地球自転角速度 7.2921150×10^{-5} [rad/s] である。

Step2：対気速度ベクトルの衛星機体軸成分への分解

次式より対気速度ベクトルの衛星機体軸成分への分解を行う。

$$\begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{u} \cdot \mathbf{n}_x \\ \mathbf{u} \cdot \mathbf{n}_y \\ \mathbf{u} \cdot \mathbf{n}_z \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

ここで、 u_x, u_y, u_z ：対気速度ベクトルの衛星座標軸成分 [m/s]、 $\mathbf{n}_x, \mathbf{n}_y, \mathbf{n}_z$ ：衛星座標軸の単位ベクトル（それぞれ直交しているので構体+X 面、+Y 面、+Z 面単位法線ベクトルでも良い）（姿勢モードおよび目標姿勢からのずれ角により変化する）、である。

Step3：迎角、横滑り角の導出

次式より迎角、横滑り角を導出する。

$$\begin{aligned} \alpha &= \arctan \left(\frac{u_z}{u_x} \right) \\ \beta &= \arcsin \left(\frac{u_y}{|\mathbf{u}|} \right) \end{aligned} \quad (2.22)$$

ここで、 α ：迎角 [rad] ($-\pi \sim \pi$)、 β ：横滑り角 [rad] ($-\pi/2 \sim \pi/2$) である。迎角、横滑り角の定義を図 2.14 に図示する。

Step4：補間区間のサーチ

高度、迎角、横滑り角それぞれ、次式を満たす補間区間をサーチし、それぞれの ID を取得する。

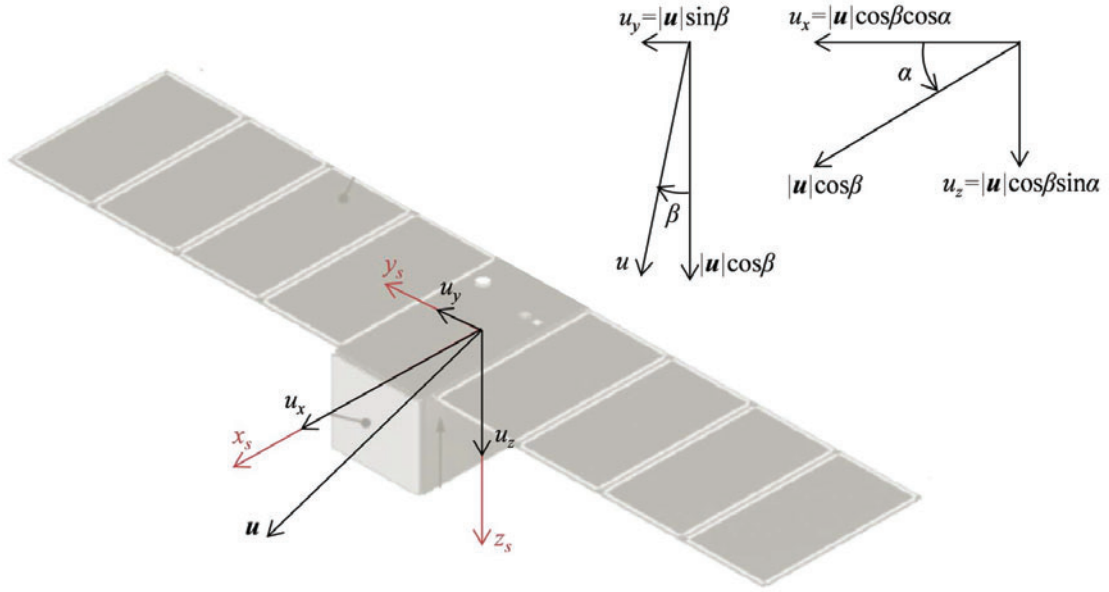


図 2.14: 迎角・横滑り角の定義

$$\begin{array}{lll}
 \text{Altitude} & h_i \leq h \leq h_{i+1} & (h_i = 100 + 50i[\text{km}], i = 0 \cdots 9) \\
 \text{Attack angle} & \alpha_j \leq \alpha \leq \alpha_{j+1} & (\alpha_j = -180 + j[\text{deg}], j = 0 \cdots 360) \\
 \text{Side slip angle} & \beta_k \leq \beta \leq \beta_{k+1} & (\beta_k = -90 + k[\text{deg}], k = 0 \cdots 180)
 \end{array} \quad (2.23)$$

ここで、 h : 測地高度 [km], i : 高度 ID, j : 迎角 ID, k : 横滑り角 ID, である. それぞれの変数の変域および分解能は今後変更されるものとする. なお, 各値が上式に含まれなかった場合, 最小側・最大側の端の ID を取得するものとする (例えば, $h=90\text{km}$ の場合は $i=0$, $h=560\text{km}$ の場合は $i=9$, といった具合である).

Step5: 空力データベースからの参照データ抽出

空力データベースの構造は図 2.15 の通り (値は例). 空力データベースより表 2.5 の組合せの ID の際の $C_D S$ 値を抽出する.

Step6: 線形補間より任意条件の $C_D S$ を得る

次式より $C_D S$ を導出する. なお, スプライン補間等, 他の高次の補間方法についても検討したが, サンプル点およびサンプル点同士の勾配次第で, サンプル点間で予期せぬ振幅変化を見せる場合があるため, 利用しなかった.

↓ 高度ID (i=0-8)	↓ 迎角ID (j=0-360)	↓ 横滑り角ID (k=0-180)	↓ CDS
0	0	0	4.773
0	0	1	4.774
0	0	2	4.777
中略			
0	0	179	4.774
0	0	180	4.773
0	1	0	4.773
0	1	1	4.774
0	1	2	4.777
中略			
0	360	178	4.777
0	360	179	4.774
0	360	180	4.773
1	0	0	4.862
1	0	1	4.863
中略			
8	360	176	5.167
8	360	177	5.165
8	360	178	5.164
8	360	179	5.163
8	360	180	5.162

図 2.15: 空力データベースフォーマット

補間係数

$$\begin{aligned}
w &= (h_{i+1} - h_i)(\alpha_{j+1} - \alpha_j)(\beta_{k+1} - \beta_k) \\
N_0 &= (h_{i+1} - h_i)(\alpha_{j+1} - \alpha)(\beta - \beta_k) \\
N_1 &= (h_{i+1} - h)(\alpha - \alpha_j)(\beta - \beta_k) \\
N_2 &= (h - h_i)(\alpha_{j+1} - \alpha)(\beta - \beta_k) \\
N_3 &= (h - h_i)(\alpha - \alpha_j)(\beta - \beta_k) \\
N_4 &= (h_{i+1} - h)(\alpha_{j+1} - \alpha)(\beta_{k+1} - \beta) \\
N_5 &= (h_{i+1} - h)(\alpha - \alpha_j)(\beta_{k+1} - \beta) \\
N_6 &= (h - h_i)(\alpha_{j+1} - \alpha)(\beta_{k+1} - \beta) \\
N_7 &= (h - h_i)(\alpha - \alpha_j)(\beta_{k+1} - \beta)
\end{aligned} \tag{2.24}$$

表 2.5: 抽出 ID 組合せ

高度 ID	迎角 ID	横滑り角 ID	$C_D S$
i	j	k+1	$C_D S_0$
i	j+1	k+1	$C_D S_1$
i+1	j	k+1	$C_D S_2$
i+1	j+1	k+1	$C_D S_3$
i	j	k	$C_D S_4$
i	j+1	k	$C_D S_5$
i+1	j	k	$C_D S_6$
i+1	j+1	k	$C_D S_7$

3次元線形補間

$$C_D S = \sum_{l=0}^7 C_D S_l \frac{N_l}{w} \quad (2.25)$$

Step7：大気抵抗加速度を得る

大気抵抗加速度は次式より求められる．

$$\mathbf{a}_{atmos} = -\frac{1}{2}\rho\frac{C_D S}{m}|\mathbf{u}|\mathbf{u} \quad (2.26)$$

ここで， \mathbf{a}_{atmos} ：大気抵抗加速度ベクトル [m/s²]， ρ ：大気密度 [kg/m³]， \mathbf{u} ：対気速度ベクトル [m/s]， $C_D S$ ：抗力係数と参照面積の積 [m²]， m ：衛星質量 [kg]，である．

2.4 大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御

本節では、大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御手法に関する提案を行う。なお、本手法を実際に SLATS の軌道設計に適用した解析結果は高度保持部分も含めて、4 章にてまとめて示す。

2.4.1 問題設定

1 章で述べた通り、本制御の目的は面内（高度）および面外（昇交点赤経もしくは β 角）制御を行い、投入軌道からミッション軌道へ遷移することである。面外制御対象を β 角とした場合の軌道設計問題は以下の通り定式化される。

$$\begin{array}{ll}
 \text{Variable} & t_{ter}, \Delta h, \Delta i \\
 \text{Equality Conditions} & h(t_{ter}) = h_{ter}, \beta(t_{ter}) = \beta_{ter} \\
 \text{Inequality Conditions} & etc
 \end{array} \tag{2.27}$$

ここで、 t_{ter} ：軌道遷移期間、 Δh ：初期軌道からの高度変化量、 Δi ：初期軌道からの軌道傾斜角変化量、 $h(t_{ter})$ ：終端高度、 h_{ter} ：目標高度、 $\beta(t_{ter})$ ：終端 β 角、 β_{ter} ：目標 β 角、*etc*：軌道遷移中の不等式制約、である。上式は、軌道遷移終了タイミングにおいて、ミッション軌道の条件となる目標高度・目標 β 角を同時に満たし、かつ、不等式制約を逸脱しないように、衛星自身の初期軌道制御中の高度制御量および軌道傾斜角制御量を求めるというものである。高度制御（大気抵抗も加味した降下し易さ）については Δh が、 β 角制御（軌道面の回転のし易さ）については Δi が司っており、制約条件を満たすようにソルバーによって調整されることとなる。本問題設定は一般的なものであり、衛星や軌道の諸元によって、不等式制約が設定されたり、等式制約が最適化対象になったりと具体化されるものである。またその条件設定に応じて、最適なソルバーを設定する必要があり、変数と制約条件の数が同じ場合はニュートン法等の求根アルゴリズム、数が同じではなく最適化対象がある場合は SQP 法^[51]等の最適化アルゴリズムが用いられる。ソルバーに渡される高度や β 角等の軌道要素は ORB 等の軌道伝播ツールにより得られるものである。

上記定式化を SLATS の軌道遷移に当てはめると以下となる。また、各変数の説明の補足として図 2.16 を示す。

$$\begin{array}{ll}
 \text{Variable} & t_{ter}, \Delta h_s, \Delta i_r \\
 \text{Equality Conditions} & h(t_{ter}) = 270km, \beta(t_{ter}) = -60deg \\
 \text{Inequality Conditions} & \beta(t \geq t_{ter}) \leq -60deg
 \end{array} \tag{2.28}$$

ここで、 Δh_s ：初期軌道制御における SLATS 自身による降下量、 Δi_r ：GCOM-C 分離後の H-IIA ロケットによる軌道傾斜角変更量、 $\beta(t \geq t_{ter})$ ：軌道遷移期間終了以降の β 角、である。上式は、軌道遷移終了タイミング、すなわち超低高度保持開始タイミングにおいて、保持開始条件である高度 270km と β 角 -60deg を同時に満たし、かつ、その後の β 角

が IES 稼働のために -60deg 以下となり続けるように、SLATS 自身の初期軌道制御中の降下量（楕円軌道から円軌道に直した後に更にどの程度降下するか）および H-IIA ロケットによる軌道傾斜角変更量，を求めるというものである。

以上，例として SLATS の問題設定を述べたが，式 2.27 による軌道遷移の定式化は汎用的なものであり，第 1 章で述べた FORMOSAT-3 ミッションの場合は，コンステレーションを構成する機体毎に，変数が軌道遷移期間，高度上昇量（軌道傾斜角制御は無い），等式制約が目標高度，目標昇交点赤経となる問題を解く形になっていたと思われる。

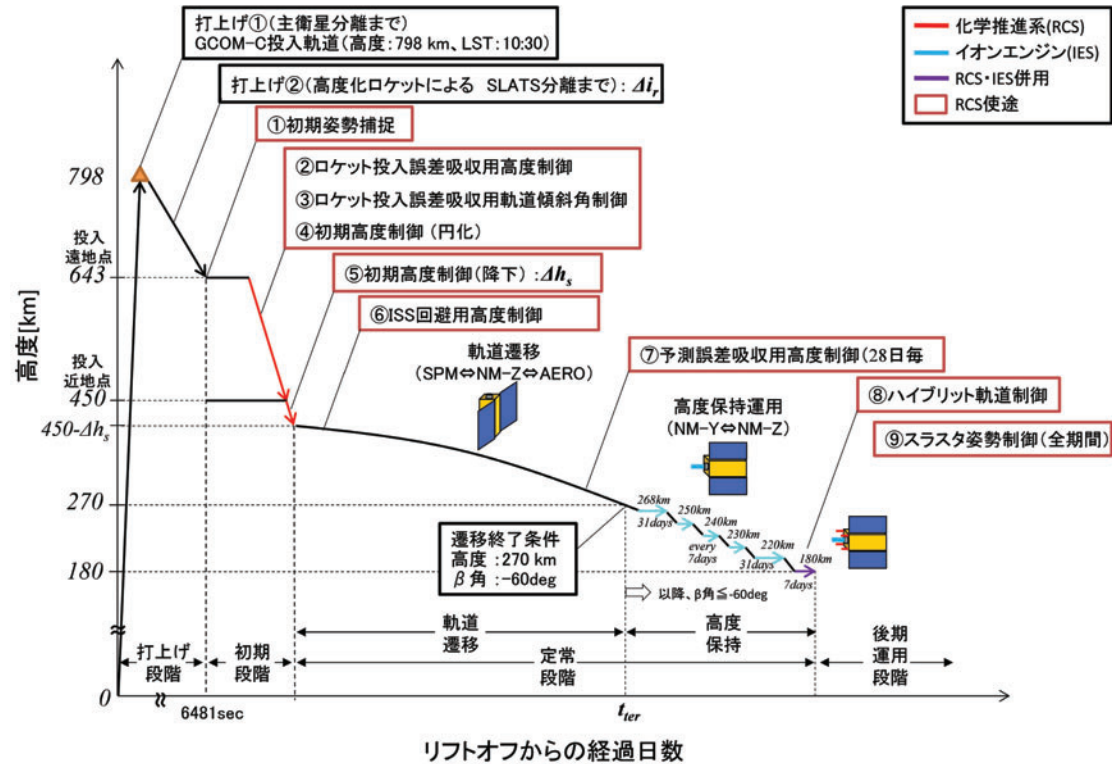


図 2.16: SLATS 姿勢軌道制御プロファイル

2.4.2 軌道制御方法：基準軌道の導出

式 2.27 を満足する解を得るために利用されている面内・面外制御手法について説明する．第一に、全体の軌道遷移期間を決める（制御に時間を要する）面外制御から解説する．円軌道（離心率微小）における地球重力場 J2 項による昇交点赤経永年変化率は式 1.1 にて述べた通りであり、地球観測衛星が多く利用する太陽同期軌道（SSO）は同式の $\dot{\Omega}$ が地球の太陽に対する公転運動値（0.985deg/day）となるように a と i を決められたものとなる．一方、 a と i の取り方について、SSO は特殊な組み合わせに過ぎず、制御目的に合わせて適切に設定することで、この摂動を利用した「複数衛星の軌道配置（一定 Ω 間隔の軌道面配置）」や「衛星軌道面と太陽との相対関係の変更（ Ω 制御を介した β 角制御）」を行うことも可能である．具体例としては、前者が第 1 章で説明した FORMOSAT での、後者が SLATS でのこの摂動の利用方法となる．

SLATS においては、1.3 節で述べた通り、H-IIA ロケットのアシストによる投入下限平均高度は 530km に制約されており、楕円軌道としては遠地点高度 643km、近地点高度 450km と決まっていた．この高度制御と式 2.28 に含まれる Δi_r 分の軌道傾斜角制御を実施し、GCOM-C 軌道の SSO 条件を崩すことで SLATS の面外制御（ β 角制御）が開始されることとなる．このロケットアシスト後の $\dot{\Omega}$ は 1.088deg/day であり、太陽同期時の $\dot{\Omega}$ との差、すなわち β 角の主要変動要因である衛星軌道面と太陽との赤経差の変化はわずか 0.1deg/day 程度となる．この変化量はその後の高度低下と共に加速されていくが、SLATS の軌道遷移の目的である β 角 +24deg から -60deg の遷移に 1 年以上を要するのはこの面外制御に時間を要するためである．第 1 章で紹介した FORMOSAT-3 が衛星コンステレーション配置に 1 年以上を要したのも基本的には同じ理由である．

この軌道遷移期間を短縮するためには投入軌道の $\dot{\Omega}$ を大きく変化させる必要があるが、必要制御量（式 2.27 の $\Delta h, \Delta i$ ）が増加し、更にミッション軌道到達後に遷移中の $\dot{\Omega}$ では不適当な場合は修正するための制御も必要となる．SLATS の場合、RCS 推葉に限りがあるため、ミッション軌道到達後の $\dot{\Omega}$ の再修正を実施出来ないため、式 2.28 の不等式制約を設け、軌道遷移中の $\dot{\Omega}$ に制約を掛けている形となる（軌道面の回転速度を上げ過ぎない）．なお、FORMOSAT のようにコンステレーションを組んでいる場合、各機の昇交点赤経差が維持出来ていれば全球観測に支障が出ずらいため、本制約が課せられることは無いと思われる．

次に面内制御（高度制御）について説明する．高度制御は衛星もしくはロケットの推進系による初期軌道制御（式 2.27 の Δh ）と時々刻々の大気抵抗による降下により実施される．大気抵抗による軌道長半径の永年摂動は次式で計算される．なお、高度 1000km 以下の地球低軌道において、軌道長半径（高度）の最大の永年摂動要因は大気抵抗である．

$$\frac{da}{dt} = \frac{C_D S}{m} \rho v a \quad (2.29)$$

ここで、 a ：軌道長半径 [m]、 $C_D S$ ：抗力係数と参照面積を乗じた値 [m²]、 m ：衛星質量 [kg]、 ρ ：大気密度 [kg/m³]、 v ：衛星軌道速度 [m/s]、である． $C_D S$ は 2.2 節で述べたような空力解析結果および衛星の姿勢モードから、 ρ は大気モデルから、 a 、 m 、 v は状態量として軌道伝播結果から、それぞれ求めることで軌道伝播中の大気抵抗を評価でき、この大気抵抗での降下量を加味しながら初期高度制御量 Δh （初めにどの程度制御しておくこと

度良いか)を求めることが出来る。

以上の面内・面外制御を ORB 等の軌道伝播ツールで再現しつつ、式 2.28 を適切なソルバーで解くことで、軌道遷移中の高度や β 角履歴の計画値となる「基準軌道」を得ることが出来る。

2.4.3 空力姿勢制御の提案：基準降下軌道追従

前節で述べた通り、大気抵抗予測のため、 $C_D S$ および ρ を仮定したが、両者共に誤差が含まれており、想定していた基準軌道を辿らない可能性がある。一例として、MSIS は太陽活動に応じて 15~40% の誤差を持つことが知られている^{[40][58]}。 $\dot{\Omega}$ の式 1.1 には軌道長半径が含まれているため、実際の高度が基準軌道から外れて行った場合、想定通りの面外制御が行われないこととなる。

本誤差を修正し、基準軌道を追従するために、本研究では衛星自身の姿勢変更による空力姿勢制御運用を考案した。空力姿勢制御運用の概要図を図 2.17 に示す。図の通り、空力姿勢制御運用として、エアロブレーキモードとエアロスルーモードを設けた。実際の運用において、高度低下が予想（基準軌道）より少なければエアロブレーキ、高度低下が予想より多ければエアロスルー、といった使い方をするものである。また、発生電力維持のため、共に日照側（図 2.17 の B から D 点間）では太陽指向姿勢（SLATS では SPM モード）とし、日陰側（図 2.17 の D から B 点間）においてエアロブレーキモードは最大抵抗姿勢（SLATS では SAP セル面が進行方向を向く NM-X モード）、エアロスルーモードは最小抵抗姿勢（SLATS では SAP 端面が進行方向を向く NM-Z モード）とする方法としている。発生電力維持のため、実際に抗力変化のための姿勢となっているのは周回 40% の時間となる。なお、図中の A~D 点については、D 点「地球中心-衛星位置-太陽中心の角度が 90° となる日陰入り側の軌道位置」を基準とし、平均近点離角 90deg 毎の値となり、日照日陰で姿勢モードを変更する本空力姿勢制御に適した区切りとなっている。

SLATS の常時 SPM、エアロブレーキ、エアロスルー時の周回平均 $C_D S$ を β 角毎に図 2.18 に示す。図の通り、SLATS は β 角にも依存するがエアロブレーキおよびエアロスルーモードによって、基準軌道作成時の基準姿勢 SPM に対して降下率を $\pm 25\sim 35\%$ 増減させることが可能となり、この幅の中大気抵抗誤差を吸収していく形となる。この空力姿勢制御の効果は衛星形状や姿勢モードによって異なるが、ここで提案した方法は発生電力を維持しながら大気抵抗制御の機能を付加可能なため、様々な衛星に適用し易い特徴を持っている。

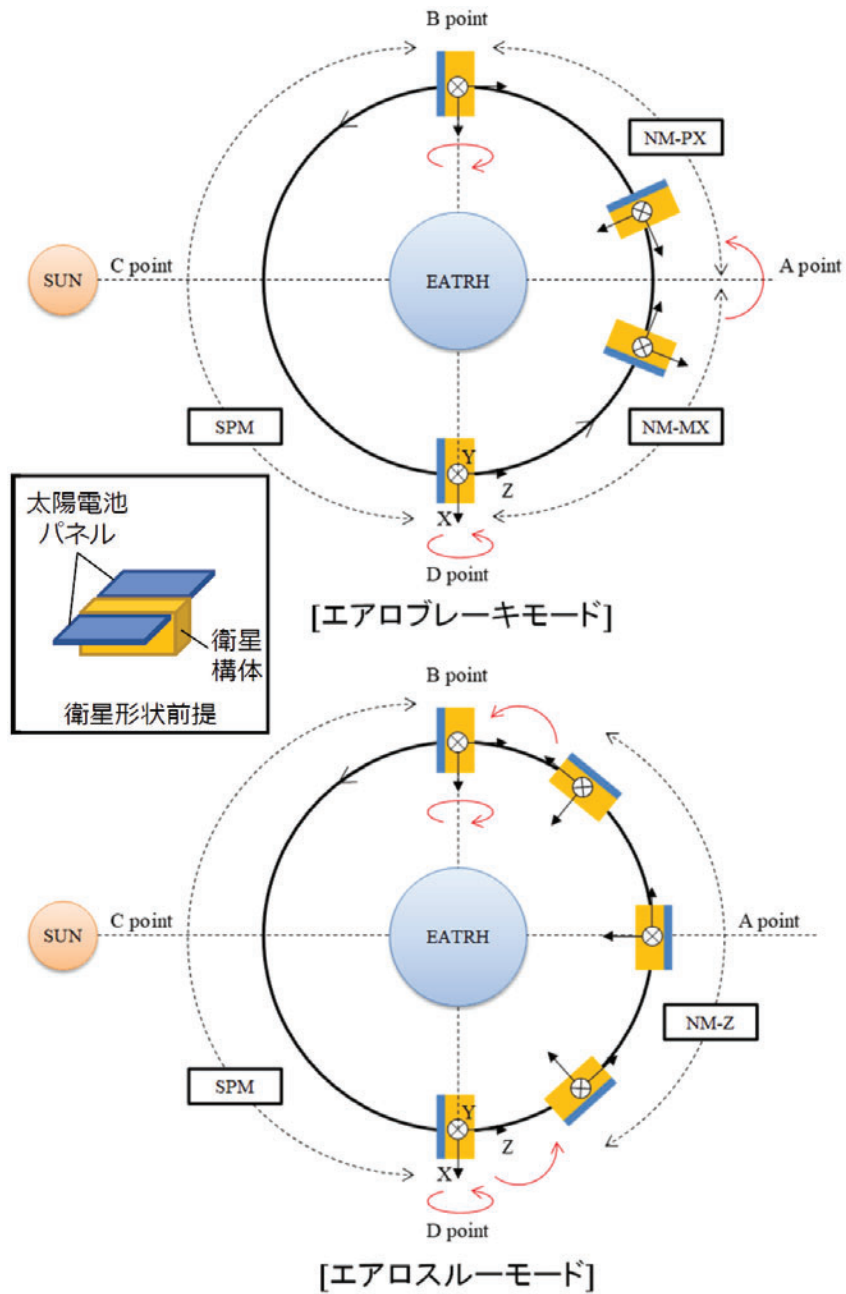


図 2.17: SLATS 空力姿勢制御

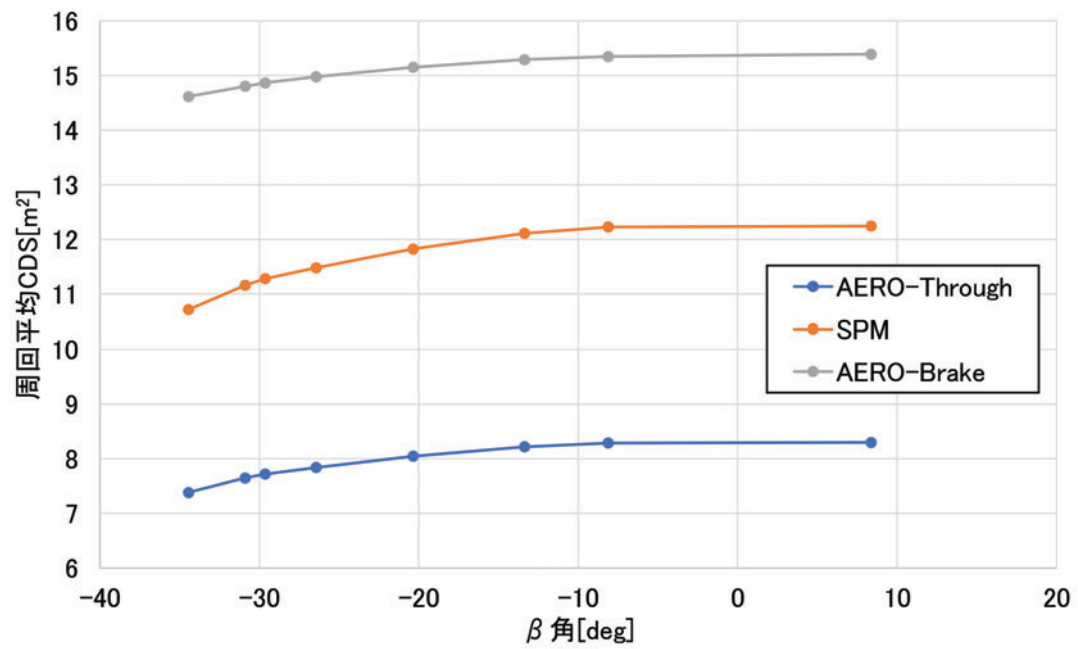


図 2.18: SLATS の空力姿勢制御時の周回 $C_D S$ 変化

2.4.4 空力姿勢制御の具体的な実施方法

空力姿勢制御を利用した基準軌道追従の具体的な運用方法を検討するにあたり、以下を考慮することとした。

- (1) 運用高度によっては大気抵抗値が小さく、空力姿勢制御のみでは軌道予測誤差を吸収出来ない可能性があるため、一定期間毎に衛星搭載推進系により誤差をリセットする必要がある
- (2) 地球観測や地上局との通信のための姿勢変更は空力姿勢制御よりも優先されるため、厳密に空力姿勢制御計画を決めても実運用に反映されない場合がある。
- (3) 短期間（例：1 日毎）で空力姿勢モードを切り替えることは、衛星運用を煩雑化することとなる。また大気抵抗が小さい高度域においては長期間経過することで空力姿勢制御の効果が表れてくる。

上記方針は理論的な制御手法の研究の際には表れにくいものであるが、複数の目的を持つ衛星においては考慮しなくてはならない点である。上記方針を受けて具体的に考案した空力姿勢制御を利用した基準軌道追従方法は以下の通りである。本追従方法の流れを図示したものが図 2.19 である（図中の番号は以下の各ステップに対応）。

- (1) 毎月末に基準高度との高度差を埋めるように衛星搭載推進系による高度制御を実施する（空力姿勢制御で埋められなかった誤差を吸収する）
- (2) 翌一か月について、エアロブレーキを最大限実施したケース（最大抵抗）、基準姿勢モードのケース（ノミナル）、エアロスルーを最大限実施したケース（最小抵抗）の 3 ケースの軌道解析を行い、一か月後の基準高度との予測差を導出する。
- (3) 3 点の予測高度差の線形補間を行い、予測高度差が 0 となる空力姿勢とその割合（空力制御指針）を導出する
- (4) 可能な限り上記の割合で空力姿勢運用が実施出来るように翌一か月の姿勢運用計画を立て、実行する（光学観測や地上局との通信のために必ずしも完全に合わせることは出来ない）。

上記の通り、本研究で提案する基準軌道追従は、一か月毎の衛星搭載推進系によるフィードバック制御（前一か月分の高度差解消）と空力姿勢制御運用によるフィードフォワード制御（翌一か月分の予測高度差を解消）を併用した形となっている。制御手段や制御間隔については個別の設定が必要であるが、本手法の骨子は、大気抵抗を活用した ADR 等にも活用することが可能である。

2.4. 大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御

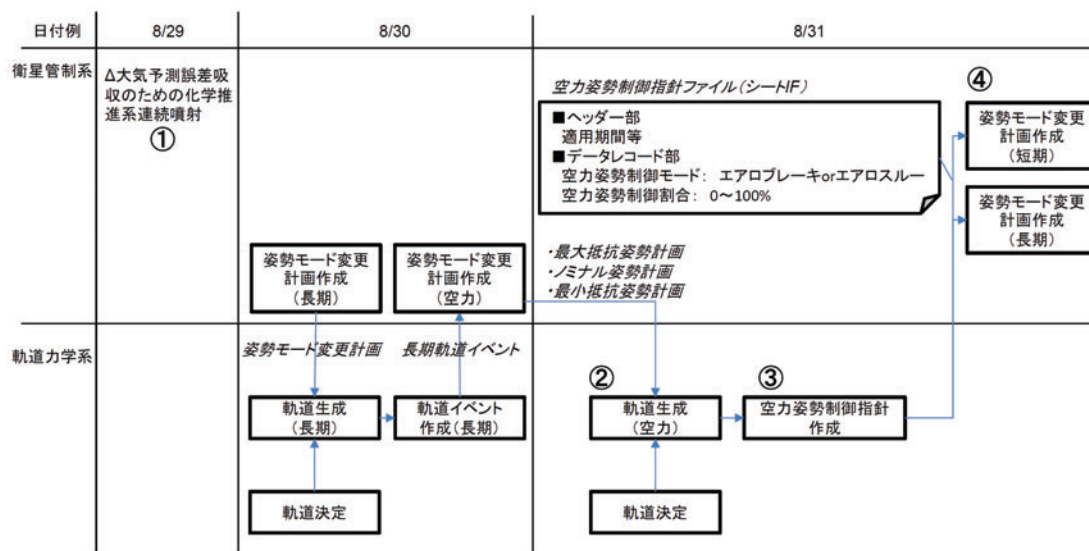


図 2.19: 基準降下軌道追従計画フロー

2.5 まとめ

本章では、第一に本研究全体で利用するために製作した姿勢軌道解析ソフト「ORB」の詳細を述べた。ORBは筆者によって開発された汎用衛星軌道解析ソフトであり、特に大気抵抗評価やイオンエンジン運用に関して詳細な設定が出来る特徴を有している。第二に、あらゆる姿勢における大気抵抗を評価するために必要な「多面体モデルによる空力解析」の詳細を説明した。本節で示した空力解析手法である、自由分子流解析は大気組成および機体のグリッドモデルを設定すれば一意に空力係数が導出でき、DSMC法等の高級CFDに比べ計算時間が非常に短くて済む特徴を有している。第三に、同空力解析手法の適用例として、SLATS空力データベースを紹介した。あらゆる姿勢からの空力解析を行い、空力微係数を得ることで航空機のような静安定解析が可能となっている。第四に、得られた空力データベースを具体的に軌道予測システム等で利用するための「空力データベースの利用方法」に関する説明を行った。ORBを含めた軌道伝播ソフトから得られる時々刻々の衛星位置速度を基に対気姿勢を計算し、空力データベースを利用することで超低高度衛星にとって重要な大気抵抗を精度良く評価することが出来る。最後に、以上の準備を踏まえて実現可能となる「大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御手法」について、同制御手法を利用した軌道設計問題の定式化を行い、基準軌道を導出する方法を述べた。また、実際の衛星運用において大気変動が発生した場合でも、得られた基準軌道を維持し続けるための空力姿勢制御（エアロブレーキ、エアロスルー）とその運用方法の提案を行った。提案した空力姿勢制御は、衛星自身の姿勢変更によって大気抵抗を変化させること（専用デバイスを必要としない）、日陰領域のみで姿勢変更を行うため太陽電池パネルの発生電力低下が生じない、といった様々な衛星にも適用し易い特徴を有している。

第3章 イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度・経度制御

本章では IES および RCS を用いた超低軌道高度・経度制御に関する説明を行う。第一に、IES および RCS を用いた自律高度保持アルゴリズムの説明を行い、第二に、超低高度域からの各種地球観測に必要な、観測対象を含んだ回帰軌道への軌道投入・維持方法に関する説明を行う。なお、自律高度保持アルゴリズムの定量的な妥当性評価は次章の SLATS 全期間軌道解析の中で示される。

3.1 イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度制御

イオンエンジンを用いた超低高度保持手法については先行的に研究されており、IES の 1 周回常時 ON/OFF による平均高度を維持すれば大気抵抗との相殺により、離心率ベクトルが発散せず制御可能、すなわち円軌道維持が可能であることが示されていた^{[38][59]}。一方、これらの研究では、1) IES が 1 周回常時 ON の前提でのみ検討されていること、2) RCS の併用については検討されていないこと、3) 実際の衛星の諸元を反映しておらず成立性検討としては不十分であること、等の検討課題が残っており、本研究にてこれらの課題を解決するための検討を実施した。

3.1.1 IES および RCS を用いた自律高度保持アルゴリズム

IES および RCS を用いた自律高度保持アルゴリズムを以下に示す。本アルゴリズムは、消費電力の大きい IES の噴射時間を IES 噴射 Duty 値を導入することで制御し、発生電力が潤沢でない衛星にも適用可能なものであり、更に、RCS 噴射時間を導入することで IES と RCS の併用を可能としているものである。

Step1: 降交点通過の検知

GPS オンボード軌道決定結果（WGS84 座標系）から得られた z 成分を使用して降交点通過を検知する（図 3.1 参照）。 z 成分の前回値が正かつ現在値が負である時点で降交点通過と判断する。降交点通過と判断された場合、次節以降の計算を実施する。

Step2: 降交点通過時刻／経度の算出

GPS オンボード軌道決定結果（WGS84 座標系）から得られた GPS 時刻、GPS 航法位置を線形補間することで降交点通過時刻および降交点通過経度を算出する。

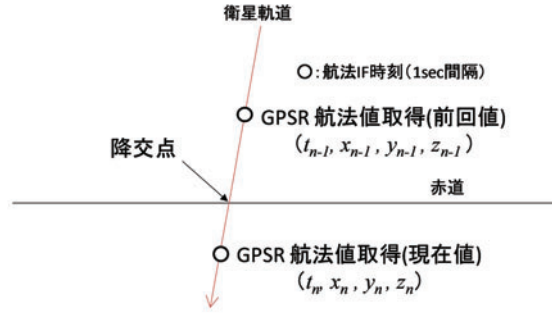


図 3.1: 降交点検知

$$\begin{aligned}
 t_{DN} &= t_{n-1} + \frac{t_n - t_{n-1}}{|z_n - z_{n-1}|} z_{n-1} \\
 x_{DN} &= x_{n-1} + \frac{x_n - x_{n-1}}{|z_n - z_{n-1}|} z_{n-1} \\
 y_{DN} &= y_{n-1} + \frac{y_n - y_{n-1}}{|z_n - z_{n-1}|} z_{n-1} \\
 \lambda_{DN} &= \arctan 2(y_{DN}, x_{DN})
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

ここで, t_{DN} : 降交点通過時刻 [Epoch], x_{DN} : 降交点座標 x 成分 [m], y_{DN} : 降交点座標 y 成分 [m], λ_{DN} : 降交点通過経度 [rad], である。

Step3: 交点周期の算出および補正

前節にて算出した降交点通過時刻と, 前回の降交点通過時刻の差を取り, 交点周期 T_p [sec] を算出する。

$$T_p = t_{DNm} - t_{DNm-1} \tag{3.2}$$

前節で算出した降交点通過経度から, 降交点通過周期補正テーブルを用いて降交点通過周期補正值を計算し, 降交点通過周期の補正を行う。降交点通過周期補正テーブルは地上コマンドにて変更可能とし, 必要に応じて変更する。

$$\begin{aligned}
 dT_p &= \frac{dT_k - dT_{k-1}}{|\lambda_k - \lambda_{k-1}|} (\lambda_{DN} - \lambda_{k-1}) \\
 T'_p &= T_p - dT_p
 \end{aligned} \tag{3.3}$$

ここで, dT_p : 交点周期補正值 [sec], T'_p : 補正後の交点周期 [sec], である。

■ 交点周期補正の必要性

GPS 測位データを基に計算された交点周期 T_p は地球重力ポテンシャルの経度依存効果によっても変動する。保持高度 271.5km において, この変動量は最大 0.16sec, 高度換算

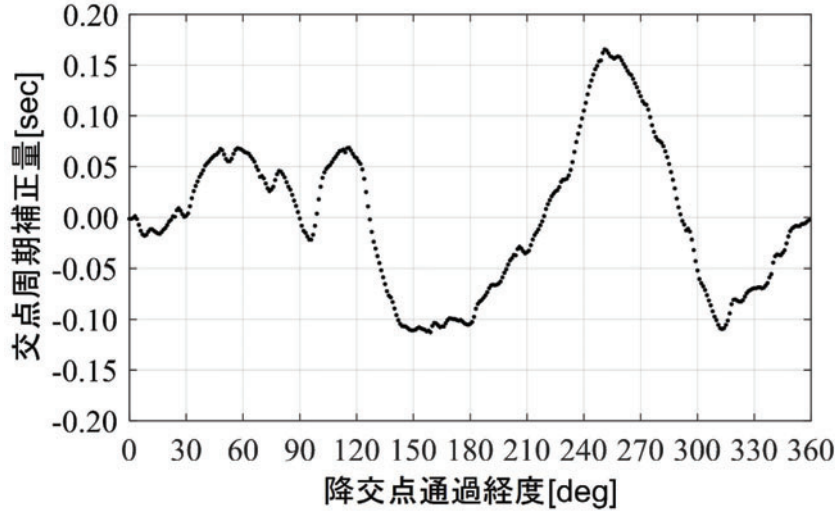


図 3.2: 交点周期補正テーブル例（高度 271.5km）^[9]

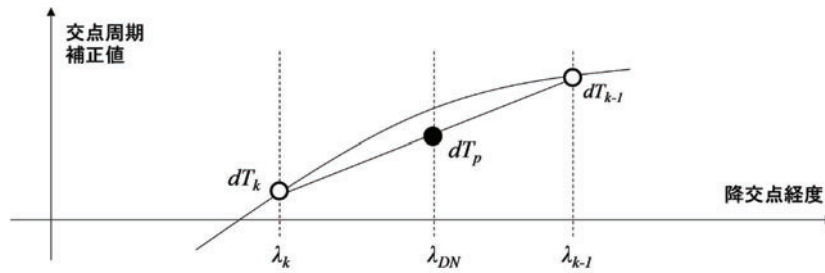


図 3.3: 交点周期補正値の線形補間

で 130m に相当する．本影響をキャンセルしない場合，実際の衛星高度変動が地球重力ポテンシャルに依るものか大気抵抗に依るものか区別出来ず，推進系による大気抵抗補償を適切に実施出来なくなる．そのため，SLATS では保持高度毎に降交点通過経度と地球重力ポテンシャルによる交点周期変動量のテーブルをオンボード計算機にアップロードし，GPS 計測値を補正することとした．

Step4: 噴射実施の判定

前節にて補正した交点周期と IES 噴射閾値および RCS 噴射閾値をそれぞれ比較し，現在の交点周期がそれらを下回っている場合に，IES および RCS の噴射を実施する．IES と RCS の噴射実施判定は個別に行い，同時噴射も可能とする．

$$\begin{aligned} T'_p &\leq T_{IES} \\ T'_p &\leq T_{RCS} \end{aligned} \quad (3.4)$$

ここで T_{IES} : IES 噴射閾値 [sec]， T_{RCS} : RCS 噴射閾値 [sec] であり，保持高度毎に地上局よりアップロードされる．この T_{RCS} を T_{IES} よりもより小さく設定しておくことで IES のみで高度保持が出来なかった場合の補償 (IES と RCS の併用：ハイブリッド軌道制

御) となる.

Step5: IES 噴射時間の導出

GPS 航法データにより降交点通過を検知した時刻 t_n [Epoch] において次式より噴射中心時刻を計算する.

$$\begin{aligned} t_{South} &= t'_n + 0.25T'_p \\ t_{North} &= t'_n + 0.75T'_p \end{aligned} \quad (3.5)$$

ここで, t_{South} , t_{North} : それぞれ南側・北側の噴射中心時刻 [Epoch], t'_n : 時刻 t_n + 計算時間 (750~1200msec) [Epoch], である. 各中心時刻における噴射時間は次式により計算する.

$$dT_{IES} = 0.5T'_p IES_{duty} \quad (3.6)$$

ここで, dT_{IES} : IES 用の各中心時刻における噴射時間 [sec], IES_{duty} : IES 噴射 Duty (IES の周回中の噴射割合) [-] である. 時刻 t'_n 以降, 下記の噴射期間判別式が満足される時, 噴射を実施することとする.

$$\begin{aligned} t_{South} - 0.5dT &\leq t \leq t_{South} + 0.5dT \\ t_{North} - 0.5dT &\leq t \leq t_{North} + 0.5dT \end{aligned} \quad (3.7)$$

Step6: RCS 噴射時間の導出

噴射中心時刻および判別式は IES と同じである. RCS 用の各中心時刻における噴射時間 dT_{RCS} については直接秒数を設定するものとした.

以上の自律軌道制御アルゴリズムを図示したものを図 3.4 に示す.

3.1.2 目標交点周期の導出方法

前節のアルゴリズムにおいて IES および RCS の噴射判定に用いられる目標交点周期 (T_{IES} , T_{RCS}) は, 高度制御のみの場合は次式より求めることとした.

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= \dot{\omega} + \dot{M} \cong n + \frac{3}{4}J_2 \frac{r_e^2}{a^2} n (6 - 8 \sin^2 i) \\ T &= \frac{2\pi}{\dot{\phi}} \end{aligned} \quad (3.8)$$

ここで, $\dot{\phi}$, $\dot{\omega}$, \dot{M} : それぞれ平均緯度引数, 近地点引数, 平均近点離角の地球重力ポテンシャル J_2 項による永年摂動 [rad/s], n : 平均運動 [rad/s], J_2 : 地球重力ポテンシャル J_2 値 [-], r_e : 地球赤道半径 [m], a : 目標平均軌道長半径 (赤道半径 + 目標平均高度) [m], i : 高度保持開始直前の平均軌道傾斜角 [rad], T : 目標交点周期 [sec], である. 本式は地

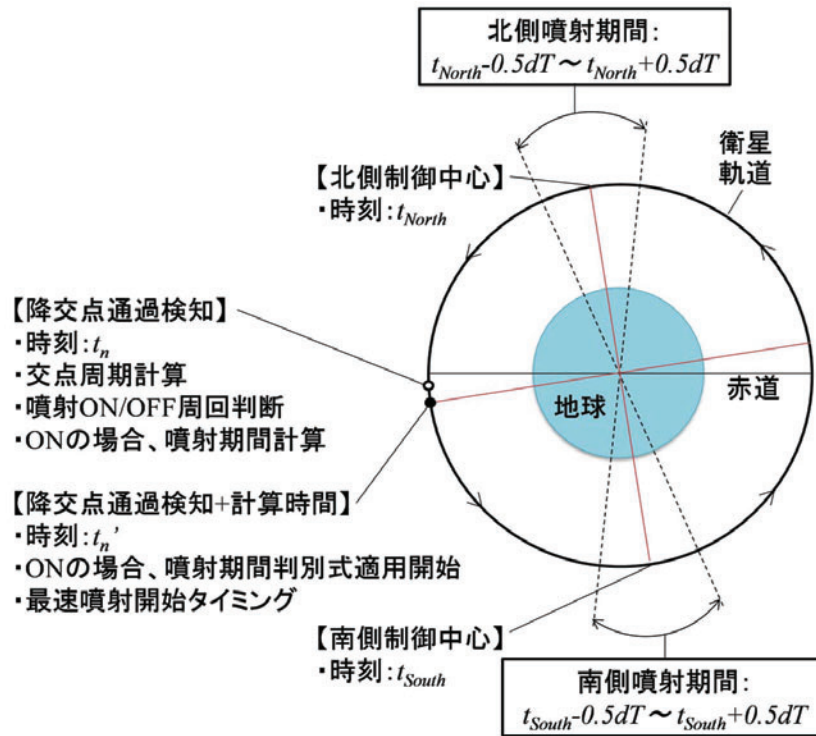


図 3.4: SLATS 自律軌道制御アルゴリズム概要

球重力ポテンシャル J2 項の永年摂動を考慮した上で目標高度相当となる交点周期を求めたものである。地球との回帰性を考えない、単純な高度制御の場合は上式を利用すれば良いが、地球回帰軌道を利用し、経度保持も実施する場合は地球重力ポテンシャル J2 項以上の次数・位数の影響や大気変動を考慮する必要がある。この経度保持のための目標交点周期の設定方法については 3.2.3 節にて詳述する。

3.2 超低高度域の観測軌道への投入・維持方法

多くの地球観測衛星はロケットにより観測対象を含む準回帰軌道（観測軌道とも言われる）に投入され、自身の推進系によって軌道を維持している。一方、複数機同時打上げ等により、自身で観測軌道に入る必要のある超低高度衛星の場合は、大きな大気抵抗を把握しないしは利用しながら軌道遷移を行い、その後は大気変動を吸収しながら軌道を維持し続ける必要がある。本節ではこれらの具体的な方法について説明を行う。前節の高度保持と合わせて、この超低高度域における観測軌道への投入・維持方法までをまとめ、実証することで初めて超低高度軌道の開拓になると言える。

3.2.1 準回帰軌道

投入目標となる準回帰軌道についての説明を行う。準回帰軌道は次式が成立する軌道である。

$$N + \frac{L}{M} = \frac{\dot{\phi}}{\omega_e - \dot{\Omega}} \quad (3.9)$$

上式に付属する各種式は以下の通りである。

$$\dot{\phi} = \dot{\omega} + \dot{M} \quad (3.10)$$

$$\dot{\omega} = \frac{3}{4} J_2 \frac{a_e^2}{p^2} n (4 - 5 \sin^2 i) \quad (3.11)$$

$$\dot{M} = n + \frac{3}{4} J_2 \frac{a_e^2}{p^2} n \eta (2 - 3 \sin^2 i) \quad (3.12)$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} n \frac{a_e^2}{a^2} J_2 \cos i \quad (3.13)$$

ここで、 N ：日周回数、 L ：日移動数、 M ：回帰日数、 $\dot{\phi}$ 、 $\dot{\Omega}$ 、 $\dot{\omega}$ 、 \dot{M} ：それぞれ平均緯度引数、昇交点赤経、近地点引数、平均近点離角の地球重力ポテンシャル J_2 項による永年摂動 [rad/s]、 ω_e ：地球の自転角速度 (7.292115E-5) [rad/s]、 $n = \sqrt{\mu/a^3}$ ：平均運動 [rad/s]、 J_2 ：地球重力ポテンシャル J_2 項 (1.08264E-3) [-]、 a_e ：地球赤道半径 (6378137) [m]、 a ：平均軌道長半径 [m]、 i ：平均軌道傾斜角 [rad]、 $p = a(1 - e^2)$ ：軌道半直弦 [m]、 $\eta = \sqrt{1 - e^2}$ 、である。なお、上記は円軌道を前提としており、 $\dot{\phi}$ の最右端式において、 e^2 項は省略している。

式 3.9 の分母は衛星から見た地球の相対的な自転角速度であり、地球自転角速度 ω_e から衛星軌道面自体の回転速度 $\dot{\Omega}$ を差し引いた値となり、いわば東西変化を表現している。式 3.9 の分子は衛星の交点角速度であり、いわば南北変化を表現している（極軌道の場合）。この分子分母により衛星がある地球の一点を再訪する頻度が決まり、それを N, L, M の回帰パラメータで表現している。また 1 周回あたりの経度変化は次式で表される。

$$\psi = 2\pi \frac{\omega_e - \dot{\Omega}}{\dot{\phi}} \quad (3.14)$$

ここで、 ψ ：西移動量 [rad]，である．ある観測対象を持つ場合，この ψ 刻みの観測経度群の一つに観測対象の経度が含まれている必要がある．

準回帰軌道の特別な形として， L を 0（1 日後に同じ経度に戻る）を設定した場合，式 3.9 が整数値を取り，回帰軌道と呼ばれることになる．上式の通り，回帰軌道は高度と軌道傾斜角によって決まり，更に太陽同期性を確保しようとする式 1.1 の通り，高度によって軌道傾斜角は決まるため，結果として，太陽同期回帰軌道は高度によって決まることとなる．地球低高度域における太陽同期回帰軌道を計算した結果が表 3.1 である．二つの条件が満足する軌道は地球低軌道には 3 点しかなく，その 1 点が高度 268.12km，軌道傾斜角 96.56deg の超低高度域にあり，将来超低高度衛星での利用が期待されている．

表 3.1: 地球低軌道の太陽同期回帰軌道

日周回数	高度 [km]	軌道長半径 [km]	軌道傾斜角 [deg]	周回経度変化量 [deg/rev]	交点周期 [sec]
16	268.12	6646.26	96.56	22.50	5400.00
15	560.98	6939.12	97.63	24.00	5760.00
14	888.31	7266.45	98.98	25.71	6171.42

3.2.2 観測軌道への投入方法

2.4 節にて述べた β 角と同じく，経度制御についても推進系により直接制御することは必要 Δv 上現実的ではない．したがって，観測軌道投入時期までの高度履歴を調整することで所定の経度群に投入する必要がある．具体的には，軌道遷移中に推進系による高度制御のタイミングを設け，高度を上下させ，その後の大気抵抗による高度履歴を変化させることで，目標時期に所定の経度に到達させる．更に，大気予測誤差により高度履歴が基準値から大きくずれていく場合は，繰返し計画立案・噴射を実施することとなる．これを目標経度追従と呼ぶ．ある観測対象経度を含む準回帰軌道への目標経度追従問題は次式にて定式化出来る．

$$\begin{array}{ll} \text{Variable} & \Delta h \\ \text{Equality Conditions} & \Delta\lambda = \min_{i=0}^{X-1} \left\{ \lambda - \left(\lambda_{target} + \frac{2\pi}{X} i \right) \right\}^2 = 0 \end{array} \quad (3.15)$$

ここで， Δh ：目標経度追従用の高度制御量 [m]， $\Delta\lambda$ ：観測軌道投入経度誤差 [deg]， λ ：到達目標時期の測地経度 [deg]， λ_{target} ：観測対象の測地経度 [deg]， $X = MN + L$ ：回帰周回数，である．上式において， i を回帰周回数分振り，その最小値を経度誤差としているのは準回帰軌道時の X 個の軌跡のうちの 하나가観測対象を通過すれば良い，ということを表している．上式をニュートン法等のソルバーで解くことで目標経度追従用の軌道制御

計画を立案できる．本追従法を利用して，実際に SLATS を超低高度域の回帰軌道に投入した結果が 5 章にて示される．

3.2.3 観測軌道の経度保持方法

3.1.2 節にて高度保持中の目標交点周期の導出方法について述べたが，式 3.8 は地球重力ポテンシャル J2 項までを考慮したに過ぎず，より高次の重力ポテンシャルの影響および大気抵抗による高度変動の影響により，同値で地球との同期性を高精度に維持し続けることは困難である．本節では，その影響の評価および対策のために導入した経度保持方法についての説明を行う．

3.2.3.1 経度保持精度の例

経度保持制御の議論を開始するにあたって，その精度目標のオーダーを明確化するため，ALOS-2 の SAR インターフェロメトリ軌道保持精度を参照する．本要求は文献^[10]に図 3.5 の通り記載されている．本要求は回廊要求とも呼ばれ，常に衛星は基準軌道を中心とした半径 500m のチューブ内を通過する必要がある（干渉 SAR 観測を実施するため前回観測時から軌道位置が大きくずれてはいけない）．この 500m の東西方向の位置ずれを東京の緯度における経度に換算すると約 $\pm 0.005\text{deg}$ となる．この例のように軌道の回帰性を積極的に利用する観測を行う場合は 0.001deg オーダーの高い経度制御精度が課される場合がある．

7) SAR インターフェロメトリ軌道保持精度

SAR インターフェロメトリを実現するためには、同一 RSP パスの地球固定座標系に対する軌道軌跡が、同一直下点上では（同一緯度上では）、一定の範囲内に入ることが必要となる。要求例を以下に示す。

- ・要求例 1： 地球固定座標系に固定された基準軌道から高度差 $\pm 500\text{m}$ 以内、クロストラック方向誤差 $\pm 500\text{m}$ 以内の回廊（Corridor）に入ること（図 4.4 参照）
- ・要求例 2： 基準軌道から半径 500m 以内のチューブに入ること

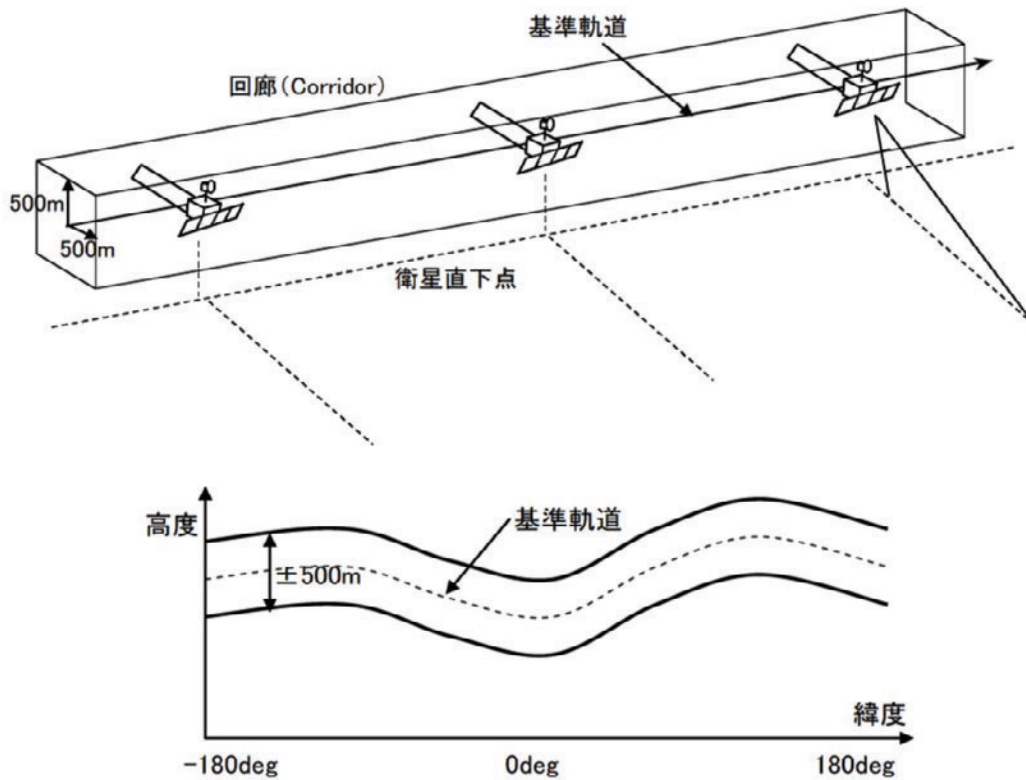


図 4.4 SAR インタフェロメトリ軌道保持精度の例（要求例 1）

図 3.5: JERG-2-153：指向管理標準^[10]

3.2.3.2 経度保持精度評価：J2 項のみ考慮

式 3.8 から得られる J2 項のみを考慮した目標交点周期で高度保持を行った場合の経度保持精度の評価を行う。平均軌道傾斜角を SLATS と同じ 98.3deg と設定した場合、日周回 16 を条件として、式 3.8 を用いて目標交点周期を導出した結果を表 3.2 に示す。本表で得られた交点周期を目標値として自律軌道制御を実施した場合の経度変化を評価するため、表 3.3 の自律軌道制御パラメータを用いて一か月間の高度保持解析を実施した。なお、機体質量や $C_D S$ は SLATS の諸元を利用している。主要結果とグラフを表 3.4 および図 3.6, 3.7 に示す。考察は以下の通りである。

- (1) 図 3.6 の通り、表 3.3 の設定で高度保持は適切に実施出来ている。表 3.4 の通り、その際の閾値に対する交点周期誤差は-0.002sec（高度換算約-2m）であり、ほぼ大気抵抗と IES が釣り合っている状態である。
- (2) 一方、表 3.4 および図 3.7 の通り、J2 項のみを考慮した目標交点周期とした場合、観測対象（ここでは東京地区）の通過経度は 31 日間で約 0.2deg 変化し、前節で述べた経度保持要求例である 0.001deg オーダーを大きく上回る結果となった。

表 3.2: J2 項のみを考慮した目標交点周期

項目	変数	値
要求日周数 [rev]	N	1.600000000000E+01
高度 [km]	h	2.715153203483E+02
平均軌道長半径 [m]	a	6.649651620348E+06
平均軌道傾斜角 [deg]	i	9.830000000000E+01
平均運動 [rad/s]	n	1.164315149475E-03
衛星平均緯度引数の変化率 [rad/s]	$\dot{\phi}$	1.162720623540E-03
衛星軌道面の昇交点赤経の変化率 [rad/sec]	$\dot{\Omega}$	2.511110287390E-07
日周数 [rev]	$\dot{\phi}/(\omega_e - \dot{\Omega})$	1.600000000000E+01
経度ドリフトレート [deg/rev]	$\Delta\lambda$	2.250000000000E+01
交点周期 [sec]	T	5.403865021374E+03

表 3.3: 自律軌道制御パラメータ（J2 項のみ考慮）

項目	値	備考
IES 噴射閾値 [sec]	5403.8650	J2 項のみ考慮
IES 噴射 Duty[%]	5	大気抵抗による交点周期の変動を最小限にするため、大気抵抗とほぼ釣り合う値として設定
IES 推力 [mN]	11.74	1 周 BEAM 噴射の軌道決定結果より同定
RCS 噴射閾値	5403.2566	IES 噴射閾値-500m 相当
RCS 噴射時間 [sec/burn]	86.6	高度 1000m 増加相当値

表 3.4: 自律軌道制御パラメータ（J2 項のみ考慮）を用いた結果

項目	値
平均高度誤差 [m]	11.26
高度誤差標準偏差 [m]	7.09
最大平均高度誤差（上側）	27.16
最大平均高度誤差（下側）	-21.07
IES-ON 周回割合 [%]	60.12
RCS-ON 周回割合 [%]	0
最大 β 角 [deg]	-62.4
平均交点周期（経度補正済）[sec]	5403.8627
平均交点周期誤差 [sec]	-0.0023629
上記値の高度換算 [m]	-1.9420
終端経度誤差 [deg]	-0.19514
最大経度誤差 [deg]	-0.19514
上記値の東西距離換算 [m]	-18604

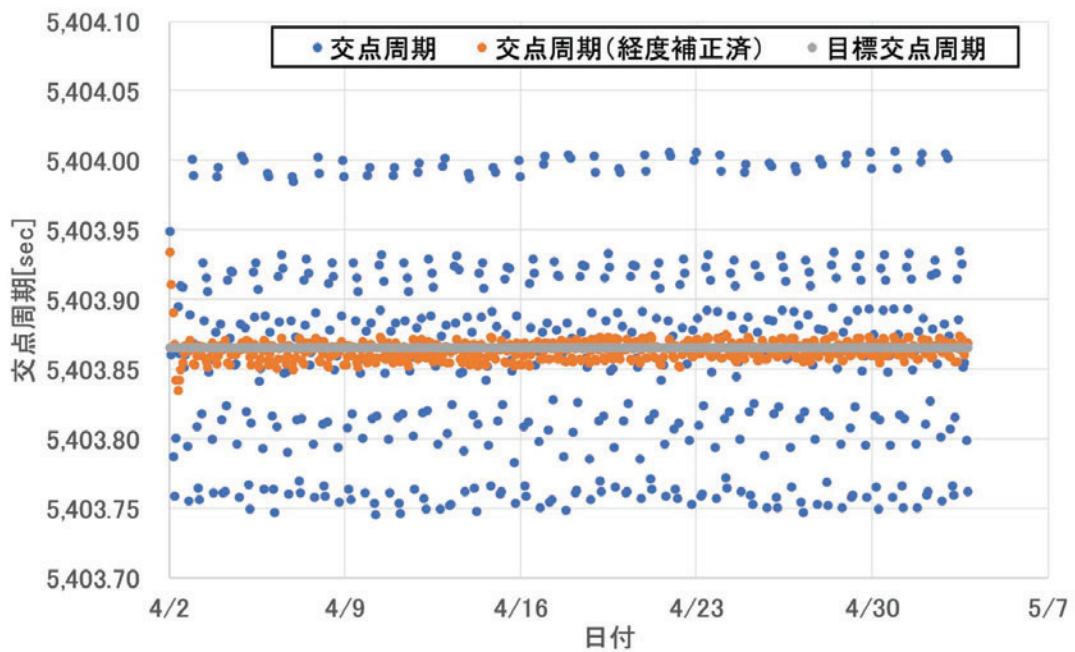


図 3.6: 自律軌道制御パラメータ（J2 項のみ考慮）を用いた軌道解析履歴 1of2

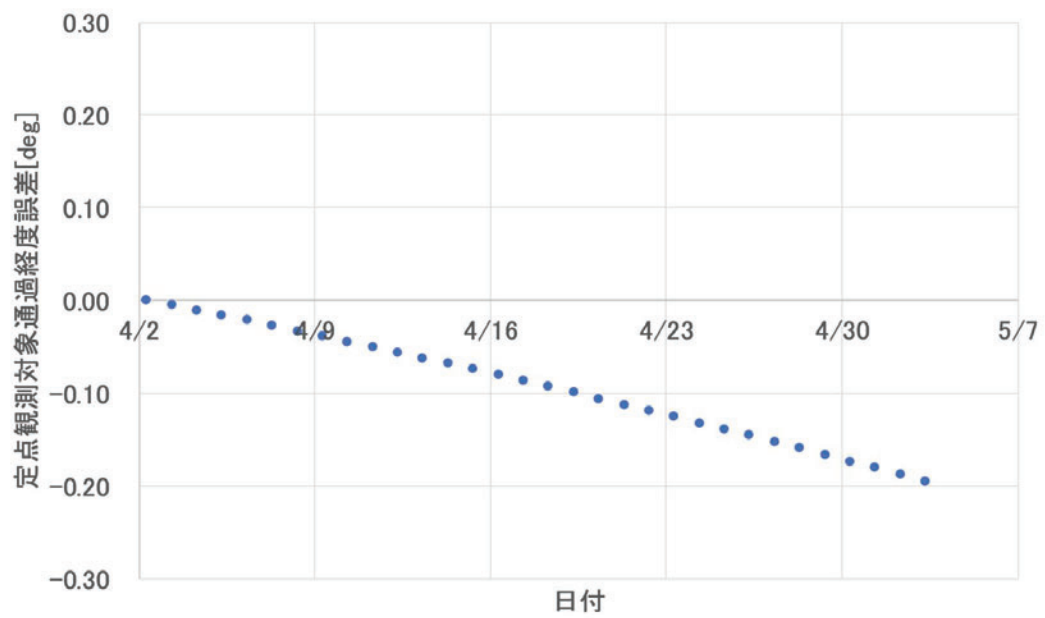


図 3.7: 自律軌道制御パラメータ（J2 項のみ考慮）を用いた軌道解析履歴 2of2

3.2.3.3 経度保持精度評価：目標交点周期修正法

日周数 16 の回帰が成り立っている時、その際の交点周期は次式としても表現出来る。

$$T = \frac{2\pi}{16(\omega_e - \dot{\Omega})} \quad (3.16)$$

上式は $\dot{\Omega}$ ：平均昇交点赤経変化率のみに依存している。前節の高度保持解析中の $\dot{\Omega}$ は $2.498\text{E-}07[\text{rad/s}] = 1.237[\text{deg/day}]$ となっており、J2 項のみから計算された表 3.2 の値 $2.511\text{E-}07[\text{rad/s}] = 1.243[\text{deg/day}]$ とは異なっている。これは J2 以上の次数・位数の重力ポテンシャルおよび高度変動（式 3.8 は高度一定を前提としたものであるが、実際は IES の噴射が 1 周回単位で実施されることにより常に変化している）、大気変動の影響であり、その差は 1 日あたり 0.006deg であり、結果として 1 日で回廊軌道要求オーダー 0.001deg を超えるオーダーとなっていた。

以上を踏まえ、本研究では、下記の目標交点周期修正法を考案するに至った。

- (1) 地球重力ポテンシャル高次項、高度変動対応：地球重力ポテンシャル高次項および IES 高度保持アルゴリズムを考慮した高度保持解析を事前に行い、平均的な昇交点赤経変化率 ($\dot{\Omega}$) を導出し、次式により目標交点周期の初期値を得る

$$\dot{\phi} = (N + \frac{L}{M})(\omega_e - \dot{\Omega}), \quad T = \frac{2\pi}{\dot{\phi}} \quad (3.17)$$

- (2) 大気変動対応：ある期間毎（SLATS では 1 日～1 週間）に経度誤差を 0 とするための目標交点周期を導出する

上記はフィードフォワード的に最適な目標交点周期を導出し、実際の高度保持中においては、一定期間毎に経度誤差を 0 とするように目標交点周期にフィードバックを掛けている形となる。

本手法を前節の高度保持解析に適用した結果を表 3.5 以降に示す。高度保持解析において、表 3.5 の通り、目標交点周期を見直した結果が表 3.6 および図 3.8, 3.9 となる。結果として、経度誤差が前節に比べ大きく抑制され、経度誤差を 3.2.3.1 節で述べた ALOS-2 回廊要求から導かれる経度誤差 $\pm 0.005\text{deg}$ 以内に収めることが出来ている。なお、図 3.9 において、1 週間毎に目標交点周期を見直したにも関わらず経度誤差が 0 になっていない理由は、実際の大気変動を模擬するため、目標交点周期見直し時には MSIS 大気モデルに入力する太陽活動指数や地磁気インデックスを一定とし、軌道伝播時には実際に観測された値を用いたためである。本解析により本節で提案した経度保持方法の効果が立証され、実際に SLATS の軌道制御運用に反映されることとなった。

表 3.5: 1 週間毎の目標交点周期

時期	目標交点周期 [sec]
1 週目	5403.7762
2 週目	5403.7764
3 週目	5403.7701
4 週目	5403.7644
5 週目	5403.7618

表 3.6: 自律軌道制御パラメータ（提案手法）を用いた結果

項目	値
終端経度誤差 [deg]	0.00012
最大経度誤差 [deg]	0.00295
上記値の東西距離換算 [m]	281
高度保持中の平均昇交点赤経変化率 [rad/s]	2.49849E-07

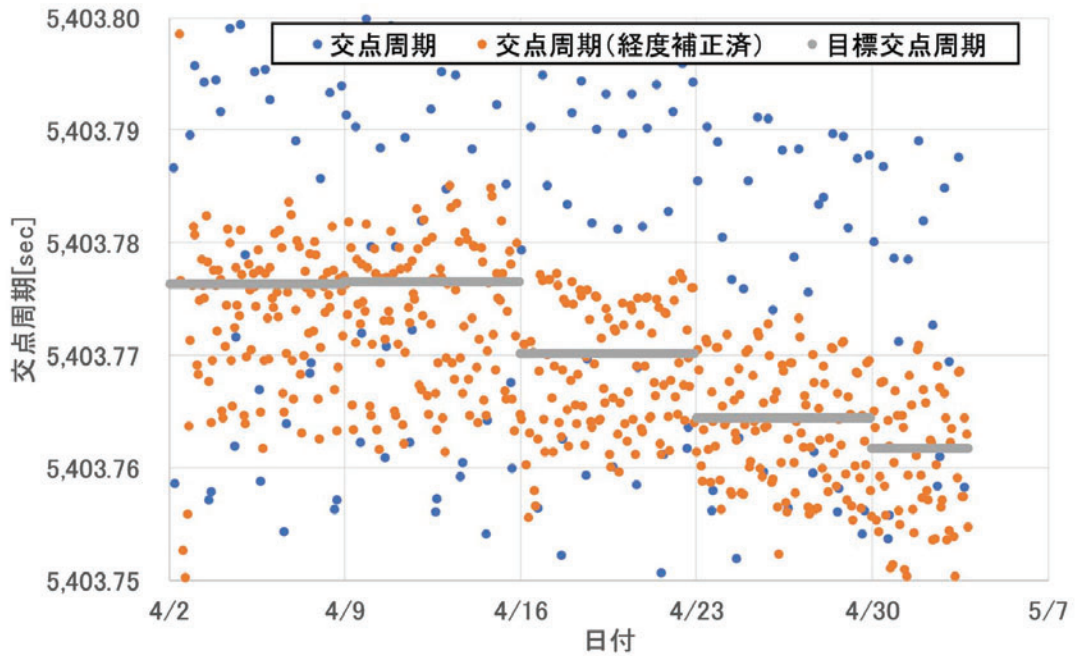


図 3.8: 自律軌道制御パラメータ（提案手法）を用いた軌道解析結果履歴 1of2

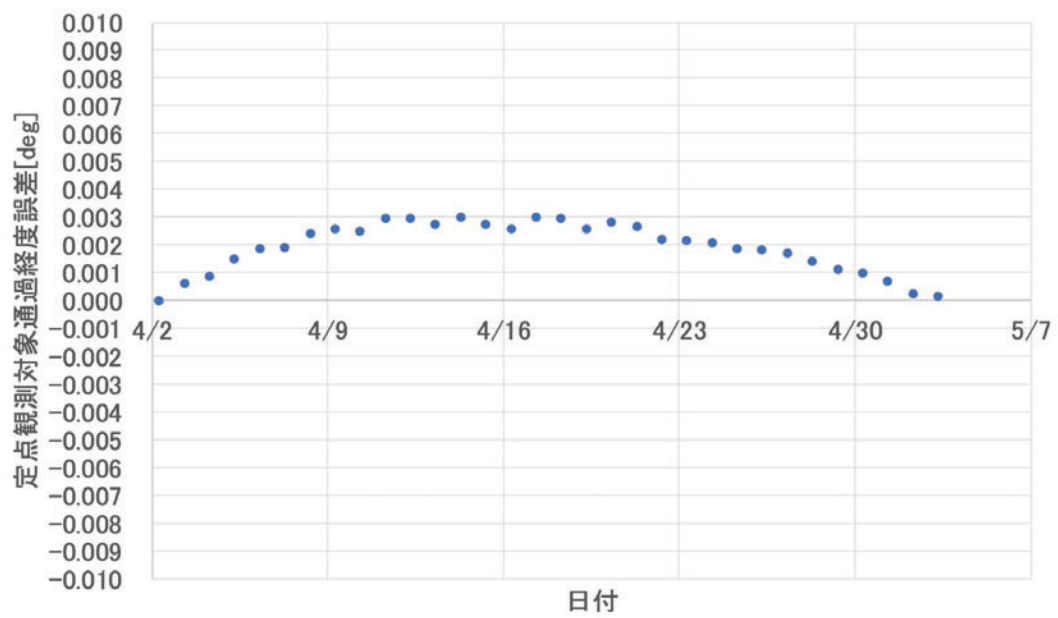


図 3.9: 自律軌道制御パラメータ（提案手法）を用いた軌道解析結果履歴 2of2

3.3 まとめ

本章では本研究にて提案した IES および RCS を用いた超低軌道高度・経度制御に関する説明を行った。第一に、IES および RCS を用いた自律高度保持アルゴリズムの説明を行った。提案したアルゴリズムは、消費電力の大きい IES の噴射時間を IES 噴射 Duty 値を導入することで制御し、発生電力が潤沢でない衛星にも適用可能なものである。また、IES と RCS とで独立した目標交点周期を有することで両推進系の併用も実現している。本アルゴリズムは、次章の高度保持解析の中でその妥当性が検証され、実際に SLATS 計算機に搭載されることとなった。第二に、超低高度域の観測軌道（観測対象を含む準回帰軌道）への投入方法（目標経度追従法）および維持方法（目標交点周期修正法）に関する説明を行った。目標経度追従法は、衛星搭載推進系による高度制御により、その後の大気抵抗による高度低下履歴を変化させることで、目標時期に準回帰軌道の一軌跡を観測対象経度に合わせる方法である。実際の衛星運用では、大気変動を完全に予測することは不可能なため、本手法を定期的に適用して、高度履歴を修正していくこととなる。目標交点周期修正法は、高度保持中の目標交点周期を一定期間毎に修正することで観測地点通過時の経度保持を行う方法である。また初期目標交点周期は地球重力場高次項やその他考え得る摂動を模擬した高度保持解析を行い、衛星軌道の昇交点赤経変化率を導出した上で設定することが重要であることを示した。本節で述べた、超低高度観測軌道への投入・維持方法は SLATS の実際の運用に適用された。

第4章 SLATS 全期間軌道解析結果

前章までに説明した「永年摂動を活用した面内・面外制御手法」「イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度制御手法」を利用した SLATS 全期間軌道解析結果を示す。本解析結果は SLATS 打上げ前に実施された最終段階の軌道解析結果である。以降の説明で多用する姿勢モード（SPM 等）の詳細については図 1.8 を参照すること。

4.1 前提条件

(1) 衛星打上げ時質量

SLATS の打上げ前試験にて計測された値として、381.2kg と設定する。

(2) 太陽活動

予測精度向上のため、太陽活動予測として MSAFE2017 年 9 月 7 日発行分を用いた^[60]。F10.7 予測のグラフを図 4.1 を示す。

(3) RCS 噴射量制約

RCS 噴射量制約として以下を考慮する。

一噴射あたりの $\Delta v = 1.8\text{m/s}$ 以下：RCS 制御誤差を踏まえても半日後に地上アンテナ捕捉が出来る条件より導出

(4) RCS 噴射タイミング制約

RCS 噴射タイミング制約として以下を考慮する。

RCS 逆噴射は D 点 ± 20 分以外：SLATS の姿勢モード変更は D 点基準（図 2.17 参照）に行われ、SPM ⇄ NM-Z 逆噴射姿勢の変更時間を確保するため

RCS 噴射周回（NM-Z）の間に 8 周回の電力回復周回（SPM）を設けること

(5) チェックアウト期間

SLATS 打上げから軌道制御開始までに衛星チェックアウト期間として 21 日間を確保する。

(6) RCS テストマヌーバ

RCS 制御精度見積もりのため、打上げ後 14, 17 日に $\Delta v = -0.2\text{m/s}$ @ 近地点を実施する。

(7) 初期軌道制御中の円化・降下制御間のインターバル

初期軌道制御は楕円軌道からの円軌道化（近地点でのみ RCS 逆噴射）、その後の降下制御（遠近点にて逆噴射）の二段階に分けられている。円化制御結果評価や降下制御計画の見直しのため、円化軌道制御の後に 2 日間のインターバルを設ける。

(8) 軌道遷移中の姿勢モード

SLATS は全運用期間において適宜、小型高分解能光学センサ（SHIROP）による光学観測を実施している。軌道遷移フェーズにおける衛星基本姿勢は SPM であるが、光学観測の場合は、NM-Z に変更する必要がある。SHIROP 観測計画を踏まえて「NM-Z1 周回⇔SPM8 周回」を前提とした。また、大気抵抗を最小にしたい時期の姿勢モード運用は「NM-Z1 周回→SPM1 周回→エアロスルー運用 7 周回」、大気抵抗最大の場合は「NM-Z1 周回→SPM1 周回→エアロブレーキ運用 7 周回」であり、それぞれ最大限空力姿勢制御を組み込んだ形の周回シーケンスとなる（NM-Z と空力姿勢制御周回間に SPM を 1 周回挟むのは直接移行することが出来ないためである）。

(9) ISS 回避制御

軌道遷移フェーズは高度 408～268km を遷移するため、ISS 高度帯を通過する可能性が高い。ISS との干渉解析は日々 SLATS 軌道力学系によって実施され、干渉が予想されない場合は本高度制御を実施する必要はない。一方、干渉が予想される場合は、基本的には SLATS 側で ISS との衝突回避マヌーバを実施する。ISS は独自のデブリ回避マヌーバ手順を有しており、その手順は「72 時間以内に ISS を中心として、高度方向 ± 2km × 進行方向 ± 25km × 進行方向直交 ± 25km の警戒領域に入るデブリがある」場合に開始される。一旦デブリ警戒領域に侵入してしまった後に高度制御を開始しては ISS 側が混乱をきたす可能性があるため、72 時間以前に警戒領域への侵入を判断し、高度方向の警戒範囲 4km の 2.5 倍である 10km 分の高度制御（ISS ジャンプ）を実施し、大きく警戒領域を跨ぐ制御を実施するものとする。ISS 高度は変化するため本制御がどの高度でなされるか、またそもそも干渉が発生するか分からないため、あくまでオフノミナルの対応となるが、RCS 使途の一つとして運用準備を行う。

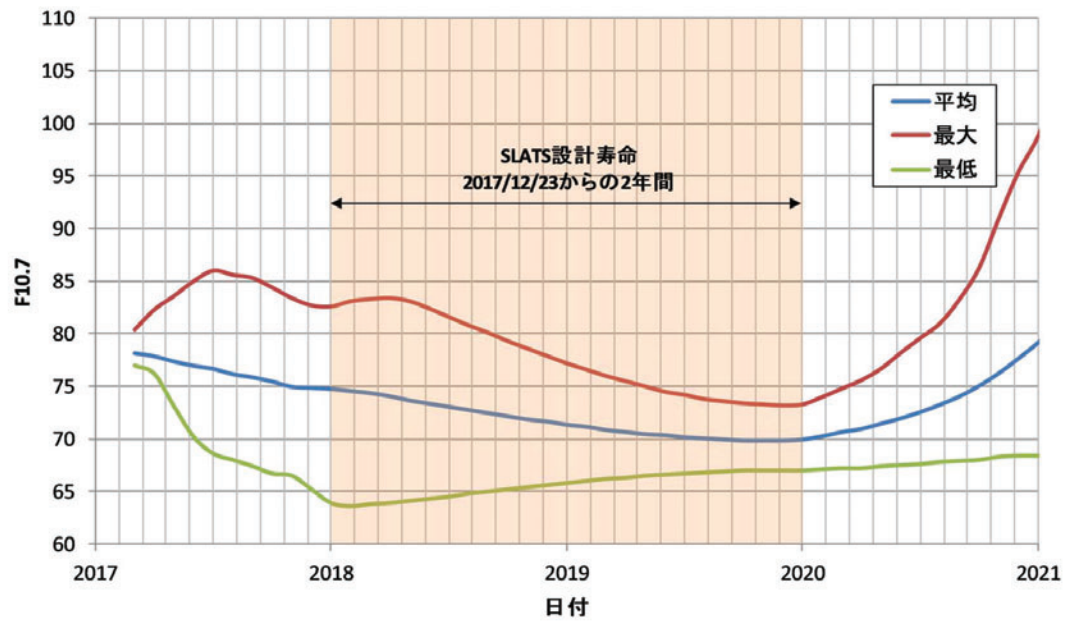


図 4.1: MSAFE 太陽活動予測 F10.7 (2017 年 9 月発行)

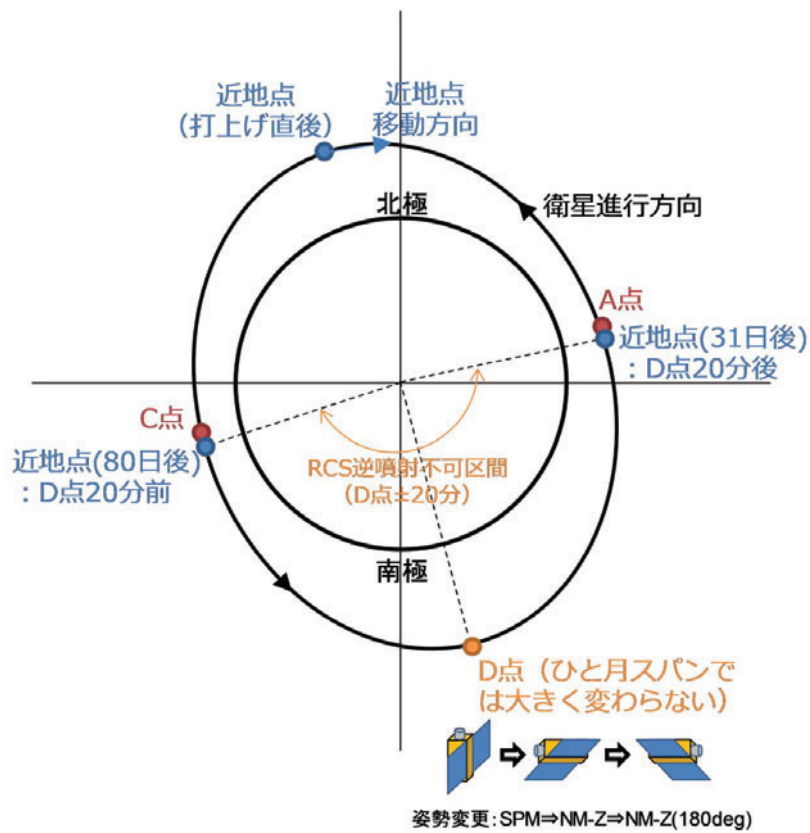


図 4.2: RCS 噴射タイミング制約について

4.2 基準降下軌道導出問題設定

4.2.1 定式化

基準降下軌道導出問題は式 2.28 にて述べた通りである．本問題を繰返し解きつつ，ロケット側と調整を行った結果，平均高度を可能な限り低下させ，かつ，SLATS 高度保持終了時の β 角不等式条件 ($\beta(t \geq t_w) \leq -60deg$) を満足する分離条件として，表 4.1 の楕円軌道での分離軌道要素が提示された．本調整により $\Delta i_r = -0.3deg$ として決まり，式 2.28 を次式の通り縮退し，ニュートン法により最終的な解を得ることとした．打上げ前の最終的な SLATS 姿勢軌道制御プロファイルおよび RCS 使用を図 4.3 に示す．

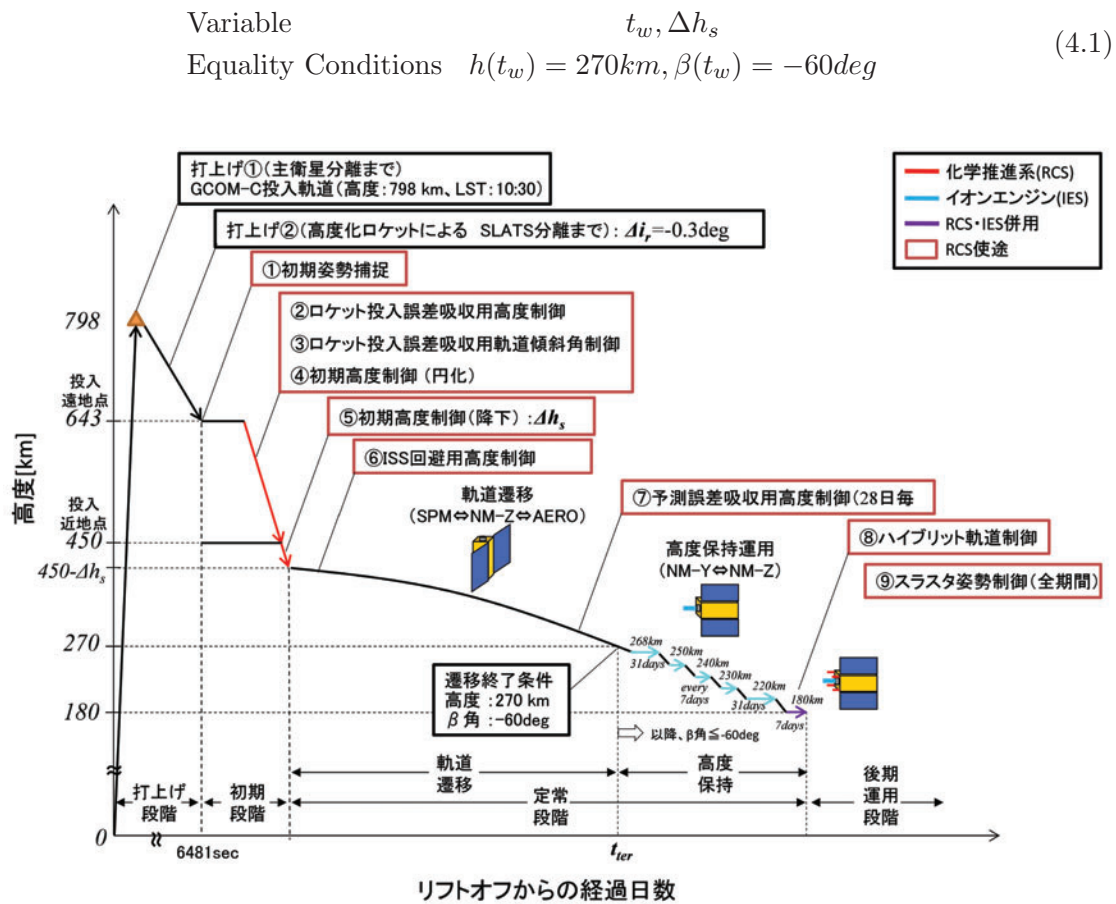


図 4.3: SLATS 姿勢軌道制御プロファイル (打上げ前最終)

4.2.2 軌道伝播条件

軌道伝播条件を表 4.24.3 に示す．

表 4.1: SLATS 初期軌道要素

項目	値
初期元期 (分離時刻)	2017/12/23 3:14:26.127 UTC
座標系	True of Date@初期元期
軌道長半径 [km]	6924.898
離心率	0.0139580
軌道傾斜角 [deg]	98.300
昇交点赤経 [deg]	66.014
近地点引数 [deg]	109.027
平均近点離角 [deg]	43.387

表 4.2: 打上げ前最終軌道設計軌道伝播条件 (1/2)

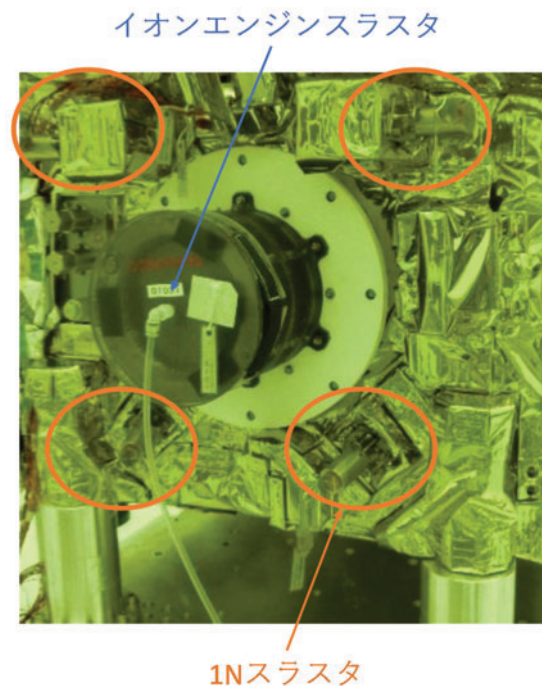
項目	値
■衛星諸元	
初期衛星質量	381.2kg
姿勢制御モード	高度 270km 以上：8 周回 SPM, 1 周回 NM-Z 高度 270km 以下：NM-Y
$C_D S$	SLATS 空力テーブル A 版
IES (ETS-8 型：1 基)	推力：11.5mN (最小設定) 燃料流量：1.03216E-06kg/s (10.5sccm) 比推力：1136sec キセノンパージ：高度保持期間のみ有 *1 噴射方法：3.1 節の通り 交点周期経度依存項補正：有り 噴射 Duty*2 (高度 [km], Duty[-])：(268, 0.24) (250, 0.96) (240, 1.0) (230, 1.0) (220, 1.0) (180, 0.38) 初期推薬質量：12.0kg
RCS (1N スラスタ：4 基)	衛星 X 軸に対するキャント角：20deg (図 4.4) 推力, 比推力：ブローダウンモデル [61] ハイブリット制御高度：179.5km ハイブリット制御噴射方法：3.1 節の通り 1 回 (各極) あたりの噴射時間：86.6sec 初期推薬質量：34.5kg
■考慮摂動	
地球重力モデル	JGM3
大気密度モデル	MSIS, MSAFE50%予測 (月毎更新) HWM07 水平風速モデル考慮
太陽輻射圧	N/A
他天体引力	N/A

表 4.3: 打上げ前最終軌道設計軌道伝播条件 (2/2)

項目	値
■環境定数	
地球重力定数	$3.986004\text{E}+14 \text{ m}^3/\text{s}^2$
地球赤道半径	$6.378136\text{E}+06 \text{ m}$
■積分条件	
軌道伝播期間	設計変数
積分刻み幅	初期軌道制御フェーズの RCS 噴射中：1sec 高度保持フェーズ：10 秒 *3 上記以外：60sec
■ IES 軌道制御	
高度保持	高度：268, 220km (31 日間) 高度：250, 240, 230km (7 日間)
■ RCS 軌道制御	
初期軌道制御 (円化)	近地点 450km, 遠地点 643km 楕円→高度 450km 円 噴射位置：平均近点離角 0deg 1 噴射あたりの最大 Δv ：1.8m/s 噴射間隔：1 噴射計画に 2 噴射含むとし、その噴射間隔は 8 周回 (約半日) とする。噴射計画は 2 日周期で実施する。したがって、N 回目 #1 噴射→ (約半日) → N 回目 #2 噴射→ (約 1.5 日) → N+1 回目 #1 噴射 … となる。 目標平均離心率：1.0E-3 以下 *4 噴射不能期間：D 点 ± 20 分
初期軌道制御 (降下)	高度 450km 円→高度 $450-\Delta h_s$ 噴射位置：A 点, C 点 (図 4.2 参照) 1 噴射あたりの最大 Δv および噴射間隔は同上。
ハイブリッド高度保持	高度：180km (7 日間)

補足

- *1 図 2.16 の RCS 使途の通り，RCS はロケット分離直後の初期姿勢捕捉，異常時のスラスト姿勢制御にも用いられる．そのため，図 4.4 の通り，1N スラストは SLATS-X パネルにて，高度保持中の進行方向（+ X パネル法線方向）に対して，20deg 傾いて取り付けられている．それらの噴射プルーム（特に水）が-X パネル中央にある IES スラストに逆流し，内部のホロカソードを酸化させる可能性を捨てきれなかったため，ハイブリッド軌道制御により RCS 噴射の可能性のある高度保持中には IES のキセノンは常時パージすることとした．
- *2 β 角に応じた電力制約より決まる
- *3 高度保持中は，IES 噴射 Duty 値や交点周期に応じて，その周回中の噴射時間・噴射中時刻が変化するため，軌道解析において可能な限り実態と同じ噴射タイミングを模擬するために細かい時間刻みとした．
- *4 一般的な地球観測衛星が選択する凍結円軌道離心率 $1.01E-3$ より小さい値とする．

図 4.4: SLATS-X パネルの推進系配置図^[11]

4.3 基準降下軌道結果

式 4.1 を解いた結果をフェーズ毎に示す。

4.3.1 初期軌道制御

初期軌道制御フェーズ中の RCS 噴射結果を図 4.5 以降に、主要軌道履歴および平均離心率ベクトルを図 4.9、図 4.10 にそれぞれ示す。解の特徴は以下の通りである。

- (1) 初期軌道制御には、RCS 推薬：15.07kg，所要期間：94 日間，RCS 噴射回数：円化 29 回，降下 18 回を要する結果となった。
- (2) 初期近地点は北極域側にあるが、楕円軌道であることからその位置が南側に移動してくる。その上で、前提条件として示した「チェックアウト期間」により打上げ後から噴射開始までの期間が延び、かつ、「RCS 噴射量制約」「RCS 噴射タイミング制約」により噴射期間が延びることで、近地点が D 点に近づくことになり、RCS 噴射不能区間（D 点±20 分）に入る前に円化制御を終えることが出来ない結果となった。そのため、円化を 2 フェーズに分け実施することとしている。
- (3) 以上により、初期軌道制御は、円化フェーズ 1⇒降下フェーズ⇒円化フェーズ 2、の順序に行われることとなる。ただし、降下噴射終了時点ではまだ近地点が RCS 噴射不能区間を抜け出ていないため、約一月のインターバルを置いて、円化フェーズ 2 が実施されている。
- (4) このフェーズ構成のメリットは、初期軌道制御の最後の噴射が円化噴射となるため、初期軌道制御終了後の離心率を 0.001 以下に保証することが出来る点にある。まとめると、下表が初期軌道制御計画の概要となる。

表 4.4: 初期軌道制御計画概要

打上げからの経過日数 [day]	イベント名
L+14, 17	テストマヌーバ
L+21-31	円化フェーズその 1
L+31-35	インターバルその 1（円化フェーズその 1 評価）
L+36-52	降下フェーズ
L+53-79	インターバルその 2（近地点の RCS 噴射不能区間抜け待ち）
L+80-94	円化フェーズその 2

4.3. 基準降下軌道結果

噴射計画番号	噴射番号	噴射タイミング	平均高度 [km]	平均離心率 [-]	打上げからの経過日数 [day]	噴射開始時刻 [UTC]	噴射終了時刻 [UTC]	噴射時間 [min]	平均推力 [N]	平均比推力 [sec]	累積噴射推薬 [kg]	Δv [m/s]	D点通過から噴射開始までの時間 [min]	噴射終了から次D点までの時間 [min]
円化 #1	#1	近地点	541	1.365E-02	14	2018/1/6 04:35:38	2018/1/6 04:36:06	0.47	2.896	220.9	0.000	-0.200	35.91	59.2
	#2	近地点	540	1.348E-02	17	2018/1/9 04:14:07	2018/1/9 04:14:35	0.47	2.892	220.9	0.038	-0.200	33.64	61.47
円化 #2	#1	近地点	540	1.324E-02	21	2018/1/13 03:42:57	2018/1/13 03:47:11	4.24	2.868	220.8	0.075	-1.800	28.68	62.65
	#2	近地点	537	1.276E-02	22	2018/1/13 16:26:26	2018/1/13 16:30:44	4.30	2.827	220.6	0.412	-1.800	28.21	62.99
円化 #3	#1	近地点	533	1.219E-02	23	2018/1/15 03:24:37	2018/1/15 03:28:59	4.36	2.787	220.4	0.749	-1.800	27.06	64.02
	#2	近地点	530	1.170E-02	24	2018/1/15 16:06:59	2018/1/15 16:11:24	4.42	2.747	220.2	1.086	-1.800	26.58	64.37
円化 #4	#1	近地点	527	1.113E-02	25	2018/1/17 04:37:21	2018/1/17 04:41:49	4.48	2.707	220.0	1.423	-1.800	25.33	65.48
	#2	近地点	523	1.063E-02	26	2018/1/17 15:43:28	2018/1/17 15:48:00	4.54	2.668	219.8	1.760	-1.800	24.93	65.76
円化 #5	#1	近地点	520	1.006E-02	27	2018/1/19 04:10:37	2018/1/19 04:15:13	4.60	2.630	219.6	2.097	-1.800	23.65	66.9
	#2	近地点	517	9.566E-03	28	2018/1/19 15:15:46	2018/1/19 15:20:26	4.66	2.592	219.4	2.434	-1.800	23.24	67.18
円化 #6	#1	近地点	513	8.971E-03	29	2018/1/21 03:39:43	2018/1/21 03:44:27	4.73	2.554	219.2	2.772	-1.800	21.91	68.38
	#2	近地点	510	8.493E-03	30	2018/1/21 16:18:45	2018/1/21 16:23:33	4.79	2.518	219.0	3.109	-1.800	21.4	68.76
円化 #7	#1	近地点	507	7.888E-03	31	2018/1/23 04:39:32	2018/1/23 04:44:24	4.86	2.481	218.8	3.446	-1.800	20.05	69.97
	#2	近地点	504	7.396E-03	32	2018/1/23 15:42:43	2018/1/23 15:47:39	4.92	2.446	218.6	3.783	-1.800	19.59	70.3

図 4.5: 初期軌道制御フェーズ中の RCS 噴射結果 1of4

噴射計画番号	噴射番号	噴射タイミング	平均高度 [km]	平均離心率 [-]	打上げからの経過日数 [day]	噴射開始時刻 [UTC]	噴射終了時刻 [UTC]	噴射時間 [min]	平均推力 [N]	平均比推力 [sec]	累積噴射推薬 [kg]	Δv [m/s]	D点通過から噴射開始までの時間 [min]	噴射終了から次D点までの時間 [min]
降下 #1	#1	近地点	500	6.575E-03	36	2018/1/28 04:41:15	2018/1/28 04:46:14	4.99	2.411	218.4	4.120	-1.800	21.19	68.56
	#2	近地点	497	6.122E-03	37	2018/1/28 16:31:13	2018/1/28 16:36:17	5.06	2.376	218.2	4.457	-1.800	68.48	21.14
降下 #2	#1	近地点	494	6.423E-03	38	2018/1/30 03:59:45	2018/1/30 04:04:53	5.13	2.343	218.0	4.795	-1.800	21.09	68.39
	#2	近地点	490	6.005E-03	39	2018/1/30 17:23:15	2018/1/30 17:28:26	5.20	2.309	217.7	5.132	-1.800	68.31	21.04
降下 #3	#1	A 点	487	6.271E-03	40	2018/2/1 04:48:44	2018/2/1 04:54:00	5.27	2.277	217.5	5.469	-1.800	20.99	68.22
	#2	C 点	484	5.876E-03	41	2018/2/1 16:36:41	2018/2/1 16:42:01	5.34	2.245	217.3	5.806	-1.800	68.14	20.93
降下 #4	#1	A 点	481	6.130E-03	42	2018/2/3 03:59:09	2018/2/3 04:04:33	5.41	2.213	217.1	6.144	-1.800	20.88	68.05
	#2	C 点	477	5.781E-03	43	2018/2/3 17:20:21	2018/2/3 17:25:50	5.48	2.182	216.9	6.481	-1.800	67.96	20.83
降下 #5	#1	A 点	474	5.988E-03	44	2018/2/5 04:39:47	2018/2/5 04:45:20	5.55	2.152	216.7	6.818	-1.800	20.78	67.88
	#2	C 点	471	5.679E-03	45	2018/2/5 16:25:43	2018/2/5 16:31:20	5.63	2.122	216.5	7.155	-1.800	67.79	20.72
降下 #6	#1	A 点	468	5.863E-03	46	2018/2/7 03:42:07	2018/2/7 03:47:49	5.70	2.093	216.3	7.493	-1.800	20.67	67.7
	#2	C 点	464	5.614E-03	47	2018/2/7 17:01:02	2018/2/7 17:06:49	5.77	2.065	216.1	7.830	-1.800	67.62	20.62
降下 #7	#1	A 点	461	5.742E-03	48	2018/2/9 04:14:25	2018/2/9 04:20:16	5.85	2.037	215.9	8.168	-1.800	20.56	67.53
	#2	C 点	458	5.547E-03	49	2018/2/9 17:32:12	2018/2/9 17:38:07	5.92	2.010	215.7	8.505	-1.800	67.44	20.51

図 4.6: 初期軌道制御フェーズ中の RCS 噴射結果 2of4

4.3. 基準降下軌道結果

噴射計画番号	噴射番号	噴射タイミング	平均高度 [km]	平均離心率 [-]	打上げからの経過日数 [day]	噴射開始時刻 [UTC]	噴射終了時刻 [UTC]	噴射時間 [min]	平均推力 [N]	平均比推力 [sec]	累積噴射推進 [kg]	Δv [m/s]	D点通過から噴射開始までの時間 [min]	噴射終了から次D点までの時間 [min]
降下 #8	#1	A 点	455	5.643E-03	50	2018/2/11 04:42:34	2018/2/11 04:48:33	5.99	1.983	215.5	8.842	-1.800	20.45	67.35
	#2	C 点	451	5.502E-03	51	2018/2/11 16:25:28	2018/2/11 16:31:32	6.07	1.957	215.4	9.180	-1.800	67.27	20.4
降下 #9	#1	A 点	448	5.565E-03	52	2018/2/13 05:07:18	2018/2/13 05:11:48	4.49	1.935	215.2	9.517	-1.317	21.17	68.01
	#2	C 点	446	5.513E-03	53	2018/2/13 16:49:22	2018/2/13 16:53:53	4.53	1.916	215.1	9.764	-1.317	67.95	21.14
円化 #8	#1	近地点	451	7.006E-03	80	2018/3/13 04:19:45	2018/3/13 04:26:01	6.25	1.895	214.9	10.011	-1.800	67.23	20.06
	#2	近地点	439	6.073E-03	80	2018/3/13 15:13:32	2018/3/13 15:19:52	6.33	1.871	214.7	10.348	-1.800	66.68	20.47
円化 #9	#1	近地点	435	5.762E-03	82	2018/3/15 04:33:34	2018/3/15 04:39:58	6.40	1.847	214.6	10.685	-1.800	65.06	21.94
	#2	近地点	432	5.290E-03	83	2018/3/15 15:26:25	2018/3/15 15:32:53	6.48	1.824	214.4	11.022	-1.800	64.53	22.33
円化 #10	#1	近地点	429	4.970E-03	84	2018/3/17 04:43:14	2018/3/17 04:49:48	6.55	1.802	214.2	11.359	-1.800	62.96	23.76
	#2	近地点	425	4.505E-03	85	2018/3/17 15:35:10	2018/3/17 15:41:48	6.63	1.780	214.0	11.697	-1.800	62.46	24.12
円化 #11	#1	近地点	422	4.183E-03	86	2018/3/19 03:15:49	2018/3/19 03:22:31	6.70	1.758	213.9	12.034	-1.800	61.08	25.35
	#2	近地点	419	3.718E-03	87	2018/3/19 15:39:47	2018/3/19 15:46:33	6.78	1.738	213.7	12.371	-1.800	60.5	25.79
円化 #12	#1	近地点	415	3.395E-03	88	2018/3/21 03:17:29	2018/3/21 03:24:19	6.85	1.717	213.6	12.708	-1.800	59.28	26.87
	#2	近地点	412	2.930E-03	89	2018/3/21 15:40:24	2018/3/21 15:47:20	6.92	1.697	213.4	13.045	-1.800	58.75	27.26

図 4.7: 初期軌道制御フェーズ中の RCS 噴射結果 3of4

噴射計画番号	噴射番号	噴射タイミング	平均高度 [km]	平均離心率 [-]	打上げからの経過日数 [day]	噴射開始時刻 [UTC]	噴射終了時刻 [UTC]	噴射時間 [min]	平均推力 [N]	平均比推力 [sec]	累積噴射推進 [kg]	Δv [m/s]	D点通過から噴射開始までの時間 [min]	噴射終了から次D点までの時間 [min]
円化 #13	#1	近地点	409	2.609E-03	90	2018/3/23 03:15:11	2018/3/23 03:22:11	7.00	1.678	213.3	13.381	-1.800	57.73	28.14
	#2	近地点	406	2.147E-03	91	2018/3/23 15:37:07	2018/3/23 15:44:11	7.07	1.659	213.1	13.718	-1.800	57.28	28.45
円化 #14	#1	近地点	402	1.835E-03	92	2018/3/25 04:41:43	2018/3/25 04:48:51	7.14	1.641	213.0	14.055	-1.800	56.47	29.12
	#2	近地点	399	1.386E-03	93	2018/3/25 15:30:12	2018/3/25 15:37:24	7.21	1.623	212.8	14.392	-1.800	56.31	29.13
円化 #15	#1	近地点	396	1.110E-03	94	2018/3/27 04:32:12	2018/3/27 04:39:29	7.28	1.606	212.7	14.728	-1.800	56.18	29.13
制御終了	N/A	N/A	392	7.119E-04	95	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	15.065	N/A	N/A	N/A

図 4.8: 初期軌道制御フェーズ中の RCS 噴射結果 4of4

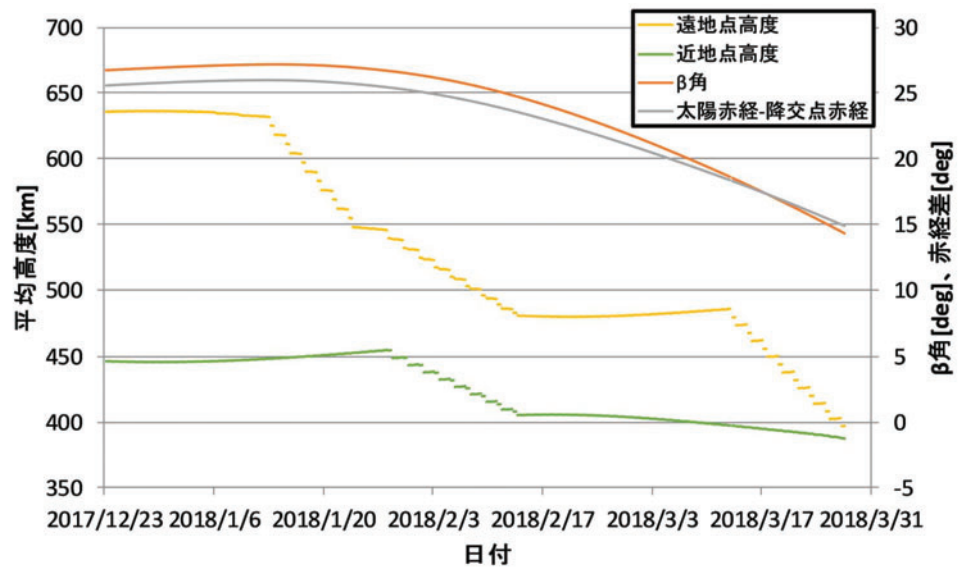


図 4.9: 初期軌道制御フェーズ：主要軌道履歴

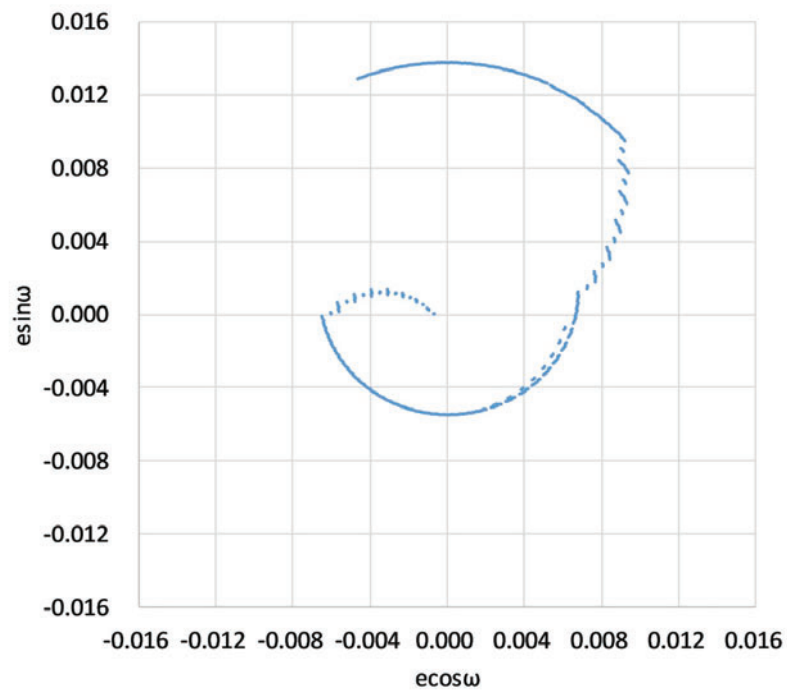


図 4.10: 初期軌道制御フェーズ：平均離心率ベクトル履歴

4.3.2 軌道遷移

基準降下軌道の主要結果を表 4.5 に、主要軌道履歴を図 4.11、離心率ベクトル履歴を図 4.12 にそれぞれ示す。特徴は以下の通りである。

- (1) 打上げから軌道遷移完了までに要する期間は 463 日となった。これは図に示す通り、 β 角の遷移を待つためである。なお、軌道遷移は大気抵抗のみで実施され、RCS 噴射は実施されていない。軌道遷移完了後、172 間を掛けて各段階の高度保持を実施している。実際の高度保持期間は 100 日であるが、保持高度間の大気抵抗による降下に 72 日間を要する結果となった。
- (2) 高度保持フェーズ終了時（高度 180km 保持終了時） β 角は-70.1deg となり、要求である β 角-60deg 以下を満足する結果となった。

表 4.5: 基準降下軌道主要結果

項目	値
打上げ日	2017/12/23
投入遠地点高度 [km]	643
投入近地点高度 [km]	450
投入軌道傾斜角 [deg]	98.3
初期軌道制御降下量 [km] : Δh_s	154.5
初期軌道制御終了時平均高度 [km]	392
初期軌道制御中降下制御用 Δv [m/s]	-31.4
初期軌道制御（円化#1）RCS 消費推薬 [kg]	4.1
初期軌道制御（降下）RCS 消費推薬 [kg]	5.9
初期軌道制御（円化#2）RCS 消費推薬 [kg]	5.1
初期軌道制御終了時経過日数	94
軌道遷移終了時平均高度 [km] : $h(t_{ter})$	270.0
軌道遷移終了時 β 角 [deg] : $\beta(t_{ter})$	-60.0
軌道遷移終了時経過日数 [day] : t_{ter}	463
軌道遷移終了日	2019/3/31
高度保持期間日数 [day]	172
高度保持終了時 β 角 [deg]	-70.1
高度保持終了時経過日数 [day]	635
高度保持終了日	2019/9/19

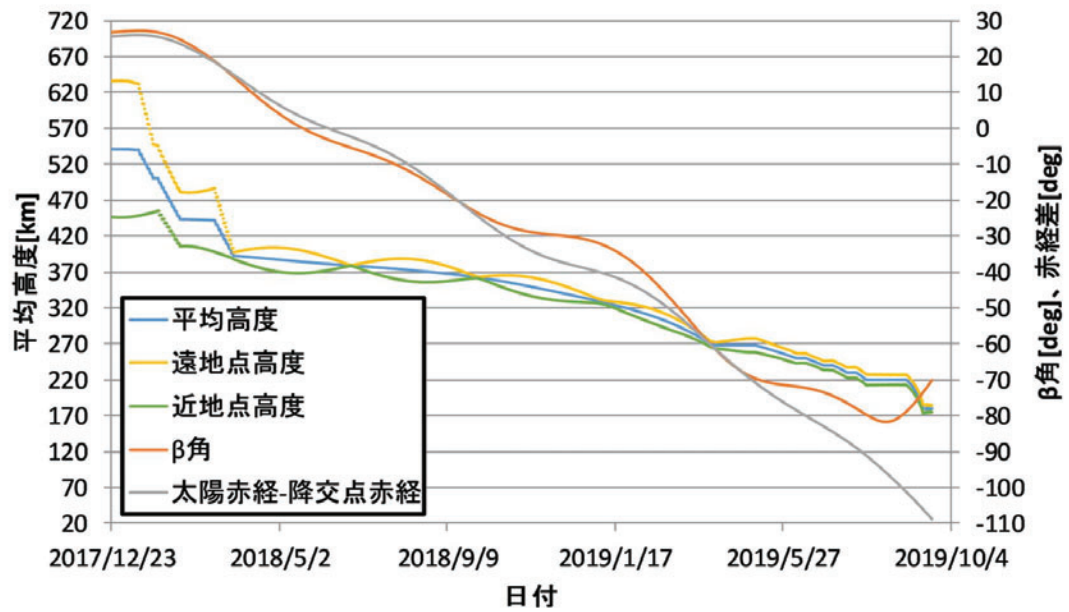


図 4.11: 基準降下軌道主要履歴

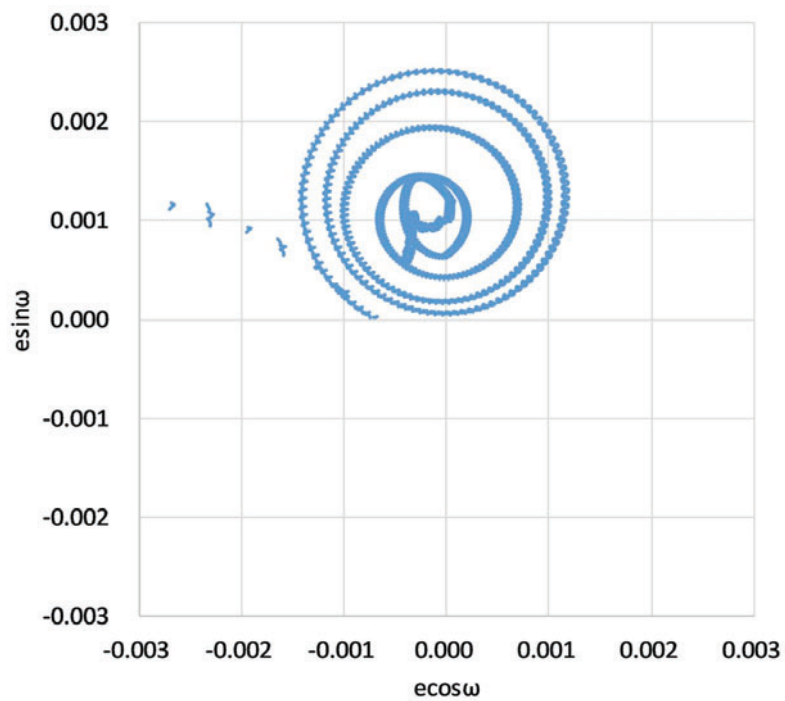


図 4.12: 平均離心率ベクトル履歴

4.3.3 高度保持

SLATS のサクセスクライテリアの一つである高度保持性能と IES 稼働のための電力確保に関する詳細評価のため、表 4.6 に示す 3 ケースについて高度保持解析を行った。各ケースについて、主要軌道履歴（高度、 β 角）・搭載推葉質量履歴・IES 噴射 Duty 導出結果・高度保持性能評価結果をそれぞれ図 4.13 以降に示す。なお、高度保持フェーズ終了時 β 角評価（最小大気の場合、保持高度間の所要日数が増え、高度保持フェーズ終了日が冬至に近づき、終端 β 角が基準ケースより劣化するはずである）のみを目的としたケース 3 については主要軌道履歴のみ示す。評価は以下の通りである。

(1) ノミナル高度保持性能評価

図 4.13 より、平均大気予測下において高度保持要求を達成出来ている。また、図 4.15, 4.16 より、IES のみ・ハイブリット、それぞれの高度保持性能は以下となり、高度保持性能要求（ $\pm 1\text{km}(1\sigma)$ 以下）を満足している。

IES のみ	：平均 94m, 標準偏差 68m	…高度 250km 結果
ハイブリッド	：平均-293m, 標準偏差 352m	…高度 180km 結果

(2) IES 推葉見積り

図 4.14 より、高度保持用の IES 消費推葉質量は以下の通りである。キセノンパージは高度保持中に常時実施し、かつ高度保持期間は決まっているため、ケース 1 とケース 2 で結果に違いはない。

高度保持用 IES 消費推葉質量 ：8.04kg

(3) 最悪高度保持性能評価

図 4.17 より、最悪大気予測下において高度保持要求を達成出来ている。また、図 4.19, 4.20 より、IES のみ・ハイブリット、それぞれの高度保持性能は以下となり、最大大気予想下でも高度保持性能要求（ $\pm 1\text{km}(1\sigma)$ 以下）を満足している。

IES のみ	：平均 81m, 標準偏差 97m	…高度 230km 結果
ハイブリッド	：平均-312m, 標準偏差 260m	…高度 180km 結果

(4) ハイブリット制御用 RCS 推葉見積り

図 4.14, 4.18 より、ハイブリット高度保持用の RCS 消費推葉質量は以下の通りである。本報では、ケース 1 基準の方がケース 2 最大よりも消費推葉が多い結果となった。本解析では大気ケースに応じて IES 噴射 Duty を設定することとしているが、ケース 2 では大気抵抗が大きく保持高度間の遷移が早いため、高度 180km 時においても β 角が深く（-90deg に近く）、Duty がケース 1 の 0.38 から 1.0 へ増加している。そのため最大大気設定により大気抵抗が+20%程度増加しても、IES 噴射時間が倍以上になったため、結果的に RCS 噴射時間が減少した。

ハイブリット高度保持用 RCS 消費推薬質量 : 4.66kg (基準)
 : 3.61kg (最大大気)

(5) 高度保持フェーズ終了時 β 角評価

図 4.21 より、ケース 3 最小の終端 β 角は以下の通りである。これは最大大気抵抗設定とは逆に、最小大気設定によって、保持高度間の降下が遅くなり、全体として高度保持期間が長くなり（冬至に近くなり）、 β 角が急上昇したためである。この場合、発生電力が急低下するため、IES 噴射が全く出来ないのは勿論、システム電力すら成立しなくなることになる。実際の運用ではこのような事にならないように、大気密度が想定以上に小さかった場合は、保持高度間で RCS 逆噴射やエアロブレーキ姿勢制御を実施する等で降下速度を増加させる必要がある。

高度保持フェーズ終了時 β 角 : -52.7deg

表 4.6: 高度保持性能評価ケース

ケース	目的	計算条件の変更内容
1	ノミナル高度保持性能評価 IES 推薬見積り ハイブリット制御用 RCS 推薬見積り	N/A
2	最悪高度保持性能評価 ハイブリット制御用 RCS 推薬見積り	太陽活動 95% 予測値使用 + $C_D S \times 1.2$ IES 噴射 Duty 最適化
3	高度保持フェーズ終了時 β 角評価	太陽活動 5% 予測値使用 + $C_D S \times 0.8$

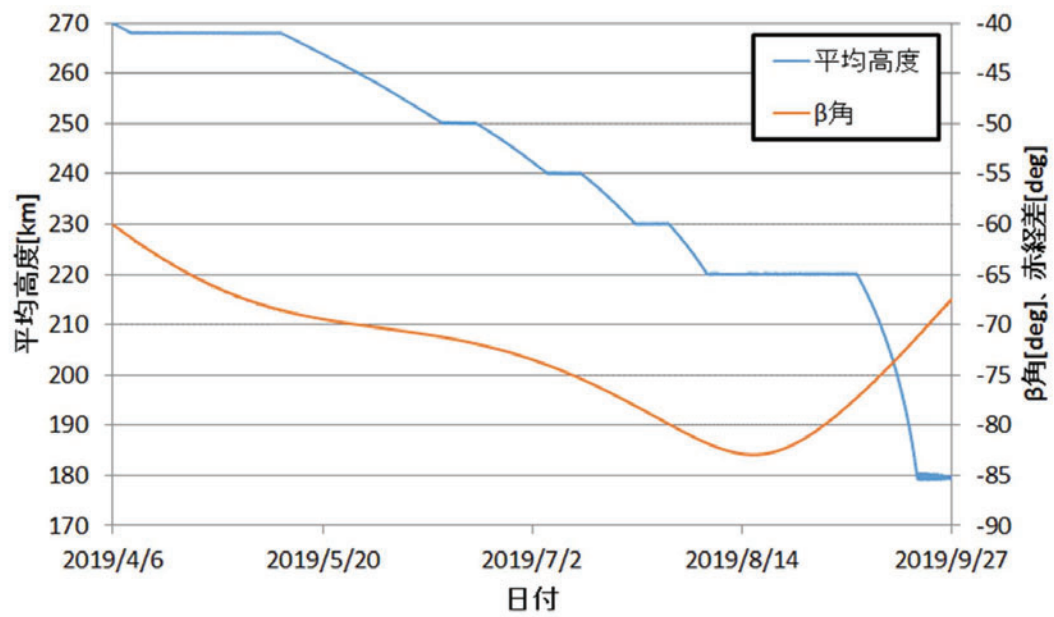


図 4.13: ケース 1 基準：主要軌道履歴

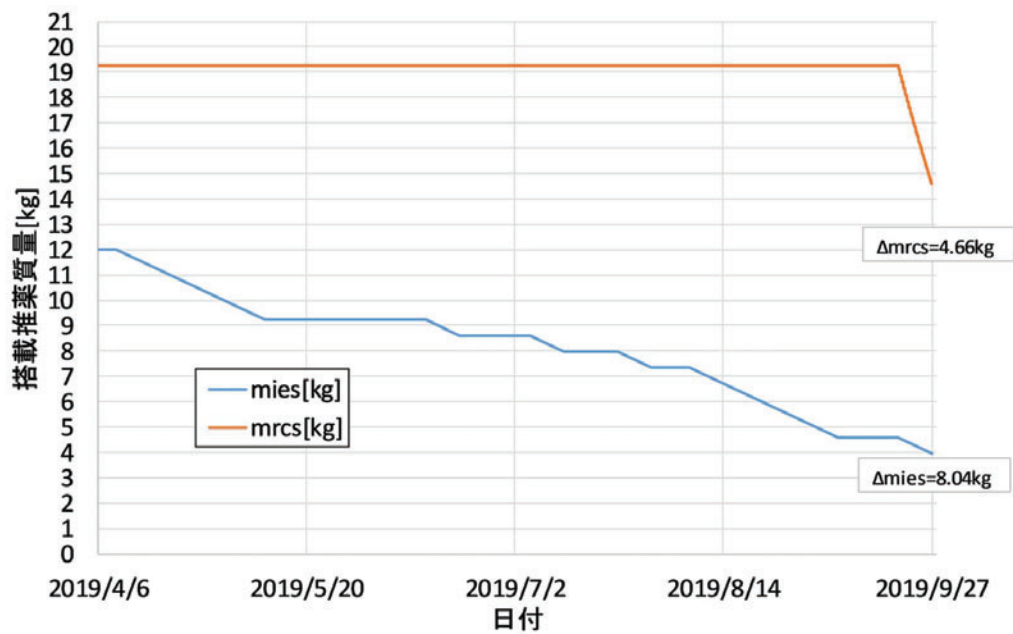


図 4.14: ケース 1 基準：搭載推薬質量履歴

表 4.7: ケース 1 基準：各保持高度における IES 噴射 Duty 導出結果

保持高度 [km]	268	250	240	230	220	180
基準降下軌道 β 角 [deg]	-61.4	-71.2	-74	-78	-77.2	-67.5
マージン-1deg 確保 β 角 [deg]	-60.4	-70.2	-73.0	-77.0	-76.2	-66.5
設定 β 角 [deg]	-60.0	-70.0	-73.0	-73.0	-73.0	-66.5
設定 β 角における日照状況	陰有り	陰有り	陰有り	全日照	全日照	陰有り
最大消費電力制約 [W]	658.5	841	938.7	923.5	909	698.4
IES 噴射 ON 時 システム消費電力 [W]	855.2	849.4	846.7	845.3	851.6	857.4
IES 噴射 OFF 時 システム消費電力 [W]	594.7	589	587.3	585.7	591.6	596.9
IES 噴射 Duty[-]	0.24	0.96	1.00	1.00	1.00	0.38
周回平均システム消費電力 [W]	657.2	839	846.7	845.3	851.6	695.9
最大-周回平均消費電力 [W]	1.3	2	92	78.2	57.4	2.5

4.3. 基準降下軌道結果

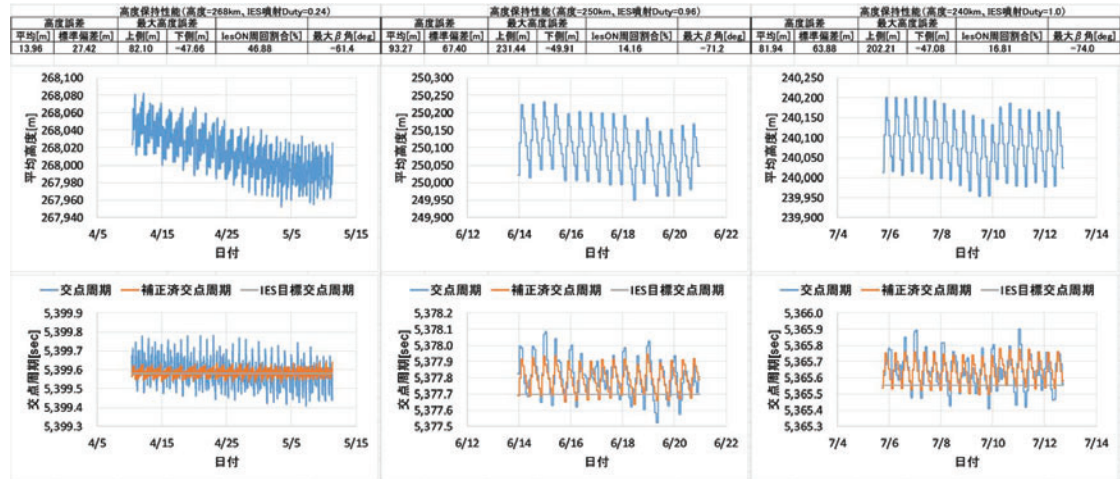


図 4.15: ケース 1 基準：高度保持性能評価 (1of2)

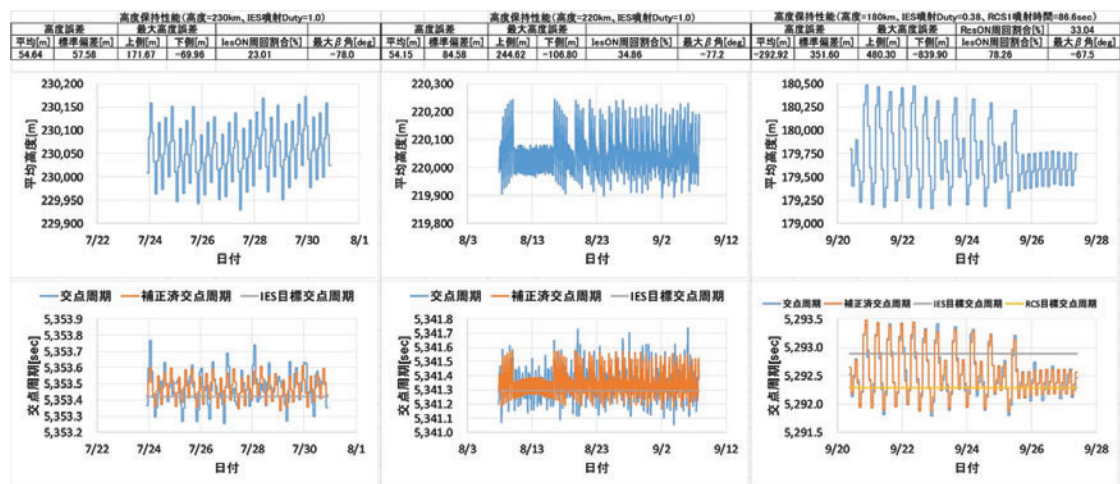


図 4.16: ケース 1 基準：高度保持性能評価 (2of2)

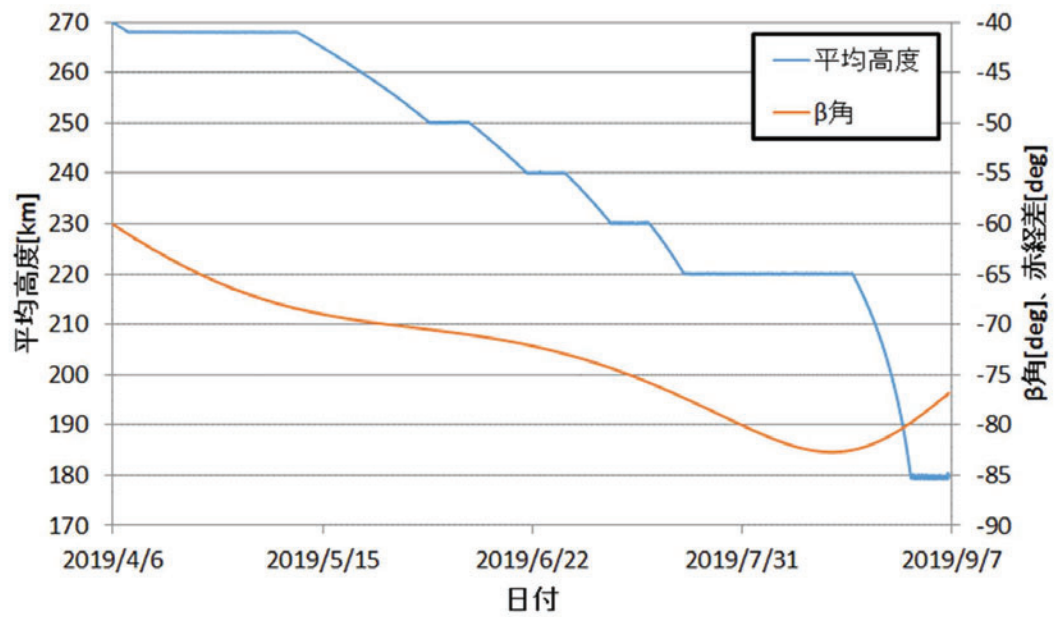


図 4.17: ケース 2 最大：主要軌道履歴

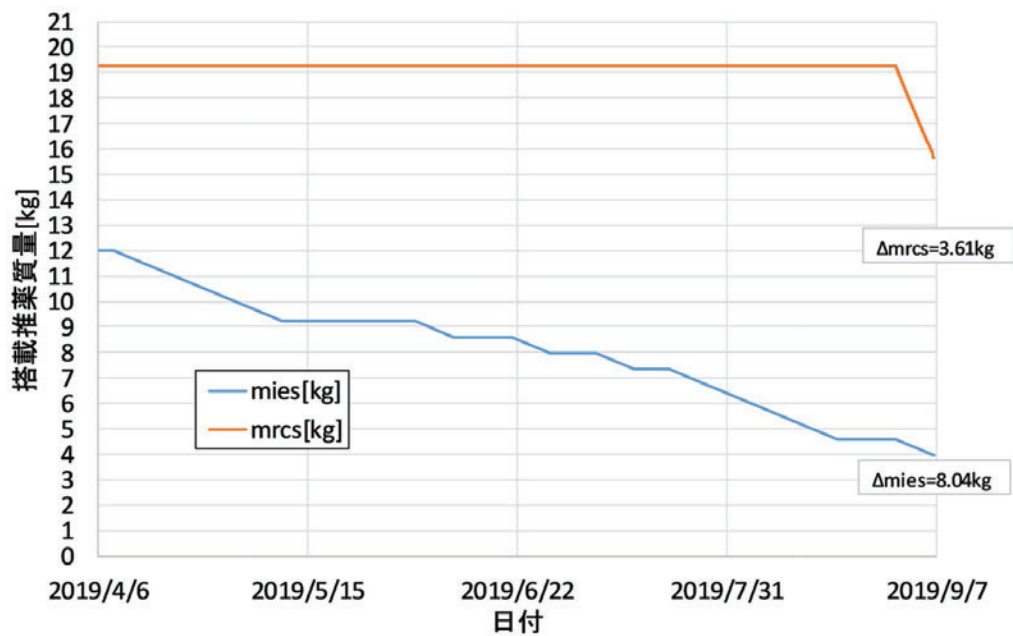


図 4.18: ケース 2 最大：搭載推薬質量履歴

表 4.8: ケース 2 最大：各保持高度における IES 噴射 Duty 導出結果

保持高度 [km]	268	250	240	230	220	180
基準降下軌道 β 角 [deg]	-61.0	-70.5	-72.0	-74.4	-77.4	-76.6
マージン-1deg 確保 β 角 [deg]	-60.0	-69.5	-71.0	-73.4	-76.4	-75.6
設定 β 角 [deg]	-60.0	-69.5	-71.0	-73.0	-73.0	-74.5
設定 β 角における日照状況	陰有り	陰有り	陰有り	陰有り	全日照	全日照
最大消費電力制約 [W]	658.5	827.9	861	923.5	909	912
IES 噴射 ON 時 システム消費電力 [W]	855.2	849.4	846.7	845.3	851.6	857.4
IES 噴射 OFF 時 システム消費電力 [W]	594.7	589	587.3	585.7	591.6	596.9
IES 噴射 Duty[-]	0.24	0.91	1.00	1.00	1.00	1.00
周回平均システム消費電力 [W]	657.2	826	846.7	845.3	851.6	857.4
最大-周回平均消費電力 [W]	1.3	1.9	14.3	78.2	57.4	54.6

4.3. 基準降下軌道結果



図 4.19: ケース 2 最大：各保持高度の高度保持性能評価 (1of2)

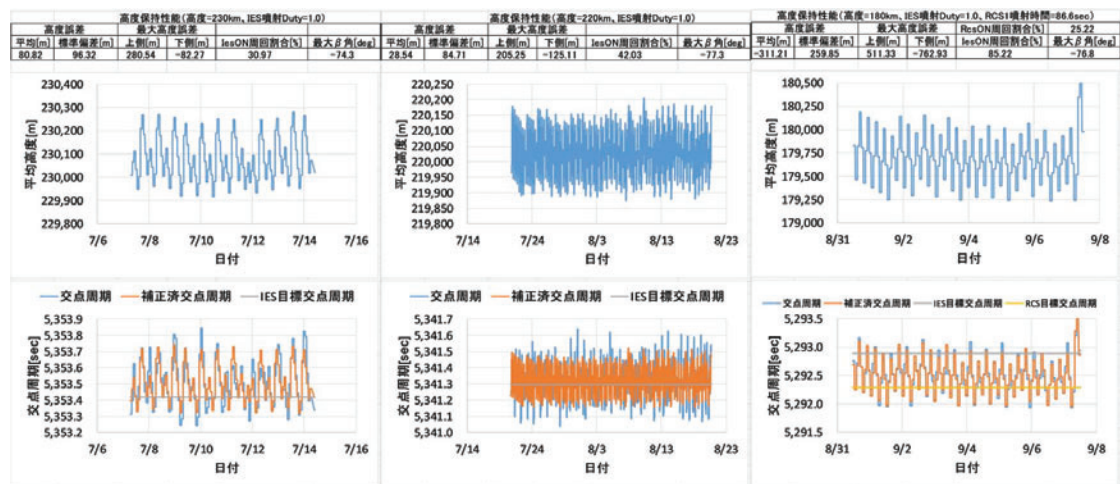


図 4.20: ケース 2 最大：各保持高度の高度保持性能評価 (2of2)

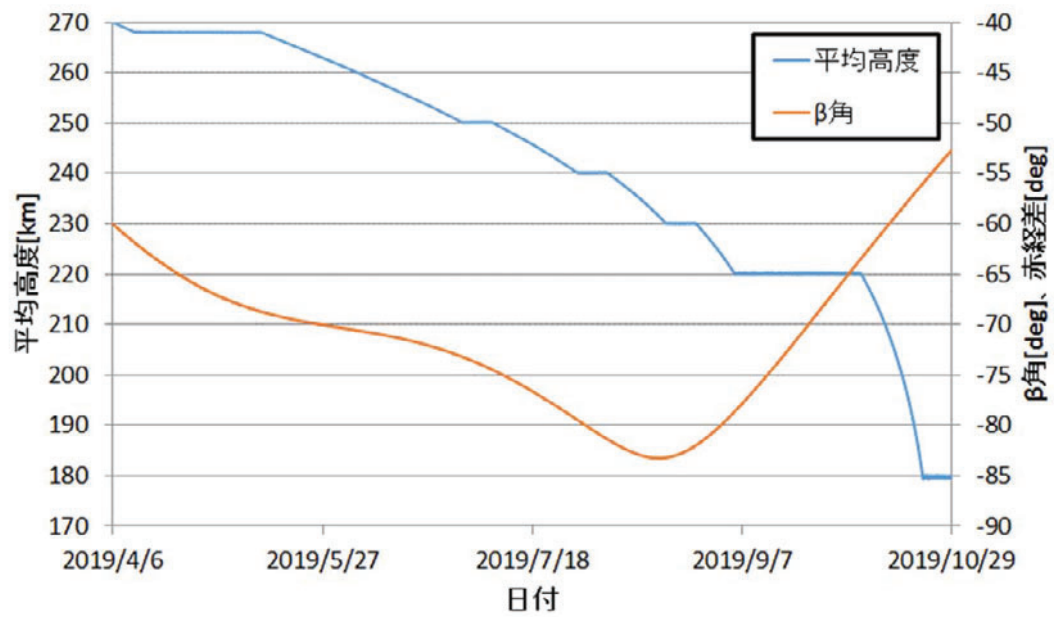


図 4.21: ケース 3 最小：主要軌道履歴

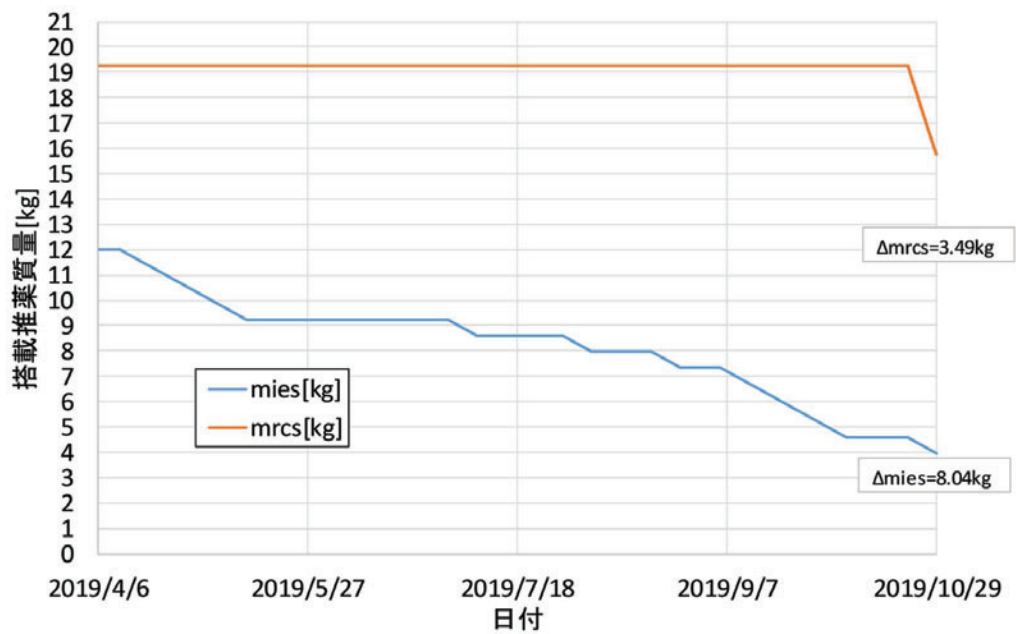


図 4.22: ケース 3 最小：搭載推薬質量履歴

4.4 オフノミナル事象への対応を含めた RCS 消費推薬見積もり

図 2.16 に示す通り，SLATS の軌道制御において，RCS の役割は多く，軌道制御の成立性判断にはオフノミナル事象への対応を含めた RCS 消費推薬を見積もり，搭載推薬 34.5kg 以内に収まっているか確認することが特に重要となる．本節では前節までの通常のミッションプロファイルに乗らない，オフノミナル事象毎の RCS 消費推薬量を見積もる．

基準降下軌道追従用 RCS 推薬配分

基準降下軌道に対する追従シミュレーションを実施する．基準降下軌道導出時の伝播条件表 4.2，4.3 に対して，表 4.9 の変化を与え軌道を変化させる．その上で 28 日毎および軌道遷移終了時点にて基準降下軌道と同一高度となるように RCS 高度制御を実施する．その際の噴射方法は初期軌道制御フェーズ中と同じとする．ケース 2，4 は大気抵抗変動に対して空力姿勢制御を最大限利用して RCS 推薬消費を抑え，その節約量を見積もるための検討となる．

図 4.23，4.24 に追従結果を，図 4.25 以降に 28 日毎の平均高度・ β 角・追従用 RCS 消費推薬履歴をそれぞれ示す．評価は以下の通りである．

- (1) 図 4.23，4.24 のケース 1,2 およびケース 3，4 の比較により，エアロスルーおよびエアロブレーキの導入により，それぞれ，RCS 推薬を 5.4，2.5kg 節約出来ることが分かる．
- (2) 追従性能については終端 β 角誤差が最大となるケース 1 においても 0.4deg となり，今回の制御頻度にて問題が無いことが分かった．

表 4.9: 基準降下軌道追従検討ケース

ケース No	大気抵抗	空力姿勢制御
1	最大大気	N/A
	太陽活動予測：MSAFE95%予測 $C_D S : C_{DS} \times 1.2$	
2	同上	エアロスルー
3	最小大気	N/A
	太陽活動予測：MSAFE5%予測 $C_D S : C_{DS} \times 0.8$	
4	同上	エアロブレーキ

4.4. オフノミナル事象への対応を含めた RCS 消費推葉見積もり

空力制御無し	基準		ケース 1.95%予測_CDS1.2				ケース 3.5%予測_CDS0.8			
経過日数[day]	pre_h [km]	β [deg]	pre_h [km]	β [deg]	Δm [kg]	m [kg]	pre_h [km]	β [deg]	Δm [kg]	m [kg]
41	397.5	24.8	396.5	24.8	0.00	0.00	398.2	24.8	0.00	0.00
69	393.9	16.8	390.5	16.8	0.37	0.37	396.5	16.8	0.28	0.28
97	389.4	8.3	386.7	8.2	0.30	0.67	391.7	8.3	0.25	0.53
125	385.0	1.6	382.2	1.5	0.30	0.97	387.2	1.7	0.24	0.77
153	381.0	-2.6	378.4	-2.7	0.28	1.25	383.0	-2.6	0.22	0.99
181	377.2	-6.0	374.8	-6.1	0.26	1.50	379.0	-5.9	0.20	1.19
209	373.2	-10.5	370.8	-10.7	0.26	1.77	375.1	-10.4	0.20	1.39
237	368.5	-16.6	365.6	-16.7	0.32	2.08	370.7	-16.5	0.24	1.63
265	361.9	-22.6	358.1	-22.8	0.42	2.50	364.8	-22.5	0.32	1.95
293	353.3	-26.5	348.5	-26.7	0.53	3.03	356.9	-26.4	0.39	2.34
321	343.7	-28.1	338.1	-28.3	0.61	3.65	347.7	-27.9	0.43	2.77
349	333.1	-29.8	327.1	-30.0	0.66	4.31	337.3	-29.6	0.46	3.23
377	320.9	-34.7	314.1	-35.0	0.75	5.05	325.6	-34.6	0.51	3.74
405	305.7	-43.8	297.0	-44.1	0.96	6.01	311.4	-43.5	0.64	4.38
433	284.2	-55.0	270.8	-55.4	1.48	7.49	292.3	-54.7	0.90	5.28
446	270.0	-60.0	262.8	-60.5	0.80	8.28	274.7	-59.7	0.52	5.80
終端制御誤差→			-7.2	-0.4			4.7	0.3		

図 4.23: 基準降下軌道追従結果 (1of2)

空力制御有り	ケース 2.95%予測_CDS1.2_エアロスルー				ケース 4.5%予測_CDS0.8_エアロブレーキ			
経過日数[day]	pre_h [km]	β [deg]	Δm [kg]	m [kg]	pre_h [km]	β [deg]	Δm [kg]	m [kg]
41	397.0	24.8	0.00	0.00	398.1	24.8	0.00	0.00
69	392.2	16.8	0.18	0.18	396.1	16.8	0.24	0.24
97	388.3	8.2	0.12	0.30	391.4	8.3	0.21	0.45
125	383.9	1.6	0.12	0.42	386.8	1.7	0.20	0.65
153	379.7	-2.7	0.14	0.56	382.7	-2.6	0.18	0.83
181	375.9	-6.1	0.14	0.69	378.7	-6.0	0.17	1.00
209	372.1	-10.6	0.12	0.81	374.7	-10.4	0.16	1.17
237	367.2	-16.7	0.14	0.96	370.2	-16.5	0.18	1.35
265	360.2	-22.7	0.19	1.14	364.2	-22.5	0.25	1.60
293	351.6	-26.6	0.19	1.33	355.8	-26.4	0.27	1.87
321	341.9	-28.2	0.20	1.53	346.2	-28.0	0.27	2.14
349	330.9	-29.9	0.24	1.77	335.9	-29.7	0.31	2.45
377	318.7	-34.9	0.24	2.01	323.8	-34.6	0.32	2.77
405	303.4	-43.9	0.25	2.27	308.2	-43.6	0.28	3.05
433	280.7	-55.1	0.38	2.65	285.6	-54.8	0.16	3.21
446	267.9	-60.2	0.24	2.89	269.4	-59.8	0.07	3.28
終端制御誤差→			-2.1	-0.2			-0.6	0.2

記号の説明: pre_h [km]: 期間終端制御前平均高度, β [deg]: 期間終端 β 角, Δm [kg]: 基準降下軌道追従用 RCS 消費推葉質量, m [kg]: Δm の積算

図 4.24: 基準降下軌道追従結果 (2of2)

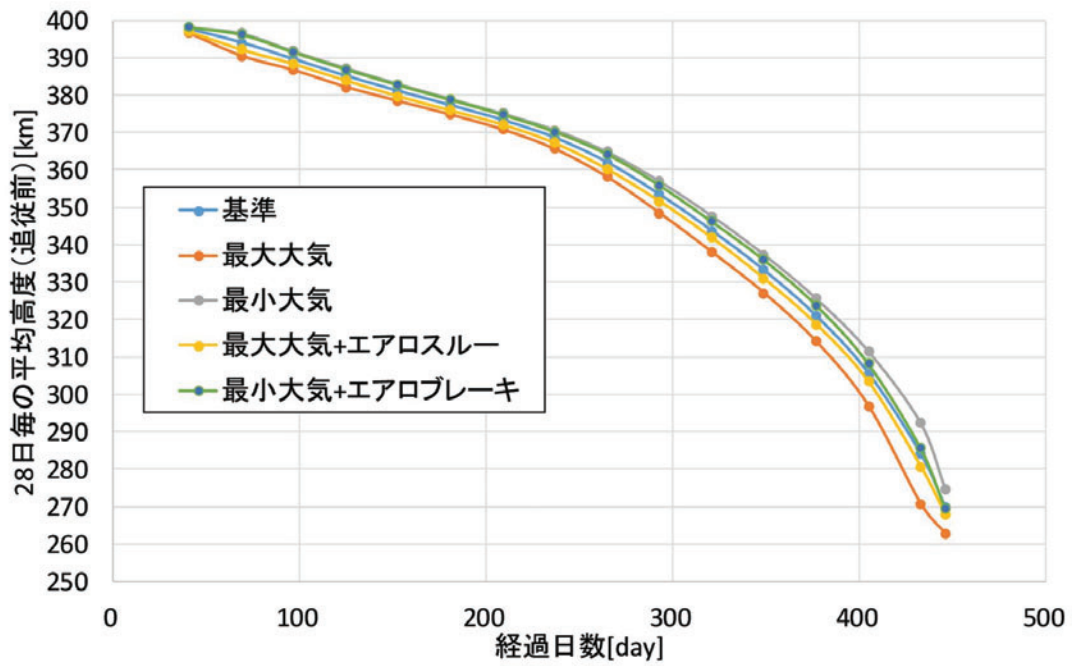


図 4.25: 基準降下軌道追従：平均高度履歴

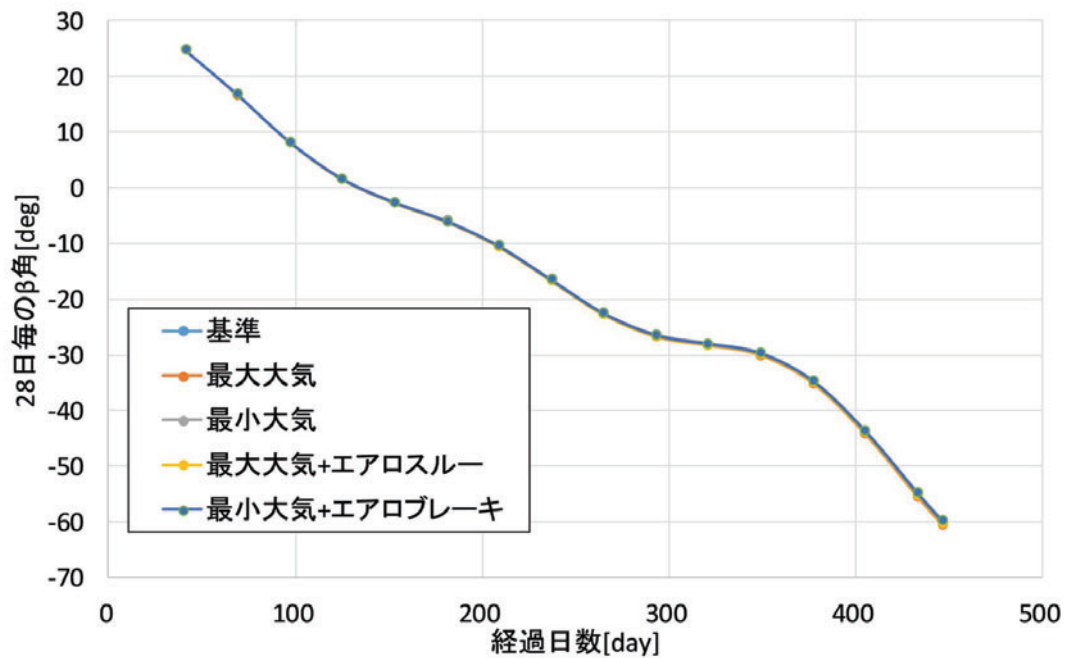


図 4.26: 基準降下軌道追従： β 角履歴

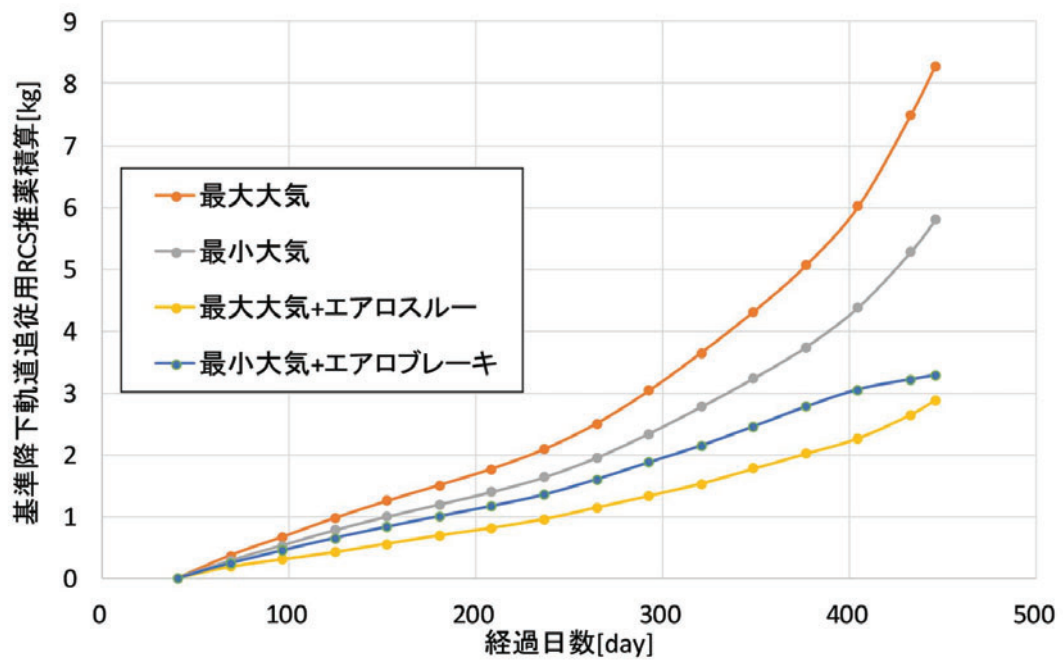


図 4.27: 基準降下軌道追従：RCS 消費推薬履歴

ロケット投入誤差吸収用 RCS 推薬配分

表 4.10 に示す H-IIA ロケットの投入誤差を SLATS にて補償するための RCS 推薬消費量を見積もる。本来ロケット投入誤差吸収は初期軌道制御の前に実施されるが、ここでは RCS ブローダウン特性を踏まえた評価にするため、初期軌道制御直後に誤差を吸収するための RCS 噴射制御を仮定する。その際、各誤差の極性は考慮しない。また、噴射方法は初期軌道制御と同じとする。誤差毎に RCS 消費推薬を導出し、RSS 評価によってロケット投入誤差吸収用 RCS 推薬配分とする。解析結果を表 4.11 に示す。表の通り、ロケット投入誤差吸収用 RCS 消費推薬としては 5.1kg を配分する必要がある。

表 4.10: H-IIA 高度化ロケット投入精度 (3σ) ^[12]

項目	誤差値
軌道長半径	$\pm 10\text{km}$
離心率	± 0.002
軌道傾斜角	$\pm 0.18\text{deg}$

表 4.11: ロケット投入誤差吸収用 RCS 消費推薬

項目	誤差値	RCS 消費推薬 [kg]
軌道長半径	$\pm 10\text{km}$	1.053
離心率	± 0.002	1.539
軌道傾斜角	$\pm 0.18\text{deg}$	4.754
	RSS	5.106

国際宇宙ステーション (ISS) 回避用 RCS 推薬配分

ISS 回避用として、高度 10km ジャンプ分の RCS 推薬配分を行う。具体的には、前節のロケット投入軌道長半径誤差吸収用 (10km 分) と同値とし、1.053kg とする。

RCS 推薬配分まとめ

前節までの解析結果を基に RCS 推薬配分結果を表 4.12 の通り整理する．評価は以下の通りである．

- (1) 空力制御無しケースの場合，オフノミナル事象が全て発生した場合（単純合計）まで考慮すると消費量が搭載量を上回る．なお，オフノミナル事象の合計で 14.8kg と，搭載推薬の 43% に達し，これらが発生しなければ十分なマージンとなる．また，オフノミナル事象を RSS 評価すると 9.8kg となり，ノミナル分と足すと，31.9kg となり，搭載量以下となる．
- (2) 空力制御有りケースの場合，予測誤差吸収用高度制御分が約 5kg 減少したことから，オフノミナル事象全てを考慮しても消費量が搭載量を下回っている．
- (3) 以上の結果から，SLATS の RCS 推薬には余裕が無く，積極的に空力制御運用を実施することで，オフノミナル事象に対応していく必要がある．

以上の通り，SLATS の打上げを決定するための軌道解析において，本研究で提案した「永年摂動を活用した面内・面外制御手法」「イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度制御手法」によって成立性が示されている．また空力姿勢制御の導入がオフノミナル時の RCS 消費推薬の低減，すなわち，搭載推薬内での軌道制御の実現を見込める決定的な役割を果たすこととなった．

表 4.12: RCS 推薬配分 [kg]

RCS 用途	空力制御無し	空力制御有り	備考
初期姿勢捕捉	0.160	0.160	姿勢制御解析結果 *2
ロケット投入誤差吸収用制御 *1	5.106	5.106	4.4 節
初期軌道制御（円化）	9.174	9.174	表 4.5
初期軌道制御（降下）	5.890	5.890	表 4.5
ISS 回避用高度制御 *1	1.053	1.053	4.4 節
予測誤差吸収用高度制御 *1	8.284	3.282	図 4.23, 4.24
ハイブリット軌道制御	4.661	4.661	4.3.3 節
スラスト姿勢制御（全期間） *1	0.320	0.320	初期姿勢捕捉 × 2
無効推薬＋マージン	2.000	2.000	無効推薬＋マージン
合計	36.649	31.647	
推薬余裕	-2.149	2.853	搭載推薬 34.5kg-合計

*1：オフノミナル事象

*2：ロケット分離レート 3deg/s のレートダンピング用として算出

4.5 まとめ

本章では、前章までに説明した「大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御」「イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度制御手法」を利用した SLATS 全期間軌道解析結果を示した。第一に、SLATS の各種前提条件を考慮した上で、軌道遷移問題を解き、基準軌道を導出した。地球重力場永年摂動による β 角の遷移を待つ必要があるため、打上げから軌道遷移完了までに要する期間は 463 日となった。また、打上げ直後の初期高度制御以降の降下は大気抵抗のみで実施され、RCS 噴射は実施されない結果が得られた。基準軌道をベースに、遷移中に大きな大気変動が生じた条件を仮定し、それにより生じる高度誤差を RCS 制御および空力姿勢制御で吸収するシミュレーションを実施した。結果として、大気変動 ($C_D S \times 1.2 + \text{太陽活動 } 95\%$) による高度誤差を単純に RCS で吸収するのに比べ、空力姿勢制御（エアロスルー）を併用することで最大 5kg 程度推薬を削減できる結果となった。RCS 搭載量が 35kg しかない SLATS にとってこの効果は非常に大きなものであり SLATS の RCS 推薬配分を成立させるものであった。基準軌道の設定と同時に、3 章で示した高度保持アルゴリズムを用いた高度保持解析も実施した。SLATS は太陽非同期軌道に投入されているため、時間経過と共に太陽電池パネルの発生電力が変化する。そのため保持高度毎に発生電力に応じた IES 噴射 Duty を設定した。結果より、提案した高度保持アルゴリズムで、IES のみで高度 220km までの高度保持が可能であること（高度誤差 100m 以下, 1σ ）、高度 180km においては IES/RCS の併用で高度保持が可能であること（高度誤差 400m 以下, 1σ ）、を示した。以上の結果を以て、前章までに示した姿勢軌道制御手法の有効性を解析的に示すことが出来た。

第5章 SLATS 軌道制御結果

本章では前節までに述べた各種軌道制御手法を実際の SLATS の軌道上運用に適用した結果について運用段階毎に説明する．なお，本章の結果の一部は文献^[62]の成果を整理・詳細化したものである．

5.1 打上げ段階

2017 年 12 月 23 日午前 10 時 26 分 22 秒，SLATS は主衛星である「しきさい」(GCOM-C) と共に種子島宇宙センターより打ち上げられた．SLATS の射場保管中の様子を図 5.1 に，ロケット打上げの様子を図 5.2 に示す．その後，第一に GCOM-C が高度 798km，降交点通過地方太陽時 (LST) 10:30 の太陽同期準回帰軌道に投入され，第二に GCOM-C PAF および SLATS を内部に搭載していた SLATS 搭載アダプタの上部 (放出部) が分離された．第三に H-IIA 高度化機能によるロケット第 2 段エンジンの第 2・第 3 噴射により高度・軌道傾斜角制御が実施され，最終的に，遠地点 643km，近地点 450km，LST 10:30，軌道傾斜角 98.3deg の太陽非同期軌道にて SLATS が分離された．打上げから SLATS 分離までに要した時間は 6481sec であり，平均軌道長半径誤差 1km 以下，軌道傾斜角誤差 0.02deg 以下の高精度な軌道投入であった．打上げ後，最新の前提条件 (投入軌道要素，射場での衛星推薬充填結果の反映，太陽活動予測最新化等) を用いて，4 章と同じ解析を実施した．結果に大きな差異は無く，その後の軌道制御も予定通り進められることとなった．また，計画通りに軌道投入されたことにより，表 4.12 にてロケット投入誤差吸収用制御として配分していた RCS 推薬は不要となり推薬に余裕が出ることとなった．

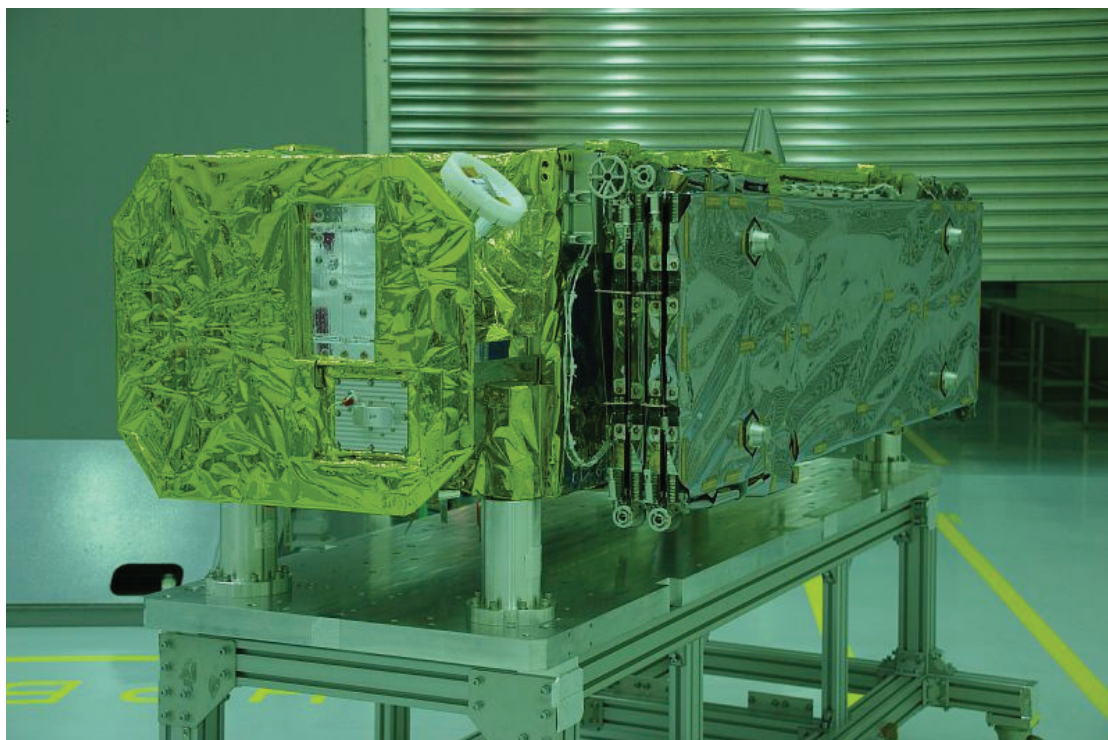


図 5.1: SLATS 射場保管中



図 5.2: SLATS 打上げ写真

5.2 初期段階

本フェーズの目的は、分離軌道から高度 393km 円軌道に遷移することである。ロケットからの分離後、衛星としての一連の機能確認を終えた 2018 年 1 月 6 日より初期軌道制御（円化，降下）を開始した。RCS 噴射制御計画は前述した打上げ後軌道解析の中で図 4.5～4.8 のように同時に導出されたものを利用した。

2018 年 3 月 18 日までに計 40 回の逆噴射を実施し，遠地点 643km，近地点 450km の楕円軌道から 393km 円軌道（凍結軌道）への軌道変更が完了した。また，この時点で国際宇宙ステーション（ISS）よりも低い高度に投入でき，かつ凍結軌道に投入したことでその後の離心率変動も最小限にでき，その後の干渉を完全に回避することが出来た。打上げから 2018 年 3 月末までの高度履歴および離心率ベクトル履歴を図 5.3，図 5.4 にそれぞれ示す。両図において，円軌道化および降下のための噴射を実施していない期間があるが，これは 4.1 節にて述べた RCS 噴射タイミング制約（D 点± 20 分は噴射不可能）によるものである。本フェーズ終了時点の IES・RCS の残推薬量（無効推薬除く。以下同様）はそれぞれ 12.0kg，17.0kg となった（搭載量はそれぞれ 13.3kg，34.5kg）。

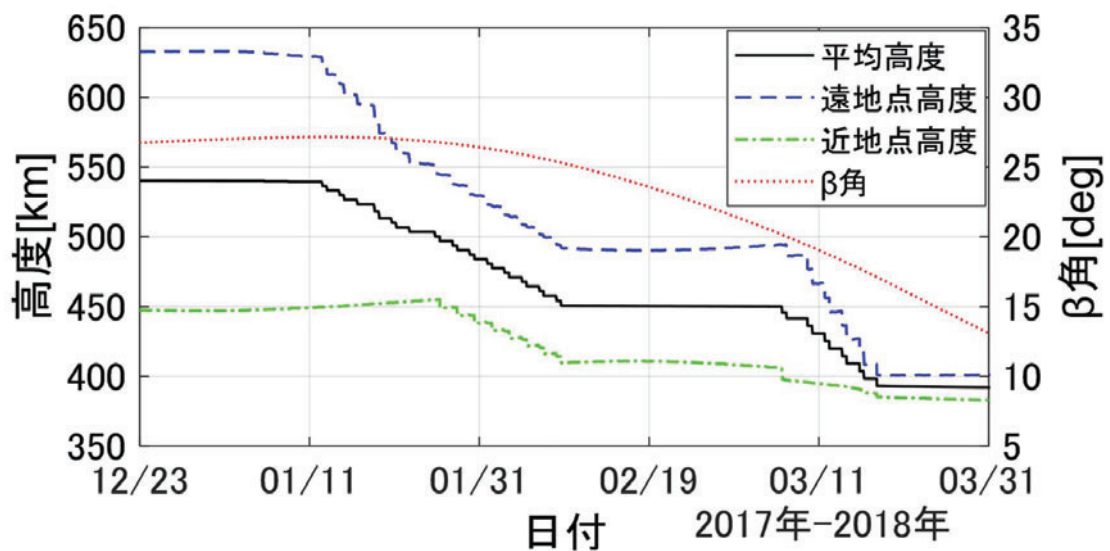


図 5.3: 初期段階中の平均高度と β 角実績

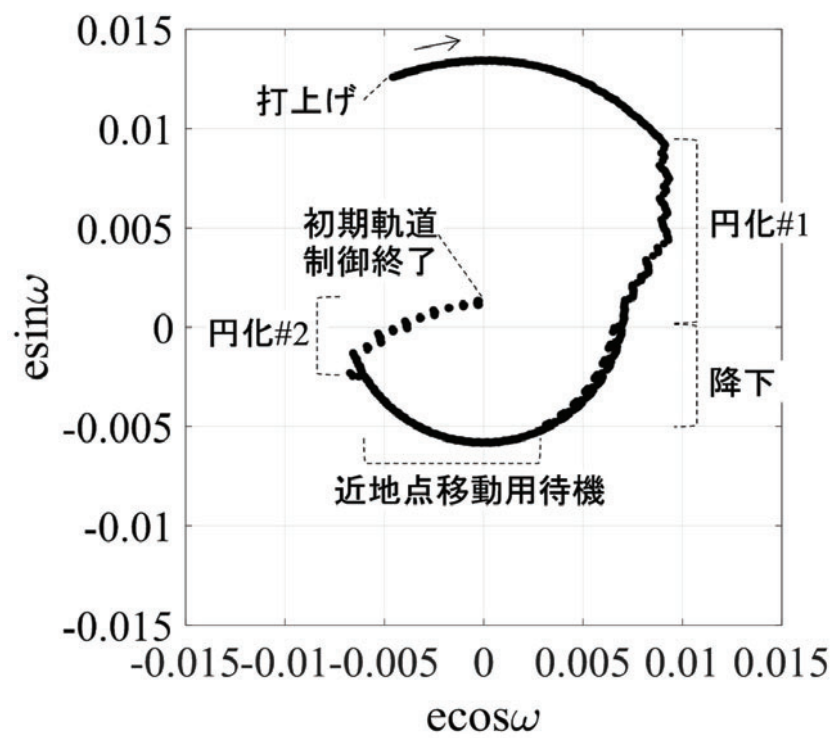


図 5.4: 初期段階中の離心率ベクトル実績

5.3 定常段階：軌道遷移フェーズ

5.3.1 基準降下軌道の修正

本フェーズの目的は、高度 $393\text{km} \cdot \beta$ 角 $+24\text{deg}$ の軌道から高度 $271.5\text{km} \cdot \beta$ 角 -62deg の軌道に遷移することである。

2018 年 4 月以降、軌道遷移フェーズに入り、打上げ後軌道解析にて導出された基準降下軌道に追従する形で大気抵抗および RCS 逆噴射を用いた降下を実施した。同基準軌道のまま軌道制御を継続してもミッションサクセスは可能な見込みであったが、2018 年 8 月に下記理由から基準降下軌道を修正することとした。

- (1) SLATS 大気抵抗は予想よりも小さく、毎月 RCS 逆噴射による降下を実施していること。
- (2) RCS 推薬を節約するためには、毎月噴射を実施するよりも、早期に大きな降下制御を実施した方が大気抵抗の大きな低高度を推移できるため有利であること。
- (3) 日々の軌道決定により大気抵抗予測誤差のデータが蓄積されており、今後の大気抵抗予測に見通しが立ち始めたこと。

上記 (3) の一例として、2018 年 4 月における、SLATS 軌道決定結果および SLATS 空力モデルから導かれる大気密度と MSIS, JB, DTM との比較結果を図 5.5 に示す。図より、1)SLATS の運用に用いている MSIS は $+20\%$ 強のバイアスを有すること、2)JB, DTM の方が MSIS より SLATS 軌道決定値および SLATS 空力モデルから導かれる大気密度に近いこと、が分かる。

この大気抵抗誤差予測誤差の補正や太陽活動予測最新化、高度保持フェーズの準備のため 2019 年 3 月期初から姿勢モードを NM-Y に変更するといった前提条件の変更を行い、2018 年 9 月、10 月末の RCS 噴射量を増加する形で基準降下軌道の見直しを実施した。得られた高度履歴を図 5.6 に示す。図の通り、2018 年 9 月、10 月末の噴射を増加することで、当初通り、2018 年度中に軌道遷移フェーズを終了することが出来る見込みを得た。なお、本見直しを実施することで、従来の基準降下軌道に対して毎月追従していく場合よりも RCS 消費推薬として約 2kg 削減出来る見込みであった。RCS 推薬 2kg は、SLATS の RCS 搭載推薬質量 34.5kg の約 6% 分、高度変更量としては約 25km 分、高度 180km 保持としては約 4 日間分、に相当し、リソースの少ない SLATS にとって有用な量である。

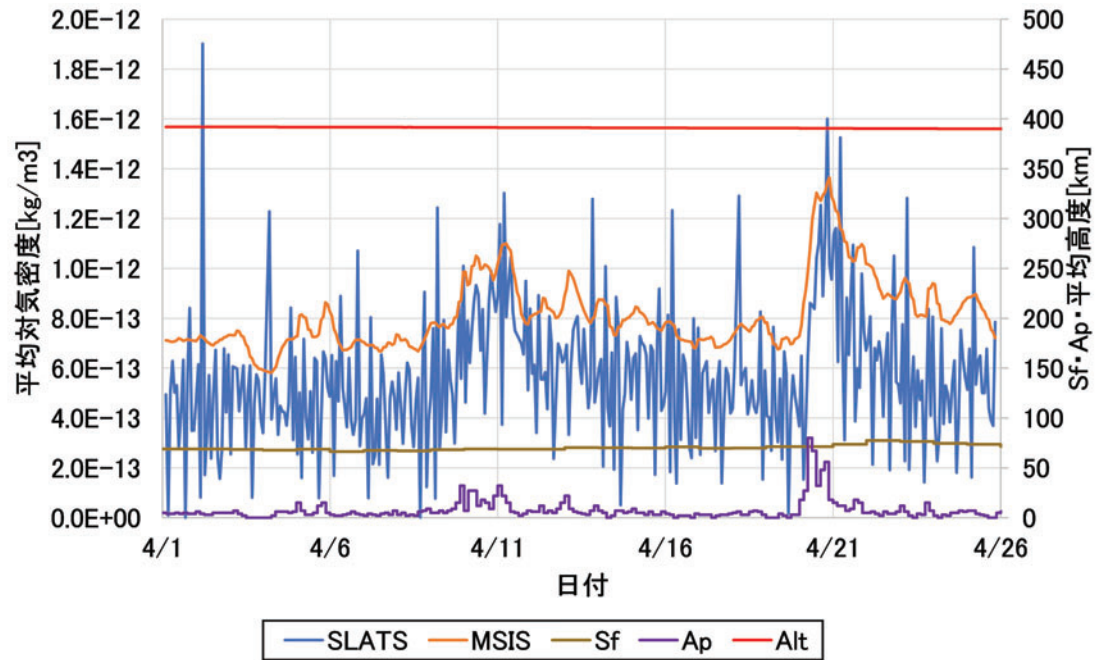


図 5.5: SLATS 運用結果と各種大気モデルの大気密度比較 (2018 年 4 月分)

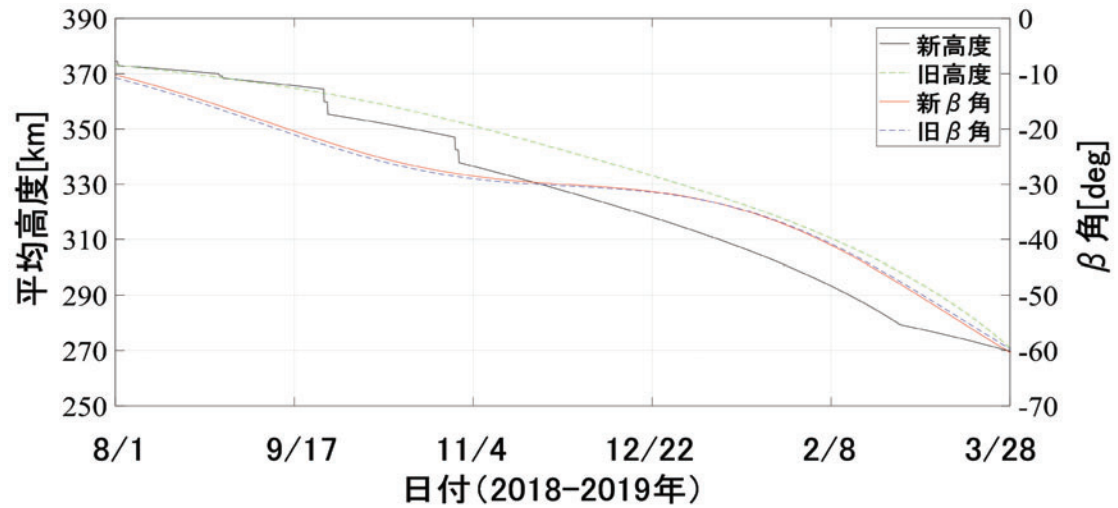


図 5.6: 基準降下軌道修正後の平均高度履歴 (計画)

5.3.2 回帰軌道ミッションの追加

前節の通り、2018年9月、10月末にRCS噴射量を増加する形で基準降下軌道の見直しを実施した。しかしながら、本見直し後も、大気抵抗は更に低下し続け、MSISの大気密度が+30～40%のバイアスを有する状態となった。そのため、2018年11月以降もSLATSは引き続きエアロブレーキ運用およびRCS逆噴射による降下制御を継続した。この大気抵抗誤差の変化については次章にて詳述する。

2019年12月、軌道遷移終了目標高度が4章での前提270kmから271.5kmに変更された。元々の目標高度270kmは到達直後より高度268km保持を開始するために設定されていた。高度268kmは、超低高度衛星実用機の特徴の一つである完全（1日）回帰軌道を用いた定点観測（毎日同時刻同地点直下観測）を将来実現するための検証高度として選定されていた。高度268kmは太陽同期軌道時の軌道傾斜角（96.56deg）に対応した高度であり、SLATSの軌道傾斜角（98.30deg）における回帰高度は271.5kmとなる。元々RCS推薬の節約および軌道制御運用の省力化の観点からSLATS自身で定点観測を実施する予定ではなかったが、打上げおよび初期段階での適切な軌道制御によりRCS推薬に余裕が出たことから、本観測を実証することとした。

SLATSの回帰軌道設定と3.2.1節で述べた地球低軌道の太陽同期回帰軌道との軌道パラメータの比較を表5.1に示す。SLATSの軌道傾斜角98.30degは高度268kmの太陽同期軌道傾斜角96.56degよりも大きく（赤道側に寝ており）、式3.13より軌道面回転速度が太陽同期時よりも早い。そのため地球自転に対する昇交点赤経変化量が大きく（地球自転も軌道面回転も共に東向きなので軌道面が地球自転を追いかけるイメージ）、衛星から見た相対的な地球自転速度が遅くなり、その分自身の交点周期も遅らせる必要があるため若干高度が高くなる訳である。このため、表5.1の通りSLATS回帰軌道の交点周期は5403.87secとなり、1周回毎に同一地点に戻る際の時刻が $3.87\text{sec} \div 4\text{sec}$ ずつ遅れていくことになる。端的に言えば、SLATSの回帰軌道は地球との相対位置のみが同期しており、時間は同期していない状態である。したがって、次回同一地点を観測する際の時刻は $3.87\text{sec} \times 16\text{rev} = 61.8\text{sec} \div 1\text{min}$ ずつ遅れ、高度保持期間31日では約32min遅れることになる。その他、式3.10～3.13は地球重力ポテンシャルJ2項のみ考慮しているに過ぎず、より高次の重力項や他の摂動要素が経度保持に対する誤差として表れてくる。

表 5.1: 太陽同期回帰軌道と SLATS 回帰軌道

	日周回数	高度 [km]	軌道傾斜角 [deg]	周回経度変化量 [deg/rev]	交点周期 [sec]
太陽同期 回帰軌道	16	268.12	96.56	22.50	5400.00
	15	560.98	97.63	24.00	5760.00
	14	888.31	98.98	25.71	6171.42
回帰軌道	16	271.51	98.30	22.50	5403.87

回帰軌道への投入は3.2.2節にて述べた方法で実施された。ここでは具体的な実施内容について説明する。回帰高度保持中は地表通過経度がほぼ変化しないことから、到着前に観測対象を含んだ経度群に誘導する必要がある。定点観測対象として、東京都市部かつ知名度が高く、1日毎の変化が見込める対象として、2018年12月時点で建設中であった新

国立競技場から東京駅にかけての地域（撮像中心点として、迎賓館 赤坂離宮を目標）を選定した（図 5.7）．通過目標緯度・経度は以下の通りである．

緯度：35.6808638deg, 経度：139.730886deg

定点観測時の光学画像分解能の劣化を防ぐため、光学観測時の衛星ポインティング角を $\pm 20\text{deg}$ までに制限することとした（SHIROP は衛星自身のボディポインティングでのみ観測方向を制御可能）．その際の観測対象緯度における地表経度換算値を表 5.2 の通り計算した．結果として、ポインティング角 20deg は観測対象緯度において経度 $\pm 1\text{deg}$ に相当する．これを受け、目標経度誤差として、回帰軌道投入時に 0.5deg 以下、回帰軌道保持に 0.5deg 以下、をそれぞれ配分することとした．

回帰軌道投入用の RCS 噴射は 2019 年 1 月 29,30 日から開始された．その際の RCS 噴射計画立案は、式 3.15 をベースとした次式を解く形で行われた．

$$\begin{array}{ll} \text{Variable} & h_1 \\ \text{Equality Conditions} & \Delta\lambda = \min_{i=0}^{15} \{\lambda - (\lambda_{target} + 22.5i)\}^2 = 0 \end{array} \quad (5.1)$$

ここで、 h_1 ：1/29,30 の RCS 目標経度追従噴射 1 の目標高度 [m]、 $\Delta\lambda$ ：完全回帰軌道投入経度誤差 [deg]、 λ ：完全回帰高度保持開始から 1 日後の定点観測対象緯度通過時の測地経度 [deg]、 λ_{target} ：定点観測対象の測地経度 [deg] (139.730886deg)、である．上式において、 $i=0\sim 15$ と振り、その最小値を経度誤差としているのは完全回帰軌道時の 16 個の軌跡のうちの一つが定点観測対象を通過すれば良い、ということを表している．上式を解く形で目標経度追従噴射の 1 回目が行われ、それ以降は約 2 週間毎に次式を解いて RCS 噴射計画立案・噴射を行った．

$$\begin{array}{ll} \text{Variable} & h_j \\ \text{Equality Conditions} & \Delta\lambda = \lambda_j - (\lambda_{target} + 22.5i)^2 = 0 \end{array} \quad (5.2)$$

ここで、 j ：目標経度追従噴射番号 (2~4)、である．上式は軌道軌跡 (i) を決めた以外は式 5.1 と同じである．2018 年 9 月以降の高度・ β 角、降交点経度履歴を図 5.8, 5.9 に示す．図 5.8 より、2019 年 1 月上旬までは低い大気抵抗のために RCS 降下制御のみを実施しているが、1 月下旬以降は完全回帰経度調整のための上昇制御も実施していることが分かる．また、図 5.9 より、1 月下旬以降、元々日本付近に存在していた降交点通過経度が目標である 131.512deg （定点観測対象の測地経度の赤道通過時換算）に漸近していく様子が分かる．本運用によって、2019 年 4 月 2 日に投入経度誤差 -0.08deg で回帰軌道への投入が完了し、同時に高度保持が開始された．本フェーズ終了時点の IES・RCS の残推薬量はそれぞれ 11.6kg 、 11.3kg となった．



図 5.7: 定点観測対象位置 (地理院地図を利用)

表 5.2: SHIROP 観測範囲の観測対象緯度における経度換算

項目	値
地球半径 [m]	6378137
地球扁平率 [-]	3.35E-03
地球離心率 [-]	8.18E-02
観測対象緯度 [deg]	35.68
卯酉線曲率半径 [m]	6390626
観測対象緯度平面の地球半径 [m]	5190967
SHIROP ポインティング角 [deg]	20
衛星高度 [m]	271515
地表距離 [m]	98823
SHIROP ポインティング角の 観測対象緯度における経度換算 [deg]	1.09

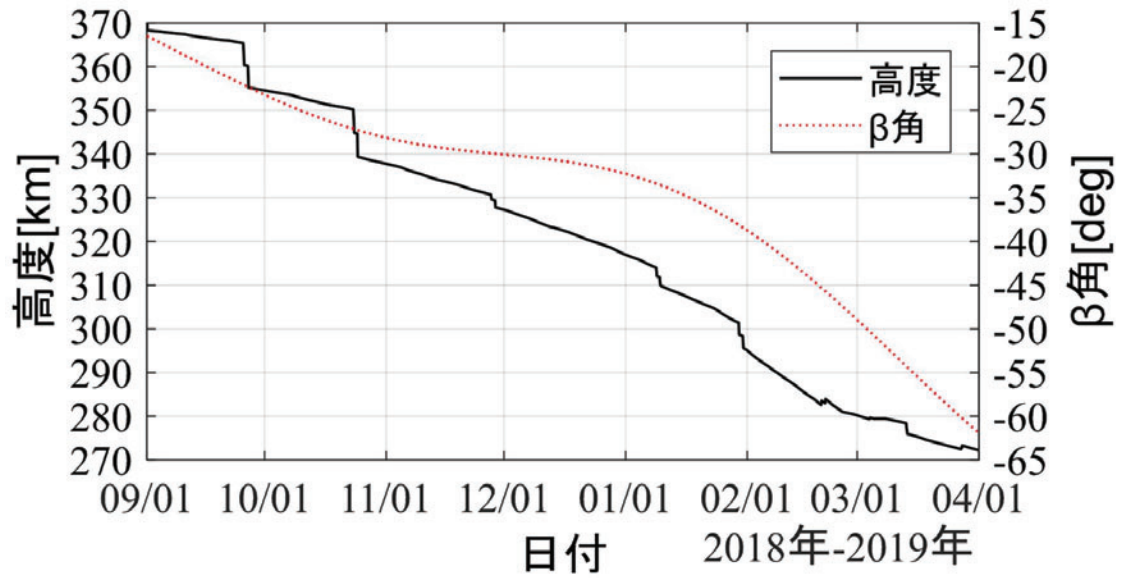
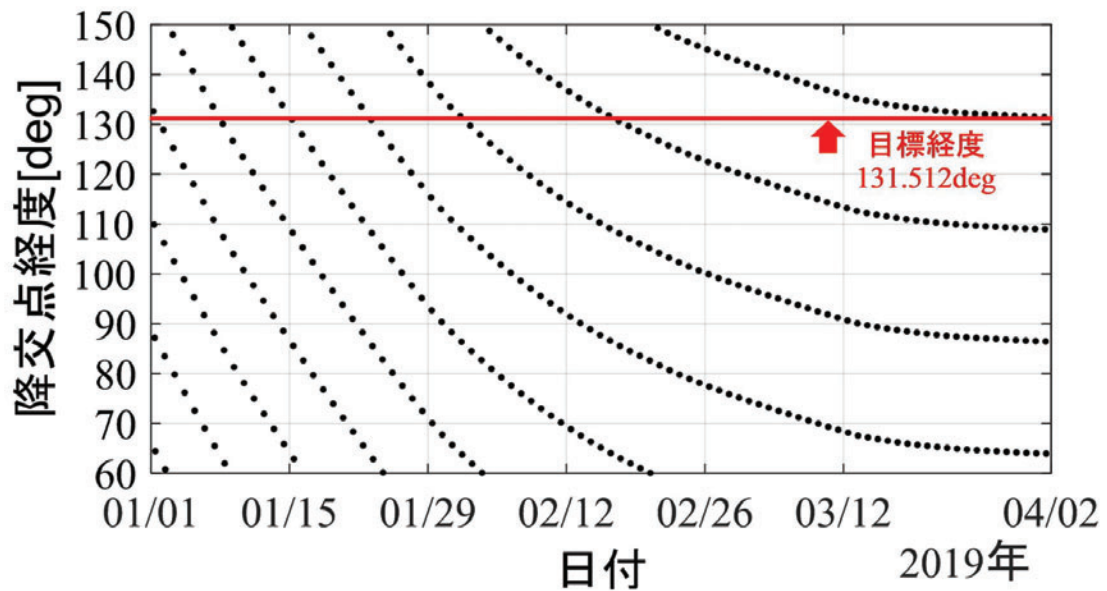
図 5.8: 軌道遷移フェーズ後半の高度・ β 角履歴実績

図 5.9: 2019 年 1 月以降の降交点経度履歴実績

5.3.3 空力姿勢制御の効果

軌道遷移フェーズ中に可能な限り実施したエアロブレーキ運用の効果を評価する．図 5.10 に 2018 年 7 月以降の各月の姿勢モード毎の周回数と周回平均 $C_D S$ 履歴を示す．図中、「OPT」が SHIROP による光学観測を実施した周回（周回中の姿勢は主に NM-Z）、「AEROB」がエアロブレーキ運用周回、「SPM」はそのまま SPM 周回，である．また，図 5.11 に各月のエアロブレーキ運用によって節約できたと考えられる RCS 推薬積算履歴を示す．本節約量は，SPM とエアロブレーキの周回数と周回平均 $C_D S$ の差から推定される大気抵抗による降下量の差を仮に RCS 噴射で吸収していた際の推薬量を SLATS の運用後の解析により見積もったものである．

- (1) 図 5.11 の通り，エアロブレーキ運用によって削減出来たと推定される RCS 推薬は 1kg 程度に留まった．主な理由は，1) 軌道遷移フェーズ前半において衛星チェックアウトに想定より時間を要し，本格的にエアロブレーキ運用を開始出来たのが 2018 年 7 月からになったこと，2) 軌道遷移フェーズ終盤の 2019 年 2 月以降においては，完全回帰軌道投入のため，約 2 週間に一度の RCS 噴射を実施しており，大気予測誤差を頻度高く吸収していたことからエアロブレーキ運用を実施しなくなったこと，である．
- (2) 一方，RCS 搭載推薬が 34.5kg しかなく，かつ，限界まで消費する必要があった SLATS にとって 1kg の節約は重要なものとなった．5.5 節で述べる通り，運用終了時の実績 RCS 残推薬は 1.7kg であり，仮に 1kg 少なかった場合は，後期運用段階における高度 167.4km の保持に踏み切れなかった可能性があり，結果論ではあるが，軌道遷移フェーズにおけるエアロブレーキ運用による RCS 推薬の削減が SLATS の成果拡大に貢献した形となった（後期利用段階の高度 167.4km，7 日間の高度保持で SLATS はギネス世界記録®を受賞した^[63]）．

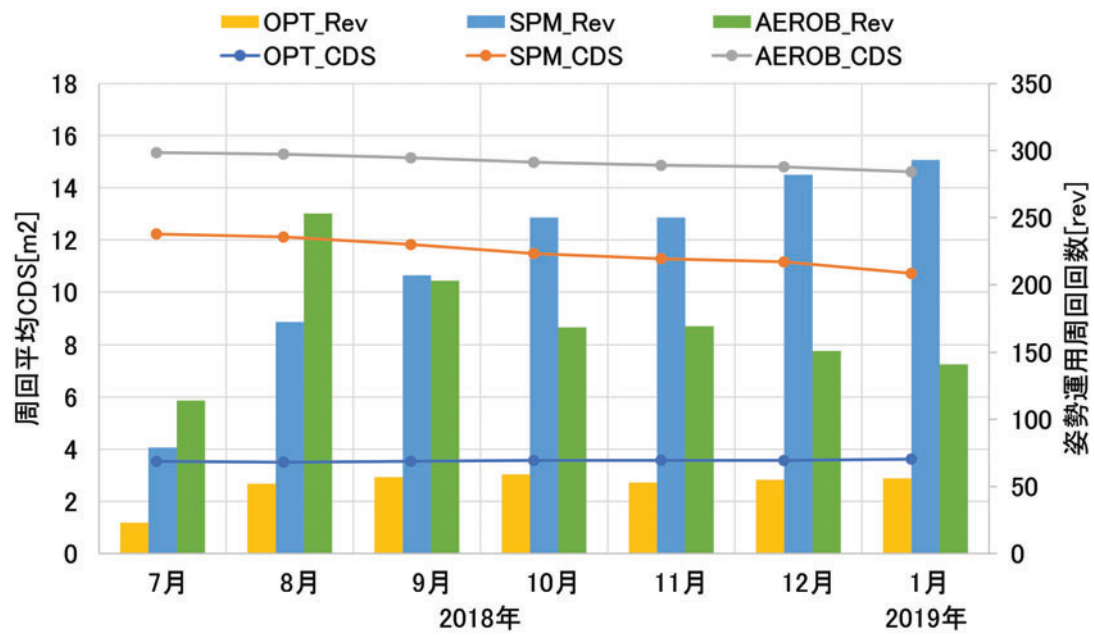
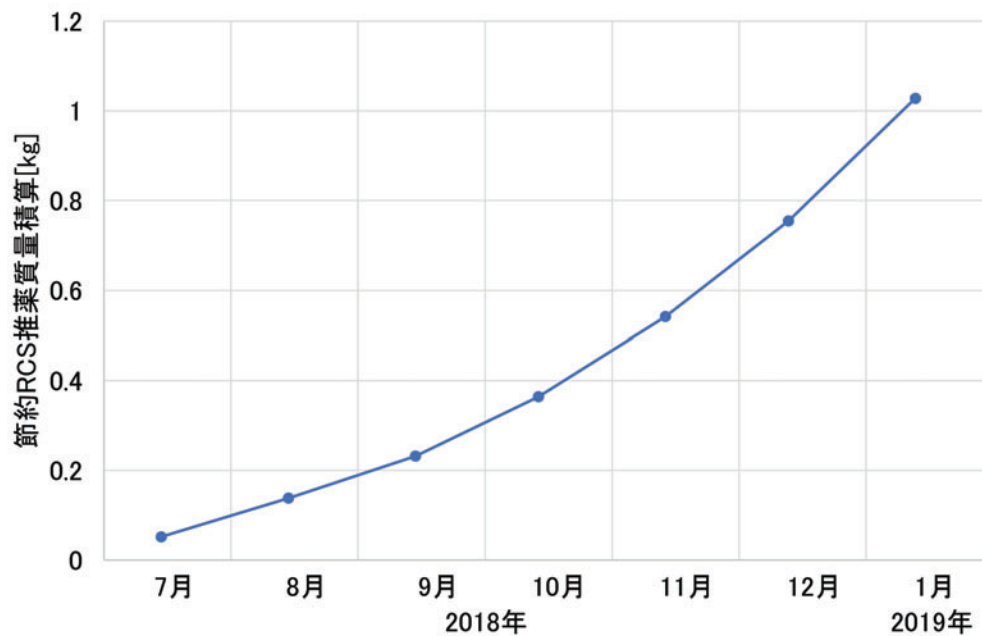
図 5.10: 軌道遷移フェーズ中の姿勢モード頻度と周回平均 $C_D S$ 履歴

図 5.11: 軌道遷移フェーズ中のエアロブレーキ運用により節約された RCS 推薬履歴

5.4 定常段階：高度保持フェーズ

5.4.1 準回帰軌道ミッションの追加

本フェーズでは IES および RCS を用いた高度保持運用が実施された。高度保持方法は 3 章に従っている。

高度保持結果の説明の前に、2019 年 5 月に行われた準回帰軌道ミッションの追加について述べる。SLATS は高度保持フェーズの後半において、高度 220km・31 日間、180km・7 日間の高度保持を行う予定であった。この際の高度は数字的にキリ良く決められたものであり、SHIROP 光学観測を踏まえた回帰性を考慮して決められたものではなかった。一方、高度 271.5km の完全回帰軌道からの定点観測に対して、一定の社会的インパクトがあり、SLATS ミッション成果最大化の観点から、高度保持フェーズ後半の高度 220・180km 保持においても回帰性を考慮した高度に変更することとした。高度 220～180km において、SLATS の軌道傾斜角を前提とした上で、回帰日数が整数となる高度ケースを表 5.3 に示す。表より、元々の高度 220km、180km に近い、5 日回帰の高度 217km、3 日回帰の高度 181km を選択した。目標経度については、両高度共に回帰軌道と同じく赤坂離宮とした。図 5.12 に示す通り、東京における太陽高度は 2019 年 7 月下旬を境に昇交パスの方が大きくなり、光学観測に適することとなる。本傾向から両高度共に昇交パスで目標経度に合わせることにした（高度 271.5km は夕方撮影、高度 217、181km は朝撮影となる）。

保持期間については、後述する高度遷移期間の制御および太陽電池パネルの発生電力マージンを踏まえると高度 181km 保持期間においても IES 噴射 Duty を 100%に出来ることが分かったため（太陽非同期軌道のため β 角は 2019 年 8 月上旬を境に増加に転じ、周回中の発生電力が時間経過と共に低下していく）、高度 217km の保持期間を元々の 31 日から完全回帰と同じ 38 日に延長した（回帰軌道の保持期間も元々は 31 日であったが、連日観測による 2019 年 5 月 GW の都心動静把握のため 38 日に延長されていた）。

表 5.3: 高度 220～180km の準回帰軌道

回帰日数	日周回数	高度 [km]	軌道傾斜角 [deg]	周回経度変化量 [deg/rev]	交点周期 [sec]
3	16	181.31	98.30	22.04	5294.48
4	16	203.57	98.30	22.15	5321.40
5	16	217.02	98.30	22.22	5337.69
6	16	226.02	98.30	22.27	5348.60
7	16	232.47	98.30	22.30	5356.43

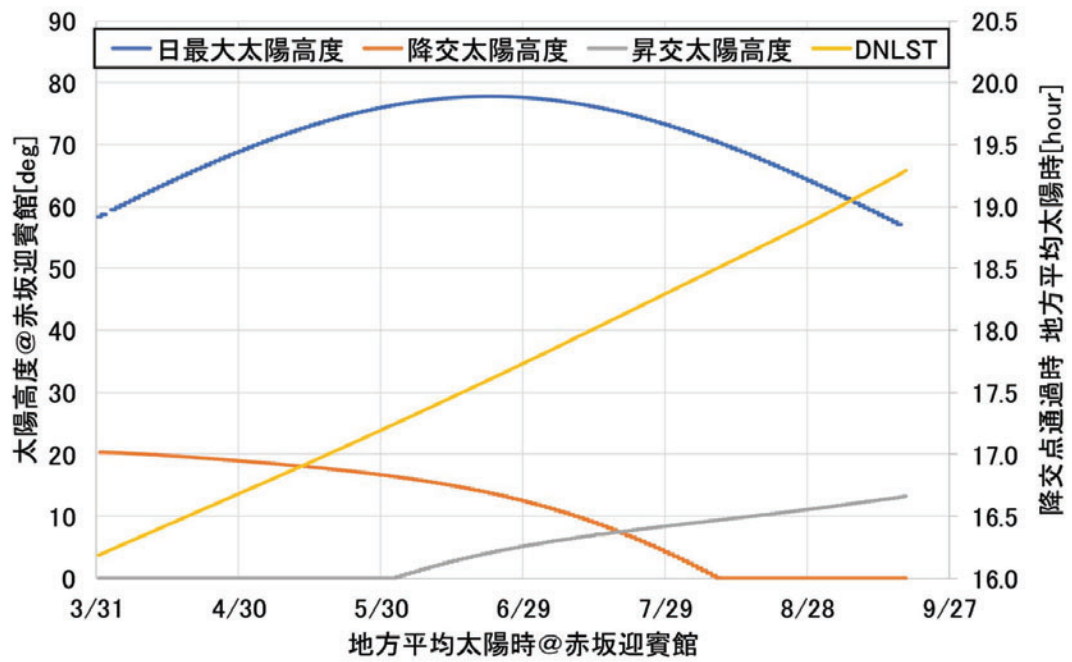


図 5.12: SLATS 高度保持フェーズ中の東京における太陽高度変化

5.4.2 準回帰軌道投入方法

前述の通り，SLATS が受ける大気抵抗は予測に対して 30～40%程度低い結果となっていた．本傾向が高度保持フェーズ中も継続した場合，保持高度間の大気抵抗による遷移に時間が掛かり過ぎ（太陽に対して軌道面が回転し過ぎ），高度 181.1km 到達時点で IES を運用出来ない β 角となることが高度保持フェーズに入る前に判明していた（4.3.3 節ケース 3：最小大気抵抗前提での解析において懸念していた点である）．そのため，適切な期間で高度保持フェーズを終えるための基準降下軌道を設定した上で RCS 噴射により追従させることとした（高度保持フェーズでは大気抵抗が卓越するため長期間のエアロブレーキ姿勢では想定以上の降下量となるリスクがあったため空力姿勢運用は実施しなかった）．高度保持フェーズ前半の基準平均高度を表 5.4 に示す．

表 5.4: 高度保持フェーズ前半の基準軌道

基準日	基準平均高度 [km]	高度記号
2019/04/01	271.75	h_1
2019/05/05	269.00	h_{2-1}
2019/05/11	264.00	h_{2-2}
2019/05/15	259.50	h_{2-3}
2019/05/19	255.00	h_{2-4}
2019/05/23	250.40	h_{2-5}
2019/06/05	245.00	h_{3-1}
2019/06/09	240.50	h_{3-2}
2019/06/22	235.00	h_{4-1}
2019/06/26	230.60	h_{4-2}

保持高度 230km までは RCS 噴射量制約（4.1 節）に掛からない範囲で等間隔で高度を落としていけば良かったが，保持高度 217, 181km に向けての場合は合わせて目標経度への投入も実施する必要があった．この投入方法は基本的には回帰軌道投入の場合（5.3.2 節）と同様であり，表 5.5 に示すタイミングでの目標高度を適宜決めていく形で実施された．高度 217km/5 日回帰軌道投入問題の初回は次式となる．

$$\begin{array}{l} \text{Variable} \quad h_{5-1} \\ \text{Equality Conditions} \quad \Delta\lambda_{217}^{in} = \min_{i=0}^{80} \left\{ \lambda_{0721.0630}^A - \left(\lambda_{target} + \frac{22.222}{5}i \right) \right\}^2 = 0 \end{array} \quad (5.3)$$

ここで， h_{5-1} ：5 日回帰軌道投入のための初回 RCS 噴射時（2019/7/13）の目標標高度 [m]， $\Delta\lambda_{217}^{in}$ ：高度 217km 準回帰軌道投入経度誤差 [deg]， $\lambda_{0721.0630}^A$ ：5 日回帰保持開始直前（7/21UT6 時半前）に検出された観測対象緯度昇交通過時の測地経度 [deg]， λ_{target} ：高度 217km 観測対象の測地経度 [deg]，である．上式において， $i=0\sim80$ と振り，その最小値を経度誤差としているのは準回帰軌道 80 個の軌跡のうちの 하나가観測対象を通過すれば良い，ということを表している．高度 181km/3 日回帰軌道投入問題の初回は次式となる．

$$\begin{array}{lcl}
\text{Variable} & & h_{6-1}, \Delta v_{6-2} \\
\text{Equality Conditions} & \Delta \lambda_{181}^{in} = \min_{i=0}^{48} \left\{ \lambda_{0913.0630}^A - \left(\lambda_{target} + \frac{22.041}{3} i \right) \right\}^2 = 0 & (5.4) \\
& & \Delta v_{6-2} = \Delta v_{6-3}
\end{array}$$

ここで、 $\lambda_{0913.0630}^A$ ：3日回帰保持開始直前（9/13UT6時半前）に検出された観測対象緯度昇交通過時の測地経度 [deg]， λ_{target} ：高度 181km 観測対象（赤坂離宮）の測地経度 [deg]，である。上式において、 $i=0 \sim 48$ と振り、その最小値を経度誤差としているのは準回帰軌道 48 個の軌跡のうちの一つが観測対象を通過すれば良い，ということを表している。また、二つ目の等式制約条件は、RCS 噴射量制約を超えないように必要な制御量を二度の噴射で等分するための条件である。

2019 年 6 月、最新の前提条件で本問題を解き、成立性を示したことで、準回帰軌道ミッションの実施が決定された。得られた主要軌道履歴を図に示す。図の通り、適切に目標経度への投入，その後の維持が行われていることが分かる。

表 5.5: 高度保持フェーズ後半の RCS 噴射計画パラメータ

基準日	目標高度記号	必要 Δv 記号	備考
2019/07/13	h_{5-1}	Δv_{5-1}	高度 217km 経度調整用
2019/07/18	h_{5-2}	Δv_{5-2}	高度 217km 経度調整用予備
2019/07/20	h_{5-3}	Δv_{5-3}	高度 217km 投入用
2019/09/04	h_{6-1}	Δv_{6-1}	高度 181km 経度調整用
2019/09/07	h_{6-2}	Δv_{6-2}	高度 181km 経度調整用予備
2019/09/10	h_{6-3}	Δv_{6-3}	高度 181km 投入用 1 兼経度調整用
2019/09/12	h_{6-4}	Δv_{6-4}	高度 181km 投入用 2

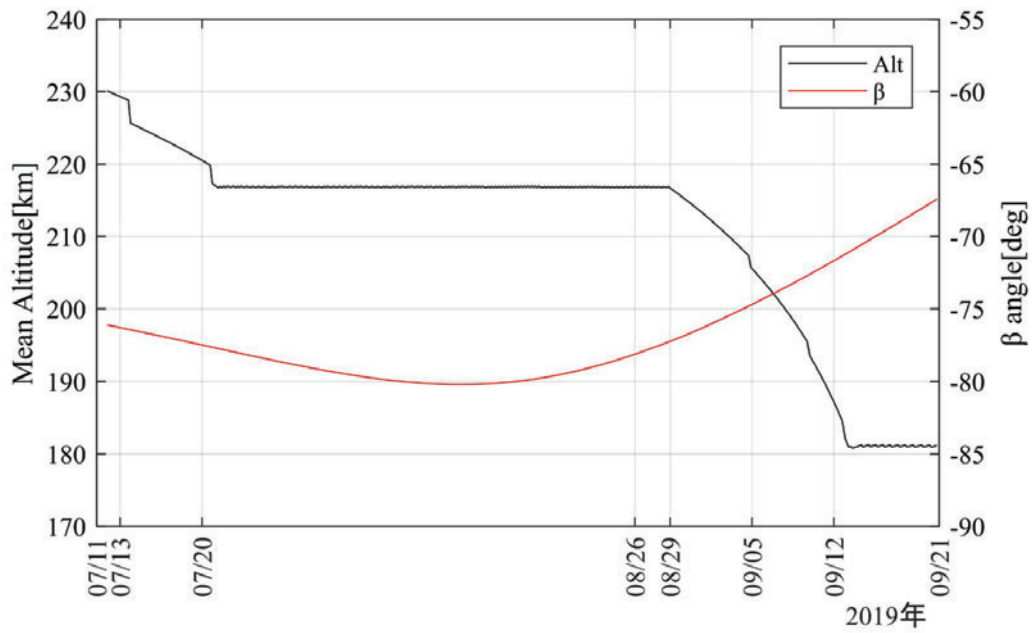


図 5.13: 準回帰軌道投入：主要軌道履歴結果 1of2

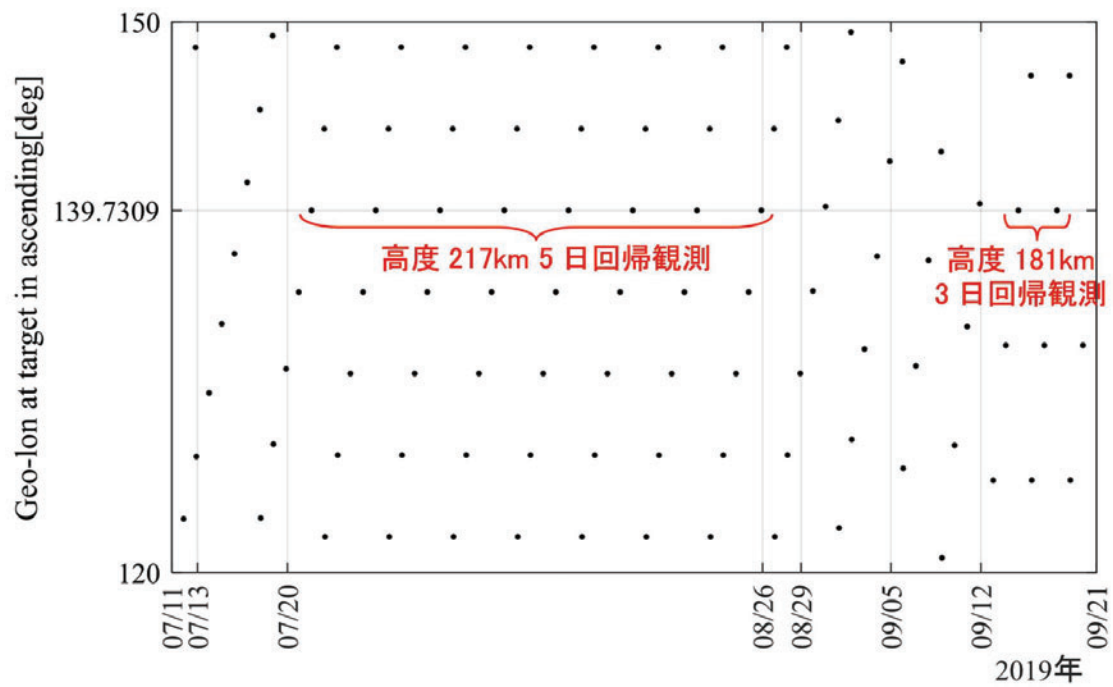


図 5.14: 準回帰軌道投入：主要軌道履歴結果 2of2

5.4.3 回帰・準回帰軌道投入結果

表 5.6 に回帰および準回帰軌道への目標経度投入結果を示す。全ての高度において、目標投入経度誤差 $\pm 0.5\text{deg}$ 以内を満足することが出来ている。高度 216.8km において誤差を -0.01deg とすることが出来ているが、これは保持開始日 7/21 に対し、7/18 に目標経度合わせのための高度制御を実施出来たためである（前日にも高度制御を行っているが翌日からの高度保持タイミングを調整するために利用されるため経度制御に寄与しない）。高度 271.5km では -0.08deg と大きいですが、これは保持開始日 4/2 に対し、3/27 に経度調整用高度制御を実施したためであり、それから 6 日間の間に大気予測誤差が蓄積したために高度 216.8km よりも経度誤差が増加している（本現象があったため、翌経度合わせである高度 216.8km では運用上可能な限り経度調整タイミングを保持開始日に近付けた。翌噴射までの中 1 日を設けているのは、次噴射の制御計画立案日となるためである）。高度 181.1km では、保持開始日 9/13 に対し、高度 216.8km と同じく 3 日前の 9/10 に目標経度調整を実施しているにも関わらず、経度誤差が 0.145deg と更に大きくなっている。これは高度 181.1km の大気抵抗が非常に大きく、3 日後の経度予測を劣化させるためである。

表 5.6: 目標経度投入結果

保持 高度 [km]	投入 完了 時期* ¹	目標投入 経度 [deg] * ²	実績投入 経度 [deg]	投入経度 誤差実績 [deg]
271.5	04/02 UT 7 時台 降交点	131.512	131.433	-0.079
216.8	07/21 UT21 時台 降交点	-43.197	-43.207	-0.010
181.1	09/14 UT22 時台 降交点	-43.151	-43.006	0.145

*1：高度保持開始後、最初の東京付近通過後の降交点

*2：上記タイミングの降交点経度

5.4.4 高度・経度保持結果

高度・経度保持実績結果のサマリを表 5.8 に示す。高度保持フェーズ中の高度・ β 角履歴および IES・RCS 残推葉履歴を図 5.15, 5.16 に示す。また、保持高度毎の交点周期および経度履歴を図 5.17 以降に示す。評価は以下の通りである。

(1) 高度保持結果概要

表 5.8 の通り、各高度において、当初計画通りの保持期間（31 日 or 7 日）・高度制御精度要求（ $\pm 1000\text{m}$, 1σ ）を満足した。また当初 RCS の併用を想定していた高度 181.1km においても IES のみでの保持を達成出来た。更に、回帰性を持つ高度 271.5, 216.8, 181.1km については、回帰毎に観測対象を衛星直下に捉えつつ光学観測を行うため、3.2.3 節で示した方法で経度保持制御も実施した。

(2) 高度 271.5km 保持

3.2.3 節で述べた通り、図 5.18 のように経度保持制御は IES 噴射閾値（目標交点周期）を変更することによって行われている。同図の点線が IES 噴射閾値であり、1 週間毎に 1 週間先の降交点経度を予測し、最適な値への見直しを行った。本変更により、図 5.18 の通り、最大経度誤差 -0.0035deg となり、経度保持精度目標（3.2.3.1 節にて示した $\pm 0.005\text{deg}$ 以内）を満足することが出来た。本回帰高度保持中に実施した光学観測ミッションの結果を図に示す^[64]。同図にあるような特徴的な観測が実施出来た裏には本研究で提案した超低高度・経度保持方法があった訳である。

(3) 高度 250, 240, 230km 保持

図 5.22, 5.24 において、高度保持期初に比較的大きな高度変動が生じているが、これは大気変動によるものである。前述した通り、SLATS は高度保持開始前日の UT19 時頃に RCS 軌道制御を実施し、保持高度直上に投入されている。その噴射量は最新の大気抵抗予測に基づいて、噴射後の大気抵抗による降下量まで計算し、翌日の IES 噴射準備完了予定時刻（IES 放電維持状態の健全性確認完了時刻であり、衛星状態や可視パスに依るため保持高度毎に異なる）の後に、IES 初 ON 周回となるように設定されている。そのため、大気変動が生じた場合、実際の IES 初 ON 周回時刻がずれ、例えば高度 250km や 230km では IES 準備完了前に目標高度を下回ってしまい、IES 準備完了後は ON 周回を連続させ高度を上げ直している。なお、この時、早期に高度上昇させるため、それぞれの IES 噴射 Duty を定常値の倍である 30%, 50%に一時的に引き上げていることもあり大きな高度変化が発生している（高度上昇完了後、定常値に復帰している）。

(4) 高度 216.8km 保持

図 5.25 の通り、本高度においても当初 1 週間毎に IES 噴射閾値の見直しを実施したが、大気抵抗の変動を予測し切れず、図 5.26 の通り、期間前半において経度誤差が -0.016deg に達し、経度保持目標を満足することが出来なかった。そのため期間最終 1 週間は 1 日毎に IES 噴射閾値を見直した。本制御方法の変更により同図の通り、8/22 以降は経度誤差を $\pm 0.0025\text{deg}$ 以内に収めることが出来た。将来機においては本制御

方法を衛星オンボードに搭載することで大きな大気抵抗下においても自律的に経度保持制御が実施可能になると考えている。

(5) 高度 181.1km 保持

本高度保持直前の解析において、太陽活動によっては、通常の IES 運用方法（IES 噴射閾値を上回ったら翌周回は IES1 周回 OFF）では OFF 周回時の高度低下量が大き過ぎ、その後 IES のみでは上昇仕切れない可能性が示された（本高度域での 1 周回における IES 高度上昇量および大気抵抗による高度低下量は共に約 300m/rev）。そのため IES 噴射 Duty 変更運用を実施することとした。本手法は「IES 噴射閾値到達後に IES 噴射 Duty を若干絞る、緩やかに降下させ、再び 100% 噴射に切り替え上昇する、を繰り返す」というものである。通常運用との違いを表 5.7 に示す。HighDuty=1.0, LowDuty=0.8 とした本運用に切り替えることで図 5.27 に示す通り、IES のみで高度 181.1km 保持を達成することが出来た。同図 9/16 頃に IES 噴射 Duty100% にも関わらず、高度上昇に時間が掛かっている。本時期は Kp=4 クラスの地磁気嵐が発生し、大気抵抗が強かった時期であり、通常の IES 運用のまま、直前で IES-OFF 周回となっていた場合、大きな高度誤差が生じたことを事後解析にて確認しており、IES 推力と大気抵抗が拮抗した際の IES 噴射 Duty 変更運用の有効性を立証する結果となった。一方、非可視帯による制御遅れの影響が響き、経度保持目標を全期間では満足することは出来なかった。本影響については将来機において本 Duty 変更アルゴリズムを衛星オンボードに搭載することで解消することが出来ると考えている。本フェーズ終了時点の IES・RCS の残推薬量はそれぞれ 1.8kg, 6.9kg となった。

表 5.7: 通常噴射と IES 噴射 Duty 変更運用との違い

噴射方法	通常	Duty 変更運用
降交点における大小関係	翌周回の IES_{Duty}	
交点周期 \leq IES 噴射閾値	1.0	HighDuty
交点周期 \geq IES 噴射閾値	0.0	LowDuty
IES_{Duty} 切替方法	自律	可視運用毎にアップロード

表 5.8: 高度・経度保持結果

保持 高度 [km]	開始 時刻 [-] ^{*1}	終了 時刻 [-]	保持 期間 [day]	目標交点 周期 [sec] ^{*2}	最大 β角 [deg]	IES 噴射 Duty [%]	IES 噴射 周回割合 [%] ^{*3}	上側 高度誤差 [m] ^{*4}	下側 高度誤差 [m] ^{*4}	最大 経度誤差 [deg]
271.5	4/02 16:28	5/10 19:00	38.1	5404	-62.5	10	26	32	-16	-0.0035
250.0	5/31 07:18	6/07 19:00	7.5	5378	-72.7	15	32	41	-15	N/A
240.0	6/17 11:24	6/24 19:00	7.3	5366	-73.3	20	30	56	-19	N/A
230.0	7/04 02:38	7/11 19:00	7.7	5353	-74.9	25	47	63	-46	N/A
216.8	7/21 06:27	8/28 19:00	38.5	5337	-77.5	35	49	70	-101	-0.016, -0.0015 ^{*5}
181.1	9/13 04:53	9/20 19:00	7.6	5294	-67.6	80/100 ^{*6}	100	147	-249	-0.014
167.4	9/22 22:28	9/30 00:41	7.1	5278	-63.0	50	100	776	-555	N/A

*1：初IES ON/周回判定時刻

*2：高度271.5, 216.8, 181.1kmの値は経度制御のために見直された値の平均値

*3：保持期間中のIES噴射周回数/全周回数

*4：高度保持開始時の過渡変化を除いた値

*5：期間最終1週間に実施したIES噴射閾値連日変更時の値

*6：IES噴射Duty変更運用を実施したため，前者がLow-Duty，後者がHigh-Dutyの値

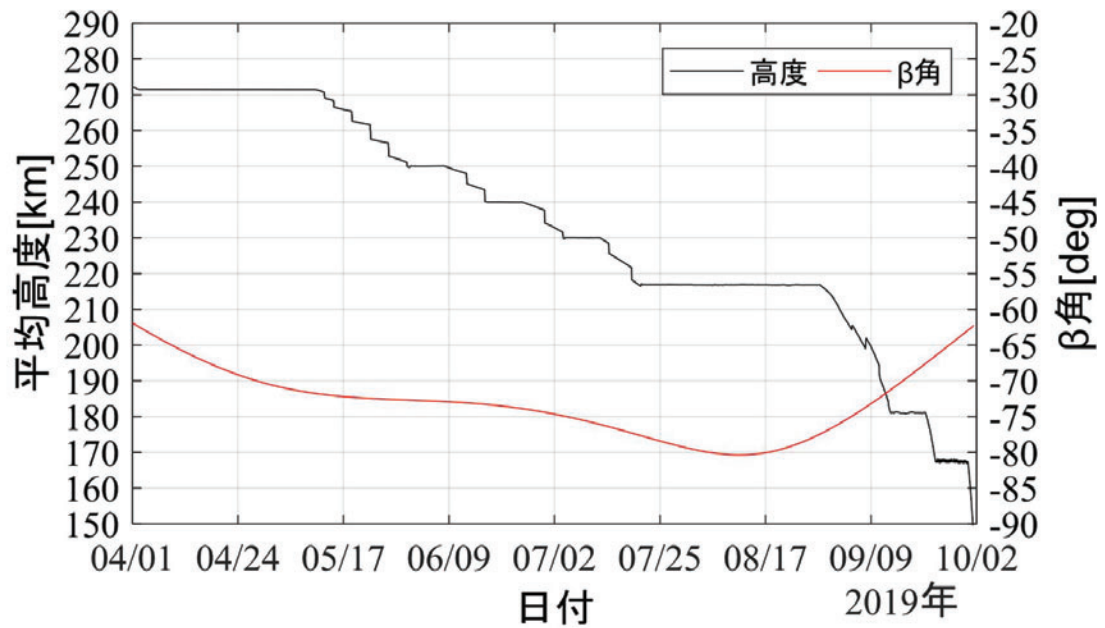


図 5.15: 高度保持フェーズ全期間高度・ β 角履歴

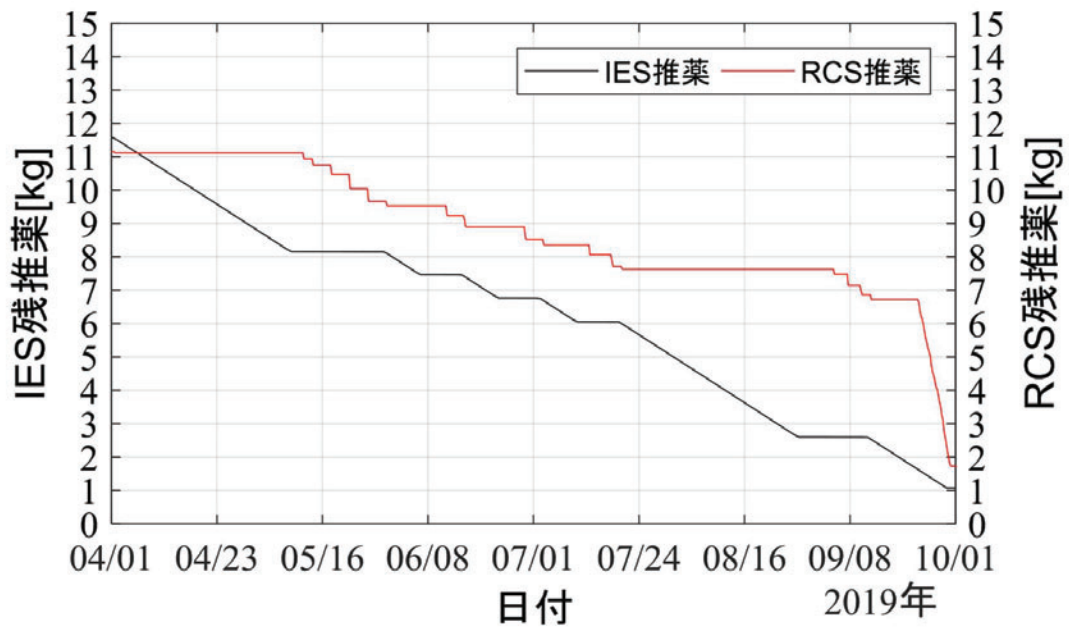


図 5.16: 高度保持フェーズ全期間 IES・RCS 残推薬

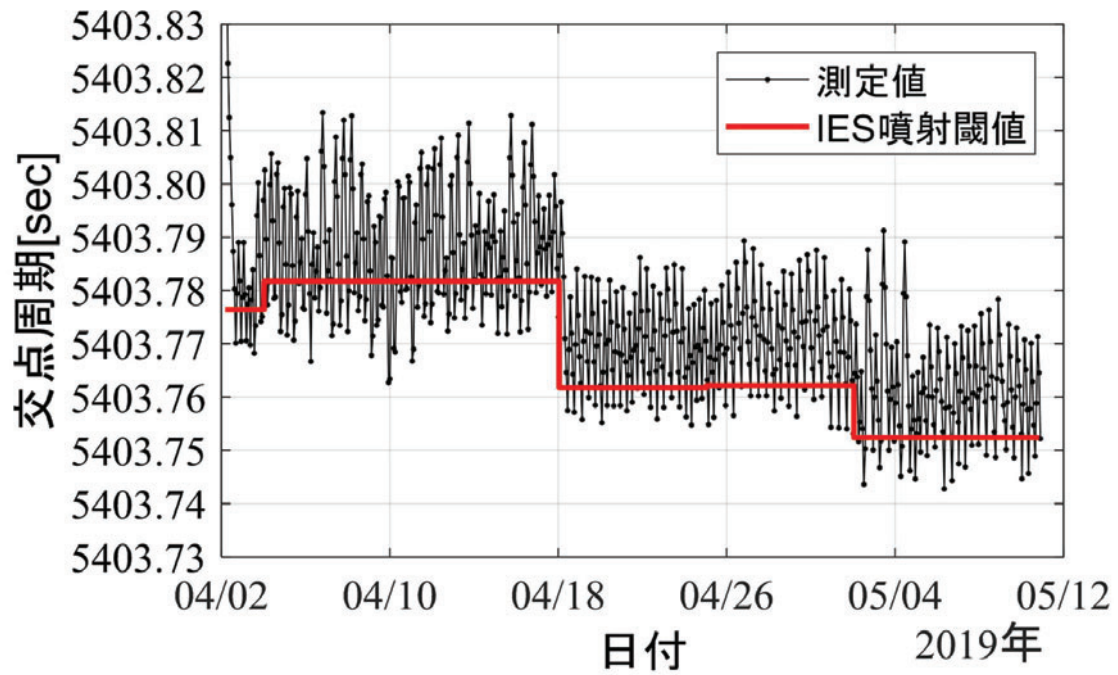


図 5.17: 高度 271.5km 保持：交点周期履歴

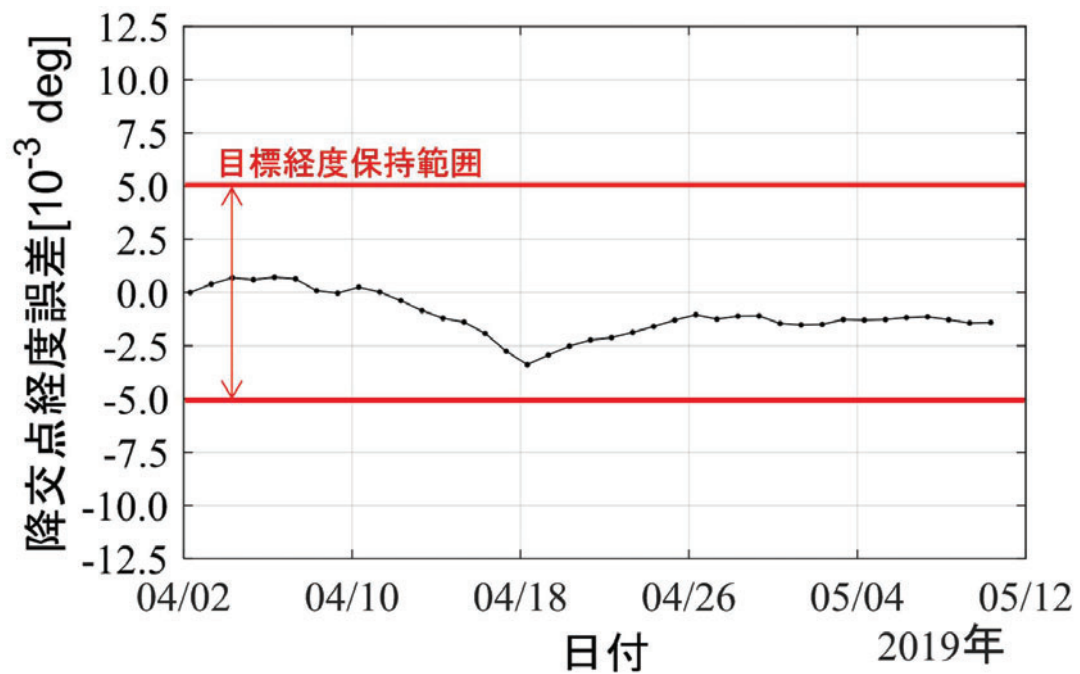


図 5.18: 高度 271.5km 保持：降交点経度誤差履歴



4.8 完全回帰軌道からの定点観測(1/3)



2019/4/2から5/10の38日間に渡り、**世界初の超低高度(271.5km)からの高分解能定点観測**（毎日ほぼ同時刻・同地点直下観測）を実現。
期間中、**毎日同じ視点からの撮像**に成功。（ロール角 $+1.6 \pm 0.1 \text{deg}$ ）

東京の定点観測画像一覧(4/2～5/10)

日	月	火	水	木	金	土
	4月1日	4月2日	4月3日	4月4日	4月5日	4月6日
4月7日	4月8日	4月9日	4月10日	4月11日	4月12日	4月13日
4月14日	4月15日	4月16日	4月17日	4月18日	4月19日	4月20日
4月21日	4月22日	4月23日	4月24日	4月25日	4月26日	4月27日
4月28日	4月29日	4月30日	5月1日	5月2日	5月3日	5月4日
5月5日	5月6日	5月7日	5月8日	5月9日	5月10日	5月11日



ヤクルトスワローズ
コラボ企画（神宮球場）
4/22～5/8のナイター前 15

図 5.19: 完全回帰軌道からの定点観測 1of3

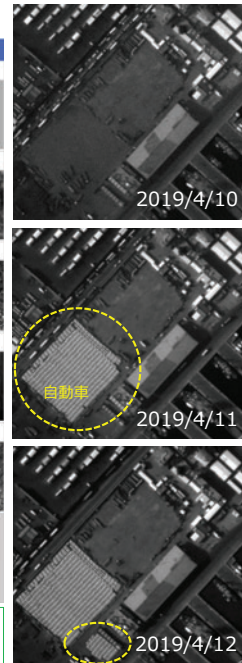


4.8 完全回帰軌道からの定点観測(2/3)



クウェート（港湾部）の定点観測画像一覧(4/2～5/10)

日	月	火	水	木	金	土
	4月1日	4月2日	4月3日	4月4日	4月5日	4月6日
4月7日	4月8日	4月9日	4月10日	4月11日	4月12日	4月13日
4月14日	4月15日	4月16日	4月17日	4月18日	4月19日	4月20日
4月21日	4月22日	4月23日	4月24日	4月25日	4月26日	4月27日
4月28日	4月29日	4月30日	5月1日	5月2日	5月3日	5月4日
5月5日	5月6日	5月7日	5月8日	5月9日	5月10日	5月11日

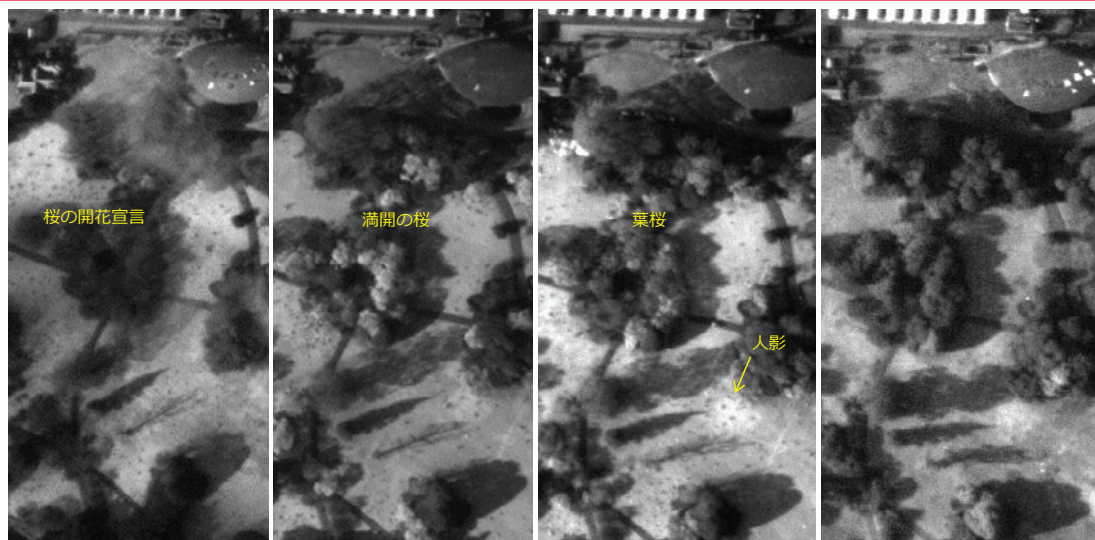


- 港湾に停泊した船舶上や敷地に置かれたコンテナや自動車等の貨物の配置や数量の変化を連日同じ視点から観察が可能。

図 5.20: 完全回帰軌道からの定点観測 2of3



4.8 完全回帰軌道からの定点観測(3/3)
定点観測例：桜の開花状況（東京・新宿御苑）



撮像日時：3/21 16:00

撮像日時：4/4 16:20

撮像日時：4/13 16:29

撮像日時：5/2 16:48

- 桜（ソメイヨシノ）が開花後、満開となり、その後、葉桜となっていく様子や落葉樹の陰の画像から葉が次第に茂っていく様子を観察できる。
- 夕方の撮像のため、影が長いことから人の存在を推定でき、人影らしきものを数えることで集客状況を観察できる。

17

図 5.21: 完全回帰軌道からの定点観測 3of3

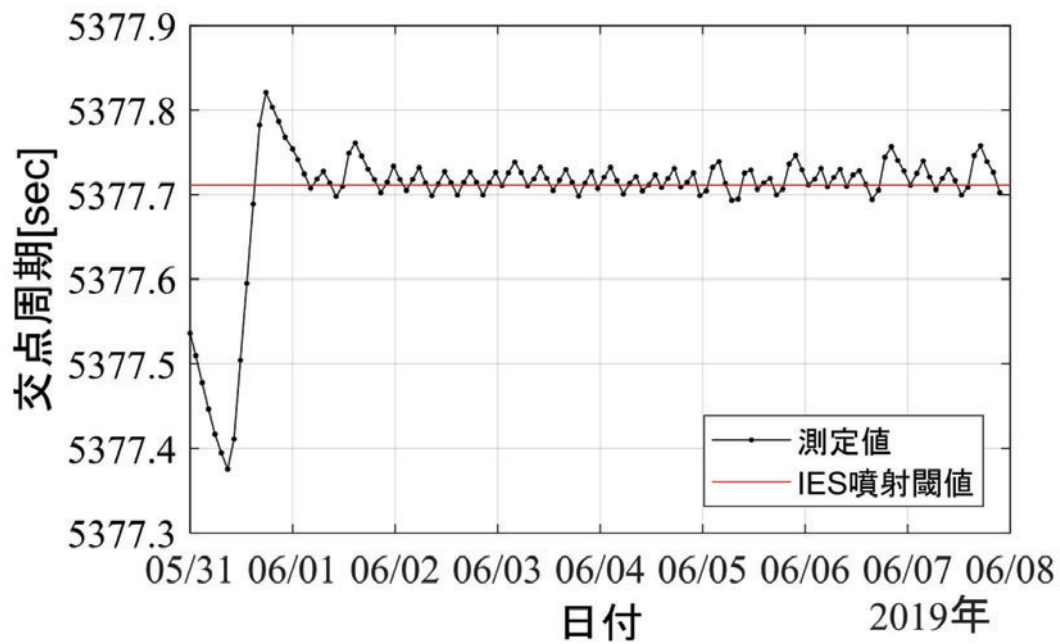


図 5.22: 高度 250km 保持：交点周期履歴

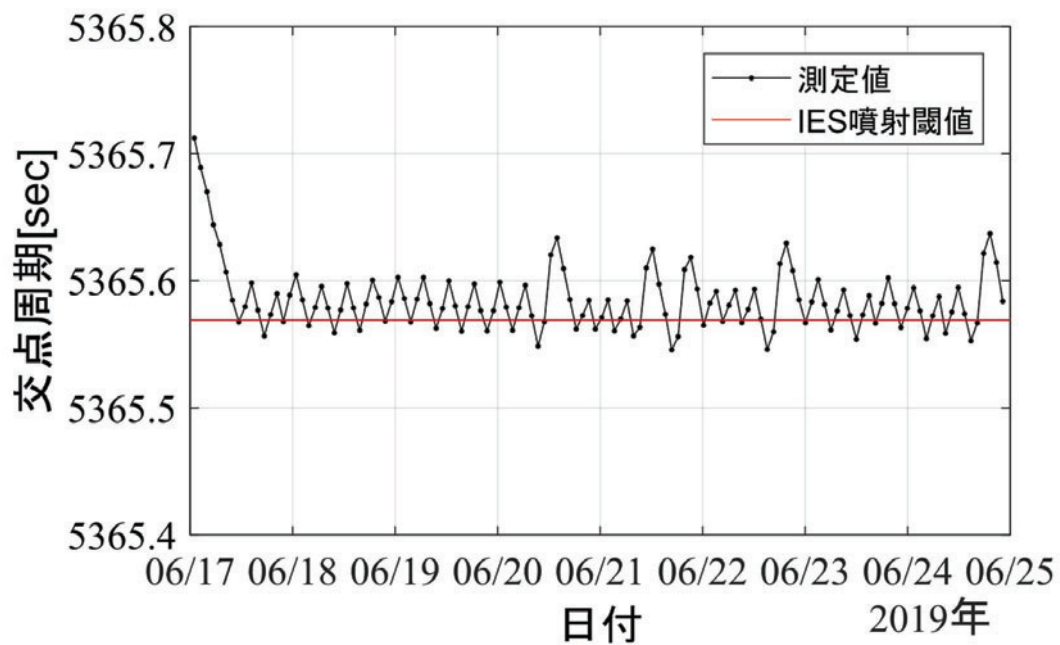


図 5.23: 高度 240km 保持：交点周期履歴

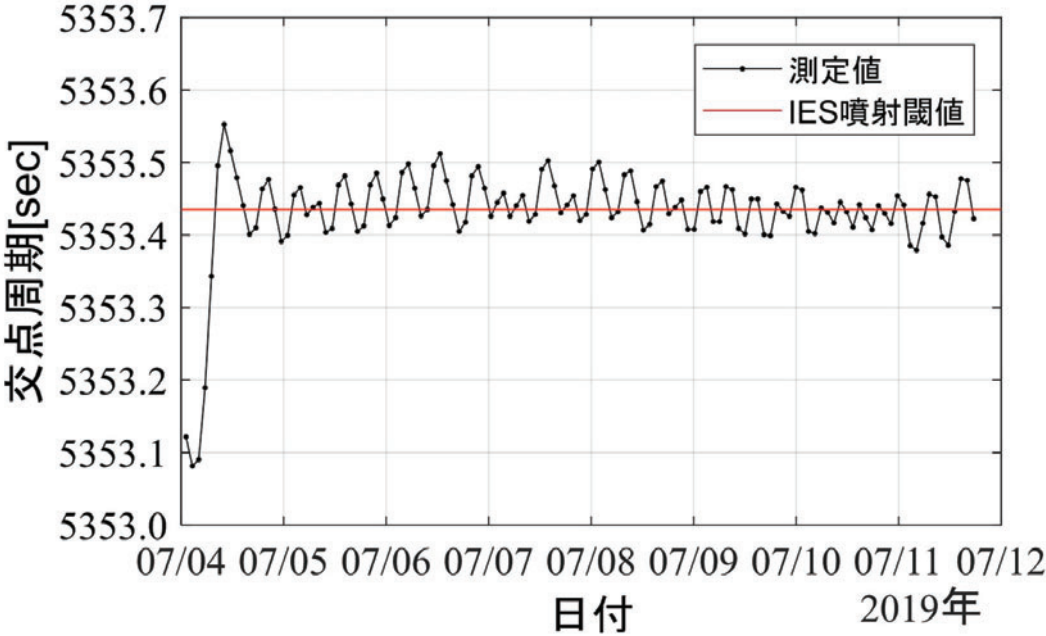


図 5.24: 高度 230km 保持：交点周期履歴

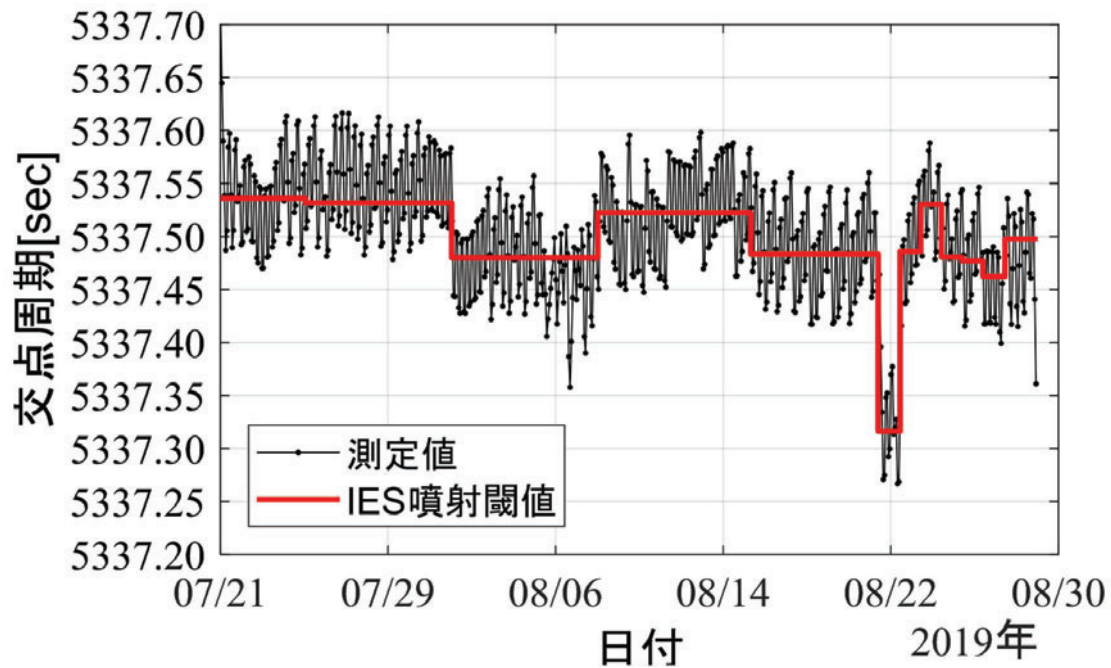


図 5.25: 高度 216.8km 保持：交点周期履歴

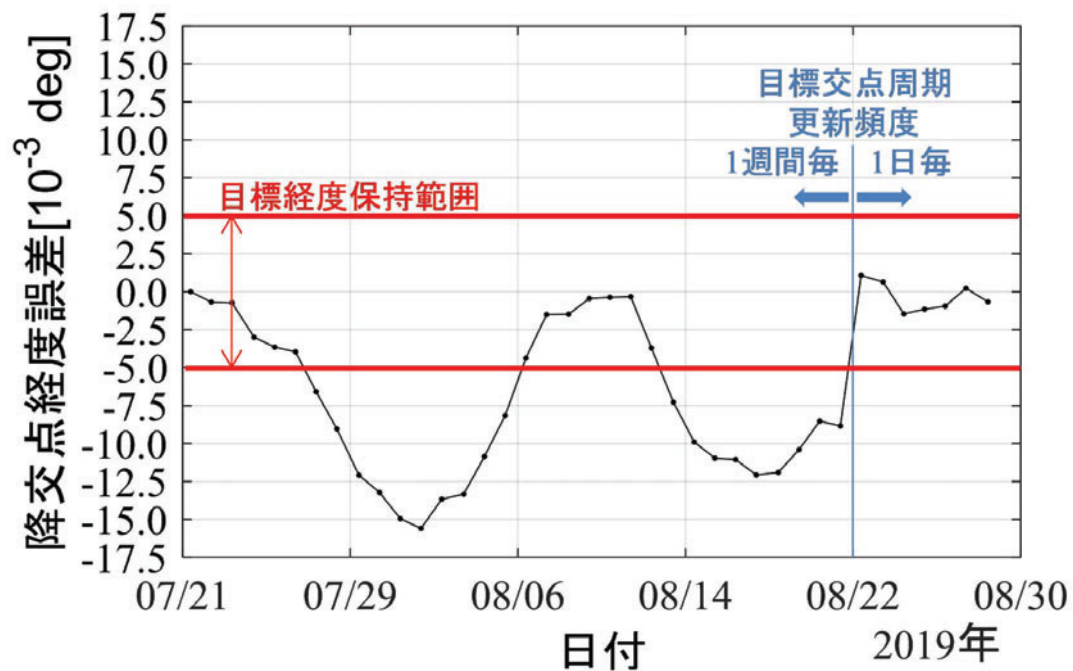


図 5.26: 高度 216.8km 保持：降交点経度誤差履歴

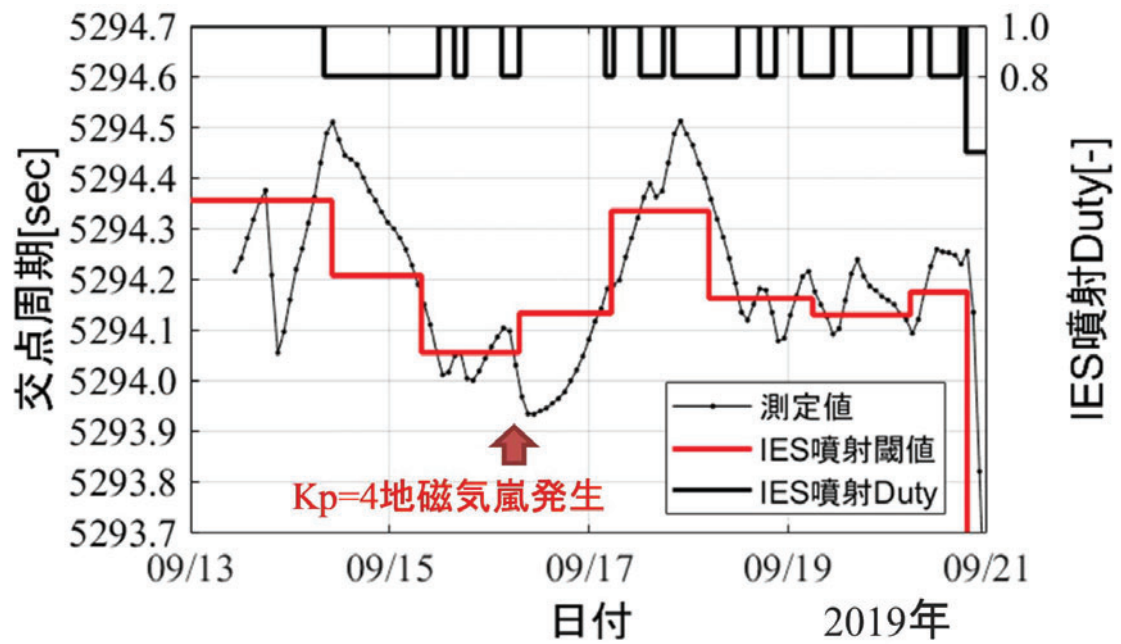


図 5.27: 高度 181.1km 保持：交点周期履歴

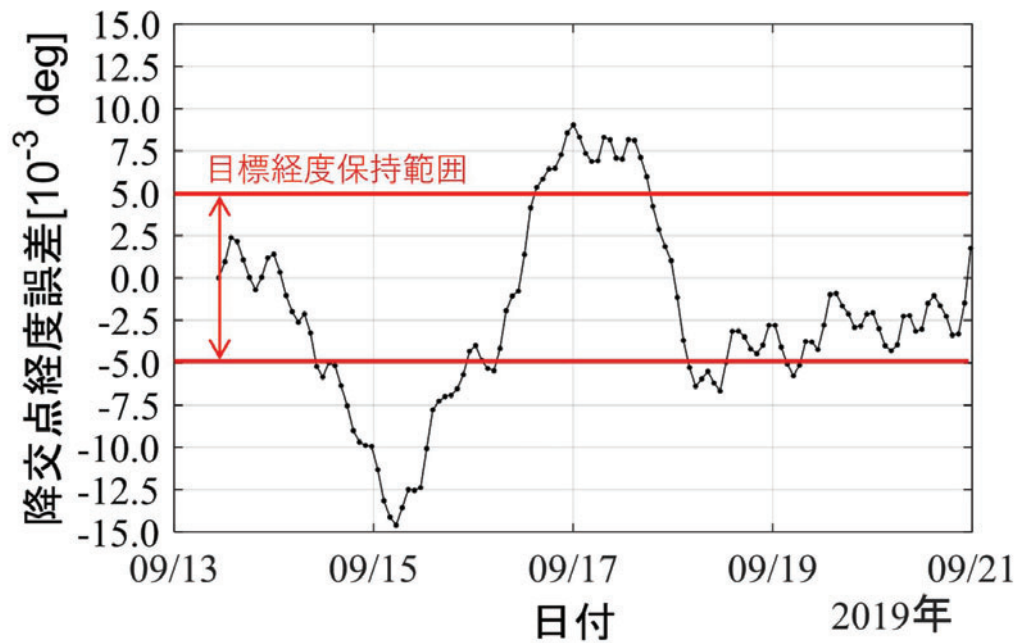


図 5.28: 高度 181.1km 保持：降交点経度誤差履歴

5.5 後期運用段階

5.5.1 保持高度検討

2019年9月上旬（高度181km保持開始直前）に実施された後期運用段階の保持高度検討について述べる。

5.5.1.1 後期運用段階に予想される地磁気嵐

2019年8月31日5時UT頃から9月2日15時UT頃まで緩始型地磁気嵐が発生し、Planetary Kpが4を超える期間が継続した（図5.29）^[65]。本地磁気嵐により、SLATSの高度低下も大きくなり、下記結果となった。

2019/8/30 朝 215.6476km （前日差 1.0648km）

2019/8/31 朝 214.4465km （前日差 1.2011km）

2019/9/01 朝 212.7080km （前日差 1.7385km）

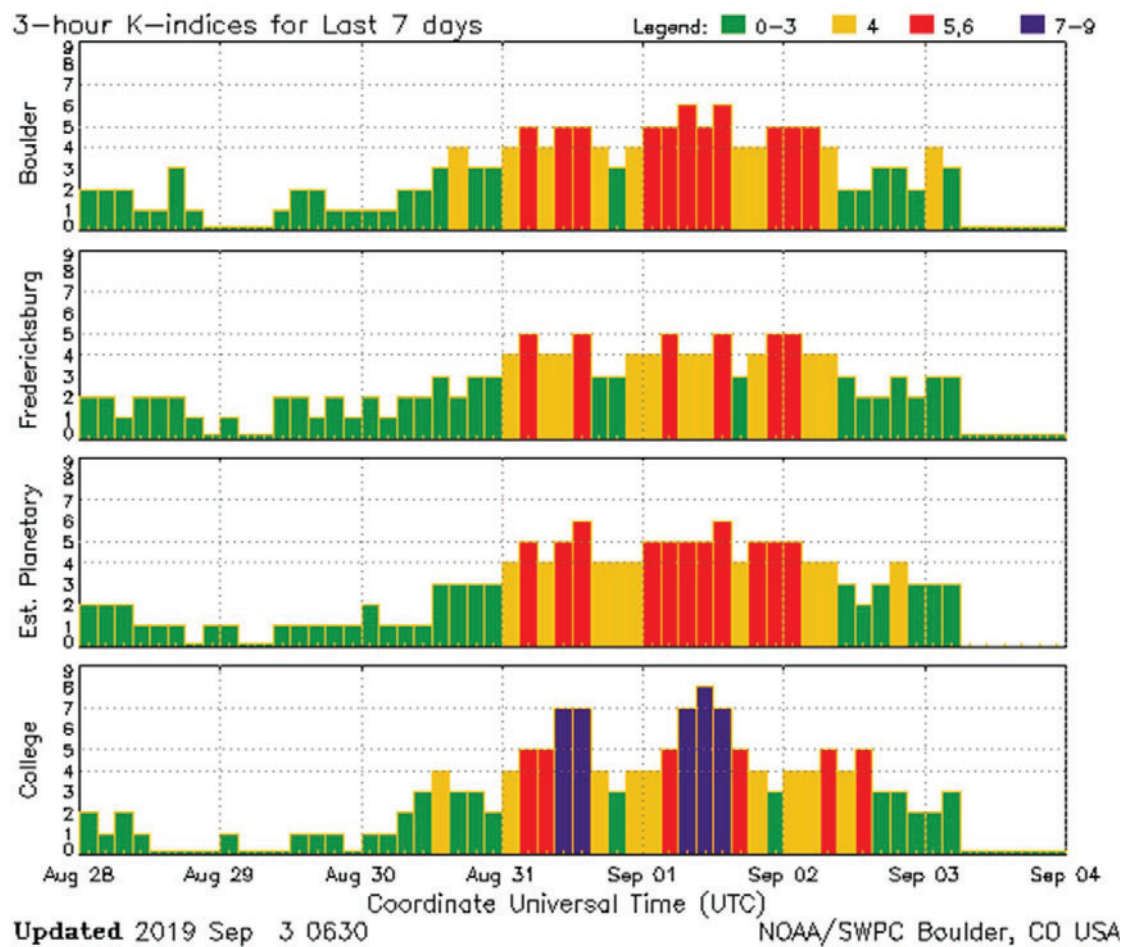


図 5.29: NOAA 発行 Station-K

本地磁気嵐について、NICT 発行：【今日の宇宙天気情報（2019 年 08 月 31 日 15 時 00 分 JST）】^[66] に下図の記載がある。図中下線部の通り、同地磁気嵐は太陽のコロナホールにより引き起こされているため、太陽自転周期に依存した現象となる。太陽自転周期毎の Kp 値をまとめた図 5.31^[67] を参照すると、赤枠で囲んだ DAYS IN SOLAR ROTATION INTERVAL における 8~9days が相当し、7/9-10, 8/5-6 付近で Kp が活性化している。本影響が次に表れるのが 9/27-28 であり、9/2 NOAA 発行の「45 Day AP Forecast」^[68] の通り、Ap40 以上（Kp 5 付近）が予想されている（図 5.32）。9/27-28 は SLATS の後期運用段階盤（高度 181km 保持終了は 9/13）となり、本地磁気嵐の影響を考慮した保持高度・期間を設定する必要があった。

【地磁気活動】

地磁気活動はやや活発でした。

太陽風速度はやや低速な 370km/s 前後から高速な 650km/s 前後へ緩やかに上昇しました。

磁場強度は弱い 3nT 前後から強い 10nT 前後へ緩やかに上昇し、磁場の南北成分は一時-10nT 前後のかなり強い南向きの状態となりました。

SOHO 探査機の太陽コロナ画像(LASCO)と STEREO 探査機の太陽コロナ画像(COR)によると、今後の地磁気に大きな影響を与える CME(コロナ質量放出)は新たに観測されていません。

SDO 衛星の極端紫外線画像(AIA211)によると、太陽面低緯度の西 40 度付近にコロナホールが位置しています。前述の地磁気の乱れは、このコロナホールの影響によるものです。

今後、このコロナホールの影響により、地磁気は大きく乱れる可能性があります。

今後 1 日間、地磁気活動は非常に活発な状態が予想されます。

図 5.30: NICT 発行：【今日の宇宙天気情報（2019 年 08 月 31 日 15 時 00 分 JST）】

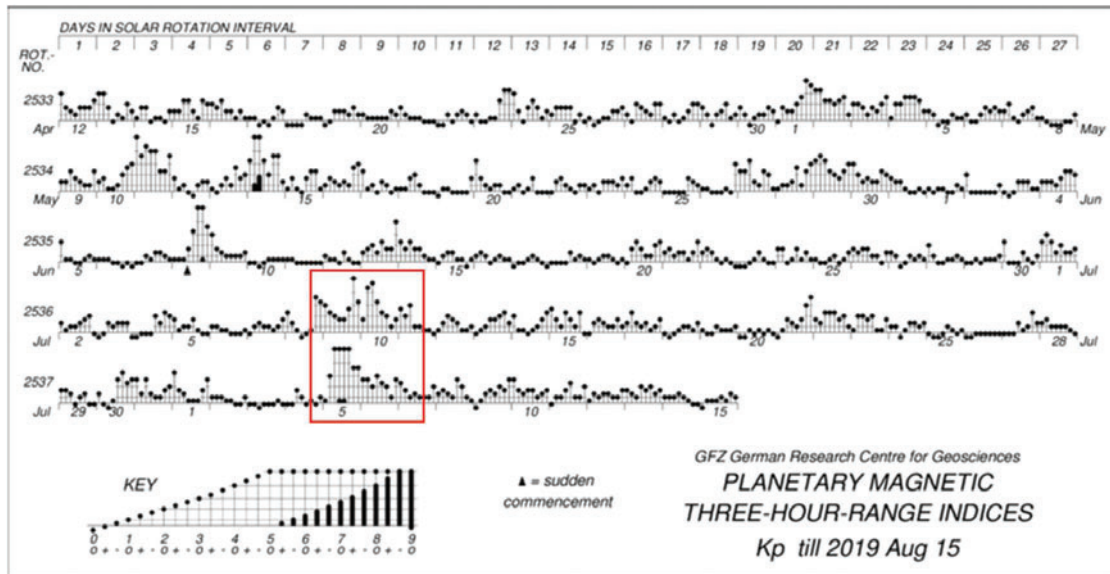


図 5.31: GFZ-Most-Recent-Definitive-Indices-of-the-Kp-index

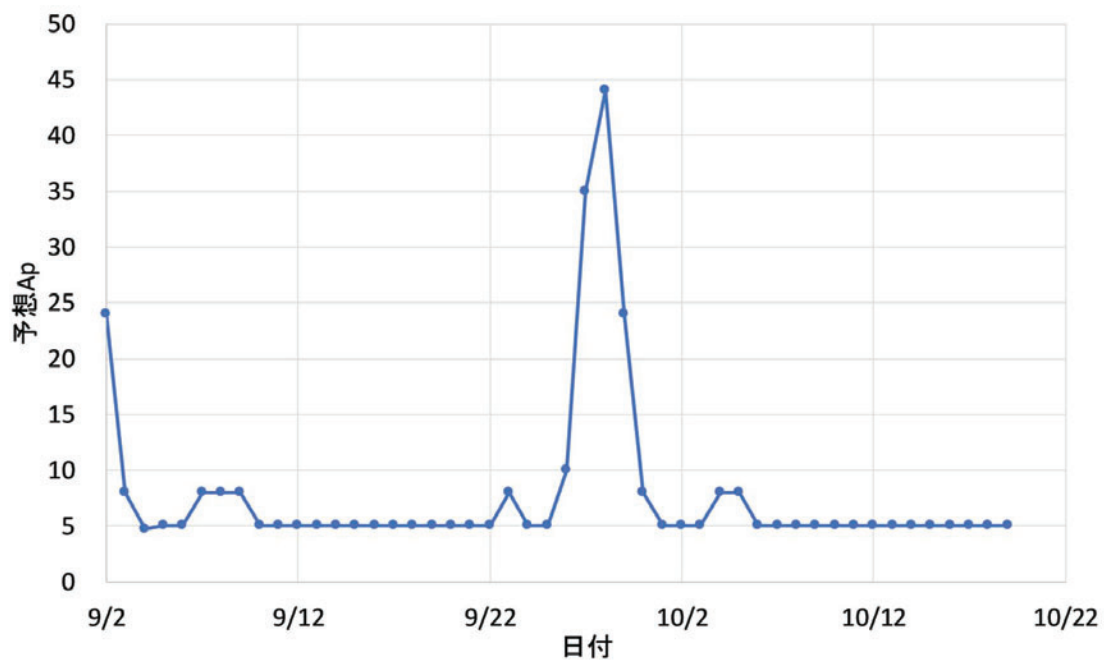


図 5.32: NOAA-45-Day-AP-Forecast

最終的に設定した後期運用段階の保持高度 167.4km は以下を満たすように決定した.

- (1) 技術的成果のアピールのため可能な限り低高度であること
- (2) 保持期間は最大 7 日間とすること（運用体制維持の観点よりそれより延ばさない）
- (3) NOAA 発行 F10.7, Ap 45 日予測（平穏時 $A_p = 5$, 9/28 地磁気嵐発生時には $A_p=45$ ）を考慮した上で、周回平均大気密度が $3.6 \times 10^{-10} [\text{kg}/\text{m}^3]$ 以下であること. 大気密度 $3.6 \times 10^{-10} [\text{kg}/\text{m}^3]$ は、本大気密度を超えると、磁気トルカ（MTQ）により取り切れない空力トルクによる蓄積角運動量がリアクションホイール（RW）の許容値を超過し、RCS によるスラストアンローディングが発生するという閾値となる. スラストアンローディングが頻発すると RCS 推薬が急激に消費されるため、本大気密度に掛からない範囲で保持高度を設定することとした.
- (4) 自然に関東付近を通る 9/28 UT22 頃の昇交パス経度を筑波宇宙センターに合わせる
こと（最終撮影イベントのため）

5.5.2 後期高度保持結果

高度 167.4km 保持中の交点周期および降交点経度履歴を図 5.33, 5.34 に示す。評価は以下の通りである。

- (1) 本高度における IES 噴射 Duty は 50%, RCS は南北極域でそれぞれ 105sec の噴射設定とした。本高度においては大气抵抗により 1 周回で 500m 程度降下し、IES では高度保持が出来ないため、RCS メインの高度保持となる。その際の RCS 噴射閾値（目標交点周期）は、SHIROP 光学観測のため、自然に関東付近を通る 9/28 UT22 頃の昇交パスを筑波宇宙センターに合わせることを目標として決めた。
- (2) 図 5.33 の通り、7 日間の高度保持を実現出来ている。またこの際、RCS 推薬節約のため、常時 IES を稼働させるために IES 噴射閾値を意図的に上側に上げている。図 5.34 の通り、9/28 UT22 時頃に丁度狙った経度に誘導することができ、筑波宇宙センター光学観測を実施した。その際の経度誤差は 0.018deg であり、大气抵抗が極めて強い状況下しにおいても、表 5.6 に示す他の目標経度投入時と同オーダーの精度を満足することが出来た。
- (3) 予定通り、本保持中にスラストアンローディングは生じなかった。
- (4) 保持終了後、10/1 に停波運用を行い衛星運用を終了した。最終的な IES および RCS の残推薬はそれぞれ 1.1kg, 1.7kg であり、ほぼ推薬を使い切った上で、想定を超える数々の軌道制御を達成できた。

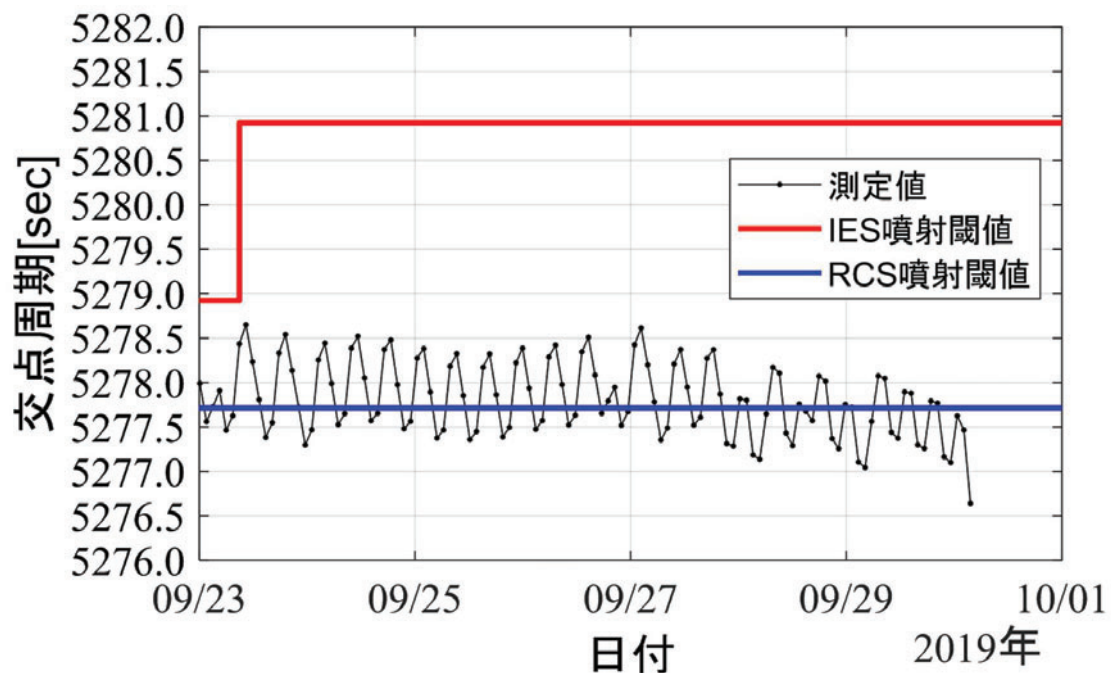


図 5.33: 高度 167.4km 保持：交点周期履歴

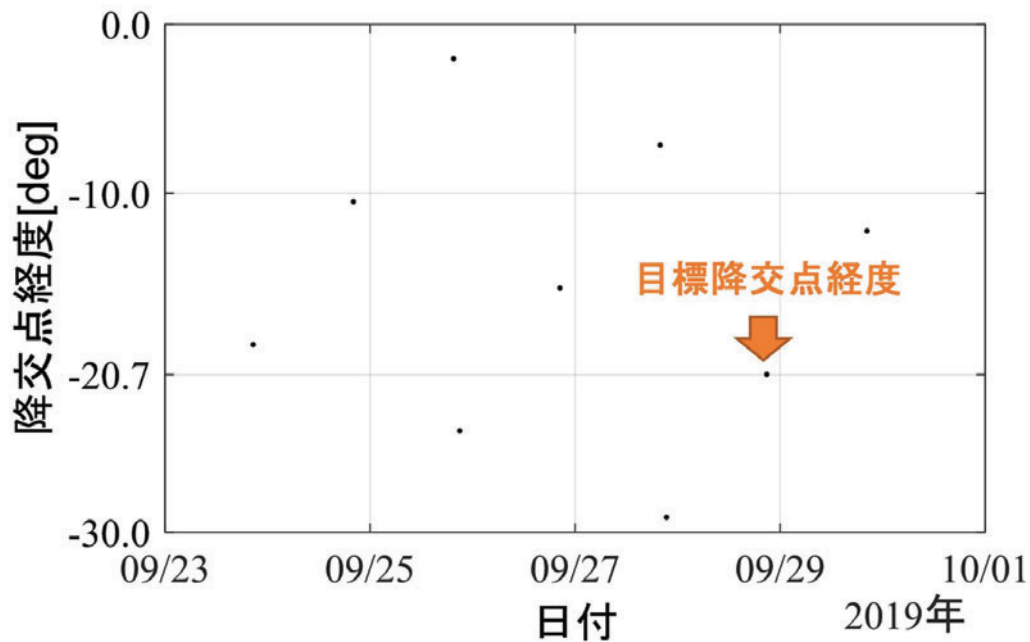


図 5.34: 高度 167.4km 保持：降交点経度履歴

5.6 まとめ

本章では前節までに述べた各種軌道制御手法を実際の SLATS の軌道上運用に適用した結果について運用段階毎に説明した。SLATS は 2017/12/23 に種子島宇宙センターより H-IIA ロケットにて打上げられ、その運用が終了する 2019/10/1 までに、軌道制御の観点で以下の成果を上げた。

- (1) 分離軌道 (遠地点高度 643km, 近地点高度 450km の楕円軌道, 降交点通過地方時 10 時半) から超低高度保持開始軌道 (高度 271.5km, 降交点通過地方時 16 時) に至るまでの化学推進系と空力姿勢制御を用いた 1 年間に渡る軌道遷移
- (2) 高度 271.5km/38 日間, 250・240・230km/7 日間, 216.8km/38 日間, 181.1km/7 日間 (本高度までイオンエンジンのみ), 167.4km/7 日間 (化学推進系とイオンエンジン併用), の 7 段階の高度での計 111 日間の高度保持
- (3) 観測対象 (東京赤坂地区) を通過する回帰軌道 271.5km/1 日回帰, 216.8km/5 日回帰, 181.1km/3 日回帰, への誘導と経度保持

上記 (1) は主に本論文 2 章「大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した面内・面外制御」、(2) は 3.1 節「イオンエンジンおよび化学推進系を用いた超低軌道高度制御」、(3) は 3.2 節「超低高度域の観測軌道への投入・維持方法」がそれぞれ直接的な貢献をしたものである。以上の運用成果を以て、本論文で述べた制御手法が解析だけでなく実際の衛星軌道設計・運用に適用し得るものであることが証明された。

第6章 超低高度衛星の大気密度評価方法と結果

本章では、第一に、高度保持のために常時推力を発生させている超低高度衛星に向けた軌道上大気密度推定手法を説明する。第二に、同手法を用いて得られた SLATS 軌道上大気密度推定値と複数の大気モデル出力値との比較結果を示す。最後に、これらの結果と海外衛星の研究結果を踏まえて、将来超低高度衛星に向けた大気モデル補正方法に関する提案をまとめた。

6.1 超低高度衛星に適した軌道上大気密度推定手法

推力加速度を考慮した上での衛星テレメトリデータを用いた大気密度の導出方法を以下に示す。推力加速度による軌道長半径変化率は、以下の式で表される [69]。

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{na} \left(a_r \frac{ae}{\eta} \sin f + a_\theta \frac{a^2 \eta}{r} \right) \quad (6.1)$$

ここで、 a_r は動径方向の推力加速度、 a_θ は動経方向に垂直で軌道面内進行方向の推力加速度とし、 a は軌道長半径、 $n = \sqrt{\mu/a^3}$ は平均運動、 μ は地球重力定数、 e は離心率、 $\eta = \sqrt{1-e^2}$ 、 f は真近点離角、 $r = a(1-e^2)/(1+e \cos f)$ は地心半径である。制御対象とする軌道は円軌道であるとして、上式で、離心率を無視し、 $e \approx 0, \eta \approx 1, r \approx a$ とすると、以下の式が得られる。

$$\frac{da}{dt} \approx \frac{2}{n} a_\theta \quad (6.2)$$

軌道周期を T として、これを軌道長半径で表すと、以下のようになる。

$$T = \frac{2\pi}{n} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (6.3)$$

これを軌道長半径で偏微分すると、以下の式が得られる。

$$\frac{\partial T}{\partial a} = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} \frac{3}{2} a^{\frac{1}{2}} = \frac{3\pi}{na} \quad (6.4)$$

式 6.2, 6.4 より、軌道周期変化率と進行方向推力加速度の関係は、以下のようになる。

$$\frac{dT}{dt} = \frac{\partial T}{\partial a} \frac{da}{dt} \approx \frac{6\pi}{n^2 a} a_\theta \quad (6.5)$$

これを時間で積分すれば、推力加速度を考慮した交点周期変動量 ΔT が計算できる。

$$\Delta T = \frac{6\pi}{n^2 a} \int a_{\theta} dt = \frac{3T^2}{2\pi a} \int a_{\theta} dt \quad (6.6)$$

IES・RCS 推力，大気抵抗，衛星質量それぞれの周回平均値を F ， D ， m とし，上式を周回毎に積分すれば以下となる。

$$\Delta T = \frac{3T^3(F - D)}{2\pi a m} \quad (6.7)$$

$D = \frac{1}{2}\rho v^2 C_D S$ より， ρ を左辺として，上式を整理すると次式となる。

$$\rho_{SAT} = \frac{2}{v^2 C_D S} \left(F - \frac{2\pi a \Delta T m}{3t_d^3} \right) \quad (6.8)$$

上式に衛星の各種テレメトリデータを入力することで，周回毎の大気密度 ρ_{SAT} を導出することが出来る。

なお，上式における平均値の平均化区間は， T が更新される降交点を N 周回目の終わりのタイミングとした時， $N-1$ 周回目の昇交点から N 周回目の昇交点までの期間となる。上式は， ΔT の値を大気密度値に換算する式であるが，その元となる T は $N-1$ 周回の降交点から N 周回降交点までの期間であるため，その期間の中央，すなわち昇交点エポック時相当の値となるためである。

6.2 SLATS の大気密度導出結果と大気モデル比較

SLATS のテレメトリのうち、GPS オンボード軌道決定結果、衛星姿勢角、IES・RCS 推力、IES・RCS 残推薬等を源泉データとして、前節で述べた手法を用いて SLATS 全期間の軌道上大気密度 ρ_{SLATS} を推定した。得られた大気密度評価のために、SLATS の軌道設計・運用で標準的に用いられた MSIS に加えて、JB と DTM を ρ_{SLATS} との比較対象として用いる。この理由は、1 章で述べた通り、MSIS・JB・DTM の三つが COSPAR より、標準熱圏大気モデルとして選定されているためである。なお、これら三つ大気モデルの特徴は文献^[70]にまとめられている。

図 6.1 に SLATS 打上げから運用終了までの全期間における各月の ρ_{SLATS} と各大気モデル (MSIS, JB, DTM) の出力大気密度値との比較結果を示す。図中の O/C (Observation to Calculation ratio) は次式にて計算される ρ_{SLATS} と各大気モデルが出力する大気密度の周回平均値 ρ_{MODEL} の割合の月平均を取ったものである。

$$O/C = \frac{\rho_{SLATS}}{\rho_{MODEL}} \quad (6.9)$$

図の評価は以下の通りである。

- (1) 本グラフは SLATS 搭載 GPS データが存在する全期間の ρ_{SLATS} と各モデルとの O/C の結果をまとめたものである。 ρ_{SLATS} について、期間前半はスパイク状の変化が表れているが、これは大気抵抗が小さく（降下量が小さく）、GPS 軌道決定誤差が顕著に表れているためである。
- (2) O/C 変動について、2019 年 2 月下旬より値が比較的安定しているが、これは高度が 290km 以下となり降下量が増大してきたこと、および、SLATS の姿勢モードをそれまでの SPM から NM-Y に切り替えたことにより、 $C_D S$ がほぼ一定となったため空力モデルが持つ誤差が均一になったためである (SPM は太陽指向姿勢であり、時期および周回位置に依存して、進行方向姿勢が変化する)。そのため大気モデルとの比較は次項において 2019 年 3 月以降のデータを用いて行う。
- (3) 両グラフには Solar Flux (Sf) および Ap の値も載せているが、Sf については期間全体で大きな変動は無く、SLATS の運用期間において大きな太陽フレア等が発生しなかったことが分かる。逆に言えば、高度・姿勢を除くと、SLATS の大気密度変動は概ね地磁気嵐によって引き起こされていることとなる。
- (4) 提案手法による大気密度評価の妥当性を示すために、JAXA 軌道力学系 uFDS により決定された大気抵抗補正係数 (O/C_{UFDS}) との比較を行う。uFDS は大気モデルとして MSIS を、空力モデルとして SLATS 空力モデルを用いており、本文の O/C_{MSIS} と同じ前提条件となっている。ただし、uFDS は周回毎に軌道決定をするのではなく、精度確保のために 12 時間以上の軌道決定間隔を確保している。そのため、 O/C_{UFDS} は本文の O/C_{MSIS} を 12 時間以上毎に平均化したような挙動を示しているはずである。図 6.2 に全期間分の両値を示したグラフを示す。図の通り、 O/C_{UFDS} は O/C_{MSIS} と平均的に同じ動きをしており、本文の解析手法が妥当であることが分かる。

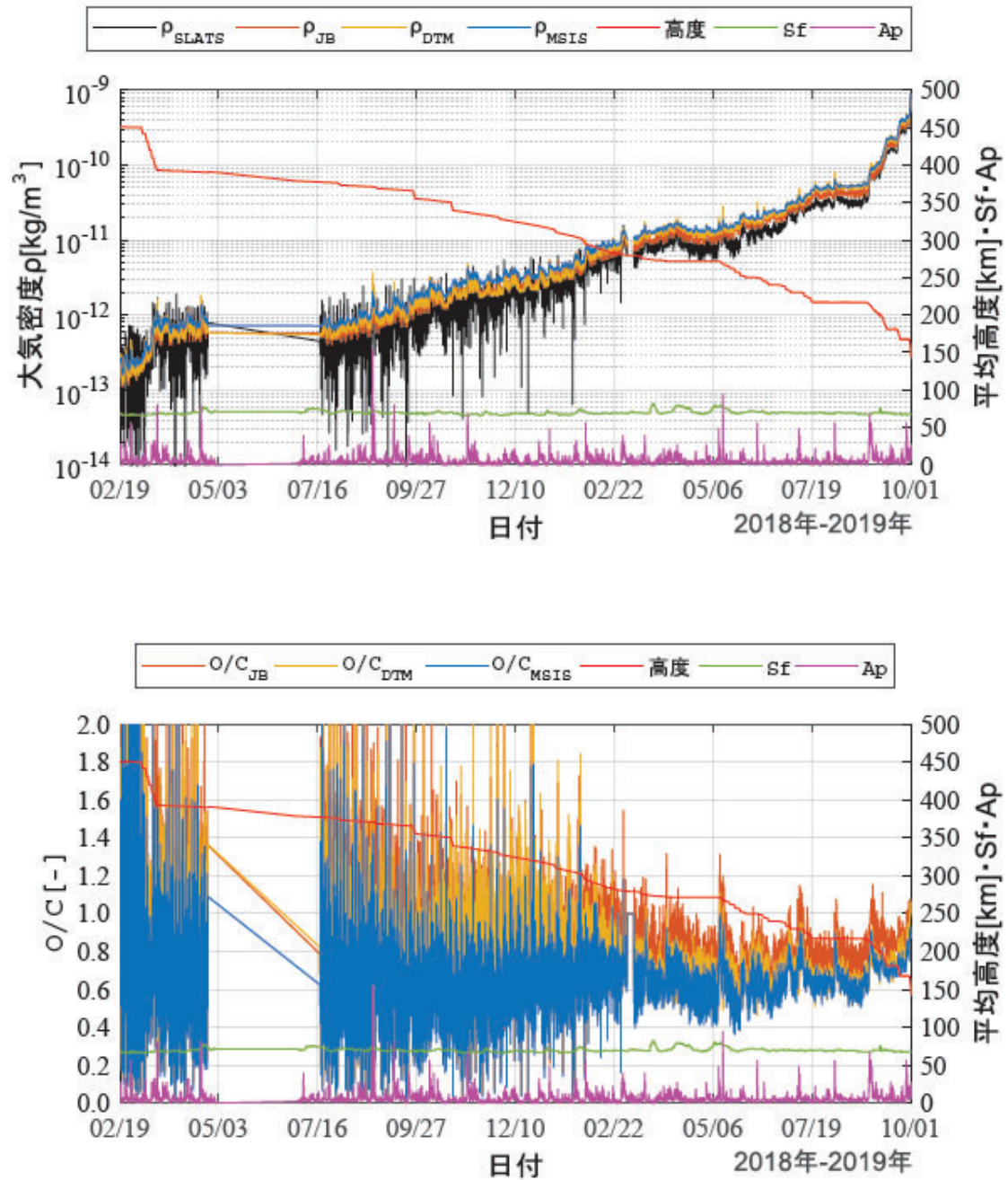


図 6.1: SLATS 大気密度評価 (全期間)

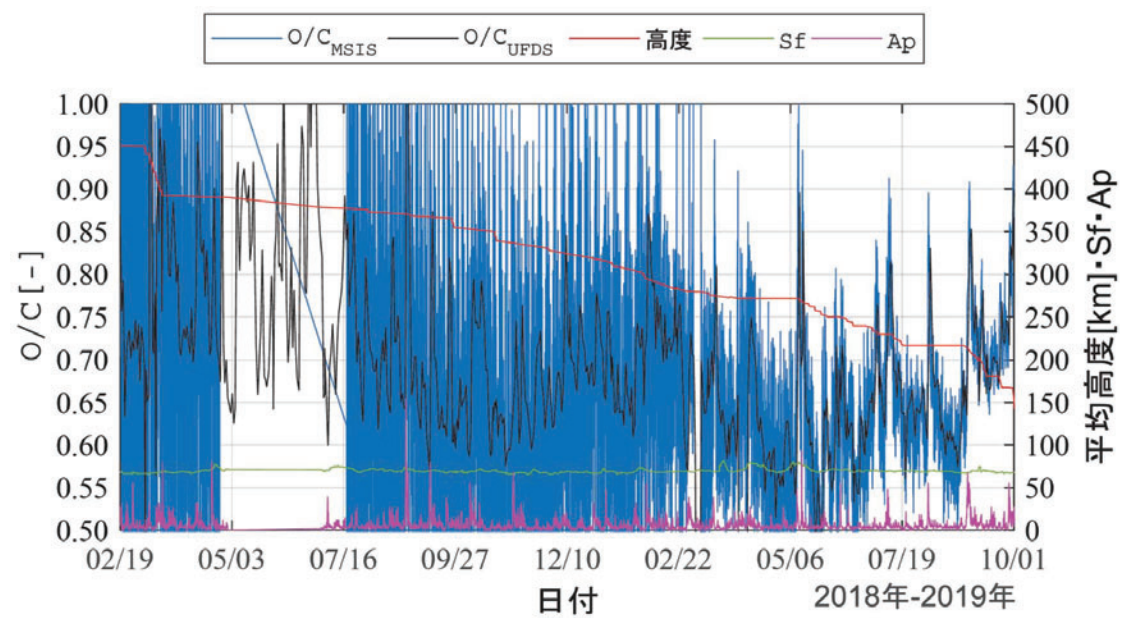


図 6.2: uFDS との大気密度推定結果比較

図 6.3 に図 6.1 のうち、2019 年 3 月以降を抜粋した結果を示す。また、表 6.1 に 2019 年 3 月以降の各月の各大気モデルの大気モデル誤差等をまとめた結果を示す。表 6.1 に対する評価は以下の通りである。

- (1) 全期間において、各大気モデル出力の大気密度は ρ_{SLATS} を上回っている (O/C 値が 1 以下である)。
- (2) その中でも 2019 年 3 月以降の O/C 平均値が 0.65 となる MSIS は ρ_{SLATS} から最も離れた結果となった。先行研究の評価により、太陽活動極小期には MSIS が出力する大気密度が実際より大きな値になることが知られており^{[40][71]}、SLATS での取得データもそれを裏付ける結果となった。
- (3) 文献^[40]では GRACE 衛星^[72]で評価された各種大気モデルの O/C 値が提示されている。GRACE は 2002 年から 2017 年の間で運用された、GRACE-A と GRACE-B からなる双子衛星システムである。ミッション目的が地球重力場の時間的・地理的変動の把握であることから、その計測の外乱となる大気抵抗の影響をキャンセルするため、高精度加速度計が内蔵されており、また SLATS と同じく DSMC による高精度空力解析が実施されている。GRACE は 15 年にも渡る長期間飛行したことから、太陽活動 1 サイクル (11 年) 以上の期間の大気密度を評価しており、太陽活動と大気モデル誤差の関係を評価するのに適している。SLATS が超低高度を飛行した 2019 年 3 月以降の太陽活動指数 F10.7 の平均値は 70 であり、GRACE が飛行していた時期で同値となるのは太陽活動サイクル 23 中の活動極小期にあたる 2008-2009 年となる。同期間において、GRACE は高度 460km を飛行していたものの^[72]、GRACE-A の年間平均 O/C_{MSIS} 値が 0.64-0.61 とされており、SLATS が評価した 0.65 に非常に近い値となった。これは SLATS の評価結果が他衛星と比較しても妥当であること、また、高度が異なった場合でも DSMC を用いた高精度空力解析による $C_D S$ データベースを用いて大気モデル誤差評価を行った場合は同程度の結果が得られること、を示している。
- (4) JB と DTM については、JB の方が若干 O/C 値が 1 に近いが、大きな差は見られなかった。

表 6.1: SLATS 各月の OC 評価 (2019 年 3 月以降)

時期	O/C						平均周回 降下量 [m/rev]
	O/C _{MSIS}		O/C _{JB}		O/C _{DTM}		
	μ	σ	μ	σ	μ	σ	
Mar-2019	0.64	0.09	0.81	0.13	0.76	0.11	-16
Apr-2019	0.63	0.09	0.79	0.12	0.76	0.10	-18
May-2019	0.60	0.11	0.74	0.13	0.76	0.12	-18
Jun-2019	0.61	0.06	0.74	0.08	0.75	0.08	-26
Jul-2019	0.67	0.07	0.80	0.09	0.77	0.09	-51
Aug-2019	0.63	0.07	0.78	0.08	0.72	0.06	-65
Sep-2019	0.74	0.06	0.89	0.07	0.81	0.07	-350
ALL	0.67	0.08	0.86	0.10	0.82	0.09	
After Mar-2019	0.65	0.05	0.80	0.05	0.77	0.09	

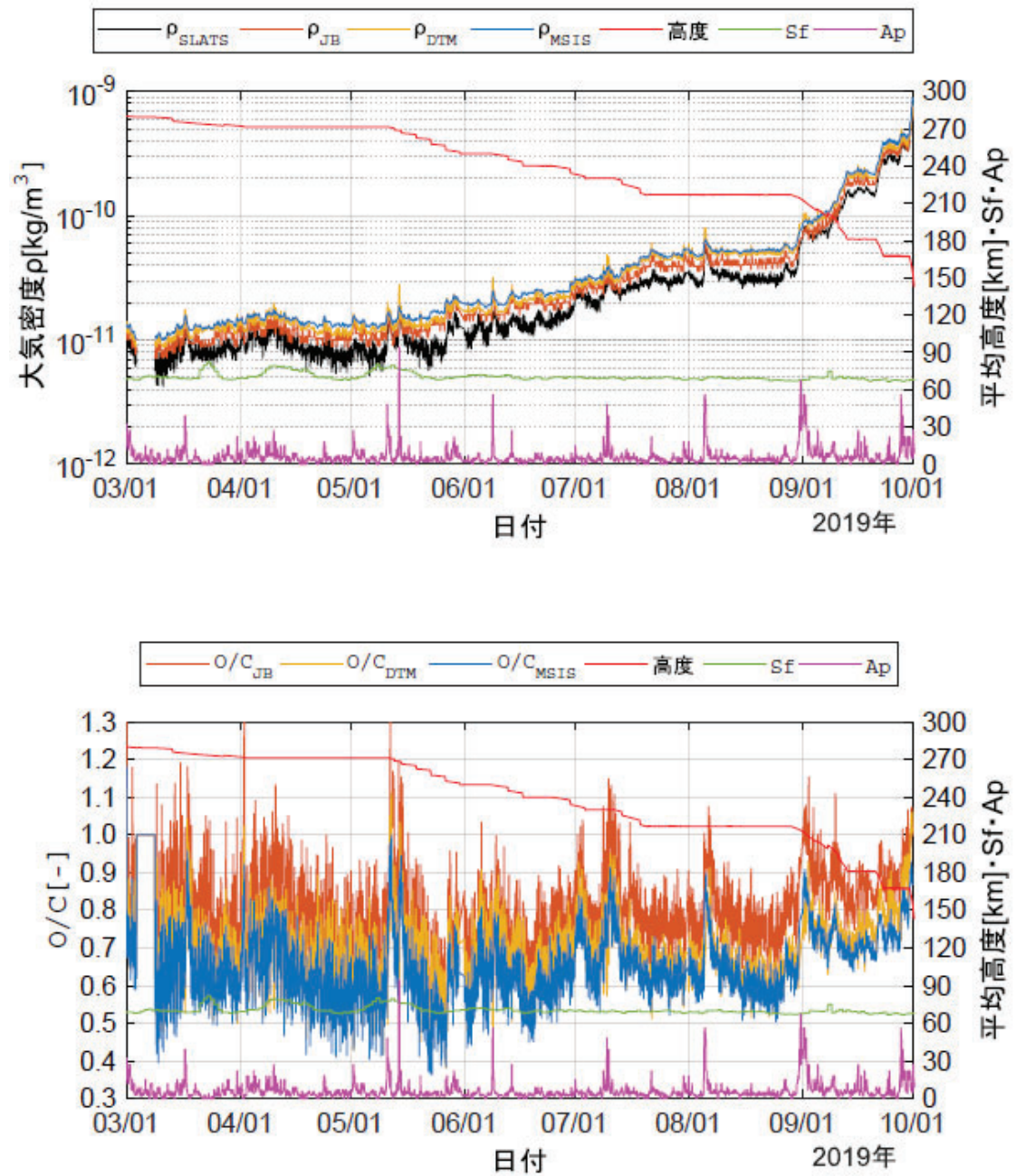


図 6.3: SLATS 大気密度評価 (2019 年 3 月以降)

続いて、地磁気嵐発生の際の大気モデルの挙動を評価する。2019 年 8 月 5 日頃、 $A_p=50$ を超える地磁気嵐が発生し、大気密度が急上昇していることから評価対象とする。また、2019 年 8 月は、28 日まで高度 216.8km 保持中（2019 年 7 月 21 日～8 月 28 日）であり高度変動が少ないこと、姿勢が NM-Y 姿勢で一定であること、平均周回降下量が -65m/rev と大きく、大気密度推定精度が高いこと、から地磁気嵐による大気密度変動の考察が最も実施し易い期間でもある。考察し易いように、大気密度グラフにおいて、各大気モデルの大気密度値に O/C を乗じたグラフを図 6.4 に示す。評価は以下の通りである。

- (1) 各大気モデルの大気密度はこのような地磁気嵐発生時には平常時と異なり、 ρ_{SLATS} より小さい。これは各大気モデルが地磁気嵐による突発的な大気密度上昇を完全には模擬出来ていないことを表している。
- (2) 地磁気嵐による大気密度上昇量について ρ_{SLATS} に近いのは、DTM, JB, MSIS の順である。
- (3) 地磁気嵐が終了した後、大気密度は平常時に漸近していくが、各大気モデルの収束は実際に比べて早いこと（実際は地磁気嵐終了後も影響が残り、平常値への収束に時間が掛かっている）。

以上の挙動は他の地磁気嵐発生時でも同様であり、大気モデルの改良が待たれる事象である。

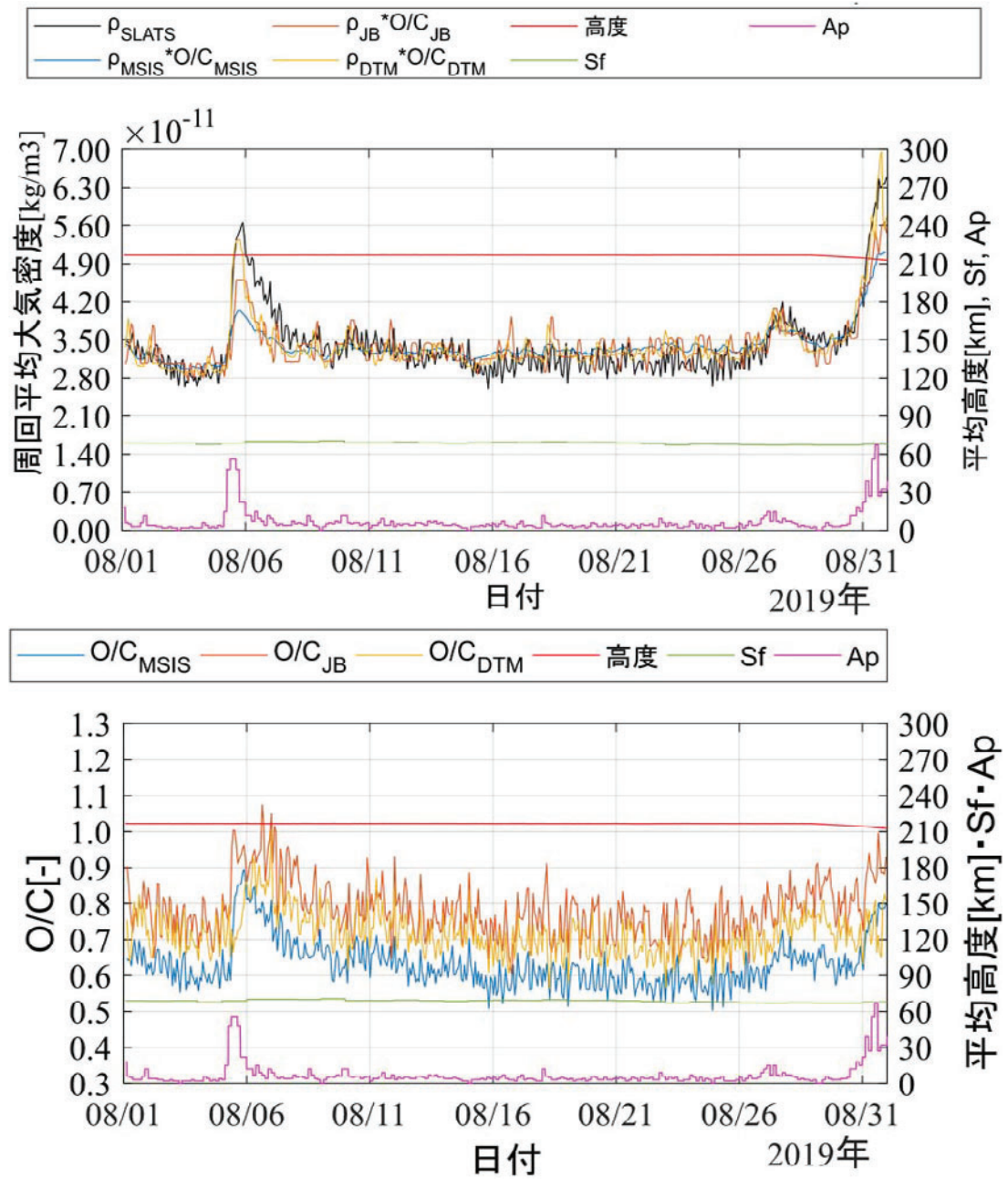


図 6.4: 2019 年 8 月大気密度比較 (OC 分オフセット)

6.3 将来機に向けた大気モデル補正指針

SLATS の超低高度運用 (2019 年 3~8 月) にて取得された O/C_{MSIS} は平均 0.65 であった。SLATS 後継機を初めとした大気抵抗が主要摂動となる将来機設計にあたり、SLATS で得られた O/C_{MSIS} をそのまま用いたい所であるが、大気密度の大きさは太陽活動と密接に関連しており、将来機の予想運用時期と SLATS 超低高度運用時期の太陽活動が異なる場合、何らかの補正をする必要がある。SLATS の超低高度運用期間は短く、太陽活動変動に対する O/C_{MSIS} の感度を評価することは出来ない。そのため、既に引用した GRACE^{[40][58]} および GOCE^[48] による軌道上大気密度取得結果も含めた評価を実施することとした。前節で示した SLATS の評価と上記二つの文献の大気モデル誤差を全て O/C (観測値/モデル値) の値に変換し、太陽活動を表す $Sf(F10.7)$ と合わせてプロットしたものが図 6.5 である。考察は以下の通りである (考察の順番は同図中の括弧番号と対応)。

- (1) GRACE データより、 O/C_{MSIS} 値は太陽活動に追従する形で変動しており、太陽活動が強まると O/C_{MSIS} 値が 1 に近づき (すなわちモデル誤差が減り)、太陽活動が弱まると O/C_{MSIS} 値が 0 に近づく (すなわちモデル誤差が増え、かつその方向はモデルが大き目に大気密度を出す方向である) ことが分かる。
- (2) GRACE と SLATS の比較について、前節で述べた通り、SLATS 超低高度飛行時期 (2019 年 4~9 月) と 2009 年の F10.7 は同程度であり、両者の高度は異なるものの (GRACE は 470km^[72], SLATS は 275~220km), O/C_{MSIS} 値は良い一致を示している。
- (3) GRACE と GOCE の比較について、2010 年のみ GRACE と GOCE の値が両者存在しており、こちらにおいても、両者の高度は異なるものの (GRACE は 470km, GOCE は 260km^[48]), O/C_{MSIS} 値は良い一致を示している。
- (4) 以上の関係から、SLATS, GRACE, GOCE それぞれが評価した O/C_{MSIS} は太陽活動度を合わせることで良い一致を示すことが分かり、データ期間が最も長い GRACE データを用いて太陽活動に応じた O/C_{MSIS} 値の推定が実施出来る可能性がある。
- (5) 仮に 2027 年に衛星を打上げた場合の O/C 値予測を試行する。図 6.6 は図 6.5 に、2020 年 9 月に文献^[60] により取得した 2020 年以降の F10.7 予測値を追加したものである。F10.7, 95%予測をベースとする場合、2027 年 1 月の F10.7 は 127 である。GRACE 運用期間において同じ F10.7 となったのは 2003 年付近であり、その際の O/C 値は 0.78 と予測することが出来る。この順番の類推を同図に [1]-[4] として赤矢印で説明している。
- (6) 将来機においても MSIS を利用していく場合はこのような O/C 値予測=大気モデル補正を実施することで、SLATS が軌道上で遭遇したような大気抵抗予測誤差 (降下率不足) を低減した状態で軌道設計を行うことが可能となる。

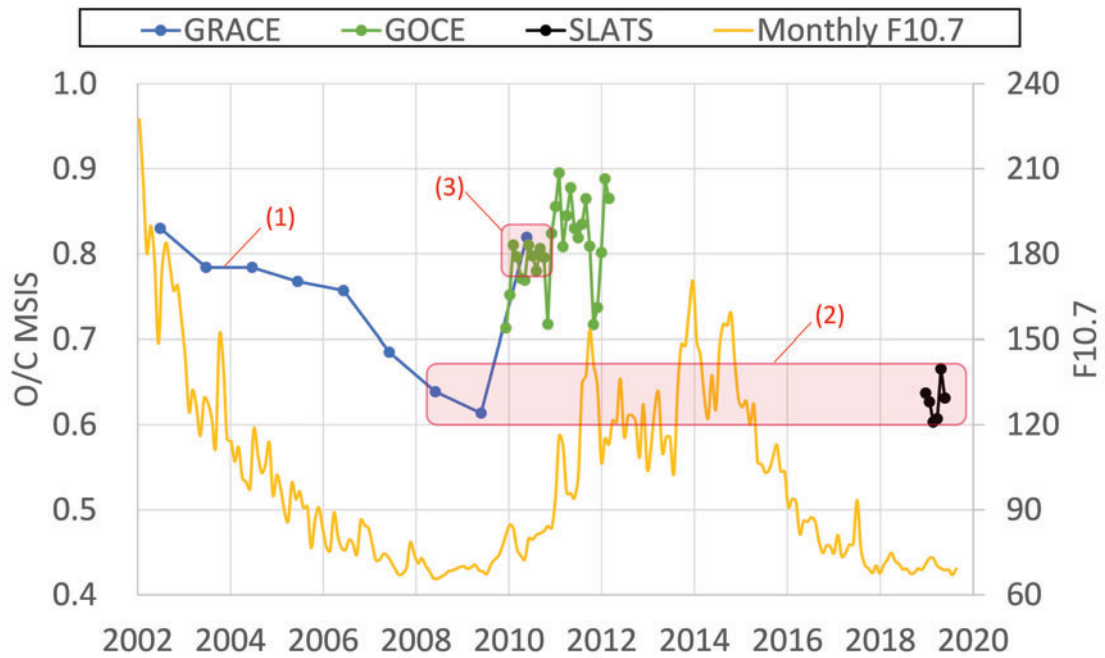


図 6.5: SLATS,GRACE,GOCE による O/C_{MSIS} 評価結果

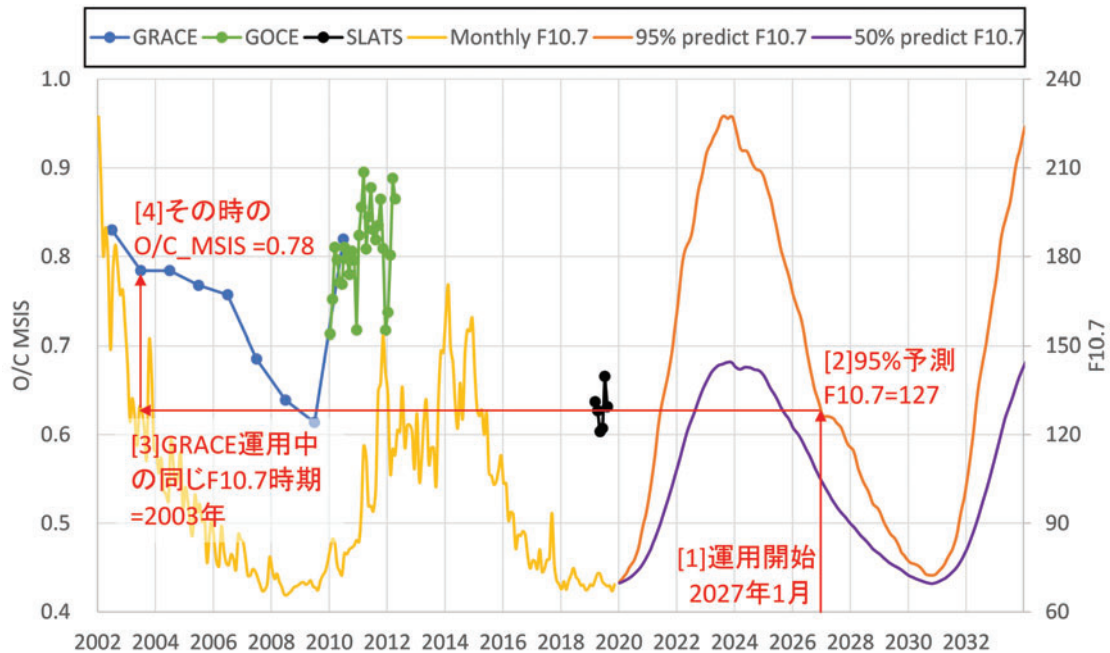


図 6.6: GRACE 評価結果を基にした太陽活動度に応じた将来 O/C_{MSIS} 予測

6.4 まとめ

本章では、第一に、高度保持のために常時推力を発生させている超低高度衛星に向けた軌道上大気密度推定手法を提案した。本手法は、高価な高精度 GPS・高精度加速度計を必要とせず、広く超低高度衛星に適用可能な手法開発を目的として、交点周期変化率を用いる手法を改良する形で構築した。第二に、同手法を用いて得られた SLATS 軌道上大気密度推定値と COSPAR 標準熱圏大気モデルである MSIS00, JB2008, DTM2013 出力値との比較結果を示した。全ての大気モデルが SLATS 値よりも大きな値を出力する傾向にあり（そのため SLATS は想定よりも降下しなかった）、SLATS 値が安定した 2019 年 3 月以降において、その平均割合（SLATS 値/大気モデル値）は MSIS00=0.65, JB2008=0.80, DTM2013=0.77 となった。第三に、提案した大気密度推定手法の妥当性と将来に向けた大気モデル補正指針を示すために、高精度加速度計による大気密度推定を実施していた GRACE および GOCE の評価結果との比較を行った。結果として、SLATS も含めた三衛星による MSIS00 の誤差評価は太陽活動時期を合わせると同程度となっており、提案手法の妥当性と太陽活動に応じた MSIS00 の補正方針を明確化することが出来た。

第7章 将来の超低高度地球観測衛星に向けた軌道設計に関する研究

本章では、本研究で提案し、SLATS 運用によって実証された各種軌道制御技術を用いた将来の超低高度衛星地球観測ミッションに関する研究成果を示す。

7.1 全球緊急観測ミッション

高度 324km に投入された 4 機の超低高度衛星により全球任意地点を 1 日以内に観測可能とし、また有事の際に定点観測（高分解能・直下観測）が必要となった場合は高度 268km の完全回帰軌道での観測も可能とするコンセプトである。ミッションの特徴は以下の通りである。

(1) 全球任意地点を 1 日以内に観測

超低高度衛星を高度 324km に 4 機配置し、全球任意地点を 1 日以内に観測（最大ポイントニング 45deg）を行う。ロケットに 4 機同時搭載可能な衛星規模に抑えることで打上げ費用も圧縮する。

(2) 自在な軌道変更（通常観測⇔定点観測）

電気推進系により、高度 268km の完全回帰軌道（毎日同じ時刻に同じ地点上空を通過）の継続利用が可能である。SLATS で実証した空力姿勢制御及び超低高度・経度保持方法により、「高度 324km の通常観測と高度 268km の完全回帰軌道での定点観測を切り替える」といったミッションが可能である。4 機の内いずれかが 0.5～2.7 日以内に定点観測に移行可能である。

投入から通常観測、そして定点観測までの一連の軌道制御について説明する。

(1) 打上げ

通常高度 324km より上側の高度 350km 程度の軌道に投入する。この理由は 1) 衛星チェックアウト（電気推進稼働準備）、2) 衛星軌道配置のためである。軌道の様子を図 7.1 に示す。なお、本章の衛星軌道軌跡の図示には STK^[50] を利用している。ロケットにより同軌道に投入された後、衛星チェックアウトを実施した後に、各機の降下タイミングを調整することによって高度 324 km での赤道上通過経度が等間隔になるよう軌道配置を行う。

(2) 通常観測

衛星軌道配置完了後の軌道配置を図 7.2 に示す。図より各機の通過経度が等間隔に離れていることが分かる。この経度の間隔は赤道上で 5.7deg となっており、高度 268km での定点観測が必要になった時点と観測対象の最大経度差を 5.7deg になるように抑えている（平易に表現すると、4 機のうちいずれかは観測対象近くにいるように配置している）。この状態で $\pm 45\text{deg}$ ロールポインティングを実施した際の観測可能範囲は赤道経度換算で $\pm 3.0\text{deg}$ であり、隣の衛星も同様の観測をした場合、両者の間隔 5.7deg を埋める形となる。この位置関係で観測を実施すればおよそ 1 日で全球任意地点を観測できることとなる。1 日で観測可能な範囲を図 7.3 に示す。図より 1 日で全球をカバー出来ていることが分かる。ただし、同図は可視範囲を表示しているに過ぎず、衛星電力やデータレコーダの容量の関係上、全ての画像を取得出来る訳ではない。また 45deg ポインティングを実施した際は、光学観測の場合、特に画面端の地表分解能（GSD）が劣化することに注意する必要がある（直下時に比べ 2.17 倍劣化）。

(3) 定点観測

有事の際に 1) 分解能向上、2) ポインティング無しの直下観測といった要求が生じた場合、4 機のうち観測対象に最も近いものを高度 268km の完全回帰軌道に遷移させる。遷移は、1) 経度合わせ待機、2) 軌道制御計画立案、3) 高度遷移、4) 観測対象通過待機、の 3 フェーズからなる。1) 経度合わせ待機は、4 機の内、1 機が観測対象を含む経度群の一つに到達するまでの期間である。経度合わせは通常高度と高度 268km との交点周期の差から来る経度ドリフトによって行われ、通常高度を高度 268km から離すほどその期間が短くなる。衛星 1 機の際の通常高度と最大経度調整期間との関係を図 7.4 に示す。衛星 4 機の場合は、調整期間が図の 1/4 となり、高度 324km の場合は最大 1.25 日となる。例として、高度 320km での経度合わせの様子を図 7.5 に示す。2) 軌道制御計画立案に 0.25 日、3) 高度遷移（通常軌道 \rightarrow 268km）を化学推進系で実施する場合は 0.25 日、4) 観測対象通過待機（高度 268km に到達してから実際に目標点が直下に到達するまでの期間）に 0~1 日要すると仮定すると全体で、遷移期間として、0.5~2.75 日必要な計算となる（緊急観測決定タイミングは非常に良く、判断時の軌道の経度が観測対象を含み、かつ、高度遷移後すぐに観測対象通過となれば、1) と 4) の期間は不要となるが、2) と 3) は確実に必要な期間なので 0.5 日以下にはならない）。図 7.6 に衛星 1 機（No1, 水色表示）が大阪上空を通過するように高度 268km の軌道遷移した様子を示す。

高度 324km から高度 268km への高度制御について、緊急対応が必要な場合は電気推進ではなく化学推進系を利用する。その場合、SLATS で実施した「超低高度域における光学観測のための回帰軌道への投入法」を用いる。一方、時間を掛けて良い場合は、こちらも SLATS で実施した「空永年摂動を活用した地球低軌道面内・面外制御手法」を用いれば良い。高度 268km からの復帰の際には時間を掛けて上昇すれば良いため燃費の良い電気推進系を用いる。高度 324km と高度 268km の太陽同期軌道傾斜角は異なるため、通常 \rightarrow 緊急の際に軌道傾斜角制御を実施しない場合、毎日約 7sec ずつ通過時間が遅れていくこととなる。軌道傾斜角制御を実施する場合、高度制御と同程度の Δv が必要となるが、時刻のずれが大きくないこと、更には通常軌道へ復帰す

ること、を踏まえると必ずしも実施する必要は無いと思われる。高度遷移終了後はこちらでも SLATS で実証した「超低高度域における高度・経度保持方法」を用いて観測を実施すれば良い。

このように SLATS で実証した「永年摂動を活用した地球低軌道面内・面外制御手法」「超イオンエンジンおよび化学推進系を用いた地球超低軌道高度・経度制御手法」を活用することで上記のような特徴的なミッションを構築することが可能となる。

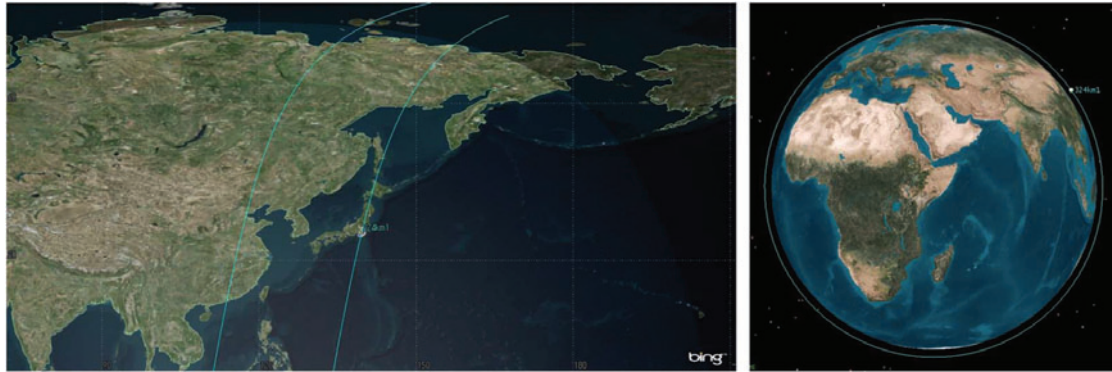


図 7.1: 全球緊急観測ミッション：打上げ



図 7.2: 全球緊急観測ミッション：軌道配置

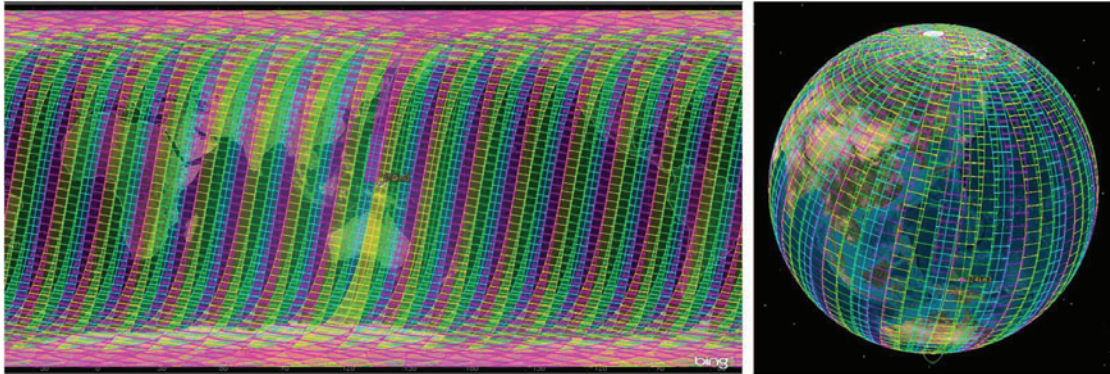


図 7.3: 全球緊急観測ミッション：通常観測

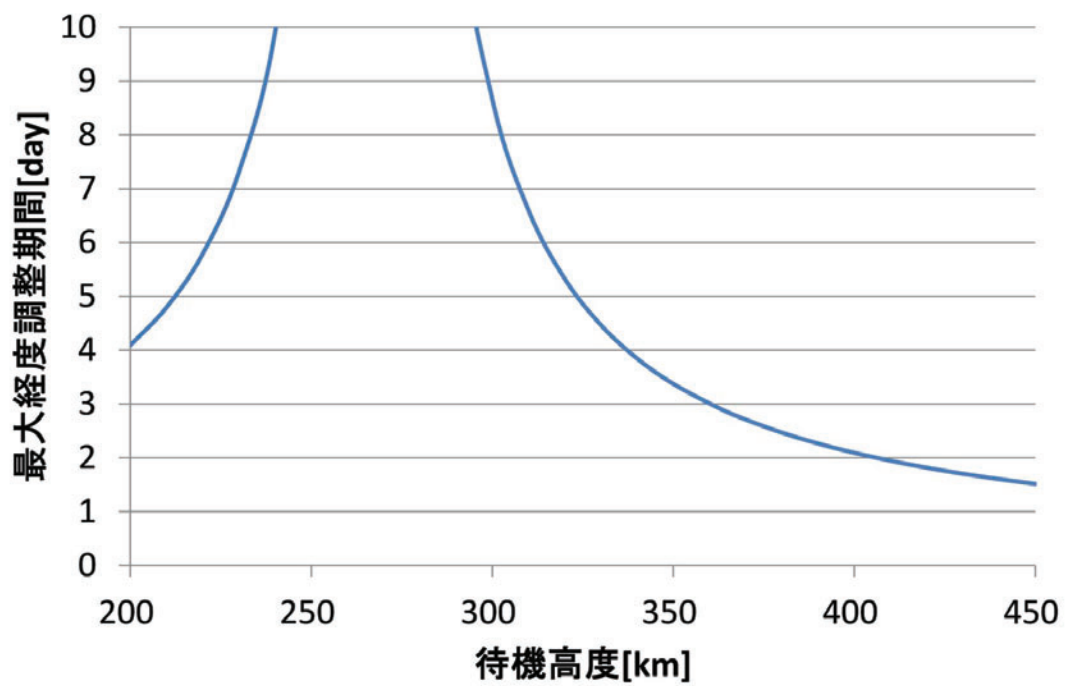


図 7.4: 全球緊急観測ミッション：待機高度と最大経度調整期間の関係

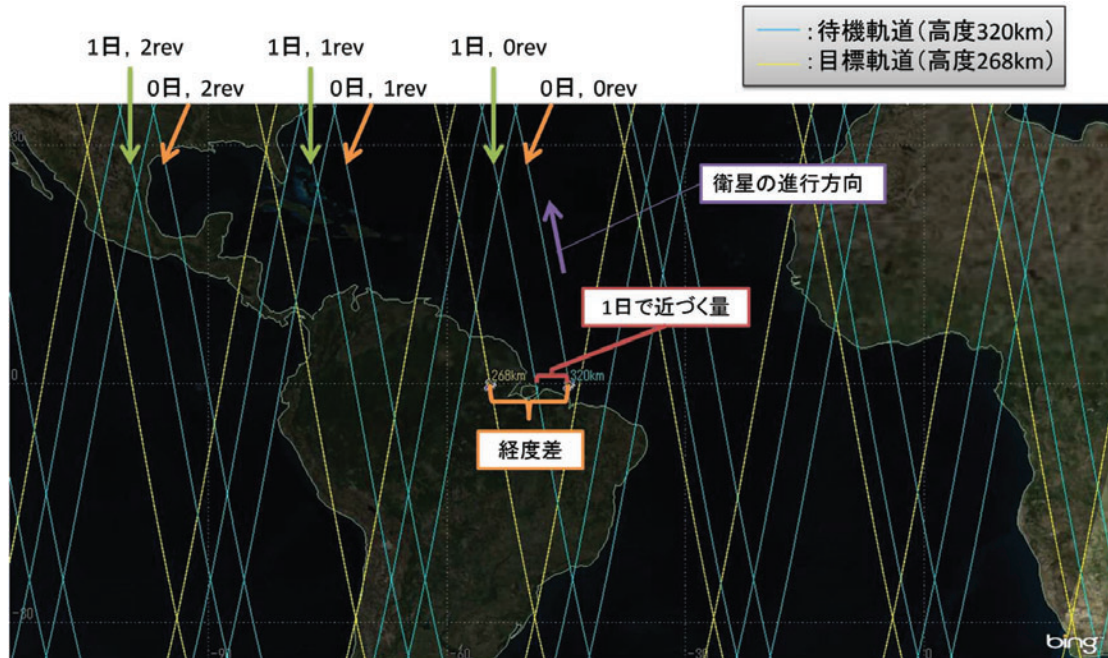


図 7.5: 全球緊急観測ミッション：軌道遷移



図 7.6: 全球緊急観測ミッション：緊急観測

7.2 特定地域超高分解能観測ミッション

近地点高度を約 150km とした“太陽同期完全回帰凍結楕円軌道”を用いて、観測可能地域が絞られるものの、超々低高度からの地球観測を行うコンセプトである。軌道の様子を図 7.7 に示す。ミッションの特徴は以下の通りである。

(1) 高度約 150km からの超高分解能撮像

近地点高度 156km × 遠地点高度 8206km、軌道傾斜角 116.5deg の楕円軌道に投入し、近地点付近で観測を実施する。超々低高度からの観測により小型センサでも超高分解能プロダクトの取得が可能である。

(2) 太陽同期・完全回帰・凍結楕円軌道の利用

同軌道は、太陽同期性（毎日の日照条件が同じ）、完全回帰性（毎日同時刻に同地点通過）、軌道凍結性（近地点位置が変化しない）の 3 種の条件を満足するように得られている。近地点付近の大気抵抗により高度が低下するが、超低高度衛星特有の電気推進系により補償することで軌道形状を保持する。近地点付近しか超々低高度にはならないが、近地点位置は変わらず、かつ完全回帰性があるため、毎日特定地域を観測することが可能である。更に本軌道は太陽同期軌道でもあるため、衛星設計（特に熱、電力）が実施し易く、また例えば LST18 時付近を選択すれば、電気推進系動作のための電力確保がし易い。

この「太陽同期完全回帰凍結楕円軌道」について更に解説する。本軌道は次式を満たすように決定される。

$$\frac{\dot{\phi}}{\omega_e - \dot{\Omega}} \in Z \quad (7.1)$$

$$\dot{\omega} = \frac{3}{4} J_2 \frac{R_e^2}{p^2} n (4 - 5 \sin^2 i) = 0 \quad (7.2)$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} n \frac{R_e^2}{a^2} J_2 \cos i = 1.990^{-7} \quad (7.3)$$

ここで、 $\dot{\phi}$, $\dot{\Omega}$, $\dot{\omega}$: それぞれ平均緯度引数, 昇交点赤経, 近地点引数の地球重力ポテンシャル J_2 項による永年摂動 [rad/s], ω_e : 地球の自転角速度 (7.292115E-5) [rad/s], $n = \sqrt{\mu/a^3}$: 平均運動 [rad/s], J_2 : 地球重力ポテンシャル J_2 項 (1.08264E-3) [-], R_e : 地球赤道半径 (6378137) [m], a : 平均軌道長半径 [m], i : 平均軌道傾斜角 [rad], $p = a(1 - e^2)$: 軌道半直弦 [m], $\eta = \sqrt{1 - e^2}$, である。日周数を 8, 初期近地点高度を 150km とし、上記 3 式を満たすように、近地点高度, 遠地点高度, 軌道傾斜角をイタレーションにより求めると、前述した近地点高度 156km × 遠地点高度 8206km, 軌道傾斜角 116.5deg の楕円軌道が導出される。

本軌道の地表面軌跡図を図 7.8 に示す。本軌道を維持するために必要となる電気推進性能の例（推力, 噴射時間, 推進剤質量）を見積もるため 1 年間分の軌道解析を実施した。初期軌道要素を表 7.1 に、軌道伝播条件を表 7.2 に、それぞれ示す。

イオンエンジンによる高度制御を実施しなかった場合と本検討で得られたイオンエンジン系によって高度制御を実施した場合の1年間の遠地点・近地点高度の変化を図7.9に、離心率の変化を図7.10に示す。またイオンエンジンの噴射区間を図7.11に示す。本検討で得られた必要な電気推進系（イオンエンジン系）の性能は以下の通りである。

イオンエンジン推力	: 84mN (SLATS 搭載イオンエンジン 3 基相当)
イオンエンジン比推力	: 2200sec
イオンエンジン推薬	: 7.11kg/year
噴射タイミング	: 近地点を中心に平均近点離角 $\pm 21\text{deg}$ の範囲

図7.9より、イオンエンジンによる高度制御無しの場合、近地点付近の大きな大気抵抗により1年後には遠地点高度が3000km以上低下することが分かる。これにより大気抵抗を補償しなかった場合、投入時に満たしていた太陽同期性や回帰性が短時間で失われることが分かる。一方、イオンエンジンによる高度制御を実施した場合は1年後でも遠地点高度・離心率を保っている。遠地点高度を補償し続けるためには近点付近で比較的大きな推力での噴射が必要なため、SLATS 搭載イオンエンジン 3 基分相当が必要となった。本用途に対してはイオンエンジンよりも投入電力に対する推力が高いホールスラストの方が適している可能性がある。一方、イオンエンジンの比推力が元々高いことと周回中の噴射時間が短いことからイオンエンジン推薬としては年間7.1kgで収まっている。本制御を化学推進系で実施する場合、これの10倍以上の燃料が必要となるため電気推進系を採用しているメリットは高いと判断出来る。

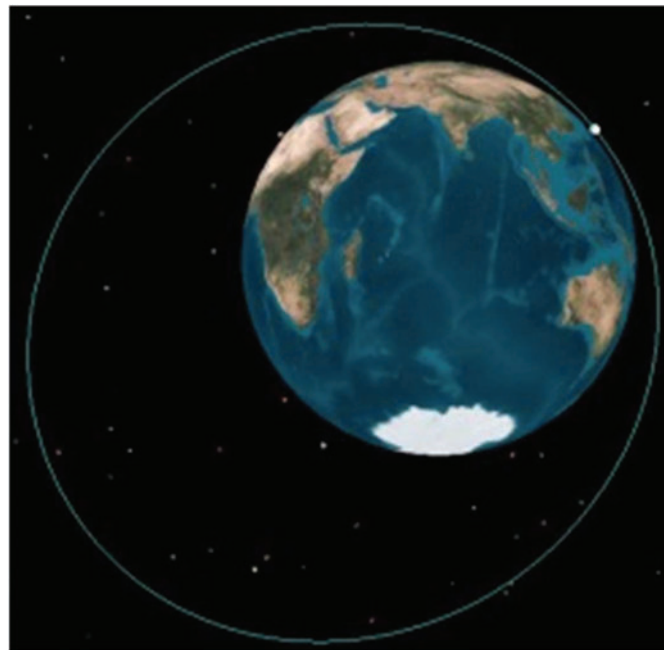


図 7.7: 特定地域超高分解能観測ミッション：軌道形状

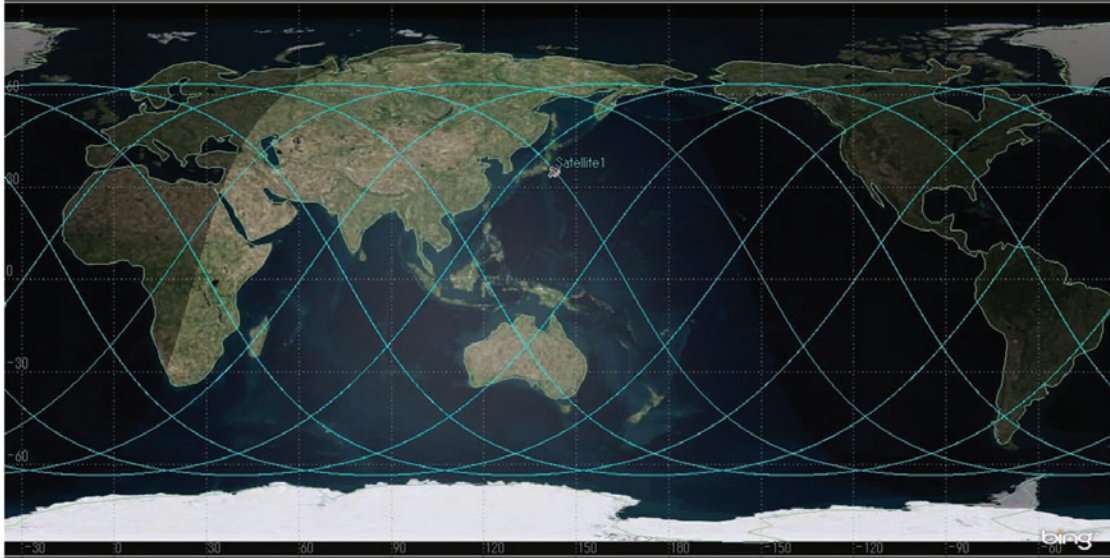


図 7.8: 特定地域超高分解能観測ミッション：軌道軌跡

表 7.1: 特定地域超高分解能観測ミッション：初期軌道要素

項目	接触要素	備考
軌道元期	2015/02/06 04h30m00s UT	
座標系	J2000	
軌道長半径[km]	1.05592425e+004	*
離心率	3.81154340e-001	*
軌道傾斜角[deg]	1.16577886e+002	*
昇交点赤経[deg]	6.76465506e+000	東京付近上空通過時刻 13時半
近地点引数[deg]	3.99063556e+001	東京付近を近地点
平均近点離角[deg]	0.0	近地点スタート

*: 近地点高度を約150km、日周数8revを前提とし、太陽同期性、近地点凍結性、回帰性を満たすパラメータをJ2項永年摂動式より導出

表 7.2: 特定地域超高分解能観測ミッション：軌道伝播条件

項目		設定値
衛星 諸元	衛星質量	700kg (実用機仮定)
	大気抗力係数	8.0m ² (実用機仮定)
	大気抗力基準断面積	
	太陽輻射圧係数	N/A
	太陽輻射圧基準断面積	N/A
	化学スラスト	N/A
	イオンエンジン	推力:検討パラメータ 比推力:2200sec 噴射タイミングを中心としたある平均近点離角値(検討パラメータ)
考慮 摂動	地球重力モデル	JGM3(8×8)
	大気密度モデル	NRLMSISE-00,平均予測,F10.7:91.7,Ap:16.5
	太陽輻射圧	N/A
	他天体引力	N/A
環境 定数	地球重力定数	3.98600441500e14 m ³ /s ²
	地球赤道半径	6378.1363 km
積分 条件	軌道伝搬期間	1 年
	積分刻み幅	60 秒
その他	航法 IF 間隔	N/A
	航法誤差	N/A
軌道 制御	高度保持	1年後に大きく離心率が変化しないこと

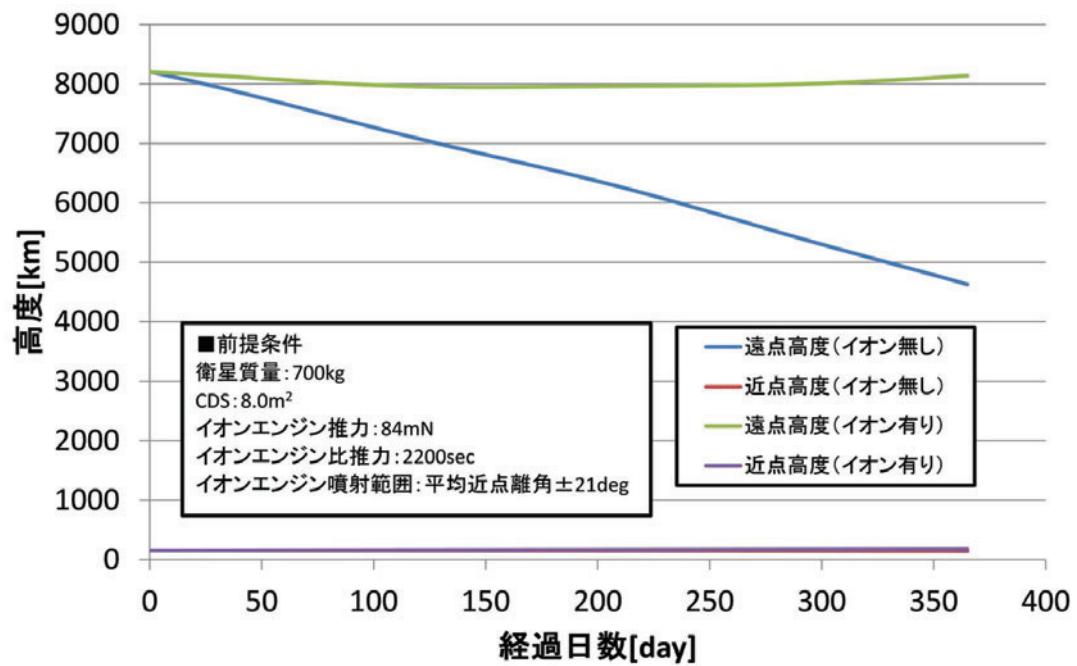


図 7.9: 特定地域超高分解能観測ミッション：高度履歴

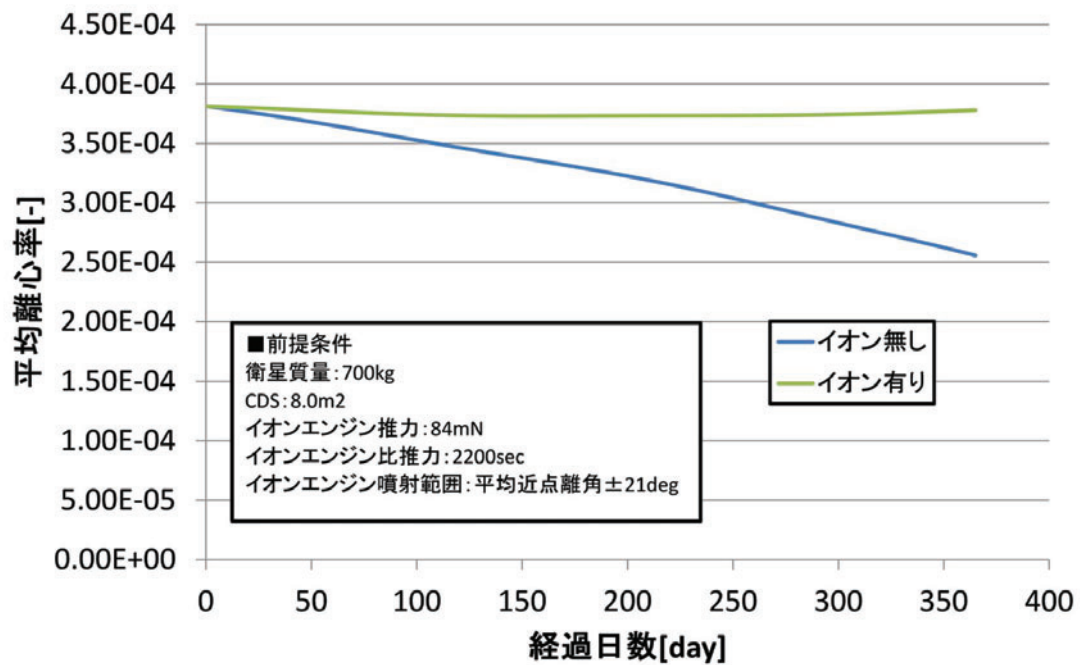


図 7.10: 特定地域超高分解能観測ミッション：離心率履歴

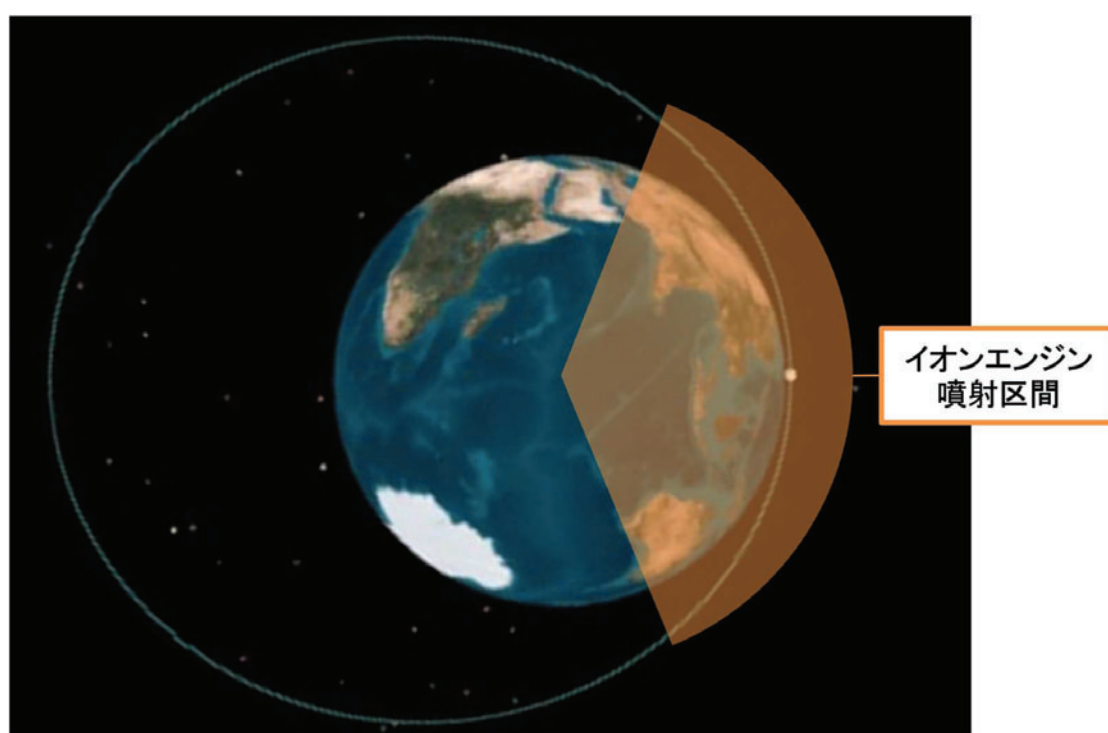


図 7.11: 特定地域超高分解能観測ミッション：噴射区間

その他本軌道特有の課題を以下の通り分析する。

(1) 空力加熱

空力加熱とは衛星進行面において空気が圧縮されることで加熱が生じる事象を言う。空力加熱率は大気密度に比例するため、高度低下に伴い上昇していく。本節では高度 150km における空力加熱率を評価する。図 7.12 に各高度の最大空力加熱率を示す。空力加熱率は高度低下と共に急上昇していくが高度 150km においても約 $250\text{W}/\text{m}^2$ であり、太陽光加熱率約 $1300\text{W}/\text{m}^2$ の 20%程度に留まっている。また、本ミッションの場合は高度 150km を通過する時間は短時間であるため、衛星熱設計への配慮を行うことで対応が可能と考えられる。

(2) 近地点速度の増加楕円軌道のため近地点速度が $9.2\text{km}/\text{s}$ に達し、従来の地球観測衛星の軌道速度 $7.0\text{km}/\text{sec}$ の約 1.3 倍となる。これにより例えば光学観測の場合、地表分解能分の距離を通過する時間が短くなることになり、光学撮影時の露光時間の減少に繋がる。結果として、光学画像の S/N が低下し、暗い画像となる傾向にある。本影響を相殺するような高感度検出器や画像積分技術の検討が必要となる。

(3) 放射線環境が厳しい高度 2000～5000km 付近には放射線レベルの高いヴァンアレン内帯と呼ばれる領域が存在し、本衛星は毎週回通過することとなる。これにより電子機器が早期に劣化し故障し易くなることや、光学センサ検出器上のノイズ（暗電流）が早期に増加するなどの悪影響が生じる。耐放射線設計のためには基本的に電子機器を保護するためのシールド厚を増加させるが、これはそのまま衛星質量の増加に繋がる。衛星自体の寿命を何年とするか、衛星サイズ・質量をどの程度とするか等様々な前提条件を置きながらバランスを取っていく必要がある。

(4) 打上げ軌道設定が困難種子島宇宙センターから軌道傾斜角 116deg の軌道に投入するためにはロケットは図 7.13 のような軌道を取る必要があり東南アジア都市群上空を飛行する可能性が高い。安全上の問題から本軌道が取れない場合は種子島ではなく海外の射場から打ち上げる等を検討する必要がある。

上記のような問題があり、実現のためのハードルは決して低くないが、ピンポイントかつ狭い範囲であるが超々高分解能・高出力観測をを狙えるのが本軌道の利点である。引き続き検討する場合は上記課題を一つずつ定量評価していく必要がある。

なお、2021 年初頭時点で、ESA では近地点高度 150km × 遠地点高度 2000～3000km の楕円軌道を取る、低高度熱圏大気環境計測衛星 Daedalus の検討が進められている^[73]。本衛星は ESA Earth Observation programme 's 10th Earth Explorer の 3 つの候補の一つとして、2018 年に選定されたものである。本衛星は近地点において地球観測ではなくその場の大気環境計測（中性大気密度・組成・温度・速度、プラズマ大気密度・組成・温度・速度等）を目的としており、本節の検討とは目的は異なるが、近地点において電気推進系を用いて高度保持を実施することは類似している。回帰性・近地点引数保持は計画されていないことが本節の検討とは異なるが、上記に述べた各種課題は共通である。このように将来衛星計画の一つとして近地点超低高度・楕円軌道を用いたミッションが実際に計画されていることを踏まえ、日本としても SLATS で培った「イオンエンジンおよび化

学推進系を用いた地球超低軌道高度・経度制御手法」を活用して、本節で検討したような独自かつ特徴的なミッションを立案して行くことが望まれる。

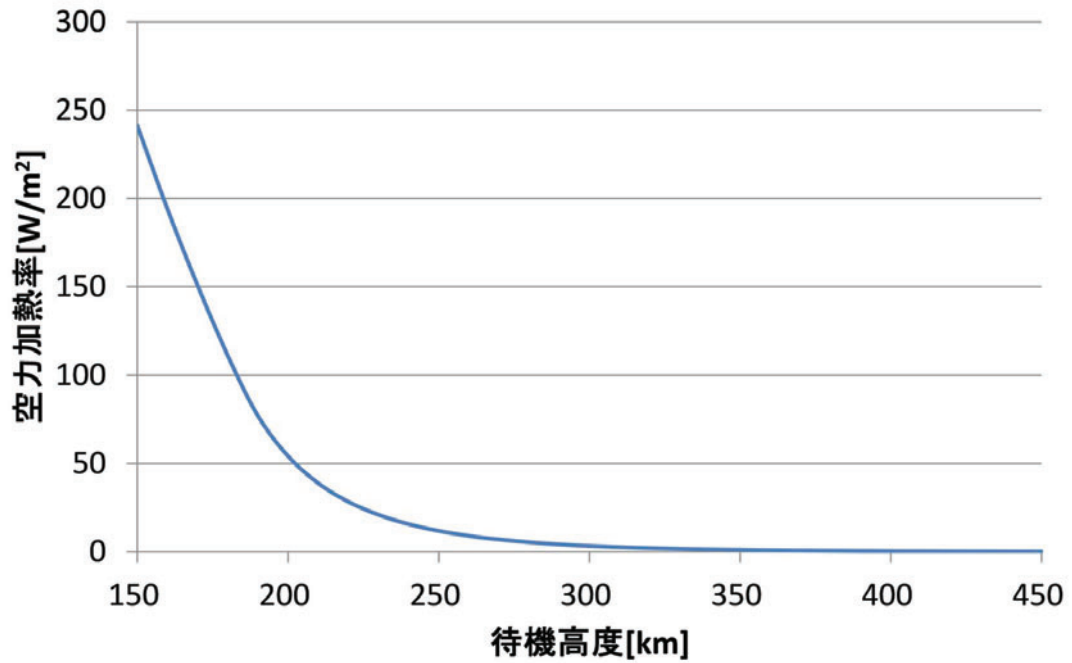


図 7.12: 特定地域超高分解能観測ミッション：空力加熱



図 7.13: 特定地域超高分解能観測ミッション：打上げ問題

7.3 特定経度スキャンミッション

SLATS で実証した経度保持は、交点周期（目標高度）を上下させ、目標経度となるよう軌道を東西に遷移させるものであった。この挙動を利用し、目標高度を微増・微減し、維持することで地表をスキャンするような形で軌道を動かすことが可能となる。本軌道運用を「超低高度スキャン運用」と呼ぶこととする。本運用の例として、二つの衛星で日本列島を東西にスキャンするミッションを検討した。

日本全域を含む東西長さは概ね 1500km となる。ミッションを光学観測と仮定し、太陽同期軌道の降交パスのみを利用する場合、衛星が日本上空を通過出来るのは 1 日一度である。衛星 1 基あたりの一日の経度移動量を 5km と仮定すると、2 基分で 10km/day となり、1500km を刈り取るのに 150 日掛かる計算となる。日周回数 16、回帰日数 1 日、太陽同期、を条件として、式 3.9 より計算された、完全回帰太陽同期軌道の高度は 268.12km、軌道傾斜角は 96.5564deg となる。完全回帰高度付近で毎日西側に 5km ずつずれていく高度を計算すると、高度 268.68km となる。本軌道を維持すれば、150 日掛けて 750km 移動し、2 基で 1500km 刈ることになる。これで西向きの日本列島スキャンが完了する。その上で、次に大気抵抗を利用して、降下し、高度 267.57km に遷移すると、次は毎日東側に 5km ずつ軌道をずらすことが出来る。同様にこちらでも 150 日待機することで東向きの日本列島スキャンが完了する。軌道傾斜角は中心軌道となる完全回帰高度対応の 96.5564deg のままとする。そのままの軌道傾斜角のまま西スキャン用高度 268.68km とした場合、太陽同期性が崩れるが、微小であり、150 日後に観測時刻が 10sec 程度遅れる程度である。また、東スキャン実施後に回復する。このため、本観測のために能動的な軌道傾斜角制御は不要である（勿論各種摂動による軌道傾斜角変化を抑える制御は必要であるが）。面内位相を変えた 2 基の衛星で、本軌道運用を用いた日本列島スキャンの様子を図示したものが図 7.14 である。

このように完全回帰高度付近の特徴を利用することで、特定観測対象に注目したミッションの構築が可能となる（例：短期間での地図更新、特定地域の監視、火山からの火山灰、砂漠からの黄砂等の特定地域に発生する自然現象の集中観測等）。本超低高度スキャン運用に利用される技術は本質的には SLATS で実施した超低高度経度保持と同じであり、既に実証された軌道運用の発展版である。SLATS で培った新たな技術が将来地球観測計画に反映されることを期待している。

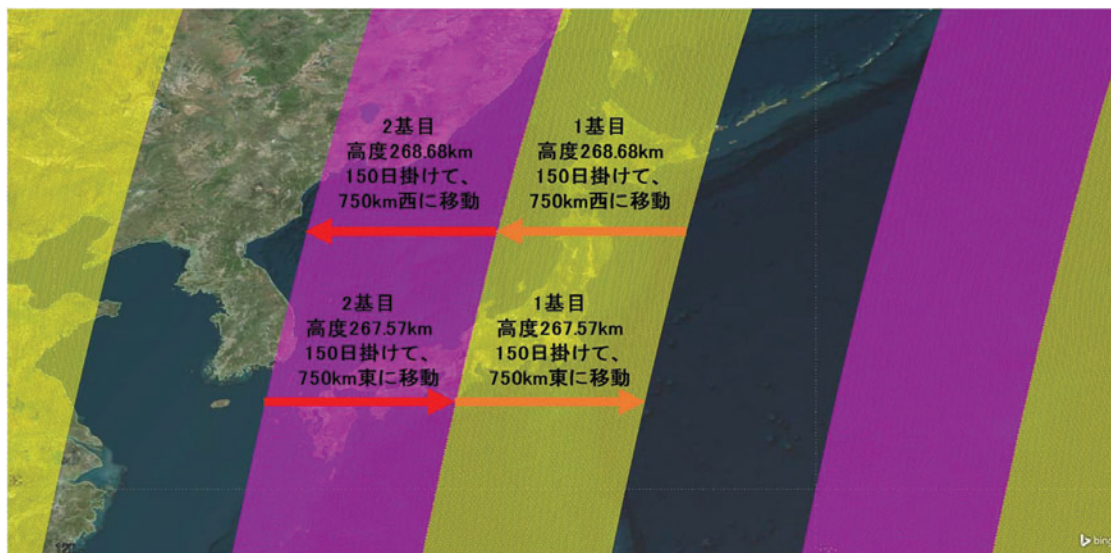


図 7.14: 特定経度スキャンミッション：軌道遷移図

7.4 まとめ

本章では、本論文で提案された軌道制御手法を用いた新たな超低高度地球観測ミッションコンセプトを示した。「全球緊急観測ミッション」は4機の衛星で高度324kmからの全球観測と高度268km/1日回帰太陽同期軌道からの緊急観測を切り替えるものであるが、超低高度衛星特有の「IESによる燃費の良い高度制御」「大気抵抗の有効活用」「高度268kmに存在する1日回帰太陽同期軌道の利用」といった特徴を活用したミッションである。高度324kmから高度268kmの軌道遷移には「目標経度追従法」が利用でき、高度268kmの観測軌道維持には「目標交点周期修正法」がそのまま利用可能となる。「特定地域超高分解能観測ミッション」は太陽同期・1回帰・凍結楕円軌道を利用するもので、一つのケースとして、近地点高度156km×遠地点高度8206km、軌道傾斜角116.5degの楕円軌道と近地点からの地球観測を提案している。本軌道を保持する場合は、遠地点側でのみのIES噴射が必要となるが、本論文で提案した高度保持アルゴリズムをベースにすることで大きな課題無く開発することが可能と考えている。「特定経度スキャンミッション」はSLATSで実施した1日回帰観測を改良したもので、目標交点周期を1日回帰値から微増・微減することによって若干ずつ観測経度をスライドさせていく軌道制御をベースとしている。本軌道制御を「超低高度スキャン運用」と呼び、低コスト・小型高分解能センサを有する衛星コンステレーションによる緻密な地球観測（インフラ観測、地図更新、環境計測等）を可能にするものである。以上のミッションコンセプトに応じた観測機器の選定やユーザーとの調整、そしてミッションの現実化については今後の課題である。

第8章 結論

8.1 総括

本研究は、地球観測衛星として新たなカテゴリとなる超低高度衛星を実現するために必要な各種軌道解析・運用技術をまとめたものである。提案した各手法は超低高度衛星技術試験機（Super Low Altitude Test Satellite：SLATS）「つばめ」の軌道設計・運用に実際に適用され、その効果が軌道上実証されると共に、SLATS ミッション成功に大きく貢献した。また、観測例の少ない超低高度域の大気密度推定結果、従来大気モデルの補正方法の提案、新たな超低高度地球観測ミッションの研究、等についてもまとめ、広く、今後の航空宇宙工学発展に寄与する成果を示すことが出来た。本論文の内容を以下の通り総括する。

- (1) 2.1 節、本研究を開始するにあたって、第一に整備した姿勢軌道制御解析ツールの特徴を示した。本ツールは大気モデルや惑星位置データ等のライブラリを除き、全て筆者によりコーディングされたものである。本ツールは全ての衛星の軌道解析に利用可能であり、多くの大気モデルを利用可能なこと、空力データベースを利用可能なこと、IES および RCS の自律軌道制御アルゴリズムを利用可能なこと、といった点に特徴がある。本ツールにより、本研究の軌道制御にまつわる全ての解析が実施され、実際の SLATS 運用計画立案・アップロードパラメータの生成にも利用された。本ツールは本研究の全ての礎になっている。
- (2) 2.2 節、空力データベース（自由分子流解析版）の導出方法・利用方法を示した。多くの地球観測衛星は $C_D S$ を一定として大気抵抗を見積もってきたが、超低高度衛星では頻繁に姿勢が変化すること、大気抵抗を利用して降下すること、超低高度域においては大気抵抗が卓越すること、等の理由から、迎角、横滑り角、高度を引数とした空力データテーブルを作成し、設計開発や運用に用いることとした。本節では、空力解析手法である自由分子流解析を実際の衛星形状に適用する方法を示し、実際に SLATS 最終形状に適用した結果を示した。
- (3) 2.3 節、永年摂動を活用した地球低軌道面内・面外制御手法の詳細を示した。軌道遷移に必要な推薬を節約するための大気抵抗と地球重力場による永年摂動を活用した軌道遷移問題の定式化を行い、その理論、解き方について解説した。また、大気抵抗予測誤差を吸収するための空力姿勢制御運用（エアロブレーキ、エアロスルー）を提案し、その具体的な運用方法についてもまとめた。
- (4) 3.1 節、イオンエンジンおよび化学推進系を用いた地球超低軌道高度制御の詳細を示した。具体的には、超低高度域での高度保持アルゴリズム、目標交点周期の導出方法、等を示した。本節で述べたアルゴリズムが SLATS のオンボード計算機および JAXA

軌道力学系（SLATS 追跡のためにオンボードと同じアルゴリズムを実装した）に実際に反映された。

- (5) 3.2 節, 超低高度域の回帰・準回帰軌道を利用した地球観測ミッションのための軌道投入方法および経度保持方法について示した。本節で述べた軌道運用方法により, SLATS は高度 271.5km/1 日, 高度 216.8km/5 日, 高度 181.km/3 日, の回帰・準回帰軌道を用いた光学観測ミッションを実施することとなった。
- (6) 4 章, SLATS 全期間の軌道解析結果を示した。打上げから運用終了までの軌道を一つの問題に定式化し, その運用期間や初期軌道制御フェーズにおける高度制御量等のパラメータを求め, 実際の運用でも SLATS の基準軌道となった「基準降下軌道」を導出した。また, 大気予測誤差を模擬し, それらに対して, 空力姿勢制御および RCS を用いて基準降下軌道を追従する運用（基準降下軌道追従運用）についてもシミュレートし, 特に空力姿勢制御の有効性を定量的に示した。
- (7) 5 章, 2 および 3 章で示した各種軌道制御方法を SLATS の実際の運用に適用した結果を示した。2 章で述べた基準降下軌道を基に実際の SLATS の軌道遷移計画は計画され, その軌道に追従するように空力姿勢制御や RCS 制御が実施された。打上げ前に想定していたよりも大気密度は薄く, 基本的に降下方向への制御となったが, 所定の日付（2019 年 4 月 1 日）通りに軌道遷移を終え, 高度保持フェーズを開始することが出来た。高度保持フェーズも予定通りの期間で終わることができ, 高度保持に関するサクセスクライテリアを全て満足することが出来た。また, 高度保持フェーズ中に実施した回帰・準回帰軌道を用いた光学観測も成功裏に終わり, 各種広報実験企画「東京ヤクルトスワローズ: ～宇宙から応燕宣言～人工衛星「つばめ」に写ろう！」^[74], 「JR 九州: 【大成功!】人工衛星「つばめ」が九州新幹線「つばめ」を撮影」^[75], 等も行うことが出来た。これらの実験イベントの裏には本論文で述べた超低高度・経度保持方法の利用があった訳である。また後期運用段階において, 高度 167.4km の選定を実施したことも本研究を踏まえてのものであり, IES と RCS を併用したハイブリッド軌道制御の実証も実施することが出来た。この 167.4km, 7 日間の保持は後に「ギネス世界記録®: 最も低い地球観測衛星の軌道高度」^[63] の獲得に繋がった。その他, 一連の高度保持ミッションの成功を受け, 日本機械学会より「日本機械学会 宇宙工学部門 一般表彰 スペースフロンティア」賞を頂く事が出来た^[76]。
- (8) 6 章, 常時推力を発生させている超低高度衛星に適した軌道上大気密度推定方法を示した。SLATS のテレメトリ（GPS オンボード軌道決定結果, 衛星姿勢角, IES・RCS 推力, IES・RCS 残推薬）を源泉として, 本手法を利用することで, 周回毎の大気密度を推定し, 国際的に認められている熱圏大気モデル MSIS, JB, DTM との結果比較も行い, それぞれの SLATS 推定値との差異を示した。また他衛星の軌道上大気密度取得結果も含めた評価も行い, 将来衛星に向けての太陽活動に応じた大気モデル補正指針を提示した。この補正指針は将来の超低高度衛星を初め, 大気抵抗が最大の摂動要因となる衛星設計の前提条件の大きな改善になるはずである。
- (9) 7 章, SLATS で実証した「永年摂動を活用した地球低軌道面内・面外制御手法」「イオンエンジンおよび化学推進系を用いた地球超低軌道高度・経度制御手法」を用いた,

新たなミッションである「全球緊急観測ミッション」「特定地域超高分解能観測ミッション」「特定経度スキャンミッション」の検討結果を示した。

8.2 今後の研究

7章で述べた将来の超低高度衛星ミッションの具体化に加え、下記についての研究を進めて行きたいと考えている。

(1) 超低軌道高度・経度保持アルゴリズムの自律化

3.2.3.3節で示した経度保持のための[「目標標交点周期修正法」や5.8節(5)にて述べた「IES 噴射 Duty 変更運用」についてはSLATSの実運用にてその効果が実証されたものの、一部作業者の手を介して実行されたものであった。これらのアルゴリズムを衛星オンボード計算機に搭載可能なものとして開発し、更なる姿勢軌道制御の自律化を進めることによって衛星運用の効率化に貢献していきたいと考えている。

(2) 超低軌道高度・経度保持アルゴリズムの高度化

SLATSでの実証によって、本研究で示した高度・経度保持運用を用いることで、大きな大気抵抗が加わる、高度271.5kmおよび高度216.8kmの後半期間においても、ALOS-2の軌道制御精度(回廊要求:半径500mチューブ内通過維持)の東西量となる経度精度 $\pm 0.005\text{deg}$ 以内を満足することが出来た。しかしながら、SLATSでの経度制御は観測基準点(東京通過時)を基に行われたものであり、常に半径500mチューブ内を飛行出来た訳ではない。回廊要求を満足するためには摂動全てを考慮した上で基準軌道を設定し、可能な限りの制御頻度で軌道を維持していく必要がある^[21]。超低高度域において、この基準軌道の設定や電気推進系による維持が行われた先例は無く、今後の超低高度SARミッション等のためにも研究を進めたいと考えている。

(3) 大気吸込み式電気推進系の研究

大気吸込み式電気推進系(ABE:Air-Breathing Electric thruster)は高層大気を推進剤として用いる新たな電気推進系コンセプトである^[77]。現状では地上試験がなされている段階であるが^[78]、実現した暁には推進剤となる大気を軌道上で調達することで専用の推進剤(キセノン等)の搭載を減らすことができ、衛星の長寿命化に寄与することが出来る。ABEの動作には濃い大気が必要になることから地球周回衛星としては超低高度衛星でのみ実現可能となる。超低高度衛星コンセプトの中で「濃い大気」は高度低下の原因となる短所として説明されるが、ABEが利用可能となれば「推進剤供給源」となり、評価が逆転することとなる。超低高度衛星への適用^[79]の他にも、「大量の推進剤を現地調達することで衛星規模を小型化する」というコンセプトの基、火星探査衛星への適用^[80]も検討されている。ABEを搭載するための超低高度衛星システムの検討、軌道解析並びにABEをハードウェアとして実現していくための実証計画についての研究を進めたいと考えている。

謝辞

本論文を纏めるにあたっては東京大学：土屋武司教授に多大なるご指導並びに助言を頂き、また東京大学：中須賀真一教授、岩崎晃教授、西山和孝准教授、神戸大学：田川雅人准教授からも多方面に亘るご助言を賜った。軌道解析手法の観点では、元 JAXA 技術領域リーダ歌島昌由氏に多大なるご指導を頂いた。JAXA 入社時（2007 年）から衛星軌道解析について 1 からご指導頂き、筆者の解析結果・技術資料のレビューから懸案事項の相談まで、全てに快くお付き合い頂いた。歌島氏より薫陶を受けなければ本研究は完成せず、また SLATS の軌道制御成果の多くが生まれなかったと確信している。ミッション計画立案・運用の観点では、JAXA SLATS プロジェクトマネージャ（当時）佐々木雅範氏に多大なるご指導を頂いた。筆者直属の上長として SLATS 開発から運用までプロジェクトを率いられ、その中で筆者の軌道解析結果についても非常に沢山のレビューを頂いた。また筆者より、当初計画になかった SLATS の回帰軌道を用いた光学観測ミッションを提案した際に「一生に一度のことなので後悔せずやってみよう」と言われたことは忘れられず、リスクを飲みこんだ判断を実施して下さったことに大変感謝している。

JAXA 内においては、衛星開発・運用の観点から、SLATS プロジェクトメンバーであった、JAXA 金子豊氏、三浦健史氏、川崎春夫氏、高山慎一郎氏、山本泰久氏、此上一也氏、早藤麻美氏、太田敬氏より、空力解析の観点で、小澤宇志氏より、大気密度評価の観点で、坂本拓史氏より多大な支援を頂いた。JAXA 外においては、SLATS の製造・運用を実施下さった三菱電気株式会社殿、SLATS の運用を実施下さった宇宙技術開発株式会社殿、に感謝申し上げる。大気密度・大気モデル評価に当たっては、九州大学三好勉信准教授より、学術的な観点から幅広いコメントを頂いた。

最後に本論文をまとめるにあたり、体力的・気力的に日夜応援してくれた家族・親族一同への感謝を記させて頂く。

沢山のご指導・ご鞭撻を頂き、本論文の完成に至った。ここに改めて篤く御礼申し上げます。

参考文献

- [1] H.J. Kramer. *Observation of the Earth and Its Environment: Survey of Missions and Sensors*. Springer Berlin Heidelberg, 2019.
- [2] eoPortal Directory. WorldView Legion Constellation - Satellite Missions. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/worldview-legion-constellation#syMAV1372Herb>. (Accessed on 01/22/2021).
- [3] JAXA. 資料19-3 超低高度衛星技術試験機 (slats) のプロジェクト移行審査結果について. https://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/059/shiryo/_icsFiles/afieldfile/2015/02/02/1354769_2.pdf. (Accessed on 10/13/2021).
- [4] 三浦健史, 佐々木雅範, 川崎春夫, 高山慎一郎, 此上一也, 今村俊介. 超低高度衛星技術試験機「つばめ」(SLATS)の開発と運用結果. 日本航空宇宙学会誌, Vol. 68, No. 9, pp. 265–271, 2020.
- [5] Chen-Joe Fong, Wen-Tzong Shiau, Chen-Tsung Lin, Tien-Chuan Kuo, Chung-Huei Chu, Shan-Kuo Yang, Nick L Yen, Shao-Shing Chen, Ying-Hwa Kuo, Yuei-An Liou, et al. Constellation deployment for the FORMOSAT-3/COSMIC mission. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 46, No. 11, pp. 3367–3379, 2008.
- [6] Craig Underwood, Andrew Viquerat, Mark Schenk, Ben Taylor, Chiara Massimiani, Richard Duke, Brian Stewart, Simon Fellowes, Chris Bridges, Guglielmo Aglietti, et al. Inflatesail de-orbit flight demonstration results and follow-on drag-sail applications. *Acta Astronautica*, Vol. 162, pp. 344–358, 2019.
- [7] Josep Virgili, Peter CE Roberts, and Nathan C Hara. Atmospheric interface reentry point targeting using aerodynamic drag control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 38, No. 3, pp. 403–413, 2015.
- [8] Nicholas H Crisp, Peter CE Roberts, Stephen Edmondson, SJ Haigh, Claire Huyton, Sabrina Livadiotti, Vitor Toshiyuki Abrao Oiko, KL Smith, Stephen D Worrall, J Becedas, et al. Soar-satellite for orbital aerodynamics research. In *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC*, Vol. 2018. the International Astronautical Federation (IAF), 2018.
- [9] 水流弘達, 椋本佳宏, 杉田幹浩, 今村俊介. SLATS 超低高度運用における姿勢軌道制御系評価結果. 第 63 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2019.

- [10] 宇宙航空研究開発機構. 指向管理標準. *JERG-2-153*, 2014.
- [11] 田中悠太郎, 大庭政樹, 加藤秀, 首藤和雄, 今村俊介, 川崎春夫. SLATS 推進系の開発及び初期運用. 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2018.
- [12] MHI Launch service. H- I I A User's Manual. , Vol. ver.4.0, No. YET04001, p. 64, 2015.
- [13] eoPortal Directory. QuickBird-2 - Satellite Missions. <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/q/quickbird-2>. (Accessed on 01/22/2021).
- [14] eoPortal Directory. WorldView-4 - Satellite Missions. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/worldview-4>. (Accessed on 01/22/2021).
- [15] SpaceNews Magazine. WorldView-4's long road to launch about to pay off for DigitalGlobe. <http://www.spacenewsmag.com/feature/worldview-4s-long-road-to-launch-%E2%80%A8about-to-pay-off-for-digitalglobe/>. (Accessed on 01/22/2021).
- [16] ESA. ESA - GOCE. https://www.esa.int/Enabling_Support/Operations/GOCE. (Accessed on 01/22/2021).
- [17] JAXA. 気候変動観測衛星「しきさい」(GCOM-C) . https://www.jaxa.jp/projects/sat/gcom_c/. (Accessed on 01/22/2021).
- [18] 長野寛, 今村俊介, 早川幸男, 照喜名勲, 大須賀弘行, 首藤和雄ほか. SLATS 用イオンエンジン電源装置の開発試験. 第 59 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2015.
- [19] 池田博英. 我が社のいち押し技術 株式会社 IHI エアロスペース衛星の姿勢・軌道制御装置の長寿命化技術: 世界最高レベルの寿命と低コスト化を同時に達成した 1N スラスタ (IHI グループ特集号). *IHI 技報*, Vol. 52, No. 3, pp. 18-21, 2012.
- [20] 石川主税, 藪崎大輔, 川上道生ほか. 基幹ロケット高度化開発と飛行結果. 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, 2016.
- [21] 山元透, 有川善久, 植田泰士, 伊藤寛行, 鶴川晋一, 西田義崇, 水流弘達, 山本昌幸. ALOS-2 の自律軌道制御評価. 第 59 回宇宙科学技術連合講演会講演集. 日本航空宇宙学会 (JSASS), 2015.
- [22] 歌島昌由, 広田正夫, 田中彰. 太陽同期準回帰軌道の力学. *JAXA 技術資料*, 1986.
- [23] Alex da Silva Curiel, Meryl Lambert, Doug Liddle, Sir Martin Sweeting, Chung-Huei Vicky Chu, Chen-Joe Fong, and Guey-Shin Chang. Introduction to formosat-7/cosmic-2 mission. *Small Satellite Conference*, 2013.
- [24] Heavens-above. ISS の軌道高度. <https://www.heavens-above.com/IssHeight.aspx>. (Accessed on 05/20/2021).

- [25] Romano Bevilacqua and Marcello Romano. Rendezvous maneuvers of multiple spacecraft using differential drag under j2 perturbation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 6, pp. 1595–1607, 2008.
- [26] Xiaowei Shao, Mingxuan Song, Dexin Zhang, and Ran Sun. Satellite rendezvous using differential aerodynamic forces under j2 perturbation. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, 2015.
- [27] CL Leonard, WM Hollister, and EV Bergmann. Orbital formationkeeping with differential drag. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 12, No. 1, pp. 108–113, 1989.
- [28] David Mishne. Formation control of satellites subject to drag variations and j2 perturbations. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 4, pp. 685–692, 2004.
- [29] KC Pande and R Venkatachalam. On optimal aerodynamic attitude control of spacecraft. *Acta Astronautica*, Vol. 6, No. 11, pp. 1351–1359, 1979.
- [30] Mark L Psiaki. Nanosatellite attitude stabilization using passive aerodynamics and active magnetic torquing. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 3, pp. 347–355, 2004.
- [31] Kerry T Nock, Kim M Aaron, and Darren McKnight. Removing orbital debris with less risk. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 50, No. 2, pp. 365–379, 2013.
- [32] Michael Pfisterer, Kevin Schillo, Christopher Valle, Kuo-Chi Lin, and Chan Ham. The development of a propellantless space debris mitigation drag sail for leo satellites. In *Proceedings of the 15th World Multi-Conference on Systemics, Cybernetics and Informatics, WMSCI*, pp. 19–22. Citeseer, 2011.
- [33] Lourens Visagie, Vaios Lappas, and Sven Erb. Drag sails for space debris mitigation. *Acta Astronautica*, Vol. 109, pp. 65–75, 2015.
- [34] Delta-dsat @ nanosats database. <https://www.nanosats.eu/sat/delta-dsat>. (Accessed on 05/21/2021).
- [35] Enrico Canuto. Drag-free and attitude control for the goce satellite. *Automatica*, Vol. 44, No. 7, pp. 1766–1780, 2008.
- [36] Mark R Drinkwater, R Haagmans, D Muzi, A Popescu, R Floberghagen, M Kern, and M Fehringer. The goce gravity mission: Esa ’ s first core earth explorer. In *Proceedings of the 3rd international GOCE user workshop*, pp. 6–8. Citeseer, 2006.
- [37] Esa - facts and figures. http://www.esa.int/Applications/Observing_the_Earth/GOCE/Facts_and_figures. (Accessed on 05/17/2021).

- [38] 歌島昌由, 野田篤司. 新凍結軌道による超低高度衛星の軌道保持. 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 1I12, 2007.
- [39] Luigi G Jacchia. Static diffusion models of the upper atmosphere with empirical temperature profiles. *Smithsonian Contributions to Astrophysics*, Vol. 8, p. 215, 1965.
- [40] Changyong He, Yang Yang, Brett Carter, Emma Kerr, Suqin Wu, Florent Deleflie, Han Cai, Kefei Zhang, Luc Sagnières, and Robert Norman. Review and comparison of empirical thermospheric mass density models. *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 103, pp. 31–51, 2018.
- [41] JM Picone, AE Hedin, D Pj Drob, and AC 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, 2002.
- [42] Bruce Bowman, W Kent Tobiska, Frank Marcos, Cheryl Huang, Chin Lin, and William Burke. A new empirical thermospheric density model JB2008 using new solar and geomagnetic indices. In *AIAA/AAS Astrodynamics specialist conference and exhibit*, p. 6438, 2008.
- [43] Sean Bruinsma. The DTM-2013 thermosphere model. *Journal of Space Weather and Space Climate*, Vol. 5, p. A1, 2015.
- [44] Sean Bruinsma and CNES-Space Geodesy. Thermosphere model evaluation at low altitude with GOCE densities. *Proc. 7th European Conference on Space Debris*, 2017.
- [45] Mark F Storz, Bruce R Bowman, Major James I Branson, Stephen J Casali, and W Kent Tobiska. High accuracy satellite drag model (hasdm). *Advances in Space Research*, Vol. 36, No. 12, pp. 2497–2505, 2005.
- [46] Stephen Casali and William Barker. Dynamic calibration atmosphere (dca) for the high accuracy satellite drag model (hasdm). In *AIAA/AAS astrodynamics specialist conference and exhibit*, p. 4888, 2002.
- [47] Bruce R Bowman and Mark F Storz. High accuracy satellite drag model(hasdm) review. *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 116, pp. 1943–1952, 2003.
- [48] Sean Bruinsma. “GOCE+ Theme 3: Air density and wind retrieval using GOCE data” Validation Report. *ESA AO/1-6367/10/NL/AF*, p. 9, 2014.
- [49] 寺沢敏夫, 大林辰蔵ほか. 科学衛星の軌道変化から推定した外圏大気温度. 東京大学宇宙航空研究所報告, Vol. 10, No. 3-A, pp. 514–520, 1974.
- [50] AGI. Systems Tool Kit (STK). <https://www.agi.com/products/stk>. (Accessed on 01/23/2021).

- [51] 茨木俊秀, 福島雅夫. FORTRAN77 最適化プログラミング. 岩波書店, 1991.
- [52] Bø D Tapley, MM Watkins, JC Ries, GW Davis, RJ Eanes, SR Poole, HJ Rim, BE Schutz, CK Shum, RS Nerem, et al. The joint gravity model 3. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, Vol. 101, No. B12, pp. 28029–28049, 1996.
- [53] EM Standish. JPL planetary and lunar ephemerides, DE405/LE405, JPL IOM 312. *F-98-048*, 1998.
- [54] US Standard Atmosphere. *US standard atmosphere*. National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976.
- [55] DP Drob, JT Emmert, G Crowley, JM Picone, GG Shepherd, W Skinner, P Hays, RJ Niciejewski, M Larsen, CY She, et al. An empirical model of the Earth's horizontal wind fields: HWM07. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, Vol. 113, No. A12, 2008.
- [56] Ozawa Takashi, Imamura Shunsuke, Tagawa Masahito, and Fujita Kazuhisa. Study of Rarefied Aerodynamics for Super Low Altitude Satellites. *Proceedings of 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-e-42*, 2019.
- [57] Kazuhisa Fujita and Atsushi Noda. Rarefied aerodynamics of a super low altitude test satellite. In *41st AIAA Thermophysics Conference*, p. 3606, 2009.
- [58] Eric K Sutton, R Steven Nerem, and Jeffrey M Forbes. Density and winds in the thermosphere deduced from accelerometer data. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No. 6, pp. 1210–1219, 2007.
- [59] 藤田司, 山本昌幸, 中嶋憲, 歌島昌由, 長野寛, 山元透. 超低高度衛星技術試験機 (slats) 自律軌道制御技術の検討. title Proceedings of 19th workshop on JAXA Astrodynamics and Flight Mechanics アストロダイナミクスシンポジウム講演後刷り集, 第 2009 巻, 2010.
- [60] The Space Environments Team in the Natural Environments Branch of the Engineering Directorate at Marshall Space Flight Center (MSFC). Solar cycle progression and forecast — nasa. <https://www.nasa.gov/msfcsolar>. (Accessed on 01/23/2021).
- [61] 藤井剛, 後藤大亮, 香河英史, 村山眞悟, 今村俊介, 梶原堅一, 池田博英, 篠崎昇, 長尾徹, 森田直樹ほか. 衛星用長寿命高信頼性 1N スラスタの開発結果. 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2012.
- [62] 今村俊介, 佐々木雅範, 山本泰久, 坂本拓史, 小澤宇志. 超低高度衛星技術試験機「つばめ」(slats) の姿勢軌道制御成果. 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 69, No. 1, pp. 35–41, 2021.

- [63] JAXA. 超低高度衛星技術試験機「つばめ」(SLATS) がギネス世界記録(R) に認定されました. https://www.jaxa.jp/press/2019/12/20191224a_j.html. (Accessed on 01/24/2021).
- [64] 此上一也. 小型高分解能光学センサ (SHIROP) の軌道上運用成果. 超低高度衛星の利用に向けたワークショップ (第5回), 2020.
- [65] NOAA SPACE WEATHER PREDICTION CENTER. Station K and A Indices — NOAA / NWS Space Weather Prediction Center. <https://www.swpc.noaa.gov/products/station-k-and-indices>. (Accessed on 01/23/2021).
- [66] 長妻努, 斉藤慎司, 坂口歌織ほか. NICT におけるジオスペース環境予報. 宇宙航空研究開発機構特別資料: 第9回宇宙環境シンポジウム講演論文集, pp. 5–8, 2013.
- [67] Deutsches GeoForschungsZentrum GFZ. Kp-index. <https://www.gfz-potsdam.de/kp-index/>. (Accessed on 01/23/2021).
- [68] NOAA SPACE WEATHER PREDICTION CENTER. USAF 45-Day Ap and F10.7cm Flux Forecast — NOAA / NWS Space Weather Prediction Center. <https://www.swpc.noaa.gov/products/usaf-45-day-ap-and-f107cm-flux-forecast>. (Accessed on 01/23/2021).
- [69] 木下宙. 天体と軌道の力学. 東京大学出版会, p. 162, 1998.
- [70] JT Emmert. Thermospheric mass density: A review. *Advances in Space Research*, Vol. 56, No. 5, pp. 773–824, 2015.
- [71] JT Emmert, JL Lean, and JM Picone. Record-low thermospheric density during the 2008 solar minimum. *Geophysical Research Letters*, Vol. 37, No. 12, 2010.
- [72] Frank Flechtner. GRACE Status. http://www.egsiem.eu/images/static/PM_Oberpf_June2017/Annex02_WP5_GRACE_Status.pdf, 2017. (Accessed on 01/23/2021).
- [73] Theodoros Sarris, Rawan Elsayed, Minna Palmroth, Iannis Dandouras, Errico Armandillo, Guram Kervalishvili, Stephan Buchert, D. Malaspina, Allison Jaynes, Nikolaos Paschalidis, John Sample, Jasper Halekas, Stylianos Tourgaidis, Vaios Lappas, Mark Clilverd, Qian Wu, Ingmar Sandberg, A. Aikio, and Panagiotis Pirnaris. Daedalus: A Low-Flying Spacecraft for the Exploration of the Lower Thermosphere - Ionosphere. pp. 1–59, 03 2020.
- [74] 東京ヤクルトスワローズ. ～宇宙から応燕宣言～人工衛星「つばめ」が撮影した写真公開! — 東京ヤクルトスワローズ. <https://www.yakult-swallows.co.jp/news/detail/23292>. (Accessed on 01/24/2021).
- [75] JR 九州. JR 九州× JAXA コラボ企画 — 企業・IR・ESG・採用 — JR 九州. <https://www.jrkyushu.co.jp/company/esg/jrjaxa/>. (Accessed on 01/24/2021).

-
- [76] JAXA. SLATS プロジェクトチームが日本機械学会より表彰されました — 最新情報一覧 — JAXA 第一宇宙技術部門 サテライトナビゲーター. <https://www.satnavi.jaxa.jp/project/slats/news/2020/200630.html>. (Accessed on 01/24/2021).
- [77] Kazutaka Nishiyama. Air breathing ion engine concept. In *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law*, pp. S-4, 2003.
- [78] Tommaso Andreussi, Eugenio Ferrato, Vittorio Giannetti, Antonio Piragino, Christopher A Paissoni, Gianluca Cifali, and Mariano Andrenucci. Development status and way forward of sitael ’ s air-breathing electric propulsion engine. In *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, p. 3995, 2019.
- [79] 西山和孝. 大気吸込式イオンエンジンの検討. 宇宙技術, Vol. 4, pp. 21–27, 2005.
- [80] Kurt Hohman. Atmospheric breathing electric thruster for planetary exploration. 2012.

付 録 A β 角の定義

SLATS の軌道を解説する際に多く触れる β 角について詳述しておく。 β 角の定義は「反軌道面法線ベクトルと太陽光ベクトルの為す角-90deg」であり、衛星軌道面と太陽との相対関係を示している。 この値一つで衛星軌道面に対する太陽光の入射方向が規定でき、衛星発生電力および日陰時間を概算することが出来るため、軌道設計における有用なパラメータである。 β 角の定義を図示したものを図 A.1 および図 A.2 に示す。 図の通り、 β 角は衛星軌道面と太陽との赤経差に、季節的な太陽赤緯変動が合成された値となる。 SLATS の実績 β 角履歴（図 1.10）において β 角が漸減していくのは地球重力場摂動による前者の変化であり、それに重畳する形で波打つ変化を見せているのが季節的な後者の変化によるものである。 図 A.1 の通り、太陽赤緯変動が無い場合は、降交点通過地方時（DNLST）12 時において β 角 0deg となり午前側でプラスに、午後側でマイナスになる値となる（図 A.1 において、通常の数学標記の通り、反時計周りをプラス、時計周りをマイナスとする）。 図 A.1 の通り、 β 角が-90deg に近い（Dawn-Dusk 軌道に近い）位置関係の場合、太陽光が反軌道面法線方向から入射することになり、日陰時間が減り、周回時間の大部分で発電することが可能となる。

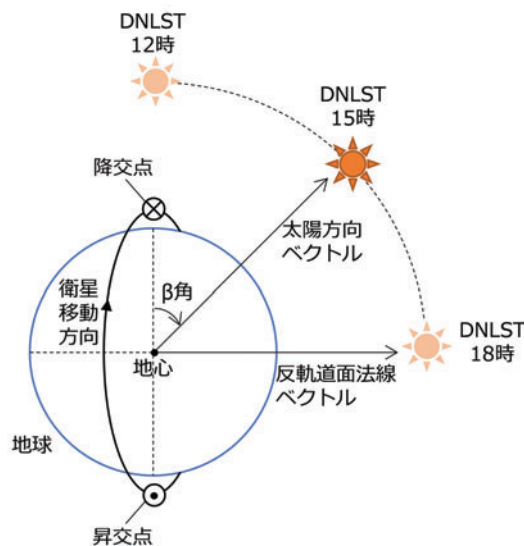


図 A.1: β 角の定義 (北極側から見た図)

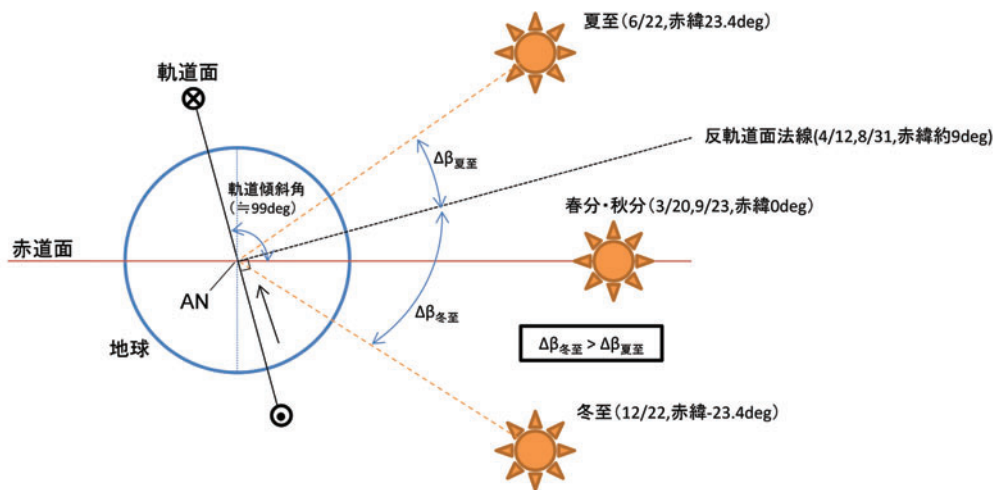


図 A.2: β 角の定義 (昇交点側から見た図)