

可変構造宇宙機の革新的システムおよび SEL2 における小天体観測ミッションの概要

菅原佳城（青山学院大学）、中条俊大（宇宙航空研究開発機構）、佐藤泰貴（宇宙航空研究開発機構）、
大槻真嗣（宇宙航空研究開発機構）、大橋郁（東京大学大学院）、松浦周二（関西学院大学）、
津村耕司（東北大学）、川口淳一郎（宇宙航空研究開発機構）

Innovative Transformable Spacecraft System and Observation Mission of Small Bodies in SEL 2

Yoshiki Sugawara (Aoyama Gakuin University), Toshihiro Chujo (Japan Aerospace Exploration Agency),
Yasutaka Satou (Japan Aerospace Exploration Agency),
Masatsugu Otsuki (Japan Aerospace Exploration Agency), Kaoru Ohashi (The University of Tokyo),
Shuji Matsuura (Kwansei Gakuin University), Kohji Tsumura (Tohoku University),
Junichiro Kawaguchi (Japan Aerospace Exploration Agency)

Abstract: Transformable spacecraft, which consists of multiple panels connected by actuators, can transform to different configurations in order to achieve several purposes. Furthermore, driving the panel in an appropriate order, it is possible to change the attitude without disturbance by non-holonomic turn, that means that propellant-free and disturbance-free attitude control can be achieved. This paper shows a study on small celestial observation missions at SEL2 which can take advantage of the transformable space craft.

1. 可変構造宇宙機

可変構造宇宙機とは互いに内力アクチュエータで結合された多数の形態要素（パネル構造やモジュールである必要はない）から構成され、複数の実用性をもつ構造物が同一の平面状の展開図から構築可能であり、また相互に移行できる機能を有する宇宙機である。その代表的な利点が2つあり、以下の通りである。まず一つは Non Holonomic Turn による推進剤不要の任意の姿勢への変更が形態変更と同時に実現可能であり、実現される姿勢は事実上任意である。つまり、外力を全く使わないことから、推進剤を消費せずに内力のみで姿勢制御が可能である。さらに、リアクションホイール等のアクチュエータを搭載する必要もないことから、完全に擾乱フリーの姿勢制御を実現することが可能である。図1に Non Holonomic Turn の一例を示す。2つ以上のヒンジを個々に連続的に回転させた後に、その逆とは異なる順番で各ヒンジの回転角を戻すと（たとえば図1において「回転軸1に θ_1 , 回転軸2に θ_2 , 回転軸1に $-\theta_1$, 回転軸2に $-\theta_2$ 」）、宇宙機全体の形状としては初めと同じ状態であるにも関わらず、慣性系から見ると初めと異なる姿勢となる。また、回転させるヒンジの順番および回転角を適切に選択することで、離散的ではあるものの任意の角度姿勢を実現することが可能であり、テーブルを事前に用意しておき、様々な任意の姿勢に効率よく姿勢変更できることが検討されている⁽¹⁾。

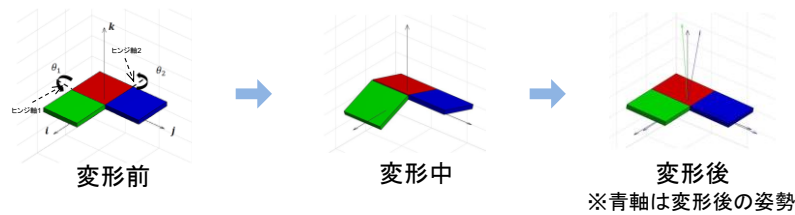


図 1 Non Holonomic Turn

また、可変構造宇宙機の 2 つ目の利点として、形態変化により宇宙機の機能を大きく切り替えることが可能である。これらの可変構造宇宙機の利点を端的に現す構成例を図 2 に示す。図 2 の構成例では複数の主鏡と受光素子を搭載し、形態変更により複数の観測モード（長焦点モードおよび短焦点モード）を実現しつつ、前述の観測姿勢への移行を同時に実現することが可能である。さらに、受動的冷却が必要なコンポーネント（赤外望遠鏡など）に対し、パネルモジュールを用いた太陽光の入熱遮蔽の配置も実現することが可能である。

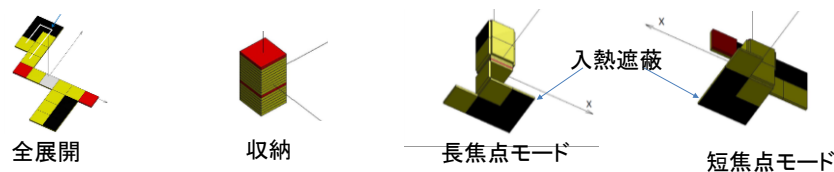


図 2 可変構造宇宙機の構成例

一方、可変構造宇宙機はその構造の自由度ゆえに、一つのミッションに限定されるものではなく、将来の汎用的な宇宙機バスシステムとして新たな可能性を示す革新的なシステムである。そこで、本研究では可変構造宇宙機の特徴を活かした科学ミッションとして地球近接 NEA の観測に着目し、可変構造宇宙機の基礎技術構築のための工学ミッションと科学ミッションを実行可能な宇宙機について検討を行う。本研究で開発を目指す可変構造宇宙機の大目的は「可変機構を併用した高度なアストロダイナミクス技術の獲得及びそれを用いた地球防衛監視並びに掃天観測」である。また、その大目的に伴い、次のように工学ミッション目標および科学ミッション目標を定義する。

【工学ミッション目標】

可変機構技術の構築及び可変機構と高度なアストロダイナミクス技術を用いた推進剤フリー・無擾乱の宇宙機運用技術構築

【科学ミッション目標】

地球接近小惑星の様々な観測モード（広視野観測および狭視野観測など）による観測

以降の章では、現在検討を進めている科学ミッションについて検討事項を示し、またそのミッションを実現するにあたって検討を進めている可変構造宇宙機のシステム構成および要素技術について示す。

2. ミッションおよびそれを実現するための宇宙機構成

科学ミッションでは、100 年後、200 年後と甚大な被害を及ぼす可能性のものを把握するという目的のもと、中間赤外（ $10\mu\text{m}\sim 20\mu\text{m}$ ）での観測によって 50m 級の NEA の検出および軌道決定を狙う。観測波長の帯域については NEA は中間赤外において明るいという特性があるためである⁽²⁾。また、本検討では可変構造宇宙機の特徴も十分に活用したミッションを実現するために、SEL2 まわりの小円 HALO 軌道への宇宙機の投入を前提としており、これらの特徴から本ミッションのメリットは以下の通りである。

- SEL2 小円 HALO 軌道を用いることから太陽との熱入力関係が一定となり熱安定を獲得することができる。
- 可変構造により宇宙機自身の構造を活用した入熱遮蔽を行うことで受動的な熱制御を行うことができる。
- 構造変形による検出器の組み合わせにより複数のモードによる観測を実現することができる。(短焦点&長焦点, 広域観測&合成鏡での集中観測 etc.)
- NEA の観測を実施した WISE に比べ地球周回ではないことから時間的制約を緩和することできるため、高い観測効率を実現することができると考えられる。

NEA を効率的に観測するためには、広い視野でサーベイ観測を行い、注目すべきデータが得られた領域について詳細な観測ができることが望ましい。このような観測モードの切替えは可変構造宇宙機の特徴を十分に活用することで実現することが可能であり、その構成案を図 3 に示す。

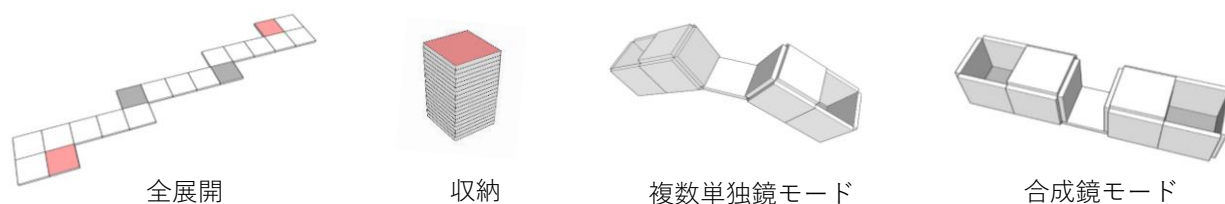


図 3 構成案

図 3 に示すように宇宙機は 4 つのモードに遷移することが可能である、収納モードはロケット打ち上げ時であり、全展開モードは軌道維持のための太陽輻射圧を受けるための状態である。また、複数単独鏡モードと合成鏡モードはともに観測のためのモードであり、複数単独鏡モードによってサーベイ観測を行い、注目する領域については合成鏡モードによって集中観測を行う。図 4 にこれらの観測モードについての詳細とその観測イメージを示す。

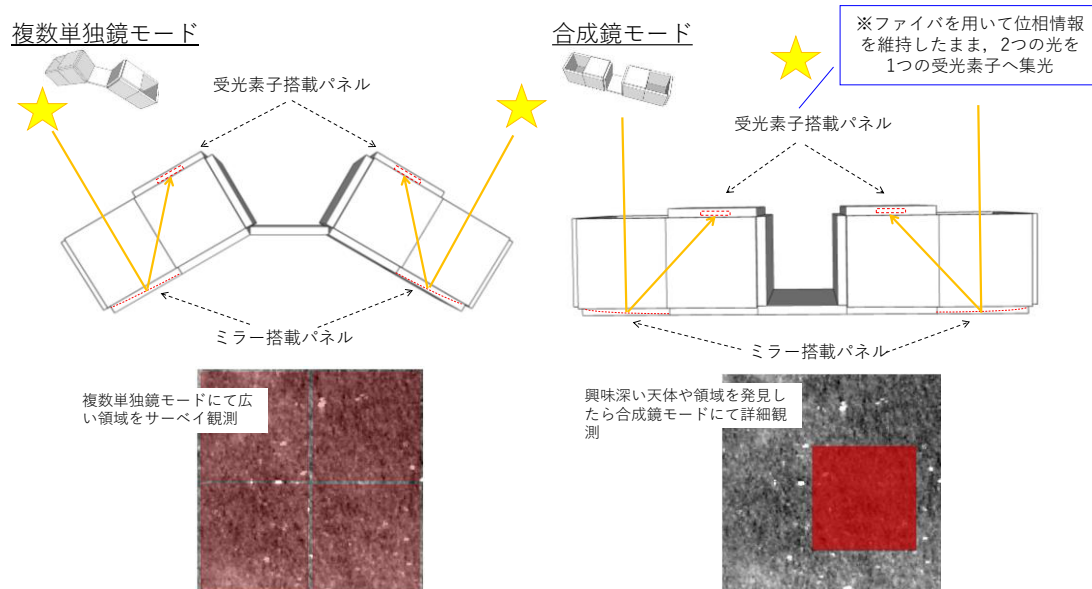


図 4 複数単独鏡モードと合成鏡モード

図 4 に示すように本宇宙機にはミラーを搭載したパネルが 2 枚、受光素子を搭載したパネルが 2 枚搭載されている。パネルの駆動による適切な構造実現によってミラーを反射した光は対応する受光素子に入光する配置となることで 1 組の望遠鏡を構成しており、2 組の望遠鏡を用いることができる。それらの望遠鏡をパネルの適切な駆動によって異なる方向に指向させることで複数単独鏡モードとして機能させ広い視野での観測を行う。また、2 つの望遠鏡を同じ方向に指向させ、受光素子で得られたデータを光ファイバ等で合成することで合成

鏡モードとして使用することが可能である．合成鏡モードでは干渉などの効果を活用することで，1つの望遠鏡だけでは捕らえることができない天体の画像データを取得することが可能となる．

3. ミッションおよびその実現のための宇宙機構成

3.1. システム構成

前章で示した宇宙機構成を実現するためのシステム検討を行った．可変構造宇宙機では一般の宇宙機に比べて機器配置をする構造要素が分散しており，さらにモードやミッションシーケンスに応じたパネル駆動のために構造要素の相対位置関係は1つに定まらない．そのため，パネルごとの機能割り振りや機器配置には可変構造宇宙機に固有の制約を考慮する必要がある．各パネルへの機能割り振りおよび構成の方針は以下の通りである．

- ・ ミラーを有するパネルは内部にミラーを設置することに起因する構造上の制約が発生することから，コンポーネントは設置しない．
- ・ ハーネスの取り回しの観点から，隣接する太陽電池を持つパネルの中央のパネルに電力制御装置系を集中させる．
- ・ 各望遠鏡部の指向方向決定と冗長化のために姿勢決定系を2系統設置する．
- ・ 通信系とのデータ処理系の通信ラインの取り回しの観点から関連するパネルを隣接させる．

以上の方針から，パネルへの機能割り振りを行った結果を図5に示す．図に示すように，各パネルを駆動するために，モータおよびそのための駆動システムがほとんどのパネルに含まれており，それ以外のスペースを用いて各機能の割り振りを行っている．現在の検討では一つのパネルあたり $1000\text{mm} \times 1000\text{mm} \times 100\text{mm}$ の大きさを想定している．管理や開発のしやすさの点から各サブシステムに関するコンポーネントは1枚のパネル内に収めることが望ましいが，可変構造宇宙機の構造の特徴として薄い構造であることから，これまでの実績あるコンポーネントをそのまま搭載することについて制約が発生することや，サブシステムによっては1つのパネルに搭載することができない可能性がある．しかしながら，隣接するパネルで搭載可能な空間に余裕がある場合などについては，あるサブシステムの機器を異なるパネルに分散させることも選択肢として準備している．これは可変構造宇宙機による制約から発生するものであるが，可変構造宇宙機であるがゆえに機器の分散させる前提での開発となっており，その結果として機器配置に自由度があるとも考えることができる．

3.2. サブシステム検討

本節では可変構造宇宙機の実現のためのサブシステムについての検討を示す．

3.2.1 パネル構造系

構造系に対する設計要求は以下の通りである．

- ・ $1000\text{mm} \times 1000\text{mm} \times 100\text{mm}$ のパネルモジュール19枚により構成される
- ・ 各モジュールの構造は可能な限り共通にする．
- ・ 打ち上げ時の形態（図3における「収納」）のパネル間角度を 0deg とした場合， 270deg まで展開ができる．
- ・ 各パネルの構造質量が 6kg 以下とする．

上記の要求のもと設計した構造を図6に示す．図6に示すように，パネル構造はハニカムパネル，CFRP リブから構成されており，ロンチロックのために4隅にピンを設置している．ハニカムパネルは総厚 15mm であり， 0.6mm のCFRP スキンとなっている．また， 0 度から 270 度までに展開ができる展開機構を設置しており，展開機構にはモータ等の駆動システムが設置されている．このパネル構造について固有振動数解析を行った．図7にその結果を示す．固有振動数解析ではパネル中央に機器を想定した 14kg の質点を設置し，4隅のピンにつ

いては完全拘束を行った。解析の結果、1次モードの固有振動数は48Hzとなった。設置した質点は保守的な設定であり、さらに機器の配置もパネル中央ではなくパネル内に各位置に分散して配置されることから、固有振動数はより高くなることが予想されることから、十分に許容できる結果であると考えられる。

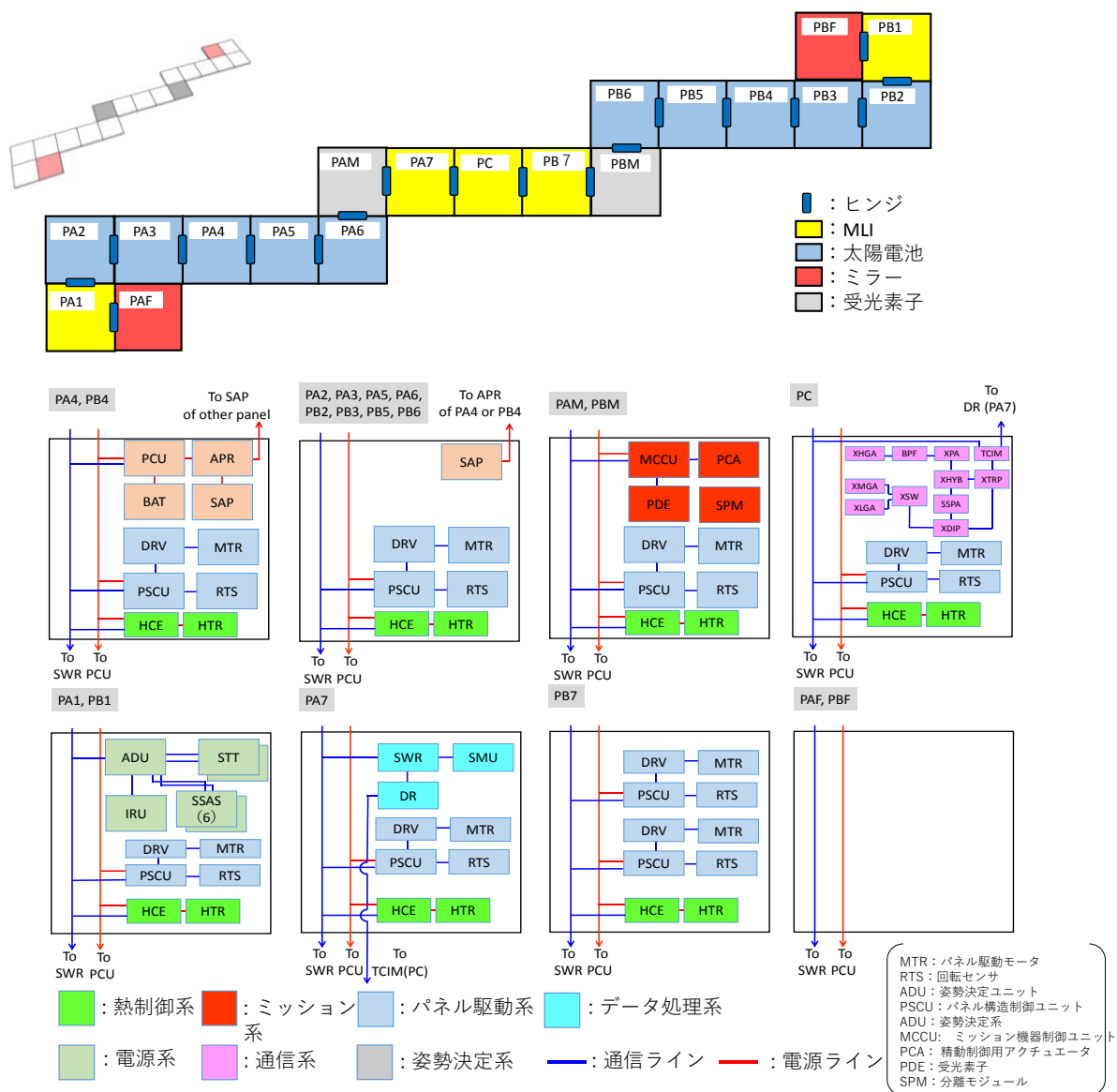


図5 パネルへの機能割り振り

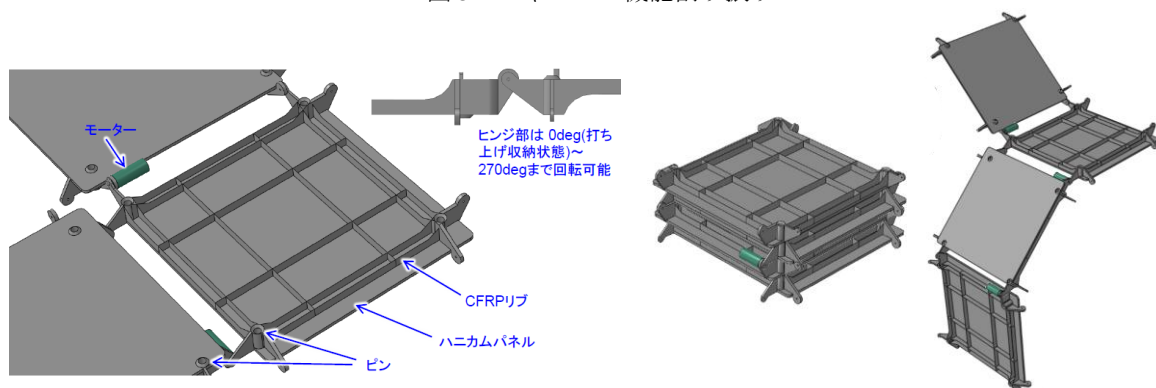


図6 パネル構造

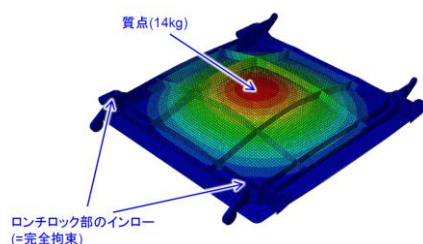


図 7 固有振動数解析結果

3.2.2 パネル駆動系

パネル駆動系についての設計要求および前提条件は以下の通りである。

- ・ 軸駆動方向は両方向であり、繰り返しの駆動が可能である。
- ・ 信頼性向上のための冗長な駆動システムを実現するために 1 ヒンジあたり 2 つのモータを導入する。
- ・ 展開速度は 0.2rad/sec(このときの出力は 12.4W)とする。
- ・ 約 6kg のパネルを展開する必要がある、試験性を考慮すると地上で展開可能である必要があることから、それを実現可能なトルクとして $31\text{Nm} \times 2 = 62\text{Nm}$ とする。
- ・ 寸法はパネル間の空間への配置可能性から $\Phi 60\text{mm} \times 150\text{mm}$ 以内とする。
- ・ 真空環境において常温（運用時の温度管理が十分なされるものと仮定）で 5 年間動作可能とする。

上記の要求および前提に対して検討した案を以下に示す。

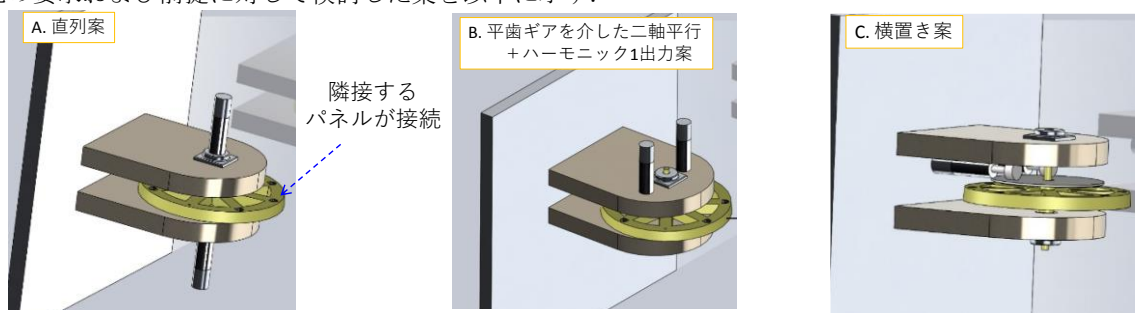


図 8 パネル駆動系の検討案

案 A は 2 つのモータを直接にした構成案であり、1 つのモータの設計を他のモータにも共通の設計を適用できるものの、ハーモニックギアなど設置および減速効率のよいギアを導入することが困難でありモータサイズが大きくなる可能性がある。案 B は回転軸を中空構造にできることから設置における自由度として利用可能である。案 C はモータを回転方向に直交する配置にできることからコンパクトな構成にすることができる。これらの構成案を元に今後実装を考慮した詳細検討を進める。

4. まとめ

可変構造宇宙機の特徴を十分に活用した科学ミッションの提案を行い、必要なパネル構成およびシステム検討を行った。また、可変構造宇宙機における重要なサブシステムとしてパネル構造系およびパネル駆動系についての検討を行いその案を示した。今後、科学ミッションについての詳細検討を行い、それに基づきシステム検討を進める。

参考文献

- (1) 大橋ら，可変構造宇宙機の非ホロノミック運動を用いた姿勢マヌーバにおける姿勢移行計画，第 28 回 アストロダイナミクスシンポジウム(2018)
- (2) 臼井ら，多様なカタログデータから見えてくる小惑星帯の姿，Spaceguard Research, Vol.5 pp.52-55(2013)