ISSN 1349-1121
JAXA-RM-04-011

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

平成15年度 総合技術研究本部 宇宙領域研究成果報告書
— 先行研究等 —

2004年10月

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

This document is provided by JAXA.

JAXA-RM-04-011

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

平成15年度 総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書
— 先行研究等 —

FY15 Annual Report of Research & Development on Space Technology in the Institute of Space Technology and Aeronautics
– Advanced Technology –

2004年10月
October 2004

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

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

平成15年度総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書 【先行研究等】 目次

太陽発電衛星のシステム形状	システム誘導技術グループ	1
フォーメーションフライトにより構成されるSSPS	システム評価技術グループ	7
マイクロ波によるエネルギー伝送技術の現状と課題	高度ミッション研究センター	13
太陽集光技術	高度ミッション研究センター	17
太陽光励起半導体レーザーの研究	高度ミッション研究センター	23
SSPSのパブリックアクセプタンスのためのアンケート調査結果	高度ミッション研究センター	27
SSPS輸送系の検討	将来宇宙輸送系研究センター	31
宇宙太陽発電システム軌道間輸送技術の検討	宇宙先進技術研究グループ	35
大型柔軟宇宙構造物の研究	システム評価技術グループ	41
SSPS経済性の検討	高度ミッション研究センター	47
大型宇宙構造物の組み立てと維持に関する制御技術の研究	システム誘導技術グループ	51
HTVランデブレーダの研究	システム誘導技術グループ	57
宇宙機の自動自律化技術の研究	システム誘導技術グループ	61
オフガス監視技術の研究	マテリアル・機構技術グループ	67
国際宇宙ステーションロシアサービスモジュール利用微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験（SM/MPAC&SEED実験）第1回回収試料の評価解析	マテリアル・機構技術グループ	71
ソフトウエアIV&V（独立検証及び有効性確認）	情報技術開発共同センター	77
分散通信ミドルウェアHLA/RTIを用いた長距離分散シミュレーション実験	情報技術開発共同センター	79
将来宇宙機の研究	情報技術開発共同センター	85
宇宙デブリ観測・防御の研究	宇宙先進技術研究グループ	87
宇宙デブリ発生防止技術の研究	宇宙先進技術研究グループ	93
月軟着陸／次期月探査の研究	宇宙先進技術研究グループ	99
有人宇宙活動技術の研究	宇宙先進技術研究グループ	105
宇宙技術応用の研究	宇宙先進技術研究グループ	111
宇宙作業システムの研究	宇宙先進技術研究グループ	117
月着陸航法誘導技術の研究	宇宙先進技術研究グループ	123
臨界流体の“ピストン効果”直接観察	宇宙先進技術研究グループ	129

平成15年度総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書は【輸送系】、【衛星系】、【先行研究等】からなります

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

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

太陽発電衛星のシステム形状

(Configuration of space solar power systems)

総合技術研究本部　システム誘導技術グループ　小田　光茂
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group,　Mitsushige Oda

Abstract

A system engineering study of the operational space solar power system (SSPS) are being conducted in JAXA(NASDA) for years. Two types of SSPS are now being studied. The one is the microwave based power transmission system (M-SPS). The other is the laser based power transmission system (L-SPS).

JAXA proposed new concepts of M-SPS and L-SPS. This M-SPS will utilize formation flying technology. L-SPS utilizes the direct solar pumping laser. Since capability of heat removal from the laser material limited, L-SPS will be realized by series connection of many (more than hundreds) smaller L-SPS

1. 研究の概要

JAXAが中心となって組織している「宇宙太陽発電システム検討委員会(座長:京都大学松本教授)」、「宇宙レーザーによるエネルギー利用システム検討委員会(座長:中井阪大名誉教授)」では1GW級の実用の宇宙エネルギー利用システム(いわゆる太陽発電衛星、SSPS:Space Solar Power System)を実現することを念頭に、そのシステム概念の検討、要素技術の検討を行っている。SSPS のシステム概念の検討は、今後の20年から30年以内に実用規模の SSPS を実現する場合に、その実現の鍵となる課題を抽出し、その研究開発を加速して、SSPS の実現をより確実なものとすることを目的としている。

SSPS の実現には大別して、大量の物資を経済的に輸送する技術、超大型の宇宙構造物を構築する技術、無線(マイクロ波、レーザ)による長距離エネルギー伝送技術が必須であるが、その中身は SSPS のシステム形状によっても大きく変わってくる可能性がある。そのため、SSPS のシステム概念の検討においては、今後 20 年程度の間の技術革新を考慮しても実現／解決が困難な技術要素を含まないシステム形状を導出することを目標としている。その上で、その SSPS の実現に必要な要素技術を抽出し、その研究開発の方向性(ロードマップ)を示すことを目標としている。なお、本稿では、SSPS のシステム検討に係る広範な作業・成果の内、SSPS のシステム形状の検討結果に限って報告する。

2. 成果概要

2. 1　主要な SSPS の概念

太陽発電衛星の概念は1968年にPeter Glaserが最初の概念を発表して以来、これまでに種々の概念が発表されている。主要なものを図1～図9に示す。

図1:Peter Glaser の提案した太陽発電衛星(1968)

図2:NASA と米国エネルギー省(DoE)の共同研究で提案された所謂 1979 基準モデル(1979 年)

図3:NASA が太陽発電衛星の研究を 1990 年代中頃に再開した時(Fresh Look Study)に提案した Sun Tower 型モデル(1997)

This document is provided by JAXA.

図4:NASA が同じく Fresh Look Study で提案した SolarDisc 型モデル(1997)
図5:NASA が最近、提案した Abacus 型太陽発電衛星(2000)
図6:NASA が最近、提案した ISC (Integrated Solar Concentrator)型太陽発電衛星(2000)
図7:宇宙研(ISAS)が 1990 年代に研究していた SPS2000(1994)
図8:通産省が 1990 年代前半に検討した太陽発電衛星(1994)
図9:通産省/USEF が最近、検討した太陽発電衛星(2002)
図10:NASDA が以前に検討していた太陽発電衛星(2001)

これら全て、マイクロ波でエネルギーを地上に送るシステム(M-SPS)であるが、これらは、大別して、以下の3 種類に分類できる。
(タイプ－1)大型の太陽指向の太陽電池面と地球指向のアンテナを持つもの(図1～図4等)
(タイプ－2)太陽電池とアンテナを一体構造として、太陽電池面とアンテナ部との間に可動部分が無いようにしたもの(図7、図9等)
(タイプ－3)集光ミラーを用いるもの(図6、図10等)

太陽発電衛星の検討が始まった 1970 年代から 1990 年代にかけて検討された多くの太陽発電衛星は(タイプ－1)である。しかしながら、これらの形式の太陽発電衛星は、太陽電池面を太陽方向に指向させつつ、送電アンテナを地球方向に指向させるため、送電アンテナ基部に回転駆動部が必須で、1GW を超える大電力もこの回転駆動部をスリップリング等により伝達する必要がある。しかしながら、この回転駆動部は単一故障点となっていること、スリップリングの信頼性面での懸念等から、出来れば採用したくない形式である。
本問題に対して提起されたのが(タイプ－2)の太陽発電衛星である。しかしながら、発電部と送電部が一体化していることから太陽電池を常時太陽方向に指向させることが出来ず、日中にしか発電出来ないなど、商用システムとして利用するには問題がある。
これらの問題に対して最近になって提起された NASA、及び NASDA のシステム概念が図6(NASA の ISC モデル)、図12(NASDA の 2001 年モデル)である。いずれも、巨大な一次反射鏡で太陽光を集めるものである。NASA 案は集光した太陽光を発電面(発電衛星の長手方向の軸に垂直に配置)に導き、得られた電力を発電面に隣接する地球指向のアンテナ部に導くものである。反射鏡の基部に回転駆動部が必要なものの、電力を回転駆動部を介して送る必要はなくなっている。一方、NASDA2001 年モデルは、図11の地上試験モデルのように発電部と送電部を表裏一体構造とすることにより、発電部から送電部への送電ケーブル等の質量を削除することを狙ったもので、一次反射鏡で集めた太陽光はさらに二次反射鏡を介して一体化された発電送電モジュールの発電面側に導かれる。ただ、これらの方式においても直径が数 km もある巨大な反射鏡を回転駆動部で支えることが必須であり、回転駆動部の実現性、信頼性が懸念材料である。

2．2 最近の検討状況(M-SPS)

図12に示す JAXA2004年モデルはこれらの懸念を解消すべく提案されたもので、2枚の反射鏡は二次反射鏡／発送電部からなる発電衛星本体部とは切り離されて編隊飛行を行うものである。一次反射鏡を本体部から独立して飛行させるのは、一次反射鏡に当たる太陽輻射圧を利用している。図13にその原理を示す。発電衛星本体部は静止軌道上に配置され、一次反射鏡は本体部の上方数 km に配置される。太陽方向からの輻射圧は軌道面方向の力と軌道面垂直方向の力に分解され、軌道面内方向の成分をイオンエンジン

This document is provided by JAXA.

等によりキャンセルすることにより、軌道面垂直方向成分を揚力として利用できる。一次反射鏡はわずかに軌道傾斜角を持つ軌道上を飛行するため、静止軌道面方向に引き寄せる力が常時作用しており、太陽輻射圧の軌道面垂直方向成分とこの力がバランスする場所で一次反射鏡は安定となる。解析の結果、この安定点は発電衛星から数 km のところにあり、発電衛星の実現上は好都合である。なお、JAXA2004 年型モデルについては、引き続き熱的成立性等についての検討を加え、より実現性の高いモデルとしてまとめていく予定である。

2．3 レーザ伝送システム(L-SPS)

宇宙空間で集めた太陽エネルギーを地上に送る方法としてレーザの利用も考えられている。現在、検討しているのは、数百倍から千倍程度に集光した太陽光をレーザ媒質(ネオジウム等を含むクリスタル等)に注ぐことによりレーザ媒質内でレーザ発振を誘起させ、そのレーザ光を地上に送り、地上では受光したレーザ光を発電、あるいは水素生成等に利用するなどして地上で利用可能なエネルギーに変換するものである。この場合、集光した太陽エネルギーの内、レーザ変換にあまり寄与しない周波数成分であるため太陽光を集光する時点で排除(レーザ媒質に向けて反射させない等)されるのが凡そ1／3、レーザ媒質に注入されレーザとなるものが凡そ1／3、レーザ媒質に注入されるもののレーザとはならず熱となるものが凡そ1／3である。太陽光直接励起レーザの場合、太陽光の集光倍率が高いため、熱となる部分を適切に外部に排出できないと太陽光直接励起レーザは熱的に成立しなくなる。レーザ媒質内部での発熱(レーザとならなかった太陽エネルギー)を外部に排出するための排熱部(ラジエータ等)の能力には自ずと限界があるため、太陽光の集光倍率、すなわち単位ラジエータ寸法に対応する反射鏡の寸法は自ずと決まってくる。図14はこのような状態を考慮しつつ、L-SPS としては原子力発電所一基相当の1GW のエネルギーを取り出すシステムを実現するため、小型の L-SPS ユニットを数多く(100機)直列接続したものである。今後、システム全体の熱的成立性、姿勢の安定性等の確認等、システム成立性の解析を進めていく予定である。

3．今後の予定

引き続き M-SPS2004年モデル、L-SPS2004年モデルのシステム成立性の解析を継続すると共に、これらのシステムの実現に不可欠な要素技術の早期軌道上技術実証を行うためのシステム(実証衛星等)の検討を進める予定である。

4．参考文献

(1) M.Oda, et.al., Stepwise development of SSPS; JAXA's current study status of the 1GW class operational SSPS and its precursor, IAC-03-R.303, 54th International Astronatutical Congress, Bremen, Germany, Sept-Oct.2003

(2) N.Takeichi, et.cl., Solar power satellite system configured by formation flying, Solar Power from Space – SPS'04, Granada, Spain, 30 June-2 July, 2004

This document is provided by JAXA.

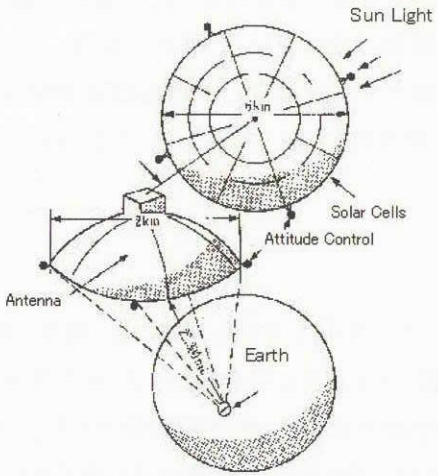


図1 Peter Glaser 提案の SPS

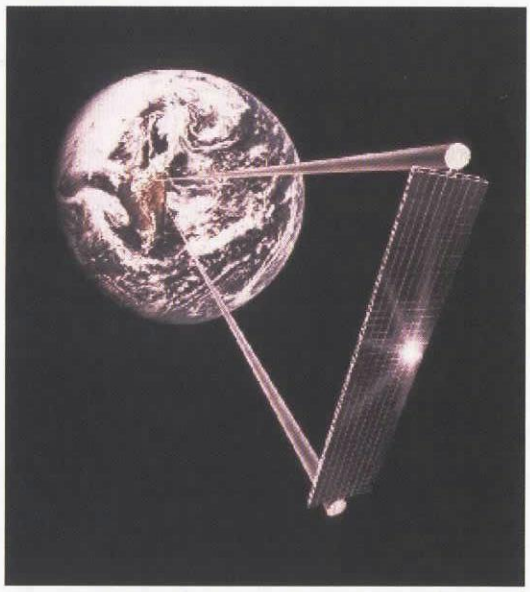


図2 1979 NASA/DoE Reference model

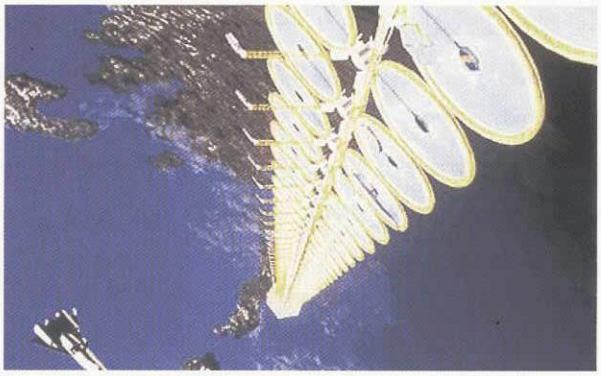


図3 Sun Tower 型(NASA,1997)

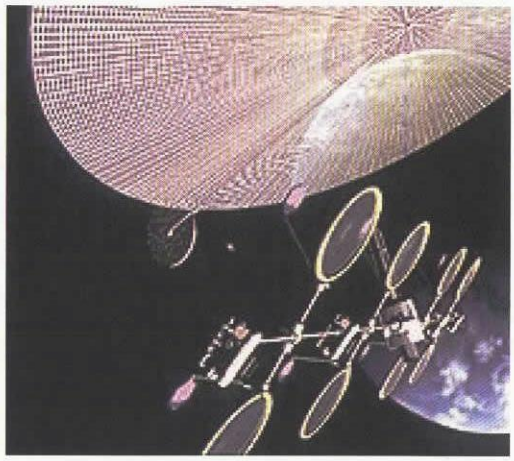


図 4 Solar Disc 型(NASA、1997)

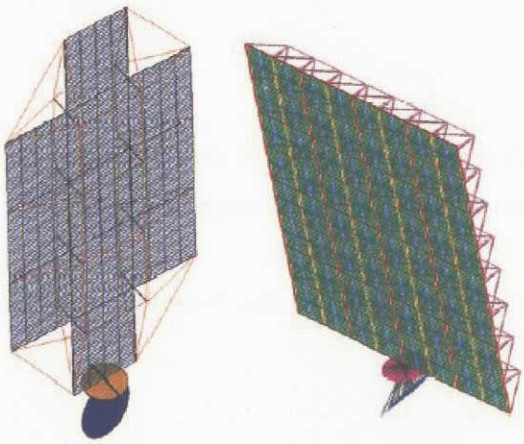


図5. Abacus 型(NASA、2000)

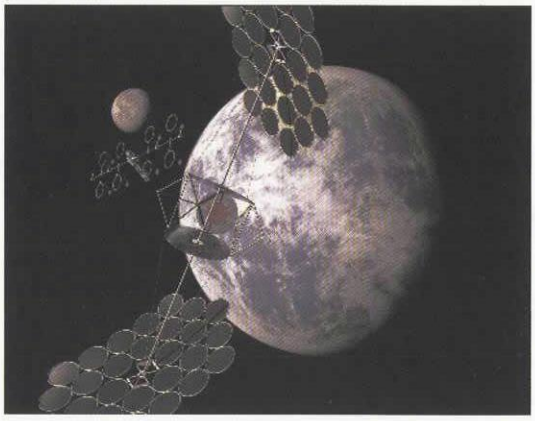


図6 Integrated Solar Concentrator (NASA, 2000)

This document is provided by JAXA.

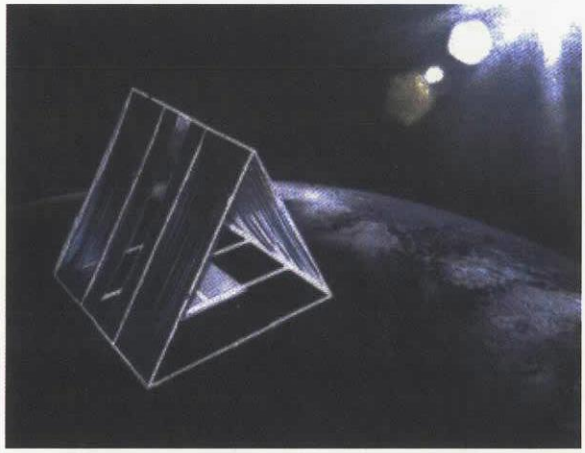


図7 SPS2000(ISAS)

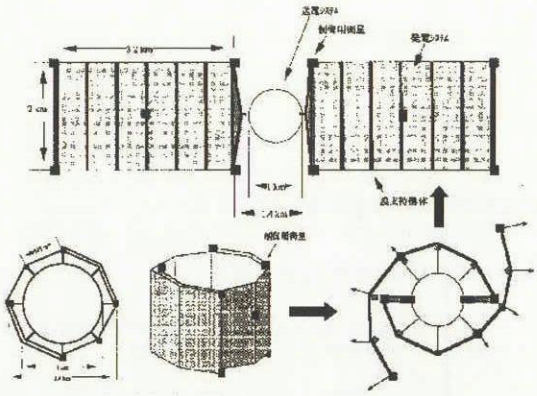


図8 通産省検討モデル(1994)

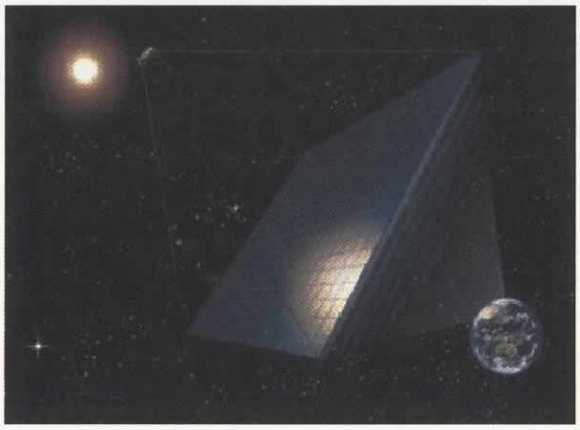


図9 経済産業省検討モデル(2002)

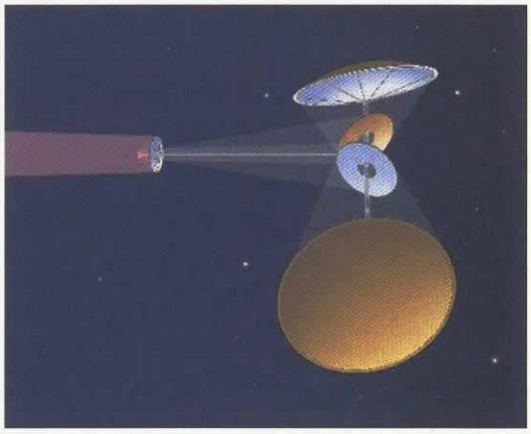


図10 NASDA 検討モデル(2001)

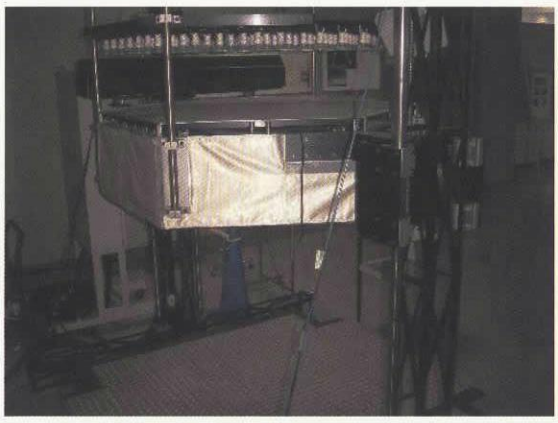


図10 発送電部一体型モデル試作品

図11 M-SPS システム概念(JAXA/2004)

This document is provided by JAXA.

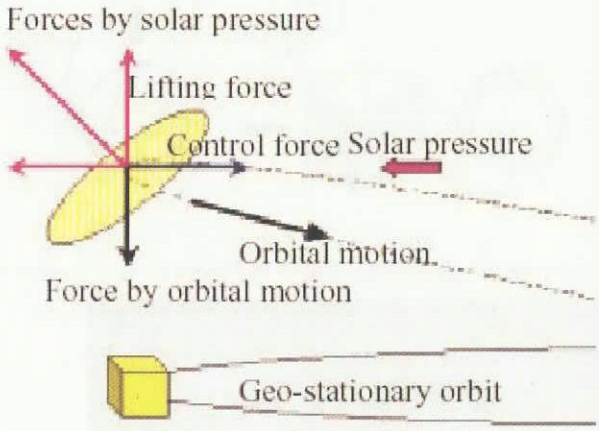


図12 一次反射鏡の編隊飛行の原理

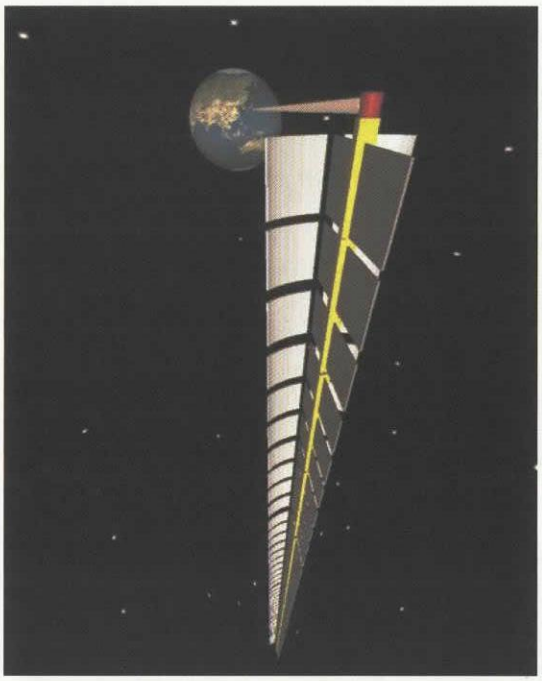


図13 L-SPS の概念図 (JAXA/2004)

This document is provided by JAXA.

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

フォーメーションフライトにより構成されるSSPS
Solar Power Satellite System Configured by Formation Flying

システム評価技術グループ　武市昇
システム誘導技術グループ　上野浩史、小田光茂
Space Systems Evaluation Engineering Group, Noboru Takeichi
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group, Hiroshi Ueno and Mitsushige Oda

Abstract

This paper presents a new concept of a solar power satellite system configured by formation flying (Formation-Flying Solar Power Satellite: FF-SPS). In this concept, the solar power satellite system consists of sunlight reflectors and an Earth-pointing segment. The Earth-pointing segment is on a common GEO, and the reflectors are placed on the north and south by using solar pressure to raise their orbits from GEO. Therefore, the orbits of the reflectors and that of the Earth-pointing segment make three parallel GEOs. The feasibility is also discussed focusing on the orbital and attitude mechanics of the reflector. Through some analyses, it is shown that the required propellant for the control of the formation flying SPS is about a few 10% larger than that for previous concepts. The structural feasibility is also discussed through FEM analyses. It is revealed that it is possible to assemble the lightweight reflector structure with sufficient stiffness using deployable structures based on current technologies. Although FF-SPS requires more control propellant than previous concepts, its feasibility is technologically equivalent to previous ones. FF-SPS is the first concept that has both Earth-pointing and Sun-pointing segments without any single point of failure.

記号

A ：反射鏡面積
m ：所要推薬量
M ：反射鏡質量
P ：太陽輻射圧定数、$P = 4.5\times10^{-6}[N/m^2]$
w_e ：静止軌道角速度
α ：太陽光が軌道面に対してなす角
θ ：反射鏡が軌道面に対してなす角
ρ_a ：反射鏡吸収率
ρ_d ：反射鏡散乱率
ρ_s ：反射鏡反射率

1. はじめに

JAXAが中心となって組織している「宇宙太陽発電システム検討委員会（座長：京都大学松本教授）」、「宇宙レーザーによるエネルギー利用システム検討委員会（座長：中井阪大名誉教授）」では1GW級の実用の宇宙エネルギー利用システム（いわゆる太陽発電衛星、SSPS：Space Solar Power System）を実現することを念頭に、そのシステム概念の検討、要素技術の検討を行っている。本稿では、システム概念の検討において革新的なコンセプトとして提案されたフォーメーションフライトにより構成されるSSPS[1,2]（Formation-Flying Solar Power Satellite: FF-SPS）について報告する。

宇宙エネルギー利用システム（太陽発電衛星システム、以下SSPS）には、これまでに多くのコンセプトが提案されてきた[3~5]。それらの多くは、高効率化のために太陽指向部と地球指向部から成っている。しかし、大電力の衛星内部の長距離輸送や回転機構内部の輸送が必要であったり、送電部では電力集中が生じたりするため、結果的に電力分配機能の質量がシステム全体のほとんどを占めてしまうという欠点があった[6]。この対策として、近年システム内部のエネルギー輸送を光の状態で行い、発電部と送電部を一体化したモジュールを用いることが提案され、この案を元にいくつかのコンセプトが提案された[7~9]。これらの一部はNASDAリファレンスシステム(Fig.1)やIntegrated Symmetrical Concentrator (ISC, Fig. 2)と呼ばれている。いずれも太陽光を集め垂直に反射するための大型の集光鏡を持ち、中央部に発送電部を持っている。

いずれのシステムにおいても、太陽指向部および地球指向部はともに大型柔軟構造物でありそれ

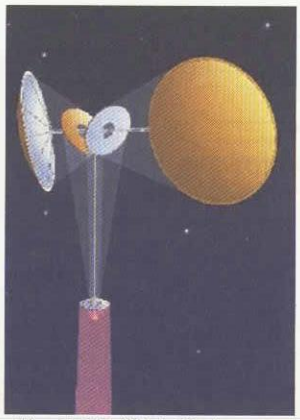


Fig. 1 NASDA Reference System

Fig. 2 NASA Integrated Symmetrical Concentrator

This document is provided by JAXA.

らは回転機構により機械的に接続されている。軌道上の構造物には、太陽輻射圧や重力傾斜力、軌道および姿勢制御の荷重などの外力が入力する。したがって、この回転機構もそれらの外力に抗するだけの十分な強度と、軌道および姿勢制御が可能となる振動数を持つための剛性を備えていなければならない。有限要素解析によると、回転機構には太陽輻射圧などの外力による荷重が集中し、またそこを中心としたねじり振動が全体の最低次の振動モードとなるため回転機構は大きな直径を要するということが明らかとなった。例えばFig. 3に示すFEMモデルでは、主構造のトラスをAEC-AbleのADAM伸展マスト[10]によりモデル化し回転機構の直径を300mとしても、ねじりの一次振動数は5.7×10^{-4}Hzとなる。これまでに、柔軟構造によるこのような大型の回転機構の実現性が議論されたことは無い。さらに、大型回転機構は単一故障点となることが避けられないという欠点がある。

本稿では、SSPSの新しいコンセプトとして、太陽指向部と地球指向部とをそれぞれ独立した構造物として平行な軌道上をフォーメーションフライトさせることによる構成（Formation-Flying Solar Power Satellite: FF-SPS、Fig. 4）を提案し、その実現性を検討する。この構成によれば、回転機構を完全に省略し、単一故障点の無いSSPSを実現することが可能となる。

Fig. 3 FEM Model

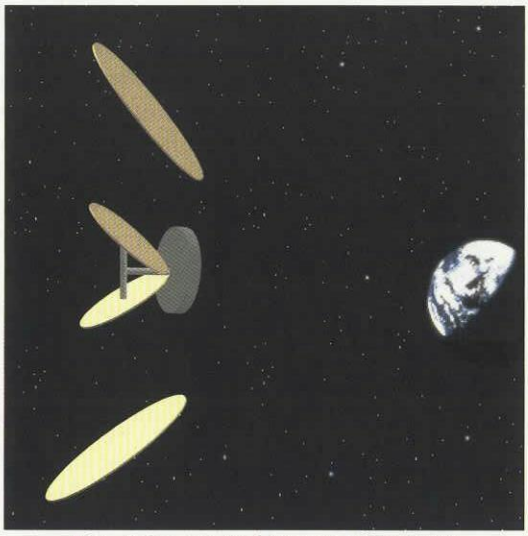


Fig. 4 Conceptual Image of FF-SPS

2. フォーメーションフライトによる構成

FF-SPSの運用の概要をFig. 5に示す。地球指向部は通常の静止軌道上に配置し、その南北に反射鏡を配置する。反射鏡で太陽光を反射する際に得られる太陽輻射圧を利用し、軌道面に対して垂直な位置に配置することができると考えられる。地球指向部と反射鏡の軌道は、３つの平行な静止軌道を構成することとなる。これにより、反射鏡および地球指向部の位置関係はこれまでに提案されているNASDAリファレンスシステムやISCと同様でありながら、大型の主構造および回転機構を省くことが可能となる。

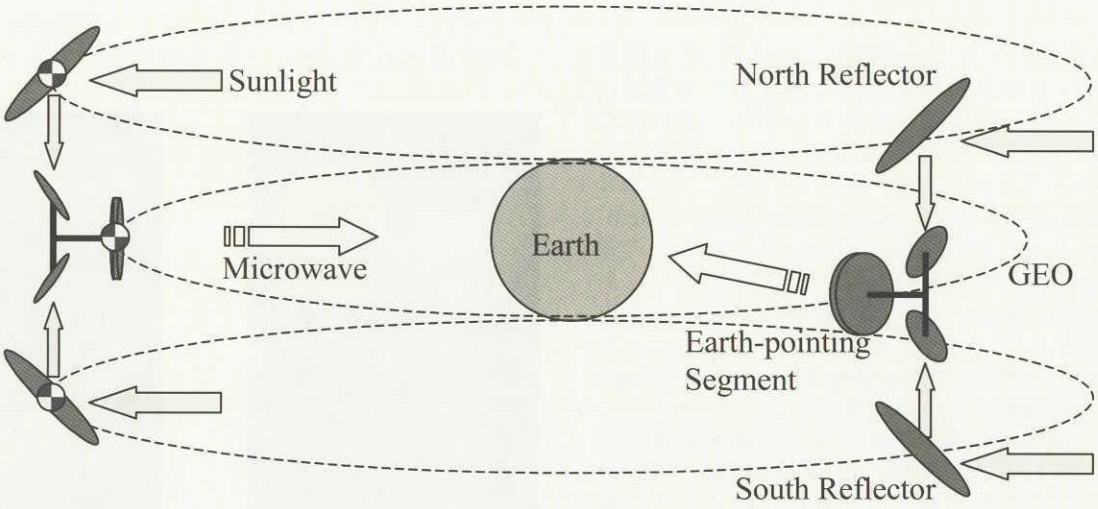


Fig. 5 Description of FF-SPS Operation

This document is provided by JAXA.

3. 実現性の検討

3.1. 実現性の評価基準

1 GWクラスのSSPSの反射鏡の面積は約14km^{2}となる。これは二枚の2.5km×3.5kmの反射鏡に相当する[5,6]。太陽光はこの反射鏡の姿勢を平均45度傾けることにより地球指向部に反射される。さらに地球指向部は半径1km程度の構造物となると考えられる。したがって反射鏡は地球指向部から少なくとも2.25km離さなければならない。ここでは、Fig. 6に示すように多少のマージンを含め、少なくとも2.5km離れていることが要求されると仮定する。

これ以降、太陽輻射圧および重力傾斜による力学環境に着目し、そこにおける反射鏡の軌道および姿勢の実現可能性を検討する。SSPSの軌道は常に太陽輻射圧による摂動を受け、その経度は周期的に変動する。これを抑制するためには、いかなるコンセプトに基づくSSPSであっても等しく常に軌道制御が必要である。一方、FF-SPSを構成するためには、反射鏡の所要の軌道および姿勢を何らかの制御により実現しなければならない。したがって、FF-SPS実現のための所要制御コストを実現性の評価基準とすることが妥当であると考えられる。

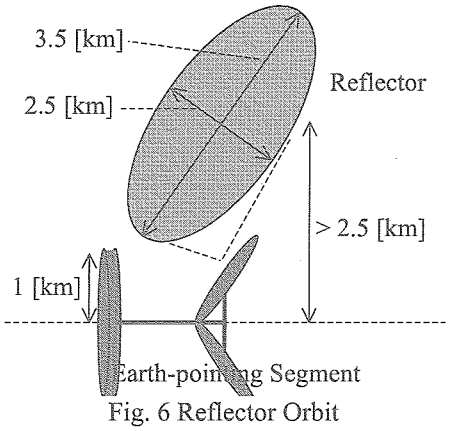


Fig. 6 Reflector Orbit

3.1.1. 力学的環境

3.1.1.1. 太陽輻射圧および重力傾斜

反射鏡の軌道は、太陽輻射圧と軌道運動に伴う加速度の影響を受ける。本稿では後者を重力傾斜力と呼ぶこととする。Fig. 7に示す座標系を用いると、太陽輻射圧力、軌道座標系における重力傾斜力および機体座標系での重力傾斜トルクはそれぞれ次のように表される[11,12]。

$$\mathbb{F}_{SP}^{I} = PA\begin{pmatrix} \sin(\alpha-\theta)\left((\rho_a+\rho_d)\cos\alpha + \sin\theta\left(\frac{2}{3}\rho_d - 2\rho_s\sin(\alpha-\theta)\right)\right) \\ 0 \\ \sin(\alpha-\theta)\left((\rho_a+\rho_d)\sin\alpha - \cos\phi\left(\frac{2}{3}\rho_d - 2\rho_s\sin(\alpha-\theta)\right)\right) \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbb{F}_{GG}^{o} = \begin{pmatrix} 3Mw_e^2 x \\ 0 \\ -Mw_e^2 z \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbb{T}_{GG}^{b} = 3w_e^2\begin{pmatrix} (I_y - I_z)\sin\theta\sin w_e t\cos w_e t \\ (I_z - I_x)\sin\theta\cos\theta\cos^2 w_e t \\ (I_y - I_x)\cos\theta\sin w_e t\cos w_e t \end{pmatrix} \quad (3)$$

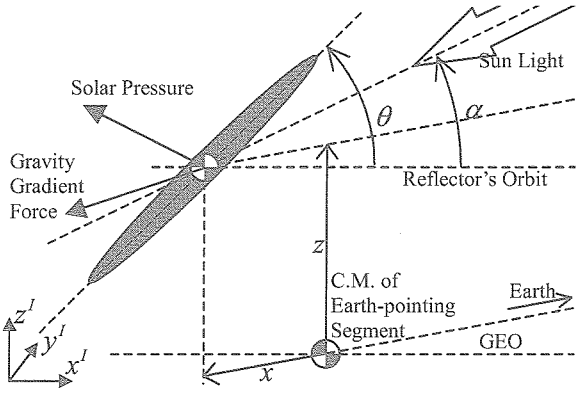


Fig. 7 Reflector Coordinate

3.1.1.2. 季節変動への対応

季節の変化に応じて軌道面に対する太陽光の入射角が変化するので、それに伴い反射鏡はその姿勢角θを式(4)に従って変化させなければならない。季節によって太陽輻射圧ベクトルが変化することになるので、それに応じて軌道制御に必要となる推力も変化させる必要がある。

$$\theta = \frac{\pi}{4} + \frac{\alpha}{2} \quad (4)$$

3.1.1.3. 反射鏡の構造

大型の反射鏡は、展開構造による反射鏡モジュールをロボットにより組み立てることで実現されると考えられる。このモジュールの重量を最小化するために、反射面には膜面を用いることが予想される。そのため反射面には、自ずとしわの領域が発生することとなる。太陽光は、しわの領域に入射した場合には散乱され、しわの無い領域に入射した場合には鏡面反射される。これらはそれぞれ(1)式中の散乱率ρ_dおよび反射率ρ_sに相当すると解釈できる。本稿では、それぞれ=0.8、ρ_d=0.15、ρ_a=0.05を仮定した。

3.1.2. 以前のコンセプト

FF-SPSの実現性を検討するため、基準値として以前のコンセプト（NASDAリファレンスシステムおよびNASA ISC）の所要制御燃料量を推算する。ここでは、反射鏡と地球指向部に入力する太陽輻射圧の相殺および東西・南北制御を考慮した。反射鏡に入力する太陽輻射圧の水平成分は、具体的には次式で与えられる。

$$F_{SPx} = PA\sin(\alpha-\theta)\left((\rho_a+\rho_d)\cos\alpha + \sin\theta\left(\frac{2}{3}\rho_d - 2\rho_s\sin(\alpha-\theta)\right)\right) \quad (5)$$

これを相殺するための一年間の所要燃料量は、次式で得られる。

This document is provided by JAXA.

$$m_{spx} = \int_{1year} \left| \frac{F_{SPx}}{gI_{sp}} \right| dt \tag{6}$$

地球指向部に入力する太陽輻射圧は、表面積の平均値をおおよそ2km^2、$\rho_s = \rho_a$=0.5とし、季節変動と姿勢変動を無視して同様に求めた。東西・南北方向の摂動は、合計で一年当たり49.2m/sとした。ここでI_{sp}=3000secと仮定した。結果をFig. 8にまとめて示す。

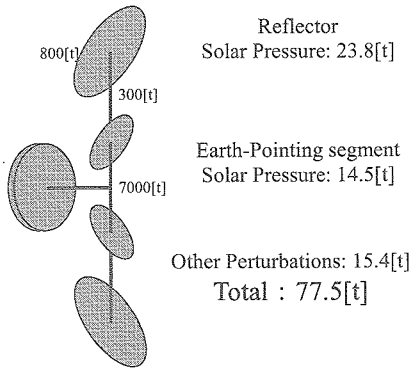


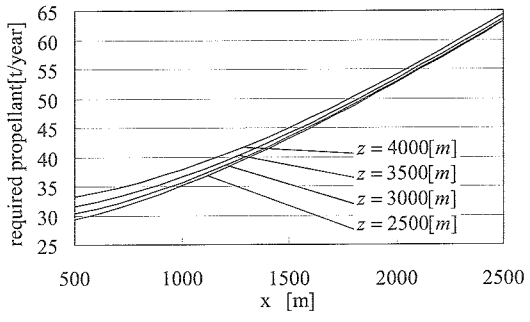
Fig. 8 Total Control Propellant for Previous Concept

3.2. 反射鏡の軌道

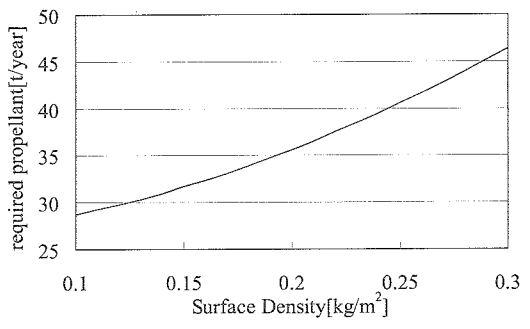
Fig. 7に示すように、反射鏡と地球指向部の重心間距離に伴い、式(2)に示す重力傾斜力が働く。反射鏡の所要の軌道を実現するには式(1)および(2)の合力ベクトルを制御によって常に相殺しなければならない。この際の所要スラスタ推力は次式で与えられる。

$$F_T = \left\| \mathbf{F}_{SP}^I + \mathbf{F}_{GG}^I \right\| \tag{7}$$

$$\mathbf{F}_{GG}^I = \begin{pmatrix} 3Mw_e^2 x \cos w_e t \\ 3Mw_e^2 x \sin w_e t \\ -Mw_e^2 z \end{pmatrix} \tag{8}$$



(a)



(b)

Fig. 9 Required Propellant for Orbital Control: (a) C.M. distance, (b) Surface Density

一年間の所要燃料量は次式で得られる。

$$m_{orbit} = \int_{1year} \frac{F_T}{gI_{sp}} dt \tag{9}$$

反射鏡の面密度を200g/m^{2}とし、重心間距離をパラメータとして所要燃料量を見積もった結果をFig. 9aに示す。軌道面内半径方向の重心間距離xにほぼ比例して所要燃料量が増加し、その一方で軌道面垂直方向の重心間距離zはほとんど影響していないことが分かる。これは、軌道面に対して垂直方向の重力傾斜力の相殺には太陽輻射圧を揚力として利用することができ、ほとんど制御が必要ない一方で、軌道面内半径方向の制御はすべてスラスタを用いなければならないためである。また、x=1000m、z=3000mとし、面密度をパラメータとした場合の結果をFig. 9bに示す。

3.3. 反射鏡の姿勢

3.3.1. 重力傾斜トルク

反射鏡は、常に軌道面に対してほぼ一定の姿勢角を保たなければならない。その際、重力傾斜トルクが姿勢への大きな擾乱となる。Fig. 10に、面密度を200g/m^{2}とした場合の、重力傾斜トルクの一周回の間の時間履歴を示す。重力傾斜トルクの特徴として、機体座標系y成分の平均値が0ではないことおよび、すべての成分が周期的に変動することが挙げられる。姿勢制御により、このような重力傾斜トルクを常に打ち消さなければならない。ここでは、軌道制御スラスタを姿勢制御にも同時に用いる方法を検討する。

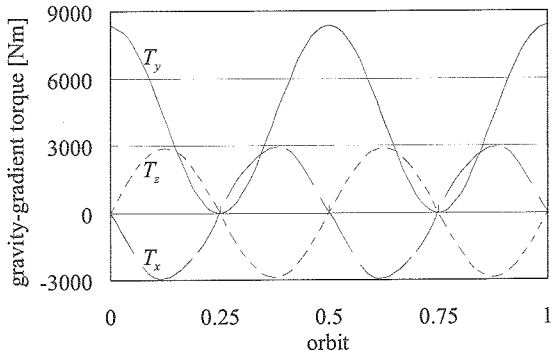


Fig. 10 Gravity Gradient Torque

3.3.2. スラスタによる姿勢制御

軌道制御スラスタは、実際には多数の電気推進によって構成されると予測される。本稿ではそれらが、Fig. 11に示すように反射鏡の四隅に配置されると仮定する。太陽輻射圧と重力傾斜トルクを同時に相殺するために、全推力を太陽輻射圧力と等しくなるように、また、重力傾斜トルクと等しいトルクを発生するように推力が勾配を持つように与える。これにより、太陽輻射圧および慣性座標系のy^I 軸およびz^I軸周りの重力傾斜トルクを相殺することが出来る。x^I軸周りの重力傾斜トルクを相殺するためには、軌道制御スラスタに対して垂直な方向に推力を発生させる必要がある。x^I軸周りの重力傾斜トルクを相殺するための所要推薬料は次式で得られる。

This document is provided by JAXA.

$$m_{GG} = \int_{1year} \left| \frac{3w_e^2 (I_x - I_z)}{4r_y g I_{sp}} \sin 2\theta \sin 2w_e t \right| dt \quad (10)$$

結果をFig. 12に示す。この場合、所要燃料量は面密度に比例するが、それは軌道制御の所要燃料量と比較してはるかに少量である。

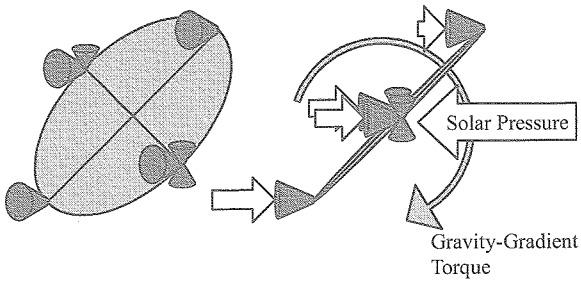


Fig. 11 Integrated Orbit and Attitude Control

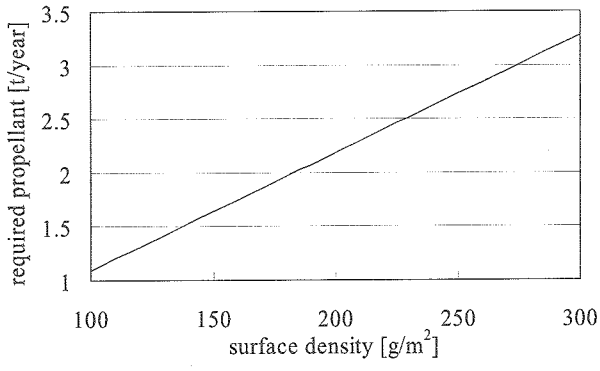


Fig. 12 Required Propellant for Attitude Control

3.4. FF-SPSシステム全体の所要制御コスト

FF-SPSの反射鏡の軌道・姿勢制御および地球指向部の制御の所要燃料量を、軌道面内および面外方向の重心間距離をそれぞれx=1000m、z=3000mとした場合についてFig. 13に示す。図中、比較のためにこれまでのコンセプトの所要燃料量を合わせて示している。また、面密度を200g/m^{2}とした場合についてFig. 14aにまとめて示す。これまでのコンセプトと比較して約37%の増加であることが分かる。 さらに、制御コストを削減するための手段の一つとして、地球指向部にカウンターマスを取り付けることによる重心位置の移動が挙げられる。これにより反射鏡の軌道半径方向の軌道制御コストを大幅に減少できると考えられる。テザーによりカウンターマスを取り付け、重心位置を二次反射鏡と一致させた場合の所要燃料量をFig. 14bに示す。この場合、所要制御コストを約19%の増加に留めることができ、FF-SPSの量的欠点を最小限に抑えることができる。

3.5. 構造の実現性

前項までの所要燃料量の推算では、反射鏡を剛体と仮定していた。そこで、その仮定の妥当性を検証すべくFig. 15に示す3通りのモデルを用いてFEM解析を行った。FEMモデルの作成では、ADAM伸展マストおよび面密度37.5g/m^{2}の膜面を仮定し、それに分散制御システムやヘルスモニタリングシステムの質量に相当する密度として100g/m^{2}を追加した。

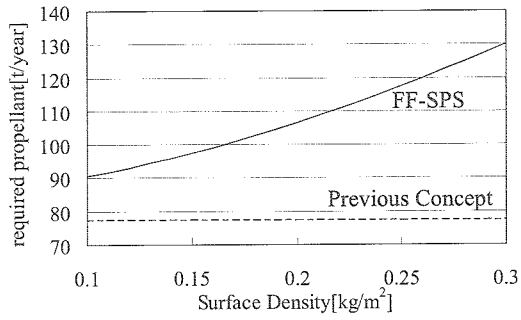


Fig. 13 Required Propellant for Whole System Control

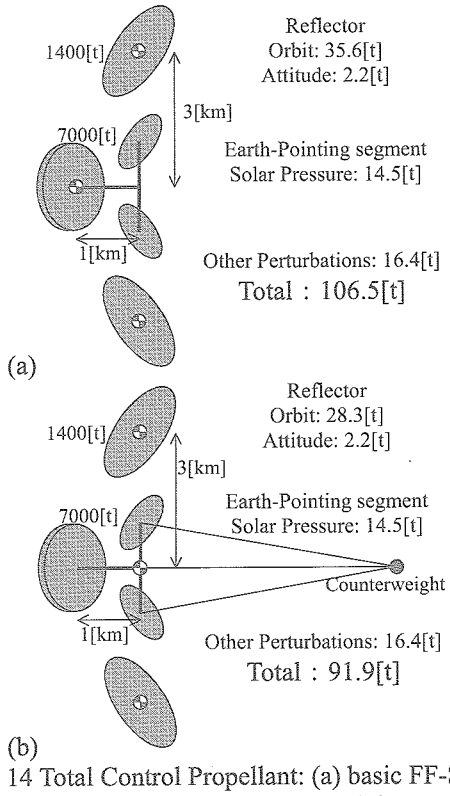


Fig. 14 Total Control Propellant: (a) basic FF-SPS, (b) FF-SPS with Counterweight

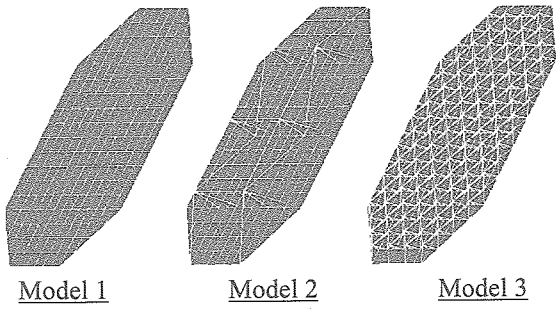


Fig. 15 FEM Models of Reflector

FEMモデルの面密度およびフリーフリーの振動解析の結果をTable 1に示す。前項までに、軌道・姿勢制御が少なくとも軌道周波数（1.2×10^{-5}Hz）の数倍の周波数で行われることが明らかとなっている。これに対し、Model 2の固有周波数は必ずしも

This document is provided by JAXA.

十分に高いと考えることはできないが、軌道・姿勢・構造制御システムを導入することで、運用が可能になると考えられる。このためには、内部に柔構造モデルを持ち、かつ同時に十分な冗長性を有する分散制御システムが必要とされる。

Table 1 Results of FEM Analyses

	Model 1	Model 2	Model 3
Surface density (structure only) [g/m^2]	188 (88)	202 (102)	278 (178)
1st Natural Frequency [Hz]	2.8×10^{-8}	1.2×10^{-4}	1.4×10^{-3}
2nd Natural Frequency [Hz]	2.1×10^{-4}	1.0×10^{-3}	2.1×10^{-3}

4. 結論

本稿ではSSPSの新たなコンセプトとして、フォーメーションフライトによる構成（Formation-Flying Solar Power Satellite: FF-SPS）を示した。またその実現性を、軌道および姿勢の力学とそれらの制御、および構造の観点から検討した。このコンセプトにより、太陽指向部と地球指向部を接続する回転機構を省略することができ、単一故障点のないSSPSを実現できる。これは、地球指向部と太陽指向部を持ちながら、単一故障点を持たない初めてのコンセプトである。ただし、このコンセプトは十分な冗長性を持つ軌道・姿勢制御システムおよび構造システムを前提としているので、それらの研究が重要な今後の課題である。

太陽輻射圧と重力傾斜を考慮した力学的観点からの検討の結果、太陽輻射圧を利用することによって制御コストを低減できることが明らかとなった。今後の研究において、フォーメーションフライトによる構成方法を工夫することでさらに減少させることができると考えられる。FF-SPSは制御コストの点でわずかに量的な欠点があるものの、単一故障点の無いシステムを実現できるという質的に大きな特長を有する。したがって、SSPSの今後の研究開発においてリファレンスシステムとする意義があると結論できる。

参考文献

[1] Takeichi, N., Ueno, H., and Oda, M., " Feasibility study of a solar power satellite system configured by formation flying," IAC-03-R.1.07, 54th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, September-October, 2003

[2] Takeichi, N., Ueno, H., and Oda, M., " Feasibility study of a solar power satellite system configured by formation flying," Acta Astronautica, to be published.

[3] Moore, C., "Structural Concepts for Space Solar Power Satellites," SSP Systems Workshop, NASA Glenn Research Center, September 8, 1999.

[4] Moore, C., "Structures, Materials, Controls and Thermal Management," SSP Technical Interchange Meeting #3, Huntsville, AL, June 19-23, 2000.

[5] Wie, B., and Roithmayr, C.M., "Integrated Orbit, Attitude, and Structural Control Systems Design for Space Solar Power Satellites," NASA TM-2001-210854, June 2001.

[6] Carrington, C., and Feingold, H., "Space Solar Power Concepts: Demonstrations to Pilot Plants," IAC-02-R.P.12, 53rd International Astronautical Congress, Houston, Texas, October, 2002.

[7] Mori, M., Nagayama, H., Saito, Y., and Matsumoto, H., "Summary of Studies on Space Solar Power Systems of National Space Development Agency of Japan," IAF-01-R.1.04, 52nd International Astronautical Congress, Toulouse, France, October, 2001.

[8] 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.

[9] Carrington, C., and Feingold, H., "SSP Systems Integration, Analysis and Modeling," SSP Technical Interchange Meeting #3, Huntsville, AL, June 19-23, 2000.

[10] AEC-Able Engineering Co. Inc.: http://www.aec-able.com/Booms/adam.html

[11] McInnes, C.R., *Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications*, Springer Praxis Publishing, Chichester, UK, 1999.

[12] Wie, B., *Space Vehicle Dynamics and Control*, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1998.

This document is provided by JAXA.

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

マイクロ波によるエネルギー伝送技術の現状と課題

(Microwave Power Transmission Technology of The 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
（ＪＡＸＡ）

Abstract

On study of Space Solar Power System(SSPS) in JAXA(NASDA),. Two types of SSPS are now being studied., The one is the microwave based power transmission system (M-SPS),.and the other is the laser based power transmission system (L-SPS).

On this paper ,we describe the MPT status and feature of the M-SPS.

１．研究の概要

現在、JAXA では、「宇宙レーザー利用システムの研究」の一環として、１ＧＷ級の宇宙エネルギー利用システム（太陽発電衛星：Space Solar Power System　“SSPS”）を実現することを目指して、そのシステム概念の検討と要素技術の検討を行っている。

この中で、SSPS のシステム概念の検討としては、大別して、“マイクロ波によるエネルギー伝送システム（Ｍ－ＳＰＳ）”と、“レーザによるエネルギー伝送システム（Ｌ－ＳＰＳ）”の２つを検討している。

ここでは、M-SPS に必要な要素技術である“マイクロ波エネルギー伝送（MPT）技術”について、現状（Ｈ１５年度結果の概要）と今後の課題（Ｈ１６年度の計画）について報告する。

２．成果概要

２．１　ＳＳＰＳにおける MPT とその特徴

M-SPS のシステム全体のイメージを図１に示す。

すなわち、商用システムとしては、「静止衛星、使用周波数５．８ＧＨｚ（または２．４５ＧＨｚ帯：ＩＳＭバンド）、得られる電力１００万ＫＷ、送電アンテナ径約 2km、レクテナ径約１～２km」となり、宇宙に於いては、電気的にも構造的も巨大なものとなり、これに起因して数々の技術開発要素が MPT にも派生して来る訳である。

２．２　MPT と実証（実験）衛星構成（案）

マイクロ波でエネルギーを地上に送る技術（MPT）を、より理解し易くするため、現在検討中の“太陽発電衛星の実験システム（案）”を例に、必要となる要素技術を具体的に述べる。

This document is provided by JAXA.

図１に実験システム搭載機器の構成を、図２にSSPSの重要要素技術とMPTの要素技術をまとめて示す。

２．３ MPTの要素技術と課題

（１）ＲＦの発振・増幅

これらから解ることは、ＭＰＴでは、まずＲＦ（無線周波）で電力を伝送することから、太陽電池で発生したＤ．Ｃ電力を高効率・高電力のＲＦに変換しなければならず、そのためのＲＦの発振、増幅のデバイスが必要となる。

“発振”については、従来は京大Ｇを中心にマグネトロンが検討されて来た。しかし、得られる電力が大きく効率もいいが、周波数／位相の変動が大きい（目標１ｄｅｇ。以内)、スペクトラムがきれいでない、等、送電ビームを高精度で指向する点では多々問題があり、また、宇宙機器とするにも重量・発熱が大きく、耐振動環境上からも未知な部分が多い。 ２．４５ＧＨｚ帯では見通しが出てきたが、５，８ＧＨｚ帯では“増幅”についても、従来は高出力・高効率の適当なデバイス、増幅器ともに存在しなかった。

しかし、近年になり急に、発振デバイスとしては、ＧａＮ／サファイア／ダイヤモンド等の比シリコン基盤を用いた新素材による“ワイドバンドギャップ（ＷＢＧ）半導体が注目を浴びるようになり、マグネトロンを凌ぐ高出力・高効率化も可能性が出てきた。

他方、増幅技術に於いても、Ｅ級増幅やＦ級増幅技術のような、理論効率９０％を越えるような新技術が現れ、地上の移動体通信技術の一環で目覚ましい発展を遂げている。

今後は、これら新技術をSSPSにも取り入れることが必須となろう。

（２）高精度ビーム指向技術、

変動する衛星姿勢から、高精度でマイクロ波ビームを照射しなければならないことから、アンテナは電気的にビームの指向を変えられる“フェーズドアレイアンテナ”が必須となるが、レトロデイレクテイブ方式等の高精度ビーム指向技術（目標１／１００００deg. 現状１／１００deg.）が必要となる。またそれに用いる移相器の低損失化（目標０．０１dB、現状数ｄＢ）も大きな課題である。

（３）大規模アレイ技術

数キロ四方のアレイアンテナとなる人類初の大規模アレイアンテナの未知の諸現象である、“ブラインドス現象、素子間相互結合、グレーテイングローブ”などの各抑圧法の確立も重要である。

（４）高電力ＲＦの放電現象等

ＲＦ大電力の及ぼす放電現象、諸機器へのＥＭＩ除去等ＥＭＣ上の問題、や未知の影響把握も大な課題である。

This document is provided by JAXA.

３．今後の予定

以上、今までの検討から明らかになって来たMPT技術上の課題をベースに、Ｈ１６年度に予定する実験や検討等の計画をまとめて以下に示す。

いずれのテーマも、ＳＳＰＳマイクロ波エネルギー伝送を行う場合の最も基本を担うＲＦの発振・増幅作用に関するもので、現状、最もクリチカルな要素技術となるものばかりで、これらは研究の段階で全てクリヤにして置かねばならないものである。
これらは、主として資金の都合上からか、過去、ほとんど着手されて来なかった。

① 東海大学（川崎教授）／徳島大（大野教授）：ワイドバンドギャップ半導体による、マグネトロンを凌ぐ高出力/高効率素子開発の可能性の調査
→ＳＳＰＳ宇宙セグメントの小型・軽量・低発熱化、および民生半導体技術に寄与
（注：電子管マグネトロンは京都大学を中心に鋭意研究中）

②電通大（本城教授）：高出力/高効率Ｆ級増幅器の現状技術の調査
マイクロ波電力伝送で必須なＲＦの増幅器で、究極の高効率化（９８％以上？）が可能だと言われる増幅器の調査・検討（含む計算機シミュレーション）
→ＲＦ送電の高効率化、民生増幅器技術の効率化に寄与

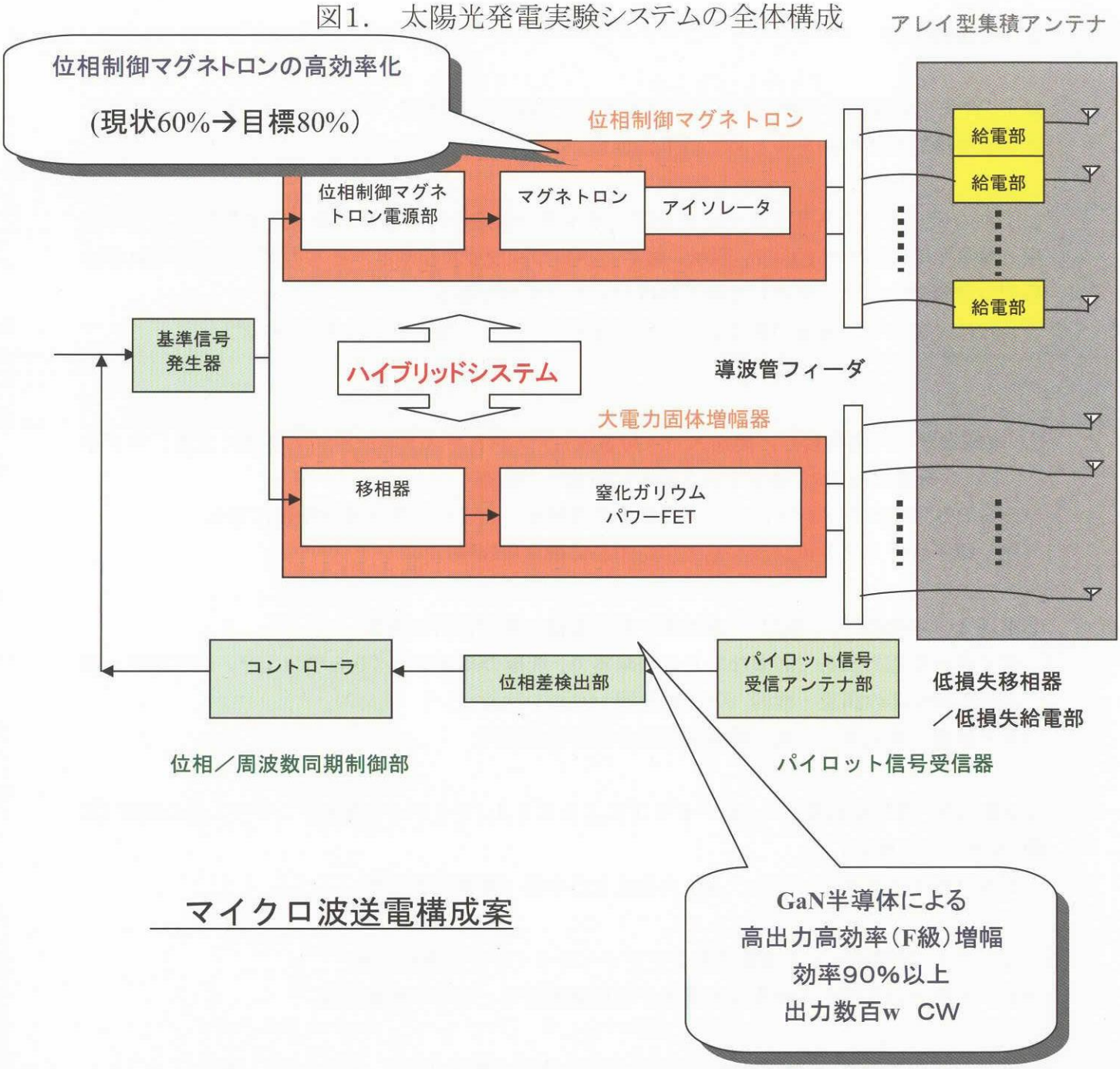
③京都大学（篠原助教授）：InGaP－ＦＥＴによるＡＩＡ（アクテイブ集積アンテナ）化の試作（試験/解析は次年度廻し）
→ＳＳＰＳ宇宙セグメントの、ＡＩＡ化による小型・薄型に寄与？

④九州工大（趙教授）：太陽電池素子アレイへのマイクロ波照射実験
→ＲＦ大電力の及ぼす太陽電池発電素子の放電現象等、未知の影響把握

⑤東北大（澤谷教授）：大規模アレイアンテナの未知の現象のシミュレーション解析
→数キロ四方のアレイアンテナとなる人類初の大規模アレイアンテナの諸現象の把握、ブラインドネス現象、素子間相互結合、グレーテイングローブなどの各抑圧法の確立。

This document is provided by JAXA.

図1. 太陽光発電実験システムの全体構成



マイクロ波送電構成案

This document is provided by JAXA.

太陽集光技術

Sunlight concentration technique

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

木皿 且人　Katsuto Kisara

Abstract

The concept of Space Solar Power System (SSPS) is of supplying solar energy to the earth by concentrating energy into a huge sunlight concentrator placed on stationary orbit and sending it in forms of electric power or laser. Sunlight concentration technique is used to control the amount of energy coming into an energy conversion device. It is one of the most important techniques in the SSPS concept. Sunlight concentration technique complexly relates to other techniques such as energy conversion and transmission techniques and is not appropriate to and should not be studied individually.

We are planning to come to a result and put SSPS on a commercial basis in the year of 2030 or around. To do so, we determined what were to be innovative technologies required for the sunlight concentration technique. We also did investigations and researches to solve problems and achieve our goal through committee activities.

Last year, we had studied on wave length selection technique and properties capable of enduring space environments from a point of incoming energy control. From that study, we know that controlling wave length through dielectric multi layers is effective to control incoming energy.

1.はじめに

静止軌道上に広大な受光設備を建設し太陽エネルギーを電力やレーザーに変換して地上にエネルギー伝送するSSPSで、集光技術は極めて重要である。地球近傍における太陽光強度は一定であり、太陽エネルギーを高効率で変換するためにはデバイスの高性能化と集光における損失の低減が不可欠である。集光方式の最適化は変換デバイスの種類や特性、全体システムの要求から決定される。太陽電池を例にとれば、集光型か否かによって二次集光系の有無、ホモジナイジングの必要性、波長制御手法など光学システムの構成が異なるため設計に影響する。一方，デバイスの種類や特性に左右されない検討項目として、例えば、宇宙用部材という観点から求められる軽量化、耐宇宙環境（真空、宇宙線環境、無重量、デブリなど）特性などが上げられる。

SSPSは超巨大構造物であり，太陽集光鏡も数キロメートル径にも及ぶ大きさが予想されており，構築方法もさることながら、運用時の光学システムとしての鏡特性の確保、集光性、デブリ対策、保守性など検討すべき項目は少なくない。宇宙における巨大構造物として我々が経験しているものはISSが最大であり，さらにその10倍以上の規模の宇宙構造物を静止軌道で運用するために、通常の宇宙開発では意識の低い分野に対してもスケール効果により顕在化してくるファクターも検討されなければならない。

委員会では、10 年後に実証する衛星を想定した項目と、30 年後の商用システムを見据えた技術

This document is provided by JAXA.

に注目し、現状技術をブレークする革新技術を抽出し、どのように商用システム開発を進めるかのロードマップをチューニングする。集光技術は、伝送技術や商用運用方式などと共に SSPS に不可欠な技術であるが，核となるのはエネルギー変換技術である。当面、太陽集光技術は波長選択制御や軽量化、高集光技術など集光の要素研究に重点を置いて検討を進め、他の研究と情報を共有しながら課題をつめてゆく事になろう。

2.研究の概要

本研究は、SSPS の集光系についてワーキンググループ活動並びに肝要な要素技術である波長選択の技術について述べる。

2.1 集光ワーキンググループによる検討

本項目では、エネルギー変換方式により検討対象が二つある。一つは太陽電池で発電しマイクロ波でエネルギー伝送する方式であり、もう一つは太陽光をレーザー光に変換し、レーザーによりエネルギー伝送する方式である。両システムとも集光系を必要とするが、要求が異なる。マイクロ波方式では、低集光倍率の太陽電池と集光比 100 倍以上の高集光太陽電池がシステム検討されており、各々に適用できる集光系について検討を加えた。レーザー方式は高集光太陽電池よりも集光比の高いシステム（集光比 1000 倍以上）について検討を加えた。

宇宙環境においては集光した太陽光を太陽電池に照射し発電するが、投入したエネルギーが全て変換されるわけではない。また太陽光励起レーザーの場合もレーザーポンピングに使えるエネルギーは、レーザー発光のバンドギャップより大きなエネルギーのみが利用されるため、太陽電池と同様に変換に寄与するスペクトルのみが必要となる。集光系では変換に寄与するエネルギーを選択的に供給する方式が求められる。

こうした太陽光のスペクトルを選択的に供給する方法はいくつかあるが、有望な方式は誘電体多層膜を利用した波長選択方式がある。レーザー光学分野では誘電体多層膜は一般的である。

太陽光スペクトルを選択的供給する方式は、旧 NAL において我々が研究を進めてきた傾斜機能材料技術を応用した地上用の太陽光熱複合発電システムで光と熱を分離する方式にこの誘電体多層膜を利用してきた。宇宙で問題となる排熱負荷の低減には変換に寄与しない波長帯域のエネルギーを入射時に排除することが有効である。

変換されなかった残りのエネルギーは熱となり、宇宙環境ではデバイスの温度が上昇する。よって、この熱エネルギーの排熱が重要な課題となる。宇宙環境における排熱は放射による方法がほぼ唯一の排熱手段であり、宇宙の平均温度と放熱部の温度差が放熱の熱流を決める。排熱負荷を軽減するには、エネルギー変換に寄与しない波長帯のエネルギーをシャットアウトし、同時にエネルギー変換効率を高めることで放熱部の熱エネルギーの増加を軽減できる。

2.2 波長選択デバイスの基礎評価

集光技術の肝要な要素に波長選択制御が挙げられる。太陽光発電、レーザー変換ともにエネルギー変換に寄与する波長帯だけを選択的に制御する波長制御技術がシステム成立のための重要な技術と言える。これらに利用可能なデバイスについて調査し、有望なデバイスについて基礎的な耐久性評価を試みた。

波長制御方式はいくつかあるが、本システムの要求をベースに調査した結果、誘電体多層膜方式が現時点で最適な方法と判断された。それで、模擬太陽光を用い、集光比をパラメタに太陽光を波長選択膜に当て透過光と反射光の挙動を計測した。さらに、真空環境（宇宙環境）を想定した評価試験を実施した。

3.成果の概要

3.1 太陽光集光における技術課題

・**波長制御技術**　宇宙環境では、太陽光強度が地上の 1.4 倍、気象条件や昼夜に影響さ

This document is provided by JAXA.

れないため日照時間は 24 時間連続的にエネルギー確保が出来、安定したソースとして地上の約 10 倍のポテンシャルがある。太陽電池は太陽光エネルギーの一部を電力として取り出すが、回収できない残りは熱や光となって放散される。それら発電に寄与しない波長帯（デバイス特性によるが、一般に紫外線や赤外線など）は太陽電池に不具合を生じさせる。粒子エネルギーの大きい紫外線はデバイスの劣化や損傷をもたらし、他方赤外線はデバイス温度を上昇させる結果、変換効率の低下を招く。よって、こうした問題を回避するには、変換に寄与する波長帯だけを選択的に供給し、不要な波長帯は排除する波長制御の考え方を導入することにより、太陽電池の長寿命化や性能低下の抑制が期待できる。よって、集光における課題の一つは波長制御技術であり、波長選択の手段、デバイス特性の把握、宇宙環境に対する信頼性の把握が不可欠である。

・**太陽光追尾技術**　太陽電池と入射光の関係は、一般にデバイスに対して光を垂直方向から入射するとき最大出力が得られる。従って、デバイスが常に最大出力状態にするには常に何らかの方法で太陽に正対させる必要がある。地上において追尾した場合と固定式の場合の発電出力の比較では後者に対して前者は 2 倍を超える発電量が得られると報告されている。宇宙太陽光発電では、一次集光系が太陽光を捕捉し、二次集光系、もしくは太陽電池デバイスに太陽光を供給する。集光における課題の別の一つは太陽光追尾技術である。

・**高密度集光技術**　集光における別の課題は、高密度集光技術である。近年、従来では考えられなかった高集光の太陽電池が開発、実用化されてきている。例えば米国のサンパワー社では単結晶シリコン太陽電池で、入射する太陽光の強度は 200～300 倍、そのときの変換効が率 25％の太陽電池が製品化されている。これらはタンデム型集光太陽電池であるが、最近の研究では集光比 1000 倍、変換効率が 35％を超えるデバイスのデータも報告されており、今後が期待される。こうした高集光技術は SSPS におけるレーザーエネルギー変換技術（第３章）におけるエネルギー変換と共通する技術である。第 3 章で述べられるレーザー伝送による SSPS では太陽光を直接レーザー光に変換する太陽光励起レーザーを想定して研究が進められているが、ここでも集光比が 1000 倍を超える集光が必要と見られており、不要な波長帯が排除された高強度光エネルギー集光技術は双方に共通した課題である。

3.1.1 波長制御

エネルギー変換に寄与できる波長帯を選択的に供給し、不要な波長帯による障害を回避するための機能を持つデバイスを波長制御デバイスと呼ぶことにする。波長制御デバイスは集光系とエネルギー変換部の間に位置する。波長制御デバイスの候補としていくつかの光学フィルタを考慮できるが、既存の光学デバイスでは、吸収型フィルタ、誘電体多層膜フィルタ、回折格子フィルタ等がそれにあたる。検討の結果、誘電体多層膜は比較的高強度の集光した太陽光に耐えるが、吸収型フィルタや回折格子は、これらの用途には不向きといえる。SSPS では、太陽電池に波長制御だけを行い集光しない（太陽光のエネルギー密度を操作しない）光をあてる場合には、一次ミラーに波長制御のための誘電体多層膜をコートする事も想定できる。また、太陽電池デバイスの直近に配置する事も可能である。

一次光学系を想定した宇宙でのフィルムに多層膜をコートする場合についての調査検討、並びに本報告で評価した誘電体多層膜フィルタ（ホットミラー）の真空環境下での耐久性評価を把握しておくことは肝要である。SSPS 集光系に限定した場合、集光ミラーは太陽からの高エネルギー粒子を含んだ太陽光スペクトルをエネルギー変換に寄与するスペクトルとそれ以外のスペクトルに分離し、エネルギー変換部に供給する事が求められる。

集光ミラーはエネルギーを取り込む入り口であり，不要なエネルギーを排除しながら必要な太陽光の方向を変える。太陽光スペクトルの波長制御は多くの方法が考えられるが，耐久性・効果性の観点から調査するとエネルギー密度の高いレーザー等で実績のある誘電体多層膜が現時点では有効と思える。

This document is provided by JAXA.

重量の点を考慮すると、商業システムの打ち上げコストを考慮するならば集光ミラーの母材にガラスを選定する事は重量の観点から極めて困難と判断できる。現在の技術では高分子フィルムの母材に、誘電体多層膜をコートする方式が最善と考えられる。高分子フィルムを母材とし誘電体多層膜をコートした集光ミラーを採用する場合に考慮すべき項目は寿命の予測である。

高分子フィルムの寿命評価については劣化（寿命）を生じさせる要因として以下の項目を把握しておかなければならない。すなわち、

環境による損傷……. 宇宙線環境、真空環境（デブリ、放出ガスの影響）
化学的劣化…高分子の化学構造による熱劣化挙動、異種構造と不純物の影響、光劣化など
機械的・物理的現象から生じる劣化……疲労寿命、対薬品性（姿勢制御推進剤の影響）

こうした項目について、宇宙環境に耐えうる素材としての代表例は 1964 年にデュポンで開発されたカプトンやその後の航空宇宙機器の用いられているケプラーとして知られる PEI、さらに近年著しい開発が進められている多くの複合材や高分子化合物フィルム類が候補と出来る。

SSPS の寿命設計はエネルギーペイバックタイムを考慮して決定すべきであるが，今仮に 1 システムの寿命を 20 年（地上の太陽電池システム；出力の半減（50％）を持って寿命とする）とすれば、太陽電池の劣化と集光ミラーの劣化の乗じたもので寿命が 20 年を達成しなければならず、太陽電池の劣化が仮に地上と同じレベルで進むとすれば、集光ミラーの劣化は殆ど許されない事になる。現実的に集光ミラーの宇宙空間における劣化特性の予測（加速試験）は極めて肝要なパラメタと言える。

3.1.2 集光系に関する考察

SSPS は静止軌道近傍の宇宙空間で太陽エネルギーを電力や光エネルギーに変換し、宇宙活動のインフラとして，また安定したエネルギー供給手法として地上に伝送する構想であり、構成要素である集光系は、太陽電池や太陽光励起レーザーに太陽光を供給する部位のサブシステムで、基本的に次の二つの機能を有する。

1）太陽光捕捉
2）エネルギー供給

この二つの機能を次の３つの特徴がある宇宙環境で獲得し維持しなければならない。

1） 無重力
2） 宇宙線
3） 高真空

太陽光捕捉は、太陽から発する光がある一定の広がりを有する光束であることをふまえて行わなければならない。至近距離なら平行光線として扱える太陽光も、反射鏡から１００メートル、２００メートルと離れるにつれその広がりの影響が無視できなくなる。このことは集光ミラーとエネルギー供給部の位置関係が明確になった段階で最適手法を検討する。

エネルギー供給の観点から集光について考慮する。一般に太陽電池に入射するエネルギーは太陽電池に対して垂直方向からの光（これは太陽光強度が最も高い）の入射に対して最大出力が発生する。損失なく太陽光をエネルギー変換部に導くのは不可能であるが、できるだけ損失を押さえて太陽光を供給することはシステム上きわめて重要である。

集光型システムや太陽光励起レーザーのように二次集光系を有するシステムでは、光の漏れは大きな損失となる。CPC 等の低集光方式との組み合わせにより二次集光系での損失を低減させる手段を講じるのが効果的である。太陽電池には光の均一性も重要であり，集光した光を宇宙で均一化する手法についても検討を加えなければならない。

3.1.3 SSPS（レーザー）集光系

This document is provided by JAXA.

宇宙太陽光発電におけるレーザー変換では１０００倍程度の集光を想定している。今、諸条件より一次集光鏡とレーザーに関するパラメタとしてレーザーと太陽集光鏡の距離は最大５０m程度、反射鏡１ユニットのセグメント数を数百枚以下に抑える。システム構築の容易性からレーザーと一次集光鏡の距離は短いほどよい。

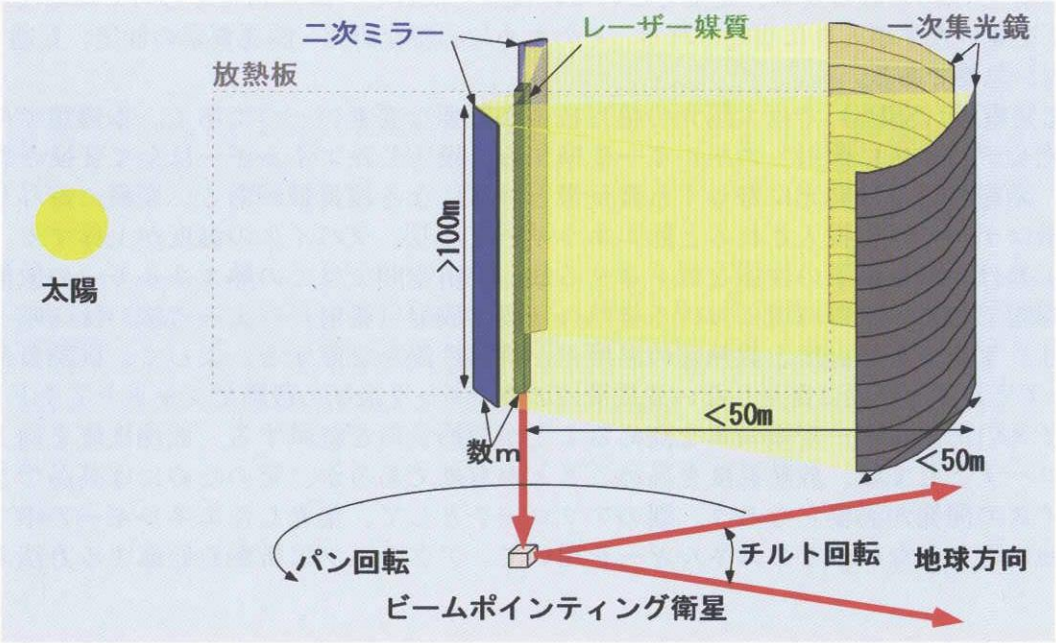


Fig.1　Concentration of SSPS (Laser Type)

図より、一次集光鏡で集められた（反射した）太陽エネルギーは高密度化されてレーザー媒質に供給される。一時集光系とレーザー媒質の間に二次ミラーが配置されているが、この部分にもう少し注目する。

一般に太陽光の集光装置には、追尾式と非追尾式（固定式）がある。追尾式は文字通り太陽の位置を検出し追尾することで高集光を達成する。集光方式により一軸型や二軸型がある。パラボラ集光鏡は二軸制御の代表的な例である。

一方、非追尾型は集光比が大きくとれないものの、追尾機構を持たない特徴がある。代表的な例は複合放物面集光系（CPC; Compound Parabolic Concentrator）である。CPC では許容偏角が大きく２～１０倍程度の弱集光では追尾を必要としない。この集光系は放物面を円弧で近似したものや非対称な面を持つものなど多くの変形がある。CPC は結像性は無視して集光効率を上げることだけを意図して設計される。

このような特徴を持つ故に、SSPS の二次集光系にこの CPC を導入し、二次集光系を構築する方法が考えられる。図１の二次ミラーの位置にこの CPC を導入し CPC での集光比を 8～10 倍程度にし、CPC 受光面を太陽光励起レーザー媒質上にとれば、光の漏れによる局部加熱や損失を回避でき、太陽光が元来含んでいる４mrad の広がりによる影響も吸収できる。

3.2　今後の検討課題

宇宙エネルギー利用システムの集光系について、システムを成立させるための技術的課題を把握するとともに、課題克服のための手法について検討を行い、ロードマップを見据えた技術的見通しを得る。以下の4項目について、エンジニアリング的観点から検討を行い、宇宙エネルギーシステム構築への知的資産に資する必要がある。

１）　光学的成立性、

２）　材料・構造的成立性

This document is provided by JAXA.

3）　システム的観点での成立性
4）　工学的（製造技術含む）成立性

これらの技術的課題はそれぞれが独立した課題ではなく、SSPS 集光システムとしての成立性を４つの観点から検討する事を意味している。最終的に集光システム方式を決定する要因は基本的に SSPS 全体から求められる要求、提案をこれらの視点で検討し、研究開発を含めて期限内に要求を満たす手法を見いだす事ときに決定される。そのために必要な研究・開発要素の抽出、見通し、成立性の把握が急務である。

宇宙太陽光発電所（SSPS）では太陽光の集光技術が肝要な要素の一つである。本構想ではブロードな太陽光をデバイスに照射しエネルギー変換する。投入したエネルギーは全て変換されるわけではなく、発電もしくは発光に寄与する波長帯とロスになる波長帯がある。変換に寄与しないエネルギー帯はデバイスに投入されると熱エネルギーとなり、デバイスの温度が上昇する。デバイス温度の上昇は一般に素子の性能を低下させる故、宇宙空間ではこの熱エネルギーの放散が極めて重要な課題である。宇宙環境における排熱は一般に放射（輻射）による方法がほぼ唯一の排熱手段であり、宇宙の平均温度と放熱部の温度差が排熱性能を支配する。よって、排熱負荷を軽減するには、エネルギー変換に寄与しない波長帯のエネルギーを最初の段階でシャットアウトし、同時にデバイスのエネルギー変換効率を高めることが放熱負荷を軽減する。放熱性能を向上させる別のアプローチとしては、放熱温度を高めることが有効であるが、そのためには高温で十分作動するデバイスの開発が必要となろう。別のアプローチとして、集光したエネルギーの中で光エネルギー変換に寄与しない残りのエネルギーを用いて、アクティブに排熱を促進する方法も考慮できる。

4.まとめ

本研究は、30 年後を見据えた長期的展望に立脚した研究であり、ロードマップを見据えながら現状技術を順次新技術に置き換えつつシステムのチューニングを行わなければならない。そうした観点において、2003 年度にはシステム検討において集光技術を独立したワーキンググループとして活動を開始した。2003 年度は集光技術全体の把握、技術課題の抽出を行い、優先度の高い要素試験を実施した。2004 年度の集光に関する研究は、2003 年度に抽出した課題を更にチューニングし、引き続きワーキンググループによる検討を進める。2004 年は特に一次集光系の母材候補となるフィルムの耐宇宙環境特性の把握と評価、波長選択膜とのマッチング等について要素研究を含めた研究を行う。また二次集光系が必要なレーザーシステムについては、CPC 等の広角捕捉技術の検討、集光太陽光の均一化（ホモジナイジング）について調査を進め、一次集光系のアライメント性能に対する余裕を与える二次集光系の可能性について評価する研究計画である。

[参考文献]

宇宙エネルギー利用システム総合研究報告書、2003 年 3 月、三菱総合研究所

This document is provided by JAXA.

太陽光励起半導体レーザーの研究

Research on a Solar-Pumped Laser Diode

総合技術研究本部　高度ミッション研究センター　藤田和久*

Kazuhisa Fujita*, Advanced Mission Research Center

Abstract

Aiming at realization of a solar-pumped laser diode, experimental examination was performed from a viewpoint of energy transportation. It turns out that photo luminescence exitation was measured after checking the activity layer function from the fluorescence characteristic, and the absorption energy in a waveguide has contributed to luminescence most from an active layer. While advancing improvement in transportation from an indispensable cladding layer, employing this characteristic efficiently, it is necessary to advance examination of the structure which promotes still more spatial career concentration.

１．はじめに

レーザーを用いた宇宙エネルギーシステムにおいて、太陽光エネルギーを伝送形態であるレーザー光に変換するシステムとして太陽光励起レーザーが検討されている。電気エネルギーを介さずに光-光変換を直接行うことで、よりシンプルで軽量なシステムを構築することができる可能性があるからである。

レーザー材料に半導体を用いる方式は、固体材料に比してさらに格段に軽くできる可能性から 2002 年より旧航空宇宙技術研究所の LE-NET グループで調査、試作研究を開始して現在に至っている。この太陽光励起半導体レーザーは、太陽光をレーザー光に直接変換する半導体素子であり、太陽電池と半導体レーザーが一体化したものというのがわかりやすいイメージである。材料や構造に関する設計提案は米露で９０年代初頭にあったが、発振はもとより試作報告もなく研究としては初期の段階にある。

半導体材料による太陽光励起レーザーの特徴は、システム面では極めて高い出力重量比である。電気駆動型の高出力半導体レーザーの実績からは、チップのみで MW/kg レベルの出力重量比が実現されている。これを太陽光励起型でどこまで実現できるか、冷却も含めたシステム重量がどこまで抑制できるかが課題であろう。

レーザーとしての特徴は、半導体の利用に起因するその機能・性能の制御性の高さである。長距離かつ大気中の伝送特性を考慮してレーザー波長は近赤外領域が適当とされており、これに対応する現有の高出力半導体レーザー材料には AlGaAs 系がある。この３－５族混晶系の材料は、Al と Ga の混晶比により禁制帯エネルギーの制御が可能であり、太陽光の吸収からレーザーの発振までの過程における最適な構造を構築することのできるツールとなり得ることが魅力である。さらにこの制御性は、既に CD プレーヤーのピックアップ用素子などに発現している成熟した技術の上にあり、それをいかに使いこなして目的を達成するかという状況にある。

これまで、基本構造に関する禁制帯構造の最適化に関する検討[1]と権利化、電流駆動型の半導体レーザーの単色光励起による発振実証などを進めてきた。平成 15 年度では、太陽光の吸収からレーザー発振に至るエネルギーの輸送に関する知見を得るため、試作したいくつかの構造を持つ半導体チップに対する光学的特性について検討を行った。

This document is provided by JAXA.

２．研究概要

図１に既存の電流駆動型半導体レーザーの構造をベースにした太陽光励起半導体レーザーの基本構造を示す。広く実用化されている電流駆動型の半導体レーザーは図のような禁制帯構造を持っており、図の左右に電極をつないで大量の電流を注入している。一方から電子、他方から正孔を注入して中央にある活性層と呼ばれる谷のところで両キャリアを閉じこめて再結合発光・誘導放射を行わせ、紙面垂直方向のチップ両端面を共振器ミラーとして紙面垂直方向にレーザー光が出力される。クラッド層・導波路層による禁制帯の谷構造は、屈折率に関しては逆に山構造となるためレーザー光の閉じ込めにも寄与し、活性層からの発光が導波路層内に閉じ込められて出力方向に導かれる機能を与えている。活性層では効率のよい量子井戸がよく用いられる。

太陽光励起型では、これをベースにしたいくつかの提案がなされている[1]。電流駆動型との最大の違いはキャリア注入法であり、片面（図中左側）から照射された光の吸収による電子・正孔対の生成である。禁制帯エネルギーより大きい光子エネルギーを持つ光が強い吸収をうけることとなり、AlGaAs 結晶では可視光領域においてミクロン程度以下の吸収長である。半導体レーザーチップの深さは数ミクロン程度が一般的であり、素子内でほぼ吸収できることが考えられる。生成された電子と正孔は、拡散過程を主としてポテンシャルの低い方へと輸送され、活性層への閉じ込めと再結合発光、レーザー発振に至る。この①吸収、②キャリア輸送、③レーザー発振のそれぞれの過程のメカニズムについてよく理解し、制御することが必要である。

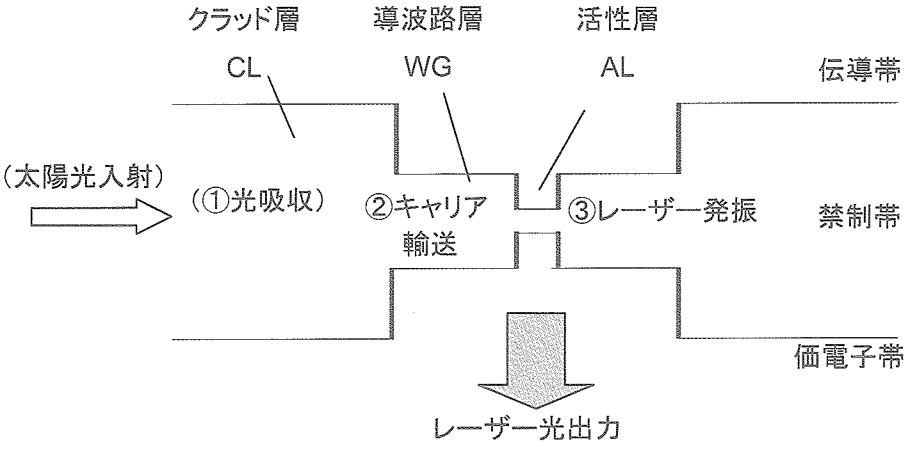


図１　（太陽光励起）半導体レーザーの基本構造

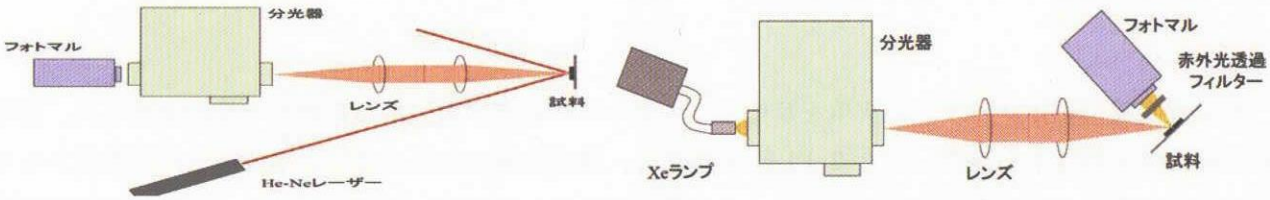
そこで、光吸収からキャリア輸送を通してレーザー発振に至る過程に対して素子構造の及ぼす影響を調べるために、電極の付いていない光照射が可能な半導体レーザーチップに対して蛍光特性を計測した。表１に試作した２種類の半導体チップの仕様を示す。クラッド層、導波路層、活性層の材料と厚さ及び禁制帯エネルギーとそれに対応する波長が書かれている。チップは図１にあるような左右対称（チップ深さ方向でいう上下対称）構造である。この基本構造を最適化するためには、３層それぞれの材料（Al と Ga の混晶比）と厚みをパラメータとして大変多くの条件に対する検討をする必要がある中、導波路層の禁制帯エネルギーの差異に対する検討から始めることとし、表１の仕様設定を行った。活性層には InGaAs 量子井戸を採用した。

This document is provided by JAXA.

表１　試作した２種類（H-WG, L-WG）の半導体チップの仕様

Layer	Material	H-WG 9081				L-WG 9151			
		Thickness (nm)	x	Eg (eV)	(nm)	Thickness (nm)	x	Eg (eV)	(nm)
クラッド層	Al(x)Ga(1−x)As	1000	0.70	2.40	517	1000	0.70	2.40	517
導波路層	Al(x)Ga(1−x)As	400	0.60	2.23	556	400	0.45	2.00	621
活性層	In(x)Ga(1−x)As	10	0.22	1.11		10	0.22	1.11	

試作チップの評価には、蛍光（PL: photo luminescence）と蛍光励起強度（PLE: photo luminescence excitation）の計測を利用した。図２(a)にＰＬ測定のセットアップ概略図を示す。試料のチップに波長632.8nm の He-Ne レーザーを照射してその蛍光を分光観測するものである。目的は活性層の蛍光スペクトルが期待されるレーザー波長 970nm 付近にのみ現れるかどうか、活性層の機能を確認することである。図２(b)にＰＬＥ測定のセットアップ概略図を示す。Ｘｅランプを光源とし分光器を通した単色光をサンプルに集光照射して、その蛍光強度を赤外領域に限って観測するものである。ＰＬ測定にて蛍光がレーザー発振波長である 970nm 付近のみにあることが確認できれば、ここでの観測光は 970nm の蛍光のみとすることができる。照射単色光の波長を近赤外から紫外領域までスキャンしながら蛍光強度を測定し、どの照射波長成分がレーザー発振波長の蛍光に寄与しているかを明らかにし、吸収・輸送・発光の３プロセスについての理解を進めることを目的としている。



(a) 蛍光（PL）特性　　(b) 蛍光励起強度（PLE）特性

図２　評価セットアップ概略図

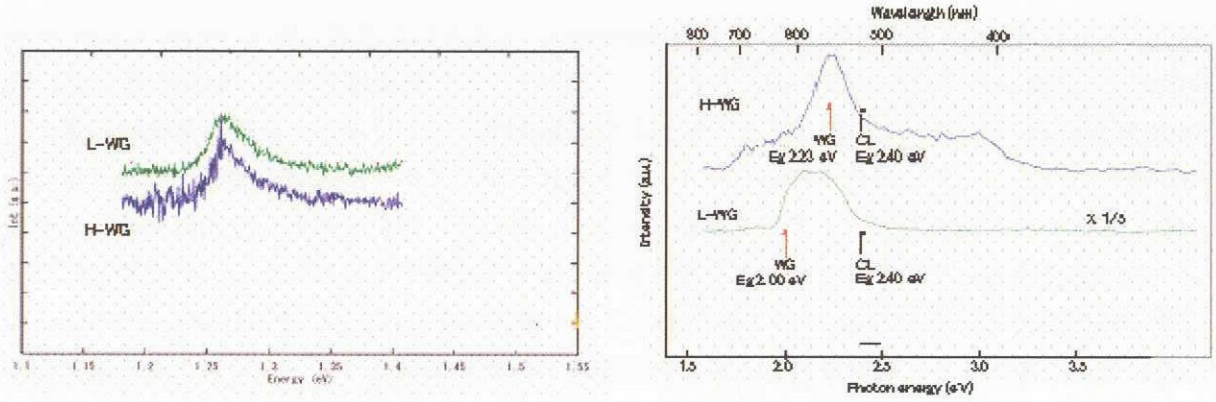
３．成果概要

図３(a)にＰＬスペクトルを示す。いずれの試料も 970 nm (1.27 eV) 付近にのみ蛍光が見られ、InGaAs 活性層が正常に機能していることを示している。図３(b)にＰＬＥスペクトルを示す。各試料のクラッド層及び導波路層の禁制帯幅の位置（直接遷移によるもの）も同時に示してある。いずれの試料もクラッド層と導波路層の禁制帯幅の間付近に強い蛍光強度が見られ、その両側では強度が低くなっている。クラッド層の禁制帯幅より大きい光子エネルギーの照射で蛍光強度が低く、クラッド層で吸収を受けたと見られるこの波長領域の照射光エネルギーは活性層からの発光にあまり寄与していないことがわかる。導波路層の禁制帯幅より小さい光子エネルギーの照射で蛍光強度が低いのは、吸収自体が小さいからと考えられる。導波路層の禁制帯幅付近で蛍光強度が強いことから、導波路層内で吸収された光子エネルギーが最も効率よく活性層からの発光に寄与していることがわかる。この傾向は、L-WG の場合に特に

This document is provided by JAXA.

顕著に見られる。H-WG の場合は、導波路層の直接遷移禁制帯幅よりも小さいところで依然強い蛍光が観測されている。H-WG では導波路層の Al の混晶比が 0.7 と大きくこのとき最小禁制帯幅は間接遷移の 2.05 eV となる。直接遷移の禁制帯幅 2.23 eV との間では間接遷移に起因する比較的弱い吸収が存在するために蛍光に寄与しているものと考えられる。L-WG の Al 混晶比 0.45 では、禁制帯幅は直接遷移で 2.00 eV、間接遷移で 1.98 eV と近接しているため、H-WG で見られた直接遷移の禁制帯幅以下の蛍光はほとんど見られないものと考えられる。

クラッド層での吸収よりも導波路層での吸収が活性層からの発光に寄与していることがわかった。クラッド層からの輸送を改善することも必要であるが、レーザー光の閉じ込め性能を損なわない範囲でクラッド層を薄くしなるべく多くの光を導波路層に吸収させる工夫が必要であると考えられる。



(a)　ＰＬスペクトル　　(b)　ＰＬＥスペクトル

図３　計測結果

４．まとめ

太陽光励起半導体レーザーの実現を目指し、エネルギー輸送の観点から実験的な検討を行った。活性層機能を蛍光特性から確認した上で PLE を測定し、導波路層における吸収エネルギーが活性層からの発光に最も寄与していることがわかった。この特性を生かしながら、不可欠なクラッド層からの輸送向上を進めるとともに、さらに空間的なキャリア集中を促進する構造の検討を進める必要がある。

５．謝辞

蛍光等の測定にご協力頂いた早稲田大学材料技術研究所の小林正和教授に謝意を表する。実験結果について有益な議論をして頂いた大阪大学の山中正宣博士、浜松ホトニクスの太田浩一氏、三菱重工業の犬塚博誠博士、レーザー技術総合研究所の古河裕之博士に謝意を表する。

６．参考文献

[1] K.Fujita, et al., Materials Science Forum, 423-425, 807 (2003).

---

*日本学術振興会　科学技術特別研究員　*Domestic Research Fellow from Japan Society for Promotion of Science.

This document is provided by JAXA.

ＳＳＰＳのパブリックアクセプタンスのためのアンケート調査結果

Study on the PA (public acceptance) to SSPS

総合技術研究本部　高度ミッション研究センター　吉田　裕之
Hiroyuki Yoshida

Abstract

For SSPS construction, the public acceptance of the people to SSPS is required. This survey was carried out for the purpose of grasping the present condition of people's consciousness to SSPS.

1 はじめに

(a) 調査目的

SSPS に対する一般成人の意識を明らかにすることを目的として平成 15 年度にアンケート調査を実施した。本調査では、一般成人の「SSPS に関する意識」の現状を明らかにするとともに、「宇宙開発・宇宙利用に対する関心」、「将来のエネルギー・環境問題についての意識」、「回答者の属性」に関する基礎的なデータ収集を行った。

(b) 調査対象

20 歳以上 64 歳以下の一般成人 2,741 名を対象とした。対象者は年齢、性別に偏りなく、国勢調査の構成に合わせてサンプリングを行った。回収数は 1,007 名、回収率 36.7%であった。

(c) 調査方法

調査票を作成し、インターネットを利用して調査を実施した。インターネット調査会社を活用し行った。
調査期間：2004 年 3 月 1 日～3 月 4 日

2 SSPS についての意識

(a) 宇宙の太陽（光）エネルギーの地上伝送

SSPS を説明する簡単な文章を示した後で、宇宙の太陽（光）エネルギーを地上に送り利用することの必要性について質問を行った。

> 宇宙空間では、昼夜や天候に関係なく24時間365日太陽光を利用することができるため、地上で同じ面積の太陽電池を敷き詰める場合と比べて、年間5～10倍もの太陽（光）エネルギーを得ることができます。また、太陽光はクリーンなエネルギーなので、二酸化炭素などの温室効果ガスをほとんど排出することがありません。

「とても必要である」が 46%、「やや必要である」が 34%となっており、これらを加え太陽エネルギーを地上へ送

This document is provided by JAXA.

ることが必要と考える成人は80%になる。「どちらともいえない」は18%、「あまり必要ではない」(1.4%)および「必要ではない」(0.6%)はわずかであり、ほとんどの人が宇宙太陽（光）エネルギーの地上伝送の必要性を指摘している。

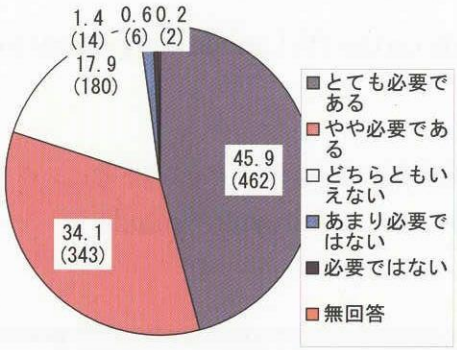


Fig.　1　宇宙の太陽（光）エネルギーの地上伝送について

(b) SSPS の認知

SSPS についての認知状況について質問を行った。このシステムを「全く知らない」人が 66%であり、成人全体の 3 分の 2 が知らないことになる。「聞いたことはある」と回答した人は26%であり、「やや知っている」は 7%、「よく知っている」は 1%であり、SSPS を知っている人は少ないことが明らかとなった。

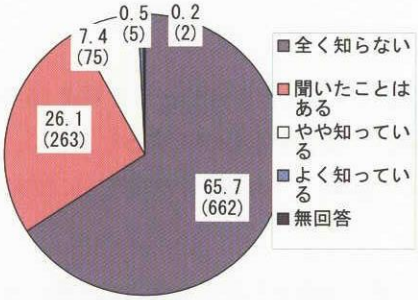


Fig.　2　SSPS の認知

(c) SSPS を進めるべきか

SSPS を 2020～2030 年に実現させることを目指して研究・開発が進められていることを説明した後、SSPS の研究・開発を進めるべきかについて質問を行った。回答の中で最も多かった回答は「大いに進めるべきである」の 52%、続いて「やや進めるべきである」の 29%となり、これらを加えた「進めるべきとする人」は 81%となる。

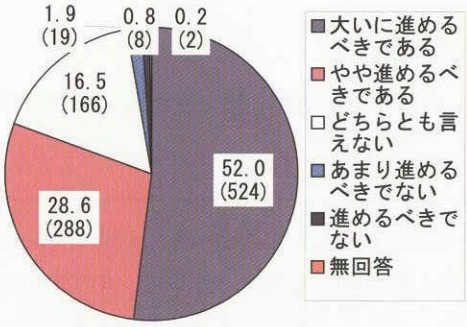


Fig.　3　SSPS の研究・開発を進めるべきか

This document is provided by JAXA.

3　SSPS を作るための支出

SSPS を作るための支出として、あなたは、国民一人当たりどの程度の支出をしてもよいと思うか質問を行った。

回答者から、SSPS を作るための支出として「500ー1,000 円未満」が 32%と最も多く、続いて「500 円未満」の 23%、「1,000ー2,000 円未満」の 23%、「2,000ー5,000 円未満」の 11%、「5,000ー10,000 円未満」の 7%、「10,000 円以上」の 5%となっている。

国民一人当たり年間「500～1,000 円」というのは、国民全体では 640～1,300（億円／年）に相当する。

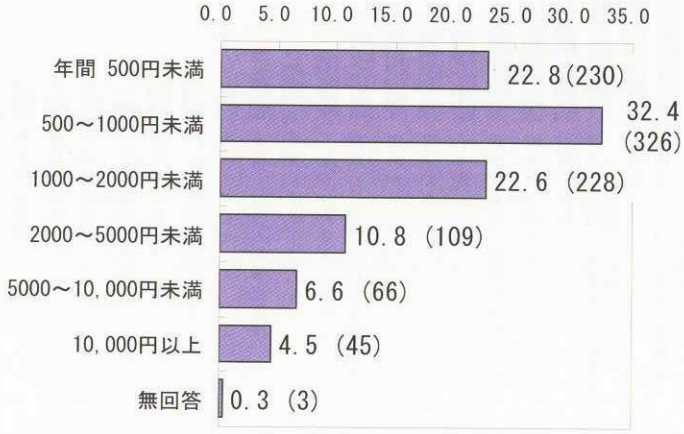


Fig.　4　SSPS システムを作るための支出

4 将来主力となる発電方法について

SSPS について一通りの説明／質問をした後で、将来主力にあると思う発電方法について、最も期待するものを質問した。調査対象者全体の 44%の人から地上での「太陽光発電」が挙げられた。続いて「SSPS による発電」21%、「ごみ・廃棄物発電」8%、「原子力発電」7%、「燃料電池」7%が挙げられている。今回、SSPS が将来の主力発電方法の一つとして期待されている。

Fig.　5　将来主力となる発電方法について

5 SSPS の安全性に関する自由記述

本調査では、SSPS の安全性について自由記述により回答を得、記載された自由記述に含まれているキーワードによってまとめていく手法(テキストマイニング)により整理した。

This document is provided by JAXA.

分類された結果の上位3番目までを見ると、「不安」であるとの回答が多く、さらには「研究・安全性の検証を求める」意見、「問題なし」とする意見などが挙げられている。今後のこれらの「安全性に対する考え」を継続して詳細に聞く必要性があり、継続的なアンケート調査が必要である。

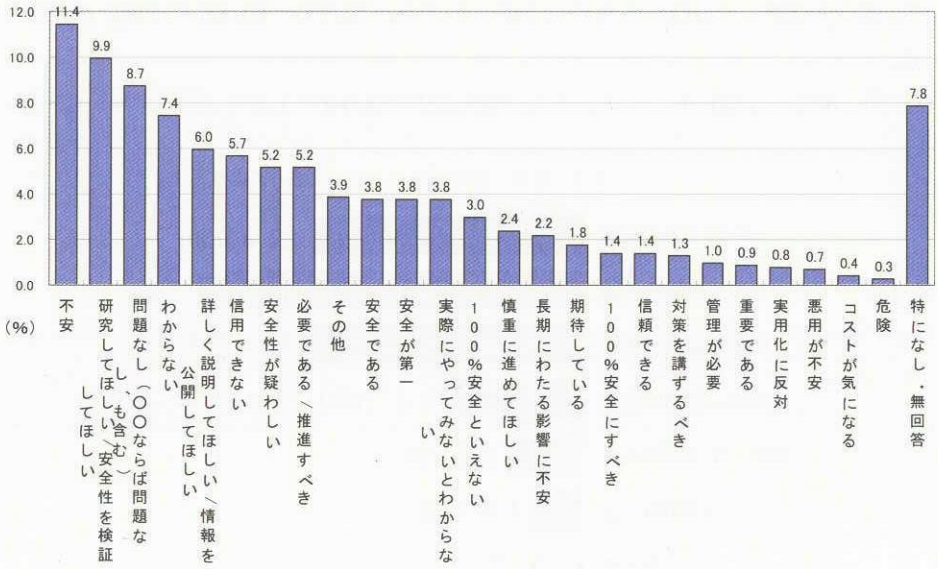


Fig.　6　SSPSの安全性に関する自由記述の結果の分類

6 まとめ

- 宇宙の太陽（光）エネルギーを地上に送り利用することに対して、必要と考える成人は80%に上る。（「とても必要である」46%、「やや必要である」34%）
- SSPSの研究・開発を進めるべきかどうかに対しては、「大いに進めるべきである」52%、「やや進めるべきである」29%となり、80%以上の成人がSSPSの研究開発の推進が必要であると認識している。
- 一方で、SSPSの認知度に関しては、成人全体の2/3が「まったく知らない」と回答しており、いまだに低い状況である。
- 男性の方がSSPSの必要性を強く感じる傾向にある。これは男性のほうが宇宙開発やエネルギー問題に対する関心が高く、女性はより環境問題に関心が高い傾向を示すことと一致する。
- SSPSの実現のために、一人当たり年間500～1,000円の支出を認める人の割合が最も高く32%であった。
- 将来、主力となる発電方法については、「地上での太陽光発電」44%に次いで「SSPSによる発電」が21%を占めた。本アンケートによりSSPSを知った人が多いにもかかわらず、SSPSを次世代の主力発電方法として期待している人の割合は高く、期待度は大きいといえる。
- 安全性に対しては、マイクロ波やレーザーに対する漠然とした不安、情報不足、検証・研究の必要性を指摘する意見が多い。

今後は、十分な情報提供・広報活動を行い、SSPSの認知度を高めた上で、安全性に対する国民の意識について検討していく必要がある。

This document is provided by JAXA.

ＳＳＰＳ輸送系の検討

Study on SSPS trabsportation

－地球低軌道への輸送系の検討－

地球低軌道輸送検討チーム　谷口浩文、青木　宏
Hirofumi Taniguchi, Hiroshi Aoki

Abstract

To built the 10Mkg class SSPS, the launch capability of over 20Mkg to LEO is required. To satisfy these requirements for every year, standard transportation model is suggested. Low-cost reusable launch system has to be accomplished. In this study, the reasonable scale of launch vehicle, launch interval, total number of launch, required cargo-bay volume and transportation system reliability are discussed.

1．概　要

SSPS 輸送の基本的なコンセプトは、以下のとおりである。地上から低軌道までは、再使用型輸送系によって輸送し、低軌道から運用軌道（静止軌道）までは、高比推力推進系（電気推進をベースラインとする）を備えた軌道間輸送機で輸送する。運用軌道までの最終的な輸送量は、昨年度までの検討と同様 SSPS 1 機当たり 10000 トン、年間 1 機を建設するとの想定である。

昨年度のコストモデル検討でも明らかなように、輸送コストは SSPS 構築総コストの内かなりの割合を占めており、低コスト輸送手段の確立は SSPS を成立させるための重要な課題である。昨年度のコストモデルによると、輸送コストの内でも地上－低軌道間輸送費が占める割合が大きい。従って、地上－低軌道間輸送を低コストで実現することが、SSPS 輸送の最大の課題である。

軌道間輸送機（推進剤を含む）は、地上－低軌道間輸送によって打ち上げる必要がある。このため、軌道間輸送としては、それ自身の低コスト化もさることながら、ペイロード比を向上させて地上－低軌道間の必要輸送量を減らすことが総輸送コスト低減のための重要課題となる。

今年度の検討は、地上－低軌道間輸送と軌道間輸送の輸送量については整合性をとって実施したが、建設期間については未整理である。従来の検討では建設期間 1 年を前提としたが、この前提では低コスト軌道間輸送の成立が困難であり、必ずしも適切ではなかった。次年度には、建設期間（の延長）もトレードオフの項目として輸送系を検討し、その中で地上－低軌道間輸送と軌道間輸送を含む輸送シナリオを構築していく予定である。

2．低軌道輸送系の検討

(1) 昨年度からの見直し点および今年度検討の概要

低軌道輸送系については、昨年度、静止軌道への年間総輸送量、10000 トンをベースに、年間輸送量、13000 トンとして検討を実施した。これに対し、本年度は OTV 輸送系の検討を踏まえ、この 13000 トンを 20000 トンに変更して、再見直しを実施し、基準輸送モデルを設定した。また、新たに、輸送機の信頼度および輸送容積についての検討を行

This document is provided by JAXA.

い、低軌道の基準輸送モデルに追加した。

(2) 低軌道の基準輸送システム

昨年度までの検討により、低軌道への宇宙輸送機の基準モデルは以下の通りに設定されている。

1. 再使用型の輸送機であること
2. 1回当りの輸送重量を50トンとすること
3. 輸送機の再使用寿命を1000回とすること
4. これらをベースに輸送費用は0.17億円/トンとなる

今年度においては、これらの前提をベースに年間、総輸送量20000トンに対する低軌道の基準輸送系をTable-1のように設定した。SSPS 1基の建設のために、1年間で低軌道まで20000トンを輸送する場合、年間の総輸送回数は400回、飛行頻度は1週間当り8回の輸送で、総輸送費は3400億円となっている。

(3) 輸送機の輸送容積についての検討

低軌道への宇宙輸送機について、どの程度の輸送容積にするかを検討した。現時点においては、SSPS 建設のために、どの程度の輸送単位容積が望ましいかの検討はなく、明確な要求はない。したがって、ここでは輸送機の立場からのみの検討を実施した。

Table-1 SSPS Reusable Transportation System Standard Model (2003FY)

機体総重量	2500 ton	SSPS用 必要機数	8機
輸送重量/飛行	50 ton	寿命	1000飛行 10年
SSPS用 総飛行回数	400回	製造費	1000億円
飛行頻度	8回/週	運行費	8.6億円
SSPS総輸送費	3400億円	輸送費/輸送重量	0.17億円/トン

(2)項で述べたように、基準輸送系としては、単位輸送重量は50トンである。したがって、単位輸送容積も、この能力と整合したものでなければならない。単位輸送容積を設定するうえで、輸送重量密度をベースとして検討した。輸送重量密度は、輸送重量を輸送容積で割ったものであるが、ペイロード密度と輸送機密度の2種類が考えられる。ペイロード密度はペイロード重量をペイロード容積で割ったもので、荷物側の特性から決まる。一方、輸送機密度は輸送機の設計によるもので、簡単にいうと、輸送重量能力を輸送機の荷物室容積で割ったものである。現時点、SSPSのペイロード密度は不明であるので、宇宙輸送関連の輸送重量密度に関して、その現状を調査した。

Fig-1は輸送機カーゴベイ容積（密度）の例を示したものであり、20kg/m^3～180kg/m^{3}となっている。Fig-2はペイロード密度の例を示したもので、40kg/m^3～230kg/m^{3}である。また、一般的にいろいろな解析において使用されてい

This document is provided by JAXA.

る輸送機密度としてはTable-2のようにまとめられる。これによると、輸送機密度としては50kg/m³～300kg/m³となる。

基準輸送機は50トンの輸送能力であるから、上記の調査をもとに輸送機密度 50kg/m³～300kg/m³をベースとすると荷物容積は167m³～1000m³となる。この容積と機体の大きさの概略を検討した結果、本年度の基準輸送機の荷物容積を以下の通り設定した。

荷物部容積　8m 直径×20 m　1000m³

これは輸送機密度、50 kg/m³に対応し、現状、最大容積に対応している。

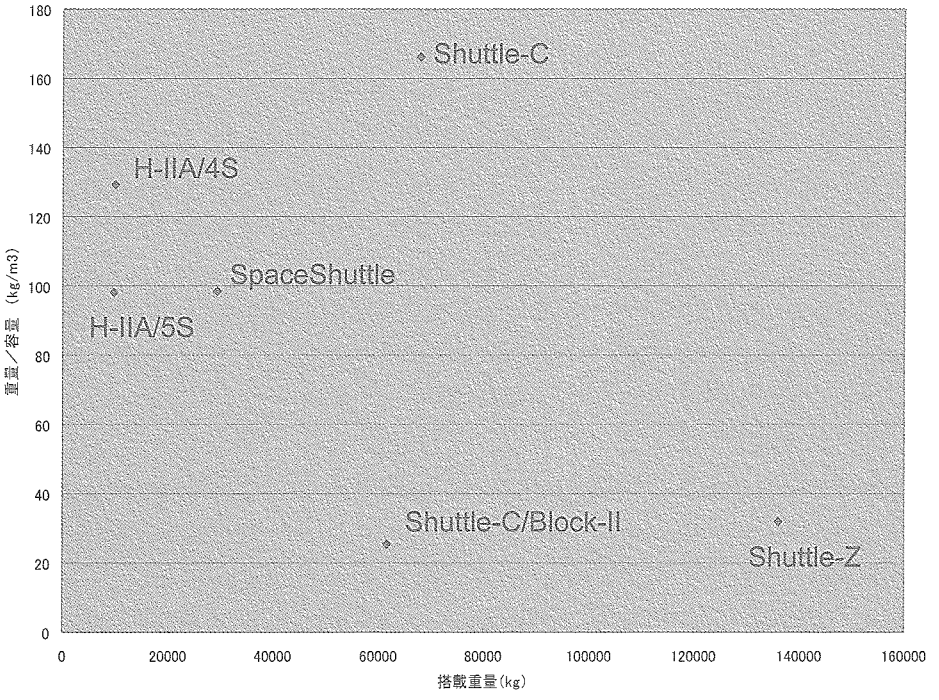


Fig-1　Example of　Cargo-bay Volume(Density)

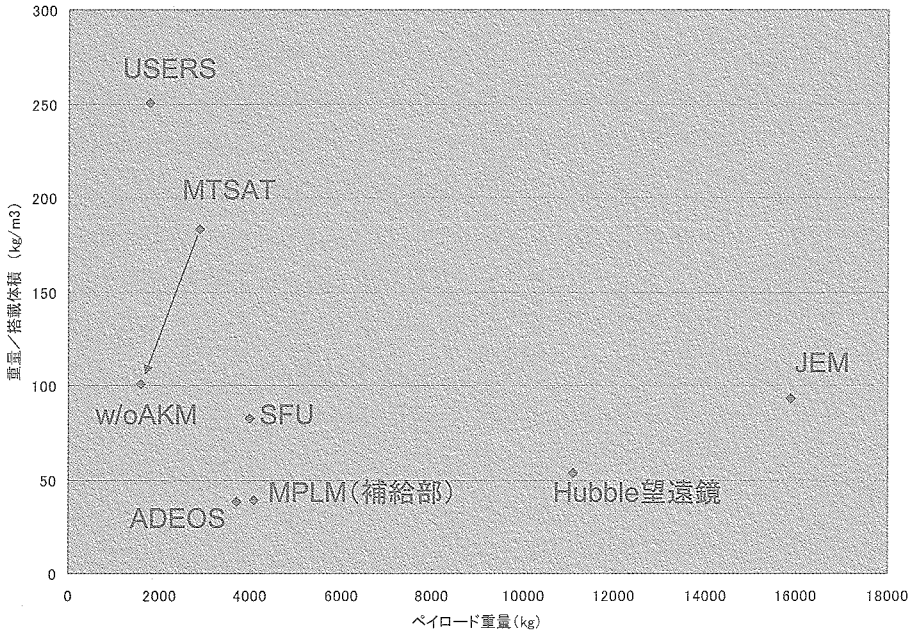


Fig -2　Example of Payload Volume

This document is provided by JAXA.

Table -2 Launch Capability

- ペイロード重量比(ペイロード重量/離陸重量)

長距離乗客輸送航空機	19－23%
大型貨物輸送航空機	28－30%
貨物輸送ロケット	1－4%
貨物輸送空気吸込み	10%?

- ペイロード密度(ペイロード重量/容積)

長距離乗客輸送航空機	35－50kg/m3
大型貨物輸送航空機	150－200kg/m3
貨物輸送ロケット	200－300kg/m3

(4) 輸送機の信頼性についての検討

低軌道輸送機の信頼度は輸送コストに大きな影響を与える。本年度は低軌道輸送機に要求される信頼度について検討を実施した。Table-3 は輸送機の信頼度が輸送コストに及ぼす影響を示したものである。LOV(Loss of Vehicle)の確率すなわち機体喪失率は輸送機の信頼性そのものであるが、現状のロケットで 10^{-1} のオーダ、航空機で 10^{-8} のオーダである。表中では、この LOV 率を変化させた場合の昨年度の基準モデルにたいする輸送コストの増加分を計算している。この計算をもとに、機体喪失率の輸送コストに対する影響を１%程度とする前提で、基準モデルの目標 LOV 率として 10^{-4} を選定した。

Table-3 Required Reliability for Launch System

- LOV レート

現状 ロケット 10^{-1}
　　航空機 10^{-8}

基準輸送費用
　総費用 3400億 輸送回数 400回
　　製造費 1000億 1000回使用

追加総費用

LOVレート	10^{-1}	$1000*10^{-1}*400=40000$億	現状ELV
	10^{-2}	$1000*10^{-2}*400=4000$億	シャトル
	10^{-3}	$1000*10^{-3}*400=400$億	第2世代シャトル
	10^{-4}	$1000*10^{-4}*400=40$億	

This document is provided by JAXA.

宇宙太陽発電システム軌道間輸送技術の検討

An investigation on Orbit Transfer Vehicles for Space Solar Power System

宇宙先進技術研究グループ
Advanced Space Technology Research Group
大川　恭志，北村　正治
Yasushi Okawa and Shoji Kitamura

Abstract

Simple estimation of the payload performance of orbit transfer vehicles (OTVs) for Space Solar Power System (SSPS) was conducted. In order to reduce the transportation cost in SSPS program, it is important to increase the payload ratio of OTVs so that the transportation requirement for reusable launch vehicles is decreased. In this study, it was suggested that hundreds of OTVs carry the materials separately and SSPS is assembled on geostationary earth orbit. Estimation results indicated that the payload ratios of OTVs were approximately 0.5 in the four cases with types of electric and thermal thrusters used. Mass breakdowns of the OTVs were also shown in the four cases. In addition, an image of the OTV with ion engines was illustrated using several practical parameters.

１．はじめに

宇宙太陽発電システム（SSPS）は静止軌道（GEO）での運用が想定されている。従って、大量の物資を確実にかつ低コストで GEO まで輸送する技術の確立は、システムの成立性およびコストの観点から極めて重要となる。現在のところ、地上から低軌道（LEO）までは、再使用型宇宙往還機（RLV）を使用し、LEO から GEO までは、高比推力（低推力）推進系を備えた軌道間輸送機（OTV）で輸送する方法が有力であり、本稿は、後者の軌道間輸送技術に関するものである。

これまでの SSPS コストモデル検討により、輸送コストは SSPS 構築総コストのかなりの割合を占めることが分かっており、輸送コストの中でも地上－LEO 間輸送費が占める割合が大きい。従って、軌道間輸送系としては、それ自身の低コスト化もさることながら、ペイロード比を向上させて地上－LEO 間の輸送必要量を減らすことが、重要な課題となる。

本稿では、ペイロード比の向上や宇宙デブリ、放射線問題を考慮した上で、軌道間輸送の立場から見て有効と考えられる輸送シナリオを提案する。さらに、電気推進等の高比推力推進系を使用した場合の輸送能力の具体例を示すことで、今後の詳細検討の足がかりとしたい。

SSPS の軌道間輸送技術に関しては、平成１３年度から旧宇宙開発事業団および旧航空宇宙技術研究所が共同で検討を進めており、本稿ではそのうち平成１５年度に得られた成果の一部について述べる。

２．研究の概要

平成１５年度に行われた検討のうち、以下の項目について記述する。

（１）軌道間輸送方法の検討

This document is provided by JAXA.

（2）各種推進系による輸送能力
（3）イオンエンジンを使用した軌道間輸送機のイメージ例

3．成果の概要

（1）軌道間輸送方法の検討

SSPS の質量は、運用時で1機たり 10,000 トン程度になると見積もられている。1年ごとに合計 30 機の SSPS を GEO まで輸送すると考えると、RLV と同様、OTV も再使用型を想定するのが妥当である。OTV の形態としては、当初は高度 500 km 程度の低軌道上で SSPS 全体の組立を終了してから OTV により GEO まで輸送するという案が示された。しかし、軌道上のデブリおよび放射線を考慮した軌道解析[1,2]の結果、LEO 上での長期間の組立作業はデブリ衝突の観点から実施困難であること、および低推力推進（高比推力推進）によって SSPS 本体を長期間かけて軌道間輸送することは太陽電池劣化の点で困難であることが明らかとなった。また一方、大推力化学推進による軌道間輸送はペイロード比および SSPS 構造強度の点で問題があり、完全組立後の SSPS を大型 OTV によって一括輸送することは難しいと考えられる。

そこでここでは、RLV 1 機が LEO まで輸送した物資をそのままの単位で1機の OTV が GEO まで運ぶシナリオを想定する（詳細は次節）。この場合、基本的に LEO 上では物資の受渡、OTV の推進剤補充、および OTV の太陽電池パドル交換のみが行われる。SSPS 本体に使用する太陽電池については、放射線による劣化を防ぐため薄膜セルの部位のみを別途大推力 OTV で輸送すると仮定する。薄膜太陽電池セルの質量は SSPS 全体に比して十分小さいため、その輸送コストへの影響は現段階では無視できると考える。

ただし、この輸送方法を採用した場合には、薄膜セルの展開・貼付を含めた GEO 上での完全自動組立が必要となり、大きな技術課題となることが予想される。したがって、今後は SSPS の構造様式や組立技術と輸送系との整合性を図ることが重要となる。

（2）各種推進系による輸送能力

OTV の具体的なイメージを示すことは、SSPS 輸送シナリオを構築するための検討材料として有効であると考えられる。ここでは上記の輸送形態を仮定して、いくつかの推進系候補について輸送能力の見積を行った。ただし各輸送能力はパラメータの与え方に強く依存するため，今回の結果により各推進系の優劣を判断できるものではない。

想定した推進系は以下の4種である。1）イオンエンジン。高比推力・高効率・低推力を特徴とする電気推進。日米欧で実用化されており、技術成熟度が高い。2）ホールスラスタ。適度な推力密度と比推力を特徴とする電気推進。欧米では実用化レベルにある。3）レーザ推進（ここでは熱推進として）。エネルギー源の携行不要という利点を有する熱推進。実用化に向けての検討が進められている。4）太陽熱推進。集光した太陽光を熱源とし、やはりエネルギー源の携行が不要な熱推進。軌道上実験に向けての研究開発が進められている。

これらの推進系について、本検討で仮定した推進性能を Table 1 に示す。イオンエンジンとホールスラスタについては、アルゴン推進剤の利用を仮定し、既存文献等を参考に性能を決定した。アルゴンを推進剤としたのは、資源量の少ないキセノン（またはクリプトン）は SSPS 輸送には適用困難[3]なためである。イオンエンジンの比推力が通常よりも高い理由は、このアルゴンの分子量がキセノンの 1/3 以

This document is provided by JAXA.

Table 1 Performance and mass characteristics of candidate thrusters

	Ion engine	Hall thruster	Laser	Solar thermal
Specific impulse, s	4800	3000	1000	800
Thruster efficiency	0.65	0.50	-	-
Propellant	Ar	Ar	H_2	H_2
Specific mass of electric prop., kg/kW	24	22	-	-
Specific mass of solar cell, kg/kW	10	10	-	-
Mass coefficient of propulsion system	-	-	0.05	0.05

Breakdown of specific mass of electric propulsion system (kg/kW)

Ion Thruster head: 3, Power supply: 6, Others: 15

Hall Thruster head: 1.8, Power supply: 5.4, Others: 15

下と小さいことに因る。また、レーザ推進については現状での推定性能値を、太陽熱推進については現在研究されている小型推進機の試験結果を基にした性能値を示した。

以下に、輸送方法に関する仮定を示す。(いつくか具体的な数値が用いられているが、これらはSSPS計画の中で決定されたものではなく、現状で有力と考えられる値を仮定したものである。)

- SSPS組立軌道はGEO
- SSPS 1機あたりのGEO上質量は10000トン
- 複数のSSPSを建設する
- RLV輸送：地上→LEO(500 km), OTV輸送：LEO(500 km)→GEO
- RLV 1機がLEOに運ぶペイロード質量は50トン（これをそのままOTV 1機で輸送）
- 薄膜太陽電池セル（質量小）は別途大推力推進系で輸送するとし、その影響は考慮しない
- 電気推進OTVについては、往路270日とする（復路は110日程度となる）
- レーザ推進と太陽熱推進OTVについては、推進機性能は輸送期間に依存しない（参考値として往路30日を仮定）
- 電気推進OTVについては、地球の蝕範囲を考慮して全輸送期間のうちの15 %は推力を発生しない
- 電気推進OTV用太陽電池セルは，軌道に依らず1年後の保存率が0.7であるとし，劣化予想分を余分に搭載する
- 電気推進OTVについては，OTV本体（推進系）のみ再使用とし，太陽電池パドルは1往復毎に交換する
- レーザ推進と太陽熱推進OTVについては、完全再使用
- 推進剤タンクの質量は推進剤質量の10 %

ここで、電気推進OTVの往路輸送期間を270日としたのは、1年程度での往復運用を目標としたためであるが、Table 1および上記の太陽電池劣化条件を用いて電気推進OTVのペイロード比と往路輸送期間との関係を求めるとFig. 1のようになり、往路期間270日では電気推進の高比推力特性が十分に活かされていない。同図より、400日程度までは輸送期間の長期化によるペイロード比の向上が顕著であり、輸送期間の最適化についても再検討する必要がある。ただし、輸送期間の長期化は他の面でのコス

This document is provided by JAXA.

ト増を招くと予想されるため、それらとのトレードオフを検討しなければならない。また、Fig. 1 の関係は太陽電池セルの耐放射線性に強く依存するため、耐放射線性の高い軽量セルの開発は軌道間輸送にとっても不可欠となる。

RLV から OTV へのペイロードの受渡については、LEO に到達した 50 トンのペイロード（これには、GEO まで運ぶペイロード，OTV 用推進剤，および OTV 用太陽電池が含まれる）をそのままの単位で OTV により輸送すると仮定しているが、他の受渡方法として、LEO 上である程度の規模まで組み立ててから OTV で輸送するというケースも考えられる。今後、各軌道上での組立作業や OTV 製造コストなどを考慮して最適な輸送シナリオを構築する必要がある。

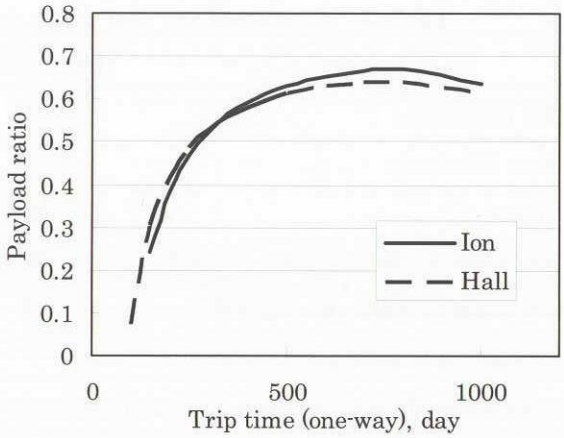


Fig. 1 Payload ratio as a function of trip time.

OTV 輸送能力の比較を Table 2 に、その重量配分を Fig. 2 に示す。Table 2 より、10000 トンの SSPS 1 機を建設するために必要な RLV 輸送量の合計はいずれの場合も 20000 トン前後であり、今回の条件の下ではイオンエンジンを使用した OTV が最も有効である。また、必要 OTV 機数は 300〜500 程度であり、GEO 上での組立期間を半年程度と仮定すると、電気推進使用の場合で少なくとも 1 日あたり 2 機以上の OTV が LEO を出発することとなる。ただし、この運用を行うためには、同等の頻度で RLV が LEO まで物資輸送する必要があり、RLV の輸送シナリオとも整合をとらなければならない。

Table 2 Transportation capabilities of OTVs with candidate thrusters

	Ion engine	Hall thruster	Laser	Solar thermal
Thrust of OTV, N	14.1	12.9	78.6	74.4
Maximum power consumption of OTV, kW	540	400	-	-
Initial mass of OTV (on LEO), ton	63	60	55	55
Propellant consumption for round trip, ton	8.4	11.9	24.5	29.6
Required quantity of OTV	323	344	408	523
Required mass on LEO for single SSPS, ton	16100	17200	20400	26100

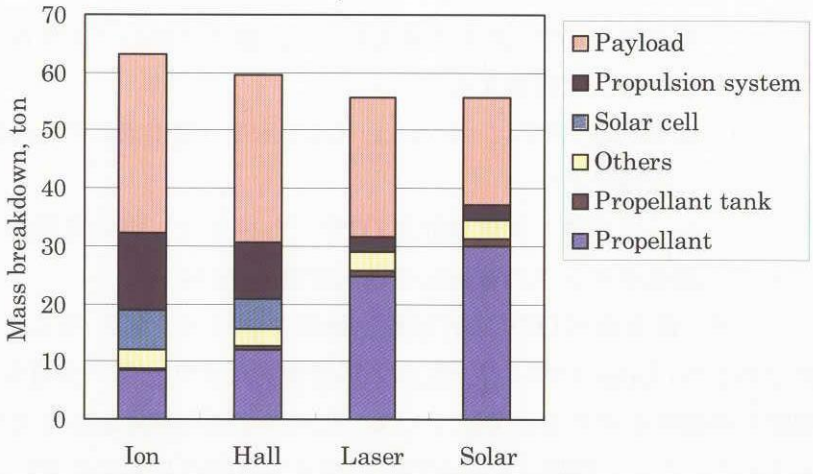


Fig. 2 Mass breakdown of OTV

Figure 2 の質量配分を見ると、比推力の高い電気推進を使用し

This document is provided by JAXA.

た場合には、推進剤消費量が少ないために大きなペイロード比が得られており、今回の条件では、推進系や太陽電池の質量増を考慮してもその優位性が保たれている。電気推進を使用した場合の OTV 初期質量が熱推進の場合よりも大きいのは、再使用される推進系コンポーネントの質量割合が高いためである。

ただし、ここで示した輸送能力は2機目以降の SSPS を建設する場合を想定したものである。1機目の SSPS 輸送については、RLV によって OTV 本体も輸送する必要があるため、ペイロード比は3割程度低くなる。

（3）イオンエンジンを使用した軌道間輸送機のイメージ例

OTV の具体的なイメージの一例として、イオンエンジンを使用した場合の全体像を Fig. 3 に、その大まかな構成を Table 3 に示す。（ホールスラスタの場合もほぼ同様の構成になると考えられる。）ここに示した値は、前項での条件に下記の仮定を加えて計算されたものである。

- ペイロードの容積密度：70 kg/m^3
- イオンエンジン1台あたりの推力：約 1 N（エンジン直径 1 m）
- 太陽電池の発電能力：0.3 kW/m^2

Figure 3 および Table 3 より, RLV の輸送単位 50 トンをそのまま引き継いで OTV で輸送する場合、太陽電池パドルを含めた OTV 全体のサイズは 100 m オーダとなる。また 1 N 級イオンエンジンの使用を仮定すると、クラスタ台数は 14 程度となる。現在 JAXA 内部では 200 mN 級のイオンエンジンの開発が進められており、ここで得られた OTV イメージは近い将来に十分実現可能な範囲であると言える。今後は、イオンエンジン以外の推進系を使用した場合も含めてさらに詳細な機器構成の検討を行い、コスト計算を含めた OTV イメージの具体化を進める予定である。

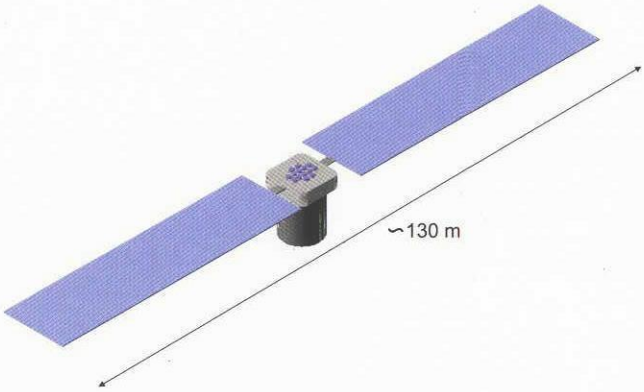


Fig. 3　Image of OTV with ion engines.

Table 3　Details on OTV with ion engines

	Mass, ton	Dimensions, m	Comments
OTV (wet)	63	-	
Payload *	31	9ϕ x 10	
Propulsion system body	13	10 x 10 x 3	With 14 ion engines
Solar wings *	7	15 x 60	2 wings
Propellant and tank *	9	-	Placed in propulsion system body
Others *	3	-	

Items with star(*) are transported to LEO by RLV in each round trip.

This document is provided by JAXA.

4．まとめ

本検討では、宇宙太陽発電システムの輸送系に関して、軌道間輸送の立場から見た輸送シナリオを提示し、それに基づく具体的な輸送能力の試算を行った。その結果、検討対象とした４種の推進系いずれの場合でも、10000 トンの SSPS 1 機を静止軌道に建設するためには、低軌道に 20000 トン程度の物資を輸送する必要があると見積もられた。また、イオンエンジンを使用した場合の軌道間輸送機は、現在の技術レベルから考えて、近い将来の実現可能性が高いものであることが示された。ただし、これらの結果は静止軌道上での SSPS 組立を前提としているため、今後、SSPS の構造や組立方法を含めた全体的な建設シナリオの検討が必要となる。また、軌道間輸送期間の長期化によるペイロード比の向上についても、他のコスト増要因とのトレードオフを検討することが重要となる。

［参考文献］

(1) 歌島昌由、「放射線によるセル劣化及びデブリ衝突を考慮した SSPS 軌道間輸送」第 47 回宇宙科学技術連合講演会、新潟、2003 年 11 月.

(2) 歌島昌由、「電気推進系による静止軌道への軌道変換の最適化」宇宙開発事業団技術報告、NASDA-TMR-020027、2003 年 1 月.

(3) 大川恭志、北村正治、「大規模輸送を想定したイオンエンジンの推進剤選択」平成１４年度宇宙輸送シンポジウム、宇宙科学研究所、2003 年 1 月.

This document is provided by JAXA.

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

大型柔軟宇宙構造物の研究
Research on Large-Scale, Flexible Space Structures

システム評価技術グループ　武市昇
システム誘導技術グループ　上野浩史、関口毅
Space Systems Evaluation Engineering Group, Noboru Takeichi
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group,
Hiroshi Ueno and Takeishi Sekiguchi

Abstract

Results of research on large-scale, flexible space structures are reported. In this study, it is aimed to develop a lightweight inflatable structure by applying the thermoplastic composite. An inflatable tube is manufactured using a newly developed bandle of the thermoplastic composite. Through some experiments, the feasibility of its stowing, development, and rigidization are demonstrated. An innovative control system is also developed for the structural control of large and flexible structures. To accommodate the structural vibration of a very long period, the control system uses the fiber Bragg grating to measure the strain of the structure, and the piezo actuators to cancel the structural deformation. Architectures of distributed control systems are also discussed. Through experiments, the effectiveness of the control system is clearly demonstrated. Because these are promising fundamental technologies for the future spacecraft, it is important to continue the research and development and to have opportunities of space demonstration in the near future.

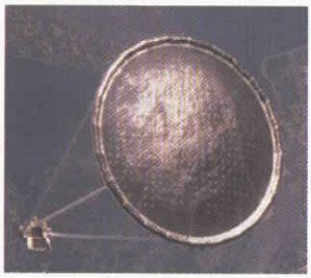
1. はじめに

JAXAが中心となって組織している「宇宙太陽発電システム検討委員会（座長：京都大学松本教授）」、「宇宙レーザーによるエネルギー利用システム検討委員会（座長：中井阪大名誉教授）」では1GW級の実用の宇宙エネルギー利用システム（いわゆる太陽発電衛星、SSPS：Space Solar Power System）を実現することを念頭に、そのシステム概念の検討、要素技術の検討を行っている。SSPSは超大型の宇宙構造物であり、その実現のためには大型柔軟宇宙構造物に関する要素技術の研究開発が必須である。本稿では、平成15年度に実施した大型柔軟宇宙構造物の要素技術に関する研究成果として、インフレータブル構造および大型柔軟構造物の制振技術について報告する。

2. インフレータブル構造

2.1. 概要

インフレータブル構造とは、気密性を有する袋状の構造物に気体を導入して展開することにより実現される展開構造物であり、軽量、低コストで宇宙構造物を実現できる技術として期待されている。その用途としては、大型アンテナ（Fig. 1a）、太陽電池パドル、集光鏡、サンシールド（Fig. 1b）などが考えられている[1]。大型の構造物であるためデブリの衝突などが避けられないので、内圧を長期間維持することがほぼ不可能であるものと予測される。したがって、内圧を失ってもその形状を維持することができるよう、インフレータブル構造の展開後に何らかの手段により硬化することが必要である。



(a)

(b)

Fig. 1 Applications of Inflatable Structures: (a) Antenna: IAE, (b) Sunshield: NGST

2.2. インフレータブルの硬化法比較

ここでは、これまでに提案されている硬化方法をまとめ、それと比較して本研究で用いる硬化方法の利点を示す。硬化方法は、まず充填硬化と膜面効果の二通りに大別される。充填硬化とは、

This document is provided by JAXA.

インフレータブル構造の内部にウレタン樹脂などを封入し、発泡および硬化を化学反応で行う手段である。これにより展開および硬化のための付属装置を簡易に実現できる他、外部からエネルギーを与える必要が無いという特長がある。一方で、複雑な形状や内容積の大きい大型の構造物への適用は困難であると考えられる。膜面硬化とは、インフレータブル構造の膜面のみを硬化する方法であり、構造物が大きくなるほど硬化させる面積が相対的に小さくなるので、大型の構造物に適した硬化方法であると考えられる。本研究では、インフレータブル構造の大型宇宙構造物への適用を念頭に置いているので、後者の膜面硬化を採用することとした。

膜面硬化の方法には、加熱硬化・冷却硬化・紫外線硬化・湿気硬化・溶剤揮散硬化などが研究されている[1]。これらのうち、湿気硬化および溶剤揮散硬化では、製造から打ち上げまでの保存が困難であるという欠点があり、紫外線硬化では、表面は硬化されるものの内部までは紫外線が届かないため均一な硬化が困難であるという欠点がある。一方、加熱硬化および冷却硬化では供給電力により硬化を制御できるため、展開確認後に硬化を開始することができ、高い信頼性を確保することができるという特長がある。加熱硬化は、熱硬化樹脂をインフレータブル構造の膜面に用い、展開後に通電するなど何らかの手段により加熱し硬化する方法である。しかし、熱硬化樹脂は折り畳みが困難であり、高い収納効率を確保することが困難である。さらに、常温では数日間しか保存できないという欠点もある。冷却硬化は、膜面に熱可塑樹脂を用い、展開確認後に加熱し熱可塑樹脂を融解し繊維に含浸させ、冷却後に複合材として機能させる硬化方法である。熱可塑樹脂は小さく折りたたむことが可能であり、常温で長期間の保存が可能である。しかし、熱可塑樹脂が融解するだけの高温になるまで加熱する必要があるという欠点がある。

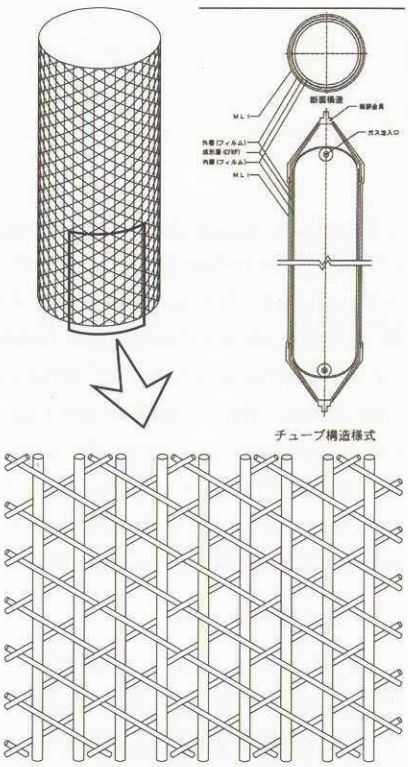


Fig. 2 Description of Inflatable Tube

2.3.　本研究の目的

平成15年度の研究では、インフレータブル構造の膜面に保存性の良い熱可塑複合材を用い、それを制御性の良い通電加熱により硬化することとし、ニクロム線からなるヒータと熱可塑複合材を同時に織り込んだ繊維を用いることとした。これによりヒータの加熱効率および熱可塑複合材への熱伝導効率を向上させ、熱可塑複合材の欠点である高温加熱の必要性をより少ない電力で満たすことができるものと考えられる。さらに、複合材繊維の部分にのみ必要最小限度のヒータを配置することができるだけでなく、複合材繊維の大きさや膜面内での配置を任意に変更できるようになるので、軽量化を実現できるものと考えられる。

2.4.　成果と今後の予定

研究では新たに熱可塑複合材およびニクロム線からなる繊維を開発し、それを編むことによりチューブ形状を形成した（Fig. 2）。それにフィルムからなる内装・および外装を装着し、収納性および気体封入による展開性を確認した。また、展開後に通電加熱し、問題なく冷却硬化が実現できることを確認した。展開硬化後のインフレータブルチューブをFig. 3に示す。平成16年度は、本研究の成果の延長として、最適化されたグリッド構造を持つインフレータブル構造を開発することにより、さらなる軽量化を実現する予定である。

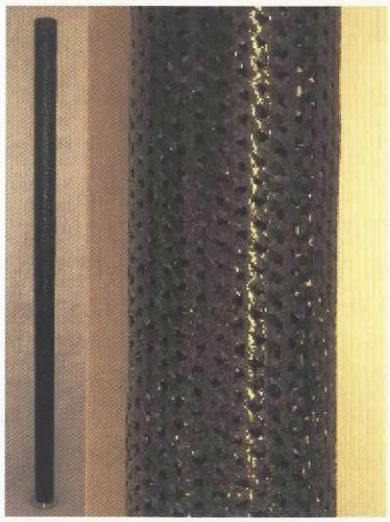


Fig. 3 Rigidized Inflatable Tube

This document is provided by JAXA.

3. 大型柔軟構造制振技術

3.1. 概要

SSPSのような超大型の宇宙構造物では、必然的に非常に長周期の固有振動を生じる。また太陽光輻射圧や重力傾斜力、姿勢制御力などの外乱の影響で形状に変形が生じることも避けられない。このような長周期振動や外乱による形状変形は、SSPSにおいてはその集光効率やそれによる発電効率の劣化の原因となったり、構造の損傷を引き起こしたりするなどの恐れがあるため望ましくない。このような大型柔軟宇宙構造物に生じる長周期振動や形状変形を制御する方法として、対象物にアクチュエータを取り付け、振動の位相に対応したアクチュエータ制御を行なうことにより振動を抑制する能動制振制御方式の適用を提案し、その制振システムに関する検討および実験による検証を行なったのでここに報告する。

3.2. 能動制振システム

3.2.1. ハードウェアの検討

能動制振システムの構築に必要な主な機器とその役割を以下に示す。

・センサ：対象物の振動を検知し、信号を制御装置へ送信する

・制御装置：センサ信号を制御信号へ変換・制御信号をアクチュエータへ送信する

・アクチュエータ：制御信号を受信し、対象物の振動を制御する

以上の各構成機器について検討を行なった。

検知するべき振動の固有周波数が極めて低くなると、速度・加速度を観測するセンサ（ピエゾ、加速度計等）を用いることができなくなると考えられる。一方構造の変位は、振動の固有周波数によらず計測できる。そこで、光ファイバーを用いて変位を観測することにより振動を計測することを提案した。光ファイバセンサの原理をFig. 4に示す。光ファイバにあらかじめ周期的な刻みを入れておけば、歪みが生じた際にそこでの反射光の波長が変化するので歪みセンサとして用いることができる。光ファイバセンサは直径125μm、約0.1g/mの超小型・軽量センサである。光ファイバは非磁性・絶縁・熱絶縁といった特性を有するため、高電界環境下、電磁ノイズ下、極低温環境下といった厳しい環境下でも問題なく使用できるといった特長を持つ。また光ファイバの特長を生かした長距離の伝送が可能であり、1本のファイバに多数のゲージを切ることにより、容易にネットワーク化が行なえるといった特長も持つ。センサ製造技術は既に確立され、人工衛星のヘルスモニタリング用センサ等への応用研究も行なわれており、実績も豊富である。

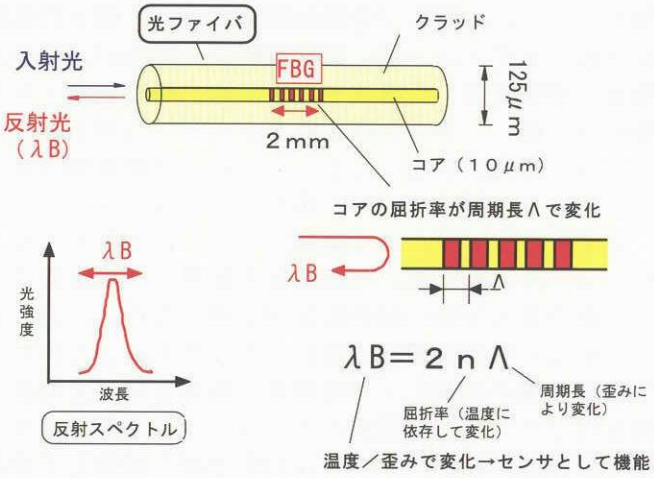


Fig. 4 Fiber Bragg Grating Sensor

アクチュエータとしては圧電素子を利用できる。長所としては以下の点が挙げられる。

・対象物への取り付け作業が容易（接着剤を使用）

・寸法に対する出力が大きい

・一枚数グラムと非常に軽量

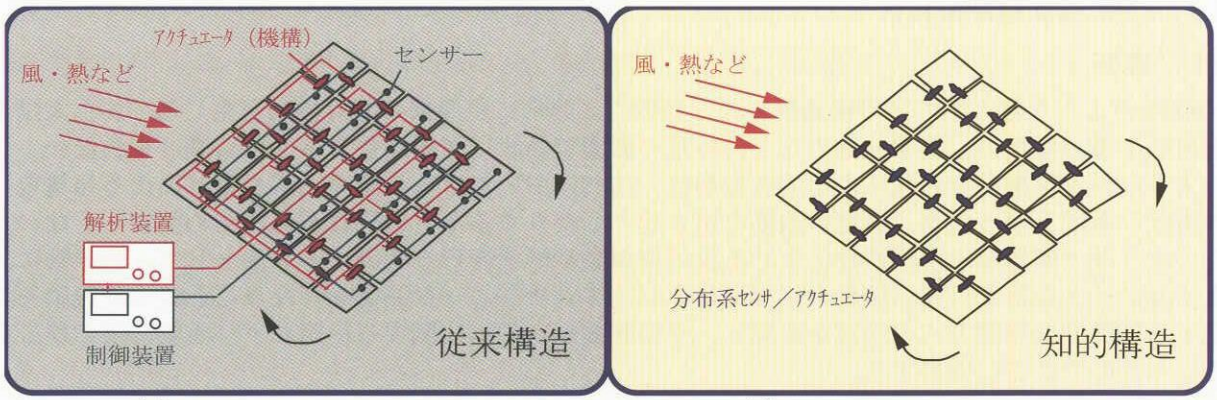
・ピエゾセラミックスをカプトンフィルムでコーティングしてあるため、損傷に強い

・耐放射線試験、熱サイクル試験、脱ガス試験をクリアしており、宇宙環境で使用可能

3.2.2. 分散制御方式

制御方式としては、大きく分類して集中性御と分散制御の二種類が挙げられる。それぞれの制御概要をFig. 5に示す。集中制御方式とは、構造物の制御を一台の大規模制御装置で行なう方式である。一台の制御装置に構造の形状の情報が全て入力されるため、局所的な振動・形状制御に留まらず、全体形状の制御も的確に行えるという特長を持つ。しかし、構造全体の形状情報を全て処理するため処理情報量が非常に大きくなり、振動情報を受けてから制御信号を発信するまでに要する時間が

This document is provided by JAXA.



(a) Centralized Control System (b) Distributed Control System

Fig. 5 Control System Architecture

長い、制御装置が一台のため信頼性が低い、冗長系の作製にも多大なコストが必要、といった欠点がある。これに対して分散制御方式とは、個々の構造モジュールもしくは複数のモジュールから構成されるセグメント毎に制御装置を設けモジュール／セグメント単位で制御を行なう方式である。複数の制御装置から構成されるため、制御装置一台あたりの負担が小さい、制御装置の小型化・軽量化が可能、一台の制御装置が止まっても局所的な影響で済むため信頼性の高い冗長設計が可能、といった特長がある。しかし、一口に分散制御方式と言っても、制御を適用する範囲や制御方法によって、その形式は大きく異なってくる。

まず、モジュール単位制御方式について説明する。モジュール単位で制御を行なう場合、全てのモジュール間結合部に制御装置を配置し、結合部ごとに制御を行なうため、モジュール間結合部数と同数の膨大な数の制御装置が必要となる。一方、受信するセンサ信号および発信する制御信号が共に少なく制御装置間の情報のやり取りも少ないため制御ロジックが非常に単純になり、結果として制御装置の軽量化・処理時間の短縮といった特長につながる。また、各モジュール間結合部で制御を行なうため、一箇所のモジュールに不具合が生じても周囲のモジュールに影響を及ぼすことはなく信頼性が高い、ケーブルの引き回しが短くて済む、等の特長もあわせ持つ。しかし、制御装置の数量が膨大になるので必要電力が増加し、さらに制御構造物の全体形状情報を得ることができないため、変形を局所的に相殺するだけの簡単な形状制御は行なえるが複雑な形状制御には対応できないといった欠点も伴う。

次に、複数のモジュールから構成されるセグメントを制御する方式について説明する。セグメント単位で制御を行なう場合、セグメント毎に制御装置を配置するため、モジュール単位制御方式ほどではないが受信するセンサ信号および発信する制御信号が共に少なく、制御ロジックも単純であり、処理時間も集中制御方式と比較して早いと予想される。また一箇所のセグメントに不具合が生じても周囲のセグメントに影響を及ぼすことが無いので信頼性が高く、ケーブルの引き回しが短くて済む等の特長を持つ。さらにモジュール単位制御方式ほど制御装置の数量が多くならないため、必要電力もモジュール単位制御方式よりは抑えられる。セグメント単位で制御を行なう際に懸念される問題として、局所的な形状制御は成功しても、セグメント間の制御ができないため、結果として全体形状制御が行なえないという問題がある。この問題を解決する方法として、分散制御方式の上位にさらに制御装置を設置する階層制御方式や、セグメント同士をオーバーラップさせる方式が挙げられる。階層制御方式とは、各制御装置の上位にさらに制御装置を設け局所的な振動・形状の制御は下位の制御装置で、全体形状の制御は最上位の制御装置で行なう方式のことである。大規模な制御系を構築する際によく使用される方式であるが、集中制御方式と同様に、最上位の制御装置に不具合が生じた場合システム全体に影響を及ぼしてしまうと言う欠点が挙げられる。セグメント同士をオーバーラップさせる方式とは、セグメント外周のモジュールを隣接するセグメント間で共有することにより、セグメント境界の情報を入手し制御する方式のことである。セグメント間の変形情報の処理が可能なため、結果的に構造物の全体形状を制御できるといった特長を持つ。この方式では、分散制御の特徴を有したまま、局所的な形状制御だけでなく全体形状制御も可能なため、大型宇宙構造物の形状制御により適していると考えられる。

This document is provided by JAXA.

3.3. 実験による検証

3.3.1. 実験の概要

光ファイバをセンサとして使用した能動制振システムの実証、及び0.1Hzオーダーの超長周期振動制御に対する能動制振システムの有効性検証を行なうことを目的としてデモンストレータを作製した。本試作・評価により光ファイバをセンサとして使用した能動制振システムの有効性・実現性を確認した後に、オーバーラップされた分散制御システムの実証など、実用へ向けたさらなる課題を超えていくことになる。デモンストレータの概要をFig. 6、7に示す。実験項目としては以下の二項目が挙げられる。

・光ファイバを歪センサとして使用した、フィードバック制御システムの構築
・ピエゾ素子（QUICKPACK[2]）を用いた一次元方向の長周期振動（0.1Hz程度）の制御
以下、それぞれについて報告する。

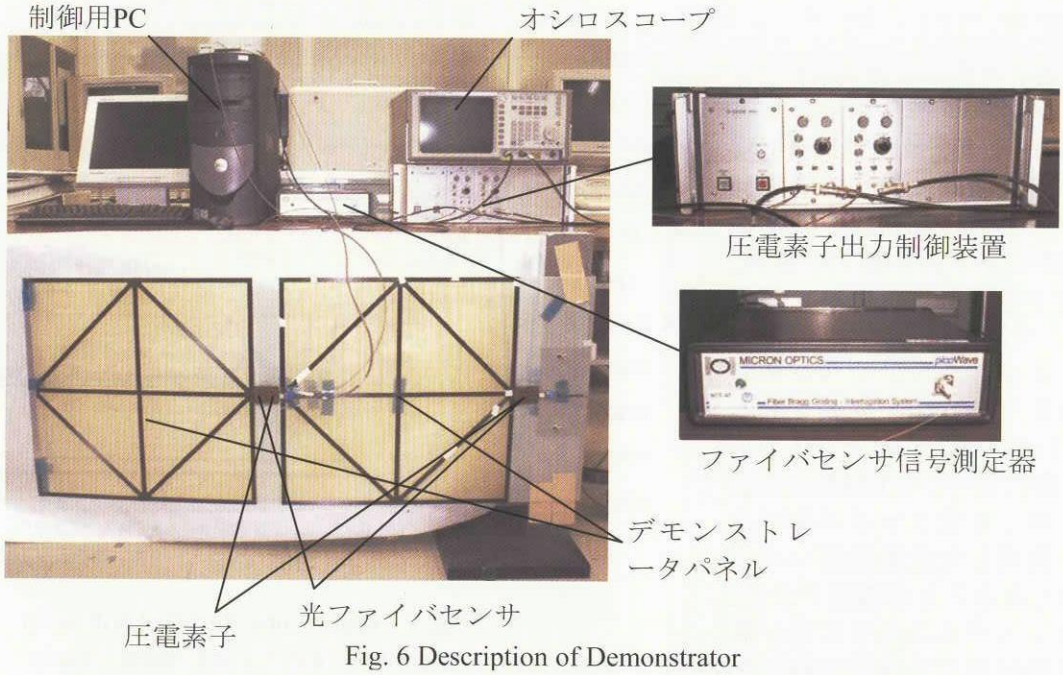


Fig. 6 Description of Demonstrator

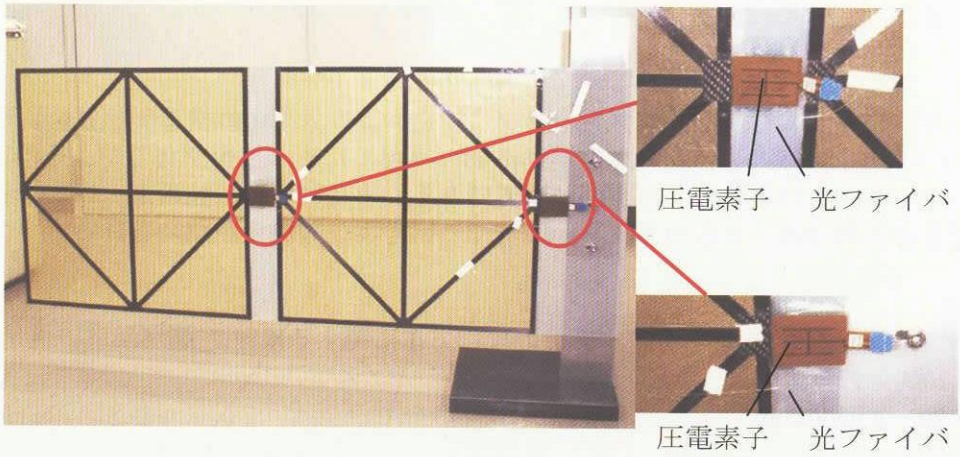


Fig. 7 Sensors and Actuators of Demonstrator

3.3.2. 光ファイバセンサシステム適用の評価

まず、光ファイバをセンサとして適用した能動制振システムの有効性を検証した。検証方法として、既に能動制振において実績のある一次元CFRP片持ち梁デモンストレータを使用して、光ファイバをセンサとして適用した場合の制振効果を確認した。評価結果をFig. 8に示す。この結果から、振動の減衰に対する制御の有無の影響を確認でき、能動制振システムにおける光ファイバセンサの有効性を実証したことになる。

This document is provided by JAXA.

3.3.3. 長周期振動の制振評価

次にデモンストレータにより、長周期振動の制振評価を行なった。評価結果をFig. 9に示す。図中、振動波形のところどころに制振効果が現れている箇所を確認できる。この試験結果から、制御により振動が収束するまでの時間が短くなっていることが確認できる。従って、能動制振制御を適用することにより、長周期振動の制御を可能なことが確認できた。

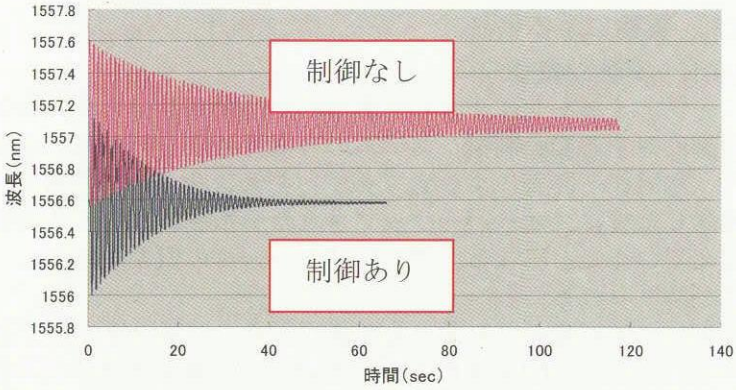


Fig. 8 Experimental Result of Vibration Control using Fiber Bragg Grating Sensor

3.4. 成果

能動制振システムの適用検討、さらにデモンストレータを用いた実証試験により、大型柔軟宇宙構造物の振動・形状制御に対する能動制振制御システムの有効性が確認された。制御システムの検討の結果、大型柔軟宇宙構造物の振動・形状制御には、分散型制振システムがその制御ロジックの設計や冗長系の作製が容易であるので有効であると考えられる。また、デモンストレータの試験により、0.1Hz前後の振動制御に対して光ファイバをセンサとして使用した能動制振システムが有効であることが確認できた。この制振システムはさらに低い周波数の振動制御にも適用可能であると考えられる。

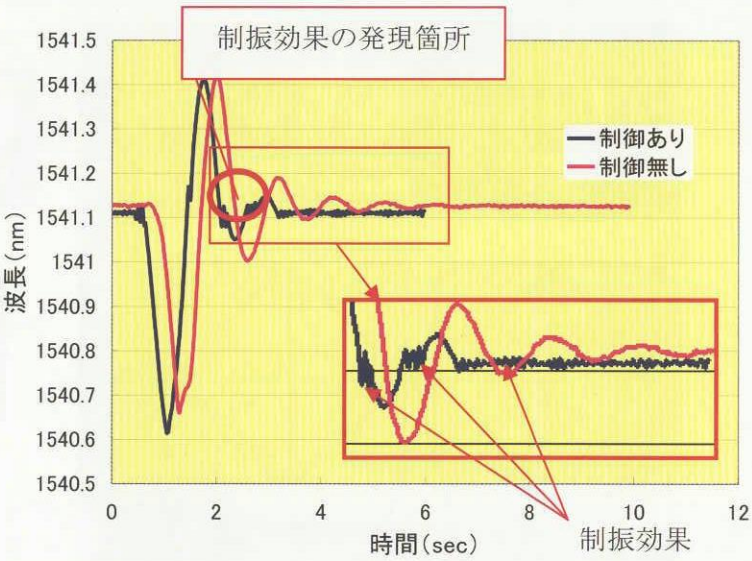


Fig. 9 Experimental Result of Vibration Control by Distributed Control System

4. まとめ

本稿では、平成15年度に行ったインフレータブル構造および大型柔軟構造制振技術に関する研究を報告した。いずれもSSPSのような大型宇宙構造物の実現のための技術であるが、その実現の過程では実証ミッションを含む複数の宇宙実証が必要である。またいずれの技術も、いかなる規模の衛星にも適用できる基盤技術であるので、早い段階での宇宙実証の機会が期待される。

参考文献

[1] 角田, 仙北谷, "宇宙インフレータブル構造の硬化方法に関する検討," 第16回宇宙構造材料シンポジウム, 2000年12月5日.

[2] Mide: http://www.mide.com/

This document is provided by JAXA.

SSPS 経済性の検討

Economic Evaluation of Space Solar Power Systems

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

森雅裕、斉藤由佳

Masahiro Mori 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 this study, the life cycle cost model of SSPS was created and evaluated its validity. Sensitivity analysis of are continued aiming at generating cost of around 8 yen per kWh and hydrogen generating cost of around 20 cent per Nm^3. This paper presents a summary of studies on economic evaluation of SSPS.

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エネルギー利用システム（SSPS：Space Solar Power Systems）の経済性に関する研究を行っている。SSPS のシステム総合研究の中で検討されているシステムコンフィグレーションに基づき、マイクロ波方式およびレーザー方式の SSPS に関してライフサイクルモデルを作成し、感度分析等を行うことにより SSPS の経済性に関する検討を継続して実施している。

2 研究の概要

平成 15 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 の経済性の検討

98 年にマイクロ波方式 SSPS（M-SSPS）ライフサイクルモデルの検討を行い、コストモデル、環境負荷モデル、エネルギー収支モデルを構築したが、今年度は 2003 年 M-SSPS 基準モデルに適合させるようにコストモデルの改修を行い、コスト、環境負荷、エネルギー収支に関する検討を行った。

また、本モデルによる計算結果は、パラメータの選定や設定するパラメータ値に大きく依存することから、パラメータに関する検討も合わせて実施した。

This document is provided by JAXA.

（2）レーザー方式 SSPS の経済性の検討

今年度は新たにレーザー方式 SSPS(L-SSPS)のコストモデル（エネルギー収支、CO_2 負荷を含む）を作成し、水素製造コストを算出した。また、感度分析を行い、水素製造コストに対する技術開発要素を明確にした。

3 成果の概要

（1）マイクロ波方式 SSPS の経済性の検討

(a) モデルの概要

システム総合研究で検討された 2003 年 M-SSPS 基準モデルに基づき、M-SSPS ライフサイクルモデルを作成した。M-SSPS ライフサイクルモデルは、M-SSPS の構築と運用に関して必要となるコスト（エネルギー収支、CO_2 負荷を含む）を算出するモデルであり、宇宙セグメント、レクテナ、打ち上げ、メンテナンスにかかるコストを求める部分から構成される。

(b) 計算結果

宇宙セグメント、レクテナ、打ち上げ、メンテナンスに関する入力パラメータの初期値を用いて、1GW の M-SSPS について計算を行った。

本モデルでは、集光倍率が 1.0 倍のときに宇宙セグメント重量が 9,667ton と最小になり、それにあわせてコストも最小となるため、入力パラメータの初期値としては集光倍率 1.0 倍を採用した。（集光倍率を 1.0 倍以上にすると、太陽電池面とアンテナ面からでは排熱しきれず、ラジエータ（2.00g/W）を設けなければならなくなるため重量増となる。）計算の結果、1GW の SSPS の構築には 1.29 (兆円)を要する計算結果となっており、その発電コストは 8.9 (円/kWh)と算出された。SSPS の構築に要する宇宙セグメント、レクテナ、打上げコストの割合を Fig.1 に示す。また、その中における宇宙セグメントのコストの内訳も同図中に示す。

また同様に、ライフサイクルモデルにより、M-SSPS 構築時と運用時における CO_2 排出量を算出し、12.10(g- CO_2/kWh) という値を得た。SSPS は、風力、原子力と比較しても CO_2 排出量の少ない極めてクリーンなエネルギー資源利用システムであることが分かった。

さらに、エネルギー回収年数の計算を行い、自然エネルギーを利用した他の各種発電システムのエネルギー回収年数と比較した。エネルギー回収年数とは、製造から運用に至る工程において投入されたエネルギーが、生産されるエネルギーによって回収されるまでの期間のことであり、SSPS では 0.89 年と計算できる。地上の太陽エネルギーを利用した発電システムのエネルギー回収年数は 5 年から 10 年にも達するのに対し、SSPS は地熱発電システム、中小水力発電システムとならび、極めてエネルギー回収効率の高いシステムであるといえる。

This document is provided by JAXA.

(c) 考察

本ライフサイクルモデルは、最終的には、発電コスト／CO_2 発生量／エネルギー回収年数を評価関数として、パラメータスタディや感度分析を行うことにより、影響の大きいパラメータやその目標値などを検討することが目的であるが、そのためにはパラメータ選定の適切さやデフォルト値の妥当性が重要な要素となる。そのため、今年度は感度分析およびパラメータ特性に関する検討も行った。

Fig.2 に各種パラメータの感度分析を示す。なお、図中の f_iは発電コスト、x_iはパラメータである。グラフより、RF-DC 変換効率、DC-RF 素子単価（マグネトロン単価）、メンテナンス率（宇宙セグメント）が発電コストに及ぼす影響が大きいことが分かった。

また、パラメータスタディの一例として、送電システムに関するパラメータ（DC-RF 変換素子単価、DC-RF 変換効率、マイクロ波送電器密度）と打ち上げ単価に関する検討を行い、ターゲットコストを達成するための条件等について検討を行った。ここでターゲットコストとしては他の発電システムと競合しえる単価として 8(円/kWh)を設定している。検討の結果、「DC-RF 変換素子単価 400（円/W）以下、DC-RF 変換効率 67.5(%)以上」「DC-RF 変換素子単価 400（円/W）以下、マイクロ波送電器密度 3(g/W)以下」「DC-RF 変換素子単価 400（円/W）以下、打ち上げ単価 0.2（億円/ton）以下」を達成できれば、ターゲットコストの達成が可能であることが分かった。

（2）レーザー方式 SSPS の経済性の検討

(a) モデルの概要

システムコンフィグレーションで検討された 2003 年 L-SSPS 基準モデルに基づき、L-SSPS ライフサイクルモデルを作成した。M-SSPS ライフサイクルモデルと同様、L-SSPS の構築と運用に関して必要となるコスト（エネルギー収支、CO_2 負荷を含む）を算出するモデルであり、宇宙セグメント、地上施設、打ち上げ、メンテナンスにかかるコストを求める部分から構成される。なお、水素製造方式としては、太陽電池で発電した電力による電気分解方式の他に、光触媒による方式があるが、今年度のモデルではレーザー波長に最適化された太陽電池で発電し、水を電気分解することで水素を製造する方式をモデル化した。また、製造された水素の液化と輸送に関してはモデルに組み込んでいない。

(b) 計算結果

宇宙セグメント、地上施設、打ち上げ、メンテナンスに関する入力パラメータの初期値を用いて、10MW 級の L-SSPS について計算を行った。ただし、L-SSPS の規模やコンフィグレーションに関しては検討途上の段階であるものが多いため、今年度はモデルを構築し予備計算を行う段階にとどめた。

計算および感度分析の結果、レーザー媒質のコスト、ビーム制御部のコストにより大きく水素製造コストが変化することが分かった。次年度以降は、これらの値を検討し、パラ

This document is provided by JAXA.

メータスタディを行っていく必要がある。また、晴天率により水素製造コストも大きく変わるため、雲があってもレーザー伝送が可能かどうか、またはその効率がどの程度かを早急に明らかにする必要がある。

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 のシステム概念に基づき、ライフサイクルモデルを作成し経済性等に関する検討を行った。

今後は、引き続きモデルの精度を高めるとともに、採用するパラメータ値について、現状と達成見通し（2020-30 年）を整理したうえで、十分に検討を重ねる必要がある。

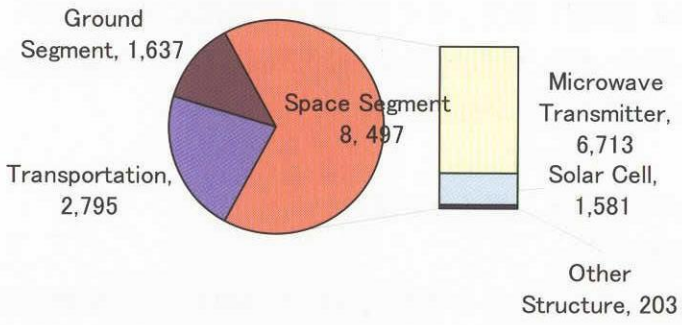


Fig.1 Calculation Result of M-SSPS Cost Model (Unit: 0.1B yen)

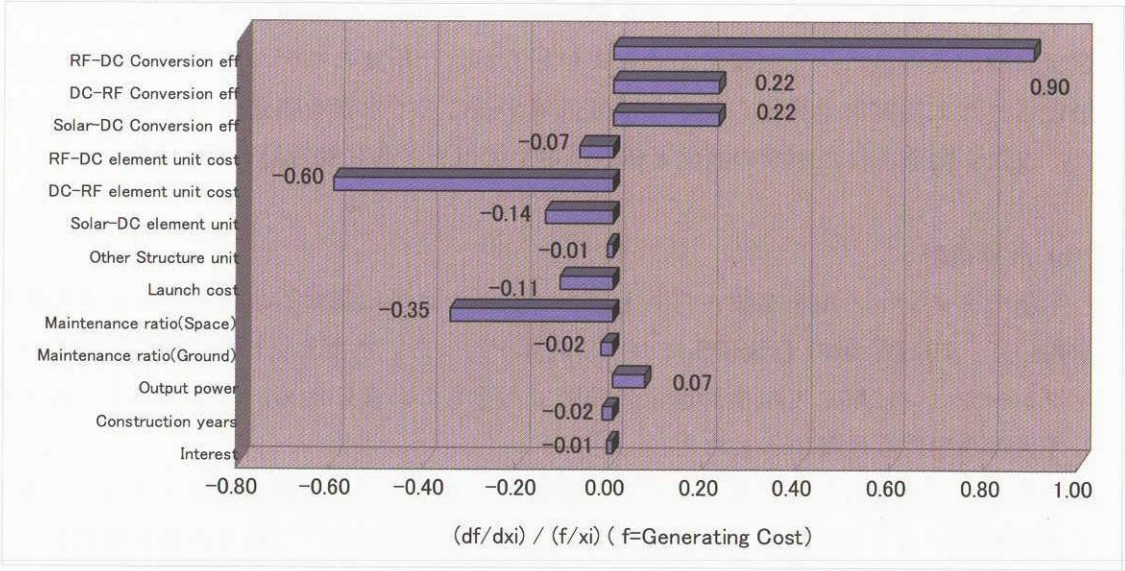


Fig.2 Sensitivity Analysis Result of M-SSPS Cost Model

This document is provided by JAXA.

大型宇宙構造物の組み立てと維持に関する制御技術の研究

The Research of the Control Technology for Large Space Structure's Assembly and Maintenance

総合技術研究本部　システム誘導技術グループ　関口毅　小田光茂　上野浩史
Institute of Space Technology and Aeronautics
Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group
Takeshi Sekiguchi　Mitsushige Oda　Hiroshi Ueno

Abstract

Control technology of the Large Space Structure (LSS) is supposed to be one of the key technology in the future space activity, however, there are many problems which have not solved. This research aims to solve such problems and to establish the basic technology of the LSS. In this research, Space Solar Power System (SSPS) is focused on as the very Large Space Structure, and the assembly and maintenance technique is studied. In this report, the result of this study in the FY 15 activity is described.

１．はじめに

今後の宇宙活動においては更なるミッション要求の高度化が進み、それに応じて規模的にもマイクロ衛星、ナノ衛星のような超小型なものから宇宙太陽発電システム（ＳＳＰＳ）のように超巨大なシステムまで多様化が進んでいくと考えられる。従来の大規模宇宙構造物（ＬＳＳ）の研究では、主に大型衛星等に焦点を当てて活発な活動が行われてきたが、ＳＳＰＳのようなシステムは未だ人類が経験したことのない大規模なものであり、まだ解決されてない課題も多い。

そこで、本研究では将来的なＬＳＳ制御技術の基盤技術を確立することを目的として、宇宙太陽発電システム（ＳＳＰＳ）の組立、維持に関する研究を実施している。

本研究は、「高性能姿勢制御技術の研究」「軌道上サービスシステムの研究」の一環として平成１４年度に本格的に始まった。特に本報告に関しては海外長期派遣研修として平成１４年１２月から平成１５年１２月までアメリカのマサチューセッツ工科大学（ＭＩＴ）宇宙ロボット研究室において行った研究についてまとめたものである。

また、本研究の一部は上記ＭＩＴ宇宙ロボット研究室との共同研究の一環として行われた。

This document is provided by JAXA.

２．研究概要

平成１５年度は、以下の内容について検討を進めた。

（１）ＳＳＰＳ組み立てと維持に関する制御系技術課題の整理

ＳＳＰＳの技術課題のうち特に制御技術の観点でＳＳＰＳの組立と維持に関する課題を洗い出した。

（２）ＳＳＰＳの大局的安定性解析検討

ＳＳＰＳの維持に関する検討として、「宇宙太陽発電システム検討委員会」において平成１４年度に取り上げた「ＳＳＰＳリファレンスモデル２００２」をベースに軌道上での安定性について解析を行った。

（３）ＳＳＰＳの組み立てに関する検討

ＳＳＰＳの組立についてシナリオを見直し、特に部材の接合直前の輸送に焦点を当てて問題設定と解析を行った。

３．成果概要

３．１　ＳＳＰＳ組み立てと維持に関する制御系技術課題の整理[1][2]

ＳＳＰＳのような超大規模なシステムでは、これまで無視し得た新たな課題が数多く出てきている。そこで、制御技術という観点から２つに大別して整理した。以下その概要を示す。

（１）ＳＳＰＳ維持における技術課題

これは主に定常運用時の課題であり、従来の研究の延長上にあるケースが多いため共通的な課題が多く存在する。ただし、従来研究では無視できたレベルの外乱や擾乱がＳＳＰＳでは無視し得ないものとなり、改めて見直す必要がある。また形状の維持というのはこれまであまり十分に検討されてきてない課題であり、制御手法・構造を含めた検討が必要となる。また、センサ／アクチュエータ／計算機等の機器に関する問題では、個々の機器のみならず、その個数や配置が従来以上に重要となっており、新たな観点での検討が必要となる。

（２）ＳＳＰＳ組立時における技術課題

ＬＳＳは、ロケット等宇宙輸送システムの制約から軌道上での組み立て建設が基本となると考えられるが、ＳＳＰＳのような超巨大なシステムでは特にその点が重要であり、さらにその規模から人間が実施するのは困難である。その観点からロボットによる組立が有力視されている。ここでは、ロボットによる組立問題についての課題という立場で整理した。課題は大きく分けると以下の点が重要なテーマとなる。

・輸送中の部材の姿勢・軌道・振動の干渉
・輸送中の部材ダイナミクスとロボットダイナミクスの干渉
・部材結合時の相互の姿勢干渉

This document is provided by JAXA.

これら各々について、制御方式、ロボット個数／配置をはじめとする具体的な技術的課題が多数存在するためそれぞれについて検討していく必要がある。

３．２　ＳＳＰＳの大局的安定性解析検討[1][3][4]

本検討では、前項の課題におけるＳＳＰＳの維持のための基本的な要素であるＳＳＰＳ全体の大局的な姿勢安定性について解析した。対象は図１に示すようなモデルであり、これはＮＡＳＤＡリファレンスモデル２００２と呼ばれるものである。本モデルは、静止軌道上で１ＧＷの発電能力を持つシステムであり、総重量 10000[ton]、１次ミラーを 2×3.4[km]の楕円とし、フレネルレンズ、発電送電部をいずれもφ2[km]の円盤、１次ミラー間距離 8[km]となっている。

検討では本モデルを利用し、以下の作業を実施した。

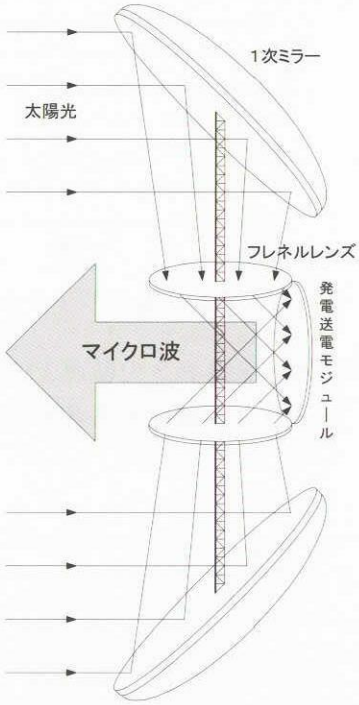


図１　対象システム

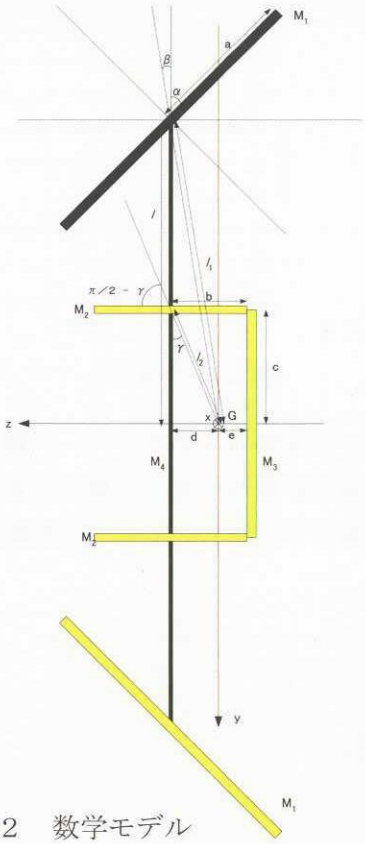


図２　数学モデル

（１）数学モデルの構築

図２に示すように全体を単一剛体と仮定した場合の数学モデルをベースにモデルの詳細化を実施した。全体を１次ミラー、レンズ部（２次ミラー）、発送電部、トラスに分け、１次ミラーを慣性空間における太陽指向、それ以外の部分を地球指向として、時間的に慣性モーメントが変化する系でのモデルを求めた。前提条件であまり明確に定義されていないレンズ部については、そのままの利用が困難なため特殊なミラーとしてモデル化を行った。

This document is provided by JAXA.

（２）自然トルク外乱の影響による運動解析

（１）で求めたモデルを利用して、自然外乱として重力傾度トルク、太陽輻射圧が加わった場合における姿勢安定性解析を実施した。

重力傾度トルクは慣性モーメント比によって、その安定性を確認できる。本モデルは時変形モデルであるが、軌道上一周回しても不安定領域にとどまることが図３からわかる。

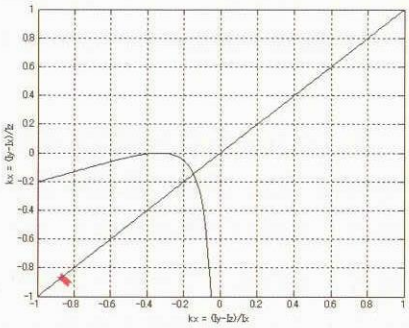


図３　慣性モーメント比の変化

時間領域での安定性は、図４、５に示すように不安定となる。

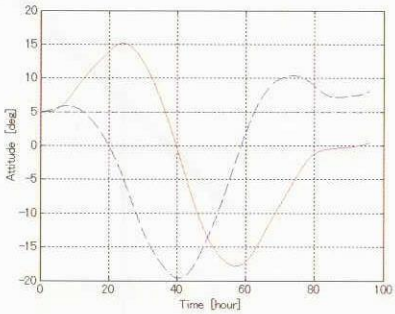


図３　外乱なしケース

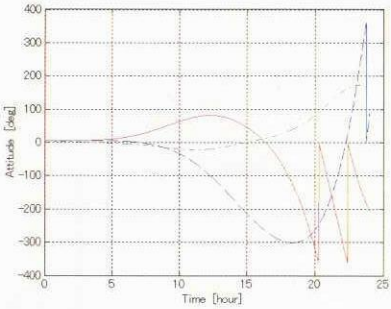


図４　重力トルクケース

太陽輻射圧トルクは、太陽季節角、ＳＳＰＳの形状、ＳＳＰＳの軌道上位置、構造物の陰の影響等によって様々に変化する。解析では、ＳＳＰＳを構成する各々の要素について場合分けをしながらその影響について調べた。

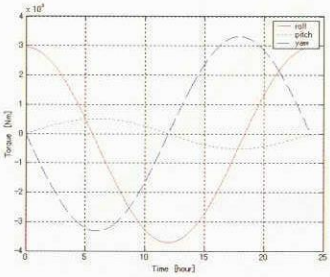


図５夏至での太陽トルク

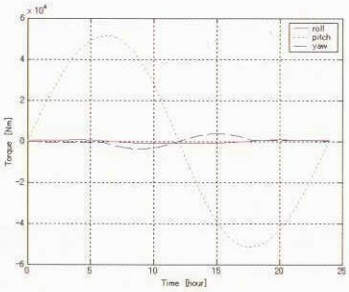


図６春分での太陽トルク

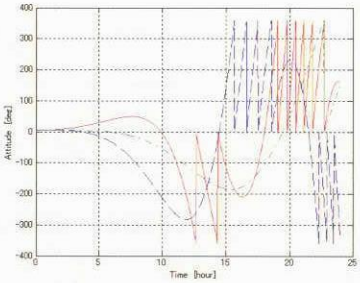


図７太陽、重力トルクによる姿勢

図５は夏至における太陽輻射圧トルク、図６は春分点での太陽輻射圧トルクである。夏至や冬至では１次ミラーのトルクが上下で異なるためにロール及びヨー軸への影響が大きくなり、春分秋分点では１次ミラーによる影響は打ち消されるため相対的にピッチ軸への影響が支配的となることがわかる。また、図７は最終的な太陽輻射圧と重力傾度トルクの影響を受けた場合のＳＳＰＳの応答である。重力傾度のみの場合に比べてロールピッチへの

This document is provided by JAXA.

影響が大きくなりレートがアップしている。また重力傾度ではでてなかったピッチ軸への影響も出ていることがわかる。

このように外乱の影響により大局的な安定性は損なわれるため、常時スラスタ等による補償が必要となる。イオンスラスタにより補償したケースを検討した結果、リソースとしてＳＳＰＳ全体重量の数％程度が必要であることがわかった。実際にはモデルは柔構造体であるため、姿勢形状維持のためにはさらなるリソースが必要になることが予想され、制御手法のみならず、システムコンフィギュレーションそのものの検討も必要と考えられる。

３．３　ＳＳＰＳの組み立てに関する検討[4][5][6]

本検討では、まずシナリオを整理して問題の設定を行った。組立の範疇には、部材の輸送と部材の接合があるが、ここではそのうち輸送問題に着目した。輸送もさらに①低軌道への輸送、②軌道間輸送、③最終接近のフェーズに分けることができる。ここでは特に本質的と考えられる最終接近に焦点を絞って検討を進めた。図８にそのイメージを示す。①や②の過程により軌道上のあるポイントに集められた部材（梁、三角トラス、薄膜プレート等）は、③の過程において最終的にＳＳＰＳを設置する場所へと移動される。しかし、これらの部材は柔軟構造となるため、励起された振動が姿勢や軌道へと干渉する。そこで、本問題の設定を以下のように行った。

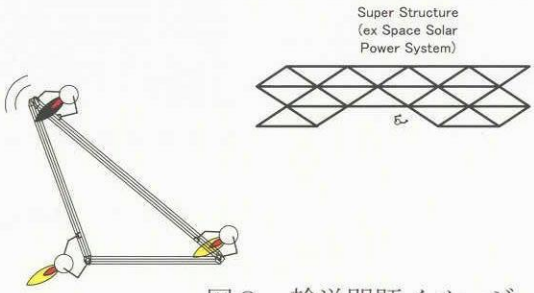


図８　輸送問題イメージ

・最終接近フェーズにおいてロボット等を用いてＳＳＰＳ建築部材を輸送する
・トラスの振動を最小に押さえつつ輸送する制御システムの構築する
・極力シンプルな構成なシステム（ロボット個数等）の構築する
・外乱、不確かさ、無駄時間等による影響に対してロバストなシステム構築する

ＦＹ１５では、まず剛体トラスを用いた姿勢軌道解析と柔軟トラスを用いた振動抑制について検討を行った。

剛体モデルを用いた解析では、姿勢軌道の干渉を調べ、またアクチュエータと軌道の関係を調べた。図９～１１に結果の例を示す。

図９は簡単なＰＤ制御系による姿勢安定化の結果、図10はその姿勢系による軌道への干渉を示している。また、図11は姿勢干渉がある場合の軌道マヌーバの結果を示している。

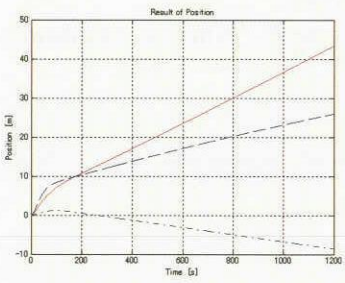


図９　制御系応答

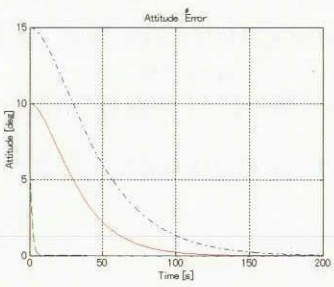


図１０　姿勢軌道干渉

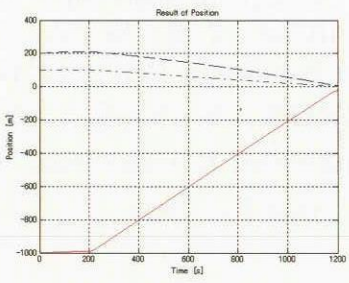


図１１　軌道マヌーバ

This document is provided by JAXA.

アクチュエータ（スラスタを想定）のレベルや個数によるこれらの違いの変化、初期条件による変化等を考慮し、構造物に加えられる力・トルクを調べた。

柔軟梁を用いた解析では、振動を抑制する制御系の設計解析を行った。自由端、固定端でのモデルをＦＥＭにより作成し、振動抑制の効果を見るために固定端での制御系を設計した。ＰＤやＬＱ等の制御系を構成したところ図１２，１３に示すように振動を抑制する制御系を構築することができた。

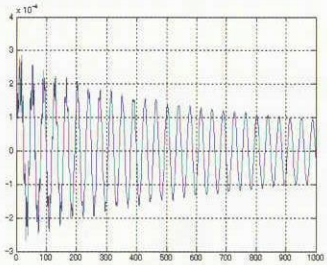


図１２　自由応答

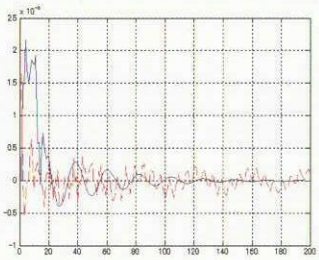


図１３　閉ループ系応答

４．まとめ

本報告では、平成１５年度の成果として長期海外派遣研修での活動の成果をまとめた。課題の整理、ＳＳＰＳの大局的な安定性解析、ＳＳＰＳ組立技術の検討について検討を行い、システムフィージビリティの検討を実施した。

今後の課題としてまず、ＳＳＰＳモデルがリファレンスモデル２００２から２００３に変更したことにより、再度同様な解析を実施する必要がある。また、組立技術の検討では、振動抑制・姿勢制御・軌道制御をまとめた系の構築、アクチュエータをロボットとしたときのシステム構成等について検討していく必要がある。そのため、今年度の結果をベースとしてこれらの課題についてさらに検討を進めていく予定である。

参考文献

[1]関口、小田、上野、「宇宙太陽発電システムの制御技術に関する検討」、第 45 回自動制御技術連合講演会、2002

[2]P. E. Glaser, et. al., “Solar Power Satellites”, Praxis Publishing, 1997

[3]B. Wie, C. Roithmayr, “Integrated Orbit, Attitude, and Structural Control System Design for Space Solar Power Satellites”, AIAA 2001-4273, 2001

[4]Wertz J. R. “Spacecraft Attitude Determination and Control”, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, Boston, London, 1994.

[5]茂原正道、木田隆、「宇宙工学入門 II」、培風館、1998

[6]Wodek K. Gawronski, “Dynamics and Control of Structures”, Springer-Verlag New York Inc., 1998

This document is provided by JAXA.

宇宙インフラストラクチャーの研究

HTV ランデブレーダの研究

Study on HTV Rendezvous Navigation Sensors

システム誘導技術グループ
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group
小田　光茂、石島　義之、浅野　貢、山元　透
Mitsushige Oda, Yoshiyuki Ishijima, Mitsugu Asano, Toru Yamamoto

Abstract

A rendezvous navigation sensor, which measures and estimates relative range and LOS (Line Of Sight) angle, is critical components for on-orbit service missions. In this study, as the first step, the medium-range navigation sensor using scanning-laser for HTV (H-IIA Transfer Vehicle) is investigated. A range measurement circuits and a scanning driver modules are so critical elements that these are manufactured, tested, and evaluated to get valuable knowledge to design BBM of this sensor system.

1．はじめに

ISS を始めとする宇宙インフラが整備されるにつれて、様々な宇宙機や飛翔体に対してサービスを提供する、軌道上サービス・ミッションが重要となる。想定される軌道上サービス・ミッションとしては、機器交換や推薬補給等による衛星長寿命化やミッションの発展、運用終了・不具合衛星の投棄、ロケットにより打ち上げに失敗した衛星のレスキュー、ISS 近傍におけるサービスの提供等が考えられる。これらの軌道上サービス・ミッションを実現する上で、確実なランデブ・ドッキング技術は重要な基盤技術のひとつであり、特に対象宇宙機との相対位置を計測するランデブ用航法センサは鍵となるコンポーネントである。

2．研究の概要

以上の背景から、本研究では、軌道上サービス・ミッションに必要であるランデブ用航法センサの研究を実施する。

実用的な研究を指向するために、H14 年度より、HTV（H-IIA Transfer Vehicle）用ランデブレーザーセンサを具体的な開発ターゲットとして、早期の軌道上実証を視野に入れて研究を進めている。HTV のコストの低減化に寄与するため、現在使用されている高価な輸入品に替わる低コストの国産ランデブレーダを研究開発することが具体的目標である。センサの HTV における使用イメージを Fig.1 に、センサシステム外観を Fig.2 に、センサシステム設計結果を Table1 に示す。

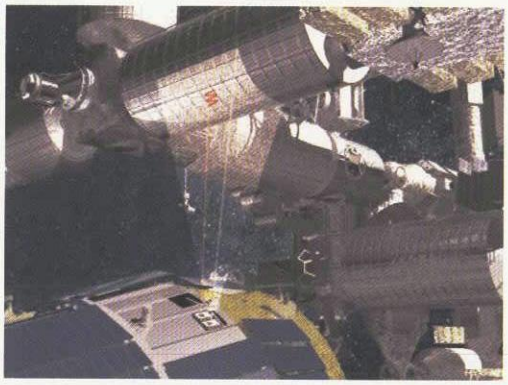


Figure 1 HTV rendezvous sensor

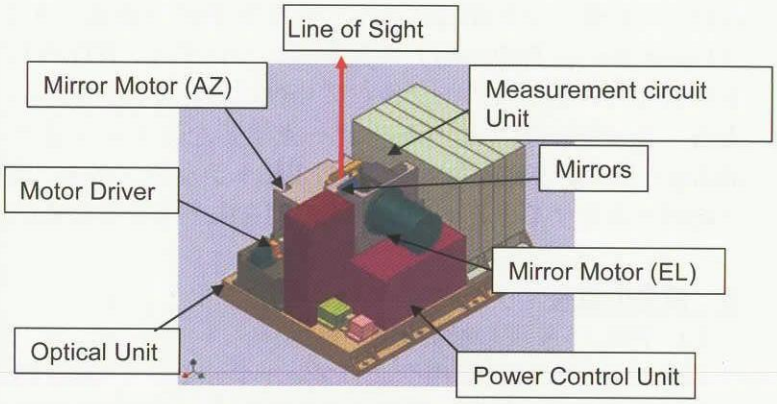


Figure 2 Sensor system layout drawing

This document is provided by JAXA.

Table 1 Specification of the laser sensor

	Design results
Laser module	LD Pulse（Emission power 30W、Pulse energy 0.3μJ）
Scanning	Azimuth /Elevation 2 mirrors
Range	730m～3m（Output：Range and LOS angle to LRR on ISS）
Weight/Power	<20 kg < 60W
Remarks	・1 Package ・CCD sensor for re-acquisition

ETS-VII で開発したランデブレーダ（スタティック型）の成果を生かすとともに、ミラー走査部及びターゲットマーカからの反射レーザー光の処理部を追加することにより、広画角（捕捉時：40deg×40deg）のスキャン型レーザレーダを実現する。必要十分な性能と低コスト化に重点を置くのがポイントであり、既開発品のレーザー測距回路と、ハードウェア的にシンプルなスキャン機構（2 軸ミラー・ガルバスキャン方式）を適用する方針である。

Table 2 に、本研究で開発対象としている HTV ランデブレーザーセンサと ETS-VII 用のランデブ用レーザーセンサの比較を示す。HTV 用は、広視野であることが特徴である。また、ETS-VII 用が CW レーザーであるのに対し、HTV 用はパルスレーザーであり、レーザーの大出力化が可能で、将来のレンジの長距離化、非協力ターゲットへの適用等の拡張性が期待できるのも長所である。

Table 2 Comparison of rendezvous sensors between ETS-VII and HTV

	Sensor System Type	FOV	Measurement Specification (Random: 3σ)	Characteristics
ETS-VII	Static Type Laser Larder (AM CW laser)	6deg Conical	・Range Measurement Range:600m～0.3m Bias: 0.1m Random :0.006m(R<40m) ・LOS Measurement Bias: 0.05deg Random: 0.02deg	・High Range Accuracy due to AM modulation ・Consume much resources ・Narrow FOV
HTV	Scanning Type Laser Larder (Pulse Laser)	40deg ×40deg	・Range Measurement Range: 730m～3m Bias: 0.1m Random: 0.011m(R<6.1m) ・LOS Measurement Bias: 0.1deg Random: 0.06deg	・Relatively Low Range Accuracy ・Pulse laser is Efficient, consume less resources ・Relatively easy to raise the power of laser pulse to use for uncooperative targets in the future ・Widely used system in commercial laser range sensor

レーザー方式は、計測距離域が 730m と比較的遠距離であるため半導体パルスレーザーを選定した。回線設計の結果、全計測域に渡って十分な S/N が確保できることを確認している。ターゲットとなる LRR（Laser Retro Reflector）の反射率については、ETS-VII 開発試験において確立した CCR モデルに基づき検討している。このモデルの妥当性については試験等により確認する必要がある。また、測角要求は、走査・走査駆動部によりレーザー光学系をスキャンさせることにより実現する。初期捕捉においては 40deg×40deg の範囲をサーチし LRR トラッキング後、定常追尾モードに遷移する。定常時は最小スキャン範囲を追尾するとともに、測距精度を向上させるため同一点の測距値を平均化する処理を追加する。

3．成果の概要

（1）平成 15 年度の検討範囲

平成 14 年度の HTV 用ランデブレーザーセンサの設計検討結果を受け、平成 15 年度は、特にクリティカルと考えられる測距回路部・走査駆動部の部分試作試験を実施し、設計の妥当性を確認した。

This document is provided by JAXA.

（2）測距回路部の試作試験

測距回路部は、スタートパルスを送信し、受光素子からストップパルスを受信して、その間の時間差から距離を測定する回路部である。CFD 回路（Constant Fraction Discriminator、受信波に反転／位相遅れさせた受信波を加えてゼロクロスを検出することにより波形の中央を検出する回路)により、受信レーザパルスのレベルが大きく変動しても、確実に受信タイミングを検知できる設計としているのが特徴である。

時間差の測定は、60MHz のクロックを刻みとして大つかみにカウントし、クロック間に残る量子化誤差分の時間差については、クロックと同じ周波数の「のこぎり波」を利用したアナログ回路にてパルス受信タイミングをピックアップして測定し、クロック間の補間処理を行って高精度化を図る。

また、パルスの強さに応じて CFD 回路に生じる遅れを補償するために、パルスのピーク値をホールドしてサンプリングするピーク検出回路を実装し、ピーク値を用いた補償を行う。また、温度補償回路も付加する。

本試作試験においては、上記のピーク検出回路、温度補償回路を含む測距回路部の試作を行い、測距に係る基本的機能・性能評価を実施した。ピーク検出回路および温度補正回路の評価も実施した。Fig.3 に測距回路部を、Fig.4 に本測距回路の要である CFD 回路の特性を、Fig.5 に測距回路測定データを示す。

今回の試作データより、測距回路、ピーク検出回路、温度補償回路の基礎データが取得できた。このデータより、ランダムノイズに関しては、目標仕様を満足する目処を得た。

今回の試作における問題点は、回路の調整不測から 10[mV]以下の低いレベルでのデータが取得できなかった点、アナログ補間回路の調整不足のためリニアリティが大きく出てしまい、レンジバイアスが目標仕様を逸脱している点である。これらの問題は原因と対策が明確に判明しており、次年度以降の開発で克服していく予定である。

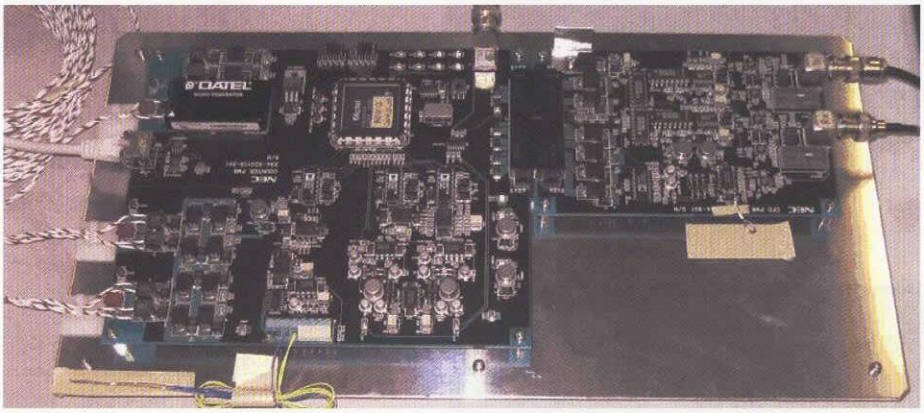


Figure 3 Measurement circuit

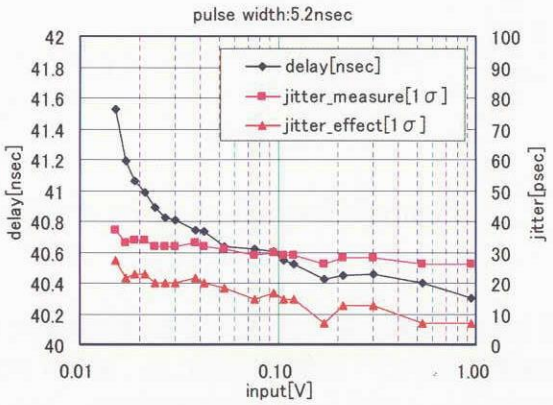


Figure 4 Characteristic of CFD circuit

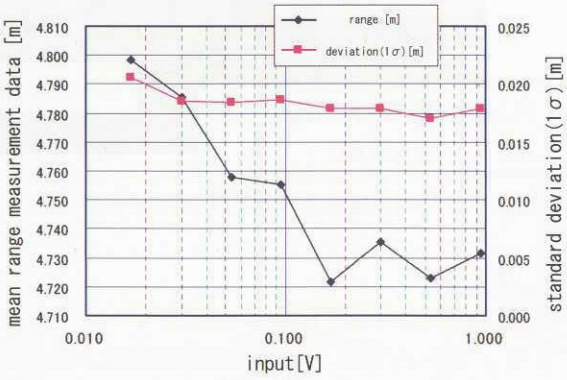


Figure 5 Range data measurement result

This document is provided by JAXA.

（3）走査部・走査駆動部の試作試験

走査部・走査駆動部は、ミラーを動かすことでレーザーによるスキャンを実現するための機構である。本センサでは40[deg]×40[deg]の広範囲のスキャンが必要である。また、初期にISSを発見し捕捉する「捕捉モード」から、スキャン範囲を絞り高レートでISSのレーザーリフレクタを追尾する「追尾モード」まで、複数の走査モードに関して、直線性および追従性の要求を満たす必要がある。

本試作では、特に動作条件が厳しいAZ軸に対象を絞り、モータ・レゾルバ・タコジェネレータ・ダミーミラーからなるAZ軸走査部、及び走査駆動回路を製作・試験した。そして、各走査モードの実現性、走査性能（直線性、追尾性等）の評価を実施した。Fig. 6に走査部の写真を、Fig.7に走査部の図面を、Fig. 8に走査部・走査駆動部の評価試験の写真を、Fig. 9に走査時の駆動データ例を示す。

本試作により得たデータの解析により、現状設計の問題点が明らかとなった。主な問題点は、捕捉モード時に一部直線性要求を逸脱した制御成績となることである。捕捉モードのスキャンパターンの見直しと、フィードバック系のアナログ化による対策で、BBMにおいて制御性能を改善できる見通しである。

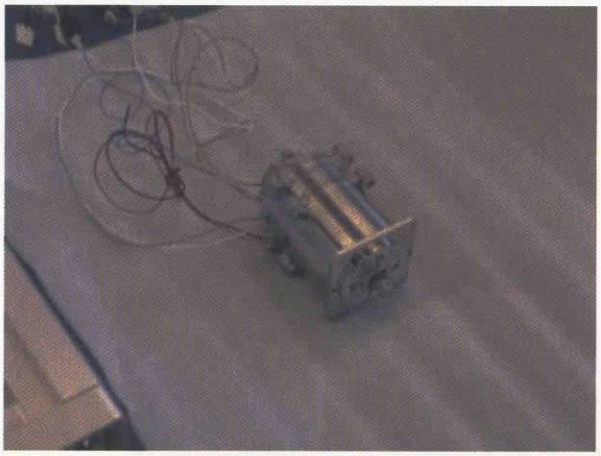


Figure 6 Image of mirror scanner module

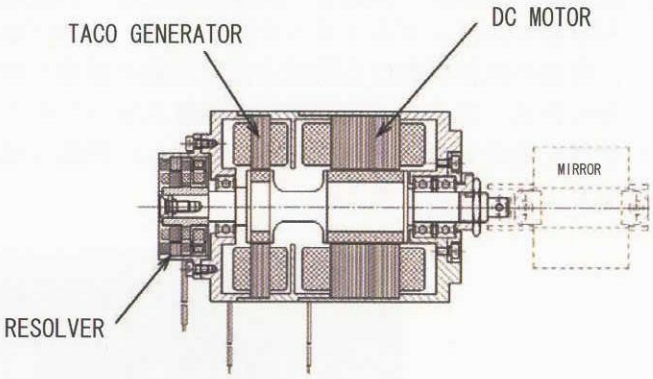


Figure 7 Schematic of mirror scanner module

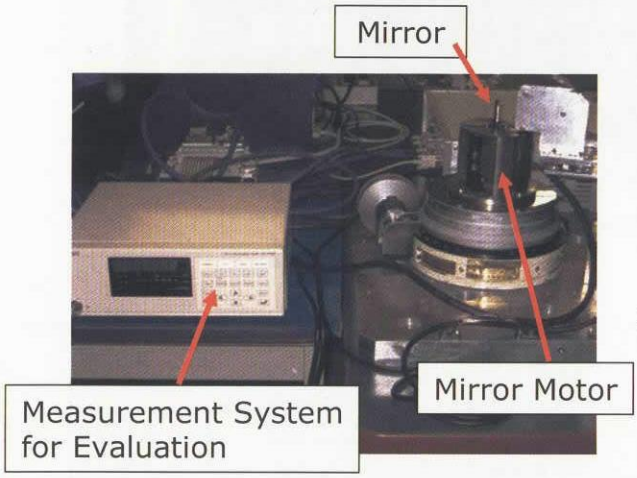


Figure 8 Evaluation test of scanning mechanism

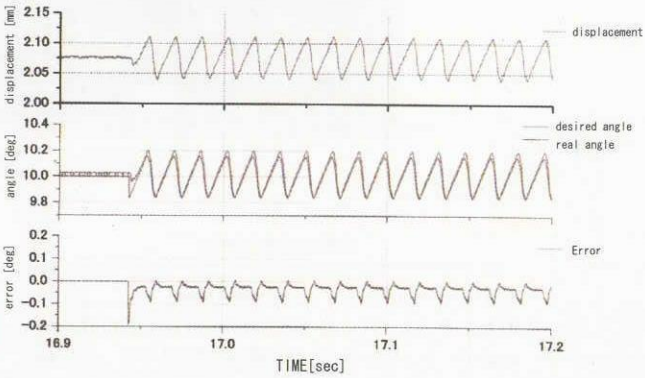


Figure 9 Example of mirror tracking data

4.　まとめ

平成14年度のHTV用ランデブレーザーセンサ設計検討の結果に基づき、センサの構成要素の中で最もクリティカルと考えられる測距回路部、走査部・走査駆動部の試作・試験を実施した。試作・試験ともに想定した作業を完了した。測距回路部については、測距カウンタ回路、アナログ補間回路、ピーク検出回路、温度補償回路の動作を確認し、全体動作により測距性能の評価を行った。走査部・走査駆動部については、要求の厳しいAZ軸の試作・試験を実施した。結果として、現状設計に一部スペックを満たしていない要素があり、今後の対処により克服可能との見通しを得た。

This document is provided by JAXA.

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

宇宙機の自動自律化技術の研究
Research on Automation and Autonomy of Space systems

システム誘導技術グループ　小田光茂，稲場典康，山本昌幸，川井洋志
宇宙科学研究本部宇宙探査工学研究系　福島洋介

Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group
Mitsushige Oda, Noriyasu Inaba, Masayuki Yamamoto and Hiroshi Kawai
Department of Spacecraft Engineering of ISAS
Yousuke Fukushima

Abstract
Autonomy in space systems is a promising way not only to expand performance and functions of systems but also to achieve cost reduction, particularly in large and complicated systems and constellations. Now a day, a number of constellation systems are proposed or under development which provide advanced services in earth observations, tele-communication and satellite based navigations. We newly organized this spacecraft autonomy research area in 2002, and defined two target missions, constellation for Earth observation and rendezvous spacecraft such as HTV. We started to study on three themes related with the target missions, autonomous orbit maneuvering function, intelligent vision and AI based ground support systems for rendezvous operations from fiscal year 2003. Major results of these studies are reported.

１．はじめに

近年複数の衛星を利用し，単独衛星では達成が困難な高度なミッションを達成する地球観測や通信・測位を行う衛星群システムが多数構想されている．これらシステムでは，撮像時間の同期や衛星間位相の保持のための同期軌道･姿勢制御，先行衛星の取得データ処理に基づく後続衛星の運用の迅速な変更等，状況に応じた多彩・高度な運用機能が求められる．また，複数衛星を同時に運用することから，ルーチン的なハウスキーピング運用や異常発生時対応運用も，自動化することにより効率的な運用を行う必要性が生じる．これらの実現のためには，長足の進歩を遂げる搭載計算機の能力や，複雑化・高度なソフトウェアの確実な開発・検証方法も念頭の上，地上システムとの適切な役割分担のもと，宇宙システムの自動化・自律化技術が不可欠である．本研究は，次期ミッションの高度化，あるいは省力化に有用と考えられる自動化・自律化要求を整理し，共通的な技術課題あるいは，先行的な研究が不可欠な要素を識別，技術研究を行うものである．

２．研究の概要

平成１４年度実施したニーズ調査に基づき[1]，当面は「地球観測衛星群システムの高度化・高機能化」，及び「HTV 等ランデブ宇宙の運用確実化・省力化」を対象とし，関連技術の研究を行うこととした．平成１５年度はこれらを対象とした，以下の３つのテーマについて研究を開始した．

This document is provided by JAXA.

（1）　高精度軌道保持のための自動軌道制御技術の検討

高精度軌道決定，恒星センサの利用等により地球観測衛星撮影画像の地球座標系とのオフライン対応の技術開発が進行中であるが，一歩進んで，地球座標系で指定される「撮りたい点」を与えられた場合に，衛星の軌道位置・センサ視野方向を勘案の上，シャッタタイミングを決定する技術のニーズは高い．特に，視野が狭く，センサ指向のずれが目標観測の失敗に繋がる高分解能での観測において，上記要求はより大きなものとなる．

また，観測データの解析は現在全て地上で行われているが，解析アルゴリズムが定式化されると搭載系計算機の処理により一定の監視結果・予兆発見等が可能になることが予想される．地上運用者を経由し煩雑な運用計画を行う事無く，予兆発見時に当該点の観測頻度を向上させるための，搭載系によるミッションデータ解釈とこれに基づく衛星群システムの撮像計画の自動変更や複数衛星間の連携運用の実現も中期的な技術開発の目標にできると考えられる．(Fig. 1)

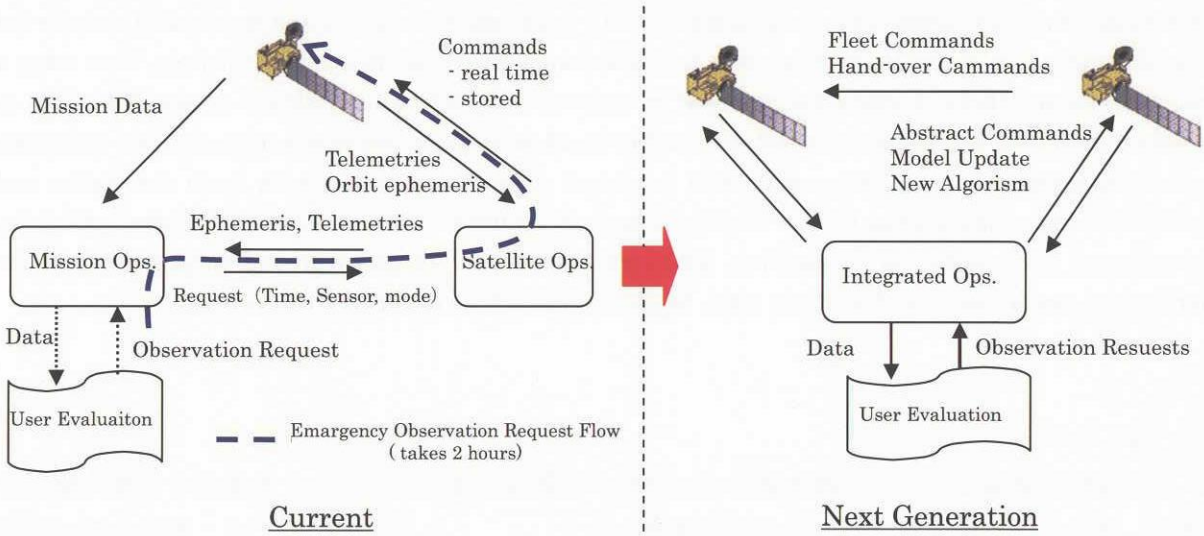


Fig. 1　Data and command flow of Earth observation satellite system

また，雲，日陰の影響を受けずに，常時高分解能観測が可能になる合成開口レーダ（SAR）によるインター・フェロメトリー観測への要求も高まってきている．インター・フェロメトリー作成の一方式である適切な前後距離を保ちつつ飛行する２衛星による取得データを干渉させるタンデムフォーメーションフライト方式では，飛行経路２衛星の相対飛行位置を正確に制御することが求められる．また，基準軌道上を精密に飛行することにより，時系列データの相互比較からインター・フェロメトリーを行うミッションでは，1km を切る精度での高度及び経度方向の精密な常時軌道制御が望まれる．個々の衛星を所定の軌道上許容範囲に保持するコントロールボックス制御の精度向上と，更にこれを一歩進めた，相対位置制御の技術を，ETS-VII の自動ランデブ技術をベースに，地上の運用負荷を少なく実施する方策が求められる．また，事態発生時の軌道変換等による迅速な撮像機会の確保等に対する要求は前述のとおりである．ミッション要求から決定される相対位置保持要求を吟味の上，衛星間の測距，通信手段の必要性，搭載系へのコマンドの与え方等を検討する必要がある．重力ポテンシャルの歪み，地球大気，及び太陽・月引力等の各

This document is provided by JAXA.

種摂動による軌道変化をシミュレーションし，基準軌道を精密に制御するための制御頻度，制御量を解析し，更に搭載GPS受信等の航法情報を利用した搭載系内の閉ループにより面内，面外を含めた自動軌道制御の基本アルゴリズムを検討した．

（2） インテリジェント・ビジョンの検討

現状，機構展開の確認用モニタカメラは通例として衛星に搭載されているが，取得画像は展開の定性的目視確認に留まっている．一方，柔軟構造物の軌道上での共振周波数，形状等の特性を把握することは，姿勢制御系のチューニング（ハッブル宇宙望遠鏡で利用），アンテナパターンの変形把握（DRTS）等，ミッションの質を向上させる上で重要な意義を持つ．また，変調発生時に特定部位の画像取得はトラブルの原因究明に資する情報を取得できる可能性も有する．

また，先般のコロンビア号の事故や，間近に控えた国際宇宙ステーションの本格的運用を契機に軌道上宇宙機の点検技術に関する関心が高まっている．軌道上宇宙機は，真空・放射線・熱，ならびに宇宙デブリ等の環境による影響により劣化する．これら劣化の状況は種々のセンサにより把握・計測が可能であると考えられる．平成１５年度は，振動・形状同定や外観点検用のインテリジェントビジョンの機能要求整理を行うとともに，カメラセンサを利用した，太陽電池パドルの振動同定基礎実験，CMOS画像センサの非線形ゲイン調整機能を利用した，高ダイナミックレンジ実現のための基礎実験を行った．

（3） ランデブ地上系の知能化検討

異常事象発生時に太陽指向モードとすることで安全状態を確保できる地球近傍の通常の人工衛星と異なり，ランデブ宇宙機運用は，ターゲットとの「衝突」や「離別」の危険から，一息つける安全な状態 safe state を確保することが非常に難しい運用である．安全確保の急を有する運用のみならず，正常の手順に於いても，状況，不具合の原因等に応じて手順の分岐が多く発生することもランデブ運用の難しい点である．初期運用のシーケンスに沿った運用手順等の代表的例のみが事前に設計者の「思考運用」に作成され文書化されるが，実運用に臨み，この範囲に無い手順の作成に迫られ，運用室内で既存手順の組合せにより新たに手順を作成するケースは多い．以上のとおり，運用前，並びに運用開始後にも短時間に確実な運用計画を作成することが必要である．これには探索ロジック等を利用したコマンド列の作成や，環境（太陽位置，大気抵抗，GPS位置，DRTS位置）並びに衛星機能（送信コマンドに連動し，機器状態ならびにスラスタ噴射により軌道位置が変化する．等）双方を模擬したシミュレーターを整備することにより，実機送信前のコマンド列の整合性確認が有効な手段と考えられる．その際，シミュレーターの機能範囲や精度は必要度を踏まえ適切な範囲・規模に設定するとともに，過去の運用経験を通して得られたノウハウ（マニュアルマヌーバによる軌道設計法，衛星間通信レベルの測距離への利用等）を系統的に整理・形式知化し計画作成機能に入れ込む仕組みを構築する必要がある．

一方，整合性をもって作成・確認された分岐付き運用計画の手順も，その複雑さゆえ運用者の記憶限界を超えるとともに，条件分岐に必要な state，状況の把握も，現状テレメトリデータを羅列する運用装置では非常に困難であるのが実情である．情報を統合し運用者にタイムリーに適切な方法で道標を与える仕組みが必要であると考えられる．

また，safe state 確立後に行う，複雑な不具合原因の特定，対応策の検討は，テレメトリグラフ

This document is provided by JAXA.

とFTAを源泉とし，人間の手作業による仮説推定に頼っており，長期の時間を要しているのが現状であり，テレメトリデータとシミュレーターを利用した逆問題解法等による支援機能による高速化が期待される．平成１５年度は，上記ランデブ地上系に求められる機能とその緊急度の検討を行うとともに，HTV運用で喫緊の課題である運用者への情報の統合・効率的表示機能についてその実現方法の検討を行った．

３．成果の概要

（１） 自動制御技術の検討

一部の先端衛星で実行されている自動軌道制御は，直下点経度方向誤差を2km程度に保つ面内軌道制御に限定されている．前述の将来ニーズに備えた，本検討で高度，進行方向とも設定された空間内の「誤差パイプ」の中を常時通過する様に，面内・外の制御を自律的に行う方策を考える．低軌道において，GPS航法（1周波単独航法）により自律的に推定可能な各種状態量の誤差の典型値をTable 1に示す．本誤差を考慮した場合の，軌道高度700km，降交点地方時15時軌道における，軌道面内面外同時制御の間隔と軌道保持精度(基準軌道からの距離)の関係例をFig. 2に示す．

Table 1 Estimation errors based on on-board GPS navigation

Error Item	Value	Unit
Position	45.0	m
Semi major axis of the orbit	4.824	m
Inclination of the orbit	0.00035	deg
Thrust of engine	5.0	%
Decaying rate of Semi major axis	57.97(Solar Max) 27.26(Solar Min)	%
Derivative of inclination (i) due to Lunar gravity	0.0001	deg/0.5month
Derivative of inclination	0.00004	deg/day
Amplitude of periodic i change due to Lunar gravity	0.00065	deg

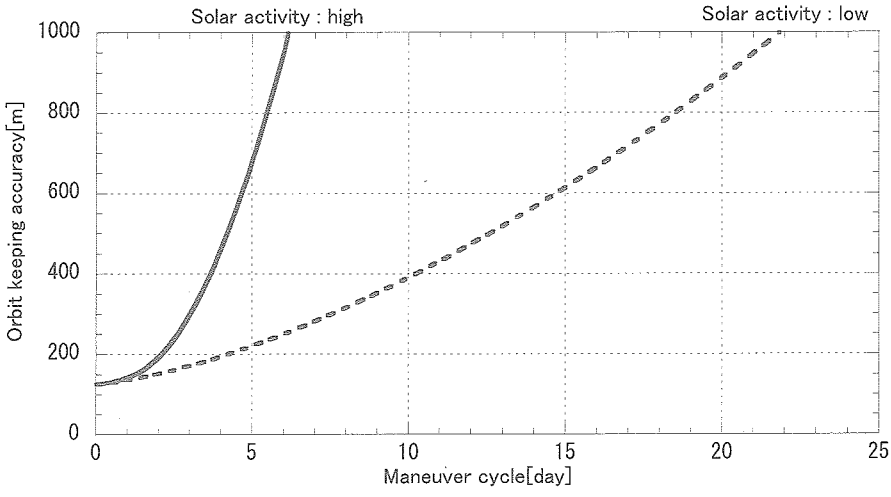


Fig.2 Maneuvering interval to keep required orbital accuracy(hight:700km LST15,SSO)

This document is provided by JAXA.

太陽活動の大小により制御の頻度は変化するものの，搭載 GPS 情報に基づく自律航法により，面内・面外の自動軌道制御が可能である見通しを得た．平成１６年度は，本検討を元に，搭載化可能な自動軌道制御のアルゴリズム化を行う．

（2） インテリジェントビジョンの検討

受光量に対する出力電荷のカーブを非線形に設定可能な CMOS カメラの機能(マルチスロープゲイン)を生かし，ダイナミックレンジの広い軌道上の画像を広範に撮像する基礎的な実験を地上実験装置を利用し行った．実験画像を Fig. 3 に示す． 従来の CCD カメラでは不可能であった，輝度の大きく異なる地球と衛星が同一画像上で共にはっきりと識別できることが分かる．

Adjust to Satellite　　Adjust to Earth　　Multi-slope Gain

Fig. 3 Simulated image on orbit using CMOS multi-sloped gain function

また，太陽電池パドルの振動を画像処理により同定する実験を Fig.4 に示す実験装置により開始し，基本実験を実施した．平成１６年度も継続実施する．

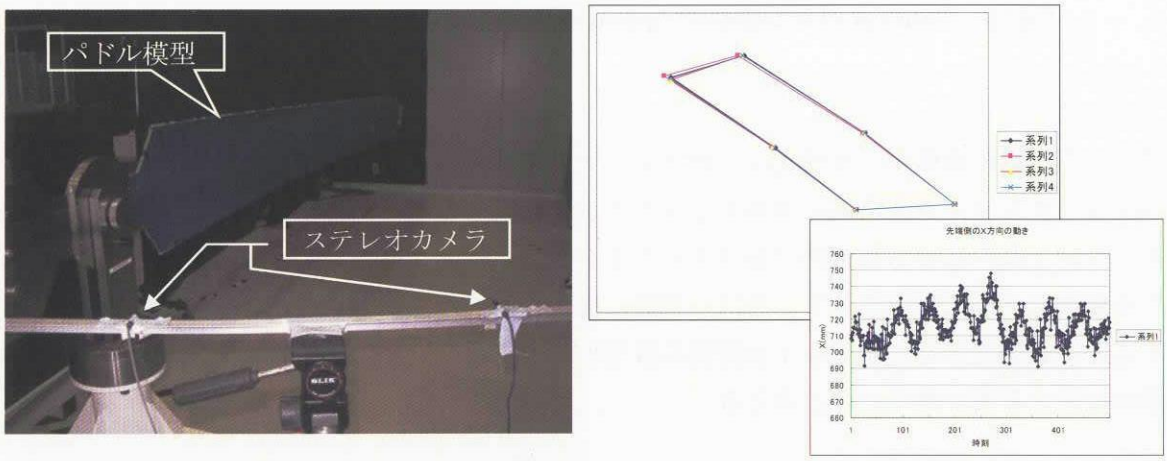


Fig. 4　Vibration monitoring using stereo camera vision

今後も上記研究を継続するとともに，民生品カメラの搭載化検討，種々のミッションの要請に応じた搭載ハードウェアの研究開発を行ってゆく．

This document is provided by JAXA.

（3） ランデブ地上系の知能化検討

喫緊の要求である，統合表示系の構成を検討した．従来の種々独立作成・管理していた運用関連情報を一元的に管理する形態及び，運用者への統合運用表示のサンプル画面等を作成した（Fig. 5）．平成１６年度は，プロトモデルの試作を行い，運用評価を実施するとともに，HTV 運用や将来衛星運用への利用を目指した運用システムとの適合性検討等を行うとともに，テレメトリ情報を利用した宇宙機状態の自動モニタリングの手法検討等を，宇宙機の開発試験のデータ等を利用し行う．

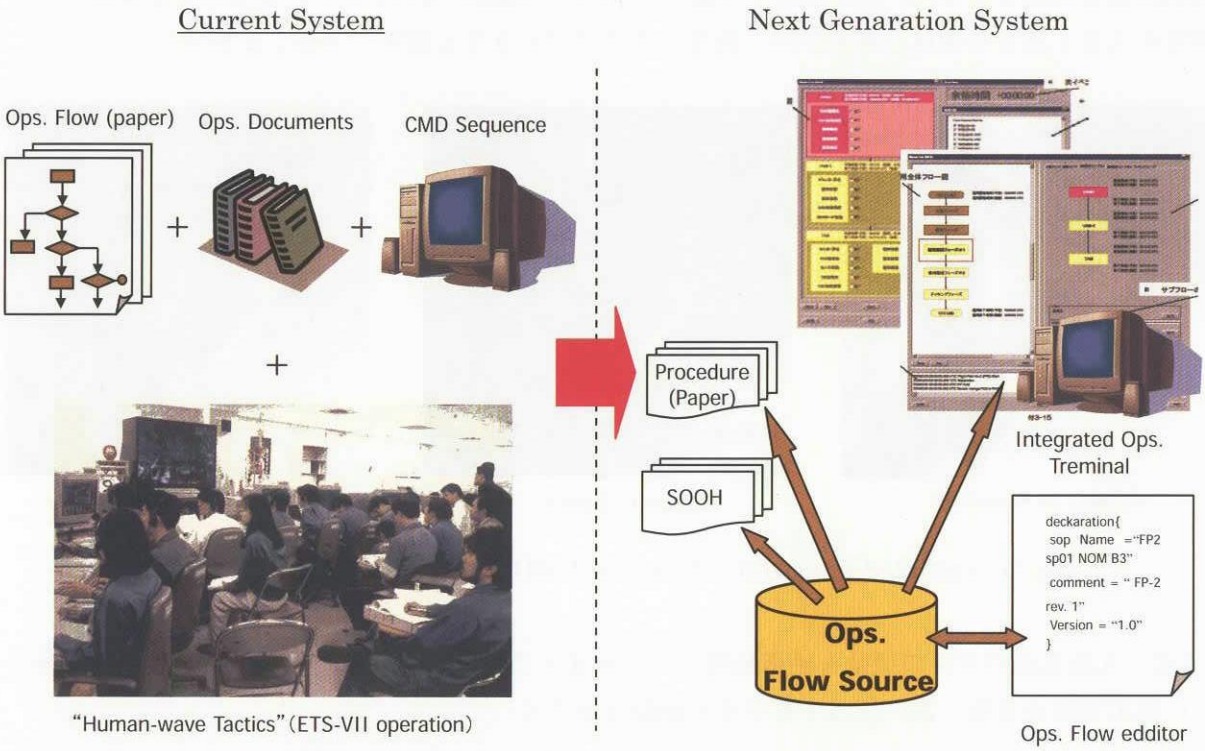


Fig. 5 Concept of integrated operation system for rendezvous operation

４．まとめ

宇宙システムの自動化・自律化は，地上システムや海外の宇宙システムとの競合の中，魅力ある高度なミッションを経済的に実施するシステムを構築する上で，必須の技術である．長足の進歩を行う地上品の技術も積極的に取り入れるとともに，従来「搭載系」，「地上系」と別々に考えられる傾向にあった宇宙システムを同一視野に捉え，適切な機能分担の中でシステムを構築してゆくことが必須である．確実な宇宙開発の推進の先に控える，次の高い目標を実現化するための必須の技術を着実に進めたいと考える．

【参考文献】

[1] 稲場，福島，山本，川井，小田：事象起因型コマンドによる衛星群の高度化・省力化運用，第 47 回宇宙科学技術連合講演会，予稿集 CD-ROM(2I18).

This document is provided by JAXA.

有人安全性の研究
Research on Manned Safety

1．オフガス監視技術の研究

Research on Off-gas Monitoring Technique

2．火災安全性の研究

Research on Fire Safety

マテリアル・機構技術グループ
(Mechanical & Materials Engineering Group)
今川　吉郎、南　伸太朗
Kichiro Imagawa and Shintaro Minami

Abstract
The safety for manned space systems is fundamental technology that should be secured. The purpose of research on off-gas monitoring technique is to ensure and improve the safety of manned space systems by developing the off-gas monitoring techniques for quickly and precisely detecting both toxic gases and abnormally elevated temperatures in manned space systems. Fire safety is especially important when using materials and parts in manned space systems. The human safety considerations of various materials and parts, in terms of their flammability and fire safety in a μG environment, will promote their improved design and use.

1．はじめに

「きぼう」（JEM）等の有人宇宙機、特に与圧部（与圧部：宇宙飛行士が平服で活動できるモジュール）に搭載される機器、部品及び材料については、搭乗員等の安全を十分に確保しつつその選定及び設計をしなければならない。本研究は、現在の部品・材料選定における試験条件、評価基準についてより適切な評価手法の確立を図ると共に、有人ミッションの安全性向上に寄与する技術の確保やデータの取得、評価を行い、成果をプロジェクトに提供することを目的として、平成11年度から開始した。

1．1　オフガス監視技術の研究

JEM等の有人宇宙機与圧部に搭載される機器や材料については、搭乗員の安全確保を目的とした安全性実証試験（オフガス試験、臭気試験、可燃性試験等）の実施が要求されており、その成果は49℃までの環境下で発生する臭気・オフガス成分が搭乗員の健康に影響を与えないような材料の選定や、機器の設計に利用されている。また、可燃性試験結果は、自己消火性のある材料の選定に利用されており、火災の未然防止が図られているが、火災まで至らなくとも局所的な異常高温状態が発生する可能性はゼロではない。そこで、平成4年度から平成10年度まで、十数種類のJEM与圧部使用候補材料について高温オフガス試験を実施し、加熱温度とオフガス成分や発生量との関係について研究を実施した。その結果、発生する数十種類のオフガス成分の内、特に毒性の高い幾つかの成分が生成ガス全体の毒性を左右していることが判明した。これらの成分が生成した場合には、迅速に搭乗員の安全を確保するため、毒性の高いオフガスの発生を早期に検知し、警報するオフガス監視技術が重要であり、平成11年度から本研究に着手した。

1．2　火災安全性の研究

微小重力環境燃焼試験を通じて、有人宇宙システム用部品・材料の実使用環境下での火災安全性を把握し、有人宇宙システムの火災安全設計の向上に資することを目的として、平成11年度から研究に着手した。

This document is provided by JAXA.

2．研究概要

平成 15 年度は以下の項目について研究を行った。

2．1 オフガス監視技術の研究

ポータブルタイプオフガス監視装置は、有人宇宙機とのドッキングを行う物資輸送補給機 (HTV 等) にクルーが入室する前の機内雰囲気の安全確認、曝露部実験装置を与圧部へ取り込む際の毒性の確認や、万一火災が発生した際に、復旧後のキャビン内雰囲気の安全確認等に使用することを想定している。今年度は、平成 14 年度に試作したポータブルタイプオフガス監視装置について、引続き認定試験を実施した。

2．2 火災安全性の研究

微小重力環境燃焼試験装置を使用し、延焼防止処理を施したクルー衣服用材料及び着衣状態を模擬したクルー衣服用材料について、MGLAB（Micro-Gravity Laboratory of Japan;日本無重量総合研究所）の落下試験設備を利用した燃焼試験を実施した。燃焼試験は、JEM 与圧部内での実使用状態（アビオニクスエア環境）を模擬して実施され、衣服の着用感（着心地等）と延焼防止効果を両立させるような延焼防止剤の使用量及び処理方法等の検討を実施し、地上（1G）と微小重力（μG）環境下での燃焼特性について考察した。

Table 1 Measuring components

Type	Components
A	HF（フッ化水素）
	CO（一酸化炭素）
	HCN（シアン化水素）
	Odor（ニオイ）
B	NO_2（二酸化窒素）
	HCl（塩化水素）
	N_2H_4（ヒドラジン）
	Odor（ニオイ）

3．成果の概要

平成 15 年度の成果の概要を以下に示す。

3．1 オフガス監視技術の研究

Table 1 に、試作したポータブルタイプオフガス監視装置のタイプ別検知対象ガスを示す。Table 2 に、平成 14 及び 15 年度に実施した認定試験項目を、Fig.1～4 に結果の一部を示す。
いずれの試験項目においても、要求を満足しており、認定試験に合格した。

Table 2 Qualification Test Items

2003	2002
Zero point stability	Accuracy
Operation time	Sensitivity
Long term stability	Repeatability
Alarm	Response time
Touch temperature	Temperature dependence
Acoustic level	Humidity dependence
Safety Verification Test (Off Gas, Odor, Combustion)	Data transportation
Radiation hardness	
Random vibration	
Electro magnetic compatibility	
Thermal cycle	

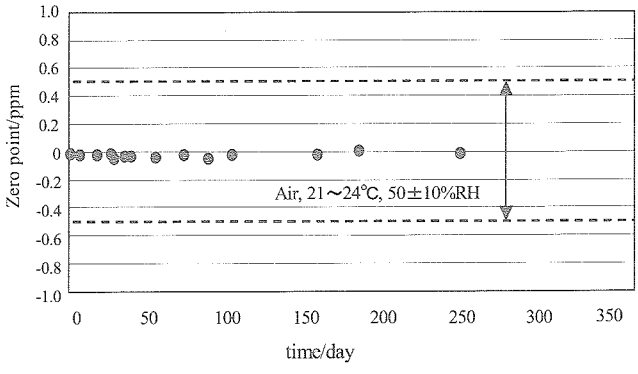


Fig. 1 Zero Point Stability (HF)

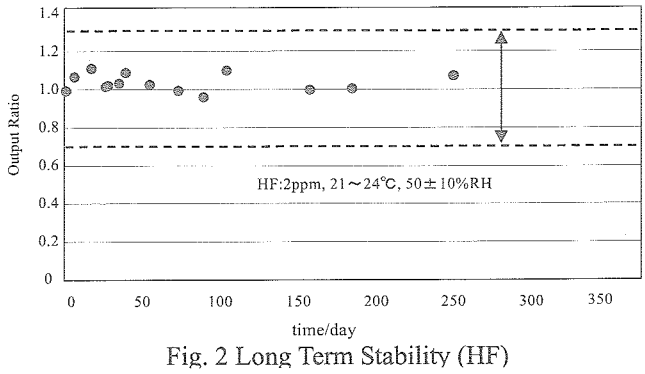


Fig. 2 Long Term Stability (HF)

This document is provided by JAXA.

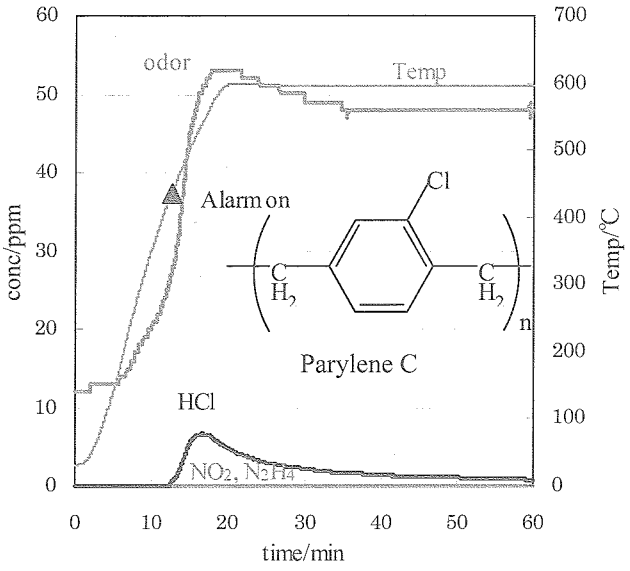


Fig. 3 Alarm (Fire alarm, Palyrene C heated)

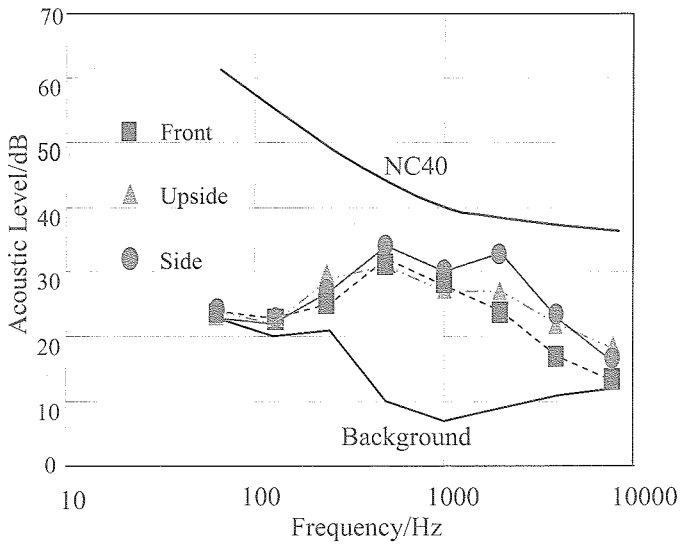


Fig .4 Acoustic Level

３．２ 火災安全性の研究

火災安全性の研究では、平成 14 年度に引続き、微小重力環境下での燃焼性の研究を実施した。微小重力環境下での燃焼性の研究は、液滴や粉塵については国内外で広く行われているが、固体についての研究例は非常に少なく、特に宇宙機での火災安全性を考慮した宇宙用材料についての研究例は皆無に等しい。

本研究は、北海道大学伊藤名誉教授を客員開発部員として迎え、その助言の下実施した。

(1) 地上（1G）環境下燃焼試験

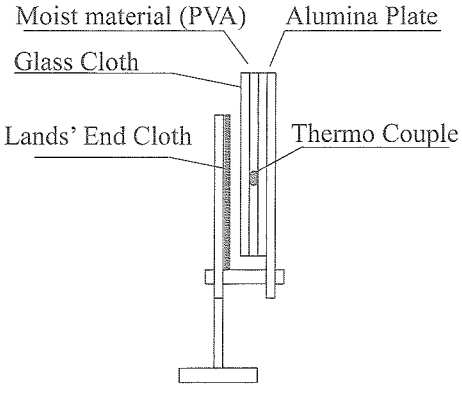


Fig. 5 Schematic Diagram of Test Configuration

クルー用衣服布（Lands' End 布 厚さ：0.7mm）について、延焼防止剤（難燃剤）による延焼防止効果及び着衣状態を模擬した状態での燃焼性について評価した。着心地を考慮するため、延焼防止剤の原液を水で薄めて水溶液とし、水溶液の濃度を変えて延焼防止効果を比較した。また、着衣状態を模擬した状態での燃焼性については、人の体温を模擬するためのヒータと、人体の皮膚組織に含まれる水分及び発汗を模擬するためのポリビニルアルコール(PVA；水溶性高分子材料)を組合せたものを模擬皮膚とした（Fig. 5）。

(2) 微小重力（μG）環境燃焼試験

延焼防止剤水溶液の濃度を変えて延焼防止効果を比較した試験の結果を Table 3 にまとめて示す。平成 14 年度に実施した Lands' End 布の微小重力環境燃焼試験での火炎伝播速度は、3.57mm/sec（強制対流速度 20cm/sec）及び 2.38mm/sec（強制対流速度 10cm/sec）であったことから、1.48mm/sec（強制対流速度 20cm/sec）及び 1.78mm/sec（強制対流速度 10cm/sec）の火炎伝播速度となった 32.5%耐火液であっても、延焼防止効果があると考えられる。燃え残りの試料の観察から、地上環境では 32.5%耐火液処理試料と 40%耐火液処理試料（Fig. 6）との燃焼面積には明らかな差が認められたが、微小重力環境ではその差がなくなり、40%耐火液の延焼防止効果が弱くなっているような結果となった。これに対して 55%耐火液処理試料（Fig. 7）の燃焼面積に大きな差異は認められなかった。以上の結果から、微小重力環境において延焼防止効果が期待できる耐火液濃度は、40～55%の間にあると推定される。

This document is provided by JAXA.

Table 3 Flame Retardant Effect

Concentration	Forced-convection Rate (cm/sec)	Flame Spread Rate (mm/sec)		Effect of Flame Retardant＊
		0～1sec	1sec～4.5sec	
55%	20	4.675	1.039	○
55%	20	1.997	0.781	◎
40%	20	1.622	0.849	◎
40%	20	1.039	1.262	○
32.5%	20	2.589	1.258	○
32.5%	20	1.032	1.475	○
なし	20	-	3.571	-
55%	10	3.243	1.081	○
55%	10	3.883	1.553	○
40%	10	0.270	1.004	○
40%	10	3.883	1.553	○
32.5%	10	0.811	1.776	○
32.5%	10	3.107	1.479	○
なし	10	-	2.381	-

＊Effect： ◎ ～1mm/sec ○ 1～2mm/sec
△ 2mm/sec～ (rate @ 1～4.5sec)

(3) 着衣状態模擬試験

着衣状態を模擬しない微小重力環境下での Lands' End 布燃焼時の火炎伝播速度は、3.57mm/sec（強制対流速度 20cm/sec）及び 2.38mm/sec（強制対流速度 10cm/sec）である。一方、着衣状態模擬試験での平均火炎伝播速度は、2.84mm/sec（強制対流速度 20cm/sec）及び 1.65 mm/sec（強制対流速度 10cm/sec）であった。この結果は、自由空間で燃焼させた場合に比べ、着衣状態では燃えにくくなる可能性があることを示唆している。ただし、酸素が供給されやすいと思われる試料の上端部が顕著に燃焼している（Fig. 8）ことから、実際の着衣では袖口等の着衣端部に重点的に延焼防止対策を行うことで、着心地を犠牲にせずに延焼防止効果を上げられる可能性が示唆された。

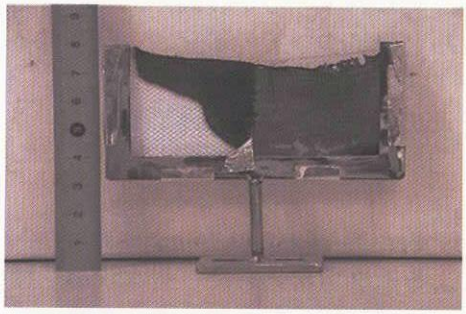


Fig .6 Test Sample (40%, 20cm/sec)

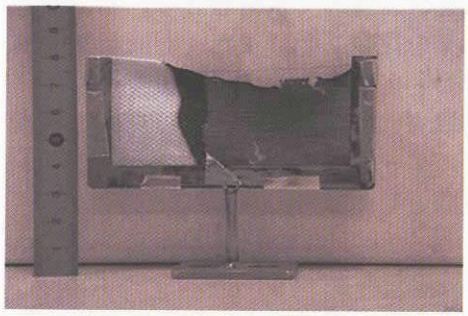


Fig. 7 Test Sample (55%, 20cm/sec)

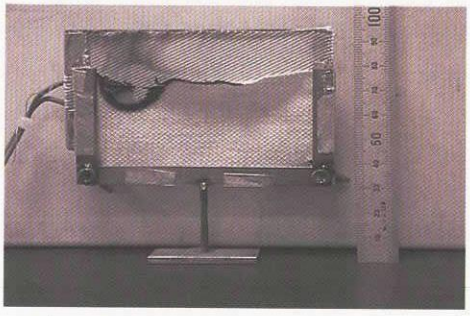


Fig. 8 Test Sample (clothed, 20cm/sec)

4. まとめ

オフガス監視技術については、本年度は、宇宙ステーション等の搭乗員の安全確保に資するためのポータブルタイプオフガス監視装置認定試験を実施し、全ての試験項目で要求を満足していることが確認できたため、認定試験に合格させることができた。平成 17 年 4 月には、ロシア宇宙機利用による軌道上実証実験を実施する予定である。

一方、火災安全性については、着心地を考慮するため、耐火液の濃度を変えて試験を行った。その結果、微小重力環境において延焼防止効果が期待できる耐火液濃度が 40～55%にあることが推定できた。また、実際の着衣状態では、耐火液濃度を適切に制御し、袖口等の着衣端部に延焼防止対策を行うことで、着心地を犠牲にせずに延焼防止効果を上げられる可能性を明らかにした。

これまでの燃焼試験の多くは、火炎との接触による着火後の燃焼試験であり、実際の火災発生原因の一つである非接触での着火による安全性を確認する必要がある。今後は、燃焼試験として、輻射熱による着火及び輻射熱の燃焼性への影響を検討する必要がある。

This document is provided by JAXA.

国際宇宙ステーションロシアサービスモジュール利用 微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験 (SM/MPAC&SEED 実験) 第1回回収試料の評価解析

Evaluation and Analysis of the First-Retrieved Unit of the Service Module/ Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device (SM/MPAC&SEED)

マテリアル・機構技術グループ
(Mechanical and Materials Engineering Group)

今川 吉郎、今井 文一、マイケル・ニーシュ、宮崎 英治、井上 利彦、石澤 淳一郎
Kichiro Imagawa, Fumikazu Imai, Michael J. Neish,
Eiji Miyazaki, Toshihiko Inoue, Junichiro Ishizawa

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) is performing a space environment exposure experiment (Experiment by the Russian Service Module/Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device experiment : SM/MPAC&SEED experiment) on the exterior of the SM on the ISS. The objectives of SM/MPAC&SEED experiment are to capture micrometeoroids and small space debris particles, and to investigate the degradation mechanism of materials for space use. In this paper, we report outline of SM/MPAC&SEED experiment, and summarize the inspection and analysis results on the first retrieved specimens.

1．はじめに

国際宇宙ステーション（ISS：International Space Station）初期利用及び宇宙実証試験として、平成 11 年度より国際宇宙ステーションロシアサービスモジュールを利用した微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験（SM/MPAC&SEED 実験（Russian Service Module/Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device Experiment））を実施している。微小粒子捕獲実験は、近年問題となっているスペースデブリ（人工物起源）及びマイクロメテオロイド（天然物起源）の分布評価を目的としている。また、材料曝露実験は、宇宙機の高信頼性化及び高性能化を目的として、曝露環境下で使用される宇宙機用材料の耐宇宙環境性を評価している。両実験ともに、電力及び通信を必要としないパッシブな実験装置により実施している。

2．研究の概要

実験装置は、同一試料搭載の 3 式を同時に打上げた。曝露実験開始後 1 年毎に 1 式ずつ回収し、最長 3 年間の曝露期間に対する評価を行う計画である。打上げは、2001 年 8 月に実施し、同年 10 月から宇宙環境への曝露を開始した（Fig. 1）。1 式目の実験装置は 2002 年 8 月に、2 式目の実験装置は 2004 年 2 月にそれぞれ回収された。1 式目の曝露期間は約 10 ヶ月間（315 日間）、2 式目は約 28 ヶ月間（865 日間）であった。

微小粒子捕獲実験では、スペースデブリ及びマイクロメテオロイドの非破壊捕獲を目的とした低密度物質のシリカエアロジェル（密度：0.03 g/cm^3）とマイクロポアフォーム（密度：0.01 g/cm^3）を ISS

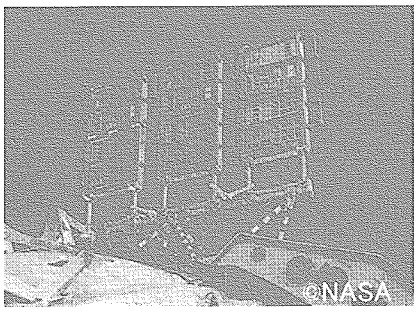


Fig. 1 Front face of SM/MPAC&SEED (October 2001–August 2002) (photographed from the ISS RAM side)

Table 1 SM/SEED specimens

Polymers	CFRP, PEEK under tension, Polyimide film under tension, White paint, Adhesive, Potting material
Ceramics	AlN, SiC, TiN, etc.
Lubricants	Cu coating, Cu/BN coating, MoS_2 coating, TiN coating, MoS_2-lubricated Bearing, etc.

This document is provided by JAXA.

進行方向（RAM 面）及び反対方向（WAKE 面）に、衝突頻度測定を目的とした 6061-T6 アルミニウム板（Al 板）を ISS RAM 面に取付けている。

材料曝露実験では、低地球周回軌道の飛行において、材料劣化の最も支配的な要因となる原子状酸素（AO：Atomic Oxygen）による宇宙用材料の特性変化を主に把握するため、各種の新規材料等を搭載している。今回の搭載試料は、JAXA 提案試料を含めて、大学、研究所、メーカ等の 7 機関から提案された計 28 種類である（Table 1）。

平成 15 年度は、第 1 回回収試料の評価解析を実施した。また、地上で宇宙環境を模擬した AO、紫外線（UV：solar UltraViolet rays）及び電子線（EB：Electron Beams）の照射を地上対照試験として実施し、回収試料と比較することで、実宇宙空間での材料劣化メカニズムの主要因の解析を行った。

本報告書では、主に MPAC 実験のシリカエアロジェル及び SEED 実験の JAXA 提案試料に関して報告する。

3．成果の概要

3．1　曝露環境及び地上対照照射条件

現在の ISS 飛行姿勢は、BGA（Beta Gimbal Assembly）の不具合により、当初予定していた XVV（station X-axis toward the Velocity Vector：ISS の X 軸が進行方向を向く飛行姿勢）から XPOP（X-axis Perpendicular on Orbit Plane：ISS の X 軸が軌道面に垂直となる飛行姿勢）と XVV を交互にとる姿勢に変更されている。従って、当初計画していた、概ね常時、進行方向に対して試料面が垂直となる実験環境が、大きく変化することとなった。

JAXA において運用している、宇宙環境データベースシステム（SEES：Space Environment and Effects System：http://sees2.tksc.jaxa.jp/）により、実際の飛行情報（軌道高度、軌道傾斜角、飛行姿勢等）を用いて第 1 回回収試料に対する AO、UV 及び EB の各曝露量の解析を行った。その解析値、第 1 回実験装置に搭載した環境モニタ材（AO モニタ材：Vespel®、PAMDEC、UV モニタ材：ポリウレタンシート、EB モニタ材：TLD、アラニン線量計、RADFET）の評価解析値及び地上対照試験条件を Table 2 に示す。なお、第 1 回実験装置の非曝露面に搭載したサーモラベルの最高指示値は、60℃であった。

実宇宙環境での AO 曝露量は、解析値よりも低い値であった。この理由として、ISS が進行方向にやや傾いた飛行姿勢をとっていることによる影響が考えられる。また、UV 曝露量は、2±1 ESD と低い値となっている。これは、UV 曝露量校正曲線の立上がり箇所（Fig. 2 の点線箇所）にあたる曝露量であるため、大きな誤差が生じたものと考えられる。

Table 2　Exposure experiment (RAM side) and ground simulation test conditions

	AO[atoms/m^2]	UV-rays[ESD]	EB[Gy]
Numerical simulation	4.27×10^{24}	22.47	214
Experimental value	2.3×10^{24} ～ 6.6×10^{25}	2±1	0.4 ～ 65.0
Ground simulation test	2.01×10^{25}	35.2	1.63×10^{3}

Flight data　・Average altitude: 386.6 km
・Orbital inclination: 51.6°
・ISS attitude: XVV(～59%), XPOP(～41%)

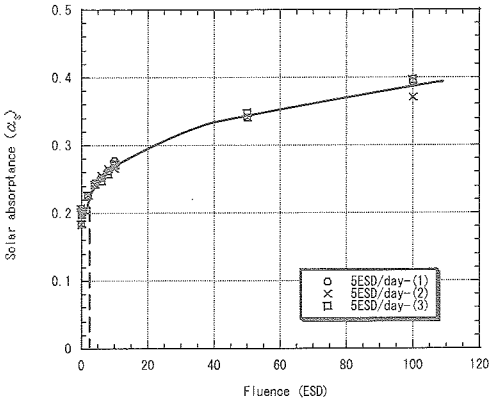


Fig.2　Ground simulation test results of UV-rays monitor

3．2　微小粒子捕獲実験

スペースデブリ及びマイクロメテオロイドの分布（微小粒子の数、衝突エネルギ等）を評価するために、衝突孔（痕）の形状（直径、深さ、進入角度等）を分析した。分析結果は、地上対照試験と比較することにより、捕獲した微小粒子の衝突エネルギ等の解析を行った。微小粒子捕獲材料であるシリカエ

This document is provided by JAXA.

アロジェル、ポリイミドフォーム及びアルミ板について、目視及びレーザ顕微鏡を用いて観察した衝突孔（痕）をTable 3に示す。

Table 3 Number and diameter range of impact site

Capturer	RAM side	WAKE side
Al plate	4 (25～30 μm)	—
Silica Aerogel	2 (500 μm、2mm)	2 (100 μm、1mm)
Micro-Pore Foam	20 (15～60 μm)	none

ここでは、シリカエアロジェルの評価結果について述べる。

目視レベルで識別できるシリカエアロジェルへの衝突痕は、Table 3に示すように総数4個であった。CCDスコープを用いた詳細観察では、シリカエアロジェル（大きさ：37 x 37 mm）1枚に最大約70個の衝突孔が観察された。Fig. 3に観察された最大の衝突孔を、Fig. 4に典型的な超高速度衝突（秒速5 km程度）の形状の衝突孔及び捕獲粒子を示す[1]。

Fig. 3に示す衝突孔は、地上対照試験結果との比較から、粒径200～250 μmの微小粒子が、速度5～10 km/s、入射角度約45度で衝突したことによって形成されたと考えられる。この衝突孔には、微小粒子が捕獲されていなかった。しかし、衝突孔底をXPS分析した結果、アルミニウムが検出されたため、この衝突孔を形成した微小粒子はデブリであり、衝突時の衝撃によりデブリが蒸発したものと考えられる。

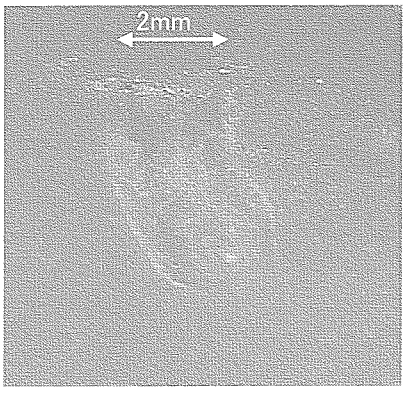


Fig.3 The largest impact track seen in RAM side aerogel

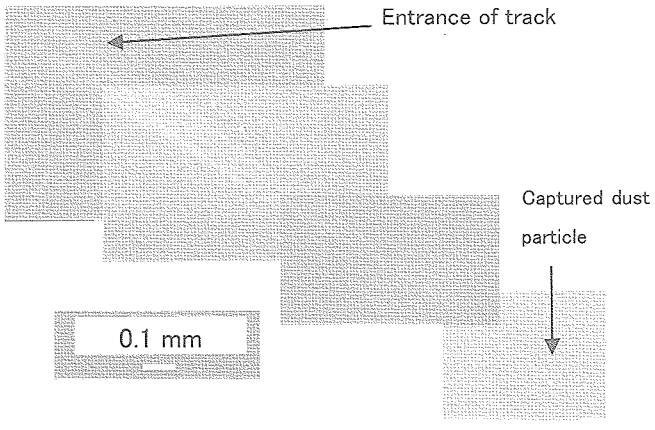


Fig.4 Typical carrot shape track
- Entrance size : 119.9 x 69.8 μm
- Track length : 2.4 mm
- Captured dust particles size : 8.3 x 6.6 μm

Table 4 Comparison with estimated impact flux by inspection results and calculated results of MASTER-2001

RAM side

Particle Dia. [μm]	Inspection Results [hits/m²/year]	Analysis Results [hits/m²/year]
5	4.5×10^3	1×10^3
10	3.0×10^3	4×10^2
20	1.5×10^3	2×10^2

WAKE side

Particle Dia. [μm]	Inspection Results [hits/m²/year]	Analysis Results [hits/m²/year]
5	4.2×10^4	2×10^2
10	6.8×10^3	7×10^1

Particle Dia. : Estimated based on calibration experiments
Inspection Results : Cumulative flux
Analysis Results : Estimated using MASTER-2001

This document is provided by JAXA.

今回の調査結果とダストの衝突予測に用いられている解析モデル（MASTER-2001：Meteoroid and Space Debris Terrestrial Reference model-2001）による計算結果とを比較すると、Table 4に示すように約5～100倍の差異が見られる。

この差異の原因としては、1)解析モデルの誤差、2)集中的なダストの衝突、3)ISSやソユーズ宇宙船等から放出される汚染物質の衝突等が考えられる。

３．３　材料曝露実験（JAXA提案試料）

搭載試料の共通評価項目は、質量変化、熱光学特性（太陽光吸収率（α_S）、垂直赤外放射率（ε_N））変化である。さらに、各試料固有の特性評価を実施した。曝露実験結果と比較するために、地上対照試験としてAO、UV及びEBの各単独照射を実施した。地上対照試験結果と比較することにより、宇宙環境曝露による材料の特性変化を総合的に解析する計画である[2]。

３．３．１　張力負荷ポリイミドフィルム（UPILEX-S®）

張力負荷状態での実宇宙環境曝露によるポリイミドフィルムの特性変化に関する研究は、LDEF（Long Duration Exposure Facility）等を除き、ほとんど実施されていない。このため、SM/SEEDでは、厚さ125μmのポリイミドフィルム（UPILES-S）を4層重ねた試料に対し、無負荷（0 N）、低張力負荷（4.12 N）及び高張力負荷（20.59 N）の3種類の張力を負荷した実験装置を搭載した。

曝露試料の外観をFig.5に示す。外観を観察した結果、曝露面である1層目の曝露部分が変色していた。Fig.6に曝露部分のAFM（Atomic force microscopy）観察結果を示す。AFM観察の結果、曝露部がカーペット状にエロージョンを受けており、曝露部の変色は主にAOによるエロージョンが原因と考えられる。さらに、曝露試料の曝露部断面をレーザ顕微鏡で観察してAOによるエロージョンを受けた部分の試料厚さを評価した。無負荷、低負荷、高負荷の膜厚減少量を比較すると、大きな差異はなく、3種類とも約10μm程度の膜厚減少量であった。この減少量は、環境モニタ材（ポリイミド系材料）で得られたAO曝露量に基づく解析値とほぼ等しかった。

張力負荷ポリイミドを4層重ねて実施した引張試験結果をFig.7に示す。非曝露の4層重ね試料の引張強度は平均281 MPaであり、曝露により試料の引張強度が低下していることが判る。これは、AOによるエロージョンの影響が主な要因であると考えられるが、曝露試料はUV照射試料と同様の張力対引張強度の関係を示していることから、本試料の宇宙環境曝露による劣化はUVが支配的因子であると考えられる。また、EB照射では張力が増加するに従って引張強度の低下が緩和した。

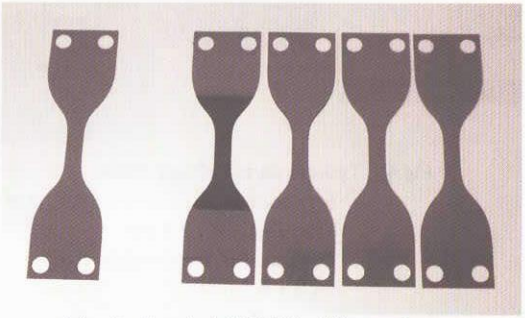


Fig. 5　Loaded UPILEX-S® specimens
(left: blank, right: flight)

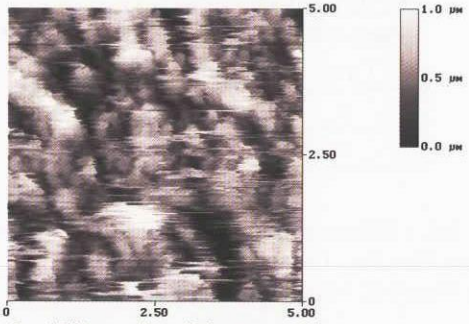


Fig.6　AFM results of the top surface of the flight specimens

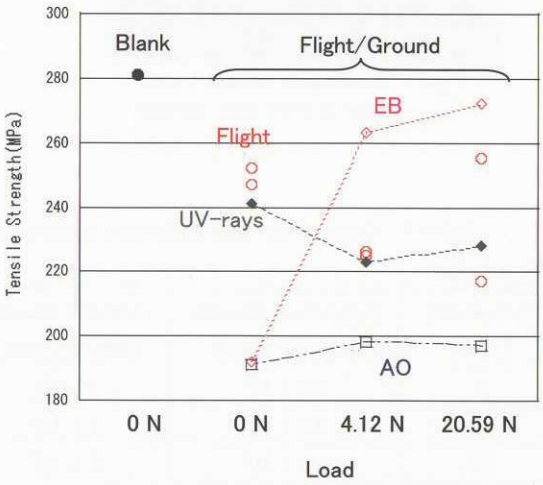


Fig. 7　Result of tensile strength test

This document is provided by JAXA.

3．3．2　フレキシブルOSR（Flexible-OSR）

評価の対象としたフレキシブルOSRは、JAXA認定品の熱制御フィルムである。表面に透明導電膜（ITO膜）を持つ多層構造を有している。曝露試料の外観をFig.8に示す。曝露試料を観察した結果、外観上に大きな変化は無かった。共通評価項目の評価結果をFig.9に示す。質量変化は、地上対照試験のAO照射で大きな減少率（0.7%）を示した。α_Sは、地上対照試験のUV照射で顕著な増加（増加率：180%）を示した。このUV照射での増加は、過去の曝露実験における地上対照試験でも同様の傾向であった。ε_Nは、α_Sほど大きな変化は認められなかった。曝露試料表面のXPS分析の結果、F及びSi（SiO_2層：約10～20nm）が認められた。これらの元素は、Flexible OSR自体には含まれない成分であることから、曝露環境による汚染と考えられる。

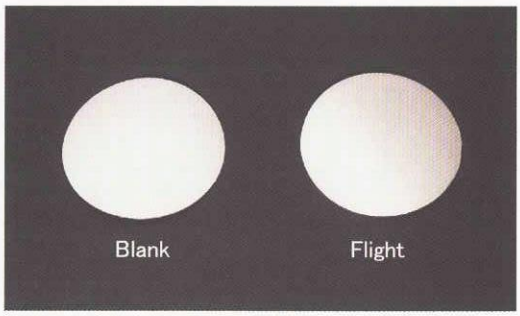


Fig. 8　Flexible OSR specimens

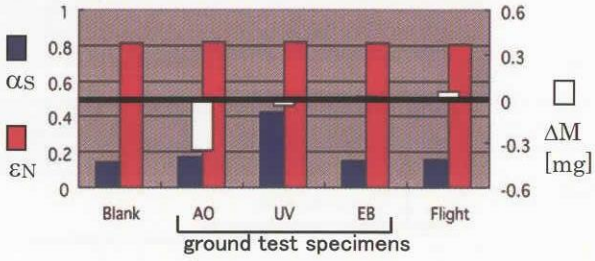


Fig. 9　Changes in mass, solar absorptance (α_S) and normal infrared emittance (ε_N) of flexible OSR specimens after irradiation on the ground or flight exposure experiment

3．3．3　白色ペイント

評価の対象とした白色ペイントは、JAXA認定品の、酸化亜鉛を顔料とした低アウトガス特性に優れたシリコーン樹脂系のペイントである。今回の曝露実験では、Al板上に塗布した白色ペイントを用いた。曝露した試料の外観をFig.10に示す。曝露した試料の外観を曝露前と比較すると、極僅かに褐色に変色していた。FE-SEM（Field emission-Scanning auger electron microscopy）観察結果をFig.11に示す。UV照射試料の表面に、様々な形状のマイクロサイズ塊状物（酸化亜鉛）が認められなかった。Fig.12に共通評価項目の評価結果を示す。質量は、曝露実験及び地上対照試験ともに減少した。地上対照試験では、AO及びUVの照射で大きな減少率（AO：0.4%、UV：0.3%）を示した。α_Sは、地上対照試験のAO照射で最大の増加（増加率：約10%）を示した。ε_Nは、α_Sほど大きな変化は認められなかった。曝露試料表面のXPS分析の結果、F、N及びSi（SiO_2）が認められた。SiO_2層が、約1μmと他試料と比べて大きいため、エロージョンを受けたカーペット状の曝露表面の上に、SiO_2層が形成されている可能性がある。

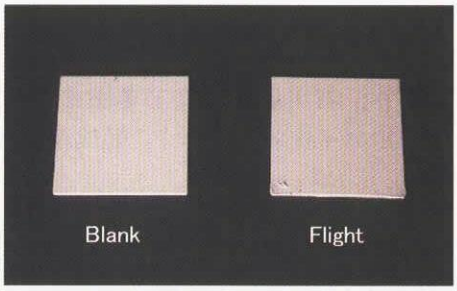


Fig. 10　White paint specimens

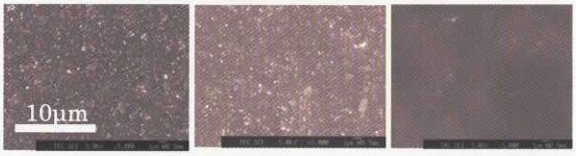


Fig. 11　FE-SEM images of white paint paint specimens

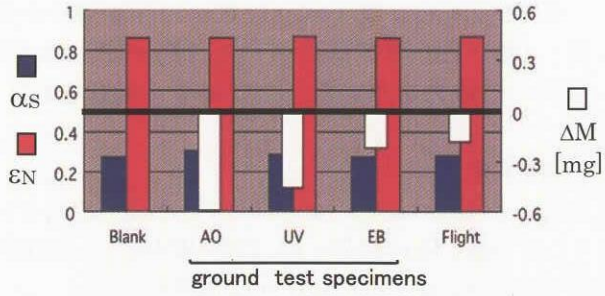


Fig. 12　Changes in mass, solar absorptance (α_S) and normal infrared emittance (ε_N) of white paint specimens after irradiation on the ground or flight exposure experiment

This document is provided by JAXA.

3．3．4 接着剤

宇宙機の各種部品の固定用に接着剤は多く用いられているが、一般的に接着剤はアウトガスの発生が多い。そこで JAXA は、低アウトガス特性に優れたシリコーン系接着剤を開発し、2002 年に認定を行った。開発したシリコーン系接着剤の実宇宙環境曝露による影響評価を行うことを目的として、本曝露実験に供している。

試料の形状を Fig. 13 に示す。曝露後の試料には、外観及び質量変化に顕著な変化は認められなかった。地上対照試験試料と曝露試料の引張せん断試験結果を Fig. 14 に示す。曝露により引張せん断強度が若干減少する傾向が認められた。また、地上対照試験の EB 照射により、引張せん断強度が約 150%増加した。EB が Al 板を透過し、接着剤を硬化させたものと考えられる。

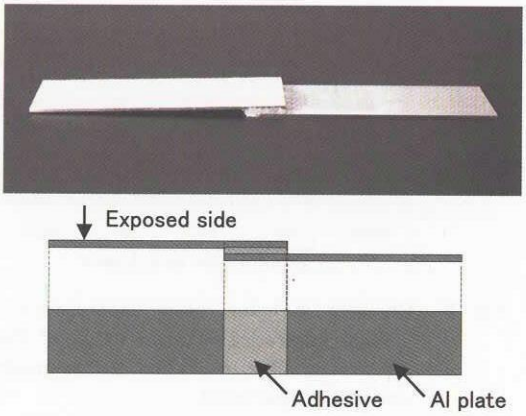


Fig. 13 Adhesive specimen

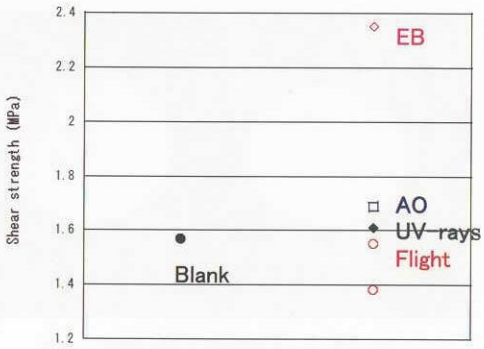


Fig. 14 Result of shear strength changes of adhesive

4．まとめ

本報告では、SM/MPAC&SEED 搭載試料の一部に関して、第 1 回回収試料の評価解析結果を報告した。

MPAC 実験では、シリカエアロジェルに解析モデルよりも多くの衝突孔（痕）を確認した。今後、詳細な検査及び捕獲物の分析を行い、解析モデルとの相違の原因を特定するとともに、ISS 軌道のダスト環境の把握を行う。

SEED 実験では、曝露実験結果と地上対照試験結果を比較すると両者には明らかな差異が認められた。その原因として、実宇宙環境における AO、UV、EB 等の複合照射効果及び汚染による影響が考えられる。宇宙環境下における張力負荷試料では、AO 及び UV の影響が主であることが明らかとなった。今後、第 2 回、第 3 回回収試料の評価解析結果を合わせた総合評価において、これらの複合効果について検討を深める計画である。

5．謝辞

SM/MPAC&SEED 第 1 回回収試料の評価解析を実施するにあたり、石川島播磨重工業株式会社 北澤幸人氏、（株）IHI エアロスペース 村上淳氏、山浦由起子氏、（株）エイ・イー・エス 梅田花織氏、越智義幸氏のご協力を頂いた。ここに厚く謝意を表する。

[参考文献]

[1] Y. Kitazawa, K. Imagawa, et al., "First Year Mission Results of Passive Measurement Experiment of Dust Particles on ISS (MPAC)", Proceedings of the 24th International Symposium on Space Technology and Science, 2004.

[2] T. Inoue, K. Imagawa, et al., "Evaluation and Analysis of the First-Retrieved Unit of the Space Environment Exposure Device (SM/MPAC&SEED)", Proceedings of the 24th International Symposium on Space Technology and Science, 2004.

This document is provided by JAXA.

ソフトウエア IV&V（独立検証及び有効性確認）
Software Independent Verification and Validation (IV&V)

プロジェクトに応じた適用技術の研究
Research on applied methodologies according to project characteristics and needs

情報技術開発共同センター
Information Technology Center
奥田一実、片平真史、石濱直樹
Kazumi Okuda, Masafumi Katahira, 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エア開発技術の１つとして、ソフトウエア 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との共同研究のもと実施している。

2. 研究の概要

平成15年度は以下の項目について研究を行った。

(1) ソフトウエア IV&V に関する新規技術の研究

以下のソフトウエア 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必要性が発生し、研究を実施した。

上流工程に関する技術

- 要求仕様記述評価法
- 自然言語/形式的仕様モデル(モデル検査)
- 衛星姿勢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
- 衛星姿勢制御系チェックリスト

下流工程に関する技術

- コード検査
- 下流工程におけるリバースエンジニアリング
- 試験網羅性評価法

共通技術

- COTS/再利用ソフトウエアの評価法
- コードクローン、オーバホール応用技術

(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エア 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。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

(a) 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、SPIN ツールなどとの併用によるモデル検査（一貫性解析、完全性解析、トレーサビリティ

This document is provided by JAXA.

解析、リーチャビリティ解析）の手法を整備した。

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、Uppaal という欧州のツールを使用し、姿勢制御系ソフトウエアの評価手法を考案した。Uppaal によるモデル構築後、C 言語のプログラムに自動変換し、仕様記述に基づくシミュレーションを実現できる環境を構築することができた。

一方、宇宙ステーション関連と比べ、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、これまでの不具合やレビュー経験を元に、衛星姿勢制御系ソフトウエ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。上流工程における形式的仕様モデルを用いた網羅的な解析は大変効果があるが、時間・方法に制限がある場合、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。

(b) 下流工程に関する技術

開発がある程度進んだプロジェクトに対する評価技術として、コードチェックツールを用いた評価作業を実施した。splint や gcc などを応用した自作ツール、また、市販の Codewizard を活用した実プロジェクトに対するコード検査および結果の抽出方法を確立し、コードレベルの課題抽出に十分に活用できることがわかった。

また、詳細設計書からソースコード作成段階に発生する誤り・抜けを発見するために、ソースコードから詳細設計（フローチャート）を作成するツールを自作し、詳細設計書との比較により課題抽出ができることが確認された。

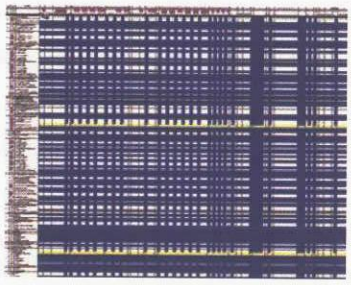


図３－１　試験ケース削減事例
（青の部分が根拠を持った削減ができた部分）

また、試験段階における試験網羅性を評価する技術として試験ケースの正当性のある削減方法（例を図３－１に示す）を考案し、実プロジェクトへの適用により効果的なフィードバックを実現できた。

(c) 共通技術

その他、共通技術として、COTS や既開発ソフトウエアの再利用時の IV&V 評価プロセスの検討を開始し、また、コードクローンやオーバホール手法の応用技術の研究として、信頼性評価、及び上流工程への活用方法の検討を開始した。また、各解析に共通的に利用できる XML に類似したモデル記述方法を設定するとともに、モデル間の等価性の検証技術として、判定アルゴリズムの開発を開始した。

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、ソフトウエア IV&V の研究を通じて、

- 宇宙開発で利用できるソフトウエア開発技術を研究・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エアを評価し、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。

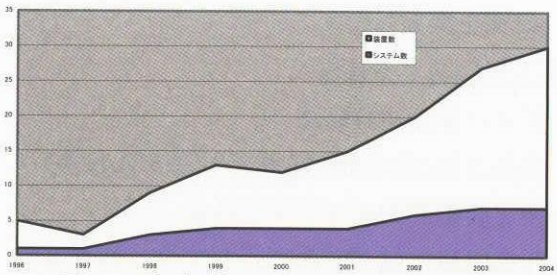


図4－1　実プロジェクトへのIV＆V適用数の推移

図 4-1 に示すように実プロジェクトへの適用数が急速に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エア 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について検討する必要がある。

This document is provided by JAXA.

分散通信ミドルウェア HLA/RTI を用いた長距離分散シミュレーション実験
Geographically Distributed Simulation Experiments using HLA/RTI Middleware

情報技術開発共同センター(Information Technology Center)

上田裕子、吉岡伸人*、高橋孝
Hiroko Ueda, Nobuto Yoshioka, and Takashi Takahashi
*:H16 年 4 月より GOSAT プロジェクトチーム

Abstract: We have been developing a spacecraft simulation environment. The simulation environment should be useful to optimize satellite concept designs, verify the designs and reuse the simulation models as well as to shorten development cycles. One of the functions of the system enables distributed simulations for distributed parallel developments of the simulation modules. We have examined a distributed middleware, HLA/RTI (High-Level Architecture/Run-Time Infrastructure) to evaluate the functions and the performance for use in the spacecraft simulations. This paper presents on geographically distant distributed simulation experiments as a collaboration with JAXA(Tsukuba Space Center, Japan) and ESTEC(Noordwijk, The Netherlands). Commercial ISDN lines are provided to link remote simulation facilities. The performance is evaluated and the original distributed cross-continental HTV/ISS simulation system is implemented based on the existing simulators according to the HLA interface protocol. Simulation results are presented along with its implementation process, while the knowledge may offer potential application to support the HTV and any other projects.

1. はじめに

人工衛星など宇宙機システム設計の最適化および検証に関る期間の短縮、再利用性向上などのためには、高度なシミュレーション技術の活用が必須であるとの認識から、我々は衛星開発初期のミッション検討段階から運用訓練まで衛星開発運用のライフサイクルを通じて利用可能な拡張性、再利用性に優れた宇宙機シミュレータおよびシミュレーション環境の開発を目指している。それにはモジュールの一部をネットワークを介して接続される複数の計算機に分散配置し、これらによる統合シミュレーションすなわち分散シミュレーションを容易に実現する機能を備えることが重要であると考えている。これは複数の組織による効率的なモジュールの並行開発、搭載ソフトウェアおよび機器の検証、実行時の計算負荷分散などに有効である。そこで平成 13 年度から分散シミュレーション技術のひとつである通信ミドルウェア HLA/RTI (High-Level Architecture /RunTime Infrastructure) [1]についてベンチマーク試験などによる特性評価および宇宙機シミュレーションへの適用性評価を行ない[4,5,7]、また一方、平成 14 年度から通信ミドルウェア HORB(Hirano's Object Request Broker)[2]については特に搭載ソフトウェア検証への適用性についても評価し[6,8,10]、さらに次世代の分散シミュレーションフレームワークの検討、試作を行ってきた[11]。

HLA/RTI は HTV(H-IIA Transfer Vehicle)プロジェクトにおいて運用訓練のために、NASA 内の計算機上で動作する ISS(International Space Station)シミュレータと筑波宇宙センター(TKSC) 内の

This document is provided by JAXA.

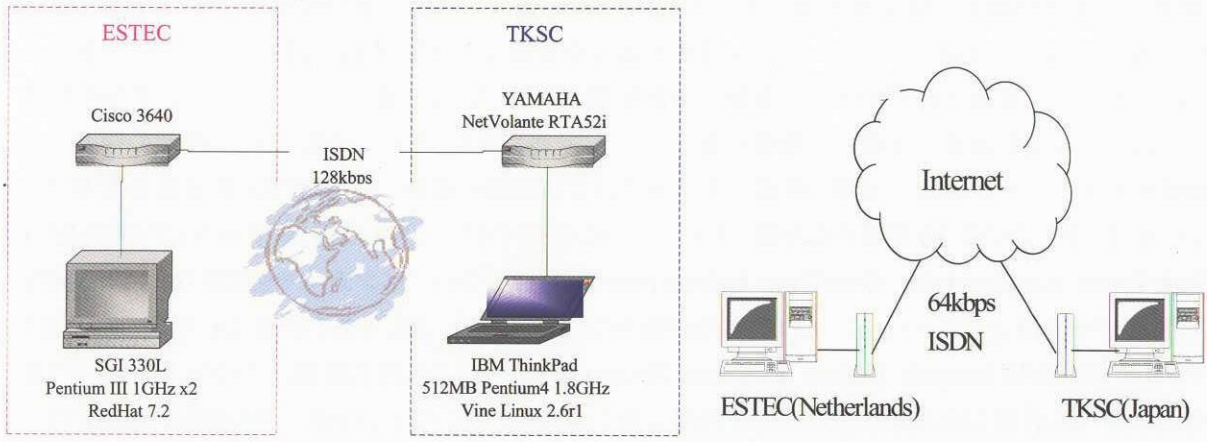
HTV シミュレータおよび HTV 運用管制システム間の分散シミュレーションに利用する計画であり、その検討、開発に我々は研究成果をふまえて協力を行っている。本稿では、その一環として平成 15 年度に ESA/ESTEC(オランダ)との共同研究として実施した、HLA/RTI を用いた TKSC-ESTEC 間の長距離分散シミュレーション実験[7,9]について述べる。

2. 研究の概要

複数計算機に分散したモジュールが連携してシミュレーションを行うためには互いの情報を通信するための仕組みが必要であり、それには一般に TCP/IP ソケット、または通信ミドルウェアを利用するなど方法が挙げられる。通信ミドルウェアを利用することで計算機やネットワーク技術の早い変化に影響を受けにくい高い保守性、移植性を有し、ハードウェア、OS、プロトコルなどに依存しないシミュレータの設計が容易になると考えられる。さらに分散させるモジュールの選択の自由度が大きく、通常の集中型シミュレータを分散シミュレーションに転用する際にもインターフェイス変更の作業量が小さい柔軟なシステムとするためには、通信ミドルウェアの利用が有利である。HLA/RTI は、分散シミュレーションのための通信規約およびミドルウェアとして米国防省が主導して 1980 年代から開発を推進し 2000 年に IEEE1516 として採用され、利用実績も多い。

我々はこれまでに HLA/RTI の特性計測のためにベンチマークコードを、また宇宙機シミュレーションへの適用性評価のために HTV-ISS ランデブ・ドッキングをモデルとする簡易シミュレータを開発し、TKSC 内の LAN および ISDN 回線を用いた分散シミュレーション試験を行ってきた。一方 ESA/ESTEC は、HLA/RTI を用いた分散シミュレーションについて既に ESA-NASA 間の実験[3]等で実証した研究実績を有する。HTV プロジェクトでは Houston－筑波間という長距離の分散シミュレーションを行う計画であることを考慮し、平成 15 年度は ESTEC の協力を得て、オランダ－筑波間で長距離通信路における HLA/RTI の特性や通信遅延の影響を把握するために、既存のコードを利用して通信実験を行った。また本実験では ESTEC が既に開発していた ISS シミュレータと我々の簡易 HTV シミュレータによる分散シミュレーションを構成し、独自開発の 2 つのシミュレータを HLA/RTI の規約に沿ってインターフェイス調整を行い、その作業量等を把握することも目的のひとつとした。

本研究では ERTI BETA 1.9(MELCO&MSS)および RTI-NG 1.3v6(DMSO)の 2 種類の RTI を用



(a) LAN via ISDN (b)Dialup Connection to Internet via ISDN

Fig. 1 Network Configuration

This document is provided by JAXA.

いた。また Fig.1(a)に示すように ISDN ルータおよび国際 ISDN 回線を利用した LAN 接続と、より不確実性の高い通信路においても RTI を評価するため Fig.1(b)に示すように、それぞれの PC は ISDN 回線を用いて国内プロバイダにダイアルアップ接続しインターネットを介した実験も行った。

3. 成果の概要

3. 1 長距離通信路における分散通信ミドルウェア HLA/RTI の特性

我々のベンチマークコードは、宇宙機シミュレーションにとって必須である論理的な時刻同期の下でのデータ送受信に要する時間を計測するものである。必要最小限の処理を簡単化し、各フェデレート(HLA では分散して動作する各モジュールまたはアプリケーションを"フェデレート"、それらによる統合シミュレーションの全体は"フェデレーション"と呼ばれる)が繰返しループの中で RTI によるデータ送信、時刻進行要求、およびデータと時刻進行許可の受信を行なう。複数フェデレート間で同期しながらデータ送受信を繰り返す状況で、RTI の処理に関る時間は、これまでの試験から式(1)に示すように主に同期回数、データ量、および同期するフェデレート数に依存することが明らかである。

$$T_{total} = (k_{data} \cdot v_{data} + k_{fed} \cdot n_{fed} + \tau) \cdot n_{sync} + T_o \qquad (1)$$

ここで T_{total} :総処理時間[s]、k_{data} :データ量に依存する係数、v_{data} :データ量[byte]、k_{fed} :フェデレート数に依存する係数、n_{fed} :フェデレート数[個]、τ :データ量とフェデレート数に依存しない処理時間[s]、n_{sync} :時刻同期回数[cycle]、T_o :RTI に依存しない処理時間[s]とする。ただし、ベンチマーク試験コードでは同期通信に要する以外の処理は最小限としているため $T_o = 0$ と仮定する。TKSC-ESTEC 間では v_{data}、n_{fed}、n_{sync} それぞれ 2 通りのパラメータで T_{total} を、また簡易 HTV/ISS シミュレータを用いてシミュレーション時間を、それぞれ6回計測した。Table 1 にインターネット経由の場合の平均値、および比較のため国内で同一サーバに対する ISDN ダイアルアップ接続の場合を示す。国内と TKSC- ESTEC 間の通信時間の比は、ERTI の場合およそ 2 倍、DMSO は 1.3 倍であり、ほとんどのケースで ERTI を用いた方が DMSO よりも長時間を要した。これは 14 年度までに行った TKSC 内の 100Mbps LAN 環境の場合に ERTI の方がすべてのケースで短時間であった状況とは対照的であり、通信路の影響はベンダーによって大きく異なることが明らかになった。またシミュレーション時間は当然すべてのケースで国内の場合に

Table 1 Measurements of synchronized transfer time and total time of HTV/ISS distributed simulation via internet

		Time[s]			
		ERTI		DMSO	
		TKSC－ESTEC	Domestic	TKSC－ESTEC	Domestic
Synchro. Cycles [cycle]	10	15.418	7.935	11.107	6.731
	100	158.239	75.128	92.172	70.007
Data Quantity [byte]	128	163.216	75.081	94.114	70.400
	8960	273.622	198.916	259.210	242.714
Num. of Federates	3 (1:2+RTI)	76.999	31.605	90.409	56.799
	5 (2:3+RTI)	80.162	35.899	137.921	120.172
Simple HTV /ISS Simulater [logical time]	20	194.524	92.534	167.059	123.338
	40	388.404	185.068	314.137	246.677

This document is provided by JAXA.

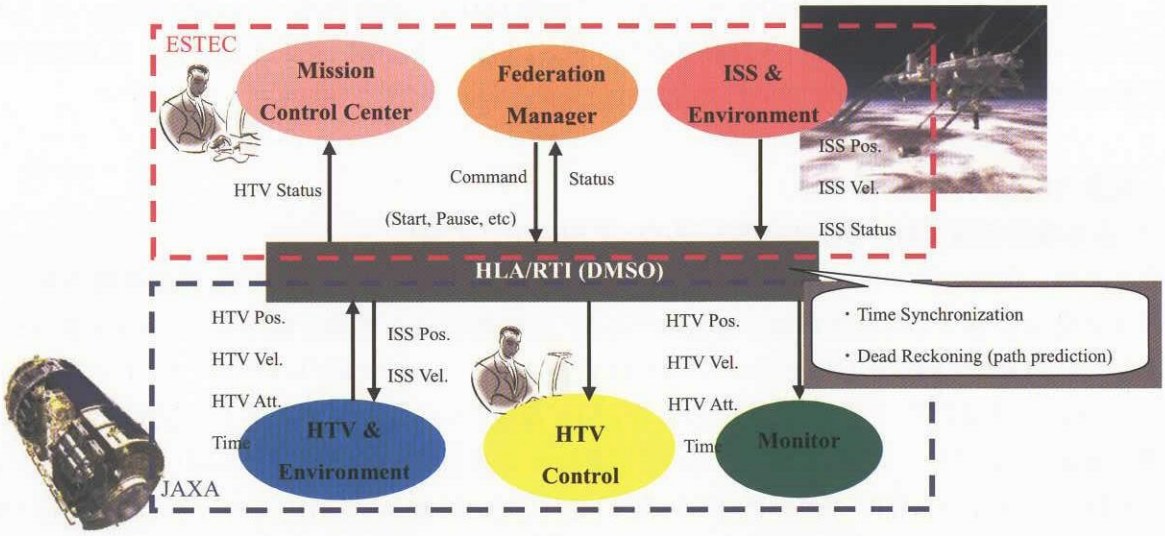


Fig.2 Configuration of HTV-ISS Simulation

比べ長くなっているが、式(1)の k_{data}、k_{fed} に相当するデータ量およびフェデレート数に対する増加率は国内の場合に比べて 0.7～0.9 倍小さくなっていることから、通信路の影響は主に式(1)の τ に含まれることになる。式(1)はシミュレーション時間の推定に利用できることをこれまでに確認しているが、この項をさらに分析することで推定精度の向上につながると考えられる。また、簡易 HTV/ISS シミュレータを用いた試験から、長距離のインターネット経由という条件においてもシミュレーション実行中にデータ欠損や途絶などの不具合が発生することは無いことを確認した。

3．2 ESTEC 保有の ISS シミュレータと簡易 HTV シミュレータによる分散シミュレーション実験

ESTEC は ESA-NASA 間の分散シミュレーション実験等を通じて HLA/RTI を用いた ISS シミュレータやフェデレーションを管理するモジュール等を開発した。そこで本共同研究では Fig.2 に示すように ESTEC の既存フェデレートを活用し、それらと JAXA が開発した簡易 HTV シミュレータのインターフェイス調整を HLA 規約に従って行った。HLA に従うインターフェイス調整は、互いに公開、購読するデータの名前、型および時刻同期または非同期などの特性を定められた表形式文書で確認するものであり、数回の電子メールによるやり取りと 1 回の電話会議で確認し、それぞれ保有するコードを独立に改修することができた。ただし、これに表現されない座標変換行列の違いなど、統合試験の中で明らかになった調整を要した事項もある。

また、長距離通信回線を用いてリアルタイムあるいはそれ以上の実行速度を要求する分散シミュレーションでは、通信遅延時間が大きな問題となる場合もある。ESTEC

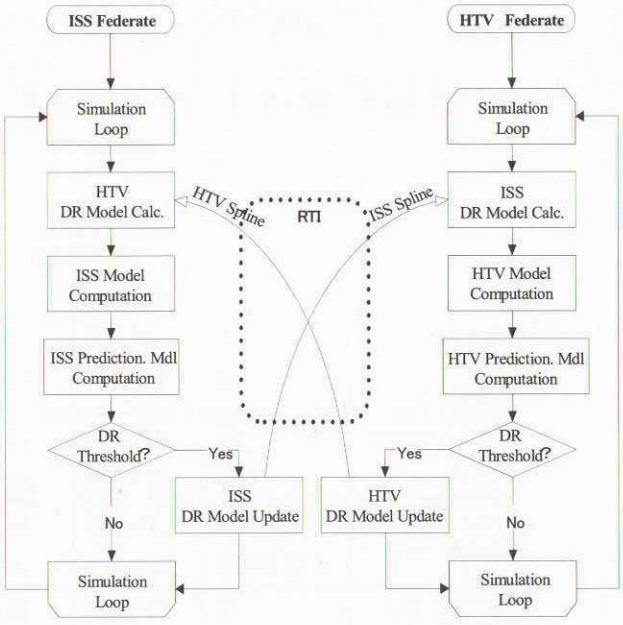


Fig.3 Dead-Reckoning Scheme for Remote Models

This document is provided by JAXA.

はNASAとの実験を通じて、Fig.3に示す"Dead-Reckoning Scheme"(推測航法)と呼ばれる方法および分散する計算機の時刻を同期させるプロトコルNTP(Network Time Protocol)を併用することで、データ通信の頻度を減らし互いに同期しながらリアルタイム以上の速度を実現できる技術を有している。そこで今回の実験でもJAXA側のフェデレートはそれらの技術に対応する改修を施した。

2003年7月には、JAXAの簡易HTVシミュレータがESTECのISSシミュレータとの相対位置、速度を計測しながらランデブ航行する最終接近フェーズ(R-bar Approach Phase)を模擬した分散シミュレーションを公開実験として行った。TKSCとESTECそれぞれの公開実験会場で表示された3Dグラフィックスの一部をFig.4(a)(b)に示す。

Fig.1(a)に示すISDNルータによるLAN環境の構築、確認作業等を含めて上記の調整、改修作業は、約3ヶ月間に行われ、独立に開発した複数シミュレータの統合調整時間としては比較的短期に実施できた。これはHLA/RTIという標準規約およびミドルウェアの利用によるところが大きいと考えられる。ただし、今回は通信性能の都合上DMSO RTI-NG 1.3v6を用いて非同期通信を行ったが、この非同期通信ではmulticastプロトコルを使用していたため、離れたLAN間でmulticast通信を許すネットワークを構築することに労力を要した。分散通信のために様々な通信ミドルウェアやベンダーからひとつを選択する際の条件として、速度性能、APIの簡潔さに加えて、このようなミドルウェアが内部で使用するプロトコルを考慮する必要があることを改めて認識した。

4. まとめ

本研究では分散シミュレーションのための通信ミドルウェアであるHLA/RTIについて、TKSC-ESTEC間をインターネットを介した長距離通信路でベンダーの異なる2種類のRTIに対して主にデータ送受信と時刻同期機能を利用したベンチマーク試験を行い、特性を計測評価した。インターネットという不確実性の高いデータの欠損や通信の途絶など不具合が生じることは一度も無く、シミュレーションの再現性、安定性に問題無いことが確認された。

またESTECとJAXAがそれぞれ独立に開発した既存のシミュレータを利用してHTV-ISSシミュレーションの公開実験を行った。インターフェイス調整をHLA規約に従って行うことで、短期間に改修すること

(a) ESTEC-side: ISS control panel and 3D monitor (b) JAXA-side: HTV control panel and 3D monitor

Fig.4 Graphics of HTV-ISS simulations on July 2nd, 2003

This document is provided by JAXA.

ができた。プロジェクトに先駆けて行った長距離分散シミュレーション実験により得られた技術、情報は、今後のプロジェクト協力に有効に活かすことができると考えられる。

謝辞

長距離分散シミュレーション試験に協力頂いたESA/ESTEC TOS-EMMのLuis Arguello氏に感謝致します。また、簡易HTV/ISSシミュレータはHTVプロジェクト 山中浩二氏の協力により作成されました。

[参考文献]

[1] https://www.dmso.mil/public/transition/hla/

[2] S. Hirano, HORB: Distributed Execution of Java Programs, WWCA96, Lecture Notes in Computer Science., 127429-42, 1996.

[3] Arguello, L., L. Dwedari, G. D. Lauderdale, A. Vankov and P. Chliaev: ESA-NASA distributed simulation experiment: first results and lessons learned, EURO-SWIG: 2001 European Simulation Interoperability Workshop, Paper No. 01E-SIW-018, 2001.

[4] 上田裕子, 高橋孝, 吉岡伸人, 分散シミュレーション技術の宇宙機シミュレーションへの適用性検討, 地球惑星科学関連学会 2003 年合同大会, 幕張, 予稿集, J031-P007, 2003.5.26

[5] 上田裕子, 高橋孝, 吉岡伸人, 船原慎大郎, 小堀壮彦,分散通信ミドルウェア HLA/RTI の宇宙機シミュレーションへの適用性評価, 第 47 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 新潟, 講演集, 1F9, pp.397-400, 2003.11.17

[6] 高橋孝, 上田裕子, 平野聡, 邑中雅樹, 小堀壮彦,宇宙機シミュレーションのための分散オブジェクト指向フレームワークの研究, 第 47 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 新潟, 講演集, 1F10, pp.401-404, 2003.11.17

[7] 上田裕子, 高橋孝, 吉岡伸人, 船原慎大郎, 小堀壮彦, 分散通信ミドルウェア HLA/RTI の宇宙機シミュレーションへの適用性評価, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.52, No.603, pp.160-166, 2004.

[8] 上田裕子, 高橋孝, 平野聡, 邑中雅樹, 小堀壮彦, 宇宙機搭載ソフトウェア検証のためのシミュレーション環境の検討, 地球惑星科学関連学会 2004 年合同大会, 幕張, 予稿集, J031-P001, 2004.5.9

[9] Nobuto Yoshioka,, H. O. Ueda, T. Takahashi, L. Arguello, 他, NASDA-ESTEC Joint Experiment of HTV-ISS Distributed Interactive Simulation, 24th International Symposium on Space Technology and Science, 宮崎, ISTS 2004-t-12, 2004.6.1

[10] Takashi Takahashi, H. O. Ueda, N. Yoshioka, S. Hirano, M. Muranaka, and T. Kobori, Distributed Object-Oriented Framework for Spacecraft Simulations, 24th International Symposium on Space Technology and Science, 宮崎, ISTS 2004-t-15, 2004.6.1

[11] 平成 14-15 年度 JAXA-AIST 共同研究成果報告書:宇宙機シミュレーション環境における分散シミュレーション技術の研究, JAXA 技術資料 GSB-03030, 2004

This document is provided by JAXA.

将来宇宙機の研究
Research on Future Spacecraft and Mission

情報技術開発共同センター　小川　亮
OGAWA Akira, Information Technology Center

Abstract
This paper include the research on future mission, and on computer aided group design approach (CoA) that will be applied spacecraft concept design and other group activity that can take advantage of IT and concurrent engineering. Our group performed some mission analysis and concept design work for JASMINE, GOSAT and so on. For mission analysis of GOSAT, CoA was applied and the results were apprized by the project team. We will keep on performing concept design work to produce new missions, and improve CoA to perform spacecraft concept design in less time with higher quality.

1．はじめに

当センター、宇宙機システム設計チームでは、将来宇宙機の研究に関して、以下の２つの業務を行っている。

◆ 将来ミッションの研究
◆ CoA（コンピュータ支援によるグループ設計手法）の研究
◆ SE (システムズ・エンジニアリング)の研究

将来ミッションの研究は、組織内外にかかわらず、新しいミッションニーズやアイデアをくみ取り、システムとしての構想や概念についての成立性を検討する作業ならびに、新しいミッションについての提案であり、長年継続して行っている。

CoA の研究では、前述の作業を行うに際して、

- 従来よりも効率よく短期間で、バランスの取れたシステムを設計すること
- アイデアを出しあって、これまでにない発想を実現させること

という目的を達成するための手法、プロセス及び環境を確立するために平成 12 年度から行っており、平成 15 年度からは概念設計作業への適用を進めながら行っている。

SE の研究では、平成 15 年度から INCOSE をはじめ、国内外での SE について調査研究を行っている。

2．研究概要

2．１将来ミッションの研究

平成 15 年度は以下の宇宙機についての検討を行った。

- JASMINE（赤外線位置天文観測衛星）[1]
- GOSAT（温室効果ガス観測技術衛星）[2]

JASMINE については、国立天文台、宇宙科学研究本部と共同で行っているシステム構成についての検討に貢献し、実現可能なコンフィギュレーションについての検討を現在も継続している。

GOSAT については、観測方式の一候補であるサングリント観測方式について、観測頻度及び搭載性についての検証を CoA の手法を用いてプロジェクトチームと共同で行った。サングリント観測方式とは、Fig.1 に示すように海面からの反射光を観測することで大気中の温室効果ガス濃度を分析する方式である。

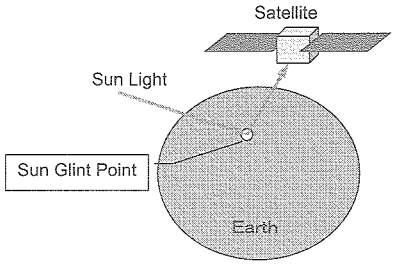


Fig.1 Sun glint observation outline

この他にも昨年度から、宇宙飛行士と共同作業を行う飛行型ロボットや、大気圏再突入カプセル、小型実証衛星などの検討を継続して行っている。

2．２ CoA の研究

コンカレント・エンジニアリングと IT を取り入れた概念設計の手法を実施している例としては、JPL の CDL[3]や ESTEC の CDF[4]、Artrium の SDO が有名であり、その目的や手段も様々である。我々は

- 多様な設計条件を適度な精度で素早く検討したい
- 解析ツールを柔軟に組み合わせたい

という点に重点を置き、各専門家が普段用いている自作もしくは汎用的な商用ツールを最大限利用し、容易にデータ受け渡しができるようにす

This document is provided by JAXA.

ることを目標とした。そのためのソフトウェア、環境の構築及び検討プロセスについての研究を行った。

上半期には前述のとおり、GOSAT のミッション解析に適用した。その後、結果を基に手法の改良を行った。

2．3 SE の研究

欧米で盛んな SE についての文献調査を行うと共に、INCOSE の活動に参加して意見交換や情報収集を行い、SE とは何かについての分析を行った。

3．成果概要

位置天文衛星 JASMINE のシステム検討においては、ミッション要求をシステム性能及びコンフィギュレーションに対する要求に変換し整理することができた。これにより衛星の仕様に対する問題点、開発課題、衛星の特性等が明らかになってきており、最大限サイエンスミッションを達成しうるコンフィギュレーションを、現在も国立天文台と宇宙科学研究本部との協力の下で継続して検討している。

GOSAT のミッション解析ではこの観測方式に最適な軌道を求めるため、2回の会議と3回の解析ツールを持ち込んでのセッションを約2ヶ月間で行って終了した。本解析結果は、GOSAT 技術検討委員会にて高い評価が得られ、観測方式の選定に寄与した。また、観測頻度、観測地域の点からも最適な軌道を明らかにしたため、今後のサングリント観測ミッションの創出にも貢献すると期待される。

具体的な解析プロセスは Fig.2 に示した解析フローのとおり。CoA の手法に則って、必要なツール及び環境を用意した。ミッション解析及び可視化の一部についてはプログラムを自作した。

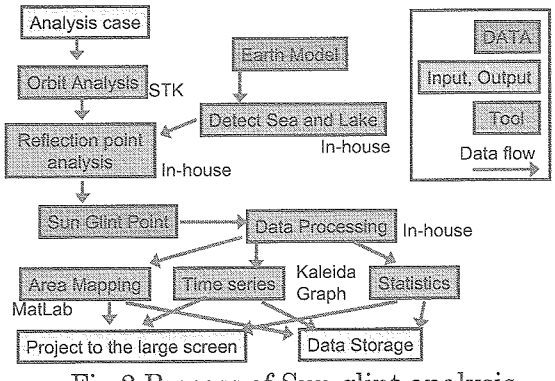


Fig.2 Process of Sun glint analysis

これに従って解析結果をその場で検証しながら次の解析ケースを決定する事ができた。最終的には 12 ケースの軌道を検討し、作成した 85 種類のグラフを大画面に投影して議論を行った。

これにより、

- 要求や意見を反映した解析がその場で行え、会議回数が削減できた
- 設備やその配置を含め、運営能力の向上と習熟が必要
- 解析操作やデータ処理の自動化が必要

などといった知見及び課題が得られた。今回は入力条件が早期に決定し、解析も比較的シンプルであったが、今後ターゲットとする衛星システムの概念設計などではこの点が複雑になると思われる。そのため、XML 等の汎用性のあるデータフォーマットの採用や、データ加工等の間接処理の自動化などの工夫が必要となると考えられ、現在も継続して検討を行っている。

4．まとめ

将来ミッションの研究においては、概念設計を終えるまで検討が進むミッションが少ないものの、構想検討、ミッション解析を行い高い評価を得ているものもあり、成果が得られている。

CoA の研究では、GOSAT のミッション解析に適用して手法としての評価を得ているが、システム解析を行うには、ツール、環境共に改良の余地があるため、前述の課題に継続して取り組んでいき、平成１６年には概念設計を実行する事を目標としている。

SE の研究については、SE についての理解を深めつつ、JAXA におけるこれまでの宇宙機開発を分析する。また、日本のものづくり文化との関係を調査し、国内における SE に対する取り組みを広げる活動を行うことを検討する。

参考文献

[1]"赤外線位置天文観測衛星（JASMINE）計画第１回検討報告書", JASMINE チーム, Jul. 2003

[2] "Concurrent and Collaborative Design Approach for Spacecraft Concept Design", OGAWA Akira, NODA Atsushi, et al., 24th ISTS Symposium, Jun. 2004

[3] "The NPDT - The Next Generation Concurrent Design Approach", K. I. Oxnevad, 2nd European Systems Engineering Conference, Sept. 2000

[4] "The ESA/ESTEC Concurrent Design Facility", M. Bandecchi, B. Melton, B. Gardini, 2nd European Systems Engineering Conference, Sept. 2000

This document is provided by JAXA.

宇宙デブリ観測・防御の研究

R&D on Space Debris Observation and Protection

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、永尾陽典
Atsushi Nakajima, Toshifumi Yanagisawa, Takeshi Hoshino and Yosuke Nagao

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 and protection 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。

本研究においては、これら静止高度の微小デブリの検出を可能にし、又、低軌道デブリに関してもその観測可能性を明らかにすると共に、デブリに対する防御技術の確立のために、超高速射出試験装置の開発と CFRP 板をターゲットとした超高速衝突実験による衝突痕解析等を行っている。

This document is provided by JAXA.

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、デブリ発生防止技術の他に、本課題である「宇宙デブリ観測・防御の研究」を総合的に行っている。

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[1],[2]。

現在のデブリ環境とそれに対する光学観測・防御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) 約 400km 高度で ISS が運用。1cm 以下のデブリは防御し、10cm 以上は回避マヌーバ

(4) 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ため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。(3)に関しては、現状では 1cm～10cm サイズのデブリに対しては防御が出来ない事を示しており、この領域に対して観測能力と防御能力の向上が緊急の課題となる。(4)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必要である。

光学観測は、従来は静止軌道デブリのみを対象としていたが、観測技術の向上により低軌道デブリに対しても対応が可能となってきた。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。

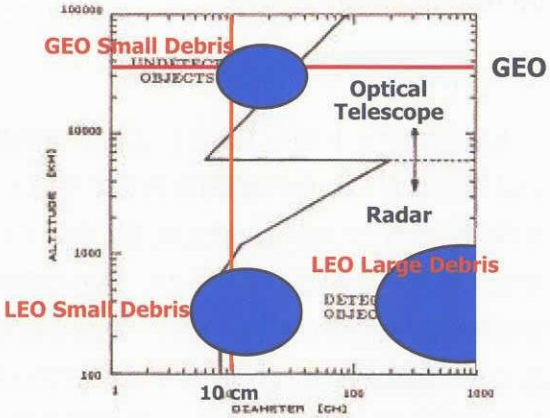


Fig.1　Detectable debris size for variable orbital altitude

2．2　防御技術の研究[3]-[6]

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 1g/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。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

This document is provided by JAXA.

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の共同研究を行っている。

3．成果の概要

3．1　光学観測技術の研究

平成 15 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、計画に沿って実施した。

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。本研究では、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[7]。図 2 はその原理で、短時間露光の画像を数百枚取得し、デブリの動きに併せて画像を重ね合わせ、メジアン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。現在、標高約 1,800m にある入笠山光学観測所の口径 35cm の望遠鏡（図 3 参照）により画像を取得し、解析を実施中。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エアを実用化に向けて開発している(技術移転推進課題)。

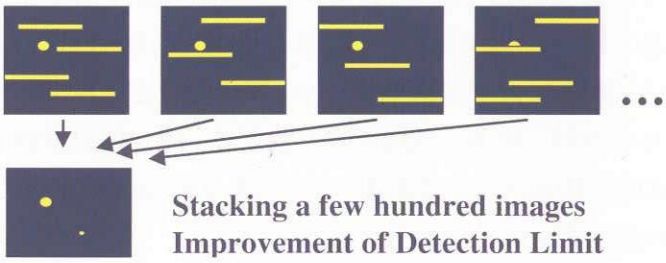


Fig.2 Stacking method for faint debris detection

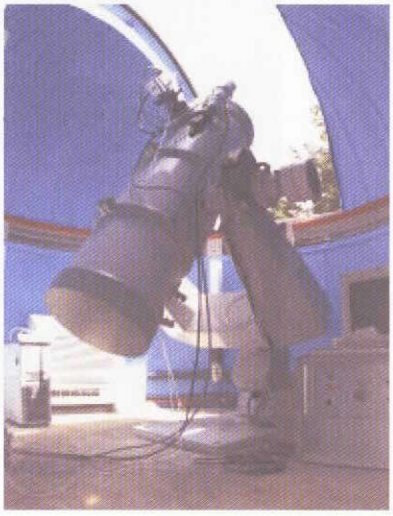


Fig.3　Equatorial-mount 35cm telescope at Nyukasa-yama

3.1.2　高速読み出し大型CCD カメラの開発

検出器としては、観測の効率化を図るためにも広視野で高速読み出し・書き込みの必要性があり、更に、将来の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。これまでのペルチェ冷却による 1K×1K あるいは 2K×2KCCD カメラの代わりに、2K×4K 素子を 2 枚並べた 4K×4K(1600 万画素)モザイク CCD カメラを試作(図 4 参照)し、冷凍機冷却によるノイズレベル低減を実現した。素子の

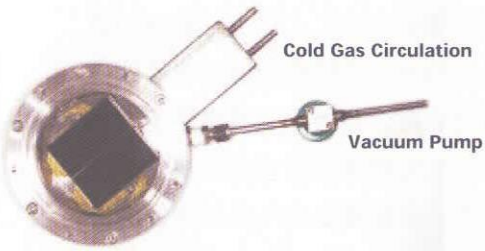


Fig.4　4K×4K CCD camera

This document is provided by JAXA.

サイズは、15μm×15μm で望遠鏡焦点面での大きさは 61.4mm×61.4mm に達する。2ch 読み出しで、読み出し・書き込みは約 10 秒である。平成 16 年度に機能評価を行って実用化を目指す。

3.1.3　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５参照）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。図６は高度約 800km の COSMOS 2082R/B (1990-046B)の光度変化を示したもので、図中①は明け方の順光時、②以降は夕方の逆光時のデータである。これにより約 43 秒周期で回転していることが分かる。

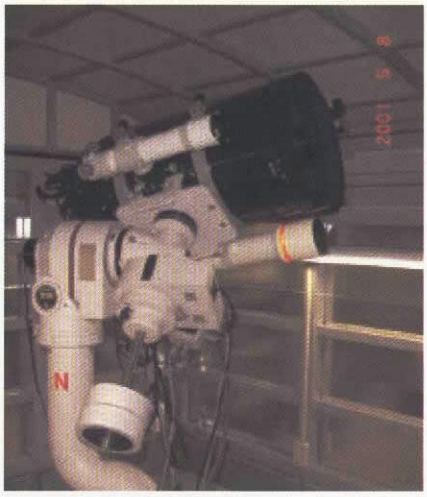
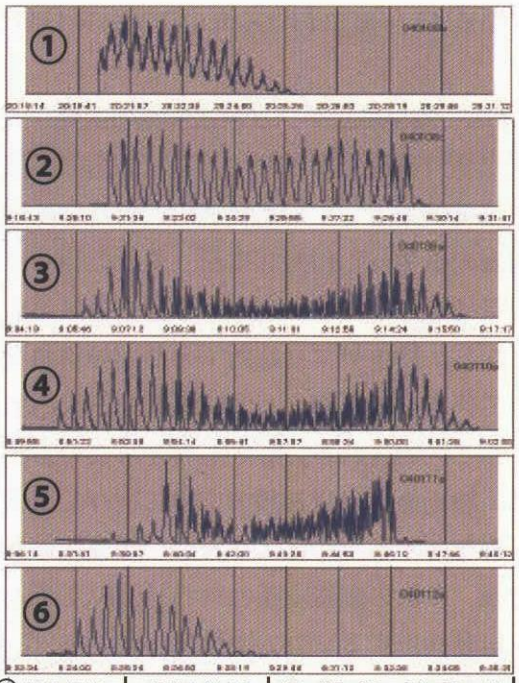


Fig.5 LEO debris tracking facility



①	040108b	2004/1/8	20:19:12～20:25:46
②	040108c	2004/1/8	09:20:33～09:29:53
③	040109a	2004/1/9	09:03:51～09:16:33
④	040110a	2004/1/10	08:49:23～09:02:24
⑤	040111a	2004/1/11	08:37:08～08:37:11
⑥	040112a	2004/1/12	08:26:55～08:29:52

Fig.6　Large debris attitude motion

３．２　防御技術の研究

防御技術としては、本年度、以下の２項目について研究を行った。

3.2.1 超高速射出装置に関する研究

成形爆薬方式により１ｇ程度の質量を 7.5km/s で超高速射出する技術を確立した。合わせて質量測定方式についても昨年度までの方式に改良を加え、質量算出のための画像解析プログラムも改修した。また、今回行った試験結果と衝撃解析ソフトを

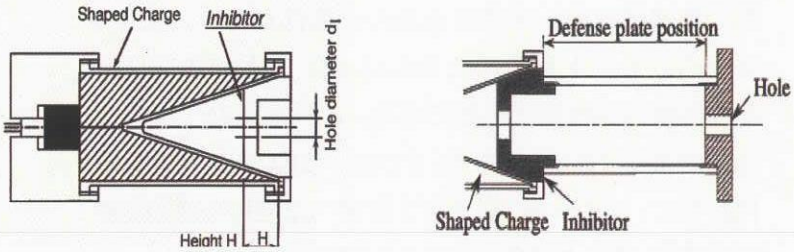


Fig.7 Section view of conical shaped charge

This document is provided by JAXA.

用いて得られたジェット生成解析結果とを比較し、解析上の課題を明らかにした。図7は、成形爆薬装置の射出体分離装置で、試験を実施しながら最適なインヒビタ形状を求めた。射出試験ではインヒビタの円錐部高さをパラメータとした試験を実施し、先端ジェット形状が最適となるインヒビタ形状寸法を求めた。フラッシュX線画像によるジェットと質量算定用アルミブロックを図8に示す。既知の質量との比較を行いその分析結果が妥当であることを確認することができた。

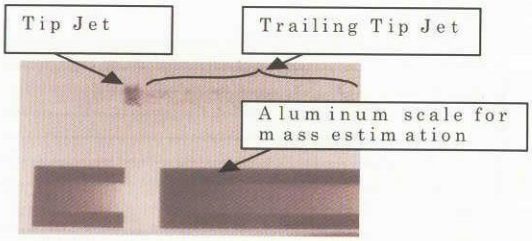


Fig.8　Flush X-ray image of tip jet

3.2.2 複合材料等の衝突データベースに関する研究

本研究では、板厚の異なるCFRPに対し直径、速度の異なるアルミ製のプロジェクタイルを2段式軽ガスガンで射出し、衝突するプロジェクタイルとCFRPの状態との相関を把握するデータベースを蓄積した。昨年度までに製造したCFRP板を用いて、イタリアのパドバ大学で超高速衝撃試験を実施した。その後これらの供試体を日本に返送して非破壊検査を行い内部の損傷状況データを取得し、衝突エネルギーと損傷範囲との関係を明らかにした。図9はパドバ大学の2段式軽ガスガンを用いた衝突実験で、速度2km/s, 4km/s, 5km/s、アルミ製のプロジェクタイル直径0.8mm, 1.5mm, 2.3mm、CFRPの板厚2.2mm, 3.3mm, 4.3mmをパラメータにして27回射出実験を行った。解析には、超高速衝撃解析ソフトAUTODYNを整備し、複合材超高速衝突解析手法の研究に着手している。

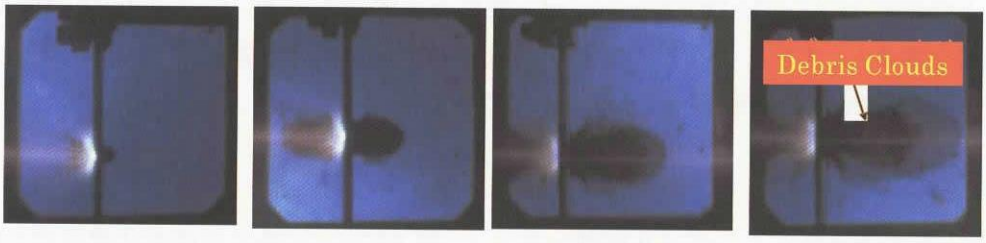
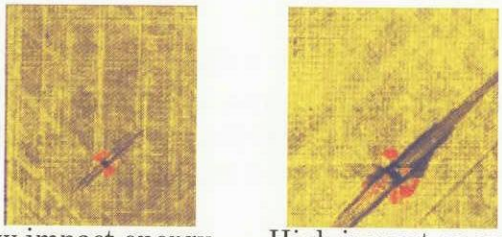


Fig.9　Hypervelocity impact test shadowgraph image
(Target:32ply(4.3mm), Projectile: ϕ 2.3mm, Velocity:5km/s)

超高速衝突試験を行った全ての供試体については超音波による内部損傷データを取得した。その結果の一例を図10に示す。損傷の状況はプロジェクタイルのエネルギーの増加に伴って損傷域も広がるが、内部剥離は衝突面と裏面ともに、表面層の近い部分の剥離面積が大きいとの新しい知見が得られた。



Low impact energy　High impact energy
Fig.10 Internal damage(by ultrasonic inspection)

衝撃エネルギーと損傷面積との関係を図11に示す。その結果は以下の通りである。

(1) プロジェクタイルが貫通しない場合

・損傷面積は板厚に依存しない。　・衝突面と裏面とでは損傷様相は異なる。

(2) プロジェクタイルが貫通する場合

・損傷面積は板厚に依存する。　・衝突面と裏面との損傷様相はほぼ同様となる。

This document is provided by JAXA.

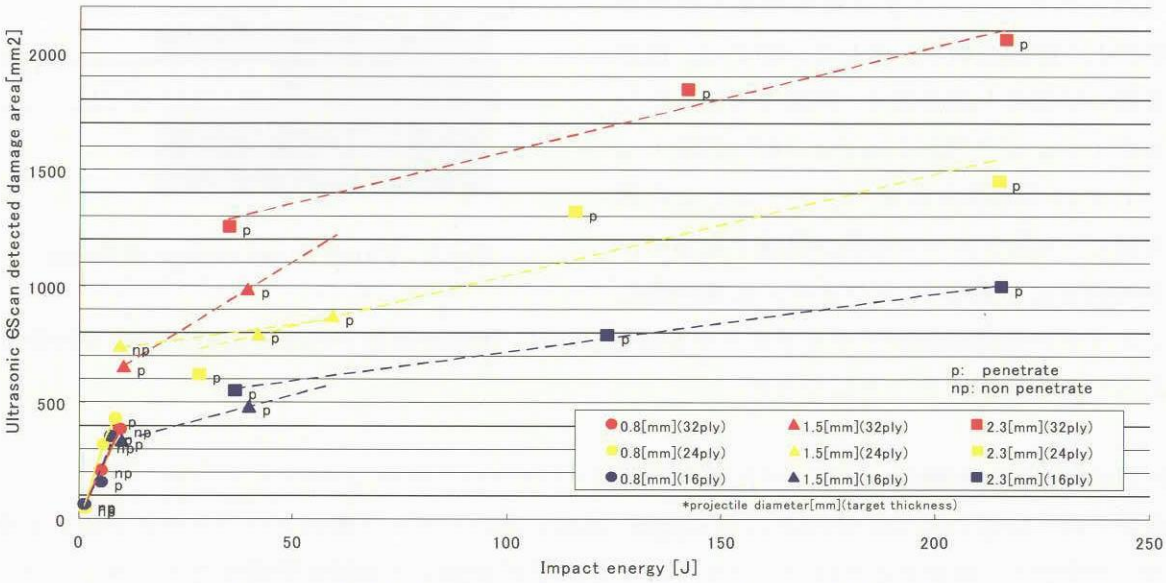


Fig.11 Relation between damaged area and impact energy

4．まとめ

宇宙デブリの光学観測に係る研究は、その観測技術の向上により、より微小デブリの検出が可能になり、データベースの構築を行って事前に衝突回避マヌーバを立案することが可能になる。従来は米欧に依存してきたデブリ観測・カタログ化作業も、本成果を反映させることにより、わが国も国際協調の一端を担うことが可能となる（IADC キャンペーン観測への参加等）。他方、防御技術の研究では、超高速衝突実験装置を開発し、実験を行うことにより、構造体の内部損傷、残留強度についてデータを蓄積し、より軽量で強固な防御装置の開発へと発展させることが可能となる。

[参考文献]

[1] 中島厚他：光学望遠鏡によるデブリ観測システム、第 45 回宇宙科学技術連合講演会 01-3B10、2001 年 10 月
[2] 木村武雄他：低軌道衛星自動追尾装置の概要、第 45 回宇宙科学技術連合講演会 01-3B11、2001 年 10 月
[3] SACMA SRM 2R-94
[4] 先進複合材データベース構築に関する調査研究、日本複合材料学会、2004
[5] Report on Orbital Debris, by Interagency Group for National Security Council, USA, Jan. 1989
[6] 青木他：第 45 回構造強度に関する講演会講演集, pp.102-104(2004)
[7] 柳沢俊史他：重ね合わせ法による微小静止でブリの検出、日本航空宇宙学会論文集第 51 巻第 589 号、2003 年 2 月号

This document is provided by JAXA.

宇宙デブリ発生防止技術の研究

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）
スペースデブリ サブグループ（Space Debris Sub-group）
西田信一郎、河本聡美、大川恭志
Shin-ichiro Nishida, Satomi Kawamoto and Yasushi Ohkawa

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。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。技術実証において欧米が先行する状況のため、我が国も宇宙環境保全への積極的な対応および必要な技術開発・蓄積によりリーダシップをとることが求められている。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・除去システムやロケット上段の終末処理システムの開発および必要な技術の研究・開発を行っている。

2. 回収・除去システム検討

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見積もられている。従って、スペースデブリの有効な低減策として、次の対策が挙げられる。

a. 確実な衛星の終末処理、ロケット上段の廃棄処理方法の確立

b. 大型の衛星残滓の有用軌道からの除去

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。
また、ロケット上段の廃棄処理方法としては、打上時の自己廃棄処理（軌道上再着火での残推薬消費による減速処理）を実施することが有望である。

2.1 衛星残滓の処理方法

衛星残滓の有効軌道からの除去処理方式は、衛星軌道ごとに以下の方式が有望である。

a. 低軌道ロケット上段： 軌道高度を650km以下まで下げる、

This document is provided by JAXA.

b．低軌道衛星残滓：　軌道高度を 650km 以下まで下げる

c．静止軌道衛星残滓：　軌道高度を 300km 以上上昇させる

なお、GTO に残留するロケット上段については、ペリジ近辺のエアドラッグのため十数年で自然落下するのが一般的であり、IADC ガイドラインの 25 年以内大気圏再突入の条件に整合するため、対策の優先度は低い。

2.2　回収・除去対象

軌道ごとに最適なデブリ回収・除去方法を検討した。低軌道では、地球磁場の影響が大きいため、導電性テザーの活用が有効である。 デブリ衝突確率を考慮すると、低軌道の有効な軌道（特に太陽同期軌道）が最も逼迫した軌道であり、衛星残滓やロケット上段残滓の低減対策が必要である。そこで、低軌道衛星残滓の回収・除去に重点を置いたシステム検討を実施する。

2.3　戦略

早期のシステム実現を目標に、以下の戦略で回収・除去システムの検討を行う。

a．ロケット上段、衛星残滓の除去に共通に使用できる使い捨て型の導電性テザーを用いる。（原理：図１）

b．コスト、効率に考慮し、一機で多数の衛星残滓を除去できるデブリ回収機を用いる。

地球観測用太陽同期軌道に多数の衛星残滓が残留しており、僅かな軌道間移動により複数のデブリを回収・除去することが可能と考えられる。

2.4　デブリ回収システムの概念およびミッションシナリオ

低軌道デブリ回収システムのミッションシナリオとして、次の各ステップ項目の作業を想定する。（図２）

a．デブリへのランデブ、デブリの運動計測

b．デブリ回転の角運動量低減

c．フライアラウンド、最終接近

d．ロボットアームによる捕獲

e．導電性テザー伸展

f．デブリリリース

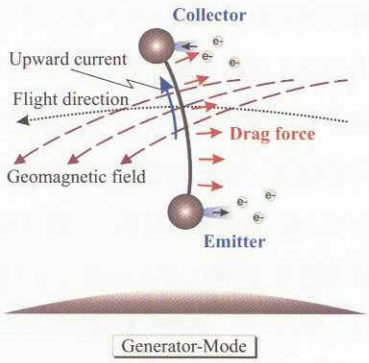


図１　導電性テザーの原理

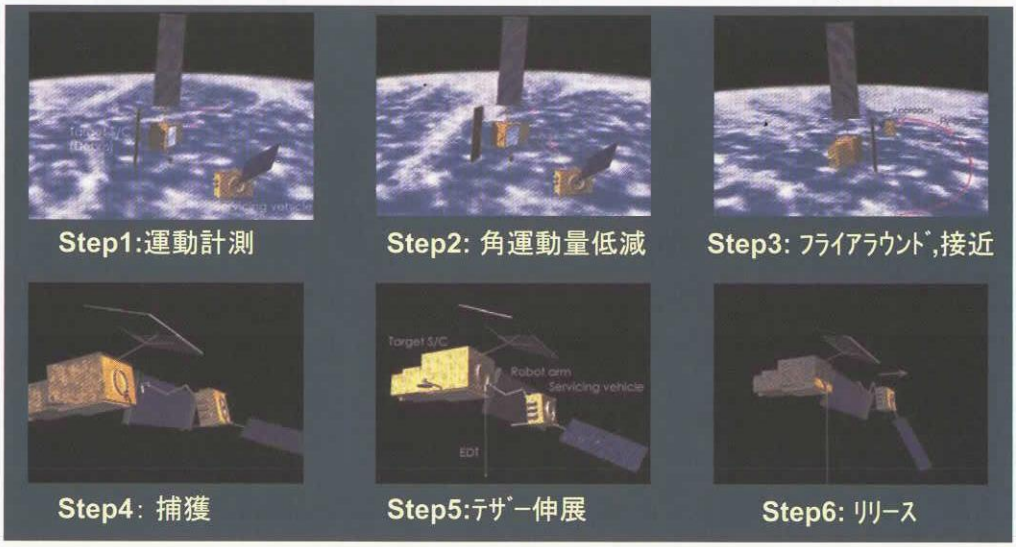


図２　低軌道デブリ回収システムのミッションシナリオ

This document is provided by JAXA.

2.5 要素技術課題

前節に示したデブリ回収・除去システムに必要な要素技術として、以下の技術が挙げられる。

a．回収・除去システム検討　：回収作業機 b．高効率軌道変換技術　：導電性テザー（Electrodynamic Tether：ＥＤＴ） c．画像による運動推定技術　：ステレオ画像計測 d．ロボット捕獲／制動技術　：ロボット制御　e．角運動量消散技術　：インパクトスラスト法

角運動量低減の必要がない低速回転デブリ除去に特化して機器開発／研究を進め、以下の技術は将来的な発展段階の技術として位置づけて研究・開発を進める。

・高速回転デブリの角運動量消散技術

・再使用型導電性テザー装置

2.6 回収作業機の構成

以上の技術を適用する低軌道衛星残滓の回収作業機として図3に示す構成と以下に示す特徴を想定する。なお、図4に示すように捕獲機構と導電性テザーの一体化により、捕獲と同時にテザー取付が完了する。この様な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。

●観測衛星等とのデュアルロンチ可能な形態●質量：1ton、電力1.5kW級衛星●高応答力覚制御ﾛﾎﾞｯﾄｱｰﾑ搭載●使い捨てﾃｻﾞｰﾕﾆｯﾄ取付によるﾃﾞﾌﾞﾘ除去●1機で複数（目標：10）のﾃﾞﾌﾞﾘを除去●ｲｵﾝｴﾝｼﾞﾝ等による軌道間移動

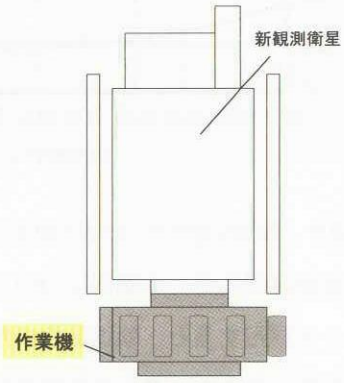


図３　デブリ回収作業機の打上形態

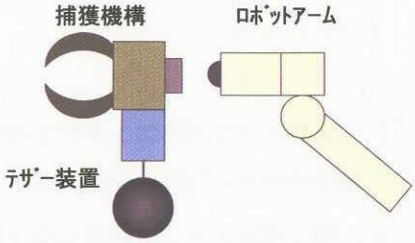


図４　捕獲機構とテザーの一体化

3. 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ている。実証機会が多いと考えられるシステムとして、Ｈ型ロケット上段部を用いた実証システムとピギーバック衛星を用いた実証システムを各種検討した。ロケット上段を用いた実証システムの構成例を図５に示す。

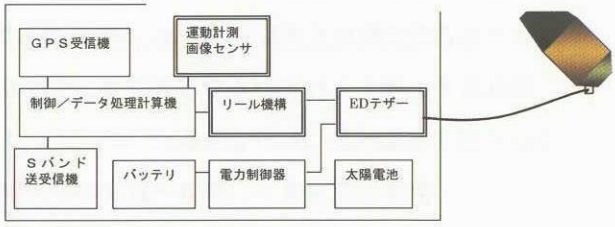


図５　ロケット上段活用の EDT 実証システム構成例

4. ＥＤＴシステムの適用可能性検討

EDT システムでは地磁場との干渉により発生するローレンツ力を推力とするため、非常に高効率であるが、低推力であること、および推力の方向は地磁場とテザーの向きに依存するという問題がある。そのため、(1) 現実的な時間内に軌道変換できるか、(2) 軌道面内方向成分の小さくなる高軌道傾斜角で軌道降下が可能か、についてまず確認した。例として ADEOS（高度 800km、軌道傾斜角 98.6 度）、Globalstar（高度 1400km、軌道傾斜角 52 度）を、長さ 10km の EDT に３A の電流を流したときに投棄軌道（高度 630km）に到達するまでの時

This document is provided by JAXA.

間はそれぞれ 43.3 日、18.6 日であり、デブリ投棄に十分効果的であることが分かった。また軌道上昇に必要な時間は、誘導起電力に打ち勝つための電力に依存するが、図のように数十日から 100 日レベルで可能である。

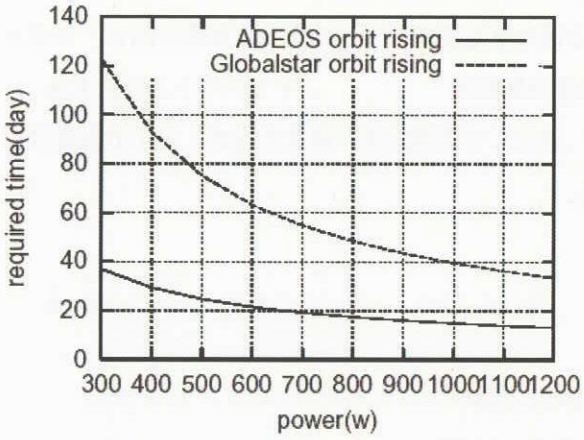


図６　再使用型テザーによる軌道上上昇と所要電力

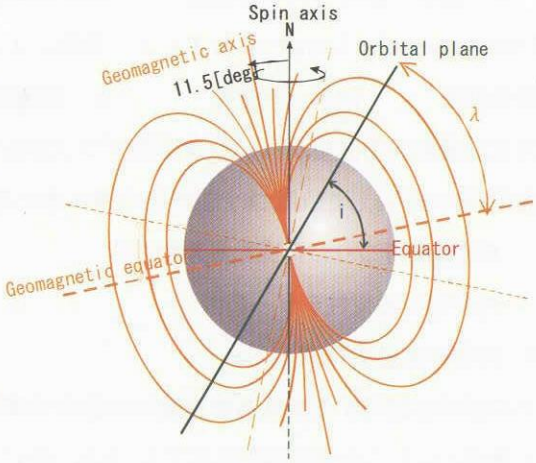


図７　地球周回軌道と地球磁場の関係

また高軌道傾斜角での適用については、地磁場が地球の自転軸と傾いた状態で地球の自転と共に回転していることを利用すると、軌道変換のために十分な推力を発生することができることが分かった。この他、地磁気の方向に推力が依存しても軌道半径のみ、軌道傾斜角のみなど軌道要素を任意に変えるための電流の流し方や、電流を流したときのテザーの安定性、デブリを切り離した時の挙動などについて、数値シミュレーションを行った。

5.　ＥＤＴプラズマコンタクタの部分試作・試験

導電性テザー（Electrodynamic Tether:EDT）に電流を流して推力を得るためには、テザーと周辺プラズマとの間で電流ループを形成しなければならない。このためテザー（導電部）の両端には、周辺プラズマとの間で電子の授受を行うプラズマコンタクタが必要となる。テザー両端での電子放出／収集特性は、EDT 動作の基本である電流特性を支配するため、高効率プラズマコンタクタの開発は EDT システムにとって必須である。

現在有力と考えられているプラズマコンタクタの候補としては、電子エミッタと電子コレクタそれぞれについて以下を挙げることができる。

・電子エミッタ：　ホローカソード、電界放出型カソード

・電子コレクタ：　ホローカソード、ベアワイヤ（被覆無し導線）

これらのプラズマコンタクタは、以下のような特徴を有する。

a．ホローカソード：少量の作動ガスを連続的に供給することで、自身の内部及び近傍に比較的高密度なプラズマを生成し、それを介することによって周辺プラズマとの効率的な電子授受を行う。

b．電界放出型カソード：微細加工等により形成された微小ギャップの間に高電圧を印加することで、導体表面から電子を電界放出させる。作動ガスが不要。

c．ベアワイヤ：導電性テザーの延長部分である被覆無し導線により、周辺プラズマから流入する熱電子電流を収集する。作動ガスが不要。

This document is provided by JAXA.

これらのコンタクタのうち、先に提示された使い捨て型 EDT システムに最も適当を思われるのは、電子エミッタとしての電界放出型カソードと電子コレクタとしてのベアワイヤの組み合わせである。この場合、作動ガスが一切不要であるため、タンクやバルブ等の無い簡素で信頼性の高いシステムを構築できるものと期待できる。一方、再使用型 EDT システムについては、両端ともホローカソードとするのが有利と考えられ、エミッタ／コレクタ動作を切り替えることで、テザーの回収・伸展の動作を伴わずに軌道の上昇と降下の繰り返しが可能となる。

本年度、使い捨て型 EDT システムの検討の一つとして、電界放出型カソードに関する研究を開始した。電界放出型カソードには、スピント型やトリプルジャンクション型などいくつかのタイプがあるが、本研究では、カーボンナノチューブ（CNT）を利用したタイプを採用している。CNT は近年様々な分野で利用され始めており、電界放出型カソードとしてもその注目度は大きい。また、CNT の低真空領域での耐久性は、他のスピント型等に比較して高いことが報告されており、低軌道上での動作に適しているものと期待できる。

今回試験に用いた数種の CNT サンプルのうちの１種の電子顕微鏡写真を図８に示す。同図は、Multi-walled nano-tubes (MWNTs) と呼ばれるタイプの CNT を Chemical Vapor Deposition によって金属基板上に生成したものを示している。図９は、初期実験により得られた CNT エミッタの電子放出特性の１例であり、約 1 kV/m 以上の電界を与えることによって電子放出量が急激に増加する様子を確認できる。今後は、CNT エミッタの電子放出特性についてさらに詳細に調べるとともに、EDT システムでの利用を目指し、搭載に適した機器構成や耐久性に関して検討を進める予定である。

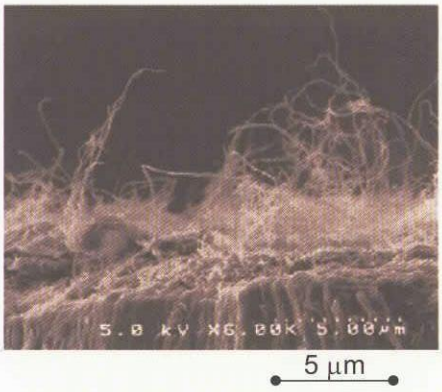


図８　SEM image of carbon nano-tube sample.

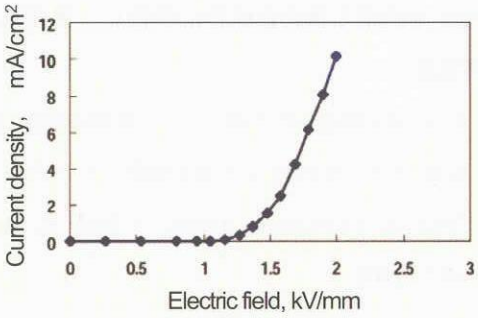


図９　Typical emission characteristic of carbon nano-tube emitter.

6.　スペースデブリ捕獲の検討

スペースデブリは、姿勢制御が機能していないため、回転運動している場合が多い。高速回転の場合は、フライアラウンドやロボットアーム動作での追従が困難なため、事前に何らかの角運動量低減策が必要であるが、低速回転の場合には、ロボットアームによる追従により捕獲が可能となる。スペースデブリは、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。この様な状況での捕獲においては、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。

This document is provided by JAXA.

6.2　制御方式

スペースデブリの捕獲・制動用のロボットアームの制御方式として、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（図１０）を新規に開発した。

6.3　動力学シミュレーション

関節仮想デプス制御によるデブリ捕獲時の制動につき、詳細なモデルによる動力学シミュレーションを実施し（図１１）、制御の有効性を確認した。また、小型ロボットアームを用いた地上実験により有効性を確認した。

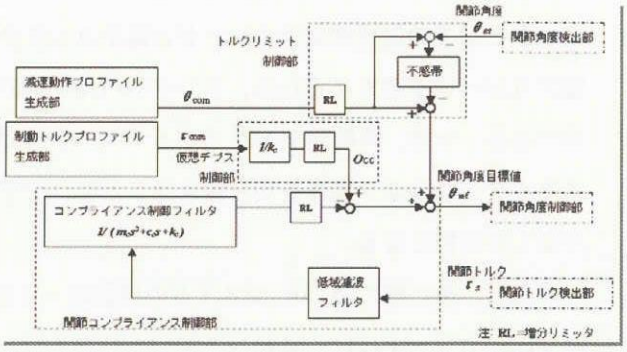


図１０　関節仮想デプス制御のブロック図

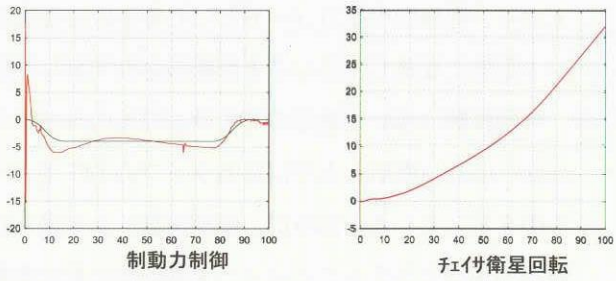


図１１　デブリ回転制動の動力学シミュレーション結果

7. 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、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、デブリ捕獲技術などに重点を置いて研究を進めており、着実な成果を挙げている。今後は、テザーワイヤーや機構も含めた試作に移行し、具体的な実証計画の立案を進める。

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] T.Makida, S.Kawamoto, S.Kibe, "A Study on the behavior of electro-dynamic tether for space debris removal system" ISTS 2004-d-31, 2004

[4] 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

[5] Y. Ishige, S. Kawamoto and S. Kibe, "Study on Electrodynamic Tether System For Space Debris Removal", IAF-02-A.7.04, 2002

[6] S.Kitamura, Y.Okawa et.al.,"Preliminary Study on Field Emitter Array Cathodes for Electro-dynamic Tether Propulsion", Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2004, 2004

[7] 西田, 吉川, 菅野:"力覚制御アームによる衛星捕獲", SICE 誘導制御シンポジウム, 2002

[8] S.Nishida, T.Yoshikawa, "Space debris Capture by Joint Compliance Controlled Robot", AIM2003, 2003

This document is provided by JAXA.

月軟着陸／次期月探査の研究

Study on Lunar Soft Landing and Next Lunar Mission

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

Advanced Space Technology Research Group
Tetsujiro Ninomiya, Sachiko Wakabayashi, Yoshiro Hamada, Yasuhiro Katayama, Yasuo Shinomiya, Shuichi Sasa, Kotaro Matsumoto

Abstract

SELENE-B, being proposed as the SELENE follow-on project, is the first Japanese moon lander for the exploration in the vicinity of a central peak of a crater. For SELENE-B, the sure obstacle avoidance and safe landing is the most severe technological requirement to be developed. There are so many problems for this mission. The spacecraft has to detect obstacles, such as crater or rocks, and move to the safe area. Some science investigations are planed after the landing, however scientific interests lie on the rocky places. The lunar rover is necessary to carry out these investigations. This paper reports the studies on these topics, and some topics for the future lunar probes.

1　はじめに

1980年代末に始まった我が国の月探査への取り組みは，1996年の宇宙開発政策大綱で「地球外天体に人間が宇宙活動を広げていく場合の第1歩」と示され，月内部構造の解明を目指すLUNAR-A計画，月周回観測と軟着陸実験を目指すSELENE計画として開始された．しかし，SELENEによる軟着陸実験は月面降下時の障害物検出機能とそれによる転倒防止への信頼性向上を求められ，2000年夏にSELENEから分離された．このため，より確実な軟着陸技術開発に向けた研究開発が旧航技研を交えた旧宇宙3機関共同で開始され，月面軟着陸技術確立を図ることとなった．

月軟着陸実験機（SELENE-B）研究では，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ている．SELENE-B実現には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る．総合技術研究本部ではその技術開発課題として，降下経路を認識して着陸目標地点に正確にいたるための高精度航法技術，障害物を避けながら安全・確実に軟着陸するための障害物検知技術及び軟着陸技術，および着陸後の厳しい周辺地形での走破や地球

This document is provided by JAXA.

上から遠隔操作するための探査技術などの研究を進めている．また，SELENE-B では必ずしも必要ではないが次期月探査を見据えた月面滞在技術の研究なども進めている．本稿では，平成 15 年度に実施した各研究項目の成果を報告する．さらに，SELENE-B 検討チームによる成果についても簡単に紹介する．

2　研究の概要

平成 15 年度は以下の項目について研究を行った．

- 障害物検知・回避技術
  - 画像処理障害物検知
  - 障害物回避誘導制御
- 月面ローバ
  - 月斜面走行機構
- 夜間保温技術
  - 極低温耐久試験
  - レゴリス断熱特性解析
- その他の検討内容

3　成果概要

3.1　画像処理障害物検知

障害物検知アルゴリズムの検討

軟着陸障害物として，岩石(高さ 50cm 以上），クレータ（直径 2m 以上），坂（傾斜角 30°以上）及び影地帯が想定された（図 1）．目標とするクレータ中央丘近傍では中央丘の生成過程から岩石分布割合が高いことが予想される．小型クレータ分布は月の海の 1/10 程度である．このため障害物検知では岩石の検知が重要となるが，着陸機の大きさから，高さ 50cm 以上の小型岩石も障害物と定められた．このような小型岩石はその存在確率も高いが，小型のため高々度での認識は極めて困難であるという課題が指摘されている．

光学画像処理はこれらの障害物認識の最も有力な手法であり，高速で降下する着陸実験機の障害物検知センサーとして優れている．光学画像処理手法は月以外の他惑星軟着陸への応用も期待できるため，これまでにも 2 次モーメント法やステレオ法など種々の障害物（地形）認識手法が提案

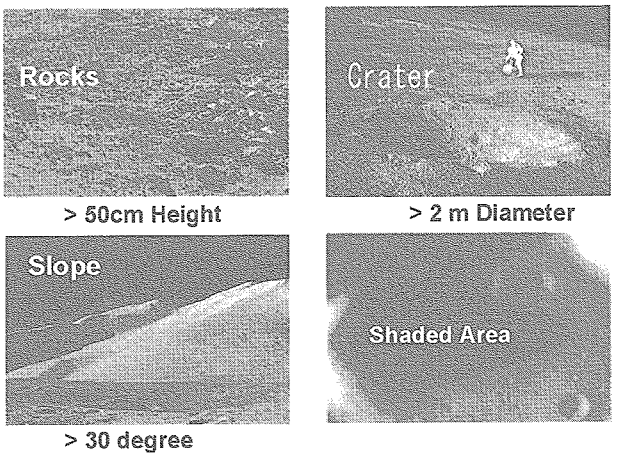
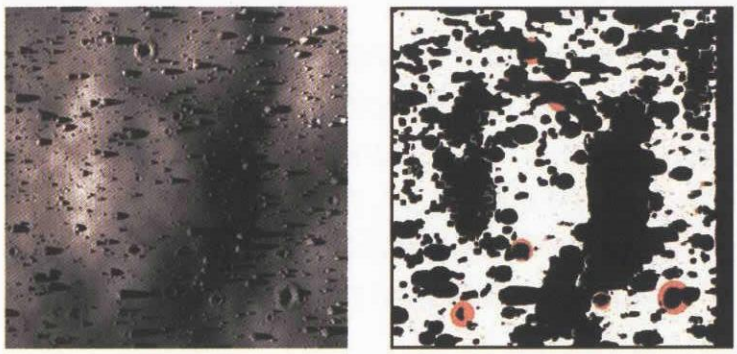


図 1　想定された軟着陸障害物

This document is provided by JAXA.



(a) (b)

図 2　複合画像処理による障害物認識
(a)原画像，(b)認識結果（白：安全着陸領域）

されている．しかし，それぞれの手法の障害物認識機能には制約，限界があり，単一の手法では垂直降下時のバスセンサーとして所要の信頼度を確保するのは困難である．このため，それぞれの処理結果を統合判断することで障害物認識の信頼度を向上させる複合画像処理手法（図 2）の研究を進めている．

障害物検知センサのハードウェア化

障害物センサの開発に当たり，アルゴリズムの開発・評価とともに重要なのがハードウェアでの実現性の確認である．特にステレオ視を利用した障害物検知手法には計算コストが大きいという問題があり，月着陸に必要な実時間処理を達成するためには専用の装置を適用することが必要と考えられる．そこで，現在、地上民生品で開発が進んでいるリアルタイムステレオ計測器の宇宙仕様化に向けて、必要な装置構成についての検討、および回路規模の見積り、並びに処理速度の見積りを行った．

既存の画像センサとして，ETS-VII 搭載用ランデブ・レーダ（RVR），MUSES-C 搭載用光学航法センサ（ONC）をベースに検討を行った．複数の処理方式で処理画像サイズを変えながら検討した結果，表 1 のように，約 1 Hz での計測が可能となる見通しを得た．

表 1 宇宙仕様リアルタイムステレオ計測装置
リソース見積り（画像サイズ 1000×1000[pixel]）

質量	3.8 [kg]
消費電力	36 [W]
外形寸法	280(W)×240(D)×80(H) [mm]
処理時間	1～2 [Hz]

This document is provided by JAXA.

3.2 障害物回避誘導制御

SELENE-B は, 月の周回軌道からスラスタの推力で軌道速度を打ち消す動力降下フェーズ, 障害物を回避しながら目標地点付近の安全な領域へと移動する垂直降下フェーズを経て月面に軟着陸する. 現在想定されている SELENE-B のコンフィギュレーションでは, 探査機には横移動専用のスラスタは搭載されておらず, 機体の姿勢を傾けてメインスラスタの横方向成分を発生させることでのみ横移動推力を得ることができる. そのため, SELENE-B には横移動に必要な姿勢目標値を適切に定める誘導則と, それに対して高精度かつ速応性のある姿勢制御則が必須である.

垂直降下フェーズは, 動力降下時の航法誤差を吸収するフェーズなどの 4 つのサブフェーズから構成される(図 3). 誘導制御則の概要は以下の通りである.

- 基準軌道設定: 各サブフェーズ開始時に, 必要な横移動を達成し, かつ消費燃料を最小とするような軌道を計算する.
- 基準軌道への誘導: 機体運動が基準軌道に沿うように, メインスラスタ推力及び姿勢角目標値を調整する.
- 姿勢制御: 姿勢角目標値に追従するように, 姿勢制御用スラスタで制御する.

基準軌道は, 縦の運動と横の運動をカップリングさせたまま, 消費燃料が最小となるような軌道を求めている. 基準軌道への誘導は, フィードフォワード要素(軌道設定時に計算した推力及び姿勢角)及びフィードバック要素(基準軌道(位置及び速度)と現在軌道との差分)を用いて行う. ノミナルケースのシミュレーションに加え, 誤差のあるケースについても研究を進めている. 今後は航法誤差, 重力誤差などを含めたより詳細な検討を進める予定である.

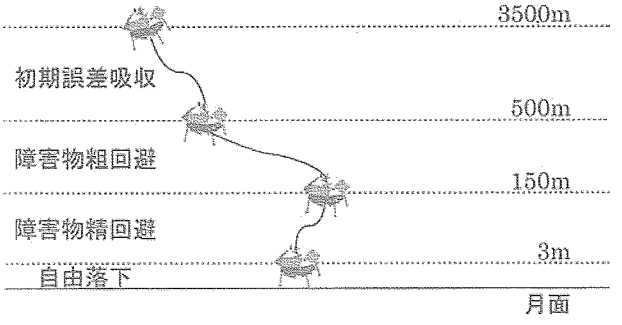


図 3 垂直降下フェーズ着陸シーケンス

3.3 月斜面走行機構

SELENE-B は軟着陸後にクレータ中央丘近傍に接近し地質探査を行うための小型ローバを搭載する構想である. 月面ローバ開発にはこれまでの宇宙技術の小型化に加えて多様な新規技術が必要であるが, 特に登坂性能と遠隔操縦に重点をおいて研究を進めている.

SELENE-B の探査目標クレータ中央丘近傍は部分的にせよ激しい起伏が避けられない地

This document is provided by JAXA.

形であろう．従って，ローバ登坂能力はSELENE-B 科学探査にとって最も重要な機能である．このため最大傾斜角度30°の模擬レゴリス斜面を模擬できる月面走行試験装置を整備し，車輪やクローラ等の基本走行機構の登坂性能評価を進めている（図4,図5）．また，4輪独立操舵の小型ローバを試作し柔軟で高精度な位置決め機能を目指し，登坂走行などの遠隔操縦手法の研究を進めている．

図4　月面走行試験装置と試作ローバ

3.4　極低温耐久試験

月は大気を持たない天体であるため，月面では日中と夜間の気温の差が激しく異なる．このような過酷な温度環境において長期間にわたるミッションを遂行するためには，地球時間で約15日間続く月面上の夜間をいかにして乗り越えるかが，今後の月着陸ミッションにとって重要な課題である．そこで，現在の宇宙用の機器の設計基準，製造基準に基づいて製作された宇宙用機器が，太陽発電を利用できない夜間に外部エネルギーに依存することなく，月面上で遭遇しうる低温環境(約-180℃)にどの程度耐えうるのかを検討した．フライト機器であり実軌道上運用を経験しているSFU関連のフライト機器を試験に供した．

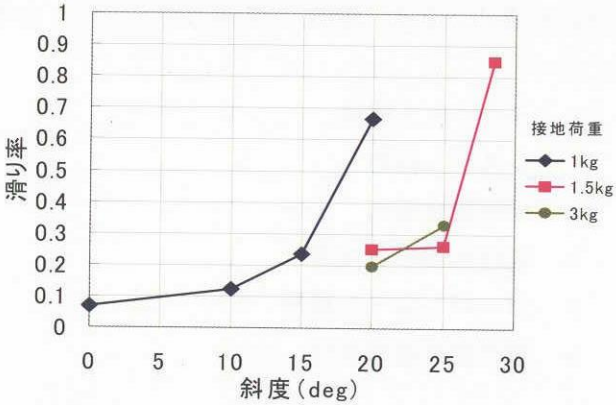


図5　クローラ走行時の滑り率と斜度の関連

試験結果から，一部の機器については予想以上の低温耐性を持っていたが，送信回路機器などは極低温に耐えられず故障した．今後，故障原因の確認を進めると共に，試験設備の整備を含めて長期的に実証，実験を進めていく必要がある．

3.5　レゴリス断熱特性解析

月面での日中と夜間の温度変化は非常に過酷だが，図6に示すように，地下については比較的穏やかな温度変化になっている．そこで，夜間保温にレゴリスを利用した場合の保温性の評価検討を進めている．

具体的には，レゴリスで覆われているアルミニウムでできた円筒状のモジュールの昼夜の温度変化を調べている．

This document is provided by JAXA.

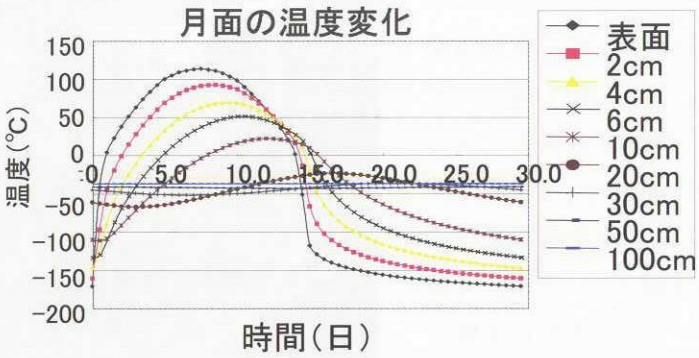


図 6 月面の温度変化

3.6 その他の検討内容

SELENE-B については，旧宇宙 3 機関を中心とする SELENE-B 検討会のメンバーで協力して検討を進めてきた．個別の課題については，各種研究会を作り，以下の項目について検討を行った．

- ミッション検討
- システム検討
- 地形照合航法
- 着陸衝撃吸収技術
- ローバシステム検討
- 理学観測機器検討

4 まとめ

今年 1 月に発表されたアメリカの新しい政策を始めとして，昨今の国際情勢の変化などから月面探査の重要性は増している．このような状況の中で，日本にとって新規開発技術となる個々の課題と共に，長期的な戦略をたてることが重要となる．

平成 15 年度は SELENE-B の実現に向けて，様々な技術的な課題に対して取り組むとともに，ミッションとしての提案を行った．今後は，各研究項目について着実に研究を進めるだけでなく，開発を見据えた検討を進めていく必要がある．

5 参考文献

1 SELENE-B 検討チーム(ISAS/NAL/NASDA 他): 月軟着陸実験計画(SELENE-B)提案書, 2002.

2 片山他，「画像を用いた障害物検知手法の検討」，第 47 回宇宙科学技術連合講演会，2003.10

3 濱田他，「月面高精度着陸のための SELENE-B 誘導制御系検討」，第 47 回宇宙科学技術連合講演会，2003.10

This document is provided by JAXA.

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. Thus in our research, a few mile stones are made for near future technology, that is, SEPAL(SElf-contained PArtially-circulated Life support system), Space Environment Utilization and SEFUL(SElf-contained FUlly-circulated Life support system). In the research on SEPAL, physico-chemical process which is promising technology is beeing studied. In order to increase flight opportunities, a self-contained system is considered. In the research on Space Environment Utilization, studies of four 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. In the research on SEFUL, as the utilization of plant product from biological system, conceptional estimation of a system to obtain animal protein is made.

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、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
・ただし、食料生産まで含めた完全循環生命維持システムの研究も維持

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、完全循環生命維持システムの研究を簡単に紹介する。なお、本来平成１５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．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の概念図を Fig.1 に示す。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、現在の生命維持システムは List 1 に示す様に外部から食物と共に酸素あるいは酸素源を供給されているのに対し、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。

This document is provided by JAXA.

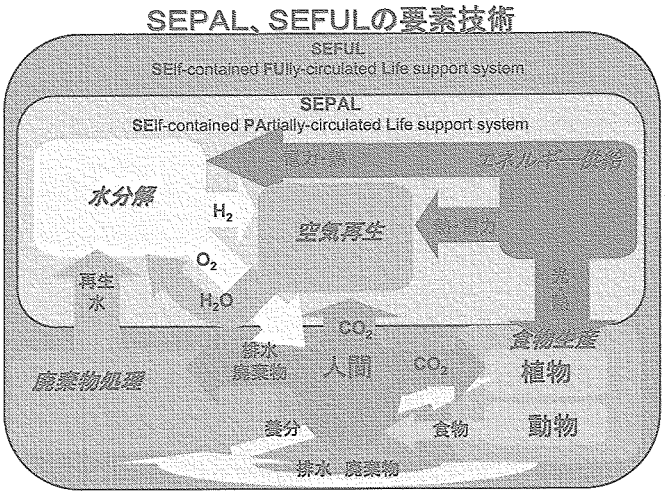


Fig.1 SEPAL and SEFUL

現在のシステム(スペースシャトル)

人(呼吸)：$2CH_2O+2O_2 \rightarrow 2CO_2+2H_2O$

CO_2 除去：$2CO_2+2LiOH \rightarrow 2LiHCO_3$

TOTAL：$2CH_2O+2O_2+2LiOH \rightarrow 2LiHCO_3+2H_2O$

現在のシステム(国際宇宙ステーション)

人(呼吸)：$2CH_2O+2O_2 \rightarrow 2CO_2+2H_2O$

水分解：$4H_2O \rightarrow 4H_2+2O_2$

TOTAL：$2CH_2O+2H_2O \rightarrow 2CO_2+4H_2$

部分循環システム

人(呼吸)：$2CH_2O+2O_2 \rightarrow 2CO_2+2H_2O$

水分解：$4H_2O \rightarrow 4H_2+2O_2$

空気再生：$CO_2+4H_2 \rightarrow 2H_2O+CH_4$

TOTAL：$2CH_2O \rightarrow CO_2+CH_4$

List 1 Material flow comparison.

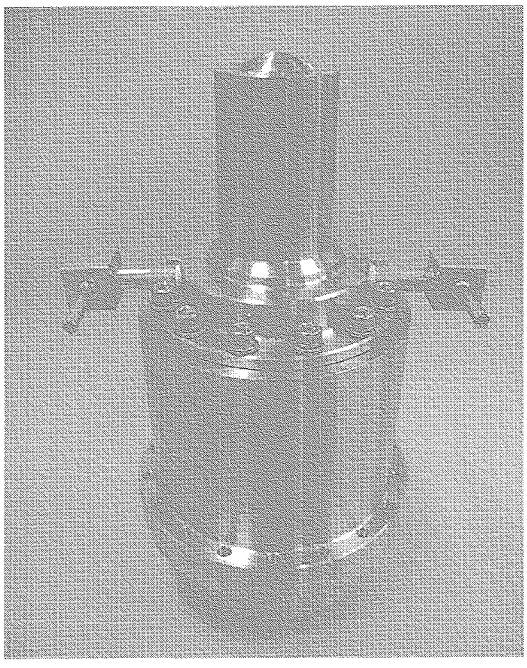


Fig.2 Free piston Stirling engine.

Fig.3 Model of free piston Stirling engine.

2.1 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年度に製作されたスターリングエンジンを Fig.2 に示す。このエンジンは、フリーピストン型では日本初の自立運転を達成し、平成１５年度には２００W 級と小型であるにもかかわらず、効率 19.5%を達成している。主な成果は、

・実験結果
　－日本初自立運転(H１４)

This document is provided by JAXA.

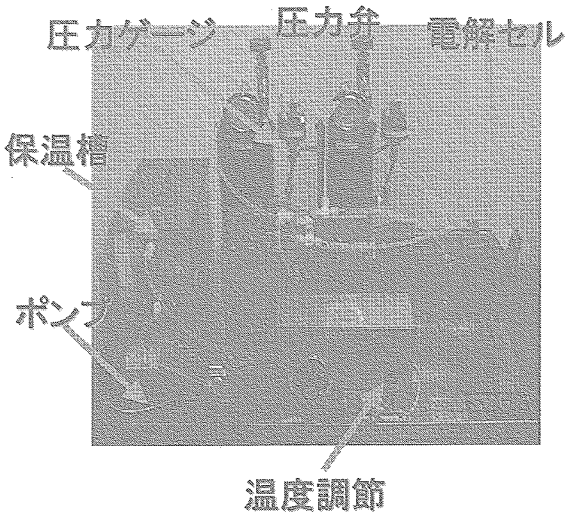


Fig.4 Water decomposition system for microgravity environment.

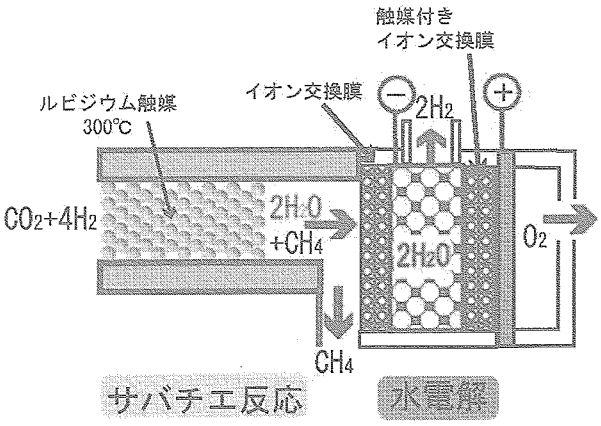


Fig.5 Conbined system.

－効率１９．５％、出力１７０W

・特許出願

－「高出力フリーピストン型スターリングエンジン発電機」など２件

－「フリーピストンスターリングエンジン小型模型」(後述)

・受託研究等

－電機、家電メーカーと受託研究(H１４)

－家電メーカーと共同研究

であり、受託研究等に関しては、他にも多くの引き合いを受けている。新しい試みとして Fig.3 に示すスターリングエンジンの模型を平成１４年度末に設計、平成１５年度までに１００個弱製作した。平成１５年度以降各種展示会等でデモを行い、好評を博しており、受託研究や共同研究の締結に活躍している。なお、この模型は平成１５年度に特許出願および意匠登録出願「スターリングエンジン模型」がされている。

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、平成１４年度に下記の解決方法を見いだした。

a) 水蒸気により水分を電極に供給する。スポンジ状金属を陰極に用い、水蒸気が陰極内部を透過する事を可能にした。

b) 水蒸気は蒸気圧を利用し、イオン交換膜を通して液体から水蒸気へと相転移させ、高純度の水を用意する必要が無い。

c) 液体状態の水と混在する事が無いので、気液分離装置を装備する必要が無い。

平成１４年度から１５年度にかけて Fig.4 に示す装置を試作し、平成１５年度からは Fig.5 に示す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、一部試作を行っている。その他の成果としては、平成１５年度に「水電解装置」、「環境浄化循環型水電解装置」、「水蒸気電解装置」の３件の特許を取得している。また、「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回スガウェザリング技術振興財団技術功労賞を受賞している。

This document is provided by JAXA.

３．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。

3.1 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。

3.2 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。流体現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。

Fig.6 に示すようにフロリナートの液層の上にシリコンオイル滴を乗せると自発的に流れが発生する事を新たに発見した。この流れは容器を密封すると停止したことから蒸発に起因していると考えられる。シリコンオイルの液滴の厚さは1mm 程度と考えられる。Fig.7 の速度分布からわかるようにこの駆動力は気相と二種の液層の交わる三重接線で生み出されるようである。本駆動力を応用して回転力を生み出す装置を試作した。この羽根車は濡れ性分布を施してあり、フロリナートに浮かべ、Fig.8 に示すように羽の一方にのみ注射器を用いて赤く着色したシリコン液滴を付着させると、羽根車は自発的に回転を始めた。本研究で開発した流体のハンドリングは機械的な構造を持たずに流体を扱えるため微小化が容易である。今後メカニズム解明に挑むと共に直線運動を取り出すことを可能にし、微小重力場における流体ハンドリング、微小スケールで有効に働く駆動力として発展させてゆきたい。

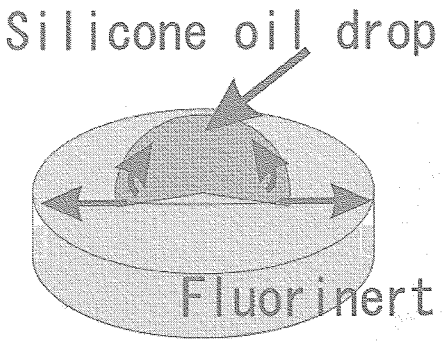


Fig.6 Schematic view of capillary flow.

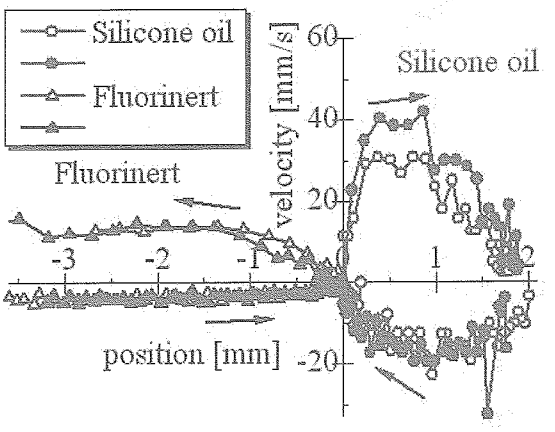


Fig.7 Velocity distribution.

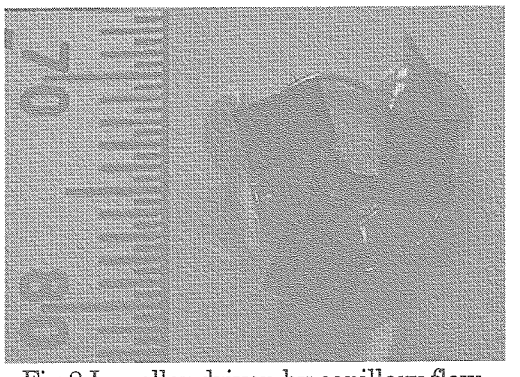


Fig.8 Impeller driven by capillary flow.

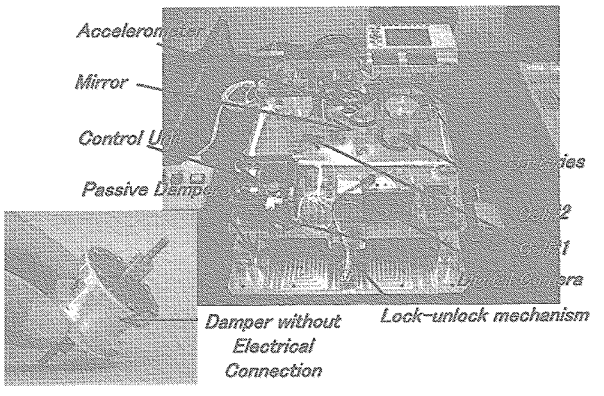


Fig.9 Old model.

This document is provided by JAXA.

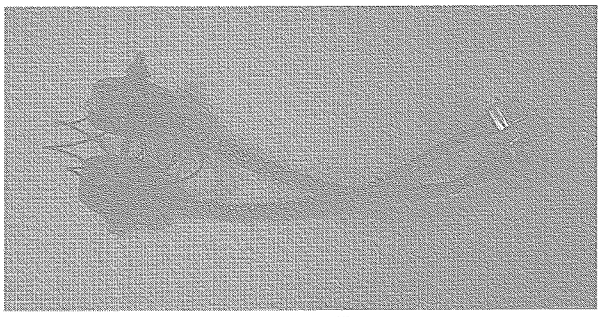


Fig.10 New Damper

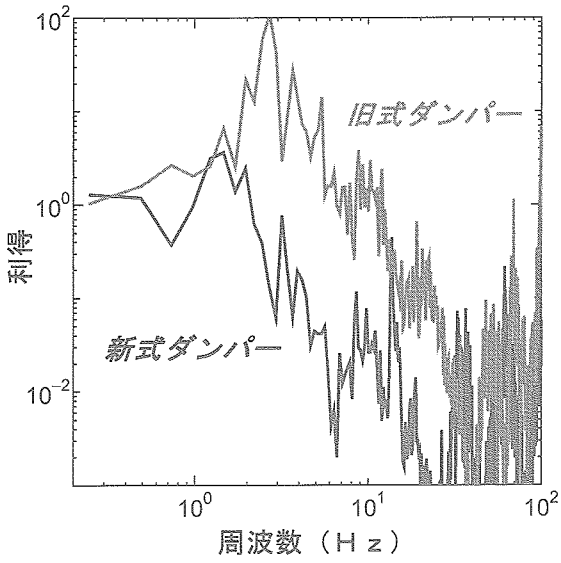


Fig.11 Comparison of gains.

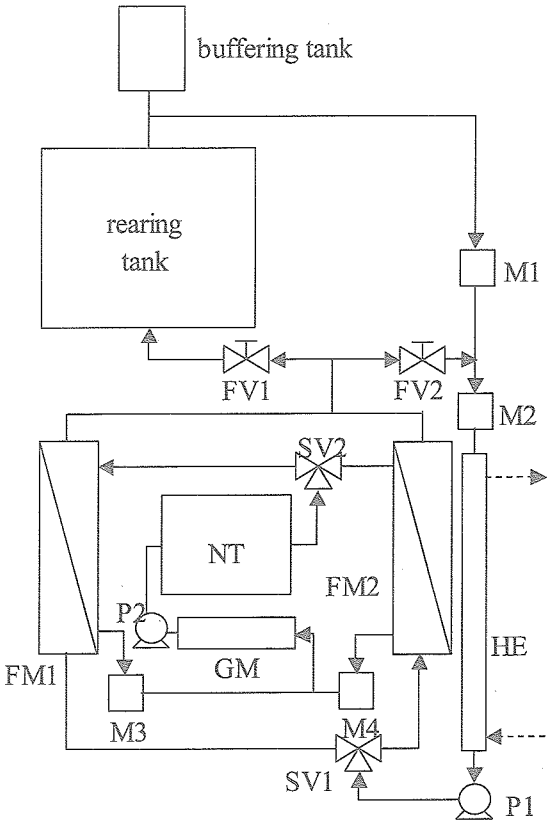


Fig.12 Flow diagram of zooplankton culture device.

3.3 受動制振機能付き自律・自立型汎用宇宙実験支援装置の開発

平成１４年度採用の日本宇宙フォーラム公募研究として開始、平成１５年度が最終年度。平成１３年度以前に行った研究の成果として、スペースシャトルでは拡散現象にｇ－ジッターが影響する可能性があることが示された。このためｇ－ジッター影響検証実験を行うための制振機能付き実験装置(Fig.9)を公募研究および JSUP 殿の協力のもと平成１３年度までに製作し、航空機実験による機能確認も行った。これを受けて平成１４年度からの本研究では、計測制御能力や電力供給能力を自前で持つ実験装置(Fig.9)の軽量性、自律性及び自立性をさらに向上させる省リソース化改造を行い、多様な宇宙実験機会により適合させ、宇宙実験実現を目指した。また、実験テーマに限定されない汎用的な制振装置付き実験支援装置として研究者に供給できることも念頭に置いた改造を行った。実験装置製作としては、旧ダンパーでは、上下ベースプレートを絶縁する必要があったため、汎用性を著しく阻害し、制振性能の設定も困難であったことを考慮し、導電性と制振性を両立させる被覆電線を用いた新ダンパー(Fig.10)を製作した。性能検証のための航空機実験を行い、減衰性が強化され、共振周波数も低下するなど制振性に関しても旧ダンパーからの格段の性能向上(Fig.11)を得た。軽量化のため、宇宙開発事業団(当時)殿より人工衛星用構体素材ロハセルの供給を受け、複合材化したベースプレートを製作し、3kg の減量に成功した。

４．完全循環生命維持システムの研究

4.1 閉鎖式動物プランクトン培養装置

平成 13 年度より科学研究費補助金「閉鎖生態系循環式水棲生物飼育システムの構築」の一部として、

This document is provided by JAXA.

動物プランクトン培養装置の開発を分担している。平成１４年度から１５年度にかけてFig.12の装置を製作し、性能試験を行った。気泡除去に問題はあるものの、課題となっていた連続運転時間の延長に成功し、これにより２週間以上にわたる動物プランクトンの無換水培養が可能となった。

4.2 スクミリンゴガイによる有機廃棄物処理

平成 14 年度より(財)環境科学技術研究所との共同研究においてスクミリンゴガイ *Pomacea canaliculata* による有機廃棄物処理について研究を進め、これまでにダイズ、イネ非可食部を貝の餌とすることで食糧に変換できることを示した。本年度はさらにヤギ糞の処理について実験を行ったが、貝の餌としては嗜好性が悪く、加工処理を施さない限り、スクミリンゴガイによる処理は困難という結論を得た。

5．終わりに

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マイクロラブサットやＨＴＶ等を用いた宇宙技術実証を目指しており、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。

This document is provided by JAXA.

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, 吉原正一, 河本聡美, 星野健, 小口美津夫, 大森克徳, 藤原勉, 木皿且人, 岡本修
Atsushi Nakajima, Toshifumi Yanagisawa, Shouichi Yoshihara, Satomi Kawamoto, Takeshi Hoshino, Mitsuo Oguchi, Katsunori Omori, Tsutomu Fujiwara, Katsuto Kisara 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. 6 theme were studied, i.e. (1)Telemedicine project, (2)Robotics, (3)Functionally graded materials, (4) Reutilization technology of organic waste material, (5) Industrial Aquaculture and (6)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。具体的には現在、以下の６分野において実用化に結びつく研究開発が進められている。(1)遠隔医療、(2)ロボット、(3)傾斜機能材、(4)有機廃棄物処理、(5)水産養殖工場及び(6)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。宇宙技術応用サブグループで進めている６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。これらの成果を踏まえ、試作した実験用救急車の展示やデモによりその必要性をＰＲするとともに、ETS-VIII 等の衛星を用いた画像伝送実験棟を計画している。

This document is provided by JAXA.

(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。レーザー治療器具の支持装置としての実用化も進められ、医療現場での実証実験を行っている。

(3) 傾斜機能材

傾斜機能材料を安価な遠心分離法による製造技術を開発し、耐熱タイルといった本来の目的の他に、IH 発熱体としての応用開発を行った。窯業技術センターとの共同により、陶磁器への組み込みにより、IH 加熱が可能になり、傾斜機能材の特性である、温度変化による歪みの影響を除去できる特徴を持つ。平成 14 年度の技術移転推進課題として開発資金を獲得。

(4) 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を無公害的かつ迅速に処理し、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、1999 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。本技術を一般社会に応用すると、家庭や食品産業界、畜産業界等から出る生ゴミや食品残滓、し尿、家畜糞尿等の有機廃棄物を水資源とエネルギー資源として再利用することができ、環境問題への対応に貢献できる。本技術は、有機廃棄物を圧力と触媒によって水と炭酸ガスに分解する「有機廃棄物の無機水分化技術」、廃水を浄化する「高度水処理技術」と炭酸ガスからメタンガスを作る「炭酸ガス還元技術」から構成される。本システムは、従来の処理手法が持っている問題点を克服し、有機廃棄物の形状に依存せずに、１００％近い分解が無公害的に短時間でできるため、他の処理方法に比較して極めて優位性がある。しかも、水の再利用と炭酸ガスからのエネルギー生産がなされるため、製品化を希望する業種範囲も広く、市場性は極めて大きい。

(5) 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。

(6) 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、ソフトウエアの開発を行い、平成 15 年度にはほぼ実用化の目処がついた。

３．成果の概要

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[1],[2]

システム概要を図１に示す。衛星追尾機能並びに送信すべき医療機器を搭載した救急車から、画像圧縮された患者様態は他の医療情報と共に、X 或いは Ku バンドで常に見通し通信が可能な準天頂衛星を経由して医療センターに送信される。実験用救急車の試作、画像圧縮・多重化技術、衛星追尾装置、準

This document is provided by JAXA.

天頂衛星システム検討等、多分野の技術開発を実施した。平成 15 年度においては、準天頂軌道の解析、国際シンポジウム等における展示を進めた。

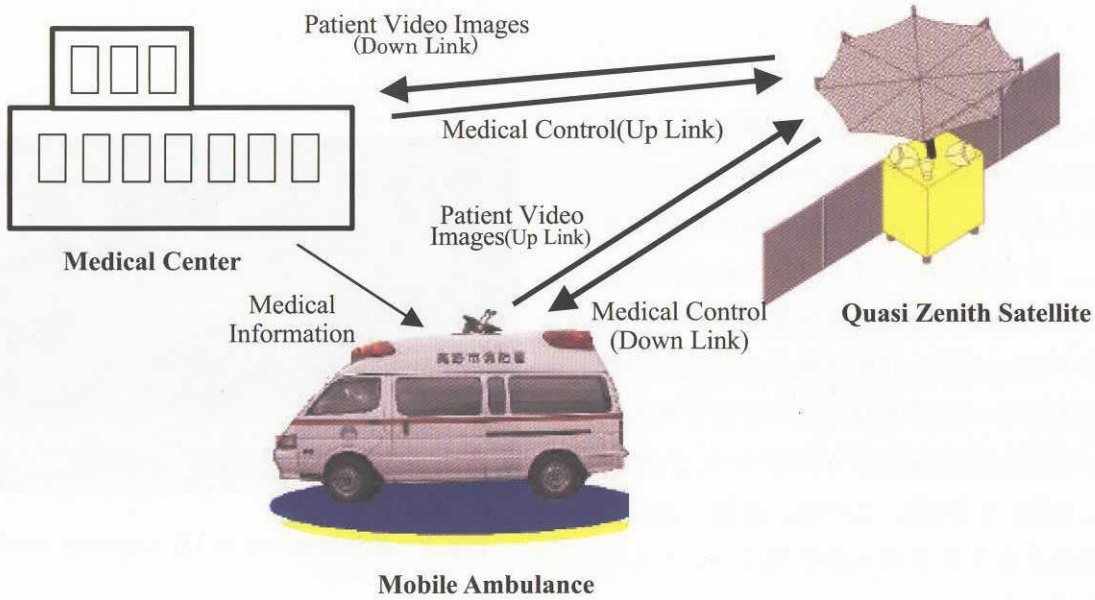


Fig.1　Project overview of the patient video data transmission from ambulance

３．２　多関節ロボット

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ので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 15 年度には、２つの回転関節からなる回転修正関節モジュールを試作し(図２参照)、回転運動を直線運動等に変換できる制御則を取り入れた。　図２に示すように関節部を球状にすることにより、人に優しいロボットアームの実現が期待できることから、福祉医療機器への応用が考えられ、具体的にはレーザビーム支持用マニピュレータの試作を行った。これは人間の手で行っていたレーザビーム照射等を本ロボットアームに行わせることにより、最適な軌跡を描かせることが可能となり、治療効果が上がることが期待される。現在、利用機関で評価試験を行っており、その実用化が目前である。

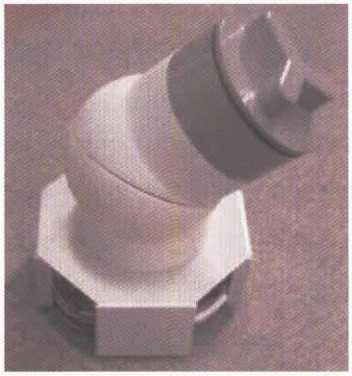


Fig.2　Rotation cancelled joint unit

今年度はこの他、ロボットアームのコンフィグレーション設計に必要なアームの運動解析ソフトウェアの研究及び冗長自由度を有する多関節ロボットアームの逆キネマティクス解法の一般化を行い[3]、図３に示す洋々なアーム手先の直線運動を実現した[4]。

Fig.3　Interplated linear motion by solving inverse kinematics

オフセット多関節ロボットは、力が強く、細長い形状のロ

This document is provided by JAXA.

ボットアームを実現することが出来る。細長いアームは人間の傍で動いても、人に恐怖感を感じさせないため、今後は、人間とロボットが共存可能で、人に優しく安全なロボットの実現や、セル生産方式等での人と協調作業が可能なロボットへの展開を目指す。

３．３　傾斜機能材

セラミックスと金属からなる傾斜機能材を発熱体モジュールに応用するための開発を行っている。遠心力で傾斜組成した後、液体窒素で凍結乾燥し、常圧焼結或いはプラズマ焼結法により製造し、民生品の陶磁器産業現場で用いられているセラミックスと、IH 加熱用金属で組成傾斜した底部をもつ傾斜機能材料の概念を導入したオール電化住宅用陶器(ティーポット、土鍋等)を試作した(図 4 参照)。この他、高温、高圧、耐腐食性のあるリアクタへの応用についても検討を進めている。

Fig.4　Application to IH heating module

３．４　ハイプロシステムによる有機廃棄物の再資源化技術

「無機水分化技術」の基本原理は、固形有機廃棄物を粉砕・微細化し、廃水など水分と混合してスラリー状態にし、ポンプで連続的に密閉型分解炉に圧送し、酸素雰囲気の下で、温度「250～300℃」・圧力「6.86～8.83MPa（70～90kgf/cm^2）」の条件下で触媒を使用して、短時間で無機栄養塩類を含む水溶液と炭酸ガスに完全分解する湿式酸化法である。動物の糞を使った基礎研究では、９９％以上の高分解率を達成した。

有機廃棄物の分解でできた生成水は、水溶液中に含まれる金属成分や無機栄養塩類を吸着する吸着剤と、使用目的に応じた水質レベルの水を生産する超低圧逆浸透膜を用いた「高度水処理技術」によって生活用水などの「水資源」として、また、炭酸ガスは再生型の吸着剤で濃縮分離し、水素還元によりメタンガスに変換する「炭酸ガス還元技術」によって、炭酸ガスを「エネルギー源」として再利用できるシステムである。

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。

Table 1　Specification of Hypro-system

Components	Specification
High pressure slurry pump	Viscosity : 100k cps Life expectancy : 10k hours Outlet pressure : 10 MPa
Decomposed & Catalitic reactors	Temperature : 280 deg C Pressure : 9 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

民生で使用するためには、初期コストだけではなくランニングコストを以下に低くできるかが重要である。ハイプロシステムの検証のために、１５年度は、有機廃棄物の処理量が一日500kg程度の実証機を

This document is provided by JAXA.

試作した。図５及び図６に試作した実証機を示す。１６年度はこの実証機を用いて、市場性の高い各種廃棄物に対応する設備投資経費、処理条件、分解効率、ランニングコスト等のデータベースを構築する実証実験を進める計画である。

Fig.5　General view of experimental facility

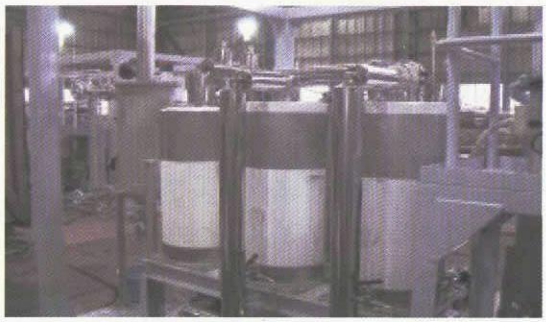


Fig.6　Detail view of reactors

３．５　水産養殖工場を実現する工業型養殖技術の研究

約 4.5g のティラピア O. niloticus を供試魚とし、飼育スペースの幅 20～40mm、奥行き 50mm、高さ 50mm の５種類の個別水槽を用いて、３回の飼育実験を行った。同時に 65L ガラス製水槽を用い、試験区と同量の水と同数の供試魚を用いて集団飼育を行った。飼育開始時及び終了時の体長、体重及び実験終了時の生残率を表２に示す。個別飼育区では 20mm 槽区が顕著に成長が劣った他は、各区に顕著な差は見られなかった。25mm 槽区では供試魚の胸鰭は常に側壁と接しており、水槽の幅に対する体幅の比率は 0.496 と非常に大きかったが、他の区と成長に差はなかった。このことからティラピアは体幅の倍程度の小さな水槽でも、正常な個別飼育が可能であることが明らかとなった。また、どの試行においても個別飼育区は集団飼育区より成長が劣ったが、これは個別飼育区では魚の行動が制限されるため、給餌ロスが起き易いためと考えられる。今後、給餌法の改善を行い、飼育実験を継続する予定。

Table 2　Average values of initial and final body length and weight of the fish breeding separately

Width of aquaria	40mm	35mm	30mm	25mm	20mm	Groupbreeding
Trial 1						
Initial body length(cm)	53.06±1.63	53.86±1.21	53.29±2.05	54.68±1.79	53.53±1.73	53.22±1.62
Final body length(cm)	67.3±4.05	67.41±0.19	67.29±3.48	65.35±2.82	60.83±2.47	72.34±3.02
Initial body weight(g)	4.77±0.4	4.92±0.41	4.80±0.58	4.96±0.47	4.72±0.44	4.63±0.44
Final body weight(g)	9.89±1.7	10.11±0.02	10.10±1.47	9.30±1.11	7.48±0.93	11.96±1.59
Final survival rate(%)	100.00	50.00	100.00	66.67	50.00	96.67
Trial 2						
Initial body length(cm)	52.35±1.08	52.09±1.02	51.76±0.89	52.18±1.13	51.26±1.01	51.58±1.20
Final body length(cm)	67.00±2.31	66.64±3.78	64.70±2.98	66.63±3.01	63.44±4.57	70.07±4.64
Initial body weight(g)	4.48±0.08	4.41±0.12	4.32±0.19	4.54±0.24	4.44±0.11	4.45±0.18
Final body weight(g)	10.18±0.99	9.89±1.89	9.49±1.27	10.16±1.10	8.96±1.77	11.92±2.24
Final survival rate(%)	100.00	100.00	100.00	100.00	100.00	90.00
Trial 3						
Initial body length(cm)	52.13±2.09	52.03±2.11	52.80±1.92	52.98±1.54	52.10±1.45	52.59±1.52
Final body length(cm)	66.96±6.00	68.57±1.49	68.03±3.73	66.95±2.45	64.30±2.20	73.77±4.09
Initial body weight(g)	4.52±0.40	4.46±0.39	4.56±0.35	4.55±0.36	4.36±0.38	4.42±0.32
Final body weight(g)	10.29±2.70	10.77±0.91	10.75±1.91	10.08±1.21	9.23±0.93	12.68±0.75
Final survival rate(%)	100.00	100.00	100.00	100.00	100.00	96.00

This document is provided by JAXA.

3．6　移動天体検出ソフト

重ね合わせ法による画像処理技術を小惑星や彗星の検出に応用するために、汎用性のある Windows 版ソフトの開発を行った。本手法の特徴は、図7の比較からもわかるように、従来のブリンク法では、1枚の画像で検出できる対象に対しては、画像を比較して検出することができるが、ノイズレベルのより暗い天体の検出は不可能である。重ね合わせ法では、1枚の画像で検出不可能な暗い対象に対しても数十枚の画像を重ね合わせすることにより検出が可能になる。本手法により、口径35cm の望遠鏡で、従来では不可能であった約 21 等級の暗い小惑星を発見することができた。平成 15 年度までに既に 40 個の未知小惑星の検出に成功している。

図8は実用化されたソフトの画面の一部である。一連のプロセスにより小惑星の候補が検出され、2晩以上の観測から仮符号が付与される。今後、モザイク CCD カメラにも対応可能なソフトの開発を進める予定。

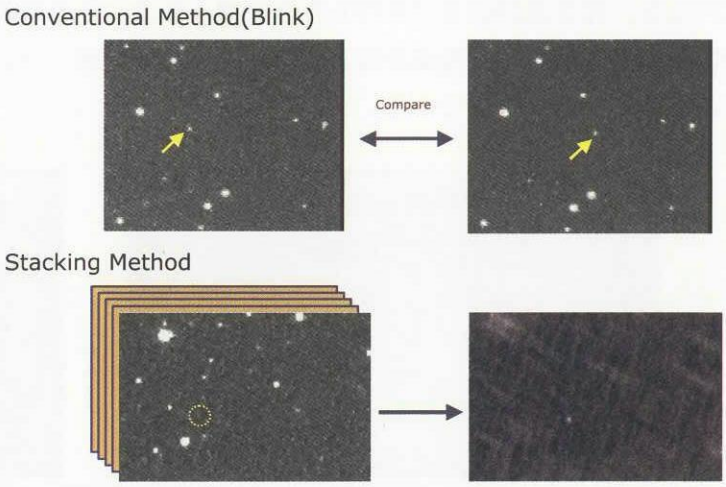


Fig.7　Comparison of asteroid detection methods

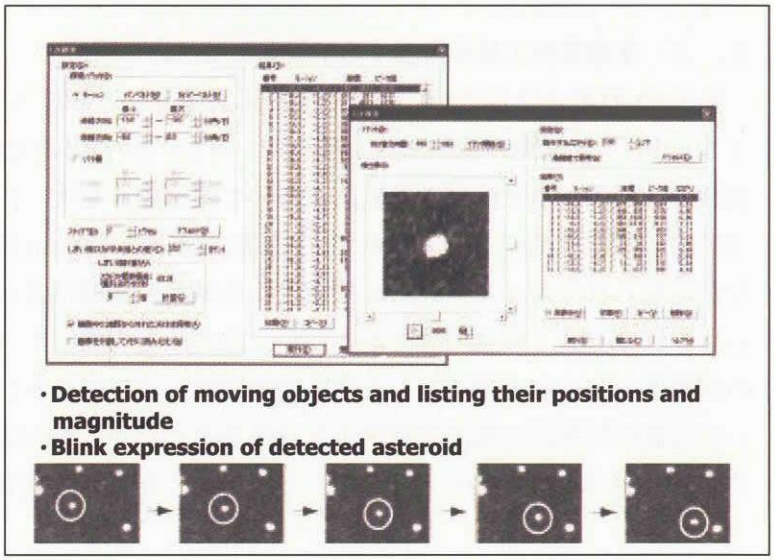


Fig.8 Example function of the software

4．まとめ

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。今後、実施許諾契約を進め、製品化へと進む予定であり、平成 16 年度には 2 件の契約が締結される予定である。

[参考文献]

[1] 中島他：救急車からの動画像伝送ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄ概要、第 46 回宇宙科学技術連合講演会、2002 年 10 月
[2] 中島他：準天頂衛星を利用した遠隔医療ﾐｯｼｮﾝ、第 47 回宇宙科学技術連合講演会、2003 年 11 月
[3] 狼，岡本，柴田”多関節マニピュレータの逆キネマティクス計算用汎用アルゴリズム“、第 44 回自動制御連合講演会 424、2001
[4] 岡本、狼、多和田、“冗長自由度ロボットの制御とシミュレーション”、日本機械学会 2004 年度年次大会
他

This document is provided by JAXA.

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 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いる。例えば、大型反射鏡の軌道上組立ミッションや組立に適した構造・機構の検討・試作も実施している。

2. μ-LabSatを用いた軌道上実験

軌道上サービスにおける対象の運動計測に必要な画像処理技術や接近飛行・姿勢制御に必要な非線形系の制御技術につき、μ-LabSatおよび搭載されているmicro-OLiVe実験装置（NICT）を使用して軌道上実験を成功裏に実施した。

2.1 ターゲット放出実験

(1)実験

2003年3月１４日にμ-LabSatを用いて実施したNALターゲット放出実験の実験データの処理・評価解析を実施した。実験は、MLIを模擬したカプトンフィルム貼付と着色を施したターゲット（直径１０ｃｍ）を地球に向けて放出し、様々な明るさ、色、パターンからなる地球背景の画像から、搭載計算機での画像処理により放出されたターゲットを検出するもの（図１）であり、日照状態から僅かな照り返し光が当たった状況まで確実に抽出、トラッキングすることができた。

画像計測で衛星のＭＬＩを抽出することにより、衛星の検出を容易にするだけでなく、ステレオ処理、ＩＣＰの前処理として用いることにより、処理に要する計算負荷を軽減することが可能である。

(2)テンプレートマッチングによる運動推定

ＣＧを用いてテクスチャ、照明環境も模擬して画像処理用のテンプレートを各姿勢角について作成し、最も良いマッチングが得られる姿勢を探索・補間することにより、軌道上実験時のターゲットの姿勢・距離の推定を行った。

焦点を始点とし画像センサー上のターゲットを構成するピクセルを終点とするベクトル群を考え、これらのベクトル群を回転させることでターゲットを画像中心に移動させ、ＣＧで生成したテンプレートと比較する、という手法で解析した。（図２）その結果、処理の途中に手動による操作を入れることなく、完全自動で１軸回りの姿勢運動が求められた。（図３）

This document is provided by JAXA.

図１　ターゲット放出実験画像でのカラー抽出の有効性

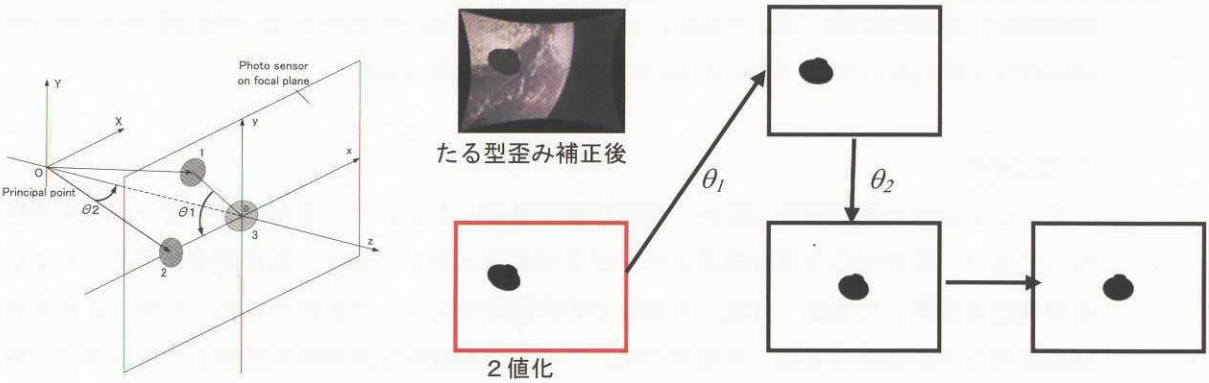


図２　ターゲット画像のテンプレートマッチング用の形状補正変換処理

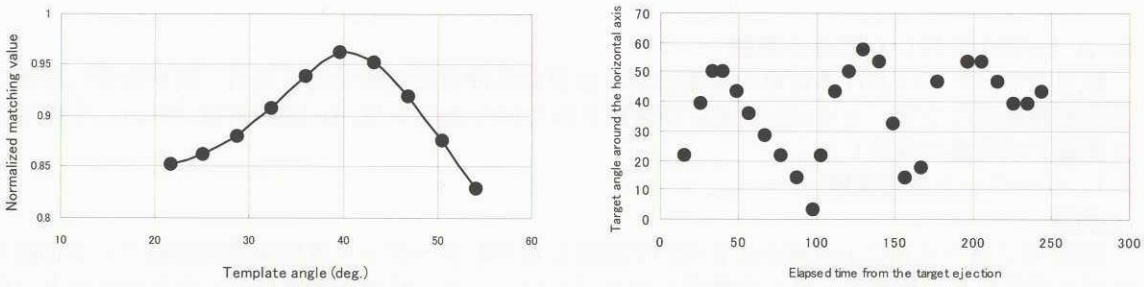


図３　テンプレートマッチングによるターゲット姿勢推定・評価

2.2　月トラッキング制御実験

2003年度までにソフトウエアや地上試験などの実験の準備を進め、2004年4月7日に「月トラッキング制御実験」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（図４）で、搭載計算機上のソフトウエ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姿勢制御

月は画像の中で図Cのような経路をたどり、約60秒で画面の中心に収った（図５）。

μ-LabSatの三軸姿勢制御モードでは、モーメンタムホイールが大きな角速度を持って回転し、大き

This document is provided by JAXA.

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。

衛星搭載ソフトウエアに関しては、昨年5月に実施された東京大学の実験の際に用いられたソフトウエアをベースにして、当グループが姿勢制御系の開発を行った。なお、実験前の地上試験、搭載ソフトの書き換えにおいて、NICT（独立行政法人　情報通信研究機構）の多大なご協力を頂いた。

本実験は、宇宙ロボットなどが機能を失って漂う人工衛星に推進剤の補充や修理などを行ったり、修理の見込みの無いスペースデブリとなった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。

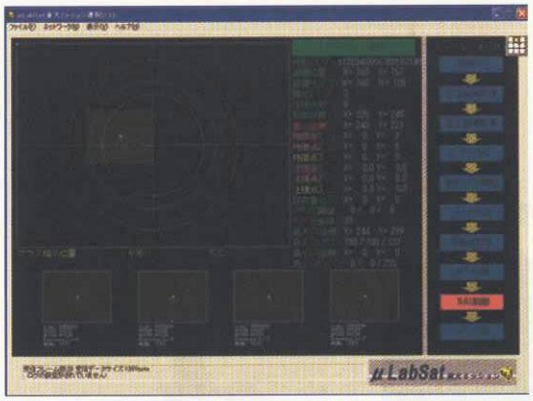


図４　画像上の月の初期位置（地上系表示）

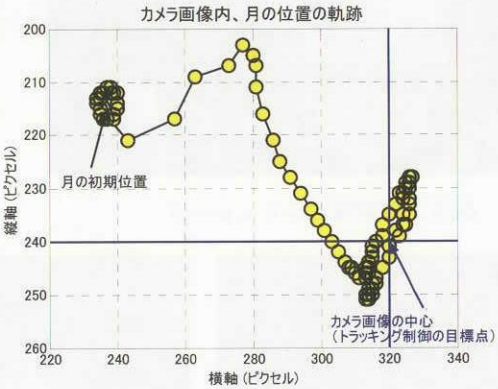


図５　姿勢制御による月の画像上軌跡

3. 汎用高精細ハンド 3.1　ハンド改良試作

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にカトルクセンサ、触覚センサ、原点センサを付加した小型ハンド装置の改良を実施した。触覚センサには、面圧センサを用い、指の先端形状にフィットした構成を実現した。小型高精細ハンド機構を図６に示す。

3.2 ハンド操作デバイス検討

人間が長時間の操作に堪えることができるハンド操作デバイスの検討を行っており、要求項目の抽出を実施した。

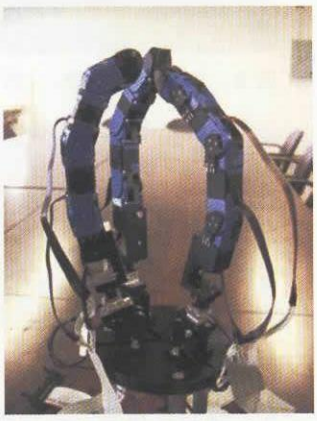


図６　高精細ハンド機構

４．ビジョンシステムの研究

4.1 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

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、図７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

This document is provided by JAXA.

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。推定手法の概要を図８に示す。図９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。

ａ．時系列画像情報活用によるマッチング整合率の向上

ｂ．ステレオマッチングにビニング画像粗探索による領域抽出機能の追加

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を姿勢運動を行う衛星模型の時系列画像に対して適用することによって図１０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できた。これにより、ステレオマッチングの信頼性向上と処理高速化の効果を確認した。

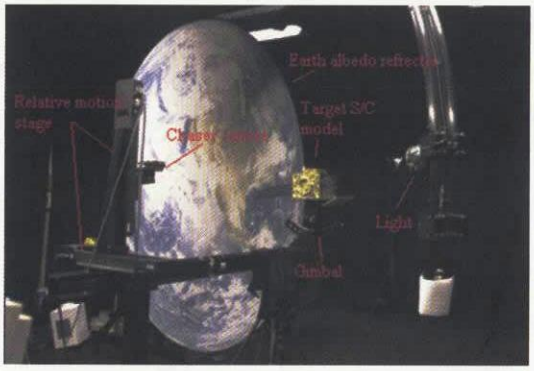


図７　軌道上光学環境シミュレータ

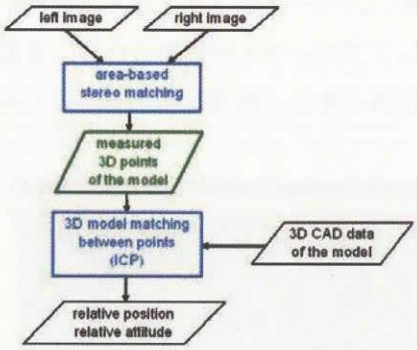


図８　ステレオ視と3D モデルマッチング

図９　左目画像（左）、右目画像（中）、ステレオ視より得られる３次元点群（右）

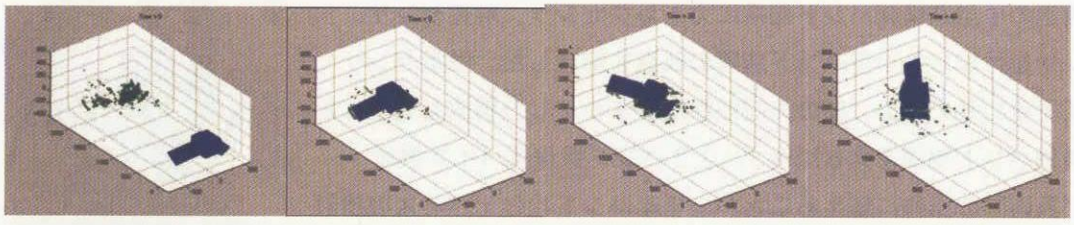


図１０　時系列画像を用いた ICP による3D モデルマッチング（緑：計測点群、青：モデル点群）

4.2 輪郭三角法による運動計測手法の開発

回転運動している非協力な対象衛星につき、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。（図１１）

This document is provided by JAXA.

この様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。試作ソフトウエアにより機能確認、実験計測を行い、良好な結果を得た。

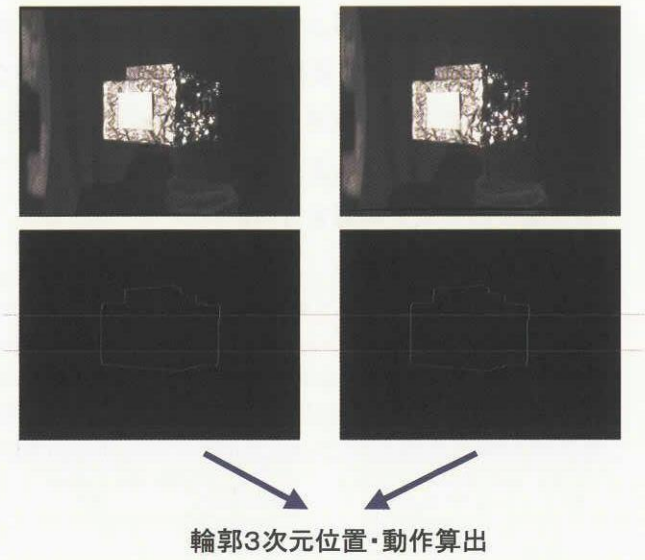


図１１　ステレオ輪郭追従法による運動計測

5. ロボット制御タスク体系化の研究 5.1 関節アクティブリンプ制御関節試作・試験

平成 14 年度に新規開発した関節アクティブリンプ制御を適用する関節の第２次試作を実施した。新規の高剛性トルクセンサ（図１２）、低抵抗ケーブルラップ機構（図１３）を適用し、極力コンパクトに構成した。関節アクティブリンプ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。

5.2 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対応を選定するものである。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。

6. 軌道上自律組立の研究

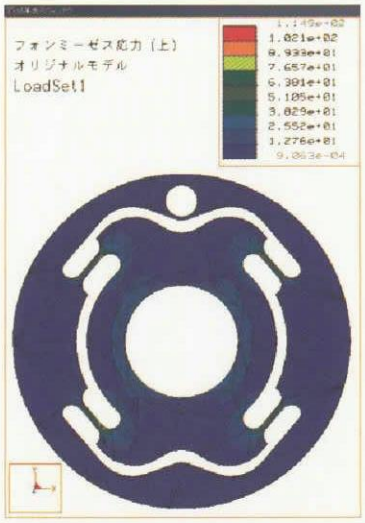


図 12　高剛性トルクセンサ

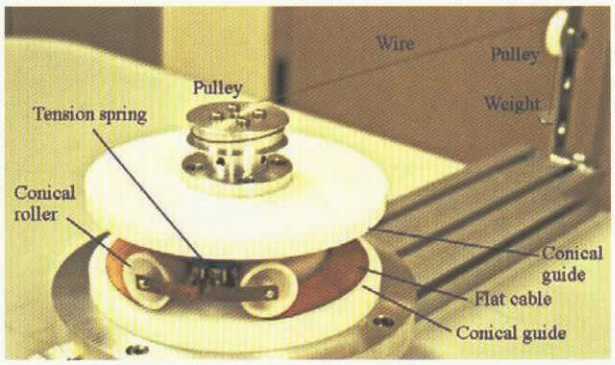


図 13　低抵抗トルクケーブルラップ機構

宇宙ロボットによる大型反射鏡の自律組立の研究（萌芽研究）と連携して、軌道上での単機衛星上での宇宙ロボットによる組立技術の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、高剛性での連結、電気コネクタの結合、対応するエンドエフェクタ、制御方式の目処が立った。

This document is provided by JAXA.

７．まとめ

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。特に平成１５年度は、μ-LabSat を用いた軌道上実験２件の評価・解析により貴重なデータが得られた。また、宇宙ロボットの新規制御方式の開発を行った。

参考文献

[1]H.Kamimura, S.Kawamoto, S.Nishida et.al:"Detection and Motion Estimation of Small Target Using Color Image Processing", ISTS2004
[2]F.Terui, K.Yoshihara et.al:"Visual Feedback Attitude Control Experiment of a Bias Momentum Micro Satellit", ACA2004, 2004
[3] F.Terui, H.Kamimura, S.Nishida: "Quick Motion Estimation of a Large Space Debris Object", ISTS2004, 2004
[4]西田,吉川：“宇宙ﾛﾎﾞｯﾄ用ﾄﾙｸｾﾝｻ内蔵関節の試作”,第 20 回日本ロボット学会学術講演会予稿集, 2002
[5]S.Nishida, T.Yoshikawa:"Large Reflector Assembly in orbit by a Mobile Space Robot", ISR2004, 2004

This document is provided by JAXA.

月軟着陸技術の研究

Study on Lunar Soft Landing

月着陸航法誘導技術の研究

Study on Guidance and Navigation for Lunar Landing

システム誘導技術グループ　山本昌幸、石島義之

宇宙先進技術研究グループ 濱田吉郎、二宮哲次郎、松本甲太郎、四宮康雄

宇宙科学研究本部　澤井秀次郎、橋本樹明、神谷芳和

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group　Masayuki Yamamoto, Yoshiyuki Ishijima

Advanced Space Technology Research Group

Yoshiro Hamada, Tetsujiro Ninomiya, Kotaro Matsumoto, Yasuo Shinomiya

Institute of Space and Astronautical Science　Shujiro Sawai, Tatsuaki Hashimoto, Yoshikazu Kamiya

Abstract

In order to realize the science missions at the specific point on the moon, SELENE-B is required highly precise and safe landing. This paper shows the result of the guidance and navigation simulation and estimates the landing accuracy. This simulation is combined the navigation law and guidance law. The navigation law is realized by using the image sensor and the altimeter. The guidance law is restricted using the ON/OFF control thruster.

1. はじめに

次期月探査および将来の月面活動には、ペイロードを月面に正確かつ確実に輸送するための月面軟着陸技術が不可欠である。そこで、障害物検知・回避機能による安全確実な着陸および高精度航法誘導による高精度な着陸を目標として、月軟着陸実験システムの検討の一部として月着陸航法誘導技術の研究を平成12年度から実施している。

2. 研究の概要

月面軟着陸時の高精度航法誘導の研究では、平成14年度までに、画像センサや高度計を利用した対月航法により実現される着陸時航法則による航法精度解析や、スラスタがONまたはOFFしかできない制約下での誘導則による誘導解析を行った。平成15年度は、これらの解析結果を踏まえ、航法則と誘導則を組み合わせた航法誘導シミュレーションを実施した。このシミュレーションにより、初期航法誤差(周回軌道離脱時における位置・速度・姿勢誤差)、機体系誤差、航法センサ誤差の各種誤差を考慮した場合に必要な着陸面積を見積もった。さらに、必要着陸面積ををより狭くできるような航法センサ仕様について評価した。また、障害物回避能力についても解析・評価を行い、障害物回避能力をより向上するための垂直降下フェーズ誘導則の検討を行った。

3. 成果の概要

3. 1. 月着陸実験機(SELENE-B)における月着陸航法誘導の概要

(1)着陸シーケンス

Figure.1 に SELENE-B 計画における着陸シーケンスの概要を示す。探査機は、高度 100km の円軌道から離脱して着陸目標点上空へ到達する「動力降下フェーズ」(高度 100km～3.5km)と、目標上空から障害物を検知・回避しながら軟着陸する「垂直降下フェーズ」(高度 3.5km～0km)を経て月面に至る。なお、今回のシミュレーシ

This document is provided by JAXA.

ョンでは、目標点の南側から着陸する軌道を使用している。

垂直降下フェーズは、動力降下フェーズで生じた誘導誤差を吸収する「初期誤差吸収サブフェーズ」(高度 3500m～500m)、高度 500m で障害物を検知・回避する「障害物粗回避サブフェーズ」(高度 500m～150m)、高度 500m では検知できなかった障害物を検知・回避する「障害物精回避サブフェーズ」(高度 150m～3m)、高度 3m で対月面相対運動が落ち着いたところでメインエンジンを停止して自由落下する「自由落下サブフェーズ」(高度 3m～0m) の4つのサブフェーズに分割される。Figure.2 に垂直降下フェーズの概要を示す。

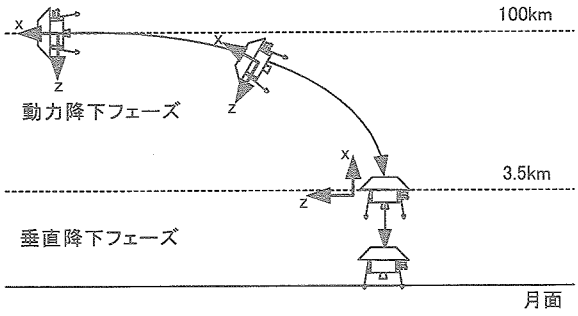


Figure.1 SELENE-B Landing Sequence

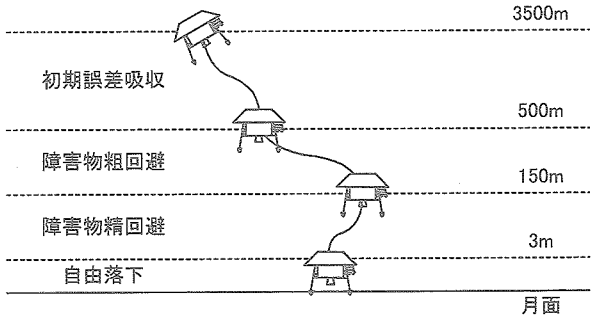


Figure.2 Vertical Descent Phase

(2)航法系

動力降下フェーズでは、IMU 慣性航法と、レーザー高度計による高度情報および遠距離画像センサによる直下点位置情報を組み合わせた航法則を用いる。また、垂直降下フェーズでは、IMU 慣性航法と、電波高度速度計による高度・速度情報および近距離画像センサによる直下点位置情報を組み合わせた航法則を用いる。

レーザー高度計:　動力降下フェーズで用いる。本シミュレーションでは、誘導計算からの指令によって照射ビームが常に鉛直下を向くように制御され、機体高度を計測する。

遠距離画像センサ:　レーザー高度計と同様、動力降下フェーズで用いられ、誘導計算からの指令によって視線を常に鉛直下へ向ける。撮影した画像と SELENE で作成された DEM (Degital Elevation Map)を照合して直下点の緯度・経度を計測する。

近距離画像センサ:　垂直降下フェーズで用いられる。機体下面に固定され、視線は機体下方向となる。

電波高度速度計:　垂直降下フェーズで用いられる。機体下面に固定され、機体ロール軸が鉛直上向きのとき、垂直下向きのアンテナを 1 本、オフナディア角 30 度のアンテナを 3 本配置する。Figure.4 にアンテナビームのイメージを示す。

なお、レーザ高度計、遠距離画像センサが鉛直下向きを向いているとした仮定は、解析ケースの簡便性、およびセンサの搭載性検討の問題と分離するためであって、厳密に鉛直下向きを向いていなくても、指向方向の情報が既知であれば解析結果に影響しない。

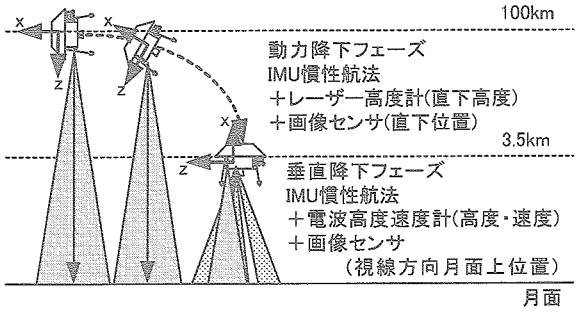


Figure.3 Sequence of Navigation Sensor Operation

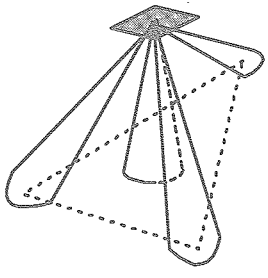


Figure.4　Antenna Beam of Landing Rader

This document is provided by JAXA.

(3)誘導系

動力降下フェーズでは、可能な限り少ない消費推進薬量で着陸目標点上空へ到達するような誘導則を適用した。また、垂直降下フェーズでは、あらかじめ設定した高度と降下速度のプロファイルに沿って高度を下げながら、機体姿勢の変更によって水平位置を制御する誘導則を適用した。

動力降下誘導: 重力モデルが平坦(重力加速度一定)と仮定して燃料最小とする条件で導かれる双線形タンジェント則を用いたステアリング則と到達予測ダウンレンジや到達予測高度に基づくスラスタON/OFF則とを組み合わせた誘導則を用いる。

垂直降下誘導: 垂直降下フェーズでは、メインスラスタ噴射によって降下速度の減速を行い、機体を傾けて推力方向を振ることによって水平移動を実現する。降下速度の制御は、高度と降下速度のプロファイルを表すブレーキングラインを設定し、これに沿うようにメインスラスタを制御して行う。ここで、また、機体傾斜角は、目標点までの水平距離と機体水平方向速度を用いたPD制御則によって決定する。

3. 2. 着陸航法誘導シミュレーションによる必要着陸面積の評価

Table.1に初期航法誤差、Table.2に初期航法誤差の相関係数を示す。また、Table.3に機体系の誤差源を示し、Table.4に航法系誤差源を示す。以上の条件でシミュレーションを実施した。各誤差源の影響は、以下の手順により調査した。これによって得られた結果をTable.5にまとめる。

1) 誤差の無いノミナルケースを実施する。
2) 1つの誤差源に対し、正の誤差、負の誤差を付加したケースをそれぞれ実施する。
3) 誤差ケースとノミナルケースの接地時における状態量の差をとる。
4) 全誤差源に対して手順2, 3を実施し、各状態量の正負それぞれの偏差のRSS値を計算する。

Table.1 Initial Navigation Errors

誤差源			値(3σ)	単位
航法初期値	位置	高度	11.899492	m
		ﾀﾞｳﾝﾚﾝｼﾞ	871.367410	m
		ｸﾛｽﾚﾝｼﾞ	513.404701	m
	速度	高度	0.457582	m/s
		ﾀﾞｳﾝﾚﾝｼﾞ	1.474737	m/s
		ｸﾛｽﾚﾝｼﾞ	0.010331	m/s
	姿勢	ロール	2.34	arcmin
		ピッチ		
		ヨー		

注)姿勢と位置・速度は相関を持たないとする。

Table.3 Errors coused by Spacecraft

誤差源		値(3σ)	単位
推進系	推力バイアス誤差	30	N
	推力ｽｹｰﾙﾌｧｸﾀ誤差	4.5	%
	比推力バイアス誤差	2.0	sec
	比推力ｽｹｰﾙﾌｧｸﾀ誤差	4.5	%
	推力ﾐｽｱﾗｲﾒﾝﾄ	1.5	deg
機体系	初期質量誤差	54	kg

Table.2 Correlation Coefficient of Position and Velocity Errors

	位置(高度)	位置(DR)	位置(CR)	速度(高度)	速度(DR)	速度(CR)
位置高度成分	1.000000					
位置DR成分	-0.450945	1.000000				
位置CR成分	-0.443832	0.998320	1.000000			
速度高度成分	0.463387	-0.999570	-0.998210	1.000000		
速度DR成分	-0.997355	0.401406	0.395125	-0.413900	1.000000	
速度CR成分	-0.443471	0.998330	0.999847	-0.998184	0.394776	1.000000

This document is provided by JAXA.

Table.4 Errors of Navigation Sensor

誤差源		値(3σ)	単位
レーザー高度計	バイアス誤差	15.0	m
	スケールファクタ誤差	3.0	%
	ランダムノイズ	30m(100km)～3m(1km)	m
	高度計モデルの月半径誤差	90.0	m
	DEM 照合タイミング誤差	0.174	sec
	計測周期	1.0	sec
	更新遅れ	1.0	sec
位置計測センサ(画像)	バイアス誤差	*1	m
	ランダムノイズ	90.0	m
	ミスアライメント誤差	1.5	deg
	計測周期	10.0	sec
	更新遅れ	10.0	sec
電波高度計	バイアス誤差	1.5	m
	スケールファクタ誤差	3.0	%
	ランダムノイズ	1.5	m
	計測周期	1.0	sec
	更新遅れ	1.0	sec
	高度測定レンジ	10.0～5000.0	m
電波速度計	バイアス誤差	0.6	m/sec
	スケールファクタ誤差	1.5	%
	ランダムノイズ	0.5	%
	ミスアライメント誤差	600	μrad
	計測周期	1.0	sec
	更新遅れ	1.0	sec
	速度測定レンジ	0.0～50.0	m
加速度計	バイアス誤差 X 軸,Y 軸,Z 軸	180	μG*2
	スケールファクタ誤差 X 軸,Y 軸,Z 軸	300	p.p.m.
	取付ミスアライメント誤差 XY,XZ,YX,YZ,ZX,ZY	600	μrad
	計測周期	0.1	sec
ジャイロ	バイアス誤差 X 軸,Y 軸,Z 軸	0.015	deg/h
	スケールファクタ誤差 X 軸,Y 軸,Z 軸	18	m/sec
	取付ミスアライメント誤差 XY,XZ,YX,YZ,ZX,ZY	600	m/sec
	ランダムウォーク X 軸,Y 軸,Z 軸	0.03	$\mathrm{deg}/\sqrt{h}$
	計測周期	0.1	sec

*1)着陸目標点までの距離 R[km]として、R<13km→10.2×R[m]、13km<R<34km→132.6m、R>34km→3.9×R[m]

*2)1μG=9.8×10^{-6}m/sec^2とする。

Table.6 に SELENE-B の軟着陸性能仕様を示す。Table.5 の結果と比較すると水平方向速度および姿勢誤差には、現状のままで問題ない。降下速度は、高度 3m から自由落下するため、ノミナルでも軟着陸仕様値を超えているが、電波高度速度計の誤差などによってさらに 1m/s 速い結果となった。水平位置については、必要着陸面の仕様値 10m×10m に対して非常に大きく、機体の大きさ(4m×4m)も含めると必要着陸面は 68m×68m 程度である。

This document is provided by JAXA.

Table.5 state value at touch down considering all errors

状態量	単位	ﾉﾐﾅﾙ値	正偏差RSS値	負偏差RSS値
位置東成分	m	-0.136	32.200	31.967
位置北成分	m	0.010	31.940	32.193
速度高度成分	m/s	-3.092	1.530	1.124
速度東成分	m/s	0.000	0.242	0.242
速度北成分	m/s	0.000	0.241	0.242
ピッチ角	deg	0.000	1.582	1.589
ヨー角	deg	-0.011	1.586	1.591

Table.6 Specification of Soft Landing

項目	値
必要着陸面	10m×10m
降下速度	3m/s 以下
水平方向速度	1m/s 以下
機体姿勢誤差	±5deg 以下

3．3．航法センサ仕様と必要着陸面積の関係

前節で示したシミュレーション結果から、特に必要着陸面に関して仕様を満足しないことが分かった。そこで、Table.4 で示した航法センサ誤差のうち、必要着陸面を広げているものを調査した結果、位置計測センサの取り付けミスアライメントと、電波速度計のバイアス誤差・スケールファクタ誤差であった。そこで、これらの誤差値を小さくすることによる必要着陸面への影響を調べた。また、位置計測センサの更新周期を短くすることによって速度計の誤差があっても必要着陸面を小さくできる可能性があるので、位置計測センサの更新周期の短いケースについてもシミュレーションを実施した。Table.7 に、航法センサ仕様値と必要着陸面の関係を示す。これより、誤差の低減量に対する必要着陸面の減少量の割合は、電波速度計バイアス誤差がもっとも大きく、接地時水平位置に与える影響が大きいことがわかった。しかし、電波速度計バイアス誤差を低減するのも難しいため、電波速度計バイアス誤差に起因するPD制御の定常偏差が小さくなるような水平位置制御則を再構築する必要がある。

Table.7 state value at touch down under the various Navigation Sensor Specification

ケース			1-1	1-2	1-3	2-1	2-2	2-3	3-1	3-2	3-3
位置計測センサ	計測周期	sec	10.0	10.0	10.0	5.0	5.0	5.0	2.0	2.0	2.0
	取付ミスアライメント	deg	0.6	0.6	0.3	0.6	0.6	0.3	0.6	0.6	0.3
電波速度計	バイアス誤差	m/s	0.30	0.06	0.06	0.30	0.06	0.06	0.30	0.06	0.06
	スケールファクタ誤差	%	0.6	0.6	0.3	0.6	0.6	0.3	0.6	0.6	0.3
状態量3σ保証値											
位置	東西成分	m	16.141	4.509	4.059	12.364	3.716	3.215	9.971	3.122	2.652
	南北成分	m	16.013	4.266	3.799	12.190	3.522	3.003	9.833	2.929	2.453
速度	高度成分	m/s	-4.10	-4.06	-4.06	-4.11	-4.08	-4.08	-4.12	-4.11	-4.11
	東西成分	m/s	0.063	0.062	0.047	0.076	0.076	0.061	0.092	0.092	0.072
	南北成分	m/s	0.063	0.063	0.048	0.075	0.075	0.059	0.091	0.091	0.071
姿勢	ピッチ角	deg	1.550	1.506	1.504	1.511	1.504	1.503	1.503	1.503	1.502
	ヨー角	deg	1.557	1.516	1.514	1.520	1.513	1.512	1.511	1.511	1.510

3．4．障害物回避能力

3．1項で示した垂直降下誘導則を用いた場合の障害物回避ケースにおける接地時状態量(誤差源非考慮)をシミュレーションにより Table.8 に示す。この結果より、水平位置速度に基づくPD制御則だけでは障害物回避に必要な水平移動が十分に行えないことがわかった。これを受けて、障害物回避距離が一定値以上の場合には、障害物回避誘導を実施することにした。障害物回避誘導では、粗回避および精回避の各サブフェースの開始

This document is provided by JAXA.

時に、障害物回避に必要な水平移動ができるような基準軌道を作成し、その基準軌道と現在位置速度との差に基づくPD制御を行った。この場合の障害物回避ケース(誤差非考慮)のシミュレーション結果を Table.9 に示す。Table.8 と Table.9 の比較から、障害物回避誘導の組み込みによって、消費燃料が増加するものの、障害物回避に必要な水平移動が可能になったことがわかる。なお、Table.8 と Table.9 において障害物を回避しないケースの状態量が異なっているのは、障害物回避誘導を組み込むにあたってブレーキングラインなどを変更しているためである。また、今回は時間的な制約により、各障害物回避ケースにおいて誤差源を考慮できなかったが、今後、も誤差源を考慮した障害物回避ケースについてもシミュレーションを実施する必要がある。

Table.8 state value at touch down in obstacles avoiding case

粗回避		なし	北へ 250m	北へ 250m	北へ 250m	北へ 250m	なし
精回避		なし	なし	北へ 75m	南へ 75m	東へ 75m	北へ 75m
消費推薬増分	kg	0.000	0.493	0.548	0.493	0.493	0.109
位置東成分	m	0.003	0.002	0.004	0.003	-11.298	0.004
位置北成分	m	0.000	10.568	1.824	38.040	12.573	-10.118
速度高度成分	m/s	-3.055	-3.125	-2.966	-3.072	-3.086	-3.032
速度東成分	m/s	0.000	-0.001	0.000	-0.001	2.635	0.000
速度北成分	m/s	0.000	-1.383	1.093	-4.558	-1.485	2.566
姿勢ピッチ角	deg	-0.001	0.000	0.000	0.000	-3.978	-0.001
姿勢ヨー角	deg	0.000	0.635	-3.547	2.095	0.415	-4.181

Table.9 state value at touch down with obstacles avoiding guidance

粗回避		なし	北 250m	北 250m	北 250m	北 250m	なし
精回避		なし	なし	北へ 75m	南へ 75m	東へ 75m	北へ 75m
消費推薬増分	kg	0.000	16.732	26.277	25.838	26.058	8.668
位置東成分	m	-0.186	-0.188	-0.224	-0.223	-2.527	-0.217
位置北成分	m	0.014	0.665	-2.279	1.735	-0.038	-1.859
速度高度成分	m/s	-3.085	-3.100	-3.067	-3.139	-3.075	-3.105
速度東成分	m/s	0.000	0.000	0.002	0.002	0.114	0.000
速度北成分	m/s	0.000	-0.024	0.123	-0.084	-0.003	0.071
姿勢ピッチ角	deg	-0.001	-0.054	0.093	-0.087	0.017	0.155
姿勢ヨー角	deg	-0.010	-0.008	-0.014	-0.015	-0.131	-0.015

4. まとめ

近い将来に本格的な月面探査が行われることを想定して、無人で高精度かつ確実に軟着陸するための航法誘導技術についての検討を進めてきた。平成15年度は、これまでに検討してきた航法則と誘導則を組み合わせた航法誘導シミュレーションによって着陸精度を解析し、要求される着陸精度を達成するのに必要な航法センサ仕様についての検討を行った。また、確実に着陸させるための障害物回避誘導についても検討を行った。今後は、より高精度かつ確実な着陸を目指して、垂直降下フェーズにおける誘導則の改良を中心に検討を進めていく。

参考文献

[1]山本, 石島他:SELENE-B 着陸航法誘導シミュレーションによる着陸精度検討, 第 47 回宇宙科学技術連合講演会 1C5, 2003 年 11 月

This document is provided by JAXA.

臨界流体の“ピストン効果”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 material 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 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. Numerical simulations were also made to confirm the experimental results. Using the FFT method to both of the experiment and the simulation, 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 velocity rapidly decreases as the fluid approaches its critical point. This indicates that our experiments and simulations complementally enable us to quantitatively discuss the critical phenomena.

1．はじめに

臨界点では、定圧比熱や膨張率が発散し熱拡散係数がゼロになると理論的に導かれていたため、臨界点近傍流体中の熱輸送は大変低速であると従来は考えられていた。ただ、当時の地上実験では、そのような現象は観察されず、これは重力による密度勾配や熱対流の存在が熱輸送を促進するためで、無重力下では理論に従うはずだと考えられていた。しかし、近年になって実施が可能となった微小重力実験でも、やはり高速熱伝播が観測[1)]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。この仕組みを簡単に紹介すると、

1) 臨界点近傍では等温膨張率も発散しているため、流体は印可された熱によって大きく膨張する。
2) 膨張の前面では、逆に流体が圧縮され、バルク流体に対して相対的に高温、高圧、高密度の層が形成される。
3) この層が圧力波として音速でバルクを伝播するため、流体温度が高速に上昇する。

以上が起こり、熱伝導率の値に係わらない熱輸送が発現する。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),4),5),6),7)]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、臨界点実現には高品位の温度条件を要する。地上の加熱実験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。しかし高品位の温度条件には温度緩和時間が長いシステムが必要である。このため、高精度の臨界点実験には長時間の微小重力環境、すなわち宇宙実験が必然だと考えられていた。一方、解析は理想的な条件で実施できるが、逆に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解析が相補せず、定性的な検証に終始し、それのみで“ピストン効果”が存在すると結論していた。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、現在に至っている。当初は三菱総合研究所経由の宇宙開発事業団からの受託研究として行ってきたが、平成１５年度下期の宇宙３機関統合により、宇宙基幹システム本部からの社内発注として宇

This document is provided by JAXA.

Table 1　Members of the Research Team

分担	研究者	所属
チームリーダー、実験技術	三浦　裕一	名古屋大学、JAXA 招聘研究員
プロジェクト調整	石川　正道 竹之内　武義 小林　礼人	東京工業大学、JAXA 招聘研究員 JAXA/ISAS
理論及び数値解析、実験系設計	河合　潤 本多　克也 松本　昌昭 徂徠　正夫	三菱総合研究所(委託研究)
実験系構築、データ解析	大西　充 吉原　正一 桜井　誠人	JAXA/ISTA

宙科学研究本部と共に研究が進められている。Table 1 にチーム構成を示す。

このチームにより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、“ピストン効果”直接検出に挑戦した。本報告では、その具体的成果として臨界点近傍流体の精密音速測定の結果[8]を紹介する。

2．背景－ＤＣ加熱実験－

ここでは、“ピストン効果”を定性的ではあるか顕著に示す従来の研究として、地上での平面ＤＣ加熱実験を紹介する。Fig. 1 に実験に用いたＤＣ加熱用セルの構造を示す。上下銅ブロックの間にはほぼ臨界点密度の CO_2 が充填され、臨界値より 50mK 高く維持された温度のもと、下部銅ブロックにより平面的に数秒間加熱された。Fig. 2 にその結果を示す。まず 1.33 秒後の図が示す様に下面に自然対流の発生が見られる。しかし 1.83 秒後には下面対流が成長するとともに上面からも対流が発生し、2.67 秒後には上面対流が成長してはっきり観察できる。通常流体の場合、この条件では単純に下面から自然対流が発生するだけであり、臨界点近傍流体が大きく異なっていることがわかる。これは“ピストン効果”が原因であると考えられている。

この実験を模擬するための数値計算が、三菱総合研究所で一次元数値解析が行われた。用いた基礎式を質量保存、運動量保存、エネルギー保存の順に示す。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial \rho u}{\partial x}=0 \qquad (1)$$

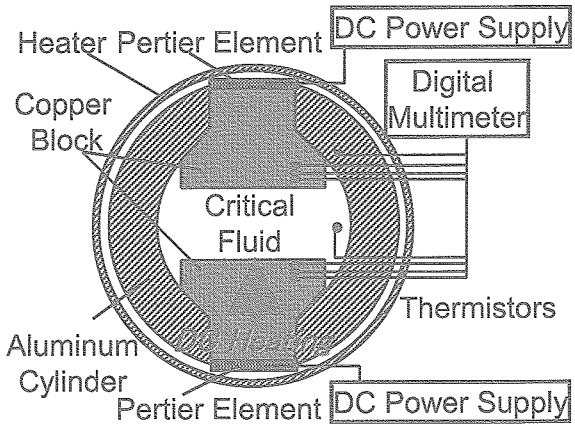


Fig. 1　Schematic of the experimental cell for DC heating.

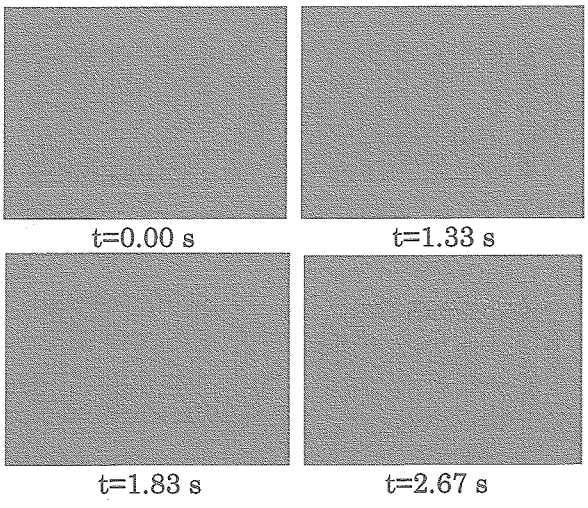


Fig. 2　Experimental results of natural convection development for DC heating.

This document is provided by JAXA.

$$\rho\left(\frac{\partial u}{\partial t}+u\frac{\partial u}{\partial x}\right)=-\frac{\partial P}{\partial x}+\frac{4}{3}\frac{\partial}{\partial x}\left(\mu\frac{\partial u}{\partial x}\right)+\rho g \qquad (2)$$

$$\rho C_v\left(\frac{\partial T}{\partial t}+u\frac{\partial T}{\partial x}\right)=-\frac{T\beta}{k_T}\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda\frac{\partial T}{\partial x}\right) \qquad (3)$$

ここで ρ、t、u、x、P、μ、g、C_v、T、β、k_T、λはそれぞれ、密度、時間、速度、座標、圧力、動粘性係数、重力、定積比熱、温度、体積膨張率、定温圧縮率、熱伝導率を示す。臨界点近傍流体に最も重要な状態方程式には、一定の精度と高速な計算が望める、修正 Patel-Teja 方程式[9]を用いた。

$$P=\frac{RT}{V-b}-\frac{a}{V(V+b)+c(V-b)} \qquad (4)$$

ここでR、Vは、ガス定数、体積であり、a、b、cは温度の関数となるパラメータである。Fig. 3に数値解析の結果を、(a)臨界点に近い、すなわち密度は臨界値と同じ、温度は臨界値より 100mK 上の場合と(b)臨界点から遠い、すなわち密度は75%、温度は100K上の場合の流体内温度分布について示す。近臨界点(a)と遠臨界点(b)では温度目盛りが異なることに注意されたい。図の左がヒータがある実験セル下面、右が上面に相当する。(b)は見慣れた温度プロファイルであるのに対し、(a)はバルク流体中の温度分布がほぼフラットになっている。このため上部にも急峻な温度勾配が形成され、自然対流を引き起こすと考えられる。このフラット部分は、図左から右へ高速に熱が輸送されているため発生すると考えられる。

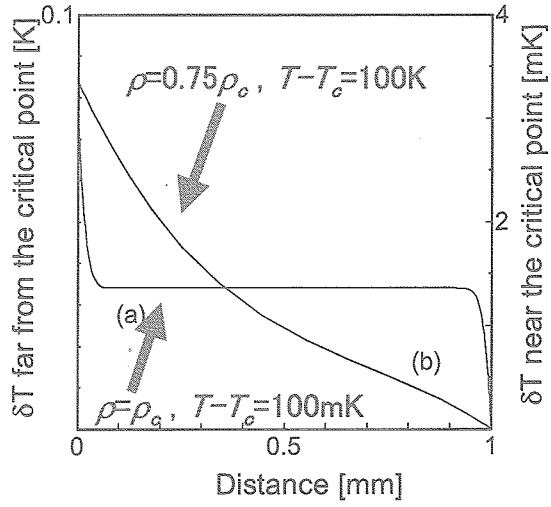


Fig. 3 Temperature profile at t=1.0 sec from the simulation results in the case near the critical point (a) and the case far from the critical point (b) for DC heating.

Fig. 2及びFig. 3はマクロにピストン効果の存在を示しているが、なぜフラットになるかは説明されていない。このため、現象をより詳細に観察するための一次元数値解析を行なった。密度は臨界値、温度は臨界値より 100mK 高い場合の結果をFig. 4に示す。ヒータ面から温度ステップが発生し、上面で反射し、ヒータ面からの温度ステップに積み重なる。これを繰り返してバルク温度がフラットに上昇していく様子がわかり、フラットな温度プロファイルは幾重にも重なった温度ステップ層で構成されていること、よって温度ステップが真の“ピストン効果”と言えることがわかる。数値解析から、ステップ前面の形状は、反射、あるいは行程長に従って崩れていくことがわかる。このステップの伝播および緩和現象には熱力学に関する種々の情報が隠されていると考えられ、この部分だけ切り出した実験が考案された。

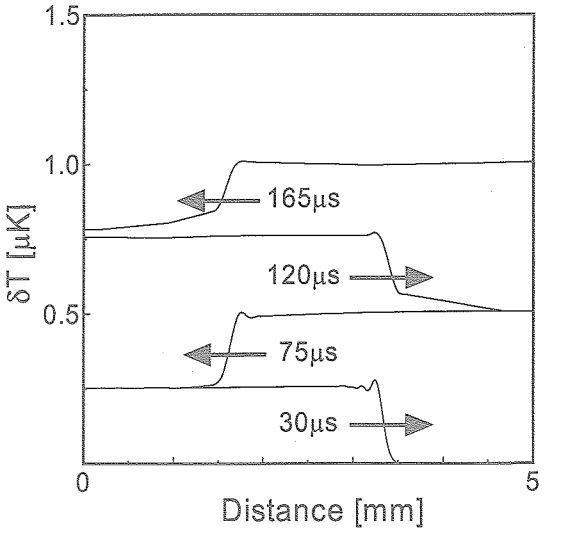


Fig. 4 Microscopic view of traveling heat step from the simulation result of DC heating.

3．パルス加熱実験

事前検討によれば、臨界点近傍では流体は容易に圧縮されるため、流体高さが 10mm 程度を超えると静水圧の影響が無視できないことがわかった。このため実験セル高を 5mm に設定した。ステップ前面を切り出すには、熱パルスを用いればよいが、臨界点近傍 CO_2 の音速が 100m/s 程度であることと

This document is provided by JAXA.

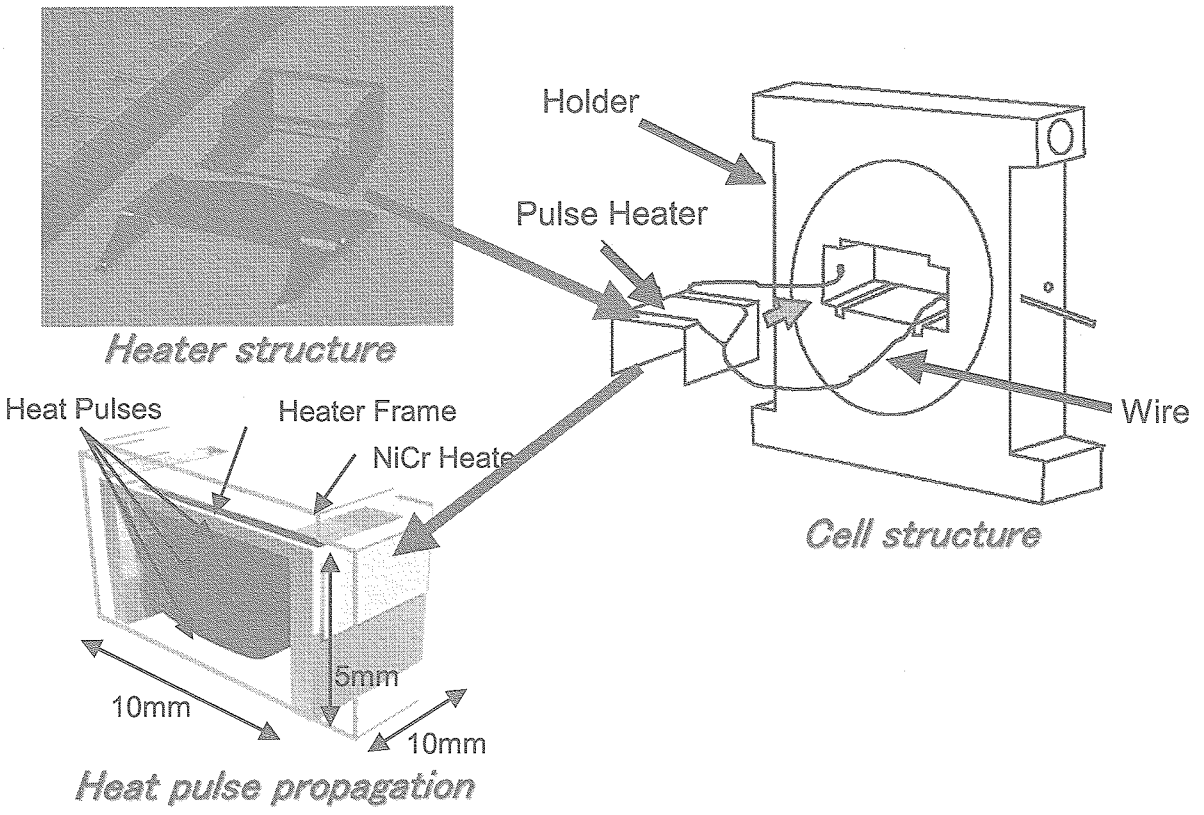


Fig. 5 Schematic of the pulse-heating cell.

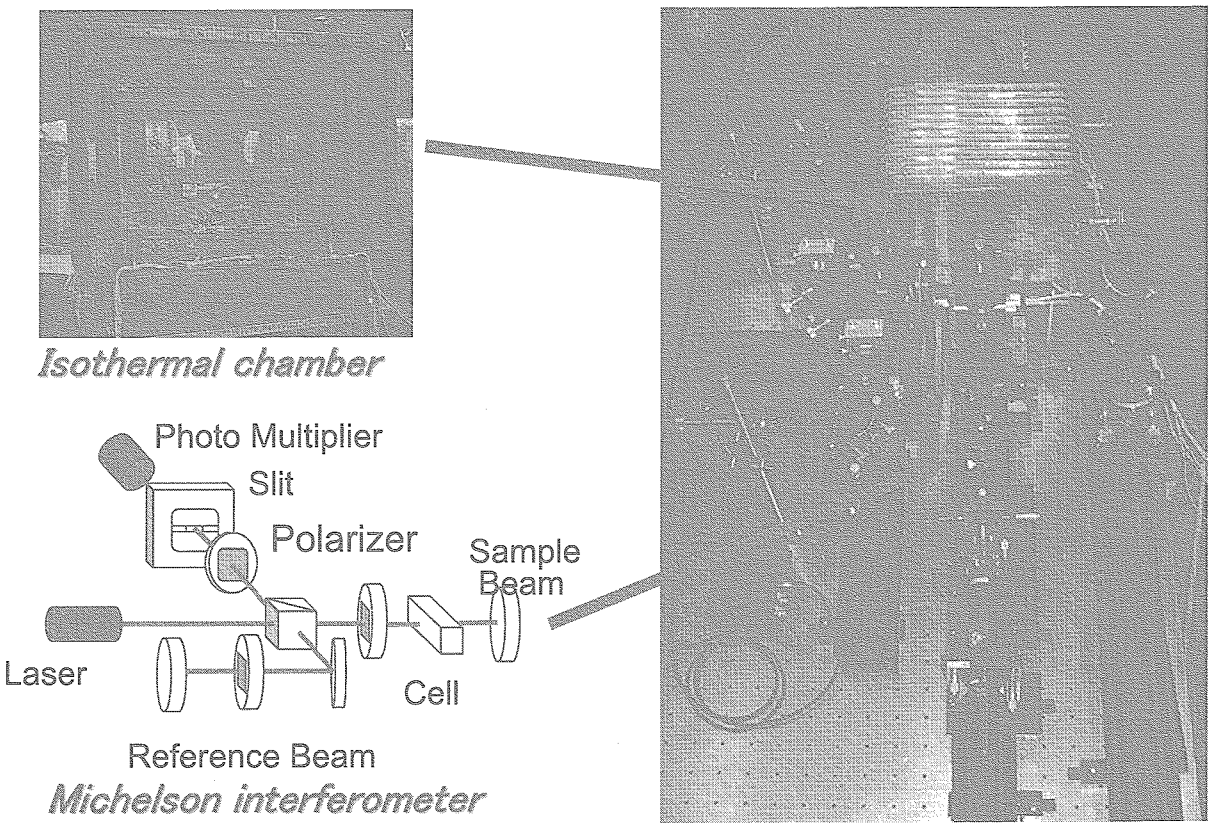


Fig. 6 Experimental Setup.

This document is provided by JAXA.

Table 2　Specifications of the Measurement System

	性能	手法
温度制御	±1mK	・三重殻恒温槽
パルス加熱	1μS(緩和時間)	・3μm 厚 NiCr 箔ヒータ ・高速バイポーラ電源
密度計測	10^{-6} 未満	・マイケルソン干渉計 ・高速データ収集(1Mhz、2M サンプル) ・ノイズ除去(418 回積算処理)

セル高が 5mm であることを考えるとパルス幅は 50μs より十分に短い必要がある。このためヒータには Fig. 5 左上部に示す極薄のニクロム箔(3μm)が用いられ、このヒータに数μs 通電することで熱パルスを形成し、Fig. 5 左下部に示す様に下面に伝播させた。温度擾乱を低減させるため、Fig. 5 右部に示す銅製ホルダーを光学ガラスで挟んだものを実験セルとして用いた。実験セルは Fig. 6 左上部に示す三重殻恒温槽内に設置された。それぞれの殻が温度制御されており、この実験セルおよび恒温槽を用いたことで、±1mK の制御分解能を達成し、10mK の温度設定精度を達成することが出来た。ヒータ通電でセル内に発生した熱パルスは、密度変化を伴っており、これを Fig. 6 左下部に示すマイケルソン干渉計および高感度光電子増倍管で検出・計測した。実験装置群の全景を Fig. 6 右部に示す。その他、短時間の熱パルスに追従するため、1μs の特性時間を目安とした計測系を構築した。計測データには積算処理などを施し、最終的に計測系は 1ppm の密度差検出が可能となっている。これらをまとめたものを Table 2 に示す。

実験結果の一例を Fig. 7 上部に示す。密度はほぼ臨界値、温度は 100mK 高いと見積もられている。ヒータで形成された熱パルスが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。確認のため無重力下での一次元数値解析を行った結果を Fig. 7 下部に示す。実験の方が減衰が早くベースラインの乱れが見られる。これは、実験セル形状が一次元の仮定に理想的ではないため、2 次元、3 次元効果によりセル内に種々の反射波を生じ、流体を攪乱していることによると考えている。ただし、最も重要なパルス間隔はよく一致している。Fig. 8 にパルス間隔から見積もった音速の温度依存性を示す。臨界点からやや遠い温度域では実験と数値解析がよい一致を見せており、音速で伝播する熱パルスの捕獲に成功したことを相補的に示している。先に述べた“ピストン効果”そのものと言って良い温度ステップは、このパルスが連なって構成されておいると考えることもできる。よってこの実験により、“ピストン効果”の

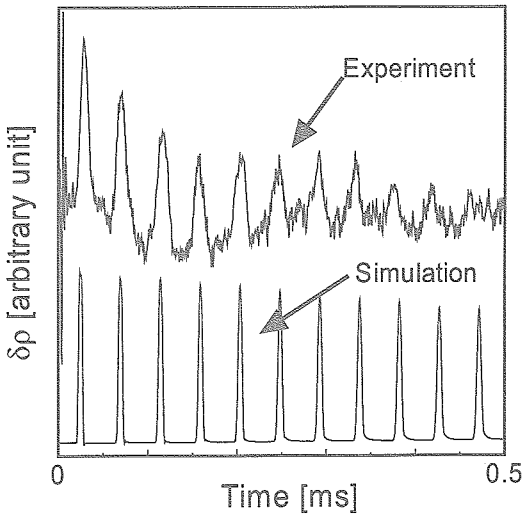


Fig. 7　Results from the experiment and the simulation at $\rho = \rho_c$ and $T - T_c = 100\,\mathrm{mK}$.

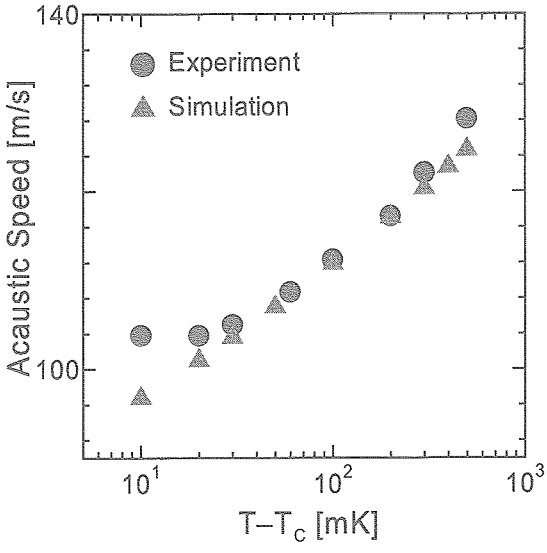


Fig. 8　Acoustic speeds versus temperature.

This document is provided by JAXA.

素過程を観察できた、すなわち“ピストン効果”の直接観察に成功したと言うことができる。

一方で Fig. 8 は臨界点にかなり近い温度域で実験、解析の結果が乖離することも示している。臨界点現象は温度差のべき乗に従うことが理論的に知られており、これは解析結果側と一致している。よって現段階では実験側に誤差が含まれていると考えており、これは重力の影響によるもので、地上実験の限界を示していると考えている。

4. おわりに

まず地上実験によって“ピストン効果”直接観察に挑み、音速を精密に測定し、数値解析とよく一致する結果を得た。このことは我々が臨界点近傍現象に対する高精度測定が可能な実験系を手に入れたことを示している。また重力の影響等を明確にすることに成功し、地上実験の限界を検討するために有効な知見を得た。観察されたパルスは“ピストン効果”の素過程そのものであり、臨界点近傍流体の特異性が凝縮していると考えられる。今後は２次元数値解析によって多次元効果が実際に発生していることを検証するとともに当効果抑制ために実験セルの改修などをおこなって実験精度の向上に務め、この過程で新たな発見があると期待している。また、ＤＣ加熱実験による温度ステップ形成という量子的な振る舞いの検出にも挑戦している。本研究は最終的には宇宙実験を目指しているため、現在装置の小型化にも取り組んでおり、実験の限界はもとより、理論限界に迫りたいと考えている。

なお、この原稿は日本マイクログラビティ応用学会誌に投稿された解説記事(Vol.21, No.2, p. 165-169, 2004)とほぼ同一の内容のものである。

参考文献

[1] K. Nitsche and J. Straub: Proc. 6th European Symposium on Material Sciences under Microgravity Conditions, Vol. SP-256, p. 109, 1987.
[2] A. Onuki, H. Hao and R. A. Ferrell: Phys. Rev. A, Vol. 41, p. 2256, 1990.
[3] B. Zappoli, D. Bailly, Y. Garrabos, B. Neindre, P. Guenoun and D. Beysens: Phys. Rev. A, Vol. 41, p. 2264, 1990.
[4] J. Straub, L. Eicher and A. Haupt: Phys. Rev. E, Vol. 51, p. 5556, 1995.
[5] K. Ishii, T. Maekawa, H. Azuma, S. Yoshihara and M. Ohnishi: Applied Phys. Letters, Vol. 72, p. 16, 1998.
[6] Y. Masuda, T. Aizawa, M. Kanakubo, N. Saito and Y. Ikushima: Int. J. Heat and Mass Transfer, Vol. 45, p. 3673, 2002.
[7] T. Maekawa, K. Ishii, M. Ohnishi and S. Yoshihara: Adv. Space Res. Vol. 29, p. 589, 2002.
[8] M. Ohnishi, S. Yoshihara, M. Sakurai, Y. Miura, H. Kobayashi, M. Ishikawa, J. Kawai, K. Honda and M. Matsumoto: 54th IAC, IC-03-J_1_05, 2003
[9] N. C. Patel and A. S. Teja: Chemical Engineering Science, Vol. 37, p. 463, 1982.

This document is provided by JAXA.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料　JAXA−RM−04−011

発　行　日　　2004年10月29日
編集・発行　　独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182−8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1
TEL 0422−40−3000（代表）
印　刷　所　　株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2−4−1

©2004 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。
※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。
※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>
独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター

This document is provided by JAXA.

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

This document is provided by JAXA.