

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

平成16年度
総合技術研究本部宇宙領域
宇宙科学研究本部
合同研究成果報告書
—先行研究等—

2006年1月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構特別資料
JAXA Special Publication

平成16年度
総合技術研究本部宇宙領域
宇宙科学研究本部
合同研究成果報告書
—先行研究等—

2006年1月
January 2006

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

超大型科学観測気球の放球	第2運用開発グループ	1
宇宙太陽光利用システムの研究状況	高度ミッション研究センター	7
SSPS用半導体デバイスの現状と試作試験計画	高度ミッション研究センター	11
大規模アレーアンテナの解析	高度ミッション研究センター	13
傾斜機能材料の適用性調査	高度ミッション研究センター	15
太陽電池素子アレイへのRF照射実験結果	高度ミッション研究センター	21
科学衛星テレメトリデータベースシステム SIRIUSの開発	システム運用部	23
宇宙機ビジュアライゼーション	技術開発部	27
大型宇宙マニピュレータの残留振動抑制に関する研究	システム誘導技術グループ	29
軌道上自律移動ロボット技術の実験研究	システム誘導技術グループ	35
複数ロボットによる大型柔軟構造物の協調輸送作業に関する研究	システム誘導技術グループ	41
宇宙デブリ観測技術の研究	宇宙先進技術研究グループ	47
デブリ防御技術の研究	宇宙先進技術研究グループ	51
宇宙デブリ回収・除去技術の研究	宇宙先進技術研究グループ	55
月探査利用の研究－月軟着陸実験機に向けて－	宇宙先進技術研究グループ	61
有人宇宙活動技術の研究	宇宙先進技術研究グループ	67
臨界点近傍流体のピストン効果の直接観察	宇宙先進技術研究グループ	73
宇宙作業システムの研究	宇宙先進技術研究グループ	77
宇宙技術応用の研究	宇宙先進技術研究グループ	83
ソフトウェアIV&V(独立検証及び妥当性確認)の研究と実証	情報技術開発共同センター	89
将来ミッションの研究	情報技術開発共同センター	91

※宇宙科学研究本部の成果報告を斜体で表記しております。

※組織名は平成17年9月30日現在のものです。

超大型科学観測気球の放球 Launching a Large Scientific Balloon

宇宙科学研究本部 システム運用部 第2運用開発グループ
ISAS Space Systems Operation Department Operation Group 2
並木道義
Michiyoshi Namiki

Abstract: Launching a large balloon at a limited launching field is a long standing subject in Japan. The volume of the largest balloon ever launched successfully was 200,000 cubic meters. This type of balloon was firstly launched in 1973. A larger balloon with a volume of 500,000 cubic meters was tried to launch in 1980; however it did not succeed because of burst during the ascending phase. For launching a large balloon with a total lift more than 1 ton, the static launching method, we have used for more than 20 years, has several weak points that may result in failure. We developed a semi-dynamic launching method using a new launcher, which is fixed on the ground and has a freedom of rotation around the vertical axis and an elevation system up to 5 m, as well as a leap-up spooler system for holding a balloon bubble, in 1999. We have launched several balloons using the method. In 2003, a balloon with a volume of 500,000 cubic meters, which was made of polyethylene films of 20 micro meters in thickness, was successfully launched with the semi-dynamic launching method. It is the largest balloon ever launched in Japan.

1. 概要

三陸大気球観測所のように限られた放球場で大きな気球を上げることは長年の課題であった。これまでに打ち上げに成功した最大の気球は、1973年に上げられた容積200,000立方メートルのものである。より大きな容積500,000立方メートルの気球が1980年に打ち上げられたが、上昇中に破壊して成功には至らなかった。総浮力が1トンを超えるような大きな気球を、これまで20年以上行ってきた立て上げ放球法によって上げるには、いくつかの問題点があった。そこで、日本独自のセミダイナミック放球法が考案された。このために、回転テーブルに固定されて、自由に回転でき、5mまでペイロードを昇降させることのできる大型放球装置と自走式跳ね上げローラー車が開発された。2000年以降、この放球法によって大型気球が上げられている。2003年に、厚さ20 μ mのポリエチレンフィルムで作られた容積500,000立方メートルの気球の打ち上げと飛翔に成功した。この気球は日本で放球された最大容積の気球である。

2. はじめに

国産の気球は、1966年のB5型気球(容積5,000m³)、1967年にB15型(容積15,000m³)、1968年にはB30型(容積30,000m³)、1969年にB50型(容積50,000m³)と大型化され、1970年にはB100型気球(容積100,000m³)を上げるに至った。これまでに三陸大気球観測所から放球と飛翔に成功した最も大きい気球は、1973年に上げられたB200型気球(容積200,000m³)であった。これらの気球の打ち上げ方法は、スタティック放球方式[1]と呼ばれている。この方式は、ガスを充填する気球頭部の直下を3本のゴムローラーで押さえ、頭部より下の気球部分は地上に折りたたんでおいて放球する方法である。

その後、三陸大気球観測所では、1980年にこのスタティック放球法によりB500-1号機(容積500,000m³)を放球したが、高度12kmで降下をはじめ飛翔成功には至らなかった。

1982年以降、新スタティック放球法[2](立て上げ放球法)と呼ばれる放球方式が使われるようになった。観測器とパラシュート部分に力がかかっていない状態で放球するのは初期のスタティック方式と同じであるが、ランチャーから観測器までの長さが非常に短くなり、放球しやすくなった。また、500kg以上の浮力に対してもフィルムへの控減等の損傷はなくなった[3]。新スタティック放球方式によって、これまでに250機以上の気球の放球に成功している。しかしこれらの放球方式にはそれぞれ欠点があり、そこで新しい放球方式が開発された。まず、放球場は20m延長され、放球場の先端部に新たに大型放球装置が設けられた[4]。これにより、それまでの回転テーブルから放球場端までの有効距離90mが最大160mまで確保できるようになった。大型放球装置は回転テーブルに固定されているが、観測器の保持台は上下方向に5m昇降可能であり、回転は自由にできるようになっている。また、ガス充填の間気球頭部を保持するための跳ね上げローラー車が新規に製作された[5]。新しい放球装置と跳ね上げローラー車を用いた日本独自のセミダイナミック放球法[6, 7]が考案され、2003年までに放球試験が繰り返され、新しい放球方法が完成した。

そこで、2003年9月に、容積500,000m³のB500-2号機の放球を再度試み、放球に成功するとともに良好な飛翔が行われた。

3. 放球方法

3.1 ダイナミック放球法

世界中で最も一般的な観測気球の放球方法は、ダイナミック放球法 (Fig. 1) であり、観測装置をクレーン式の放球車に吊り下げておき、気球頭部はスプールと呼ばれるローラーにより固定されている。この状態でヘリウムガスを規定量注入し、このスプールを跳ねることにより気球本体をリリースさせ気球は上昇を始める。その後、クレーン式の放球装置を備えたランチャー車は、ほぼ全速力で風下側へ走り、気球に追い越された時点で観測器を固定してあるフックをはずして観測装置を放球する方式がダイナミック放球法である。

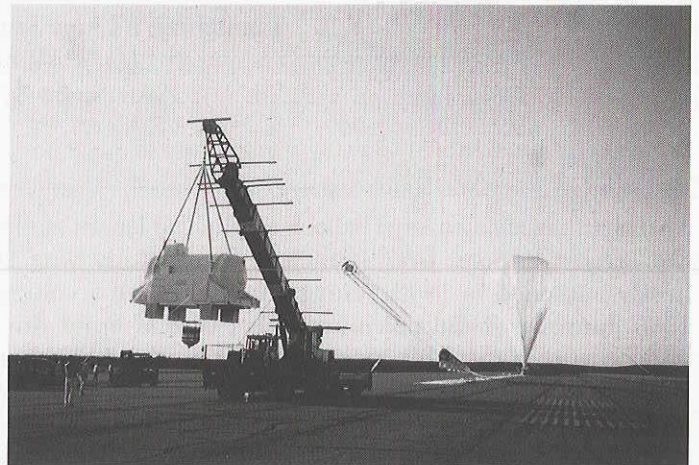


Fig. 1 dynamic launching method

3.2 補助気球使用放球方式

主にフランスが取り入れている放球方式 (Fig. 2) で観測器の重量とほぼ同程度の浮力を付けた補助気球で観測器を吊り下げておき、気球頭部は跳ね上げ式のローラーにより固定されている。規定量ヘリウムガスを注入し、ローラーを跳ねることにより気球本体をリリースさせる。その後、気球下部およびパラシュート部が地上を離れたのを確認し、補助気球を固定しているフックをはずされ観測器を上昇させる。気球本体およびパラシュートが垂直に伸びきった所で補助気球と観測器を固定しているフックが回転し、補助気球のみが外れ、観測器は上昇していくことになる。



Fig. 2 Sub balloon launching method

3.3 スタティック放球法

日本のように狭い国土では、ダイナミック放球法は不向きであるため、わが国で気球観測が行われるようになってから日本独自となるスタティック放球法 (Fig. 3) が考案された。この放球法は、大型気球に規定ガス量を詰めるのに必要な部分の気球下部を3本のゴムローラーで押さえておき、放球時は、そのゴムローラーを開放することで放球する方式である。3本のゴムローラーで押さえているため、浮力が大きくなるとポリエチレンフィルムが挫滅するおそれがあることと、また、大きな気球になると全長は100m以上にもなり、1秒間に5mの速度で上昇する気球では、観測器が地上を離れるまでの時間が20秒程かかり、地上風の有無により台車に乗せた観測器を気球の直下へ人力で押して合わせるのが難しく、この放球法では、飛揚場の端から直径12mの回転テーブルまでの90m部分に気球を展開することになり、全長112mのB200気球までが放球の限界であった。

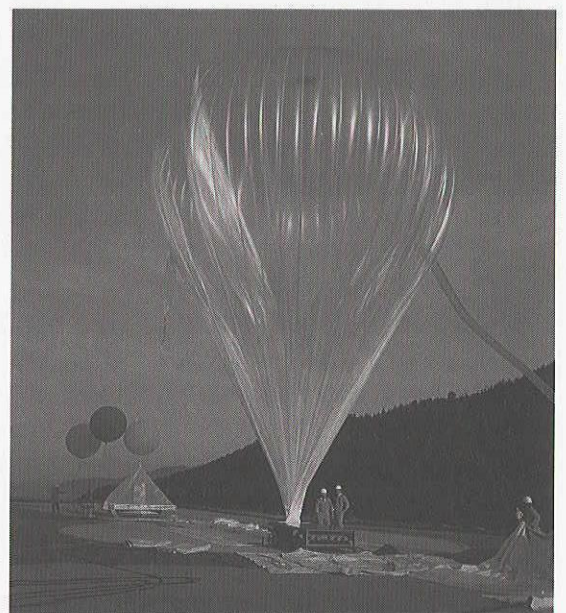


Fig. 3 static launching method

3.4 立て上げ放球法

昭和55年(1980年)に立て上げ放球法(Fig. 4)が考案されてから、本年までの25年間この放球法により、安全で確実な気球の放球が行われてきた。この放球法は、大型気球に規定量のヘリウムガスを注入後、気球全長をローラー車の移動によりランチャー上に立て上げるため、放球時にはランチャーから観測器までの距離がおよそ20~30m、時間では5~6秒となり、放球に対する安全性と確実性が格段に改良された。ただし、この方法にも欠点があり、ヘリウムガスを注入後、全浮力のついた気球を立て上げる時に気球本体をローラーでしごいていくことになり、総浮力が1トン以上になると、気球本体に傷をつける恐れがあることがわかった。

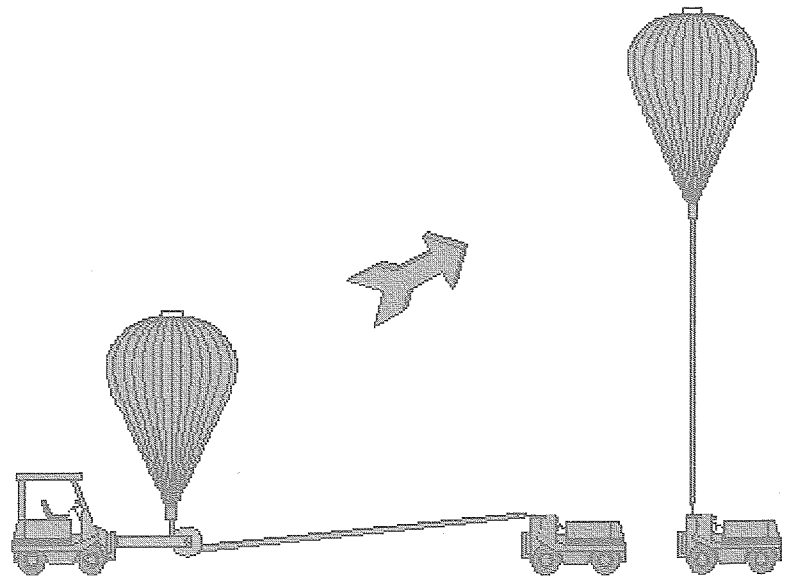


Fig. 4 New static launching method

3.5 セミダイナミック放球法

「立て上げ放球法」の短所を改良し、長所を活かす放球方式が平成11年(1999年)から導入された。平成11年に新方式となる大型放球装置(Fig. 5)が完成し、総浮力1トン以上となる気球の放球も可能となった。この放球法は、観測器を保持している大型放球装置(ランチャー)が固定式であるため、「セミダイナミック放球法」と名付けられた。特徴は、大型放球装置が2機の昇降リフトを備えており、観測装置は地上から5mの高さまで持ち上げることが可能である。観測器を保持する部分は、さらに3m高く、地上から8mの高さで保持することが可能である。また、この装置は水平方向に360度回転させることができ、強度も全ての方向に対して4トン以上の張力に耐えるように設計されている。放球法の模式図をFig. 6に示した。このランチャーによる放球は、大型気球に規定量のヘリウムガスを注入後、まずローラーを跳ね上げて気球本体をリリースさせ、気球が大型放球装置上に立ち上がる間に、観測機器が風下側となるように装置全体を回転させ、気球本体がランチャーの真上に来たとき、大型放球装置に内装された張力計によって最終浮力の確認が指令室で行われる。気球が帆を張らないように気球の首の部分に取り付けたカラーは、地上風の風速によってはずしてから気球を放球する場合と、風速が強い場合は気球の放球後にカラーをはずす場合の二通りの手順が採用されている。気球本体がランチャーの真上か、少し追い越したとき観測器を保持している金具をはずすことで観測器の放球が行われる。これらの放球装置は技術系職員を中心に設計、開発が行われており、私自身、大型放球装置では、放球時の切り離し機構および浮力測定装置等の設計、開発を行い、セミダイナミック放球法の確立を計った。

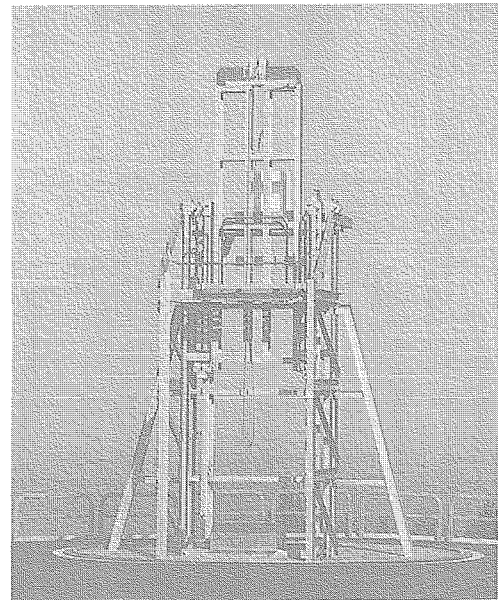


Fig. 5 Semi-Dynamic launcher

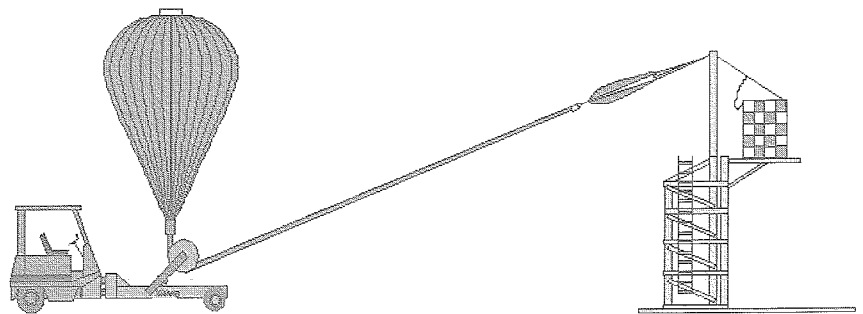


Fig. 6 Semi-Dynamic launching method

4. B500-2号機の放球

Fig. 7に示したB500-2号機の荷姿に示すように、この気球および荷姿の全長は185mあるため、はじめから全体をそのまま展開することが不可能である。そこで放球方法の検討が行われ、以下の手順で放球は行われた (Fig. 8 参照)。

- (1) 気球全長を放球場の端から展開する。
- (2) 観測器を大型放球装置の昇降台の上に置き、観測器を吊る4本の吊り紐がひとつになった部分の少し上に取り付けられた放球リングと呼ばれる部分を大型放球装置の上部に設けられた切り離し装置に接続する。
- (3) 気球の尾部を移動式ランチャー付属のウインチロープと接続する。
- (4) 気球頭部からガス注入口の少し下までを跳ね上げローラーに設置する。
- (5) 気球の尾部に観測器と接続されている荷姿パラシュート頭部の接続を行う。
- (6) ヘリウムガスの注入を開始。
- (7) 跳ね上げローラー車をカラー位置まで移動させる。
- (8) カラーの取り付けを行う。
- (9) ガス注入終了後、ウインチロープを繰り出し気球を徐々にローラー上に立て上げる。
- (10) 荷姿に張力がかかりウインチがフリーになったら、気球尾部からウインチロープをはずす。
- (11) 跳ね上げローラーを開放し、気球を立て上げる。
- (12) 大型放球装置全体を回転させ、観測器が気球頭部に対して風下側になるように調整する。
- (13) カラーを開放し、カラーの落下を確認する。
- (14) 放球機構を動作させ、放球を行う。

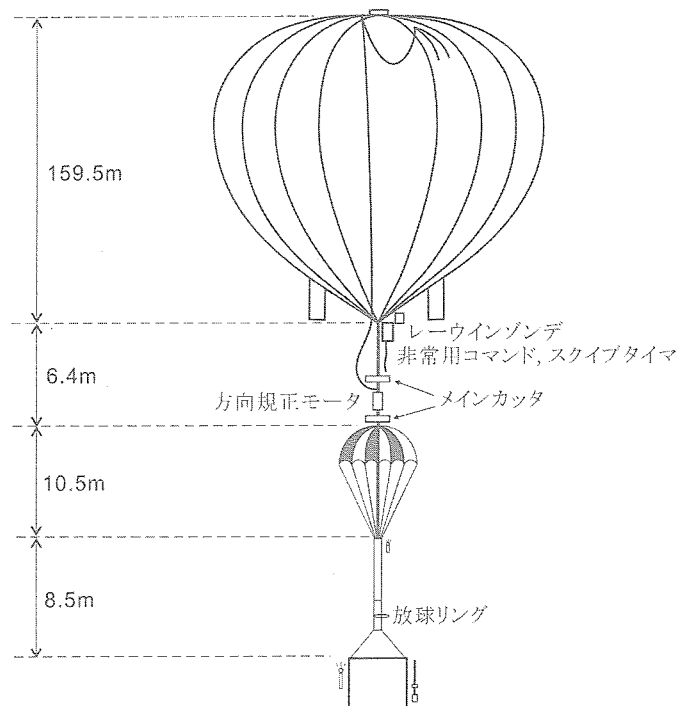


Fig. 7 Flight train of B500-2

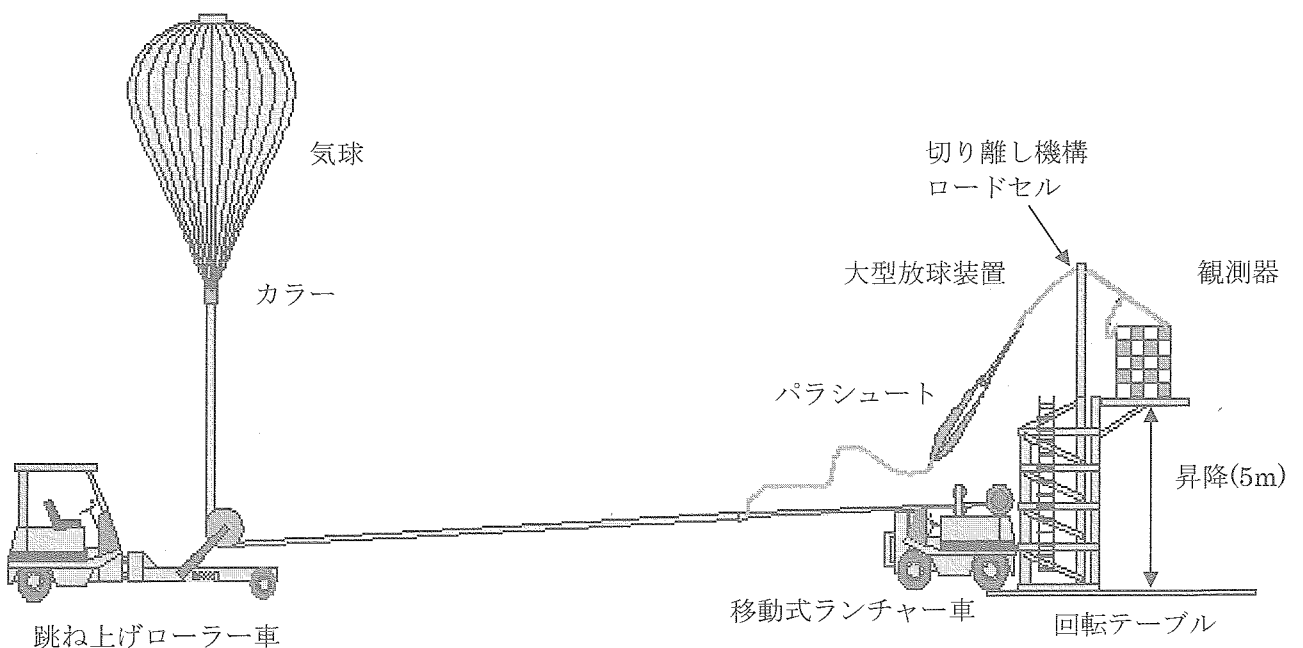


Fig. 8 Launching method of B500-2

5. 放球および飛翔結果

B500-2号機の観測目的は、中性子星やブラックホール候補星等からのガンマ線を非常に高い精度で検出する新しいテクノロジーを切り拓くことにある。新しい概念に基づいた半導体検出器とシンチレータ検出器を1台ずつ搭載した。観測器の方位角の制御を行うために、方向規制用モータをパラシュートの直上に搭載しており、これより下のパラシュート、荷姿はマルチリングによる構成となっている。Table.1にB500-2号機の諸元を示す。

Fig.9は大型放球装置の昇降台に設置された観測器の写真である。観測器に接続されたパラシュートは気球尾部に接続されている。Fig.10には気球にヘリウムガスを入れている所を示す。立て上げ用ランチャーに取り付けてあるウインチロープを気球尾部に接続した。ガスをつめ終わった後の様子をFig.11に示す。その後、ウインチロープの操作による気球の伸張は順調に行われ、跳ね上げローラーの開放時には、Fig.12に示すように三陸地方特有の霧の中に入ってしまったが、気球下部の状態を確認し、カラーの分離を行った。カラーの落下を確認した後に、放球を行った。Fig.13は霧をぬけて上昇していく気球の様子を示す。B500-2号機は、2003年9月3日17時37分に放球され、毎分225mの速度で正常に上昇した。この気球では、高度43kmの風速が早いことが予測されたため、排気弁とバラストによる制御を行っている。まず、高度14kmに到達したところで排気弁を開き上昇速度を毎分80mまで落とし、強い西風によって東方沖合200kmまで出した。高度20kmに到達したところで、バラストを投下

Table.1 Specifications of B500-2

Film Gauge	20 μ m (Metallocene)
Balloon volume (m ³)	500000 m ³
No. of Gores (pieces)	130 pieces
Diameter (m)	115.2 m
Shell length (m)	160 m
Balloon Wt. (kg)	800 kg
Gross weights (kg)	1145.2 kg
Payload weights (kg)	324 kg(inc. Ballast)
Total Buoyancy (kg)	1262 kg
Nominal altitude (km)	43 km



Fig.9 Payload on the launcher

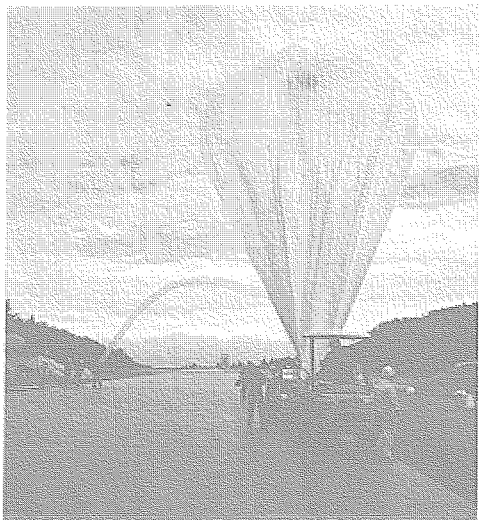


Fig.10 Inflating of He gas



Fig.11 Standing up top of balloon

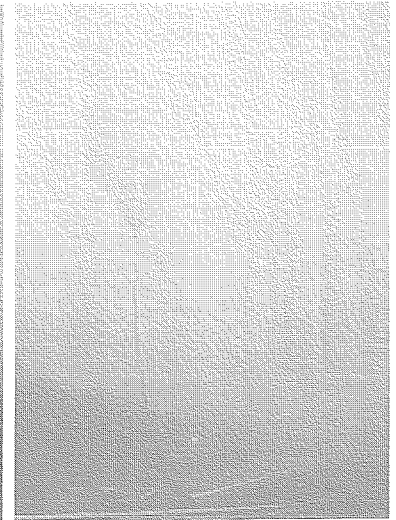


Fig.12 Just launch off Balloon

して上昇速度を上げた。気球は毎分180mの速度で上昇し、放球から5時間53分後に、130kmの沖合で水平浮遊状態に入った。Fig. 14 および Fig. 15 にこの気球の航跡図と飛行高度の時間変化を示す。その後、気球は東風により西方に進み、翌日午前1時25分に三陸大気球観測所上空に到達した時点で、指令電波を送信し観測器を切り離れた。観測器は三陸大気球観測所の東方30kmの海上にパラシュートで緩降下した。観測器および気球は翌朝早くに、ヘリコプターと回収船を用いて、無事に回収された。観測システムも正常に動作し、目標天体の追尾、データ受信ともに成功した。

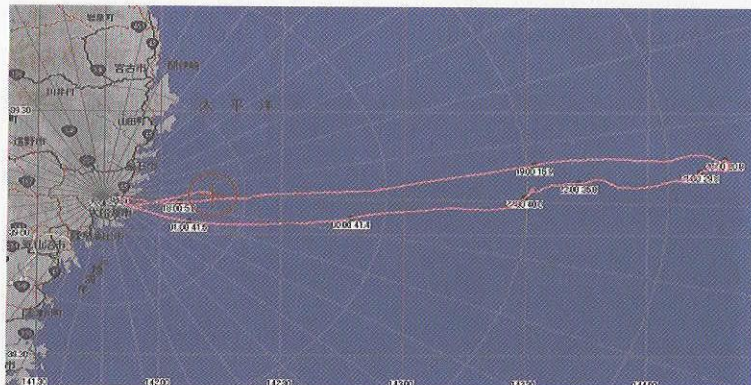


Fig. 14 Trajectory of B500-2

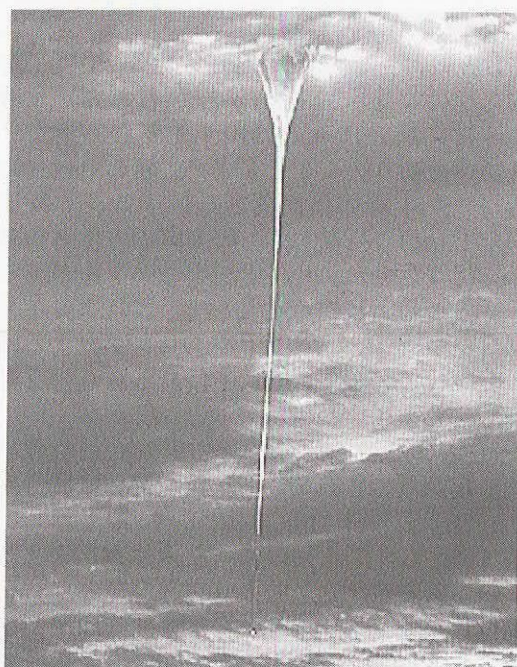


Fig. 13 The balloon ascending

6. おわりに

三陸大気球観測所の放球場先端部を拡張して設けられた、回転機構と昇降台を備えた大型放球装置、ならびに、自走式跳ね上げローラー車の開発により、セミダイナミック放球法が確立された。2003年9月3日にB500-2号機の放球および飛行に成功した。この気球の容積は500,000立方メートルであり、これまで日本において打ち上げと飛行に成功した最大容積の気球である。この気球は、国産の気球用に最適化されて開発されたポリエチレンフィルムを用いて製作された。この気球の成功により、成層圏上部における長時間観測に道が開かれた。新しいセミダイナミック放球法により気球はより安全に打ち上げ可能となり、また、放球時にゴンドラにかかるショックもほとんどなくなった。たて上げ放球法と比較して気球頭部への最大負荷が小さくなったこととあわせて、より大型の気球を三陸大気球観測所のような狭いフィールドでも安全に打ち上げることが可能な環境が整った。

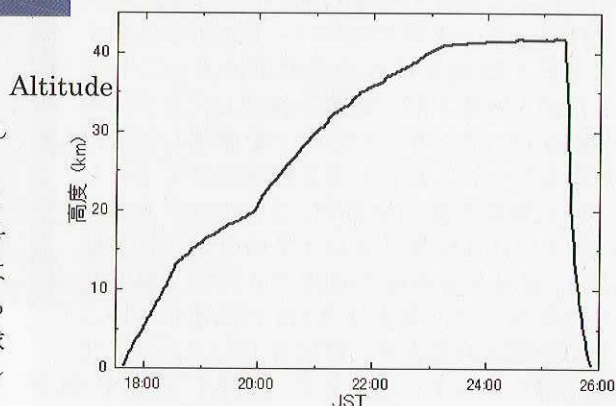


Fig. 15 Altitude curve of B500-2

参考文献

- [1] 秋山弘光, 他: 立て上げ放球法, 宇宙科学研究所報告 特集, Vol. 4, 3-16, 1982.
- [2] Akiyama H., et al.: A new static-launch method for plastic balloons, Adv. Space Res., Vol. 3, 97-100, 1983.
- [3] Nishimura J., et al.: The improvement of the static launch method in Japan, Adv. Space Res., Vol. 13, 63-66, 1993.
- [4] 並木道義, 他: 大型気球放球装置, 平成11年度大気球シンポジウム, 1999.
- [5] 並木道義, 他: 大型放球装置用跳ね上げローラー車の開発, 平成13年度大気球シンポジウム, 2001.
- [6] 並木道義, 他: 大型放球装置を使用した大気球の放球, 宇宙科学研究所報告 特集, Vol. 41, 25-34, 2001.
- [7] Yamagami T., et al.: Semi-dynamic launching method for scientific balloons, Adv. Space Res., Vol. 30, 1145-1148, 2002.

宇宙太陽光利用システムの研究状況

Summary of Studies on Space Solar Power Systems (SSPS)

高度ミッション研究センター(Advanced Mission Research Center)

森雅裕、藤田辰人、斉藤由佳

Masahiro Mori, Tatsuhito Fujita and Yuka Saito

Abstract

We have been conducting studies on Space Solar Power Systems (SSPS) using microwave and laser beams for years since FY1998 organizing a special committee and working groups. In the study, some configurations of both microwave based SSPS and laser based SSPS has been studied. This paper presents a summary of SSPS concepts and architectures study.

1 はじめに

本研究は平成10年より実施しており、地球温暖化、エネルギー問題など人類が直面する地球規模の諸問題を解決する可能性を秘めた宇宙太陽光利用システム（SSPS：Space Solar Power Systems）の実現性に関する研究を行っている。マイクロ波方式およびレーザー方式のSSPSに関してシステム構成やコンフィグレーションを検討し、技術課題の抽出、研究開発ロードマップの作成、経済的フィージビリティの検討等を継続して実施している。

2 研究の概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

(1) マイクロ波方式 SSPS の実現性検討

1GW級のマイクロ波方式 SSPS (M-SSPS) に関しては、これまでに種々のシステム概念について検討を行ってきた。平成16年度はこれまでの検討結果を受けて、発電部と送電部を分離する方式のシステム概念を新たに提案し、その技術的成立性や経済性について検討を行った。

(2) レーザー方式 SSPS の経済性の検討

レーザー方式 SSPS (L-SSPS) に関しては、比較的小さい規模のシステム (10MW 級) を複数接続して大出力システムとするコンフィグレーションを提案し、姿勢/軌道制御方法や排熱システムの検討等を行った。また、集光倍率を抑えながら、かつシステムの効率を

高く維持する方法として発振器と増幅器を組み合わせたレーザーシステムについても検討した。さらに、商用システムを開発していく途中の段階での技術実証のひとつとして、月極域探査ローバーへのエネルギー伝送を実現する月周回型技術実証衛星を提案し検討を行った。

3 成果の概要

(1) マイクロ波方式 SSPS の実現性の検討

M-SSPS に関しては、これまでに種々のシステム概念について検討を行ってきた。これまでは発電部と送電部が表裏一体となった送電一体化モジュールを中心として検討を行ってきたが、送電部からの発熱を適切に排熱して送電部を適切な温度範囲に維持することが容易でないこと等の問題点が上げられたため、平成 16 年度は送電部を分離した方式を中心に検討を行った。Fig.1 に 2004 年型 M-SSPS 基準モデルを示す。

本モデルの特徴は以下のようにまとめられる。

- ① 発電部と送電部を分離（構造的には接続）して排熱面を確保する。
- ② 2003 年型と同様、反射鏡は発・送電部とは独立、編隊飛行するものとする。
- ③ 発電部の大きさは集光倍率に依存するが、発電面の温度の観点からは集光倍率は 2～3 倍に制限される。ただし波長選択膜の使用、発電面の光学特性の工夫等により改善の可能性はある。
- ④ 発電部と送電部がコの字型に配置されているため、発・送電部の熱的結合は小さい。そのため、送電部の温度はほぼ送電電力分布で決まる。
- ⑤ 送電アンテナの直径が 2.5km、集光倍率が 2～3 倍の場合、送電電力分布は 20dB でも熱的に成立し得る。ただし、送電面内温度差が大きくなるため、周辺部温度が低くなりすぎる可能性がある。送電アンテナの表面特性の工夫やヒーターの追加等が必要である。
- ⑥ 送電分離型とすることにより、発電部から送電部への送電距離 2km 程度の送電系が必要となるが、その質量は 200ton 程度に抑えることが必要である。

今後は、2003 年型／2004 年型の課題を見直し、これを改良・発展させる形で検討を継続する予定である。

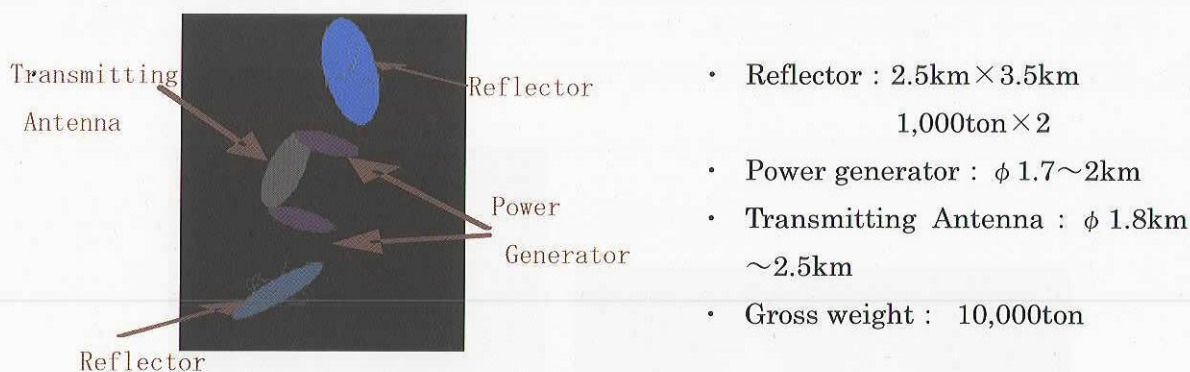


Fig.1 Microwave based SSPS (2003 M-SSPS model)

(2) レーザー方式 SSPS の実現性検討

M-SSPS と同様に、L-SSPS についてシステム概念、基本コンフィグレーション、主要機能等の検討を行った。Fig.2 にレーザーSSPS の基本ユニットモデルを示す。

基本ユニットは一次/二次光学系、レーザーモジュール（レーザー発振部、送信ビーム整形、指向部を含む）、ラジエータから構成される。レーザー発振には太陽光直接励起型固体レーザーを使用し、太陽電池を不要とすることで高効率なエネルギー変換が期待できる。ただし、効率よくレーザーを励起するためには太陽光を高倍率に集光する必要があるため、高性能排熱技術が重要となってくる。本基本ユニットでは、ラジエータ内部の熱移送距離及び軌道上での組立作業性等を考慮して、ラジエータは 100m × 100m とし、この規模のラジエータで排熱できる熱量は最大 10MW と仮定した。太陽光直接励起型固体レーザーでは、レーザー媒質に入射する太陽光エネルギーの 1/3 程度がレーザー光に変換され、1/3 程度が熱となると見込まれているため、本ユニットのレーザー出力も 10MW 程度となる。必要な一次集光鏡は 100m × 100m × 2 式となる。

レーザー媒質としては、大気伝送効率のよい 1.06 μm の波長のレーザーを発振する Nd : YAG レーザーが有望であるが、ディスク型、ファイバー型等の複数の選択肢があるため、比較検討を実施中である。また、平成 16 年度は集光倍率を抑えながら、かつシステムの効率を高く維持する方法として発振器と増幅器を組み合わせたレーザーシステムについても検討したが、適用性等については今後も継続検討の予定である。

また、大出力（1GW 級）のシステムを構築するためには、本基本ユニットを多数、直列接続して全体として棒状のシステムとする。（Fig.2）静止軌道上で長手方向を軌道面垂直に太陽指向の姿勢で飛行することで、太陽方向から見たシステムの形状は対称となり太陽輻射圧による姿勢擾乱トルクは発生しない。反太陽方向に流す力が常時作用し、周期的な重力傾斜トルクが発生するが、定量的な解析によると制御用の燃料は少量でよい。個々の基本ユニットで生成されたレーザー光は一本のレーザービームに集約して地上に伝送するか、あるいは個々の基本ユニットから独立に送出するかの選択になるが、独立に送出する場合、地上におけるレーザー受光方法に工夫が必要である。

今後は、レーザー媒質の組成・形状、レーザー発振部の構成、集光倍率と方法、排熱方法、組立方法等の詳細について検討を重ねる予定である。

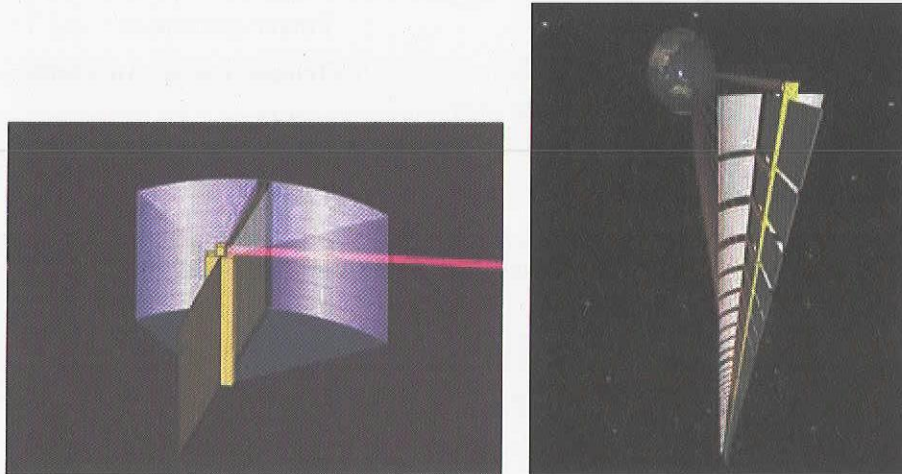


Fig.2 Laser based SSPS (Left: one base unit/Right:1GW-class)

L-SSPS の実現性検討では、さらに、商用システムを開発していく途中の段階での技術実証のひとつとして、月極域探査ローバーへのエネルギー伝送を実現する月周回型技術実証衛星を提案し検討を行った。現在、注目を浴びている月探査では地球の約 2 週間にわたる昼と夜が交互にあり、昼夜の温度差が大きくなるため、アポロ計画時代とは異なりロボットや人類が長期間にわたり活動や探査を行う環境を整えるためにはエネルギー確保および伝送技術が必要不可欠である。月周回型技術実証衛星についてミッション内容/軌道/規模/レーザー方式/回線の成立性等の検討を実施した。

4 まとめ

本研究では、マイクロ波方式およびレーザー方式 SSPS のシステムコンフィギュレーションを提案し、その実現性や技術的課題等の検討を行った。本検討結果に基づき、2030 年頃に技術的にも経済的にも成立し得る商用化システムを実現させるための課題を掲げ、要素技術開発ロードマップも作成中である。

今後は、引き続き実現性検討を深め、要素技術開発ロードマップの精度を高める必要がある。

宇宙エネルギー利用システムの研究(A Study of the Space Energy Utilization)

SSPS用半導体デバイスの現状と試作試験計画
(Semiconductor devices for SSPS)

総合技術研究本部 高度ミッション研究センター 久田安正 藤田辰人
Advanced Mission Research Center, JAXA Yasumasa HISADA Tatsuhito HUIJITA

Abstract

One of the SSPS Type is the microwave based power transmission (MPT)system (M-SSPS), and Hi-power and Hi-efficiency semiconductor device are need for the M-SSPS.

On this paper ,we describe the status of semiconductor devices, and R&D Program of “GaN semiconductor device”for M-SSPS.

1. はじめに

マイクロ波によるエネルギー伝送システム”M-SSPS”ではGW級のRF電力が必要とされ、このために、より小型・軽量でかつ、高出力・高効率な各種の発振・増幅器が検討されている。

このうち、現状で最も有力視されているデバイスの候補にマグネトロンであるが、SSPS実現の評価指標：単位RF出力当たりの重量比（g/W）で診ると、現状では50g/W程度である。他方、SSPS実現のためには、それを5g/W以下とすることが必要と言われている。

この為、SSPS用のRF発振・増幅器には、より高出力化・効率化と共に、より小型化、薄型化が必要になり、これに適したデバイス／増幅器としては、近年の目覚ましい発展を遂げている半導体の可能性を無視することは出来ない。

このため、「SSPS用高効率・高出力半導体増幅器に関する現状技術の調査」を電気通信大学に研究委託して実施し、現状の技術レベルを認識するとともに、その結果をベースに”SSPS用として試作すべき半導体デバイスの目標仕様案”及び、その”試作試験計画”を検討してみた。

本稿は、それらの概要を報告するものである。

2. 研究の概要

H16年度に実施した現状技術の調査、および検討は次の通りである。

(1) 半導体デバイスに関する調査：SSPS/MPTに適したマイクロ波半導体デバイスについて、技術動向と実現の可能性を内外の学会論文等より調査し、SSPSへの応用可能性を検討する。

(2) 半導体増幅技術に関する調査：上記調査で有力と考えられるデバイスを用いた高出力・高効率F級（またはE級）増幅器としての応用可能性を調査・検討する。その一環として同増幅器の計算機シミュレーションを行い、同技術の実現性の裏付けとする。

(3) SSPS用試作半導体デバイスの目標仕様案の作成

3. 成果の概要

調査の結果として、「マイクロ波半導体デバイスの現状」を図1.に、今後もっとも有力視される”ワ

「イドバンドギャップ (WBG) 半導体デバイス」の例として「GaN HEMTによる高出力化の可能性」を図2. に示す。また、これらの調査結果をベースとして作成した「SSPS用試作半導体デバイスの目標仕様案」を表1. に示す。

H17年度からは、この目標仕様を目指してGaNデバイスの試作試験を開始し、実データ取得を積み重ねることとしたい。

尚、実施した調査・検討では、上記デバイス関係の他に、SSPS用として最も高効率化可能な増幅器と言われる「F級（またはE級）増幅器」についても実施しているが、詳細は今後の試作試験の中でデバイス試作の進捗に合わせて順次実施することとして、ここでは割愛した。

4. まとめ

SSPSの研究の望外の成果として、GaN半導体デバイス試作結果がスピノフ効果に寄与できることになれば幸いである。

調査検討を実施して頂いた電気通信大学の本城和彦教授および同大関係者、デバイス試作に関して各種ご助言を頂いた徳島大の大野教授、当JAXAの部品コーディネータ杉尾氏、及び関係各位に感謝致しますとともに、今後の試作でのご支援、ご協力をお願い致します。

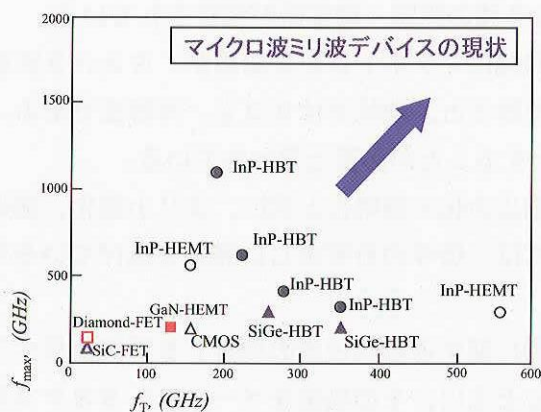


図 1.

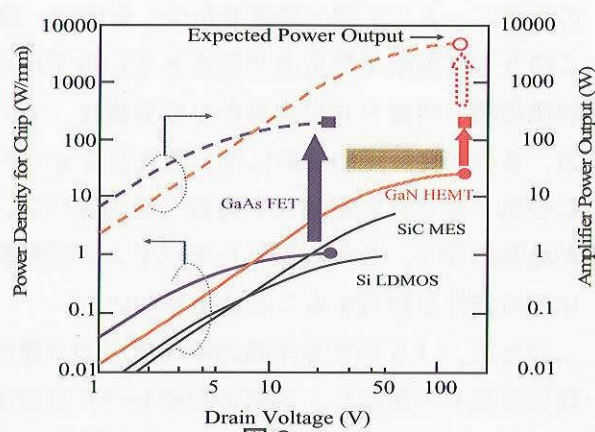


図 2.

SSPS用高効率高出力半導体デバイスの試作試験	
Catch Phrase	マグネトロンを凌ぐSSPS/MPT用高出力・高効率 AlGaIn トランジスタを実現する
試作目標	周波数 5.8GHz、1chip 出力 500W、PAE~80%のHEMT
試作年度	H17年~H18年度まで：デバイス試作 H19~増幅器試作
トランジスタ諸元	AlGaIn/GaN HEMT 基板：4インチ Si-SiC プロセス：ステッパ (Lg~0.5μm) 性能：ft~25GHz fmax~50GHz VB~300V Vd~150V Pout~25 mW/mm @5.8GHz 1 chip Power~500W @5.8GHz

表 1. 試作GaNデバイスの目標仕様案

宇宙エネルギー利用システムの研究(A Study of the Space Energy Utilization)

大規模アレーアンテナの解析
(Analysis results of large scale array antennas)総合技術研究本部 高度ミッション研究センター 瀬在俊浩 久田安正
Advanced Mission Research Center, JAXA Toshihiro SEZAI Yasumasa HISADA**Abstract**

The microwave based power transmission system (M-SSPS) is a huge system and its microwave transmitting antenna is also large scale. Its diameter is assumed to 1 to 2 km and the antenna would be composed of array antennas of 300 to 900 million elements. It is almost impossible to analyze such large scale antennas directly at this moment. Therefore, we have started the study of the analysis method and modeling the antenna since Fy 2004 in order to analyze and design the antenna for M-SSPS. This study has been performed in cooperation with Tohoku University.

1.はじめに

マイクロ波エネルギー伝送システム”M-SSPS”は巨大なシステムである為、マイクロ波伝送用アンテナも大規模で、現在想定されているアンテナの直径は1~2kmである。アンテナはアレーアンテナで構成され、素子数は約3~9億と見積られる。このような大規模なアレーアンテナを直接解析することは現時点では不可能である。その為、マイクロ波伝送用アンテナの設計、並びに解析を実施する為には、効率的な解析手法を見いだすこと、補償を前提としたアンテナのモデル化が必要となる。この目的の為に、東北大学の協力を受け、平成16年度より本研究を実施している。

2.研究の概要

平成16年度は、大規模アレーアンテナの効率的な解析手法に関する研究を実施した。アンテナ解析手法の1つであるモーメント法は、特にアレーアンテナの解析を高精度で実施出来る方法である。しかし、計算時間は素子数(セグメント数)の3乗に比例する為、アレーアンテナの規模が大きい場合は、膨大な計算時間が必要となる。そこで、モーメント法にグループ化手法を導入し、高精度の特徴を活かしたまま、計算時間を削減する方法を検討した。次に、グループ化手法を導入したモーメント法で1万素子のアレーアンテナの特性解析を実施した。

3.成果の概要**(1)モーメント法の高速度化原理**

モーメント法は、アンテナ素子を幾つかのセグメントに分割し、各セグメントの電流分布、電圧分布、セグメントの自己・相互インピーダンスを行列として $[I]$ 、 $[V]$ 、 $[Z]$ で表現し、 $[V]=[Z][I]$ の関係より、電流分布を求める方法である。この時、 $[Z]$ (Z行列)の逆行列を計算する時間は、セグメント数の3乗に比例する為、素子数が大きくなるに連れ、計算時間が急激に増加する。その為、モーメント法の高速度化は $[Z]$ の逆行列の計算を高速度化することに帰着する。

図1の様に配置されたアレーアンテナを通常モーメント法で解説する場合のZ行列は、図2のようになる。その為、その逆行列の計算時間は N_T の3乗に比例する。図3に示す様に、アレーをその空間的な配置などの特徴よりグループ化すると、そのZ行列は図4のように表現される。行列が図4のように表現出来る場合、逆行列を計算する処理(反復回数)は図2の場合より少なくなる。これがグループ化手法によるモーメント法の高速度化原理である。グループ化を行ってもZ行列の次元は同じである為、計算精度は維持される。

例として、図5に示す様にxy平面上に等間隔に配置された半波長ダイポールにより構成されるアレーアンテナの素子数と計算時間との関係を図6に示す。図6より、グループ化により大きく高速化が図られ、素子数が大きい程、その効果が大きいことが判る。

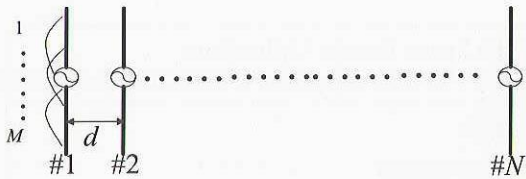
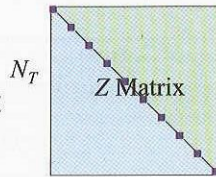


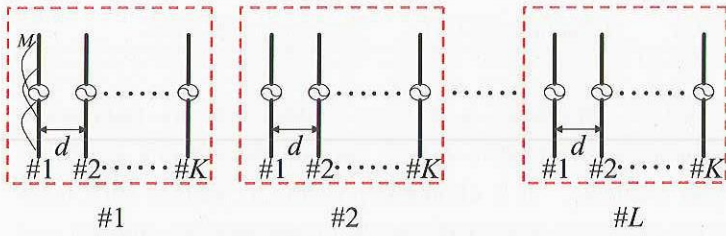
図1 アレーアンテナの配置

N : 総素子数
 M : 素子の分割数



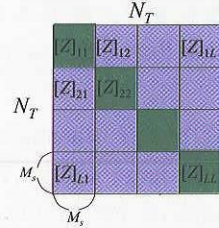
$N_T = N \times M$
 M : 各素子の分割数
 N : 総素子数
 $[S]$; $[Z]$ の対角要素と左下半分
 $[T]$; $[Z]$ の右上半分

図2 図1に対するZ行列



K : 各グループの素子数
 $N = KL$: 総素子数
 M : 素子の分割数
 $L = N/K$: 総グループ数
 $M_s = KM$: 各グループのセグメント数

図3 アレーアンテナのグループ化



$[Z]_{ii}$: グループ*i*中のセグメント同士の自己・相互インピーダンス
 $[Z]_{ij}$: グループ*i*中のセグメントとグループ*j*中のセグメントの相互インピーダンス

図4 図3に対するZ行列

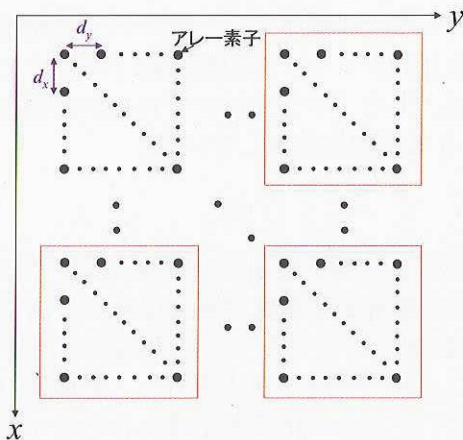


図5 二次元アレーアンテナの配置とグループ化

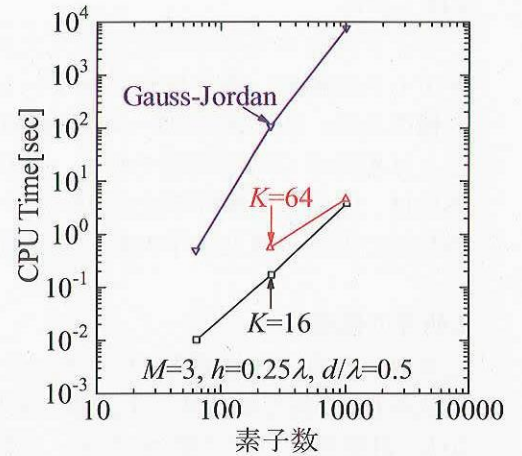


図6 通常のモーメント法(Gauss-Jordan)とグループ化した場合の計算時間 (Pentium4, 3.2GHz clockで計算)

(2)1万素子のアレーアンテナの特性解析結果

グループ化により高速化を図ったモーメント法を使用して、反射板付きクロスダイポールアンテナを100×100に配列した場合のアンテナ特性の解析を実施した。その結果(アンテナパターン)を図7に示す。1万素子の解析はスーパーコンピュータSX-7(NEC製)で実施し、計算時間は約55時間であった。

グループ化によるモーメント法の高速化を図ったことにより、現実的な時間で1万素子(ダイポール数は4万)のアレーアンテナの解析が可能となった。

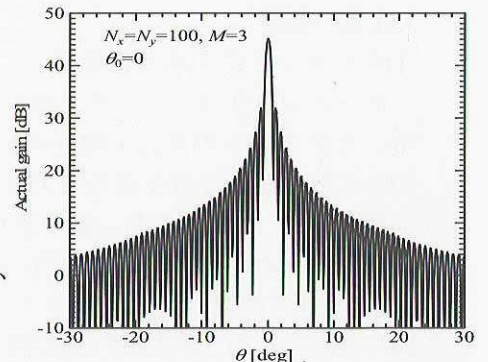


図7 1万素子のアレーアンテナのパターン

4.まとめ

平成16年度の研究の結果、モーメント法の高速化を図ることが出来た。又、それにより1万素子のアレーアンテナの解析を現実的な時間で実施することが可能となった。今後は、補償を前提としたアンテナのモデル化などの検討を実施する予定である。

本研究を実施するに当たり、多大な協力を頂きました東北大学通信工学科澤谷邦男教授、並びに陳強助教授に深謝致します。

宇宙太陽発電システム (SSPS) の高度化に資する
傾斜機能材料の適応性調査

高度ミッション研究センター

木皿且人, 新野正之, 森 雅裕

Abstract

To raise the economics of Space Solar Power System (SSPS) that is to supply large energy from space to the ground and is expected for practical application in 20-30 years, weight reduction and improvement of the life-span need to be sought to reduce transportation costs and life cycle costs. In relation to the SSPS research that has been conducted by JAXA, present report suggests a new vision for material development applying the Japan-developed FGMs concept and proposes some concepts of innovative materials in which the advantages of FGMs are fully utilized.

KEYWORDS

SSPS, FGM, Energy conversion materials, energy

1 緒言

本調査は傾斜機能材料設計技術の概念を宇宙太陽発電システム(SSPS)の高度化に反映させようとするものである。調査は委員会活動でマイクロ波方式、レーザー方式の両システムに対する材料創製に関する適用性について調査した。

20年～30年後の実用化を目指して宇宙から地上へ大量のエネルギーを供給するSSPSの経済性を高めるには、宇宙輸送コストを低減するための軽量化とライフサイクルコストをさげるための長寿命化を追求する必要がある。

本報告では、JAXAが進めてきたSSPSの総合的研究に対して、我が国が創唱したFGMの概念を適用することにより、

- (1) 高機能・超軽量材料分野
- (2) 宇宙放熱の性能向上システムと高効率エネルギー変換素子分野
- (3) 宇宙レーザーによる先進的エネルギー変換システム分野

などの各分野にブレークスルーのための新たな幾つかの視点を提起し、傾斜機能材料設計技術の持つ特徴をフルに生かした、革新的な材料概念を提案した。以下3分野ごとに主要な成果を記述する。

2 SSPSからの材料への要求性能

2.1 高機能・超軽量材料分野

SSPS委員会の太陽集光WG, ロボット・構造系WG, マイクロ波系WG, レーザー系WGの各WG主査から寄せられた新材料への性能要求を取りまとめ、以下の材料別の分類に整理し検討を加えた。

2.1.1 カーボンナノチューブ, CFRP等で形成される比剛性が従来材料の約100倍の超軽量構造及び材料

要求	理由
カーボンよりも比剛性が100倍高い構造材料	太陽発電衛星の構造体にはテンセグリティ構造等の構造様式が提案されている。そこでは、強度よりも剛性が主要評定設計項目であり、重量に対する剛性が飛躍的に高い材料が望まれる。
高減衰・軽量構造材料	本材料を効果的に使用することにより、大型構造物の振動抑制を容易にする事ができる。
デブリ・放射線に強い自己修復型構造材料	30年間の運用期間に於いて宇宙環境で晒されるデブリ等の損傷に対して、自己修復できる材料

2.1.2 寿命が約10倍の長寿命構造，放熱と高効率性を兼ね備えた一体構造素子等々の電気系材料

要求	理由
現状の1/10の軽量化を目標とした軽量導電体/誘電体	現在よく用いられる誘電体はテフロンであるが，アンテナは1840t/km ² となる．想定している300t/km ² よりはるかに重い．
長寿命フィラメント	マグネトロンの寿命は地上での通常の利用法で1万時間程度，SSPSでは30年≒30万時間のSSPS寿命に対応
超軽量のDC/DCコンバータ部品	マグネロンシステムの重量の多くは100V程度から4000V程度まで昇圧するためのDC/DCコンバータ部分であり，この軽量化が送電システムの軽量化につながる．現状では単なる変圧器であるので重い鉄心を必要としている．

2.1.3 発熱分布を制御したドープ傾斜固体レーザー，高い熱制御性を有するホトニックファイバーレーザー材料

理由；均質材料では，太陽光の吸収により発生する熱応力のため，レーザー媒質が破壊するおそれがある．そのため，発熱の少ない，あるいは冷却効率の高い材料が必須である．

いずれの分類においてもSSPS側の過酷な要求に答えるためには傾斜機能の概念が有効に機能することを明らかにしている．

3 高機能・超軽量材料分野

3.1 構造系材料の適応性検討

先に述べたようにSSPS検討委員会WGからのSSPSシステム高度化のための材料に関する要求はかなり厳しいものである．この要求値にどの程度応えられるかを，構造系材料を6部門に分けて，それぞれの専門委員により調査を実施した．

調査部門は，① CNT系，② CFRP系，③ 耐デブリ材料系，④ 高熱伝導材系，⑤ 放熱材料系および⑥ 潤滑材系の6部門である．膜材料等今回の調査ではほとんど手をつけることが出来なかった分野もあるが，不足分野は17年度に実施する予定である．

(a)CNT系： NASAのAmes研究所，Glenn研究所等でも早い段階からナノチューブの基礎・応用研究を追求してきた．

CNTのTensile Strength：11-63GPa，Tensile Modulus：1000 GPa-1800 GPaを記録している．これは既存材料の特性の10倍以上の数値であり，SSPSの構造材料として有力な候補材料と言えそうである．しかしながら，これらの特性は原子間力顕微鏡で一本のCNTを測定した結果である．CNTの大部分がWeb状で得られる現実を考えると，高分子との複合化も含めこれをどのように利用してゆくのかが，またどのような形状のCNTを製造（合成）するのか，などについては現在模索の段階である．

(b)CFRP系：比強度，比弾性率では現状の工業製品では最高水準の数値を示すCFRPを用いた比剛性が100近い宇宙展開型構造体を提案した．又地上で作成した成形体の宇宙への打ち上げ以外に，宇宙でのCFRPの成形技術について調査した．重合性モノマーをカプセルに入れ，デブリ等の外的衝撃により生じたクラックでカプセルが割れ，カプセルから流れ出したモノマーが触媒により重合し，生じたクラックを修復する，自己修復型のCFRPがあること，これらのSSPSに適用する可能性があることを示した．

(c)耐デブリ系材料：デブリが材料に衝突した際，発生する熱エネルギーと衝撃波を利用して瞬時に相変態を起こしデブリの貫通深さを抑制し，さらに高温の伝導方向および亀裂進展方向を制御するインテリジェント材料について調査した．

Nb-Al系耐デブリ材料の衝突模擬試験を実施し，本システムが耐デブリ材料として有効であり，SSPSのバンパー材として使用できる可能性があり，基礎的研究段階から早期の実用化への発展が期待される．

(d)高熱伝導材料系：SSPS検討委員会のWGの要望事項の一つである，「熱抵抗の低い構造材料（排熱材と構造材の一体化）」についての調査を，炭素材料を中心として推し進めた．3D織物等，複合化プロセスで問題になる高剛性を，複合化の最終段階の熱処理で発現させるという手法を用いた，科学技術庁

振興調整費プロジェクト³⁾の成果を検討した。また、軽量・高強度（高剛性）および高熱伝導度を有する既存の材料の調査を実施し、CNTの熱的・機械的数値が非常に魅力的な材料であること、またSSPSの材料をして使用するために解決すべき課題を抽出した。

(e) 熱放射材料：宇宙空間での冷却方式として、ドロップレット冷却並びに放射冷却（熱放射）を中心に調査した。また放熱板であるAlN/W系粒子分散傾斜材料の厚みを1mm以下とすることで、ドロップレット型の冷却方式に匹敵する放熱特性を得ることができることも示した。

(f) 潤滑剤系材料：今後は、摩擦のアクティブな制御法に対応する潤滑剤の開発が求められる。トライボコーティング法に代表される摩擦のアクティブな制御を可能にする新しい潤滑剤、潤滑法について提案した。

3.2 電気系材料の小型軽量化、長寿命化の検討

経済的な採算性を達成するためには、小型軽量化による輸送費用の低減と「耐久性」の向上による維持費用の低減が重要な課題となる。

報告書ではDC-RF変換器と送電アンテナの「小型軽量化」と「長寿命化」を目的として電気系材料に求められる性能要求全般についてまとめた。ここでは傾斜機能材料設計技術の有効なDC-RF変換器について詳述する。

3.2.1 加熱陰極

マイクロ波の発振の際の電子源である加熱陰極（フィラメント）の動作温度は1800℃以上になる。マグネトロン寿命は加熱陰極（フィラメント）の耐久性に依存している。加熱陰極（フィラメント）の寿命は、地上の通常の利用法の場合で1万時間程度、SSPSで求められている寿命30万時間（30年）を達成するためには、長寿命フィラメントの開発が必要とされる。

具体的な長寿命化として、Fig. 1に示した金属多孔体を利用した加熱陰極が考えられる。図に示した金属多孔体を用いた加熱陰極は、金属多孔体により熱電子放出面積を増大させる。従来のバルク材料では熱電子の放出はバルク材表面（2次元）領域にとどまるのに対して、空間的に開かれた構造の金属多孔体により、熱電子の放出面は3次元的な配置が可能となる。

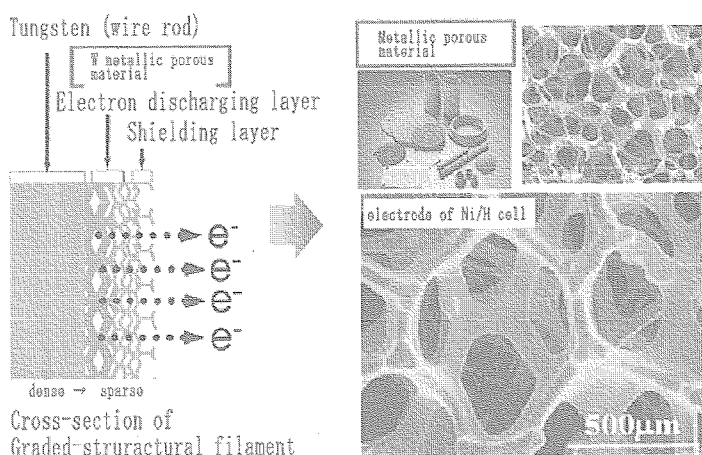


Fig.1 Heating cathode with a graded structure

3.2.2 冷陰極

加熱陰極に替わる電子源として、冷陰極が存在する。電子放出で加熱を必要としない点で電極そのものの長寿命化が期待できる。また、加熱陰極の場合、電子放出で約4000Vの電圧が必要とされるが、電子取り出しの電圧を低くできる可能性があり、電圧装置の小型・軽量化が期待できる。代表的な冷陰極は、カーボンナノチューブと微細加工によりナノメートルサイズの鋭い先端を形成したダイヤモンドやシリコンのナノエミッタが報告されている。

カーボンナノチューブを用いた素子の長寿命化で接合技術は重要であり、カーボンナノチューブと各種材料とを連続的に一体化する技術は、最優先の課題として取り組む価値がある。接合技術の有力な候補として、傾斜構造化による接合技術があげられる。

ダイヤモンドエミッタでは、表面障壁の制御やn型伝導制御技術の取り組みとして、傾斜構造を適応したナノレベルの傾斜組成制御や構造制御が期待される。

3.3 レーザー媒質への傾斜機能付加によるメリット

通常、ドーパントはレーザー媒質に対して空間的に均一である。励起光の入口部では吸収量が多くなり、奥に進むに従い少なくなる。この例の場合、励起光の吸収が先頭に偏り、高密度励起を行った場合に先端で温度上昇が大きくなり、熱レンズ効果、熱破壊が生じる。Fig. 2にはホスト材料にドーパントを指数関数的に分布させた場合についての例を示す。ドーパントをこのように分布させるのは、励起光をレーザー材料にレーザー材料長軸方向に均一に吸収させるためである。これにより温度分布がその方向に対して均一になり、励起分布に起因する熱レンズ、熱複屈折等の低減につながると考えられる。その結果、ビーム品質の向上、温度分布均一化により熱破壊限界しきい値の向上が期待され、さらなる高密度励起が可能となり、レーザーシステムの小型化が期待される。

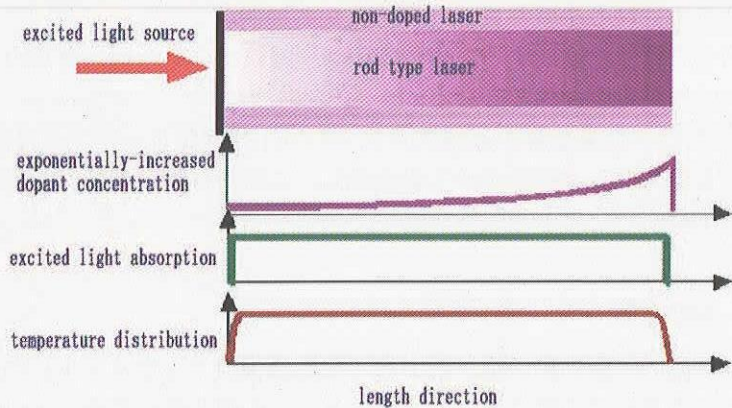


Fig.2 Graded-dopant type laser material

3.3.1 太陽光利用による高出力ファイバレーザーの可能性

報告書ではフォトニック結晶ファイバー、フォトニック結晶構造のダブルクラッド型ファイバレーザーについての調査結果を紹介した。ここでは結晶ファイバーについて詳述する。空孔径と空孔間距離を適切に設計すれば、シングルモードを容易に実現できる事、コア径を比較的大きくできるファイバー側面から太陽光を大量導入が可能なる事などの理由で、高出力化に対応可能なこと、蓮根状の連続空孔をファイバー内に形成できれば空孔内部からのガス冷却が可能になること、からフォトニック結晶ファイバー構造は高出力レーザーに有効であると考えられる。

4 宇宙放熱の性能向上システムと高効率エネルギー変換素子分野

現在SSPS委員会では、太陽エネルギーの可視域部分のみを波長分離膜で選択的に利用し、赤外域は極力廃棄する設計方針を採用している。本調査では熱制御の高度化の観点から、廃棄熱の有効利用の可能性を検討し、動力駆動源として利用が可能か、どうかを検討した。更に低温で宇宙へ放熱するより高温で放熱した方が、ラジエーターシステムの軽量化に繋がると言う視点から、動的、静的ヒートポンプシステムの両方式について可能性を当たった。特に50℃の低温冷却剤を新たなヒートポンプ素子で200℃まで昇温可能な放熱機構については、静的システムについてヘルシンキ大学・ガシック教授に委託を行った。その中から、宇宙放熱を画期的に高めうる新たに熱電子放熱システムがクローズアップした。一方、米国のブッシュ政権下で推進される深宇宙探査計画で、宇宙のエネルギー利用の主要な部分を占める原子力利用についても調査を行った。排熱の有効利用による発電システムは科学技術振興費のFGMパート2³⁾を参照されたい。

4.1 熱電子冷却システムの可能性

熱電子冷却システムは、高温に加熱された電極から放出される電子のエネルギーで冷却を行うシステムである。低温熱源（コレクタ）と高温熱源（エミッタ）の間に導電媒体を介して対向に配置し、外部電源により両電極に電流を流すと低温側で吸熱、高温側で発熱が起こることを応用して冷却を行うシステムである。熱電子冷却はロシアを中心とした旧ソ連圏で研究が進められてきた。我が国においては熱

電子発電研究の実績があるが冷却についてはほとんど認識されていない。宇宙エネルギー利用システムの研究において、既存の冷却技術では打ち上げ重量の50%を冷却システムで占める事となり、従来の熱力学的冷却技術ではない冷却技術として熱電子冷却技術に注目できる。理論計算であるが、従来の数千倍程度の熱輸送の可能性がある。

材料の有するワークファンクションの組み合わせによる電子放出がベースとなっており、最適材料の組み合わせが高性能化をもたらすため材料の選定が大きなファクターとなる。さらに、エミッターコレクタ間の電子移動が効率に関係するので、電子放出部の形状の最適化が性能を左右する。最適化のために傾斜機能材料技術の応用が有望と考える。

5 宇宙レーザーによる先進的エネルギー変換システム分野

現在SSPS委員会では宇宙レーザーエネルギーを主に電気として利用することを検討しているが（さらに電気から水の電気分解により水素製造も検討）、遠回しの変換方式では水素の生成効率が低下するため、レーザーから直接水素製造の可能性を検討した。この課題は、既に東北大田路研究室で汚泥処理の観点から、既に研究が進んでおり、宇宙レーザーを視野に一部試作研究に着手した。また、更に長期的には、エネルギー利用以外の多目的化によりSSPSの高付加価値を採る為、レーザーによる植物の高速育成のメリットを砂漠緑化、海洋バイオ工場へと展開する可能性も検討した。

5.1 レーザー・水素変換システム

レーザーSSPSシステムに於ける宇宙レーザーの発振可能レーザー波長領域は800nm～1000nmであり、この光エネルギーで水を分解して水素発生を促す光触媒材料とシステムについて調査研究を行った。宇宙レーザーで発生する800nmから1000nmの光を利用して水の直接分解による水素製造は、困難な現状である。そこで、本調査研究では、水よりも酸化還元電位が1/4と低い硫化水素 (H_2S) から水素を製造し、イオウ循環システムを構築することで化学量論的に水の分解をもたらすシステムを検討した。レーザーSSPS計画で得られる単位面積あたりの光密度は、単一波長でエネルギー密度が太陽光の約5倍、さらに24時間光が利用できるメリットがある。また、光の方向が変化しないため、集光系の利用も可能になり、さらに単位面積あたりのエネルギー密度の向上が期待できる。概算では、通常の太陽光に比べ、約1000倍の利用効率が見込まれる。これは、水素を製造するための光触媒の面積を1/1000にすることができ、通常の太陽光利用に比べ、水素を製造するための触媒価格やシステムコストを極端に軽減できる。また、資源の少ないRuSなどの貴金属硫化物なども十分利用可能になる。

5.2 砂漠緑化

自然界の光合成反応で最も代表的な反応はラン藻植物や高等植物の光合成である。ラン藻植物や高等植物の光合成はZスキームと呼ばれる2段階の光励起過程から成り立っている。一方人工的に照射する光の波長を段階的に、即ち傾斜的に制御し、光合成のバンドギャップを数段階に分轄し、植物の成長速度を高める事が可能な段階に来ている。既に一部の野菜では市場出荷が行われている。

砂漠緑化や砂漠化防止に向けたSSPSエネルギーの利用方法を検討し、いくつかの利用場面を提案した。SSPSで得られる莫大なエネルギーを光合成のために使っても現状の砂漠相手では大きな効果は得られない。しかし、植物の生理機能に働きかける光信号としての利用方法はかなり有効なものとする。この場合、生理機能を引

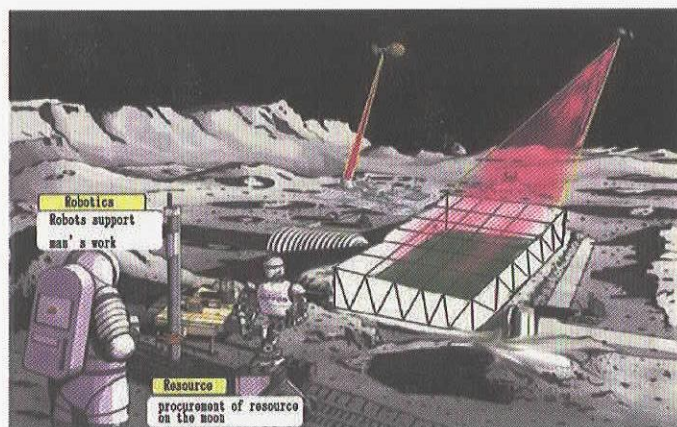


Fig.3 Image of the laser SSPS application on the moon

きおこす特定波長の光を選択的に供給できるSSPSのレーザーシステムは有効なものとなる。

5.3 月面エネルギー利用での実証計画

今年になってJAXAでは長期ビジョン⁴⁾を策定した。その中でSSPSは月面での有人活動にとって重要となるエネルギー供給システムとして位置づけられている。目標年次は2020年頃を想定している。月面に埋蔵する氷から水資源が活用でき、SSPSから供給されるレーザーにより水を介し、酸素と水素が得られ、燃料電源により定常的な電力が供給出来る。同時に宇宙レーザーを環境が管理された温室に供給すれば、宇宙飛行士のための十分な食料を供給することが可能となる。図のようなSSPSの活動の形態がイメージされる。月面での利用フェーズがSSPSの地上での実用フェーズの重要な検証段階になるであろう。

6 まとめ

SSPSを構成する材料／部品の高性能化と軽量化の課題に対して傾斜構造化もしくは傾斜機能化は、発熱量の制御に有効であったり、エネルギー変換効率の向上、あるいは、長寿命化に有効であることが示された。このことはSSPSの実現のための手段にとどまらず、省資源、省エネルギーといった環境重視型社会に適応されるべき技術であり、今後も継続した取り組みが求められる。

文 献

- 1) Foundation for Promotion of Japanese Aerospace Technology: Ucyu taiyo-kou hatsuden system (SSPS) no koudo-ka ni taisuru FGM no tekousei cyousa kenkyu seika houkoku-syo, Functionally Graded Material Forum, (2005).
- 2) Mori, et al., "Meeting of FGM with Solar Energy and Laser Power", Proc. of FGM 2002, Hideo Awaji, Nagoya, 2002, Society of Non-Traditional Technology, FGM Forum (2002), pp.152-170.
- 3) Special Coordination Funds for Promoting Science and Technology: "The research on the generic technology of FGM development for thermal stress relaxation," Achievement Report for the FGM Part II, February 1992, Research and Development Bureau of the Science and Technology Agency.
- 4) Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA): "JAXA long-term vision for FY2005", JAXA, (2005) 3, 12, 17, 19, 34, 36, 66-67.

宇宙エネルギー利用システムの研究(A Study of the Space Energy Utilization)

太陽電池素子アレイへのRF照射実験結果

(Result of RF Power radiation test against Solar cell Array for SSPS)

総合技術研究本部 高度ミッション研究センター 久田安正 香河英史
Advanced Mission Research Center, JAXA Yasumasa HISADA Hideshi KAGAWA

Abstract

One of the SSPS Type is the microwave based power transmission system (M-SSPS), and the unknown phenomenon on M-SSPS is RF Discharge Called by "Multipactor" and others.

On this paper, we describe the test result of RF power Radiation experiment against Solar cell Array for electric power generation on the M-SSPS.

Especially, we got very important data between RF radiation power and the RF discharge phenomenon.

1. はじめに

マイクロ波によるエネルギー伝送システム" M-SSPS" に於ける、心配な未知の現象の一つに" マルチパクター" と呼ばれる高周波の放電現象がある。これは高周波 (RF) を扱う通信機器等の過去の衛星でも、しばし起きている現象で、宇宙で一端この現象が起きてしまうと、RF放射を止めない限り放電は持続され、引いてはRF給電線路系の短絡現象を引き起こし、通信や観測等の機能喪失に繋がる重大な不具合に発展する恐れのある現象である。

M-SSPSでは、GW級のRF電力と、巨大な太陽電池セルアレイから成る発電パネルとが同居するシステムとなるため、RF電力が太陽電池素子に及ぼす影響、特にRF放電については充分調べて置く必要がある。

このため「5.8GHz帯のRF電波を太陽電池素子アレイに照射して、放電が起きるかどうかなのか?の実験」を、九州工業大学との共同研究の一環で実施している。

本稿は、その最初の実験結果を報告するものである。

2. 研究の概要

H16年度は、太陽電池6素子を配列したクーポンパネルに、5.8GHz帯マグネトロンにより、400W、CWのRF電力を真空チャンパー中で照射し、照射RFの電力レベルを可変し、放電の有無、真空度、電界強度分布、パネル温度等の計測を実施して、それらの関係を調べた。

図1.に太陽電池素子クーポンパネル、図2.に実験概観、図3にRF放電による発光現象、図4.にチャンパ内の配置、図5.に実験構成を、それぞれ示す。

3. 成果の概要

この結果、「当初の予測のRF電力レベル(2KW以上)より、遙かに低い電力レベル(約110W)で、太陽電池セルのインターコネクター部分でRF放電が発生」した。

これが、「マルチパクター現象」なのか?、単なる電離ガス放出に伴うガス放電なのか?等、放電現

象の原因や詳細は今後の解析を待たねばならないが、「予測より遙かに低いRF電力照射で放電が起きた事実」と、「太陽電池素子への5.8GHz帯RF照射の世界初のデータ」等、本実験結果は、今後、M-SPPSの設計を進めて行く上での、重要な基礎データになるものとする。

4. まとめ

H17年度は、真空度、温度、偏波、進行波、定在波等をパラメータとして可変した場合のRF電力と放電の有無の関係を調べて、太陽電池素子のRF放電現象をより深く調べて行きたい。

共同研究相手側の九州工大・趙研究室の趙教授、細田研究員、加世堂院生、他関係各位に深く感謝します。

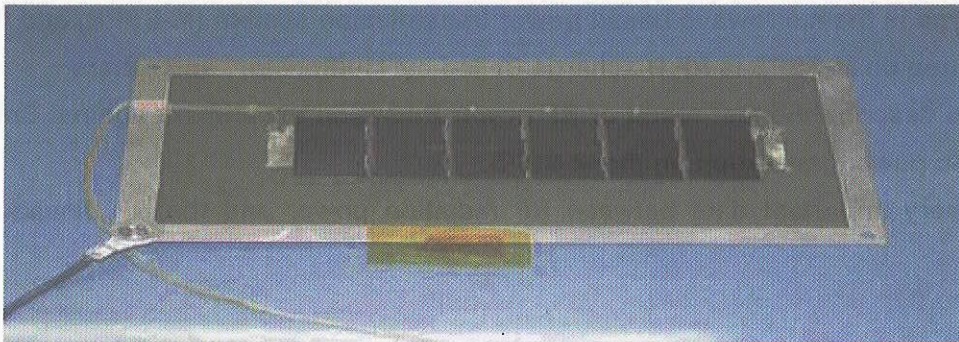


図1. 太陽電池6素子アレイ（供試体）

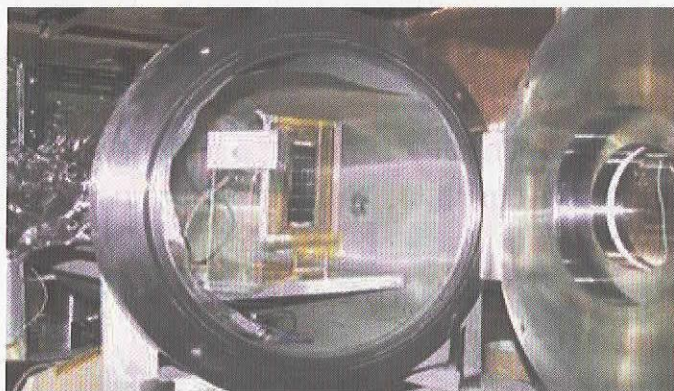


図2. 実験概観

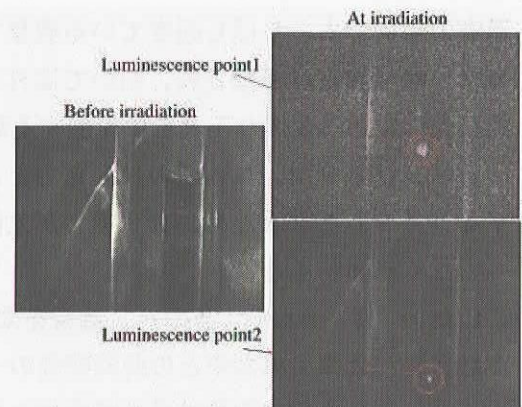


図3. RF放電による発光現象

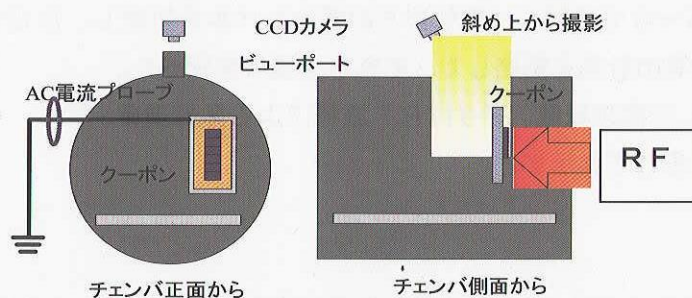


図4. 真空チャンバ内の配置

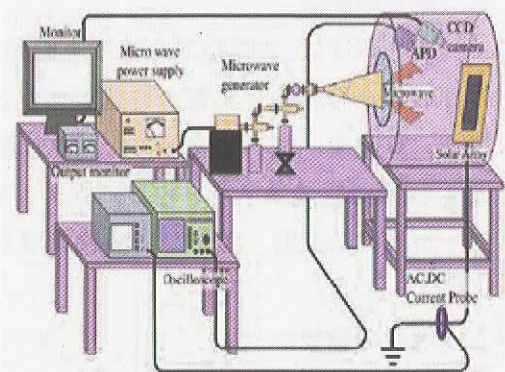


図5. 実験構成

科学衛星テレメトリデータベースシステム SIRIUS の開発
Development of ISAS Satellite Telemetry Database System(SIRIUS)

宇宙科学研究本部 システム運用部 情報処理グループ
(Institute of Space and Astronautical Science, Space Systems Operation Dept., Information
Processing Group)

関妙子、加藤輝雄、長木明成

Taeko SEKI, Teruo KATO, Akinari CHOKI

Abstract

At ISAS/JAXA, a large quantity of observation data is sent from scientific satellites everyday. The telemetry data is stored in the ISAS Satellite Telemetry Database System (SIRIUS), and are used for data processing and scientific analysis. The system required hi-speed transfer/access to the data to correspond to the increasing data volume and the new telemetry transfer format, "Packet telemetry". This requirement was satisfied by connecting servers (mainly UNIX), workstations, and data storage disks with hi-speed network. We are continuing to improve its performance, as well as preparing for future satellites, such as ASTRO-F (scheduled for launch in early 2006).

1. はじめに

宇宙科学研究本部では、科学衛星から送られてくる大量の観測データを共通のデータベースシステムである SIRIUS に格納し、データ処理・解析に用いている。SIRIUS システムは、大容量化する観測データと衛星テレメトリ方式の packets テレメトリ化に対応するため、UNIX サーバを主体にして複数のワークステーションと大容量のデータ格納装置 (RAID) を高速のネットワークで接続して一体化し、各衛星のデータ量に応じてサーバを割り当てることで、CPU 負荷やネットワークの転送負荷を分散させデータアクセス速度を向上させている。ユーザへのデータ受け渡しは、ftp や SDTP (Space Data Transfer Protocol : ISAS 標準のデータ転送方式) 関数を用いて行われる。本稿では、SIRIUS システムの概要と開発の現状、将来に向けた課題を報告する。

2. SIRIUS システムの概要

2.1 ハードウェア構成

SIRIUS システムは元々大型計算機を主体としたシステムであったが、1996 年より新システムの開発が始まり 2004 年度の計算機のリプレースに合わせて現在の UNIX サーバを主体としたシステムに統合されている。これにより過去 20 数年間の全テレメトリデータ約 4TB が新システムに移行された。SIRIUS システムは、多数の UNIX サーバを高速ネット

ワークで結合して一体化し、これに大容量のデータ格納装置を結合して構成されている。SIRIUS ハードウェア構成の概略図を Fig.1 に示す。サーバは機能別に次のように分類される。

○システム管理サーバ

全衛星データの索引情報（マスタディレクトリ）を持ち、システム全体を管理する。

○データファイルサーバ

データが格納される部分。衛星ごとにデータ量、アクセス頻度に従い必要な数のサーバ・データ格納装置が割り当てられる。データ格納装置としては複数のハードディスクを配置し RAID（Redundant Array of Inexpensive Disks : ディスクアレイ）を構成している。

○基本処理サーバ

SIRIUS へ格納する前のデータ一時処理を行う。

○CPU サーバ

ユーザとデータ受け渡しの仲介を行う。システム管理サーバのマスタディレクトリを参照してデータ検索を行い、データファイルサーバに分散格納されているデータを収集・形式変換を行う。

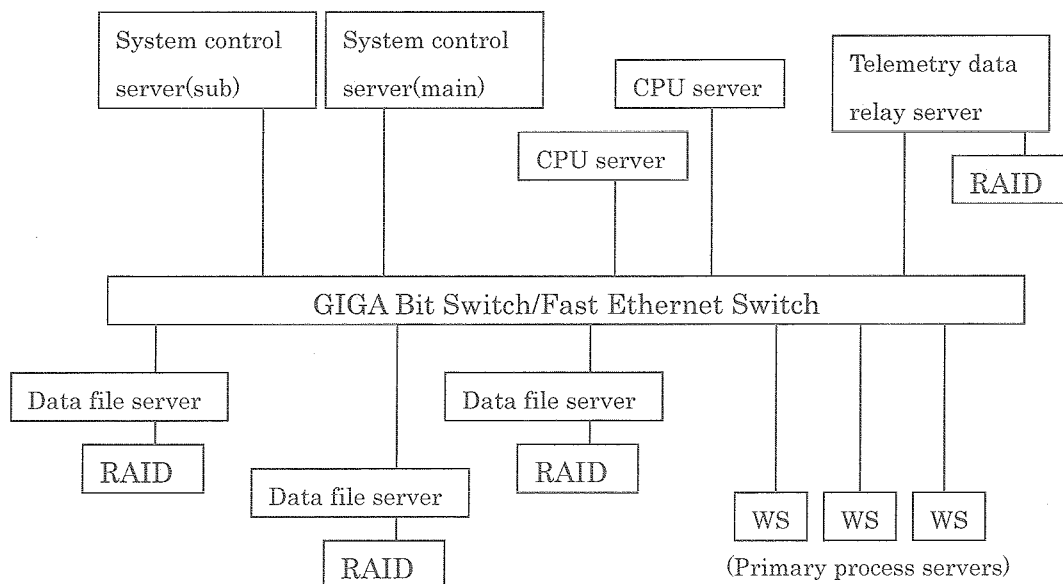


Fig.1 Outline of SIRIUS hardware structure

2.2 データ管理

宇宙科学研究本部では、最近の科学衛星のテレメトリ方式として CCSDS（Consultative

Committee for Space Data System) 準拠の packets テレメトリ方式を採用している。これは柔軟性があり衛星固有のテレメトリフォーマットを作成することができる方式である。Fig.2 に packets テレメトリデータの管理形態を示す。衛星上のデータ処理装置で packets (観測データのかたまり) をバーチャルチャンネル (VC) と呼ばれる単位に編集し、地上局に送信する。SIRIUS では、テレメトリデータを VC に分離し各 packets データのプロパティをまとめた packets 情報ファイルを作成する。このとき、不要データの削除や時刻付けといった処理も行われる。SIRIUS に格納する前のこれら一連の処理を基本処理と呼び、各衛星のフォーマットに対応した処理プログラムが組まれている。packets テレメトリ方式を採用する以前の衛星 (EXOS-D など) は、packets が一種類しかない特殊な packets テレメトリ方式として扱われ、同様に処理されている。

また、時刻とデータ位置を対応させた高速アクセステーブルや各種索引、管理表を設け、これらを参照することでデータの高速検索を可能にし、またアクセス経路に自由度を持たせている。

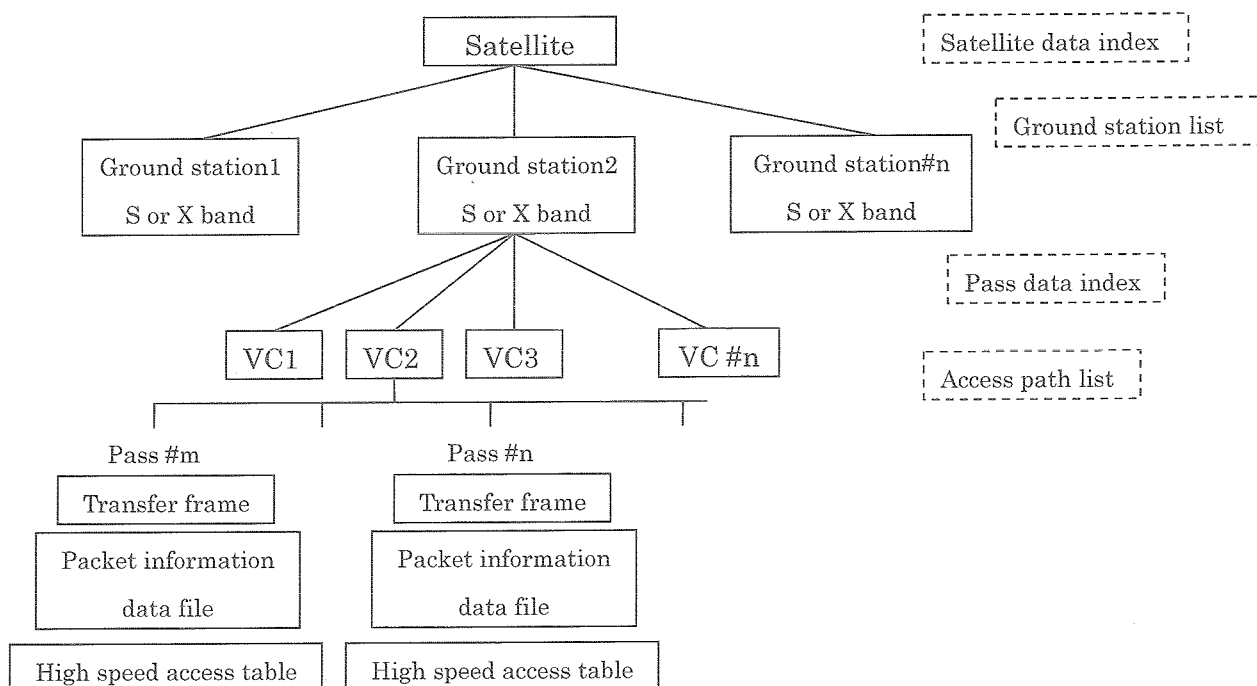


Fig.2 management of packet telemetry data

2.3 利用方法

○データの受け渡し

ユーザの WS (ワークステーション) と SIRIUS データベース間のデータ受け渡し形としては、プログラムインターフェースとファイルインターフェースの 2 通りがある。

プログラムインターフェースは、SDTP 関数を使用したソケット通信によりデータは直接 SIRIUS からユーザ WS へ渡される。受け取るデータの形態は、SDTP 関数のパラメータで指定することが出来る。ファイルインターフェースは、CPU サーバ上にあらかじめユーザ WS より必要なデータの条件を記述したパラメータファイルを転送しておき、リモートシェルコマンドにより CPU サーバ上のファイルインタフェースを起動することで作成される衛星データファイルを ftp 等で取得する方法である。

○データの検索

ユーザは、ファイルインターフェース・ワークステーションでの TTY 画面検索・ブラウザを用いての Web 画面検索の 3 方法で SIRIUS に登録されているデータを検索できる。Web 画面検索では、パスデータと軌道要素の検索ができ、付加機能としてテレメトリデータの 10 または 16 進 dump が可能である。TTY 画面検索では、パス番号もしくは時間で検索が可能である。

3. SIRIUS システム開発の現状と今後の計画

平成 16~17 年度にかけて行った整備では、所内ネットワークとの分離化を行い以前よりセキュリティが強化され、現在ハードウェアシステムについてはほぼ開発は終了している。ソフトウェア面では、昨年度内に ASTRO-E2/MUSES-C データマージ処理プログラム、ASTRO-F 基本処理プログラム作成を完了しており、どちらも定常処理運用で使用当中である。また、システム監視プログラムや索引とデータの整合性チェックプログラムなどのシステム管理プログラム、ユーザインタフェースの TTY 画面検索プログラム作成も昨年度行った。

今年度のソフトウェア開発としては、SOLAR-B 基本処理プログラム、INDEX 基本処理プログラム、WS リアルタイム監視プログラムなどを予定している。

今後は、ユーザインタフェースの充実を図るとともにサイエンスデータベース (DARTS)、衛星運用工学データベース (EDISON) との連携をより向上させていく計画である。

4. まとめ

ここ数年のハードウェア技術の進歩により、科学衛星テレメトリデータベースシステム SIRIUS は、現在の科学衛星による大容量観測データに十分対応できる機能とシステムを備えたものとなった。パケットテレメトリという新しいデータ管理形態への移行も順調に行われ、運用中の衛星ならびに試験中の衛星のデータの格納が進められている。今後は、科学本部が運用する他データベースとも連携を図り、ユーザインタフェースを強化させていく計画である。

宇宙機ビジュアルライゼーション

Spacecraft Visualization

宇宙科学研究本部 技術開発部機器開発グループ 田村 誠

Institute of Space and Astronautical Science,

Technology Development Department, Instrument Development group, Makoto Tamura

Abstract

Recently, computer graphics techniques are admirably progressed and its application areas have been expanded very much. The evaluation of a spacecraft's attitude behaviour is one of the essential tasks for space missions. We developed three-dimensional visualization systems for M-V rocket and HAYABUSA(MUSES-C).

1. はじめに

ビジュアルライゼーション(可視化)とは情報を人間にとってわかりやすい形で提示するものである。ロケットや衛星などの宇宙機の位置・姿勢データは一般にグラフで表示されているため、専門家や担当者以外には実際の姿勢や軌道をイメージすることは困難である。本稿ではM-Vロケットとはやぶさ(MUSES-C)を対象にしたCG(コンピュータ・グラフィックス)による宇宙機の3次元可視化システムを紹介する。本システムは画面上で視点を自由に変えることができ、位置や姿勢のような時間変化する情報もアニメーション表示することができるため、衛星運用を初めとした宇宙ミッションの多方面への利用が期待できる。

2. システムの概要

2.1 M-V ロケット

M-Vロケットの位置・姿勢などのフライトデータを直感的に把握できるような可視化システムの構築を行った。主な機能としては、(1) 位置・姿勢の3次元表示(視点変更可能) (2) 各アクチュエータ(スラスタ)の動作表示、が挙げられる。

2.2 はやぶさ

現在、はやぶさによる小惑星 ITOKAWA のサンプルリターン計画が進行中である。そこで、小惑星近傍での探査機の位置・姿勢の直感的な把握、タッチダウンシーケンスのアニメーション化などを目的として可視化システムの構築を行った。主な機能としては、(1) 位置・姿勢の3次元表示(視点変更可能) (2) 搭載カメラ画像の表示 (3) ダイナミクスシミュレーション機能(小惑星重力、太陽輻射圧などを考慮)、が挙げられる。小惑星のモデルはOstro氏のレーダ観測データから作成している。

2.3 開発環境

開発言語はC/C++言語とOpenGLを用いている。OpenGLとは複数のプラットフォーム(Windows, Linux, Macなど)で使用可能な3次元グラフィックス・ライブラリである。GUI環境にはLinuxなどにも対応できるようにQTを用いて構築している。

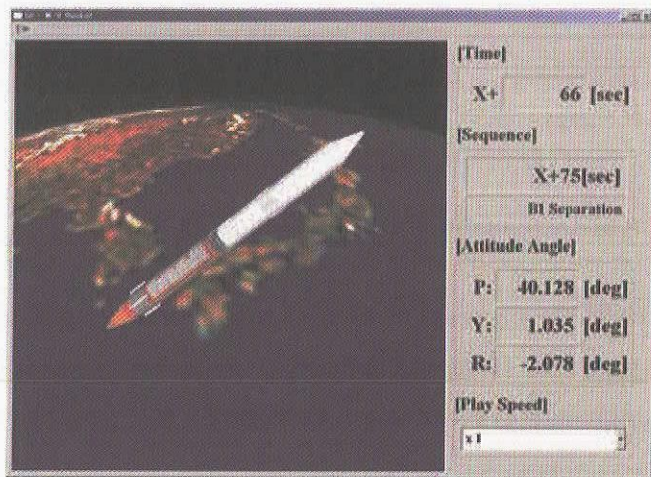


Fig.1 M-V rocket visualization system

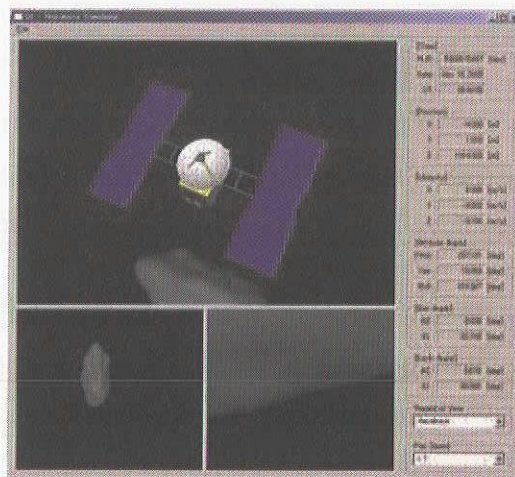


Fig.2 HAYABUSA visualization system

3. 成果の概要

3.1 M-V ロケット

M-V ロケットでは毎号機 M/T(モーションテーブル)試験と呼ばれる実機の姿勢センサを用いた閉ループ試験を行っている。この M/T 試験で得られた姿勢データや各アクチュエータへのコマンドを可視化させることにより、姿勢マヌーバとアクチュエータの動作の関係を直感的に把握することができる。また、打ち上げ後にロケットがどのように飛行したのかを誰にでも理解できるように、実際のフライトデータを用いたデモンストレーションにも利用している。今後は、実際のフライトや M/T 試験でのリアルタイム表示機能の構築や搭載アンテナと地上局との位置関係による通信回線状況の可視化などを行っていく。

3.2 はやぶさ

現在はオフラインシミュレーションで得られた航法データから探査機、小惑星、太陽、地球の位置関係の把握やカメラ画像の確認、タッチダウンシーケンスのアニメーション化などに利用している。今後は、探査機テレメトリからのリアルタイム表示機能の構築や実際の運用におけるコマンド計画への利用、広報活動への利用を行っていく。

4. まとめ

M-V ロケットとはやぶさを対象にした CG による宇宙機の 3次元可視化システムを紹介した。本システムは画面上で視点を自由に変えることができ、位置や姿勢のような時間変化する情報もアニメーション表示することができるため、衛星運用を初めとした宇宙ミッションの多方面への利用が期待できる。

[参考文献]

[1] M-V-5/MUSES-C 飛翔実験計画書(衛星編)第 1 分冊, 宇宙科学研究所 SES データセンター, 2003.

大型宇宙マニピュレータの残留振動抑制に関する研究

Study of Residual Vibration Suppression for A Large Robotic Manipulator in Space

総合技術研究本部 システム誘導技術グループ
Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group
Institute of Space Technology and Aeronautics

澤田弘崇, 上野浩史, 小田光茂
Hirotaka Sawada, Hiroshi Ueno, Mitsushige Oda

Abstract : This paper describes a method for operating large robotic manipulators, which generally has flexible links and joints in space. Vibration induced by flexibility is a serious problem when operating a long manipulator in orbit. Once vibration has occurred while a manipulator is handling a payload, the operator must wait for the vibration to be damped before proceeding, which decreases working efficiency. We studied a control method to suppress vibration during both manual and automatic operations. We investigated an Input Shaping feed-forward control method for damping residual vibration during operation. We discuss in detail the results of the pre-shaping vibration suppression and manual operation experiments in this paper.

1. はじめに

現在, 建設が進められている国際宇宙ステーション(ISS)では宇宙ステーション用大型ロボットアーム(Space Station Remote Manipulator System : SSRMS)がその建設作業において大きな役割の担っており, 日本の実験モジュール(JEM)においても JEM 用ロボットアーム(JEMRMS)を用いて多くの作業が行われる予定である. 軌道上で大型ロボットアームを用いる場合には関節などの剛性に起因する振動が非常に深刻な問題であり, 作業中にアームに振動が生じると収まるまで次の作業に移ることができず作業効率の低減につながる. また, 物資運搬中には振動によって予期せぬ衝突が起こる可能性があり, 特に宇宙飛行士の船外活動(EVA)との共同作業時には非常に危険である.

このようなロボットアームの振動を抑制する手法は古くから研究されているが, 我々は Input Shaping というフィードフォワード型制御法[1][2]に注目し, 実験によって長大アームへの適用実現性について検証を行っている. Input Shaping は固有振動数などのパラメータが既知であればセンサなど必要とせず既存の制御システムに直接適用することができる. このことは既にフライト品が完成している JEMRMS や, スペースシャトルで予定されている検査用延長ブーム (OBSS) を用いた作業時へ適応できる可能性があり本研究は非常に意義のあるものであると考えている.

本研究の一部は東京工業大学松永研究室との共同研究「再構成多肢マニピュレータによる構造物組立作業技術の研究」の一環として実施されたものである.

2. 研究の概要

2.1 実験システム

Fig.1 に本研究で使用する地上実験用長大アームの概観を示す. アームのリンク部は約 4m と JEMRMS と同等の長さを持つが, 重量は地上実験用に約 10kg となっている. 根元の Roll 軸のみ AC モータで駆動 (速度制御モード) できるようになっている 1 自由度構成であり, 関節軸にモーメントがかからぬようカウンターマスによってバランスをとっている. 他の関節角度は 45° , 90° , 45° に固定して実験を行った. 手先の振動は加速度センサおよびレーザー変位センサによって測定する.

また, アームの操作は速度指令履歴を読み込んで追従させる自動操作モードとジョイスティックを用いたマニュアル操作モードの 2 つの制御モードで操作を行う.

2.2 長大アームのモーダル試験の実施

長大アームの振動特性については過去に測定した情報を使用して実験を行っていたが, 1 次の振動モードしか考慮していなかった. 平成 16 年度では, 構造や機構の劣化によって過去に測定した振動特性と比べて多少の変化があると思われるため, 振動特性の再計測および 2 次以降の振動モード計測を目的としてモーダル試験を実施した.

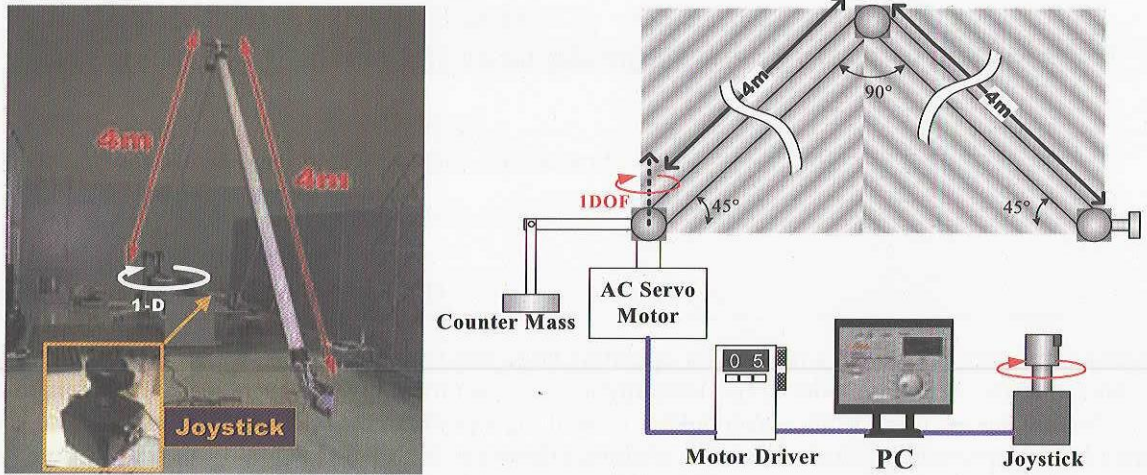


Fig.1 Experimental Setup

2.3 自動操作モード実験の実施

平成 15 年度に実施した長大アームの制振実験では、ある設定した操作角および操作時間に対する速度指令プロファイルに Input Shaping を適用したプロファイルを予め計算しておく (Pre-Shaping), それに従って自動的にアームを動かした場合に Rest-to-Rest モーション時の残留振動抑制に関して検証した. 平成 16 年度では、モーダル試験の結果を踏まえ 2 次の振動モードまでを考慮して Input Shaping を適用することで、1 次までしか考慮しなかった場合と比べ制振率への影響を検証した.

2.4 マニュアル操作実験の実施

軌道上でアームを用いたミッションを考えた場合、あるプロファイルに沿って自動的に操作するのではなく、その大半は宇宙飛行士がモニタ等を確認しながらコントローラを用いて操作するマニュアル操作モードであろう. 平成 16 年度は実験システムを整備しなおし、ジョイスティックを用いてマニュアル操作した場合においても Input Shaping を適用できる用、制御プログラムを再構築した.

本実験システムではジョイスティック入力により関節の回転速度指令を与えて操作する. マニュアル操作ではジョイスティックからの入力は操作者が現在の状況を判断しながら適時変化させるため、予め入力プロファイルに Input Shaping を適用することはできない. このため Fig.2 に示すように、現在の入力履歴から Input Shaping を適用したプロファイルを予定プロファイルとしてプログラム内に保有し、ジョイスティックからの入力に変化する度に過去の予定プロファイルと新しい予定プロファイルを重ね合わせることでマニュアル操作モード時に Input Shaping を適用する (Post-Shaping).

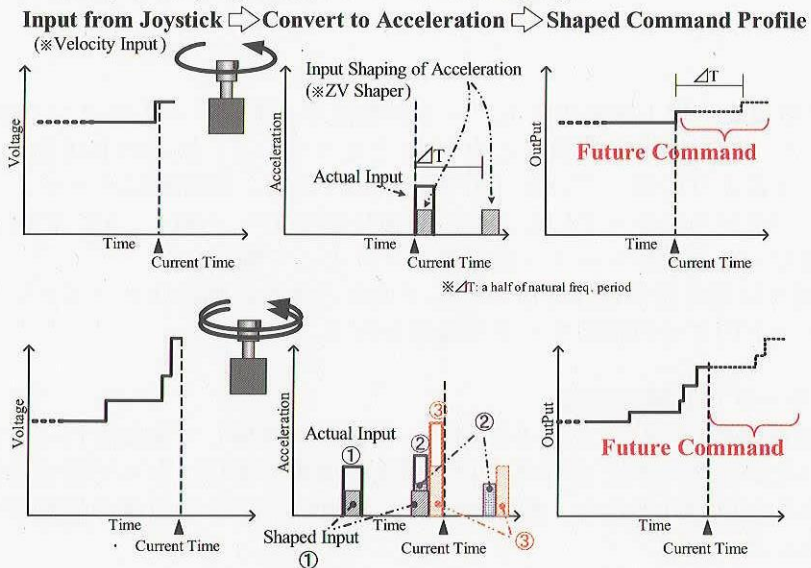


Fig.2 Input Shaping Application to Manual Operation Mode

3. 成果の概要

3.1 モーダル試験

モーダル試験結果について Fig.3 に示す。

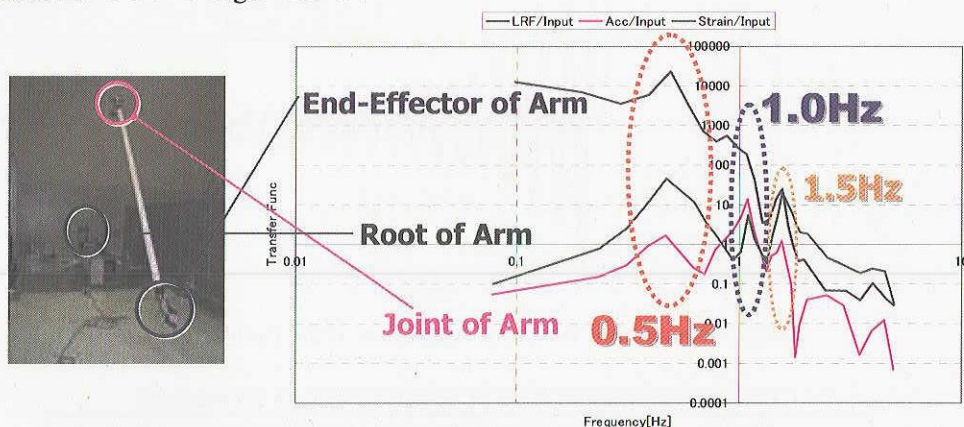


Fig.3 Result of Modal Test

手先に関しては 0.5Hz 付近が支配的であるが、中央の関節及び根元の部分ではそれぞれ 1.0Hz, 1.5Hz 付近の振動モードの影響が無視できないことが確認された。今までは手先の残留振動のみに注目し、手先でみられた 0.5Hz の振動モードのみを考慮してきたが、本稿で示す実験では 1 次の 0.5Hz および 2 次の 1.0Hz の振動モードまで考慮して Input Shaping を適用することとした。

3.2 Pre-Shaping 実験

3.2.1 台形波速度入力実験

まず、台形波速度入力で操作した場合の実験結果について示す。台形入力は地上のロボットでは一般的に使われる入力波形である。1 次モードを対象とした ZV Shaper と 2 次モードまで対象とした ZVZV Shaper を用いて指令プロファイルを整形した。Fig.4 に Input Shaping を適用した場合の速度および加速度入力プロファイルを示す。Input Shaping を適用しない場合の速度指令入力は立ち上がり時間 3sec の台形状をしており、動作角度は 20 度であり、平均速度は 2deg/sec である。Input Shaping を適用することで最大速度入力値が大きくなっているが、どのプロファイルも平均速度指令は 2deg/sec となっている。

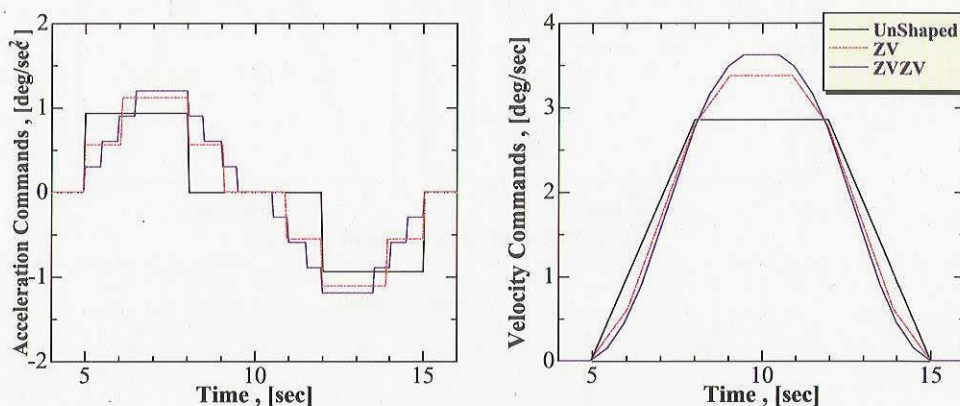


Fig.4 Trapezoid Velocity Command profiles

Fig.5 に手先の残留振動測定結果を示す。1 次モードのみを考慮した ZV を適用することで残留振動をかなり抑えることができているが制振率は 25% 程度となっている。これに対し 2 次モードまでの振動を考慮した ZVZV を適用すると残留振動がほとんど生じていないことが分かり、Input Shaping を適用しない場合と比べて 3% 以下まで制振することができている。

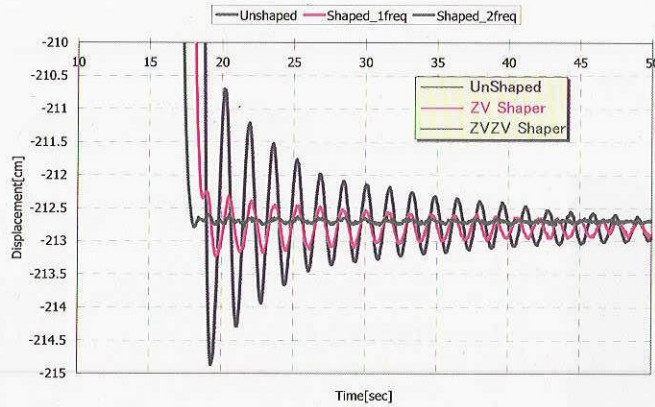


Fig.5 Experiment Result of Alteration of the End-Effector

Table 1 Suppression Rate of Trapezoid-Shape Experiment

Shaper	Residual Vibration, [cm]	Suppression Rate, [%]
Trapezoid UnShaped	4.20	100
Trapezoid ZV	0.95	22.6
Trapezoid ZVZV	0.10	2.4

3.2 正弦波速度入力実験

次に振動を抑えるために一般的に用いられる Sin カーブで速度入力を与えた場合の実験結果について示す。Fig.6に Input Shaping を適用した場合の速度および加速度入力プロファイルを示す。

Fig.7に手先の残留振動を示す。この実験も 3.1 節と同様に平均速度 2deg/sec で 20 度回転させている。速度指令に Sin 波を用いると台形波と比べて格段に残留振動を抑えることができ、Input Shaping を適用しない場合でも振幅が 4mm 程度と非常に小さくなっている。Sin 波入力に対して Input Shaping を適用することで更に残留振動を抑えることが可能となり Input Shaping を適用しない場合と比べて更に 40%以下まで制振できていることが分かる。Table 2に制振率をまとめる。Input Shaping を適用することで作業時間および動作範囲を変えることなく残留振動を抑えることが可能である。

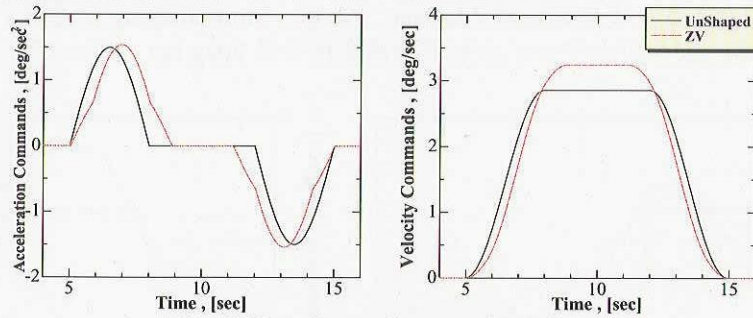


Fig.6 Sine-Curve Command Profiles

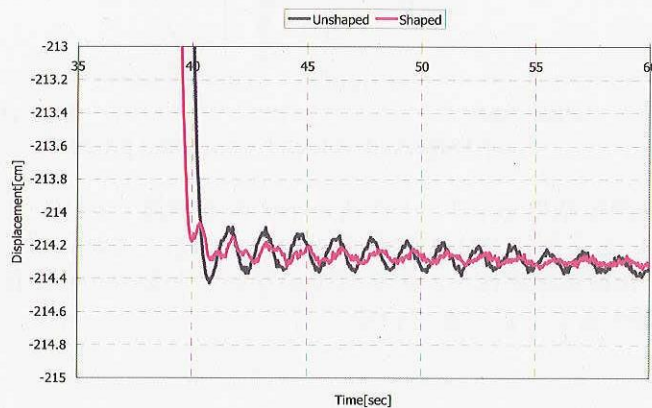


Fig.7 Experiment Result of Alteration of the End-Effector

Table 2 Suppression Rate of Sine-Curve Experiment

Shaper	Residual Vibration, [cm]	Suppression Rate, [%]
Trapezoid UnShaped	4.20	100
Sin Wave UnShaped	0.36	8.6
Sin Wave ZV	0.18	4.3

3.3 Post-Shaping 実験

手先に搭載されたカメラ画像を見ながら操作者が初期位置から目標位置までジョイスティックでマニュアル操作した場合の実験結果について示す。目標位置は初期位置から関節を 30 度回転させた位置にあり、オペレータが何度か練習を重ねた後に、操作時間が 15 秒程度になるように操作を行った（平均速度：2deg/sec）。ジョイスティックを使ってオペレータが操作する場合、振動が生じないように手先の揺れを見ながら自然とスプラインカーブのような速度入力を行うが、それでも Input Shaping を適用しない場合には最大振幅が約 5cm 程度の残留振動が生じてしまう。これに対し、Input Shaping を適用すると同じように操作した場合でも残留振動をかなり抑えることが可能である。各 Shaper を適用した場合の残留振動と制振率を Fig.8 および Table 3 にそれぞれまとめる。手先の変位のみを見ると最大で 3% まで振動抑制できていることが分かる。ただし、Input Shaping を適用することでオペレータが操作応答性が遅く感じるという問題点がある。例として ZV Shaper を適用した場合を考えると、実際の加速度入力を 1 とすると、現時刻で 0.5 の入力、固有振動数の 1/2 秒後（この長大アームでは $\Delta t=0.86$ 秒）に 0.5 の入力を入れるため操作者が実際に指令を与えた速度に達するのは Δt 秒後ということになるため、当然それだけの時間遅れを感じるようになる。実際に ZV, ZVZV を適用した場合の実験時の指令履歴について Fig.12 から Fig.14 にそれぞれ示す。グラフを見て明らかのように ZVZV を適用した場合には操作者が速度指令を 0 にしても実際に 0 になるのは 1.86 秒後となっている。ただ、速度 0 付近では手先の移動速度も非常に遅く止まるまでに 1.86 秒遅れても移動する距離はわずかであるため、操作に慣れることで問題ないと考えられる。

また、作業効率の面から考えると Input Shaping を適用しない場合には手先の位置変動が 1cm 以下に減衰するまで約 15 秒間かかっているため操作応答が 1.86 秒遅れたとしても作業効率は向上しているといえる。

本稿で示した実験結果では本来は ZVZV と比べて ZVDZV の方がロバスト性が高いため残留振動が小さくなるはずであるが、逆の結果となっている。Pre-Shaping と異なり加速度入力が生じる度にプロファイル作成の処理をするため、Shaping された入力が重なって打ち消し合ってしまう可能性などが考えられるが、詳細については今後の課題である。

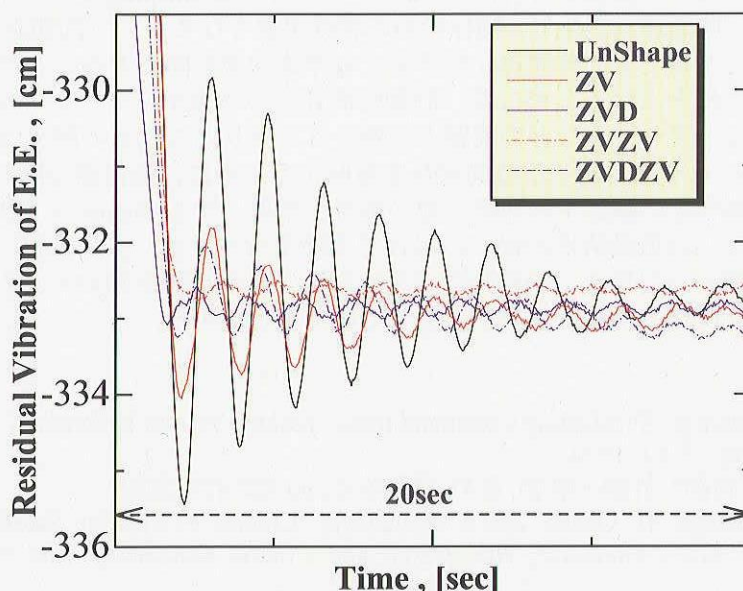


Fig.8 Experiment Result of Alteration of the End-Effector

Table 3 Suppression Rate of Sine-Curve Experiment

Shaper	Residual Vibration, [cm]	Suppression Rate, [%]
UnShaped	5.58	100
ZV	2.16	38.7
ZVD	0.39	7.0
ZVZV	0.17	3.0
ZVDZV	1.18	21.1

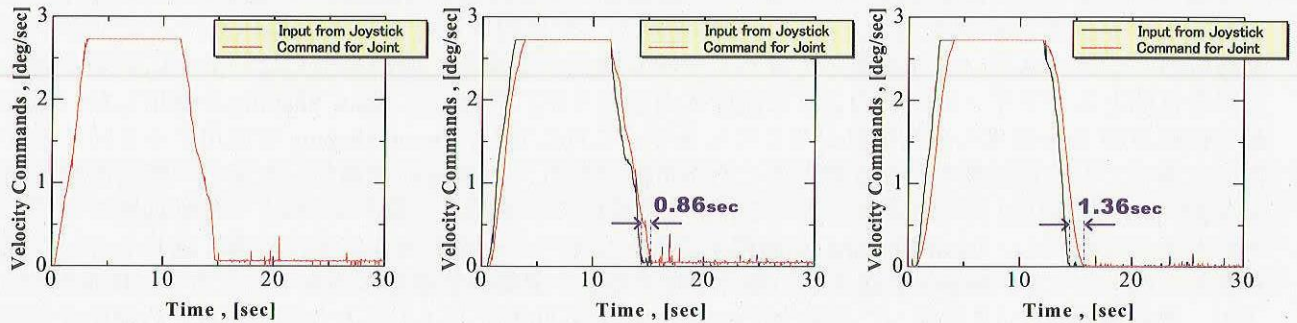


Fig.9 Command Profiles of Manual Operation Experiment

4. まとめ

長大柔軟アーム作業時の残留振動抑制法として Input Shaping を自動操作およびマニュアル操作モード双方に適用し、地上実験によって効果を実証した。

自動操作モードでは予め指令プロファイルを Pre-Shaping しておくことで台形波入力で操作した場合には2次の振動モードまで考慮することで最大で2.4%まで残留振動を抑えられることを実証した。速度入力波形を Sin 波にするなど工夫することで残留振動を小さくすることが可能であるが、Input Shaping を用いることで更にその50%以下まで制振することが可能であることを示した。

マニュアル操作モードでは予め入力プロファイルを Shaping することができないため、現在時刻の入力変化を基に Shaping を行い、予定プロファイルを作成することで Input Shaping を適用し、制御プログラムの再構築およびアルゴリズムの実装を行った。予定プロファイルを Shaping するため実際の速度指令値に関節の速度が達するまでに時間遅れが生じ、操作者が応答性が悪くなるという問題点があるが、最大で3%まで残留振動を抑制することができ、時間遅れを考慮しても作業効率を向上することができることを実証した。

更に制振のロバスト性を上げるためには、制御時間遅れの考慮や、マニュアル操作時に本来あるべきはずの入力が打ち消し合ってしまうなどの問題点が残されており、これらの解決は今後の課題である。

平成17年度ではオペレータが感じる時間遅れを軽減するために、操作開始時および操作終了時などのアーム操作速度が遅い場合と、操作中の速度は速い場合とで適用する Shaper を変更するなど適用方法について改善する。また、今回は振動特性が単一の場合で実験を行ったが、アームがペイロードを把持した場合や、アームの姿勢が変わった場合に振動特性の変化をモータ電流値を用いることで同定し、振動パラメータの変化にも対応した操作アルゴリズムを実装していく予定である。

[参考文献]

- [1] N. Singer and W. Seering, "Preshaping Command Inputs Reduce System Vibration", Trans. ASME J.Dyn. Meas. Control, vol.112, no.1, pp.76-82, 1990.
- [2] 山浦, "制振シーク制御", 計測と制御, 第41巻, 第6号, pp.422-427, 2002
- [3] W. Singhose, E. Biediger, H. Okada, and S. Matunaga, "Control of Flexible Satellites Using Analytic On-Off Thruster Commands", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2003, AIAA Paper 2003-5333.
- [4] 此上一也, 松永三郎, 上野浩史, 稲葉一幸, 小田光茂, "柔軟宇宙ロボットの振動抑制を考慮した制御法の実験的検討", 日本機械学会ロボティクスメカトロニクス講演会2004, 名古屋, 2004年6月.
- [5] H.Sawada, S.Matunaga, H.UENO, M.ODA "Dynamics and Control of Space Robotic Manipulator on the Flexible Structure and 2-Dimensional Micro Gravity Experiments", 24th International Symposium on Space Technology and Science, Miyazaki, Japan, May 30-June 6

宇宙インフラストラクチャー技術の研究

軌道上自律移動ロボット技術の実験研究

Experiment research on autonomous movement robot technology on orbit

システム誘導技術グループ

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

上野 浩史, 小田 光茂, 稲葉 一幸, 巳谷 真司

Hiroshi Ueno, Mitsushige Oda, Kazuyuki Inaba, Shinji Mitani

Abstract

The locomotion on space structures is one of important technologies needed for future space activities such as assembly or maintenance of space systems. The walking robot on the structures has safety nature over a free-flying robot and advantages of the additional infrastructure over a fixed manipulator on mobile platform. In this paper, the four-legged robot that is capable of the walking on the space structures is discussed in terms of the potential missions and its technologies. The ground based experimental model has been build and has performed the autonomous stepping by using tip visual feedback adjustment. In addition, I carried out effectiveness evaluation of the vibration estimate algorithm that, MIT(Massachusetts Institute of Technology) and JAXA developed.

1. はじめに

国際宇宙ステーション(ISS)には、日本を含む3ヶ国・機関から5種のロボットが設置される。逐次建設されるISSでは、ISS上の様々な箇所で行われる組立・保守や補給・交換等の作業を遂行するため、移動台車上に設置された大型のマニピュレータを宇宙飛行士の足場として利用し、あらゆる箇所にアクセスできるシステム設計になっている。

一方、大型構造物の周辺へアクセスする方式には上記マニピュレータ型の他にも、歩行型や飛行型がある。構造物の規模や形状、あるいは想定するミッションによって、適切な方式が選択されるが、一般的には、歩行型は飛行型に対して衝突安全性に優れ、また移動台車とマニピュレータ型との組み合わせ型に対して、構造物へ追加設備が少ないメリットがあると考えられる。

本研究では、大型構造物上を移動する方式として、歩行型に着目し、安定して無重力空間を移動できる移動ロボットシステムを開発することを目指している。また、宇宙太陽発電システム等、大型構造物上の歩行および組立には、ロボットと相互作用する構造物の変形や動きを知る必要がある。その同定手段として米国のマサチューセッツ工科大学と宇宙航空研究開発機構(JAXA)が開発した振動推定アルゴリズムの有効性評価を実施した。

2. 研究の概要

(1) 移動ロボットシステムの研究

安定して無重力空間を移動できる移動ロボットシステムを開発することを目指している。移動時の安定性・安全性に優れた4足歩行ロボットを取り上げ、4足歩行ロボットの想定ミッション、技術課題について整理し、技術検証のための地上実験モデルの試作、試作モデルを用いた自動歩行実験を実施した。

(2) 大型構造物組立ロボットの研究

自律的に軌道上での大型宇宙構造物の歩行および組立には、構造物の変形や動きを認識する必要がある。その同定手段としてレンジファインダを用いて振動する宇宙構造物の形状や動き、モーダル係数・周波数・ダンピング係数等を推定する手法の研究をしている。宇宙空間での柔軟構造物を模擬できるテストベッドを構築し、アルゴリズムの有効性評価等を実施した。

3. 成果の概要

(1) 移動ロボットシステムの研究

(a) 想定ミッションと技術課題

歩行型の移動ロボットは固定型マニピュレータや飛行型ロボットを補完できる特性を有する。特に、移動距離が遠く様々な方向に移動する可能性があり、移動先でも精細作業等高度な作業が必要な場合に優位になると考えられる。歩行型ロボットが活躍できるミッション候補として、以下のようないなミッションが想定される。

- ・ 宇宙ステーション外壁点検用自律ロボット
- ・ 軌道上実験プラットフォーム上実験装置搬送作業ロボット
- ・ 宇宙太陽発電システムの建設・保守用移動ロボット

宇宙ステーションの外壁点検用自律ロボットは、宇宙デブリ等の衝突の痕跡等を外壁の近傍から画像により計測するシステムである。宇宙ステーションの与圧モジュールの外壁には、宇宙飛行士が移動できるようにハンドレールが取り付けられている。これらのハンドレールを歩行ロボットが伝い歩きすることにより、与圧モジュールの外壁の周辺を移動することができる。ハンドレールは棒状形状で滑りの危険性があるため、ハンドレールを常時3ヶ所にて把持しながら、安全に移動する4足歩行が望ましいと思われる。また、ハンドレールの間隔は宇宙飛行士の移動軌跡から決まることから、移動ロボットは人と同程度の大きさになると考えられる。

軌道上実験プラットフォーム上実験装置搬送作業ロボットは軌道上プラットフォームで実施する小型の実験装置の搬送・取り付け・取り外しのためのロボットである。プラットフォーム上にくまなく配置される実験装置の周辺を実験装置に衝突せずに搬送する必要がある。また、搬送・移動先で小型実験装置の取り付け等の精細作業が求められる。

宇宙太陽発電システムの建設・保守用移動ロボットには、経済性を確保するために徹底的に軽量化された柔軟な構造物上を迅速に移動することが求められる。また、構造物が面上に広がる構造形状を有することから、1方向のみならず、様々な方向に移動する必要があると考えられる。

上記想定ミッションでは、以下の技術が必要になると考えられる。

① 目標に向かって移動する技術

移動目標を指定すると、ロボットの特性、環境制約条件を考慮して目標までの軌道を生成するアルゴリズムが求められる。

② 揺れる足元に追従・補正し、正確・精密に歩く技術

太陽発電システムの柔軟構造物の揺れに追従するため、あるいは、外壁点検時のハンドレール固定足の支持誤差による移動足の位置誤差を補正するため、足先の位置・姿勢誤差への追従・補正が必要である。

③ 柔らかく壊れやすい足元でも、やさしく歩く技術

構造物に負担をかけずに壊さず移動するためには、移動に必須な慣性力以外の反力を構造物に伝えにくくする歩容が求められる。各足が有する冗長自由度を利用する等して、反力を低減化することが求められる。

④ 大型構造建設の経済性確保のため、素早く移動技術

移動する機構のアクチュエータ制約内でできるだけ素早く移動するには、移動する足の慣性特性を低減化する等の工夫が必要になる。

⑤ 物に衝突せず構造物から離れず注意深く歩く技術

周辺対象物との衝突、構造物からの浮遊は、移動の際に最優先で守らなければならない機能である。常時3足が把持・支持状態にある4足ロボットは、安全性・安定性が高く、構造物からの浮遊を防止できる。

⑥ 地上運用、通信リソース削減のための自律歩行技術

運用性の向上・通信容量の削減から自律的に歩行することが望まれる。移動ロボット単体だけでなく、軌道上設備を含めて自律性を高めることが重要である。

⑦ 長時間運用に適した電源と高効率な歩行技術

周辺対象物への負担を低減するため、電源リソースは移動ロボット自身に搭載することが望ましい。また、高いエネルギー効率を有するアクチュエータ選択およびその歩容の選定も必要である。

上記のような技術課題を克服するために、地上実験用プラットフォームとし、4足歩行ロボットの地上実験モデルを試作した。4足歩行ロボットの構成を図1、写真を図2に示す。外形は約 $\phi 1.5\text{m} \times 0.2\text{m}$ (展開時)、 $\phi 0.4\text{m} \times 0.5\text{m}$ (収納時)で、重量は約15kg程度である。

4足(脚)はすべて同一の設計で、各7自由度の関節を有する。各関節には関節コントローラが配置され、中央部の計算機から各関節の位置制御コマンドがシリアル通信(CAN)により送信され、足全体が制御される。各足先には構造物と結合するための電磁アクチュエータおよび位置誤差を計測するためのカメラが搭載されている。現状ではカメラ映像はRFで送信されロボットの周辺に配置された画像計測処理装置によって位置計測が行われている。

中央部には各関節との通信制御計算機の他、コマンドを生成するための管理制御計算機等が搭載されている。また、1時間程度の運用時間を確保できるニッケル水素電源、外界センシングセンサも中央部に搭載されている。

無重力は地上と軌道上で最も異なる環境の一つである。本実験システムでは無重力の模擬に3次元で受動的に動くバランスシステムを採用した。本バランスシステムは鉛直方向には移動ロボ

ットの全体重心付近をエアシリンダにより一定力で吊り上げ、水平方向にはロボットの動きに合わせて受動的に吊り点を動かすことにより、バランスを広範囲に補償するシステムである。吊り点に可動範囲が大きなボールジョイントを用いることにより、回転に対する無重力模擬を高精度に実現できる。受動的なシステムであるので、実験中に重力補償装置が異常になること等の不安定な挙動がない。一方、各足にかかる重力の補償はソフトウェア的に行う。各関節の位置・速度性能を高めることで重力を補償する。

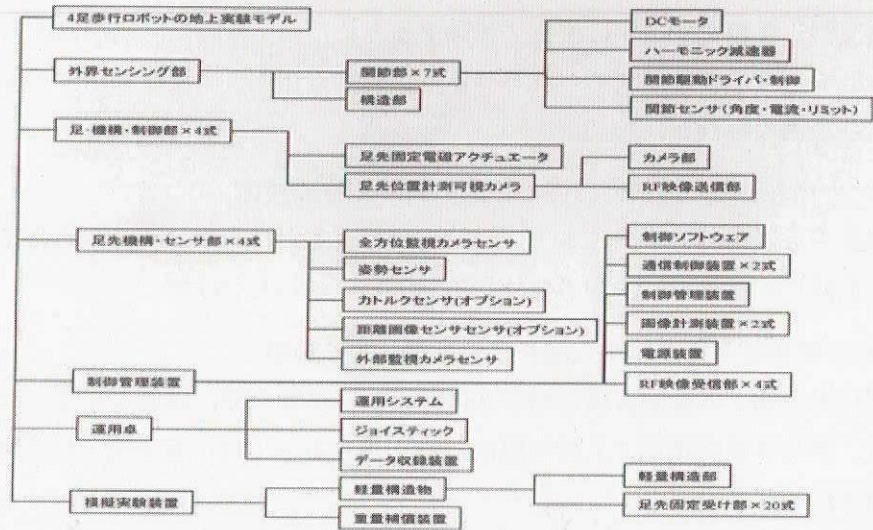


図1 Ground Model of Four Legged Walking Robot

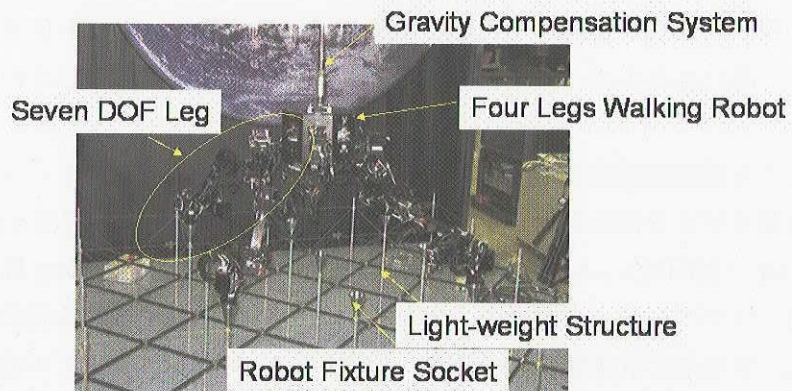


図2 Photo of Four Legged Walking Robot Model

(b) 自動歩行実験

構造物の形状が既知であることから、ステップ (1 歩) 毎の動作軌道は事前に算出可能な軌道として設計できる。今回の実験の軌道には、構造物やロボット自身との干渉のみを考慮した比較的単純なものを用いた。

制御手法は、与えられた軌道に追従するよう各関節角度に対する PID 制御を行い、外界センサは制御目的には使用しないことを基本とした。しかしながら、足元関節の関節角度誤差が与える足先への影響が大きく、内界センサのみでは、ステップの最終的な位置決め・挿入動作が困難であった。そこで、足先に搭載したビデオカメラの画像計測(図 3)により、ステップ挿入動作への補正および判定を行うことにした。

足先の画像計測結果を画像処理計算機から制御管理計算機にフィードバックすることにより、ステップ動作が確実に実行できることが実験により確認できた。図 4 に画像計測による補正の様子を示す。図 5 には自動歩行実験の全体の様子を示す。



図 3 Tip Camera Image

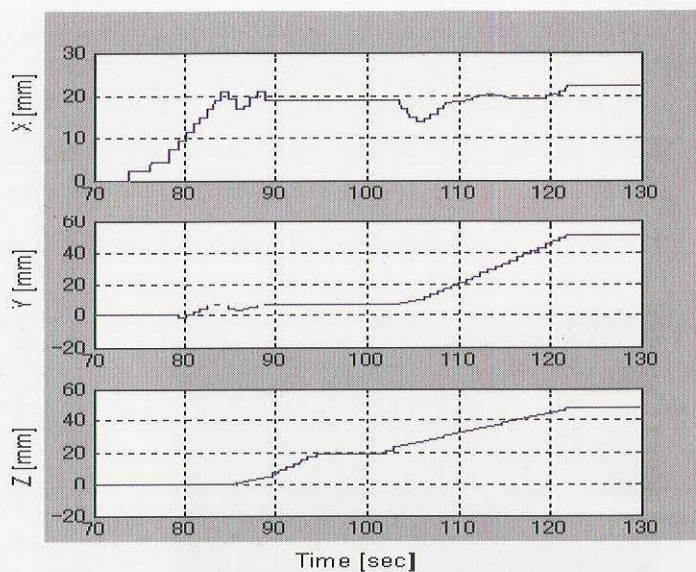


図 4 Example of Tip Insertion by Visual Feedback

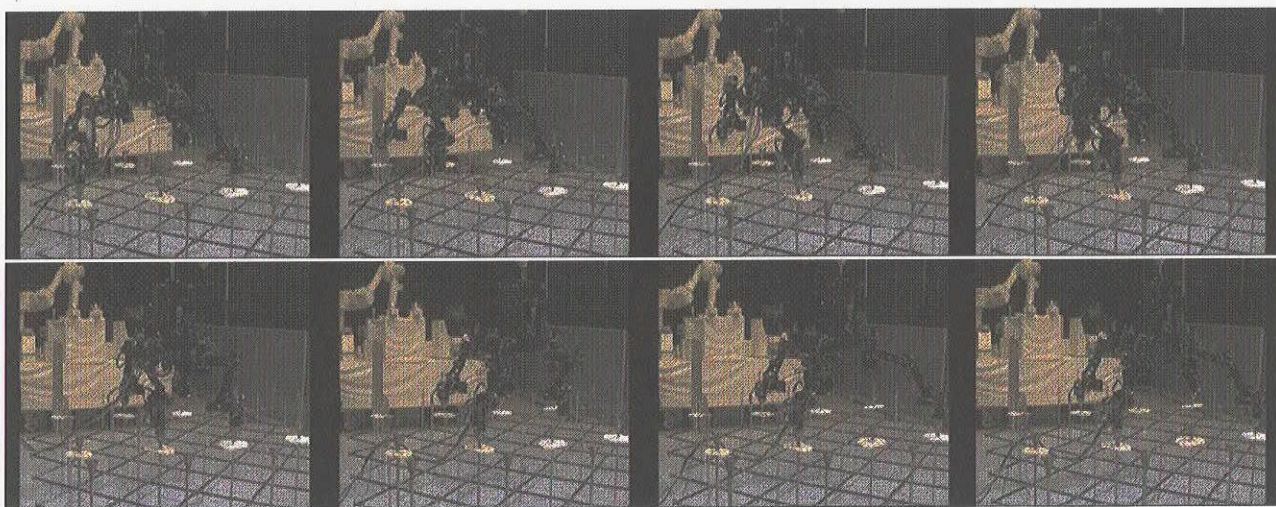


図 5 Example of Autonomous Stepping Experiments

(2) 柔軟構造物歩行技術の研究

振動推定アルゴリズムの有効性評価のため JAXA は太陽電池パドルのような柔軟構造物の動きを模擬することができる、浮上式の柔軟構造物振動試験装置を構築した。空気浮上板の上に複数のエアポンペを搭載し、ポンペからの圧縮空気で浮上する。各ユニット間はアルミ製の梁で連結することにより、最低周波数が 0.04Hz と実際の衛星に近いモードを現出することができる。また、梁の端または中央に加振機を搭載することで、3 次までのモードをプログラム位置制御により作りだすことが可能である。なお、レンジファインダは 3D レーザスキャナを用いて図 6 で示すようにロボットの上に搭載し、構造物の表面を上下にスキャンした。推定した動きや形状が妥当かどうか比較するために構造物の真上から CCD カメラで記録し、構造物上部のマーカ位置を画像処理により地上較正值として用いた。

図 7 は梁の端に加振器を取り付け、一次のモードが定常的に現出するように励振したときの形状推定値と地上較正值と誤差を示す。このとき自由端の振幅が最大 60cm 以上振れたが、図に示すように較正值と比べて梁形状全体での最悪誤差は 10% 程度である。これは、実際の形状をよく推定しており、本アルゴリズムの有効性を示す結果であると考えられる。

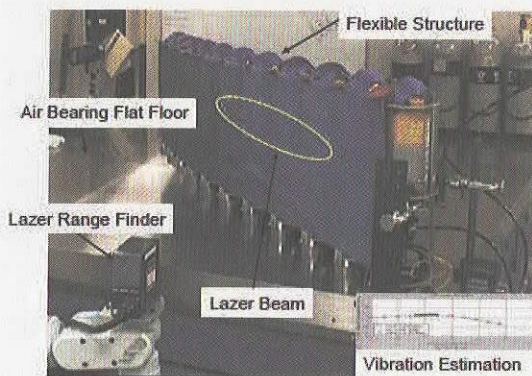


図 6 Vibration estimation experiment

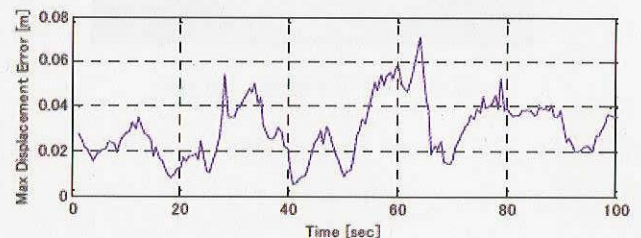


図 7 Vibration estimation error

4. まとめ

軌道上にて従来型のマニピュレータと比較して、飛躍的に作業範囲を拡大できる移動ロボットに関して、歩行ロボットに着目し、想定ミッション、ミッション達成のための課題、課題の検証を行う実験プラットフォーム、課題の一つである精密な位置決め精度のための方策、および実験結果について述べた。また、大型宇宙構造物の組立や歩行に必要である、構造物の動きや変形の推定アルゴリズムの有効性を確認した。

今後は、自動歩行動作自身の改良（高速化、安定化等）に加えて、技術課題に挙げた項目の解決手法の考案および実験による検証を行い、想定ミッションの実現化に向けて研究を進めていきたい。

なお、本実験研究の一部は慶応大学狼研究室と共同で実施した。

参考文献

- [1] 上野浩史 他, 宇宙用4足歩行ロボットの地上実験, ロボティクス・メカトロニクス講演会 2005

宇宙インフラストラクチャー技術の研究
Research on Space Infrastructures

複数ロボットによる大型柔軟構造物の協調輸送作業に関する研究
Research on Transportation of Large Flexible Structures by Cooperative Free-Flying Robots

システム誘導技術グループ 石島義之, 上野浩史, 小田光茂

Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group

Mitsushige Oda, Hiroshi Ueno and Yoshiyuki Ishijima

Abstract

In the future missions, very large-scaled structures, such as solar power plant system(SSPS), will be several kilometers across its largest dimension and be composed of extremely flexible structural modules. Such structures can only be assembled in-orbit and teams of cooperative robots is essential for on-orbit assembly. This report addresses the problems of planning and control of the transportation of large and highly flexible structures by free-flying robots. An approach is proposed where the robots use their thrusters to control the “rigid body” motion of the robot-structure system being transported and their manipulators to control and damp out vibration in the structure induced by the thruster firings. A modal active damping control law is developed, which uses measurements of the structure state provided by free-flying sensing robots. Simulation results show that this approach is effective in transporting the structure into its desired position. This report is a part of the results of the collaboration study between JAXA and MIT(Massachusetts Institute of Technology) in FY16.

1. はじめに

将来の宇宙インフラ構築の中で、太陽発電衛星(SSPS)に代表される“超”大型構造物の組立ミッションが具体的に検討されてきているが、数 km にも及ぶスケールや構造物柔軟性からみても組立・維持作業に関するクリティカルな技術課題は多岐に渡る^[1]。そのような組立ミッションにおいて、機動性の高い宇宙ロボットによる自律的な作業は不可欠である。本研究では、将来宇宙ロボットによる活動が有効であるこのような大型構造物の組立作業の中で、クリティカルな技術の1つである大型柔軟構造物の軌道上ロボットによる輸送に関する研究を行った。スラスタ及びマニピュレータを搭載した複数ロボットによる協調輸送を前提とし、スラスタによる系剛体運動モード制御と及びマニピュレータによる制振を分離した制御則を設計し、輸送シミュレーションにより制御則の有効性を確認した。なお、本研究は、マサチューセッツ工科大学(MIT)宇宙探査ロボット研究室との共同研究の成果の一部であり、平成16年6月～平成17年6月までの総合技術研究本部在外研究員成果としてまとめたものである。

2. 研究の概要

FY16はSSPSを想定した大型構造物の組立ミッションについて以下の研究を実施した。

(1) 大型柔軟構造物の軌道上組立シナリオと技術課題の具体化

国際宇宙ステーション(ISS)の規模を越える“超”大型柔軟構造物の組立においては、従来の小さな要素毎の宇宙飛行士による組立では効率が非常に悪いとともに危険を伴い限界が

ある。そこで、軌道上複数ロボットによる効率的な組立シナリオを設定するとともに、クリティカルな技術課題について問題の具体化を行った。

(2) 大型柔軟構造物の輸送問題の定義、モデル化、制御系設計

大型柔軟構造物組立ミッションの中のクリティカルな技術課題の1つである、軌道上ロボットによる輸送 (Transportation) を研究テーマとして選定し、前提条件及び制約条件を明確にした。それを踏まえて、柔軟構造物及び軌道上ロボットのモデル化を行うとともに、構造物輸送の制御則を設計した。制御則では、スラストによる剛体運動モード制御と及びマニピュレータによる制振を分離し、消費推葉低減と制振特性向上を両立させた。2次元の輸送シミュレーションにより制御則の有効性について検証した。

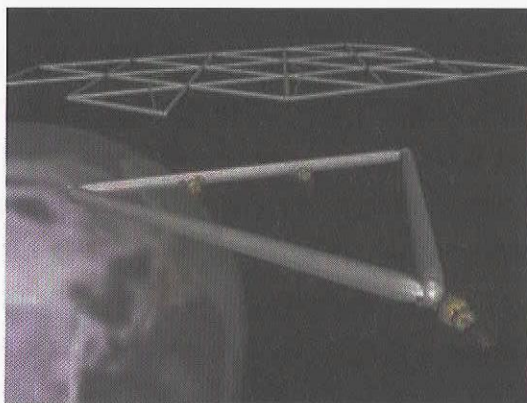
(3) 地上実験システムによるアルゴリズム実証計画検討

上記で提案した制御則を実証する地上実験システムについて検討を行い、実験コンフィギュレーションを具体化した。

3. 成果の概要

(1) 大型柔軟構造物の軌道上組立シナリオと技術課題の具体化

ここでは、軌道上での複数ロボットを想定した構造物組立のシナリオを設定した。まず、打ち上げロケットにより構成要素を目標の近傍の軌道上に打ち上げた後に、構成要素をある程度の大きさの構造物に組み上げる。その後、軌道上ロボットによるモジュールの輸送を行い (Transportation)、最終的にはメインの構造物に搭載されたマニピュレータロボットにより目的の場所に組み込まれる (Assembly) [2]。



(a) Transportation



(b) Assembly

Fig.1 Transportation and assembly tasks

ここで示した構造物の輸送 (Transportation) と組立 (Assembly) は、重要なクリティカル技術課題であり、両者に共通した重要な課題は、ロボットによる軌道上作業に特有の様々な制約 (例えば、ロボット・構造物の質量特性、構造物振動の低固有振動数と低減衰率、制御系と構造物振動の干渉、センサ情報の帯域制約、マニピュレータ可動範囲、On/Off スラスト制御帯域制約、etc) を考慮した制御アルゴリズムの確立である。本研究では、その中で、大型柔軟構造物の輸送に関する研究をテーマとして設定した。

(2) 大型柔軟構造物の輸送問題の定義、モデル化、制御系設計^[3]

まず、全体の協調作業のフレームワークを Fig.2 に整理する。大きく分けると、輸送を行うロボットと構造物のパラメータ推定とその情報提供を行うロボット (Observer Robot) がある。輸送を行うロボットにはスラスタが搭載され、マニピュレータで構造物を把持している。このような輸送問題に対する制御系を設計する上で、考慮すべき重要な点は以下である。

- i) スラスタ消費推薬量の低減
- ii) アクチュエータ (スラスタ・マニピュレータ) 及びセンサ (画像センサ・加速度計) 制約

スラスタは、通常の衛星用を想定すると On/Off 制御になり、推力をパルス状にしか制御できない。さらに、その制約下で、推薬消費量を最小にしようとするステップ状の推力パターンが最適となり、そのままそのパターンを適用して輸送しようとする柔軟構造物の振動を励起してしまい問題である。しかし、実際には前述の通りロボットはマニピュレータを介して柔軟構造物を把持しているので、マニピュレータで作用力を制御できればスラスタによるパルス状の推力が入力されたとしても、緩やかに力を伝えることで振動を励起することなく構造物を輸送することが可能となる。また、Observer Robot による振動モード係数推定結果^[4]を利用することで制振性能を向上させることが可能である。輸送する柔軟構造物は、1次元の free-free の柔軟梁と仮定して、センサ帯域の制約を考慮して7次までの振動モードまで考慮する。また、軌道上ロボットは梁の両端をマニピュレータにより把持するとともに、On/Off スラスタを搭載しロボット及び梁を含めた全体の系の位置・速度及び姿勢 (剛体モード運動) を制御する。Fig.3 には、設計した制御則のブロック図を示す。提案する制御系は2つのループからなり、アウターループは、全体の系 (ロボット+構造物) の剛体運動モードを On/Off スラスタにより制御し、インナーループでマニピュレータの作用力を制御する。マニピュレータの作用力は、マニピュレータの joint spaces (=マニピュレータ関節角から一意に決まる量) とその速度、及び振動のモード係数のフィードバック信号としている。フィードバックゲインの計算には、ロボットの相対的な動きと振動に関する線形化された運動方程式に基づき、LQR (Linear Quadratic Regulator) を適用した。ゲイン設定の際には、制御系の帯域やマニピュレータの可動範囲、制振特性等を考慮する。

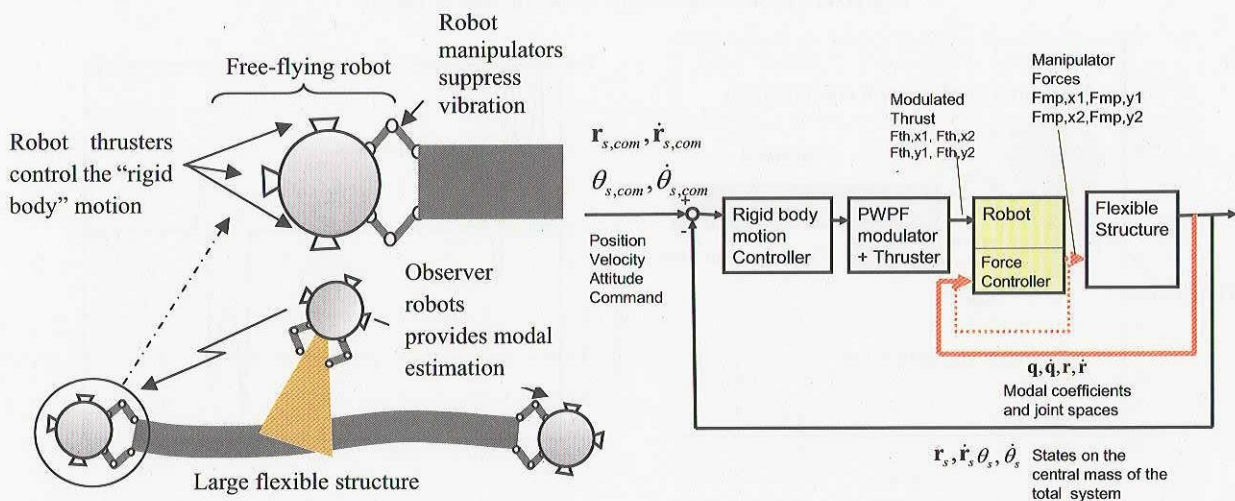


Fig.2 Concept of the cooperative transportation Fig.3 “Decoupled controller” block diagram

シミュレーションで使用したパラメータを Table 1 に示すとともに、Fig.4 から 7 には、回転を含む 2 次元輸送に関するシミュレーション結果を示す。構造物の重量は 600kg、ロボットの重量は 100kg、スラスト推力は 20N を仮定している。On/Off スラストによる剛体運動制御では振動特性を考慮していない推奨消費量最小のパターンを適用しているが、ロボットマニピュレータにより制振が行われスムーズに構造物が輸送されることを確認した。

Table 1 Simulation parameters

Parameters	Values
Flexible Module	Mass m_b :600kg, Length L : 200m, Inertia I_{zz} : 2×10^6 kg m ² Natural frequencies: 0.20, 0.55, 1.08, 1.78, 2.67, 3.75, 5.02Hz (Seven modes are considered)
Robot	Mass m_r :100kg
Thrusters	Thrust F_{max} : ± 20 N or 0 N (X_G, Y_G direction) Minimum ON/OFF time : 50msec Response delay : 50msec
Manipulators	Length : 1m + 1m (2-DOF)

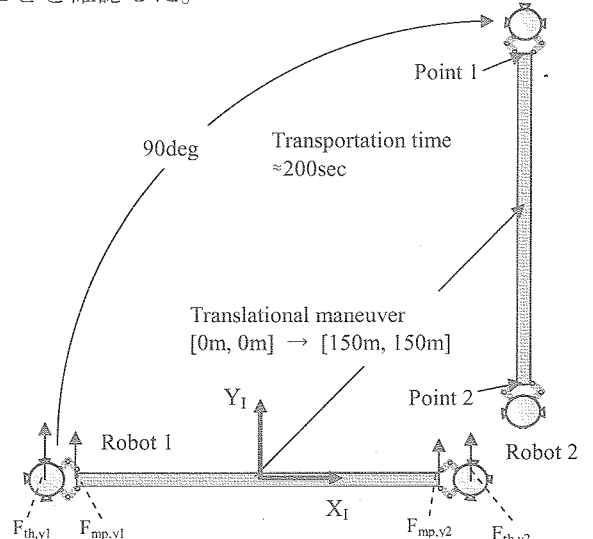


Fig.4 2-D flexible structure transportation

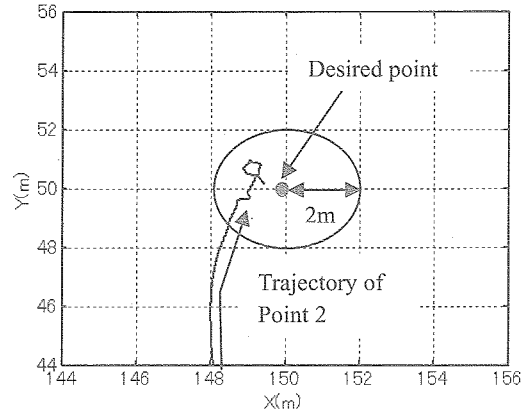
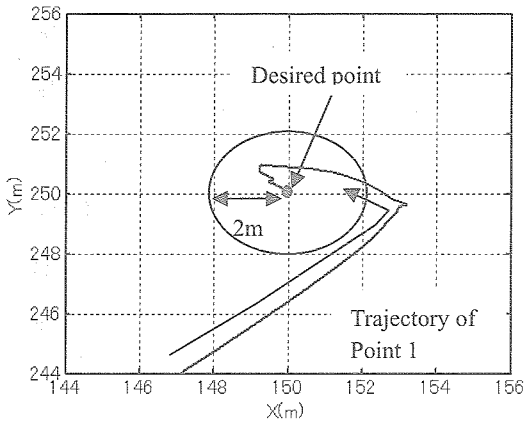


Fig.5 Trajectories of the ends of the module

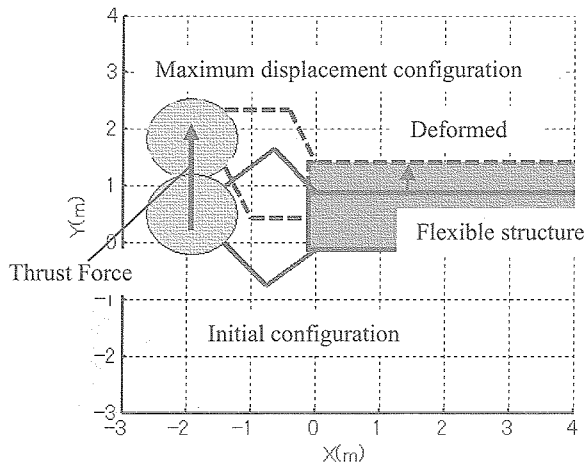


Fig.6 Motion of the robot during acceleration

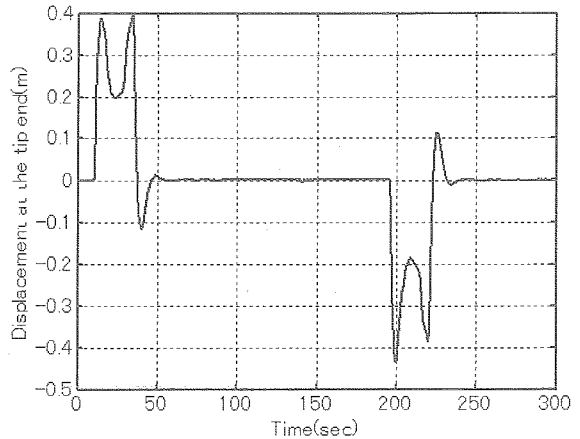


Fig.7 Displacement at the end of the module

(3) 地上実験システムによるアルゴリズム実証計画検討

(2) で検討した制御則を実証する地上実験システムについて検討した。Fig.8 に地上実験システムで使用する精密定盤を示す。大きさ 1.2m×2.4m 程度でテーブル脚の空気圧を調整することによりテーブルの水平調整を行うことが可能である。このテーブル上に、空気浮上式の複数ロボットシステムを構築して平面内の自由運動を模擬する。さらに、柔軟構造物（スチール製、厚さ 1mm 以下、長さ約 1.2m）とそれらの両端にマニピュレータを介して2つのロボットが結合される。ロボットにはコールドガスジェットが搭載され、輸送作業を行う。また、画像センサあるいはレーザーレンジファインダ等の外部センサ（Fig.2 の Observer Robot に相当）を設置して、このセンサ情報と、柔軟構造物に取り付けられた加速度計及びマニピュレータ・柔軟構造物間の力・トルクセンサ情報を外部計算機に取り込んで、柔軟構造物の振動モード係数を推定する。推定された振動モード係数はワイヤレス通信システムにより、輸送を行う2つのロボットに提供され、アクティブな制振に利用される。全体の系の位置及び速度は、画像センサシステム（外部設置及びロボット搭載）の情報を利用して推定する。Fig.9 には、実験システムのコンフィギュレーションを示す。柔軟構造物のパラメータ（厚さ、長さ、重量）等を検討するとともに、必要となるセンサ（力センサ、加速度計、画像センサ等）・アクチュエータ（モーター、コールドガスジェット）の調査を行った。現在、共同研究の一環で実験システム構築及び実証実験を MIT 側で進めている。

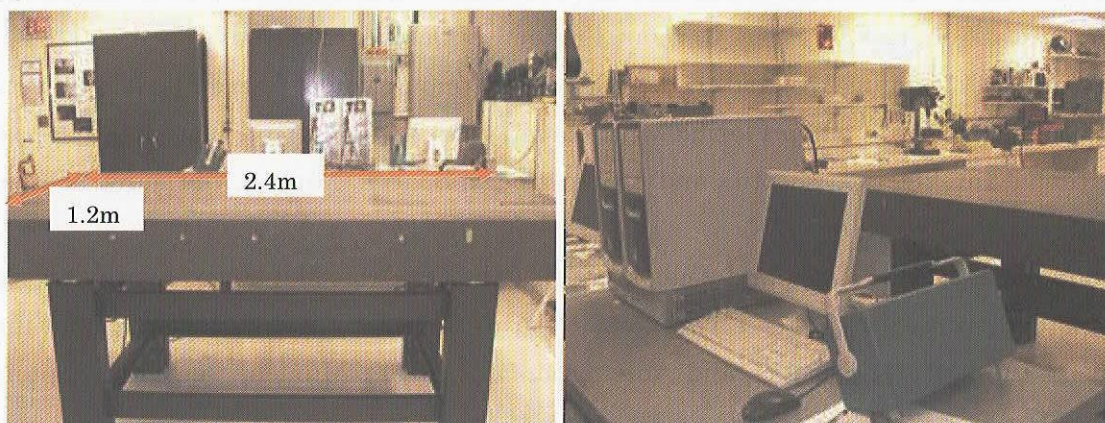


Fig.8 Granite table for the experiment

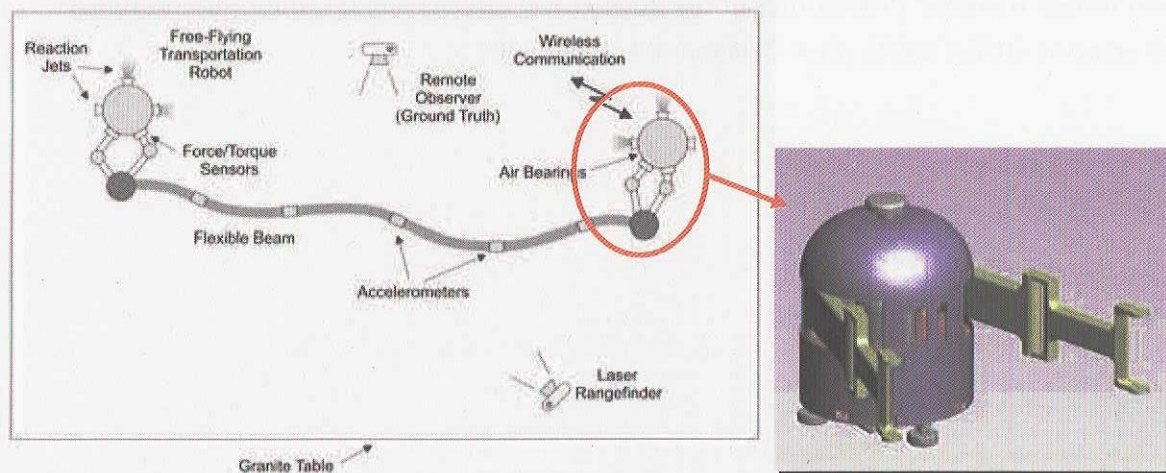


Fig.9 Transportation experiment configuration

4. まとめ

大型柔軟構造物の軌道上ロボットによる組立作業についてクリティカル技術の1つである、複数ロボットによる輸送作業について検討を行った。輸送構造物の振動抑制、センサ・アクチュエータ特性、軌道・姿勢制御を考慮したシミュレーションモデルを構築するとともに、これらを実現する制御則の設計を行い妥当性を確認した。提案した制御則は、ロボットスラスタによる輸送中にロボットマニピュレータを制振に利用する全く新しい試みであり、今後の軌道上ロボットによる柔軟構造物のハンドリングに活用できるものと期待している。今後も、大型柔軟構造物の複数ロボットによる協調組立作業について制御則検討結果を整理するとともに、地上実験システムによるアルゴリズム実証を並行して進める予定である。

【謝辞】本研究は、JAXA システム誘導技術とマサチューセッツ工科大学 (MIT) 機械工学科宇宙探査ロボット研究室との共同研究の一環として実施したものであり、本研究に対し有益な助言を頂きました Steven Dubowsky 教授、Dimitrios Tzeranis 氏に感謝いたします。

【参考文献】

- [1] Oda, M., and Mori, M., "Stepwise Development of SSPS; JAXA's Current Study Status of the 1GW Class Operational SSPS and Its Precursor", IAC-03-R.3.03, 54th International Astronautical Congress, Bremen, German, September-October, 2003
- [2] Tzeranis, D., Ishijima, Y., and Dubowsky, S., "Manipulation of Large Flexible Structures by Space Robots Mounted on Flexible Structures", 8th i-SAIRAS (International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space), Munich, Germany, September 2005
- [3] Ishijima, Y., Tzeranis, D., and Dubowsky, S., "The On-Orbit Maneuvering of Large Space Flexible Structures using Free-Flying Robots", 8th i-SAIRAS (International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space), Munich, Germany, September 2005
- [4] Lichter, M.D. and S. Dubowsky, "State, Shape, and Parameter Estimation of Space Objects from Range Images." Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA 2004), New Orleans, LA, April 2004

宇宙デブリ観測技術の研究

R&D on Space Debris Observation Technology

宇宙先進技術研究グループ スペースデブリサブグループ
Advanced Space Technology Research Group, Space Debris Subgroup

中島厚、柳沢俊史、星野健、藤原勉

Atsushi Nakajima, Toshifumi Yanagisawa, Takeshi Hoshino and Tsutomu Fujiwara

Abstract

About fifty years have passed since the first launch of the artificial satellite in the earth orbit. During the time, several thousand rockets and satellites have launched and the total mass will be estimated several thousand tons. These expensive rockets and satellites turn out debris when they finish their missions. Many of the debris still move around the earth, which brings increased anxiety of collision with the satellites in service or the International Space Station(ISS) under construction. Therefore, in the Institute of Space Technology and Aeronautics(ISTA), JAXA, the debris problem has been investigated comprehensively from the viewpoint of observation, protection and prevention of occurrence. This paper describes the results of the observation research area.

1. はじめに

人類がロケットや人工衛星による宇宙活動を開始して以来、多くの使用済みロケットや人工衛星、或いは爆発したこれらの残骸(総称して宇宙デブリ)が多数軌道上に存在し、今後の宇宙活動に支障をきたす段階になりつつある。静止軌道においては、ミッション終了後の衛星はリオービットにより軌道高度を変えて衝突を回避しているが、過去の爆発により発生した多数の微小デブリは、運用衛星に対する衝突危険性は依然存在する。現在、軌道が確定されている静止軌道近傍のデブリの大きさは50cm程度であるが、国際的にも20cmサイズのデブリ検出が必要とされている。一方、高度約1,500km以下に存在する低軌道デブリは、特に太陽同期軌道に関してはデブリ同士の衝突の確率が最も高い軌道であり、将来的には能動的な除去の必要性も出てくるものと思われる。低軌道デブリは一般にレーダー観測により軌道決定が行われており、決定可能な最小のデブリサイズは10cm程度である。又、落下間近のデブリの軌道決定・落下予測も重要な課題であり、高度が低いことから多数の観測サイトのデータにより予測精度を向上させる必要がある。更に国際宇宙ステーションISSの運用において、極微小デブリに関してはバンパーにより防御しているが、より大きなサイズのデブリに対する防御技術の開発も緊急を要している。

平成16年度では、平成15年度に引き続き、これら静止高度の微小デブリ検出技術を確立するために、光学観測施設の整備・データ取得、CCDカメラ及び画像処理ソフト開発を行った。また低軌道デブリに対しても、光度変化観測からその運動推定技術の開発を継続している。

2. 研究の概要

JAXA 総合技術研究本部のスペースデブリサブグループでは、観測技術の研究、防御技術の研究及び発生防止技術の研究を総合的に行っている。本文では光学望遠鏡による観測技術の研究成果をまとめた。

2. 1 光学観測技術の研究

総研本部(旧航空宇宙技術研究所)では 1999 年から宇宙デブリを光学的に観測するための技術開発を行ってきた。現在、観測施設として、低軌道デブリの追尾観測を主とする X-Y マウント方式の低軌道衛星追尾装置を調布本所に設置し、又、静止軌道デブリ観測として長野県入笠山に赤道儀式望遠鏡を設置し、データ取得を行いつつ、デブリ検出能力向上を目指した研究開発を行っている。

現在のデブリ環境とそれに対する光学観測技術研究との関連は下記のように要約される。

- (1) 高度 800km~1,000km 及び 1,500km に分布
- (2) 低軌道デブリの 10cm サイズまではカタログ化されている
- (3) 静止デブリは増加の一途をたどり、約 50cm 以上のデブリはカタログ化

(1)は自然落下が基本であるが、寿命が長い間その間にデブリ同士の衝突可能性が出てきた場合は能動的な除去作業が必要となる。近年のデブリ数の増加により、衝突発生確率は高まっており、早急な対策が必要である。低軌道デブリ観測装置では、光学的に追尾観測を行って、光度変化からそのデブリの姿勢運動(主に回転周期)を求め、これによりデブリの角運動量を推定し、将来の捕獲・投棄システム設計に資する。(2)はレーダ観測結果で、現状技術では光学観測は困難であるが、後述するように通過痕から検出する可能性はあると考えている。(3)に関しては、50cm 以下のデブリが運用衛星にとって脅威となっているため、より小さなデブリの検出が重要課題である。

図 1 は、光学とレーダーによる観測可能領域を表したもので、横軸がデブリサイズ、縦軸が軌道高度である。光学観測は、高度数千 km 以上のデブリ観測に、レーダーはそれ以下の高度に対し観測可能となっていた。本研究では、技術開発により、20cm サイズの小さな静止デブリ検出を目指し、低軌道デブリに関しては、10cm サイズの微小デブリの通過痕から軌道上の分布を推定する事の可能性を求め、又、低軌道大型デブリに関しては、形状並びに姿勢運動推定を行い、将来の回収或いは落下予測精度向上に寄与することを目的としている。

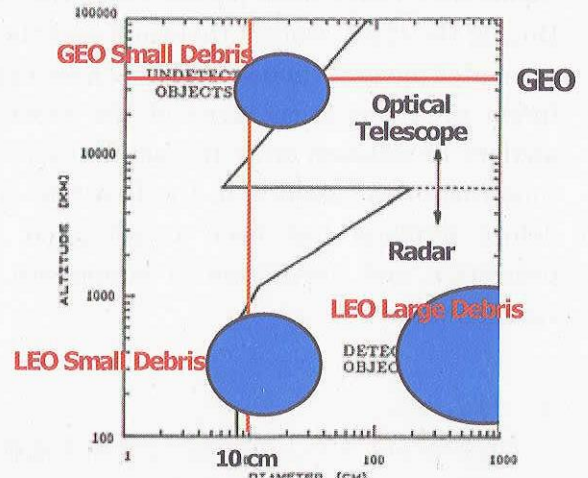


Fig.1 Detectable debris size for variable orbital altitude

3. 成果の概要

3. 1 光学観測技術の研究(1)-(4)

平成 16 年度における光学観測技術は以下の 3 項目を研究目標とし実行した。

3.1.1 微小静止デブリ検出技術の開発

光学望遠鏡による静止デブリ観測の手法は、望遠鏡を固定して静止軌道付近を比較的短時間露光(5 秒~10 秒)してデータを取得する。恒星は線像となり、運用中の静止衛星は点像となる。静止デブリは若干の軌道傾斜角を持っているため恒星とは別の線像(点像に近い)として区別される。しかしながらこの方法では、検出能力は望遠鏡の口径に依存し、検出限界をあげるためにより大型の望遠鏡が必要となる。本研では、多数の画像を重ね合わせ、S/N を上げると共にデブリを自動検出するソフトを開発中である。図 2 はその原理で、短時間露光の画像を数百枚取得し、デブリの動きに合わせて画像を重ね合わせ、メジアン

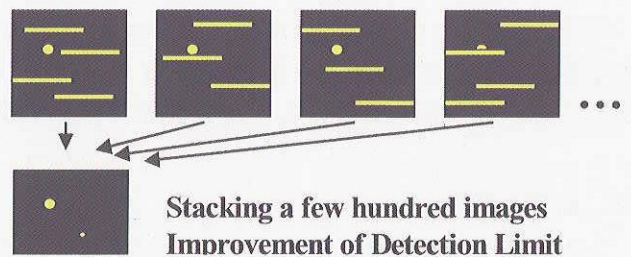


Fig.2 Stacking method for faint debris detection

をとって画像処理を行うことにより、1枚の画像では見つけられない暗いデブリの検出が可能となる。平成16年度はこの原理を用いた静止デブリ自動検出ソフトを試作し、標高約1,800mにある入笠山光学観測所の口径35cmの望遠鏡で得られた画像を利用してその試作ソフトの有効性を確かめた。試作ソフトでの解析の結果、50cmサイズの静止デブリの検出に成功した。図3に実際に取得した観測画像を、図4に試作ソフトによって検出された静止衛星及び静止デブリを示す。尚、本手法を取り入れて、小惑星や彗星等の移動天体を自動的に検出するソフトウェアは既に実用化されている(技術移転推進課題)。



Fig.3 Observation data at Nyukasayama facility

3.1.2 高速読み出し大型 CCD カメラの開発

現在使用している光学検出器は、ペルチェ冷却による1K×1Kあるいは2K×2K裏面照射型 CCD カメラで、比較的小型軽量のためハンドリングは良好である。将来的には、観測の効率化を図るためにも、より広視野で高速読み出し・書き込みの必要性があり、更に、リモート観測のためにはメンテナンスフリーの検出器冷却技術が必要である。このような要求を満たすカメラ開発として、複数の検出素子を持つモザイク CCD カメラの開発に着手している。一例として、2K×4K素子を2枚並べた4K×4K(1600万画素)モザイク

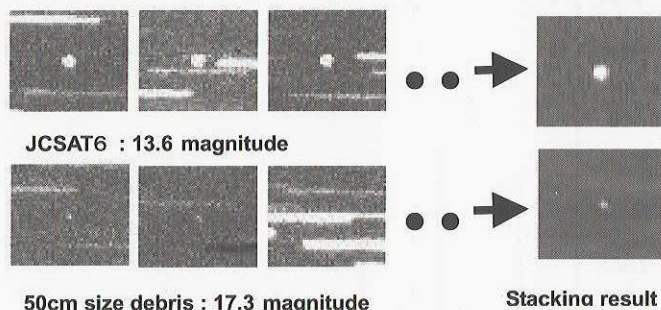


Fig.4 Detection of GEO satellite and debris by developing software



Fig.5 Large mosaic CCD camera

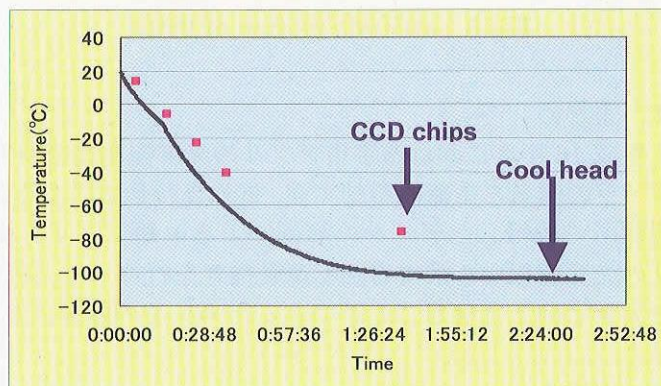


Fig.6 Cooling temperature for time

CCD カメラで、カメラ全体の概観を図5に示す。図6は冷凍機冷却能力評価のための実験結果である。冷却能力としては、冷凍ヘッドは-100°C以下、CCD素子本体は-80°Cまでの冷却を実現し、ほぼ設計どおりの結果が得られた。

低軌道デブリ光学追尾観測技術の開発

低軌道衛星追跡装置(図7参照)は、口径 35cm、焦点距離 3910mm のシュミットカセグレン望遠鏡を搭載し、低軌道の衛星やデブリを追尾しながら画像を取得し、その形状や姿勢運動を地上から推定することが可能である。本装置により、既に大気圏に突入したミール宇宙ステーションや現在構築中の ISS の姿を鮮明に捉えている。より高度の高いデブリに対しては、その光度変化から回転運動を推定することが可能である。平成 16 年度は光度が明るく、既に運用を終了した低軌道衛星を数多く観測した。その中から光度変化が顕著だったものを示す。



Fig.7 LEO debris tracking facility

図8は高度約 600km の ISIS1 (1996-009B)の光度変化を示したもので、強い反射と弱い反射が交互にあり約 42 秒周期で回転していることが分かる。また図9は高度約 1000km の COSMOS2180RB (1992-008B)の光度変化であり、回転周期は約 81 秒だった。

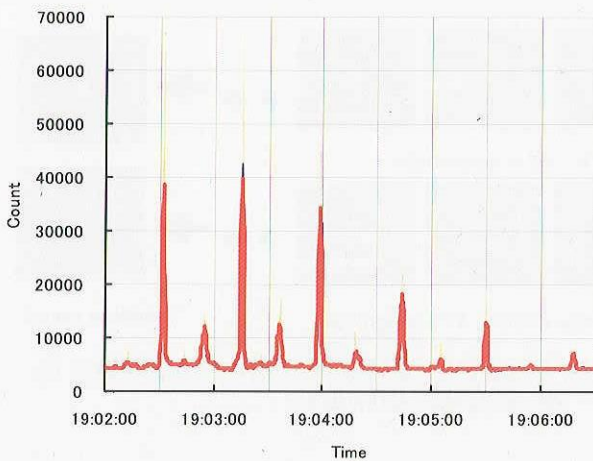


Fig.8 attitude motion of ISIS1

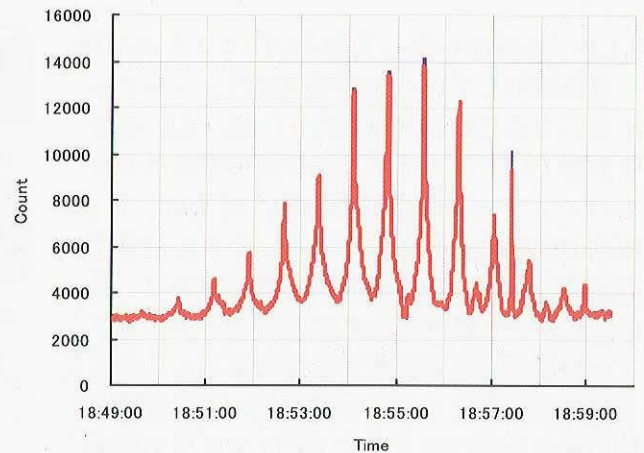


Fig.9 attitude motion of COSMOS2180RB

4. まとめ

平成 16 年度における宇宙デブリの光学観測技術研究は、平成 15 年度に引き続き、検出器である CCD カメラの開発と冷凍機冷却実験、重ね合わせ法による微小デブリ検出ソフトの試作と JAXA 入笠山光学観測所で取得したデータの解析による未知デブリの検出並びに低軌道衛星追尾装置による低軌道デブリの光度変化から求まる回転運動推定を行なった。特にデブリ検出ソフトは、光学観測装置の検出限界を大きく向上させることができるため、その開発に重点を注いでいる。

[参考文献]

- [1] 中島厚他：R&D on Space Debris Optical Observation Technologies, 24th ISTS, Miyazaki, June2004
- [2] 柳沢俊史他：Motion and Shape Determination of LEO Debris using Optical Telescope, 24th ISTS, Miyazaki, June2004
- [3] 黒崎裕久他：光学望遠鏡による低軌道デブリの回転運動の観測、第 48 回宇宙科学技術連合講演会、福井、2004 年 10 月
- [4] 柳沢俊史他：The Stacking Method;The Technique to Detect Small Size of GEO Debris, American Astronautical Society, vol.109, Oct. 2004

スペースデブリ対策の研究
Research of countermeasure against space debris
デブリ防御技術の研究
Research of debris protection

宇宙先進技術研究グループ 永尾陽典
Advanced Space Technology Research Group Yosuke Nagao

Abstract

This research investigates the influence of debris collision on a structural integrity. And, test equipment is developed in order to conduct a hypervelocity impact test on the ground. The influence on the composite material which is a major material of a space structure is mainly investigated. Moreover, it inquires about the hypervelocity impact numerical simulation to composite material.

1. はじめに

宇宙基地や宇宙往還機などが滞在する LEO では 10km/s の速度でデブリが周回しており、その数は記録されていない mm オーダーのものまで入れると 4,000 万個にもものぼるといわれ、さらに増え続けると考えられている。これらの環境のもと、直径 1cm 以下のデブリに対しては観測も難しく構造側で防御することが求められている。しかしこれらのデブリがバンパーや構造に衝突した場合の破壊に関する情報はアルミ合金など一部の材料に関してはデータ化されているが、衛星や宇宙往還機などの構造材に大幅に適用される事が想定されている CFRP などについての超高速衝撃データはほとんど取得されていない。一方、構造側で最も考慮すべきとされるデブリは重量 1 g / 速度 10km/s 程度とされているが、この状況を安定的に実現できる超高速射出装置はまだない。そこで超高速射出装置の開発と CFRP 等に関する超高速衝突に関する情報を取得・蓄積していく事は宇宙機の一次構造部材としての材料選定あるいは構造様式を設定する上で必要不可欠な情報でありかつ急務と考えられる。

本研究では、10km/s での試験を可能とする成形爆薬を用いた超高速射出試験装置の開発と、CFRP 板をターゲットとしてデブリを模擬したアルミを超高速衝突させ、その現象を実験的・解析的に調べることで宇宙機用の複合材料構造設計、特にデブリ防御構造の設計指針を得るデータを取得する事とを目標としている。なお複合材への衝突試験についてはイタリアのパドバ大学と共同研究を行っている。

2. 研究の概要

平成 16 年度は以下の 2 項目について研究を行った。

(1) 超高速射出装置に関する研究

成形爆薬方式により 1 g の質量を 7.5km/s で超高速射出する技術を 15 年度に取得したが、16 年度は後追いで飛翔する質量の除去技術を確立した。また同じ速度で射出できるガスガンとの衝突比較予備実験を行った。発射されるプロジェクティル形状の差異があるため直接の比較は今後の課題となったが、液状となる成形爆薬と固体で衝突するガスガンとでは損傷事象が異なる知見が得られた。さらに今回行った試験結果と衝撃解析ソフトを用いて得られたジェット生成解析結果とを比較し、解析上の課題も明らかにした。

(2) 複合材料等の衝突データベースに関する研究

CFRP 板への超高速衝撃試験を実施した供試体の圧縮残存強度データを取得した。昨年度は衝突エネルギーと損傷面積との関係を明らかにしたが、16 年度は衝突エネルギーと残存強度の関係を明らかにした。

(3) 解析技術に関する研究

超高速衝撃解析ソフト AUTODYN の複合材解析部を用いて、複合材超高速衝突実験結果との比

較研究を行った。

3. 成果の概要

(1) 超高速射出装置に関する研究

本研究では成形爆薬法と他超高速射出法との相関に関するデータ取得作業を行い、実用化のための有益なデータを取得すると共に今後の課題を明らかにした。作業は以下を行った。

- 後追いジェット分離装置の製作／試験準備（横方向加速火薬の設置）
- 射出試験の実施
- 試験結果の評価・整理
- ガスガンとの比較予備試験

① 後追いジェット分離装置の製作／試験準備

後追いジェットを除去するために、プロジェクタイトが通過後のタイミングに合わせて横方向の速度を与えるシート火薬を設置した。シート火薬単体の発火試験を行い、信号速度と火薬の発火状況を確認した。なお、2 段式ガスガンとの相関を得るためにプロジェクタイト速度は 6～7 km/s を目標としている。射出試験用の成形爆薬供試体は 3 式準備した。供試体の概要を Fig.-1 に示す。

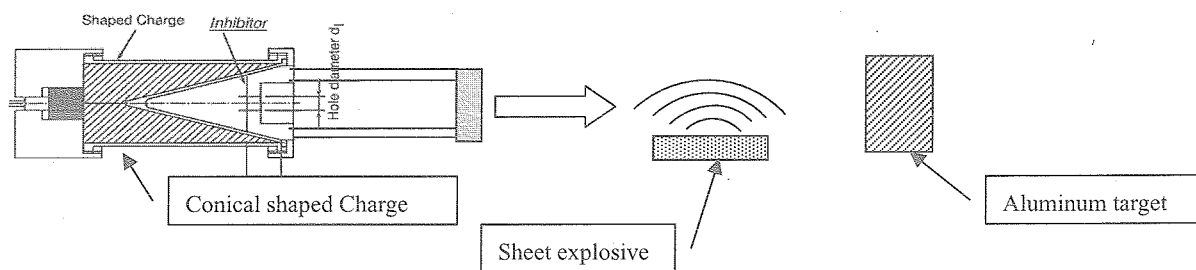


Fig.-1 Concept of test arrangement

② 射出試験

シート爆薬の爆薬量と起爆位置とをパラメータとして試験を実施し、後追いジェットが確実に除去できる仕様を設定した。昨年度の射出実験結果と比較すると、標的の表面の微小クレータが激減していること及び X 線写真結果から、後追いジェットが除去できている事を確認した。今年度のターゲット画像を Fig.-2 に示す。

③ 試験結果の評価・整理

7 km/s 改善仕様射出体を用いて、質量 1.04～1.40 g、速度 7.4km/s の先端ジェットを取得でき、後追いジェットの除去も確認した。AUTODYN-2D によるジェット生成解析を実施し、今回の試験結果と同様のジェットが生成できる事が解析からも得られた。但し、解析による標的板の損傷は実験結果に比較してやや小さくなる結果となり、今後の精度向上が課題として残った。

④ 2 段式ガスガンとの比較予備試験

成形爆薬よりやや低速の 6.3～6.7km/s の速度での試験結果となった。損傷深さ、径ともに成形爆薬試験の結果よりもやや小さくなっている。AUTODYN による解析も行い、ジェットの形状効果を考慮する必要があるとの知見を得た。2 段式ガスガンによる衝突試験による標的板の損傷を Fig.-3 に示す。



Fig.- 2 Target of conical shaped charge

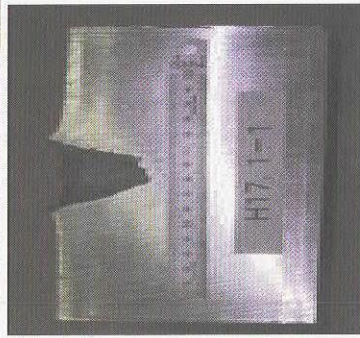


Fig.- 3 Target of 2staged gas gun



(2) 複合材料等の衝突データベースに関する研究

板厚の異なる CFRP 板に対し、アルミ製のプロジェクタイトルを 2 段式軽ガスガンで射出した供試体について以下に示す作業を行い、プロジェクタイトルのエネルギーと圧縮残留強度との相関を把握するデータベースを蓄積した。

- 圧縮残留強度の測定
- 試験結果の評価・整理

① 圧縮非破壊検査

15 年度には超高速衝突のエネルギーと損傷面積との関係について明らかにしたが、16 年度は衝突後の圧縮残留強度を測定した。複合材料は圧縮荷重を受けた場合に内分損傷の影響が最も顕著にあらわれる。これは樹脂剥離が起これると繊維が局部座屈を起これし早期に破壊するためであり、構造健全性の評価に有効な方法である。

② 試験結果の評価・整理

衝撃エネルギーと圧縮残留強度との関係を Fig.- 4 に示す。この図から以下の結論を得た。なお、ここでの衝撃エネルギーは板厚で正規化している。

- a) プロジェクタイトルが貫通しない場合、圧縮残留強度は板厚に依存する。同じ板厚当たりエネルギーでは、板厚が大きいほど残留強度が高い。
- b) プロジェクタイトルが貫通する場合、圧縮残留強度は板厚に依存しない。同じ板厚当たりエネルギーでは、板厚に関係なく一定である。

4. まとめ

(1) 超高速射出装置に関する研究

成形爆薬方式により 1 g 程度の質量を 7.5km/s で超高速射出する技術を確立した。また、後追いジェット除去も可能となり、プロジェクタイトル衝突の評価がより精度高く行える事となった。同じ衝突エネルギーを有するガスガンによる衝突比較実験を行い、プロジェクタイトルの様相によって損傷状況が異なる知見を得た。

(2) 複合材料等の衝突データベースに関する研究

CFRP 材に対する超高速衝撃を与えた供試体について、衝撃エネルギーと圧縮残留強度について

での相関を把握した。今後もデータを充実させていく。

(3) 解析技術に関する研究

今年度は衝撃実験結果を参照しつつ解析を実施した。複合材の内部損傷の進展や状況については定性的に良い一致が得られる段階に達したが、まだ複合材の内部損傷解析が定量的に可能な段階には至っていない。今後はソフトメーカーの支援以外に、大学等と解析的な研究を共同で行う事を検討する。

[参考文献] 省略

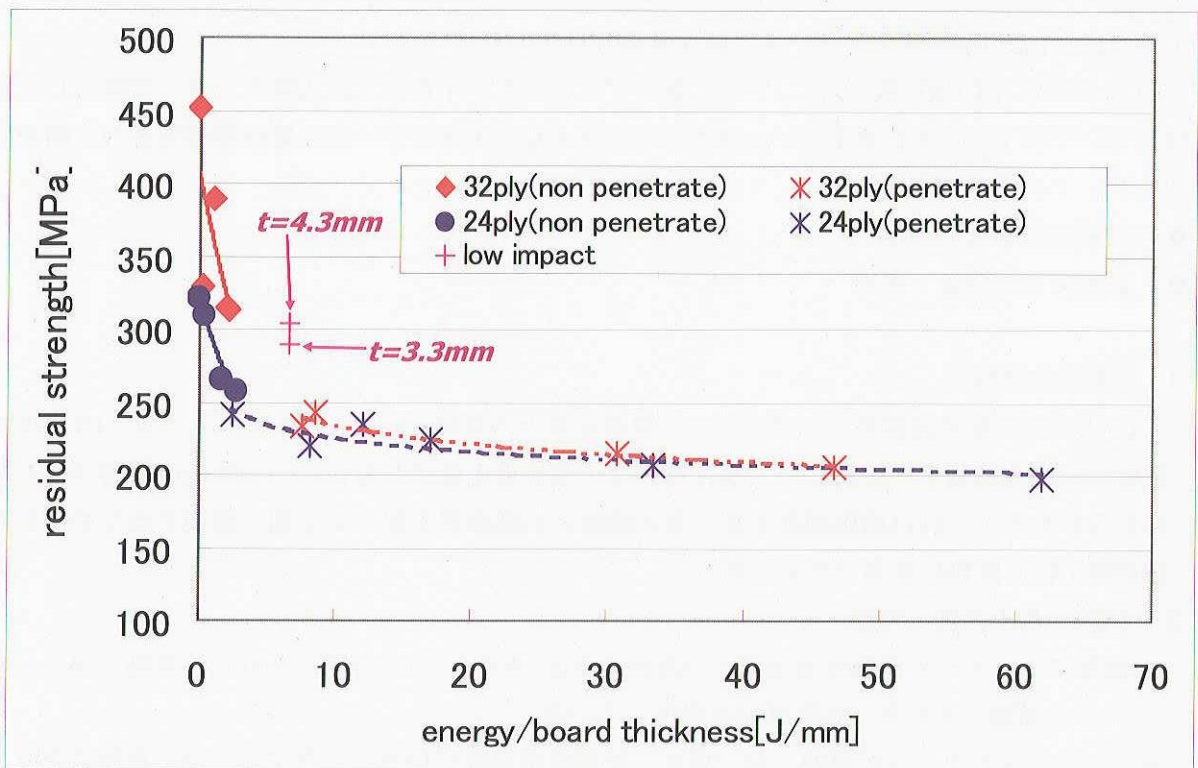


Fig.-4 Relation between specified impact energy and residual strength

宇宙デブリ回収・除去技術の研究

Research and Development of Active Removal System for Space Debris

宇宙先進技術研究グループ (Advanced Space Technology Research Group)

西田信一郎、河本聡美、大川恭志、吉村庄市、中島厚、北村正治

Shin-ichiro Nishida, Satomi Kawamoto, Yasushi Ohkawa, Shoichi Yoshimura, Atsushi Nakajima and Shoji Kitamura

Abstract

Since the number of satellites in Earth orbit is steadily increasing, space debris could eventually pose a serious problem to near-Earth space activities, and therefore effective measures to mitigate it are important⁽¹⁾. End-of-life de-orbiting and orbital lifetime reduction capability of each satellite could be an effective means for reducing the number of debris by lowering the probability of the collisions between objects. This research and development is for an active removal system of space debris and the retrieval of failed satellites as to be other measures.

1. はじめに

地球周回軌道上のスペースデブリの増加が問題となっている。地上から観測・カタログ化されている10cm以上のサイズの大きなものだけでも9000個以上有り、中型衛星で500年に1回は1cm以上のデブリが衝突する衝突確率となっている。衛星残滓の爆発やデブリ衝突により多数の小デブリが発生し、スペースデブリの数は、今後加速度的に増加する⁽¹⁾。IADC、ISOなどでスペースデブリの発生防止義務の法制化が検討・議論されている。本研究では、スペースデブリの発生および増加を防止するため、有用な軌道からの衛星残滓のアクティブな回収・除去システムロケット上段の終末処理システムの検討および重要な要素技術の研究・開発を行っている⁽²⁾⁽³⁾。

2. 研究の概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

- (i) デブリ回収・除去システム、導電性テザーシステムおよび軌道上実証システムの検討
- (ii) 導電性テザー装置および電子放出部の試作・試験
- (iii) デブリ捕獲技術の解析・試験

3. 回収・除去システムおよび軌道上実証システムの検討

寿命の尽きた衛星や衛星を打ち上げたロケットの上段が有効な軌道からの適切な除去処理が行われるケースは、一部であり、大半は軌道上に放置され、残留している。衛星残滓やロケット上段の爆発やデブリ衝突により多数の小デブリが発生し、スペースデブリの数は今後加速度的に増加すると見積もられている。そこで、大型の衛星残滓を有用な軌道上から回収・除去するシステムの研究・開発を進めている。

3.1 回収・除去の対象

デブリ衝突確率を考慮すると、地球観測に有効な低軌道(特に太陽同期軌道)が最も逼迫した軌道である。そこで、低軌道衛星残滓の除去(軌道高度を650km以下に低下)に重点を置いたデブリ除去衛星システムの検討を実施した。

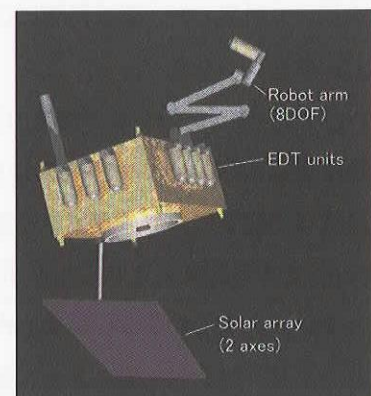


Fig.1 Concept of debris removal vehicle

3.2 デブリ回収システムのミッションシナリオ 予め NORAD 情報や地上観測で選定した複数の対象に順次ランデブ・接近して回収・除去作業を行う。対象は、デブリなので衛星として機能しておらず捕獲用の取っ手やターゲットを持たない非協力対象であり、非姿勢制御状態である。主として光学航法により対象を捕捉し、ランデブ・接近する。

3.3 回収作業機の構成

低軌道衛星残滓の回収作業機として Fig.1 に示す構成と以下に示す特徴を想定する。なお、捕獲機構と EDT の一体化により、捕獲と同時にテザー取付が完了する。この装置を複数搭載して各デブリに取り付け・伸展・リリースする。

「テザーユニット取付によるデブリ除去」1機で複数(目標:10)のデブリを除去「イオンエンジン等による軌道変換」

3.4 軌道上技術実証システムの検討

本デブリ回収・除去システムの重要技術である導電性テザーの軌道上実証システムの検討を進め、機会が多いと考えられるロケット上段部を用いた実証システムと小型衛星を用いた部分技術実証システム検討した。小型衛星を用いたベアテザーの部分実証システムの構成例を Fig.2 に示す。

4. 導電性テザーシステムの検討・解析

4.1 動力学シミュレーションと制御⁽⁴⁾

軌道変換能力やテザーの安定性を評価するため、詳細数値シミュレーションを行った。テザーは重量や柔軟性を考慮するため離散質点をバネ・ダンパで接続したものとモデル化し、質量中心を原点とする地球周りの回転座標系で数値計算を行った。ベアテザーによる電子収集のモデルは 2 次元 OML (Orbital Motion Limit)、プラズマ密度は IRI2001 (International Reference Ionosphere)、磁場は IGRF 2000 (International Geomagnetic Reference Field) (10*10 次)、大気モデルは NRLMSISE-00 (NRL Mass Spectrometer, Incoherent Scatter Radar Extended Model)、地球重力ポテンシャルは EGM96 (Earth Gravitational Model) (10*10 次)を用いた。ローレンツ力等による軌道の摂動はガウスの惑星方程式を用いて計算した。温度計算には、太陽輻射、アルベド、地球赤外輻射、ジュール熱、電子収集による発熱、空力加熱を考慮した。

Fig.3 はシミュレーション結果の例である。初期軌道は高度 300km、軌道傾斜角 52 度の円軌道とし、ロケット上段は重量 3400kg、エンドマスは重量 50kg とした。テザーは非導電部 5km、導電部 5km とした。プラズマ密度や地磁場の変動により収集できる電流は大きく変動するが、平均して 0.1N 程度のローレンツ力が発生しており、10 日弱で大気圏突入させることができる。母衛星としてロケット上段を用いる場合、母衛星と子衛星の重量比が大きいと重心がテザーの中心からずれ、EDT のスラストによりトルクが発生し、テザーが傾く。柔軟な構造であるテザーは面内・面外ともに振動するが、面外振動の周期は軌道周期の 1/2 であり、磁場や空気抵抗など軌道周期で変化する要素があると長期的には不安定になる。テザーを安定化させるために非導電性テザーを接続することも考えられるが、オンオフ電流制御により、数ヶ月のスパンにわたって発散させずに運用できることも確認した。テザー温度は太陽からの熱が支配的で、そのときのテザーの傾きによっても大きく変動するが、温度変化によりテザーが伸縮するだけでなく、EDT では温度による導電率の変化によって電子収集性能が大きく変化するので考慮する必要がある。その他、母・子衛星の姿勢運動も考慮した安定性の検討や、テザー伸展時

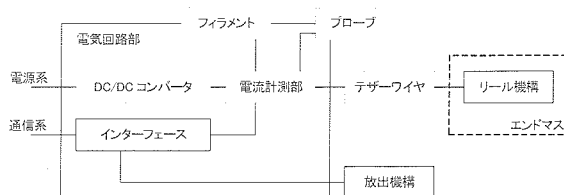


Fig.2 Constitution of an EDT flight demonstration system

のシミュレーションも行っている。

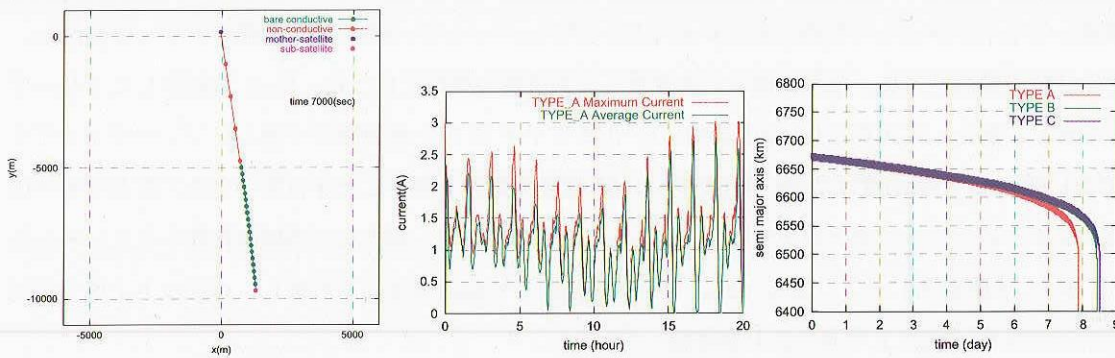


Fig.3 Simulation results of EDT motion, current and altitude by using of a discrete mass model

3.2 EDT システムの電位状態

EDT システムの動作イメージを明確にするために、その概略図および予想される電位状態を Fig.4 に示す。導電体が地磁気を横切ることによって発生する誘導起電力により、テザー部には図のような電位傾斜が生じる。この状態で電子エミッターから電子を放出することにより、この誘起電力が「内部抵抗を含む電池」の役割をし、テザーに電流が流れる。宇宙プラズマからの電子収集は、図中の正電位部分のベアテザーが請け負う。また、誘導起電力に余裕がある場合には、図のように発電部を設けて電力回収をすることも可能である。EDT システムの運用で考慮しなければならない重要な問題の一つは、この電位分布が一定でない点である。宇宙プラズマの数密度や地磁気の大きさ、テザーの姿勢等は、軌道周回中に刻々と変化するため、それに応じて誘導起電力や電子収集量が変動し、したがって、テザー電流および発生推力も変動する。実際の運用では、この時間変動に対応した電流電圧制御方式を用いなければならない。また動作条件によっては、テザー端は宇宙プラズマに対して最大±500V 程度の高電位差を持つ可能性があるため、テザーと宇宙機（図中には示されていないが、ベアテザー側には親機がある）との接続方法や異常放電発生防止対策などについても検討する必要がある。

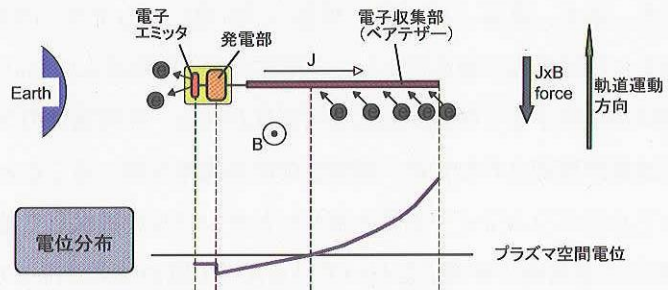


Fig.4 Electric potential on EDT system

4. 導電性テザー装置の試作・試験

導電性テザー装置全体の構成概念を Fig.5 に示す。早期に軌道上で実証実験を行うことを目標に各部分の試作・試験を進めている。

4.1 導電性テザーワイヤー⁽⁴⁾

導電性ベアテザーは、重量、強度、電気抵抗、熱光学特性、電子収集特性、柔軟性、繰り出し摩擦等を考慮して構成を決定する必要がある。まず、軽量化のため導体はアルミニウムとし、他の高強度繊維と編むことにより強度・剛性とも向上させる。ベアテザーは周辺プラズマから電子収集するために表面が導体である必要があるが、表面がアルミニウムのみだとその熱光学特性により高温となり電子収集性能が低下するため、高強度

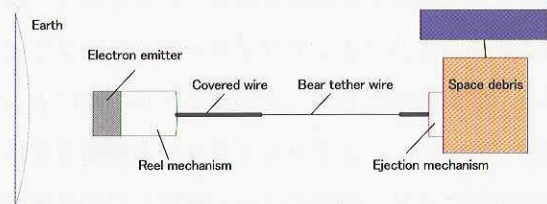


Fig.5 Constitution of an EDT for space debris removal

繊維も表面に露出させ熱を放射させることにした。またテザー形状については、ミクロンサイズ、ミリサイズのデブリが衝突してもテザーとして切断されないように、ブレードング、網などの長寿命テザーを検討し、アルミワイヤの合金の種類や太さ、強度繊維などを変更して数種類の試作を行った。Fig.6 は試作したブレードングテザーであり、例としてA1070-0、 $\phi 0.15\text{mm}$ のアルミワイヤ32本と炭素繊維で編んだブレードングテザーの線密度は 1.98g/m 、引張強度は 300N 程度であり、 5A 程度の電流を流すことが可能である。なおテザーにかかる張力は、シミュレーションでは数～十数 N である。計測した重量・剛性などの値は数値シミュレーションに反映した。またORDEM2000デブリフラックスモデルを使用して軌道上寿命を計算し、ロケット上段での試験については生存確率99.9%以上であることを確認した。

テザーの試験としては、高温および低温下での熱膨張係数および強度計測、放電試験、電子収集試験を行っている。まず、高温(300 度)、低温(-90 度)でもテザーの強度や形状など問題がないことを確認し、熱膨張係数および強度の計測を行った。導電性テザーは軌道上において $\pm 2\sim 300\text{V}$ の電位を持つが、負側では非導電性の部位が存在すると放電が起こる可能性がある。非導電性のケブラー®を強度繊維としたテザーでは、 -200V 付近で放電が確認されたため、導電性の炭素繊維を用いることとした。正側の電位での電子収集性能は、強度繊維とアルミニウムワイヤを組み合わせさせたサンプルを提供して基礎データの取得を行った。放電試験、電子収集試験はEDT検討会に参加いただいている大学の協力により行っている。



Fig.6 Prototype of EDT (Braded type, Mesh type) and electron

4.2 リール機構・放出機構

(1) 放出機構の試作・試験

重力傾度による安定性の向上のため、エンドマス側にある程度の質量を配置する必要がある。このためリール機構側を放出し、テンションによってワイヤーがパッシブにほどける形態を採る。放出機構として、まずはコイルバネによる原理モデルを試作(Fig.7)し、エアパッドでリール機構を支持した形態での放出試験により、所期の 2m/秒 以上の初速度が得られることを確認した。



Fig.7 Prototype of tether reel mechanism

(2) リール機構の試作

テンションにより伸展する固定リール式の伸展機構は、構成がシンプルであるが、伸展の完了段階の伸びきり時に慣性による衝撃力が発生することが問題となる。これまでのテザー装置試作事例では、ワイヤーの摩擦制御によりテンションを制御する方式が採られている場合が多いが、構成が複雑になると同時に伸展時の摩擦が大きめになり、ワイヤーにもストレスが加わるという問題があった。そこで、制動リールを内蔵し、ワイヤ

一の終端部では制動機能を持った回転式のリールにより伸展速度を低減し、衝撃力が生じない機構方式を新規に開発した。制動には渦電流方式のパッシブな粘性制動要素を用いることにより、表面特性の変動などに影響されない安定的な制動機構を構成した。

4.3 EDT用電子源の試作・試験^{(5), (6)}

EDT用の電子放出源として、カーボンナノチューブ(CNT)を用いた電界放出型カソード(Field Emitter Array Cathode: FEAC)の試作および試験を進めている。FEACは作動ガス不要

でかつ比較的低電力での運用が可能であるため、EDTのように簡潔な機器構成が要求されるシステムへの適用性が高い。また、CNTを用いることにより、従来のスピント型と呼ばれるFEACよりも高い耐久性が期待できる。

平成15年度までの検討では、数種のCNTカソードを試作し、それらの基本的な電子放出特性を測定するとともに、FEACに適したCNT(アーク放電法により製作したCNT)の選定を行った。今年度は、これを継続する形で、EDTシステムへの搭載を想定した機器構成でのFEACの試作および試験を中心に検討を実施した。FEACを電子放出源とした場合のEDTシステム構成概念の一例をFig.8に示す。図中左側のCathodeおよびGridと標記している機器がFEACアセンブリであり、宇宙プラズマ中に電子を放出するためには、GridとCathode(CNT)との間に電圧を印加して強電界を作る必要がある。今年度の研究では、このGrid電極付きFEACの試作および試験に重点を置いた。

Fig.8に示されるように、CNTカソードから放出された電子は、そのすべてがGrid電極を通過して宇宙空間に放出されることが望ましい。Grid電極への電子の流入は、図中の電源の消費電力を増大させるために電力効率の低下を招くとともに、電子衝撃によりGrid電極が過熱状態となり、同電極が熱変形を起こす可能性がある。したがって、このGrid電極への電子流入を抑制することがFEAC開発の重要なポイントの一つとなる。

今年度試作したGrid付きFEACの一例をFig.9に示す。同図中に見られる十字の部分の部分がGrid電極であり、その背後にCNTカソードがある。CNTカソード部分の直径は約4mmである。このように、CNTカソード面積に対するGrid電極面積の割合を小さくし、さらにCNTカソード上にもGrid電極と類似形状の加工を施すことで、Grid電極への電子流入を以前より大幅に低下させることに成功した。その結果の一例をFig.10に示す。同図より、高電圧を印加した場合でも、Grid電極への電子流入割合はエミッション電流の3%以下に抑えられていることが分かる。ただし、現段階では電極加工の精度が十分でなく、試作品の性能に個体差があるため、今後の改良が必要である。また、今年度は、上記に加え、CNTの接着方法改良による耐久性向上検討、および上記Grid付きFEACのアレイ化による最大14mAの電子放出実験を実施した。次年度以降は、耐低軌道環境性の評価、プラズマ露出電位の低下、電流電圧制御方式の検討、大電流化に向けた電極構造の検討などを実施の予定である。

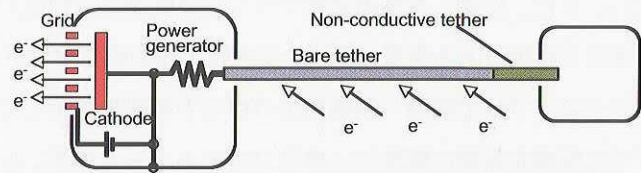


Fig.8 Function of FEAC

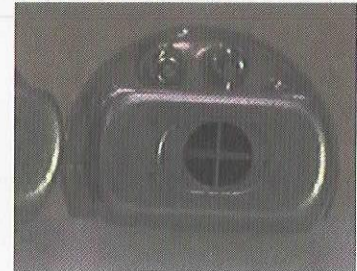


Fig.9 Prototype of FEAC with grid

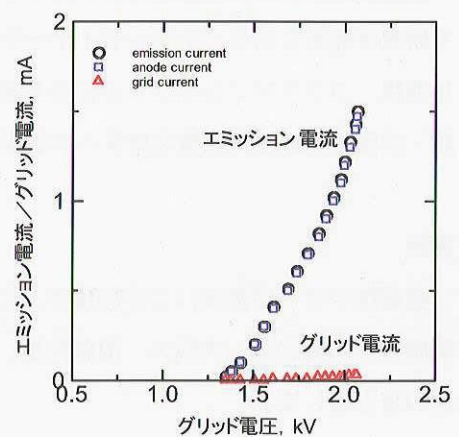


Fig.10 FEAC current v.s. grid potential characteristic

5. スペースデブリ捕獲の検討⁽⁷⁾⁽⁸⁾ スペースデブリは、事前に何らかの角運動量低減作業を行っても低速回転が残留する。また、捕獲用の取っ手や視覚マーカを持たない非協力ターゲットであり、質量特性も正確には判らない。また、計測した相対運動やランデブ制御には誤差が含まれる。このような状況での捕獲では、捕獲時の予測困難な運動による衝撃の緩衝や捕獲後の制動動作がロボットアームに要求される重要な機能となる。そこで、スペースデブリの捕獲・制動用のロボット制御方式として、高い応答性で良好な制御特性が得られる関節仮想デプス制御を新規に開発し、小型ロボットアームを用いた地上実験により、捕獲時のデブリ運動の制動への有効性を確認した (Fig.11)。

6. まとめ

加速度的に増加する低軌道スペースデブリの状況から、回収・除去技術の開発が急務である。本研究では、デブリ除去システム検討と並行して、キー要素技術である導電性テザーの開発および軌道上実証などに重点を置いて研究を進めており、テザーワイヤーやリアル機構、プラズマコンタクタの試作や具体的な実証計画の立案を実施した。今後は、これら試作機の詳細な試験・評価や軌道上実験機会確保への提案活動の強化を図る。

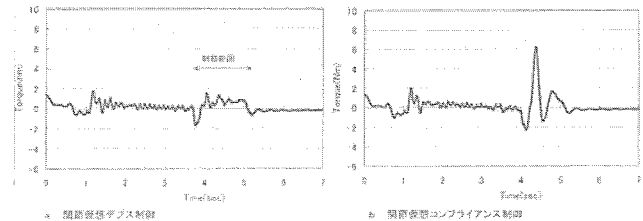


Fig.11 Testing results of breaking force on a 2D arm using joint virtual depth control and joint impedance control respectively

謝辞

導電性テザー研究会にご参加頂き、ご支援・ご協力を戴いた九州工大：趙先生、都立科技大：竹ヶ原先生、静岡大：山極先生、大阪大：田原先生、および、ロボット制御に関して御指導を戴いた京都大：吉川先生に感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 木部：“地球軌道を取り巻くデブリ環境の現状”，SICE 計測と制御 Vol.41-8, 2002
- [2] 西田, 照井, 河本：“デブリ除去技術へのアプローチ”，SICE 計測と制御 Vol.41-8, 2002
- [3] S.Kibe, S.Kawamoto, Y.Okawa, F.Terui, S.Nishida, G.Gilardi: "R&D of The Active Removal System for Post-mission Space System", IAC-03- IAA.5.4.07, 2003
- [4] S.Kawamoto, Y.Okawa et.al: " Electro-dynamic Tether Systems for Debris Removal", The 9th Spacecraft Charging Technology Conference, 2005.
- [5] 北村, 井関, 大川, " 導電テザー推進用電界放出アレイ型陰極の試作," 第 48 回宇宙科学技術連合講演会, 1G06, 2004.
- [6] Y. Okawa, S.Kitamura, and Y. Iseki, "Preliminary Testing of Carbon-Nanotube Field Emission Cathodes for Electro-dynamic Tethers," The 9th Spacecraft Charging Technology Conference, 2005.
- [7] S.Nishida, T.Yoshikawa, "Space debris Capture by Joint Compliance Controlled Robot", AIM2003, 2003
- [8] 西田, 吉川：“関節力覚制御アームによる衛星捕獲”，日本航空宇宙学会論文集 Vol.52, No.612, 2005

月探査利用の研究 ——月軟着陸実験機に向けて——

Study on Lunar Exploration and Utilization --for the Lunar Soft Landing Experiment—

総合技術研究本部

宇宙先進技術研究グループ 松本甲太郎、佐々修一、若林幸子、星野健、松本康司、片山保宏、
二宮哲次郎、濱田吉郎、四宮康雄

Advanced Space Technology Research Group

Kohtaro Matsumoto, Shuuichi Sasa, Sachiko Wakabayashi,
Ken Hoshino, Kohji Matsumoto, Yasuhiro Katayama,
Tetsujiro Ninomiya, Yoshiro Hamada, Yasuo Shinomiya

Abstract

Lunar Exploration and Utilization become the major trend in the world space development, in these couple of years. As the follow-on project of SELENE, we had studied the first Japanese moon lander as SELENE-B from 2001. In SELENE-B, the exploration of the vicinity of a central peak of a crater, and the sure obstacle avoidance and safe landing were the major mission objectives. Corresponding to the new world trend for international moon exploration, we have expanded our mission purpose and research targets from lunar science to lunar exploration and utilization.

For these extended mission purposes, severe technological requirements should still be solved for the implementation of these new missions. The lunar lander has to detect obstacles, such as crater or rocks, and land at the safe area. After the landing, the investigation will be done on the very rocky and rough terrain. The lander system will be requested to survive against the very low temperature (around 80K) during the moon night. This paper reports the current studies on these technological subjects for the future lunar base.

1 はじめに

月周回観測と軟着陸実験を目指して進められていた SELENE 計画から、平成 12 年度 (2000) 宇宙開発計画見直しにおいて分離された月軟着陸実験を目指す研究として、本研究を平成 13 年度より開始した。軟着陸実験分離にあたっては、月面降下時の障害物検出機能とそれによる転倒防止による信頼性向上が強く求められた。このため研究実施にあたっては、SELENE 計画を進めていた旧 NASDA、旧宇宙研に旧航技研を交えた旧宇宙 3 機関共同で共同研究として進めることになった。

研究では当初、軟着陸技術開発のみならず、月科学探査として、クレータ内部など様々な厳しい地形に軟着陸し地質探査などの表面探査を効率よく行うことも目指し、SELENE-B ミッション構想としてまとめた。SELENE-B 提案は宇宙科学本部の工学実験衛星として平成 15 年度に提案を行ったが採択に至らなかった。このため、月科学のみならず幅広い月利用も目指す月軟着陸実験機としてミッション構想の再検討を含めた研究として再構築し、H16 研究を進めた。

H16 年 1 月から始まりつつある国際月・火星探査計画を視野に入れつつ、これまでの旧宇宙機関月関係者に国立天文台なども加え、幅広い月探査・利用ミッションを想定出来る研究として H16 は展開した。

SELENE-B で目指した月軟着陸実験では、月の様々な所に高精度で着陸できる技術を目指したため、これまでの宇宙技術に加えて様々な新技術が新たに必要となった。その技術課題として、H16 研究では、以下にまとめる 7 課題の技術研究を進めた。研究の過半は、総研本部単独で進めたものではなく、宇宙科学本部、国立天文台を始めとした、SELENE-B 研究者コミュニティとの連携で進めたものである。

2 研究課題の概要

H16 年度には、これまで SELENE-B として進めてきた研究を元に、より幅広い月探査利用に向けて研究

を補完・強化する必要の強い以下の研究課題を中心に進めた。

- (1) 月軟着陸実験システム：着陸機構の研究
- (2) 垂直降下時の月面軟着陸航法誘導制御の誤差解析
- (3) 画像による障害物検知の研究
- (4) 月探査ローバの研究
- (5) 月面耐レゴリス潤滑技術に関する研究
- (6) 夜間保温技術の研究

3 研究成果の概要

平成 16 年度、それぞれの研究課題について以下の研究成果が得られた

(1) 月軟着陸実験機システムの研究：着陸機構

これまでの研究を継続強化し、平成 16 年度は以下の成果が得られた。

① 真空摩擦試験の実施及びデータ解析

真空摩擦試験では、着陸パッドがレゴリス上を横滑りする際の摩擦力データを取得するため、着陸パッドの 1/6 スケールモデルの供試体による横すべり試験を実施した。試験概要を Fig.1 に、試験結果を Fig.2 に示す。

② ADAMS による動的着陸挙動解析の実施

真空摩擦試験で取得したデータを解析モデルに反映し、月着陸機の動的着陸挙動解析を行い、月着陸機の耐転倒性評価を行った。評価結果を Fig.3 に示す。

③ 月着陸モデルへの相似則の適用

月着陸機が軟着陸する際の着陸脚と月面レゴリスとの動的な挙動について、相似則の導出、月面レゴリス試験の妥当性評価を行い、月着陸時の着陸パッド及び月面レゴリスの挙動について相似則を導出した。

④ まとめ

月面レゴリス特性を反映した着陸挙動解析に一応の目処がついた。今後、月面レゴリス特性について詳細なデータ取得を行い、それを解析モデルに反映することで、より精度の高い解析を実施する。

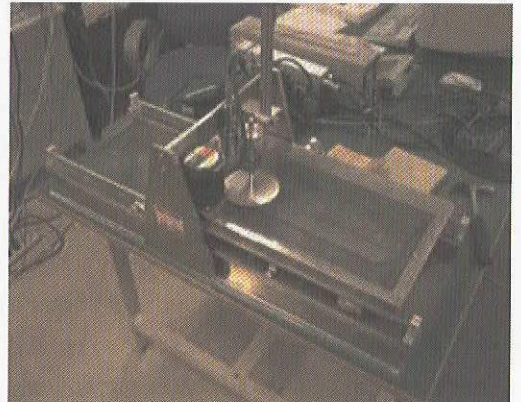


Fig.1 Vacuum Friction Test

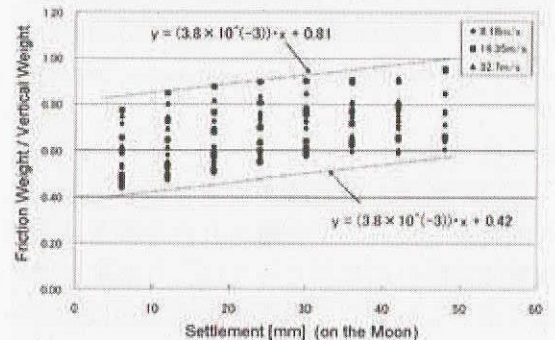


Fig.2 Friction Test (in Air)

(2) 月面軟着陸航法誘導制御の誤差解析

昨年度制作したモンテカルロシミュレーションツールを用いて、垂直降下時の誘導制御誤差を改善させる降下シナリオ及び航法誘導センサーの検討を行った。

① 降下シナリオ：ホバー動作の導入

昨年度までの検討では、低高度における障害物回避フェーズ(高度 150m~2m)での誤差が大きく、高精度着陸の妨げとなっていた。このため着地前(高度 40m)フェーズにホバリング動作を導入し、横位置誤差の吸収を図る。ホバー動作中の航法として、次節に述べる障害物センサーによる地面相対航法を想定する。

② 航法誘導センサー構成の再検討

- 障害物センサーによる低高度での地面相対航法

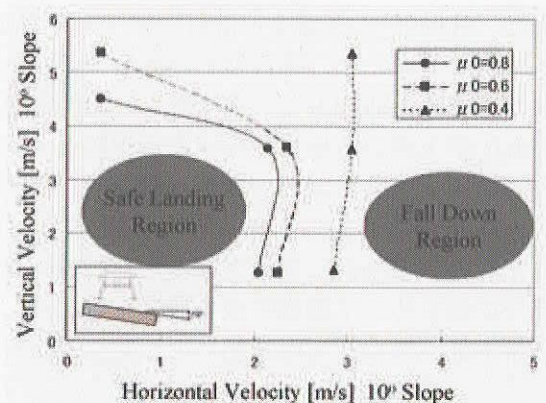


Fig.3 Safe Landing Condition (10° Slope)

横位置誤差は電波高度計/速度計の速度誤差のため発生する。低高度になるにつれ誤差の蓄積は大きくなり、これが着陸精度を劣化させている。このため、低高度では障害物センサを用いた地面相対航法を行い、高精度な着陸候補位置認識を実現する。

▶ 接地センサの導入

電波高度計とレーザー高度計では、エンジンシャットダウン高度である2mを検出するのは困難である。このため、高い高度でシャットダウンすることによる接地時速度超過(3m/s以上)ケースや、より低い位置でエンジンシャットダウンをしてしまう限界高度越え(2m以下)のケースが頻発していた。このため、アポロ宇宙船に用いられた接地センサを仮定し、確実に高度2mを把握し、接地時の降下速度及びシャットダウン高度の超過を抑制する。

③ まとめ

検討結果の一例(接地時誤差)をFig.4に示す。昨年度検討では誤差3mに収められるのは数%しかなかったが、上記の変更により誤差3m以内には約50%の確率で、誤差5m以内には約75%の確率で着地出来ることが判明した。今後は更なる精度向上のため、誘導制御ゲインの再設定や、センサ性能と着陸精度の相関について詳しく検討する予定である

(3) 画像による障害物検知

着陸機が降下中に取得した画像から、自律的に着陸地点付近の岩石等の障害物検知を行い、より安全な着陸を目指す研究を進めている。画像による障害物検知方式はレーザーを用いるLRF(Laser Range Finder)方式に比べ、高高度から、広範囲を、瞬時に計測できる利点が期待できる。

① ジオラマによる光学実験

画像を用いた障害物検知方式は、宇宙用センサーとしての実績に乏しく、事前の十分な検討が必要となる。本年度は、ジオラマを用いた実験を行い、信頼性の評価を行った。ジオラマ実験は、縮小サイズの実験であるが、実際の光学系を用いる等、計算機シミュレーションでは把握が難しい実用上の問題の確認が行える。本実験では、正確な結果が得られるランダム・パターン投光によるステレオ計測で、ジオラマ地形を計測し真値として、これまでに提案した障害物検知方法(ステレオ視+濃淡情報)との比較を行った。その結果、画像の中心部では、ほぼ正確な結果が得られたが、レンズの歪曲収差の影響から、画像の外縁部は正確な結果が得られないことが判明した。今後、

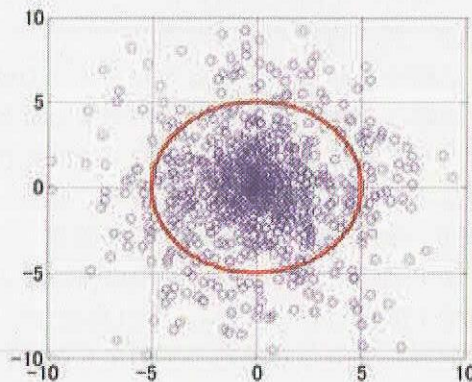


Fig.4 Landing Preciseness Estimation (Monte Carlo Simulation)

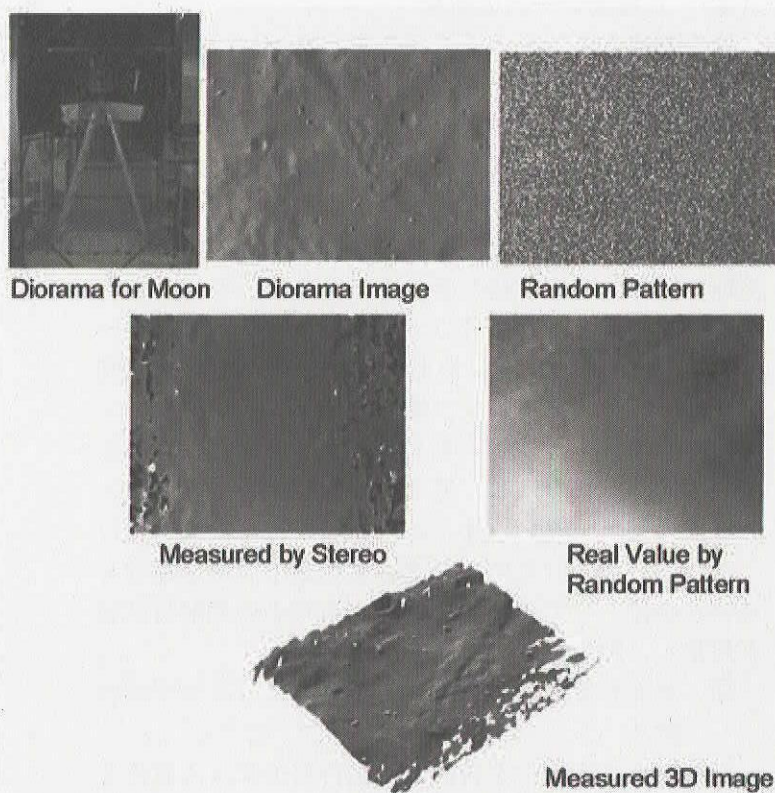


Fig.5 Image Processing for Obstacle Detection

より厳密に歪曲収差補正を行う必要がある。(Fig. 5)

② 実時間カメラ校正手法

信頼性を向上させるためのカメラの位置・姿勢、焦点距離などを校正する新しい方法を提案した。この方法は従来法に比べて簡便にカメラ校正が行えることが特徴であり、特許申請を行っている。

③ 確率的障害物検知手法の研究

降下燃料を節約しつつ安全に着陸するためには、垂直降下開始時のような高々度(高度 2~3km)で障害物を認知し安全な着陸地点を決定しなければならない。しかし高々度から画像センサーにより回避目標である50cm級の岩石障害物を認知することは極めて困難である。このため、岩石分布に確率分布則を仮定し、確率的により安全な着陸地域を決定する手法の研究を進めた。

岩石の大きさを決める確率分布則が局所的には一様であり、かつ着陸候補地域全体としては濃淡があると仮定する。すなわち着陸候補地域には岩石が密に分布している地域と、疎に分布している地域があるとするならば、高々度においても検出可能な大型岩石の分布状況から、岩石分布が疎な地域(=安全に着陸できる可能性の高い地域)を、簡単な画像処理手法の応用により推定・認識出来ることが示された。(Fig. 6)

(4) 月探査ローバの研究

軟着陸地点周辺を広域に探査するためにはローバ技術が必須である。今年度は、小型月面ローバに重要な熱解析の検討、及び粉塵レゴリスで覆われた月斜面の走行性能を向上させるための走行系の研究を行った。

① 熱解析を中心としたシステム技術検討

熱解析検討では、温度環境および熱制御の考え方の整理を行い、解析手順と手法をまとめた。ラジエータにより熱制御を行う部分(マニピュレータ本体側モータ、本体固定ミッション機器、走行モータ)、独立熱制御を行う部分(ミッション機器、マニピュレータモータ)、断熱部分(サンプル収納ケース、マニピュレータ先端機構部)を弁別し、過去の検討結果をまとめるとともに、所要ラジエータ・サイズの検討を行った。(Fig. 7)

さらに、解析計算のみでは必ずしも予測が困難なシステム全体としての性能を把握するための熱解析試験を想定し、解析装置の詳細設計を行った

② 斜面登坂性能を強化するための走行系モデルの試作

斜面登坂性能強化を目指した走行系モデルの試作では、4クローラモデルを整備し、制御系の基本的な整備・調整を終え、走行試験の準備を行った。クローラ

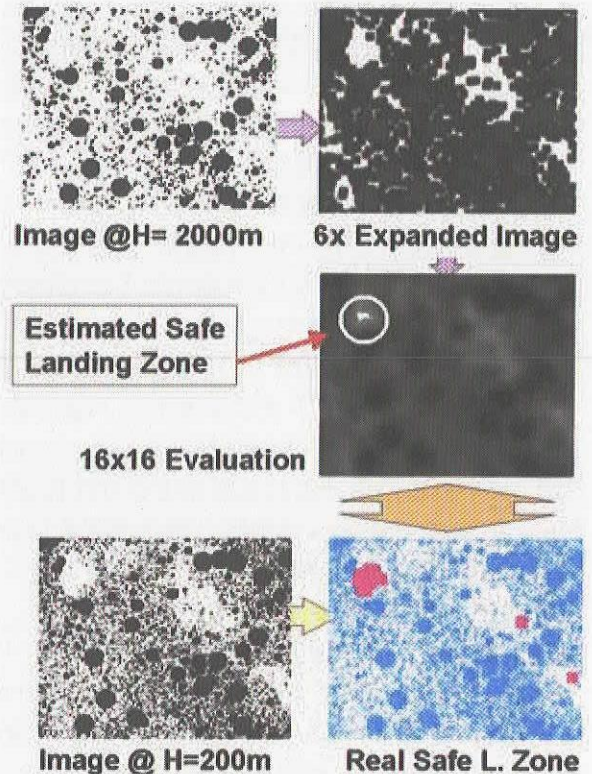


Fig. 6 Probabilistic Obstacle Avoidance Strategy

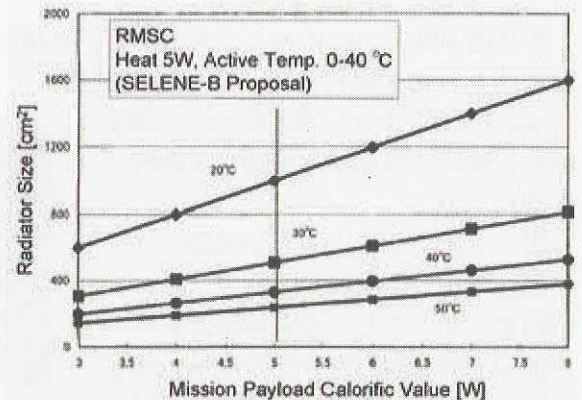


Fig. 7 Radiator Size for Payload on the Moon

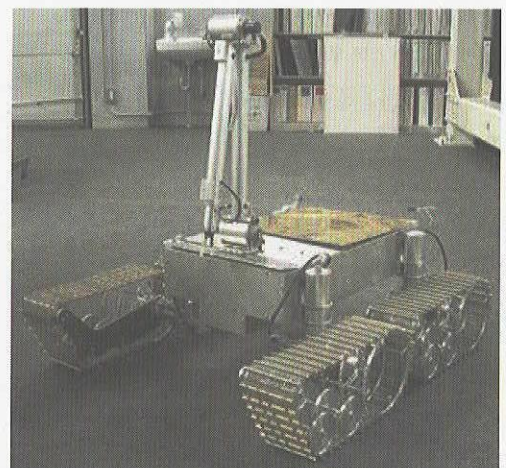


Fig. 8 Moon Rover with 4 Crawlers

走行系の性能評価試験として1クローラ走行試験を行い、斜度や接地圧をパラメータとしたデータ取得を進めている。(Fig. 8) 合わせて、遠隔走行実験場の整備に着手し、地形作成と砂敷設作業を行った。

今後は所要電力、走行速度、限界登坂能力などをパラメータとして車輪走行系との性能比較を行い、小型月面ローバとしてのトレードオフを行う。

(5) 月面耐レゴリス潤滑技術に関する研究

本研究は平成16年度より開始した。研究では月面で使用される機器が曝される真空粉塵環境下において、潤滑剤の特性がどの程度劣化するかを把握するため、真空粉塵環境下での摩擦試験を実施する。

平成16年度は真空粉塵環境摩擦試験機を整備した。試験機の外観をFig. 9に示す。真空排気系として、ターボ分子ポンプとロータリーポンプを有している。レゴリスを真空槽に入れ真空引きを行うと、沸騰したようにレゴリスが吹き出す現象が起き、真空ポンプ等を破壊することが知られている。この現象は、排気速度を遅らせることによって緩和できる。また、仮にレゴリスが舞った場合にも、ポンプが容易に吸い込まないようにするため、いくつかのトラップを設けた設計となっている。

摩擦試験片はすべり軸受を模した形状となっており、軸側の回転(揺動)運動により線接触で摩擦する。

平成17年度には月面用として有望と思われる数種の固体潤滑剤について、試験を実施する予定である。固体潤滑剤として、有機系、無機系結合材を使った二硫化モリブデン(MoS₂)焼成膜とPTFE焼成膜の3種の潤滑剤を用い、それぞれのトライボロジー特性と、粉塵を巻き込んだ際の特性格化を把握する。また、レゴリスの粒度等を変えた試験を実施し、その劣化メカニズムの解明を目指す。

(6) 夜間保温技術の研究

月では大気がないため長期(14日間)の夜間には月面上の全てのシステム類が4Kの宇宙空間に晒され、月表面でほぼ70K~80K(約-200°C)の極低温にならざるを得ないことが分かっている。このような極低温に耐えて、月探査利用システム活動を長期間維持するための夜間保温技術は極めて重要である。

① SFU トランスポンダの解体検査:

H15には、宇宙用機器(SFU用電子機器4種)を用い、月面上の極低温環境(約-180°C)の耐久試験を行い、送信機器(トランスポンダ)が48時間低温晒し試験後に故障破壊した事を確認した。

このためH16では、その故障原因を調査すると

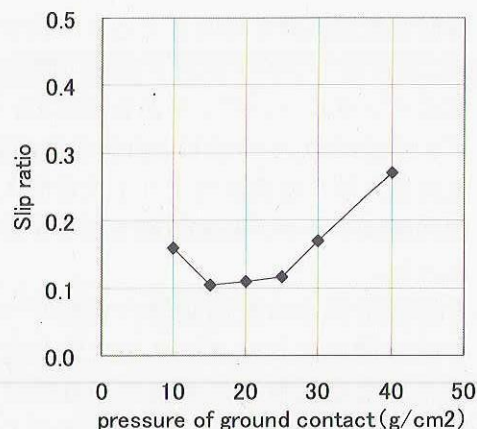


Fig. 8 Slip Ratio of Single Crawler on 20 deg. Slope

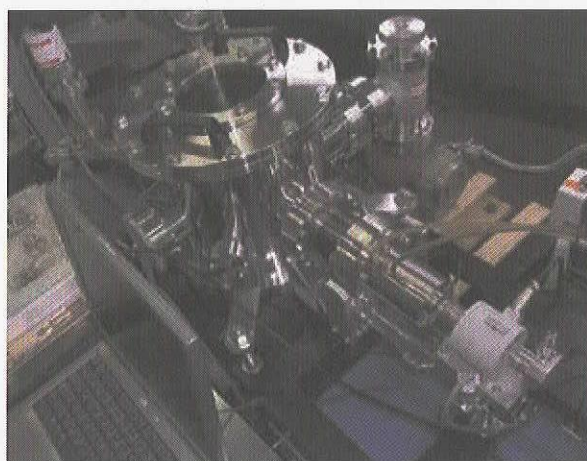


Fig. 9 Vacuum and Moon Legolith Tribometer



Leak from Wet Tantalum Condenser

Fig.10 Leak from Wet Tantalum Condenser

ともに、極低温環境試験を随時行えるよう真空チャンバーの改修整備を行った。

H15 試験におけるトランスポンダ故障の原因調査の結果、以下の原因・事象を確認した。

- (a) 湿式タンタルコンデンサが各所において液漏れ破壊を起こしていることが確認された。同コンデンサは $-55^{\circ}\text{C}\sim+125^{\circ}\text{C}$ の許容温度範囲である。
- (b) 電源投入時の電流波形より 1 次電源入力端近傍で回路断線が起きていると推定された。しかし、同回路はシリコン系充填剤でポッティング処理されており、目視検査では断線の確認は困難であった。
- (c) 3 層構造になった同装置の各層をつなぐ端子間インピーダンスで正常装置より小さな抵抗値を示す箇所が見受けられた。これは回路内でリークが発生しているものと思われるが、湿式タンタルコンデンサからの液漏れが原因であると推定された。

② 極低温試験用真空チャンバー整備

熱解析等による月面夜間温度予測値には、H15 で試験を行った -180°C を下回る可能性が指摘されている。特に近年探査対象となりつつある極地方の永久影地帯では -230°C 近い極低温環境も想定されており、 -180°C 試験環境では耐環境試験として不十分とも考えられる。このため -230°C 近辺の耐環境試験を目指して、既設真空チャンバーの改修を行った。チャンバー筐体全てを -230°C 近辺まで冷却するには冷凍機増設等の大改修が必要であるので、第 1 次試作として供試体周辺のみ -230°C に冷却出来ることを目標に液体 He 冷却の極低温供試体プレートの整備及びチャンバー外筒部の冷却フィンの交換を行い、液体窒素温度での動作確認、及び予備試験を開始した。

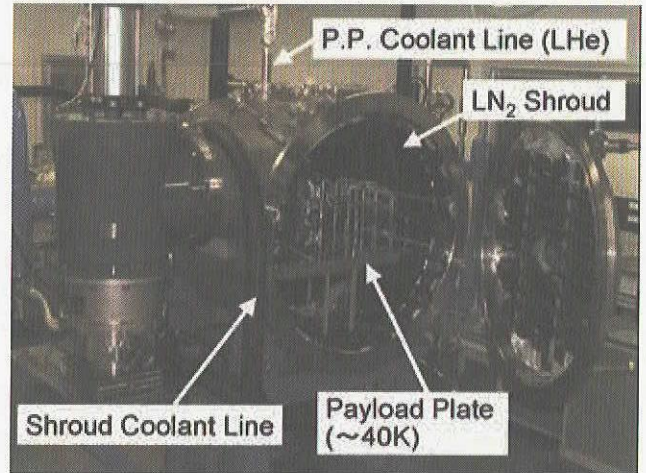


Fig. 11 Vacuum Chamber for Low Temperature Survival Test

4 まとめ

SELENE に続く月軟着陸探査機に向けた技術研究をこれまで 4 年継続してきた。この間、ミッション期間も昼間のみの 14 日間から、夜間にも機能維持が必要な 1 年以上に延長され、光学条件や温度環境が厳しい極域が軟着陸探査候補地点に加わるなど、技術内容の高度化が求められてきている。また、利用を目指した資源探査ミッションや月面拠点など大型施設の月面構築などの新たな課題も求められてきた。このため今後は、これまでの概念研究課題をまとめ、開発研究への移行に備えるとともに、未解決な探査利用技術課題への技術的目処を確立していく。

5 参考文献

- (1)宮原啓、他、月探査における着陸衝撃吸収機構の研究、第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2005
- (2)Y.Hamada, et al, "Feasibility Study for Precise Lunar Landing via Monte Carlo Simulation", 15th WS on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS/JAXA, 2005
- (3)片山保宏、他、画像の高解像度化による障害物検知、第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2005
- (4)K.Matsumoto, et al, "Probabilistic Obstacle Avoidance Strategy for Safe and Soft Moon Landing", 14th WS on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS/JAXA, 2004
- (5)S.Wakabayashi, et al, "Design and Mobility Evaluation of a Crawler-Type Lunar Vehicle", Earth and Space 2006, Houston, 2006.3
- (6)四宮康雄、他、月面夜間保温に向けた極低温環境試験と熱解析、第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2004
- (7)K.Matsumoto, et al, "Night Survival and Long Stay for Japanese Moon Landing", IAC-04-IAA.3.6.2.10, 2004

有人宇宙活動技術の研究

Technology Research for Supporting Manned Space Activity
宇宙先進技術研究グループ(Advanced Space Technology Research Group)
大西 充、小口美津夫、吉原 正一、桜井誠人、大森克徳、星野 健
Mitsuru Ohnishi, Mitsuo Oguchi, Shoichi Yoshihara,
Masato Sakurai, Katsunori Ohmori and Takeshi Hoshino

Abstract

The final goal of "Manned Space Activity" is for people to live in areas far from the earth without help from the earth. However its technology will be necessary when we can make a manned space base beyond Mars. In order to discuss and to propose an advanced life support system for future space development, "advanced life support system working group" was started. In our research, a few mile stones are made for near future technology, that is, SEPAL (Self-contained PArtially-circulated Life support system). In the research on SEPAL, physico-chemical process which is promising technology is being studied. In order to increase flight opportunities, a self-contained system is considered. In the research on Space Environment Utilization, studies of three subjects, which are candidates of Kibo utilization research theme, and promising ones are continued. As aims of these studies, not only scientific aspects but also understand of the interface conditions of manned space activities are included.

1. はじめに

有人宇宙活動の究極の目標は、地球から遠く離れた所に人間を送り込み、そこで、地球からの援助を受けずに人間を生活させることである。これを実現するためには人間が排泄するものを完全にリサイクルして、種々の物を供給する生命維持システムの構築を必要であるが、大変複雑なシステムとなるため、直接に実現することは不可能で多くの研究蓄積が必要である。このため、「有人宇宙活動技術の研究」では、生命維持技術に関連する専門家による**生命維持ワーキンググループ**を設置し、宇宙開発における技術の重点化等の議論に生命維持技術を提案した。また、当該システム実現に必須となる要素技術に関して長年の研究実績があり、当該システムのサブシステムを構成する「エネルギー供給」、「空気再生」、「水分解」に関し多大な技術蓄積を有することも勘案して、この究極のシステムを実現するためのステップとして下記を行っている。

- ・まず、二酸化炭素をリサイクルして酸素を得ることに研究テーマを集約
- ・また、特徴付けとしてエネルギーを自前供給する**自立型部分循環生命維持システム**を研究
- ・特に水分解、エネルギー供給、空気再生技術のサブシステムに重点

この他、有人宇宙技術とのインターフェイス習得も加味した**JEM利用技術**の研究を行っている。ここでは、**自立型部分循環生命維持システムの研究**、**JEM利用技術の研究**を簡単に紹介する。なお本来平成16年度成果のみを紹介するべきであるが、説明の都合上他年度の成果も年度を明示して示す。

2. 研究の概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

(1) 生命維持ワーキンググループ

生命維持技術に関連する専門家による**生命維持ワーキンググループ**を設置した。宇宙開発における技術の重点化等の議論に生命維持技術を提案した。

(2) 自立型部分循環生命維持システムの研究

空気再生・水電解サブシステム；サバチエ反応装置および水電解装置を運転し、種々の操作条件と生成ガスの関係をガス分析により明らかにした。

エネルギー供給サブシステム；スターリングエンジンの実用化を目指したベンチャー企業を立ち上げた。

(3) JEM利用技術の研究

臨界点近傍流体の研究；臨界点近傍流体特有の新しい伝熱現象を直接観察した。

表面・界面制御に関する研究；誘電泳動による流体ハンドリングを試行した。

宇宙機内における大域的対流・拡散現象に関する研究；無人回収カプセル衛星を想定した拡散現象観察実験を検討した。

3. 成果の概要

3. 1 生命維持ワーキンググループ

2004年9月の総合科学技術会議において「20年～30年後における独自の有人宇宙活動着手の可能性を検討する」との発表があった。またJAXAが長期ビジョンの検討に着手したことから、生命維持技術研究開発の今後を綿密に議論する必要が生じた。このため内外の生命維持技術に関連する専門家による非公式の**生命維持ワーキンググループ**を設置した。本WGはボランティアベースで行う情報交換会である。WGでは、

- ① 技術動向、技術レベルの把握
- ② 技術ロードマップの明確化
- ③ 長期ビジョン/技術ロードマップに基づくプロジェクト提案

を行って、今後長期ビジョンに従って行われるであろう、宇宙開発における技術の重点化等の議論に生命維持技術を提案してゆく事を目的としており、ロードマップの明確化を行っている。我が国は現在の技術では米国などの宇宙先進国に遅れを取っているが、次世代ではその差は縮まり、次々世代においては凌駕している事がわかった。この点を考慮し、次世代技術を着実に獲得して次々世代技術を目指すため、地上技術の成果を積極的に取り入れて生命維持技術研究開発を進める事を大まかに表現したロードマップをFig.1に示す。現在の参加組織は以下の通りである。

- ・ JAXA 総合技術研究本部(幹事)
- ・ 環境科学技術研究所
- ・ 三菱重工業
- ・ 川崎重工業
- ・ 未来工学研究所
- ・ JAXA 基幹システム本部

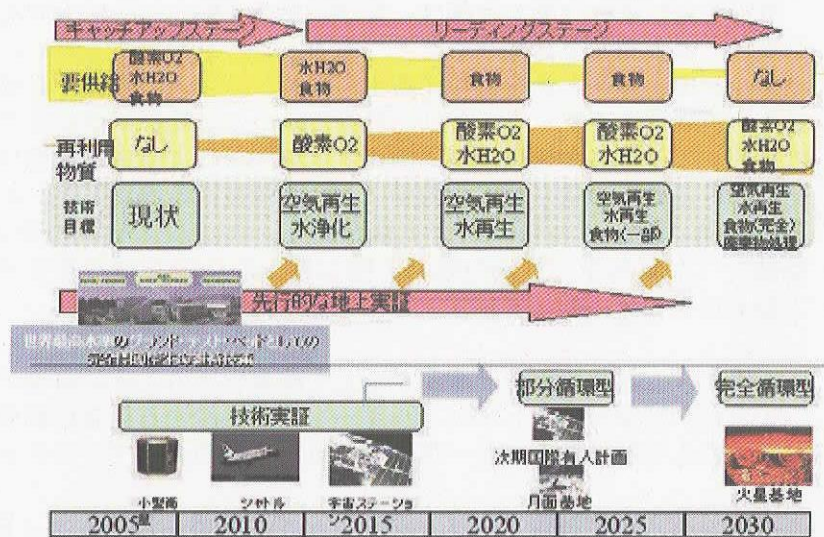


Fig. 1 Research and development road map for advanced life support system technology

3. 2 自立型部分循環生命維持システムの研究

自立型部分循環生命維持システムSEPAL (Self-contained Partially-circulated Life support system)に関して研究を行っている。このシステムは大きくエネルギー供給サブシステム、空気再生サブシステム、水分解サブシステムに分けることができる。この研究が目指すのは、空気を再生して食物だけの供給で生命維持が可能となるシステムの構築である。

3. 2. 1 空気再生サブシステム

空気再生のプロセスを Fig. 2 に示す。まず人間から排出された二酸化炭素は、二酸化炭素分離濃縮装置で濃縮する。次に二酸化炭素を水素と混合しサバチエ第一反応装置に供給する。ここで触媒とともに 300℃前後に加熱することにより CH_4 と H_2O を生成する。この H_2O をエネルギー供給サブシステムから提供される電力によって電気分解を行う。

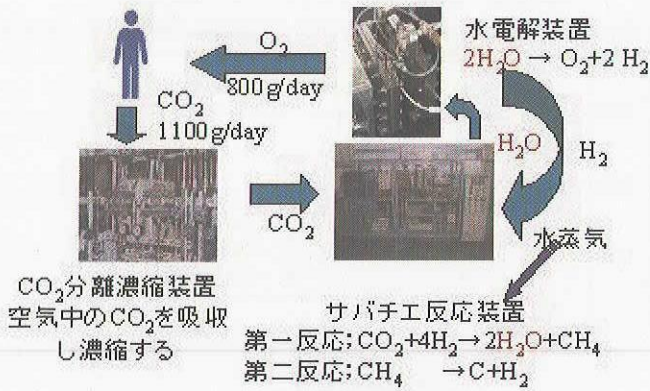


Fig. 2 Air revitalization system

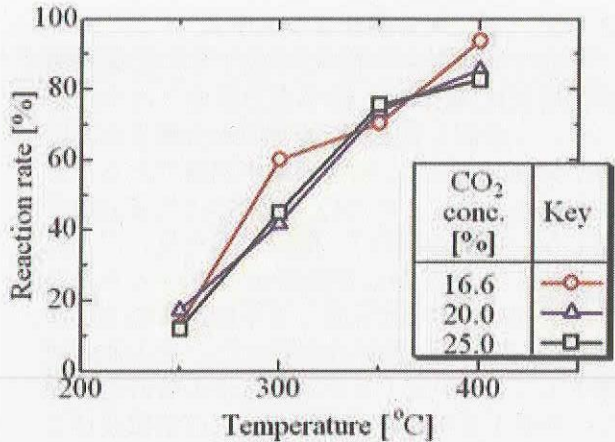


Fig. 4 Sabatier reaction rate depend on temperature

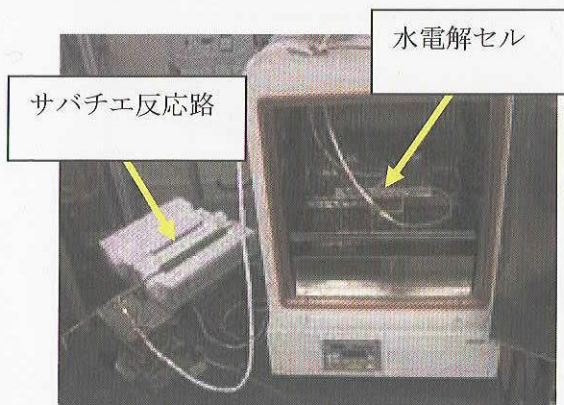


Fig. 3 Sabatier reactor and water electrolysis cell

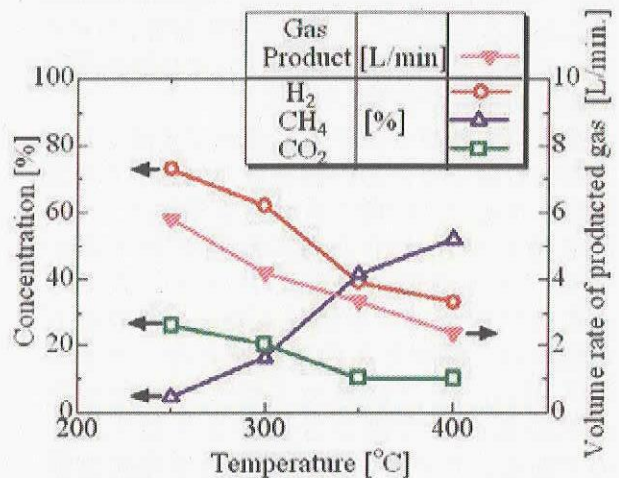
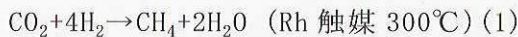


Fig. 5 Connection of Sabatier reactor and Electrolysis

Fig. 3 にサバチエ反応炉と水電解セルの写真を示す。Fig. 3 左側の電気炉の中に配置したパイプの内部に、表面がルテニウムで覆われた直径 4mm 程度のアルミナボールが充填してある。二酸化炭素と水素の混合ガスを一方から供給すると、電気炉で過熱されたパイプの内部において、以下に示すサバチエ第一反応が起こる。



生成されたメタンガスと水蒸気は、反応管の他方から排出される。生成したガスは氷水で冷却した凝縮管に集められた後、生成水の重量を計測する事により反応効率を求めた。その結果を Fig. 4 に示す。温度は熱電対を用いてサバチエ反応炉中央部を計測した。温度上昇とともに反応効率が增加する事がわかった。式(1)に示すように、モル分率は、二酸化炭素：水素 = 1 : 4 で化学量論比となっているが、Fig. 45 に示すとおり、水素をやや多めにすると、400°Cにおいて 96%程の高収率が得られた。文献によると 300°C程で最も収率が高くなるとの報告があるので、今後流入ガスの事前加熱などに注意しながら実験を進めてゆく。

凝縮管を経たガスは、サンプルバックに収集され、単位時間当たりの生成ガス発生量を計測した後、H16 年度に導入したガスクロマトグラフィを用いて成分分析した。その結果を Fig. 5 に示す。収集されたガスの成分は反応温度が高くなるとともに水素(○)と二酸化炭素(□)の成分濃度が減少し、メタンガス(△)の成分濃度が上昇している事がわかった。また、サンプルバックに収集された生成ガスの総体積を逆▼に示した。温度の上昇に従い生成ガスの総体積が減少するのは、生成した水蒸気が凝縮管で収集されるためと考えられる。これらの結果は、温度の上昇とともに反応効率が上昇する Fig. 4 の結果をガスの成分および生成ガスの総体積からも裏付けている。

3. 2. 2 水分解サブシステム

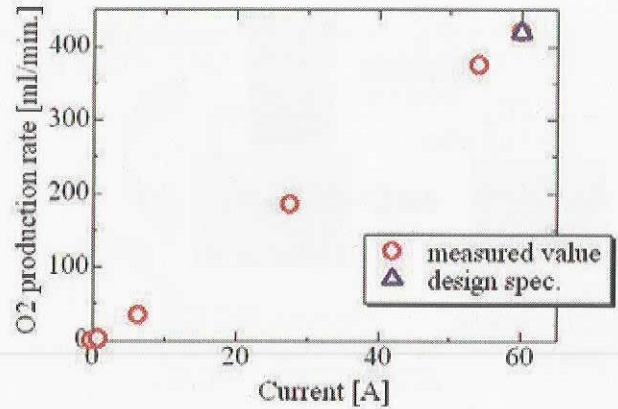
平成13年度から研究(平成13年度採用萌芽的研究)に着手し、微小重力環境下の水分解について検討した結果、通常の水分解手法では微小気泡が発生し、気液分離が困難であることが想定された。このため、原理的に気液分離を要しない手法を検討し、解決方法を見いだした。

平成15年度から空気再生サブシステムとの統合を図る研究(平成15年度採用萌芽的研究)に着手し、一部試作を行った。その他の成果としては、平成15年度に3件の特許を取得し、平成16年度に「サバチエ反応装置及びこれを用いた水蒸気電解装置」の特許を取得した。また、平成15年度に「微小重力場等の極限環境における空気再生水電解装置の研究」のタイトルで第22回サウエザリング技術振興財団技術功労賞を受賞した。

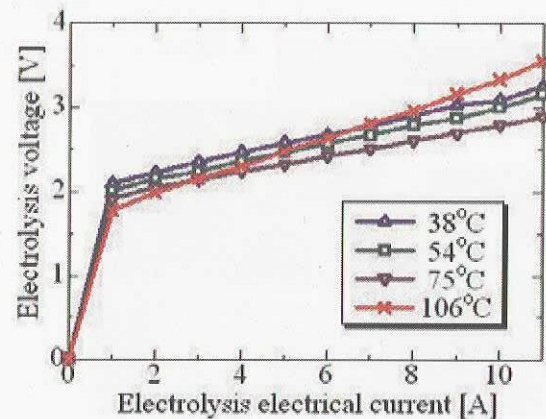
空気再生サブシステムにおいて生成した水を電気分解するための微小重力対応型水電解装置を Fig. 3 右側に示す。水電解セルは、恒温槽の中に水平方向に設置され下面からサバチエ反応で発生したメタンガスと水蒸気の混合ガスを供給した。水平設置した理由は、電解セル内で液滴となった水が導入用のパイプに戻って行くのでセル内が水蒸気のみで満たされるようにするためである。サバチエ反応装置と水電解装置は100℃以上に保温されたパイプで繋がれているため、パイプの中で水分が凝縮することはない。電解セル内の様子を観察した結果、セル内は水蒸気に満たされていることがわかった。水電解セルの大きさは高さ10cm、横19cmで電解面積は190cm²である。Fig. 6 a) に平成15年度に行った電解電流とマスフローメーターによって計測された酸素発生量の関係を示す。酸素発生量は電解電流に直線的に比例する。人間が一人一日に必要な600Lの酸素発生量を三角のプロットに示した。通常型の水電解セルでは2個のセルで一日に600Lの酸素を発生させる事が可能であるが、微小重力対応型では1/3程度の酸素発生量であった。微小重力対応型水電解セルの最大の電流密度は60[mA/cm²]程度であった。これは、一番目の膜を通過した水蒸気が二番目の電解膜に到達するまで拡散律速になるためである。Fig. 6 b) に温度が変化した場合の電解電圧に及ぼす電解電流の影響を示す。同電流条件で比較すると電解電圧は温度の上昇とともに減少した。この事は温度が高いほど電解効率が上昇する事を示している。しかしながら、106℃の場合、電解電圧の上昇は電解電流の上昇に伴ってより低い温度条件の時よりも急激に上昇している。これは沸点よりも高温のため水蒸気になっているためであると考えられる。

3. 3. 3 エネルギー供給サブシステム

太陽エネルギーを利用して、熱、光、電力などのエネルギーを他のサブシステムに供給する。これを全体システムに内在させることでシステムの自立化が可能となる。現在一般に用いられている宇宙用エネルギー源である太陽電池より高効率の発電装置として平成14年度にスターリングエンジンを試作し、フリーピストン型では日本初の自立運転を達成した。これまでの性能試験により、200W級と小型であるにもかかわらず、効率20%を達成している。平成16年度には、松下電器産業株式会社、海上技術安全研究所と共同研究(Fig.7)を実施し、エンジンの高効率化を目指した。なお、この共同研究の成果を元に、松下電器産業株式会社が、スターリングエンジン実用化を目指すベンチャ



a) Oxygen production rate for one electrolysis cell



b) the relationship between electric current and electrolysis voltage

Fig. 6 Water electrolysis test results

一企業「株式会社eスター」を設立した（平成17年4月22日プレスリリース）。

また、「フリーピストン型スターリングエンジン発電機」など3件の特許出願を行った。関連して、平成15年度に特許出願および意匠登録出願を行ったスターリングエンジン模型について、平成16年度に民間企業に実施許諾を与え、商品化された。

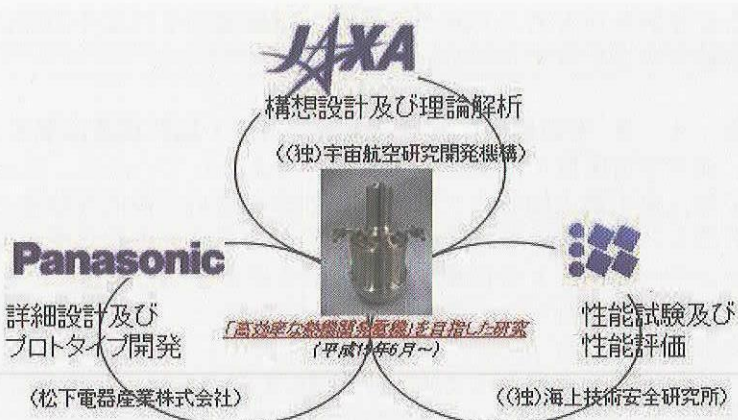


Fig. 7 Assigns of collaboration

3. 4 JEM利用技術の研究

第1回「きぼう」(船内実験室)利用一次選定テーマとして1993年に

全国から選ばれた50テーマ(現在15テーマ)の一つ「マランゴニ対流の定常流からカオス流への遷移過程と流れの内部構造の観察」の準備を進めているとともに、競争的研究資金や他部門支援により下記3件の研究を進めている。従来からの学術的な観点の他「有人宇宙活動」のインターフェイス条件の習得も目指している。

3. 4. 1 臨界点近傍流体の研究

平成13年度より、三菱総合研究所からの受託研究として開始、平成15年下期からは宇宙基幹システム本部からの社内発注として、宇宙科学研究本部とともに研究を実施している。平成14年度には臨界点近傍流体特有の新しい伝熱現象であるピストン効果の直接観察に世界で初めて成功した。報告書は別途。

3. 4. 2 表面・界面制御に関する研究

平成14年度から科学研究費を用いて行っている。平成16年度が最終年度。微小重力場においては、濡れ性、表面張力の効果が支配的に現れる。流体现象はそのスケールが小さくなるにしたがい、それらの力が支配的となることから、微小重力場と微小スケールの相似性に着目し、能動的に濡れ性および表面張力をコントロールすることにより液体を自在に制御することを試行した。平成15年度に「界面を有する二流体に発生する界面張力差対流による流体駆動方法」として日米に特許申請中である。

平成16年度は誘電泳動サイフォンの実験を試みた。Fig.8 a)に示す通り電極、フロリナートを配置し、高速度カメラにより電極の間隔および印加電圧を変えながら各測定を行う。電圧を印加すると誘電泳動で液面がFig.8 b)のように上昇する。Fig.9に電極間電圧をパラメーターとして液面上昇を観察した結果を示す。プロットは実験値、プロットと実線は(2)式より求めた理論上昇値をそれぞれ示す。Fig.9に示すように電圧が増加するに従い液面は電圧の二乗に比例して上昇する事がわかる。電極間間隔が0.2mmの時に実験値は理論値よりかなり大きくなったが、それ以外では理論値と実験値はほぼ等しくなっている。この理論値と実験値のずれに関しては電極とフロリナートとの濡れ角を正確に測定す

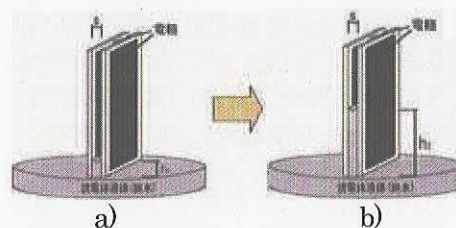


Fig.8 Sketch of Dielectrophoresis setup

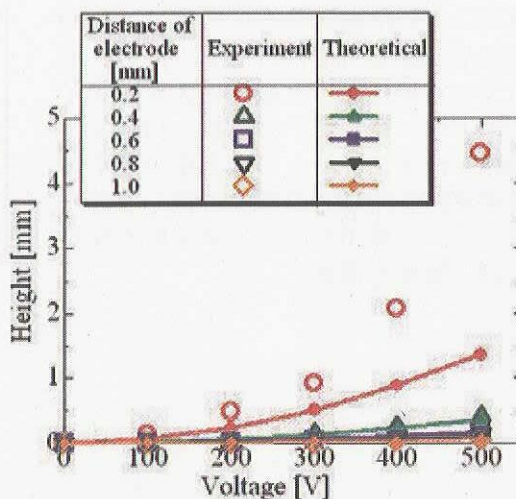


Fig.9 dielectrophoresis siphon depend on Voltage

る必要があると考えられる。また、電極間の平行度や距離について慎重に実験したが、さらに検討の必要もあると考えられる。

3. 4. 3 宇宙機内における大域的対流・拡散現象に関する研究

従来宇宙環境では無重力状態だと考えられていたが、現実には g -ジッターが存在している。本研究では、まず無人回収カプセル衛星の様な極めて静的な状態での精度良い実験を行い、流体現象を正確計測し、次いである程度の g -ジッターが見込める状態で再度流体現象を計測して、無重力環境下と g -ジッター環境下との正確な対比を得る事を目的とする。これにより通常の宇宙機内で普遍的に発生し、宇宙環境利用科学に影響を与えているであろう g -ジッターによる大域的な流体現象の知見を得る事ができると考える

この実験を実現するため、平成 16 年度において実施実験候補および Fig. 10 に示す実験装置概要を検討した。実験装置としては平成 11 年度および平成 14 年度の地上公募研究の成果を最大限に活用し、地上公募研究で製作された実験装置を自身が g -ジッターの発生源とならないよう徹底的に改良して無重力環境下を実現する事とし、以下の 3 実験を実施候補とした。

1. 電解発色法による拡散現象観察実験
2. 温度勾配下での電解発色法による拡散現象観察実験
3. 細線まわりの沸騰現象と電解発色法による拡散現象観察実験

4. まとめ

有人宇宙活動技術の研究を概観した。この技術は大変多岐にわたる分野を背景としている上、それぞれが息の長い研究開発を要している。このため、今後も所内外の競争的研究資金の獲得を目指し、外部機関との積極的な連携に努め、短期的な成果も達成しながら、研究水準の維持に努めたいと考えている。特に自立型部分循環生命維持システムに関わる技術は JAXA 独自技術として実用に近い位置にあり、一部は一般的な製品となる可能性もある。他方、宇宙での実用に向けた最初の大きなマイルストーンとして小型衛星、HTV、国際宇宙ステーション等を用いた宇宙技術実証を Fig. 11 の通り目指しており、宇宙用・一般用のバランスを取りながら研究開発を進めたい。

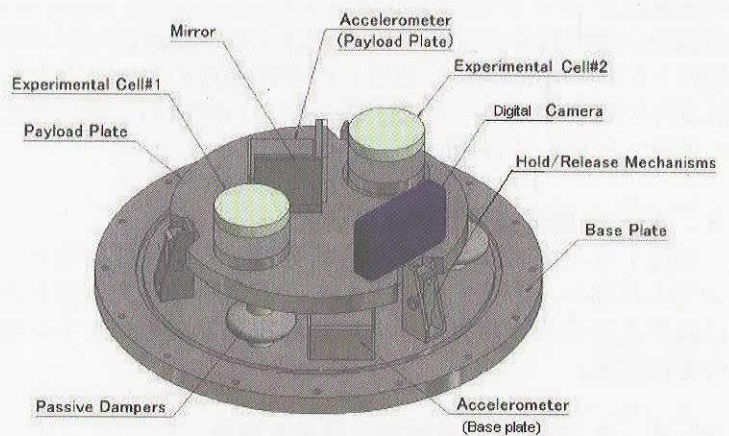


Fig.10 Concept of experimental setup



Fig. 11 Stepwise demonstration for air-revitalization

臨界点近傍流体のピストン効果の直接観察

Direct Observation of "Piston Effect" in a Critical Fluid

宇宙先進技術研究グループ(Advanced Space Technology Research Group)

大西 充、吉原 正一、桜井誠人

Mitsuru Ohnishi, Shoichi Yoshihara and Masato Sakurai

Abstract

Thermal energy applied to a pure fluid near its critical point immediately makes a strong expansion. This causes an adiabatic compression in the front of the expansion and a large density difference is formed there. The difference with adiabatic energy is transported as an acoustic wave. This rapid heat transportation is called "Piston Effect." In our study, an ultra-sensitive and high-speed density measurement system was developed to conduct a quantitative measurement of the "Piston Effect." By using the system, we succeeded to directly observe the elementary process of "Piston Effect." To demonstrate the performance of the system, the measurement of sound velocity in a critical fluid was conducted. Using the FFT method to the experimental results, the sound velocity could be precisely evaluated. The velocity profile versus temperature from the experimental results shows a good agreement with the simulation results and theoretical prediction, that is, the profile should have the scale universality. However, the profile from the experimental results obeys another scale universality if $T-T_c < 0.1\text{K}$. These indicate that our experimental system enables us to quantitatively discuss the critical phenomena.

1. はじめに

気液臨界点に関する古典論から定圧比熱や等温圧縮率が発散することが理論的に導かれる。このため、流体中の熱拡散過程による熱輸送は臨界点近傍では大変低速であると従来は考えられていた。ただし、当時の地上実験では拡散過程から期待される程の熱輸送速度の低下が観察されなかった。この原因として考えられるのは、先ず臨界点近傍では等温圧縮率の発散により密度が非常に重力に敏感となり、静水圧により強い密度分布が形成され、結果として臨界密度から逸脱するため臨界発散が抑制されること、さらに重力が自然対流を発生させるため熱輸送が促進されることが挙げられ、無重力下では熱拡散の理論に従うはずだと考えられていた。しかし、近年になって開発された種々の微小重力実験手段により多くの臨界点現象実験が実施されたが、拡散過程では説明できない高速熱伝播が観測りされて研究者を困惑させていた。その後、この高速熱輸送現象に対し京都大学の小貫教授により理論的な説明²⁾がなされ、「ピストン効果」と命名された。この効果を検証するために、今までに多くの実験や解析³⁻⁵⁾が実施されてきた。臨界点は温度、圧力、密度が1点で決まるため、臨界点の実現には高品位の環境条件制御が必要である。地上実験では静水圧分布による密度勾配形成がある上、熱実験に必須の温度分布形成には自然対流による擾乱がつきまとうため、この実験には微小重力環境が有効だと早くから考えられていた。一方で高品位の温度条件には温度緩和時間が長い環境が必要である。よって、高精度の臨界点実験には長時間の微小重力環境、すなわちスペースシャトルなどを用いた宇宙実験が必然だと考えられていた。しかし、このような機会は極めて限られており、現実には地上実験及び小型ロケット等を用いた、精度を犠牲にしたものが主体となっている。一方、数値解析は理想的な条件を設定できるが、熱拡散係数が非常に小さくなっているため、非常に薄い熱拡散層が容易に形成され、さらに現象の緩和時間が異常に長くなるため、重力などの影響を含む実際の実験条件に整合させるのは困難であった。よって従来の研究では実験と数値解析が相補せず、定性的な検証に終始し、そのみで「ピストン効果」が存在すると結論していた。また興味深い現象が数値解析や理論解析により予測されているが、それらの計測には従来の実験装置では達成することが不可能な精度と時間分解能を要求されていた。

Table 1 Members of the research team.

分担	研究者	所属
リーダー、実験技術	三浦 裕一(招聘)	宇宙科学研究本部/名古屋大学
プロジェクト調整	石川 正道(招聘) 竹之内 武義 小林 礼人	宇宙科学研究本部/東京工業大学 宇宙科学研究本部 宇宙科学研究本部
理論および数値解析、 実験系設計	河合 潤 本多 克也 松本 昌昭	三菱総合研究所
実験系構築、実験実 施、データ解析	大西 充 吉原 正一 桜井 誠人	総合技術研究本部

以上の背景のもと、微小重力環境が有効な基礎科学分野の一つとして臨界点近傍流体研究を定量的かつ精緻な議論によって進め、新しい領域を拓くことが宇宙開発事業団(当時)を中心に検討された。その後、平成14年より名古屋大学、航空宇宙技術研究所(当時)、三菱総合研究所を含めた研究チームが構成され、平成15年の宇宙3機関統合により宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部が中心となって研究を進め、平成16年度末まで研究を実施した。Table 1に平成16年度末時点でのチーム構成を示す。このチームは宇宙実験をより有効に実施するため、まず地上実験での限界を見極めることに着手した。そこで高精度臨界点近傍流体計測システムを構築し、この精度を検証するためにパルス加熱実験を行い、平成15年度宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書「臨界流体のピストン効果 直接観察」で報告した様に「ピストン効果」素過程の直接検出に成功した。この成果を受け、平成16年度は精密な音速測定を実施すると共に素過程の集合体である「ピストン効果」そのものの検出を試みたので、この結果を報告する。また、小型ロケット実験によって臨界点にさらに近づくことに挑戦するため、実験装置を小型化し、臨界点近傍での迷光を克服できる赤外線レーザー干渉計を製作し、定量的な計測も試みている。これらの結果は別の機会に報告する。

2. 音速計測

Fig. 1に実験に用いた5mm高実験セルの概略を示す。その他3mm高、10mm高の実験セルを用いた。これらのセルによる密度波の観測結果の一例にFig. 2に示す。それぞれの実験セル内の流体密度はほぼ臨界値、温度は臨界温度より100mK高いと見積もられている。ヒータ加熱で形成された熱パルスが密度変化として実験セル内を何度も往復するため、複数のピークが観察されている。熱パルスは音速で往復していると考えられ、よって平均的なパルス間隔と実験セル高から音速を求めることとした。平均的なパルス間隔は計測データにFFTを適用することで求めた。Fig. 3左に音速の温度依存性と実験セル高の関係を示す。研究チームで数値解析により計算された音速 c も示す。理論的には、臨界点近傍では物性値は $(T - T_c)^\gamma$ に比例すること(べき乗則)が予測されている。ここで γ は臨界指数と呼ばれている。よって音速もべき乗則に従っていると考えられ、数値解析結果を含め、実験結果はべき乗則に従っており、臨界指数はほぼ一致していると言える。しかし絶対値に10%程度の誤差があり、また、実験結果は音速がセル高に依存していることを示しており不可解である。しかし、計測波形を詳細に検討した結果、①実験セル内には薄膜ヒータと上面壁には熱的・電気的な絶縁を取るための流体が充填された0.5mmの隙間があり、②薄膜ヒータからこの隙間にも実際には熱パルスが発射されており、③これが上面壁に反射した後、薄膜ヒータをすり抜けると結論された。ただ薄膜とはいえ、ヒータを熱パルスがすり抜けるのは奇妙な現象であり、現在のところ未検証の仮説である。しかし、こ

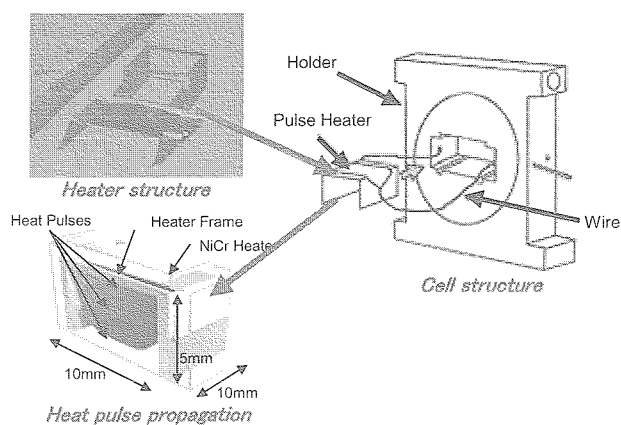


Fig. 1 Schematic of the experimental cell.

研究チームで数値解析により計算された音速 c も示す。理論的には、臨界点近傍では物性値は $(T - T_c)^\gamma$ に比例すること(べき乗則)が予測されている。ここで γ は臨界指数と呼ばれている。よって音速もべき乗則に従っていると考えられ、数値解析結果を含め、実験結果はべき乗則に従っており、臨界指数はほぼ一致していると言える。しかし絶対値に10%程度の誤差があり、また、実験結果は音速がセル高に依存していることを示しており不可解である。しかし、計測波形を詳細に検討した結果、①実験セル内には薄膜ヒータと上面壁には熱的・電気的な絶縁を取るための流体が充填された0.5mmの隙間があり、②薄膜ヒータからこの隙間にも実際には熱パルスが発射されており、③これが上面壁に反射した後、薄膜ヒータをすり抜けると結論された。ただ薄膜とはいえ、ヒータを熱パルスがすり抜けるのは奇妙な現象であり、現在のところ未検証の仮説である。しかし、こ

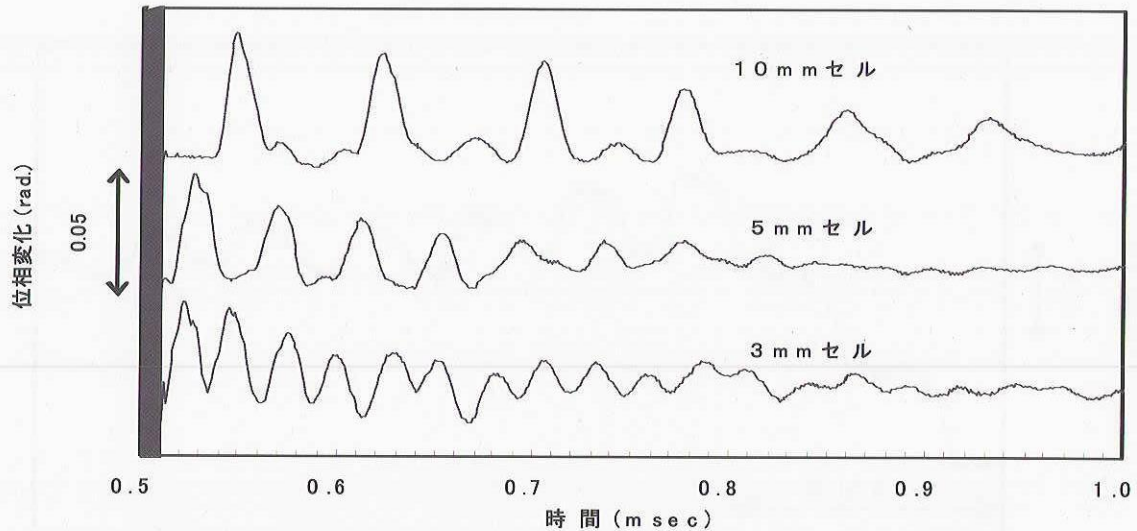


Fig. 2 Comparison of the density signals with different heights as a function of time.

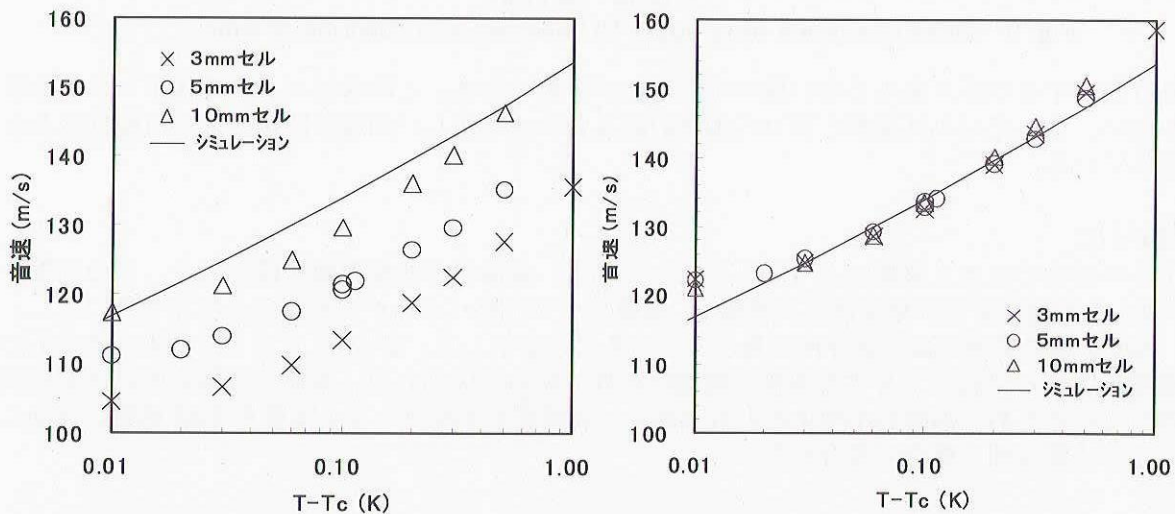


Fig. 3 Comparison of the sound velocities with different heights as a function of temperature without the height correction(left) and with the correction(right).

の空間を実験セル高に加えると実験結果および数値解析結果は Fig. 3 右に示す様、お互いに極めて良く一致する。また実験結果からは、Fig. 3 左では不確実であったが、100mK 程度を境に音速の温度依存性が異なっていることが明確に見て取れる。この理由として、重力の効果以外にも体積粘性の温度依存性の影響⁷⁾の可能性があり、これが正しければ世界でも初めての実験データとなる。

3. ピストン効果観察

これまでの研究では温度がステップ状に上昇することが数値解析⁸⁾で示されている。これは通常経験する熱現象からかけ離れており、パルスの往復以上に常識的には信じがたい。しかし、パルスという「ピストン効果」素過程の直接観察が可能ならば、膨大なパルスで構成されていると考えることができる温度ステップも観察が可能はずである。Fig. 4 に 200 μ 秒という、実験セル高(10mm)からすれば準DCに相当する加熱を行った結果を示す。音速が 120m/s 程度のため、この場合、熱パルスは一往復に少し余る。よって2つのステップが形成された後、パルスの余った部分がセル内を往復していることがわかる。従来、バルク流体中の温度が一樣になる現象を「ピストン効果」と呼んでおり、ステップ形成は「ピストン効果」そのものである。よって Fig. 4 は「ピストン効果」直接観察に世界で初めて成功したことを示している。「ピストン効果」素過程では、パルス前面、後面が相対的に低温のバルク流体に接しているため、進行中も熱拡散を行っている。しかし準DC加熱では、加熱時間を

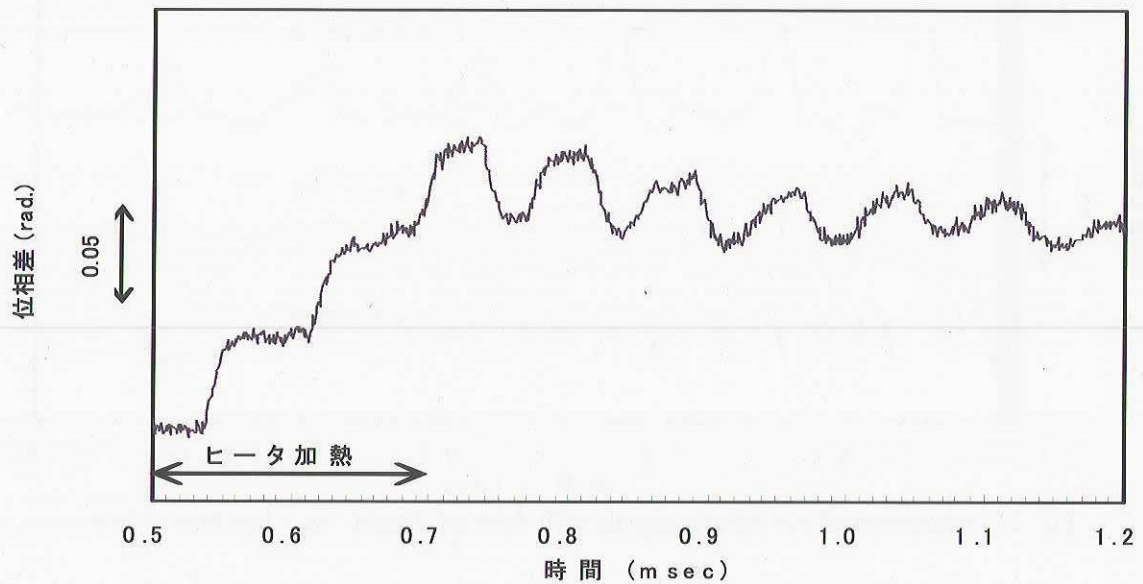


Fig. 3 Density signals from quasi-DC heating as a function of time.

工夫すれば往復するパルスを生じない様にする事が可能である。この時はバルク流体中への熱拡散が発生しない。よってパルス加熱と準DC加熱の組み合わせで新しい領域が開拓できる可能性があると期待されている。

4. おわりに

平成15年度までに地上実験によって「ピストン効果」素過程の直接観察に成功した。この成果を基に、平成16年度は音速の精密測定に挑戦し、薄膜ヒータを熱パルスがすり抜ける現象を見だし、100mK程度を境に音速の温度依存性が異なっていることを示した。また、「ピストン効果」そのものである温度がステップ状に上昇する現象の観測に世界で初めて成功した。本研究は最終的には宇宙実験を目指しているため、装置の小型化にも取り組み、高精度の小型ロケット実験用EM構築に成功している。この成果は別の機会に報告する。

参考文献

- 1) K. Nitsche and J. Straub: The critical "Hump" of CV under microgravity results from the D-1 Spacelab experiment "Warmekapazität," Proc. 6th European Symposium on Material Sciences under Microgravity Conditions, Vol. SP-256(1987), p. 109.
- 2) A. Onuki, H. Hao and R. A. Ferrell: Fast adiabatic equilibration in a single-component fluid near the liquid-vapour critical point, Phys. Rev. A, Vol. 41(1990), p. 2256
- 3) B. Zappoli, D. Bailly, Y. Garrabos, B. Neindre, P. Guenoun and D. Beysens: Anomalous heat transport by the piston effect in supercritical fluids under zero gravity, Phys. Rev. A, Vol. 41(1990), p. 2264
- 4) J. Straub, L. Eicher and A. Haupt: Dynamic temperature propagation in a pure fluid near its critical point observed under microgravity during the German Spacelab Mission D-2, Phys. Rev. E, Vol. 51(1995), p. 5556.
- 5) K. Ishii, T. Maekawa, H. Azuma, S. Yoshihara and M. Ohnishi: Effect of gravitational acceleration on temperature wave propagation in a critical fluid, Applied Phys. Letters, Vol. 72(1998), p. 16.
- 6) 三浦裕一他: 臨界近傍における二酸化炭素流体中のピストン効果研究, ISS科学プロジェクト室研究報告書(2005), 査読中
- 7) A. Onuki: Dynamic equations and bulk viscosity near the gas-liquid critical point, Phys. Rev. E., Vol. 55(1997), p. 403.
- 8) T. Maekawa, K. Ishii, M. Ohnishi and S. Yoshihara: Convective instabilities induced in a critical fluid, Adv. Space Res. Vol. 29(2002), p. 589.

宇宙作業システムの研究

Research and Development of Space Servicing Systems

宇宙先進技術研究グループ (Advanced Space Technology Research Group)

宇宙作業システム サブグループ (Space Servicing Systems Sub-group)

西田信一郎、上村平八郎、照井冬人、若林幸子

Shin-ichiro Nishida, Heihachiro Kamimura, Fuyuto Terui and Sachiko Wakabayashi

Abstract

With the manipulator flight demonstration (MFD), the engineering test satellite VII, our country is preceded in space robot technology, and technical development will be furthered towards the promising onboard servicing or the on-orbit assembly in the future. Non-contacting sensing technology such as motion and a position / attitude using image-processing technology, the autonomous control technology of spacecraft and space robot, mechanism technology are important. This research is studying the missions plan of an onboard servicing and an on-orbit assembly, while performing these advanced technology research and development.

1. はじめに

マニピュレータ飛行実証 (MFD)、技術試験衛星 VII 型などで、我が国は宇宙ロボット技術において先行しており、将来的に有望な軌道上サービスや軌道上組立に向け、技術開発が進められている。特に画像処理技術を用いた運動・位置／姿勢などの非接触センシング技術やロボットや宇宙機の自律制御技術、機構技術などが重要である。本研究では、これらの基盤的な先端技術開発を行うと共に、軌道上サービス、軌道上組立のミッションプランの検討を行っており、大型反射鏡の軌道上組立ミッションの検討を実施し、さらに組立に適した構造・機構の検討・試作も実施した。

2. 研究概要

平成16年度は、以下の項目について研究を行った。

- (i) μ -LabSat での軌道上実験：月トラッキング実験の実施および評価解析
- (ii) 次期宇宙ロボットアームの開発：トルク制御関節、エンドエフェクタ、汎用高精度ハンド
- (iii) ビジョンシステム：ステレオ ICP 運動計測の高速化、輪郭三角法運動計測手法の3軸化
- (iv) ロボット制御タスク：高度力覚制御試験・評価、自律リカバリ系検討、上位遠隔指令系試作
- (v) 自律組立ミッション研究：電波望遠鏡反射鏡組立の検討・実験装置製作、3次元カラーマーカ開発

3. μ -LabSatでの軌道上実験 (月トラッキング姿勢制御実験) ⁽¹⁾

2003年度までにソフトウェアや地上試験などの実験の準備を進め、2004年4月7日に後期運用段階の実験として「月トラッキング姿勢制御実験」(Fig.1)を実施した。これは深宇宙の暗黒背景に月だけが搭載カメラに写るような状況 (Fig.2) で、搭載計算機上のソフトウェアによって自律的に以下の処理を行う実験である。

- a. カメラ画像内の月を画像処理によって認識し方向を抽出
- b. 月を指向して2ホイールによるスライディングモード制御での姿勢制御

μ -LabSatの三軸姿勢制御モードでは、モーメンタムホイール(Z軸)が大きな角運動量を持つため、モーメン

タムホイールの回転軸に直行する軸 (X, Y軸) 回りの自在な姿勢変更を2つのホイール (X, Z軸) で実現するのは通常の制御では不可能である。月トラッキング制御実験は、スライディングモード制御を応用することでこの姿勢制御を可能にしたものであり、このような姿勢制御をリアルタイムのフィードバックによって軌道上で実証したのは、この実験が世界初である。月は画像の中でFig.3のような経路をたどり、約80秒で画面の中心に収まり、通常は3個以上必要なホイールが2個しか使用できない条件下でも、高速に姿勢マヌーバ制御が可能であることを示した(経路に示す数値は制御開始からの秒数を示し、赤丸は画像中心を示す)。また、実験と条件を合わせた数値シミュレーションによる解析結果をFig.3に示す。衛星搭載ソフトウェアは、東京大学の実験(2003年5月実施)のソフトウェアをベースにして、当グループが姿勢制御部の開発を行った。

本実験は、3軸姿勢制御衛星の信頼性向上やホイール数を削減した小型衛星の機能向上に役立つものであり、宇宙ロボットなどが機能不全衛星を投棄する作業を行うための前段階として、これらに自律的にアプローチ・捕獲するために搭載されたカメラで取得した画像を位置・姿勢制御へのフィードバック情報とする「画像フィードバック制御技術」などにつながるものである。

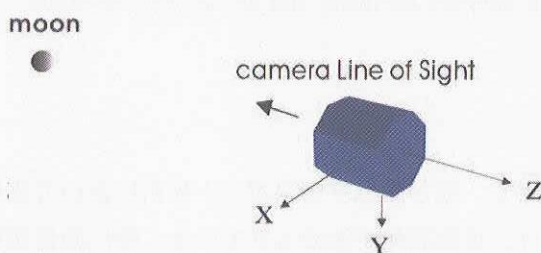


Fig.1 Moon tracking experiment

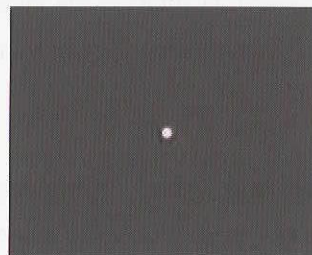


Fig.2 A moon image on the flight experiment

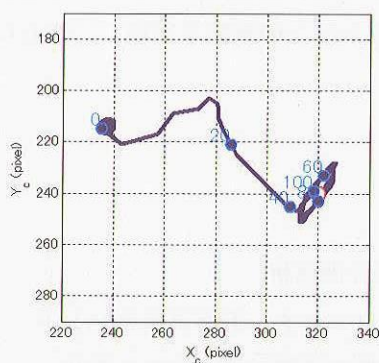


Fig.3 Locus of target position in camera image

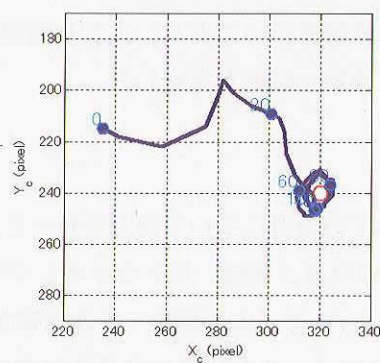


Fig.4 Locus of target position(simulation)

4. 次期宇宙ロボットアームの開発

これまでの宇宙ロボットアームでは、力制御の応答性・適用範囲、エンドエフェクタの耐荷重性、汎用作業対応、軽量化に大きな課題があった。そこで、これらの課題を解決する次期宇宙ロボットアームの研究・開発を進めており、平成16年度は、前年度までに試作した各部分の試作機の詳細な試験・評価を実施した。

4.1 トルク制御関節の試験・評価⁽²⁾

平成15年度に試作した関節インピーダンス制御を適用する関節の第2次試作機 (Fig.5) の試験・評価を実施した。この関節は、新規の高剛性トルクセンサ、低抵抗ケーブルラップ機構を適用し、極力コンパクトに構成されている。関節インピーダンス制御および関節仮想デプス制御を適用して動作させることにより良好

な特性を確認した。

平成15年度までに試作した組立作業および工具交換に用いられる次期標準エンドエフェクタ (Fig.6) の詳細な特性測定および小型2次元アームを用いた挿入試験を実施した (Fig.7)。許容アライメント誤差、保持性能、耐荷重性などの試験の結果、いずれの仕様項目も十分に満足する結果が得られた。

4.3 汎用高精細ハンドの特性取得

汎用エンドエフェクタとしての3本指構造の小型高精細ハンド機構 (Fig.8) につき、平成15年度に実施したカトルクセンサ、触覚センサ、原点センサを付加改良の特性取得を実施した。

5. ビジョンシステムの研究

5.1 ステレオマッチング/ICPによるターゲット衛星の運動・姿勢推定⁽⁴⁾

軌道上で故障した衛星を除去・修理する「デブリ回収機」と呼ばれるような宇宙機の開発における要素技術の一つである「画像情報を用いた機能不全衛星の運動推定技術」の検討のために、Fig.9のような、太陽からの直接光と地球のアルベドの両者によって照らされるMLIなどの金属光沢を持つ素材で包まれている故障衛星の画像を模擬的に生成するシミュレータを整備している。このシミュレータで取得した3軸姿勢運動を行う衛星模型のステレオ画像を処理し、その結果として得られる3次元点群データと衛星の形状データから得られる点群との間のマッチングによって相対位置・姿勢を推定する手法を採用し、点群間の3次元モデルマッチングの一般的な手法の一つとして提案されているICP (Iterative Closest Point) アルゴリズムを適用した。推定手法の概要をFig.10に示す。Fig.11は、ステレオ画像と、その結果の模型形状の3次元点群の一例である。

- 3次元点群分布の Kurtosis と分散を活用した、点群に対する計測信頼性指標の活用
- 時系列画像情報の活用による3次元モデルマッチング整合率の向上
- 様々なアルゴリズムの併用によるステレオマッチング誤差点群の除去
- 粗密探索、相関演算の再帰化によるステレオマッチングの高速化

などのアルゴリズムの改良を実施し、この推定アルゴリズムの準リアルタイムのソフトウェアを開発した。姿勢運動を行う衛星模型に対し時系列画像を取得し、推定アルゴリズムの処理を行うことによって Fig.12 に示すように3Dモデルマッチングに成功し、衛星模型の姿勢運動が推定可能なことを示した。



Fig.5 Prototype joint for next space robot arm

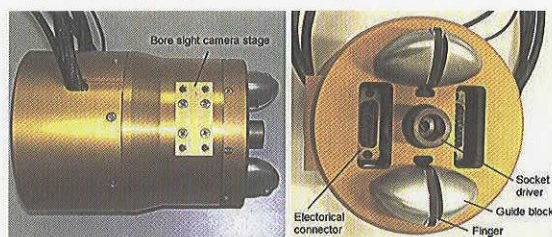


Fig.6 Prototype of end-effector

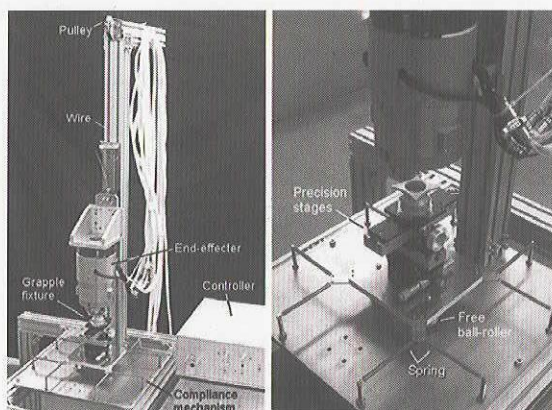


Fig.7 Testing configuration of end-effector



Fig.8 Precision hand

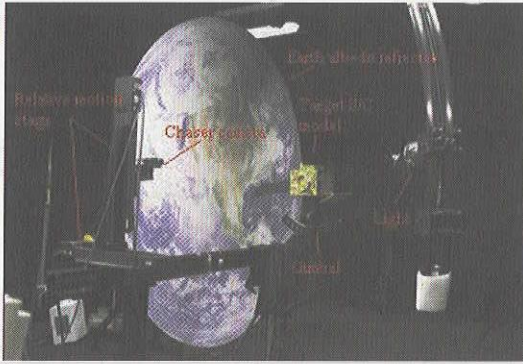


Fig.9 On-orbit visual environment simulator

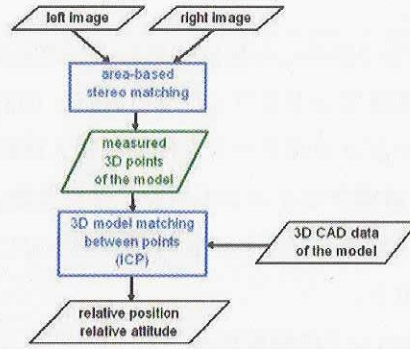


Fig.10 Stereo vision and 3D model matching

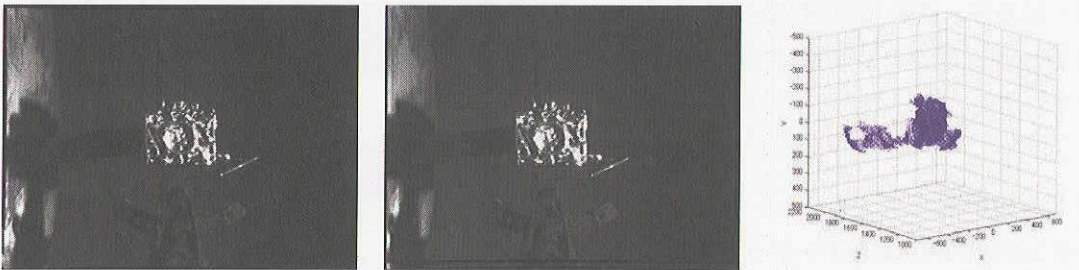


Fig.11 Left camera image (left), right camera image (middle), measured 3D points of the satellite model(right)

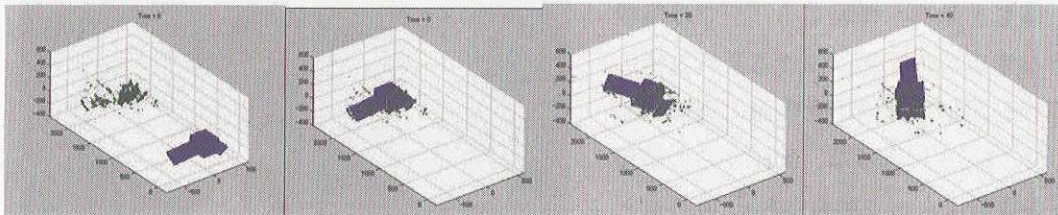


Fig.12 ICP using a time series of images (green : measured points、blue : aligned model points)

4.2 輪郭三角法による運動計測手法開発⁽⁵⁾

回転運動している非協力的な対象衛星につき、ステレオカメラ画像を用いて運動を計測する方法として、演算量の少ない手法として、対象の輪郭の3次元位置計測とその時間変化により算出する方法の開発を進めている。

対象物の輪郭は、画像上でエッジ抽出処理や膨張/収縮処理により容易に抽出することが出来る。2台のカメラを光軸が平行或いは輻輳角を設定して同一平面上に配置すると、良く知られているように左右のカメラ画像上の同一対象点が同一水平ライン（エピポーラ線）上にあるため、容易に探索・対応づけが出来る。従って、輪郭を構成す点列（以後：輪郭点）を特徴点とすれば、容易に抽出でき、容易に左右画像でのステレオ対応付けができ、少ない演算量で確実な3次元位置計測処理ができる。(Fig.13)

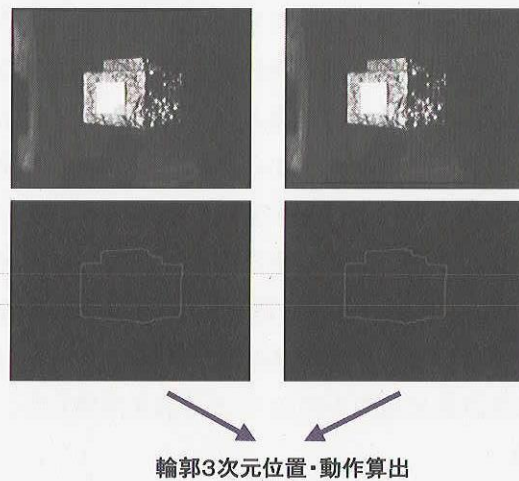


Fig.13 Motion measurement by Stereo contour tracking method

このような輪郭ステレオ計測の特徴を活用して新規に「ステレオ輪郭追従法」を考案した。本方式は、輪郭を構成する点列の3次元位置をステレオ計測し、その時間変化から対象の運動を計測する手法である。今年度は、試作ソフトウェアの3次元対応化改修を実施し、機能確認、計測を行い、良好な結果を得た。

4.3 位置姿勢計測用カラーマーカ開発^⑥

大型反射鏡などの軌道上組立作業では、ロボットが移動する構造物が大きく、ハンドルする要素も大きいため、熱ひずみや結合部のアライメント誤差などに起因する相対的な位置・姿勢誤差が問題となる。組立作業のように予めコーディネートされた対象に対するロボットの位置決め作業では、対象物の取っ手部や位置決めの必要な箇所にマーカを設けて画像計測の指標として、画像フィードバック制御や遠隔操作の位置決めを用いることができる。本研究では、このような用途で軌道上環境において抽出の確実性や計測精度の高いマーカおよび画像処理手法の開発を進めている。

今回開発したカラーマーカ (Fig.14) は、3次元形状を有し、3種類の異なる色の円形マークから構成される。円形マークの色は均等色空間座標上で極力離れて位置する色を選定した。また、地球背景やその写り込みに配慮して青色の使用は避けた。これにより、適正露光値を中心として $\pm 2EV$ の輝度範囲で正確な色抽出が可能となった。

軌道上光線環境を模擬した光学環境シミュレータでの実験により、想定される距離レンジ (30~60cm) でエンドエフェクタの把持における許容誤差を十分に下回る計測誤差で姿勢を測定することが可能であることを確認した。(Fig.15, Fig.16) また、実際の軌道上での使用にあたってはレンズフォーカシング機構の付加は期待できず、焦点位置が固定されるため、デフォーカスした距離レンジにおいても機能することが求められるが、十分実用に耐える計測誤差に収まることを確認した。(Fig.17)

5. ロボット制御タスク体系化の研究 5.1 リカバリフローの検討

宇宙ロボット作業において、作業途中に異常が生じた時の自律的リカバリ判定フローの検討を実施している。リカバリの手段をリストアップし、状況に応じて対応手段にダイナミックにプライオリティを設定して

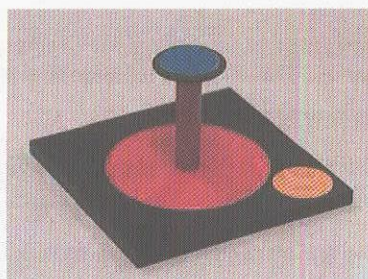


Fig.14 Color marker for on-orbit assembly

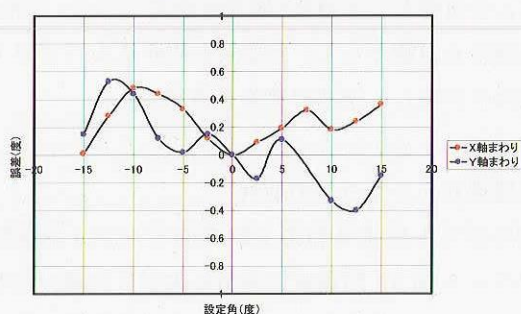


Fig.15 Attitude measurement error around X and Y axes

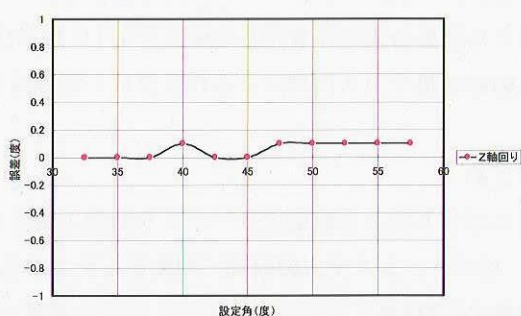


Fig.16 Attitude measurement error around Z axis

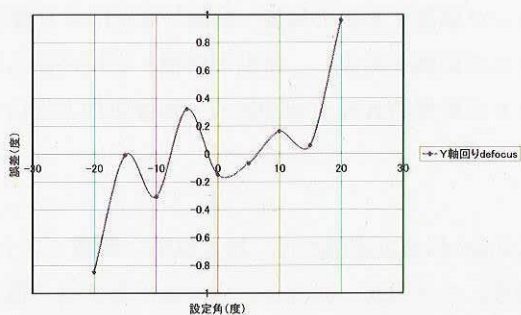


Fig.17 Attitude measurement error around Z axis at defocused distance

対応を選定する。効率の良い自律制御系を構成するためには、本検討のようなリカバリ機能が不可欠である。

5.2 遠隔操作支援系の試作

宇宙ロボットの遠隔操作において、詳細な指令を逐一出す形態では、操作者の疲労が大きく、操作エラーを生じやすく、所要伝送データ量が膨大になるなどの問題があった。そこで、本研究では、遠隔操作に地上系における自動・自律的な支援系を関与させることにより、操作者の上位のシンプルな指令により高度な作業を実現することを目標として研究・開発を進めている。今年度は、画像処理系を対象として、支援系を組み込んだソフトウェアの試作を実施し、所期の機能を確認した。

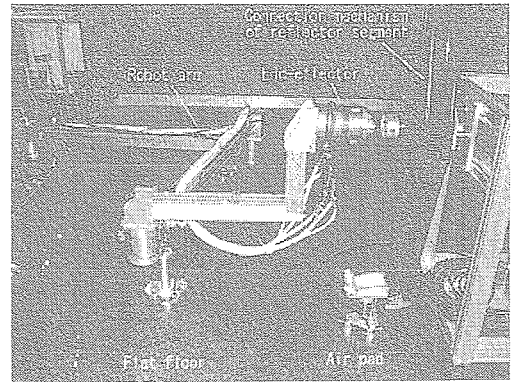


Fig.13 Flat floor testing for reflector assembling

6. 自律組立ミッションの研究⁽⁷⁾

宇宙ロボットによる軌道上組立のミッション解析として、スペース VLBI 用電波望遠鏡の大型反射鏡の自律組立を対象として研究を実施している。反射鏡要素の連結機構の試作を行い、次期ロボットアーム試作機を用いた定盤上でのパネル要素の結合作業試験の装置 (Fig.13) およびソフトウェア製作を実施し、関節アクティブリンプ制御および関節仮想デプス制御による作業フローを作成した。

7. まとめ

宇宙ロボットによる軌道上サービスや軌道上組立の実用化に向け、ロボットの制御方式、次期宇宙ロボットH/W、ビジョンシステムの研究・開発を進めている。特にロボットや宇宙機の自律制御技術、対応したセンサや機構のH/W技術、ビジョンシステムによる運動・位置/姿勢などの非接触センシング技術やなどが重要であり、本研究では、これらの基盤的な先端技術開発を進めている。平成15年度は、 μ -LabSatを用いた月トラッキング軌道上実験の実施・評価・解析により貴重なデータを得た。また、次期宇宙ロボットのH/W試作機やマーカの試験を実施し、所期の特性・性能が得られていることを確認した。また、試験・解析により宇宙ロボットの新規の各種力制御方式、画像処理方式の有効性を確認した。

謝辞

μ -LabSat軌道上実験では、地上試験、搭載ソフトの書き換え等において、NICT（独立行政法人 情報通信研究機構）の木村氏、永井氏、山本氏に多大なご協力を頂いた。また、ロボット制御に関しては、京都大：吉川教授にご指導を頂いた。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- [1] F. Terui, K. Yoshihara et. al: "Visual Feedback Attitude Control Experiment of a Bias Momentum Micro Satellit", ACA2004, 2004
- [2] 西田, 吉川: "宇宙用アクティブリンプロボット関節の開発", 日本航空宇宙学会論文誌 第52巻第608号, 2004
- [3] 西田, 吉川: "軌道上組立作業ロボット用エンドエフェクタの開発", 日本航空宇宙学会論文誌 第52巻第613号, 2005
- [4] F. Terui, H. Kamimura, S. Nishida: "Quick Motion Estimation of a Large Space Debris Object", ISTS2004, 2004
- [5] 西田, 照井, 上村: "輪郭ステレオ処理による捕獲対象の運動計測", 第48回システム制御情報学会講演会, 2004
- [6] H. Kamimura, S. Nishida: "Three Dimensional Color Marker for On-orbit Assembling Using Space Robot", IAC2004, 2004
- [7] S. Nishida, T. Yoshikawa: "Large Reflector Assembly in orbit by a Mobile Space Robot", ISR2004, 2004
- [8] 西田, 照井, 上村: "HST延命・保守ミッションの検討", 第48回宇宙科学技術連合講演会, 2004

宇宙技術応用の研究

R&D on Space Technology Applications

宇宙先進技術研究グループ 宇宙技術応用サブグループ

Advanced Space Technology Research Group, Space Technology Applications Subgroup

中島厚, 柳沢俊史, 小口美津夫, 大森克徳, 岡本修

Atsushi Nakajima, Toshifumi Yanagisawa, Mitsuo Oguchi, Katsunori Omori and Osamu Okamoto

Abstract

This paper describes the overview of the technology transfer activities in the space technology applications subgroup, ISTA/JAXA. During the space technology developments in the past, variety of intellectual properties and patents were acquired and some of them will be expected to be useful for our daily lives. In this subgroup, the researchers have been deeply developed these technologies and applied for the practical use. 5 theme were studied, i.e. (1)Telemedicine project, (2)Robotics, (3)Reutilization technology of organic waste material, (4) Industrial Aquaculture and (5)Moving objects detection software.

1. はじめに

宇宙開発では多額の投資により最先端の技術開発が進められ、その多くは知的財産として蓄積されており、これらの中には我々の生活に役立つ技術あるいはその発展型として様々な分野への転用が可能な技術も多数含まれている。JAXA 総合技術研究本部、宇宙先進技術研究グループ宇宙技術応用サブグループでは、これらの技術を積極的に民生に移管するために、外部資金などの競争的資金を獲得して技術研究開発を実施している。具体的には平成 16 年度は以下の 5 分野において実用化に結びつく研究開発を進めた。(1)遠隔医療、(2)ロボット、(3)有機廃棄物処理、(4)水産養殖工場及び(5)移動天体検出ソフト。

2. 研究の概要

様々の異なった課題を一つのサブグループで集結することにより、実用化に対する共通的な手法を取り入れて効率的な開発を進めることができる。平成 16 年度に宇宙技術応用サブグループで進めた 5 課題は以下の通り。

(1) 高度衛星・通信技術を医療に応用するための研究開発

平成 12 年度から 3 年間、科学技術振興調整費により、JAXA(旧航空宇宙技術研究所)が東海大学総合医学研究所他 6 機関と共同で進めてきた課題で、救急車で搬送される患者の動画像等の情報を、準天頂衛星経由で救急医療センターに送信し、医師の的確な指示の下、病院前救護体制を確立して早期治療を実施し、救命率の向上や後遺障害の軽減を図る目的で、技術実証実験を実施した。平成 16 年度には、次世代の準天頂衛星の必要性を検討する、「陸上移動体等から高速データ通信を目指した衛星システムに関する検討委員会」を、JAXA 総研本部、NICT(独)情報通信研究機構準天頂衛星グループ及び東海大学総合医学研究所と共同で立ち上げた。

(2) 新型関節とそれを用いたオフセット多関節ロボットの開発研究

平成 14 年度から 2 年間、技術移転推進課題として資金を獲得し、オフセット多関節ロボットを作業用ロボットアーム、福祉医療機器への応用等を目指し、小型化、汎用化開発を行ってきた。平成 16 年度では、歯科治療用としてレーザー治療器具の支持用多関節アームを試作した。

(3) ハイプロシステムによる有機廃棄物の再資源化技術

JAXA では、長期有人宇宙活動を実現するために、再生循環型生命維持システムの研究開発を実施しているが、この中で、有機廃棄物処理については、有機廃棄物や高濃度廃水が無公害かつ迅速に処理し、再利用できるかの基礎研究を精力的に行ってきた。その結果、平成 11 年にその成果を特許として取得し、研究成果を産業界に技術移転するために実用化研究を開始した。平成 15 年度から 2 年間、技術移転推進課題として資金を獲得し、ハイプロ実証機の試作・改良を行なった。

(4) 水産養殖工場を実現する工業型養殖技術の研究

NEDO 資金により、平成 14 年度から 3 年間研究を進めている。カセット容器で個別飼育を行う際、容器が小さいほど高密度で飼育でき、大量生産が可能になる。しかし、容器の大きさが魚の成長にどのような影響を与えるのか知見が無い。そこで飼育スペースの魚体成長に及ぼす影響を調べる実験を行い、カセット容器の適切な大きさ及び形状を検討した。平成 16 年度はその最終年度として、システム全体の評価を行なった。

(5) 移動天体検出ソフト

より小さな宇宙デブリを観測するために、多数の画像を重ね合わせ処理することにより、S/N を改善するとともにデブリを自動検出する技術を開発している。この重ね合わせ法を応用して、小惑星や彗星等、画像中、恒星に対して移動する天体を自動的に検出する技術で、多数の画像を用いることにより従来の方法では検出不可能な暗い天体の検出を可能にした。平成 14 年度から 3 年間、技術移転推進課題として資金を獲得し、ソフトウェアの開発を行い、平成 16 年度に商品化に成功した。

3. 成果の概要⁽¹⁾

3. 1 高度衛星・通信技術を医療に応用するための研究開発

科学技術振興調整費で試作した実験用救急車を、国内外の展示場で展示(韓国における ITU Telecom Asia 等)し、救急搬送中の画像を送信することにより、患者の救命率向上に寄与できるシステムであること並びに基本的な技術開発が進められていることをアピールした。本システムを実現するためには、移動体からの見通し通信が可能な準天頂衛星が必要になるが、どのような機能が衛星に必要な等について検討するために、「陸上移動体等から高速データ通信を目指した衛星システムに関する検討委員会」開催の準備を進め、平成 16 年度から活動を開始した。主な検討課題として、ITU を取り巻く環境、現在の救急搬送における課題、準天頂衛星システムを使ったミッション、衛星システムとその関連動向であり、平成 17 年度前期を目処に報告書を作成する予定。

3. 2 多関節ロボット⁽²⁾

オフセット多関節ロボットは、(1)関節が中空なので配管、配線を内蔵でき、外部に露出しない、(2)回転軸がアーム軸に対して傾斜しているため関節機構が小型になる、(3)大きな減速ギヤを内蔵できるので可搬力が大きく軽量で高出力である、(4)シールが容易である等の特徴を有している。平成 16 年度では、平成 15 年度に試作した歯科治療用レーザービーム支持用多関節ロボット(図 1)を改良し、剛性を高め

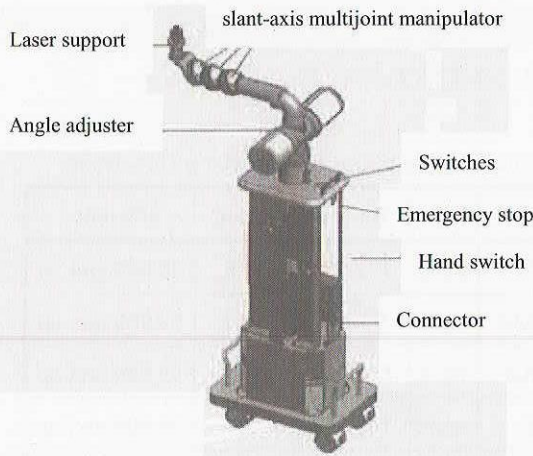


Fig.1 Laser beam support arm

ると共に、照射パターン(図 2)とそれに伴う照射エネルギー密度解析を行った。本装置は、人間の真近くで作業するロボットであるため、操作音が小さく、人に優しいイメージが重要である。歯科大学における評価試験を行なってより実用化に向けた開発を進める予定である。

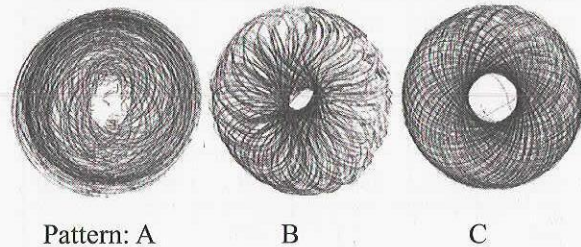


Fig.2 Irradiation patterns

3. 3 ハイプロシステムによる有機廃棄物の再資源化技術

再資源化システムでは、有機廃棄物処理システムをハイプロシステム(以下 HPS)と称している。HPS の実用化に当たり、最大の技術課題は連続処理のための原料供給ポンプ(高圧スラリーポンプ)の開発である。HPS の分解炉は約 9MPa の内圧を保っているため、ここに大気圧状態からスラリー状の原料を送り込む必要があるが、民間の有する技術を応用することによりポンプ開発の目処がついた。HPS の基本構成と諸元を表 1 に示す。

有機廃棄物の代表格である食品廃棄物や家畜糞尿については、「食品リサイクル法」や「家畜排せつ物法」が制定されており、有機廃棄物の再利用が謳われているが、これらの法律による有機廃棄物の有効利用あるいは再生利用の手法は、主として、たい肥化や飼料化である。しかし、肥料成分や品質が不安定、重金属や有害物質含有等の問題も残されている。

平成 16 年度は、図 3 に示す実証機を用いて、有機廃棄物として食品廃棄物(焼酎カス)、家畜糞尿(鶏糞)の処理を行ない、その分解結果を表 2 及び表 3 に示す。①連続処

Table 1 Specification of Hypro-system

Components	Specification
High pressure slurry pump	Viscosity : 100k cps Outlet pressure : 10 MPa Flow rate : 0.35 L/min
Decomposed & Catalytic reactors	Temperature : 280 deg C Pressure : 10 MPa Capacity : 0.5 ~ 100 tons/day Initial COD(Cr) : 100k ppm Efficiency : 95 % and up
Others	Heat exchanger, Disposer, Gas-liquid separator, Safety devices, Controllers



Fig.3 General view of experimental facility

理運転が可能であることが実証できた。②固形物を含む高濃度有機廃棄物の分解を前処理なしで行えた。③CODCr 値での評価では、99%以上の分解率を得ることができた。これらの結果をふまえて、製品化一号機として焼酎カス処理装置の製造・納入が17年度に予定されている。

Table 2 Results of decomposed Shochu-waste

Item	Unit	Before	After	Efficiency
BOD	mg/L	70,000	10	99.99% and up
CODMn	mg/L	100,000	75	99.99% and up
CODCr	mg/L	300,000	400	99.99% and up
SS	mg/L	38,000	2	99.99% and up
pH		3.9	5.5	
T-N	mg/L	8,400	45	
T-P	mg/L	750	0.3	

Table 3 Results of decomposed Hen-waste

Item	Unit	Before	After	Efficiency
BOD	mg/L	122,000	17.6	99.99% and up
CODMn	mg/L	90,700	19.7	99.98% and up
CODCr	mg/L	810,000	51	99.99% and up
SS	mg/L	141,000	3	99.99% and up
pH		38.3	2.8	
T-N	mg/L	14,500	42.4	
T-P	mg/L	12,400	1.11	

3. 4 水産養殖工場を実現する工業型養殖技術の研究③

水産養殖工場とは、水産養殖を自然環境から切り離し、外部環境から独立した制御環境の下で、水産物を効率的に生産するシステムのことであり、水質汚染物質を排出することなく安全な魚介類の大量生産を可能にするものである。本水産養殖工場で用いられる養殖技法は個別飼育、閉鎖循環式飼育、制御(人工)環境飼育を前提としたものであり、従来の粗放的養殖では念頭にすら置かれなかったパラメーターによる生長制御が行われる。例えば非24時間型明暗周期や人工飼育水の調整(ミネラル組成、浸透圧)による制御がそれである。平成16年度は、数種の人工飼育水を作成し、それを用いたティラピア飼育試験により成長等に関する評価を行った。ティラピアは体が小さいほど塩濃度耐性が低く、体積が少なければ溶存イオンの影響を受けやすいと考えられ、環境水の塩組成に最も影響を受けやすいと推定される仔魚期に焦点を絞って飼育実験を行った。図4は実験装置、図5は生残率の変化を示す。9種の飼育水 AAW(Artificial Aquaculture Waters)-1~AAW-)について行なった。AAW-1は血漿に近い組成、

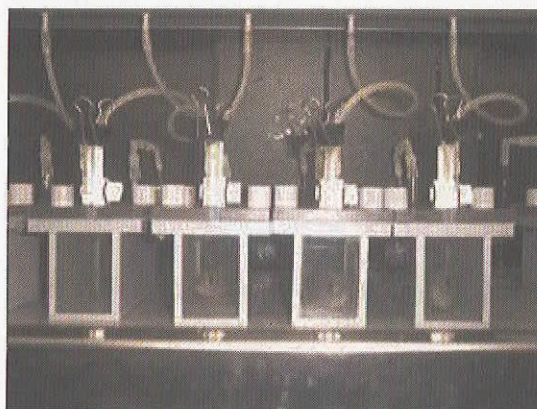


Fig.4 Individualized aquaculture facility

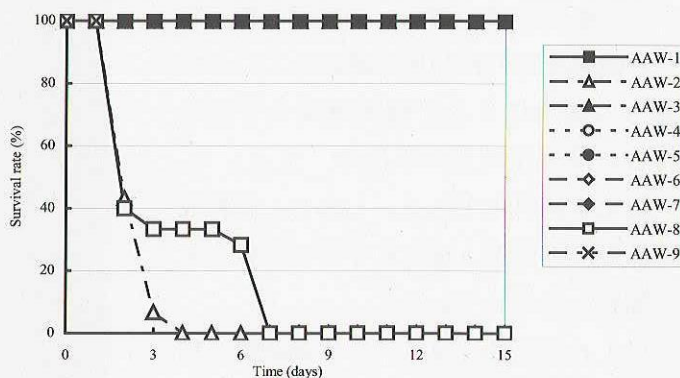


Fig.5 Survival rates of tilapia fry raised in an AAW

AAW-9は擬似水道水である。塩濃度が高く、かつK⁺濃度が水道水と同程度であるAAW-2および8の試験区では、飼育開始1日後より斃死が発生し、AAW-2試験区では4日目、AAW-8試験区では7日目に全滅した。一方、K⁺濃度がAAW-2および8と同じでも塩濃度が低いAAW-9区では斃死は起こらなかった。詳細については現在解析中であるが、塩濃度変化に対する適応コストの観点から、最適な養殖戦略の構築が必要となるであろう。一つの答えとしては、種苗生産は淡水で、肥育は塩類を調整した人工飼育水で行うことが望ましいといえる。従って養殖魚は塩濃度変化への適応を経験することになり、どの成長段階で人工飼育水に移すのが適応コストを最小にし、成長促進効果を最大にするのかを求めることが重要である。

3.5 移動天体検出ソフト⁽⁴⁾

多数の画像を取得し、重ね合わせを行うことによってS/Nを改善し、微小なデブリを検出する手法について研究を行ってきたが、本手法を小惑星や彗星といった、恒星と異なる動きをする移動天体の検出にも効果的であることから、移動天体を自動的に検出するソフトの開発を行った。本ソフトは、多数の画像を重ね合わせることにより、1枚の画像では検出が困難な、非常に暗い移動天体も検出可能であることが大きな特徴である。これまでの移動天体の検出方法は、2~3枚の画像を比較して恒星の間を移動している天体を探索するというものであったが、本ソフトは、数10枚から数100枚のCCD画像に対し、その移動量を仮定した処理を行うことにより、これまでの移動天体検出法では達成できなかった暗い移動天体の検出が可能になる。美星スペースガードセンターや入笠山天体観測所で取得されるCCD画像を利用して本ソフトの有効性が確かめられた。

本ソフトを実用化するために、平成14年度の技術移転推進課題として採択され、平成16年度までの3年間で開発を進めてきた。平成15年度にはプロトタイプ版が完成し、デバッグ作業を行って、平成16年6月に商品化され、民間企業より販売されている(商品名はステラハンター・プロフェッショナル。動作環境はWindows 98SE/Me/2000/XP)。

本ソフトによる解析手順は以下の通り。

- ① 移動天体に必要な各種設定
- ② CCDノイズや周辺減光を修正
- ③ 観測画像の視野のズレの補正
- ④ 観測画像のスカイの明るさを揃える
- ⑤ 移動しない天体の除去
- ⑥ 移動天体の探索
- ⑦ 背景の天体と比較し検出した移動天体の座標測定
- ⑧ 2~5夜の探索結果から同じ移動天体を同定し、移動天体の軌道を決定
- ⑨ 星図表示ソフトに検出した天体の表示

図6~図8にプログラム画面の例を示す。取得した

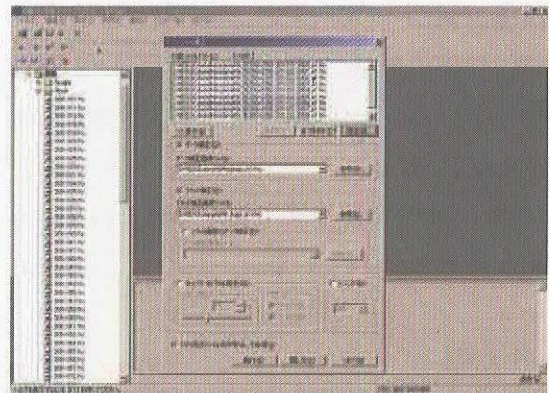


Fig.6 Image capture process

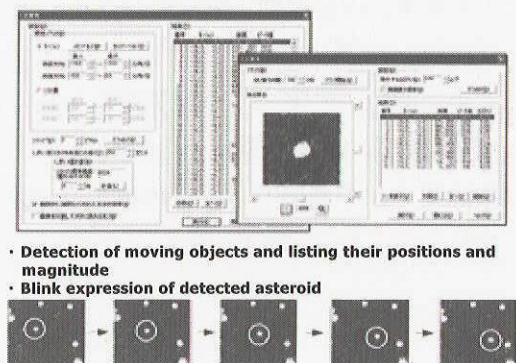


Fig.7 Detection results

fts データ等の CCD 画像(解析画像、フラット、ダーク等)はファイルに読み込まれ、補正後、新たな画像データとしてファイルに蓄えられる。図7は1回の連続撮影による画像から得られた検出結果である。重ね合わせた小惑星画像が表示され、その星像かを確認し、更に取得枚数に応じた連続ブリンク表示を行うことができるため、誤検出を防ぐことができる。但し限界等級に達する場合(JAXAの入笠山光学観測所では、口径 35cm の望遠鏡に、裏面照射型 CCD カメラを取り付けて画像を取得。検出限界は約 21 等級。)、重ね合わせ画像で検出されても、

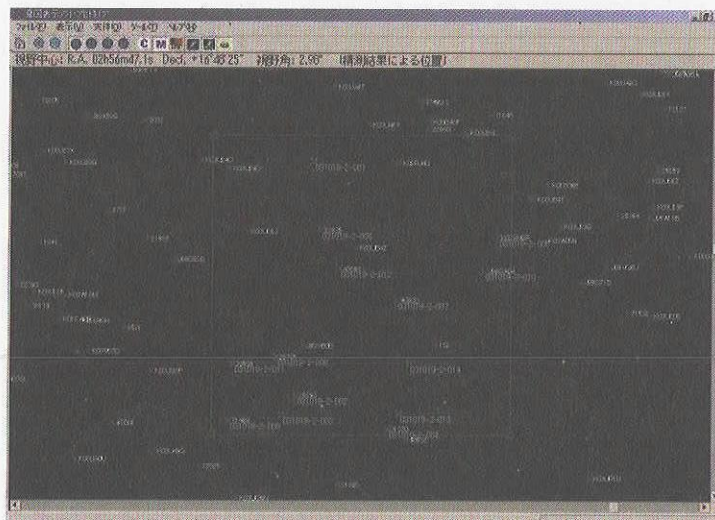


Fig.8 Detection asteroids expression

必ずしもブリンク画面では確認できない場合がある。その場合は、2夜以上の観測データから、十分な精度で推定軌道が一致する場合のみ、誤検出で無いことが推察される。今後は検出の確実性を高める方策が必要になる。図8は得られた結果を星図に表示したもので、小惑星センターからのデータと比較して、既知の小惑星か未知かを判別することが可能となる。

4. まとめ

宇宙技術応用サブグループでは、JAXA が所有する知的財産を活用して、実用化を目指した研究開発を行っている。平成 16 年度は、5 課題について研究を進め、彗星・小惑星等を検出するソフトについては商品化に成功している。また、ハイプロシステムについても実証機の改良・評価を進めており、平成 17 年度以降の早期の実用化が見込まれている。その他の課題についても、試作・評価を行なって、その実用化開発を進めている。

[参考文献]

- [1] 中島厚他：宇宙技術の技術移転研究開発、第 48 回宇宙科学技術連合講演会講演集 2D11、福井、2004 年 10 月。
- [2] 小園凱夫、中島厚他：低反応レベルレーザー治療用ロボットの開発、第 44 回日本歯科理工学会学術講演会、京都、2004 年 9 月。
- [3] 大森克徳他：宇宙での水産養殖を目指した魚類個別飼育の試み、第 48 回宇宙科学技術連合講演会講演集 2B12、福井、2004 年 10 月。
- [4] 柳沢俊史、中島厚：移動天体検出ソフトの実用化開発、第 2 回 JAXA 総研本部公開研究発表会、未来科学館、2004 年 12 月。

ソフトウェア IV&V (独立検証及び妥当性確認) の研究と実証
 Research and Empirical study
 on Software Independent Verification and Validation (IV&V)

情報技術開発共同センター

Information Technology Center

奥田一実、片平真史、宮本祐子、石濱直樹

Kazumi Okuda, Masafumi Katahira, Yuko Miyamoto, Naoki Ishihama

Abstract

Software IV&V (Independent Verification and Validation) technology has been studied after the space shuttle Challenger accident was occurred. Jaxa is also applying new methodologies of IV&V to software in real space projects. Several techniques have been applied and known as effective approach to high reliability software development in JAXA. In this research, the new methodologies were studied and applied to support project team's software development. As a result of this study, the applicability and effectiveness are confirmed.

1. はじめに

本研究では平成 12 年度より高信頼性ソフトウェア開発技術の 1 つとして、ソフトウェア IV&V 技術の構築及び実プロジェクトへの適用を実施してきている。また、本研究は、奈良先端科学技術大学院大学、大阪大学大学院、電気通信大学との共同研究のもと実施している。

2. 研究の概要

本研究は、図 1 のとおり、新規技術の研究、研究成果を受けた技術実証、及びプロジェクト IV&V の適用を繰り返し改良し継続的に実施している。この成果はガイドラインとして纏めている。

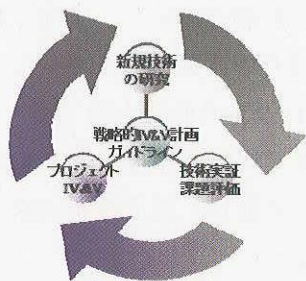


図1 IV&V 研究及び実証の作業フロー

平成 16 年度は以下の項目について研究を行った。

(1) ソフトウェア IV&V に関する新規技術の研究

高信頼性ソフトウェアの試験技術を体系化し、宇宙分野への適合性を検討した以下のソフトウェア IV&V の新規技術について、実プロジェクト評価作業において研究を実施した。

上流工程に関する技術

- ・ 自然言語/形式的仕様モデル(モデル検査)

- ・ 航法誘導制御系モデル化技術
- ・ 仕様記述に基づくモデルシミュレーション
- ・ 衛星データ処理系チェックリスト
- ・ メタモデル言語仕様とモデル検査技術の調査
- ・ 設計故障耐性の評価技術

下流工程に関する技術

- ・ コードチェックの評価技術
- ・ 下流工程におけるリバースエンジニアリング
- ・ 形式的仕様モデルに基づく試験ケース自動生成・自動実行アルゴリズム
- ・ 試験網羅性評価法

共通技術

- ・ トレーサビリティ詳細分析技術
- ・ インタフェース整合性検証方法
- ・ COTS/再利用ソフトウェアの評価法
- ・ コードクローン技術を用いた信頼性解析
- ・ 不具合分析を用いた信頼性解析

(2) 実プロジェクトへの適用

以下の実プロジェクトにソフトウェア IV&V 技術を適用し、プロジェクトにおける課題抽出するとともに、手法の実証を実施した。

- ・ 宇宙ステーション関連 (3プロジェクト)
- ・ 人工衛星 (3衛星)
- ・ 地上装置 (2システム)

(3) 動向調査、情報交換

NASA や ESA の IV&V 担当者との情報交換を実施し関連会議へ参加した。特に、IV&V 分野における各種手法の比較・整理など国際協力につ

いて調整を行い、実施計画を設定した。第4回クリティカルソフトウェアワークショップなどを主催し、JAXAのIV&V研究内容およびIV&V活動状況について報告・意見交換を実施した。

3. 成果の概要

(1) 上流工程に関する技術

要求仕様書の記載時の留意事項を一般文献やNASA JPLなどの研究者から得た情報を元に宇宙用の要求仕様記述評価ガイド(IV&V用)を策定した。

また、昨年度までに研究・開発した、要求仕様書の形式的仕様モデルの評価のための自然言語による入力方式を用いた形式的仕様モデルのモデル検査を実証し、実プロジェクトでの適用経験から作業効率などの観点で、モデル検査(一貫性解析、完全性解析、トレーサビリティ解析、リーチャビリティ解析)の手法を改良した。

上記で考案した状態遷移モデルに基づくモデル評価技術に加え、フローチャートなどのアルゴリズムなどを評価するために、新たにフローチャートのモデル化技術(フローモデル)を導入し、制御系ソフトウェアの評価手法を施行した。また、SPINなどのモデルとの連携によりシミュレーション環境を構築・実証した。

昨年度、評価方法および評価作業時間に制限のある人工衛星のIV&V評価を実現するために、衛星姿勢制御系ソフトウェアチェックリストを作成したが、本年度は同様にこれまでの不具合やレビュー経験を元に、衛星データ処理系ソフトウェアチェックリストを作成し、実際の作業で有効性を評価した。姿勢制御系と同様に形式的仕様モデルを用いた解析が時間・方法に制限がある実施できない場合に、チェックリストによる評価で十分な成果をあげることができた。

(2) 下流工程に関する技術

昨年度から更に多機能なコードチェックツールを使用し、開発側で解析を実施することにより、より厳密な分析を行うことができた。バグの洗い出しだけではなく、開発者側がコーディング時に

コードの品質向上を更に意識する結果となった。

一方、ソフトウェア試験の網羅性を確保するために、形式的仕様モデルに基づく試験ケース自動生成アルゴリズムを開発し、実プロジェクトへ適用しその手法の適合性を確認した。主な作業ステップを以下に示す。

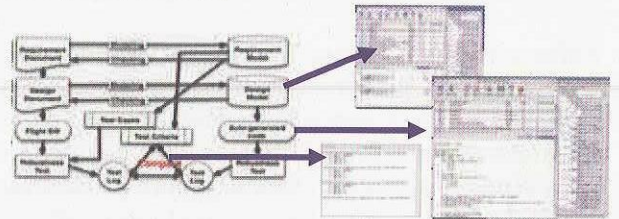


図2 仕様モデルを用いた自動試験作業イメージ

(3) 共通技術

その他、共通技術として、市販の要求管理ツールを活用したトレーサビリティの充足性を確認するための分析技術を検討し、実プロジェクトにおいて実証した。仕様のトレース箇所の欠落・誤りのみではなく、設計内容の不整合などの洗い出し作業にも有効であることが確認できた。また、コードクローン技術や不具合分析を用いた信頼性解析を検討し、信頼性上考慮が必要なモジュール及び再確認すべき観点などを抽出することができた。

4. まとめ

これまでの研究において、上流工程から下流工程までの一通りの評価方法を準備した。特に、ソフトウェアIV&Vの研究を通じて、

- ・ 宇宙開発で利用できるソフトウェア開発技術を研究・実証し、適用性を判断した上で実用化させる。
- ・ 実プロジェクトのソフトウェアを評価し、適切なフィードバックをかける。

が十分に可能であることが実証できた。実プロジェクトへの適用数が増加する傾向にあるため、要員の増強を図り、評価方法の追加充実を図るとともに、プロジェクトの特性およびソフトウェアIV&V作業の制約などから作業方法をサイジングできるアプローチ(戦略的IV&V)についての検討を平成17年度に開始する。

将来ミッションの研究

Study of future space mission

情報技術開発共同センター 野田篤司、歌島昌由、對木淳夫、小川亮
Atsushi Noda, Masayoshi Utashima, Atsuo Tsuiki, and Akira Ogawa
Information Techinology Center

Abstract

This is a concept study for future missions and the spacecraft systems for such missions. The spacecraft would be the next project of JAXA. In JFY 2004, re-entry capsule systems, space telescope systems, Earth-observing satellite systems, and direct-broadcasting satellite systems were investigated as part of this study.

1. はじめに

本研究は、次期プロジェクト候補と目される宇宙機システムに対する上流設計作業であり、総合技術研究本部において、これまでいくつもの宇宙機システムのシステム検討(Pre-phase A, Phase-A相当)を実施して、その実現性や検討課題を明らかにしてきた。

近年は「90日スタディ」として、JAXA横断型検討チームのシステム設計作業を分担、短期集中型の検討作業及び成果報告を年間数件程度実施している。

2. 研究の概要

平成16年度は、主に下記ミッションに対するシステム検討を行なった。これらはJAXA内外の他部署、他組織からの検討依頼に基づいて、実施したものである。

- (1) HTV搭載型回収カプセルシステム
- (2) 赤外線位置天文観測衛星(JASMINE)システム
- (3) 次世代赤外線天文衛星(SPICA)システム
- (4) 地球環境変動観測衛星(GCOM-W/C)システム
- (5) 21GHz帯高度放送衛星システム

3. 成果の概要

(1) HTV搭載型回収カプセルシステムの研究^[1]

本システムは、宇宙ステーション補給機・HTV(H-II Transfer Vehicle、開発中)への搭載を想定した回収カプセルである。スペースシャトル運航終了後のISSからの物資回収を目的として、平成15年度より研究に着手した(17年度以降も継続予定)。

16年度作業の前半では、複数タイプの回収カプセル候補0次案を検討した。次に、同成果に基づき、作業後半では50kg程度の物資回収(与圧、低衝撃環境下による)を想定した回収カプセル(図3.1-1参照)のシステム検討を実施して、その実現性を確認した。

なお、本研究は、宇宙基幹システム本部及び総合技術研究本部各部署から構成される検討チームにより実施された。

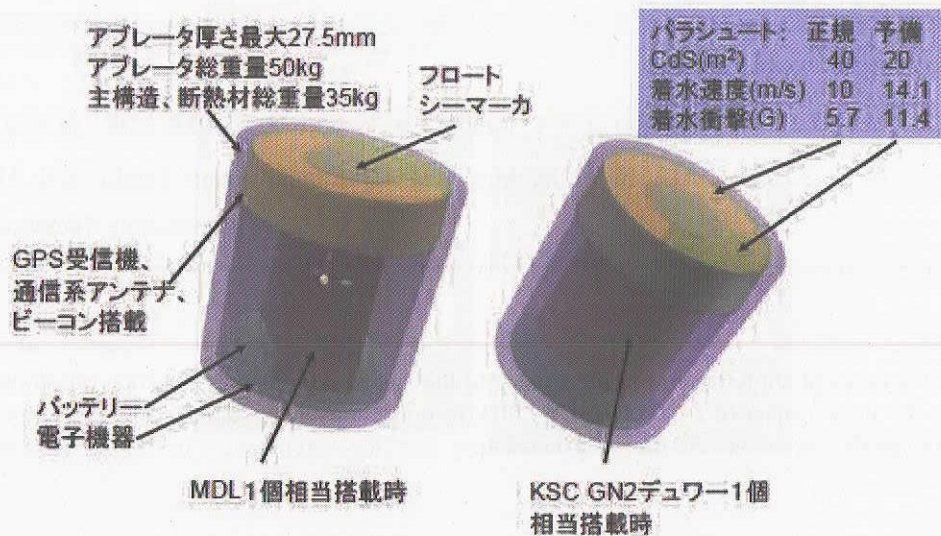
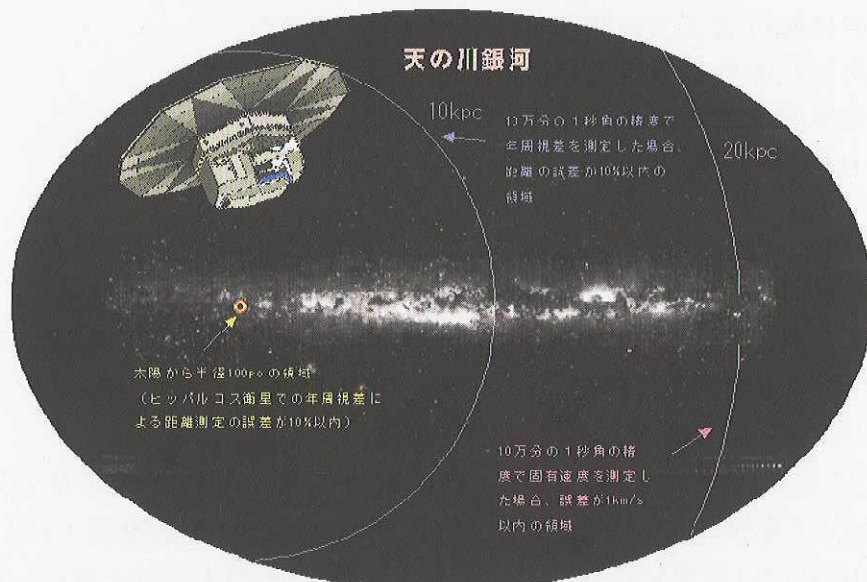


図3.1-1 FY16検討成果・回収カプセル概念図

(2) 赤外線位置天文観測衛星(JASMINE)システム^[2]

国立天文台JASMINE検討室では、位置天文観測ミッション・JASMINE(Japan Astrometry Satellite Mission for Infrared Exploration)計画を進めている。同計画では、下記のような成果を得るため、銀河系の星々に対する「10万分の1秒角(10 μ as)」の高精度な位置測定達成を目標としている(図3.2-1参照)。

- ・10kパーセク以内の星の距離を誤差10%以内で評価。
- ・20kパーセク以内の星の横断速度を誤差1km/sec以内で評価。

図3.2-1 JASMINE計画の達成目標(概念図)^[2]

情報技術開発共同センターでは、平成15年度より、同計画に用いられる宇宙機のシステム検討に参加している。このJASMINE宇宙機の特徴として、

- ・大型赤外望遠鏡(FY15当時:開口径2m ϕ)を搭載した宇宙機を太陽-地球系L2点に打上げて、5年間に渡る観測運用及び地球へのデータ伝送運用を行なう。
- ・銀河系のバルジ部分を中心に観測するため、宇宙機は銀河面 ± 3.5 度を回転面とする高精度、超低速のスピン指向制御を行なう。

が挙げられる(図3.2-2参照)。

平成16年度までのシステム検討により、このようなシステム要求条件を満足するJASMINE宇宙機は、熱的(光学系熱歪み)、機械的(宇宙機規模、姿勢安定度)、コスト的な課題が大きいと判断された。そこで、16年度後半からは、目標「10万分の1秒角(10 μ as)」を維持しつつ、「システム要求条件の緩和」と「同要求条件に対する実現性向上」を目的として、JASMINE宇宙機の観測コンフィギュレーションの見直し作業に着手している。

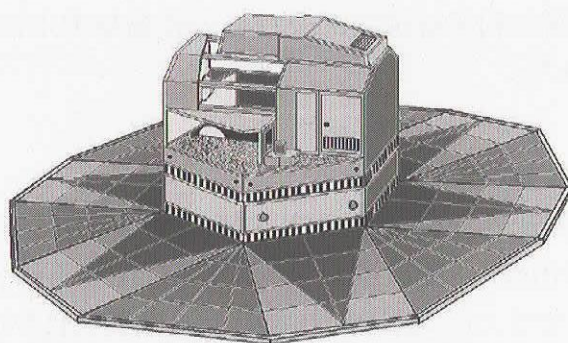


図3.2-1 JASMINE宇宙機概念図(FY16現在)^[2]

(3) 次世代赤外線天文衛星(SPICA)システム

2013年頃の打上げを目指して、現在、宇宙科学研究本部では次世代赤外線天文衛星・SPICA(Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics)の研究開発が進められている(図3.3-1参照)。情報技術開発共同センターでは、平成16年度より、同衛星のシステム設計(ミッション構想案の絞込み、要求分析、開発プロセスの検討など)を支援している。

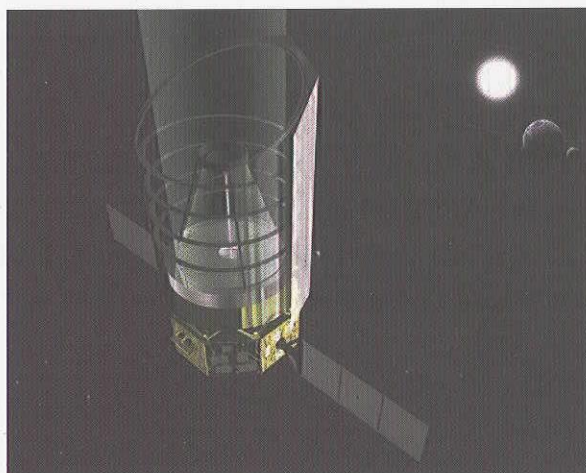


図3.3-1 SPICA宇宙機概念図(透過図)

(4) 地球環境変動観測衛星(GCOM-W/C)システム

環境観測技術衛星・ADEOS-II(2003年10月機能停止)の後継ミッションとして、現在、衛星利用推進本部では地球環境変動観測ミッション・GCOM(Global Change Observing Mission)計画の研究を進めている。平成16年度は、同ミッション計画に対応したGCOM-W衛星及びGCOM-C衛星の概念設計を行ない、その実現性及び技術課題を確認した。

このGCOM-C/W衛星構想の特徴は、衛星大型化傾向にあった観測ミッションを、中型衛星2機に分担させる点にある。これにより、下記のような効果が期待されている。

- ・各衛星に搭載されたミッション機器(観測装置)毎に適した軌道の選択
- ・衛星大型化に伴う開発リスクの回避。兄弟衛星化による開発実績のフィードバック
- ・異常発生時にミッション全体が失われるリスクの回避

なお、本研究は、衛星利用推進本部及び総合技術研究本部各部署から構成される検討チームにより実施された。

(5) 21GHz帯高度放送衛星システム

宇宙利用推進本部及び総合技術研究本部では、平成16年度より、NHK放送技術研究所との共同研究「21GHz帯高度放送衛星システムに関する研究」を実施中である。情報技術開発共同センターでは、主に同研究計画の下記作業項目を担当している。

- ・21GHz帯放送衛星実証ミッション機器用衛星システムの設計検討

4. まとめ

上記の様に、「将来ミッションの研究」は、JAXA内外の宇宙機計画に対してシステム検討を実施する研究業務である。一般に、宇宙機システムの設計検討は設計図面を引く作業と理解されているが、それに到る「ミッション定義」「要求分析」「システムイメージの共有化」「実現性や技術課題の見極め」等も重要である。

今後、「将来ミッションの研究」は過去の作業実績を踏まえつつ、新たなシステム・エンジニアリング手法を取込んだ検討作業の改善、効率化が必要と考えられる。

[参考文献]

1. 「平成16年度HTV搭載型回収カプセルシステム検討成果報告書」、宇宙航空研究開発機構開発資料(JAXA-RM-0416)、2005年1月
2. 「赤外線位置天文衛星(JASMINE)計画 第1回検討報告書」、JASMINEチーム (<http://www.jasmine-galaxy.org/index-j.html>)、2003年7月

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-05-011

発行日 2006年1月20日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL:<http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 ケーティエス情報(株)

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

凱 2006 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

 R100 この用紙は地球環境・森林資源のため再生紙を使用しています。



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency