

論文 / 著書情報
Article / Book Information

題目(和文)	柔軟構造を持つ宇宙機の実時間挙動推定手法の研究
Title(English)	Real-time Dynamics Estimation for the Flexible Spacecraft
著者(和文)	本田瑛彦
Author(English)	Akihiko Honda
出典(和文)	学位:博士(工学), 学位授与機関:東京工業大学, 報告番号:甲第10144号, 授与年月日:2016年3月26日, 学位の種別:課程博士, 審査員:小田 光茂,大熊 政明,鈴森 康一,松永 三郎,坂本 啓,野田 篤司
Citation(English)	Degree:Doctor (Engineering), Conferring organization: Tokyo Institute of Technology, Report number:甲第10144号, Conferred date:2016/3/26, Degree Type:Course doctor, Examiner:,,,,,
学位種別(和文)	博士論文
Type(English)	Doctoral Thesis

東京工業大学院 平成 27 年度 学位論文
Tokyo Institute of Technology, Ph. D thesis, 2015



柔軟構造を持つ宇宙機の実時間挙動推定手法の研究

Real-time Dynamics Estimation for the Flexible Spacecraft

本田 瑛彦

東京工業大学大学院
理工学研究科 機械宇宙システム専攻

Akihiko HONDA

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Graduate school of Engineering

指導教官

Academic adviser

小田 光茂 教授 Prof. Mitsusige ODA

野田 篤司 連携准教授 Prof. Atsushi NODA

Real-time Dynamics Estimation for Flexible Spacecraft

by

Akihiko HONDA

Keywords

Space tele-robotics, Dynamics, Solar array paddle, On-orbit service, Exploration rover
GOSAT, HTV, SSRMS, TRE, KENAGE

Abstract

宇宙開発の拡大に伴い、衛星や宇宙ロボットといった宇宙機の大型化・多機能化が進んでいる一方で、輸送機の打ち上げ能力には厳しい制限がある。そこで宇宙機の構造に、展開機能を持つような軽量で柔軟性の高い構造材の導入が行われている。しかし柔軟構造は僅かな外乱から複雑な動的挙動を発生させやすく、宇宙機全体の性能や寿命に影響を与える。開発段階において全ての要素を検証する、従来の方法以外の対策として、運用者が実時間で動的挙動を把握し、適切な指令を行うことにより悪影響を回避するという方法がある。ただし現状では、通信の帯域やセンサ系の規模に制約があるため、柔軟構造の複雑な挙動を、運用上必要とされる時間以内に遠隔から把握することは困難である。この問題の解決のため本研究では、宇宙機からの限られたテレメトリデータを基に宇宙機の動力学的な特性や挙動を実時間で推定する手法の確立を目指す。本論文の第一章では、研究の背景と目的を示し、技術課題と本研究の方向性について概要を述べる。第二章では提案手法の説明を行い、オンラインダイナミクスシミュレータと、逆解析による仮想的なテレメトリ生成および、軌道上データによるモデルチューニングを組み合わせた、実時間動力学推定 (Real-time Operation-based Dynamics Estimation) 手法について解説する。また本研究では、提案手法の実現性及び、従来手法からの実時間性・推定精度の改善の程度を検証するため、以降の章で具体的な 3 つの宇宙ミッションに向けて、提案手法を用いた遠隔運用システムを構築する。第三章では、提案する挙動推定手法が、衛星の太陽電池パドルに代表される薄板連結構造物の振動現象の把握に適用できることを示す。第四章では提案手法が、捕獲機構が柔軟性を持つ長大な宇宙用ロボットアームで、大質量の浮遊ターゲットを捕獲する際の接触挙動予測に利用できることを示す。第五章では、可変構造により高い不整地走破性能を持つ月-惑星探査ロボットの走行状態把握に提案手法が利用できることを示す。第六章では、提案した実時間推定手法の宇宙機制御への応用について論ずる。第七章では論文

のまとめを行う。

Spacecraft of recent years tend to use light weight and fordable/deployable structures to realize large structure in the limitation of launch capacity. The trend leads to complexity of spacecraft's dynamic behavior and affect to reliability and performance because available telemetry which is needed to operate also has a limitation in most cases. It is necessary to improve a method of real-time condition evaluation to develop the advance spacecraft.

This thesis aims to propose a method to estimate dynamic behavior of flexible spacecraft based on limited telemetry data generated by operating spacecraft in real time.

Here author propose a dynamics estimation method named “Real-time Operation-based Dynamics Estimation (RODE)”. The method mainly consists of online dynamics simulator, generator of a virtual telemetry and model tuning method. These methods are capable of estimating dynamic behaviors of flexible spacecraft more accurately in real-time compared with conventional estimation methods.

To evaluate practicality of the proposed methods, three cases of spacecraft (thermal snap occurred on an earth observation satellite's solar array paddle, contact dynamics between ISS's robotic arm and ISS supplier, running of transformable robotic explorer on a loose surface) are picked and examined with new remote operating system using a RODE method. By means of ground experiment facility, operation data and engineering test model, verification experiments were conducted to evaluate whether real-time property and estimation accuracy reach an enough level to use in real space mission. Then, feasibility of the proposed operation systems are confirmed its usefulness.

Additionally, RODE method is applied to the Model Predictive Control method which is capable of controlling large-delayed system and has a problem in applying to flexible spacecraft. With RODE-MPC system, vibration suppression control to solar array paddle and running control to transformable robotic explorer are realized in condition of virtual communication time-delay.

These results prove a proposed method's capability to estimate a flexible spacecraft's dynamics behavior in real-time.

目次

アブストラクト	3
目次	7
第1章 緒論	11
1.1. 本論文の概要	12
1.2. 本研究の背景と目的	14
1.3. 本論文の主な成果	17
1.4. 関連分野の実用技術および研究	18
1.4.1. 宇宙機の大規模化に伴う宇宙機構造の柔軟化	18
1.4.2. 遠隔運用高度化に向けた従来研究	23
1.4.3. 遠隔運用における技術的課題	24
1.4.4. 宇宙機の挙動予測技術	25
1.5. 本章のまとめ	28
第2章 実時間動力学推定手法の提案	29
2.1. 実時間における動力学パラメータの推定	30
2.2. テレメトリを利用したモデルチューニング	33
2.2.1. 動力学モデル演算の高速化	33
2.2.2. 常時微振動を利用した軌道上パラメータ同定	36
2.3. ベイズ推定による分布物理量に対する仮想テレメトリの生成	40
2.4. 動力学パラメータの実時間推定が有効な分野	45
2.5. 本章のまとめ	49
第3章 薄板連結構造物の振動推定	51
3.1. 薄板連結構造物とその課題	52
3.2. 太陽電池パドルの振動推定を目的とした実時間動力学推定の応用	57
3.3. 太陽電池パドルのモデル化	66
3.4. 実時間動力学推定手法の検証	68
3.4.1.地上実験モデルを使用した試験による評価	

68	
3.4.2.	衛星からのテレメトリデータを利用した評価
73	
3.5.	本章のまとめ
78	
第4章	宇宙用ロボットアームによる浮遊ターゲットの捕獲時の挙動推定
79	
4.1.	今後の宇宙活動に必須の「軌道上サービス」
80	
4.2.	宇宙用ロボットアームによる浮遊ターゲットの捕獲
82	
4.3.	捕獲機構および捕獲のモデル化
87	
4.4.	仮想テレメトリデータの生成・利用
92	
4.5.	数値シミュレーションによる検証
95	
4.6.	地上実験による検証
100	
4.7.	本章のまとめ
104	
第5章	可変構造型探査ロボットによる柔軟地盤走行時の挙動推定
108	
5.1.	月-惑星探査ミッション用ロボットへの要求
109	
5.2.	可変構造型ロボットの機構とモデル化
119	
5.2.1.	可変機構のモデル化
120	
5.2.2.	クローラのテラメカニクス
122	
5.3.	仮想テレメトリデータの利用
126	
5.4.	数値シミュレータを用いた検証
129	
5.5.	技術実証機による検証
130	
5.6.	本章のまとめ
136	
第6章	実時間動力学推定を利用した宇宙機の制御
138	
6.1.	モデル予測制御への RODE 手法の応用
139	
6.2.	薄板連結構造物の振動制御への応用
141	
6.3.	可変構造型探査ロボットの走行制御への応用
144	
6.3.1.	「健気」に向けた遠隔運用システムの開発
144	
6.3.2.	屋外走行試験
147	
6.4.	本章のまとめ
152	
第7章	結論
155	
7.1.	本研究で得られた成果
156	

7.2. 事例の検証結果	157
7.3. 今後の課題	158
付録 A：地球観測衛星「いぶき」の初期精密モデル	159
付録 B：宇宙ロボットの遠隔運用とその実例	164
参考文献	171
研究業績一覧	181

第 1 章

緒 論

(今後の宇宙機運用における宇宙機の実時間状態推定の必要性)

1.1. 本論文の概要

本論文は東京工業大学院 理工学研究科 機械宇宙システム専攻の本田瑛彦が行った博士論文研究の成果をまとめたもので、「柔軟構造を持つ宇宙機の実時間挙動推定手法の研究」と題し、以下の全7章で構成されている。

第一章「緒論」では、本研究が行われた背景および目的、主な成果について説明を行っている。すなわち今後の宇宙開発においては、高度化するミッション要求を達成するため宇宙機の大型化が進み、その結果、宇宙機の構造剛性が低下し正確な内部状態の推定が困難となってきたことを紹介している。そのため本研究では、運用中の宇宙機から得られる限られた情報量のセンサデータから、宇宙機の内部状態や形態変化を実時間で推定し宇宙機の遠隔運用に利用することを提案している。

第二章「実時間動力学推定手法の提案」では、稼働中の柔軟構造を含む宇宙機の内部状態を推定するために、これまで人工衛星の姿勢制御系の機能性能試験等に用いられていたオンラインシミュレーション手法（動的閉ループ試験／静的閉ループ試験, Dynamic Closed Loop Test / Static Closed Loop Test, DCLT / SCLT）の成果を参考に、運用中の宇宙機からのテレメトリデータをシミュレーションの内部演算に取り込んで利用するオンライン動力学シミュレータの利用を提案している。また、実時間でのオンライン動力学シミュレーションの実現のために、「逆問題解決による仮想的な宇宙機からのテレメトリデータの生成」「モデルチューニング」と組み合わせて宇宙機の遠隔運用に利用する「**実時間動力学推定手法 (Real-time Operation-based Dynamics Estimation, RODE システム)**」としての利用を提案している。本手法は従来から用いられている「地上試験による検証」や「柔軟構造の挙動を直接測定する手法」に比べて以下のメリットがある。

- ・ 実際の宇宙機からのテレメトリデータをダイナミクスシミュレーションに利用することで運用中に宇宙機の実態に即した挙動の推定が可能
- ・ 衛星開発時等の地上試験などで事前に取得される情報（シミュレーション結果等）に誤差が含まれていても、実時間シミュレーションにより誤差の影響を排除可能
- ・ 限られたセンサデータを基にした推定のため、ダウンリンク時間や宇宙機搭載計算機の能力を節約できる

第三章「薄板連結構造物の振動推定」では、人工衛星の太陽電池パドルの振動を対象として提案手法の適用を行う。近年の宇宙機開発では、薄板構造を展開などの機能を持つ連結部品で連結した構造が広く使用されているが、本研究ではこうした構造を「薄板連結構造」と定義する。薄板連結構造物は、宇宙太陽光発電など中・大規模宇宙システムを構築

するうえで重要性が高いが、一方で外乱の影響を受けやすいという問題がある。本研究ではこうした擾乱現象のうち具体的に熱誘起振動を対象とし、提案手法による擾乱挙動監視システムを構築する。提案する手法の検証のため、地球観測衛星「いぶき(GOSAT)」の情報を用いてシステムを構築し、地上実験装置や運用データを基に実現性の確認や従来の運用システムとの比較を行う。

第四章「宇宙用ロボットアームによる浮遊ターゲットの捕獲時の挙動推定」では軌道上で浮遊する物体の捕獲作業を行うロボットアームの関節センサ値を基に柔軟性の高い捕獲部と被捕獲部の接触力を算出し、被捕獲対象が衝突などの危機的な挙動を起こさないよう監視するシステムの構築を行う。具体例として「国際宇宙ステーション搭載ロボットアーム (Space Station Remote Manipulator System, SSRMS)」による「宇宙ステーション補給機 (こうのとり/H-II Transfer Vehicle, HTV)」の捕獲ミッションにおける情報を利用し、その実現性及び性能の検証を確認する。

第五章「可変構造型探査ロボットによる柔軟地盤走行時の挙動推定」では、可変構造型探査ロボット (Exploration robot/rover) に対して提案手法の適用を行う。宇宙探査ミッションでは、事前の予想を超える厳しい不整地における調査も必要となることが考えられるが、そのような場合でも対応できるよう自身の構造を地形に対して変更する可変構造型探査ロボットの開発が進められている。しかし初期の検証によりこうしたロボットでは、信頼性高く超不整地を移動するためには、走行状態の把握が必要であることが確認された。本研究では、提案手法を用いて JAXA の開発する可変構造型探査ロボット「健気(TRE)」を対象とし、可変構造部のセンサ系を利用したコンパクトで頑健性の高い走行状態監視システムを開発した。本章では、具体的な推定システムの説明と、シミュレータと技術検証機を用いて当システムの検証を行った結果についても説明する。

第六章「実時間動力学推定を利用した宇宙機の制御」では、宇宙ロボットの遠隔運用に有効であるものの、制御対象の柔軟特性が強い場合には適用が難しかった「モデル予測制御法(Model Predictive Control, MPC)」に RODE システムを組み込む(RODE-MPC)ことで通信時間遅れと柔軟特性による影響があっても遠隔地の宇宙ロボットの遠隔運用が可能なことを示す。

第七章「結論」では、本論文の総括を行う。本研究で提案する RODE システムの利用により、軌道上の宇宙機や月惑星上の探査機の内部状態の把握が宇宙機／探査ローバーの振動にも関わらず可能となり、これら宇宙機/宇宙ロボットの遠隔運用に寄与することを述べる。

1.2. 本研究の背景と目的

1957年に世界初の人工衛星としてソビエト連邦のスプートニク1号が打ち上げられて以来、地球圏の外に広がる宇宙空間は新たな人類の活動場所となっており、これまでの社会貢献の実績から宇宙開発のさらなる発展が望まれる。宇宙開発によって得られる恩恵は、他の手段を持って代替が困難なものが多く、例えば地球周回軌道における人工衛星は、地上からでは幾何学上不可能な程の広範な視野を以って、気象観測を始め測位システムや通信中継システムといった工学的価値を提供し、また微小重力や大気による妨害のない環境は科学的価値を提供している。加えて月・他惑星の探査では比較惑星学に基づいた科学的課題の解明への貢献が期待されている。このように宇宙開発からもたらされる恩恵は人類社会にとって大変有益であり、未だ多くの社会問題を抱えている人類に地上の開発のみでは不可能な解決策を提示し続けるためにも、さらなる発展が求められる。

今後の宇宙開発の発展方向について検討すると、大きな転換点として従来の国家主導型の宇宙開発から、徐々に民間主導型の宇宙開発の方向へ移行していくと予測されている。実際に最近の宇宙開発関連のニュースには Surrey Satellite Technology 社や SpaceX 社といった民間からの目覚ましいニュースが多く登場している。このように民間で宇宙開発を行って事業を継続するためには、「経済性と性能のバランス」がとれた宇宙機の開発が必須である。また、国家主導型の宇宙開発としては、国際協力を通じて民間単体では実施が困難な大規模な宇宙ミッションが実施されていくようになると考えられる。そうした宇宙開発では、現状の技術の限界に近い目標が設定され「ミッションの実現性」が検討すべき課題として挙げられる。

現状の傾向として、宇宙機の開発を行う中でこれら「経済性と性能のバランス」や「ミッションの実現性」を考慮したとき、設計において従来の簡素な構造から、軽量・展開性のある「柔軟構造」が採用される傾向にある。ここで本研究が取り上げる柔軟構造とは、展開機構などを有し、従来の構造に対して軽量・大体積で、最低次固有振動周期が 0.1~10 [Hz]程度のものである。こうした柔軟構造が利用される理由は、ミッションごとに「経済性と性能のバランス」や「ミッションの実現性」を検討すると、多くの場合で輸送機の能力および費用がボトルネックとなるためである。こうした状況は、たとえば宇宙エレベータのような革新的な軌道輸送手段の実用化などがなされない限り大きく変わることはない。つまり、今後の宇宙開発では柔軟性の高い構造をもつ宇宙機の実用化が重要である。

柔軟構造を宇宙機に取り入れる試みは一度 1990 年代に大きな進展を見た。実例として、ここでは 1990 年に NASA によって打ち上げられた「ハッブル宇宙望遠鏡」と 1996 年に JAXA

によって打ち上げられた「ADEOS」を取り上げる。これらの宇宙機は、実証も兼ねて太陽電池パドルに、従来の構造とは大きく異なる、展開するシート状の構造を導入した。このシート状太陽電池パドルの利用は、設計上多くの利点があったが、運用開始後に問題が発生した。そのため前述の 2 基の宇宙機は、軌道上での部品交換の実施や機能喪失に陥るといった結果となった。これらの柔軟構造の実証結果を受け現状では、従来の太陽電池パドルの構造を発展させた、比較的柔軟性の小さい太陽電池パドルが一般的に使用されるようになってきている。しかし前述のとおり、柔軟構造の効果的な利用は今後の宇宙開発では欠かせない要素となるため、再び、大きな柔軟性を持つ構造をもった宇宙機の実現に挑戦する必要がある。

大きな柔軟性を持つ構造をもった宇宙機の実現のためには、1990 年代に開発された宇宙機を振り返る必要がある。ここで、柔軟構造で構成される太陽電池パドルが破断を起こした ADEOS の問題を調査した報告書[1]を参照すると、「事故後の解析により判明した通り、事故以前から一部のテレメトリデータに事故の徴候があったが、現状の運用体制での早期発見はできなかった」とあり、その対策として「リアルタイム評価の改善」が必要であるとしている。これは、柔軟構造の状態の評価さえ行えれば、その時点で適当な宇宙機制御を行うことが可能となり、信頼性や性能の向上に繋がるということである。つまり、柔軟性の高い宇宙機の実用化には、その挙動を監視し異常をリアルタイムに検知するシステムが必要ということである。

上記の、柔軟構造宇宙機のリアルタイム評価を行う機能は、主に遠隔運用技術に属するものである。そして、宇宙開発分野において特に遠隔運用技術を対象とした研究を行っているのが宇宙ロボット分野である。宇宙空間を舞台として人類が活動する方法を大別すると、有人および無人による活動に分けられる。有人による宇宙開発は、それ自体の価値だけでなく、宇宙空間で複雑な認識・判断や作業が必要とされるミッションで大きな役割を果たしてきた。しかし、一方で宇宙空間では真空や放射線、極端な温度環境に暴露されること、また単に補給物資の打ち上げのコストから、有人による活動が効率的でない局面が現実によく存在する[2]。そのため現状で宇宙空間において運用されるシステムの多くは無人・自動で運用されることを前提に構成されている。そうした宇宙での利用を目的とした自動システムの中で、より高度な機能を持つ一群で「宇宙ロボット」と呼ばれるシステムが存在する。そのため、リアルタイム評価の問題は、宇宙ロボット工学の知見を持って解決することが妥当であると考えられる。

「宇宙ロボット」は一義的には宇宙空間での使用が想定されているロボットの事であるが、地上で使用されるロボットとの際立って異なる点は、宇宙ロボットには一般的なロボ

ットの定義である「入力」-「判断」-「出力」の機能に加え、同等の不可欠さを持つ構成機能として、運用者との「通信」機能、つまり遠隔運用機能がほぼ全ての場合において搭載されている点である。例えば、地上向けロボットには iRobot 社のルンバシリーズ[3]を代表として、一度動作を開始すれば利用者から完全に独立して稼働し続けるロボットが多く存在する。しかし、宇宙ロボットは、ミッションの性質や機能拡張性の観点から、重量やコストの少なくない割合を占めつつもほぼ全ての機体が強力な通信システムを持ち「遠隔運用」機能を搭載している。こうした宇宙ロボット工学の視点から、柔軟構造物に向けたリアルタイム評価の実現に向けた技術的課題を捉え直すと、情報量の不足という問題が明らかとなる。つまり、宇宙機の大型化や柔軟性の上昇が進むと、宇宙機の状態を表す変数の数が増加する。一方で、宇宙機の通信帯域や踏査可能なセンサの数の問題から、その挙動を捉えるために必要な観測値は常に十分な量ではない。

こうした状況から本論文では研究目的として、大規模もしくは柔軟性の高い構造をもつ宇宙機の実用化に向けて、Figure 1-1 に示すようなリアルタイム評価手法の確立を目指す。そのために、稼働中の宇宙機に向けて、限定されたテレメトリデータから実時間で対象の動力学的挙動を推定する手法を開発する。本研究では、稼働中の宇宙機のセンサデータを有効的に活用するため、計算においてセンサデータを入力とするオンラインシミュレータを用いたアプローチをとる。本アプローチでは柔軟構造を持つ宇宙機の動力学的挙動をオンラインシミュレータで将来時間にわたって解析することで、対象の宇宙機の挙動の推定を行い、運用データとして出力する。加えて、上記の推定システムを開発するうえでの課題に対してそれぞれ解決を行う。

本論文の主な成果および、主張する優位性に関しては次節で述べる。

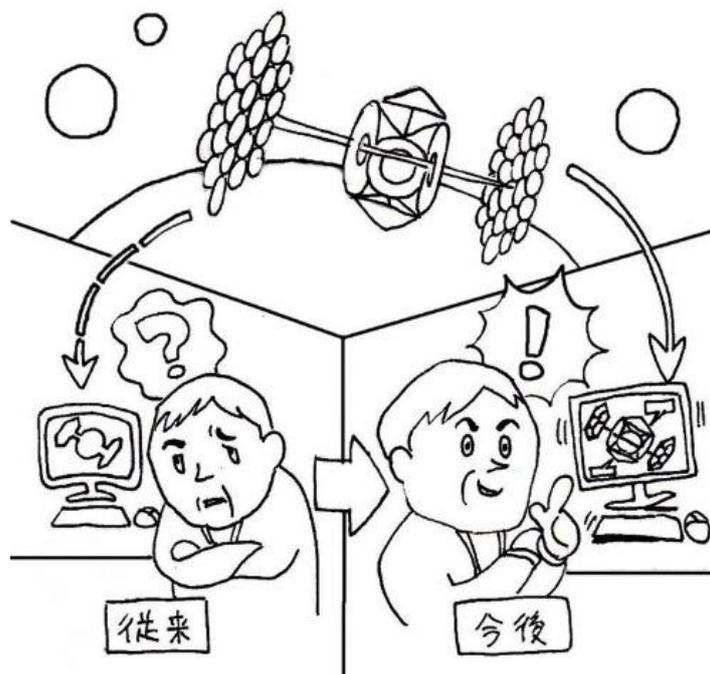


Figure 1-1 Future image of the spacecraft's operation using proposed methods

1.3. 本論文の主な成果

本論文による主な成果は、以下のとおりである。

- ・ 限られたセンサ情報から、稼働中の、柔軟な構造を持つ宇宙機の状態を、推定するため「オンライン動力学シミュレータを用いた手法（実時間動力学推定手法, Real-time Operation-based Dynamics Estimation, RODE)」を提案
- ・ RODE 手法の確立に向けて以下を提案
 - ・ Empirical Eigenbasis を用いた計算コストと近似精度において最適な低次元化モデルの生成法
 - ・ 環境振動を入力とした柔軟構造物の動力学パラメータ同定手法
 - ・ ベイズ則に基づく逆解析による分布物理量の仮想的なテレメトリの生成手法
- ・ 上記手法を以下の対象に対して適用し、有効性を評価
 - ・ 地球観測衛星の太陽電池パドル等の薄板連結構造物に発生するサーマルスナップ
 - ・ 柔軟な構造を持つ捕獲機構を持つロボットアームによる浮遊ターゲットの捕獲
 - ・ 可変構造型の月・惑星表面探査ロボット
- ・ 提案推定手法を、時間遅れに強いモデル予測制御法に組み込み、評価
 - ・ 本研究の成果の優位性は以下の点を主張する。

- ・ 推定に用いる事前知識に対する精度要求や、適用可能な条件に関して課題の有った従来手法に対して、テレメトリデータを有効に利用する手法を提案し、総合的に実利用可能な方法を示した
- ・ モデル予測制御に提案手法を導入することにより、より大きな自由度を持つ対象の制御を可能とした

1.4. 関連分野の実用技術および研究

本節では、1.2 節で述べた研究背景について、本論文の内容を議論するうえで特に重要な、実用化技術および従来研究について例を挙げ具体的な説明を行う。さらに詳細な内容に関しては附録で取り扱う。

1.4.1. 宇宙機の大規模化に伴う宇宙機構造の柔軟化

近年、宇宙ミッションへの要求性能が高度化するに伴い、光学系や通信用アンテナ、太陽電池パドルの大型化が進んでいる。しかし一方で、ロケットの打ち上げ重量やペイロード容量は技術的な課題や経済的な要因から劇的な向上が行われているわけではない。そのため、宇宙機の設計として容量や質量の制約を満たすため、大型でありながら軽量かつ、打ち上げ時には小型に収納可能な構造の利用が進んでいる。こうした構造は質量やサイズといった設計パラメータを調整するために便利ではあるが、一方で構造が大きな柔軟性を持つようになるという欠点をもつ。

宇宙機にこうした柔軟構造物を用いられる代表的なコンポーネントとして、まず通信アンテナや太陽電池パドルを挙げることができる。1980年代まで宇宙機に搭載されるアンテナや太陽電池パドルは小型で剛性の高いものが多くを占めていた。しかし、その後宇宙機に対する需要の高度化に伴い通信量や供給電力量が増え、より大型な構造を持った通信アンテナ、太陽電池パドルが求められるようになった。そうした柔軟構造黎明期における宇宙機の代表的な例として、ここでは JAXA が 1996 年に打ち上げた地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり, Advanced Earth Observing Satellite (ADEOS)」(Figure 1-2)と NASA が 1990 年に打ち上げた「ハッブル宇宙望遠鏡(Hubble Space Telescope, HST)」(Figure 1-3)を取り上げる。



Figure 1-2 地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり, Advanced Earth Observing Satellite (ADEOS)」 ©JAXA



Figure 1-3 ハッブル宇宙望遠鏡(Hubble Space Telescope, HST)

これらの宇宙機の共通点は、大型の太陽電池パドルを搭載していたことに加え、従来では板状の要素で構成することが一般的であった太陽電池パドルをより軽量化するため巻き取り・伸展・テンション不可の機能を持つ機構で構成したことである。ADEOS と HST は打ち上げ後、軌道上での太陽電池パドルの展開に成功し動作を開始したが、それぞれ運用とともに技術的な課題が発生し、ADEOS は機能喪失、HST は宇宙飛行士による EVA による太陽電池パドル交換作業に繋がった。

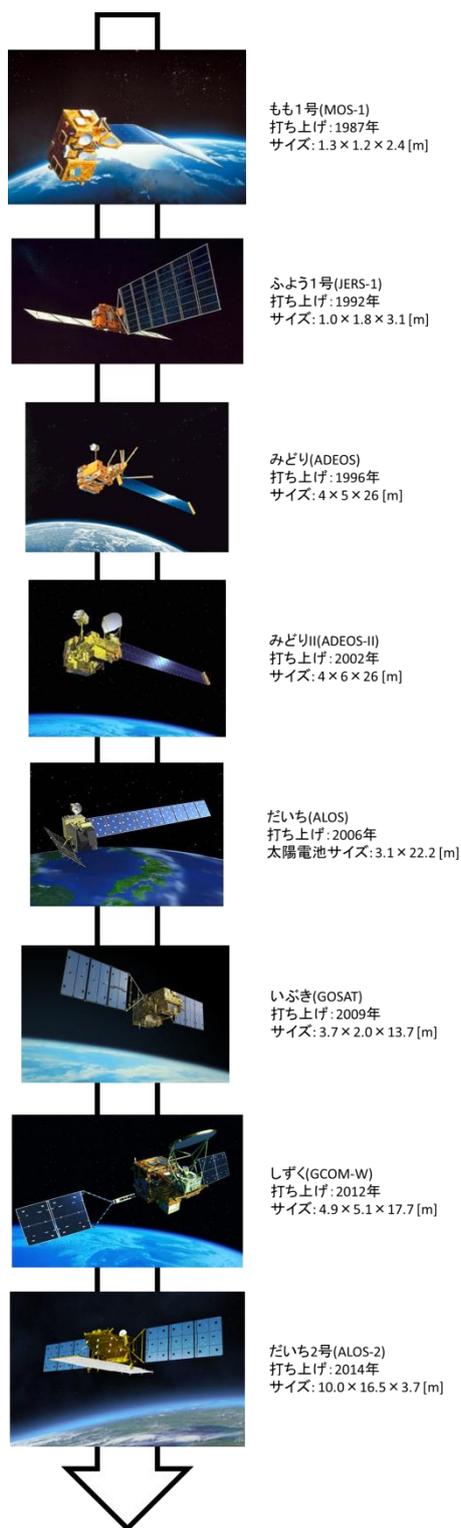


Figure 1-4 JAXA の開発した地球観測衛星の変遷©JAXA. 図より初期の地球観測衛星 2 機, 1996 年~2006 年の大型太陽電池パドル搭載機, および 2009 年以降の構造信頼性を重視した SAP2 翼搭載型の衛星に大きく分けられることが確認できる.

黎明期における教訓から現在では、地球観測衛星や放送衛星などバス機能の安定性が求められる宇宙機ではあまり柔軟構造が使用されないようになってきている。ただし、柔軟構造を持つ宇宙機開発への挑戦は続いており、技術実証的性格の強い宇宙機では柔軟構造を取り入れた構造が見られる。そうした例として「技術試験衛星“きく8号”(Engineering Test Satellite-VIII, ETS-VIII)」の巨大アンテナを挙げることができる。ETS-VIIIは移動体通信（特に携帯端末）と衛星との直接通信技術の実験を目的として2006年に打ち上げられた（Figure 1-5）。対移動体通信では地上の携帯端末側の送信電力が限られるため、宇宙機側に高感度・大面積のアンテナが要求される。この19[m]×17[m]という大面積なアンテナを軽量に実現するため、図のような柔軟構造物を使用した。ETS-VIIIのアンテナは支持構造物にアンテナ面を載せる構造になっている。このうちアンテナ面は金属メッシュが使われ単位面積当たりの質量はわずか20[g/m²]に抑えられている。支持構造物は展開機構を備えており、展開後の局所的な精度を確保するため、14個の精度の高いモジュールを組み合わせた構造が採用されている[4]。こうした構成を持つことから本アンテナは全体として高い柔軟性を有している。



Figure 1-5 技術試験衛星「きく8号(Engineering Test Satellite-VIII, ETS-VIII)」。柔軟構造物を適用することによって実現した大面積のアンテナが特徴である。また大電力を確保するために大型の展開パドルを搭載する[5]©JAXA



Figure 1-6 「カナダアーム 2 (Space Station Remote Manipulator、SSRMS)」 . 国際宇宙ステーションでの船外作業に使用される. [6] ©NASA/JAXA

他のサブシステムに柔軟構造物を使用されている例として、軌道上で大規模構造物の建設作業を行う際に使用される Figure 1-6 に示すような長大アームがある。こうしたアームの使用は、宇宙飛行士の大きな負担となる船外活動(Extra-Vehicular Activity, EVA)に比べ、宇宙機の船内から作業ができるという利点がある。また EVA では難しい質量のある大規模な把持物を扱う作業が可能であるといった利点があり、近年の宇宙活動で重要視されている。こうした宇宙用長大アームは重力分の力を出す必要がないことや、広い作業範囲を求められることから、地上で利用されているロボットアームと比較し“華奢”なサイズに作られている。こうした事情から宇宙で使用される長大アームは大きな柔軟性を持つ柔軟構造物である。Figure 1-6 で取り上げているものは国際宇宙ステーション(International Space Station, ISS)で利用されている、「カナダアーム 2 (Space Station Remote Manipulator、SSRMS)」である。このアームは国際宇宙ステーションの組み立てや補修だけでなく、2009 年に日本の「宇宙ステーション補給機 (HTV)」が宇宙ステーションへの結合を行う際に使用され、日本の無人宇宙運送システムの技術の実証に寄与した。17.6[m]の全長で最大で 11.6[t]の可搬重量を持ちながら本体重量は 1.8[t]に抑えられており、地上向けロボットアームである三菱重工の PA-10 ロボットアーム[7,8]が本体重量 40[kg]で取扱い質量が 10[kg]であることを点から見ても軽量に設計されている。

上記の事例から分かるように宇宙システムに対する需要を受けた高性能化には、重量制限がある中での大型化が不可避であり、近年では 10~100[m]のレンジにおける宇宙機が建

造されてきている。このため宇宙システムを設計・運用するにはその柔軟性を考慮する必要とされている。本論文でもこの範囲にある宇宙機を対象とする。

1.4.2. 遠隔運用高度化に向けた従来研究

遠隔運用システムは、多くの場合ミッション目標を達成するうえで不可欠な機能であり、その改善はミッション成果の向上につながる。一方で、宇宙機の遠隔運用に求められる条件は、地上システムでは稀有な例であるため、主に宇宙工学領域の研究者によって、宇宙機の遠隔運用の高度化に向けて、これまで様々な研究が行われてきた。

まず、対象とする物理量が、何であるかといった視点から従来研究を観ていくと宇宙機の状態を表す量の中で、多くの場合において一番重要な量はその姿勢である。そのため、姿勢を遠隔で監視し制御するためのシステムが研究されている。こうしたシステムは大学衛星のように、シンプルさを特に重視するような宇宙機でも搭載されているが、高度な要求に対する高度な技術の例として Andreas Fleischner ら[9]は、2012年に Real-time Attitude Control and On-Orbit Navigation (RACOON)システムを開発した。RACOONシステムは運用者をシステムの一部として定義した Human in the loop システムを構築し、一方で宇宙機の複雑な挙動に対しては、実機モデルを組み込んだ Hardware in the loop 手法により、実際に近いシミュレーションを行う手法を提案している。

宇宙機の姿勢以外にも、特に SSPS などの開発を目的とした際に宇宙機自体の形状を遠隔監視する必要が生じる。そうした柔軟な宇宙機の形状を遠隔監視する研究として Matthew D. Lichter ら[10]はレーザーレンジファインダを用いた形状測定手法を提案している。

また、ロボットアームによる作業状態に関する物理量を対象としたものでは、JAXA の ETS-VII ミッションに対して行われた研究がある。本宇宙機では、7[sec]程度の時間遅れを補償するため、ロボットアームに対し

- ・ 将来動作の予測表示
- ・ シェアードコントロール機能

が搭載された。また、以降の宇宙向けロボットアームでも搭載される、障害物との衝突の有無の自動監視や電子手順書といった機能も検証が行われた。

こうした研究の成果により、これまでの宇宙開発では必要な信頼性を確保した宇宙機が開発されてきた。しかし一方で、今後の宇宙機の変化を考慮すると適応できる宇宙機の実用的な自由度の制限や実時間性には課題が残る。

また通信時間遅れの問題に関しては、特に大きな影響を受けるマスター・スレーブ操作

を推進するチームによる研究が盛んに行われている。横小路ら[11]は、可変の通信時間が発生するような状況に向けて、波変数を基に時間変動による性能劣化を最小限に押さえることのできる手法を提案した。

通信時間遅れが最大になるミッションとして研究対象になっているのが、探査ローバーに向けた技術開発である。CNES のグループ[12]は、月面探査ローバーの開発の中で Joy Stick を用いた制御システムに位置同定機能や軌道追従機能を付加したシステムを開発した。また NASA の探査ローバーチーム[13]は、探査ローバーの主に自律機能の向上によって遠隔運用における運用者への負担の軽減を目指している。NASA 2003 Mars Exploration Rover (MER) ミッションでは、ユーザーの GUI から入力できる自動パスプランニング機能やマクロ機能などが試験され、NASA JPL(Jet Propulsion Laboratory)と砂漠を衛星回線で結び、45 日間で 233.5[km]の走行を実現した。しかし火星で数分にもなる時間遅れの中で、運用者が探査機の周辺を認識する技術には未だ課題が多く、テレグジスタンス技術とともに研究が進められている。また、探査機の自律的な環境認識にも、現在のところ限界があり可能な限り不確実性の小さな地形を走行するよう経路計画によって対応しているのが現状である。

1.4.3. 遠隔運用における技術的課題

本節では、宇宙向けシステムに対する状態推定の技術課題と課題に対して構造の柔軟性の増加がどのような影響を与えるかについて整理を行う。

(1) 環境の不確かさの増大

ロボットにとって自身を含む周辺環境を正しく認識することは、適切な動作を行う上で重要である。周辺環境の認識にはセンサによる計測が必要であるが、計測値にはセンサ性能による質・量の限界が存在する。加えて宇宙システム特有の条件として、打ち上げ重量の制限や信頼性の問題からセンサの取り付け数および位置に関して、大きな制限が存在する。こうした理由から基本的にロボットシステムは周辺環境を構築する要素の一部を認識するのみである。また、システム設計者が想定していない物理量の測定は不可能である。感知されていない要素は不具合を発生させる要因となるため、地上のロボット使用環境は、使用者によって可能な限り理想的なものとなるよう対策されている。しかし宇宙ロボットの場合は、多くの場合において自然環境に暴露されるため、こうした対策は困難である。

特に、構造に柔軟な構造材が含まれている場合、宇宙ロボットの動作は外乱の大きな影響を受ける。

(2) システム修正・修理が困難

宇宙ロボットは主に孤立した環境で稼働することが多いため、地上向けロボットのよ
うに、状況に応じたシステムの修正や、故障時にメンテナンスを行うことが困難である。
こうした事情から宇宙ロボットの性能向上や信頼性確保が可能な期間は開発時のみに限ら
れるため、一機当たりのコストと失敗時のリスクを鑑みて多くの労力が開発時に投入され
ている。従来のように宇宙ロボットが国家プロジェクトとして推進されている場合には、
こうした状態が許容されていたが、今後宇宙開発が一つの産業分野として経済性を追求す
る際には低コスト化を行うためにリソース投入時期の分散が必要であると考えられる。ま
た、開発段階に絞った信頼性向上には限界があると考えられるため、信頼性の上限を引き
上げる意味でも、本課題の克服が必要である。

(3) 通信品質の制限

宇宙用ロボットは、多くの場合高い自律行動能力を持つよう設計されるが、大局的な
判断やデータ認識においては、未だ人間の能力には及ばず、またミッション内容の拡張性
を考慮すると、運用者からの遠隔的な操縦ができるような機能が付随されている。また、
事前に予測されたよりも悪い非常事態の回避や復帰には地上オペレータによるデータ解析
が必要とされる。こうした理由から宇宙ロボットは、遠隔地にいる運用者に自身の動作に
必要な情報を送信する。

自動車や産業用ロボットなどの地上向けシステムが、システムを利用する運用者から数
～数十 m 程度の距離で稼働するのに対して、宇宙向けシステムは最短でも低軌道上
(350km~)の距離があり、太陽系外探査ともなると百億 km ともなる。加えて、静止衛星の場合を除き、宇宙機は運用者に対して幾何学的に可視の位置にいる時間が限られている。こ
うした要因は、通信の時間遅れ及び、途絶を招く。

1.4.4. 宇宙機の挙動予測技術

宇宙機の状態を知ろうとする試みは、宇宙機の誕生時点から行われてきた。世界初の人
工衛星であるスプートニク 1 号 (1957 年) は、運用シーケンスのほか、搭載された温度セン
サから機体の温度状態を伝送する機能を有し、地上から宇宙機の状態を確認する事ができ
た。この際に利用されたのが有名なビーブ音で、ON/OFF による情報伝達を行った。同様の
情報伝達機能は現在でも使用されており、宇宙機の基礎的なハウスキーピングデータやセ

ーフモード時の通信などとして利用されている。一方で、地球観測や効率的な太陽光発電の維持、ランデブ・ドッキングといったより高度なミッションが行われるようになると、軌道上での正確な姿勢制御が必要となり、より詳細な宇宙機の状態を把握する必要性が発生した。そうした目的のために、宇宙開発では打ち上げ前に宇宙機の機能を推定するため Software in the Loop システム (SiL) や Hardware in the Loop システム (HiL) システムなどが導入されてきた。これらのシステムは、宇宙機の挙動を模擬するシミュレータと動作把握を行いたい部位をソフトウェア/ハードウェアで構成したシステムからなる。

JAXA では SiL や HiL の実装の形式として Static Closed Loop Test (SCLT), Dynamic Closed Loop Test (DCLT) が可能な実験装置 (ACTS, RDOTS) が開発された [14][15]。SCLT は誘導センサを模擬する数値モデルおよび軌道運動のダイナミクスを模擬する数値モデルからなり、実時間での宇宙機の動作がどのように行われるか推定が可能である。Figure 1-7 に JAXA で開発された SCLT システムの構成図を示す。本システムを用いて誘導制御コンピュータの機能と性能の検証が行われた。

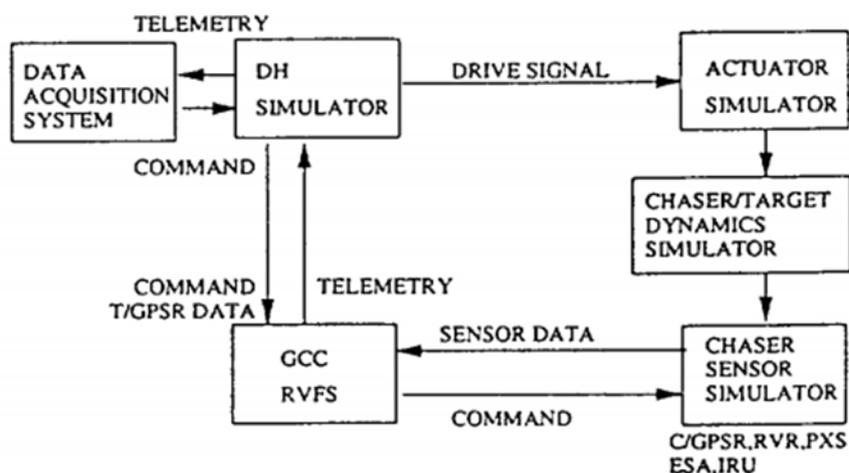


Figure 1-7 Configuration of SCLT [14]

DCLT システムの構成を Figure 1-8 に示す。DCLT システムには、地上実験装置が組み込まれており、物理的実験により取得されたセンサデータを入力として用いることで、シミュレーションで模擬が難しい動力学挙動に対して実世界の物理現象に基づく信頼性の高いデータを用いた実験が可能である。

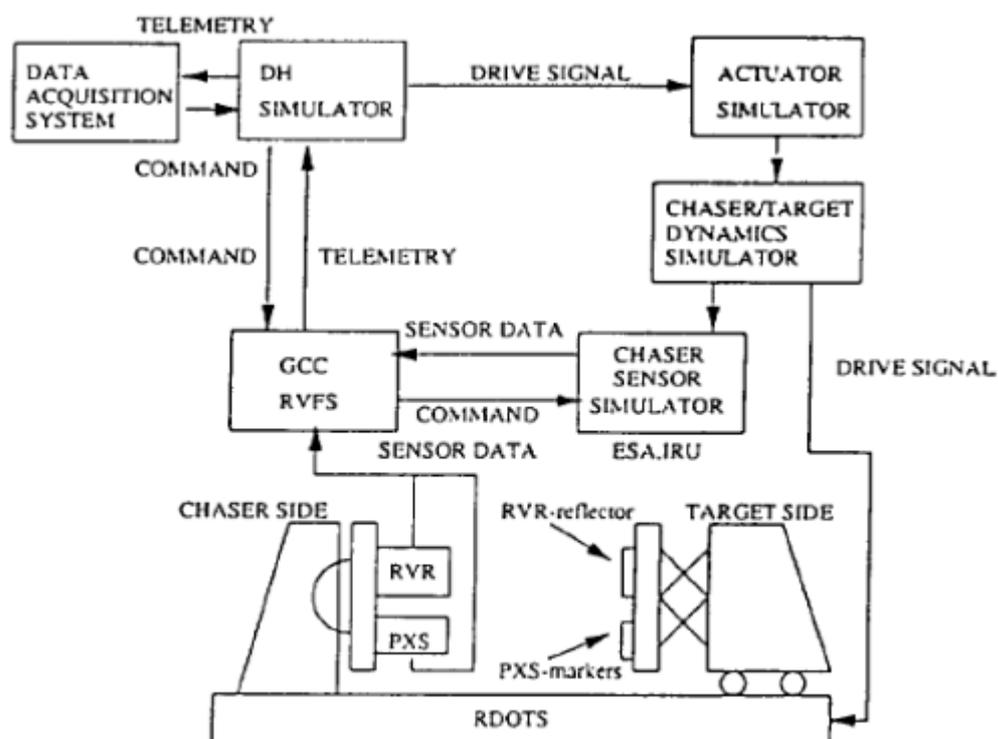


Figure 1-8 Configuration of DCLT [14]. The system developed by JAXA is called “Rendezvous and Docking Operation Test System (RDOTS)”.[14].

これらのシステムにより、開発段階において軌道上での宇宙機の挙動の推定が可能となり、より複雑にミッション達成に向けて確実な宇宙機システムの構築が可能となった。SCLT, DCLT を用いて開発された宇宙機の例としては、技術試験衛星 VII 型「おりひめ、ひこぼし (ETS-VII)」や宇宙ステーション補給機「こうのとり (HTV)」が挙げられる。

しかし、宇宙機の大規模化や柔軟構造の導入が進むと、試験モデルのサイズの巨大化、重力や大気といった地上環境に大きな影響を受けることから、これまでの DCLT のような地上実験を用いた挙動推定が困難になりつつあり、取得されるデータについても正確性に限界があることが指摘されている。

実際に地上で予測された特性と軌道上で同定された特性に有意の差異が認められる事例も多く報告されている。例えば、JAXA が 1996 年に打ち上げた地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり」の例がある。みどりは将来的な地球観測に必要となると予測される技術の試験プラットフォームとして開発された。みどりの特徴として、大発電力と軽量化の達成を目的としたシート状構造を用いた柔軟性の高い太陽電池パドルが搭載されていた。しかし、運用中に太陽電池パドルに予期せぬテンションが付加され、結果として発電機能を喪失し宇宙機として機能停止した。本事件の教訓として筆者が特に注目するのは、事後

に行われた調査[1]でテレメトリデータに事故の兆候をしめすデータが存在したと確認されて、今後の対策として「リアルタイム評価」の改善が必要であると結論付けられた点である。しかし、現時点までのところ、宇宙機に向けたリアルタイム評価機能を実現する技術開発は、個々の宇宙機に向けた例が多く、根本的な問題解決には至っていない。日本の宇宙開発の傾向としても、個々の宇宙機に与えるミッションを限定することで、可能な限り宇宙機構造の簡素化を行い剛性の高い構造となるような設計を行うことで、信頼性の向上を図る方針に傾きつつある。しかし一方でミッション達成のために現実的に柔軟構造の導入が要求される例も依然として存在する。

1.5. 本章のまとめ

- ・ 本章では本研究の背景及び目的に関して説明
- ・ 宇宙開発の進展に伴って信頼性と効率の高い遠隔運用を行うため、実時間での宇宙機の内部状態推定技術が求められている
 - ・ 高度化する宇宙機に対する性能要求を満たすために宇宙機の大型化そして柔軟構造物の利用が促進
 - ・ 宇宙機で使用される柔軟構造物は、遠隔運用の難易度を上昇させる一方、従来の方法で挙動予測が困難
 - ・ 宇宙機に搭載可能なセンサ数および通信帯域には厳しい制限があり、状態把握が困難
 - ・ 過去の柔軟構造を持つ宇宙機における問題発生事例を検討すると、宇宙機の状態推定を実時間で行う必要がある
- ・ 上記の問題を解決するため、限定された情報を基に実時間で柔軟構造を含む宇宙機の状態推定を行う技術の開発を行う

第2章
実時間動力学
推定手法の提案

2.1. 実時間における動力学パラメータの推定

本節では、柔軟構造を持つ宇宙機の挙動を実時間で推定する手法の枠組みとなる、「**実時間動力学推定 (Real-time Operation-based Dynamics Estimation, RODE)**」手法について述べる。

前章の背景で述べたとおり、従来の SiL/HiL システムは、宇宙機の開発段階において軌道上での宇宙機の挙動を予測するために有効な手段であるが、一方で稼働中の柔軟性の大きな構造持つ大規模な宇宙機への適用には、推定精度や実時間性の観点から課題が残る。こうした現状に対して筆者は、従来の挙動推定手法を発展させ、システムの稼働中に軌道上での状態推定を実時間で行う手法を提案する。

そのために本研究では、稼働中の宇宙機で生成されたテレメトリデータを入力として宇宙機の挙動を推定するシステムを提案する。これまでの議論から、本研究では以下の機能を持つシステムの実現を目指す。

- ・ 軌道上にある稼働中の柔軟性を有する構造物の状態を推定
- ・ 推定を実時間で行い、運用者（もしくは制御器）に情報を提供

本研究では、上記の 2 項目を行うシステムを、**実時間動力学推定 (Real-time Operation-based Dynamics Estimation, RODE)** システムと定義する。こうしたシステムを実現化するうえで、本研究ではセンサデータを逐次的に計算に利用するオンラインシミュレータを用いたアプローチを採用する。Figure 2-1 にオンラインシミュレータを用いた宇宙機の挙動予測の概念図を示す。RODE システムの構成は、従来の推定システムと比較し軌道上でのテレメトリデータを入力として動作するため、DCLT システムにおける地上実験装置が軌道上で稼働する宇宙機に置き換わっている。オンラインシミュレータを用いる利点としては、ハードウェアによる実験装置を用いる HiL 手法と比較し、運用ごとの条件に合わせた構成の変更が容易な点、遠隔運用の通信時間遅れの問題に対して、十分な計算速度で処理を行えば将来時間にわたった解析ができ、時間遅れ分の時間を補償できる点がある。また、柔軟構造物の状態の直接計測を行うような状態把握手法に対しては、自由度の大きい柔軟構造物の変形を計測した際に生成される大規模なデータ取得を直接的に行わなくて済む点が優位である。

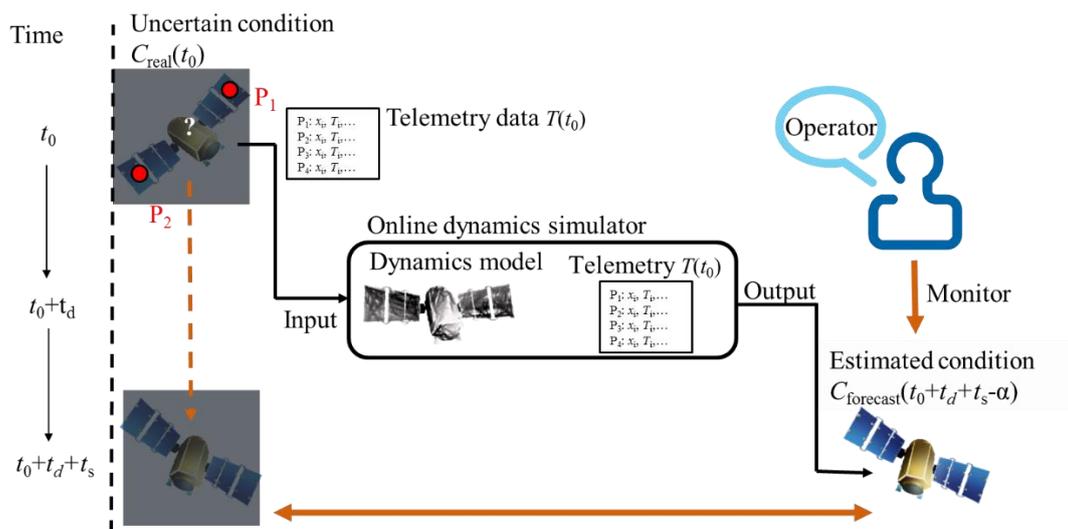


Figure 2-1 Concept image of dynamics estimation system using online simulator

しかしシステムの検討を行っていく中で、Figure 2-1 のシステムの実現化にはいくつかの課題があることが判明した。それは以下の3点である。

- ・ 柔軟構造物の動力学モデルの計算コストが高く、実時間での解析が困難
- ・ 動力学モデルパラメータとして打ち上げ前の推定値を用いると解析精度が不十分
- ・ 柔軟構造物の挙動解析には、分布する物理量の分布形状が大きく影響するが、一般的な宇宙機のセンサシステムで分布計測は困難

これらの課題を解決するため、オンラインシミュレータに新たな手法および機能を組み合わせることとした。Figure 2-2 にこうした機能を追加しより具体化を行った RODE システムを示す。まずテレメトリのデータを利用して実時間動力学解析で用いるモデルのチューニングを行う機能(Figure 2-2 における MODEL TUNING)が追加されている。加えて、地上実験装置では任意の計測機器が利用できるが、実宇宙機では対象の内部状態に関するデータ収集に制限がある。その情報量の不足を補うために仮想的なテレメトリを生成するサブシステムが追加されている。

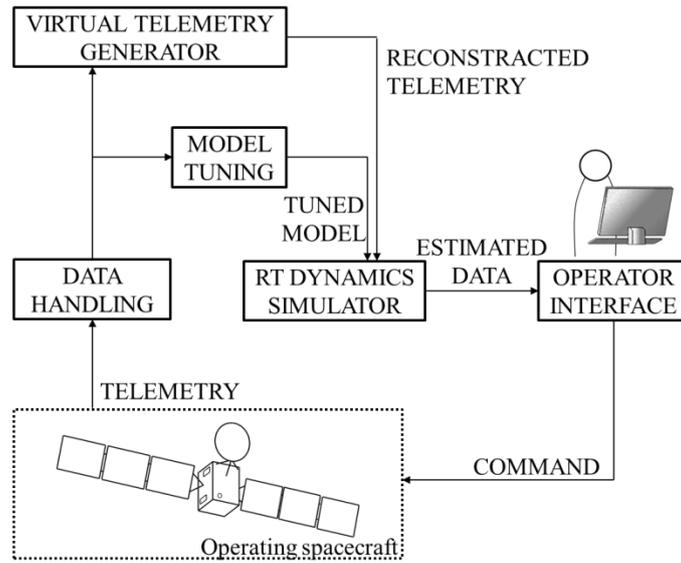


Figure 2-2 Configuration of proposing Real-time Operation-based Dynamics Estimation (RODE) system.

本システムの利点は、軌道上で生成されるセンサデータを入力することで、実際に問題となる軌道上にあるフライト品の宇宙機に対して、より実態に沿った推定が可能であること、また、本システムでは動力学モデルに対して数学的に境界条件を設定可能なため、観測誤差による制約条件との矛盾、つまり推定解の存在性問題を回避できること、そして挙動推定対象の直接観測が困難な場合（例としては、センサの取り付けが困難かつイメージセンサなどからも死角となる場合）でも適用可能なことが挙げられる。

RODE システムを構築するための技術課題としては次の3点が存在した。

- (a) 柔軟構造物に対する動力学モデルの計算コスト
- (b) 稼働中の宇宙機を対象とした動力学パラメータの取得
- (c) シミュレータの入力値の情報量

まず課題(a),(b)からなるモデルチューニングに関する課題について説明する。課題(a)に関しては、一般的に柔軟構造の動力学的挙動を対象としたシミュレーションを実施する場合、製作されるモデルは多くの自由度を表現するために複雑なものとなる場合が多い。この複雑性は実時間で有効な時間間隔を維持したまま計算を行いたい RODE システムに対しては致命的になる。そのため、動力学モデルの軽量化が必要であるが、従来の軽量化手法は設計者の技術的判断によるところが多く、またシミュレーション対象が軌道上にあるため、実機と比較しての誤差量の判断も困難である。そのため、軽量化をどの程度施してよいか判断が難しい。また、線形なシステムを対象としている場合が多いため、柔軟性を有し

ていて、且つある程度の大きさを有する対象への適用に際しては様々な制限が存在する。また(b)に関しては、打ち上げ以前の情報を基に開発された動力学モデルは、軌道上での実機の挙動と異なった結果を示す可能性がある。実機で取得した情報を利用できることが RODE システムの利点であるが、従来行われてきた軌道上での動力学パラメータ取得は、宇宙機の周回軌道遷移時に高度を変更するために使われる、強力なスラストを利用したマニューバ振動を利用するため実施の機会が限られている。最後に課題(c)は、柔軟構造物の挙動とセンサ系からのデータをどのように接続するかの問題である。宇宙機は、一般的に経済的な理由などからメインミッションに対して余裕の少ない設計となっている。一般的に柔軟構造物に対する計測を実施する場合には多くのセンサが使用されるが、宇宙機を対象としてはセンサの数・種類が外的要因によって制限される。そのため、限られたセンサ情報から、柔軟構造の挙動を推定するために必要なだけの量の情報を再構成する必要がある。

2.2. テレメトリを利用したモデルチューニング

本節では、RODE システムにおいて、モデルチューニングを行うための理論について説明する。本システム内のモデルチューニングは、テレメトリデータを基にしたモデルの低次元化とモデルパラメータの同定の2つの機能から構成されている。

2.2.1. 動力学モデル演算の高速化

RODE システムにおいて、実時間で動力学解析を行うためには計算コストの小さな動力学モデルが必要である。しかし、一般的に宇宙機の開発時に製作される動力学モデルは、解析的時間の制約が少ないことから、解析結果の正確性を第一とし、多くの自由度や非線形要素を含んでおり計算コストが大きい。そこで本節では、宇宙機の開発時に利用される計算コストの大きなモデルを低次元化し、計算コストの小さな動力学モデルを生成する方法を扱う。

従来から利用されてきたモデル低次元化手法として、モード解析を利用する手法が挙げられる[16][17]。本手法では、振動モード解析を実施して対象のモデルが振動する際の一連のモード形状を同定する。そして、モード形状を基底とした線形式で対象の動力的挙動を新たに表現しなおし、近似を行う。このとき、近似に用いる基底モードを十分に対象の挙動を表現可能であると見込まれる一定の次数で打ち切ることで、元々の有限要素モデルの次数に対して大幅な低次元化が可能である。しかし、モデル内の非線形性が大きくモー

モード解析自体が困難な場合には利用が困難である。また、打ち切りを行う次数の設定はそれぞれのケースに合わせて利用者が経験から判断する必要がある。

対象のモデルに対して、より厳密に数学的な処理を行う方法としては Villemagne ら[18] や Guyan らの提案する行列の射影によって低次元化を行う方法がある。こうした行列変換によって低次元化を行う方法は大きく分類して、状態方程式に対して適用可能な低次元化手法と運動方程式に適用可能なものがある。提案されている多くの低次元化法は前者であるが、後者の物は汎用ソフトを利用することが可能なため、宇宙機の開発時に製作されたシミュレーションモデルをそのまま転用できるなど有用性が高い。こうした方法は、モード解析手法に対して低次元化を行う際に、モード解析のような他の時間のかかる解析の結果を使用する必要がなく適用性に優れている。一方で、大部分の手法が線形モデルのみを対象としている点や、やはり削減する自由度などが利用者の判断に任されている点が、本研究で対象とする柔軟構造宇宙機に適用する際には不適である。

本研究では、非常に柔軟性の高く非線形性が高い構造に対しても適用が可能で、低次元化が比較的効率よく達成される、Krysl ら[19]による Empirical eigenbasis を用いた方法を導入する。本手法は、低次元化を適用する動力学モデルを用いた試験的な計算を一定時間実施し、得られた結果を統計的に処理することによって、対象のダイナミクスを支配する「キーパラメータ」を抽出することで、少ない計算精度の劣化で高い計算高速化を行う手法である。また本手法は、膜面構造など柔軟性の非常に高い宇宙構造物へ適用され、効率の良い低次元化を行った実績をもつ[20]。加えて、前述の試験的な計算を行う点から実際のテレメトリデータを入力とした解析を行うことで、振幅依存性を持つような非線形性の高い挙動に対しても実際の運用状態に即した低次元化が可能であるという特徴を持つ。

まず、キーパラメータを特定するため、テレメトリデータを入力とした試験的な解析を行う。本解析の条件として、 N 点の要素を持つモデルに対し、解析時間中の 3 次元挙動を記録する。この時、3 次元挙動の標本平均ベクトル \bar{u} は以下の式であらわされる。

$$\bar{u} = \langle u^i \rangle = \frac{1}{S} \sum_{i=1}^S u^i \quad (1)$$

ここで、 S はデータの取得数で、かつ $u^j \in \mathbb{R}^{3N}, j = 1, \dots, S$ である。この N 点に対する標本平均を基に、以下の $N \times S$ の次元をもつ行列 U を作成する。

$$U = [\bar{u}^1, \bar{u}^2, \dots, \bar{u}^S] \quad (2)$$

ただしここで、 $\bar{u}^j = u^j - \bar{u}$ とする。

ここで $N > M$ である M 次元への低次元化を目的として、低次元化された変位ベクトル \tilde{u} を、ベクトル集合の近似値をもって表すとする。

$$\hat{u} = v_0 + \sum_{i=1}^M w_i (u - \bar{u}) v^i \quad (3)$$

ここで、 v_0 , w_i , v^i は近似係数である。

このとき、低次元化によって発生する近似化誤差の期待値はこれまでの式から以下の式で表される。

$$E \left(\left\| u - \left(v_0 + \sum_{i=1}^M w_i (u - \bar{u}) v^i \right) \right\|^2 \right) \quad (4)$$

この期待値は、計算上以下の条件の時に最小化される。

$$\begin{cases} v_0 = \bar{u} \\ v^i = \phi^i \\ w_i(x) = x^T \cdot \phi^i \end{cases}$$

ここで、 ϕ^i は以下の共分散行列 C_d の正規直交固有ベクトルである。

$$C_d = \frac{1}{M} U U^T \quad (5)$$

ここで、この時の正規直交固有ベクトルに対する固有値を、 $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_N$ とする。このとき固有値の大きさは、対応する固有ベクトルがモデルの動的挙動に影響を与える大きさを表す。つまり、固有値の大きさの順に並べることによってキーパラメータとしての重要さの順に固有ベクトルを整理することが可能である。

以上の条件を前式に導入すると、最終的に M 次に低次元化された u は以下のように表される。

$$\hat{u} = \bar{u} + \sum_{i=1}^M [(u - \bar{u})^T \cdot \phi^i] \phi^i \quad (6)$$

また、同時に近似誤差の期待値 ε_a は、固有値を用いて以下の式のように書くことができる。

$$\varepsilon_a = E(\|u - \hat{u}\|^2) = \lambda_{M+1} + \dots + \lambda_N \quad (7)$$

このとき、標本共分散行列 C_s は、

$$C_s = \frac{1}{M} U^T U \quad (8)$$

と表される。本手法で低次元化を行う際に、一般的に次数 M はトライ&エラーによって設定される。しかし本研究では、運用システムとして半自律的にモデルの低次元化を実施するために、最適なモデル低次元化の次数を決定する以下の評価値を定義する。まず、低次元化されたモデルを用いたシミュレーションの計算コストは、定義よりおよそ $O(NM^2)$ であると見積もられる。そのため、 M の決定のために、計算時間と計算精度の観点から最適値をとるために以下の計算効率指標 P_c を最大とする M を使用する。

$$P_c = \frac{\varepsilon_a}{\sum_{i=1}^M \lambda_i} M^2 \quad (9)$$

実際の利用では、運用システムとして求められる推定周期を達成するため最高値の M を設定しそれ以下の範囲での最大値を探索する。

2.2.2. 常時微振動を利用した軌道上パラメータ同定

1章の研究背景で述べたとおり、宇宙機に含まれる柔軟構造に関する動力学パラメータを、地上試験やシミュレーションを以って開発時に正確に推定することは困難である。しかし、特に低次元化モデルを用いてシミュレーションを行う場合、動力学パラメータに誤差がある場合、最終的な挙動の推定精度に大きな影響を与える。そこで本節では軌道上の宇宙機からのテレメトリを基に、実際に稼働中の宇宙機が保持している動力学パラメータの同定を行う手法を扱う。

軌道上の宇宙機に含まれる柔軟構造の動力学パラメータ取得では、軌道変更マニユーバなどの、外力によるシステムの入力を利用して対象を加振し、その応答からシステム同定を行う方法が一般的に用いられている。そして従来の研究では主に、応答振動をどのように捉えるべきか、といった視点から行われた研究が多数を占めている。例えば葛西ら[21]は、従来の単一センサ用いた同定手法に対して、より正確な同定を行うべく複数のセンサ（姿勢センサと加速度計センサ）から得られるデータを統合し、モデル構造を考慮した多入出力システムの同定法を用いることでパラメータ同定を行った。本手法は、低周波域のパラメータ同定を達成したが、複数のセンサの時間同期がとれていない点が誤差要因となる課題があった。一方で、山口ら[22]は単一のセンサ（加速度計）のみを用いて、より高精度に同定を行う計算手法を提案している。本手法では、宇宙機を一入力多出力系として扱い、加速度データを積分計算することなく処理する手法を提案し、高周波域のパラメータも含めて同定をおこなった。また、より情報量の多いセンサを用いる方法として、鈴木ら[23]は監視用カメラを用いて、軌道遷移スラスタを用いて加振された、地球観測衛星の太陽電池パドルを撮影し、カメラ画像を画像処理することで直接計測する手法を実施した。本手法は、振動応答を直接計測することで精度の高い同定が可能であるが、一方で他の手法に対して、高度なセンサを用いる際に使用条件が厳しい点、また情報のダウンリンク・処理に時間が掛かり実時間性が悪いという特徴がある。これらの手法は課題がありつつも、実際の宇宙機への適用が行われ、成果を残してきた。しかし、多くの宇宙機に対して横断的に適用されることが考えられていたためか、柔軟性の高い宇宙機への適用においては改

善が必要な点が存在する。

従来手法の課題としては、同定を行う際の系への入力としてインパルス入力を利用してある点が挙げられる。実際の、柔軟構造を持つ宇宙機の運用を参考にすると、大型スラスタによる入力が行われるような状況は、運用期間全体から見ると限られている。それに対して運用期間の大部分において宇宙機は、微小重力環境下において、熱入射や微小な空力や磁力もしくは内部的な微小振動が付加されるような力学的環境にある。特に今回対象とするような柔軟宇構造宇宙機の動挙動には、強い振幅依存性が存在するとの指摘が存在する。そのため、実際の運用状況と大きく異なる加振を用いた従来の動力学パラメータの取得では、微小な力が作用するような条件で大きく影響を与えるパラメータが取得できず、特に構造にガタ(Gap)などの非線形要素を含む対象に対しては、取得データを用いた性能推定値と実際の性能の間に差異がある例が報告されている[24][25]。

そこで本研究では、推定システム内のモデルパラメータを軌道上にある柔軟性を有する宇宙機から取得する方法として、対象とする挙動が置かれている力学環境が、試験時の強力なインパルス入力と大きく異なっている場合に対し、常時微振動データを利用した手法を提案する。常時微振動(Ambient vibration)は、特定の入力元を想定しない環境振動を指しており、現在では主に特定の振動元のみを対象を隔離できない土木分野や、振動元の用意が不要なことから経済的な理由で建設分野での利用が進んでいる[26]。宇宙機の動的パラメータ同定において常時微振動を採用する利点としては、宇宙機運用フェーズに寄らずパラメータ更新が可能であること、またより稼働状態に近い入力を基とした同定が可能となる事である。

まず、システム同定に必要な自然振動を取得するため、常時微振動の応答であるランダム振動時刻歴から自由振動時刻歴の推定を行う。本研究ではこの目的のために、Random Decrement 法(RD 法)[27][28]を導入する。RD 法では、応答 $x(t)$ から極大値を条件に部分サンプルを多数切り出す、それらを重畳し平均化することで、以下の式で表される RD 波形 $R(\tau)$ を作成する。

$$R(\tau) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N w(t_i) x(t_i + \tau) \quad (10)$$

ここで、 N はサンプル数、 $w(t)$ は重み係数である。本手法は自己相関関数推定により、自由振動波形が抽出される。一般的に、取得データから一サンプルを切り出すための判定条件としては、式(11)の条件が用いられる。

$$\dot{x}(t) = 0 \quad (11)$$

本条件では、振動履歴の切り出しをおこない、RD 波形を構成することになる。一方で、

柔軟構造を持つ宇宙機に本条件を適用すると前述の振幅依存特性から自然振動波形が安定して求まらない。そのため、本研究では振幅依存性を考量した条件を追加した以下の条件により、サンプルの切り出しを行う。

$$\dot{X}(t) = 0 \quad \cup \quad X(t) \in X_{\text{range}} \quad (12)$$

ここで X_{range} は試験者が設定する振幅の範囲である。RD 波形の生成においては X_{range} を可能な限り対象とする動力学挙動に近い範囲に設定するものとする。この条件によるサンプル切り出しの概念図を Figure 2-3 に示す。

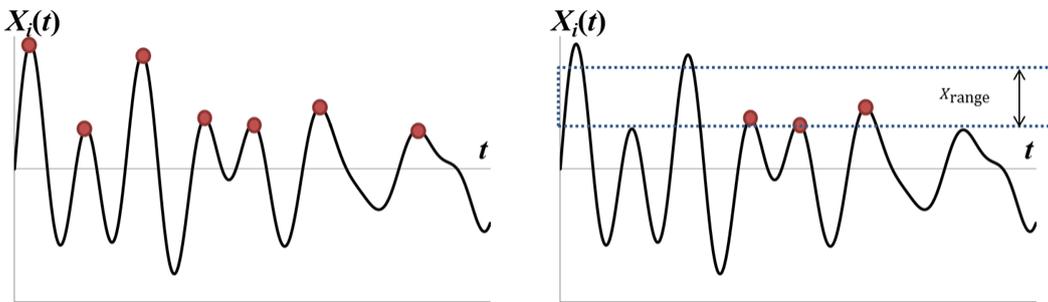


Figure 2-3 振幅依存性を考慮したサンプル切り出しの概念

ここで、自由振動波形からシステム同定を行うため、本研究では山口ら[21]による Eigensystem Realization Algorithm (ERA)を用いたシステム行列同定法を導入する。柔軟構造衛星に対して加速度を観測する系のシステム方程式は以下のように表される。

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx = CAx + CBu \end{cases} \quad (13)$$

ここで対象とする宇宙機が自由振動をしていると仮定すると、上で示した観測方程式における直達項を除くことができ、観測量は、以下の式として表現できる。

$$y_k = CAe^{Ak\Delta t} \quad (14)$$

ここで、上式の Δt は RD 波形に対するサンプリング間隔である。この中のシステム行列 A は ERA により次のように求める。まず、観測サンプルより以下のハンケル行列 H_0, H_1 を構成する。

$$\begin{aligned} H_0 &= \begin{bmatrix} y_1 & \cdots & y_q \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ y_q & \cdots & y_{2q-1} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} CA \\ \vdots \\ CAe^{A(q-1)\Delta t} \end{bmatrix} [B \quad \cdots \quad e^{A(q-1)\Delta t} B] \\ &= FG \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned}
 H_1 &= \begin{bmatrix} y_2 & \cdots & y_{q+1} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ y_{q+1} & \cdots & y_{2q} \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} CA \\ \vdots \\ CAe^{A(q-1)\Delta t} \end{bmatrix} e^{A\Delta t} [B \quad \cdots \quad e^{A(q-1)\Delta t} B] \\
 &= Fe^{A\Delta t}G
 \end{aligned} \tag{16}$$

ここで、 F, G はそれぞれ、可観測行列、可制御行列に相当するものである。次に、 H_0 に対して特異値分解を適用し以下のように記述する。

$$H_0 = USV^T \tag{17}$$

この表現を用いると F, G は以下のように書くことが可能である。

$$F = US^{1/2} \tag{18}$$

$$G = S^{1/2}V^T \tag{19}$$

これを用い上式から H_1 の書き直しを行うと、

$$H_1 = US^{1/2}e^{A\Delta t}S^{1/2}V^T \tag{20}$$

となる。これらより、システム行列の推定値 \hat{A} は

$$\hat{A} = \frac{1}{\Delta t} \log(S^{1/2}e^{A\Delta t}S^{1/2}) \tag{21}$$

となる。一方で、 \hat{A} からモードモデル形式への変換を行うために同定誤差の影響を除去する。 \hat{A} に対して固有値解析を行い、安定な共役根を選別しシステム行列を次のように再構築する。

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} O_{n \times n} & I_{n \times n} \\ -\Omega^2 & -2Z\Omega \end{bmatrix} \tag{22}$$

ここで、 $O_{n \times n}$ と $I_{n \times n}$ はそれぞれ、同定されたシステム時数を $2n$ としたときのサイズ n のゼロ行列および単位行列である。また、 $Z = \text{diag}\{\zeta_1, \zeta_2, \dots, \zeta_n\}$ 、 $\Omega = \text{diag}\{\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n\}$ は、選別された固有値から求められたモード減衰比と固有値各振動数で構成された対角表列である。再構成されたシステム行列に対して、回帰的最小二乗法などの処理を行うことによって、求める振動モードのモード形状及び固有周期、モード減衰比を計算することが可能である。動力学モデル内のパラメータ更新では、ここまでの方法で求めた固有周波数ごとの動力学パラメータとモデルの挙動が一致するよう、モデル内の変数として設定された動特性パラメータの更新を行う。

2.3. ベイズ推定による分布物理量に対する仮想テレメトリの生成

本節では、実時間動力学シミュレータの入力として、分布物理量をテレメトリデータから生成する手法について述べる。

柔軟性を持つ構造の挙動解析を行う際、熱や外力などのシステムへの入力分布をもっている条件では、正確な解析を行うために、入力の分布形状を正確に設定することが必要である。過去に行われた萩原ら[29]による例では柔軟性を持つ太陽電池パドル解析において、パドル部全体の熱応力分布を、衛星の軌道要素と姿勢から算出することで作成し、一様な温度分布を仮定した場合と比較しより高精度な推定を行った。

一方で、軌道上で稼働中の宇宙機上に発生している物理量の分布を把握することは困難である。なぜならば、まず現実的に宇宙機搭載可能なセンサ数には、打ち上げ重量や信頼性、電力供給能力の面から限りがあるためである。イメージセンサやレンジセンサのような、一つで広範囲をカバーできるセンサを使用する例も存在するが、各点の物理量の精度の低下や通信帯域を占有してしまうこと、また画像処理や点群処理など、要求されるデータ数に対して計算コストが膨大であるといった点に問題が存在する。また、宇宙機が地上へセンサデータの伝送を行うダウンリンクの通信帯域は、宇宙機で提供可能な通信パワーや、アンテナの指向性と姿勢制御システムへの要求のバランスの面から、限られている。

そこで、本研究では、宇宙機に搭載された限られたセンサによるデータから、物理量分布を推定するために、逆解析分野の考えを導入する。逆問題を解くためには、対象とする問題の、以下に示す逆問題における適切性¹を考慮する必要がある。

- ・ 解の存在性
- ・ 解の一意性
- ・ 解の安定性

これらの条件が満たされない場合、その問題は非適切な問題となり解決のための特別なアプローチを必要とする。類似の問題に対して、従来から利用されていた逆解析手法は、「基底分解手法」と「離散化解析手法」に大きく分類できる。ここで、「基底分解手法」とした解析対象の数値モデルに対して基底分解を行うことで近似を行い、逆解析対象の次数を制限する手法としては、岡田ら[30–32]は、スポット像を用いたプラスチックレンズの製造過程で発生したひずみを逆解析する課題にたいして、レンズひずみの形状を *Zerinke* 関数によって基底分解することによって、レンズひずみ形状の空間的な分布を導出する逆解析を行

¹ もしくはアダマール(Hadamard)の意味での適切性

った。また宇宙機を対象とした先行研究例としては、Dubowsky[33]らが宇宙柔軟構造物に対して、モード分割を行うことで変形形状を表現し、そのモードに対するモード係数を観測値からのベイズ推定を行うことで、柔軟構造物の変形形状を推定する手法を提案している。また、対象を境界要素などで表現し、順解析によって勾配行列を求めたり、ヒューリスティックな方法で最適化問題を解いたりすることで、逆解析を行う手法の例としては、Junkins[34]が重力場解析などに適用した事例や米谷らが犠牲陽極の状態推定に適用した事例などが存在する。また、その他の方法として土井ら[35]は、離散値系ウェーブレット変換のデータ圧縮の特徴を利用し、逆問題のシステム行列の逆行列を近似的に求め、近似解を得る方法を提案し、局所的な電磁界計測からフィールド源を同定する手法を提案している。これらの研究は、局所的な計測から源となっている分布を推定する手法として一定の成果を挙げているが、計算の実時間性において課題が有る他、モード形状とその固有振動数を事前の解析でどの程度正確に把握できていたかによって、推定精度に影響が表れるなどの問題があった。

本研究では、柔軟構造宇宙機の挙動を推定するために必要な仮想テレメトリを生成する逆問題を実時間で解くためにベイズ推定の手法を導入する。ベイズ推定を用いたフィルタリングでは時間方向のデータ処理が行われるが、空間方向については特に規定されていない。柔軟構造を持つ宇宙機への適用性を考慮し本研究では、対象とする物理量の支配方程式を有限要素方程式[36]で変換し空間的に表現する手法を用いる。本手法の利点は、熱分布などモード形状の設定が困難な対象にも適用可能なこと、空間の拡張に当たって境界条件などを容易に設定できる点、またヒューリスティックな計算を含まないため比較的計算コストが小さい事である。

まず、テレメトリとして取得する物理量のシステム状態方程式を以下のように定義する。

$$x_{k+1} = F_k x_k + G_k w_k \quad (23)$$

$$y_k = H_k x_k + v_k \quad (24)$$

ここで x_k は k 時における状態ベクトル、 F_k は状態遷移行列、 G_k は駆動行列、 w_k はシステム雑音、 y_k は k 時における観測量、 H_k は観測行列であり v_k は観測雑音である。ここで、システム雑音 w_k は以下のように仮定する。

$$E\{w_k\} = 0 \quad (25)$$

$$\begin{aligned} \text{cov}\{v_k, v_j\} &= E\{v_k, v_j^T\} \\ &= R_k \delta_{kj} \end{aligned} \quad (26)$$

このときで、 δ_{kj} はクロネッカーのデルタを示しており、

$$\delta_{kj} = \begin{cases} 1 & \text{if } k = j \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases}$$

の場合分けを示す記号である。また、システム雑音 w_k と観測雑音 v_k は以下の関係がある。

$$E\{w_k, v_j\} = 0 \quad (27)$$

ここで、確率分布で表現された状態ベクトルの中で、最もそれらしい最適推定値 \hat{x}_k は観測値 y_k が与えられた時の条件付き平均値として以下のように表すことが可能である。

$$\hat{x}_k = E\{x_k | y_k\} \quad (28)$$

その時の推定誤差共分散 P_k は条件付き平均値を用いて以下のとおりになる。

$$P_k = E\{(x_k - \hat{x}_k)(x_k - \hat{x}_k)^T\} \quad (29)$$

また、ある時点の推定値 x_k^* を用いて予測誤差共分散は以下の通りに書くことかできる。

$$P_k = E\{(x_k - \hat{x}_k)(x_k - \hat{x}_k)^T\} \Gamma = E\{(x_k - x_k^*)(x_k - x_k^*)^T\} \quad (30)$$

ここで、Bayes の定理[37]を導入する。

$$P(x_k | y_k) = \frac{P(y_k | x_k)P(x_k | Y_{k-1})}{P(y_k | Y_{k-1})} \quad (31)$$

本定理と推定値 x_k^* を用いて最適推定 \hat{x}_k を表すと、最終的に以下の式で表される。

$$\hat{x}_k = x_k^* + P_k H_k^T R_k^{-1} (y_k - H_k x_k^*) \quad (32)$$

ここで、 R_k は観測雑音の共分散行列である。

ここからは、有限要素法を用いた支配方程式の空間離散化について説明する。対象とする支配方程式は各宇宙機で仮想テレメトリとして推定したい物理量と、センサ系によって観測可能な物理量によって変わるが、ここでは簡単のために支配方程式を以下のように設定する。

$$[K]\{\phi\} + [C]\{\dot{\phi}\} = \{f\} \quad (33)$$

ここで、 $[K]$ はその物理量に対する剛性マトリクス、 $[C]$ は減衰もしくは容量マトリクス、 $\{\phi\}$ はセンサにより取得可能な物理量のベクトルである。また $\{f\}$ は系に対する外部からの入力である。ここで例として時間的な離散化を行うために一般的によく使用されている差分法の一つである Crank-Nicolson 法[38]を導入する。これにより最終的には以下の式のような離散化式が得られる。

$$\left(\frac{1}{2}[K] + \frac{1}{\Delta t}[C]\right)\{\phi(t + \Delta t)\} = \left(-\frac{1}{2}[K] + \frac{1}{\Delta t}[C]\right)\{\phi(t)\} + \{f\} \quad (34)$$

上式を、ベイズ推定で用いられるシステム状態方程式の形式に直すため、観測値に対して整理すると次の通りになる。

$$\{\phi(t + \Delta t)\} = \left(\frac{1}{2}[K] + \frac{1}{\Delta t}[C] \right)^{-1} \left(-\frac{1}{2}[K] + \frac{1}{\Delta t}[C] \right) \{\phi(t)\} + \{f\} \quad (35)$$

本式の項を整理し、式(24)で定義した観測方程式の形に直すと以下のようになる。

$$y_k = \phi_k(t + \Delta t) + v_k \quad (36)$$

ここまでの、過程をもって本来時間方向の離散化のみを規定していたベイズ推定に対して、有限要素方程式を直接導入することが可能となる。

上式を用いて、観測ステップ毎にベイズ更新を行うことで確率的に物理量分布の形状を推定することが可能である。このアルゴリズムは一般的ベイジアンフィルタと呼ばれ、宇宙機の起動位置推定などで利用されており、計算機への実際的な実装方法として、カルマンフィルタやパーティクルフィルタが知られている。その中でカルマンフィルタは、線形性の現象に対してランダムな雑音を含む時系列データから逐次的に、推定値の計算を行える手法として広く使われている。非線形性の強い現象に対しては、線形近似を行う拡張カルマンフィルタや、モンテカルロ法的な処理を行うパーティクルフィルタが用いられる。以下で例としてカルマンフィルタを用いた推定の流れについて説明する。

まず、前で示した状態方程式により観測を行う前に状態量の推定を行う。

$$\bar{x}_{k,t} = E(F_k x_{k,t-1} + G_k w_{k,t-1}) \quad (37)$$

$$\begin{aligned} M_t &= E[(x_t - \bar{x}_t)(x_t - \bar{x}_t)^T] \\ &= E\{[(F_k(x_{k,t-1} - \hat{x}_{k,t-1}) + G_k w_{k,t-1})]\{(x_{k,t-1} - \hat{x}_{k,t-1})F_k^T + G_k^T w_{k,t-1}^T\}\} \\ &= F_k P_{t-1} F_k^T + G_k Q_{t-1} G_k^T \end{aligned} \quad (38)$$

本過程においては状態量の推定が行われたこととなる。カルマンフィルタではこの値を、観測値による更新が行われる前の事前情報と呼ぶ。そして状態量の統計的性質が多次元の正規分布で与えられるとすると、状態量の前確率密度関数は次のようになる。

$$p(x_t) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^n |M_t|}} \exp\left(-\frac{1}{2}(x_t - \bar{x}_t)^T M_t^{-1} (x_t - \bar{x}_t)\right) \quad (39)$$

また、ここで状態量 x_t が既知であるとの過程を行うと、観測量の平均値は $H_k x_k$ と書くことができる。このとき、 $H_k x_k$ は定数となるので、観測量の統計的性質は観測雑音 v_k によって決定されることとなる。したがって状態量 x_t に関する、観測量の条件付き確率密度関数 y_k は以下の式で表される。

$$p(y_t | x_t) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_t|}} \exp\left(-\frac{1}{2}(y_t - H_k x_k)^T R_t^{-1} (y_t - H_k x_k)\right) \quad (40)$$

これらの式にベイズ則を適用すると以下の観測量に関する状態量の条件付き確率密度関数を得る。

$$\begin{aligned}
 p(x_t|y) &= \frac{p(y_t|x_t)p(x_t)}{p(y_t)} \\
 &= \frac{1}{p(y_t)\sqrt{(2\pi)^{m+n}|R_t||M_t|}} \exp(J_t)
 \end{aligned} \tag{41}$$

ただしここで,

$$J_t = \frac{1}{2}(y_t - H_k x_k)^T R_t^{-1} (y_t - H_k x_k) + \frac{1}{2}(x_t - \bar{x}_t)^T M_t^{-1} (x_t - \bar{x}_t) \tag{42}$$

である.

本式は観測値の情報によって修正された状態量 x_t の事後確率密度関数であり,これを最大とする状態量 x_t がカルマンフィルタによって導かれる最尤推定値である.具体的に前式から導かれる状態量は以下の式で表される.

$$\hat{x}_t = \bar{x}_t + P_t H_t^T R_t^{-1} (y_t - H_t \bar{x}_t) \tag{43}$$

ここで,

$$P_t = (M_t^{-1} + H_t^T R_t^{-1} H_t)^{-1} \tag{44}$$

である.ここまでの過程を経ることで,逐一入力されるセンサからの情報を基に,そのセンサの要因となる物理量の分布を得る事ができる.

前述のとおりカルマンフィルタを代表とするベイジアンフィルタは,誤差量を含む動的なシステムに関する推定を行うことを目的として,利用が広がっているが,その特性としてカルマンフィルタによる推定値は,観測時間ステップ毎に得られる観測ベクトルを同じ重みで評価した,条件付き最尤推定値となる.そのため,高い非定常性をもつ物理現象に対してはローパスフィルタのような挙動を見せ,実現象に対する推定値の追従性が低い.本研究では,非定常現象を扱うためより高い応答性が求められる.そのため,過去の観測ベクトル量を忘却できる適応化の係数を導入する[39].まずカルマンフィルタに適応性を持たせるため,観測誤差共分散と事前誤差共分散に対して,係数 a, b を用いて以下のように重みづけを行う.

$$R_t \rightarrow aR_t, \quad M_t \rightarrow bM_t \tag{45}$$

これを用いて,事後確率分布を書き直すと

$$p(x_t|y) = \frac{\sqrt{\lambda_t^n}}{p(y_t)\sqrt{(2\pi)^{m+n}|R_t||M_t|}} \exp\left(\frac{J_t}{a}\right) \tag{46}$$

ここで,

$$J_t = \frac{1}{2}(y_t - H_k x_k)^T R_t^{-1} (y_t - H_k x_k) + \lambda_t (x_t - \bar{x}_t)^T M_t^{-1} (x_t - \bar{x}_t) \tag{47}$$

である.

本式によって与えられる推定された状態量は以下の通りになる.

$$\hat{x}_t = \bar{x}_t + \hat{P}_t H_t^T R_t^{-1} (y_t - H_t \bar{x}_t) \quad (48)$$

ここで,

$$\hat{P}_t = (\lambda_t M_t^{-1} + H_t^T R_t^{-1} H_t)^{-1} \quad (49)$$

である. 本式中の λ_t は忘却係数と呼ばれ, 逐次データに対する忘却の程度を設定可能である. 忘却係数の決定には, 将来の観測値の予測分布に対するモデルの当てはまりの悪さを定義する判断指標である赤池ベイズ情報量基準 (Akaike's Bayesian Information Criterion, ABIC) [40]を用いて決定を行う. ABIC を式として表記すると以下のようになる.

$$\text{ABIC} = -2 \times (\text{最大対数尤度}) + 2s \quad (50)$$

ここで, s は超パラメータ数で, 同定の対象とならない, あらかじめ与えられるパラメータ数のことである. また, 最大対数尤度とは, 観測値の分布 $p(y_t)$ の対数を取ったもので, 忘却係数の尤度関数となっている. 本式にそってある時刻 t の忘却係数 λ_t に対する ABIC は以下で与えられる.

$$\text{ABIC}(\lambda_t) = m\{\ln(2\pi) + \ln(a) + 1\} - \ln|\lambda_t M_t^{-1}| + \ln|R_t| + \ln|P_t^{-1}| + 2s \quad (51)$$

忘却係数の決定の際には事前検討により $\text{ABIC}(\lambda_t)$ が最小となるものを設定する.

2.4. 動力学パラメータの実時間推定が有効な分野

本研究では, 前節までに述べた挙動推定手法の実現可能性と性能, 適用可能範囲を検証することを目的として, 実際に宇宙開発で使用されている宇宙機の中で, 柔軟性を持つ構造の導入が進められている一方で, 運用上の課題があることが指摘されている 3 件の事例に対して, 挙動推定手法を利用した新たな運用システムを開発した. 本節では, 次章以降で説明を行う具体的な適用事例に対する導入を行う. 本研究では, 動力学推定手法の適用を行う宇宙機として, 現在の宇宙開発で広い分野で利用されており, 将来的に利用の拡大が見込まれるものから, 本研究では特に以下の3つ事例を選定した.

- ・ 太陽電池パドルに代表される薄板連結構造物
- ・ 浮遊物体の捕獲を行う柔軟宇宙ロボットアーム
- ・ 柔軟地盤を走行する可変構造を持つ探査ロボット

以下の Table 2-1 に, 動力学推定の適用を行う際に関係する宇宙機の特徴を評価したものを示す. なお, 本研究で扱う範囲の柔軟構造とは, 運用中に発生する変形が従来の剛性の高い構造物 (表に示す代表的な固有振動周期において 1kHz 以上) に対して長い周期の振動

(10[Hz]以下) をする構造をいう。本研究で定義する構造柔軟性の概念を式(52)に示す。

Table 2-1 Characteristics of sample case

適用対象	接触現象	代表変形量	代表的な 振動固有周期	対象構造の サイズ
薄板連結構造物	無	~0.05 [%]	0.1 [Hz]	5.9 [m]
浮遊物体の捕獲を行う ロボットアーム	有	~0.08[%]	1 [Hz]	17.6 [m]
可変構造を持つ探査ロ ボット	有	~ 0.1 [%]	0.5[Hz]	1.1 [m]

$$\text{代表変形量 [\%]} = \frac{\text{運用中に発生しうる変形}}{\text{構造の代表長}} \times 100 \quad (52)$$

Table 2.1 より、本研究で具体事例として取り上げる 3 例は、推定システムに対し要求する性能及び、動的挙動の性質において異なっていることが確認できる。そのため、これらに対して本研究で提案する実時間動力学推定を適用し検証することで、他の宇宙機への適用性を検討する際に参考値として利用可能である。

また、本研究で提案する新たな運用システムの特徴を以下の表に示す。また、その構成図を、Figure 2-2~Figure 2-4 に示す。以上の図を比較すれば、それぞれの事例に対して 2.1 節で示した共通の実時間動力学推定システムの枠組みが適用されていることが確認できる。それぞれの具体的な適用手段および検証結果は 3~5 章にて説明を行う。

Table 2-2 Characteristics of new operating system using the proposed method

適用対象	要求される推定周期	入力センサ	仮想テレメトリ生成対象	出力する挙動推定値
薄板連結構造物	長 (~10Hz)	温度センサ	温度分布	サーマルスナップ
浮遊物体の捕獲を行うロボットアーム	短 (~100Hz)	間接センサ	接触力分布	接触挙動
可変構造を持つ探査ロボット	長 (~10Hz)	関節センサ・姿勢センサ	すべり沈下量分布	走行すべり量

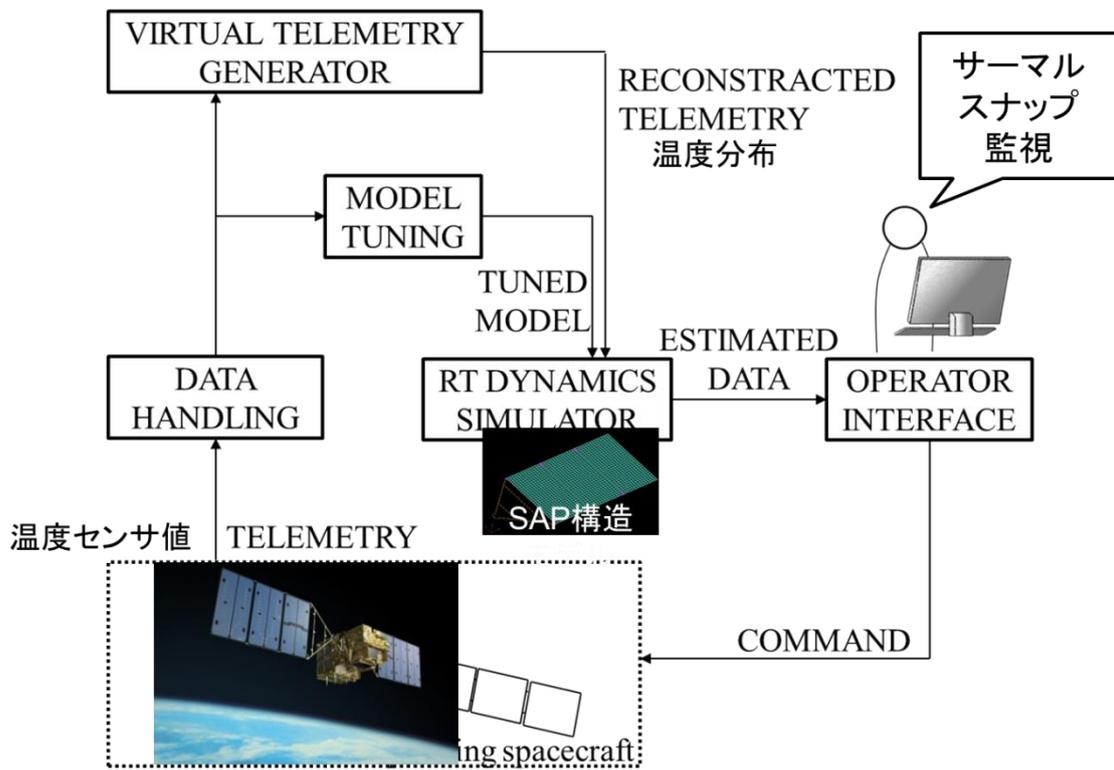


Figure 2-2 Configuration diagram of proposed operating system for connected-plate structure.

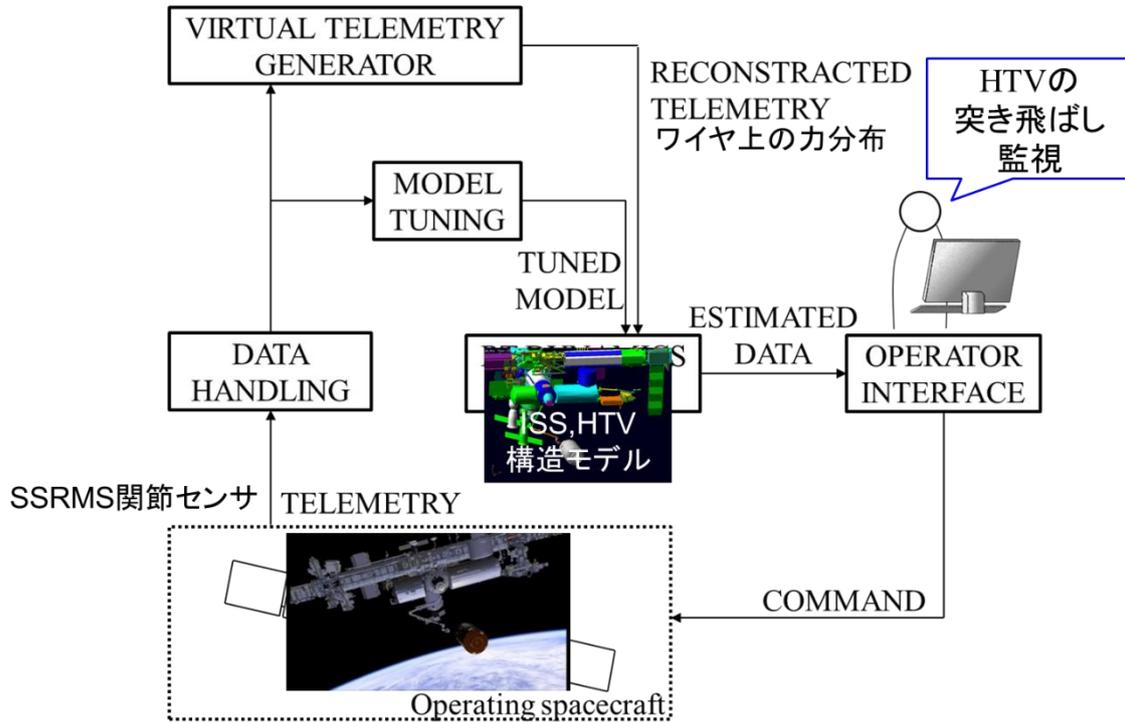


Figure 2-3 Configuration diagram of proposed operating system for capture arm & target.

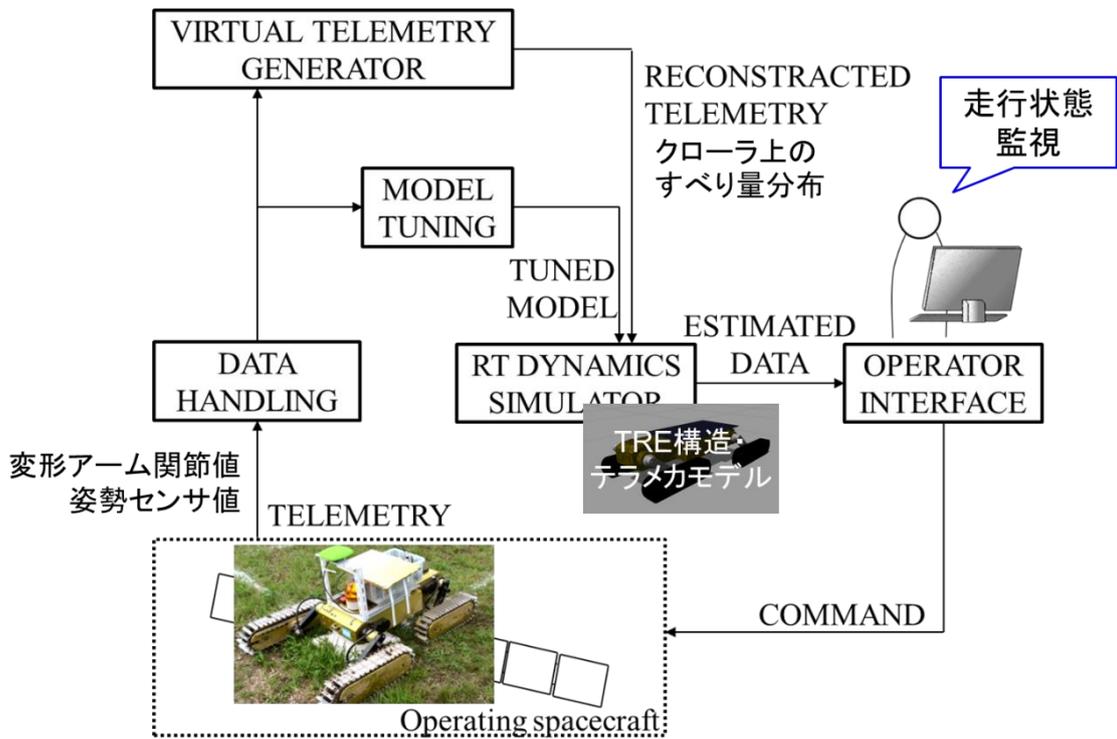


Figure 2-4 Configuration diagram of proposed operating system for TRE.

2.5. 本章のまとめ

- ・超遠隔地にある柔軟構造をもつ宇宙機に対する「**実時間動力学推定 (Real-time Operation-based Dynamics Estimation, RODE)**」を行うために、テレメトリデータを入力としたオンラインダイナミクスシミュレータを用いた推定システムを提案
- ・実時間で動力学推定をおこなうため、計算時間と近似精度において最適な**モデルの低次元化手法**を提案
 - ・ 動力的挙動に大きな影響与えるキーパラメータを同定し順位付けが可能な **Empirical eigenvector** を用いたモデル低次元化手法を導入
 - ・ 計算コストと近似精度による評価指標を定義し、モデルに対して適切な低次元化の程度を決定する手法を提案
- ・対象の宇宙機の非線形性を考慮し実際に運用される環境に近い力学環境における**パラメータ同定手法**を提案
 - ・ 振幅依存性の強い振動に対応するため軌道上での常時微振動履歴より動的パラメータを同定する手法を導入
 - ・ 常時微振動履歴のサンプル抽出を振幅依存性によって分類する手法を提案
- ・テレメトリデータに対して逆解析を行うことで、実際には計測されていない**仮想的なテレメトリを生成**する手法を提案
 - ・ ベイジアンフィルタに対して有限要素法的な離散化を適用した逆解析手法を導入
 - ・ 非定常現象への追従性を改善するため、ABIC に基づく忘却係数を導入

第3章

薄板連結構造物の 振動推定

(大型人工衛星の展開型太陽電池パネルの振動問題)

3.1. 薄板連結構造物とその課題

宇宙機には様々な柔軟性の高い構造物が入り入れられているが、展伸ロッド構造物と並んで広い用途を持っているものが展開する板状構造物である。板状構造物が軌道上で必要とされる理由は、電源系と通信系での利用とに分けることができるが、何れも要求性能を達成するために「面積」が必要とされているという点で共通している。

最も基本的な板状構造物は、地球観測や高性能通信衛星などの大きな電力を必要とする宇宙機に取り付けられる太陽電池パドルである。その例として米国インテルサット社の「Intelsat 19」などが挙げられる。Intelsat 19は15[kW]の大きな供給電力を発生させるため、十字型の太陽電池パドルを採用している。

太陽電池パドルの例を取ると、その規模は年々巨大化している。Figure 3-1に年代ごとの太陽電池パドルの発電効率を示す。図を見ると、太陽電池パネルが進化し宇宙開発の黎明期から現代までにエネルギー変換効率がおおよそ2-3倍程度改良されている。地球周辺での太陽光強度は約1350[W/m²]とされているので、変換効率が20[%]程度であるとすると、面積当たりの発電量は、270[W/m²]となる。一方で、宇宙機が必要とする電力量の変遷だが、宇宙開発においては目的に応じて様々な大きさの宇宙機が開発されているため一概には言えないが、全体的な傾向としてJAXAが1970-80年代に打ち上げた「おおすみ」や「さきがけ (PLANET-A)」といった衛星が10-100[W]の発電量であったのに対して最近打ち上げられた「みちびき (QZS-1)」や「しずく (GCOM-W1)」は数kWを超える消費電力として設計されている。また、太陽電池は宇宙機の寿命期間内に軌道上の環境にさらされることで、設計にて考慮する必要がある程劣化する。そのため、太陽電池の発電効率と要求発電量のギャップを設計によって埋めるべく、太陽電池の搭載量はますます増加している傾向にある。

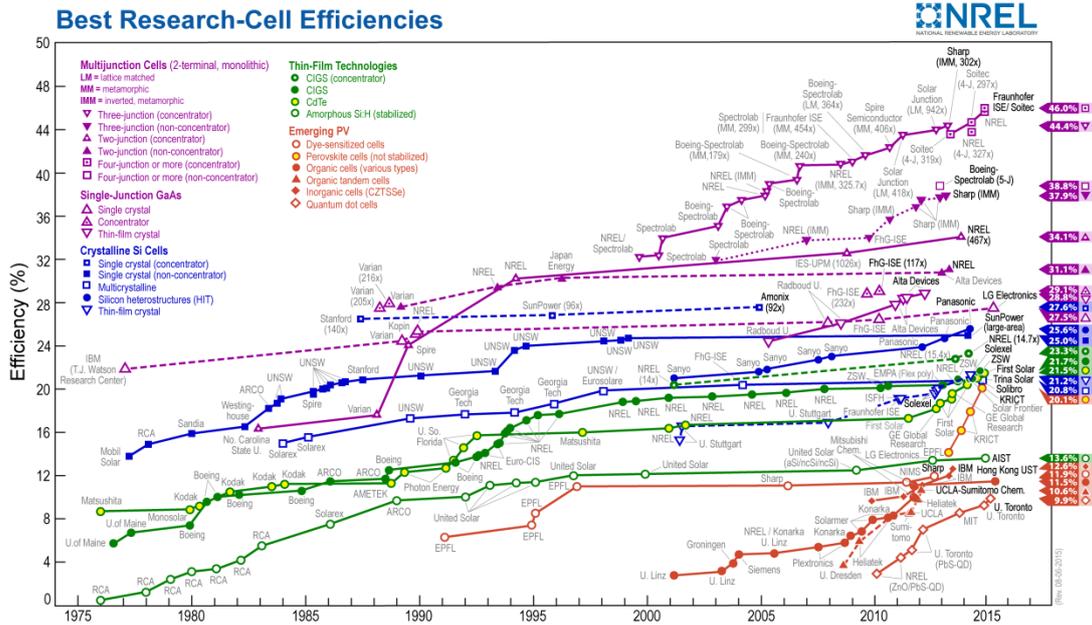


Figure 3-1 Change of the solar panel’s efficiency [41]. Improvement of the efficiency is not enough to fulfill a requirement of satellite’s power in these days. Therefore, solar array of satellite tends to increase its area.

加えて、薄板連結構造物は将来の宇宙開発ミッションでより存在感を増していくと推定される(Figure 3-2)。例えば、デブリ衛星除去のミッション遂行法に関しては様々な研究が行われているが、争点の一つが対象宇宙機を捕獲する部位である。多くの提案が、打ち上げロケットとの接続部分である Payload Attach Fitting (PAF) やスラストノズルを対象としているが、影となることを避けるため、他の構造物と干渉しにくい位置に取り付けられる傾向にある太陽電池パドルを対象とした研究が荒川ら[42]などによって行われている。荒川らの提案は、干渉回避の利点がある一方で対象衛星の太陽電池パドルハンドリングには捕獲機構の検討に加えて、対象の挙動把握が必要である。また、エネルギー問題の解決策として提案されている宇宙太陽光発電システム(Space Solar Power System, SSPS)は、これまでに存在しない規模の宇宙機となることが想定されるため実現性の観点から構造材として一般的に薄膜を利用した構造になるとされている。ただし、その建造方法としては打ち上げ機の性能を勘案して、多くの提案で薄膜と構造材からなるコンポーネントを軌道上で接続する方法が検討されている[43]。本構造物を安定化させるためには薄膜の挙動に加えて、コンポーネント間の挙動も検討が必要である。

ここまで、見てきたように薄板を連結した構造は宇宙機に不可欠なコンポーネントであり、将来的にはより重要性が増していくと考えられるため、取扱いの研究が必要である。

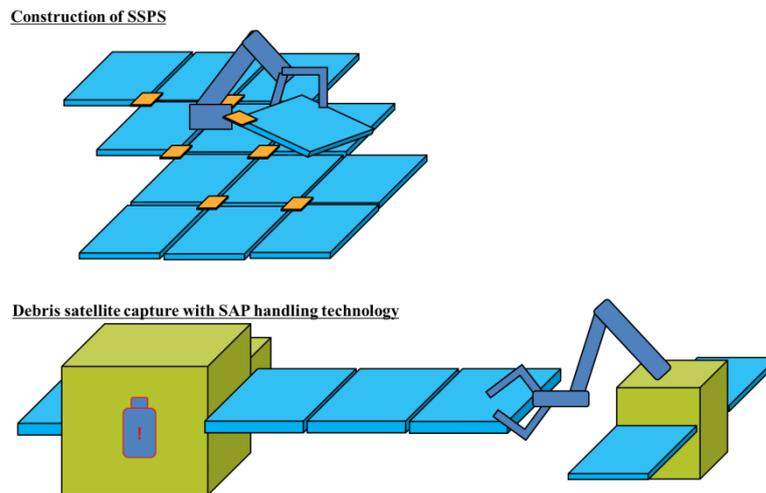


Figure 3-2. Image of connected plate structures in future missions

前述のように、昨今の宇宙機では大型の太陽電池パドルが求められている一方、打ち上げ機で提供が可能な「打ち上げ重量・体積」には、需要に対して制限が大きい現状があり、軽量で展開構造を持つような柔軟性の高い構造が多く使用される。

例えば重量面を取り上げると、日本の主力となるロケットである「HII-A」の低軌道への打ち上げ能力は約 10[t]とされる。また、地上向けの一般的な太陽光発電システムは（架台を含め、かつ基礎を含まず）約 20[kg/m²]程度とされている。本システムでそのまま、10[kW]程度の発電量を得ようとする約 7.4[%]程度の打ち上げ重量を発電システム（の一部）で占めることとなる。しかし、宇宙機の打ち上げには莫大な費用が必要とされるため、可能な限り基幹システムの重量の圧縮が望ましい。そのため、宇宙機の太陽電池パドルは剛性が小さく軽量の構造として設計することが一般的である。例えば、NASA のハッブル宇宙望遠鏡に搭載された第一世代の太陽電池パドルの場合、その面積質量比は約 5.0[m²/kg]と上記の地上のものと比較して 1/4 となっている。また、体積面の例では、HII-A のペイロードを格納するフェアリング部の直径は 4[m]となっている。この中に、10[kW]の発電力をもつ太陽電池パドル 37[m²]を格納するためには展開構造が必要である。このように宇宙機の開発では太陽光発電や通信アンテナといったコンポーネントを設計する上で要求される広い面積を持つ構造物を打ち上げ重量制限内で実現するために面積に対して厚さの小さい薄板構造物を、展開挙動を行えるような連結部品で接続した構造が多く使用されている。本研究ではこのような構造物を特に「薄板連結構造物 (Connected-plates structure)」と呼称し取り扱いを行う。こうした、剛性が低く、展開機能を持ち、面積の大きな構造物の欠点は、外

力に対して大きな反応を示す点である。

宇宙空間には姿勢の外乱となる多くの要因が存在し、様々な形で衛星に影響を与えることが知られている[44-46]。その中でも近年重要視されてきているのが、「サーマルスナップ (Thermal snap)」と呼ばれる現象[47-49]である。宇宙機は軌道と太陽方向の角度により、太陽光が直接入射する日照域と、太陽光が地球によって遮断される日陰（食）域を交互に通過することとなる。日照域と日陰域の中間域を衛星が通過する際、衛星の熱環境は大きく変動する。宇宙空間では大気による熱伝導が行われなため熱環境は構造、電子機器に大きな影響を与えており、急激な変化により衛星各部の温度は急速に変化しその形状が熱ひずみにより短時間で大きく変化する。そのため前述の熱ひずみの影響を受け、無視できないほどの大きな変形もしくは熱ひずみに起因する過渡応答を引き起こすことがある。また太陽電池パドルは、アンテナなどと比較し太陽光から発電する特性上、日照域における太陽電池セル面側では、太陽光の垂直な入射により温度が急激に上昇するが、パドル裏の放射面では温度上昇が比較的緩やかである。このため、太陽電池パドルの厚さ方向に温度傾斜が発生する。この温度傾斜はパドルの表裏で部材の熱膨張に差異が生じ太陽電池パドルに変形が生じる原因と推定される。こうした軌道上の衛星に対する外部からの熱入力急激な変化によって衛星本体に作用する影響は「サーマルスナップ」と呼ばれ、地球観測衛星などの衛星の性能低下や機能停止を引き起こす。

サーマルスナップは長年認知されてきた問題であり、ミッションに対して重大な影響を与える。代表的な事例としては、米国航空宇宙局 (the National Aeronautics and Space Administration, NASA) が 1990 年に打ち上げたハッブル宇宙望遠鏡の例がある。ハッブル宇宙望遠鏡は、高解像度観測機器を搭載し深宇宙の詳細な観測が期待されていた。しかし、打ち上げ後のチェックアウトから観測に必要な姿勢安定を確保できないことが判明した。調査の結果、ハッブル宇宙望遠鏡に採用されたロールアップ形式の梁を用いた太陽電池パドルのサーマルスナップによるものだということが判明した[50]。開発にかかった費用が膨大なこと、またミッションの重要性から 1993 年に宇宙飛行士の船外作業 (EVA) による太陽電池パドルの換装が実施された (スペースシャトル STS-61 ミッション[51])。その作業は非常に高度かつ危険なものであり、結果として莫大な費用を必要とした。また、1996 年に JAXA が打ち上げた地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり (Advanced Earth Observing Satellite, ADEOS)」は、運用 6 ヶ月目に通信が途絶し運用が不可能となった。事故調査の結果、本事象は熱変形により太陽電池パドルが破断・離脱しエネルギー供給が停止したことが原因と判明した[1]。このようにサーマルスナップに起因する故障現象は重大なものとなることがあり、衛星にとって致命的になる。将来的な宇宙開発について考えてみると、新

エネルギー源として期待されている宇宙太陽光発電システム(Space Solar Power System, SSPS)は、現在広大なシステムを軽量に建設するため、厚さがマイクロメートル単位の部材が使用されるようになるだろうと言われている。そのため SSPS 構造は現在の宇宙システムが受ける影響より、大規模かつ複雑になるだろうと考えられる。そのため、柔軟構造物でのサーマルスナップ現象への対策技術が必要とされている。

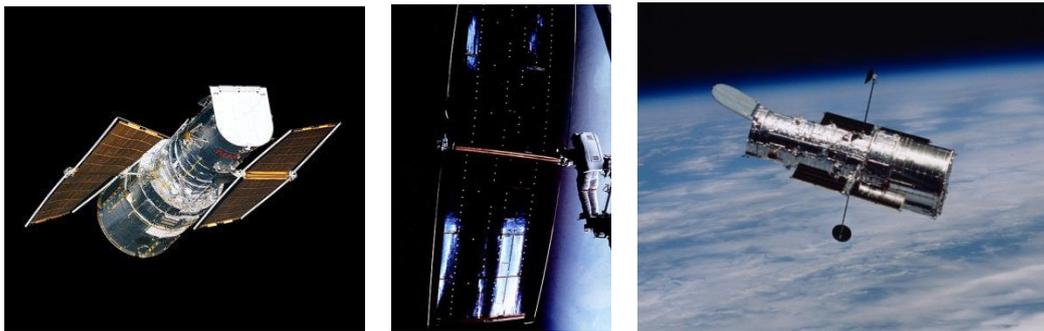


Figure 3-3 ハッブル宇宙望遠鏡. 打ち上げ容量の制限から打ち上げ時はロールアップされていて、打ち上げ後軌道上で進展するマストが太陽電池パドルとして採用されている。(左図) 太陽電池パドルが大きく変形していることが分かる。[6]原因調査の後、姿勢安定度を回復させるため、宇宙飛行士によるより剛性の高い太陽電池パドルへの換装が行われた。(中央, 右図)
©NASA

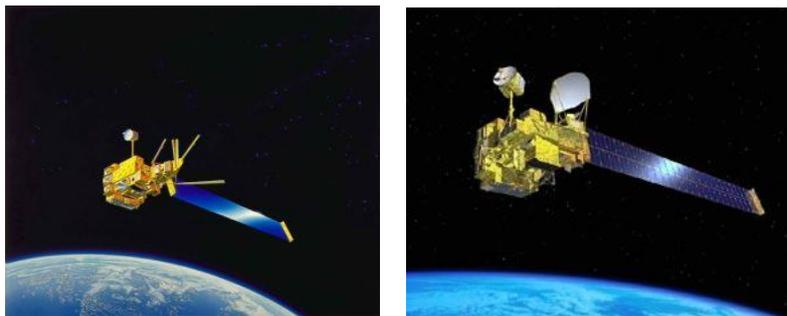


Figure 3-4 地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり」(左図)及び「みどり2」(ADEOS2)(右図) [5] ©JAXA

このため、サーマルスナップ問題解決に向けた様々な研究が行われている。Thornton ら [52]はハッブル望遠鏡で発生したサーマルスナップに対して解析を行い、伸展ブームの熱傾斜によっておこるサーマルスナップを定式化し、抑制制御法について論じた。また小島ら [53]は ADEOS と後継機である ADEOS-II で発生したサーマルスナップを、衛星をマルチボ

ディとモデル化することで解析し、軌道上データを模擬できるシミュレータの構築を行った。こうした研究が行われる一方で、軌道上でのサーマルスナップによる太陽電池パドル変形挙動の「直接的」な観測は行われず、衛星本体に搭載された加速度計やジャイロセンサのデータによる間接的な観測結果しか報告されてこなかった。この状況を受けて小田と萩原ら[48]は、より詳細な現象の解明を目指し、二酸化炭素モニタリング衛星「いぶき (Greenhouse gases Observing SATellite, GOSAT)」に搭載された太陽電池パドル展開動作監視用の CMOS カメラを利用した、画像データを用いる太陽電池パドル振動の直接計測を行った。また萩原ら[29]は、直接観測によって得られたデータをもとに、GOSAT の太陽電池パドルの熱振動モデルを提案し、数値解析による検証を行い、サーマルスナップ現象の解明に寄与した。

GOSAT は 2009 年 1 月 23 日に打ち上げられた、全球の周回を行う地球観測衛星で、後に続く地球観測衛星シリーズのバスシステムの基本形となっている。現在までに打ち上げられている同系統の衛星としては、「しずく (GCOM-W)」や「だいち 2 号 (Advanced Land Observing Satellite, ALOS-2)」が挙げられる。そのため、本衛星のバスの基本性能は今後の日本の宇宙開発において重要な指標となる。また、GOSAT には前述の事故を受け太陽電池パドルの挙動を監視する特殊なシステムが搭載された。こうした状況を踏まえ、本研究では薄板連結構造物の代表例として GOSAT の太陽電池パドルを取り上げ、サーマルスナップ現象把握のために、提案する挙動推定手法の適用を行う。

3.2. 太陽電池パドルの振動推定を目的とした実時間動力学推定の応用

本節ではまず、GOSAT とその太陽電池パドルの基本的な説明を行い、その後、挙動推定手法を用いた遠隔運用システムについて説明する。

Figure 3-5 は GOSAT の全体像を示すイメージ CG である。また、Table 3-1 に GOSAT の主要諸元を示す。GOSAT の周回軌道は太陽同期準回帰軌道で回帰日数は 3 日である。ここで、太陽同期準回帰軌道とは、太陽同期軌道と準回帰軌道という異なる定義を持つ軌道の両方の性質を持つ軌道である。このうち太陽同期軌道とは、衛星と太陽の「位置」関係が常にほぼ一定となる軌道であり、地球に対する光学条件が一定となるため地球観測衛星でよく用いられる。一方で準回帰軌道とは、1 周回ごとの宇宙機の地球に対する位置が変化し異なる地域の観測に利用できる一方、数周回ごとには元の位置に戻ってくるものをいう。

GOSAT の主目的は、気候変動枠組条約締結国会議で示された温室効果ガス削減の取り組みに向けて、衛星システムによる観測データを提供しこの枠組みに貢献することである。

地上の CO₂ 観測点だけでは数が少なく偏在しているのに対して、GOSAT では海域を含めた地球全域の同一センサによる観測が 3 日毎に可能である。本ミッション遂行のために GOSAT はミッション機器として温室効果ガス観測センサと雲・エアロゾルセンサを搭載している。

GOSAT は、前述のセンサ類を稼働するために要求される大電力を確保しつつ信頼性を向上するために、ADEOS、ALOS といった従来の地球観測衛星から設計思想を変更し、太陽電池パドルが 2 翼分搭載されている。本衛星の各太陽電池パドルの構成は、太陽電池パネル 3 枚とヨーク構造で構成され、ヨークを介して衛星本体と結合される。Figure 3-6 に軌道上での太陽電池パドルの展開前後の様子を示す。太陽電池パネル同士および太陽電池とヨーク間はヒンジ状の展開機構で結合されており、太陽電池パドルは衛星打ち上げ時には折り畳まれて収納され、軌道上にて Figure 3-6 右図のように展開する。太陽電池パドル 1 枚の大きさは展開時で幅がおよそ 2800[mm]、長さがおよそ 5900[mm] となる。また、GOSAT の取る軌道に対して、太陽電池パドルを太陽方向に指向させるためヨーク根元に取り付けられたパドル駆動機構(Paddle Drive Mechanism, PDM)にて、セル面が太陽を指向するように制御される。そのため太陽電池パドルは衛星本体に対してゆっくりと回転し続けることとなる。

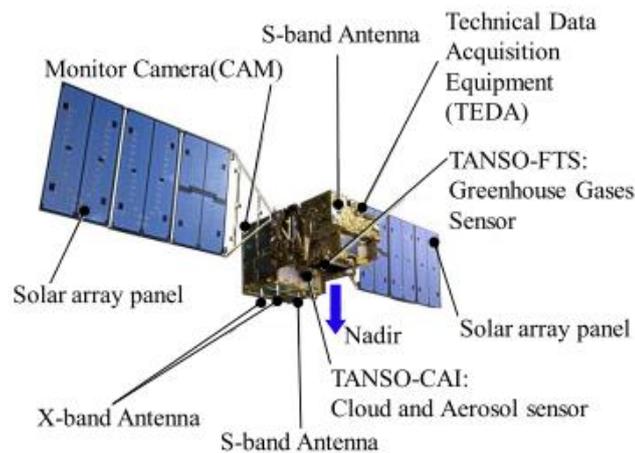


Figure 3-5 Outline of “GOSAT (Ibuki)” ©JAXA

Table 3-1 Main properties of earth observation satellite “GOSAT (Ibuki)”

Size	Main body	3.7m(H) x 1.8m(W) x 2.0m(D)
	Wing span	13.7 m
Mass		1750 kg
Power		3.8 kW
Life span		5 years
Orbit		Sun Synchronous Orbit
	Local time	13:00 ± 0:15
	Attitude	666 km
	Inclination	98 deg
	Re-visit	3 days
Launch	Vehicle	H-IIA
	Schedule	JFY2008
Downlink station (mission data)		Hatoyama (Japan) Svalbard (Norway)

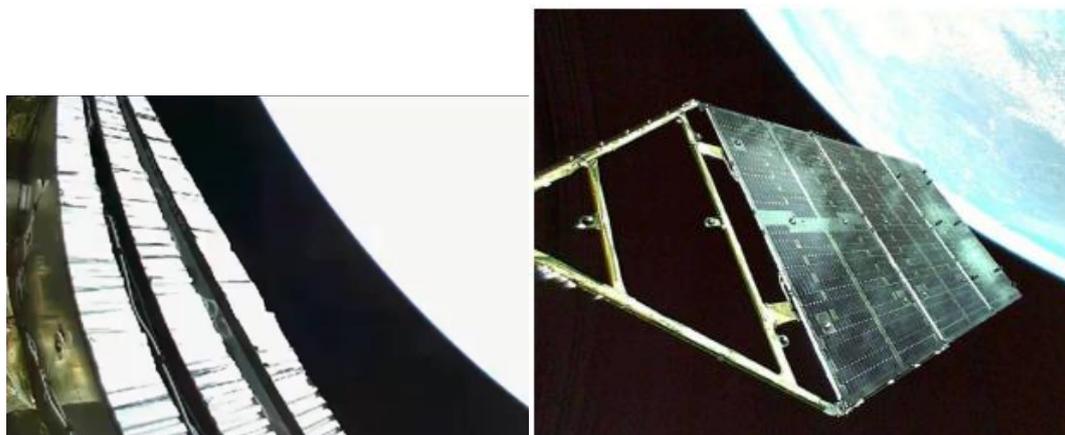


Figure 3-6 GOSAT の太陽電池パドル. 展開前(左図)及び展開後 (右図) ©JAXA 右図の中で左 1/3 の位置を占める棒要素で構成された部分がヨークと呼ばれる部分

Figure 3-7 に太陽電池パネル断面を示す. この太陽電池パネル厚さ方向構成は, Toyoda ら [54]による太陽電池セルの放電実験で用いた太陽電池パネルクーポンを参考に行っている. 太陽電池パネルサブストレートは厚さ約 25[mm] のアルミハニカムコアと CFRP スキンで構

成されたサンドイッチパネルである。3接合型化合物(Triple Junction(TJ)型, GaInP/GaAs/Ge)太陽電池セルが採用されており, その表面はカバーガラスにて保護されている, 太陽電池セルはシリコン接着剤によってサブストレート上に設置される。また, 絶縁のためにセル側のサブストレート表面にはカプトンシートが貼付される。サブストレート裏側は放熱面として使用するため, 銀蒸着テフロンを用いて表面処理がされている。

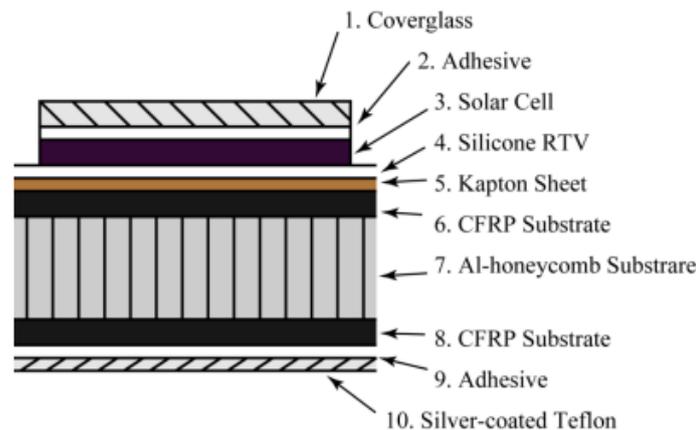


Figure 3-7 GOSAT 太陽電池パネル断面

また, 太陽電池パドルの端部には 2 つの反射マーカが Figure 3-8 のように設置されている。太陽電池パドルの挙動の計測を行うシステムではこれら 2 つの反射マーカをカメラにて撮影し, 地上で画像処理を行いマーカの位置を求めることによって太陽電池パドルの変形を計測する。反射マーカのサイズは幅 50[mm], 高さ 26[mm] で, 3M 製の反射シートである Scotch lite 7610 が使用されている。反射マーカがあるのはセル面側のみであり, 銀蒸着テフロン面側には設置されていない。これは, 銀蒸着テフロン面にマーカを設置した場合, 太陽電池パドル収納時にマーカが他の構造物と干渉してしまうためである。マーカの下部は 14[mm] 幅でアストロブラックの塗装がされている。これはカメラ撮像時にマーカと太陽電池パドル表面とを分離するためである。従来の, 搭載加速度センサやジャイロで計測する方法に比べて, 本システムを用いることで, 比較的周期の長い振動現象であるサーマルスナップをより正確に計測することが可能である。

ただし本システムは, 通常の運用における継続的な太陽電池パドルの監視という目的に向けては, サイズの大きい画像のダウンリンクが必要である点, 衛星の光学環境によって, 逐一カメラパラメータの調整が必要な点から課題が残る。そのため本研究では画像計測データに基づいて動力学モデルを構築し, 一方でより取得周期の高い温度センサデータを用

いて、サーマルスナップによる太陽電池パドルの挙動推定を行う。

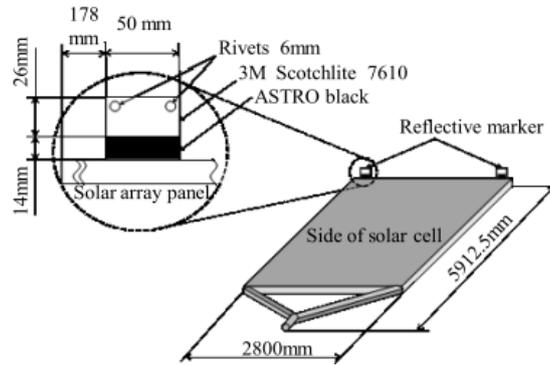


Figure 3-8 反射マーカ及び太陽電池パドルの寸法

前述のとおり，地球観測衛星の観測性能および生存性を向上させるためにはサーマルスナップによる挙動を推定し，その値を監視する必要がある．過去の研究から，こうした運用で求められる条件は Table 3-2 の通りになる．

Table 3-2 Requirements for dynamics estimation system to monitor EOS's thermal snap

Estimation frequency	~10 [Hz]
Estimation accuracy	~100 [%]

太陽電池パドルの形状変形を推定する場合，提案手法で RODE システムに対し入力として使用するテレメトリ候補として第一に挙げられるものは歪みセンサから取得されるひずみ分布である．センサから得られた歪み値に対して仮想テレメトリを生成し，応力分布を計算しオンラインダイナミクスシミュレータに入力すれば，太陽電池パドルの挙動を推定することが可能である．第二の候補として，対象が熱応力変形現象であることから，温度センサ値が挙げられる．前項と同様に熱応力分布をオンラインダイナミクスシミュレータの入力値とすることで，挙動推定値が得られる．本研究では「いぶき」に実際に搭載されており，実現性をより確度高く検証できる温度センサを用いた方法を採用する．ただし，熱応力変形以外の変形が支配的な薄板連結構造に対して手法の適用を行う場合は，第一案を検討するべきである．

また，初期精密モデルの低次元化および動力学パラメータの同定においては，実利用では加速度計の使用を検討しているが，筆者が入手できる運用データの制限から画像データを基に画像処理した結果得られた太陽電池パドルの端部変位値を用いる．ここまで述べた提案手法を適用した薄板連結構造物に対するサーマルスナップ監視システムを，Figure 3-9

に図示する。

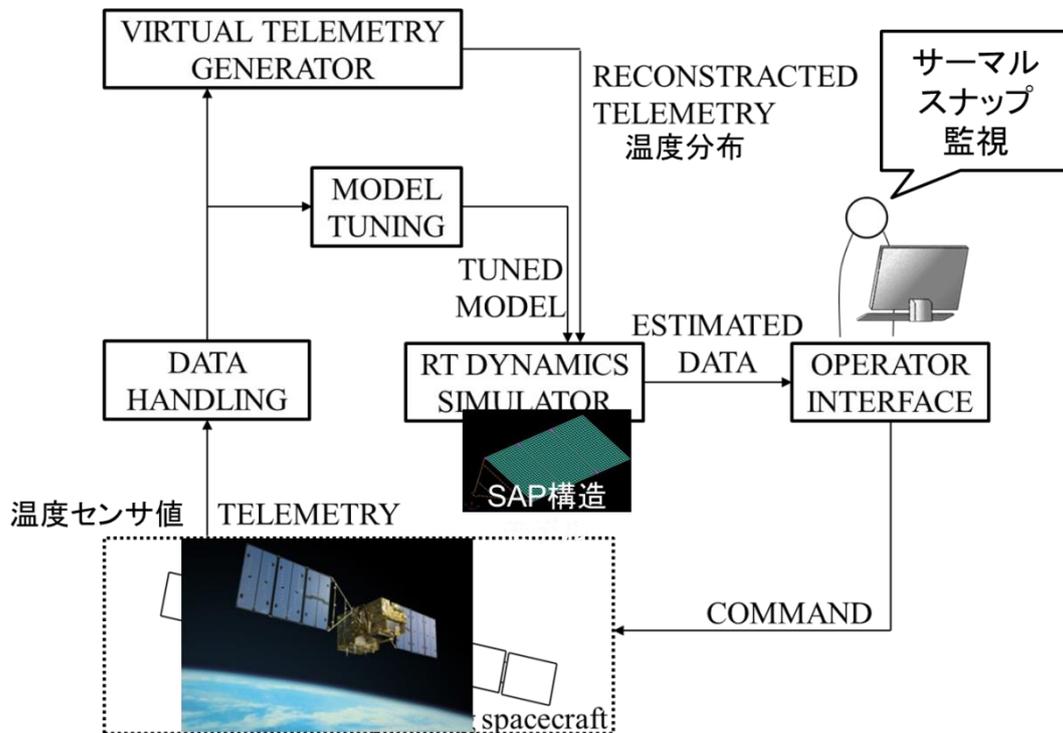


Figure 3-9 Application to connected plates structure

本システムが実現すれば、運用者に対して実時間性高くサーマルスナップによる挙動の情報を提供することが可能となり、観測ミッションの調整や過大な負荷による宇宙機の機能停止に対する対策を取ることが可能となる。

本研究では、太陽電池パドルに発生するサーマルスナップ現象を対象とするため、太陽電池パドル上に発生する熱応力分布の仮想テレメトリを生成する。対象とする GOSAT の太陽電池パドルには、大まかに Figure 3-10 で示す位置に温度センサが取り付けられている。本センサからは 10[Hz]でのデータ取得が可能である。

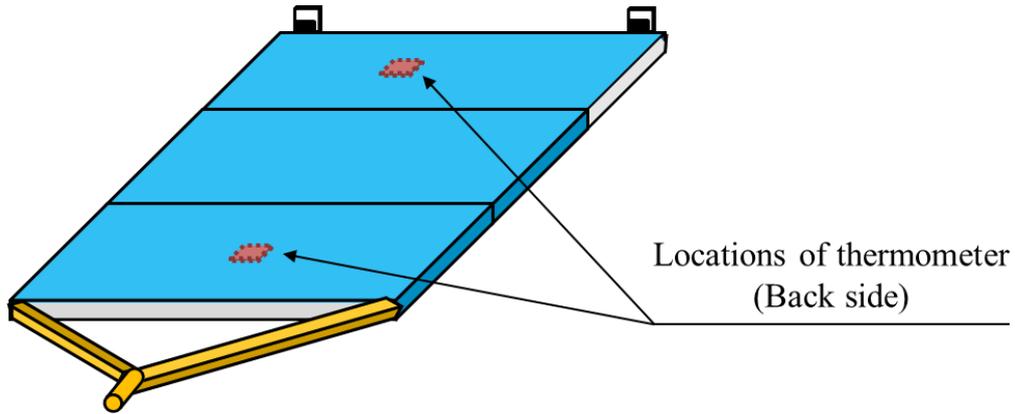


Figure 3-10 Locations of thermal sensor on the GOSAT

次に、太陽電池パドル上の温度分布に対して仮想テレメトリを生成するための定式化について説明する。

まず非定常熱伝導の支配方程式を式(50)に示す。

$$\rho c \frac{d\theta}{dt} + \frac{d}{dx_i} \left(\lambda_i \frac{d\theta}{dx_i} \right) = Q \quad (53)$$

ここで、 θ は温度、 ρ は密度、 c は比熱、 λ_i は x_i 方向の熱伝導率、 Q は物体の内部発熱である。本研究で取り扱う、地球観測衛星の太陽電池パドルに対する境界における熱流束 q は、太陽光入射による発熱であり、以下の式のようにあらわされる。

$$q = -\gamma g \quad (54)$$

ここで、 γ は日射吸収率、 g は全天日射量である。

また、熱流束による境界条件は以下の式で表される。

$$\lambda_i \frac{d\theta}{dx_i} l_i + q = 0 \quad (55)$$

ここで、 l_i は境界に垂直なベクトルの方向余弦である。

ここで、上式を式(53)のように状態方程式として整理すると以下の通りに書くことができる。

$$m\dot{\theta} + k\theta = Q^e \quad (56)$$

ここで、 m は熱容量からなる行列、 k は熱伝導行列、 θ は節点温度ベクトル、 Q^e は熱流束ベクトルで、補間関数行列 N を用いて以下の通りに表されるものである。また、

$$Q^e = \int_{v^e} Q N^T dV - \int_{s^e} q N^T dS \quad (57)$$

本式の右辺第二項は境界条件により

$$\int_{S_e} \gamma g N^T dS \quad (58)$$

である.

これらの式を, 対象とする太陽電池パドルの形状を表現するすべての有限要素について重ね合わせると,

$$M\dot{\theta} + K\theta = Q \quad (59)$$

の形で表現できる.

ここまでの議論から, ベイジアンフィルタで更新を行う状態方程式は, 以下の通りに表される.

状態ベクトル:

$$x_i^T \equiv \theta_i^T \quad (60)$$

状態方程式:

$$x_{i+1} \equiv \theta_{i+1} = f_i^\theta(x_i) + w_i^\theta \quad (61)$$

観測方程式:

$$y_i = H_i x_i + v_i \quad (62)$$

ここで, f_i^θ は状態遷移関数で, 有限要素化された非定常熱伝導方程式の値を用いる. 式(56)を Crank-Nicolson 法²で時間方向に積分することにより, 得られる以下の漸化式を f_i^θ として用いる

$$\theta_{i+1} = \left(M_{i+1} + \frac{\Delta t}{2} K_{i+1} \right)^{-1} \left(M_i - \frac{\Delta t}{2} K_i \right) \theta_i + \frac{\Delta t}{2} \left(M_{i+1} + \frac{\Delta t}{2} K_{i+1} \right)^{-1} (Q_i + Q_{i+1}) \quad (63)$$

「いぶき」モデルでは構造モデルの温度センサの取り付けられている面に存在する, 要素と同形状に仮想テレメトリ生成用の要素を配置する.

ここで参考として, 公開されている情報を基に実際の宇宙機の太陽電池パドルに発生する温度変化を例示する. 萩原[29]は GOSAT の軌道・姿勢情報から構造に対する熱入射量の解析を行った. その結果を Figure 3-11 に示す. この図の中で, 2800[sec]時点が GOSAT の影領域に突入したタイミングである. ここから, 日陰遷移領域において短時間で宇宙機の置かれる熱環境が変化することが読み取れる.

² 偏微分方程式の数値解法の一つである差分法に含まれるもので, 時刻微分に中央差分を, 空間微分に 2 階中央差分を用いる手法.

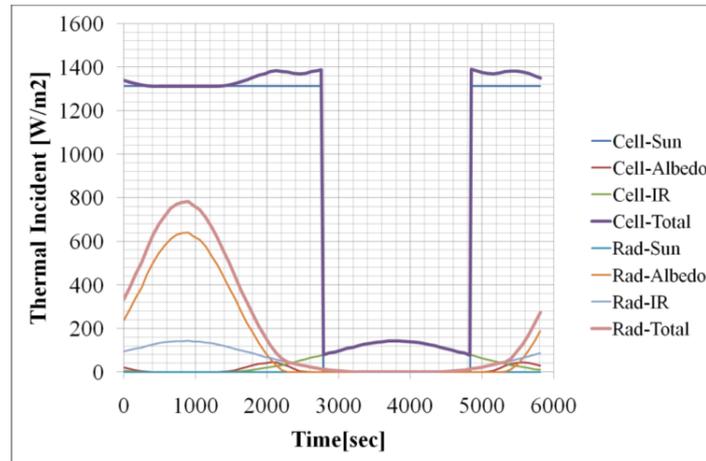


Figure 3-11 GOSAT の軌道 1 周回での熱入射履歴[29]

また, Iwata ら[55]は, ALOS 衛星のフライトデータを解析して太陽電池パドルに発生する表裏面間の温度差について計算を行った. その結果を Figure 3-12 に引用する. この図から, 急激な熱環境の変化の結果太陽電池パドルの表裏面間には数十度の温度差が発生することを確認できる.

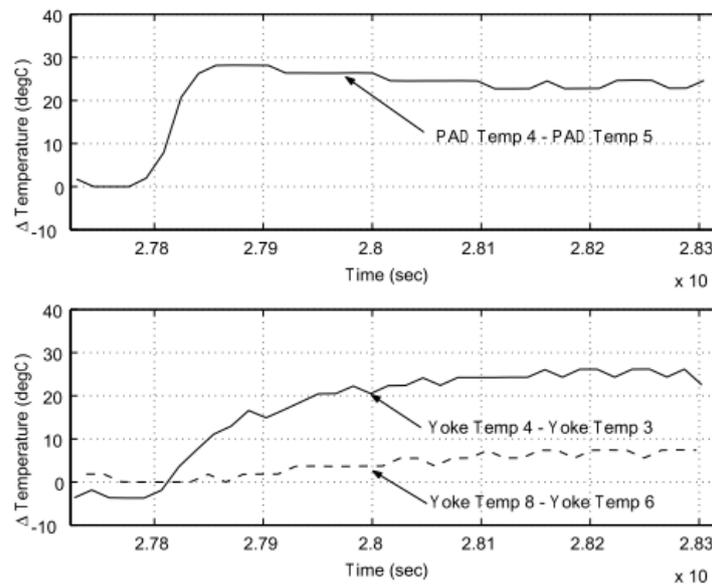


Figure 3-12 ALOS の太陽電池パドルに発生する表裏面間の温度差[55]

3.3. 太陽電池パドルのモデル化

本研究では、太陽電池パドルの初期モデルとして萩原ら[29]の、地球観測衛星の太陽電池に向けた熱-構造解析モデルを改良したものを使用する。本モデルの構成については附録で詳細を解説する。Figure 3-13 に作成した構造モデルの全体図を示す。太陽電池パドルの厚さ方向の構成は、アルミハニカムコアが 25[mm]とほとんどを占め、それ以外の層は 0.1[mm]以下であり、アルミハニカムコアの厚さと比較して十分に薄いといえる。そこで、まず本構造モデルではアルミハニカムコアを 8 節点 3 次元ソリッド要素でモデル化を行った。サーマルスナッフ現象は太陽電池パドル厚さ方向の熱変化が特に重要であると考えられ、パネル厚さ方向の温度を模擬する必要があるため、モデルはパネル厚さ方向に 5 分割されている。それ以外の層についてはアルミハニカムコアの両側でそれぞれ積層材料としてまとめて、4 節点シェル要素 1 層分として扱うこととした。Figure 3-14 に太陽電池パドルモデルの拡大図を示す。また太陽電池パネル上にはセルのハーネスやダイオードなどの電子部品が搭載されているが、それらは構造材料としては扱わず、パネルセル表面の節点に集中質量として与えて、パネル質量を設計情報と合わせることにした。加えてヨークは 2 節点バネ要素を用いて模擬する。ヨークは、材質を CFRP と仮定し、形状は太陽電池パドル図面上での寸法を計測した値を用いた。太陽電池パネルと同様に、ヨークを構成する各節点には集中質量を配置してヨーク質量を設計値と合わせる。さらに太陽電池パネルと反対側のヨーク端は固定端として支持される。Table 3-3 にヨーク構成材の物理量を示す。

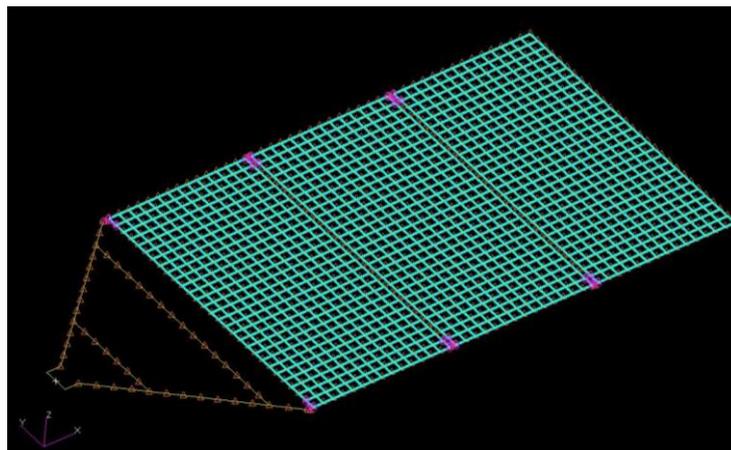


Figure 3-13 Initial thermal-structural model for solar array (Global image)

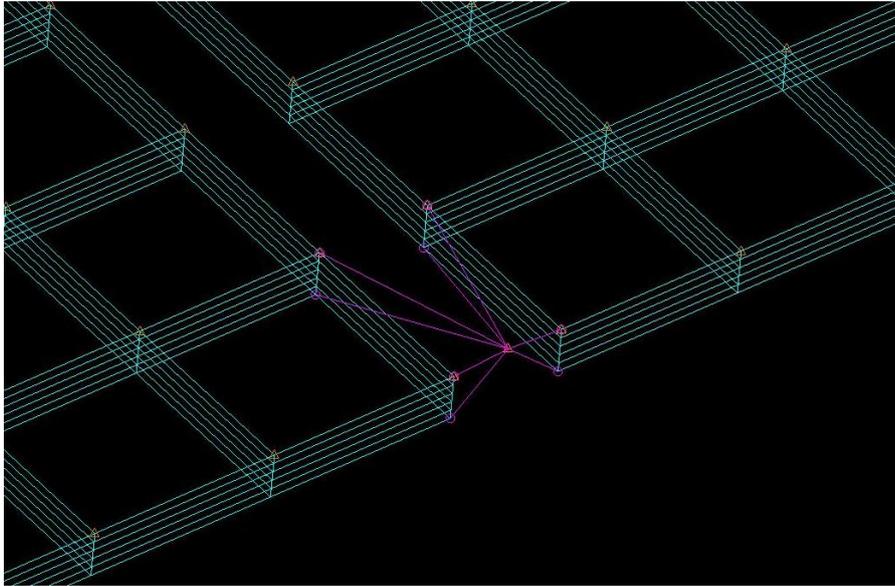


Figure 3-14 Initial thermal-structural model for solar array (Local image)

Table 3-3 Material properties of yoke parts

Density	1606 [kg/m ³]
Longitudinal elastic modulus	50 [GPa]
Poisson's ratio	0.3 [-]

太陽電池パネル間およびパネルとヨークの間には前述のとおり展開機構が存在する。この展開機構は、回転関節となっており展開が完了したらラッチがかかることでパドルを折り畳む方向への変形を防ぐ。本構造モデルでは、展開機構 1 つにつき 200[g]の集中質量を与え、展開方向に剛性を持つ回転バネ要素を用いてモデル化した。回転バネ要素を用いて、微小重力環境下における微小振動挙動をモデル化するため、ヒンジ・ラッチ機構に存在する微小なガタの存在を仮定し、ばね剛性として Figure 3-15 に示すような非線形量を適応した。

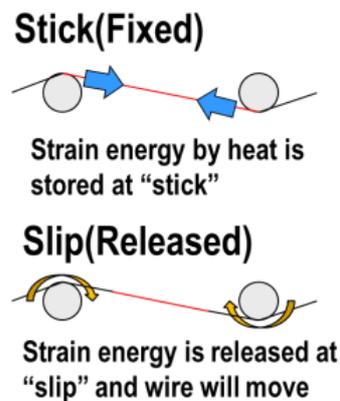
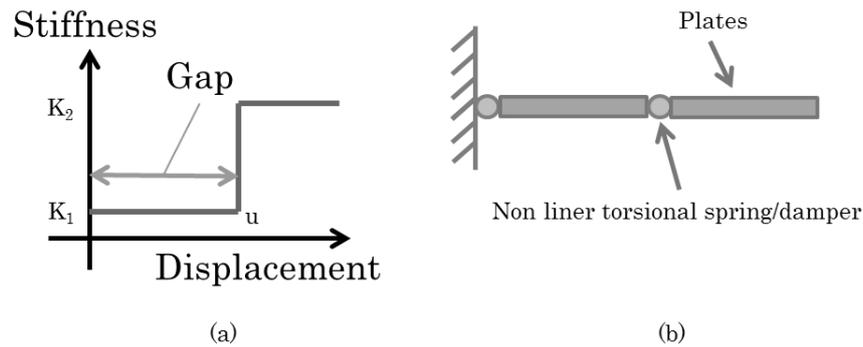


Figure 3-15 Nonlinear properties of hinge/latch mechanism

また真空環境下で発生する金属面同士の固着現象が、動力的挙動に与える影響を模擬するため、展開速度制御ワイヤと滑車間に発生する Stick-Slip 現象をモデルに導入した。本研究のモデルでは、Bowden and Leben の定式化を用いる[56]。

3.4. 実時間動力学推定手法の検証

以上で述べた、薄板連結構造物で発生するサーマルスナップ現象の監視を目的とした提案する実時間動力学推定手法の適用について、その実用性を評価するため行った検証実験について説明を行う。

3.4.1. 地上実験モデルを使用した試験による評価

まず、提案手法に対する検証の第一段階として、提案する仮想テレメトリ生成法が、実問題に対して適用可能であるかの検証を行った。前節で薄板連結構造物に対するサーマルスナップ現象を対象とした提案手法の適用では、点在する温度計のデータより薄板上の温

度分布を表す仮想テレメトリの生成を行うとした。この熱分布仮想テレメトリ生成手法の評価を行うため、Figure 3-16 に示すような、薄板連結構造物を模した地上実験装置を製作した。

試験装置は、主に 2 枚の薄板要素から構成されており、接続パーツにより互いに固定されている。また薄板構造物は、熱伝達率の十分に小さいシリコンゴム製の固定治具により他の構造物から熱的に隔離されている。そして薄板表面には、テレメトリデータ生成用および、評価用の温度センサが取り付けられている。本実験装置では、簡単のため太陽光による熱入射の代わりに、境界条件として定温ヒータによる熱入力ができるようになっている。式(55)で確認できる通り、熱入射の代わりに熱伝導を用いる本試験条件においても、境界条件の設定を適切に行うことで同じ方程式で仮想テレメトリの生成が可能である。また、本試験装置は、熱真空試験環境でなく実験の容易な、通常の衛星試験装置の保安全管理を行う程度の温度管理の行われている室内に設置された。詳細な実験装置の緒元については Table 3-4 に示す。

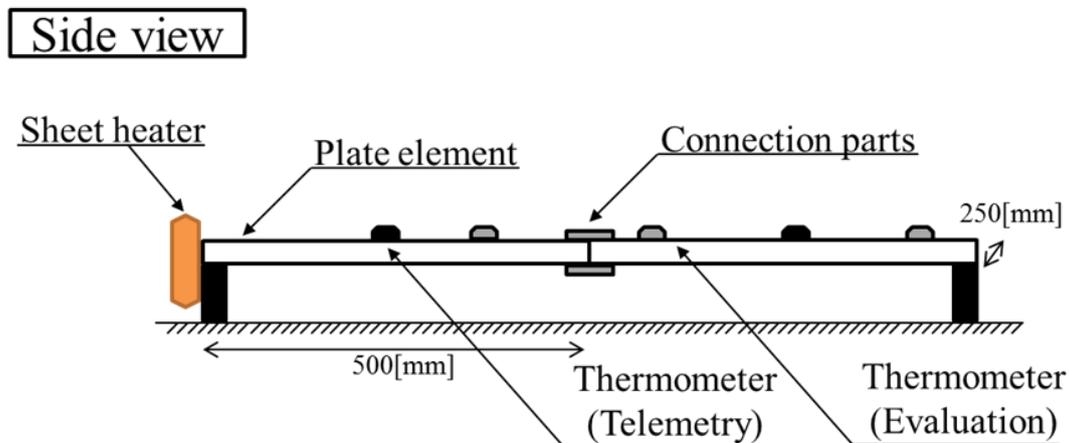


Figure 3-16 Schematic diagram of ground experiment facility for thermal distribution estimation

Table 3-4 Properties of material in the ground experiment facility and condition of experiments

1-3

Plate element	Material	A5052
	Dimensions	500×250×5[mm]
	Thermal conductivity	138 [W/(m·K)]

	Specific heat	963 [J/(kg·K)]
Connection parts	Material	SUS304
	Thermal conductivity	16.7 [[W/(m·K)]
	Specific heat	590 [J/(kg·K)]
Fixture jig	Material	Silicon rubber
	Thermal conductivity	0.16 [[W/(m·K)]
	Specific heat	1530 [[J/(kg·K)]
Sheet heater	Product name	M-08908
	Thermal output	60 [degree] (Exp. 1)
		50 [degree] (Exp. 2)
40 [degree] (Exp. 3)		
Computation device	Product name	Panasonic's Let's note CF-MX3
	CPU	INTEL® Core™ i5-4300U
	Memory	4 [GB]

本地上試験装置を用いて、仮想テレメトリ生成の検証実験を行った。試験手順として、まず試験開始前に試験装置を試験室内に設置し、構造全体が十分に室温（約 15[degree]）と同一になるまで待機した。十分な時間経過ののち、温度を制御した電熱ヒータを接触させ実験開始とした。

評価方法として、テレメトリデータ生成用の温度計から実時間動力学推定システムへの入力となるセンサ値を 5[Hz]で取得し、そのデータを基にオンラインで仮想テレメトリ生成を行った。このときに、比較のため提案する仮想テレメトリ生成法と、従来手法として勾配行列の計算を行う手法の両方で温度値を計算した。同時に評価用温度計のデータを記録しておき、最終的に評価用温度計が取り付けられた位置における仮想テレメトリと実測値の比較を行うことで、推定精度を算出した。また、仮想テレメトリ生成の際に 1 ループごとの計算時間を記録しておき、実時間係数値を算出した。

試験条件として Table 3-4 で示されている通り、ヒータへの電流量を変化させることで 3 段階の温度境界条件を設定した。また、それぞれの試験条件に対して 3 回ずつ試験を行い、試験結果を条件ごとに平均化した。

以下に、実験結果について述べる。Figure 3-17 に試験条件 1 においてテレメトリ生成用温度センサの取得した値, Figure 3-18~Figure 3-20 に試験条件 1~3 における評価用温度センサ位置における提案手法で算出された温度仮想テレメトリと、評価用の温度計によって直接計測した値を比較したグラフを示す。

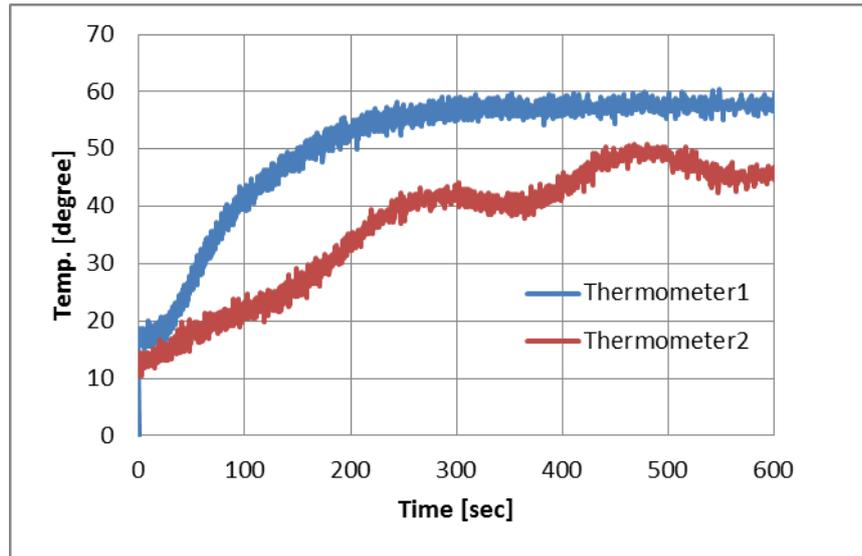


Figure 3-17 Thermometer value used as telemetry

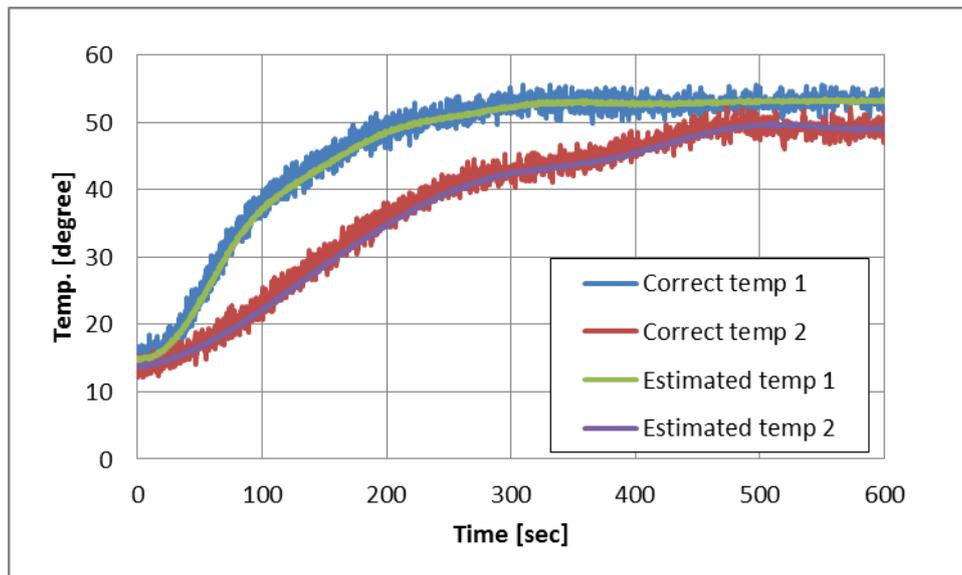


Figure 3-18 Result of estimation for thermal distribution in experiment 1.

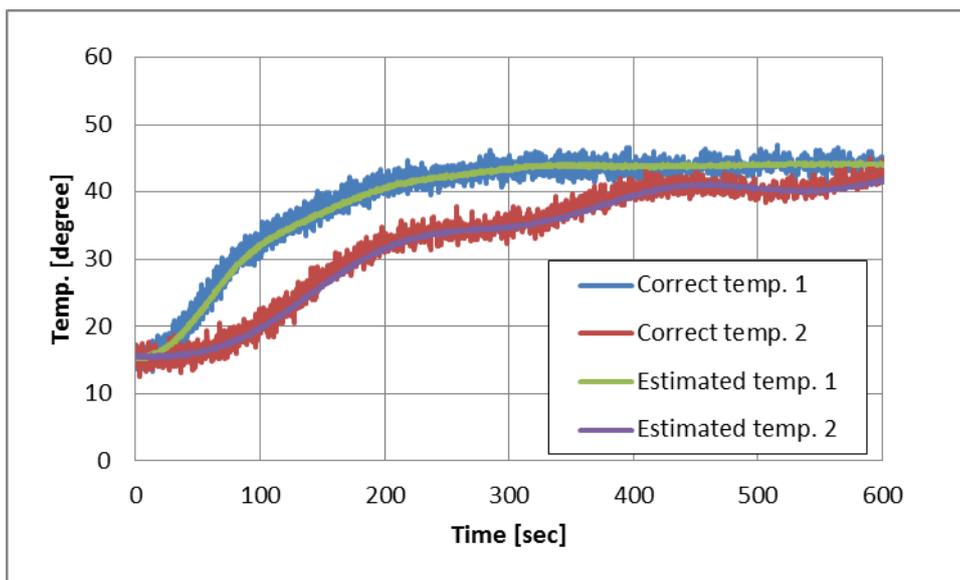


Figure 3-19 Result of estimation for thermal distribution in experiment 2.

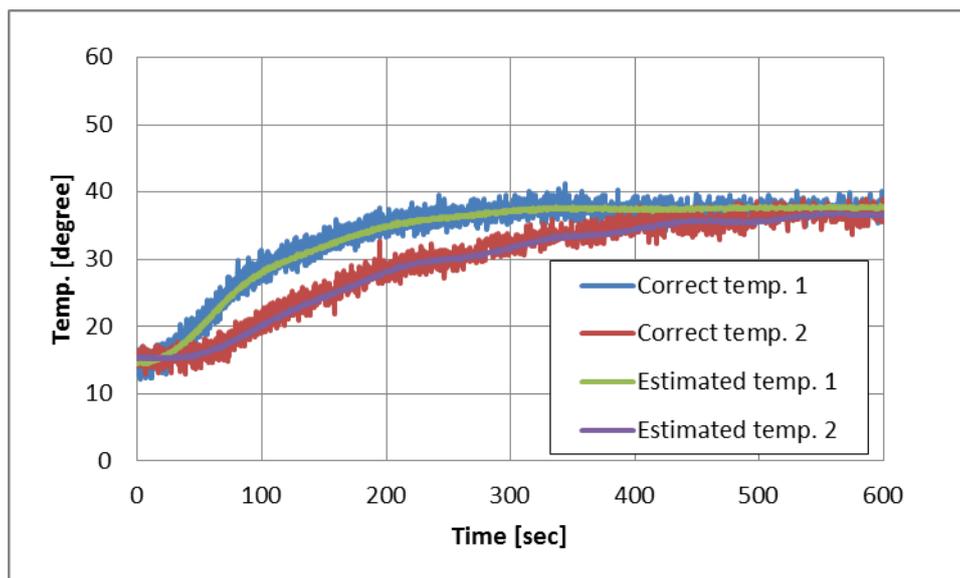


Figure 3-20 Result of estimation for thermal distribution in experiment 3.

Figure 3-17~Figure 3-20 の中で、時間 0 がヒータ取り付けの時間である。Figure 3-18~Figure 3-20 の仮想テレメトリ値と正解値の比較より、仮想テレメトリとして算出された値は、正解値に対しておおよそ 3[sec]の時間遅れが見られるが、一般的に 0.1[Hz]の振動周波数を持つサーマルスナッフ現象に対して、必要な時間内に十分な精度で温度分布推定仮想テレメトリを生成できることが確認できる。また、推定誤差は最大で 1.9[degree]程度に収まっており、Table 3-2 に示した推定精度要求(誤差 100[%]以内)を満たしている。また、仮想テレメト

りの平均算出時間は 0.008[sec]であり、運用システムに求められる挙動推定時間 0.1[sec]を十分に超えている。

また、Table 3-5 に従来手法との性能の比較を示す。本表を参照すると、提案手法は従来手法に対し、僅かながら推定精度が劣る結果となったものの、計算時間においては大きな優位性を持っていることが確認できる。

これらの結果から提案する仮想テレメトリ生成手法が実用化に十分な性能を達成できること、また従来手法に対して計算コスト面で大きな優位性を持っていることを確認した。

Table 3-5 Comparison between conventional and proposed estimation

	Maximum estimation error	Average calculation time
Conventional method	1.5 [degree]	0.22 [sec]
Proposed method	1.9 [degree]	0.008 [sec]

3.4.2. 衛星からのテレメトリデータを利用したの評価

本節では、地上試験装置を用いた実験に続き、より実用に近いパラメータでの検証が可能な、地球観測衛星「いぶき」の運用中に取得された実際の運用データを用いた提案手法の検証について述べる。

モデルチューニング

まず、軌道上宇宙機に対する動力学パラメータの同定手法の検証を行うために、運用データから同定手法の入力値の生成を行った。本来であれば、加速度計データを使用すべきであるが、筆者が利用可能なデータタイプの関係から、代わりに通常稼働状態にある「いぶき」の太陽電池パドル画像を用いて、画像解析により太陽電池パドルの挙動データを生成した。そしてこの太陽電池パドルの振動データを用いて、常時微動を用いた動力学パラメータの同定を試行した。利用したデータの条件を以下の Table 3-6 に示す。

Table 3-6 Data conditions for dynamics parameter identification

Total time	20 [min]
Resolution	SXGA
Image compression	JPEG
Frame rate	6.7 fps
Exposure mode	Auto
Camera	CAM-H1, CAM-H2

以下の Table 3-7, Table 3-8 パラメータ同定結果を示す。比較のために、従来手法として萩原らによって取得された軌道遷移用の大型 20N スラスタの噴射実験によって取得されたパラメータ[29]と、正解値としてサーマルスナップ振動時に得られた動力学挙動データ[25]を同時に掲載する。また、参考のため Figure 3-21 に萩原らによって同定されている各振動モードのモード形状を示す。

Table 3-7 Result of dynamics parameter identification (frequency)

Mode	Proposed method	Conventional method	Thermal snap
1	0.094 [Hz] (error: 28 [%])	0.215 (130)	0.094
2	0.34 (27)	0.459 (42)	0.27

Table 3-8 Result of dynamics parameter identification (dumping factor)

Mode	Proposing method	Conventional method	Thermal snap
1	0.056 [%] (Error: 31 [%])	0.021 (74)	0.081
2	0.027 (51)	0.057 (216)	0.018

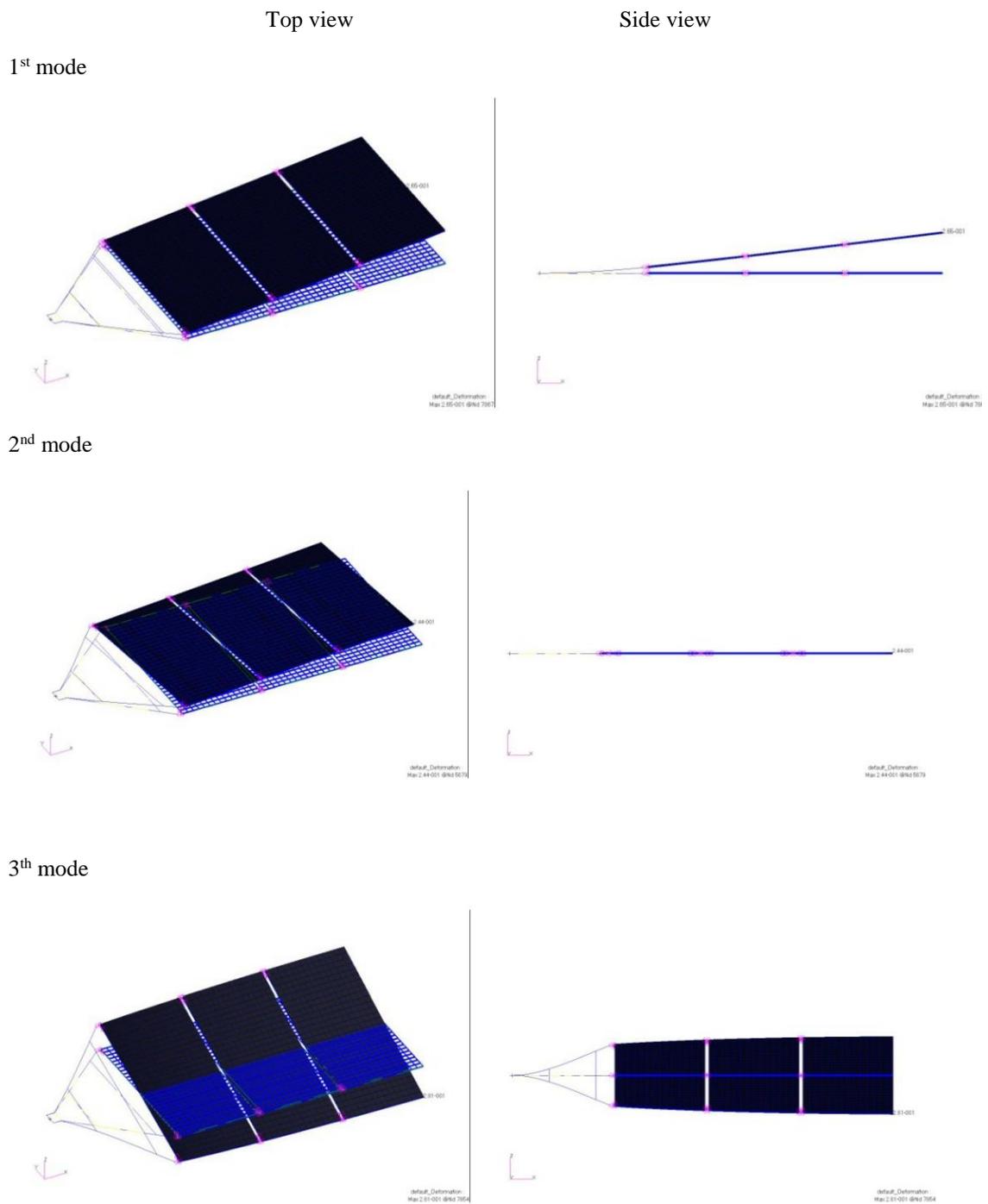


Figure 3-21 Mode shape of solar array paddle of GOSAT

Table 3-7, Table 3-8 の結果から提案手法を用いて、サーマルスナップ振動の柔軟性に由来する挙動を従来手法と比較して精度よく取得できていることが確認できた。

また、パラメータ同定手法に向けた検証に次いでモデル低次元化手法の検証を行った。ここでは低次元化を施す精密ダイナミクスモデルとして、過去の研究で製作された GOSAT の太陽電池パドルを模した 83000 要素を持つモデルを用意した。なお本モデルを用いたシミュレーションの実時間係数は 0.020[-]であった。この精密ダイナミクスモデルを用いて、GOSAT の運用データを基に低次元化を行ったところ、Figure 3-22 のような計算効率指標を得た。この時、計算効率指標を最大とする低次元化要素数は 16800 であった。

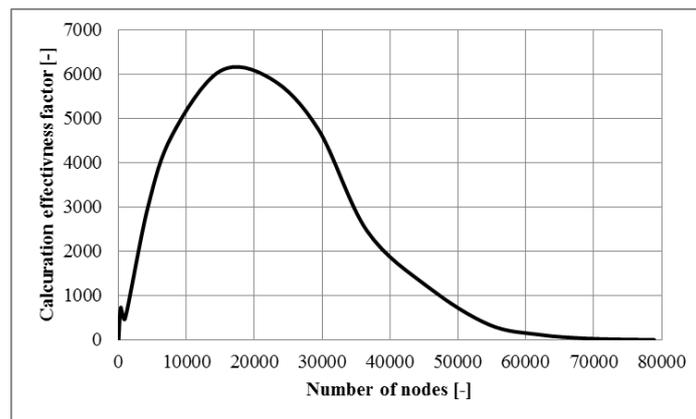


Figure 3-22 Calculation efficiency

そして、Guyan の縮約によって同じ次元まで低次元化を行った結果と、提案手法で低次元化モデルを生成した結果の比較を Table 3-9 に示す。本結果から、提案する低次元化で十分な実時間性を持つダイナミクスモデルを生成できること、また、元の精密モデルからの計算精度の劣化も従来手法と比較して抑えられることが確認できた。

Table 3-9 Result of model reduction

	Real-time factor	Max degradation of accuracy
Conventional method	2.00	84 [%]
Proposed method	2.73	17 [%]

挙動推定

次に、サーマルスナップ振動の挙動推定手法に向けた検証について述べる。ここでは、比較のために、提案するサーマルスナップ現象監視システムと、従来研究で製作された軌道情報を基に幾何学的な日照条件を計算し、熱構造解析を行うオフラインシミュレータの双方で、運用データを基にしたサーマルスナップ現象の推定を行った。

また、挙動推定精度の評価を行うため、「いぶき」の特徴的なシステムである、カメラセンサを用いた太陽電池パドル監視システムで直接計測された、太陽電池パドルの変動値を用意した。

Figure 3-23 に提案手法（黒）、および従来手法（赤）によるサーマルスナップ現象の挙動推定値を、観測値（青）と比較したグラフを示す。

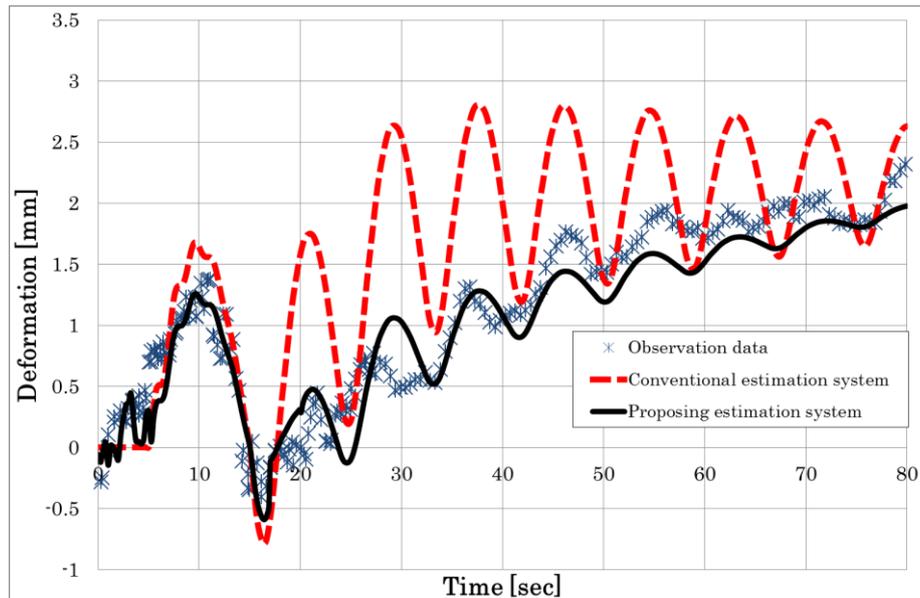


Figure 3-23 Result of estimation for dynamics behavior

Figure 3-23 より、従来のオフラインシミュレータと比較して、提案手法による推定値は、実際の挙動に対してよく追従していることが確認できる。特に、減衰性能に関しては、従来のシミュレータが観測値から大きく異なっているのに対して大幅な改善が見られる。

Table 3-10 Maximum estimation error of thermal snap

Conventional method	Proposed method
510 [%]	87 [%]

Table 3-10 に提案手法と従来手法の最大の推定誤差量を示す。本結果より、提案手法が従来手法と比較し大幅に高い推定精度を持つこと、また Table 3-2 に示された運用システムとしての要求性能を達成していることが確認できる。

Table 3-11 Real-time factor of calculation

	Conventional offline simulator	Direct measurement with image processing	Proposed method
Real-time factor	0.020	0.0013	2.6

一方で、各手法における計算時間の実時間性について Table 3-11 に示す。ここで、画像処理を用いた直接計測手法には、要求されるデータをダウンリンクする時間の予測値が計算処理値に加えられている。本結果より、従来手法が何れも実時間における推定を達成できていない中で、提案手法が実時間計算を達成し、将来時間を含む推定を行うための計算時間の余裕を持っていることが確認できる。

ここまでの一連の検証試験の結果から、提案する RODE 手法を用いた運用システムは、従来手法では達成できない、運用システムとして求められる推定精度および実時間性を達成可能であり、薄板連結構造物のサーマルスナップ現象の監視のために実用化可能であると結論付ける。

3.5. 本章のまとめ

以下に本章の内容を総括する。

- ・ 大型人工衛星の展開型太陽電池パネルの振動問題に代表される「**薄板構造を連結した構造物**」を対象とした、挙動推定に関する提案手法の適用について説明
 - ・ 宇宙機の寿命や性能に大きな影響を与えるサーマルスナップ現象の挙動を把握するシステムを提案
 - ・ 具体例として**地球観測衛星「いぶき」**に取り付けられた太陽電池パドルの情報を利用
 - ・ 温度センサのテレメトリを入力として実時間性高くサーマルスナップ振動を推定
 - ・ 提案するシステムを地上実験装置と実際の運用データを利用して検証
 - ・ 実時間性および推定精度において従来手法の性能を改善し、要求される性能を満たしていることを確認

第4章

宇宙用ロボットアーム による浮遊ターゲットの 捕獲時の挙動推定

4.1. 今後の宇宙活動に必須の「軌道上サービス」

近年、軌道上サービス技術の重要性が認識されるようになってきている。莫大なリソースを投入されて開発される宇宙機（人工衛星、惑星探査機等）は、実際問題として何らかの機能不全を原因として寿命を迎える。その要因は過去の経験上、多くの場合以下の二つのどちらかに当てはまる。一つは、故障による寿命で、これまでに打ち上げられた宇宙機は搭載機器に異常がある場合、当該機器の冗長系があれば異常部分を冗長系に切り替えることでミッションを継続できるが、冗長系が無い場合もしくは冗長系にも異常が発生した場合には、ミッション終了となるのが一般的である。また、二つ目は補給品による寿命で宇宙機に搭載してある姿勢軌道制御用の燃料が枯渇した場合にミッションが終了となる。「軌道上サービス (In-orbit servicing)」とは、軌道上に既にあるこうした宇宙機や宇宙プラットフォームに対して、組立・点検・補給・修復・軌道変換等の何らかの“作業（サービス）”を提供することであり、現在までに打ち上げられた宇宙機の大半は“打ち上げ切り”、“使い切り”として設計されているが、ミッションコストの高額化に伴い軌道上に打ち上げた宇宙機・衛星に対して、燃料の補給・搭載機器の交換・機器の追加・軌道上での大型プラットフォームの組立等を行うことで、その上昇に歯止めをかけることが必要になると予想されている。こうした理由から、近年、宇宙機の延命や軌道上での再構成を行う技術の必要性が認識されてきており、そうした作業を軌道上で行うミッションはまとめて軌道上サービスと呼ばれている。

近年で特に注目すべき軌道上サービスの実用化に向けたミッションの例として、JAXAにより1997年に打ち上げられた「きく7号 (Engineering Test Satellite VII, ETS-VII), 別名：おりひめ (ターゲット衛星)・ひこぼし (チェイサ衛星)」が挙げられる。本技術実証衛星は、フリーフライング宇宙ロボットによる軌道上サービス技術の確立を目的として、自律的なランデブ・ドッキング技術やロボットアームによる作業能力を持って世界に先駆けて開発されたものである。両衛星は結合された状態で同時に打ち上げられ、軌道上でランデブ・ドッキング実験や衛星搭載ロボットアームを使用した実験が行われる。ターゲット衛星捕獲実験時にはおりひめが分離され、実験休止時には両衛星はドッキング状態に置かれた。Figure 4-1にETS-VIIのミッションの様子を示す。図を見ると、サービスを行う親機とサービスを受ける子機の2機への分離機能を有していること、また、ロボットアームを搭載して軌道上作業能力を持つことが確認できる。

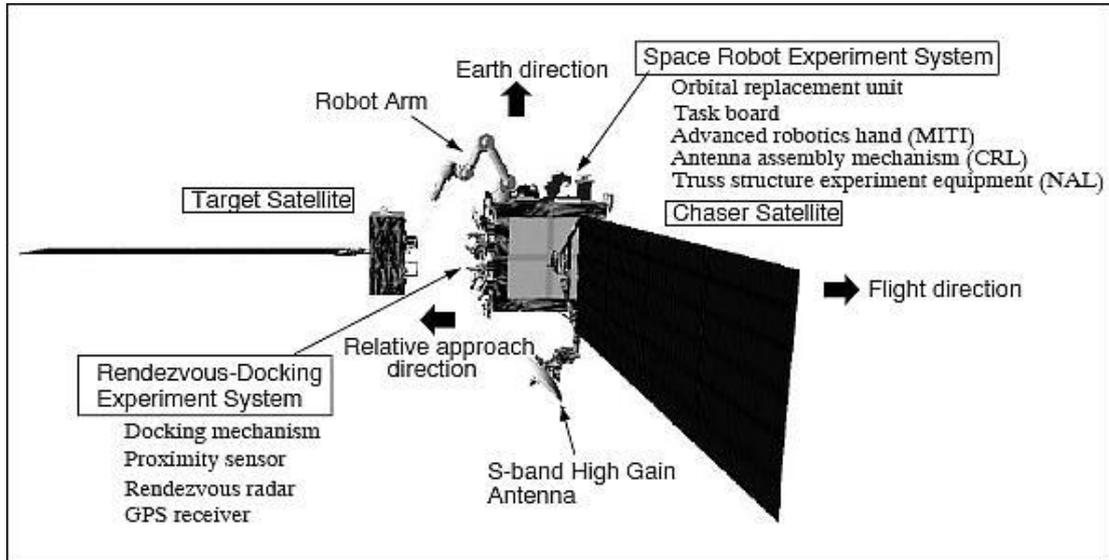


Figure 4-1 ETS-VII. The satellites verified ability of unmanned rendezvous and docking technology for the first time in the world. Additionally, it has a robot arm and ability to work on the orbit. © Tohoku University

同様のミッションは米国の国防高等研究計画局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)と NASA が 2007 年に共同で行った「Orbital Express プログラム」で開発された「ASTRO/NEXTSat」[57]も行っている。また、Orbital Express の延長として野心的なミッションを打ち出しているのが「Phoenix」プロジェクト[58]である。Phoenix プロジェクトは、人工衛星の運用コストの低減をめざし、静止軌道上で他の衛星に取り付き部品の交換や修理を行う、いわゆる「軌道上工場」のような宇宙機を開発している。

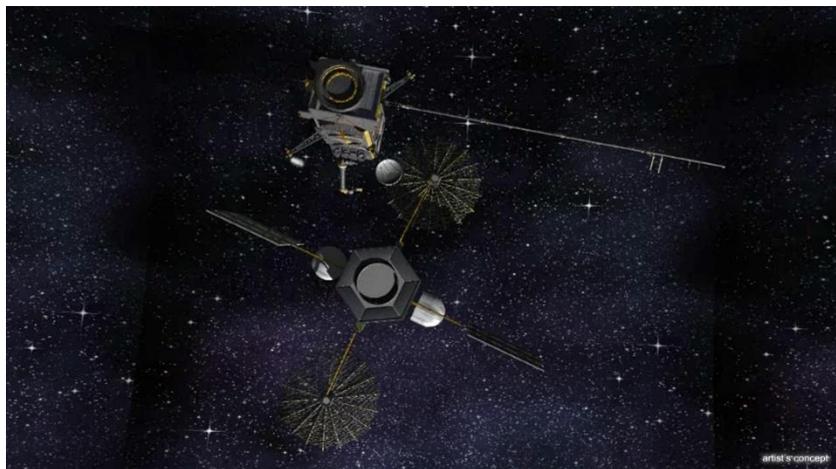


Figure 4-2 米国 DARPA によって推進されている Phoenix プロジェクト[58]

軌道上サービスは、すでに軌道上に存在している宇宙機に対して作用を与えるという性質上、宇宙空間での「接触」問題と切り離すことができない。宇宙空間での物体同士の接触は、地上と異なり摩擦力や空気抵抗の影響がなく力学環境がシンプルになり記述しやすくなる半面、減衰要素が少ないため、一度発生した運動の影響を大きく受けるという特性がある。加えて接触する構造の柔軟性が大きい場合、初期の接触状態によってその後の挙動が大きく変化する。また、時間遅れがある運用環境では、接触という極めて短時間で起こる現象を操作することが困難である。加えて、近年叫ばれるようになった宇宙デブリ問題や有人宇宙機を対象とするミッションなどでは、失敗に人命喪失やデブリの再生産といった大きなリスクが存在する。こうしたリスクを低減し効率よく軌道上サービスを行う宇宙機を開発するためには、第一に接触動作を含む運用に対するオペレーションの確実性を向上させる技術が必要である[59]。

そのため本節ではこうした、軌道上での浮遊物体の捕獲問題に対して提案する挙動推定手法を適用し、接触によって発生する宇宙機の挙動に対してより精密なデータを提供することを目的とする。検証に用いる具体例として日本で開発された宇宙ステーション補給機を挙げ、宇宙ステーションロボットアームのエンドエフェクタと補給機の被捕獲機構との接触によって発生する挙動の推定を目指す。

4.2. 宇宙用ロボットアームによる浮遊ターゲットの捕獲

「このとり (H-II Transfer Vehicle, HTV)」は、日本が国際宇宙ステーション計画への貢献の一つとして開発した無人貨物送機である。大きな技術的な特徴として、本機は無人で「国際宇宙ステーション(International Space Station, ISS)」へ接近(ランデブ)する技術を確立した点が挙げられる。対象の有人宇宙機である国際宇宙ステーションは、関係する宇宙機に対して特に厳格な安全基準を設けているが、これをクリアした無人輸送技術の確立は、今後の軌道上サービスに向けて大きな一歩となった。他の特徴としては、他国の宇宙輸送機が、国際宇宙ステーションの「アンドロジナス接続機構(Androgynous Peripheral Attach System, APAS)」をインターフェースとしてISSに接続するのに対して、HTVは「共通結合機構(Common Berthing Mechanism, CBM)」をインターフェースとする。APASの開口部が60[cm]であるのに対してCBMの開口部は130[cm]であるので、より大きな貨物を軌道上での組み立てを前提とせずに運搬することが可能である。一方で、CBMを使用するた

め APAS で可能な自動ドッキングを行うことができない。そのため、ランデブ後は ISS 滞在員の操作によって後述の SSRMS というロボットアームを用いて HTV を保持したのち、CBM に取り付ける作業が必要となる。この「キャプチャ・バーシング方式(Capture & berthing)」という方法は、クルーに追加の作業を要求することになるが、ドッキングオペレーションをより安全に接続を行えるという利点がある。その後 HTV に搭載されていた物資（実験機器、食料等）は ISS に移され空となった HTV には ISS で不要となった機器類が搭載され ISS から分離した後大気圏に再突入して消滅しミッションを終了する。Figure 4-3 にキャプチャ・バーシング中の HTV と SSRMS を示す。この図より、把持対象物である HTV に対して SSRMS がいかに「低剛性」であるかが読み取れる。また Table 4-1 に HTV の諸元を示す。



Figure 4-3 HTV and SSRMS [5]

Table 4-1 Properties of HTV in general

Total Length	9.8[m]
Radius	4.4[m]
Launching mass (without payload)	10.5[t]
Launching mass (with payload)	16.5[t]
	(Max payload: 6[t])

一方、「カナダアーム 2 (Space Station Remote Manipulator System, SSRMS)」は、ISS の建設およびその他の船外作業 EVA(Extra-Vehicular Activity)をなし、もしくは補助して遂行することを目的に製作された 7 つのオフセット関節を持つ宇宙向けのロボットアームである。本アームの最大の特徴は、「移動サービスシステム (Mobile Servicing System, MSS)」である。これは、ISS の巨大さと SSRMS の可動範囲及び搭載可能数のギャップを埋めるため

のシステムで、SSRMS に対して ISS 上の異なる箇所への移動を可能とするものである。このシステムのために SSRMS 両端の 3 自由度同士は対称形となっており、また基部は ISS の土台に固定されておらず、エンドエフェクタと同様のものが取り付けられている。こうした機構により、SSRMS は ISS の任意の二つの接続箇所を這っていくことによって、移動することができる。Table 4-2 に SSRMS の性能諸元を示す。また、Figure 4-4 に SSRMS の構造および関節配置を示す。また、Figure 4-5 に HTV にアクセスしている SSRMS を示す。

Table 4-2 SSRMS の諸元[60]

Mass	18[t]
Length	17.6 [m]
Diameter	2.2 [m]
Degree of Freedom	7[-]
Handling weight	116[t]

MSS は、SSRMS を運用する上で効果的なシステムを提供しているが、一方で ISS という巨大質量を持つ土台に対して SSRMS は一定程度以下の剛性でしか接合されていないという問題を発生させる。MSS の機能を実現するうえで大きな役割を果たしているものが、SSRMS のエンドエフェクタで捕獲機構として働く「ラッチングエンドエフェクタ (Latching End Effector, LEE)」と被捕獲機構の「グラブルフィクスチャ (Grapple Fixture, GF)」である。これらの詳細は 3.3.4 節で述べるが、大きな特徴として捕獲動作に柔軟性の高いワイヤによる締め付けが採用されている点がある。ワイヤ機構によりロボットアームの位置決め誤差に対して寛容で確実性の高い捕獲性能を実現しているが、一方で固定の剛性が通常の機械的な固定に対して低くなってしまう、また捕獲時の二体の挙動が予測しにくいという問題点が存在する。

SSRMS の運用は、カメラ画像及び目視によって行われている。この運用システムのため SSRMS は 4 つの、回転土台をもつカメラを搭載している。そのうちふたつはチルト回転土台を持っておりブーム部に取り付けられており、残りの 2 つはそれぞれの LEE 部に固定されている。HTV の捕獲の際にはこれらのカメラ、もしくはその他の ISS 搭載カメラ、窓などの視界を基に運用を行う必要がある。Figure 4-6 にこのカメラシステムの概要図を示す。特に、これら宇宙利用向けのロボットアームは必要とされる性能から、地上のものと比較し関節剛性などが小さく設計されており柔軟性が高い。加えて、現在実用化されている捕獲機構は、運用監視システムの制限からロボットアームの位置制御精度が多少悪くても捕

獲が行えるよう柔軟な部材で構成されている。そのため、従来の運用では動作による振動が完全に収まっていると推定される時間まで次の指令を待機させるような「Move&Wait」操作が行われている。

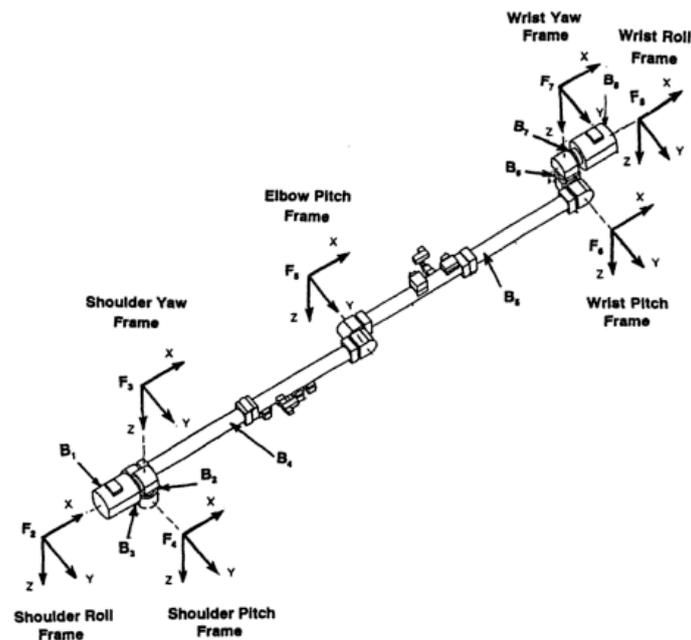


Figure 4-4 SSRMS の関節配置[60]



Figure 4-5 HTV に空となった貨物搭載用パレットを収納する SSRMS ©NASA

われる。SSRMS の誘導は Figure 4-6 に示した遠隔運用システムによって行われる。特に最終的な位置決めでは、Grapple Fixture 上の立体ターゲットマーカを使用し、ワイヤによる締上げ位置に対して誘導が行われる。この時には被捕捉機構である Grapple fixture のロッドが LEE 内部に入った状態となる。その後、スネアワイヤ機構の稼働が行われるロッドの固定が完了する。この際には、ISS の自律姿勢制御機能による急な不随意挙動が発生しないよう、ISS もフリーフライング状態に固定される。最終段における詳細な固定手順については、3.4.4 節でモデル化とともに説明する。

実際の運用では、キャプチャを担当した宇宙飛行士の「フリーフライヤのキャプチャとは思えないほど、HTV は完全に停止して見えた」という感想が得られたとのことである[62]。しかし一方で、HTV のセンサログを確認してみると、捕捉機構との第一接触時に、慣性の小さい方向にある程度の変動が起きていることが確認できる。特に LEE を用いた物体の捕捉では、柔軟構造物であるワイヤ機構の初期条件が運用ごとに変化していると考えられるため、初期条件に大きな影響を受ける接触現象を伴う本運用では、筆者は過去の実績だけでなく逐次的な監視による信頼性の確保が必要であると考えている。

4.3. 捕捉機構および捕捉のモデル化

現在、軌道上サービスにおいて対象の捕捉や運搬を目的として再使用可能な結合機構として実際に使われているものは、ISS などで利用されている捕捉機構の EE 及び GF である。

Figure 4-8 に LEE 及び GF の模式図を示す。また、

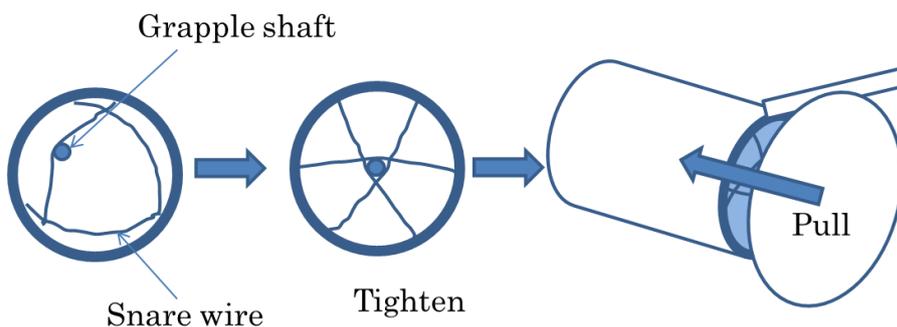


Figure 4-9 に、両機構により固定が行われる様子について図示する。

Figure 4-8 の中で、締上げ初期に接触を行う部品は LEE のスネアワイヤ (Snare wire) と、GF のグラプルシャフト(Grapple shaft)である。

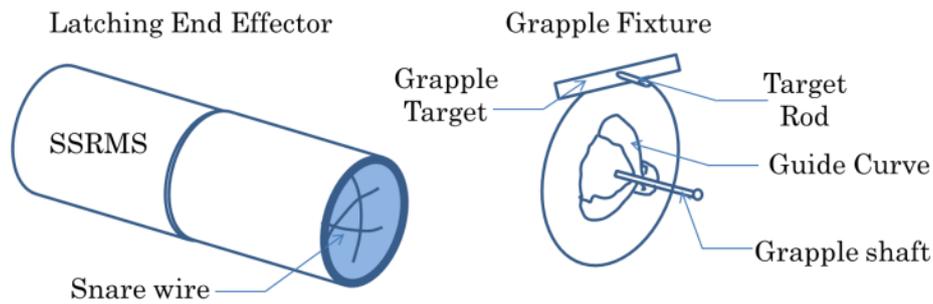


Figure 4-8 LEE と GF の各部の名称

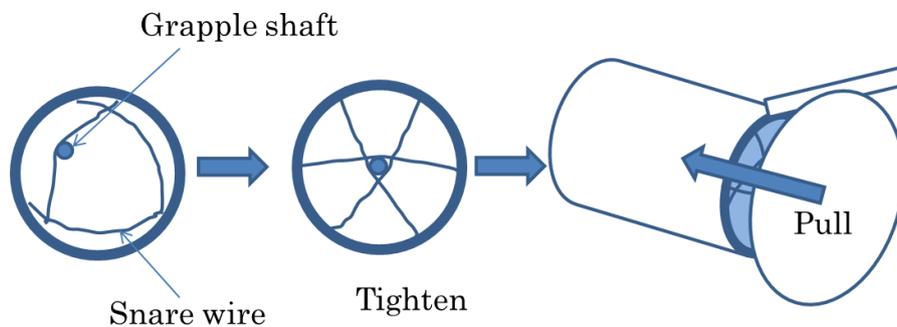


Figure 4-9 LEE と GF による把持の流れ

LEE には 3 本の金属製かつ端部の機構により移動するワイヤが取り付けられている。捕獲初期段階ではワイヤは円周上に沿うような構成になるように保持されており、宇宙飛行士によってその間に GF の Grapple shaft が通過するように LEE が誘導される。その後、ワイヤが駆動され図のように Grapple shaft を締上げるような動作を行うことで、両機構の平面的な位置補正が行われる。最終的には、ワイヤ機構自体が LEE に対して奥方向に移動することにより、LEE と GF の誘導パーツ同士が合致され鉛直方向の位置を補正し、平面方向を保持する。本捕獲機構の動作から分かるように、初期のワイヤによる締上げ工程を超えると安定的な捕獲動作が可能である。一方で捕獲初期にどのような接触が発生しどのような挙動につながるかは、運用者から予測しづらく効率的な運用の妨げになっている。

本研究では、簡単のためワイヤ駆動機構を Figure 4-10, Figure 4-11 のような機構で置き換えモデル化を行った。

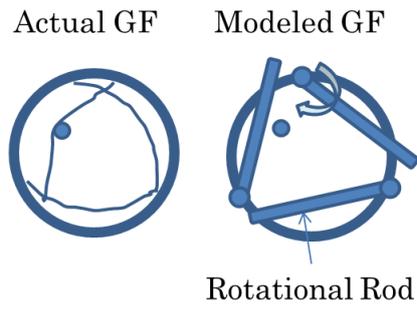


Figure 4-10 Alternative model for wire berthing mechanism

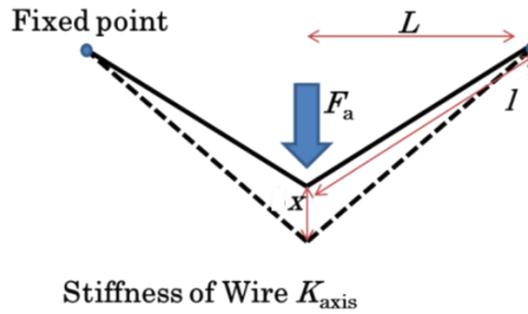


Figure 4-11 Modeling of contact force

また、公開されている情報より SSRMS のモデル化を行った。以下の Table 4-3, Table 4-4 にモデルの特性を示す。

Table 4-3 モデル化に使用した SSRMS の各ボディの物性値[60]

Body	mi[kg]	ci[m]	Ii[Kgm2]	pi,i+1[m]						
1	234.66	0.669	Ixx=9.336	1.3589	5	279.2	3.55	Ixx=9.522	7.11	
			0	Iyy=44.413			0	0	Iyy=1966.2	0
			0	Izz=44.413			0	0	Izz=1966.2	0
				Ixy=0					Ixy=-39.95	
				Ixz=0					Ixz=0	
		Iyz=0				Iyz=0				
2	105.98	0	Ixx=12.19	0	6	105.98	0	Ixx=8.305	0	
			0	Iyy=12.13			0	-0.337	Iyy=3.061	-0.5692
			0.2983	Izz=3.061			0.7026	0	Izz=8.386	0
				Ixy=0					Ixy=0	
				Ixz=0					Ixz=0	
		Iyz=0				Iyz=0				
3	105.98	0	Ixx=8.088	0	7	105.98	0	Ixx=12.13	0	
			-0.2316	Iyy=3.061			-0.5692	0	Iyy=12.13	0
			0	Izz=8.446			0	-0.404	Izz=3.061	-0.7026
				Ixy=0					Ixy=0	
				Ixz=0					Ixz=0	
		Iyz=0				Iyz=0				
4	314.88	3.55	Ixx=15.41	7.11	8	243.66	0.669	Ixx=9.336	1.3589	
			-0.08	Iyy=2094.71			-0.475	0	Iyy=44.41	0
			0	Izz=2013.19			0	0	Izz=44.41	0
				Ixy=49.52					Ixy=0	
				Ixz=0					Ixz=0	
		Iyz=0				Iyz=0				

Table 4-4 SSRMS の構造的特性[60]

Element	
Base Structure	$K_{\theta_x}=8 \times 10^5$
(Nm/rad)/m	$K_{\theta_y}=8 \times 10^5$
	$K_{\theta_z}=6.93 \times 10^5$
Shoulder joint housing	Drive axis: $K_{\theta_z}=1.08 \times 10^6$
(Nm/rad)	Cross axis: $K_{\theta_x}=1.32 \times 10^6$
	$K_{\theta_y}=1 \times 10^6$
Shoulder joint gearbox	
(Nm/rad)	$K_g=1.33 \times 10^6$
(rad)	$\Delta=9.17 \times 10^{-4}$
(Nm)	$t_{\Delta}=424.5$
Upper arm boom	$EI=3.8 \times 10^6$
(Nm ²)	$GJ=1.93 \times 10^6$
Elbow joint housing	Drive axis: $K_{\theta_y}=1.08 \times 10^6$
(Nm/rad)	Cross axis: $K_{\theta_z}=1.32 \times 10^5$
	$K_{\theta_x}=1 \times 10^6$
Elbow joint gear box	
(Nm/rad)	$K_g=1.33 \times 10^6$
(rad)	$\Delta=9.17 \times 10^{-4}$
(Nm)	$t_{\Delta}=424.5$
Lower arm boom	$EI=3.8 \times 10^6$
(Nm ²)	$GJ=1.93 \times 10^6$
Wrist joint housing	Drive axis: $K_{\theta_z}=1.08 \times 10^6$
(Nm/rad)	Cross axis: $K_{\theta_x}=1 \times 10^6$
	$K_{\theta_y}=1 \times 10^6$
Wrist joint gear box	
(Nm/rad)	$K_g=1.33 \times 10^6$
(rad)	$\Delta=9.17 \times 10^{-4}$
(Nm)	$t_{\Delta}=424.5$
End effector	Axial: 2.85×10^6
(Nm/rad)	Lateral: 3.79×10^6

本研究では、前述のとおり HTV 捕獲初期の短時間のみを扱う。そのため SSRMS は推定対象全期間においてリンプモードと呼ばれる、物体把持時に利用される受動状態にあるとする。リンプモードは、LEE での対象の固定時にアームが不随意的な挙動を起こし、突き飛ばしなどの現象を起こすことを避けるため、手先の動きに対して関節がなじむような挙動をするようになっている。この時の関節特性は以下の式で表される[63].

$$\tau = K_v(\dot{q}_{\text{ref}} - \dot{q}_{\text{current}}) \quad (64)$$

ここで、 τ は関節トルク、 K_v は速度ゲイン行列、 \dot{q}_{ref} は利用者に設定される理想的な関節角速度、 $\dot{q}_{current}$ は実際の関節角速度である。

この時の、捕獲直前における SSRMS の各関節角は、Table 4-5 のように設定した。

Table 4-5 Initial joint angle of SSRMS in capture mission

Joint number	J1	J2	J3	J4	J5	J6	J7
Joint angle [deg]	-2.1	-140	-140	-88	-180	-190	20

また、捕獲対象である HTV のモデルは、提供された CAD モデルを基に作成を行った。そして、SSRMS の土台となる ISS には公開情報などを元に推定を行い Table 4-6 に示す物性値を適用した。

Table 4-6 Properties of ISS model

Mass		480[t]
Inertia	I_{xx}	1.3×10^8 [kg \times m ²]
	I_{yy}	1.2×10^8 [kg \times m ²]
	I_{zz}	2.1×10^8 [kg \times m ²]

4.4. 仮想テレメトリデータの生成・利用

本節では、動力学推定手法の「HTV 捕獲運用」にむけた適用の枠組みについて説明を行う。前述のとおり、浮遊ターゲットの捕獲運用を安全に行うためには、突き飛ばしや破壊の事象が発生しないよう、捕獲・被捕獲宇宙機の挙動を監視する必要がある。特に最終工程のワイヤによる固定は、柔軟な構造による接触現象が発生するというクリティカルな工程であることに加えて、カメラなどの観測装置の死角となるため運用者が利用可能な情報が極端に制限される。そのため、本研究では特に、この SSRMS の誘導が終了した時点からの工程に注目して提案手法の適用を行う。

過去の研究から、こうした運用で求められる条件は Table 4-7 の通りになる。

Table 4-7 Requirements for dynamics estimation system to monitor a capture of HTV

Estimation frequency	~100 [Hz]
Estimation accuracy	~100 [%]

接触力学に関する解析を行う場合、可能であれば接触力を取得し解析を行うべきである。しかし、対象とする LEE のワイヤ部には構造的にセンサの取り付けが困難である。そのため、本研究では、SSRMS の関節部センサを使用する方法を提案する。また、モデルの低次元化及び、動力学パラメータの同定には ISS に取り付けられている加速度センサ値を使用することとした。

ここまで述べた提案手法を適用した HTV 捕獲ミッションに向けた、接触挙動監視システムを Figure 4-12 に示す。

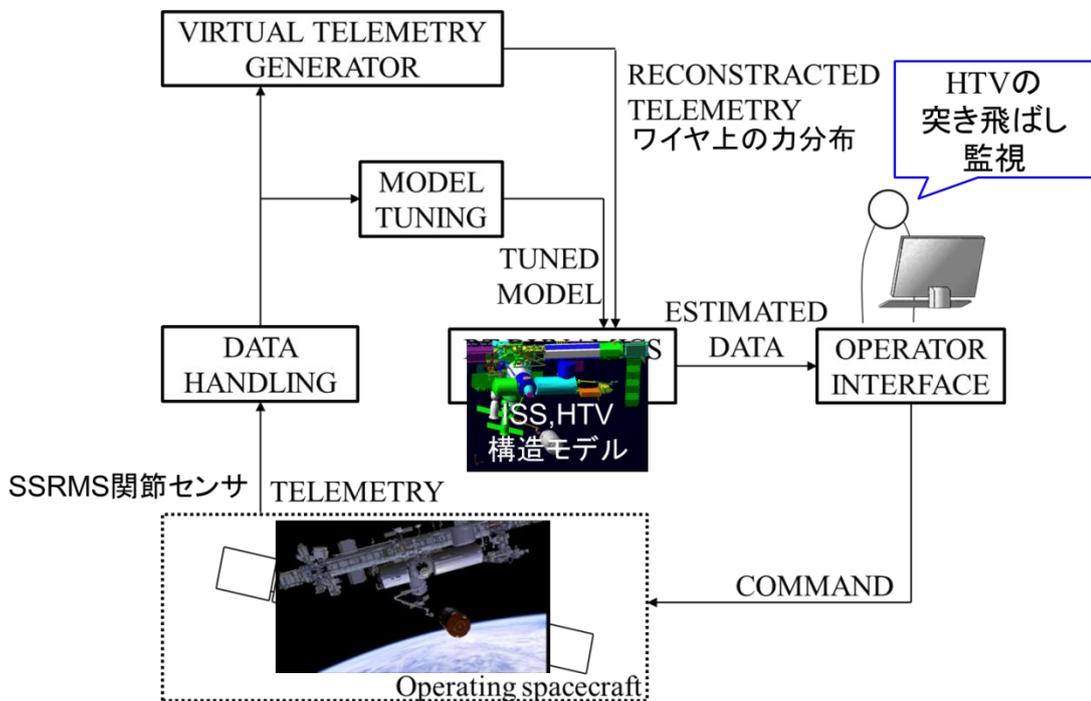


Figure 4-12 Application to free flying target capturing

本節では、SSRMS の関節に取り付けられている力覚センサの値を基に、捕獲機構のワイヤに発生している応力分布を同定する方法について述べる。

ここでは、テレメトリ値として SSRMS の関節センサを利用する。まず各関節における関節トルク τ と、手先に発生する力の関係性は仮想仕事の原理から以下のように記述することができる。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{n} \end{bmatrix} = \mathbf{J}^{\omega T^{-1}} \boldsymbol{\tau} \quad (65)$$

ここで \mathbf{F} , \mathbf{n} はエンドエフェクタで発生する力ベクトルおよびトルクベクトル、 \mathbf{J}^{ω} は

SSRMS のヤコビ行列である。また、先に述べたとおり各関節における関節角度と関節トルクの関係は以下の式で書ける。

$$\tau = K_v(\dot{q}_{\text{ref}} - \dot{q}_{\text{current}}) \quad (66)$$

次に、LEE を構成する 3 本のワイヤのうち 1 本のワイヤを対象として、Figure 4-13 のような二次元モデルを設定する。

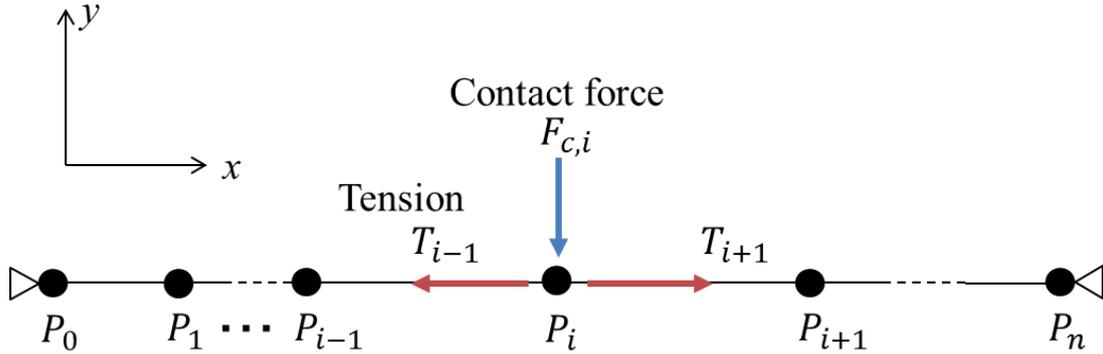


Figure 4-13 Wire model for force estimation

ここで、ある地点における張力 T_{i-1} から受ける力の x 方向成分は以下のように表される。

$$T_{i-1}^x = -\frac{\partial U}{\partial l_{i-1}} \frac{\partial l_{i-1}}{\partial x_i} = \frac{x_i - x_{i-1}}{\cos \theta_i} T_{i-1} = \alpha_x^{i-1} T_{i-1} \quad (67)$$

また、外部からの接触によってワイヤが受ける力 $F_{c,i}$ の y 方向成分は以下のように表される。

$$F_{c,i}^x = -\frac{\partial U}{\partial A_{i-1}} \frac{\partial A_{i-1}}{\partial x_i} = \frac{y_i - y_{i-1}}{2} F_{c,i} = \beta_x^{i-1} F_{c,i} \quad (68)$$

式(67),(68)を用いると、各点に対する作用力 F_i は、以下の通りになる。

$$F_i = \alpha_x^{i-1} T_{i-1} + \alpha_x^{i+1} T_{i+1} + \beta_x^{i-1} F_{c,i} \quad (69)$$

一方で、ワイヤを構成する一要素の運動方程式は以下で表される。

$$m\ddot{x} + kx = F \quad (70)$$

ここで、 x は各地点に対する位置ベクトルである。また、境界条件は端部での回転自由固定であるため、

$$x_{1,2,3} = 0 \quad (71)$$

と表される。

上式をワイヤモデルを構成する全要素について重ね合わせると、系全体の有限要素方程式は次のようになる。

$$\mathbf{M}\mathbf{x} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F} \quad (72)$$

本式に対して Newmark β 法を時間方向へ離散化を行う。Newmark β 法を用いる[64,65]と速度・変位ベクトルは以下の通りに近似される。

$$\dot{x}_{i+1} = \dot{x}_i + \frac{1}{2}(\dot{y}_{i+1} + \dot{y}_i)\Delta t \quad (73)$$

$$x_{i+1} = x_i + \dot{x}_i\Delta t + \left(\frac{1}{2} - \beta\right)\ddot{x}_i\Delta t^2 + \beta\ddot{x}_{i+1}\Delta t^2 \quad (74)$$

ここで、 β は時間間隔内の加速度変化を仮定する量である。本式により、有限要素方程式は以下の通りになる。

$$\ddot{x}_{i+1} = (M + \beta\Delta t^2 K)^{-1} \left\{ F_{i+1} - K \left(x_i + \Delta t \dot{x}_i + \left(\frac{1}{2} - \beta\right) \Delta t^2 \ddot{x}_i \right) \right\} \quad (75)$$

本式を用いて、3.2.4 節と同様に状態方程式を作成する。本式を利用し逐次収束演算を行うことで、観測値をもっともよく表現可能な接触力分布が推定できる。

4.5. 数値シミュレーションによる検証

本節では、JAXA によって開発された HTV シミュレータを用いて提案手法の検証を行った結果について述べる。

モデルチューニング

ここでは、HTV シミュレータを用いたモデルチューニング性能の検証について述べる。Figure 4-14 に JAXA の中西ら[66]によって製作された HTV1 号機および 2 号機の SSRMS による捕獲ミッションに向けて構築された HTV シミュレータの概要図を示す。

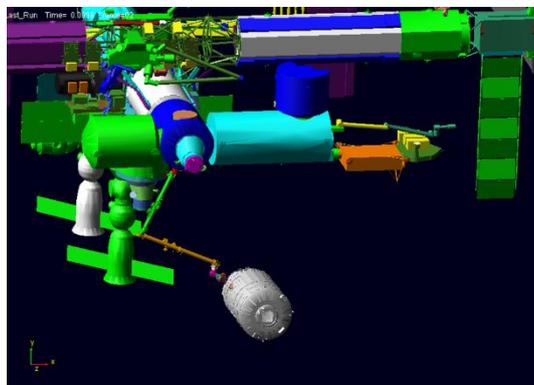


Figure 4-14 Simulation model for HTV capturing

本検証では、HTV シミュレータで捕獲動作を模擬したシミュレーションを行い、ISS モデル上で取得した加速度データを基にモデル内の SSRMS に設定した動力学パラメータを、提案するパラメータ同定手法で計算する。

まず、入力値となる加速度データの生成を行った。生成された加速度を Figure 4-15 に示す。本加速度データは、大熊ら[67,68]が実際に宇宙ステーション補給機と ISS の接触時に「きぼう日本実験棟」の実験ラックで計測した加速度と比較し、同様の性質を持っていることを確認している。

また、本検証では SSRMS のすべての関節が同じ特性を持っていると仮定したパラメータ設定を行っている。加えて SSRMS の振動は最低次モードが十分に卓越しているとした。

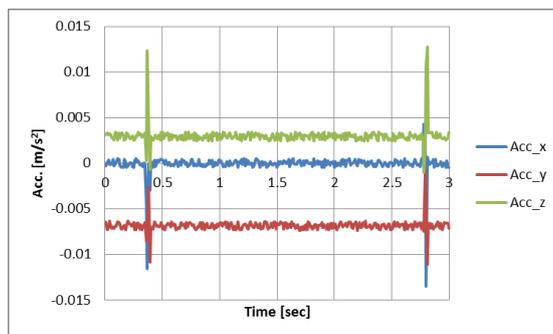


Figure 4-15 Acceleration obtained by simulator

Figure 4-15 の疑似的なテレメトリデータを基に同定を行った結果を Table 4-8 に示す。表にはモデル内に設定した動力学パラメータの正解値と、提案手法で同定したパラメータが掲載されている。

Table 4-8 Identified paramters

	Correct value defined in the model	Identified value
Joint [Nm/rad]	5.5×10^5	7.1×10^5
Joint damping [%]	0.15	0.09

本結果をより、提案手法を用いたパラメータ同定手法で 30%程度の誤差でパラメータ同定が可能であることが確認できた。

仮想テレメトリ

次に，HTV シミュレータ内の SSRMS の関節角度値をテレメトリデータとして，捕獲機構のワイヤ機構に発生する接触力に対する仮想テレメトリ生成の検証を行った．本検証では，HTV2 号機のミッションデータを基に Table 4-9, Table 4-10 のようなシミュレーション条件で行った．

Table 4-9 Simulation conditions

Simulation step			0.01 [sec]
Simulation duration			20 [sec]
HTV	Initial speed [m/sec]	X	0.03
		Y	-0.009
		Z	-0.03
	Initial rotate speed [deg/sec]	X	0
		Y	0
		Z	0.03
ISS	Initial speed [m/sec]	X	0
		Y	0
		Z	0
	Initial rotate speed [deg/sec]	X	0
		Y	-0.02
		Z	-0.02

Table 4-10 Simulation conditions about contact

Contact stiffness	1.1×10^8 [N/m]
Contact damping	1.0×10^4 [Ns/m]
Penetration depth	1.0×10^{-4} [m]
Static friction	0.3 [-]
Dynamics friction	0.1 [-]
Stiction transition velocity	1.0×10^{-4} [m/s]
Friction transition velocity	1.0×10^{-3} [m/s]

Figure 4-16 に、仮想テレメトリとして生成されたワイヤ上の力分布と、精密シミュレータから直接抽出した力分布を示す。ここでは、ワイヤ中央位置と一つ隣の要素位置における接触力値を示す。

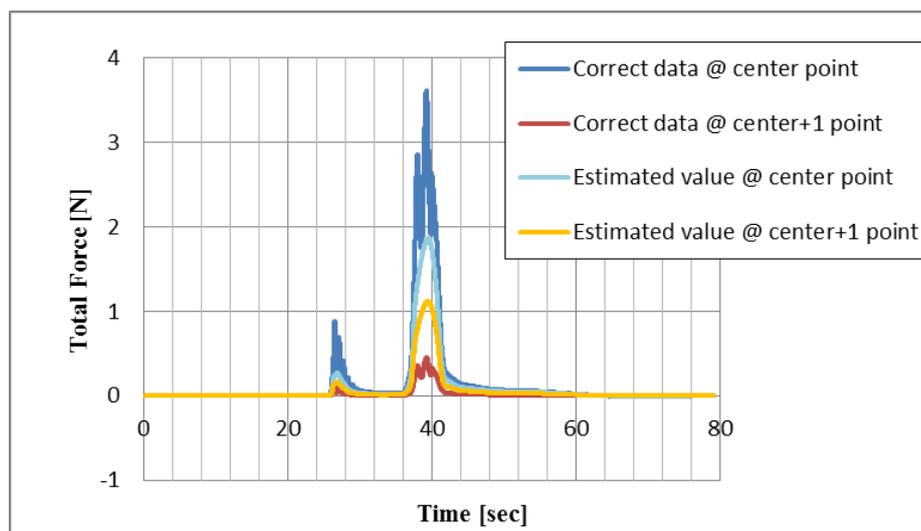


Figure 4-16 Estimated contact force

この結果をみると、推定結果におけるワイヤ上の力分布と正解値の間には 1.5-2.0 倍程度の差異が見受けられる。また、中心位置での値と、隣接位置の値の比較から、仮想テレメトリによって算出された力分布は正解値と比較して空間的に広く分布してしまっていることがうかがえる。こうした結果が得られた背景としては接触現象の実時間推定を行うために、仮想テレメトリ生成のためのワイヤモデルの接点数を抑えたことが原因と推定される。その確認のため、Figure 4-17 に時間ごとのワイヤ全体の力ベクトルの大きさを積算したグラフを示す。

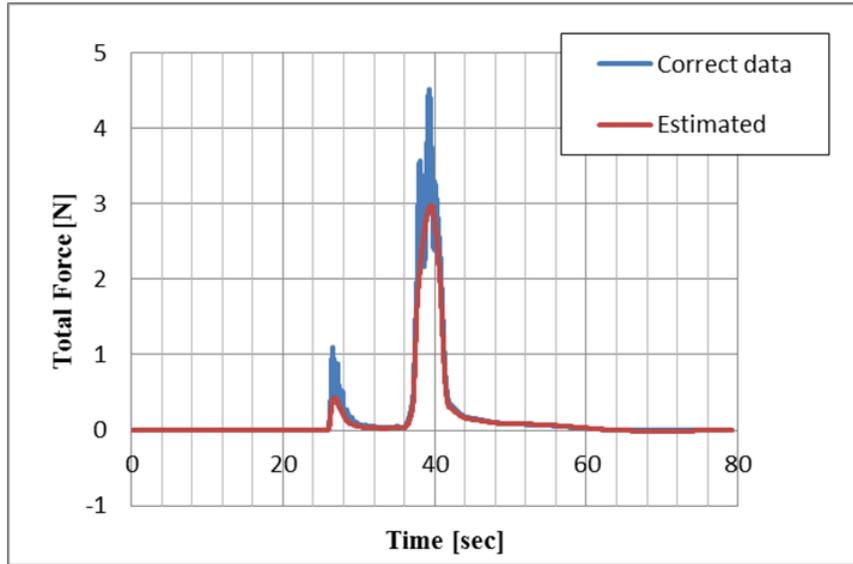
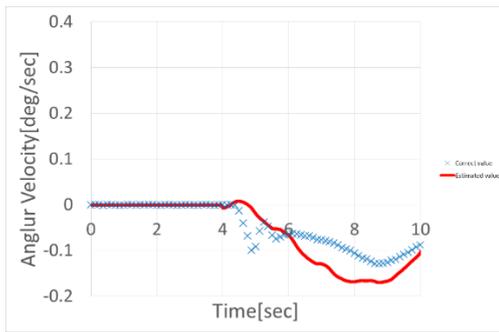


Figure 4-17 Estimated total contact force

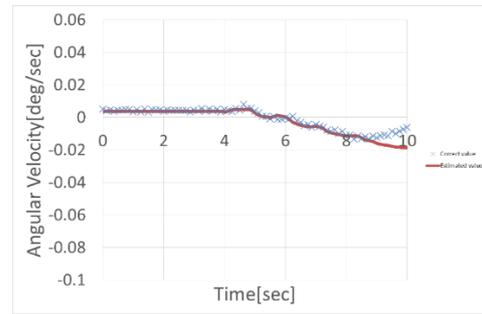
図の力ベクトルの大きさ積算値を比較すると、20[%]程度の誤差でよく一致している様子が見受けられる。そのため、前述の結果に対する仮説が実際に起きていることが確認できる。そのため、能力の高い計算機を用いれば精度の改善ができると予想されるが、現時点で定義した RODE システムの使用法として仮想テレメトリの生成精度の要求を満たしているため、以下の挙動推定では本条件の物をそのまま用いる。

挙動推定

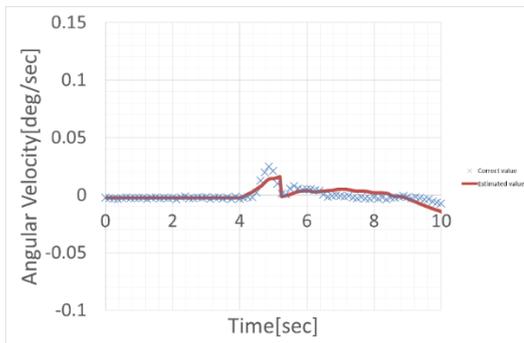
次に、HTV シミュレータによってテレメトリおよび正解値の生成を行うことで、挙動推定手法の検証を行った。シミュレーション条件として、HTV2 号機の運用が行われた際のデータを利用した。Figure 4-18 に、挙動推定システムによって算出された、スネアワイヤ接触前後における各軸に対する HTV の回転挙動と、シミュレータから直接された正解値の比較を示す。



X axis



Y axis



Z axis

Figure 4-18 Estimated rotation motion of HTV

上図から、挙動の大きな Roll 回転方向に多少の推定誤差が見受けられるが、接触による予期せぬ挙動の回避のための監視として用いるには十分な精度を持っていることが確認された。本検証結果により、提案する推定システムを用いて、浮遊ターゲットの捕獲時に不可欠な相互作用による結果を推定可能なことが分かった。

4.6. 地上実験による検証

次に、柔軟構造を持つ捕獲機構で接触を行った場合のターゲット宇宙機の挙動推定について地上実験装置で検証をした結果について述べる。本実験では、Figure 4-19 のように、柔軟性のあるワイヤ機構でターゲット宇宙機の Grapple shaft 構造に接触するオペレーションを簡易にモデル化した実験装置を用いて実験を行った。

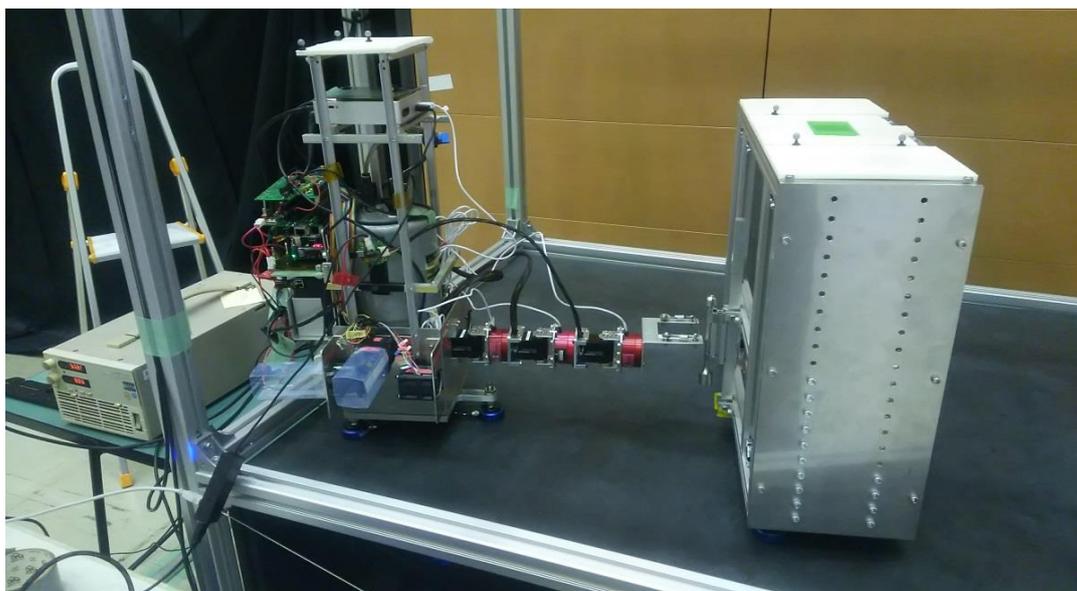
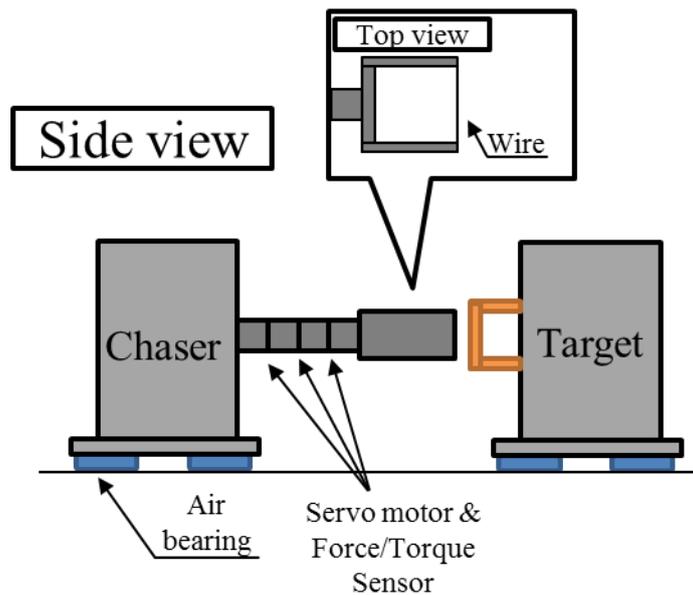


Figure 4-19 Simplified ground experiment facility for the contact operation with flexible wire.

本実験は、捕獲衛星を模したチェイサ実験装置と、被捕獲物体を模したターゲット実験装置からなる。チェイサ実験装置は 3 自由度のアームを装備しており各リンクにはカトルクセンサが取り付けられている。またエンドエフェクタ部分には図のようにワイヤが取り付けられている。一方でターゲット実験装置には Grapple shaft を模した棒状構造が取り付けられている。本実験では、チェイサ実験装置とターゲット実験装置を十分に接近させ、ターゲット衛星に対して初期速度を与えることで、二者に相対速度を与えることで LEE ワイヤによる Grapple shaft への接触オペレーションを模擬する。Table 4-11 に実験条件について

記載する.

Table 4-11 Experiment conditions

Chaser	Body	Mass	6.15 [kg]
		Inertia I_{zz}	0.033 [kg · m ²]
	Arm Link1,2	Mass	0.33 [kg]
		Dimension	0.041 [m]
		Inertia I_{zz}	0.0001 [kg · m ²]
	End effector	Mass	0.39 [kg]
		Dimension	0.075 [m]
		Inertia I_{zz}	0.0002 [kg · m ²]
	Wire	Dimension	0.09 [m]
		Stiffness	1.1×10^8 [N/m]
Initial deform		0.01 [m]	
Target	Grapple shaft model	Dimension	0.15 [m] × ϕ 0.02 [m]

本試験装置を用いて挙動推定手法の検証を行った。実験手順として、Target 機を位置固定し、Chaser 機のワイヤ機構を捕獲部に対して一定変位押しつけを行った。そして実験開始時間において Chaser 機の固定を解除し Chaser 機の接触力による挙動の計測を行った。Figure 4-20, Figure 4-21 に関節部センサによって計測された関節トルクと手先における力を示す。

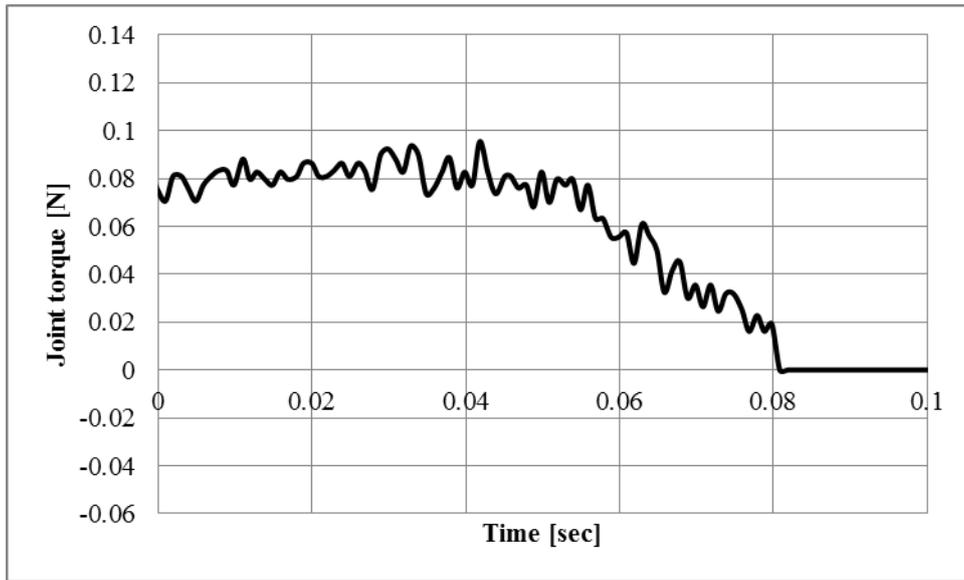


Figure 4-20 Telemetry data

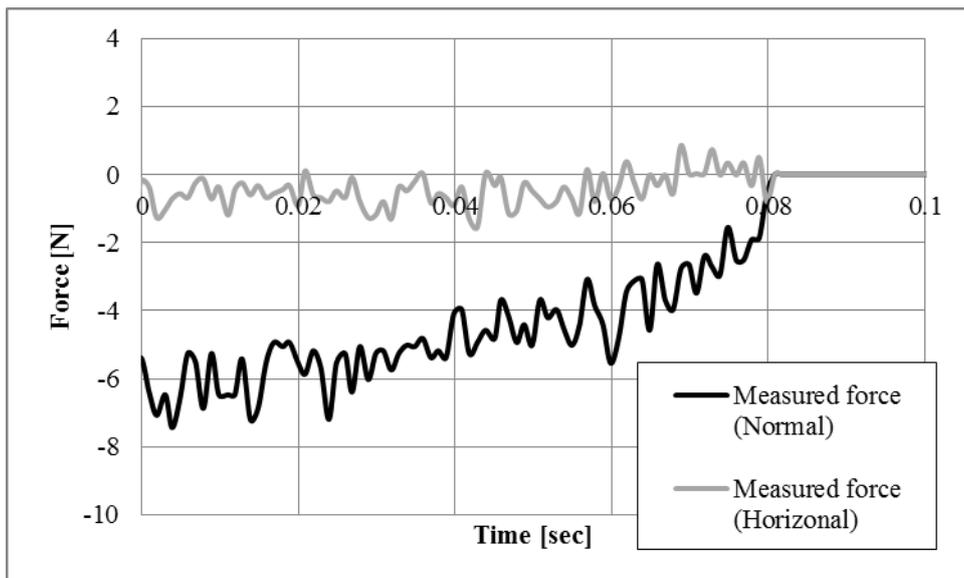


Figure 4-21 Measured data

以下に、接触後のターゲット実験装置の挙動について推定値と光学外部計測装置を用いて計測した実測値を示す。

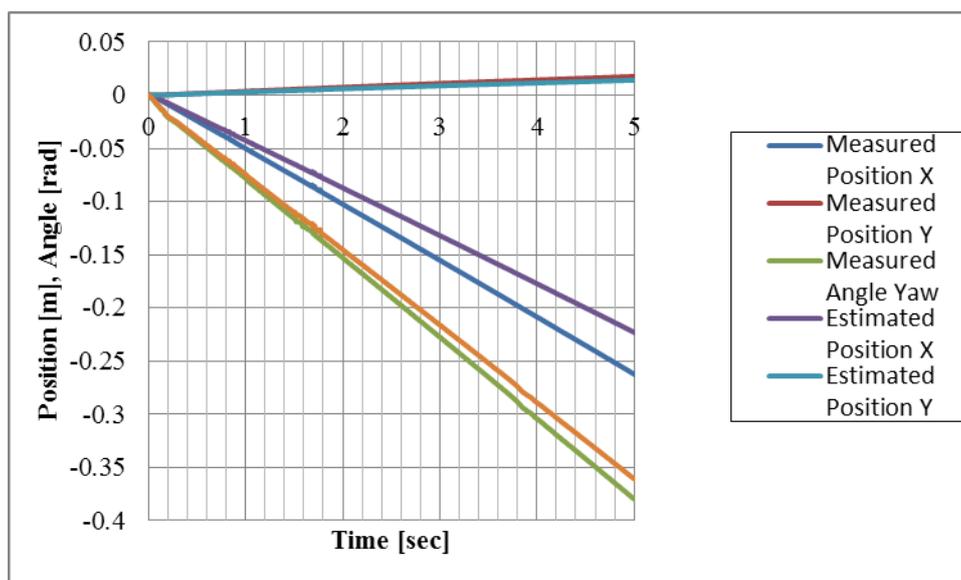


Figure 4-22 Result of contact motion and estimated motion

本図の結果から、提案手法を持って 20[%]程度の精度で Chaser の接触後の動きが推定できていることが確認できる。

前節と本節の結果から、提案する挙動推定システムによって浮遊物体捕獲における系の挙動を推定が可能であることが検証された。本手法を用いれば捕獲初期状態が不明確な状況においても将来的な捕獲対象の挙動が予測でき、異常値検出システムと捕獲機構を統合した危機回避システムといった応用が可能である。

4.7. 本章のまとめ

以下に本章の内容を総括する。

- ・ 柔軟な構造を持つロボットアームによる浮遊物体の捕獲に際して、実時間動力学推定に関する提案手法を適用する提案
 - ・ 捕獲運用において接触を含む運動による異常動作を監視するシステムを提案
 - ・ 具体例として国際宇宙ステーションアームによる、宇宙ステーション補給機の捕獲ミッションの情報を利用
 - ・ 捕獲ロボットアームの関節センサの値を入力とし、柔軟性のある捕獲機構上に発生している力分布を推定する手法を提案
- ・ 検証のため、HTV1/2 号機の条件のもとにした JAXA 精密シミュレータおよび、地上実験装置を用いてテレメトリ生成を行い評価

- ・ 実時間性および推定精度において要求される性能を満たしていることを確認

第5章

可変構造型探査ロボット による柔軟地盤走行時の 挙動推定

5.1. 月-惑星探査ミッション用ロボットへの要求

本節では、提案する挙動推定手法の適用対象である「可変構造型探査ロボット」について、宇宙探査分野で、そうしたロボットが求められる要因および、その需要に対して開発が進められている実証機について説明を行う。その次に実証機で発生している技術的課題の説明を行い、提案手法適用の必要性について述べる。

自律動作システムの占める割合が大きな宇宙開発分野で、従来から特に宇宙ロボットが必要とされる割合が非常に大きかったのが宇宙探査分野である。遠隔操作型ロボットによる地球外の探査は、ソビエト連邦が1970年に打ち上げ、月の探査に使用した「ルノホート1号(Lunokhod 1)」によってスタートした。Figure 5-1 にルノホート1号の外観を示す。遠隔運用技術面から本機を見ると、ルノホート1号は遠隔操作システムを実現するためにTVカメラとパノラマカメラを搭載しており、地上から2.5秒の時間遅れがある中でミッションを遂行した。一方で、移動機構面から見ると本機は、8つのワイヤメッシュのリムを持ち独立して稼働する車輪とトーションバーによる特殊車輪走行機構を採用している。本機はミッション期間中に約11[km]の移動を行い大量の画像の送信を行った。

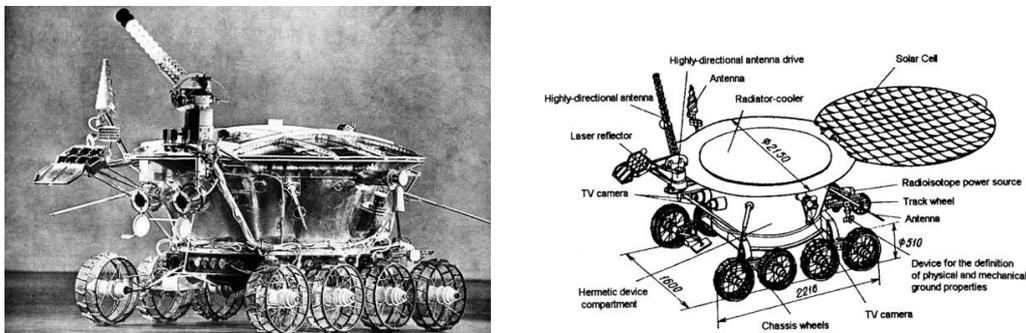


Figure 5-1 World's first unmanned lunar exploration robot “Lunokhod I”[69]. And its configuration diagram[70]

最近では、主に米国によって火星探査を目的とした様々な探査ロボットが開発されている。2011年に打ち上げられた探査ローバー「キュリオシティ(Curiosity)」(Figure 5-2)は2014年に火星に到達し、広範囲の不整地を移動し調査活動を行った。キュリオシティは移動機構として6つの車輪を備えており、それぞれの車輪が独自のアクチュエータによって駆動されている。加えて前後左右の端に当たる車輪にはステアリング用の自由度が付加されている。またそれぞれの車輪は、本体とロッカー・ボギーシステムという欧米の探査ローバ

一でよく採用されている機構によって接続されている。「ロッカー・ボギーシステム (Rocker bogie suspension system)」は、従来のシンプルな車輪による移動機構の段差に対する乗り越え高さの限界が、車輪高さ半分程度が限界であったものを改善したもので、段差に接触した前輪に対して、後方の2輪がより強く押し付けるような動作を行うことで、前輪がより強力な乗り越え方向への駆動力を発生できるようにしたものである。加えて、ロッカーボギー機構は地形に対してパッシブに機能するため信頼性の面でも評価が高い。具体的な乗り越え性能は、おおよそ車輪高さの1.5倍程度との報告[71]がある。つまりキュリオシティでは、自身の車体サイズ3[m]に対して50[cm]の径を持つ車輪を装備しているが、本機構を持って75[cm]程度の障害物であれば乗り越えられるということである。また、障害物乗り越えや測定時間を合わせると、キュリオシティの移動スピードは平均で30[m/h]程度(=0.008[m/s])であったと推定されている。

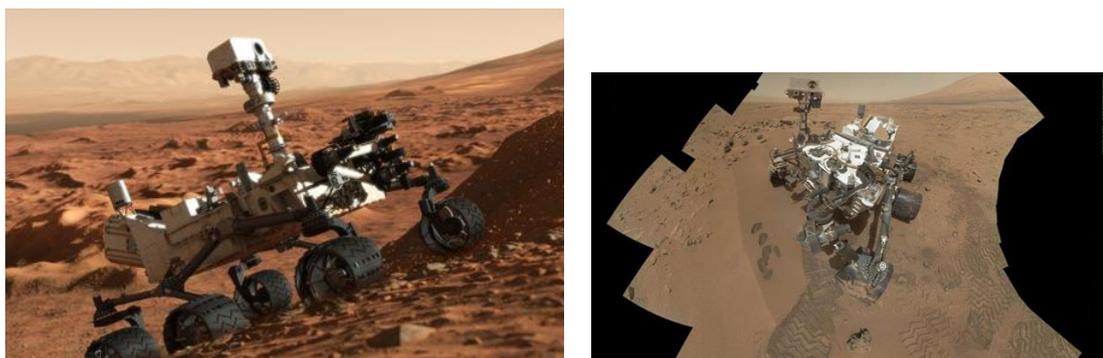


Figure 5-2 NASA's Mars exploration robot "Curiosity". ©NASA

ここまで述べてきたように、無人機による月・惑星探査において、ミッション成果を左右する重要な要素は、「遠隔操作を含む自律的な活動機能の性能」、そして「不整地を走破する不整地移動能力」である。これまでに開発された探査ロボットは上記2例のように、これらの能力を発揮するため地上車と大きく異なった形状を取っており、こうした独創的なシステムにより、探査ミッションで多くの成果が上がっている。

しかし、一方で宇宙探査における情勢を鑑みると今後はより厳しい条件を持つ地形に対して調査機を送りこむ必要が出てくると予測されている。こうした傾向は次のように一般化することができる。まず、探査ミッションで調査の対象となるものは、地表面にある岩石や砂礫が多い。また、現在までに行われた探査ではミッション設計の観点からこうした試料は主にFigure 5-2右図のようなある程度安定して走行できる地点で採取されたものが多い。ただし、こうした地形で採取される試料は宇宙線などの厳しい環境によって大きく風

化されていると推定される。そのため、今後の宇宙探査ミッションで新たな調査を行う際には、多少ミッションリスクが増加したとしても、風化の度合いが少なく均されていない地形での試料取得が求められるようになる。

従来の探査ロボットはミッションの遂行方針として、予測される地形に対して移動機構を改良し高い不整地走破能力をもちつつ、他に経路を選択する自由が許されている場合には、誘導システムより極力不整地を避ける戦略が一般的に採られていた。しかし上記の事情を考えると、今後のミッションではこれまで回避してきた地形に積極的に入っていくことを求められると考えられる。

こうした事例の月探査の例は、2009年に春山らによってその存在が指摘された、地下の火山洞に繋がっている可能性がある縦孔[72]の内部調査[73]や、風化の少ない比較的最近形成された急峻なクレータ調査などが挙げられる。そうしたミッションの地形の例を Figure 5-3 に示す。こうした地形で活動するためには、従来に比較してより高い踏破性能を持つ探査ロボットが必要とされている。

未踏探査において、例えば、月縦孔[74]等の内部構造や火山地帯等では、Figure 5-3 のように岩状の高い壁、大きな凹凸や段差、壁のような急斜面などの障害への踏破力が必要とされる。そうした今後のミッションで走破すべき地形を我々は Figure 5-4 のように定義し、「**超不整地(Extreme-rough terrain)**」と呼んでいる。



Figure 5-3 従来の探査と比較してより高い走破性能を求められる例。左図は月の縦孔の底部に比較的環境が類似であると推定できる地球上の火山洞[75]。右図は形成されて間もない月面クレータの例[76]

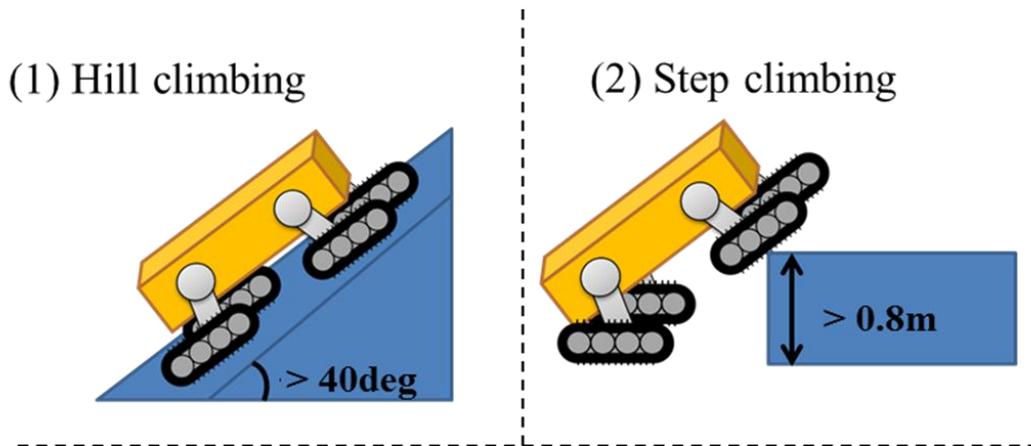


Figure 5-4 Concept of extreme rough terrain

超不整地は、乗越えるべき障害の大きさを規定しているのみであるので、地上向けの特殊な大型車両で本条件を達成している例は存在する。しかし、宇宙探査ミッションの性質を考慮すると、利用可能な打ち上げ能力から探査用移動ロボットの体積・質量は制限されており、機体の巨大化によって走破能力の向上を行う戦略は採用しづらい。

超不整地に類似する地形での移動能力を持つ探査ロボットの研究は、次世代の探査機開発を目指して行われており、様々な移動機構(Wheel-leg[77], PEGASUS, SOLERO[78]など)や飛行移動型の探査ロボット(Extreme Access Flyer[79])が提案されている。しかし、何れも現段階では我々の定義した超不整地の走破に関して、改善が必要であったり全体的なミッション計画に影響を与える特性があったりなど課題が残っている。

ここで、Figure 5-5 のように、車輪、クローラ、脚などの移動機構、そして胴体などを、局面に応じて可変構造(トランスフォーム)させる、あるいは複合させることで、機体全体のサイズ増加を抑えたまま、不整地踏破性を向上させる手法を考える。本研究ではこのような移動機構を持つロボットを総称して「**可変構造型探査ロボット(Transformable Robotic Explorer, TRE)**」と呼ぶ。更に具体的な例としては、地形的要請を向上させるため可変構造のクローラユニットを脚のように組み合わせ、平面な地面などでは並列クローラによって高速走行し、段差などが含まれる不整地では、脚で歩行するような動作や、立ち上がってよじ登るような動作を行うことで、自身のサイズと比較して大きな岩などを乗り越えること可能となると期待できる[80,81]。

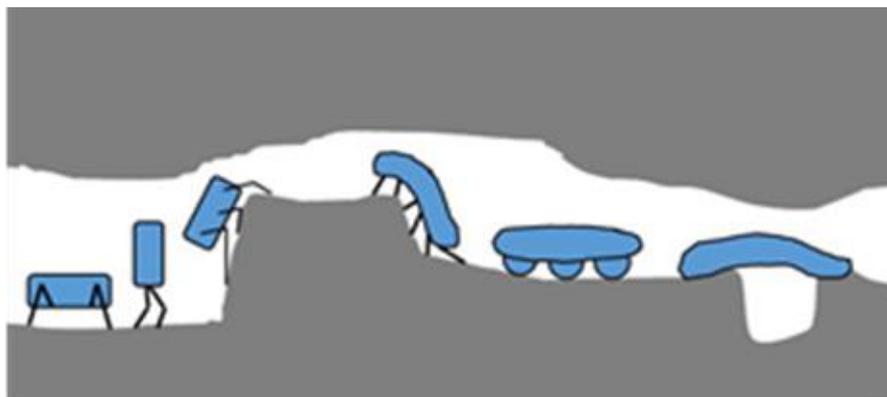


Figure 5-5 Concept image of running in rough terrain with transformable mobile robot.

そこでJAXAはFigure 5-5のような可変構造型不整地踏破ロボットを開発し、走行面の状態に適した形状を取ることが可能な移動機構を開発することで不整地走破性能及び安定性の向上を目指している。

Figure 5-6に我々の開発している可変構造型不整地踏破ロボットの概念図を示す。本ロボットは4つのクローラなどに代表される長方形状を持つ移動機構と、機体に対してその構成を変えることのできる変形アームからなる。Figure 5-7は概念検討途中の一案であるが、図中央の標準姿勢（平面走行モード）から、左下の歩行モード、あるいは上方の立ち上がったの乗り越えモード等に変形することが検討されている。将来的なコンセプトとしてはクローラ先端部に小型ハンドを取り付け、乗越えモード時のしがみつき動作や、作業用ハンドとして利用することも考えられる。この場合、ハンドを除いた自由度はクローラ可変構造用に8(4つの脚となる繋がった2つのクローラユニットは同期して1自由度として駆動される)とクローラ駆動用の4の計12駆動自由度である[82]。ただし本プロジェクトでは宇宙探査を向けのロボットの開発を目指しているため、ミッション遂行時における生存性の観点から制御自由度の数は可能な限り少なくしたいという要求がある。そのため、12自由度の形態を最大自由度モデルとして定義し、ミッションからの要求によって、踏破性能と信頼性のトレードオフスタディを行い適切な選択が可能となるよう、4自由度モデル、8自由度モデル、サスペンションモデルなどの組み合わせに対してそれぞれ検討を行っている。

本研究の範囲ではFigure 5-5, Figure 5-6の機構概念に対し、Figure 5-7のように要求仕様に基づき機械的に具体化を行い、検討を進めた。胴体に備えられた4つのサスペンションアームそれぞれの先端に、駆動式のクローラユニットが1つずつ取り付けられている。平面走行ではクローラユニットをベタに接地させて高速移動をする。条件の厳しい不整地に直面すると、各脚部のクローラの走行速度を全体の走行速度に対して差分を持たせること

で、擬似的にアクティブサスペンションを実現し、サスペンションアーム基部やクローラユニット基部を受動的に動かすことで胴体を立ち上げらせ、自身に比べ、大きな岩等に寄り付いて乗り越えることや、逆に胴体を低く下げて、登坂性能を向上させることができる。

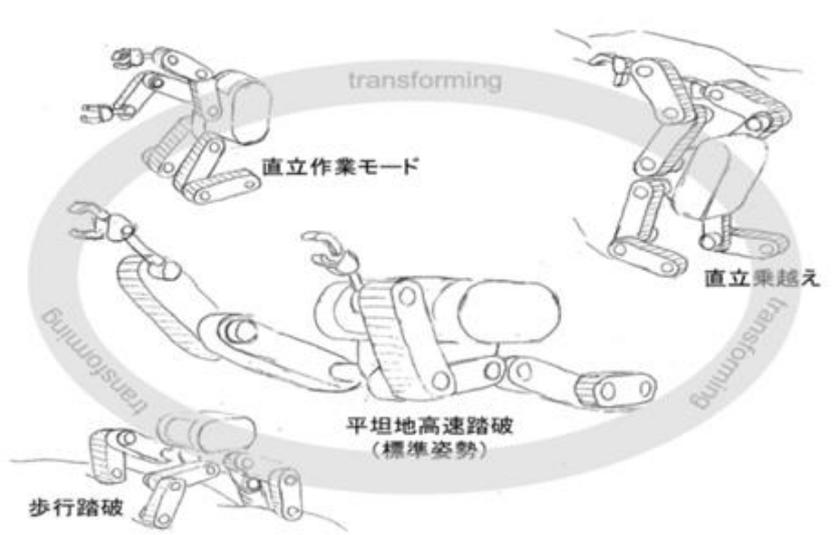


Figure 5-6 Overall concept of transformable exploring robot



Figure 5-7 Pilot model of transformable exploring robot

以上の概念検討，シミュレーション解析での妥当性から，技術実証を行うため実際に，4自由度サスペンション案をベースとして実証機を設計・試作した．実証機の3面図を Figure 5-8 に，主要諸元を Table 5-1 に示す．詳細設計の結果，サスペンションアーム基部4自由度には単純バネが搭載され，対してクローラユニット基部4自由度は一定摩擦で自由回転できるようにしている．従って，本バージョンにおいて単純なサスペンションアーム付き4クローラ不整地踏破ロボットとして完成させている．

なお筆者は，本プロジェクトに対し概念検討段階から参加し，動力学シミュレーション及び自律・遠隔運用システムの開発の主担当として本ロボット開発への貢献を行った．

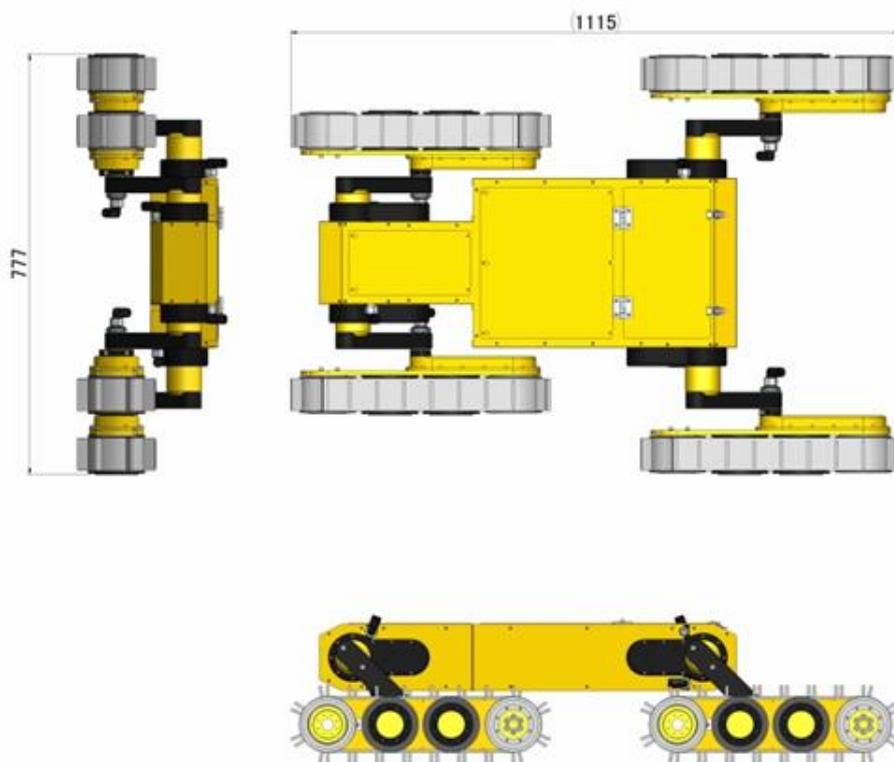


Figure 5-8 Three views of first model

Table 5-1 Properties of first engineering model

Length(*1)	1,115 [mm]
Total width	777 [mm]
Total height(*1)	150-325 [mm]
Total weight(*2)	about 39 [kg]
Degree of freedom	8-12 [-]
Number of motors(*3)	4 [motors]
Max. speed on flat horizontal floor	about 4 [km/h]
Way of control(*4)	with 2-DOF joysticks, Micro controller

*1 : Variable according to the angle of the suspension arms.

*2 : Weight with the rubber crawler and 45kg with metal crawler

*3 : Finally, it becomes to 12 as the case of Full Transformer Robot.

*4 : Controlling the torque of just the left and right crawlers.

4自由度サスペンションモデルは、肩部に当たる関節にパッシブサスペンションを搭載した4クローラロボットである。そのため、取りうる変形姿勢には制限があるが、一方でクローラユニットにモータ・減速機類を集中して収め、それを全体の最低位置に配するような設計となった。これにより地面への駆動力の伝達性がよく、高い不整地踏破性が確保できた。また低重心なため急傾斜登坂性も良い。

本実証機を用いて概念検証を行うため、室内試験装置を用いて登坂性能の初期段階における検証が行われた。使用した試験装置は2[m]の斜面をもち、35-45[deg]の間で自由に斜面角度を設定できる。斜面の表面には、重量と走行中のダイナミクスにより、沈み込みと変形が起きる効果を簡易に再現するために人工芝を選定し張り付けてある。室内試験装置を用いた実機試験ではこのうち45[度]までの登坂を達成し良好な結果を残した。

また、段差乗り越え性能の検証では最大45[cm]の段差を乗り越える性能を持つことが確認され車輪サイズに対して3倍という、従来の移動ロボットによる性能を大きく超える結果を残している。この数値は、ロッカーボギー機構に対して2倍の改善である。これら初期の性能検証試験の様子の一部をFigure 5-9に示す。



Figure 5-9 Hill climbing test for transformable exploring robot

このように、TRE は従来の移動機構と比較し高い走行性能の改善が見られた一方で、構造が複雑化したことにより制御が難化する傾向が確認されている。Figure 5-10, Figure 5-11 は斜面走行と旋回走行時に変形アームの挙動が意図せぬモードに入り走行不能状態に陥った状況のものである。走行不能状態は自律走行試験中のある限られた条件で確認されており、運用者が目視で機体の状態を確認でき、時間遅れの影響なくロボット制御に補正を加えられるような状況であれば実用上問題はない。しかし宇宙探査への適用を考慮した場合、自立走行のため適切な制御を行う手段が必要である。



Figure 5-10 Control failure in slope climbing

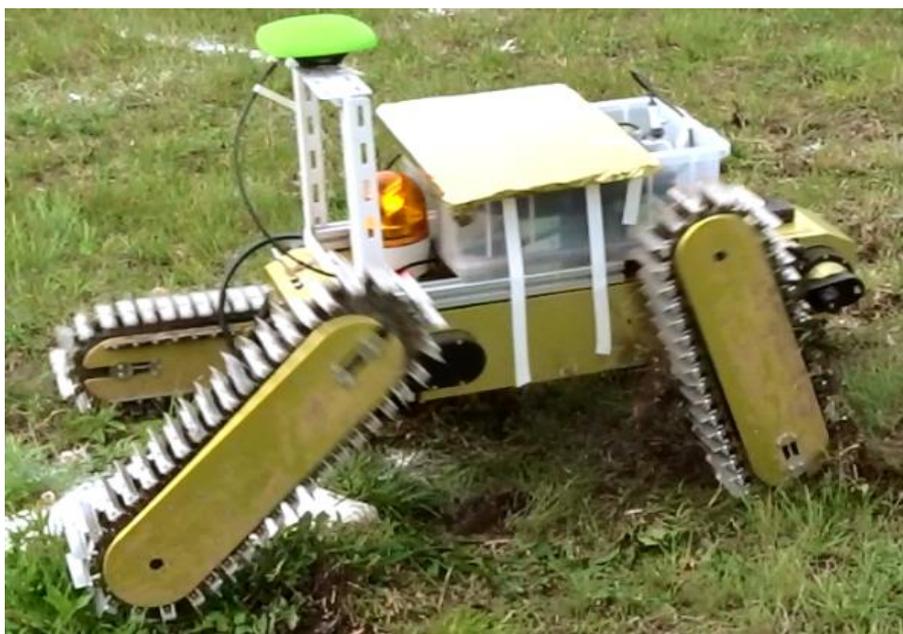


Figure 5-11 Control failure in pivot turning

一連の試験走行での観察から走行不能状態は主に Figure 5-12 に示されているような流れで発生すると推測されている。まず前提として、本ロボットの 4 輪の制御には、類似の移動ロボットの制御としては広く使われているスキッドステアリング(Skid-Steering)方式が採用されており左右の 2 輪ずつのグループに対して同じ走行指令が発行されるようになっている。通常の状態であれば、建機や農機のようなクローラを持った車両や、他の探査ロボット同様に適度な「スリップ」のもとに走行が可能である。しかし、4つのクローラが相互作用している地表面の条件が大きく異なった場合、それぞれのクローラで発生するスリップ量に大きな差が発生し、通常の車両であればスリップ量の大幅な増大として確認される現象が、本ロボットでは変形アームの挙動の大きな差異となって表面化する。さらには本ロボットの変形アームには、制作と実運用上の観点から物理的な回転リミットが備えられているため、ある関節部での変動が他の関節にも伝搬し、最終的には Figure 5-10, Figure 5-11 のような状態に陥ると推定される。

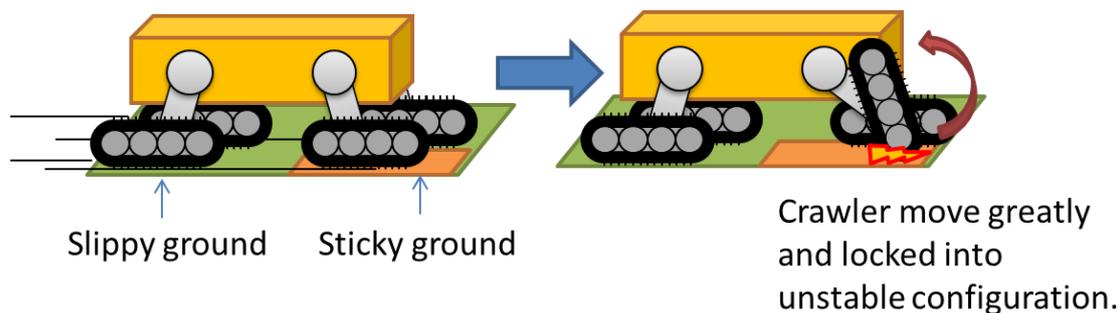


Figure 5-12 Procedure of control failure

探査ミッションへの TRE の実用化に向けては、移動方法に高い信頼性が確保されていることが必要であり、前述のような走行不能状態は稀な例としても好ましくない。そのため本研究では、提案する挙動推定手法を用いて各クローラを含めた挙動を推定する遠隔運用システムを開発することを目的とした。

5.2. 可変構造型ロボットの機構とモデル化

本節では、可変構造型ロボットの数理モデルについて説明を行う。以下の節では、可変構造型ロボットの機構的な挙動と、クローラと地盤の相互作用によって発生する挙動を分けてモデル化を行う。

5.2.1. 可変機構のモデル化

本節では、可変構造型ロボットの機械学的モデル化を行う。以下に、本節で使用するパラメータの定義を Table 5-2, Figure 5-13 に述べる。

Table 5-2 Definition of mechanical parameters

Symbol	Mean
$B_{1,2,3,4}$	Longitude distance of foot joint from center of gravity
$W_{1,2,3,4}$	Latitude distance of foot joint from center of gravity
$H_{1,2,3,4}$	Height of foot joint from center of gravity
$L_{1,2,3,4}$	Length of transformable legs
$\theta_{l1,2,3,4}$	Joint angle of leg joints
$\theta_{f1,2,3,4}$	Joint angle of foot joints
h_c	Height of crawler

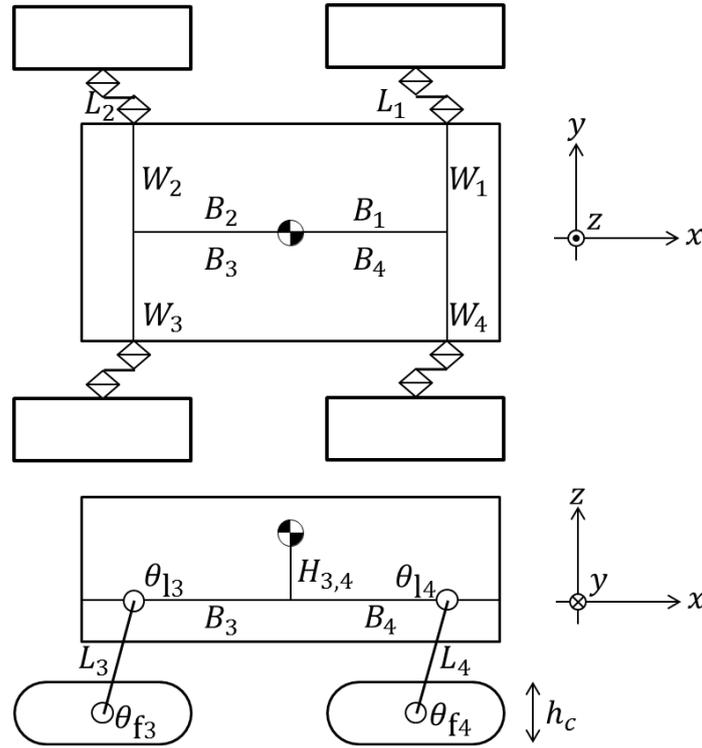


Figure 5-13 Mechanical parameters. Index 1-4 are just example and the discussion deals with up to i th leg.

このとき、胴体部の姿勢 (θ_x, θ_y), 各地点の関節角度が取得できるとすると、各脚部と地盤の設置地点は、重心位置から、Stabilized 座標系において以下のベクトルで表される。

$$\vec{p}_1 = \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = R_{\theta_y} R_{\theta_x} \left(\begin{bmatrix} B_1 \\ W_1 \\ H_1 \end{bmatrix} + R_{\theta_{11}} \left(L_1 + R_{\theta_{11}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h_c \end{bmatrix} \right) \right) \quad (76)$$

$$\vec{p}_2 = \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = R_{\theta_y} R_{\theta_x} \left(\begin{bmatrix} B_2 \\ W_2 \\ H_2 \end{bmatrix} + R_{\theta_{12}} \left(L_2 + R_{\theta_{12}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h_c \end{bmatrix} \right) \right) \quad (77)$$

$$\vec{p}_3 = \begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} = R_{\theta_y} R_{\theta_x} \left(\begin{bmatrix} B_3 \\ W_3 \\ H_3 \end{bmatrix} + R_{\theta_{13}} \left(L_3 + R_{\theta_{13}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h_c \end{bmatrix} \right) \right) \quad (78)$$

$$\vec{p}_4 = \begin{bmatrix} x_4 \\ y_4 \\ z_4 \end{bmatrix} = R_{\theta_y} R_{\theta_x} \left(\begin{bmatrix} B_4 \\ W_4 \\ H_4 \end{bmatrix} + R_{\theta_{14}} \left(L_4 + R_{\theta_{14}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h_c \end{bmatrix} \right) \right) \quad (79)$$

ただし、ここで、

$$R_{\theta_x} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_x & -\sin \theta_x \\ 0 & \sin \theta_x & \cos \theta_x \end{bmatrix}$$

$$R_{\theta_y} = \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & \sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix}$$

$$R_{\theta_{fi}} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{fi} & 0 & \sin \theta_{fi} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_{fi} & 0 & \cos \theta_{fi} \end{bmatrix}$$

$$R_{\theta_{li}} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{li} & 0 & \sin \theta_{li} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_{li} & 0 & \cos \theta_{li} \end{bmatrix}$$

である.

またそれぞれのクローラにおける接地圧は、静的な力の釣合より以下の式で表される. ここでは、すべてのクローラが接地していると仮定している.

まず、地盤垂直方向の力の釣合は、

$$Mg \cos \theta_x \cos \theta_y = N_1 + N_2 + N_3 + N_4 \quad (80)$$

そして、各接地点でのモーメントの釣合より、

$$(x_1 - x_2)N_2 + (x_1 - x_3)N_3 + (x_1 - x_4)N_4 - x_1 Mg \cos \theta_x \cos \theta_y = 0 \quad (81)$$

$$(x_2 - x_1)N_1 + (x_2 - x_3)N_3 + (x_2 - x_4)N_4 - x_2 Mg \cos \theta_x \cos \theta_y = 0 \quad (82)$$

$$(y_1 - y_2)N_2 + (y_1 - y_3)N_3 + (y_1 - y_4)N_4 - y_1 Mg \cos \theta_x \cos \theta_y = 0 \quad (83)$$

これらの式から、

$$\begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_3 \\ N_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & (x_1 - x_2) & (x_1 - x_3) & (x_1 - x_4) \\ (x_2 - x_1) & 0 & (x_2 - x_3) & (x_2 - x_4) \\ 0 & (y_1 - y_2) & (y_1 - y_3) & (y_1 - y_4) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} Mg \cos \theta_x \cos \theta_y \\ x_1 Mg \cos \theta_x \cos \theta_y \\ x_2 Mg \cos \theta_x \cos \theta_y \\ y_1 Mg \cos \theta_x \cos \theta_y \end{bmatrix} \quad (84)$$

と表すことができる. これらの式を用いることで、可変構造部に取り付けられたセンサから、接地点位置および接地圧の概算値を求めることができる.

5.2.2. クローラのテラメカニクス

本研究では、柔軟地盤を走行するクローラと地盤との相互作用を、テラメカニクスモデルを用いて表現する. クローラが走行する際に発生する最終的な力は、利用者に有効牽引力として観測される. 有効牽引力は、クローラ動作により進行方向へ進む牽引力と、その際に発生する走行抵抗力の合力と定義される[83]. 走行抵抗力は、車両内部の機械抵抗と、柔軟地盤との接触による抵抗からなり、前者は事前の予測が容易であるが後者は地盤との接地圧や沈下量といった量に大きく影響されるため予測にはクローラと走行地盤双方の状態を必要とする.

まず、本研究で用いる柔軟地盤の沈下現象のモデルを説明する. 柔軟地盤に機体が初めて置かれた状態で静止している際に発生する沈下量を静的沈下量 Z_s とする. 一方で、クローラが走行した際に、土砂に対する衝撃や振動等に生じる沈下量を動的沈下量 Z_d 、そして履

帯のすべりによって動的に発生する沈下量を、滑り沈下量 Z_j と定義する。これらを用いると、ある時点での沈下量 Z は以下のように表される。

$$Z = Z_s + Z_d + Z_j \quad (85)$$

また、沈下量が多い場合を考慮したベッカーの沈下モデルによると、静的沈下量と接地圧 P の間には以下の関係が成り立つ。

$$Z_s = n \sqrt{\frac{P}{\left(\frac{k_c}{b} + k_\phi\right)}} \quad (86)$$

ここで、 k_c 、 k_ϕ は沈下係数、 n は沈下指数である。また、 b は対象とするクローラの履帯幅である。

そして動的沈下量に関しては、実験的に確かめられている結果から一般的にクローラの滑り量を用いて以下のように表される。

$$Z_j = \frac{1 - W_0/W}{H/W} j = Kj \quad (87)$$

ここで、 H は推進力、 W はクローラに負荷する車体重量、 W_0 はテルツァギの極限支持力(Terzaghi's ultimate bearing capacity)である。

動的沈下量は、車両の走行速度の2乗に比例して増減するが、走行速度が土壌物性に対して十分に小さい場合は一般的に $Z_d \cong 0$ と仮定する[84]。Figure 5-14に各沈下量の関係をまとめる。

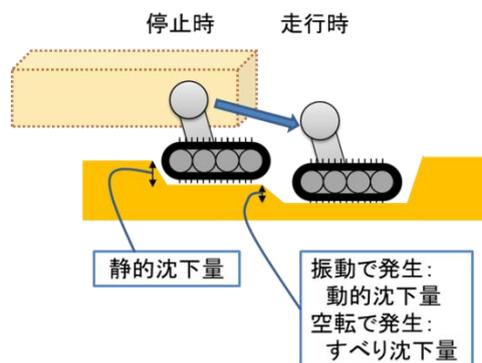


Figure 5-14 柔軟地盤において発生する沈下

一方で、履帯接地部分で発生する推進力は履帯主要部のグロウサ底面に作用する土のせん断抵抗などの和として表される。Bekker[85]のモデルを用いると、クローラが走行の際に発生させる、駆動力 T_{mb} は以下のように表される。

$$\tau_m(x) = \{m_c + m_f p(x)\} \{1 - \exp\{-aj(x)\}\} \quad (88)$$

$$T_{mb} = 2b \int \tau_m(X) dX \quad (89)$$

ここで、 m_c 、 m_f 、 a は、クローラと地盤の相互作用を数値化した地盤-履帯係数である。地盤-履帯係数については、対象地盤もしくは同様であると推定できる試料を用いた履帯モデル牽引試験法によって取得を行う。本試験では、Figure 5-15 のように種々の接地圧の下で履帯を牽引する。

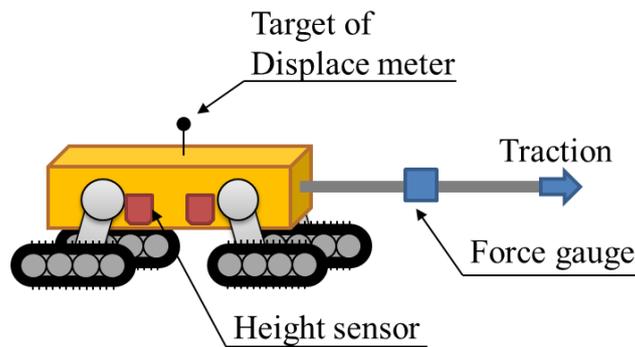


Figure 5-15 Outline of traction experiment conducted to identify terramechanics parameters

また、履帯主要部におけるスリップ量の分布 $j(x)$ は以下のように表される。

$$j(x) = j_w + j_B + i'_d x \quad (90)$$

ここで、 j_w はたわみ性履帯の主要接地部に沿って作用する車両重量のクローラ傾斜を考慮した成分によって発生するスリップ量、 j_B は履帯の接地部下方端に位置する部分でのスリップ量である。ここに、 j_B 、 i'_d は前輪フロントアイドラ部の入射角と車両の傾斜角に対して以下のように表される。

$$j_B = (R_f + H) [\theta_f - (1 - i_d) \{\sin(\theta_f + \theta_t) - \sin \theta_t\}] \quad (91)$$

$$i'_d = 1 - \frac{1 - i_d}{\cos \theta_t} \quad (92)$$

また走行抵抗は、地盤の締め固めによる抵抗と排土抵抗の和として求められる。たわみ性履帯クローラが軟弱地盤を走行するとき、一般的に後輪沈下量 Z_r に相当するわだちを生成する。また、 Z_r は後輪における静的沈下量と滑り沈下量の和として求められる。このわだちを生成するための仕事量を、地盤を締め固めるのに必要な仕事量と同等であると仮定すると、締め固め抵抗は以下のとおりである。

$$R_c = \frac{2k_1b}{n_1+1}H^{n_1+1} + 2k_1bH^{n_1}(z_r - H) + \frac{2k_2b}{n_2}(z_r - H)^{n_2+1} \quad (93)$$

ここで、定数 $k_{1,2}$ 、 $n_{1,2}$ は履帯の载荷・除荷試験により求まる地盤-履帯系定数である。

次に、物体が流体中を移動する際に、物体の前方にある流体を排除する必要があり、この時に発生する力を仮想質量力といわれる。土中を移動するクローラの場合の仮想質量力は、特に排土抵抗と呼ばれる。Bekker[85]によると、排土抵抗は以下の式で与えられる。

$$R_b = \frac{b \sin(\alpha + \phi)}{2 \sin \alpha \cos \phi} (2ZcK_c + \gamma Z^2 K_\gamma) + \frac{\pi t^3 \gamma (90 - \phi)}{540} \quad (94)$$

ここで、 α は接近角、 c は粘着力、 γ は土砂の密度、 ϕ は内部摩擦角である。上式の中で、 K_c 、 K_γ 、 t は以下の通りである。

$$K_c = (N_c - \tan \phi) \cos^2 \phi \quad (95)$$

$$K_\gamma = \left(\frac{2N_\gamma}{\tan \phi} + 1 \right) \cos^2 \phi \quad (96)$$

$$t = Z \tan \left(45 - \frac{\phi}{2} \right) \quad (97)$$

これらの中で N_c 、 N_γ はテルツァギによって与えられる支持力係数である。

ここまでの式を用いて有効牽引力 DP は以下の式のように表される。

$$DP = T_{mb} - R_c - R_b \quad (98)$$

Figure 5-16 に本研究で定義するテラメカニクス力をまとめる。

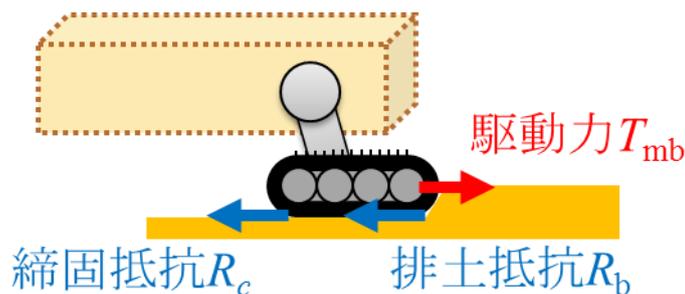


Figure 5-16 クローラに作用する柔軟地盤からのテラメカニクス力

一方で、クローラによって旋回動作を行う際には他の抵抗力が加わる。室ら[86]によると、旋回抵抗は旋回中心周りのモーメントとして表され、履帯横方向のせん断抵抗とモーメントアーム長の積を積分することで算出される。

$$M_r = b \int_0^D \tau_g(x) \left| x - \frac{D}{2} \right| dx \quad (99)$$

$$\begin{aligned} \tau_g(x) &= (m_c + pm_f) \{1 - \exp(-aj)\} \sin \alpha \\ &= (m_c + pm_f) \{1 - \exp(-aj)\} \frac{\left| \frac{D}{2} - x \right|}{\sqrt{\left(\frac{D}{2} - x\right)^2 + \left(R + \frac{C}{2}\right)^2}} \end{aligned} \quad (100)$$

ここで、Figure 5-17 に示されるような D は履帯長さ、 C は履帯間距離、 R は旋回半径、 α は旋回角度である。

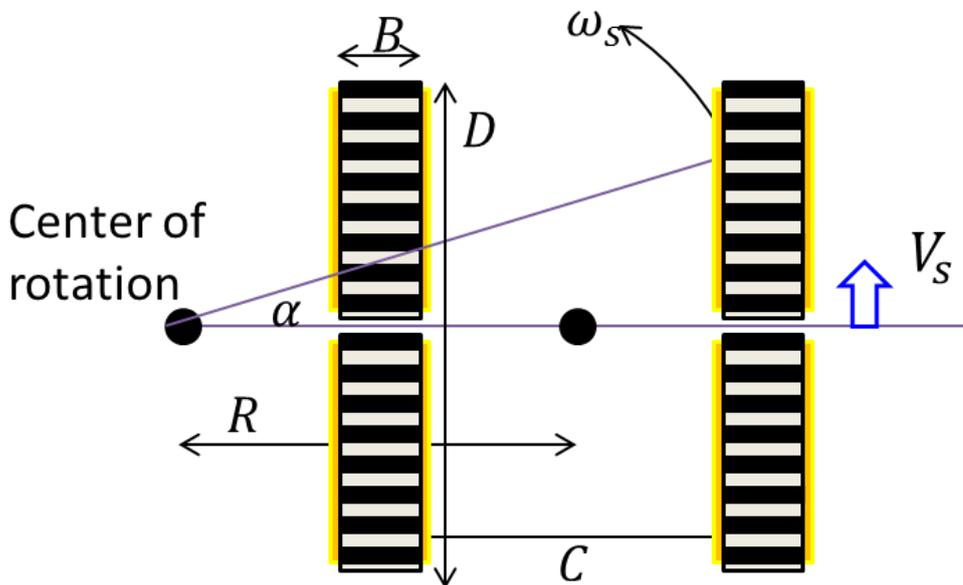


Figure 5-17 Parameter definition for turning motion

5.3. 仮想テレメトリデータの利用

本節では、提案手法の可変構造型探査ロボットにむけた適用の枠組みについて説明を行う。前述のとおり、柔軟地盤を走行する探査ロボットを効率よくかつ安全に走行させるためには、無限軌道機構の挙動を監視する必要がある。過去の研究から、こうした運用で求められる条件は Table 3-2 の通りになる。

Table 5-3 Requirements for dynamics estimation system to monitor running conditions of TRE

Estimation frequency	~10 [Hz]
Estimation accuracy	~200 [%]

クローラの走行状態は、様々な要素に影響されるが、最終的な性能としての評価値で最も重要なものが「すべり量」である。ここで、すべり量は、数値的に 1 より小さい範囲で定義されている量で、指令走行速度値と実際の走行速度値の比である。クローラのすべり量が 1[-]あるときは、柔軟地盤で履帯が空転し完全にスタックしている状態であり、走行中はこの値が小さいほど、アクチュエータへの投入パワーに対してより効率的な走行をしているといえる。問題となるのは、すべり量の算出には絶対座標での移動量の数値が求められるため、探査ロボットに搭載の機器で直接測定することが困難である点である。一方で、「クローラの柔軟地盤に対する沈下」という量は可変構造の状態が取得可能であれば比較的容易に取得が可能である。そのため、本研究では柔軟地盤と移動機構の関係をモデル化するテラメカニクスに則り、可変構造の状態値から沈下量をセンサ値として取得して最終的にすべり量分布をオンラインダイナミクスシミュレータの入力値として、運用者および制御システムに提示する各移動機構の挙動推定値の算出を行う。

また、モデルチューニングに関しては、試験走行を行い可変アームのセンサ値を取得し解析することで、更新することとした。Figure 5-18 に可変構造型探査ロボットに向けた提案手法の適用を述べる。

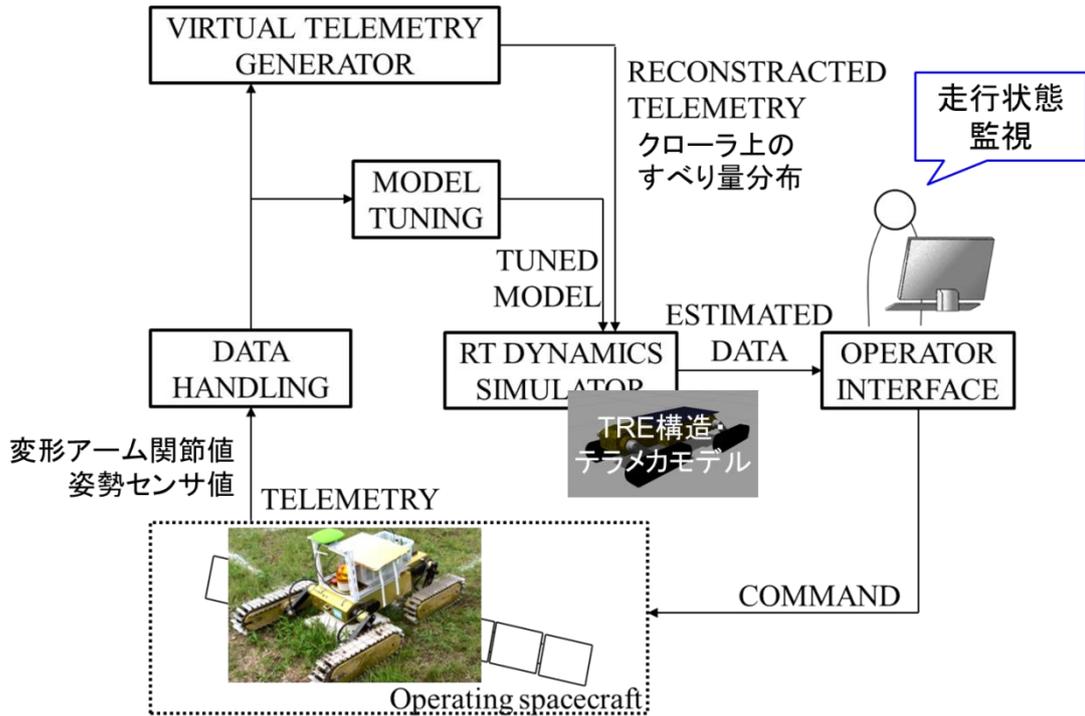


Figure 5-18 Application to transformable robotic explorer

本節では、可変構造ロボットの関節部に取り付けられているセンサから、柔軟地盤上の走行状態量に関する仮想テレメトリを生成する手法について説明を行う。本推定では、まず可変構造探査ロボットを静かに地盤に設置した際には、地盤の傾きとロボット本体の姿勢が一致するという仮定を行う。本研究の期間で製作した検証モデルは、自然長時に関節角度が同じになるように調整をし、本体重量に対して十分に剛性の高いばねを受動関節部に採用しているため、本仮定が成り立つものとする。

この時、クローラの地盤に対するすべり沈下量が 0 であるとき、姿勢センサによる姿勢角 q_{imu} とクローラと地盤の接地点で張られた平面は一致する。よってクローラ接地点高さ q_{imu} による平面との差が、ある一定のオフセット値を以って滑り沈下量を示す。ここで、 $q_{imu} = [q_x \ q_y \ q_z \ q_w]$ によって表される平面は、以下の垂線ベクトルで表される。

$$\vec{n}_{imu} = \begin{bmatrix} 1 - 2q_y^2 - 2q_z^2 & 2q_xq_y + 2q_wq_z & 2q_xq_z - 2q_wq_y & 0 \\ 2q_xq_y - 2q_wq_z & 1 - 2q_x^2 - 2q_z^2 & 2q_yq_z + 2q_wq_x & 0 \\ 2q_xq_z + 2q_wq_y & 2q_yq_z - 2q_wq_x & 1 - 2q_x^2 - 2q_y^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ d \end{bmatrix} \quad (101)$$

ここで d は未知量である姿勢角センサから算出した滑り沈下量と実際の滑り沈下量とのオフセットである。

以下、4.4 のように状態方程式の形に直すことで、パラメータ推定を行う。

5.4. 数値シミュレータを用いた検証

実機を用いた検証試験に先立って、概念設計フェーズに製作した、ダイナミクスシミュレータ（マルチロボットシミュレータ GAZEBO[87-89]に実装）を用いて実時間挙動推定の実現性の評価を行った。本シミュレータは、土台としたマルチロボットシミュレーション機能に加え、筆者の製作した土壌と移動機構のテラメカニクスの現象を再現するプラグインが導入されている。Figure 5-19 に数値シミュレータの概観と検証に使用した環境モデルを構築する際に参考とした室内試験設備を示す。過去の研究において、本環境モデルを用いたシミュレーション結果と地上実験装置を使用した実際の走行試験結果は十分に一致することを確認している。

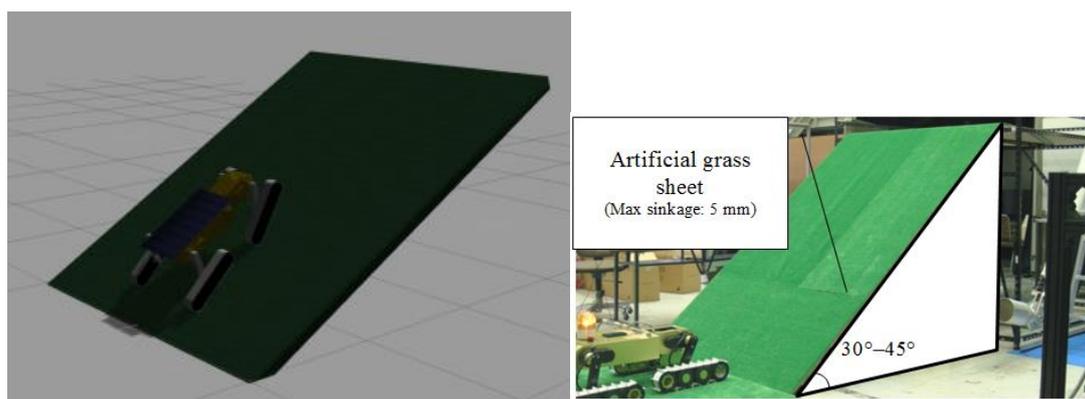


Figure 5-19 数値シミュレータと室内試験設備

本シミュレータを用いて、走行速度を変えた健気モデルの走行試験を実施しセンサモデルから生成されるテレメトリデータを基に、走行中のすべり量の推定を行った。また、比較のためシミュレーションの計算ルーチンから直接移動速度を抽出し、正確なすべり量を求めた。検証で行った、シミュレーション条件を Table 5-4 に示す。

Table 5-4 シミュレーション条件

Slope angle	45[°]
Slope span	2.4[m]
Command velocity	0.2, 0.5, 0.8, 1.0 [m/s]
Simulation time step	0.001 [sec]
Simulation duration	10 [sec]

結果として、走行速度 0.5[m/sec]の条件で走行試験を行った際に、推定されたすべり量を Figure 5-20 に示す。図の結果から、およそその実体に沿ったすべり量の推定が実施できていることが確認できる。

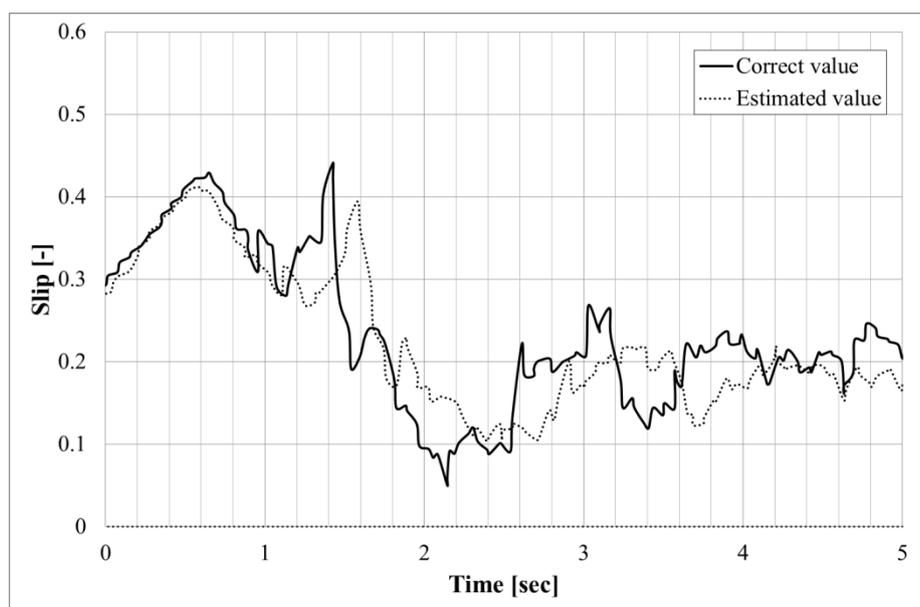


Figure 5-20 Estimation result

全試験の結果を総合すると、すべり量推定の際に発生した最大の推定誤差は 32[%]であり、平均計算時間は 0.037[sec]であった。そのため、提案する挙動推定手法が運用システムとして要求される性能を持っていることが確認された。

5.5. 技術実証機による検証

モデルチューニングを行うために、平地においてパラメータ取得走行を行わせ、走行中

の環境振動を胴体部に接続した加速度計によるデータ取得を行った。Table 5-5 に試験条件、及びFigure 5-21 に試験地の路面状況を示す。本試験は砂で構成されている地表面で行った。本砂状地盤は Figure 5-22 に示すような、平均粒径が 1.25[mm]ほどの乾いた粒子のよって構成されている。

Table 5-5 Experiment conditions for parameter identification

Running speed	0.5 [m/sec]
Total recording time	10 [min]
Acc. data rate	128 [Hz]
Computing device	Panasonic let's note CF-J10



Figure 5-21 Image of road condition



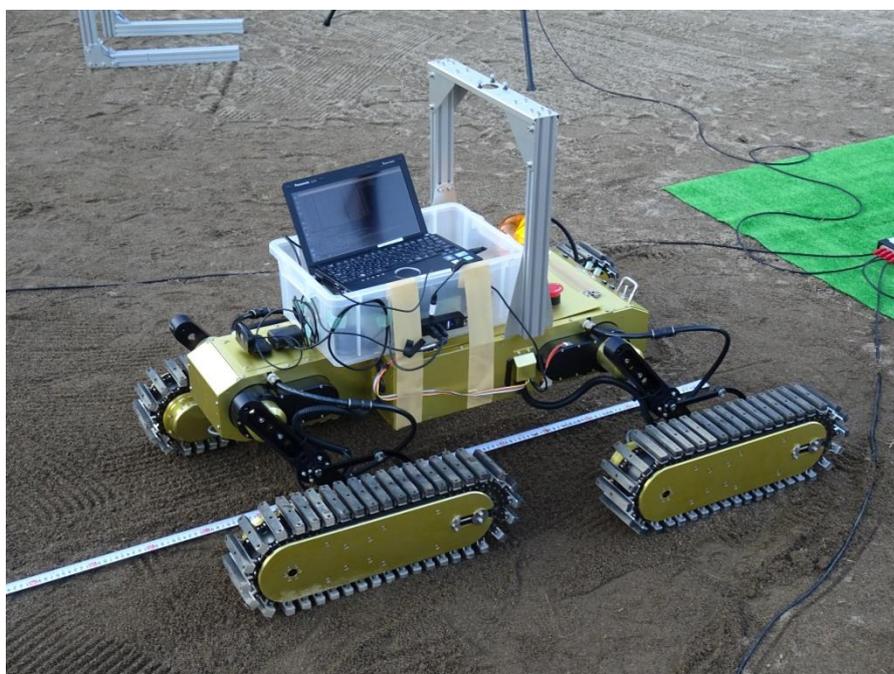
Figure 5-22 Enlarged view of sand consisted the road

動力学パラメータの取得結果を Table 5-6 に示す。比較のため、力・トルクセンサと関節部センサを用いて直接計測したパラメータを併記する。

Table 5-6 Identified parameters

	Identified value	Direct measured value
Joint stiffness [Nm]	770.3	752.7
Joint damping factor [%]	0.88	0.92

Figure 5-21 に示した試験地で実施した牽引試験の結果を基に、挙動推定性能の検証を目的とした走行試験を実施した。本試験では、前節と同様に砂地地盤で構成される平行面の走行をおこなった。本試験のセットアップを Figure 5-23 に示す。

**Figure 5-23 Experiment set-up**

沈下量に対する正解値として、各変形アーム基部に距離計を設置し地表面と本体の高さの計測を行った。本データを関節角と合わせて計算することで実際の沈下量を推定した。また、すべり量を測定するため外部3次元計測センサとして「Northern Digital Inc. OptiTrack」を使用し、探査ロボットの実際の移動速度計測を行った。また、走行地盤は条件を可能な限り統一するため、各走行試験後にはトンボを用いた整地を行った。

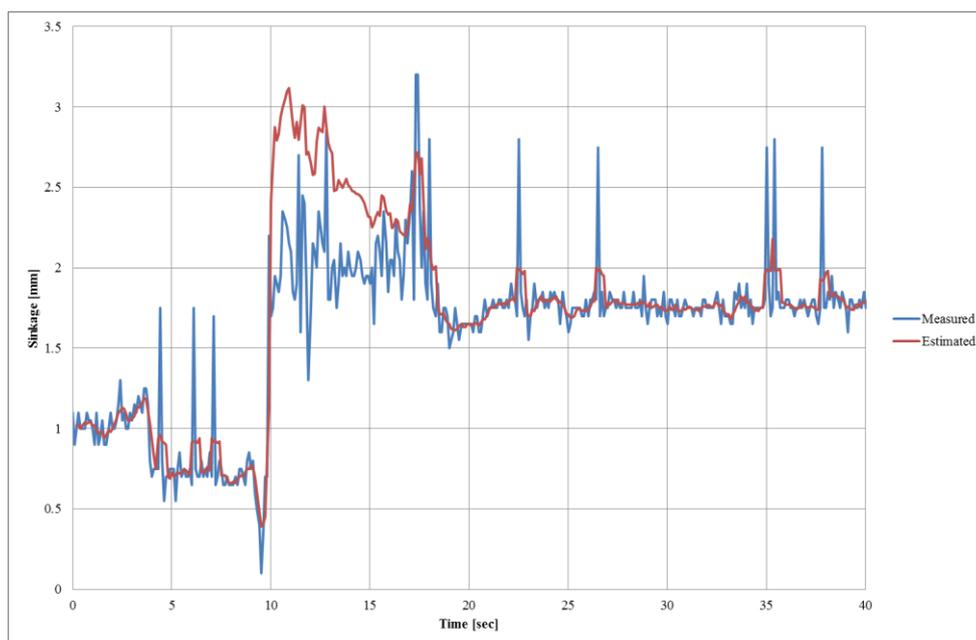


Figure 5-24 Virtual telemetry of left crawler sinkage

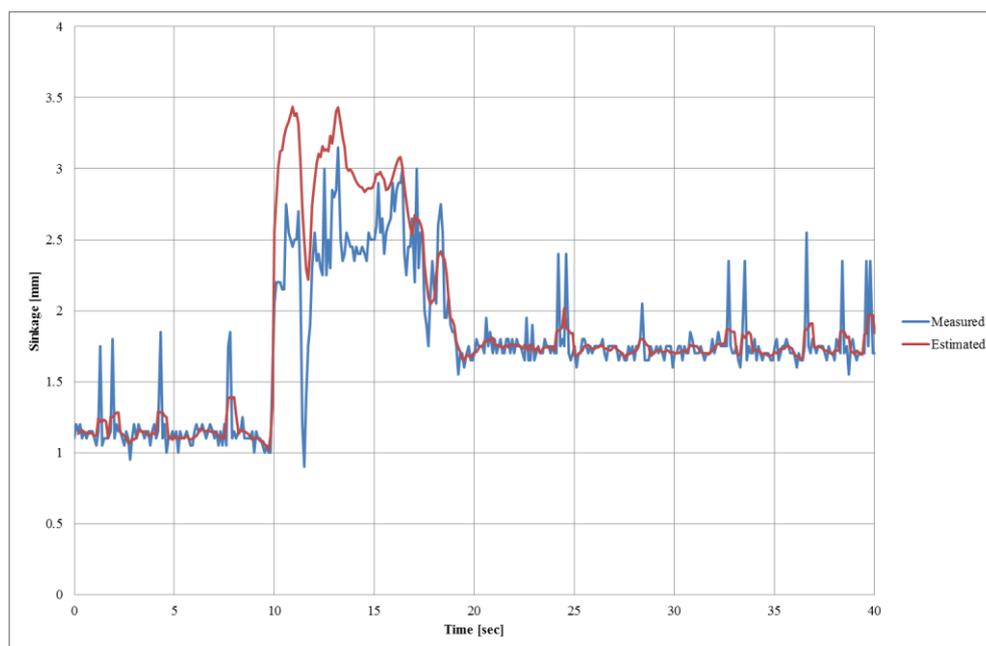


Figure 5-25 Virtual telemetry of right crawler sinkage

Figure 5-24, Figure 5-25 に、仮想テレメトリとして算出された各クローラの沈下量と、距離計から算出された沈下量を示す。結果から、仮想テレメトリは十分に実際の沈下量に沿った情報を生成していることが確認できる。

また、Figure 5-27, Figure 5-28 に、各走行速度における、挙動推定システムによって算

出された滑り量の変化と、外部計測から算出された滑り量変化を示す。また、比較のため、本ロボットで従来利用されていたモータドライバ電流値を用いた滑り量推定値を同時に示す。推定システムでは、各クローラに対するスリップ量が算出されるが、本体姿勢を計測する評価用データと比較するために以下の式による返還を行う。

$$S_L = \frac{S_1 + S_2 + S_3 + S_4}{4} \quad (102)$$

$$S_R = \frac{(S_2 + S_3) - (S_1 + S_4)}{4} \quad (103)$$

ここで、 S_L 、 S_R はそれぞれ Figure 5-26 に示すような並進、回転方向の全体スリップ量、 $S_{1,2,3,4}$ は各クローラのスリップ量である。結果より、動き出し時の推定結果には大きな差異が確認されるが、定常走行状態に入った後は、ほぼ正確な値を算出できていることが確認できる。定常走行期間でのグラフ中に見られる振動は、整地によって除ききれなかった地表面の凹凸によって発生しているものと思われる。本仮定を基にすると、提案する挙動推定手法は、地表面の凹凸が与える走行状態の変化により大きな感度をもっているといえる。

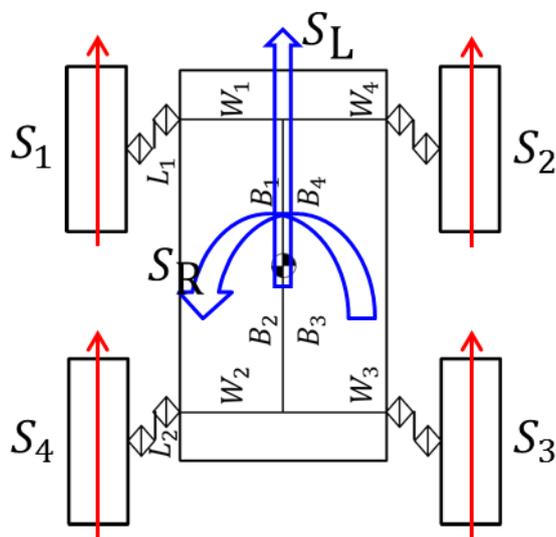


Figure 5-26 Definitions of S_L and S_R

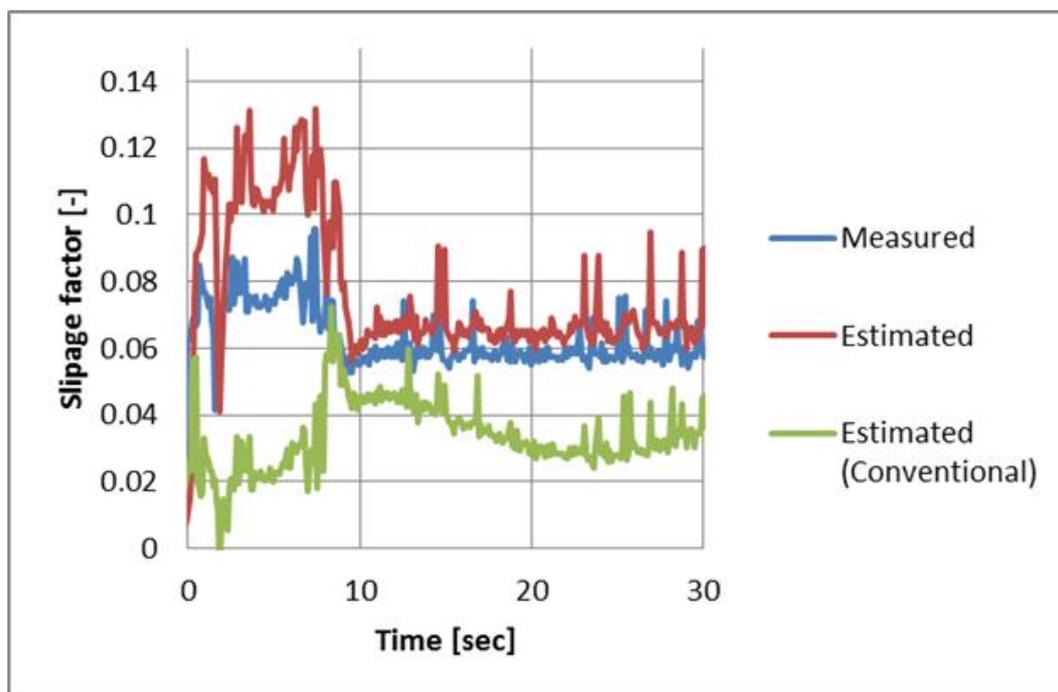


Figure 5-27 Amount of slip on the latitude direction

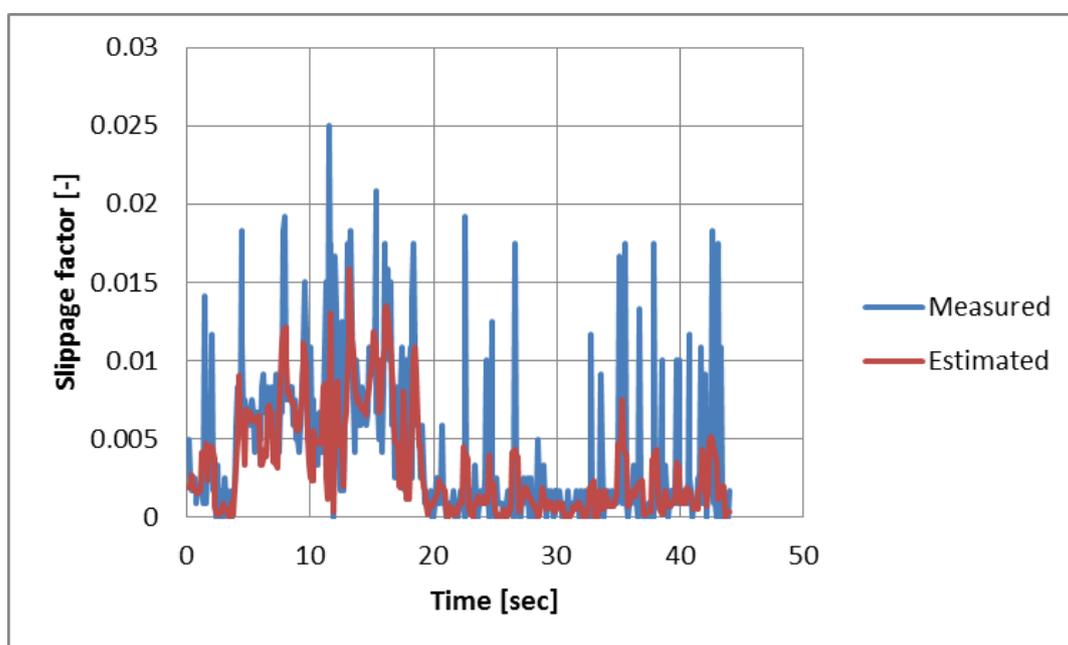


Figure 5-28 Amount of slip on the rotation direction

これらの結果が Table 5-3 の推定システムに対する要求値を満たしていることから、提案手法をもって可変構造型探査ロボットが柔軟地盤を走行した際の挙動に対して十分に運用に必要な推定値を算出可能であることが確認できる。また、結果を表にまとめたものを Table

2-1 に示す。本結果より提案する挙動推定手法は実時間性の観点からも実利用に向けて十分な性能を有していることが確認できる。

Table 5-7 Results of estimation

	最大推定誤差	実時間性
従来手法	73[%]	9.3
提案手法	24 [%]	1.4

5.6. 本章のまとめ

- ・ 柔軟地盤を走行する可変構造型探査ロボットを対象とした RODE 手法の適用について説明
- ・ 効率の良い走行を行うために可変構造型探査ロボットに特有の問題である走行不能状態を回避する運用システムの提案
 - ・ JAXA の開発する探査ロボット「健気」の情報を利用し具体化
 - ・ 可変構造アームセンサを利用しすべり量分布に関する仮想テレメトリを生成
 - ・ 移動機構の挙動を推定
- ・ 評価を行うために、シミュレータ・技術実証モデルを用いた実験を実施
 - ・ 提案するシステムで挙動推定が要求の精度・周期で算出可能なことを確

第6章

実時間動力学推定を 利用した宇宙機の制御

6.1. モデル予測制御への RODE 手法の応用

モデル予測制御 (Model Predictive Control, MPC) は, 柔軟構造を持つ宇宙機の遠隔運用での利用が期待されている制御法である. MPC は一般的に化学プラントのプロセス制御などで実用化されており, 分類としては後退法ホライズン制御 (Receding Horizon Control) に配される制御法である. 最大の特徴としてこの制御法は制御値を, 各時刻において制御対象のモデルを利用してある一定時間の最適化問題を解くことで決定される. その他の一般的に挙げられている特徴としては以下の点がある.

- ・ 直観的で理解が容易
- ・ 制約条件の導入が容易
- ・ チューニングがしやすくユーザー側の事情変化に対応が容易

宇宙機の制御に MPC を導入することを検討した場合, 従来の PID 制御方式での対応が困難な, 長い応答時間や大きな時間遅れを持つシステムに対して高い効果があるとされている点が魅力的である. しかし一方で, 従来では MPC は各ステップで非線形最適化問題を解く必要があることから計算コストが高く, 機械やロボットへの適用が困難であるとされていた. そのような状況でも近年の計算機の急激な性能向上から, 上記の利点で大きく恩恵を受けるシステムへの適用が進められており[90–92], 宇宙機に向けても姿勢制御などの用途での導入を検討した研究が行われている[93–96].

しかし依然として, 実用的な観点からは適用できる対象の自由度に制限が存在し, 宇宙柔軟構造物への適用は進んでいない. 本章では, 提案する実時間挙動推定手法のために開発した手法を応用することで, MPC を用いて柔軟構造物を時間遅れがある中で制御することを目指す.

まず導入する MPC の基本的な説明を行う. ここでは制御する柔軟構造を持つ宇宙機を以下の状態方程式で表すことができるとする.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (104)$$

$$y = Cx \quad (105)$$

次に, 制御計算におけるコスト低減のため, 制御対象とするモデルの簡易的な低次元化を行う. ここでは, 制御対象とする状態の注目自由度と残余自由度を以下のように分割する[96].

$$x = [x_c \quad x_r]^T \quad (106)$$

これに伴い式(104), (105)の他の係数も,

$$A = [A_c \quad A_r] \quad (107)$$

$$B = [B_c \quad B_r]$$

$$C = [C_c \quad C_r]$$

のように分割すると上式は、低次元化モデルを注目する制御自由度に対して以下のように書き直すことができる。

$$\dot{x}_c = A_c x_c + B_c u \quad (108)$$

$$y = C_c x_c \quad (109)$$

ここでは Empirical Eigenbasis による線形低次元化システムに対して、離散時間線形時不変システムとしてモデル予測制御を適用するとして上記の低次元化モデルを下のように離散化する。

$$x_{k+1} = A x_k + B u_k \quad (110)$$

$$y_k = C x_k \quad (111)$$

ただし $x_k \in \mathbb{R}^{n_x}$, $y_k \in \mathbb{R}^{n_y}$, $u_k \in \mathbb{R}^{n_u}$ はそれぞれサンプリング間隔 k におけるシステム状態量, 制御入力, 観測値を表しこのうち制御入力は入力拘束から以下のようにあらわされるとする。

$$u_{min} \leq u_k \leq u_{max} \quad (112)$$

この時制御目標は、ある時刻 k における状態が与えられた際に予測区間において以下の評価関数 J を最小化するものと与えられる。

$$J = \varphi(x_{k+1}, k) + \sum_{\tau=k}^{k+N-1} L(x_{k+\tau}, u_{k+\tau}, k) \tau \quad (113)$$

ここで、 $x_{k+\tau}$ はステップ $k \sim k+1$ 間の時刻を表し、 L は非負の評価関数および φ は終端時刻における評価関数である。これらを持ってモデル予測制御が解くべき最適制御問題は以下のように定義される。

最小化：

$$J = \varphi(x_{k+1}, k) + \sum_{\tau=k}^{k+N-1} L(x_{k+\tau}, u_{k+\tau}, k) \tau \quad (114)$$

状態方程式：

$$x_{k+1} = A x_k + B u_k \quad (115)$$

$$y_k = C x_k \quad (116)$$

初期条件：

$$x_k = x_0 \quad (117)$$

Figure 6-1 に本式を用いた一般的な MPC のブロック線図を示す。

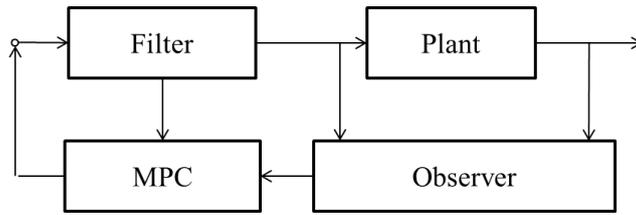


Figure 6-1 Block diagram of general MPC[96]

Figure 6-1 の Filter は低次元化によって除かれた残余自由度が閉ループ制御と干渉して不安定になる現象を回避するために負荷されたローパスフィルタである。

本研究は以上のモデル予測ダイアグラムに対して Figure 6-2 に示すように、RODE システムの手法を導入し、制御計算の実時間性の改善を行った。図のように RODE 手法を導入した MPC を区別のために本研究では RODE-MPC と呼ぶことにする。本制御は、厳密には安定性が保障されていない。そのため、Jadbabaie ら[97]の提唱する終端コスト関数を用いることにより保証を行った。

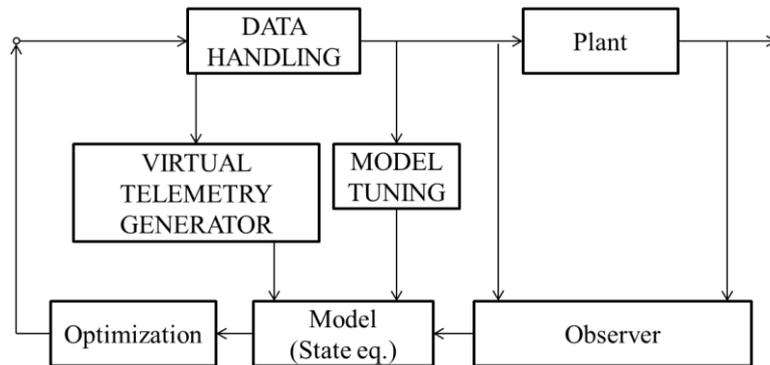


Figure 6-2 Block diagram of MPC including proposed estimation system

6.2. 薄板連結構造物の振動制御への応用

本節では、薄板連結構造物の制御に対する RODE-MPC の適用例として、制振制御実験を行った結果について述べる。

太陽電池パドルの事例を対象とした RODE-MPC の実験的検証を行うため、Figure 6-3 に示すような、構造・機能を単純化した地上実験モデルを製作した。本試験装置は、被制御部が薄板連結構造の最小単位である 2 枚の板要素から構成されており、ベアリングにより土台に対してもっとも外乱が発生しやすい 1 次面外振動方向に自由度を持っている。

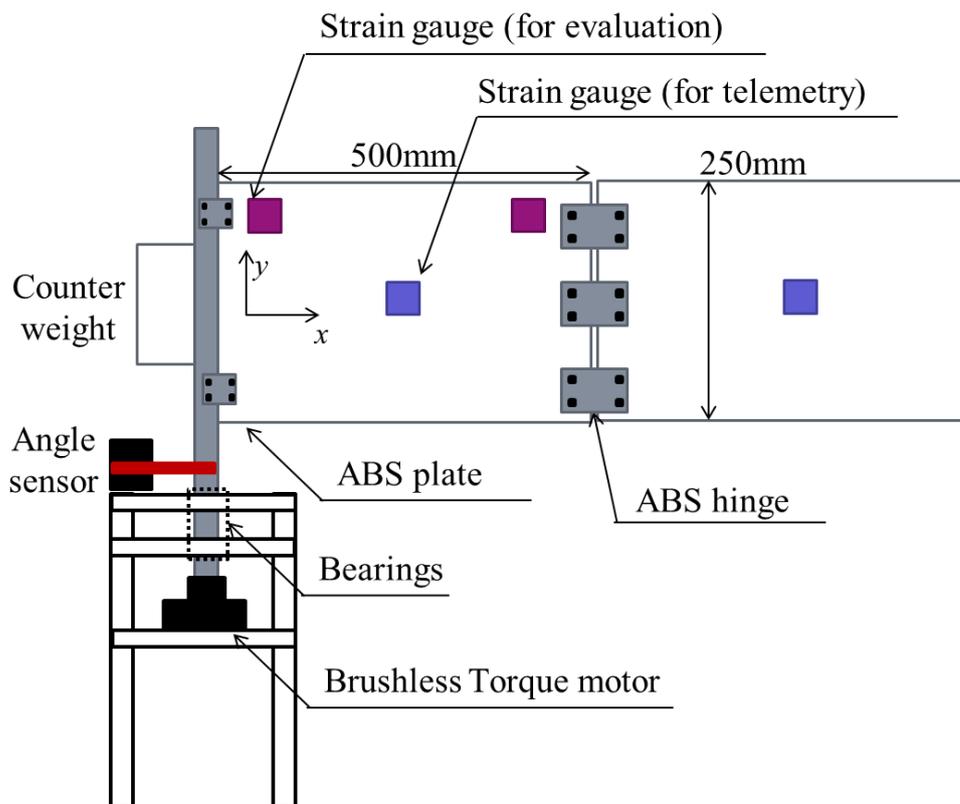


Figure 6-3 Ground experiment facility for connected thin plate's mission

Table 6-1 に実験装置の詳細な諸元について記載する．本試験装置では，本来の熱構造変形と比較して地上実験において条件を揃えやすい，通常の応力変形を対象としている．そのため，テレメトリデータを生成するセンサとして本来の温度センサからひずみゲージへの変更が行われている．

Table 6-1 Properties of the ground experiment facility

Plate dimension	500 × 250 × 5 [mm]
Plate material	ABS
Plate mass	0.66 [kg]

本試験装置に対して，初期変形を与えておき実験開始時間において除荷を行うことで，振動を発生させ挙動の収束性を試験した．また，リモート制御の条件を模擬するために，制御システムへの入力是不変時間遅れを定義しデータを一時的にバッファリングしシステムに入力した．実施した試験の条件については Table 6-2 で記載した通りである．Figure 6-4 に無制御状態と制御状態における，実験装置基部にある角度センサ値を示す．Figure 6-4 のグ

ラフより、制御を適用していない黒線の履歴に対してその他の履歴がより速く低減しているため、本研究で利用した推定手法を用いたモデル予測制御によって制振制御が可能であることが確認できる。また、赤線および青線で示された履歴を比較することにより、モデル予測制御内の予測時間を長くすることでより適切な制御が可能となることが分かる。これはモデル予測制御の特性として、青線で示した制御系ではより長い将来時間に渡る制御結果が最適となるような指令を発行するためである。ここでは、こうしたモデル予測制御の特性が RODE-MPC でも同様にみられることが確認できる。そのため、RODE-MPC では一般的なモデル予測制御に対する改善手法が適用できる可能性が高い。

Table 6-2 Experiment conditions

Sampling time	0.1 [sec]
Number of predictive step	10, 15 [steps]
Initial deformation	0.25 [m]
Virtual time-delay	1.0 [sec]

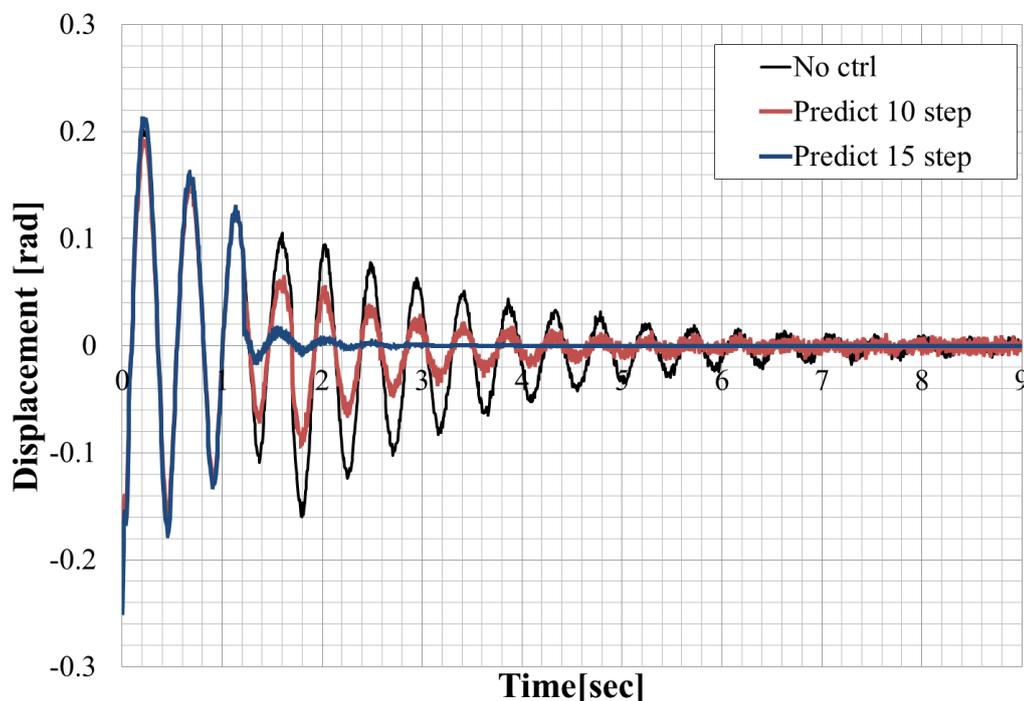


Figure 6-4 Vibration suppress control result

6.3. 可変構造型探査ロボットの走行制御への応用

本節では、RODE-MPC を可変構造型探査ロボットへ適用した事例について説明する。まず RODE-MPC を適用した遠隔運用システムの開発について紹介し、次いですべり抑制走行制御実験を行った結果について述べる。

6.3.1. 「健気」に向けた遠隔運用システムの開発

本節では、次節の実験の前提として、可変構造型探査ロボットの技術実証モデルである「健気」ロボットに対して開発を行った、遠隔運用システムについて説明を行う。

可変構造型探査ロボットに対して、アクチュエータ制御から高度な遠隔制御系までの機能を含む遠隔運用システムを開発した。Figure 6-5, Figure 6-6 に技術実証機の電氣的接続とセンサデータフローを示す。Figure 6-5 に示されている通り、技術実証機は、次節の試験項目に対応するため 2 種類の操縦が可能となっている。ひとつは、左右の 2 つのクローラグループに対してスティック操作での走行速度・電流制御による操作指令を送信可能なコントロールボックスによる操縦である。コントロールボックスは一般的なラジコンの操縦装置を基に製作されており、機体から数十[m]以内の距離で視界が確保されているような状況であれば操縦が可能である。もう一つは、搭載された計算機による自律走行操縦である。この方式では搭載計算機の無線 LAN を通じて外部から到達目標位置を与え、その目標に向かって走行するよう搭載計算機で走行経路計画と走行制御の指令が計算される。この走行の特徴は、電氣的に別系統で作られている 4 つのクローラを一つ一つ制御可能であることである。本モードは、適切に指令ができればコントロールボックスによる操縦よりも高い走破性能を発揮することが可能である。

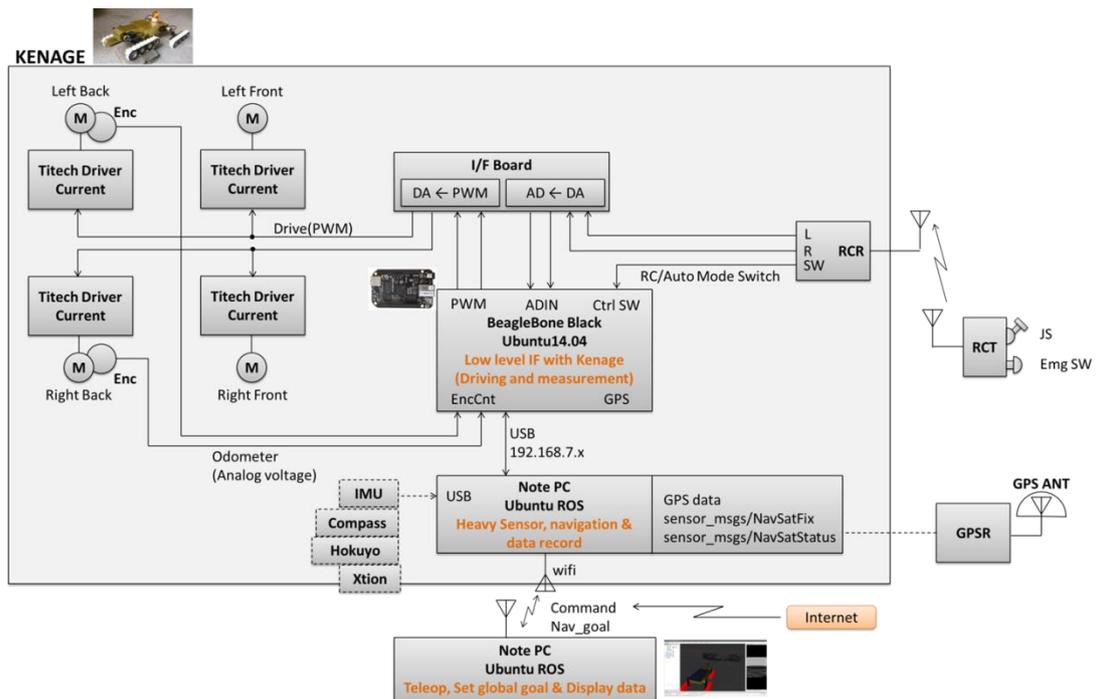


Figure 6-5 Electrical diagram

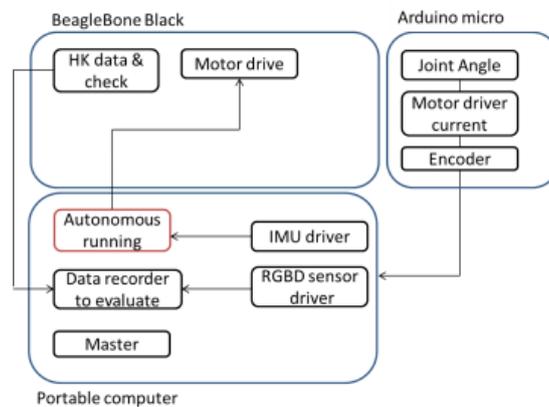


Figure 6-6 Dataflow diagram

また、Figure 6-7、Figure 6-8 に先に述べた自律走行制御時に使用される、駆動ソフトウェアと誘導ソフトウェアのダイアグラムを示す。Figure 6-5、Figure 6-8 から確認できる通り、到達目標位置の指定は機体からの相対位置と GPS の絶対位置が指定できる。GPS アンテナが搭載されているのは、地上用途向けの技術応用のための試験に利用するためで、JAXA の測位チームから準天頂衛星初号機「みちびき(Quasi-Zenith Satellite I, QZS-I)」の高精度測位情報が受信可能なアンテナの提供を受けている。

tou

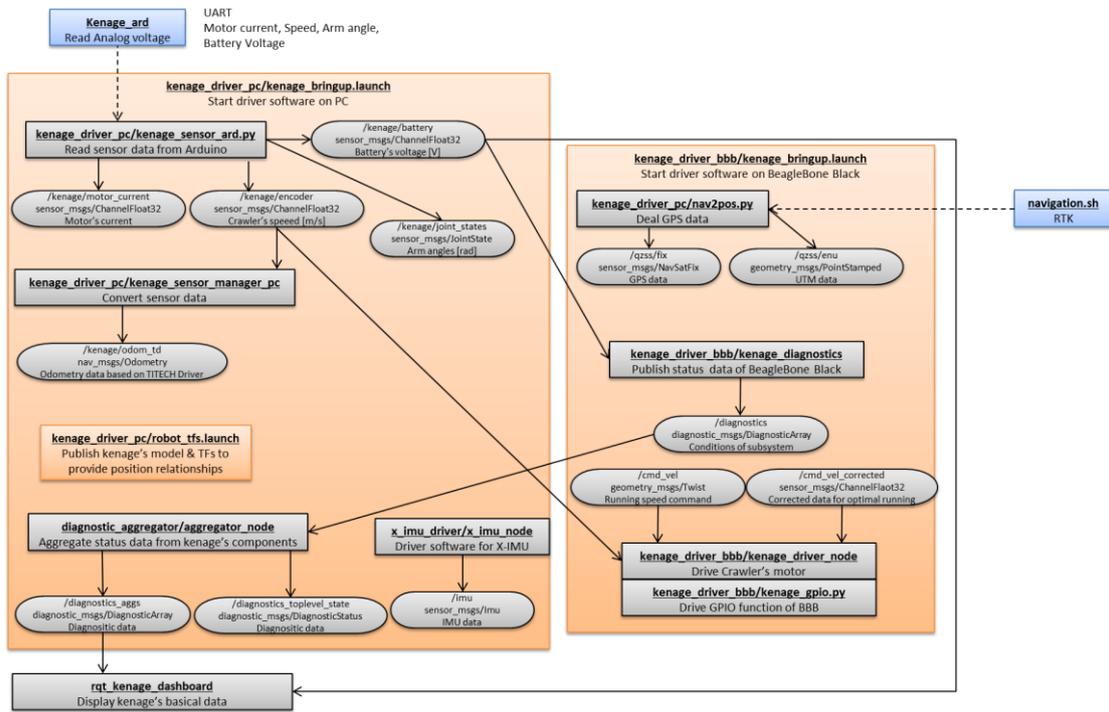


Figure 6-7 Drive software diagram for TRE.

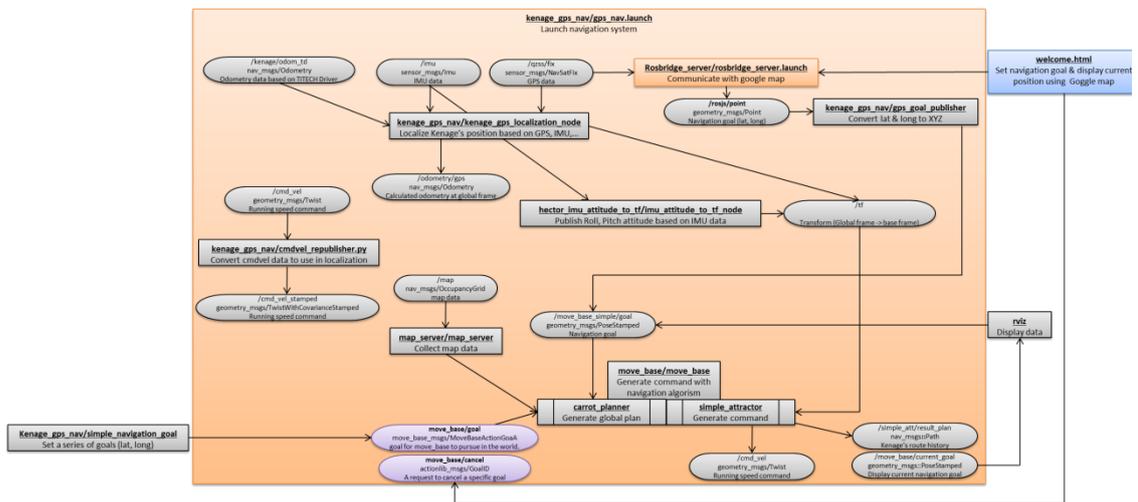


Figure 6-8 Navigation software diagram of TRE

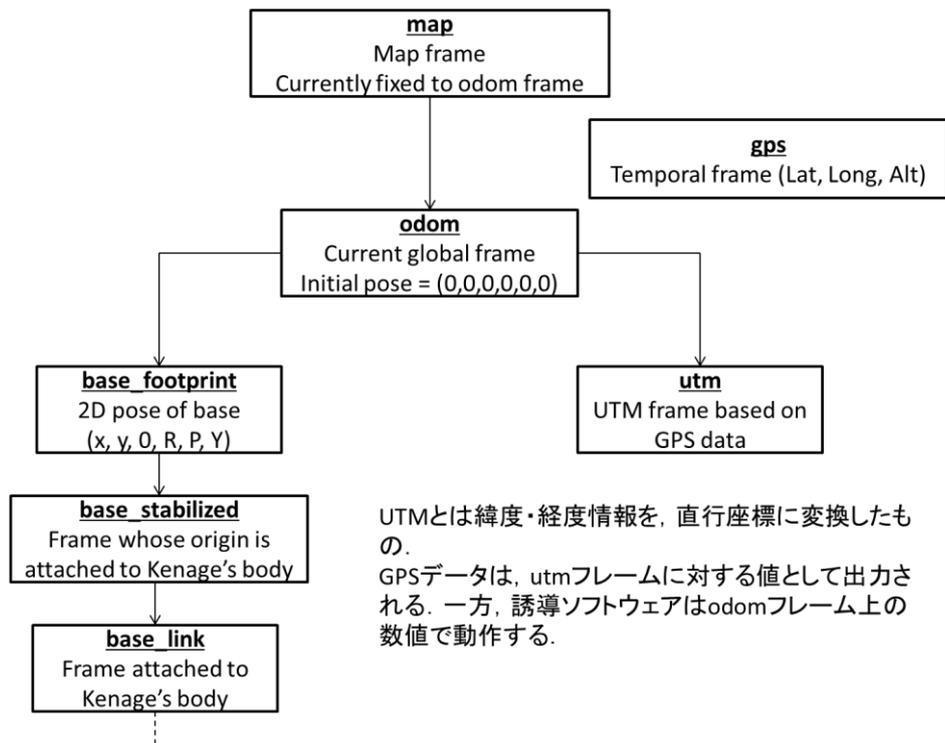


Figure 6-9 Transform tree of TRE

また、Figure 6-9 はソフトウェア上での技術実証機の座標系の取り扱いについて表示している。図から確認できる通り、本機の誘導ではスタート地点からの相対的な座標系と GPS からの絶対的な座標系を保持している。2 つの座標系同士は SLAM 手法を用いて適宜マッチングされる。

6.3.2. 屋外走行試験

本節では、前節で述べた遠隔運用システムを搭載した健気ロボットを用いて屋外走行試験を行った結果について述べる。

本検証は以降に示す 2 つの環境で行われた。その理由は健気の開発において、宇宙向け技術の開発を主軸としつつも、開発リソースを集め開発速度を速める目的で、同時に需要の大きい地上用途向けの技術開発を行っていたためである。宇宙用途を考えた実証を行う場合は走行地盤としてレゴリスや類似する砂地もしくは岩などの乾燥した環境が使用されるのに対して、地上向け用途の変換構造移動ロボットは、農林業や建設現場での作業需要が存在し、特に農林業では粘り気の高い泥地での需要が想定される。ちなみにミッション内容で比較すると、地上用途では、自動的な植樹や建設現場での調査など、繰り返し性が高く自動化動作の多い機能の搭載が求められている。本節では、砂地で基本的な走行制御

性能を検証した結果と、泥地でより応用的な検証を行った結果を統合して考察する。

砂地での走行試験

まず、宇宙向け用途を意識した砂地で実施した走行制御試験について述べる。ここでは、前章での検証で使用した、Figure 5-21 に示される砂礫で構成される環境で試験を行った。本屋外試験では、バンカー内に存在する斜面を利用して登坂走行について試験を行っている。Figure 6-10 に登坂試験で使用した傾斜の形状をマッピングしたものを示す。本斜面は、最大傾斜角43[degree]をもっており前で定義した超不整地での走行性能を検証するために十分であることを確認している。



Figure 6-10 Slope shape in target terrain

本試験では、実験開始時に Figure 6-10 の水平位置 0[m]に機体を安置し、実験ごとに走行速度指令値を変更しながらすべり抑制制御の評価を行った。試験条件として、まず比較対象として無制御状態ですべてのクローラに同一に指令が与えられている場合、および、提案する RODE-MPC によりすべり量を最小化するように制御したものを検証した。試験の様子を Figure 6-11 に示す。

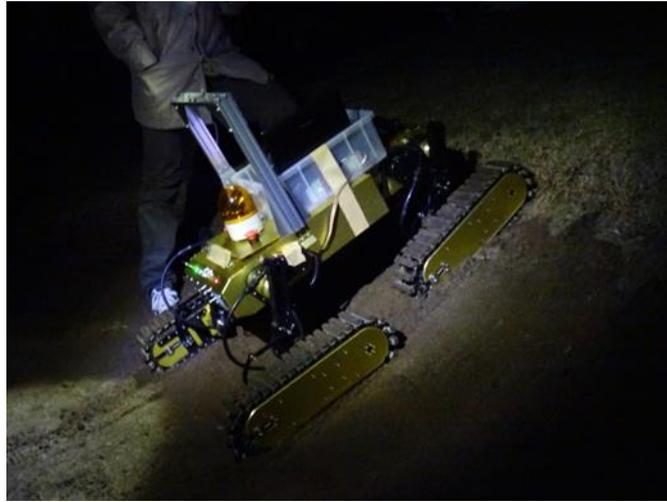


Figure 6-11 斜面走行試験の様子

試験結果を Figure 6-12 に示す. 図より, 提案する RODE-MPC による制御を行った場合, 無制御状態にと比較してすべり量を抑えることが達成されていることが確認できる. 本結果から提案する RODE-MPC システムを用いた可変構造型探査ロボットの走行制御が実用可能であると結論付けられる.

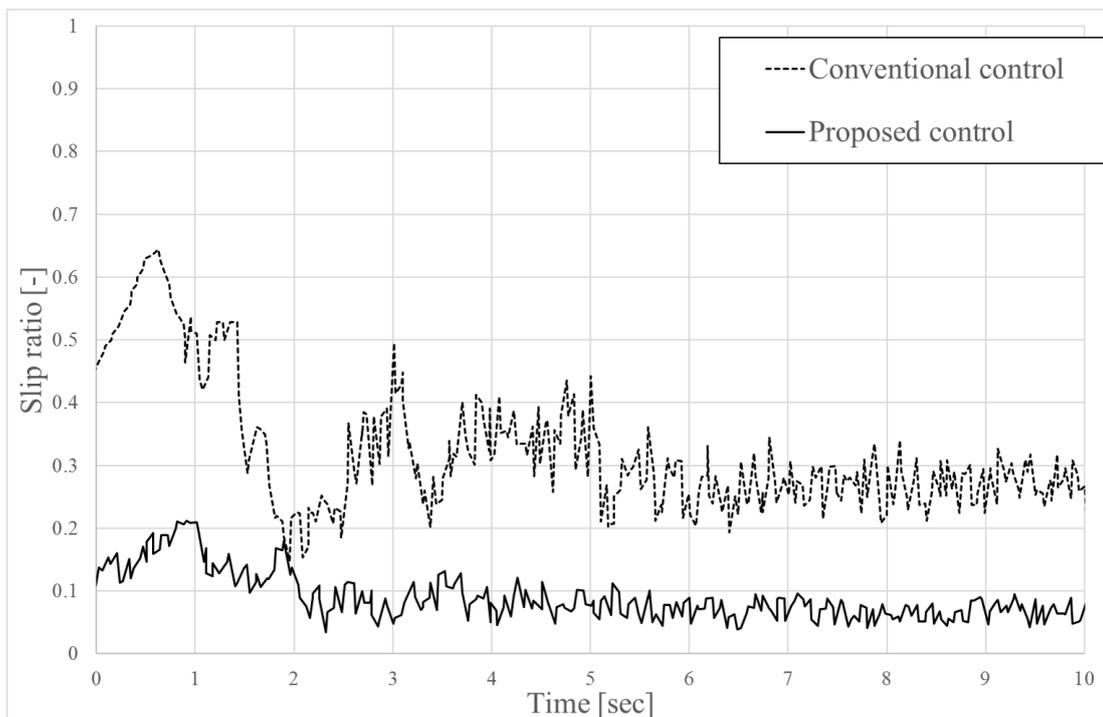


Figure 6-12 Control result

泥地での走行試験

次に，地上用途への技術開発中に行われた泥地での走行試験について述べる．Figure 6-13 に試験で使用した地形の様子を示す．Figure 6-14 に地盤を構成する土の拡大図を示す



Figure 6-13 試験環境



Figure 6-14 Expand image of mud on the road

本試験場は，林業で使用されている山間の伐採地に存在するもので，粒子の非常に細かい軟弱地盤であり，押し込み・引き抜き動作に対して大きな粘り気を発揮する．また内部もしくは表面に運搬の際に零れ落ちたとみられる枝が含まれており非常に足場が悪くなっていた．

本試験では，健気 ver1 を用いて遠隔運用性能の検証を行った．前述のとおり，健気はコントロールボックス(Figure 6-15)による有視界操作が行えるようになっており，人による機

敏な入力操作により高い走行性能を見せていた一方、遠隔運用における半自律走行制御システムの開発が求められていた。そこで、有視界の人力操作と RODE-MPC によるマクロ走行を行わせる走行を以下の条件で行った。



Figure 6-15 Control box for Kenage ver.1

条件 1：ロボット工学の知識を持つ 10 時間程度の経験を持つ操縦者によるコントローラボックスを用いた有視界操縦による走行。操縦者は、空転をできうる限り避ける操縦を意識して走行。

条件 2：提案手法を適用した目的地までの自律走行
それぞれの試験の様子を Figure 6-16 に示す。

Condition1
Visual manned control



Condition2
Autonomous running



Figure 6-16 Images of experiment condition

Figure 6-17 に、遠隔登坂走行試験の結果を示す。図から、RODE-MPC による各クローラの速度補正により、人力による機敏な入力が無かったとしても効率的な登坂ができたこと

が確認できた。本結果により探査ミッションにおける半自律走行が可能であることが確認できた。

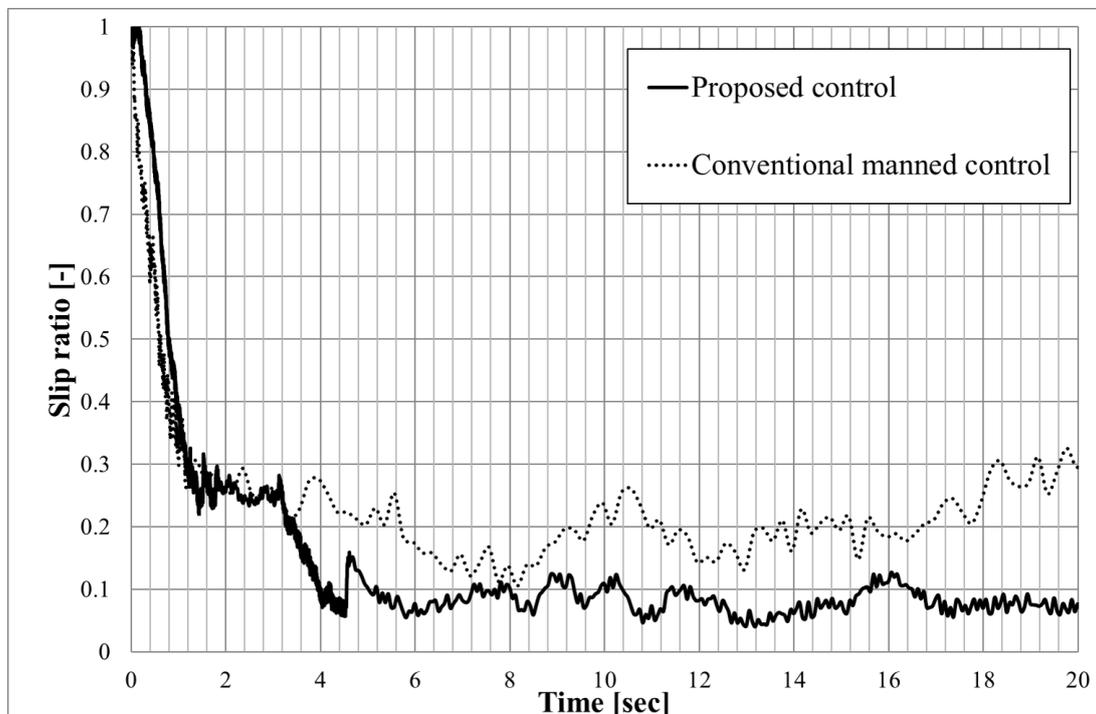


Figure 6-17 Teleoperation result using RODE-MPC assist

6.4. 本章のまとめ

- ・ モデル予測制御と、本研究で提案した挙動推定システムを組み合わせることで、これまでモデル予測制御の計算コストから、その適用が困難であった自由度の大きな柔軟構造物への実装を行い制御手法の構築を行う
- ・ 薄板連結構造物である地球観測衛星の太陽電池パドルにおける振動の例に対して地上実験モデルおよび GOSAT のシミュレータを用いた検証を行い、振動抑制制御への適用実現性を確認
- ・ 可変構造型探査ロボットの事例に対しては、地上用途向けと宇宙用途向けに野外での走行試験を行った。宇宙用途向け試験では、提案手法により最適走行制御が可能であることを示した。また地上用途向け走行試験では、有視界ラジコン操作との比較を行い、遠隔地での半自律走行への実現性を確認

第 7 章

結 論

7.1. 本研究で得られた成果

宇宙開発の進展とともに、ミッションの高度化に伴う要求性能の上昇が生じている。この要求性能の上昇に応えるため宇宙機の大型化が進んでいるが、一方で構造剛性が低下し、その結果として宇宙機の遠隔運用に不可欠な、**宇宙機の正確な内部状態の推定が困難**になってきていた。

本研究はこの問題の解決に向けて、柔軟構造を有する宇宙機の内部状態を正確に把握するため「**宇宙機からの限定的な情報を元に複雑な宇宙機の内部状態を実時間で推定する手法**」について研究した。本手法は、従来使用されていたオフラインダイナミクスシミュレーション手法に変えて稼働中の宇宙機からのテレメトリデータを入力として利用する「**オンラインダイナミクスシミュレータ**」と、「**逆問題解決による仮想的なテレメトリ生成をおこなう手法**」および「**モデルチューニング手法**」を組み合わせることにより柔軟な宇宙機の内部状態を実時間で推定し、推定データを宇宙機の遠隔運用に利用する手法(**実時間動力学推定, RODE**)である。また RODE 実用化に当たって必要な実際の宇宙ミッションへの適用で必要とされるモデルの生成から運用情報の提供までを含む一連の手順を示した。

その上で、上記の提案する挙動推定手法の実利用性を検証するため「**仮想テレメトリ**」および「**挙動推定値**」の実用における重要な評価値である「**推定精度**」や「**実時間性**」の検証を行った。検証は「**構造の大きさや発生する動的挙動**」などの**条件が異なる** 3 つの宇宙機（太陽電池パドル、宇宙ロボットアームによる浮遊物体の捕獲、可変構造型探査ロボット）について実時間動力学推定手法を用いた遠隔運用システムの提案を行い、その評価のため運用準備段階で製作されたオフラインシミュレータや、宇宙機の機能を再現した地上試験モデル、および実際の運用データを利用した検証試験を実施した。これらの検証により、提案手法による挙動推定は、従来から行われてきた手法と比較して推定精度と実時間性において改善が見られ、加えて上記の対象とした宇宙機の遠隔運用で実際に利用する際に求められる状態把握性能を十分に発揮できることを確認した。

また提案する挙動推定手法の、実時間性と推定精度の改善効果に注目し大きな時間遅れを持つような宇宙機制御に効果的であるが、一方で**対象とするダイナミクスの自由度が大きい場合に適用が困難**であった「**モデル予測制御法(MPC)**」に、提案手法の組み込み(**RODE-MPC**)を行った。その上で RODE-MPC を用いた 2 例（太陽電池パドル、可変構造型探査ロボット）の宇宙機に対する制御システムを構築し、制御試験を実施し RODE-MPC で柔軟構造宇宙機を対象とした制御が可能であり、実用可能であることが確認できた。

上記の点から提案する手法は従来の手法に対して以下の優位点があると考え

- ・ 「宇宙機打ち上げ前に予測される値（認証試験等）に、軌道上推定精度が大きな影響を受ける課題」があり、「柔軟構造物に対する適用に制限」があった従来手法に対して、「推定精度」や「柔軟宇宙構造物に対する適用性（形状・推定周期）」が高い手法を提案
- ・ モデル予測制御に提案手法を導入することにより、より大きな自由度を持つ対象の制御を可能とした

以上から提案する宇宙機の挙動推定システムには、従来手法では困難であった大型で柔軟な構造物の遠隔運用に必要な状態推定を実用可能とすることを実証した。

7.2. 事例の検証結果

本研究では、提案する挙動推定手法を以下の3例に対して具体的に適用を行った遠隔運用システムを構築し検証を行った。

- ・ 薄板連結構造物
- ・ 浮遊物体の捕獲を行う宇宙ロボットアーム
- ・ 可変構造を持つ探査ロボット

それぞれの宇宙機の特性は Table2-1 の通りであった。これらに対する検証試験の結果、提案する挙動推定手法が実時間性および推定精度の観点から実利用可能な範囲として、宇宙機の大きさが 1-20[m]かつ卓越する固有振動周期が 0.1~10[Hz]程度の、柔軟構造を含む宇宙機に対して適用が可能であることが明らかとなった。対象宇宙機と周辺環境との接触現象の有無の違いが存在する薄板連結構造物と可変構造探査ロボットの例との比較では、モデルが複雑になった結果、計算コストが増加し実時間性の低下がみられたが当初予想された推定精度の大幅な劣化は見られなかった。一方で、動的挙動の周期の差異が大きい、浮遊物体の捕獲を行う宇宙ロボットアームと可変構造を持つ探査ロボットの例を比較すると、宇宙ロボットアームの例では、実時間性成立のためのパラメータ設定を行った結果本研究で提案する監視システムの実用上問題の無い範囲ではあったが、推定精度の劣化が見られた。そのため、跳ね返りの大きな接触を行うような事例では実用化に際して他の事例と比較し計算リソースの確保が必要となると考えられる。

また、挙動推定を応用した制御法では制振制御及び走行制御共に有効な制御を行えることを確認した。一方で、今回論じなかった比較的剛性の高い物体同士の接触現象を含むような系に対しては、実時間性の観点から適用難しくさらなる検討が必要である。

7.3. 今後の課題

具体的に適用を行った事例への検証によって判明した内容を踏まえると，本研究で提案した「柔軟構造に対する宇宙機の内部状態推定」手法の適用範囲を広げるために，以下の追加の検討が必要である．

- ・ 宇宙空間に浮遊するターゲットの捕獲時の，ターゲット挙動予測に基づくロボットアーム制御への応用の検討
 - ・ 計算効率のさらなる改善
 - ・ 複数の宇宙機に RODE システムが搭載されている場合の統合
 - ・ Human-in-the-Loop システムへの応用
- ・ 柔軟性の極めて高い膜面構造を含む宇宙機に向けた適用
 - ・ 折り目などの表現に必要な程度の大変形の取り扱い
 - ・ デブリ衝突による穴など構造形状の大幅な変化への対応

付録 A：地球観測衛星「いぶき」の初期精密モデル

まず太陽電池パドルの主な構成要素である，アルミハニカムコアをモデル化する．ハニカムコアは厳密には六角形の幾何学パターンから構成されていることから，そのパターンのモデル化が必要であるが，ここではマクロ視点から 3 次元異方性材料と仮定してモデル化を行う．一般的にアルミハニカムコアのカタログデータには厚さ方向の縦弾性率 E_z と面外方向の横弾性率 G_{yz} ， G_{zx} しか掲載されていない．その他の弾性率およびポアソン比の値については様々な研究がされているが，これといった値は決まっていない．本研究では，面内方向の縦弾性率は厚さ方向の 0.01 倍，面内方向の横弾性率は面外方向横弾性率の 2 つの値の平均値の 0.01 倍，ポアソン比は一律に 0.09 とした．また，熱伝導率は以下の式を用いて求める．

$$k_x = k_{core} \frac{t}{s} \quad (118)$$

$$k_y = k_{core} \frac{3t}{2s} \quad (119)$$

$$k_z = k_{core} \frac{8t}{3s} \quad (120)$$

ここで， k_{core} はハニカムコア材料の熱伝導率， t は箔厚， s はセルサイズである．また，Table 0-1，Table 0-2 にモデルの物性値を示す．

Table 0-1 Material properties of aluminum honeycomb core

Product name	3/8-5056-.0007P	
Thickness	25 [mm]	
Cell size	9.525 [mm]	
Foil thickness	0.0178 [mm]	
Density	16.0185 [kg/m ³]	
Thermal expansion rate	24.1 [10 ⁻⁶ /K]	
Longitudinal elastic modulus	E_x	1.0342 [MPa]
	E_y	1.0342 [MPa]

	E_z	103.42 [MPa]
Transverse elasticity modulus	G_{xy}	0.75152 [MPa]
	G_{yz}	46.884 [MPa]
	G_{zx}	103.42 [MPa]
Poisson's ratio	ν_{xy}	0.09 [-]
	ν_{yz}	0.09 [-]
	ν_{zx}	0.09 [-]
Thermal conductivity	k_x	0.209 [W/(m · K)]
	k_y	0.314 [W/(m · K)]
	k_z	0.558 [W/(m · K)]
Specific heat		904 [J/(kg · K)]

Table 0-2 Properties of aluminum honeycomb core's primary material

Material name	A5056
Density	2640 [kg/m ³]
Thermal conductivity	112 [W/(m*K)]
Specific heat	904 [J/(kg*K)]
Thermal expansion rate	24.1 [10 ⁻⁶ /K]
Longitudinal elastic modulus	71.1 [GPa]
Poisson's ratio	0.3 [-]
Transverse elasticity modulus	25.9 [GPa]

次に、Table 0-3 にサンドイッチパネルスキンに用いる炭素繊維強化プラスチック（Carbon Fiber Reinforced Plastics, CFRP）である。炭素繊維は東レ株式会社の炭素繊維であるトレカシリーズより高強度炭素繊維に位置づけられる M60J を想定し、マトリクスはエポキシ樹脂とした。さらに、Table 0-4 に想定した炭素繊維およびマトリクスによって生成される CFRP プリプレグの物性値を示す。本解析では繊維含有率は 60%、ポアソン比 0.3 として、物性値は以下の式を用いて算出した[29]。

$$\alpha_T = (1 + \nu_f)\alpha_f + (1 + \nu_m)\alpha_m - (\nu_f V_f + \nu_m V_m)\alpha_L \quad (121)$$

$$C = \frac{C_f \rho_f V_f + C_m \rho_m V_m}{\rho_f V_f + \rho_m V_m} \quad (122)$$

$$k_L = k_f V_f + k_m V_m \quad (123)$$

$$k_T = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{k_f} + \frac{V_m}{k_m}\right)} \quad (124)$$

ここで、 α は熱膨張率、 ν はポアソン比、 V は体積含有率、 C は比熱、 ρ は密度、 k は熱伝導率を表す。また、各下付き添字は、 L が繊維方向、 T が繊維直角方向、 f が繊維、 m がマトリクスを表す。さらに、プリプレグは一方向材料であり、スキン材として使用するにはプリプレグをさらに積層して擬似等方材料として用いる必要がある。本モデルでは、配交角が $-60/0/60\text{deg}$ の3プライ、全厚さ 0.1mm の擬似等方材料として CFRP スキンを扱うこととした。

Table 0-3 Material properties of carbon fiber and epoxy

	Carbon fiber	Epoxy
Product name	M60J	#3631
Longitudinal elastic modulus	588 [GPa]	3.5 [GPa]
Density	1930 [kg/m ³]	1250 [kg/m ³]
Thermal expansion rate	-1.1 [10 ⁻⁶ /K]	60 [10 ⁻⁶ /K]
Specific heat	710 [J/(kg*K)]	1400 [J/(kg*K)]
Thermal conductivity	152.14 [W/(m*K)]	0.21 [W/(m*K)]

Table 0-4 Material properties of CFRP prepreg

Fiber content	60 [%]
Longitudinal elastic modulus (Fiber direction)	330 [GPa]
Longitudinal elastic modulus (Fiber radial direction)	5.9 [GPa]
Poisson's ratio	0.3 [-]
Transverse elasticity	3.9 [GPa]

modulus	
Density	1640 [kg/m ³]
Thermal expansion rate (Fiber direction)	-0.4 [10 ⁻⁶ /K]
Thermal expansion rate (Fiber radial direction)	30.462 [10 ⁻⁶ /K]
Specific heat	918.08[J/(kg*K)]
Thermal conductivity (Fiber direction)	91.368 [W/(m*K)]
Thermal conductivity (Fiber radial direction)	0.5239 [W/(m*K)]

ハニカムコアおよび CFRP スキン以外の層に用いる材料の物性値を Table 0-5 に示す。太陽電池セルには、JAXA 認定部品である TJ(Triple Junction)型 GaAs(ガリウムヒ素)セルを使用し、表面にはカバーガラス CMG-100-AR を接着剤 DC93-500 により接着し保護する。セル接着用のシリコン接着剤には RTV-S-691 を用いることとする。太陽電池 1 枚当たりの面積は約 2800mm² で、これがサブストレート上に敷き詰められる。実際にはセルに覆われる部分とカプトンの貼付された CFRP が表面にむき出しになる部分が混在するが、本解析では全面太陽電池セルが隙間なく貼付されているものとする。セル面の反対側の放熱面にはシェルダール社製の銀蒸着テフロンを使用することとする。

Table 0-5 Material properties of other element

Name	Unit	Covergras	Covergr	Solar	Solar	Kapt	Silver-co
		s	ass's adhesive	cell	cell's adhesiv e		
		CMG-100 -AR	Dow Corning 93-500	TJ50 1 model GaAs	RTV s 691		
Thicknes s	mm	0.1	0.05	0.15	0.1	0.05	0.05
Density	kg/m ³	2554	1080		1420	1420	3380

Area	mm ²	-	-	2827. 876	-	-	-
Mass per plate	g	-	-	2.37	-	-	-
Longitudinal elastic modulus	MPa	78700	1.43	8300 0	1.43	3400	340
Poisson's ratio	-	0.175	0.3	0.31	0.3	0.3	0.3
Thermal conductivity	W/(m *K)	1.14	0.1465	54	0.39	0.16	0.25
Specific heat	J/(kg* K)	750	1000	325	1000	1100	1.2
Thermal expansion rate	10 ⁻⁶ /K	3.3	3000	5.7	200	27	95

付録 B: 宇宙ロボットの遠隔運用とその実例

本節では現在用いられている宇宙ロボットに向けた遠隔運用システムやその改善のために行われてきた従来研究の概要について述べる。

1.1 節で述べたとおり、宇宙ロボットは遠隔運用機能が不可欠な点が大きな特徴である。宇宙機の遠隔運用は大きく「監視」と「操縦」に分類することができる。以下ではその 2 つで用いられている運用システムについて述べる。

・ 監視運用

地上から遠く離れた宇宙で活動を行う宇宙システムの状況を知ることは、宇宙機の信頼性の確保に不可欠である。監視運用の目的は主に宇宙機の状態に異常がないか、確認することである。そのため、必要とされる運用周期や時間遅れに対して比較的制限が小さい。第 3 章節で取り上げるような地球観測衛星の振動監視などがこれに当たる。

しかし宇宙機の状況を表す物理量の推定には、運用者と宇宙機の距離に起因した困難がある。例えば、2005 年に地球から約 3 億[km]離れた小惑星「イトカワ」の探査に成功した「はやぶさ (MUSES-C)」は様々な利得を持つ通信アンテナを装備していたが、探査機の姿勢に因らず通信が可能な、低利得アンテナの通信量は 8[bps]と低速であった[98]。またははやぶさが姿勢の乱れから、一時的に通信不能状態に陥った際には、復帰のための 1bit 通信以外が不可能な状況となり、はやぶさの状態把握には長い時間を要した。地球観測衛星の場合、探査機と比較し通信距離が短くなるため通信量は多少改善されるが、そうした場合においては、今度は搭載センサ数の制限がボトルネックとなる。宇宙機はその独立性からかなり巨大なシステムとなるが、打ち上げ重量の制限から地上の同等のシステムに対して、搭載されるセンサの数が極めて少ない。計測データが少ない場合、間接的な状態の推定には、事前知識に基づいた大規模な数値解析による物理量の推定作業が必要となる。このため、運用者がセンサデータの取得を行い、データの解析結果を運用に反映する間には、大きな時間差が発生する。

・ 操縦運用

宇宙機に動作を指示する方法としては、ある程度の自律性を持った無人機に対して地上から簡単な指示を与える方法が一般に用いられる。今後の宇宙開発における需要が大きいためより高効率な動作を目指し、本運用に対しては監視運用に比べ、宇宙システム側・運

用装置側の双方を対象として多くの研究が行われている。操縦運用は、前項と比較し高い運用周期が求められる傾向にある。また、時間遅れの長さはそのまま、ミッション遂行難易度や運用者への負担へと影響する。第1章、第1章節で取り上げるロボットアームや移動ロボットなどが含まれる。

より効率の良い遠隔操縦を目指して例えば、少ない指示に対して効率的に運用を行う目的で宇宙機の自律性をさらに向上させるために宇宙機に人工知能を搭載する研究が行われている[99]。本節では、もう一つの運用装置側について、探査ローバー・ロボットアームに対する実例を述べ、そのシステム構成・搭載技術について紹介する。

火星における水の存在を調査するために行われたマーズ・エクスプロレーション・ローバー計画の中でスピリット(MER-A)とオポチュニティ(MER-B)と名付けられた火星探査ローバーが2004年に火星に着陸した。これらのローバーは高い自律性を持っていたが月などに比べ起伏の激しい火星表面を走行するために、Figure 0-1に示すような探査機から送られてくる情報を基に走行経路やサスペンションの調整を地上から指示する運用システムが構築されていた[100]。

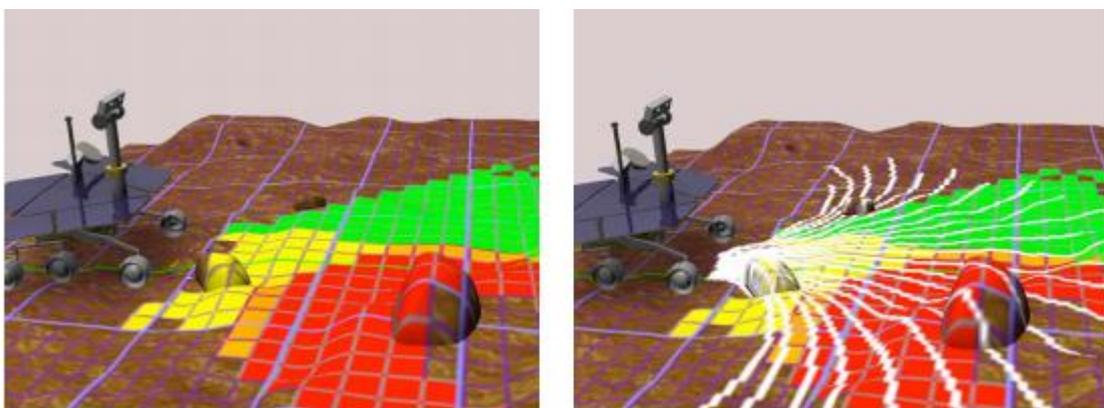


Figure 0-1. 火星探査ローバーの経路選択システム©NASA

日本の例でいえば1997年に行われたマニピュレータ飛行実証試験(Manipulator Flight Demonstration, MFD)では宇宙ステーションで用いるロボットアーム開発に向けた技術実証が行われた。本実験ではスペースシャトルにロボットアームを搭載し、搭乗員による実験を行った後に、Figure 0-2に示すような運用システムを用いて地上からの遠隔操作実験を行った。

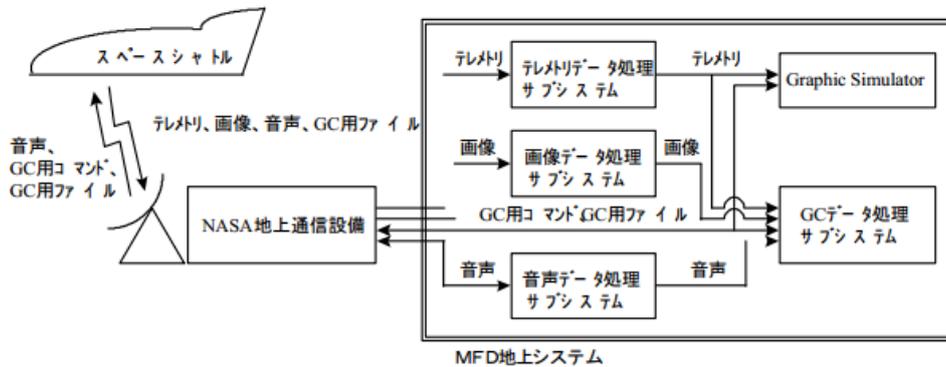


Figure 0-2. MFD で用いられたロボットアームの地上からの遠隔運用システム。軌道上から得られたテレメトリを利用したグラフィックシミュレータが搭載されている[101].

さらに同年に JAXA が打ち上げた「きく7号(ETS-7)」は地上から搭載アームを遠隔操作する実験を行い、技術を実証した。Figure 0-3 に ETS-7 に搭載されていたロボットアーム (左図) と地上からの遠隔運用システムの様子を示す。本システムでは通信時間差を考慮した動作予測表示システムなどの技術が採用された[11].



Figure 0-3. ETS-7 に搭載されていたロボットアーム (左図) と地上からの遠隔運用システムの様子。動作予測表示システムが組み込まれている。[11] ©JAXA.

さらに 2009 年、国際宇宙ステーションで「きぼう日本実験棟(Japanese Experiment Module, JEM)」の運用が開始した。JEM は日本初の有人宇宙実験設備であり ISS の中でも最大の実験モジュールである。Figure 0-4 に JEM の外観を示す。JEM は船内実験室と船外実験プラットフォームからなり、特に船外実験プラットフォームは宇宙空間に暴露された環境で長期間の安定した実験を行うことのできる貴重な設備である。船外実験プラットフォームでの

活動をサポートするために JEM には「きぼう」ロボットアーム(JEM-RMS)というロボットアームが備えられている。JEM には物資用のエアロックがあり JEM-RMS を用いて船内から船外実験プラットフォームへ直接実験装置を出し入れすることが可能となっている。JEM-RMS は宇宙ステーション内から操縦するように設計されており、システムは親アーム、子アーム、運用操作卓からなる。親アームは全長 10[m]、質量 780[kg]であり、最大 7[t]の把持物を運搬することができる。また、子アームは全長 2.2[m]、質量 180[kg]で 6 自由度の動きを可能としている。これら親・子アームを宇宙飛行士が、専用の操作卓を用いて操縦する[102]。Figure 0-5 に運用卓の様子を示す。運用卓ではアーム付属のカメラの映像や各種センサの値を読み取ることができる。運用卓以外にも JEM の窓からアームの様子を観察することができる。この宇宙飛行士は運用卓を用いて 1[t]近いアームを操縦するが一つ間違えればクリティカルな事故につながる可能性がある。こうした事故を防ぐために JEM-RMS は主に二つの安全技術を備えている。一つが把持物の意図外の放出を防ぐ浮遊物発生防止機能である。2 つ目は衝突防止機能でアームの先端速度をソフトウェアで一定値以下に制限している。またその他にもカメラ画像を用いたアームの位置判定システムや衝突危険を検知する仮想衝突領域などの技術が駆使されている。これらの技術を用いることで先端速度最大 60[mm/s] (対象把持物 600[kg]以下) という速度を確保している。

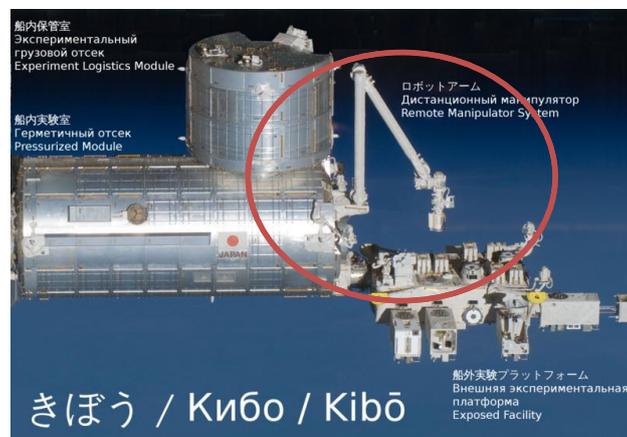


Figure 0-4. 「きぼう日本実験棟(Japanese Experiment Module, JEM)」の外観。JEM には「きぼう」ロボットアーム(JEM-RMS)が備えられており、船外活動を補佐する[100]

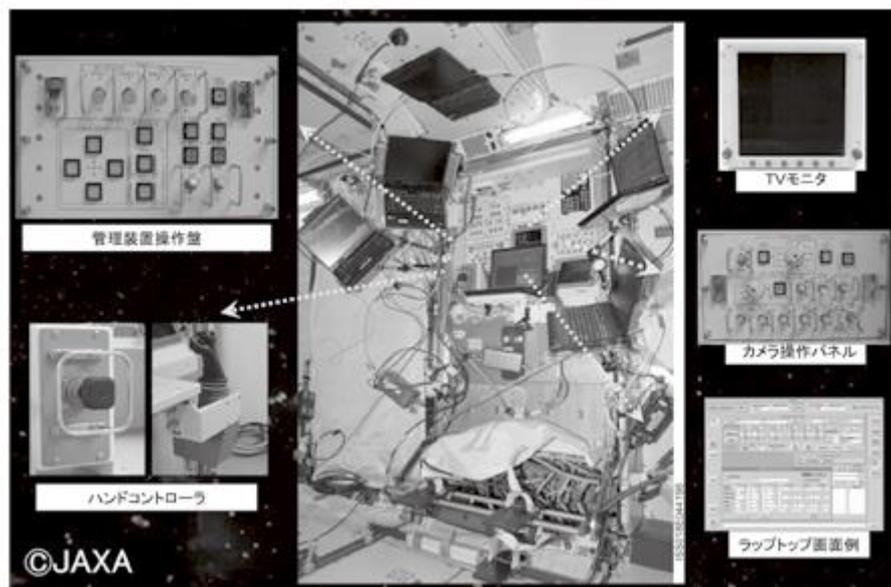


Figure 0-5. ISS の JEM にある JEM-RMS の運用卓. アーム付属のカメラの映像やセンサ値を
基に操縦を行う[102]. ©JAXA.

そして JEM-RMS の初期運用後の 2011 年, JAXA は前述の軌道上クルーリソースの節約を目的とした, JEM-RMS の地上からの遠隔操作デモンストレーションを行い, JEM-RMS の地上からの遠隔操作に成功した. この成果は既存の JEM-RMS の機能に加え MFD 及び ETS-7 で実証された成果を用いた「マンーマシンインターフェースなどの改良」により実現された. 新たに採用された技術を Figure 0-6 に示す.

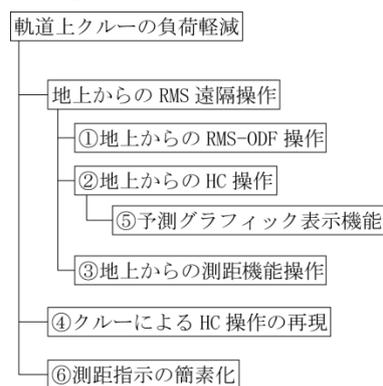


Figure 0-6. JEMRMS の地上からの遠隔操作に向けて新たに採用された技術[103].

従来の国際宇宙ステーション滞在の宇宙飛行士による運用では電子手順ファイルによるアーム動作指令, ハンドコントローラによるアーム動作指令, 測距によるアーム先端位置キャリブレーションをコンソールに入力することでアーム動作を実行していた. 地上からの遠隔操作を実現するため, 上記の機能に加え以下機能の追加が行われた. まずが宇宙飛

行士のハンドコントローラの操作を電子手順ファイル化し再現する機能である。また、アーム動作の予測グラフィックを表示する機能も追加された。これは操作入力を、実アームに先立って描画するもので数秒存在する地上と ISS の通信の時間遅れによる操作性の悪化を防ぐ目的で実装された。また測距機能の視覚化といった機能も追加された[103]。こうした追加機能を用いて、筑波宇宙センターの「きぼう」運用管制室からのコマンドにより、ロボットアーム先端（親アームの手首関節）の回転動作、またアームの直線動作と直線動作中のロボットアームの緊急停止機能のデモが行われた。この成果を受けて 2012 年 7 月に打ち上げられる宇宙ステーション補給機「こうのとり (H-II Transfer Vehicle, HTV)」3 号機に対して、暴露パレット運搬物を地上からの指令で搬出を行った (Figure 0-7, Figure 0-8)。

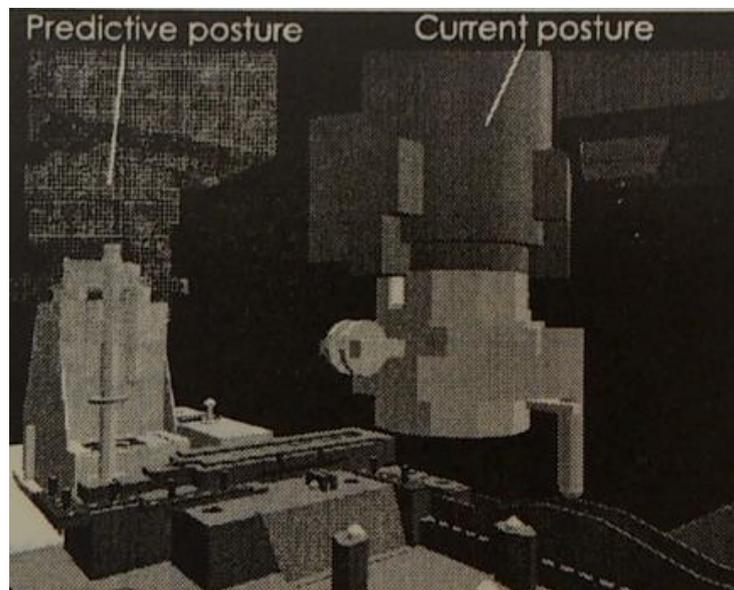
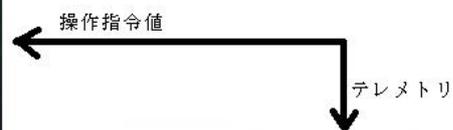


Figure 0-7. 地上からの JEM-RMS 操作に向けて実装されたアーム動作予測画面例[103].



地上：「きぼう」運用管制室

Figure 0-8. 地上からのアーム直線動作操縦の様子[104].

次に ETS-VII で用いられた運用技術について述べる。宇宙機の遠隔運用では、システムの状態を表示し、指示を行う運用システムが利用されている。特に操縦を対象したシステムでは、Figure 0-9 のような操縦結果を運用者にフィードバックするバイラテラル制御を用いたハプティック運用システムが利用されることがある。しかしこうした運用システムを用いるにあたって、宇宙機との距離から発生する通信遅れが大きな問題となる。このため基礎的な宇宙機運用システムでは、通信遅れ時間及び不可視時間の分遅れたテレメトリから宇宙機の状態を推定する必要がある。操縦においては、指令値を送信してから実行された結果のダウンリンクを待つ「Move&Wait」といった非効率的な操作を採用している。こうした問題の解決には地上のコンピュータ内に軌道上のロボットの仮想モデルを構築しシミュレーションを行うことで通信遅れを補う「モデルベースド運用システム」が提案されている[105]。しかしモデルベースド運用では、仮想モデルと実システムとの間に確実にモデル誤差が発生する。こうした問題への対処としてキャリブレーションの精度を向上させる研究が行われている[106]。また、こうした誤差に対してロバストな手法も前述の技術試験衛星 ETS-VII を対象として開発され、実際に使用された[107]。

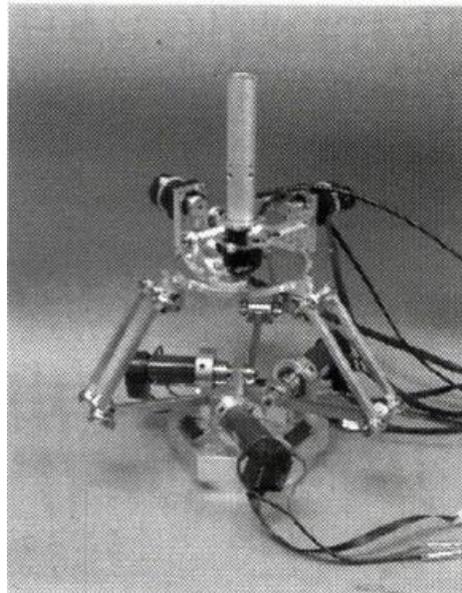


Figure 0-9. バイラテラル制御によるインターフェース。力情報を運用者にフィードバックするサーボモータが搭載されている[107].

参考文献

1. 宇宙開発事業団. 地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり」(ADEOS)の機能停止についての原因究明及び今後の計画に関する報告書 [Internet]. 1997. Available from: http://www.nasda.go.jp/press/1997/10/adeos_971015_a0_j.html.
2. Francis Slakey, Spudis PD. ROBOTS vs. HUMANS: Unmanned spacecraft are exploring the solar systems more cheaply and effectively than astronauts are. Sci. amerecan reports. 2008;26–33. .
3. IRobot. IRobot社ウェブページ [Internet]. [cited 2015 Jan 4]. Available from: <https://www.irobot-jp.com/>.
4. 高畑 博樹. 技術試験衛星VIII型「きく8号」の開発と運用. 電子情報通信学会 通信ソサイエティマガジン [Internet]. The Institute of Electronics, Information and Communication Engineers; 2007;2007:3_64–3_78. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/130000738245>.
5. JAXA. JAXAデジタルアーカイブス [Internet]. [cited 2012 Dec 7]. Available from: <http://jda.jaxa.jp/>.
6. NASA. NASA – Archive [Internet]. Available from: <http://www.nasa.gov/home/index.html>.
7. 下山 公宏, 大西 献. PCコントローラを用いたマニピュレータシステム. 日本ロボット学会誌 [Internet]. The Robotics Society of Japan; 1998;16:1050–1052. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/10002864940>.
8. 大西 典子, 大西 献. 可搬式汎用知能アーム登場! - オープンロボットの提案 -. 日本ロボット学会誌 [Internet]. The Robotics Society of Japan; 1994;12:59–64. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/10006720418>.
9. Fleischner A, Wilde M, Walter U. Racoon - a Hardware-in-the-Loop Simulation Environment for Teleoperated Proximity Operations. I-Sairas 2012 Turin, Italy. 2012; .
10. Lichter MD. Vibration Estimation of Flexible Space Structures using Range Imaging Sensors. Int. J. Rob. Res. 2006;25:1001–1012. .
11. 今井田 卓, 横小路 泰義, 土井 利次, 小田 光茂, 吉川 恒夫. 大きな通信時間遅れの下での直接バイラテラル制御による技術試験衛星VII型搭載ロボットアームの地上遠隔操作実験. 日本ロボット学会誌 [Internet]. The Robotics Society of Japan; 2003;21:85–96. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/10010780506>.
12. Maurette M, Boissier L, Delpech M, Proy C, Quere C. Autonomy and remote control experiment for lunar rover missions. Control Eng. Pract. [Internet]. 1997 Jun;5:851–857. Available from:

<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0967066197000701>.

13. Wettergreen D, Bapna D, Maimone M, Thomas G. Developing Nomad for robotic exploration of the Atacama Desert. *Rob. Auton. Syst.* 1999;26:127–148. .
14. Mokuno M, Kawano I, Horiguchi H, Kibe K. Development of ETS-VII RVD system - Preliminary design and EM development phase (Engineering Test Satellite and RendezVous Docking). *Guid. Navig. Control Conf.* [Internet]. American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1995. Available from: <http://dx.doi.org/10.2514/6.1995-3357>.
15. 杗野正明. ランデブドッキング用光学航法系のシステムデザイン に関する研究. 慶応義塾大学院; 2011. .
16. Shabana AA. *Dynamics of Multibody Systems* [Internet]. Cambridge: Cambridge University Press; 2005. Available from: <http://ebooks.cambridge.org/ref/id/CBO9780511610523>.
17. 梶原 逸朗, 長松 昭男. モード解析による構造系と制御系の最適設計. *日本機械学会論文集. C編* [Internet]. 一般社団法人日本機械学会; 1994;60:368–373. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/110002378145>.
18. Villemagne C De, Skelton RE. Model Reduction Using a Projection Formulation. *Int. J. Control.* 1987;40:2141–2169. .
19. Krysl P, Lall S, Marsden JE. Dimensional model reduction in non-linear finite element dynamics of solids and structures. *Internat. J. Numer. Methods Engrg.* 2001;51:479–504. .
20. 山崎 政彦, 宮崎 康行. F5 ゴサマー宇宙構造物の経験的モデル低次元化(宇宙構造(1)). *スペース・エンジニアリング・コンファレンス講演論文集 Sp. Eng. Conf.* [Internet]. 一般社団法人日本機械学会; 2010;2009:133–138. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/110008064174>.
21. KOMATSU Keiji, KIDA Takashi, SANO Masa-aki, YAMAGUCHI Isao, KASAI Tokio, SUZUKI Takashi, ISHIKAWA Shin-ichi, SEKIGUCHI Takeshi, TANAKA Syunsuke, ICHIKAWA Shin-ichiro. On-Orbit System Identification and Attitude Control Experiment of ETS-VI. *航空宇宙技術研究所報告* [Internet]. 宇宙航空研究開発機構; 1997;1328:1–17. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/110006259785>.
22. 山口 功, 葛西 時雄, 井川 寛隆. 加速度計出力を用いた柔軟構造衛星のシステム同定:インパルス加振によるモードモデルの回帰的同定. *計測自動制御学会論文集* [Internet]. The Society of Instrument and Control Engineers; 2008;44:518–524. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/130003792149>.
23. 鈴木 悟史, 中村 俊之, 吉井 正広, 中島 正勝, 中西 洋喜, 本田 瑛彦, 小田 光茂. 高精度

- 画像処理アルゴリズムによる「いぶき」太陽電池パネル挙動計測. 日本機械学会論文集 C 編 [Internet]. The Japan Society of Mechanical Engineers; 2013;79:4233–4248. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/130003386481>.
24. 中嶋勝隆, 津田和城. 振動試験における非線形応答現象. 大阪府立産業技術総合研究所資料 [Internet]. 2005; Available from: http://tri-osaka.jp/group/infoe/le/packtech/technical_report/technical_report.htm.
25. 本田瑛彦. 軌道上構造物の挙動を対象とした リアルタイムシミュレータに関する研究. 東京工業大学; 2012. .
26. 吉岡 勉, 原田 政彦, 山口 宏樹, 伊藤 信. 斜材の実損傷による鋼トラス橋の振動特性変化に関する一検討. 構造工学論文集 A [Internet]. Japan Society of Civil Engineers; 2008;54:199–208. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/130004503577>.
27. Ibrahim SR. Random Decrement Technique for Modal Identification of Structures. J. Spacecr. Rockets [Internet]. 1977 Nov;14:696–700. Available from: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/3.57251>.
28. 田村 幸雄, 佐々木 淳, 塚越 治夫. RD法による構造物のランダム振動時の減衰評価. 日本建築学会構造系論文報告集 [Internet]. 一般社団法人日本建築学会; 1993;29–38. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/110004090100>.
29. 萩原裕介. 宇宙展開構造物の熱誘起変形の計測と形状制御に関する研究. 東京工業大学; 2011. .
30. 岡田和佳, 天谷賢治, 大西有希. スポット像を用いた収差逆解析の安定性. 計算数理工学論文集 [Internet]. 日本計算数理工学会; 2012 Dec [cited 2015 Dec 12];12:19–24. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/40019557404/>.
31. 岡田和佳, 天谷賢治, 大西有希. 低解像度スポット像を用いた収差解析手法の開発. 光学 [Internet]. 応用物理学会分科会日本光学会; 2012 Dec [cited 2015 Dec 12];41:627–634. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/10031134120/>.
32. OKADA Kazuyoshi, AMAYA Kenji, ONISHI Yuki. Development of Mathematical Model Considering High-NA Imaging for Aberration Retrieval Method from Spot Images. Theor. Appl. Mech. Japan [Internet]. National Committee for IUTAM; 2013;61:215–223. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/130004463846>.
33. Bilton A, Ishijima Y, Lichter M, Dubowsky S. Sensor architecture for the robotic control of large flexible space structures. J. F. Robot. [Internet]. 2007;24:297–310. Available from: <http://doi.wiley.com/10.1002/rob.20190>.

34. Junkins JL. Investigation of Finite-Element Representations of the Geopotential. AIAA J. 1976;14:803–808. .
35. 土井 達也. 電磁界系逆問題解析とその応用に関する研究. 法政大学; 1997. .
36. 村上章, 堀宗朗, 登坂宣好, 鈴木誠. 有限要素法・境界要素法による逆問題解析. コロナ社; 2002. .
37. Bayes M, Price M. An Essay towards Solving a Problem in the Doctrine of Chances. By the Late Rev. Mr. Bayes, F. R. S. Communicated by Mr. Price, in a Letter to John Canton, A. M. F. R. S. Philos. Trans. R. Soc. London. 1763;53:370–418. .
38. Crank J, Nicolson P, Hartree DR. A practical method for numerical evaluation of solutions of partial differential equations of the heat-conduction type. Math. Proc. Cambridge Philos. Soc. [Internet]. 1946;43:50. Available from:
http://www.journals.cambridge.org/abstract_S0305004100023197.
39. 佐藤 忠信, 竹井 賢二. 適応型カルマンフィルタの構築とその応用. 土木学会論文集 [Internet]. Japan Society of Civil Engineers; 1998;163–173. Available from:
<http://ci.nii.ac.jp/naid/130003982865>.
40. 本城 勇介, SETIAWAN Budihi, KITAHARA Michihiro. 赤池ベイズ情報量規準による事前分布の選択を考慮した逆解析に関する基礎的研究. 応用力学論文集 [Internet]. Japan Society of Civil Engineers; 2004;7:145–153. Available from:
<http://ci.nii.ac.jp/naid/130004091567>.
41. Shahan Z. Which Solar Panels Are Most Efficient? [Internet]. Clean Tec. 2014 [cited 2010 May 20]. Available from: <http://cleantechnica.com/2014/02/02/which-solar-panels-most-efficient/>.
42. 荒川清一郎. 無重力下における大型柔軟平板状構造物のハンドリングに関する研究. 東京工業大学; 2012. .
43. 小林 由加子, 坂本 文信, 黒瀬 豊敏. SSPS展開トラス構造物組立における展開・結合技術の地上実証実験. 宇宙科学技術連合講演会講演集 [Internet]. 日本航空宇宙学会; 2013;57. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/40020223028>.
44. N.E.Ives. The Effect of Solar Radiation Pressure on the Attitude Control of an Artificial Earth Satellite. 1963;4,10–23. .
45. Alsaif K, Al-Dakkan K. Gravity gradient effect on a LEO satellite with an elliptic orbit and unsymmetrical mass properties. J. King Saud Univ. [Internet]. 2005;18:139–160. Available from:
<http://repository.ksu.edu.sa/jspui/handle/123456789/121>.
46. Ueno T, Fujimoto A, Yumoto K. Measurement of QSAT Residual Magnetism. Ser. D, Earth Planet.

Sci. 2008;XXXII:7–23. .

47. Crawley EF, Supervisor T, Peraire J. Microdynamics and Thermal Snap Response of Deployable Space Structures by. Test. 1998; .
48. Oda M, Hagiwara Y, Suzuki S. Measurement of Satellite Solar Array Panel Vibrations Caused by Thermal Snap and Gas Jet Thruster Firing. Recent Adv. Vib. Anal. 2011; .
49. Johnston JD, Thornton EA. Thermally Induced Dynamics of Satellite Solar Panels. J. Spacecr. Rockets [Internet]. 2000;37:604–613. Available from: <Go to ISI>://000089894000009.
50. 伊藤恭一. 地球観測衛星の最新動向. 1999. .
51. NASA's John F. Kennedy Space Center. STS-61 [Internet]. NASA. 1993 [cited 2012 Dec 3]. Available from: http://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/shuttlemissions/archives/sts-61.html.
52. THORNTON EA, KIM YA. Thermally induced bending vibrations of a flexible rolled-up solar array. J. Spacecr. Rockets [Internet]. American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1993 Jul;30:438–448. Available from: <http://dx.doi.org/10.2514/3.25550>.
53. Kojima Y. Attitude Vibration Caused by a Stick-Slip Motion for Flexible Solar Array of Advanced Earth Observation Satellite. J. Vib. Control [Internet]. 2004 Oct;10:1459–1472. Available from: <http://jvc.sagepub.com/cgi/doi/10.1177/1077546304042061>.
54. Toyoda K, Masui H, Muranaka T, Cho M, Urabe T, Miura T, Kawakita S, Gonohe Y, Kikuchi T. ESD Ground Test of Solar Array Coupons for a Greenhouse Gases Observing Satellite in PEO. IEEE Trans. Plasma Sci. [Internet]. 2008;36:2413–2424. Available from: [10.1109/TPS.2008.2002823](https://redlog.rmu.edu/login?url=http://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&db=aph&AN=35735590&site=ehost-live&scope=site) <https://redlog.rmu.edu/login?url=http://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&db=aph&AN=35735590&site=ehost-live&scope=site>.
55. Iwata T, Matsumoto K, Hoshino H. Thermally Induced Dynamics of Large Solar Array Paddle: from Laboratory Experiment to Flight Data Analysis. AIAA Guid. Navig. Control Conf. [Internet]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2011. Available from: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2011-6592>.
56. Bowden FP, Leben L. The Nature of Sliding and the Analysis of Friction. Proc. R. Soc. London A Math. Phys. Eng. Sci. [Internet]. 1939 Feb;169:371–391. Available from: <http://rspa.royalsocietypublishing.org/content/169/938/371.abstract>.
57. Ogilvie A, Allport J. Autonomous satellite servicing using the orbital express demonstration manipulator system. Proc. 9th ... [Internet]. 2008; Available from: [http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2008/Proceedings/SESSION 14/m113-Ogilvie.pdf](http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2008/Proceedings/SESSION%2014/m113-Ogilvie.pdf).
58. Roesler DG. Phoenix [Internet]. DARPA. [cited 2015 Jan 9]. Available from:

<http://www.darpa.mil/program/phoenix>.

59. 小田 光茂. 軌道上サービスミッションと技術課題. 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 [Internet]. 一般社団法人電子情報通信学会; 2002;102:45–48. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/110003494156>.
60. Ruoff CF. Teleoperation and Robotics in Space. AIAA; 1994. .
61. 三宅正純. 星出宇宙飛行士が取り組む船外活動について [Internet]. 2012. Available from: http://iss.jaxa.jp/iss/jaxa_exp/hoshide/library/presskit/hoshide_eva.pdf.
62. 虎野吉彦, 小鏝幸雄, 佐々木宏, 鈴木裕介, 植松洋彦, 深津敦, 山中浩二, 麻生大. 宇宙ステーション補給機(Htv)技術実証機の飛行結果. 宇宙環境利用の展望. 2009. .
63. Takahashi I, Abiko S, Jiang X, Tsujita T, Uchiyama M. Hybrid Motion Simulator for Capturing H-II Transfer Vehicle by Flexible Space Manipulator. 12th Int. Symp. Artif. Intell. Robot. Autom. Sp. (i-SAIRAS 2014). 2014. .
64. Nakatani M. カルマンフィルタ有限要素法を用いた地盤挙動推定に関する研究. 2011. .
65. 村田賢. 耐震工学. 1900. p. 7–8. .
66. 中西洋喜, 小田光茂, 鈴木悟史. 宇宙大型マニピュレータによる宇宙ステーション補給機「こうのとりのり」捕獲時の運動解析. In: 一般社団法人日本機械学会, editor. ロボティクス・メカトロニクス講演会講演概要集 2012. 一般社団法人日本機械学会; 2012. p. “1A2–J07(1)” – “1A2–J07(4).” .
67. 大熊 隼人, 村上 敬司, 後藤 雅享. 宇宙輸送機による国際宇宙ステーションの振動. JASMA J. Japan Soc. Microgravity Appl. [Internet]. 2011;28:13–17. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/10031143398>.
68. 後藤 雅享, 村上 敬司, 大熊 隼人. 「きぼう」の実験環境と生活振動. JASMA J. Japan Soc. Microgravity Appl. [Internet]. 2011;28:8–12. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/10031143397>.
69. Plescia J. Lunokhod 1 Revisited. 2012. .
70. A. TRONIN A, KOUDA Ryoichi. The review of the USSR space program in the field of the lunar research : New opportunity of remote sensing application for the lunar research-Part I. J. Japan Soc. Geoinformatics. 1998;9:73–81. .
71. 佐藤雅紀, 石井和男. 不整地走行機構を有する移動ロボットの試作および性能評価. ロボティクス・メカトロニクス講演会講演概要集 [Internet]. 一般社団法人日本機械学会; 2003 [cited 2015 Dec 12];2003:36–37. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/110002506104/>.
72. Haruyama J, Hioki K, Shirao M, Morota T, Hiesinger H, Van Der Bogert CH, Miyamoto H, Iwasaki A, Yokota Y, Ohtake M, Matsunaga T, Hara S, Nakanotani S, Pieters CM. Possible lunar

- lava tube skylight observed by SELENE cameras. *Geophys. Res. Lett.* 2009;36:1–5. .
73. HARUYAMA J, SAWAI S, MIZUNO T, YOSHIMITSU T, FUKUDA S, NAKATANI I. Exploration of Lunar Holes, Possible Skylights of Underlying Lava Tubes, by Smart Lander for Investigating Moon (SLIM). *Trans. JAPAN Soc. Aeronaut. Sp. Sci. Aerosp. Technol. JAPAN* [Internet]. 2012;10:Pk_7 – Pk_10. Available from: http://japanlinkcenter.org/DN/JST.JSTAGE/tastj/10.Pk_7?lang=en&from=CrossRef&type=abstract.
74. 河野功, 加藤裕基, 渡邊恵佑. 月惑星の縦孔・地下空洞探査:宇宙ロボットによる探査戦略. 宇宙科学技術連合講演会講演集 [Internet]. 日本航空宇宙学会; 2013 Oct [cited 2015 Dec 12];57:6p. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/40020227144/>.
75. Aaron Clement Waters, Julie M. Donnelly-Nolan and BWR. Selected caves and lava-tube systems in and near Lava Beds [Internet]. USGS Publications Warehouse UR; 1990. Available from: <https://pubs.er.usgs.gov/publication/b1673>.
76. NASA. Layered Young Crater [Internet]. Available from: <http://www.jpl.nasa.gov/spaceimages/details.php?id=PIA15495>.
77. Al-Milli S, Spiteri C, Comin F, Yang Gao. Real-time vision based dynamic sinkage detection for exploration rovers. 2013 IEEE/RSJ Int. Conf. Intell. Robot. Syst. [Internet]. IEEE; 2013. p. 4675–4680. Available from: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=6697029>.
78. Seeni A, Schäfer B, Rebele B, Tolyarenko N. Robot mobility concepts for extraterrestrial surface exploration. *IEEE Aerosp. Conf. Proc.* 2008; .
79. Steven Siceloff. Extreme Access Flyer to Take Planetary Exploration Airborne [Internet]. NASA’s Kennedy Sp. Cent. 2015 [cited 2015 Jan 1]. p. 1–17. Available from: <https://www.nasa.gov/feature/extreme-access-flyer-to-take-planetary-exploration-airborne>.
80. DARPA. DARPA Robotics Challenge [Internet]. Available from: <http://www.theroboticschallenge.org/>.
81. US CMU’s “CHIMP” in the DARPA Robotics Challenge [Internet]. [cited 2015 Jan 9]. Available from: <http://www.nrec.ri.cmu.edu/projects/tartanrescue/>.
82. 不整地用走行車両. .
83. 履帯設計指針作成委員会. 履帯の設計工学. テラメカニックス研究会; 2000. .
84. 伊藤 信孝. トラクタ駆動輪のすべり沈下について V I I I 沈下に伴う車軸トルク損失とその試算:沈下に伴う車軸トルク損失とその試算. *農業機械学会誌* [Internet]. The Japanese Society of Agricultural Machinery and Food Engineers; 1977;39:5–10. Available from:

<http://ci.nii.ac.jp/naid/130004362068>.

85. Bekker MG. Theory of land locomotion. University of Michigan Press; 1956. .
86. 室 達朗, 森岡 享一. 牽引作業時における砂質地盤上の履带式車両の旋回性能. 土木学会論文集 [Internet]. Japan Society of Civil Engineers; 1995;79–88. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/130004733256>.
87. Open Source Robotics Foundation. GAZEBO [Internet]. 2009 [cited 2012 Dec 1]. Available from: <http://gazebosim.org/>.
88. 井門 俊, 山岡 正和. 3次元バーチャル環境シミュレータGazeboにおける力覚提示に関する研究(複合現実感, 仮想都市, 及び一般). 電子情報通信学会技術研究報告. MVE, マルチメディア・仮想環境基礎 [Internet]. 一般社団法人電子情報通信学会; 2008;108:11–14. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/110007100730>.
89. 井門俊. 3次元バーチャル環境シミュレータGazeboにおける力覚フィードバックシステムの開発-ワシントン大学HITLabにおけるNASAプロジェクトとその後の展開. 研究会講演予稿 [Internet]. 画像電子学会; 2010 Oct [cited 2015 Nov 18];252:1–7. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/40017373224/>.
90. 藤田 穰, 中村 恵子, 鈴木 俊太郎. モデル予測制御の機械制御への適用 (情報通信・制御技術小特集号). IHI技報 [Internet]. IHI技術開発本部管理部; 2011;51:33–37. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/40018890552>.
91. 河合 康典, 中曾 裕次郎, 見本 真一郎, 藤田 政之. 安定化モデル予測制御を用いたロボットマニピュレータの制御に関する実験的考察. 電気学会論文誌. C, 電子・情報・システム部門誌 = Trans. Inst. Electr. Eng. Japan. C, A Publ. Electron. Inf. Syst. Soc. [Internet]. The Institute of Electrical Engineers of Japan; 2007;127:748–754. Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/10019932124>.
92. 宏一田地. モデル予測制御問題に対するいくつかの試み. 第19回RAMPシンポジウム論文集. (社) 日本オペレーションズ・リサーチ学会 常設研究部会; 2007. p. 177–191. .
93. Yang Y, Ph D, Li H, Ph D, Chen Y, Ph D, Yi J. Model Predictive Control for Space Teleoperation Systems Based on a Mixed- H_2/H_∞ Approach. 2015;28:1–9. .
94. Sofyali A. Magnetic Attitude Control of Small Satellites : A Survey of Applications and A Domestic Example. Proc. 8th Symp. small Satell. Earth Obs. 2011; .
95. Hegrenæs Ø, Tommy J, Tøndel P. Spacecraft Attitude Control using Explicit Model Predictive Control. 2005; .
96. 山下 哲生, 濱田 吉郎, 山口 功, 長塩 知之, 木田 隆. 大型柔軟衛星のロバスト姿勢制御

- (入力拘束を考慮したモデル予測制御の適用) . 日本機械学会論文集 C編 [Internet]. The Japan Society of Mechanical Engineers; 2013;79:1935–1948. Available from:
<http://ci.nii.ac.jp/naid/130003375075>.
97. Yu J, Jadbabaie A, Primbs J, Huang Y. Comparison of nonlinear control design techniques on a model of the Caltech ducted fan. *Automatica* [Internet]. 2001 Dec;37:1971–1978. Available from:
<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0005109801001492>.
98. 川口淳一郎. 小惑星探査機「はやぶさ」の超技術. 「はやぶさ」プロジェクトチーム, editor. 講談社; 2011. .
99. 高玉 圭樹, 中谷 一郎. 深宇宙探査機の自律化とその検証. 日本ロボット学会誌 [Internet]. The Robotics Society of Japan; 2003;21:488–493. Available from:
<http://ci.nii.ac.jp/naid/10011243224>.
100. Volpe R, Doyle R. Recent Robotics Developments at NASA / JPL. 日本ロボット学会誌. 2009;27:490–493. .
101. 長友正徳, 佐藤隆久, 原田力, 久留靖史, 和田幸司, 森下謙次, 伊藤圭一. MFDプロジェクトとその成果. Available from: <http://iss.jaxa.jp/shuttle/flight/mfd/pdf/mfdpro.pdf>.
102. 上野 浩史. 国際宇宙ステーションにおけるロボット技術. 日本ロボット学会誌 [Internet]. The Robotics Society of Japan; 2009;27:498–501. Available from:
<http://ci.nii.ac.jp/naid/10024790381>.
103. 土井忍, 中原剛, 岡村良, 大塚聡子, 細川民樹. JEMRMSの地上遠隔操作機能の検討. 宇宙ステーション講演会, 有人宇宙飛行技術シンポジウム講演集. 2000;16:65–66. .
104. JAXA. 「きぼう」ロボットアームの遠隔操作デモンストレーションを実施 [Internet]. [cited 2012 Dec 3]. Available from:
http://iss.jaxa.jp/kibo/archive/2011/12/111206_jemrms_demo.html.
105. 神徳 徹雄, 谷江 和雄, 横井 一仁, 藤川 昭雄. 仮想環境におけるバイラテラルマスタ・スレーブテレオペレーションに関する基礎実験. 計測自動制御学会論文集 [Internet]. The Society of Instrument and Control Engineers; 1992;28:750–759. Available from:
<http://ci.nii.ac.jp/naid/130003970022>.
106. Kim W., Gennery D, Chalfant E. Computer Vision Assisted Semi-Automatic Virtual Reality Calibration. *Robot. Autom.* 1997. Proceedings., 1997 IEEE Int. Conf. (Volume2). 1997. p. 1335–1340. .
107. 尹 祐根, 御所園 敏彦, 川辺 洋, 木南 匡敬, 妻木 勇一, 内山 勝, 小田 光茂, 土井 利次. ハプティックインタフェースを用いた技術試験衛星VII型搭載ロボットアームの遠隔

操作. 日本ロボット学会誌 [Internet]. The Robotics Society of Japan; 2001;19:518–527.

Available from: <http://ci.nii.ac.jp/naid/10007546090>.

研究業績一覧

A. 学会誌 (本論文を構成するもの)

- [1] ©HONDA Akihiko, ODA Mitsushige, NAKANISHI Hiroki, and SUZUKI Satoshi, “Contact Dynamics Analysis for HTV Capturing by SSRMS”, Trans. JAPAN Soc. Aeronaut. Sp. Sci. Aerosp. Technol. JAPAN, vol. 12, no. 29, p. Pc_9–Pc_14, 2014.
- [2] ©M. Oda, A. Honda, S. Suzuki, and Y. Hagiwara, “Vibration of Satellite Solar Array Paddle Caused by Thermal Shock When a Satellite Goes Through the Eclipse”, Advances in Vibration Engineering and Structural Dynamics, F. Beltran-Carbajal, Ed. Rijeka, Hrvatska: InTech Publ., pp. 333–354, Dr. Francisco Beltran-Carbajal (Ed.), ISBN: 978-953-51-0845-0, available in <http://www.intechopen.com/books/advances-in-vibration-engineering-and-structural-dynamics/vibration-of-the-satellite-s-solar-array-paddle-induced-by-the-thermal-shock-when-the-satellite-goes>, 2012.
- [3] ©Akihiko HONDA, Hiroki NAKANISHI, Mitsushige ODA, Satoshi TSUMAKI, Keisuke WATANABE, Hiroki KATO, “Improvement of remote operability for exploring robot with high mobility”, Advanced Robotics (投稿中)
- [4] ©Akihiko HONDA, Hiroki NAKANISHI and Mitsushige ODA, ” Development of Real-time Dynamics Monitoring System for Flexible Plate Structure Based on Telemetry Data”, Japan society for aeronautical and space sciences, Transactions of the japan society for aeronautical and space sciences (投稿中)

B. 学会誌 (その他)

- [1] 鈴木 悟史, 中村 俊之, 吉井 正広, 中島 正勝, 中西 洋喜, 本田 瑛彦, 小田 光茂, “高精度画像処理アルゴリズムによる「いぶき」太陽電池パネル挙動計測”, 日本機械学会論文集 C 編, vol. 79, no. 807, pp. 4233-4248, 2013.
- [2] 加藤裕基, 渡邊恵佑, 妻木俊道 柳瀬恵一, 本田瑛彦, “ロケット跳躍型探査ロボット Jumping Scouter コンセプトと跳躍評価”, 日本ロボット学会誌 (採録決定)
- [3] 妻木俊道, 加藤裕基, 本田瑛彦, 藤岡 紘, “可変構造型不整地踏破ロボットの開発”, ロボット学会誌 (投稿中)

C. 国際学会発表

- [1] A. Honda, H. Nakanishi, and M. Oda, “Development of real-time dynamics monitoring system for flexible plate structure based on telemetry data”, in Proceedings of the 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2015, pp. 2015–c–41.
- [2] A. Honda, H. Kato, and T. Tsumaki, “Development of simulation system for multi-pair crawlered and transforming explorer”, in 2015 IEEE Aerospace Conference, 2015, pp. 1–8 (2.0503).
- [3] Y. TAKEI, A. UETA, K. WATANABE, T. TSUMAKI, A. HONDA, and M. ODA, “A Wearable Manipulator for Supporting Extravehicular Activity: ground test result using prototype model”, in Proceedings DVD of the 65th International Astronautical Congress, 2014, pp. 1–8 (IAC–14–A5,3–B3.6.2x25558).
- [4] H. Akihiko, O. Mitsushige, N. Hiroki, and S. Satoshi, “Contact Dynamics Analysis for HTV Capturing by SSRMS”, in Proceedings DVD of the 29th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2013, pp. 2013–c–24.
- [5] A. Honda, S. Suzuki, Y. Hagiwara, and M. Oda, “Measurement and Analysis of the Solar Array Paddle’ S Dynamic Displacements for GOSAT”, in Proceedings of the International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space 2012 (i-SAIRAS), 2012, p. 3b–3.
- [6] Akihiko HONDA, “Thermal snap analysis for earth observation satellite”, International Space Education Board of International Astronautical Congress, 2012, Naples, Italy

D. 国内学会発表

- [1] 本田 瑛彦, 中西 洋喜, 小田 光茂, 妻木俊道, 渡辺恵佑, “柔軟構造を持つ探査ロボットの状態推定と走行制御”, in 第 59 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2015, p. 3K11.
- [2] 本田 瑛彦, 中西 洋喜, 小田 光茂, 妻木 俊道, 加藤 裕基, “可変構造型ロボットのための走行制御システムの開発”, 第 33 回日本ロボット学会学術講演会講演論文集, 2015, pp. 3C2-02.
- [3] 妻木 俊道, 加藤 裕基, 本田 瑛彦, 藤岡 紘, “可変構造型不整地踏破ロボットの開発”, in 第 33 回日本ロボット学会学術講演会講演論文集, 2015, pp. 3C2-01.
- [4] 妻木俊道,加藤裕基,本田瑛彦, 藤岡紘, 岩渕甲誠, “変形型不整地移動ロボットの開発”, 第 32 回日本ロボット学会学術講演会, 1N1-04, 2014.
- [5] 濱島大輝, 本田瑛彦, 中西洋喜, 小田光茂, “動力学シミュレータを用いた非協力ター

- ゲット捕獲装置の最適形状と運動状態に関する研究”, in The Proceedings of the 2015 JSME Conference on Robotics and Mechatronics, 2015, pp. 1P2-T01.
- [6] 加藤裕基, 渡邊恵佑, 妻木俊道, 柳瀬恵一, 本田瑛彦, “ロケット跳躍型探査ロボット Jumping Scouter 初期評価”, in Proceedings of the 2015 JSME Conference on Robotics and Mechatronics, 2015, pp. 1P2-V07.
- [7] 妻木 俊道, 上田 敦史, 星 亜友美, 本田 瑛彦, “ロバストなデブリ捕獲機構の検討”, in Mechanical Engineering Congress, 2014, pp. “J1920103-1” - “J1920103-5.”
- [8] 本田瑛彦, 中西洋喜, 小田光茂, “柔軟宇宙機構造物に向けた実時間遠隔状態量推定システムの開発”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2014, p. 3H03.
- [9] 本田 瑛彦, 中西 洋喜, 小田 光茂, “大規模宇宙機のリアルタイム予測シミュレーション手法の開発(第一報)”, in Proceedings of the 2014 JSME Conference on Robotics and Mechatronics, 2014, pp. 1P2-L02(1)- “1P2-L02(3).”
- [10] 中西 洋喜, 武井 悠斗, 本田 瑛彦, 小田 光茂, 妻木 俊道, “せん断粘着を利用した平板状宇宙機構造物把持機構の開発”, in Proceedings of the 2014 JSME Conference on Robotics and Mechatronics, 2014, pp. 1P2-L05(1)- “1P2-L05(4).”
- [11] 上田敦史, 渡邊恵佑, 武井悠人, 本田瑛彦, 西田信一郎, 「クルー装着型マニピュレータの初期概念設計と試作評価」, 『第 57 回宇宙科学技術連合講演会』, 2013
- [12] 本田瑛彦, 鈴木悟史, 萩原裕介, 小田光茂, 「地球観測衛星の日照状態の急変に伴う太陽電池パドルの振動の解明」, ロボティクス・メカトロニクス講演会 2012
- [13] 本田瑛彦, 岡田和佳, 天谷賢治, 大西有希, 「スポット像の特徴量を用いた収差逆解析の検討」, 計算力学講演会, 2010

E. その他

- [1] 本田瑛彦, “イギリスの宇宙開発について”, 日本航空宇宙学会, 日本航空宇宙学会誌』, vol. 62, No.5, pp. 182, 2014
- [2] 本田瑛彦, “第 19 回衛星設計コンテスト最終審査会報告”, 日本天文学会, 天文月報, Volume.105, Issue 2, pp110-111
- [3] 本田瑛彦, 宮本大樹, 朝賀龍太郎, 小笠原一憲, “小惑星深部 CT 観測衛星「ACTIS」”, 第 19 回衛星設計コンテスト, 2011 年 11 月 12 (アイデア部門大賞, 天文学会賞)
- [4] Technical review for “Learning ROS (Robot Operation System) for robotics programming, 2nd edition” by Enrique Fernandez, Luis Sanchez Crespo, Anil Mahtani, Aaron Martinez, Packt Publishing, 2015

- [5] [広報誌での研究紹介], 「宇宙飛行士の作業支援を目指すロボット研究」, 宇宙開発最前線, vol.5, pp.1-2, 2014
- [6] 本田瑛彦, 「大規模宇宙構造物ダイナミクスシミュレータの開発」, 科研費特別研究員奨励費, 14J11809, 2014
- [7] 岡田侑樹, 秋田啓人, Soumya Dutta, 松本裕貴, 本田瑛彦, 小澤直樹, 原口大輔, 坂本啓, "Cansat の信頼性解析と開発マネジメント," 8th University Space Engineering Consortium Workshop, 神奈川県横浜市, 2009年11月28-29日. (UNISON賞 第2位)
- [8] Y. Okada, N. Ozawa, S. Dutta, H. Akita, H. Matsumoto, and A. Honda, "Cansat project part 2: Reliability analysis and project management," presented at the 5th TokyoTech-POSTECH-KNU Joint Workshop on Mechanical Engineering, Sept. 30, 2009.
- [9] N. Ozawa, S. Dutta, H. Akita, Y. Okada, A. Honda, and H. Matsumoto, "Cansat project part 1: Design and results of the cansat mission imitating extraterrestrial exploration," presented at the 5th TokyoTech-POSTECH-KNU Joint Workshop on Mechanical Engineering, Sept. 30, 2009.
-

研究業績と本論文の関係

以下に、本論文の各章と研究業績に挙げられている論文の対応関係について示す。

第1章 緒論

[該当なし]

第2章 柔軟構造宇宙機に向けた動力学パラメータの実時間推定

A[1]-[2], C[4]-[6], D[3]-[4],[6]-[8],[11]

第3章 薄板連結構造物の振動推定

A[2][4], C[1][5][6], D[8][9]

第4章 長大な宇宙用ロボットアームによる浮遊ターゲットの捕獲時の挙動推定

A[1], C[4], D

第5章 可変構造型探査ロボットによる柔軟地盤走行時の挙動推定

A[3], C[2], D[1]-[4]

第6章 実時間動力学推定を利用した宇宙機の制御

A[3]-[4], C[1]-[2], D[1]-[2]

第7章 結論

[該当なし]

謝辞

私は、大学生活の中で多くの人にお世話になりました。特に博士論文研究を遂行し、本論文を執筆にあたり、多くの方々からご指導・ご支援を頂きました。ここでひとりひとり御礼を申し上げさせていただきます。

まず、指導教官である小田光茂教授には、修士課程・博士課程の5年間に渡って多くのご指導を頂きました。私が研究室配属となった当時、小田先生は東工大の教授としての職務と JAXA 職員としての職務を兼務する多忙な中で、研究の指導だけでなく RA 採用による生活の支援など、多方面にわたってご指導・ご支援いただきました。中でも小田先生が提案された国際宇宙ステーションでのロボット実験 (REX-J) では、私もプロジェクトチームの一員として、実験運用設備の開発・実験運用に参加させていただき宇宙開発のプロとしての仕事の仕方を教わりました。また、小田先生の話してくださる雑談の中にもこれまでの宇宙開発の変遷や改善すべき現状など、私が一人の博士号を有する技術者として社会貢献をしていく上で大変貴重な知識を頂きました。最後の博士論文発表の際には、何かと詰めの甘い私に付きっきりでご指導して頂き、何とか本論文をまとめて頂きました。大変ありがとうございました。

副指導教官である野田篤司連携准教授には、JAXA で長年宇宙開発の最前線で仕事をされてきた蓄積と新しい宇宙ミッションを創出しようとする熱意を持った方の視点で、修士学生の頃から、私の研究に様々なご指導をいただきとても参考になりました。小田先生が大岡山に異動後の筑波宇宙センターで活動基盤を失いかけていた東工大学生のためにお忙しい中、多くのご助力を頂いたことを大変感謝しております。

松永三郎教授には、学部時代に宇宙工学基礎を受講させて頂いた時から宇宙開発工学に関するご指導を頂いておりましたが、特に修士1年生のときに松永研究室に大岡山の活動拠点として席を置かせていただいていた期間に特にお世話になりました。TUBAME 開発や ARLISS プロジェクト、衛星設計コンテストなど、学生主体の宇宙開発プロジェクトに参加する事が出来た事は、非常に印象深い思い出であり、特に衛星設計コンテストの時には、お忙しい中何度も発表を聞いて頂き重要な指摘を頂きました。

中西洋喜助教には、JAXA-東工大時代を通じて主に研究面で大変お世話になりました。自身が様々な研究やプロジェクトに携われて来られた経験から、広い視野を持ったアドバイスを頂き、小田先生とはまた異なった面で研究の補強をすることができました。また、予算獲得や事務など研究に付随する要素に関しても大変親身になって相談に乗って頂き感謝

しております。また、朗らかなお人柄と、何の話題に対しても豆知識を持っている知識の深さは、見習わねばといつも考えております。

私は、小田研での研究生活の中で多くの時間を筑波宇宙センターの研究開発本部の方と共に過ごさせて頂きました。JAXA ロボット実験室の加藤裕基様、上田敦史様、妻木俊道様、渡辺恵佑様にはロボット実験室での業務の中で大変お世話になりました。プロジェクトを進める中で、各環境試験の準備や報告書の書き方から仕事へと情熱を傾ける姿勢まで皆様の言動の1つ1つに学ぶべき点があったと思います。ありがとうございました。加藤裕基様には、東工大関係者の方とは違う角度で研究方針や研究姿勢に関して厳しくもとても示唆に富んだご指摘をいただき、多くのことを学ばせていただきました。特に、ROS の世界をご紹介いただいたことが留学やロボット開発の際に大いに役立ちました。上田敦史様には、EVA 支援装着型マニピュレータなど様々な興味深いプロジェクトに参加させて頂き大変感謝しております。三菱重工からいらした妻木俊道様は、東工大の広瀬研の出身という背景から、多くのことを相談させていただきました。特に「健気」プロジェクトでは大変独創的な機構の設計と、素早い製作過程を見せて頂き、大変勉強になりました。私が学生の身分で、プロジェクト中に学会だ、論文提出だと抜け出すなか、辛抱強くプロジェクトをまとめて頂き、参加させていただいた私は幸運でした。また身近の人で趣味の映画の話で盛り上がることのできる私にとって大変貴重な方でした。渡辺恵佑様は、REX-J の運用や、装着型マニピュレータの研究、探査ロボットの実験の際には、広範な知識によって様々なアドバイスを頂きました。一人の研究者として、目の前の問題を整理し解決していく姿はととても頼もしく、私の目指す目標の一つです。それ以外にもおいしいパン屋さんを教えて頂いたり生活面でもお世話になりました。

株式会社エイ・イー・エス（現 JAXA）の鈴木悟史様には、ロボット実験室での研究の支援や実際の宇宙開発に携わってきた経験からのアドバイスをしていただき様々な面で大変お世話になりました。特に私は鈴木様の関わられた「いぶき」や「HTV」の研究を出発点とした内容が多く、鈴木様の力なしには進めることができませんでした。どうもありがとうございました。私は、変なところにガムテープを張ったりサーバーの電源を誤って落としてしまったり、ただでさえお忙しい鈴木様のお仕事を増やすようなことを結構やらかしてしまっていました点、申し訳ありません。

また同じく AES の萩原洋介様、星亜友美様には、主に研究支援の面で大変お世話になりました。連携大学院生という複雑な身分で席を置かせていただいていた私が研究に集中できたのは、事務や手続きなどの多くの部分を、お二方が職員の方と適切に処理していただいたためです。萩原様には今後、これまで私が JAXA で製作した成果物の大部分の引継ぎ

をお願いすることになるかと思えます。残された時間に対して膨大な量になっている気がして正直焦っておりますが、よろしく願いいたします。

また、短い期間でお別れすることとなり大変残念ですが、平野大地様にはより近い立場として博士論文執筆経験についてのお話をしていただき、また私の論文構成を決める際に相談に乗っていただきました。加えて、可変構造ローバーの実地試験では、野外での3次元位置姿勢、軌道上サービスの実験では空気浮上テストベッドを用いた実験に関して、実験装置および技術の提供をして頂き、これまででは取得できなかった精密なデータの取得を助けて頂きました。審査会の前に張られていた「Good Luck!」の付箋紙はとてもうれしかったです。ありがとうございました。

測位ユニットの吉川和宏様、村上滋希様には、「みびちき」の高精度GPS測位システムを通じて「健気」の自立走行システムの実証試験の機会を頂きました。本論文の内容に直接は反映されていませんが、この時に宇宙センター特別公開のデモに向けて集中して開発に取り組んだことで、後の実験で有効な結果を得る事に繋がりました。

三浦尚幸様は、小田研の卒業生として後輩である私の研究を気にかけて頂き、研究に緊張感を持って取り組むことができ励みになりました。時に、お忙しいなか電気回路の事などでご相談に乗っていただいて大変感謝しております。

ここからは、東工大でお世話になった方にお礼を申し上げたいと思います。

JAXA 連携講座の先輩である山隅充裕様には研究からつくばでの生活まで多方面で面倒を見て頂きました。Mesiter時代からではありますが2歳年上に、大変面倒見の良い素晴らしい先輩がいたことは、私にとって大変ありがたく、良い目標であるとともに大変励みになりました。どうもありがとうございました。また、本文中に何回もお名前が登場する萩原裕介様は、研究室に所属した期間は入れ替わりとなってしまいましたが、私たち後輩のため多くの資料と実験装置を残してくださいました。これらは本研究の出発点として大変役に立ちました。

また、JAXA 連携講座に在籍した荒川清一郎君、武井悠人君と来るべき宇宙開発の夢を語り合い、その実現のために一緒に窓のない部屋で何時間も過ごした日々は忘れられません。また、研究室の後輩である唐鎌聡太郎君、吉川健人君、田中優一郎君、濱島大輝君、瞿蕊さん、安部拓洋君、上田直樹君、小沢堯也君、高木隆平君、太田裕介君、多賀啓介君は、同じ分野の研究者として多くの事に気が付かせてくれました。私の研究のモチベーションの一部は彼らの作り出す独創的なロボットを実際に宇宙で大活躍させたいというものでした。

同じ期間を博士課程学生として過ごして、嬉しい事・苦しいことを分かち合った田中康

平君，井原智則君，倉元昭季君の存在はとても貴重でした．疲れた時に彼らの研究に向ける熱意を思い出すと，また立ち上がる元気が湧きました．

docoka_itteque のメンバーは定期的に打ち上げに誘ってもらい，季節感もなく研究をしていた中で大いに気分転換ができ，さらに研究に打ち込むことができました．また先に社会人になった視点からの話はとても興味深く，頷かされることも多かったです．

また，私は小田研に修士より所属しましたが，その前に多くの経験ができたことが，本研究の土台となっています．私に逆問題の世界を教えて頂いた天谷賢治教授，実戦的な宇宙開発の窓口を開いて頂いた坂本啓准教授には学生生活を通じご指導を頂き，本研究の発想の基となる経験をさせて頂きました．また人力飛行機サークルの顧問として，技術者としての基礎を教えて頂いた井上剛良教授には，Meister 卒業後はあまり直接お話する機会がありませんでしたが，石川台 1 号館のエレベータでお会いした時などなかなか厳しいつつこみをいただき気の引き締まる思いでした．

大熊研で ARLISS プロジェクトに参加した際にお世話になった，岡田侑樹様，小澤直樹様，秋田啓人様，Soumya Dutta 様には，実務としての宇宙機開発として必要な，プロジェクトマネジメント，機構設計，電気・ソフトウェア製作の基礎を教えて頂きました．私がその後，実験装置の製作や宇宙機の設計を行う際には，このときの 1 年間の経験がスタートとなっていました．松永研の新宅健吾様には ARLISS や小型衛星 TSUBAME の開発を通じて，OS を用いたマイコン制御など高度な技術を教えて頂きました．

また，衛星設計コンテストで一緒にチームを組ませていただいた宮本大樹君，朝賀龍太郎君，小笠原一憲君には，私が当初，自身の専門性を基にちょっとした思いつきから提案した「逆解析手法を取り入れた宇宙機」という成立性の証明が難しいテーマに対して，それぞれの専門性から電波の伝搬解析や機構設計といった面で力をお貸しいただきありがとうございました．この時，皆で力を合わせて大賞を勝ち取った経験が，その後この研究を進めていく上での推進力となりました．

天谷研でお世話になった，岡田和佳様には私に研究のいろはを仕込んで頂きました．私の論文書き方で，良いところがあるとすればそれはほぼ岡田様のご指導によるものが原点となっています．

また私は課程の一環として，博士一貫コースよりご支援を頂き，イギリスへ留学をさせて頂きました．その留学の際にはたくさんの方にお世話になりました．この留学ではロボットの自律制御の研究を行う経験をさせて頂き，テロロボティクスを扱う私の博士論文を完成させる上で，おおきな影響を与えているため，ここで改めてお礼を申し上げます．University of Surrey の Yan GAO 教授，Said Al-Milli 様，一緒に研究をして，

マン島の魅力について熱く語ってくださった Conrad Spiteri 様，最初に私を出迎えて頂き，滞在先さがしの際にはとてもお世話になった Affan Shaukat 様，Savan Chhaniyara 様，William Lewinger 様には大変感謝しております．Francisco Jose Comin Cabrera 様，Guy Burroughes 様とは，夜中に実験室に残って一緒に作業をしていましたが，お二人の飛ばすジョークには締め切りが迫って焦っていた中精神的に助けられました．また特に Said Al-Milli 様には研究過程において特に密接に相談に乗っていただいたばかりではなく，慣れぬ社会習慣の中で暮らしていくため様々なアドバイスを頂きました．ここで出会えた University of Las Palmas de Gran Canaria からいらしていた Aridane J Sarrionandia 様，Garoe Dorta 様には，研究室に籠りがちな私を何かと連れ出して素敵な思い出を作らせて頂いただけでなく，イギリス期間中に手放せずに参考としていた Learning ROS for Robotics Programming の第二版出版時に向けて技術レビューをさせていただくという，なかなかできない機会をご提供頂きました．

Hammersmith の Yuki Ishii 様には，大学寮の滞在期限が過ぎ，とにかく物件不足のイギリスで宿探しで絶望していた私を受け入れてホームステイをさせていただき，さらに日本の味に飢えていた私と温かいお鍋を囲んで下さいました．あの味は今でも忘れられません．

そして，本論文を持って学位請求を行う際にお忙しい中お時間を割いて審査員を務めて頂いた，大熊政明教授，鈴森康一教授，松永三郎教授，坂本啓准教授，野田篤司連携准教授の5人の先生方におかれましては，お忙しい中，私の研究を吟味頂き研究に対する貴重なご指摘を頂きまして大変感謝しております．

また，本研究の遂行に当たっては，日本学術振興会 特別研究員奨励費 14J11809 の助成を受けました．研究資金はもちろん，一人の研究者として活動していく上で貴重な経験をさせて頂きました．

最後になりますが，博士課程に進学するという私のわがままを何も咎めず認めてくれ，精神面，経済面で支援してくれた両親と，国家資格の取得のために忙しい中本論文に掲載するイラストを描いてくれた妹，学生として生きていくのに必要な奨学金の応募の際にご支援いただいた伯父さん，そして私の最大の理解者である方への感謝を述べて，謝辞とさせていただきます．

本当に皆様どうもありがとうございました．

2016年2月吉日

本田瑛彦

Real-time dynamics estimation for the flexible spacecraft

Akihiko HONDA

Department of Mechanical and Aerospace Engineering

Tokyo Institute of Technology

Phone & FAX:

Address (Post I1-71) I1-554, 2-12-1 Ookayama, Meguro, Tokyo, 152-8552, JAPAN

Email: