

# 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  
— 衛星系 —

2004年10月

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

宇宙航空研究開発機構研究開発資料  
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  
— 衛星系 —

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

2004年10月  
October 2004

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





平成15年度総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書【衛星系】 目次

小型高機能GPS受信機の研究	システム誘導技術グループ	1
次世代高性能ホイールの研究	システム誘導技術グループ	7
油潤滑軸受のトライボロジー特性に関する研究	マテリアル・機構技術グループ	13
IRUの高信頼性化の研究	システム誘導技術グループ	19
磁性流体ダンパによる大型柔軟構造物の制振	システム誘導技術グループ	23
適応変調技術を用いた衛星通信システム(S-Tune)の研究	エレクトロニクス技術グループ	29
データハンドリング(DH)技術の研究	エレクトロニクス技術グループ	33
電力ハーネスの放電試験	エレクトロニクス技術グループ	39
リチウムイオン電池の研究	エレクトロニクス技術グループ	41
再生型燃料電池の研究	エレクトロニクス技術グループ	45
次世代型スタートラッカの研究	システム誘導技術グループ	49
高精度ファイバージャイロIRUの研究	システム誘導技術グループ	55
高効率3接合太陽電池に関する研究	エレクトロニクス技術グループ	61
薄膜太陽電池の宇宙応用に関する研究	エレクトロニクス技術グループ	65
光学センサにおける偏光技術の研究	エレクトロニクス技術グループ	69
光学センサの校正・性能評価試験技術の研究	エレクトロニクス技術グループ	79
SELENE搭載光学センサの試験の実施	エレクトロニクス技術グループ	85
MDS-1バスバッテリーの軌道上評価	エレクトロニクス技術グループ	87
みどりII(ADEOS-II)運用異常に対する材料の劣化評価解析	マテリアル・機構技術グループ	91
宇宙用重要部品(機構部品)の開発	マテリアル・機構技術グループ	97
宇宙用潤滑剤のトライボロジー特性評価	宇宙先進技術研究グループ	101
宇宙用機構システムにおける確率論的リスク評価(PRA)	マテリアル・機構技術グループ	107
マイクロバサットシリーズの成果と展望～1号機の成果と2号機設計状況～	宇宙実証研究共同センター	109
小型衛星用機器の試作試験	宇宙実証研究共同センター	115
軽量構体パネルの研究	マテリアル・機構技術グループ	121
宇宙機搭載用半導体メモリ装置の研究	エレクトロニクス技術グループ	125
高速搭載コンピュータの研究	宇宙用部品開発共同センター	129
部品基盤技術の研究(電子部品)	宇宙用部品開発共同センター	133
宇宙環境計測装置の研究	環境計測技術グループ	139
環境計測技術グループにおけるプロジェクト協力	環境計測技術グループ	145
2003年10月末から11月初旬にかけての宇宙環境とその影響について	環境計測技術グループ	149
静止軌道上高エネルギー電子予測・警報システム	環境計測技術グループ	155
触媒スラスターの信頼性向上	衛星推進技術グループ	159
電力ハーネス焼損ガスによる推力の計測	衛星推進技術グループ	165
次世代イオンエンジンの研究	宇宙先進技術研究グループ	169
衛星搭載熱制御デバイスの開発実施状況	システム評価技術グループ	175
衛星推進系バルブの信頼性向上研究 及び 20N推進弁／遮断弁の国産開発	衛星推進技術グループ	179
太陽熱推進の研究	宇宙先進技術研究グループ	183
衛星搭載アンテナの軌道上熱歪評価を支援する解析技術	システム評価技術グループ	189

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





## 小型高機能 GPS 受信機の研究

## Study on a New Generation Spaceborne GPS Receiver

システム誘導技術グループ

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

石島 義之, 山元 透, 伊藤 智夫

Yoshiyuki Ishijima, Toru Yamamoto, Toshio Ito

Abstract

Spaceborne GPS receiver is a very useful component which enhances spacecraft autonomy, so the requirement for receivers is getting advanced. Moreover, in GPS modernization, new civil codes on L2 and L5 frequency bands will be added. In this study, a new generation spaceborne GPS receiver is investigated, which can track more 24 GPS satellite signals including the L2 new civil code (L2C). In this paper, the design result and target specification of a new generation dual frequency spaceborne GPS receiver, utilizing legacy L1C/A signal and new L2C signal, are summarized. Next, L2C signal acquisition and tracking correlator implementation and device's test results are shown. The functional model of a new generation dual frequency spaceborne GPS receiver, including L2C signal correlator, was designed and manufactured. Finally, several tests for spaceborne GPS receivers were conducted by GPS simulator and the target specification was validated by the evaluation of these test results.

1. はじめに

GPS 航法技術は低軌道衛星のオンボード航法として広く適用されつつあり、それに伴い GPS 受信機の小型化・高機能化に対する要求は非常に高くなってきている。小型・高機能化のキーは高性能な電子部品の利用や高速信号捕捉等の新規技術・民生技術の利用が有効である。また、GPS 近代化計画の中で GPS システムも更新される動向にある。2000 年 5 月の SA 解除、L2 帯 C コード対応衛星(Block IIR-M)打ち上げの開始(2004 年予定)、L5 帯対応衛星(Block IIF)打ち上げ開始(2006 年予定)があり、対応が必要である。そのような背景から、本研究では、最新の電子部品技術を反映し宇宙用 GPS 受信機のハードウェア及びソフトウェア技術に関する検討を実施し、GPS 近代化にも対応した GPS 受信機の要素技術の確立、次世代宇宙用 GPS 受信機の開発を目指した研究を進めている。

2. 研究の概要

GPS 受信機に対する技術は小型軽量化と同時に、多チャンネル化、捕捉時間短縮等の高機能・高性能化など非常に大きい。多チャンネル化や捕捉時間短縮は、オンボード・リアルタイム航法の信頼性向上や運用負荷の低減につながる。また、GPS 近代化により新設される L2C 信号への対応も早急に行う必要がある。L2C コードは民間用として追加される新規コードであり、これにより制約の多かった L2 帯信号の利用性向上が期待される。

平成 15 年度上期は、平成 14 年度の研究成果を基に、次世代 L2C 対応 2 周波 GPS 受信機の機能モデルの設計仕様を確立し、L2C 信号捕捉・追尾部の部分試作 (FPGA 論理設計、論理シミュレーション、FPGA への実装及び単体試験) を実施した。また L2C 信号処理回路の動作確認・検証に必要なデジタル処理部単体評価用装置 (GPS デジタル信号模擬部) を製作し、これによりロジック、論理合成の設計結果の妥当性を検証した。

平成 15 年度下期は、L2C 信号捕捉・追尾部の部分試作結果を取り込み、必要となるハードウェア、ソフトウェア改修を反映して 2 周波 (L2C 対応) GPS 受信機の試作モデルを製作した。また、GPS 近代化計画の信号形式に対応した L2C 信号も発生可能な GPS シミュレータにて本受信機の試験評価を実施した。これにより、設計仕様、機能・性能要求の妥当性を検証した。

3. 成果の概要

(1) 次世代2周波（L2C対応）GPS受信機機能モデルの設計検討

平成14年度から進めてきたGPS近代化対応（L2C、L5）の信号形式や処理方式の調査研究、受信機システム概念設計結果をベースに、次世代2周波（L2C対応）GPS受信機の機能モデルの設計検討を行った。既存宇宙用GPS受信機の設計仕様、近代化GPSにおける最新のL2C信号仕様及び今後想定される宇宙用部品技術レベルに基づき、次世代2周波（L2C対応）GPS受信機の機能・性能要求展開、機能配分、インターフェース設計、ディジタル部設計、アナログ

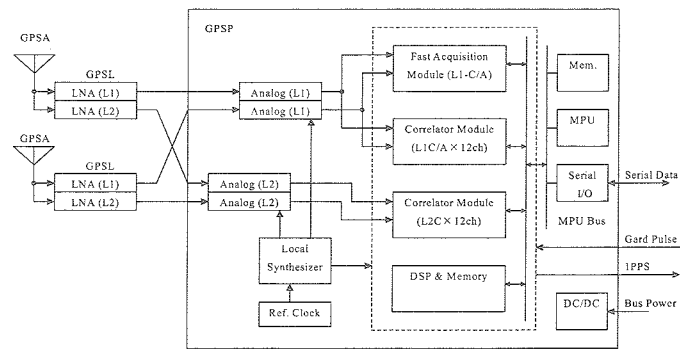


Figure.1 Block Diagram of a New Generation Dual Frequency Spaceborne GPS Receiver(S-GPSR)

部設計、ソフトウェア設計に関わる具体的な設計解析を行った。これにより次世代2周波（L2C対応）GPS受信機の設計仕様を策定した。Figure.1に次世代2周波（L2C対応）GPS受信機機能モデルのブロック図をまとめる。Table.1に次世代2周波（L2C対応）GPS受信機機能モデルの設計仕様をまとめる。現行のGPS受信機と比較して、次世代2周波GPS受信機の特筆すべき点としては、多チャンネル化の実現（2周波でのAll-in-View）とTTFF短縮化（コマンド不要のコールドスタートベースの運用を前提）、近代化GPSに対応（2波目としてL2Cを採用）、2周波航法によるオンボード航法性能の改善及び対応可能な宇宙用部品での小型化と低消費電力化が挙げられる。

Table.1 Designed Specifications of a New Generation Dual Frequency Spaceborne GPS Receiver

主要諸元	設計仕様・性能
受信衛星数	・ L1 C/A : 12衛星以上同時受信 ・ L2C(C/A) : 12衛星以上同時受信
受信信号	・ L1 C/A ・ L2C(C/A)
アンテナ数	・ L1 C/A : 2アンテナ ・ L2C(C/A) : 2アンテナ
計測精度(3σ)	・ シュードレンジ(L1 C/A) : 10 m 以下 ・ デルタレンジ(L1 C/A) : 15 mm 以下 ・ 搬送波位相(L1 C/A) : 10mm 以下 ・ シュードレンジ(L2C) : 10 m 以下 ・ デルタレンジ(L2C) : 15 mm 以下 ・ 搬送波位相(L2C) : 10mm 以下 (条件 : GPSL 入力端において受信電力 L1 C/A、L2C-134dBm)
航法精度(2周波航法)	・ 位置 (RSS, 95%) : 26 m 以下(85m@GDOP≥6) ・ 速度(RSS, 95%) : 20 cm/s 以下 ・ 時刻 (RSS, 95%) : 85 ns 以下 (条件 : 1アンテナ航法時)
GPS 信号追尾条件(相対距離換算)	・ 速度 : 10 km/s 以下 ・ 加速度 : 10 m/s <sup>2</sup> 以下
アンテナ覆域	・ L1周波数利得 : +8 dB 以上-4 dB 以下 (天頂から10°以内) ・ L2周波数利得 : +8 dB 以上-4 dB 以下 (天頂から10°以内)
TTFF	・ L1 C/Aコールドスタート : 20 分以下 ・ L2C ウォームスタート(オプション) : 6 分以下 ・ L1 C/A 衛星切り換え : 60 秒以下 ・ L2C 衛星切替え : 60 秒以下
1PPS 基準パルス時刻精度	±85ns 以内 (95%) (GPS 時刻に対して)
質量・寸法	・ GPSP : 4.0 kg 以下、218mm(W)×188mm(D)×110mm(H) ・ GPSL : 0.6 kg 以下、150mm(W)×80mm(D)×45mm(H) ・ GPSA : 1.0 kg 以下、φ 80mm(W,D) ×100mm(H)
消費電力	25W 以下

## (2) L2C 信号捕捉・追尾部の部分試作

機能モデルの設計検討結果を反映して、新規要素技術となる L2C 信号の捕捉追尾を行うデジタル処理部の部分試作 (FPGA 論理設計及び FPGA への実装) を行った。Figure.2 に L2C 信号処理部を実装したデジタルユニットを示す。部分試作では、L2C 信号受信の評価が主目的であり、L2C 受信処理回路のみを製作して L2C 信号受信に必要な機能を全て組み込んだ。ただし、平成 14 年度までの部分試作の成果の流用の観点から平成 15 年度で部分試作する L2C のチャンネル数は 6 チャンネルまでとした。

試作したデジタル回路の基本動作として、MPU(VME バス)インターフェースの確認や L2C コード生成、各種レジスタ (相関処理積算値、NCO 等) の動作確認を実施し L2C 信号処理回路の基本動作を確認した。また、L2C 信号処理部の試作結果の検証を効率的に行うための試験装置としてデジタル処理部単体評価用装置を製作した。これを Figure.3 に示す。デジタル処理部単体評価用装置は、GPS 受信機における IF 段以降の A/D 変換後の量子化信号データ列を模擬する装置 (受信機のサンプルクロックレベルでの入力信号列を模擬する装置) である。本装置を使用することにより、IF 段より上流のアナログ部 (ダウンコンバータや LNA)、RF 入力信号発生源 (GPS シミュレータ、フィールド環境等) を使用することなく、デジタル部以降 (A/D 変換以降) の相関器、DSP、MPU の構成での検証が行える利点がある。本試験装置を活用して、L1 C/A 信号の追尾確認をした上で L2C 相関器の動作試験を行った。試験装置で生成した L2C 模擬入力信号との相関が取れることを確認した。GPS 受信機の動作検証では、最終的には、LNA やアナログ部を含めたフル構成 (GPSA 除く) にて、GPS シミュレータ等による RF 信号を入力させて L2C 信号の捕捉追尾機能の検証をすることが必須である。これは (4) 項に示す試作モデルの試験評価 (GPS シミュレータを使用) で検証した。

L2C 相関器(FPGA)の回路設計を行った結果、FPGA 回路のゲート数は 365k ゲート(L2C×6ch 構成)となった。この試作結果及び過去の実績から試算するフル構成 (L1 C/A×12ch, L2 C×12ch の最終構成) でのゲート数は合計 958k ゲートとなる。これは、宇宙用 1M ゲートアレイ 1 個を若干下回るゲート規模となる。この見積りには DSP のメモリ容量の不確定分と L2 C/A コードの回路が含まれていないため、更に大きくなる可能性もある。よって、最終構成での 2 周波 GPS 受信機を実現するためには、宇宙用 1M ゲートアレイを 1 個あるいは 2 個 (ALOS/GPSR と同じ) を使用した構成になると考えられる。

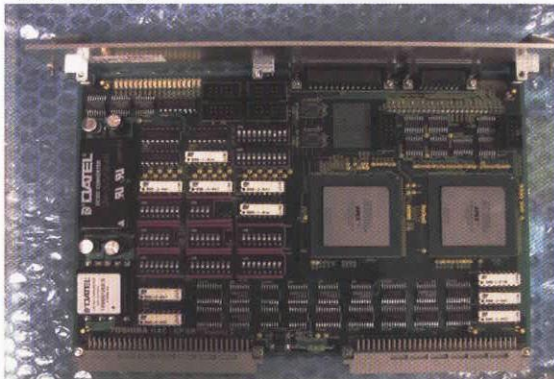


Figure.2 Digital Unit (FPGA Board)  
Implemented L2C Processing Module

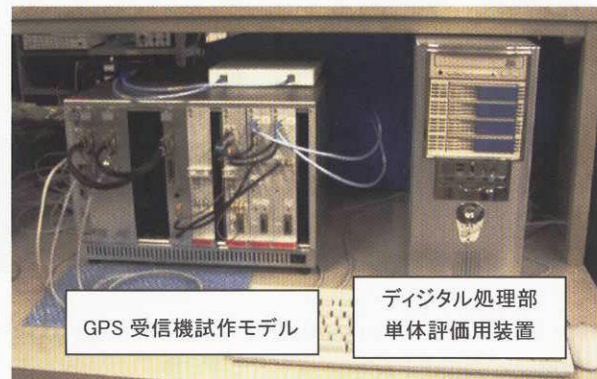


Figure.3 Functional Model including L2C  
Processing Unit(Left) and GPS Digital Signal  
Simulator(Right)

## (3) 次世代 2 周波(L2C 対応)GPS 受信機試作モデルの製作

次世代 2 周波 GPS 受信機機能モデルの設計仕様及び L2C コードの信号捕捉・追尾部の部分試作結果をもとに、試作モデルの製作を行った。既存の 2 周波 GPS 受信機部分試作モデル(平成 14 年度までの研究・部分試作成果であり L1 C/A×6ch、L2 C/A×6ch 構成)に対して Table.2 に示す必要なハードウェア及びソフトウェアの改修を施して次世代 2 周波(L2C 対応)GPS 受信機の試作モデル (L1 C/A×6ch+L2 C×6ch 構成) を完成させた。Figure.4 及び Figure.5 に次世代 2 周波 GPS 受信機の試作モデルの概観図、機能ブロック図を示す。なお、最終ターゲットとしての 12 チャンネル化 (チャンネル数の拡張) は、平成 16 年度の研究の中で反映を予定している。



Table.2 Implemented Functions to the functional model of the New Generation S-GPSR

改修項目	改修内容	HW	SW
L2C 信号捕捉・追尾回路及び処理	L2C 捕捉追尾用回路(6ch 分)の FPGA への実装 (部分試作結果の反映)。 L1 C/A からのハンドオーバーも含め、L2C 信号を捕捉、追尾できることを確認する。本試作モデルでキーとなる研究要素技術。	✓	✓
2 周波オンボード航法	2 周波による電離層遅延補正機能、2 周波観測データによる異常観測量の検出・棄却機能、インテグリティモニタ用バックグラウンド4衛星航法機能等をインプリメントし、航法の性能及び安定性の改善をする2周波航法を実現する。本試作モデルでキーとなる研究要素技術。		✓
ガードパルス機能	レーダーの RF 干渉を避ける機能を試作モデルにも実装し、ガードパルス機能が、新規 L2C 信号についても同様に利用できることを確認する。	✓	✓
1PPS 機能	1PPS の時刻同期パルスの出力機能を試作モデルにも実装し 1PPS 出力されることを確認する (時刻制御機能は2周波航法をベース)。	✓	✓
2 アンテナ選択処理	試作モデルでは、ハードウェアの制約上アナログ系は1アンテナ構成であるが、デジタル系以降にて2アンテナ構成として、姿勢条件を考慮したアンテナを選択・受信する機能をインプリメントする。	✓	✓
高速リカバリ機能 (SEU 対策)	試作の特徴である DSP 部分の衛星搭載用へのフィジビリティ検討の一環として、DSP の SEU を想定した高速リカバリ機能を検討し、実際に試作モデルにインプリメントする。擬似的に SEU を模擬して高速に復帰することを確認する。		✓

注) HW : ハードウェアへの反映, SW : ソフトウェア (または DSP) への反映

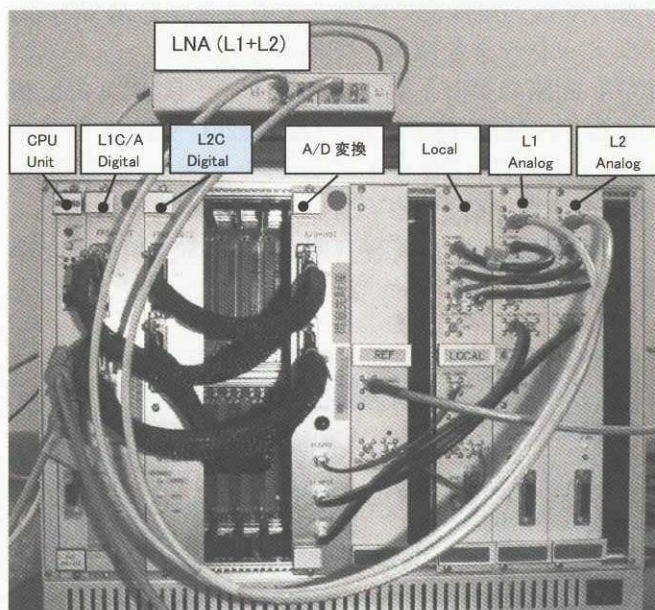


Figure.4 The Functional Model of the New Generation Dual Frequency S-GPSR

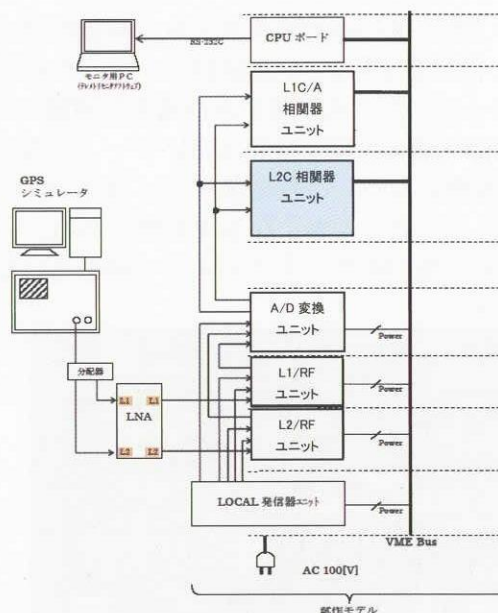


Figure.5 The Architecture of The Functional Model

#### (4) 次世代2周波 (L2C 対応) GPS 受信機試作モデルの試験評価

製作した次世代2周波 (L2C 対応) GPS 受信機試作モデルに対して、新規技術要素である L2C 信号の捕捉・追尾機能の検証や性能評価を中心に、宇宙用 GPS 受信機の観点で必要となる機能・性能の試験評価を実施した。試験評価には GPS 近代化に対応した Spirent 社製 GPS シミュレータ STR4760 (L1 C/A 及び L2 C(C/A)信号出力タイプ) を使用した。試作モデルにおける試験評価のコンフィギュレーションは Figure.5 による。

策定した設計仕様の妥当性を検証するため L1C/A 及び L2C 観測精度の評価試験、ALOS 軌道上シナリオによる評価試験を実施した。観測精度の評価試験ではガードパルス機能・性能試験や最低受信感度の確認も実施している。軌道上シナリオの試験では航法性能や 1PPS 基準時刻精度の評価以外に初期立ち上げ性能(TTFF)、捕捉性能(衛星切り替え時間)、ダイナミクス感度 (信号追尾条件) の確認、2 アンテナ構成時のアンテナ切り替え機能等の評価データも取得した。

試験評価結果のサマ리를 Table.3 に示す。Figure.6 に L1C/A 及び新設 L2C 信号に対する観測精度の評価結果を示す。また、Figure.7 には、ALOS 軌道上シナリオにて取得した 2 周波を利用したオンボード航法結果及びその精度評価結果を示す。本試作にて、GPS 近代化に伴い新設される L2C 信号の捕捉・追尾、航法への反映（2 周波航法）が実現可能であることを確認した。現時点で L2C 搭載の GPS 衛星は軌道上に未配備のため、今後フィールド試験等にて評価する必要があるが、GPS シミュレータによる試験評価により所期の設定目標性能が達成可能であることを確認した。

Table.3 Evaluation Results Summary of the Functional Model

試作モデルの目標	試作モデルの試験評価結果																
高集積回路を利用した GPS 信号捕捉追尾	FPGA にて実現。ASIC 化の目処を得た。																
L1 C/A 6ch 以上、L2C 6ch 以上同時受信	FPGA にて実現。ASIC 化の目処を得た。DSP による L1C/A 及び L2C の捕捉追尾処理ができることを確認した。																
最低受信感度 L1C/A・L2C -136dbm 以上 (GPSL 入力端)	試作では-133dBm まで確認。-134dBm まで問題なし。-136dBm は現状努力目標であり、RF 回路の見直し等で可能。																
観測データ精度 (3σ) シュードレンジ: 10m 以下 デルタレンジ: 15mm 以下 搬送波位相: 10mm 以下 (条件: L1 C/A -134dbm 以上、 L2C-136.3dbm 以上 (GPSL 入力端))	-133dBm では、目標達成。-134dBm までは実現可能。 -136dBm は、努力目標。その場合、3dB 分の精度劣化が見込まれ、以下の仕様に見直しが必要。(*)は、キャリアスミージング実施時の性能) <table><tr><td></td><td>L1C/A</td><td>L2C</td><td>L2C</td></tr><tr><td></td><td>-134dBm 以上</td><td>-134dBm 以上</td><td>-136dBm 以上</td></tr><tr><td>シュードレンジ</td><td>10m 以下 (2m 以下*)</td><td>10m 以下 (2m 以下*)</td><td>15m 以下 (3m 以下*)</td></tr><tr><td>搬送波位相</td><td>10mm 以下</td><td>14mm 以下</td><td>18mm 以下</td></tr></table>		L1C/A	L2C	L2C		-134dBm 以上	-134dBm 以上	-136dBm 以上	シュードレンジ	10m 以下 (2m 以下*)	10m 以下 (2m 以下*)	15m 以下 (3m 以下*)	搬送波位相	10mm 以下	14mm 以下	18mm 以下
	L1C/A	L2C	L2C														
	-134dBm 以上	-134dBm 以上	-136dBm 以上														
シュードレンジ	10m 以下 (2m 以下*)	10m 以下 (2m 以下*)	15m 以下 (3m 以下*)														
搬送波位相	10mm 以下	14mm 以下	18mm 以下														
観測データ出力レート シュードレンジ・デルタレンジ 1Hz 以上 搬送波位相 20Hz 以上	1Hz 出力を確認した。 20Hz 出力も可能であることは、平成 14 年度の試作で評価済み。																
ダイナミクス 速度: 10km/s 以上 加速度: 10m/s <sup>2</sup> 以上 ジャーク: 5m/s <sup>3</sup> 以上 (衛星搭載条件、相対成分の絶対値換算)	左記衛星搭載用の条件で評価し、特に問題なし。																
TTFF コールドスタート: TBD 分以下 ウォームスタート: 20 分以下 衛星切り替え(L1C/A、L2C): 60 秒以下	コールドスタート: 平均 1260 秒 ウォームスタート: 平均 52 秒 (従来実績と同等であり、適切な立上げコマンドが入力されれば、特に問題なし) 衛星切り替え: L1 C/A+L2 C: 39 秒(ALOS/GPSR は L1 C/A で 90s。ALOS/GPSR の L2P(Y) は 150~250s 程度であり大幅に改善する)																
航法精度(2周波航法) 位置 (RSS, 95%) : 26 m 以下 (85m@GDOP≥6) 速度(RSS, 95%) : 20 cm/s 以下 時刻 (RSS, 95%) : 85 ns 以下 (条件: 1 アンテナ航法時)	GPS シミュレータによる評価: 1 アンテナ構成: 10.4m, 3.5cm/s(95%) (6ch, 地球指向) 2 アンテナ構成: 14.2m, 4.3cm/s(95%) (6ch, 地球指向及び姿勢オフセットあり) 実環境の誤差要因を想定した予測値は、 12ch、2 アンテナ構成を前提として、 位置: 22 m(95%) 速度: 20 cm/s(95%)																

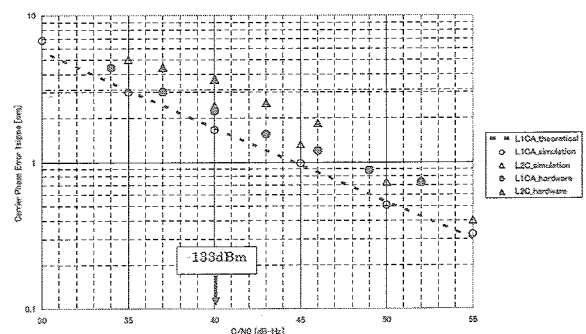
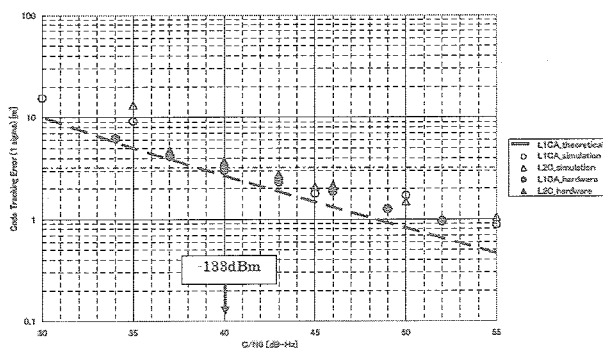


Figure.6 Evaluation Results of Observation Accuracy(Left:Pseudorange, Right:Carrier Phase)

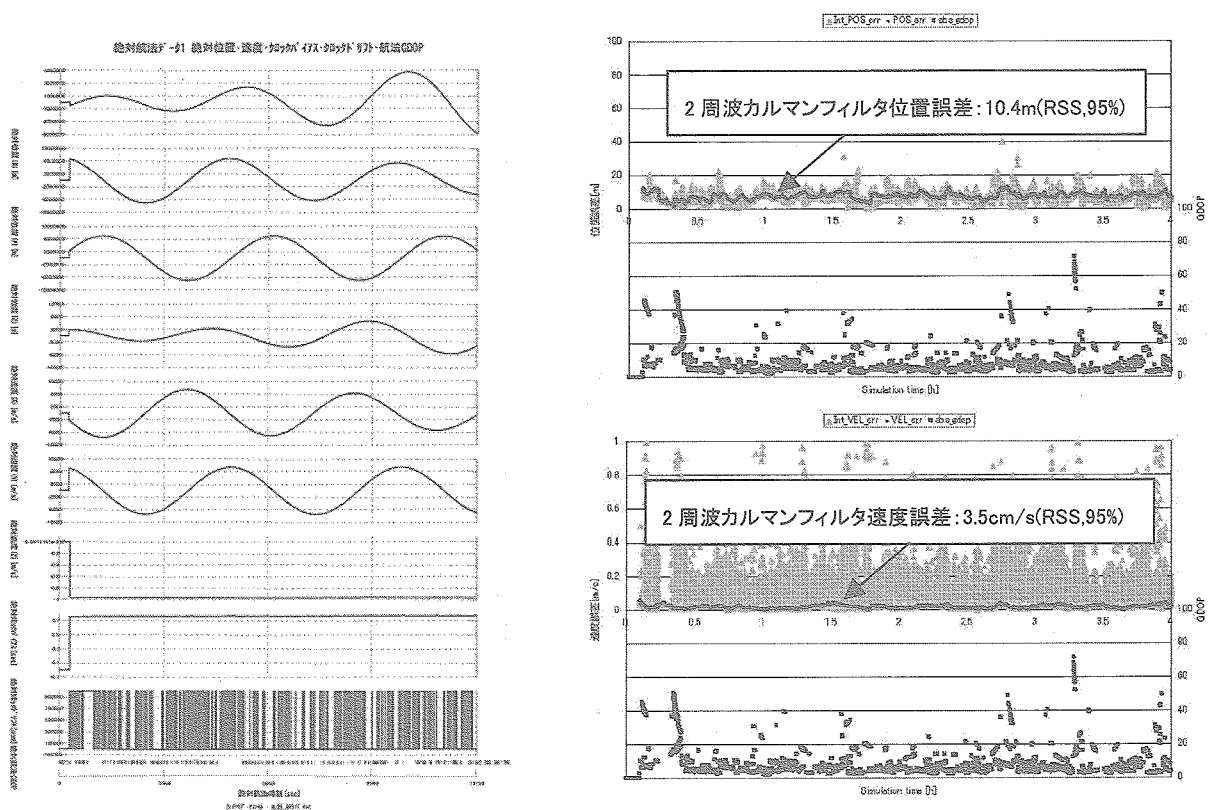


Figure.7 Onboard Navigation(Dual Frequency Navigation) Result Tested by GPS Simulator(Left) and Navigation Errors(Right)

#### 4. まとめ

L1C/A、L2C 対応の次世代宇宙用 2 周波受信機の試作モデルを設計製作し完成させた。単体試験及び GPS シミュレータを用いた試験評価により所期の設計仕様の妥当性を検証した。これにより L1C/A、L2C 対応 2 周波受信機の設計ベースラインが確立した。また、ディジタル処理部単体評価用装置 (GPS ディジタル信号模擬部) の整備によりソフトウェア・ディジタル処理部開発の効率化を実現した。

今後の課題としては、L2C 対応 2 周波 GPS 受信機機能モデルの完成 (BBM 相当、搭載モデルとほぼ同一設計とする)、オンボード航法ソフトウェア機能強化 (リカバリ機能、RAIM 機能)、軌道上データ評価結果の受信機設計への反映 (マルチパス対策検討及び影響評価) 等が挙げられる。平成 16 年度の研究開発としては、L2C 対応 2 周波受信機機能の完成 (12ch×2 周波フル実装、L2CNAV データの復調・解読方式の設計とインプリメント)、リカバリ機能 (MPU 側の SEU 対策機能)、RAIM (インテグリティモニタ) 機能の強化を行い、2 周波 (L1 C/A+L2C) GPS 受信機機能モデルとしての試験評価を行う予定である。今後も、GPS 近代化や他の測位システムの最新動向に配慮しながら、宇宙用 GPS 受信機の小型高機能化を目指した研究開発を進めていきたい。

#### [参考文献]

Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interface (ICD-GPS-200, IRN-200C-005R1), 14 January, 2003



## 誘導制御機器の信頼性向上研究

Study on improvement for Guidance and Control Actuators/Sensors

## 次世代高性能ホイールの研究

Study on an advanced reaction wheel with high performance

システム誘導技術グループ 井澤克彦、市川信一郎、里誠

マテリアル・機構技術グループ 小原新吾、佐々木彰

(Expert Group for Guidance, Control and Dynamics)

Katsuhiko Izawa, Shinichiro Ichikawa and Makoto Sato

(Expert Group for Mechanism and Materials Engineering)

Shingo Obara and Akira Sasaki

## Abstract

We started developing an advanced reaction wheel based on a study for a reaction wheel with high torque and low disturbance characteristics since FY13. The advanced reaction wheel is characterized by small and high performance in comparison with a current domestic wheel and will be supplied to various satellite missions. In FY15, we have completed primary designing and manufacturing a Bread Board Model(BBM) and have verified the BBM to comply requirements for the wheel. And we have studied on improvement for bearing lubricant system and wheel rotor design. This paper describes summary for these studies and study plan in FY16.

## 1. はじめに

観測ミッションにおける姿勢指向精度・安定精度要求が高精度化し[1], さらに一般衛星からも搭載機器への熱・機械環境要求が厳しくなっており, 姿勢制御用アクチュエータであるリアクションホイールに求められる高トルク, 低擾乱, 高耐振動性, 広使用温度域等に対する要求は近年高度化しつつある。従来型国産リアクションホイールでは信頼性を保ちつつ, これら高性能化要求を達成するのは困難であることが判明し, 高性能化・高信頼化に必要な基盤技術(軸受・潤滑システム, 高耐振動構造設計, 高トルク低リップルモータなど)を基礎から新規に開発する必要があることが明確になった (Fig.1 に高トルク・低擾乱ホイール構造の概要を示す)。これを受け, 平成13年度より, 宇宙3機関(旧宇宙科学研究所, 旧航空宇宙技術研究所, 旧宇宙開発事業団)連携協力事業の一環として, 将来の観測衛星への応用を目標とした「高トルク・低擾乱ホイールの研究」を開始し, 平成14年度には研究モデルの試作・評価を通して開発仕様を満足することを確認し, 高トルク・低擾乱ホイールの開発に目処を付けた[2]。平成15年

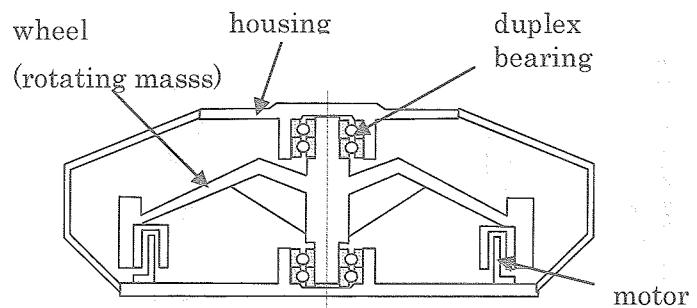


Fig.1 Architecture of a reaction wheel with high torque and low disturbance characteristics

度からは、更なる信頼性向上を目的に、軸受・潤滑システム、高耐振動構造設計に関するホイール改良研究を開始した。また、同平成15年度からはホイール改良研究に並行して、高トルク・低擾乱ホイールの成果をベースに、一般衛星向けの次世代ホイール（以下、高速回転ホイールとよぶ）の開発に着手した。

本報告では、平成15年度に実施した、ホイール改良研究、高速回転ホイールの基本設計、試作モデル製作・評価の成果、さらに平成16年度の研究計画について報告する。

## 2. 研究の概要

平成15年度は大きく以下の2つの研究項目を実施した。

- ① ホイール改良研究
- ② 高速回転ホイール開発研究

①のホイール改良研究は、開発仕様をすべて満足するものの、ベアリング・潤滑システム、高耐振動構造設計に信頼性向上の観点から改良すべき点が見出され、改良に取り組んだものである。機構内外の有識者の協力を得て、信頼性向上案を立案・評価し、ホイール設計に反映した。

②は①を含めた高トルク・低擾乱ホイールの成果をベースに、一般衛星向けに高トルク仕様を緩和し、小型・軽量かつ高性能なホイールの開発を開始した。試作モデルを製作・評価し、開発仕様を満足することを確認した。

## 3. 成果の概要

### 3・1 ホイール改良研究

#### 3. 1. 1 ベアリング・潤滑システム信頼性向上研究

ベアリング・潤滑システム信頼性評価試験の準備・試験工程において、オイルの白濁化(Fig.2)、ベアリングボールの濡れ不良（デウェッティング）現象(Fig.3)が確認された。

オイル白濁化については、白濁化していないオイルと潤滑に係る物理特性を比較したが有意差は無かった。デウェッティング現象についても、試験中のベアリング潤滑特性値トレンド、試験後のベアリングボール・レース表面拡大顕微鏡観察に異常は見られず、また、運転中にベアリングボールとレース間に油膜が正常に形成されていることを接触電気抵抗測定法により確認した。これらより、両現象ともベアリング潤滑・磨耗特性に有害な影響を与えるものではないと判断されたが、信頼性向上の観点から、研究を実施した。

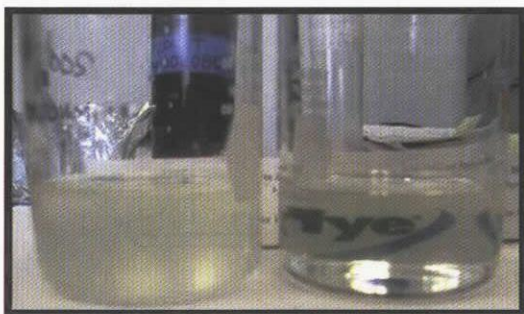


Fig.2 Clouded Oil(left)

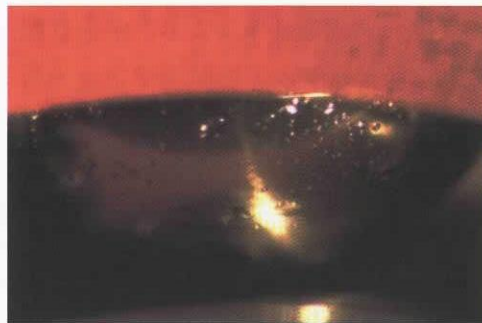


Fig.3 Dewetting Phenomenon on bearing ball

なお、本研究はマテリアル・機構技術グループ、及び、マテリアル・機構技術グループと油潤滑軸受に関する共同研究を実施している東京工業大学・益子研究室の協力を得て実施した。研究の詳細は、別

発表のマテリアル・機構技術グループ「油潤滑軸受のトライボロジー特性に関する研究」[3]に譲り、ここでは概要のみを述べる。

ーオイル白濁現象

オイルの白濁化については、オイル中に含まれる添加剤間の反応であるとの仮説の下、添加剤の組合わせ実験を実施した。結果、磨耗防止剤と酸化防止剤に含まれる硫黄の組み合わせが原因であることを突き止め、酸化防止能力、オイルへの溶解性、オイル潤滑特性への影響を試験にて評価した上で、硫黄を含まない別種の酸化防止剤に変更することとした。

ー濡れ不良（デウェッティング）現象

濡れ不良（デウェッティング）現象についても、機構内外の有識者の協力を得て原因究明に当たったが、原因の特定には至らなかった。原因究明は継続して実施することとし、国内外の文献、オイルメーカーコメントを参照し、ベアリングとオイルとの濡れ性向上策、更に、デウェッティングを含めた変化（一時的な油量増減などを想定）の影響を受け難くなるよう、ベアリング・潤滑システム内のオイルフロー／オイルサーキュレーションを強化する信頼性向上策を検討・評価した。前者については、ベアリング材のオイル・TCP（リン酸エステル）ソーキング（高温浸漬）、ホイール及び使用有機材のベーキング、後者についてはリテーナへのチャンネルグリース（オイル溜め）が有効であることが分かり、ベアリング・潤滑システム設計に反映した。

上記の信頼性向上策を反映したベアリング・潤滑システム設計／工程確立の検証を目的に、ベアリング・潤滑システム認定試験を平成16年度に実施する予定である。

3. 1. 2 耐振動性向上研究

平成14年度に、構造モデルを用いた振動試験により加速度応答データを取得し、これを構造解析結果とコリレーションし、クリティカル部位であるベアリングに負荷される荷重及び安全マージンを推定した。安全マージンの算出においては、精密回転、寿命を考慮して従来ホイールでの経験から安全係数(2)を設定している。QTレベルのランダム振動において、アキシアル方向加振では十分なマージンを有するものの、ラジアル方向加振では余裕がほとんどないことが判明した (Table.1)。同時に、原因がラジアル加振においてロータの共振倍率が高い構造にあることが分かった。平成15年度は、共振倍率の低減策を調査・検討した。すべり摩擦等を利用した構造減衰、及びマスダンパ等の付加ダンパ機構はロータアライメントを変動させる恐れがあり低擾乱要求から採用が難しいと判断した。材料減衰に期待し、ロータの材質をこれまでのチタン合金からステンレス材に変更することとした。変更によるトレードオフを Table.2 に示す。若干のマージン向上が見込まれるとともに、材料・加工費用の改善が見込まれる。

平成16年度に既存ホイールモデルに設計を反映し、機械環境試験にて妥当性を確認する予定である。

Table.1 Margin of Safety for bearing pairs on random vibration(QT)

Direction	M.S.*1		Spec.
	Axial*2	Radial*3	
Fixed Bearing Pair	1.0	0.0	>0
Floating Bearing Pair	5.1	0.0	

M.S. = bearing axial/radial basic static load rating/ (safety factor(2)×load×3σ) -1

Acceleration level \*2: 17.8Grms, \*3: 12.0Grms



Table.2 Ti-Alloy Rotor v.s. SUS Rotor

Item	Ti-Alloy Rotor	SUS Rotor(on analysis)
Mass of Rotor	6.7kg	7.2kg (+0.5kg)
Frequency(Radial mode)	325Hz	354Hz(+29Hz)
Q factor	37	32(-5)
M.S.	0.0	0.1(+0.1)
Manufacturing Cost	High	Low

### 3. 2 高速回転ホイール開発研究

#### 3. 2. 1 高速回転ホイール開発方針

高トルク・低擾乱ホイールの成果をベースに、一般衛星向けに高トルク仕様を緩和し、小型・軽量かつ高性能なホイールの開発を目指して研究を開始した。開発に当たり、以下の開発方針を設定した。

①「高トルク・低擾乱ホイール」で確立した技術（高信頼軸受潤滑システム、高耐機械環境ハウジング、低擾乱ロータ）を活用し、高トルク・低擾乱ホイールの高信頼・高性能を維持しつつ、高速回転・駆動回路一体化による軽量化、低コスト化を図る。更に、開発期間、開発リスクを最小に抑える。

②一般衛星からの多様な角運動量要求に対応するよう、角運動量範囲でサイズを別とするシリーズ開発を行う。低角運動量域（10～30Nms）をカバーするモデルM，高角運動量域（30～80Nms）をカバーするモデルLの2種をシリーズ開発する。（Fig.4 参照）

③温室効果ガス観測技術衛星(GOSAT)への高速回転ホイール搭載を目指し、高速回転ホイール開発の中で、GOSAT 用フライホイールの開発も行う。

④メーカーとの共同開発とし、作業・費用を分担する。JAXA：モデルL開発，メーカー：モデルM開発

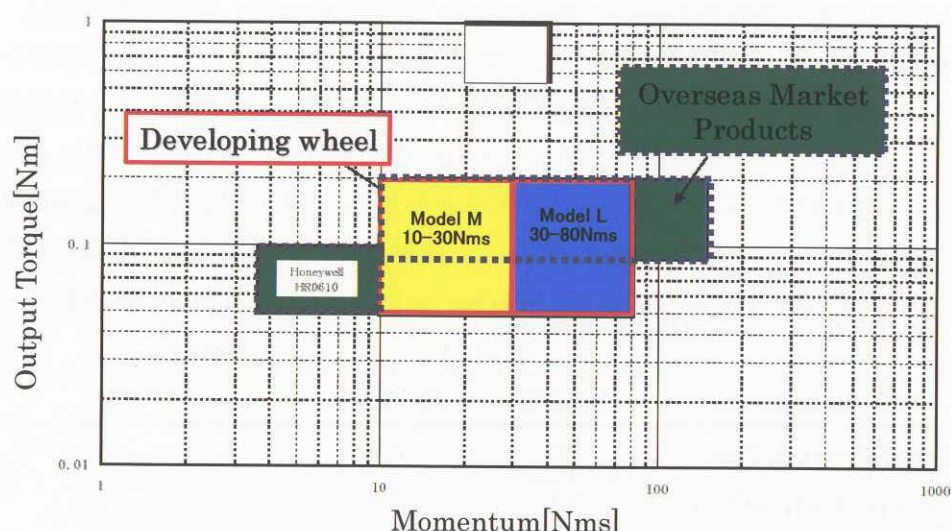


Fig.4 Developing wheel products series

### 3. 2. 2 高速回転ホイール開発仕様

方式設計を実施し、高速回転ホイールモデル M/モデル L の最適サイズ、電源方式（バス電源直結方式あるいは DC/DC 変換方式）、モータ方式（単相インバータ方式あるいは PWM 方式）を検討した。結果、モデル M/モデル L のそれぞれの最適サイズを決定し、電源方式は、質量、バス電源ラインとの電気絶縁の容易さ、トルク・バス電源電圧仕様変更への拡張性、の項目に優位な DC/DC 方式を選択した。また、モータ方式は、トランジスタ個数が少なく済み、開発実績もある単相インバータ方式を選択した。

方式設計に引き続き、基本設計を実施し、電気・機械性能が要求性能を満足すること、熱・構造設計が成立することを解析にて確認し、開発仕様を策定した。

解析の一例として、熱回路網数学モデルによる熱解析結果を Table.3 に示す。高速回転ホイールで熱的に最もクリティカルであるベアリング温度を解析条件を振って求めたものである。インタフェース温度上限の+55℃でベアリング温度は許容温度（+90℃）に対して 15℃以上のマージンを有し熱設計が成立していることが分かる。また、インタフェース温度+65℃としても許容温度を下回っており、一時的であれば+65℃まで使用温度上限を拡張できる目処を得た。今後、試作モデルを用いて熱数学モデルの精緻化を図り、使用温度範囲の限界を確認する予定である。

Table. 3 Thermal Analysis Results for Developing Wheel

Condition		Results	Note
Interface Temperature[℃]	Speed	Temperature [℃] @Floating Baring Pair	
+55	6000rpm	+74	Allowable Temperature of Baring Pair +90 [℃]
+65	6000rpm	+84	
+65	3000rpm	+74	
+55	±6000rpm @0.1Nm	+74	

### 3. 2. 3 試作モデル製作・評価

Table.4 の開発仕様に基づき、モデル M の試作モデルを製作した。試作モデルの外観を Fig.5 に示す。この試作モデルを用いて機能性能試験を実施し、機能性能仕様をすべて満足することを確認した。試験結果を Table.4 に示す。質量、ロストルク、消費電力とも開発仕様より大幅に良好な性能を示し、海外市場製品に互するホイールが開発できる目処を得た。

この結果を受けて、詳細設計フェーズへの移行を判断した。平成 16 年度には詳細設計と認定モデルの製作・認定試験を実施する予定である。



Fig.5 Bread Board Model(BBM)  
of Developing wheel(Model M)



Table.4 Specifications of Developing wheel(Model M) and Test/Inspection Results  
of Bread Board Model(BBM)

#	Item	Specifications	Test/Inspection Results
1	Momentum	20Nms $\pm$ 1%	19.9Nms (-0.6%)
	Inertia of rotor	0.031831kgm <sup>2</sup> $\pm$ 1%	0.0316485kgm <sup>2</sup> (-0.6%)
2	Speed Range	$\pm$ 6000rpm	$\pm$ 6200rpm
3	Output Torque	>0.1Nm@ $\pm$ 6000rpm	>0.12Nm@6000rpm、30V
4	Loss Torque	<0.03Nm	<0.0128Nm
5	Stick(Break away) Torque	<0.015Nm	<0.008Nm
6	Dimension	$\Phi$ 284 $\times$ 155mm	$\Phi$ 279 $\times$ 150mm
7	Mass	<8.35kg	7.366kg(before bonding)
8	Static Inbalance	<0.1g $\cdot$ cm	0.012g $\cdot$ cm(on assembly)
9	Power consumption	<33W@6000rpm	12.4 $\sim$ 14.6W@6000rpm
10	Coast down time	>10.9 min.	>42 min.

#### 4. まとめ

平成15年度に実施した、ホイール改良研究、高速回転ホイールの基本設計、試作モデル製作・評価の成果について報告した。

ホイール改良研究では、ベアリング・潤滑システム、耐振動構造設計についてそれぞれ信頼性向上策、改良策を検討・評価した。平成16年度は試験による検証を目的とし、ベアリング・潤滑システムについては認定試験、耐振動構造設計については機械環境試験を実施する。

高速回転ホイール開発については、平成15年度に基本設計フェーズを完了した。平成16年度からは詳細設計フェーズに移行し、詳細設計、認定モデルの製作、認定試験を実施する。

#### 参考文献

- [1]R.A.Laskin and S.W.Sirlin, "Future Payload Isolation and Pointing System Technology", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol.9, No.4, July-August1986,pp.469-477.
- [2] 井澤, 市川その他「高トルクリアクションホイールの研究」, 日本航空宇宙学会論文集第34期年会講演会
- [3]小原, 佐々木, 今川その他「油潤滑軸受のトライボロジー特性に関する研究」, 平成15年度総合技術研究本部成果報告会

## 機構部品の研究

## Research on Mechanical Parts

## 油潤滑軸受のトライボロジー特性に関する研究

## Study on Tribological Characteristics of Oil-Lubricated Bearings

マテリアル・機構技術グループ 今川 吉郎 佐々木 彰 宮馬 浩 小原 新吾 田中 康夫  
システム誘導技術グループ 市川 信一郎 井澤 克彦

Mechanical and Materials Engineering Group

Kichiro Imagawa, Akira Sasaki, Hiroshi Miyaba, Shingo Obara and Yasuo Tanaka

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

Shinichiro Ichikawa and Katsuhiko Izawa

## Abstract

This paper describes three topics for the study on oil-lubricated ball bearings and a space lubricant. Firstly, in-situ measurement of oil film thickness during bearing operation was achieved by LIF method. The film thickness on the raceway was decreased by continuous ball passing, and, finally, very thin film of just  $0.1 \sim 0.2 \mu\text{m}$  contributed to bearing lubrication. Secondly, a clouding phenomenon of MAC oil by UV and low-temperature exposure was investigated. Combination of antioxidants and extreme-pressure additives affected the color stability of MAC. Lastly, we studied the influence of oil-wettability on bearing performance using contact electric resistance method. It was confirmed that the dewetted bearing could form sufficient EHL film and operate under hydrodynamic lubrication.

## 1. はじめに

油潤滑の特長は、摺動するすきまに油膜が形成される状態（流体潤滑状態）において、0.001 近傍の低摩擦が得られ、摩耗も極めて少なくなることにある。これらの特長から、宇宙分野においてもホイールやジャイロなどの精密かつ長寿命を要求される軸受などに適用されている。

ホイール・ジャイロ用軸受と一般産業用軸受との最大の相違点は、前者が後者に比較して極めて少ない油量で潤滑性能を維持しなければならない点にある。ホイール・ジャイロ用軸受の油量は、摩擦損失と寿命とのバランスを考慮して設定されるが、給油された油のうちのどの程度が玉と転走面との潤滑に寄与しているかが明らかになっていないため、多数の試験評価が必要となっている。さらには、転がり軸受の摩擦トルク上昇に関する不具合解析においても、原因が油量不足と推測されても、その測定法がないために実験的な検証は多くの場合不可能である。このように、限られた油量で長寿命・高精度が要求される宇宙用転がり軸受に対しては、運転中の軸受内部の油分布状態に関する知見と、潤滑メカニズムの解明が強く求められている。

宇宙用の潤滑油については、1970 年代から使用されてきたフッ素系合成油 PFPE（Perfluoropolyethers）や鉱油に代わり、1995 年ごろより炭化水素系合成油 MAC（Multiply-Alkylated Cyclopentane）が急速に採用されてきており、大きな変革の時期を迎えている<sup>[1]</sup>。MAC は、低蒸気圧でかつ添加剤を溶解可能な油であり、PFPE と鉱油の特長を併せ持つ潤滑油といえる。真空中での優れた摩擦・摩耗特性は平成 14 年度の本研究においても明らかになっており、今後の国産ホイール、減速歯車、角度検出器に対しては MAC またはこれを基油としたグリースを適用していく予定である。しかし、MAC については、最近のホイールの開発過程において、油の白濁化や軸受球の表面が油をはじく現象（Dewetting）など、従来の油では経験していない現象が観察されている。MAC の採用にあたっては、最適な添加剤を選択するとともに、MAC に特徴的な現象について、解決または潤滑特性に影響を与えないことの確認が必要である。

本研究は、主に国産ホイールの開発及び信頼性向上に寄与するため、転がり軸受内部の油の挙

動や潤滑メカニズムを明らかにすること、並びに、MAC を中心とした宇宙用潤滑油に関する摩擦・摩耗特性や濡れ性等の諸特性を取得・蓄積していくことを目的としており、東京工業大学大学院理工学研究科中原綱光教授及び益子正文教授との共同研究のもと平成14年度より実施しているものである。

## 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) アンギュラ玉軸受の油膜厚さに関するその場計測

(共同研究「宇宙用油潤滑軸受の評価技術の研究」成果：東工大中原研究室)

蛍光剤を溶解した潤滑油にレーザを照射させてその発光量を測定する LIF 法 (Laser Induced Fluorescence 法、レーザ誘起蛍光法) を適用することにより、回転中のアンギュラ玉軸受の転走面油膜厚さを、およそ  $0.1\mu\text{m}$  の精度で測定することが可能となった。鉱油を使用した試験の結果、転走面上に常時存在する油膜の厚さは  $0.1\mu\text{m}$  オーダであり、極めて薄い状態となっている可能性が高いことが明らかとなった。

### (2) MAC の変色に対する原因究明と対策

(共同研究「宇宙用潤滑油のトライボロジー特性に関する研究」成果：東工大益子研究室)

炭化水素系合成油が紫外線または低温環境において変色するという課題に対し、原因の究明と対策の提案を行った。紫外線による変色の原因はアミン系酸化防止剤の添加であり、一方、低温での変色は、硫黄を含む酸化防止剤とリン酸エステル系極圧添加剤が共存するためであることがわかった。以上の対策として、新たなフェノール系酸化防止剤を選定し、変色防止に有効であることを確認した。本成果は、開発中の国産ホイールの潤滑油に反映された。

### (3) MAC の Dewetting 現象の軸受に対する影響

ホイール用軸受に Dewetting が発生した場合でも、玉／内外輪間に油膜が形成されているかを、軸受内外輪間の接触電圧を計測することにより確かめた。その結果、ホイールの最大加減速条件においても、Dewetting を発生している軸受は流体潤滑膜を形成することが確認された。さらに、濡れ状態にある軸受 (Wetting 軸受) と比較した場合、Dewetting 軸受が玉／内外輪間の油膜形成に与える影響は小さいことが明らかとなった。

## 3. 成果の概要

### (1) アンギュラ玉軸受の油膜厚さに関するその場計測

回転中にある玉軸受の転走面上の油膜厚さを知ることは、摩擦トルクと寿命とをバランスした最適油量を決定する上で有効であり、また、軸受の数値シミュレーションの精度を著しく向上させることができる。平成14年度の研究においては、構造が比較的単純なスラスト玉軸受に対し、LIF 法を適用することにより、その場油膜厚さ計測が可能であることを示した。平成15年度は、ホイールにも使用される構造が複雑なアンギュラ玉軸受を対象とし、この軸受が微量油量で潤滑された場合の油膜厚さ計測を試みた。

#### (a) 油膜厚さの計測法

LIF 法はレーザを用いて蛍光物質を励起し、その蛍光強度からレーザ照射範囲内に存在する蛍光物質の量を測定する手法である。アンギュラ玉軸受に対する LIF 法を用いた油膜厚さ計測系を Fig.1-1 に示す。蛍光剤を含んだ油膜にレーザ光を照射すると油膜厚さに応じた強度の蛍光を発することから、この蛍光の強度を測定することで油膜厚さを求めることができる。なお、油膜厚さと蛍光強度との較正は、静止状態にある軸受外輪を利用し、より分解能が高い白色干渉法を適用することにより行った。

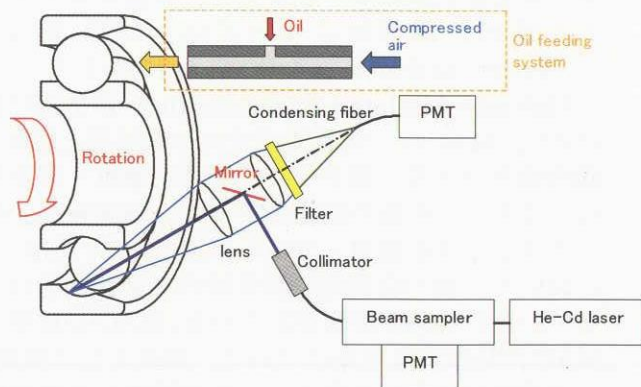


Fig.1-1 LIF measuring system for angular contact ball bearing



## (b) 供試軸受及び試験条件

供試軸受は内径 40 mm×外径 80 mm、接触角 30°のアンギュラ玉軸受であり、アキシヤル予圧は 450N とした。潤滑油は鉱油（動粘度 20.49 mm<sup>2</sup>/s @40℃）を用い、蛍光剤としてクマリン 6 を濃度  $7 \times 10^{-4}$  mol/l で溶解させた。試験中は、オイルエア方式による 0.05ml/h の微量油量での給油を行った。

## (c) 実験結果

内輪回転速度 500r/min における計測例を Fig.1-2 に示す。左縦軸の「fluorescence」の出力が油膜厚さに対応し、電圧の高い部分が外輪転走面上の油膜からの蛍光を捕らえた部分である。一方電圧の低い部分は玉の通過にさえぎられて蛍光が観察できなかった部分である。転走面上の油膜厚さは玉の近くを除いてほぼ一定になっていることがわかる。

Fig.1-3 に、内輪回転速度 500r/min でのオイルエア給油状態及び給油停止後の油膜厚さを示す。給油中の油膜厚さは 0.1~0.2 μm 程度の間で大きく変動している。一方、給油停止後は 0.1 μm 前後で微動しており、4 時間以上経過してもほぼ同様な油膜厚さを維持していることがわかる。

内輪回転速度に対する油膜厚さを Fig.1-4 に示す。この計測は、給油停止後の定常的な油膜厚さを表しており、1 条件に対し 6 回以上計測を行っている。油膜厚さは、回転速度とともに増加し、250~1000r/min の範囲ではおよそ 0.1~0.25 μm となっていることがわかる。この油膜厚さは、玉/内輪間に形成される弾性流体潤滑膜の厚さと同じオーダーであり、転走面上には極めて微量の油しか存在していない可能性が高い。

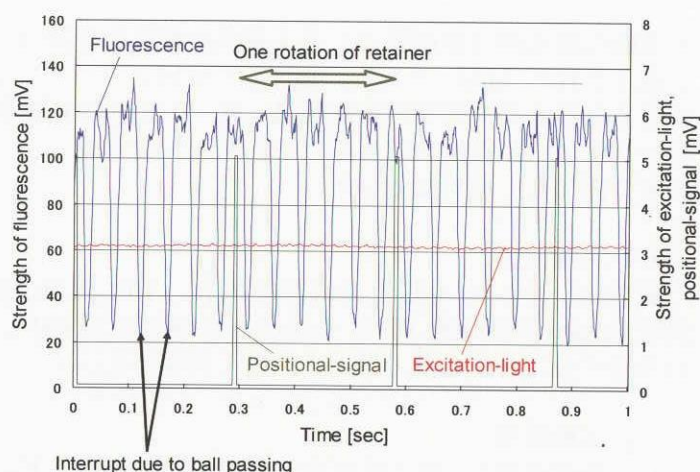


Fig.1-2 Fluorescence from the raceway (500r/min)

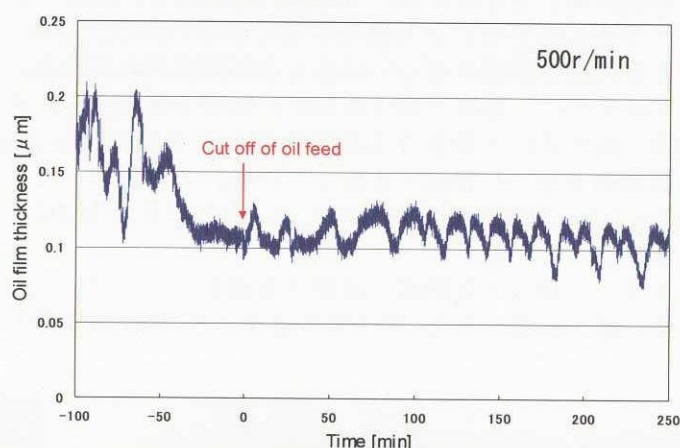


Fig.1-3 Oil film thickness before and after the cut off of oil feed

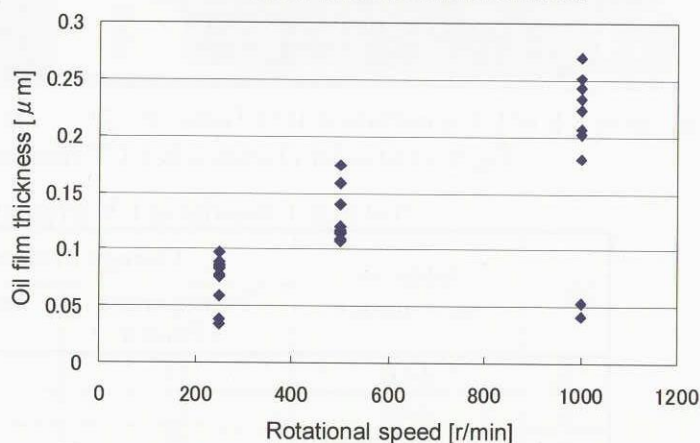


Fig.1-4 Oil film thickness vs rotational speed

## (2) MAC の変色に対する原因究明と対策

海外オイルメーカより購入した MAC が保管期間中に白濁化するという現象が確認された。再現性を確認したところ、油の変色は紫外線環境と低温環境において顕在化してくることが明らかとなった。本研究では、MAC の変色に対する原因の究明と対策の提案を行った。

## (a) 試料油

白濁を生じた油は、2 種類の酸化防止剤（アミン系酸化防止剤（添加剤 A）、含硫黄フェノー



ル系酸化防止剤（添加剤 B）と 1 種類の極圧添加剤（リン酸エステル系極圧添加剤（添加剤 T）が添加された MAC である。添加剤が原因となっている可能性があることから、白濁を生じた油に含まれるものと同等の添加剤 A、B、T と、添加剤 B とほぼ同様な化学構造をもち硫黄を含まないフェノール系酸化防止剤（添加剤 C）を準備し、これらを基油である MAC に種々の組み合わせで添加し、試料油とした。

#### (b) 実験方法

実験は、サンプル瓶に試料油を入れ、40℃の恒温槽で一定温度に保ちながら上面より波長 280-315nm の紫外線 (UV) を最大 16 時間まで照射し、その後油の色を観察した。また、0～6℃に保管することにより、低温の影響も評価した。

#### (c) 実験結果

UV 照射直後と、続く低温保管後での油の状態を Fig.2-1 に示す。UV 照射により褐色または白色へ変化する可能性があること、さらに、低温保管により特に白濁化が進むことがわかる。Table 2-1 は実験結果をまとめたものである。これより、褐色への変化は添加剤 A により、白濁化は添加剤 B と T との組合せにより発生することがわかる。なお、白濁化については、添加剤 B の低溶解性による析出も原因となっていることが確認されている。

本研究では、基油と極圧添加剤の影響を確認するため、Table 2-1 の組合せ以外にも、MAC と同様の飽和炭化水素系合成潤滑油である PAO (Poly-Alpha-Olefin) や、他のリン酸エステル系極圧添加剤を用いた評価も実施している。その結果、これらの基油と極圧添加剤を用いた場合でも Table 2-1 と同様な変化が認められ、油の変色が MAC と添加剤 T の特有の現象ではないことが明らかとなっている。

ホイール等の宇宙機器へ適用する油については、化学的安定性と製造工程管理の面から、変色しない油が必要である。本研究の結果より、酸化防止剤 C と極圧添加剤 T の組合せが推奨される。



(a) After 3 h of UV irradiation (Oil Temp. 40℃)

(b) After cold storage at 5℃ for 12 h

Fig.2-1 Oil color change after UV irradiation and cold storage

Table 2-1 Results of UV irradiation experiments

No.	Additive combination	Change in oil color		Remarks
		Transparent → Brown	Transparent → White	
1	A+B	○	△	
2	A+C	○	—	
3	A+T	○	—	
4	B+T	—	○	
5	C+T	—	—	Recommendable
6	A+C+T	○	—	
7	A+B+T	○	○	Commercially available

○ : Changed, — : Unchanged, △ : Not clear

A : Amic antioxidant

B : Phenolic antioxidant with sulfur

C : Phenolic antioxidant without sulfur

T : Phosphoric ester extreme-pressure additive



### (3) MAC の Dewetting 現象の軸受に対する影響

MAC で潤滑された玉軸受の Dewetting 現象は、窒素中よりも真空中において、一定回転よりもゼロクロス（正転逆転運動）で発生しやすい傾向がある。原因については、これまでのところ明らかとなっていない。本研究では、Dewetting を発生した場合でも、玉と内外輪との間に油膜が形成されるかを、軸受内外輪間の接触電圧を計測することにより確認した。

#### (a) 供試軸受

供試軸受として、内径 15mm×外径 32mm の 2 組の組合せ軸受 BRG1 及び BRG2 を用いた。玉及び内外輪転走面の表面粗さは  $Ra\ 0.02\ \mu m$  以下である。これらの軸受は、いずれも真空中でのゼロクロス試験により、全ての玉表面がすでに Fig.3-1 のような Dewetting を発生している軸受である。潤滑油はリン酸エステル系極圧添加剤を含む MAC である。



Fig.3-1 Ball surface before the test

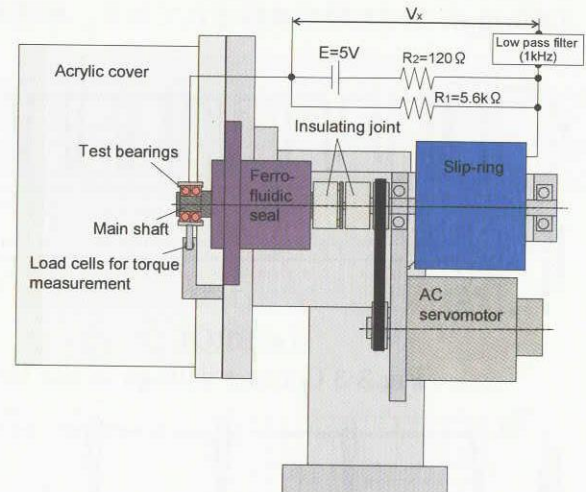


Fig.3-2 Test apparatus

#### (b) 試験内容

##### (b-1) 試験装置

本研究では、玉と内外輪との油膜形成は、外輪と内輪の間に電圧をかけ、この導通の状態を確認する（接触電気抵抗法）。軸受試験装置を Fig.3-2 に示す。本試験では、油膜内放電を防止するため、接触電圧をより小さい 49mV に設定した。

##### (b-2) 試験条件

試験は、国産ホイールに対し規定されている最大角加速度によるゼロクロス試験とした。試験条件を以下に示す。

- ①速度範囲：N=±300r/min（ゼロクロス 400 回）、N=±3200r/min（ゼロクロス 100 回）

ゼロクロス回数は、軸受ホルダ表面温度が定常となる回数を設定

- ②雰囲気：BRG1 については真空（133Pa 以下）、BRG2 については窒素パージ雰囲気で行った。真空中で実施した BRG1 の試験後に全ての玉表面が Dewetting から Wetting 状態に回復していることが確認されたため、続く BRG2 では、Dewetting の状態を試験終了時まで維持できるように、これまでの経験から真空中に比較して玉の濡れ状態に影響を与えにくいと考えられる窒素雰囲気とした。温度は室温（22～26℃）とした。

#### (c) 試験結果

真空中で回転した BRG1 については、±300r/min 試験に引き続き±3200r/min 試験を実施したところ、試験終了後に全ての玉が Dewetting から Wetting 状態に回復していることが確認された（±300r/min 試験終了時点で玉表面の観察は行っておらず、どの時点で Wetting 状態になったかは断定できない）。また、窒素中で回転した BRG2 では、±300r/min 試験終了時点では全ての玉が Dewetting を維持、続く±3200r/min 試験終了後でも半数以上の玉で Dewetting が残存しており、窒素中の方が玉の濡れ性に影響を与えにくい傾向が見られた。



$\pm 300\text{r/min}$  試験における内外輪間の接触電圧と回転速度との関係を Fig.3-3 に示す。これらの図において、“Non-contact”は玉と内外輪との間に油膜が形成されている状態（流体潤滑状態）であり、“Contact”は金属接触を生じている状態である。BRG1 では、 $60\sim 90\text{r/min}$  以上の速度で、BRG 2については  $110\sim 130\text{r/min}$  以上の速度で油膜が形成されている。BRG2 については、試験前後で全ての玉が Dewetting であることが確認されていることから、Fig.3-3(b)の結果は Dewetting での結果を表している。図から読み取った流体潤滑到達速度は、BRG2 が Wetting と仮定した場合に Hamrock-Dowson の理論式<sup>[2]</sup>から予測される速度約  $100\text{r/min}$  とおおむね一致している。これより、Dewetting が玉／内外輪間の油膜形成に与える影響は小さいと推測される。

$\pm 3200\text{r/min}$  試験の結果を Fig.3-4 に示す。BRG1 では、およそ  $100\sim 250\text{r/min}$  以上の速度で、BRG 2についても  $110\sim 320\text{r/min}$  以上の速度で油膜が形成されている。BRG2 については、試験期間を通じて Dewetting の玉が存在していた状態であるが、数百  $\text{r/min}$  から最大回転速度  $3200\text{r/min}$  まで油膜が維持されており、高速域であっても油の枯渇は発生していない。

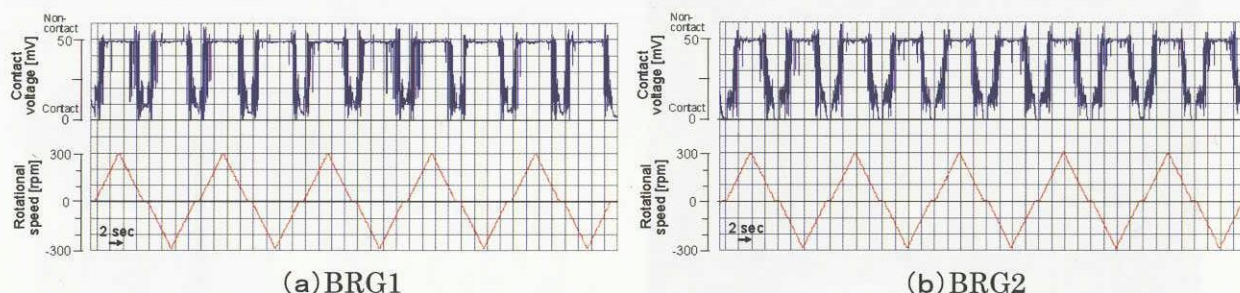


Fig.3-3 Contact voltage in the last 5 cycles of  $\pm 300\text{ r/min}$  zero-crossing

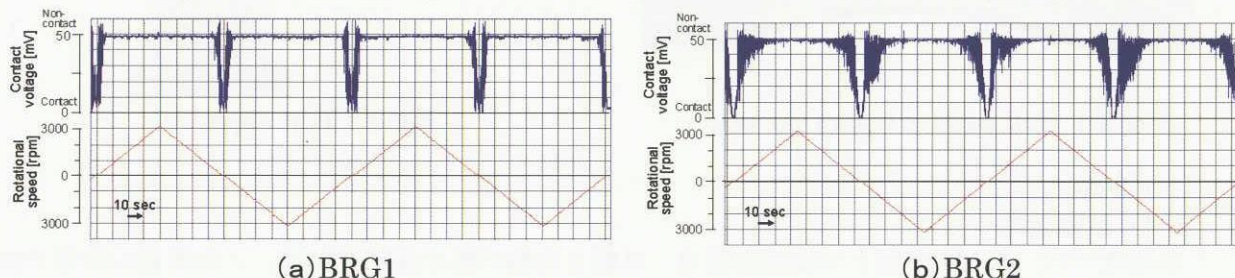


Fig.3-4 Contact voltage in the last 2 cycles of  $\pm 3200\text{ r/min}$  zero-crossing

#### 4. まとめ

##### (1) アンギュラ玉軸受の油膜厚さに関するその場計測

軸受回転中の転走面に形成される油膜厚さのデータは新たな知見であり、最適油量の設定や加速試験の可能性を検討する上で有益である。今後は、計測技術について測定精度を向上させ、転走面の油膜形成状態と軸受特性とに関するデータを取得していく必要がある。

##### (2) MAC の変色に対する原因究明と対策

本研究で推奨した新たな添加剤の組合せについては、別途、添加剤の添加量、耐酸化性、耐摩耗性等が評価され、開発中の国産ホイールの潤滑油に反映された。今後は、油の変色メカニズムを検討していく予定である。さらに、宇宙用潤滑油については、より高真空まで対応可能な添加剤が求められており、今後研究を進める必要がある。

##### (3) MAC の Dewetting 現象の軸受に対する影響

Dewetting 現象が発生した場合でも油膜形成は良好であり、軸受の潤滑特性に対する影響は見られない。MAC は、その優れた耐摩耗性等から総合的に判断して、ホイールに適した油といえる。

#### [参考文献]

- [1] B. Bialke, “Space-Flight Experience and Life Test Performance of a Synthetic Hydrocarbon Lubricant,” ESA SP-374 (1995) 285.
- [2] B. J. Hamrock and D. Dowson, “Ball Bearing Lubrication,” John Wiley & Sons (1981).

## 誘導制御機器の信頼性向上の研究

IRU の高信頼性化の研究  
The development of High-reliable Inertial Reference Unit

里 誠

総合技術研究本部システム誘導技術グループ

Makoto Sato

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

Institute of Space Technology and Aeronautics

## Abstract

Japan Aerospace Exploration Agency(JAXA), formerly named as National Space Development Agency( NASDA), developed Tuned Dry Gyroscope(TDG), as supreme precision rate sensor for satellite attitude control. JAXA also developed Inertial Reference Unit(IRU) using TDG. This IRU is used on almost every JAXA satellite. It has passed about fifteen years since the development. It is difficult to purchase some kind of electronics parts nowadays. Meanwhile, satellite system requires higher accuracy, more operation flexibility and so on. So, we decided to redesign IRU. Aiming is high-reliability and high-accuracy. The study has started in FY 2001. In FY 2003 IRU redesign was completed. We prepared every document needed. In FY 2004, we build a engineering model and qualify its function and performance. In FY 2005, we will complete this study.

## 1. はじめに

宇宙研究開発機構(JAXA)、旧宇宙開発事業団(NASDA)は衛星用の高精度角速度センサとしてチューンド・ドライ・ジャイロ(TDG)を国産開発した。ついで、このジャイロを使用した慣性基準装置(IRU)を開発し、衛星 JERS-I から実用に供した。以後この IRU は JAXA 実用衛星の殆どすべてに搭載され姿勢制御用機器として重要な役割を担っている。

しかし、今までにいくつかの不具合あるいは異常が発生した。その都度解析し処置を施してきたが、IRU の基本的な機能である角速度計測に直接関わるものであり、信頼性の観点から再検討を要する。ただ、生じた不具合は、IRU の開発時点が 15 年ほど前であり、使用部品や使用素材の性能が現在のものに比較すれば劣っており、当時の技術ではやむを得ない部分もあったと考えられる。したがって、現在入手し得る部品あるいは素材を基にして再設計することにより、より高信頼性の機器とすることが可能であると考えられる。一方すでに入手が難しくなりつつある部品もあり生産性の観点からも設計の見直しを迫られている。さらに衛星システムからは、より安定した高精度での計測要求が出てきており、TDG の持つ性能を最大限に引き出せるような高精度化が必要と考えられる。これらの点から、既存の IRU の設計を見直して、信頼性の向上及び精度の向上を図ることとした。



#### 平成 13 年度

高信頼性化と高精度化を目標とした設計検討を実施した。信頼性の向上に対しては、回路構成の検討、部品置換候補の選定、機械式リレーの電子回路への置換の検討、緩衝系の見直し、衛星システムインタフェースの変更案の設定等を実施した。精度向上に対しては、最大計測角速度の拡大、ダイナミックレンジ拡大を検討し、最大計測角速度は現行の二倍、ダイナミックレンジは現行の約一桁下迄可能との見通しを得た。これにあわせて VF コンバータの分解能向上を検討した。VF コンバータは部分試作を行い、一部目標数値を達成することは出来なかったが問題点を明確にした。

#### 平成 14 年度

再構築に際してのクリチカル要素である、緩衝系と VF コンバータの試作評価を行った。緩衝系は新しいゴム素材を評価し、温度感度、加速度感度の鈍い緩衝系の実現可能性を確認した。VF コンバータは目標としている現行の 40 倍の分解能の実現可能性を得た。

本研究は業務委託の形態で三菱プレシジョン株式会社との共同研究で進めているものである。また本研究は、平成 15 年度上期までは宇宙科学研究所(ISAS)、航空宇宙技術研究所(NAL)及び NASDA による信頼性向上のための共同プロジェクトとして実施してきた。

## 2. 研究の概要

平成 15 年度の研究に於ける作業は次のとおりである。

- IRU モデルの基本設計と詳細設計

- IRU 研究モデルの基本設計と製造設計

- 基本設計審査の実施

- 開発仕様書の維持改訂

- IRU 研究モデルの製作に必要な部品及び材料の調達

平成 13 年度と 14 年度で設計の基本方針は定まったので、平成 15 年度は実用モデルを前提とした基本設計と詳細設計を実施した。並行して評価用の研究モデルの基本設計と製造設計を実施し、同時に研究モデル製作のための部品と材料を調達した。研究モデルはエンジニアリングモデル、EM、に相当する。

一連の設計作業においては、衛星への現行機器との置換搭載を前提として、コンフィギュレーション、信頼性及び品質の各々のプログラムに準拠して、設計文書や製造文書を整えた。また設計審査を実施し設計を評価した。無論使用する部品は、最上級の信頼性レベルのものが得られる前提で選定しており、製造工程も実用衛星機器製造を前提としている。

## 3. 成果の概要

平成 15 年度の主業務は基本設計と詳細設計である。その成果は次のとおりである。

- 全製作図の作成

- 部品表、購入仕様書等の部品手配に必要な全文書の作成

- 検査規格、試験実施要領書等の全試験、検査用文書の作成
- 製造工程分析、作業指導票等の全製造指示文書の作成
- 試験装置、製造治工具等の全仕様の作成
- 開発仕様書案、インタフェース管理図の作成
- 信頼性解析を含む設計計算書の作成と維持
- 研究モデル製造用の部品、材料の手配と入手

Fig.3-1 に IRU の機能ブロック図を示す。  
IRU の構成は在来と同じである。TDG を三台実装し、各 TDG ごとに完全に独立した電子回路を持ち、衛星システム側で自由に選択運用できる形態を踏襲している。角速度の計測軸は、直交三軸の各々の軸に異なる TDG の入力軸を平行に配置する。これも在来型と同じである。つまり衛星システムユーザは在来型と同じ考え方で扱える。

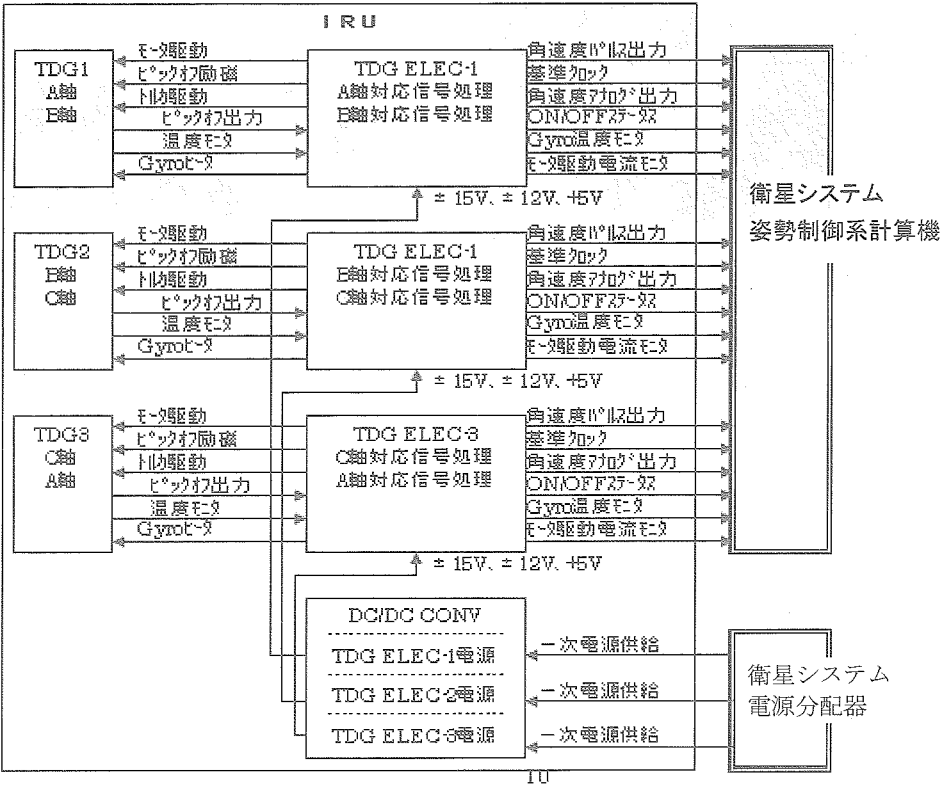


Fig.3-1 IRU Functional block diagram

- 在来と構成は同じだが、システムユーザは新設計の IRU により次のような利点が得られる。
- 温度制御付きの超高精度型と温度制御なしの高精度型が選択できる。
  - 計測レンジ切換不要
  - 最大計測角速度は在来の二倍。
  - 最小計測角速度は在来の Lo レンジの最小計測角速度と同じ。
  - 分解能は在来の 40 倍
  - 角度増分パルス出力はケーブル長を問わず波形ひずみのない RS422 インタフェース。
  - 部品の信頼性レベルはクラス 1 相当、クラス 2 相当、その他いずれにも対応可能。

耐放射線性保証。

新設計の緩衝系によりジャイロの耐機械環境性マージンが向上。

全電子リレー化により、機械式リレー固有の接触の問題から逃れると共に長寿命。

取付面は 364x257mm。在来より若干大きい。温度制御の際の伝熱面積確保のため。

高さは 108mm。在来の 160mm より大幅に低い。

容積は在来より小さい

質量は超高精度型で 9.5kg、高精度型で 8.5kg。在来の 9.6kg に比べて大幅に軽量。

消費電力は高精度型で 33W。高機能にも関わらず在来と同等。

製造期間は約 12 ケ月。在来の約 18 ケ月から短縮。

Fig.3-2 に外観を示す。

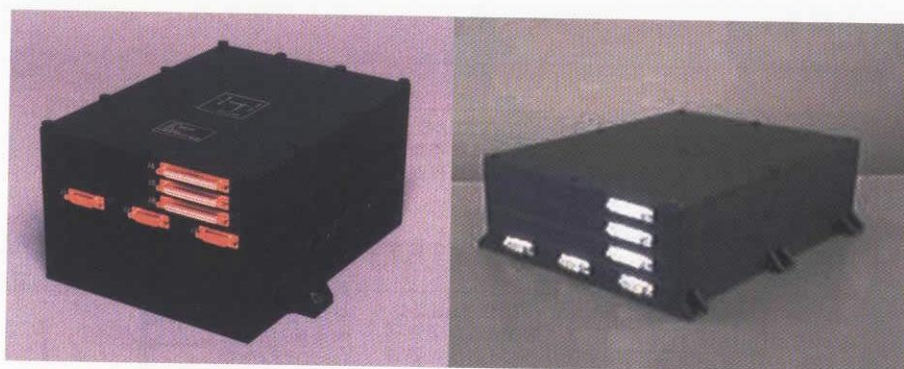


Fig.3-2 IRU outlook.....left: Conventional, right: Redesigned

#### 4. まとめ

平成 15 年度までの作業で IRU の高信頼性化のための設計変更が完了した。平成 16 年度に研究モデルを製作して機能、性能を評価する。平成 14 年度までにクリチカル部分の評価は終了しているので、平成 16 年度は主として、ダイナミックレンジ拡大、温度補償の手法、電子リレー機能等の評価が主体であるが、間違いなく目標を達成できると考えている。平成 17 年度に耐環境特性を評価するが、これも問題ないものと考えている。既に宇宙用機器の製造に必要な信頼性解析もすべて実施してきているので、今すぐ認定試験モデル(PM)を製作し認定をとり、実用機(FM)の製造にとりかけられる状態にある。今後の衛星の姿勢制御用の高信頼性モデルとして採用されることを期待している。

## 内部擾乱低減技術の研究 (A Study on Disturbance Reduction Management)

### 磁性流体ダンパによる大型柔軟構造物の制振

(MR Fluid Damper for Vibration Suppression of Large Flexible Structure)

総合技術研究本部 システム誘導技術グループ 呉 賢雄

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group, Hyun-Ung OH

#### Abstract

A low-power-consumption Magneto-Rheological (MR) fluid damper has been designed and fabricated to suppress the vibration of a space flexible structure. The MR damper fabricated in this study has advantages of both semi-active and optimal passive dampers, unlike the conventional MR and Electro-Rheological (ER) fluid semi-active damper. The vibration is thus damped quickly when the damper is controlled semi-actively, and the vibration energy is dissipated by an optimal passive damper in the absence of control. To implement the aforementioned damper, we fabricated an electromagnet combined with a permanent magnet. Its performance and the characteristics of the damper with the newly developed electromagnet were subsequently measured. The performance of the damper has been confirmed by vibration suppression experiments using 10-bay truss structures.

#### 1. はじめに

構造物の制振方法は、能動的制振と受動的制振に大別され、さらにその中間的な方法として準能動的制振がある。準能動的制振は、構造物の受動的制振能力が極力大きくなるよう、構造物やダンパの持つ特性を積極的に制御する方法である。準能動的制振の場合、エネルギーが受動的メカニズムにより散逸されるため、受動的制振のように系は常に安定であり、同時に、受動的制振に比べてより高い制振効果が期待できる。

従来の準能動的制振用ダンパには、オリフィスの開閉によりダンパの特性を変化させて制振を行うもの、あるいは、入力磁場または電圧によって力学的特性が変化する磁性流体または電気粘性流体をダンパ内の作動流体として用い、ダンパの特性を可変とすることにより振動エネルギーを速く吸収させるもの等がある。

これら従来のオイルタイプ準能動的制振用ダンパ[1-4]では、ダンパ特性を制御しているときのダンパの制振性能を向上させることを目的として、ダンパ特性を制御しない時の作動流体の規程粘度が低い値となるようにダンパを設計するのが通常である。このため、従来の準能動的制振用ダンパは、ダンパ特性を制御している時には高い制振効果を提供するものの、ダンパ特性を制御していない場合には、粘性の低い受動ダンパとしてエネルギー散逸を行うため制振効果が低下する、という問題点を有している(受動ダンパのなかで最も制振性能の高い最適受動ダンパの粘度は比較的高い値となる)。

本研究は平成15年度より実施しており、ダンパ特性の制御を行わない場合であっても、最も制振性能の高い最適受動制振用ダンパとして振動エネルギーの散逸を行うことが出来る一方、ダンパ特性の制御を行う場合には、省エネルギーで振動を速く減衰させることのできる fail-safe を考慮した省エネルギー型準能動的制振用ダンパ装置を提供することを目的としている。本研究では、入力磁場によって流体としての力学的特性が変化する磁性流体をダンパ内の作動流体として用い、磁性流体に磁場を印加するためのデバイスとして永久磁石を組み



込んだ電磁石を含む複合磁石を利用することにより、上記課題を解決し得ることを見いだした。

## 2. 研究の概要

平成 15 年度に実施した研究項目は以下のとおりである。

- (1) fail-safe を考慮した省エネルギー型準能動的制振用ダンパを実現するために、磁性流体の特性を用いた準能動型ダンパを考案・製作した。
- (2) 準静的試験により磁性流体ダンパの基本特性を測定した。
- (3) 磁性流体ダンパの有効性については磁性流体ダンパを組み込んだ大型柔軟構造物の制振実験により検証した。

## 3. 成果の概要

### 磁性流体ダンパ及び複合磁石

図 1 に本研究で製作した磁性流体ダンパの断面図を示す。ダンパ内には磁性流体が充填されており、ベローズで囲まれた二つのチャンバ、それらを連通させる連通部、及び連通部内を流れる磁性流体に磁場を印加するための永久磁石と電磁石の組み合わせからなる複合磁石(図 2 参照)で構成される。

図 2 に複合磁石の断面図を示す。複合磁石は永久磁石を備え、この永久磁石が発生する磁力は複合磁石を通して図 1 に示す磁性流体ダンパの連通部のなかの磁性流体に作用する。また、複合磁石の付近にはコイルが巻きつけられており、さらに、永久磁石の側面には、永久磁石により発生する磁極の中心(point O)での磁束密度

を調整するための磁束密度調整用ブロックが取り付けられている。この磁束密度調整用ブロックは所定のギャップを持って互いに離隔している二つのブロックを有している。

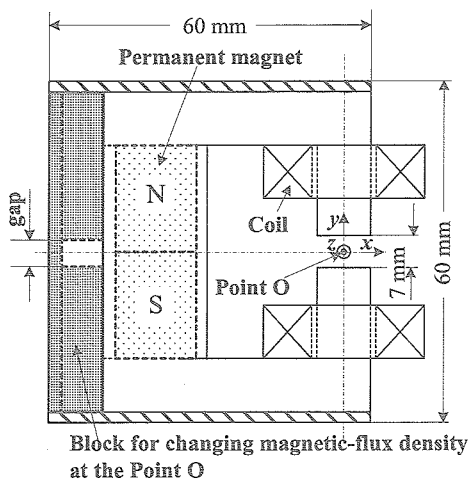


Figure 2 Cross section of the electromagnet combined with permanent magnet

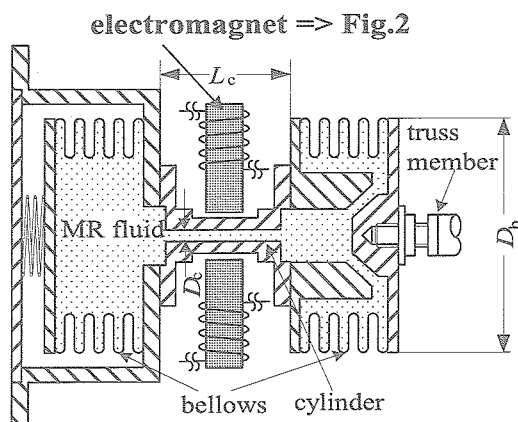


Figure 1 Cross section of the MR fluid damper ( $L_c=70$ ,  $D_c=6$ ,  $D_b=40$  mm)

コイルに電流を印加しない場合において、永久磁石の側面に磁束調整用ブロックが取り付けられていなければ、ポイント O での磁束密度は、永久磁石の磁力によって決まる一定の大きさに保たれることになる。また、磁束調整用ブロックを取り付けると、永久磁石からポイント O へ向かう磁束の一部を磁束調整用ブロックの方向へ向けることができ、ブロックのギャップを調整することにより、ポイント O での磁束密度値を変えることができる。さらに、永久磁石と磁束調整用ブロックとの組み合わせによって形成されたポイント O での磁束密度をコイルに電流を印加して反対向きの磁力を発生させることによりキャンセルすることができる。

図 3 は上記のように構成した複合磁石において、コイ

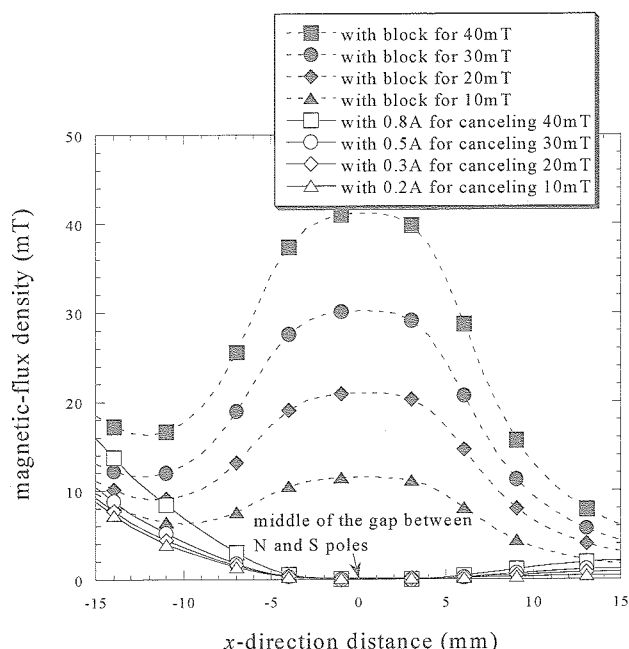


Figure 3 Magnetic-flux density distribution of the electromagnet near point O

図4は、上記のように構成した複合磁石を持つ磁性流体ダンパの特性を理解するために行った、一定速度でのダンパの引張・圧縮繰り返し試験の結果を示す。同図から、永久磁石と磁束調整用ブロックとの組み合わせによりポイントOに形成された磁束密度が40 mTである場合、ダンパにかかる荷重( $\rho$ )とダンパの伸び( $d$ )との関係は大きなヒステリシスを示すが判る。これに対し、コイルに0.8 Aの電流を印加することによってこの40 mTの磁束密度をキャンセルすると、ヒステリシスは、複合磁石を使用しない場合(0 mT)とほぼ一致する極めて小さなものとなることが判る。

ルに電流を印加することなくギャップの大きさが異なる様々な磁束調整用ブロックのみを使用した場合、及び、さらにコイルに電流を印加した場合における、ポイントO付近での磁束密度分布を示す図である。同図から電流を印加することなく永久磁石と磁束密度調整用ブロックとの組み合わせによってポイントOに形成した磁束密度を、コイルに電流を印加することによってほぼ0 mTまでキャンセルできることが分かる。Table 1に磁束密度調整用ブロックのギャップ寸法及び磁束密度をキャンセルするための電流値を示す。

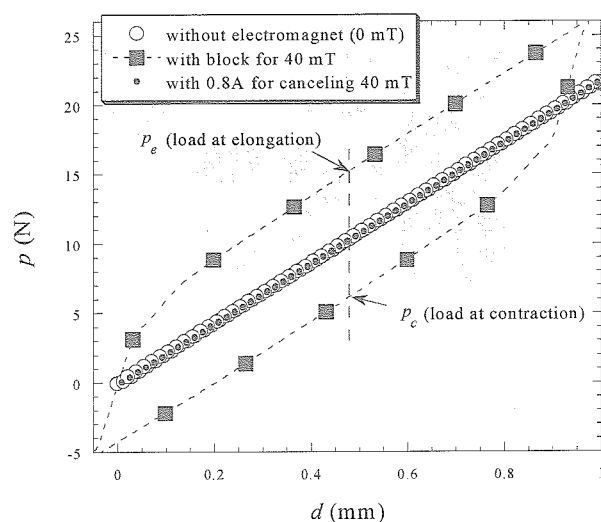


Figure 4  $d$ - $\rho$  relation of the damper with and without electric-current. (extension/contraction rate=20mm/min)

Table 1 Values of electric-current inputs to the coil to cancel magnetic-flux density at point O formed by permanent magnet combined with blocks of various gap sizes.

Magnetic-flux density (mT)	10	15	20	25	30	35	40
Gap (mm) [Fig. 2]	0.8	0.63	0.5	0.41	0.18	0.1	0
Electric-current (A)	0.19	0.24	0.32	0.41	0.48	0.57	0.81

### 大型柔軟構造物の制振実験結果

本研究で製作した磁性流体ダンパの制振性能を検証するために磁性流体ダンパを大型柔軟構造物に組み込み、制振実験を行った。図5は制振実験の一例を示すブロック図である。ここでは、制振対象構造物として、

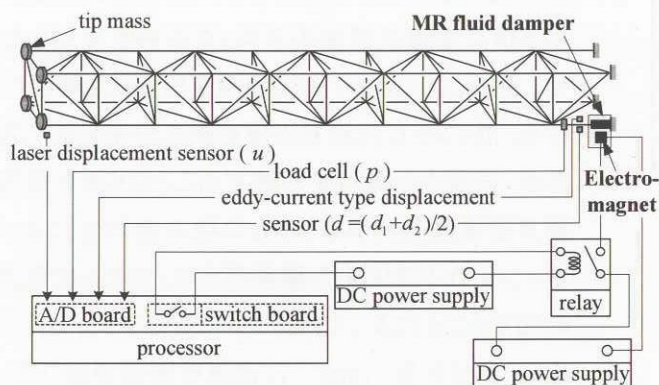


Figure 5 Block diagram for vibration suppression experiments



(a)



(b)

Figure 6 (a) 10-bay truss structure,  
(b) MR damper installed on the root of truss

は、コイルに僅かな電流を印加するだけで効率的に制振を行うことができ、省エネルギー型準能動制振用ダンパであることが判る。

図 9 はダンパへの入力磁場が一定に保たれた受動的制振用ダンパと準能動的制振ダンパとの性能比較を示す図である。図 9 において、縦軸  $U$  は、図 5 に示すトラスの先端の変位量  $u$  の絶対値を 20 秒間積分した値

全長 3.6 m の片持ちトラスを用いており、磁性流体ダンパはトラスの根元に配置されている。制振実験では、まず、ダンパへの入力磁場が一定に保たれた場合の受動的制振実験を行い、ダンパへの特性を制御した場合の準能動的制振実験から得られた結果との比較を行った。準能動的制振実験においては、最適制御理論から成るオン・オフ切り替え判定条件式に基づいて、磁性流体ダンパへの印加磁場の切り替えを行うことにより制振を行った。図 6 に大型柔軟トラス及び根元に組み込まれたダンパの様子を示す。

図 7 に、ダンパへの入力磁場が一定に保たれた場合の受動ダンパとダンパの特性を制御した場合の準能動ダンパから得られたトラスの先端の変位 ( $u$ ) と準能動的制振時のダンパにかかる荷重 ( $p$ )、ダンパの伸び ( $d$ )、及び入力磁場 ( $H$ ) の時間履歴を示す。準能動的制振を行った場合、入力磁場の増加と共にダンパの伸びはステップ状に変動しており、受動ダンパに比べて遥かに速い減衰が得られることが判る。

図 8(a) に、コイルに電流を印加することによってある磁束密度が得られる従来の電磁石 [2] を用いて準能動的制振を行った場合のダンパの伸び ( $d$ ) と磁束密度 ( $H$ ) の時間履歴の拡大図を示す。図 8(b) には本研究で製作した複合磁石を用いた場合の時間履歴の拡大図を示す。図 8(a) の従来の電磁石を用いた場合、ダンパへの入力磁場がオンからオフに変わるときダンパの伸びはステップ状に変化しており、磁場 40 mT をダンパへ印加するためのオン状態はオフ時に比べ長く保たれる。一方、本研究で製作した複合磁石を用いた場合、ダンパへの入力磁場 40 mT は永久磁石によって保たれるため、電磁石へ電流を印加するのは永久磁石によって形成された 40 mT をキャンセルするための僅か数ミリ秒のみである。これらの結果から本研究で製作した複合磁石を持つ磁性流体ダンパ

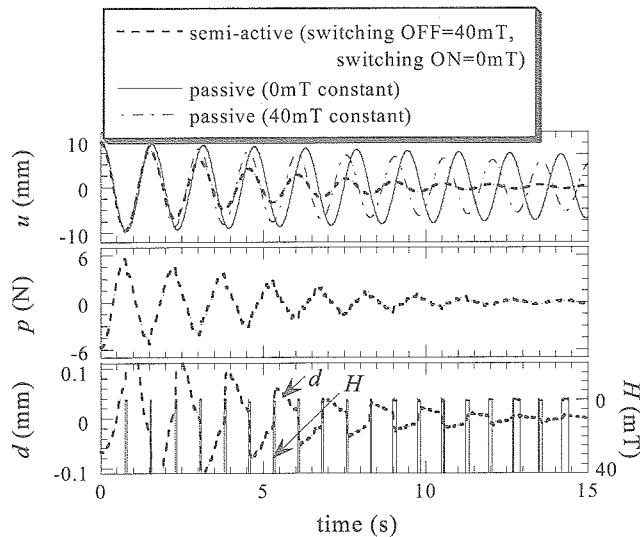


Figure 7 Time histories obtained from semi-active MR damper with newly designed electromagnet and passive MR dampers

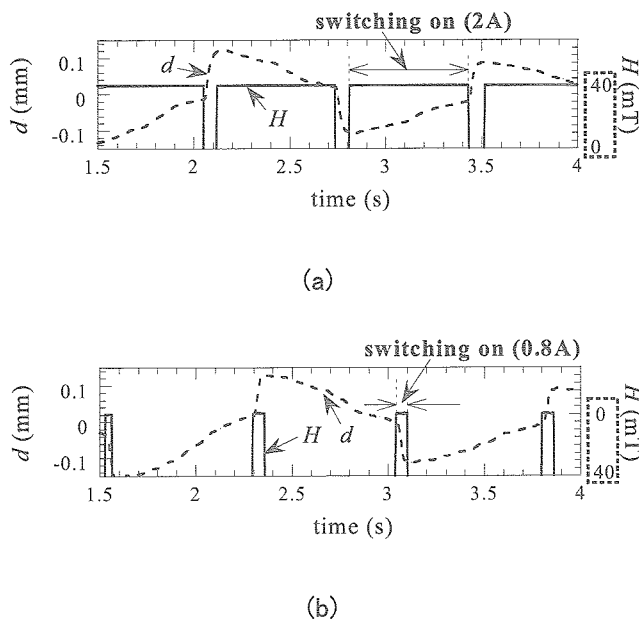


Figure 8 Comparison of  $d$  and  $H$  time histories (a) Conventional MR damper, (b) MR damper fabricated in this study

ためにダンパを組み込んだ大型柔軟構造物の制振実験を行い、準能動型ダンパは最適受動ダンパより遥かに高い制振性能を示すことが判った。また、従来の準能動型ダンパより僅かな電流を印加するだけで効率的に制振を行うことができる省エネルギー型準能動制振用ダンパであることが判った。本ダンパ装置は、例えば、軌道上においてダンパ装置の制御を行うことが不可能な状態になった場合であっても最適受動ダンパとして振動エネルギーを吸収することができるという利点を有する。

であり、値が低いほど高い制振効果が得られることを示している。受動的制振用ダンパの場合、ダンパへの入力磁場が 25 mT 一定に保たれた場合に、最も低い  $U$  値が得られており、この場合に最も高い制振効果が得られる最適受動ダンパとなることが判る。これに対し、準能動的制振用ダンパを用いることにより、最適受動ダンパより低い  $U$  値が得られており、高い制振効果が得られることが判る。

従来の準能動的制振ダンパでは、ダンパ性能の制御を行うときの制振性能を向上させるために、ダンパ性能の制御を行わない場合の作動流体の基底粘度が低い値となるように設計するのが通常であった。このため、従来のダンパでは、ダンパへの電力供給装置を含む制御系の故障、またはダンパを制御しない場合では、粘度の低い受動型ダンパ(図 9 の 0 mT の場合に相当)によってエネルギー散逸を行うこととなるため、受動型ダンパとしての制振効果は期待できなくなる。これに対し、本研究で製作した磁性流体ダンパ装置では、例えば、ダンパへの入力磁場を最適受動ダンパの 25 mT に設定しておけば、上記のような問題が発生した場合であっても最適受動ダンパとして振動エネルギーを吸収することができる。さらに、本ダンパ装置において準能動的に制御を行うと、最適受動ダンパよりも遥かに速い振動の減衰が得られる。

#### 4. まとめ

fail-safe を考慮した省エネルギー型準能動的制振用ダンパを実現するために、磁性流体の特性を用いた準能動型ダンパを考案・製作し、準静的試験により磁性流体ダンパの基本特性を測定した。

磁性流体ダンパの制振性能及び有効性を調べる



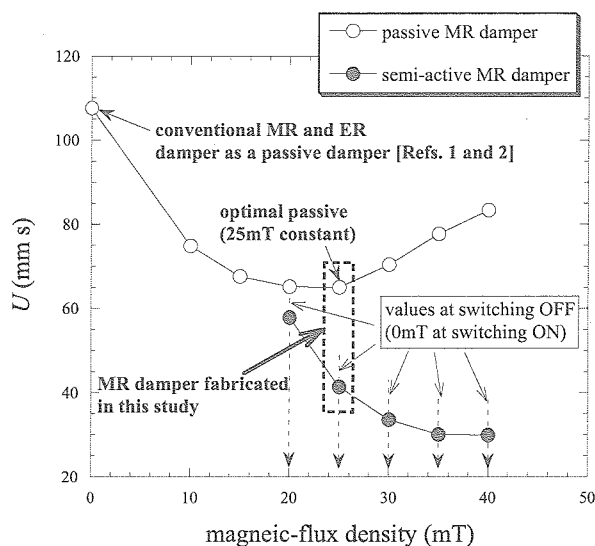


Figure 9 Calculated values of  $U$  obtained from passive and semi-active dampers

#### [参考文献]

1. Onoda, J., Oh, H.-U., and Minesugi, K., "Semiactive Vibration Suppression with Electrorheological-Fluid Dampers" *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 12, 1997.
2. Oh, H.-U., and Onoda, J., "An Experimental Study of a Semiactive Magneto-Rheological Fluid Variable Damper for Vibration Suppression of Truss Structures," *Smart Materials and Structures*, Vol. 11, No. 1, 2002.
3. Oh, H.-U., Onoda, J., and Minesugi, K., "Characteristics of a Liquid-Crystal Type ER Fluid Variable Damper for Semiactive Vibration Suppression," *ASME Journal of Vibration and Acoustics*, Vol. 122, 2000.
4. Kelso, S. P., and Henderson, B. K., "Precision Controlled Actuation and Vibration Isolation Utilizing Magnetorheological (MR) Fluid Technology," *AIAA 2001-4568, AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 42<sup>nd</sup> Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Seattle, Washington, 2001.

## 宇宙通信機器技術の研究

## 適応変調技術を用いた衛星通信システム(S-Tune)の研究

A Study on Satellite communication system using adaptive modulation techniques  
エレクトロニクス技術グループ(Spacecraft Electrical Engineering Group)

白倉政志、谷島正信、高田昇

Masahi Shirakura, Masanobu Yajima, Noboru Takata

## (Abstract)

In order to achieve the advancement of satellite communication, a high speed and high quality communication system is required. Therefore we propose a new satellite communication system using adaptive modulation techniques. The proposed system adaptively controls the symbol rate and modulation level of up-link and down-link signals according to the communication channel conditions. This paper describes a study result of the system concept and configuration.

## 1. はじめに

衛星通信の高度化をはかるためには、伝送速度の高速化及び高品質化が必要である。そこで、移動体通信分野で用いられている適応変調技術を衛星の基幹通信システムである TT&C(tracking, telemetry & command)に適用することを目指し、適応変調技術を用いた衛星通信システム (*S-Tune: Satellite communication system using adaptive modulation techniques* 以下、*S-Tune* という。)の研究を平成14年度より進めている。

本システムは、通信路の状況に応じて、シンボルレートや変調方式を動的に切替える機能を有するものであり衛星通信システムの高度化が可能となる。

## 2. 研究の概要

## 2.1 S-Tune 開発の目的

(1) 将来の多様な衛星システムからの通信要求に対応する通信システムの高度化の実現

- ① 通信速度の高速化 ⇒ 通信スループット>数M sps(従来の100倍の能力)
- ② 高機能化(通信パラメータのアダプティブ制御)
- ③ 電波伝搬の障害及び干渉に対応可能な柔軟性のあるシステムを構築し、通信品質の維持及びロバスト化を実現
- ④ 通信システムの汎用化(システムのダイナミックレンジ:数百 sps～数 Msps)
- ⑤ 通信リソースの適正化と低コスト化

⇒余分な回線マージンを通信速度増加の為にリソースに振分け、回線品質を維持しつつ衛星システム回線の帯域増加を図り、高速・高品質通信システムを構築

⇒衛星システムの回線の帯域を増加により、HK運用を除いた帯域でミッションデータ伝送を実現しミッション側の通信システムへの投資を減らし低コスト化を推進

(2) 将来の高周波数帯(X帯、Ka帯等)への移行を見据えた技術の研究／開発

- ① 変調方式の変更⇒残留搬送波方式から抑圧搬送波方式へ移行
- ② 通信速度の更なる高速化 ⇒TT & C系においても数10M sps 以上
- ③ 降雨減衰対策の実現方法を確立し、送信出力の適正化を図る

## 2. 2 S-Tune の開発ターゲット

システム開発の進め方としては、第1段階として S-Tune の利点をより発揮出来る周回衛星及び地球観測衛星をターゲットとして技術確立を行い、第2段階に静止衛星システムの検討を行う。Fig-1に S-Tune のターゲットとする範囲を示す。

### (1) 第1段階のSバンドシステムでのターゲットとする衛星システム等

- ① 中小型周回衛星で中低速(データ速度:数百ksps程度)のミッション機器
- ② 中速(1Msps程度)のミッション機器でデータ受信・処理要求に対するリアルタイム性が低いもの

### (2) 第2段階でのターゲットとする衛星システム等

- ① 静止衛星システムのミッションデータ
- ② X/K帯搭載ユーザ宇宙機

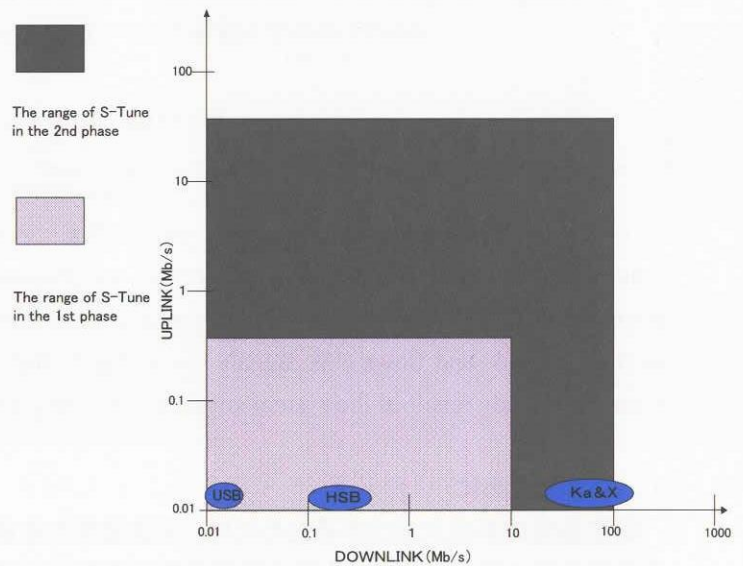


Fig-1 The development target of S-Tune

## 2. 3 S-Tune のシステム概念

Fig-2に S-Tune のシステム概念を示す。図において、アップリンク/ダウンリンクの受信レベルは、アンテナパターン、衛星/地上間距離、電波伝搬路の状況等により変化する。その変化の状況をアップリンクはトランスポンダ、ダウンリンクは地上局変復調装置において  $C/N_0$  (搬送波電力対雑音電力密度)を測定することにより推定する。 $C/N_0$  の測定結果より測定時の通信状態において、要求される回線品質を満足し最大のスループットを実現できる変調パラメータを地上局の制御装置で決定し、トランスポンダ及び地上局変復調装置の通信モードを制御する。

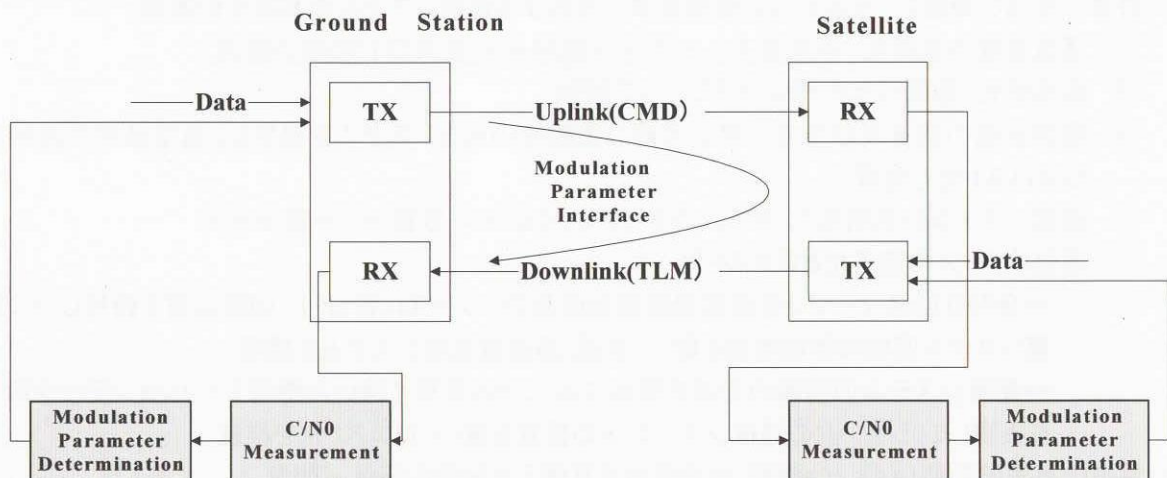


Fig-2 Concept of S-Tune

## 3. 成果の概要

### 3. 1 システム性能(案)の検討



S-Tune 総合システム性能(案)を検討し Table-1、Table-2に示す諸元を設定した。

①テレメトリ／ミッション系は、Sバンドでの画像伝送等が可能となる為のデータ伝送の高速化を進め、1 OM sps 程度\*を目標とする。

②クリティカル運用、海外機関とのI/Fを確保する目的でUSB機能も有し、適応変調モードとの共用化を実現する。

③搭載用トランスポンダの開発仕様については、今後の検討により設定するが、当面はALOS搭載品より、小型・軽量化を進めることを目標とする。

\*S バンド TT&C に割当てられている帯域は3MHzである為、フィルタリングにより帯域を満足するレートを設定する。

Table-1 S-Tune Systems Specifications

Item	Uplink	Downlink	Note
Modulation	(1)QPSK (2)PCM-PSK/PM(USB)	(1)QPSK、16QAM (2)PCM-PSK/PM(USB)	USB / QPSK Automatic select
Coding	N/A	Convolutional Coding Coding Rate: 1/2、3/4	
Symbol Rate	1kbps(USB) 269kbps～4.3Mbps	40ksps(USB) 269ksps～8.6Msps	It fixes at the time of USB
Dynamic range	+15dB -20dB		
Ranging	・USB Tone、UW turnover ・GPSR		
Number of Mode	5	8	
Transponder Specifications			
Mass	<6.0Kg		
Power Consumption	<54W@7W TX		
Dimension	< 230 * 285 * 122.5(mm)		

Table-2 Modulation Parameter List

Item	Symbol rate	Modulation	Coding	Data rate
Command	4.3Mbps	QPSK	N/A	4.3Mbps
	2.15Mbps	QPSK		2.15Mbps
	(2.15/2)Mbps	QPSK		(2.15/2)Mbps→1075kbps
	(2.15/4)Mbps	QPSK		(2.15/4)Mbps→538kbps
	(2.15/8)Mbps	QPSK		(2.15/8)Mbps→269kbps
Telemetry	8.6Msps	16QAM	3/4	8.6Mbps
	8.6Msps	16QAM		6.45Mbps
	8.6Msps	16QAM		4.3Mbps
	4.3Msps	QPSK	1/2	2.15Mbps
	2.15Msps	QPSK	1/2	1.075Mbps
	(2.15/2)Msps	QPSK	1/2	538kbps
	(2.15/4)Msps	QPSK	1/2	269kbps
	(2.15/8)Msps	QPSK	1/2	134kbps

### 3.2 システム検討

平成15年度の研究成果を以下に示す。

#### 3.2.1 システム設計

##### (1)要素技術の詳細検討

C/N0(搬送波対雑音電力密度比)の計測方法について、搭載機器を含めたの実現性の検討を行い、アップリンクはシンボルの振幅の平均値と分散を測定し、ダウンリンクは、既知パターンを用いて測定を行う方式とした。

### (2) データハンドリング系とのインタフェース

通信速度の変化とデータ処理系のインタフェースについて検討を行い、インタフェース信号の内容やフロー制御の方法についてトレードオフを行い、システム構成を検討した。

### (3) レンズ方式

これまで、QPSK変調のレンジングについては実行する手段が無かったが、S-Tune 独自の方式を検討することで、レンジング用の信号を追加しなくても、現状のTTCと同程度の計測精度を達成できる見込みが得られた。

### (4) サブシステム検討

トランスポンダ、データ処理機器、データバス方式、地上システムのシステム検討を行い、基本機能、構成を検討した。特に、データバス方式については、10Mbps程度のバス速度を目安として、現在主流の MIL-STD-1553B より高速化可能な方式を検討した。

### (5) 試作検討

試作回路の範囲、試作試験検証計画の検討を行い、試作の準備を行った。

## 3. 2. 2 通信システム解析

通信解析として、実衛星(ETS-7)の運用時のアップリンクの受信レベルを用いてシミュレーションを実施し、平均スループットが約1Mbpsであることを確認した。尚、ETS-7のアップリンク通信速度は1k bpsであるため、約100倍の速度向上を達成することがシミュレーション上でも確認でき、設計の妥当性を検証した。

## 4. まとめ

平成15年度は、システムの基本設計・解析を実施しシステムの有効性と実現性を検討した。検討の結果、今後試作等を適切に行えば、低リスク／コストでのシステム開発を実現可能な目処が得られた。

本技術は低コストで宇宙機ユーザのデータ伝送量を増加可能であり、これまで、衛星データ量の制約で伝送出来なかったデータの伝送を可能にする。これにより、軌道上での搭載機器のデータ評価精度を向上させ、現在JAXAが抱える緊急課題である信頼性向上に寄与できる技術である。さらに、本技術を確立した場合には、Sバンドでの高速通信、通信パラメータの動的制御によるロバスト性、QPSK変調におけるレンジング等、我が国独自の技術により、国際競争力を有した通信システムを構築可能である。

通信技術は携帯電話に代表されるように、我が国の得意とする分野である。また、技術の進歩が早く、周波数の資源も有限であり将来を見据えた技術開発が重要な分野である。一方、海外の宇宙機関は次世代の通信方式について積極的な研究を実施しており、CCSDS等の国際調整の場において自機関の開発した技術を国際標準とすべく積極的な調整を進めている。このような状況を鑑み、JAXAも宇宙機を制御・監視するための基幹技術である衛星通信技術の重要性を再度認識し、重点技術として研究開発を推進することが重要である。

以上

# データハンドリング(DH)技術の研究

Study of the Next Generation On-Board Data Handling (Network) System

総合技術研究本部 エレクトロニクス技術グループ

Institute of Space Technology and Aeronautics Spacecraft Electrical Engineering Group

高田 昇, 姉川 弘, 谷島 正信, 白倉 政志

N. Takata, H. Anegawa, M. Yajima, M. Shirakura

## Abstract

This paper shows the future target images of on-board DH(Data Handling) system, and shows some subjects should be considered from now on.

## 1. はじめに

データハンドリング(DH ; Data Handling) 技術の研究は、宇宙機搭載C & DH系のうち特にデータ処理系(DH系)の次世代技術に関する研究である。本報告では今年度(FY15)に実施した①「運用性重視」DHの概念検討、②次世代データバスの研究の成果をとりまとめた形で報告する。

## 2. 研究の概要

平成15年度はデータハンドリング技術の研究として以下の項目について検討を行った。

### (1) 「運用性重視」DHの概念検討

TT&C設計基準試案検討委員会の提言を契機として、今後DH系が目指すべき方向性について検討を実施したもので、TT&C設計基準試案検討委員会のメンバーを中心として、関係各メーカ専門家の意見の集約・合意を図る形でとりまとめた点を特長としている。

### (2) 次世代データバスの研究

次世代搭載型データバス(ネットワーク)の候補技術(USB, 1394, CAN, イーサネット等)について用途別の得失の整理等、今後の本格的な研究開発に備えてのいわばメニュー案作りを行う一方で、上記の運用性重視DHの成果を踏まえた今後実施すべき研究課題の抽出検討を行った。本報告では特にこの部分について、(1)項の検討成果に付け加える形で続けて述べることにする。

## 3. 成果の概要

### 3. 1 次世代DH(データハンドリング)システムが目指すべき方向

#### (1) 「運用性重視」とは(⇒実用化時代へ向けて「ユーザにとって使い易い&開発し易い」DHへ)

「運用」とは抽象的な言葉であるが、地球観測衛星を例にとると次のように表現できる。「①観測機器を使い、いつ、何を実施するかを決め、②それに対して観測機器をどのように操作すれば良いかが記載されている操作説明書(マニュアル)を読み、③マニュアル通りに地上局から遠隔操作する」ことである。すなわち、運用することは目的(ミッション)を実行することであり、「運用性重視」しないことはミッションを重視しないということと等価である。上記を宇宙機開発を行う上で作成している文書に表現すると、①はSOE(Sequence Of Event ; イベントを時系列に並べたもの)であり、②はSOOH(Spacecraft Orbital Operations Handbook ; 宇宙機、搭載機器の操作説明書)であり、③はSOP(Space



craft Operation Procedures; イベントに対応した操作を時系列に並べたもの)に相当する。それでは、なぜ「運用性重視」のC&DH系を今ごろ目指すことを宣言する必要があるのかというと、宇宙機開発の歴史が「運用性重視」できない環境を作ってきたからである。

宇宙機開発の当初は、搭載機器の開発自体が難しい状況であった。部品選定、耐環境性設計、信頼性設計など、どのように設計・製造・試験すれば良いのか試行錯誤で実施してきた（開発・評価時代と呼ぶ）。この時代の目的は、「搭載機器が取得したデータを地上で利用すること」よりも「搭載機器がデータを取得できるか」を重要視してきた。現在では、搭載機器を開発することが当たり前となり、目的は「搭載機器の軌道上評価」から「搭載機器が取得したデータを地上で利用すること」（実用化時代と呼ぶ）へ変わってきている。

すなわち、開発・評価時代は運用性を考慮した設計は行わない（主体ではない）が、実用化時代では運用性を考慮した設計が必要である（目的が運用であるので、運用を考えないと目的を達成できなくなるからである）。

## (2) CCSDS (宇宙データシステム諮問委員会) 勧告の採用とユーザ機器I/Fの簡素化

搭載機器が取得したデータを地上で利用する機関などをユーザと呼ぶ。ユーザは、地上においてはFig. 1に示すコンフィギュレーションでシステム成立性を確認し、機器は宇宙機に搭載されるのである。

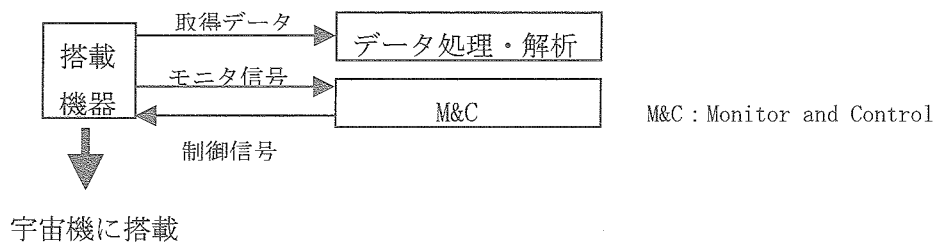


Fig. 1 ユーザシステム (user system)

ユーザが望むことは、搭載機器が宇宙機に搭載されてもFig. 1の系が変わらないことである。この概念を実現することを目的に、CCSDSが発足し、さまざまな勧告が発行され、委員会に所属している機関はこの勧告を遵守している。その結果、ユーザが開発した搭載機器は世界中の宇宙機に搭載される機会を持ち、ミッションの高度化、グローバル化が実現されてきている。JAXAにおいてもCCSDS勧告準拠の宇宙機（ETS-8, ALOS以降の宇宙機）が開発されてきており、地上局も新GN（グランドネットワーク）からCCSDS勧告準拠のシステムに生まれ変わろうとしている。宇宙機—地上局を含めたCCSDSの概念をFig. 2に示す。

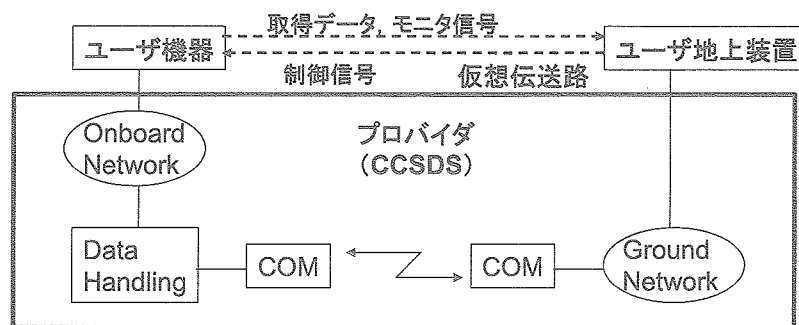


Fig. 2 CCSDSの概念 (Logical Data Path Data System Concept of CCSDS)

ユーザは、太線の四角で囲った通信システムを意識する必要は無く、かつ、他の宇宙機にも機器を搭載することになったとしても大きな変更がなく容易に実現可能であるということがわかる。

次にユーザが望むことは、ユーザが開発する搭載機器と宇宙機とのI/Fの簡素化である。CCSDS勧告に準拠したI/Fとすることにより、搭載機器にはCCSDS勧告対応の packets を生成／受信することが必要である。ユーザはCCSDS勧告対応の packets 生成／受信方法を理解することが求められるが、CCSDS勧告文書は packets 生成／受信方法のみ理解するための記載にはなっていないことから、ユーザには大きな負担になる。そこで、Fig. 3に示すように搭載機器と宇宙機との間に共通のI/F装置（CPU付きのボードレベル）を開発し、ユーザに提供することによって搭載機器には最低限の信号送受信プロトコルでI/Fする構成とすることが必要である。

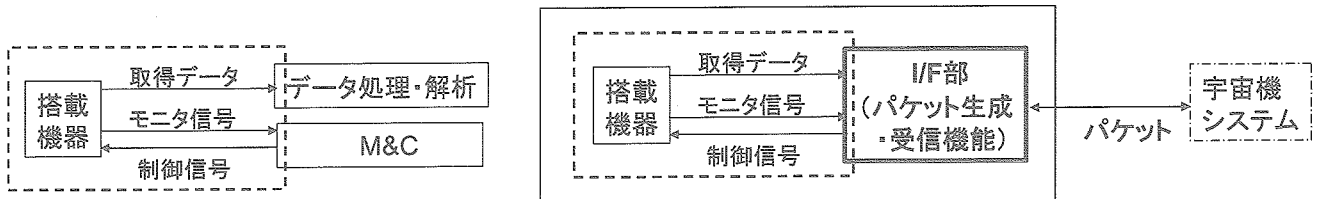


Fig. 3 搭載機器と宇宙機システム間の構成 (Monitor & Control concept of user equipment)

### (3) テレメトリ／コマンドの階層化

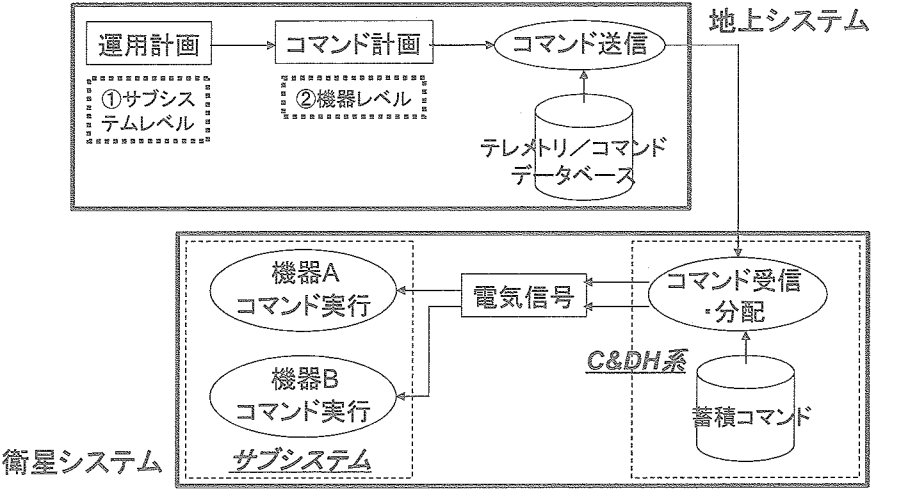
ユーザ機器を操作する際に、宇宙機システムのリソース(消費電力等)を変化させることが多々ある。そのため、Fig. 1のユーザ機器のM&Cは宇宙機システムの運用者が実施し、データ処理・解析をユーザが行う場合が多い。宇宙機システムの運用者は、S00Hにより宇宙機の操作内容を知り、SOPに基づき運用を行うことになるが、現状のテレメトリ／コマンドは機器のON/OFFから動作モードの変更というように多種多様に渡っており、全ての意味を知らなければ運用ができない状況である。しかし、家庭にあるテレビ、パソコンといったOA機器は最低限の機能／性能を知っているだけで何不自由なく操作することが可能であり、OA機器の各回路のON/OFF、動作モードを知っている必要は無い。

これを宇宙機で実現するために、テレメトリ／コマンドの階層化の概念が必要である。階層化の概念をTable-1に示す。階層化の対象は動作モード遷移（機器のON/OFFも含む）に関するものであるが、温度や電圧等の状態を示すテレメトリは重要度にも依るが今回は対象から外している。また、階層化の概念を理解するうえでこれまでのコマンド体系と階層化によるコマンド体系の比較をFig. 4に示す。

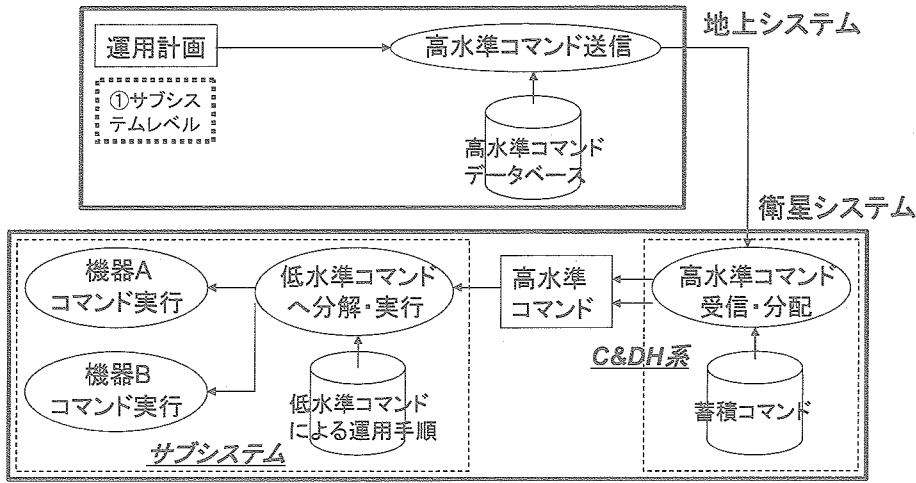
高水準コマンドとは、その操作が意図する目的に対応したコマンドのことであり、低水準コマンドとは高水準コマンドを実際に実行する際に実行される具体的な内部回路やソフトウェアに対する指令である。宇宙機システム運用者は、高水準コマンドの知識があれば良く、不具合が発生した場合には低水準コマンドの知識を有している機器開発者の支援があれば良いこととなる。機器開発者は低水準コマンドを用いて機器動作の確認を行うことから、低水準コマンドの知識を有していれば良い。宇宙機システムのシステム試験時には、試験担当者は基本的に高水準コマンドの知識を有していれば良いが、EMレベル及びPFMでもEMから改修された機能を有している場合には低水準コマンドの知識が必要になってくる可能性があるが、これまでのコマンド体系と比較して負担は大幅に減る。

Table-1 テレメトリ／コマンドの階層化の概念

階層	対象者	テレメトリ／コマンド内容
高水準	宇宙機システム運用者 システム試験担当者	サブシステムレベルの動作モード遷移
低水準	機器開発者	機器装置レベルの動作モード遷移



(a) これまでのコマンド体系



(b) 階層化によるコマンド体系

Fig. 4 これまでのコマンド体系と階層化によるコマンド体系の比較

コマンドの階層化によるメリットは次のとおりである。

- ・宇宙機システム運用者は、高水準コマンドの知識があれば運用できるため、負担の軽減と共に運用ミスを少なくできる。
- ・運用計画を立案してから、コマンド計画に変換する処理や変換後のコマンド計画が衛星コマンド実行能力を逸脱していないかを確認する処理（Fig. 4の②）が不要になり、計画を立てやすく即座に実行できる。
- ・地上システムから宇宙機システムへ送信されるコマンドの絶対数が減少し、周回衛星等の短いコマンド伝送可能時間でもより多くの計画を実行できる。



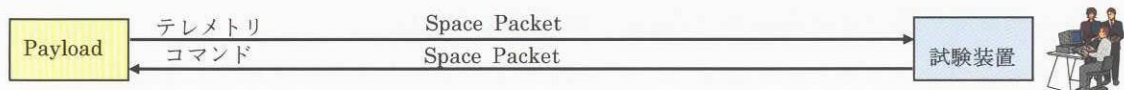
## (4) 開発のしやすさ&amp;再利用性 (⇒信頼性も向上)

標準 DH アーキテクチャとは、テレメトリ・コマンド伝送システム(DH システム)を、ユーザに対して“プロバイダ”にすることであると言える。

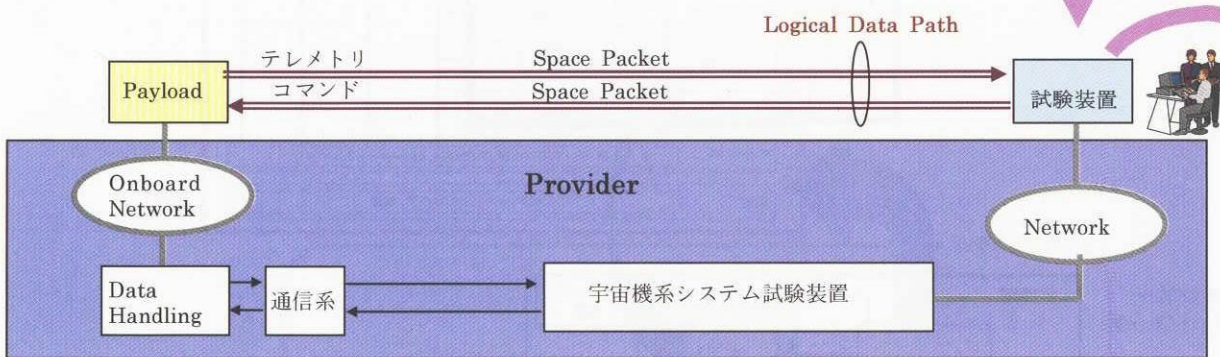
ユーザは標準 DH アーキテクチャ用に設計しておけば、ユーザシステム単体試験、宇宙機システム試験、Flight Operation とコンフィギュレーションが変化しても影響を受けなくなる。コンフィギュレーションの変化はプロバイダとなる DH システムが請け負う。

すなわち、Fig.5 に示すように、ユーザはユーザシステム単体試験、宇宙機システム試験において同一の試験装置の使用が可能(大きな改修無しで)であり、同一の試験手順書の使用が可能になる。

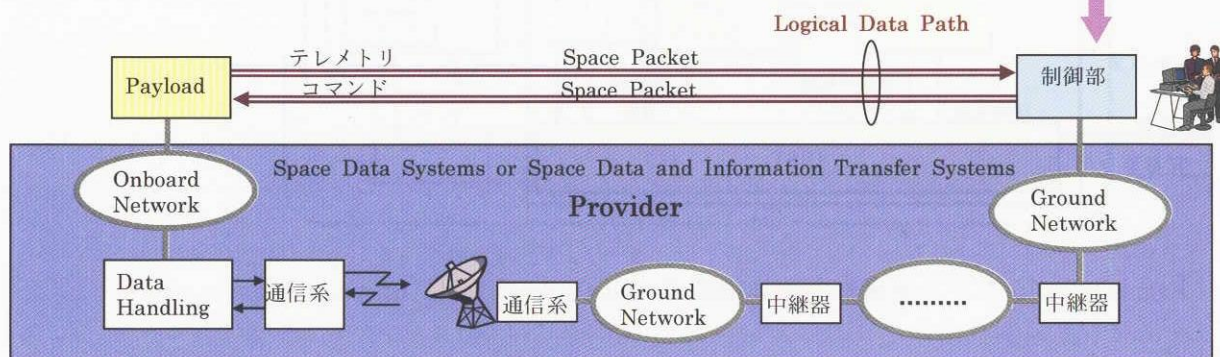
また、試験装置をそのまま又は改修して Flight Operation で使用することも可能となる。さらに、搭載する宇宙機が代わっても大きな改修無しで再利用が可能になる。



(a) ユーザ単体試験コンフィギュレーション例



(b) 宇宙機システム試験コンフィギュレーション例



(c) フライトコンフィギュレーション例

Fig.5 Space Link Protocol採用によるユーザシステムの再利用性の向上



### 3. 2 次世代DHの今後の研究課題

目指すべきDH実現のための研究課題を、やや羅列的にはなるが以下に挙げてみる。

- (1) データシステム・アーキテクチャ方向からの検討；地上～搭載ユーザ間のネットワーク階層モデルレベルの全体構造、I/F ポイント、全体システム設計検討、標準DHアーキテクチャ検討、等
- (2) ユーザ・インタフェース方向からの研究；ユーザにデータシステムの詳しい知識がなくとも煩わされずにインターネット感覚で使えるようなユーザフレンドリな I/F とするための研究、またテレメトリ／コマンドの階層化(例；高水準コマンド)は今後具体的な検討が必要で地上系との連携も必要。
- (3) ソフトウェアに関する研究；テレコマ伝送宇宙特殊要求に親和的なOSの検討、個別通信 S/W 等。
- (4) データバス伝送メディア（オンボードネットワーク）の研究開発

また、現状のDH系と理想とのギャップという観点から抽出してみると課題は次の通りである。

- ① システム構成やテレメトリ／コマンド設計に関する設計プロセスの見直し、
- ② サブシステム制御部の標準化／部品化 (Fig.6 に構成案を示す)、
- ③ IP (インターネットプロトコル) への対応、 ④ 分散オブジェクト技術の標準化／部品化、

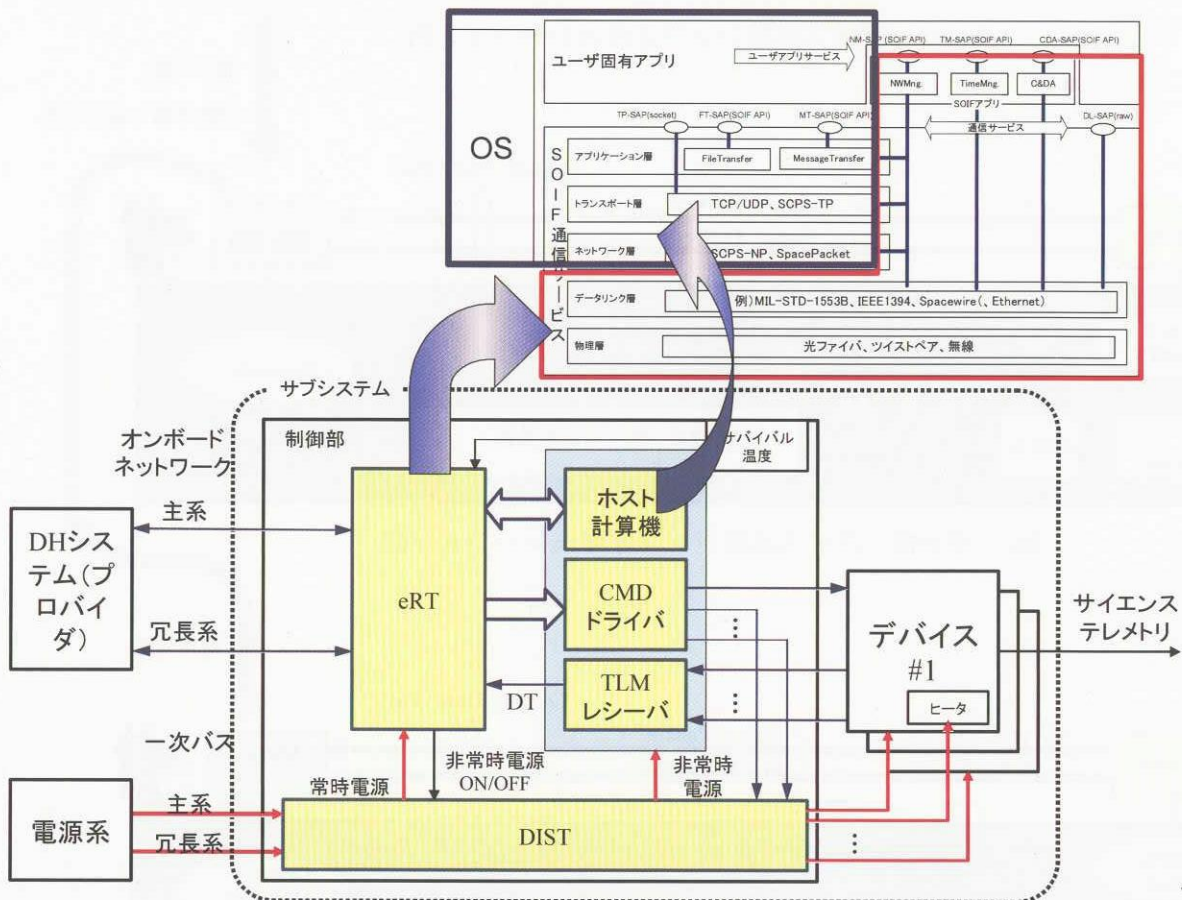


Fig.6 サブシステム制御部内部詳細構成 (DH Control Unit of user subsystem)

### 4. まとめ

現状の宇宙機設計の専門家でないと運用できないシステムでは民間 or 商業利用の本格実用は不可能であり、先ず JAXA で使い易く開発もし易いDH技術の開発・実証が必要である。これらは実績と信頼性の向上にも直結する。今年度は、そのようなDH系のアウトラインを描くことを試みた。

## 電力ハーネスの放電試験

### Discharging test of electric power harness

エレクトロニクス技術グループ (Expert Group for Electrical Engineering)

川北史朗、高橋真人、舩分宏晶、桑島三郎

Shirou Kawakita, Masato Takahashi, Hiroaki Kusawake, Saburo Kuwajima

#### Abstract

We have been researching the mechanism of electric power failure of a satellite. There are many reasons of loss of electric power of a satellite. We investigated the power loss due to the sustained arc between primary power cables. The heat though arc tracking between the hot and return cables by secondary arc discharge made them burn out. If the phenomenon were occurred in space, the satellite would suffer great damage.

#### 1. はじめに

近年、人工衛星の宇宙環境における帯電・放電が、衛星システムに多大な損傷を与える事故が多発している。JAXAにおいては、平成15年10月25日に環境観測技術衛星(ADEOS-II)が約3分間かけて発生電力が6kWから1kWまで低下する運用異常が発生した。この原因について検討した結果、放電による電力ハーネスの損傷が推定原因のひとつとして考えられている。そこで、電力ハーネスが放電によってどのようにして電氣的に短絡もしくは開放となるのか、そのメカニズムの検証試験を行った。

#### 2. 実験と結果

ADEOS-IIの電力ハーネスの放電による損傷メカニズムとして以下のことを想定している。

- ①日陰中、太陽電池パドルハーネスを覆い接地されていない熱制御フィルム(MLI)に、每周回帯電する。
- ②軌道上での、電子線被爆及び熱サイクル環境下で、熱応力により、太陽電池パドルハーネスの被覆に芯線に達する傷が発生する。
- ③ハーネス被覆が高温になったことにより、アウトガスが発生し、MLI内の真空度が低下し、帯電したMLIから傷つきハーネスにトリガ放電が発生する。解析により、軌道上でのハーネス温度は最高230℃に達していた可能性が示されている。
- ④トリガ放電により、ハーネスの素材がガス化し、放電プラズマが発生する。
- ⑤放電プラズマを経路として、傷つきハーネス間に単発的な放電が発生する。
- ⑥③～⑤を繰り返すことにより、被覆が一部炭化し、傷つきハーネス間に炭化導電路が形成され、



成長する。

⑦10月24日16時頃、オーロラ帯通過時に通常より2桁多い電子の流量がありMLIが帯電し、傷付きハーネスとの間でトリガ放電が起こり、ペルー沖に至るまでに、それまでに炭化導電路が形成されていた1組の傷付きハーネス間で持続放電に発展した。

⑧1組の傷付きハーネスが、持続放電に伴う発熱により熱損傷した。

⑨隣接ハーネスの被覆が熱損傷し、隣接ハーネス間で持続放電が発生した。

⑩⑧～⑨の繰り返しにより熱損傷がハーネス束全体(104本)に波及し、発生電力が約6kWから約1kWに低下した。

このシナリオにおいて、③から⑩の放電に係わる部分において検証試験を筑波宇宙センターの既存の設備を整備して行った。

はじめに傷のついて電力ハーネスが帯電したMLIとが関係するトリガー放電が発生し、それが持続放電に至って電氣的に短絡もしくは開放故障となるのか検証試験を行った。この結果、MLIを $-1000\sim-1700\text{V}$ 帯電させた状態にて、電力ハーネスとのトリガー放電を観測し、そこにこの放電がある程度続いた後に持続放電に至ることを確認した。この結果、電力ハーネスのホット・リターン間に一対の傷があれば、そこを発端として発熱が生じ、周りの電力ハーネスに影響を及ぼすことが確認された。試験後のサンプルの外観を図1に示す。このように、ハーネスの被覆はすべてガスとなって無くなっており芯線がむき出しになっている。

次に一対の電力ハーネスの持続放電によって、隣接する電力ハーネスに波及するかどうかの検証試験を行った。この結果、傷がついて一対の電力ハーネスの持続放電による発熱が隣接する9対の電力ケーブルに波及し、すべてのハーネスが電氣的に短絡もしくは開放状態になった。試験後のサンプルを図2に示す。また、波及するタイミングがADEOS-IIの運用異常時の発生電力が序々に低下した現象と定性的に一致していた。

### 3. まとめ

ADEOS-IIの運用異常の推定原因の一つである、電力ハーネスの放電損傷に関するメカニズムの検証試験を行った。この結果、一対の傷がある電力ハーネスが帯電したMLIと放電し持続放電になること、およびその放電による発熱が隣接する電力ハーネスに波及することを確認した。今後は、衛星開発の信頼性向上のため、放電による損傷が懸念される部材への試験を行う。



図1 持続放電後の電力ハーネス

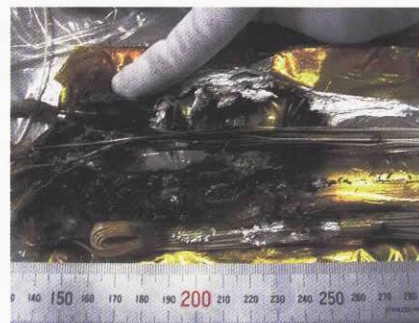


図2 波及試験後の電力ハーネス束

## リチウムイオン電池の研究 Research on Lithium-ion Cells for Space Applications

エレクトロニクス技術グループ  
Spacecraft Electrical Engineering Group

王 献明、曾根理嗣、山田知佐、内藤 均、桑島三郎  
Xianming Wang, Yoshitsugu Sone, Chisa Yamada, Hitoshi Naito, Saburo Kuwajima

### Abstract

To develop lithium-ion batteries for space applications, we are performing long-term evaluation on 10-100 Ah-class lithium-ion cells by simulating spacecraft's operation. So far, 23,000 cycles for LEO and 1,350 cycles for GEO satellite simulation testing have been completed. These results respectively correspond to about 4- and 15-year LEO and GEO satellite operations, indicating good applicability of lithium-ion cells as satellite power. The simulation testing of H-IIA transfer vehicle (HTV) operation disclosed that lithium-ion cells were applicable for this short-term mission even with a strict operation condition of high charge rate and high taper voltage. The commercial laminated lithium-ion polymer cells (0.65 Ah) exhibited good performance in both cycle-life testing and space-environment endurance.

### 1. はじめに

本研究は、人工衛星及び宇宙機の中で質量・容積面での影響が大きく、またそれらの寿命を左右する電力貯蔵用バッテリーについて、小型・軽量化、及び高信頼化を目指し、100 Wh/kg 以上のエネルギー密度を持つ大容量(10-100 Ah)リチウムイオン電池を調達し、人工衛星及び宇宙機への適応性評価試験を主にリアルタイムで実施する。また、民生で進むリチウムイオン電池の開発動向を着実に人工衛星及び宇宙機に反映し、ラミネート系薄型リチウムイオンポリマー電池(0.6 Ah 程度)を含む新規材料を用いたリチウムイオン電池の適用性評価を着手する。

H15 年度に、特にリチウムイオン電池のプロジェクトへの適用性・信頼性の確認、向上などに着目し、これまで実施しているリチウムイオン電池の適用性評価試験を継続すると共に、宇宙ステーション補給機(HTV, H-IIA Transfer Vehicle)の電源システム設計変更に伴う 100 Ah 級リチウムイオン電池の運用模擬試験および次世代周回衛星向けの寿命評価試験などを開始した。

### 2. 研究成果の概要

H15 年度に実施した試験項目は、衛星用リチウムイオン電池（民生用小型電池を含む）で 14、HTV 用リチウムイオン電池で 2 となっている。供試体のリチウムイオン電池は、正極に  $\text{LiCoO}_2$  と  $\text{LiMn}_2\text{O}_4$ 、負極に黒鉛系と非黒鉛系からの組み合わせになる。

#### 2. 1. リチウムイオン電池の人工衛星への適用性評価

周回軌道模擬寿命評価試験には、25%と 40%の二種類の放電深度(DOD)を用いる。100 Ah 級  $\text{LiCoO}_2$ /黒鉛系リチウムイオン電池は、25%DOD の条件下で、23,620 サイクル付近に 3.54 V 以上の放電末期電圧を維持している(Figure 1)。また、40%DOD の厳しい条件下でも、22,943 サイクルまで放電時電圧が下限電圧より高く、良好な評価データの蓄積が図られている。これらの評価データは軌道上でおよそ 4 年の衛星運用に相当する。50 Ah 級  $\text{LiCoO}_2$ /黒鉛系リチウムイオン電池は、極板の設計により、2 種類に分けられる。100 Ah 電池と同じ極板設計を持つ 50 Ah 級リチウムイオン電池については、次世代周回衛星への適用に向け、寿命評価を実施している。100 Ah 電池より薄い極板を持つ高率充放電対応の 50 Ah 級リチウムイオン電池は、同様な評価条件(40%DOD)を有する 100 Ah 電池に比べ、良好な寿命特性を示す。

静止軌道衛星模擬寿命評価には、2 種類の試験を実施している。一つは 80%の放電深度を用いる充放電サイクルのみを模擬した試験である。現在、100 Ah 級  $\text{LiCoO}_2$ /黒鉛系リチウムイオン電池は、約 15 年の衛星運用に相当する 1,350 サイクルを経過し、電池電圧が放電末期で約 3.1 V を維持している。も

う一つの静止衛星模擬試験としては、前出の 100 Ah 級  $\text{LiCoO}_2$ /黒鉛系リチウムイオン電池を用い、10 直列のバッテリーを組み立て、温度加速で静止軌道の日照期間とリアルタイムで食期間を模擬した評価試験を実施している。45 日のサイクル模擬試験に、DOD を 40%、60%、70%、60%、40% の 5 パターンに変化する。その後、バッテリーを 25°C にて 10 日間曝すことにより、軌道上で予定される 0°C にて半年下の放置を模擬する。現時点で、軌道上 6 年相当の 12 食シーズンを経過しているが、全日照期間中の自己放電は僅かであり、サイクル中の放電末期電圧も 70% の放電深度下で約 3.4 V を維持している (Figure 2)。これはリチウムイオン電池が静止衛星に対しても高い適用性を示す結果となっている。

## 2. 2. 宇宙ステーション補給機(HTV)の運用適合性評価

HTV は  $\text{LiCoO}_2$ /黒鉛系リチウムイオン電池を利用する予定である。このことから、100 Ah 電池と同じ極板設計を持つ 50 Ah 級リチウムイオン電池を用い、DOD を 40% にて一定とし、充電条件 (電流とテーパー電圧) のみを変化して、急速充電条件下でのリチウムイオン電池の適用性を確認した。この試験は 5,170 サイクルをもって終了し、HTV 運用期間を模擬した 300 サイクルの運用可能性、および厳しい運用条件下での速い劣化進行が示唆される結果となった。

このような成果を踏まえて、その後、新たに HTV の電源システムに選定された 100 Ah 級リチウムイオン電池の比較的高温 (35°C) 下での模擬試験を開始した (Figure 3)。ここで、最大で 120 A の充電電流を流し、かつ充電時テーパー電圧を 4.05 V まで上げ、二段放電 (最大 DOD : 44%) を含む模擬評価試験条件を用いた。1,200 サイクルを経過した現在、電池は 3.60 V 以上の放電末期電圧を維持し、HTV への適用性が確認された。

## 2. 3. 民生用ラミネート系薄型リチウムイオンポリマー電池の評価検討

民生では近年のモバイル機器の小型軽量化が進む中、薄型で高エネルギー密度を有するラミネート型リチウムイオン電池が活発に開発されている。宇宙機においても小型軽量の人工衛星開発が進む中、薄型電池に対する期待が高まっている。その一方で、宇宙機にラミネート系電池を使用する場合には、電池の寿命性能ばかりでなく宇宙特有の真空あるいは温度環境への耐性が重要となるため、これらの環境試験が必要となる。

そこで、H15 年度に、民生用ラミネート系薄型リチウムイオンポリマー電池 (0.65 Ah) を調達し、真空状態 (20 Pa) 下での低軌道模擬寿命評価試験 (40% DOD) を実施した。実際のマイクロ衛星への適用を想定し、アルミテープで電池を固定した。また、熱プレート の温度を 0-45°C に変化し、電池の最適な環境温度を確認した (Figure 4)。その結果、リチウムイオンポリマー電池は真空状態下でも安定な形態を保つ他、放電末期電圧が 10-30°C の最適な環境温度で安定に推移することが確認された。4,000 サイクルを経過した時点、放電末期電圧が尚 3.2 V 程度を維持している。これは軌道上でおよそ 9 ヶ月の衛星運用に相当し、ラミネート系薄型リチウムイオンポリマー電池の小型衛星への適用可能性を示唆するものであった。

また、このリチウムイオンポリマー電池をアルミテープで固定し、 $3.0 \times 10^{-6}$  Pa 程度の真空状態下での振動試験を実施した。その結果、リチウムイオンポリマー電池はピギー 2 号機の打ち上げ時の模擬振動条件に耐えることを確認した。

## 2. 4. 新規電池の試作、その他

H15 年度に、主に LEO 衛星向けの高率充放電対応設計およびプロジェクト支援を考慮し、4 種類の新規リチウムイオン電池を試作し、今後の評価試験に供する。

また、電池性能劣化の原因究明を図り、2 件の試験後電池の分解調査を実施した。

## 3. 今後の研究計画

リチウムイオン電池については、幾つかの人工衛星と宇宙機が適用を決めている。今後、このようなプロジェクトへの適用を念頭においたリチウムイオン電池の特性把握を進め、運用模擬評価による運用条件の適正化、EM の製作とバッテリー開発の支援、電池ケース安全弁の耐久性確認等が主な課題になる。

また、これまで継続している社内長期寿命評価を継続すると共に、H15 年度に新規試作した高率充放電対応のリチウムイオン電池のサイクル寿命評価及び  $\text{LiNi}_{1-x-y}\text{Co}_x\text{Al}_y\text{O}_2$  正極系電池の GEO 衛星向けの充電維持評価を着手する。



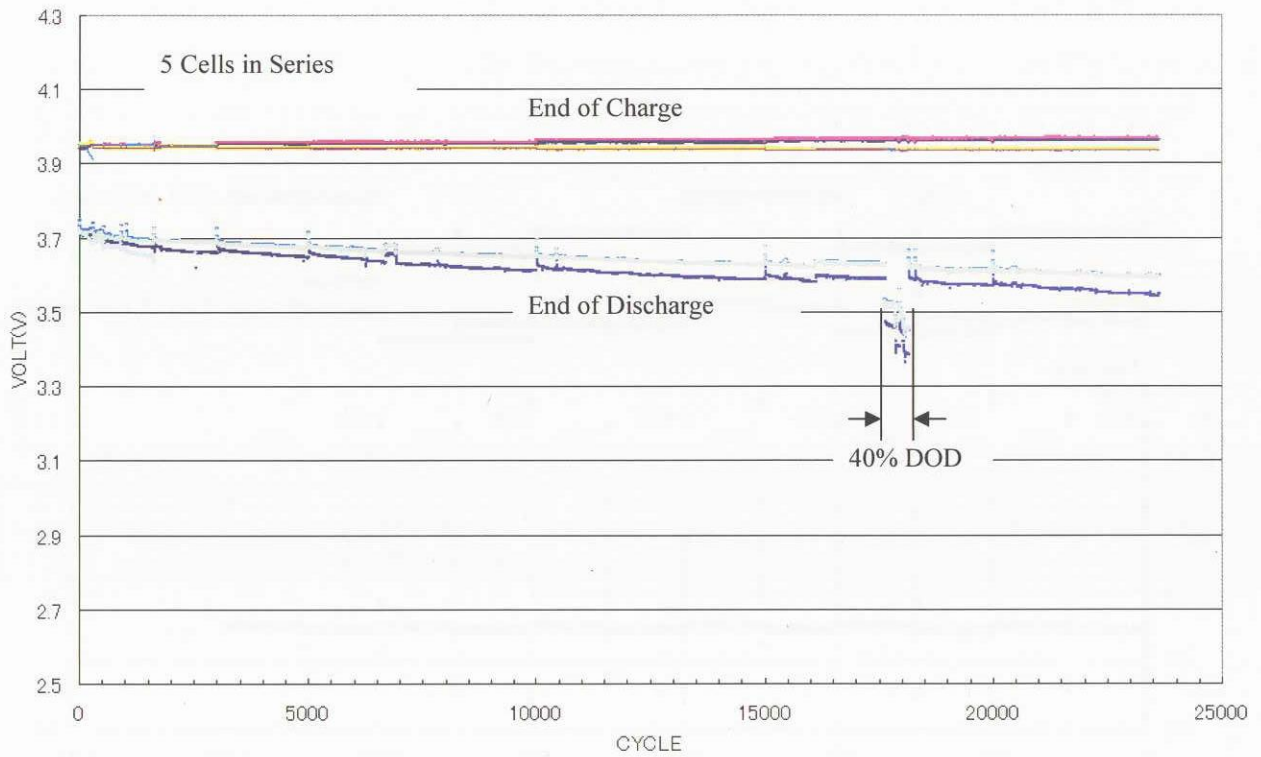


Figure 1. Voltage trend of 100 Ah-class LiCoO<sub>2</sub>/graphite lithium-ion cells simulated LEO operation (25% DOD).

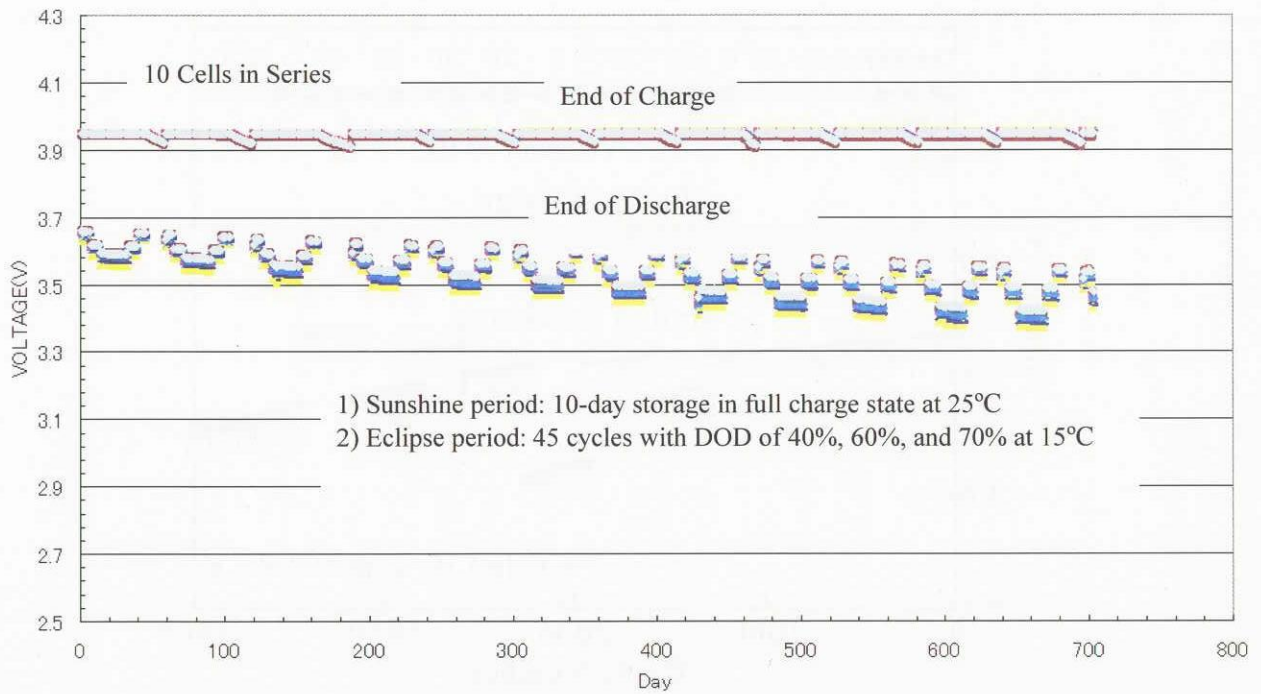


Figure 2. Voltage trend of a 100 Ah-class LiCoO<sub>2</sub>/graphite lithium-ion battery with 10 cells in series simulated GEO operation with a maximum DOD of 70%.

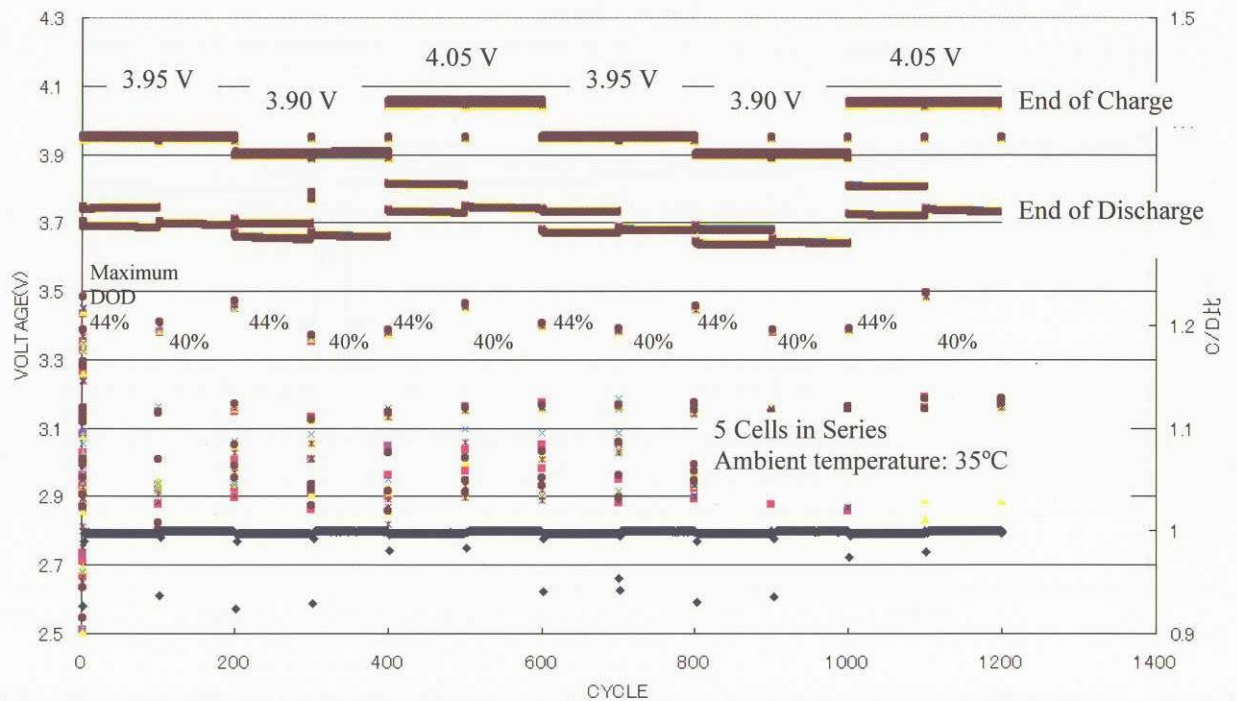


Figure 3. Voltage trend of 100 Ah-class LiCoO<sub>2</sub>/graphite lithium-ion cells simulated HTV operation

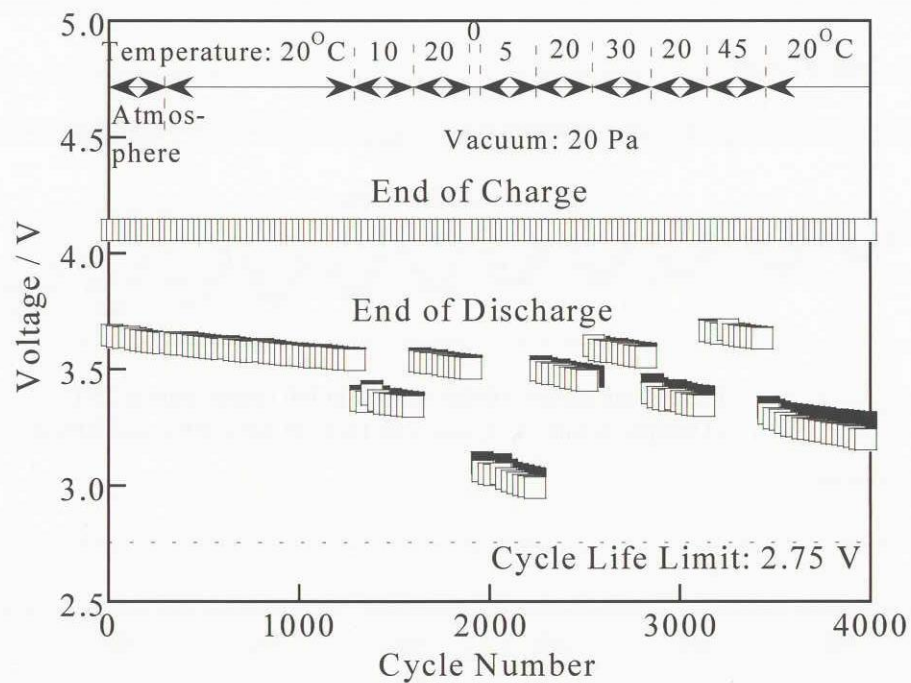


Figure 4. Voltage trend of laminated lithium-ion polymer cells (0.65 A) simulated LEO operation (40% DOD)

## 再生型燃料電池の研究 Fundamental study of Fuel Cells for Space Applications

エレクトロニクス技術グループ

Spacecraft Electrical Engineering Group,

内藤 均、上野三司、桑島三郎

Hitoshi Naito, Mitsushi Ueno and Saburo Kuwajima

宇宙探査工学研究系（宇宙科学研究本部）

Department of Spacecraft Engineering (ISAS)

曽根理嗣 Yoshitsugu Sone

### Abstract

The fuel cell(FC) for space applications has special system requirements, such as operational conditions and designs due to its isolated low gravitational and closed environment, which is much different from that for terrestrial use. Polymer electrolyte fuel cell (PEFC) system for space applications has been studying in our group and several subsystems and operating methods were developed such as the closed gas operation subsystem, the counter flow methodology of working gases, and gas/water separation subsystem using wicking material, which enabled the simplification of the FC system under such environment. We manufactured the 18 cell stack and assembled fuel cell system including the components mentioned above. It showed stable performance for 1,100 hours under various operational conditions.

These results could realize the simple and practical PEFC system for space application.

### 1 はじめに

燃料電池は活物質である水素／酸素を外部に貯蔵し、発電時に電池部に供給する装置であり、活物質を内部に貯蔵した一次電池や二次電池系に比べて高いエネルギー密度を有しており、特に大電力（Wh）を必要とする宇宙機の電源として必須となっている。加えて発電に伴い水が生成するという特徴から閉鎖環境における有人ミッションにおいて極めて有効な発電装置である。

エレクトロニクス技術グループでは宇宙ステーションなどのへの軌道上サービスや、将来の種々のミッションの宇宙機に向け、長時間に亘り電力供給が可能な発電装置として固体高分子形燃料電池の研究を進めている。宇宙機は軌道上において微小重力下（ $10^{-6} \sim 10^{-8}$  G）にあり、かつ閉鎖環境下にあるため、これらの宇宙環境に適応しえる燃料電池とすることが必要である。特に、セルスタック内で生成した水分を微小重力下で分離し、発電を中断することなく系外へ排出する技術、ロケットへの打ち上げ負荷を軽減するための軽量化やコンパクト化が必要である。

平成15年度において、これらの要件を勘案し独自の生成水の分離・排出方式を有し、かつ固体高分子形に固有な加湿を簡略化した方式の燃料電池について検討し、その有効性を検証したので報告する。



## 2. 研究概要

当グループでは燃料電池本体も研究対象と捉え、セパレータ材料や構造、セル材料、スタック設計などを種々変えて試験を実施し、宇宙用途により適した燃料電池の開発を進めてきた。また自主開発を進めることで、多様な試験を実施することが可能となり、宇宙用としての要件を迅速に把握することができた。Fig.1 に改良を経て製作した 18 セル積層スタック（出力 1kW 級）を示す。

このようなセルスタックを幾つか製作し、無加湿化、閉鎖環境下での連続運転試験等を実施し、各種諸条件における運転特性を評価した。



Fig.1 View of 18 cells-stack model of PEFC.

## 3. 成果概要

### 3. 1 固体高分子電解質膜への加湿の簡素化

固体高分子形燃料電池では反応を円滑に進めるのに固体高分子膜を含水状態に維持することが必須である。

地上用途の燃料電池では、酸化剤ガスとして空気を一般に使用する。空気の 79%は電池反応に不活性な窒素であることから、純酸素を使用する場合に比べ、セル電圧が低くなると共に水蒸気分圧が低下し高分子電解質膜の含水状態を維持することが困難となり、セル内部に乾燥状態がもたらされる。そのため、高分子電解質膜の乾燥を防止するため 少なくとも一方のガス供給系に加湿器を配置して運転することが一般的となっている。

一方、宇宙用途の燃料電池では貴重な反応ガスを高率利用がはかれるよう純水素、純酸素を用いることを前提としている。純酸素を酸化剤とすると酸素の下流側では水蒸気分圧が高くなり、かつ利用率を変えることで水蒸気分圧を制御することができる。我々は Fig. 2 に示すように水素と酸素の流れを互いに対向する方向に供給することで、酸素側で発生した生成水が高分子電解質膜を介して水素側に移動し、併せて水素側から酸素側への移動も生じ、セル内部の湿度を適度に保つことができることを見出した。Fig. 3 に示すように対向流化することで安定した高いセル性能が得られることがわかった。これに対し、ガス流れ方向を並行化した場合には負荷電流を大きくするとセル性能の著しい低下を示した。これは酸素の下流側近傍で水素側への生成水の拡散・移動が生ずるのみで高分子電解質膜の含水状態が全面に進展しなかったことに

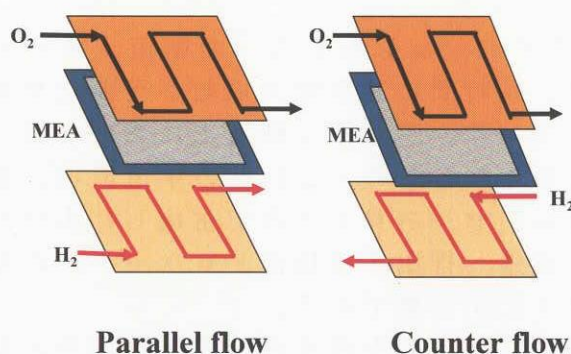


Fig.2 Concept of gas flow direction inside the fuel cell.

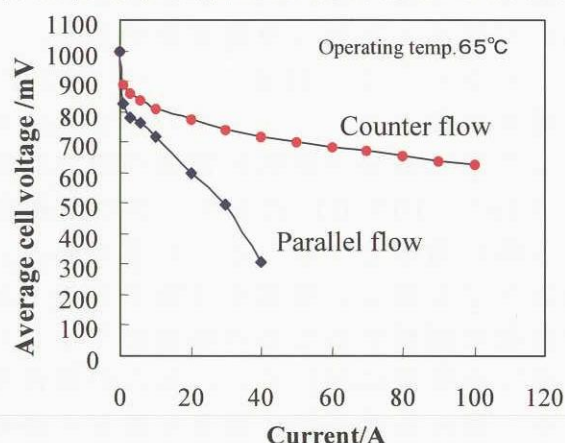


Fig.3 Difference of cell performance with changing gas flow direction



よるものである。

以上のように、セル内自己加湿による外部加湿器の不要化は燃料電池システムのコンパクト化、軽量化、およびシステム制御の簡素化に資するものと考えている。

### 3. 2 閉鎖・微小重力環境への適応

Fig.4 に示すように活物質として純水素および純酸素を使用し、かつガス排出口を閉塞してガス利用率の100%化を図った。しかし、酸素ラインは単なる閉塞では酸素極に生成水が蓄積・滞留しセル特性の急速な低下が生ずる。そこで酸素側生成水のセル内滞留を抑制するためにスタックの入口と出口を閉ループ化し、その間にガス循環器を設置して循環酸素の流れで生成水をスタック外へ搬出し、かつループ内に設けたコンデンサーで生成水を凝縮・回収することとした。加えて水素、酸素の流れを先に示したように対向流化し、かつ酸素の循環量を適宜選定することで、セル内部を適正な湿度環境に維持できるよう図った。

さらに発電状態を長時間維持するには閉ループ内のコンデンサーで凝縮した水分を微小重力下で酸素ガスと分離し、発電を中断することなく系外へ排出することが必要である。そこで Fig.5 に示すようにコンデンサーの後段に、吸水性の良好な材料(wick)を収納したシリンダ状の気液分離器(separator)を設けた。これにより発電の際に酸素循環を行ってセル内で発生した生成水を気液分離器で吸収・分離することができ、微小重力下において生成水を浮遊・散逸させることなく補足可能なことがわかった。また、気液分離器は2個並列に設け、各気液分離器端部に設けた搾りだし装置(ピストン)により順次蓄積した生成水を系外へ排出することができる。これにより燃料電池を閉鎖状態で安定に運転できることがわかった。

さらに発電状態を長時間維持するには閉ループ内のコンデンサーで凝縮した水分を微小重力下で酸素ガスと分離し、発電を中断することなく系外へ排出することが必要である。そこで Fig.5 に示すようにコンデンサーの後段に、吸水性の良好な材料(wick)を収納したシリンダ状の気液分離器(separator)を設けた。これにより発電の際に酸素循環を行ってセル内で発生した生成水を気液分離器で吸収・分離することができ、微小重力下において生成水を浮遊・散逸させることなく補足可能なことがわかった。また、気液分離器は2個並列に設け、各気液分離器端部に設けた搾りだし装置(ピストン)により順次蓄積した生成水を系外へ排出することができる。これにより燃料電池を閉鎖状態で安定に運転できることがわかった。

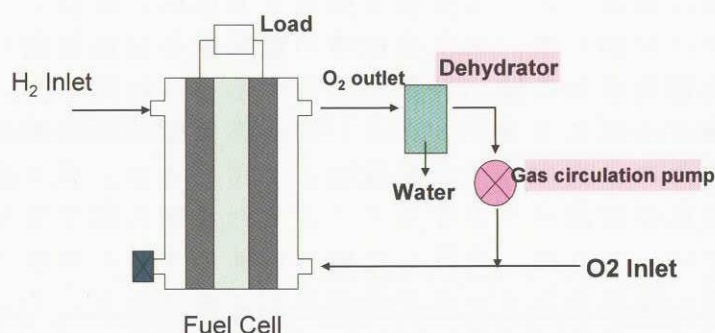


Fig.4 Concept design of the fuel cell system in a closed environment

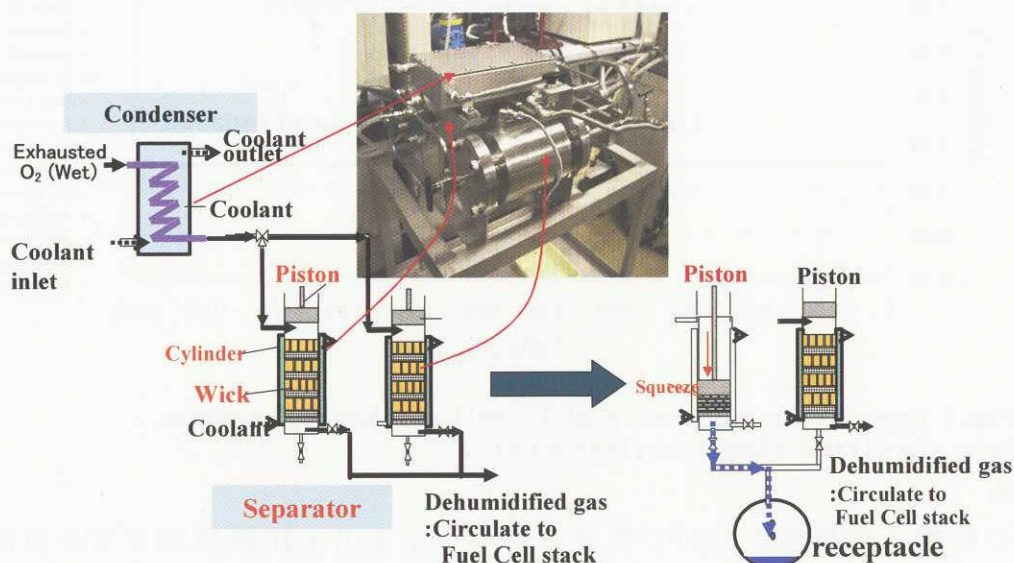


Fig.5 Schematic view of water-separation equipment for a fuel cell system in a closed environment.



### 3. 3 システム化による総合検証

これらの要素技術の成果を基に Fig.6 に示した BBM レベルの燃料電池システムを製作した。本システムでは燃料電池スタック、酸素循環ポンプ、コンデンサー、気水分離器、排出装置などの主要構成機器を有機的に連結し一つのラックに収納した。また発電時の電気量を自動計測し、一定の総電気量毎に排出装置が作動するように制御した。さらに試験セルは 18 スタックとした。燃料電池は高電圧化をはかるために複数のセルを積層して用いるが、ガス配流や冷却媒体の配流バラツキなどによりセル間の電圧変化が生じやすい。それ故、設計した燃料電池の良否の判断にはある程度の積層化スタックでの評価が必要である。そこで、積層効果の評価も可能で、かつ 1kW 以上の出力の取得も可能な 18 セルスタックを積層した (Fig.1 参照)。

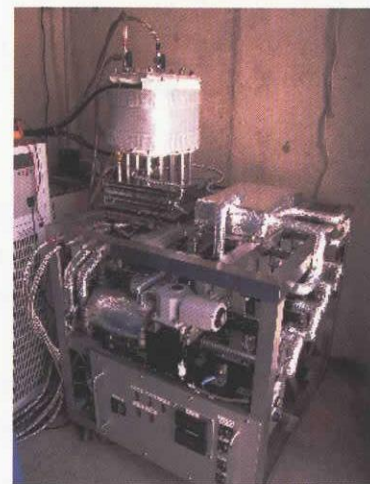


Fig.6 Photograph of fuel cell system with water-separation equipment.

Fig.7 に示すように定格電流 60A 負荷で連続試験を行い 1100 時間に亘って安定した運転特性が得られた。この間負荷変動試験、運転温度試験、ガス循環量変化などセル特性に及ぼす運転パラメータの影響についても評価した。スタック出力は 60A ( $0.37\text{cm}^2$ ) で 0.8kW、150A ( $0.93\text{cm}^2$ ) で 1.8kW が得られ所期の出力目標を達成すると共に、今後の大出力化の見通しが得られた。また 18 セルの電圧のバラツキは小さく、かつ 1100 時間の連続運転中においても安定していた。燃料電池の特性は電池本体のみならずガス循環系、生成水凝縮・分離・排出系、ガス配流、冷却系などの構成要素の特性を踏まえた総体的な特性である。本研究の良好な結果は各要素技術及びそれらのシステム化技術の妥当性を反映しているものと考えている。

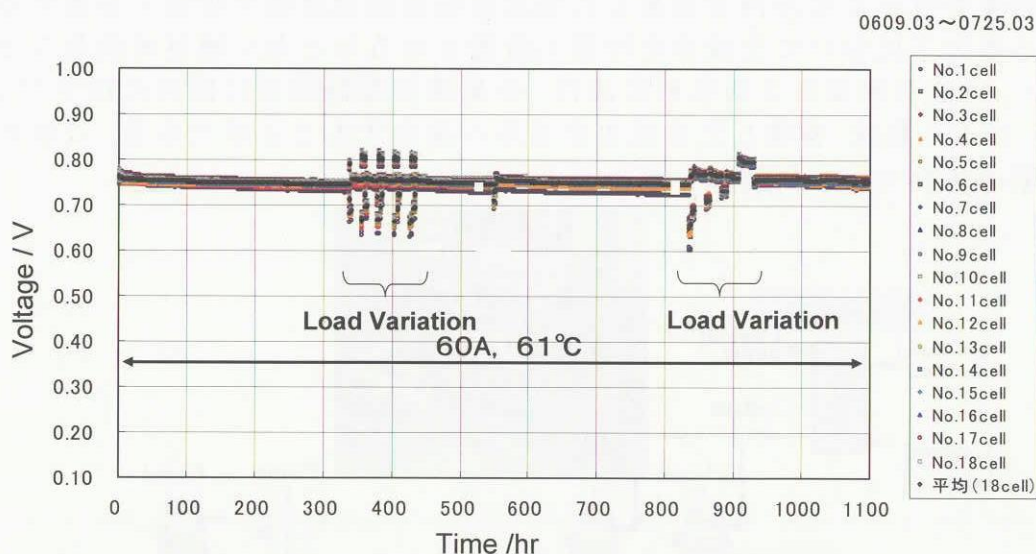


Fig.7 Continuous operation of 18-cell stacked FC system in a simulated closed environment.

### 4. まとめ

本研究の結果、宇宙機において想定される微小重力・閉鎖環境下で長時間 発電可能な燃料電池の基本設計指針が得られた。今後、実機搭載を目指した開発を進めたいと考えている。



## 重点研究テーマ

## 次世代型スタートラッカの研究

## The Development of Next Generation Star Tracker

システム誘導技術グループ(Expert Group for Guidance, Control, and Dynamics)

関口 毅 川井 洋志 浅野 貢 稲場 典康 鈴木 秀人

Takeshi Sekiguchi, Hiroshi Kawai, Mitsugu Asano, Noriyasu Inaba and Hideto Suzuki

## Abstract

JAXA has been developing Next Generation Star Tracker. Star Tracker (STT) is an attitude sensor, which consists of hood, lenses, CCD, and some electric circuits. In acquisition mode, images of the stars detected by CCD are compared with a star catalogue to determine its absolute orientation of a spacecraft without a-priori attitude information. STT can be more accurate attitude sensor than earth sensor plus sun sensor system.

Advanced Land Observation Satellite (ALOS) mounts STT of large size to fulfill its high attitude accuracy requirement. On the other hand, we have been developing an autonomous STT whose size, power and mass is smaller than ALOS/STT. It is named Next Generation Star Tracker.

## 1. はじめに

近年では、ミッションの高精度化/高機能化に伴い、宇宙機の姿勢センサとしてスタートラッカ (STT) に注目が集まっている。STT はカメラで恒星を撮像し、その画像から取り出した恒星パターンとセンサ自身がもつ恒星カタログを比較することで、慣性空間におけるカメラ視線軸周りの姿勢を検出する。従来から宇宙機の姿勢センサとして広く使われている地球センサや太陽センサと比較すると、STT は1台で3軸姿勢決定が可能であり、また、高精度な姿勢検出が可能な反面、アルゴリズム負荷が大きくシステムが複雑であるので開発要素が大きい。

旧 NASDA 衛星では環境観測技術衛星 (ADEOS-II)、陸域観測技術衛星 (ALOS) に STT が搭載されている。特に、ALOS に搭載する STT は厳しい指向決定精度を満足するために、厳しい温度コントロールが必要であり、大規模な構造になっている。そこで、次世代型 STT は高精度なミッションに対応できる精度を満足しつつ、なおかつ高機能・小型軽量化を目標とした汎用型 STT として開発を進めている。

## 2. 研究の概要

次世代型 STT の目標スペックを Table1 に示す。

Table 1 Specification of Star Tracker

恒星同定率	99.9%以上
位置検出精度	ランダム 3[arcsec]以下
静止時	バイアス 4[arcsec]以下
高精度姿勢決定モード(3 $\sigma$ )	
トラッキング可能恒星数	20 個
最大更新出力周期	10[Hz]
トラッキング可能姿勢レート	2[deg/s]
質量	フード無しで 3[kg]以下
消費電力	10[W]以下 (温度制御なし)

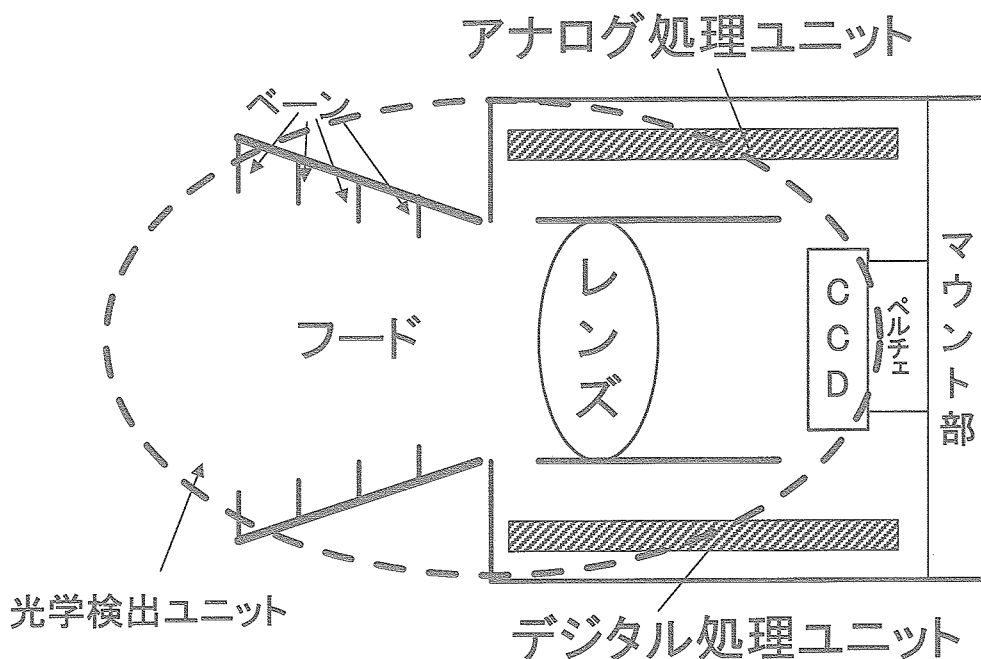


Figure 1 Hardware Configuration of Star Tracker

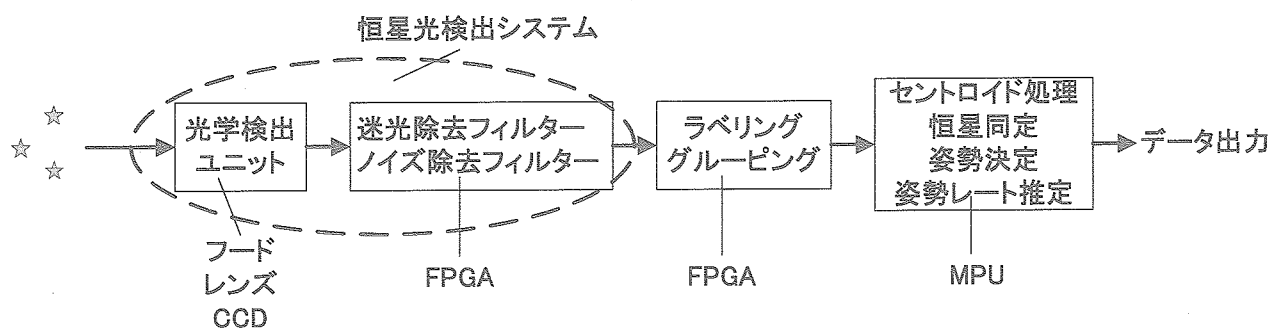


Figure 2 Star Tracker Data Flow

次世代型 STT は、アプリアリな姿勢情報なしで慣性空間における姿勢計測が可能であり、その恒星同定率は全天の任意の姿勢で 99.9% を目標としている。また、衛星が静止している状態での高精度姿勢決定モードにおいて、恒星位置検出精度はトータルで 5[arcsec] 以下であり、海外一般の STT と比較して十分な精度である。さらに、最大更新周期 10[Hz] は衛星のジャイロレス化をにらんだ設定を意味する。そして、今後の想定される高速マヌーバミッションに対応するため、2[deg/s] のトラッキング可能姿勢レートを目標としている。その他、軽量かつ低消費電力を狙って目標スペックをまとめた。これらのスペックを満足させる構成案を Figure 1 に示す。

衛星軌道から計測可能な可視光は恒星光だけでなく、さらに明るい光源として太陽光や、地球や衛星構体からの反射光などが存在する。それらの光が CCD へ照射されると撮像画像から恒星を抽出することが困難となり、姿勢計測不可能となる可能性がある。そこで、センサ正面にフードを取り付ける。フードは妨害光回避角以上から入ってくる光を、黒色処理したフード内部及びベーンで散乱・吸収させて減衰させることで、CCD への迷光を防ぐ役割をもつ。

CCD は入射された光量に応じてピクセルごとに電荷を発生する。CCD 素子のピクセル分解能より高い精度での恒星位置検出を行うため、レンズの焦点距離からずらした位置に CCD を設置し、デフォーカスさせてセントロイド計算で星像中心を求める。10[Hz] でのデータ更新のため早い読み出し速度が必要であり、また、S/N を改善するためペルチェ素子を使って CCD を冷却する。以上、フードとレンズと CCD を合わせて光学検出ユニットと呼ぶ。

Figure 2 に STT の計測フローを示す。CCD 撮像画像から得られたデータは、アナログ処理ユニットとデジタル処理ユニット内で姿勢計測処理が行われる。そのため、FPGA を利用して高速で迷光除去フィルター処理とノイズ除去フィルター処理を行い、恒星同定に必要な情報を取り出す。以上、光学検出ユニットからノイズ除去フィルターまでを恒星光検出システムと本稿では定義する。

恒星同定は、モード毎にアルゴリズムを切り替える。アприオリな姿勢情報がない時は、恒星離角などのパターンと STT 内部にもつ全天恒星カタログを比較するマッチング処理を行い、それ以降は、エリアを予測して同定するダイレクト・マッチング処理を高速で行う。センサからは姿勢値の他に姿勢レートも姿勢制御系（AOCS）へ出力する設計である。

本研究は平成 13 年度より開始している。平成 14 年度は、光学検出ユニットの解析/試作/評価を実施した。平成 15 年度は、それらの成果を踏まえて、恒星光検出システムの解析/試作/評価を中心として実施した。以下、本稿では STT の姿勢決定精度に大きく影響する恒星光検出システムの迷光/ノイズ除去性能について紹介する。

### 3 成果の概要

#### 3.1 恒星光検出システムの検討

軌道上において、STT が計測対象とするのは恒星光である。しかしながら、太陽光や地球、衛星構体からの反射光など、STT にとって外乱となる光は多い。それらを称して迷光と呼ぶ。また、STT の回路から発生する雑音なども存在し、STT の姿勢決定精度を悪化させる原因となる。迷光除去やノイズ除去は高精度な STT を実現するのに不可欠であり、我々はハードウェアとソフトウェアの両面から恒星光検出システムを検討した。

ハードウェアからみると、STT 光学系前面にとりつけたフードで迷光が CCD へ入射するのを防ぐ役割をもつ。そのため、フードの形状、ベーンの配置、表面塗装について設計/解析を実施し、その性能を評価した。ソフトウェアからみると、迷光を除去するために孤立ピクセル除去フィルター及び迷光を除去するためのフィルターを検討し、その性能を実機にて確認した。

#### 3.2 恒星光検出システム(光学検出ユニット)の評価

平成 14 年度において試作した光学検出ユニットの概容を述べる。ALOS/STT は CCD へ入射される迷光を十分に落とすため、大型の 2 段フードを採用している。それに対して、次世代型 STT では、フードは小型軽量を目指すため 1 段フードを採用する。フード内部は黒色処理により妨害光の減衰を行う。また、ベーンを適宜設置して妨害光が CCD へ直接照射されるのを防ぐ。鏡筒では、妨害光が CCD へ到達するのを防ぐため、解析をおこなって、形状の最適化を実施した。試作したフードとレンズの写真を Figure 3 と Figure 4 に示す。

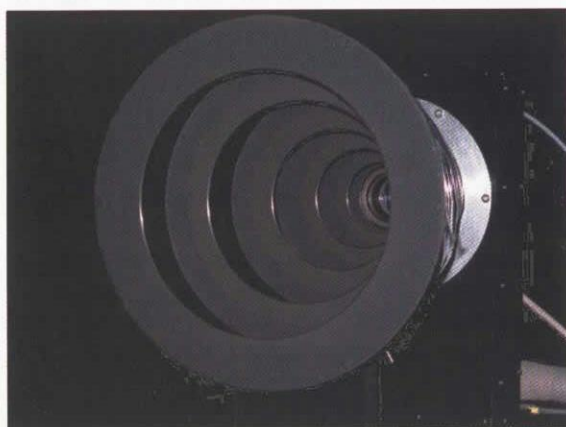


Figure 3 Small Hood



Figure 4 Lenses





Figure 5 Experimental Configuration of Stray Light

妥当性が確認できた。

平成 14 年度は、試作した光学検出ユニットの迷光特性を、CCD を使って評価した。それに対して、平成 15 年度は、迷光特性評価試験における検出素子として実績のあるフォトマルを用いて、フードとレンズの迷光特性を測定し、CCD を使った場合の結果の妥当性の確認を目的とした。試験コンフィギュレーションを Figure 5 に示す。暗室内に平行光光源とジンバル軸に乗った光学検出ユニットを設置する。入射角が 0[deg] における光源出力、ND フィルタの透過率を測定時間を基準として、ジンバル軸角度とフォトマルへの入射光の関係を測定した。

Figure 6 に測定した減衰率を示す。検出素子として CCD を用いた場合とフォトマルを用いた場合で数値的に良く似た結果が得られたことから、平成 14 年度に実施した検出素子として CCD を用いた迷光解析の

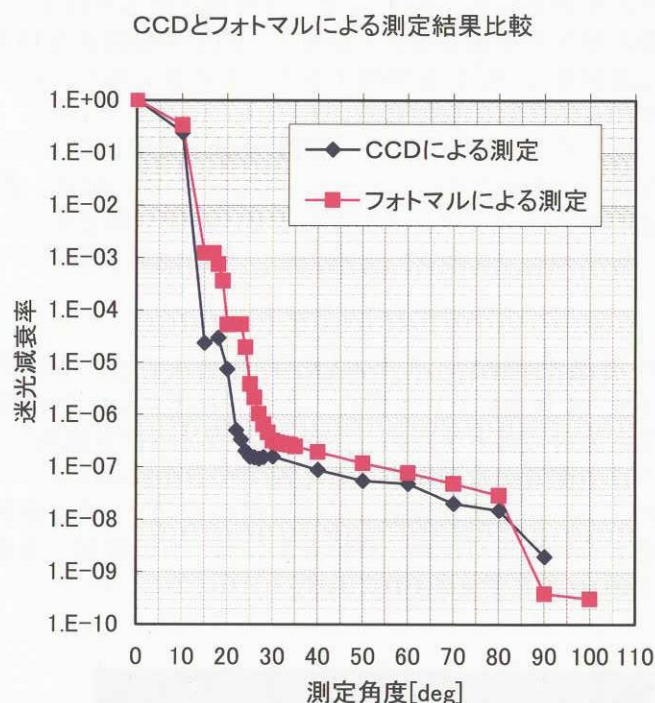


Figure 6 Stray Light Reduction Ratio

### 3.3 迷光除去フィルターとノイズ除去フィルターの検討/評価

光学検出ユニットでの撮像画像には、恒星光だけでなく、太陽光、地球や衛星構体からの反射光も入り込む。これらの迷光の影響をソフトウェアからいかにして低減化し、恒星光だけを取り出すようにするのが迷光除去フィルターの役割である。ここで注目するのは、恒星光が数ピクセル(<10[pix]程度)程度の狭い領域に広がる信号であり、つまりは空間的に高い周波数を持っているのに対し、迷光が CCD 画素全体になだらかに広がる信号であり、つまりは空間的に低い周波数が主となる違いを利用する。そこで、光学検出ユニットから得られた撮像画像を、設定したローパスフィルターを通し、得られた結果を迷光レベルと見なす。そして、画素ごとに検出光量と迷光レベルの差をもって恒星光と見なすのであ



る。

ノイズ除去フィルターとしては、孤立ピクセル除去フィルターを適用する。これは、恒星光が数ピクセルの領域をもつ信号となるのに対して、回路雑音などによる信号が、高々1～2ピクセルの領域をもつ信号になることを利用している。つまり、迷光除去フィルターを通した画像から、2ピクセル以下の連結をもつ信号をノイズと見なして除去するのである。

平成15年度はFPGAに迷光除去フィルターとノイズ除去フィルターを組み込み、模擬撮像画像に対してフィルターの性能を確認する試験を実施した。Figure 7に実験システムを示す。



Figure 7 Experimental Configuration of Stray Light Reduction Filter

また、試験結果をFigure 8Figure 9に示す。Figure 8は下から太陽光が入り込んだ画像を模擬している。この画像に対して、迷光除去フィルターをかけた結果、Figure 9のように迷光の影響を取り除くことができ、恒星光を抽出することができたことが分かる。

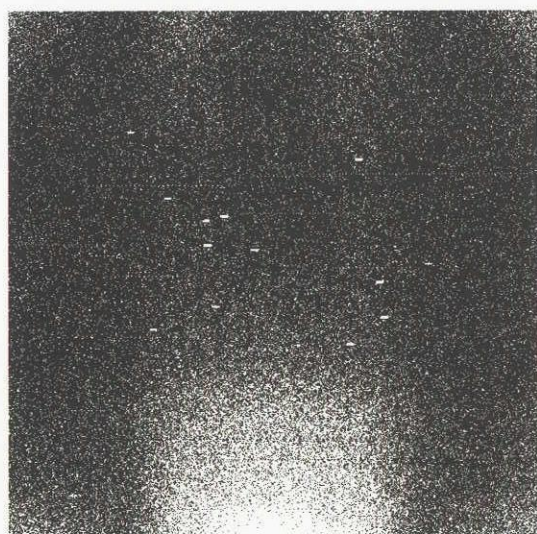


Figure 8 Noisy Image



Figure 9 Star Lights Image

#### 4. まとめ

平成 15 年度に実施した作業項目のうち、恒星光検出システムに係る部分について記述した。その結果、ハードウェアからもソフトウェアからも迷光除去が機能していることが分かった。

平成 16～17 年にかけて、CCD 及び MPU の電気回路部を製作し、STT として機能する BBM を製作し、その性能を評価する予定である。

#### 参考文献

- [1] 川井洋志 他，次世代型スタートラッカのシステム開発，第 46 回宇宙科学技術連合講演会，2002 年
- [2] 高安星子 他，次世代型スタートラッカの自律化，第 47 回宇宙科学技術連合講演会，2003 年



## 高性能姿勢制御システムの研究

## Study of High Performance Satellite Attitude Control System

## 高精度ファイバージャイロ IRU の研究

## Study of High Performance Fiber Optic Gyro Inertial Reference Unit

システム誘導技術 G

鈴木秀人、兒子健一郎、川井洋志

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

Hideto SUZUKI, Kenichiro NIGO, Hiroshi KAWAI

## Abstract

Aiming for the application to the future spacecraft attitude control system, we are studying the high performance Fiber Optic Gyro Inertial Reference Unit (FOG-IRU). To fulfill the requirements of low noise, stable bias and stable scale factor, we adopt the high power Fiber Light Source, a long fiber coil (several kilo-meters) and the digital serrodyne closed loop configuration. This paper outlines the result of our FOG-IRU development during FY15 such as improvement of 1<sup>st</sup> FOG experimental model, radiation test of high power light source, design and manufacturing of 2<sup>nd</sup> FOG experimental models, implementation of light source noise compensation circuit and component system design of FOG-IRU.

## 1. はじめに

本研究の目標は、従来よりも高精度の FOG(Fiber Optical Gyro : ファイバージャイロ<sup>1)</sup>)による衛星搭載用 IRU(Inertial Reference Unit : 慣性基準装置)を開発することである。ファイバージャイロは光学式ジャイロのひとつであり、機械式の衛星搭載用ジャイロ(例えば、TDG : Tuned Dry Gyro、FRIG : Floated Rate Integrating Gyro)に比べて、可動部が無く原理的に高信頼性を有し、無擾乱振動、広ダイナミックレンジ、瞬時起動可能などの有利な性質を持つ。宇宙適用例もある<sup>2)</sup>が、精度が現時点では機械式のものに及んでいない。そこで本研究では高精度化を指向している。

具体的な目標仕様をTable 1に挙げる。将来の観測衛星などの高精度姿勢決定要求を考慮して設定した。特に Random Walk とは角速度計測値に含まれるランダムノイズ成分の大きさを表す指標であり、姿勢決定精度を左右するもので、小さいことが望ましい。IRU と恒星センサからなる標準的な姿勢決定系構成において、ランダムノイズ 1arcsec( $1\sigma$ )の恒星センサの信号をフィルタ処理して 0.1arcsec( $1\sigma$ )の姿勢決定精度を達成できることを目標に、高精度 FOG-IRU の Random Walk の値を設定した。

Table 1 : Target Specifications of High Performance Fiber Optic Gyro Inertial Reference Unit

項目	性能
Random Walk (Angular)	0.0005 [deg/ $\sqrt{h}$ ] ( $1\sigma$ )
Bias Stability (Short Term)	0.002 [deg/h] ( $1\sigma$ )
Scale Factor Stability	10 [ppm] ( $1\sigma$ )
Maximum Range Rate	10 [deg/s]
Life Time in Orbit	5 [years] (LEO) (immediate specification)
Mass (of an IRU)	Should be less, but not specified explicitly in this study.
Electric Power (of an IRU)	Should be smaller, but not specified explicitly in this study.

複数年にわたり計画されている本研究の主な実施内容を以下に列挙する。

- 1) 高精度化を具現するジャイロに関する技術要素を取り込んでハードウェア化すること
- 2) IRU コンポーネント全体としての成立性の検討
- 3) 試作品等の設計・製作・試験・データ評価
- 4) 実験機器として軌道上実証するのに適切な EFM(Engineering Flight Model)の設計・製作

FOG-IRU の原理等は割愛する<sup>[1]</sup>。本件旧での高精度化等を具現するための技術要素を以下に挙げる。

- 1) EDF 光源：高出力光源のため S/N 比が向上し、Random Walk 低減。耐放射線性向上。
- 2) シングルモードの長ファイバー：測定原理式に基づく感度向上。通信用で安価で入手容易。
- 3) オクタポール巻き：ファイバの物理的・光学的特性の偏在を打ち消して、バイアス安定性を確保。
- 4) RIN 補正回路：光源ノイズを低減し、Random Walk 低減。
- 5) デジタルゼロダイン方式：左右両周り光の位相差を補償する位相変調を行う帰還により、良好なスケールファクタ特性、広ダイナミックレンジ確保。
- 6) 光 IC、ツイндеポラライザー：消光比 60[dB]以上の偏光素子の特性を生かし、偏波面保存ファイバである必要を無くし、安価で入手容易に。

FY13 より研究を開始し、東京大学の保立和夫教授(宇宙科学研究所でロケット用 FOG-IRU(Fiber Optic Gyro Inertial Reference Unit)を開発)に客員として助言を頂きつつ、宇宙科学研究所の二宮敬虔教授、橋本達明助教授、戸田知朗助手らと共同で開発を進めている(研究開始当初、3 機関連携研究として。JAXA 設立後は機構内共同で実施)。本稿では一連の研究開発のうち FY15 の成果について述べる。

## 2. 研究の概要

FY15 に実施した研究項目を以下に挙げる。

- 1) 部分試作モデル(FY14 製作)の改善設計  
今回開発する FOG-IRU の技術的特長をハードウェアで実現するために、FY14 に部分試作モデルを作成した。FY15 では、この特性を取得し、誤差要因の把握に努め、設計改善を行った。
- 2) FOG EM 検討モデル(4 式)の設計と製作  
部分試作モデルで把握された特性を反映して、さらにひとつフェーズを進めた研究モデルを 4 式設計・製作し、個体差の傾向を確認し、4 式の FOG から 1 式の IRU を構成する検討に使用する。光源やファイバに関する誤差要因を考慮して、Random Walk、Bias Stability(Short Term)の目標達成のための解析を行い、FOG の基本パラメタであるサニャック係数を決定した。また、構造・回路・光学要素について設計を行った。
- 3) RIN(Relative Intensity Noise：相対強度雑音)補正回路設計製作評価  
光源のノイズ(RIN)はランダムウォークの主要原因となりえるが、これを低減する方式として採用した、アクティブ方式(RIN モニタ・光源駆動電流フィードバック)に必要な補正回路を製作した。
- 4) 耐放射線試験  
ファイバコイルの耐放射線試験照射サンプル 3 式を製作した。EDF 光源の耐放射線試験照射サンプルの製作 3 式を製作し、試験・結果考察を行った。
- 5) 高精度 FOG-IRU システム検討  
FOG 配置(3 軸、4 軸 Skew)と質量・電力・信頼度予測、バックアップ光源の構成、耐放射線部品の抽出を行った。



### 3. 成果の概要

2節の項目に対応してFY15 成果を述べる。

#### 1) 部分試作モデル(FY14 製作)の改善設計

FY14 のデータ評価では部分試作モデルで、Random Walk  $0.0016[\text{deg}/\sqrt{\text{h}}]$  ( $1\sigma$ ) が計測されており、目標仕様の  $0.0005[\text{deg}/\sqrt{\text{h}}]$  ( $1\sigma$ ) に及ばないこと判明している。そこで以下の2点の改善を施した。

i) パルス分割回路の高分解能化：デジタルセロダイン方式の階段状ランプ波形ジェネレータのアップデ

ートクロックを 64 倍にして、パルスウェイト  $3.87[\text{arcsec}/\text{pulse}]$  を  $1/64$  倍にして高分解能化した。

ii) オーバーサンプリング回路：A/D 変換クロックによるサンプリングは、デジタルセロダイン方式による位相変調の半周期毎に 8 回であったところを、同半周期毎に過渡応答中を除く間に 12 回に変更して、Random Walk の低減を可能にした。

また、温度降下時にのみ過大 Random Walk の発生(Fig.2 中段)が確認されており(温度一定時：Fig.2 上段)、要因分析系統図を用いて原因特定が試行錯誤された。具体的には、デジタルセロダイン方式に必須のファイバー光の位相変調(Fig.3)のためのフィードバックループをオープンにしたり、FOG 出力の周波数解析を行ったりした。特に、部分試作モデルであるため、余長部(デボラライザ部を含む)は余裕を持たせて固定フリーになっていたが、これをファイバーと一緒に

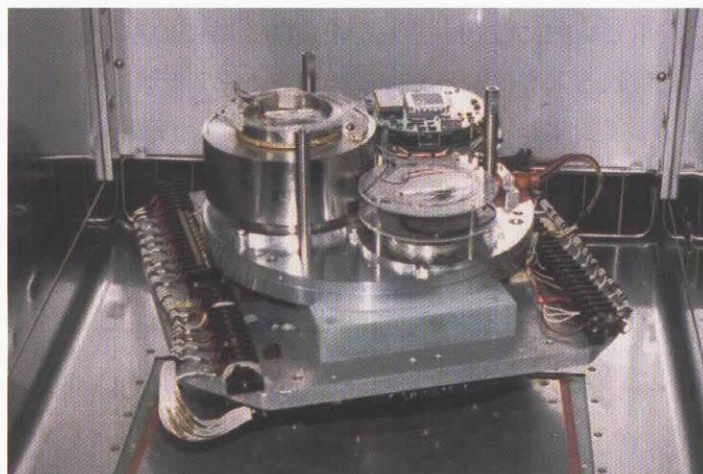


Fig.1 : 1st Experimental Model(部分試作モデル)

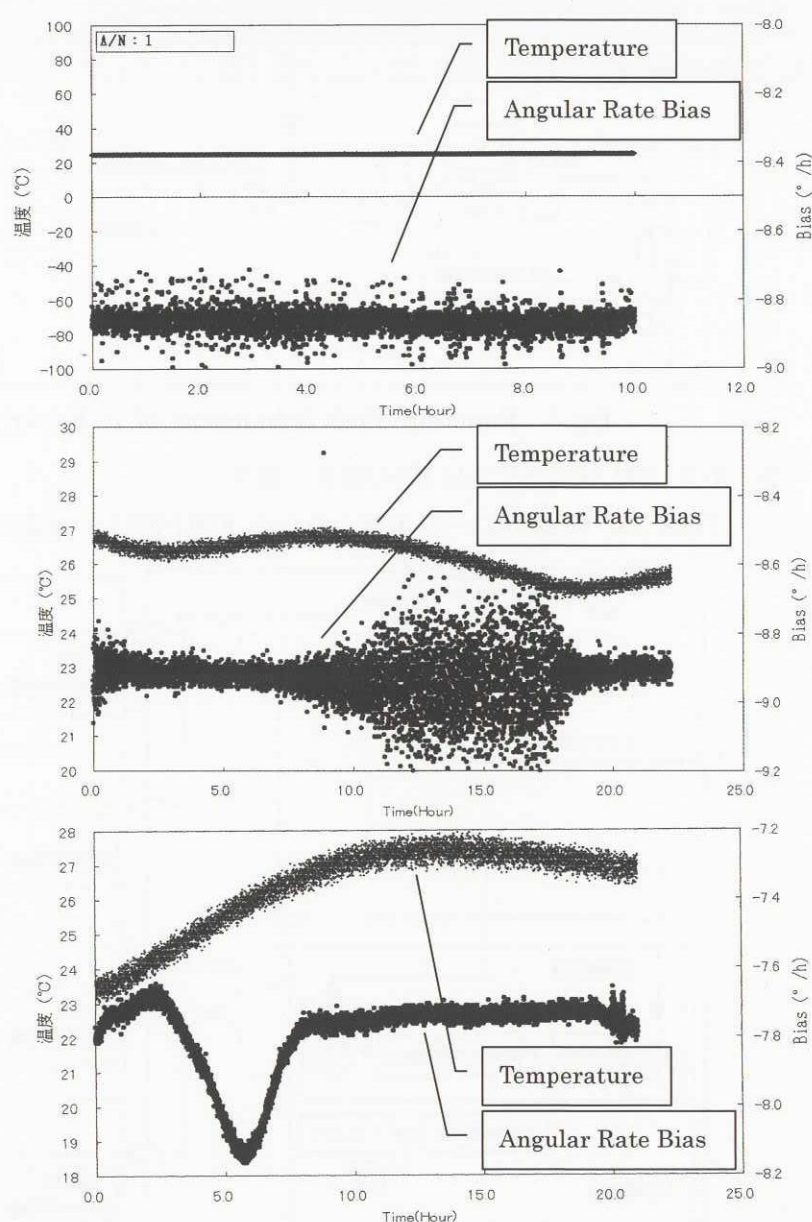


Fig.2 : Random Walk and Bias Stability Anomaly due to Temperature Dependency



ボビン内に収納すると、温度降下時にのみの過大 Random Walk が現れなくなり、バイアス変動が現れるようになった。このことから、デポラライザ・ファイバの光学的特性変動が収納状態に付随して変化していることが予想される。性能安定に直結する不都合な現象なので、FY16 以降に原因解明を継続する。

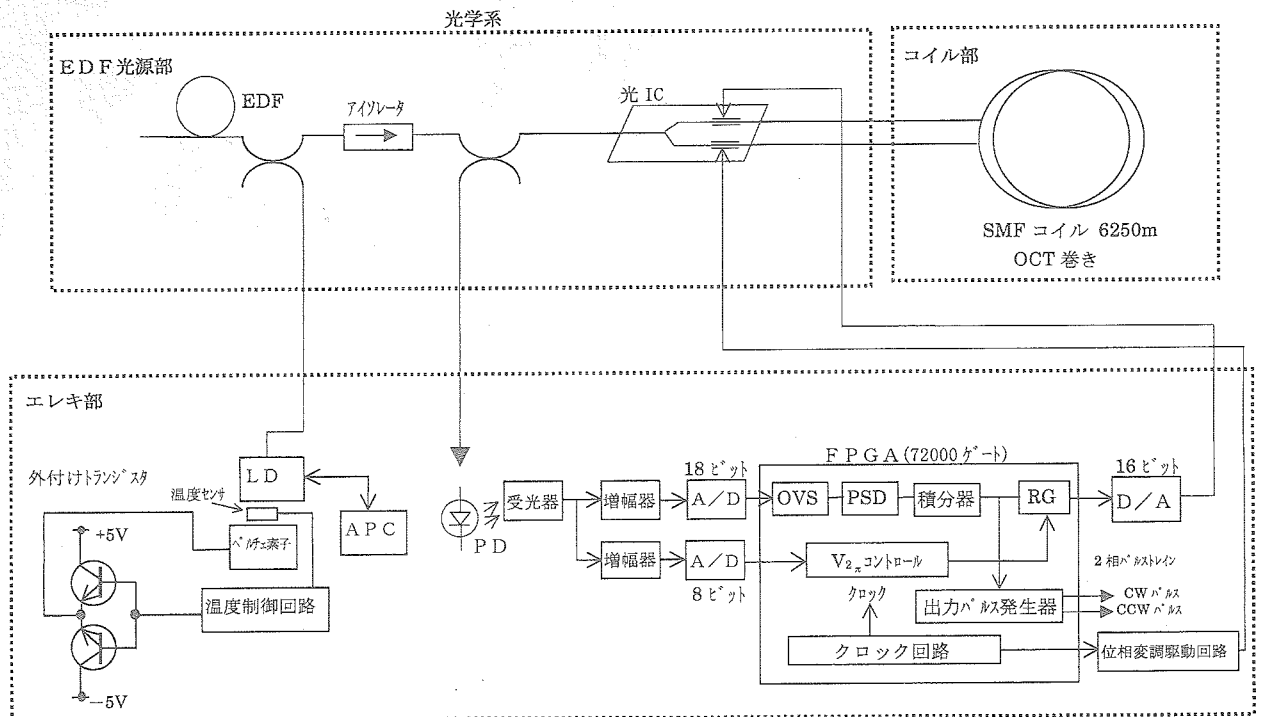


Fig.3 : Function Block Schematics of 1<sup>st</sup> Experimental Model(部分試作モデル)

## 2) FOG EM 検討モデル(4 式)の設計と製作

Fig.4 に、想定している 4 軸からなる FOG-IRU の機能ブロック図を示す。4 軸構成の是非は、5)

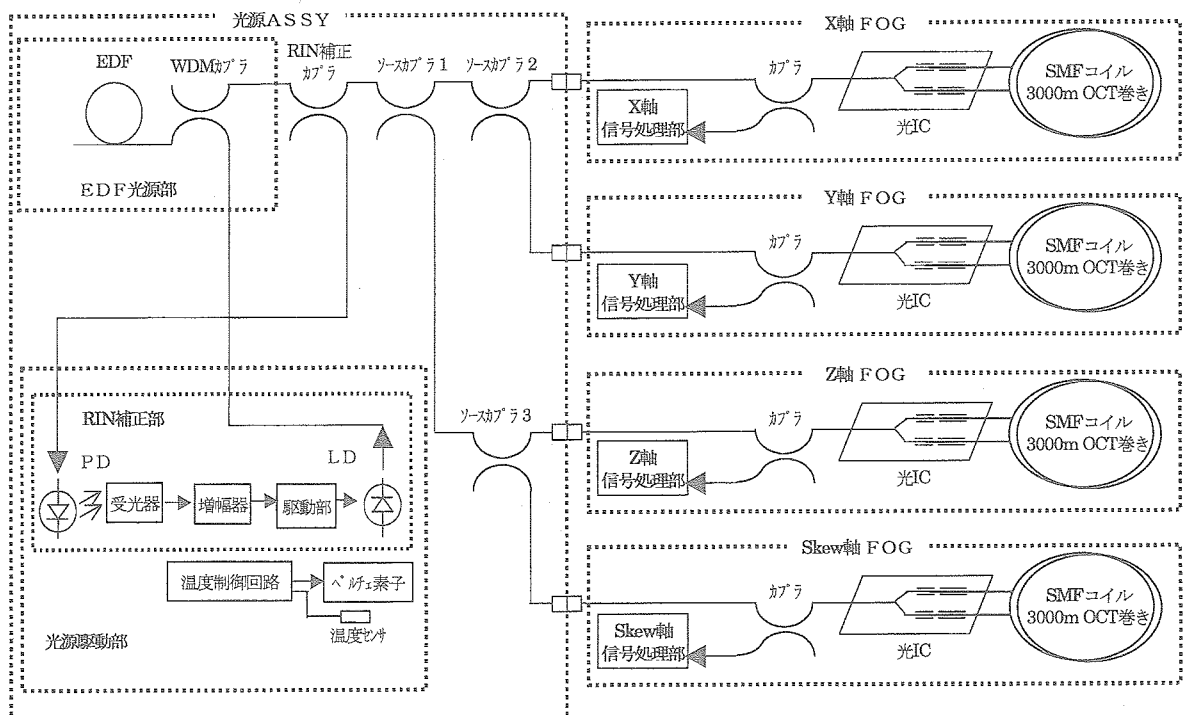


Fig.4 : Function Block Schematics of 2<sup>nd</sup> Experimental Model(EM 検討モデル)

項で示す。EM 検討モデルでは、性能に余裕を持たせるために Random Walk  $0.00022[\text{deg}/\sqrt{\text{h}}]$  ( $1\sigma$ ) を目標として、RIN が  $-130[\text{dB}]$  であることを前提( 3)項参照)に、パラメタ配分を行った。その結果を Table 2 に示す。また、製作した EM 検討モデルの外観を Fig.5 に示す。

Table 2 : 2<sup>nd</sup> Experimental Model Design Parameter(EM 検討モデル)

ファイバ長	3000[m]	サニャック係数	5.02[s]
ボビン高さ	25[mm]	パルスウェイト	0.0666[arcsec/pulse]
コイル段数	88	消費電力	27.5[W]
コイル半径	60[mm]		6.1[W](光源駆動部)+4×5.35[W](信号処理部)

### 3) RIN 補正回路設計製作評価

本研究で採用予定のアクティブ式の RIN 補正回路で、回路パラメタを複数のうちから最適な組み合わせに設定して、RIN を測定した結果を Fig.6 に示す。ジャイロの変調周波数  $17[\text{kHz}]$  付近で当初見込みの  $-125[\text{dB}]$  よりも良好な  $-130[\text{dB}]$  が試験から確認された。

### 4) 耐放射線試験

EDF 光源の FOG への適用は過去に例がないので、耐放射線性は十分に評価されていない。システム設計を行ううえで、また未知の開発要素の有無を洗い出すために試験を実施した。照射条件は  $0.1[\text{krad/hr}] \times 20[\text{hr}]$  である。結果を Fig.7 に示す。3 式ともに結果はよく一致し、減衰率は  $0.33\text{--}0.43[\text{dB/krad}]$  という試験結果となった。これから、光源強度が  $-1[\text{dB}]$  減少を FOG 光学系で許容しないとすれば、 $2.5[\text{krad}]$  となる。 $100[\text{krad}]$  の軌道上条件を満たさないので、EDF 光源にはシールドが必要となる。一般に半導体光源が有する照射停止後の劣化回復現象は EDF では見られなかった。

### 5) 高精度 FOG-IRU システム検討

Fig.8 の 4 種を FOG の軸配置を考案して、質量比較を行った。放射線シールド厚 (Al t1.5)、センサーブロックの違いで、質量に差が出ている。冗長も考えると、「4 Axis Type 1」が好ましいが、他機器や海外競合 FOG-IRU と比較すると質量を半分程にする必要がある。



Fig.5 : 2<sup>nd</sup> Experimental Model(EM 検討モデル)  
Upper : Coil (4 sets)  
Middle : Coil (Inner Side) (4 Sets)  
Lower : Light Source (1 set for 4 Coils)

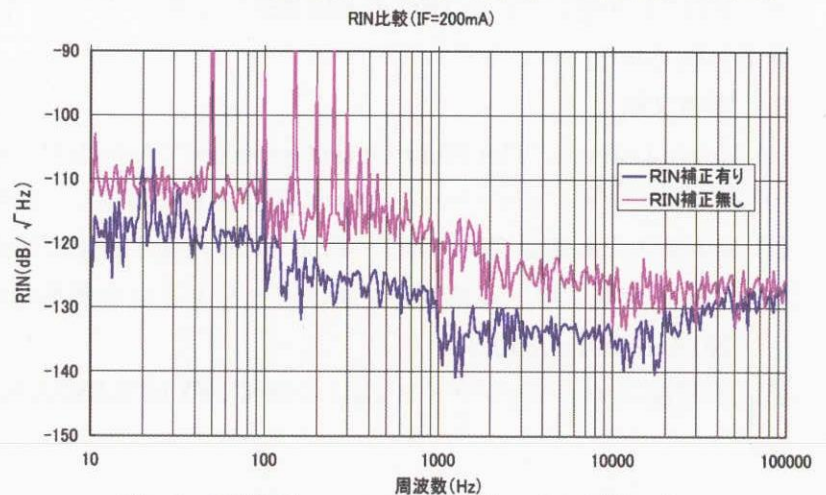


Fig.6 : RIN Compensation Circuit's Effectiveness

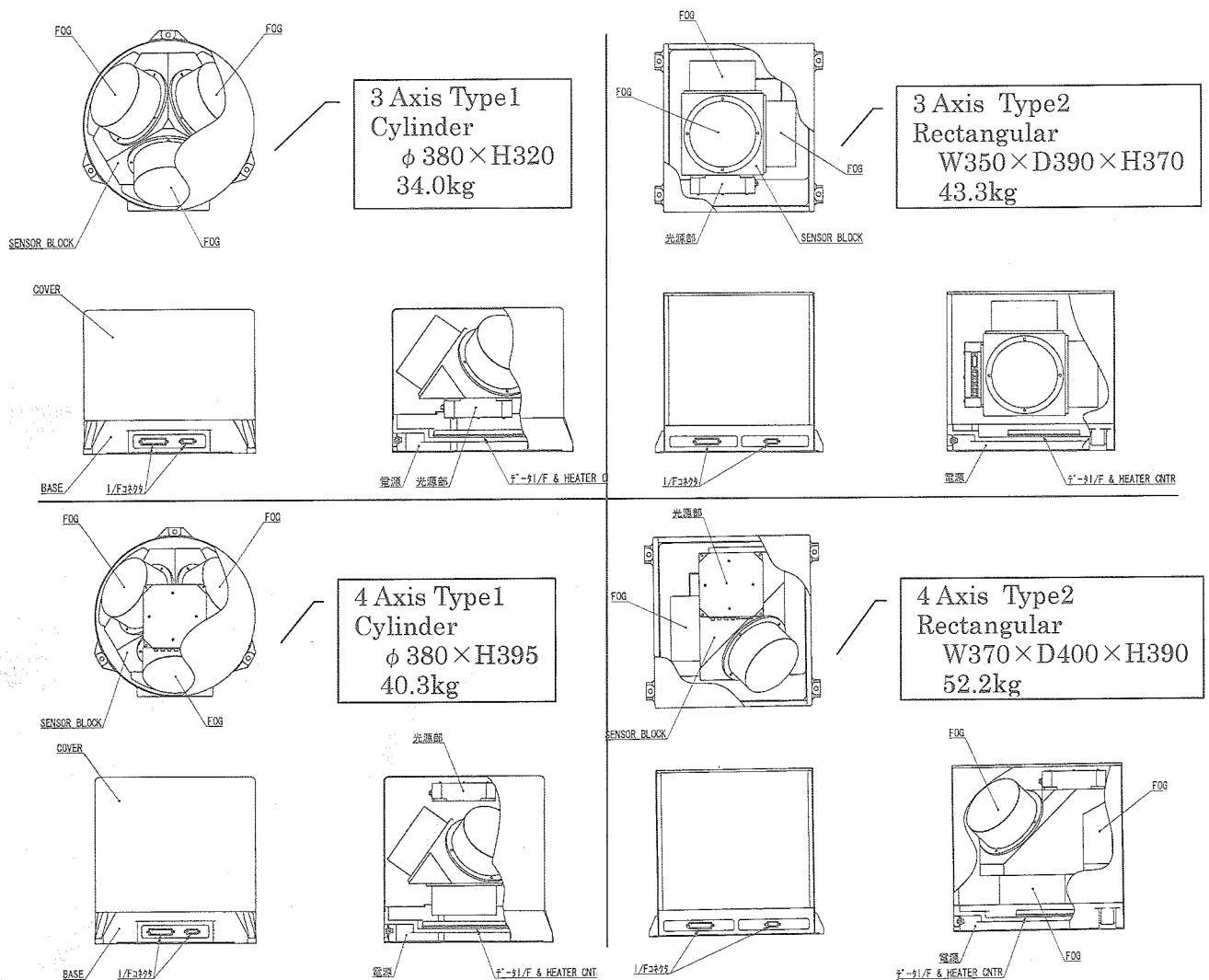


Fig.7 : FOG-IRU Axis Configuration Trade-Off

#### 4. まとめ

FY15 では、RIN 補正回路の有効性に目処が立った。具体化を進めた EM 検討モデルを製作した。IRU としての方式にトレードオフを行い、4 軸 Skew 配置円筒型形状にメリットがあると判断し、重量・電力・性能見通しを立てた。一方で、部分試作モデルで確認されている誤差現象の解明と、IRU としての重量(及び電力)の削減の実現、具体的な EDF 光源のシールド方法の検討といった今後への課題を解決して、FY17 に予定している IRU の EM 設計に反映していく。平成 20 年度に軌道上実証実験飛行を実現する計画である。

#### 5. 参考文献

- [1] Herve Lefevre, "The Fiber-Optic Gyroscope", Artech House Inc., 1993, ISBN 0-89006-537-3
- [2] 保立和夫, "光ファイバージャイロの現状と将来展望", 「光学」第 7 巻(1998), pp.352-pp.359
- [3] 鈴木秀人, "高精度 FOG-IRU の研究", 日本航空宇宙学会年会, 2003
- [4] 大野有孝他, "中・高精度光ファイバージャイロの価格低減技術とその応用", レーザ研究 vol.26, N0.4(1998), pp310-313
- [5] "高精度ファイバージャイロ IRU の研究", FY14 NASDA 技術研究本部 研究成果概要



## 小型軽量パワーシステム

高効率3接合太陽電池に関する研究  
Study on High Efficiency Triple-Junction Solar Cells

エレクトロニクス技術グループ (Space Electrical Engineering Group)

今泉 充, 住田泰史, 桑島三郎

Mitsuru Imaizumi, Taishi Sumita and Saburo Kuwajima

## Abstract

The radiation responses of InGaP, (In)GaAs and Ge single-junction sub-cells in a triple-junction space solar cell are studied in order to develop a device simulator which predicts the EOL performance of space solar cells. InGaP top-cells exhibit no significant difference in radiation degradation trends between AM0 light and dark conditions during irradiation. The radiation tolerance of (In)GaAs middle-cells degrades with increasing indium content. However, the absolute value of  $I_{sc}$  for a higher In content cell still exceeds that of a GaAs (In=0%) cell after irradiation. Ge bottom-cells exhibit good radiation tolerance as expected. This study is the first to reveal precise radiation response of the sub-cells.

## 1. はじめに

近年, InGaP/GaAs/Ge構造3接合太陽電池(3Jセル)が宇宙用太陽電池の主流となりつつある。3Jセルは高効率と高耐放射線性を併せ持った高性能な太陽電池である。しかし、その複雑な構造ゆえ、その放射線特性はあまり良く理解されていない。特に、3Jセルでは電氣的に3種の太陽電池が直列に接続されているため、その短絡電流の劣化曲線は、これまでの単一接合太陽電池(1Jセル)の劣化を表す経験式と異なる振舞いを示す[1]。それゆえ、これまでの手法では寿命末期(EOL)出力の予測が困難である。加えて、3Jセルの性能は新材料・新構造などの応用により日進月歩で向上している[2]。従って、それらの放射線劣化特性を把握することがEOL出力を予測する上で必要となっている。

我々は、3Jセルのような複雑な放射線劣化挙動を示す宇宙用太陽電池セルのEOL出力予測を可能とするため、市販の富士総研製太陽電池デバイスシミュレータ:WebVENUS[3]を応用した宇宙用太陽電池セルの出力劣化シミュレータの開発を行っている。このシミュレータに入力する劣化パラメータを取得するため、3Jセルを構成する3種類の1Jサブセルの放射線劣化を検討した。なお、本研究は原子力研究所高崎研究所との共同研究として実施した。

## 2. 研究の概要

(Al)InGaPトップサブセル、(In)GaAsミドルサブセル(In混晶比:0~9%)、およびGeボトムセルの1Jセルを試料とした。トップサブセルおよびミドルサブセルの太陽電池セル部分のⅢ-V族化合物半導体エピタキシャル多層薄膜はMOCVD(有機金属気相成長)法により形成した。ミドルサブセルの模式的エピ構造を図1に示す。ボトムサブセルについては、Ge基板をMOCVD反応炉中で加熱し、V族原料ガスを流入させることでV族元素を熱拡散させて形成した。また、表面反射率の差に起因する太陽電池特性のバラツキをなくすため、各サブセルには反射防止膜を形成しな

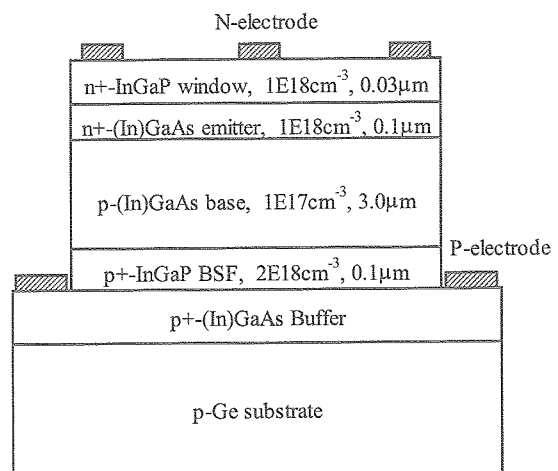


Fig. 1 Schematic structure of (In)GaAs solar cells (middle cells) used in this study. No AR coating was formed on the surface.

かった。

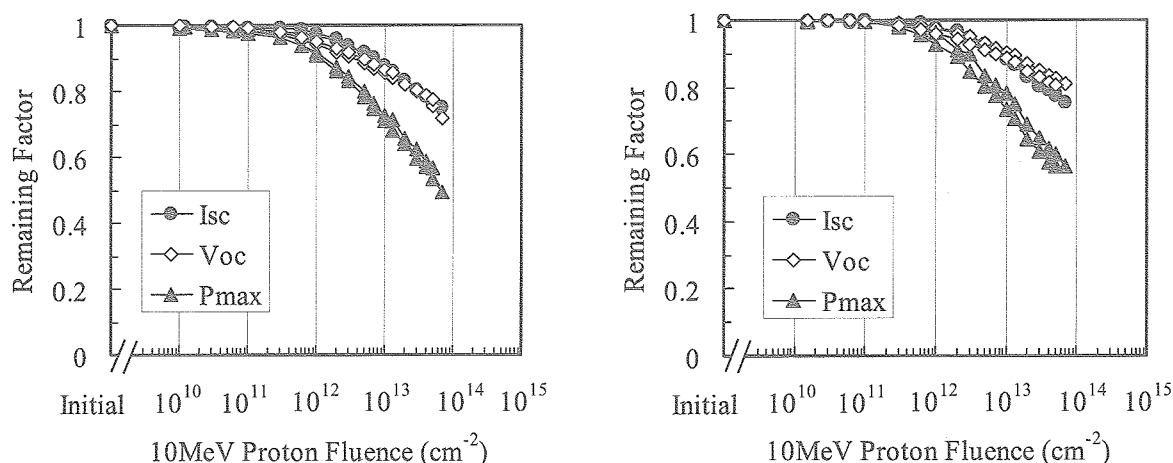
各サブセルに対し、1 MeV 電子線および3, 10 MeV 陽子線を照射した。照射は原子力研究所高崎研究所にて実施した。このうち1 MeV 電子線と10 MeV 陽子線の照射試験では、放射線の照射を行う真空チャンバ内にAM0擬似太陽光を照射し、太陽電池セルの電流－電圧特性をその場測定した。つまり、放射線の照射量が所望の値となったときに放射線照射を中断して電流－電圧特性を取得する、という操作を繰り返した[4]。この方法では、1枚の太陽電池セルから劣化曲線が即時に取得でき、時間と試料の大幅な節約が可能である。

### 3. 成果の概要

#### 3.1 トップセル

図2は、異なる条件下で10MeV 陽子線を照射したときの、InGaPトップサブセルの短絡電流( $I_{sc}$ )、開放電圧( $V_{oc}$ )および最大電力( $P_{max}$ )の劣化傾向を示している。横軸は照射量、縦軸は初期の値を1として規格化した保存率で表している。照射条件は陽子線照射中に、(a)AM0擬似光を照射しセルを短絡した(セル内部に光電流が流れる)場合、および(b)暗状態に保ちセルを開放状態とした場合、の2通りである。In(Ga)P太陽電池では、放射線劣化に対して電流注入による回復効果が生じることが報告されている[5－9]。従って、条件(a)はより高い保存率が期待される。しかし、図2では、両条件で劣化傾向における有意な差は見られない。この結果は、通常の太陽電池動作条件(1sun 程度の光強度)での電流の大きさでは回復効果が表れないことを示唆している。一方、先の電流注入による回復効果が表れたのは、比較的大電流をセルに注入した場合である[6]。しかし、本実験での照射速度は $10^8 \sim 10^{10} \text{ cm}^{-2} \text{ s}^{-1}$ であり、宇宙環境における実際の被曝速度と比較すると5桁程度高い。つまり、回復速度が劣化速度に対して極めて小さいために、見かけ上回復効果が表れていないことも考えられる。

InGaPセルにAlを添加することにより、エネルギーギャップが拡大してより高い電圧出力を得ることができる[2]。そこで、膜厚など構造は同一としたAlInGaPトップサブセルを試作して、InGaPセルとの耐放射線性を比較した。その結果、AlInGaPセルの方が保存率が高いことが示された。よって、トップセル材料をAlInGaP化することにより、より高い電圧出力と耐放射線性が同時に実現できる可能性がある。



(a) Short-circuited and AM0-1sun light illuminated

(b) Open-circuited and kept in dark

Fig. 2 Degradation trend of  $I_{sc}$  and  $V_{oc}$  of InGaP single-junction cells under different condition.

#### 3.2 ミドルセル

図3に、異なるIn混晶比を有するInGaAsミドルサブセルの、10MeV 陽子線による $I_{sc}$  および  $V_{oc}$  の劣化傾向を示す。In混晶比はⅢ族元素の割合(50%)中で、0, 3.7, 5.4, 7.0, 8.8%と変化させている。0%とはすなわち

GaAsセルである。Voc では明らかにIn混晶比の増大に伴って劣化が大きくなっているのに対し、Isc ではその依存性は比較的に小さい。同様な傾向が 1MeV 電子線照射の結果からも確認されている。そこで、3MeV 陽子線照射試験にて異なるフルエンスを照射したセルに対し、暗状態で電流－電圧測定を行った。その結果、フルエンスを  $1 \times 10^{14} \text{cm}^{-2}$  まで照射しても、異なるIn混晶比のInGaAsセル間で逆方向飽和電流の値に系統的な差は観察されなかった。従って、この Voc の劣化と In 混晶比の関係の原因はまだ明らかでない。

ここで、この実験結果は、GaAs太陽電池にInを添加すると耐放射線性は向上せず、むしろ低下していることを示している。一方、InP系材料の太陽電池は高い耐放射線性を有していることが知られている[5]。その理由のひとつとして、放射線照射により発生するIn空孔欠陥のアニール(回復)の活性化エネルギーが低いことが考えられていたが、本実験結果はそれを否定するものである。従って、InP系太陽電池の高耐放射線性の理由は、同じく放射線照射で発生するPの空孔の何らかの性質、ないしはInとP(に關与した欠陥同士)との相互作用であると思われる。

図3において、フルエンスが大きくなるにつれ、Isc の保存率ではIn混晶比の差による差が小さくなっているが、Voc の保存率ではそのような傾向はなく全フルエンス領域でIn混晶比依存性が見られる。この傾向は 1MeV 電子線の照射結果でも確認された。これは、主に光発生電流を低下させる放射線欠陥は主に拡散電位を低下させる放射線欠陥とは異なる、つまり少数キャリア再結合中心を形成する結晶欠陥と多数キャリア捕獲中心を形成する結晶欠陥は、その起源・種類が異なることを示唆している。

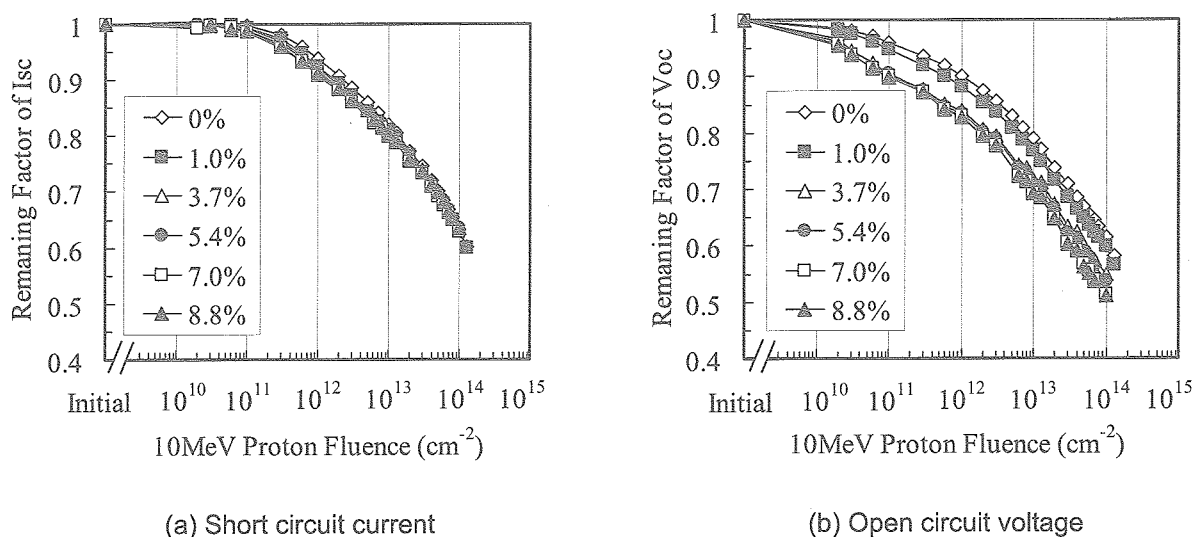


Fig. 3 Degradation trend of InGaAs single-junction cells with different indium content.

### 3.3 ボトムセル

Ge太陽電池セルに対して 10MeV 陽子線を照射したときの劣化曲線を図4に示す。良好な耐放射線性が確認される。Ge太陽電池は以前から耐放射線性に優れると言われていたが、その根拠は 10 年以上前の中性子照射試験結果とされ、かつ具体的な実験結果の公式な報告は見られない。よって、この結果は非常に貴重なものである。しかし、この良好な耐放射線性の理由として、初期出力特性が優れないためである可能性がある。

通常3接合太陽電池セル中のGeボトムセルは、前述したようにミドルセルなどを形成するⅢ－Ⅴ族化合物半導体薄膜を結晶成長させる際に、p型Ge基板にⅤ族元素がオートドーピングされて表面領域にn型領域(エミッタ層)が自然形成されることを利用して作製されている。従って、エミッタ層の厚さやキャリア濃度の制御が困難である。その結果として、良好なダイオード特性は得られていない。しかし最近、Ge基板上初期層を従来のGaAsからInGaPに変更することにより、拡散するⅤ族元素をAsからPとすることでダイオード特性に改善が見られている。

Geボトムセルは、3Jセル全体での出力寄与が小さいこともあり、この結果から耐放射線性の視点からは現状



問題がないことが確認されたが、今後のダイオード特性の改善に併せ、改めて耐放射線性を検討する必要があると思われる。

#### 4. まとめ

本研究により、宇宙用高効率3接合太陽電池セルを構成する(Al)InGaPトップセル、(In)GaAsミドルセル、およびGeボトムセルの3種類のサブセルの耐放射線性における、材料パラメータ(含有元素)および放射線照射条件(光/暗状態、短絡/開放)の影響・効果を初めて明らかにした。この結果は、まだよく理解されていない3接合太陽電池セルの放射線劣化のメカニズム解明に有益であるばかりでなく、宇宙機に使用する上での劣化予測・電源設計および初期・末期出力の更なる改善にも有効であると考えられる。しかし、この結果ではまだ不十分であり、更なる検討が今後必要である。

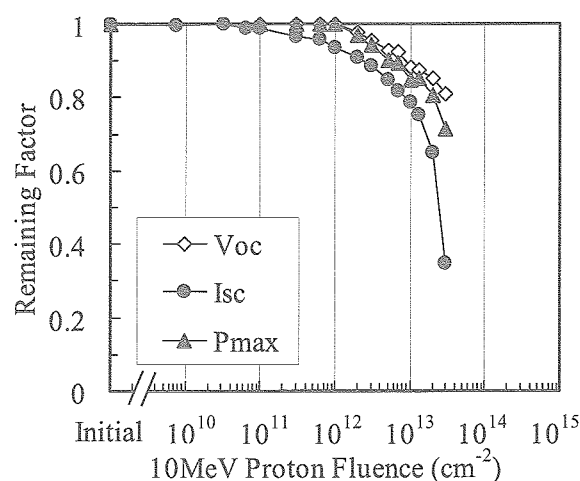


Fig. 4 Radiation response of Ge cells by 10 MeV proton irradiation.

#### 参考文献

- [1] T. Sumita, M. Imaizumi, S. Matsuda, T. Ohshima, A. Ohi, and T. Kamiya, *Proceedings of 3<sup>rd</sup> World Conference on Photovoltaic Energy Conversion* (3P-B5-10)
- [2] T. Takamoto, T. Agui, K. kamimura, M. Kaneiwa, M. Imaizumi, S. matsuda, and M. Yamaguchi, *Proceedings of 3<sup>rd</sup> World Conference on Photovoltaic Energy Conversion* (3PL-C2-01).
- [3] Web-based device simulator developed by Fuji Research Institute Corporation, cf. URL: <http://www.fuji-ric.co.jp/>
- [4] S. Kawakita, M. Imaizumi, S. Matsuda and T. Ohshima, *Proceedings of the 29<sup>th</sup> IEEE Photovoltaic Specialists Conference.*, (IEEE, New York, 2002), p. 978.
- [5] M. Yamaguchi, C. Uemura, and A. Yamamoto, *J. Appl. Phys.*, **55**, 1429 (1984).
- [6] M. Yamaguchi, K. Ando, A. Yamamoto and C. Uemura, *Appl. Phys. Lett.*, **44**, 432 (1984).
- [7] N. Dharmarasu, M. Yamaguchi, A. Khan, T. Yamada, T. Tanabe, S. Takagishi, T. Takamoto, T. Ohshima, H. Itoh, M. Imaizumi, and S. Matsuda, *Appl. Phys. Lett.*, **79**, 2399 (2001).
- [8] N. Dharmarasu, M. Yamaguchi, T. Takamoto, Y. Takashi, T. Tanabe, S. Takagishi, T. Ohshima, H. Itoh, M. Imaizumi, and S. Matsuda, *Proceedings of 17<sup>th</sup> European Photovoltaic Solar Energy Conference*, (WIP, Munich, 2001), p. 2159.
- [9] M. Yamaguchi, A. Khan and N. Dharmarasu, *Proceedings of the 29<sup>th</sup> IEEE Photovoltaic Specialists Conference.*, (IEEE, New York, 2002), p. 792.

## 薄膜太陽電池の宇宙応用に関する研究

## Study of Thin-Film Solar Cells for Space Application

エレクトロニクス技術グループ (Expert Group for Electrical Engineering)

川北史朗、島崎一紀、今泉充、桑島三郎

Shirou Kawakita, Kazunori Shimazaki, Mitsuru Imaizumi, Saburo Kuwajima

## Abstract

To analyze spectral response of solar cells before and after radiation test, the information of defects in the solar cells can be introduced. We have studied radiation effect of Cu(In,Ga)Se<sub>2</sub> thin-film solar cells using by spectral response measurement. Damage constant of minority carrier diffusion length ( $K_L$ ) of the solar cells irradiated with 1MeV protons was  $4.7 \times 10^{-5}$ . The defect introduction rate of proton irradiated CIGS solar cells using the same method was obtained.

## 1. はじめに

近年、宇宙機全体に対して小型・軽量化が要求され、薄膜太陽電池の宇宙への適用が考えられる。我々は宇宙機に適した薄膜太陽電池として、Cu(In,Ga)Se<sub>2</sub> 薄膜太陽電池 (以下、CIGS 太陽電池) が有力な候補であると考えている。この太陽電池の特長は、報告されている変換効率が AM1.5 で 18.8% と他の薄膜太陽電池と比べて一番高いこと[1]、高い耐放射線性を有すること[2]、ポリイミドやステンレス基板を用いた軽量太陽電池が開発されていること[3,4,5]などが挙げられる。

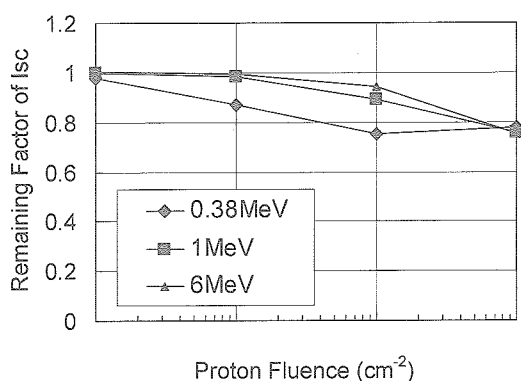
本研究は、この薄膜太陽電池の宇宙機への適用を目的として、放射線特性を中心とした宇宙環境の耐性を明らかにすることである。この研究は平成13年度より開始しており、これまでに1) CIGS 薄膜太陽電池の放射線損傷が温度によって回復する現象の定量的評価、2) MDS-1によるCIGS太陽電池の軌道上評価などの多数の成果を得てきた。今年度は実応用に向けた薄膜太陽電池パネルのシステムの検討を開始した。また、CIGS 太陽電池の放射線損傷およびその回復のメカニズムの解明のための研究を、日本原子力研究所高崎研究所との共同研究を中心に、昭和シェル石油、松下電器産業、産業総合研究所、豊橋技術科学大学、龍谷大学、大阪電気通信大学、宮崎大学および同機構の宇宙科学研究本部と共同で行っている。本年度は、CIGS 薄膜の欠陥形成の解析、磁気 (PEM) 効果測定を用いた単結晶 CuInSe<sub>2</sub> 薄膜の電子線および陽子線照射によるキャリア拡散長の変化について検討、MBE 法で作製した多結晶 CIGS 薄膜の放射線照射前後での PL による評価、低温での陽子線照射による電気性能の突然劣化現象の解析、ソーラシミュレータを用いた CIGS 太陽電池の陽子線照射欠陥の評価、逆バイアス印可時の過渡放電電流解析による陽子線照射欠陥の評価を行った。

ここでは、CIGS 太陽電池の陽子線照射前後での分光感度特性の変化をデバイスシミュレータによるモデル解析と測定結果とを比較解析について報告する。

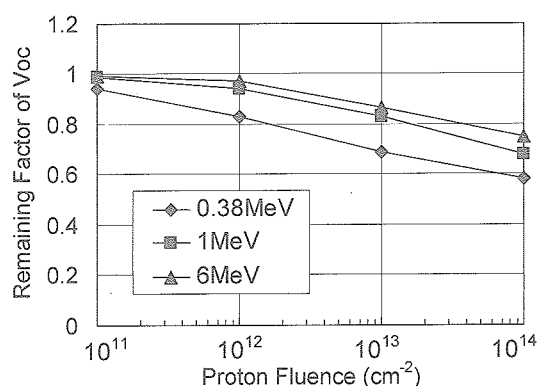
## 2. 実験と結果

本研究で用いた CIGS 太陽電池は、30cm×30cm のモジュールから約 1cm 角に切り出したもので、AM0 光下での電気性能は、短絡電流( $I_{sc}$ )が 24mA、開放電圧( $V_{oc}$ )が 600mV で、変換効率は約 12%である。

放射線は、日本原子力研究所高崎研究所の 400keV 静電加速器とタンデム加速器を用いた、0.38, 1, 3, 6MeV の陽子線である。各陽子線照射試験による太陽電池の電気性能の変化を図1に示す。これより太陽電池の性能劣化が陽子線のエネルギーに依存していることが分かる。ここで、CIGS 太陽電池の各原子の陽子線に対する衝突断面積の計算した。この結果を図2に示す。これより、結合エネルギーが大きい Se のはじき出し確率が一番小さく、それ以外の原子はほぼ同程度であることが分かる。また、陽子線のエネルギーが小さいほど欠陥発生率が高いため、図1に示したようにエネルギーが小さいほど電気性能の劣化量が大きくなる。



(a) Short-Circuit current



(b) Open-Circuit Voltage

図1 0.38, 1, 6MeV 陽子線照射による CIGS 太陽電池の  $I_{sc}$  と  $V_{oc}$  の保存率の変化

これらの陽子線を照射した太陽電池の分光感度特性の変化から、少数キャリアの拡散長や欠陥導入率を求めることができる。その方法は、デバイスシミュレータの解析結果と測定結果の比較による。ここで用いたデバイスシミュレータはニューサウスウェールズ大学が開発した PC1D である[7]。ここで想定する太陽電池は単純な CIGS 太陽電池のホモ接合とした。照射試験前の太陽電池の分光感度特性をもとに、少数キャリアの拡散長をパラメータとしたフィッティングを行い、初期の拡散長が  $2.5 \mu\text{m}$  であることが分かった。この値は、同タイプの太陽電池で報告されている値と同等である[8]。

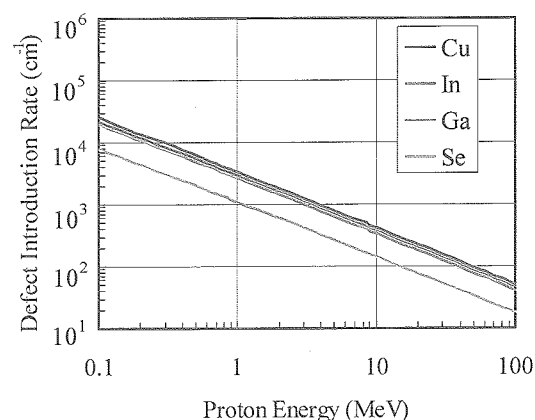


図2 CIGS 結晶の陽子線による欠陥発生率と照射エネルギーの関係

1MeV の陽子線照射試験による CIGS 太陽電池の分光感度特性の測定結果および解析結果を図3



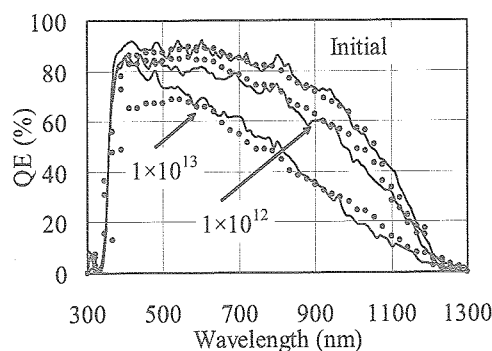


図3 1MeV 陽子線照射前後での分光感度特性。実線が測定結果、点線がシミュレーション結果。

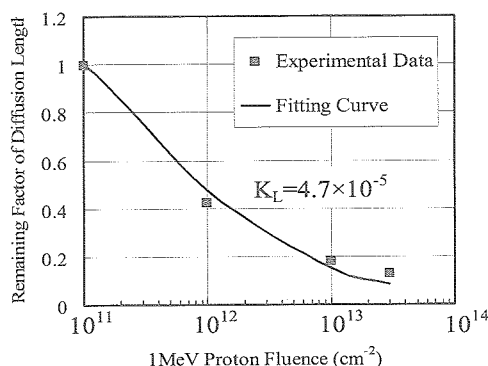


図4 1MeV の陽子線量と少数キャリアの拡散長の保存率との関係

に示す。ここでの解析は少数キャリアの拡散長のみをパラメータとしている。これより、測定結果と解析結果とがよく一致しているのが分かる。次に、拡散長の保存率と陽子線量との関係を求めた。拡散長の逆数の2乗が照射線量に比例することから、その比例係数である拡散長の損傷係数を求めた(図4)。この結果、CIGS 太陽電池の1MeV 陽子線による拡散長の損傷係数は  $4.7 \times 10^{-5}$  であることを明らかにした。

CIGS 太陽電池の陽子線による欠陥導入率を考える。この欠陥導入率は少数キャリアの拡散長が欠陥のライフタイムの平方根に比例していることから求めることができる。ただし、本解析において欠陥の絶対量を求めることができないため、1MeV の陽子線の導入率を1と規格化して、0.38, 3.6MeV の導入率の相対値を求めた。この結果を図4に示す。ここで

直線のモデルは、陽子線によって発生した欠陥が点欠陥であると仮定し、kpモデルによる求めた計算結果である。これより、解析により求めた値とモデルとが一致していることから、これらのエネルギーの陽子線がCIGS太陽電池で形成する欠陥は単純な点欠陥であると推察される。

ただ、TRIMM 計算によって、0.4MeV の陽子線は CIGS 太陽電池の光吸収層である CIGS 層で止まると予想され、このエネルギーの陽子線は CIGS 太陽電池にクラスタータイプのかかりの量の欠陥を発生すると予測される。しかし、図5より単純な点欠陥モデルによる計算結果と良い一致を示すことから、従来の放射線照射試験においては、照射直後は発生したであろうクラスタータイプの欠陥が室温付近の温度であってもアニールされるために、観測できないと考えられる。今後は低温試験などによって、同エネルギーの陽子線による損傷量と室温でのそれとの比較を行い、上記のモデルの検証を行う。

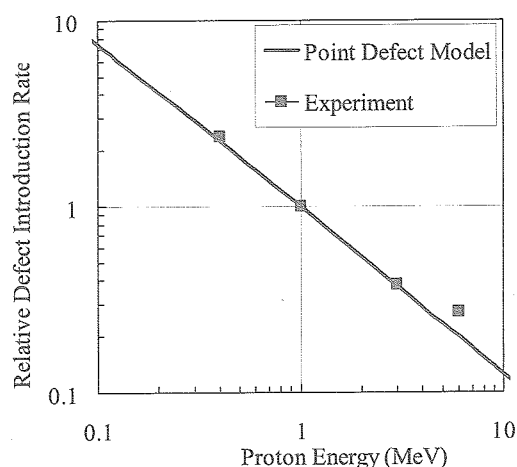


図5 CIGS 太陽電池の陽子線のエネルギーと欠陥導入率との関係。点線が実験結果で、実線が点欠陥モデルによる解析結果。

### 3. まとめ

CIGS 太陽電池の宇宙応用に関して、その放射線による劣化特性について研究を行った。これにより、同太陽電池の少数キャリアの拡散長の放射線損傷係数を明らかにすることができ、それが他のタイプの太陽電池と比べて小さいことが分かった。また、少数キャリア拡散長からライフタイムを求め、これと放射線欠陥量との関係から、陽子線の照射エネルギーと欠陥導入率との関係を明らかにした。ここで、同太陽電池に発生した欠陥がフレンケル・ペアとなる点欠陥モデルとした計算結果と同じ傾向が示された。このことから、同太陽電池に陽子線によって発生する欠陥は単純な点欠陥であると考えられる。

最近、CIGS 太陽電池の特長を生かした太陽電池パドルの検討や[9]、宇宙プラズマと CIGS 太陽電池を搭載したパドルとの相互干渉に関する研究が行われている[10]。技術実証衛星「つばさ」による CIGS 太陽電池の宇宙実証によってその性能が確認された今、この太陽電池を宇宙機の太陽電池パドルへどのように応用するかが問題である。現在、薄膜太陽電池の特長を生かした薄膜太陽電池パネルの検討を始めており、次年度はこの検討を中心に研究を行う。

#### [参考文献]

- [1] M.A. Contreras, B. Egaas, K. Ramanathan, J. Hiltner, A. Swartzlander, F. Hasoon, R. Noufi: Prog. Photovolt. 7 (1999) 311.
- [2] T. Aburaya, T. Hisamatsu and S. Matsuda, 2<sup>nd</sup> WCPEC, 1998, pp.3568-3571.
- [3] S. Wideman, M. E. Beck, R. Butcher, I. Repins, N. Gomez, B. Joshi, R. G. Wendt and J. S. Britt, 29<sup>th</sup> IEEE PVSC, 2002, pp.575-578
- [4] J. R. Tuttle, A. Szalaj and J. Keane, Twenty-eighth IEEE PVSC, 2000, pp. 1042-1045.
- [5] A. Bohen, D. Bräunig, J. Klaser, F. H. Kang, B. Hösselbarth and G. La Roche, 29<sup>th</sup> IEEE PVSC, 2000, pp.1038-1041.
- [6] S. Kawakita, M. Imaizumi, M. Yamaguchi, K. Kushiya, T. Ohshima, H. Ito, and S. Matsuda, Jpn. J. Appl. Phys., 41 (2002), p. L797
- [7] <http://www.pv.unsw.edu.au/pc1d/>
- [8] C. H. Champness, 29<sup>th</sup> IEEE PVSC, 2002, pp.732-735
- [9] D.M. Murphy, M.I. Eskenazi, S.F. White and B.R. Spence, 29th IEEE Photovoltaic Specialist Conf., p.782, America, (2002)
- [10] [http://space-power.grc.nasa.gov/ppo/sctm/docs/A\\_1045\\_M\\_PIZSCZOR\\_2002\\_SSP\\_TIM\\_HV\\_Presentation.pdf](http://space-power.grc.nasa.gov/ppo/sctm/docs/A_1045_M_PIZSCZOR_2002_SSP_TIM_HV_Presentation.pdf)

## 光学センサにおける偏光技術の研究 Research on polarization characteristics of optical sensor

総合技術研究本部 エレクトロニクス技術グループ  
Spacecraft Electrical Engineering Group  
Institute of Space Technology and Aeronautics  
松山 浩子 丹下 義夫  
Hiroko Matsuyama, Yoshio Tange

### Abstract

Measurement and analysis on polarization phenomena of optical sensor were carried out. These results could be utilized for the design and caribration of polarization characteristics on optical sensor.

#### 1. はじめに

光学センサにおける偏光感度性能とは、入射光の偏光状態によってセンサの感度に変化する度合いを示すものである。海洋の水色観測のように、測定したい観測対象からセンサに入射する光の強度に対して、観測対象外から入射する光の偏光特性が観測結果に大きな影響を及ぼすセンサでは、入射光の偏光状態によらずセンサの感度を一定にする技術とともに、偏光に対する感度特性を正確に評価する技術が不可欠である。これまでの衛星搭載センサでは、偏光特性についての設計、試験手法に関する十分なデータや確立された技術がなく、偏光に関する十分な特性の把握とそれに基づく検討が必要である。

一方、偏光観測センサは、逆に観測対象からの入射光の偏光状態を検知することで、光強度測定だけではわからない観測対象の情報を得る技術である。偏光観測は、大気エアロゾルの解明に有効と考えられ、GCOM 搭載 SGLI では偏光観測機能の搭載に対する強い要求があるが、我が国では地球観測における衛星搭載の偏光観測センサの開発実績がない。最適な偏光観測方式、キーコンポーネントとなる偏光子の特性評価など、その基盤技術の確立が急務である。

本研究では、SGLI などの広画角マルチバンドセンサを想定し、センサを構成する光学素子ごとの偏光に関する特性の評価、解析を通じて、光学センサの偏光特性の制御、評価に必要な基盤技術を確立する。

#### 2. FY15 研究の概要

平成15年度は、以下の項目について実施した。

##### 2.1 近赤外波長域における偏光特性評価装置の構築

光学センサ及びそれらを構成する各種光学素子の偏光特性評価試験装置について、これまでに実施した可視波長域に加え、近赤外波長域において測定可能な評価装置を構築



した。

## 2.2 ガラス偏光子、有機膜偏光子の光学特性評価試験

SGLI 等、広画角なマルチバンドセンサでの偏光観測に有効と考えられるガラス偏光子及び有機膜偏光子について、偏光特性に関する評価試験を実施した。

## 2.3 光学素子ミューラマトリックスの評価測定

センサの偏光特性に対し、光学ガラスのマルチコーティング、BPF 等の特性が与える影響を把握するため、それらの偏光特性の評価を開始した。特にセンサの偏光特性に対する影響の大きい代表的な光学素子についてミューラマトリックスの測定を実施した。

## 3. 成果の概要

### 3.1 光学センサの偏光特性解析

光学センサにおいて、入射光とセンサ出力との間の偏光に関する関係は、下記で表される。

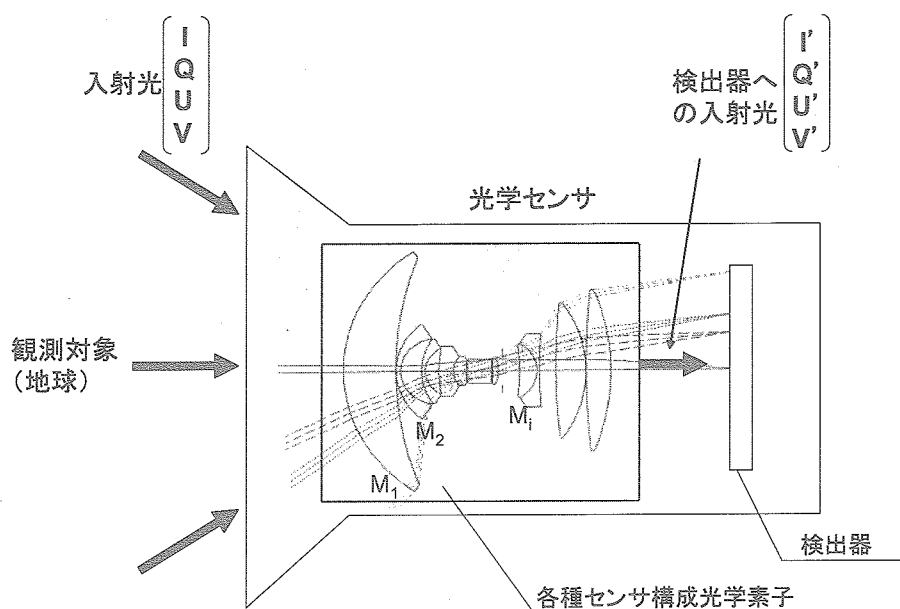


図 1. 光学センサにおける偏光モデル

$$\begin{pmatrix} I' \\ Q' \\ U' \\ V' \end{pmatrix} = \mathbf{M}_{\text{sensor}} \cdot \begin{pmatrix} I \\ Q \\ U \\ V \end{pmatrix} = \mathbf{M}_1 \cdot \mathbf{M}_2 \cdots \mathbf{M}_n \cdot \begin{pmatrix} I \\ Q \\ U \\ V \end{pmatrix} \quad (3.1.1)$$

ここで、 $(I, Q, U, V)$ 、 $(I', Q', U', V')$ は、それぞれセンサへの入射光、センサ内光学系の透過光（検知器への入射光）の偏光特性を表すストークスパラメータである。また、 $\mathbf{M}_{\text{sensor}}$ 、 $\mathbf{M}_1, \mathbf{M}_2, \dots, \mathbf{M}_n$  は、センサ及びセンサを構成する各光学素子の偏光特性を記述する4行4列のマトリックスである。

地球観測においては、偏光円偏光成分:V は微小であるとして省略して検討されている。

CCDなどの検出器で測定されるのは、光強度を示すI成分のみである。したがって、センサ出力は、

$$X = G \cdot (\alpha I + \beta Q + \gamma U) + C \quad (3.1.2)$$

Gはゲイン、Cは暗時成分である。

ここで、偏光観測センサの場合では、光路中に直線偏光子を挿入する。直線偏光子のミューラーマトリックスは、下記で示される。

$$\begin{pmatrix} I' \\ Q' \\ U' \\ V' \end{pmatrix} = \left( \frac{T_l + T_r}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \begin{pmatrix} 1 & P_0 \cos 2\varphi & P_0 \sin 2\varphi & 0 \\ P_0 \cos 2\varphi & 1 - P_0 \sin^2 2\varphi & P_0 \cos 2\varphi \sin 2\varphi & 0 \\ P_0 \sin 2\varphi & P_0 \cos 2\varphi \sin 2\varphi & 1 - P_0 \cos^2 2\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 - P_0 \end{pmatrix} \quad (3.1.3)$$

$$P_0 = \left( \frac{T_l - T_r}{T_l + T_r} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3.1.4)$$

$\varphi$ は、基準方向に対する直線偏光子の方位角である。

偏光観測センサでは、観測対象からの入射光に対し、少なくとも3方位角に対する出力から、入射光のストークスパラメータ(I, Q, U)を求める。SGLIのようにラジオメトリック性能を重視した広面角なマルチバンドセンサにおいて偏光観測を行うためには、偏光子に対し下記のような性能項目が重要となる。

- ・ 透過率が高いこと
- ・ 消光比が高いこと
- ・ 入射角度依存性がないこと

消光比については、偏光度1%の精度で偏光観測を実施するのに必要な消光比を3桁以上と見積もった。

本研究では、上記条件を有し、広画面角な偏光観測センサに有効と考えられる偏光子として、ガラス偏光子、有機膜偏光子を選定し、その偏光特性について評価を実施する。

一方、センサ出力を表す(2)式において、校正係数 $\alpha, \beta, \gamma$ は各種光学機器の偏光特性（ミューラーマトリックス）の複合結果であり、波長及び入射角の関数である（直線偏光子を有する偏光観測センサでは、偏光子の方位角もパラメータとして含まれる）。偏光特性に関するモデル式は、センサ構成、及び使用する光学素子の特性によって大きく異なる。従って、輝度観測を目的としたセンサの偏光感度性能の向上、及び偏光観測センサの校正には、それを構成する各光学素子の偏光特性を把握し、設計段階でそれらを含めたセンサの校正式がどのようにモデル化されるべきかを考慮し、また校正の段階で評価が必要なパラメータとその評価方法を見越した開発方針が必要となる。

本研究では、センサの偏光特性の変動に対する影響の大きい代表的な光学素子数種についてミューラーマトリックスの測定を実施する。また、そのデータをもとにセンサの偏光特性のモデル化の検討、解析結果との比較を行い、そこから設計で生じやすい誤差要因について検討を行う。

## 3.2 評価測定

### 3.2.1 近赤外波長域における偏光特性評価装置の構築

平成15年度では、これまでに実施した可視域に加え、近赤外波長域での測定装置の構築を実施した。測定装置の概要を図3.2.1-1に、装置写真を図3.2.1-2に示す。

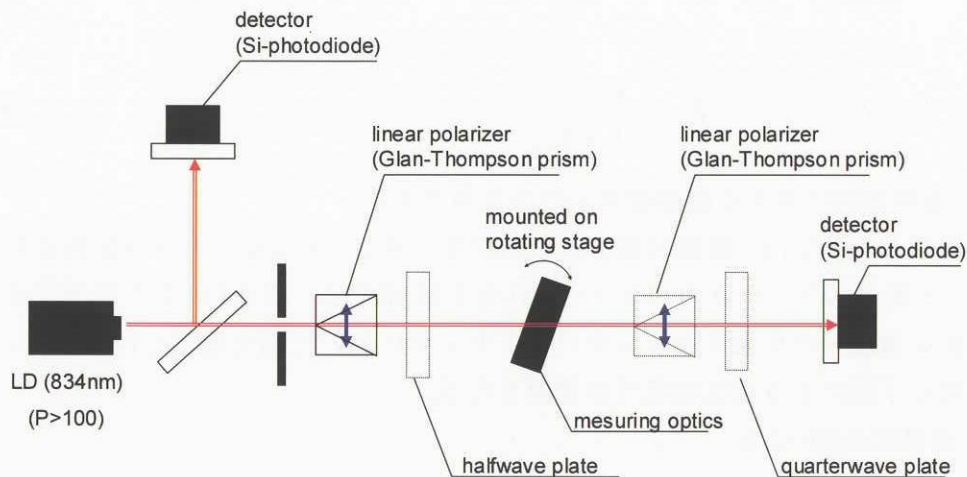


Fig.3.2.1-1 Polarization measurement system



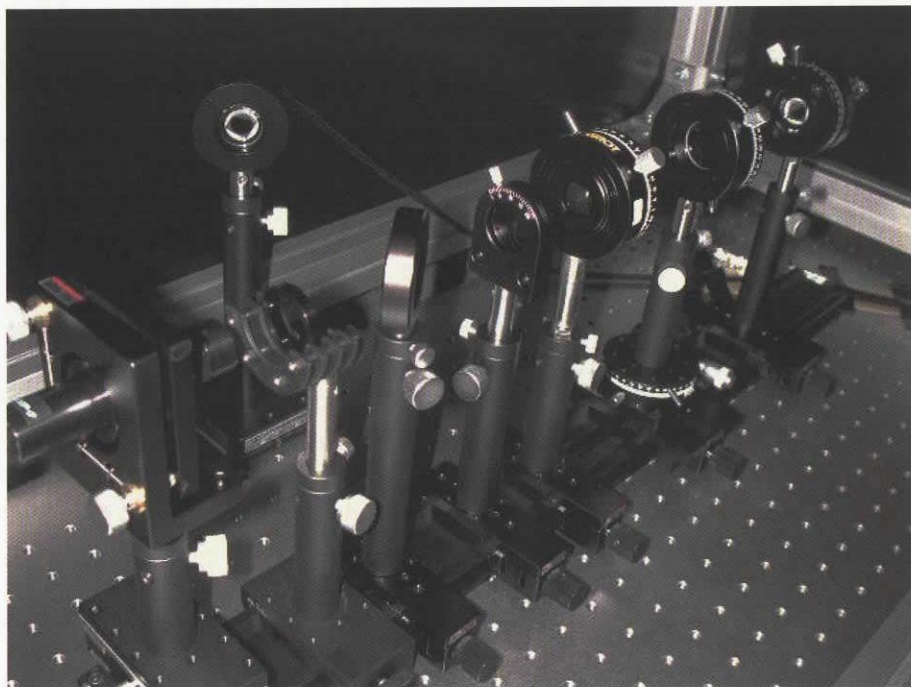


Fig. 3.2.1-2 Measuring equipment

光源には、レーザダイオード（中心波長 834nm、偏光度 $\approx 200$ ）を用い、さらにグラントムソンプリズム（偏光効率 $>10^5$ ）を通して発生する直線偏光光を被測定対象を透過させ、光強度を Si フォトダイオードで検出した。グラントムソンプリズムの手前にハーフミラーを挿入し、光源の光量変化をモニタしている。入射角度依存性を測定するため、被測定対象は回転ステージに設置した。

偏光光源の方位角を変化させた測定を行う場合には、グラントムソンプリズム通過後に $\lambda/2$ 板を用いる。また、ミュラーマトリックス測定の際には、被測定対象を透過した光のストークスパラメータの測定が必要となるため、被測定対象の後ろにグラントムソンプリズムを設置して測定を実施した。また、さらに $\lambda/4$ 板を設置することにより V パラメータまで測定を行うことが可能である。

### 3.2.2 偏光子の特性評価

ガラス偏光子及び有機膜偏光子の光学特性評価について、昨年度に引き続き可視波長域用偏光子の評価を進めるとともに、平成15年度では、近赤外波長域用の偏光子についても評価を実施した。

### (1) 近赤外波長用ガラス偏光子、有機膜偏光子の方位角特性

3.2.1 で構築した測定系を用いて、波長 834nm におけるガラス偏光子及び有機膜偏光子の偏光特性を取得した。ガラス偏光子としてコーニング社製の Polarcor (偏光中心波長 900nm)、有機膜偏光子としてルケオ社製の Polax30IR (赤外用) の評価を実施した。評価結果を Fig 3.2.2-1、Table 3.2.2-1 に示す。

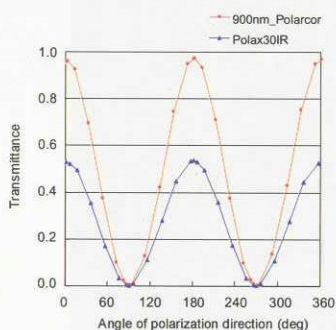


Table 3.2.2-1 Polarization performance @ 834nm(LD)

	Transmittance(%)	Extinction ratio
Glass Polarizer (900nm_Polarcor)	96.8 (parallel) 0.0000086 (perpendicular)	$1 \times 10^5$
Film Polarizer (Polax30IR)	53.4 (parallel) 0.0000078 (perpendicular)	$7 \times 10^4$

Fig 3.2.2-1 偏光子の方位角特性

波長 834nm において、特にガラス偏光子は非常に高い透過率を有する。また、各偏光子とも消光比は 4 桁を超えており、偏光観測に必要な消光比を有している。

### (2) 近赤外波長域用のガラス偏光子、有機膜偏光子の入射角特性

波長 834nm におけるガラス偏光子(Polarcor/900nm)及び有機膜偏光子(Polax30IR)の偏光特性の入射角度依存性を取得した。入射光の偏光方向が偏光子の透過軸に対し平行な場合の透過率と垂直な場合の透過率の入射角に対する測定結果を、それぞれ Fig 3.2.2-2(a) 3.2.2-2(b)に示す。



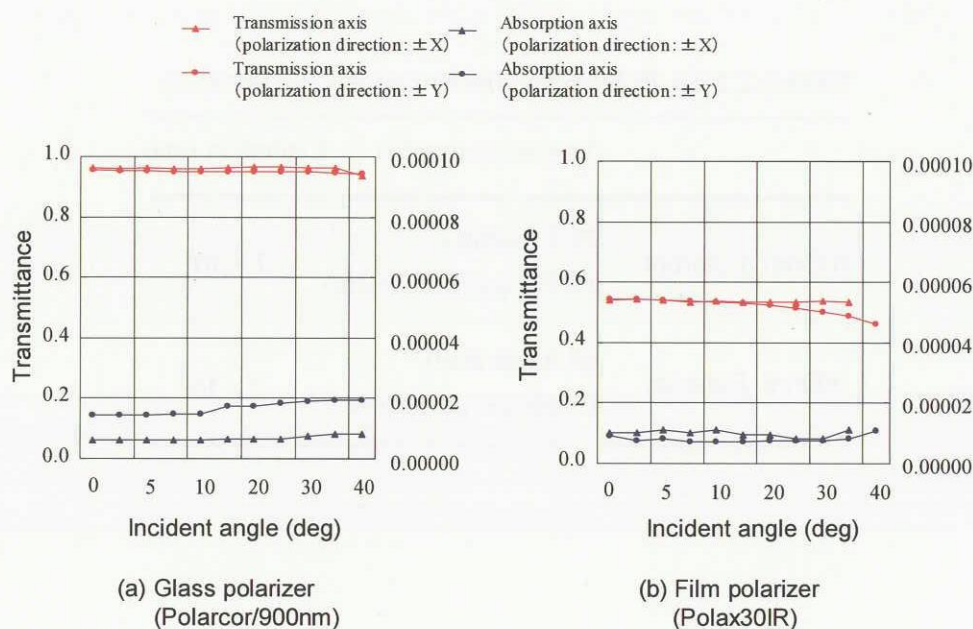


Fig.3.2.2-2 Polarization transmittance dependent on incident angle

入射角度が20度前後を超えると、偏光子の透過軸に平行な偏光光の透過率が低下し、また偏光子の方位角に垂直な偏光光の透過率が増加しており、消光比がやや劣化する。

今回の入射角依存性測定では、測定系内部の素子間多重反射による測定誤差や、測定器のダイナミックレンジの制限による透過軸に垂直な場合の測定精度が悪いといった問題点がある。今後検討を行い、測定精度の改善を図る。

### (3) ガラス偏光子の波長特性

SGLIのような広画角マルチバンドセンサでは、センサシステムの構成方法によって、観測波長である678nmと865nmの両バンドで同一の偏光子を使用する構成も考えられる。そこで、678nmで最も高い消光比を有する偏光中心波長633nmのガラス偏光子、及び865nmで最も高い消光比を有する偏光中心波長900nmのガラス偏光子について、可視(670nm)および近赤外(830nm)の両波長域における特性評価を実施した。評価結果をTable 3.2.2-3a, Table 3.2.2-3bに示す。



Table 3.2.2-3a Polarization performance @ 670nm(LD)

	Transmittance(%)	Extinction ratio
633nm_Polarcor	89.3 (parallel) 0.0012 (perpendicular)	$7 \times 10^4$
900nm_Polarcor	68.8 (parallel) 0.038 (perpendicular)	$2 \times 10^3$

Table 3.2.2-3b Polarization performance @ 834nm(LD)

	Transmittance(%)	Extinction ratio
633nm_Polarcor	95.3 (parallel) 1.05 (perpendicular)	90
900nm_Polarcor	96.8 (parallel) 0.00086 (perpendicular)	$1 \times 10^5$

両偏光子とも、両波長域において高い透過率を有する。一方で消光比については、波長依存性がかなり高く、両バンドでの同一偏光子の共用は難しい。今回の測定では、678,865nm それぞれで最も性能が得られる Polarcor\_633,900 を用いたが、800nm 付近を対象としたガラス偏光子が製造可能であり、評価試験を行っていく必要がある。

3.2.3 ミュラーマトリックスの測定

平成15年度は、センサを構成する光学素子のミュラーマトリックス測定に着手した。代表的なガラス材料 BK 7 (AR マルチコーティング有／なし)、BPF (SPF/WAMS\_VNIR678nm 用)、及びガラス偏光子について、直入射におけるミュラーマトリックスの測定を実施した。結果を Table .3.2.3-1 に示す。

本評価に用いた Polarcor/633nm は、3.2.2 項の評価結果より、670nm における透過率及び消光比はそれぞれ、89.3 (透過率、parallel)、 $7 \times 10^4$  (消光比) であるので、理

論的なミューマトリックスは(3.1.3)式より下記の通りとなり、測定結果と非常によく一致している。

$$\left(\frac{T_t+T_r}{2}\right)^{\frac{1}{2}}\cdot\begin{pmatrix} 1 & P_0\cos2\varphi & P_0\sin2\varphi \\ P_0\cos2\varphi & 1-P_0\sin^22\varphi & P_0\cos2\varphi\sin2\varphi \\ P_0\sin2\varphi & P_0\cos2\varphi\sin2\varphi & 1-P_0\cos^22\varphi \end{pmatrix}\approx\begin{pmatrix} 44.6 & 44.6 & 0 \\ 44.6 & 44.6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

また、他の光学素子については、直入射において入射光の方位角を変化させる成分はみられない。直線偏光子を除く他の光学素子が、入射光の p 偏光、s 偏光の透過率の比率のみを変化させるという仮定に基づく場合には、偏光光が光学素子に角度を持って入射した場合に、要素(1,2)及び要素(2,1)が変わると予測される。今後入射角依存性についての測定を実施する。

Table 3.2.3-1 Measurement of Muller Matrix  
(@ 670nm(LD), θ=0deg)

material	Muller Matrix
Glass Polarizer (Polarcor/633nm)	$\begin{pmatrix} 0.448 & 0.450 & -0.013 \\ 0.441 & 0.444 & -0.007 \\ -0.002 & -0.004 & -0.003 \end{pmatrix}$
BK7 (AR multi coated)	$\begin{pmatrix} 1.010 & 0.005 & 0.005 \\ -0.005 & 0.992 & -0.008 \\ 0.013 & 0.004 & 1.004 \end{pmatrix}$
BK7	$\begin{pmatrix} 0.958 & -0.016 & -0.011 \\ -0.012 & 0.962 & 0.004 \\ -0.005 & -0.011 & 0.957 \end{pmatrix}$
BPF(678nm) (for SPF/ WAMS)	$\begin{pmatrix} 0.896 & -0.008 & -0.002 \\ -0.004 & 0.896 & 0.003 \\ 0.008 & -0.017 & 0.889 \end{pmatrix}$

#### 4. まとめ

各種光学素子の偏光特性を把握するため、可視波長域に加え、近赤外波長域における測定系の構築を行い、ガラス偏光子、及び有機膜偏光子の特性評価を実施した。また、光学素子のミュラーマトリックス測定に着手し、代表的な光学材料に関して直入射における測定を実施した。

今後は、測定誤差の原因となってる回転機構の手動操作を自動化し、測定精度の向上を目指す。また、偏光子に加えて、偏光感度の抑制に用いられる偏光解消子についても特性評価を実施する。さらに、これまでの評価結果より衛星搭載の偏光観測センサに最も適していると考えられるガラス偏光子について、耐放射線特性などの取得を行う。光学素子のミュラーマトリックスについては入射角特性の評価を実施し、解析結果との比較検討を実施する。

さらに、センサシステムとしての偏光特性の評価方法、および偏光観測チャンネルの校正方法についても検討していく。



## 光学センサの校正・性能評価試験技術の研究

## Radiometric Calibration Facility for Optical Sensors

エレクトロニクス技術グループ

Electrical Engineering Group

山本泰志

Yasuji Yamamoto

**Abstract:** A radiometric calibration facility for optical sensors was developed using wavelength-tunable lasers as the light sources and a silicon photodiode as the standard detector of radiometric responsivities. This facility enabled us to calibrate the responsivities that were previously impossible to measure, such as the relative spectral responsivity of an optical sensor with a large aperture, and the linearity continuously over four orders of dynamic range. This paper describes an overview of this facility and its characteristics.

## 1. はじめに

地球観測センサ(ものさし)による観測精度は、センサの性能だけでなく、センサをどれだけ精度良く校正・性能評価できるか(ものさしに目盛りを付ける精度)によっても決まる。また、「ものさし」に目盛りを付ける以前の問題で、曲がったり振れている「ものさし」を(開発したハードには必ず多くのバグがある)、不具合バグを見つけて、真直ぐに直す必要がある。校正・性能評価試験技術は、観測データを利用するために、またハードの開発における不具合の発見・改修のために不可欠な基本的技術である。本研究では、最低限測れなければいけない特性を測れるようにする(順次、穴を埋めていく)とともに、開発した校正・性能評価試験技術の標準化を行なう。

## 2. 研究の概要

### 2.1 輝度校正標準の維持管理と運用および改良

我国が有する光学センサを一つの基準から校正することを目的とし、輝度校正標準を産業技術総合研究所と共に開発した。その輝度校正標準の維持管理と運用を行い、衛星搭載センサやその検証試験に用いる地上用センサ等の校正試験を実施している。平成15年度は、SELENE搭載LISMの校正・性能評価試験の他、軌道上で運用中のセンサを検証するためのセンサの校正試験を実施した。

また、平成15年度は、輝度校正の不確かさ要因のうち大きな要因について詳細な評価を行った。積分球の分光放射輝度の経時変化等の詳細な評価を行ない、不確かさを小さくする運用方法の検討を行った。

### 2.2 新規試験技術の研究

これまでに衛星搭載センサの光学性能評価試験を実施してきた中で明らかになった問題点を改善するために、波長可変レーザを用いた性能評価試験技術を開発している。従来不可能だった分光応答度を測定することと、線形性を4桁のダイナミックレンジで連続的に測定することが可能となった。また、

感度偏差・フラット特性を精度良く測定することが可能となった。また、高精度放射計を開発しており、その要素技術としてのアナログ回路、赤外検出器の実装技術等の検討を行なっている。

### 3. 成果の概要

#### 3.1 波長可変レーザを用いた性能評価試験技術の開発

##### 3.1.1 装置の概要

本装置は、単色光光源と標準検出器からなる。光学センサのラジオメトリック特性は、標準検出器を基準に測定される。Fig. 1 に本装置の概要を示す。

出力が 1 W 程度の連続発振の波長可変レーザを光源とし、レーザ光を直径 60 cm の積分球に入射し、積分球開口より一様かつ無偏光な拡散光を得る。波長可変レーザは、Nd:YVO<sub>4</sub> レーザの第二高調波 532 nm で励起された色素レーザおよびチタンサファイアレーザで、536 から 1100 nm までを連続的に発振する。なお、レーザ光の一部をマイケルソン干渉計に入射して単色光の波長を決定する。また、EO モジュレータを用い、レーザ光の偏光面を回転させることによって、レーザ光強度の安定化を行う。標準検出器のシリコンフォトダイオードの分光応答度(A/W)は、極低温放射計を基準に校正されている。なお、平成 16～17 年度に、励起レーザとしてクリプトンレーザを用い、380 から 536 nm も発振させることを予定している。

本装置の特徴は、大面積で、明るく、空間的に一様、無偏光な単色光光源が得られることである。積分球開口での放射輝度の最大値は、3 W/m<sup>2</sup>/sr 以上であり、ほとんどのバンドで地表面輝度の最大値よりも明るい。放射輝度レベルは、4 桁以上のダイナミックレンジを連続的に変えることができる。積分球開口での輝度むらは 0.5% 以下であり、偏光度は 0.3% 以下である。また、放射輝度の安定度は、レーザ共振器のアライメント調整と色素ジェットの調整に注意を払うことで、0.1%rms 程度まで安定化が可能である。さらに、EO モジュレータを用いて、0.01%rms 以内まで安定化が可能である。

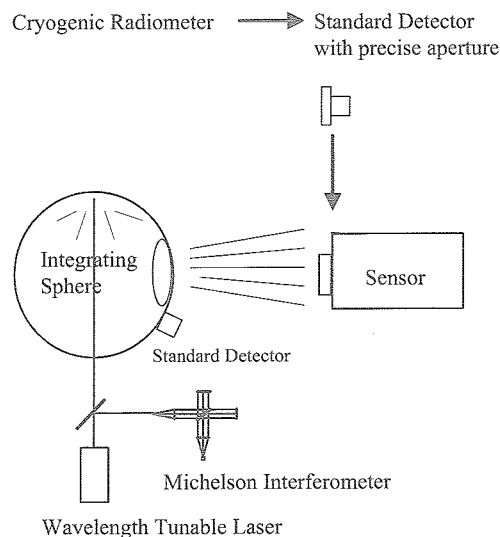


Fig. 1. Schematic diagram of the Radiometric Calibration Facility (RCF). Wavelength-tunable lasers were the light sources and an integrating sphere made the light sources spatially uniform and depolarized. An optical sensor was calibrated against a standard detector that was calibrated traceable to the cryogenic radiometer.

### 3.1.2 分光応答度の測定

光学センサの分光応答度の測定は、レーザの波長を変化させることによって、標準検出器を基準に測定することが可能である。従来、20 cm $\phi$ 程度の開口径を持つセンサの分光応答度は、正確に測定することは不可能であり、個々の光学素子の分光特性を掛け合わせて計算で求めていた。その理由は、モノクロメータ出射光をコリメートして得られる単色光の光量は極めて小さく、十分な測定のS/Nを得ることができなかったためである。また、モノクロメータ出射光は強く偏光しており、むらが大きいなどの問題があった。それに対し、本光源は前述のような特徴を持ち、これらの問題点が改善されている。

単色輝度計の分光応答度を本装置とモノクロメータを用いた測定方法(放射温度計測の国家標準に用いられている方法)で測定し、結果を比較した。その結果を Fig. 2 に示す。分光応答度の中心波長の差異は0.01 nm であり、モノクロメータを用いた測定方法の波長不確かさの範囲内であった。

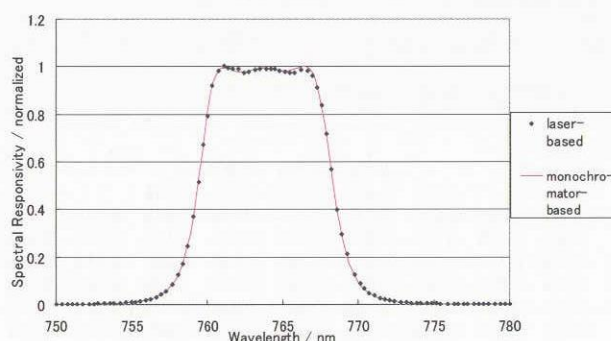


Fig. 2. Spectral responsivity of a filter radiometer with a center wavelength of 764 nm was calibrated using both the laser-based (RCF) and monochromator-based facilities, and the results were compared.

### 3.1.3 線形性の測定

光学センサの線形性の測定は、レーザの強度を変化させることによって、標準検出器を基準に測定することが可能である。従来、ハロゲンランプ積分球を用いる方法では、線形性を正確に測定することはできなかった。その理由は、ハロゲンランプ積分球の分光放射輝度校正値の不確かさがセンサの非線形性より大きいためである。また、ハロゲンランプ積分球の分光放射輝度レベルは、ランプの点灯個数によって調整するため、連続的に変えることは不可能であり、特に1つのランプが作る分光放射輝度以下のレベルを得ることは不可能である。それに対し、本装置では、単色光光源なので、シリコンフォトダイオードを基準に光学センサの線形性を測定することが可能である。また、レーザ光路中にNDフィルタを入れることで、放射輝度を4桁以上変えることができ、偏光板を入れて回転させることで、放射輝度を連続的に変えることができる。単色輝度計のリニアリティを本装置で測定した例を Fig. 3 に示す。

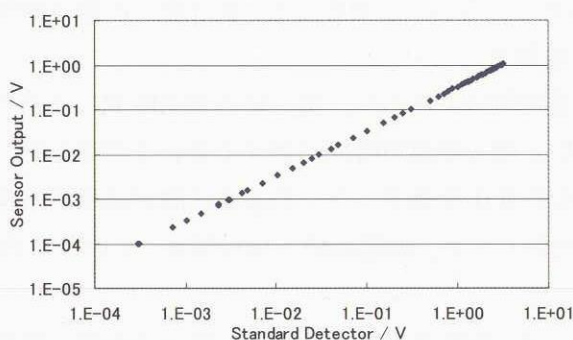




Fig. 3. Linearity of a filter radiometer calibrated against the standard detector continuously over four orders of dynamic range. The laser intensity was changed by ND filters and a polarizer.

3.1.4 感度偏差・フラット特性の測定

光学センサの(画素間)感度偏差の測定は、空間的に様な光源に対して行われる。そのため、光源の輝度むらが小さいことが必要である。従来のハロゲンランプ積分球の輝度むらは、典型的には 1%程度である。それに対し、本装置の輝度むらは、Fig. 4 に示すように 0.5%以内と小さく優れている。そのため、感度偏差を精度良く測定することが可能である。平成 15 年度は、積分球内の繰り返し反射におけるレーザの干渉の影響を解消し、輝度むらをさらに小さくすることを検討した。現在、詳細な評価を実施しているところである。

従来、測定要求が多い天文観測機器のフラット特性の評価は、ハロゲンランプ積分球では明るすぎて測定できなかった。それに対し、本装置は前述のように輝度レベルが小さい光源を得ることができるため、天文観測機器用のフラット特性の測定も可能となった。

-	-	-	-	-0.29%	-0.28%	-0.05%	-	-	-	-	-
-	-	-	-0.02%	-0.38%	-0.32%	-0.23%	-0.14%	-	-	-	-
-	-	0.34%	-0.08%	-0.26%	-0.33%	-0.31%	-0.04%	0.24%	-	-	-
-	0.34%	0.10%	-0.34%	-0.38%	-0.46%	-0.28%	0.11%	0.14%	0.45%	-	-
0.62%	0.23%	-0.10%	-0.10%	-0.35%	-0.28%	0.09%	0.30%	0.23%	0.32%	0.17%	-
0.46%	0.24%	-0.08%	-0.08%	-0.08%	0.00%	0.14%	0.38%	0.22%	0.42%	0.36%	-
0.48%	0.23%	-0.14%	-0.29%	0.10%	0.23%	0.06%	0.10%	0.28%	0.34%	0.36%	-
-	0.15%	-0.18%	-0.10%	-0.08%	0.02%	-0.10%	0.02%	0.10%	0.20%	-	-
-	-	-0.04%	0.04%	0.01%	-0.06%	-0.17%	-0.04%	0.23%	-	-	-
-	-	-	0.17%	0.36%	-0.12%	-0.18%	0.27%	-	-	-	-
-	-	-	-	0.36%	0.14%	0.14%	-	-	-	-	-

Fig. 4. Radiance uniformity at the laser integrating sphere aperture. The aperture of 20 cm diameter was measured at each 2 cm grid with a wavelength of 565 nm. The radiance was normalized with that of the aperture center.

3.2 輝度校正標準の改良：積分球の分光放射輝度の経時変化の評価と運用方法の検討

光学センサの輝度校正は、一般的に内部でハロゲンランプを点灯した積分球を分光放射輝度の基準として行う。積分球を用いたセンサの輝度校正の不確かさ要因はいくつかある。宇宙航空研究開発機構の積分球の分光放射輝度の校正值不確かさは、可視近赤外波長域では 2σ で 0.9～1.7%(波長による)と評価されている。それに加えて、積分球の分光放射輝度を校正した時からセンサの輝度校正をする時までの間に、積分球の分光放射輝度が変わることが、不確かさ要因の一つとなる。本研究では、積分球の可視近赤外波長域の分光放射輝度の変化の評価と原因の究明を行い、積分球の運用への反映と不確かさの評価を試みた。分光放射輝度の変化の評価は、(株)オプテル製の直径 60 cm φ、開口径 20 cm φ の積分球(以下 60 cm φ 積分球と記す)と、米国の Labsphere, Inc.製の直径 100 cm φ、開口径 36 cm φ の積分球(以下 1m φ 積分球と記す)に対して行った。両者とも、積分球の内壁は硫酸バリウムでコーティングされており、ハロゲンランプを複数個有している。

分光放射輝度の変化が、経過時間によるのか、積分球の運用時間によるのかを調べるために、分光放射輝度の経過時間に対する変化と積分球運用時間に対する変化を評価した。積分球運用時間が多い月と少ない月を作って分光放射輝度の変化を測定した。Fig. 5 に測定結果の一例を示す。分光放射輝度の変化は、積分球運用時間にほぼ比例したが、経過時間とは相関がなかった。積分球運用時間 100 時間に対して 0.9～1.3%の割合で低下した。

分光放射輝度の変化が、ランプの特性変化によるのか、積分球内壁の特性変化によるのかを区別する

ために、1mφ積分球の全く異なるランプセットA (5.8 A×4 灯)とB (4.3 A×5 灯)を決め、それぞれ99時間、22時間点灯した。Fig. 6に示すように、ランプを点灯した時間に対する分光放射輝度の変化は、ランプセットAとBで全く異なっていた。一方、積分球としての点灯時間(積分球運用時間)に対する分光放射輝度の変化は、ランプセットAとBでほぼ一致した。また、ランプを新品に交換し、ランプ交換後の分光放射輝度の変化を測定した。ここでは結果を示していないが、分光放射輝度は、ランプ交換直後から低下し、ランプ交換前と同じように積分球運用時間に比例するように低下した。以上の実験結果から、分光放射輝度の変化は、ランプの変化によるのではなく、積分球内壁の特性変化によると考える。

目安として積分球運用時間で100時間毎に、分光放射輝度の校正を行うこととする。分光放射輝度の変化による不確かさを小さくする必要がある場合は、校正周期を短くする。現実的には、校正周期に応じて、分光放射輝度の変化による不確かさの評価を行う。

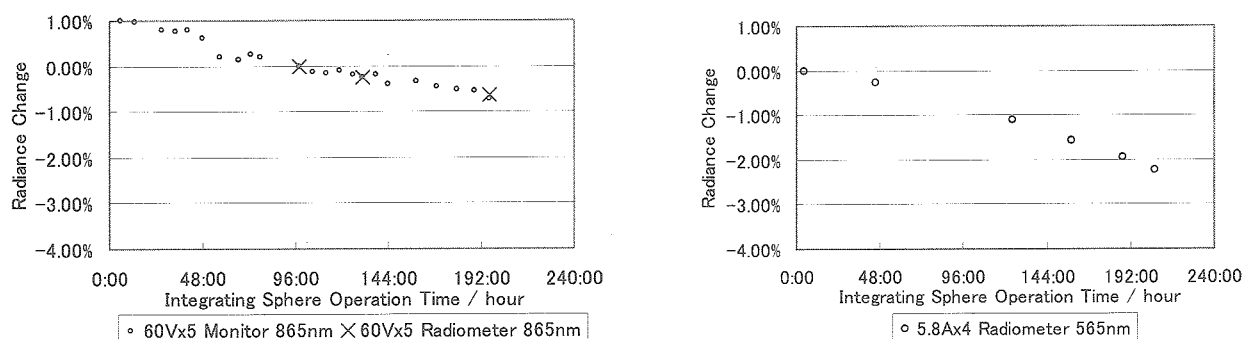


Fig. 5. Left graph : Radiance trend of the 60 cm φ integrating sphere (60Vx5) against the integrating sphere operation time with a wavelength of 865 nm. Right graph : Radiance trend of the 1 m φ integrating sphere (5.8Ax4) against the integrating sphere operation time with a wavelength of 565 nm.

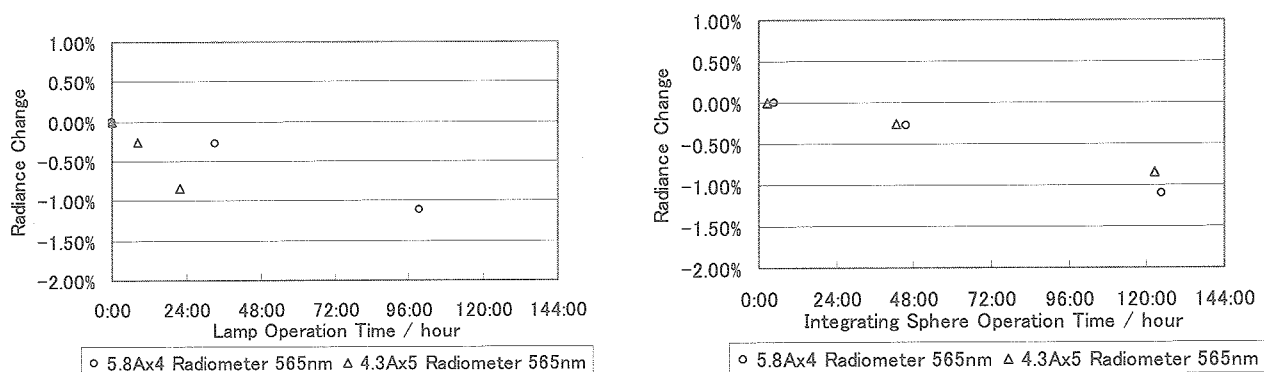


Fig.6. Radiance trend of the 1 m φ integrating sphere against the lamp operation time (left graph) and the integrating sphere operation time (right graph) with a wavelength of 565 nm.

#### 4. まとめ

輝度校正標準の維持管理と運用を行い、衛星搭載センサやその検証試験に用いる地上用センサ等の校正試験を実施した。

これまでに衛星搭載センサの光学性能評価試験を実施してきた中で明らかになった問題点を改善す

るために、波長可変レーザを用いた性能評価試験技術を開発した。従来不可能だった分光応答度を測定することと、線形性を4桁のダイナミックレンジで連続的に測定することが可能となった。また、感度偏差・フラット特性を精度良く測定することが可能となった。



## SELENE 搭載光学センサの試験の実施

## Optical performance tests of the LISM

エレクトロニクス技術グループ

Electrical Engineering Group

山本泰志

Yasuji Yamamoto

**Abstract:** Lunar Imager / Spectrometer (LISM) is one of the mission instruments of the SELENE lunar exploration satellite. A radiometric optical performance tests of the LISM were carried out using the radiometric calibration facility of the JAXA. This paper describes an overview of the test results

### 1. はじめに

エレクトロニクス技術グループでは、地球観測光学センサの研究の一環として、光学センサの校正・性能評価試験技術の研究とその成果を用いたプロジェクト支援を行なっている。本報告では、平成 14 年度より 16 年度にかけて実施している、月探査周回衛星 SELENE に搭載の月面撮像分光計 Lunar Imager / Spectrometer (LISM) のフライトモデルの光学性能評価試験について報告する。

### 2. SELENE 搭載の LISM の概要

LISM は、月面の地形および地質に関する情報を得ることを目的とする。LISM は、3 つの光学観測機器：地形カメラ(TC)、マルチバンドイメージャ(MI)、スペクトルプロファイラ(SP)から構成される。Fig. 1 に LISM の外観を示す。地形情報は主として TC のステレオ視データから得られる。月面の代表的な鉱物が可視近赤外に特徴的な吸収を持つため、地質情報は MI および SP による可視近赤外反射スペクトルデータから得られる。

LISM は、1995 年より検討が開始され、以降 PM 設計・製作・試験・FM 設計が進められ、2002 年に CDR が終了し、現在は FM の試験が実施されている。

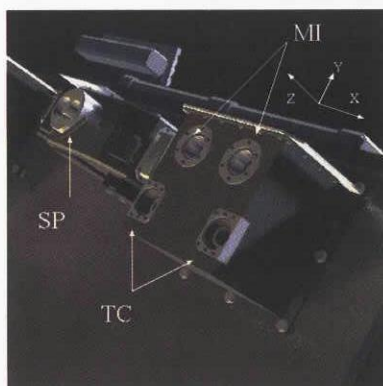


Fig. 1 Lunar Imager / Spectrometer (LISM)

### 3. LISM の性能評価試験

エレクトロニクス技術グループでは、我が国が有する光学センサを一つの基準から校正することを目的

とし、輝度校正標準を開発した。その輝度校正標準の維持管理と運用を行い、衛星搭載センサや軌道上で運用中のセンサを検証するための地上用センサ等の校正試験を実施している。その一環として、平成15年度は、輝度校正標準を用いて、SELENE 搭載 LISM の光学性能評価試験を実施した。Fig. 2 に LISM の光学性能評価試験の様子を示す。SELENE プロジェクトはセンサの運用を、エレクトロニクス技術グループは試験装置である積分球の運用および積分球の分光放射輝度の校正を行なった。



Fig. 2 Radiometric performance test of the LISM using the 1 m  $\phi$  integrating sphere.

3つのセンサ(TC, MI, SP)の全てのバンドに対して、絶対感度校正、リニアリティ、感度偏差などの評価試験を実施した。試験結果の詳細は参考文献[1][2]を参照のこと。試験データの一例を Fig. 3 に示す。

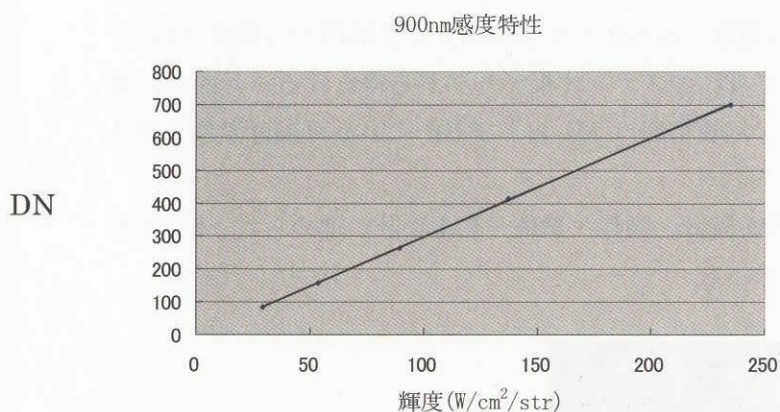


Fig. 3-1 Linearity of the SP.

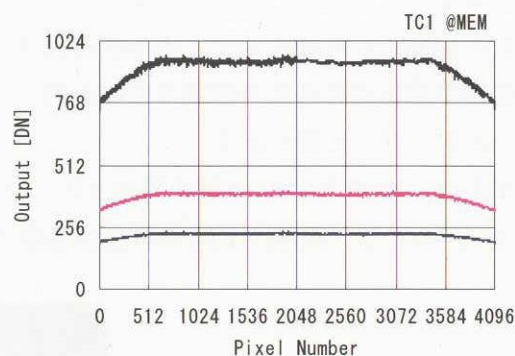


Fig. 3-2 Sensitivity deviation (flatness) of the TC.

#### 4. まとめ

輝度校正標準の維持管理と運用を行い、SELENE 搭載光学センサ LISM の光学性能評価試験を実施した。今後の予定として、平成16年度に打上前の最終校正試験を実施する。

#### 参考文献

1. Haruyama J. et al. "Flight model performance of SELENE Terrain Camera (II)," ISTS abstract(pdf) 2004-k-14p (2004)
2. 松永恒雄他：SELENE Spectral Profiler フライトモデルの開発と試験, 日本リモートセンシング学会第34回学術講演会論文集, 47-50 (2003)



## MDS-1 バスバッテリーの軌道上評価 Orbital Performance of MDS-1 Ni-MH Battery

エレクトロニクス技術グループ

Spacecraft Electrical Engineering Group

山田 知佐、舩分 宏昌、桑島 三郎

Chisa YAMADA, Hiroaki KUSAWAKE and Saburo KUWAJIMA

### Abstract

The Mission Demonstration Test Satellite-1 (MDS-1 or Tsubasa) has 2 batteries, which consist of 32 series of 20 Ah Ni-MH cells. These batteries showed good performance as the main power source of the satellite during eclipse, which solar power isn't available. The satellite, which was launched by H-IIA Launch Vehicle No. 2 (H-IIA F2) on February 4, 2002, has ended its one year and eight months onorbit mission, which was much longer than the scheduled mission period of a year, and acquired various data. On September 25, 2003, the command signal were sent to stop radio frequency (RF) emission from the satellite. In this paper, we report orbital performance of these Ni-MH batteries on MDS-1.

### 1. はじめに

将来の宇宙機の高機能化，低コスト化を指向した民生部品の宇宙転用，およびコンポーネントの小型軽量化に係わる基盤技術の推進を図ることを目的とした民生部品・コンポーネント実証衛星「つばさ (MDS-1)」(図1)は、2002年2月4日に種子島宇宙センターから、H-IIA ロケット2号機により打ち上げられた。表1にMDS-1の主要諸元を示す。

Table 1 Configurations of MDS-1.

Weight	475 kg
Required electrical power	About 900 W
Attitude control	Spin stabilized
Scheduled mission period	1 year
Launch Vehicle	H-IIA
Launch site	TNSC
Launched date	4 Feb. 2002
Orbit	Geostationary Transfer Orbit

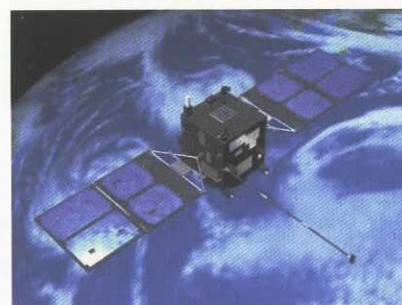


Fig. 1 Image of MDS-1.

2003年2月26日に定常段階を終了した後も運用を継続し、予定されていた1年間のミッション期間を超える約1年8ヶ月の軌道上運用を達成し、さまざまなデータを取得した。2003年9月25日に停波コマンドを送信し、同27日、つばさからの電波の発信が停止していることを確認し、これをもって運用終了となった。

衛星の運用を遂行するためには、性能・信頼性の高い電源の開発が重要であり、特に太陽電池、二次電池が鍵となる。MDS-1では、水素吸蔵型ニッケル水素(Ni-MH)電池を二次電池として初めて搭載し、良好な性能が得られている。本稿では、MDS-1のNi-MH電池の運用データについて報告する。

### 2. 研究概要

宇宙用 Ni-MH 電池は当グループも開発に参画したもので、Ni-Cd に比べても遜色ない性能が地上試験で得られている(図2参照)。新規開発品を宇宙で実用に供するためには、試験衛星等を利用して、軌道上にて実証することが求められていた。そこで、MDS-1において初めて宇宙用 Ni-MH 電池を搭載し、軌道上実証を行うこととなった。

MDS-1には、20 Ah Ni-MH 電池を用い、32 直列に接続された、2 台の Ni-MH バッテリーが搭載されている。16 セル直列に組み立てられたバッテリー組立を図3に示す。このバッテリー組立を2式直列に接続したものをバッテリー1台と呼んでいる。搭載した電池の主要諸元を表2に示す。



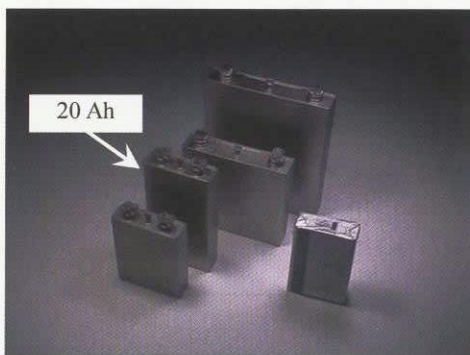


Fig. 2 Photos of Ni-MH batteries for space utilization.

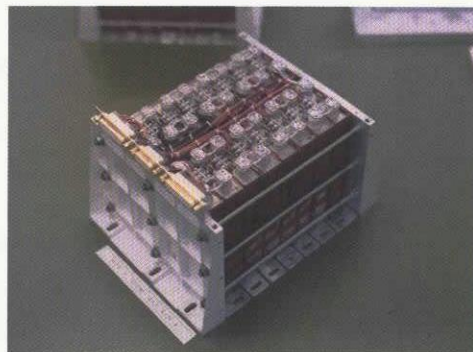


Fig. 3 Stack of 20 Ah Ni-MH battery for MDS-1.

Table 2 Configurations of Ni-MH battery of MDS-1.

Capacity	20 Ah
Weight	< 570 g
Energy Density	> 42 Wh/kg
No. of cells consist of a stack	32 cells (16 cells×2)

Table 3 Eclipse condition on the MDS-1orbit.

Period	Eclipse time
Feb. 4~Mar.11, 2002	①
Mar.12~Apr.10, 2002	②, max: 98 min.
Apr.11~July 26, 2002	①
July 27, 2002 ~May 10, 2003	③, max: 44 min.
May 11, 2003~	②, max:122 min.

MDS-1 は、耐放射線データを加速的に取得するという目的で、遠地点約 36000 km、近地点約 500 km の静止トランスファー軌道に投入された。本軌道での食条件は以下の 3 種類に大別される。

- ① 全日照期間
- ② 遠地点が食となり、長い食が短期間継続する食期間
- ③ 近地点が食となり、短い食が長期間継続する食期間

MDS-1 の打ち上げからの食条件を上記大別により識別して表 3 に示す。この食の際の電力供給に Ni-MH 電池を利用した。

### 3. 成果概要

#### 3. 1 軌道上の宇宙用 Ni-MH 電池の実証

##### (1) 打ち上げ～パドル展開までの充放電特性

2002 年 3 月（平成 13 年度）に行われた打ち上げからパドル展開までバッテリー電圧 40 V 以上を維持しており、2 台のバッテリー(BAT-1, 2)間のバラツキもほとんど無く(放電末期で 0.2 V 程度)、良好な特性を示した。放電深度(DOD)のバラツキも 0.1%程度で、打ち上げまでの補充電を含め、適正な充電管理が行われたこと、バッテリー間に顕著な特性差(劣化の有無を含む)が無いと判断できる。

##### (2) 食期間中の充放電特性

食期間における BAT-2 の充放電末期温度と DOD の推移を図 4 に、充放電末期電圧の推移を図 5 に示す。食時間が長くなることに伴い、DOD は深くなり、それに対応し充電量(Chg. Cap.)も増加している。BAT-1 よりも BAT-2 の方が若干電圧が高く、それぞれの充電末期電圧はセル平均で 1.38~1.42 V, 1.39~1.43 V であった。放電深度が浅いところでは、DOD に対する充電量が過大であるが、多くはトリクル充電によるものである。充電末期の 1 セルあたりの電圧のばらつきは少なく、充放電特性に影響はないと判断した。また、

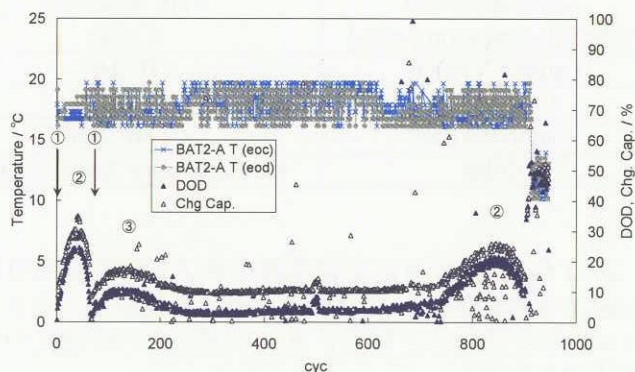


Fig. 4 Cycle performances of DOD and temperature of the BAT-2 cells during eclipse period.

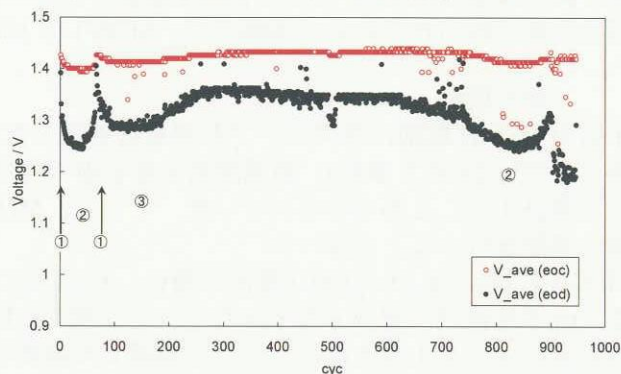


Fig. 5 Cycle performances of the EOC/EOD voltages of BAT-2 during eclipse period.



7月以降の食期間の充電末期電圧が、3～4月期と比較して増加が見られ、充電量が大きいことの影響が現れているものと考えられる。

放電末期電圧  $V_{ave} (eod)$  は、食が深くなるにつれ放電深度が深くなるが、放電末期電圧が 1.25 V 以下に下がることなく推移している。また、最大食から食が短くなる期間においては、同様の放電深度でも食の前半と比較して放電末期電圧が高くなる傾向にあり、深い放電をしたことによるメモリ効果の除去効果が見られる。MDS-1 では、90 分を越える食期間が存在したが、放電深度は最大 30% で程度であった。また、バッテリー間の DOD の差異は、最大食付近でも 1% 未満である。

総合して、BAT-1, 2 とも良好な特性を示している。なお、50 サイクルおよび 500 サイクル付近で急激な DOD の増加が見られるが、これはミッション機器として搭載している CPV 型 Ni-H<sub>2</sub> バッテリ実験装置からの回生電力が変化したためであり、バッテリー及び衛星の異常を示すものではない。

### (3) 地上における軌道上データ再現試験

衛星の運用状態は、衛星から送られてくるテレメトリデータにより、ある程度把握することが可能であるが、より正確に把握するためには地上において同様の評価試験を行うことが重要である。そこで、MDS-1 搭載 Ni-MH 電池についての軌道上の運用実績(充放電電流、時間、温度等)を出来る限り忠実に再現し、軌道上データと地上試験データとの比較を試みた。地上運用模擬試験の充放電末期電圧の推移を図 6 に示す。図 5 の軌道上データと比較すると、地上試験結果は 760 サイクルまで、良い一致を示しているものと判断する。特に、フライト電池のメモリ効果が除去されたと考えている 3～4 月期食期間明け付近のトレンドデータには、良い一致が見られる。

### 3. 2 軌道上運用異常への対応：深放電模擬試験 (1) 軌道上での運用異常

1 年のミッション期間を終え、後期運用段階に入った 2003 年 7 月 30 日の軌道上運用の結果、BAT-1 の電圧・電流が異常値を示し、BAT-2 のみが放電する運用異常が発生した(図 4 および図 5 における 900 サイクル以降)。BAT-1 の回復が見込まれず、運用は BAT-2 のみで行うことを余儀なくされた。図 7 に、図 5 の BAT-1 の運用異常前後の BAT-2 の充放電末期電圧の推移を拡大して示した。BAT-1 が異常を示した後は、それを補うため BAT-2 の放電末期電圧  $V_{ave} (eod)$  の低下が見られる。

2003 年 8 月 20 日以降、食の時間が長くなることから放電深度が大きくなり、最大日陰時間は 122 分に及ぶことがわかっていった。この想定される条件において、BAT-2 のみで、どこまで運用が可能であるか見極める必要があった。軌道上の運用を継続した場合、電力解析から最大食においては BAT-2 のみの運用では、DOD100% を超えてしまうことが懸念されており、①軌道上で 1 年半経過した BAT-2 が、どの程度の深い放電をしても、許容できる残存容量を有しているか、②このとき、BAT-2 の放電末期電圧が下がり過ぎないかどうか、判断できる材料が必要であった。

②に関して、放電末期電圧  $V(eod)$  の最下限電圧を 1.15 V (少なくとも 1.10 V) とした。これは、以下の MDS-1 の下限電圧制御(UVC)レベルの 1 セルあたりの電圧である。なお、通常の運用時はレベル 2 に設定されていたが、異常発生後にレベル 1 に変更した。

レベル 1: 35.2 ± 0.3 V (32 セル)

レベル 2: 36.8 ± 0.3 V (32 セル)

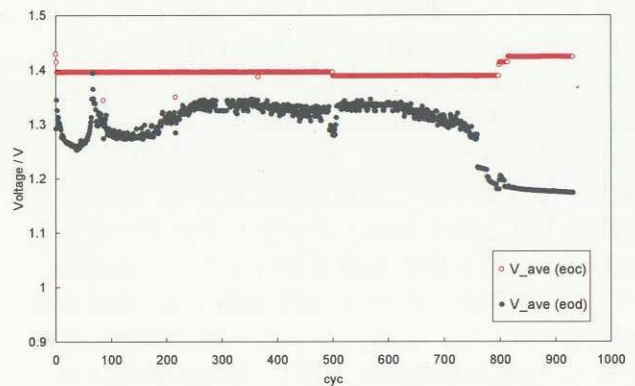


Fig. 6 Cycle performances of end of charge/discharge voltages in the simulated test based on the telemetry data from the MDS-1.

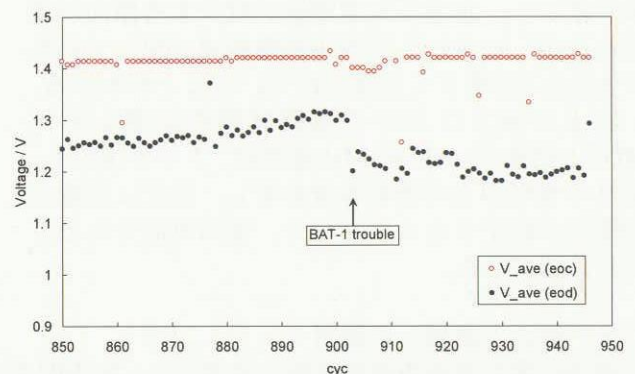


Fig. 7 Cycle performances of EOC/EOD voltages before/after the operation trouble (~900 cycle).



上述の2点を見極めるためには、同程度のサイクルを経験する同種の Ni-MH 電池にて検証を行う必要があった。そこで、地上における軌道上データ再現試験を 759 サイクル(軌道上の 2003 年 5 月下旬相当)にて中止し、深放電運用模擬試験を行った。図 6 の地上における軌道上データ再現試験のうち、深放電運用模擬試験を行った部分について拡大したものを図 8 に示す。DOD9.7%で推移していたが、760 サイクルから DOD40%に変更し、その後 DOD60%、70%と放電を深くしていった。DOD75%という深い放電でも運用が可能であり、1.15 V を下回らず、順調にサイクルが進行した。

軌道上では、運用異常後の 2003 年 8 月 26 日、BAT-2 の定電圧充電移行電圧を上げ(V/T レベル変更 2→1)、放電末期電圧に余裕を持たせる運用を行った。このとき、地上運用模擬試験においては DOD75%の模擬を行っていたが、条件をなるべく軌道上にそろえる目的で、同様の運用を行った。その結果、放電末期電圧の若干の上昇が見られた。その後、DOD80%とさらに深い放電としたが、放電は可能であり、放電末期電圧は 1.15 V を下回ることにはなかった。また、軌道上では 2003 年 8 月 29 日、温度を下げて充電量を増加させ、充電末期電圧の上昇を図るため、バッテリーヒーターを主系から従系に切り替える運用を行った。この結果、バッテリー温度が 19℃から 13℃に低下し、充電末期電圧は上昇した。これについても地上試験に反映させた。充電末期電圧は上昇し、放電末期電圧は、1.15 V 以上を保っていることが明らかとなった。

図 9 に地上深放電運用模擬試験における放電深度の違いによる 1 サイクル中の電圧・電流の推移を示した。DOD が深くなるにつれ、定電流充電領域が増加し、定電圧充電領域が減少する傾向が見られるが、いずれも定電圧充電領域が現れていることから、効率よく充電されていることがわかる。

以上の地上における模擬試験の結果から、MDS-1 搭載 20 Ah Ni-MH 電池は、1 年半後でも、定格の 80%以上の残存容量を有し、過度に放電末期電圧が低下することなく、運用可能であることが確認できた。

## (2) 軌道上運用への適用

前項の深放電運用模擬試験の結果から、Ni-MH 電池は地上試験においては、DOD80%という深い放電が可能である残存容量を有することがわかった。しかし、実際の軌道上運用ではマージンを考慮し、DOD70%となるよう運用を行うこととし、食中、ミッション機器の運用を停止することにより、負荷を軽減する措置を取った。このような対策を取ることで、DOD70%を超えることなく、余裕を持って最大食を乗り切ることができた。

しかし、MDS-1 は後期利用段階で、すでに予想以上の成果が得られており、電源系の異常に加え、さらなる異常が発生した場合に制御不能に陥る可能性を懸念し、2003 年 9 月 25 日に停波コマンドを送信し、運用を停止した。

## 4. まとめ

中小型衛星に適した宇宙用電池として、Ni-MH 電池を開発し、MDS-1 に搭載することにより、評価を行った。当電池は、同種同程度の容量で比較した場合、世界最高レベルの小型化と軽量化を達成している。MDS-1 に搭載された電池は、1 年強と短期間ではあるが、良好な性能を示し、かつ、2 台中 1 台が運用できなくなり、深放電を行わざるを得ない厳しい条件にも耐え、高い信頼性を示した。当電池は OICETS 及び SELENE にも使用される計画であり、評価を継続していく方針である。

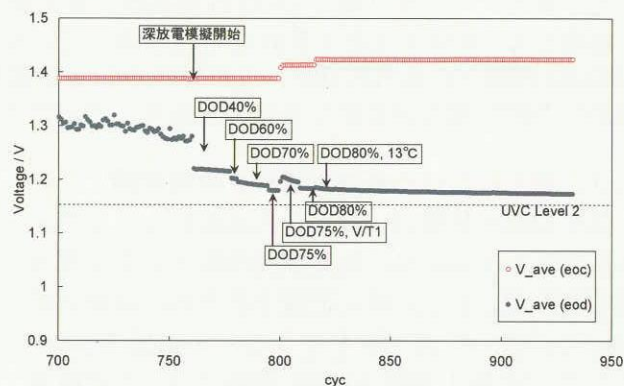


Fig. 8 Cycle performances of EOC/EOD voltages simulating the high DOD operation.

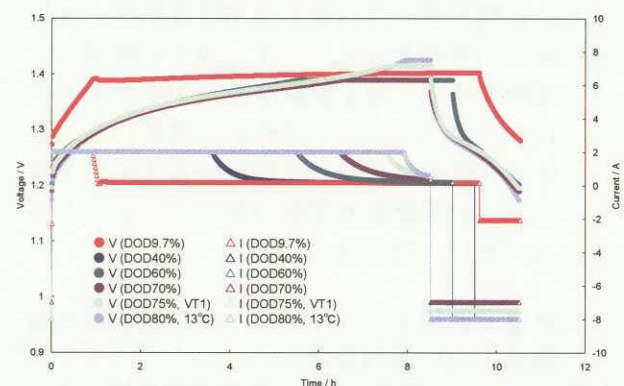


Fig. 9 Charge/discharge current and voltage performances simulating the high DOD operation.

みどり II (ADEOS-II) 運用異常に対する材料の劣化評価解析  
Evaluation and Analysis of Material Degradation for ADEOS-II Failure Cause Investigation

マテリアル・機構技術グループ

(Mechanical and Materials Engineering Group)

石澤 淳一郎、馬場 尚子、マイケル・ニーシュ、南 伸太郎、今川 吉郎

Junichiro Ishizawa, Naoko Baba, Michael J. Neish, Shintaro Minami, Kichiro Imagawa

宇宙利用推進本部 ADEOS-II プロジェクトチーム

(Office of Space Applications ADEOS-II Project Team)

黒崎 忠明、前島 弘則、小島 寧

Tadaaki Kurosaki, Hironori Maejima, Yasushi Kojima

Abstract

ADEOS-II(Advanced Earth Observing Satellite-II) stopped supplying observation data due to reduction of electric power supply. FTA (Fault Tree Analysis) suggested that breakage or short circuit of the power supply harness between PDL (Solar Array Paddle Subsystem) and the electric power subsystem was the most possible cause. Each phase of the failure scenario was evaluated with tests and analyses. This paper reports evaluation of material degradation for the failure case verification.

1. はじめに

2003 年 10 月に発生したみどり II (ADEOS-II) 太陽電池パドル発生電力低下の原因究明において、FTA(故障の木解析)の結果、太陽電池パドルの電力ライン、及び太陽電池パドルハーネスが可能性のある故障部位として推定された。このうち、最も可能性の高い事象と考えられるパドルハーネス束の開放・短絡ケースにつき、故障シナリオの成立性を評価するため電線被覆材料の劣化解析を行った。

2. 評価解析の概要

2. 1 運用異常発生時の観察事象

10 月 24 日 16 時 13 分頃から約 3 分間で発生電力が約 6kW から約 1kW へ低下した。その後も、日照中は約 1kW 程度の電力が発生していた。異常発生時、衛星の姿勢変動及び軌道変化が観察された。テレメトリデータ等の解析により、このとき作用した力積の起点は、太陽電池パドルブーム部を横切る面上に存在していることが確認された。

Table 1 Power supply harness configuration

Harness (Large)	Harness (Small)
Cable Total 106	Cable Total 90
Power line 104(52Circuit)	Power line 24(12Circuit)
Signal line 2	Signal line 60
MLI(Multi Layered Insulator)	
Polyester film(Thick, Thin)	
Polyester net	
Polyimide film	

2. 2 太陽電池パドルハーネス概要

ハーネスの概要を Table 1 に示す。電力の低下量より、推定故障部位は大電力ハーネス束と推定された。ハーネスは 106 本の電線を多層断熱材(MLI)で覆い、束線した構成である。

このハーネス部で使用されている電線は、レイケム 55 AWG22 番線(公称外径 1.09mm)であり、Figure 1 のように線状の銀メッキ銅線と、肉厚 0.15mm の電子線架橋 ETFE(四フッ化エチレン・エチレン共重合樹脂)被覆材とで構成されている。

宇宙機用の電線には、耐熱性等の要求から、被覆材にポリイミド系やフッ素系高分子材料を使用することが多い。ETFEは代表的なフッ素系高分子材料であるPTFE(ポリ四フッ化エチレン；代表的商品名テフロン)と比較し、融点や耐アーク性に劣るが、成形性が良く押出・射出成形が可能のため、諸特性のバランスがよい電線被覆材と



して広く使用されている。さらに放射線照射(専ら電子線が使用される)や架橋剤利用によって架橋を進ませることにより、融点を超える温度域でも溶け出さず、ゴムのように形状を保つことができる。これにより、高温での機械的特性が改善される。

レイケム電線の場合は、押出成形により芯線に被覆が施された後、電子線架橋を行っている。

ADEOS-IIの運用異常調査により、ハーネス温度は熱サイクルの中で最高230℃(±解析誤差10~15℃)まで到達したことが分かっている。この温度は、レイケム55電線の連続使用可能温度である200℃を超えており、DSC(示差走査熱量測定装置)で測定した結晶融点(約236℃)近傍であった。

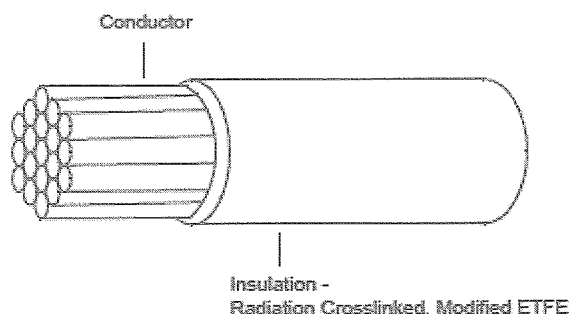


Figure 1 Structure of Raychem #55 (Single wall) wire

(From Raychem Corporation website)

## 2. 3 想定された故障シナリオ

ハーネス束が破断に至るまでのシナリオは、FTA等に基づき以下のように想定された。

[異常発生以前の事象]

- ① MLIの帯電：日陰中、またはオーロラ帯通過時に、接地されていないMLIが帯電する。
- ② ハーネスの損傷：打上げから運用異常発生までの何処かの時点で、被覆に損傷が発生した。
- ③ MLIとハーネス間のトリガ放電／損傷ハーネス間の単発放電：帯電したMLIとハーネス間にトリガ放電が発生する。また、損傷ハーネス間に単発的な放電が発生する。

[異常発生時の事象]

- ④ ハーネス間の持続放電：一組の損傷ハーネス間で単発放電から持続放電に発展する。
- ⑤ 隣接ハーネスへの波及：一組の損傷ハーネスが、持続放電に伴う発熱により熱損傷し、開放又は短絡に至る。また、熱損傷に伴う発熱により隣接ハーネスに波及し、熱損傷が大電力ハーネス束全体に波及する。

各段階での事象は地上試験により検証された。当グループでは、事象②の被覆損傷、及び事象⑤に伴う姿勢変動・軌道変化の成立性を検証する試験を実施した。

## 3. 成果の概要

### 3. 1 電線被覆材の損傷評価

同種の電線が国内外の宇宙機で多くの使用実績を有することから、軌道上における電線被覆材の主たる劣化要因として、ADEOS-IIで特徴的な環境であった、結晶融点近傍まで達する高温状態(熱サイクル)に着目した。なお、ADEOS-IIの運用中は、104本の電力線を束線していることにより、熱サイクルによる電線同士の固着や摩擦が加わる状態となる。

そこで、以下に示す高温に着目した(a)～(c)の環境試験、また、直接電線被覆材を損傷させる(d)デブリ衝突による損傷評価を実施した。各環境試験後の試料に対しては、CCDカメラ及びレーザ顕微鏡を用いた表面観察、XPS(X線光電子分光分析)による組成及び化学結合状態分析、並びに熱サイクル負荷を行った際のき裂発生評価を含む材料劣化評価を行った。

#### (a) 熱真空曝露試験

10cm長のレイケム55電線に対し、温度250℃、真空下(1kPaより高真空)にて、850時間の熱真空曝露試験を実施した。

熱真空曝露後試料の被覆材では、表面が褐色に変色した他、曝露前試料では観察されなかった直径約1.7μmのボイドが筋状に配列している様子が観察された。XPSによる元素分析の結果をTable 2に示す。

元素分析は表面(最表面から数nm深さ以内)及び内部(最表面から数μm深さ以内;最表面を含まず)について実施した。その結果、熱真空曝露による組成変化は極表面に限られ、炭素が減少し、フッ素が増加することが分かった。なお、曝露前の試料においても、材料表面から酸素が多く検出されている。架橋ETFE被覆材では、押出成形時の高温によって表面に酸化層が形成され、この酸化層が熱分解して腐食性のHF(フッ化水素)を放出することが分かっている。今回の試験でも、熱真空環境曝露により、成形時の酸化層の熱分解が進み、変色、組成変化等が起きたものと判断できる。

さらに、試験後の被覆材に対し ASTM E595 に準拠して実施したアウトガス測定試験結果を Table 3 に示す。放出ガス量を示す TML(質量損失)で比較すると、熱真空曝露試験後の被覆材の方がアウトガス量が多いことが分かる。これは、結晶融点を超える熱真空環境に曝されたことにより、材料の低分子量化(熱分解)が進み、アウトガスが発生しやすくなったと考えられる。ETFE の結晶融点に近い温度で運用された場合、そのアウトガス量は増加する可能性があり、ADEOS-II の不具合原因とされる放電を起こすのに必要な真空度の低下は十分に起こり得る。

(b) 電子線照射試験

高分子材料に対する軌道上の主な劣化要素として、放射線(電子線)、紫外線、原子状酸素があるが、最も高温となった電線設置箇所はMLIに遮蔽されているため、紫外線や原子状酸素の影響は受けにくい。そこで、高温及び電子線照射の効果に着目した電子線照射試験を実施した。電子線による被覆材劣化の評価は、温度サイクルでの傷の発生で確認することとし、試料形状は熱応力の影響を模擬できる渦巻き状とした。試料の最外周の曲率は、ADEOS-II搭載状態で最も厳しい曲率とした。

Table 4の条件1~4に示す電子線照射を行った試料に対し、-65~200℃の熱サイクル試験を77回実施した。その結果、電子線照射量が最大、かつ照射温度が最高である条件4の試料において、Figure 2に示す輪切り状のき裂が3箇所で見観察され、被覆材の脆化(伸びの低下)が生じることが明らかとなった。一般的に、電子線照射による高分子材料への影響は、架橋及び材料を劣化させる分子鎖切断の競合であるが、それら放射線の効果は高温ほど促進される。

Table 4 Conditions of electron beam irradiation

Condition	1	2	3	4	5	6	7	8
Equivalent time in ADEOS-II orbit for electron beam fluence [month]	10	30	100	1000	3	10	30	100
Electron beam fluence [e/cm <sup>2</sup> ]	3×10 <sup>13</sup>	9×10 <sup>13</sup>	3×10 <sup>14</sup>	3×10 <sup>15</sup>	9×10 <sup>12</sup>	3×10 <sup>13</sup>	9×10 <sup>13</sup>	3×10 <sup>14</sup>
Energy of electron beam [keV]	120	120	120	500	120	120	120	120
Absorbed dose [kGy]	14.3	42.9	143.0	1430.0	4.29	14.3	42.9	143.0
Temperature during irradiation [℃]	RT, 100	RT, 100	RT, 100	230	230	230	230	230

そこで、同様の渦巻き状試料に対する追加の電子線照射試験を、条件4と同じ照射温度となる Table 4 の条件5~8で行った。さらに、電子線照射と熱真空曝露による相乗的な材料劣化評価のため、電子線照射→熱真空曝露、熱真空曝露→電子線照射と順番を変えた試料を作成した。熱真空曝露条件は、レイケム 55 電線の寿命(伸び50%低下)のカタログ値 200℃、1 万時間に対し、加速試験条件の一般的な導出方法であるアレニウス則(電線被覆で適用されることの多い指数: 2.5 を適用)を利用して、Table 5 (条件 B~D が寿命相当)のように算出した。なお、軌道上の最悪条件は、同様のアレニウス則で換算すると 260℃では 167 時間となり、Table 5 の条件より厳しいものとなっている。他の特性劣化の可能性があるが、別途実施された引張試験結果では、260℃の温度条件では、15 時間、167 時間の曝し時間による伸びの変化は小さいことが分かっている。

電子線照射及び熱真空曝露を行った渦巻き試料に対しては、0~130℃及び 115~255℃の 2 条件の熱サイクル試験を実施した。0~130℃では ADEOS-II が受けた 4000 サイクルを超える 6000 サイクル、115~255℃では 750 サイ

Table 2 XPS elemental analysis result [at%]

Element	Virgin		Thermal vacuum	
	Surface	Inside	Surface	Inside
C	72.07	83.12	45.18	83.87
Cl	0.37	—	—	—
Cu	—	—	0.05	0.11
F	17.65	15.71	40.12	14.84
N	0.97	0.91	0.48	0.81
Na	0.62	—	—	—
O	6.87	—	8.2	—
Sb	—	0.26	—	0.28
Si	1.16	—	5.95	—
Sn	—	—	0.02	—
Zn	0.29	—	—	0.09

Table 3 Outgassing data of ETFE jacket

	Virgin	Thermal vacuum
TML[%]	0.098	0.164
CVCM[%]	0.002	0.014
WVR[%]	0.025	0.095

TML: Total Mass Loss  
CVCM: Collected Volatile Condensable Materials  
WVR: Water Vapor Regained



クル（試験装置の制約のため、サイクル数を多くできなかった）の負荷後も、き裂の発生は見られなかった。一方で、次項に述べる束線電線での放電が確認されたことから、束線状態特有の材料損傷要因があるものと考えられる。

#### (c) 束線試料の損傷評価

別試験により、熱サイクル後に放電が確認された束線試料には、放電痕（熱による被覆材の黒色化）を伴う芯線まで到達した傷が確認された。これは、放電現象を起こし得る程の傷が発生し放電に至ったか、被覆材の絶縁特性等の劣化により放電が発生し、その際に被覆材に傷が生じたかのいずれかの事象が発生していたと考えられる。被覆材劣化と放電の関係についてより詳細な評価が重要であるが、これまでに実施された試験では、軌道上の運用期間に相当した熱劣化後も、電線被覆材は十分な絶縁特性を有するという結果が得られている。そのため、被覆材に放電を起こし得る傷が発生したと仮定し、かつトリ等の放電の痕跡の有無に注意しながら、被覆材の分解観察を行った。

観察の結果、大きく開口した破面は滑らかであり延性破壊の様子はなかった。また、Figure 3 の(a)は斜め方向に、(b)は電線の長さ方向に傷が進展している。特に(b)の傷は3mmと長く、かつ幅広く開口しており、その発生に必要な大きな熱歪みが熱サイクル試験で起きるとは考えにくく、一般的な高分子材料の破壊形態からは説明できない。そこで、この破壊形態について、本被覆材の材料に特有なものとして考察する。

まず平滑な破面であるが、これは、ゴムが引張破壊した際の破面と類似している。ゴムの弾性的な性質は架橋構造に起因しているが、電子線架橋されたETFE被覆材も結晶融点近傍以上の温度で架橋が支配的な構造となり、ゴムと同様な機械的特性をもつものと考えられる。そのため、今回見られた傷は、結晶融点近傍以上の温度で発生したものと推察される。

さらに、電子線架橋した高分子材料では、結晶融点を超える際に成形前の形状に戻ろうとする形状回復現象が生じる。高分子材料への電子線架橋の最も大きな用途は熱収縮チューブであり、これは、成形時に延伸を加えて冷却し、その後結晶融点以上に加熱することにより元の形状に戻る性質を利用している。今回の電線被覆材では、長さ方向に押出加工がされているため、結晶融点近傍を超えると長さ方向は収縮、円周方向は引張の力が発生し、長さ方向若しくは斜め方向にき裂が進展しやすくなる。また、高分子材料では、延伸方向に垂直な方向に脆くなりやすい。これらの確認のため、今後円周方向での引張試験を行う予定である。

熱膨張による影響が含まれる可能性があるが、半田ごてによる被覆材加熱試験においても、Figure 4 に示すような、電線の長さ方向若しくは斜め方向に進展する平滑で開口の大きな傷の発生が確認された。

なお、束線電線の傷発生箇所には、隣接電線と接触した状態で熱サイクルが負荷されたことによるものと思われる磨耗痕（窪み）が見られた。さらに、230℃において隣接する電線被覆材が固着することが別の試験で確認されていることから、電線被

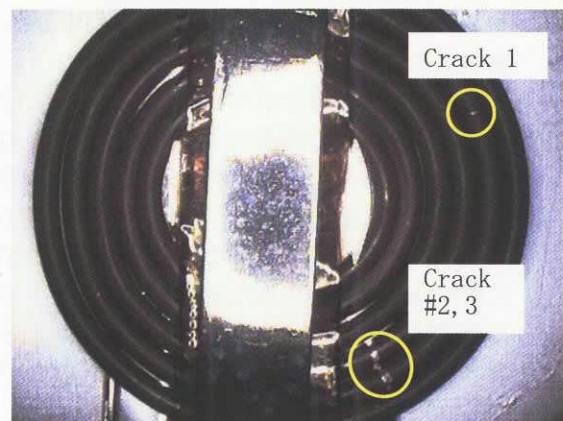
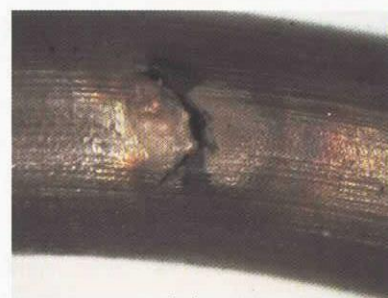


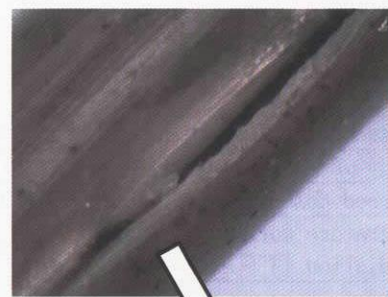
Figure 2 Cracks appeared in electron beam irradiated cable

Table 5 Thermal vacuum conditions

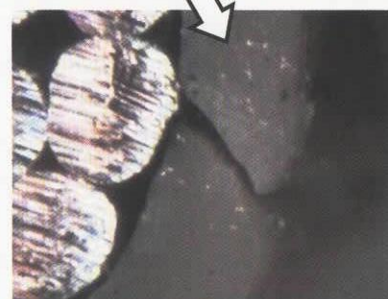
Condition	A	B	C	D
Temperature [°C]	260	260	280	300
Time [Hour]	15	41	7	1



(a)



(b)



(b)

Figure 3 Cracks appeared in tie-up cable



覆材同士の接触箇所は、固着することにより熱サイクル時に応力の束縛点として働く他、被覆材の肉厚減少や傷発生の原因となる磨耗を起こし得る。

以上を総合して考えると、電線被覆材の接触箇所において、被覆材の磨耗、肉厚減少が発生、さらに熱サイクル時に材料の膨張、収縮に伴う繰返し応力と形状回復により生じる応力が負荷されることで、傷が発生、進展するものと考えられる。加えて、軌道上の熱、真空、電子線等による材料の脆化が生じ、熱サイクルによるき裂発生をより容易にしていた可能性が高い。

#### (d) デブリ、又はメテオロイドの衝突による損傷評価

衛星に対し四方向より衝突するデブリ及びメテオロイドの密度を解析により求め、環境計測技術グループと連携して、ハーネス損傷の可能性を検討した。ブームハーネスを直撃する方向(太陽電池パドルに対して $\pm 90^\circ$ )の粒径別密度をTable 6に示す。解析結果より、粒径1mm以上のデブリ・メテオロイドの密度は小さく、衝突する可能性が極めて低いことがわかる。

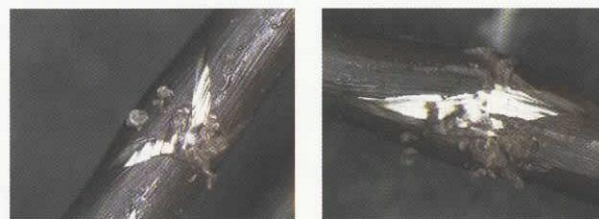


Figure 4 Cracks appeared in soldering iron test

Table 6 Space debris and micrometeoroid impact flux [ $/\text{m}^2/\text{year}$ ]

Diameter	Inclination of +90 degrees from the solar array paddles			Inclination of -90 degrees from the solar array paddles		
	Debris	Meteoroid	Total	Debris	Meteoroid	Total
$>1 \mu\text{m}$	2,263	1,001	3,264	1,739	938	2,677
$>0.01 \text{ mm}$	952	216	1,168	572	217	789
$>0.1 \text{ mm}$	9.04	3.62	12.66	8.8	3.63	12.43
$>1 \text{ mm}$	$1.849 \times 10^{-2}$	$4.78 \times 10^{-3}$	$2.327 \times 10^{-2}$	$1.715 \times 10^{-2}$	$3.886 \times 10^{-3}$	$2.104 \times 10^{-2}$
$>1 \text{ cm}$	$4.481 \times 10^{-5}$	$5.72 \times 10^{-6}$	$5.053 \times 10^{-5}$	$4.067 \times 10^{-5}$	$4.567 \times 10^{-6}$	$4.524 \times 10^{-5}$
$>10 \text{ cm}$	$2.27 \times 10^{-6}$	$5.717 \times 10^{-6}$	$7.987 \times 10^{-6}$	$2.082 \times 10^{-6}$	$4.567 \times 10^{-6}$	$6.649 \times 10^{-6}$

微小粒子の高速衝突試験を実施したところ、MLIを貫通してハーネスを損傷した粒径は $400 \mu\text{m}$ から $500 \mu\text{m}$ 程度であった。試験結果より、ハーネスに損傷を与え得るが、ハーネス全体の破断には至らない衝突物体の粒径は $100 \mu\text{m}$ から $1 \text{ mm}$ の範囲内、かつ中央付近に分布することが判った。該当する粒径の粒子が大電力ハーネスに衝突する確率(解析値)をTable 7に示す。衝突角度・位置等による変動を考慮して粒径 $300 \mu\text{m} \sim 800 \mu\text{m}$ の領域をみると、1年間に粒子が衝突する確率は6.7%であり、ADEOS-II電線被覆に傷を発生させた可能性も排除できない。

### 3. 2 隣接ハーネスへの波及(傍証)

異常発生時に観測された姿勢変動及び軌道変化を、事象⑤に伴う電線被覆からの発生ガス噴出によるものと仮定し、被覆材高温加熱時の発生ガス量及び組成確認試験を実施した。高温炉に被覆材を設置し、酸化を防ぐためHe雰囲気中で加熱した後、炉内ガスをサンプリングした。発生ガスの分析は、有機成分にガスクロマトグラフ及びガスクロマトグラフ質量計を、HFに検知管を夫々使用して行った。試験結果をTable 8に示す。




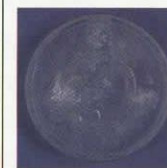
加熱温度が $500^\circ\text{C}$ 以下のケースでは、加熱後のサンプルは原形を留めていたが、 $600^\circ\text{C}$ 以上のケースでは灰状となった。重量減少率は $400^\circ\text{C}$ から $500^\circ\text{C}$ の間で急激に上昇し、 $800^\circ\text{C}$ では99%以上が気体となって放出された。 $400^\circ\text{C}$ のケースを除き、発生ガスの主成分はHFであった。

Table 7 Probability of impact on the harness

Particle diameter [ $\mu\text{m}$ ]	Flux [ $\text{m}^{-2} \text{ yr}^{-1}$ ]	Probability of impact in one year
100	11.5	42.3%
200	2.33	10.6%
300	0.61	2.90%
400	0.32	1.52%
500	0.20	0.98%
600	0.13	0.64%
700	$8.23\text{E-}02$	0.39%
800	$5.87\text{E-}02$	0.28%
900	$3.37\text{E-}02$	0.16%
1000	$2.16\text{E-}02$	0.10%



Table 8 High temperature offgassing test summary

Sample temperature	°C	400	500	600	800
Sample mass (Pre-test)	mg	25.111	25.188	25.085	25.757
Mass loss	%	17.94	79.07	95.99	99.32
Post test sample					
Offgassed products					
HF	ppm	—	4	6.8	8
Mehtane	ppm	—	—	—	0.189
CO	ppm	0.24	3.05	1.34	22.1
CO2	ppm	—	—	—	83.6
Ethyl alcohol	ppm	0.041	—	—	—
Acrolein	ppm	—	0.046	—	—
C5-C7 Fluorinated hydrocarbon	ppm	—	0.076	—	—
Difluorobenzene	ppm	—	0.015	—	—
Tetrafluorobenzene	ppm	—	0.026	—	—
Trifluorobenzene	ppm	—	0.027	—	—
C4 alkene	ppm	0.023	0.033	—	—
Ethylene	ppm	—	0.092	—	—
Propylene	ppm	—	0.028	—	—

検出された有機成分の分子量は、いずれも 300 程度以下であった。本試験ではコールドサンプリングを行ったため、炉内及びサンプリング系への吸着により高沸点有機成分の捕集率が低下したものと考えられる。委託分析により、吸着管を用いて高沸点有機成分を捕捉したところ、発生ガスの平均分子量は 500°C 加熱ケースで 20~47、800°C で 11~49 であった。

異常発生時に観察された姿勢変動より、衛星には約 4 分間トルクが作用し、ロール/ピッチ/ヨー夫々に  $-1.0\text{Nms}/+0.6\text{Nms}/-2.0\text{Nms}$  程度の角運動量が蓄積されたことが判っている。発生ガスの平均分子量及び被覆の質量減少率を用いて、相当するトルクを生じうるハーネス束の焼損長さを推定したところ、3cm~11cm 程度となった。多数回路の放電波及試験等の結果から、この程度のハーネス長が熱損傷する可能性は高く、観察事象は本仮定により説明できるものと考えられる。

#### 4. まとめ

ADEOS-II 電線被覆材の損傷、及び熱損傷したハーネスからのガス放出について、試験による検証を実施した。電子線照射試験では、軌道上環境レベルを大幅に超える条件のみ、温度サイクル試験中に傷が発生した。他の熱サイクル試験では、束線状態では被覆材に傷が生じるものの、渦巻き(単線)状態での試験では傷の発生はなく、束線状態、かつ結晶融点付近までの熱サイクル環境が、ADEOS-II の被覆材を損傷させたものと考えられる。デブリやメテオロイドの衝突についても、不具合原因となり得る可能性が示唆された。

また、電線被覆加熱時の発生ガス分析により、ハーネスの熱損傷による発生ガスが MLI の隙間や熱損傷によって生じた破損箇所から噴出し、異常発生時に観察された姿勢変動及び軌道変化を起こしうることが確かめられた。

なお、同種の電線は、今後打上げ予定の衛星にも使用される見込みであるため、総合的かつ長期的な耐環境性評価を継続して、データを蓄積し、プロジェクトの着実な推進に貢献していきたい。

本評価試験の実施にあたり(株)エイ・イー・エス、有人宇宙システム(株)及び(株)アミルの皆様のご尽力を頂いた。記して感謝する。

宇宙用重要部品（機構部品）の開発

Development of Strategic Mechanical Parts for Space-Use

マテリアル・機構技術グループ

(Mechanical and Materials Engineering Group)

宮馬 浩 小原 新吾 佐々木 彰 今川 吉郎

Hiroshi Miyaba, Shingo Obara, Akira Sasaki and Kichiro Imagawa

Abstract

JAXA selected 19 strategic items in the field of mechanical parts and materials. And, preferential 4 items in them are Thruster Valve , Shut-off Valve , Resolver and Harmonic Drive for the first development generation. Development of Resolver and Harmonic Drive started in FY 2003. This paper reports development of Resolver and Harmonic Drive which are used for the antenna pointing or paddle driving mechanism.

1. はじめに

角度検出器と減速歯車の開発は、宇宙用重要部品の供給を目的として平成15年度より着手された。部品国産化率の低下に逆比例して海外部品の不具合が増加しており、部品情報が十分開示されないため、故障解析は困難な状況にある。このような状況を受け、JAXAは、市場性、社会状況、技術性、過去の経過などを考慮して、重要度の高い機構部品、材料(19品目)を選定し、更にその中から第1期重要部品として、推薬弁、遮断弁、角度検出器、減速歯車の4品目を選定した。本稿では、アンテナやパドル駆動機構に用いられる角度検出器、及び減速歯車の開発状況について報告する。なお、Table 1 に重要部品19品目を示す。

Table 1 19 items of strategic mechanical parts and materials

Item		Parts and materials name
Components	Attitude control system	Gyroscope
		Wheel
Parts	Valve	Thruster valve
		Shut-off valve
		Pressure regulator
		Check valve
	Sensor	Pressure sensor
		Temperature sensor
	Engine parts	Pump seal
		Pump bearing
	Antenna pointing mechanism parts	Resolver
		Harmonic Drive
		DC brushless motor
		Step motor
Bearing		
Materials		Thermal control material
		Paint
		Hydrazine
		NTO(di nitrogen tetra oxide)



## 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) 角度検出器

角度検出器は、海外メーカの1社寡占状態にあることから国産化による自在性と信頼性の確保を図るため、既存品との互換性を考慮しつつアンテナ指向機構用小型、高分解能角度検出器の開発を進めている。

開発のポイントは、アクチュエータとの適合性の指針として海外製品の仕様をベースとすると共に、信号変換回路を一体化して高分解能を実現することにある。なお、光学エンコーダ方式の海外品に対して、機械的なレゾルバ方式を採用することにより耐久性の向上も期待できる。

平成15年度は、角度検出器の基本計画図と目標仕様を設定し、基本仕様の成立性を確認した。また、レゾルバデジタル(R/D)変換回路の部品選定を行い、耐放射線特性と部品性能の要求を満たし、かつ入手性の観点からクリティカルな部品を識別し、ハイブリッドIC等についてはデュアルソース化するために代替品の選定を行った。更に、技術課題として巻線冗長方式レゾルバの試作試験を行った。

### (2) 減速歯車

減速歯車(ハーモニックドライブ)は、国産品がNASA火星探査車の駆動系に19個使用されており、順調に火星上で動作した。但し、潤滑処理はNASAが実施しており、国内メーカがNASAに製品を提供したものである。

本研究では、マージナルな寿命とするために既開発品で使用してきた固体潤滑剤から真空用グリースに変更し、宇宙用として一部材料を変更した減速歯車の真空中試験を実施し、潤滑処理と合わせて評価を行う。

平成15年度は、長期使用タイプ及び軽量タイプの基本計画図、目標仕様を設定し、技術課題として要素試作試験を実施すると共に、熱真空試験用治具を製作した。

## 3. 成果の概要

### (1) 角度検出器

角度検出器の断面図をFig. 1に、主要諸元をTable2に示す。

Table 2 Principal dimensions of Resolver

Item	Specification	Foreign product
Sensing method	Resolver type	Optical encoder type
Angle accuracy	$\pm 5$ arc-sec	$\pm 5$ arc-sec
Resolution	21bit	18bit
Mass	<2.2kg	<2.2kg
Power consump.	<2.6W	<5W

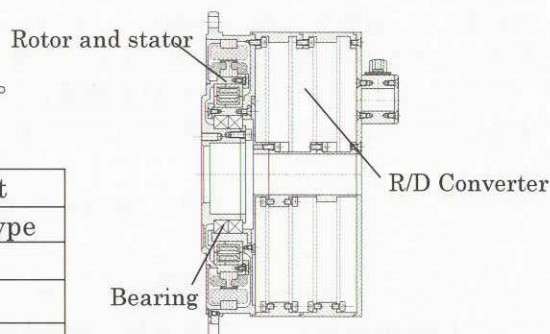


Fig.1 Resolver

巻線(冗長方式)特性の把握を目的として、巻線冗長方式の回転トランスステータ及びレゾルバステータを試作し、目標精度を満たすことを確認した。なお、回路特性の把握、及び軸受特性の把握のための試作試験は、部品調達期間の関係で今年度実施する。

#### ①巻線特性

単一故障点の対策として巻線(回転トランスとレゾルバ)を冗長構成とした。このため、回転トランス及びレゾルバのコアスロット内に主系と冗長系の巻線を許容包絡域内に巻き込む必要がある。試作した巻線をFig. 2に示す。

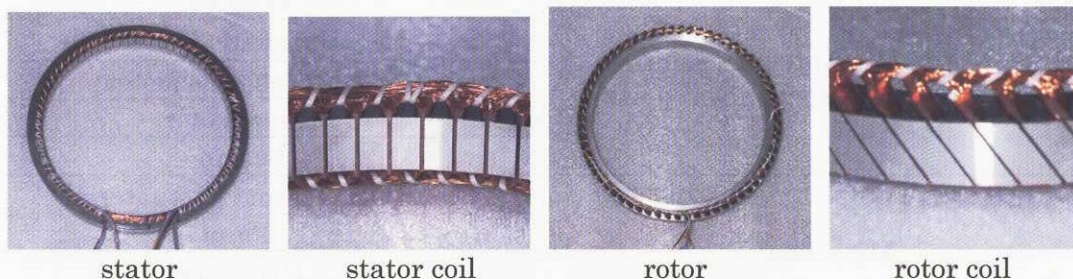


Fig. 2 Prototype Coil of stator and rotor

試験コンフィギュレーションをFig.3に、レゾルバの精度測定結果をFig.4に示す。

レゾルバの出力誤差は、目標精度( $\pm 20$ arc-sec)の許容範囲内であることを示している。



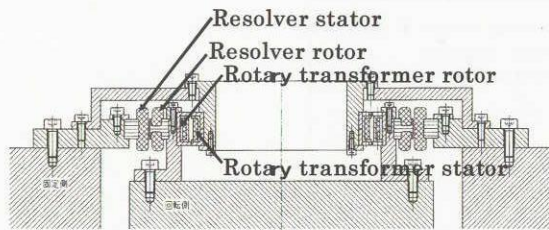


Fig.3 Test Configuration of Resolver

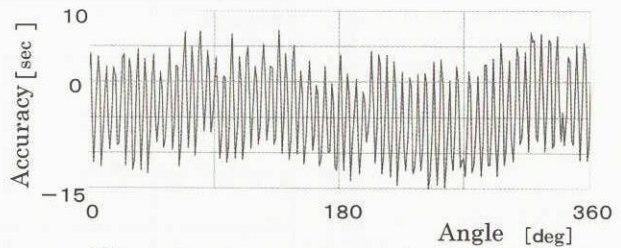
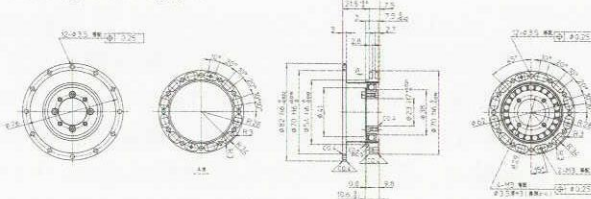


Fig.4 Accuracy of prototype Resolver

## (2) 減速歯車

基本設計結果として設定した減速歯車の外形図をFig.5に、主要諸元をTable 3に示す。

## Long life type



## Light weight type

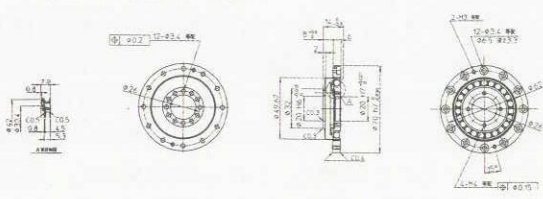


Fig.5 Outershape of Harmonic Drive

Table 3 Principal dimensions of Harmonic Drive

Item	Long life type	Light weight type	Existing product
Dimension	82 $\phi$ $\times$ 30.4L	70 $\phi$ $\times$ 14.0L	70 $\phi$ $\times$ 35.0L
Mass	221g	103g	370~300g
Lifetime	10 <sup>6</sup> rev.	100 rev.	app.10 <sup>5</sup> rev.
Lubricant	Synthetic Hydro-Carbon oil, grease		Solid lubricant
Angle transfer rate	< 30arc-sec	< 60arc-sec	< 30arc-sec
Operating temperature	- 10~ + 80°C	- 30~ + 80°C	- 10~ + 80°C

要素試作試験として実施したグリース塗布量及び加速試験の影響評価、並びに加工性確認結果を以下に示す。

## ①グリース塗布量の影響評価:

長期間のグリース保持と粘性抵抗の低減を考慮して、グリース塗布量の最適化を検討した。

ウエーブジェネレータベアリング、フレックスプライン、サーキュラスプラインへのグリース塗布状態をFig. 6に、起動トルクの変化をFig. 7に示す。低温側で起動トルクの増加が確認されたが、アクチュエータのモータ負荷として問題となるレベルではなく、初期摩耗量も特に優位差が見られず、試験したグリース量の範囲では良好な結果であった。

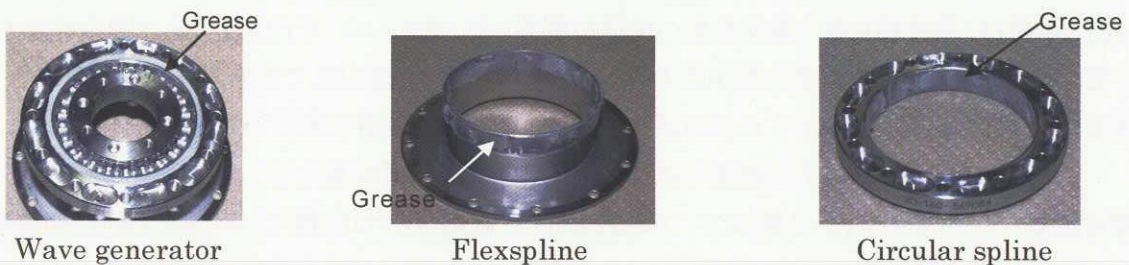


Fig.6 Grease quantity of test sample



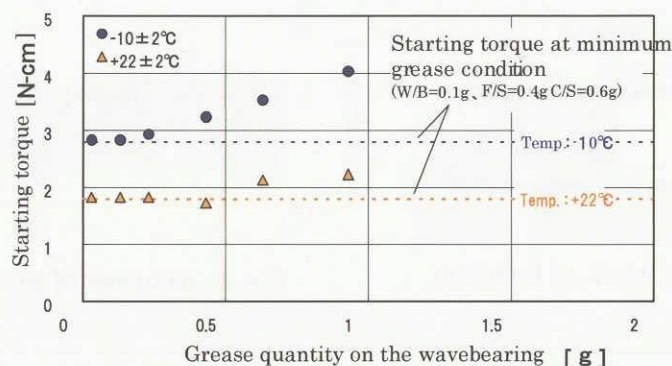


Fig.7 Effect of grease quantity on the wavebearing

## ②加速試験の影響評価

入力回転速度 (50～500rpm) を変えて比較評価を行ったところ、ロストモーションの経時変化は、入力回転速度による優位差はなく、試験後のグリースのFe定量分析からは、回転速度が高くなるにつれて摩耗粉の含有量が多くなることが確認された。また、供試体の摺動部面粗さの評価結果からも、回転速度が速いほど、トルクを受ける長軸側において、ウェーブジェネレータベアリングの肩部がより集中的に強く接触し、摩耗粉の発生増加を生じていることが判る。これらの結果から、増速による加速試験は、境界潤滑となる低速側が厳しいとの予測に反し、安全側の評価となる可能性がある。なお、試験条件をTable4に、表面粗度の計測結果をTable5に、摺動痕をFig.8に示す。

Table.4 Test condition

Specimen	Grease quantity (g)			Input Rotational speed (rpm)	Wear particle (Wt%)
	W/B	F/S inside	C/S gear		
No. 1	0. 2	0. 8	1. 2	50	0. 1
No. 2	0. 2	0. 8	1. 2	100	0. 2
No. 3	0. 2	0. 8	1. 2	500	1. 7

Table.5 Specimen surface roughness

Specimen	Surface roughness Ra (μm)			
	Before testing	Lower side	Central part	Upper side
No. 1	0. 215	0. 036	0. 135	0. 055
No. 2		—	0. 201	0. 029
No. 3		—	0. 191	0. 019

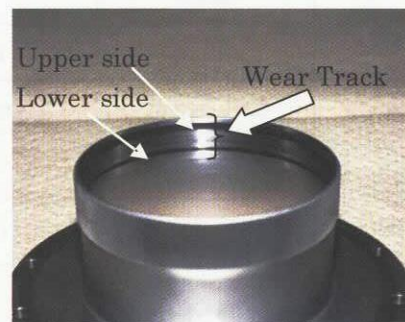


Fig.8 Wear Track of Flexspline

## ③加工性の確認

Ti-6Al-4Vチタン合金を用いたサーキュラスプライン及びウェーブジェネレータプラグの加工性を確認した。また、フェノリックリテーナのオイル含浸量などを評価し、国産材が輸入品相当であることを確認できた。

## 4. まとめ

平成15年度は、角度検出器と減速歯車の開発に着手した。また、ユーザ代表を交えて要求仕様を検討し、これを受けて基本仕様、基本計画図を作成するとともに、技術課題を抽出して要素試作試験を行った。

① 角度検出器: 巻線冗長方式レゾルバの試作試験により、加工性と許容精度を満足する目処を得た。

16年度は、電子回路部の試作試験や軸受部の試作試験を行う。

② 減速歯車 : 3水準のグリース量について試験を行い、起動トルクは問題ないレベルであり、初期摩耗には優位差がないことを確認した。16年度は、少量グリースでの試験を継続する。

なお、平成16年度は、減速歯車はEM供試体の製作、角度検出器はQM供試体の製作を行う計画である。



宇宙用潤滑剤のトライボロジー特性評価  
Evaluation of Tribological Characteristics of Space Lubricants

宇宙先進技術研究グループ 宇宙潤滑サブグループ 鈴木峰男、松本康司、野木 高  
Mineo Suzuki, Koji Matsumoto and Takashi Nogi  
Advanced Space Technology Research Group, Space Tribology Subgroup

## Abstract

In order to provide reliable, long-term performance of moving mechanical assemblies for space mechanisms, it is very important to accumulate data on tribological characteristics of conventional space lubricants as well as to enhance their performance. Basic research on new lubricants and lubrication methods, which will be needed in advanced space systems such as future reusable spacecraft and lunar/planetary exploration vehicle, is also important. In this paper, tribological characteristics of some (conventional and new) lubricants, materials (substrates) and lubrication methods are evaluated under various conditions. Contents include: tribological characteristics of bonded MoS<sub>2</sub> films on a titanium alloy substrate, performance evaluation of bonded PTFE films, adhesion measurement of space materials, friction and wear of bonded MoS<sub>2</sub> films exposed to the space environment, Effectiveness of transfer film lubrication at 800 degC in low-vacuum.

## 1. はじめに

宇宙機構部品のしゅう動部の信頼性向上、長寿命化、低コスト化、性能向上を実現するためには、最適な設計の指針となるトライボロジー特性のデータの蓄積、試験法の確立、解析法の確立とともに、固体潤滑剤・潤滑油の性能向上が必要である。また、宇宙開発の多様化に伴い、再使用宇宙機・ロケット、月・惑星探査などの高度な技術・科学ミッションに対応できる潤滑システムの先行的研究が求められている。このような要求をふまえて筆者らは、宇宙用潤滑剤のトライボロジー特性の評価・解析、高性能潤滑剤の探求、将来型宇宙機器の潤滑システムに関する基礎研究を行っている。

## 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) MoS<sub>2</sub> 焼成膜／チタン合金下地のトライボロジー特性

宇宙機器では、軽量化のために構造材としてチタン合金の採用される場合がある。ロケットエンジンの伸展ノズル駆動機構では、チタン合金のボールねじ、リニアガイドの使用が検討されている。宇宙用の固体潤滑剤としてはMoS<sub>2</sub>（二硫化モリブデン）が広く使用されているが、MoS<sub>2</sub>被膜のトライボロジー特性については、これまでステンレス鋼を下地とした場合を中心にデータが蓄積され、チタン合金を下地とした場合の研究が十分に行われていない。本研究では、ステンレス鋼が下地の場合に長寿命が得られたMoS<sub>2</sub>焼成膜について、チタン合金を下地とし、トライボロジー特性に大きく影響する温度と接触圧力（面圧）を変化させて寿命試験を行った [1]。また、ボールねじ、リニアガイドへの適用を想定し、転がりすべり接触において寿命に及ぼす面圧、すべり率の影響を調べた [2]。さらに、接触応

力の数値解析を行い、S-N（応力－繰返し数）線図による寿命予測の可能性について検討した。

## （２）PTFE 系潤滑剤の性能評価

PTFE（ポリテトラフルオロエチレン）系潤滑剤が優れたトライボロジー特性を示すことはよく知られているが、宇宙用としての使用実績が少なく、高真空中のトライボロジー特性について必ずしも十分なデータが得られていない。PTFEに比べてMoS<sub>2</sub>は広く使用されているが、MoS<sub>2</sub>が使用できないミッションもある。例えば、MUSES-Cプロジェクトには小惑星の土壌サンプルを持ち帰るというミッションが含まれ、サンプル採取装置しゅう動部の摩耗粉がサンプルへ混入した場合を想定し、小惑星由来の物質との判別が困難なMoS<sub>2</sub>は忌避され、天然に存在しないと考えられる高分子材料のPTFE系潤滑剤のうち、宇宙で実績のあるPTFE含浸膜が選定された。本研究では、PTFE系潤滑剤の高真空中でのトライボロジー特性をピン／ディスク摩擦試験によって評価した。平成14年度の摩擦回数2000回までの試験でPTFE含浸膜、PTFEスパッタ膜に比べて優れた特性を示したPTFE焼成膜2種について、代表的な宇宙用金属材料であるステンレス鋼、ジュラルミン、チタン合金を下地とし、摩擦回数150万回までの寿命試験を行い、宇宙適用性を検討した。

## （３）宇宙用材料の凝着性評価

超高真空中で清浄な金属表面を接触させると凝着することはよく知られているが、実用的には表面を覆った酸化物や吸着物質が一種の潤滑剤として作用するため、接触させただけでは凝着しにくい。しかし、接触面にしゅう動が加わると酸化物や吸着物質が除去されて清浄な表面が現れるため、凝着しやすくなる。振動による微小なしゅう動が原因で凝着が生じ、不具合につながったと推定される事例がいくつか報告されている。そこで、本研究では、ステンレス鋼、ジュラルミン、チタン合金について、高真空中で往復しゅう動後に凝着が発生するかを調べた。

## （４）MoS<sub>2</sub> 焼成膜への低地球軌道環境の影響評価

代表的な宇宙用潤滑剤である MoS<sub>2</sub> は耐酸化性に難があり、雰囲気の大半を原子状酸素が占める低地球軌道環境の影響が問題視されている。また、宇宙環境では大気による紫外線の吸収がないため、MoS<sub>2</sub> 焼成膜の結合材の変質が懸念されている。本研究では、ISS（国際宇宙ステーション）のロシア SM（サービス・モジュール）で実際の宇宙環境に曝露した MoS<sub>2</sub> 焼成膜のトライボロジー特性を往復動すべり摩擦試験で評価した。

## （５）宇宙用高性能潤滑剤の探求

先進宇宙機器の潤滑問題の究極の解決法は新しい高性能潤滑剤の発見・開発であり、地上用として開発された新潤滑剤の宇宙適用性を評価・検証し、宇宙用潤滑剤の選択範囲を広げることは重要である。平成15年度は、大気中で良好なトライボロジー特性の得られることが報告されている MoS<sub>2</sub> ショット処理に着目し、その宇宙適用性を種々の雰囲気中でのボール／ディスク摩擦試験、真空中での二円筒転がりすべり摩擦試験により評価した。簡便なショット処理が宇宙機器にも適用可能であれば利点は多いと思われる。

## （６）再使用宇宙機の高温潤滑

再使用宇宙機の空力舵面の潤滑部は、大気圏突入時に高温での動作を要求される。高温条件で有効な潤滑法としては、移着膜潤滑が提案されており、高真空中では、その有効性が確認されている [4, 5]。本研究では、大気圏突入時の高温・低真空条件における移着膜潤滑の有効性を検証するために、ピン／平板タイプの摩擦試験で、800℃・1300Pa の雰囲気における自己潤滑性複合材の移着膜のトライボロジー特性を評価した。

### 3. 成果の概要

#### (1) MoS<sub>2</sub> 焼成膜／チタン合金下地のトライボロジー特性

結合材の異なる2種の MoS<sub>2</sub> 焼成膜を試験した。

MoS<sub>2</sub> 焼成膜を付けたディスクに、被膜なしのピンを押し付けてディスクを回転させ、摩擦係数が0.3を超えるまでの回転回数を寿命とした。ピンとディスクの材料はTi-6Al-4Vである。試験は $10^{-4}$ ～ $10^{-5}$ Paの真空中で、温度と面圧を変えて行った。温度についてはヒータを用い、面圧については押し付け荷重とピン半径を変えて制御した。Fig. 1に、有機系結合材の場合の寿命マップを示す。図中の面圧は被膜の影響を無視して算出した値である。面圧が大きくなると寿命が短くなる傾向は顕著であるが、温度の影響は明確でない。逆に、無機系結合材の場合には、面圧の影響が小さく、温度上昇とともに寿命が短くなるという結果が得られている。ステンレス鋼下地・相手材の場合と比較すると、無機結合材の場合にはチタン合金で寿命が極端に短くなったが、有機結合材の場合には下地・相手材の影響は小さかった。

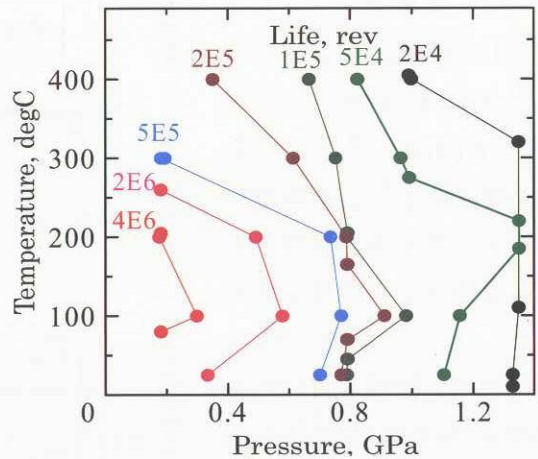


Fig. 1 Life map of a bonded MoS<sub>2</sub> film.

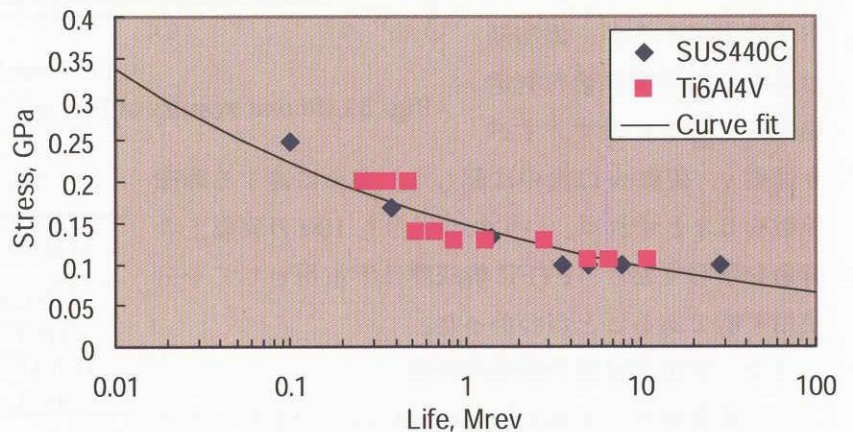


Fig. 2 Relation between life of a bonded MoS<sub>2</sub> film and computed von Mises stress at the film/substrate interface.

転がりすべり接触における寿命を、二円筒の側面を接触させて回転するタイプの試験によって調べた。結合材は有機系で、被膜は両方の円筒に付けた。摩擦係数が0.15を超えた時点をも寿命とし、 $10^{-4}$ ～ $10^{-5}$ Paの真空中で、Ti-6Al-4Vとステンレス鋼 SUS440C 下地の場合を、すべり率（二円筒の回転速度差と高速側回転速度の比）と面圧（荷重）を変化させて試験した。その結果、面圧が大きくなると明らかに寿命は短くなったが、すべり率の影響は小さく、ピン／ディスク試験（すべり率 100%）と同程度の寿命であった。寿命に達するメカニズムを明らかにするために、寿命に達する直前で試験を停止して接触面の観察と断面形状測定を行ったところ、 $\mu\text{m}$  オーダの厚さの被膜のはく離が被膜／下地界面の近傍で生じていることがわかった（試験前の膜厚は約  $10\mu\text{m}$ ）。そこで、被膜／下地界面の被膜のミーゼス応力を FFT（高速フーリエ変換）法[6]を用いて数値計算した。Fig. 2 はすべり率 1%と 10%の結果で、同じ被膜を他所で試験した結果も同時に示している。なお、数値計算では、被膜の機械的特性に結合材の値を用い、摩擦と表面粗さを無視している。同図からわかるように、寿命は被膜のミーゼス応力で整理でき、はく離の原因は下地との界面における被膜の疲労と推定される。今回の試験では、すべり摩擦と転がりすべり摩擦の寿命が同程度であったが、寿命に至るメカニズムが同じであったとは限らない。すべり摩擦では、はく離ではなく摩擦で寿命の決まる可能性が高く、特に無機系結合材は、ピン／ディスク試験における荷重依存性が小さく、摩擦と相手材への移着の度合いが寿命に大きく影響していたと考えられる。



## (2) PTFE 系潤滑剤の性能評価

PTFE 焼成膜 2 種について、下地をステンレス鋼 SUS440C、超ジュラルミン A2024、超々ジュラルミン A7075、チタン合金 Ti-6Al-4V とし、高真空中のピン/ディスク試験における摩擦係数の推移を測定した。ピンの先端半径は 50mm で、被膜を付けたのはディスクのみである。PTFE 焼成膜 A と B の結合材は共に有機系のポリアミドイミドであるが、添加剤は異なる。摩擦係数の測定結果を Fig. 3 に示す。すべ

り速度  $v$ 、荷重  $w$  は図中に記した。寿命に達する摩擦係数を 0.3 とすれば、いずれの場合も 100 万回以上の寿命を示しており、PTFE 焼成膜は宇宙用として十分使用可能であることがわかった。

## (3) 宇宙用材料の凝着性評価

高真空中で先端半径 50mm のピンをディスクに押し付け、往復しゅう動後に、ピンを引き離すのに要する力を凝着力として測定する装置を製作して試験を行った。静的に荷重を負荷しただけで試験を行っても凝着力は測定できなかったが、往復しゅう動後には凝着の生ずる場合があった。測定された凝着力の最大値を Table 1 に示す。測定値のばらつきは大きく、最大値は数 N のオーダーであった。また、往復しゅう動時の荷重の影響が小さいのに比べて材料依存性は大きく、SUS440C では凝着しないという結果であった。

## (4) MoS<sub>2</sub> 焼成膜への低地球軌道環境の影響評価

摩擦係数の測定結果を Fig. 4 に示す。宇宙環境曝露試料の摩擦係数は、未曝露試料に比べて、1 回目のしゅう動では大きく、2 回目以降は小さかった。別途行った表面分析では、曝露試料の表面から

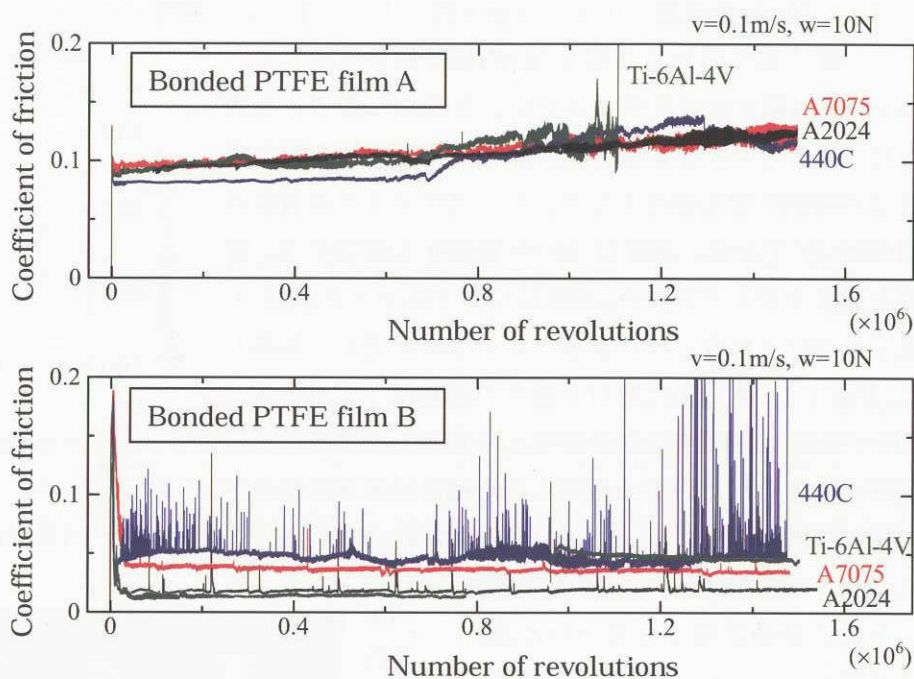


Fig. 3 Life test results of bonded PTFE films on various substrates.

Table 1 Measured adhesion force.

Material	Load		
	10N	20N	30N
A2024	1.39 N	1.37 N	—
A7075	0.43 N	1.70 N	0.57 N
Ti-6Al-4V	0.71 N	4.03 N	3.06 N
440C	0 N	0 N	0 N

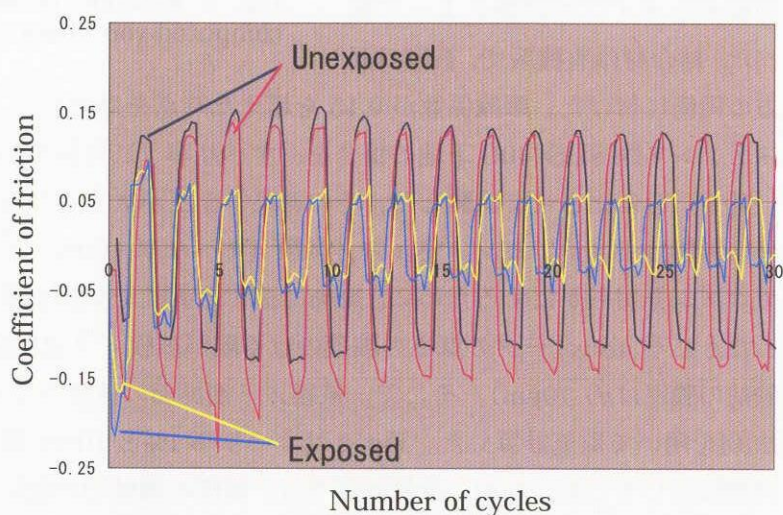


Fig. 4 Coefficient of friction during reciprocation.



シリコンが検出されている。

#### (5) 宇宙用高性能潤滑剤の探求

MoS<sub>2</sub> ショット処理は、固体潤滑剤 MoS<sub>2</sub> の微粒子を表面に向けて高速で噴射し、潤滑性を向上させる処理である。この処理を行ったディスクと無処理の SUS440C ボール（直径 7.93mm）の摩擦試験で得られた摩擦係数の推移を Fig. 5 に示す。荷重  $W$  とすべり速度  $v$  は図中に記した。真空中および湿度 50% の大気中では摩擦係数が大きく、大気中で低摩擦が得られるという従来の報告と一致しなかった。この原因は面圧の相違にあると考えられ、真空中でも低面圧であれば低摩擦を示す可能性がある。窒素中では低摩擦を示したが、従来の MoS<sub>2</sub> 被膜に比べて寿命は短かった。真空中で二円筒タイプの転がりすべり摩擦試験も行ったが、摩擦係数は大きく、すべり率 1% で約 0.3 である。摩耗については、MoS<sub>2</sub> ショット処理を行った表面の摩耗量が小さく、耐摩耗性の向上は確認された。ただし、無処理の相手材は大きく摩耗するという結果であった。

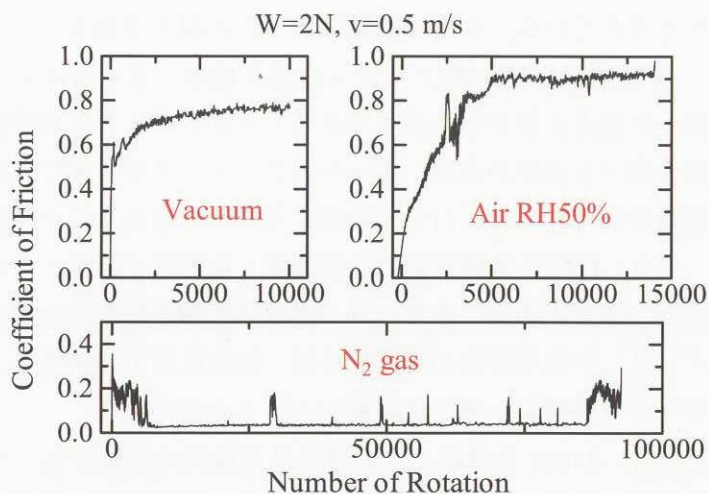


Fig. 5 Coefficient of friction in various atmospheres.

#### (6) 再使用宇宙機の高温潤滑

Fig. 6 に示すように、クリーンルーム環境を模擬した湿度 50% の大気中で Ni 基自己潤滑性複合材のピンとセラミックスの平板をしゅう動させ、移着膜を形成した。その後、大気圏突入時の高温を想定した 800℃、高度 30km に相当する圧力 1300Pa で、

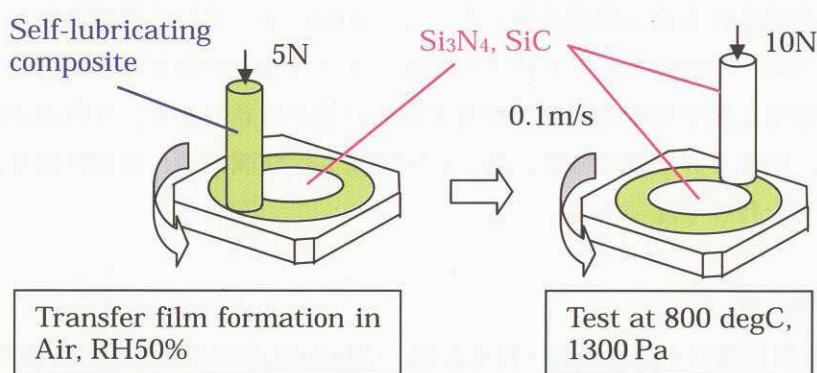


Fig. 6 Configuration of transfer film lubrication test.

平板と同じセラミックスのピン（先端半径 50mm）を用いて摩擦試験を行い、トライボロジー特性を評価した。荷重、すべり速度は図中に記した。試験後の Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> のピンと平板の断面形状の表面粗さ計による測定結果を Fig. 7 に示す。同図からわかるように、無潤滑の場合に比べて摩耗量が大幅に減少しており、常温大気中で生成させた移着膜に、低真空・800℃で摩耗を防ぐ効果のあることがわかる。一方、SiC については移着膜があまり形成されず、この潤滑法はあまり有効でなかった。ただし、無潤滑でも摩耗は比較的少なかった。

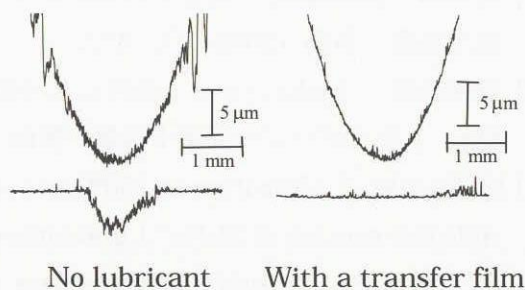


Fig. 7 Surface profiles after test.

#### 4. まとめ

筆者らが平成 15 年度に行った研究を紹介した。宇宙機器の固体潤滑について有用なデータが得られ

たと考えている。今後の課題は以下のとおりである。

(1) MoS<sub>2</sub> 焼成膜／チタン合金下地のトライボロジー特性：ロケットエンジンの伸展ノズル駆動機構への適用を想定したボールねじ、リニアガイドでの試験を行い、ピン／ディスク、二円筒試験との相関を調べる必要がある。ボールねじ、リニアガイドでの試験はコストがかかるため、応力解析のような理論的研究を同時に行い、効率よく研究を進めることが望ましい。

(2) PTFE 系潤滑剤の性能評価：低面圧でのデータが不足しているため、すべり軸受タイプの試験を行う必要がある。また、月・惑星探査機を想定した粉塵環境での評価が必要である。

(3) 宇宙用材料の凝着性評価：加振後および温度を上げた際の凝着力を評価するとともに、凝着力データの整理法・解析法の検討を行う必要がある。

(4) MoS<sub>2</sub> 焼成膜への低地球軌道環境の影響評価：宇宙環境曝露による摩擦係数変化のメカニズムの検討、地上対照評価試料による個々の影響因子の評価、さらに長期間曝露した場合の影響評価が必要である。

(5) 宇宙用高性能潤滑剤の探求：MoS<sub>2</sub> ショット処理を低面圧のすべり軸受タイプの試験で評価する必要がある。

(6) 再使用宇宙機の高温潤滑：再使用宇宙機開発の目途が出た時点で、軸受として評価する必要がある。

平成15年度は固体潤滑の研究を行ったが、油潤滑の研究も重要である。油潤滑では、二面間に油膜が形成される流体潤滑状態において、0.001 オーダの低摩擦係数が得られ、摩耗もほとんどなくなることから、宇宙用としてもホイールやジャイロなどの精密機器に適用されている。宇宙用の潤滑油、油潤滑軸受に関する研究開発は欧米を中心に進められており、国内の実験データ、理論的研究は非常に少ない。平成16年度以降は、新しい宇宙用高性能潤滑油、油潤滑軸受の設計に寄与する理論解析に関する研究を行う予定である。

#### 参考文献

- [1] 松本康司・鈴木峰男・青木由雄, 「MoS<sub>2</sub> 焼成膜の真空中での寿命に及ぼす温度と面圧の影響」, トライボロジー会議予稿集 新潟 (2003-11), 469.
- [2] 野木高・鈴木峰男, 「真空中の転がりすべり摩擦における MoS<sub>2</sub> 焼成膜の寿命」, トライボロジー会議予稿集 新潟 (2003-11), 471.
- [3] 鈴木峰男, 「MoS<sub>2</sub> ショット処理した 440C ステンレス鋼の各種雰囲気中におけるトライボロジー特性」, トライボロジー会議予稿集 新潟 (2003-11), 467.
- [4] M. Suzuki, "Lubrication at 750°C in vacuum by a transfer film from a MoS<sub>2</sub>-based composite for roll/slide contact of Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>," *Lubrication Science*, 15-3 (2003), 199.
- [5] M. Suzuki & Y. Aoki, "Effectiveness of transfer film lubrication for ceramic pairs in sliding contact at 800°C in vacuum," *Proc. of 10th European Space Mechanisms & Tribology Symposium*, (ESA SP-524, 2003), 307.
- [6] T. Nogi & T. Kato, "Influence of a hard surface layer on the limit of elastic contact - part I: analysis using a real surface model," *ASME J. Tribology*, 119 (1997), 493.



## 機構部品の研究

Study on Space Mechanisms

### 宇宙用機構システムにおける確率論的リスク評価（PRA）

Study on Probabilistic Risk Assessment (PRA) for Space Mechanism Systems

マテリアル・機構技術グループ

(Mechanical and Materials Engineering Group)

佐々木 彰 宮馬 浩 今川 吉郎

Akira Sasaki, Hiroshi Miyaba and Kichiro Imagawa

#### Abstract

Purpose of this report is to summarize the result of study on the applicability of Probabilistic Risk Assessment (PRA) for space mechanism systems. This study aims the improvement of reliability design for space mechanism systems. We demonstrated the feasibility study of one process of PRA, which is Hazard and Operability study (HAZOP), for the model of space rotating mechanism system. The results of HAZOP show that can be used to help identify risks.

#### 1. はじめに

宇宙機の機能の多様化により複雑なミッション機器の搭載、アンテナや太陽電池パドルの大型化による展開型機構組立品及び機構部品の故障による宇宙機の一部又は全ての機能損失を経験している。機構系はメカニカルな可動要素（潤滑要素）を持つ機器であるが、一般的に冗長化することが困難である場合が多く、不具合が発生した場合、ミッション達成に対して致命的な障害を与える性格を持つ。アポジエンジンのバルブで発生した不具合が静止軌道への投入失敗につながったETS-VIの不具合は機構系不具合の重大事例である。

機構系の不具合をどのように減らすか、その対策の一つは信頼性の確保である。信頼性の確保のためには、機構システム並びに機構を構成する機構（潤滑）要素が製造から軌道上に至るまでにどのような環境・運用条件で使用（駆動）されるかを把握し、それらの諸条件を取り込んだ設計並びに検証（試験、検査、解析等）を行う必要がある。

本研究は平成14年度より実施しており、信頼性設計の改善を目的に、定常的な運用（長期の寿命要求）が行われる機構機器（潤滑要素）を対象に定量的リスク評価を試み、この手法を適用することで信頼性設計の有意な改善が期待されるかについて、また定量的リスク評価導入の限界について検討している。

#### 2. 研究の概要

平成15年度は、確率論的リスク評価法（PRA: Probabilistic Risk Assessment）のフィジビリティスタディとして、実際の宇宙用回転機器を簡略化したモデルを取り上げ、「プロセスの各部位において、各種パラメータの正常状態からのズレ（増、減等）がシステムに及ぼす影響を評価する」手法であるHAZOP（Hazard and Operability study）を実施した結果、宇宙機器の評価にも用いられているFMEA（Failure Mode and Effect Analysis）では見逃される故障要因も抽出され、宇宙機器の機構系に対しても潜在危険の洗い出しに有効な手法であることが確認できた。

#### 3. 成果の概要

機構系設計の信頼性向上のため、化学プラント、原子力プラント等で実績のある確率論的リスク評価法の宇宙機器・機構部分への適用性を検討した。リスク評価は、次の4つのステップで行われる。

<ステップ1> システム特性の同定

対象システムの理解と範囲の設定

<ステップ2> 事故（不具合・異常）シナリオの抽出

### 潜在危険の同定

リスク発生シナリオの定性的分析

#### <ステップ3> リスクの定量化

リスク発生頻度の定量的分析

#### <ステップ4> リスクの分析・評価

リスク重要度解析・感度解析

リスクアセスメントとリスク軽減のための検討

リスクマネジメントへの反映

平成15年度は、フィジビリティスタディとしてステップ2の潜在危険の同定を、実際の宇宙用回転機器を簡略化したモデルを取り上げ (Fig. 1)、「プロセスの各部位において、各種パラメータの正常状態からのズレ (増、減等) がシステムに及ぼす影響を評価する」手法であるHAZOPを実施し、従来から宇宙機器の評価に用いられているFMEAと比較した。

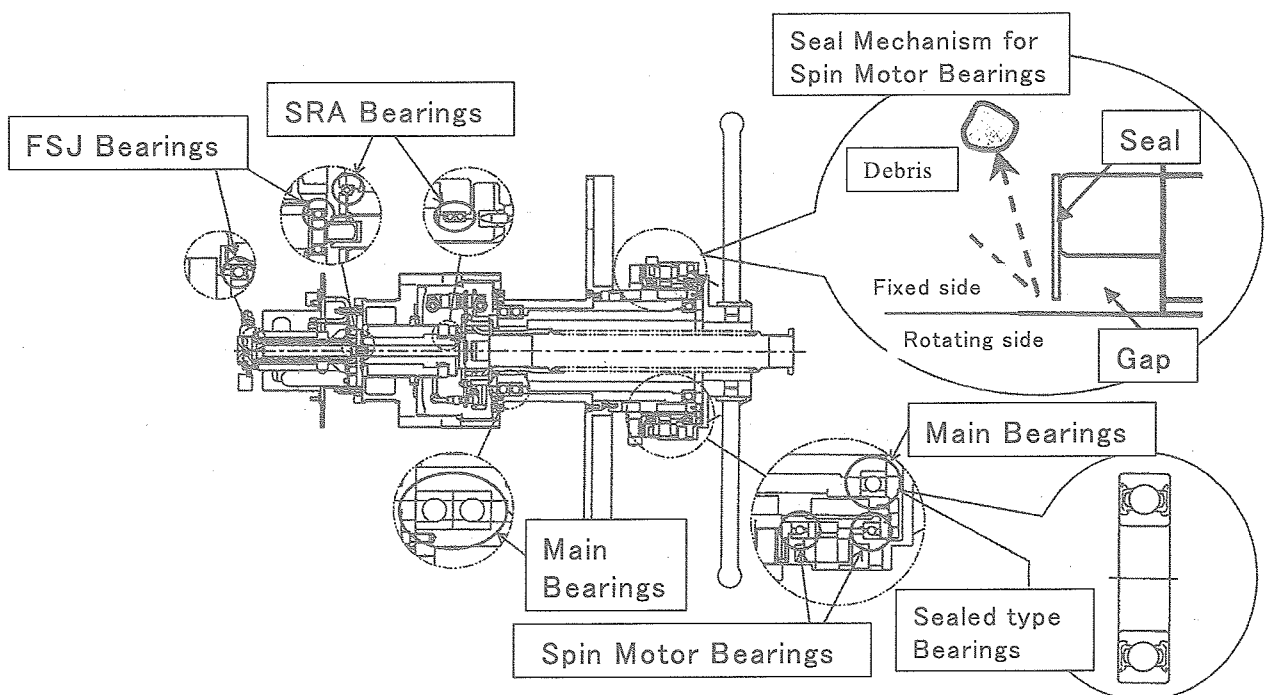


Fig. 1 Space Rotating Mechanism System

その結果、シャフト周りの温度上昇を想定したHAZOP評価では、システムへの影響としてグリース流出・劣化、剛性・強度低下、部材の熱膨張によるミスアライメント増加等が摘出され、焼付による回転軸の急停止があり得ることが確認された。同時に、温度上昇の原因として、軸受への異物混入、モータ発熱、冷却ファンの故障、モータ温度リミットセンサの故障多数の要因が摘出された。ちなみにFMEAであれば、モータ温度リミットセンサの故障はモータの駆動制御との関係にとどまり、軸・軸受との関係までは識別 (言及) されない懸念がある。

以上のことから、HAZOP評価では宇宙機器の評価にも用いられているFMEAでは見逃される故障要因も抽出でき、宇宙機器の機構系に対しても潜在危険の洗い出しに有効な手法であることが確認できた。

#### 4. まとめ

展開機構を含む宇宙機器の機構部分の信頼性向上を目指して、機構部分の評価法・検証法に関する検討を行った。特に確率論的リスク評価法に関するフィジビリティスタディとして、実際の宇宙用回転機器を簡略化したモデルに対してHAZOP評価を実施した結果、その有効性が確認できた。

最後に、本研究遂行にあたりご協力いただいた、NEC東芝スペースシステム (株)、(株) 東芝に対して深謝いたします。

## マイクロラブサットシリーズの成果と展望

## ～ 1号機の成果と2号機設計状況 ～

## Fruitful Results of MicroLabSat and Ambitious Development of MicroLabSat II

宇宙実証研究共同センター

Space Technology Demonstration Research Center

○立原 裕司、高橋 伸宏、吉原 圭介、橋本 英一

○Hiroshi Tachihara, Nobuhiro Takahashi, Keisuke Yoshihara, Hidekazu Hashimoto

The Space Technology Demonstration Research Center in JAXA has researched on the development of 50～100kg class small satellites which is used to carry newly-developed components and devices into space and to check their normal work. We have a plan to develop several types of such small 'space demonstration satellites' as a series.

MicroLabSat, the first one of the series, is a 50kg class of spin stabilized satellite launched in December 2002 as a piggy back satellite on H-IIA rocket. It has successfully completed all the planned experiments and continues healthy operation. Following MicroLabSat, we are developing MicroLabSat II with the three axis stabilized attitude control system. The results of two satellites will be brought into the following space demonstration satellites of the series.

We will express the fruitful results of MicroLabSat and the recent status of developing MicroLabSat II in this paper.

## 1. はじめに

宇宙実証研究共同センターでは、実用衛星用に新規開発した機器や部品などの実証手段として現在 50～100 kg級の小型衛星を研究しており、将来、実証用小型衛星のシリーズ化を計画している。

マイクロラブサット1号機はその第1段として開発された 50 kg級のスピンの衛星で、平成 14 年 12 月に H-II A ロケットのピギーバック衛星として打上げられ、所期の実験に全て成功した後、現在も後期運用段階として運用を継続している。また、これに引続き三軸姿勢制御の技術確立を目標として2号機を研究しており、これら2つの衛星の成果は、その後に計画している実証用衛星のシリーズ化に生かされる。本稿では、この1号機の成果と、2号機の開発状況について紹介する。

## 2. 小型衛星研究のロードマップ

Fig.1 に宇宙実証研究共同センターにおける小型実証衛星研究のロードマップを示す。ピギーバック衛星であることを前提とし 50 kg級衛星から研究を開始した。1号機はスピン衛星バス技術の確立を目的とした。2号機は三軸姿勢制御衛星の技術確立を目標としている。

これら衛星の成果に基づき、実証衛星のシリーズ化を計画している。50 kg級衛星の場合ミッション機器質量として 20kg 程度が限界であることから、100 kg級衛星もシリーズに取り込み、ミッション機器質量 50 kg程度を可能とする計画である。このようなコストの低い小型実証衛星が継続的に打ち上がることによって、搭載した各種機器の高信頼性及び長寿命化の検証に寄与することができる。また、マイクロラブサット2号機ではナノ級衛星(5～10kg 級)の搭載も検討している。ナノ級衛星は安価で手軽に作れるため、大学や研究機関がチャレンジングな実験を行う際の宇宙実証機会として適している。

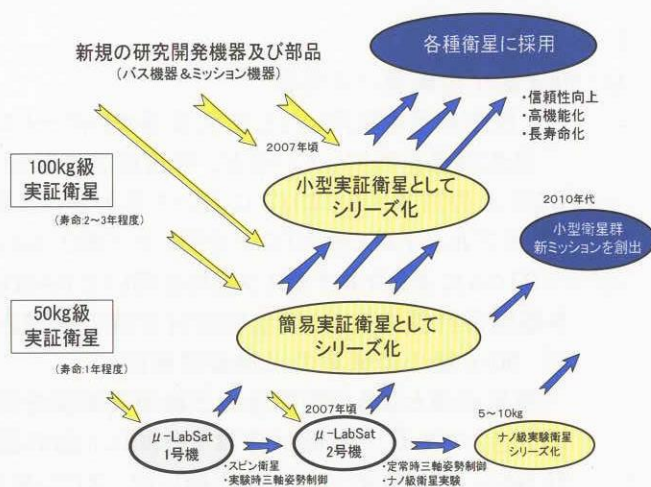


Fig.1 Research Plan of Small 'Space Demonstration Satellites'



### 3. マイクロラブサット 1 号機

#### 3-1. 概要

1号機は、豪州小型衛星 (FedSat) や鯨生態観測衛星 (WEOS) と一緒に、環境観測技術衛星 (ADEOS-II) のピギーバックとして H-IIA ロケットによって打上げられた。外観を Fig.2 に、システム諸元を Table 1 に示す。

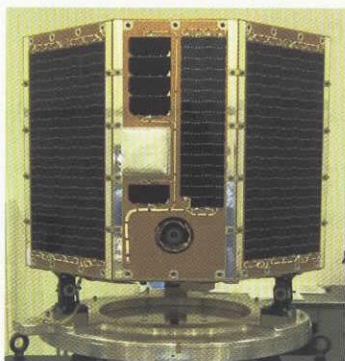


Fig.2 Outlook of MicroLabSat

Table 1 Main Characteristics of MicroLabSat

Size	667(x) × 688(y) × 678(z) [mm] (Including 143mm height of separation mechanisms)
Shape	Octagonal prism
Mass	54 [kg]
MOI ratio	over 1.05
Power	55 [W] over
Attitude	Spin (nominal operation) Three-axis (experiment mode)
Communication	Frequency: S-band Command: 500[bps] Telemetry: 1024(HK)/4096(mission)[bps]
Operation span	Over 1 [year] (accomplished in Dec., 2003)
Orbit	Sun Synchronous Orbit Altitude: 800 [km] Inclination: 99 [deg.]
Launch	H-IIA rocket No.4 (piggyback) December 14, 2002

1号機の主要なミッションを以下に示す。

#### (1) 50kg 級小型衛星バス実験

- ① 三重冗長系オンボードコンピュータ (OBC)
- ② OBC による集中制御
- ③ 50kg 級小型衛星の三軸姿勢制御
- ④ PPT (Peak Power Tracking) 電力制御
- ⑤ 地上技術 / 民生技術の宇宙搭載化

#### (2) SELENE リレー衛星分離機構実証

#### (3) 遠隔検査技術実験

- ① 遠隔検査用カメラ及び画像処理計算機の軌道上実験 (CRL)
- ② 画像誘導航法に必要な画像処理技術実験 (NAL)
- ③ 運動するターゲットの相対運動推定実験 (東大)

平成 15 年 5 月までに上記の実験を終了し、それ以降発展実験を行っている。

#### 3-2. 成果

#### (1) 50kg 級小型衛星バス実験

- ① 民生部品を利用した三重冗長系オンボードコンピュータ (OBC)

民生部品を利用しているが、宇宙環境に起因する誤動作への対策として三重冗長構成にしているため、OBC 上の拡張メモリエリアにおいて放射線によるものと思われる異常は一度も見受けられていない。

- ② リアルタイム OS (RTOS) を用いた OBC による集中制御

RTOS によるマルチタスク機能を用いて NASDA (現 JAXA) 内部で開発した搭載ソフトウェアにより、データ処理系計算機及び、姿勢制御計算機の制御を実施した。

- ③ 50kg 級小型衛星の三軸姿勢制御

将来必須となる小型衛星の三軸姿勢制御を実施した。三軸姿勢制御を行う衛星としては、JAXA で最小の大きさである。1号機は定常 1 分間に 3 回の回転速度でスピン安定させているが、CCDESA での撮影及び NAL、東大のターゲット放出時には、スピンを止めて三軸姿勢制御による実験を実施した。

- ④ PPT (Peak Power Tracking) 電力制御

少ない面積で効率良く発生電力を得るために JAXA として初めて PPT 電力制御の軌道上実証を実施した。PPT 電力制御はスピン・三軸姿勢制御時や急激な負荷電力増加時においても正常に動作していることを確認した。PPT 追尾効率は、95%以上目標値に対して平均して 95±1%という結果が得られた。



## ⑤ 地上技術／民生技術の宇宙搭載化

OBC に用いられる CPU やメモリ素子及びバッテリーの電池に民生品を用いた。打上げ後1年7ヶ月経過するものの、機器の異常は見受けられていない。

Ni-MH バッテリーの放電末期電圧低下率は14mV/1000cycle 程度で、Fig.3 のトレンドグラフから、2005 年6月までは正常な運用が可能と推測される。

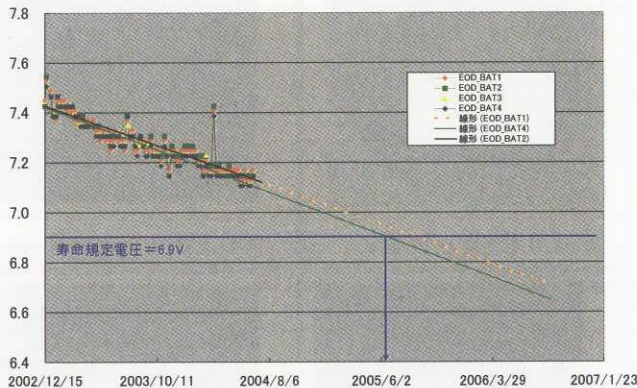


Fig.3 Transition of Terminal Voltage of Discharge (Ni-MH batteries)

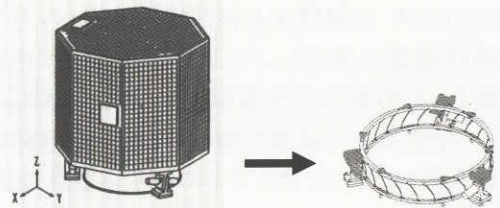


Fig.4 Newly-developed Separation Mechanisms

## (2) SELENE リレー衛星分離機構実証結果

日本初の大型月探査衛星 SELENE は周回衛星とリレー衛星から構成されている。リレー衛星はスピン安定方式であるがアクチュエータを搭載していないため、周回衛星からの分離時に所定のスピン軸方向・スピンレート・放出速度を与える必要がある。リレー衛星の分離機構は Fig.4 のような棒バネを用いた新しい機構であるため、先行実証として1号機の分離機構に採用した。

取得した分離ミッションデータおよび H-IIA 搭載カメラによる分離時の画像から、正常に分離が行われ、また、アンビリカルハーネスについても正常に切断できた事を確認した。

## (3) 遠隔検査技術実験結果

本実験の目的は、将来の軌道上検査・修理サービス(対象物にランデブーした後、カメラで撮影・画像処理により、対象物の運動を計算する。修理する場合はドッキングする)の基礎となる重要な技術を実証するものである。本実験は以下の3項目から構成される。

## ① 遠隔検査用カメラ及び画像処理計算機の軌道上実験(CRL)

CRLが開発した遠隔検査用 CMOS カメラおよび画像処理計算機(MOBC)は正常に動作し、良好な画像が得られた。MOBC はプログラムの書換え機能を有しており、用途に応じてプログラムの機能追加を実施した。

## ② 画像誘導航法に必要な画像処理技術実験(NAL)

NAL が中心となって実施し、故障した衛星に見立てたターゲットを、色情報を用いて地球背景から MOBC で視覚的に識別する事ができた。取得した画像を Fig.5 に示す。



Fig.5 Acquired Picture in the NAL Experiment

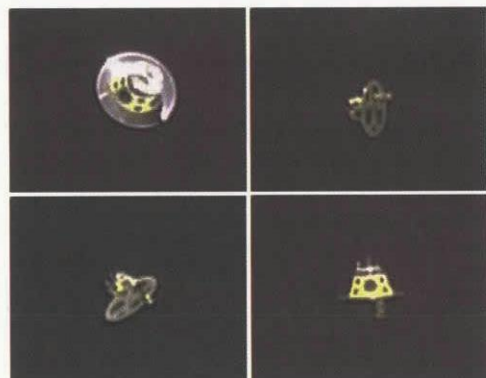


Fig.6 Acquired Picture in the UT Experiment



### ③ 運動するターゲットの相対運動推定実験(東大)

東大が中心となって実施し、画像処理によりターゲットの運動の解析、推定を行った。また、推定したターゲット情報を元に、衛星の姿勢を制御し、ターゲットが画像の中心にくるように追尾を行うことができた。取得した画像を Fig.6 に示す。

### (4) その他の実験

#### ① CCD 地球センサー(CCDESA)実験

CCDESA は可視光を利用した地球センサである。地球撮像に成功し、Fig.7 に示すように地球センサとしての有効性を確認した。現在は撮像パラメータを変更した画像を取得し、データの評価および搭載ソフトウェアのアルゴリズムを評価実施中である。

#### ② 自励振動型ヒートパイプ(OHP)実験

OHP は近年日本で発明された独自技術であり、高発熱機器の熱拡散に適した先進放熱輸送素子である。OHP 実験の結果、適正の熱負荷範囲において、軌道上(微小重力環境)の OHP 熱輸送機能を確認した。

#### ③ スタードコマンドによるカメラ撮像

日本から直接衛星にコマンドを送れない不可視域であっても CMOS カメラで地球の画像が取得できるよう、スタードコマンド機能によって自動的に目標とする地域を撮像することが出来た。(Fig.8)

#### ④ MOBC によるメモリスキャン実験

MOBC のメモリーが強い放射線の影響によりビット反転(SEU)を起こすことを利用して、2003 年 10 月 29 日(UT)より約 20 時間にわたるメモリスキャンを行った結果、Fig.9 に示すように発生した磁気嵐の影響により、南大西洋の地球磁場の弱い地域と両極域を中心に、平常時の約 6 倍にあたる 61 回の SEU を観測した。

#### ⑤ 月トラッキング制御実験

CMOS カメラに、深宇宙の暗闇の中に月だけが映るような状況のもと、MOBC の画像処理ソフトウェアで月を認識し、自律的に衛星の姿勢を制御して、月の方向にカメラを向ける追尾実験(Fig.10)を行った。

#### ⑤ 地上から衛星へのレーザー伝送(GOLEM)実験

NICT 光地上局の 1.5m 望遠鏡から、衛星搭載 CMOS カメラに向けてレーザー伝送実験を行った。本実験は、小型衛星における光宇宙通信のためのソフトウェア補足追尾技術の検証や、光波伝搬データの取得を目的としており、現在データの解析中である。

#### ⑥ 空間フィルタ実験

三軸姿勢安定状態の衛星の CMOS カメラにより地球方向の画像を連続撮像し、それらの画像に空間フィ

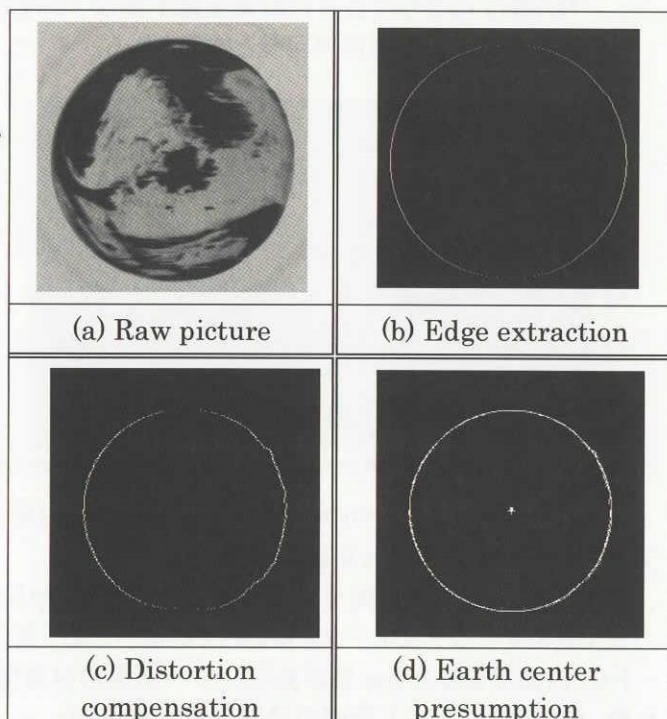


Fig.7 Process of the Earth Center Estimation

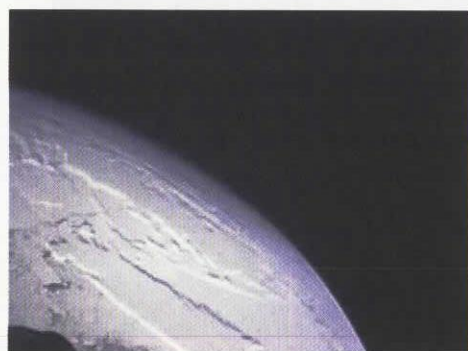


Fig.8 Picture Obtained over Antarctica

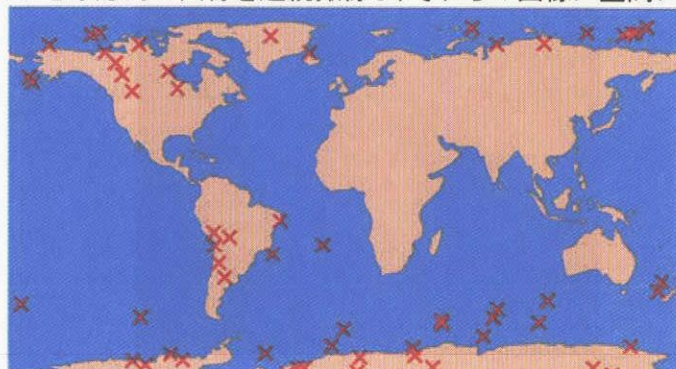


Fig.9 SEU Events in Memory-scan Experiment



ルタ法と相関法の画像処理を施すことにより、画像速度と衛星の軌道周期の推定を行った。得られた画像速度、軌道周期は適切な値であった。

#### (5) 運用設備・運用作業

打上げ後1年7ヶ月に及ぶ運用期間中、運用システムは安定しており、データ欠損もきわめて少ない。局設備以降は TCP/IP によるネットワークを構築したことにより、冗長構成が取り易い、堅牢なシステムが構築できた。また、運用システムの問題に起因する衛星への影響は発生していないが、これは打上げ前に衛星のシステム試験で正常動作を確認したソフトをそのまま改修して作成したことによるメリットである。

宇宙通信所に設置した QL(クイックルック)装置と ISDN 回線により、遠隔地においてリアルタイムにミッションテレメトリを受信することが可能となり、遠隔検査技術実験に役立てることができた。

運用作業については、SOP(衛星運用手順書)を完全に電子化することができ、データ再利用による運用準備時間の短縮、運用結果の自動生成などの成果が得られた。また、宇宙実証研究共同センターで構築した文書管理システムを用いて、SOP の承認作業や運用中に発生した問題を気付き事項として登録し、管理・周知を強化することにより運用ミスの低減が実現できた。

#### (6) 宇宙教室・ワークショップ

人々が宇宙への関心を強めることが、宇宙開発の裾野、支持を広げていくことであると考え。そのためには、子供たちをはじめ、全ての世代の人々への普及・啓蒙活動を活発化させていくことが必要と考え、宇宙教室を企画した。宇宙教室は、ほぼ月1回のペースで学校や公共施設を中心に実施されている。また、小型衛星運用室と宇宙教室の会場を ISDN 回線で結び、衛星運用体験をできるシステムを構築した。

H.15 年 7 月には、日本科学未来館において  $\mu$ -LabSat ワークショップを開催し、大学や研究機関の学生、研究者を中心とした参加者に、1号機の成果や開発時に実際に直面した課題などを披露し、小型衛星開発への参加を応援した。(Fig.11)



Fig.11 Stage of  $\mu$ -LabSat Workshop

### 4. マイクロラブサット2号機

#### 4-1. 概要

1号機の三軸姿勢制御実験が完璧に近い成功であったことを受け、2号機は定常時地球指向の三軸姿勢制御を目標とした。2003 年から概念設計と搭載機器の試作に入っており、打上げロケットは未定であるが、2008 年には開発を完了する予定である。現在予定している衛星の外観図を Fig.12 に、衛星のシステム諸元を Table 2 に示す。



Fig.12 Outlook of MicroLabSat II

Table 2 Main Characteristics of MicroLabSat II

Size	Approx. 600(W) × 600(D) × 500(H)mm Approx. 200(W) × 200(D) × 150(H)mm(Nano-Sat.)
Mass	Approx. 60 kg(total), 5 kg(Nano-Sat.)
Power	Over 100 W
Attitude	Earth oriented 3-axis control
Communication	MicroLabSat II ⇄ Grond Station S-band, 4kbps(Up), 1.6Mbps(Down)
	Nano-Satellite ⇄ Grond Station S-band
	MicroLabSat II ⇄ Nano-Satellite : TBD
Orbit	LEO, Sun synchronous (TBD)
Launch	TBD (completion of development < 2008)

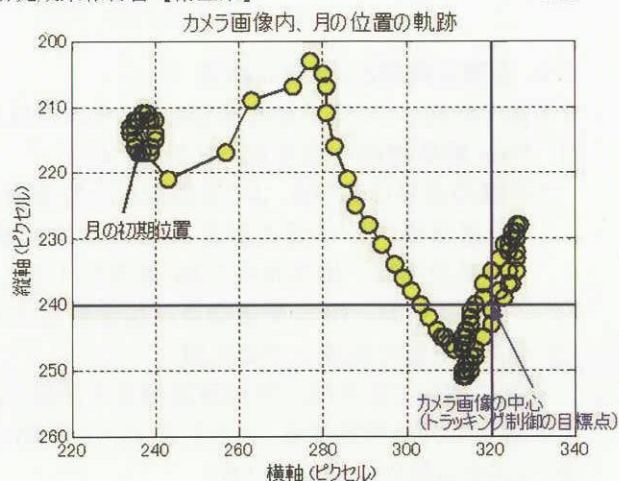


Fig.10 Moon Tracking Control Experiment



#### 4-2. 主要な実験とシステム構成

2号機で計画している主要な実験とシステム構成は次の通りである。

##### (1) 50kg 級高機能小型衛星バスシステム

1号機の成果に基づき、より高機能な小型衛星バスの研究及び実証実験を行う。

- ・送信機(データ伝送容量:1Mbps 以上)、受信機
- ・姿勢制御: 地球指向三軸(精度約1度)、小型太陽センサ、スターセンサの搭載
- ・軌道制御: GPS 受信機及び推進装置の搭載など

##### (2) ナノ級衛星の軌道上での放出

安価に製作でき手軽に宇宙実証機会を提供できるナノ級衛星を新規開発し、2号機本体(母衛星)に搭載して軌道上で分離放出する。大きさ 200mm×200mm×150mm、質量 5kg のナノ級衛星を1~2機搭載する前提で、システム設計を進めている。

##### (3) 母衛星とナノ級衛星の連携実験(発展実験)

「編隊飛行による地磁気観測」及び「母衛星によるナノ級衛星撮像」の2つの実験についてシステムの成立性を検討している。

「編隊飛行による地磁気観測」は、母衛星の推進系により軌道制御を行い、放出したナノ衛星の一つとの相対距離(数100m程度)を緩やかに保持しつつ、母衛星の高感度磁力計とナノ衛星の超小型磁力計で同時に磁気観測を行うものである。単独観測では不可能であった磁場変動の到来方向の検出や、空間磁場構造の観測が可能になる。

「母衛星によるナノ級衛星撮像」は、母衛星の推進系により、母衛星がナノ級衛星の近傍をフライアラウンドしながら撮像するという実験で、母衛星をナノ級衛星と数10m程度まで接近させる。

##### (4) 新規技術・先端技術の宇宙実証

以下の新規技術の宇宙での実証実験を計画している。

- ・高解像度カメラ
- ・民生品小型モニターカメラ
- ・宇宙用薄膜型太陽電池

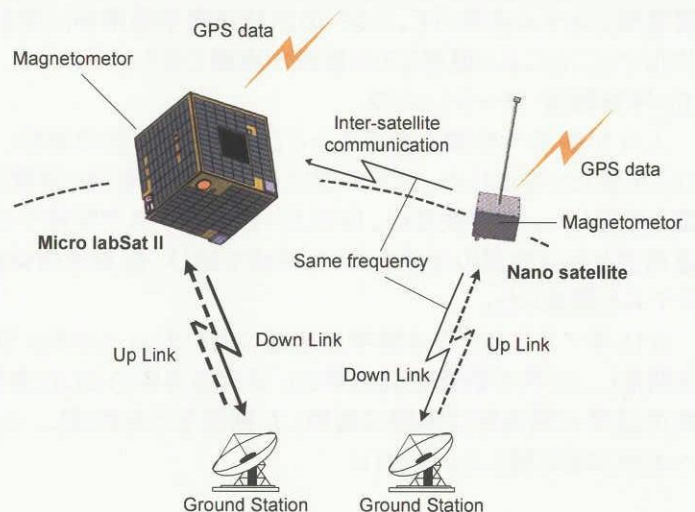


Fig.13 Experiment Image in Collaboration with Nano-Satellite

#### 5. まとめ

1号機は予定されていた全てのミッションを成功させ、小型衛星が実用に耐えうる可能性を示した。また、短期間の衛星開発は、設計から製作試験、打上げ運用までの一連の作業を体験できることから若手職員の育成に寄与した。1号機は現在も全ての衛星機器が正常に動作しており、搭載機器の長期トレンド評価、搭載計算機のプログラム書換えによる様々な発展実験を継続している。また、新入職員の教育用素材、将来宇宙を目指す学生や子供達への教育用素材としても活用させている。

2号機では実用性の高いバス技術を構築する計画である。現在、民生品のロット単位での放射線試験、民生用センサの宇宙適用化などの研究を進めている。

これら成果に基づき、小型の宇宙実証衛星を安価で短期に提供できる環境を整え、実用衛星用に新規開発した機器や部品などの事前実証手段としたい。

ナノ級衛星は、チャレンジングな実験を目指している。母衛星との連携基礎実験を行い、小型衛星群として実用化する際の基礎データを得ることを目指している。

## 小型衛星用機器の試作試験

### Research on the instruments for future micro-satellite

宇宙実証研究共同センター

○吉原 圭介, 橋本英一

Space Technology Demonstration Research Center

Keisuke YOSHIHARA, Hidekazu Hashimoto

The Space Technology Demonstration Research Center has conducted the research on a next-generation technology for micro-satellite since 2002. As a part of this research, an experimental manufacture of small satellites instruments was implemented in 2003. This paper shows the status of research about the S-band QPSK communication instruments, the Small Sun Sensor (SSS), the Micro Star Tracker (MSTT), the GPS receiver, the micro thruster valve and the Damping Adapter Ring (DAR).

#### 1. はじめに

宇宙実証研究共同センターでは、平成14年度より、次世代の小型衛星技術の研究として、小型衛星用機器の試作試験を実施している。平成15年度は、Sバンド QPSK 通信機、小型太陽センサ、小型スタートラッカ、GPS受信機、小型スラストバルブ、減衰結合リング等のコンポーネントの試作試験を実施した。本論文では、これら次世代小型衛星用機器に関する試作試験等の結果について報告する。

#### 2. 研究の概要

平成15年度には、主として、以下の機器に関する研究を実施した。これらの機器は、宇宙実証研究共同センターでシステム設計を実施しているマイクロラプサット2号機( $\mu$ -LabSatII)に搭載し、軌道上で機能性能実証を行うことを目標として研究を進めている。

##### 2. 1 Sバンド QPSK 通信機の研究

イギリス SSTL の小型衛星群による災害監視システム DMC などの例に見られるよう、近年、地球観測ミッション等の実用ミッションへの小型衛星の利用が進んでいる。地球観測等のミッションにおいては、大容量画像データ等の取得が見込まれており、伝送データ容量の大幅な増加が必要となる。また、このように通信レート的高速化への要求を満たすシステムを構築する場合、 $\mu$ -LabSat 搭載通信機で採用している位相変調方式では、伝送レート的高速化はそのまま広帯域化につながることであり好ましくない。そこで、周波数の有効利用の観点から、多値変調方式の採用が望まれる。

平成15年度は、ダウンリンクレート的高速化および PPSK 変調方式の採用という課題を解決するための通信システムの構成検討を行い、通信機の機能試験モデル(BBM)の試作試験を実施した。

また、この通信機に使用されることが想定されている部品のうち、シングルイベント感受性の評価が必要と考えられる部品について、耐放射線評価を実施し、回路構成の実現可能性について検討した。



## 2. 2 小型太陽センサの研究

宇宙実証研究共同センターでは、近年、高機能化が進む小型衛星の姿勢決定センサとして用いることを想定した、民生用 CMOS イメージセンサを用いた小型太陽センサ(SSS)の研究を実施している。

この太陽センサの構成が従来の高精度太陽センサと大きく異なる点は、検出素子をリニア CCD ではなく、CMOS センサとした点である。十字状のスリットを通過する太陽光を CMOS センサで受光することで、1つの素子で直交する2軸の角度を検出することができるといった利点がある。また、アナログ処理回路等の周辺回路が内蔵された CMOS センサを利用することで、受光部回路の簡素化、小型化が可能である。また、本太陽センサでは、CMOS センサや光学フィルタ等に民生部品を活用することにより、低コスト化を図るコンセプトとしている。Fig.1 に本太陽センサの計測原理を、Fig.2 にセンサの全体構成を示す。

本研究は、平成14年度に旧宇宙科学研究所(現:宇宙科学研究本部)が着手したものであるが、平成15年度は、宇宙科学技術研究本部の協力の下、宇宙実証研究共同センターが民生用光学素子等の耐放射線試験および、地上試験モデルの試作を実施した。

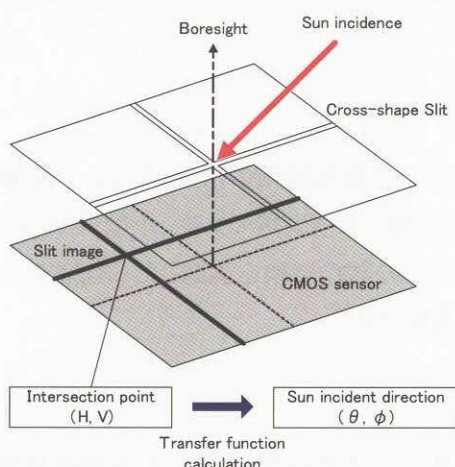


Fig.1 Measurement method of the SSS

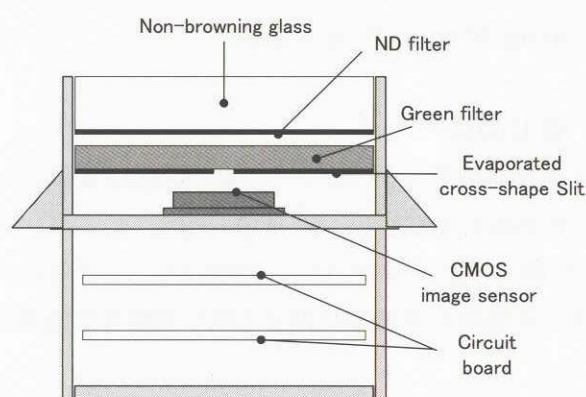


Fig.2 Internal configuration of the SSS

## 2. 3 小型スタートラッカの研究

情報技術開発共同センター、システム誘導技術グループの協力の下、小型衛星用スタートラッカの研究を開始した。平成15年度は、MSTT の全体仕様検討、および、Fillfactory 社製の宇宙用 CMOS イメージセンサを用いた素子の特性評価を実施した。

## 2. 4 小型GPS受信機の研究

システム誘導技術グループの協力の下、小型衛星用GPS受信機ユニットに関する研究を開始した。平成15年度は、民生用車載GPS受信機のファームウェアの書き換えを行い、低軌道における測位計算に用いることができる仕様に改修した。

## 2. 5 小型スラスタバルブの研究

衛星推進技術グループの協力の下、小型衛星用推進系の研究の一環として、民生品電磁バルブの設計をベースとした小型スラスタバルブの試作試験を実施した。



## 2. 6 減衰結合リングの研究

衛星に対するロケットからの振動入力の高減を図ることにより、衛星構体の開発コストを下げる減衰結合リングの研究を実施している。平成15年度は、減衰結合リングの概念検証のための機能試験モデル(BBM)の試作試験を実施した。また、BBMの試作試験の結果を反映し、エンジニアリングモデル(EM)の設計解析を実施した。Fig.3に減衰結合リングの概念図を示す。

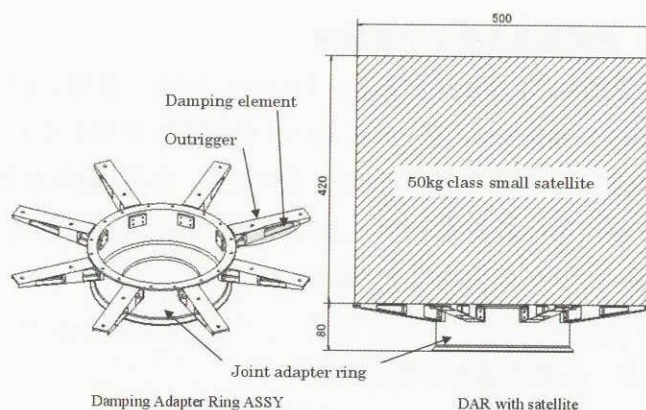


Fig.3 Conceptual drawing of Damping Adapter Ring

## 2. 7 非接触電力伝送の研究

軌道上において、複数の宇宙機システムが分離するシステムにおいて、結合状態で宇宙機システム間の電力、あるいは、データ伝送を実現しつつ、分離時にコネクタの脱着等に起因する機械的な影響を与えない非接触方式による給電・データ伝送システムの研究を行っている。平成15年度は、非接触給電装置およびデータ伝送装置の試作試験を実施した。

## 3. 成果の概要

### 3. 1 Sバンド QPSK 通信機の研究

本研究のSバンドQPSK通信機(TRX)の仕様をTable.1に示す。なお、参考情報として $\mu$ -LabSat搭載通信機の仕様も合わせて示す。

Table.1 Specifications of S-band TRX

	S-band QPSK TRX( $\mu$ -LabSatII)	$\mu$ -LabSat
Frequency	S-band	S-band
Transmitter Power	Low Power Mode: 17dBm Normal: 29dBm	17dBm
Downlink Rate	Low Power Mode: 4096bps(PCM/PM) Normal: 1.638Mbps(QPSK)	House Keeping: 1024bps(PCm/PM) Mission: 4096bps(PCM-PSK/PM)

#### (1) QPSK 変調器 BBM 製作・評価

Fig.4に、QPSK変調器の機能試験モデル(BBM)を示す。このBBMに対して以下に示す4つの項目について評価試験を実施し、基本的な性能に問題の無いことを確認した。

- (a)搬送波抑圧比
- (b)変調信号 振幅, 位相エラー
- (c)占有帯域幅
- (d)消費電力

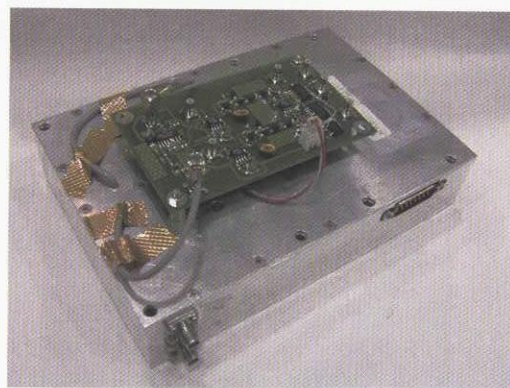


Fig.4 QPSK modulator BBM



## (2) 使用部品の耐放射線評価

小型衛星では最新の技術をタイムリーに宇宙へ適用するため、必要に応じて民生部品を採用している。S バンド QPSK 通信機については、QPSK 変調部に使用する IC が設計に大きなインパクトを与えるため、Cf-252 を用いた簡易放射線試験を行った。その結果、当初、適用を予定していた IC は、SEL 耐性が弱いことが判明したため、使用部品の変更を行い、BBM の回路構成の変更を実施した。上記の簡易放射線試験は、宇宙用部品開発共同センターの協力の下、実施した。

## 3. 2 小型太陽センサの研究

### (1) 民生用光学素子等の耐放射線評価

2. 2節に示したように、本太陽センサでは低コスト化を狙うため、民生用光学素子の採用を検討している。平成15年度は、民生用 CMOS イメージセンサ、ならびに、光学フィルタの放射線試験(ガンマ線照射試験、陽子線照射試験)を実施し、放射線による特性劣化についての評価を実施した。

Fig.5 に CMOS センサへのガンマ線照射試験結果を、Fig.6 に陽子線照射試験の結果を示す。両グラフにおいて、照射による CMOS センサ暗時出力の増加は、放射線による素子の特性劣化を示すが、低軌道衛星に本太陽センサを適用する上では問題ないレベルであることが確認できた。

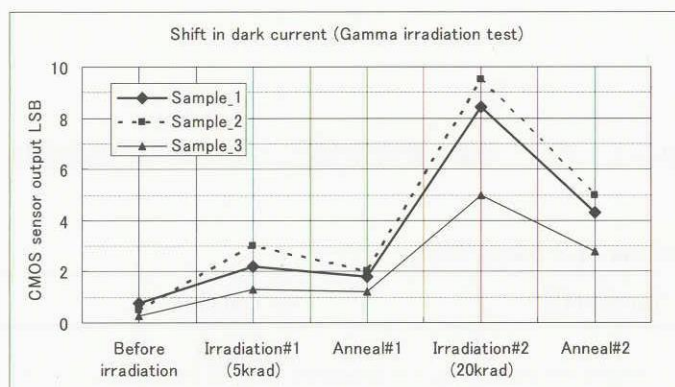


Fig.5 Result of Gamma irradiation test

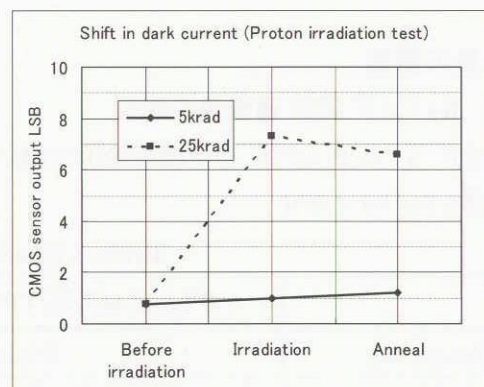


Fig.6 Result of Proton irradiation test

### (2) 地上試験モデルの試作

本太陽センサの小型化設計、詳細性能評価を行うため、地上試験モデル(GTM)を製作した。Fig.7 に小型太陽センサ GTM の外観図を、Table.2 に仕様諸元を示す。表中の精度は設計値である。(詳細性能試験未実施)

Table.2 Specifications of Small Sun Sensor (GTM)



Fig.7 Small Sun Sensor (GTM)

Item	Specifications
Dimension	64mm(W)×64mm(D)×57mm{H}
Mass	< 300g
Power consumption	< 1.5W
FOV	±46deg×±53deg
Bias error	< 0.1deg (3σ) *target value
Random error	< 0.01deg (3σ) *target value



### 3. 3 小型スタートラッカの研究

小型スタートラッカの研究を開始するにあたり、本コンポーネント開発上のコンセプト(小型, 安価, 中精度)と現在、調達可能な海外製品の仕様等より、今後の研究のベースラインとなる(目標)性能仕様を設定した(Table.3)。

Table.3 Preliminary specification of Micro-STT (MSTT)

Item		Specifications
Accuracy	Star Position	$< 0.016 \text{ deg } (3\sigma)$
	Attitude Determination	$< 0.01 \text{ deg } (3\sigma)$ (yaw, pitch) : Angular rate @ $0.5 \text{ deg/s}$
Sun Exclusion		$> 25 \text{ deg}$
Dimension		$< 100 \times 100 \times 230 \text{ mm}$ (Include baffle)
Mass		$< 1.5 \text{ kg}$
Power Consumption		$< 10 \text{ W}$

本小型スタートラッカは、小型衛星用のコンポーネントとして、小型、低消費電力を狙うため、近年性能が向上している CMOS イメージセンサを採用することをコンセプトとして研究を進めている。平成15年度は、Fillfactory 社製の宇宙用 CMOS イメージセンサ STAR 250 の使用を想定し、前述の目標性能仕様の実現性について検討した。さらに、実際に STAR250 を使用し、ブラックパターン撮像、ホワイトパターン撮像、ならびに、等級が既知の星像データ等を取得し、素子の特性評価を実施した。

また、撮像素子のシャッタ方式としては、グローバルシャッター方式とローリングシャッター方式がある。グローバルシャッター方式では全画素で露光期間が同期しており、CCD ではグローバルシャッター方式が採用されることが多い。一方、STAR250 を含め、CMOS センサに採用されることが多いローリングシャッター方式は、画面を 1 ライン毎に走査して撮像が行われる方式で、同じ画面内でも露光期間がずれることになる。移動する星像に対し、両撮像方式による星検出位置誤差をシミュレーションにより求めたところ、ローリングシャッター方式においては、露光期間のずれに起因する星位置検出誤差が、目標性能に対し無視できないことが分かった。また、この結果を検証するため、サーボテーブルを用いて STAR250 評価装置に回転レートを与え、模擬星像を撮影する試験を実施し、シミュレーションの結果とほぼ合致する結果を得た。この結果から、STAR250 を用いて前述の目標仕様を達成するためには、CMOS イメージセンサの大きな特徴の一つであるエリア読み出し機能を用いてローリングシャッター方式の影響を低減する必要があることが分かった。

### 3. 4 小型GPS受信機の研究

民生用車載 GPS 受信機のファームウェアの書き換えを行い、ドップラー周波数サーチ幅の変更、擬似距離・擬似距離変化率等の生データ出力機能の追加、測位出力の時刻同期等を実現した。なお、このうち、ドップラー周波数サーチ幅の変更については、平成 14 年に打ち上げられた千葉工業大学の鯨生態観測衛星搭載の GPS 受信機でも実施されており、実際に軌道上で測位データを得ていることが確認されている。平成 16 年度は、搬送波位相出力機能の追加を実施する他、インタフェース回路や筐体等のハードウェアの改修により宇宙機への搭載を想定した地上試験モデルを試作する計画である。

### 3. 5 小型スラストバルブ

民生品電磁バルブをベースとした小型スラストバルブの試作を実施し、基本機能試験や磁気計測試験を実施した。平成16年度は、真空中での推力測定、バルブ作動耐久試験、機械環境試験を実施し、機能性能の評価試験を進める計画である。Fig.8 に試作した小型スラストバルブを示す。

### 3. 6 減衰結合リングの研究

#### (1) 機能試験モデル(BBM)の試作試験

減衰結合リングの概念検証のため、BBM の試作を行い、各種特性試験や振動試験を行った。試験の結果、ほぼ想定の減衰特性を得られることが分かったが、強度の面で問題点が判明したため、エンジニアリングモデル(EM)の設計フェーズに反映することとした。

#### (2) エンジニアリングモデル(EM)の設計解析

BBM 試作試験の結果を反映し、減衰結合リングの再設計を行った。構造解析等の結果(Fig.9)、設計したモデルが強度・剛性・減衰特性の要求を全て満たすことを確認した。

### 3. 7 非接触電力伝送の研究

非接触方式の電力伝送装置、および、データ伝送装置の試作試験を実施した。電力伝送装置については、PWM 制御による電磁誘導方式を採用し、10W の電力を、2mm の間隙を通して最高で 61%の効率で伝送することができることを確認した。今後は、回路上の電力ロスの低減化に関する検討を進めるとともに、宇宙用部品への置き換えも考慮した汎用ロジック IC を用いたシステムの設計を進める予定である。

データ伝送装置は、最近 SUICA 等の非接触カードに採用されている小型ループアンテナを用いた、極めて低出力のダイレクト送受信方式を採用した。送信と受信にそれぞれ 15MHz、16MHz の搬送波を用い、9600bps の通信速度で、全2重方式の双方向通信が可能である。実験では、2mm の間隙では問題なく伝送でき、4～5mm では信号減衰により伝送不可となった。このことから、複数データ伝送システムが搭載されていても、互いのデータ伝送装置は混信せず、また他機器への電磁気的影響も小さいと考えられる。

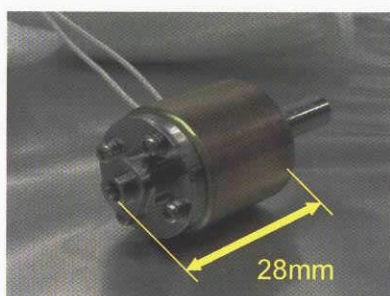


Fig.8 Micro thruster valve



Fig.9 Structural analysis of DAR

## 4. まとめ

平成15年度は、前年度に引き続き、次世代小型衛星用搭載機器のクリティカル要素の試作試験を実施した。平成16年度は、各機器の試作試験を継続し、衛星搭載化に向けた主要な技術的課題を達成することを目的として研究を進める予定である。



## 軽量構体パネルの研究

## Research on light weight sandwich panels

マテリアル・機構技術グループ

石澤 淳一郎、今川 吉郎、南 伸太郎、馬場尚子、森 一之

Mechanical and Materials Engineering Group

J.Ishizawa, K.Imagawa, S.Minami, N.Baba, K.Mori

## Abstract

Since spacecraft structures constitute a high proportion of total satellite mass, sandwich panels are commonly used which consist of a honeycomb core and either a CFRP or aluminum skin. Sandwich panels have a high specific rigidity, but are expensive to manufacture. JAXA has developed light weight sandwich panels using integral molding of CFRP prepreg and light weight plastic foam. This material has good workability, design flexibility and a low cost of manufacture. Research on the material's applicability to space structures is almost completed. In this paper, we report the results of vibration testing of a 50-kg class satellite assembly using these light weight sandwich panels.

## 1. はじめに

人工衛星を始めとする宇宙機の構体には、CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) またはアルミニウム合金 (Al) をスキン材、Al ハニカムをコア材とするアルミハニカムサンドイッチパネルが多く使用されている。アルミハニカムサンドイッチパネルは優れた比強度、比剛性を有するが、一方で製造に要するコストが高い。

そこで我々は、平成 12 年度から、宇宙機の軽量化、低コスト化を目的として、スキン材に CFRP、コア材に低密度高分子発泡材であるロハセル® (ポリメタクリルイミド発泡材) を使用した軽量構体パネルの研究開発を実施している。通常のサンドイッチパネルが別々に製作されたスキン材及びコア材を接着することにより製造されるのに対し、本軽量構体パネルは、スキン材となる CFRP プリプレグに含まれる樹脂が多孔質である発泡コア材に含浸することによる一体成形が可能である。そのため、軽量構体パネルは、従来のサンドイッチパネルと比較し、省工数化、接着剤分の軽量化、曲面等複雑形状の成形等が可能の他、コア材の切削性が良く、加工性に優れるという特長をもつ (Figure 1 参照)。なお、H-2A ロケットの段間部 (Figure 2 参照) は、本軽量構体パネルと同様の構成となっており、H-2A ロケットの軽量化に貢献し、その打上げ実績を重ねている。

これまでの研究において、スキン材、コア材単体及びその接合界面の材料特性、パネル接合用インサートの機械的特性、電子線、紫外線、原子状酸素等に対する耐宇宙環境性の評価、パネル一体成形プロセスの最適化、さらに信頼性確保のための非破壊検査方法の選定とその検出限界評価を実施しており、軽量構体パネルの宇宙適用に向け、材料レベルで着実な成果を挙げている。

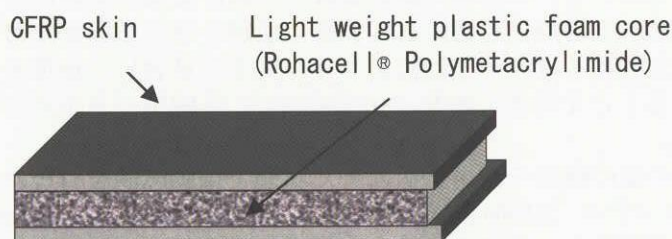


Figure 1 Schematic of the light weight sandwich panel

Sandwich structure consists of CFRP skin and Rohacell core



Figure 2 Interstage of H-2A launch vehicle



## 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) $\mu$ -Labsat 2 号機用底面パネルの製作及び振動試験

軽量構体パネルの設計対応性、振動特性等を把握するため、 $\mu$ -Labsat 2 号機を想定した底面パネル（衛星分離部との結合パネル）を製作、他の構造要素と組合せての振動試験を実施した。

### (2) 振動特性評価

全てのパネルが軽量構体パネルからなる 50kg 級小型衛星モデルに対して振動試験を実施し、その振動特性を評価した。

### (3) インサートの機械的特性評価

軽量構体パネル同士の接合、また軽量構体パネルへのペイロードの固定に用いるインサートに対し、ねじりモードでの機械的特性評価試験を実施した。

## 3. 成果の概要

### (1) $\mu$ -Labsat 2 号機用底面パネルの製作及び振動試験

材料要素レベルを対象としたこれまでの研究では、軽量構体パネルの宇宙適用性が有望との結果を得ている。そこで、本年度の研究では、宇宙機構造系への軽量構体パネルの適用性評価を目的として、 $\mu$ -Labsat 2 号機用底面パネルを製作し、その振動試験を実施した。

Figure 3 に製作した  $\mu$ -Labsat 2 号機用底面パネルの図面を、Figure 4 に製作後の外観写真を示す。

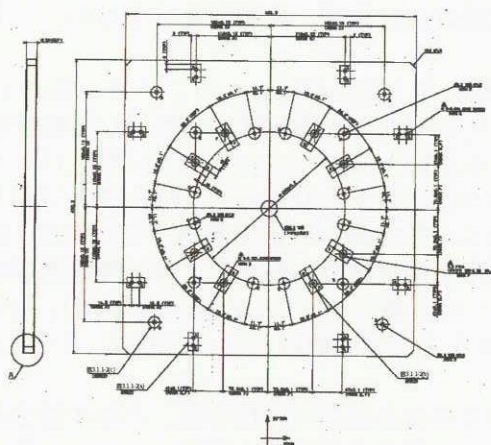


Figure 3 Drawing of  $\mu$ -Labsat 2 bottom panel



Figure 4 Visual appearance of  $\mu$ -Labsat 2 bottom panel

軽量構体パネルの結合に用いるインサートは、高い機械的強度を有する先埋めインサート（コア材にインサートを埋めた状態でパネルを成形するもの）と、宇宙機の開発過程での設計変更に対応できる後埋めインサート（パネル成形後にインサートを埋込むもの）の 2 種の使用を想定し開発を行っている。両者の機械的特性及び加工方法から、先埋めインサートは主にパネル同士の結合に、後埋めインサートはパネルとペイロードとの結合に用いることを考えており、 $\mu$ -Labsat 2 号機用パネルにおいても、この方針に沿ってインサートを選択した。

製作した底面パネルは、太陽電池パドル等の他の構造モデルと組立てた状態で振動試験を行った。振動試験は、小型副衛星用 H-2A ユーザーズマニュアル（NASDA-HDBK-1014）に基づく条件で、 $\mu$ -Labsat 2 号機の開発を行う宇宙実証研究共同センターが実施し、筆者らはその支援を行う立場で参加した。

振動試験の結果、QT 試験レベルでの正弦波加振及びランダム加振に対し損傷の発生はなく、軽量構体パネルに十分な耐振性があることがわかった。また、軽量構体パネルのダンピング特性によるものと考えられる振動応答の緩和現象が見られた。



## (2) 振動特性評価

前項の振動試験は、振動による負荷が最大となる底面パネルのみを軽量構体パネルとするモデルを使用しているが、本項では、全ての構体パネルを軽量構体パネルとしたモデルに対する振動試験結果について述べる。

平成14年度の研究において、軽量構体パネルを組立てた50kg級小型衛星モデルを製作し、これに対する振動試験を実施した。その結果、正弦波加振時に底面パネルのリング状インサート部のコア材の損傷が発生した。損傷発生箇所は振動による負荷が最大となる、ロケットと衛星の結合分離部であるが、試験後の解析により、パネルの設計データに誤りがあり、既知であったインサート引抜き強度を超える負荷がインサートに加わったことが明らかとなった。また、損傷部の詳細観察結果においても、インサート引抜き試験で見られたものと同様な、コア材のせん断破壊様相が見られた。

そこで、本年度の研究では、損傷が発生した底面パネルについて設計を見直した上での再製作を行い、再度の振動試験を実施した。振動試験に用いた小型衛星モデルの概観図をFigure 5に示す。振動試験は、固有振動数の計測、ランダム加振、正弦波加振の順に、随時固有振動数の変化を確認しながら実施した。

固有値測定試験では、実測値が解析値より高周波側に表われた。解析に用いた共振倍率を落とす（振動減衰の効果を大きくする）ことで、X、Y、Z軸のいずれの固有値に対しても、実測値と解析値を合わせることができた。

さらに、ランダム振動試験を実施し、パネルに損傷がないことをモダールサーベイ試験により確認後、正弦波振動試験に移行したところ、X方向での加振時に異音が発生した。筐体を分解し、破壊箇所を観察したところ、Figure 6に示すようなスキンの層間剥離がパネル端面から確認でき、平成14年度の振動試験で発生したコア材のせん断破壊とは異なるものであることが分かった。この原因調査のため、タッピングやパネルの切断、分解観察を行ったところ、層間剥離箇所は、底面パネルの+Xパネル結合部の先埋め型インサートブロックの周囲であった。

軽量構体パネルにおけるスキン材での層間剥離は、フラットワイズ（面外方向）引張試験（Figure 7 参照）においても観察されていた。このときは、コア材の引張破壊による破壊モードが見られていたため、試験治具（Al製）とスキン材（CFRP製）の加熱接着時に、それら材料の熱膨張率差により発生する熱応力が亀裂を発生、進展させたものとして、試験方法に由来したものであると考え、常温硬化型の接着剤を用いた再試験により、その確認を行っている。しかし、今回の振動試験においてスキン層間での剥離が発生したため、特に層間剥離の発生に着目しながら、引抜き方向以外でインサートに対する機械的特性評価試験を実施した。その結果を次項に示す。

## (3) インサートの機械的特性評価

振動試験において軽量構体パネルの先埋め型インサート部に損傷が発生したため、その原因調査及び対策を目的に、インサートに対する機械的特性評価試験を実施した。解析による発生荷重の最大値はインサートの面外引抜き荷重であったため、振動試験用筐体モデルには、引抜き強度を基準とした設計を実施し、設計に必要なインサート面外引抜き強度の測定を実施した（Figure 8 参照）。なお、面外引抜き方向での破壊形態は、先ずインサートと接合したコア材のせん断破壊が生じ、その後スキン材が破壊するものであった。今回の振動試験での破壊形態は、インサートと接合しているスキン材の層間剥離であり、面外引抜き方向での荷重による破壊形態と異なっている。

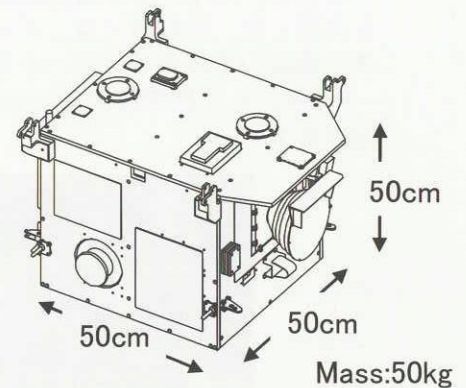


Figure 5 50kg-class satellite model for vibration test

Delamination

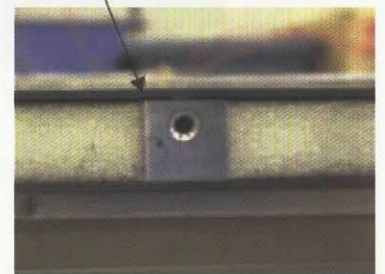


Figure 6 Delamination of CFRP skin

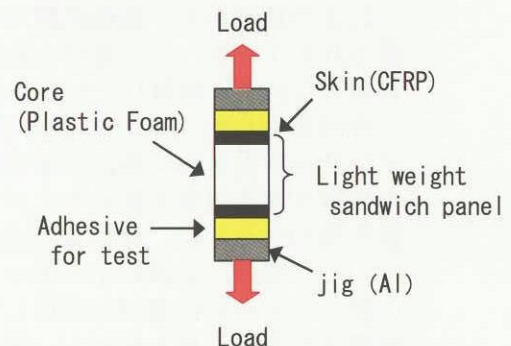


Figure 7 Schematic of flat-width tensile test



そこで、スキン材の層間剥離を生じる可能性があるねじりモードでのインサート機械的特性評価試験を実施した。供試体には、インサート側面のコア材接触面積が小さく、コア材への応力分散が少ないパネル端部の先埋めインサートを選択した。

Figure 9 に供試体に対する荷重方向と試験で発生したき裂箇所を、Figure 10 に得られた荷重-変位線図を示す。

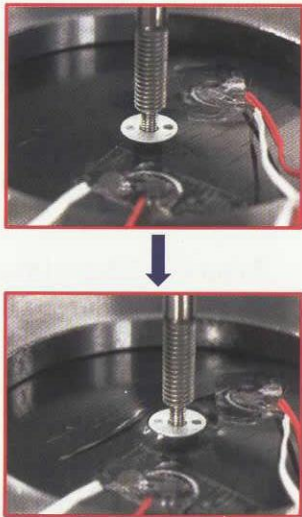


Figure 8 Pull-out test of an insert block

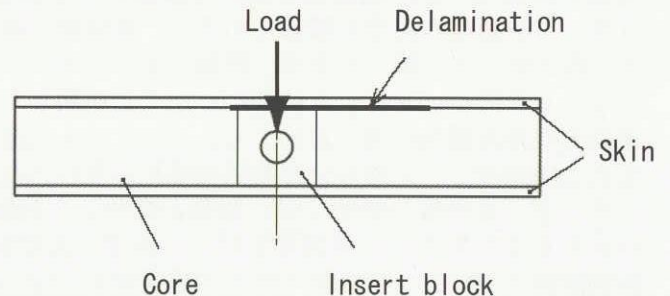


Figure 9 Torsion test of an insert block

本試験により発生した破壊モードは、全てインサート周囲のスキン材層間剥離であり、振動試験で発生したものと同様の形態であった。ねじりモードでの破壊加重は試験の平均値から 1240N と求まり、同一形状のインサート引抜加重 2720N の半分以下であった。なお、振動試験用筐体の設計解析データから、振動試験での破壊発生箇所に 1240N を超えるせん断荷重が加わっていたことが明らかとなった。

以上の結果から、振動試験で発生した損傷は、端面に設置されたインサートと接合されたスキン材が、せん断荷重に耐えられずに剥離したものと判断される。

今回発生したスキン材の層間剥離に対し、短期的には、インサートとスキン界面の接合面積を増やし、加わる荷重を分散させる対策を採ることができるが、パネル全体の質量も増加するため、材料及び成形プロセスでの解決を図っていく。現在、先埋めインサートには、ブロックとスキンの間にフィルム接着剤を使用しているが、その材料及び設置箇所の最適化等を検討し、後埋め型を含めたインサートの特性評価、改善を実施していく。

#### 4. まとめ

平成 15 年度の軽量構体パネルの研究では、 $\mu$ -Labsat 2 号機用底面パネルを製作して振動試験を実施した結果、その宇宙適用性について有望な成果が得られた。しかし、50kg 級の小型衛星モデルに対する振動試験では、スキン材の層間剥離が発生した。破壊後の供試体の観察及びインサート機械的特性評価試験の結果から、底面パネル端面に設置したインサートの周囲において、スキン材の層間剥離強度を超える荷重が加わったことが原因であることが分かった。

今後、インサート及びそのスキン材との接合について、材料及び成形プロセスの改善等を実施し、軽量構体パネルの宇宙適用に向けた着実な開発を継続していく。

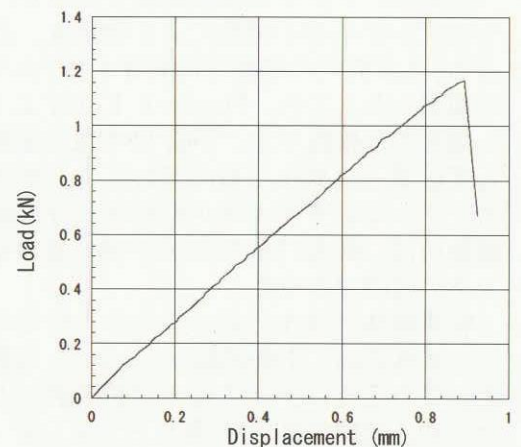


Figure 10 Load-displacement curve of insert block torsion test



重点研究

## 宇宙機搭載用半導体メモリ装置の研究

## Research of Solid State Recorder on Spacecraft

エレクトロニクス技術グループ (Spacecraft Electrical Engineering Group)

市川 愉、白倉 政志、笹田 武志

Satoshi Ichikawa, Masashi Shirakura, Takeshi Sasada

## Abstract

This research is to develop advanced, small, light-weight and low power consumption solid state recorder (SSR) on spacecraft utilizing the newest commercial semi-conductor memory device. We have manufactured, tested and evaluated next generation solid state recorder, researched high-efficient error detection and correction code (EDAC), and also experimented and analyzed mission data of SSR on Mission Demonstration Satellite-1 (MDS-1) on orbit.

## 1. はじめに

本研究は、集積度の増大を続ける民生メモリ素子を利用し、高機能、小型／軽量、低消費電力な宇宙機搭載用半導体メモリ装置の開発を行うものである。半導体メモリ素子には、最新の民生部品の活用を図るとともに、メモリ素子を大量に実装するメモリモジュール部にも民生分野における先端的な高密度実装技術を活用し、小型／軽量化を図る。これらを実現するために、次世代半導体メモリ装置の製作・試験・評価、高効率な誤り制御符号の研究、MDS-1 搭載半導体レコーダ実験装置 (SSR) による軌道上実験・評価解析、将来型記録媒体の検討を行った。

## 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) 搭載用次世代半導体メモリ装置の研究

搭載用次世代半導体メモリ装置の研究として、低消費電力化の為に電源部の検討、軽量化評価モデルの設計・試作、200MIPS級MPUを用いたCPUボードの開発、各部と筐体を組み合わせエンジンリングモデル (EM) 開発相当の評価 (電気性能試験、振動試験、真空試験) を実施した。

## (2) 誤り制御符号の研究

半導体メモリ装置のための誤り制御符号を確立するため、東京工業大学と共同研究を行った。

## (3) MDS-1 半導体レコーダ実験装置の軌道上実験

民生部品・コンポーネント実証衛星 (MDS-1: つばさ) に搭載した半導体レコーダ実験装置の軌道上実験およびデータ解析を行った。

## (4) 将来型記録媒体の検討

DRAM系メモリを補う将来型記録媒体の検討として、磁気記録 (ハードディスク) およびフラッシュ・メモリ型記録装置について宇宙機搭載化の予備評価・検討を行った。

## 3. 成果の概要

## 3. 1 搭載用次世代半導体メモリ装置の研究

次世代半導体メモリ装置は、平成14年度の試作試験では、機能性能は目標値を満足したものの、質量および消費電力が目標を達成できなかった。平成15年度は、メタルコア基板の採用等により更なる小型軽量化を図ると共に、配電システムを見直して消費電力の削減を検討し、質量25 kg以下、消費電力120W以下の達成が可能となった (表1)。また、CPUボードについては、前年度までの市販MPUでの機能確認、

TX49 (NASDA 開発の宇宙用 64bitsMPU) 相当を使用した CPU ボードの試作を経て、本年度は宇宙用部品開発共同センターにて開発中の 200MIPS 級 64bitMPU を用いた CPU ボードを開発・評価した。

また、これらの過程で以下の成果を得た。

- ① 軽量化目標を達成するため、EM相当をターゲットとした軽量化筐体の開発を行い、耐環境性を評価した。軽量化に当たっては、剛性確保と高密度実装を両立させるためにメタルコア基板を採用し、最適な基板厚の算出、信頼性評価試験を併せて行った。
- ② メモリーボードダミー、CPUボードダミー、制御ボードダミーを製作し、筐体に組み込んで振動試験を実施し、筐体及び各ボードの共振特性を確認できた。
- ③ ②と並行して、メモリーボード、CPUボード、制御ボードの電気モデル各 1 枚を試作し、ダミーボードと差し替え、電気性能試験、振動試験及び真空試験を実施し、EMレベルの環境試験に耐えることを確認できた。
- ④ 以上の結果、所期の基板サイズに必要な機能を収納できることが検証され、EMの開発リスク低減ができた。また、一部の部品については、14年度予測より消費電流が大きいことも明確になり、放熱対策を要する箇所が検出できた。
- ⑤ 200MIPS級64bitMPU用CPUボードを開発し、これを用いてMPU（機能サンプル）の評価を行った。MPUに関しては、様々な問題の検出ができ、最終的には半導体メモリ装置で動作する設定条件が明確となった。また、OSをVxWorksからμITRONに切り替え、移植性の高いソフトウェア構造、アプリケーションソフト設計が確立できた。

尚、今後確認すべき以下の課題がある。

- ① 振動試験に於いて、基板のPCIコネクタとして使用したAIRBORN社コネクタのリード部に破断が発生した。解析の結果、形状を基板厚に合わせ再整形したことに起因するストレスと判明した。コネクタの正規製造を行い、再試験を実施する。
- ② フロントパネルに内部モニタ線引き出し用のテストホールを開けたところ、振動試験で近傍に損傷が生じた。穴形状の見直しを行う。
- ③ 高効率電源を試作して組み込み、EMC試験を実施する。
- ④ 問題点の対処を完了し放射線対策を施したQTサンプルMPUについて、CPUボードに取り付け最終評価を行う。

表 1 次世代半導体メモリ装置 要求仕様と試作結果

項目	要求仕様	15 年度試作結果
記録容量	200Gbyte	206.2Gbyte (512MbitSDRAM 使用時、 1Mbit=1024Kbit,1kbit=1024bit 換算)
記録再生速度	2.5Gbps (640Mbps/1ch)	1 チャンネル当たりの最大速度 記録： 640Mbps 再生： 640Mbps 装置全体での最大速度 2.56Gbps=記録 320Mbps×6ch +再生 320Mbps×2ch
記録チャンネル数	6ch (3ch／Control Slice)	同左
再生チャンネル数	2ch (1ch／Control Slice)	同左
Memory Bus	Compact-PCI compatible	同左
質量	25kg 以下	24.3kg
消費電力	65W～120W	118W (電源効率 82%前提)
外形寸法	256×460×250 (mm)	355×415×250.8 (mm)

3. 2 誤り制御符号の研究

第1世代及び第2世代の半導体メモリ装置では、SEC-DEDの誤り制御符号であるハミング符号を採用してきた。この符号は符号の生成・復号（CODEC）が単純でSEUパトロール等も高速で行える反面、2bit以上の誤りは訂正できないという限界があった。海外では、メモリ素子の故障に起因するバイト単位の誤りに対し訂正能力がある、リードソロモン符号の採用が始まり、MDS-1搭載の半導体レコーダ実験装置でも、2バイト訂正能力を有するリードソロモンCODECを搭載し、軌道上での機能検証を完了した。リードソロモン符号は、従来の4bitI/Oのメモリ素子については最適の符号と言える。しかし、現在民生で主流である8bit若しくは16bitI/Oのメモリ素子に対しては、符号が巨大化し有効でなくなる。

本研究では、8bit以上のデータ幅を持つメモリ素子に対して、リードソロモン符号に代わる符号を検討し、有効な符号の目処を得た。今後は $S_bEC-D_bED$ 符号、 $S_{tb}EC-S_bED$ 符号、 $S_{tb}EC-D_{tb}ED-S_bED$ 符号、 $D_{tb}EC$ 符号等、スポッティバイト誤り制御符号を中心に適用の妥当性を検討していく。

### 3. 3 MDS-1用半導体レコーダ実験装置の軌道上実験

MDS-1「つばさは」1年間の定常運用を終え、平成14年2月から後期利用段階へ移行し、平成15年9月25日に運用を終了した。半導体レコーダ実験装置は、約1年半の軌道上実験の間、制御部のソフト／ハードウェアとも正常に機能し続け、SSRを今後の衛星で使用する事前実証が成された。また、スタックメモリモジュールも不良は発生しておらず、軌道上で使用に耐えうるものであることが実証された。誤り制御機能については、シングルイベントアップセット（SEU）パトロールにより全エラーが訂正され、誤り訂正符号が有効に機能することを確認した。

SEU発生率は予測値と良い一致が得られた。尚、SEUパトロールを行わない場合には、SEC-DED符号で2bitエラー、RS符号で2symbolエラーが検出された。しかし、2symbolエラーは正しく訂正が行われ、3symbolエラーは発生していないことから、RS符号を使用する場合はSEUパトロールを省くことも可能である。また、外側に配置したメモリボードが内側のボードよりSEU発生率が20%程高いことから、SEUについてもプロトンに対する遮蔽の効果を確認できた。

トータルドーズの測定では、装置内の測定位置によって有意な差が現れており、今後の耐放射線設計を行うためのデータが得られた。

### 3. 4 将来型記録媒体の検討

ハードディスクドライブ（HDD）の耐環境性の予備評価として、民生HDDの構造・機能・性能・寿命等について調査を行うとともに、選定した3種類のHDDについて振動試験、衝撃試験、気圧変動試験、温度試験を行い耐環境性を評価した。その結果、HDDの構造により各種の耐環境性に差異があることが確認できた。

また、フラッシュ・メモリの宇宙機搭載化検討として、民生のフラッシュ・メモリ型記録装置の仕様・性能・実績等を調査するとともに、選定した2種類のフラッシュ・メモリ装置について電気特性試験、放射線照射試験（トータルドーズ）を実施した。その結果、トータルドーズについては適切な防護措置により宇宙環境に十分耐える確証を得た。

## 4. まとめ

### (1) 搭載用次世代半導体メモリ装置の研究

- ① 搭載用次世代半導体メモリ装置について、14年度目標を達成できなかった質量・消費電力の改善を行い期待通りの結果を得た。更にEMレベルの試作・環境試験を実施し、円滑にプロジェクトに引き継ぐ準備を整えた。
- ② 16年度で実施予定の研究内容としては、以下の通りである。
  - (ア) AIRBORN社コネクタの再試験
  - (イ) 低電圧高効率電源の試作と装置のEMC試験
  - (ウ) 各部ゲートアレイ、FPGAのプロジェクト供給準備
  - (エ) 装置の長期動作試験
- ③ 開発した200MIPS級64bitMPU用CPUボードを用いてMPU（機能サンプル）の評価を行った。MPUに関して、様々な問題の検出ができた。16年度は、放射線対策を施したQTサンプルMPUについて、CPUボードに取り付け問題点解決の最終評価を行う。



## （２）誤り制御符号の研究

次世代半導体メモリ装置のための誤り制御符号の研究を行った。スポッティバイト誤り制御符号は、東京工業大学との共同研究で開発した高効率・耐マルチビットエラー特性を備えた符号であり、複数のマルチビットエラーやバーストエラーに対しても高い訂正能力を発揮する。更に最近のメモリ素子の特徴である多ビットインタフェースに対応しやすいという特徴も持っており、現在特許出願中である。

## （３）MDS-1 半導体レコーダ実験装置の軌道上実験

約１年半の運用を終え、トータルドーズ効果（TID）によるメモリ損傷は発生しなかった。また、シングルイベントラッチアップ（SEL）による電流・温度の上昇も観測されなかった。

ハミング符号及びリードソロモン符号による誤り検出・訂正が、軌道上のSEUに対して有効に機能することが確認された。

## （４）将来型記録媒体の検討

ハードディスクドライブ（HDD）については、15年度の試験結果より気圧変動の制約があることを確認している。今後は密封容器を製作し、その気密性について試験を行う。またシングルイベントによる放射線耐性についても確認する予定である。

フラッシュ・メモリについては、民生のフラッシュ・メモリに宇宙機搭載に必要な機能（テレコマ、冗長機能等）をインテグレートして、バス機器（コンポーネント）としての実現性を検討する。また、HDDと同様に放射線照射（シングルイベント）試験を実施予定である。

# 高速搭載コンピュータの研究

Research of high performance on-board type computer

## 200MIPS級64ビットMPUの研究開発

200MIPS class High-Speed 64bit MPU for space use

総合技術研究本部 宇宙用部品開発共同センター

Space Component Engineering Center, Institute of Space Technology and Aeronautics

新藤 浩之, 飯出芳弥, 山田理子, 久保山 智司, 松田 純夫, 道浦俊夫

Hiroyuki Shindo, Yoshiya Iide, Noriko Yamada, Satoshi Kuboyama, Sumio Matsuda, Toshio Doura

### Abstract

In recent years, many space projects require high-speed computer in order to construct small and high-performance electronics for spacecrafts. We started the research and development about 200MIPS class high-speed 64bit microprocessor in fiscal year 2001. This year, we manufactured Engineering Sample and evaluated the electrical performance. We also developed In-circuit emulator (ICE), Real-time Operating System (RTOS) and the development board.

#### 1. はじめに

将来の科学衛星や実用衛星プロジェクトにおいて、これまでにない大容量の情報を高速に処理することが可能な衛星搭載機器の開発が求められている。この要求を満たすことが可能な、小型高速の搭載コンピュータを実現することが出来れば、高分解能の画像センサや恒星センサ、GPS受信機、ロボット関節組込プロセッサ等、広範囲で利用が可能となり、衛星の小型高機能化・自動自立化に大きく寄与することが出来る。ところが、高速搭載コンピュータの中核を担うMPUに関しては、宇宙用として将来のプロジェクト要求を十分に満たす性能を有するものは、現状では宇宙用部品市場にはなく、衛星技術の高度化を阻害する大きな要因となっている。また、米国の宇宙用ペンティアム開発プロジェクトに代表されるように、MPUは宇宙機システムの成否を左右する戦略部品として認識されており、日本の衛星技術の高度化を進め、独自性を維持するためには、次世代の宇宙用高速MPUの開発に向けた技術研究に早急に着手する必要がある。

以上のことから、本研究では平成13年度より、200MIPS (Million Instructions Per Second) クラスの高速動作が可能な宇宙用64ビットMPUの実現に向け、要素技術の研究開発を開始した。

#### 2. 研究の概要

研究計画の中で、昨年度までに実施済みの項目と本年度に実施した項目（下線で示す）を整理したものを以下に示す。本報告では、今年度実施した3項目について報告する。

- システム検討と研究要素・入手可能な民生部品の識別検討
- MPUアーキテクチャの選択
- 回路マスクの設計
  - ・MPUコア設計データの入手と性能予測
  - ・周辺回路機能の仕様選定と全体回路マスク設計

- 宇宙用半導体デバイス（下地）の開発
  - ・COT方式における耐放射線性確保のための手法検討
  - ・放射線対策回路の試作評価
- 試作サンプルの製造・機能評価 (今年度実施)
- 開発支援環境の検討と整備 (今年度実施（継続）)
- MPUの放射線耐性予測 (今年度実施)

3. 本年度の成果

3.1 200MIPS級64bitMPU の仕様

はじめに、現在研究開発を進めている200MIPS級64bitMPUの仕様について述べる。MPUコアのアーキテクチャとしては、MIPS Technologies Inc. が提供する64bitMPU (MIPS64 5kf)を採用している。また、共通的に使用されると予想される周辺機能に関しては、コアとともにワンチップ化し高速化を図っている。この周辺機能に関する仕様概略をTable 1に示す。これらの機能は、本MPUを将来的に利用することを考えているユーザの意見も取り入れ、決定したものである。回路設計にあたっては、MIPS用の標準周辺IPの供給で実績のあるEureka Technology社のシステムコントローラIPを採用することで機能を実現した。

Table 1 Specification of the MPU peripheral system

Function block name	Specification
CPU Bus Slave	Compliant to the EC interface of the MIPS CPU family.
Memory Controller	Supports FLASH, burst SRAM and asynchronous SRAM Single bit Error Correction and Double bit Error Detection.
DMA Controller	2 independent DMA channels. (Memory ⇄ Memory, Memory ⇄ I/O)
PCI Controller	Compliant with PCI spec. 2.2. 32bit bus, 33MHz / 66MHz.
UART	Functionally compatible with 16550. Supports Character / FIFO mode.
Timer	2 channels of 32 bit timers (interval timer mode / pulse generator mode)
Interrupt Controller	Supports multiple internal (18ch.) and external (6ch.) interrupt sources. 8 levels of interrupt priority.

3.2 試作サンプルの製造・機能評価

昨年度までの設計結果を受け、機能評価用の試作サンプルを製造し、本MPUが所望の機能性能で動作することの確認試験を実施した。試作したサンプルの概観をFig.1に示す。チップ面積はコア部+周辺機能回路すべて含めて5mm×10mmとなっている。キャッシュサイズはデータキャッシュ/命令キャッシュともに32kBである。なお、本サンプルは機能確認を主目的としているため、LatchやFlip-Flop回路等には放射線対策を施していない。フライト品では放射線対策を施した回路に変更するため、この分の若干のチップ面積が増加すると予想される。機能評価に当たっては、LSIテストを用いたデバイスの電氣的な性能評価と、後に述べるICEおよびRTOSを用いた実動作による確認試験の両者を実施した。

機能評価結果より200MHzでの基本的な動作は問題ないと判断されたが、周辺機能に関する何点かの局所的な設計ミスが判明した。また、キャッシュのパリティ機能の高速化やPLLの分周比追加、スイッチングノイズの低減等、性能・使い勝手を向上させたほうが良いと判断されるポイントが洗い出された。これらの変更点はすべて、平成16年度に製造する品質確認試験用のサンプル以降に反映される予定である。



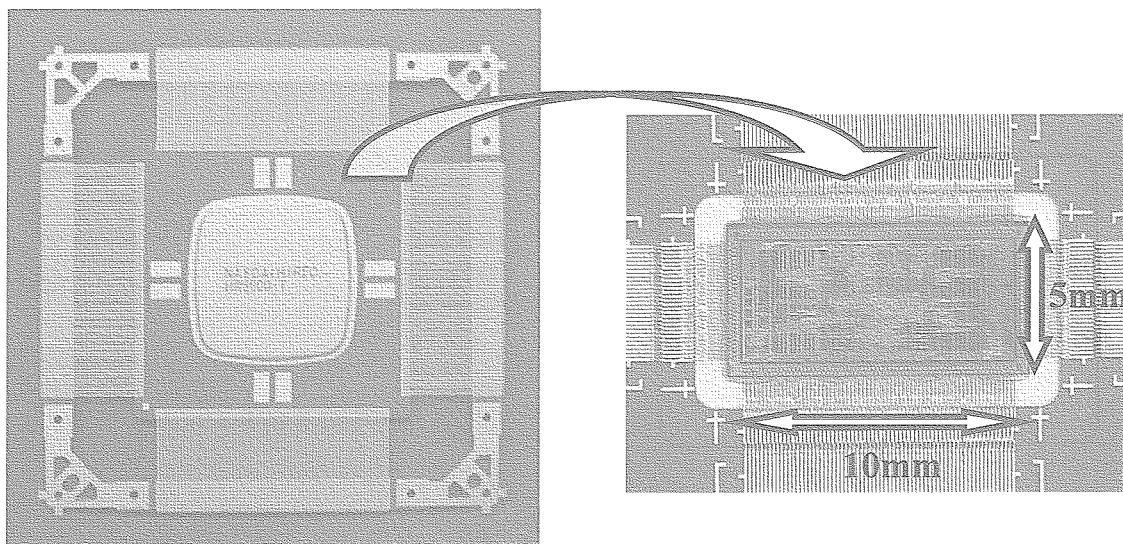


Fig.1 Engineering Sample of 200MIPS 64bit MPU

### 3.3 開発支援環境の検討と整備

MPUを使用してシステムを開発する際、ICE (In-Circuit Emulator)、リアルタイムOS、コンパイラ/デバッガ、評価ボードといった一連の開発支援環境が必須となる。今年度これら開発支援環境について、ユーザの意見を踏まえながら整備を実施した。ICEは、現行の64bit MPUと同一の機種である横河デジタル社製ADVICE-plusを採用し、あわせてMPU評価用の標準テストボードを整備した (Fig.2)。ソフトウェアに関しては、実用的なプログラムを動作検証することを目的とし、リアルタイムOS ( $\mu$ ITRON) およびgccコンパイラを本MPU用に移植し、ファイルシステムへのアクセスやサンプルタスクテスト等、問題なく動作することを確認した (Fig.3)。

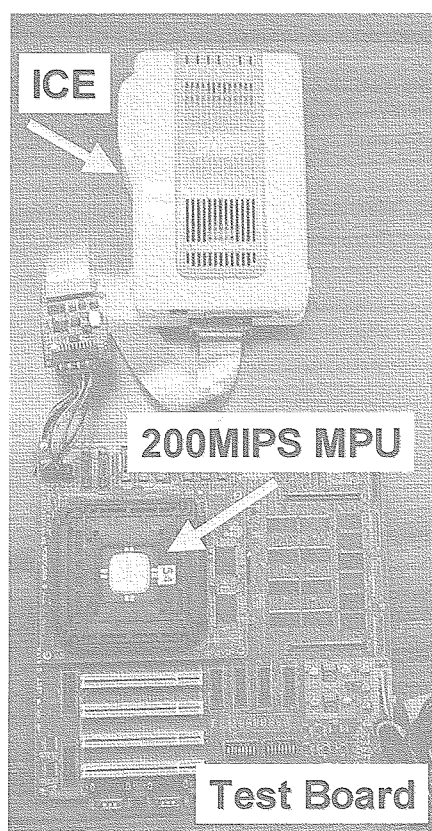


Fig.2 ICE and Test board

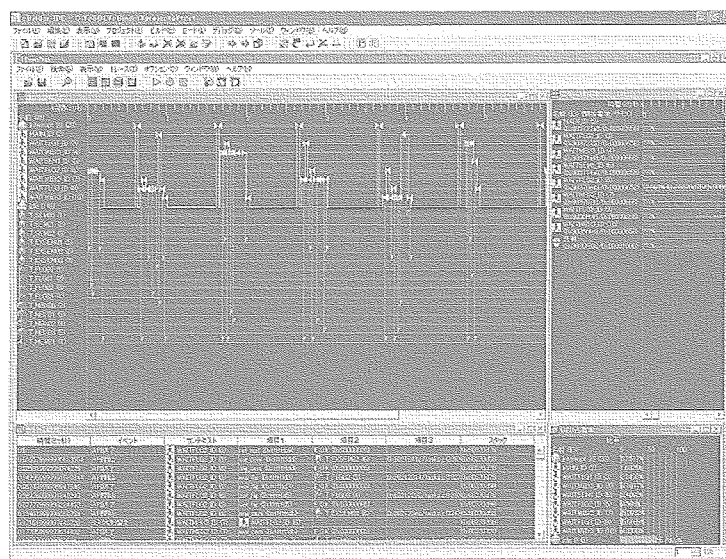


Fig.3 Real-time Operating system for 200MIPS 64bit MPU

Development System: eBinder (eSOL)  
 Kernel:  $\mu$ ITRON 4.0  
 Compiler: GCC for MIPS

### 3.4 MPUの放射線耐性予測

本MPUでは、放射線対策手法については、回路設計時に組み込まれるLatchやFlip-Flop等の基本素子のレイアウトに手を加えることで放射線耐性を向上させる手法を採用している。これら基本回路を搭載した評価用サンプルの放射線照射試験結果より、本MPUに採用している各基本回路の放射線耐性と代表的な軌道上でのSEU発生頻度を算出した結果をTable 2に示す。本来であればMPUチップに対して放射線照射を実施して評価をするのが最良であるが、MPUはメモリ素子等と比較して機能が複雑化し回路も大規模化しているので、MPUそのものを使用した放射線耐性評価が非常に難しい。このため今でも多くの研究者によってさまざまな手法が提案されているが、統一した手法が確立されていないのが現状である。SEUの発生頻度については、CREME96モデルを使用して算出した (<https://creme96.nrl.navy.mil/>)。

SRAM回路に関しては放射線対策を施していないため、その耐性が他の回路に比べて低くなっている。SRAMは高速動作が求められるMPUのキャッシュに使用されている回路である。この部分に関しては回路による放射線対策を施してしまうと非常に大規模となり、消費電力も増大してしまうため、本MPUでは回路自身には対策をせず、パリティ検出回路によってエラーを検出・訂正する方針を採用している。今回の予測ケースで最も悪い値を示している静止軌道（太陽活動極小期）でも、SEU発生頻度が3.96E-01[SEUs/device/day]（2.5日に1bit反転）程度となっており、このレベルであれば実用上問題なくエラー訂正可能と判断される。SELに関しては、LET=64[MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)]まで耐性を有していることが確認され、トータルドーズに関してはパッケージの遮蔽効果も合わせて1kGy(Si)の耐性が十分確保されていることを照射試験により確認した。

Table 2 Irradiation result of basic circuit and predicted SEU rate on orbit

Circuit name	SRAM-PW	SRAM-HS	RH-Latch	PLL-8211	PLL-8511
Number of use in MPU	594944	73728	34551	1	1
Cross Section [cm <sup>2</sup> /bit]	3.16E-07	3.28E-07	<1.05E-9	4.88E-07	4.36E-07
LETth [MeV/(mg/cm <sup>2</sup> )]	0.46	0.46	>40.3	>6.54	>3.56
Predicted SEU rate (ALOS orbit)					
Solar Min. [SEUs/bit/day]	2.28E-07	2.33E-07	1.24E-15	5.70E-07	1.96E-06
[SEUs/device/day]	1.36E-01	1.72E-02	4.28E-11	5.70E-07	1.96E-06
Solar Max. [SEUs/bit/day]	9.54E-08	9.77E-08	2.76E-16	1.32E-07	7.76E-07
[SEUs/device/day]	5.68E-02	7.20E-03	9.54E-12	1.32E-07	7.76E-07
Predicted SEU rate (geosynchronous orbit)					
Solar Min. [SEUs/bit/day]	6.66E-07	6.80E-07	3.68E-15	2.00E-06	5.88E-06
[SEUs/device/day]	3.96E-01	5.01E-02	1.27E-10	2.00E-06	5.88E-06
Solar Max. [SEUs/bit/day]	2.36E-07	2.41E-07	8.26E-16	6.80E-07	1.89E-06
[SEUs/device/day]	1.40E-01	1.78E-02	2.85E-11	6.80E-07	1.89E-06

### 4. まとめ

本研究では、高速搭載コンピュータの中核を担う次世代高速MPUの実現に向け、昨年度までの検討結果を受けて実際に試作サンプルを製造し、実動作での機能評価を実施した。また、将来的にシステム開発に必要となるICE、評価ボード、リアルタイムOS等の開発支援環境を整備することが出来た。放射線対策手法については、回路設計時に組み込まれる基本素子のレイアウトに手を加えることで放射線耐性を向上させる手法を採用し、その有効性が確認できている。

上記のとおり、検討すべき技術課題は現在までにひととおりクリア出来たと言え、残る品質確認試験を実施すればフライト品の製造供給が可能となる。現在、品質確認試験用のサンプル（放射線対策を施した回路を搭載）の製造および機能確認試験に着手しており、平成16年度は品質確認試験を実施し、フライト品の製造へと繋げていく計画である。

## 部品基盤技術の研究 (電子部品)

Research on basic part technologies

宇宙用部品開発共同センター(Space Component Engineering Center)

山田理子, 浅井弘彰, 飯出芳弥, 新藤浩之, 岡克己, 松岡毅, 佐藤幸雄, 久保山智司, 松田純夫, 道浦 俊夫

Noriko Yamada, Hiroaki Asai, Yoshiya Iide, Hiroyuki Shindo, Katsumi Oka,

Takeshi Matsuoka, Yukio Sato, Satoshi Kuboyama, Sumio Matsuda, and Toshio Doura

### Abstracts

A Committee for space part/component technologies has been set up since 2002 in JAXA (NASDA in those days). The committee was established to discuss about how we can acquire and maintain the world's most advanced technology with independence and flexibility in the area of space parts/components. After thrashing out problems with space parts, some parts were selected by the committee from a strategic standpoint. We started the development of the parts last year.

#### 1. はじめに

我が国の宇宙活動を継続し自立性を確保することを目的として「宇宙用部品技術委員会」が平成 14 年度 10 月に設置された。この委員会では戦略性を考慮しながら中長期的視点に立った部品の基盤技術の強化を図るため、今後の宇宙用部品の対応について様々な議論がなされている。

その結果、基本方針として“自立性の確保”、“信頼性の確保”、“国際協調および国際競争力の確保”という観点から、今後国内で開発すべき重要部品が選定された。このうち優先順位の高いものについて平成 15 年度より開発に着手した。

また同じく委員会の提言である“部品評価能力の向上”も最も重要な課題の一つである。部品の変遷に拘わらず普遍的・共通的な問題解決をもたらすため、部品評価技術、部品基盤技術及びこれらを支える情報データベースを充実させ、部品評価能力の向上を図る。

#### 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。

##### 2.1 技術基盤維持のための重要部品開発

###### 2.1.1 宇宙用バースト SRAM(Static Random Access Memory)の開発

宇宙用計算機システムを構築するためのメモリとしては、簡潔な構成で低消費電力化が容易という観点から非同期式 SRAM が用いられているが、100MHz 以上のデータバスによる高速アクセスには適用できない。これを解決するため同期式の SRAM(バースト SRAM)の開発を平成 15 年度より開始した。当該メモリは現在開発中の 200MIPS 級 64bitMPU の性能を引き出す上で必要不可欠である。

平成 15 年度はメモリの仕様検討・設計及び上述の MPU と同一の  $0.18\mu\text{m}$  プロセスを用いた部分試作を実施した。

###### 2.1.2 宇宙用 FeRAM/FPGA の開発

FeRAM(Ferroelectric Random Access Memory)は情報の記憶原理に強誘電体を使っているため、放射線に対して強いと考えられてきた。しかし実際には技術の成熟度の問題から、ようやく最近になって製品化されるようになってきたところであり、宇宙用の不揮発メモリ (FeRAM) はまだ存在しない。



もし宇宙用 FeRAM が実現できれば、MPU 周辺等への適用が期待される。また FPGA(Field Programmable Gate Array)の新しい回路構成方式として FeRAM が使える可能性がある。FPGA は特許の関係から米国企業の独占状態が続き供給体制が懸念されている。

平成 15 年度は放射線対策を考慮した不揮発性メモリセルの設計を実施し、13mm<sup>2</sup>程度で 100MHz、1Mbit を実現できる見通しが得られた。また FPGA の開発方法について検討し、問題点を明確にした。

### 2.1.3 宇宙用フォトカプラの研究

現在、国内外において、高信頼性かつ耐放射線性を有するフォトカプラはほとんど存在しない。フォトカプラは、電氣的に回路を分離することが可能なデバイスで地上用としては広く利用されているが、宇宙機にも不可欠である。特に地球を取り巻く宇宙放射線環境による影響が致命的な問題となっているため、宇宙用フォトカプラの開発を迅速かつ戦略的に行う必要がある。そこで民生技術を最大限に活用することにより陽子線損傷のない高速フォトカプラの実現を目指す。

平成 15 年度は前期にフォトカプラ発光部として市場に流通している代表的な組成の LED に対してプロトン照射試験を実施し、GaAlAs、GaP 組成の LED が耐性に優れることを確認した。また後期には、前期に実施した検討結果を基に受光素子及びその周辺回路から構成される受光部に対する基本設計作業を実施した。

### 2.1.4 コンデンサの開発

受動部品の安定供給のため、品質保証活動支援を行う。製造設備の更新・移転・技術の維持など認定の維持に対し重要と思われるものに対しては、必要に応じて部品の品質を確認するための品質保証評価活動を計画する。また容量増大の要求に応えるため、民生技術を活用した積層セラミックコンデンサの開発を行う。

平成 15 年度はフィルムコンデンサの金型更新に伴う試作及び評価を実施した。

## 2.2 COT(Customer Owned Tooling)生産方式の確率

半導体デバイスの生産にあたり、従来一社で行っていた設計・製造・試験／検査・品質保証を、COT 生産方式においてはそれぞれ個々の作業を得意とする専門的企業に分担させる。この方式の採用により、コスト、スケジュール、信頼性確保において最適化を図り、必要な高機能電子部品の約半分をカバーできるシステムを構築する。マルチプロジェクトランの採用によりチップの製造コストを数分の 1 にできることから部品の種類の増大が期待できる。また設計／製造／品質保証について専門業者を活用することにより短期開発が可能となり、常に最新部品開発技術を維持することが可能となる。

平成 15 年度は COT 生産方式によるフレキシブルな宇宙用部品の供給体制の構築するための仕様書類を整備し、ウェハバンキング技術について検討した。

## 2.3 民生部品技術の宇宙転用

### 2.3.1 民生部品（輸入／国産部品）に対する宇宙環境影響評価

#### (1) 民生部品の宇宙適用性の検討

民生用、通信・産業用、自動車用、航空機用の半導体、抵抗、コンデンサ、プリント基板、コネクタ類についてサンプルを購入し、宇宙適用への予備評価試験を実施し、技術課題の有無を把握する。特に自動車部品は過酷な条件で使用されること及び高い信頼性が要求されることから、宇宙用部品と共通しており、宇宙転用が期待できる。

平成 15 年度は自動車用部品等の信頼性を調査し、宇宙への適用性について検討した。

#### (2) プロセス診断技術の活用推進

平成 15 年度は、これまでに取得した半導体部品の LSI プロセス診断技術と信頼性試験の相互検証結果を相互に反映することによりプロセス診断の高度化を図る。

### 2.3.2 民生部品の宇宙適用基準の作成

民生部品を宇宙に適用するためには、継続的に軌道上実証を行うとともに、得られた実証データや地上での実験データを基に新しい宇宙適用基準を作成する必要がある。

まず「つばさ」の実験成果を基に、民生部品を宇宙用に適用するための基準を作成し、将来必要な高機能電子部品の約半分をカバーできるシステムを構築する。このシステムによれば最先端の民生部品を短期間に評価でき、最新民生部品を宇宙に適用することが可能となる。

平成15年度はつばさのデータを整理し、データベース化を図った。

## 2.4 部品情報システムの構築

従来の認定制度に新しい登録制度を加えると共に、一元化した部品情報システムの整備を行う。全部品の部品データ（QPLレベルの部品から全レベルの部品に拡大されると共に、輸入部品も含められる）の入手性が良くなり、部品品種数を増大させることができる。その結果、部品調達費用の低減が可能となる。又、部品選定・評価が効率的に実施できる。

平成15年度は部品情報システムの構築のためのデータベースの整備を行った。

## 3. 成果の概要

### 3.1 技術基盤維持のための重要部品開発

#### 3.1.1 宇宙用バースト SRAM の開発

##### (1) 宇宙用バースト SRAM の仕様検討

宇宙用バースト SRAM の基本仕様・回路構成等を検討し、一般民生用バースト SRAM の基本仕様をすべて取り込み選択可能な仕様とした。データビット毎に選択的に書き込める 1RW パーシャル SRAM マクロを使い、かつ同一ワード中のデータビットをそれぞれ別の SRAM マクロに割り当てることにより、レイアウト上に放射線対策を施していない一般民生用 SRAM マクロを利用しても、メモリ全体としては MBU(Multiple Bit Upset)対策を含む放射線対策をもたせることが可能となる。

動作周波数および電源電圧を 100MHz/1.8V とした。マクロのワード/ビット/カラム構成に対してサイズ/消費電力/動作スピード/レイアウトを検討するため、構成の異なる三種類の SRAM マクロを使用したフロアプランについて評価用デバイスを試作し比較することとした (Fig.1 参照)。

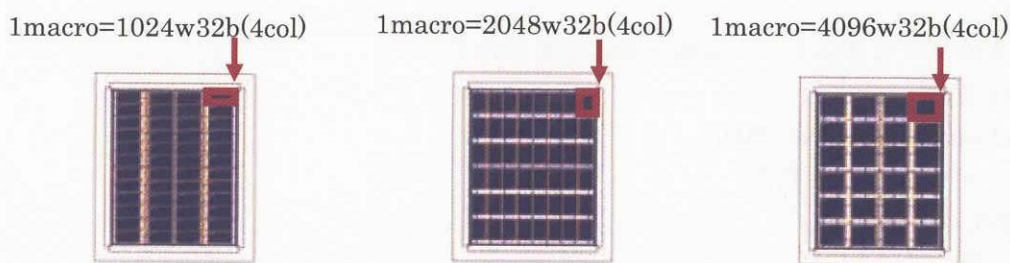


Fig.1 SRAM Macro

##### (2) 宇宙用バースト SRAM の設計

宇宙用バースト SRAM の回路設計及びレイアウト設計を行った (Fig. 2)。設計ルールはファウンドリ の 0.18  $\mu$ m CMOS プロセスを用い、目標性能は最大クロック周波数 100MHz とした。

設計過程の各段階 (RTL レベル、論理合成後のゲートレベル、レイアウト後の遅延付データレベル) でテストベンチによるタイミング特性の検証を実施した。シミュレーションにより構成の異なる三種類の宇宙用バースト SRAM に対する動作速度及び消費電力を検証した。結果を Table 1 に示す。



Table 1 Simulation results of individual SRAM macro

	Macro	Size ( $\mu\text{m}$ )		Power consumption (mW)	Access time (ns)	
		X-axis	Y-axis		Flow-through	Pipeline
1	1kw x 32b	322	691	106	10.2	6.3
2	2kw x 16b	579	360	103	10.3	6.1
3	4kw x 16b	583	676	99	10.3	6.1

### (3) 宇宙用バースト SRAM の試作

(2)の設計結果により宇宙用バースト SRAM の評価用デバイスを試作し、基本的な動作確認を実施した。また放射線照射試験を行い、LET=64MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)までの SEL(Single Event Latch-up)耐性が確認できた。

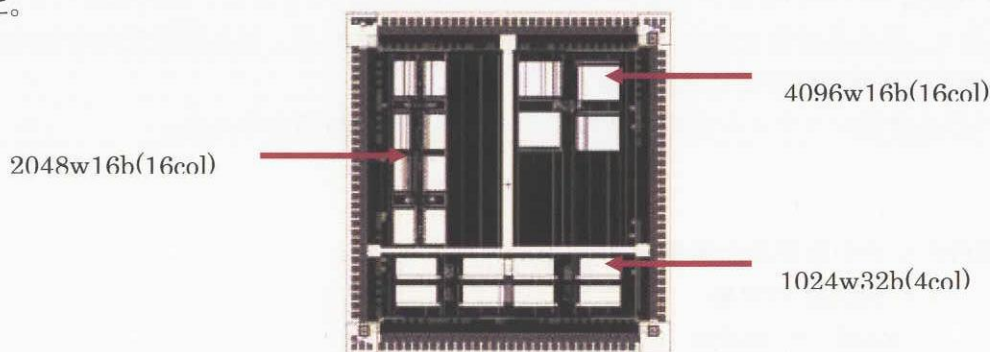


Fig.2 Layout of prototype device

本試作ではマクロに耐放射線性セル（ラッチ／フリップフロップ）を使用していない。SEU(Single Event Upset)対策には耐放射線製セルが必要である。今後、スタンダードセル（ラッチ／フリップフロップ）を耐放射線性セルに置き換えて回路を構成する。引き続き検証を行い、宇宙用バースト SRAM の設計を確定し、全体試作を実施する。

#### 3.1.2 宇宙用 FeRAM/FPGA の開発

##### (1) FeRAM の設計・レイアウト検討

###### a 目標仕様

最先端 FeRAM プロセスにより大容量・高速化を目指す。

- －100MHz 動作
- －1Mb, 32-bit x 32k-word(TBD)
- －バーストリード/ライト動作
- －64bitMPU に直結可能

###### b. 放射線対策

プロセスを変更しないで放射線対策を行うため以下の方法を適用した。

TID:遮蔽付パッケージの採用

SEL:基本設計ルールで>64MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)を達成

SEU:SEU 耐性ラッチ+メモリセル

放射線照射試験の結果 6T4C セルでは SEU 耐性が低いことが判明した。そこで記憶ノードを 2 組持つ 12T8C セルに設計変更した。また現実的なチップサイズにするため設計ルールは 0.18 $\mu\text{m}$  とした。

周辺回路およびレイアウト方法も含めて検討した結果、高密度化に技術検討の余地はまだあるが、13mm $\square$ 程度で 100MHz, 1Mbit を実現できる見通しが得られた。また 2 ビット一組のユニークなセル構造により、SEU を防止するためのノード間距離を広くとりながら密度を高めることができた。



## (2) FPGAの実現可能性（素子性能・開発形態等）に関する検討

既存 FPGA ベンダ 2 社との技術提携可能性について調査した。

FPGA ベンダからみると、宇宙用 FPGA の市場規模は小さく必要投資額に対しペイしないという認識であった。また現在宇宙用で検討している  $0.18\mu\text{m}$  プロセスは民生用ではすでに競争力がなく宇宙用以外に品種展開が困難であり、開発ロードマップとのミスマッチが生じてしまう、とのことであった。以上より既存の FPGA ベンダとの提携は現状では困難との見通しが得られた。

実現可能性のある手法としては、プログラマブル素子の IP を設計変更可能な条件で調達し、これに FeRAM テクノロジーを適用し実現するものである。

今後は FeRAM の試作評価（機能・放射線耐性評価）により性能確認を実施するとともに、FPGA に関しフィージビリティ検討を継続し、設計作業へと進める

### 3.1.3 宇宙用フォトカプラの研究

#### (1) 受光部の基本設計

フォトカプラの受光部の基本設計として、受光部の構成やフォトダイオードの受光感度波長、出力電流、遮断周波数などについて検討を行った。また受光部を構成する周辺回路、定電圧回路等の回路ブロックの検討を行った。さらに、フォトカプラの目標性能をベースに各ブロックへの性能配分、また回路動作の高速化、高 CMR(Common Mode Rejection)化の検討も行った。

#### (2) 耐放射線性の検討

宇宙用フォトカプラの受光部として重要な耐放射線性に関する検討を行った。フォトカプラ発光部として市場に流通している代表的な組成の LED に対してプロトン照射試験を実施し、GaAlAs、GaP 組成の LED が耐性に優れることを確認した。GaAlAs は GaP よりやや劣化率が大いだが、応答速度が速く、高速化に欠かせないことから GaAlAs LED を選定した。

またシングルのイベント・トランジェント(SET) 対策について検討し、受光部の回路検討に反映させた。

#### (3) 受光部製造メーカーの調査・検討

受光部製造会社について、情報収集を行った。現状フォトダイオードの集積、高耐圧、及び高速化を同時に 1 チップで実現しているメーカー（製品）はなかったが、有望と思われるメーカーについては各社に出向き詳細な調査を行った。大部分のメーカーでは協力を得られなかったものの、2 社において受光部製造の協力を得られる見通しがたった。このうち特に 1 社が上記の条件を全て満たす 1 チップ受光部の開発に意欲を示している。

#### (4) 発光部(LED)の調達に関する検討

前期に評価・絞り込みを行った LED の調達について検討を行い、その結果を「フォトカプラ製作用 LED チップ調達仕様書（案）」という形でまとめた。

#### (5) フォトカプラ目標仕様の見直し

今回の開発検討を通じて得た結果から、宇宙用フォトカプラ開発に関する技術課題を抽出し、フォトカプラの目標性能の見直しを行った。高耐圧/高速用を両立する受光部の実現に目処が得られた。

今後は受光部の設計・評価を実施する。

### 3.1.4 コンデンサの開発

金型更新に伴いコンデンサ外装ケースの評価及びコンデンサの試作評価を実施した。試作したサンプルの特性が適用仕様書(NASDA-QTS-55514A)に合致していることが確認できたことにより、新金型による加工が可能となった。

平成 16 年度は民生技術活用による積層セラミックコンデンサの開発に着手する。車載搭載用部品にスクリーニング、デバッグを実施することにより宇宙適用を目指す。民生技術の適用、原材料の有効利用、製造設備の可能な限りの有効活用による生産性向上、品質確認試験の最適化を図る。

### 3.2 COT 生産方式の確立

多品種少量が基本の宇宙用部品、特に半導体部品をフレキシブルに生産できる供給体制を確立する。

平成 15 年度は COT 生産方式によるフレキシブルな宇宙用部品の供給体制を構築するために仕様書類を整備した。またウェハバンキング条件を検討して実際にデシケータを整備し、評価用サンプルのバンキングを開始した。バンキング条件は常温（15～35℃）、湿度 30%以下、窒素雰囲気、とした。

今後は上記サンプルを定期的に評価してバンキングシステムの確立を図る。また COT 生産方式による LSI の製造に必要なセルライブラリを 0.18  $\mu\text{m}$  プロセスを前提として拡充し、供給体制を確立する。

### 3.3 民生部品技術の宇宙転用

#### 3.3.1 民生部品に対する宇宙環境影響評価

##### (1) 民生部品の宇宙適用性の検討

自動車用部品の具体的な供給体制について調査し、その現状を把握することが出来た。

また自動車用部品の宇宙機器への適用性するメリット／デメリットについて検討した。メリットとしては豊富な品揃え、高品質・高機能、短納期、長期にわたり供給可能なこと（10 年）、またデメリットとしては文書の開示制限のため部品選定時点で入手できる情報が少ないこと、宇宙関連の市場規模が小さいため纏め買いなどを考慮する必要があること、及び使用実績に関する情報が公開されないこと、などが挙げられる。以上より今後の課題を明確にすることが出来た。

民生用部品（自動車用部品）の宇宙適用に当たっては、一長一短があり、さらに議論が必要である。

##### (2) プロセス診断技術の活用推進

過去の民生用半導体部品の評価試験において LSI プロセス診断により不合格と判定された二品種を対象として、内在する欠陥情報を基に、欠陥部位の劣化を促進するストレス試験を実施し、一部関連データを取得した。

#### 3.3.2 民生部品の宇宙適用基準の作成

MDS-1 のミッションで得られたデータを整理し、データベース化を図った。また CNES との間で共同研究を設定し、民生部品の宇宙適用に係る共通の方針・ガイドラインを設定する道筋をつけた。

### 3.4 部品情報システムの構築

#### (1) プロジェクト認定部品のデータベースの整備

ETS-VIII、ADEOS-II、DRTS、ALOS、WINDS、及び SELENE のプロジェクト認定品のデータベースを作成した。

#### (2) 電子部品の耐放射線性に関するデータベース構築

これまで JAXA 内で試験データを蓄積しデータベース化していたものの改善を実施した。

#### (3) データベースの公開

宇宙用部品データベース（QPL 部品）のデータベースを公開した。

#### (4) 部品データベースの拡充

NASA/ESA との間でデータベースのリンク化を図った。

### 4. まとめ

第一期重要部品であるバースト SRAM、FeRAM/FPGA、及びフォトカプラの開発に着手した。また部品そのものではなく、少量他品種の宇宙用部品を製造できる供給体制（COT 生産方式）を確立するための検討をおこなった。民生用部品技術の宇宙転用、部品の評価技術、及び部品データベースの構築についても引き続き研究を行った。

平成 16 年度は第一期重要部品の開発を引き続き迅速に進めると共に、第二期開発計画案を策定する。

## 宇宙環境計測装置の研究

### Study of space environment measurement equipment

松本 晴久、古賀 清一、木本 雄吾、越石 英樹、五家 建夫

Haruhisa Matsumoto, Kiyokazu Koga, Yugo Kimoto, Hideki Koshiishi, and Tateo Goka

環境計測技術グループ (Expert Group for Space Environment Engineering)

#### Abstract

The space environment which must be considered in the spacecraft design can be classified into five categories: vacuum, neutral gas, plasma, radiation, and micrometeoroid/orbital debris. The radiation is placed in it as the important environment because it has a large effect on the lifetime of the satellite and affects health of crewmember. With a focus on small lightweight light particles detector, neutron monitor and space borne magnetometer with picotesla sensitivity have been developed. This paper describes the summary of the result in the 16FY.

#### 1. はじめに

宇宙機を安全で高いコストパフォーマンスで利用していくためには、宇宙機の故障や障害に影響を与える宇宙環境を継続的に計測し、宇宙機の信頼性向上に資することが重要である。我々のグループでは、宇宙環境計測装置の性能向上を図ると共に搭載機会を拡大するためにセンサの小型・軽量化を目指している。中心的な研究テーマとして、小型・高性能軽粒子観測装置、中性子線量モニタ及び小型・高性能磁力計の研究がある。

#### 2. 研究成果

##### 2.1 小型・高性能軽粒子観測装置

###### 2.1.1 背景と目的

これまで宇宙放射線計測は、電子部品にもっとも影響を与える高エネルギー粒子を中心に計測を実施してきた。しかし、電子部品以外の帯電・放電現象等も加えると考慮すべきエネルギー範囲は、電子は、0.01~20MeV、陽子は0.1~500MeVとなる。特に、電子の数10keV、陽子の数100keVは、プラズマ計測装置の上限値にもあたり、計測が難しいことから観測例は非常に少ない<sup>1),2)</sup>。目標とするエネルギーを1台の装置で実現するのは困難なので、電子は、0.03~1.3MeV(低)、0.28~20MeV(高)の2つのエネルギー範囲にわけ2種類のセンサで計測する。また、陽子は、0.4~37MeV(低)、1.5~250MeV(中)、100~500MeV(高)の3つのエネルギー範囲にわけ3種類のセンサで計測する。なお、 $\alpha$ 粒子は、陽子と同時に計測し、エネルギー範囲は、各々の陽子センサで計測できる範囲とする。



## 2.1.2 成果

今年度は、昨年度開発した高エネルギー電子観測装置（ELS-B）の照射試験を実施すると共に低・中エネルギーアルファ・陽子観測センサ（APS-A, B）及び6センサを有する電子用ピッチ角分布観測装置を開発した（今回は、試作品のため6センサの内、3センサはダミー）。

### 1) 高エネルギー電子観測装置（ELS-B）の照射試験結果

ELS-B に異なるエネルギーの電子（300keV～1.6MeV）を照射した結果、入射エネルギーに対するほぼリニアのエネルギー感度（6.1keV/ch）を取得し、ダイナミックレンジとして約 25MeV まで計測できることを確認した。エネルギー分解能 10%を目標としていたが、今回の試験は、計測範囲の低エネルギー領域のみであるため、分解能は 15%～30%となった。分解能の向上及び高エネルギー領域の確認のため平成 16 年度には、YAP で使用している反射材の見直し及び再照射試験を実施する。また、温度依存性（0.3ch/℃（@ 1.6 MeV））が確認されたので、搭載品では、センサ温度によりフォトマルの高圧電源をコントロールし、温度の影響を除くことを検討する。

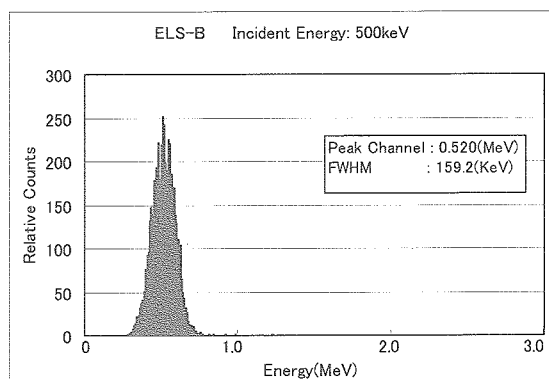


Fig. 1. Pulse-height distribution for 500 keV electrons.

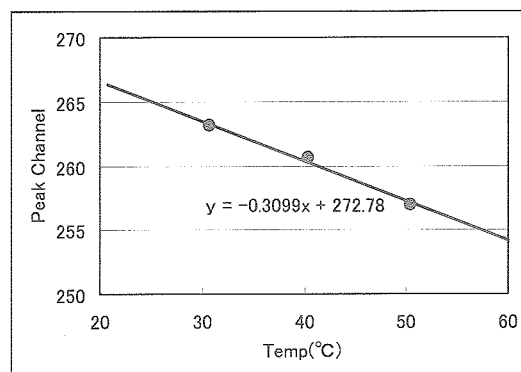


Fig. 2. Temperature characteristic of the ELS-B sensor output (@ 1.6 MeV electrons).

### 2) 低エネルギーアルファ・陽子観測装置（APS-A）の照射試験結果

当グループの静電加速器を用いて陽子 350keV～1.6MeV の照射試験、理化学研究所において He 135MeV/n の照射試験を行った。エネルギー分解能は、ADC が 8bit であるためデジタル的な分解能が支配的であり、FWHM で 17keV 以下（0.5digit 相当）であった。中エネルギーアルファ・陽子観測装置（APS-B）も同様の性能を得た。

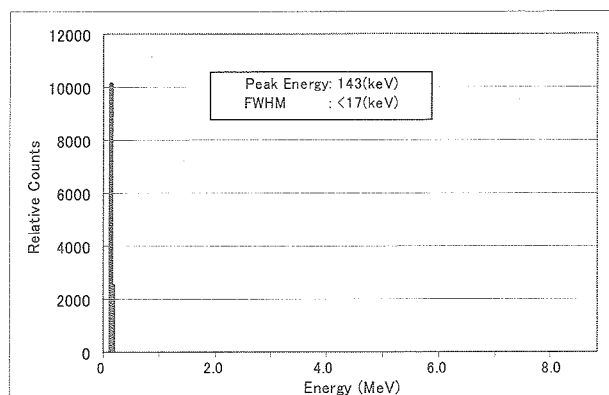


Fig. 3. Pulse-height distribution for 350keV protons.

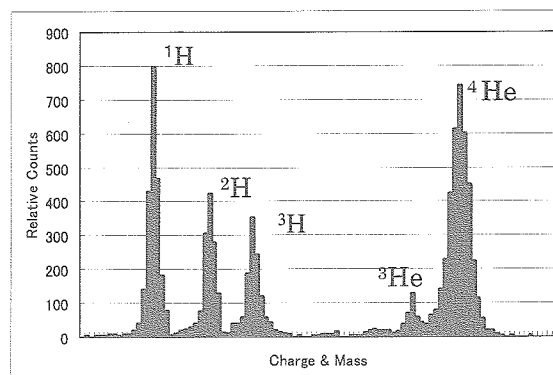


Fig. 4. Charge histogram of elements from H to He produced by 135 MeV/nuc He beam.

### 3) 電子用ピッチ角分布観測装置の照射試験結果

入射電子 (100keV~1.3MeV) に対する妥当な出力を得ることができた。センサ1とセンサ3のエネルギー分解能 (FWHM) は、22keV~32keVであった。しかし、センサ2は、2倍程度分解能が悪い結果となった。要因としては、装置の問題 (センサとプリアンプまでの引き回し等) ではなく照射試験での装置の設置上、センサ2が他のものよりビームラインに対して角度誤差が大きく、コリメータをかすって入射するイベントが多かったためと考えられる。平成16年度の再試験で確認する予定である。

## 2.2 中性子線量モニタ

### 2.2.1 背景及び目的

ISSに搭載したBBNDで0.025eV~15MeVの中性子リアルタイム計測に成功したが、15MeV以上の正確な線量計測が実施されていないため、全体に対する中性子の寄与が明らかとなっていない。本研究の目的は、荷電粒子線や $\gamma$ 線から区別して、より確実に中性子 (1MeV以上) のみの線量寄与を求める中性子線量モニタ (3次元飛跡検出器) を開発することである。本装置は、早稲田大学が開発した装置<sup>3)</sup>をベースに船内の各所で計測可能にするため小型化、高速処理を実現する。エネルギー範囲の上限は、一般に検出器の大きさによって決定されてしまうが、開発する装置は、中性子のエネルギー情報を必要としない (LETの計測) ため、線量計測上の上限は存在しない。それよりもエネルギー下限をどこまで取得できるかが重要となる。

### 2.2.2 成果

昨年度までにセンサの中心部分であるシンチレーションファイバースタックを開発している。今年度は、粒子の飛跡検知として用いる75mmインテンシファイヤを試作し性能を評価した。

#### 1) インテンシファイヤの試作

高感度・高分解度 (512×512) で粒子の飛跡を観測するために大口径の75mmインテンシファイヤを試作した。受光面のストレートファイバーは、シンチレーションファイバースタックの発光波長を考慮し、SF047AS-13 $\mu$ m、電極蛍光面は、高速減衰のP46を採用した。また、MCPには、感度を上げるためChevronタイプを使用している。

#### 2) インテンシファイヤの分解度

径30 $\mu$ m、ピッチ3mmのピンホール・アレイに波長450nmの光を照射しインテンシファイヤの解像度を調べた。レンズの配置は、ズームインにし75mm蛍光面の中央部のみを測定した。プレートスケールは、30 $\mu$ m/ピクセルである。取得した画像から200 $\mu$ m以下の分解度を有することが分かった (図5)。

#### 3) 暗電流

図6に光電面OFFでの短時間露光暗電流像を示す。0.4 sec<sup>-1</sup>・cm<sup>-2</sup>と非常に少ない暗電流特性が得られた。また、図7に光電面をONにした短時間露光暗電流像を示す。2 sec<sup>-1</sup>・cm<sup>-2</sup>と非常に少ないフラットな暗電流特性が得られ、これまで最高と言われている25mm Galileo MCP Plateに匹敵する。

#### 4) フラットフィールドイメージ

フォトンカウンティングモード、高MCPゲインアナログモード、低MCPゲインアナログモード (図

9) でフラットフィールドイメージを取得した。おおきなうねりは見えなかったが、3種類の画像どれも中央にやや左部分に周囲より 20%明るい領域のあるのが認められた。これは、光電面感度がローカルに高いことを示しているかもしれないが、照明の非均一性の可能性も否定できない。20%は、センサ性能に悪影響を与えほどの値ではない。

### 5) 歪み

テレセントリック・レンズをズームアウトにして 75mm 蛍光面の全体を見えるようにしてグリッドパターンを測定した (図 10)。左端と右端とで  $120\ \mu\text{m}$  (0.16%) のズレが検出された。もちろん、これには、テレセントリックレンズの歪みも含まれるが、その大部分は入射窓と出力窓のストレートファイバの歪みと思われる。インテンシファイヤと CCD のカップリングにファイバーテーパを使用するとその歪みは 1%を超えることが予想されるので、ここでの歪みは殆ど無いに等しい。



Fig. 5. Photograph of the Image Intensifier.

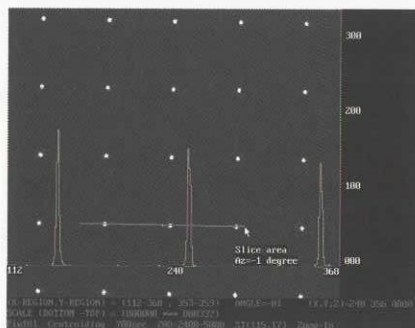


Fig. 6. Pinhole array image with blue LED.

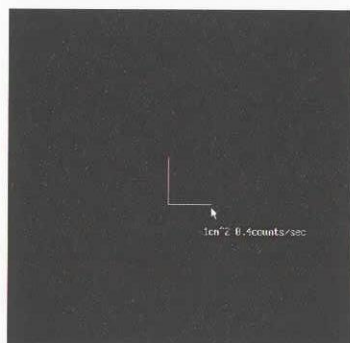


Fig. 7. Dark current with photocathode OFF.

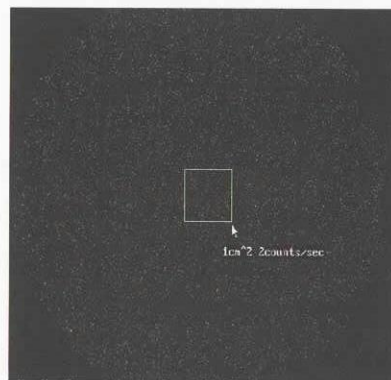


Fig. 8. Dark current with photocathode ON.

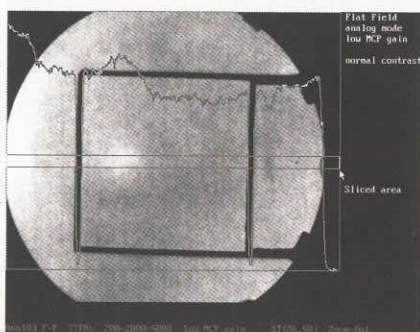


Fig. 9. Flat Field analog mode low MCP gain.

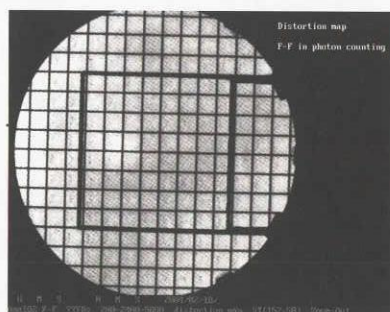


Fig. 10. Distortion map Flat Field in photon counting.



## 2.3 小型・高性能磁力計

### 2.3.1 背景と目的

磁場は、放射線の振る舞いと密接に関係し、宇宙環境を理解する上において欠くことのできない物理パラメータの1つである。欧州においては、高透磁率材料アモルファス合金を用いた小型で高性能なセンサを開発している。これらの諸外国の磁力計と対等に渡り合える優れた小型・高性能磁力計の開発を目指している。

### 2.3.2 成果

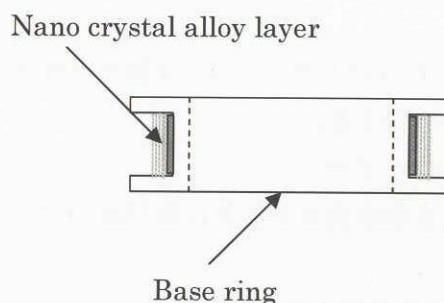
平成15年度は、新型リングコアを開発し、小型・高性能磁力計センサの試作、評価を実施した。

#### 1) 新素材型リングコア

フラックスゲートのリング材をパーマロイ合金から、磁気特性の優れたナノ結晶化合金に変更し、リングコアの低ノイズ化を図った。試作品の実測値は、従来のパーマロイより約100倍低ノイズの  $2.0\text{pTrms}/\sqrt{\text{Hz}} @1\text{Hz}$  が得られ、ナノ結晶化合金を用いたリングコアの成立性と、特性向上の可能性が確認できた。今後の回路調整で1pT以下を目指す。



Fig. 11. Trial manufacture ring core



#### 2) センサ試作

リングコアの実装方式の変更（リングコア3個→2個）及びリングコアの小型化により、MDS-1に搭載した磁力計より質量におい1/3である52.4gまでの小型軽量化を実現した。また、データ処理回路部の設計・試作を実施し、計測ダイナミックレンジを従来の96dbより120dbまで拡大した。

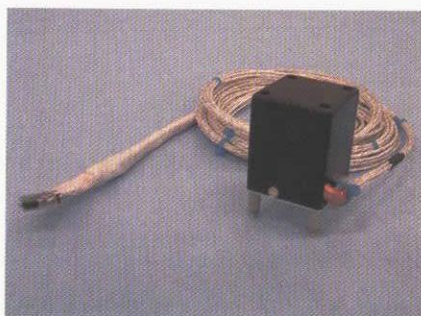


Fig. 12. Photograph of the magnetometer sensor.

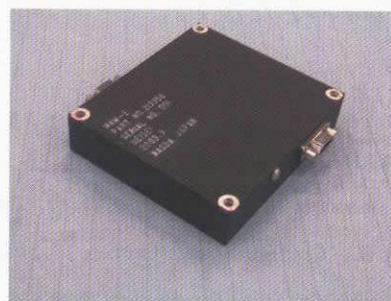


Fig. 11. The photograph of the data processing division of the magnetometer.

### 3. まとめ

#### 3.1 小型・高性能軽粒子観測装置

- 1) 低・中エネルギーアルファ・陽子観測装置 (APS-A、APS-B) 及び電子のピッチ角分布観測装置 (ELS-A 複数センサ) の開発を実施し、寸法、質量、消費電力等目標とする装置を開発することができた。特に、電子のピッチ角分布観測装置は、検討までの予定であったが装置開発まで実施することができた。
- 2) 高エネルギー電子観測装置 (ELS-B)、APS-A 及び APS-B の評価試験を実施し、目標とした性能を満足することが確認できた。
- 3) 平成16年度は、GOSAT衛星搭載に向けて搭載仕様を決定すると共に搭載品の性能向上に向け、さらに試作品による性能評価試験を実施する。

#### 3.2 中性子線量モニタ

75mm インテンシファイヤーは、従来品に比べて非常に多くの新しい要素を含んでいたが、全ての項目にわたり要求を満足する結果となった。また、システム検討の結果下記の仕様を満足する見通しを得た。

##### ①小型化

大口径 75mm インテンシファイヤー (光子増幅度 100 万倍以上) 用いても装置の重量は 6kg 以下を満足する。

##### ②高速処理

500×500ピクセルながら4個のCCDアンプを同時に用いて、4.25MHzで読み出しを行うことで50画面/秒を実現する。

##### ③インテンシファイヤー

目標とした性能を満足する大口径 75mm インテンシファイヤーを開発することができた。

#### 3.3 小型・高性能磁力計

目標とした高感度化、センサの小型化 (マストを含み 600g 以下) を実現できた。また、コアの低ノイズ化に関しては目標 (10pT 以下) を上回る結果 (2pT) を得た。2.0pT は、超電導量子干渉計; SQUID (Super Conducting Quantum Interference Device) を利用した磁力計の <1pT に迫るものであり、医学機器等への民間転用も可能である。また、今後の回路調整で 1pT 以下を実現できれば、フラックスゲート型では世界トップレベルとなる。

#### 参考文献

- 1)Winningham, J.D, Sharber, J.R., Frahm, J.A., Burch, J.L., Eaker, N., et al.: 1993, The UARS Particle Environment Monitor, J. Geophys. Res. 98, 10, 649-10,666
- 2) Belian, R.D., Gisler, G.R., Cayton, T., and Christensen, R.: High-Z Energetic Particles at Geosynchronous Orbit During the Great Solar Proton Event of October 1989, J. Geophys. Res. 97, A11, 16,897-16,906
- 3)Terasawa, K., Doke, T., Hara, K., Hasebe, H., et al.:2001, A Small Scinillating Fiber Camera Consisting of 0.25 mmSquare Fibers for Space Dosimetry, IEEE Trans. Nucl. Sci., 48, 4, 1, 118-1,121

**環境計測技術グループにおけるプロジェクト協力***Project support works in the expert group for space environment engineering***総合技術研究本部 環境計測技術グループ***Expert group for space environment engineering***木本雄吾、松本晴久、古賀清一、越石英樹、中村雅夫、上野賢一郎、五家建夫***Y. Kimoto, H. Matsumoto, K. Koga, H. Koshiishi, M. Nakamura, K. Ueno, T. Goka***Abstract**

Damage and errors caused by high-energy particles in space have been of prime concern for use of modern electronics in space application. We have researched and developed space environment monitors for spacecraft and analyzed the data. We support the satellite operation by using these measurement data and provide information on critical space environment condition. In addition, we support to figure out the satellite anomaly. In this report, we present the space environment analysis report for ADEOS-II (MIDORI-II) and an over view of the satellite operation alert system.

**1. はじめに**

環境計測技術グループでは人工衛星の故障や障害及び宇宙飛行士に有害な影響を与える高エネルギー放射線等の宇宙環境とその影響を計測する装置の研究・開発を行っている。これらの計測データを用い、衛星不具合現象の解明、宇宙環境の変動に伴う衛星運用上の注意、警報等の情報発信など、衛星の運用支援に関するプロジェクト協力行っている。また、人工衛星設計段階において、人工衛星に影響を与える宇宙環境を予測モデルを用いて計算、設計値を設定するなどのプロジェクト協力行っている。

**2. プロジェクト協力の概要**

- (1) ADEOS-II (みどり 2 号) 運用異常原因究明に係る支援
- (2) 衛星運用警報システムの整備・運用
- (3) AMSR-E ソフトエラーに関する調査
- (4) ISS ロシアサービスモジュール利用材料曝露実験時の環境計算 (紫外線、原子状酸素)
- (5) MASTER2001 によるデブリフラックス計算 (MDS-1、ADEOS-II、ALOS、JEM、OICETS)
- (6) ALOS 軌道におけるプラズマ環境の予測計算

これらのプロジェクト協力項目の内、特に (1)、(2) について報告する。

**3. 成果概要**

- (1) ADEOS-II (みどり 2 号) 運用異常原因究明に係る支援

**■ADEOS-II 運用異常当日の宇宙環境の調査**

2003 年 10 月 23 日 08:19 (UT) 【10 月 23 日 17:19 (JST)】に、大規模な太陽フレアが発生したことが確認されている(米国静止気象衛星 GOES10 号及び 12 号、欧州宇宙機関 SOHO 衛星により観測)。このフレアにより発生した太陽風衝撃波は、24 日 15:25 (UT) 【25 日 00:25 (JST)】に地球磁気圏に到達し、ペルーの地上局で地磁気の急激な増加及び約 50 分後の急激な減少をもたらした。なお、同時に昼間側にあった GOES-12 号は、磁気圏境界の外側に出る横断現象が約 3 時間半の間起きていた。



なお、この太陽フレアは、プロトンの放出は伴っていないことが確認されている（NOAA 提供データより）。ADEOS-II の電力低下の発生時期は、この太陽衝撃波によって生じた地磁気の変動の急激な減少時期と一致するが、発生電力低下の直接の要因としての関連は薄いと考える。

ADEOS-II 搭載技術データ取得装置（TEDA）のデータを解析した。放射線吸収線量モニタ（DOM）からの、高エネルギー電子（0.4～4.7MeV）、陽子及びヘリウムの計測データを Fig. 1 に示す。各粒子フラックスに大きな変化は見られなかった。また他のモニタである積算吸収線量モニタ（DOS）とシングルイベントモニタ（SUM）の計測結果についても、大きな変動等はなかった。

NOAA-17 のプラズマ観測データを解析した結果、ADEOS-II には、事故地点に至る直前に横切った極域オーロラ帯で、静穏時の前日の結果と比べて 2 桁程度多い 30keV 以上の電子の流量があった（Fig.2）。この結果と後に説明する MLI への電子照射試験等の結果から、ADEOS-II で表面帯電もしくは MLI 最外層を通過した数 10KeV の電子が MLI を構成する材料内部に帯電（準表面帯電）が起り、持続的放電現象などの複合的波及現象を引き起こした可能性が考えられる。

ADEOS-II とほぼ同じ軌道のオーストラリアの FedSat の磁場データによると、ADEOS-II 運用異常時直前に極域のオーロラ帯と通過する際、ADEOS-II は通常の 10 倍程度の大きな磁場変動(2000nT)を受けたことが考えられる。しかしこの変化により発生する誘導電流は、わずか（数百  $\mu$ A）であり工学的な影響はないと考えられる。

またデブリモデル MASTER2001 を用いてデブリの衝突確率解析、中性大気モデル MSIS86 を用いて原子状酸素環境解析をおこなった。

#### ■MLI 帯電実験について

異常発生シナリオ（仮説）の成立に必要な事象が生じる可能性についての検証試験の一環として、MLI への電子線照射試験を実施した。本実験において ADEOS-II 同等の MLI ポリイミド側から電子銃で電子を照射し、帯電するかどうかを確認した。エネルギーは 30KeV、フラックス  $1 \times 10^{10}$  個/cm<sup>2</sup>/sec で照射試験を行ったところ、照射時間 4500 秒（75 分）で MLI が約 1.2kV に帯電することが確認された。実験結果を図 3 に示す。

#### ■その他不具合と宇宙環境との関連性調査

過去に ADEOS-II で発生した不具合日時付近における ADEOS-II 搭載 TEDA のデータを調査した。特に放射線とその影響に関する有意な変化は見られなかった。

#### （2）衛星運用警報システムの整備・運用

衛星運用警報システムは静止軌道上高エネルギー電子予測・警報システムと太陽フレア警報システムから構成されている。静止軌道上高エネルギー電子予測・警報システムは搭載エレクトロニクスの内部帯電等に影響がある数 MeV レベルの電子フラックスを予測、警報を発信すると共に、DRTS 搭載技術データ取得装置（TEDA、放射線吸収線量モニタ）による電子フラックスの実測値を表示するシステムである。また太陽フレア警報システムは太陽フレアイベントを監視し、太陽電池の劣化現象、シングルイベント等に影響がある太陽フレア陽子に関する警報を発信するシステムである。例えば太陽フレア警報システムにおいては、図 4 に示す mail が自動的に発信される。粒子データ（陽子及び電子のフラックス）、X 線の強度及び磁場データが含まれる。運用状況等については、別途記載する（「静止軌道上高

エネルギー電子予測・警報システム」,「2003 年 10 月末から 11 月初旬にかけての宇宙環境とその影響について」参照)。

#### 4. まとめ

ADEOS-II (みどり 2 号) 運用異常原因究明の一環として、宇宙環境の側面から支援を行った。運用異常があった当時の宇宙環境データの提供、異常発生シナリオ検証試験の一部を行い、原因究明に貢献した。また衛星運用警報システムの整備・運用を行い、衛星運用者が未然に宇宙環境に関するアラートを得られるようにした。またこれら活動を通じて、今後の衛星の設計、運用及び信頼性向上に資する知見が得られた。

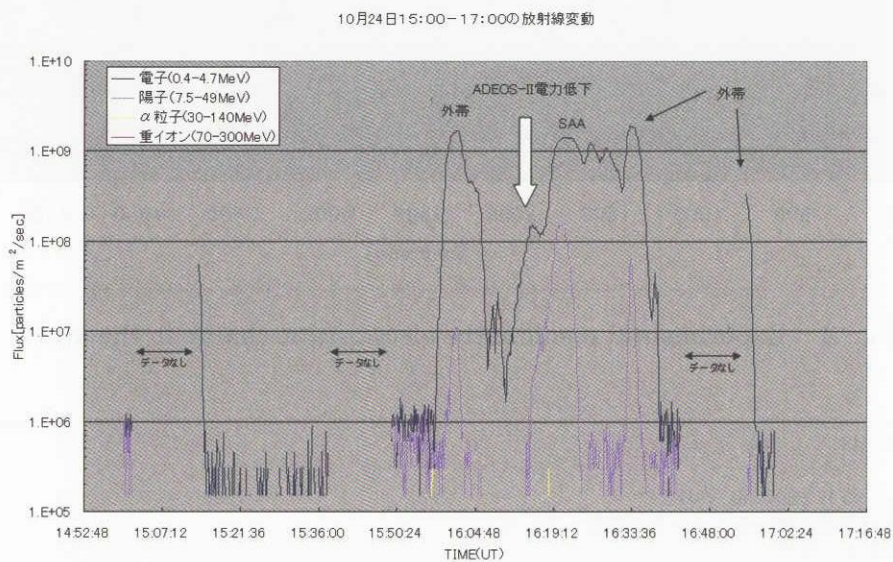


Fig. 1 DOM data around in the operational anomaly event

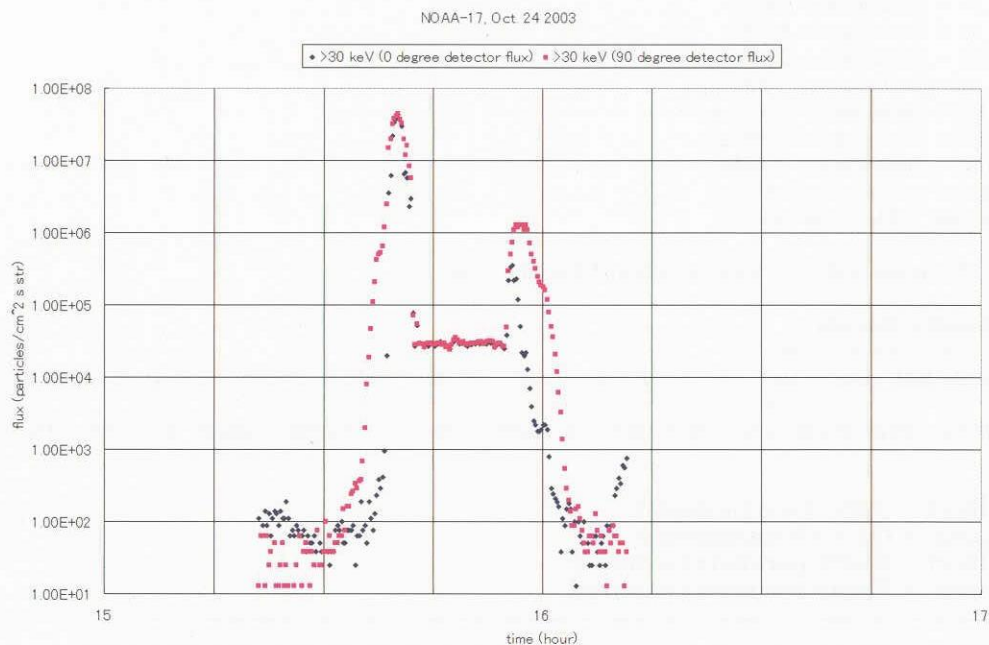


図2 Electron flux data (Energy>30KeV) from NOAA-17



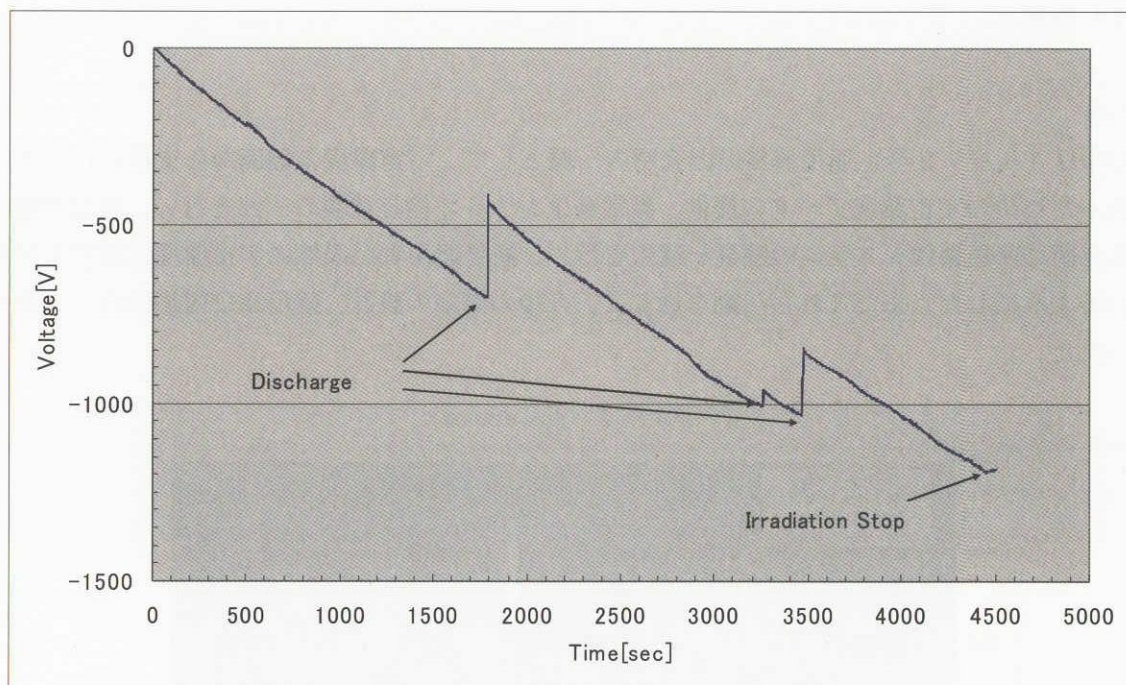


Fig. 3 Experimental result of the electrostatic charge in the MLI

## 衛星警告通知(GOES-10)

No.128 2003 年 11 月 05 日 16 時 50 分 JST

粒子のフラックス値が閾値を越えるイベントが発生しました  
以下にデータリストを示します

## [粒子データ]

# Label: P &gt; 1 = Particles at &gt; 1Mev

# Label: P &gt; 5 = Particles at &gt; 5Mev

# Label: P &gt; 10 = Particles at &gt; 10Mev

# Label: P &gt; 30 = Particles at &gt; 30Mev

# Label: P &gt; 50 = Particles at &gt; 50Mev

# Label: P &gt; 100 = Particles at &gt; 100Mev

# Label: E &gt; 0.6 = Electrons at &gt; 0.6Mev

# Label: E &gt; 2.0 = Electrons at &gt; 2.0Mev

# Label: E &gt; 4.0 = Electrons at &gt; 4.0Mev

# Units: Particles = Protons/cm<sup>2</sup>·s·sr# Units: Electrons = Electrons/cm<sup>2</sup>·s·sr

#

# 5-minute GOES-10 Solar Particle and Electron Flux

#

# Modified Seconds

# UTC Date Time Julian of the

# YR MO DA HHMM Day Day P &gt; 1 P &gt; 5 P &gt; 10 P &gt; 30 P &gt; 50 P &gt; 100 E &gt; 0.6 E &gt; 2.0 E &gt; 4.0

#

2003 11 05 0750 52948 28200 7.55e+02 2.57e+02 1.44e+02 2.85e+01 7.86e+00 8.65e-01 5.01e+03 1.33e-01 1.00e+05

## [X線データ]

# Label: Short = 0.05 - 0.4 nanometer

# Label: Long = 0.1 - 0.8 nanometer

# Units: Short = Watts per meter squared

# Units: Long = Watts per meter squared

#

Fig. 4 Example of the satellite operation alert mail



**2003年10月末から11月初旬にかけての宇宙環境とその影響について***Space radiation environment and its effect in from October to November 2003***総合技術研究本部 環境計測技術グループ***Expert group for space environment engineering***木本雄吾、松本晴久、古賀清一、越石英樹、中村雅夫、上野賢一郎、五家建夫***Y. Kimoto, H. Matsumoto, K. Koga, H. Koshiishi, M. Nakamura, K. Ueno, T. Goka***Abstract**

Extremely huge solar storms happened in from 19 October to 6 November 2003. It affected some satellite operation and some satellite was killed by this event. We surveyed satellite anomalies and preparations and action for satellite during this event. This information will contribute to the satellite design and operation in the future. We also sent some users Satellite Environment Alert messages in this period. We present the survey results and the release status of the Satellite Environment Alert messages.

**1. はじめに**

2003年（平成15年）10月19日から11月6日にかけて、観測史上最大級の太陽フレアが地球近傍の宇宙放射線環境に大きな影響を及ぼした。この期間中に JAXA 運用の2つの衛星に障害が発生した。ADEOS-II の電力低下の障害については、宇宙開発委員会・調査部会で調査中であり、太陽フレアが直接の原因と特定されるに至っていないが、DRTS の障害は太陽フレアの影響である。これら状況を踏まえ、今後の衛星運用に資するために、今回の太陽フレアによる国内外の衛星障害及び運用管制上の太陽フレア対策に関する調査結果と本期間中に発信した太陽フレア警報について述べる。

**2. 研究・調査の概要**

- (1) 2003年（平成15年）10月19日から11月6日にかけての太陽フレアの調査結果
- (2) JAXA 運用衛星、ミッションへの対応
- (3) 国内外の衛星障害及び運用管制上の太陽フレア対策の調査結果
- (4) 太陽フレア警報システムの内容及び発信状況

**3. 成果概要**

- (1) 2003年（平成15年）10月19日から11月6日にかけての太陽フレアについて

本期間中に観測至上最大級の太陽フレア（X線観測においては11月3日に観測された X28 の太陽フレアがこれまでの最大。10月28日に観測された X17 の太陽フレアは3番目）が発生した。これは10月18日に東のリムに現れた黒点群484と、続いて10月23日に現れた黒点群486が原因で、これらは西没後も活発であった。図1にX線で観測された太陽フレアについて示す。これら太陽フレアが原因で NOAA が定める磁気嵐指数 G2（G2：やや活発。G1からG5まで5段階、G5が極めて活発）以上の磁気嵐が4回、10MeV以上のエネルギーを持つ陽子のフラックス値（個/cm<sup>2</sup>/sec/str）が10を超えるプロトン現象が6回起こった。

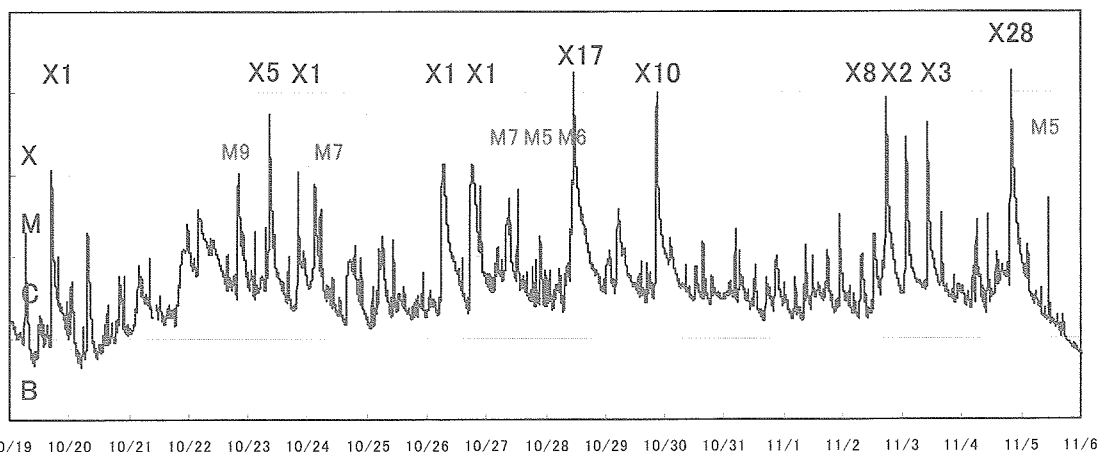


Fig.1 Solar activity in in from 19 October to 6 November 2003 (X-ray flux data from GOES-12)

## (2) JAXA 運用衛星、ミッションへの対応

DRTS については、10 月 28 日(UT)、地球センサ (ESA) のスパイク・ノイズで、主系、冗長系の切り替えが頻繁に起こり始めた (15:30-18:00 UT)。18:42UT に自動的に太陽捕捉モードに移行した。環境計測技術 G から、今すぐ復帰作業をしても、まだ陽子フルエンスが高い状態が約 3 日間程度続くことが想定されるので、安全モードのまま、静観することを勧告した。その後、太陽フレアが沈静化したので、11 月 7 日 10:00UT に地球捕捉モードに移行開始、同日 12 時 19 分 UT に三軸姿勢を確立した。その際、地球センサの検知レベルを変更した。

10 月 28 日 NASA の地球科学ミッション・オフィスは、レベル 5 の磁気嵐予測に基づき、改良型高性能マイクロ波放射計 AMSR-E を搭載している AQUA に対し、安全状態にするよう指示を出した。JAXA は 9 時 54 分 UT に上記の連絡を受け、AMSR-E は、10 月 29 日 15 時 58 分 UT に安全モード (スリープモード：マイクロ波受信機電源 OFF) にした。環境計測技術 G に相談があり、安全モードにするよう勧告した。また復帰時期も相談を受けた。復帰は 11 月 6 日に行った。

ADEOS-II に関しては、10 月 24 日(UT)、太陽電池パドルからの発生電力が低下が 16:12UT から始まり、16:13UT からの約 3 分間で、シャント電流 1 と 2 が、25A から 0A に、電力制御回路への入力電流が 1 と 2 が 28A から 10A に低下した (発生電力換算で、約 6kW から約 1kW への低下)。そのためバッテリーが放電し、テレコマ不通で運用を断念した。本運用異常に関する環境計測技術 G の支援活動については別途記載する (「環境計測技術グループのプロジェクト協力」参照)。

## (3) 国内外の衛星障害及び運用管制上の太陽フレア対策の調査結果

一連の太陽フレア発生期間中に生じた衛星障害及び太陽フレアへの対策に関する調査結果 (みどり 2 号 (ADEOS-2) とこだま (DRTS) の 2 つの運用異常を除く) を別表 1 に示す。主な出典は下記の NOAA の報告書であるが、それ以外の出典は表の中に示した。

出典：Service Assessment “Intencse Space Weather Storms October 19-November 07, 2003”, U.S. Dept. of Commerce, NOAA, March, 2004 (Draft)

出典には全般的な統計データとして、NASA のゴダード宇宙センターが運用管制している宇宙科学衛星 (深宇宙探査も含む) の約 59% がこの 10 月期の太陽フレアの影響を受け、耐宇宙環境設計をしていたにもかかわらず、約 24% のミッション (衛星) は搭載機器の電源を OFF にするか、他の運用上の防衛対策をとったとの記載があった。別表 1 を源泉とした DRTS と ADEOS-II の障害を除いた障害の調査結果を表 1 に示す。

Table.1 国内外の衛星障害例及び太陽フレアの運用上の対策例 (上記の 2 件を除く)

故障・不具合の区分	件数
永久故障または大幅に劣化	4
安全モードに移行、 または運用を一時的に停止したもの	37
データ内容の「誤り」が増えたもの、 または搭載コンピュータが誤動作したもの	8

## (4) 太陽フレア警報システムの内容及び発信状況

太陽フレア警報システムは、NOAA-GOES-8 号 (現在運用休止中)、10 号及び 12 号衛星の X 線強度、陽子の個数を常時リアルタイムで計算機でモニタし、それら値が我々の過去の衛星障害研究のノウハウで決めた閾値 (X 線については  $1 \times 10^{-4} \text{ Watts/m}^2$  を超える場合、陽子については 10MeV 以上のフラックスが 10pfu (proton flux unit = 個/cm<sup>2</sup>/sec/str) 以上となる現象が 15 分間以上連続した場合) を越すと計算機が警報メッセージを自動発信するシステムである。大きな太陽フレアが発生すると、X 線は約 8 分 19 秒で静止衛星軌道に届き、これは GOES の X 線センサで探知できる。太陽フレアの放射線粒子は荷電粒子のため、太陽磁場のアルキメデス螺旋に沿って飛来するのでフレアの発生場所により到達するまで約 50 分から数時間の幅で時間がかかる。この X 線到着時間が早いことを利用して、太陽フレアに対する Nowcast 警報を発信する。内容については、X 線イベント及び粒子 (各エネルギーの陽子及び電子) イベントの発生日時、X 線強度、粒子フラックスまた終了した場合の終了日時等を発信している。今回の一連の太陽フレアでは合計約 40 回の警報メッセージを発した。また 2004 年 2 月 26 日にも発信しており、現在まで約 130 回の警報メッセージを発信した。現在の配信組織は環境計測技術グループ以外の JAXA 内部では、衛星運用技術部、宇宙医学室があり、JAXA 外では以下 (敬称略、順不同) のユーザがある。また運用管理者には携帯電話のメールアドレスにも発信をサービスしている。

- ・気象庁 気象衛星センター データ処理部
- ・(株) JSAT (旧日本通信衛星株式会社) 横浜衛星管制センター
- ・(株) 放送衛星システム
- ・(独) 放射線医学総合研究所 宇宙放射線防護プロジェクト
- ・(独) 情報通信研究機構 (NICT)

## 4. まとめ

観測史上最大級の太陽フレアが発生した期間における国内外の衛星障害及び運用管制上の太陽フレア対策に関する調査結果は今後の衛星設計、運用技術に貢献できる。また太陽フレア警報については、今回の太陽フレアを契機として JAXA 内外の衛星運用部門の方からの登録追加要求があり、特に外部機関からはその迅速性に関し好評であった。宇宙機の設計・運用技術と宇宙環境は密接な関係があり、今後も宇宙環境とその影響については、十分に注意し、モニタする必要がある。

別表 1

故障・不具合の区分	衛星名と故障・不具合の事象と日時
永久故障または大幅に劣化	<p>① 米国極軌道気象衛星 NOAA-17 の改良型マイクロ波観測装置 AMSU-A1 (Advanced Microwave Sounding Unit-A1) のスキャナーが永久故障した (10 月 27 日)。</p> <p>② 米国気象衛星 GOES -8 号の X 線センサが OFF になり、復帰しなかった (10 月 27 日)。</p> <p>③ ユーテルサット新通信衛星「e-bird」に不具合か。関係者の話によると、9 月にアリアン 5 で打ち上げられた「e-bird」に深刻な不具合 (注) が発生しているとのこと。不具合は同衛星に搭載されている 20 本のトランスポンダ全てに影響を与えており、最悪のシナリオには衛星の全損も含まれるとのこと。尚、ユーテルサット社は現在のところ、この件に関しコメントを出していない。国際課注：不具合種別など詳細は不明。SPACENEWS オンライン版 (11 月 7 日)</p> <p>④ 火星周回中の探査機「マーズ・オデッセイ (Mars Odyssey)」の観測機器の放射線観測装置「Martian Radiation Environment Experiment (MARIE)」が、太陽活動の影響により 10 月 28 日から適切に作動しなくなっていることを NASA/JPL が明らかにした。復旧作業は今後も継続される。同探査機のその他の観測機器については順調に作動している。(11 月 26 日、JPL Press Release)</p>
安全モードに移行、または運用を一時的に停止したもの (1/4)	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 10 月 23 日、太陽風観測衛星 GENESIS 衛星 (L1 定点) が安全モード (Safe mode) に入り、11 月 3 日に復帰。</li> <li>● 10 月 24 日、彗星探査機 STARDUST 衛星が、書き込み内容の誤動作 (read errors) で安全モードに入り、復帰した。</li> <li>● 10 月 24 日、X 線天文衛星 CHANDRA 衛星が高レベルの放射線を受け (13:34UT)、観測を停止、10 月 25 日に復帰した。</li> <li>● 10 月 24 日、ISS では Z1 トラス上に 2 機ある PCU (Plasma Contactor Units) の内、1 台が起動された模様 (10/22 発生 CME、10/23 発生 X フレアによる対策)。出典：ISS On-Orbit Status 注：PCU は、ISS と宇宙空間の間での放電を避けるための機器 (ISS 本体や EVA クルーへのハザード回避のため) で、ISS の浮遊電位を ±40V 以下に保つために使用される。ちなみに 40V はハザードレポート ISS-EVA-312 から来るものでクルーが電気ショックを受けないための電位差。 ISS MER (Mission Evaluation Room) によると、Environteam Team (たぶん SRAG と呼ばれる放射線環境を監視しているチーム) の要求で、10/23 に発生した X-5 クラスの太陽フレアの影響が ISS にあるか否かを監視するため、PCU を起動しデータの取得を行おうとした模様で、特に ISS に大きな影響があることを想定して PCU を ON にしたわけではない。そのレポートにも、「無線通信には影響があるかもしれないが、10/23 のフレアによる ISS への影響はない」と記述されていた。その後、10 月 28 日のフレア、さらにデータ蓄積のため 11 月 7 日まで運用してデータを取った模様。</li> <li>● 10 月 24 日、米国静止気象衛星 GOES -12 号の磁気トルカが、磁気嵐の擾乱を受け運用できなくなった。その後復帰。</li> <li>● 10 月 26 日、月探査機 SMART-1 衛星が、9 時 23 分 (UT)、イオンエンジンが予定外の自動停止。原因は放射線レベルが上昇したためと見られる。次の予定着火時間には再スタートに成功。ここ 2 週間程、スターセンサも放射線の影響、温度上昇等により不調をきたしている。これは検出器の CCD に太陽フレアの陽子と重イオンの白い軌跡ノイズの 'hot spots' ノイズを起こしているのが主原因。スターセンサの処理ソフトを修正して対応した。太陽電池発生電力は予測では 1,850 W だったが、放射線劣化が予想より、1 日に 1-1.5W と多く出ていたが、10 月 20 日以降にさらに急激な発生電力の劣化状態が続いている。これ</li> </ul>



<p>安全モードに移行、または運用を一時的に停止したものの (2/4)</p>	<p>は太陽フレアの放射線劣化。(Last updated: 31 October 2003, 0100 UTC) (民間の衛星アノマリ・データベース (SAT-ND))</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>● 10月26日、SMART-1 の上記の障害と同じ時刻に、ESA の XMM 衛星と INTEGRAL 衛星の 2 つの衛星の搭載放射線検出器に太陽フレアと見られる非常に多くの放射線を検知した。(SAT-ND)</li> <li>● 10月26日、INTEGRAL 衛星は、放射線上昇により安全モードに入った。(SAT-ND)</li> <li>● 10月26日、X 線天文衛星 CHANDRA 衛星が高レベルの放射線を受け、再び観測を自動的に停止、その後に復帰した。</li> <li>● 10月28日、ISS のクルーには "radiation contingency" (Flight Rule B14-7 による) が通告された。クルーには放射線量の高い場所を通過する軌道パスの時間帯が通知され、放射線シールド効果の高い場所：ヴェズダ(SM)の後方と、デスティニ (USLab) の TeSS (Temporary Sleep Station: 2 次中性子のシールド対策として 5cm 厚のポリエチレンで囲んだ個室) にいるよう指示された。(出典: ISS On-Orbit Status)</li> <li>● 10月28日、NASA の地球科学ミッション・オフィスは、レベル 5 の磁気嵐予測に基づき、AQUA、LandSat、TERRA、TOMS、TRMM の 5 衛星に対し、安全状態にするよう指示を出した。</li> <li>● 10月28日 19 時 54 分 UT に上記の連絡を受け、AQUA 搭載の日本の改良型高性能マイクロ波放射計 AMSR-E は、10月29日 15 時 58 分 UT に安全モード(スリープモード: マイクロ波受信機電源 OFF) にした。環境計測 G に相談があり、安全モードにするよう勧告した。また復帰時期も相談を受けた。復帰は 11 月 6 日に行った。(JAXA)</li> <li>● 10月28日 TRMM 衛星の軌道上メンテナンスが増えた</li> <li>● ICESat 衛星の GPS のリセットをした。</li> <li>● UARS 衛星の HALOE 機器のスイッチ ON は太陽活動のため延期した。</li> <li>● 10月28日、米国軍用気象衛星 DMSP 衛星 F-16 号に搭載した電子・イオン観測装置 SSIES (Special Sensor for Ions and Electrons) でデータが一時取れなくなった。11 月 3 日にもデータ欠損あり。改良型マイクロ波観測装置 AMSU (Advanced Microwave Sounding Unit-A1) の発信器が永久故障したので、冗長系に切り替えた。</li> <li>● 10月28日、太陽観測衛星 SOHO 衛星 (L1 定点) の搭載コロナ観測装置 CDS (Coronal Diagnostic Spectrometer) を、コマンドで安全モードに切り替えた。そのため新しい太陽フレアによるコロナ質量放出(CME)現象の検出が困難な状態。(10月28日から30日の3日間)</li> <li>● 10月28日、火星探査機マーズ・オデッセイが安全モードに入った。また搭載した放射線観測装置 MARIE (Martian Radiation Environment Experiment) の温度計で赤の異常警報となったので電源を OFF した。10月29日にダウンロード中にメモリエラーを生じたが、10月31日に再起動して修正した (cold reboot)。</li> <li>● 10月28日、科学衛星 Microwave Anisotropy Probe 衛星は、スタートラッカーがリセットされ、冗長系に切り替わった。その後主系に復帰。</li> <li>● 10月28日、赤外天文衛星 SIRTf 衛星は、高エネルギー陽子の到来に対し、科学ミッション機器の実験を停止し、地球指向モードにした。その後 4 日間運用を停止した。</li> <li>● 10月29日、科学衛星 CHIPS 衛星の搭載コンピュータがオフ・ラインになり、18 時間、衛星とコンタクトが取れなくなった。コンタクトが取れた時、衛星の姿勢はタンブルしていた。オフライン後の 27 時間後に、復帰に成功した。</li> <li>● 10月30日、FedSat のデータが取れなくなった。理由は、極付近を通過中に磁場が大きく変化したため、磁気センサーが誤作動して姿勢が 90 度傾いたため。その後復帰した。</li> <li>● 10月28日-30日、先端型組成探査機 ACE 衛星と太陽風観測衛星 WINDS 衛星 (L1 定点) のプラズマ計測が停止した。</li> <li>● 10月28日-30日、米国静止気象衛星 GOES 衛星の電子計測値が飽和した。(これは大きなフレアでは毎回起こっている)</li> <li>● 10月28日-30日、ISS は被害を受けやすいロボットアームも停止させた。</li> <li>● 10月29日、科学衛星 X-ray Timing Explorer 衛星は、搭載の放射線比例計数管 (PCA) が高電圧を感知した。全天スカイ・モニタ装置は自動的にシャット</li> </ul>
---	--

<p>安全モードに移行、または運用を一時的に停止したものの (3/4)</p>	<p>ダウンした。10月30日に前述の2つの装置は復帰したが、PCAは再びシャットダウンした。PCAの再復帰は、11月に遅延する予定。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>● 10月28日-30日、科学衛星GALEX衛星に搭載した2つの紫外線実験装置の検出器が高電圧に帯電したため、電源OFFにした。その検出器は11月過ぎまでOFFのままにする。</li> <li>● 10月28日-30日、プラズマ観測衛星POLAR衛星のデスパン・プラットフォームが3回ロックから外れた(out of lock)。しかし、3回とも自動的に復帰した。</li> <li>● 10月30日、ISSについて高エネルギーの太陽フレアにより、MSSはフライトルール(FR)に基づいて主系統がパワーダウンされ、冗長系のキープアライブ(KA)電力のみON状態にされることが要求された。しかし、FRではSSRMSとMBSの熱的な制約も規定しており、これの方が故障に直結するため優先されることになる。(すなわち、1系統のみのKAコンフィギュレーションでヒータが故障すれば、低温リミットを越え、損傷する可能性がある)このため、ISSが太陽プロトンの影響を受けない期間は2系統でKA電力を供給し、放射線レベルが高いエリアを周回する期間は1系統でKA電力を供給することになった。 (出典：ISS On-Orbit Status)</li> <li>● 10月30日、太陽活動の活発化により、ISSが受ける抵抗も増大し、軌道の降下量が増加している。10/30は1日で150m高度が低下。1週間前は95m/dayだったため、1.5倍に増大している。(出典：ISS On-Orbit Status)</li> <li>● 中国宇宙環境予測センターによると、太陽フレアの影響により、“神舟”五号軌道衛星は飛行高度著しく低下している。専門家によると、現在、軌道衛星運行状況が正常で、関係機関が動力装置起動し飛行高度を上げることを検討している。(中新网10月29日「CCTV国際」)</li> <li>● 11月2日、X線天文衛星CHANDRA衛星が高レベルの放射線を受け、再び観測を自動的に停止、観測再開は数日間遅れる予定。</li> <li>● 11月4日、欧州宇宙機関(ESA)は月探査機スマート1(SMART-1)のステータスを発表し、同探査機がこれまでにイオンエンジンが8回自動停止したことを明らかにした。ESAは原因を調査中だが、ほとんどが遠地点付近を通過中に起こっており、太陽活動による放射線が電子ユニットに影響を与えたものと考えられている。また、太陽活動の影響でメインコンピュータが数回リセットされ、バックアップコンピュータに切り替えられたり、スタートラッカー(恒星センサ)の光学ヘッド部分の温度が上昇するなどの異常があった。スマート1は現在78周目の地球周回軌道を周回中で、イオンエンジンは合計380時間以上燃焼を続け、約6kgのキセノン燃料を消費した。</li> <li>● 11月6日、POLAR衛星の搭載機器TIDE(Thermal Ion Dynamics Experiment)がリセットし、高電圧電源が供給不能になった。しかし、24時間以内に復帰した。</li> <li>● 11月6日、火星探査機マーズ・オデッセイが安全モードから復帰した。</li> <li>● 12月9日、ESA、SMART-1運用に変更、放射線に対処 ESAは11月28日頃から、太陽フレアに伴う放射線環境の悪化に対処するため、月探査機「スマート1(SMART-1)」の運用手法等に一連の変更を加えた。同機はイオン推進で加速中であるが、シングルイベントアップセット(SEU)を原因とするエンジン停止がこれまで3回発生している事に加え、太陽電池パネルの発電能力の低下が進んでいる。 主な変更点 <ul style="list-style-type: none"> <li>・SEUに伴う燃焼停止を検知し、自動的にエンジンを再着火するようプログラムを変更</li> <li>・高度10,000km以下での燃焼を中止</li> <li>・エンジンの噴射方向を変更(放射線帯からの離脱が早まる見通し)</li> </ul> </li> <li>● 12月16日、ESAは月探査機「スマート1(SMART-1)」の運用状況を発表。同機は放射線環境の悪化に伴う問題を順調に克服して運用 <ul style="list-style-type: none"> <li>・放射線の影響によるエンジン停止時に自動的に再着火するようソフトウェアに変更を加えたため、高度10,000km以下での燃焼を再開し、継続的に運転している。</li> </ul> </li> </ul>
---	--

安全モードに移行、または運用を一時的に停止したもの (4/4)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・放射線の影響による太陽電池パネルの劣化がほぼ止まった。高度上昇に伴い発生電力は増大している。</li> <li>・主コンピュータとスタートラッカの間で時折ずれが発生する。現在原因を調査中。</li> <li>・スタートラッカの光学部分の温度が上昇している。太陽光で装置の内部が暖められたことが原因と判明した。</li> <li>・イオンエンジンの運転時間が延べ 1,000 時間を超えた。</li> </ul>
データ内容の「誤り」が増えたもの、または搭載コンピュータが誤動作したもの	<ul style="list-style-type: none"> <li>① 米国静止気象衛星 GOES-9 号と GOES-10 号で、高い発生確率のシングルイベントによるビット反転 (SEU:Single Event Upset) を生じた (10 月 24 日)。</li> <li>② 太陽観測衛星 RHESSI 衛星は、搭載コンピュータが自然に停止した (10 月 25 日)。</li> <li>③ 太陽観測衛星 RHESSI 衛星が搭載コンピュータの一時停止と回復 (reset) が 2 回あった (17:40、03:32) (10 月 28 日)。</li> <li>④ 科学衛星 CLUSTER 衛星 4 機のうち、いくつかは、搭載プロセッサがリセットされたが、復帰した (10 月 28 日-30 日)。</li> <li>⑤ GEOTAIL 衛星で多くの SEU を発見、スピン衛星なので、本来的に安全・モードとなっているので静観中 (10 月 29 日)。(JAXA)</li> <li>⑥ 火星探査機 MARS ODYSSEY が、ダウンロード中に多くのメモリ誤りを検出した (10 月 28 日)。地上からの Cold Reboot で誤動作をリセットした (10 月 31 日)</li> <li>⑦ 豪州 FedSat 衛星が、多くの SEU を観測した (10 月 30 日 15:30UT) (JAXA)</li> <li>⑧ <math>\mu</math> LabSat-1 衛星で、通常の約 4 倍～6 倍の発生頻度の SEU を発見 (10 月 30 日)。(JAXA)</li> </ul>

## (参考) 航空機や地上の障害例

- ① 10 月 24 日、北極領域を通る航空機は、航路ルートを変更した。理由は磁気嵐による HF/VHF 帯の通信障害回避のため。
- ② 10 月 28 日-30 日、FAA は、初めて 25kfeet 以上の高度を飛行する航空機乗客が受ける放射線障害警報を発令した。(1989 年 9 月 29-30 日の歴史的太陽フレアでは、コンコルドのみに警報が出た)
- ③ 10 月 30 日、スウェーデンの Malmo で電力送電線の障害があった。
- ④ 10 月 28 日-30 日、ニューヨークとウィスコンシンで電力送電線に高電流が流れた。
- ⑤ 10 月 28 日-30 日、航空機の北緯 57 度以上の航路ルートを禁止したので、航路変更した。いくつかの米国航空の路線はルート変更した。英国の大西洋航路は南に航路変更した。
- ⑥ 10 月 30 日、高緯度(主に北極圏)を航行中の航空機の無線に異常が報告されているが、この空域の民間機を管制する Nav Canada では、「影響は全般的に航空管制上問題のない範囲」と述べている。
- ⑦ 10 月 28 日-30 日、CONUS の WAAS サービスは中断された。高緯度地方の GPS レシーバは停電した。
- ⑧ 10 月 28 日-30 日、軍用通信 HF/UHF SATCOM, OTH, などが障害を受けた。
- ⑨ 10 月 28 日-30 日、ニューファウンドランド島の Loran C システムが磁気嵐の干渉を受けた。



## 静止軌道上高エネルギー電子予測・警報システム

High energy electron prediction on geostationary orbit and alarm system

環境計測技術グループ

Expert group for space environment engineering

古賀清一、松本晴久、木本雄吾、越石英樹、上野賢一郎、五家建夫

K. Koga, H. Matsumoto, Y. Kimoto, H. Koshiishi, K. Ueno, T. Goka

## Abstract

We analyze those aspects of space environment that can cause satellite anomalies or failures, and are of critical importance to astronaut safety; at our laboratory we also develop instrumentation that measures the space environment. Using these measured data, we support satellite operations by both providing information on critical space environment conditions, and elucidating satellite anomalies.

In addition to alarm systems for high-energy protons in solar flares, an alarm system for high-energy electrons at geostationary orbit, which is activated when predicted flux levels exceed a certain threshold, has also been developed, and began to operate in 2003. This system contributes to electrostatic charging analysis, and the operation of DRTS, and is also accessible by the outside user.

## 1. はじめに

環境計測技術グループでは、衛星に搭載されている宇宙環境計測装置を用いて、得られた宇宙環境のデータによる衛星環境の把握および宇宙環境の予測を行い、衛星運用および不具合解析に役立てるための情報発信を行っている。

平成15年3月23日、「こだま」(DRTS: Data Relay Test Satellite)のESA(Earth Sensor Assembly)にノイズが発生し冗長系への自動切り替えが起こり、その後もノイズ現象が継続したため、プロジェクトからの依頼により環境計測グループにて宇宙環境との相関を調査した。その結果、ESAノイズデータと高エネルギー電子フラックスに相関があることが判明した。このため、従来の太陽フレア陽子への警報システム(太陽フレア警報システム)に加え、静止軌道の高エネルギー電子予測・警報システムを整備してきた。このシステムが完成し、平成15年度から内外のユーザに対してサービス提供を開始した。

## 2. 研究の概要

放射線帯の高エネルギー電子については、太陽活動や地磁気嵐の影響を受けダイナミックに変化することから太陽・地球圏科学の分野からも注目され精力的に研究が行われている。放射線帯外帯の高エネルギー電子は、太陽風に起因する磁気圏の擾乱によって変動する。このため、L1ポイントで惑星間空間の環境を計測しているACE(Advanced Composition Explorer)衛星の太陽風速度データを用いて、静止軌道上の高エネルギー電子の2日後までの変動予測を行うシステムを整備した。予測手法としては、

約1年間の太陽風速度データと DRTS の高エネルギー実測データからリニア・プレディクションフィルタを用いて相関係数を求め、過去20日分の太陽風速度データとこの相関係数から2日先までの電子フラックスの予測を行っている。この手法を用いた2003年の1年間の予測結果を図1に示す。

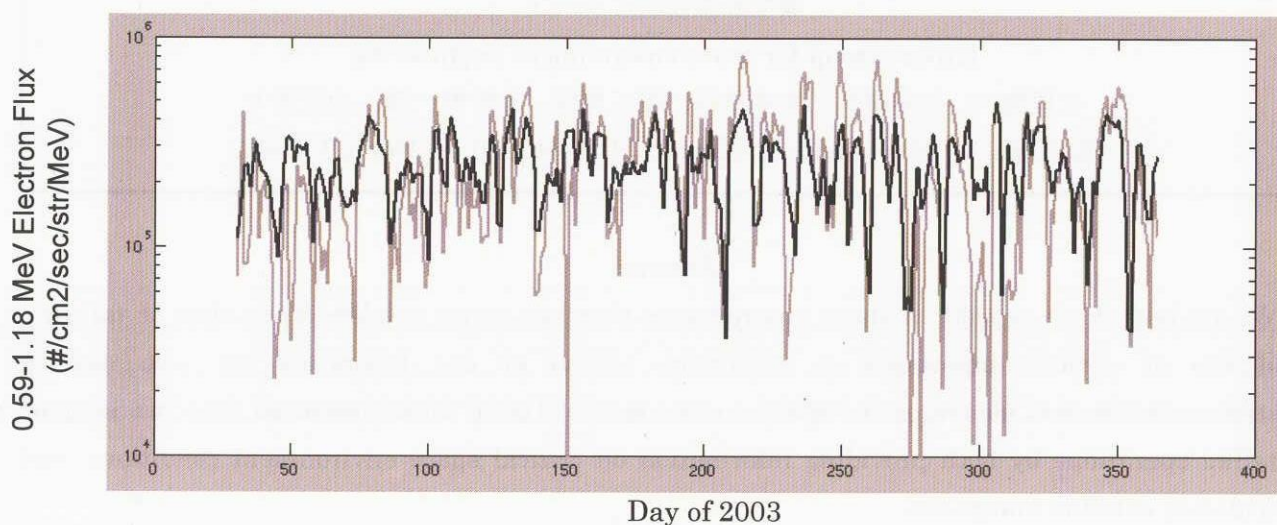


Figure 1 Comparison between prediction (black) and observation (grey)

高エネルギー粒子の増減は、再現できているが、急激な上昇や下降には対応しきれていない。これは、予測は1日平均値を用いて行っているが、実際には磁気嵐等に起因する数時間単位の変化が生じるため、それらの変化に追従していないためと思われる、今後の課題である。予測と実測の相関を図2に示す。横軸が実測データ、縦軸が予測データを表している。予測が的中している場合は斜線上に○が乗ることになる。

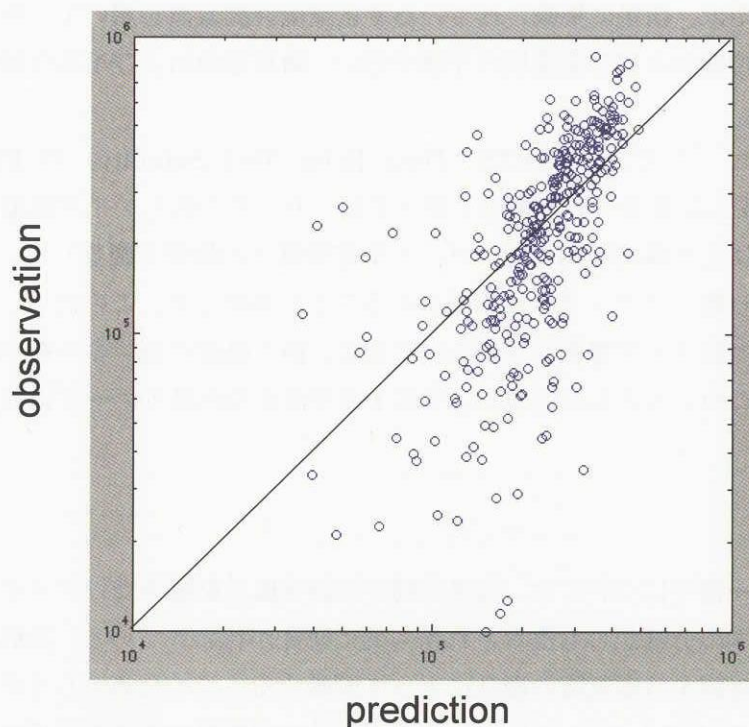


Figure 2 Correlation between prediction and observation



相関係数は、0.71 という結果が得られた。DRTS は、打ち上げから約2年が経過しており、今後データが蓄積されてゆくに従って、応答関数を更新し、精度を上げてゆく予定である。

### 3. 成果の概要

前項の予測手法を用い、過去のDRTSのESAセンサノイズ発生による異常ケースのデータ解析から、電子フラックスの閾値、1日の変化量の閾値を定め、これを超えたときに自動的に登録者にメールを送信する警報システムを作成した。システムの概要を図3に示す。

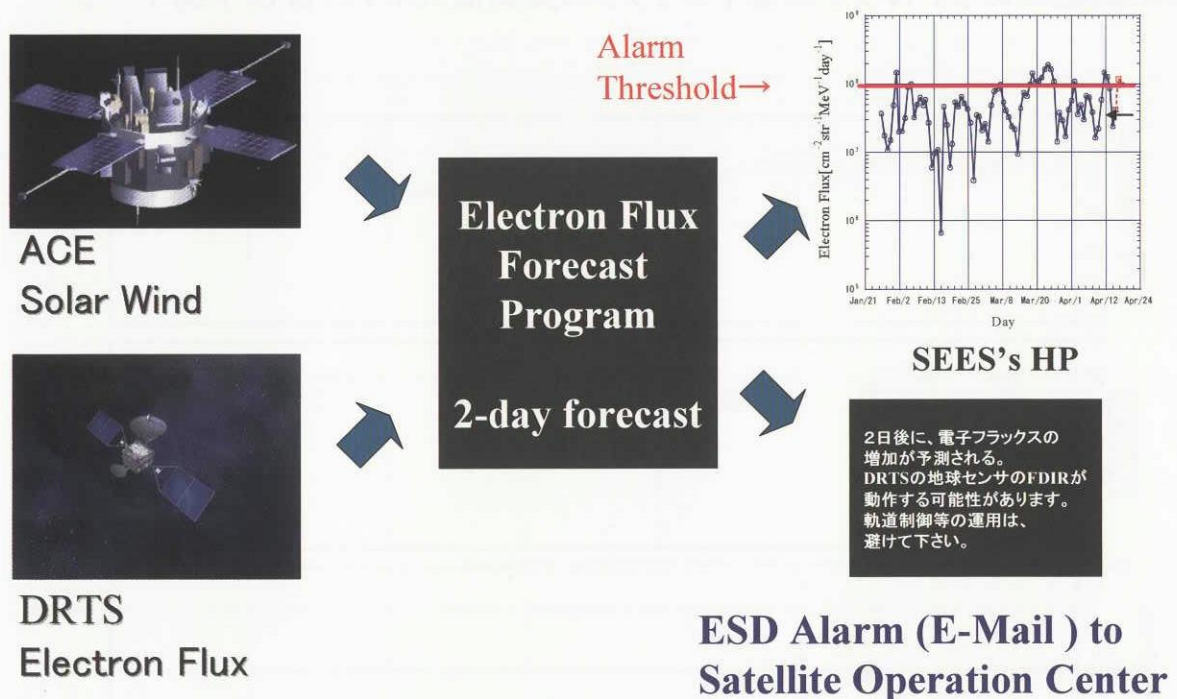


Figure 3 High-energy electron alarm system

ACE のデータは、NOAA の FTP サーバより取得している。

また、Web 上からも上記のデータを確認できるよう整備を行った。図4に宇宙環境計測情報システム (SEES : Space Environment and Effects System) のホームページで表示しているグラフ画面を示す。上段が DRTS によるリアルタイムの高エネルギー電子計測結果、中段が ACE の太陽風データを用いた高エネルギー電子フラックスの1日平均値の予測結果 (□) 及び実測データ (○)、下段が高エネルギー電子の前日からの変化量を示している。また、警報メールを発信する閾値を赤の波線で示している。データは予測の2日を含め、7日分を表示している。

### 4. まとめ

太陽風データと静止軌道上の高エネルギー電子の相関に関する研究を基にした予測手法を用い、2日後までの予測・警報システムを作成した。このシステムは現在運用中であり、実際の DRTS 運用に利用され、また、外部登録ユーザへのサービスを提供している。今後、データの蓄積によりさらに精度を向上させてゆく予定である。



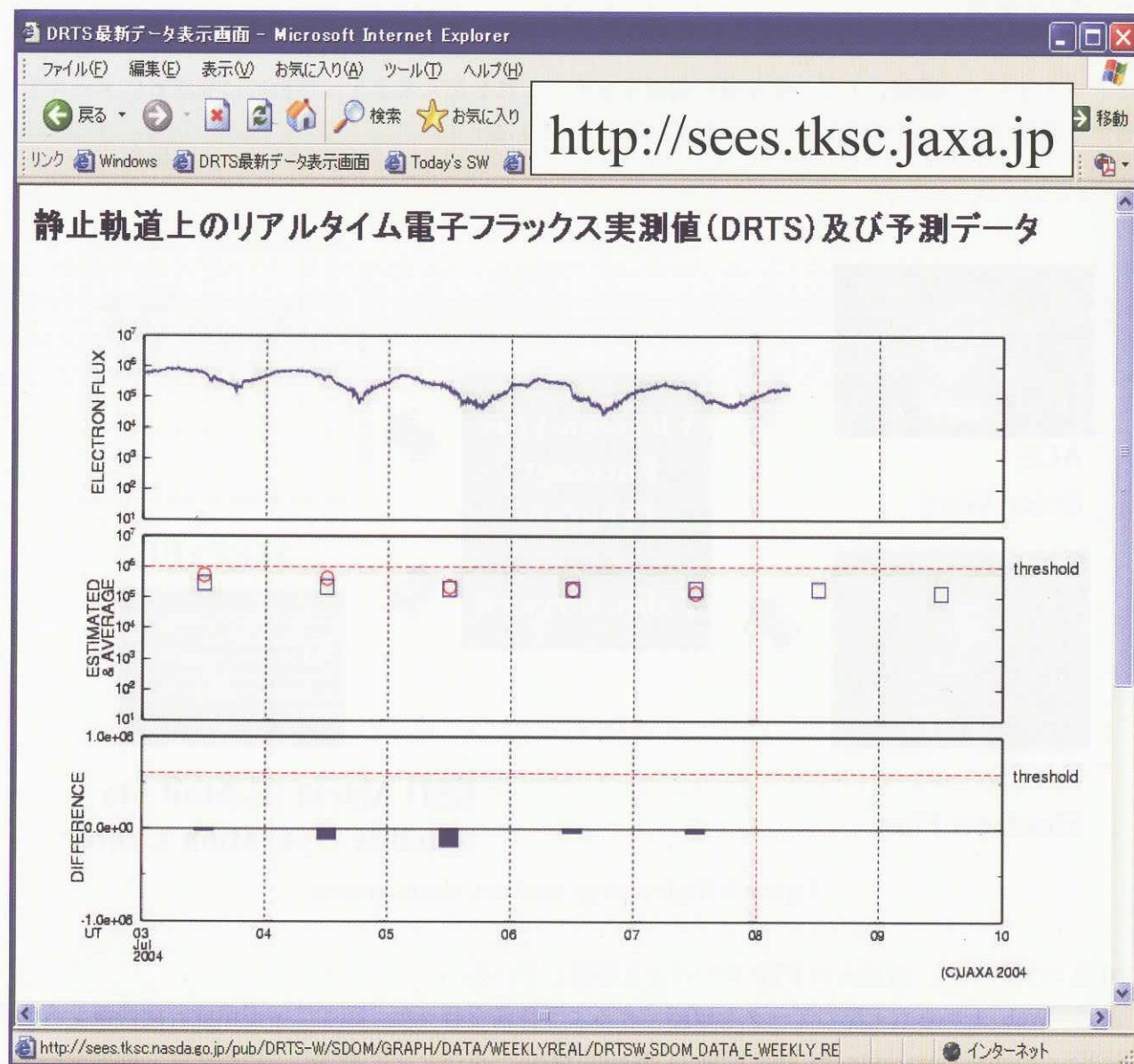


Figure 4 Plot of real-time observation and prediction of high-energy electrons in SEES HP

## 触媒スラスタの信頼性向上

## Reliability Improvement of Catalytic Monopropellant Thrusters

衛星推進技術グループ

(Spacecraft Propulsion Engineering Group)

後藤大亮 香河英史 梶原堅一

(Daisuke Goto, Hideshi Kagawa, and Kenichi Kajiwara)

## Abstract

Catalytic monopropellant thrusters have been loaded in many satellites for reaction control system, because of the reliable simple structure and about 200 sec moderate specific impulse. Nowadays, satellites mass and lifetimes have been increasing, however, Japanese monopropellant thrusters designs were not improved basically. It is therefore thrusters lifetimes have little margin for satellite demand especially in the 1N thruster. During qualification firing test, some malfunctions (ex. misfiring) occurred.

We have been conducted activities for improving thruster reliability since FY12. The results of FY15 is presented here.

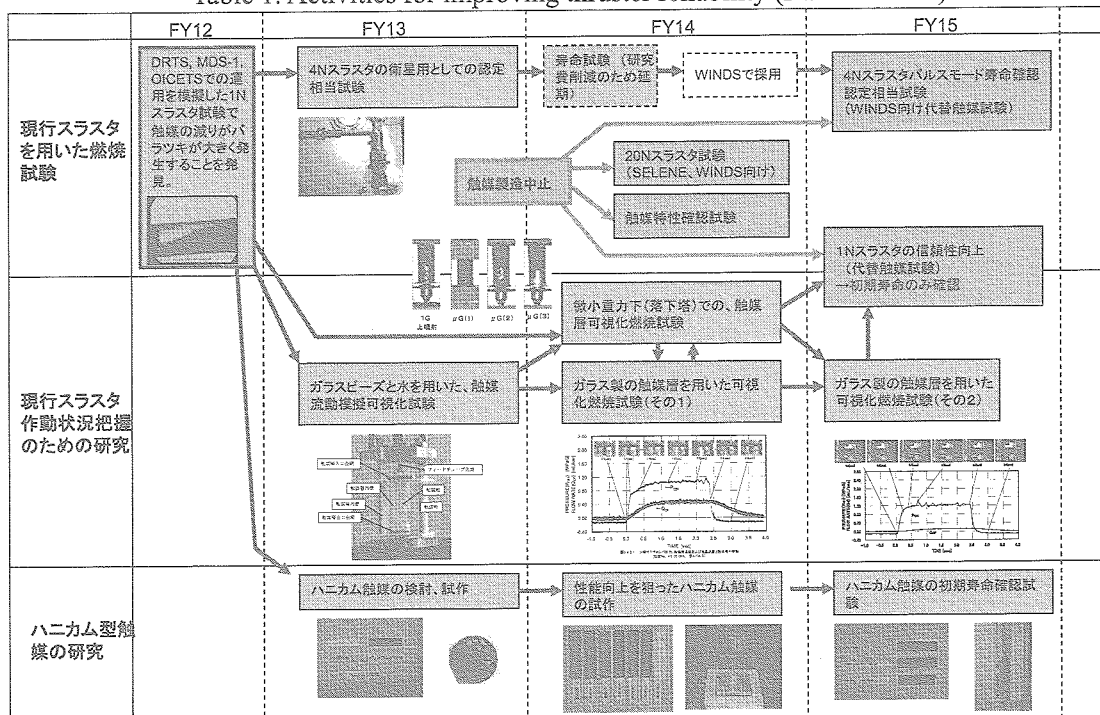
## 1. はじめに

推進剤としてヒドラジンをを用いる1液式触媒スラスタは、シンプルな構造で信頼性が高く、200秒程度の比推力が容易に得られることから人工衛星用の RCS スラスタとして長く使われてきた。しかし、衛星重量の増大、衛星の長寿命化にもかかわらず、基本設計をそのままにして使い続けられたため、特に 1N スラスタの寿命は衛星からの要求寿命に対してほとんどマージンが無い状態である。近年では、衛星での使用を模擬した寿命確認試験中にスラスタ内部の触媒層が劣化し、しばしば作動不良が生じており、触媒スラスタの信頼性および寿命の向上を早急に行う必要がある。衛星推進Gでは、平成12年度より触媒スラスタ信頼性向上を目的とした研究、試験を行っている。ここでは、平成15年度の成果について報告する。

## 2. 研究の概要

平成12～15年度にかけて行ってきた触媒スラスタの信頼性向上のための活動を Table.1 に示す。

Table 1. Activities for improving thruster reliability (FY12～FY15)



触媒スラスタの信頼性向上活動は、大きく3つの項目に分けて進めている。

#### 1) 現行スラスタを用いた燃焼試験

現設計のスラスタを用いて燃焼試験を行う。現在の設計の実力値を確かめる試験(FY12、FY13)と、米国製触媒 Shell405 の製造中止に伴う試験(FY14、FY15)を行った。

#### 2) 現行スラスタについての基礎データを集めるための試験

現設計のスラスタを部分的に模擬し、触媒層への推薬の拡散の可視化(FY13)、空隙のある触媒層での燃焼の可視化(FY14、15)などを行った。

#### 3) ハニカム型触媒の試作試験

現行の粒状触媒よりも飛躍的に長い寿命を達成できると期待できるハニカム型触媒について、基礎検討、試作(FY13、14、15)などを行った。

FY15には、4Nスラスタ燃焼試験、1Nスラスタ信頼性向上試験、ガラス製触媒層を用いた可視化燃焼試験、ハニカム型触媒の初期寿命確認試験の4件を実施した。これらの成果を報告する。

### 3. 成果の概要

#### 3—1. 4Nスラスタパルスモード寿命確認認定相当試験（代替触媒信頼性評価試験）

WINDS(超高速インターネット衛星)において初めて4N スラスタが衛星用パルスモードで使用されることを受け、寿命確認のための認定相当試験を行った。また、この試験は米国製 Shell405 触媒が製造中止されたことに伴い、欧州製 KC12GA 触媒を用いることで触媒の信頼性評価も併せて実施した。

Fig.1に4Nスラスタを示す。この試験では、KC12GAを充填したスラスタ2機の他に、旧触媒 Shell405 を充填した2機のスラスタも対照実験用として供試され合計4機で行われた。

Table.2 に試験目標を示す。試験中に発生させる力積(Total Impulse)とパルス数、および噴射モードは、WINDS のシステム要求とマージンに加え、将来的にも衛星用パルスモードの要求に合致するように決定した。

試験の結果を Fig.2 に示す。KC12GA を充填した2機のスラスタは、推力、比推力等に大きな変化を生じることなく、予定の噴射を達成した。Shell405 を充填したスラスタのうち1機は燃焼試験の途中で推力が低下し、触媒層をX線撮影すると、内部に空洞が生じ、触媒が大きく減っていることが確認された。(Fig.3)その結果、Table.2 に示すように Shell405 のうち1機は目標力積を達成することが出来なかった。他の3つのスラスタのうち Shell405 については試験後半に触媒層空洞が観測されたが、KC12GA については2機とも試験の最後まで空洞はほとんど認められなかった。

この理由としては、

- 1) KC12GA と Shell405 の特性の違い
- 2) Shell405 触媒スラスタが平成13年度に製作され、噴射が行われていたことから、触媒が傷んでいた可能性

の2つが考えられるが、明確な原因については不明である。

試験の結果、KC12GA を充填した 4N スラスタは

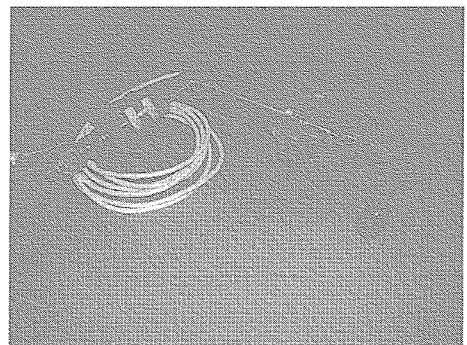


Fig.1 4N class Thruster

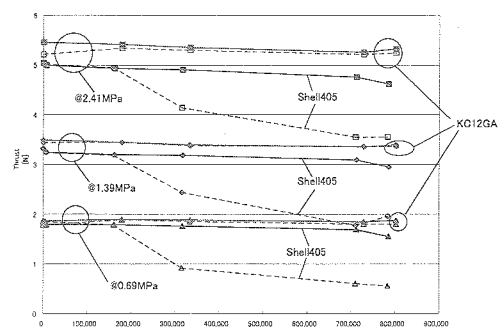


Fig.2 Thrust trend of 4N thrusters

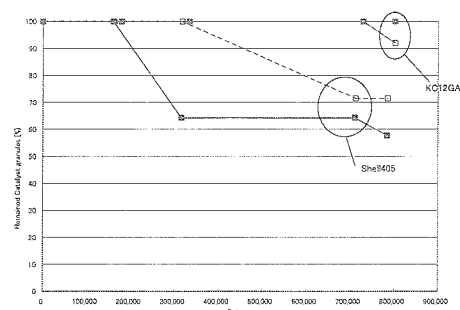


Fig.3 Remaining catalyst granules of 4N thrusters



WINDS 軌道上噴射を模擬した燃焼試験をクリアし、問題なく使えることが確認された。

Table.2 Targets and Results of 4N thruster firing tests

		Targets	Results
Thrust (Beginning of Life)		5.7~4.32N @2.41MPa	Demonstrated
Isp (Beginning of Life)		> 214 @2.41MPa	Demonstrated
Total Impulse [Ns]		> 300,000	282,884 Shell-1 346,674 Shell-2 369,689 KC12GA-1 368,786 KC12GA-2
Total number of pulses		> 600,000	783,435 Shell-1 785,382 Shell-2 802,224 KC12GA-1 802,224 KC12GA-2
Firing mode	On time	0.015 ~ 3600 sec	Demonstrated
	Pulse width	0.1 ~ 3600 sec	Demonstrated

### 3—2. 1Nスラストの可視化燃焼試験

FY14に石英ガラス製の触媒層を用いて触媒層内部のヒドラジンの燃焼を可視化し内部の状態を調べたが、横向きに噴射する試験条件は行わなかった。地上でスラストの燃焼試験(QT, AT)を行う際横向きで噴射していることから、触媒層に空隙の有る状態で地上噴射試験を行ったときの燃焼を可視化することを目的として、この研究を行った。

Fig.4 が試験に用いた可視化触媒層である。触媒層の形状は現行の 1N スラストと同じにした。Fig.5 が噴射中の様子である。触媒粒の動きをよく見るために強い光を当てており、推進剤の分解反応で高温赤熱している状態は見えない。

Fig.6 に噴射時の触媒粒の動きを示す。当初、触媒粒は比較的水平に分布しているが、ヒドラジンが噴射されると、その液体ジェットの勢いにより下流側に押しつけられ、傾いた分布となる。

本実験では 50%まで触媒充填量を減らして噴射を行ったが、触媒層内での明らかな推進剤の凍結現象は生じなかった。ただし Fig.6 を見てもわかるように出口側金網に近いところで触媒の対流が生じており、推進剤が下流側に抜けると凍結などの不具合事象を生じる可能性があることが確認された。また、燃焼中の圧力の計測結果からは触媒残量 70%以下の場合に圧力パターンの乱れが激しくなった。また、別途行った燃焼中の触媒層内温度分布測定の結果からも、触媒残量 70%以下の場合に、温度上昇パターンの乱れが大きくなることが確認された。

これらの結果から、地上試験(横向き噴射)において触媒層充填率 50%程度ぐらいまでなら推進剤を分解することは出来るが、スラストとしての信頼性マージンを考えると最低でも 70%以上を確保すべきだと考えられる。

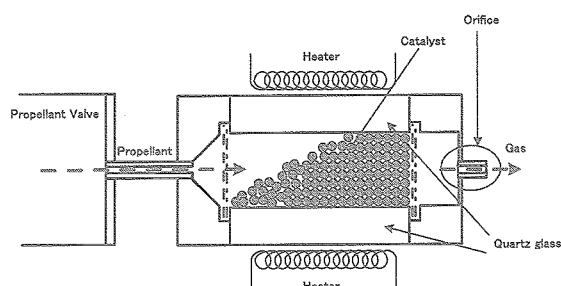


Fig.4 Schematic of visualization catalyst bed

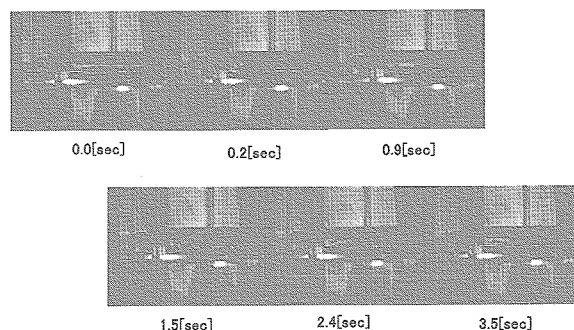


Fig.5 CCD images of the catalyst bed in a horizontal firing.

[ 2.4sec on, 7.6sec off cycle ]

No preheating, 60% (volume) catalysts are loaded  
Inlet pressure is 2.4MPa.

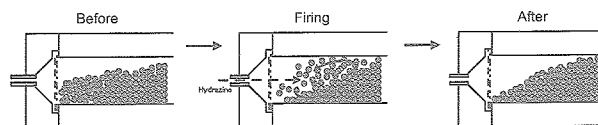


Fig.6 Schematics of catalyst granules stirring in voided catalyst bed

### 3—3. 1Nスラスタの信頼性向上試験（代替触媒試験）

1N スラスタを対象として、Shell405 触媒の製造中止に伴う代替触媒試験を実施した。当初、1N スラスタを製造し代替触媒を充填して燃焼試験を行う予定であったが、以下の理由により計画を変更した。

- 1) 欧州触媒 KC12GA を製造している Solvay 社が製造中止することを決定し、Heraeus 社に移管されることとなったため、試験対象の触媒を絞りこむのが難しくなった。
- 2) 現行の 1N スラスタはすでに衛星からの要求寿命に答えるのが厳しいため、代替触媒を用いて認定しても将来の衛星への適用は難しい。

このような事情により、代替触媒については欧州製 KC12GA、米国製 S405 の両方に対して 1N スラスタの形状を模擬した金属製触媒層による燃焼試験を行い触媒の寿命を評価した。また、併行して現 1N スラスタの設計を小改修することで触媒にかかる負荷を減らし、スラスタ寿命を伸ばし、信頼性を向上させるための研究を行った。

#### 代替触媒試験結果

Fig.7 に試験に供した 1N スラスタ金属触媒層を示す。形状は3—2項に示した可視化触媒層に似ているが、触媒層壁が石英ガラスではなく Inconel で作られている。

試験フローは以下の通り。

1. 充填する触媒の質量と体積を計測
2. 30 秒間連続噴射
3. 10000 パルス噴射
4. 30 秒間連続噴射
5. 分解し、触媒の質量と体積を計測

Table.3 の結果を見ると、S405 が最も減りが少ない触媒であると言えるが、3—1項で述べた KC12GA と Shell405 の差異が見えないことから、これだけで触媒の優劣を決めることは難しいと考える。

しかし、代替触媒 KC12GA、S405 が旧触媒 Shell405 と比較して寿命特性が劣っているというデータは見あたらなかった。今後、さらに詳細にデータを取得して、代替触媒を使用した 1N スラスタの信頼性を確認する予定である。

#### 信頼性向上試験結果

これまでに行ってきた様々な触媒スラスタの研究結果から、現 1N スラスタは寿命よりむしろ、立ち上がりの早さや比推力の高さに的を絞った設計がなされていると考えられる。具体的には触媒層に推薬を供給するインジェクタ周りが、粗い金網を通り抜けて勢いよく触媒粒にぶつけるように設計されている。これに対し、比較的細かい金網で推薬の流れを分散し、緩やかに触媒層に推薬を供給する設計で触媒層の長寿命化が計れると期待できることから、インジェクタ周りの設計を変えた触媒層を用いて燃焼試験を行った。まず、石英製触媒層壁を用いて内部の反応を可視化し設計変更の効果を確かめた。その後 Inconel 製触媒壁を用い、代替触媒試験と同じ試験フローで 10000 パルスの燃焼試験を行い、触媒残量を計測した。

可視化の結果、現設計では推薬は金網を勢いよく突き抜けて触媒層の中心部分に達し、そこで主に分

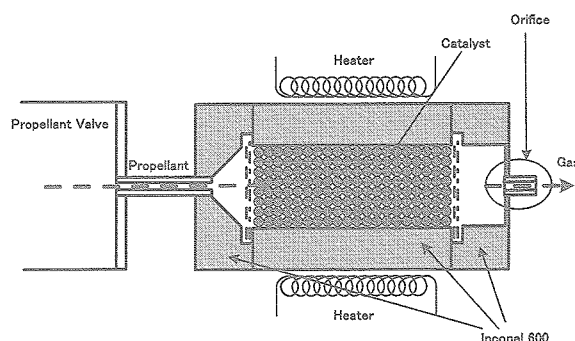


Fig.7 Schematic of 1N class catalyst bed

Table.3 Results of 1N class catalyst bed firing

Catalyst	Catalyst Reduction	
Shell405	Mass -5.7%	Volume < -1%
KC12GA	Mass -5.61%	Volume < -1%
S405	Mass -2.0%	Volume < -1%

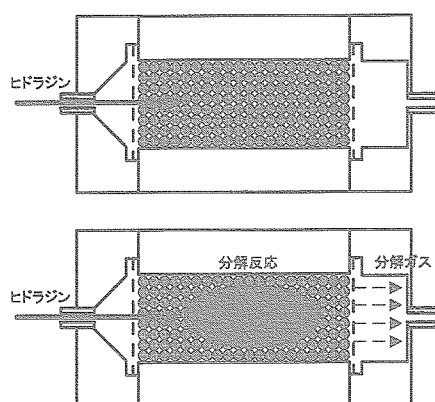


Fig.8 Schematic of hydrazine decomposition model of Japanese design 1N thruster.

解反応を起こす (Fig.8) のに対し、比較的細かい金網を用いた場合は推薬が入り口付近で拡散されて分解反応を起こす (Fig.9) ことが確認された。この結果、インジェクタ直後の触媒粒に対する熱的負荷が減り、Inconel 製触媒層を用いた 10000 パルスの燃焼試験では 1%以下の減少率となった。Table.4 に結果を示す。

ただし、この結果はただ1回の試験データより得られており、この結果だけで設計改良がうまく行ったと言うには早計である。

そもそも、10000パルスの噴射を現行 1N スラストで行うと、噴射モードにもよるが 5%近くのボイドが出るはずであり、今回の試験で触媒に与えられた負荷が適切であったかどうかも含め慎重に検討する必要がある。

本試験により次の成果が得られた。

1. 旧触媒 Shell405 および代替触媒 KC12GA、S405 の3つの触媒について 1N スラストを模擬した触媒層で 10000 パルスまでの寿命確認試験を行い、代替触媒が旧触媒と比較して寿命面で大きな差が無いことを確かめた。
2. 現行 1N スラストの設計を変更することで触媒層に対する負荷を減らし、長寿命化できる可能性があることを示した。

### 3—4. ハニカム型触媒の初期寿命確認試験

FY13～14 にかけてハニカム型触媒をスラスト用に使用するための検討と、ハニカム型触媒の試作を行った。これは粒状触媒で問題となる粒同士の衝突・摩耗現象を避けることで、触媒の寿命を飛躍的に長くすることを目標としている。

FY14 の結果で、現行触媒並みのヒドラジン分解性能を持つ触媒が達成できたことから、FY15 においては、初期の寿命特性を計測するために小型カラムを用いた燃焼試験を実施した。Fig.10 に小型カラム、Fig.11 に試作触媒を示す。(現状ではハニカム型に整形していないため、板状触媒。)

試験の結果、初期寿命については特に大きな性能の劣化はないことが確かめられた。ただし、本実験の燃焼反応は圧力・温度等のパラメータが実際のスラストから大きく外れているため、Fig.12に示すような試験スラストを用いて実機に近い条件で寿命確認を行う必要がある。

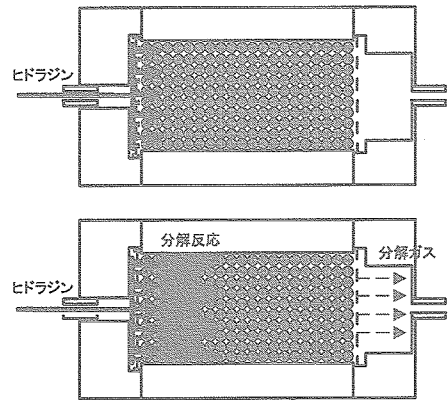


Fig.9 Schematic of hydrazine decomposition model of improved design 1N thruster.

Table.4 Results of 1N class catalyst bed firing using S405 catalyst

Design	Catalyst Reduction	
	Mass	Volume
Ordinary	-2.0%	<-1%
Improved (Type-IIa)	-1.10%	<-1%
Improved (Type-IIc)	-0.88%	<-1%

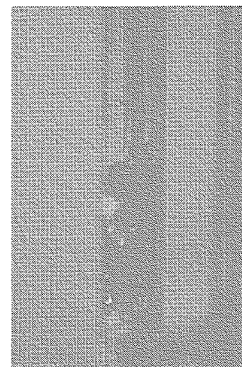


Fig.10 Catalyst reaction column

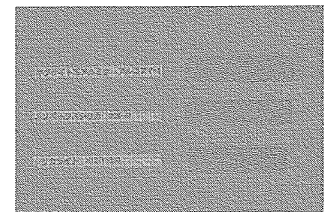


Fig.11 Honeycomb type catalyst

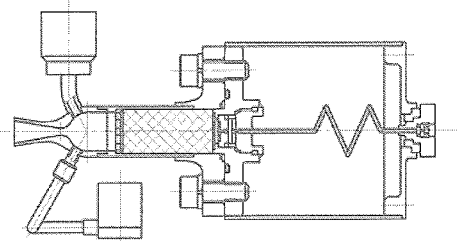


Fig.12 Schematic of a experimental thruster for honeycomb type catalyst

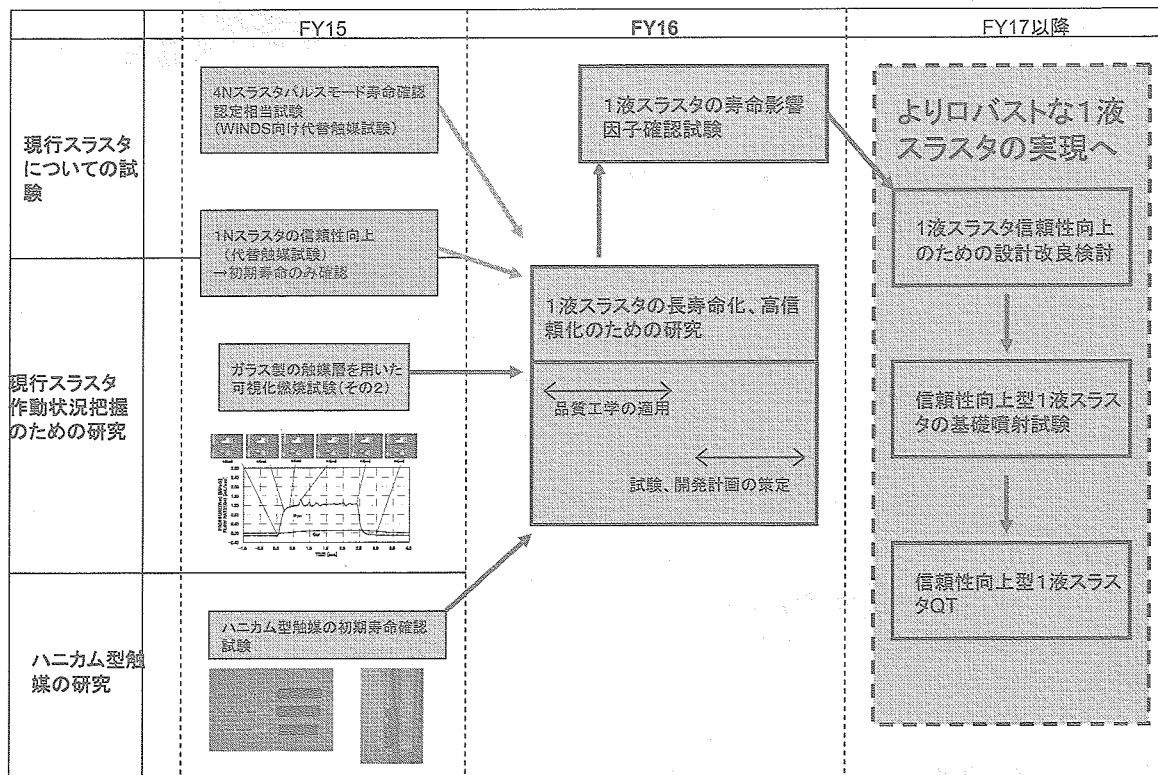


## 4. まとめ

平成15年度では、触媒スラスタの信頼性向上として4件の研究を行い、それぞれ所定の成果を収めた。今後、触媒スラスタの信頼性をさらに高めるための活動を継続して行っていく。

平成16年7月現在での今後の作業予定フローを Table.5 に示す。

Table 5. Activities for improving thruster reliability (FY15～)



## 電力ハーネス焼損ガスによる推力の計測

Measurement of the thrust due to the gases generate from burned electric power cable harness

衛星推進技術グループ

長田泰一、後藤大亮、梶原堅一

Spacecraft propulsion engineering group

Taiichi NAGATA, Daisuke GOTO, Kenichi KAJIWARA

## ABSTRACT

As the investigation into the cause of the defect on ADEOS-II, the thrust due to the gases generated from burned electric power cable harness were measured by laboratory experiments. The specific impulse was also estimated. These results showed that the burned cable harness in the container with an orifice could generate the thrust.

## 1. はじめに

本研究は、ADEOS-II の軌道上不具合原因究明の一貫として、電力ハーネス焼損時の発生ガスによる推力を実験により計測し、推力発生を確認することを目的として、平成15年度に衛星推進系試験設備において実施した。

軌道上不具合の原因として、電力ハーネスの一部が何らかの原因で短絡／焼損したことが考えられている。これを裏付ける事象として、ADEOS-II 衛星自身の異常な姿勢変化が観測されており、ハーネス焼損時に発生したガス（被覆の燃焼ガス等）が MLI（Multilayer Insulator, 多層断熱材）に空いた穴からある方向に噴出することにより推力が発生したものと考えられている。しかし、実際のハーネスが焼損する際の発生ガスによる推力を測定した例はなく、衛星の姿勢変化をこのハーネス焼損による推力によるものであることを裏付けるために必要な推力や比推力などの情報は不十分であると言える。まずは、ハーネスが放電して焼損した際に、推力が発生するのかどうかを確認する必要がある。

そこで本研究では、密閉容器内に設置された実際に衛星で使用されている電力ケーブルハーネスを、真空槽中で意図的に短絡・燃焼させることによりガスを発生させ、容器の壁面に空けたオリフィスから噴出する際の推力を測定した。なお、ハーネス短絡・焼損に至る過程に関しては本研究の範囲外とする。

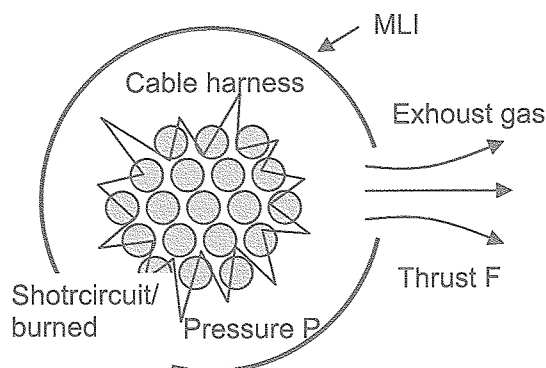


Figure 1 Schematics of the thrust due to burned electric power harness.

## 2. 研究の概要

### 2.1. 電力ハーネスの短絡／燃焼方法の検討

電力ハーネス焼損ガスによる推力を測定するためには、まずハーネスを短絡／燃焼させる方法を確立することが必要である。ADEOS-II 不具合原因を考慮して、ハーネスは同じ物、短絡は被覆を炭化させることにより導通させるという方法を再現した。

図2に電力ハーネスの短絡セットアップを示す。8本のハーネスをツイストして束ねて固定する。ツイスト線の先端部分から20mm程度を、隣接するハーネス間の抵抗値が所定の値になるまでバーナーで炙り被覆を炭化させる。

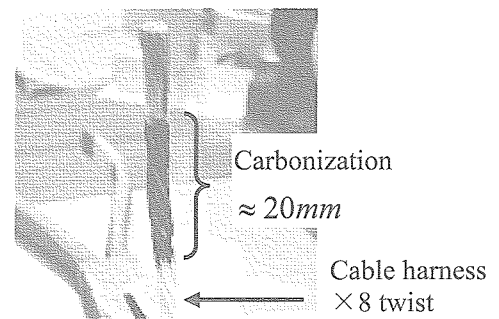


Figure 2 Setup of electric power harness short-circuits and picture.

### 2.2. 焼損ガスによる推力の計測

ハーネスの束を密閉容器内に入れ、2.1項の方法により短絡／燃焼させることによりガスを発生させ、容器壁面に空けたオリフィスからの噴射されることによって発生する推力を測定した。

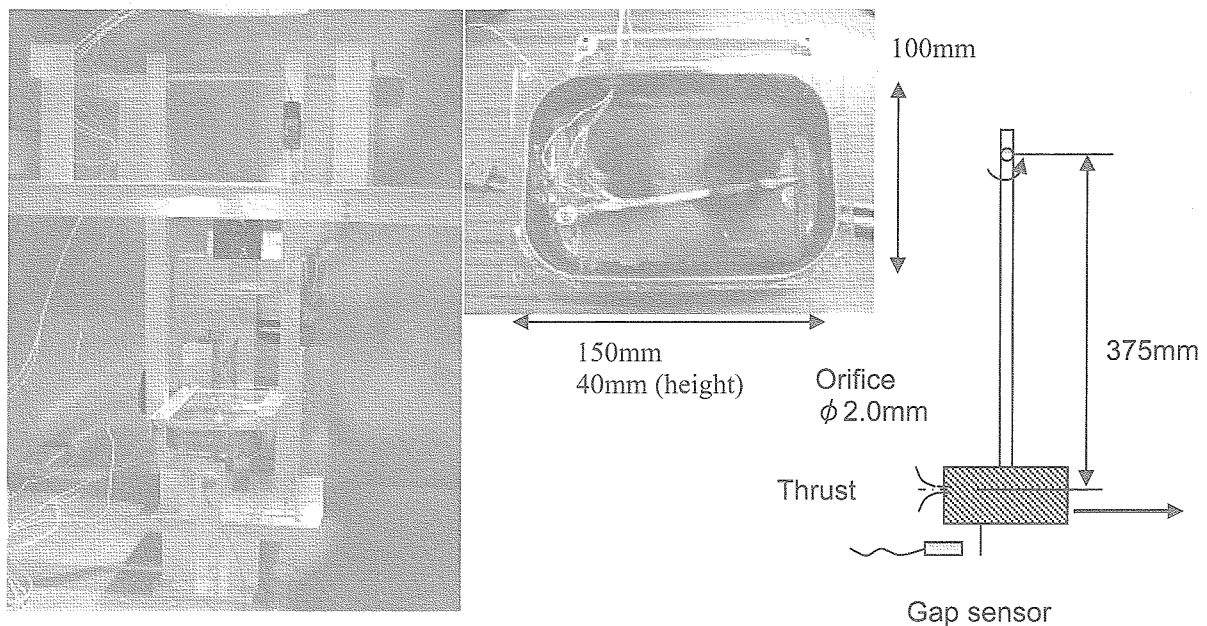


Figure 3 Experimental setup.

## 3. 結果の概要

図4にハーネス短絡／燃焼時および燃焼後の様子を示す。ガスが発生している様子が観察された。炭化した被覆を介して電流が流れることがトリガーとなり火花放電が発生し、ハーネスが高温になることにより被覆がガス化・燃焼する、また銅線そのものも溶け落ちる。この溶け出した銅が落ちずに隣接したハーネスがつながって、ハーネスどうしが完全に導通するまでこの火花は持続する。燃焼後は、被覆がなくなり、銅線の一部も溶けてなくなっている。



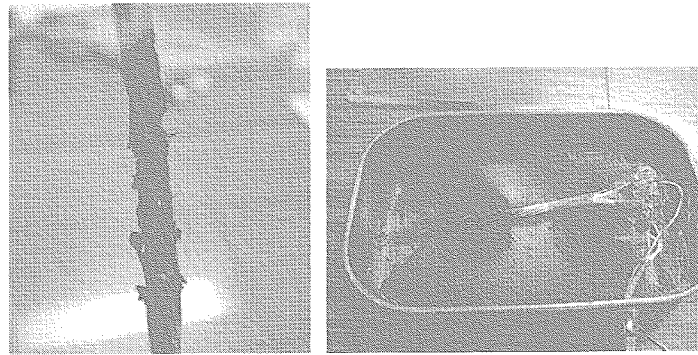


Figure 4 Pictures of burned out harness.

図5にハーネス焼損ガスによる推力の測定結果を示す。上段が(a)推力,下段が(b)電流の時間変化である。放電の開始とともに、推力が発生し、真空度も下がっている。これは、放電とともにガスが発生し、容器内圧力が上昇、ガスがオリフィスより噴射していることを示しており、ADEOS-II で考えられている推力発生状況を良く再現していると言える。

推力の測定結果から、力積  $I$  [N]を見積もり、燃焼前後でのハーネス質量の変化  $\Delta M$  [kg]から比推力  $Isp = I/\Delta Mg$  [sec]を算出した。ここで、 $g[m/s^2]$ は重力加速度である。

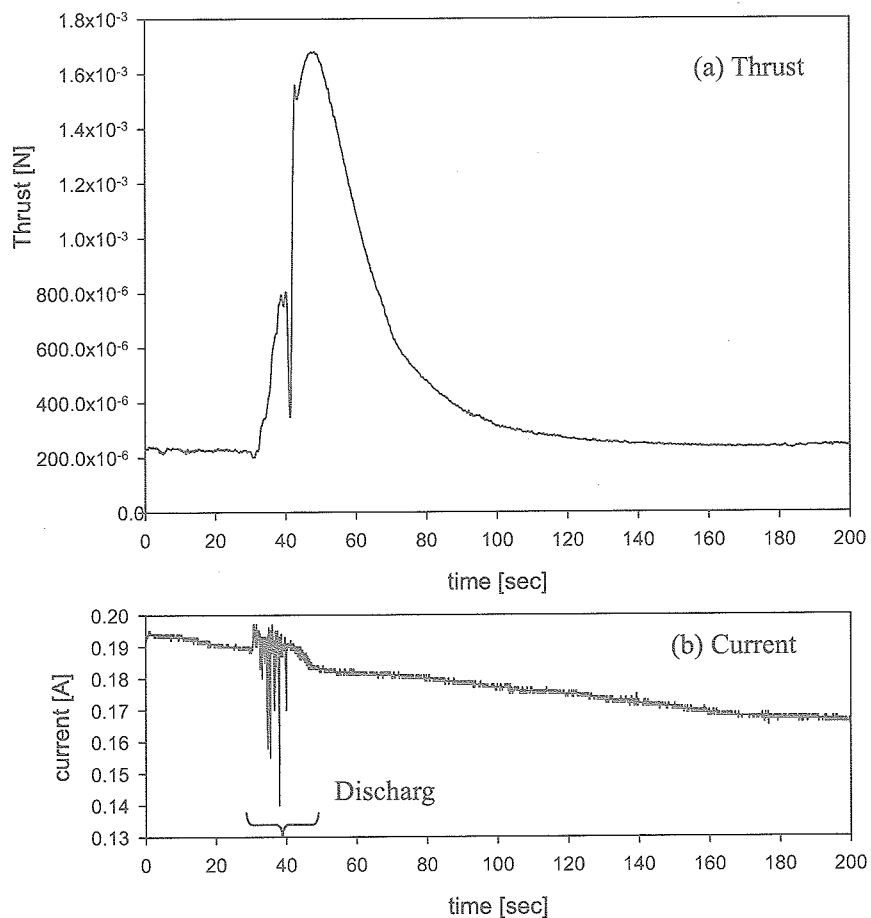


Figure 5 Time evolutions of thrust and current.

結果を表 1 に示す。再現性について調べる目的で、同様の条件、つまり装置およびハーネスの本数を同じにして計 5 回実施した。ばらつきは大きいものの、比推力は平均 7[s]程度であることがわかる。

Table 1 Specific impulse

Test No.	Specific Impulse Isp[s]	Burn out harness mass Δm[g]
①	9.535	0.084
②	3.572	0.071
③	12.809	0.153
④	5.544	0.092
⑤	6.800	0.064
Ave.	7.652	0.093

4. まとめ

ハーネスが容器内で燃焼する際に推力が発生することが確認された。

今後、このデータをもとに、ADEOS-II 軌道上不具合原因の究明のための評価を行っていく予定である。

# 次世代イオンエンジンの研究

The Research on the Next-Generation Ion Engine

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

早川 幸男

Hayakawa Yukio

## Abstract

This paper describes the status of the next-generation xenon-ion-engine research at ISTA (The Institute of Space Technology and Aeronautics). A thruster worked stably from 80 to 200 mN at a beam voltage of 1030 V. Its ion-extraction-system vibration testing was conducted independently and the ion-extraction system was strengthened after that. Graphite-orificed hollow cathodes are under study and have been operated at an emission current of 20 A. The power consumption, specific impulse and thruster efficiency at a thrust of 150 mN were about 3.4kW, 3,500s, and 77%. A laboratory-model power processor was manufactured and tested. Certain components of the test facility were renewed.

## 1. はじめに

本研究は、大型静止衛星や探査機に要求される大推力・長寿命のイオンスラスタ製造並びにイオンエンジン試験技術の確立を目標に、独自に実施した。

これまでに我が国で開発されたイオンエンジンと次世代イオンエンジン(図 1)の主な仕様を表 1 と 2 に示す。技術試験衛星Ⅲ型(ETS-Ⅲ)のイオンエンジンは完全な実験機器であり、寿命については特に考慮されていない。これから技術試験衛星Ⅵ型(ETS-Ⅵ)用にかけては、推進剤が変更されると共に推力が 12.5 倍に増強され、さらに寿命も設定されるという大きな進歩が見られる。この後 ETS-Ⅷ用では寿命が大幅に延長されているが、性能を犠牲にしており、実質的に大きな進歩はない。次世代イオンエンジンの仕様は、現時点で世界的に見れば当たり前のものである。我が国は世界に先駆けてイオンエンジンをバス機器として ETS-Ⅵに搭載したにもかかわらず、その打ち上げから 10 年を経た現在においては、米国や欧州における強力な国家支援の下での研究開発により、ETS-Ⅵ型用のイオンエンジンは一応確立した技術とは言え、あらゆる点で完全に見劣りのするものになってしまったと言える。

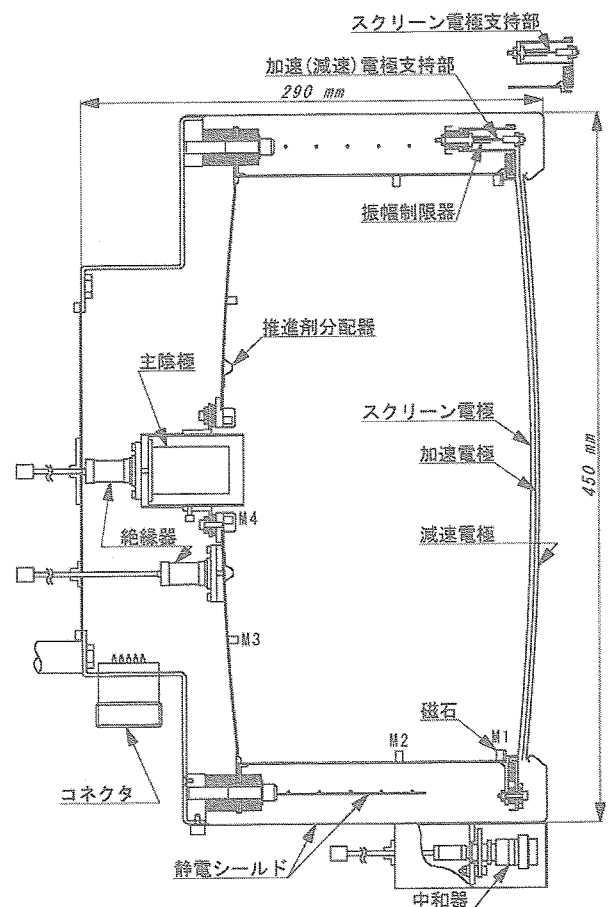


図 1 35cm 次世代型イオンエンジン



イオンエンジンは今後の静止衛星等には不可欠であることから、我が国が今後の衛星の製造について国際競争力を確保するためには、宇宙航空研究開発機構が中心となって次世代イオンエンジンの研究開発を実施してゆく必要がある。

表 1 宇宙航空研究開発機構(ISAS を除く)におけるイオンエンジン

衛星名	推力、mN	寿命、h	推進剤	磁場形状	打ち上げ年
ETS-Ⅲ	2	数百	水銀	カウフマン型(発散型)	1982
ETS-VI	25	6,500	キセノン	カウフマン型(発散型)	1994
COMETS	25	6,500	キセノン	カウフマン型(発散型)	1998
ETS-VⅢ	25	16,000	キセノン	カウフマン型(発散型)	2005 予定
(次世代)	150(200)	30,000(3,000)	キセノン	カスプ型	

表 2 参考：宇宙航空研究開発機構(ISAS)におけるイオンエンジン

探査機名	推力、mN	寿命、h	推進剤	特記事項	打ち上げ年
はやぶさ	8	18,000	キセノン	ECR 放電型	2003

ETS-Ⅲのイオンエンジン開発において、旧航空宇宙技術研究所と旧電子技術総合研究所は主要な役割を果たしたが、ETS-VI用の開発においては、新型イオンエンジンの研究開始が遅れたこともあり、メーカーの支援をするに留まった。ETS-VI用 から ETS-VⅢ用までの開発過程から、スラスタに関しては開発を開始する前に十分な研究をしておかないと、掛かったコストの割には良い製品ができないということが明らかになった。この反省を踏まえ、旧航空宇宙技術研究所と旧宇宙開発事業団(いずれも現技術研究本部)は(株)東芝と協力しながら、次世代イオンエンジンの研究を先行的に実施してきた。平成 13 年度以降は(株)東芝が脱落したものの、平成 14 年度までに中空陰極を除いて寿命関連の対策を完了し、平成 15 年度には、それまでに山積していた殆どすべての問題に解決の目処が付いた。

## 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) 推力変更試験

この時点における設計推力 150mN のイオンスラスタが、どの程度までの大推力を発生できるかを試みた。推力 200mN、寿命 3,000h、消費電力 5kW 以下という準天頂衛星用イオンエンジンの要求仕様を満たせるかどうかを見極めることが主な目的であった。合わせて低推力領域でのデータも取得した。

### (2) 電極振動試験

柔軟支持方式を採用しているイオン抽出電極の単独振動試験を実施した。通常、打ち上げ時の耐振動性については EM 設計時に考慮すれば良いと考えられるが、イオン抽出電極の場合、その支持部の柔軟性がイオン抽出機能に大きく影響するので、EM 設計時に大きく設計変更するわけにはいかない。そこで早い段階で機能と耐振動性の両立の可能性を確認する必要がある。

かつて数値構造解析を試みたこともあるが、一部モデル化が困難な部分があり、破壊強度を定量的に予測することは困難であった。そこで振動試験により求めた破壊強度を基にして、新たな設計を行う

という手法を用いることにした。

現時点では電極の材質はモリブデンであるが、加速電極と減速電極については将来より軽量で高強度のチタンに変更することもあり得る。これにより電極支持部への強度要求が緩和される。但し現時点ではチタン製電極の製造技術確立には至っていない。このため次のような方針を採っている。

1. チタン製電極に対応する支持部を完成させる。

2. 1の過程で得た知見を基に、モリブデン製電極に対応する支持部を完成させる。

支持部を含めた電極として、イオン抽出機能を有していることが必須であり、振動試験と前後してイオン抽出試験を実施した。

電極が満たすべき耐振動性として、COMETSのQTレベルを採用した。これについて表3と4にまとめた。この基準は現在においては厳しすぎるようなので、将来は見直されるものと考えている。電極はほぼ回転対称なので、回転軸方向(面外)とこれに垂直の方向(面内)について加振を行った。

表3 正弦波加速度レベル

周波数, Hz	加速度, $\text{m/s}^2$	掃引速度	備考
5-100	$2.452 \times 10^2$	2.0 oct/min	25 G

表4 ランダム波加速度レベル

周波数, Hz	加速度, $\text{m/s}^2$	R.M.S.
20-70	+6 dB/oct	19.7 G
70-270	$48.02 (\text{m}^2/\text{s}^4/\text{Hz}) (0.5\text{G}^2/\text{Hz})$	
270-400	-6 dB/oct	
400-1000	$22.09 (\text{m}^2/\text{s}^4/\text{Hz}) (0.5\text{G}^2/\text{Hz})$	
1000-2000	-8 dB/oct	

### (3) 中空陰極

長寿命化のため、従来は摩耗していた金属部品をグラファイトに置き換えた中空陰極を製作し、単体試験を実施した。これまでの数千時間の試験の結果、従来型でも30,000hは持つと予測されたが、摩耗による性能変化の影響の可能性を排除するために材質変更を行った。

### (4) 電源装置

搭載型電源とほぼ同じ構成および回路方式の電源をスラスタと組み合わせて試験を実施した。これまではスラスタ中心の研究であり、イオンエンジンサブシステムとしての研究に着手したということである。入力電圧はDC100Vとした。

### (5) 試験設備

老朽化と保守部品の入手不能により、正常動作が困難であったヘリウム冷凍機とフロン冷凍機の交換を実施した。これまでは各機器の老朽化のために、試験設備が突然停止する問題が生じていた。

## 3. 成果の概要

### (1) 推力変更試験

試験結果を表5にまとめた。ビーム電圧と加速電極電圧はそれぞれ1,000Vと200Vの固定で、最高で4Aのビーム電流が得られている。このときの推力が210mNとなっているが、ビーム広がりや二価イオンの補正をしていないので、実際には5%程度下がり、200mN程度となる。推力と関連する推進器効率と比推力も同様である。推進剤利用効率は放電室流量についてのみを表しているが、比推力は全流量で算出している。ビーム電圧は外国の同クラスのスラスタと比べて最低であり、イオン抽出電極の能力の高さを意味している。例えばビーム電圧を1,210Vまで上げても少しも高いとは言えないが、これだけで推力を10%増加させることができる。比推力についてもほぼ同様であり、推進器効率も上昇する。消費電力は5kWをかなり下回っており、これらの結果から、今後の開発による設計変更により多少性能が低下したとしても、推力200mNと消費電力5kW以下の要件は十分に満たされると考えられる。ただしこの試験結果だけでは、推力200mNにおける寿命については不明であることを断っておく。

推力を80mNまで低下させる場合においても、推進器効率の低下は顕著ではない。従ってこのスラスタ一台で、推力80mNから200mNまでの用途に対応できる。スラスタは口径が大きいほど製造が困難になるので、この研究で得た技術を利用することにより、実際には推力80mN以下のスラスタを製造することも容易である。

表5 35cmイオンスラスタの性能

ビーム電流	ビーム電圧	加速電極電流	加速電極電圧	放電電流	放電電圧	真空槽圧力
A	V	mA	V	A	V	mPa
1.543	1005	6.3	-200	8.27	29.2	0.26
2.880	1008	13.6	-200	13.94	30.0	0.46
3.452	1006	17.4	-200	16.39	30.3	0.56
3.842	1009	20.5	-200	16.69	32.3	0.63
4.004	1009	22.2	-200	17.3	32.6	0.67

推力	イオン生成コスト	推進剤利用効率	消費電力	推進器効率	比推力
mN	W/A	%	W	%	s
80.7	132	90.2	1825	74.5	3440
150.9	117	90.0	3355	76.7	3480
180.7	115	90.1	4003	77.2	3490
201.4	110	90.0	4450	77.5	3490
209.9	110	90.2	4639	77.7	3500

尚、放電電圧が30Vになるように流量分配を変更したが、ビーム電流が大きいときには放電電圧30Vでは放電が不安定となったので、電圧を上げた。放電電圧の上昇は寿命の点で望ましくないなので、対策を講じる予定である。

(2) 電極振動試験

チタン製電極について、以下の結果を得た。



- 面内面外共にランダム波 1/1 加振レベル正常終了
- 面外正弦波 1/1 加振レベルで正常終了
- 面内正弦波 1/2 加振レベルで正常終了、3/4 加振レベルで破損

この結果を基に、モリブデン電極製で振動試験に耐えられるように強化した支持部を製作し、十分なイオン抽出機能を有することを確認した。

### (3) 中空陰極

単体試験を実施し、放出電流 20A における運転で、電極に摩耗が発生しないことを確認した。オリフィス板の材質変更直後に発生した過冷却により点火までのヒータ加熱時間が増大する問題は、その後の対策が功を奏し、ほぼ解決した。しかし同時期に発生したもう一つの問題については、さらに処置中である。現時点で問題解決の目途が立っているが、工業所有権の観点から、ここで詳細に述べることは差し控える。

### (4) 電源装置

スラストとの組み合わせ試験の結果を表 6 に示す。当初の目標であった推力 150mN での運転が十分に可能であることを確認した。効率については最新の電源と比べるとやや低い、この電源が設計されたのが 1997～98 年であることを考慮すると、著しく低いとまでは言えない。さらに従来はソフトスタートを使用しなければ不可能と考えられていた、高圧電圧印加が、この電源によりソフトスタート無しで可能であることが確認できた。これにより高圧電圧の手順が簡素化される。但しこれが可能なのは推力がおおよそ 180mN までで、これ以上の場合には電極の熱変形の応答時間の関係で、やはりソフトスタートが必要となる。

組み合わせ試験により、問題が二つ明らかになった。一つはノイズレベルが非常に高いことであり、EMI の発生はもちろん、計測系が正常に動かない可能性もある。もう一つは、ヒータが切れやすくなったことであり、ヒータ電源の立ち上がりが急すぎるのかも知れない。

高電圧絶縁破壊を多数経験したが、全く不具合は生じなかった。構成、回路方式、実装のいずれにおいても電氣的に十分な強度を有していると考えられる。

表 6 電源効率

ビーム電流 A	推力 mN	電源出力端電力 W	電源効率 %
2.869	152.0	3393	88.1
3.085	161.9	3606	88.1

### (5) 試験設備

これまで老朽化が激しく更新が必要であった機器の内、最後に残されたヘリウム冷凍機とフロン冷凍機を更新したことにより、当面は安定して試験をできるようになった。但しフロン冷凍機は、以前のものと全く互換性がないものであり、ときどき問題が発生する。完全に問題が解決するまでには時間が掛かりそうである。

## 4. まとめ

スラスタは性能的に申し分なく、準天頂衛星用イオンエンジンの要求仕様も裕に満たしていることが明らかになった。これ以上の性能向上のための努力は無意味であり、今後はイオン抽出電極のエージング時間短縮を始めとした製造コスト削減や、寿命と信頼性の確保に力点を置くことが重要であると考ええる。

最近ではランダム波加振試験のみで打ち上げている例もあるようである。だとすれば、チタン製電極のレベルで、電極支持部は完成していると言える。そうでない場合においても、最新の電極支持部はモリブデン電極を支持できるように設計されており、あとは確認のための振動試験を残すのみである。他方でチタン製電極の製造技術確立も目指す。

中空陰極は性能的に申し分なく、残る問題の解決に努力する。また単体試験とスラスタに組み込んだ場合の特性の差異を小さくするため、従来平板であった陽極を、磁石を設置した放電室に代えて試験を行う。先の問題が解決すれば、そのまま長時間試験に入る。

電源装置は性能的まずまずであり、その電氣的な強度は満足のできるものであった。今後はノイズレベルの低減を優先し、その後 EM 製造に向けた熱設計や軽量化の実施を目指す。

試験設備の老朽化の問題には一区切りが付いた。スラスタの性能試験に限れば、次世代イオンエンジンの運転は十分可能であるが、耐久試験においてはターゲットからのスパッタ物質を低減させることが必要で、このための研究を実施する。

全体的に、研究レベルでの問題の殆どは既に出尽くし、いずれも解決済みか解決の目途が立っているものばかりである。残念ながら具体的な開発の予定はないが、今は開発開始の好機と言える。

## 衛星搭載熱制御デバイスの開発実施状況

## Development of Heat Transfer Devices for Thermal Control of Satellites

システム評価技術グループ

岡本 篤

Space Systems Evaluation Engineering Group

Atsushi Okamoto

## Abstract

Recently oscillating heat pipe (OHP) is desired for the thermal management system for future spacecraft. The principle of heat transfer of OHP is quite different from that of conventional heat pipe and its heat transfer ability is much higher than that of conventional one. To apply OHP to the spacecraft, the effect of gravity on the heat transfer of OHP should be examined. This paper describes the result of in-orbit experiment of  $\mu$ -LabSat's onboard OHP.

**Keyword**: OHP, space craft, heat pipe,  $\mu$ -LabSat

## 1.はじめに

近年、宇宙機搭載電子機器の高発熱密度化に伴い、機器から放熱パネルへの熱輸送の効率向上が要求されてきており、様々な熱輸送デバイスの研究開発が行われている。中でも振動流型ヒートパイプ (Oscillating Heat Pipe, 以下 OHP) と呼ばれる熱制御デバイスが注目されている。その作動原理は、従来のヒートパイプのものと全く異なり、熱輸送性能も従来のヒートパイプよりも優れている。本研究では、OHP の宇宙機への適用を目指し、 $\mu$ -LabSat に OHP 供試体を搭載し軌道上実証実験を行った。その結果について詳しく述べる。

## 2.振動流型ヒートパイプ(OHP) 概要

OHP は、近年発明された先進型熱輸送素子であり、[1]従来のヒートパイプとは作動原理がまったく異なる。しかし適正動作熱入力範囲では重力依存性が少なく、形状が薄肉平板かつ軽量であるので宇宙機への搭載性がよく、将来宇宙機の熱制御システムへの適用が期待される。[2]

構造としては厚さ数 mm の平板内に設けられた密閉蛇行細管とその内部に封入された二相凝縮性作動流体からなり、その作動原理は、**Fig.1** に示すように従来のヒートパイプと全く異なり加熱部で継続的に行われる核沸騰と冷却部における凝縮に起因する断続的な圧力振動が発生し、熱輸送が行われる。

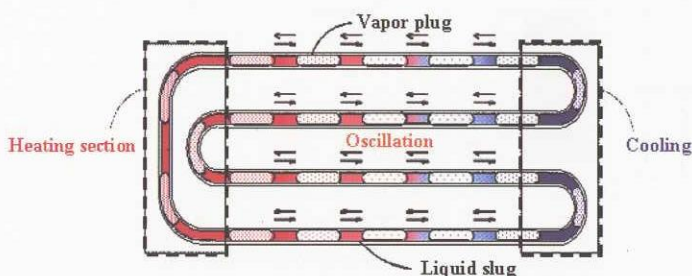


Fig.1: Principle of the heat transfer of OHP

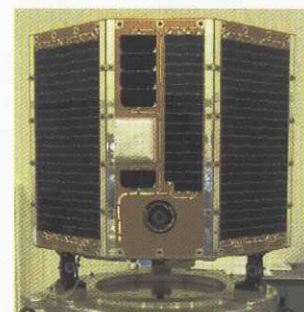


Fig.2: Appearance of  $\mu$ -LabSat



### 3. 成果の概要

#### 3.1 軌道上実証実験概要

軌道上実証実験は、OHP 供試体を  $\mu$ -LabSat に搭載して行われた。 $\mu$ -LabSat とは、NASDA の技術研究本部(現 JAXA 総合技術研究本部)がインハウスで製作した約 50kg の小型衛星で平成 14 年 12 月 14 日に「みどり II」のピギーバック衛星として打ち上げられ現在高度約 800km を周回している。 $\mu$ -LabSat の外観を Fig.2 に示す。

#### 3.2 搭載コンフィギュレーション

OHP は、8 角柱形状の衛星の 1 つのサイドパネル内側中央付近に搭載され、そのサイドパネルとは GFRP 製の断熱スペーサと MLI で可能な限り断熱措置が施されている。搭載 OHP には端部に実験用ヒータ(過熱防止用のサーモスタット付)が 2 枚添付してあり、温度センサが流路軸方向に 3 箇所に取り付けられている。搭載 OHP は、ターン数 120、溝ピッチ 2mm、溝寸法 1.5mm×1.0mm であり、冷媒として HFC-134a が約 60% 封入されている。搭載 OHP の地上における熱輸送性能については、衛星搭載模擬実験(真空中)を事前に実施し、取り付けプレート温度を 0°C に設定した場合においては、熱負荷 7.5W までは良好に動作し、また熱負荷 9.0W では OHP として機能しないこと(ドライアウト現象)を確認した。供試体の搭載コンフィギュレーションとヒータ/熱電対の取り付け位置を Fig.3, Fig.4 に示す。

#### 3.3 実験条件および内容

$\mu$ -LabSat を利用した軌道上実証実験の実験条件、および内容を以下に示す。

##### A. 低熱負荷実験

負荷熱量：約 3 W

目的：軌道上における低熱負荷時の熱輸送機能確認

##### B. 高熱負荷実験

負荷熱量：約 6W

目的：軌道上における高熱負荷時の熱輸送機能確認

ドライアウト近傍における挙動確認

##### C. 機能回復実験

負荷熱量：約 3W

目的：ドライアウト後の機能回復確認

B の実験より 1 日、6 ヶ月、11 ヶ月経過後に実施

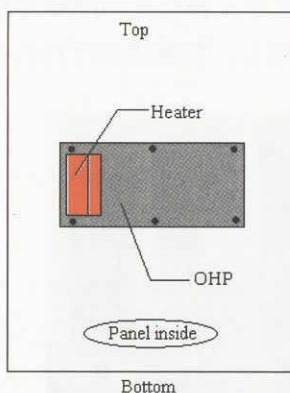


Fig.3: Configuration of OHP in  $\mu$ -LabSat

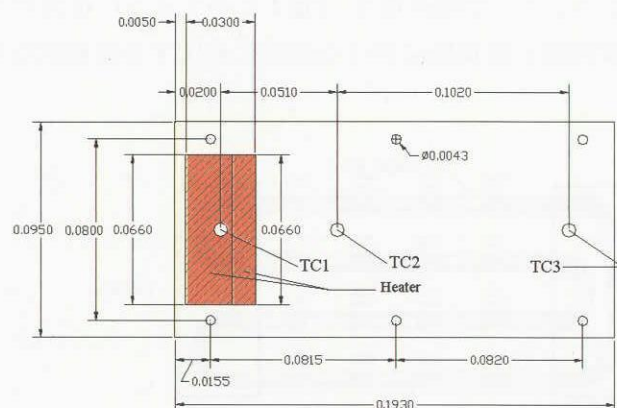


Fig.4: Specification of OHP

### 3.4 実験結果

#### A.低熱負荷実験

負荷熱量が3Wの低熱負荷実験の結果をFig.5に示す。横軸は、時間[sec]、縦軸は熱電対の温度データ[°C]を示す。温度測定点3点の温度プロファイル(実測値)の温度差は小さく、良好に熱輸送が実現できていると判断できる。

#### B.高熱負荷実験

負荷熱量が6Wの高熱負荷実験の結果をFig.6示す。ヒータ入力直後は、温度測定点3点の温度差はあまり小さくなく、良好に熱輸送が実現できているが、途中(約1600秒付近)から温度差が急激に広がり非動作(ドライアウト)となっている。また、ほぼ同時刻にメインバス電圧変動の影響のため、設定熱負荷量が8.0Wを超える条件が確認されている。搭載OHPは、地上実験において7.5Wまでは動作し、9Wではドライアウトしている(@0°C)ことから、本軌道上実証実験中にドライアウトを起こす条件に至った可能性がある。

#### C.ドライアウト後の機能回復実験

Bの高熱負荷実験でドライアウトを生じたため約1日程度の時間をあけて機能回復実験を行った。その結果をFig.7(a)に示す。ヒータ入力直後はOHPの温度測定点の温度差は少なく良好に熱輸送が行われていることが確認できるが、1時間15分後に温度差が急激に広がってしまっており、本実験実施時には、熱輸送機能を完全には回復していなかった可能性がある。同様の実験を、6ヶ月、11ヶ月経過後にも行ったが(6ヶ月後に行った実験結果をFig.7(b)に示す)、これらの実験においても、同様の結果が見られた。

本搭載OHPを用いて、事前に実施した地上確認実験ではこのような事象は確認されていない。しかし他のOHPを供試体とした別の地上熱輸送実験においてはOHPの形状・内部構造および設置状況などによっては、ドライアウト後に熱負荷を除去してしばらく時間が経過した後でも熱輸送機能が回復できない事例が確認されている。また、本実験において、打ち上げから時間が経過するにしたがって熱輸送機能持続時間が短くなっている事象も見られる。この原因は、一概には言えないが封入した冷媒が何らかの理由によりリークしていることも考えられる。これらの現象の原因追及のために様々な条件で実験を行い、データ収集および評価が今後必要である。

### 4 まとめ

本実験を通じて以下のようなことが確認できた。

- ①軌道上における OHP の熱輸送機能が確認できた。
- ②ドライアウトにより熱輸送機能を失った後、一定時間が経過しても機能が回復しない事象が見られた。
- ③②の事象に関して、実験実施日が打ち上げ日から経過しているほど、熱輸送機能持続時間が短くなっていることから、封入した冷媒がリークしていることも考えられる。

今後も宇宙機への搭載が可能な OHP の設計手法の確立を目指して、課題の洗い出し、地上/軌道上実験および解析による課題の解決を行っていく必要がある。

## [参考文献]

[1]. H.Akachi, S.Notoya, S.Maezawa,

“Thermal Performance of Capillary Tunnel Type Flat Plate Heat Pipe”, International Heat Pipe Conference, (1995)

[2]. 村山 正覧, 井上 剛良, 鈴木 祐二, 「自励振動型ヒートパイプの宇宙利用に向けた実験的研究」, 第39回日本伝熱シンポジウム講演論文集, 151-152, (2002)

[3]. 岡本 篤, 二俣 亮介, 「 $\mu$ -LabSat 利用による振動流型ヒートパイプの軌道上実証実験」, 第47回宇宙科学技術連合講演会講演論文集, 894-896, (2003)

## Nomenclature

$T$ : temperature [K]

$\tau$ : time [sec]

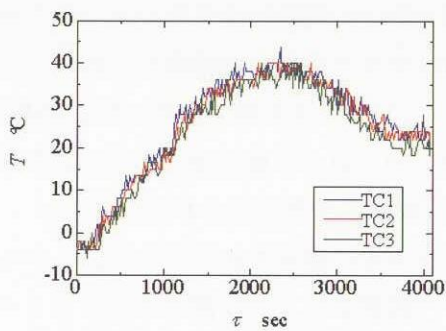


Fig.5: Temperature profile of OHP surface in high power input test

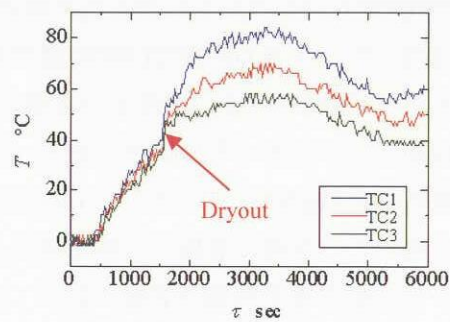


Fig.6: Temperature difference in plane in high power input test

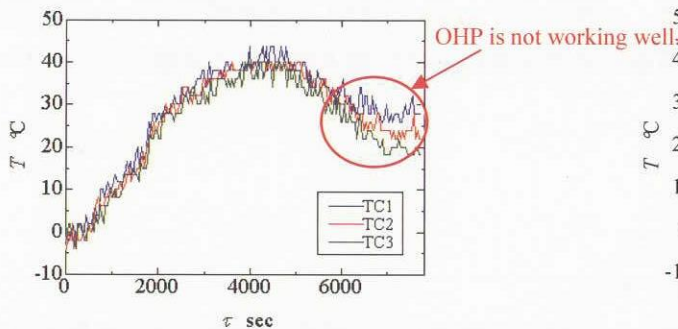


Fig.7(a): Temperature profile of OHP surface in recovery test after dryout

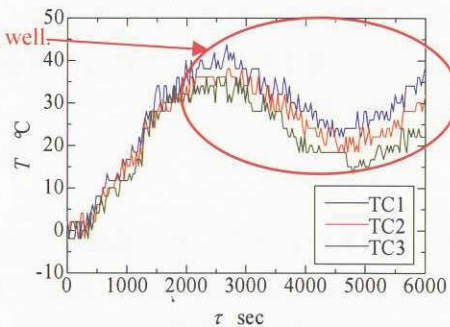


Fig.7(b): Temperature profile of OHP surface in recovery test after dryout



## 信頼性向上研究／重要部品の開発

## 衛星推進系バルブの信頼性向上研究 及び 20N 推薬弁／遮断弁の国産開発

Study for reliability improvement of spacecraft's RCS valve  
/ Development of 20N Thruster valve and Latching valve

衛星推進技術グループ (Spacecraft Propulsion Engineering Group)  
梶原堅一、櫛木賢一 Kenichi Kajiwara, Kenichi Kushiki

**Abstract:** Spacecraft's valves are important and key components for the mission success. But it is an undeniable fact that there are lots of failures in valves. So these valves are required to be reliable and robust at all times. This paper describes the outline of our study for reliability improvement of spacecraft's valves and the development status of 20N-class thruster valve and Latching valve.

## 1. はじめに

衛星推進系において不具合が頻発している昨今の現状を鑑み、確実な衛星推進系の実現、信頼性の向上が強く望まれている。特にその不具合要因の多くはバルブに起因するものであるが、バルブの設計、製造は依然として経験則に依存するところが多く、またその使用方法・限界、作動寿命等も従来実績に基づく評価が中心であり、製品の設計・製造良否、ミッション毎の使用計画の妥当性を、定量的に判断する指標となるべき基盤技術、基礎技術データが十分に整備されているとは現状言い難い。こうした衛星推進系が抱える問題点の改善に向けた、バルブ信頼性向上のための研究活動を展開している。

また、部品基盤技術強化の一環として、我が国の宇宙開発プログラムの「自立性」、「信頼性」確保の観点より、衛星推進系用 20N 級推薬弁の開発及び遮断弁逆圧リリーフ機能の付加改修の作業に着手している。

## 2. 研究の概要

信頼性向上のための研究は、平成 13 年から着手しており、以下の項目を実施してきた。

- ・過去の不具合、設計変更事例から、現状の問題点、バルブ機能を支配する要因抽出
- ・バルブ機能支配要因の基礎技術データ取得試験の実施、データベース化
- ・バルブ信頼性評価手法の検討／評価解析シミュレーションモデルの構築

Fig.2-1 に研究全体イメージを示す。

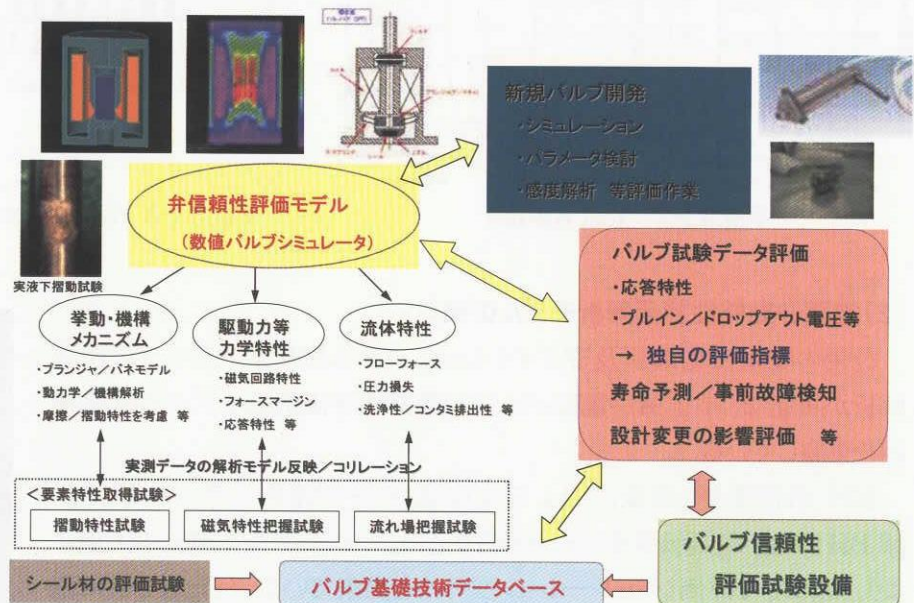


Fig.2-1 Overview image of our study



### 3. 成果の概要

#### 3.1 バルブ信頼性向上のための研究

平成 15 年度は、推薬弁を対象として、一種ブラックボックスである輸入品バルブの健全性評価、故障検知を可能とする評価指標、解析ツールの検討を実施した。

##### (1) バルブ健全性評価手法の構築検討

推薬弁内部駆動体(プランジャ)の動作・挙動を取得可能な動特性把握試験装置(Fig.3.1-1)を用いて、駆動電流波形他との関係を取得した。

また異物噛み込み等によるスローク制限、バネ異材組込み等による外力異常、摺動部の摩擦力増大異常といった主要故障モードを意図的に内在させ、その検知可否、要因識別手法の検討を実施、健全性判定のクライテリアを得ている。(試験結果の一例を Fig.3.1-2 に示す)

さらに基準正常電流波形からのばらつきを定量的(マハラノビス距離)に評価することによる、推薬弁の状態(健全性)評価を試行した。(評価結果を Fig.3.1-3 に示す)基準正常波形の定義/取得、判断クライテリアの詳細設定等になお検討課題を残すものの、ブラックボックスとしての推薬弁に対しても、本手法による1次健全性評価、また電流波形処理値の詳細検討による異常モード特定の実現可能性が確認できた。輸入バルブ等の独自指標による評価、健全性等の詳細トレンド評価、不具合発生時の原因推定に大きく貢献出来るものと期待している。



Fig.3.1-1 Valve test unit

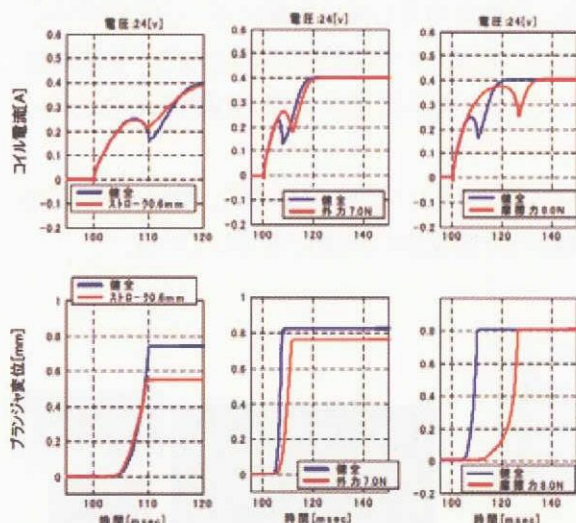


Fig.3.1-2 Test results

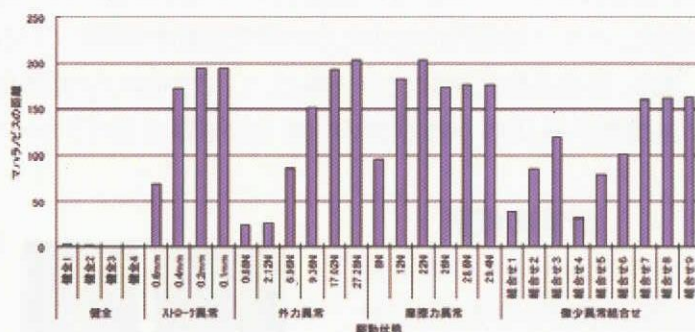


Fig.3.1-3 Evaluation of Mahalanobis distance

##### (2) 推薬弁動特性評価解析モデルの検討

汎用の動電磁場解析及びダイナミクスシステム解析ソフトウェアの連成解析が可能な、宇宙機用電磁バルブの動特性評価解析モデルの構築検討を実施している。

20N 級推薬弁を対象に、14 年度作成のベース解析モデルに対し、詳細 BH 特性、電気伝導率データの取り込み、かつモデル詳細化の実施により、高精度な評価シミュレーションツールと出来ている。(Fig.3.1-4 に磁場解析結果の例) 弁閉時のプランジャ衝突挙動他に、なお改善の余地を残すが、弁特性把握の上では充分な評価ツールと出来た。

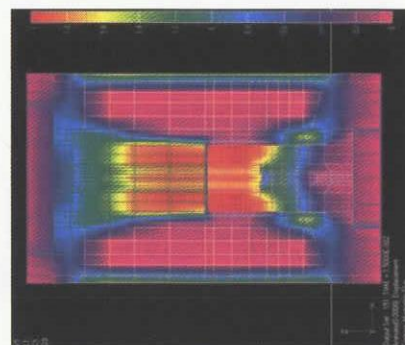


Fig.3.1-4 Electromagnetic field analysis of 20N valve



### 3.2 20N 級推薬弁の国産開発

平成 15 年度より、重要部品として 20N 級推薬弁の国産開発に着手している。当該バルブは、周回、静止衛星を問わず一定の需要が見込めるものであるが、世界的に見ても 1 米国業者の寡占市場であり、不測事態での不十分な対応、技術情報の開示制限等、国内衛星開発における自立性を脅かすキーコンポーネントのひとつである。また JAXA のバルブ信頼性向上研究を通じて、その評価手法・技術データ取得試験を行ってきており、開発に移行するに十分な素地が出来ていることから選定したものである。

平成 15 年度作業として、実際のユーザとなる衛星システムメーカ 2 社、推進系サブシステムメーカ 2 社及びバルブ製造メーカ 2 社に対して、仕様に対する要望、開発時に問題となる課題、他のコメント聞き取り調査を実施した上で、作動・寿命特性の向上、耐機械・熱環境特性の向上等を重点検討開発仕様として設定し、より扱いやすく、高信頼性でロバストなバルブとすることを目指している。

また、目標仕様を実現するための推薬弁構造様式の概念検討を実施し、設計的に難しい摺動部がなく、作動寿命の飛躍的向上が見込める、内部コンタミ発生の可能性がない、弁駆動体を軽く設計できることから耐機械環境特性の向上が望める及び駆動力を小さく出来るため製品トータルの小型／軽量化が望めるサスペンディッド・アーマチャ型推薬弁を開発のベースとして採用することとした。

スプリング・アーマチャ部が本構造様式におけるクリティカル要素と識別できることから、基本スプリング形状の要素試作をフォトエッチ／ケミカルミリング、レーザーカット等の各種加工技術で試行するとともに、機械環境の耐性向上を目指した高剛性型アーマチャ部の試作・評価試験を実施することで、内在する開発課題、リスクの早期洗い出しを実施した。

本推薬弁の設計・開発にあたっては、設計・製造の厳しい想定範囲をわずかに逸脱しただけで、即座に製品が著しい性能低下を起こす(トラブルを引き起こす)従来の手法を見直すこと、すなわち品質工学的手法、最適化設計及び CAE／コンピュータシミュレーション技法等の連動を十分に考慮した、源流段階での品質作り込みに留意を払っている。さらに複数個の供試体による開発／認定試験及び限界性把握試験の計画により、製品バラツキの把握をも念頭においた開発計画としている。

次年度においては、推薬弁設計の確定、開発試験供試体の製作及び基礎特性取得試験まで実施することで、平成 18 年度中の開発完了を目指している。

昨今の推薬弁リコール問題の余韻もあり、世界的にセカンドソースとしての潜在需要が見込める、要望が高まっていることから、海外スラストとの各種インタフェースを開発時から考慮することで、本推薬弁が十分な受け皿となりうるものと期待できる。

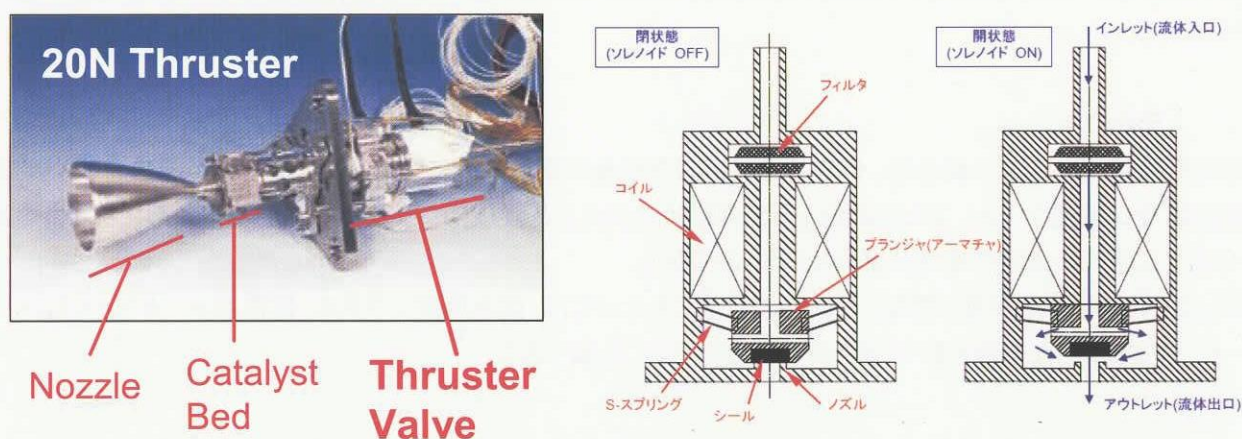


Fig.3.2-1 Outline view of 20N thruster and cross-section diagram of suspended armature valve



### 3.3 遮断弁の逆圧リリーフ機能付加

既存国産認定部品である#4遮断弁に対して、運用性、利便性向上を目的とした逆圧リリーフ機能付加のための設計改修に着手している。(Fig.3.3-1 に対象となる遮断弁を示す)

現状の設計においても、弁下流から逆圧が負荷されれば自然とリリーフされる構造ではあるものの、そのクラッキング圧力範囲が仕様として規定されていず、弁の使用範囲に制限を受けるものとなっていた。

平成 15 年度においては、まず、逆圧リリーフ機能を付加するための方策トレードオフ検討を実施し、ノズル流路面積の変更により、逆圧受圧面積を大きくとり、シートを逆流方向へ押す力を増加させる対処案が、既存インタフェース(取付寸法、サイズ等)の変更が無い、既存の生産手順/試験方法がそのまま使用可能、再認定試験が不要(部分 QT のみで対応可能)であることから、限られた期間/開発コストの中で取りうる最善の方策と判断し、検討のベースラインとして設定した。

また、逆圧クラッキング圧力のバラツキ低減を目標とした、過去の製造・加工データの再整理による実力値把握、逆圧値に及ぼすパラメータ影響評価を実施するとともに、最新・最適加工技術/検査技術の適用可否検討を併せて実施するとともに、ノズル部の要素試作を通じて潜在する技術課題の識別に努めた。

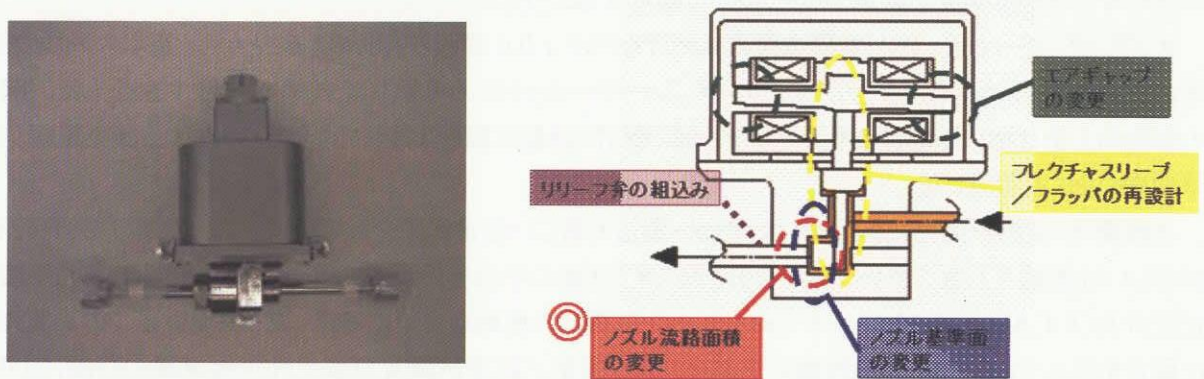


Fig.3.3-1 Outline view of Latching valve and trade-off study for back-pressure relief

逆圧リリーフ時の物理事象(微視的なシール/ノズル部接触状態の変化)の把握が複雑で、この挙動がバルブシステムとしての逆圧値評価を難しく、かつ性能のばらつきを大きく支配していることが確認できている。本件はバルブの静特性を左右する基盤技術として信頼性向上研究の中に取り組んでいく考えである。

次年度においては、改修設計の確定、追加認定試験用供試体の製作及び基礎特性取得試験を実施する計画としている。

## 4. まとめ

衛星推進系用バルブの健全性、内在する異常の兆候検知を定量的に評価可能とする我が国独自のバルブ評価指標及び関連ツール、また信頼性向上を側面から支える基盤技術データベースが着実に形になりつつあり、今後も本研究の確実な推進が求められるものである。

また、20N 級推進弁の国産開発、遮断弁の改修のあたっては、国内衛星システム、推進系メーカといったユーザーと、適宜、緊密な連絡を取りながら開発推進していく計画である。

# 太陽熱推進の研究

## Study on Solar Thermal Propulsion

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

佐原 宏典, 清水 盛生, 早川 幸男

Hironori Sahara, Morio Shimizu and Yukio Hayakawa

### Abstract

This paper shows the achievements of study on solar thermal propulsion in the Advanced Space Technology Research Group, where solar thermal propulsion for microsatellites has been developed since FY2002, by integrating the results in a previous decade. The study on solar thermal propulsion includes thruster, concentrator and system. The thruster of 6mm in outer diameter was made of single crystal molybdenum and it was validly attainable to the target temperature, 1,500 K by solar heating in space. The single shell polymer concentrator of 400 mm in diameter suitable for the thruster was established, and its solar power concentration ratio was improved to be over 10,000. A bread board model of solar thermal propulsion system for microsatellites was designed and fabricated, and it functioned very well.

### 1. はじめに

本研究は平成 14 年度より開始された「太陽熱推進系のマクロ・ラブ・サットによる宇宙実証実験に関する予備的研究」として実施された。中推力, 高比推力, 且つ高効率の超小型衛星の軌道変換用上段推進系として, 超小型衛星搭載用太陽熱推進系の要素研究及びその開発とシステム構築を行うことを目的とする。太陽熱推進系は上段推進系として米国, フランス, ロシア等で精力的に研究が行われている[1,2]。日本でも 1995 年頃, 旧・科学技術庁航空宇宙技術研究所において太陽熱推進の研究が始まり, これまでに日本独自技術を用いた成果が得られている[3]。本研究はスラスタ, 太陽集光鏡, システム構築の 3 つの課題を掲げている。要素開発においてはこれまでの成果を活かしながら, 最終的に超小型衛星搭載用太陽熱推進系システムの実験室モデルを製作し, その作動確認試験を行うことを先端萌芽研究の期限である平成 15 年度末迄の目標とした。

### 2. スラスタ

上段推進系として使用されるスラスタの内, その作動に加熱機構を有する DC アークジェットや太陽熱推進では, 軌道上において複数回の作動と休止を繰り返すことによって高温状態と低温状態とを何度も経験し, 高温状態ではスラスタ材質の結晶が高温再結晶によって巨大化する。その結果, 特にノズルスロート部が損傷を受けて拡大し, 推進性能の低下を招くことが最も危惧される。そこで著者らは太陽熱スラスタの材質として, 耐火金属であるタングステン又はモリブデンの単結晶材を選んだ。単結晶では高温再結晶による脆化は起こり得ない。単結晶タングステンと単結晶モリブデンの大結晶製作手法は現・独立行政法人物質・材料研究機構らによって確立され, 日米特許取得

されている[4]. 国外で太陽熱推進の研究が最も進んでいると思われる米国の太陽熱推進スラスタでは、非常に高価で加工の難しいレニウムや、高温材としてのタングステン合金が用いられている。又、製造可能な単結晶材の寸法には制限があるが、筆者らのスラスタではスラスタを適当な要素に分割し、それぞれの要素を単結晶材で製作して組み合わせると言う工夫を施していることも特徴的である。例えば単結晶モリブデンでは最大で20mmの板材又は直径20mmの丸棒が限界であるので、スラスタを中心軸に垂直な平面で20mm間隔で輪切りにした要素を製作する等して、これらをネジ結合することで、Fig.1に示すようなスラスタ形状を得ている。従って、単結晶耐火金属製太陽熱スラスタは日本独自技術の使用と設計・製作時の工夫によって、世界でも類を見ない非常に独特のものとなっている。

著者らは1995年頃より、単結晶タングステン又は単結晶モリブデンを用いて、外径8mmから65mmまでの太陽熱スラスタを製作し、最適な口径と焦点距離のガラス製太陽集光鏡で太陽加熱した結果、2,000K以上の加熱温度を得た[5]。それらと同じ構造(Fig. 1)・製作手法を用いて、本稿では外径6mmの標準型超小型スラスタを設計した。その主要な設計値、即ちスラスタ外径6mm、キャビティ径(スラスタ内径)4mm、推進剤供給管外径4mm、太陽加熱による目標スラスタ温度1,500Kに基き、単結晶モリブデンでその標準型スラスタの製作を行った。スラスタ内外筒、ノズル、配管等はネジ結合となっており、継目のシールと補強、及びスラスタ材質の高温真空下での蒸発を抑える為に、全体にタングステンCVDコーティングを施した(Fig. 2)。このコーティングにより最終的に標準型スラスタ外径6.5mm、スラスタ内径3.4mm、推進剤供給管外径4.4mmとなった。

このスラスタを真空チェンバに収め、太陽自動追尾経緯儀に取り付けられた直径640mmガラス製放物面鏡(Fig. 3)の焦点位置にスラスタ端面が一致するように設置した。太陽加熱実験中の様子をFig. 4に示す。スラスタ温度測定は、Fig. 1で示す外壁、プレナム内、推進剤供給管表面の各位置で行った。実験時の太陽光量は日時によって一定ではないので、測定した温度は全て宇宙での場合(太陽光量密度1,400W/m<sup>2</sup>, 光学窓透過無)に換算して統一的に評価した。加熱試験結果の一例をFig. 5に示す。その結果、標準型スラスタでは、外壁1,153K、プレナム1,159K、推進剤供給管表面862Kであった。これは目標スラスタ温度である1,500Kには遠く及ばない。これは、Fig. 2を見て明らかなように、スラスタの寸法と比較して推進剤供給管が比較的太い為に、集光太陽光がスラスタを加熱しても直ちに起こるスラスタから推進剤供給管への熱伝導の割合が相対的に大きく、更に全表面からの熱輻射によって熱が散逸してしまうことが原因であると考えられる。これを改善して到達温度を高める為には、①推進剤供給管への熱伝導を抑える、②全表面からの熱輻射を抑える、ことが有効であると考えられる。

そこで著者らは、熱損失低減スラスタ(Fig. 6)を設計した。即ち、推進剤供給管外径は単結晶材での加工限界に近い2.4mmとし、又、表面積の増大を避ける為にタングステンCVDコーティングを廃止し、代わりにRu/Moろう付けによって結合部のシール及び補強を行った。その結果、スラスタ外径は6.0mm、スラスタ内径は3.6mmとなり、ほぼ目標設計値となった。熱損失低減型スラスタで太陽加熱試験を行った結果、外壁1,316K、プレナム1,361K、推進剤供給管表面926Kとなった。使用した真空チェンバ内は背圧が数Pa程度なので、熱伝達の効果も無視出来ないと考えられる。そこで、熱損失低減型スラスタにカーボンフェルトを断熱材として巻き付けて太陽加熱試験を行った結果、外壁1,581K、プレナム1,331K、推進剤供給管表面963Kとなった。宇宙では更に高



真空であることに加え、推進剤を噴射する場合には、1,700K 以上と推定されるスラスト端面近傍から流れる推進剤が熱をプレナムに移送することもあり、その結果、本スラストは宇宙での作動目標温度 1,500K を十分達成可能であると判断した。更に、ステンレスの熱伝導率はモリブデンのそれと比較して 1/10 程度であるので、推進剤供給管を途中からステンレスに変更することで、推進剤供給管への熱伝導を更に低減させることが出来ると考えられる。その為に必要なモリブデンとステンレスの接合についても検討と試作を行い、単結晶モリブデン管とステンレス管とのネジ結合後の継目を金ろう付けによって補強・シールすることで、1,000K 程度に十分耐えうる接合手法を確立した。

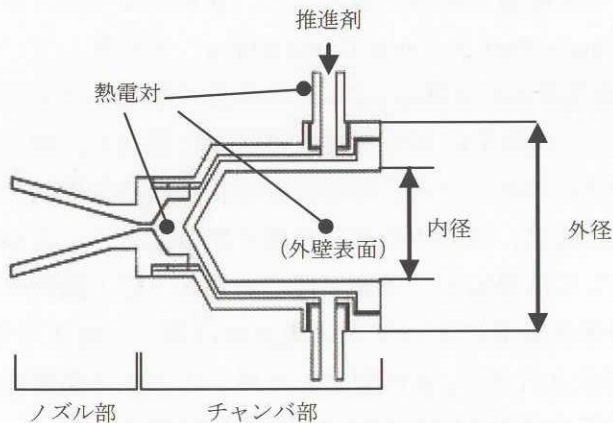


Fig. 1: Thruster structure



Fig. 2 Standard type thruster

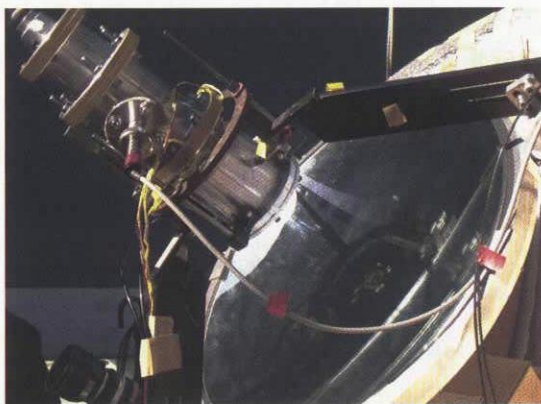


Fig. 3 Concentrator and vacuum chamber



Fig. 4 Thruster in solar heating

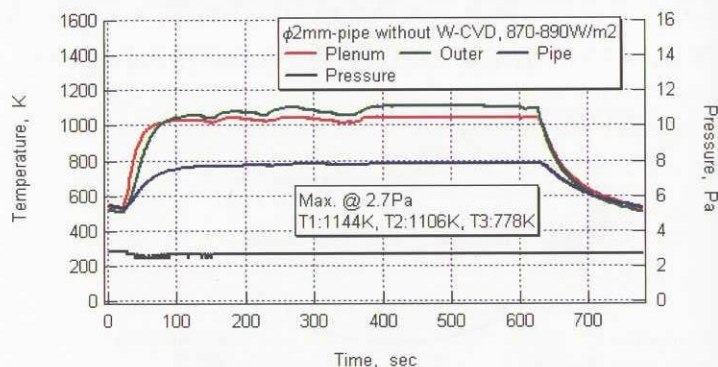


Fig. 5 Example of solar heating result

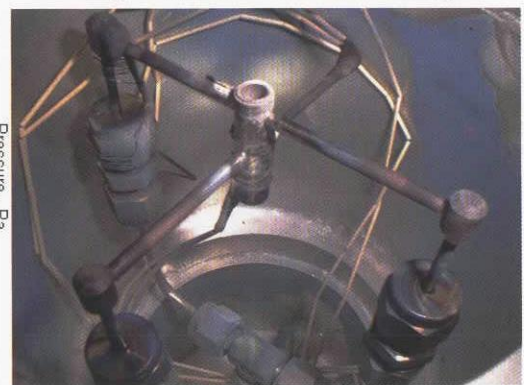


Fig. 6 Heat loss reduction type thruster



### 3. 太陽集光鏡

太陽熱推進では、アークジェット等と異なり推進剤加熱の為に電源が不要であるので、システムを軽量にすることが出来る。ところが精度の良い太陽集光鏡を堅固な材質や構造で実現することは、システム重量を増大させるので芳しくない。そこで太陽集光鏡を超軽量で製作する必要がある。その為に、諸機関ではインフレータブル型と呼ばれる気体膨脹式集光鏡が主に研究されている[6]。インフレータブル型は収納性が良いと言う利点があるが、その反面、デブリ衝突に弱い、透過率を減じる透明膜が不可欠である、硬化型材料を用いると重量が増大する、等のデメリットがある。そこで著者らは、超小型衛星搭載用太陽熱推進系の為に超軽量太陽集光鏡として、前章で述べたスラスタに適合する直径 400mm 単一高分子膜集光鏡 (Single Shell Polymer Concentrator) を研究している (Fig. 7)。SSPC は、片面又は両面をアルミ又は銀蒸着された厚さ 127 $\mu\text{m}$  の高分子膜をストレート成形法 (Fig. 8) によって成形加工して製作される。成型型にガラス製放物面鏡を使用し、加工温度 100~150 $^{\circ}\text{C}$ 、加工時間 3 時間から 5 日間で製作を行ったところ、得られる形状は成型型形状である放物面と比較して形状差異があった。この形状差異は、成型時の高分子膜の熱膨張と、応力緩和の不完全とに由来すると考えられる。熱膨張に関しては理論的に予測可能であるが、応力緩和の時間・温度特性を把握することは困難である。この形状差異によって太陽集光度は著しく低下する。太陽熱推進ではパワー比で集光度 10,000 程度が要求されるが、成型型として用いたガラス製放物面鏡では集光度 10,000 は達成されるものの、形状差異を含む SSPC では 7,200 程度に留まった。

そこで著者らは、まず放物面形状を有する成型型で SSPC を製作し、反射面全面における両者の形状差異を測定した。次に成型型の放物面から形状差異分だけ深く掘り下げた新成型型を製作した。そしてこの新成型型で SSPC を製作することで、元の成型型と同じ放物面形状を有する高精度化 SSPC が得られることになる。形状測定結果を行ったところ、高精度化 SSPC (New Product) は、従来型 SSPC (Conventional Product) を製作する際に用いた成型型 (Conventional Mold) の放物面に良く一致した (Fig. 9)。又、太陽集光試験 (Fig. 10) を行ったところ、パワー比での集光度 10,400 が得られた。SSPC は超軽量であるが極めて薄いので、打上時の耐振動特性を調べる為に、筑波宇宙センターの振動試験機により、H-IIA ロケットインターフェースにおける QT レベルの正弦波及びランダム振動試験を行った結果、SSPC の裏返りや変形、損傷等は一切見られなかった。高精度化 SSPC を採用すれば、ガラス鏡並みの集光度が得られる上に、その重量は 20g 程度と、従来の材質・構造の集光鏡の 1/100 程度に低減される。軸外し型 SSPC についても、(財)日本宇宙フォーラムの支援 (萌芽研究“太陽熱推進系等のための宇宙用超軽量太陽集光鏡の試作研究”) の下、有効径 500mm 級高精度化軸外し型 SSPC を製作し、パワー集光度 5,000 程度のものが得られている。



Fig. 7 SSPC

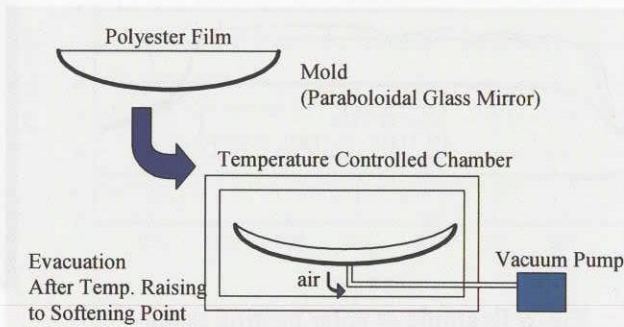


Fig. 8 Straight Formation Method



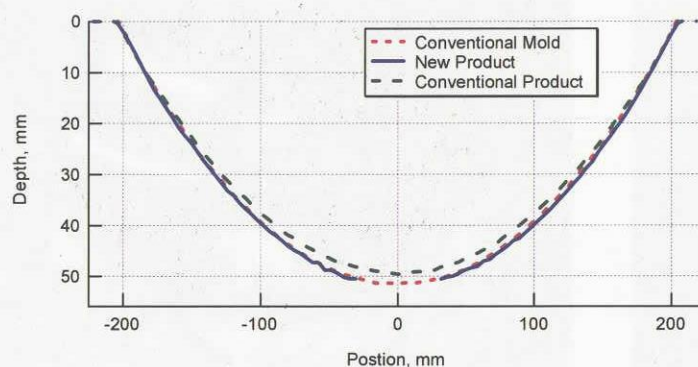


Fig. 9 Shape measurement result

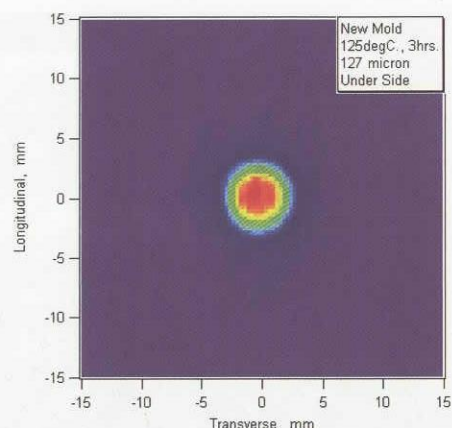


Fig. 10 Solar focal image

#### 4. システム

以上に述べたスラスタ，集光鏡に適合する超小型衛星搭載用太陽熱推進系の Bread Board Model を設計し，製作した (Fig. 11). 推進剤にはプロパン／ブタン混合ガス又は窒素等のガスが使用出来，推進剤供給は圧力制御供給器によって行っている．SSPC は C/C 製支持具によって設置される．スラスタは SSPC 中心部の穴を貫通する推進剤供給管によって支持される．スラスタ位置は超音波モータによって可変とし，収納時には SSPC の縁円程度まで下げることが可能とした．この BBM を用いて，プロパン／ブタン混合ガス又は窒素ガスの圧力制御供給試験，スラスタ展開収納試験を行って作動確認を行った．又，大気中でスラスタ加熱試験を行ったところ，最高温度 1,361K を達成した．宇宙では高真空であるので，このシステムによるスラスタ加熱は十分，目標温度である 1,500K を達成出来ると推定される．更に，真空中での作動試験をも行える Bread Board Model (PostBBM) も製作した (Fig. 12).

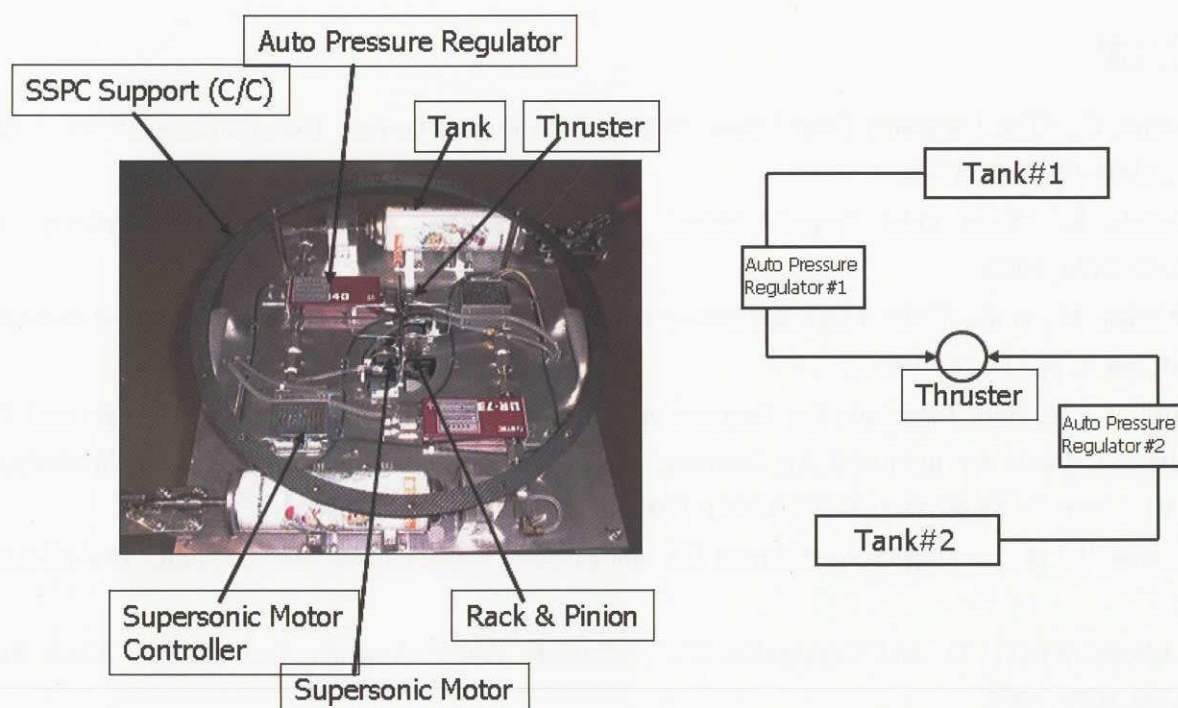


Fig. 11 Bread Board Model of solar thermal propulsion system for microsatellites



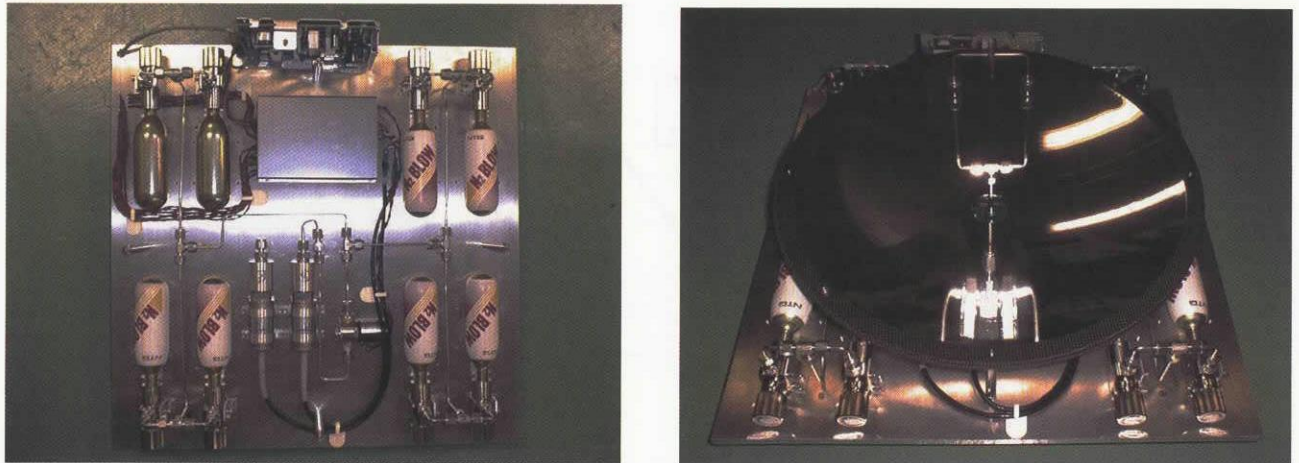


Fig. 12 PostBBM

## 5. まとめ

日米特許取得された日本独自技術として単結晶モリブデンで太陽熱スラスタを製作し、熱損失低減手法を講じることによって宇宙での目標作動温度 1,500K を十分達成出来るスラスタを完成した。又、超軽量太陽集光鏡として高精度化 SSPC を製作し、ガラス鏡に匹敵する集光度を得た。これらを組み込み、更に供給系、計測・制御系を組み込んだ超小型衛星搭載用太陽熱推進システムの BBM を製作し、十分な作動試験結果を得た。これらの試験結果を元に、EM レベルの同システムに発展させ、最終的には 2007~8 年頃の宇宙実証を目指している諸外国に先んじて、日本独自技術を用いた太陽熱推進系を  $\mu$ -LabSat 級超小型衛星に搭載し、世界初の太陽熱推進系の宇宙実証が行われることを著者らは強く希望している。

## 参考文献

- [1] Kujija, C., "The Integrated Solar Upper Stage (ISUS) Engine Ground Demonstration (EGD)," AIAA Paper, AIAA-96-3043, 1996.
- [2] Partch, R., "Solar Orbit Transfer Vehicle Space Experiment Conceptual Design," AIAA Paper, AIAA-99-2476, 1999.
- [3] Shimizu, M., et al., "Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum," Acta Astronautica, Vol. 41, No. 1, pp. 23-28, 1997.
- [4] Fujii, T., "A New Technique for Preparation of Large-Scaled Mo and W Single Crystals and Their Multilayer Crystals for Industrial Applications," Proc. Japan-Russia-Ukraine International Workshop on Energy Conversion Materials (ENECOM 95), 1995.
- [5] Shimizu, M. et al., "Large Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum," IAF-00-S.6.01, 2000.
- [6] Lichodziejewski, D. and Cassapakis, C., "Inflatable Power Antenna Technology," AIAA Paper, AIAA-99-1074, 1999.

## 構造技術の研究

## Researches on Space Structural Technology

## 衛星搭載アンテナの軌道上熱歪評価を支援する解析技術

## Evaluation Techniques for Thermal Distortion of Antenna Subsystem

システム評価技術グループ 内田英樹、小谷政規

Space Systems Evaluation Engineering Group,

Hideki UCHIDA, Masaki KOTANI

## Abstract

Multidisciplinary techniques for evaluation of thermal distortion and radio frequency analysis on a satellite antenna subsystem development have been investigated. The techniques are based on iSIGHT™ optimization software that integrates automatically standard design tools for thermal, structural and antenna pattern analysis for space structure development. As a result, the worst case of the radio frequency performance as the subsystem spec can be obtained numerically as an optimal solution by the software.

## 1. はじめに

本研究は、機構の衛星搭載アンテナサブシステム設計における軌道上熱歪量評価を確実かつ迅速に行うことを目的として、平成15年下期より実施している。システム評価技術グループでは、航空宇宙業界ではスタンダードとなっている熱・構造・通信解析ツールの機能等を分析評価し、それらを効率的に自動統合化する解析システムの実現性を検討した。

## 2. 研究の概要

平成15年度下期は下記の項目について研究を行った。

## (1) 最適化手法を用いた軌道上熱歪量評価技術の検討

機構の衛星搭載アンテナサブシステム設計では、通常以下の3段階の解析シーケンスを図1のようなフローを経て最終的な通信性能の評価が行われている。

A. システム熱解析 (解析ツール Thermal Desktop : プリソフト AutoCAD 輻射解析 RADCAD 伝熱解析 SINDA)

B. アンテナ熱歪解析 (解析ツール Nastran : プリソフト FEMAP もしくは PATRAN 等)

C. アンテナパターン(RF)解析 (解析ツール GRASP)

各解析間で RF 性能として最悪になると予想されるケースをある評定に基づいて選択し、解析結果を次解析シーケンスの入力として使用している。例えば、解析 B に入力する温度分布は解析 A で熱歪最悪ケースと予想されるものであるが、その選定は熱設計者のセンス

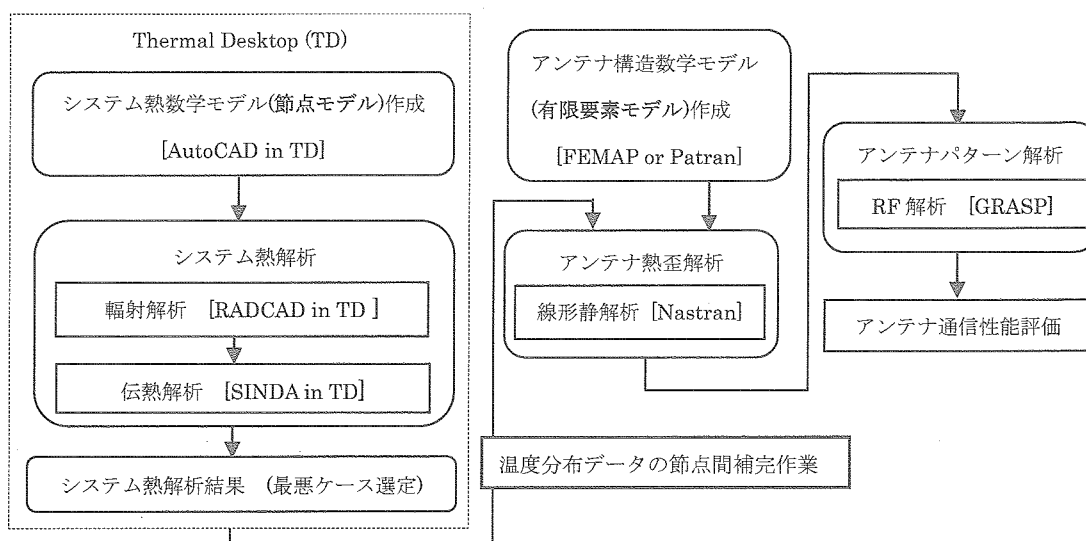


図1 従来の熱歪評価の解析シーケンス

に依存するものであるため、必ずしもサブシステムのスペックの RF 性能としての最悪ケースが選定されている保障はない。

従来、アンテナサブシステム構造設計では構造設計者に鏡面精度(rms 値)として設計要求が課せられるが、鏡面精度よりむしろアンテナサブシステムのスペックとしての RF 性能が満足するように規定されるべきである。そして、各解析シーケンスにおける解析ケースを選定する上で、設計者に十分な経験がない場合には、多くの仮定と明確な裏付けがない推測等が設計段階で入ることは、信頼性を低下させる要因となるために避けるべきである。特に、アンテナサブシステムのビーム方式、アンテナタワー形状、衛星軌道が特殊な場合には、熱設計者は最悪ケースの選定を誤る危険性があり得る。

そこで、最悪ケースの候補を自動的に選出し、その情報をサブシステム設計者にフィードバックして、解析ケースの見直しを確実かつ迅速に行うことが可能となる統合最適化ツール iSIGHT を利用した発想支援システムの実現性を検討した。ここで iSIGHT とは、設計で用いられるプログラムを統合化し、最適化手法を組み合わせ、設計における多くの要求を満たした上での最適解を求めるまでの設計プロセスを自動化できる市販ソフトウェアである(参考文献 1)。

## (2) 熱・構造・通信解析用ハイブリッド数学モデルの構築手法

熱・構造・通信解析の自動統合化を実現するためには、各解析シーケンスにおける入出力結果の処理について、マニュアルの加工作業が必要となる要因を完全に取り除く必要がある。そのためには、数学モデルが各解析シーケンスで共通的に使用され、自動的に入出力が行える必要がある。

平成 15 年度下期は、熱数学モデルと構造数学モデルに関して熱歪評価に必要な部分構造の数学モデルを共通化することで、自動統合化実現に向けての検討を行った。



### 3. 成果の概要

#### (1) 最適化手法を用いた軌道上熱歪量評価技術の検討

iSIGHT を適用するには、各解析シーケンスにおいて入力テキストファイル、解析プログラム実行ファイル、出力テキストファイルがそれぞれ明確に存在しなければならない。ここで、問題となるのは熱解析ツール Thermal Desktop の輻射解析プログラム部分の RADCAD では GUI 操作による入力しかできないパラメタが存在することである。平成 15 年度下期の調査の結果、この操作をスクリプト化してテキストファイルにまとめてバッチ処理によって GUI 操作を実行できるプログラムソフトとして WinBatch, Visual Test, UMWC が存在することが分かった。今後、試行試験を行い、本自動化プロセスに最適な GUI 操作プログラムをこの中から選定する。

iSIGHT を利用してアンテナサブシステムの設計を行う際には、「RF 性能として軌道上で最悪となるケースを選ぶ」という事象を最適化問題として、数学的に定式化する必要がある。アンテナサブシステムの設計問題を最も理想化かつ単純化して考えて、アンテナピーク利得が最小となるケースを最悪ケースと定義する。この最悪ケース探索問題は「アンテナピーク利得が最小となる軌道要素を探す」という事象に帰着でき、数式的に次式の非線形最適化問題として表現することができる。

$$\underset{f, \phi}{\text{Minimize}} J \equiv G(f, \phi) \quad (1)$$

ここで、 $J$  は本最適化問題で最小化されるべき評価関数で、最終的な RF 解析から得られたアンテナパターンのピーク利得  $G$  である。 $f, \phi$  は軌道パラメタで、本最適化問題の設計変数である。式(1)の非線形最適化問題を iSIGHT を用いて  $f, \phi$  の最適解を数値的に得ることによって、最悪ケースの候補を選出することができる。本解析のフローを図 2 に示す。今後、本自動化プロセスをさらに検討する。

#### (2) 熱・構造ハイブリッド数学モデルの構築手法

通常、熱数学モデルは節点モデル、構造数学モデルは有限要素モデルで作成されており、設計者もそれぞれ異なるために、数学モデルも異なる。そのため、節点座標位置が一致しないので、構造解析の際に入力する温度荷重分布をデータ化するために熱解析結果を節点間でマニュアルで補完する加工作業が必要となっている。

平成 15 年度下期は、図 3 の箱型主構体とパラボラ型アンテナレフレクタを有する単純な衛星モデルをもとに、円軌道を想定してフィージビリティを検討した。衛星モデルの熱数学モデルでは、主構体を ThermalDesktop のプリソフト AutoCAD で節点モデル(図 4)として作成した。また、レフレクタを FEMAP で有限要素モデル(図 5)として作成することで、レフレクタについては熱数学モデルと構造数学モデルとを共通化することができた。本研究ではこれをハイブリッドモデルと呼称し、その生成フローを図 6 に示す。これにより、熱解析結果であるレフレクタ温度分布をマニュアルの補完作業無しで構造解析の入力として使用することが可能となった。例として、軌道位置 180° のときのレフレクタ

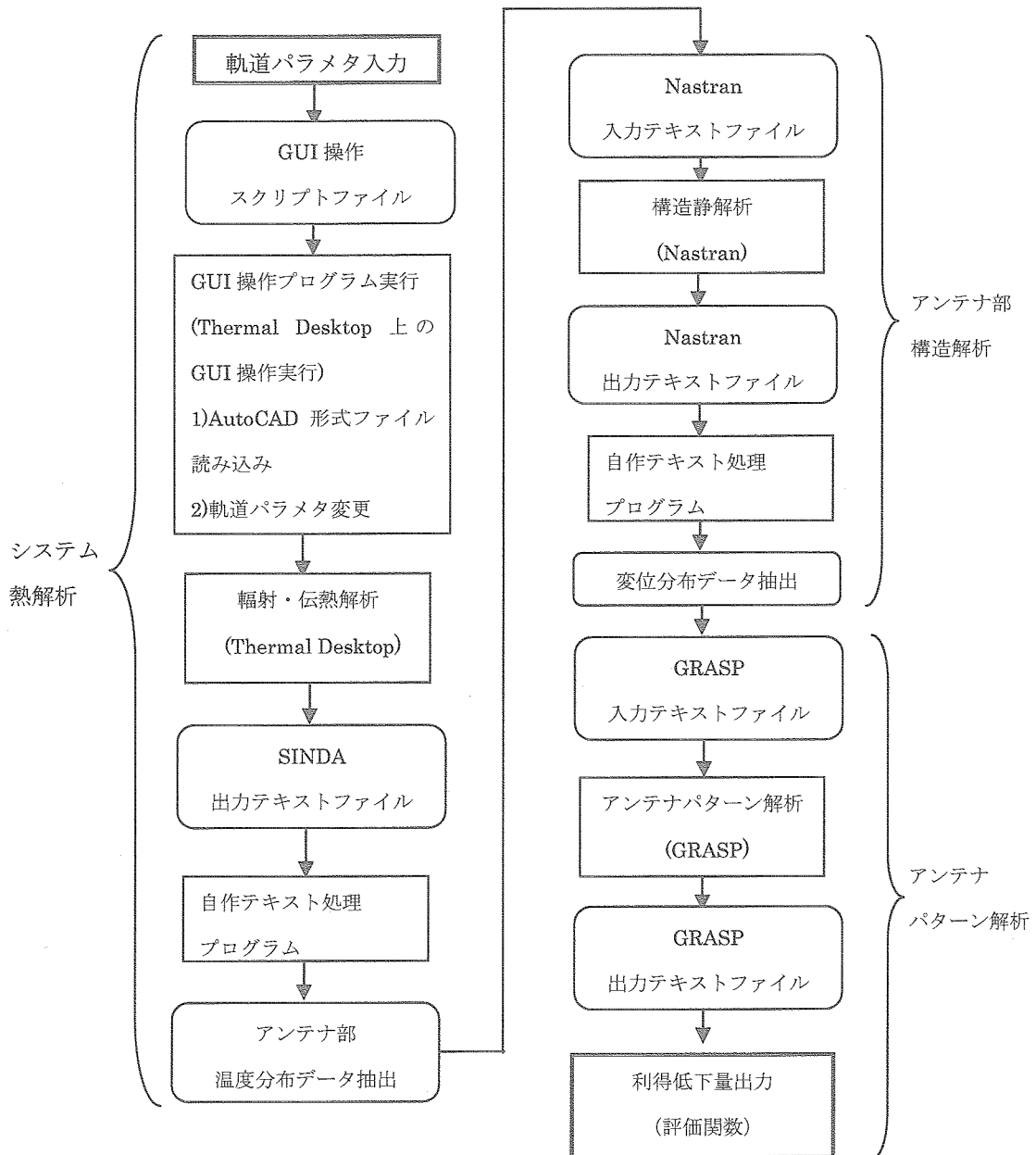


図2 iSIGHTにより自動統合化された解析シーケンス

(入力：軌道パラメータ 出力：利得低下量)

の温度分布を図7に、熱歪変形図を図8に示す。今後、アンテナタワー部の構造等の影響も考慮し、通信系解析モデルまで含めたモデル化の検討を行う。

#### 4. まとめ

機構の衛星搭載アンテナサブシステムの軌道上熱歪量と通信性能の評価を迅速かつ確実に実施するために、設計に使用されている最悪ケースの妥当性評価が可能となるiSIGHTを利用した解析システムの実現性を検討した。

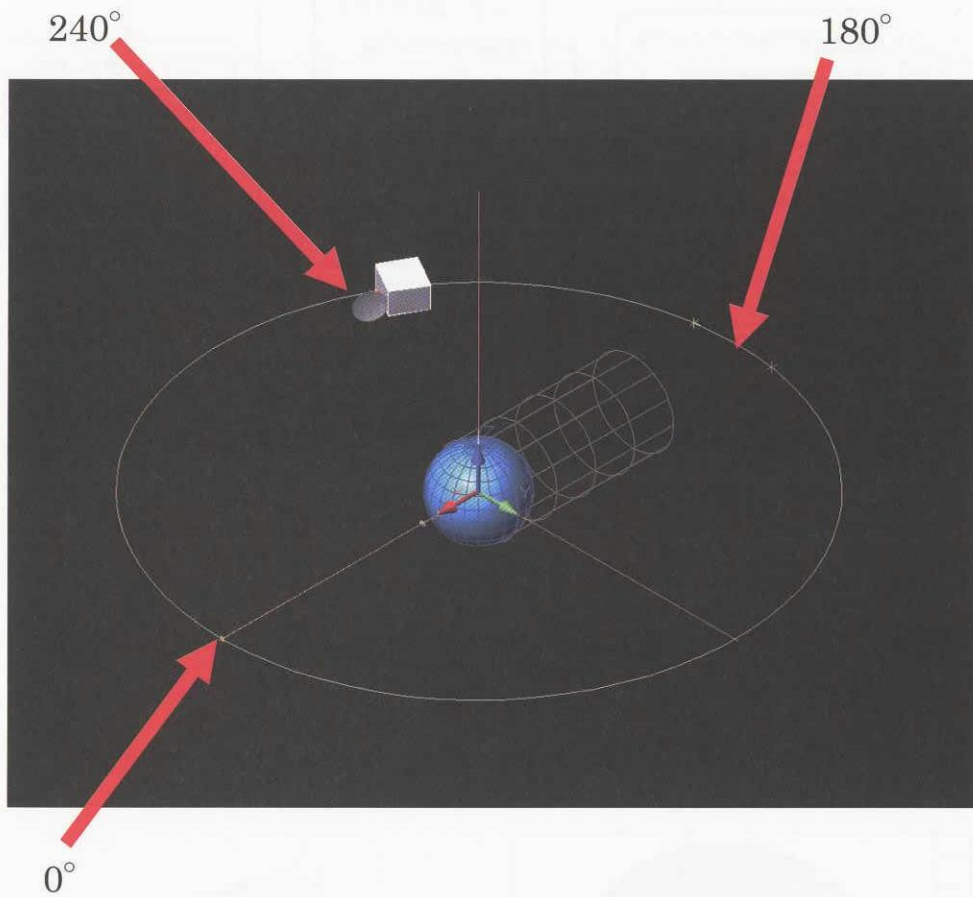
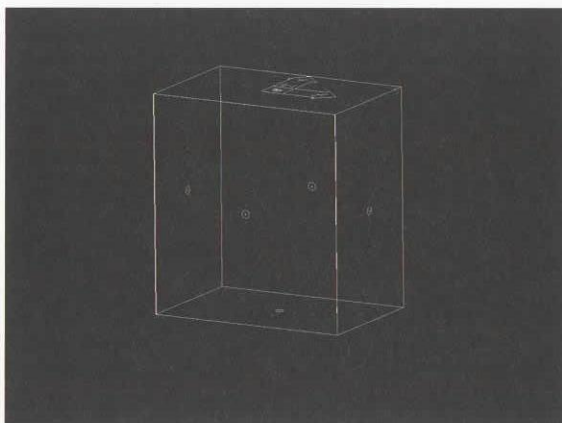


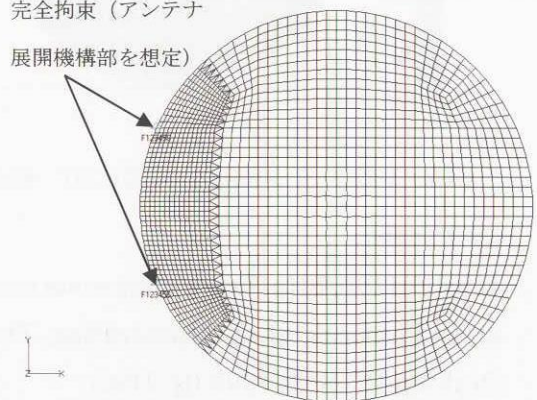
図3 システム熱解析に使用した円軌道



6 節点 6 要素

図4 衛星主構体熱数学モデル  
(節点モデル)

完全拘束 (アンテナ  
展開機構部を想定)



全要素数 2030 拘束点近傍:728 要素  
(周方向 52 分割, 半径方向 14 分割)

図5 レフレクタ構造数学モデル  
(有限要素モデル)





宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-04-010

---

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4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





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