

博士論文（要約）

論文題目 深宇宙における光学情報
を用いた宇宙機の自律軌道決定について

氏 名 川端 洋輔

論文要旨

本論文は、深宇宙探査機の光学情報を用いた自律軌道決定に関する研究であり、特に惑星間航行時での観測対象の選択方法に着目し、提案手法の有用性および本手法を適用した自律軌道決定の可否を明らかにするものである。

現状では、一般的に宇宙空間において深宇宙探査機は地球との電波通信に基づく位置推定によって航行（電波航法）している。この電波航法は、古くから利用されており、高い軌道決定精度と信頼性をあわせ持つが、深宇宙機が地上局から非常に遠距離に位置しているためにいくつかの問題がある。それは、電波強度の減衰や宇宙機の送信機出力の制限、観測量の観測性の悪さなどである。超長距離から発信された強度の弱い電波を地上で受信するために大きなアンテナを用いる必要がある。しかし、そのような深宇宙機を運用するための大型アンテナは日本国内では、長野県の白田宇宙空間観測所にある 64m アンテナと鹿児島県の内之浦宇宙空間観測所にある 34m アンテナの 2 つのみであり、現状、その数は少ない。後者については、電波航法で用いる電波により得られる情報は、電波の往復時間による測距（Range：レンジ）と距離変化率（Range Rate：レンジレート）であることが原因である。これらの観測量は 1 次元的情報であり、アンテナ指向方向と直交する方向の観測感度が非常に悪くなる。そのため、3 次元空間での深宇宙探査機の位置・速度を決定しづらくなるが、地球の自転を利用することでその弱点をカバーしている。つまり、地球は自転速度が比較的速く大きな半径を持った回転体であり、地球の自転と地上局の位置を加味すると距離変化率（いわゆるドップラーデータ）が地球赤道面方向の 2 次元的情報として得られるのである。最終的に 3 次元的情報な深宇宙探査機の軌道は統計的に求められるが、地球の自転の効果を利用しているがために比較的長い運用時間が必要となり、避けられない運用コストが発生する。

一方、近年、超小型深宇宙探査機に注目が集まっている。これは、「短期開発による打ち上げ頻度向上」、「製造コストの大幅な低減」やそれに伴う「挑戦的なミッションへの取り組みやすさ」のためである。しかし、そのような超小型深宇宙探査機にも避けることのできない問題点がある。それは、前述した大型アンテナの問題や軌道決定のための運用時間である。前者は深宇宙という距離に起因する問題であり、後者は電波の観測性に関する問題である。そのため、電波航法を用いる限り避けることのできない問題となる。このようなことから、小型探査機は製造コストを大幅に低減できるが、その運用に関する負担・コストは従来のもものと大差ない。また、超小型深宇宙探査機によるミッションが活発化するようになると、大型アンテナや運用負担・コストに関する問題はより深刻化することが懸念される。

以上のような理由から地上局とは切り離された探査機の自律的な判断が重要となる。運用負担の低減や信頼性の向上の観点からテレコマ運用に関する自律化は高度化してきているため、本研究では特に自律的な軌道決定に着目する。従来の自律軌道決定に関する研究は、様々なアプローチが取られており、目標天体近傍での電波や光学情報を用いた画像処理やアルゴリズム、観測量を組み合わせての軌道決定の向上に関するものが多い。電波情報を用いるものは、パルサーと呼ばれる電波を放射する中性子星を用いるものや複数の探査機間での電波による相互観測によるものなどがある。しかし、前者については微弱な電波を検知するための大型アンテナを搭載する必要があり、小型探査機への適用は難しい。後者に関しては、不均一な加速度場を利用する手法であるがゆえに領域が限定されており、適用範囲が狭い。そこで本研究では、多くの探査機に適用でき、適用範囲が広い光学航法カメラを用いた惑星間航行時での自律軌道決定を扱う。このような光学情報を用い

た自律軌道決定についても、ある限定的な領域での評価や単純に近傍の天体を観測したものが多く、その観測対象の選択に関するものはほとんどない。

光学自律軌道決定では、探査機から見た太陽、観測対象の位置および観測対象の実視等級が時々刻々と変化する複雑な状況下でどのように観測対象を取捨選択すればよいかが本質的に重要であり、解決されていない問題の1つである。そこで、本論文では、膨大な観測対象候補（太陽系の天体）に対し、計算負荷の高い従来の共分散解析を用いることなく、軌道決定精度を効率的に向上できる観測対象の取捨選択手法を導出することを目的としている。本論文では、2つの方法を提案しており、1つは観測対象として惑星と小惑星を統一的に扱い、対象のもつ軌道情報の誤差および明るさを考慮に入れた上で幾何学的な位置関係から自律軌道決定で期待される誤差楕円体最大主軸を最小化するような観測対象を取捨選択する簡易観測天体選択手法である。本手法は幾何学的な位置関係のみを利用するために解析時間を大幅に削減することができ、ミッション期間全体に渡って最適な観測対象を手早く算出することを可能とし、その手法の有用性を火星遷移軌道と地球同期軌道を用いて具体的に示した。また、もう一方の手法は、簡易観測天体選択手法と同様に幾何学的な位置関係を用いる手法であるが、光学情報による誤差楕円体を共分散解析を用いずに手早く算出し、ある特定方向の軌道決定精度を向上させるような観測対象の選択を可能とする。これを、高速誤差共分散推算手法とし、具体的に地上局からのアンテナに対する軌道決定精度を向上させる観測対象の選定例および非観測期間で拡大する誤差を低減するような観測対象の選定例をもってその有用性を明らかにした。

以上の成果は、将来必要不可欠である深宇宙探査機の自律軌道決定に対して大きな足がかりとなることが期待される。そして、自律軌道決定を前提としたこれまでにない深宇宙探査機のミッションデザイン等、その応用の幅は広く、将来の自律航法のあり方に一石を投じるものである。

目次

第 1 章 序論	1
1.1 背景	1
1.1.1 現状の深宇宙探査機の運用	1
1.1.2 小型深宇宙探査機の台頭	2
1.1.3 研究の着目点	3
1.2 軌道決定手法概要	4
1.2.1 電波航法	4
1.2.1.1 RARR (Range and Range Rate)	4
1.2.1.2 DDOR (Delta Differential One-way Range)	4
1.2.1.3 GPS (Global Positioning System)	5
1.2.2 光学航法	5
1.2.3 複合航法	6
1.3 自律航法について過去の研究	6
1.3.1 自律光学航法	6
1.3.2 パルサーを用いた自律航法	6
1.3.3 Liaison Navigation	7
1.4 研究目的・着目範囲	8
1.5 研究の特色および明らかにされる結果	9
1.6 本論文で提案する手法の位置付け	10
1.7 自律軌道決定の運用イメージ概要	11
1.8 本論文の構成	12
第 2 章 解析手法・条件・前提条件	14
2.1 軌道決定手法	14
2.1.1 運動方程式	14
2.1.2 観測方程式	15
2.1.2.1 太陽センサの使用の意義	17
2.1.3 最尤推定法: Batch Sequential Filter	17
2.1.4 観測に関するデータ点数について	19
2.2 本研究の自律航法の一連の流れ	19
2.3 観測対象の実視等級について	20
2.4 観測期間・非観測期間の設定	21
2.5 自律航法の可否判断基準	22

2.6	Plane Of Sky 座標系	22
第 3 章	簡易観測天体選択手法を用いた自律軌道決定	24
3.1	観測対象の取捨選択	24
3.1.1	Selection Factor	26
3.1.2	Selection Factor の拡張	27
3.2	火星遷移軌道について	29
3.2.1	解析条件	30
3.2.2	観測対象	32
3.2.3	軌道決定結果	34
3.2.4	太陽センサの観測量を考慮した場合について	42
3.3	地球同期軌道について	44
3.3.1	解析条件	46
3.3.2	観測対象	46
3.3.3	軌道決定結果	48
3.3.4	太陽センサの観測量を考慮した場合について	55
3.4	軌道に対する依存性	57
3.5	本章結論	63
第 4 章	高速誤差共分散推算手法を用いた自律軌道決定	65
4.1	高速誤差共分散推算手法の意義	65
4.2	高速誤差共分散推算手法	66
4.2.1	コンセプト	66
4.2.2	定式化	67
4.2.3	高速誤差共分散推算手法の検証	69
4.3	高速誤差共分散推算手法の自律軌道決定への適用	70
4.3.1	アンテナ指向方向に対する軌道決定精度の向上	70
4.3.2	軌道決定誤差拡大の低減	75
4.3.3	軌道に対する依存性	78
4.4	本章結論	81
第 5 章	結論および今後の課題	83
5.1	本論文の結論	83
5.2	今後の課題	85
付録 A	Selection Factor について	87
A.1	Selection Factor 導出	87
A.2	軌道決定情報誤差 β について	89
A.3	Selection Factor による軌道決定精度概算値の精度について	91

付録 B 感度解析	92
B.1 太陽センサの感度解析について	92
B.2 観測期間・非観測期間の感度解析について	94
付録 C SRP モデル化誤差の影響について	96
付録 D ツールの検証	98
参考文献	100

目次

1.1	はやぶさ 2	2
1.2	宇宙機の航法プロセス ¹²⁾	2
1.3	50kg 級超小型深宇宙探査機 PROCYON	3
1.4	EQUULEUS	3
1.5	OMOTENASHI	3
1.6	地球の自転方向を利用した観測感度の向上 ¹²⁾	4
1.7	RARR による軌道決定概要	5
1.8	DDOR 概要 ¹²⁾	5
1.9	Deep Space 1	6
1.10	Deep Space 1 による自律軌道決定結果	6
1.11	パルサー概略 ²⁵⁾	7
1.12	パルサーを用いた航法の概略 ²³⁾	7
1.13	Liaison Navigation 概要：2 体問題下での加速度ベクトル場（地球中心） ³³⁾	8
1.14	Liaison Navigation 概要：3 体問題下での地球・月を考慮した加速度ベクトル場（地球中心） ³³⁾	8
1.15	惑星間航行時概要	9
1.16	本論文で提案する自律軌道決定の位置付け	11
1.17	自律航法の運用イメージ	12
1.18	論文の構成	13
2.1	二体問題概略図	15
2.2	探査機座標系と観測量概要	16
2.3	軌道決定概要	19
2.4	Batch Sequential Filter 概要	19
2.5	自律軌道決定の流れ	20
2.6	位相角による観測対象の明るさの変化	21
2.7	観測期間・非観測期間の概要	22
2.8	半値幅および半値幅距離換算値の概要	23
2.9	POS (Plane of Sky) 平面の概要	23
3.1	MPC データベースの小惑星の軌道長半径についてヒストグラム (ビン幅: 0.0013AU)	25
3.2	MPC データベースの小惑星の軌道傾斜角についてヒストグラム (ビン幅: 0.1751deg)	25
3.3	MPC データベースの小惑星の絶対等級についてヒストグラム (ビン幅: 0.0344)	25

3.4	MPC データベースの小惑星の絶対等級についてヒストグラム (拡大図)	25
3.5	Selection Factor 座標系	27
3.6	距離の和 (r_s) と 2 つの観測方向までのなす角 (θ_s) と Selection Factor の関係	28
3.7	火星探査機 MMX (Martian Moons eXplorer)	29
3.8	火星遷移軌道打ち上げ時期の選定	30
3.9	火星遷移軌道:太陽中心 J2000 黄道面基準慣性座標系	31
3.10	火星遷移軌道:太陽-地球固定回転座標系	31
3.11	火星遷移軌道:半値幅距離換算値の時間変化	31
3.12	火星遷移軌道: SelectionFactor の時間変化 (観測精度: 1/100 deg)	32
3.13	火星遷移軌道: 2020/10/15 の軌道配置, 太陽中心 J2000 黄道面基準慣性座標系 (XY 平面)	33
3.14	火星遷移軌道: 2020/10/15 の軌道配置, 太陽中心 J2000 黄道面基準慣性座標系 (XZ 平面)	33
3.15	火星遷移軌道: Selection Factor マップ上の観測可能対象ペアの分布 (2020/10/15)	33
3.16	火星遷移軌道: 自律軌道決定について検討箇所 (太陽中心 J2000 黄道面基準慣性座標系)	35
3.17	火星遷移軌道: 推定軌道 (①)	36
3.18	火星遷移軌道: Selection Factor の推移 (①)	36
3.19	火星遷移軌道: 地球観測方向 (①)	36
3.20	火星遷移軌道: 1994 LY 観測方向 (①)	36
3.21	火星遷移軌道: 観測対象までの距離の比よび観測方向のなす角 (①)	36
3.22	火星遷移軌道: 誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	36
3.23	火星遷移軌道: x 誤差推移	37
3.24	火星遷移軌道: y 誤差推移	37
3.25	火星遷移軌道: z 誤差推移	37
3.26	火星遷移軌道: V_x 誤差推移	37
3.27	火星遷移軌道: V_y 誤差推移	37
3.28	火星遷移軌道: V_z 誤差推移	37
3.29	火星遷移軌道: 誤差最大時の誤差楕円体 (3σ 誤差) と観測方向	38
3.30	火星遷移軌道: 誤差最大時と推定終端点での POS 面での誤差	38
3.31	火星遷移軌道: 誤差最大時と推定終端点での POS に垂直面での誤差	38
3.32	①での各許容実視等級について誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	39
3.33	②での各許容実視等級について誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	39
3.34	③での各許容実視等級について誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	39
3.35	④での各許容実視等級について誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	39
3.36	①で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面での 3σ 誤差楕円	40
3.37	①で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円	40
3.38	②で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面での 3σ 誤差楕円	40
3.39	②で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円	40
3.40	③で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面での 3σ 誤差楕円	40

3.41	③で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円	40
3.42	③で誤差最大時の誤差楕円体 (3σ 誤差) と観測方向 (観測可能な実視等級: 15 等級)	41
3.43	④で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面での 3σ 誤差楕円	41
3.44	④で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円	41
3.45	①~④で POS 面での 3σ 誤差楕円の変化 (15 等級まで観測可)	42
3.46	①~④で POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円の変化 (15 等級まで観測可)	42
3.47	①~④で POS 面での 3σ 誤差楕円の変化 (9 等級まで観測可)	42
3.48	①~④で POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円の変化 (9 等級まで観測可)	42
3.49	火星遷移軌道: ①で 9 等級の場合の 3σ 誤差楕円体および各観測方向 (太陽センサ使用)	43
3.50	火星遷移軌道: ①において POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円の変化 (太陽センサ使用)	43
3.51	火星遷移軌道: ①において POS 面での 3σ 誤差楕円の変化 (太陽センサ使用)	43
3.52	火星遷移軌道: ①において POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円の変化 (太陽センサ使用)	43
3.53	地球同期軌道 (XY 平面): 太陽中心 J2000 赤道面基準慣性座標系	44
3.54	地球同期軌道 (XZ 平面): 太陽中心 J2000 赤道面基準慣性座標系	44
3.55	地球同期軌道 (YZ 平面): 太陽中心 J2000 赤道面基準慣性座標系	45
3.56	地球同期軌道: 太陽-地球固定回転座標系	45
3.57	地球同期軌道: 半値幅距離換算値の時間変化	45
3.58	地球同期軌道: SelectionFactor の時間変化 (観測精度: 1/100 deg)	47
3.59	地球同期軌道: 自律軌道決定について検討箇所 (太陽中心 J2000 赤道面基準慣性座標系)	48
3.60	地球同期軌道: 推定軌道 (①)	49
3.61	地球同期軌道: Selection Factor の推移 (①)	49
3.62	地球同期軌道: 地球観測方向 (①)	49
3.63	地球同期軌道: 小惑星 2004 JN13 観測方向 (①)	49
3.64	地球同期軌道: 観測対象までの距離の比および観測方向のなす角 (①)	49
3.65	地球同期軌道: 誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	49
3.66	地球同期軌道: x 誤差推移	50
3.67	地球同期軌道: y 誤差推移	50
3.68	地球同期軌道: z 誤差推移	50
3.69	地球同期軌道: V_x 誤差推移	50
3.70	地球同期軌道: V_y 誤差推移	50
3.71	地球同期軌道: V_z 誤差推移	50
3.72	地球同期軌道: 誤差最大時の誤差楕円体 (3σ 誤差) と観測方向	51
3.73	地球同期軌道: 誤差最大時と推定終端点での POS 面での誤差	52
3.74	地球同期軌道: 誤差最大時と推定終端点での POS に垂直面での誤差	52
3.75	地球同期軌道: ①での各許容実視等級について誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	52

3.76 地球同期軌道：②での各許容実視等級について誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	52
3.77 地球同期軌道：③での各許容実視等級について誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	53
3.78 地球同期軌道：④での各許容実視等級について誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	53
3.79 地球同期軌道：①で各許容実視等級についての POS 面での 3σ 誤差楕円	54
3.80 地球同期軌道：①で各許容実視等級についての POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円	54
3.81 地球同期軌道：②で各許容実視等級についての POS 面での 3σ 誤差楕円	54
3.82 地球同期軌道：②で各許容実視等級についての POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円	54
3.83 地球同期軌道：②で許容実視等級が 9 等級の場合の軌道	54
3.84 地球同期軌道：②で許容実視等級が 9 等級の場合の観測対象までの距離の比および観測方向のなす角	54
3.85 地球同期軌道：③で各許容実視等級についての POS 面での 3σ 誤差楕円	55
3.86 地球同期軌道：③で各許容実視等級についての POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円	55
3.87 地球同期軌道：④で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面での 3σ 誤差楕円	55
3.88 地球同期軌道：④で観測可能な実視等級が変化した場合の POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円	55
3.89 地球同期軌道：①で誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移（太陽センサ使用）	56
3.90 地球同期軌道：①で 9 等級の場合の 3σ 誤差楕円体および各観測方向（太陽センサ使用）	57
3.91 地球同期軌道：①で 15 等級の場合の 3σ 誤差楕円体および各観測方向（太陽センサ使用）	57
3.92 地球同期軌道：①において POS 面での 3σ 誤差楕円の変化（太陽センサ使用）	57
3.93 地球同期軌道：①において POS 面に垂直な面での 3σ 誤差楕円の変化（太陽センサ使用）	57
3.94 許容実視等級が 15 等級の場合の 5AU の範囲内で期待される観測対象数のコンター図	58
3.95 許容実視等級が 13 等級の場合の 5AU の範囲内で期待される観測対象数のコンター図	58
3.96 許容実視等級が 11 等級の場合の 5AU の範囲内で期待される観測対象数のコンター図	58
3.97 許容実視等級が 9 等級の場合の 5AU の範囲内で期待される観測対象数のコンター図	58
3.98 許容実視等級が 15 等級の場合の 5AU の範囲内で期待される Selection Factor のコンター図	60
3.99 許容実視等級が 13 等級の場合の 5AU の範囲内で期待される Selection Factor のコンター図	60
3.100 許容実視等級が 11 等級の場合の 5AU の範囲内で期待される Selection Factor のコンター図	60
3.101 許容実視等級が 9 等級の場合の 5AU の範囲内で期待される Selection Factor のコンター図	60
3.102 許容実視等級が 9 等級の場合の 5AU の範囲内で期待される Selection Factor のコンター図（カラーバー範囲変更）	61
3.103 15 等級で期待される軌道決定精度概算値（位置）	62

3.10413 等級で期待される軌道決定精度概算値 (位置)	62
3.10511 等級で期待される軌道決定精度概算値 (位置)	62
3.1069 等級で期待される軌道決定精度概算値 (位置)	62
3.1079 等級で期待される軌道決定精度概算値 (位置) (コンター範囲拡大)	62
4.1 天体 1 を観測した場合に期待される誤差楕円体 (観測座標系)	67
4.2 2 つの誤差楕円体の重ね合わせ	67
4.3 火星遷移軌道: 検討箇所 (太陽中心 J2000 黄道面基準慣性座標系)	70
4.4 誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	70
4.5 x 誤差推移	71
4.6 y 誤差推移	71
4.7 z 誤差推移	71
4.8 V_x 誤差推移	71
4.9 V_y 誤差推移	71
4.10 V_z 誤差推移	71
4.11 終端点の POS 面での 3σ 誤差楕円	72
4.12 誤差最大時の POS 面での 3σ 誤差楕円	72
4.13 終端点の POS 面に垂直な平面での 3σ 誤差楕円	72
4.14 誤差最大時の PPOS 面に垂直な平面での 3σ 誤差楕円	72
4.15 軌道配置	74
4.16 地球および小惑星 Aethra までの距離の比および観測方向のなす角	74
4.17 地球および小惑星 Toro までの距離の比および観測方向のなす角	74
4.18 PROCYON 小惑星遷移軌道での POS 面での誤差を最小化する観測: 誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	75
4.19 PROCYON 小惑星遷移軌道での POS 面での誤差を最小化する観測: POS 面での 3σ 誤差楕円	75
4.20 PROCYON 小惑星遷移軌道での POS 面での誤差を最小化する観測: POS 面に垂直な平面での 3σ 誤差楕円	75
4.21 誤差低減のために追加する観測対象を 12 時間の中で観測する時間と 3σ 誤差	77
4.22 3σ 誤差楕円体と観測方向 (XZ 平面)	77
4.23 3σ 誤差楕円体と観測方向 (XZ 平面)	77
4.24 3σ 誤差楕円体と観測方向 (YZ 平面)	77
4.25 誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	78
4.26 誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移 (拡大図)	78
4.27 15 等級で期待される軌道決定精度 (位置)	79
4.28 13 等級で期待される軌道決定精度 (位置)	79
4.29 11 等級で期待される軌道決定精度 (位置)	79
4.30 9 等級で期待される軌道決定精度 (位置)	79
4.31 9 等級で期待される軌道決定精度 (位置) (コンター範囲拡大)	80
4.32 15 等級で期待される軌道決定精度 (速度)	80
4.33 13 等級で期待される軌道決定精度 (速度)	80

4.34	11 等級で期待される軌道決定精度（速度）	80
4.35	9 等級で期待される軌道決定精度（速度）	80
4.36	9 等級で期待される軌道決定精度（速度）（コンター範囲拡大）	81
A.1	Selection Factor 座標系	89
A.2	火星遷移軌道で着目している箇所（太陽中心 J2000 黄道面基準慣性座標系）	90
A.3	火星遷移軌道：軌道配置拡大図（③）	90
A.4	探査機から見た誤差の広がり	90
A.5	Selection Factor による軌道決定精度概算値と高速誤差共分散推算手法による軌道決定精度との比	91
B.1	太陽センサの感度解析：誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移	93
B.2	POS 面 3 での σ 誤差楕円（終端点）	93
B.3	POS 面に垂直平面での 3σ 誤差楕円（終端点）	93
B.4	POS 面に垂直平面での 3σ 誤差楕円（拡大図）	94
B.5	観測・非観測時間の感度解析（位置, 1 Hz 観測）	95
B.6	観測・非観測時間の感度解析（速度, 1 Hz 観測）	95
B.7	観測・非観測時間の感度解析（位置, 1/60 Hz 観測）	95
B.8	観測・非観測時間の感度解析（速度, 1/60 Hz 観測）	95
C.1	誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移の比較	97
C.2	XY 平面誤差楕円の比較	97
C.3	XZ 平面誤差楕円の比較	97
C.4	YZ 平面誤差楕円の比較	97
C.5	POS 面誤差楕円の比較	97
C.6	POS 面に垂直な平面での誤差楕円の比較	97
D.1	ツールの検証結果： 3σ 誤差の差および相対誤差	99
D.2	XY 平面 3σ 誤差楕円の比較（終端点）	99
D.3	XZ 平面 3σ 誤差楕円の比較（終端点）	99
D.4	YZ 平面 3σ 誤差楕円の比較（終端点）	99

表 目 次

2.1	一般的な観測機器とその精度	17
3.1	火星遷移軌道：解析条件	30
3.2	火星遷移軌道：最適な観測対象の組み合わせ	34
3.3	地球同期軌道：解析条件	46
3.4	地球同期軌道：最適な観測対象の組み合わせ	47
3.5	簡易観測天体選択手法：軌道決定精度期待値の推算条件	59
3.6	簡易観測天体選択手法：Selection Factor による軌道決定精度概算値	61
4.1	高速誤差共分散推算手法：解析条件	69
4.2	高速誤差共分散推算手法：小惑星遷移時の自律軌道決定解析条件	73
4.3	高速誤差共分散推算手法：軌道決定誤差拡大の低減	77
4.4	高速誤差共分散推算手法：軌道決定精度期待値の推算条件	78
5.1	簡易観測天体選択手法と高速誤差共分散推算手法の特徴	85
A.1	軌道決定精度概算値の推算条件	91
B.1	太陽センサの観測精度について感度解析：解析条件	92
B.2	観測期間・非観測期間について感度解析：解析条件	94
C.1	SRP モデル化誤差の影響について：解析条件	96
D.1	ツールの検証：解析条件	98

Nomenclature

a	=	1次方程式の傾き
b	=	1次方程式の切片
G	=	万有引力定数
H	=	状態遷移行列を考慮した観測行列
\tilde{H}	=	観測行列
I	=	3行3列単位行列
k	=	観測に関するインデックス
l	=	バッチ区間に関するインデックス
m	=	質量
M	=	絶対等級
n	=	全観測点数
N	=	観測誤差
P	=	誤差共分散行列
r	=	宇宙機から観測対象までの距離
w	=	観測精度に応じた重み
W	=	重み付け行列
S	=	スロープパラメータ
X	=	状態ベクトル
x	=	状態ベクトルの偏差
Y	=	観測ベクトル
y	=	観測ベクトルの偏差
V	=	実視等級
Val (V^{**})	=	許容実視等級 (**まで観測可能)
μ	=	標準重力定数
γ	=	半値幅
Γ	=	半値幅距離換算値
δr	=	軌道決定精度
α	=	観測対象の明るさを考慮した場合の観測機器による観測精度の向上係数
dt	=	観測間隔
ρ	=	位置・速度の相関係数
τ	=	伝播時間
ϕ	=	状態遷移行列
ψ	=	座標変換行列
ξ	=	2つの観測方向の2等分線の軸
η	=	ξ に垂直な軸

上付き文字

- T = 転置行列
 $\hat{}$ = 最尤推定された推定値
 $-$ = 前のステップの値 (先見情報)

下付き文字

- 0 = 初期条件
 t = 時刻 t の値
 s = Body_1 と Body_2 についての和
 k = k 回目の観測
 i = 天体 (Body) i に関するの値
 p = 宇宙機に関する値

第 1 章 序論

1.1 背景

1.1.1 現状の深宇宙探査機の運用

1970年に日本初の人工衛星であるおおすみ号が打ち上げられてから日本の宇宙開発は目覚ましい進歩を遂げ、ますます活発化している。2010年6月に宇宙航空研究開発機構（JAXA）/宇宙科学研究所（ISAS）の小惑星探査機はやぶさがサンプルリターンを達成し、イトカワより1500個の微粒子を持ち帰った²⁸⁾。また、2014年12月にははやぶさの後継機はやぶさ2（Fig.1.1参照）が打ち上げられたことは記憶に新しく、現在も探査目的地である地球近傍小惑星 Ryugu（1999 JU3）へ向かって航行している²⁹⁾³⁰⁾。

そのような深宇宙探査機について地上から宇宙空間の中でどこに位置しているかを把握することは日々の運用やミッションを達成するために必要不可欠である。現状では、宇宙空間において深宇宙探査機は地球との電波交信に基づく位置推定によって航行（電波航法）していることが一般的である。この電波航法は、古くから利用されており、高い軌道決定精度と信頼性をあわせ持つが、深宇宙探査機が地上局から非常に遠距離に位置しているためにいくつかの問題がある。

電波航法の問題点としては、例えば、電波強度の減衰や宇宙機の送信機出力の制限、観測の観測性の悪さなどが挙げられる。前者については、超長距離から発信された強度の弱い電波を地上で受信するために大きなアンテナを用いる必要がある。しかし、そのような深宇宙探査機を運用するための大型アンテナは日本国内では、長野県の臼田宇宙空間観測所（UDSC：Usuda Deep Space Center）にある64mアンテナと鹿児島県の内之浦宇宙空間観測所（USC：Uchinoura Space Center）にある34mアンテナの2つのみであり、現状、その数は少ない⁵⁾。後者については、電波航法で用いる電波により得られる情報は、電波の往復時間による測距（Range：レンジ）と距離変化率（Range Rate：レンジレート）であることが原因である。これらの観測は1次元的な情報であり、アンテナ指向方向と直交する方向の観測感が非常に悪くなる。そのため、3次元空間での深宇宙探査機の位置・速度を決定しづらくなるが、地球の自転を利用することでその弱点をカバーしている。つまり、地球は自転速度が比較的速く大きな半径を持った回転体であり、地球の自転と地上局の位置を加味すると距離変化率（いわゆるドップラーデータ）が地球赤道面方向の2次元的なデータとして得られるのである。最終的に3次元的な深宇宙探査機の軌道は統計的に求められるが、地球の自転の効果を利用しているがために比較的長い運用時間が必要となり、避けられない運用コストが発生する。

以上のように電波航法は万能ではなく、深宇宙を対象として電波を用いるがゆえの問題を持つ。

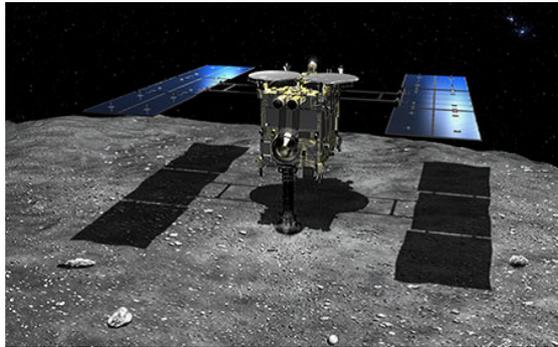
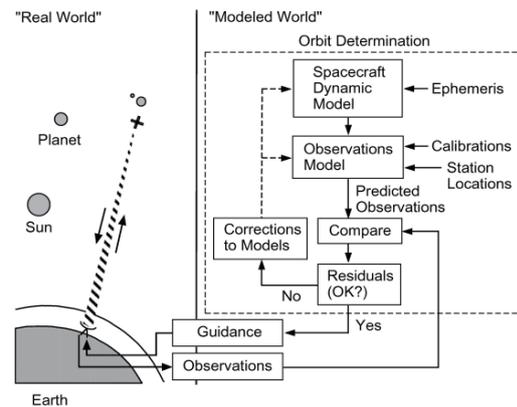


Fig. 1.1: はやぶさ 2

Fig. 1.2: 宇宙機の航法プロセス¹²⁾

1.1.2 小型深宇宙探査機の台頭

近年、小型深宇宙探査機に注目が集まっている。前項冒頭で挙げたはやぶさ 2 の相乗り衛星である世界初の 50kg 級の超小型深宇宙探査機 PROCYON (PROximate Object Close flyby with Optical Navigation) (Fig.1.3) が記憶に新しい。PROCYON は 50kg 級超小型深宇宙探査機のバス技術実証や深宇宙探査技術を目的としており、イオンエンジンの故障で探査目的の小惑星へは到達できなかったがミッション目的の大部分を成功裏に収めている。また、Fig.1.4, 1.5 は、NASA の新型ロケット SLS (SPACE LAUNCH SYSTEM) 初号機での打ち上げが 2018 年に予定されており、全部で 13 基の超小型衛星が相乗りする³¹⁾。

このように小型深宇宙探査機が着目されていることには、下記のようなメリットがあるからに他ならない。

- 短期開発による打ち上げ頻度向上
通常、深宇宙探査機は 5 年ほどで作られることが多いが、小型の深宇宙探査機は 1, 2 年という短いスパンで開発が行われる。Fig.1.3 に示す世界初の 50kg 級超小型深宇宙探査機 PROCYON は約 1.4 年で作成された。打ち上げ頻度が向上することで他のミッションのフィードバックを取り入れるなど全体としての信頼性を向上することが可能となる。
- 製造コストの大幅な低減
小型深宇宙探査機は、小型である分、中型・大型のものに比べて部品点数が少なく、民生品を利用するなどの工夫がなされているため、製造コストが大幅に削減されている。
- 挑戦的なミッションを行いやすい
製造コストが小さい分、挑戦的なミッションに対するためらいが少なく挑戦的なミッションを行いやすいという傾向がある。

しかし、上記のようなメリットがあるが、小型深宇宙探査機にはどうしても避けることのできない問題点がある。それは、前項で述べた大型アンテナの問題や軌道決定のための運用時間である。前者は深宇宙という距離に起因する問題であり、後者は電波の観測性に関する問題である。そのため、電波航法を用いる限り避けることのできない問題となる。このようなことから、小型探査機は製造コストを大幅に低減できるが、その運用に関する負担・コストは従来のもものと大差ない。ま

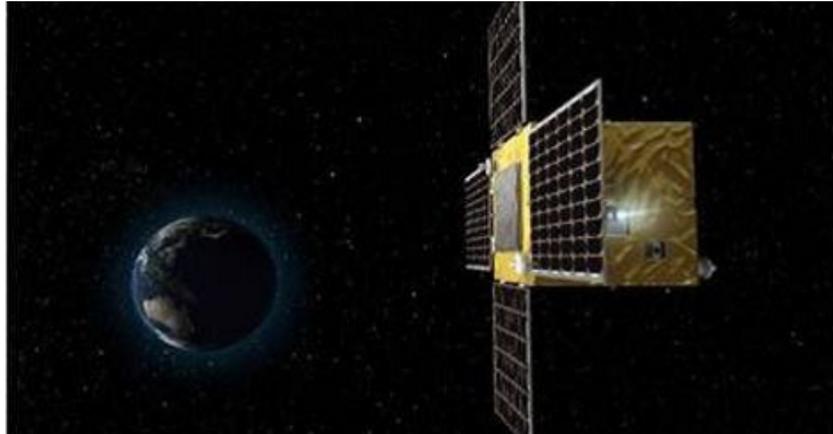


Fig. 1.3: 50kg 級超小型深宇宙探査機 PROCYON

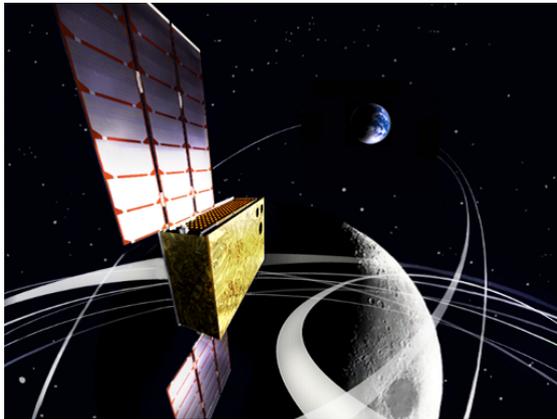


Fig. 1.4: EQUULEUS

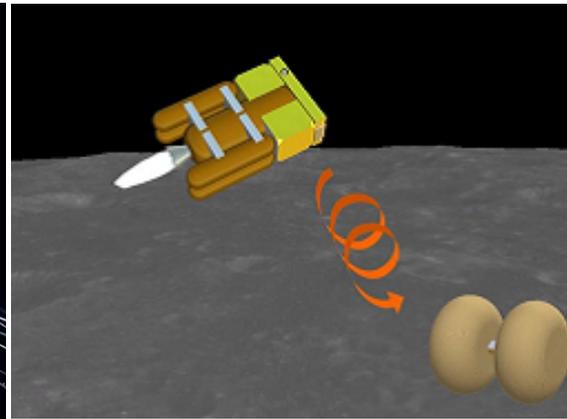


Fig. 1.5: OMOTENASHI

た、小型深宇宙探査機によるミッションが活発化するようになると、大型アンテナや運用負荷・コストに関する問題はより深刻化することが懸念される。

1.1.3 研究の着目点

前述したように深宇宙探査には大型アンテナや運用負荷・コストの問題があり、深宇宙探査の活発化により多くの宇宙機からの電波を受信する必要がある際、現在の方法では運用し続けることは難しい。そのため、地上局とは切り離された探査機の自律的な判断がより重要となってくる³⁾。自律的な判断は、テレコマ運用と探査機の軌道に関する部分の2つに大別される。運用負担の低減や信頼性の向上の観点からテレコマ運用の自律化は進んでおり、今後もより高度化することが予想される。一方で宇宙機の軌道に関しては、地球低軌道ではGPSによる自律化が進んでいるが深宇宙ではGPSを用いることはできない²¹⁾。また後述する過去の研究から、本研究では、実現性を重視し感星間航行時での光学情報を用いた深宇宙探査機の自律的な軌道決定に着目する。

1.2 軌道決定手法概要

軌道決定とは、宇宙機がある時刻において宇宙空間のどこにいるかを決定することである。現在、運用されている深宇宙探査機は日々の運用の中で電波を用いた軌道決定が行われている。そして、軌道決定に基づいて将来の宇宙機の位置を予測し、アンテナ予報値（ある時刻で探査機を捕捉するためのアンテナ指向方向）を作成しているのである。具体的には、ある時刻における宇宙空間での位置 x, y, z 、速度 v_x, v_y, v_z を決定するということである（もしくは、軌道6要素：軌道長半径、離心率、軌道傾斜角、近点引数、昇交点赤経、近点通過時刻）。すなわち、これらの値を決定付けるために何らかの観測量が少なくとも6つ必要となる。さらに、より確度を高めるために多くのデータ点数を用いて最尤推定を行うことが一般的である。通常用いられる軌道決定手法には下記に示すようなものがある。

1.2.1 電波航法

1.2.1.1 RARR (Range and Range Rate)

電波を用いた手法であり、電波航法の1種である。地上局のアンテナからの電波により、距離 (Range) および距離変化率 (Range Rate) を観測量として探査機の軌道を決定する。1.1 背景で述べた通り、現在もっとも一般的に用いられている手法である。電波の進行方向に観測感度を持つために、電波進行方向に直交した方向の軌道決定は苦手としている。しかし、Fig.1.6 に示すように地球の自転効果を利用することで電波進行方向に直交した方向の観測量の感度を向上させる工夫をしている¹³⁾。そのために自転の効果が現れるよう、ある程度の運用時間が必要となる。

1.2.1.2 DDOR (Delta Differential One-way Range)

DDOR (Delta Differential One-way Range) とは、大きく離れた2つの地上局のアンテナを用いて探査機からの電波を同時に受信し、その時刻の差を見ることで探査機の位置を精密に決定する

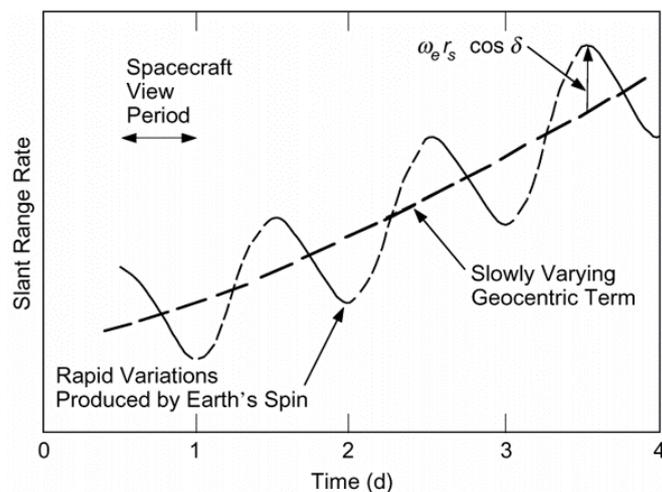


Fig. 1.6: 地球の自転方向を利用した観測感度の向上¹²⁾

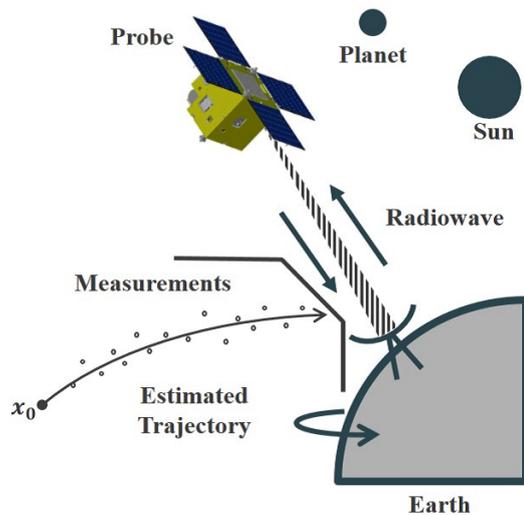
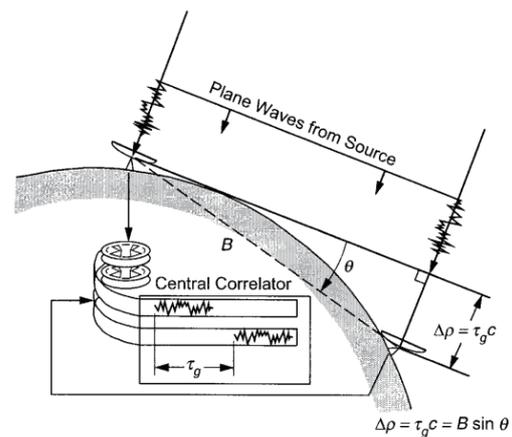


Fig. 1.7: RARR による軌道決定概要

Fig. 1.8: DDOR 概要¹²⁾

手法である⁶²⁾。地上局から見て探査機方向近傍に位置しているクエーサーと探査機とを交互に観測することで相対的に探査機の位置を決定する。RARRがアンテナ視線方向の感度が高いことに比べてDDORはアンテナ視線方向に垂直な方向に高い観測の感度を持つ。また、2つのアンテナが離れていればいるほど基線長が長くなり、観測感度が向上する。

1.2.1.3 GPS (Global Positioning System)

GPSは地球周回軌道へ投入された複数の衛星を用いた電波による測距システムである。世界中のどこにおいても常に少なくとも4機の衛星が利用できるようにGPS衛星が配置されており、精度劣化率DOP(dilution of precision)と呼ばれる指標を用いて、測定対象とGPS衛星の位置関係によってDOPが最小となるGPS衛星の組み合わせを用いて測距が行われる。

従来はGPSを用いることが可能な範囲は地球低軌道以下の範囲であった³⁵⁾³⁶⁾³⁷⁾³⁸⁾が、近年はGPS衛星と月が地球を挟んで反対側にある時に月近傍の宇宙機のGPS衛星を用いた測距に関する研究が行われている。

1.2.2 光学航法

一般的に探査機に搭載されている光学航法カメラ(ONC: Optical Navigation Camera)を用いて探査機から観測対象までの方向情報を観測量として探査機の軌道を決定する手法である。光学航法カメラで得られた光学情報は方向情報であるため、電波情報とは異なり観測方向に直交する方向に観測感度がある。また、光学航法カメラは多くの探査機に搭載されているものであり、その活用幅は広い。また、写真を扱うことからその研究内容は画像処理から最尤推定のアルゴリズムまで多岐に渡る。

1.2.3 複合航法

前述したように RARR は視線方向の観測感度が高く、光学航法では視線方向に垂直な方向に観測感度が高い。電波情報と光学情報とでお互いの長所を活かし、両観測量を用いて軌道決定を行う手法である³⁹⁾⁴⁰⁾。

1.3 自律航法について過去の研究

自律航法の過去の研究についてその特徴および適用範囲を示す。

1.3.1 自律光学航法

地球・月を用いた自律軌道決定の研究⁴⁴⁾⁴⁵⁾¹⁾や地球から遠方でランディング時に電波の伝播遅延を解決するための誘導に関する研究⁵⁹⁾⁶¹⁾²⁾、小惑星周り、フライバイの誘導に関する研究⁶⁰⁾¹⁸⁾⁵³⁾、自律光学航法の軌道決定精度の向上させるための画像処理に関する研究⁴⁹⁾⁵⁰⁾⁴⁸⁾など光学航法に関する研究は多岐に渡る。しかし、これらは活用領域が狭小、または、クリティカル運用に関するものが多い。さらに、最尤推定のアルゴリズムや画像処理など様々なアプローチで自律航法の精度、問題点を解決しようとしている。

過去に光学航法カメラを用いて自律航法を行った実証例があり、Deep Space 1 (Fig.1.9) がその1つである^{14),15)}。Deep Space 1 は近傍の小惑星 (Braille) をカメラにより観測することで Fig.1.10 に示すような精度で自律航法を達成している。Deep Space 1 は小惑星 Braille に最接近時で 29km まで接近した。



Fig. 1.9: Deep Space 1

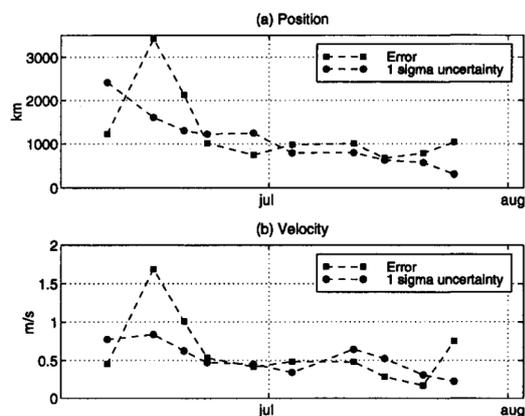


Fig. 1.10: Deep Space 1 による自律軌道決定結果

1.3.2 パルサーを用いた自律航法

パルサー (pulsar) と呼ばれる中性子星が宇宙空間には存在している。パルサーは、数ミリ秒～数秒程度の非常に短い周期で電磁波の放射を繰り返す天体であり、自転軸と放射する電波の方向が異なるため、電波の方向と観測者の方向が重なった時のみ信号を受信することができる。そのた

め、受信する信号はパルス状となり、このパルス状の信号を宇宙機が検知し、自律軌道決定に用いるのである²⁴⁾²⁶⁾。

2016年11月に中国の長征11号ロケットでX線パルサー航法試験衛星XPNAV 1²²⁾が打ち上げられたことは記憶に新しいが、一般的にパルサーからの電波は微弱であり、その信号を受信するためには大きなアンテナが必要となる。そのため、小型探査機への搭載は難しく、問題点の1つである。

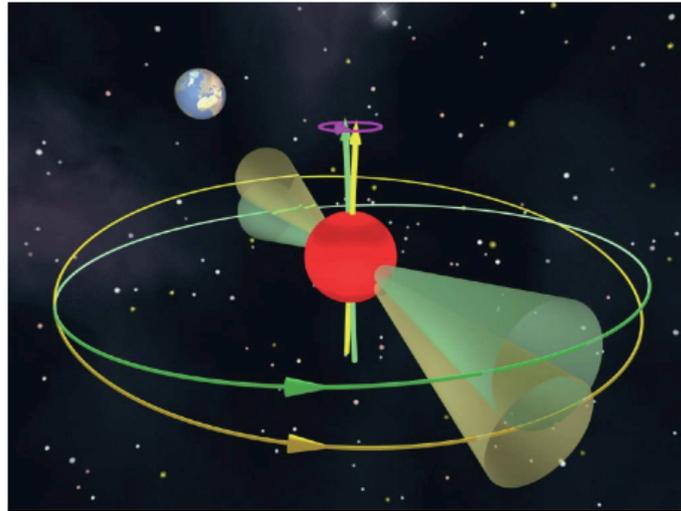


Fig. 1.11: パルサー概略²⁵⁾

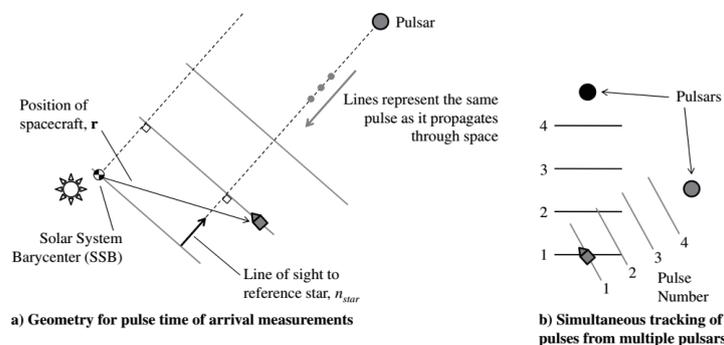


Fig. 1.12: パルサーを用いた航法の概略²³⁾

1.3.3 Liaison Navigation

不均一な加速度ベクトル場の中で、2つの探査機間の電波情報（SST: Scalar Satellite-to-satellite tracking）を用いて自律的に軌道決定する手法である³³⁾³²⁾。Fig.1.13, 1.14に2体問題, 3体問題下での加速度についてのベクトル場を示しているが、Liaison Navigationでは後者の不均一な加速度場を利用する。2体問題では運動が単調であり軌道が対象であるために、2つの探査機の位置関係によって探査機間でやりとりされる電波情報では、相対的な位置関係のみしか決定することは

きない。一方で3体問題下で考えると、加速度の違いから探査機の運動および軌道が変化し、ある2つの探査機の位置関係を考えた場合にその軌道が一意に決まる。これより2つの探査機間のみでの電波情報のやりとりであるが、相対的な位置関係ではなく慣性空間の中での絶対的な位置決定を実現することができる。Liaison Navigation は、加速度場の違いを利用する手法であるため、3体問題の影響が強く現れるラグランジュ点周りの軌道などへの適用が有用であると考えられる。そのメリットは、比較的近い探査機間での電波情報を用いるため、高い軌道決定精度を達成することが可能である。一方で、加速度場の違いを利用するために2体問題で良い近似ができる惑星間での軌道などへの適用は難しい。

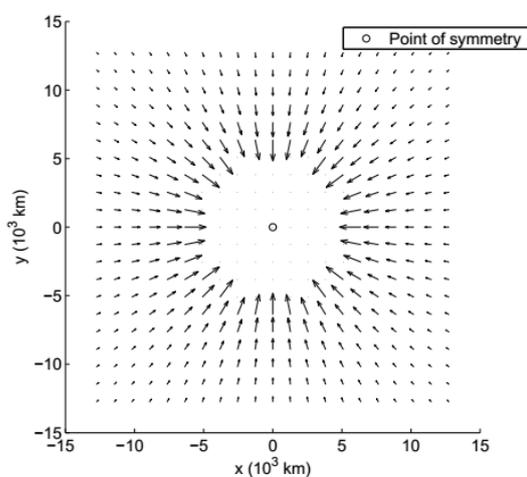


Fig. 1.13: Liaison Navigation 概要: 2体問題下での加速度ベクトル場 (地球中心)³³⁾

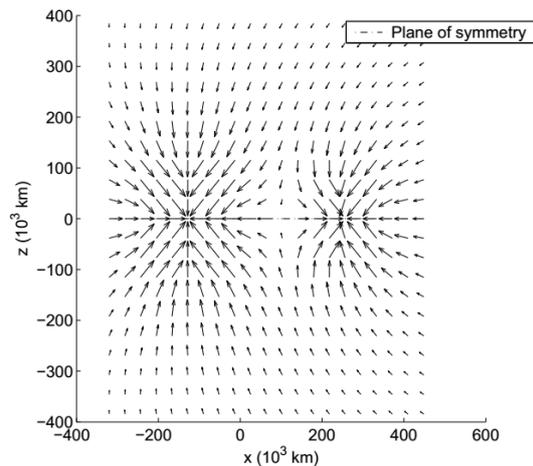


Fig. 1.14: Liaison Navigation 概要: 3体問題下での地球・月を考慮した加速度ベクトル場 (地球中心)³³⁾

1.4 研究目的・着目範囲

1.1 背景で述べたように本研究では、深宇宙探査機の自律的な軌道決定に着目する。研究目的およびその着目範囲についての詳細は下記の通りである。

Fig.1.15 に地球出発から目的の天体へ到着するまでを大まかに分類した図を示す。地球出発時のクリティカルフェーズはロケットから分離後、太陽電池パネル展開や電源の確保、探査機の姿勢を予定された安全な姿勢に制御等が行われ、探査機が機能停止しないように取り計らわれる。また、その後のチェックアウトフェーズでは探査機に搭載されている機器が想定通り正常に動作しているかの確認や投入された軌道の確認等が行われ、このチェックアウトフェーズまでは、地上局からの支援が非常に重要となる。さらに、目標天体到着前のクリティカルフェーズでは、精密軌道決定や周回軌道投入、スイングバイ等が行われ、こちらも地上局から支援が避けられない。そのため、本研究では、地球出発後から目標天体到着までの間に惑星間航行時に着目する。この区間では科学的な観測等が行われたりするが、その他のフェーズに比べてクリティカルな運用が少なく地上局からの支援の重要度は低い。そのため、本研究では惑星間航行時に着目する。これは出発から到着までの時間の大半にあたり、本研究で着目している自律軌道決定が効果的に活かせ、運用負荷・コストの低減に繋がると考えられる。

また、過去の研究で述べたように様々な軌道決定の研究がなされている。それらは、目標天体近傍のクリティカルフェーズで様々な観測を組み合わせることによる軌道決定精度の向上や画像処理、最尤推定フィルタのアルゴリズム等が多い。自律航法に関するものは、「目標天体が地球から遠方であることから問題になる電波遅延を解決するために、クリティカルフェーズでの自律的判断に関する研究」や「地球・月圏での電波情報あるいは光学情報」を用いた自律航法が特に注目されており、その活用範囲・領域が限定的である。一方で、惑星間航行に着目すると、「観測量としてパルサーから放射される電磁波を用いた自律航法の研究」が注目されているが、前述したようにパルサーからの電波は微弱でありその信号を検知するためには大きなアンテナを搭載することは避けられない。そのため、超小型深宇宙探査機をはじめとして多くの探査機に搭載することは不可能であることが実情である。この問題点を解決する搭載機器は観測量として方向情報を用いる光学航法カメラであり、科学的な観測等を目的として小型大型問わず多くの探査機に搭載されている。過去に光学情報を用いた自律航法はいくつかあり、NASAの深宇宙探査機 Deep Space 1 によって軌道上で実証されている。しかし、Deep Space 1 はあくまで最接近する小惑星を観測したものであった。また、「地球・月圏での電波情報あるいは光学情報」を用いた自律航法などその適用領域が限定されているものでは観測対象に選択の余地はない（この場合は、地球と月を光学航法カメラで観測）。今後、より多くの深宇宙探査機が深宇宙を航行する場合、常に近傍に何らかの天体があるわけではなく必ず目標天体への遷移期間があり、上述したように運用負荷・コストを低減するためにはこの遷移期間での自律航法が重要であり、過去の研究例からわかるように、地球を出発後、目標天体へ到着するまでには、探査機から見た太陽、観測対象の位置および観測対象の実視等級が時々刻々と変化する複雑な状況であり、どのような観測対象を取捨選択すればよいかということは本質的に重要であるが、解決されていない問題の1つである。そこで本研究では特に惑星間航行時に着目し、膨大な観測対象候補に対して共分散解析を適用することなく、どの天体をどのように観測すべきかという選択手法および誤差共分散行列を手早く算出する手法を導出し、その有用性を明らかにすることを目的とする。

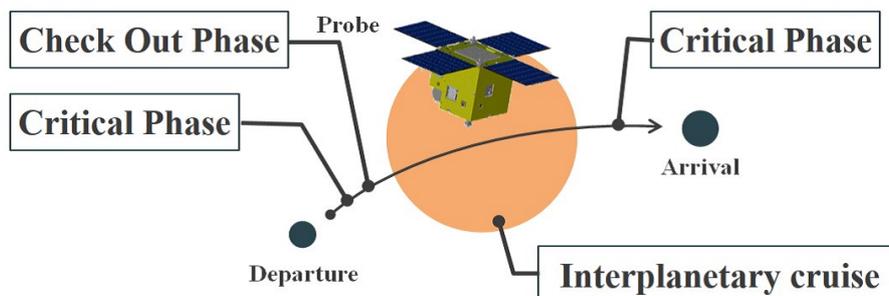


Fig. 1.15: 惑星間航行時概要

1.5 研究の特色および明らかにされる結果

本研究では、前節のように惑星間航行時に着目し、膨大な観測対象候補に対して共分散解析を適用することなく、どの天体をどのように観測すべきかという選択手法および誤差共分散行列を手早く算出する手法について着目している。以降、前者は簡易観測天体選択手法と呼称し、後者は高速誤差共分散推算手法と呼称することとする。

簡易観測天体選択手法では、従来の共分散解析を行うことなく、ある瞬間の幾何学的な位置関係からある天体のペアを光学航法カメラで観測することで求められる軌道決定精度をランキングすることを可能とする。これは、誤差楕円体の最大主軸の大きさについてのランキングであり、ある瞬間、慣性空間上でもっとも最大となる誤差方向を最小化することが可能な観測の組み合わせが瞬時にわかる。本手法では観測対象である惑星・小惑星を統一的に扱い、その「軌道情報の誤差」や「搭載機器の性能と密接に関係する観測対象の明るさ」も含めて定式化し、一般的な場合を想定し観測対象の取捨選択を可能とする。必要であれば同様の手法で他の誤差を考慮・拡張することができ、光学情報で軌道決定する上で普遍的に軌道決定誤差を最小とする観測対象を選択することを可能とする。

高速誤差共分散推算手法では、従来の共分散解析を行うことなく、ある瞬間の幾何学的な位置関係から観測データ点数や誤差の伝播を考慮して誤差共分散行列を算出することを可能とする。これは、簡易観測対象選択手法の評価項目である誤差楕円体最大主軸の大きさは異なり、ある特定方向の誤差を最小化するような観測対象を選択することを可能とする。また、誤差伝播も考慮することが可能であるため、その適用範囲は非常に広い。例えば、ある科学観測を行うために最低限必要な観測データ点数を求め、科学観測のための時間を最大化するといった事を短時間で検討することができる。

以上のような自律軌道決定手法を確立は、将来必要不可欠である深宇宙探査機の自律航法のための大きな足がかりとなる。本研究で提案したような光学自律航法が実現した場合、AIを搭載した宇宙機は自らの状態量を把握し、目的地までに到達するためにはどのように軌道修正すれば良いかがオンボードで判断可能となる。究極的には、定期的に宇宙機から地上へ送られてくる科学観測データやテレメトリを受信するのみで深宇宙探査機が目的地へ到達することができるようになることが期待される。そのため、現在の主流である電波航法では低減することが難しい運用負荷・コストの低減が可能となり、大型アンテナの不足問題を解決する事が可能となる。

1.6 本論文で提案する手法の位置付け

はじめに Fig.1.16 に地上と宇宙で自律軌道決定のために必要な要素について示す。従来、地上では太陽系の天体の観測を長期に渡って行っており、その軌道および天体の物理的情報のデータベースが作成されている。一方で 1.3 で挙げたように宇宙空間でのオンボード処理に関して画像処理による観測対象の特定や観測およびそれをういた軌道決定手法は様々に研究されてきている。本研究はこれまで考えて来られなかったこれらの知見を結びつけ、自律軌道決定のために有効に活用するものとなっており、Fig.1.16 のオレンジ色の枠で示される観測天体の取捨選択に主眼を置いている。

これは、地上においてあらかじめ膨大な数の天体を観測対象候補として、ノミナル軌道に対し、要求に応じていつどの天体を光学航法カメラを用いて観測すべきかということをも明らかにすることである。地上での解析結果から事前にいつどの天体を観測すべきかおよび観測天体の軌道情報を探査機にインプットし、自律軌道決定時に探査機から見てどの方向に光学航法カメラを指向させるべきかや一連の観測量を用いて軌道決定する際に用いられる。光学航法カメラを用いた自律軌道決定を前提としているため、大きなアンテナが必要とされる電波を用いた自律軌道決定が難しい小型深宇宙探査機についても適用することができる手法である。また、搭載機器のメモリについても観測天体を厳選しており、バックアップ用の観測天体の軌道情報を考慮に入れてもまったく負担にはならないと考えられる。

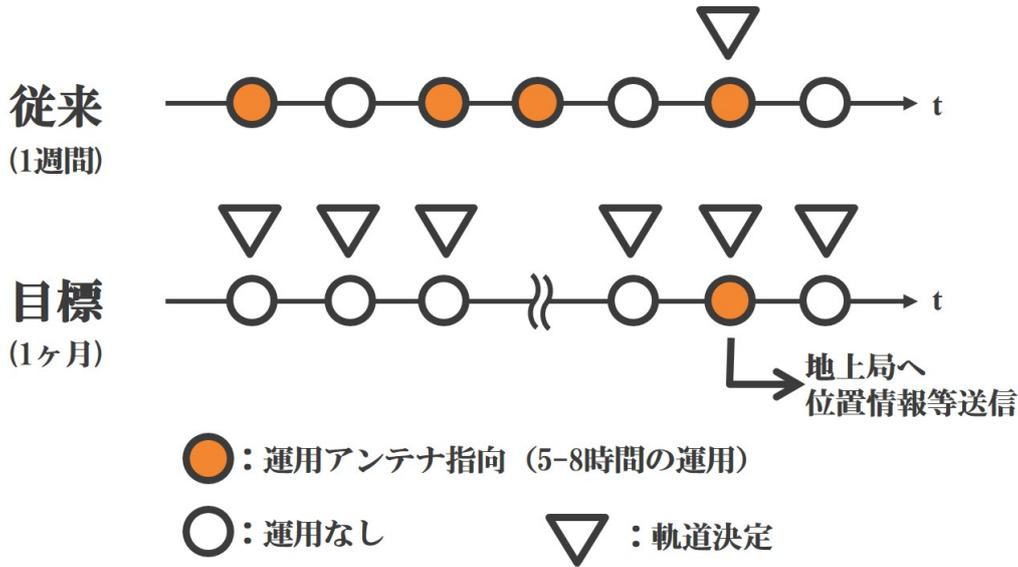


Fig. 1.17: 自律航法の運用イメージ

1.8 本論文の構成

本論文は、5つの章および付録からなる。本章では本論文の緒言で現状の深宇宙探査機の軌道決定に関する問題点に触れ、その後、様々な軌道決定手法および自律軌道決定の関連研究を示した。研究目的や本研究の着目範囲を示した。

第2章では、本研究における前提条件および解析条件を示す。運動や観測に関する数式や前提条件を示し、最尤推定方法について言及する。その後、自律軌道決定の流れやその可否判断基準を提示する。また、結果を議論するために必要な座標系についても示す。

第3章では、観測対象として惑星と小惑星を統一的に扱い、惑星間での光学情報を用いた自律軌道決定において効率的に観測対象を取捨選択するための指標を提案する。本指標は Selection Factor として定義され、探査機と観測対象との幾何学的な位置関係のみで、誤差楕円体最大主軸を最小化するような観測対象のペアを取捨選択することができる。そのため、膨大な観測対象に対して従来の共分散解析を適用する必要はなく、解析時間を大幅に削減することができる。そして、惑星間で本手法を用いて取捨選択した観測対象のペアについて共分散解析を行い、軌道決定精度から Selection Factor で取捨選択した観測対象を光学航法カメラで観測することで自律軌道決定が十分に可能であることを示す。また、宇宙空間の中で光学自律軌道決定が得意とする領域を示す。

第4章では、探査機と観測対象との幾何学的な位置関係、観測データ点数のみで光学情報による誤差楕円体を推算法を定式化・議論する。これは、第3章では誤差楕円体の最大主軸の大きさによって観測対象のペアをランキングする手法に対して、共分散解析をすることなく3次元空間での誤差楕円体の大きさを議論することができる手法である。本手法を一般的に行われている共分散解析と比較することで検証し、その後、2つの適用例によりその有用性を示す。

第5章は、光学情報を用いた自律軌道決定手法について簡易観測対象選択手法および誤差共分散推算法による知見をまとめる。その後、今後の課題について示す。

最後に、本編に関連する付録を示す。付録Aは第3章で扱う簡易観測天体選択手法について重要である Selection Factor を取り上げる。また、付録Bでは、太陽センサおよび観測期間・非観測

期間について感度解析を行い、太陽センサの観測精度および観測期間、非観測期間のとり方でどの程度軌道決定精度が変化するかについて述べる。付録 C では、本論文中で考慮している太陽ふく射圧のモデル化誤差について言及している。最後に、付録 D では、本論文中の共分散解析を行っているツールについての検証結果を示す。

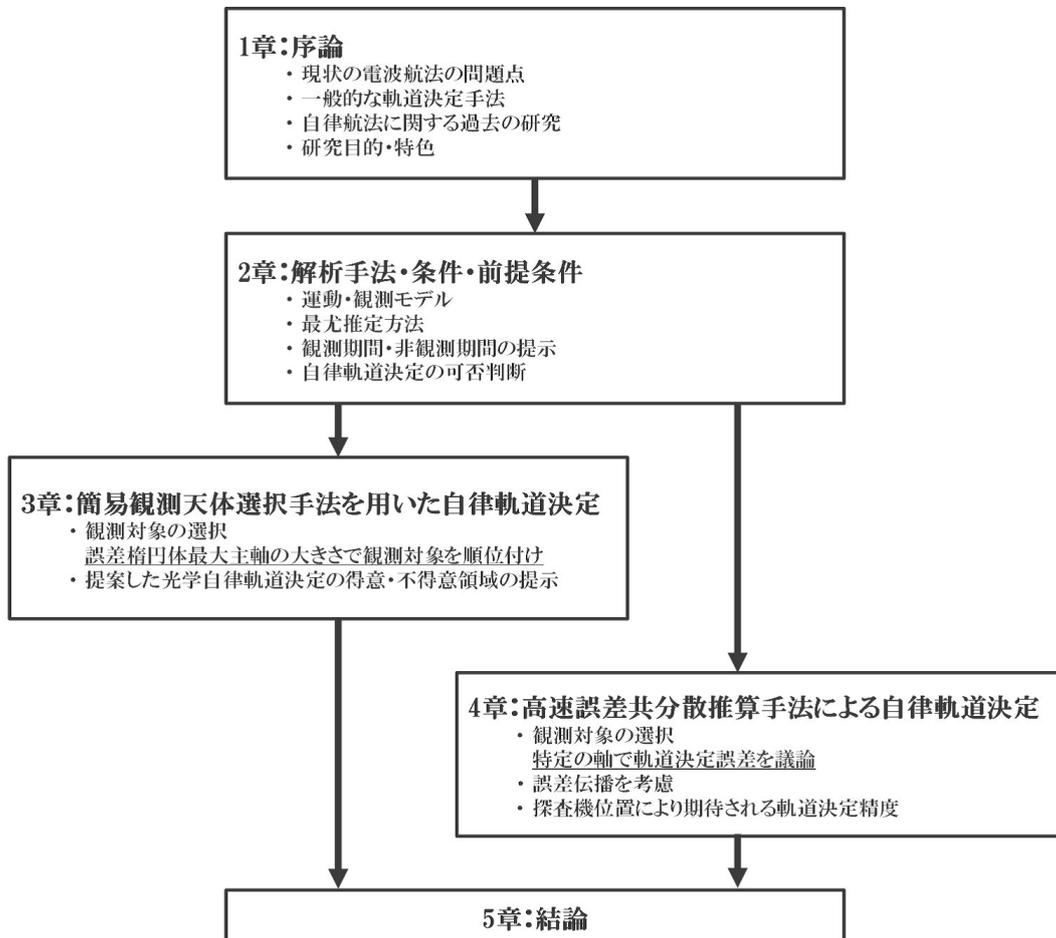


Fig. 1.18: 論文の構成

第 2 章 解析手法・条件・前提条件

本章では，光学情報を用いた自律軌道決定についての結果（第 3 章および第 4 章）を議論する上で必要となる解析手法・条件および前提条件について示す。

2.1 軌道決定手法

深宇宙探査機が，オンボードで軌道決定するためには何らかの観測量が必要になる．1.2 軌道決定手法概要で観測量によっていくつかの軌道決定手法を挙げたが，ここでは小型探査機にとっても現実的な観測機器という事を念頭に置き，太陽系の天体（惑星・小惑星）の方向情報を用いて探査機がオンボード軌道決定するとする．搭載実現性，コストなどの面から光学航法カメラ（ONC：Optical Navigation Camera）および太陽センサを観測機器として用いる．以下，運動方程式，観測方程式および最尤推定手法について述べる⁶⁾⁷⁾⁹⁾¹⁰⁾¹¹⁾．

2.1.1 運動方程式

本研究では，運動モデルとして二体問題（two-body problem）を考える．これは，ある 1 つの中心天体から受ける重力により運動が記述される．本研究のメインターゲットである惑星間航行時には，中心天体である太陽以外の引力は微小であるため，簡単な式ながらよい近似である．また，運動モデルを複雑にする場合には軌道決定ルーチンの運動モデルを複雑にすればよく，運動モデルが二体問題とした場合と多体問題にした場合とでは自律航法の可否に影響を及ぼさない．Fig.2.1 に 2 体問題の概略図を示す．質量が m_1, m_2 であるの二体の質点 P_1, P_2 の慣性座標系に対する位置ベクトルを $\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2$ ， $\mathbf{X} = \mathbf{X}_2 - \mathbf{X}_1$ とすると，質点 P_1 に作用する力は万有引力定数 G を用いて $G \frac{m_1 m_2}{r^3}$ となる．よって， P_1 に関する運動方程式は式 (2.1) のように表現できる．

$$m_1 \frac{d^2 \mathbf{X}_1}{dt^2} = -G \frac{m_1 m_2 \mathbf{X}}{X^3} \quad (2.1)$$

同様に， P_2 に関する運動方程式は，式 (2.2) のようになる．

$$m_2 \frac{d^2 \mathbf{X}_2}{dt^2} = G \frac{m_1 m_2 \mathbf{X}}{X^3} \quad (2.2)$$

重力定数 μ は (2.3) で表わされる．

$$\mu = G(m_1 + m_2) \quad (2.3)$$

式 (2.1), (2.2), (2.3) より, 質点 P_1 に対する P_2 の運動方程式が式 (2.4) のように記述される. 本論文内では二体問題で運動が議論される. そのため, P_1 が太陽に相当し, P_2 が宇宙機に相当する.

$$\frac{d^2 \mathbf{X}}{dt^2} = -\frac{\mu}{X^3} \mathbf{X} \quad (2.4)$$

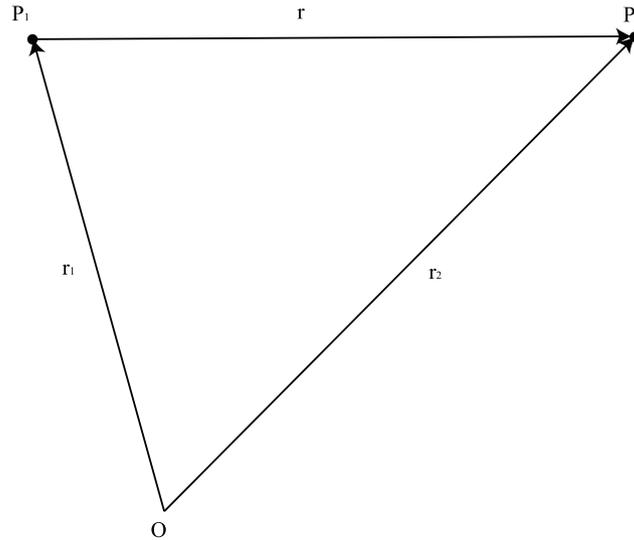


Fig. 2.1: 二体問題概略図

2.1.2 観測方程式

本研究では観測量として, 探査機から見た方向情報 (角度情報) を用いる. すなわち, Fig.2.2 に示すように探査機座標系で方位角 θ および仰角 ϕ を用いて観測量が表わされる. そのため, 観測量ベクトル \mathbf{Y} は式 (2.5) で表わされる. 画像から得られる観測量として, 画像内の観測対象の大きさを考慮すると画像奥行き方向に関する情報が得られるが, 本研究で観測対象にしている小惑星は大きさの不確定要素が大きく, 基本的には観測対象を質点として扱う. また, 実際に探査機が天体を観測するためにはカメラの視野のために姿勢変更が必要となるが, 軌道決定に要する時間と比べて非常に短い. そのため本解析内では, カメラの視野 (FOV: Field Of View) を全球と単純化し, 姿勢変更は考えないものとする.

ここで, 観測量と状態量を結びつける観測方程式を式 (2.7) に示す. これは状態量の偏差 \mathbf{x} と観測量の偏差 \mathbf{y} との関係を線形化して表したものであり, N は正規分布で表わされる観測誤差である. 観測誤差は, 観測機器の観測分解能に依存する. また, H は観測行列であり, 観測量 \mathbf{Y} を状態量 \mathbf{X} で偏微分した形で表わされる.

本論文では, 打ち上げ直後のチェックアウト期間で観測機器のアライメント誤差等のバイアス誤差は校正されているとし, 誤差はすべて正規分布で扱うこととする. また, 経年劣化で観測量にバイアス誤差が発生することも予想されるが, こちらも解析の対象外とする. ただし, 経年劣化によるバイアス誤差に関しては, スタートラッカー (STT: Star Tracker) を用いて背景の恒星と光学

航法カメラで観測している観測対象との位置関係とからバイアス誤差を推定・取り除くことが期待できる。

さらに実際には光学航法カメラで撮影した画像から観測対象を特定する必要がある。つまり、写真の中で背景の恒星に対して移動している観測対象を探査機が保持している観測天体のカタログと比較・特定するのである。こちらに関しても、一度特定すればしばらくは同一観測対象を観測し続けるため、毎回観測対象天体を特定する必要はなく、本研究の解析では扱わないこととする。

Table2.1 に一般的な観測機器の性能の例を示す。本研究ではノミナルの値として光学航法カメラの観測分解能を 0.01 deg 太陽センサの観測分解能を 0.1 deg としている。これは、50kg 級超小型深宇宙探査機 PROCYON⁴²⁾ の姿勢制御性能が 0.01 deg より精度が高いことを鑑みて、総合的な観測精度として設定している。また、PROCYON の姿勢安定度は 0.002 deg/s よりも高精度であり、本論文中で考えている 1s という観測間隔からすると無視できる値となっている。また、背景の星に対して観測天体の方向を決定すると観測精度は格段に良くなり秒角オーダーとなる。参考までに光学航法カメラにより観測可能な観測対象の明るさの例としては、PROCYON で 12 等級、Deep Space1 で 11 等級となっている。

$$\mathbf{Y} = G(\mathbf{X}) + N \quad (2.5)$$

$$= \begin{pmatrix} \theta \\ \phi \end{pmatrix} + N \quad (2.6)$$

$$\mathbf{y} = H\mathbf{x} + N \quad (2.7)$$

$$\tilde{H} = \frac{\partial G}{\partial \mathbf{X}} \quad (2.8)$$

$$H = \tilde{H}\phi \quad (2.9)$$

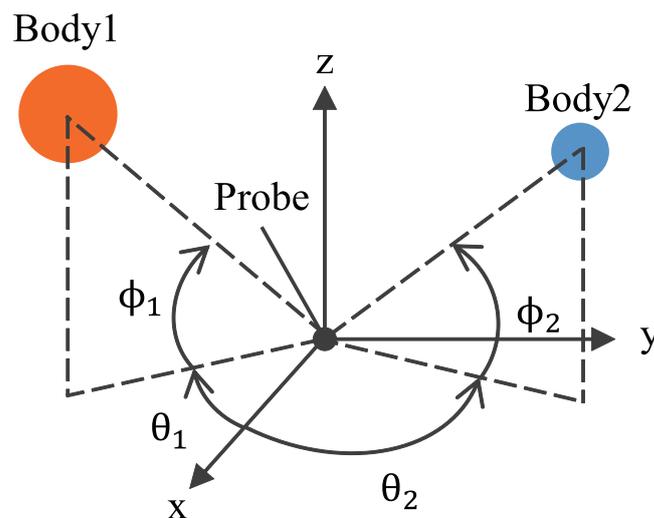


Fig. 2.2: 探査機座標系と観測量概要

Table 2.1: 一般的な観測機器とその精度

Name	Accuracy [deg]
ONC-W	0.07
ONC-T	0.006
(はやぶさ 2)	
ONC	0.002
(PROCYON)	
太陽センサ	0.1-1.5
(アナログ)	
太陽センサ	0.017-0.05
(デジタル)	
高精度太陽センサ	0.00028
(ひので)	

2.1.2.1 太陽センサの使用の意義

太陽センサを用いる意義について記載する。一般的に、太陽光から太陽電池パネルを用いて探査機の電力をまかなっており、太陽の位置を把握して太陽光がどの程度の入射角で太陽電池パネルに当たるのか把握することは重大である。そのため、太陽センサは探査機に複数個搭載されており、姿勢変更を必要とせず探査機からみて太陽がどの方向にあるかを常に把握している。Table 2.1 に示すように光学航法カメラに比べて太陽センサの精度は落ちるが、姿勢変更なしで常にその位置を把握しているということは非常に重要である。また、太陽は他の天体に比べて格段に明るく、光学航法カメラで観測することはできない。太陽を観測するためには、太陽センサを用いる必要がある。最後に、太陽は常に軌道の中心にあり、太陽と他の天体を観測する場合に2つの観測方向にある一定の角度が付きやすいというメリットもある。

2.1.3 最尤推定法 : Batch Sequential Filter

本論文では、最尤推定方法として Batch Sequential Filter を用いる。これは、Fig. 2.3 に示すように観測した一連データを用いてある参照軌道からの偏差を重み付け最小二乗法を用いて最尤推定で求める手法であるが、Fig. 2.4 に示すようにある区間（バッチ区間）毎に分けて考えられる。つまり、ある一連のデータ区間 l ($l = 0, 1, \dots$) ごとに得られたデータを用いてその区間のはじめの状態量、誤差共分散行列を最尤推定する手法である。⁵⁷⁾。その後、誤差共分散行列に関しては次の区間まで伝播し、アプリアリ（先見情報）として活用される。これは理論的にはカルマンフィルタと等価であるが、ある一連のデータを逐次的に処理する点異なる。それぞれの区間では、式 (2.10) に示されるように一連の観測の観測誤差ベクトル N について重み付け最小二乗法が用いられる。ここで、 W は式 (2.12) で表される観測精度に応じた重み付け行列（対角成分の各要素は観測機器の観測精度の分散の逆数）、 k はあるバッチ区間での観測の回数、 l はバッチ区間のインデックスである。また、 \hat{x}^l は最尤推定された推定値を、 \hat{x}^{l-1} は前のバッチ区間で最尤推定された推定値を伝播したあるエポックでの先見情報である。

$$J(\mathbf{x}_l) = \frac{1}{2} \mathbf{N}^T W \mathbf{N} \quad (2.10)$$

$$= \sum_{k=1}^n \frac{1}{2} \mathbf{N}_k^T W_k \mathbf{N}_k \quad (2.11)$$

$$W = \begin{pmatrix} w_1^{-2} & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \sigma_2^{-2} \end{pmatrix} \quad (2.12)$$

式 (2.7) を用いると、式 (2.10) は式 (2.13) で表わすことができる。

$$J(\mathbf{x}_l) = \frac{1}{2} (\mathbf{y} - H\mathbf{x}_l)^T W (\mathbf{y} - H\mathbf{x}_l) \quad (2.13)$$

コスト関数 $J(\mathbf{x}_l)$ を最小化するための必要条件は、 \mathbf{x}_l に関する 1 次導関数を考えて、

$$\frac{\partial J}{\partial \mathbf{x}_l} = 0 \quad (2.14)$$

$$= -(\mathbf{y} - H\mathbf{x}_l)^T W H \quad (2.15)$$

$$= -H^T W^{-1} (\mathbf{y} - H\mathbf{x}_l) \quad (2.16)$$

となる。よって、最尤推定値 $\hat{\mathbf{x}}_l$ は、式 (2.18) で求められる。式 (2.19) のようにこの時、誤差共分散行列 P は $(H^T W^{-1} H)^{-1}$ となる。

$$(H^T W^{-1} H) \mathbf{x}_l = H^T W \mathbf{y} \quad (2.17)$$

$$\therefore \hat{\mathbf{x}}_l = (H^T W^{-1} H)^{-1} H^T W \mathbf{y} \quad (2.18)$$

$$= P_l H^T W \mathbf{y} \quad (2.19)$$

ただし、実際には前のバッチ区間での最尤推定値を伝播し次のバッチ区間での先見情報として用い、最尤推定される。この場合、コスト関数 J および最尤推定値 $\hat{\mathbf{x}}_l$ は、式 (2.20), (2.21) で表わすことができる。

$$\frac{\partial J}{\partial \mathbf{x}_l} = \frac{1}{2} (\mathbf{y} - H\mathbf{x}_l)^T W (\mathbf{y} - H\mathbf{x}_l) + \frac{1}{2} (\bar{\mathbf{x}} - \mathbf{x}_l)^T \bar{P}_l (\bar{\mathbf{x}} - \mathbf{x}_l) \quad (2.20)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_l = (H_c^T R^{-1} H + \bar{P}_l^{-1})^{-1} (H^T W \mathbf{y}_l + \bar{P}_l^{-1} \bar{\mathbf{x}}_l) \quad (2.21)$$

$$\hat{P}_l = (H^T W H + \bar{P}_l^{-1})^{-1} \quad (2.22)$$

式 (2.20), (2.21), (2.22) 中の先見情報 $\bar{\mathbf{x}}_l$, \bar{P}_l^{-1} は次式で表わされる。 ϕ_t は前のバッチ区間から次のバッチ区間への伝播を表わす状態遷移行列である。

$$\bar{\mathbf{x}}_l = \phi_t \hat{\mathbf{x}}_{l-1} \quad (2.23)$$

$$\bar{P}_l = \phi_t \hat{P}_{l-1} \phi_t^T \quad (2.24)$$

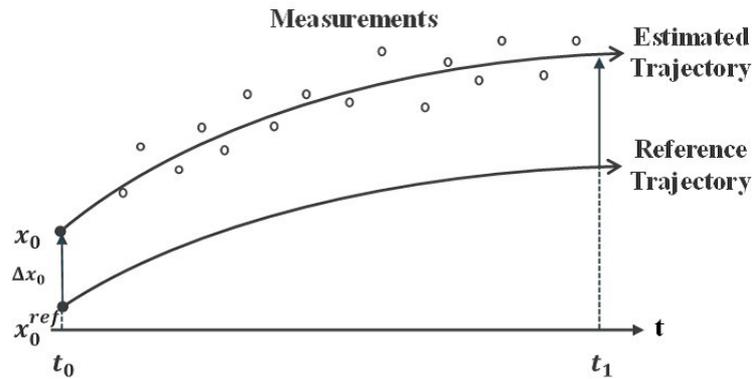


Fig. 2.3: 軌道決定概要

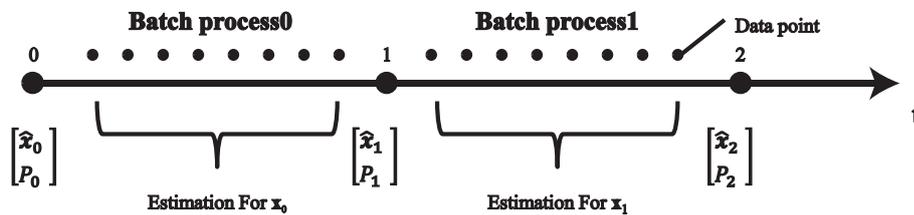


Fig. 2.4: Batch Sequential Filter 概要

2.1.4 観測に関するデータ点数について

本研究では、観測のサンプリング周期をノミナルの値で 1Hz としている。本値は、一般的に STT は 1Hz 前後で恒星の写真を撮影し、姿勢決定を行っていることから決定している。サンプリング周期が変動した場合は、統計的に考えることで軌道決定精度の議論ができることを念頭に置かれたし。また、本研究では複数の観測対象を同時に観測しているが、実際には観測機器の数、カメラの視野、観測対象の位置関係があるため同時に観測できない場合がある。そのような場合は 1つの観測毎に交互に観測対象をする必要はなく、ある一定時間毎にある対象を観測した後に統計的に最尤推定することが運用上都合が良い。

2.2 本研究の自律航法の一連の流れ

Fig.2.5 に自律軌道決定の一連の流れを示す。それぞれの項目についての説明は下記ようになる。

- 観測対象の特定
観測方程式で言及したが、観測対象の特定は本研究の対象とはしていない。実際には、背景の恒星に対して移動している対象を一連の写真の差分から検出し、恒星のカatalogと探査機が保持している観測対象候補の軌道情報とから観測対象を特定する。
- 観測対象の撮影
特定した観測対象を撮影し、軌道決定のための観測量を得る。撮影した画像は、撮影時はセ

ンサ座標系での値だが，下記に示すように機体座標系，慣性座標系へと値が変換され，探査機が保持している観測対象の軌道情報から計算した観測量との差（O-C）に変換される。

- 最尤推定

探査機の OBC（On-Board Computer）の性能により，用いるフィルタが選択され，リアルタイム推定かバッチ推定になる。推定手法は，探査機の計算能力や状況に合わせて最適なものが選択される。

- 軌道決定値の更新

想定される軌道決定精度，観測対象の可視性やその他の制約から観測対象を更新すべきかどうかに分かれ，更新する必要がなければ観測対象の撮影へと戻る。観測対象を送信する場合は観測対象を特定へと進む。

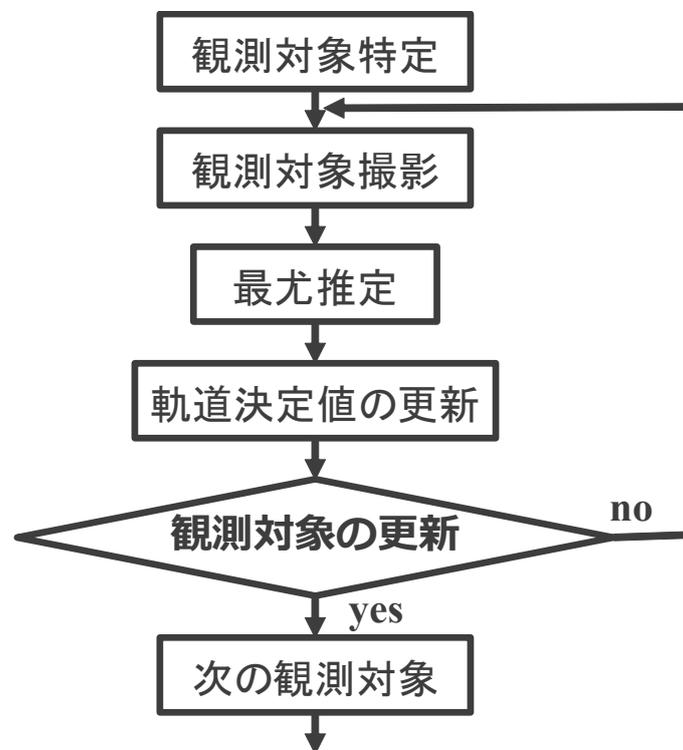


Fig. 2.5: 自律軌道決定の流れ

2.3 観測対象の実視等級について

探査機から天体を観測する際に，対象の軌道情報の誤差以外に観測対象の実視等級が重要な観測対象を選ぶ際に因子となる。具体的には，光学航法カメラでその天体の明るさを捉えることが可能か否かである。本論文では式 (2.25) を用いて探査機から見た実視等級を算出し，観測対象が観測可能かどうかを判断する⁵²⁾。ここで， M は実視等級， $M(\alpha)$ は位相角を考慮した絶対等級， S はスロープパラメータ（太陽位相角に対する小惑星の光度変化を示す指標）， α は太陽-小惑星-宇宙機のなす角， R は太陽から観測対象まで距離， Δ は探査機から観測対象までの距離である。ただ

し, A_i, B_i は定数であり, $A_1 = 3.33, A_2 = 1.87, B_1 = 0.63, B_2 = 1.22$ である. 本式を用いると, 太陽-探査機距離, 太陽-観測対象距離を 1 とし, 位相角 90deg での実視等級を 1 とした場合の位相角による実視等級の変化は Fig.2.6 のようになる. スロープパラメータ G は典型的な値である 0.15 としている. これより探査機から見て太陽側に観測対象が来るほど観測対象が暗くなり, 観測しづらくなる. 一方で, 位相角が 0deg の場合, 90deg の場合に比べて実視等級が約 3/4 倍になる.

$$M(\alpha) = H - 2.5 \log[(1 - S)\psi_1(\alpha) + S\psi_2(\alpha)] \quad (2.25)$$

$$\psi_i = e^{-A_i \tan^{B_i} \frac{\alpha}{2}} \quad (2.26)$$

$$V = M(\alpha) + 5 \log[r\Delta] \quad (2.27)$$

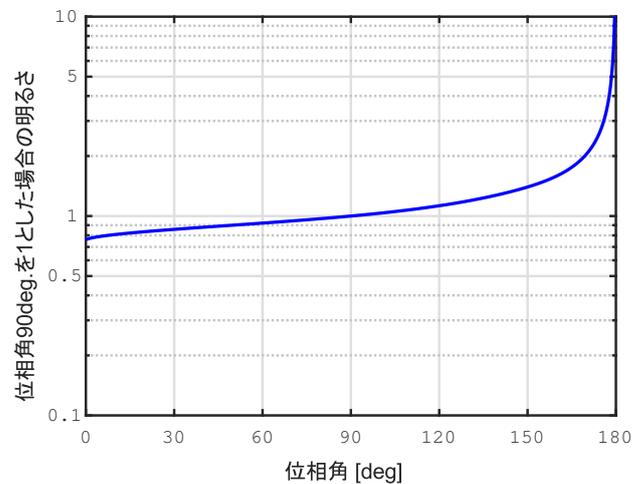


Fig. 2.6: 位相角による観測対象の明るさの変化

2.4 観測期間・非観測期間の設定

ミッション要求やトラブルなど探査機が常に軌道決定のために天体の方向情報を得ることができるとは限らない. そこで本論文では, Fig.2.7 に示すように観測期間, 非観測期間を設けることとする. ただし, 前述したように太陽は太陽センサで常に補足することができる. よって, ここで設定している非観測期間でも観測量が得られることとするが, 第3章以降の計算では, 計算結果の理解を深めるために必ずしも非観測期間で太陽センサの観測量を用いているのではないことに注意されたし. よって, Fig.2.7 でははじめ太陽と地球を 12 時間観測後, 24 時間非観測, 太陽と地球を 5 時間観測, 24 時間非観測というように非観測期間でも太陽の方向は観測量として得られるとなっている. はじめの観測時間が 12 時間である理由としては, 非観測期間の前の誤差を小さくする必要があるのである. 付録の B.2 に観測期間・非観測期間の感度解析について記載している.

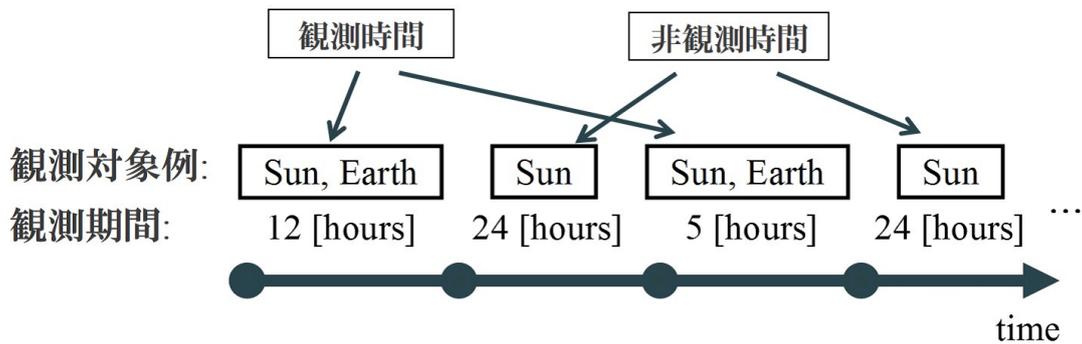


Fig. 2.7: 観測期間・非観測期間の概要

2.5 自律航法の可否判断基準

本論文では，探査機設計時に通信に関して 3dB のマージンを考慮して設計されていると仮定し，白田局 64m アンテナの半値幅（半値半幅）を自律軌道決定の可否判断基準とする．つまり，アンテナ指向方向から探査機の位置がずれるほど通信のゲインが減少していくが，半値幅分のずれが生じた際には地上局から探査機をアンテナで捕捉できない可能性が発生するため，自律軌道決定できないと判断する．ただし，角度情報である半値幅は地上局からの距離にも影響するため，実際には Fig.2.8 に示すようにを距離に換算した半値幅距離換算値 Γ を用いて評価する．半値幅距離換算値 Γ は式 (2.28) に示されるように地上局から探査機までの距離 r とアンテナの半値幅 γ とから計算される．

$$\Gamma = r \times \tan \gamma \quad (2.28)$$

2.6 Plane Of Sky 座標系

地上局アンテナの半値幅からのズレを見るために Fig.2.9 に示す POS (Plane of Sky) 平面で探査機の軌道決定精度を考える．この平面は，地上局アンテナ-探査機間に垂直な平面を指す．そのため，地上局アンテナの半値幅からのズレを見るために有用である．本論文では，黄道面基準慣性座標系を考えており，地球・探査機が黄道面内にある場合，POS X 軸は黄道面内，POS Y は黄道面内に垂直な方向となる．

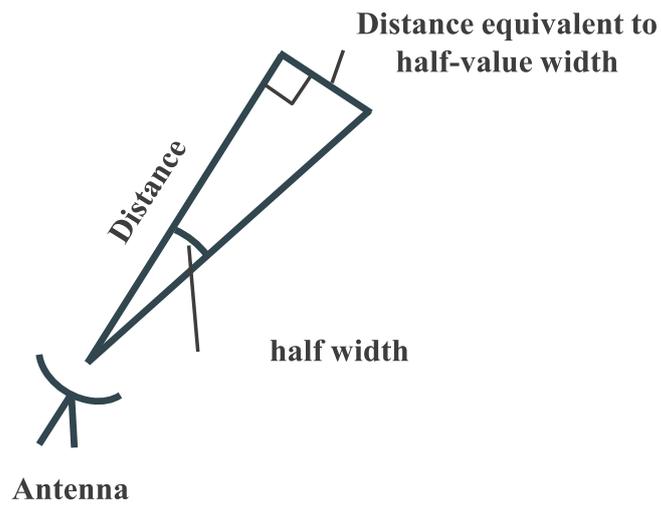


Fig. 2.8: 半値幅および半値幅距離換算値の概要

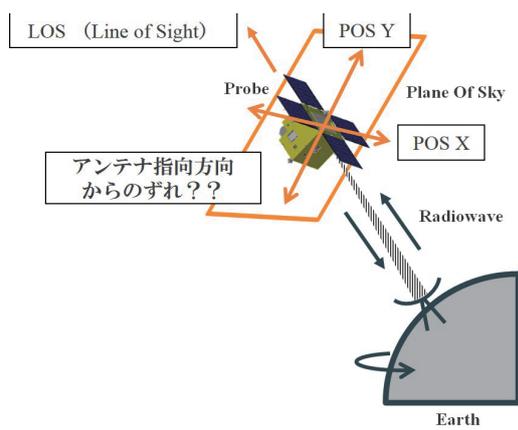


Fig. 2.9: POS (Plane of Sky) 平面の概要

「第3章は学術雑誌に掲載予定であるため、
インターネット公表できません。」

「第4章は学術雑誌に掲載予定であるため、
インターネット公表できません。」

第5章 結論および今後の課題

本章では、論文中で提案した簡易観測天体選択手法および高速誤差共分散推算手法を用いた自律軌道決定に関して得られた知見をまとめる。また、今後の課題についても述べる。

5.1 本論文の結論

本論文では、太陽系の天体を対象として膨大な観測対象候補に対し、惑星間航行時に光学情報を用いて自律軌道決定の精度を効率的に向上させることが可能な観測対象の取捨選択法に主眼を置き、従来の共分散解析を適用することなく最適な観測対象を選定する方法を2つ提案した。簡易観測天体選択手法および高速誤差共分散推算手法である。それぞれの方法について具体的な例を提示し、その有用性を明らかにした。

はじめに、簡易観測天体選択手法に関して示す。これは誤差楕円体最大主軸の大きさについて観測対象のペアを順位付けし、もっとも最大の誤差が小さくなるような観測対象を共分散解析を行うことなく選定することができる手法である。これは、Selection Factor と呼ばれる幾何学的な位置から近似的に計算される評価関数を用いる手法であり、問題となるであろう観測対象の軌道情報誤差や明るさを考慮し、拡張した Selection Factor を用いて議論した。2つの軌道を例にその有用性を示した。1つは地球から距離が離れていく火星遷移軌道であり、もう1つは地球近傍に探査機が常に位置している地球同期軌道である。最後に、宇宙空間での探査機の位置、許容実視等級によってどの程度の観測対象数、Selection Factor が期待できるかを示した。いずれにしても簡易観測天体選択手法を適用した自律軌道決定は、本論文で対象とした許容実視等級9等級～15等級では可能であり、地上局からアンテナ半値幅を逸脱するようなことはない。つまり、PROCYONのような超小型深宇宙探査でも本手法を用いることで自律軌道決定が可能であることを意味する。以下、有用性を示すために具体例に挙げた結果から明らかとなった自律軌道決定に関する知見を示す。

- 地球近傍では、観測可能な小惑星が少なく、許容実視等級が小さいと惑星観測による自律軌道決定となる傾向にある。そのため、自律軌道決定を行う上で光学航法カメラの性能が15等級以上が観測できるほど高くなければそれぞれの許容実視等級で観測対象が同一になることが多い。
- 地球近傍では、他方の観測対象の観測量に対して地球観測の感度が高く、地球観測方向と誤差楕円体の最大主軸方向が同様になりがちである。しかし、地上局からアンテナ半値幅に対する誤差とは関係しない。
- 光学情報は観測方向に直交する方向に観測感度が高く、地球近傍では、地球を観測すること

でアンテナ指向方向に対する誤差を大幅に低減する事ができる。特に地球同期軌道では、常に地球が近傍にあるため、自律軌道決定を行う上で有用な軌道である。

- 小惑星帯近傍では、観測可能な小惑星が最も多く、光学情報を用いた自律軌道決定が最も有効に活用できる領域である。
- 地球から外惑星へ遷移していくにつれ、小惑星帯に近づき、観測可能な小惑星数が増加する。地球観測によってアンテナ半値幅に対する軌道決定精度を低減することが徐々に難しくなっていくが、近傍の天体を観測することでアンテナ半値幅に対する軌道決定精度を低減できる。
- 太陽センサの観測精度が光学航法カメラと同等以上でない場合、観測期間で最適な観測対象のペアに太陽の観測量を追加する意味は薄い。ただし、光学航法カメラの許容実視等級が小さいほど非観測期間での誤差の拡大率が大きく、そのような場合は太陽センサから太陽の観測量を用いることで誤差拡大を低減することができる。
- 許容実視等級が9等級の場合、地球軌道から火星軌道の間あたりでは、10個前後の観測対象数が期待できる。Selection Factorに関しては、惑星観測がメインとなるために1.0以下となることが多い。しかし、地球観測することでアンテナ半値幅に対する誤差を低減でき惑星観測でも自律軌道決定が十分に可能である。

続いて、高速誤差共分散推算手法について示す。これは、惑星間航行では探査機の運動が等速直線運動で十分に近似できるため、状態遷移行列を等速直線運動として表すことが可能となる。それにより、観測対象との幾何学的な位置関係、観測点数、観測精度のみで誤差共分散行列を計算することができる高速誤差共分散推算手法を定式化し、2つの具体的な観測対象の選択例を提示した。それは、ある断面およびある方向に対して軌道決定精度を向上させるような観測対象の選定例であり、高速誤差共分散推算手法の有用性を明らかにした。その中で、以下の知見を得た。

- 位置に関しては観測点数、速度に関しては観測点数および観測間隔が影響し、それらが大きい程、軌道決定精度が向上する。
- 位置、速度およびその相関に関する行列は相似であり、非観測期間での誤差の拡大は誤差楕円体の最大主軸方向がもっとも大きくなる。
- 高速誤差共分散推算手法は、妥当性の検証例では、1回目の観測後の軌道決定精度については共分散解析との差異が約1%と共分散解析との高い一致が示された。
- 誤差伝播時に軌道決定精度に関して共分散解析との差が拡大はするが、観測の計画など初期検討には十分に通用すると考えられる。
- 観測対象が多く存在している小惑星帯近傍でもっとも光学情報を用いた軌道決定が活かせ、許容実視等級が9等級であっても12時間の観測で1000km以下の軌道決定精度が得られる領域が多い。
- 地球軌道から火星軌道の間あたりでは、9等級の光学航法カメラで12時間天体を観測すると1000~3000kmであり、2000km以下の軌道決定精度が期待できる領域が多い。これは、地球に比較的近い場合には地上局からの半値幅を逸脱しうる軌道決定精度であるが、このような場合は近傍の地球を観測することでPOS面での軌道決定精度を格段に低減することができるため、自律軌道決定には影響を及ぼさない。速度に関しては、9等級では悪くとも150m/s以下程度が期待できる。

最後に Table5.1 に簡易観測天体選択手法と高速誤差共分散推算手法の特徴について比較を示す。簡易観測天体選択手法は評価項目として誤差楕円体の最大主軸の大きさのみに絞っているため、高速に観測天体を取捨選択することが可能である。また、小惑星の軌道情報の誤差を考慮したように必要であればその他の誤差を考慮して対象を選択することもできる。一方で、高速誤差共分散は特定の方向の誤差に着目できることが最大の特徴である。また、重み付け行列を考慮し、誤差伝播も扱えるためその拡張性は高い。

Table 5.1: 簡易観測天体選択手法と高速誤差共分散推算手法の特徴

項目	簡易観測天体選択手法	高速誤差共分散推算手法
計算速度	◎	○
観測対象の選択に関する評価基準融通	×	○
観測量の融通	×	○
速度誤差考慮	×	○
様々な誤差の考慮	○	◎

5.2 今後の課題

今後の課題について述べる。これらは本論文では、対象としなかった関連技術であるが、自律軌道決定を考えるに当たって重要となるであろう課題である。大きく分けて、「簡略化部分の詳細化」、「精度向上に向けた課題」、「実装上の課題」が挙げられる。以下に列挙する。これらを研究していくことで自律航法の実現可能性およびその有用性を向上できる。

- 姿勢・通信等をも考慮した観測天体選択手法の最適化（簡略化部分の詳細化）
本論文では、姿勢変更に要する時間は無視できるとして姿勢を考慮していないが、例えば、地球との通信を考えた場合、小型探査機などでは送信機の出力の制限から MGA アンテナを使用しなければ通信を行うことができないなどが考えられる。そのような場合、常に MGA アンテナを地球に指向させた状態とし、いつでも通信することができるような要求が生じる可能性がある。そのような姿勢に制限がある場合、観測天体をどのように選定し、自律軌道決定のための観測計画をたてるかが重要である。
- 電波航法との複合航法（精度向上に向けた課題）
定期的に地上局との交信する際など、電波航法との複合航法を行うことが可能である。その際に得られる電波情報の観測量を考慮した場合、望遠鏡で見るべき観測対象は変わりうる。このような場合において、ミッション要求等も加味した観測対象の選定方法の確立、有用性の提示は重要である。
- バイアス誤差の自律的な推定（実装上の課題）
本論文では、バイアス誤差は打ち上げ直後のチェックアウトフェーズで、校正されていることを前提にしており、考慮していない。しかし、経年劣化等でそのようなバイアス誤差が生じることが想定される。これらは定期的に地上局と交信する際に校正することも考えられるが、運用負荷等の面から惑星間航行時に探査機自身が自律的に推定することの重要性は高

い. 具体的には, スタートラッカーや光学航法カメラ, 太陽センサ等の様々な観測量からバイアス誤差を最尤推定することとなる.

- 画像中から暗い観測対象の特定について (実装上の課題)

観測対象が暗く, 写真中の観測候補が多くなるほどその特定が難しくなる. 超小型深宇宙探査機への搭載も意識し, 計算コストも意識した特定手法の確立の意義は大きい. また, 観測対象がある程度の大きさを持ち, 観測対象が円とみなせる場合については本文中で言及したが, 実際には観測対象が円とみなせない場合もある. そのような場合に, オンボードで正確に観測対象方向を算出・推定できる手法を確立することは自律航法の実現には欠かすことはできない.

「付録Aは学術雑誌に掲載予定であるため、
インターネット公表できません。」

「付録Bは学術雑誌に掲載予定であるため、
インターネット公表できません。」

付録 C SRP モデル化誤差の影響について

論本文では、考慮パラメータとして、太陽ふく射圧のモデル化誤差を扱った。これは、深宇宙において実運用上もっとも軌道決定誤差の要因となるものの1つである。ここでは、本文中に取り上げた太陽ふく射圧のモデル化誤差が自律軌道決定にどの程度影響しているかということについて述べる。Table C.1 に解析条件を示す。本章では、第3章および第4章でも取り上げた火星遷移軌道の③に着目している。考慮パラメータ以外の条件は論本文文中と同様である。

Table C.1: SRP モデル化誤差の影響について：解析条件

日付	2020年11月15日
軌道	火星遷移軌道の③
観測・非観測期間	12h 観測, 24h 非観測, 5h 観測, 24h 非観測
観測対象	火星, 2001 CY1
観測機器	ONC : 0.01 deg
初期誤差共分散	位置 : 1000000km, 速度 : 100km/s
サンプリング周期	1 second
太陽ふく射圧のモデル化誤差	0% または 5%

以下に比較結果を示す。座標系は、J2000 黄道面基準慣性座標系とする。誤差楕円の比較については観測・非観測期間を2サイクル繰り返した終端点での考慮パラメータを考慮した場合と考慮していない場合を比較する。

はじめに、Fig.C.1 に 3σ 誤差楕円体の最大主軸の大きさの推移を示す。これより、軌道決定開始から観測・非観測期間を2サイクルに渡って考慮パラメータありの場合となしの場合で同様の誤差の推移を示しており、太陽ふく射圧のモデル化誤差が軌道決定精度には影響していない。この時、太陽ふく射圧による外力は約 10^{-10} km/s^2 程度である。そのため、その5%とは約 10^{-12} km/s^2 と小さい。この太陽ふく射圧のモデル化誤差の影響が顕著に現れるためにはより伝播時間を長くした場合が考えられるが、Fig.C.1 の非観測期間の誤差の増大を見るとそれは現実的ではない。つまり、ここで取り上げている観測・非観測期間、太陽ふく射圧のモデル化誤差、観測精度の範囲内では非観測期間での速度誤差が非観測期間での誤差増大の大きな要因となっている。

また、Fig.C.2~C.6 に XY, XZ, YZ 平面, POS 面および POS 面に垂直な平面での 3σ 誤差楕円をそれぞれ示す。これらについても同様に考慮パラメータの有無で変化が見られない。

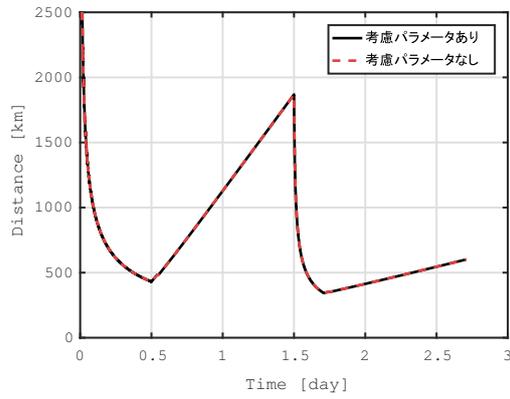


Fig. C.1: 誤差楕円体最大主軸方向の 3σ 誤差の推移の比較

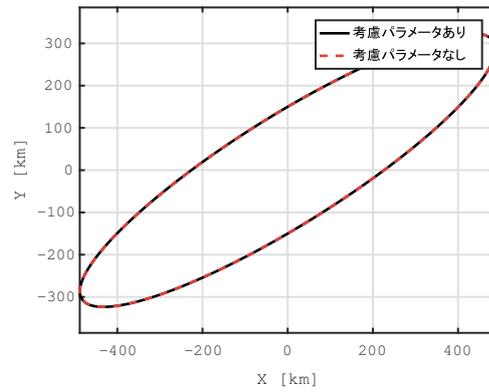


Fig. C.2: XY 平面誤差楕円の比較

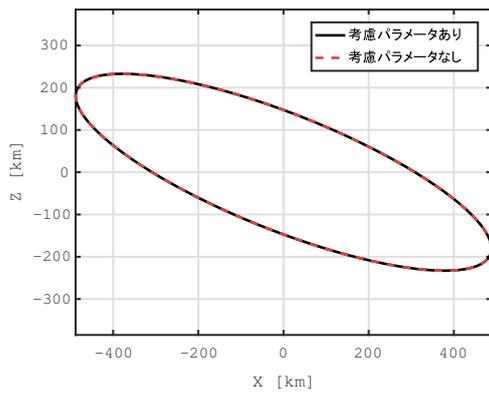


Fig. C.3: XZ 平面誤差楕円の比較

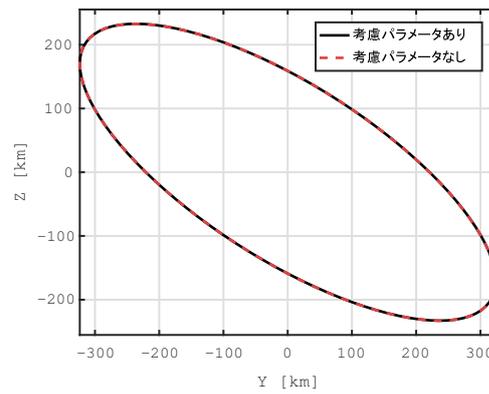


Fig. C.4: YZ 平面誤差楕円の比較

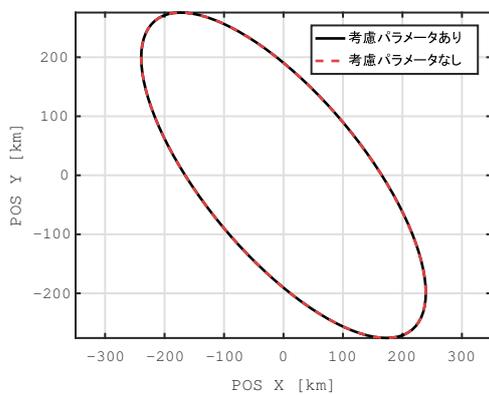


Fig. C.5: POS 面誤差楕円の比較

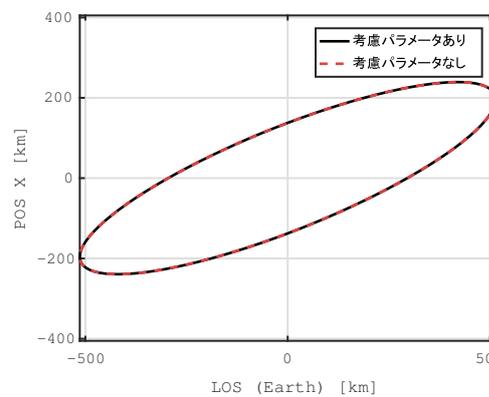


Fig. C.6: POS 面に垂直な平面での誤差楕円の比較

付録 D ツールの検証

本論文で用いたれたツールは，宇宙航空研究開発機構の職員の軌道決定ツールを用いて検証されている．Table D.1 に解析条件を示す．ここでは地球の軌道を宇宙機と仮定している．また，観測対象としては，太陽と火星を選択しており，光学航法カメラおよび太陽センサの観測精度を同一の 0.01deg と設定している．検証結果を Fig.D.1 に示す．これより，軌道決定精度の差が 20km より小さく，約 0.5% 以下の精度で宇宙航空研究開発機構の職員の軌道決定ツールと一致していることが確認できる．また，終端点でのそれぞれの断面での 3σ 誤差楕円を Fig.D.2-D.4 に示す．これより，それぞれの断面での誤差楕円もよく一致しており，誤差楕円体の形状にも問題がないことが確かめられた．

Table D.1: ツールの検証：解析条件

日付	2016年9月8日 - 2016年9月9日
軌道	地球軌道を宇宙機の軌道と仮定 (ただし，宇宙機は2016年10月31日の地球軌道)
観測・非観測期間	24h 観測
観測対象	太陽および火星
観測機器	ONC : 0.01 deg 太陽センサ : 0.01 deg
初期誤差共分散	位置 : 1000000km , 速度 : 100km/s
サンプリング周期	60 second

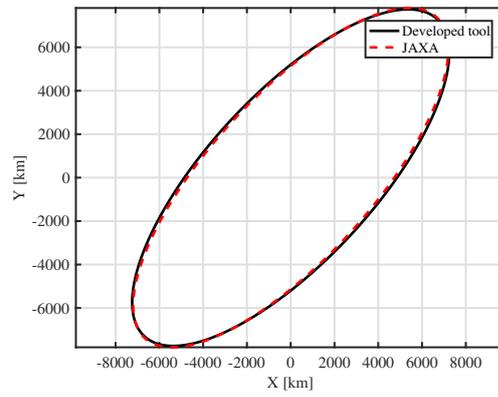
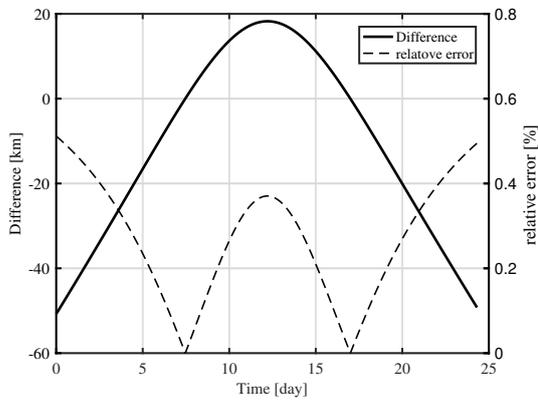


Fig. D.1: ツールの検証結果: 3σ 誤差の差および
相対誤差

Fig. D.2: XY 平面 3σ 誤差楕円の比較 (終端点)

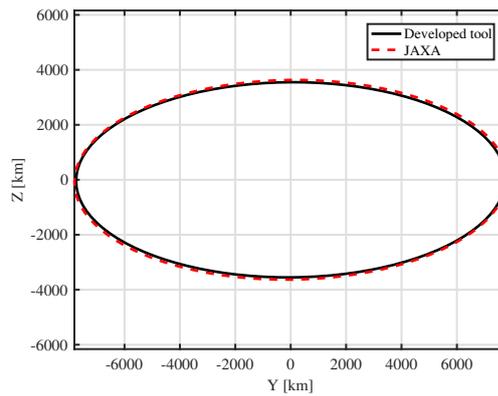
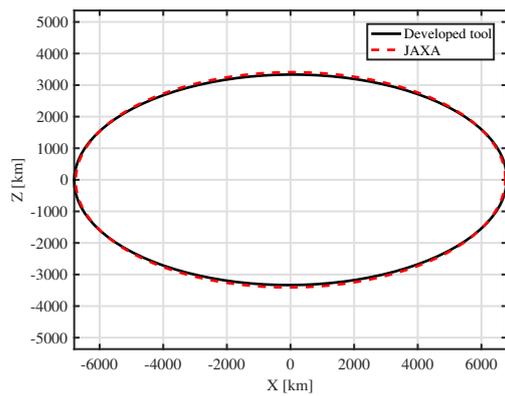


Fig. D.3: XZ 平面 3σ 誤差楕円の比較 (終端点)

Fig. D.4: YZ 平面 3σ 誤差楕円の比較 (終端点)

参考文献

- 1) A. Giannitrapani, N. Ceccatrilli, F. Scortecci, A. Garulli. Comparison of EKF and UKF for Spacecraft Localization via Angle Measurements. *IEEE Transactions on aerospace and electronic systems*. 2011; 47(1): 75-84.
- 2) Ding Meng, Cao Yun-feng, Wu Qing-xian and Zhang Zhen, Image Processing in Optical Guidance for Autonomous Landing of Lunar Probe, *Proceedings of International Conference on Intelligent Unmanned System (ICIUS 2007)*, Paper No. ICIUS2007-A001(2007)
- 3) Wertz, James R. Autonomous Navigation and Autonomous Orbit Control in Planetary Orbits as a Means of Reducing Operations Cost., *Proceedings of the 5th International Symposium on Reducing the Cost of Spacecraft Ground Systems and Operations*(2003)
- 4) 西周次, 衛星航法システムの位置決定誤差に関する研究, 電子航法研究所報告. SANE, 宇宙・航行エレクトロニクス, 111, 7, pp.25-36, 一般社団法人電子情報通信学会 (2011)
- 5) 山本善一, 我が国の深宇宙通信を支える大型地上局設備, 電子情報通信学会技術研究報告. SANE, 宇宙・航行エレクトロニクス, 111, 7, pp.25-36, 一般社団法人電子情報通信学会 (2011)
- 6) 西村 敏充, 加藤 隆二, 牛越 淳雄, ”さきがけ”, ”すいせい”の軌道決定と軌道決定プログラム ISSOP 宇宙科学研究所報告,02852853, 宇宙航空研究開発機構,1986-12,42,1-168
- 7) 西村 敏充, 市川 勉, 牛越 淳雄, 小坂 裕, MUSES-A”飛天”の軌道と軌道決定プログラム ISSOP 宇宙科学研究所報告,02852853, 宇宙航空研究開発機構, 1991-03, 70, 1-91
- 8) 吉河 章二, 下地 治彦, 宮武 克昌, 河野 裕之, 浜 一守, 中村 修治, スターセンサを用いた衛星姿勢および角速度の推定とその軌道上実証, 日本航空宇宙学会論文集 = *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 13446460, 日本航空宇宙学会, 2007-09-05, 55, 644, 426-431
- 9) Montenbruck, O. and Gill, E., *Satellite Orbits: Models, Methods and Applications*, Springer, 2005.
- 10) Schutz, B., Born, G. H., and Tapley, B., *Statistical Orbit Determination*, Academic Press, 2004.
- 11) Moyer, T. D., *Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation (JPL Deep-Space Communications and Navigation Series)*, WileyInterscience, 2003.
- 12) Thornton, Catherine L., and James S. Border. *Radiometric tracking techniques for deep-space navigation*. John Wiley & Sons, 2003.

- 13) Border, James S., Gabor E. Lanyi, and Dong K. Shin. "Radiometric tracking for deep space navigation." (2008).
- 14) S. Bhaskaran et al., "In-flight Performance Evaluation of the Deep Space 1 Autonomous Navigation System," MS00/53, Proceedings of the International Symposium on Spaceflight Dynamics, Biarritz, France, June 26-30, 2000.
- 15) J. E. Riedel et al., "Using Autonomous Navigation for Interplanetary Missions: The Validation of Deep Space 1 Autonav", IAA-L-0807, Fourth International Conference on Low-Cost Planetary Missions, Laurel, Maryland, May 25, 2000.
- 16) Bhaskaran, S., Riedel, J. E., Synnott, S. P., Wang, T. C., "The Deep Space 1 Autonomous Navigation System: A Post-flight Analysis", AIAA 2000-3935, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Denver, CO, August 2000.
- 17) Bhaskaran, Shyam, Joseph E. Riedel, and Stephen P. Synnott. "Autonomous target tracking of small bodies during flybys." (2004).
- 18) Kubitschek, Daniel G., et al. "Deep impact autonomous navigation: the trials of targeting the unknown." (2006).
- 19) 科学技術・学術審議会, 研究計画・評価分科会, 宇宙開発利用部会, ISS・国際宇宙探査小委員会. 宇宙科学・探査ロードマップの検討状況について. 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所, 2015.
- 20) Glenn E. Lightsey and John A. Christian. "Onboard Image-Processing Algorithm for a Spacecraft Optical Navigation Sensor System", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 49, No. 2 (2012), pp. 337-352.
- 21) Wertz, James R., and G. Gurevich. "Applications of autonomous on-board orbit control." Proceeding of the 11 th Annual AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Santa Barbara, CA. 2001.
- 22) ZHANG, Hua; XU, LuPing. An improved phase measurement method of integrated pulse profile for pulsar. Science China Technological Sciences, 2011, 54.9: 2263-2270.
- 23) John A. Christian and E. Glenn Lightsey. "Review of Options for Autonomous Cislunar Navigation", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 46, No. 5 (2009), pp. 1023-1036.
- 24) Kevin D. Anderson and Darryll J. Pines. "Methods of Pulse Phase Tracking for X-ray Pulsar Based Spacecraft Navigation using Low Flux Pulsars", SpaceOps 2014 Conference, SpaceOps Conferences, (AIAA 2014-1858)
- 25) Karunanithi, Vigneswaran. A Framework for Designing and Testing the Digital Signal Processing unit of a Pulsar Based Navigation System. Diss. TU Delft, Delft University of Technology, 2012.
- 26) Cui, Pingyuan, et al. "Real-time navigation for Mars final approach using X-ray pulsars." AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA Paper. Vol. 5204. 2013.

- 27) Suneel I. Sheikh, Darryll J. Pines, Paul S. Ray, Kent S. Wood, Michael N. Lovellette, and Michael T. Wolff. "Spacecraft Navigation Using X-Ray Pulsars", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 29, No. 1 (2006), pp. 49-63.
- 28) KAWAGUCHI, Jun'ichiro; FUJIWARA, Akira; UESUGI, Tono. Hayabusa—its technology and science accomplishment summary and Hayabusa-2. *Acta Astronautica*, 2008, 62.10: 639-647.
- 29) Tsuda, Yuichi, et al. "System design of the Hayabusa 2—asteroid sample return mission to 1999 JU3." *Acta Astronautica* 91 (2013): 356-362.
- 30) Tsuda, Yuichi, et al. "Trajectory design for Japanese new asteroid sample return mission Hayabusa-2." *23rd International Symposium on Space Flight Dynamics*. Vol. 1501. 2012.
- 31) SINGER, Jody; PELFREY, Joseph; NORRIS, George. *Secondary Payload Opportunities on NASA's Space Launch System (SLS) Enable Science and Deep Space Exploration*. 2016.
- 32) Hill, Keric, and George Born. "Autonomous interplanetary orbit determination using satellite-to-satellite tracking." *Journal of guidance, control, and dynamics* 30.3 (2007): 679-686.
- 33) Hill, Keric A. *Autonomous navigation in libration point orbits*. ProQuest, 2007.
- 34) 川瀬成一郎 "光学追跡による近静止衛星の軌道決定精度", *航空宇宙学会論文集*, Vol.49, No. 570, pp. 231-237, 2001
- 35) D'Amico, Simone and Gill, Eberhard and Garcia, Miquel Fernandez and Montenbruck, Oliver (2006) *GPS-Based Real-Time Navigation for the PRISMA Formation Flying Mission*. In: *3rd ESA Workshop on Satellite Navigation User Equipment Technologies, NAVITEC*. 3rd ESA Workshop on Satellite Navigation User Equipment Technologies, NAVITEC, 2006-12-11 - 2006-12-13, Noordwijk (The Netherlands).
- 36) Kang, Z., P. Nagel, and R. Pastor. "Precise orbit determination for GRACE." *Advances in Space Research* 31.8 (2003): 1875-1881.
- 37) Kang, Zhigui, et al. "Precise orbit determination for the GRACE mission using only GPS data." *Journal of Geodesy* 80.6 (2006): 322-331.
- 38) Jggi, Adrian, et al. "Precise orbit determination for GRACE using undifferenced or doubly differenced GPS data." *Advances in Space Research* 39.10 (2007): 1612-1619.
- 39) Kominato, Takashi, et al. "Optical hybrid navigation and station keeping around Itokawa." *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*. 2006.
- 40) Dionne, Karine. "Improving autonomous optical navigation for small body exploration using range measurement." *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Chicago, USA. 2009.
- 41) FUNASE, Ryu, et al. *50kg-class deep space exploration technology demonstration micro-spacecraft PROCYON*. 2014.

- 42) FUNASE, Ryu, et al. One-year Deep Space Flight Result of the World's First Full-scale 50kg-class Deep Space Probe PROCYON and Its Future Perspective. 2016.
- 43) Sugimoto Y., Campagnola S., Yam C. H., Hirose C., Ozaki N., Sarli B., Chen H., Kawabata Y., Ogura S., Ariu K., Funase R., Kawakatsu Y., "Design and Operation of Micro-Spacecraft Asteroid Flyby Mission: PROCYON", The 25th AAS Space Flight Mechanics Meeting, Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 155, pp. 903-915, AAS 15-337, 2015.
- 44) Ceccarelli, Nicola, et al. "Spacecraft localization via angle measurements for autonomous navigation in deep space missions." IFAC Proceedings Volumes 40.7 (2007): 551-556.
- 45) Tuckness, Dan G., and Shih-Yih Young. "Autonomous navigation for lunar transfer." Journal of Spacecraft and Rockets 32.2 (1995): 279-285.
- 46) Junwei, Du, Sui Shulin, and Yao Wenlong. "The improved algorithm of UPF in spacecraft autonomous optical navigation." 2008 27th Chinese Control Conference. IEEE, 2008.
- 47) Graber, Thorsten, Alexander Sendobry, and Uwe Klingauf. "A theoretical approach to a pure optical navigation system." International Micro Aerial Vehicle Conference, 6th-9th July. 2010.
- 48) Thompson, D. R., et al. "Onboard Image Processing for Autonomous Spacecraft Detection of Volcanic Plumes." Lunar and Planetary Science Conference. Vol. 42. 2011.
- 49) LIGHTSEY, Glenn E.; CHRISTIAN, John A. Onboard image-processing algorithm for a spacecraft optical navigation sensor system. Journal of Spacecraft and Rockets, 2012, 49.2: 337-352.
- 50) Li, Shuang, et al. "Image processing algorithms for deep-space autonomous optical navigation." Journal of Navigation 66.04 (2013): 605-623.
- 51) Mastrodemos, Nikos, Daniel G. Kubitschek, and Stephen P. Synnott. "Autonomous navigation for the Deep Impact mission encounter with comet Tempel 1." Space Science Reviews 117.1-2 (2005): 95-121.
- 52) Dymock, R. The H and G magnitude system for asteroids", Journal of the British Astronomical Association, The BAA Observers' Workshops, 117, 6, 2007, pp. 342-343.
- 53) Lyzhof, Josh, et al. "GPU-Based Optical Navigation and Terminal Guidance Simulation of a Hypervelocity Asteroid Intercept Vehicle." AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference. Washington DC: AIAA. 2013.
- 54) Horikawa, Makoto, et al. "Escape Trajectories for Martian Moons eXplorer using Chemical and Electric Propulsion." AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. 2016.
- 55) Moyer, T. D., Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation (JPL Deep-Space Communications and Navigation Series), WileyInterscience, 2003.

- 56) Montenbruck, O. and Gill, E., *Satellite Orbits: Models, Methods and Applications*, Springer, 2005.
- 57) Schutz, B., Born, G. H., and Tapley, B., *Statistical Orbit Determination*, Academic Press, 2004.
- 58) Cocaud, Cedric, and Takashi Kubota. "Autonomous navigation near asteroids based on visual SLAM." *Proceedings of the 23rd International Symposium on Space Flight Dynamics*, Pasadena, California. 2012.
- 59) Miso, T., Tatsuaki Hashimoto, and Keiken Ninomiya. "Optical guidance for autonomous landing of spacecraft." *IEEE Transactions on aerospace and electronic systems* 35.2 (1999): 459-473.
- 60) Kawaguchi, Jun ' ichiro, et al. "An autonomous optical guidance and navigation around asteroids." *Acta astronautica* 44.5 (1999): 267-280.
- 61) Gaskell, R. "Landmark Navigation Studies and Target Characterization in the Hayabusa Encounter with Itokawa R. Gaskell¹, O. Barnouin-Jha², D. Scheeres³, T. Mukai⁴, N. Hirata⁷, S. Abe⁴, J. Saito⁵, M. Ishiguro⁵, T. Kubota⁵, T. Hashimoto⁵, J. Kawaguchi⁵, M. Yoshikawa⁵, K. Shirakawa⁶, T. Kominato⁶. 1JPL/Caltech, 2APL/JHU, 3U. Michigan." (2006).
- 62) 竹内央; 富木淳史; 小林雄太. Delta-DOR 計測の精度向上手法について: 1 ナノ radian の高精度計測に向けて (宇宙科学ミッション, 宇宙科学ミッション・衛星技術, 及び一般). 電子情報通信学会技術研究報告. SANE, 宇宙・航行エレクトロニクス, 2014, 114.48: 49-50.
- 63) <http://www.minorplanetcenter.net/> (The International Astronomical Union Minor Planet Center)

謝辞

本研究を遂行するにあたり、丁寧なご指導を頂いた指導教官の川勝康弘准教授に深く感謝致します。

佐伯助教授には、お忙しいところ私のミーティングに参加していただき、ご指導、ご助言頂いた深く感謝申し上げます。

研究の相談にのっていただき宇宙航空研究開発機構の池田人さんおよび山口智宏さんには色々なアドバイスをいただき大変お世話になりました。厚く御礼申し上げます。

研究室において、先輩のHippoさん、Stefanoさん、杉本さん、Chenさん、Brunoさん、大野さん、松本さんには研究やそれ以外のことでも非常にお世話になりました。ありがとうございました。

川口研究室の同期の中条くんの存在は非常に大きく、様々な場面で支えとなっていました。また、川勝研究室、川口研究室のその他の皆さんにも日々の生活を送る上で大きな励みになりました。ありがとうございました。

また、その他の多くの方々にも感謝しきれないほどお世話になったことと思います。皆さんのご助力にて培った経験を今後活かしていきたいと思えます。本当にありがとうございました。

2017年3月
川端 洋輔