

H-II A ロケット 2 段目を再利用した軌道上サービス技術実証実験システム(CRESCENT)

1 緒言

1.1 ミッション背景

軌道上の宇宙活動は現状、国際宇宙ステーション (International Space Station, ISS) に代表される有人宇宙活動、多くの低軌道、静止軌道に存在する多くの人工衛星を初め、これらの宇宙システムを軌道上へと輸送する輸送システムによってなされている。現在の有人宇宙活動の象徴である ISS ではそのより効率的な運用のためにより多くの人的リソースが必要とされている。そのため低コストで効率的に宇宙機を運用可能なロボットによる飛行士支援や代替、また、人間とロボットの協調作業の必要性が叫ばれている。ミッションの高度化と貴重な打上りリソースを考えると、今後の宇宙ロボットには既存の形態にとらわれることなくより効率的にミッションを達成できるタイプのものが必要となってくる。

また、低軌道・静止軌道上には多くの宇宙デブリが存在しており、その衝突は人工衛星の破損・故障、時には人命も脅かす危険な存在であり、その除去がいち早く求められている。中でも、図 1 に示す衛星放出後軌道上に残されているロケット 2 段目は観測が容易な上、軌道上に大量に存在するため除去候補として有力視されている。しかしながら、デブリ除去のためには、デブリへのランデブー、捕獲、デオービットといった技術が必要である。現在は導電性テザー (EDT) によるデオービットの実証実験が JAXA により計画されているものの、捕獲技術については未実証であり実証の見通しもない。特に、デブリは非制御であり、被把持 I/F を持たない所謂非協力的ターゲットであるため、これらの問題を解決する捕獲技術の実現が求められている。

1.2 ミッション目的・意義

現在、長時間に渡る微小重力実験は ISS にて行われているが、宇宙飛行士の滞在する ISS には、

非常に高い安全性が求められる。これは工学的実験を希望する研究機関にとっては困難な要求である。本ミッションでは大型かつ無人の軌道上実験プラットフォームとして H-II A ロケット 2 段目を提案する。通常の打ち上げでは小型相乗り衛星は大型の対象物と結合した状態で軌道上に長期間存在することはない。捕獲システムは大型のデブリ、MBR システムは ISS での作業を想定しており、本システムは小型衛星単独では不可能な軌道上サービスの実証を無人の大型プラットフォームを用いて行い、その実験データと工学的知見を得ることを目的とする。また本ミッションが実用化されれば、工学実験に H-II A ロケット 2 段目という新たな場を日本独自で提供可能となる。ISS における安全要求や軌道上での姿勢制御などが省略可能なため、開発期間やコストの削減を見込むことが可能な新たな工学実験プラットフォームとしても期待できる。

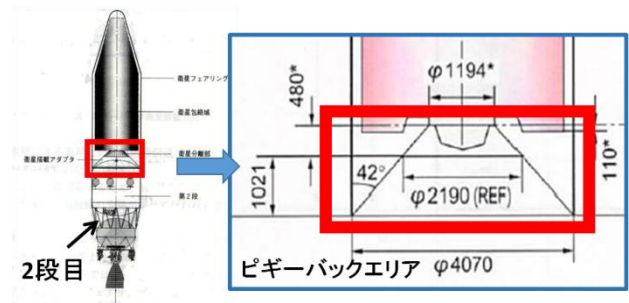


図 1 H-II A ロケット 2 段目および
本実験システムの搭載位置関係^[1]

1.3 ミッション内容

図 1 に示す H-II A ピギーバックエリアに搭載された実験システムを用いて、主衛星分離後に不要となった H-II A ロケット 2 段目を利用し「非協力ターゲットの捕獲ミッション」および「MBR システムによるロケットの点検ミッション」の 2 つの軌道上ロケットサービスシステムの要素技術実証を行う。詳細は実験システムミッション系を参照。

1.4 ミッションシーケンス

本実験システムはピギーバックエリアに取付けられており主衛星分離後、ロケット 2 段目の姿勢を安定させ、メインミッションが開始される。ミッション部の熱放射線環境耐久試験を兼ねるため計 2 年間のミッション運用期間を設定する。



図 2 ミッションシーケンス

2 実験システム

2.1 システム外観図

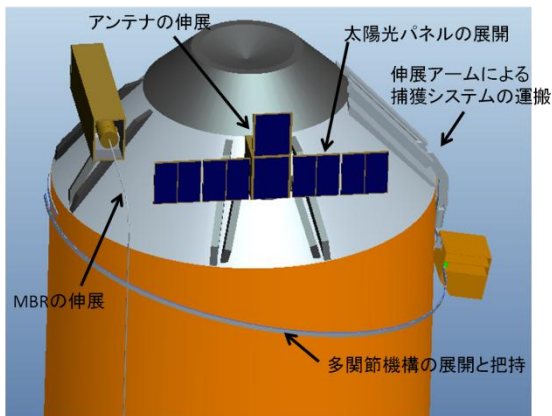
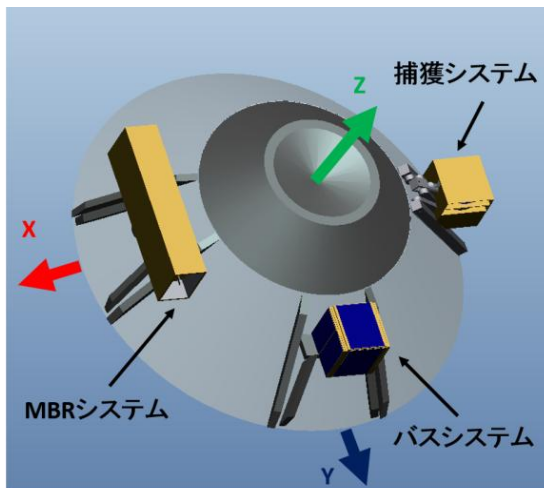


図 3 実験システム外観(上:収納時 下:運用時)

図 3 に本実験システムのピギーバックエリア収納時とミッション運用時の様子を示す。捕獲システム、MBR システムの 2 つのミッション部が両

脇に配置されており、中央にバスシステムが配置されている。バスシステム側面は発電用の太陽光パネルが展開される。目的軌道に投入後ミッション機器やアンテナを展開し実験を行う。

2.2 ロケット 2 段目の姿勢制御と投入軌道

2.2.1 姿勢系への要求

本システムの姿勢制御への要求として、H-II A 2 段目の姿勢制御用ガスジェット²による初期姿勢決定後、工学実験に影響を与えないよう、微小重力環境を維持し続けること、さらに通信系の要求よりアンテナ部を地球指向に対して 3deg 以内、電源系の要求より太陽光パネルを太陽指向に対して 15deg 以内を満たすことが挙げられる。

2.2.2 混合型姿勢制御

搭載機器の制限内で H-II A の 2 段目を能動的姿勢制御することは困難である。したがって、H-II A 2 段目の形状を活かした、重力傾斜安定方式を目指す。しかし重力傾斜安定方式だけであると、本システムの z 軸周りには寄与しないため、z 軸周りに関しては磁気トルカを搭載し、姿勢安定が行われるよう設計する。

2.2.3 外乱トルク

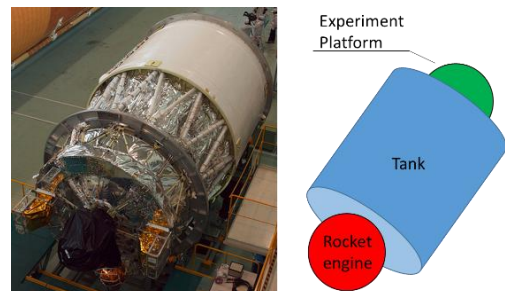


図 4 外乱トルク計算のための 2 段目モデル(左:H-II A 2 段目実機写真©MHI 右:簡略化モデル)

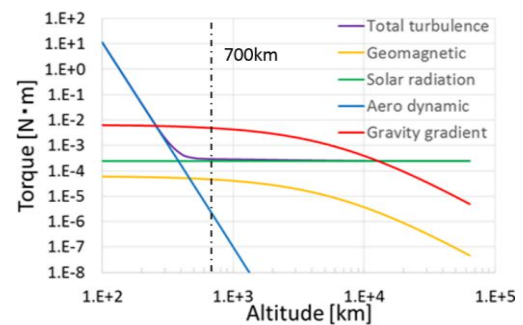


図 5 軌道高度に対する外乱と重力傾斜トルク

重力傾斜安定の実現性の検証のために本システム全体に発生する外乱トルクと重力傾斜トルクを算出した。実験プラットフォーム、タンク、ロケットエンジンの簡略化したモデルを図4のように定義し、それぞれの質量と寸法を仮定した。

外乱トルクには空力トルク、残留磁気トルク、太陽輻射圧トルクが有り、軌道高度に対する外乱トルクと 3 deg 姿勢角がずれた際発生する重力傾斜トルクの計算結果を図5に示す^[4]。これより高度 300km から 10000km の範囲であれば重力傾斜トルクが支配的であり重力傾斜安定が達成できる。

2.2.4 磁気トルカの選定

H-II A の 2 段目による初期姿勢決定後、z 軸周りの回転の原因となる外乱に関しては、ロケットの形状より、重心位置と空力中心、光学的中心のオフセットは小さく、空力トルクと太陽輻射圧トルクに関しては無視できる。したがって H-II A 2 段目の残留磁気を十分に打ち消すことができる磁気トルカを選定すれば z 軸周りの姿勢角を維持することが可能である。

2.2.5 姿勢測定用センサ

姿勢測定は、微小重力環境が維持されているか測定するための 3 軸慣性センサと太陽光パネルが太陽光指向を達成できているかを測定するための太陽センサを搭載して行う。加えて、磁気トルカを用いるため、磁気センサを搭載して地磁気を観測し、姿勢測定用センサの冗長とする。

2.2.6 投入軌道

投入軌道は高度 700km 軌道傾斜角 98deg の太陽同期軌道を選定した。昼夜の境界線上の軌道とすることで 5・8 月では 1 周回 96 分のうち最大 20 分ほど日陰に入るが、それ以外は 24 時間連続して太陽光パネルより電力を得ることができる。本軌道に投入された衛星として赤外線天文衛星「あかり」^[4]や太陽観測衛星「ひので」^[5]が存在し、また LE-5B エンジンには再々着火が可能で軌道投入の実現性も十分である。

2.3 ミッション系

2.3.1 非協力ターゲット捕獲システム^[6]

(1) 実験目的

大型デブリを能動的除去するための、非協力ターゲット捕獲システムの実証を行う。ロケット上段のような被把持 I/F を持たず、タンブリングしている可能性のある非協力ターゲットに対してデブリ除去衛星のランデブー成功後の捕獲を想定した場合、ロボットアーム・ハンドによる接触は困難であるため、これに代わる多関節を有する機構のターゲット捕獲、把持継続実証実験を行う。

(2) 実験内容

ロボットアーム・ハンドに代わる固定機構を持つ多関節機構を H-II A ロケット 2 段目に対して展開し、ターゲットの捕獲を行い、EDT ミッション運用時に負荷される 100N 程度の荷重に対して把持継続を可能にするシステムの実証を行う。EDT ミッション運用を想定した 1 年間のターゲット把持の継続を目標とする。

(3) 実験手順

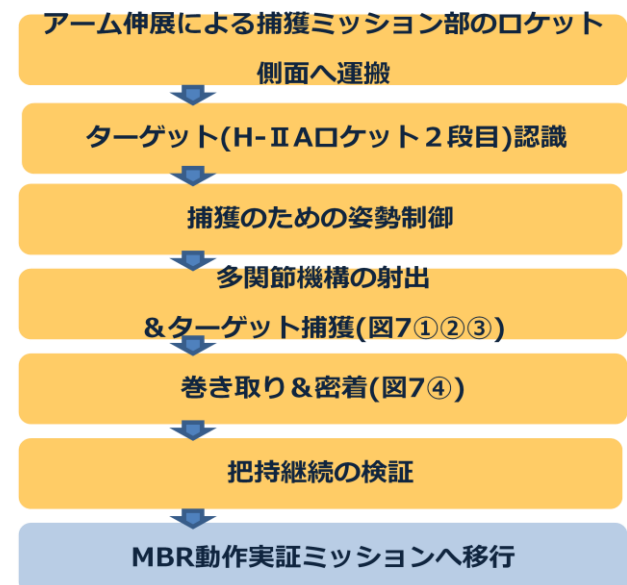


図6 捕獲ミッションの実験手順

(4) 実験装置

捕獲システム外観は図7に示す構成（ミッション衛星と呼ぶ）となっている。本体内部にはばね

蝶番を同方向に連結した多関節機構が弾性ポテンシャルを持った状態で収納されている。ロックが解除されると図7上に示すようにミッション衛星側面から機構が外側より展開されターゲットを覆う形状をとる。機構表面には高摩擦を発揮するシリコンゴムを装着しロケット表面間との摩擦で把持を行う。また機構表面の一部にはターゲットとの接触圧力を計測する圧力センサを搭載する。固定部に緩みが生じると摩擦把持が不安定となるため、展開完了後は巻き取り機構により余分な機構なくし密着を完了させ機構に一定の引張り力を与えつづける。ミッション衛星は搭載部より伸展アームでロケット側面へ運搬される。

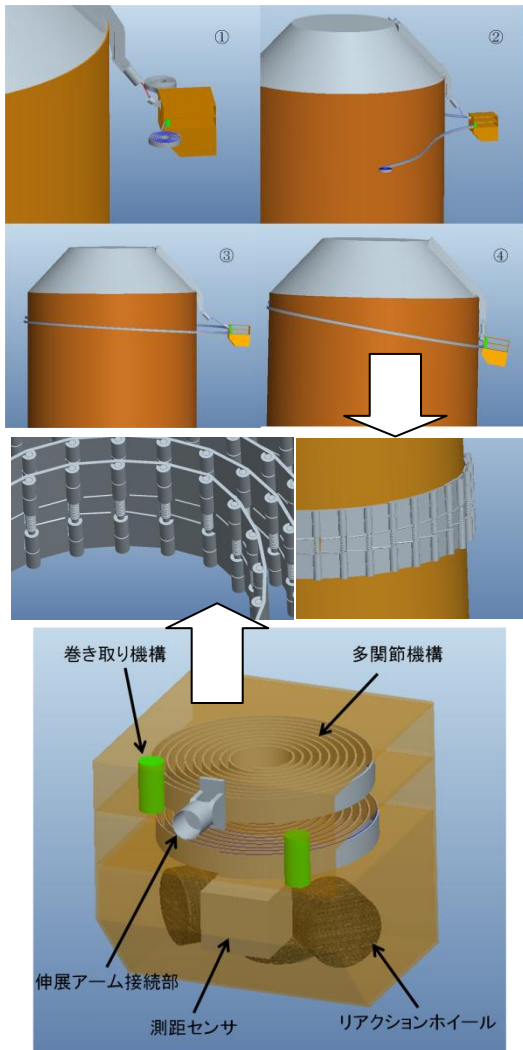


図7 上:多関節機構展開時のシーケンス
中左:多関節機構詳細図
中右:多関節機構展開後の把持イメージ

下:ミッション衛星の詳細図

実験運用時は図8に示すようにミッション衛星の擬似的な浮遊状態を実現するため、伸展アームとミッション衛星の固定を解く。バスシステムからの電力、通信手段の確保、およびミッション失敗時にミッション衛星が離脱しデブリとなることを防ぐため、ミッション衛星は伸展アーム先端に収納された柔軟なテザー(2.0m)で接続が維持される。搭載されたリアクションホイールにより姿勢制御を行う。ミッション衛星前面には、ロケットとの相対位置と姿勢を認識する測距センサ UXM-30LX-FW (認識範囲 0.1~30m) を搭載し目標姿勢を決定する。

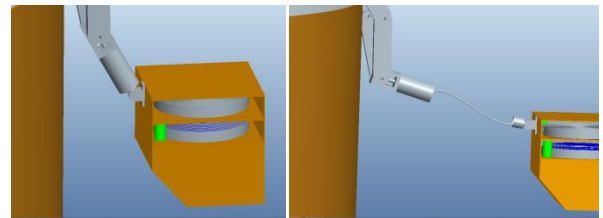


図8 衛星を擬似浮遊状態とするアーム先端機構

表1 捕獲システム諸元

衛星寸法	W500mm×H500mm ×L500mm
衛星質量 (多関節機構質量)	50.0kg (10.0kg)
多関節機構寸法	W20mm×H51mm ×L8400mm
多関節機構収納時直径	450mm

(5) サクセスクライテリア

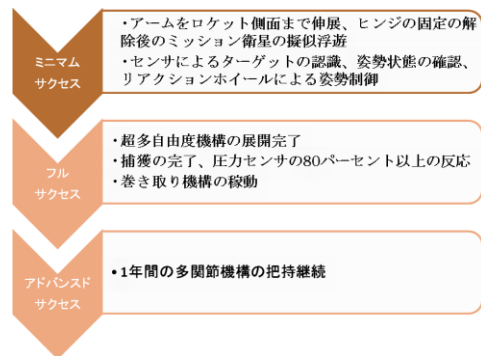


図9 捕獲ミッションのサクセスクライテリア

2.3.2 MBR(Morphable Beam Robot)システム^[7]

(1) MBR とは

図 10 に、宇宙飛行士支援・代替ロボット MBR の動作イメージ図を示す。このロボットは、卓上ランプの支柱に使用される、外力を加えると変形し、外力を除いた後も形状を保つことができる素材である、MB(Morphable beam, 図 11)を用いている。作業例として、カメラによる検査、物資輸送、作業の様子記録、可動照明としての利用が考えられている。作業時は宇宙飛行士が把持するためのハンドレールを把持し、自身の固定を行う。MB 上を移動する整形装置(Shaping system)により MB の任意位置を曲げることで、エンドエフェクタの位置姿勢を変更できる。図 12 左に、Shaping system の試作機を示す。さらに、伸展装置(Extension system)によって MB を巻きとって収納し、作業時は繰り出すことで、少収納スペースと広い作業範囲を両立している。図 12 右に、東工大松永研究室が製作した、MB 伸展装置を備えた Morphable Beam Device の試作機を示す。

(2) 実験意義

MBR の運用実現のための課題を列挙する。

- 微小重力環境中での 3 次元の動作実験を地上で行うことが困難
- 宇宙環境の MB 素材への影響が未知
- 振動や慣性力の姿勢への影響が未知

以上の事項を確認し ISS 上で更なる長期実証実験を行うため、まずは無人宇宙機上で実験を行い、その特性及び安全性を見極める必要がある。

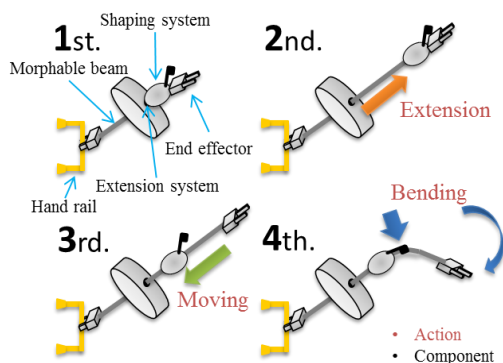


図 10 Morphable Beam Robot の動作イメージ図



図 11 Morphable beam

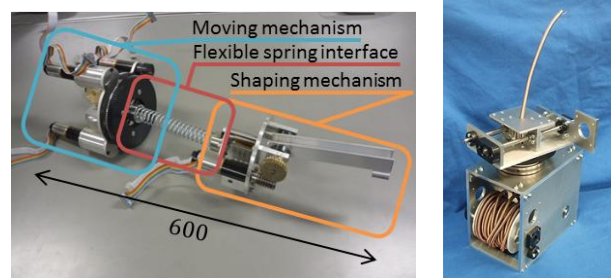


図 12 (左:Shaping system の試作機, 右 Morphable Beam Device©東工大松永研究室)

(3) 実験目的

前項で述べたように、軌道上で MBR の動作実証を行う事が本実験の目的である。デモンストレーションとして、H-IIA ロケット 2 段目の点検 (撮影) やロケット捕獲実験の様子撮影を MBR が行う。

(4) 実験手順

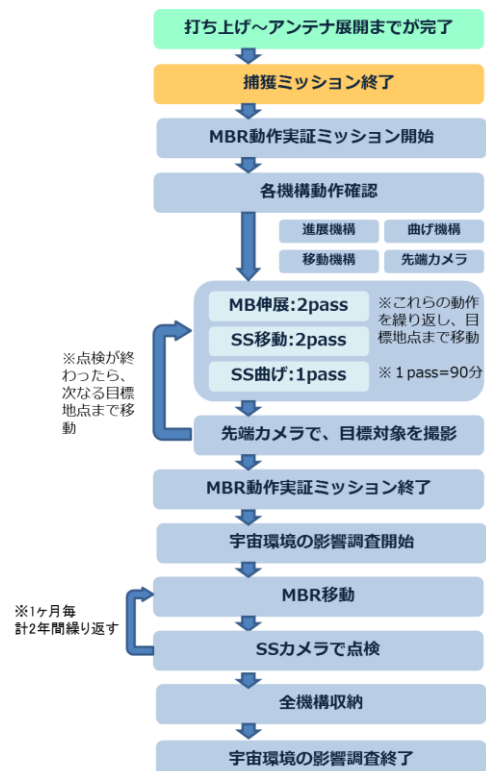


図 13 MBR 実験手順

(5) 実験装置

今回の実験で使用する実験装置外観を図 14 に表 2 には、実験装置の諸元を示す。サイズについては、現在製作中の Shaping system 試作機のサイズから見積もった。MB 最大伸展量については、H-IIA ロケット 2 段目の全箇所を検査できる長さを想定し 20m とした。Shaping system への電力供給・通信は、ビームと並行して繰り出されるケーブルにより行う。MB 先端のカメラへの電力供給・通信は、MB 内部を通るケーブルにより行う。図 15 に、本実験装置の動作イメージを示す。

表 2 MBR 実験装置諸元

収納時サイズ	W285×H450×L1600mm
質量	27.3kg
最大消費電力	57.5W
MB 直径	15.3mm
MB 最大伸展量	20m

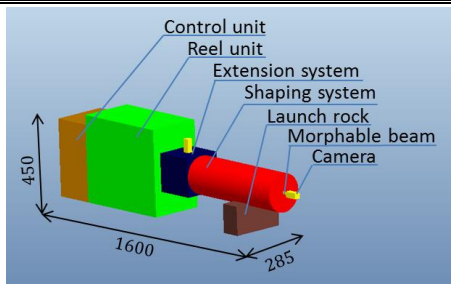


図 14 MBR 実験装置

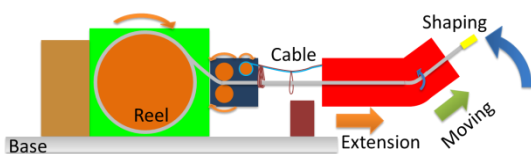


図 15 MBR 実験装置の動作

(6) サクセスクライテリア

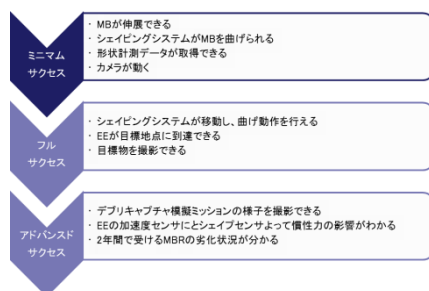


図 16 MBR ミッションのサクセスクライテリア

2.4 バス系^{[8][9]}

2.4.1 電源系

本実験システムは、電源としてマルチジャンクションGaAs太陽電池を採用し、食時の電源はリチウムイオン二次電池を用いる。

必要電力を以下のように示す

- ・ ミッション部合計 :100W
- ・ 通信系 :10W
- ・ データハンドリングOBC :1.5W
- ・ 姿勢制御系各センサ :4.4W
- ・ ヒータ :8.5W

10%のマーヅンを与え必要電力は138Wとなる。

本実験システムの軌道周回周期と最大食時間により太陽電池の必要発電量 P_{sa} は234Wとなる。太陽電池の発電効率を20%、単位面積あたり二年間後の末期発電量 P_{eol} は201W/m²である。ゆえに必要とする太陽電池の面積 A_{sa} は1.16m²となる。

太陽電池はバスシステムの外側に展開され、太陽光に当たる面積は1.25m²であるため、本ミッションにとって十分であることが確認できる。

バッテリーは3個並列で使用する(容量3.0Ah 電圧14.4V)。本ミッション最大20分間の食時であっても十分であることが確認できる。(二年間のミッションの場合、放電深度DODは40%とする)

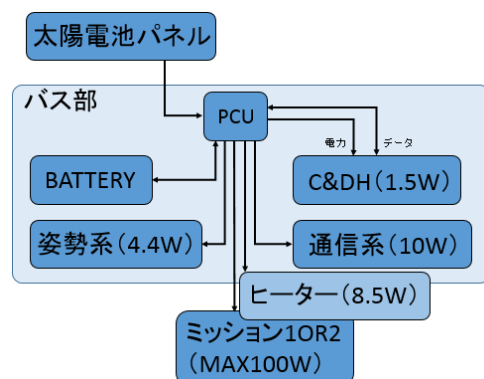


図 17 電源系システムダイアグラム

2.4.2 遠隔運用(通信・C&DH)系^[10]

本宇宙機で搭載する遠隔運用システムの開発方針として、宇宙機自体に高い自律性を持たせ、ミッション中の実時間における制御指令発行は基本的に行わない。またミッションデータはミッ

ション遂行後データストレージに保管を行い、地上からの指令に伴い数パスをかけてダウンリンクするものとする。

(1) 通信

本宇宙機では積極的に姿勢制御を行う能力に限界がある中で生存性を高めるため、無指向性アンテナを採用する。ダウンリンクに地上利用の電波との干渉を少なくし安定性を高めるためにSバンド帯の電波を用い、送信出力 0.5W で通信を行う。この時の通信速度として 3kbps 程度を見込む。そして指令送信などに用いるアップリンクにはUHF帯を採用する。通信可能仰角を30度とし、1パス辺り10分程度の可視時間を見込む。

(2) C&DH系

ミッションの高度な自律化要求を満たすため、中央計算機と捕獲ミッション系に「SH-3」マイコン、MBR ミッション系に「SH4-BoCCHAN-1 OBC」を採用する。図 18 にシステムダイアグラムを示す。

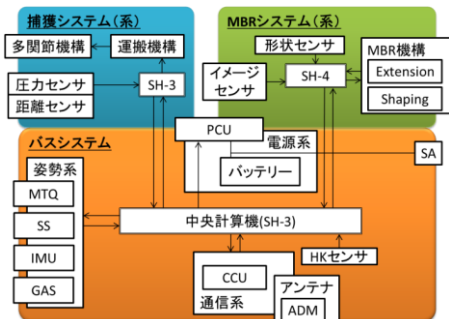


図 18 通信系システムダイアグラム。

2.4.3 構造系・熱制御系

全体の構成はロケット上に 90 度ずつ捕獲システム、MBR システム、バスシステムを配置する。MBR とバス部の構造は主要パネルにアルミハニカムパネルを利用し軽量化する。各システムの重量は捕獲部 77.0kg、MBR 部 45.1kg、バス部 21.6kg で、総重量は 143.7kg である。バスシステムの各機器は図 19 のようにパネルの上に各コンポーネントを配置する。熱制御のために必要機器にはヒータを設置し、太陽光が当たらないパネルには放熱板を配置し放熱面として利用するこ

とで機器の動作可能温度領域を維持する。

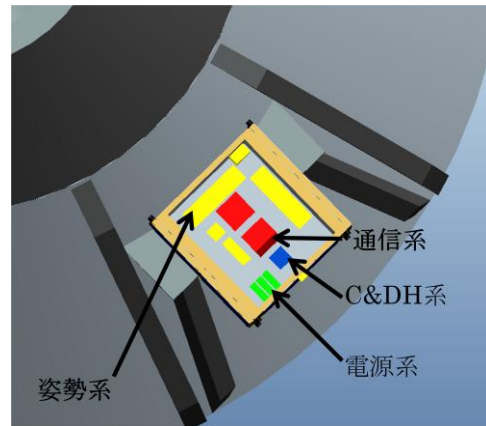


図 19 バスシステム機器配置

3 結言

本実験システムはピギーバックエリアに搭載され、ミッションを終え不要となった H-IIA ロケット 2 段目部を有効に再利用したミッションである。将来的に必要とされる「非協力ターゲットの捕獲」及び「MBR システムによるロケットの点検ミッション」の 2 つの軌道上サービス要素技術実証実験を提案し、実験システムの設計を行った。

参考文献

- [1] 衛星設計コンテスト 衛星設計に関する技術資料
- [2] 岩崎信夫, 的川泰宣, "図説宇宙工学", 日経刷, 2010, pp.52-72
- [3] 木田隆他, "人工衛星と宇宙探査機", コロナ社
- [4] JAXA 赤外線天文衛星「あかり」(ASTRO-F)
http://www.jaxa.jp/projects/sat/astro_f/index_j.html
- [5] JAXA | 太陽観測衛星「ひので」(SOLAR-B)
http://www.jaxa.jp/projects/sat/solar_b/index_j.html
- [6] 「超多自由度機構による非協力衛星把持方法に関する研究」濱島大輝 ロボティクスメカトロニクス講演会 2014
- [7] Kent Yoshikawa et al., "The Design of key mechanical functions for a super multi-DoF and extendable Space Robotic Arm", i-SAIRAS 2014
- [8] 茂原 正道, 鳥山 芳夫, "衛星設計入門", 培風館, 2002-6
- [9] 宮崎 康行, "人工衛星をつくるー設計から打ち上げまでー", オーム社, 2011-11
- [10] SH4-BoCCHAN-1 OBC The SH4 Board of Compact and low-Cost Hodoyoshi Architecture for Nano-satellites",
http://astrex.jp/online/img/SH4-BoCCHAN-1_OBC.pdf