

# 宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

---

平成16年度  
総合技術研究本部宇宙領域  
宇宙科学研究本部  
合同研究成果報告書  
—人工衛星系基盤技術—

2006年1月

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

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

平成16年度  
総合技術研究本部宇宙領域  
宇宙科学研究本部  
合同研究成果報告書  
—人工衛星系基盤技術—

2006年1月  
January 2006

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





# 目 次

1. 熱技術・構造技術・小型衛星	1
複合接着構造の破壊力学特性の温度依存性評価	システム評価技術グループ 3
次期赤外線天文衛星 SPICA のミッション部冷却システムの検討	システム評価技術グループ 7
技術試験衛星Ⅷ型展開ラジエータ(DPR)の地上特性評価試験結果報告	システム評価技術グループ 11
SOHLA-1 熱制御系の開発	システム評価技術グループ 17
宇宙用アンモニア小型流体駆動源の初期開発検討	システム評価技術グループ 21
次世代展開アンテナ構造の解析手法の研究	システム評価技術グループ 25
衛星/ロケットの振動解析手法と実験手法の高度化に関する調査結果	システム評価技術グループ 31
放射率可変型ラジエーター素子の開発	技術開発部 37
小型衛星用機器の試作試験	宇宙実証研究共同センター 41
宇宙実証システムの研究	宇宙実証研究共同センター 47
2. 電源技術・通信データ処理技術・衛星推進技術	53
宇宙用誤り制御符号と画像圧縮方式の研究	エレクトロニクス技術グループ 55
ハードディスクドライブの耐環境性の評価	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 67
人工衛星の太陽電池パネルの放電試験	エレクトロニクス技術グループ 73
大型リチウムイオン電池の長期的サイクル寿命特性評価	エレクトロニクス技術グループ 77
固体高分子形燃料電池の低電流無加湿連続運転の研究	エレクトロニクス技術グループ 81
リチウムイオン電池の歪特性評価	エレクトロニクス技術グループ 85
III-V 族化合物太陽電池の耐放射線性に関する研究	エレクトロニクス技術グループ 89
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 93
観測ロケット搭載用 S バンド PCM ミニチュアテレメータ	システム運用部 97
水星探査機(MMO)搭載用円偏波ドーナツビームアンテナの開発	技術開発部 101
水星探査機(MMO)搭載用高利得アンテナ(HGA)の開発	技術開発部 107
INDEX 用ラミネート式リチウムイオン二次電池の耐環境性能	技術開発部 113
磁気セイル探査機地上試験装置の開発	技術開発部 119
衛星用 1 液スラスタの信頼性向上活動について	衛星推進技術グループ 125
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 129

3. 宇宙環境計測・部品・材料・機構技術	135
宇宙環境計測装置の研究	環境計測技術グループ 137
衛星帯電解析ソフトの研究開発	環境計測技術グループ 141
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
内部帯電センサの研究	環境計測技術グループ 147
宇宙用機構部品(角度検出器、減速歯車)の開発	マテリアル・機構技術グループ 153
軽量構体パネルの研究	マテリアル・機構技術グループ 159
外部汚染環境解析ソフトウェアの開発	マテリアル・機構技術グループ 163
DLC 膜の真空中摩擦特性における温度依存性	マテリアル・機構技術グループ 167
宇宙用液体潤滑に関する研究	宇宙先進技術研究グループ 171
200MIPS 級 64 ビット MPU の開発成果	宇宙用部品開発共同センター 177
DC/DC コンバータの開発成果	宇宙用部品開発共同センター 181
パワーMOSFET の開発成果	宇宙用部品開発共同センター 185
COT 生産方式の確立	宇宙用部品開発共同センター 187
LSI プロセス診断技術による民生部品技術の評価	宇宙用部品開発共同センター 193
部品データベースの現状と今後の展開	宇宙用部品開発共同センター 197
アンチヒューズ型 FPGA の評価試験結果	宇宙用部品開発共同センター 201
バースト SRAM の開発	宇宙用部品開発共同センター 207
民生部品を生かす HBD 技術	宇宙用部品開発共同センター 211
4. 誘導制御技術	217
人工衛星の高性能姿勢制御の研究	システム誘導技術グループ 219
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 225
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 231
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 237
小型高機能 GPS 受信機の研究	システム誘導技術グループ 241
ETS-VIII 軌道上実験の検討	システム誘導技術グループ 247
IRU の高信頼性化の研究	システム誘導技術グループ 253
衛星間測距装置の研究	システム誘導技術グループ 257
車載用 GPS 受信機のロケット搭載についての検討	システム運用部 263

※宇宙科学研究本部の成果報告を斜体で表記しております。

※組織名は平成 17 年 9 月 30 日現在のものです。

## 1. 熱技術・構造技術・小型衛星



## 宇宙機構造技術の研究

## Researches on Space Structural Technology

## 複合接着構造の破壊力学特性の温度依存性評価

## Temperature-dependent Fracture Performance for Multiphase Bond Structures

総合技術研究本部・システム評価技術グループ 何 建梅、下田 孝幸

Institute of Space Technology and Aeronautics, Space Systems Evaluation Engineering Group

Jianmei HE, Takayuki SHIMODA

## Abstract

Adhesively-bonded structure between advanced CFRP composites and aluminum metal (Al) plays an important role in the development of a light-weight space structure. Accurately understanding the temperature-dependent fracture behaviors of such multiphase bond structures is very important from design safety and durability viewpoints. Substantial thermal stress-strain, which is caused by the mismatch of thermal expansion ratios between adhesives, CFRP composites and aluminum metal could lead to the strength deterioration of such multiphase bond structures over a wide temperature range. In this study, temperature-dependent Mode-II fracture performance of adhesively-bonded joints between CFRP and Al was experimentally investigated using a candidate structure adhesive film named AF163-2K.

## 1. はじめに

軽量化及び輸送コストの大幅な低減を目指す宇宙機システムの研究開発において、繊維強化プラスチック先進複合材料の大幅な応用は大きな役割を果たす。特に軽量化を図るためのアルミ金属ライナ付き先進複合材CFRP製液体推進剤タンクの研究開発は重要なキー技術となっている。液体推進剤タンクの運用温度範囲（常温～-150℃より低い極低温度）において接着構造の各構成部材間に存在する熱線膨張率の相異で接着界面に大きな熱歪・応力が発生し、タンク接着構造の大幅な強度低下につながることを考えられる。それで接着剤を含むCFRP/アルミ間接着構造における構成部材・接着構造の強度や破壊力学特性の温度依存性を正確に把握することはタンク設計上の成立性や運用上の安全信頼性、耐久性に必須である。本研究は、常温から極低温度までの温度範囲でCFRP/アルミ間接着構造の破壊力学特性の温度依存性を実験的に評価する目的とした。

平成16年度に総合技術研究本部・システム評価技術グループでは、CFRP/アルミ間接着構造のせん断モード破壊特性を評価する実験を実施し、得られた実験結果と平成15年度で実施したCFRP/アルミ間接着構造引張モード評価試験の結果と共に、極低温度でCFRP/アルミ間接着構造の剥離における亀裂進展メカニズムの解明と評価を行った。

## 2. 評価試験について

常温と極低温度の-163℃（液体天然ガスLNG温度）に設定し、極低温でも優れた力学特性を持つフィルム接着剤AF163-2Kを用いてCFRP/アルミ間接着構造のせん断モード破壊力学特性の温度依存性を評価した。被着材の相異で直接CFRP/アルミ間接着構造（アルミ-フィルム接着剤-CFRP）から単純せん断破壊モードを得られないため、アルミ接着構造（アルミ-フィルム接着剤-アルミ）

とCFRP接着構造(CFRP-フィルム接着剤-CFRP)別の評価試験を実施した。JIS規格試験法(JIS K 7086)に基づき、図1に示すようなイメージでENF (End-Notched Flexure) 試験用供試体を製作した。またアルミ接着構造とCFRP接着構造別のENF供試体寸法を表1に示している。図2に二つの接着構造に対する評価試験の写真イメージを示す。

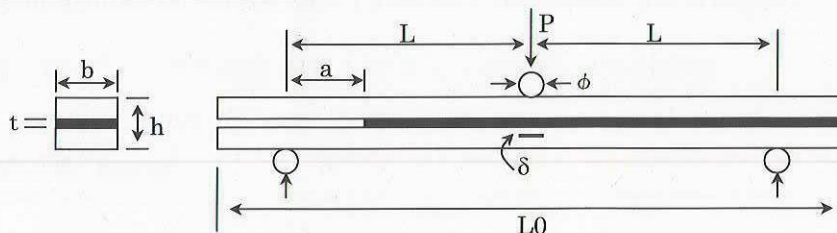


Fig.1 Mode-II fracture strength measurement for adhesively-bonded joints

Table 1 Specimen sizes for Al-AF163-2K and CFRP-AF163-2K bonds

寸法項目	アルミ接着構造 ENF 供試体寸法 (mm)	CFRP 接着構造 ENF 供試体寸法 (mm)
L	50.0	50.0
L0	-----	140.0±0.5
A	25.0	20.0
B	16.0	20.0
T	0.2	0.2
H	19.0	3.2

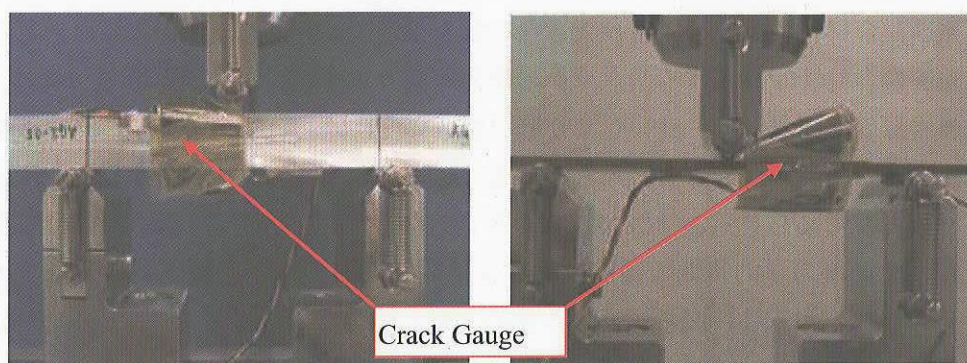


Fig.2 ENF testing for Aluminum-AF163-2K and CFRP-AF163-2K bond joints

### 3. 評価試験結果について

JIS規格(JIS K 7086)に基づき、CFRP接着構造とアルミ接着構造におけるせん断モードの破壊靱性値を次式(1)と式(2)によって算出できる。

$$\alpha_1 = \left[ \frac{C_1}{C_0} a_0^3 + \frac{2}{3} \left( \frac{C_1}{C_0} - 1 \right) L^3 \right]^{\frac{1}{3}} \quad (1)$$

$$G_{IIC} = \frac{9\alpha_1^2 P_C^2 C_1}{2B(2L^3 + 3\alpha_1^3)} \quad (2)$$

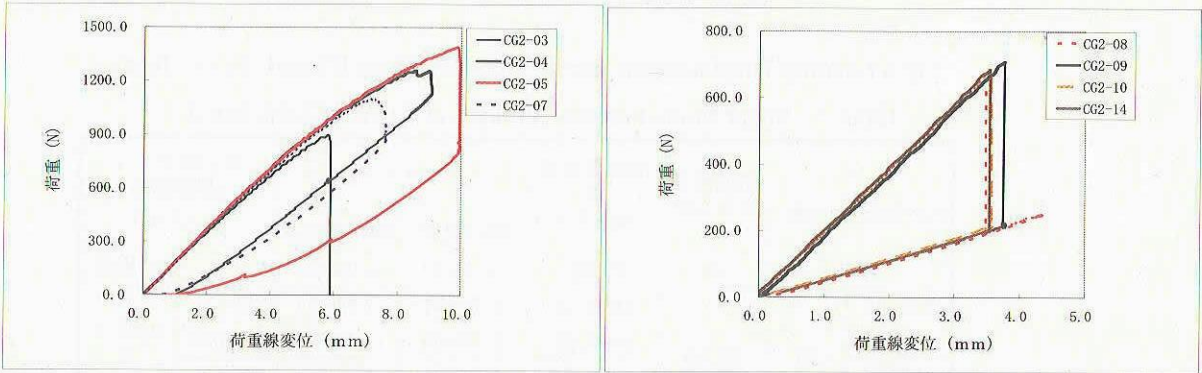
ここに、 $G_{IIC}$ : き裂進展初期のモードII破壊靱性値 (kJ/m<sup>2</sup>) ;



$a_0$  : 初期き裂長さ (mm) ;  $P_c$  : 初期限界荷重 (N) ;  
 $C_1$  : 初期限界荷重における荷重点コンプライアンス (mm/N) ;  
 $C_0$  : 初期の弾性部分の荷重点コンプライアンス (mm/N) ;  
 $\alpha_1$  : 初期限界荷重におけるき裂長さの推定値 (mm) ;  
 $L$  : 荷重点と支持点の間の距離 (mm) ;  $B$  : 試験片幅 (mm)

3.1 CFRP 接着構造の評価試験結果

図3に常温(3a)と極低温度(3b)で実施した ENF 試験で得られた CFRP 接着構造の荷重－荷重線変位結果を示す。これらの試験データから初期限界荷重 ( $P_c$ )、初期限界荷重における荷重点コンプライアンス ( $C_1$ ) と初期弾性挙動における荷重点コンプライアンス ( $C_0$ ) を算出し、式 (1) と (2) に代入して得られた CFRP 接着構造のせん断モード破壊靱性値の結果を表2に示す。図3bに示す極低温度での荷重－荷重線変位結果から見られるように、最大破断荷重まで弾性挙動を示したため、JIS 規格に基づき初期限界荷重に最大荷重を用いた。この表に示す結果から極低温度で CFRP 接着構造のせん断モード破壊靱性は常温結果の約 46%までに低下したことが判明した。



RT -163°C  
Fig.3 Loading-Displacement Curves Obtained at RT and -163°C Testing

Table 2 Shear Mode Fracture Strength ofCFRP-AF163-2K Bond

供試体No.	温度	初期亀裂長さ (mm)	初期限界荷重 (5%OFFSET)	コンプライアンス		せん断破壊靱性 G <sub>II</sub> (J/m <sup>2</sup> )	
				弾性範囲	限界荷重点		
		a0	Pc (N)	C <sub>0</sub> (mm/N)	C <sub>1</sub> (mm/N)		平均値
CG2-03	RT	20.00	898.06	5.7E-03	6.1E-03	2256.1	2514.3 ± 362.2
CG2-04			1041.85	5.7E-03	6.0E-03	2975.7	
CG2-05			904.45	5.5E-03	5.8E-03	2196.5	
CG2-07			967.16	5.8E-03	6.1E-03	2628.9	
供試体No.	温度	初期亀裂長さ (mm)	初期限界荷重 (最大荷重)	コンプライアンス		せん断破壊靱性 G <sub>II</sub> (KJ/m <sup>2</sup> )	
				弾性範囲	限界荷重点		
		a0	Pc (N)	C <sub>0</sub> (mm/N)	C <sub>1</sub> (mm/N)		平均値
CG2-08	-163℃	20.00	657.80	4.9E-03	5.3E-03	1149.6	1157.8 ± 134.9
CG2-09			708.34	5.8E-03	5.3E-03	1326.0	
CG2-10			685.63	5.0E-03	5.2E-03	995.8	
CG2-14			684.90	4.9E-03	5.2E-03	1159.8	

3.2 アルミ接着構造の評価試験結果

図4に常温と極低温度で実施したアルミ接着構造のENF評価試験で得られた荷重－荷重線変位結



果を示す（実線は極低温度結果）。CFRP接着構造の場合と同様、これらの試験データから初期限界荷重（ $P_c$ ）、初期限界荷重における荷重点コンプライアンス（ $C_1$ ）と初期弾性挙動における荷重点コンプライアンス（ $C_0$ ）を算出し、式(1)と(2)に代入して得られたアルミ接着構造のせん断モード破壊靱性値結果を表3に示す。この表に示す結果から極低温度でアルミ接着構造のせん断モード破壊靱性は常温結果の約60%までに低下したことが判明した。

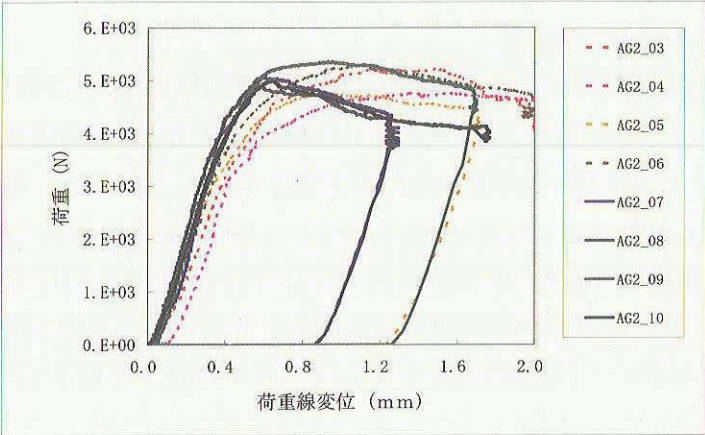


Fig.4 Loading-Displacement Curves Obtained From RT and -163°C Testing

Table 3 Shear Mode Fracture Strength of Al-AF163-2K Bond

供試体No.	温度	初期亀裂長さ (mm)	初期限界荷重 (5%OFFSET) $P_c$ (N)	コンプライアンス		せん断モード破壊靱性 $G_{II}$ (J/m <sup>2</sup> )	
				弾性範囲 $C_0$ (mm/N)	限界荷重点 $C_1$ (mm/N)		
AG2-03	RT	25.00	4669.11	1.5E-04	1.6E-04	2634.6	2247.1 ± 271.3
AG2-04			4099.62	1.6E-04	1.7E-04	2176.0	
AG2-05			4289.44	1.3E-04	1.4E-04	2000.8	
AG2-06			4600.17	1.3E-04	1.3E-04	2177.2	
AG2-07	-163°C	25.00	4131.36	9.8E-05	1.0E-04	1366.2	1366.2 ± 197.9
AG2-08			4220.60	8.9E-05	9.4E-05	1304.8	
AG2-09			4551.34	1.0E-04	1.1E-04	1743.4	
AG2-10			4150.52	9.8E-05	1.0E-04	1392.1	

4. まとめ

CFRP 接着構造とアルミ接着構造を別に実施した引張モード（15 年度で実施）とせん断モードの破壊力学的特性評価試験から下記の結果が得られた：

- ・ 極低温度で CFRP/アルミ複合接着構造の引張モード破壊強度特性は常温結果の 54%より低い
  - ・ 極低温度で CFRP/アルミ複合接着構造のせん断モード破壊強度特性は常温結果の 60%より低い
- 上記の実験結果から得られた結論として、CFRP/アルミ間接着構造の破壊強度特性をより正確に把握するため、CFRP 接着構造の破壊力学的特性の温度依存性変化を見極めるのが最も重要がある。これはアルミ/接着剤より、CFRP/接着剤間の熱線膨張率ミスマッチの方が大きいいため、広い温度範囲の変化に伴い CFRP 接着構造に発生する熱ひずみ・応力も大きくなるため、温度の低下から接着構造に与える影響も大きくなったことが考えられる。

謝辞：共同研究で東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学の青木隆平教授に有益な助言をしていただいたことにお礼を記す。



# 次期赤外線天文衛星 SPICA のミッション部 冷却システムの検討

Study on cryogenic system for next IR astronomical telescope of JAXA/SPICA

総合技術研究本部 システム評価技術グループ 杉田寛之

宇宙科学研究本部 赤外・サブミリ波天文学研究系 中川貴雄、村上 浩

宇宙科学研究本部 宇宙探査工学研究系 大西 晃

宇宙科学研究本部 宇宙航行システム研究系 小川博之

Hiroyuki Sugita, Space systems evaluation engineering group, ISTA

Takao Nakagawa, Hiroshi Murakami, Department of infrared astrophysics, ISAS

Akira Ohnishi, Department of spacecraft engineering, ISAS

Hiroyuki Ogawa, Department of space systems and astronautics, ISAS

## Abstract

This report describes the thermal design of the space infrared telescope of JAXA/SPICA. This advanced astronomical mission features long observation with high sensitivity and spatial resolution. The excellent performance of telescope is realized by the primary mirror of 3.5 m diameter and optical instruments cooled to 4.5 K or below. Thus, the cryogenic telescope requires efficient cooling system consisting of efficient radiators and mechanical cryocoolers. First, the thermal design of cryogenic system is analyzed to estimate the mission feasibility. Secondly, the developed mechanical cryocoolers are described. The BBM of  $^3\text{He}$ -JT cryocooler for 1.7 K successfully reaches the required cooling capacity of 10mW at 1.7K in ground experiments.

## 1. はじめに

ASTRO-F に続く次期赤外線天文衛星 SPICA は、直径 3.5m の大型主鏡を持つ極低温望遠鏡を用いて中間赤外～遠赤外領域において世界最高の感度と分解能の天文観測を行うミッションである。現在、2010 年代初頭の打上げを目指して、JAXA 宇宙科学研究本部・赤外天文グループを中心に検討が進められている[1]。他の赤外線天文ミッションと比べて圧倒的な高感度観測を可能にする極低温冷却技術は、SPICA ミッションの成否を握る重要技術のひとつとなっている。

SPICA が観測を行う太陽－地球の第 2 ラグランジュ点では、衛星から見て太陽と地球がほぼ同一方向に常時存在し、時間的・空間的に安定した熱的環境が得られるため、放射冷却を効果的に活用できる利点がある。また、機械式冷凍機の採用により、従来の低温要求ミッションで使用されてきた液体ヘリウム等の寒剤が原則的には不要となるので、寒剤による観測寿命とミッション部の質量／体積の制約から解放される。(Fig.1)

これまでに著者らは、旧 ISAS 赤外天文グループと旧 NASDA 技術研究本部の共同研究テーマ（現在は JAXA 本部間協力テーマ）として、SPICA 実現のキー技術となる「ミッション部の熱設計解析」、「機械式冷凍機の開発」および「冷却系排熱システムの設計検討」等に取り組み、SPICA ミッションの熱的成立性を検討してきた[2,3]。本稿では、SPICA 冷却システムの検討と今後の課題について報告する。

## 2. 冷却システムに対するミッション要求

軌道上で 5 年以上に亘って長期観測を行う SPICA では、望遠鏡（主鏡、副鏡、光学ベンチ）を 5K 以下に冷却し、さらに光学ベンチに艤装される一部の検出器を 1.7K や 2.5K の温度

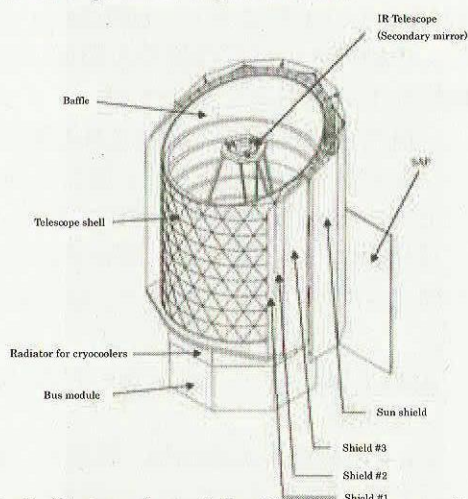


Fig.1. Outer view of the SPICA spacecraft.

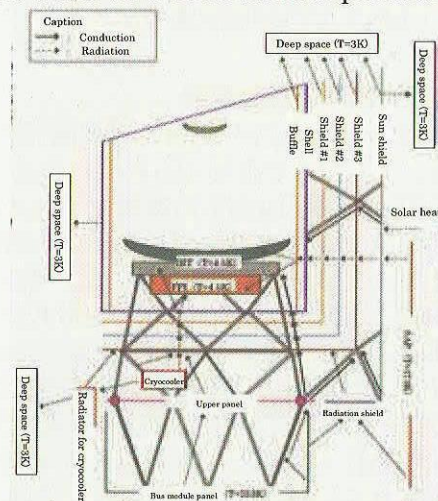


Fig.2. Schematic drawing of the SPICA cryogenic system.



環境下で動作させる必要がある。ASTRO-F を始め従来の赤外線天文観測ミッションの多くでは、超流動ヘリウム等による寒剤冷却方式が用いられてきたが、SPICA では、寒剤の質量／体積および保持期間に起因する観測上の制約を克服するため、Fig.2 のような断熱／放射冷却構造と機械式冷凍機システムを効率的に組み合わせた冷却方式がこの極低温域では世界で初めて採用される[2]。Table 1 に、望遠鏡、観測光学系および検出器からの機械式冷凍機に対するミッション要求を示す。

SPICA に搭載される機械式冷凍機は、赤外線天文ミッション ASTRO-F 用に開発された 20K 級 2 段スターリング冷凍機[4]と、地球大気観測ミッション ISS/JEM/SMILES 用に開発された 4K 級冷凍機[5]の技術が基盤となっている。したがって、20K 級の 2 段スターリング冷凍機と、4K 級の JT (ジュール・トムソン) 冷凍機については、既開発品の冷却能力向上と、軌道上での 5 年以上に亘る長期連続運用に耐えうる信頼性向上が主要な開発課題となる。一方で、1K 級と 2K 級の JT 冷凍機は新規開発品となる。SPICA に搭載される機械式冷凍機の仕様および開発課題を Table 2 に示す。

### 3. 4K 級冷凍機の開発

望遠鏡は放射冷却と冷凍機により 5 K 以下に冷却されるが、この 4K 級冷凍機は、既に国際宇宙ステーションの大気観測ミッション JEM/SMILES の超電導フィルタ冷却用として開発されている冷凍機[5]の発展改良型である。特に、ミッション期間が SMILES の 1 年に対し、SPICA は 5 年以上の長期となることから、作動ガスの品質保持や圧縮機の安定運転といった冷凍機の信頼性向上が必須となる。また、ミッション部の鏡筒、断熱シールド、構造支持材等から構成される断熱／放射冷却構造の熱設計マージンを確保する観点から、現在の 30 mW@4.9 K の冷却能力を向上 (～50 mW) させる必要がある。

具体的には、後述する前段の 2 段スターリング冷凍機の冷却能力向上 (高効率化) に加えて、以下のような課題に取り組んでいる。

- ①JT 回路 (オリフィス等) および熱交換器の最適化および試作試験
- ②JT 圧縮機の流量増加、高圧化、駆動周波数増による小型化
- ③作動ガスの品質保持、冷凍機の冗長構成等による信頼性向上
- ④地上での評価試験方法の確立

### 4. 1K 級冷凍機の開発

光学ベンチ内の焦点面観測機器のひとつである遠赤外検出器は、1.7K まで冷却する必要がある。これまで、前述の JEM/SMILES 用  $^4\text{He}$ -JT 冷凍機をベースにして、1.7 K でより高い飽和蒸気圧を持つ  $^3\text{He}$  ガスを用いた  $^3\text{He}$ -JT 冷凍機の新規開発を進めてきた (Fig.3 と Fig.4) [3]。  $^3\text{He}$  を用いる場合でも、JT 回路中で 1.7 K での 8 kPa から 300 K の 7 atm まで作動ガスを昇圧する必要があるため、2 段一体型リニア真空ポンプと 2 段一体型リニア圧縮機による 4 段階の圧縮が行われる。Table 2 に示すように、1.7 K で 10 mW の要求能力に対し、すでに試作試験機 (BBM) によって 12 mW の冷却能力 (AC 入力 162.3W) が実証されている。今後の課題としては、高効率化と信頼性向上を主眼に、低圧駆動バイパス弁の開発や、 $^3\text{He}$  ガスに関連する運用や

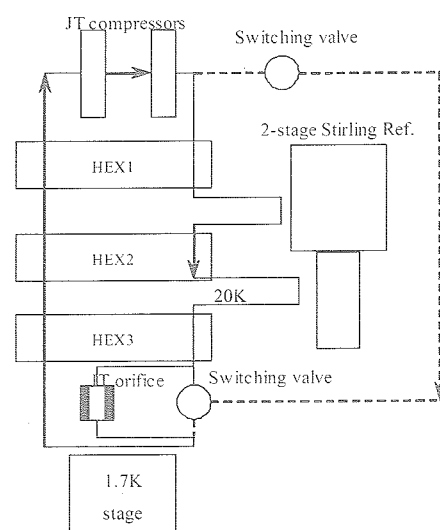
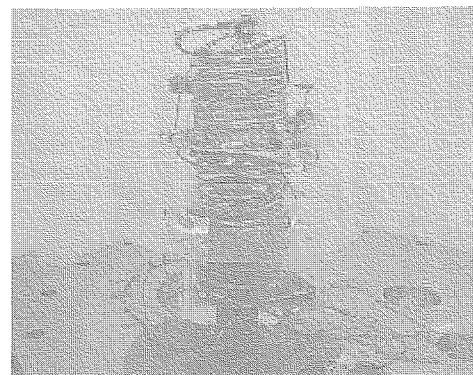
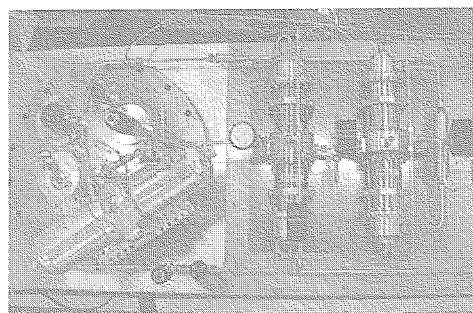


Fig.3.  $^3\text{He}$ -JT circuit with 2-stage Stirling cryocooler for 1.7 K.



(a) JT circuit with heat exchangers.



(b) JT compressors (right) and 2-stage Stirling cryocooler.

Fig.4. Breadboard Model of 1K-class cryocooler.

精製方法の確立にも取り組む必要がある。

## 5. 20K 級冷凍機の開発

20K 級の 2 段スターリング冷凍機[4]は、SPICA に搭載される予冷用、4K 級、2K 級、1K 級の全ての冷凍機に使用されるという点において、最も高い信頼性が要求される冷凍機と言える。そこで、長期連続運用時のスターリング冷凍機の性能変化を調べるため、作動ガス (He) に対する CO<sub>2</sub> および N<sub>2</sub> の不純ガス汚染を模擬した評価試験を実施した。その結果、それぞれ汚染限度が 500 ppm と 1000 ppm 程度であることが明らかになった。(Fig.6)

また、ミッション部の熱設計マージンを確保する上でも、その冷却能力の向上が及ぼす影響は極めて大きい。これまでに膨張部 2 段目シリンダ径を 7 mm から 8 mm へサイズアップすることで、既存のスターリング冷凍機の 60% の能力向上 (325 mW@20 K、AC 入力 98 W) を達成できた。

2 段スターリング冷凍機の今後の開発課題としては、Table 2 に示したように他の冷凍機同様、能力向上 (低温化) と信頼性向上が挙げられるが、現在、能力向上を目指し、より大きな体積比熱を持つ蓄冷材の試作評価を実施中である。

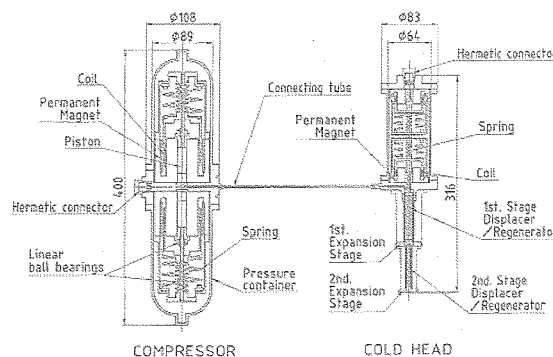
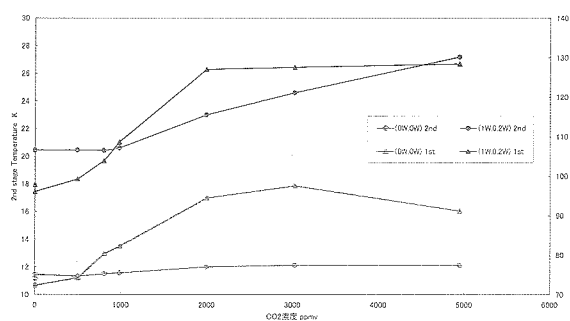
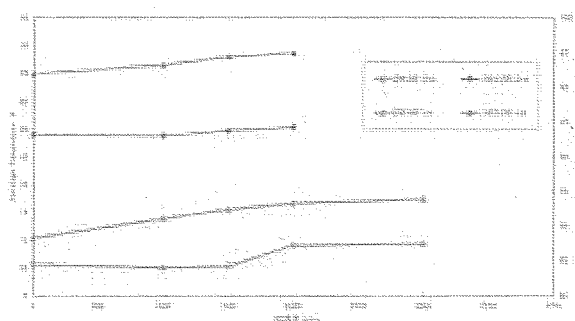


Fig.5. 20K-class 2-stage Stirling cryocooler.



(a) Contaminated case with CO<sub>2</sub> gas.



(b) Contaminated case with N<sub>2</sub> gas.

Fig.6. Cooling performance of 2-stage Stirling cryocooler with contaminated working gas.

## 6. まとめ

本稿では、SPICA ミッションの成否を握る冷却システムの開発状況と課題について述べた。

これまで冷凍機開発を進めてきた結果、SPICA に搭載される機械式冷凍機の冷却能力は、ミッション要求を満足しており、ミッション部冷却系としての成立性が示されている。今後は、熱設計マージンの確保のための能力向上 (高効率化、低温化) と、信頼性向上 (長寿命化、低温環境下対策、検証/評価方法) に注力していく予定である。また、観測系への擾乱が懸念される圧縮機等からの発生振動低減や、冷凍機の冗長構成と運用方法についても、より詳細な検討と評価が必要と考える。

## 参考文献

- [1] T. Nakagawa et al, "SPICA: space infrared telescope for cosmology and astrophysics", *Advances in Space Research* 34(2004), p. 645-650.
- [2] H. Sugita, et al, "Space cryogenic system for SPICA mission", *Proc. SPIE Vol. 5487(2004)*, p.1625-1633.
- [3] K. Narasaki, et al, "Development of 1K-class mechanical cooler for SPICA", *Cryogenics* 44(2004), p.375-381.
- [4] K. Narasaki, et al, "Development of Two-stage Stirling Cooler for ASTRO-F", *Advances in Cryogenic Engineering*, Vol. 49(2004), p.1428-1435.
- [5] K. Narasaki, et al, "Development of cryogenic system for SMILES", *Advances in Cryogenic Engineering*, Vol. 49(2004), p.1785-1794.

Table 1 Mission requirement for cryocoolers

			Temp.	1 K class	2 K class	4 K class	20 K class
Telescope (primary mirror, secondary mirror, optical bench)			> 5 K	—	—	> 15 mW: Parasitic heat	Only for precooling, Heat switch needed
Mid IR : Imaging photometer / Spectroscopic instrument	Optics		> 10 K	—	—	N/A	—
	Detector Si:As		4 K ±100 mK	—	—	15 mW: Parasitic heat included	—
Far IR : Imaging photometer / Spectroscopic instrument	Optics		> 2.5 K	—	N/A	—	—
	Detector	Short wavelength Ge:Ga	2.5 K ±50 mK	—	> 10 mW: Parasitic heat included	—	—
		Long wavelength Stressed Ge:Ga	1.7 K ±100 mK	> 5 mW: Parasitic heat included	—	—	—
Submillimeter : Imaging photometer / Spectroscopic instrument	Optics		> 2.5 K	TBD			
	Detector	(Plan 1) Ga:As	1 K	TBD			
		(Plan 2) Bolometer Array	100 mK	TBD			
Near IR : Imaging photometer (option)	Optics		> 30 K	TBD			
	Detector In:Sb		30 K±1K	TBD			

Table 2 Specifications and R&amp;D items of cryocoolers

	Precooling 20K-class	4K-class	2K-class	1K-class
Configuration	2-stage Stirling (2ST)	2ST + <sup>4</sup> He-JT	2ST + <sup>3</sup> He- <sup>4</sup> He-JT	2ST + <sup>3</sup> He-JT
Required cooling capacity	> 300 mW@20 K	> 30 mW@4.9 K	> 15 mW@2.5 K	> 10mW@1.7K
Power	< 90 W(AC)	< 160 W(AC)	< 180 W(AC)	< 180W(AC)
Life	> 5 years	> 5 years	> 5 years	> 5 years
Status	Astro-F ISS/JEM/SMILES	ISS/JEM/SMILES	New development	New development
Results with BBM or more	300 mW@20 K	30 mW@4.9 K	15 mW@2.5 K	12 mW@1.7 K
R&D items	(1) Improvement of cooling power of 2ST (Lower temperature) · New material for regenerator · Modification of regenerator structure (2) Improvement of reliability of 2ST · Methods of verifications or evaluations of service life · Measures for working gas degradation, selection of material, review of manufacturing process (3) Redundant configuration of cryocoolers, operational procedures in orbit, vibration resistance at launch (4) Reduction of compressor vibration			
	(1) Development of heat switches	(1) Improvement of reliability of JT compressors · Continuous running tests (2) Survivability of JT compressors in cold environment · Trial production of valves · Performance demonstration (3) Optimization of configuration and operational conditions of JT circuit		
		(1) JT compressors · Increase of flow rate · Increase of pressure	(1) Decision of <sup>3</sup> He-JT or <sup>4</sup> He-JT (2) Feasible with technology for 1K-class or 4K-class cryocoolers	(1) Efficient of JT compressors (2) Development of low- pressure-driven bypass valves (3) Purification of <sup>3</sup> He gas (4) Operational procedures of <sup>3</sup> He-JT

## 技術試験衛星Ⅷ型展開ラジエータ(DPR)の 地上特性評価試験結果報告

Characteristic of Deployable Radiator (DPR) for Engineering Test Satellite-Ⅷ in Grand Test

総合技術研究部 システム評価技術グループ / 川崎春夫、矢部高宏、岡本篤

ETS-Ⅷプロジェクトチーム / 野田浩幸

Haruo Kawasaki<sup>1)</sup>, Takahiro Yabe<sup>1)</sup>, Atsushi Okamoto<sup>1)</sup>, Hiroyuki Noda<sup>2)</sup>

1) Space Systems Evaluation Engineering Group

2) ETS-Ⅷ Project Team

Institute of Space Technology and Aeronautics (JAXA)

### Abstract

The deployable radiator (DPR) with looped heat pipe is planned in Engineering Test Satellite-. The loop heat pipes are able to transport heat over long distances in satellite. The thermal control systems such as the loop heat pipes are demanded with precise control and expected to operate on orbit for 10 to 20 year. The non-condensable gas in loop heat pipe with working fluid affects the precise control and performance. The paper describes an investigation into operating characteristics of loop heat pipe in DPR and an effect of non condensable gas.

### 1. はじめに

展開ラジエータ(DPR)は、衛星の大電力化に伴う排熱増加、およびロケットフェアリング収納スペースの制約条件から限界に近づきつつある排熱面を軌道上においても確保するため、打上げ時に収納していた放熱面を軌道上で展開する方式の実験用展開型ラジエータであり、図1の外観を有する。DPRは、図2に示すループヒートパイプ(LHP)[1]をラジエータフィードとする排熱実験装置として運用され、実験用ヒータの発生熱(LHPの負荷)をマイナスピッチ(北)方向へ放熱させる実験が計画されている[2,3]。

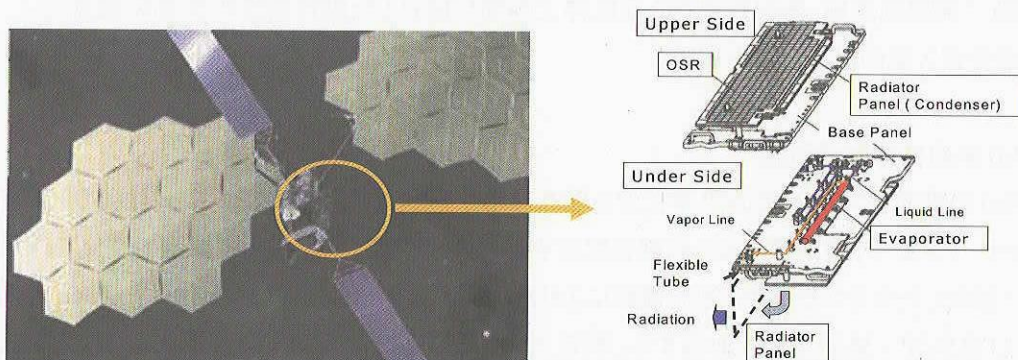
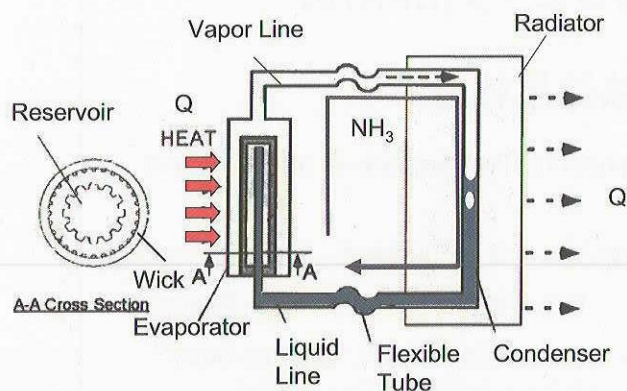


Fig .1 Engineering Test Satellite-Ⅷ in grand test(ETS-Ⅷ) and Deployable Radiator (DPR)





\* FLHP: Flexible Looped Heat Pipe

Table 1 Specification of DPR

Capacity	$Q > 300\text{W}$ (Equinox)
Conductance	$1500\text{W/m}^2\text{K}$ (Evaporator) / $3000\text{W/m}^2\text{K}$ (Condenser) (Input 300W)
Condition of Starting Up	$Q > 100\text{W}$ , $T_{\text{vap}} > 40^\circ\text{C}$
Heat Transfer	$Q > 300\text{W}$ ( $-25 < T_{\text{vap}} < +85^\circ\text{C}$ ) / $Q > 1000\text{W}$ ( $-5 < T_{\text{vap}} < 65^\circ\text{C}$ )
Permissible range of Temperature	$-40 \sim +85^\circ\text{C}$ (ON mode)
Weight/Electric Load	$M < 33.7\text{kg}$ / $W < 402\text{W}$

Fig.2 Schematic diagram of Loop heat pipe in DPR

本研究は ETS-Ⅷ展開ラジエータの起動特性の把握および軌道上実験運用における性能を事前予測することを目的として、展開ラジエータのEMを用いた事前性能評価実験を平成16年11月から実施した。本報告では、平成16年度に ETS-Ⅷプロジェクトチームとシステム評価技術グループの共同で実施した DPR 事前性能評価実験の結果を述べる。

## 2. 研究概要

展開ラジエータは既に、これまでの結果、表1の仕様を充分満足することが確認できている。一方で、要求仕様の範囲内で起動特性が変化する現象が観察された。この原因の1つとして、アンモニア冷媒中に不凝縮性ガス[4,5]が存在するためと考えられるが明らかでない。そこで、軌道上実験運用の始まる前に、この起動特性変化の解明と軌道上実験運用における性能把握のために、以下の地上実験を筑波宇宙センターの熱流体実験室で行った。

### 1) DPR(EM)性能評価実験

- ①温度特性実験：定常時温度プロファイルの把握
- ②負荷変動実験：熱入力変動時の動作特性の挙動把握
- ③起動／再起動実験：再起動までの運転停止期間に依存した動作特性の変動の確認

### 2) 不凝縮性ガス量の計測と発生実験

## 3. DPR(EM)事前性能評価試験

DPR(EM)の熱流体実験室での設置状況を図3に示す。ここで室温は約 $21^\circ\text{C}$ 、湿度60%以下に一定に管理されており、ラジエータで対流による放熱を促進するため、一定方向から一定風速で空気を送風した。

蒸発器に貼付したスキムヒータに直流電源により熱入力を与え、供試体に取り付けた43chの熱電対の温度データおよび蒸気管／液管圧力を取得する。熱電対の位置を図4に示す。蒸発器上の測定ポイントの温度変化が $0.1^\circ\text{C/hr}$ 以下になったら定常状態に到達したとして判断した。この際に、入力負荷や運転停止期間などを変化させて性能の変化を計測した。



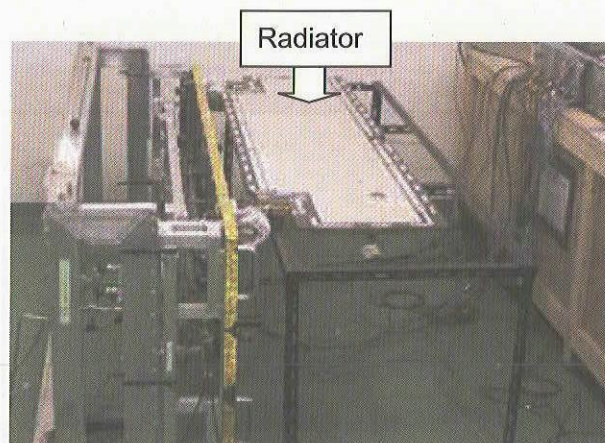


Fig. 3 Photograph of DPR (EM)

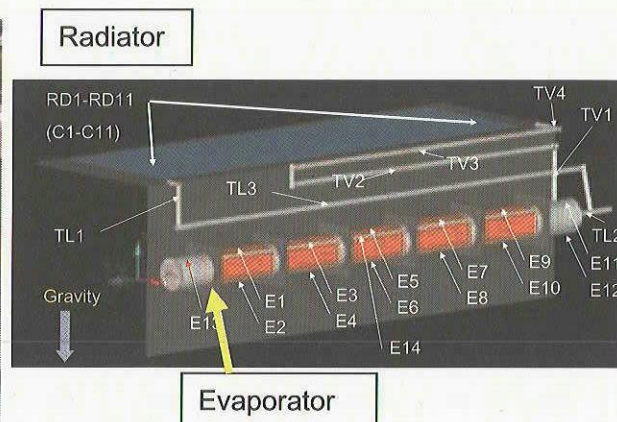


Fig. 4 Thermocouples on DPR (EM)

実験の結果、図5に示すように、蒸発器に加えられた熱がラジエータ面に伝わり放熱していることが確かめられた。

次に起動／再起動実験の一例として、入力 260W 一定で定常後に OWLし、そして起動までの待機時間を変化させ、断続的に運転した場合の各部温度を図6に示した。各起動時を比較すると温度履歴が若干異なっている。

熱入力に変化に対する蒸発器入り口温度、および出口温度の変化について図7, 8に示した。熱入力が 25 OW以上では、蒸発器入り口温度は安定しており、正しく冷媒が流れている。一方、熱入力が 250 W 以下低入力では、熱入力が低くなると蒸発器入り口温度が上昇している。これは、蒸発機内の温度の高い冷媒が逆流しているためと考えられる。蒸発器出口温度は、熱入力が増加するにつれ上昇している。また周辺環境条件および熱入力と同じでも、蒸発器出口部の温度が 10℃ 近く変化している。これらの違いは、運転の待機時間などの運転前の状況が影響しているためと考えられる。

そこで待機時間で整理した蒸発器の総括伝熱係数および凝縮器での総括伝熱係数の結果を図9, 10に示す。これらの結果より、待機時間に依らず蒸発熱伝達率の変動で 1000 W/m<sup>2</sup>K、および凝縮熱伝達率で 300 OW/m<sup>2</sup>K の変動が確認された。これらの現象は、要求仕様を満たしているが、今後解析等で検討を行う予定である。

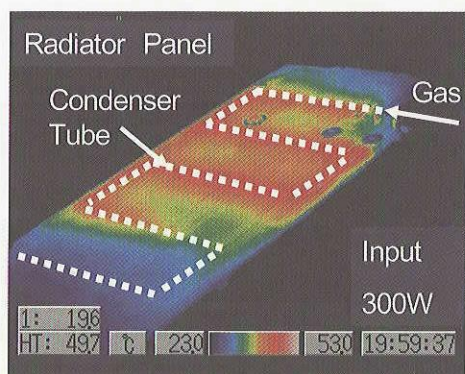


Fig.5 Temperature distribution on radiator panel

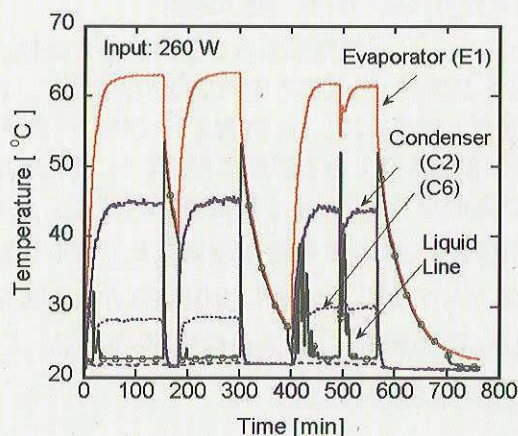


Fig.6 Time dependence of temperature with 260W



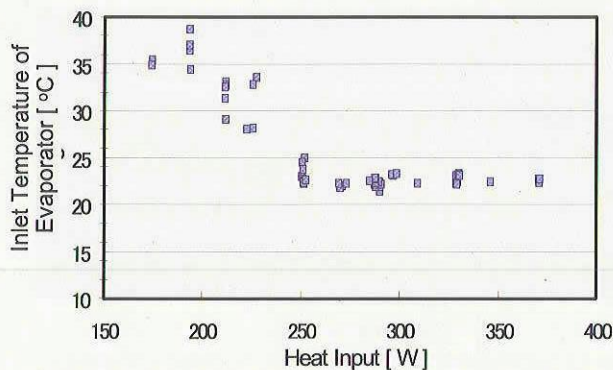


Fig.7 Effect of heat input on inlet temperature of evaporator

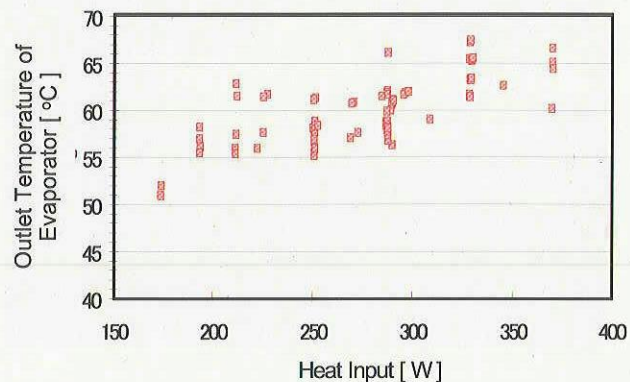


Fig.8 Effect of heat input on outlet temperature of evaporator

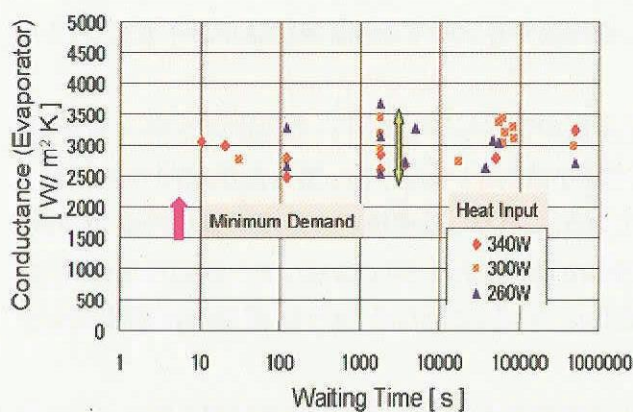


Fig.9 Variation in heat conductance at evaporator

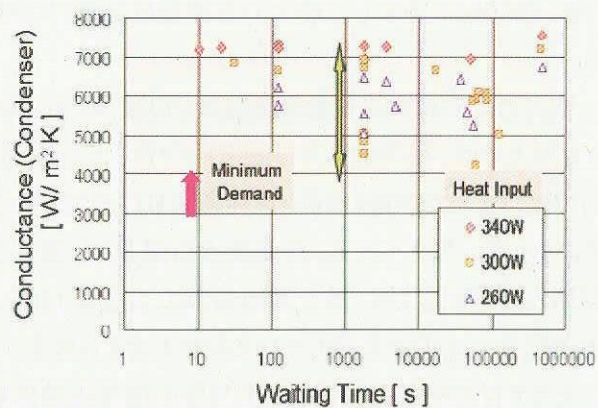


Fig.10 Variation in heat conductance at condenser

#### 4. 不凝縮性ガス量の計測と発生実験

閉じたループの不凝縮性ガスを計測する方法は、内部ガス分析、飽和蒸気圧の計測などがある。本研究では、熱平衡状態にある DPR の内部圧力を計測し、純アンモニアとの飽和蒸気圧との比較検討を行うことにより、不凝縮性ガス量を算出した。外部から DPR への入熱量を極力少なくするために、室温が約 22°C、相対湿度 60%以下に制御されている部屋に設置した。また、より温度環境を一定に保つため、送風機で周辺空気を攪拌し、約 50 時間以上保持した。保持後に内部圧力および温度を計測し図 11 に示した。

この結果をアンモニアの飽和蒸気圧と比較すると、図 12 のような結果となる。温度分布を考慮しても飽和蒸気圧曲線の示すより、計測値は 0.01MPa から 0.04 MPa 程度高くなっている。周辺温度が  $20.7 \pm 0.5^\circ\text{C}$  の場合もほぼ同様に飽和蒸気圧より高い結果が得られた。このことから不凝縮性ガス量  $0.16 \times 10^{-2}\text{mol} \sim 0.63 \times 10^{-2}\text{mol}$  であることが分かった。



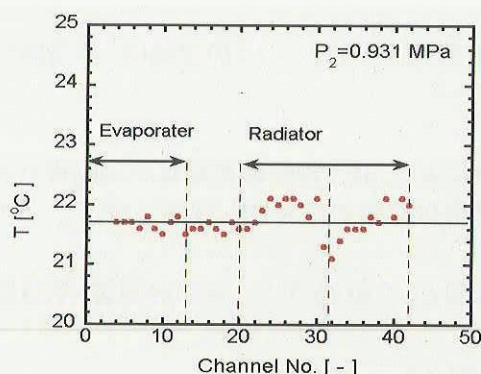


Fig. 11 Temperature distribution on DPR

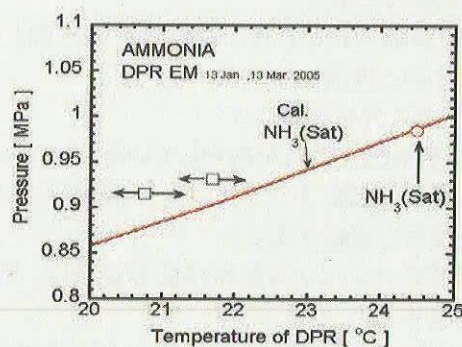


Fig. 12 comparison between measured pressure of DPR and saturated pressure of ammonia

## (2) 不凝縮性ガス発生実験

DPR のような閉鎖ループにおいて不凝縮性ガスの存在の要因として、1) 製造時にガスとして混入、2) 内部材料表面に吸着していた物質の脱離、3) 腐食反応による水素発生などが考えられる。ここで1) および2) においては、初期性能試験で性能の低下が見られるため、不具合が見つかりやすい。しかし、3) の腐食反応の場合、反応速度によっては不凝縮性ガスの生成による影響が、しばらく経ってからの場合が考えられる。そこで本実験では研究例の少ない、腐食反応に影響するアンモニア中の微量水分に注目し、不凝縮性ガスの生成および特性について調べた。その結果、水素の確認はできた。しかし高圧ガスのサンプリングおよび、分析時の空気の混入などの課題があがった。これらの課題を解決し、平成17年度も引き続き実験を行う。

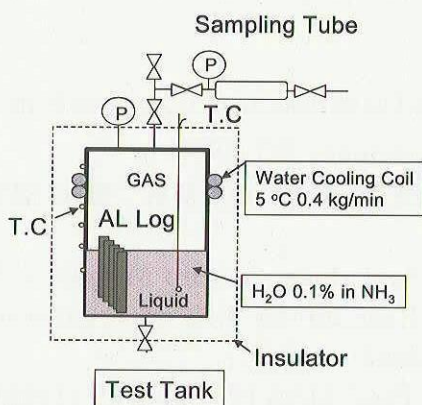


Fig. 13 Schematic diagram of experimental apparatus for non condensable gas in ammonia

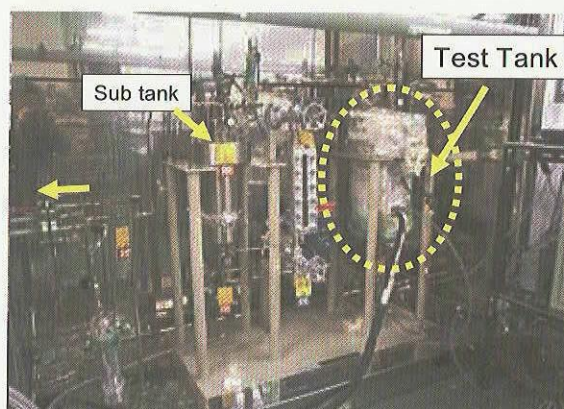


Fig. 14 Photograph of experimental apparatus for non condensable gas

## 5. まとめ

以上の実験および検討より以下の結果を得た

### 1) 温度特性実験、負荷変動実験より

- ・JAXA メンバーにより ETS-VIII DPR(EM) を運用し、特性を把握した。
- ・凝縮・蒸発熱伝達率は仕様を満足していることが再確認できた。

## 2) 起動／再起動実験より

・DPR 寿命試験で観察された動作特性の変動を今回の実験でも観察した。（この変動は、不凝縮性ガスに起因するものと推測した。）

## 3) 不凝縮性ガス分析実験より

・DPR に不凝縮性ガスが内在していることが分かった。これにより、動作特性の変動は不凝縮性ガスに起因するものと結論づけた。なお、不凝縮性ガスと動作特性の依存性の定量的な評価について、平成 17 年度も検討を継続する。

→不凝縮性ガスによる動作特性の変動は、軌道上評価項目として位置づけ、実験計画書・手順書に作業を定義する。

・現状の不凝縮ガス量は DPR(EM)の要求性能上の支障はない。

## 軌道上実験への対応

以下に今後の軌道上実験についての予定について整理した。軌道投入後のラジエータ展開と共に、FLHP の無重力下での作動を確認し、以下のような DPR の性能実証を行う。

- (1) 展開型ラジエータの軌道上での展開確認
- (2) 展開型ラジエータ排熱能力設計評価のためのデータ取得
- (3) FLHP の宇宙環境下での動作特性把握のためのデータ取得
- (4) 展開型ラジエータ排熱能力の長期劣化トレンド評価のためのデータ取得
- (5) FLHP 動作特性の長期劣化トレンド評価のためのデータ取得
- (6) 地上実験(筑波宇宙センター熱流体実験室にて実施)結果と対比するためのリファレンスデータの取得する

これらの軌道上実験を行うにあたり、今回の地上実験の経験と知見が生かされると期待する。

## 参考文献

- [1] Yu.F.Maidanik, Yu..G.Fershtater “Theoretical Basis and Classification of Loop Heat Pipes and Capillary Pumped Loops” 10<sup>th</sup> International Heat Pipe Conference X-7 (1997)
- [2] 野田浩幸、馬場厚, “ETS-Ⅷ展開ラジエータ搭載実験機器用 FLHP 設計解析”, 第 46 回宇宙科学技術連合会 2E13 (2002)
- [3] Hiroaki Ishikawa, Akira Yao, Teturou Ogushi and Seiji Haga, Akihiro Miyasaka Hiroyuki Noda ”Development of Loop Heat Pipe Deployable Radiator for Use on Engineering Test Satellite ” 31<sup>st</sup> ICES 2001-01-2341 O1ICES-61 (2001)
- [4] Jentung Ku “Operating Characteristics of Loop Heat Pipe” AIAA 1999-01-2007 (1999)
- [5] Jane Baumann, Brent Cullimore, Jay Ambrose, Eva Buchan, Boris Yender “A Methodology for Enveloping Reliable Start-Up of LHP” AIAA 2000-2285 (2000)



## SOHLA-1 熱制御系の開発

### Development of Thermal Control System on SOHLA-1

総合技術研究本部システム評価技術グループ 岡本 篤

Atsushi Okamoto

Space Systems Evaluation Engineering Group

Institute of Space Technology and Aeronautics

#### Abstract

In this research and development, a design of thermal control system of SOHLA-1 is conducted. A thermal design policy was devised being based on an environmental demand for thermal control system, and this year carried out a thermal design by in orbit thermal analysis and a thermal balance test was conducted to acquire data used for a precision improvement of a mathematical model for thermal analysis. As a result, the propriety of a thermal design is confirmed, and the cause was able to plan precision improvement of a thermal mathematics model.

#### 1. はじめに

本研究開発では、東大阪宇宙開発共同組合(SOHLA)が主体となって大阪府立大学とJAXA 総合技術研究本部の技術支援のもと開発を進めている 50kg 級小型衛星 SOHLA-1 に関する熱設計解析および試験を実施している。Fig.1 に SOHLA-1 のイメージ図、Table.1 に SOHLA-1 の主要緒元を示す。



Fig.1 A figure of image of SOHLA-1 on orbit

Table1. Specification of SOHLA-1

Item	Contents
Size	W:500mm × D:500mm × H:500mm
Weight	Less than 50[kg]
Orbit	Sun synchronization orbital About 800 [km]
Communication	Amateur band S band (backup)
Operative period	More than 3 months

## 2. 研究の概要

平成 16 年度は以下の項目を実施した。

### (1) 熱設計方針の策定

熱制御系に求められる機能要求をもとに SOHLA-1 の熱設計方針を定めた。

### (2) 熱解析による熱設計検討

システム熱数学モデルを作成し熱解析を行い、熱計装・熱制御材の配置検討等の熱設計検討を行った。

### (3) 熱構造モデルを使用した熱平衡試験

熱設計の妥当性評価およびシステム熱数学モデルのコリレーションに必要なデータの取得を目的として、熱構造モデル(STM, Structural and Thermal Model)を製作し熱平衡試験を行った。

## 3. 成果の概要

### (1) 熱設計方針の策定

#### a. SOHLA-1 熱制御系機能要求

地上および打ち上げ時から運用期間終了までのすべての運用モードにおいて、機器を許容温度範囲内に維持することである。

#### b. 熱設計方針

上記の機能要求を満たすべく検討した熱制御系の設計方針は以下の通り。

- ・受動型熱制御方式を基本とする。ヒートパイプ等の熱制御デバイスは用いず、黒色塗料、多層断熱材(MLI, Multi Layer Insulation)等の熱制御材による表面光学特性の調整により熱制御を行う。
- ・特定の放熱面を設けず、内部機器からの発熱は、サイドパネル等を解して宇宙空間へ放熱させる。放射量バランスは、各パネル内側に設置した MLI の貼付面積の大きさで調整する。
- ・衛星内部は輻射熱結合を強めるため、基本的には黒色塗装を施す。
- ・発熱機器には、接触熱抵抗低減のため、取り付け面と構体との間にフィラーシートを挿入する。



## (2) 熱解析による熱設計検討

### a. システム熱解析の目的

システム熱数学モデルによる熱解析を実施し、熱計装の配置検討および熱設計方針の妥当性評価を行った。

### b. システム熱解析の手順

まず、熱制御材を施さない状態の熱数学モデルを用いて簡易熱解析を実施し、熱的にクリティカルな箇所を把握する。その解析結果および熱設計方針に基づき熱制御材の配置検討を行う。その後、熱制御材を配置した熱数学モデルを用いて解析を実施する。その解析結果を評価し、必要に応じて熱制御材の配置変更などの修正を行い、再度解析を行う。機能要求を満たすまで、この手順を繰り返し実施した。

### c. 軌道上熱数学モデル

本モデルは、衛星システム全体モデルであり、総ノード数は約 1500 ノードである。モデル形状形成等のプリプロセッサには「Thermal Desktop」を、熱解析ソルバーには、「SINDA/Fluent」を用いた。Fig.2 に衛星システム熱数学モデルの概観（透過図）、Fig.3 に解析結果イメージ図を示す。

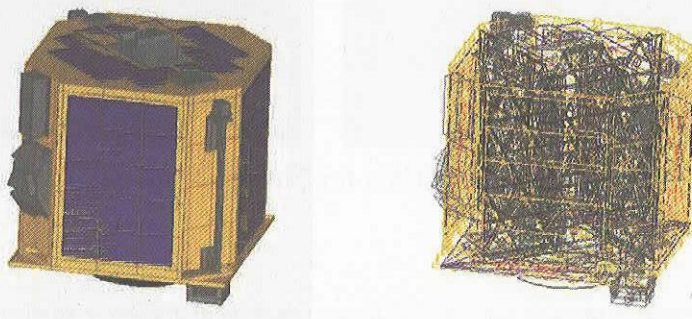


Fig.2 Mathematical Models of SOHLA-1 for Thermal Analysis

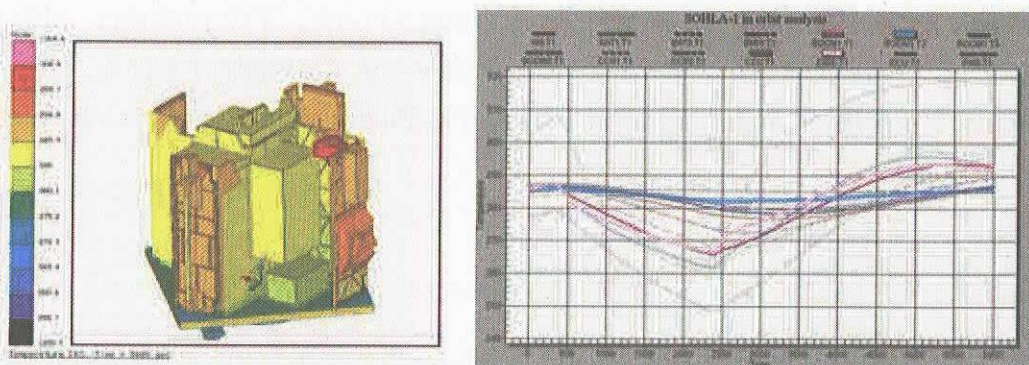


Fig.3 Image of a result of thermal analysis



### (3) 熱構造モデルを使用した熱平衡試験

平成 17 年 2 月 4 日～2 月 10 日まで筑波宇宙センター小型衛星試験棟において小型スペースチャンバーを用いて熱構造モデルの熱平衡試験を行った。本試験の目的は、SOHLA-1 の熱設計の妥当性評価及び解析に使用するシステム熱数学モデルの精度向上のために実施するコリレーション作業に必要なデータの取得である。

試験に使用した供試体は、機械環境試験に使用した構造モデルに黒色塗装および熱計装を施した熱構造モデルであり、本試験における外部熱入力の実験はスキムヒータ法を採用したため、太陽光入射、アルベド、地球赤外放射等の外部熱入力はサイドパネル、アッパーデッキ、ロアーデッキにはカプトンヒータを貼り付けている。内部搭載機器の発熱も機器ダミーに貼り付けたカプトンヒータにより模擬した。試験では、外部熱入力及び内部発熱分布が違う全 10 モードの試験を行い、衛星各部に取り付けた 60[ch]の温度センサ(熱電対)の温度データを取得した。Fig.4 に熱平衡試験に用いた熱構造モデルの外観を示す。



Fig.4 STM of SOHLA-1 for Thermal Balance Test

### 4. まとめ

SOHLA-1 熱制御系の開発において、今年度は機能要求を満たす熱設計方針を策定し、その方針に基づいて熱設計開発を行った。ソフトウェアを用いた熱設計解析およびハードウェアを製作し熱平衡試験を実施することにより、熱設計の妥当性評価および解析モデルの精度向上に必要なコリレーション用データの取得を行った。平成 17 年度は、試験で得られたデータを用いてコリレーションを行い、熱数学モデルの精度向上を図る。また、その熱数学モデルを用いた軌道上予測解析を行い、FM(Flight Model)のシステム熱設計に反映する。

## 宇宙用アンモニア小型流体駆動源の初期開発検討 Preliminary Study on Development of a Small-sized Mechanical Pump

総合技術研究本部システム評価技術グループ  
矢部 高宏 川崎 春夫

Space Systems Evaluation Engineering Group  
YABE Takahiro KAWASAKI Haruo

**Abstract** This report describes the development of a small-sized mechanical pump. The pump can be used in thermal control systems, such as mechanical pumped loops (MPL) of spacecrafts. This pump has following three features. 1) Ammonia used as working fluid. 2) Small sized design for spacecrafts. 3) Axial type motor used for driving gear. The trochoid gear miniaturized the pump with the external diameter of 48[mm], the thickness of 19[mm] and weight of 150[g]. As a result of the performance test, 0.5 [L/min] flow rate, 45[kPa] of total pressure and 2[MPa] withstand pressure were achieved. .

**Keywords:** Mechanical pumped loops, small-sized mechanical pump

### 1. はじめに

本研究では、宇宙機熱制御用メカニカル・ポンプ・ループ(MPL)のキーコンポーネントである小型流体駆動源を開発することを目指している。MPL には、熱輸送特性の高いアンモニアが使用されるが、毒性があり飽和蒸気圧が高いため、耐圧性やシール性が求められるため、流体駆動源の小型化は高い技術が必要とされる。

本報告では、初期開発検討の一環として、MPL の内部冷媒に液体アンモニアを使用する際の耐圧性やシール性を考慮し、システム評価技術グループが採用した評価用流体駆動源の予備性能試験結果について報告する。

### 2. 研究概要

#### 2.1 背景

現在、人工衛星における熱制御システムにはヒートパイプが多く用いられている。しかし、ミッションが多様化し、十数 kW 級の規模の人工衛星へと高発熱化・大型化が進むと、熱輸送効率の高い流体ループが熱制御システムとして適切となる。現在、宇宙実証されている流体ループは、毛細管力を流体駆動源として利用するキャピラリ・ポンプ・ループ(CPL)やループ・ヒート・パイプ(LHP)であり、日本では、2002 年打上げの次世代無人宇宙実験システム(USERS)[1]や、2005 年度打上げ予定の技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)[2]において実証済み、あるいは実証が予定されている。

一方、機械式の流体駆動源を利用する MPL は、重量や所要電力などの課題はあるものの、実装性や熱輸送量、地上での性能検証・実証方法等において柔軟性があり[3]、海外では Mars Pathfinder[4]や ISS(International Space Station)[5]の熱制御システムの一部として実用化されている。

しかし、これらの MPL は重量やサイズが大きいため、搭載性において小型・軽量化とともに、高信頼性と長寿命性の両立が求められているのが現状である。

#### 2.2 開発状況

前項に示す流体駆動源の初期開発検討の一環として、システム評価技術グループでは、(株)帝国電機製作



所の汎用の小型キャンドモータ[6]を評価対象として採用した。すでに中型・大型ポンプにおいて実績のある汎用のキャンドモータに関する技術を応用することで、耐圧性能を確保するとともに、小型化および軽量化を実現している。

本駆動源は、①宇宙用としてアンモニアが作動流体として使用できること、②小型・軽量であるため宇宙機への搭載性が非常に良いこと、③アキシアル・モータ(Axial Air Gap Motor)を応用し、流体駆動部にトロコイドギアを適用していることを特徴としている。

2. 3 評価用流体駆動源の仕様

Table1に評価用流体駆動源の仕様比較を示す。評価用流体駆動源は、内部の高い圧力にも耐え、内部流体の漏洩を防ぐ構造を、小型形状を維持したまま実現している。

液体アンモニア送液には、インナとアウトのトロコイドギアを使用している。また、モータには、アキシアル・タイプのモータを採用した。評価用流体駆動源の概観をPhoto 1に示す。

Table1: Trial model specifications

Trial mode	TSTG103-1,2
Gear Shape	Trochoid
Motor Type	Axial
Weight	150g
Size	48mm × 19mm
Total Pressure	45kPa@0.5L/min
Flow Rate	0.1L/min to 0.5 L/min
Revolution Speed	4000rpm to 6200 rpm
Withstand Pressure	2MPa
Casing Material	ASTM B348 GR5

3. 成果概要

3.1 予備性能試験

性能試験装置をPhoto 2に示す。また、予備的な性能試験結果をFig.1に示す。この試験結果は無負荷試験のものであり、水を用いて行っている。製作した2台の評価用流体駆動源の性能には、数 kPa 程度のばらつきが見られたが、ほぼ同一の性能を有している。

3.2 耐圧性能

アキシアル・モータの利用に伴い、ケーシング部材、フレーム形状を小型化した。しかし、アンモニアを使用するため、小型で大きな圧力を受ける場合、円管で受ける場合と比較して、十分な強度を有するためにより大きな肉厚が必要となる。(例えば、アンモニアは 40℃において飽和圧力が約 1.46MPa である)。

そこで、高強度材料を選定するとともに、補強板を下部に設置することで、耐圧目標 2MPa(気密試験は 2MPa, 耐圧試験は 3MPa で実施)を実現することができた。作動流体であるアンモニアを MPL 系内に充填した際、リークは計測限界以下であった。

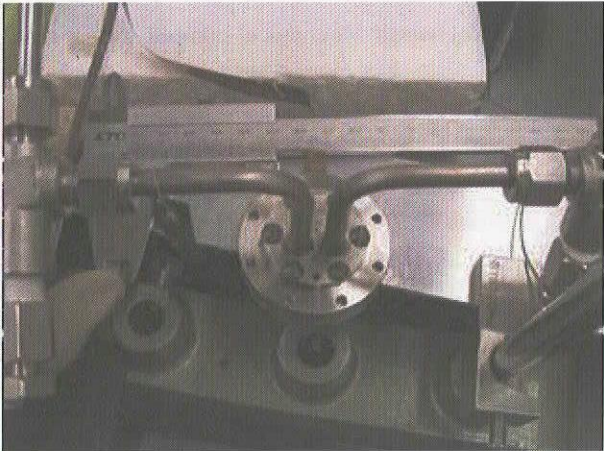


Photo 1: Flat and small-sized mechanical pump

Fig. 1: Performance curve of Trial Model

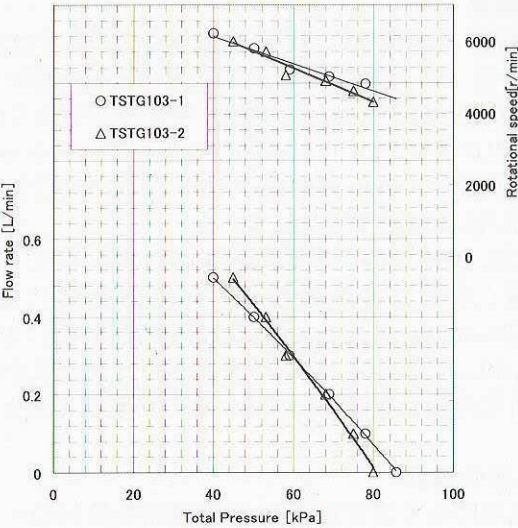




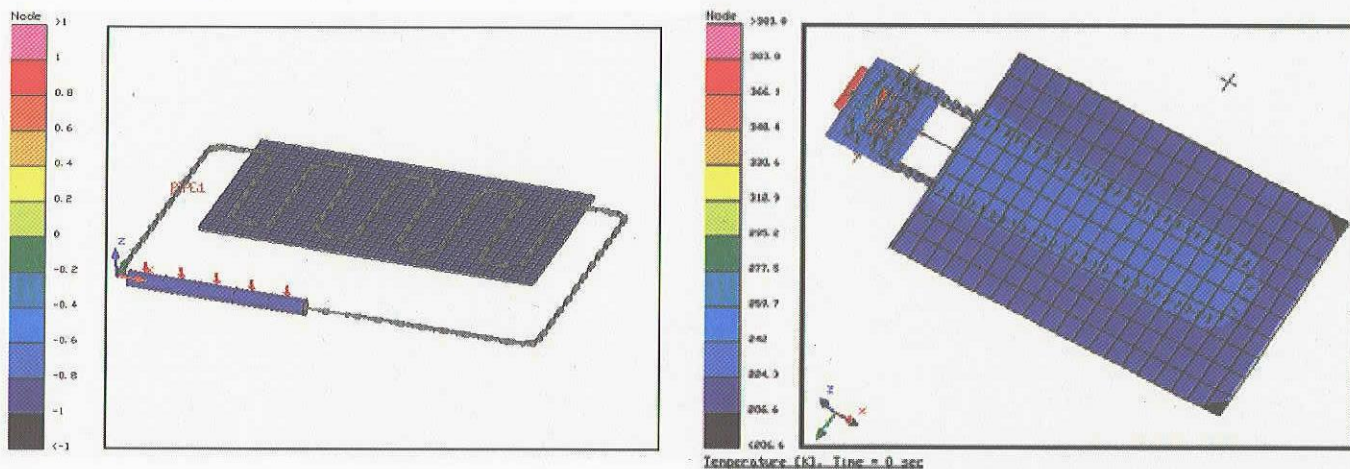


Photo 2: Test equipment of MPL

#### 4. 課題

今後の課題を以下に示す。

- (1)アンモニアを用いた寿命試験を実施と長寿命化の実証
- (2)さらなる軽量化のためのケーシング材料検討
- (3)長寿命化を考慮したギアおよびベアリング最適材設定
- (4)長寿命化を考慮したギアの最適クリアランスの検討
- (5)インバータ制御部のポンプ本体への組込み検討
- (6)インバータ制御部およびステータの排熱方式の検討
- (7)ポンプ性能曲線および衛星内部熱負荷の排熱の模擬したMPLのモデル化・熱解析



(a): MPL with Radiator

(b): MPL with Heat Load

Fig. 2: Example of Simple Thermal Analysis

#### 5. まとめ

宇宙用 MPL 用の流体駆動源の初期開発において、システム評価技術グループが採用した小型流体駆動源の性能評価を行った。評価の結果、アンモニアを内部流体として使用する上で、最も大きな課題としていた耐圧性能は、目標の 2MPa を達成することができた。また、アンモニアのリークは計測限界以下であった。

#### 6. 参考文献

- [1] 田中清ほか, 展開ラジエータ(CPDR: capillary Pumped Deployable Radiator)の実験状況, 第 47 回宇宙科学技術連合会講演会(2003), 1299-1302
- [2] 石川博章ほか, 技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)搭載展開型ラジエータの開発, 第 46 回宇宙科学技術連合会講演会(2002), 847-851

- [3] Pradeep Bhandari, Gajanana C. Birur, Mechanical Pumped Cooling Loop for Spacecraft Thermal Control, AIAA-96-1488, (1996)
- [4] Pradeep Bhandari, Gajanana C. Birur, Mars Pathfinder Active Thermal Control System: Ground and Flight Performance of a Mechanically Pumped Cooling Loop, AIAA-97-2469 (1997)
- [5] International Space Station Evolution Data Book Volume I  
BaselineDesign ,3-11,NASA/SP-2000-6109/VOL1/REV1(2000)
- [6] 製品案内 株式会社帝国電機製作所(2004)

## 次世代展開アンテナ構造の解析手法の研究 Buckling Mode Injection Algorithm and its Implementation for An Ultra-light Large Deployable Antenna

総合技術研究本部 システム評価技術グループ 西元 美希, 武市 昇, 下田 孝幸  
宇宙利用推進本部 WINDS プロジェクトチーム 小澤 悟  
宇宙利用推進本部 ETS-VIII プロジェクトチーム 新館 恭嗣  
Miki Nishimoto, Noboru Takeichi, Takayuki Shimoda, Space Systems Evaluation Engineering Group  
Satoru Ozawa, WINDS Project Team  
Kyoji Shintate, ETS-VIII Project Team

### Abstract

A method of a structural design has been presented to realize an ultra lightweight deployable antenna structure for next generation communication satellites. To materialize this method in actual designing, it is necessary to identify the structure's buckling mode correctly in advance, and a flexible multibody analysis program is required. A buckling mode injection algorithm has been presented for the buckling mode identification in a previous study. We have added this algorithm to SPADE, which is a program to analyze flexible multibody systems, and has been developed for analyzing deployable structures. This enables a correct identification of the buckling mode of an arbitrary flexible multibody structure, which ensures the designing of an ultra lightweight deployable antenna structure.

### 1. はじめに

通信衛星の高性能化を実現するためには搭載アンテナを大型化する必要があり, それを実現する手段として展開アンテナが考えられる. しかし, 高性能な通信衛星を低コストで実現するためには, 搭載アンテナを大型化するだけでなく, 重量を極限まで軽量化することが望ましい. 超軽量大型展開アンテナを実現するための一つの手段として, あらかじめ座屈モードを把握しそれを抑制するためにテンドンケーブルを変形モードの節と腹をつなぐように配置し, 全体座屈モードをより高次の曲げモードへ移行させることが提案されている<sup>1-3</sup>. このようなテンドン構造により効果的な軽量化を行うためには, 構造物の座屈モードおよび強度を正確に把握することが重要な課題となる.

現在, ETS-VIIIの搭載用アンテナなど, 梁がヒンジ結合された展開構造やケーブルが接続されたケーブル構造の展開解析や構造解析を行うための解析ツールとして, 日本電信電話株式会社 (NTT) 開発の柔軟構造展開解析プログラム (Simple coordinate Partitioning based Dynamics of finite Elements: SPADE) が利用されている. 軽量化を目指したアンテナでは座屈モードの同定が重要となるが, 現時点では SPADE には座屈モードを抽出する機能はなく, 座屈を考慮した解析を行うためにはあらかじめ座屈モードを予測して与えるという恣意的な操作が入るため, 複雑な構造になるほどその正確な解析が困難になる.

そこで本研究では, 軽量化設計の信頼性向上のために, SPADE に座屈モード同定機能を新たに追加し解析精度の向上を図ることを目的とする. なお, 本研究は平成16年度下期に NTT 未来ねっと研究所 (現: NTT アクセスサービスシステム研究所) と行った共同研究である.

### 2. 研究概要

柔軟多体構造物の解析手法として, 共回転有限要素法<sup>4</sup>ならびに Direct Coordinate Partitioning (DCP)を用いた非線形有限要素法が研究されている<sup>5</sup>. これらの特徴としては, 共回転座標系を利用しているため大変位を扱うことができ, DCPにより運動方程式が微分代数方程式ではなく微分方程式で得られ, 最小自由度で計算を行うことができることなどが挙げられる. SPADEはこの手法に基づいて, NTTによって開発されてきた. 一方, 近年ケーブルネットワークを用いたアンテナ設計の概念が変化してきているため, 大変形や座屈の扱いが可能な柔軟構造解析の必要性が増えてきている.

従来の座屈解析では, 分岐点の探索に多くの計算時間を必要とするため, 大型構造物の解析には適していなかった. そこで, 共回転座標を用いた, 梁要素で構成された柔軟多体構造物の大変形および分岐点を考慮しない座屈の解析手法が示された<sup>6</sup>. 本共同研究では, この研究結果をもとに座屈同定サブルーチンを作成し, SPADE に組み込むことにより, 解析ソフトウェアでの柔軟構造の座屈モード同定法の実現を目指した.



本共同研究の実施項目を以下に示す.

- ・座屈モード同定サブルーチンプログラムの作成および実装
- ・簡易数学モデルによるアルゴリズムの検証
- ・テンドン構造の展開アンテナによるアルゴリズムの妥当性検証

### 3. 成果概要

#### 3.1. 大変形および座屈解析

本共同研究では、幾何剛性を考慮した定式化<sup>6</sup>を SPADE に実装することにより、構造物の解析時に座屈点および座屈モードを同定し、座屈後の解析を行うことを可能とした。以下に SPADE および追加機能の定式化の概要を示す。

梁の大変形を解析するためには、要素歪により変化する幾何剛性行列を考慮する必要がある。ここでは、慣性座標系  $\mathbf{e}$ 、節点座標系  $\mathbf{e}_i$ 、および共回転座標系  $\mathbf{e}_c$  を用いる。慣性座標系  $\mathbf{e}$  は慣性空間に固定された座標系、節点座標系  $\mathbf{e}_i$  は梁要素の節点に固定され節点の変化とともに変化する座標系、共回転座標系  $\mathbf{e}_c$  は梁要素の節点変位から決定される要素の回転を表す座標系である。各座標系の関係を Fig. 1 に示す。梁の内力による仮想仕事は、

$$\delta P = \delta \mathbf{u}^T \mathbf{K}_c \mathbf{u} \quad (1)$$

と書くことができる。  $\mathbf{u}$  は  $\mathbf{u} = [\mathbf{u}_1^T \ \gamma_1^T \ \mathbf{u}_2^T \ \gamma_2^T]^T$  と表されるベクトルであり、  $P$  はポテンシャルエネルギー、  $\mathbf{K}_c$  は要素剛性行列、  $\mathbf{u}_i$  は要素内節点  $i$  の並進変位、  $\gamma_i$  は回転変位である。  $\mathbf{K}_c$  には従来の線形有限要素法で用いられている剛性行列を用いることが可能である。 Fig. 1 より、共回転座標系での  $\mathbf{u}$  と慣性座標系での  $\mathbf{x}$  には、  $\delta \mathbf{x} = \mathbf{R}_c \delta \mathbf{u}$  という関係があることから、

$$\delta P = \delta \mathbf{x}^T \mathbf{R} \mathbf{K}_c \mathbf{u} \quad (2)$$

と書き直すことができる。ただし、  $\mathbf{R}_c$  は共回転行列、  $\mathbf{R} = \text{blockdiag}(\mathbf{R}_c, \mathbf{I}, \mathbf{R}_c, \mathbf{I})$  である。 Newton 法などを用いて解析を行う場合、式(2)を一階変分し、接線剛性を求める必要がある。変分を行うと、

$$\delta^2 P = \delta \mathbf{x}^T \delta \mathbf{R} \mathbf{K}_c \mathbf{u} + \delta \mathbf{x}^T \mathbf{R} \mathbf{K}_c \mathbf{R}^T \delta \mathbf{x} \quad (3)$$

が得られる。右辺第一項が幾何剛性行列、第二項が材料剛性行列である。幾何剛性行列には  $\delta \mathbf{R}$  が含まれているため、導出は容易ではない。しかし、共回転行列  $\mathbf{R}_c$  を工夫して変分することにより、

$$\delta \mathbf{x}^T \delta \mathbf{R} \mathbf{K}_c \mathbf{u} = \delta \mathbf{x}^T \mathbf{R} \mathbf{Z} \delta \mathbf{x} \quad (4)$$

となる。これより、接線剛性行列が以下のように表せる。

$$\mathbf{K}_t = \mathbf{R} \mathbf{Z} + \mathbf{R} \mathbf{K}_c \mathbf{R}^T \quad (5)$$

この接線剛性を用いることで、梁の大変形解析が可能となる。

次に、荷重を増加させて座屈解析を行う場合を考える。 Fig. 2 は座屈荷重前後での荷重と変位の経路を示している。座屈荷重に達するまでの経路およびその延長上を主経路と呼ぶ。  $n+1$  回目の解析時には、主経路上も解析的には平衡解であるが、荷重が座屈荷重を超過して接線剛性行列の固有値が負になるため、実際の構造物としては不安定な状態となる。そこで、このような状態を避けるため、平衡解を分岐経路へ誘導することが望まれる。この作業は Buckling Mode Injection と呼ばれる。 SPADE は陰解法で平衡式を解いていることから、座屈点で座屈モードの方向へわずかにずらして平衡式を解くことで、分岐経路へ導くこととした。従って、座屈点の判定と分岐方向となる座屈モードの同定が重要であり、以下のように導出した。接線剛性行列は、分岐点  $\mu = \mu^*$  において

$$\mathbf{K}_t^* = \mu^* \mathbf{K}_c^* + \mathbf{K}_m^* \quad (6)$$

と書くことができる。座屈モードは  $\mathbf{K}_t^*$  のヌルスペース、つまりゼロ固有値に対応する固有ベクトルが張る空間である。しかし、偶然  $\mu^{(n+1)} = \mu^*$  となるような場合を除けば、  $\mu^*$  および  $\mathbf{K}_t^*$  の計算にはある程度の時間を要する。大規模な構造解析ではこの計算コストは大変な負担となり、構造設計などの際に問題となる。ここで、  $\mu^*$  から  $\mu^{(n+1)}$  への変形は微小であると考えられることから、  $\mu = \mu^{(n+1)}$  での  $\mathbf{K}_t^{(n+1)}$  と  $\mathbf{K}_t^*$  は、

$$\mathbf{K}_i^{(n+1)} \approx \mathbf{K}_i^* \quad (7)$$

といえる。したがって、分岐点上の接線剛性ではない  $\mathbf{K}_i^{(n+1)}$  から、 $\mathbf{K}_i^*$  の座屈モードの概算値が得られると考えられる。ここで、 $\mathbf{K}_i^{(n+1)}$  は負の固有値、 $\mathbf{K}_i^*$  はゼロ固有値を持つことに注意すれば、 $\mathbf{K}_i^{(n+1)}$  の行列  $\mathbf{LDL}^T$  の  $\mathbf{D}$  における負の要素を 0 とみなすことで、 $\mathbf{LDL}^T$  分解を利用したヌルスペースの導出が可能となり、それによって座屈モードが得られる。

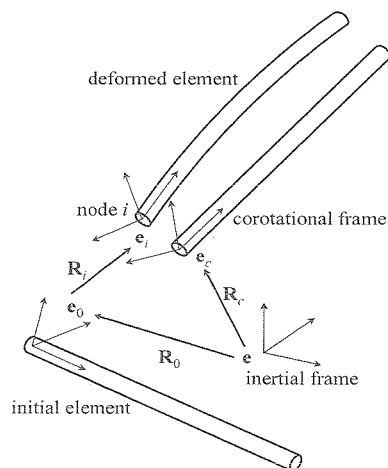


Fig. 1 Definitions of frames and transformation matrices

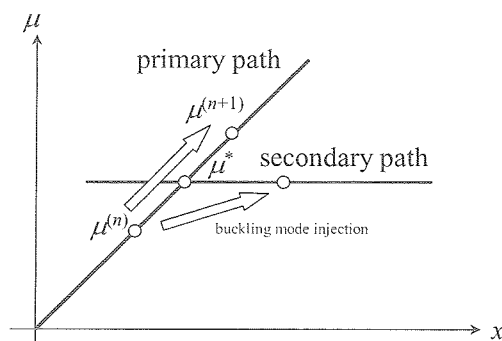


Fig. 2 Load control analysis and paths around bifurcation point

### 3.2. 簡易数学モデルによるアルゴリズムの検証

Table 1 に示す諸元の梁について、片端固定で先端部に軸方向に圧縮力を与えた場合のオイラー座屈荷重は以下で示される。

$$P_c = \pi^2 \frac{EI}{4L^2} = 8.531 [\text{mN/mm}^2] \quad (8)$$

次に、この梁を 10 要素に分割し、 $1.0 \times 10^{-2} [\text{mN}]$  ずつ圧縮力を増加させて解析を行った場合の解析結果を Fig. 3 に示す。Fig. 3 は梁先端部における圧縮荷重と圧縮変位の関係を示している。図中圧縮力が 8.53[mN] となった箇所以降、解析解の算出が不安定となることがわかった。これは式(8)からもわかるように、荷重がオイラー座屈荷重に達した点である。従って、解析過程で座屈の発生を判定し、不安定な平衡点から分岐方向に誘導して平衡状態を算出しようとした結果、平衡解が求まらなかったと考えられる。このことから、本アルゴリズムにより座屈荷重が正しく算出され、かつ、座屈荷重を超えると、圧縮負荷に耐えられなくなり破壊に至るという実際の物理現象に対応していることがわかる。

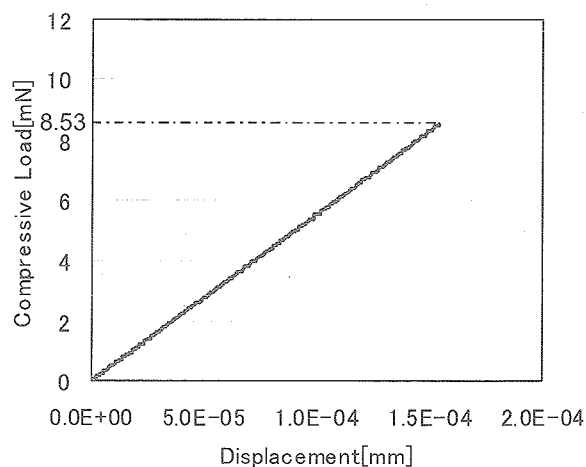


Fig. 3 Result of Beam model

Table 1 Properties of beam

Young's modulus E [mN/mm <sup>2</sup> ]	$7.056 \times 10^7$
Diameter [mm]	1.0
Geometrical moment of inertia I [mm <sup>4</sup> ]	0.049
Length [mm]	1000

### 3.3. テンドン構造の展開アンテナ

#### 3.3.1. 超軽量アンテナ反射鏡

超軽量のアンテナ反射鏡を実現するために、NTTではFig.4に示すような反射鏡面構造を提案している<sup>1-3</sup>。中心から放射状に配置した6組の平面展開フレーム構造、フレーム構造の座屈モードを制御するためのテンドンケーブル、およびパラボラ形状を成形するためのケーブルネットワーク構造とで構成されている。

平面展開フレーム構造は、Fig.5に示すように基本セルの組み合わせで、それぞれの基本セルは、回転自在に結合された上部・下部横部材、周辺縦部材、および中心部材で構成する2組の四辺形リンクに対角部材を加えて静定構造としている。また、中心部材と対角部材とをスライドヒンジで回転・並進移動可能に結合することによって、展開・収納動作を可能としている。

超軽量アンテナ反射鏡の数学モデルをFig.6に示す。解析モデルの規模を抑制するために、反射鏡面を構成するケーブルネットワーク構造によって平面展開フレーム構造に生ずる圧縮荷重はそれぞれの平面展開フレーム構造の上下面に沿って張架した上下6本ずつ、合計12本の張力模擬ケーブルによって与えた。

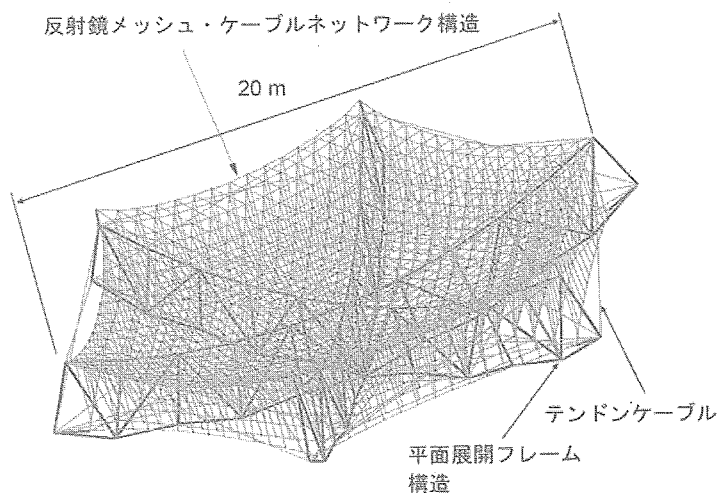


Fig. 4 Conceptual diagram of Ultra-light large deployable antenna reflector

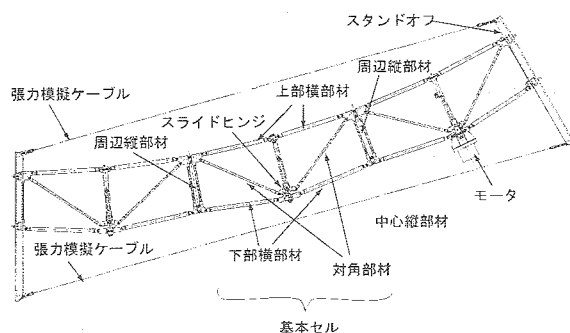


Fig. 5 Tension truss structure

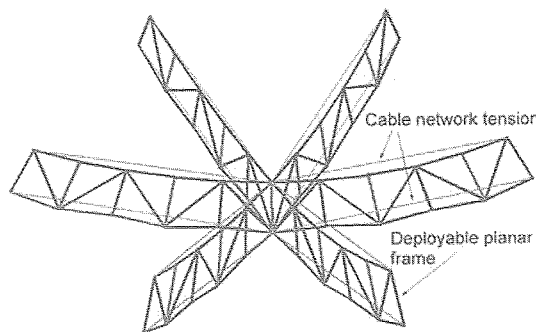


Fig. 6 Analysis model for SPADE

#### 3.3.2. 従来の SPADE における座屈解析の問題点

アンテナ反射鏡について、重量増加を最小に抑えて、強度を向上させる最も効果的な方法は、テンドンケーブルを変形モードの節と腹をつなぐように配置し、全体座屈モードをより高次の曲げモードへ移行させることである。つまり、テンドンケーブルの役割は潜在的な座屈モード（曲げモード）を抑制し、それを高次へ移行させることで、座屈強度を向上させているといえる。そのため、期待した強度向上効果を得るためには潜在的な座屈モードを正確に把握しなければならない。

しかし従来の SPADE では、静荷重応答解析において、全体座屈モードを励起させるために中立線からオフセットさせて荷重を負荷するという恣意的なモデル化を行わなければならなかった。Fig.6に示す構造数学モデルについて、静荷重応答解析および展開解析を実施した結果をそれぞれFig.7およびFig.8に示す。図中、左に全体座屈モードを示し、右に張力模擬ケーブルの張力変化を示す。これらの解析においては、荷重を増加させながら静荷重状態を段階的に解析した静荷重応答解析結果と、収納形状から展開形状までの展開解析結果とで、座屈モードおよび強度について同じ結果を示すはずである。しかし、両者を比較すると異なった座屈モードおよび強度が得られている。これらの結果から、従来の SPADE では意図的に座屈モードを励起しているため、座屈

後の曲げモードが解析できているとしても、それが最低次の座屈モードと対応するとは限らないという問題が明らかとなった。

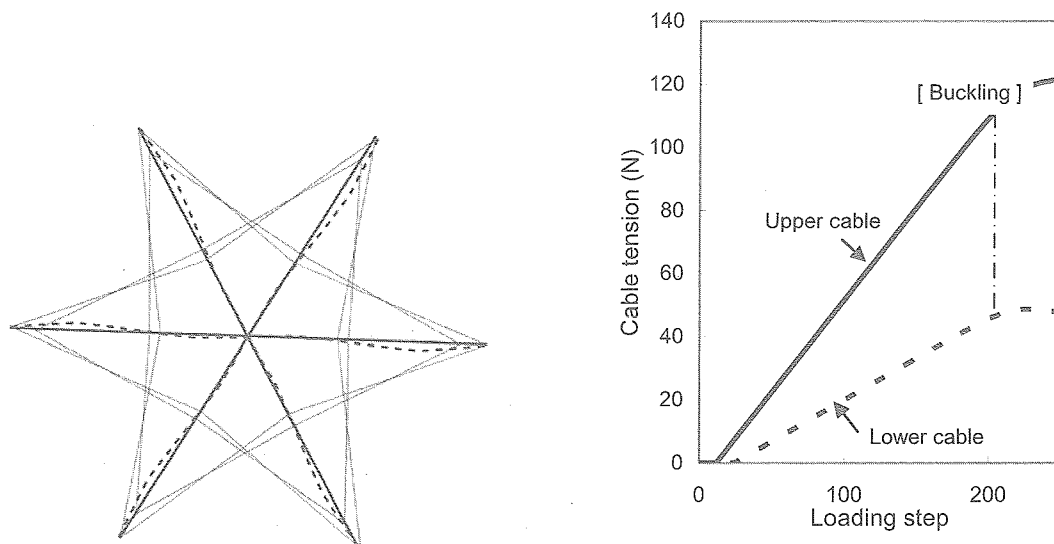


Fig. 7 Result of static load analysis by conventional SPADE

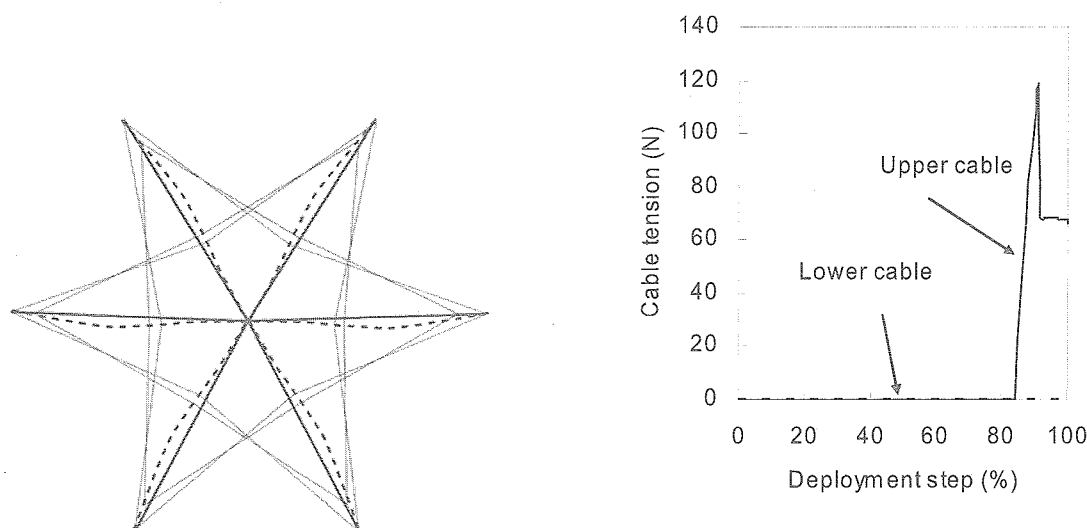


Fig. 8 Result of dynamic deployment analysis by conventional SPADE

### 3.3.3. 座屈モード同定機能を追加した SPADE による解析結果

新たに座屈モード同定機能を追加した SPADE で Fig. 6 に示す構造数学モデルの静荷重応答解析を行った。静荷重応答解析による全体座屈モードおよび張力模擬ケーブルの張力変化を Fig. 9 に示す。従来の SPADE を用いた解析結果と比較して、次の結果を示していることがわかる。

- ・恣意的な座屈モード励起を行うことなく、座屈後の平衡形状に移行している
  - ・張力模擬ケーブルの張力プロファイルに明確な座屈点が見られ、座屈荷重を知ることができる
- また、Fig. 9 に示す張力模擬ケーブルの張力は Fig. 8 に示す動的展開解析結果とほぼ一致しており、低次の座屈モードを静荷重応答解析のみで把握することが出来ることが確認できた。さらに、静荷重応答解析による全体座屈モードは、展開解析によって求めた全体座屈モードとほぼ同一であり、それぞれの平面フレーム構造はお互いに逆位相に変形している。

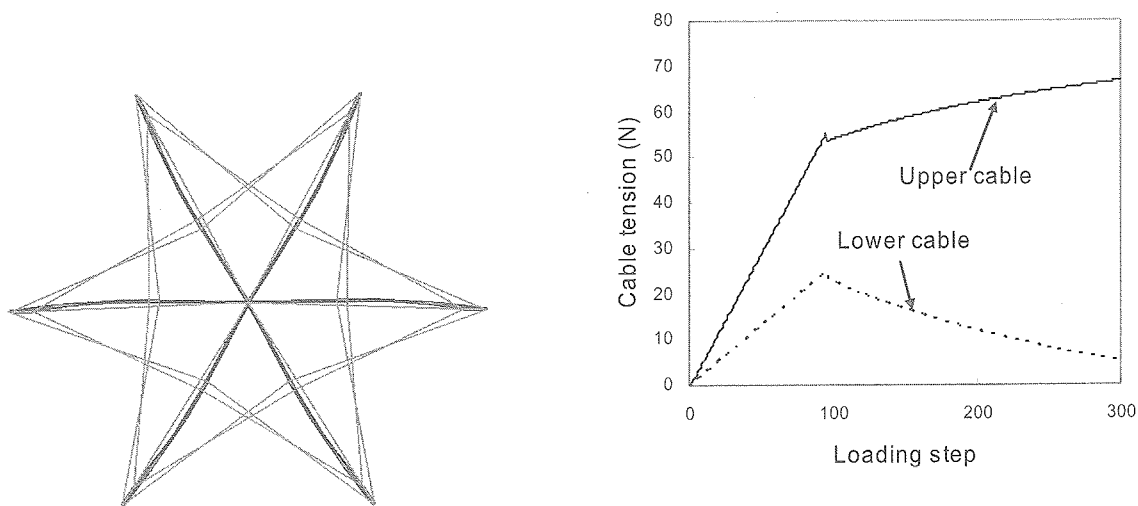


Fig. 9 Result of static load response analysis by improved SPADE

#### 4. まとめ

柔軟構造展開解析プログラム SPADE に、座屈モード同定機能を追加した。これにより、恣意的な座屈モード励起を行うことなく座屈後の平衡状態を正確に求めることが可能となり、最低次の座屈モードを見逃すことなく構造設計を行うことが可能となった。これにより、軽量化設計の信頼性を向上させることができた。

#### 参考文献

- [1] Akira Meguro, Satoshi Harada, Mitsunobu Watanabe, "An Ultra-light Large Deployable Antenna Reflector for Communication Satellite," IAF-03-I1.06, 54th International Astronautical Congress, Bremen, Sep.-Oct. 2003.
- [2] Akira Meguro, Satoshi Harada, Masazumi Ueba, "Structural Characteristics of an Ultra-light Large Antenna Reflector onboard Communication Satellite," IAF-04-I1.09, 55th International Astronautical Congress, Vancouver, Oct. 2004.
- [3] 目黒在, 原田聡, 上羽正純, "超軽量・大形展開アンテナ構造設計法の研究," 日本航空宇宙学会論文集, Vol.53, No.613, pp.89-95, 2005年2月.
- [4] G. A. Wempner, "Finite Elements, Finite Rotations and Small Strains of Flexible Shells," IJSS, Vol.5, pp117-153, 1969.
- [5] 三次仁, "有限要素の結合による多体構造ダイナミクス," 日本機械学会論文集(C 編), Vol.61, No.587, pp.2909, 1995年.
- [6] 小澤悟, 三次仁, 原田聡, "柔軟多体構造の座屈を考慮した構造解析," Dynamics & Design Conference 2003, 長崎, 2003年9月.

## 衛星/ロケット設計評価のための振動解析手法と実験的手法に関する調査・研究 Coupled Load Analysis and Testing Method for Evaluating Design of Satellite/Rocket

総合技術研究本部 システム評価技術グループ 下田孝幸, 内田英樹, 幸節雄二  
Takayuki SHIMODA, Hideki UCHIDA, and Yuji KOHSETSU  
Space Systems Evaluation Engineering Group (ISTA)

### Abstract

This paper describes the results of an investigation into the current status of a satellite-rocket coupled load analysis technique and a vibration test technique used to validate analytical results in Europe and the USA. Their analytical techniques are at the same level as in Japan. They consider vibration testing to be important for validating analysis results but believe that it is difficult to validate results by testing with a three-axis, six-DOF test machine. A Japanese manufacturer has a good technology for performing such tests. We concluded that Japan has the potential to lead other countries in this technical area by realizing a three-axis, six-DOF test machine for analyzing and improving coupled load methods.

### 1. はじめに

本調査・研究は、平成15年度末から平成16年度にかけて、JAXAが運用、または開発するロケットおよび衛星について、構造動力学分野における重要課題の一つである振動解析技術について、現状において構造信頼性に大きく影響すると考えられる振動解析および振動試験に関連する国内と欧米の技術動向調査およびその結果に基づく研究を行った。

調査の方針は、効率的に成果を得るために下記の項目に着目し、周辺技術も合わせて調査を行った。

- (1) 結合振動荷重解析(CLA: Coupled Loads Analysis)
- (2) 多軸振動試験
- (3) 3軸加振装置(振動試験ハードウェア)

### 2. 調査・研究の概要

本調査の対象ロケットは欧州のARIANE5、米国のATLAS V、ロシアのPROTONの3機種であるが、本論では紙数の都合からARIANE5について報告する。これら3機種のロケットのCLA技術に係る下記5項目に着目して調査を行い、H-IIAロケットのものと比較したが、本論では調査事項のみを記述する。

- ①ロケット数学モデル
- ②解析ケース
- ③解析期間(ターンアラウンドタイム)と回数
- ④解析プロセス
- ⑤衛星の準静的加速度荷重条件

また、ロケットのペイロードに対する振動試験に対する各国の考え方の相違を、特に使用している試験装置に着目して調査を行った。これらの調査結果をもとに、解析手法ならびに振動試験法についての各国の現状と改善についての考え方を整理し、今後のJAXAにおける振動解析手法と実験的検証法の改善研究に対する指針設定に資することとしたい。

### 3. 成果の概要

#### 3.1 ARIANE 5

ARIANE 5(Fig. 1)では、通常以下の3回のCLAを実施している。

- ①Feasibility CLA
- ②Preliminary CLA
- ③Final CLA

ARIANE 5では、AE(Ariane Space)とCNESが共同でFeasibility CLAとPreliminary CLAを実施し、EADSのLV(Launch Vehicle)メーカーがFinal CLAを実施している。AE/CNES、EADSが共同で実施する要素試験データは互いにシェアするが、それ以降の解析に関しては、AE/CNESとEADSがそれぞれ異なるモデル化手法とソフトウェアにより数学モデルを作成して、解析結果のクロスチェックを行っている。また、ESAが発注した衛星に関しては、AE/CNESとは別にESTECが独立評価としてPreliminary CLAを実施し、クロスチェックを行う場合がある。

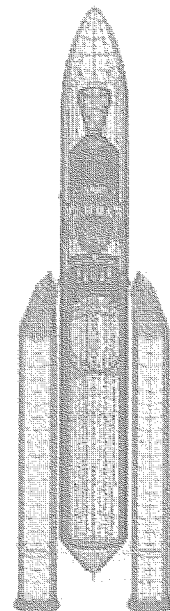


Fig.1 ARIANE 5  
Mathematics Model by  
EADS[1]



### (1) 数学モデル

ARIANE 5 の数学モデルは、Feasibility CLA ではバネマスモデルの簡易モデル（縦振動と横振動モデルが非連成）、Preliminary CLA では比較的詳細にシェル要素やソリッド要素を用いて縦振動と横振動が連成した 3 次元数学モデルを作成している。

ARIANE 5 では約 12 のメーカーが機体製造を分担しており、それぞれ個別に数学モデルが作成されて、AE/CNES が全機モデルとして組み上げている。その際には、AE/CNES は Preliminary CLA までしか実施しないため、詳細な数学モデルはメーカーに要求しない。

EADS で構造解析に使用しているソフトウェアは Nastran と互換性がある PERMAS で、非拘束法の MacNeal の部分構造法を基礎としている [1]。

また、AE/CNES では LOX と LH<sub>2</sub> タンクの流体構造連成を考慮した質量行列と剛性行列を作成するために、ASTRAL というプリポスト・プログラムを内作して適用している [2]。AE/CNES が実施している解析では、SRB の固体推進薬はソリッド要素でモデル化されているが、完全非圧縮性までは考慮されていない [3]。また、Fig. 1 の PERMAS で作成された ARIANE 5 全機数学モデルと Fig. 2 の LOX, LH<sub>2</sub> タンクの数学モデルによる推測では、EADS でもシェル要素やソリッド要素を多用して詳細な数学モデルを作成し、PERMAS で流体構造連成解析を行っていると考えられる。ESTEC がクロスチェックを実施する Preliminary CLA では、推進薬の連成を考慮するため FABE (Fluid Analysis with Boundary Elements) を使用して質量行列と剛性行列を生成し、CB 法を用いて全機モデルに組み込んでいる。なお、解析ソルバーは Nastran である。Fig. 3 に全機モデルの固有値解析結果の一例を示し、その数学モデルの自由度を Table 1 に示す [3]。

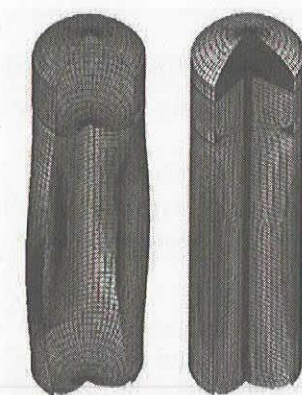


Fig. 2 Fluid-Structure Coupled Analysis for SRB

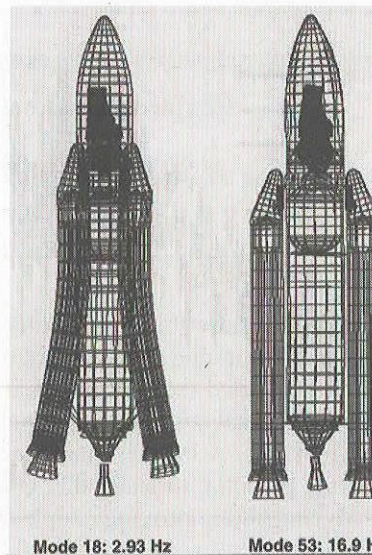


Fig. 3 Eigenfrequency at launch

Table 1 Example of Degree of Freedom for ARIANE 5 whole vehicle Mathematic Model

I/F	剛体 モード	拘束固有 モード数	全自由度
348	6	412 (+11)*	766 (+11)*
備考：*印の(+11)は MTA(Modal Truncation Augmentation) Method を使用して、過渡応答解析を行うときに考慮したトランケートモードを補正する自由度			

## 4. 振動試験法と試験装置の現状

### 4. 1 振動試験法

#### 4. 1. 1 標準的試験法

衛星の振動試験法としては日本と同じく、欧州、米国とも標準的な 1 方向のみの振動試験が採用されている。

#### 4. 1. 2 3 軸加振について

現在、我々の知り得るところ、3 軸加振機を動かしているのは Table 2 に示す機関である。

3 軸加振機は大型の装置は油圧式で、動電式のものは東京大学先端技術研究所（駒場）に設置してある小型の試験機だけである。自在継ぎ手によるリンク機構や、滑り壁を使って 6 自由度の運動を実現している。ストロークも数 10cm と十分な長さとなっている。

ESTEC も ESA の衛星のすべての振動試験にかかわっているわけではなく、基本的には衛星メーカーが試験を行い、ロケットメーカーが CLA 解析を行う。ESTEC にある油圧式の 3 軸 6 自由度加振機装置 HYDRA (Fig. 4 参照) は MAVIS2 と同様な機能でより強い加振力を持つが、現在、衛星の据え直しをせずにすむ単軸加振機として使うことが多いという話である。

米国 (JPL と Lockheed Martin の話) では、3 軸 6 自由度加振を利用した研究は 20 年前頃やったが、うまくいかないということで現在ではあまり力を入れられていない。現在の標準的な 1 方向加振で現実的には十分であるとの見解である。

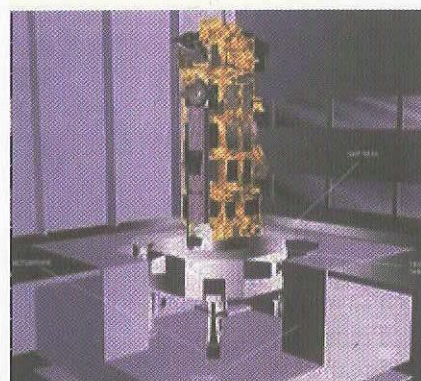


Fig. 4 HYDRA[5]



Table 2 Axis Vibration Devices with 3Axis rotation DOF Controllable

分野	機関	装置の種別	用途	備考
宇宙	DLR(MAVIS2)	3 軸 6 自由度	モード解析 フライト環境のシミュレーション試験 x, y 方向を変えずにすむ 1 軸試験機としても使える	試験法が規定として オーソライズされて いない
	ESA/ESTEC (HYDRA)			
建設	東大生産研	3 軸同時 (3 軸 6 自由度としても 使用可能)	耐震設計	回転自由度はロック ング防止に使うため 制御範囲は数度.
	清水建設, 大林組	3 軸同時		
重工業	IHI, MHI など	3 軸同時	プラントの耐震設計 船の振動試験	同上
自動車	各自動車メーカ	3 軸 6 自由度	モード解析 乗り心地、ロードシミュレーター	3 つの用途に対して システムも別個

5. 実験的評価手法の改善

5. 1 衛星設計手法の改善への貢献

今回の調査において、欧州及び米国のペイロード設計者と意見交換を行ったところ、現在の衛星の振動試験（正弦波振動試験）は 3 方向（機軸方向、機軸直交 2 方向）の規定しかないため、回転成分まで含めた 6 自由度の必要性を特に切実には認識していなかった。特に、現在の 3 軸 6 自由度加振装置では制御に関して大型衛星を振れるほど十分な信頼性がまだ無いため、3 軸独立加振で行える評価を大事にしている。ただし、衛星搭載コンポーネント試験レベルでは装置に十分な信頼性はあるため、この範囲では積極的に使用するべきと考えている。また、DLR ゲッチンゲンの研究実績にあるように、3 軸 6 自由度加振装置による多軸ベース加振を利用することで、通常の 3 軸独立加振では predominant には励起できない振動モードまで励起し、フライトモードで支配的な振動モードが同定できるため、結果として精度の良い数学モデルが構築できる [6]。さらに、CLA 用ロケット数学モデルの簡易版でもペイロード設計側で持っている、簡易 CLA をペイロード側で実施できるので、更なる最適設計と設計期間の短縮化が可能となる。

5. 2 加振装置の改良

現在、搭載重量 2ton クラスの高精度の動電型 3 軸 6 自由度加振装置が日本で開発されており、バックストラクチャの小さいコンパクトでデジタル化による制御しやすいシステムとして既に市販化されており、さらに東大生産研の例のように研究用にカスタマイズすることも可能となっている。このような特色を生かして、基礎の土壌のダイナミクスと建物基礎部分の干渉を考慮し、建築物が地上に実際にある場合の地震入力時の挙動をシミュレートする制御手法が研究されている [7]。また、デジタル制御の特色を生かしたロバスト制御による加振台の制御手法も検討されている [8]。

動電式は電気－油圧式に比べて加振パワーが若干劣る反面、波形の精度と制御性は動電式の方がはるかに勝り、さらに必要な設置敷地は小さく、費用も導入価格、維持費共に低下価格という利点がある。通常、3 軸 6 自由度加振装置は建築物の耐震性確認試験に使用され、地震波形が入力されるので、入力の周波数成分として等価であれば、波形が多少は崩れていても評価に問題は無いが、衛星のシステム正弦波振動試験のような場合には、波形そのものの精度が試験の結果に大きく影響する。そのため、後者のように波形の精度を優先した場合には、電動－油圧式よりは動電型加振装置を採用すべきである。

このような昨今の状況から判断するに、欧米が衛星の試験装置として求めている高信頼性の 3 軸 6 自由度加振装置は日本の国内メーカの開発実績から、さらに適切な研究開発のステップを踏めば近い将来製作可能と考えられる。

6. 研究の重要性

6. 1 解析手法

6. 1. 1 現状

ロケットおよび衛星の構造の設計荷重に占める静荷重と振動荷重の割合(概略値)を Table 3 に示す。本 Table が示すように、振動荷重はロケットの上段構造および衛星構造に対して支配的であり、ロケットの第 1 段、2 段構造に対しては二次的な荷重である。したがって振動解析に対する重要度は、ロケットの場合は必ずしも高くはない。

ロケットの第 1 段、第 2 段機体の構造設計に対して支配的な荷重は、大気中飛行荷重である。大気中飛行荷重とは、ロケットが偏西風の中を飛行するときに空気力、慣性力、姿勢制御力、推力によって発生する静的荷重である。突風作用に伴う振動荷重は大気中飛行荷重に付加される二次的な成分である。なお、振動荷重が支配的となるロケットの上段構造は、第 1 段、第 2 段構造に比べて構造体としての規



模は小さい。

Table 3 Ratio of Static and Vibration Load for designing load(%)

構 造	設計荷重	静荷重 (大気中飛行荷重)	振動荷重
ロケット第 1 段, 2 段構造, 衛星フェアリング <sup>[1]</sup>	100	70~80	30~20
ロケット上段構造 <sup>[2]</sup> , 衛星	100	10~20	90~80
備考: [1] 除く SRB. SRB はモータ・ケースが燃焼室になっており圧力荷重が支配的. POGO は防止技術が確立しているため発生しないとする.			
[2]衛星フェアリングに覆われている内部構造(衛星搭載構造, 衛星分離部等)			

結合荷重解析(CLA: Coupled Loads Analysis)は、衛星の構造設計の中に組み込まれており、衛星モデルの提示を受けてロケット側が機体モデルと組み合わせて解析を実施する体制が一般的である。なお、商業衛星の場合は、打ち上げサービス業務の一環の位置づけである。したがって、CLA の信頼性が、衛星構造設計の信頼性に大きく影響することから、また、衛星打ち上げサービスの観点から CLA は重要な技術である。このためロケット機体の振動モデルおよび解析手法の信頼性を一定の水準に維持するとともに、改良を加えて信頼性を向上する取り組みが必要と考えられる。

以上から、CLA の重要性は明らかであるが、ここで CLA に適用されるロケット機体の振動モデルおよび解析手法(解析ケースの選定)は、ロケットの設計開発作業の結果として整備される技術であるという点が重要である。すなわち、ロケットの設計開発作業と切り離して CLA のみの改善を行うことは難しいと考えられる。特に、ロケット機体の振動モデルの検証は、ロケット開発の各段階で実施される構造体の強度剛性試験、実機型タンク燃焼試験、および GTV 技術試験等において順次、繰り返して行われている。さらに、機体振動モデル、解析法(解析ケースの選定)は最終的に飛行結果によっても検証がされている。

#### 6. 1. 2 今後の課題

現在、H-IIA ロケットの振動解析(含む CLA)に適用されている要素技術については、基本的に欧米と同等の技術レベルにあると考えられる。主要な相違点は、振動解析がシステム・インテグレーション支援会社一社のみが実施しているという点にある。米国では空軍をはじめとする多くの開発プログラムにおいて、Fig. 5 に示す荷重解析の繰返し(Load Cycle Process)が採用されており、機体開発の一環として実施する振動解析とは別に、独立検証として振動解析が行われている。すなわち、独立検証としての振動解析が H-IIA ロケットでは実施されていない点が大きな相違点である。したがって、今後の研究課題として、システム・インテグレーション支援会社と独立した振動解析(含む CLA)を実施するための技術の開発、整備があげられる。

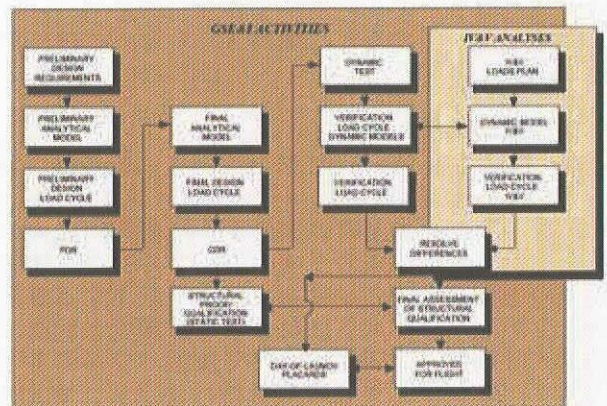


Fig.5 Load Cycle Process [9]

#### 6. 2 実験的手法

##### 6. 2. 1 加振装置の研究

現在の動電式 3 軸 6 自由度加振装置では最大規模で搭載重量が 2ton で、国内メーカーのみが製作可能である。装置が大型化した場合に問題となるのはアクチュエータと加振台の結合部のカップリング機構であるため、その部位の特性を非線形性の影響の少ないシンプルな構造にすることが加振装置設計のポイントとなる。また、装置のスペックが上がるのに伴って加振台が大きくなるため、パワーを向上するには加振台を軽量化し、かつカップリング機構と共振しないように装置全体の構造を設計する必要がある。また、供試体の転倒モーメントによる加振台のロッキング現象の制御と、単軸加振の際にはクロストークを発生させない機構と制御手法を研究する必要がある。そして、このような加振精度の補償が制御で可能か否かが、加振入力波形精度を保証できる装置の実現性判断基準となる。通常、動電式 3 軸 6 自由度加振装置はデジタル制御装置とシステムインテグレートされているために、制御しやすく、最先端の現代ロバスト制御理論なども適用できる [10]。

##### 6. 2. 2 評価技術の研究

実フライト時には衛星には弾性体のロケットに I/F 面で結合された状態でかつ並進と回転の組合せ



荷重が作用し、その加速度成分には並進3成分の他に回転3成分まで含まれている。一方で、振動試験では剛体の加振台に衛星下端が固定された状態で並進3方向独立のベース加振によってそれぞれ評価を行うため、境界条件も荷重負荷の仕方も実フライト時のものとは異なる。そのため、衛星の構造設計の信頼性向上のためには、CLA 結果の精度向上のための解析手法の研究だけでなく、その結果を有効に生かすための試験法としての実験的検証法も同時に研究する必要がある。

過去に、欧州では認定試験(Qualification)として正弦波振動試験の他にトランジェント振動試験の必要性も検討しており、現在でもその議論の結論は出ていない [11] [12]。このような、認定試験法の研究の他に、実フライトモード時の振動特性把握と質量特性把握に係る評価手法の研究が DLR では行われている。

その他に、3軸6自由度加振装置の制御回路にロケットのダイナミクスを組み込むことで、あたかもペイロードがロケットに搭載された状態で、準静的荷重以外の振動荷重負荷を地上で模擬することができロケットシュミレータが実現できる。このようなシステムの概念は”Hardware-in-the-loop”と呼ばれており、加振台と供試体 I/F の軸力と変位をフィードバックし、回路内のロケット数学モデルから変位情報を計算することで、供試体の応答から加振台をリアルタイムで制御するものである [11]。このシステムの実現には、デジタル制御器が必要である。このようなシステムの概念は研究として地上建造物に適用されており、参考文献 [13] では、地盤内のダイナミクスをアナログ回路で模擬して、理想的な地震波の入力に対する基礎の影響を考慮した実際の地上建造物の応答特性を評価している。

国内では、非線形構造物を供試体として使用した場合の、3軸同時加振装置の制御手法に関して盛んに研究されているが、3軸6自由度加振装置の制御手法や、その装置を使用した建造物の評価手法に関してほとんど研究はされていない。衛星の設計評価に関しては、参考文献[14]で報告されている程度であり、内容は基礎理論の領域である。したがって、3軸6自由度加振装置を適用した衛星の評価手法の研究に関しては、装置開発を含めた研究を開始する必要があると考える。

現在、JAXA において大型衛星のシステム振動試験が可能な3軸6自由度加振装置の実現については現段階で見通しを得ることは難しい。しかし、500kg から 1ton 級の中型ペイロードクラスであれば、装置を実現することは、着実な研究開発のステップを踏むことで可能となる。そして、今後の衛星の需要と信頼性向上を考慮すると、将来衛星は現在的大型化路線から中型化路線に移行し、かつ複数衛星のコンステレーションによる協調ミッションとなることが予想される。そのため、本研究成果の適用をデュアルロンチペイロードクラスの中型衛星開発と設定することが現実的かつ合理的と考える。

今後の研究方針として、実験的手法としては東大生産研の動電式3軸6自由度加振装置 (Table 4) をベースに、JAXA で開発を行っている 100kg クラスの小型衛星のシステム正弦波振動試験も可能なスペックの装置 (Table 5) を導入することで、これを用いて実施する多軸加振を利用した評価手法の研究成果をもとに、中型衛星振動試験が可能な3軸6自由度加振装置の設置に向けた設計検討の準備を始めることが必要と考える。なお、多軸加振を利用した研究の成果は小型衛星開発に継続して反映でき、研究用装置によって手法の有効性等を検証できるため、その研究成果は比較的容易に中型衛星の構造設計評価に反映できると考える。

Table 4 Machine SPEC of the 3 axis 6 DOF Vibrator in Seisanken

加振台寸法 [m <sup>2</sup> ]	最大搭載重量 [kg]	周波数 [Hz]	加振軸	加振力 [kN]*	最大変位 [mm <sub>0-p</sub> ]	最大速度 [m/s]	最大加速度 [G]**	最大回転角 [°]	制御方式
1.5 ×1.5	2,000	DC ~100	X	19.6	100	1.1	1.1	±15	デジタル
			Y	19.6	100	1.1	1.1	±15	
			Z	39.2	75	1.1	1.7	±15	
備考：* : 正弦波振動時 ** : 正弦波振動時かつ搭載重量 1,000kg 負荷時									

Table 5 Concept SPEC for 100kg Payload Vibrator

加振台寸法 [m <sup>2</sup> ]	最大搭載重量 [kg]	周波数 [Hz]	加振軸	加振力 [kN]	最大変位 [mm <sub>0-p</sub> ]	最大速度 [m/s]	最大加速度 [G]*	最大回転角 [°]	制御方式
1.5 ×1.5	100	5 ~100	X	35	140	2	3	±15	デジタル
			Y	35	140	2	3	±15	
			Z	45	100	2	4	±15	
備考：① 加振台重量を 1,000kg と推定 ② アクチュエータ 8 本 集中空冷仕様 * : 正弦波振動時かつ搭載重量 100kg 負荷時を想定									

## 7. まとめ

- (1) 欧米の各宇宙期間の技術者と直接議論を重ねることにより、所期の調査目的を達成できたものと考えられる。
- (2) CLA の実施方式について、日本とは違う方式も併用されていることがわかった。従って、6.1.2 項の今後の課題で述べられていることの実施を重要な提言としたい。つまり JAXA のしかるべき部署が独立検証の中心機関となって LV(Launch Vehicle)の簡易数学モデルを作り、衛星メーカーに LV のプログラムを提供し、衛星メーカーがいわゆる Feasibility CLA を行うことにより、衛星のより良き開発に大いに貢献すべきである。
- (3) 衛星の 1 軸加振正弦波スイープ振動試験は世界的に慣習〜スペックとして定着している。しかし衛星の最適設計のために、6.2.2 項で提案した 3 軸 6 自由度加振試験法実施のための研究は早期に開始する必要がある。小型衛星用であれば直ちに、中型衛星用であればごく近い将来設置可能である。衛星の振動特性評価のための日本発信の技術として開花させることを提言する。

## 謝辞

本調査・検討を行うに際しましては、小林繁夫東大名誉教授を始めてとしまして、小松敬治 JAXA 宇宙科学研究本部教授、宇治野巧 JAXA 宇宙基幹システム本部主幹開発員、大坊俊明同開発員の皆様に多大なるご指導・ご鞭撻を頂きました。改めてここに謝意を表します。

## 参考文献

- [1]PERMAS short description Ver.10 , 抜粋  
<http://www.permas.de>
- [2]Clairis Technologies の ASTRAL に関するニュース  
[http://www.clairis-technologies.fr/\\_en/news.htm](http://www.clairis-technologies.fr/_en/news.htm)
- [3]Herman Fischer and ESA/ESTEC Structures Section, “Launcher-Payload Coupled Loads Analysis”, ESA/ESTEC にて 2004/5/17 入手
- [4]ARIANE5 ユーザズマニュアル Issue3, Rev0, Mar 2000  
Chapter.3 Environmental conditions pp.3-1 - 3-2  
Chapter.4 Spacecraft design and dimension data pp. 4-21 - 4-22  
[http://www.arianespace.com/site/documents/document\\_sub\\_index.html](http://www.arianespace.com/site/documents/document_sub_index.html)
- [5]ESA/ESTEC Website <http://www.estec.esa.nl>
- [6]Füllekrug. U, “ Utilization of multi-axial shaking tables for the modal identification of structures“, Phil. Trans. Royal Society London A (2001) 359, pp.1753-1770
- [7]小長井 一男 他「構造物とその基礎の相互作用を反映させる振動台の制御」 土木学会論文集 No.598/I-44, (1998- 7) pp.203-210
- [8]内山 泰宏, 藤田 政之 「フィードバック制御に  $\mu$ -シンセシスを用いた 2 自由度制御系による動電式多軸振動台のロバスト制御」 日本機械学会論文集(C 編) 68 巻 673 号(2002-9)
- [9]Sam Dimaggio, Structural Design and Verification of Space and Launch Vehicles, Presented at Columbia University, New York, April 29,2002.
- [10]内山 泰宏, 藤田 政之 「フィードバック制御に  $\mu$ -シンセシスを用いた 2 自由度制御系による動電式多軸振動台のロバスト制御」 日本機械学会論文集(C 編) 68 巻 673 号(2002-9)
- [11]Füllekrug. U and Sinapius. J. M, “Simulation of Multi-Axis Vibration in the Qualification Process of Space Structures” Proceedings of the second International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 12-15 October 1993 (ESA WPP-066, October 1993 pp.143-151)
- [12]Erben. E, Beig.H.G and Lachenmayer. G, “A Transient Test Method for Spacecraft Structure Dynamics Verification” Proceedings of the second International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 12-15 October 1993 (ESA WPP-066, October 1993 pp.127-132)
- [13]小長井 一男 他「構造物とその基礎の相互作用を反映させる振動台の制御」 土木学会論文集 No.598/I-44, (1998- 7) pp.203-210
- [14]吉村卓也, 矢部康弘 「多次元基礎加振によるモード特性同定 (多点偏分法を用いた宇宙構造物のモード解析)」日本機械学会 [No.940-26 I] 機械力学・計測制御講演論文集(Vol.B) 1994.7 pp.181-184
- [15]NASDA-HDBK-1014 小型副衛星用 H-IIA ユーザズマニュアル 平成 14 年 4 月



## 放射率可変型ラジエーター素子の開発

## Development of a Variable Emittance Radiator

宇宙科学研究本部 技術開発部機器開発グループ 太刀川純孝

宇宙科学研究本部 宇宙探査工学研究系 大西 晃

Technology Development Department, Instrument Development Group, Sumitaka Tachikawa  
Research Division, Spacecraft Engineering, Akira Ohnishi

## Abstract

A new thermal control material named the Smart Radiation Device (SRD) has been developing. The SRD can be used as a variable emittance radiator that controls the heat radiated to deep space without electrical instruments or mechanical parts. This new device reduces the energy consumption of the on-board heater, and decreases the weight and the cost of the thermal control system. Space environmental simulation tests on the ground were performed and the first generation of the SRD has been demonstrating on MUSES-C 'HAYABUSA' spacecraft launched on May 2003. With the opportunity to validate the SRD in space, lightweight and low cost thermal control device offer a possibility for flexible thermal control on future spacecraft.

## 1. はじめに

全ミッション期間を通し、宇宙機の各部の温度を許容温度範囲内におさめることが熱設計の目的である。通常、高温側の温度をラジエーター面積で調整し、低温側はヒーターにより許容温度内におさめているが、惑星探査機のように外部熱入力が大きく変化する場合、また、ミッションにより内部発熱量が大きく変化する場合は、低温側のヒーター電力を多く必要とする可能性がある。そのような場合、ヒーター電力を削減するため、サーマルルーバーを使用してラジエーターからの排熱量をコントロールしているが、ルーバーの使用に際しては重量およびコストの問題が発生する。小型衛星にとっては、さらに重要な問題となる。この問題を解決するために、メカニカルな構造の無い放射率可変型ラジエーター素子(SRD: Smart Radiation Device)を開発している。この素子は、Mn 酸化物でできた単なるセラミックの板であるが、温度が高いと放射率が大きく、温度が低いと放射率が小さくなる物性を備える。これを使用することにより、熱サブシステムの重量およびコストを大きく増加させることなく、ヒーター電力を削減することができる。また、このような熱制御材料を使用することにより、熱設計の自由度を増すことが期待できる。本テーマは日本電気および宇部興産との共同研究である。

## 2. 放射率可変素子

図1に、SRDの測定サンプルの写真を示す。このサンプルの大きさは30mm×30mm、厚さが200μmである。図2に、基本となる3つのSRD(Type1~3)の全半球放射率( $\epsilon_H$ )の温度依存性を示す。Type1 ( $\text{La}_{0.825}\text{Sr}_{0.175}\text{MnO}_3$ )は高温側の $\epsilon_H$ が大きく、 $\epsilon_H$ が変化する転移温度が高いこと、Type2

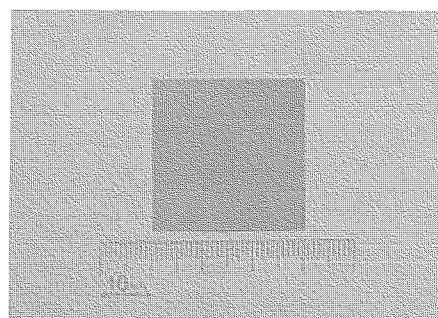


図1 Smart Radiation Device

( $\text{La}_{0.7}\text{Ca}_{0.3}\text{MnO}_3$ ) は低温側の  $\varepsilon_H$  が小さく、 $\Delta \varepsilon_H$  が大きく、転移温度付近での  $\varepsilon_H$  の変化がシャープであることが特徴である。一方、Type3 ( $\text{La}_{0.775}\text{Sr}_{0.115}\text{Ca}_{0.11}\text{MnO}_3$ ) は、Type1 と Type2 の長所を併せ持っている。また、図 3 に Type1 の赤外反射スペクトルの温度依存性を示す。SRD 自身の温度低下に伴い、赤外領域の反射率が大きくなっていく様子がわかる。300K の黒体放射のピークは  $10\mu\text{m}$  付近であることから、この波長域での反射スペクトルの変化率が赤外放射率に大きく影響している。SRD の材料には金属—絶縁体転移物質が使用されている。母材は絶縁体 ( $\text{LaMnO}_3$ ) であるが、この物質中の  $\text{La}^{3+}$  サイトに  $\text{Sr}^{2+}$  や  $\text{Ca}^{2+}$  をドーピングすることにより、金属的な性質が現れるようになる。また、材料中の伝導電子と局在電子のスピンとのフント結合により、低温でスピンがそろってくると伝導電子が動きやすくなる、つまり、金属的になって赤外反射率が大きくなる[1]。このように、我々の開発している SRD は自身の温度により赤外放射率が変化するサーモクロミック方式を採用しており、これは我々独自の方式である。これに対し、NASA などではエレクトロクロミック方式（電気を使用して物性を変化させる）、MEMS 方式（従来のサーマルルーパーを MEMS 技術によって小型化）を使用した次世代熱制御デバイスを開発、小型衛星に搭載して実証試験を行なっている[2]。エレクトロクロミック方式は、低温での動作が難しいこと、MEMS 方式は実効放射率が大きくできないことなどの欠点が挙げられる。一方、SRD の欠点としては、材料自体の色が黒いため、太陽光吸収率が大きい ( $\alpha_s=0.81$ ) ことが挙げられるが、次節の開発概要に述べるように多層膜を付加することにより低減を図っている。

### 3. 開発概要

現在までに、初期の候補材料に対する組成の最適化を終了し[3]、Type1~3 が基本的な SRD 材料となっている。宇宙空間での熱光学特性の劣化は、宇宙機の寿命に影響するため、Type1 および Type2

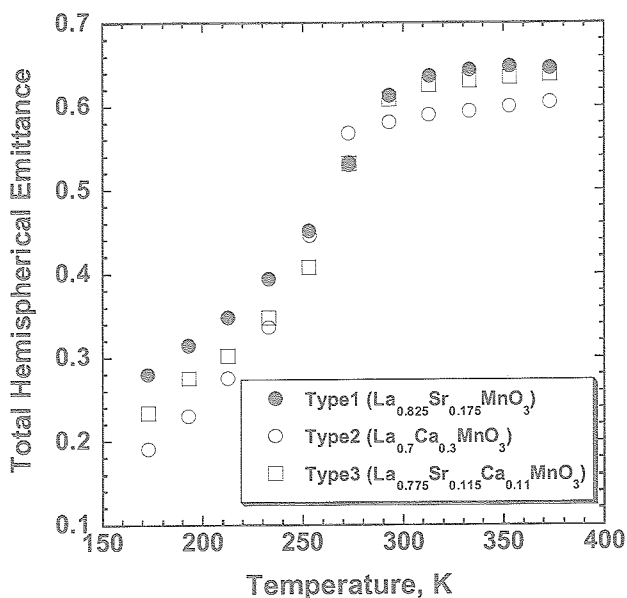


図 2 Temperature dependence of total hemispherical emittance of SRD (Type1~3)

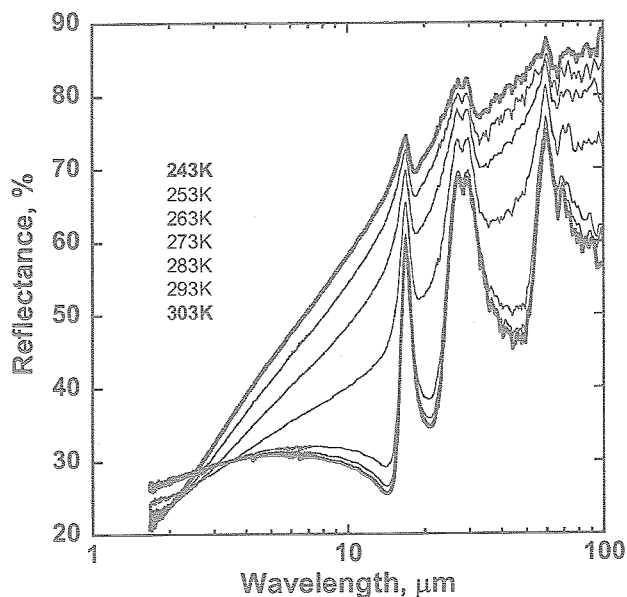


図 3 Temperature dependence of infrared spectral reflectance of SRD (Type1)

の SRD に対し、地上における宇宙環境評価試験（プロトン、電子、UV 照射）を行い、劣化の問題が無いことを確認した<sup>[4]</sup>。現在、Type1 と Type2 の混合型である Type3 を MUSES-C（2003 年 5 月打ち上げ）に搭載し、宇宙環境試験を行なっているが、順調に動作している。図 4 に MUSES-C に搭載した SRD の写真（赤丸の中）を示す。SRD は X バンド送信機のラジエーターとして使用され、間歇的に使用される送信機の温度低下を防いでいる。最低必要厚さの見積もり、および薄板状の成形技術を確認することにより<sup>[5]</sup>、MUSES-C 搭載の SRD 1 枚の大きさは 40mm×40mm で厚さが 70 $\mu$ m である。サーマルルーバーと比較し、重量が約 1/5 となっている。

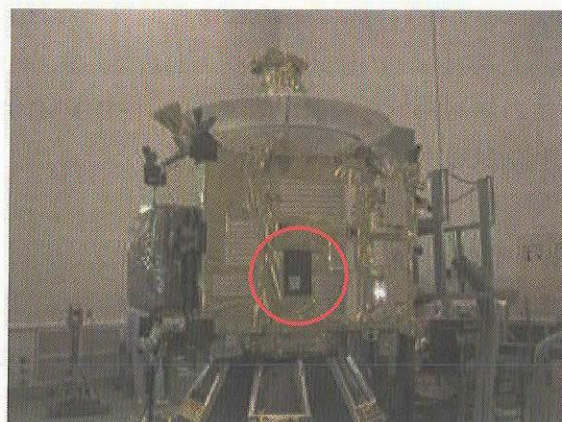


図 4 SRD on MUSES-C spacecraft

現在進められている SRD 性能向上のための開発内容は以下のとおりである。

#### ①新規材料の探索

材料の組成を変えたものを作製し、赤外反射率の温度特性の改善を試みている。具体的には、3 価の La の代わりに他の物質を使用、またドーピングする 2 価の物質に Sr、Ca 以外を使用している。

#### ②多層膜の開発

SRD およびサーマルルーバーともに、太陽光入射面に使用できないという欠点がある。太陽光を反射し、赤外を透過する多層膜を SRD 表面にコーティングすることにより、付加価値をつけることが目的である。多層膜を設計、図 5 に示すようなサンプルを試作した。その結果、全半球放射率が全体的に大きくなってしまったが、太陽光吸収率を 0.81 から 0.28 に低減することに成功した<sup>[6]</sup>。現在、全半球放射率の温度特性を向上させつつ、太陽光吸収率をさらに低減するための多層膜を設計中である。

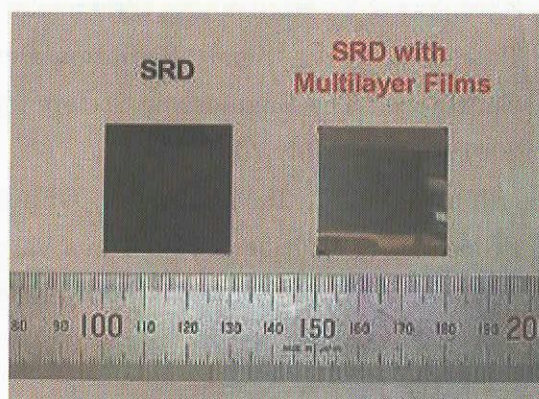


図 5 SRD and SRD with multi-layer film

#### ③軽量化

SRD として機能するためには、10 $\mu$ m の厚さがあれば十分であることがわかっている<sup>[5]</sup>。しかしながら、焼結したセラミックスを厚さ 10 $\mu$ m に削ることは困難であり、最低でも 50 $\mu$ m の厚さが必要となる。さらに、ハンドリングし易さを考慮すると 70 $\mu$ m の厚さが必要である。従って、さらなる軽量化を進めるためには、焼結体を削るのではなく、基板上に SRD 膜を作製する方法、あるいは、直接、構体上に作製する方法を検討中である。

### 4. まとめ

SRD 材料の組成最適化を行い、地上での宇宙環境評価試験を行った。2003 年 5 月より宇宙機（MUSES-C）での実証試験を行っており、現在まで正常に動作していることを確認している。今



後、赤外放射特性のさらなる性能向上を目指すべく SRD 単体の材料開発を継続中である。また、太陽光入射面での使用を可能とし、さらに赤外放射特性を改善するための多層膜の設計を行っている。この多層膜付き放射率可変素子 (SRD-M) の開発は順調に進んでおり、これから地上での宇宙環境評価試験を行なうところである。

[参考文献]

1. Okimoto, Y., Katsufuji, T., Ishikawa, T., Arima, T., and Tokura, Y., "Variation of Electronics Structure in  $\text{La}_x\text{Sr}_{1-x}\text{MnO}_3$  ( $0 \leq x \leq 3$ ) as investigated by Optical Conductivity Spectra," *Physical Review B*, Vol. 55, No. 7, 1997, pp. 4206-4214.
2. Douglas, D., Michalek, T., and Swanson, T., "Design of the Thermal Control System for the Space Technology 5 microsatellite," The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space, Paper 2001-01-2214, July 2001.
3. Shimazaki, K., Tachikawa, S., Ohnishi, A., and Nagasaka, Y., "Temperature Dependence of Total Hemispherical Emittance in Perovskite-Type Manganese Oxide,  $\text{La}_x\text{Sr}_{1-x}\text{MnO}_3$ ," *High Temperatures-High Pressures*, 2001, Vol. 33, pp. 525-531.
4. Tachikawa, S., Ohnishi, A., Shimazaki, K., Okamoto, A., Nakamura, Y., Shimakawa, Y., Kosaka, M., Mori, T., and Ochi, A., "Design and Ground Test Results of a Variable Emittance Radiator," The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space, Paper 2000-01-2277, July 2000.
5. Tachikawa, S., Ohnishi, A., Shimazaki, K., Okamoto, A., Nakamura, Y., Shimakawa, Y., Mori, T., and Ochi, A., "Smart Radiation Device: Design of an Intelligent Material with Variable Emittance," The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space, Paper 2001-01-2342, July 2001.
6. Shimazaki, K., Tachikawa, S., Ohnishi, A., Nagasaka, Y., "Design of Thermal Radiative Properties of Multilayer Films on a Variable Emittance Radiator," The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space, Paper 2001-01-2339, July 2001.

## 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, various test and evaluation of small satellites instruments have been implemented. This paper shows the status of research about the micro sun sensor for attitude control and the micro GPS receiver for navigation.

#### 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16年度は、小型太陽センサ、小型スタートラッカ、GPS 受信機、および、小型衛星用推進系コンポーネントの試作試験を実施した。本稿では、これらのうち、特に、宇宙科学研究本部との共同開発により研究を進めている小型太陽センサ、ならびに、車載用 GPS 受信機を改良した小型衛星用 GPS 受信機の研究開発結果について報告する。

#### 2. 研究の概要

##### 2. 1 小型太陽センサの研究

宇宙実証研究共同センターでは、次世代の小型衛星の姿勢センサとして、宇宙科学研究本部と共同で、小型太陽センサ(MSS)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、2次元 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(Figure.1)。また、アナログ処理回路等の周辺回路が内蔵された CMOS センサの採用は、受光部回路の簡素化を実現し、センサの小型化、消費電力の低減に寄与する。また、本小型太陽センサにおいては、画像処理、および、外部インタフェース(コマンド・テレメトリ処理)を1つの FPGA で処理している。各種演算処理を単一の FPGA にて実施する設計としたことで、画像処理・信号処理ロジックの変更などの柔軟性を高めている。また、本太陽センサは、受光素子である CMOS センサ、および、光学フィルタに民生品を利用することで、従来のセンサに比して低コスト化を実現している。Table.1 に本小型太陽センサの主要諸元を示す。また、Figure.2 に、本センサの機能ブロック図を示す。

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年度以降は、総合技術研究本部宇宙実証研究共同センターが主体となり、民生品 CMOS センサ等の放射線試験や、地上試験モデル(GTM = EM 相当, Figure.3)の試作を実施してきたものである。平成16年度は、この地上試験モデルの光学性能試験を、宇宙科学研究本部の光学試験設備を使用して実施した。

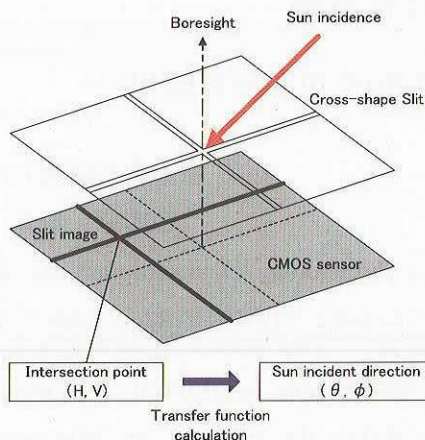


Figure.1 Measurement principle of the MSS

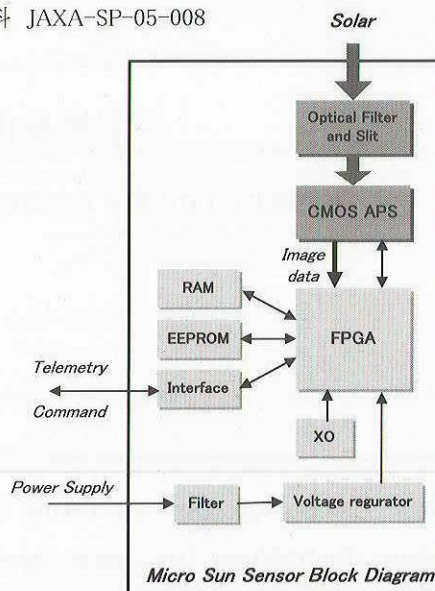


Figure.2 Block diagram of the MSS

Table.1 Main characteristics of the MSS GTM

Item	Specifications
Dimension	64mm(W)×64mm(D)×57mm(H)
Mass	330±30g
Power	< 1.5W
FOV	H: +56/-50, V: +42/50
Bias error	< 0.1deg , 3sigma
Random error	< 0.01deg , 3 sigma

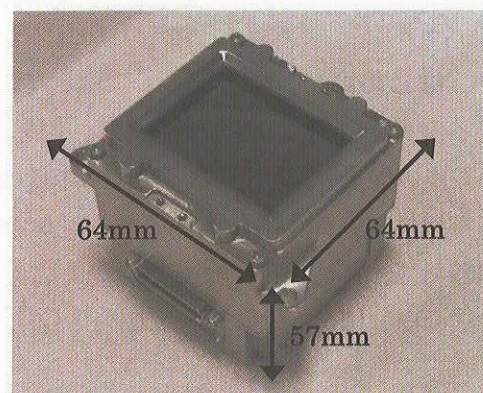


Figure.3 Picture of the MSS GTM

## 2. 2 小型衛星用GPS受信機の研究

宇宙実証研究共同センターでは、次世代の小型衛星に必要な航法機能を実現するため、システム誘導技術グループの協力の下、平成 15 年度より小型衛星用 GPS 受信機ユニットに関する研究に着手している。

本研究は、千葉工業大学の鯨生態観測衛星、ならびに、宇宙科学研究本部で開発された小型衛星 INDEX に搭載された車載用 GPS 受信機モジュールをベースに、以下 2 つのアプローチから、衛星搭載用 GPS 受信機として完成させることを最終目標として研究を進めている。

(1)車載用 GPS 受信機モジュールのファームウェアの追加改良

(2)各種環境(機械、熱、真空、EMC、放射線)への耐性を向上させることを目的とした、筐体やインタフェース回路等のハードウェアの設計試作

平成 16 年度は、平成 15 年度に引き続き、軌道上での運用性の考慮、ならびに、測位性能の向上を目的とした機能追加を目的として、車載用 GPS 受信機のファームウェアに対して改良を加えた。また、この車載用 GPS 受信機モジュールを組み込んだ、小型衛星搭載用の GPS 受信機の地上試験モデル(GTM)を試作した。さらに、車載用 GPS 受信機モジュールに使用されている民生品電子部品のうち、特に、シングルイベントラッチアップ (SEL)に対する耐性の評価が必要と考えられた部品について、カリフォルニウムを用いた SEL 感受性試験を実施した。Figure.4 に、小型衛星用 GPS 受信機のコアとなる、車載用 GPS 受信機の外観を示す。



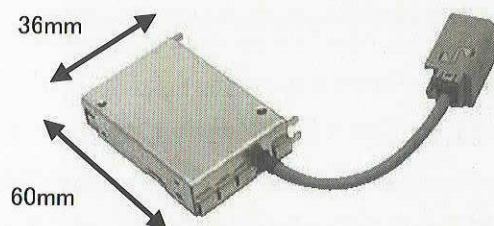


Figure.4 In-vehicle GPS receiver unit

### 3. 成果の概要

#### 3. 1 小型太陽センサの研究

2. 2節に示したように、本年度は、小型太陽センサ(MSS)地上試験モデル(GTM)の光学性能評価試験を実施した。以下に試験の概要と、小型太陽センサ GTM の光学性能評価結果についてまとめる。

##### (1) 試験の目的

本試験は、小型太陽センサ GTM の性能として、①バイアス誤差、②ランダム誤差、③ダイナミック特性の3つの観点から、センサの光学性能を評価することを目的としたものである。③のダイナミック特性は、太陽センサが回転レート有する状態（太陽センサが搭載された宇宙機が姿勢レートを有する状態を想定）における、太陽角検出性能について評価するものである。

##### (2) 試験設備

本試験に用いた試験設備は以下の通り。

- ・ 2 軸ジンバル装置（宇宙科学研究本部／相模原キャンパス）  
測定角精度：各軸± 1 秒
- ・ 模擬太陽光源（宇宙科学研究本部／相模原キャンパス）

Figure.5 に試験設備の外観を、Figure.6 に、ジンバル装置に取り付けられた小型太陽センサの状態を示す。



Figure.5 Optical test facility at JAXA/ISAS

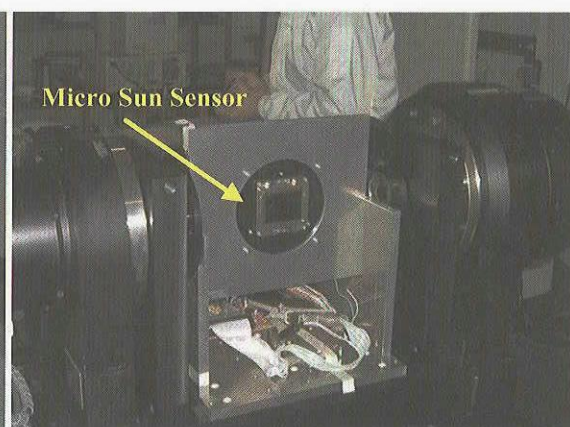


Figure.6 MSS mounted on gimbal system



### (3) 試験結果および性能の評価

#### (a) バイアス/ランダム誤差の評価

本試験によって得られたバイアス誤差のプロファイルの例を Figure.7 に示す。Figure.7 の左側のグラフは、ジੰバルのエレベーション方向角を固定し、アジマス方向をセンサ視野全域にわたりスキャンしたデータである。また、右側のグラフは、逆に、エレベーション方向をスキャンしたものである。

これらのデータを含め、視野全領域にわたるデータの評価の結果、バイアス誤差については、センサ視野の全領域について設計上の目標値である、 $0.1\text{deg}(3\sigma)$  を達成することができていることを確認した。

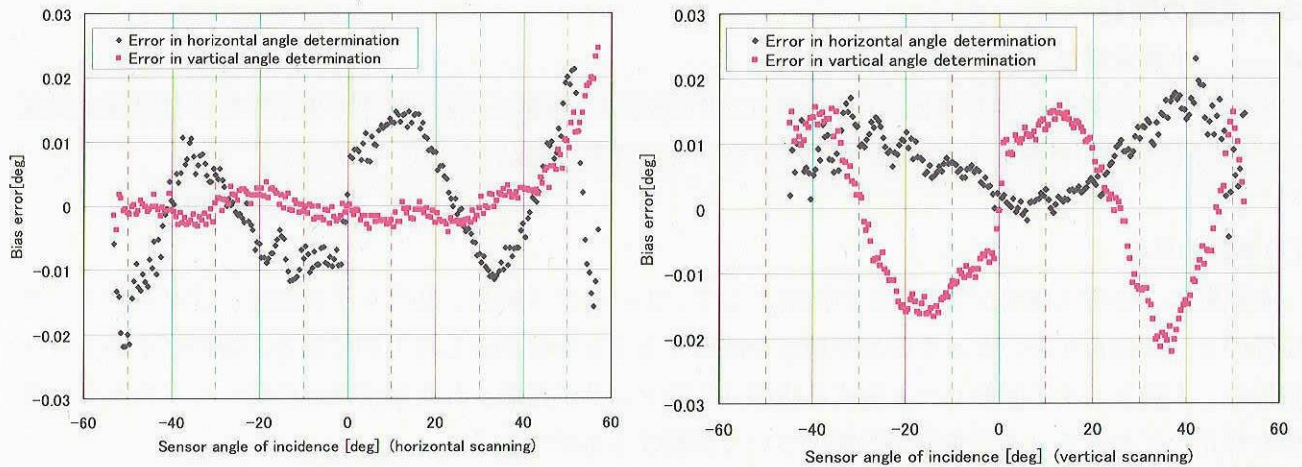


Figure.7 Typical bias error profile of the MSS GTM

本試験によって得られたランダム誤差のプロファイルの例を Figure.8 に示す。Figure.7 と同様、左側のグラフが太陽センサをアジマス方向にスキャンしたデータを、右側が太陽センサをエレベーション方向にスキャンしたデータを示す。これらのデータより、ランダム誤差は、入射太陽光の強度にほぼ反比例していることが確認された。ランダム誤差に関しても、視野全領域にわたるデータの評価の結果、設計上の目標値である、 $0.01\text{deg}(3\sigma \text{ 平均値})$  を達成することができていることを確認した。

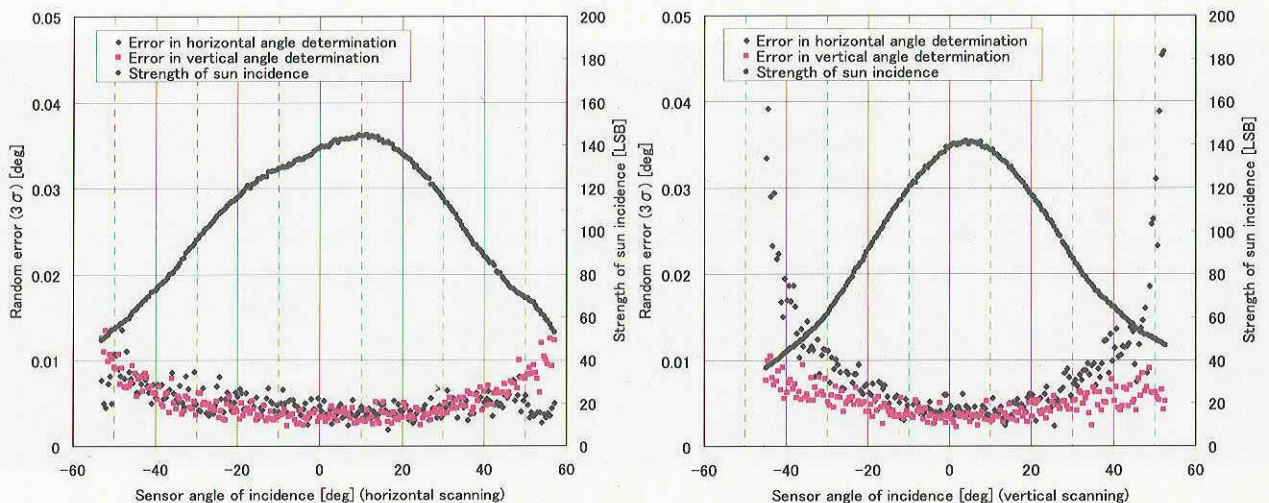


Figure.8 Typical random error profile of the MSS GTM



また、本試験により得られたバイアス誤差、ランダム誤差の評価結果について、Table.2 にまとめる。

Table.2 Summary of the test results of the MSS	
Bias Error [deg]	Horizontal : < 0.0450(3 $\sigma$ ) Vertical : < 0.0450(3 $\sigma$ )
Random Error [deg]	Horizontal : < 0.0090(3 $\sigma$ ave) Vertical : < 0.0065(3 $\sigma$ ave)

(b) ダイナミック特性の評価

本小型太陽センサに採用している CMOS センサは、ローリングシャッタ機能のみを使用する仕様としているため、太陽センサ自体が回転レートを有している場合に、検出した太陽角に誤差が生じる可能性がある。このようなダイナミック特性を評価するために、ジンバル装置を 6rpm および 12rpm の速度で回転させながら取得したデータについて、精度評価を実施した。Figure.9 にダイナミック特性試験の結果を示す。グラフには、小型太陽センサに 6rpm のレートを与えた時のデータを、レートが与えられていない静的な状態で取得したデータと比較する形でプロットしている。これらの結果から、本太陽センサは、6rpm 程度のレートにおいては、問題なく使用できることが確認された。

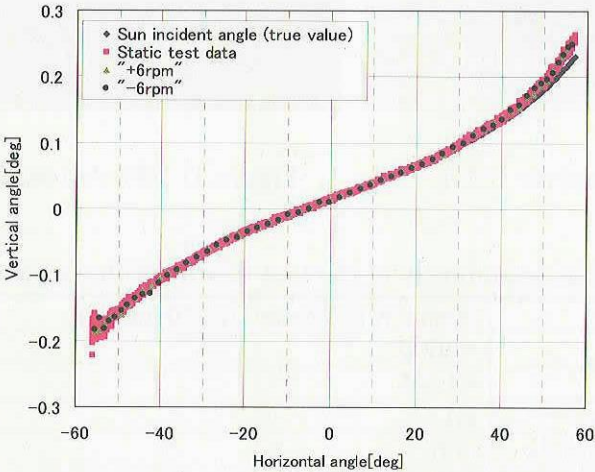


Figure.9 Typical error profile of dynamic test (6RPM)

3. 2 小型衛星用GPS受信機の研究

(1) 車載用 GPS 受信機モジュールのファームウェアの改良

千葉工業大学の鯨生態観測衛星、および、宇宙科学研究本部の小型衛星 INDEX 用に、改修されていた車載用 GPS 受信機モジュールのファームウェアに対し、平成 15 年度および平成 16 年度にかけて、さらに軌道上での運用性の考慮、ならびに、測位性能の向上といった観点から、ファームウェアの改良を重ねている。平成 16 年度に実施した、主な改良内容は下記の通り。

(a) 搬送波位相積算値の出力機能の追加

高精度軌道決定を実施することを目的として、擬似距離等の RAW データに加え、搬送波位相積算値の出力機能を追加した。

(b) WGS-84 系 X, Y, Z 値での位置データの出力機能の追加

衛星搭載を前提とした利便性から、測位結果を WGS-84 系 X, Y, Z 値で出力する機能を追加した。



その他、細かな改良としては、IODC 出力、PPS 信号ヘルスステータス出力の追加等を実施している。

## (2)GPS 受信機の地上試験モデル(GTM)の試作

小型衛星用 GPS 受信機の開発方針は、ファームウェアを改良した車載用 GPS 受信機モジュールをほぼそのままの形で用いつつ、打ち上げ／宇宙環境（機械、熱、真空、EMC、放射線環境）に耐え、軌道上でその機能を果たすために必要と思われる対策を施し、搭載機器として成立させるというものである。平成 16 年度は、上記の対策を施した GPS 受信機の地上試験モデル(GTM)を試作した。Figure.10 に GPS 受信機 GTM、Figure.11 に GPS アンテナ GTM の外観を示す。また、GPS 受信機に主要諸元を Table.3 に示す。



Figure.10 GPS Receiver GTM



Figure.11 GPS Antenna GTM

Table.3 Summary of the test results of the MSS

Size	80mm(W)×65mm(D)×50 mm(H)
Mass	<250g
Power	<1.8W
Frequency	L1
No. of channels	8ch
Output data	PPS, Navigation data, Raw data, Ephemeris data, Carrier phase data

## (3)車載用 GPS 受信機モジュールの民生部品の放射線耐性評価

小型衛星用 GPS 受信機の中核をなす、車載用 GPS 受信機モジュールは、電子部品に一般的な民生部品を使用している。そのため、軌道上における放射線耐性、特に、シングスイベント耐性については、不明である。これらの部品のシングスイベント耐性を評価するため、平成 16 年には、シングスイベント耐性の評価が必要と判断される部品について、カリフォルニウム(Cf-252)を用いた SEL 感受性試験を実施した。試験の結果、Cf-252 の照射においては、SEL の発生は確認されなかった。

## 4. まとめ

平成 16 年度は、前年度に引き続き、次世代小型衛星用搭載機器として、小型太陽センサや小型衛星用 GPS 受信機等の研究開発を実施した。小型太陽センサおよび GPS 受信機については、地上試験モデル(GTM)の試作試験により、概ねフライト製作への目処が立った。平成 17 年度は、GTM を用いた評価を進めると共に、GPS 受信機については、フライト品の製作試験を実施する予定である。

## 宇宙実証システムの研究

### Research on Space Technology Demonstration System

総合技術研究本部 宇宙実証研究共同センター

○中村 揚介, 加藤松明, 吉原圭介, 橋本英一

Space Technology Demonstration Research Center

○Yosuke Nakamura, Matsuaki Kato, Keisuke Yoshihara, Hidekazu Hashimoto

#### Abstract

The Space Technology Demonstration Research Center in JAXA has researched on the potential ability of 50~100kg class small satellites which is used to demonstrate newly-developed components and advanced space technologies in space. 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. On the other hand, JAXA has started technology transfer program for SOHLA, which is the SME union in Kansai area, to develop a concise space demonstration satellite applying the MicroLabSat bus technology.

In this paper, we will express the status and result of these micro-satellites for space technology demonstration.

#### 1. はじめに

宇宙実証研究共同センターでは、新規開発の機器や先端宇宙技術のクイックな実証手段として、50~100 kg級の小型衛星を研究しており、将来的に、実証用小型衛星のシリーズ化を計画している。Fig.1に宇宙実証システム研究のロードマップを示す。本研究には、マイクロラブサット計画における先進的小型衛星バスの実証、及び簡易実証衛星計画における、すでに実証され安定した衛星バスを用いたよりシンプルな実証衛星の実現の2つの流れがある。

マイクロラブサット1号機 ( $\mu$ -LabSat) はマイクロラブサット計画の1機目として開発された50 kg級のスピン衛星で、平成14年12月にH-IIAロケットの相乗り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、これに引続き小型衛星による三軸姿勢制御の技術確立を目標として平成15年度よりマイクロラブサット2号機 ( $\mu$ -LabSatII) の概念設計およびクリティカル要素の部分試作を行っている。一方、平成16年度からは、JAXAと東大阪宇宙開発協同組合 (SOHLA) の間の「小型衛星技術についての協力に関する取決め」に基づき、 $\mu$ -LabSat衛星バス技術の東大阪衛星への移転プログラムを開始した。

本稿では、これらの宇宙実証システムの研究に係る平成16年度の状況及び成果について報告する。



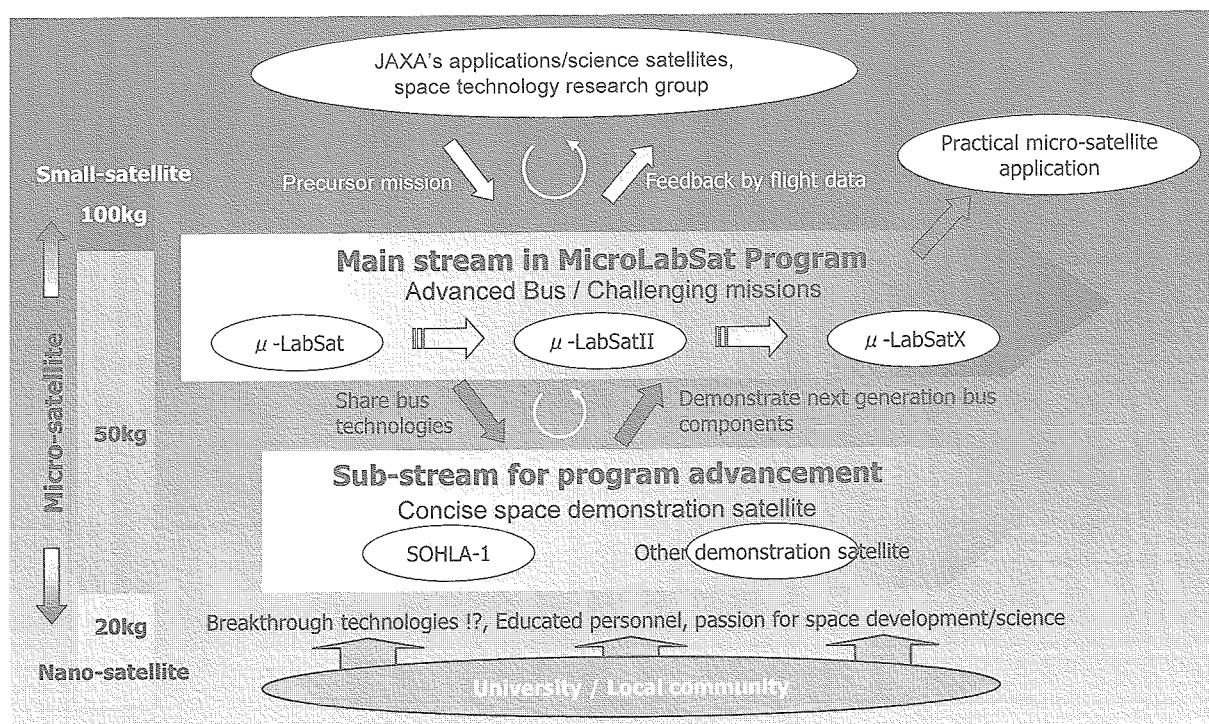


Fig. 1 Space Technology Demonstration Roadmap

## 2. 研究の概要

### 2. 1 マイクロラブサット計画

$\mu$ -LabSat 及び  $\mu$ -LabSatII の外観図をFig. 2, Fig. 3に示す.  $\mu$ -LabSat は現在, 後期運用段階にあり, 搭載機器・部品の軌道上での長期トレンド評価及び各種追加実験等を継続的に実施すると共に, 一般の人々に衛星運用の様子を公開する等, 衛星を利用した普及・啓蒙活動を進めている.  $\mu$ -LabSatII は, 平成 15 年度に実施した衛星概念検討にて決定したミッション・衛星システム仕様を元に, システム予備検討及び搭載機器の試作を行った. なお, 搭載機器の試作については, 別稿にて報告する.

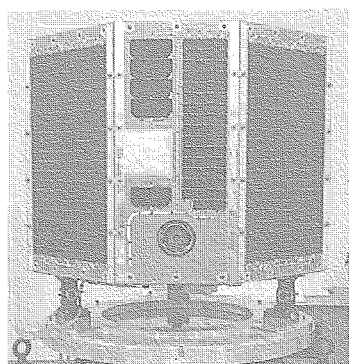


Fig. 2 MicroLabSat (Spin-stabilized bus)

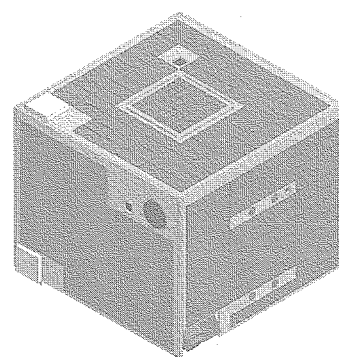


Fig. 3 MicroLabSatII (3axis-stabilized bus)



2. 2 東大阪衛星への技術移転

東大阪衛星（SOHLA-1）は JAXA の技術指導の元、東大阪宇宙開発協同組合（SOHLA）が中心となり大阪府立大学と共同で開発を進めており、平成 18 年度中に完成予定である。衛星の目的は、宇宙実験用小型スピン衛星を、「 $\mu$ -LabSat」の技術に基づき、東大阪市を中心とした中小企業で短期に低コストで実現すると共に、その開発過程で、小型衛星開発の基礎技術に関西地区の技術者が習得することである。また、SOHLA-1 には JAXA 開発品として、複数の技術実証コンポーネントが搭載される予定であり、安定した衛星バスを用いたクイックな宇宙実証が可能となる。

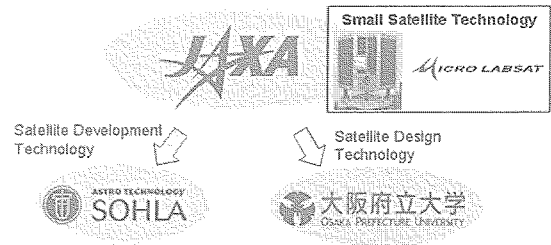


Fig. 4 Framework of JAXA's Space Technology Transfer Program in SOHLA-1

以下には、SOHLA-1 における JAXA の宇宙技術移転プログラム及び  $\mu$ -LabSat 衛星バス技術を転用した低コスト衛星開発の目的及び概要を示す。

関西地区技術者への技術移転

JAXA の産学官連携事業活動の一環として、また、関西地区の経済活動を刺激し、衛星開発の裾野及び選択肢を広げることを目的として、関西地区技術者への技術移転を進めている。当センターでは、主に衛星の製造・試験等の開発技術を SOHLA へ、衛星のシステム設計技術を大阪府立大学へ移転する。

$\mu$ -LabSat 衛星バス技術を転用した SOHLA-1 衛星開発

SOHLA-1 の開発では、 $\mu$ -LabSat の衛星バス技術を基本として、同一の設計及び開発手法を適用することにより、衛星の信頼性を高め、低コスト化を図る。一部コンポーネントに関しては、 $\mu$ -LabSat にて使用されたものと同一モデルを提供する。

Table 1 Contents of JAXA's Space Technology Transfer Program

(1) From Engineer to Engineer To transfer technology to SOHLA and Osaka Prefecture University	(2) From Satellite to Satellite Applying the MicroLabSat bus technology to SOHLA-1
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Idea and Techniques<ul style="list-style-type: none"><li>・ General ideas under space environment</li><li>・ Quality management</li><li>・ Satellite development and testing techniques</li></ul></li><li>○ System Design Technology<ul style="list-style-type: none"><li>・ Mission analysis</li><li>・ Power management analysis</li><li>・ Attitude control analysis</li><li>・ Structure and thermal analysis</li></ul></li><li>○ Space Component Development Technology<ul style="list-style-type: none"><li>・ Micro soldering</li><li>・ Component manufacturing</li></ul></li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>○ Apply the same component<ul style="list-style-type: none"><li>・ S-band transponder / diplexer</li><li>・ S-band coupler / antenna</li><li>・ Ni-MH battery</li></ul></li><li>○ Component design diversion<ul style="list-style-type: none"><li>・ Central and extended control unit</li><li>・ Power control unit</li></ul></li><li>○ System technology diversion<ul style="list-style-type: none"><li>・ Peak Power Tracking control algorithm</li><li>・ Spin axis control algorithm</li><li>・ On-board software</li><li>・ System design and development software</li><li>・ S-band operation system</li></ul></li></ul>

### 3. 成果の概要

#### 3. 1 マイクロラブサット計画

##### (1) $\mu$ -LabSat 搭載機器・部品の軌道上におけるトレンド評価

Fig. 5に $\mu$ -LabSatに搭載した民生品のN-MHバッテリーの放電末期電圧のトレンドを示す。バッテリーは放電末期電圧が6.9Vを下回ると、急激な劣化が始まることが地上試験結果にて分かっており、これが寿命規定電圧となっているが、図より必要な運用期間使用可能なバッテリーを開発することができたと言える。

Fig. 6には同様に $\mu$ -LabSatに搭載された航空機用光ファイバジャイロ (FOG) の出力のランダムウォークのトレンドを示す。光ファイバは構成材であるガラスが放射線により変性し、フォトダイオードに到達する光量が下がる。その結果、ホワイトノイズの影響が大きくなり、精度の低下に繋がっている。

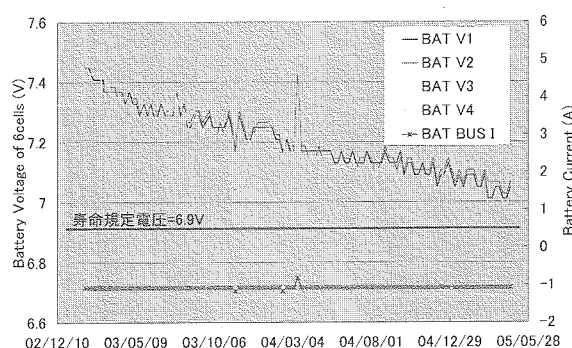


Fig. 5 Transition of terminal voltage of discharge (Ni-MH battery)

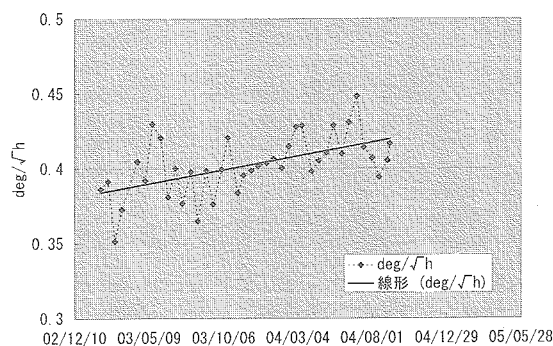


Fig. 6 Transition of random walk (FOG)

##### (2) $\mu$ -LabSat 運用の利用範囲の拡大

$\mu$ -LabSat の後期運用段階として、当初計画されていた以外の追加実験を行った。実験運用は外部機関・部署で提案されたものも含めて、平成16年度中に計18回実施した。具体的には、空間フィルタ実験 (慶応大学)、地上からのレーザー伝送実験 (NiCT)、カメラ撮像実験 (NiCT)、MOBC メモリスキャン実験 (NiCT)、月トラッキング制御実験 (宇宙先進技術研究グループ) である。また、小中学生を対象とした宇宙教室の実施 (Fig. 7) や衛星運用の一般公開も平成16年度中に計4回実施した。



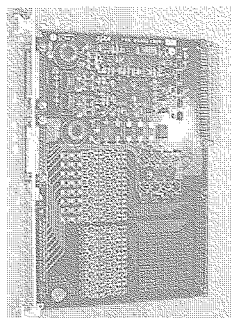
Fig. 7 Space education for children

##### (3) $\mu$ -LabSatII のシステム予備検討

衛星のシステム予備検討では、衛星システム仕様を明文化し、これに基づいて各種システム解析を実施した。また、本検討の結果をまとめ、「マイクロラブサット2号機 ( $\mu$ -LabSatII) 予備検討報告書」を作成した。







Central Control Unit (BBM)    Assembly work of Ni-MH battery    Structure and thermal model testing

Fig. 11 Development and testing of components and satellite structure

### (3) 簡易実証衛星の実現

以下に SOHLA-1 で実施される予定の実験を示す. 小型衛星 (50kg) という限られたリソースで, 簡易実証衛星として十分な実験機器搭載能力・実験実施能力を持っていると考えられる.

#### 1. 50kg 級小型衛星のバス技術実験

- ・軌道決定技術実験及び機器の実証  
(民生品利用 GPS 受信機\* : JAXA 宇宙実証研究共同センター)
- ・宇宙環境計測実験及び機器の実証  
(小型放射線センサ\*・小型高性能磁力計\* : JAXA 環境計測技術グループ)
- ・展開ブーム実証実験 (龍谷大学)
- ・小型モニタカメラ\*実証実験 (SOHLA/JAXA 宇宙実証研究共同センター)
- ・府大太陽センサ実証実験 (大阪府立大学)

#### 2. PETSAT 用機器の先行実験

- ・リアクションホイール\* (東京大学)
- ・VHF 広帯域波形測定器\* (大阪大学)

\*印 : PETSAT 用搭載機器の候補となっている

#### 3. JAXA 宇宙用技術実証実験

- ・CIGS 太陽電池 (JAXA エレクトロニクス技術グループ)
- ・200MIPS 級 64bitMPU 実験機器 (JAXA 宇宙用部品開発共同センター)

#### 4. まとめ

$\mu$ -LabSat は後期運用段階として, 搭載機器・部品の軌道上でのトレンド評価及び多様な追加実験を行っている.  $\mu$ -LabSatII は小型衛星技術向上の牽引役として, よりアドバンストな衛星バス・ミッションを実現すべく, システム予備検討を実施した. 一方,  $\mu$ -LabSat の衛星バスを転用した簡易実証衛星として, SOHLA-1 の開発を進めた. また, これらの衛星開発・運用を同時に行うことは, 若手職員の育成に大いに寄与していると考えられる.

今後は, 引き続き  $\mu$ -LabSat の軌道上評価,  $\mu$ -LabSatII の設計・開発を実施しつつ, SOHLA-1 のフライトモデルの製作, システム試験を実施し, クイックな宇宙実証システムの構築を進めていく.

## 2. 電源技術・通信データ処理技術

### ・衛星推進技術





## 宇宙用誤り制御符号と画像圧縮方式の研究

## Research on Error Control Coding and Image Compression for Spacecraft Data-Handling Systems

総合技術研究本部 エレクトロニクス技術グループ 金子晴彦  
Haruhiko Kaneko, Spacecraft Electrical Engineering Group  
Institute of Space Technology and Aeronautics

## Abstract

Source coding and channel coding are essential techniques for efficient data processing in spacecraft. Although many of conventional coding techniques can be effectively applied to spacecraft data-handling systems, we need to develop some new source coding and channel coding techniques to design high-performance data-handling systems for spacecraft. Therefore, in our research, we have developed new coding methods suitable for spacecraft, that is, spotty byte error control codes for semiconductor memory systems, such as Solid-State Recorders (SSRs), and low-complexity video encoding method based on low-density parity check code for efficient compression of video data.

## 1 はじめに

本研究は宇宙機搭載データ処理システムに適した通信路符号化方式及び情報源符号化方式を構築するためのものであり、具体的には以下に示す2種の符号化方式について研究開発を行った。

(a) 宇宙機搭載半導体メモリ装置用誤り制御符号の研究：宇宙機搭載の半導体メモリ装置においては、陽子等の衝突によりSEU(Single Event Upset)が多く発生することから、これによるデータの誤りを効率的に訂正／検出するための誤り制御符号の開発と符号化／復号回路の実装を行った。本研究は、平成10年度より東京工業大学・大学院情報理工学研究科・藤原英二教授との共同研究により実施したものである。

(b) 低密度パリティ検査符号を用いた低計算量動画像圧縮方式の研究：既存のMPEG等の動画像圧縮方式は圧縮処理において動き予測を行うため、圧縮のために多くの計算処理を必要とする。宇宙機における圧縮処理のための計算量を大幅に削減するため、低密度パリティ検査(LDPC)符号を用いた動画像圧縮方式の基礎研究とシミュレーションを行った。本研究は、平成17年度より東京工業大学・大学院情報理工学研究科・藤原英二教授との共同研究により実施しているものである。

## 2 研究の概要

宇宙機搭載半導体メモリ装置用誤り制御符号の研究として、以下の項目を実施した。

- (a-1) 宇宙機において要求される誤り制御符号の機能を決定するため、MDS-1搭載SSRにおける誤り率及び誤りパターンの解析を行った。
- (a-2) 上記解析結果を基にスポッティバイト誤り制御符号の機能と符号パラメータを決定した。
- (a-3) スポッティバイト誤り制御符号及びReed-Solomon(RS)符号の符号化回路及び並列復号回

路の試作を行い、回路量、遅延、等の評価を行った。

低密度パリティ検査符号を用いた低計算量動画像圧縮方式の研究として、以下の項目を実施した。

- (b-1) 本圧縮法の圧縮アルゴリズム及び伸長アルゴリズムを構築した。
- (b-2) 上記圧縮アルゴリズム及び伸長アルゴリズムをソフトウェアにより実装し、画質(PSNR: Peak Signal-to-Noise Ratio)の評価を行った。

## 3 成果の概要

## 3.1 宇宙機搭載半導体メモリ装置用誤り制御符号の研究 [1, 2]

コンピュータシステムに対し効率的に誤り制御符号を適用するためには、一般に以下の手順により符号の開発と実装を行う必要がある [3, 4]。

- (i) 誤り率、誤りパターン、誤りの種類の解析。
- (ii) 符号パラメータ、符号機能の決定。
- (iii) 符号化／復号回路の設計と実装。

本研究では、MDS-1搭載のSSR(MDS-1/SSR)から取得したデータを用いて誤り率、誤りパターン、等の解析を行い、これに基づいて宇宙機搭載半導体メモリ用誤り制御符号のパラメータ、符号機能を決定した。また、FPGAを用いて符号化回路及び並列復号回路の実装を行った。本研究成果の概略を以下に示す。

## 3.1.1 MDS-1/SSRにおける誤り率／誤りパターン解析

MDS-1/SSRの構成をFig. 1に示す。MDS-1/SSRの記憶部は2枚のメモリスライス(MEMS1及びMEMS2)より構成され、それぞれのメモリスライスは6個のメモリモジュール(A,B,C,D,E,F)を搭載









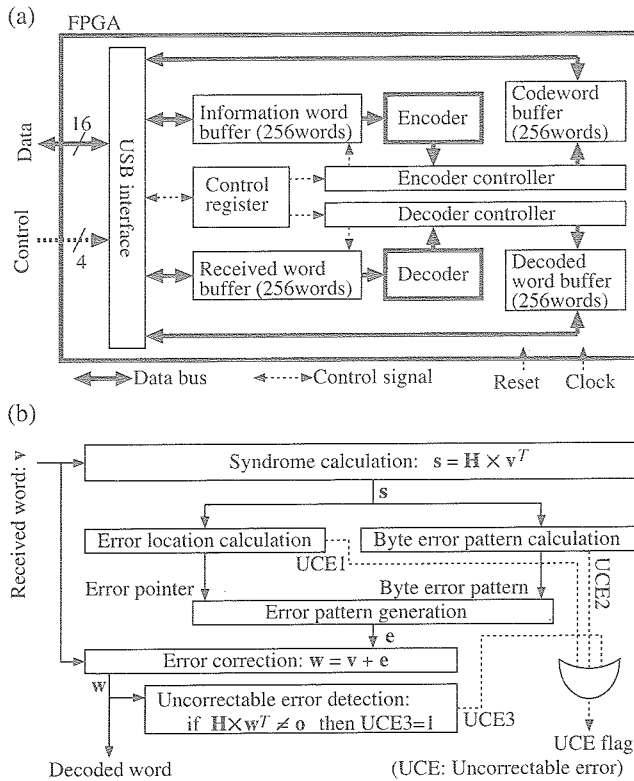


Figure 5: (a) Block diagram of the developed FPGA. (b) Flow of parallel decoding.

Table 5: Clock frequencies and delays.

Code	(i)	(ii)	(iii)	(iv)	(v)	(vi)
Delay [ns]	17.623	16.160	15.096	19.523	19.863	17.459
Frequency [MHz]	56.74	61.88	66.24	51.22	50.34	57.28

### 3.2.1 圧縮手順

本圧縮法において、動画画はIピクチャ及びLピクチャの2種のピクチャより構成され、IピクチャはLピクチャの間に一定間隔で挿入する。IピクチャはJPEGと同様の手順でフレーム内符号化を行う。Lピクチャの圧縮手順は以下のとおりである。

- (1) Lピクチャの大きさを  $H\sigma \times W\sigma$  とし、これを  $\sigma \times \sigma$  の大きさを有する  $N = HW$  個のマクロブロック  $L_0, \dots, L_{N-1}$  に分割する。マクロブロックベクトルを  $\mathbf{L} = (L_0, \dots, L_{N-1})$  とおく。

- (2) 2元  $(N, N-M)$  LDPC 符号の検査行列を

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_{0,0} & a_{0,1} & \dots & a_{0,N-1} \\ a_{1,0} & a_{1,1} & \dots & a_{1,N-1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{M-1,0} & a_{M-1,1} & \dots & a_{M-1,N-1} \end{bmatrix}$$

とおく。行列  $\mathbf{H}$  を用いて、長さ  $N$  を有するマクロブロックベクトル  $\mathbf{L}$  を、長さ  $M (< N)$  を有するシンδροームブロックベクトル  $\mathbf{S} = (S_0, \dots, S_{M-1})$  に変換する。ただし、

$$S_i = \sum_{j \in \{J | a_{i,J}=1\}} L_j$$

は  $\sigma \times \sigma$  シンδροームブロックである。

- (3) シンδροームブロック  $\mathbf{S}$  に対し JPEG と同様の非可逆圧縮 (DCT, 量子化, ジグザグスキャン, ランレングス符号化, 可変長符号化) を適用し、圧縮データを得る。

上記の圧縮手順では動き予測を用いないことから、従来の動画画圧縮法と比較して非常に少ない計算量で実行できる。また、上に示すようにLピクチャの圧縮時にはフレーム間の相関を用いないが、伸長時にフレーム間の相関を利用することから、Motion JPEG等の従来のフレーム内符号化方式よりも高い圧縮率を得ることができる。

### 3.2.2 伸長手順

IピクチャはJPEGと同様の手順で伸長する。Lピクチャの伸長手順は以下のとおりである。

- (1) 圧縮手順 (3) により圧縮したシンδροームブロックベクトル  $\mathbf{S}$  を JPEG と同様の手順で伸長し、 $\mathbf{S}' = (S'_0, \dots, S'_{M-1})$  を得る。ここで、JPEG は非可逆圧縮であるから  $\mathbf{S} \simeq \mathbf{S}'$  である。
- (2) Lピクチャの前方及び後方に位置する伸長後のIピクチャ  $I_1$  及び  $I_2$  を用いて、動き補償フレーム補間 (MCFI) によりLピクチャの予測画像  $L'$  を構成する。画像  $L'$  のマクロブロックベクトルを  $\mathbf{L}' = (L'_1, \dots, L'_{N-1})$  とする。また、動き予測と同時に  $L'$  の各ピクセルにおける予測値の「不確かさ」を求め、これよりエラーブロックベクトル  $\mathbf{E} = (E_1, \dots, E_{N-1})$  を構成する。ただし、 $E_j$  は  $L'_j$  に対応するエラーブロックである。
- (3) 予測画像  $L'$  には予測誤りが存在することから、シンδροームブロックベクトル  $\mathbf{S}'$  を用いてLDPC符号の反復復号を行い、 $L'$  に存在する予測誤りを訂正する。すなわち、すべての  $i \in \{0, \dots, M-1\}$  に対し  $S'_i = \sum_{j \in \{J | a_{i,J}=1\}} L'_j$  を満足するように、エラーブロックベクトル  $\mathbf{E}$  を用いて  $\mathbf{L}'$  を反復更新し、復号後のLピクチャ  $\hat{\mathbf{L}}$  を構成する。以下に  $\mathbf{L}'$  の反復復号手順を示す。マクロブロック  $L'_j$ 、エラーブロック  $E_j$  及びシンδροームブロック  $S'_i$  をそれぞれ以下のような  $\sigma \times \sigma$  行列で表現する。

$$L'_j = \begin{bmatrix} l_j^{0,0} & l_j^{0,1} & \dots & l_j^{0,\sigma-1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ l_j^{\sigma-1,0} & l_j^{\sigma-1,1} & \dots & l_j^{\sigma-1,\sigma-1} \end{bmatrix}$$

$$E_j = \begin{bmatrix} e_j^{0,0} & e_j^{0,1} & \dots & e_j^{0,\sigma-1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ e_j^{\sigma-1,0} & e_j^{\sigma-1,1} & \dots & e_j^{\sigma-1,\sigma-1} \end{bmatrix}$$

$$S'_i = \begin{bmatrix} s_i^{0,0} & s_i^{0,1} & \dots & s_i^{0,\sigma-1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ s_i^{\sigma-1,0} & s_i^{\sigma-1,1} & \dots & s_i^{\sigma-1,\sigma-1} \end{bmatrix}$$

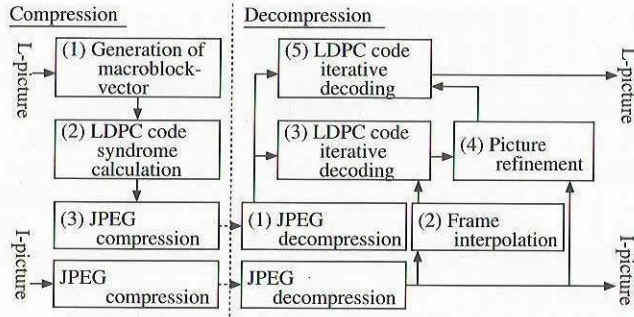


Figure 6: Compression / decompression process.

すべての  $(p, q) \in \{(p, q) \mid 0 \leq p, q \leq \sigma - 1\}$  に対して、それぞれ独立に以下の処理を行う。

- (i) すべての  $i \in \{0, 1, \dots, M - 1\}$  に対し、シンドロームブロックベクトル  $\mathbf{S}'$  とマクロブロックベクトル  $\mathbf{L}'$  の不一致度  $x_i^{p,q}$  を求める。

$$x_i^{p,q} = s_i^{p,q} - \left( \sum_{j \in \{j \mid a_{i,j}=1\}} l_j^{p,q} \right)$$

- (ii) エラーブロックベクトル  $\mathbf{E}$  を用いて、すべての  $(i, j) \in \{(i, j) \mid a_{i,j} = 1\}$  に対し、重み付き不一致度  $y_{i,j}^{p,q}$  を求める。

$$y_{i,j}^{p,q} = x_i^{p,q} \times \frac{e_j^{p,q}}{\sum_{k \in \{k \mid a_{i,k}=1\}} e_k^{p,q}}$$

- (iii) すべての  $j \in \{0, 1, \dots, N - 1\}$  に対し、次式により  $l_j^{p,q}$  の値を更新する。

$$l_j^{p,q} := l_j^{p,q} + \frac{\sum_{i \in \{i \mid a_{i,j}=1\}} y_{i,j}^{p,q}}{w_j}$$

ただし、 $w_j$  は  $\mathbf{H}$  の第  $j$  列の Hamming 重みである。

- (4) 上記の LDPC 符号の復号においては誤訂正が生じる場合があることから、 $I_1, I_2$ , 及び  $\hat{L}$  を用いて動き補償ノイズ除去をおこない  $\hat{L}$  の補正を行う。

- (5) 上記の画像補正において、誤った補正を行う場合があることから、手順 (3) と同様に LDPC 符号の反復復号を用いてこの誤りを訂正する。

手順 (4) 及び (5) を繰り返して行うことにより画質の向上が可能である。圧縮及び伸長手順を Fig. 6 に示す。テスト画像「mobile」[14] を提案手法により圧縮し、これを伸長するときの例を Fig. 7 に示す。

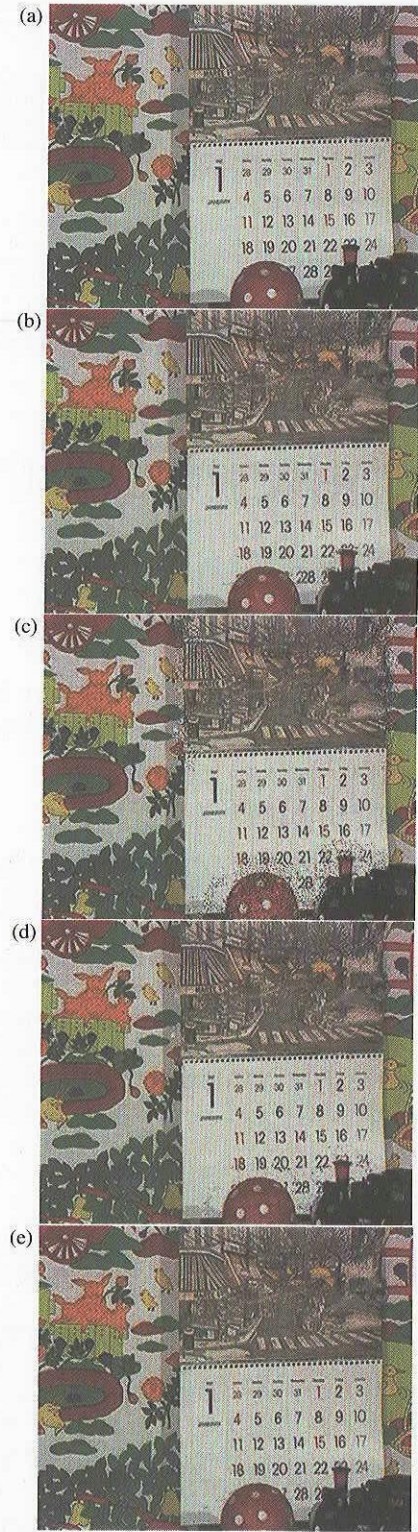


Figure 7: Example of decompression process: (a) Original image. (b) Estimated image by step (2). (c) Decoded image by step (3). (d) Refined image by step (4). (e) Final output of the decompression process with four iterations of steps (4) and (5).







## ハードディスクドライブの耐環境性の評価 Feasibility Study of the Environmental Tolerance of Hard Disk Drives

Institute of Space Technology and Aeronautics  
Spacecraft Electrical Engineering Group  
Takeshi Sasada, Masanobu Yajima, Eiji Ohashi and Noboru Takata

### Abstract

Several kinds of environmental tolerance tests were carried out as the primary evaluation for examining space applications using magnetic record type hard disk drives (HDDs.) This paper presents the results of vibration, thermal tolerance, environment of low pressure, and radiation tolerance test for four commercial HDDs. The disk size of 1, 1.8, and 2.5 inch HDDs were passed in each test. However, the 3.5 inch HDD was broken in the vibration test of acceptance test level. Based on these results, the paper then describes the feasibility of space-use HDDs.

### 1. はじめに

磁気記録方式であるハードディスクドライブ (HDD) は、高密度化・高速化により性能向上が進み、多くの宇宙ミッションへの適用が考えられる。しかし JAXA の衛星では搭載実績が無い。主な理由として、HDD は機構系部品があること、ヘッドの動作には気体が必要なこと、部品の放射線耐性が考慮されていないこと等が挙げられる。HDD の宇宙機搭載可能性を検証するため、プラッタの直径が異なる 4 種類の民生用 HDD にて振動・衝撃、熱、気圧、放射線の耐環境試験を実施した。

本研究は 15 年度より 2 年間に渡り実施しており、1 次評価として HDD の特性上クリティカルな項目である振動 (受入試験レベル)、温度性能 (低温側のみ:  $-20^{\circ}\text{C}$ )、気圧変動 (減圧側のみ:  $300\text{hPa}$ )、放射線照射 (プロトン:  $30\text{MeV}$ ) の各試験を行った。その結果、3.5 インチ型 HDD は振動試験で故障したが、1、1.8、2.5 インチ型 HDD は実施した全ての試験に耐え搭載化の第一段階をクリアした。

### 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) HDD の調査
- (2) HDD の改造及び耐環境性試験・評価

平成 16 年度は以下の項目について研究を行った。

- (3) 放射線試験の実施と評価
- (4) 気密ケースの設計及び試作評価

### 3. 成果の概要

耐環境性の試験としては、振動、温度、気圧、放射線照射の順で実施した。途中、故障が発生した HDD は次の試験から除外した。以降、HDD の選定、各試験の条件、評価内容、結果等について述べる。

#### 3.1 HDD の選定

耐環境性の試験では以下の方針に基づき供試

体を選定した。①搭載化が実現した場合の開発の容易さを考慮して国産の HDD とする、②機器調達時に必要な仕様 (技術情報) を公開していること。その上で下記(1)~(3)の条件に合致するものを調達した。表 1 に選定した 4 種類の供試体概略を示す。

#### (1) HDD のサイズ

HDD は内蔵するプラッタ径にて分類できる。

本評価では、民生分野で一般的な 1、1.8、2.5、3.5 インチ型の 4 種類の HDD を選定した。入手性、インタフェースの容易さから 1 インチ型は Microdrive™ を、1.8 インチ型は PC カード型とした。なお、本調達時には 0.85 インチ型が入手できなかったため評価対象外とした。

## (2) プラッタ枚数

プラッタ枚数が増加すると、プラッタと磁気

ヘッドの干渉、機構系部品の増加によって耐振動性能が低下する。従って各サイズとも単板 (1 枚) タイプの HDD とした。

## (3) その他

4 種類の HDD は共に民生品であり、特にスクリーニングは実施していない。台数は破壊試験を想定し、また予算なども考慮し各サイズ 3 台とした。

Table 1 Overview of sample HDDs

種類	1 インチ型	1.8 インチ型	2.5 インチ型	3.5 インチ型
インタフェース	CompactFlash Type II	PC Card Type II	ATA/ATAPI-6	ATA/ATAPI-6
記憶容量/バッファ容量	1GB / 128kB	5GB / 256kB	40GB / 2MB	60GB / 2MB
プラッタ数/ヘッド数	1 / 2	1 / 2	1 / 2	1 / 2
回転数/平均シーク時間	3,600rpm / 12ms	3,990rpm / 15ms	4,200rpm / 12ms	7,200rpm / 8.8ms
I/F 転送速度	13.3MB/s (ATA-2, ATA-3)	100MB/s (UltraDMA/100)	100MB/s (UltraDMA/100)	100MB/s (UltraDMA/100)
消費電力 (最大)	1.3W@+5V	1.4W@+3.3V	4.7W@+3.3V	10.3W@+5V/+12V
質量	16g	55g	95g	640g
寸法 (高×幅×奥)	5×43×36mm	5×54×79mm	10×70×100mm	25×102×146mm

## 3.2 振動試験

本試験では、フライト品に相当する要求が規定される AT レベルにて、HDD の耐振動性能を確認する。

### (1) 供試体

表 1 に掲げた 4 種類の HDD を 1 グループ (A ~C まで全 3 グループ) とし、1 回の試験で 4 台同時に実施した。

### (2) 試験データ

試験設備：加振機

試験項目：衝撃試験 (表 2)、振動試験 (表 3、4)

試験条件：試験中は非通電。加振軸は直交 3 軸

### (3) 評価項目

外観検査：目視にて破損の有無を確認

起動確認：起動時の異音チェック、起動時間の確認

動作確認：システム領域の標準/クラスタチェック

内部目視：HDD を開封し目視検査 (異常発生時)

### (4) 試験結果

#### 1 インチ型、1.8 インチ型

外観検査：異常なし

起動確認：異常なし

動作確認：異常なし

#### 2.5 インチ型

外観検査：異常なし

起動確認：異常なし。但し A は電源 ON から Drive Ready までの時間が他 2 個より約 7 秒長かった

動作検査：A のみ書き込み速度が遅い (表 5)

#### 3.5 インチ型

外観検査：異常なし

起動確認：A、C はディスクが回転するが正常なシーク動作が出来ない。また HDD 起動時の自己診断が完了せず Drive Ready 状態にならない

動作確認：B のみ正常動作

内部目視：A、C 共に 2 本のヘッドの下側のスライダがヘッド・サスペンションから脱落 (図 1、2)

Table 2 Conditions of impulse test

周波数範囲 [Hz]	加速度レベル [G]	備考
100～800	+7.07dB/oct	
800	29.3	
800～4k	-0.93dB/oct	2kHz まで 適用

$1G = 9.80665 \text{ m/s}^2$

Table 3 Conditions of vibration test (sine wave)

周波数範囲 [Hz]	加速度レベル [G]
5～15	10
15～100	25
100～2k	5

Table 4 Conditions of vibration test (random)

周波数範囲 [Hz]	加速度密度 [ $G^2/\text{Hz}$ ]	実効値 [Grms]
20～70	+6dB/oct	22.8
70～260H	0.71	
260～400	-6dB/oct	
400～1,000	0.3	
1～2k	-8dB/oct	

加振時間：120 秒

Table 5 Comparison of access speed of 2.5 inch HDDs after vibration test

供試体	書き込み時間 [s]	読み出し時間 [s]
A	70.9	56.0
B	54.3	55.0
C	56.8	56.8

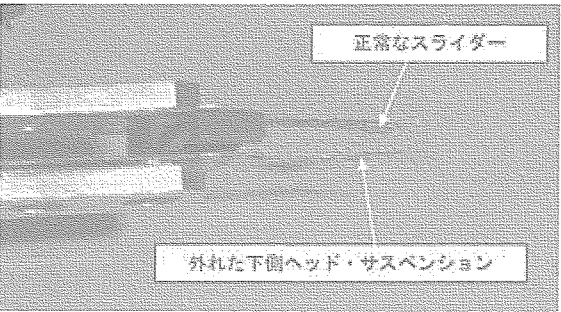


Fig.1 Head suspension (A) after vibration test

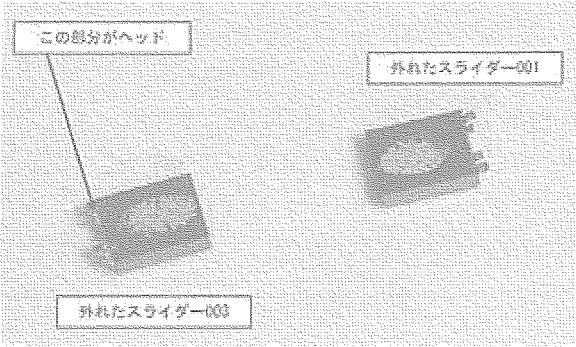


Fig.2 Dropped head slider (A: 001 and C: 003)

(5) 考察

ヘッド・スライダが脱落した 3.5 インチ型 HDD は主にデスクトップ PC 向けのため大容量、高速アクセスだが、耐振動・衝撃性能はヘッド質量が重いため低いと考えられる。2.5 インチ型は 1 台の供試体に性能劣化が認められた。起動および書き込み時間が長い理由は、振動によるスライダ位置ずれによりヘッド位置決めのカリブレーションを実行していると予測できる。1、1.8 インチ型は損傷・性能劣化なかった。カタログ仕様の通り、小型の HDD ほど振動環境では有利な傾向が見られた。

3.3 温度性能試験

本試験では、HDD の低温側の耐温度性能を確認する。高温側については PC や車載用 HDD で実績があるため今回は省略した。

(1) 供試体

振動試験にて 2 台の 3.5 インチ型が破損したため、当該 HDD は温度性能試験から除外した。以降は 1、1.8、2.5 インチ型の 3 種類で試験を実施。

(2) 試験データ

試験設備：恒温槽（図 3 に試験ブロック図を示す）

試験温度：-20℃～30℃（公差±1.5℃）

試験条件：温度到達後 30 分以上かけ平衡状態。

温度移行中は非通電

(3) 評価項目

動作確認：システム領域の標準／クラスタチェック、ファイル読み書き、ダミーデータ書き込み時間計測



(4) 試験結果

試験結果を表 6 に掲げる。恒温槽の温度を 30℃から-20℃まで下げ、その後 30℃まで戻す工程を時系列で実施した（表中、左→右）。表内の 3 文字は、左から右へ試験グループ A、B、C の順番で並んでおり、“o” は正常動作、“x” は異常動作、“-” は試験時間の都合もしくは供試体

温存のため試験を省略したことを意味する。例えば “ox-” は同型 HDD で A が正常、B が異常、C が試験省略となる。“\*” は温度を常温まで戻しても復帰しなかった HDD である。

ダミーデータの手書き時間については、HDD の個体差による違いはあるものの、温度変化による差異はあまり見られなかった。

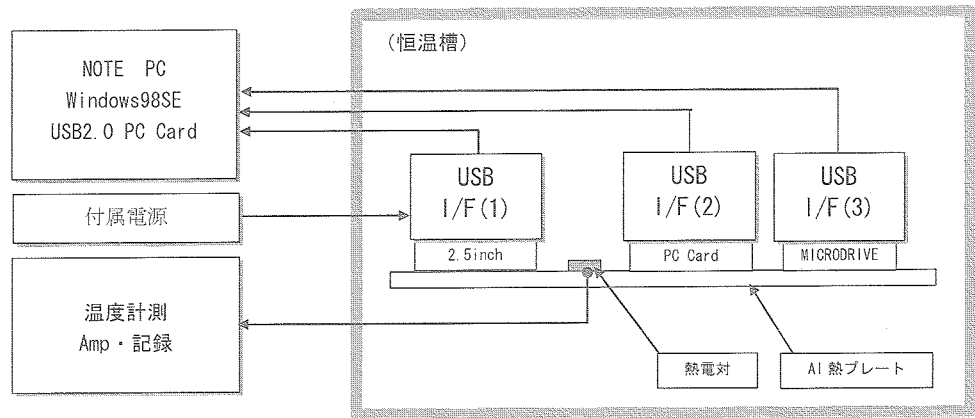


Fig.3 Block diagram of temperature test

Table 6 Results of cold temperature test

	℃	30	0	-10	-20	-5	5	30
1 型	R	ooo	ooo	ooo	xxx	-o-	o--	ooo
	W	ooo	ooo	ooo	xxx	-o-	o--	ooo
1.8 型	R	ooo	ooo	xxx	xxx	-x-	o--	ooo
	W	ooo	ooo	xxx	xxx	-x-	o--	ooo
2.5 型	R	ooo	oo*	oxx	xxx	-x-	o-x	oox
	W	ooo	xo*	xxx	xxx	-x-	o-x	oox

R : Read、W : Write

(5) 考察

1 インチ型が低温に対するマージンが大きい。2.5 インチ型は温度を戻しても回復しない供試体があった。動作異常の原因としては FDB のオイル粘性低下が原因と想定される。しかし、いずれの HDD も動作温度範囲のカatalog仕様を満たしており、搭載化の見込みはある。サンプル数は少ないが、本 HDD では温度性能の個体差が少ない傾向も確認できた。

3.4 気圧変動試験

気密容器内の気体がリークした場合に、気圧低下への閾値を確認するため減圧試験を実施した。気密容器内の温度上昇による僅かな内圧増加を除き加圧側へ移行する可能性はないため、HDD の加圧試験は省略した。

(1) 供試体

温度性能試験と同型の 3 種類の HDD で実施。試験の都合上、供試体の数は 1、1.8、2.5 インチ型で各々 2 (A/B)、2 (A/B)、1 台 (A) とした。

(2) 試験データ

試験設備：減圧槽

試験気圧：1013.25hPa (標準大気圧) から 300hPa (高度 7km 相当) まで減圧 (公差±10%)

試験条件：温度 25℃。気圧設定後 5 分以上かけて平衡状態。気圧移行中は非通電

試験手順：減圧槽のコネクタ数の都合上、供試体 1 台毎に実施。気圧安定後 HDD を動作 (PC で遠隔操作)。動作が不安定または不能になった時点で試験中止

(3) 評価項目

温度性能試験と同項目を評価

(4) 試験結果

試験結果を表 7 に掲げる。表中の数字は減圧槽の気圧設定時の値 (hPa)、“-” は試験省略、枠囲みはその気圧で HDD が動作しなかったことを示す。参考までに当該気圧を ICAO 国際標準大気 (ISA) にて高度換算した値を付記する<sup>3)</sup>。

各 HDD は概ね高度 3,000m を上限とするカタログ仕様 (動作時) であるが、試験結果から高度にして 1~2km のマージンがあることが分かる。1.8 インチ型は 2 台とも 1 気圧に戻した後も動作しなかった。

Table 7 Results of low air pressure test

HDD		1 インチ型		1.8 インチ型		2.5 インチ型
動作範囲 (仕様)		-300~ 3,048m		-300~ 3,000m		-300~ 3,048m
		A	B	A	B	A
換 算 高 度 k m	0	1024	1025	1016	1020	1021
	1	-	-	-	-	-
	2	849	792	804	800	798
	3	681	698	693	700	698
	4	581	600	595	597	600
	5	493	500	493	497	499
	6	-	397	400	399	400
	7	293	299	-	-	-

Unit: hPa

(5) 考察

気圧変動はいずれの型の HDD もカタログ仕様を満足した。動作不良の発生は 400hPa 程度で、供試体によっては気圧が戻ると回復するものとしなかったものがあった。故障した 1.8 インチ型については、分解検査を実施していないが何らかの HDD 内部の損傷が考えられる。

HDD は原理上、空気等の気体が不可欠のため気密容器で 1 気圧程度を確保する必要がある。実験結果から、気密容器内の気圧低下はマージンを含め 0.5 気圧まで許容できることが分かった。

3.5 放射線照射試験

軌道上での宇宙放射線によるシングルイベントアップセット (SEU) への耐性をプロトン照射にて試験する。また、シングルイベントラッチアップ (SEL) 耐性も確認する。

(1) 供試体

照射設備の借用時間の都合で 2.5 インチ型 1 台のみ試験を実施

(2) 試験データ

試験設備：サイクロトロン (放射線医学総合研究所)

照射粒子：プロトン (30MeV、照射時間 364s)

照射 Flux :  $6.12 \times 10^4$  [1/cm<sup>2</sup>/s]

試験条件：常温。大気中照射

試験手順：HDD を動作させた状態でプロトン照射。供試体は制御用 PC と USB 接続。制御用 PC は照射室外の監視用 PC から LAN 経由で遠隔操作

(3) 評価項目

SEU 確認：照射中に制御用 PC から HDD ヘデータを 2 種類 (オール 0、1 のバイナリファイル各々 157.4MB) 書き込み、その直後再読み出しをして両データを照合 (プログラムにて自動実行)

SEL 確認：試験中は消費電流をモニタ

(4) 試験結果

SEU 発生：なし (両ファイル共)

SEL 発生：なし (電流値 450mA で正常、図 4 参照)

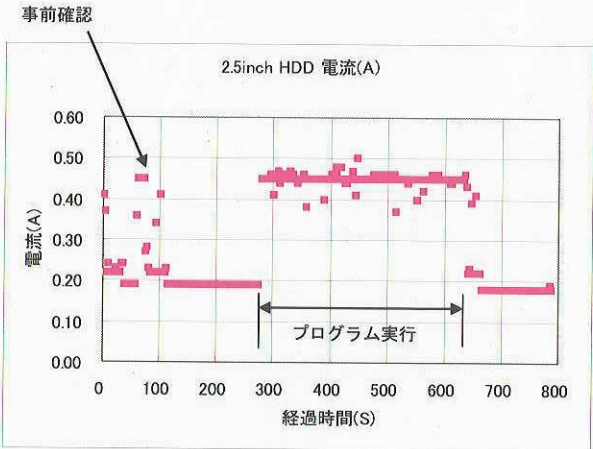


Fig.4 Current of 2.5 inch HDD in radiation test

#### (5) 考察

2.5 インチ型 1 台のみだが SEU、SEL への耐性を、HDD の制御回路も含めて確認した。実運用ではビット記録をした状態で一定期間データ保持をするが、今回は照射時間が短くこの検証は出来ていない。

ハードウェア損傷を引き起こすトータルドーズ

ズ (TID) の耐性としては、日本原子力研究所 (高崎) にて Co-60 による  $\gamma$  線照射を 1、1.8、2.5 インチ型 HDD に実施済みである。本試験時は HDD が非通電状態なので実際の動作状態とは異なるが、1.8、2.5 インチ型の 2 台は 900Gy 照射後も正常動作した (1 インチ型は動作せず)。

#### 4. まとめ

本研究では、HDD の宇宙機搭載可能性を検証するため、プラッタの直径が異なる 4 種類の民生用 HDD にて振動・衝撃、熱、気圧、放射線の耐環境試験を実施した。搭載化には宇宙機関や衛星・コンポーネント製造メーカ等で定めた各種標準・規格をクリアする必要があるが、本研究では 1 次評価として HDD の特性上クリティカルな項目である振動 (受入試験レベル)、温度性能 (低温側のみ:  $-20^{\circ}\text{C}$ )、気圧変動 (減圧側のみ: 300hPa)、放射線照射 (プロトン: 30MeV) の各試験を行った。その結果、3.5 インチ型 HDD は振動試験で故障したが、1、1.8、2.5 インチ型 HDD は実施した全ての試験に耐え搭載化の第一段階をクリアした。

本評価とは別に HDD の気圧を保つための気密容器も製作した。動作する HDD を気密容器に格納し、真空槽に約 1 ヶ月間放置した。気圧センサにて漏洩をモニタしたが気圧は減少しなかった。気密容器は肉厚のアルミ製のためトータルドーズに対しても十分な遮蔽効果が見積もれる。

今後はミッション要求や性能等を考慮した HDD の選定、RAID 構成などのシステムレベルでの冗長構成の検討、気密容器のリークや寿命評価などの長期動作が必要な項目の確認、コンポーネント認定試験と同等なレベルの試験等を行う予定である。

#### [参考文献]

- [1] Sasada, T., Ichikawa, S. and Shirakura, M.: High-Speed 200Gbytes Data Recorder Utilizing the 512Mbits SDRAM and CompactPCI Bus, 22nd AIAA Intl. Communications Satellite System Conference, Monterey, CA, May 2004
- [2] 岡村博司: ハード・ディスク装置の構造と応用, CQ 出版社, 2003
- [3] Manual of the ICAO Standard Atmosphere (extended to 80 kilometres (262,500 feet)), Doc 7488 / Third Edition, 1993



## 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 (Spacecraft Electrical Engineering Group)

島崎一紀, 今泉充, 岐部公一

Kazunori Shimazaki, Mitsuru Imaizumi, Koichi Kibe

#### Abstract

Thin film solar cells have attracted a lot of attention for space applications because of their superior radiation tolerance, lightweight, and high specific power density. They have potential as space solar cells with high end-of life performance. In this study we investigated the radiation response of thin film solar cell based on hydrogenated amorphous silicon (a-Si) alloy. We report the radiation tolerance of a-Si solar cells superior to crystalline silicon solar cells and remarkable recovery from radiation-induced degradation by thermal annealing at low temperatures.

#### 1. はじめに

薄膜太陽電池は、軽量・フレキシブルかつ安価な太陽電池パネルへの適用が期待できることから宇宙応用への関心が高まっている。米国においても薄膜太陽電池の宇宙応用に関心が寄せられており、既にCu(In, Ga)Se<sub>2</sub>太陽電池ならびにアモルファスシリコン太陽電池（以下、a-Si太陽電池）の宇宙実証の計画が進められている[1]。Cu(In, Ga)Se<sub>2</sub>太陽電池は、耐放射線性に優れ[2, 3]、かつ高い変換効率が得られることとフレキシブルな基板への製作が可能なることから宇宙応用を目指した薄膜太陽電池として最も有力である。一方、a-Si太陽電池は製造プロセスの向上とともに大面積のフレキシブル基板への製作が行われている。a-Si太陽電池の放射線耐性に関する研究は僅かに行われているものの[4-11]、単結晶シリコン（以下、c-Si太陽電池）やIII-V族化合物太陽電池ほど精力的に行われていない。その原因としては、結晶系の太陽電池に比べて効率がかなり低いため、宇宙応用した場合のメリットが少なかったことが挙げられる。その反面、フレキシブル太陽電池は、宇宙への輸送と展開といった点で大きな利点を有し、安価で単位重量あたりの発電量が大きい太陽電池パネルが期待できるため注目が集められるようになった。例えば、ソーラーセイルのような大面積かつ大きな展開機構を有する薄膜セイル部に搭載する太陽電池として有望である。しかしながら、a-Si太陽電池は宇宙応用の可能性を十分持っているものの、劣化機構や回復機構を含めた放射線照射効果について十分研究が行われているとは言えない。

そこで本研究は、a-Si太陽電池の宇宙応用を目指して、その放射線照射効果を明らかにすることを目的としている。今年度は、地上用に開発されたフレキシブルa-Si太陽電池の放射線照射効果について検討した。同時に、放射線劣化からの熱アニールによる回復についても検討を行った。ここでは、a-Si太陽電池の放射線照射前後での電気特性の変化、ならびに熱アニールによる電気特性の回復現象の測定結果について報告する。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. 研究概要

### 2.1 フレキシブル a-Si 太陽電池

研究対象となる太陽電池には、国内外の2社で製作されたフレキシブル a-Si 太陽電池を選定した。放射線照射用サンプルは、いずれも Roll-to-Roll 方式により大面積のポリイミド基板上に成膜された太陽電池モジュールから切り出した。A 社、B 社のサンプルの受光面積は、それぞれ約 3.3~3.8 および 1.4cm<sup>2</sup> である。セル構造の概略図を図 1,2 に示す。なお、今回の試料は樹脂やガラスなどによる封入はなされていない。図 3,4 に今回用いた a-Si 太陽電池の典型的な出力特性を示す。変換効率は、サンプルによるばらつきがあるものの A 社が約 4.2~5.4%, B 社では約 6.1~7.9%であった。このばらつきは、透明導電膜及び光吸収層の膜厚分布による出力の違いや、モジュールから切り出したために生じた並列抵抗成分の減少、出力測定端子との接触抵抗による直列抵抗成分の増加などの影響であると考えられる。

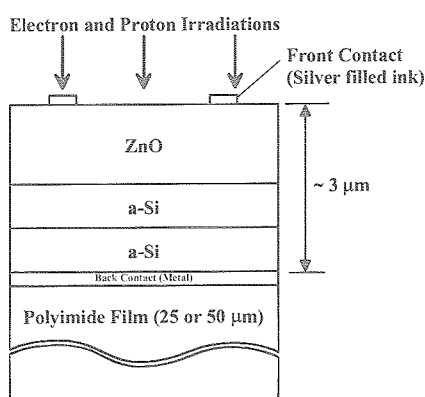


Fig.1 Schematic of structure of a-Si solar cell.  
(Company A).

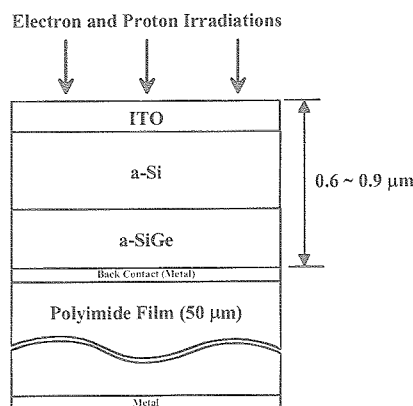


Fig.2 Schematic of structure of a-Si solar cell.  
(Company B).

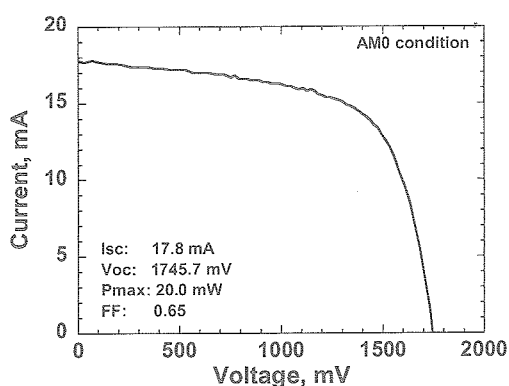


Fig.3 Typical electrical performance of a-Si solar cell.  
(Company A).

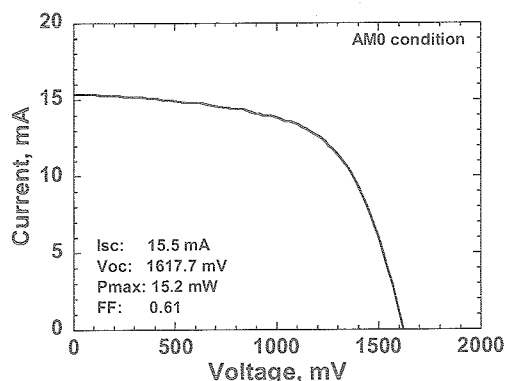


Fig.4 Typical electrical performance of a-Si solar cell.  
(Company B).

### 2.2 実験条件

太陽電池への電子線ならびに陽子線照射試験は、日本原子力研究所高崎研究所にて実施した。本実験では、様々なエネルギーでの放射線照射試験を行い、劣化特性のエネルギーおよびフルエンス依存性を調べた。照射時の太陽電池は暗状態に置かれ開放状態であった。照射条件を表 1 に示す。

原研高崎にて照射試験終了後に、筑波宇宙センターにて特性を測定した。サンプルは、照射前後にお

いて AMO 光に調整された 2 光源ソーラーシミュレータを用いて電流－電圧特性の測定を行った。ここでは、2 個の太陽電池のデータの平均値を用いた。

Table 1 Experimental conditions of electron and proton irradiations.

	Electron	Proton
Energy, MeV	0.5, 1, 2	0.38, 1, 3, 10
Fluence, cm <sup>-2</sup>	1E13, 1E14, 3E14, 1E15, 3E15, 1E16	1E11, 1E12, 1E13, 3E13, 1E14, 5E14
Ambient atmosphere	N <sub>2</sub> gas	Vacuum
Temperature	Room temperature	Room temperature

3. 成果概要

3.1 照射結果

図 5~8 に A 社の太陽電池に対する照射試験の結果を、図 9~12 に B 社の太陽電池に対する照射試験の結果を示す。比較のため、宇宙用単結晶シリコン (c-Si) 太陽電池の放射線照射試験の結果も同時に示す。縦軸は、照射前後での各電気特性の比 (保存率)、横軸は照射量 (フルエンス) である。陽子線照射の結果は実線で、電子線照射の結果は点線で示している。

(a) 陽子線照射結果

短絡電流 (Isc)、開放電圧 (Voc)、最大電力 (Pmax)、曲線因子 (FF) の全てにおいて照射した陽子線のエネルギーが小さくなるに従い劣化が大きくなることが分かった。また、c-Si 太陽電池と比べて a-Si 太陽電池は全てのエネルギーに対して保存率の減少が小さく、耐放射線性が優れていた。これは、厚さ 100μm の c-Si に比べて a-Si の膜厚が数μm と非常に小さく、放射線でダメージを受ける領域が少ないためと考えられる。また a-Si は、もともと構造欠陥が多いため放射線により生成された欠陥に対して鈍感であるとも考えられる。それゆえ、c-Si 太陽電池は、10E10cm<sup>-2</sup> の照射量から徐々に劣化し始めているのに対して a-Si 太陽電池は、10E12cm<sup>-2</sup> もしくはエネルギーによっては 10E13cm<sup>-2</sup> 程度までほとんど劣化しなかった。なお、A 社と B 社の結果を比べると B 社の太陽電池の方が僅かながら放射線耐性が高かったが、主な原因としては光吸収層の厚さの違いによるものと考えられる。

(b) 電子線照射結果

Voc に関してはそれほど劣化せず c-Si よりも高い放射線耐性を示した。しかしながら Isc, Pmax, FF は、10E15cm<sup>-2</sup> 以上の照射量で大きく劣化しており、特に FF については、c-Si 太陽電池のそれよりも全体的に劣化が大きい結果となった。さらに、A 社の太陽電池に対する照射結果から、1, 2MeV 電子線よりも 0.5MeV 電子線照射による劣化の方が僅かながら大きいことが分かった。通常、結晶系の太陽電池では高エネルギーの電子線に対して劣化が大きくなるが、a-Si 太陽電池の場合、低エネルギーの電子線により劣化しやすいことが確認された。また、陽子線照射と同様に、A 社の a-Si 太陽電池よりも僅かながら B 社の太陽電池の耐放射線性が高いことが確認された。なお、a-Si 太陽電池は電子線、陽子線照射のどちらに対しても Isc, Voc の高い保存率に比べ FF の劣化が大きいといった、c-Si 太陽電池とは異なる特徴的な劣化特性を示すことが分かった。



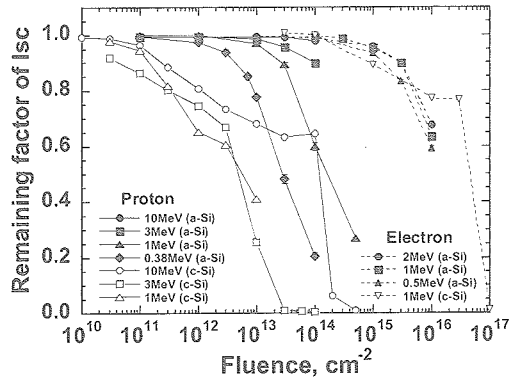


Fig.5 Changes in short circuit current  $I_{sc}$  as a function of particle fluence. (Company A)

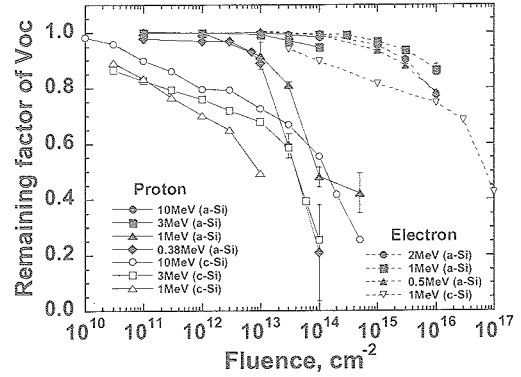


Fig.6 Changes in open circuit voltage  $V_{oc}$  as a function of particle fluence. (Company A)

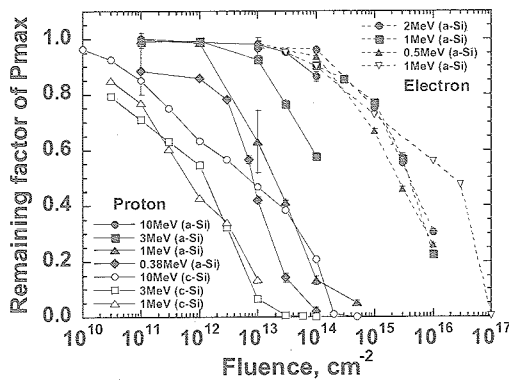


Fig.7 Changes in maximum power  $P_{max}$  as a function of particle fluence. (Company A)

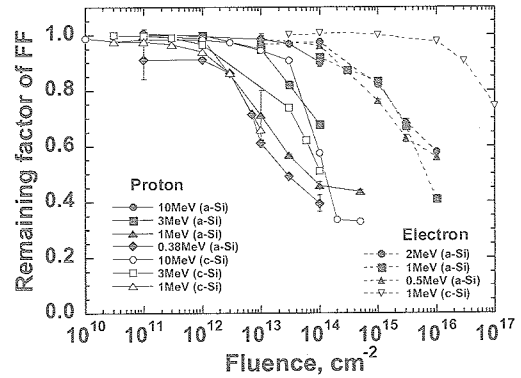


Fig.8 Changes in fill factor  $FF$  as a function of particle fluence. (Company A)

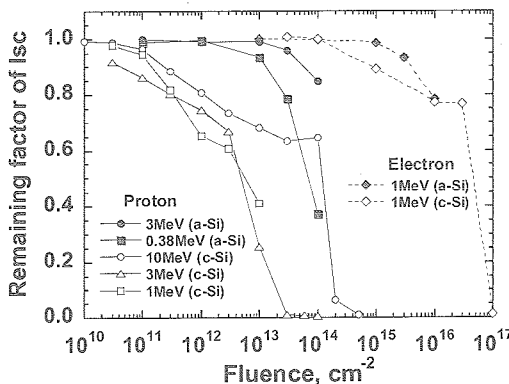


Fig.9 Changes in short circuit current  $I_{sc}$  as a function of particle fluence. (Company B)

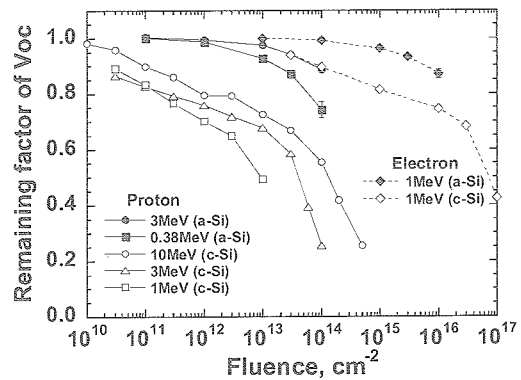


Fig.10 Changes in open circuit voltage  $V_{oc}$  as a function of particle fluence. (Company B)

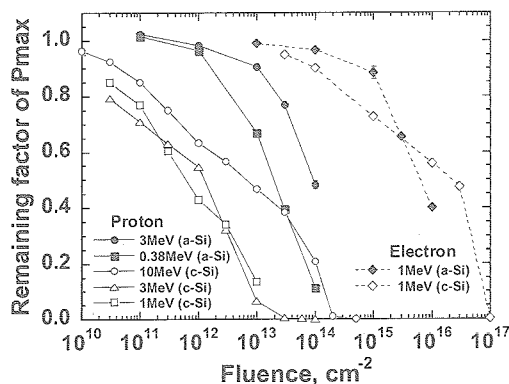


Fig.11 Changes in maximum power  $P_{max}$  as a function of particle fluence. (Company B)

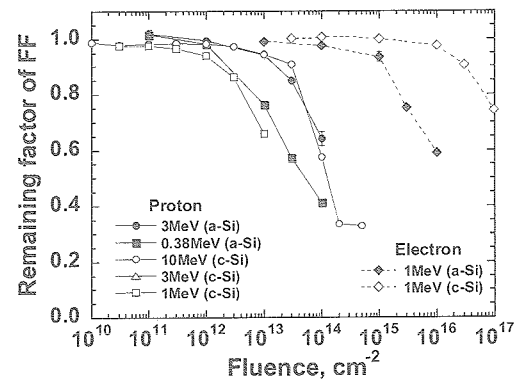


Fig.12 Changes in fill factor  $FF$  as a function of particle fluence. (Company B)

### 3.3 回復現象

a-Si 太陽電池の電気特性は、熱アニールにより回復する[5, 6, 8-10]ことが報告されているため、ここでは、A 社の太陽電池に対して 100℃等温アニール試験を行った。アニールは空気中で行った。図 13, 14 から 3MeV 陽子線を 1E14cm<sup>2</sup>照射したセルの特性が 10000 分後にほぼ 100%回復していることが分かる。特に Isc は、初期値よりも大きくなっており、熱アニールにより太陽電池の特性が改善されている可能性が考えられる。なお、10MeV 陽子線、1MeV 電子線を照射したサンプルも熱アニールによる回復が確認されたが回復の速度は、照射したエネルギー、照射量に依存して異なった。なお、1MeV 陽子線を 1E14cm<sup>2</sup>照射した太陽電池は、完全には回復しなかった(図 15, 16)。これが劣化機構の違いによるものなのか、ダメージの大きさの違いに起因する回復速度の違いによるものなのかは分からないが、今後、実験を重ねて明らかにしていきたい。

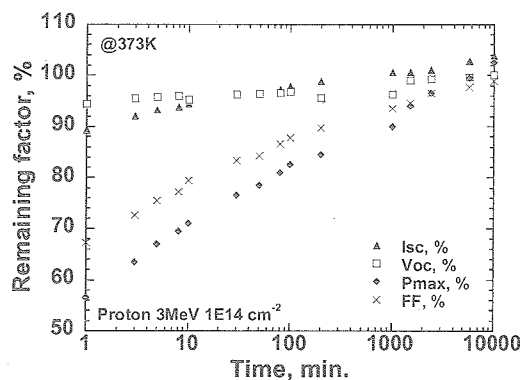


Fig.13 Recovery of electrical performance by thermal annealing at 100°C. Irradiated proton energy was 3MeV.

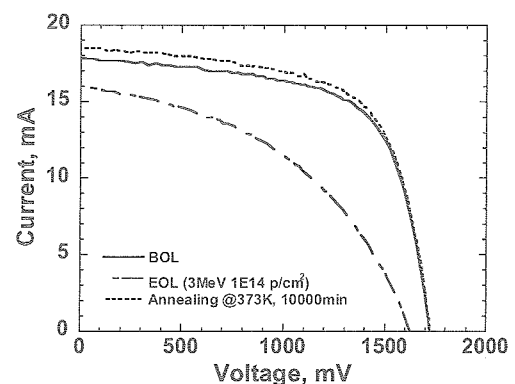


Fig.14 Recovery of I-V curve by thermal annealing at 100°C. Irradiated proton energy was 3MeV.

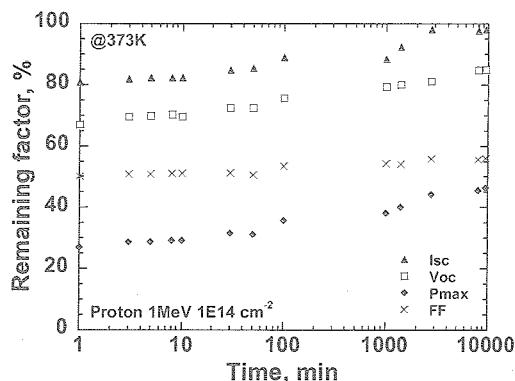


Fig.15 Recovery of electrical performance by thermal annealing at 100°C. Irradiated proton energy was 1MeV.

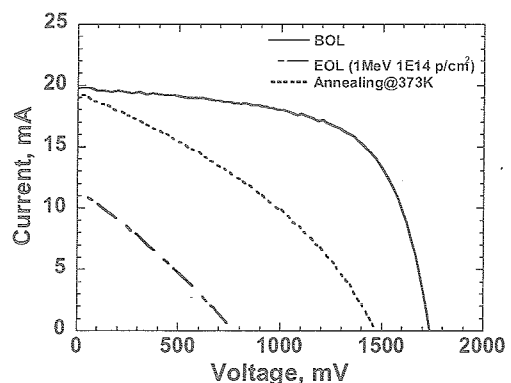


Fig.16 Recovery of I-V curve by thermal annealing at 100°C. Irradiated proton energy was 1MeV.

## 4. まとめ

フレキシブル基板上に成膜された a-Si 太陽電池への電子線 (0.5, 1, 2MeV), 陽子線 (0.38, 1, 3, 10MeV) 照射試験を実施した。その結果、保存率については、a-Si は c-Si 太陽電池よりも高い耐放射線性を示した。そのため、EOL において高い性能維持が期待できる。また、照射後、比較的低温の熱アニールでも

太陽電池の特性が顕著に回復するアニール効果を確認した。1MeV 陽子線を除いて高エネルギーで照射された太陽電池は、100℃、10000 分のアニールでほぼ 100%特性が回復した。しかしながら、回復の速度は、照射したエネルギー、照射量に依存して異なるため、今後、更なる実験が必要と思われる。

放射線照射により、Isc、Voc の劣化よりも FF の劣化が大きこと、そして、100℃程度における熱アニールで特性がほぼ 100%回復することなどから、放射線による劣化の挙動は光劣化のそれと類似性があるものと考えられる。そのため、今後は、非イオン化エネルギー損失 (Non-Ionization Energy Loss: NIEL) やイオン化損傷 (Ionization damage) を考慮した解析や、電子スピン共鳴法などを用いた欠陥評価などから a-Si 太陽電池の放射線劣化のメカニズムについて検討する予定である。

#### 【参考文献】

- [1] P. E. Hausge, J. E. Granata, D. Senft, P. Tlomak, and J. Merrill “AFRL Thin Film Solar Cell Development and Upcoming Flight Experiments,” 2nd International Energy Conversion Engineering Conference, AIAA 2004-5734 Rhode Island, U.S.A (2004).
- [2] S. Kawakita, M. Imaizumi, M. Yamaguchi, K. Kushiya, T. Ohshima, H. Itoh, and S. Matsuda, Jpn. J. Appl. Phys. 41 (2002) L797.
- [3] S. Kawakita, M. Imaizumi, T. Sumita, K. Kushiya, T. Ohshima, M. Yamaguchi, S. Matsuda, S. Yoda, and T. Kamiya, Proc. 3rd World Conference on Photovoltaic Energy Conversion, 11-18 May 2003, Osaka, Japan (2003) 8pB511.
- [4] S. S. Abdulaziz and J. R. Woodyard “Investigation of the role of a-Si:H based-alloy solar cell thickness on 1.00 MeV proton irradiation resistance,” Conference Record of the 22nd Photovoltaic Specialists Conference, IEEE No.91CH2953-8, (1991), pp. 1248-1253.
- [5] G. J. Vendura Jr., C. M. C. Toporow, and M. A. Kruer “Irradiation and Annealing of Amorphous Silicon Space Solar Cell,” Proc. 2nd World Conference and Exhibition on Photovoltaic Solar Energy Conversion, Vienna, Austria, July (1998) pp. 3745-3748.
- [6] J. R. Srour, G. J. Vendura, Jr., D. H. Lo, C. M. C. Toporow, M. Dooley, R. P. Nakano, and E. E. King “Damage Mechanisms in Radiation-Tolerant Amorphous Silicon Solar Cells,” IEEE Transactions on Nuclear Science, Vol. 45, No. 6, (1998) pp. 2624-2631.
- [7] S. Guha, J. Yang, A. Banerjee, and T. Glatfelter, G. J. Vendura, Jr., A. Garcia, and M. Kruer “Amorphous Silicon Alloy Solar Cells for Space Applications,” Proc. 2nd World Conference and Exhibition on Photovoltaic Solar Energy Conversion, Vienna, Austria, July (1998) pp. 3609-3613.
- [8] 佐々木進, 後川昭雄, 森田洋右 “a-Si太陽電池の耐放射線性の評価” 宇宙科学研究所報告 特集第 43 号 (2001) pp. 23-29.
- [9] G. Oomen, R. van der Heijden, S. Guha, J. Yang, and A. Banerjee “The Effects of Extremely High Radiation Fluxes on Amorphous Silicon Alloy Cells,” Proc. 16th European Photovoltaic Solar Energy Conference, Glasgow, UK, (2000) pp. 1053-1056.
- [10] R. J. Walters, J. H. Warner, G. P. Summers, S. R. Messenger, and J. R. Lorentzen “Radiation Response and Annealing Characteristics of Thin Film Photovoltaics,” Proceedings of 16th European Photovoltaic Solar Energy Conference, Paris, France, (2004) pp.3606-3609.
- [11] J. E. Granata, T. D. Sahlstrom, P. Hausge, S. R. Messenger, R. J. Walters, and J. R. Lorentzen “Thin-Film Photovoltaic Radiation Testing and Modeling for a MEO Orbit,” Proceedings of the 31st IEEE Photovoltaic Specialists Conference, Florida, U.S.A, 3-7 January, (2005).



## 人工衛星の太陽電池パネルの放電試験

### Discharging Test for a Satellite Solar Array Panel

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

川北史朗、仁田工美、岐部公一

Shirou Kawakita, Kumi Nitta, Koichi Kibe

ALOS プロジェクト (ALOS Project Team)

岩田隆敬、三浦健史

Takanori Iwata, Takeshi Miura

#### Abstract

A large solar array paddle with the power generation of 7 kW was developed for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS). With the deployed dimension of 22x3m in a polar orbit, this 9-panel rigid paddle has insulator Silver-Teflon thermal sheets and exposed bypath diode boards on its back face. A charging analysis suggested that large negative potentials on the dielectric back-surfaces and at satellite ground may be induced through the ALOS's auroral passage in off-nominal conditions. The ALOS's baseline panel design was tested for the electron beam radiation which simulated charging situations near the poles. Possibility of sustained arc and surge voltage, as well as survivability against estimated accumulation of arcs, was investigated. The back face showed small negative arc thresholds for both the insulator surface potential and the spacecraft ground voltage. Surface flashover was observed over the silver-Teflon coating. Although the back face was demonstrated sufficiently against sustained arcs, design modifications to mitigate the back face's susceptibility for charging and arcing were experimentally examined and implemented. The conductive adhesive that surrounded the baseline Silver-Teflon sheet and covered the CFRP face-sheets eliminated arcs at the silver-Teflon edges and the face-sheet. The Kapton film shielding the diode board protected the exposed power line from arcs.

#### 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[1,2]. 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分間で発生電力が6kWから1kWまで低下する運用異常が発生した. この原因を検討した結果、放電による電力ハーネスの損傷が原因のひとつとして考えられている[3]. そこで、我々は開発中の人工衛星の信頼性を確認および向上するために、放電耐性に関する試験を行ってきた. 陸域観測技術衛星(ALOS)の太陽電池パネルについては平成16年3月から12月に帯放電検証試験を実施し、試験結果を反映した放電抑制のための改修が施された. ここでは、この検証試験及び放電抑制技術について報告する[4].

## 2. 実験と結果

ALOS の太陽電池パネル裏面は、太陽電池に影がかかった時の逆方向電圧による損傷を防ぐためのバイパスダイオードボード、熱制御用の銀蒸着テフロンおよび電力ハーネスで構成されている。ここでは、銀蒸着テフロンへの帯電・放電がダイオードボードに及ぼす影響について検討した。

まず、ALOS の太陽電池パネル裏面のオーロラ帯での帯電状態について解析した。北極域では、ALOS の太陽電池パネル裏面は進行方向に対してウェイクとなるため、低軌道プラズマは裏面に回りこむ事ができない。その結果、高エネルギーの電子のみが裏面に照射されるため、銀蒸着テフロンは負に帯電することが考えられる。そこで、Particle-in-Cell (PIC)法を用いて、北極域での太陽電池パネル裏面の帯電状態について解析した。この結果、太陽電池パネル裏面は、一番厳しい環境において、オーロラ帯通過 9 秒後には $-7\text{kV}$ 以上に帯電することが分かった。つまり、ALOS の太陽電池パネル裏面は、宇宙環境によっては放電が発生する可能性が十分高いことが明らかとなった[5]。

そこで帯電緩和・放電抑制のために以下の対策を検討した。

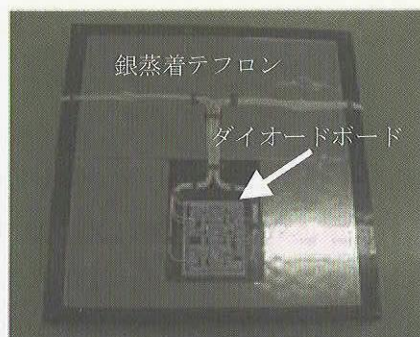
(1) 銀蒸着テフロン周囲を導電性接着剤にてコーティングする

(2) ダイオードボードをカプトンフィルムにて覆う

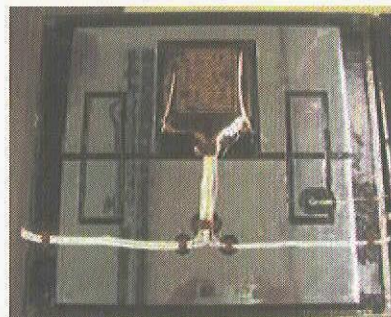
(1)は銀蒸着テフロン端での放電抑制、(2)はトリガー放電のダイオードへの飛び込み防止を目的としている。

次に、これらの対策の有効性を確認するために、従来設計及び改良設計((1)と(2)の反映)の 2 パターンの太陽電池裏面を模擬したクーポンパネルを作製し放電試験を行った。

この放電試験は、放電閾値電圧の計測、持続放電現象の有無、放電耐性およびサージ信号の計測および上記抑制技術の検証を目的としている。図1に試験に用いた従来および改良版のクーポンパネルの外観写真を示す。(a)は、CFRP を表皮としたアルミニウムのハニカム構造のサブストレート上中央下にバイパスダイオードボードを配置し、その周囲を銀蒸着テフロンとしている。一方、(b)の改良設計クーポンは、銀蒸着テフロンを黒色の導電性接着剤でコーティングし、銀層を接地すると共にダイオードボードをカプトンフィルムにて覆っている。これらのクーポンパネルを用いて、電子ビーム帯電試験とプラズマ干渉試験を行った。



(a) 従来設計



(b) 改良設計((1)および(2)対策)

図1 太陽電池パネル裏面を模擬した放電試験サンプル





図2 真空チャンバー内のクーポンパネル

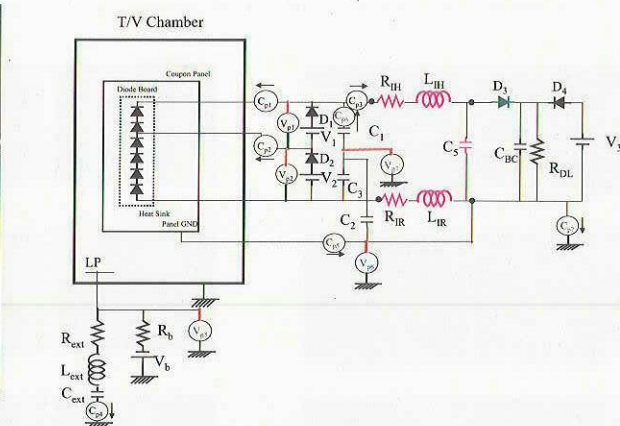


図3 電子ビーム放電試験回路図(シャントオフモード)

クーポンパネルを真空チャンバーに設置した時の外観写真および代表的な放電試験での回路図を図2および図3に示す。チャンバー上部に設置した電子ビーム照射装置にて、クーポンパネルに電子ビームを照射し、クーポンパネルを帯電させた。また、図3において、トリガー放電での周辺帯電エネルギーの寄与を、ラングミュアプローブ(LP)と外部回路( $C_{ext}$ ,  $V_b$ )にて模擬した。

電子ビーム帯電試験における放電閾値電圧は、従来設計では約3 kVであったが、改良設計では約9 kVに向上した。これは、導電性接着剤により銀層を覆い、かつ接地することによって銀蒸着テフロン端での放電が抑制されたためと考えられる。この結果、改良設計では低い帯電電位におけるトリガー放電を抑制することが確認された。

一方、持続放電は従来および改良設計ともに観測されなかった。しかし、従来設計において、ダイオードボード近くでの放電時において電源のエネルギー(太陽電池アレイの発生エネルギーに相当する)が寄与する2次放電が観測された。

図4に放電試験前後でのクーポンパネルの顕微鏡写真を示す。従来設計において、多くの放電は銀蒸着テフロン端、表面および電力ハーネス近傍にて発生していた。また、バイパスダイオードボード上やCFRP上での放電が抑制されたことにより電力系への擾乱も緩和されることが確認された。

### 3. まとめ

ALOSの太陽電池パネル裏面の耐放電性について試験にて検討した。この結果、従来設計においては、大きな損傷を与える持続放電は発生しないが、2次放電が多発し、電源回路に影響を及ぼす可能性があることが分かった。銀蒸着テフロン周囲を導電性接着剤にて接着し、ダイオードボードをカプトンフィルムで覆った放電抑制設計においては、トリガー放電を抑制できるため、放電に対して耐性が向上することを確認した。これらの研究成果は、フライト設計に反映された。

### 謝辞

本研究において、すべての検討項目に対するご指導、人工衛星の帯電解析および放電試験を行っていただいた九州工業大学の趙教授および趙研究室の皆様、ならびにクーポンパネルの作製および放電試験に参加し有益なご助言をいただいた NEC 東芝スペース㈱の野崎氏に感謝致します。



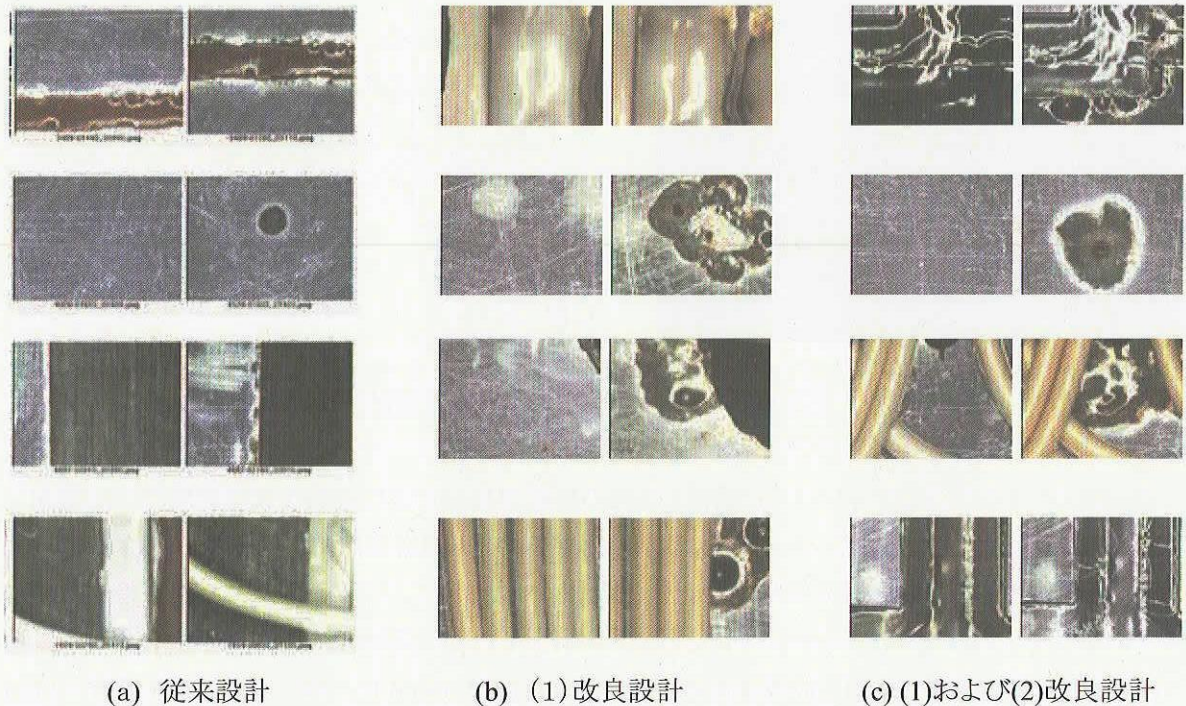


図4 放電試験前後のクーポンパネルの顕微鏡写真

## [参考文献]

- [1] D. L. Cooke, "Simulation of an Aurora Charging Anomaly on the DMSP Satellite", AIAA-98-0385, 36<sup>th</sup> Aerospace Science Meeting & Exhibit, January 12-15, 1998, Reno, NV
- [2] S. Davis, R. Stillwell, W. Andiaro, D. Snyder and I. Katz, "EOS-AM Solar Array Arc Mitigation Design", AIAA-99-01-2582, 1999
- [3] S. Kawakita, H. Kusawake, M. Takahashi, H. Maejima, T. Kurosaki, Y. Kojima, D. Goto, Y. Kimoto, J. Ishizawa, M. Nakamura, J. Kim, S. Hosoda, M. Cho, K. Toyoda and Y. Nozaki, "Investigation of an Operational Anomaly of the ADEOS-II Satellite", 9<sup>th</sup> SCTC, Tsukuba, 2005.
- [4] T. Iwata, T. Miura, Y. Nozaki, S. Hosoda and M. Cho, "Solar Array Paddle for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS):Charging Mitigation and Verification", 9<sup>th</sup> SCTC, Tsukuba, 2005.
- [5] M. Cho, J. Kim, S. Hosoda, Y. Nozaki, T. Miura, S. Kawakita, H. Kusawake, M. Takahashi and T. Iwata, "Aurora Charging of Large Solar Panel of a Polar Orbit Satellite", AIAA 2004-5667, 2<sup>nd</sup> IECEC, Providence, U.S.A., August 2004.

# 大型リチウムイオン電池の長期的サイクル寿命特性評価 Long-Term Cycle-Life Testing of Large-Capacity Lithium-ion Cells for Space Applications

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

王 献明、内藤 均、山田知佐、瀬上 剛、岐部公一  
Xianming Wang, Hitoshi Naito, Chisa Yamada, Go Segami, and Koichi Kibe

## Abstract

In a spacecraft, battery system is one of the most massive onboard components. The specific advantages of lithium-ion technology in energy density and working voltage offer the possibility of huge reductions in battery mass, and hence contribute to lower launch costs and enable missions that have critical weight and/or volume margins. To facilitate the applications of lithium-ion battery in a spacecraft, we began conducting the long-term evaluation on 10-100 Ah-class lithium-ion cells by simulating satellite's operation in 1998. In this paper, we provide a review of the latest cycle-life test results of these large-capacity lithium-ion cells. Thus far, for some of these cells, we have verified impressive life performance exceeding 29,000 cycles in a low-Earth-orbit (LEO) simulation mode and 1,700 cycles in a geosynchronous-Earth-orbit (GEO) simulation mode. These results respectively correspond to about 5- and 19-year LEO and GEO satellite operations, indicating good applicability of lithium-ion cells as power storage devices in a satellite. Since the electrode material is an important factor to affect the charge-discharge behavior of a lithium-ion cell, we also compared the cycling performance of lithium-ion cells with different electrode materials.

## 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、及び高信頼化を図り、成果をプロジェクトへ適用し、ペイロード能力の向上とミッション達成を実現することを目的とする。

平成10年度から、100 Wh/kg以上のエネルギー密度を持つ大型(10-100 Ah)リチウムイオン電池を試作／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ことにより、プロジェクトへの適用を念頭に置いたリチウムイオン電池の特性把握等を行い、信頼性・安全性の向上、適正な運用技術の取得を進めてきた。平成16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、運用模擬評価による運用条件の適正化、新規電極材料を用いたリチウムイオン電池の宇宙機への適用性評価を着手した。

## 2. 研究の概要

平成16年度に実施した試験項目は、衛星用リチウムイオンセルで17、宇宙ステーション補給機(HTV)用リチウムイオンセルで1となっている。Table 1にリチウムイオンセルの主な長期的社内評価状況をまとめる。供試体のリチウムイオンセルは、負極に黒鉛系と非黒鉛系、正極に $\text{LiCoO}_2$ 、 $\text{LiMn}_2\text{O}_4$ と $\text{LiNi}_{1-x-y}\text{Co}_x\text{Al}_y\text{O}_2$ の組み合わせからなる。

## 3. 研究の成果[1]

周回軌道衛星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級黒鉛/ $\text{LiCoO}_2$ 系リチウムイオン電池は、25%DODの条件下で、29,000サイクル付近に3.5 V以上の放電末期電圧を維持している (Fig. 1)。この評価データは軌道上でおよそ

5 年の衛星運用に相当する。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。50 Ah 級黒鉛/LiCoO<sub>2</sub> 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 [2]。10 Ah 級黒鉛/LiCoO<sub>2</sub> 系リチウムイオン電池は、25%DOD の条件下で、8,000 サイクル付近に 3.6 V 以上の高い放電末期電圧を維持している。40%DOD の条件下で、放電末期電圧の低下が同じ極板設計を持つ 100 Ah 電池より激しくなり、スケールファクターが電池性能に影響を与える可能性を示唆する。

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 級黒鉛/LiCoO<sub>2</sub> 系リチウムイオン電池は、約 19 年の衛星運用に相当する 1,700 サイクルを経過した。電池電圧はテーパー電圧の上昇により、放電末期で約 3.4 V を維持している。新しい正極材料を用いた 50 Ah 級黒鉛/LiNi<sub>1-x-y</sub>Co<sub>x</sub>Al<sub>y</sub>O<sub>2</sub> 系リチウムイオン電池は、3 食シーズンの衛星運用に相当する 140 サイクルを経過した。現時点で、放電末期電圧は LiCoO<sub>2</sub> 系電池より低いものの、良好なサイクル維持性を示すことになっている (Fig. 2)。もう一つの静止衛星模擬試験としては、前出の 100 Ah 級黒鉛/LiCoO<sub>2</sub> 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 [3]。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、フル充電状態下でのバッテリーを 25°C にて 8 日間曝すことにより、軌道上で予定される 0°C にて半年下のフル充電放置を模擬する。現時点で、軌道上 9 年相当の 19 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 (Fig. 3)。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。

HTV への適合性評価試験は HTV の運用を模擬した試験を実施し、その試験結果から適合性があることを明らかにした。

この他、充放電レート、テーパー電圧による電池の歪量変化から長寿命化の指針を得ている。本件については別途報告する。

#### 4. まとめ

欧米は既にリチウムイオン電池を搭載した宇宙機を打ち上げた現状を考慮して、今後更にリチウムイオン電池の研究開発を強化する必要がある。プロジェクトの運用模擬データの取得による課題の把握並びに運用技術の取得を目指して、これまで実施している社内長期寿命評価を継続すると共に、開発仕様の策定および適用データシートの作成を着手する。

#### [参考文献]

- [1] Chisa Yamada, Xianming Wang, Hitoshi Naito, Go Segami, and Saburo Kuwajima, Update on Development of Lithium-ion Cells for Space Applications at JAXA, The 2004 NASA Aerospace Battery Workshop, Nov. 16-18, 2004, Huntsville, USA.
- [2] Koichi Kibe, Xianming Wang, and Hitoshi Naito, Improved Cycling Performance of Large-Capacity Lithium-Ion Cells with Optimum Electrode Design in Simulated LEO Operation, Space Power Workshop, April 18-21, 2005, Manhattan Beach, USA.
- [3] Xianming Wang, Hitoshi Naito, Chisa Yamada, Go Segami, and Koichi Kibe, Cycle-Life Testing of 100-Ah Class Lithium-Ion Batteries in a Simulated GEO Operation, 3rd International Energy Conversion and Engineering Conference, August 15-18, 2005, San Francisco, USA.



Table 1. Typical lithium-ion cells in simulated spacecraft operations.

Sample Type		Testing Condition	Status*
Graphite/LiCoO <sub>2</sub>	10 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C	8,000
		LEO, DOD: 40%, 15°C	8,000
	50 Ah Cell	LEO, DOD: 40%, 15°C	15,000
	100 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C	29,000
		LEO, DOD: 40%, 15°C	23,000
		GEO, DOD: 80%	36 Season
	100 Ah Battery	HTV, DOD: 40%, 10°C, 35°C	3,300 (End)
		GEO, DOD: 40-70%, 15°C	19 Season
Graphite/LiNi <sub>1-x-y</sub> Co <sub>x</sub> Al <sub>y</sub> O <sub>2</sub>	50 Ah Cell	GEO, DOD: 80%	3 Season
Non-graphite/LiMn <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	3.5 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C	2,500 (End)
	9.5 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C	5,000
Graphite/ LiMn <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	15 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C	3,000 (End)
		LEO, DOD: 40%, 15°C	3,000 (End)

\* As of August 23, 2005

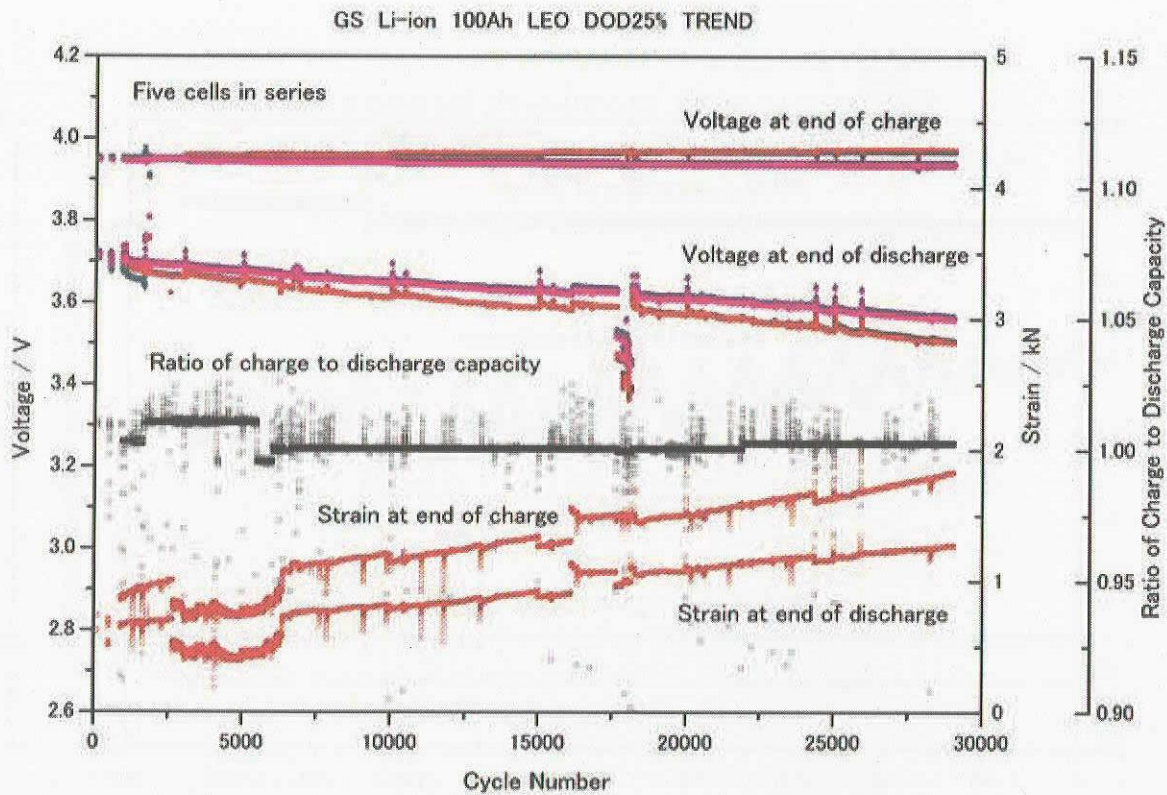


Fig. 1. Trend of 100 Ah-class graphite/LiCoO<sub>2</sub> lithium-ion cells simulated LEO operation (25% DOD).

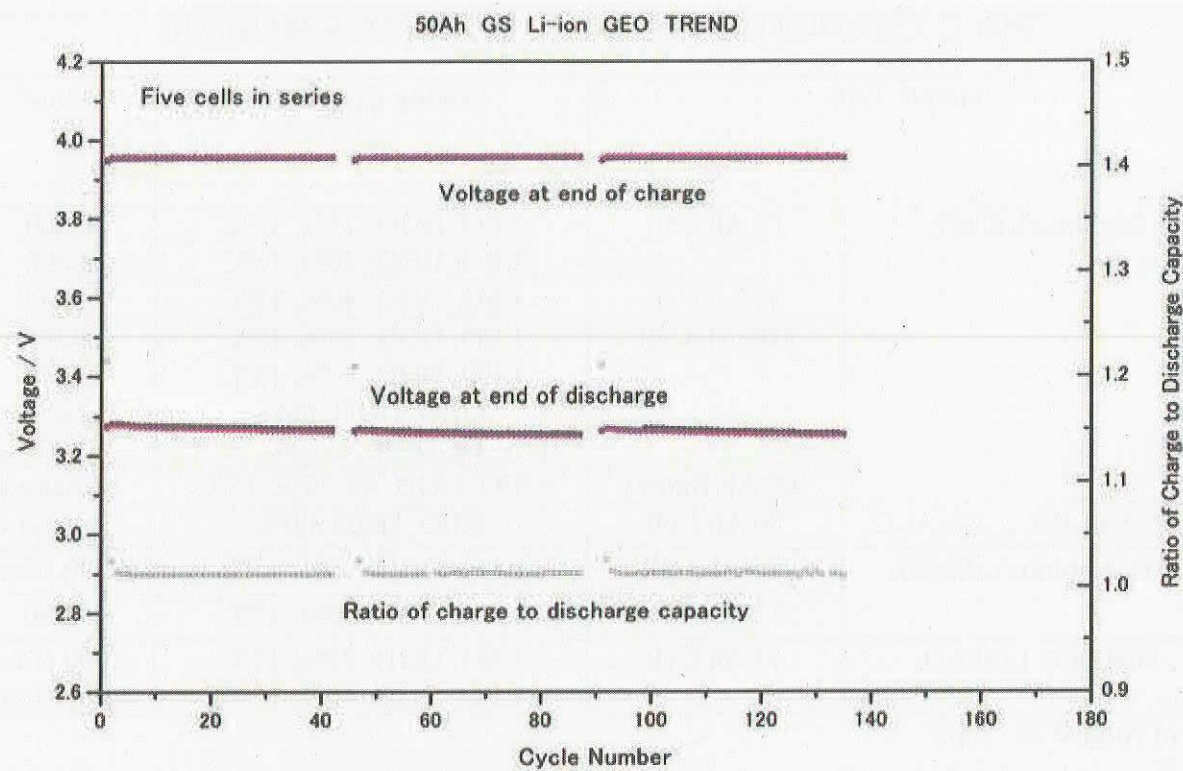


Fig. 2. Trend of 50 Ah-class graphite/LiNi<sub>1-x-y</sub>Co<sub>x</sub>Al<sub>y</sub>O<sub>2</sub> lithium-ion cells simulated GEO operation.

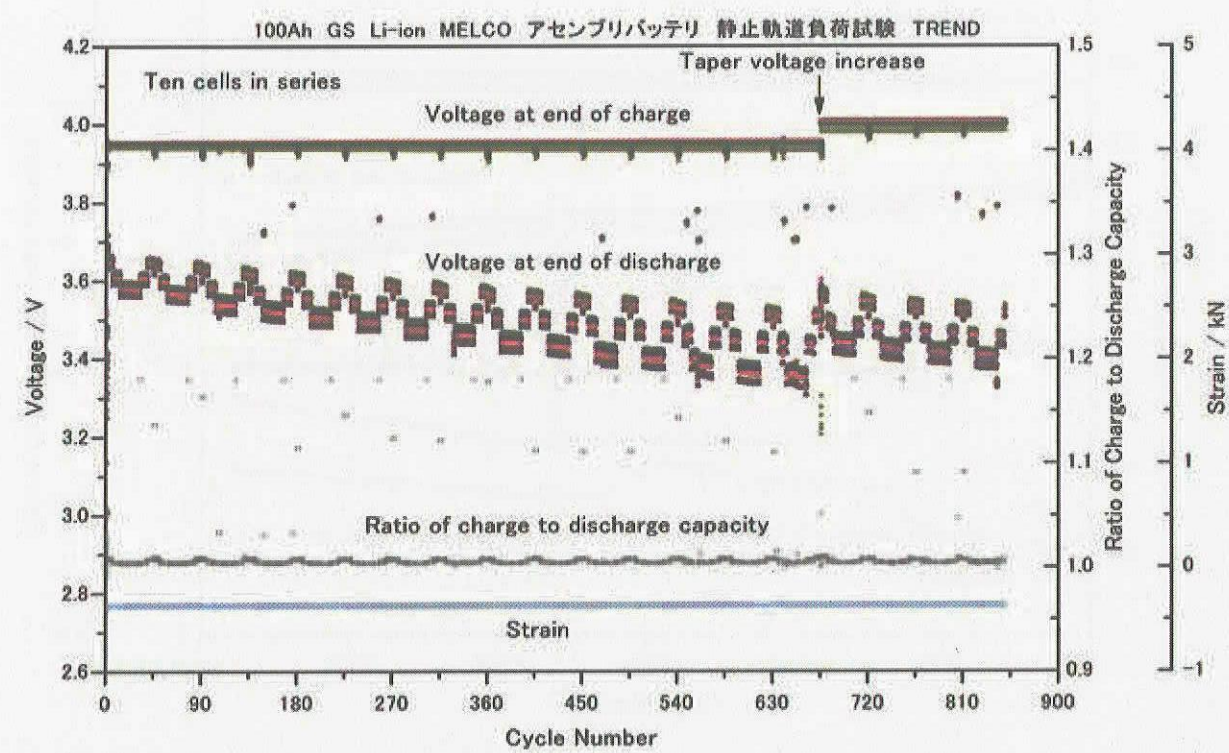


Fig. 3. Trend of 100 Ah-class LiCoO<sub>2</sub>/graphite lithium-ion battery with 10 cells in series simulated GEO operation with a maximum DOD of 70%.



## 固体高分子形燃料電池の低電流無加湿連続運転の研究

## Low Current Density Operations of Polymer Electrolyte Fuel Cells without External Humidification

総合技術研究本部 エレクトロニクス技術グループ 内藤 均、瀬上 剛、岐部 公一  
宇宙科学研究本部 宇宙探査工学系 曽根 理嗣、鶴野 雅年

Hitoshi Naito, Go Segami, Koichi Kibe(Spacecraft Electrical Engineering Group, ISTA)  
Yoshitsugu Sone, Masatoshi Uno(Department of Spacecraft Engineering, ISAS)

## 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. Usually, the temperature of the cells is controlled about 60°C to make optimum operation. However, to simplify PEFC operation, it should be run under passive heat condition, that is, without temperature control. In this study, conditions of PEFC operation were assessed to operate under passive heat condition, which was achieved by the low current density.

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

## 1. はじめに (研究の背景・経緯や目的等)

人工衛星、宇宙往還機等の宇宙機に搭載される機器において、小型軽量、高性能は重要なファクターになる。特に電源システムは搭載電子機器作動に不可欠なものであり、小型軽量、高効率の要求が高いため、潜在的に高いエネルギー密度を有し、小型軽量化が可能な固体高分子形燃料電池（以下 PEFC）を宇宙機用電源にすることが出来れば、宇宙機のペイロード能力向上、電源システムの効率向上等に大きく寄与できるものと期待される。そのためには、耐閉鎖環境、微小重力／高真空適合性、生成水処理等の技術課題を克服しつつ小型軽量化を図り宇宙用 PEFC（無加湿／閉鎖型 PEFC）にする必要がある。これまで、閉鎖環境に対応した燃料電池発電システムの試作機を製作し、機能確認ならびに 1kW 級 PEFC を用いた 1,000 時間を越える連続発電試験により、宇宙機への適用のための地上での実績・知見を得てきている。

この宇宙用 PEFC の実用化は、宇宙用途に限らず、産業応用として航空機、閉鎖型運転を必要とされるクリーンルーム内カート、密閉化を必要とする特殊移動体等への適用搭載が期待できる。また高層大気観測気球等においても、夜間の長時間連続運転等においては質量（エネルギー密度）の点においてリチウムイオン電池等のバッテリーよりも軽量化が可能であるため、PEFC の利用が期待されている。これらの観点において、前者については、実利用・民間への技術移転等をめざす NEDO 平成 16 年度産業技術研究助成事業として「宇宙及び民生展開を目指した無加湿/閉鎖環境用固体高分子形燃料電池の開発」に採択され、研究を実施しており、また後者については、科学研究費補助金(A)(2)に「スーパープレッシャー気球による長時間飛行システムの開発」として採択され、気球用電源への適用性について評価・検証を実施している。

本研究では、上述の助成金を受けて、宇宙空間をはじめ、地上での閉鎖空間、高層大気球における使用環境において簡素化した運用、管理下でのPEFC運転の可能性を検証することを目的とする。これまで試作してき装置を利用し、温度制御をかけず（熱管理無し）に外気温に依存したパッシブコントロール下での無加湿運転の実証試験を行い熱管理に対する適用範囲の検討を行ったので報告する。

## 2. 研究概要

## 2. 1 研究概要

宇宙用燃料電池はその搭載性、小型軽量化等を考慮し部品点数をできるだけ減らした構成が望ましい。



そのため、固体高分子形燃料電池を用いて、燃料（水素）、化剤（酸素）のガス流を対向させることで外部加湿器無し（無加湿）で連続運転することが可能であることを明らかにし、宇宙機への適用可能性の知見を得てきた（図1参照）。

この状態において、可能な限り簡便な運用が行えることが実用化にとってもメリットである。一般にPEFCの最適動作温度は60℃前後であるが、そのための温度制御が必要である。これまでは温度制御をかけて、最適動作温度における連続運転試験を実施し、図2に示すように1,100時間の運転実績を得ている。（動作条件：温度61℃、電流密度0.37A/cm<sup>2</sup>。）

本試験においては簡便な運用の可能性を見出すため、温度制御をかけずに外気温に依存したパッシブコントロール下での無加湿運転を行い、熱管理の許容性についての検討を実施した。

## 2. 2 実験方法

宇宙用燃料電池としてこれまで使用してきた燃料電池スタックを用いて試験を行った。試験装置の概要を図3に示す。燃料電池の発電有効面積は162cm<sup>2</sup>で、8セルスタックである。セルスタックはセパレータ、MEA、集電用シートで構成される。それらをエンドプレートではさみ、タイボルトで固定してセルの気密性を保っている。また保温のため断熱材でセルスタックを覆っている。

燃料・酸化剤は水素ガス、酸素ガスを用い流量計で制御する。ガス流量は1～2x10<sup>3</sup> cm<sup>3</sup>/min.である。また両者のガスの圧力差による電解質膜破損等を防ぐため、差圧計でモニタし差圧制御を行っている。試験条件を表1にまとめた。

運転環境は大気中、昼夜の気温の変化に依存した周辺温度（外気温と同等、温度制御無し）で行った。また発電時の電流は5-30A(0.03-0.19A/cm<sup>2</sup>)の低電流密度の範囲とし、電解質膜のドライアウトの影響等の評価を行った。

Table 1 Operational conditions of PEFC test

Items		Condition
Current(Current density)		5-30A (0.03-0.19A/cm <sup>2</sup> )
Operating time		Max. 100hr
Operating temperature		Ambient temperature
Temperature control	Water cooling	None
	Heating	None
External humidification		None

## 3. 成果と考察

### 3. 1 成果（実験結果）

平成 16 年秋から冬にかけて試験を実施した。発電時の電流は 5A (100hr)、7A(80hr)、10A(120hr)、30A(50hr)とし、それぞれカッコ内で示した時間連続で試験を行った。試験結果を図4に示す。どの電流においても連続して安定した出力が得られていることが分かる。しかし、30A で試験した状態では、発電時の自己発熱によりセル温度が 100℃程度まで上昇している。また他の電流の時に比べてセル間の電圧にバラつきが見られる。セル温度は発電時の電流に依存し、また昼夜の外気温に依存して変化していることがわかる。

30A での実験では電解質が 100℃で長時間晒されたことによる膜の劣化が原因かと思われたので、試験終了後、約 60℃で温度制御を行いながら、10A で発電実験を改めて実施した。その結果を図5に示す。最適動作条件で試験を実施した結果図から分かるように、セル間の電圧のバラつきは無くなり安定して運転していることが分かり、膜の劣化は生じていないことが分かった。尚、図のデータが数時間毎に不連続に変化しているのは、この試験に関しては連続ではなく、断続的に試験を実施したためである。

### 3. 2 考察

上述のように、温度制御を行わずに外部加湿無しの状態で試験を実施しても安定した出力が得られることを確認した。

燃料電池の電解質膜の特性から最適な動作温度は約 60℃であるが、今回試験した 5-7A(0.03-0.04A/cm<sup>2</sup>)

の低電流密度領域においては  $30^{\circ}\text{C}$  程度の温度であった。低電流密度、低温動作の場合は発電時に生成する水の量が少ないため、外部加湿を行っていない本システムでは電解質膜がドライアウトし、燃料/酸化剤ガスのクロスオーバーが生じることが懸念されたが、安定して動作することが明らかとなった。

$10\text{A}(0.06\text{A}/\text{cm}^2)$  では、流量を  $1 \times 10^3 \text{cm}^3/\text{min}$  で当初試験を行っていたが一部セルの出力が低下したため、流量を倍にしたところバラつきがおさまることが分かった。このことから、この電流密度においては流量が少ない場合は反応により生成した水の除去が十分に行えないため、フラッディングが生じていると考えられる。流量を十分に保つことでフラッディングを回避することが可能であることが分かった。

$30\text{A}(0.19\text{A}/\text{cm}^2)$  では発電時の自己発熱によりセル温度が  $100^{\circ}\text{C}$  程度まで上昇し、またセル電圧にバラつきが生じている。フラッディングによる影響並びに高温下での電解質膜の劣化が原因と思われるが、その後の試験により膜自体の性能低下は生じていないと考えられるので、動作条件の最適化を図ることで運用が可能であると思われる。しかしながら温度上昇は避けられないので運転時間の制約が生じる。

#### 4. まとめ

外部加湿無し、温度制御無しの状態で低電流密度並びに低出力での発電においても安定した動作が行えることを明らかにした。以上をまとめると得られた知見は以下の通りである。

- (1) 30-70Wクラスでの100時間の温度制御無しでの連続運転実績獲得
- (2) 低温動作 ( $5$ ,  $7\text{A}$  運転、 $30^{\circ}\text{C}$ ) でのクロスオーバーが生じないことの確認
- (3) 低温動作時のフラッディングの回避 ( $10\text{A}$ ,  $2\text{L}/\text{min}$  で対処)
- (4) 高温動作 ( $30\text{A}$  運転、 $100^{\circ}\text{C}$ ) 対応可能 (最大  $50\text{hr}$  程度)

#### 謝辞

本研究を遂行するに当たり、上野三司氏 (現(財)工業所有権協力センター) に貴重な助言をいただいた。またAES三木祐介氏、栗又浩一氏、木口和博氏の技術支援をいただいた。ここに感謝の意を表する。また、本研究はNEDO平成16年度産業技術研究助成事業、ならびに科学研究費補助金 一般研究(A)(2)の支援の下で実施している。

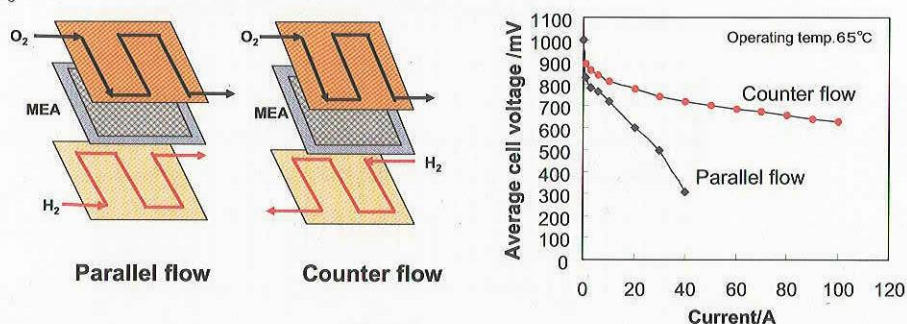


Fig.1 Comparison of gas flow direction inside the fuel cell

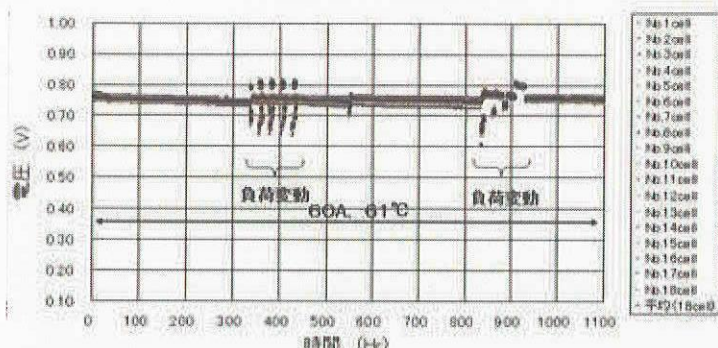
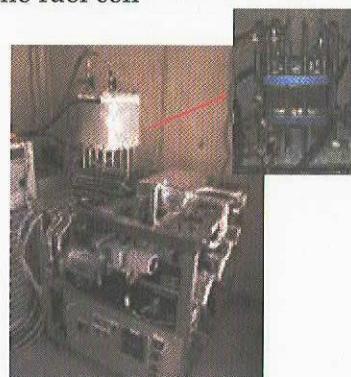


Fig. 2 Continuous operation of 18-cell stacked FC system in a simulated closed environment.

Fig. 3 Photograph of Experimental setup





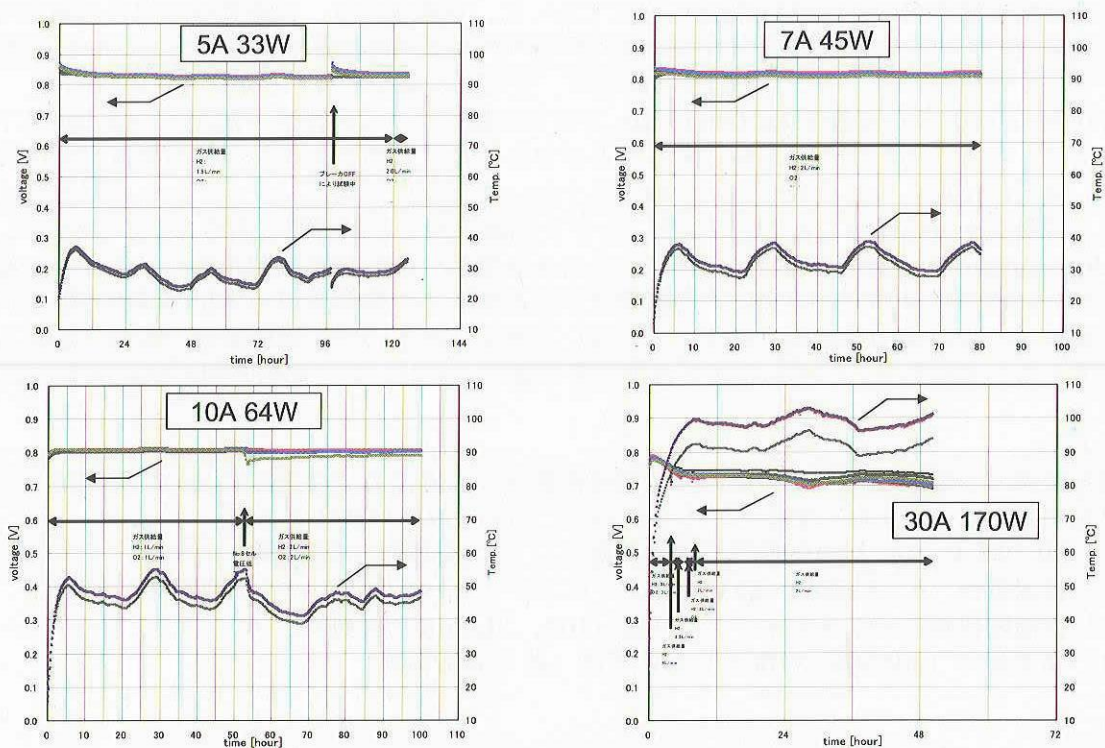


Fig. 4 Low current density operations of PEFC without external humidification.

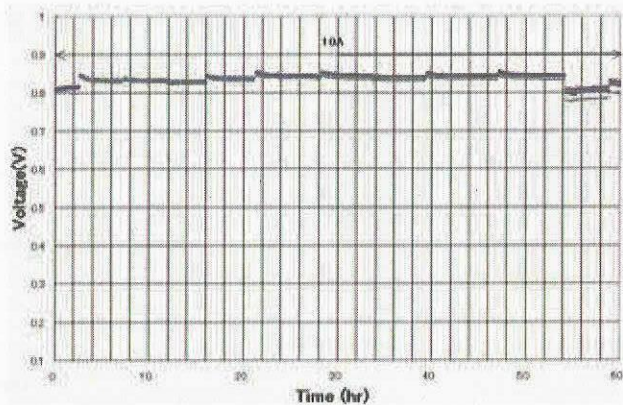


Fig. 5 Electrical performance recovery test of electrolyte after low current density operation.



リチウムイオン電池の歪特性評価  
Strain Evaluation of Lithium-Ion Cells

宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 エレクトロニクス技術グループ

瀬上 剛、王 献明、山田 知佐、内藤 均、岐部 公一

Spacecraft Electrical Engineering Group, Institute of Space Technology and Aeronautics,  
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

Go Segami, Xianming Wang, Chisa Yamada, Hitoshi Naito, Koichi Kibe

## Abstract

JAXA has examined the several kinds of properties of Lithium-ion cells such as lifetime, the electrical characteristic and so on since 1998. It is necessary to understand the strain change for examining the lifetime into details, because one of the factors which shortens the lifetime is the structural degradation. We have assessed the cycle life testing, which simulated the satellite, and found out that the strain change increased at the point of a structural phase transition. We suggest we should set the taper voltage for less than 4V, under which no large phase changes were occurred, for aiming at the longer lifetime as a result of this test.

## 1. はじめに

リチウムイオン電池は、他のアルカリ系電池に比べエネルギー密度が高いという特長がある。このことから、リチウムイオン電池を宇宙機へ搭載すると、電源系質量のさらなる削減が可能になる。今後宇宙用電源としてリチウムイオン電池の採用が増加していくと考えられている。

我々は、リチウムイオン電池の宇宙機搭載を目指し 1998 年度より宇宙用リチウムイオン電池の寿命評価試験を行ってきた。宇宙機に電池を適用する場合、電気特性、寿命特性、環境特性をはじめとした様々な特性を把握する必要がある。当グループでは、これらの特性把握を中心にリチウムイオン電池の開発を進めてきた。本発表では、このうち寿命特性に大きく影響を与える要因のひとつである充放電時の電極構造変化を、歪み測定を用いて解明し、その結果コバルト系リチウムイオン電池の長寿命化に貢献する最適な運用方法に関する知見を得たので報告する。

## 2. 研究の概要

リチウムイオン電池は、充放電時に正極、負極において電極自身が体積変化を起こすことが知られている。この体積変化は、電極を構成する材料の構造変化に起因するものであり、体積変化を調べることで電極構造を把握することができる。また、構造を把握することにより、電極構造の劣化に関する知見も得る事ができる。電極の構造劣化は、電池の寿命を決定する要因の一つであり、その原因を調べることで最適な電池の利用方法の知見を得る事ができる。

本研究では、50 Ah 級黒鉛/LiCoO<sub>2</sub>系リチウムイオン電池のサイクル寿命試験によって取得した歪み測定データと、同種の電極を有するラミネート型リチウムイオン電池を使用し、ロードセ

ルを用いて in situ 観察により得られた歪み測定データから得られた結果をもとに考察し、充放電時の体積変化メカニズムを解明した。

### 3. 研究成果

50 Ah 級黒鉛/LiCoO<sub>2</sub> 系リチウムイオン電池を 5 個直列にスタックし、サイクル寿命試験を行った。充電は、定電流一定電圧充電 (CC/CV 充電) を 1 時間行い、充電レートを 0.5 C から 1.2 C の間で変化させるとともに、段階的に定電圧充電電圧を 3.95V から 4.1V の間で変化させた。放電は、0.8 C 定電流放電 30 分とした。セルの体積変化は、スタックに使用するタイロッドに取り付けた歪センサーの値をスタック圧変化として測定した。

Fig. 1 に一例として、電圧と歪みのトレンドを示す。結果は以下のようにまとめられる。

- (1) 充電レートとテーパー電圧が増大すると、充電末期の歪みが増大する。
- (2) テーパー電圧が 3.95 V から 0.1 V 上昇したものと 4.05 V から 0.05 V 上昇したものを比べると、スタック圧の差は 2 倍より大きくなる。(テーパー電圧値によりスタック圧の変化量が異なる。)
- (3) テーパー電圧 4.05V では、充電末期のスタック圧がサイクルと共に減少する。
- (4) テーパー電圧を 4.05 V から 3.95 V に変化させると、充電末期の歪みは、以前に行った 3.95V の同一充放電条件における歪値より小さくなる。

充放電中のセルの体積変化は電極でのリチウムイオンの挿入・脱離に起因する。上述の現象を詳しく解明するため、同種の電極を使用する 0.65 Ah 級リチウムイオンポリマー電池を用い、ロードセルによる in situ 観察を実施した。充電は、CC/CV 充電を、0.5 C、60 分行い、充電テーパー電圧は 50 mV の間隔で 3.9 V から 4.2 V の間で変化させた。放電は、0.8 C 定電流放電 30 分とした。体積変化はロードセルによって歪み変化として測定した。Fig. 2 に結果を示す。

Fig. 2 の歪みとテーパー電圧のグラフから、歪みが充電 (放電) に伴い上昇 (低下) することがわかる。充放電末期の歪値の差はセル体積変化の大きさを反映している。これを示すため、Fig. 2 を、同一テーパー電圧におけるサイクルと歪み変化のグラフに整理した図を Fig. 3 に示す。上述の

(2) に一致する結果が得られた事がわかる。これは、正極材の LiCoO<sub>2</sub> が、4.0 V 付近に格子定数の異なる二つの菱面体晶間の転移<sup>[1]</sup>を起こすためである。テーパー電圧が 4.05 V に達すると、LiCoO<sub>2</sub> は c 軸定数の大きい菱面体晶構造を持ち、セルの体積も顕著に増大するものと考えられる。

(3) については、3.95 V のテーパー電圧下での充電末期歪値増大が電極活物質中でのリチウムイオンの拡散遅延に起因することは既に報告している<sup>[2]</sup>。4.05 V のテーパー電圧下で、LiCoO<sub>2</sub> 構造はサイクル初期に c 軸定数の大きい菱面体晶に転移するが、サイクルの進行と共に LiCoO<sub>2</sub> 粒子中のリチウムイオンの拡散係数は減少し、粒子奥のリチウムイオンが充電時に脱離できなくなる。その結果、該領域の LiCoO<sub>2</sub> は c 軸定数の小さい菱面体晶構造を保ち、セルとしての体積はサイクルの蓄積に伴って減少する。この現象を考えると、(1) についても説明できる。

(4) については、テーパー電圧 4.05 V においてサイクルがある程度進むと、電極表面と内部で LiCoO<sub>2</sub> の構造が異なる、いわゆる 2 層共存状態となっている。ここで、次のテーパー電圧 3.95 V 条件のサイクル試験を行う前にサイクル前充電のような低レート充電を行うと、一旦全てが c 軸

定数の小さい菱面体晶構造をとるため、テーパー電圧 4.05 Vの前に行ったテーパー電圧 3.95 Vの充電末期の歪値よりも、後に行ったテーパー電圧 3.95 Vの充電末期の歪値が小さくなったと考えられる。

以上より、およそ 4V 付近において正極は相転移が起こっていることが歪測定からも明らかにされた。この結果は、4V 付近において相転移があるという多くの報告<sup>[1]</sup>とも一致する。よって、テーパー電圧を 4V 以下で使用していく方が電極の構造劣化が比較的小さくなり、宇宙機のような長寿命の電池が必要とされる場合には、望ましい使用方法であると言える。

#### 4. まとめ

JAXA では、リチウムイオン電池の宇宙機搭載へ向け、電池の特性把握、有効な利用方法の検討を寿命評価試験を中心とした各種試験により実施してきた。このうち、今回充放電中における電極構造変化の把握を歪測定により解明した。結果から、4V 付近において正極では、相転移が起こっている様子が観測された。これにより、宇宙機のような長寿命の電池が必要とされる場合は、テーパー電圧を 4V 以下にして使用するのが望ましいと考えられる。

#### 5. 参考文献

- [1] 竹原善一郎（監修）、高密度リチウム二次電池、(株) テクノシステム、1998
- [2] Xianming Wang, Yoshitsugu Sone, and Saburo Kuwajima, J. Electrochem. Soc., 151, A273 (2004).

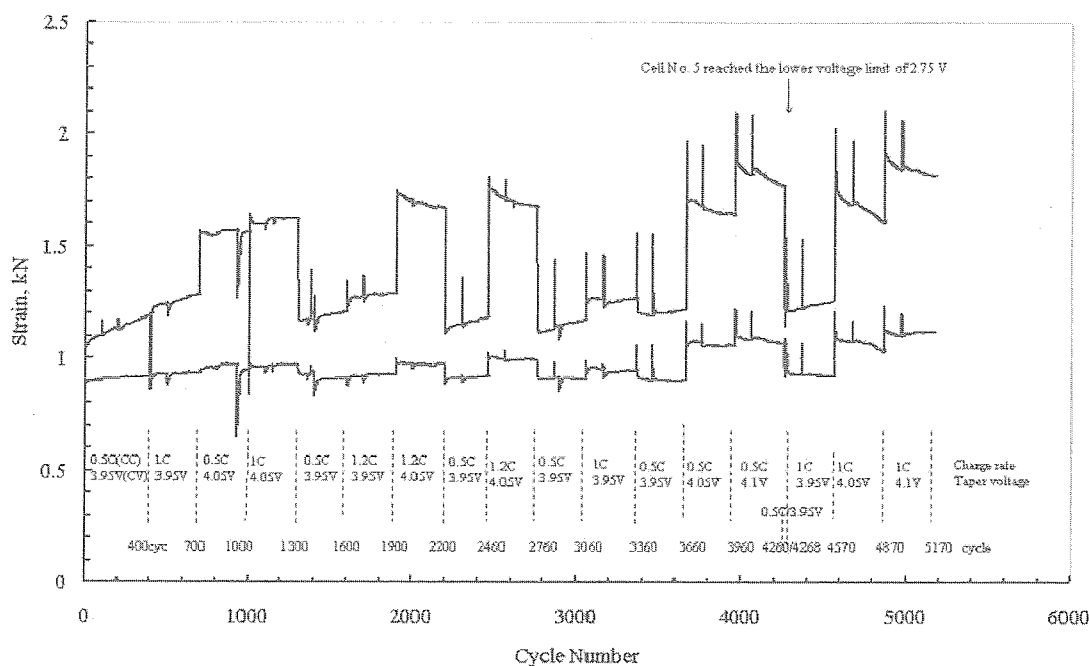


Fig. 1 Voltage and strain trend of a 50-Ah lithium-ion cell simulated a spacecraft operation (40% DOD) with different charge rates and taper voltage.



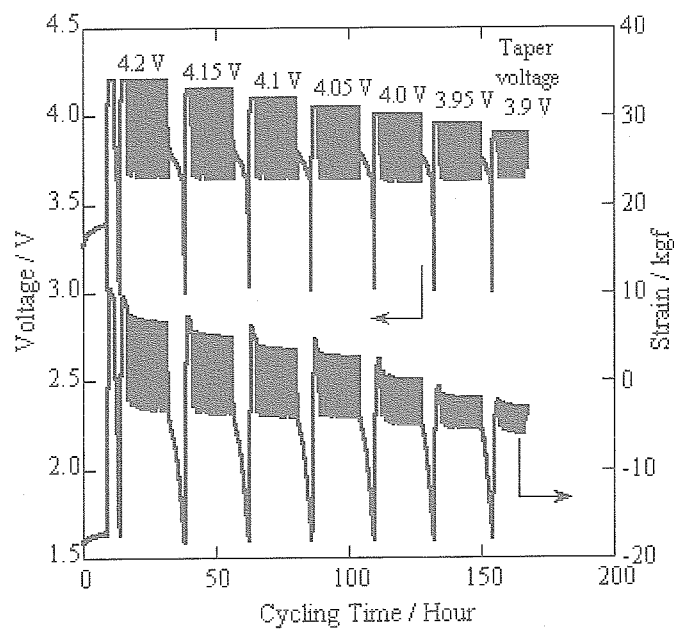


Fig. 2 Strain and Voltage at EOC and EOD of commercial lithium-ion polymer cells simulated a low-Earth-orbit operation (DOD: 40%)

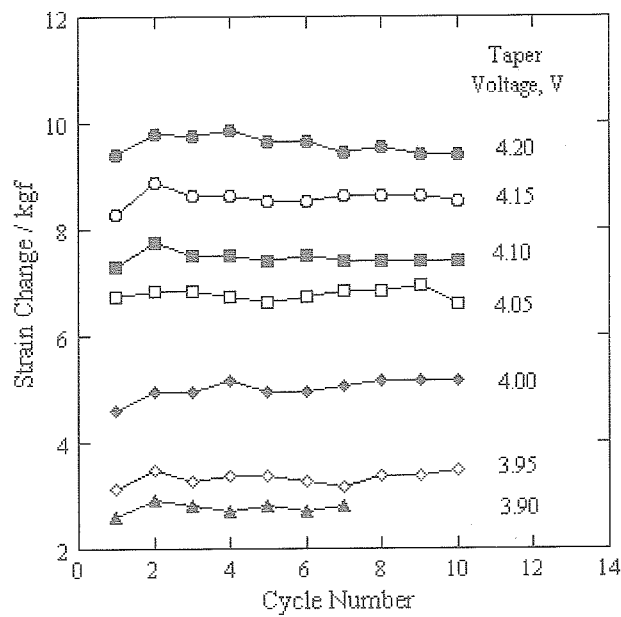


Fig. 3 Strain change of a commercial lithium-ion polymer cell simulated a low-Earth-orbit operation (DOD: 40%)

## 小型軽量パワーシステム

III-V 族化合物太陽電池の耐放射線性に関する研究  
Study on Radiation Hardness of III-V Compound Solar Cells

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

今泉 充, 住田泰史, 岐部公一

Mitsuru Imaizumi, Chiharu Morioka and Koichi Kibe

## Abstract

Triple-junction (3J) space solar cells were irradiated with 10MeV protons at 175 K. The electrical performance of the 3J solar cells was measured *in situ* under AM0-light illuminated condition at low temperature. The electrical performance of the solar cells decreases with increasing proton fluence, and at a proton fluence of  $1 \times 10^{13} \text{ cm}^{-2}$ , short-circuit current ( $I_{sc}$ ) and open-circuit voltage ( $V_{oc}$ ) become approximately 87 and 80 % of the initial values, respectively, indicating higher radiation resistance compared to Si solar cells. No significant difference in the degradation behavior of the electrical performance is observed between low temperature and RT. The influences of light-illumination and current-injection on the electrical properties were studied at low temperature to minimize the thermal annealing effect. For AM0 light illumination, the change in the electrical properties of the 3J solar cells under AM0 illumination was investigated at 175 K. The electrical performance does not change by the illumination for 370 min. On the other hand, by current injection at 155 K, a significant recovery of the electrical performance of proton-irradiated 3J solar cells is observed. At current injection times of 4500 sec, a 10 % recovery of  $I_{sc}$  and  $V_{oc}$  to the values after irradiation for the fluence of  $3 \times 10^{13} \text{ cm}^{-2}$  is observed.

## 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[1, 2]。しかし, その複雑な構造と動作原理ゆえ, その放射線劣化特性はあまり良く理解されていない。3Jセルの模式的断面構造を図1に示す。一方, 3Jセルは非常に高価であるため, 太陽電池パドルなどの設計ではマージンを可能な限り少なくしたいという要求がある。そのためには, より正確で詳細な3Jセルの寿命末期(EOL)出力の予測法確立が求められる。この予測法確立には, 3Jセルの放射線に対する劣化挙動を把握しそのメカニズムを解明する必要がある。

3Jセルが高い耐放射線性を有するのは, その3種類の構成サブセル, すなわち InGaPトップセル, GaAsミドルセル, Ge ボトムセルのうちで最も耐放射線性に優れる InGaPトップセルが, 全体の耐放射線性を律速するように構造設計されているからである。InGaP 太陽電池が耐放射線性に優れる理由のひとつに, 放射線劣化に対する比較的大きな自己アニール効果があることが挙げられている。また, この効果は太陽電池に電流を流すことによって促進されることが報告されている[3, 4]。さらに, この効果は太陽電池の温度に依存すると予測される。

我々は, 3Jセルの放射線劣化挙動の解明を目的に, 3Jセルの放射線損傷・劣化からの回復効果について,

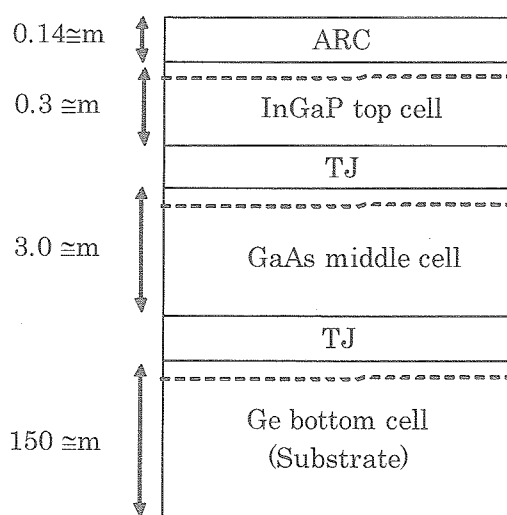


Fig. 1 Schematic cross-section of a 3J solar cell. "TJ" and "ARC" stand for "tunnel junction" and "anti-reflection coating", respectively.

その温度と電流注入の影響を明らかにすべく低温での放射線照射と劣化回復の評価を実施した。なお、本研究は原子力研究所高崎研究所(担当:極限材料研究室 伊藤久義室長, 大島 武研究員)との共同研究として実施した。

## 2. 研究の概要

照射試験に供した3Jセルは、シャープ製の宇宙用信頼性保証認定太陽電池セル:JAXA-QTS-2130-501 で、サイズは2cm×2cmである。放射線照射前の初期(BOL:Beginnig of Life)典型出力値は、開放電圧(Voc) 2.6V, 短絡電流(Isc)65mA, 変換効率( $\eta$ )27%である。

この3Jセルに対し、BOL出力特性を測定後、原研高崎イオン照射施設TIARA内のサイクロtron照射設備のひとつである太陽電池照射チャンバにて陽子線(H<sup>+</sup>)を照射した。3Jセルはチャンバ内の冷却ステージ上にマウントした。このステージはヘリウム冷却機に接続されており、その冷却到達温度は約 100K である。このチャンバには石英窓が装着されており AM0 擬似太陽光が外部から被試験太陽電池に照射可能である。従って、陽子線の照射中に電気出力のその場測定ができる。さらに、ステージ温度およびセル温度も測定可能となっている。なお、このセル温度については、冷却ステージ上熱電対を接着し、その指示温度とした。陽子線は3Jセルに対して垂直方向から入射され、擬似太陽光は太陽電池面の鉛直方向から 60° の方向より照射される。この照射・測定チャンバの模式図を図2に示す。

放射線照射試験における陽子のエネルギーは 10MeV とした。このエネルギーの陽子は3Jセル(厚さ 150  $\mu$ m)を通過するため、太陽電池表面から裏面に亘り深さ方向に均一密度の放射線欠陥を発生させる。また、太陽電池面への陽子の均一照射のため、まず陽子ビームを焦点化し、これを縦横両方向に走査して(走査領域:縦 6cm×横 10cm)、この領域内に太陽電池を設置した。さらに、陽子線照射中は擬似太陽光を照射しなかった。これは、光照射によって太陽電池内に電流が発生し、これが先の電流注入効果となって放射線損傷に対する回復を起こすことを避けるためと、光による温度上昇(これも回復の要因となりうる)を避けるためである。照射中の試料温度は 175K である。

陽子線照射終了後の3Jセルに対し、光による放射線損傷の回復効果を観察するためにソーラーシミュレータの擬似太陽光を照射した。このときセルは短絡し、発生した電流がセル内を流れるようにした。これとは別に、少数キャリア注入による回復効果を観察するため、同じく陽子線照射した3Jセルに対して電流注入を実施した。注入した電流密度は約 0.5A/cm<sup>2</sup>である。またこのとき、発生したジュール熱による回復効果を避けるため、試料温度は 155K を超えないように保った。

## 3. 成果の概要

### (1) 低温における劣化特性

図3は、低温(175K)で 10MeV 陽子線を照射したときの、3Jセルの短絡電流(Isc)、開放電圧(Voc)および最大電力(Pmax)の劣化傾向を示している(黒記号)。横軸は照射量(フルエンス)、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。また、比較のため、図中に室温(RT)にて照射を行った場合の劣化傾向を示

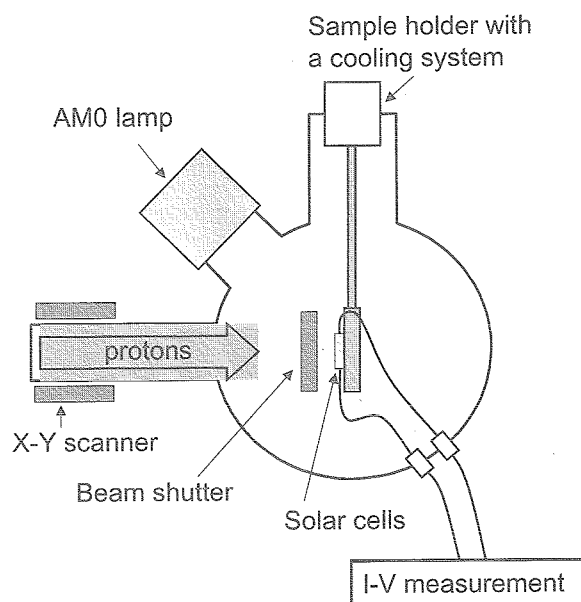


Fig. 2 Schematic configuration of the vacuum chamber for low-temperature proton irradiation



す(白記号). この結果から, 3 J セルの陽子線劣化では, 175K と RT では有意な差は認められない.

3Jセルは, 電気的にはトップ, ミドル, ボトムの3つのサブセルが直列に接続されている. 従って, 3Jセルの電圧出力はその3つのサブセルの電圧出力の和で表され, また電流出力は3つのサブセルの電流出力のうち一番低い値に制限される. 放射線損傷による出力劣化を考えた場合, 電流出力については, どれかひとつのサブセルが大きな劣化(低下)を起こすと全体の電流出力はそれに律速され大きな低下を示す. 一方, 電圧出力についてはそれぞれの劣化(低下)は和となって表れる. 3つのサブセルのうち最も耐放射線性に優れるのは InGaP トップセルである[5]. このため3 J セルではトップセルが電流制限するように設計されている. よって, 図3に表れている  $I_{sc}$  の劣化は, InGaP トップセルの  $I_{sc}$  の劣化を示していると判断される. 低温と室温で  $I_{sc}$  の劣化に差が無いことから, この温度差では, 陽子線照射試験中の温度による InGaP セルの電流出力における回復効果は無視できる程度といえる.

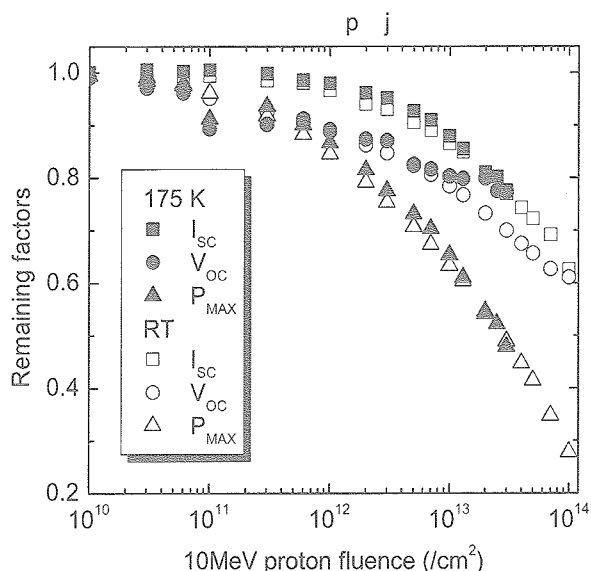
## (2) 光照射による回復効果

3 J セルに対し, 175K にて 10MeV 陽子線をフルエンス  $3 \times 10^{13} \text{cm}^{-2}$  照射した後, 続いて光照射試験を行った. 試験開始時の  $I_{sc}$ ,  $V_{oc}$  の保存率はいずれも陽子線照射前の値に対して約80%である. ソーラーシミュレータからの AM0 擬似太陽光(強度 1sun)を3Jセルに対して照射した. またこのとき温度はそのまま175K に保った. 図4は, 光照射を370 分間続けたときの,  $I_{sc}$  および  $V_{oc}$  の照射直後の値に対する相対値である. 全く変化(回復)は見られない. 光回復に関しては, その強度および波長スペクトルにも依存すると考えられるが, この結果は, 少なくとも通常の太陽電池の動作環境においては, 陽子線劣化に対する光照射による有意な回復はないことを示している.

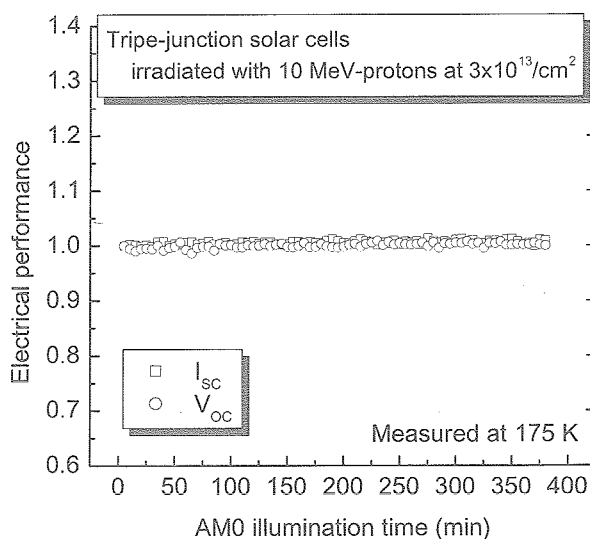
## (3) 電流注入による回復効果

先の光照射回復試験に続き, 電流注入による回復試験を行った. 3Jセルに外部からバイアスを印加して電流密度約  $0.5 \text{A/cm}^2$  で電流を注入し,  $I_{sc}$  および  $V_{oc}$  を測定しその変化をみた. 結果を図5に示す. 縦軸は陽子線照射直後の値に対する相対値で表している.  $I_{sc}$ ,  $V_{oc}$  共に電流注入によって回復を示し, 注入時間 4500 秒にて相対値は約 1.10 となっている. これは初期値(陽子線照射前の値)の約 90%に相当する.

先述したように, InGaP 太陽電池は電流注入によって放射線劣化が回復することが知られている. これより, ここで見られる3 J セルの回復は, InGaP トップセルの回復によるものである可能性が大きい. これを確認するため



**Fig. 3** 10 MeV proton fluence dependence of  $I_{sc}$ ,  $V_{oc}$  and  $P_{max}$ . The irradiation of protons and I-V measurement were performed at 175 K (closed symbols). For comparison, the results for solar cells irradiated at RT are also plotted (open symbols).



**Fig. 4** Change in  $I_{sc}$  and  $V_{oc}$  of a 3J solar cell irradiated with 10MeV protons as a function of illumination time by an AM0 solar simulator. The illumination of AM0 light and I-V measurement were performed at 175 K.

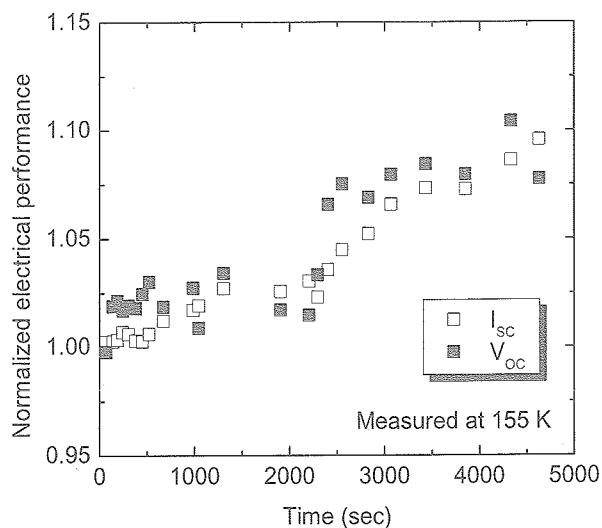
には、またさらに各サブセルの回復効果を定量的に把握するには、サブセルの単一接合セルを準備して同様の実験を実施する必要がある。

#### 4. まとめ

本研究により、低温における3接合太陽電池の陽子線劣化特性を把握した。また、その光照射、電流注入による回復特性について、独立して評価した。その結果、陽子線照射損傷に対し、光照射では回復効果が認められないこと、電流注入では電流、電圧両出力について回復が見られることを確認した。今後温度による回復効果を検討する必要がある。さらに、これらの回復効果を定量的に把握して3接合太陽電池の寿命末期出力特性の予測に生かすには、InGaP トップセル、GaAs ミドルセル、Ge ボトムセルの単一接合太陽電池を作製して同様な実験を行う必要がある。

#### 参考文献

- [1] R. R. King, C. M. Fezer, K. M. Edmondson, D.C. Law, P.C. Colter, H. L. Cotal, R. A. Sherif, H. Yoon, T. Issiki, D. D. Krut, G. S. Kinsey, J. H. Ermer, S. Kurtz, T. Moriarty, J. Kiehl, K. Emery, W. K. Metzger, R. K. Ahrenkiel, and N. H. karam, Proceedings of 19th European Photovoltaic Solar Energy Conference, 3587 (Paris, 2004).
- [2] 1) M. A. Stan, D. Aiken, P. Sharps, J. Hills, B. Clevenger, and N. S. Fatemi, Proceedings of 3rd World Conference on Photovoltaic Energy Conversion, 662 (Osaka, 2003).
- [3] M. Yamaguchi, C. Uemura, and A. Yamamoto, *J. Appl. Phys.*, **55**, 1429 (1984).
- [4] M. Yamaguchi, K. Ando, A. Yamamoto and C. Uemura, *Appl. Phys. Lett.*, **44**, 432 (1984).
- [5] 今泉 充, 住田泰史, 桑島三郎, 平成 15 年度宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書, 2-21 (2004)



**Fig. 5** Change in  $I_{sc}$  and  $V_{oc}$  of a 10MeV proton irradiated 3J solar cell as a function of current injection time. Current density was about  $0.5A/cm^2$ . The current injection and I-V measurement were performed at 155 K.

# 宇宙機搭載用半導体メモリ装置の研究 Research of Solid State Recorder for Spacecraft

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

白倉政志、市川愉、笹田武志、大橋永嗣

Masahi shirakura, Satoshi ichikawa, Takeshi Sasada, Eiji Ohhashi

## 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制作・試験・評価、高効率な誤り訂正符号の研究、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 16 年度は以下の項目について研究を行った。

### 2. 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の搭載化へ向けた研究の完成度を高める為、平成 15 年において抽出された課題（コネクタ評価、EMC 評価、MPU 評価）の対処と軌道上運用を模擬した長期動作試験や今後のプロジェクトにおける EM 開発に供給するためのゲートアレイの開発を実施した。Table 1 に SSR の主要諸元を示す。また、Figure 1 に SSR の外観を示す。

Table 1 Specifications of SSR

Item	Specification
Type	Solid Sate Recorder
Rec. Speed	640Mbps(Max)/ch
Rep. Speed	640Mbps(Max)/ch
Volume	200G Byte(BOL)
Mass	25 kg
Size	256×460×250 mm
Power consumption	120W (Max)

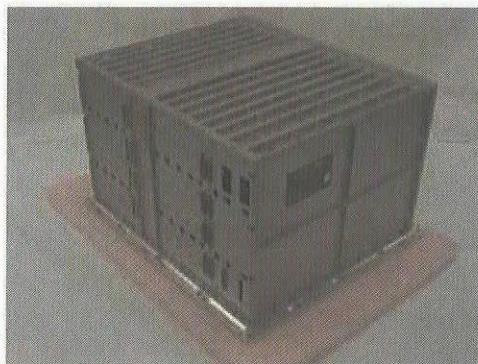


Figure 1 SSR prototype model

### 2. 2 誤り訂正符号の研究

半導体メモリ装置の為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うとともに、その成果を基にアルゴリズム評価を行う評価回路を製作した。



## 2. 3 MDS-1 半導体レコーダ実験装置の軌道上実験

MDS-1 に搭載した半導体レコーダ実験装置のデータ解析を行った。

## 2. 4 将来型記録媒体の検討

DRAM 系メモリの揮発性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）及びフラッシュ・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

#### (1) プロジェクトでの使用を想定した EM 用ゲートアレイの開発

プロジェクトでの EM フェーズでの使用を想定し、以下のゲートアレイを JAXA 認定宇宙用 1M ゲートアレイの試験条件を参考に開発した。特に PCI ホストブリッジゲートアレイに関しては、新規設計品であるため FPGA 上に回路を実装し SSR 試作品との組合せ試験を行い設計及び動作の妥当性を評価した後、製造を実施した。

#### (2) SSR の EMC 環境を評価するための電源部 (PSU) の開発

前年度の SSR 内の電源の分配方式、及び低電圧大電力の電源システムの最適構成の検討結果に基づき、SSR 用 PSU の詳細設計、開発を行った。

開発の結果、電气的特性として要求される機能・性能を満足する結果が得られ、今後のプロジェクトへの適用に向けた設計の妥当性を確認した。また、耐振動特性についても PSU 動作状態で振動試験を実施し電圧／電流の特性に変化がないことを確認した。

#### (3) PCI バス用コネクタの評価試験

前年度の軽量化筐体の耐環境性評価試験において発生した Airborn コネクタリード破断不具合を受けてコネクタリード成型方法を変更し、再評価試験を実施した。その結果、振動加振中においても Airborn コネクタ導通モニタに瞬断等は発生せず、また、振動試験後のコネクタリード部の外観検査でも問題はなかった。本結果から、前年度の Airborn コネクタリード破断に関する原因推定と不具合対策処置の妥当性が確認された。これより、プリント基板厚に最適化したリード成型 Airborn コネクタを使用すれば、次世代 SSR の想定されるフライト環境においても使用可能であることが確認できた。

#### (4) EMC 環境の評価及び長期動作試験

##### ① EMC 評価

今年度開発した PSU を SSR 試作品に組み込み EMC 環境の評価と長期動作試験を実施した。EMC 特性において、伝導雑音 (CE) 特性については、これまでのプロジェクト等で用いられている規格を満足する結果が得られた。伝導感受性 (CS) 特性については、一部規格を満足出来ない結果が得られたが、電源部のコンデンサのチューニングを実施し再評価を行った結果、規格を満足することを確認した。放射雑音 (RE) 特性及び放射感受性 (RS) 特性に関しては規格を満足する結果が得られた。これらの結果より、SSR 装置としてプロジェクトで要求される EMC 規格を満足する目処が得られた。

##### ② 長期動作試験

これまでの研究は、要求される機能・性能を確認することに主眼をおいていた為、長期的な動作確認等はあまり実施されていない。次世代 SSR の研究ではプロジェクトにおける開発リスクを極力排除する目的で軌道上での運用を模擬した長期動作試験を実施した。その結果、発生頻度が 1 日に 1 回程度のメモリ記録再生エラーが発生することが確認された。本事象は、これまでの短時間の機能・性能評価においては確認されていない事象であり、長期動作試験を実施したことにより発見できたと言える。今後は、本事象の原因究明・対策作業を行い、プロジェクトでの搭載機器開発に向け SSR の完成度と信頼性の向上を図る。

#### (5) MPU 評価のための CPU ボードの開発及び試験

前年度製作した CPU ボードの 200MIPS 級 MPU を QT 品に変更し CPU ボードを製作した。試験の結果より常温における動作では、前年度製作の ES 品 CPU ボードと機能・性能の面で同様の試験結果が得られたが、MPU コア電圧 1.8V 系の消費電流が 3 倍強増大していることが確認できた。また、今年度の MPU 評価試験を通じて以下の知見が得られた。

①200MIPS 級 MPU の QT サンプル品の発熱については、MPU の動作周波数により増減するが、熱解析を実施し、適切な放熱対策を実施することで SSR で使用する 100MHz の動作周波数においても温度条件を満足することが確認できた。

②200MIPS 級 MPU の低温における動作異常については、調査の結果、データバスに接続される容量性負荷が大きい場合に MPU チップ内の電源／グランドに影響を与え誤動作を誘発している可能性がもっとも高いことが判明した。これに対する対応としてプロジェクトで使用する際には、MPU-SRAM 間データバスへのバッファ IC 挿入や基板のパターン長を極力短くすることによる容量性負荷の削減などを設計において考慮することが必要である。

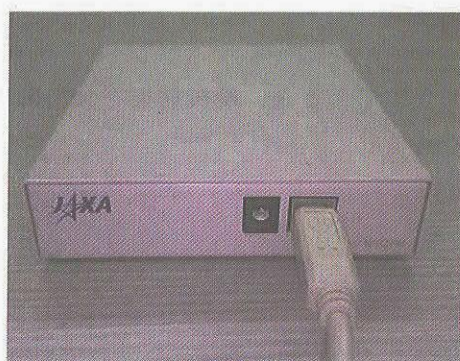
③上記の知見は今後、200MIPS 級 MPU を用いたコンポーネントを開発する場合に有益となる。

#### (6) PCI ホストブリッジ評価試験

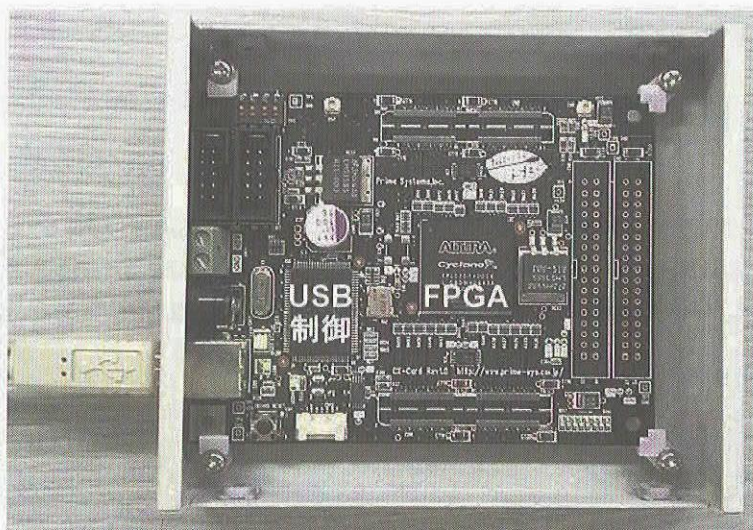
新規の設計開発となる PCI ホストブリッジゲートアレイの設計の妥当性評価を行う為に、CPU ボード上の FPGA に PCI ホストブリッジ回路を実装し SSR 試作品との組合せ状態において機能・性能の総合確認を実施し、確実な開発を実施した。

### 3. 2 誤り訂正符号の研究

前年度までの研究の成果として得られたスポッティバイト誤り制御符号について、能力評価を行う目的で FPGA による評価回路を製作した。本試作回路を用いて、6 種類の誤り制御符号の評価を実施中である。Figure 2 に評価回路の外観を示す。また、誤り制御符号を応用した画像圧縮のアルゴリズムについても研究を行った。これらの詳細については、成果報告書内「宇宙用誤り制御符号と画像圧縮方式の研究」に記載している。



ケース  
108(W) × 125(D) × 30(H)



ケース内部

Figure 2 EDAC Evaluation circuit board

### 3. 3 MDS-1 用半導体レコーダ実験装置の軌道上実験

平成 15 年 9 月に運用を終了した MDS-1 について、取得したデータを事後解析した。シングルイベント効果については、搭載した全メモリについてビット単位で精査したところ、マルチビットエラーが

発生しており、その個数および論理アドレスを特定できた。またメモリチップ毎のエラーレート、陽子・電子線との相関、軌道高度による発生分布等について解析した。さらに、CREME モデルでのシミュレーション解析、トータルドーズと宇宙環境データ (SEDA) との相関性等のデータ評価を行った。

### 3. 4 将来型記録媒体の検討

(1) フラッシュ・メモリの宇宙機搭載化の予備評価として平成 16 年度は以下の作業を実施した。

- ①プロトン照射試験@放医研
- ② $\gamma$ 線照射試験@原研高崎
- ③ランダム振動試験

(2) HDDの宇宙機搭載化の予備評価として平成 16 年度は以下の作業を実施した。

- ①温度性能確認試験 (-20 度～30 度まで変動)
- ②気圧変動確認試験 (密閉容器の製作、真空槽での評価)

(2) の詳細については、成果報告書内「ハードディスクドライブの耐環境性の評価」に記載している。

## 4. まとめ

### 4. 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の研究は、プロジェクトでの搭載機器の開発リスク低減を目的に機械環境試験、EMC 試験及び長期動作試験を実施し、研究開発段階での問題点の早期洗い出しと対処を行った。

今回の次世代半導体メモリ装置の研究での評価項目の充実により、プロジェクトにおいては新規採用技術であっても開発リスクを抑えることが可能になる。また、エレクトロニクス技術グループとして、今回の研究開発で得られたノウハウ等を基に関連プロジェクトの開発を支援していく計画である。

今後は、次世代半導体メモリ装置の研究成果をさらに発展させ、長期ビジョン等の動向も考慮しつつ、開発コストや信頼性の観点で高度化されたサブシステムの研究を進めていく計画である。

### 4. 2 誤り制御符号の研究

誤り制御符号の評価を進め、宇宙機への適用性について検討を進める。また、誤り制御符号を応用した画像圧縮技術の研究も引き続き進める。

### 4. 3 MDS-1 用半導体レコーダ実験装置の軌道上実験

MDS-1 の軌道上実験のデータ解析結果をまとめ学会等で発表する。また、解析結果を今後の半導体メモリ装置の研究・開発に反映させ、確実な研究開発を進める。

### 4. 4 将来型記録媒体の検討

16 年度の作業結果を基に、フラッシュ・メモリ及びHDDの宇宙機搭載化に向けた、システム検討を行う。

以上



## 観測ロケット搭載用 S バンド PCM ミニチュアテレメータ S-band Miniature PCM Telemetry Transmitter for Sounding Rockets

宇宙科学研究本部システム運用部情報処理グループ  
Institute of Space and Astronautical Science,  
Space Systems Operation Dept., Information Processing Group  
加藤 輝雄、関 妙子  
Teruo KATO, Taeko SEKI  
宇宙科学研究本部宇宙情報エネルギー工学研究系  
Institute of Space and Astronautical Science,  
Space information and Energy Department  
山本 善一  
Zenichi YAMAMOTO

### Abstract

To meet the needs for low-cost, compact and light-weighted telemetry transmitters for small sounding rockets, we developed the S-band miniature telemetry transmitter (SMT). The first model of SMT has been developed for Viper rocket and the specifications are; Tx frequency: 2280.5MHz, Tx power: 200 mW, Modulation: PCM-PM, Bit rate: 102.4kbps, Input: 14 ch(analog), Weight: 200 g, Size: 32 mm  $\phi$   $\times$  100 mm.

The second model of SMT is also developed to meet the needs for other sounding rockets. We achieved higher bit rate and higher Tx power. We also achieved direct BPSK modulation and additional digital signal inputs. The first and second types of SMTs were onboard 4 sounding rockets and they functioned successfully. The second type will also be onboard the M-V-8 rocket and will be used for the image data transmission of Sub-payload subsystem.

### 1. はじめに

観測ロケット等の飛翔体搭載用の PCM テレメータは、一般に形状が大きくまた高価である。そのため小型飛翔体搭載関連の実験データや科学観測データの伝送用テレメータとして、打ち上げ環境条件を満足する小型・軽量・廉価な PCM テレメータが求められている。そのような背景の下に最新の民生電子部品の活用と部品の高密度実装技術により小型・軽量化し、廉価で高機能な PCM テレメータ送信機の開発を行った。この研究開発は平成 12 年に始まり、現在までに 4 つのモデルを完成し、継続してその機能性能の向上を図っているところである。ここに、これらの一連の開発研究成果を紹介する。

### 2. PCM ミニチュアテレメータ開発概要

超小型 S バンド PCM テレメータ送信機の研究開発は、当初バイパーロケットのような超小型のロケット（ボディ外径 50mm 以下）へ搭載することを目標として開始した。初期モデルは、形状をロケットボディに合わせて円筒型とし、送信周波数 2.2GHz 帯、送信電力 200mW、PM 変調方式、アナログ入力 14 チャンネル、重量 200g、長さ 100mm、直径 32mm である。実際には、バイパーロケットへの搭載は無くなり、S-310-29 号機の観測ロケットへの試験搭載が最初となった。初期モデルの開発を成功裏に終え、その後データ伝送速度の高速化、ディジタル入力機能付加、送信電力の高出力化、変調形式の変更（BPSK 変調）、形状の変更等を行い、年度ごとに段階的に機能性能の向上を図って来た。これまでに 4 機の S-310 型観測ロケットにその時々の開発モデルを搭載して観測データや画像データの電送に供し良好な結果を得ている。また、RVT（再使用ロケット実験機）に初期モデルを形状変更したモデルを搭載し現在も継続して実験に使用され同様に良好な結果を得ている。さらに、M-V-8 号機ではサブペイロード部に実験画像データ電送用の新規開発小型テレメータを搭載しており来年 2 月に打ち上げる予定である。

### 3. PCM ミニチュアテレメータ成果概要

平成12年度に初期モデルの開発に着手して以来現在までに4つの観測ロケット搭載モデルを開発した。結果は何れも良好で科学観測データや飛翔実験データの取得に成功している。Table.1 にそれぞれのモデルの方式や主要性能を示す。また、Figure.1 に送信電力1W タイプ SMT の系統ブロック図を示す。下表から判るように、フレーム構成や1ワードのビット数、スクランブル方式（ノルウエー打ち上げ用は別）は共通とし、地上受信系を共用できる構成としている。送信周波数は宇宙科学研究本部がM-V ロケット搭載テレメータで使用している2280.5MHz と2289.6MHz を使用し、帯域幅についてもM-V の仕様以内に収まる設計とした（無線局免許取得を考慮）。

Table.1 Line-up and Specification of SMT

モデル番号 主要緒元	1 (初期モデル)	1 改 (初期モデルの形 状変更版)	2 高速 SMT (H-SMT)	3 (ノルウエー打 ち上げ用に特化)
形 状	円筒型	方形	方形	方形
送信周波数	2280.5MHz	2280.5MHz	2289.6MHz	2289.6MHz
送信電力	200mW	200mW	1 W	1 W
占有大域幅	410KHz	410KHz	660KHz	660KHz
変調形方式	PCM-PM	PCM-PM	BPSK	PCM-PM
信号形式	Bi-phase	Bi-phase	NRZ-L	Bi-phase
スクランブル方式	インテルサット方式			なし
ビットレート	102.4Kbps	102.4Kbps	409.6Kbps	204.8Kbps
アナログチャンネル数	14チャンネル	14チャンネル	2W 分(8Ch.)	14W 分(20Ch.)
デジタルチャンネル数	なし	なし	12W	なし
アナログ入力電圧	±2.5V			
A/D コンビット数	12 ビット（各ワード16ビット中の下4ビット未使用）			
ビット／ワード	16 ビット			
ワード／フレーム	16 ワード			
寸 法	長さ 100mm 直径 32mm	長さ 100mm 幅 40mm (脚部除く) 高さ 30mm	長さ 100mm 幅 40mm (脚部除く) 高さ 50mm	長さ 100mm 幅 40mm (脚部除く) 高さ 50mm
重 量	150g	200g	350g	350g
搭載ロケット	S-310-29（試験 搭載） S-310-30	RVT(別にエンコーダ 部を持つ)	S-310-34	S-310-35 (ノルウエー打 ち上げ)
開発年度	平成12年度	平成14年度	平成16年度	平成16年度

次に今後の主力となる、S バンド高速ミニチュアテレメータ（H-SMT）の成果概要を以下に記すことにする。H-SMT は、ソーラーセール展開画像のデジタル伝送を当初の目的として、それまでの成果をベースにして昨年度開発したものである。ビットレート 409.6Kbps、BPSK 変調テレメータでデータレートを従来の4倍にし、RF パワーを 200mW から 1W に上げ無線回線を確保している。Figur.1 のブースタ部がそれである。テレメータの箱の形状は、ブースタ部を重箱式に積み重ねる形式となっており高さが 20mm 高くなっている。Figure.3 にその概観図を示している。Figure.2 は、ロケット飛翔中に展開したソーラーセール画像の一コマであり、このテレメータの飛翔中における健全性を示すものでもある。

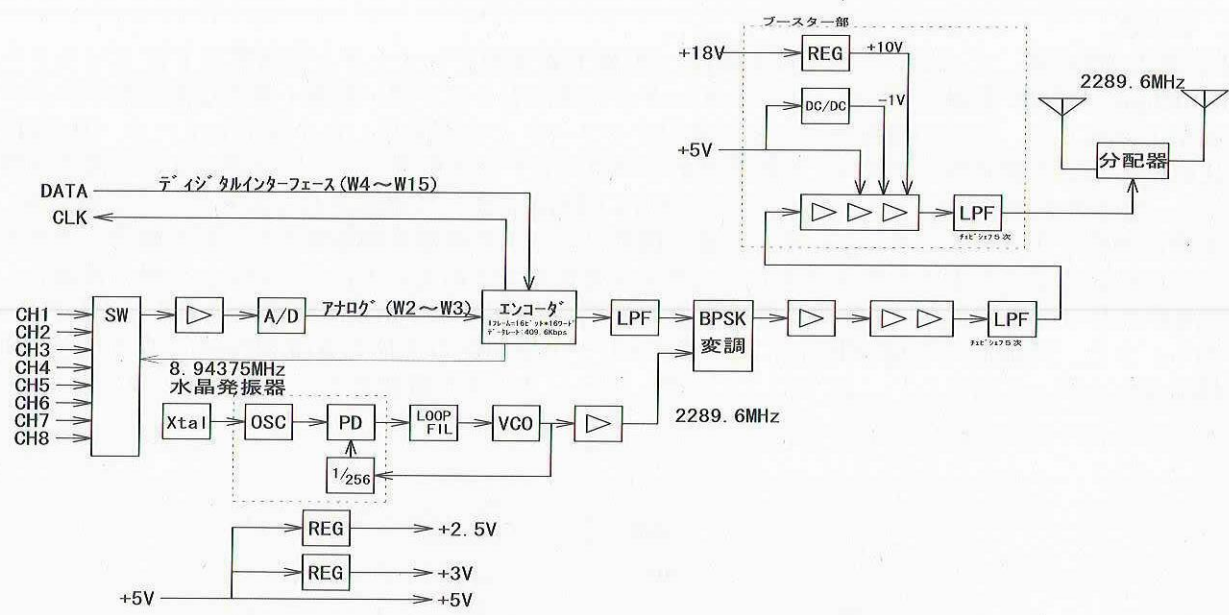


Figure. 1 Block Diagram of SMT

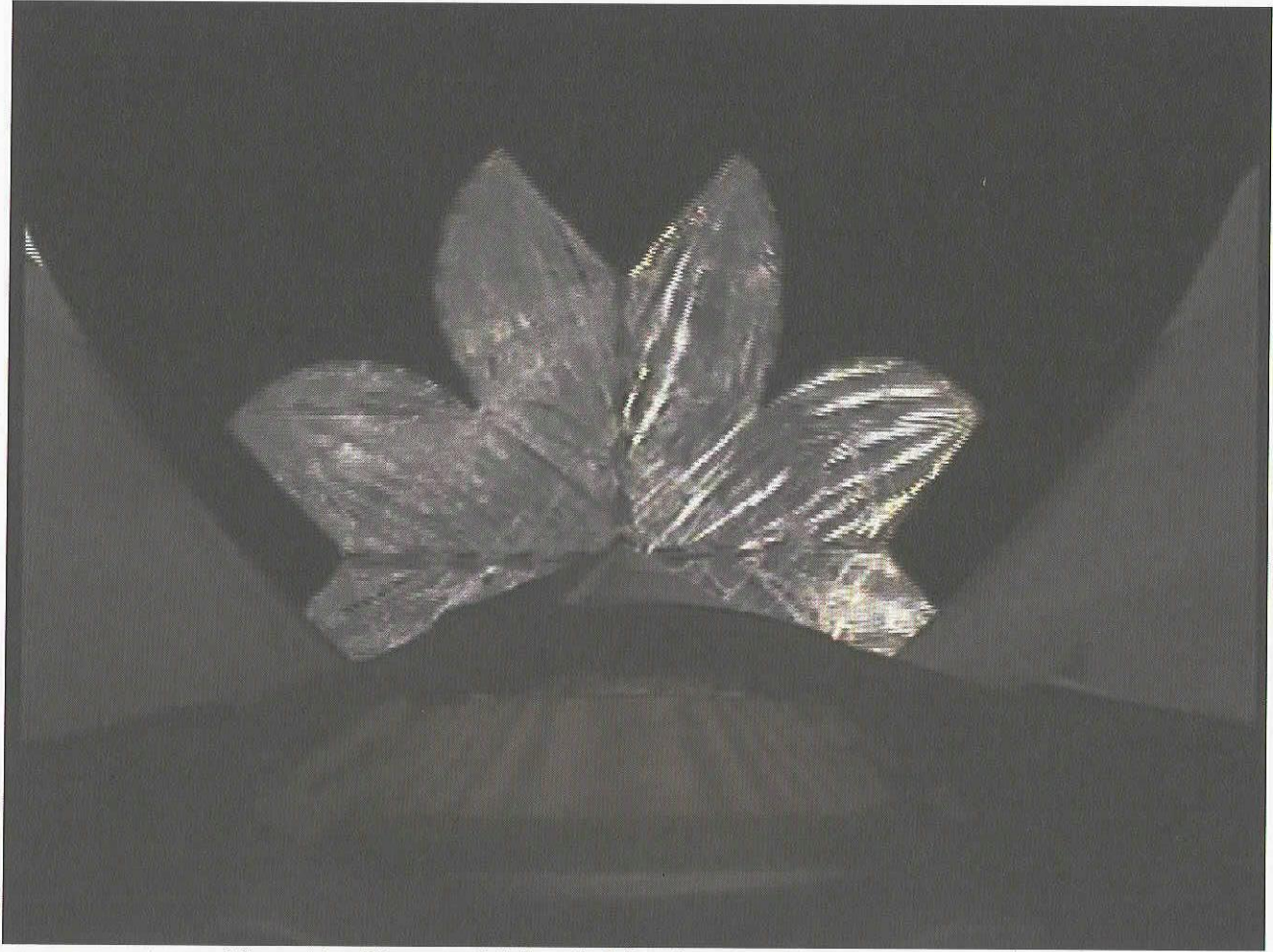


Figure.2 Picture of Solar Sail Deployment



#### 4. まとめ

送信電力 200mW、ビットレート 102.4Kbps、PCM-PM 変調テレメータと送信電力 1 W ビットレート 409.6Kbps、BPSK 変調のミニチュアテレメータの完成をもって小型・軽量・廉価な高性能テレメータが実用上完成した。従来の観測ロケット搭載用テレメータと今回開発した小型テレメータ (H-SMT) を比較すると、重量価格共に約 1/5 程度であるのに対しデータ伝送レートでは逆に 2 倍の能力を持っている。適応性や発展性についてもエンコーダ部は FPGA によって構成されておりフレーム構成等、今後柔軟に対応できるものと考えている。今後、観測ロケットや各種飛翔体等における実験データや観測データの伝送用として本ミニチュアテレメータが十分活用できるものと信じている。今後の課題としては、消費電力の低減や宇宙関連機器の信頼性に対する対応 (実用上十分なる信頼性があると思われるが) がある。また、変調形式の QPSK 化によりビットレートを現在の 2 倍の 819.2Kbps にするなど、更なる機能強化を図って行きたい。以下に、ミニチュアテレメータの概観図を示して本稿の終わりとする。

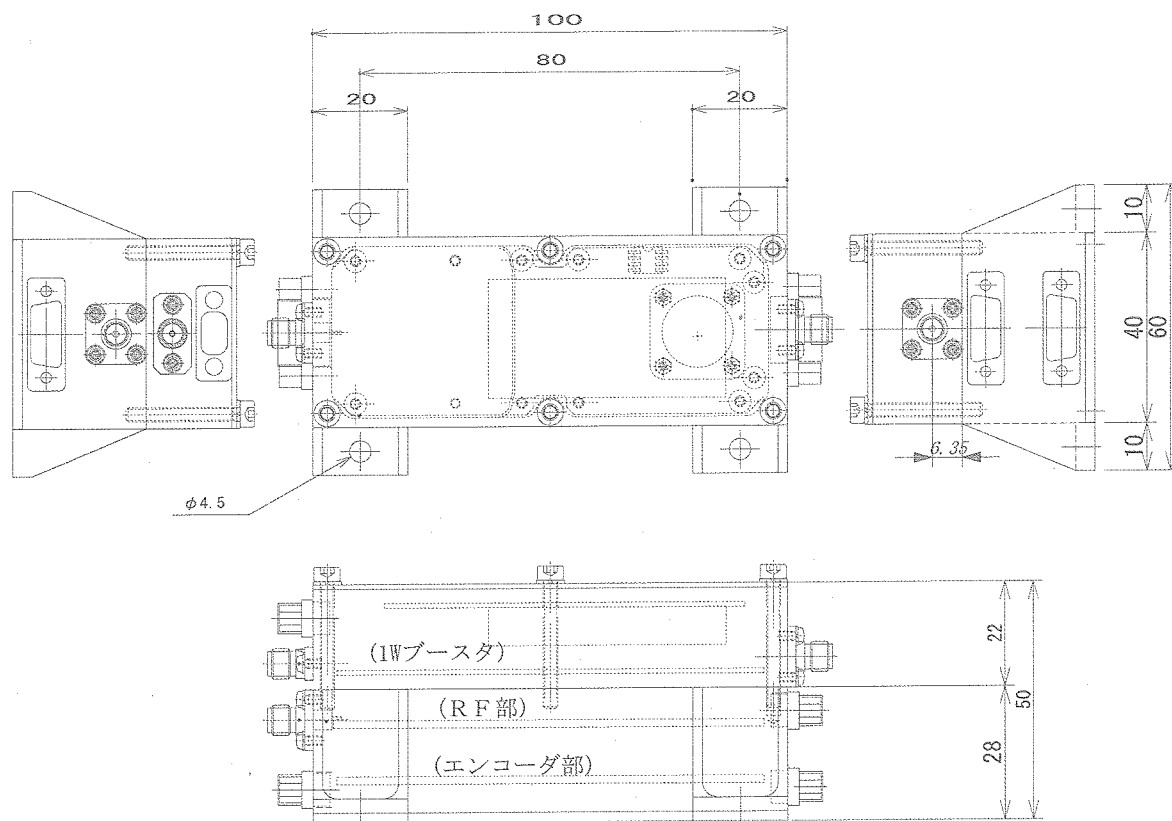


Figure.3 Schematics of H-SMT

# 水星探査機（MMO）搭載用 円偏波ドーナツビームアンテナの開発

○川原康介、鎌田幸男（JAXA 宇宙科学研究本部 技術開発部）

The Development of Circular Polarized Doughnut-shaped Beam Antenna for MMO  
Kousuke Kawahara, Yukio Kamata (JAXA ISAS)

## Abstract

The BepiColombo is the international cooperation between ESA and JAXA in order to explore the planet Mercury. This mission comprises two science elements, MPO to be produced by ESA and MMO to be produced by JAXA. The MMO communication system has two antennas for X-band telemetry and command links. High Gain Antenna (HGA) pointed by Antenna Despun Motor (ADM) and Antenna Pointing Mechanism (APM) is normally used for communication. However, the beam-width of HGA is so narrow that the Medium Gain Antenna (MGA) is also onboard for emergency TLM and CMD link. The radiation characteristics of MGA are required for omnidirectional pattern in the spin plane, circular polarization and wide frequency band (about 17%). We propose Dual-reflector Antenna consists of parabola reflector and conical reflector as the MMO-MGA and manufactured EM-MGA last year. It provides a circular polarized donut-shaped radiation pattern and it's satisfied with requirements. This paper mainly reports about the electrical features of MGA and compares computed results with measurements.

## 1. はじめに

ESAとの共同による国際水星探査計画 BepiColombo 計画は、水星の内部・表層・大気・磁気圏にわたる総合的観測によって水星の現在と過去を明らかにすることを目的とする、水星探査計画である。BepiColombo 計画は、ESAが担当する「MPO:Mercury Planetary Orbiter」とJAXAが担当する「MMO:Mercury Magnetospheric Orbiter」の2つの探査機から構成される。MMO概観図をFigure1に示す。

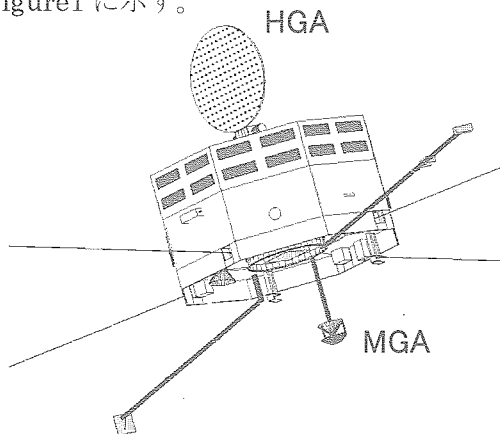


Fig.1 MMO overview

MMOは2005年4月以降、Phase-B (PM-Phase)へ移行し、2012年の打上げに向けて、現在各機器準備を行っている。MMO通信システムには、テレメトリ、コマンド、レンジングを共用とする高利得アンテナ（HGA：High Gain Antenna）を用いる。HGAはデスパン機構および上下角制御機構により地球指向されるが、そのビーム幅は約 $2.5^{\circ}$ と非常に狭いため非常時のテレメトリ、コマンド用アンテナとして中利得アンテナ（MGA:Medium Gain Antenna）を搭載している。各アンテナの搭載位置をFigure1に示す。

MMOは、理学観測の性質からスピン安定性を採用している。そのため、MGAはスピン面内で無指向性な放射パターンを有していなければならない。また、通信回線計算から要求されるビーム幅（Table1）により、偏波ロス（直線偏波では3dB）の無い円偏波アンテナである事が必要条件となる上に、送受共用のため約17%の広帯域特性が要求される。また、近日点における太陽との距離が0.3AUであるため、太陽光

入力が 11Solar という厳しい熱環境にも適合しなければならない。以上の条件を考慮した上で、筆者らは 2 枚の反射鏡を組み合わせた双反射鏡アンテナを提案し開発を進めている。

本報告では、PM-Phase 移行前の MGA-E M の開発について報告する。最適化設計には T L M (Transmission Line Modeling) 法による数値解析を行っており、その結果を基にしたアンテナの試作、測定を行っている。実測値と計算値は良く一致しており、良好な電気特性が実現している。

## 2. MMO 搭載用 MGA の概要

MMO 搭載用 MGA に対するシステム要求は以下の通り、

### [ System Requirement ]

- 1) Incident radiation : 11Solar
- 2) Directivity : Omnidirectional radiation in the spin plane
- 3) Maximum gain  
Telemetry : more than 5.9dBi  
Command : more than 2.5dBi
- 4) Beam width : Table1
- 5) Frequency band  
Telemetry : 8.4GHz  
Command : 7.15GHz
- 6) Polarization : Circular  
(Right Hand Circular Polarization)

MMO は水星周回探査機であるため、最大で約 1.5AU の通信回線が要求される。計画軌道上における探査機から地球までの距離とアンテナ指向角の関係を Figure2 に示す。最大距離での要求利得は通信回線計算により、テレメトリで 5.9dBi、コマンドで 2.5dBi であるので、Figure2

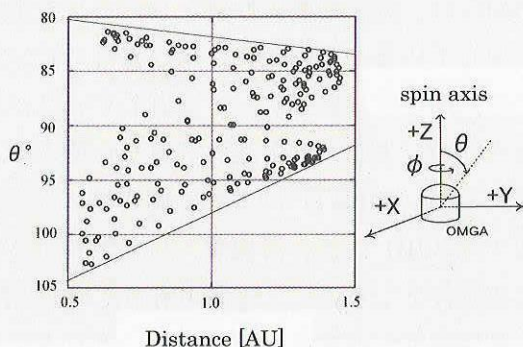


Fig.2 Relationship between orbiter-earth distance and direction from orbiter to the earth

に示す関係から MGA に対する要求利得とビーム幅の関係は Table1 で示す値になる。指向角と要求利得の関係を図示したものが Figure3 である。

Distance orbiter-earth [AU]	0.5	0.75	1	1.25	1.5
Beam Width (Up/Down) [deg]	+9.9 -14.3	+9.1 -11.2	+8.2 -8.0	+7.4 -4.9	+6.5 -1.7
CMD (7.15GHz) Required Gain [dBi]	-7.0	-3.5	-1.0	0.9	2.5
TLM (8.4GHz) Required Gain [dBi]	-3.6	-0.1	2.4	4.3	5.9

Table1 Required gain and beam width

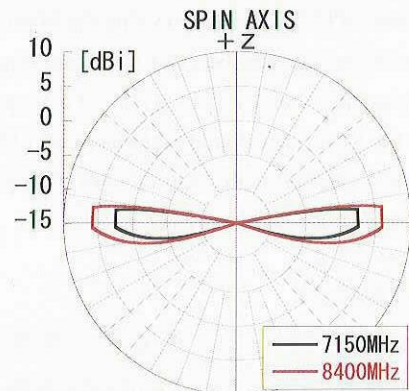


Fig.3 Required gain and directivity

## 3. MGA の構造

本アンテナは、パラボラ反射鏡をサブリフレクター、円錐鏡をメインリフレクターにもつ双反射鏡アンテナである。その動作原理図を Figure4 に示す。円錐鏡の頂点に位置する円偏波発生器から放射された球面波が、パラボラ反射鏡で反射されて平面波となり、下方に放射される。さらに円錐鏡で水平方向に反射され、水平面において無指向性の放射パターンが実現される。また、パラボラ反射鏡の支持ならびに太陽光の遮蔽のために、開口面がアンテナカバーにより覆われている。アンテナカバーには、飛翔体搭載用アンテナとしても実績のある材質のポリイミド成形体が使われている。Table2 に材質の特性を、Figure5 に電波の透過特性を示す。支持構造としての強度保持と電波透過性の兼ね合いから、カバー厚は 1 mm を採用している。



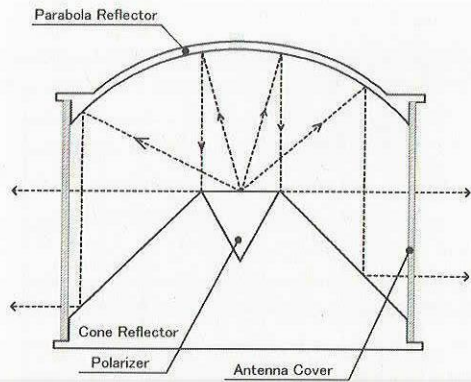


Fig.4 Dual-reflector antenna geometry

Material	Polyimide (CEPLA)
Permittivity	3.45
Tan δ	0.0012 (at 1kHz)
Thermal cracking temperature	548degC
Linear expansion coefficient	8.25 × 10 <sup>-5</sup> cm/cm/degC (at 200~300degC)
Radiation hardness	10 <sup>9</sup> rad
Tensile strength	420kg/cm <sup>2</sup> (at 260degC)
Bend strength	600kg/cm <sup>2</sup> (at 260degC)

Table2 The properties of antenna cover

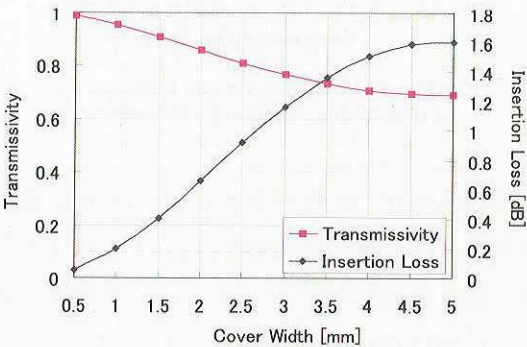


Fig.5 Radio-wave transmissivity and insertion loss

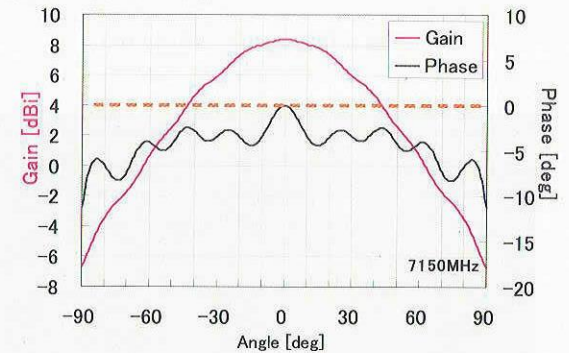
4. 最適化設計

アンテナの開口面積と放射利得、ビーム幅には密接な関係が有るため、本アンテナのように厳しいシステム要求が課されている場合には、最適寸法を十分に検討する必要がある。なお、最適化にはTLM法による数値解析を用いる。

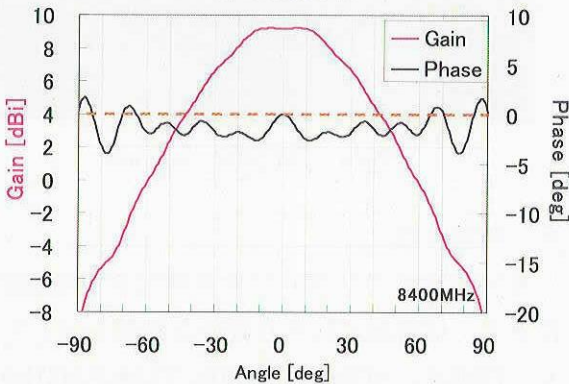
本アンテナの開口部は円錐鏡により決定するため、双反射鏡の間隔は狭く設計する事が望ましい。ゆえに、パラボラ反射鏡の開口角を 160° と限界に近い設計を行う事で焦点距離を短くしている。Figure6 に一次放射器（円偏波発生器）の放射特性を示す。

Figure7 には、8400MHz でのアンテナ径に

対する  $\phi=0^\circ$  面での放射利得とビーム幅（最大要求値 5.9dBi 以上）の変化を示している。また、最大要求利得 5.9dBi と、そのとき要求されるビーム幅 8.2° のラインも破線にて示している。アンテナ径が 200,220mm の場合には、放射利得・ビーム幅共にシステム要求値を満足するが、直径が 180mm の場合には要求利得を下回る。要求を満足する範囲で、アンテナ系を小さくする事がアンテナの小型化、軽量化に繋がるため、アンテナ径 200mm を最適寸法として採用している。Figure8 にアンテナ寸法図を、Figure9 に概観写真を示す。



(a) 7150MHz



(b) 8400MHz

Fig.6 Polarizer radiation properties

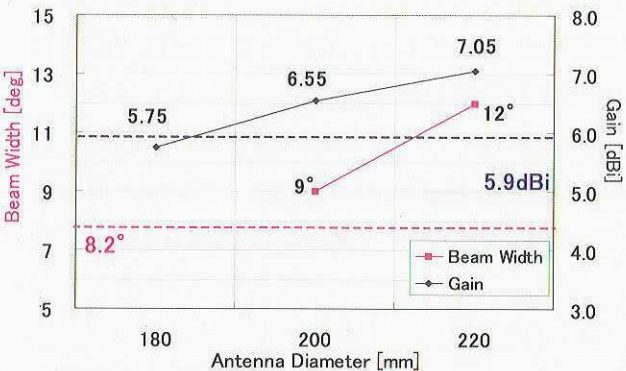


Fig.7 Gain and beam width at several antenna diameter



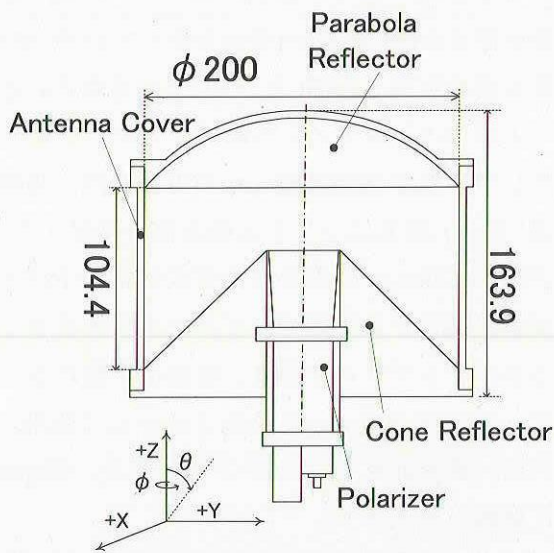


Fig.8 Dimensional drawing

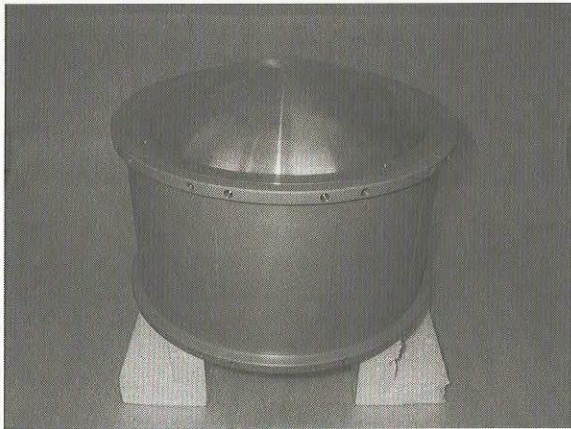


Fig.9 EM-MGA overview

## 5. 電気特性

本アンテナのリターンロス特性を Figure10 に示す。広帯域にわたり良好な特性を示しており、CMD(7.15GHz)で-20dB, TLM(8.4GHz)で-21dBである。Figure11 には、軸比(円偏波率)特性を示しているが、これも広帯域にわたって良好な特性が得られ、CMD で 2.5dB, TLM で 1.3dB と良好な円偏波特性が得られている。

放射特性として、スピン面( $\theta=90^\circ$  面)の放射パターンを Figure12,13 に、スピン面と直交する  $\phi=0^\circ$  面の放射パターンを Figure14,15 にそれぞれ示す。これらに示すように、スピン面においてほぼ円形の良好な無指向性特性が得られている。

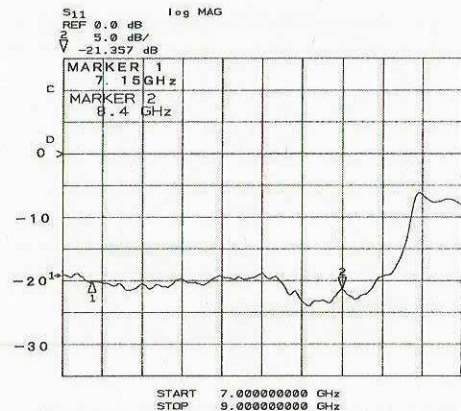
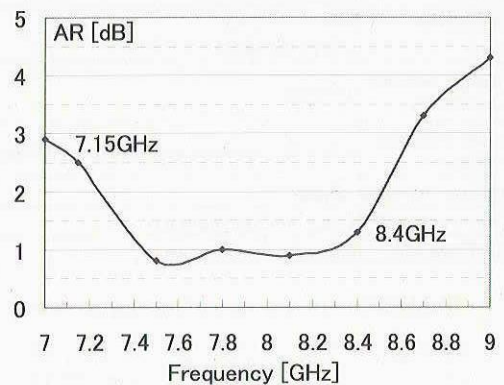
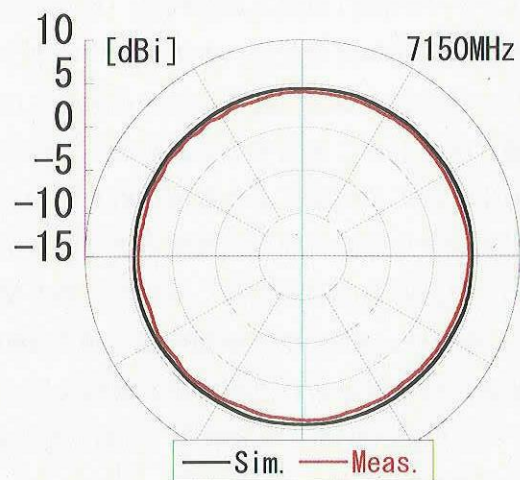


Fig.10 Return Loss

Fig.11 Axial Ratio versus frequency  
(in  $\phi=0^\circ$  section,  $\theta=90^\circ$ )

さらに、 $\phi=0^\circ$  面のパターンは、スピン面で最大となりほぼ軸対称でかつサイドローブの殆ど無い優れた指向性を示している。要求値に対して、CMDでは十分に満足できており、TLMに関してもほぼ満足する結果が得られている。また、解析値と実測値は良く一致している。

Fig.12 Radiation pattern at 7150MHz  
in the spin plane



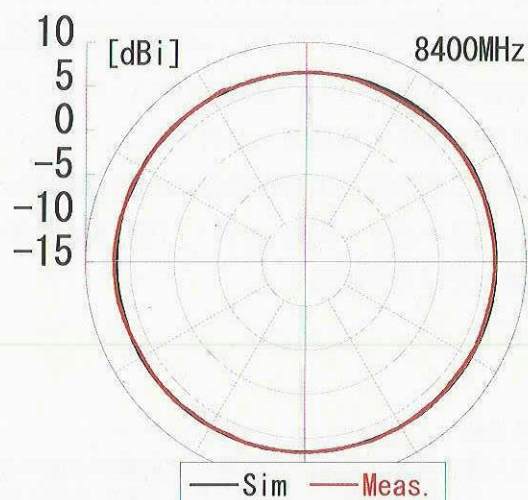


Fig.13 Radiation pattern at 8400MHz in the spin plane

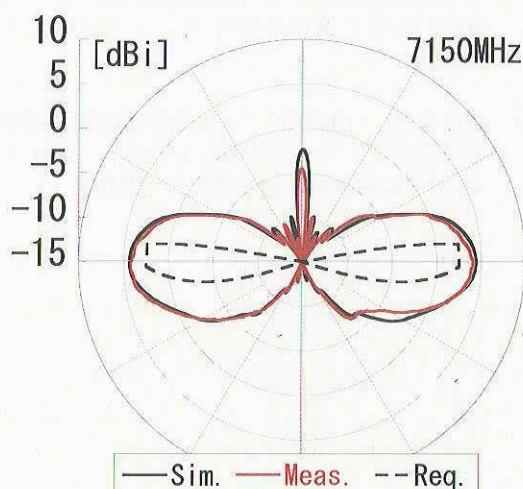


Fig.14 Radiation pattern at 7150MHz in the  $\phi=0^\circ$  section

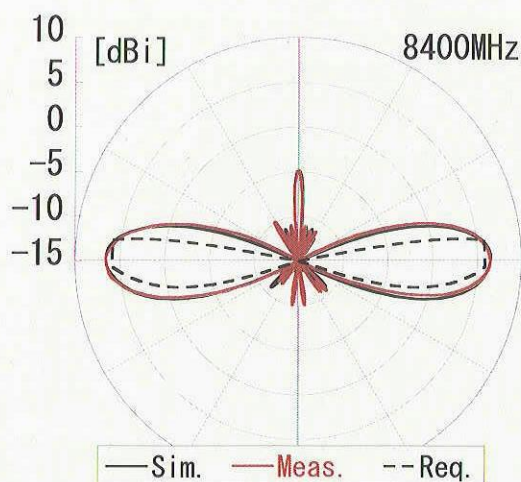


Fig.15 Radiation pattern at 8400MHz in the  $\phi=0^\circ$  section

## 6. 従来型MGAとの比較

本アンテナ同様、ドーナツビームを有するアンテナの例として、PLANET-A 搭載用MGAの電気特性を紹介する。

PLANET-A(すいせい)は、ハレー彗星の探査を目的として1985年8月にM-3S-II ロケット2号機により打ち上げられた。MMOと同じくスピン衛星で、衛星下面にMGAが位置している。Figure16 に衛星概観図とMGA搭載位置を示す。

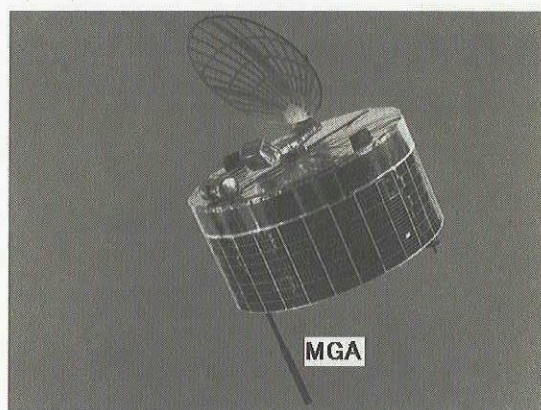


Fig.16 PLANET-A overview

アンテナの構造は、Figure17 で示すように半波長ダイポールを3つアレイ化したコリニアアレイアンテナである。周波数はSバンドで、TLM : 2295.4MHz 帯、CMD : 2113.6MHz 帯である。Figure18 に測定座標系を、TLM とCMD の放射パターンを Figure19,20 にそれぞれ示す。

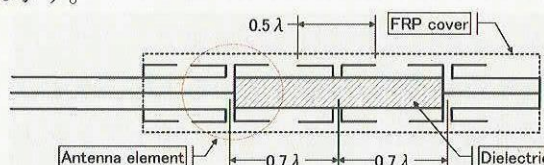


Fig.17 PLANET-A-MGA schematic view

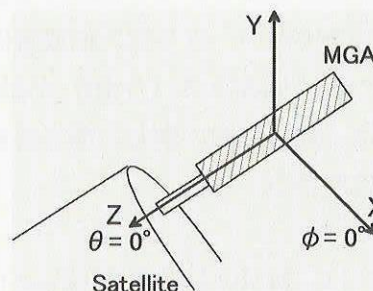


Fig.18 Coordinate system



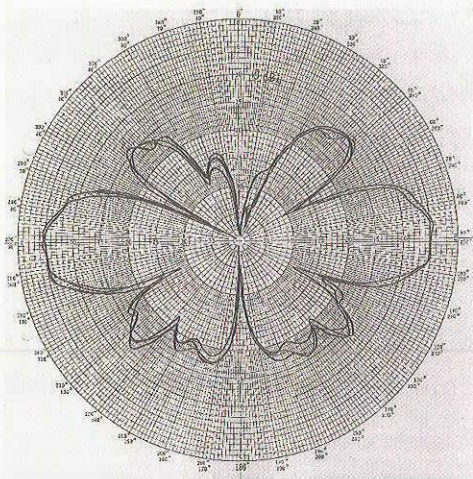


Fig.19 Radiation pattern (PLANET-A)  
( $\phi=0\text{deg}$  Section, TLM)

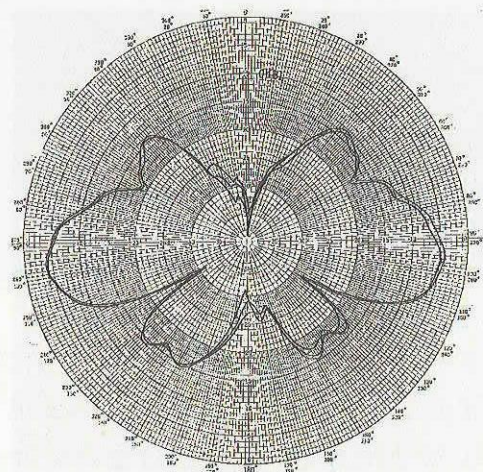


Fig.20 Radiation pattern (PLANET-A)  
( $\phi=0\text{deg}$  Section, CMD)

この型式のアンテナは、さががけ(MS-T5)、ういせい(PLANET-A)、GEOTAIL等で使用されているが、その電気特性は双反射鏡アンテナと比べ乱れた放射パターンをしている上に、サイドローブが強く現れている。また、線上アンテナであるため、一般に周波数帯域が狭く今回の様に17%もの帯域を必要とする2周波共用アンテナとして適していない。さらに、偏波特性が直線偏波であるため偏波ロス(3 dB)が発生する。このことは、通信回線の厳しい深宇宙通信において致命的である。

## 7. まとめ

本報告では、MMO搭載用MGAとして開発している双反射鏡アンテナの電気諸特性について

述べた。その放射特性は、サイドローブが殆ど無い放射パターンに加え、広帯域かつ良好な円偏波率特性を示し、MMO-MGAとしての要求仕様を満足する見通しが得られた。今後は、導電性白色塗装による電気特性の影響評価や塗装材の熱サイクル試験を行い、PM、FMの製作を進めていく計画である。

## 参考文献

- (1) 鎌田幸男、石丸元 “二枚の反射鏡から構成される円偏波無指向性アンテナ” 2002 年電子情報通信学会 ソサエティ大会 B-1-56
- (2) 鎌田幸男、川原康介、水野貴秀、石丸元 “水星探査機搭載用広帯域円偏波無指向性アンテナ” 2003 年電子情報通信学会 ソサエティ大会 B-1-70
- (3) 鎌田幸男、川原康介 “水星探査機(MMO)無指向性中利得アンテナ(OMGA)の開発” 2004 年第48回宇宙科学技術連合講演会 1H05

## 水星探査機 (MMO) 搭載用高利得アンテナ (HGA) の開発

## Development of High Gain Antenna (HGA) for Mercury Magnetospheric Orbiter (MMO)

JAXA 宇宙科学研究本部 技術開発部 機器開発グループ

鎌田幸男、川原康介、坂井智彦

JAXA ISAS Instrument Development Group, Technology Development Department

Yukio KAMATA, Kousuke KAWAHARA, Tomohiko SAKAI

## Abstract

The harsh environment near Mercury (0.3AU from the SUN) imposes 11 solar intensity on MMO HGA. As for HGA of spacecrafts, a parabola antenna is common conventionally, but a planar antenna is advantageous in structure at solar flux concentration. Therefore, we adopted the helical array antenna excited by radial-line for HGA system in terms of planar antennas. The dimension of Helical Element was decided by the numerical analysis of the TLM method and the experiment. Furthermore, the electric characteristic test model of 1/2 size in terms of the area was made by using this element. We established adjustment technique of amplitude and phase by the half-size model. Based on the result, we produced 1/1 full-size model.

This paper describes the basic characteristic of HGA first, and then the influences of heat-resistant material and structure on electrical characteristics.

## 1.はじめに

E S Aとの共同による国際水星探査計画 Bepi Colombo の磁場・磁気圏を観測の主目標とする Mercury Magnetospheric Orbiter (MMO) の開発が進められており、Figure 1にMMOの外観図を示す。

MMO通信システムでは、1 AU 以上の深宇宙通信である事他に、太陽との距離が0.3AUである事から太陽光入射がおよそ11Solarという厳しい熱環境があげられる。従って探査機から露出せざるを得ない搭載用の高利得アンテナは、通信システムにおける重要な開発要素の一つである。筆者らは、水星探査機搭載用高利得アンテナとして、放射効率、耐熱性、収納性等の観点からラジアルラインヘリカルアレーアンテナを採用し、開発を行っている。このHGAの開発スケジュールは、2006年度までにPMを完成させる予定であり、本報告ではPMフェーズに移行する前のEMの開発と主に電気特性の詳細な解析について述べる。まず、6素子モデルによる実験とTLM法による数値解析により最適な素子寸法を決定し、ハーフサイズ(面積1/2)モデルの製作により得られた知見を基に13列546素子から成る1/1スケールモデルを製作した。この基本特性を明らかにすると共に、厳しい熱環境に適合するための材料と構造による電気特性への影響等について述べる。

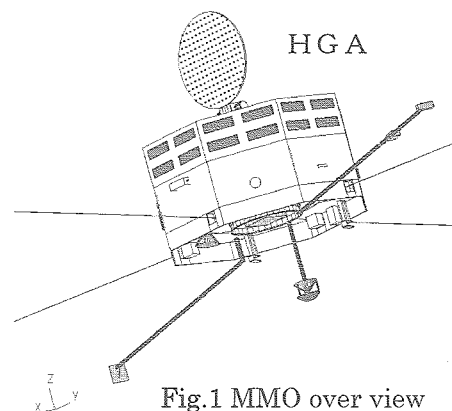


Fig.1 MMO over view

## 2. MMO搭載用HGAの概要

MMO搭載用HGAに対する主なシステム要求は以下のようになっている。

- 1) 太陽光入射：11Solar
- 2) アンテナ利得：Rx:20dBi 以上 Tx:35dBi 以上
- 3) 送受共用：Rx:7.15GHz, Tx:8.4GHz
- 4) 打上時の収納性：折畳構造
- 5) 地球指向：Despun 制御
- 6) ビームチルト：エレベーション制御機構

従来の探査機搭載用HGAにはパラボラアンテナが広く採用されているが、本ミッションでは1)の11Solarにも及ぶ太陽光の集光による一次放射器の熱条件が厳しくなり、探査機の熱設計が困難である。これに対して平面アンテナは構造上集光部が無く、打上時に折畳む際の収納性も優れている。更に、ラジアルライン給電アレ

ーアンテナは導波管構造による給電により、給電系のロスを極めて低く出来るため、放射効率がパラボラに比べて約 1.5 倍高い。この事はアンテナ寸法の小型化につながる。アンテナ素子としては、条件 3) の送受共用における 17% に及ぶ広帯域性の観点からヘリカルアンテナが適している。これらの検討から MMO の HGA としてラジアルラインヘリカルアレーアンテナを採用することとした。本方式のアンテナを探査機搭載用として開発するのは世界的に見ても初めての試みである。

### 3. 数値解析と実測による素子の最適化

ヘリカル素子の支持構造材には高耐熱性（約 1800℃）で比誘電率  $\epsilon$  が約 3.5 のボロンナイトライド（BN）を使用するため、この BN の影響を明らかにして広帯域化を図るために、ここでは 1 素子モデルを TLM（Transmission Line Modeling）法により解析し、ターン数以外のパラメータを決定した。更にこれを基にした 6 素子モデルによる実測値からターン数を求め、最適な寸法を決定する。解析の結果、周波数の低下量は約 12% 程度であることが分かった。これにより、ヘリカル直径は 10.5mm、BN の外径 9.4mm、高さ 11mm に決定された。さらに、ヘリカル素子のピッチ角に対する円偏波軸比の周波数特性の解析結果を Figure 2 に示す。

この様にピッチ角を大きくすると軸比の周波数帯域が広がる事が分かる。次に、ピッチ角と放射利得の関係を Figure 3 に示す。これよりピッチ角が 6° で最大になりピッチ角の増加に従い利得は減少する。これらの数値解析結果から、本アンテナでは帯域が 2 周波共用として十分で、かつ利得も高いピッチ角 6° を選定した。

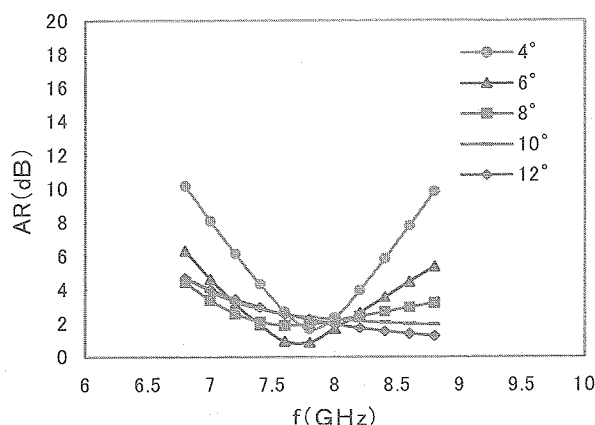


Fig.2 AR response to frequency in each pitch angle (one element)

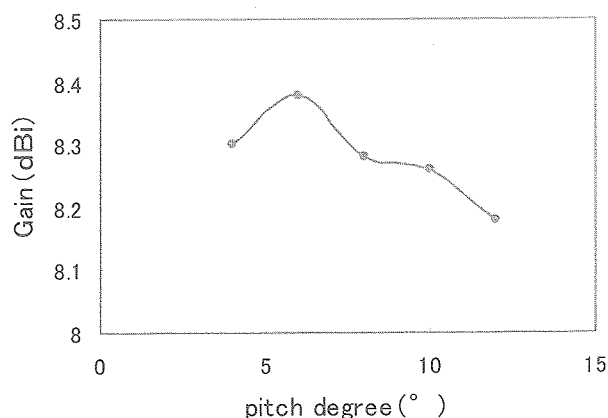


Fig.3 Pitch angle versus Gain  
(6 elements model)

次に、求めたヘリカル寸法で 6 素子モデルを作成し、最適なターン数を決定する。

Figure 4 に 6 素子モデル実験によるターン数に対する軸比の周波数特性を示す。これより、巻き数  $n$  は 2.5 ターンの時が最も帯域が広く軸比も良くなる事が分かった。これらの結果より求めたヘリカル素子の最適寸法を以下に示す。

#### 【素子の最適寸法】

ヘリカル素子:	ボロンナイトライド:
線径: 1mm	外径: 9.4mm
巻き数: $n=2.5$	内径: 6.0mm
巻き線高さ: $h=1.5$ mm	高さ: 11mm
巻き線立ち上げ角: $\theta=0^\circ$	誘電率: $\epsilon=3.5$
ピッチ角: $\alpha=6^\circ$	$\tan \delta: 0.0027$
直径: $d=10.5$ mm	

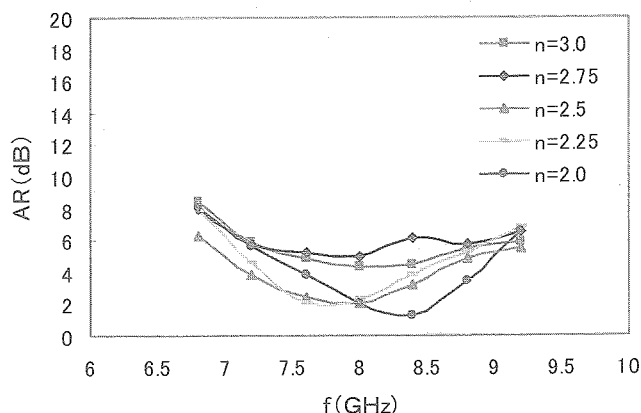
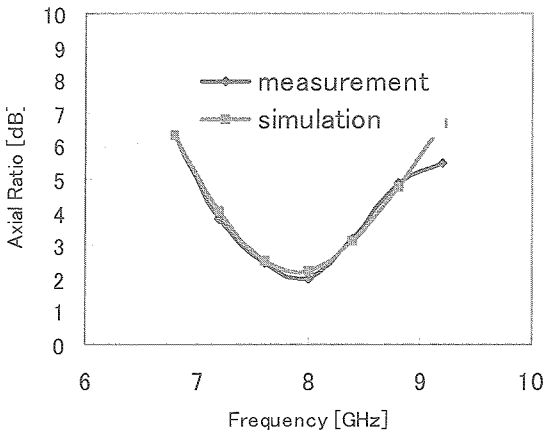


Fig.4 AR response to frequency in each turn number (6 elements model)

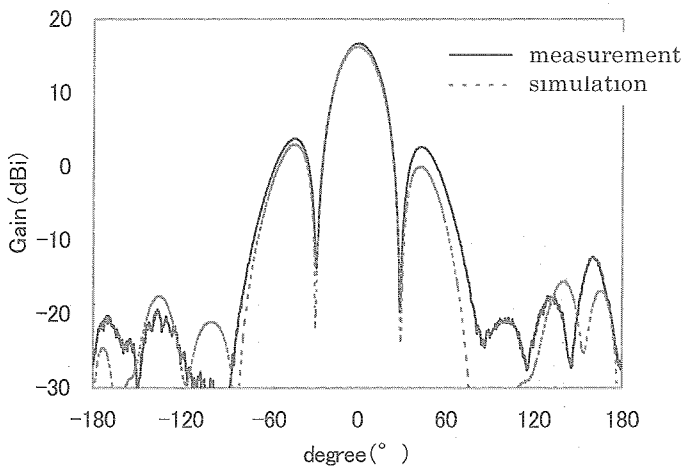
決定されたパラメータ寸法の 6 素子モデルを作成し、軸比特性と放射パターンについて実測値と TLM 法による解析値とを比較した。その一例を Figure 5 に示す。これらに示すように軸



比及び放射パターンどちらも実測値と解析値は良く一致していることが分かる。このことは実測と解析の妥当性を示している。



(a) Axial Ratio versus Frequency



(b) Radiation pattern 8.4GHz

Fig.5 Comparison of measurement and simulation ( 6 elements model )

#### 4. ハーフサイズ (面積 1/2) モデル

1/1 モデルは直径約 80cm で 13 列 546 素子からなるアレーアンテナであり、非常に多くの素子調整が必要になる。このため、これを製作する前に面積で約半分の大きさになる直径約 50cm で 9 列 270 素子からなるハーフサイズモデルを製作し、各素子の位相・振幅分布の測定とそれらの調整手法と、設計手法の確立、電気特性の確認等を行った。ここで使用するヘリカル素子と支持構造材の B N は、前節で示された寸法である。

Figure 6 に製作したハーフサイズモデルの外観写真を示す。

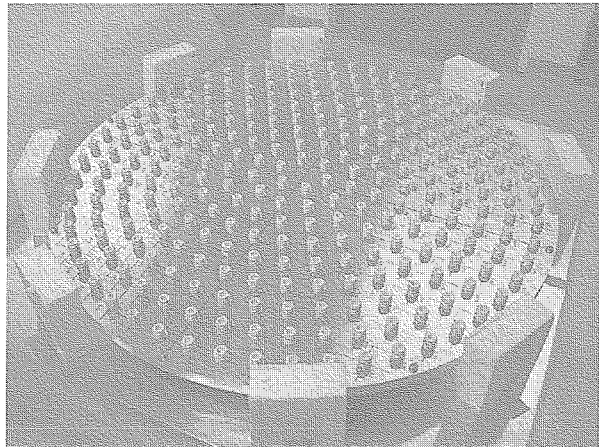


Fig.6 Half-size model outer view

プローブにより全素子の振幅と位相を測定し、各素子の給電ピン長を調整することで全素子の給電電力がほぼ等振幅に、ヘリカル取り付け位相を調整することでほぼ等位相に調整した。但し、位相は高利得が要求される 8.4GHz 帯で等位相に調整されている。

この時のリターンロス特性は 7.15GHz で -13 dB、8.4GHz で -17dB と良好な広帯域特性を示し。さらに、アンテナ利得は 8.4GHz で 33.1dBi、7.15GHz で 23.3dBi が得られ、8.4GHz では放射効率が約 89% の高効率を実現した。

#### 5. 1/1 スケールモデル

1/2 サイズモデルにより得られた成果から、各素子の振幅と位相の調整手法が確立され、この結果を基に 1/1 スケールモデルを製作した。Figure 7 にこの外観写真を示す。

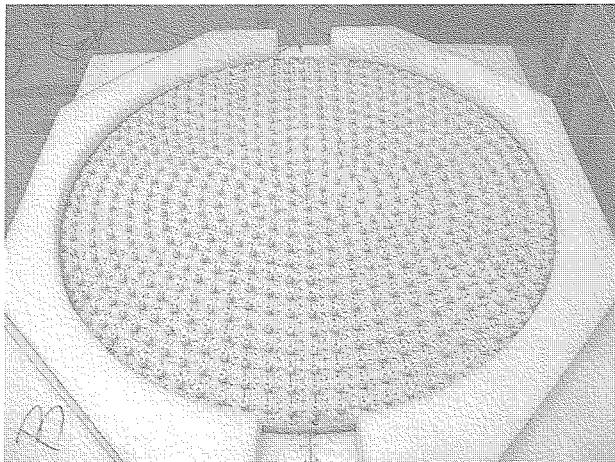


Fig.7 1/1 scale model outer view

### 5-1. アンテナの構造

今回開発したアンテナの構造を Figure 8 に示す。直径 80cm の金属円板 2 枚を 1 cm 間隔で向かい合せ、ラジアル導波路を構成する。アンテナ素子にはショートターンヘリカルを用い、図のように等間隔に 13 列 546 素子を配置する。給電はアンテナ裏側の中央部から給電ピンを挿入して給電する。アンテナ表面温度は 300℃ にもなるためヘリカル素子の支持構造材には耐熱性が高く、セラミックスの中では比較的低温電率でロケット搭載用として実績も有る BN を使用する。11Solar もの厳しい熱環境と打上時の振動・衝撃環境に適合するための剛性増大と熱歪量低減対策としてラジアル導波管内部に板バネ状のチタン製スタッドを 12 個等間隔に挿入し、表裏両平板を結合する。アンテナ単体の構造は Figure 9 に示すように、2.5 ターンのヘリカル素子が BN 製の支持構造材で取り付けられる。さらに、Figure 10 にラジアルライン断図を示す。

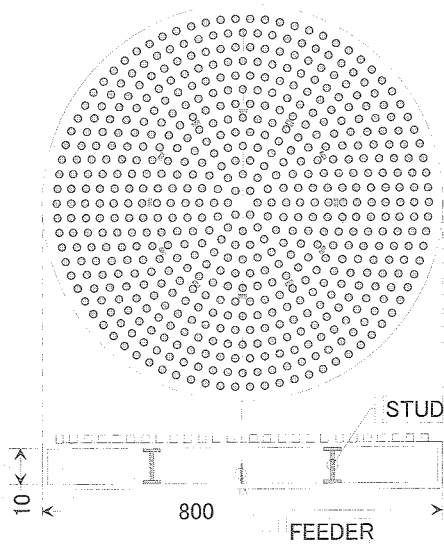


Fig.8 Antenna schematic view

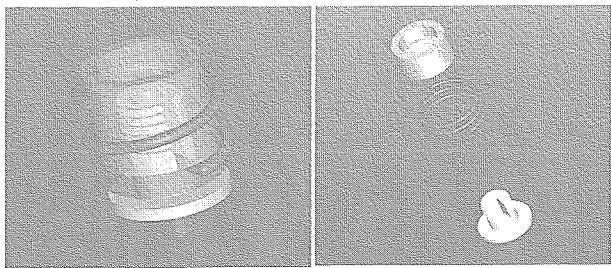


Fig.9 Helical element support structure

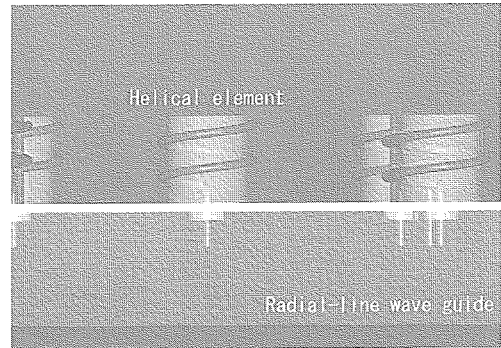


Fig.10 Section of Radial Line

### 5-2. リターンロス特性と軸比特性

アンテナのインピーダンス整合を表す特性としてリターンロスの周波数特性を Figure 11 に示す。スタッドの有無共に 7.15GHz と 8.4GHz 両周波数帯において 10dB 以上のリターンロスを得られており、広帯域な特性が確認された。また、スタッドの影響もそれほど大きくない。

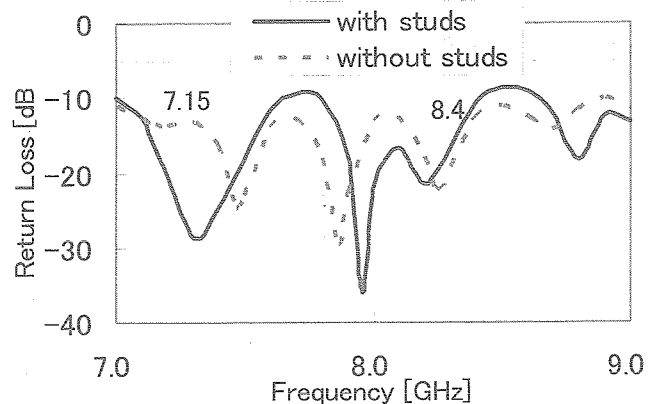


Fig.11 Return Loss property

円偏波率を表す特性として軸比の周波数特性を Figure 12 に示す。スタッドを挿入することで 8.4GHz 帯の特性がやや劣化したのが、7.15GHz では良くなり、広帯域にわたって良好な特性が得られた。

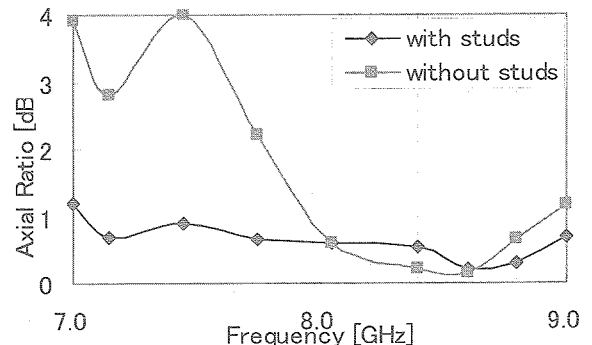


Fig.12 Axial Ratio property

5・3．放射特性

【基本特性】

8.4GHz帯で振幅及び位相を均一分布に調整した場合の放射パターンをFigure13(a),(b)に示す。ここで計算値は、TLM法により求めた1素子の放射パターンとアレーファクターの積から求めたもので、これらに示すように8.4GHzと7.15GHzのどちらのパターンも実測値とほぼ一致している。この時の利得は、8.4GHzで35.9 dBi、7.15GHzで20.2dBiが得られ、8.4GHzでの開口効率は約80%の高効率になる。

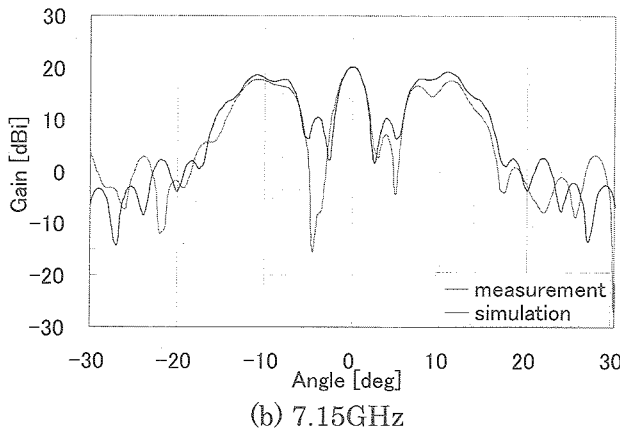
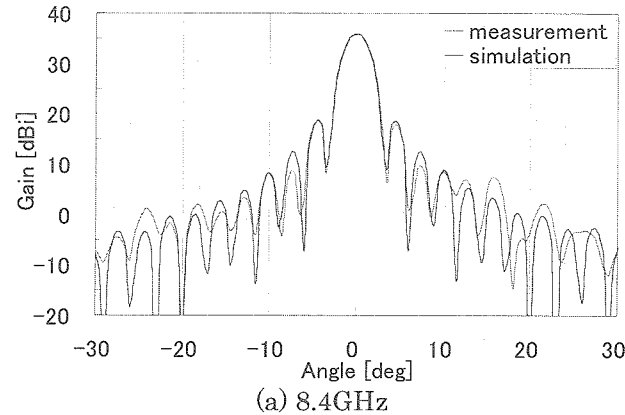


Fig.13 Radiation pattern

【構造補強部材スタッドによる影響】

ラジアル導波管内部に挿入される金属製のスタッドは、厚さ 0.5mm、幅 9mm の板バネ形状をしている。この挿入位置を可変した時の利得変動を Figure14 に示す。このように周期的な変動を示しており、7,8 列間に挿入した場合には 8.4GHz での低下量は比較的小さく、0.44dB となった。また、構造上の挿入すべき位置も円盤の中央部であるため、この位置をベースラインとする。この利得低下の原因は、スタッドにより導波管内部の振幅と位相が乱されたと考え

られる。全素子の振幅分布と位相分布を実測した結果、位相分布の乱れはほとんど変化していないが振幅分布は明らかに乱されており、8.4 GHz でのスタッドを入れる前と後の分布図を Figure15 に示す。このことから、スタッドを挿入することによる利得低下は主に振幅分布の乱れが原因と考えられる。

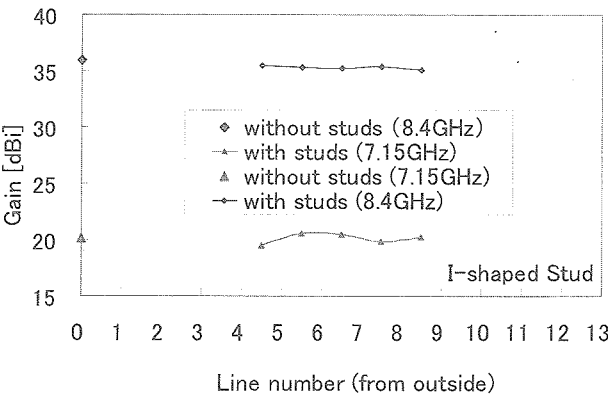


Fig.14 Gain variation affected by the insert position of studs

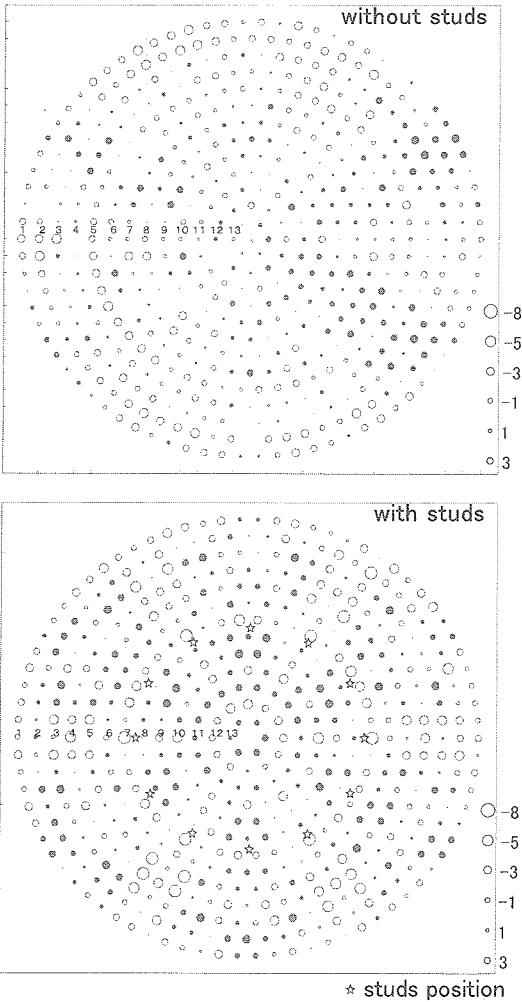


Fig.15 Amplitude distribution (8400MHz)



### 【位相補正による利得可変】

Figure14 に示したようにスタッドを挿入することにより 7.15GHz での利得が低下し 19.34 dBi となり、要求値の 20dBi を下回った。この対策として位相補正をかけることによって利得増加を図る。給電位相は 8.4GHz 帯で均一分布に調整しているため、7.15GHz 帯では長路効果により位相差が生じ、5,6 列付近で位相が反転する。このため、この付近の位相を補正する事で大きな利得上昇が期待できる。Figure16 は 5,6 列付近の位相を変化させた時の均一分布 (8.4GHz) 時に対する利得の差分を表したもので、計算値はスタッドの影響を考慮していない。このように補正をかけることで、7.15GHz では大きく利得を増加させ、8.4GHz での利得低下量は少なく抑えることが可能である。実測結果から 4, 5, 6 列を各々 +30 度の補正をかけることで、7.15GHz では 3.2dB 増加し、22.54dBi の利得が得られた。一方、8.4GHz での利得低下量は 0.15dB と非常にわずかな値に止まり、35.35dBi となり、スタッド挿入後も両周波数帯において要求利得を満足することができた。

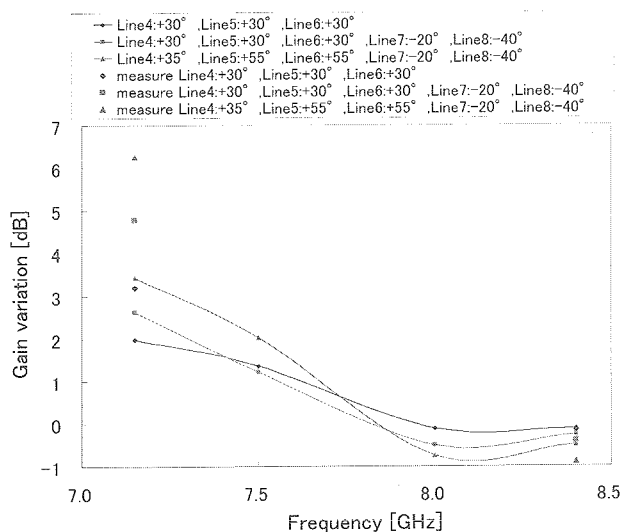


Fig.16 Gain variation affected by phase collection

### 【熱歪による影響】

熱構造モデルによる熱解析の結果、熱制御を施してもラジアル導波管表裏の温度差は、最大で約 120 度が予測されている。このため低線膨張係数の材質を使用し、低変形構造としている。熱解析結果から最も厳しい条件の一つである表裏温度差・表面側温度差最大ケースにおける熱歪解析結果は Figure17 のように求められる。このように歪量は非常にわずかで 1mm 以内に

収まっている。これを模擬した歪量を機械的に与え電気特性としてリターンロス特性と利得を実測した。この結果リターンロスは殆ど変化が無く、利得は 8.4GHz で 0.21dB 低下したが、7.15GHz では殆ど変化せず、影響は十分に小さいことが確認された。

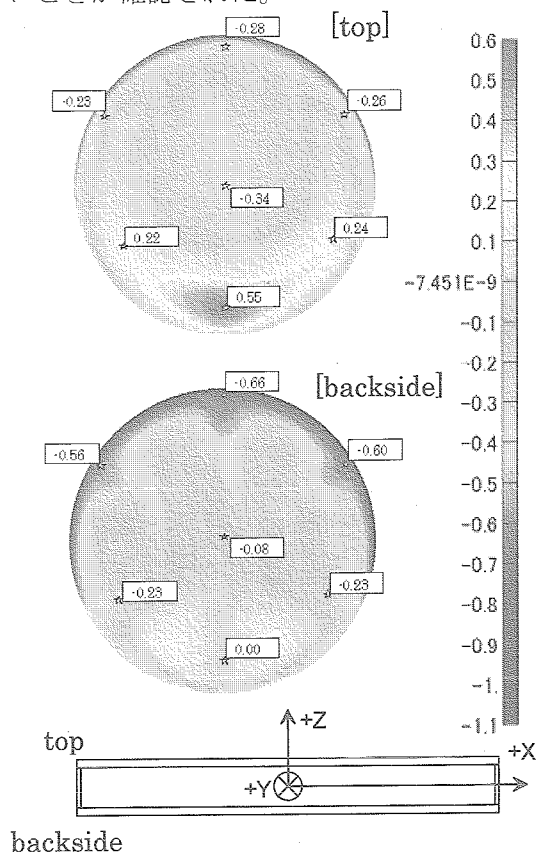


Fig.17 Thermal analysis result

### 6. まとめ

本報告では、MMO搭載用HGAとしてラジアルラインヘリカルアレーアンテナの実現に向け、7.15GHz帯と8.4GHz帯の送受共用化と放射効率の観点からヘリカル素子の最適化を行い、ハーフサイズモデルにより得られた知見を基に、1/1スケールモデルを製作した。その電気特性は、ほぼ期待された性能を示し、懸念されたスタッドの影響もそれほど小さくなく、位相補正により 7.15GHz での利得を上げることで両周波数帯の要求利得を満足できた。さらに最悪ケースの熱解析結果を模擬した熱歪量による利得低下量も十分に小さい値であることを確認した。これらのことから、MMO-HGAとして要求仕様を満足できる見通しを得た。

今後は、熱構造モデルによる温度試験により、熱解析値の妥当性を評価し、さらにPM, FMの製作を進めていく計画である。

INDEX 用ラミネート式リチウムイオン二次電池の耐環境性能  
Development of the Lithium-Ion Secondary Battery Based on Pouch Type Cells for  
Piggyback Satellite 'INDEX'

宇宙科学研究本部

Institute of Space and Astronautical Science

鵜野将年、曾根理嗣、田中孝治、三田信、齋藤宏文、田島道夫

Masatoshi Uno, Yoshitsugu Sone, Koji Tanaka, Makoto Mita, Hirobumi Saito, Michio Tajima

Abstract:

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) developed piggyback satellite named INDEX. We applied lithium-ion secondary battery based on pouch cells for the satellite. The cell is designed using manganese oxide for the positive electrode and graphite carbon for the negative. The electrolyte for the lithium-ion cell is dissolved by organic solvent. Due to this configuration of the cell, the cell expands under the vacuum conditions. Since the expansion increases the DC impedance of the cell, we observed the degradation of the performance under vacuum conditions. In order to prepare the battery which is tolerant against the vacuum environment, the pouch cells were potted with resin and reinforced by the aluminum housing. More than 3,300 cycles of the charge/discharge performance was confirmed. We also tested the tolerance against the radiation using bare cells, and observed no degradation of capacity.

Through these experiments, we confirmed the appropriate performance of the lithium-ion pouch cells for the operations of INDEX.

1. はじめに

INDEX(INnovative technology Demonstration EXperiment)は宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)において開発され、2005 年度 8 月に打ち上げられた小型ピギーバック衛星である。主なミッションは「JAXA におけるインハウス技術の蓄積」、「小規模、高頻度化する科学観測ミッションの実現」、「次世代の先進的な衛星技術の軌道上での実証」、「オーロラ観測」等である。

INDEX における電源系技術として、マルチジャンクション太陽電池、反射板付太陽電池パドル、ラミネート式マンガン系リチウムイオン二次電池等の新規技術について軌道上実証を兼ねたバス機器としての適用が進められた。中でもリチウムイオン二次電池は従来の Ni-Cd 電池や Ni-MH 電池等 (40～60Wh/kg) と比較して高電圧、高エネルギー密度 (100Wh/kg 以上) を有しており衛星の小型軽量化に寄与するとともに、運用面においてもメモリー効果が見られない等の利便性を備えていることから、将来の宇宙機において極めて有望な蓄電デバイスとして注目される。

INDEX では将来にわたり継続的な使用が見込めるマンガン系リチウムイオン二次電池の適用を目指すと共に、電池セル外装材として軽量化のためにアルミラミネート材料を使用する民生電池の宇宙機への適用技術の確立を目指した。このようなラミネート式リチウム電池は軽量化の必要性の高い民生モバイル機器用に活発な研究開発が進められている。その一

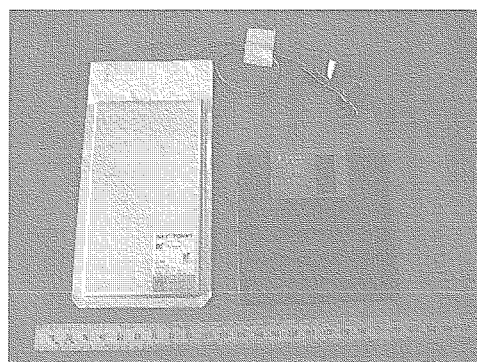


Fig. 1 3Ah lithium-ion pouch cell.

方で宇宙機への適用を目指した場合には、耐放射線性能、長期にわたる充放電サイクル寿命、耐減圧性能等が要求される。ここでは、これらの課題に対して各種性能確認試験を実施したので報告する。

## 2. 実験

### 2.1 供試体

リチウムイオン二次電池としては NEC/TOKIN (株) 製 3Ah マンガン系ラミネート式セルを使用した。Fig. 1 にセルの概観、Table 1 にセルの主要緒元をそれぞれ示す。このセルは正極にスピネル型マンガン酸リチウム、負極にグラファイトカーボンを使用しており、薄い Al ライナー付フィルムにより電解液が封止されている。

このセルを用いて製作したバッテリーの概観を Fig. 2 に示す。INDEX においては 7 直列を 1 バッテリーとし、それを 2 系統並列に接続して使用した。本稿における充放電試験はバッテリー筐体内でのセルの直列接続は行わず、単セルレベルで筐体内にてウラレンおよびエポキシを用いてポッティングし、バッテリー構造を模擬した状態において耐減圧環境評価を行った。また耐減圧環境試験用に単セルを Al カップ内においてウラレンおよびエポキシを用いてポッティングしたサンプルを併せて製作した。ポッティングサンプルの概観を Fig. 3 (a) および (b) にそれぞれ示す。

### 2.2 充放電サイクル試験

INDEX では地球周回に要する時間は 100 分であり、この間に 65 分間の日照期間と 35 分間の日陰期間がある。このサイクルを模擬して 65 分間充電後に 35 分間放電する充放電サイクル試験を電池用充放電装置（東洋システム (株) TOSCAT-3000）を用いて行った。充放電サイクル試験時における設定条件を Table 2 に示す。定電流/定電圧(CC/CV)充電、定電流(CC)放電により充放電サイクル試験を実施し、放電深度 (DoD : Depth of Discharge) は 20% に設定した。これらの充放電サイクル試験は恒温槽（ヤマト科学 (株) IN601）を用いて所望の設定温度において実施した。

### 2.3 耐放射線環境試験

供試体として単セルのラミネート式リチウムイオン二次電池を 2 セル用いた。充放電サイクル試験における 270 サイクル後にそれぞれのセルに  $1.5 \times 10^4$  rad および  $1.0 \times 10^4$  rad の放射線照射を実施した。放射線照射前後において

Table 1 Specifications of 3Ah lithium-ion cell.

Electrode	Positive	LiMn <sub>2</sub> O <sub>4</sub>
	Negative	Graphite Carbon
Rated Capacity		3 Ah
Weight		75 g
Dimension		145 × 80 × 4 mm
Energy	Weight	158 Wh/kg
Density	Volume	340 Wh/L
Charge Voltage		4.2 V / 4.1 V
Lower Limited Voltage		3.0 V

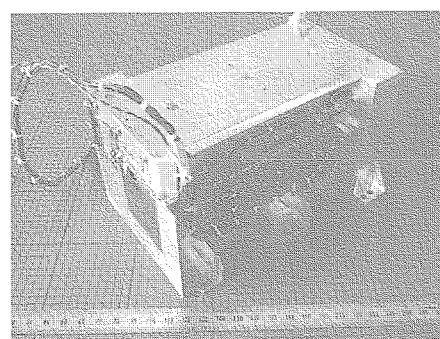
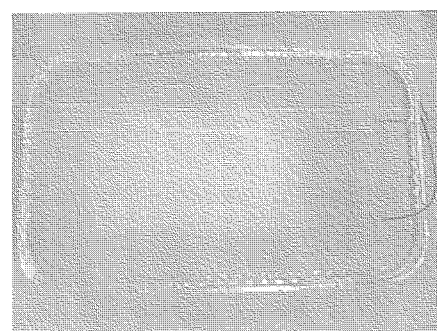
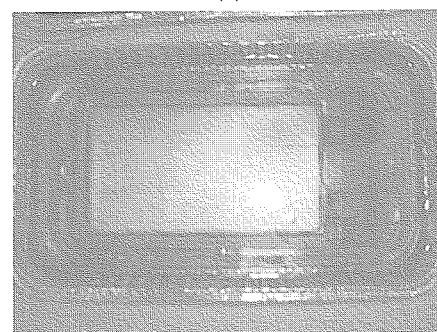


Fig. 2 The lithium-ion pouch battery.



(a)



(b)

Fig. 3 (a) Uralene and (b) epoxy potting samples for the vacuum endurance test.



は Table 2 の条件において容量確認試験を実施し、セルの劣化状態を評価した。放射線照射後には充放電サイクル試験を再び実施した。

2.4 耐減圧環境試験

供試体としては単セルを Al カップ内においてウラレンおよびエポキシを用いてポッティングしたものとバッテリー筐体内でウラレンおよびエポキシによりポッティングしたモジュールを用いた。耐減圧環境試験の試験系統図を Fig. 4 に示す。真空容器内に設置した冷却板上に供試体を置き、冷却板の温度を冷媒循環器を用いて調節することにより電池表面温度を所望の温度に設定した。油回転ポンプを用いて真空容器内を約 0.1 hPa の真空度に維持し、Table 2 に示す条件を用いて充放電サイクル試験を行った。

また減圧下における充放電サイクル試験後にオフガス試験を実施した。40℃において 10~400 Pa 程度の減圧環境下において 5 時間放置し、電池から放出されるガス（オフガス）を採取し電池内電解液の漏洩の有無を確認した。

3. 結果および考察

3.1 耐放射線環境試験

放射線によるラミネート式リチウムイオン電池への影響は電極や電解液、ラミネートフィルム、フィルムを封止している接着剤等の劣化が考えられる。このような劣化は電池の内部インピーダンスの増加として検知可能と考えられる。この場合、インピーダンスの増加に伴う電圧降下により放電末期電圧および充放電カーブに変化が見られものと推察される。

Fig. 5 に放射線照射セルの充放電サイクル試験時における放電末期電圧の推移を示す。サイクル試験開始後 270 サイクル目に放射線照射を行った。放射線照射による電池インピーダンスの増加が懸念されるが、放射線照射前後においてセルの放電末期電圧に変化は見られなかった。

Fig. 6 には放射線照射前後における容量確認試験の結果を示した。放射線照射前後における容量はいずれも約 2.8 Ah であり、充電および放電のいずれにおいても照射前後において特性の変化は見られなかった。

ここで得られた結果は放射線照射により電池電圧に変化がなかったことから電池性能に劣化が及ばなかったことを示しており、INDEX 適用を目指した場合に想定される放射線環境が電池運用の支障とならないことが確認された。

容量確認試験後には充放電サイクル試験を再開した。INDEX においては 1300 サイクル(約 3 ヶ月)以

Table 2 Test conditions for the charge/discharge cycle test and the capacity measurement.

	Cycle Test (DoD = 20%)	Capacity Measurement
Charge	CC/CV 1500 mA (0.5 C) / 4.1 V 65 min	CC/CV 1500 mA (0.5 C) / 4.1 V 5 h
Discharge	CC 1000 mA (0.33 C) 35 min	CC 1000 mA (0.33 C)
Temperature	0 ~ 27℃ (controlled)	20℃ (controlled)

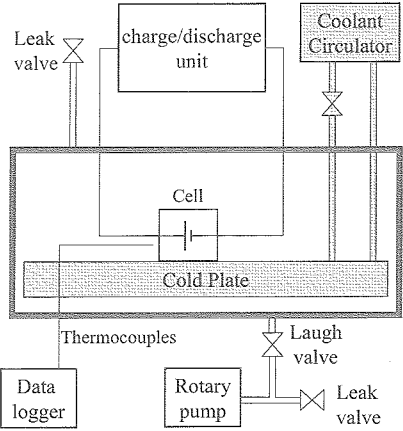


Fig. 4 Schematic diagram for the charge/ discharge cycle test under the vacuum condition.

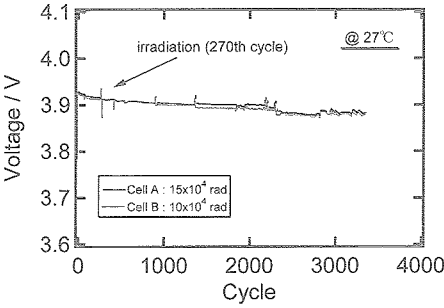


Fig. 5 Trend of the end of discharge voltage (EoDV) for the irradiated cells.

上の寿命が要求されている。本電池は現在までのところ、経過実績として最大 3300 サイクル(約 7.5 ヶ月)の充放電試験を経ており、INDEX の下限電圧制限(UVC :Under Voltage Control)レベルである 3.75 V よりも十分に高い約 3.9V 程度の電圧を維持していることから INDEX の要求を満足することが確認された。

### 3.2 耐減圧環境試験

INDEX 用ラミネート式電池は薄い Al ライナー付フィルムにより電解液が封止されている。そのため減圧下においてはセルの形状を保持する力が弱く、電解液の気化等によりセルが膨張し電極と電解液の接触抵抗の増大につながり電池性能の大幅な低下が予想される。このことから耐減圧性向上のためにセルの樹脂モールド手法を検討した。樹脂としては月探査衛星 LUNAR-A のペネトレータにおいて電池セルの構造補強材として採用実績のあるウラレン系およびエポキシ系樹脂を用いて性能比較を行った。

Fig. 7 には単セルをウラレンによりポッティングしたサンプルの減圧下における充放電サイクル試験時の放

電末期電圧の推移、Fig. 8 には減圧下におけるポッティングサンプルの状態をそれぞれ示す。常圧において試験を行った初期約 70 サイクル目までにおいては非常に安定した電圧トレンドが得られた。常圧から減圧への移行後はセルが膨張するとともに、放電末期電圧が急激に低下し揺らぐ傾向が見られた。その後、再び減圧から常圧に移行させると電圧は回復したが、減圧前と比較すると完全には回復しなかった。

ここで見られたセル電圧の低下の原因としては、ウラレンがエラストメリックな物質であり減圧下におけるセル膨張を抑制するのに十分な硬度がなかったためにセルが膨張し、この膨張により電解液と電極の接触界面の状態が変化し、セルの DC インピーダンスが増加したことに起因するものと考えられる。また本減圧試験後に常圧移行させてもセル電圧も完全には回復しなかったのは、常圧移行後においても電解液と電極の接触界面が完全に回復しなかったためであると推測される。

減圧下におけるセルの膨張を抑制するために Al 製のバッテリー筐体内においてウラレンポッティングしたモジュールを作製し評価を行った。ここではバッテリー筐体を用い

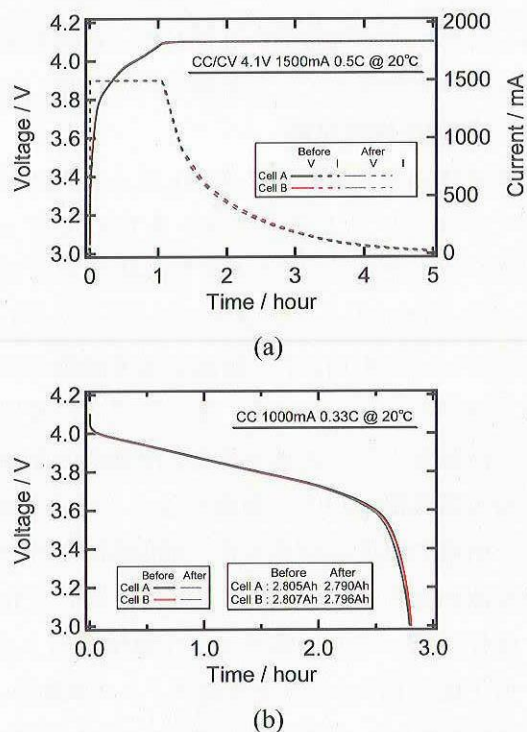


Fig. 6 (a) Charge and (b) discharge curves of the capacity measurement before/after the irradiation test.

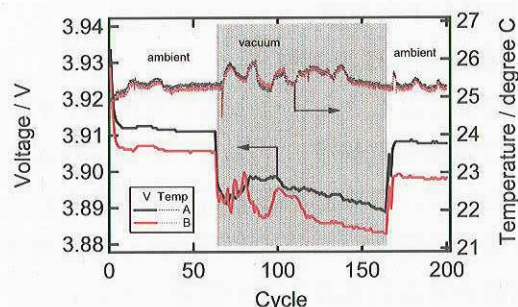


Fig. 7 Trend of the EoDV for the uralane potting samples.

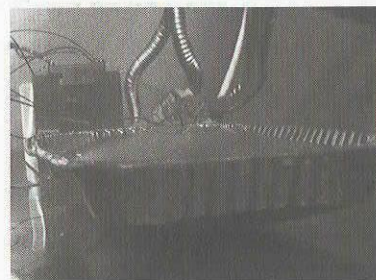


Fig. 8 Uralane potting sample under the vacuum condition during the charge/ discharge cycle test.



でバッテリー構造を模擬した状態において単セルレベルでの試験を行った。Fig. 9 に減圧/常圧下において充放電サイクル試験を実施した時の放電末期電圧の推移を示す。常圧から減圧への移行時における放電末期電圧の低下は見られず、減圧下においても安定した電圧トレンドが得られた。本試験で用いたモジュールはポッティング材の使用に加え Al 製のバッテリー筐体を使用したために、減圧下におけるセルの膨張が抑制されてセル電圧の低下に至らず安定した特性が得られたものであると考えられる。

充放電サイクル試験後にオフガス試験を実施した。その結果、電解液の主成分と思われるジエチルカーボネートが検出された。これは減圧下において電解液が気化し、ラミネート材の接着面等を通じて漏洩したものが検出されたものと考えられる。このような電解質の漏洩は長期間の軌道上運用を想定した場合において電池性能の低下を招くものと考えられる。

ウラレンは LUNAR-A に使用する缶タイプのリチウム一次電池を固定するポッティング材としての採用実績があるが、ラミネート式リチウムイオン二次電池の固着においては気密性が十分ではなく電解液の漏洩を完全に防止することは困難であった。以上のような問題点はあるものの 2700 サイクル(約 6 ヶ月)後においても UVC レベルである 3.75 V/cell よりも十分高い 3.9 V/cell 程度の電圧を維持しており、INDEX の要求を満足し得ることが確認された。

更なる性能向上を目指し、ウラレンと比較して高硬度で気密性の高いエポキシをポッティング材に用いた単セルポッティングサンプルを試作し減圧下における充放電サイクル試験を行った。Fig. 10 にその結果を示す。約 30 サイクル後において常圧から減圧へ移行させたときに放電末期電圧は低下したが、ウラレンをポッティング材に用いたセルの場合と比較すると電圧低下の程度は小さかった。また減圧下においてもウラレンの時にみられたようなセルの膨張は確認されなかった。その後の数十サイクルは時間の経過とともに電圧は徐々に低下した。約 130 サイクル後に減圧から常圧へ再び移行させたが電圧は回復しなかった。

エポキシはウラレンと比較して高硬度であるために減圧下におけるセルの膨張が抑制され、常圧から減圧に移行させたときの電圧の低下が小さくなったものと考えられる。ただし減圧下での充放電サイクル試験においてセル膨張は目視では確認されなかったが、セル電圧の低下が見られたことからセルの膨張により若干 DC インピーダンスが増加したものと考えられる。

減圧下でのセル膨張を抑制するために Al 筐体内においてエポキシポッティングしたモジュールを試作し、減圧下における充放電サイクル試験を行った。Fig. 11 はその結果を示している。常圧から減圧への移行時におけるセル電圧の低下は見られず、減圧下においても非常に安定した電圧が得られた。

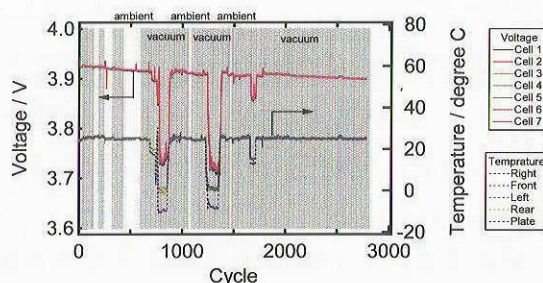


Fig. 9 Trend of the EoDV for the cells potted with uralane in an Al case.

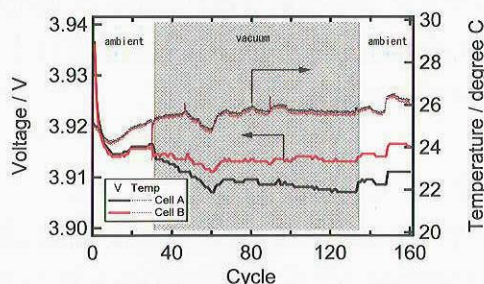


Fig. 10 Trend of the EoDV for the epoxy potting samples.

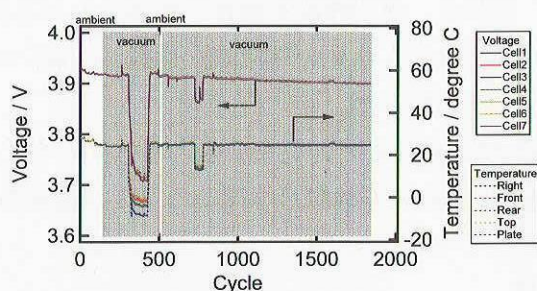


Fig.11 Trend of the EoDV for the cells potted with epoxy in an Al case.



このように電池セルの構造補強材として高強度が期待されるエポキシ系樹脂ではあるが、高強度ゆえの低温度下における割れが懸念されたことから充放電サイクル試験において約 300 サイクルを経過した後にチャンバ内温度を 0℃に移行して試験を行った。温度の低下に伴いセル電圧は低下したが、0℃においても安定した電圧値が得られた。更に再び常温(25℃)に移行させても低温試験前とほぼ同等の電圧が得られている。

低温履歴によりエポキシに割れが生じた場合、オフガス試験により電解液が検出されることが考えられることから 0℃での充放電サイクル試験後にオフガス試験を行った。その結果、電解液の成分は全く検出されず減圧下においてもほぼ完全な気密性を維持していることが確認された。エポキシはウラレンと比較して気密性が高いため、減圧下における電解液の漏れを防ぐことが可能であったと考えられる。一方、エポキシは低温下における割れが懸念されたが、低温試験後においてもセル電圧の低下や電解液の漏れが検出されなかったことから、軌道上で想定される低温運用(約 0℃)においても割れ等は生じず、性能を維持することが期待された。

#### 4. FM バッテリー製作

上記の試験結果を反映し、ポッティング材にウラレンおよびエポキシを用いた二種類のバッテリーを製作した。それぞれのスペックを Table 3 にまとめた。ウラレンをポッティング材に用いたバッテリーの方がエネルギー密度の点で若干勝ってはいるが、前述の試験に見られるようにエポキシをポッティング材に使用したバッテリーにおいて耐環境性において優位性が認められたことから INDEX においてはこれらのバッテリーを搭載している。

Table 3 Specifications of the lithium-ion batteries.

Composition	7-series 2-parallel	
Potting Material	Epoxy / Uralane	
Dimension	168 × 102 × 96 mm	
Weight	2.42 kg / 2.3 kg	
Energy	Weight	70 Wh/kg / 72Wh/kg
Density	Volume	102.2 Wh/L

#### 5. まとめ

ラミネート式リチウムイオン二次電池に対して耐宇宙環境試験を実施し、以下の事項が確認された。

- (1) 放射線照射によるセル電圧の低下および容量の劣化は見られなかった。
- (2) 低軌道を模擬した充放電を最大 3300 サイクル(軌道上約 7.5 ヶ月)以上実施したが、UVC レベルである 3.75 V/cell よりも高い電圧を維持することを確認した。
- (3) セルを Al 筐体内でエポキシにより封止することにより減圧下におけるセル膨張および電解液漏れを防ぎ、電池性能を維持させることが可能であることを見出した。
- (4) 本手法により他の電池系と比較して高いエネルギー密度を有する INDEX 用リチウムイオンバッテリーを製作した。

以上の結果よりラミネート式リチウムイオン二次電池を耐宇宙環境性のあるバッテリーとして構築し、INDEX に対して適用可能であることが確認された。

#### 謝辞

本試験においては宇宙科学研究本部 LUNAR-A 関係者の皆様、および総合技術研究本部マテリアル機構グループの皆様に多くの支援を頂きましたことを心より感謝申し上げます。

## 磁気セイル探査機地上試験装置の開発

## Development of a solar wind simulator for MagSail experiments

宇宙科学研究本部 機器開発グループ 清水幸夫

ISAS/JAXA SHIMIZU Yukio

## Abstract

The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) is studying a new magnetic sail propulsion system, called MagSail, since 2002. A MagSail travels interplanetary space by capturing the energy of the solar wind<sup>[1]</sup>. A MagSail realizes analogous interactions between the solar wind and an artificial magnetic field produced around a spacecraft, to obtain a force in the direction of the solar wind<sup>[2]</sup>. In order to demonstrate the momentum transfer process of the magnetic sail, we have started a preliminary experiment. In the experimental studies, some strong interactions between the high-density ( $10^{19} \text{ m}^{-3}$ ) and high-velocity (17 km/s) plasma flow and an artificial magnetic field of about 1 T was observed<sup>[3]</sup>. Now, we are designing and manufacturing an experimental simulator of the magnetic sail propulsion system. Especially, development of a solar wind simulator will be a key issue for the MagSail experiments. We selected an MPD arcjet device to be the solar wind simulator. And a new twelve L-C ladder pulse forming network (PFN) is also now in manufacturing and testing. In this report, a development status of the MPD solar wind simulator for the MagSail experiment is described and some experimental results are reported.

## 1. はじめに

電気推進エンジンを含む従来の推進機よりも効率良く深宇宙探査ミッションを遂行するため、宇宙機推進力としてソーラーセイルや磁気セイルが考案され注目をあびている。宇宙科学研究本部ではソーラー電力セイルなどの研究・開発に着手し、昨年8月10日には小型ロケット(S-310-34号機)による薄膜展開実験に成功し、引き続き今年度冬期に打上げ予定のM-V-8号機・ASTRO-Fのサブペイロードとして半径20mの扇型薄膜展開実験を計画している。図1は成功した薄膜展開の様子である。また、これとは別に磁気プラズマセイル（以降広い意味で磁気セイルの仲間と見なし単に磁気セイルと言う）なる推進機構の研究も進められている<sup>[1]&[3]</sup>。ソーラーセイルは太陽光の輻射圧を利用した推進機であり、磁気セイルは探査機が作り出す広大な磁場によって太陽プラズマ粒子を受け止め推進力を得ようというものである。西暦2000年に米国ワシントン大学のウィングリーが、密度の薄い太陽風を効率良く受け止めることができる磁場機構もつM2P2 (Mini-Magnetospheric

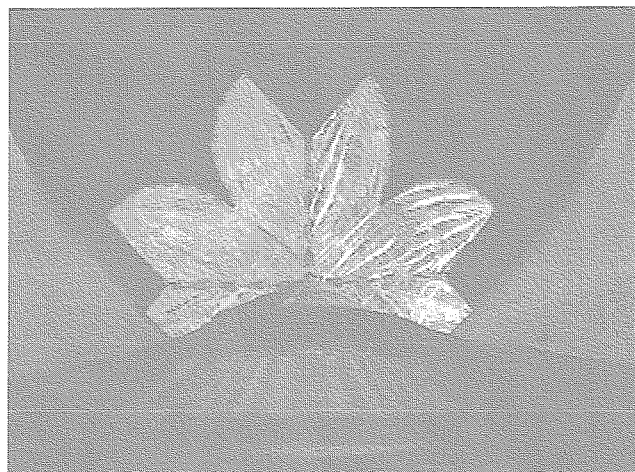


Figure 1. Extended solar sail membrane in space.

Plasma Propulsion) という推進機構を考案した<sup>[2]</sup>。これをきっかけに、従来巨大な磁場発生機構を必要とした磁気セイルにも注目が集まり、日本でも宇宙科学研究本部を中心に研究が盛んに行われるようになりつつある<sup>[4]&[5]</sup>。図2は磁気セイルの概念図である(日本物理学会提供)。太陽プラズマを大きなダイポール磁場で受け止めることができれば太陽風の運動エネルギーをもとに宇宙機の推進力を得ることができる。M2P2は、探査機が発生する磁場をプラズマ噴射によって磁場展開を実現しようとするものである。本技術発表会ではこの磁気セイルのシミュレーションに用いる模擬太陽プラズマ発生装置の研究・開発について発表する。

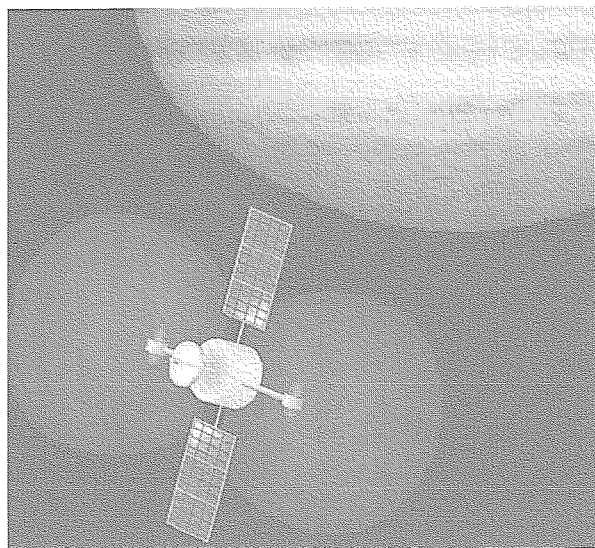


Figure 2. Artist's Concept of a Magnetic Sail.

## 2. 研究概要

### (1) 磁気セイル探査機地上試験装置

磁気セイル探査機地上試験装置は、次の装置等から構成されている。すなわち、真空チャンバー装置、模擬太陽プラズマ発生装置、模擬磁気セイル探査機、計測装置等である。本報告ではおもに模擬太陽プラズマ発生装置の研究・開発について記述する。試験に使用された真空チャンバー装置は、図3に示すように、宇宙科学研究本部が全国共同利用機関として機構内外にその利用を開放している直径2.5m、長さ5mのステンレス製チャンバー(スペースサイエンスチャンバーと称している)で、真空排気装置として2基のクライオポンプと1基のターボ分子ポンプにより $10^{-5}$ Paの真空度を達成している。また、電気推進研究部門が所有する直径80cm、長さ2mのステンレス製チャンバーも使用し基礎的な実験を行っている。このチャンバーは、油回転ポンプ、メカニカルブースターポンプおよび拡散油ポンプにより $10^{-4}$ Paの真空度に達する。

将来は磁気セイル探査機を模擬して磁界を発生するコイルを設置し、太陽プラズマと磁気セイルの実験的シミュレーションの研究を行う予定である。数々の計測装置については紙面の都合により説明を割愛する。

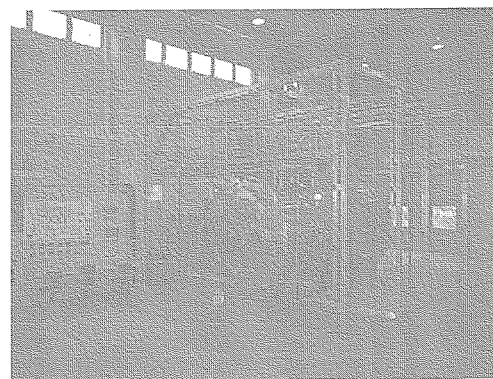


Figure 3. Space Science Chamber.

### (2) 模擬太陽プラズマ発生装置

筑波大学大学院生の南らの研究によれば、地球近傍の探査機に1N程度の推力を発生させる磁気セイルを仮定して無次元パラメタにより整理すると、地上で太陽プラズマを模擬するためのプ



ラズマ源には  $10^{18}$  個／立方メートル以上の数密度を発生させる性能が必要であるとしている<sup>[6]</sup>。電磁加速型の電気推進機である MPD アークジェットは大電流放電により単位面積あたりのプラズマ密度が高いこと、推進剤の種類や推進剤供給量、および放電電流を適当に選ぶことによりプラズマ密度やプラズマ速度を制御することが可能であるという特徴があり、本研究の模擬太陽プラズマ発生装置に MPD アークジェットが採用された。

宇宙飛行用の MPD アークジェットでは、電極の損耗を減らし耐久性を向上するため並びに電磁加速領域と空力加速領域の複合する領域で推力を効率良く得るために分割陽極が大変有利である<sup>[7]</sup>。本研究の MPD アークジェット放電部についても低電流領域における放電の安定性を確保し、高電流領域における電極損耗を押さえるため、宇宙飛行用と同様に分割陽極の設計思想が取り入れられ製作が行われた。本研究のために新しく設計・製作された MPD アークジェットの放電部を図4に示す。図は放電部が真空チャンバー壁に取り付けられている様子を示す。放電部の構造は、陰極、陽極、絶縁体、浮遊電極から構成されている。放電部の外周直径は88mmで、陰極は直径16mm 長さ20mm のモリブデン製、陽極は直径8mm 長さ80mm の Th-W 製、最外側の浮遊電極は SUS でできている。陰極を中心に同軸状に8本の陽極ロッドが均一に配置されている。推進供給に必要な高速電磁弁とその駆動電源は、従来電気推進工学部門で使用していたものをそのまま使用した。

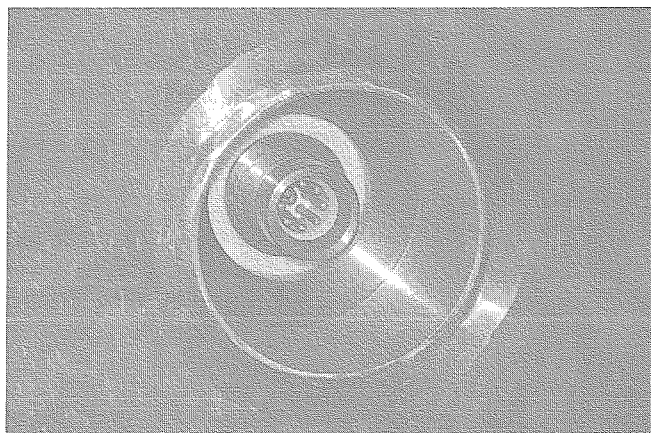


Figure 4. MPD Arcjet discharge head.

本研究では太陽プラズマを模擬するため大電流放電が必要とされるため、新たに電源の開発を行った。電源はいわゆるパルス整形回路 (PFN) で、コンデンサーバンクとコイル、スイッチング素子、調整抵抗などから構成されている。できるだけ大電流を放電室に供給するため、小型で容量が大きいオイルコンデンサーが選ばれた。本実験のために大容量小型オイルコンデンサ (米国マクセル社製) を調達したが、その組込み調整が間に合わないため、少々寸法が大きいが大容量のオイルコンデンサーを用いた。使用したコンデンサーは日本コンデンサー工業 (株) (現 (株) ニチコン) 社製の型式 NCBI-J38HGW、耐圧 5 kV で静電容量は  $200 \mu\text{F}$  である。コイルは直径 12 mm の撚り線を使って空心コイルとなるように自作した。スイッチング素子には米国 National Electric 社製の型式 NL-2888A のイグナイトロンを用いた。図5にパルス整形回路の模式図を示す。パルス整形回路は矩形波を得るため12段の L-C 梯子回路で組まれている。

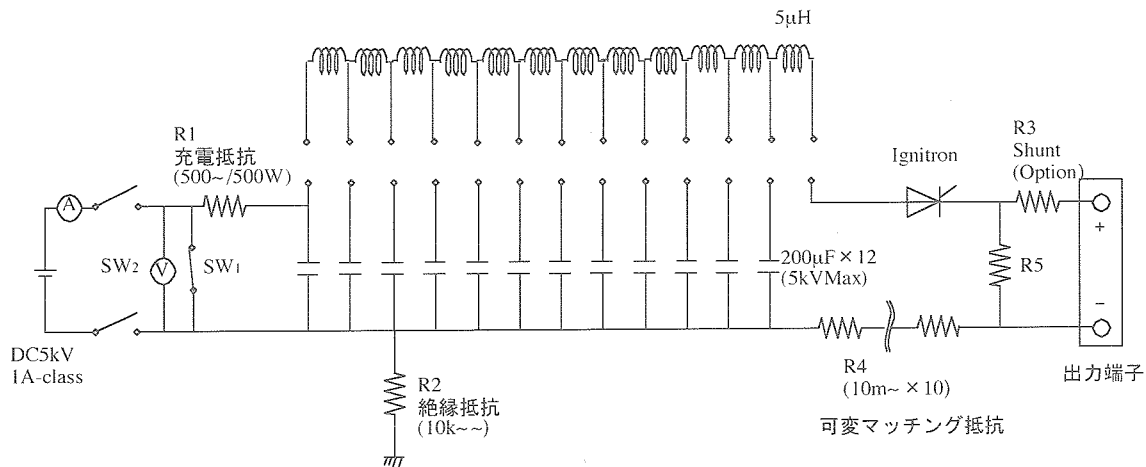


Figure 5. A Schematic Drawing of Pulse Forming Network, (PFN).

### 3. 成果概要

#### (1) MPD アークジェット放電部の製作

MPD アークジェット放電部の製作を完了し、放電部に高速電磁弁、高速電磁弁駆動用電源装置、推薬供給系などを組み込み真空チャンバーへ取り付けを完了した。図6に真空チャンバー壁（大気側）に取付けられた放電部の電力端子と放電部に推進剤ガスを供給する高速電磁弁が取付けられている様子を、図7には真空チャンバー内部の様子とチャンバーの左壁に取付けられた放電部に正対する静電プローブの設置の様子を示す。

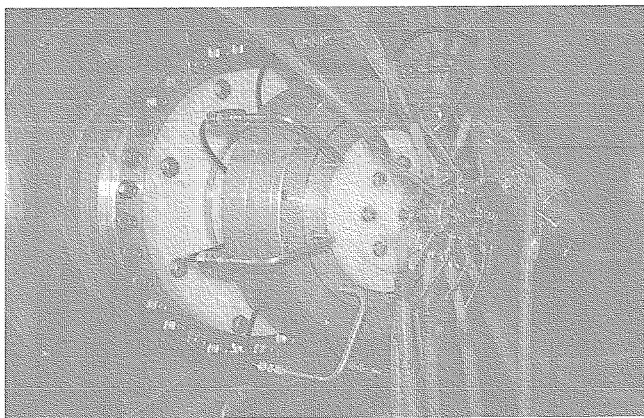


Figure 6. Fast Acting gas Valve (FAV).

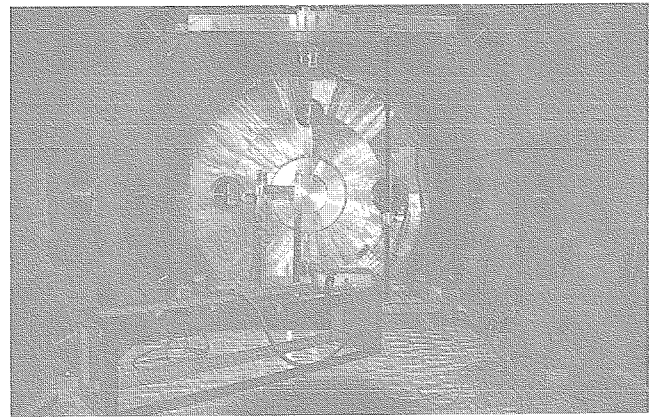


Figure 7. Configuration of Vacuum Chamber Set-up.

#### (2) パルス整形回路の製作

2. 研究概要に記述したように、大電流を得るためのパルス整形回路を設計しその製作を完了した。筐体に12段のコンデンサーとインダクタンスコイルおよびイグナイトロンなどが収納され、図8に示すような最高充電電圧5kVのPFNが組上げられた。高電圧直流電源およびトリガー回路などの周辺地上試験装置などの組上げも終了し、MPD アークジェット放電部との整合試験を

開始した。整合試験はまだ始まったばかりであるが、パルス形状については後述するようにより整形された矩形波にするため若干の調整が必要である。調整はインダクタンスコイルの調整とマッチング抵抗の調整による。総合インピーダンスが増加すると放電部への導入電流が制限されるため、本来太陽プラズマシミュレーターに要求される生成プラズマ量とのかねあいが難しくなる。今後、引き出せる性能と折り合いをつけながらパルス波形の調整を行う予定である。



Figure 8. Pulse Forming Network (PFN).

### (3) プラズマ噴射試験

パルス整形回路と MPD アークジェット放電部との整合試験を行い、図 9 のようにプラズマ噴射が正常に行われることが確認できた。図 9 は PFN に 4kV で充電し、FAV 貯気槽に 100 kPa の圧力で推進薬にアルゴンを使ったときの放電電流波形である。パルス波形の準矩形部分の電流値はまだ計測系の校正を行っていないので正確に記述できないがおよそ 12 kA であろうと推察される。パルス放電時間はおよそ 1 msec である。また、その時得られた MPD アークジェット放電部のプラズマ噴射の様子を図 10 に示す。

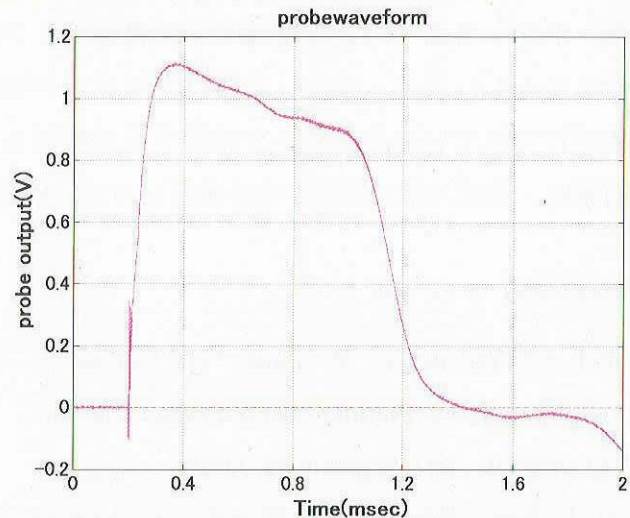


Figure 9. Discharge Waveform.

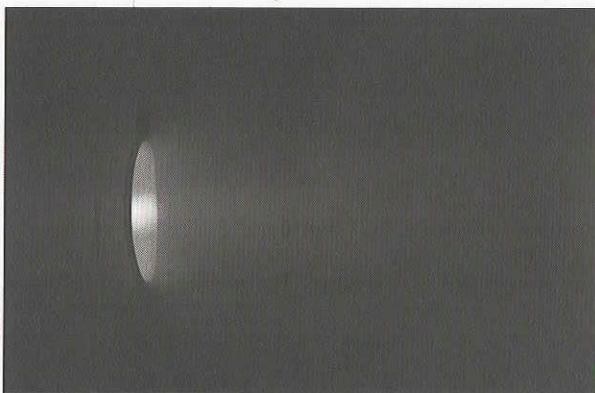


Figure 10. Plasma Plume from Discharge Head.

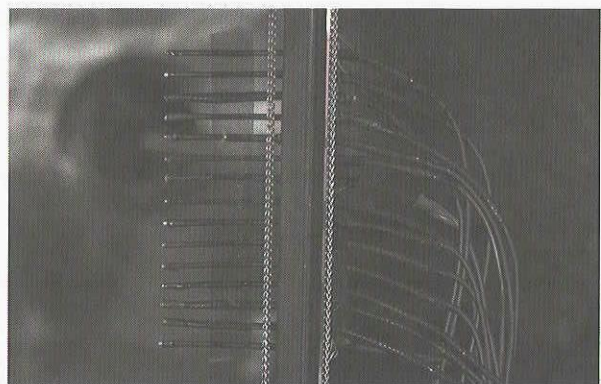


Figure 11. Plasma Probes.



計測項目としては、真空度、ガスパルス波形、放電電圧、放電電流、放電時間、プラズマ密度、プラズマ分布、プラズマ速度などを当面取得すべき項目とし、パラメタには推進剤ガス種類、推進剤ガス供給量、PFN 充電電圧とする。現在用いられている静電プローブを図 1 1 に示す。今後静電プローブの改良などを行い放電プラズマの数密度および速度などの計測を予定している。

#### 4. まとめ

磁気セイルの実験的研究に必要な模擬太陽プラズマ発生装置として MPD アークジェット放電部およびパルス整形回路の設計・製作を終了した。現在この装置の性能測定を開始したところで、今後、性能諸元を評価する予定である。評価を得て目標である太陽プラズマのシミュレーターとなるべき性能を確保する改良点があれば改修または対策などを行う予定である。今後の課題となる点は、MPD アークジェット放電部に関しては、頻度が少ないものの放電室内部での異常放電が観察されるので異常放電経路を根絶する改修が必要となろう。パルス整形回路については 10 kA を超える大電流放電であるため、電氣的ノイズによる誤動作が発生する場合は予想される。特にグラウンドアース周りの迷走電流や空中電磁ノイズの感受性を低減する回路設計・改修対策が必要になるかもしれない。また、今後はプラズマの物理計測を行い相似則が成り立つ領域のプラズマ生成が行われているかどうかを確認する必要がある。なお、本研究は宇宙科学研究本部の船木一幸助教授、筑波大学大学院小嶋秀典君との共同研究である。

#### 【参考文献】

- 【1】 H. Yamakawa, K. Fujita, H. Ogawa, S. Nonaka, H. Kuninaka and I. Funaki, “Planetary Exploration by Plasma Assisted Magnetic sail”, Proc. 12<sup>th</sup> Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 2002, Sagamihara, Japan.
- 【2】 R.M. Winglee, J. Slough, T. Xiamba and A. Goodson, “Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion”, J. of Geophysical Research, Vol. 105, No.A9, Sept. 2000.
- 【3】 H. Kojima, T. Minami, I. Funaki, H. Yamakawa, K. Fujita, H. Ogawa, H. Nishida and Y. Nakayama, “Experimental study of Magnetic Sails”, Spacecraft Charging Technology Conference, March 2005, Tsukuba, Japan.
- 【4】 船木一幸、山川宏、藤田和央、野中聡、「磁気プラズマセイルによる深宇宙探査」、日本物理学会誌、Vol.58, No.4, pp266-pp269, 2003.
- 【5】 K. Kojima, T. Minami, I. Funaki, H. Yamakawa, K. Fujita, H. Ogawa, H. Nishida and Y. Nakayama, “Experimental Study of Magnetic Sails”, Spacecraft Charging Technology Conference, March 2005, Tsukuba, Japan.
- 【6】 南翼、船木一幸、山川宏、中山宣典。「磁気セイルの推進性能に関する実験的研究」、ISAS Research Note #790、2005年3月。
- 【7】 清水幸夫、「飛行用 MPD アークジェットの研究」、東京大学学位論文、平成11年12月。

# 衛星用1液スラスタの信頼性向上活動について (FY16)

## Reliability Improvement of Catalytic Monopropellant Thrusters (FY16)

衛星推進技術グループ

(Spacecraft Propulsion Engineering Group)

後藤大亮 香河英史 増田井出夫 梶原堅一

(Daisuke Goto, Hideshi Kagawa, Ideo Masuda 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.

We conducted the FMEA in order to investigate the method of lengthen the lifetime of 1N thruster. Then we found out these weak points.

1) Strength of catalyst bed metal mesh

2) Lifetime of catalyst granules

We conducted the material analysis of catalyst bed mesh wire that is removed from a life-tested thruster and firing test with the thruster imitation equipment.

### 1. はじめに

推進剤としてヒドラジンをを用いる一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姿勢制御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。

過去に、衛星での使用を模擬した寿命確認試験の末期でスラスタ内部の触媒層が劣化し、システムからの要求は満足したものの、寿命マージンの確認噴射中にしばしば作動不良が生じていることから、衛星推進グループでは平成12～15年度まで、主に触媒層の寿命に的を絞り、信頼性および寿命の向上を目指してきた。

平成16年度では、1N スラスタを対象とした詳細故障モード影響解析(FMEA)を作成し、要改善点の洗い出しを行った。また、その結果を受け、触媒層金網強度と触媒層寿命の影響要因に関する研究を実施した。

ここではそれらの内容について簡単に報告する。

### 2. 研究の概要

1N スラスタを高信頼化・長寿命化するための要改善点をもれなく洗い出すため、詳細 FMEA を実施した。その結果、平成16年度は以下の2点に注目して研究を実施した。

#### 1) 触媒層金網強度

現在、各衛星で使用されている1液式スラスタの設計と、過去に実施された触媒層金網強度に関する評価試験においては、触媒層金網の実使用環境下における金属材料の適合性および強度低下について考慮されていたが、長時間のスラスタ作動によって窒素およびアンモニア雰囲気中に金網が曝されることにより、窒化と脆化の現象については考慮されていなかったため、その評価が必要である。

#### 2) 触媒層寿命

国産の 1N スラスタは寿命試験後に大きく触媒粒が減少していることが観測されている。触媒が減ることで触媒層全体のヒドラジン分解能力が低下し、推力の低下等の性能低下が生じるリスクが高

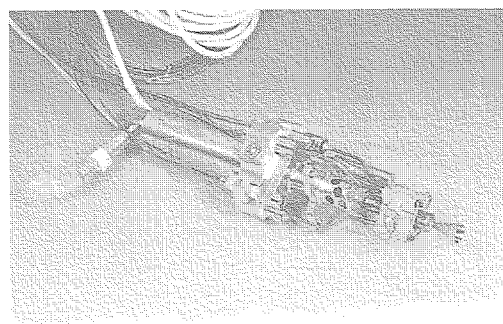


Fig.1 1N Thruster

まるため、触媒の減少速度を緩和することにより触媒層の寿命を延ばし、信頼性を向上に寄与することを見込んでいる。

そのためには、(1)長寿命の触媒を開発する、(2)触媒にかかる負荷を緩和する、の2つの方法がある。触媒の開発には長い時間と費用がかかる割に、確実に長寿命の触媒を完成できる見込みが小さいことから、触媒にかかる負荷を緩和するための研究とその結果を受けたスラスタの改善を行うべきであると判断した。

FY16 ではこの結果を受けて、4N スラスタ寿命試験後の触媒層金網の分析、1液スラスタ触媒寿命要素確認試験の2件の研究を実施した。これらの成果を報告する。

### 3. 成果の概要

#### 3—1. 4Nスラスタ寿命試験後の触媒層金網の分析

2項において要改善点として挙げた触媒層金網の強度について、まず手始めに寿命試験後の供試体から取り出した金網についてどのような劣化を生じたのか調査を実施した。対象は 2003 年度寿命試験を実施した4式のスラスタのうちの2式である。

2式のスラスタを分解し、取り出した金網を対象として以下の調査を行った。

- ①金網表面の SEM 像撮影
- ②金網断面の元素分析

##### ①金網表面の SEM 像撮影

Fig.2 に 4N スラスタの触媒層の模式図を示す。触媒層は2段に分かれ、合計3枚の金網によって触媒粒が流れ出ないように固定されている。なお、この3枚の金網は全て耐熱合金 L605 で製造されており、主な組成は、コバルト、クロム、タンゲステン、ニッケル等である。

Fig.3、が未使用の金網の素線、Fig.4 が燃焼試験後のスラスタを分解して取り出した金網の素線である。Fig.4を見ると、表面が脆化して割れていることが分かる。図には示していない部分にも、ワイヤーの表面の複数箇所に細かいクラックが入っていた。

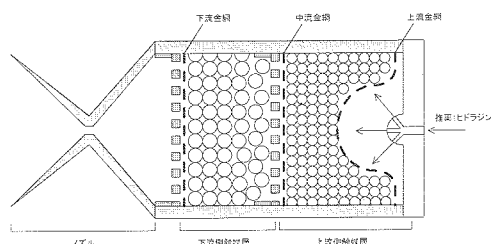


Fig.2 Schematics of 4N Thruster

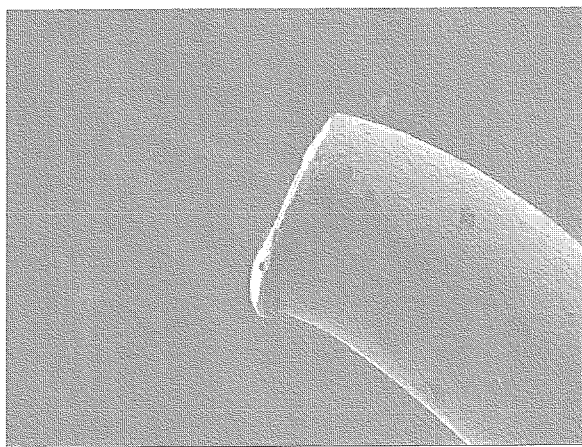


Fig.3 A new mesh wire

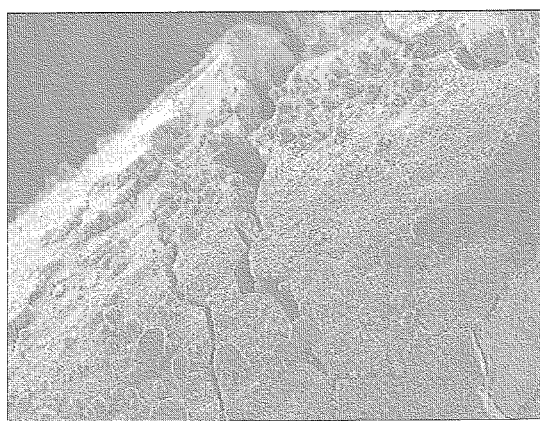


Fig.4 The mesh wire of the tested thruster

##### ②金網断面の元素分析

金網の断面写真を Fig.5～Fig.7 に示す。濃淡は含まれている元素の分布をおおまかに示している。Fig.5の未使用金網は全体がほぼ一様なのに対して、Fig.6の燃焼試験後の金網は外側と内側とで明らかな組織構造の違いが見て取れる。Fig.7に拡大写真を示すが、色の濃い部分が薄い部分の中にひび割れ上に分布



し、Fig.5 の未使用金網と比較して組成が変化していることがわかる。色の濃い部分について元素分析を実施した結果、基材であるコバルトが減少しクロムが増えていることが判明した。このクロム成分はその大部分が窒素と結びついた窒化クロムとなっていると考えられる。窒化クロムは非常に硬く脆いため、Fig.6 のような2重の組織構造では金網全体としての強度が大幅に落ちると予想される。

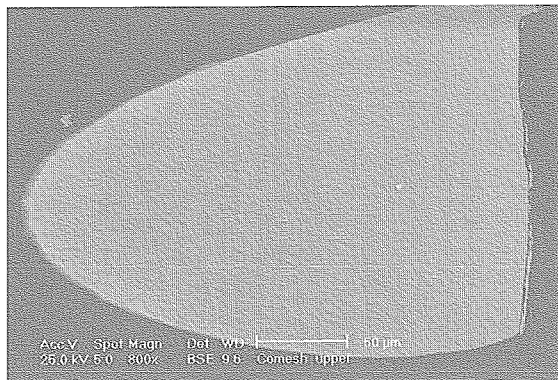


Fig.5 A cross section image of a new mesh wire

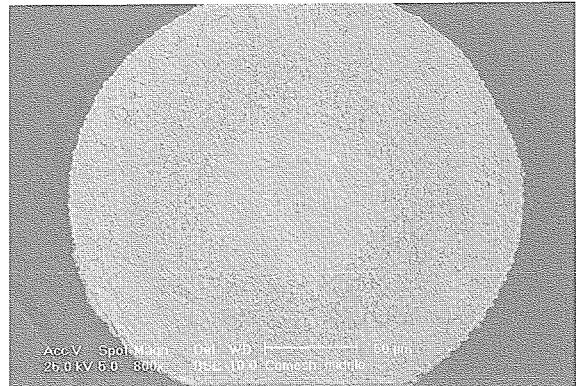


Fig.6 A cross section image of the mesh wire of the tested thruster

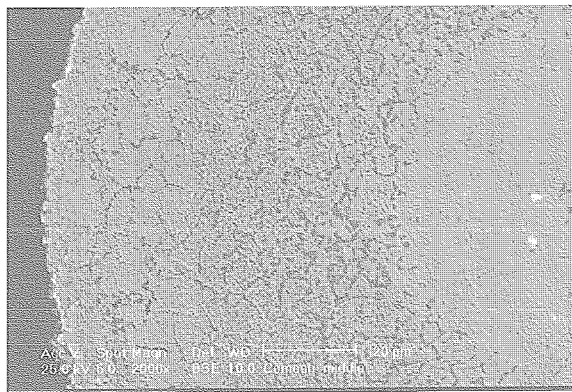


Fig.7 A enlarged cross section image of the mesh wire of the tested thruster

これらの結果から、寿命試験後のスラスタ触媒層金網は脆化が進んでいることが明らかとなった。その原因は、高温(800℃～1000℃)、高圧(約 1MPa)、熱サイクル、窒素、水素、アンモニア雰囲気という非常に厳しい環境の複合要因によるものと推定される。

この金網は、4N スラスタだけではなく、1N スラスタを含めた全ての国産スラスタで触媒粒を固定するために使用されている。どのスラスタにおいても曝される環境は同程度に厳しいため、この脆化現象はこれまでに燃焼試験および打ち上げに供された全てのスラスタで生じていると考えられる。

今後、材料単体の評価試験を実施し、脆化による金網の強度低下がスラスタとしての信頼性に影響を及ぼすレベルかどうか確認する予定である。

### 3—2. 1液スラスタ触媒寿命要素確認試験

2項において要改善点として挙げた触媒層寿命について、触媒の破碎およびそれにとりまなう触媒層からの減少を引き起こす主な原因は以下の3項目である。

#### ①温度変化

予熱時は 200℃程度だが、噴射時は瞬時に 800℃近くまで加熱される。この温度サイクルにより触媒が破碎される。

#### ②粒同士の衝突、磨耗

触媒粒の量が減ってくると、粒同士が触媒層内で衝突、磨耗し、破碎が進む。

### ③液状推進剤の浸透による破砕

触媒表面に無数に存在するマクロポア(微細孔)内に液状推進剤が浸透し、反応・気化することによって触媒表面が破砕される。

このうちのどのメカニズムが最も大きな影響を与えているのかを確かめ、その減少を緩和するようにスラスタの設計を改善することで、触媒層の長寿命化を図ることが出来る。

FY16 ではこのうち②に主眼を置き、Fig.8 に示すスラスタ模擬燃焼試験装置を製作し、燃焼試験等を実施した。

模擬燃焼装置は2種類用意した。1式は通常の触媒層を持っており、もう1式は触媒の減少に合わせてスペーサーを挿入して、空隙を小さく抑えることで噴射中の触媒粒の流動を抑制できるように設計されている。噴射モードは 30000 秒の連続燃焼のみとし、5000 秒、10000 秒、20000 秒の時点で噴射を中断し、触媒の減少重量を計測した。また、1式については減少量に合わせたサイズのスペーサーを挿入した。また、試験毎の結果のばらつきを評価するため、同条件で3回の試験をそれぞれ実施した。

Fig.9 に試験結果を示す。縦軸は燃焼試験前後の触媒の量(g)を示している。スペーサーを用いない「無調整型」と比較して、「調整型」の方がより触媒の減少が激しい。また、調整型・無調整型の双方とも3回目の試験結果が記載されていないのは、触媒を固定する金網が劣化・損傷したためであり、2項で述べた触媒層金網強度の要改善点を図らずも実証する結果となった。今後、この金網の劣化についての詳しい情報を収集し、スラスタの信頼性向上につなげる予定である。

この燃焼試験の主目的であった触媒流の流動抑制の効果については、無調整型がより減少量が小さい結果となった。その理由については、触媒粒同士の衝突、摩耗が触媒減少に与える影響が小さいためだと考えられる。

しかし、スペーサー挿入量を触媒の重量変化から決定した際、触媒の密度変化を考慮に入れなかったことで触媒に過重をかけて破砕が進んだ可能性があることから、結果については慎重に判断する必要がある。

## 4. まとめ

平成16年度は、触媒スラスタの信頼性向上活動として、FMEA 分析および2件の研究を実施した。今後、触媒スラスタの信頼性をさらに高めるために、FMEA の結果に沿った研究活動を継続して行っていく。

## 謝辞

本研究の「金網表面の SEM 像撮影」については、総合技術研究本部マテリアル・機構技術グループの、「金網断面の元素分析」については、独立行政法人 物質材料研究機構のご協力の下で実施いたしました。心より御礼申し上げます。

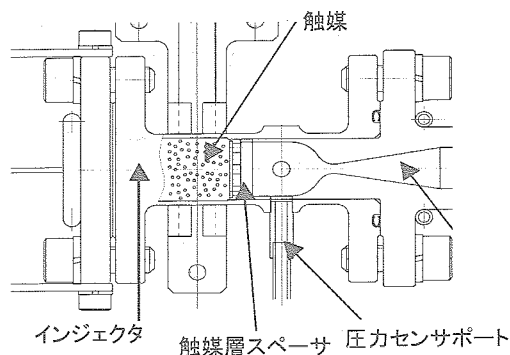


Fig.8 Firing Equipment (Thruster Imitation)

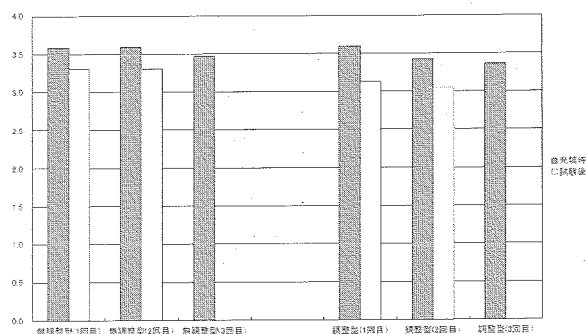


Fig.9 Firing Test Results

# 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 早川 幸男、大川 恭志、宮崎 勝弘、吉田 英樹、北村 正治

Advanced Space Technology Research Group

Yukio Hayakawa, Yasushi Okawa, Katsuhiro Miyazaki, Hideki Yoshida, and Shoji Kitamura

## Abstract

This paper describes the status of the next-generation xenon-ion-engine research at ISTA (The Institute of Space Technology and Aeronautics). A set of ion extraction grids which would be ready for producing 200-mN thrust with a shorter aging period than ever was manufactured. A problem that the heater of a graphite-orifice hollow cathode failed in repeated heating was figured out. Discharge can start in five minutes from the onset of heating the main cathode. The only subject left in the main cathode life is confirming the life of the impregnated cathode. Research and Development of graphite-orifice-hollow-cathode neutralizer started. The output filter of the laboratory-model discharge supply was modified to reduce ripples in discharge current. An ion target was modified to reduce the deposition rate at the ion thruster.

## 1. はじめに

本研究は、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、独自に実施したものである。

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(Fig.1)の主な仕様を Tables 1 & 2 に示す。ETS-VIは、我が国が世界に先駆けて南北位置保持用スラスタとしてイオンエンジンを採用した衛星である。その打ち上げから 11 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。この後 ETS-VIII用では寿命が大幅に延長されているが、推力と比推力を犠牲にしている。

現在の殆どの静止衛星には、寿命とペイロードの点で化学推進の遠く及ばない高比推力を発生できる電気推進器が搭載されている。これらは比推力の高さ、コストの高さ、寿命の長さのいずれでもイオン

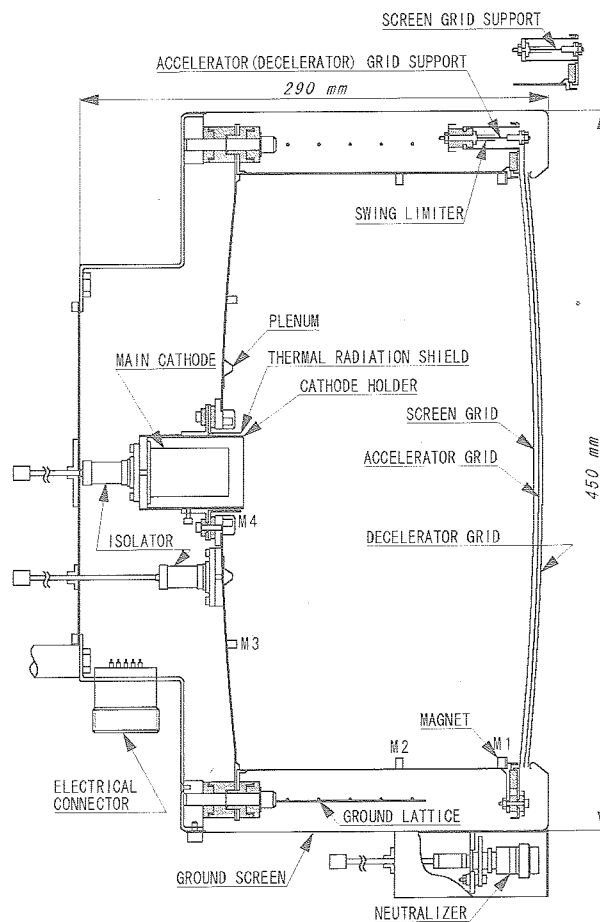


Fig. 1 35cm Thruster Cross Section



スラスタ>ホールスラスタ>アークジェットである。従って比較的に小型あるいは短寿命の衛星の場合、アークジェットやホールスラスタが採用されることが多いが、これらは既に市場に存在するので、衛星の国際競争力に差が出ることはあまりない。逆に比較的に大型で長寿命の衛星の場合、イオンスラスタ以外でシステムを成立させることは困難となるが、イオンエンジンは市場に無いので、その製造技術の有無が衛星の国際競争力を左右する。探査機の場合にも、イオンスラスタ以外でシステムを成立させることが困難なものが多数ある。ここに当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意義がある。当機構での大型衛星の計画は当然無いかも知れないが、イオンエンジンの場合、ある口径のスラスタを製造する技術があればそれより小さいものは容易に製造可能であるので、大きめのスラスタの研究は無駄にはならない。また製造コストを削減すれば、より小型の衛星用として他の電気推進器に対して競争力を持たせることも可能である。

Table 1 JAXA(excluding ISAS)-Developed(Developing) Ion Thrusters

Satellite	Thrust, mN	Life, h	Isp, s	Grid Supporting	Launch Year
ETS-III	2	hundreds	2,200	Fixed	1982
ETS-VI	25	6,500	2,900	Fixed & Loose	1994
COMETS	25	6,500	2,900	Fixed & Loose	1998
ETS-VIII	20	16,000	2,200	Fixed & Loose	(2006)
(35 cm)	150(200)	30,000(3,000)	3,400	Flexible	

Table 2 JAXA(ISAS)-Developed Ion Thruster

Spacecraft	Thrust, mN	Life, h	Isp, s	Special Note	Launch Year
Hayabusa	8	18,000	2,900	ECR discharge	2003

次世代イオンエンジンの研究は、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。平成 16 年度には中和器の研究開発に着手した。これがスラスタの性能に関連する最後の研究開発項目である。

## 2. 研究の概要

平成 16 年度は以下の項目について研究を行なった。

### (1) 200mN 専用イオン抽出電極

製造直後の電極表面にはバリや不純物が残っているため、高電圧を加えると容易に絶縁破壊を起こす。このため電極をスラスタに組み込んで定格以下のビーム電流で運転、これを徐々に定格まで上げていく。これをエイジングと呼ぶ。特に加速電極孔径は最適値より少し小さめに設計され、エイジングでイオンに削られて、エイジング終了時に最適値になるようになっている。150mN 用として設計された電極を 150mN で使用する場合のエイジング時間に比べて、200mN 用として使用するための時間は格段に長い。この時間を短縮するため、200mN 専用の電極を設計製作した。

### (2a) 中空陰極(主陰極)

グラファイト製オリフィスの中空陰極の場合、オンオフ試験中にグラファイトとヒータの接合部の破

断という問題が発生した。この問題に対処すべく改良を行なった。この問題を除けば、残る課題はインサートの寿命確認のみとなり、これを簡便に行なうための単体試験装置を設計製作した。ここではより実際の環境に近づけるため、従来平板であった陽極を、磁石を設置した放電室に代えた。

#### (2b) 中空陰極(中和器)

中和器は基本的に主陰極を小型化したものであるが、これまで予算及びマンパワー上この二つを同時に研究開発する余裕はなかった。そこでスラスタの性能により大きく影響する主陰極の研究開発を先行し、その成果を元に中和器の研究開発を進めることにしていた。平成16年度に主陰極の当面の問題が解消されたのを契機に、本格的に中和器の研究開発を開始した。

これまでに製作した中和器の単体試験を行なった。この結果を基に最新の主陰極と同じ構造の中和器を設計製作した。

#### (3) 電源リップル低減化

電源を実負荷で運転すると、抵抗負荷時には僅かであったリップル電流が増大し、その影響により各電流電圧の計測が不可能になるほどであった(Fig. 2)。電磁干渉を抑制する観点から、このリップル電流は削減されなくてはならない。このためにPS3(放電電源)・スラスタ間のLCフィルタ(T型)の回路定数を変更し、その効果を調べた。尚、リップル電流の周波数(>1MHz)は、電源のスイッチング周波数(100kHz)とは一致せず、スイッチングはリップルの直接の原因ではない。PS1(ビーム電源)の電流リップルはPS3の電流リップルの影響と思われるが、PS1のリップルはPS3のそれよりも大きく見えるが、直流分はPS3のその5分の1程度なので、電磁干渉の原因としての両者はほぼ同等と考えられる。PS1は定電圧制御であり、実際に電圧リップルは僅かなので、比推力に及ぼす影響は皆無である。

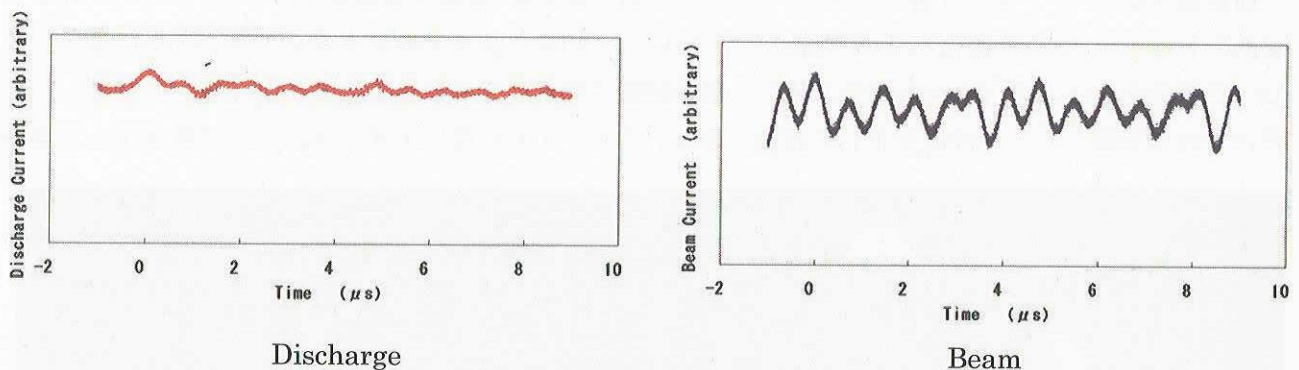


Fig. 2 Current Fluctuation

#### (4) ターゲット改良

イオンビーム中のイオンは約1keVのエネルギーを有するため、これが真空槽壁に衝突すると、真空槽壁の原子を弾き出す。これをイオンスパッタリング現象と呼ぶ。イオンスラスタの試験を行なう真空槽には、イオンターゲットと呼ばれる板状の装置が設置され、これにイオンビームを受けさせることによって真空槽壁の損耗を避ける。この場合、ターゲットを構成する原子がスパッタされて真空槽内に飛散する。以前約5,000hの運転試験を行なった際、このスパッタ物質が大量にスラスタに飛来したため、約2,500hを経過した時点で、電極からスパッタ物質を落とす必要に迫られた。これは電極寿命の推定を困難にするだけでなく、陰極にも影響を与えることが予想されるため、次回の長時間運転までに対策をしておく必要があった。従来のターゲットの表面は主としてチタン製であり、チタンのスパッタイールドは炭素のその約8倍(質量比、原子数比では約2倍)である。そこでスパッタ物質を低減するため、



材質を炭素系のものに代え、その効果を調べた。

### 3. 成果の概要

#### (1) 200mN 専用イオン抽出電極

電極の成形が不調のため、未だ試験を行っていない。成形不調に関するこれまでの調査により、作業内容に不適当な部分があったことが判明しているが、これが原因の全てであるかどうかは不明である。平成 17 年度に再成形を計画している。成形不調の遠因は、熟練作業者の引退によるノウハウの継承不全と成型用ホットプレス of 老朽化による設備変更にあると考えている。

#### (2a) 中空陰極(主陰極)

100 回のオンオフ試験後、ヒータを検査し、全く問題の無いことを確認した。さらにヒータ通電開始後、5 分以内に放電開始可能であることを確認した。

単体試験用放電室(Fig. 3)の模擬イオン抽出電極遮蔽率を調整することにより、推進剤(Xe)陰極流量、放電電圧、放電電流の 3 パラメータを同時にイオンスラスト組み込み時のそれらとほぼ一致させることができた。その際、陰極を経由しないで放電室に供給される流量を小量に制限しているので、試験に要する推進剤流量はイオンスラストを運転する場合の 10 分の 1 未満で済んでいる。

想定外の問題として、単体試験装置の真空槽が、クライオポンプによって励振されることが判明した。この振動が原因となる供試体陰極の破損を危惧し、振動に対する調査及び対策を行なった。しかしながら完全に問題を解決するには至らず、陰極の長時間試験は開始できなかった。

#### (2b) 中空陰極(中和器)

新規製作品(グラファイト製オリフィス)については、従来品(高融点金属製オリフィス)より長寿命を目的とし、インサート(酸化バリウム含浸タングステン)の径と長さを共に大きくした。さらに点火時のヒータ電流を 11A から 9A へと減少させた。単体試験で新規製作品が作動することは確認したが、これだけでは中和器としての性能を正しく評価できないので、H17 年度にイオンエンジンに組み込んで評価



Fig. 3 Main Hollow Cathode in Discharge Chamber for Standalone Testing (Left) and Discharge Luminescence through Masked Fake Grid (Right)

する予定である。

#### (3) 電源リップル低減化

実負荷時と抵抗負荷時でリップルの変化が無視できなかったのは、PS3(放電電源)電流と PS5(主陰極



キーパ電源)電流であった。PS1(ビーム電源)のリップル電流はPS3のそのの影響と考えられるので、これに対する直接的な対策は講じないこととした。PS3のリップル電流は、当初抵抗負荷時で直流分17Aに対し0.04A、実負荷時で直流分13.05~15.8Aに対し4Aであった。このときPS1のリップル電圧は、直流分約1kVに対し抵抗負荷時で30V、実負荷時で20~50Vと問題のないレベルであった。

いろいろな回路定数を試した結果、PS3のリップル電流は、実負荷時で直流分13.11~13.3Aに対し0.2~0.6Aとなった。リップル電流に幅があるのは、T型フィルタ内後段Lのインダクタンスの違いによるもので、これが大きくなるほどリップル電流は小さくなった。ちなみにPS1のリップル電圧は40Vで、PS3の出力フィルタの回路定数変更による影響は見られなかった。推奨される回路定数は、ETS-VIII用のそれらとほぼ同じであった。但しETS-VIII用PS3の出力電流が最大で4Aであるのに対し、ここでのPS3のそれは最大17Aなので、Lの外形と質量はそれなりに大きくなり、インダクタンスを大きくすると kilograms のオーダーとなるが、根本的な電源の回路変更を伴わずに対処できることが確認できた。

#### (4) ターゲット改良

ターゲットからの飛来物質の堆積速度を測定するために、スラスタの横にQCMを設置し、ターゲット以外から飛来する物質を遮るためのコリメータをその正面に設置した(Fig. 4)。使用した板の材質は、コストの点でC/Cとした。途中2回の試験を経て、最終的にターゲット全体を改造することにした。その結果、堆積速度は当初の約20%まで低減させることができた(Fig. 5、“QCM Output”は堆積物の質量に比例)。理論値に達しない原因は把握しているが、現状ではこれ以上下げることは困難で、下げるためには新規に真空槽を製作する必要がある。

ターゲット表面の材質変更により伝熱の状態が変わり、結果的にクライオパネル冷却用冷凍機の熱負荷が増えた。このため改造前にはイオンエンジンの連続運転が推力180mN位までは可能であったものが、改造後は150mN位がやっとという能力になってしまった。

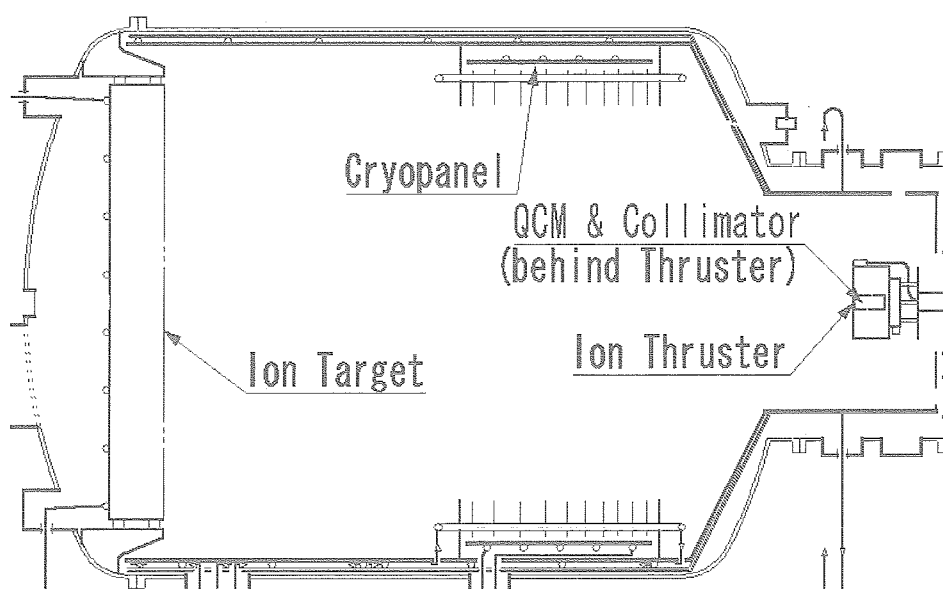


Fig. 4 Vacuum Tank

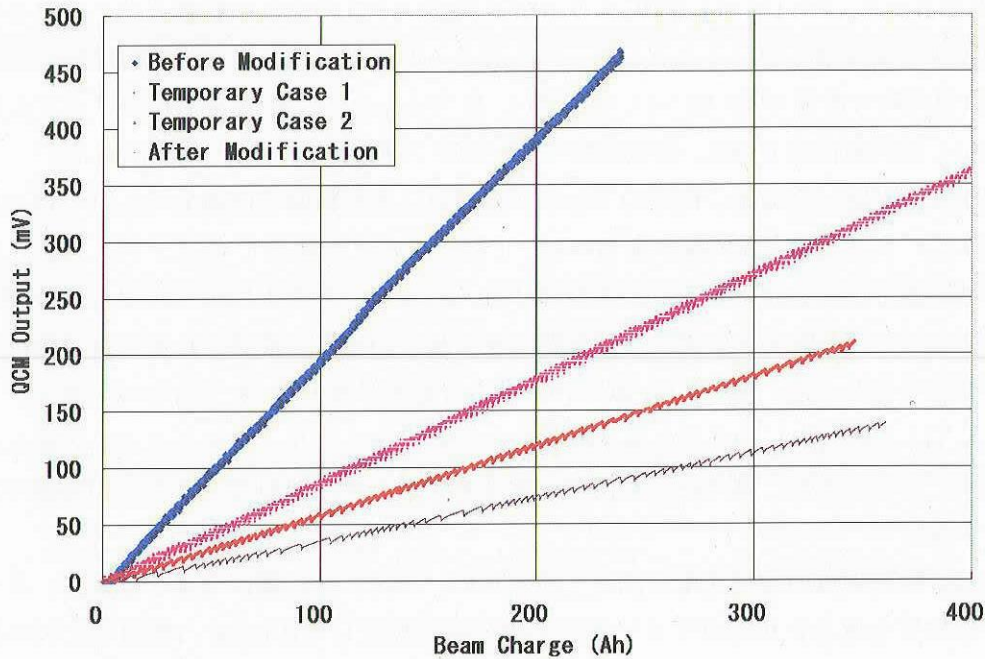


Fig. 5 Deposition Rates abeam Thruster

#### 4. まとめ

平成 16 年度内に 200mN 専用イオン抽出電極の試験を実施できなかったが、電極の再成形後できるだけ速やかに試験を行なう。

主陰極については、これまでに解決すべき問題は全て解決した。残りは含浸陰極の寿命確認のみであり、単体試験装置の振動を低減させた後、速やかに連続運転を開始する。

中和器については、性能評価後に設計見直しを行ない、更なる性能向上を目指す。

実負荷接続時の電源出力のリップルは、十分低いレベルに抑えられることが判った。今後は実現可能な低コスト化と軽量化を目標とし、EM 製造に向けた設計仕様の検討を行なう。

ターゲットから飛来するスパッタ物質を質量比で 20%に低減させることができた。物質の主成分がチタンから炭素に置き換わったことによる影響は不明であるが、イオンスラストの長時間運転において、電極の掃除をすることなく運転できる時間が大幅に延びることが期待できる。

これまでの研究成果を利用すれば、より小口径のイオンスラストを極めて短時間に開発することが可能である。今後はあらゆる要求に迅速に対応すべく、口径の異なるイオンスラストをシリーズ化していくことを検討するつもりである。

### 3. 宇宙環境計測・部品・材料・機構技術





## 宇宙環境計測装置の研究

*Study of Space Environment Measurement Equipment*

総合技術研究本部 環境計測技術グループ

*Expert group for space environment engineering*

松本晴久、寺沢 和洋、五家建夫

*H. Matsumoto, K. Terasawa, T. Goka*

### 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. We studied the measurement of light particles (electron, proton, helium) and neutron in the 2004 FY. This paper describes the study result of neutron dosimetry device.

#### 1. はじめに

我々のグループでは、軌道上の衛星及び宇宙飛行士に有害な影響を与える宇宙放射線を計測する装置の研究を行っている。また、これらの装置を衛星に搭載し衛星の信頼性向上に資するデータを取得するための開発も行っている。平成16年度は、軽粒子（電子、陽子、ヘリウム）と中性子計測の研究を行った。本報告書では、中性子線量計測装置の研究結果について述べる。

#### 2. 平成16年度の成果

##### 2.1 背景及び目的

月面有人活動など次期有人活動を展開するためには、宇宙飛行士の被ばく問題をどのようにクリアしていくかが重要であり、独自の有人活動を展開するとなると日本独自の計測技術、管理技術を持つ必要がある。宇宙船での放射線被ばくのかかなりの部分は、高エネルギー荷電粒子であるが、それらが宇宙船の線壁を通過する際、2次中性子を生成し、さらに被ばく線量を付加することになる。

宇宙で行われた有人宇宙船中での中性子線に対する実時間計測の実例は、JAXA（旧 NASDA）の Bonner 球によるもの（0.025eV～15MeV を計測）と、ロシアの MIR 衛星で使用されたスチルベン結晶を使用したアンチ・コインシデンス法によるもの、更には CsI 結晶内での核反応を利用するものの3例に過ぎない。4例目として ISS の JEM 曝露部に 10MeV～100MeV の太陽中性子を計測する装置が 2008 年打ち上げられる予定であるが、重量が約 40kg と重くインタフェース調整に苦労した。また、今まで、米国、ロシアを中心に 10MeV 以上の中性子計測の研究を行っているが、宇宙機搭載は実現されていない。

中性子によるものは、理論上は十数 % 程度と推測されているが、実測データが少ないため正確なことは明らかとなっていない。従って、宇宙船内等で中性子を正確に評価することは、線量計測上の重要な課題の一つである。

本研究の目的は、宇宙ステーション等に搭載可能な小型の装置（目標 5kg 以下）で、荷電粒子線や  $\gamma$  線から区別して、より確実に中性子（数 MeV 以上）のみの線量寄与を求めることのできる中性子線量装

置（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>1)</sup>をベースに以下の改良を加える。

- 1) シンチレーション・ファイバースタックとイメージ・インテンシファイヤ間で発生するイベントノイズの除去（クリアファイバー化）
- 2) 75mmφイメージ・インテンシファイヤの開発と軽量化（約10kgから約2kg）
- 4) 飛跡データ取得の高速化（30イベント・秒）

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特徴をもつ。また、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 システム概要

中性子線量計測装置は、シンチレーションファイバースタック1個と2個の75mmφイメージ・インテンシファイヤで構成する（Fig.1参照）。また、75mmφイメージ・インテンシファイヤ蛍光面での飛跡を4個のファイバーテーパ、CCDの組み合わせで読み取る。

### 1) シンチレーションファイバースタック

中性子線量計測装置は、0.25×0.25mmの断面積をもつシンチレーションファイバー（SCSF-78、Kuraray Co.）を200本並べたものを1層とし、それぞれをXZ方向YZ方向に互い違いに200層重ねたスタックとイメージ・インテンシファイヤを組み合わせ、中性子が入射した際の飛跡をXZ面、YZ面に接続したイメージ・インテンシファイヤで取得する。

### 2) イメージ・インテンシファイヤ

高感度・高分解度（512×512ピクセル）で粒子の飛跡を観測するために大口径の75mmイメージ・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テーパは、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-13μm、電極蛍光面は、高速減衰のP46を採用した。また、ストレートファイバーテーパを用いることにより早稲田大学が開発した装置での課題であるイベントノイズに対して、ストレートファイバーテーパを用いることにより荷電粒子に反応しないことを確認している。また、MCPには、感度を上げるためChevronタイプを使用している。飛跡画像は、4個のCCDを用いて512×512ピクセルで取得する。

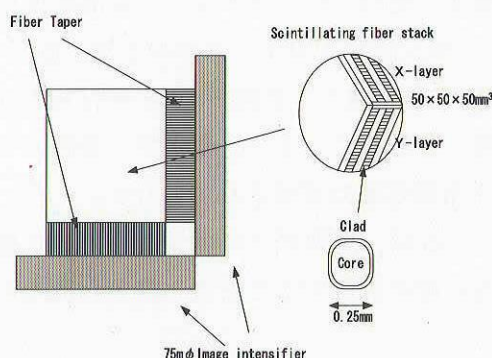


Fig.1 System of neutron dosimetry. The neutron dosimetry is a combination of a scintillating fiber stack, two image intensifier units.

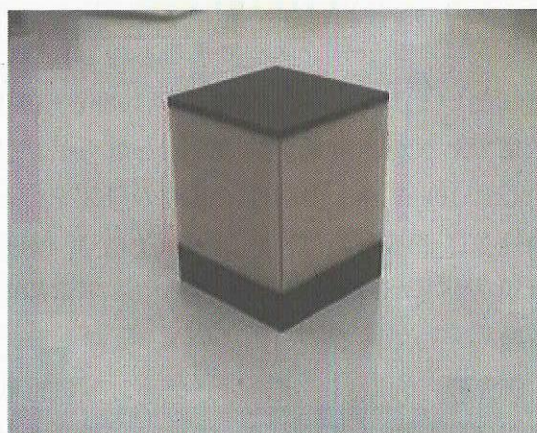


Fig.2 Photograph of the scintillating fiber stack.



## 2.3 試験方法

平成16年度は、これまでに試作、購入した主要部品を組み合わせでセンサーの基礎データを取得した。75mmφイメージ・インテンシファイヤは、1台しか試作していないので、2個用いるべきところを、片方のイメージ・インテンシファイヤは、40mmφ (PII40HUQ/CCD-X, Hamamatsu Photonics Co.) で代用した。データ収集についても、75mmφイメージ・インテンシファイヤについては、PCI-7200 (デジタルパラレル I/O カード) を用いて、40mmφイメージ・インテンシファイヤについては、ビデオキャプチャボードを用いて別々のパソコンで取得している。イベントトリガーは、PMT (R329, Hamamatsu Photonics Co.) を用いた。本システムでこれまでに宇宙線、陽子、鉄イオン、炭素イオン等の飛跡データを取得した。

## 2.4 画像ひずみ

今回の開発したイメージインテンシファイヤは、CCD が小さかったことからファイバーテーパの比を大きくとっていること、更には CCD を 4 個使用したことにより大きな画像歪みが存在する。5mm 間隔の格子状に  $20\mu\text{m}\phi$  の穴の開いたマスクをイメージインテンシファイヤの前面に置いて、上から微弱な平行光をあてることにより穴の位置の画像を取得した。実際のマスクの穴の位置と得られた画像上での穴の位置から画面補正の関数を求め飛跡を補正している。

## 2.5 照射試験結果

取得した飛跡の 1 例を Fig. 3 及び Fig. 4 示す。Fig. 3 は、鉄粒子の飛跡の例で発光点はシンチレーションファイバーの断面 ( $0.25\text{mm}\times 0.25\text{mm}$ ) に相当し、ブラッグピークもはっきりと見ることができる。Fig. 4 は、炭素粒子による飛跡でシンチレーションファイバースタック内での核反応を示すイベントも取得できている。以上の結果、3次元飛跡検出器として十分機能することが確認できた。

次に、同じ LET の値となるファイバーの発光量の分布を調べることで、エネルギー分解能を確認した。Fig. 5 に示すとおり鉄粒子のエネルギー分解能は、半値幅で 10%以下と「シンチレータ+イメージインテンシファイヤ+CCD」というシステム構成にしては非常に良いエネルギー分解能を得た。

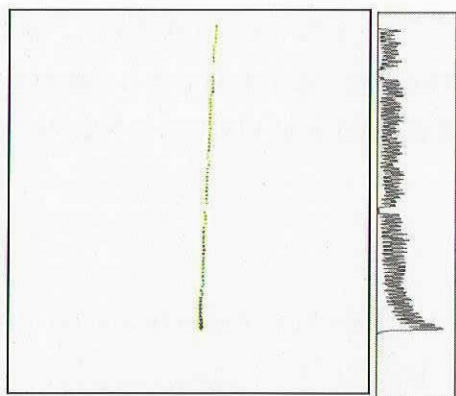


Fig.3 Image of Fe ion track with a clearly Bragg peak (right) and with corresponding 1D projection (left).

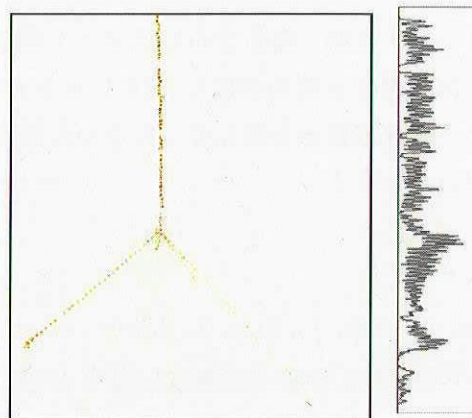


Fig.4 Image of C ion track with a \*\* (right) and with corresponding 1D projection (left).

また、粒子により LET が大きく異なり最適なイメージインテンシファイヤーのアノード電圧を決める必要があったので、アノード電圧と発光量の関係を調べた。Fig. 6 に示すとおり、アノード電圧と発光量の関係は、比例関係にあり発光量は、約 100V 上げるごとに 2 倍程度明るくなる。計測エネルギーのダイナミックレンジは、LET=発光量とした場合、計測範囲を相対論的速度領域にある電子・陽子の LET (0.2 keV/ $\mu$ m) から相対論的速度領域にある鉄粒子の LET (135 keV/ $\mu$ m) を想定しているの、鉄粒子/電子・陽子の比から 700 以上必要となる。このため、現在の 8 ビット ADC システムでは、目標とする計測範囲を達成できないと考えて、将来 16 ビット ADC システムに変更することも考えていた。

しかし、Fig. 6 を見ると鉄 500MeV/nuc の LET (1870 keV/ $\mu$ m) と陽子 135MeV の LET (5.97 keV/ $\mu$ m) の比が約 315 になることが予想され、現在のシステムでもアノード電圧を 1950~200V 程度にすることで目標とする計測範囲を実現できそうである。これは、LET が大きくなった際、損出エネルギーの全てが発光に寄与しないクエンチング（消光）現象によるものである。

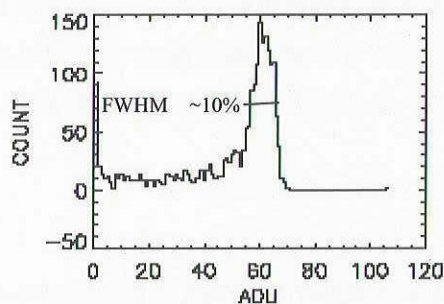


Fig.5 Distribution of the identical LET.

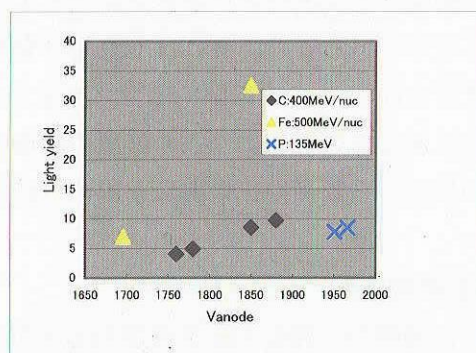


Fig.6 Relationship between light yield and anode voltage.

### 3. まとめ

宇宙線、陽子、窒素粒子、鉄粒子の照射試験を通じて 3 次元飛跡検出器の計測原理を確認することができた。また、エネルギー分解能も、半値幅で約 10%以下と達成し、中性子の線量計測はもちろんのこと荷電粒子の線量やエネルギー計測にも応用できる可能性を得た。

今後は、更に詳細な解析を行いアノード電圧および発光量から、LET を算出する式を求める。また、クエンチング現象を明らかにし、16 ビット ADC を用いた場合、LET がどこまで計測できるか検討する。

最後に、照射試験を支援して下さった放射線医学研究所内堀幸夫博士及び HIMAC のスタッフの皆さんに感謝いたします。

### 参考文献

- 1) Terasawa, K., Doke, T., Hara, K., Hasebe, H., et al.: 2001, A Small Scintillating Fiber Camera Consisting of 0.25 mmSquare Fibers for Space Dosimetry, IEEE Trans. Nucl. Sci., 48, 4, 1, 118-1,121



## 衛星帯電解析ソフトの研究開発 Deveropment of Multiutility Spacecraft Charging Analysis Tool

環境計測技術グループ

*Expert group for space environment engineering,*

五家建夫、松本晴久、古賀清一、木本雄吾、三宅弘晃

*T. Goka, H. Matsumoto, K. Koga, Y. Kimoto, H. Miyake*

情報技術開発共同センター

*Information technology center*

上田 裕子

*H.O. Ueda*

### Abstract

Recently, satellite anomaly is mainly caused by charging and discharging. It is important to check the charging hazard in the satellite development phase. There are some charging analysis code such as NASCAP, but the latest version of NASCAP is not available in Japan because of the export license limitation in USA. So we started the development of charging analysis tool called MUSCAT (Multiutility Spacecraft Charging Analysis Tool). MUSCAT will be used to evaluate the risk of charging and discharging hazard not only at the development phase but also at satellite operation in LEO, PEO and GEO. Development plan and current status is reported.

### 1、はじめに

近年、衛星の帯電・放電に関連すると考えられる事故が国内外で多数、報告されることから、設計段階から帯電・放電のリスクの観点に立った検討を正しく行う必要性が認識されている。JAXA では静止衛星についてはこれまで米国で70年代に開発され、世界のデファクトスタンダードとしての地位を確立していたNASCAP/GEOと呼ばれる解析ツールを利用してきた。しかしその後、機能拡張、改良され、低軌道衛星、極軌道衛星にも対応可能となったツール(NASCAP-2K)は、輸出規制のために日本で使用することはできない。そこで平成16年11月から新たに衛星帯電解析ソフトウェア(MUSCAT)の開発に着手した。MUSCATは今後の極軌道、低軌道衛星から静止軌道衛星までの開発において、設計段階から帯電障害のリスクの評価、最大帯電電位を計算し、地上試験的的確な条件設定、および衛星運用中の帯電起因による不具合解析までを実行できることを目的とした汎用の衛星帯電解析ソフトウェアである。基本的アルゴリズムは、九州工業大学が開発し既の実績のある2次元帯電解析ソルバで用いられているものを基に3次元解析までに拡張する。

ソフトウェアの解析結果が意味あるものとするためにはアルゴリズムのみならず、想定される軌道に対応する適切な宇宙環境パラメータ、および帯電に関係する衛星材料パラメータが必須である。また軌道上での衛星電位および宇宙環境の計測データがまだ十分には得られない現状においては、可能な限りチャンバ実験、大規模高精度な計算機シミュレーション、また他の解析ツールの結果との比較により、精度検証を行うことが重要である。また開発後にソフトウェアが有効に活用されるためには、開発当初から想定される利用者との密接なユーザインタフェースの調整が重要である。

そこで、JAXA内の総合技術研究本部、宇宙利用推進本部、宇宙科学研究本部が、ソフトウェア開発の中心となる九州工業大学のソフトウェア作成、および情報通信研究機構、地球シミュレータ利用プロジェクト「宇宙環境シミュレータGES」開発グループの開発検証を実施する協力体制をとる。平成17年度末に試用版(β版)をリリース、18年度末には完成する計画である。

### 2. 研究の概要

#### (1) 目的

今後の衛星開発において、極軌道、低軌道衛星から静止軌道衛星までの設計段階からの帯電障害のリスク評価から運用中の衛星の不具合解析までをおこなう汎用の衛星帯電解析ソフトとして MUSCAT を作成する。(図1参照)

#### (2) 範囲

衛星帯電解析用計算機システム、衛星帯電解析ソルバー、衛星モデルの作成、計算実行、結果解析、可視化用の共通グラフィカル・ユーザ・インタフェース(GUI)、および日本語・英語マニュアルを作成する。



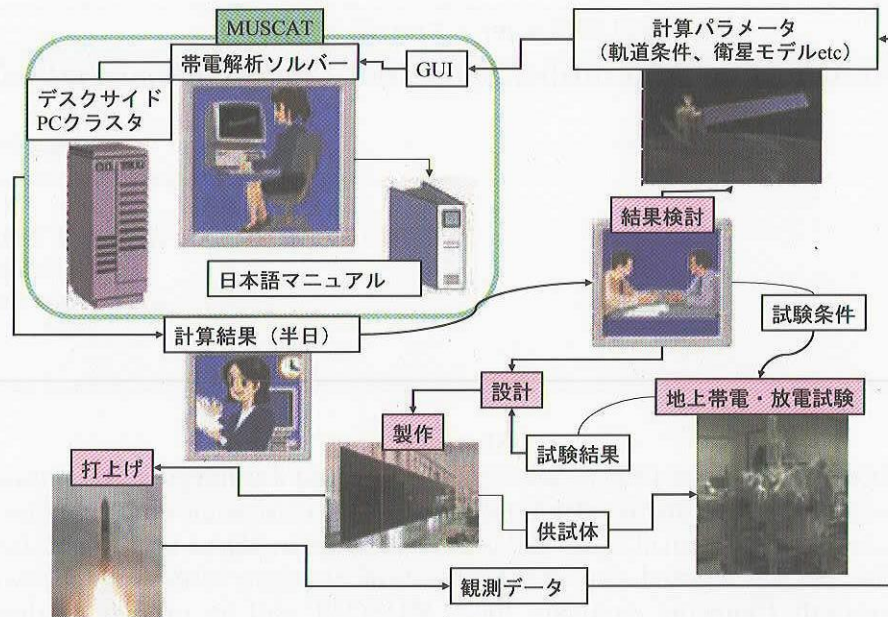


Fig.1 MUSCAT utilization in spacecraft development

### (3) 目標

現在市販されているワークステーションを並列化した計算機システムを用いて、低軌道、極軌道衛星から静止軌道衛星までの設計に適応できる帯電解析ソフトを作成する。計算の際、ある衛星軌道上の与えられた条件に対して、半日以内に答を出せるようにする。衛星モデル作成、計算実行、計算結果解析可視化が簡単にできる GUI を持ち、日本語・英語マニュアルを完備し、3日間程度のトレーニングで衛星設計者でも基本的な操作ができるようにする。

### (4) 内容

- ・ALOS 規模の大きさの衛星に対応可能であり、将来の計算能力向上により ISS 規模まで拡張可能
- ・矩形グリッドによる衛星形状の 3 次元モデル化が可能
- ・最小空間分解能 3cm(ALOS 規模の場合)
- ・最小時間分解能 1 秒以下
- ・衛星モデリング・計算実行・解析結果可視化のための GUI を装備

上記の仕様を満たすため PIC(particle in cell)法と粒子軌道計算法を併用した方法(M. Cho and D. Hastings, 1991; 参考文献1)を用いる。

### (5) 進め方

九州工業大学工学部・趙孟佑教授のグループによるソフト開発を主体として、九州工業大学にワークステーションを並列化した計算機システムを導入し、PIC 法・粒子軌道計算のプログラミング、コード並列化、GUI の開発を行う。また、真空チャンバーを用いた地上実験による計算結果の検証を九州工業大学及び JAXA で実施する。また、地球シミュレータ利用グループの「宇宙環境シミュレータ」開発に参加している京都大学、極地研の研究者とも共同研究を行い、「宇宙環境シミュレータ」の帯電解析用モジュール・GUI・解析可視化ソフトの共同開発と評価用モデルに対する計算結果を比較して検証をおこない、改良を継続的におこなう。また、宇宙天気関連の研究を行っている情報通信研究機構の電磁波計測部門と JAXA の衛星帯電の研究結果や宇宙環境パラメータなどの情報交換を行う。

JAXA 内では、環境計測技術グループおよび情報技術開発共同センターが中心となってソフト開発全体に対する仕様設定とスケジュール調整、共同研究相手先との調整連絡を行う。試作版を完成後、ETS-VIII、WINDS プロジェクト、ALOS プロジェクト、高度ミッション研究センターより個々の衛星データの提供を受け、またエレクトロニクス技術グループより提供される太陽電池に関連する材料特性パラメータを用いて検証を行いながら進めていく。特に、環境計測技術グループの衛星帯電モニターが ETS-VIII 衛星に搭載されており、観測開始後に計算結果と比較検証することで、ソフトを補正し精度を向上させる。



### 3. 成果概要

平成16年度は、主に以下の作業を行った。得られた成果は、第9回衛星帯電国際会議(SCTC)で発表を行っている(S.Hatta, et al., 2005; 参考文献2)。

#### (1) プログラム概要定義

想定されるユーザからの情報を基に、MUSCAT開発基本仕様の作成を行った。

#### (2) 開発用計算機システムの構築

目標計算時間の半日以内を実現するため、以下の計算システムを整備した。

- ・8CPU(1.3GHz、Itanium II プロセッサ)ワークステーション
- ・メモリ16GB
- ・OS:Linux、ソルバで使用する言語:Fortran

#### (3) 帯電解析ソルバの開発

基本的なアルゴリズムは以下の通りとする(図2)。

1. 衛星の形状、表面材料を GUI 画面で入力
2. 衛星姿勢、プラズマ環境データを入力
3. 衛星周りの初期プラズマシース形状の計算(PIC法を使用)
4. シース内の高エネルギー粒子軌道、低エネルギー粒子軌道、光電子軌道を計算(粒子軌道計算法を使用)
5. 衛星表面各部への流入電流の計算
6. 衛星表面各部の帯電電荷量の計算
7. 衛星電位及び絶縁体表面電位の計算
8. 新しい衛星電位に対するプラズマシース形状の再計算。4に戻る。
9. 所定の時間が経過または定常状態に達すれば計算を終了

作成された入力ファイルを使用し、初歩的な帯電計算を(2)のシステムで計算できることを確認した。図 3 に小型衛星での計算例を示す。並列システムでのある程度の高速度も確認できた。また、光電子電流モデルの作成を行った。

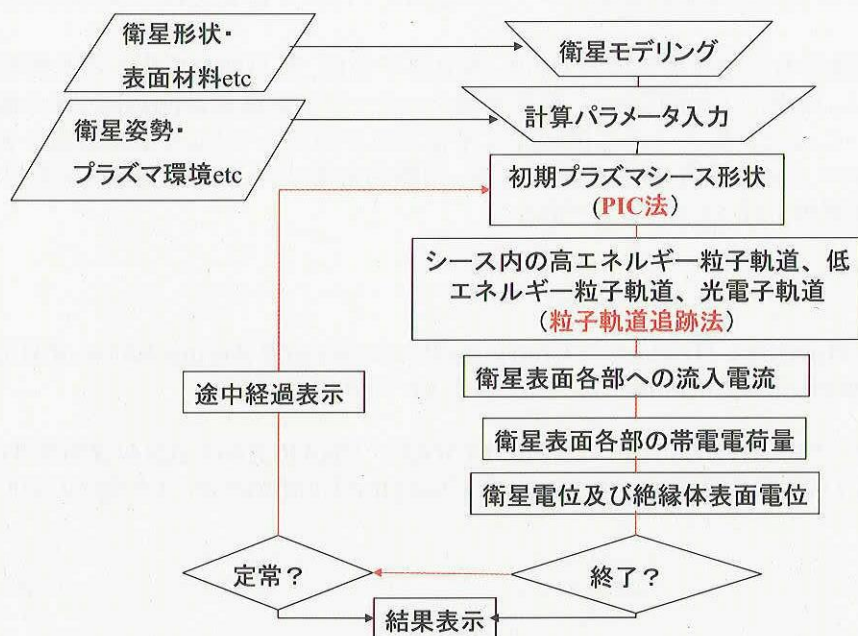


Fig.2 Schematic of algorithm



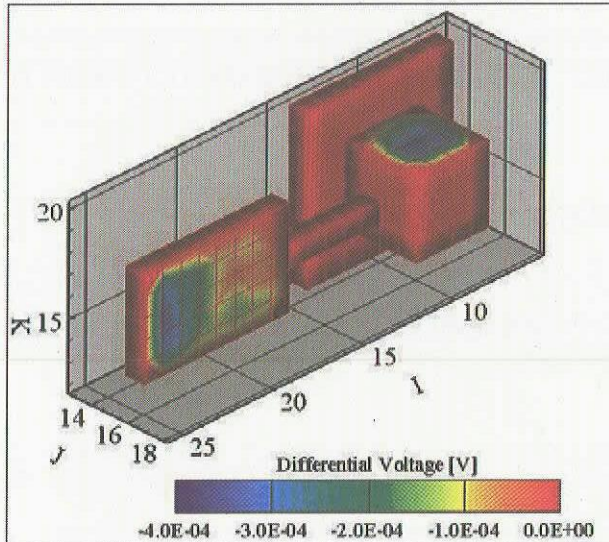
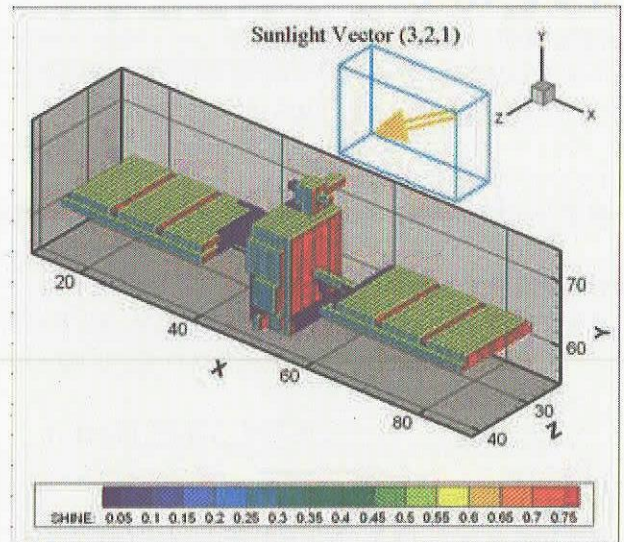


Fig.3 Differential voltage of a satellite model

Fig.4 Ray tracing model of OICETS  
(100x128x64 grids)

#### (4) GUI (Graphical User Interface)開発

矩形物体を矩形グリッドに沿った形で GUI 入力し、計算用インプットファイルを GUI で作成できるようにした。表示例を図 4 に示す。

#### (5) 実験システムの整備

MUSCATの計算結果検証(ラングミュアプローブ試験)のため、衛星プラズマ環境を模擬する真空チャンバの整備を行った。

### 4. まとめ

平成18年度末完成へ向けての本年度目標作業分は達成することができた。来年度(平成17年度)は試用版の完成を予定しており、この試用版を実際のユーザに使用してもらい、意見を18年度の完成版へ反映する予定である。

衛星帯電は宇宙開発の重要な基盤技術であり、開発終了後は、衛星開発段階から本帯電解析ソフトの利用を働きかけるとともに、精度向上を測るため、衛星帯電モニターや宇宙環境計測装置などの観測機器の継続的搭載を働きかけていく。また、本ソフトの応用として、宇宙天気予報の一つとして衛星帯電予報が考えられる。また、表面物性データベースの蓄積・改良作業の提案、国際的帯電ソフト共同補正と衛星素材パラメータの共有化キャンペーンの提案等を行ってゆく予定である

#### [参考文献]

- (1)M. Cho and D. Hastings, "Dielectric Charging Processes and Arcing Rates of High Voltage Solar Arrays", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 28, No.6, pp. 698-706, 1991
- (2)S.Hatta, et. al., "MULTI-UTILITY SPACECRAFT CHARGING ANALYSIS TOOL(MUSCAT): DEVELOPMANT OVERVIEW", 9<sup>th</sup> Spacecraft Charging Conference, 4-8 April, 2005



## 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、越石葵樹、上野賢一郎、五家達夫

*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 test result of a solar battery coupon panel charge and discharge for ALOS mission.

### 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) ALOS 太陽電池パドルダイオードボード帯電内部帯電評価試験
  - (2) SOHLA1 号搭載用放射線計測装置の開発支援
  - (3) SELENE 軌道変更及び打上げ時期見直しを反映した放射線解析（トータルドーズ）の再評価
  - (4) OICETS 軌道変更及び打上げ時期見直しを反映した、デブリ、プラズマ、地球磁場、中性大気密度および原子状酸素フルエンスの計算
  - (5) 宇宙環境レベル変化に対する OCIES 及び ALOS 運用支援方法の調整
- これらのプロジェクト協力項目の内、特に（1）について報告する。

### 3. 成果概要

- (1) ALOS 太陽電池パドルダイオードボード帯電内部帯電評価試験

ALOS 太陽電池パドルのダイオードボードは、パドル裏面に実装されている。衛星が極域を通過する際のダイオードボードにおける帯電・放電の可能性が、ADEOS-II 運用異常の反映として認識され、これまで評価がなされてきた。ダイオードボードはポリイミドフィルムで覆う予定であるが、その帯電・放電耐性の評価は試験によって行うしか方法はない。これまでの帯電・放電の評価試験は、九州工業大学においてプラズマ環境とエネルギー10KeV以下の電子ビーム環境で行ってきた。しかし、ポリイミドフィルムを通過した電子によるダイオードボード表面、即ちポリイミドフィルム内部の帯電計測は設備

上の制約でできなかった。本グループは研究開発棟宇宙環境計測実験室に電子・陽子線を照射できる宇宙環境計測研究設備を保有し、宇宙環境計測モニタ等の校正・実験を行ってきた。昨年度環境計測技術グループではみどり2号の運用異常の原因究明の一環として、ハーネス部 MLI の帯電検証試験を実施した。本試験は昨年度の実績を踏まえ、ALOS 太陽電池パドルのダイオードボード内部帯電を評価するもので、ALOS プロジェクトグループからの依頼により実施した。

宇宙環境計測研究設備において、真空チャンバ内で電子線を照射し、フィルムで覆った状態を模擬したダイオードボード表面の帯電電位を計測した。

- ・ 供試体：(1) ダイオードボード ((a)ダイオードなし、基板のみ、(b)ダイオード実装)

- (2) ポリイミドフィルム ((a)膜厚 25  $\mu\text{m}$ 、(b) 膜厚 50  $\mu\text{m}$ )

- ・ 照射パラメータ：エネルギー (10、20、30、35、40、45、50KeV ; 7 条件)

- ：フラックス (みどり2号運用異常発生時と同程度)

- ：照射時間 20 分 (極域通過時間)

- ・ 測定項目：ダイオードボード表面およびヒートシンクの帯電電位および時系列変化

- ：電流、電圧プローブでパルスモニタ (SAS 電源使用時のみ)

- ・ 照射試験内容

- (1) 膜厚 25  $\mu\text{m}$ 、ダイオードボード (ダイオードなし、基板のみ)

- (2) 膜厚 50  $\mu\text{m}$ 、ダイオードボード (ダイオードなし、基板のみ)

- (3) 膜厚 25  $\mu\text{m}$ 、ダイオードボード (ダイオード実装)

- (4) 膜厚 25  $\mu\text{m}$ 、ダイオードボード (ダイオード実装)、SAS 電源で電圧印可、供試体温度 110、120、130、140 $^{\circ}\text{C}$

- (5) 膜厚 25  $\mu\text{m}$ 、ダイオードボード (ダイオード実装)、供試体温度 70、110 $^{\circ}\text{C}$

結果、ダイオードなし、基板のみの場合、照射できるビームエネルギーの範囲では、膜厚 50  $\mu\text{m}$  より膜厚 25  $\mu\text{m}$  の方が帯電電位の大きい傾向があった。ヒートシンクの電位はほぼ 0V に安定していたが、サンプル表面の材料により電位の分布があった。明らかな放電、持続放電は確認できなかったが、ダイオードおよび基板表面の帯電はなかなか緩和しなかった。基板温度による帯電電位の差はほとんどなかった。ただし、緩和傾向は温度が高くなると大きかった。

今後の課題としては、照射後、RI マニピレータで供試体を帯電センサプローブ位置まで移動して、帯電電位を計測したが、RI マニピレータは手動であるために、位置の精度は悪い。また供試体表面側が見えるポートがないために、表面の状態がモニタできない。よって光学的に放電をモニタすることができなかった。みどり2号の運用異常の反映として、今後の衛星プロジェクトに関係する帯電評価試験及び解析が増加すると予想されるが、帯電評価試験を前提とした試験設備及び解析ソフトの整備が必要である。

#### 4. まとめ

本試験において、ALOS 太陽電池パドルのダイオードボード内部帯電を評価することができた。結果については、熱設計等他の解析結果と共にシステム側で総合的に評価され、太陽電池パドルの改修に生かされる。

## 内部帯電センサの研究 Study of internal bulk charge sensor

プロトン照射絶縁材料の帯電計測および解析

Measurement and analysis for charge accumulation in dielectric materials irradiated by proton beam

環境計測技術グループ

Expert group for space environment engineering,

三宅弘晃、松本晴久、五家建夫

H. Miyake, H. Matsumoto and T. Goka

### Abstract

Electrical charge accumulation characteristics in dielectric materials for a spacecraft panel have studied for understanding of spacecraft charging issue in high energy radiation environment. This study especially has focused on a spacecraft charging accident caused by internal charge accumulation in dielectric materials irradiated by proton beam. The internal charge accumulation of those bulks measurement was carried out using Pulsed Electro-Acoustic (PEA) method. As the results, we obtained a positive charge accumulation in the bulk of samples after proton beam irradiation. However, it was not observed a positive charge accumulation that a quartz glass has an Al evaporated layer on the surface of proton beam irradiation side. Therefore, in this paper, we compare between the PEA's internal charge measurement results and energy band model because of we discuss the charge formation mechanism in the bulk irradiated by proton beam.

### 1. はじめに

近年、帯電が原因と思われる事故によって人工衛星の障害や機能停止が報告されている[1]。人工衛星の軌道は高エネルギー荷電粒子帯の中にあり、それにより衛星の帯電が引き起こされる。

人工衛星の表面材料の帯電と人工衛星障害との関係を調査するためには、照射された荷電粒子が材料内へ蓄積され帯電していく過程を調査する必要があると考え、本研究では高エネルギー荷電粒子が材料内に蓄積し帯電する過程を計測する測定法の開発を行い、材料内部の帯電分布の測定とその解析を行う。本研究で用いた測定法は、帯電を計測する測定法の一つである武蔵工業大学で開発されたパルス静電応力法(以下 PEA 法)である。この PEA 法に、荷電粒子照射中にも測定が行えるよう改良を施された測定装置を用いた。

本実験においては、荷電粒子のひとつであるプロトンに注目し、絶縁材料(ガラス材料・高分子材料)に高エネルギーのプロトンを照射し、照射プロトンによる材料内の帯電分布について測定を行った。その結果、材料の種類により、材料内に正の帯電が観察されるものと、帯電が観察されないものの、2 種の結果が観察された。ゆえに本報告では、プロトンを照射した絶縁材料の帯電分布について、内部帯電の測定結果とその説明をエネルギー帯モデルを用いて検討を行ったので以下に報告する。



## 2. 研究の概要

### (1) 測定装置の作成

PEA 法を用いた材料内部の帯電が計測可能な小型測定装置の開発を行った

### (2) 荷電粒子を照射した際の絶縁材料内部の帯電計測

前述の PEA 法を用いて荷電粒子(電子線・プロトン)を照射した際の材料内部帯電分布の測定を行った。

### (3) 絶縁材料内の帯電機構の検討

測定結果を元に、材料内部に帯電していく過程を組成構造とバンドモデルを元にして作成したでの説明を試みた。

## 3. 成果の概要

### 3-1 内部帯電荷測定原理

PEA 法の概略について説明する。図 1 にパルス静電応力法(以下、PEA 法)の空間電荷分布測定原理を示す。内部帯電した試料を用い、その両面を電極で挟み込む。試料内蓄積電荷密度 $\rho$ により、両電極界面には電極誘導面電荷密度 $\sigma$ が蓄積した状態でパルス電圧  $v_p(t)$ を印加した際に、試料内蓄積電荷 $\rho$ 及び電極誘導電荷 $\sigma$ からパルス状弾性圧力波が発生する。

そのときのパルス圧力波の発生式を(1)式に示す[2]。

$$p(t) = \frac{Z_{Al}}{Z_{sa} + Z_{Al}} \sigma(0)e(t) + \frac{2Z_{Al}}{Z_{sa} + Z_{Al}} \frac{1}{2} u_{sa} \int_{-\infty}^{\infty} \rho(\tau)e(t-\tau)d\tau + \frac{2Z_{Al}}{Z_{sa} + Z_{Al}} \frac{Z_{sa}}{Z_{sb} + Z_{sa}} \sigma(d)e\left(t - \frac{d}{u_{sa}}\right) \quad (1)$$

上式の第一項、二項、三項はそれぞれ、図 1 の接地電極誘導電荷、試料内蓄積電荷、高電圧電極誘導電荷に、パルス状電界が印加されたことによってそれぞれ発生した弾性圧力波(圧縮波・膨張波)を示している。そのパルス状弾性圧力波は試料及び電極を伝搬し、接地電極の試料とは反対側の面に取り付けられている圧電素子で検出されることで電荷信号を観察することができる。圧電素子に圧力波が入力された際に圧電素子の表面に誘起される電荷信号  $q(t)$ は次式(2) 式のように表せられる。

$$q(t) = \frac{2Z_p}{Z_{Al} + Z_p} \frac{u_p}{b} \int_{-\infty}^{\infty} h(\tau)p(t-\tau)d\tau \quad (2)$$

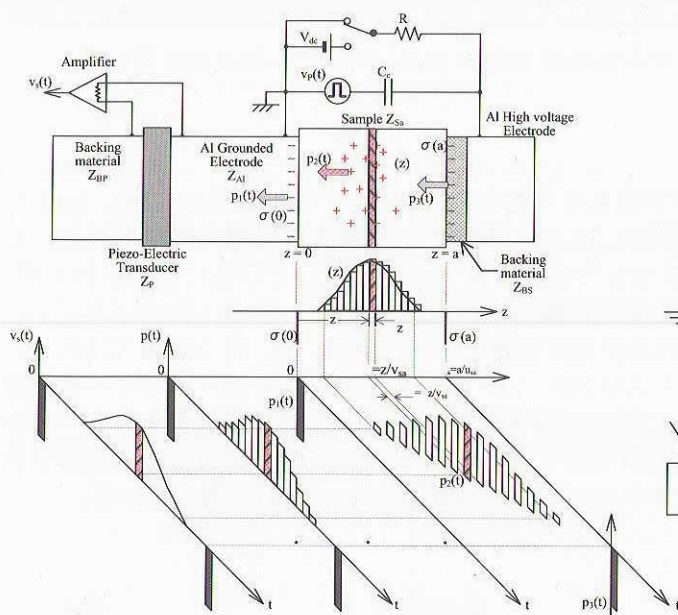


Figure 1. Principle of pulse electro-acoustic method and diagram of pulse shape acoustic wave propagation.

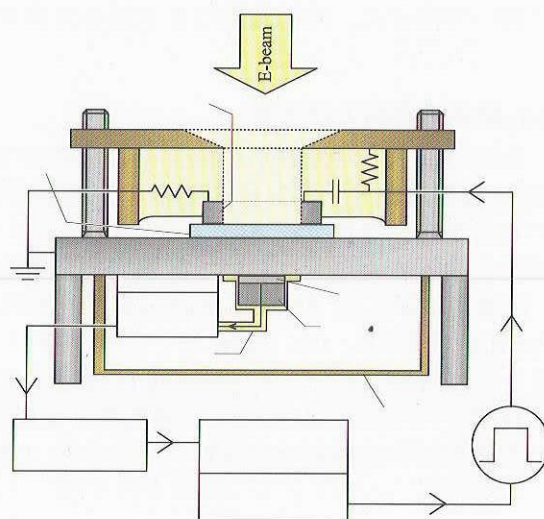


Figure 2. Schematic diagram of improved PEA internal charge measurement system.

ここで、 $h(\tau)$ は圧電素子の圧力波から電荷信号に変化する変換関数であり、電荷信号  $q(t)$ は圧電素子の変換関数と式(2)で示した圧力波の畳込み積分で表される。

この  $q(t)$ は増幅器を通し、電気信号  $v_s(t)$ としてデジタルオシロスコープによって観察される。 $v_s(t)$ の正信号は圧縮波が、負信号は膨張波が入力された際に観察される。各電荷蓄積位置から発生した弾性圧力波は発生・伝搬中、常に相対位置関係が維持されるため、試料の厚さ方向の電荷蓄積位置の分布を測定することができる。

この測定法を用いた測定システムを図2に示す。センサ部の上部電極ユニットには電子線を直接試料へ導入できるように直径10mmの穴が空けられている。これにより電子線照射中にも材料内部の帯電計測が連続的にできる。またセンサ部に接続されたデジタルオシロスコープとパルスジェネレータはPCによって制御されるため、パルス電圧の印加からデータの取得まで自動的に行うことが可能である。

### 3-2 測定試料及び照射・測定条件

測定試料に石英ガラス(旭硝子製)および高分子材料であるPMMA(アクリル樹脂)を用いた。これらの材料は衛星に直接使用はされていないが、PEA法において測定経験が豊富な材料であるため、本研究を進めていく上での基礎データを取得するために用いた。試料の厚さは全て1mmである。また各試料とも、照射面にAl蒸着を施しているものと施していない物の2種を用いた。プロトン照射は真空下で行い、照射条件は石英ガラスでは加速電圧をそれぞれ6、3、1MV、電流密度 $3.3\text{nA/cm}^2$ 、照射時間は30分である。Al蒸着試料においてはその蒸着面を設置した状態でプロトン照射を行った。照射2時間(冷却時間)後に照射チャンバーから取り出しPEA法により材料内部



の帯電分布測定を行った。また、Al 蒸着石英に関してはプロトン照射中の内部帯電計測を 1MeV において行った。照射装置は日本原子力研究所高崎研究所の 3MV タンデム加速器を用いた。

### 3-3 測定結果および考察

石英ガラスと PMMA の内部帯電分布測定結果をそれぞれ図 4 に示す。同図(a)、(b)、(c)より PMMA(蒸着あり・無し)、石英ガラス(蒸着無し)ともに試料内に正電荷の蓄積が観察された。しかしながら、石英ガラス(蒸着なし)では正イオンであるプロトンを照射しているにもかかわらず、すべてのエネルギーにおいて試料内に正電荷蓄積は観察されなかった。

同図中に示した PMMA 及び石英ガラス内の正電荷蓄積ピーク位置は、6、3、1MeV において、PMMA では 421、94、22 $\mu\text{m}$  と、石英ガラスでは 234、72、20 $\mu\text{m}$  と判断できる。このピーク位置とさらに各図中に示した IRACM (日本原子力研究所開発の放射能・線量等の評価シミュレーション)を用いて算出したプロトン飛程値とを比較すると、その差が約 8%以内である。故に観察された正電荷信号は照射され試料内にトラップされたプロトンが観察されたものと考えられる。

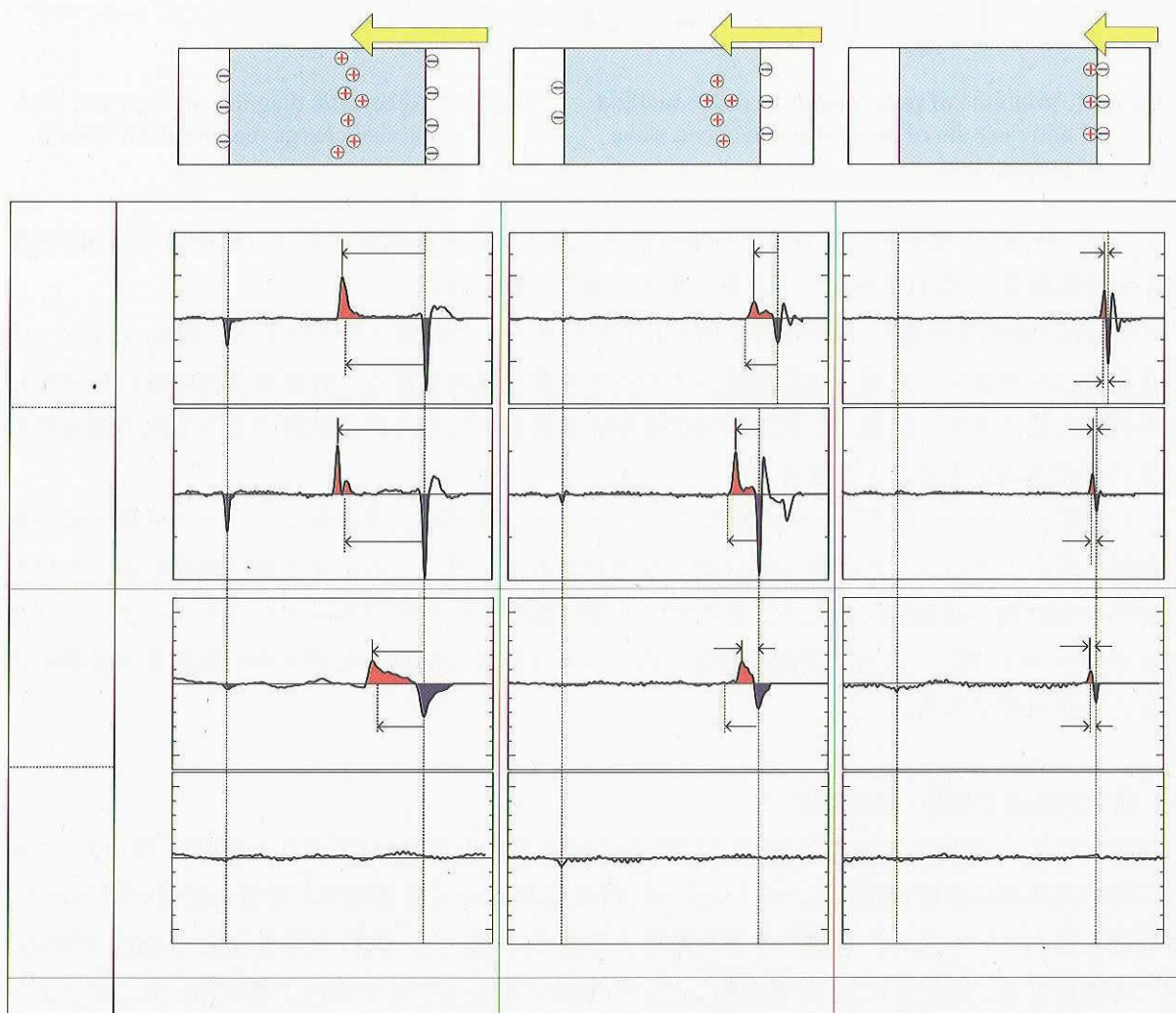


Figure 4. Internal charge measurement results in bulk of PMMA & quartz glass irradiated by proton beam.



蒸着石英ガラスにおいて電荷蓄積が観察されなかった原因を検討するため、プロトン照射中の内部帯電計測を行った。照射条件は、エネルギーのみ 1MeV でその他の条件は図3に示した測定と同様の条件である。その測定結果を図5に示す。図の縦軸に測定時間の経過を示し、横軸には試料厚を、図中右に示したカラーバーは帯電量を示し、正帯電を暖色系、負帯電を寒色系、無帯電を緑色で示している。またプロトンの照射は、図中赤線(測定開始 480 秒後)から開始し、白線(測定開始 2280 秒後)で照射を終了している。図5より、プロトン照射中にも図4に示した照射後の結果と同様に正帯電は観察されない。

以上の結果から、Al 蒸着石英ガラスにおいては正の荷電粒子であるプロトンを照射しても材料内に帯電は観察されないことが分かる。この現象をエネルギー帯図と測定結果を用いて考察する。図6に測定結果とエネルギー帯図を示す。

同図上段に示した Al 蒸着無しの測定結果では正電荷の蓄積が材料内で観察されていることから、プロトンが材料内に注入されていることが判断できる。

同図上部に示した非蒸着の材料では蓄積したプロトンにより、新たに照射されるプロトンに対しての材料内への注入を制限する方向に電界が材料外の空間へ作用している。その様な電界が作用している状況でも材料内には正電荷の蓄積が観察されているため、照射面の Al 蒸着を接地した状態では非蒸着試料よりも、プロトンが材料内へ注入されやすい状態であると考えられる。よって Al 蒸着試料でも非蒸着試料と同様にプロトンが材料内に注入されていると考えられる。

しかしながら、同図下部に示すように正電荷蓄積は観察されていない。そこで、同図中段に示したエネルギー帯図からプロトンが通過する経路上の物質の励起状況から正帯電が観察されない理由を考察する。

MeV 単位でエネルギーで加速された

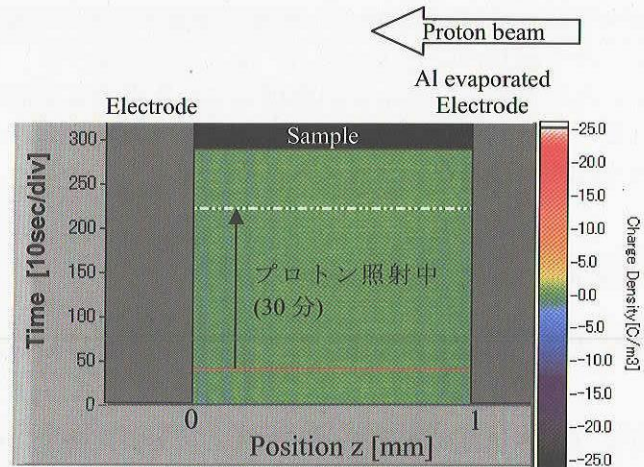


Figure 5. Internal charge measurement result in quartz glass under proton beam irradiation in time progress using improved PEA system. (Quartz glass has an Al evaporated layer on the surface of proton beam irradiation side)

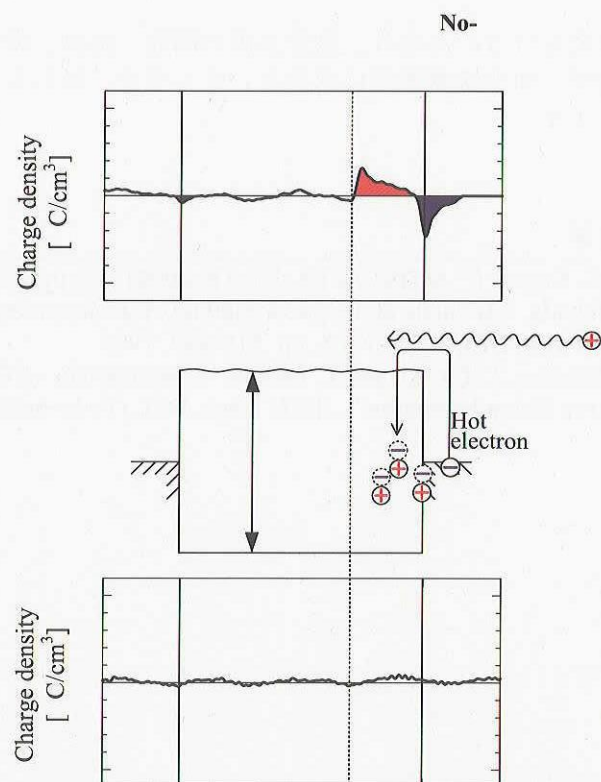


Figure 6. Comparison between measurement results in quartz glass and energy band model of quartz glass under proton beam irradiation.

プロトンはAl蒸着部を通過する際に金属中の電子を励起する。励起された電子はホットエレクトロンとなり材料内に注入される。注入された電子は、石英ガラス内では構造体による局在準位が存在しないため、プロトンが蓄積している場所まで捕獲されることなく移動できる[3]。故に注入された電子は瞬時にプロトンと中和されると考えられる。このため、プロトンは帯電量としては試料中で観察されないと考えられる。

#### 4. まとめ

本年度は、初めて高エネルギープロトンを絶縁材料に照射し、その材料内部の帯電計測を行った。

今後は、本年度の基礎データを基に、実際に衛星に使用されている太陽電池のカバーガラスや熱制御材であるカプトンフィルムなどを対象に、プロトン・電子線を照射時における材料内部の帯電計測を行い、帯電メカニズムの解析を行うとともに、本研究で用いた測定装置が複合放射線環境において帯電センサとして使用できるか、その可能性の検討を行っていく。

#### 謝辞

本研究を行うにあたり、測定装置の開発・提供に関してご指導いただいた武蔵工業大学の高田達雄教授、田中康寛教授に感謝をいたします。試料をご提供いただいた旭硝子株式会社にも感謝いたします。

#### 参考文献

- 
- [1] H. C. Koons: 6<sup>th</sup> SCTC, AFRL-VS-TR-20001578, pp.7-10(2000)
  - [2] T. Takada, "Acoustic and Optical Methods for Measuring Electric Charge Distributions in Dielectrics", IEEE Trans. DEI, Vol.6, No.5, pp. 519-547, 1999.
  - [3] H. Miyake, T. Tanaka and T. Takada, "Characteristic of Charge Accumulation in Glass Materials under Electron Beam Irradiation", IEEE Trans. DEI, (To be published)

# 宇宙用機構部品(角度検出器、減速歯車)の開発

Development of Moving Mechanical Components for Space-Use

マテリアル・機構技術グループ

(Mechanical and Materials Engineering Group)

宮馬 浩、佐々木 彰、小原 新吾、田中 康夫、岩木 雅宣、鈴木 峰男

Hiroshi Miyaba, Akira Sasaki, Shingo Obara, Yasuo Tanaka, Masanori Iwaki,  
and Mineo Suzuki

## Abstract

Development status of Resolver and Harmonic Drive Gear is described in this paper. These items were selected as having high-priority in the field of moving mechanical components (MMCs), to be developed using own technology, by the Technical Committee on Space Parts and Components. Institute of Space Technology & Aeronautics, JAXA has been responsible for the development. In FY2004, the Resolver design was fixed, based on evaluations including performance of the resolver-to-digital electric circuit, ball bearing frictional torque characteristics, manufacturing ability. The qualification test is scheduled in FY 2005.

As for the Harmonic Drive Gear, the effect of grease amount and rotational speed on the life of the Harmonic Drive Gear was examined in air tests. However, an engineering model test in vacuum showed that the life was much shorter in vacuum than in air, and that “lost-motion”, which was useful to detect the life of the Gear operated in air, may not be used in vacuum. The qualification test is scheduled in FY 2005, and the test conditions will be set, based on the analysis of these experimental data.

## 1. はじめに

認定部品の辞退に伴う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、海外部品では技術情報が十分に開示されないため、故障解析が困難という問題がある。このためJAXAは、システムメーカ、部品メーカ、大学等の外部専門家を含む宇宙用部品技術委員会を設立し、宇宙用部品の供給体制の再構築へ向けた検討を進めている。本委員会の勧告で、重要度の高い部品については我が国の技術で開発すべきことが挙げられている。重要部品は、市場性、社会状況、技術性、過去の経緯等を考慮して、委員会が選定し、JAXA(総研)が開発を担当する。機構・材料の分野では、Table1に示す部品・材料が重要な品目としてリストアップされ、その中から第1期重要部品(推薬弁、遮断弁、角度検出器、減速歯車)、第2期重要部品(スリップリング、低衝撃分離機構)が選定された。現在、第1期重要部品の4品目の開発が進められている。

本稿では、平成15年度より開発に着手した角度検出器、及び減速歯車の開発進捗状況について報告する。

Table 1 Moving Mechanical Components and Materials

Item		Components and Materials
Components	Attitude control system	Gyroscope, Wheel
	Valve	Thruster Valve, Shut-off Valve, Pressure Regulator, Check Valve
	Sensor	Pressure Sensor, Temperature Sensor
	Liquid rocket engine	Pump seal, Pump Bearing
	Antenna pointing mechanism	Resolver, Harmonic Drive Gear, DC Brushless Motor, Step Motor
	Solar array driving mechanism	Slip Ring, Low Shock Separation Device
Materials		Thermal Control Material, Paint Hydrazine, NTO (di nitrogen tetra oxide)



## 2. 研究の概要

### (1) 角度検出器

アンテナ駆動機構とのインタフェースを考慮して、輸入品相当の外径から更なる小型化を図り、電子部品の実装設計や軸受設計を見直した。一方、米国で認定試験中のレゾルバ／デジタル信号変換用電子部品(モノリシックIC)は、高い放射線耐性が確認されたことから急遽EL (Export License) 対象品に変更された。このため、EL申請手続きのため部品の入手が遅れ、認定試験用供試体の製作を平成17年度に繰り越した。また、独自性確保の基本方針に従って、バックアップ部品を使用した回路についても、今後評価を行う予定である。

### (2) 減速歯車

長期使用タイプと軽量タイプの2種類の開発に取り組んでおり、昨年度からの試作試験を継続すると共に長期使用タイプのEM試験を実施した。

## 3. 成果の概要

### (1) 角度検出器

アンテナ駆動機構とのインタフェースを考慮して筐体外形を140mmから125mmへ変更した。基本設計及び詳細設計の断面図を比較しFig. 1に示す。レゾルバ・デジタル変換回路基板は、部品実装密度を上げることで基板数を4枚から2枚に削減し、小型化を実現した。また、外径の縮小に伴い軸受を小さいサイズのものに変更した。これらの設計変更を受けて、引き続き試作基板や軸受部の試作試験を進めている。

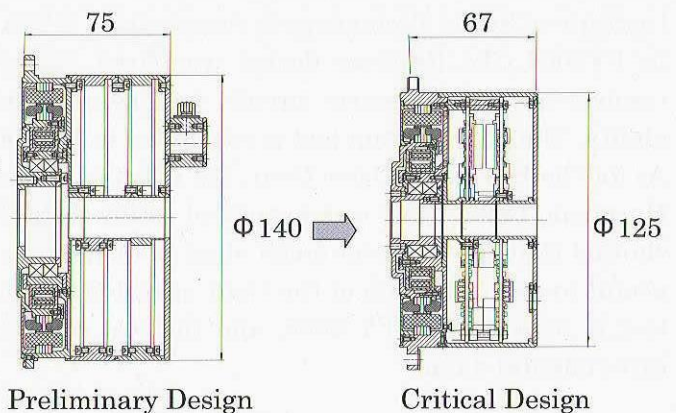


Fig.1 Resolver

温度を変化させた時の軸受摩擦トルクの計測結果をFig. 2に示す。温度が低下すると共に軸受摩擦トルクが増加し、回転速度が低いほど顕著であることを示している。

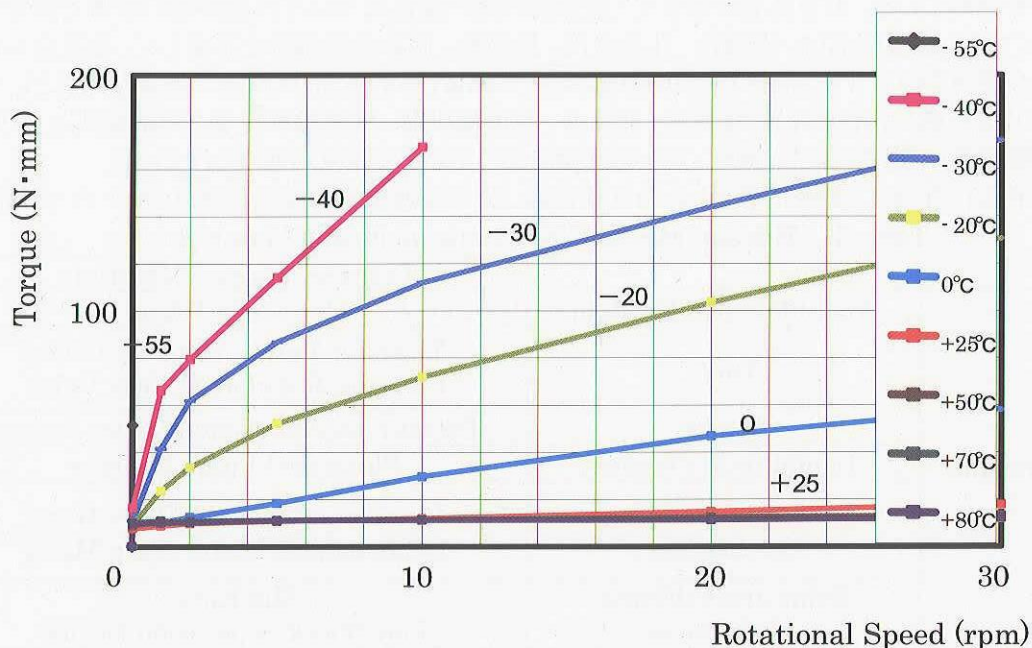


Fig. 2 Effect of temperature on frictional torque of bearing



## (2) 減速歯車

### 1) 長期使用タイプのEM試験における摩耗状態

長期使用タイプの減速歯車の EM 試験として、振動試験、熱真空試験、さらにその後に真空中で寿命試験を実施した。寿命試験は、負荷トルク 20Nm 及び 40Nm、入力軸回転数 500rpm、連続一定回転の条件で行ったが、20Nm のケースでは、入力軸を  $2.2 \times 10^6$  回転させた時点で駆動トルクの急増により試験を停止した。試験後の検査でトルク急増の主要因は入力軸支持軸受(試験治具)の不具合であることが判明したが、供試体である減速歯車自体もトルク増の原因の一つであった可能性も残された。このEM寿命試験結果をFig. 3に示す。大気中での試験結果から、寿命はトルクの3乗に逆比例する傾向があり、過去の試験結果からグリースの性能と真空環境の影響を見込んだ寿命推定線に近い結果が得られている。

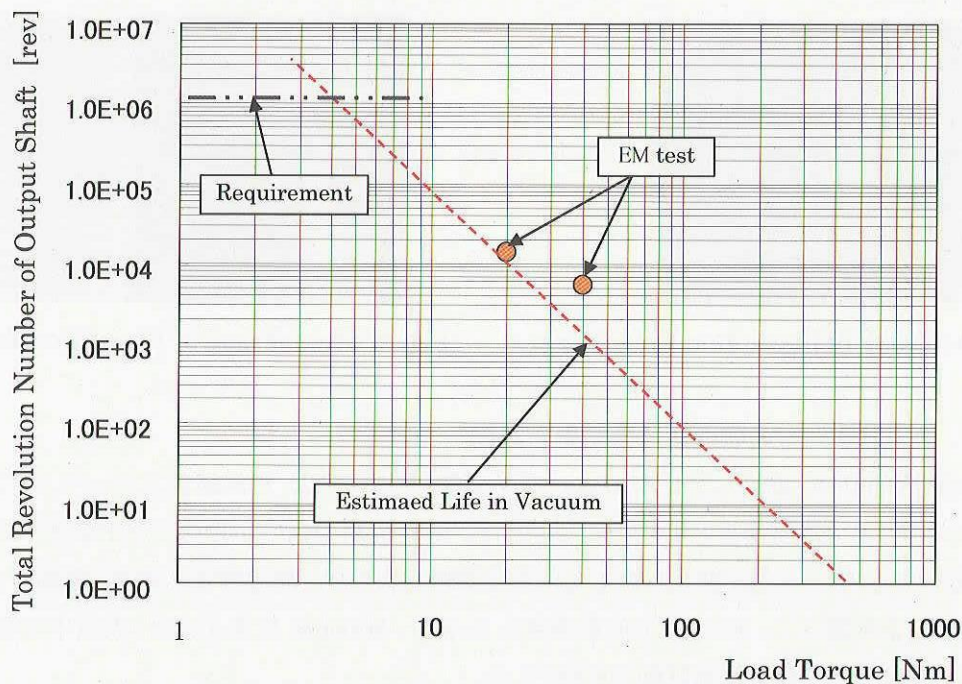


Fig.3 EM Durable test results

Fig. 4～8は、負荷トルク 20Nm でのEM試験に用いた減速歯車の主要構成部品の外観写真である。主な摩擦部位は、Fig.4のウェーブジェネレータベアリング外径部と Fig.5のフレックスプライン内径部間、及び Fig. 5のフレックスプライン外径歯車と Fig.6のサーキュラспライン内径歯車の歯のかみ合い部の2カ所である。Fig. 7、8のフレックスプライン内径部、歯形部の拡大写真に示すように、いずれの摺動部にもかなりの損傷が認められ、寿命に達していたと判断した。減速歯車の寿命判定には、入出力軸間の遊び(ロストモーション)の増大量が、各部位の摩耗が累積されて計測されるため有効とされていたが、今回の試験ではロストモーションは顕著には増大していない。真空中での運転では、減速歯車の寿命判定にロストモーションは有効ではない可能性が高い。

今回のEM試験では、2カ所の主な摺動部位のいずれも摩耗が認められたが、後述の 2)の試作試験に使用した供試体を観察したところ、フレックスプライン内径部には摩耗が観察されたが、フレックスプライン歯面にはほとんど摩耗が認められなかった。このことから、ウェーブジェネレータベアリング外径面とフレックスプライン内径面間の摩耗が、まず先行して発生すると推測される。ただし、試作試験では試験雰囲気が大気中であることもあり、今後、宇宙用の減速歯車ではどの摺動部位が寿命を支配するのか、寿命モニターに有効なパラメータは何か、などについてさらに検討を進める予定である。





Fig. 4 Wave Generator  
Bearing(W/G)

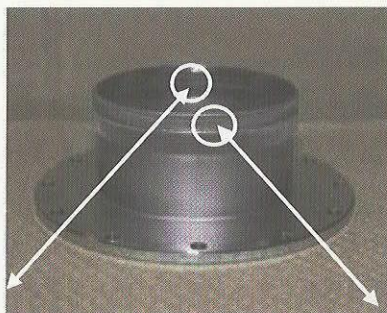


Fig. 5 Flexspline(F/S)



Fig. 6 Circular spline(C/S)



Fig. 7 Wear Track of Flexspline Inner bore

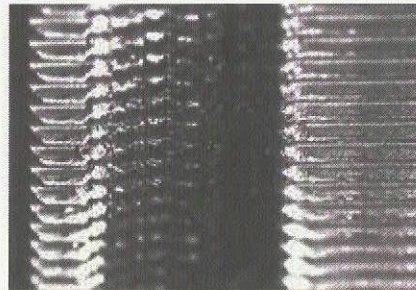


Fig. 8 Wear Track of Flexspline Teeth

## 2) 試作試験

### ①グリース塗布量, 加速試験が寿命特性に及ぼす影響評価

減速歯車の主な摩擦部位は、前述したようにウェーブジェネレータベアリング外径部とフレックスプライン内径部間、及びフレックスプライン外径歯車とサーキュラースプライン内径歯車の歯のかみ合い部の2カ所である。これらの摺動部位に塗布するグリース量を変化させて大気中で試験を行ない、減速歯車の寿命(摩耗)への影響及び最適なグリース塗布量を調べた。また、入力回転速度を 5rpm～500rpm に変化させ、大気中で寿命(摩耗)評価を行い、QT 試験における寿命評価試験法を検討した。

試験した条件の範囲では、グリース塗布量や回転速度を変化させても入力軸総回転数 $1 \times 10^6$  回転(一部は $5 \times 10^6$  回転)までの試験では運転中のトルクやロストモーションには顕著な劣化は認められなかった。摺動面の摩耗に関しては、フレックスプライン内径面で相違がみられる場合があった。

フレックスプライン内径面のグリース塗布量(F/S:0.1～0.4g,0.4～1.2g)を変化させ、50rpm で $1 \times 10^6$  回転、500rpm で $5 \times 10^6$  回転させた後のフレックスプライン内径面の摩耗形状をFig.9に示す。なお、図中に示した曲線は、推定した未使用時の形状である。回転速度 500rpm の比較では、フレックスプライン内面に 0.1g 塗布した試験ケースが顕著な摩耗を示した。これよりグリース量が多いケースは有意差があるとはいえないが、長期運転ではグリース消耗により摩耗が進行することも予想される。

入力回転速度を 5～500rpm に変化させて比較評価を行った後のフレックスプライン内径面の摩耗形状をFig.10に示す。未使用品のフレックスプライン表面は約  $10\mu\text{m}$  の粗さを有しているが、5rpm での試験後は「なじみ」が見られ、それ以上の高速回転では接触部位が開口部側に偏り、中央部は摺動前の表面あらしを残しつつ開口部側の摩耗が大きくなっている。摩耗量は僅かであるものの回転速度により摩耗位置が変わることが確認された。

この試験結果から、500rpm でのEM試験で損傷が確認されたこと、及び寿命要求は高速回転時(約 100rpm)を評定としていることを踏まえ、今後、QT 試験での寿命試験条件を検討する。



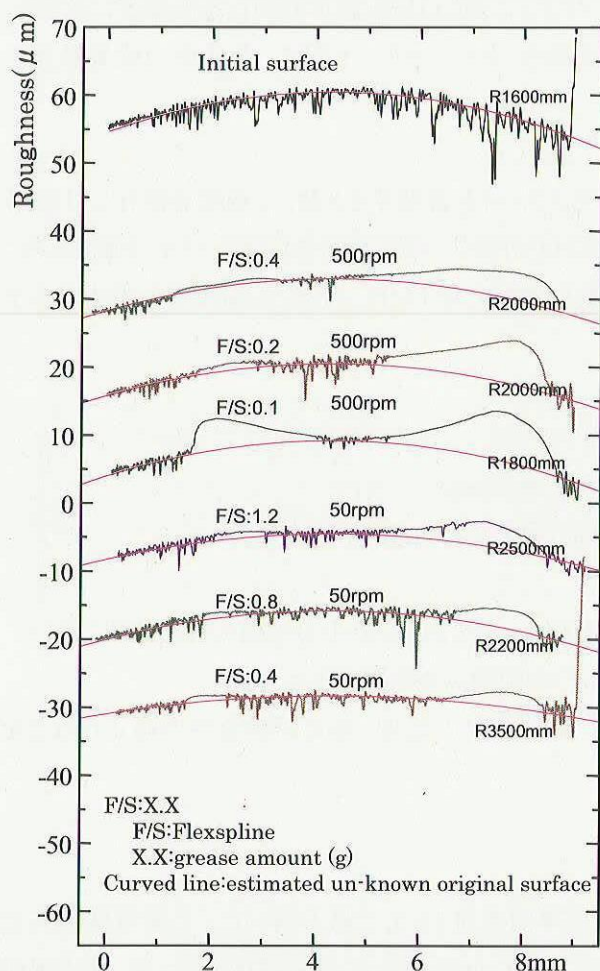


Fig.9 Effect of grease amount

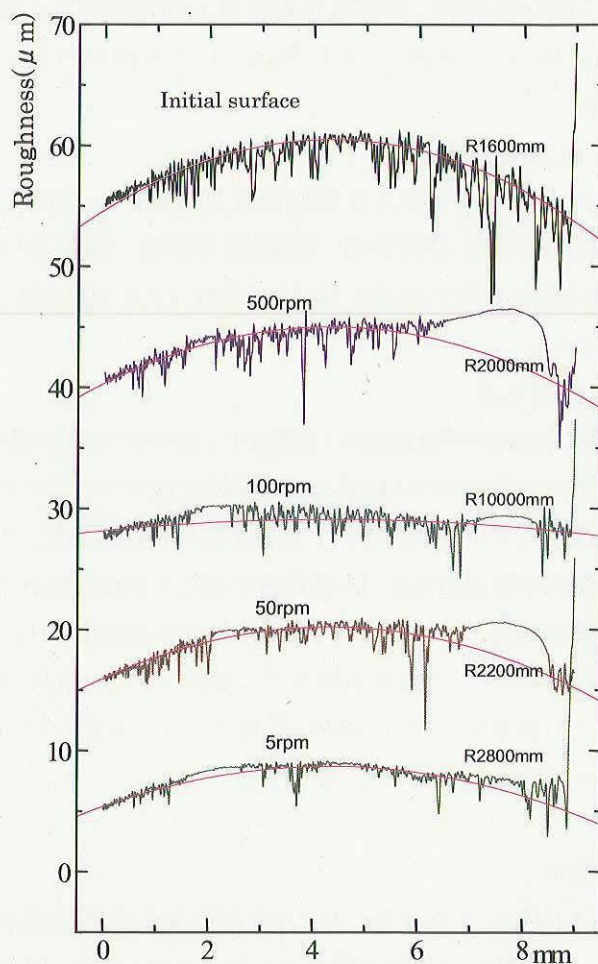


Fig.10 Effect of revolution speed

## ②無電解ニッケルめっきの耐久性評価

軽量タイプの減速歯車では、サーキュラースプライン、ウェーブジェネレータプラグを Ti-6Al-4V チタン合金製とし、軽量化を図っている。チタン合金同士が直接摺動すると凝着する恐れがあり、これを防ぐため表面に無電解ニッケルめっきを施している。このため、無電解ニッケルめっきの耐久性を評価しておく必要がある。

大気中の摩擦試験で無電解ニッケルめっきの耐久性を評価した結果、展開構造等の用途(要求作動回数 100 サイクル)としては、めっきには十分な耐久性があることを確認できた。しかし、摺動部の相手方材料(無電解ニッケルめっきより硬度が低い)に摩耗が見られたため、長寿命、高信頼性化を目指し、さらにメッキ条件の最適化や無電解ニッケルめっきの真空中での評価を進める予定である。

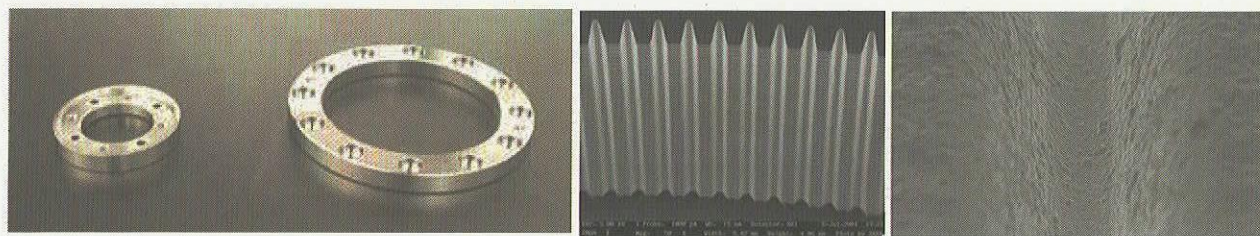


Fig. 11 Titanium alloy parts and nickel plated inner teeth of circular spline.

#### 4. まとめ

平成16年度は、角度検出器の電子回路用部品の調達リードタイムからQM供試体の製作を次年度に延期せざるを得なかったが、これ以外については概ね当初の成果を得ることができた。下記に、今年度の成果概要を示す。

##### ① 角度検出器

レゾルバ・デジタル変換回路基板を試作し、製造に関するノウハウを蓄積すると共に、軸受を試作し寸法形状計測、オイル含浸処理、摩擦トルク計測、回転軸の回転ぶれを計測し、軸受設計を要素レベルで確認した。これら試作試験の成果を踏まえ、平成17年度上期に詳細設計審査を完了した。今後、QM製作に着手する予定である。

##### ② 減速歯車

試作試験やEM試験の結果から、以下の知見を得た。

- a. 加速試験の回転速度により、摩耗位置やモードが異なる可能性がある。
- b. 少量のグリース塗布では顕著な摩耗が確認され、グリース切れとなった可能性が高い。
- c. 初期の低速回転により摺動面のなじみが確認された。
- d. 展開構造用として要求される運転総回転数に対して、無電解ニッケルめっきの十分な耐久性を確認した。
- e. EM試験により認定試験までに解決すべき、治具(軸受など)の問題点を把握できた。

この結果を受けて、摩擦・摩耗モードの考察を行うとともに試験治具の改良、認定試験条件の適正化などを行い、今後、認定試験に着手する。

#### 5. 謝辞

本開発を実施するにあたり宇宙用部品技術委員会の外部専門委員としてご協力頂いた、三菱電機株式会社 中川潤氏、NEC東芝スペースシステムズ(株) 川島教嗣氏、(株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース 秋山正雄氏に対し深謝いたします。

また、角度検出器は多摩川精機株式会社、減速歯車は株式会社ハーモニック・ドライブ・システムズが担当しており、本報告は各社の平成16年度成果に基づくものである。



## 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

森 一之、島村 宏之、石澤 淳一郎、南 伸太朗、馬場 尚子

Mechanical and Materials Engineering Group

K.Mori, H.Shimamura, J.Ishizawa, S.Minami, N.Baba

## Abstract

Aluminum honeycomb sandwich panels are commonly used as spacecraft structures. The panels have a high specific rigidity, but are expensive. We have developed light-weight, low-cost sandwich panels using integral molding of CFRP-prepreg and light weight plastic foam. This panel has good workability, and thus higher design flexibility. In this paper, we report recent research results on the light weight sandwich panel, including simulation analysis and fracture tests. Analytical and experimental results show that further improvement in fracture strength of the panel will be expected.

## 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 Al ハニカムサンドイッチパネルが多く使用されている。Al 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、一方で製造加工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 (ポリメタクリリミド発泡材) 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、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いる。しかし、本軽量構体パネルは人工衛星及び宇宙ステーション等への適用を想定しており、H-2A ロケットの段間部と使用環境及び設計寿命が異なる。そのため、本軽量構体パネルには衛星及び宇宙ステーション等で要求される耐宇宙環境性が必要である。また、様々なコンポーネントを据え付けるため、インサートブロック等局所で発生する不均一な荷重集中への対策が必要である。

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、着実な成果を挙げている。

Sandwich structure consists of CFRP skin and Rohacell core

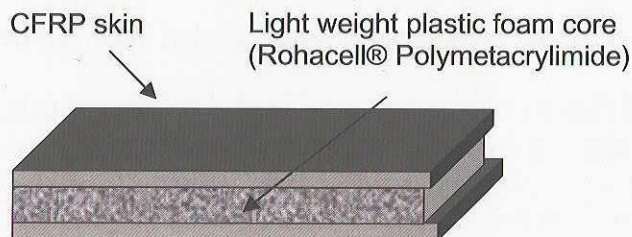


Figure 1 Schematic of the light weight sandwich panel

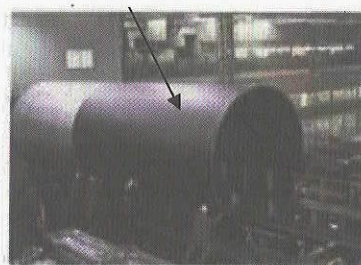


Figure 2 Interstage of H-2A launch vehicle



## 2. 研究の概要

平成 15 年度の研究で実施した 50kg 級小型衛星規模構体供試体の振動試験において、振動による負荷が最大となる底面パネルに損傷が生じた。損傷はインサートブロック周囲において、CFRP スキン層間剥離に至る状態であった。宇宙機適用のために、まず発生する破壊形態及び破壊強度を求め、その上で強度向上若しくは荷重分散等の改善が必要である。平成 16 年度は、以下の項目について研究を実施した。

### (1) インサート部周辺の数学モデルによる第 1 次解析

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固定に用いるインサート部周辺を数学モデル化し、荷重解析を実施した。

### (2) インサート部周辺の破壊評価試験

インサート部周辺に対し、曲げモードでの破壊評価試験を実施した。

### (3) インサート部周辺の数学モデルによる事後解析及び強度向上策の検討

上記 (1) 及び (2) の結果を比較評価し、数学モデルの検証を実施した。また、見直した数学モデル等を用い、インサート部強度向上の改善策を検討した。

## 3. 成果の概要

### (1) インサート部周辺の数学モデルによる第 1 次解析

軽量構体パネルのインサートブロック部周辺の破壊進展形態を推定するため、3 点曲げ試験を想定した当該部の数学モデルを作成した。この数学モデルは、低密度発泡材製コア材、CFRP 製スキン材、及び Al 合金製インサートブロックの材料特性値を用い、破壊評価試験に用いる供試体と同一寸法とした。CFRP スキンの物性値として既知なのは繊維と繊維直角方向の物性値のみであり、板厚方向のヤング率は繊維直角方向と等方性であると仮定した。

数学モデルの概略を Figure 3 に示す。数学モデルは、板厚方向及び長手方向にメッシュ分割した 2 次元モデルとした。破壊評価を行う 3 点曲げ試験ではインサートブロックをはさんで左右対称の挙動を示すと考えられるため、ここではインサートブロックの中央までをモデル化したハーフモデルで解析を行った。使用コードは、NASTRAN Ver. 2001 である。拘束条件は供試体が 3 点曲げに供されることからインサートブロックのない端部の下端で単純支持とし、もう一方の端部は対称条件で拘束した。荷重条件は、供試体中央部(数学モデルでは対称条件で拘束されている面)の上方から下方へ 1kgf の集中荷重を負荷した。

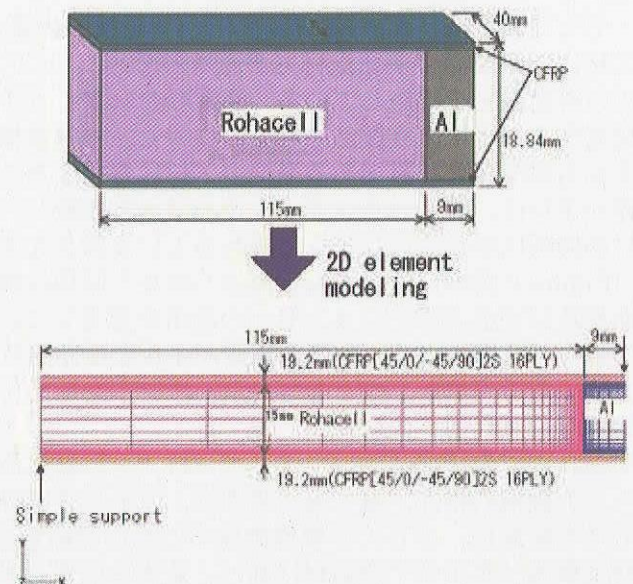


Figure 3 Mathematical model around the insert block

3 点曲げとなるよう荷重を負荷した第 1 次解析の結果、CFRP スキンはロハセルコアの約 100 倍程度の応力が発生した。しかし、CFRP スキンの引張り強度、せん断強度とも、ロハセルコアの 1000 倍以上であることを考慮すると、3 点曲げ試験にて CFRP スキンがロハセルコアより先に破壊することは考えにくい。そこで、ロハセルコアで破壊が進行するとし、解析を実施した。ここで、破壊進展は、最大主ひずみが発生した要素に沿って進行すると仮定した。解析の結果、破壊はインサートブロック/CFRP スキン/ロハセルコア境界を起点とし、約 45° 方向に進む傾向がみられた。



## (2) インサート部周辺の破壊評価試験

インサート部周辺の破壊形態を識別するための破壊形態確認試験と、破壊進展過程を評価するための破壊進展状況評価試験とに分けて実施した。

破壊形態確認として3点曲げ試験を、破壊進展状況評価として吊り下げ型の片持ち曲げ試験（静強度試験と繰り返し負荷試験）を行い、インサート部周辺の強度を測定した。Figure 4、Figure 5 に、それぞれ3点曲げ試験と片持ち曲げ試験の概略を示す。

静強度試験は、試験片端部上面から下面に向けて荷重を負荷し、そのまま破壊まで荷重を負荷した。また、繰り返し負荷試験では静強度試験において破壊が発生した荷重を基に負荷レベルを設定し、繰り返し負荷を行った。

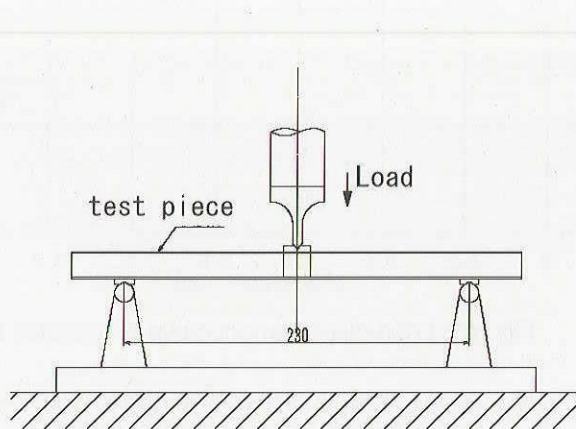


Figure 4 Outline of three-point bending test

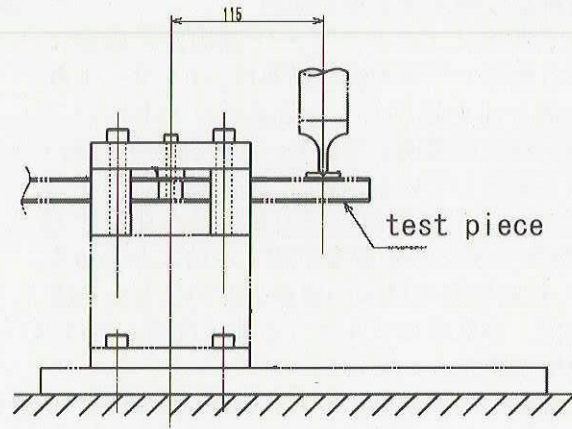


Figure 5 Outline of cantilever bending test

3点曲げ試験では、CFRP スキンに貼り付けたひずみゲージで測定された歪みは十分に小さく、また、異音等の破壊の前兆を示すことも無く、突然破壊に至った。試験後の供試体には、インサートブロック部との接合面を起点としたコアのせん断破壊、及び試験の荷重点と支点の中央部近辺を起点としたコアのせん断破壊という2種類の破壊形態が観察された(Figure 6 参照)。

静強度試験の結果、全ての供試体が約 200～300N 程度において何らかの破壊を示し、その破壊形態として、インサートブロックと CFRP スキンの剥離が観察され、またインサートブロックをはさんで負荷した側と反対側のロハセルコアが破壊するという現象が起こった(Figure 7 参照)。

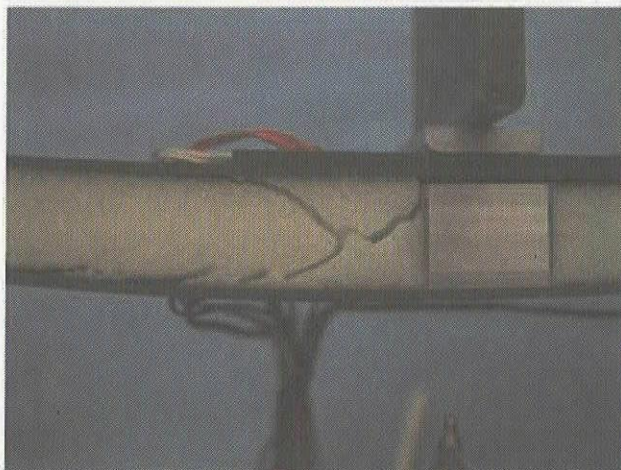


Figure 6 Crack of three-point bending test



Figure 7 Crack of cantilever bending test



繰り返し負荷試験では、インサートとスキンのはがれが初期破壊である。繰り返し負荷試験における荷重－変位図を Figure 8 に示す。初期破壊荷重は、3 点曲げ試験、及び静荷重試験とほぼ同じ値となった。このことより、ロハセルコアの破壊荷重がこの試験形態では 200N 程度であることがわかった。

### (3) インサート部周辺の数学モデルによる事後解析及び強度向上策の検討

3 点曲げによるインサート部周辺の破壊に関する数学モデルの解析結果は、インサート部との接合面を起点とした破壊がロハセルコア内部へ斜めに進展しており、実験結果の破壊の傾向と類似している。また、試験結果と数学モデルにおける破壊荷重での変形量を比較すると、数学モデルの変形量が約 1.2 倍大きかった。CFRP 材料特性の既知の値が少ないことを考慮すれば、本数学モデルは 3 点曲げに関してはほぼ模擬できたといえる。

2 種類の破壊形態のうち、荷重点と支点の中央部近辺を起点とした破壊が起きる場合では、インサート部周辺の主ひずみが、供試体の中央部近辺に比べ小さいことが推測される。インサート部周辺の強度が上昇した理由として、インサートとロハセルコア界面に使用する接着剤の回り込みによるインサートとロハセルコア界面の強度増加が考えられる。

一方、片持ち曲げによる破壊形態について、3 点曲げで使用したハーフモデルの数学モデルで解析した結果、静強度試験の結果を模擬することができなかった。また、供試体全体を対象とした数学モデルでの解析においても、試験結果のような破壊形態を示さなかった。次に、インサートブロックと CFRP スキンの接着がないと仮定して解析をしたところ、試験結果と同様に荷重を负荷した側と反対のインサート部に最大主ひずみが発生した。この結果より、インサートブロックと CFRP スキンはほとんど接着されていないと推定される。

実際の破壊試験、及び数学モデルでの解析結果との対応より、インサートブロックと CFRP スキン間の接着、または、インサートブロック周辺のロハセルコアの高密度化等により、インサート部周辺の強度を向上させることができると考えられる。

## 4. まとめ

平成 16 年度の軽量構体パネルの研究では、インサート部周辺の数学モデルによる評価、及び破壊評価試験を実施した。その結果、インサート部周辺の曲げに対する挙動を明らかにした。また、数学モデルの事後解析により、インサートブロックとロハセルコア間への接着剤使用、高剛性発泡材の適用により構体の強度向上が期待できることが明確になった。

今後、さらなる軽量化・高強度化、パネル内部への機器の埋め込み等による高機能化を目指して開発を継続していく予定である。

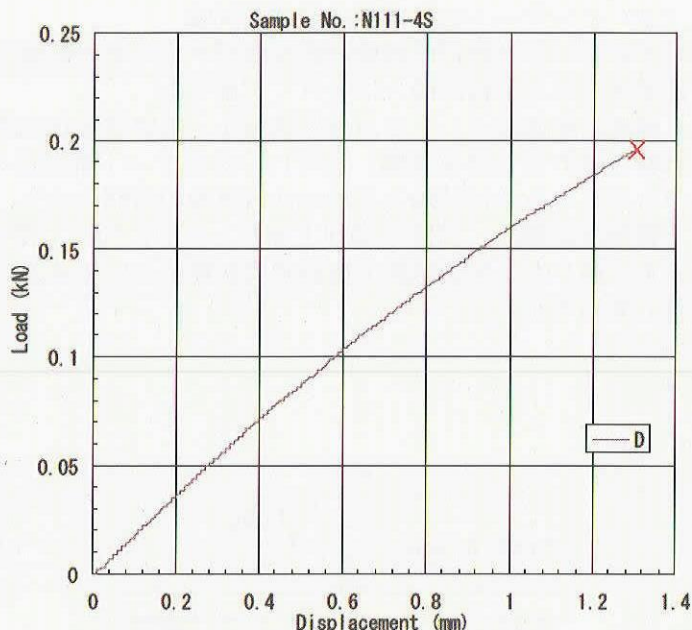


Figure 8 Load-displacement curve of repeated test



# 外部汚染環境解析ソフトウェアの開発

Development of Japanese Spacecraft Induced  
Contamination Environment Analysis Software(J-SPICE)

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

矢野 敬一、馬場 尚子  
Keiichi Yano, Naoko Baba

## Abstract

Outgassed contaminants, emitted from a spacecraft and stick to sensitive surfaces, may give adverse effects on thermal characteristics and sensor performance. A contamination analytical software was developed as a powerful tool for contamination management. It estimates the magnitude of contamination on spacecraft surfaces based on mathematical models, and the analytical results can be utilized for the contamination management of spacecraft surfaces. In this report, the development status of the Japanese Spacecraft Induced Contamination Environment Analysis Software(J-SPICE) is described. The thruster plume sticking analytical function was added to the J-SPICE, analytical results of the J-SPICE was roughly corresponding to reliable analytical results.

### 1. はじめに

軌道上の宇宙機材料から放出されるアウトガスやスラスト噴射によるスラストプルームが宇宙機表面に付着すると、熱特性やセンサ性能に悪影響を与える。しかし、国内ではこれまで設計時に宇宙機の汚染状況を予測した例はほとんど無く、解析する場合でもツールは海外製に頼っていた。そこで、宇宙機表面に付着する汚染物質の付着量及び付着率の予測解析を行うことにより、宇宙機の設計段階において材料選定、温度制御、機器配置、汚染回避等の検討を実現する外部汚染環境解析ソフトウェア(J-SPICE:Japanese Spacecraft Induced Contamination Environment Analysis Software)の開発を進めてきた。ここではJ-SPICEの開発状況及び宇宙機設計への適用可能性について報告する。

### 2. 開発の概要

宇宙機に悪い影響を与える汚染物質の宇宙機表面への付着現象は、宇宙機を構成している機器形状、使用されている材料の種類、放出面及び付着面の温度により異なってくる。J-SPICEでは、これらの情報を入力パラメータとして汚染解析を行い、付着量及び付着率を出力する。これまでに、宇宙機表面からのアウトガスの放出、輸送、付着の各現象をモデル化して宇宙機表面への汚染付着解析を行い、アウトガスレート試験結果との比較評価を実施してきた。以下、これまでに実施したアウトガスレート試験による検証結果の概要と、平成16年度の研究概要について述べる。

#### 2.1 アウトガスレート試験による検証

平成15年度までに実施したアウトガスレート試験のシュラウド内部の概要をFigure 1に示す。同図の水晶振動子(QCM:Quartz Crystal Microbalance)のうちQCM2及びQCM3を $-40^{\circ}\text{C}$ の等温に設定し、試料セルとQCM2及びQCM3の位置関係が異なるように設置した。試験は、シュラウド冷却有り・無しの2ケースを実施した。Table 1に示したようにシ

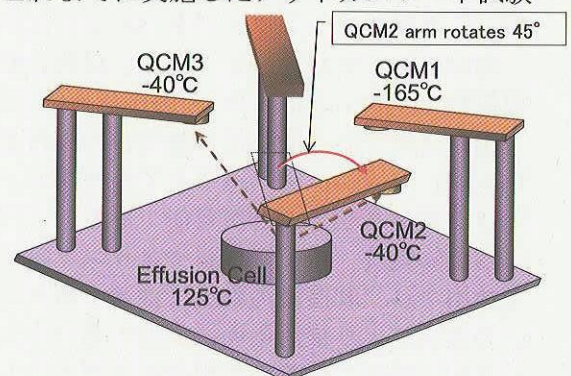


Figure 1 Configuration of ground test

ユラウドを冷却しない場合の QCM への付着量は、シュラウドからの多重反射の寄与が無視できないほど大きくなること、J-SPICE の付着レート解析では 5 次反射まで考慮した場合、試験結果より低い値となること等がわかった。解析結果では反射回数に伴い付着レート比が増加しており、反射回数の増加に伴い試験結果に近づくことと推測される。

Table 1 Ratio of sticking rate(QCM2/QCM3)

	Ratio of sticking rate	Condition
Measured	0.5	Cool(Shroud)
	0.6-0.7	No Cool(Shroud)
Estimated	0.39	Direct flux
	0.44	Direct flux + 5 order multiple reflection

## 2.2 平成 16 年度の研究概要

### (1) スラスタプルームによる汚染

宇宙機のスラスタ噴射による宇宙機表面へのプルーム付着現象をモデル化し、スラスタプルーム解析機能として J-SPICE に追加した。追加した機能は、主に人工衛星で使用されている一液式スラスタ及び ISS や Progress 等で使用されている二液式スラスタをモデル化したプルーム付着解析機能である。この解析結果を宇宙機の設計開発において実績のある Boeing の解析結果と比較し、評価を行った。

### (2) Boeing の解析結果との比較評価

宇宙機の設計開発に実績のある Boeing の解析結果との比較評価を実施していなかったため、平成 16 年度は、J-SPICE の検証を Boeing の解析結果を用いて行った。アウトガスモデルに関しては、ISS/JEM (International Space Station / Japanese Experiment Module) の使用材料のアウトガスレート計算を行い、直接フラックス・リターンフラックスについては、汚染解析を行う宇宙機形状として ISS/JEM を使用し、汚染付着解析を実施した。また、二液式スラスタプルーム付着解析は、ISS 米国太陽電池アレイ (左舷・内側・後方 (PIA)) の形状を使用して解析を行った。これらの解析結果と Boeing の解析結果を比較し、評価を実施した。

## 3. ソフトウェアの概要

J-SPICE は、宇宙機の形状、放出面及び付着面の温度、材料の種類、軌道、被汚染面の汚染源から見た視野を表す形態係数を入力情報として汚染解析を行い、付着量及び付着率を出力する。

J-SPICE で使用する宇宙機形状モデルは、NEVADA 形式のフォーマットデータを使用しており、このフォーマットは 8 種類の基本形状が使用可能である。形態係数は、宇宙機形状モデルを入力データとして Thermal Desktop ソフトウェアを用いて算出する。J-SPICE の主要スペックおよび解析に必要なソフトウェアを Table 2 に示す。

Table 2 に示した形状、温度、材料、軌道、形態係数を J-SPICE に入力し、汚染付着解析を行う。

出力結果である汚染付着量及び汚染付着率は、Thermal Desktop ソフトウェアを使用し、グラフィック表示させることが可能である。

汚染物質は、宇宙機材料やスラスタ噴射によって放出され、直接被汚染面に到達するケース、宇宙機表面との反射を繰り返して到達するケース、大気との衝突により被汚染面に到達するケース等の輸送経路を経て被汚染面に付着する。J-SPICE は、これら放出、輸送、付着の各現象をモデル化しており、各現象について以下に示す。

Table 2 J-SPICE Information

Software	Thermal Desktop / AutoCAD
Element numbers	5000 (Maximum)
Input parameters	Shape Temperature Material Orbit / Atmospheric density View factor
Shape elements	Polygon / Rectangle / Sphere / Disk Ellipse / Cylinder / Cone / Paraboloid
Shape model	NEVADA
Analysis function	Production model - Outgassing model - Thruster plume model Transport model - Direct flux - Multiple reflections - Return flux - Collisions Sticking model
Analysis results	Condensable outgassed mass [g/cm <sup>2</sup> ] Condensable outgassing rate [g/cm <sup>2</sup> /sec]



- ①放出
  - ・材料からのアウトガス
  - ・スラスタ噴射によるスラスタプルーム
- ②輸送
  - ・直接フラックス : 直線的な汚染物質の輸送
  - ・多重反射 : 宇宙機表面での反射
  - ・リターンフラックス : 自然大気と汚染物質の衝突散乱
  - ・自己散乱 : 汚染物質間の衝突散乱
- ③付着
  - ・アウトガス及びスラスタプルームの付着

4. 成果の概要

4.1 アウトガスによる汚染付着解析

J-SPICE のアウトガスモデルとして、3 種類のモデルについて比較検討を行った。

- ①べき乗モデル :  $M(t)=a \cdot t^b+c$
  - ②自然対数モデル :  $M(t)=a \cdot \ln(t)+c$
  - ③指数モデル :  $M(t)=a \cdot [1-\exp(-t/b)]+c$
- M : t=0 からのアウトガス量[g/cm<sup>2</sup>]  
a,b,c:材料固有のモデル定数  
t : 時間[sec]

Boeing はアウトガスモデルとして自然対数モデルを採用している。同モデルを用いて解析結果の比較評価を行ったところ、Boeing の解析結果に概ね一致しており、J-SPICE によるアウトガスモデル化のは妥当性が確認できた。残差二乗和をアウトガスモデルのトレードオフの指標とすると、これまでと同様にべき乗モデルが他のモデルよりもアウトガスレート試験結果によく一致することが確認できた。

4.2 直接フラックスによる汚染付着解析

ISS/JEM に関する J-SPICE を用いた直接フラックス汚染付着解析結果を Figure 2 に示す。この解析結果を Boeing の解析結果と比較すると約 30%の差があるが、この差異は解析に用いた JEM 形状データの違いに起因するものと推測される。従って、J-SPICE と Boeing の解析結果は、概ね一致しており、この直接フラックスによる汚染付着解析は、人工衛星の汚染予測解析に適用可能と思われる。

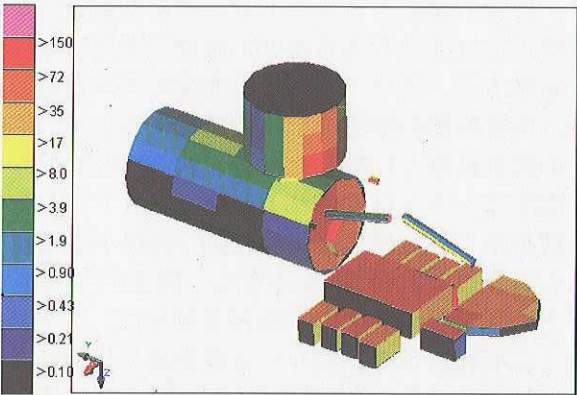


Figure 2 Results of direct flux analysis

4.3 リターンフラックスによる汚染付着解析

ISS/JEM に関する J-SPICE を用いたリターンフラックス汚染付着解析結果は、Boeing の解析結果（汚染解析ソフトウェア : NASAN2）と比較すると入力データの相違も含め、約 70%程小さな値になるが、Table 3 に示したように 1 年間の汚染付着量は、水分子の直径 (3.3 Å) より小さく、物理的な大差はないと推測される。

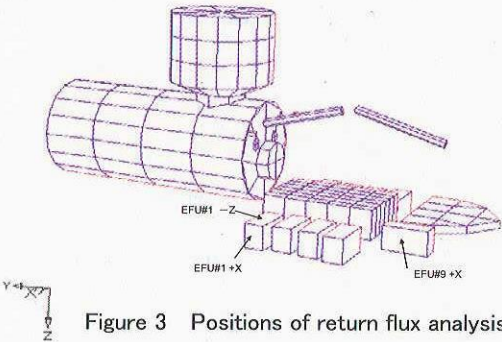


Figure 3 Positions of return flux analysis

Table 3 Results of return flux analysis

Sensitive Surface	J-SPICE [Å/year]	NASAN2 [Å/year]	Difference [ % ]
	a	b	$\frac{b_{average}-a_{average}}{b_{average}}$
EF1 +X	0.20	0.51-0.67	67
EF1 -Z	0.10	0.23-0.30	63
EF9 +X	0.27	0.51-0.67	54



#### 4.4 二液式スラスタプルームによる汚染付着解析

Figure 4 に示した ISS 米国太陽電池アレイ（左舷・内側・後方（PIA:Port-Inboard-Aft））の形状及びスラスタ位置の情報をを用いて、二液式スラスタ（Progress）噴射による ISS 米国太陽電池アレイ（左舷・内側・後方（PIA））へのプルーム付着解析を実施した。J-SPICE による解析結果を Figure 5 に示す。この解析は直接フラックスのみを対象としているが、Boeing の解析結果とは良好な一致を示した。汚染付着量の大きいノードについては最大約 10%の差があったが、これは PV アレイの展開角度データの差異に起因するものと推測される。

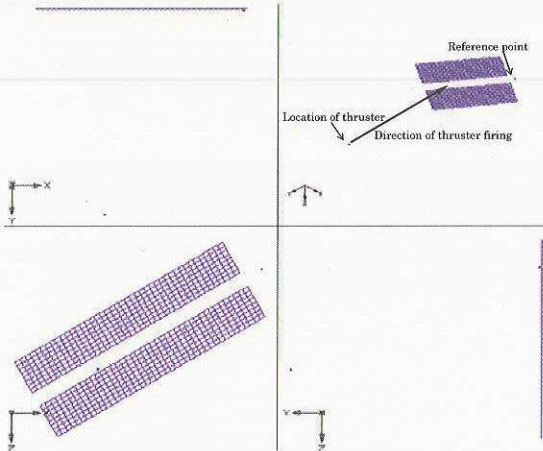


Figure 4 Position of PIA and thruster

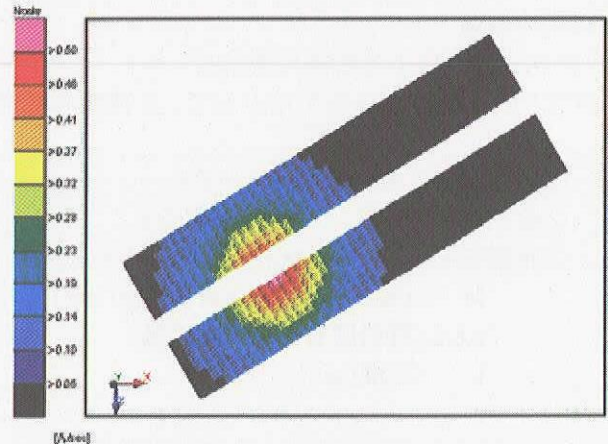


Figure 5 Results of bipropellant thruster plume deposition analysis

#### 5. まとめ

今回の成果よりアウトガスの自然対数モデル解析結果は、Boeing の解析結果と概ね一致するため、モデル化は妥当であることが確認できた。これまでと同様な方法で残差二乗和を基に各モデルの定数を決定すると、アウトガスのべき乗モデルが最もよく一致した。

汚染物質の輸送モデルの解析について、直接フラックスによるアウトガス汚染付着解析結果を Boeing の解析結果と比較した場合、約 30%の差があるが、この差異は解析に用いた JEM 形状データの違いに起因するものと推測される。また、リターンフラックスによるアウトガス汚染付着解析結果を Boeing の解析結果と比較した場合、約 70%程小さな値となるが、解析結果である 1 年間の汚染付着量は、水分子の直径 (3.3 Å) より小さく、物理的な大差はないと推測される。このことから直接フラックス及びリターンフラックスの汚染付着解析は、人工衛星の汚染付着解析に適用可能である。

二液式スラスタプルーム解析結果は、Boeing の解析結果に対して汚染付着量の大きいノードについては最大約 10%の差があったが、良好な一致を示した。

以上のことから J-SPICE は、人工衛星の開発設計においてアウトガスおよびスラスタプルームの汚染付着解析に適用が可能である。

# DLC 膜の真空中摩擦特性における温度依存性

Temperature dependance of vacuum tribological properties of DLC films

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

岩木 雅宣  
Masanori Iwaki

## Abstract

Among diamond-like carbon (DLC) coatings, hydrogenated amorphous carbon ( $a\text{-C:H}$ ) coatings are of great interest since some of them exhibit friction coefficient in the millirange, so-called “superlow friction” in vacuum. However, there are still points to be clarified and improved to employ them as solid lubricant for space use. For example, in space environment solid lubricants are required to function at both low and high temperature. In such an extreme environment, it is necessary to know the evolution of the tribological behavior in temperature, leading to their application limit.

In this work, pin-on-disk friction tests were conducted at various temperatures under vacuum condition. For all temperatures, superlow friction regime could be reached, as it was observed usually at room temperature. However, an effect of temperature is evidenced on the duration of “running-in” phase, i.e. the number of cycles required to reach a superlow friction regime. The lower the temperature was, the longer this duration was. Also, the application limit in temperature was found between 200 and 300°C, at which the friction coefficient slowly increases after running-in, to reach values above 0.01.

## 1. はじめに

本研究は、将来宇宙用潤滑剤としての利用が期待される DLC（ダイヤモンドライクカーボン）膜についての真空中におけるトライボロジー特性を取得することを目的としたものである。

本研究は平成 15 年度海外長期派遣研修制度（平成 16 年 1 月～平成 17 年 1 月）を利用し、フランス・リヨン工科大学 トライボロジー・ダイナミクス研究所（LTDS）において行われた。

## 2. 研究の概要

DLC 膜の中でも、「水素化アモルファスカーボン ( $a\text{-C:H}$ ) 膜」には、真空中で super low friction と呼ばれる 0.01 未満の超低摩擦係数を示すものが存在することから大きな注目を集めている[1]。DLC 膜は数々の優れた特性から将来の宇宙用潤滑剤として有望であると考えられているが、実用化のためには未知の特性及びクリアすべき課題が残されている。例えば宇宙用潤滑剤は宇宙の苛酷な温度環境に耐えることが要求されるが、 $a\text{-C:H}$  膜の真空中温度依存性については報告がない。

そこで本研究では温度を  $-130^{\circ}\text{C}$  から  $+300^{\circ}\text{C}$  まで変化させ、真空中での  $a\text{-C:H}$  膜の摩擦係数を測定し、温度依存性を調査した。



3. 成果の概要

3. 1 試料

試料はシリコンウェハー上に成膜された a-C:H 膜を用いた。その詳細を Table 1 に示す。

Table 1. Detail of sample

Name	AC5
Structure and composition	Hydrogenated amorphous carbon (a-C:H), H content 40 at. %
Precursor	Acetylene (C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> )
Deposition method	Plasma assisted CVD, bias voltage: -500 V
Manufacturer	IBM
Film thickness	1 μm
Hardness	7 GPa
Substrate	Si wafer, 8×10 mm

3. 2 試験装置

試験は LTDS 所有の UHV Analytic Tribometer[2]を用いた。この試験機は「超高真空での往復摺動試験機＋表面分析装置」という構成をしており、真空中摩擦試験後、試料を大気に曝すことなく、その表面を分析できることが特徴である。Figure 1 に概要を示す。

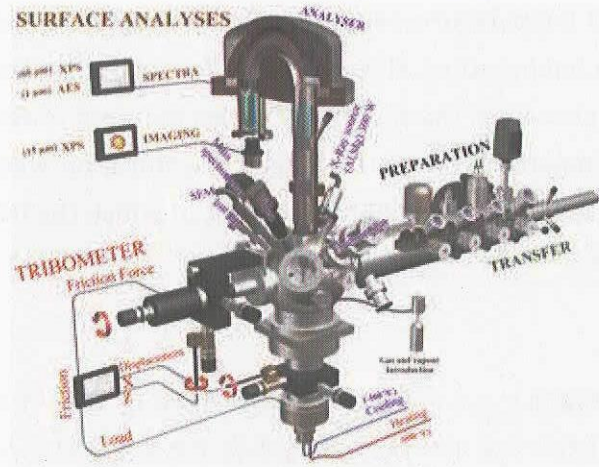


Figure 1 Schematic view of the UHV Analytic Tribometer

3. 3 試験結果

Table 2 に示す試験条件により、温度を変えて真空中摩擦試験を行った。

Table 2 Conditions of vacuum friction test

Friction mode	pin-on-disk, reciprocating friction
Friction length	2 mm
Friction speed	0.5 mm/s
Pin radius	8 mm
Load	3 N (max. Hertzian pressure about 0.5 GPa)
Pressure	about $1 \times 10^{-7}$ Pa
Temperature	-130~+300°C
Number of cycles	1000



Figure 2 に摩擦試験結果を示す。Table 3 に示すように、すべての温度において superlow friction 状態を達成したが、摩擦係数は 200℃で往復数 (Figure 2 で Cycles と表示)とともに漸次増加傾向、300℃では 200 往復近辺より 0.05~0.10 程度まで急上昇した。これは DLC の実用的使用限界がこの 200~300℃付近にあることを示している。

Figure 3 の光学顕微鏡像においても、高温 (200℃及び 300℃) と常温・低温 (30℃及び-130℃) の間には大きな違いが見られ、高温での摩擦痕の荒れが目立つ。

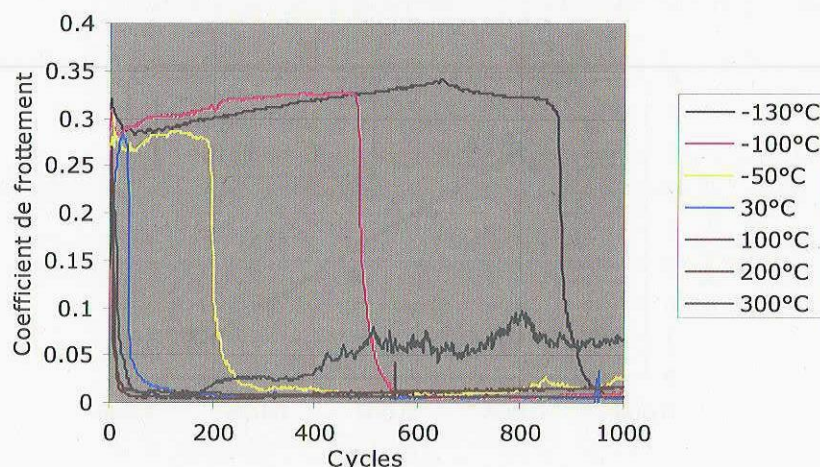


Figure 2 Vacuum friction test result of the DLC film

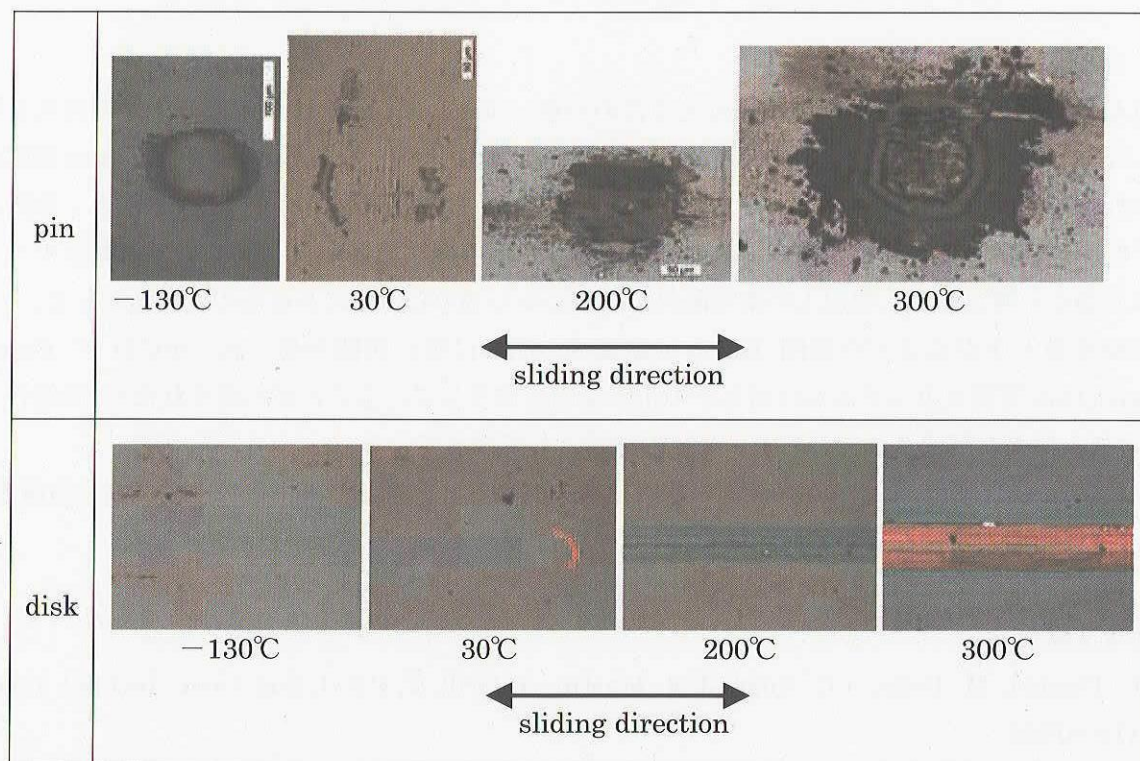


Figure 3 Optical images of the friction traces of the DLC film after vacuum friction test

また、摩擦係数は、摩擦開始後一定期間 0.3 前後で推移した後、劇的に superlow friction レベルまで低下した。この摩擦係数が高い時期の持続時間については温度依存性が見られ、温度が低く

なればなるほど、長くなる傾向があった。この期間（superlow friction が得られるまでに要する往復数）を inscribed period:  $P_{inc}$  と呼ぶこととすると、 $P_{inc}$  の逆数の自然対数と試験温度の逆数の間には Figure 4 のような線形な関係が得られる。図中の近似直線と各データの間の相関係数は 0.92 以上と非常に高い相関を示している。これはアレニウス・プロットと呼ばれ、化学反応の速度を推定するためによく用いられる。すなわち superlow friction 発現メカニズムには、何らかの化学反応が関係していることが想定される。ただし、表面に吸着した水（あるいは氷）が影響したことも考えられ、この点についてはさらに検討を進める予定である。

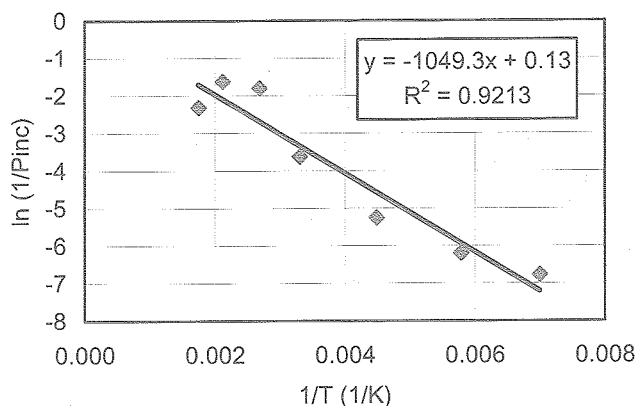


Figure 4 Arrhenius' plot between temperature and  $P_{inc}$

#### 4. まとめ

DLC 膜を宇宙用潤滑剤として実用化するための第一歩として、a-C:H 膜の真空中摩擦特性を取得した。-130~200℃という広い温度範囲で摩擦係数 0.01 未満となる Superlow Friction 状態が得られ、温度特性は良好であると言える。300℃においても摩擦係数としては 0.1 未満と、依然として低い値を示しているが、摩擦係数の挙動及び摩擦痕の観察結果から 200℃までの摩擦モードとは異なると考えられ、実用上の使用限界が 200℃から 300℃の間にあるものと考えられる。

摩擦係数が下がるまでの期間  $P_{inc}$  と試験温度の間には強い相関が見られ、a-C:H の Superlow friction 発現メカニズムには何らかの化学反応が寄与していることが示唆されたが、詳細なメカニズムはまだ解明されておらず、今後の課題として残っている。

今後は a-C:H 膜の潤滑メカニズムの解明を推し進めるとともに、実用化に向けて耐宇宙線性、地上保管時の安定性などの特性評価を行っていく予定である。

#### [参考文献]

- [1] C. Donnet, M. Belin, J.C. Augé, J.M. Martin, A. Grill, V. Patel, Sur. Coat. Technol. 68/69 (1994)626.
- [2] T. Le Mogne, J.M. Martin, C. Grossiord, in : D. Dowson (Ed.), Lubrication at the Frontier, Tribology Series, vol. 36, Elsevier, 1999

## 宇宙用液体潤滑に関する研究 Study on Liquid Lubrication in Space

マテリアル・機構技術グループ 鈴木 峰男、佐々木 彰、宮馬 浩、小原 新吾、田中 康夫  
Mineo Suzuki, Akira Sasaki, Hiroshi Miyaba, Shingo Obara and Yasuo Tanaka  
Mechanical and Materials Engineering Group  
宇宙先進技術研究グループ 野木 高  
Takashi Nogi  
Advanced Space Technology Research Group  
システム誘導技術グループ 市川 信一郎、井澤 克彦  
Shinichiro Ichikawa and Katsuhiko Izawa  
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

### Abstract

This paper describes three topics for the study on oil-lubricated ball bearings and lubricants in space. Firstly, a numerical study on EHL point contacts with nonuniform inlet film thickness, which results from repeated ball passings, is presented. At high values of speed and viscosity, the central film thickness can decrease with speed and viscosity, which agrees with common experimental experience. Secondly, downsized, high-resolution Laser Induced Fluorescence system for measuring oil film thickness of a ball bearing was developed in TIT/JAXA collaboration. The measurement with the LIF system revealed that the film thickness on the outer-raceway was decreased by repeated ball passings, and, finally, very thin film of approximately  $0.4\mu\text{m}$  was left to contribute to bearing lubrication. Lastly, some tribological properties of an ionic liquid were investigated by using a pin-on-disc friction and wear tester. Due to running-in, the coefficient of friction of the ionic liquid decreased with time to a very low value. Wear of the specimens lubricated with the ionic liquid was substantially comparable to that with a paraffin-based oil.

### 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 近傍の低摩擦係数が得られ、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。このような微少油量条件下では、転動体通過の繰り返しによって接触域の油膜が非常に薄くなり[1]、潤滑性能の低下が懸念されるため、転動体通過の影響を考慮して油膜厚さを精度よく予測できる解析技術の開発が必要である。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どの程度が転動体と転走面との潤滑に寄与しているかは明らかになっていない。さらには、蒸発やクリープ現象によるわずかな損失も油不足につながる。これらの点を明確にするためには、転走面上の潤滑膜厚を正確に予測する技術や計測する技術を確立し、転がり軸受の潤滑メカニズムを明らかにする必要がある。

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、1990 年代半ば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。MAC は、低蒸気圧でかつ添加剤を溶解可能であり、PFPE と鉱油の特長を併せ持つ油といえる。同油のトライボロジー特性については、本研究においても平成 14 年度から評価を進めており、耐摩耗性等において良好な結果を示している。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。さらに、最近では、正負のイオンのみから構成される「イオン液体」が開発され、優れた耐熱性、不揮発性を有することから、新規潤滑油として注目されており[2]、MAC に続く新しい宇宙用液体潤滑剤としても期待される。イオン液体は、構成イオンの選択によって粘度など諸特性のコントロールが可能で、国産の反応溶媒や電解質として入手できる



など長所が多く、そのトライボロジー特性についても早急に評価を進める必要がある。

本研究は、主にホイール等の高精度回転機器の開発及び信頼性向上に寄与するため、転がり軸受の潤滑膜厚の予測技術や計測技術を確立して潤滑メカニズムを明らかにすること、及び、宇宙用液体潤滑剤に関するトライボロジー特性を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「宇宙用油潤滑軸受の評価技術の研究」及び「宇宙用潤滑油のトライボロジー特性に関する研究」を主体として、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 16 年度は以下の項目について研究を行った。

(1) EHL (Elasto-Hydrodynamic Lubrication、弾性流体潤滑：玉軸受の玉と内外輪の接触のような高い接触圧力下で、油の粘度が非常に大きくなり、接触面が弾性変形する潤滑状態) 油膜厚さに及ぼす転動体通過の影響

EHL 接触域の出口部には、極めて低速の場合メニスカスが形成されるが、速度が大きくなるとメニスカスは不安定になって接触域の両側に分かれ、Fig. 1-1 に示すように、2 本の side band を形成する[3]。この side band は合流することなく次の転動体通過の接触域入口部に到達し、入口部の膜厚は side band で大きく、その内側で小さくなる。本報では、点接触 EHL において side band を考慮し、一様でない入口膜厚分布が接触域内部の膜厚に及ぼす影響を数値解析によって検討した。

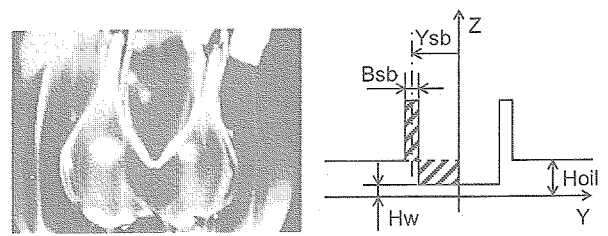


Fig. 1-1 Left: Flow around an EHL contact[2]; Right: Simplified model of inlet oil film distribution.

(2) 玉軸受転走面のその場油膜厚さ計測

(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・京極研究室)

回転中にある転がり軸受の転走面上の油膜厚さ測定は、前項の解析技術の妥当性を検証する上で、さらに、軸受の最適油量の検討や軸受の動特性に関する数値シミュレータのコリレーションを行う上で重要となる。今年度は、平成 15 年度までに実現した、油の紫外線に対する蛍光強度から玉軸受の転走面上の油膜厚さを計測する LIF (Laser Induced Fluorescence、レーザ誘起蛍光) 法について、測定精度の向上と装置の小型化を図るため、高効率な部品の採用等により光学系を簡素化した新たな装置を試作した。さらに、アンギュラ玉軸受の油膜厚さ計測を行い、同装置の有効性を確認した。

(3) イオン液体の潤滑特性

今年度は、真空中での評価に先立ち、イオン液体の基礎的な潤滑特性データを大気中で取得した。主に混合潤滑領域 (油膜形成が不完全で、接触域の一部で固体同士の接触が生ずる、実用上重要な潤滑状態) での評価を行った。

## 3. 成果の概要

(1) EHL 油膜厚さに及ぼす転動体通過の影響

微量油量条件を取り扱うため、油膜厚さと 2 面間すきまの比を表す変数  $\theta$  をレイノルズ方程式に組み込み、Multigrid 法で解いた[1]。弾性変形の計算は FFT 法[3]を用いて高速化した。以下では、等価ヤング率  $E$ 、等価半径  $R$ 、荷重  $w$ 、転がり速度  $u$ 、圧力粘度係数  $\alpha$ 、大気圧下の粘度  $\eta_0$  とする。解析に用いた入口膜厚分布のモデルを Fig. 1-1 に示す。座標  $X$  が転がり方向で、 $X$ 、 $Y$  方向の長さはヘルツ接触半径  $a$ 、 $Z$  方向の長さ (膜厚  $H$ ) は  $a^2/R$  で無次元化した。油量一定を仮定して、2 つの斜線部の面積が等しくなるように side band の高さを決定したが、 $Y_{sb}$  と  $B_{sb}$  は未知であり、パラメータとして変化させた。1 回目に入膜厚が一様に  $H_{oil}$  であるとして解析を行い、2 回目以降の計算では、 $n$  回目の  $H_w$  が  $n-1$  回目の中央膜厚に等しいと仮定した。 $W = w/ER^2 = 4.33e-7$ 、 $G = \alpha E = 4.62e3$  の場合を解析した。

Fig. 1-2 に、膜厚  $\theta H$  の計算結果を示す。 $U = u\eta_0/ER^2 = 4.33e-11$  の場合である。1 回目の接触では中央膜厚  $H_c$  は 0.64 で、一様な入口膜厚の解析では油量不足にならないが、Fig. 1-2 の  $H_c$  は 0.53 で、side

band を考慮した 2 回目の接触では油量不足になっている。Fig. 1-1 のように、入口部のメニスカスがバタフライ形状になっており、side band の油は接触域に近づく と押しつぶされて横方向に広がり、入口部に再流入している。

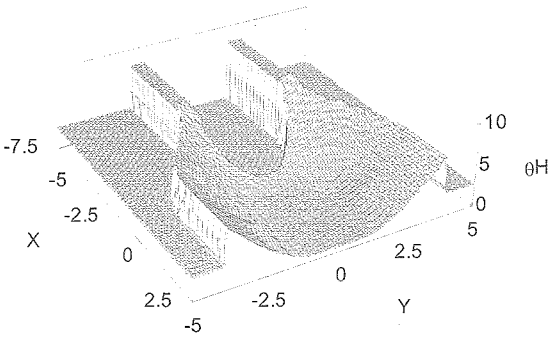


Fig. 1-2 Film thickness, Hoil = 2.67, Ysb = 1.9, Bsb = 0.6, n = 2.

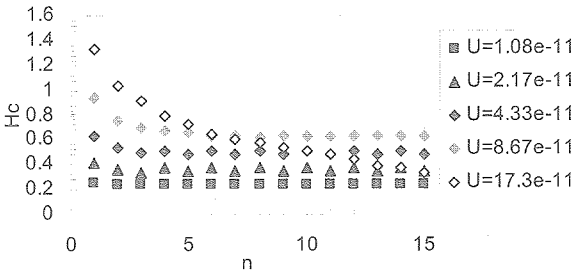


Fig. 1-3 Film decay, Hoil = 2.67, Ysb = 1.9, Bsb = 0.6.

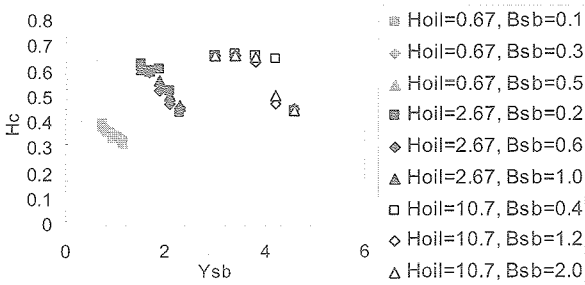


Fig. 1-4 Effect of the inlet distribution on Hc, n = 2.

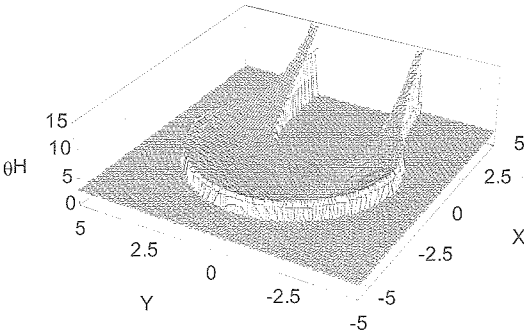


Fig. 1-5 Film thickness, Hoil = 2.67, n = 1.

Fig. 1-3 に中央膜厚  $H_c$  と繰り返し数  $n$  の関係を示す。 $U$  が大きく（高速、高粘度）になると、転動体通過の繰り返しで  $H_c$  は急激に減少する。通常の解析では、膜厚は  $U$  と共に増大するが、転動体通過を考慮すると、 $U$  と共に膜厚の減少する（速度×粘度が最大になる  $U = 17.3e-11$  の  $H_c$  が、その他より小さくなる）場合があった。これは、 $U$  が大きいと、side band の油が接触域入口部に到達しにくくなるためである。速度、粘度の増大によって油膜が薄くなる現象は微量油量条件下の実験でよく観察される。本報の解析結果から、side band を考慮した、一様でない入口膜厚分布によって、上述の実験結果を説明できることがわかった。

Fig. 1-4 に、side band の位置  $Y_{sb}$ 、幅  $B_{sb}$  を変化させて中央膜厚  $H_c$  を計算した結果を示す。Hoil = 2.67、10.7 の場合、それぞれ  $Y_{sb} = 2, 4$  以下では十分潤滑と同等の  $H_c$  が得られ、それより  $Y_{sb}$  が大きくなると  $H_c$  は急激に減少する。Hoil = 0.67 の場合、油量が非常に少ないため、計算した全ての条件で十分潤滑と同等の  $H_c$  は得られなかった。

上述のように、膜厚を精度よく予測するためには、side band を考慮した一様でない入口膜厚分布が必要になるが、side band を再現する解析技術はいまだ開発されていない。Fig. 1-5 は、せん断流れの連続性から side band の再現を試みた結果である。ヘルツ接触域とキャビテーション域の境界を仮定し、圧力流れは今のところ無視している。今後は side band が破断する位置を求めることが課題になる。

## (2) 玉軸受転走面のその場油膜厚さ計測

回転中にある玉軸受転走面の油膜厚さ計測については、平成 15 年度までの研究により、紫外線に対する油の蛍光強度を測定する LIF 法を応用することで可能となった。一方、計測技術に関する重要な課

題としては、測定精度をさらに向上させることと、ホイール等の実機器の回転系に適用するために計測装置の小型を図ることがあげられる。平成 16 年度は、これらの課題の解決を目指して、小型・高精度な油膜厚さ計測装置を試作した。

#### (a) 油膜厚さの計測原理

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。玉軸受に対する LIF 法を用いた油膜厚さ計測系を Fig.2-1 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、油膜厚さと蛍光強さとの較正は、静的状態においてより精度が高い白色干渉法を適用して行う。

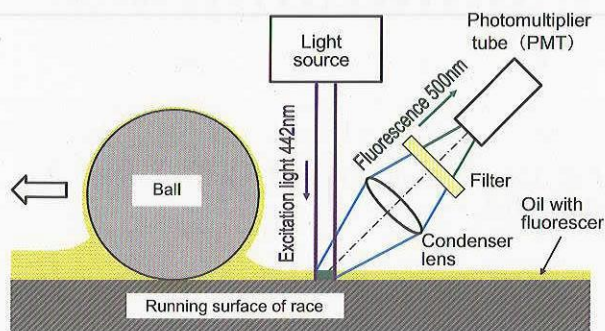


Fig.2-1 Oil-film-thickness measurement with LIF system

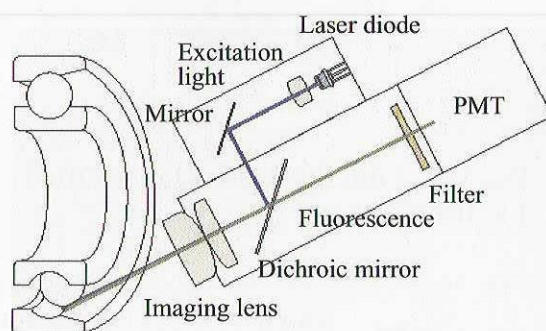


Fig.2-2 New downsized LIF system

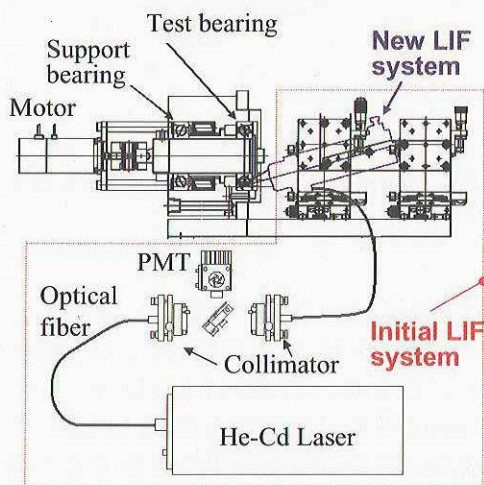


Fig.2-3 Comparison of size between new and initial LIF systems

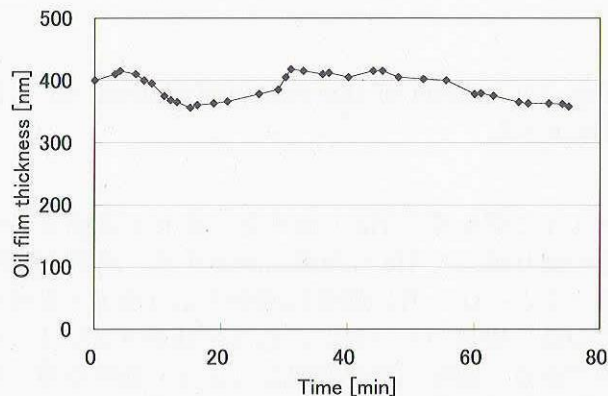


Fig.2-4 Oil film thickness remaining on the outer-raceway after ball passing

#### (b) 装置の改良と油膜厚さの計測結果

Fig.2-2 に新しい LIF 計測装置の概念図を示す。LIF 測定装置の小型・高精度化は、小型で高効率な半導体レーザや PMT (Photomultiplier Tube、光電子倍增管) を使用し、部品数を削減して光学系を簡素化することにより行った。半導体レーザから発生した励起光は、ミラーと結像レンズを経てスポット径 50 $\mu\text{m}$  以下で油膜に照射される。油膜の蛍光はレンズで集光された後、蛍光以外の波長の光をフィルタで取り除き PMT に取り込まれる。本年度試作した装置と昨年度までの装置との大きさの比較を Fig.2-3 に示す。点線で囲われた部分が He-Cd レーザを利用した昨年度までの装置であり、本年度の試作品がかなり小型化されていることがわかる。重量比では、1/10 以下となっている。測定精度については、分解能は従来装置と同等の 0.1 $\mu\text{m}$  以下であり、ノイズは 1/2 以下となり SN 比を向上させることができた。



本年度試作した装置により、回転中の玉軸受外輪転走面上の油膜厚さを計測した。供試軸受は内径 40 mm×外径 80mm、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、内輪回転速度は 500r/min である。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 7×10<sup>-4</sup> mol/l で溶解させた。油膜厚さの計測は、オイルエア方式による 0.05ml/h の微少給油量で 90 分間軸受を回転させた後給油を停止し、無給油状態で開始した。計測結果を Fig.2-4 に示す。同図の油膜厚さは、外輪転走面上の一点において、玉が通過した後に残存している油膜厚さを示しており、およそ 0.4μm である。この値は玉/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、転走面上には玉の通過により極めて微量の油しか存在していない可能性が高い。以上の試験結果は、前節の EHL 油膜厚さに及ぼす転動体通過の影響で得られた数値解析の結果と定性的に一致しており、今後、解析技術と測定技術を向上させることにより、転がり軸受の潤滑メカニズムについて、解析と実験の両面からの検討を進めることができると考えている。

### (3) イオン液体の潤滑特性

試験に用いた潤滑剤の特性を Table 3-1 に示す。イオン液体は各種市販されているが、本報では、疎水性の N,N-Diethyl-N-methyl-N-(2-methoxyethyl)ammonium bis(trifluoromethanesulfonyl)imide (IL) と、比較のために市販の汎用鉱油系潤滑剤 (MO) を用いた。IL の構造を Fig. 3-1 に示す。

Table 3-1 Properties of the lubricants.

	Pour point, degC	Density, g/cm <sup>3</sup>	Viscosity, Pa.s (20 degC)
IL	N/A	1.42	0.077
MO	-13	0.9	0.070

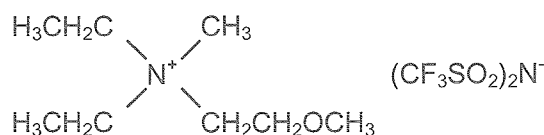


Fig. 3-1 Structure of the ionic liquid.

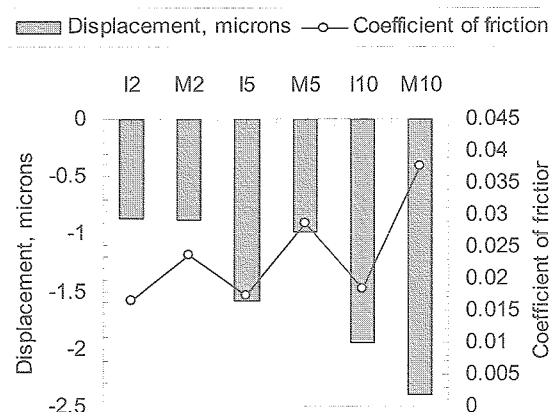


Fig. 3-3 Pin displacement and the coefficient of friction at the end of the test.

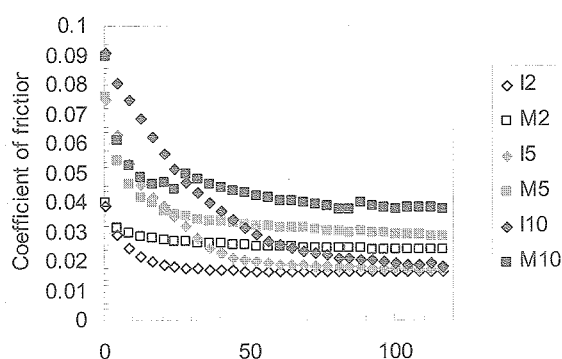


Fig. 3-2 Variation of the coefficient of friction with time.

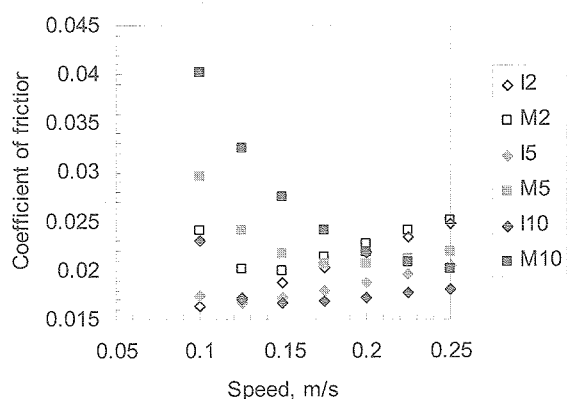


Fig. 3-4 Coefficient of friction versus speed.

試験はピン／ディスク型のすべり摩擦試験機を用いて、常温、大気中、浸漬潤滑、すべり速度 0.1m/s で行った。図中の記号で、I は IL、M は MO、2、5、10 は荷重 (N) を示す。摩擦係数に加えて、摩擦量を調べるために、非接触微小変位計を用いて、ディスクに対して垂直方向のピンの変位を測定した。ピン／ディスク材質 SUS440C、ピン先端半径 50 mm、ディスク直径 45 mm、表面粗さ（中心線平均粗さ）0.2  $\mu\text{m}$ 、試験時間 120 min である。

Fig. 3-2 は摩擦係数の推移を示す。試験開始時は混合潤滑状態と考えられ、IL の摩擦係数は荷重 2、5、10 N の場合それぞれ 0.039、0.075、0.091 で、MO と同程度であった。IL の摩擦係数は時間と共に約 0.02 まで減少した。一方、試験終了時の MO の摩擦係数は荷重 10 N の場合 0.04 であった。MO の摩擦係数は荷重と共に減少するが、IL の 0.02 に比べて大きかった。

Fig. 3-3 は試験終了時のピン変位と摩擦係数を示す。変位の減少は摩耗によるピンとディスクの接近量を示し、棒グラフの長さが摩耗量に対応する。IL と MO の摩耗量は同程度であった。

IL の低摩擦は流体潤滑状態を示唆している。これは、摩耗試験の後に測定した、摩擦係数とすべり速度の関係から確認された。Fig. 3-4 に示すように、IL の摩擦係数は摩耗試験時のすべり速度 (0.1 m/s) 近傍で最小になっている。一方、MO の摩擦係数は IL に比べて大きいすべり速度で最小になっている。

#### 4. まとめ

##### (1) EHL 油膜厚さに及ぼす転動体通過の影響

点接触 EHL において、転動体通過によって生ずる side band を考慮し、一様でない入口膜厚分布が接触域内部の膜厚に及ぼす影響を数値解析によって検討した。速度、粘度の増大によって油膜の薄くなる場合があるという結果は、一般的な経験則によく対応している。今後は入口膜厚分布を予測する手法の開発と、その実験的検証を行う予定である。

##### (2) 玉軸受転走面のその場油膜厚さ計測

小型で高効率な部品の採用と光学系の簡素化により、昨年度までの He・Cd レーザを用いた装置よりもノイズの少ない測定が可能となり、さらに、重量にして 1/10 以下の装置の小型化に成功した。同装置を用いて玉軸受に対する計測を行い、軸受回転中に外輪転走面上に存在する油膜厚さは 1 $\mu$ m 以下と、EHL 部の油膜厚さと同等レベルの極めて薄い膜であることを確認した。今後は、計測装置の調整や測定データの処理法の改善によりさらなる高精度化を図り、前項の解析技術の検証や、油量と摩擦トルク・保持器運動との関係など、油膜形成状態と軸受特性とに関するデータの取得・蓄積を進めていく予定である。

##### (3) イオン液体の潤滑特性

大気中、混合潤滑領域で、イオン液体 (IL) の潤滑特性を評価した。鉱油系潤滑剤 (MO) に比べて小さい摩擦係数が「なじみ」によって得られた。なじみは一種の摩耗であるが、IL の摩耗量は MO と同等であった。これは、IL が接触面を摩耗させる一方で、平滑な摩耗面が得られるため流体潤滑状態に移行して実質的な摩擦距離が減少し、両者の影響が相殺して MO と同等の摩耗になったと考えられる。このような特性は接触面の酸化膜の形成などに関連するため、雰囲気の影響を受ける可能性がある。今後は、真空中で、各種イオン液体及びイオン液体を基油として用いたグリースの評価を行う予定である。

#### 参考文献

- [1] F. Chevalier, A. A. Lubrecht, P. M. E. Cann, F. Colin & G. Dalmaz, "Film Thickness in Starved EHL Point Contacts," ASME J. Tribol., 120 (1998) 126.
- [2] C. Ye, W. Liu, Y. Chen & Z. Ou, "Tribological Behavior of Dy-sialon Ceramics Sliding Against Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> Under Lubrication of Fluorine-containing Oils," Wear, 253 (2002) 579.
- [3] J. Pemberton & A. Cameron, "A Mechanism of Fluid Replenishment in Elastohydrodynamic Contacts," Wear, 37 (1976) 185.
- [4] T. Nogi & T. Kato, "Influence of a Hard Surface Layer on the Limit of Elastic Contact – Part 1: Analysis Using a Real Surface Model," ASME J. Tribol., 119 (1997) 493.
- [5] T. Nogi, "Starved EHL Point Contacts with Nonuniform Inlet Film Thickness," Synopses of the International Tribology Conference Kobe 2005, 347.
- [6] T. Nogi, "Some Tribological Properties of an Ionic Liquid," to be published in Proc. World Tribology Congress 2005.

# 200MIPS級64ビットMPUの開発成果

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, 浅井弘彰, 山田理子, 久保山 智司, 松田 純夫

Hiroyuki Shindo, Hiroaki Asai, Noriko Yamada, Satoshi Kuboyama, Sumio Matsuda

## 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, Pre-QT (Qualification Test) has been successfully completed and QT lot is ready to start formal QT.

## 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

本MPUに関しては、昨年度までに技術開発が既に完了している。また、OSやデバッガ等の開発支援環境についてもすでに整備済みである。これらをFig.1～3に示す。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。本年度は、開発品の品質確認に係る以下の項目について実施した。

- スクリーニング試験の実施
- 開発予備試験 (Pre-QT) の実施
- 開発確認試験用のデバイスの製造



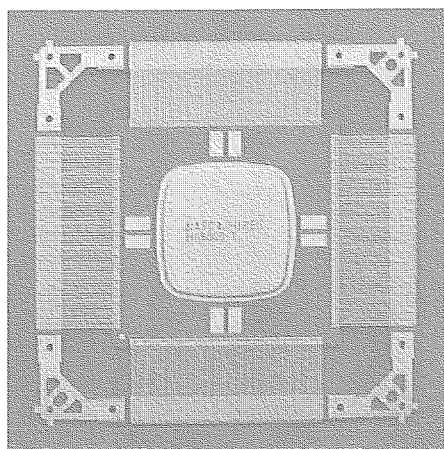


Fig.1 200MIPS class 64bit MPU

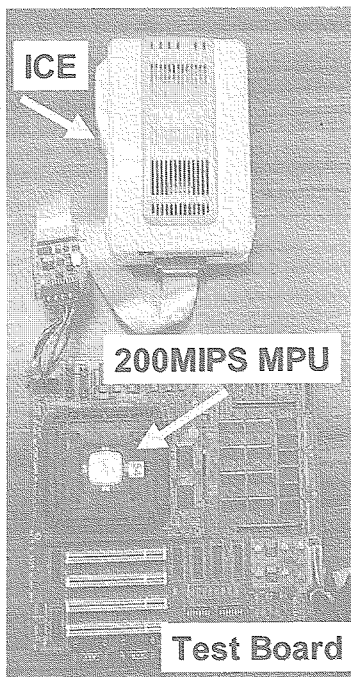


Fig.2 ICE (In-circuit Emulator) and Test board

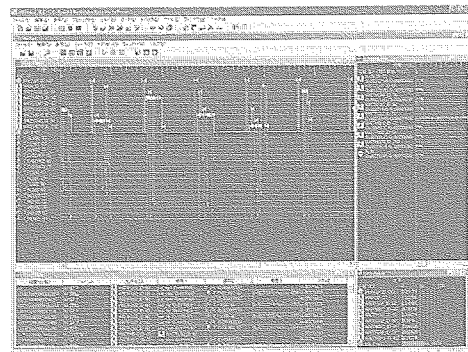


Fig.3 Real-time Operating system for 200MIPS 64bit MPU

\*System: eBinder (eSOL)

\*Kernel:  $\mu$ ITRON 4.0

\*Compiler: GCC for MIPS

### 3. 成果の概要

#### 3.1 スクリーニング試験の実施

開発予備試験の実施に先立って、まずサンプルのスクリーニング試験を実施した。スクリーニング項目についてTable 1に示す。試験内容、条件および方法については、NASDA-QTS-2010に準拠とし、MIL-STD-883F method 5004も参考に検討した。スクリーニング実施数量は、次で述べる開発予備試験にて使用予定のエンジニアリングサンプル36個である。結果、全数合格でありスクリーニングにおける不良は確認されなかった。

Table 1 Test Conditions of the screening

Test Item	Test condition
Stabilization bake	It was omitted. (Because it is a preliminary examination.)
Temperature cycling	The same condition as NASDA-QTS-2010
External visual inspection	The same condition as NASDA-QTS-2010
Radiographic inspection	It was omitted. (Because the Rad-Hard package is used.)
Electrical parameters test	The same condition as NASDA-QTS-2010
Burn-in test	Only the condition of Ta=125°C is executed.
Hermeticity test (Fine)	The same condition as NASDA-QTS-2010
Hermeticity test (Gross)	The same condition as NASDA-QTS-2010
Electrical parameters test	The same condition as NASDA-QTS-2010
External visual inspection	The same condition as NASDA-QTS-2010

3.2 開発予備試験 (Pre-QT) の実施

次に、開発予備試験結果について述べる。開発予備試験の目的は、開発確認試験に先立ち、あらかじめ問題点を抽出することにある。このため、開発予備試験は開発確認試験よりも若干少ないサンプル数で実施している。また、工程内のデータで代替できる項目や、既開発品と同一要素であることから問題ないと判断される項目は開発予備試験では省略した。

試験内容、条件および方法についてはスクリーニング試験時と同様に、NASDA-QTS-2010に準拠とし、MIL-STD-883F method 5004も参考に検討した。開発予備試験で実施した試験項目と数量をTable 2に示す。

スクリーニングした部品に対して開発予備試験を実施した結果、試験結果はすべて合格であった。以上の結果により、開発確認試験を実施するにあたり大きな問題はなく、試験に移行できる目処を得ることができた。

Table 2 Test Conditions of Pre-QT

Test Group and Sub-Group			Parameters			Number of samples
Group A	Sub-Group 1		Electrical parameters test	Static tests	T <sub>A</sub> =25°C	28
	Sub-Group 2				T <sub>A</sub> =Max.	
	Sub-Group 3				T <sub>A</sub> =Min.	
	Sub-Group 7			Functional tests	T <sub>A</sub> =25°C	
	Sub-Group 8				T <sub>A</sub> =Max. & Min.	
	Sub-Group 9			Switching tests	T <sub>A</sub> =25°C	
	Sub-Group 10				T <sub>A</sub> =Max.	
	Sub-Group 11				T <sub>A</sub> =Min.	
Group B	Sub-Group 2	2a	Resistance to solvents			3
Group C	Sub-Group 1	1a	Steady state life test			10
		1b	End-point electrical parameters test			
Group D	Sub-Group 1	1a	Thermal shock			10
		1b	Temperature cycling test			
		1c	Moisture resistance			
		1d	Constant acceleration			
		1e	Visual inspection			
		1f	End-point electrical parameters test			
	Sub-Group 2	2a	Mechanical shock			10
		2b	Vibration test			
		2c-1	Hermeticity test (Fine)			
		2c-2	Hermeticity test (Gross)			
		2d	Visual inspection			
		2e	End-point electrical parameters test			
Sub-Group 3	3a	Salt atmosphere test			5	
	3b	Visual inspection				
Group E	Sub-Group 1	1a	Total ionizing dose test			3
		1b	End-point electrical parameters test			

### 3.3 開発確認試験用のデバイスの製造

開発確認試験に供するためのデバイス製造を実施した。ウェハ製造からサンプル組立てまでの流れをFig.4に示す。今回製造したウェハは6枚であり、このうち3枚を使用（残り3枚は予備として保管）し、この中からチップを選別した。選別したチップ数は250個であり、これは開発確認試験に供する予定のサンプル数116個に対し、工程歩留まりを勘定して決めた数量である。

3枚のウェハについてダイシングを実施し、チップ外観検査を実施した後に組立て作業を問題なく終了した。これらのサンプルは、開発確認試験にて使用する予定である。

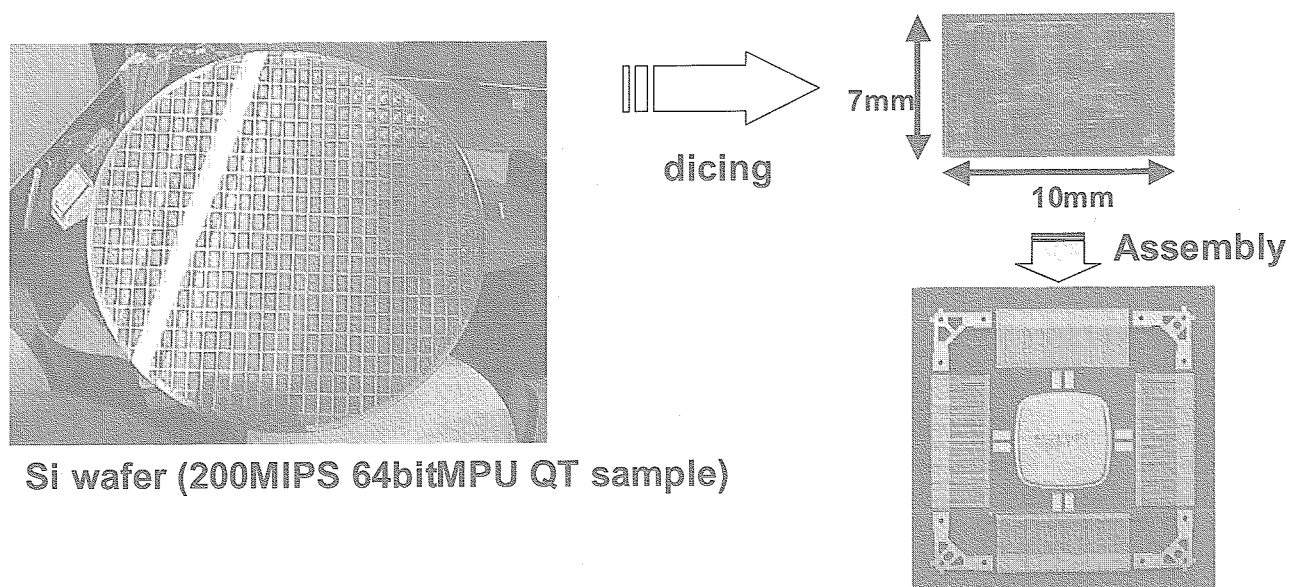


Fig.4 Flow from wafer manufacturing to sample assembly

## 4. まとめ

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、平成13年度より、要素技術の研究開発を開始した。このなかで昨年度までに、MPUコアおよびPCIコントローラ等の周辺機能の仕様をフィックスさせ、試作評価を実施した。また、RTOSやインサーキットエミュレータ、コンパイラ、デバッガ等の開発環境をあわせて整備し、ユーザが本MPUを利用するために必要となる環境を構築した。

今年度はエンジニアリングサンプルを用いたスクリーニングおよび開発予備試験を実施した。その結果、大きな問題は発生せず、開発確認試験に移行する目処が得られた。また、開発確認試験用のサンプル製造を実施し、開発確認試験の準備を完了した。次年度、開発確認試験とフライトロットの製造を実施し、本MPUの開発を完了させる予定である。総研本部内ではすでに、SSRやSTTでの適用検討が進められており、今後の宇宙機ミッションで本MPUが広く適用されることを期待する。



重点研究テーマ

# DC/DCコンバータの開発成果

## Development of DC/DC converter for space use

宇宙用部品開発推進センター(Space Component Engineering Center)

林 雅彦, 山田 理子, 久保山 智司, 松田 純夫

Masahiko Hayashi, Noriko Yamada, Satoshi Kuboyama, Sumio Matsuda

### Abstract

We are doing research and development in the DC/DC converter for space use in the near future. The DC/DC converter under development has realized small, high-efficiency, and high-reliability with unique structure and technology. Being widely used in a future project is expected. This fiscal year, we enforced quality conformance inspection (Group D) of QT sample of a DC/DC converter, and enforced study of circuit form of derivation model.

### 1. はじめに

人工衛星における電力は太陽電池から得られ、電力制御により衛星バス電圧へと供給される。

一方、衛星システムで使用される電圧は、衛星バス電圧より低いため、衛星バスから衛星システムで使用する任意の電圧へ変換するためにDC/DCコンバータが必要になる。

衛星システムに使用されるDC/DCコンバータには、限られたスペースで限られた電力を有効に活用するために小型・高効率・高信頼性が要求される。

このような背景からJAXAの重要プロジェクトの中核を担う戦略的な部品として、かねてより宇宙用DC/DCコンバータの研究を行っている。開発中のDC/DCコンバータは、シートトランスを採用すること等により、小型・高効率・高信頼性を実現しており、将来のプロジェクトにおいて広く使用されることが期待される。

### 2. 研究の概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

#### (1) QTサンプルの評価試験

平成15年度に製造及びスクリーニングを終えたQTサンプルの品質確認試験(グループD)の実施。

#### (2) 回路設計の最適化

現設計において動作範囲が制限されている領域について、回路の最適化を行うことによる動作範囲の拡張。

#### (3) 派生モデルの検討

使用予定のあるDC/DCコンバータ仕様をもとにした回路方式の検討。

### 3. 成果の概要

#### 3. 1 Q T サンプルの評価試験

Q T サンプルの評価試験として、グループA～Dにより構成される品質確認試験項目のうち、グループD（パッケージの耐環境評価）について実施した。

その結果、パッケージとして問題のないことを確認した。

グループD試験項目をTable1に示す。

Table1 GroupD Tests

Subgroup	Test Method No. (*1)	Test Condition	LTPD
Subgroup 1			15
(a) Thermal shock	1011	Condition B, 15cycles	
(b) Temperature cycling	1010	Condition C, 100cycles	
(c) Moisture resistance	1004		
(d) Seal	1014		
(1) Fine		Condition A2 (105.9kPa abs)	
(2) Gross		Condition C1 (105.9kPa abs, 23.5 hours)	
(e) Visual inspection		According to the standards of Methods 1004, 1010 & 1011	
(f) Endpoint electrical parameter		Shall comply with the detail specification	
Subgroup 2			15
(a) Shock	213B(*2)	Condition C, 100G 6 orientations	
(b) Vibration	2007	Condition A	
(c) Particle impact noise detection	2020	Condition A	
(d) Seal	1014		
(1) Fine		Condition A2 (105.9kPa abs)	
(2) Gross		Condition C1 (105.9kPa abs, 23.5 hours)	
(e) Visual inspection		According to the standards of Methods 2002 & 2007	
(f) Endpoint electrical parameter		Shall comply with the detail specification	
Subgroup 3			15
(a) Salt atmosphere	1009	Condition A	
(b) Visual inspection		According to the standards of Methods 1009	

\*1:Indicates test method number of MIL-STD-883

\*2:Indicates test method number of MIL-STD-202

### 3. 2 回路設計の最適化

現設計においては発振などのために、高温時の動作範囲を制限している状態にある。

そこで回路の最適化を行い動作範囲を拡張することを目的として本検討を行った。

スイッチング電源の発振は、一般にその発生原因が大きく以下の2つに分けられる。

①スイッチングノイズ

②位相余裕不足

発振原因を特定するため調査を行ったところ以下の様な結果であった。

- 発振時の周波数が数kHz～十数kHz
- 負荷が軽い(0.3A～0.5A程度)と発振する傾向
- 入力電圧には依存しない。

このことから発振の原因はスイッチングノイズまたは位相余裕不足のどちらかが主ではなく、両方が関係していると推測できる。

そこで、改めて現設計において既に施されている発振対策を調査した結果、更なる対策が可能なものとして、以下の内容が挙げられた。

- PWM-ICに対して位相補償用CRをPWM-IC直近に配置
- CL端子に印加されるノイズ除去コンデンサ(C15)の容量増加
- 可飽和コアの2ターン化( $V_{GS}$ 増加対策)
- 2次側のMOSFETの $V_{th}$ を揃える

本対策の有効性を検証するために評価サンプルを作成し評価を行った結果、発振については高温時においても発生が見られないことが確認できた。

### 3. 3 派生モデルの検討

DC/DCコンバータ仕様(入力条件、出力条件等)は、各システムにより異なるため、標準品を整備し対応するには数多くのラインナップが必要となる。将来的にはラインナップ整備も必要と考えるが、当面は個々の仕様に対応したカスタム品を開発することが得策であると考えられる。

ここでは、実際に使用予定のあるDC/DCコンバータ仕様をもとに派生モデルの回路方式について検討を行った。

派生モデルのブロック図をFig1に示す。

本ブロック図のなかで、対象となる派生モデルは太線で囲まれた部分であり、点線で囲まれた部分は対象外である。参考としてQTサンプルのブロックをFig2に示す。

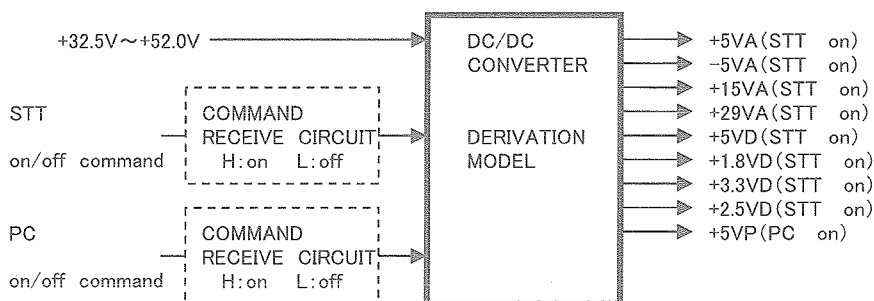


Fig1 BLOCK DIAGRAM (DERIVATION MODEL)



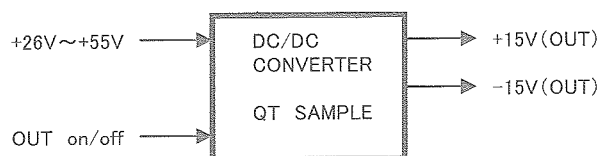


Fig2 BLOCK DIAGRAM (QT SAMPLE)

回路方式のとしては、小型・軽量化及び信頼性の観点から部品点数が少なく回路構成が比較的簡単であることを考慮すると以下の3種が候補として挙げられる。

- 他励式フォワードコンバータ（スイッチング周波数：固定、出力L：必要）
- 自励式フライバックコンバータ（スイッチング周波数：変動、出力L：不要）
- 他励磁式フライバックコンバータ（スイッチング周波数：固定、出力L：不要）

検討の結果、以下の理由により他励式フライバックコンバータを適用することとした。

- ①本派生モデルの仕様として同期信号入力、同期信号出力が含まれており、スイッチング周波数は固定であるほうが望ましいと推測される。
- ②スイッチング周波数固定の方式としてはフォワードコンバータとフライバックコンバータが存在するが多出力（9出力）のため、フォワードコンバータを適用するとそれぞれの出力リアクトルが必要となり、小型・軽量化には不利になると考えられる。

他励式フライバックコンバータの基本回路をFig3に示す。

この方式は、トランスの2次巻線が逆極性となっているため、一次側のスイッチング素子がONの時トランスにエネルギーを蓄積し、OFFとなった時に2次側にエネルギーを出力するものである。

出力リアクトルが不要で本派生モデルの様に多出力品の小型化には適しているといえる。

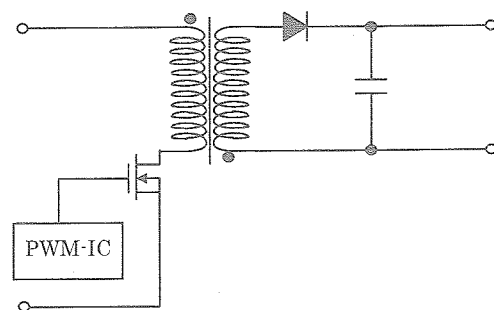


Fig3 BASIC CIRCUIT

#### 4. まとめ

- QTサンプルの評価試験では、パッケージについて問題のないことが確認できた。
- 引き続きグループB、Cを実施する予定である。
- 回路設計の最適化により、高温時の動作範囲を拡張することができた。
- 本内容は、今後の設計に反映させていくものとする。
- 派生モデルの検討を実施し、回路方式を決定することができた。
- 今後、ブレッドボードにより評価を実施していく予定である。

# パワーMOSFETの開発成果

Development of power MOSFETS for space application

宇宙用部品開発共同センター(Space Component Engineering Center)

池田直美、久保山智司、松田純夫 (Naomi IKEDA, Satoshi KUBOYAMA, and Sumio MATSUDA)

## Abstracts

Power MOSFET is an indispensable and important device for a power supply system that determines the conversion efficiency of the system. Since it is very sensitive to radiation, it is necessary to use radiation tolerant power MOSFETs.

JAXA has developed this device since 1996. Fundamental research has completed and prototypes have proved their radiation tolerance and high performance. In FY16, nine kinds of MOSFETs with different ratings were developed and their electrical and rad-hard performance was proven. Also assembly process was improved for higher yield and techniques for fabrication and high-mix and low-volume manufacturing were established.

### 1. はじめに

パワーMOSFETは電源系の構成に必要な不可欠な素子であり、かつ電源系の効率を決定するキーデバイスであるが、シングレイメント等の宇宙放射線による影響を受けやすい。そのため耐放射線性を有するパワーMOSFETを使用する必要があるが、現在耐放射線性を有するパワーMOSFETは米国の1社のみによる供給であり、今後の安定した供給に不安が残る。

本開発は、耐放射線性を有しかつ高性能なパワーMOSFETの安定供給を目的として平成8年度に開始された。これまでに、高い電気性能を損なわずかつ耐放射線性に有効なパラメータを特定した。また、ユーザのニーズを反映して決定した定格のパワーMOSFETについて、定格電圧までシングレイメント現象が発生しないパワーMOSFETの開発を実施してきた。

### 2. 研究の概要

平成16年度は以下の項目について開発を行った。

#### 2.1 パワーMOSFETチップの製作

ユーザのニーズを反映して決定した以下の9種類の定格のMOSFETチップについて、これまでの成果を活用して設計及び製作を実施した。少量多品種製作に対応するための方法も検討した。

- 電圧定格：100V、200V、250V（3種類）

- 電流定格：57mm<sup>2</sup>のチップを基準としてその1/1、1/2、1/4のサイズ（3種類）

#### 2.2 単体供給のためのパッケージの検討

製作したMOSFETチップを組み立てる際に必要な技術の検討を行った。平成15年度の検討で明らかになった組立工程の課題の改善を行い、大チップ組立技術及び太線ワイヤボンディングの検討を実施した。

#### 2.3 MOSFETチップの耐放射線性評価

製作したMOSFETチップを組み立て、重イオンを用いてシングレイメント耐性の評価を行った。

### 3. 成果の概要

#### 3.1 パワーMOSFET チップの製作

これまでの成果を基に、MOSFET チップの設計及び製作を実施した。シングリイベント耐性、オン抵抗及び耐圧を考慮して結晶仕様の選択、デバイス設計、プロセス設計を行った。また、ウエハプロセス 1 ロットで全定格のチップの製作を可能とするため、1/1、1/2、1/4 の 3 サイズのチップを同一ウエハ上に配置するマスク設計とした。

製作した MOSFET チップの電気特性を実施し、目標特性が達成されていることを確認した。性能評価結果を基に設定した暫定仕様を Table 1 に示す。

Table 1 Tentative specifications

	Unit	Test cond.	Specifications								
			100			200			250		
BV <sub>DSS</sub>	V	I <sub>D</sub> = 1mA									
I <sub>D</sub>	A		42	42	15	42	33	14	42	27	12
R <sub>DS(on)</sub>	mΩ	I <sub>D</sub> = rated/2, V <sub>GS</sub> = 12V	18	33	69	33	69	155	45	98	230
C <sub>iss</sub>	pF	f = 1MHz, V <sub>DS</sub> = 75V	5300	2200	1000	5300	2200	1000	5300	2200	1000
C <sub>oss</sub>			1000	450	220	600	250	100	500	250	110
C <sub>rss</sub>			30	10	5	20	10	6	22	7	3
Q <sub>g</sub>	nC	V <sub>DS</sub> = rated/2, I <sub>D</sub> = rated, V <sub>GS</sub> = 12V	225	100	50	210	100	50	220	100	50

#### 3.2 単体供給のためのパッケージの検討

平成 15 年度の検討で明らかとなったダイボンディング、ワイヤボンディング工程時のキズ発生については、ダイマウンタの交換、固定治具を改善することにより解決した。また、最大サイズの MOSFET チップの組み立て方法、及び  $\phi 500 \mu\text{m}$  の太線ワイヤのボンディング方法について検討を行い、最適条件を確定した。

#### 3.3 MOSFET チップの耐放射線性評価

組み立てた MOSFET チップについて、理化学研究所の加速器を用いて Ni イオンによる照射試験を実施した。その結果、100V 品では LET = 29 MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)、200V 品では LET = 27 MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)、250V 品では LET = 25 MeV/(mg/cm<sup>2</sup>) という条件で、定格電圧までシングリイベント現象が発生しないことを確認した。なお、LET の値は加速器の性能による上限であり、耐放射線性の実力値はさらに高いものと思われる。

### 4. まとめ

耐放射線性を有しかつ高性能なパワーMOSFETの開発を行った。9品種のパワーMOSFETを製作し、電気性能、耐放射線性ともに期待どおりの性能であることを確認した。また、今後の安定供給を目指し、チップの少量多品種製作の方法、組立時の課題解決、技術検討を行った。その結果、1ロットで多品種のチップを製作する方法を確立し、少量多品種製作が可能となった。また、歩留まり低下の原因となる組立時のキズ発生の改善に成功した。さらに、大チップ組立技術、太線ワイヤのボンディング技術を確立した。

平成17年度は、平成16年度に製作したチップの品質保証試験及び多様なユーザのニーズに応えるため、異なる更に高耐圧のMOSFETの製作を行う予定である。



## COT 生産方式の確立

### Establishment of “COT production system”

総合技術研究本部 宇宙用部品開発共同センター

Institute of Space Technology and Aeronautics

Space Component Engineering Center

浅井 弘彰, 新藤 浩之, 久保山 智司, 松田 純夫

Hiroaki Asai, Hiroyuki Shindou, Satoshi Kuboyama, Sumio Matsuda

#### Abstract

Heretofore, in production of semiconductor devices, major part maker consistently executed all the designs, the testing, and quality assurances and manufactured them. However, “COT production system” (customer owned tooling: production system with customer design) began to be adopted in recent years. Because it is very profitable on the cost and the schedule side and so on, we have been researching whether it is applicable in the semiconductor device for space since FY 2003.

In FY 2004, we executed about examination of wafer bank and, preservation and improvement of production environment.

#### 1. はじめに

従来、半導体デバイスの生産では、設計、製造、試験、品質保証すべてを一貫して大手部品メーカーが携わり部品を製造・供給していた。宇宙用半導体デバイスにおいては、宇宙環境（放射線・真空・温度等）を考慮して設計・製造する必要があるため、宇宙専用の製造ラインが整備・維持されていた。宇宙用半導体デバイスは、民生用半導体デバイスのように大量生産することではなく、少量かつ多品種なものであるため、宇宙専用の製造ラインを維持するのは非常に困難であった。

そこで近年、大手部品メーカーが一貫して実施していた設計・製造・試験・品質保証などをそれぞれ個々の専門企業に分担させ、製造設備を持たない設計専門メーカー（ファブレス）と製造専門メーカー（ファンダリ）に分け、半導体デバイスを供給する方式が多用されはじめた。これを COT（Customer Owned Tooling:顧客設計マスクによる生産方式）生産方式という。COT 生産方式を採用することにより、コスト、スケジュール面などにおいて非常に有益である。しかしながら、宇宙用半導体デバイスの生産においては、宇宙環境への配慮及び高信頼性の確保

が必須であるため、COT 生産方式が宇宙用半導体デバイスに対して適用できるかどうか調査するため、平成 15 年度より本研究を進めている。

## 2. 研究の概要

### (1) ウェハバンクの検討

昨年度に引き続き、ウェハバンクの検討として、初期評価用サンプルに対し評価試験を実施し、長期保管後ウェハの品質保証のための基礎データを取得すると共に、COT 生産方式を適用して製造する集積回路ウェハを調達して長期保管を実施した。

### (2) 生産環境維持・整備

COT 生産方式を適用して製造する宇宙用集積回路に必要な生産環境の維持・整備を実施した。

## 3. 成果の概要

### (1) ウェハバンクの検討

#### (a) 初期評価用サンプルの評価試験

初期評価用サンプルは、昨年度より保管を実施した『16 ビット MPU (ET3D58-A1201S)』である。図 1 に示した評価試験の試験フローに基づき、評価試験を実施した結果を表 1～3 に示す。表 1 及び表 2 より、スクリーニング試験・定常寿命試験は全数合格したことがわかった。

表 3 の DPA 試験結果については、スクリーニング試験後の内部目視及び機械的検査にて、ダイシングエリアの金属が浮き上がり内部ワイヤと接触する事象を観察した。接触箇所を観察したところ、金属上部のパッシベーション膜と内部ワイヤ接触領域において、当該パッシベーション膜のクラックは認められず、また電氣的パラメータ試験及び当該試験実施前のコンタクトチェック結果が良好であったことから、内部ワイヤにダメージが加えられなかったと判断できる。当該事象は、密着性の低いウェハを使用したか、あるいはダイシングにおける摩擦により壁面と接触する密着面に微小の隙間が生じたため、スクリーニングの熱ストレス（温度サイクル及びダイナミックバーンイン）によって観察されたと考えられる。しかしながら、初期評価サンプルは試作ラインで製造されたものであるが、COT 生産方式にて製造する 200MIPS 級 64 ビット MPU では、高信頼性が要求される製造工程であるため、当該事象は工程内検査で検出し除去可能である。

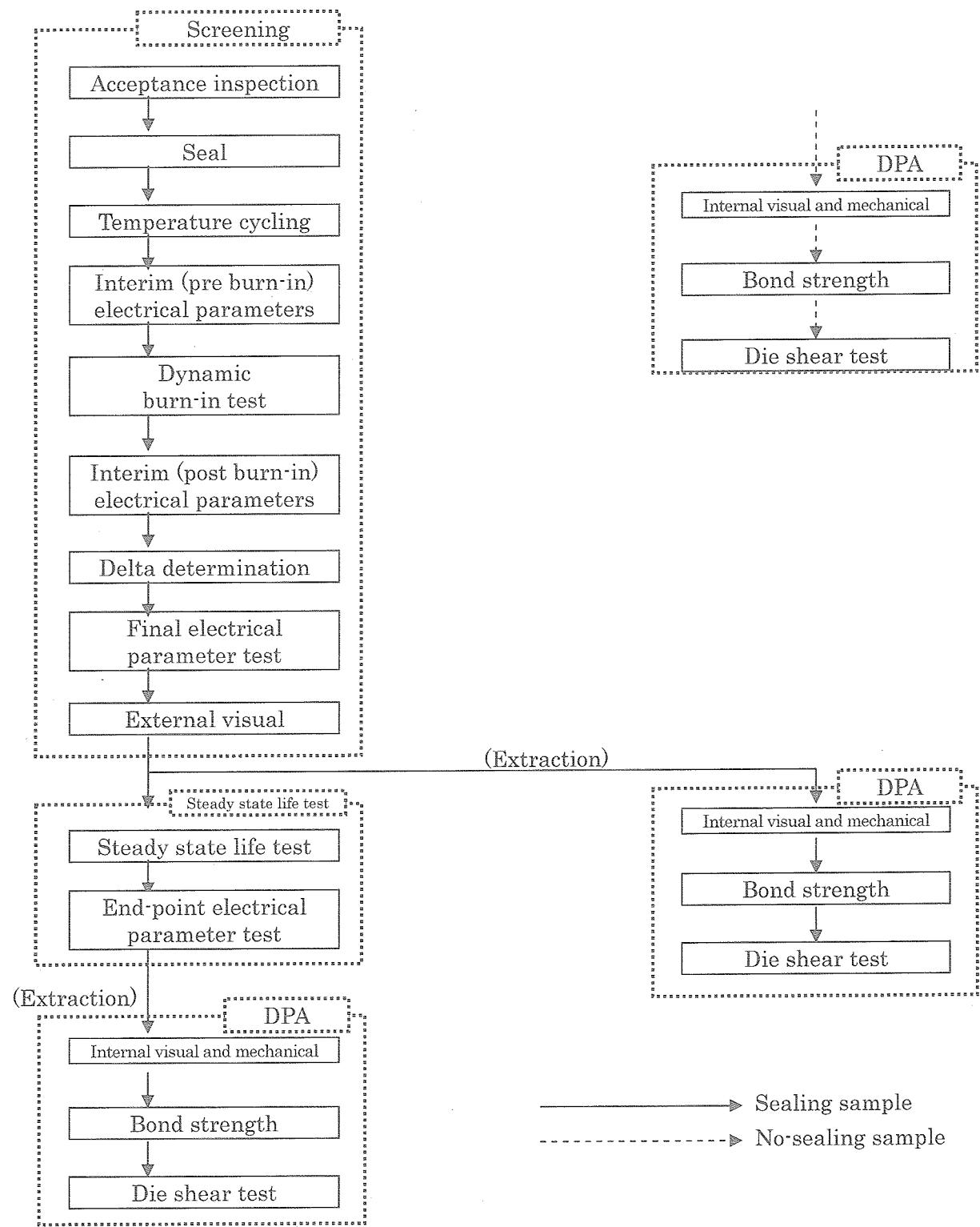


Fig.1: Test flow of “Evaluation test on initial evaluation samples”



Table1: Result of screening test

Sequence	Item	Total number	NG number	Yield	Remarks
1	Acceptance inspection	33	0	100%	
2	Seal	30	0	100%	
3	Temperature cycling	30	0	100%	
4	Interim(pre burn-in) electrical parameters	30	0	100%	
5	Dynamic Burn-in test	30	0	100%	
6	Interim(post burn-in) electrical parameters	30	0	100%	
7	Delta determination	30	0	100%	
8	Final electrical parameter test	30	0	100%	
	(Room Temp.[Ta=+25℃])	(30)	(0)	(100%)	
	(Low Temp.[Ta=-40℃])	(30)	(0)	(100%)	
	(High Temp.[Ta=+85℃])	(30)	(0)	(100%)	
9	External visual	30	0	100%	

Table2: Result of steady life test

Sequence	Item	Total number	NG number	Yield	Remarks
1	Steady state life test	22	0	100%	
2	End-point electrical parameter test	22	0	100%	
	(Room Temp.[Ta=+25℃])	(22)	(0)	(100%)	
	(Low Temp.[Ta=-40℃])	(22)	(0)	(100%)	
	(High Temp.[Ta=+85℃])	(22)	(0)	(100%)	

Table3: Result of DPA test

Sequence	Item	Total number	NG number			Remarks
			No sealing	Post SC	Life	
1	Internal visual and mechanical	3	0	1	0	
2	Bond strength <sup>(1)</sup>	3	0	0	0	
3	Die shear test	3	0	0	0	

注<sup>(1)</sup> Perform about all wires

(b) COT ウェハの調達及び保管の実施

保管評価用 COT ウェハとして、200MIPS 級 64 ビット MPU の開発確認用ウェハを調達し、2 箇所の保管設備においてそれぞれ表 4-1 及び表 4-2 の保管条件にて保管を実施した結果、条件通りに温湿度管理された状態にて COT ウェハを保管することができた。

Table4-1: Storage condition of COT wafer (case: 1)

No.	Item	Conduction
1	Ambient temperature	15℃～35℃
2	Relative temperature	30% or less
3	Atmospherics	
	Type	N <sub>2</sub>
	Flow rate	1.5 ℓ/min or more

Table4-2: Storage condition of COT wafer (case: 2)

No.	Item	Conduction
1	Ambient temperature	25℃±5℃
2	Relative temperature	20% or less
3	Atmospherics	
	Type	Drying air
	Flow rate	50 ℓ/min or more

(2) 生産環境維持・整備

(a) 品質保証プログラム及び組立工程の維持

200MIPS 級 64 ビット MPU の開発試験用サンプルの組立着手前に組立工程の文書維持状況を確認し、当該サンプルの組立着手に寄与することができた。加えて、当該サンプル組立状況の審査、及び組立結果の反映を通じ、品質保証プログラムが適切に履行され、ISO9001 の品質マネジメントシステムが有効に機能することを確認した。

(b) 試験及び検査工程の整備

COT 方式を適用して製造する宇宙開発用集積回路は、ISO9001 の品質マネジメントシステムを活用し、図 2 に示す工程の維持に寄与させることを前提としており、試験及び検査工程中の以下の試験項目について整備を実施した。

- ・ 中間点電氣的パラメータ試験
- ・ ダイナミックバーンイン試験
- ・ デルタ判定
- ・ 最終電氣的パラメータ試験
- ・ 外部目視

さらに、200MIPS 級 64 ビット MPU の開発試験用サンプルに適用するスクリーニング試験及び開発確認試験の実行環境、また品質確認試験用治工具を整備し、品質保証体制を確立することができた。

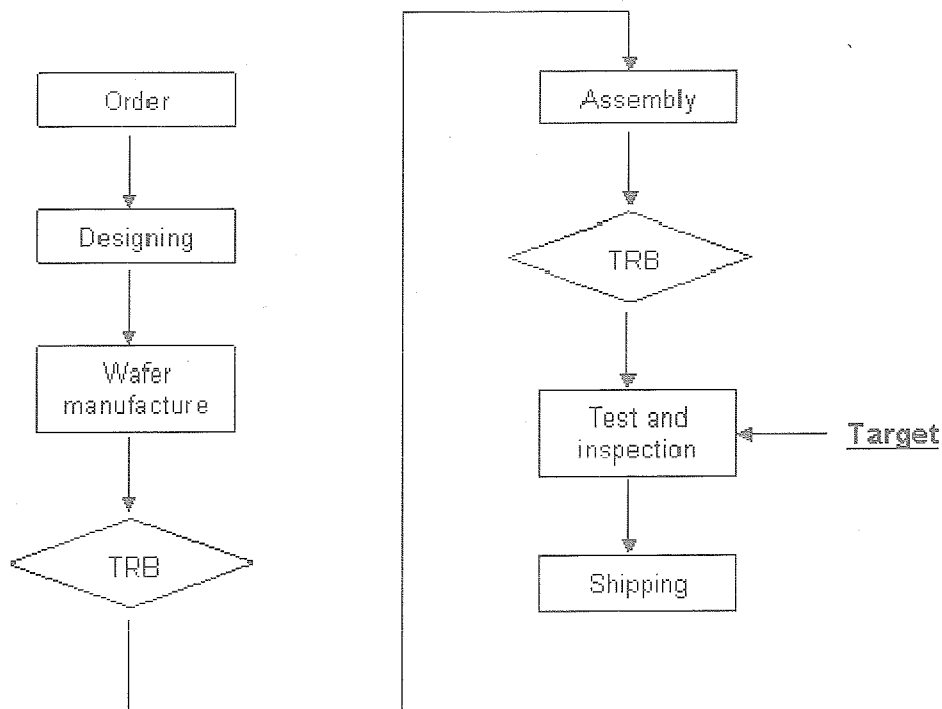


Fig.2: Range to execute maintenance of process document (the entire process)

#### 4. まとめ

- (1) 当該研究により 200MIPS 級 64 ビット MPU をターゲットとした COT 方式による宇宙開発用集積回路の品質保証耐性を確立することができた。従って、今後、当該 MPU の開発確認試験を実施し、整備した品質保証体制が適切に機能することを検証する必要がある。また、重要部品の一つである『宇宙用バースト SRAM』などにも COT 方式が適用可能なように柔軟な維持を実行する必要があると考えられる。
- (2) 当該研究により取得した初期評価サンプルの評価データを活用し、ウェハバンクにおけるウェハ保管期限等を把握するためにも今後定期的な評価サンプルの製造及び評価試験の実施し、ウェハバンキングシステムの確立・維持を図る必要がある。
- (3) COT 方式を適用した宇宙開発用集積回路の供給体制は、今後もその範囲を拡充すると共に、供給耐性を実現する品質保証体制の維持及び向上を図る必要がある。

—以上—



# LSI プロセス診断技術による民生用半導体部品の評価 The evaluation of commercial semiconductor devices by LSI process Diagnosis technology

総合技術研究本部  
宇宙用部品開発共同センター  
Institute of Space Technology and Aeronautic  
Space Component Engineering Center

岡 克己, 久保山 智司, 松田 純夫  
Oka.katsumi, Kuboyama.satoshi, Matsuda.sumio

## Abstract

It outlines the LSI-process diagnosis technology which screens the commercial components for high-reliability space applications. The inspection of the failure-included lot was performed, and the validity of this technique was examined recursively. As a result, some advantages of contributing to more definitive diagnosis were shown.

## 1. はじめに

宇宙部品のように高信頼性が要求されるデバイスの選別法として、デバイスの評価として信頼性試験と平行して良品解析を行い、総合的な品質の評価を実施することが行われて来たが、この良品解析の概念は MIL 規格（米国の軍仕様書）の示すところの DPA（Destructive Physical Analysis：破壊物理解析）に基づくもので、信頼性上裏付けのある解析方法と言える。しかしこの手法と規格では、主にアッセンブリプロセスの不具合に起因した欠陥或不具合構造を見いだすもので、進歩の激しい分野に関わらず近年では規格の更新が行われておらず、ウェーハプロセスに対しては最新の規格でも数十  $\mu\text{m}$  のデザインルールに相当するもので、微細化、多層化の進んだ最新の LSI の評価法としては適切とは言えない。

そこで新たに L S I のウェーハプロセスに着目し、ウェーハプロセスの不具合に起因して発生する構造異常、内在欠陥の有無からデバイスプロセスの信頼性を評価する“L S I プロセス診断技術”を研究し、高信頼性システム向けのデバイス選別、評価に適用を検討した。

## 2. 研究概要

L S I プロセス診断技術とは、電気的に良品であるデバイスについて内部構造を詳細に観察し、将来、故障の要因となりうるデバイス内部の不具合要素の有無や構造のばらつき等から故障にいたる危険性を推測するもので、信頼性の向上した現在のデバイスを選別するための有望な手法と考える。この L S I プロセス診断技術はデバイスのウェーハプロセス状態を評価するための 5 つの検査項目とその観察技術、観察手順、それにより得られたデータを 5 4 の評価項目とその診断

基準に照らして診断および採点を行い、ランク付けすることによりデバイスの選別を行うための技術である。この民生用半導体技術を採用した部品の宇宙適応性について検討するために開発した評価手法と考えるLSIプロセス診断技術の有効性の検証として、LSIプロセス診断にて不合格になったデバイスについて信頼性評価試験とLSIプロセス診断の相互検証を実施した。

### 3. 成果概要

LSIプロセス診断により不合格になった2試料（No.1, No.2）、各3ロットについてLSIプロセス診断により検出された重大欠陥をターゲット欠陥としてピックアップし、ターゲット部の劣化を促す信頼性試験として高温動作試験と熱衝撃試験を実施し、信頼性試験後のデバイスについてもターゲット部に着目したプロセス診断を行い、試験前後での欠陥状況の比較を行った。LSIプロセス診断で検出されたNo. 1およびNo. 2試料のターゲット欠陥を Fig.1、Fig.2 に示す。

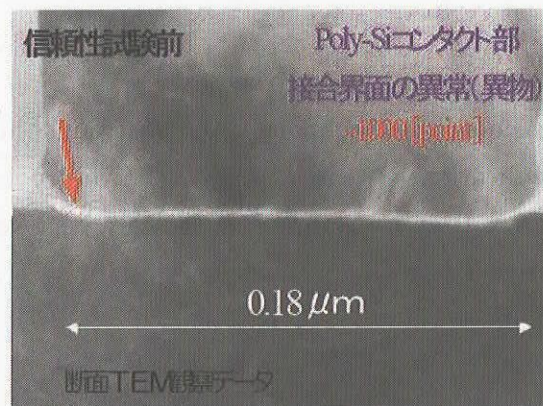


Fig.1 No.1 : The target part before a reliability test

このような欠陥を加速する条件として高温状態で接合部に電流の ON/OFF が繰り返し行われる高温動作試験（リードライト動作）を2000時間実施。

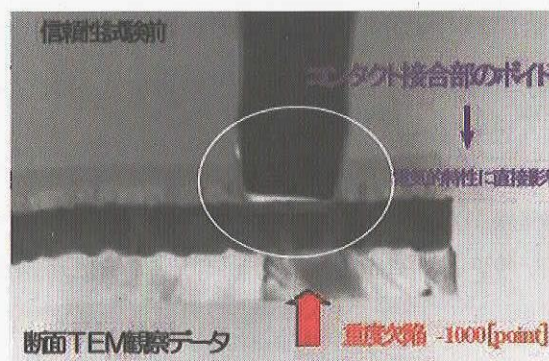


Fig.2 No.2 : The target part before a reliability test

加速条件として高温状態で接合部に電流の ON/OFF が繰り返し行われる高温動作試験を2000時間実施。また欠陥の形状的には機械的にW（タングステン）プラグが抜きかけた状態のため、温度による収縮膨張により接合部の劣化加速が起こると推測し熱衝撃試験も実施。



3.1 信頼性試験結果

Table.1 に信頼性試験結果を示す。No. 1 は高温動作試験 2 0 0 0 時間では故障発生は確認されなかった。またNo. 2 については、2 0 0 0 時間で2 / 1 5 個にファンクショナル不良発生が確認された。なおこのファンクショナル不良はメモリ消去時間オーバーである。

No. 2 については1 0 0 0 サイクルの熱衝撃試験についても実施したがこちらの試験では不良発生は確認されなかった。

Table 1 Reliability test result

対象品種	分類	試験個数 [個]	高温通電試験[H]／故障数[個]						試験故障 総数	故障 モード
			初期	168	300	500	1000	2000		
No.1	既存[A]	15	0	0	0	0	0	0	0	—
	新規(1)	20	0	0	0	0	0	0	0	—
	新規(2)	20	0	0	0	0	0	0	0	—
No.2	既存[B]	15	0	0	0	0	0	2	2	FCT
	新規(3)	20	0	0	0	0	0	0	0	—
	新規(4)	20	0	0	0	0	0	0	0	—
対象品種	分類	試験個数 [個]	熱衝撃サイクル[Cyc.]／故障数[個]						試験故障 総数	故障 モード
			初期	50	100	240	500	1000		
No.2	既存[A]	8	0	0	0	0	0	0	0	—
	新規(1)	24	0	0	0	0	0	0	0	—
	新規(2)	25	0	0	0	0	0	0	0	—

3.2 プロセス診断の結果

信頼性試験後のデバイスについてプロセス診断を行った結果、No. 1 のターゲット欠陥としたコンタクト接続部異物は、信頼性試験後の診断では全く検出されなかった。Fig.3 にNo. 1 の信頼性試験後のターゲット部を示す。No. 2 では信頼性試験後の診断結果 (Fig.4) でもターゲットとしたコンタクト接続不良が多く検出されていた。

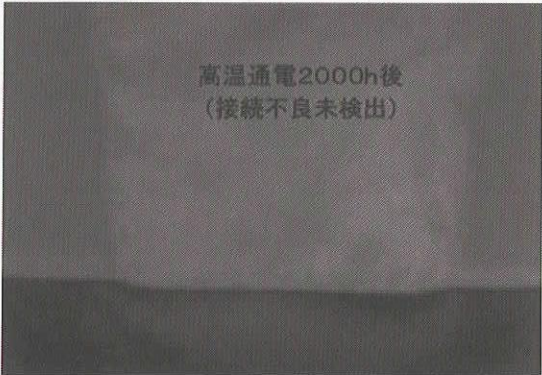


Fig.3 No.1 : The target part after a reliability test



Fig.4 No.2 : The target part after a reliability test



No. 1については事前に検出された不具合がロット間で異なり、信頼性試験後の検査では不具合が検出されない等、製品ロット間でのばらつきが認められた。これは製品の品質上の問題であるが信頼性試験では不良が発生せず、試験条件では不具合要素を加速する事ができなかったものとする。またNo. 2の不良発生ロットでは、不良発生の有無にかかわらず、プロセス診断を実施した全てのデバイスでターゲットとしたコンタクトの欠陥が観察されており、このコンタクト接続不良状態は加速傾向が見られた。なお信頼性試験により故障にいたらなかったNo. 2の他のロット品についてもWプラグの傾きが観察されており (Fig.5)、このWプラグの不良は、製品プロセス固有の欠陥と予想された。



Fig.5 No.2 : The target part after a reliability test

通常信頼性試験では1000時間の試験時間が標準であり、このような不具合構造を内在したデバイスは信頼性試験をパスして流通していくと思われる。

プロセス診断技術は、短期の信頼性試験や電気特性検査では検出不可能な故障にいたる潜在的欠陥を検出、選別可能でプロセス診断技術の有効性が確認されたと考える。

#### 4. まとめ

LSIプロセス診断システムはウェーハプロセス主体の評価であるため、従来の信頼性試験、アセンブリプロセス主体のDPAと組み合わせることでより完全な高信頼性システムのための信頼性評価システムが構築できるものとする。また、良品を解析するLSIプロセス診断システムは故障してから進める故障解析とは異なり、直ちに始められ時間と費用のかかる信頼性試験結果を待たずに早い時点での欠陥の排除が可能と考えられる。また、プロセス診断を事前に実施することで、より完全で効果的な信頼性試験を計画することも可能と考えられる。

今後の課題としては、現在は0.18  $\mu\text{m}$ までのプロセス診断実績があるが、現在のトレンドである0.13~0.09  $\mu\text{m}$ へのプロセス対応に向けての拡充が必要である。また、通常のSiデバイスプロセス主体で研究してきたが、今後は宇宙用途として化合物半導体、SOI (Silicon on Insulator) 基板に対しての拡充も必要と考える。

## 部品データベースの現状と今後の展開

### The Present Status and the Future Deployment of JAXA Parts Database

総合技術研究本部 宇宙用部品開発共同センター

松岡 毅、内川 英憲、木内 和夫、花森 優、松田 純夫

Institute of Space Technology and Aeronautics

Space Component Engineering center

Takeshi Matsuoka, Uchikawa Hidenori, Kiuchi Kazuo, Hanamori Masaru

Matsuda Sumio

#### Abstract

Database of JAXA Qualified Parts had resulted in pageview of 140,000 (Japanese) and 23,000 (English) in fiscal year 2004. This database is aiming for supporting system manufactures in selecting space parts and revitalizing domestic space parts industry by establishing web-based databases and providing real-time information on the space use parts. In fiscal year 2005, further improvement of the databases is aimed including development of the Web-based APL/NSPAR database having the function of requesting and approving.

#### 1. はじめに

インターネットの普及により、これを利用した情報の提供は社会の必須のインフラとなっている。本研究は WEB ベースのデータベースを構築運用し宇宙用部品に係る情報をユーザにタイムリーに提供しようというものである。

本データベースの目的は 2 つあり、ひとつは部品ユーザであるシステムメーカーにおける部品選定など部品に係る作業を幅広く支援すること、もうひとつは低迷している国内の宇宙用部品業界の活性化を支援することである。

前者の目的は、宇宙機システムを設計・製造する上で必要となる宇宙用部品に係る情報を一元的に収集管理し部品ユーザに提供することにより、宇宙用部品に係る情報入手を容易にし、システムメーカーの部品選定作業<sup>(1)</sup>の効率を向上させることである。

後者の目的は、JAXA 認定部品の機能性能を示す仕様書にはじまり、使用上の注意を説明した適用データシート、製造業者の URL などをデータベースで公開し、広くユーザに周知することにより部品ユーザの需要を掘り起こし、部品メーカーの生産増大に結び付けることである。また、新規部品メーカーの宇宙領域への参入をサポートすることである。

これらの目的が達成できれば、宇宙用部品の供給性、信頼性及び品質を確保でき、また、コストダウンも可能となり、ロケット及び人工衛星などの開発に大きく貢献することが期待できる。

部品データベースの経緯は次の通りである。平成 12 年度から、①機構内向けとして宇宙用部品データベースの構築に向けて始動した。平成 13 年度から、②国内向け及び、③海外向け宇宙用部品データベースの構築を開始した。平成 15 年 4 月より、国内向け及び海外向け宇宙用部品データベースの運用を開始した。また、平成 15 年度には、これまでのプロジェクトで承認された非標準部品のデー



タを整理し、平成 16 年 3 月末より、④プロジェクト承認非標準部品データベース(試行版)として機構内に提供を開始した。したがって、宇宙用部品開発共同センターでは、現在上記①～④の 4 つの部品データベースを運用している。

本報告では、部品データベースの目的である部品ユーザの支援と国内の宇宙用部品業界の活性化について述べる。

## 2. 研究の概要

平成 16 年度は以下の業務を行った。

- (1) データベースのデータ更新業務として、新規認定部品、認定辞退部品、認定試験仕様書の制定／改定などの情報をデータベースで提供した。また、開示制限情報を閲覧できる登録者の管理として ID 及び PW の付与あるいは更新などを行った。
- (2) 国内の宇宙用部品供給体制の再構築を図る一環として、JAXA 認定品の維持及び新規認定品の創出のため部品製造業者の工場などにおける製造プロセスの審査、認定試験仕様書の制定改定などを行った。これらの作業を遂行するにあたっては特に、試験の最適化の許容及び民生用製造ラインとの共用を可能とする新しい認定制度 QML<sup>(2)</sup>を推進した。

## 3. 成果の概要

### (1) 宇宙用部品データベースの運用

日々変わるデータを正確に整理し、継続的に入力することによりデータベースへの信頼性を維持することができる。前述の 4 つのデータベースの中でも要となっている次の 2 つのデータベース、国内向けと海外向について平成 16 年度の利用度を見てみる。利用度をページビュー及びビジット数で表すと次の Figure 1 及び 2 のようになる。

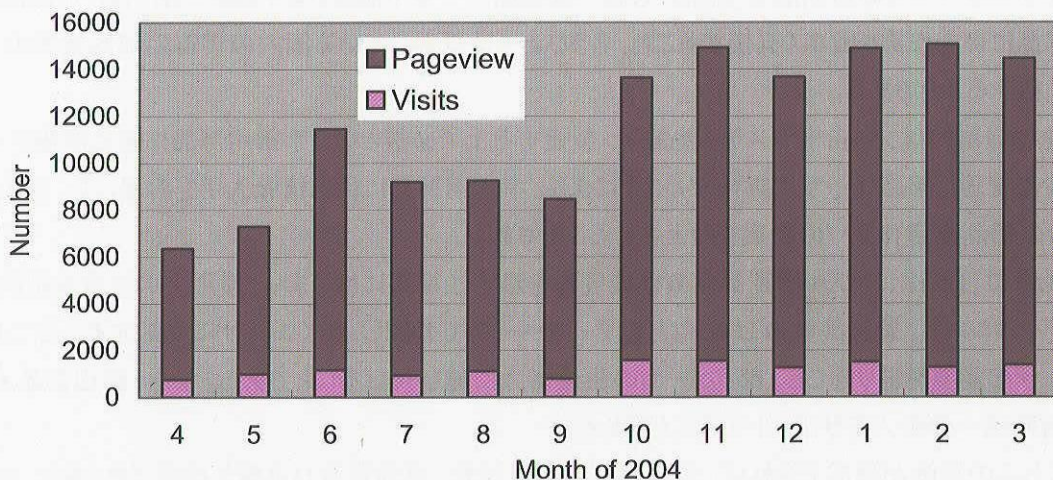


Figure 1 Number of Pageview and Visits of Japanese Parts database

国内向け部品データベースの年間のページビューは約 14 万件、ビジット数は約 1.4 万件であった。



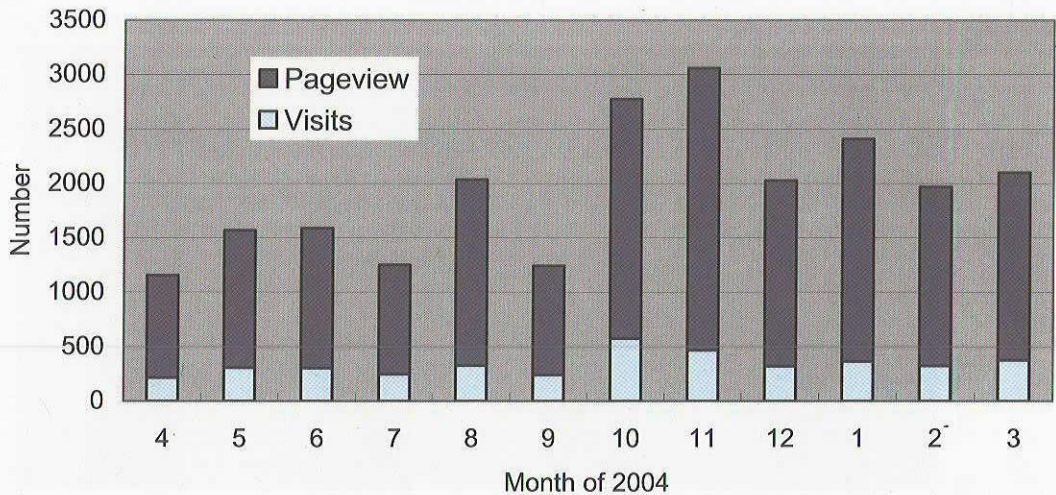


Figure 2 Number of Pageview and Visits of English Parts database

海外向け部品データベースの年間のページビューは約 2.3 万件、ビジット数は約 4 千件であった。

(2) 国内の宇宙用部品供給体制の再構築

昭和 49 年度以降平成 16 年度までの認定部品の総点数の推移を Figure 3 に、部品供給体制の再構築を図る一環として推進している QML 認定による部品数の推移を Figure 4 に示す。

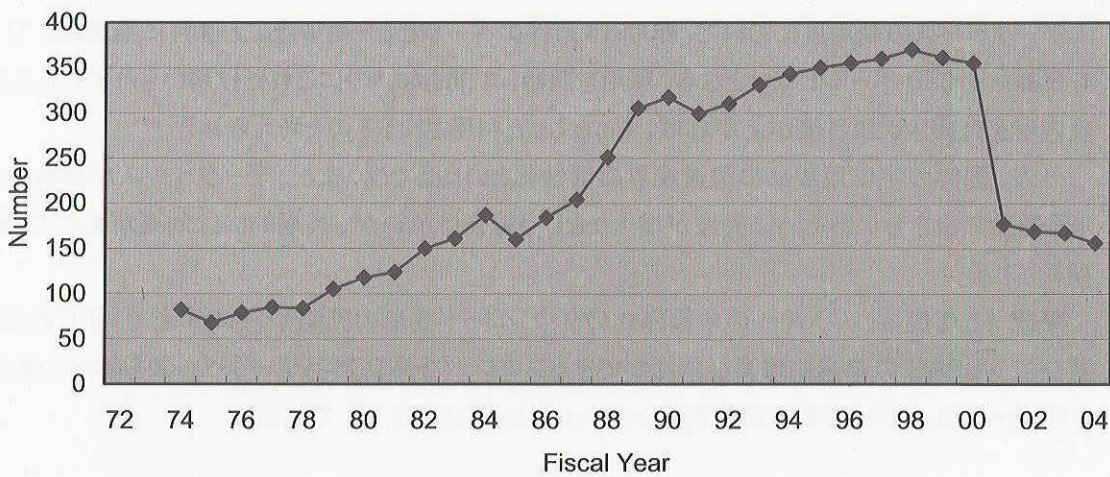


Figure 3 The Trend of Total Number of JAXA Qualified Parts

平成 16 年度末の総部品点数は 167 点である。グラフを見ると、平成 12 年度から認定部品が激減していることが良く分かる。部品業界は需要減により、生産ラインが維持できず次々と撤退に追い込まれたものとする。ただし、ここ 2、3 年は QML 認定の増加などもあり認定部品点数は下げ止まってきている。



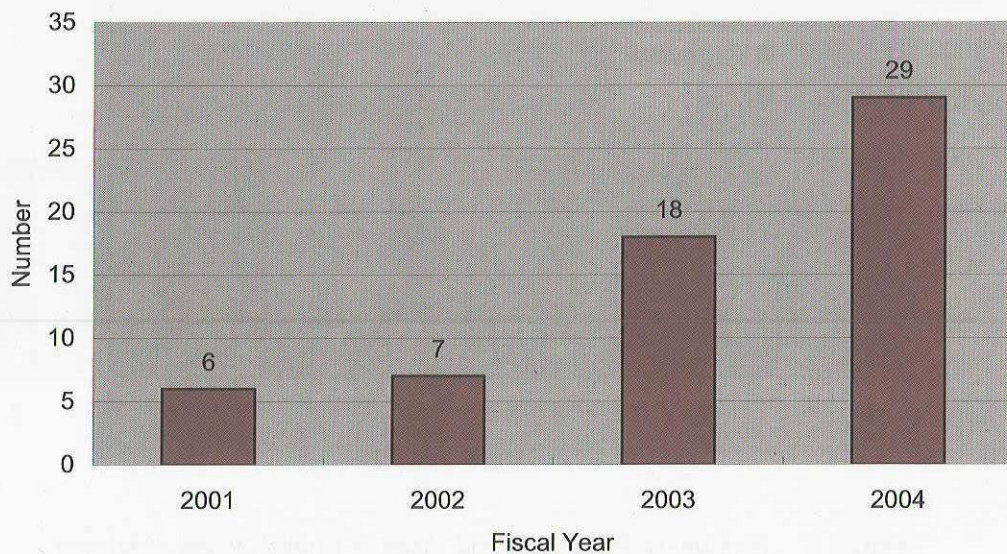


Figure 4 The Trend of the Number of JAXA QML Parts

平成 13 年度にプリント配線板の初期認定から始まった QML 認定はその後着実に増加し、平成 16 年度末では、29 部品数となっている。主な QML 認定部品は、プリント配線板、太陽電池、コネクタ、コンデンサなどである。

#### 4. まとめ

データベースの利用度において、年間 14 万件のページビューがあることは月に換算して 11,670 件、1 日あたり 389 ページビューとなる。運用を開始して間もないのにこれだけ用いられていることは、今後内容を充実させ知名度が上がれば、もっともっと利用されるものと考えられる。

一方、国内の宇宙用部品の製造業界の活性化という面では、まだ、データベースが稼動したことによる部品の引き合いあるいは受注が増えたという報告は無いが、長期的には効果が現れてくることが期待される。

平成 17 年度は、JAXA への申請様式のダウンロード機能の充実や、WEB 上で APL の登録処理並びに NSPAR の申請処理及び承認ができるプロジェクト承認部品データベースを新たに整備することで、さらにユーザに有益な部品情報システムとなることを目指している。

#### [参考文献]

(1)EEE 部品プログラム標準:GBA99010C Apr.10, 2004

(2)宇宙開発用共通部品等一般共通仕様書:JAXA-QTS-2000B Mar.31,2004

#### [略語]

APL:Approved Parts List 承認部品リスト

NSPAR:Non-Standard Parts Approval Request 非標準部品承認申請

QML:Qualified Manufacturer's List 認定製造業者表

# アンチヒューズ型 FPGA<sup>1)</sup> の評価試験結果

## Evaluation Results of Antifuse type FPGA

宇宙用部品開発共同センター(Space Component Engineering Center)

山田理子, 新藤浩之, 久保山智司, 松田純夫

Noriko YAMADA, Hiroyuki SHINDO, Satoshi KUBOYAMA, and Sumio MATSUDA

1) FPGA: Field Programmable Gate Array

### Abstracts

Several failures of a new generation of Antifuse type FPGAs (RTSX-S,SX-A) were reported subsequent to successful programming in the U.S. in 2003. It was inferred that the degradation of Antifuses causes the signal delay after the investigations and evaluations performed by NASA, Industry Tiger Team (ITT) and so forth. It was also suggested that the structure of FPGA die produced by MEC (Matsushita Electric Corp.) has an internal defect. The manufacturer recommends exchange to UMC die devices which are functionally compatible with MEC die devices.

These devices are used by nearly several programs in JAXA with recently built hardware. Rapid identification of root-cause and remediation are needed to keep programs on schedule.

The evaluation of Antifuse type FPGAs has been started at the beginning of 2005 in JAXA. In FY 2004, evaluation test preparation (the design of FPGA circuit and the program for an electrical parameter test) and the initial evaluation test to A54SX32A were carried out. The signal delay caused by antifuse degradation was successfully detected.

### 1. はじめに

2003年初頭から米国においてアンチヒューズ型 FPGA (RTSX-S,SX-A の MEC ダイ) の不具合が報告されるようになり、製造メーカとユーザで構成される不具合調査チーム (Industry Tiger Team:ITT) と NASA 等が原因究明及び評価試験を実施している。米国における評価試験結果から FPGA の不具合現象はアンチヒューズの抵抗増加による遅延と推定された。またその原因として MEC ダイの構造に本質的な欠陥があることが示唆されており、製造メーカは MEC ダイデバイスと互換性を有する UMC ダイデバイスへの変更を推奨している。UMC ダイデバイスは平成 16 年 10 月に QML 認定を受けたばかりであり、宇宙機器で使用された実績は無い。

本業務では、JAXA のプロジェクトですでにプリント基板に実装され機器に組込まれている MEC ダイデバイスの故障リスクを判断するため、寿命試験及び熱衝撃試験を実施し、アンチヒューズ故障に関する加速係数データ及び故障率を取得する。また代替品の UMC ダイデバイスについては宇宙適用実績が無いため評価試験を実施する。

### アンチヒューズ型 FPGA :

論理モジュール(Logic Module)と接続モジュール(Connection Module)を規則正しく並べておき、ユーザが電氣的な方法でそれらを任意に接続(プログラム)することによって、目的とする機能を有する LSI を現場(Field)で実現できる LSI。使用量の限られている宇宙機器では専用の LSI を作る場合に比べて格段にコスト低減・スケジュール短縮が可能になる。



## 2. 研究の概要

平成 16 年度は MEC ダイデバイス(A54SX32A 及び A54SX72A)に対して研究を行った。

A54SX32A については評価試験準備及び初期評価試験、A54SX72A については評価試験準備のみ(FPGA 評価回路の設計及び評価用プログラム作成)を実施した。

### 2.1 評価試験準備

評価サンプルとして A54SX32A 及び A54SX72A を調達した (Table-1 及び Fig. 1)。サンプルサイズを大きくして確度の高いデータを取得するため、MEC ダイデバイスについては民生品の A54 シリーズを使用した。A54 シリーズは宇宙用デバイス (RTSX シリーズ)とアンチヒューズそのものの構造は変わらない。

Table 1- List of the samples

Part Number	Manufacturer	Sample Size	Remark
A54SX32A-CQ256M	Actel Corp.	190	MEC
A54SX72A-CQ256M	Actel Corp.	320	MEC

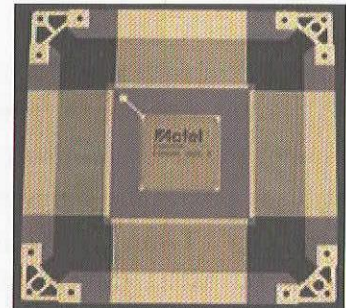


Fig. 1 Antifuse type FPGA  
(A54SX32A)

#### 2.1.1 FPGA 評価回路の設計

以下の 4 条件での寿命試験を実施することを想定して FPGA 評価用回路の配置設計・回路設計を行い、回路図を作成した。評価回路は、評価デバイスに対応したゲートチェーン (他励発振) とし、設計に際しては各条件に対し、論理シミュレーション、配置配線及び遅延シミュレーションを実施した。

条件 1 25℃、1MHz

条件 2 70℃、1MHz

条件 3 125℃、1MHz

条件 4 25℃、33MHz

#### 2.1.2 専用治工具の設計・製造

初期評価試験及び寿命試験において使用可能な試験用ボードの設計及び製造を実施した。設計に際しては中間観測として波形観測が可能な仕様とし、製造した試験用ボードの動作検証を実施した

#### 2.1.3 評価用プログラム作成

LSI テスタによる電気的特性試験において使用する電気的特性評価用プログラム及び初期評価試験及び寿命試験用プログラムを作成した。初期評価試験及び寿命試験用プログラムは共通化し、各プログラムに対して動作検証を実施した。

## 2.2 初期評価試験

### 2.2.1 評価回路書込み

2.2.1 項で設計した回路の書込みを行った。

### 2.2.2 初期電気的特性試験

2.1.3 項で準備した電気的特性評価用プログラムを使用して LSI テスタによる電気的特性試験を実施した。

2.2.3 初期評価試験

A54SX32A に対する寿命試験を 2.1.1 項に示した 4 条件で開始した。いずれの条件に対しても初期評価試験として累積時間 240[hr]を実施した。初期評価試験中は波形を観測し、デバイスの動作状態を監視した。また電気的特性を三回以上測定した。

3. 成果の概要

3.1 評価試験準備

3.1.1 FPGA 評価回路の設計

アンチヒューズ故障を効率よく検出するために 1 デバイス当りのアンチヒューズの使用率が最大になるようにゲートチェーンを用いた。試験回路の概略図を Fig. 2 に示す。また、この試験回路において使用するアンチヒューズの数をも米国でこれまでに実施された評価試験での数と比較して Table-2 に示す。

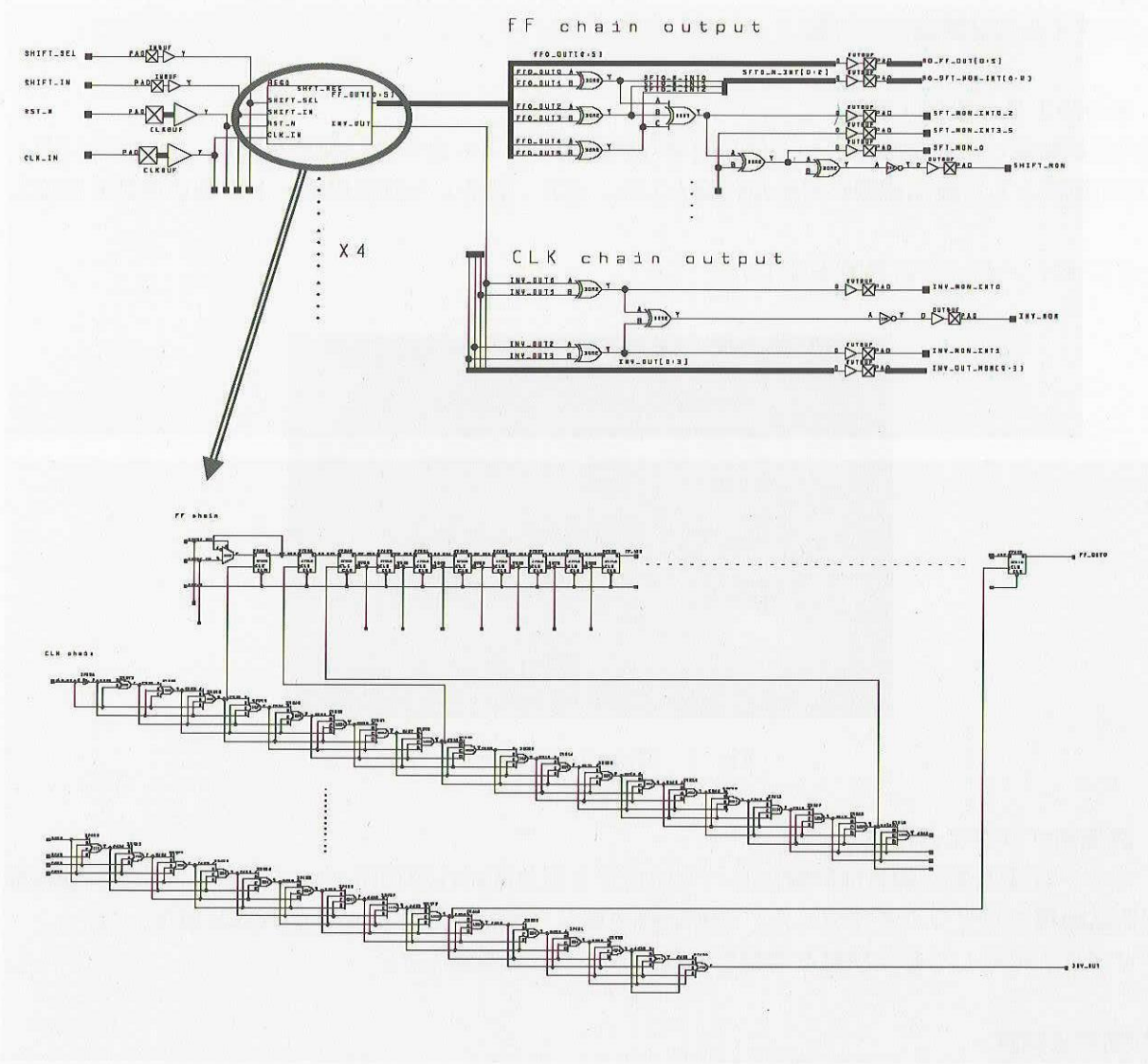


Fig. 1 Evaluation test circuit – Diagram



Table-2 The number of antifuses in test vehicles

Design type	# High current fuse (I, S, K, B)	# Low current fuse (F, X, G, V, H, W)	# Dynamic fuse (total)
JAXA	9975	7931	17906
Colonel test	7818	5197	13015
General test	7834	5178	13012
NASA	7406	4696	12102

回路の特長：

- ・ 試験回路で使用するアンチヒューズ数が最大 → 4-input AND-OR chains
- ・ 他励発振とすることにより安定動作が実現 → 故障検出が容易
- ・ R-cell をスキュード・クロックでドライブ → 10ns 以下の遅延検出が可能
- ・ 同一回路ブロックからのアウトプットの排他的論理和 (XOR) を常に比較 → リアルタイムな故障検出が可能

### 3.1.2 専用治工具の設計・製造

初期評価試験及び寿命試験に於いて使用可能な試験用ボードの設計及び製造を実施した。設計に際しては、中間観測として波形観測が可能な仕様とした。また、製造した試験用ボードの動作検証を実施した。

Fig. 3 にメインボードの写真を示した。

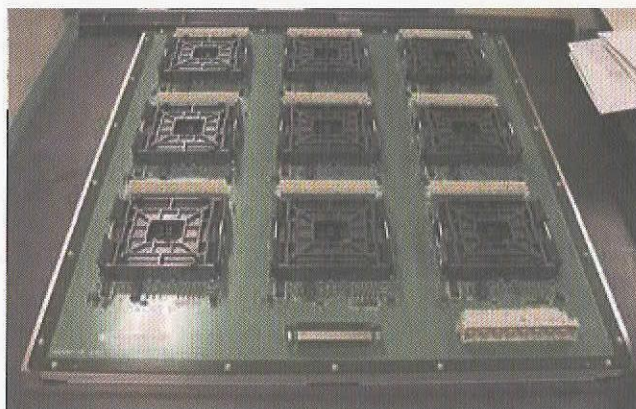


Fig. 3 Main test board

### 3.1.3 評価用プログラム作成

LSI テスタによる電気的特性試験において使用する電気的特性評価用プログラム及び初期評価試験及び寿命試験用プログラムを作成した。初期評価試験及び寿命試験用プログラムは共通化した。

各プログラムに対して動作検証を実施し問題の無いことを確認した。

## 3.2 初期評価試験

A54SX32A について寿命試験をスタートした。

評価試験の試験項目と条件を Table-3 に示した。



Table-3 Test Conditions and Items

Test Items	Test Conditions	Sample Size	Remarks
Programming	Old Algorithm(Ver4.42.0)	190	
Electrical Parameter Test (initial)	25℃・1MHz	190	Function Test・DC・AC
Long-term Life Test	25℃・1MHz・240H	45	Daily checkup: Voltage・Current・Temperature・Waveform
	70℃・1MHz・240H	45	Daily checkup: Voltage・Current・Temperature・Waveform
	125℃・1MHz・240H	45	Daily checkup: Voltage・Current・Temperature・Waveform
	25℃・33MHz・240H	45	Daily checkup: Voltage・Current・Temperature・Waveform
Electrical Parameter Test (after 240hrs)	25℃・1MHz	180	Function Test・DC・AC

3.2.1 評価回路書込み

- ・初期評価試験の実施に先立ち、デバイスの受入検査を実施した。

受入検査結果

良品／不良品：179 個／1 個

- ・合格品に対して、旧アルゴリズムを使用して 3.1.1 項で設計した回路を書込こんだ。  
書込み時に使用したるアルゴリズム及び書込みソフトウェアは以下の通り。

- ・MEC ダイ用 Old Algorithm(Ver4.42.0)

書込み結果

良品／不良品：179 個／0 個

3.2.2 初期電氣的特性試験

LSI テスタを使用し、以下の項目の測定を行った。

- (1)機能試験：常温・1 MHz で期待値の通り動作するかを確認
- (2)DC 測定：静特性の測定（常温）
- (3)AC 測定：出力信号の動特性の測定（常温）

測定結果

投入：180 個

不良及び 3σ はずれ：11 個

コンタクト不良：1 個（オープン）

機能不良：5 個

AC 測定 3σ はずれ：4 個

その他：1 個

良品：169 個

3.2.3 初期評価試験

寿命試験を開始した。電源電圧は 2.5 V + α（トランジェントも含めて最大 2.75V になるように調整）とし、2.1.1 項に示した 4 条件で初期評価を行った。

試験ボードのモニタ端子より、各デバイスの波形の確認をリアルタイムで行った。初期状態の波形を記録し、±5ns 以上の変動が確認された場合はデバイスに何らかの異常があったとして、その状態を記録した。

また LSI テスタを使用し、以下の項目につき電気的特性測定を行った。

- (1)機能試験：常温・1 MHz で期待値の通り動作するかを確認
- (2)DC 測定：静特性の測定（常温）
- (3)AC 測定：出力信号の動特性の測定（常温）

各試験条件における結果をTable-4 (a)～(d)に示した。

Table-4 Test Results

(a) 25℃・1MHz

Test Point(hrs)	Failures	Failure Mode
1	5	1 Shift register 4 Inverter
12.5	0	
30.7	0	
96	1	1 Shift register
236.95	0	
Total	6	

(b) 70℃・1MHz

Test Point(hrs)	Failures	Failure Mode
0.5	2	2 Inverter
2.1	0	
4.9	0	
13	0	
37.7	1	1 Inverter
109.2	1	1 Inverter
281	0	
Total	4	

(c) 125℃・1MHz

Test Point(hrs)	Failures	Failure Mode
0.5	1	1 Inverter
1.5	1	1 Shift register
4.8	0	
12.8	0	
33.5	0	
44.5	1	1 Inverter
105	0	
256.5	0	
Total	3	

(d) 25℃・33MHz

Test Point(hrs)	Failures	Failure Mode
0.5	1	1 Inverter
1.3	0	
3.3	0	
10.3	0	
30.3	0	
100.3	0	
294	1	1 Inverter
Total	2	

#### 4. まとめ

アンチヒューズ型FPGA（MECダイデバイス）の評価試験を開始した。

A54SX32A及びA54SX72Aの寿命試験を行うためのFPGAの回路を作成した。この回路においてはアンチヒューズ故障による5ns以上の遅延の変化が検出できる。設計した回路について論理シミュレーション、配置配線及び遅延シミュレーションを実施した。

寿命試験を行う為の測定方法・仕様を検討し、試験用ボード・治工具を整備した。

LSI テスタによる電気的特性試験において使用する電気的特性評価用プログラム及び初期評価試験及び寿命試験用プログラムを作成した。初期評価試験及び寿命試験用プログラムは共通化し、各プログラムに対して動作検証を実施した。

A54SX32Aに対して初期評価試験を実施した。温度・周波数を割りふった4条件全てで遅延故障が発生した。本業務において設計したFPGA回路により、米国と同様のアンチヒューズ遅延現象の発生を確認することができた。

平成17年度はMEC製ダイデバイスについて評価試験を継続するとともに、UMCダイデバイスについて評価を実施する。

# バーストSRAMの開発

## High-Speed burst Static RAMs 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, 浅井弘彰, 山田理子, 久保山 智司, 松田 純夫

Hiroyuki Shindo, Hiroaki Asai, Noriko Yamada, Satoshi Kuboyama, Sumio Matsuda

### Abstract

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. Burst SRAM was selected as one of the important parts, and began developing in 2003 fiscal year. The design and manufacturing the engineering sample were executed at current 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。

バーストSRAM (burst Static Random Access Memory) はこの重要部品として選定された部品のひとつである。バーストSRAMとは、バースト転送モードを有するクロック同期式のSRAMである。バースト転送モードとは、データ転送時にアドレス指定を最初の1回で済ませ、以後はデータを連続的に送信する方式のことである。この方式では、アドレス指定を省略する分、データの転送速度が速くなる。宇宙用計算機システムを構築するメモリとしては、簡潔な構成で低消費電力化が容易という観点から従来では非同期式SRAMが用いられてきたが、100MHz以上のデータバスによる高速アクセスには対応できないという問題があった。これを解決するために、平成15年度よりバーストSRAMの開発を開始した。

### 2. 研究の概要

昨年度はバーストSRAMのメモリ部の仕様検討を行い、異なるSRAMマクロ構成で3種類のバーストSRAM (メモリ容量は小さい) をレイアウト設計し、遅延解析を行った上でSiチップの試作を実施した。このトライアルによって、実現できる動作速度、レイアウトを実施するうえで最適なマクロ構成等、技術的目処をつけることができた。本年度は、以下の項目について実施した。

- バーストSRAMの全体仕様検討
- バーストSRAMの設計および試作結果
- パッケージ開発



### 3. 成果の概要

#### 3.1 バーストSRAMの全体仕様検討

昨年度に実施した部分試作では、SRAMメモリ部の回路構成について検討を実施し、レイアウトの容易性および低消費電力化の観点から、使用するSRAMメモリマクロを決定した。このマクロを使用した場合、10mm×10mmのチップに最大で9Mbitのメモリ容量が実現可能であるとの見通しを得た。

宇宙用バーストSRAMの最終製品は、メモリの大容量化をはかるためにチップの積層を想定している。そのため、チップ間の信号伝達を可能にするインターフェース回路を検討する必要がある。また、200MIPS級64bitMPUとの接続を想定したインターフェースである必要がある。さらに、宇宙放射線によるシングスイメント現象に対する対応策も導入する必要がある。本年度は、これらの点について着目し、バーストSRAMの最終仕様の検討を実施した。

##### 3.1.1 チップ積層化の検討

設計する宇宙用バーストSRAMは、1チップのメモリ容量が9Mbit (512Kword × 18bit) であるが、32bitもしくは64bitデータバスに対応した外付けメモリとして使用する際は、3または4チップを1パッケージに搭載したメモリモジュールとして使用する仕様とした。3チップ構成の場合のメモリ容量は、20Mbit (512Kword × (32bit + 8bit ECC) ) となり、4チップ構成の場合は、36Mbit (512Kword × (64bit + 8bit ECC) ) となる。チップの積層数は2とし、これを2組並べてパッケージに搭載する方式とした。

##### 3.1.2 インターフェース回路の検討

本バーストSRAMをコントロールするMPUから見た場合、メモリ側の入力ピンの負荷は出来るだけ小さい方が好ましい。このことから、4チップモジュールの場合を例に考えた場合、外部とのインターフェースは、4チップ中1チップのみとし、外部からの信号を3.3Vバッファで受け、これを1.8Vバッファで出力し、各チップに配信する仕様とした。

##### 3.1.3 インヒビット機能の検討

前述のとおり、SRAMモジュールとしては、36Mbit と20Mbitの2品種を検討中であるが、20Mbitの場合、3枚チップを搭載してもこの内1チップは9Mbit 中 2Mbitしか使用しないことになる。このように1チップ中の一部のみを使用する場合、消費電力削減のため使用しないビット領域をスタンバイ状態にできるよう、インヒビット制御ピンを設ける仕様とした。

##### 3.1.4 放射線対策の検討

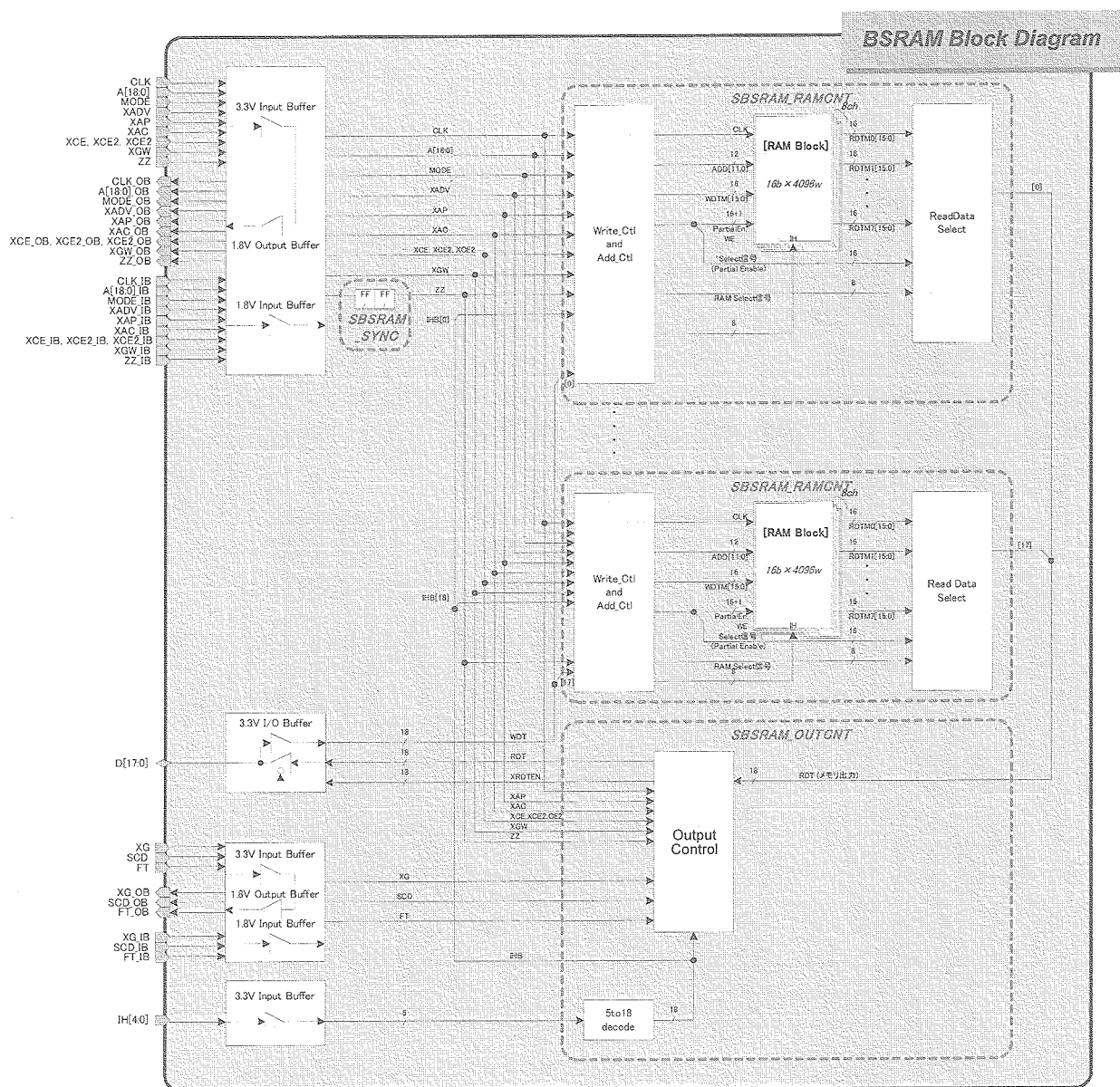
今回使用しているSRAMマクロ自体は、一般民生用マクロをそのまま適用しているため、放射線対策は施されていない。従ってまず、レイアウトの工夫によって、1ワード中の複数ビットが同時にシングスイメントを発生しないような対策（つまり、ビット毎にメモリブロックを分け、物理的に距離を離すことで複数ビット反転を防ぐ方式）を施すこととした。また、制御回路部やアドレス生成回路当のロジック部で使用されるフリップフロップ回路やラッチ回路に対しては、独自に設計した耐放射線性強化セルを使用することで放射線耐性を強化することとした。

以上の検討結果によって導き出された仕様に基づき、0.18μm CMOSプロセスをターゲットとして宇宙用バーストSRAMの設計を実施することとした。

### 3.2 バーストSRAMの設計および試作結果

3.1項に述べた検討結果をもとに、宇宙用バーストSRAMの回路設計を行った。設計にはVHDL言語を使用した。回路の全体構成図をFig.1に示す。設計・検証の後に、論理合成、レイアウト設計を実施した(Fig. 2)。タイミング検証については、レイアウト後の実配線遅延付きのゲートレベル検証において実施し、想定したタイミングで問題なく動作することを確認した。検証の後、チップ製造に必要なとなるGDSデータを作成した。

チップ製造にあたっては、200MIPS 64bitMPUと同じ0.18 $\mu$ m CMOSプロセスを使用した。製造したチップは、汎用のセラミックピングリッドパッケージに組み立てた。試作したサンプルの外観写真をFig.3に示す。



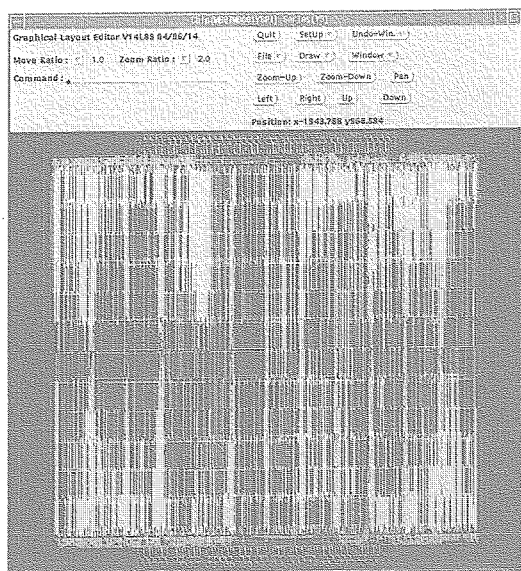


Fig.2 Chip layout

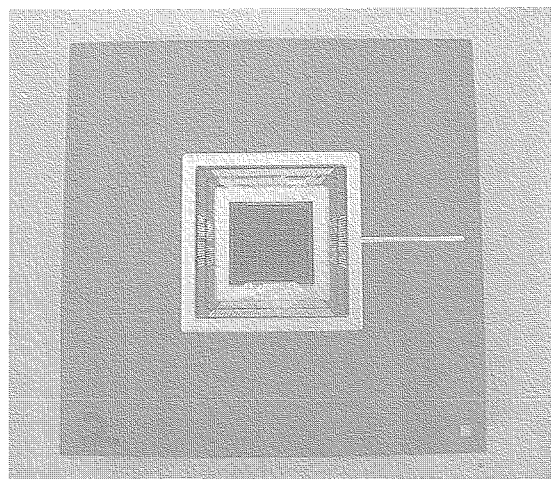


Fig.3 ES sample (1chip, 9Mbit)

### 3.3 パッケージ開発

上記で設計したバーストSRAMチップを搭載するためのパッケージの設計開発を実施した。チップを搭載するキャビティ部の寸法は、4チップを1パッケージに実装可能な仕様とした。パッケージ外形は126ピンフラットパッケージとし、本体材質をセラミック、シールリングおよびリード材質をコバルト（Fe-Ni-Co合金）、ヒートシンクをCu-W合金とした。また、すべての金属部はNi + Auメッキ（電解メッキ）による表面処理を施した。

製造したパッケージの外観写真をFig.4に示す。製造過程および完成後の外観にも問題はなく、パッケージの製造を完了した。

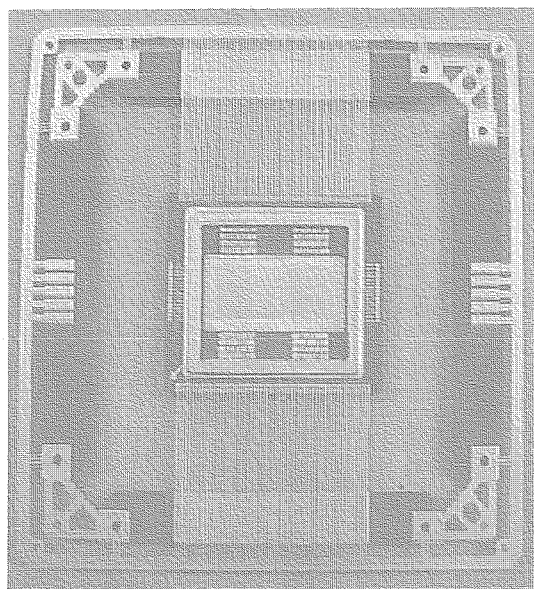


Fig.4 126pin Ceramic flat package for burst

## 4. まとめ

宇宙用バーストSRAMの実現に向け、本年度は回路設計、チップ試作およびパッケージの開発を実施した。最終製品に向けた技術検討としてチップの積層化が残されているが、この点に関しては次年度試作を実施し、最終製品版の製造へとつなげていく予定である。



# 民生部品を生かすHBD技術

## HBD methodology that promotes space application of COTS

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, 浅井弘彰, 池田直美, 山田理子, 久保山 智司, 松田 純夫

Hiroyuki Shindo, Hiroaki Asai, Naomi Ikeda, Noriko Yamada, Satoshi Kuboyama, Sumio Matsuda

### Abstract

Hardness-By-Design (HBD) approach for 0.15 $\mu$ m fully depleted CMOS/SOI process was studied. We designed logic cells hardened for SEU/SET and performed the irradiation tests in order to evaluate the effectiveness of this methodology. Excellent hardness was achieved, and it is thought that state-of-the-art parts can be applied to space by using this technique.

### 1. はじめに

一般に半導体素子を宇宙空間で使用すると、宇宙放射線（重粒子・陽子）の影響による誤動作や損傷（総称してシングレイベント現象と呼ぶ）が発生することが古くから知られている。近年の宇宙機では、画像処理や高精度の位置決定等の目的で、大容量のデータを高速に処理する電子機器が必要とされており、使用される半導体素子に対してもいわゆるディープサブミクロンクラスの設計ルール（0.1 $\mu$ mクラス）を適用した小型高集積化・高機能化が強く望まれている。素子の微細化・低電圧化が進むと回路を駆動するのに必要な電子の数も激減し、放射線入射によって生じる外乱に対して非常にセンシティブになるため、その対応策を確立することが宇宙開発を進める上での重要課題となっている。

従来の宇宙用デバイスの開発手法では、耐放射線性と高信頼性を確保するために、製造プロセスに対して必要に応じて変更を加え、メモリやFlip Flop等のシングレイベント対策が必要な個所に対しては、冗長系を組むことで対応してきた。ところがこのような手法では、開発期間の長期化、製造コストの増大を招き、また性能面でも最先端の民生用デバイスとの大きなギャップが生じてしまう。また最近では半導体デバイスの微細化により製造にかかるコストの高騰が続いているため、少量しか需要の期待できない宇宙用耐放射線性デバイスを従来の手法で商業的に生産することは現実的でなくなっている。

これらの問題を打開する方法として、回路・パターン設計技術だけによって耐放射線性を確保し、地上用とまったく同じ最新の製造プロセスを使って耐放射線性デバイスを製造するHBD (Hardness-By-Design) 技術が注目されている。HBDによる放射線対策に関してはその研究の歴史は長く、これまでもさまざまな研究者によって幾つか考案されている<sup>[1][2]</sup>。HBD技術の大きなメリットは、半導体プロセスに特殊な変更を加えないため、最先端の製造プロセスを適用することが可能であるということである。また、HDL言語(Hardware Description Language)で記述された設計データを論理合成する際に、HBD技術により強化されたLatch やFlip-Flop回路をライブラリとして構築しておけば、設計者は放射線対策を意識することなくデバイスの設計を進めることができる。反面、回路上で放射線対策を施すため、回路面積や伝播遅延時間が増大するというデメリットもある。実用上は、得られる効果とこれらデメリットとのトレードオフによる判断となる。

本研究では、平成13年度よりさまざまなタイプの耐放射線性回路を実際に試作し、放射線照射試験による評価を実施し、MPU等で適用可能な実用回路のライブラリの整備を進めている。昨年度までの研究では、0.18 $\mu$ m CMOS プロセス (Si基板) に適用可能な耐放射線性強化型 Latch 回路の試作評価を実施し、その成果を200MIPS 64bitMPUの開発に適用することに成功した。本年度は、Si 基板とは異なるタイプの基板であるSOI (Silicon On Insulator)基板素子へのHBD技術の適用について試作評価を実施した。SOIを使うことで、回路の低消費電力化・高速化が期待できるだけでなく、放射線耐性に関してもSi基板より有利と言われており、次世代の宇宙用部品の基板として期待されている。

## 2. 研究の概要

本年度は、以下の項目について実施した。今回ターゲットとした製造プロセスは、0.15 $\mu$ m SOI プロセスである。これは、次期宇宙用MPUや、FPGA等の開発に向けて期待されるプロセスである。

- 0.15 $\mu$ m SOI用放射線対策付きLatch回路の設計検討
- 試作サンプルの重イオン照射試験による放射線耐性評価

## 3. 成果の概要

### 3.1 0.15 $\mu$ m SOI用放射線対策付きLatch回路の設計検討

SOI素子は、その構造上、寄生サイリスタ(PNPN)構造が存在しないため、CMOSバルク素子のようにラッチアップ現象は原理的に発生しない。このため、SOI素子を適用する上で考慮すべき現象は主にシングスイメントアップセット(Single Event Upset: SEU)とシングスイメントトランジェント(Single Event Transient: SET)の2つである。SEUとは、回路中に保持されている情報が放射線入射により反転する現象である。SETとは、放射線入射によって生じる過渡的なノイズによって、ロジックが誤動作してしまう現象である。SETに対する対策の重要性は、プロセスが微細化になるほど増してくる。基本的に、放射線入射によるSETパルスの発生は、トランジスタ間をP-Nジャンクションによって分離しているCMOSバルク素子においては、発生自体を阻止することは不可能である。従って、CMOSバルク素子では、SETパルスが発生しても、それが回路に影響を与えないよう、パルス幅をパラメータとしたSET識別回路を作成することが必要となる。しかし、CMOSバルク素子において発生するSETパルス幅は、LETが60MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)で1ns以上になると考えられ、このように幅の広いSETパルスを識別するSET識別回路を作成し実際に回路中に使用することは、回路の動作速度限界を低くしてしまう要因となる<sup>[3]</sup>。一方、SOI素子では、全てのトランジスタが絶縁膜によって電氣的に分離されている。従って、CMOSバルク素子とは異なり、SOI素子では回路のデザインによってSETパルスの発生を除去することが可能である。このSOIの特徴は、CMOSバルク素子に対する非常に大きなアドバンテージである。

今回の試作では、沖電気のスタンダードフリップフロップセル (F-STD) に加えて、HBD手法で設計された6種類の放射線対策ラッチセルを搭載した (沖電気の0.15 $\mu$ m完全空乏型CMOS/SOIプロセスを対象に設計)。以下に設計した各回路について簡単に説明する。

今回設計した回路をFig.1～Fig.6に示す。L-M2回路は、よく知られている放射線対策付きのメモリ回路であるDICE回路<sup>[1]</sup>をベースに設計した回路である。DICE回路の中には、4個の記憶ノードがある。1個の記憶ノードは1個ずつのPch/Nchトランジスタで構成されている。ある1個の記憶ノードのトランジスタでSETが発生し記憶データが反転した場合、その記憶ノードと隣り合った左右計2カ所の記憶ノードによって記憶データの反転を訂正する仕組みになっている。

DICE回路は、セル内部記憶ノード部のトランジスタのSETに対しては非常に効果的な耐性を持っているが、データまたはクロック入力端子への外部から伝搬されてきたSETに対しては、そのままでは弱い。しかし、今回は外部からの要因よりもラッチセルそのもののSEE耐性について評価することを目的としたため、L-M2にはクロック及びデータ入力部のSET対策は施していない。L-B回路は、同様によく知られている放射線対策付きのBazeインバータ<sup>[2]</sup>をベースにした回路である。Bazeインバータ自体がSET耐性を持っているため、このインバータを使ってラッチセルを設計することで、ラッチ自体にもSEE耐性を持たせることが期待できる。L-RTr回路は、伝統的な、帰還抵抗を使って放射線耐性を向上させたラッチセルである。記憶ノードでの信号の伝搬速度を、帰還抵抗と容量のRCによって遅くさせ、SETを記憶ノード内でラッチさせないのがこの回路の原理である。帰還抵抗には、ポリシリコン抵抗を、容量にはMOSトランジスタのゲート容量を使用して設計した。RCの設計値は、500psとした。帰還抵抗を使った対策と同じ効果を期待して、高ON抵抗ソース/ドレイントランジスタを記憶ノード部のインバータ回路に使用したラッチセルを設計した(L-RDS回路)。L-N回路<sup>[4]</sup>およびL-T回路<sup>[5]</sup>は、SETフリーインバータを記憶ノード部のインバータ回路として使用したラッチセルである。SETフリーインバータは、2個のPchトランジスタと2個のNchトランジスタを直列に接続している。L-Tでは、このSETフリーインバータの、2個のPch/Nchトランジスタの中央が接続されている。これによって電位を同等に保ち、強電界領域を分散させることでSETの発生が抑制できることを期待した回路である。

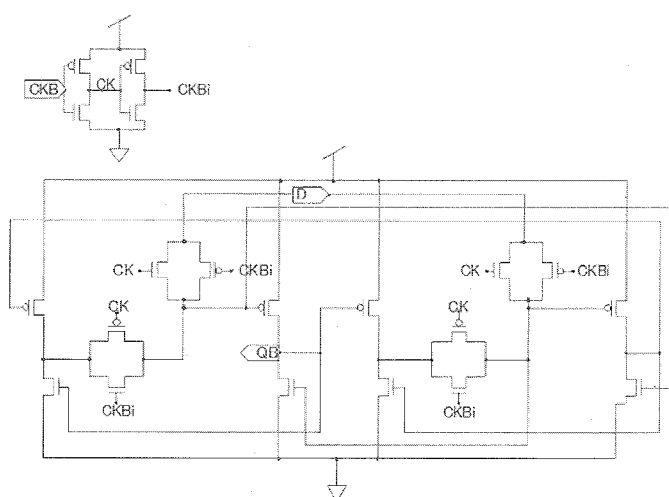


Fig.1 L-M2 circuit

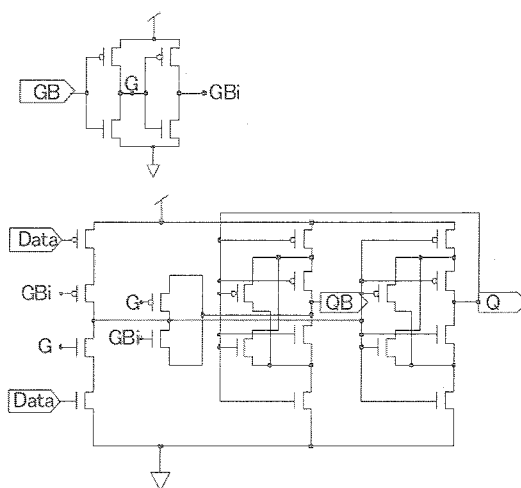


Fig.2 L-B circuit

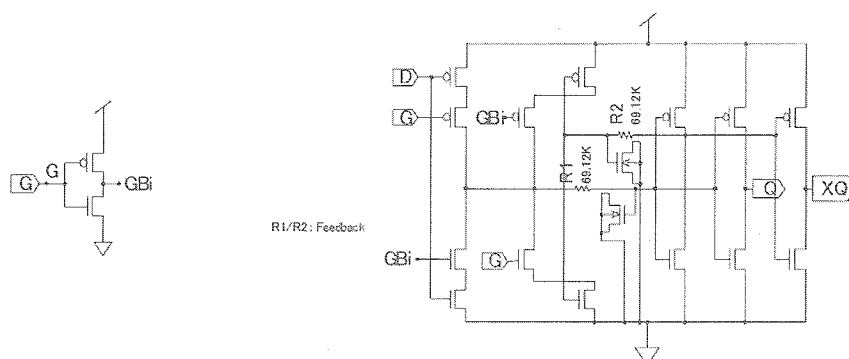


Fig.3 L-RTr circuit



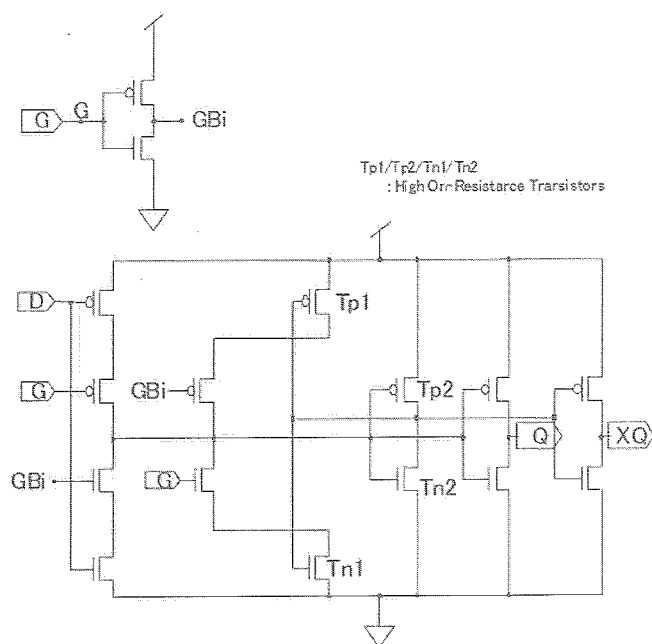


Fig.4 L-RDS circuit

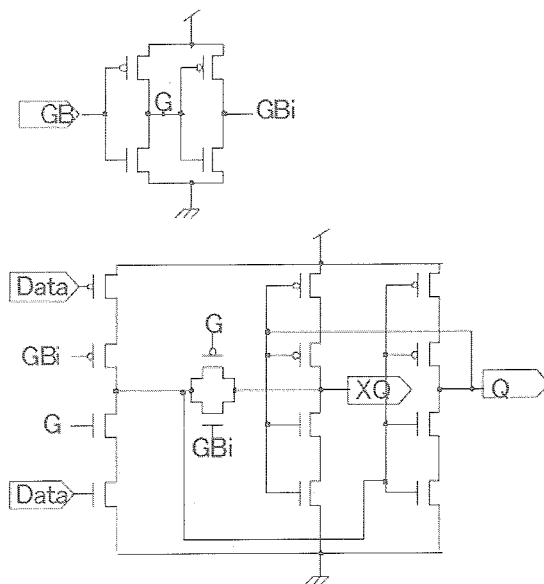


Fig.5 L-N circuit

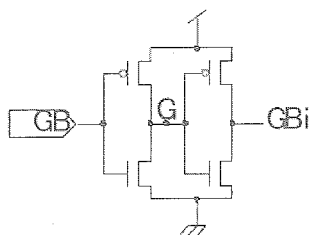
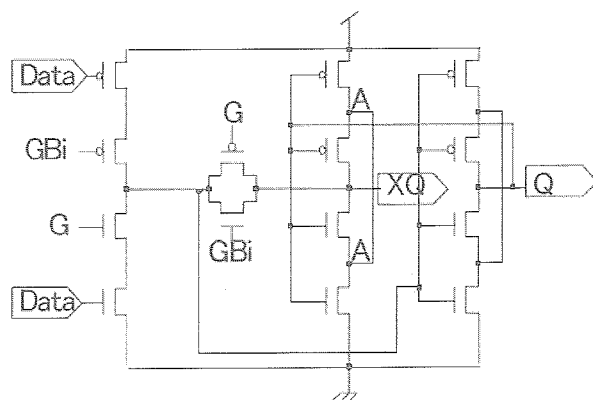


Fig.6 L-T circuit



### 3.3 試作サンプルの重イオン照射試験による放射線耐性評価

前述した各HBDラッチを、それぞれ512ビットのSRAMブロックとして設計し、評価用デバイスに搭載した。試作したサンプルの放射線耐性を評価するために、重イオン照射試験を実施した。照射試験は、日本原子力研究所 高崎研究所イオン照射研究施設にあるAVFサイクロトロン設備を利用した。ビームラインをFig. 7 に示す。試験条件は、スタティック状態（照射試験前に任意のデータを書き込み、照射後読み出してデータ反転の有無を確認）で実施した。なお、SETの影響を評価するため、照射中の入力データのロジックレベルをInvertedケース/Non-invertedケースに分け実験を行った。Non-invertedケースでは、ラッチに書き込まれているデータと同じレベルのデータを、照射中の入力データとしてラッチに与える方法である。このケースにおいてSEUが発生した場合、その原因はラッチセルそのもののSEU耐性によるもの、と考えられる。ラッチに書き込まれているデータとラッチのデータ入力端子に入力されているデータが同じなので、クロック入力端子でSETが発生または伝搬されてきても、ラッチに書き込まれているデータのビット反転は発生しないからである。Invertedケースでは、ラッチに書き込まれているデータと逆のレベルのデータを、照射中の入力データとしてラッチに与える方法である。このケースでSEUが発生した場合、クロック入力端子におけるSET耐性が弱いと考えることができる。

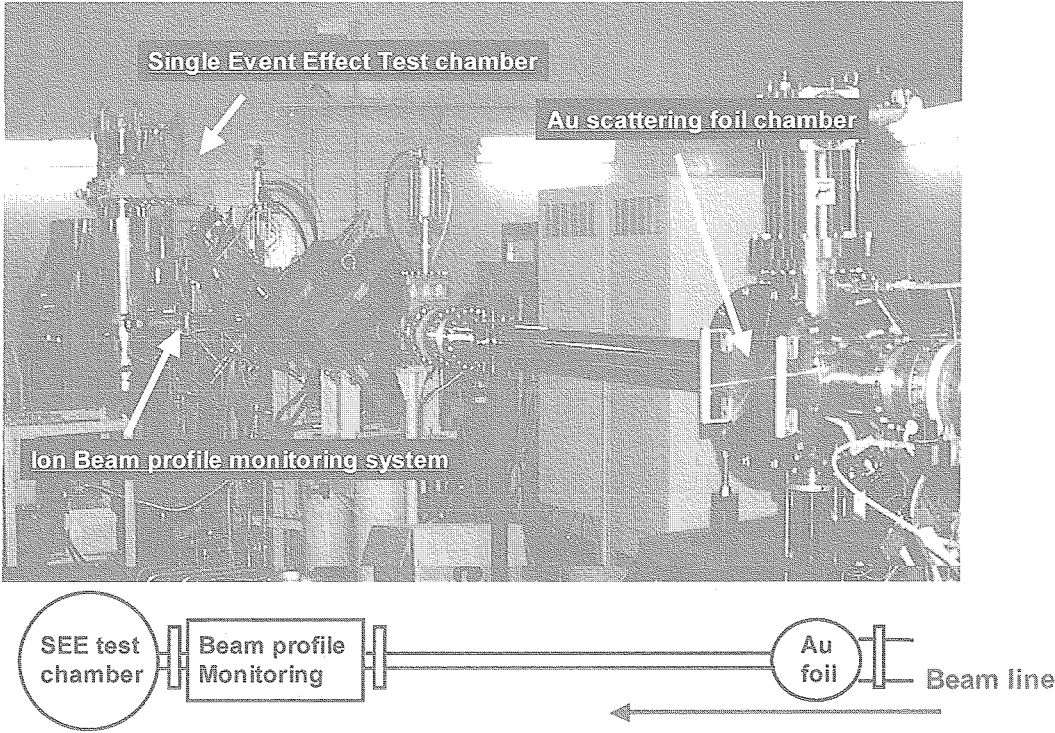


Fig.7 Irradiation test system (JAERI)

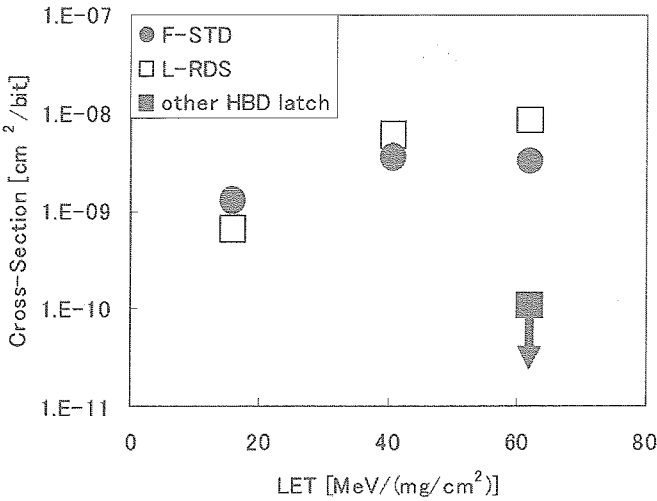


Fig.8 Irradiation test result (Non-Inverted)

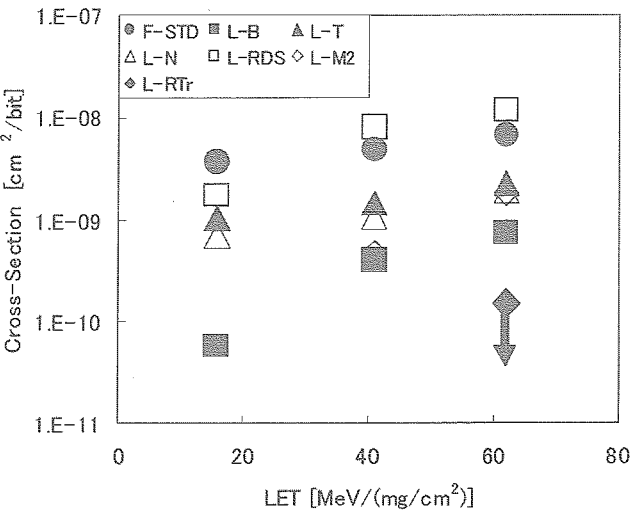


Fig.9 Irradiation test result (Inverted)

重イオン照射試験結果をFig.8およびFig.9に示す。F-STD及びL-RDSは、全ての重イオンの種類、及びInverted／Non-inverted両ケースにおいて、SEUの発生が見られた。L-RTrは、全ての重イオンの種類、及びInverted／Non-inverted両ケースにおいて、SEU発生がみられず、非常に強いSEU耐性を示した。しかし、帰還抵抗を挿入したことによるレイアウト面積上のペナルティや、SETパルス幅以上の遅延値をRCとして設定する必要があることによる動作速度のペナルティが発生するため、速い動作速度が求められる回路へは適していない。L-M2、L-B、L-N及びL-Tは、Non-invertedケースでのSEU発生は無く、InvertedケースのみでSEU発生がみられた。従って、これらのラッチは、

ラッチ自身のSEUには問題はなく、クロック入力部のSET耐性に問題があったことが分かる。この中でも、L-M2は非常に良いSEU耐性を示したが、L-M2のクロック入力部にSET対策を盛り込むとなると、SETパルス幅をパラメータとしたSET識別回路を入れる必要があり、速い動作速度を実現しようとしたとき大きなペナルティとなる。L-B、L-N、及びL-Tは、InvertedケースにおいてSEU発生がみられたが、これらのラッチのクロック入力部にはSET対策を盛り込んでいなかったため、これらの結果は妥当と言える。この点を改善するために、クロック入力部には、ダブルトランジスタ構造を持つSETフリーインバータを使用することで、SET/SEU発生を抑制可能であると考えている。これら3種類のHBDラッチの中では、一番トランジスタ数が少なく、レイアウト面積も小さいL-Nが、CMOS/SOIのHBDラッチとして最も適している候補と考えられる。最後に、今回適用したSOI基板のトータルドーズ耐性を評価した結果をFig.10に示す。この結果から見てわかるように、宇宙用としても十分なトータルドーズ耐性 ( $>1[\text{kGy}]$ ) を有していることが判る。

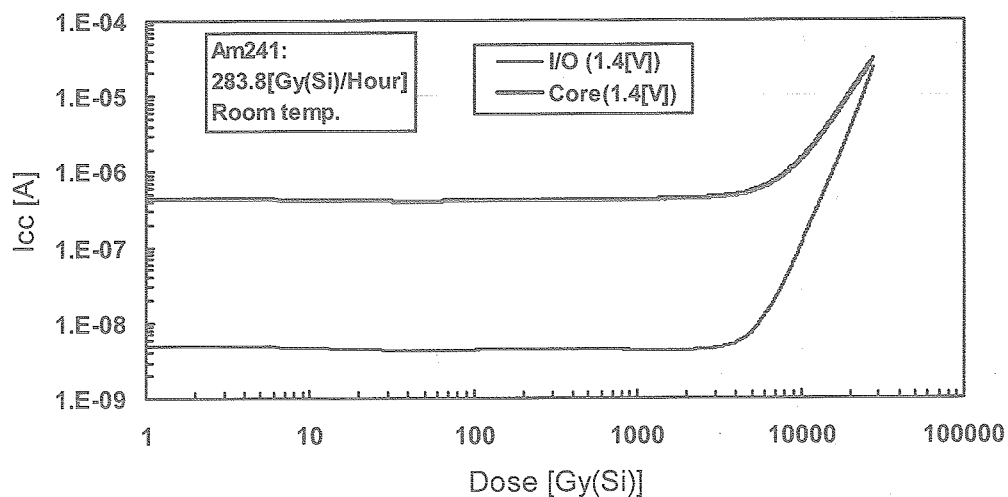


Fig.10 Total Ionizing Dose characteristic

#### 4. まとめ

本研究では、Hardness-By-Design手法を $0.15\mu\text{m}$  SOIプロセスに適用してサンプルの試作評価を実施した。結果、SETフリーインバータ構造をベースとした設計によって、シングルイベント耐性の非常に強い回路を構築することが可能であることが判明した。SOI素子はその潜在的能力から現在、次世代のMPUやFPGAへの適用も検討されている素子である。ここで述べたHBD手法を組み合わせることで非常に高機能かつ放射線に強い宇宙用デバイスを実現する目処が得られたといえる。今後の課題としては、さらに微細化の進んだ素子( $>90\text{nm}$ )に対しても本手法が適用可能かどうか、さらに検討を進めたいと考えている。

#### [参考文献]

- [1] T. Calin et al, "Upset Hardened Design for Submicron CMOS Technology," IEEE Trans. Nucl. Sci., Vol. 43, pp. 2874-2878, Dec. 1996.
- [2] M. P. Baze et al, "A Digital CMOS Design Technique for SEU Hardening," IEEE Trans. Nucl. Sci., Vol. 47, pp. 2603-2608, Dec. 2000.
- [3] P. E. Dodd et al, "Production and Propagation of Single-Event transients in High-Speed Digital Logic ICs," submitted to IEEE Trans. Nucl. Sci., Vol. 51, Dec. 2004.
- [4] L-N ; U.S. Patent Application Serial No. 10/377,884で回路を特許申請中
- [5] L-T ; Japan Patent Application Serial No. 2004-027818で回路を特許申請中。



## 4. 誘導制御技術



## 人工衛星の高性能姿勢制御の研究

### A study of high performance maneuver for artificial satellite

総合技術研究本部 システム誘導技術グループ

遠藤達也, 川井洋志, 関口 毅, 鈴木秀人

ISTA Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

Suzuki Hideto, Takeshi Sekiguchi, Hiroshi Kawai, Tatsuya Endo

#### Abstract

This is the report of a study of high performance maneuver for artificial satellite. Especially, CMG (Control Moment Gyro) aiming to agile reorientation maneuver is discussed in this report. The number and the arrangement of the CMG cluster were examined, for Rest-to-Rest maneuvering. The performance presumption parameter to the first design estimate was derived. The CMG assembly design for agile maneuver is determined by requirement of angular momentum and the moment of inertia of satellite. The result of the CMG assembly arrangement should be discussed from the point of electrical energy consumption, precise weight estimation and cost.

#### 1. はじめに

近年, 人工衛星の高速マヌーバがミッション要求として挙げられてきている. CNES ではこのようなミッションを行う衛星として Pleiades-HR を開発中であり, 姿勢制御装置として CMG (Control Moment Gyro) を採用している. CMG とは高速に回転するローターをジンバル機構内に配置し, ジンバルを駆動させることによりジャイロトルクを出力するアクチュエータである. CMG は出力トルクはローターの持つ角運動量とジンバル角速度の積となるため, 同じ重量の RW (リアクションホイール) に比べ, 2 桁も高いトルク出力が実現されている. 当グループにおいても, 基礎的な研究を続けてきている.

CMG は大きく分けて, シングルジンバル方式 (SG-CMG) (図 2-3) とダブルジンバル方式 (DG-CMG) (図 2-1, 2) の 2 つの方式がある. CMG アセンブリとしての CMG クラスタは 3 軸制御を行うためには, SG では少なくとも 3 個, DG では 2 個の CMG が必要である. これまでの宇宙機では CMG は機構が複雑になること, 搭載計算機資源を多く必要とすることなどから利用例は少ない. アメリカのスカイラブ, ハッブル宇宙望遠鏡, ロシアのミール, 国際宇宙ステーションなど大型の構造物などの制振に大トルクを必要とする宇宙機に利用された実績が数例ある. その数例の中では冗長を含む 4 個の DG-CMG 構成の採用が多い. DG-CMG は, 内側のジンバルを駆動することにより得られる出力は外側のジンバル機構が衛星に伝達しなければならない. このため, 外側のジンバル駆動モータの最大出力トルク以下の出力に制限される. SG-CMG はジンバル軸の左右軸受けがトルクを受け持つため, 駆動モータに直接出力トルクが作用しない. このため, SG-CMG はジンバルモータを最大角速度で駆動可能となり, 理論的な限界のジャイロトルクを出力できる. SG-CMG の不利点はジンバルが固定されているために, ジャイロトルク出力がジンバルの駆動角に従って変化し



てしまうことである。

SG-CMG と DG-CMG のトレードオフ項目としては、以下の項目が挙げられる。

- ・ 最大出力トルク
- ・ 角運動量
- ・ 必要計算機資源
- ・ 重量
- ・ 消費電力
- ・ コスト
- ・ 信頼性

近年の搭載計算機の能力の発展に伴い、CMG の出力可能なジャイロトルクを最大限に発揮できる SG-CMG に注目が集まってきた。一方で、CMG の搭載目的が、大トルクを必要とする大型構造物の姿勢安定から角運動量を必要とする中・小型衛星の高速姿勢変更マヌーバへと要求が変化してきた。実際に高速マヌーバを行な

う場合、SG-CMG においても衛星レートが大きくなるに連れて、衛星レートとホイールの外積により発生するジャイロトルクが無視できなくなる。このジャイロトルクはジンバル駆動モータ軸に一致するため SG でも DG と同様にジンバル駆動モータの最大出力トルクの制約を受けることとなり、DG に対する優位性が減少してくる。本稿では、一般に High Agility Maneuver に要求される Rest-to-Rest の衛星姿勢変更を想定し、CMG クラスタのサイジングと個数の関係の検討を行った。結論として、衛星の慣性モーメントと要求角運動量によって CMG クラスタは一次設計可能であることを示した。この設計の後に、精細な重量計算、消費電力、コストのトレードオフを行ないさらに要目を絞り込むことが必要である。

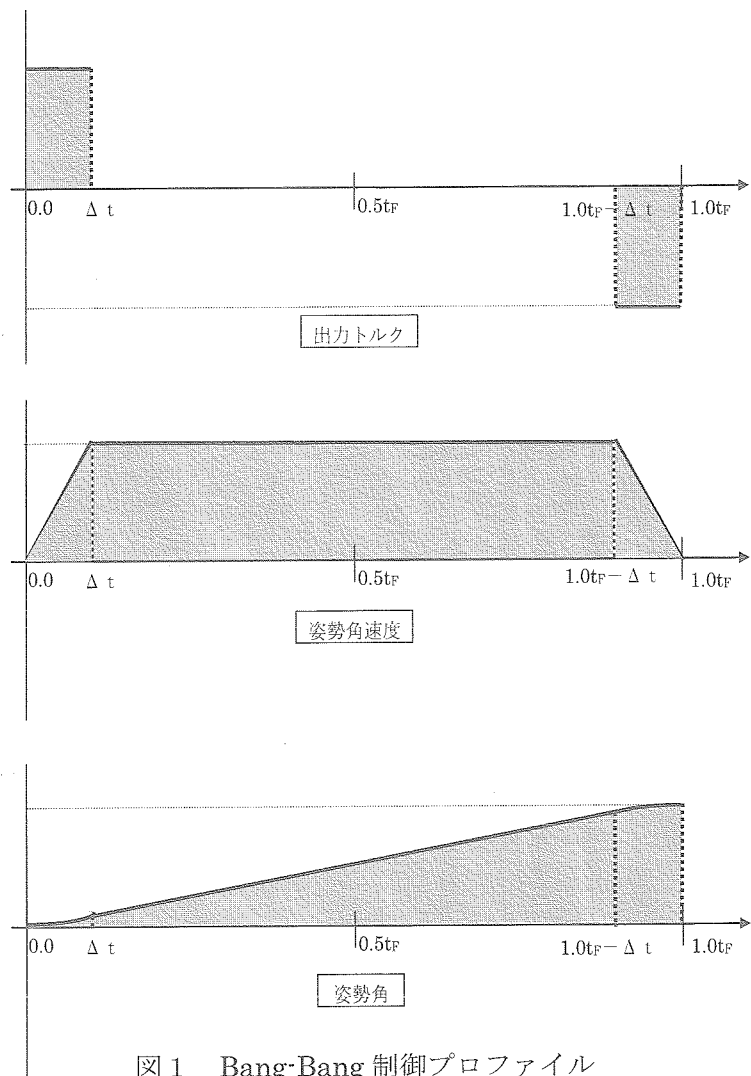


図1 Bang-Bang 制御プロファイル

## 2. 性能計算

人工衛星の高速マヌーバの基本は Bang-Bang 制御となる。この制御のプロファイルを図 1 に示す。RW と同様に CMG は角運動量交換型のアクチュエータである。よってアクチュエータに蓄積できる角運動量が衛星に出力できる角運動量の最大値である。CMG はジンバル角の駆動によって、短時間で最大角速度出力が可能である。よって大角度制御時間には、最大角速度での一定レートの姿勢変更であると近似できる。この仮定により、CMG クラスタの性能評価がある角度へのマヌーバ時間によって可能となる。

最大出力角運動量が一定であれば、制御対象衛星の慣性モーメントを既知としてマヌーバ時間は一意に求まる。図 2-3 のように SG-CMG クラスタをスキュー配置すると、冗長性を保ちながら 3 軸の任意方向へのトルク出力が可能である。図 2 の鉛直方向への出力の大きさはスキュー角  $\beta$  に依存し  $\beta$  がゼロの際には水平面内のみの出力となる。スキュー角が大きくなると当然ながら、水平面内への出力は方向余弦成分となるのでホイールの持つ全角運動量を水平面内に出力できなく、能力が制限される。表 1 に、3 軸への出力が均等となるスキュー角（余弦と正弦の値が一致する角  $54.7[\text{deg}]$ ）を用いて 2DG, 3DG, 4SG, 5SG の性能を示した。対象衛星の慣性モーメントは 500, 1000, 1500  $[\text{kg}\cdot\text{m}^2]$  の 3 タイプで比較を行なった。CMG の制御能力は出力角運動量によって左右される。ここでは、30 および 80  $[\text{Nms}]$  の 2 種類のホイールを使用するものとした。制御要求を 60 度の姿勢変更を 20 秒以内と規定し 30  $[\text{Nms}]$  ホイール使用時の最大出力にて

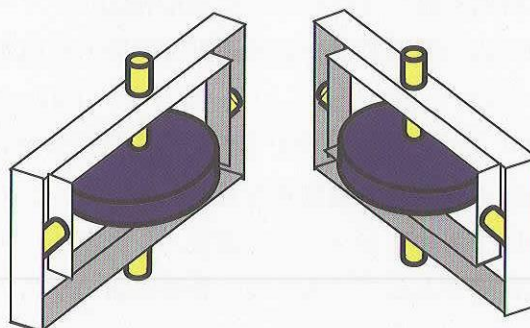


図 2-1 2V ペア配置 DG-CMG

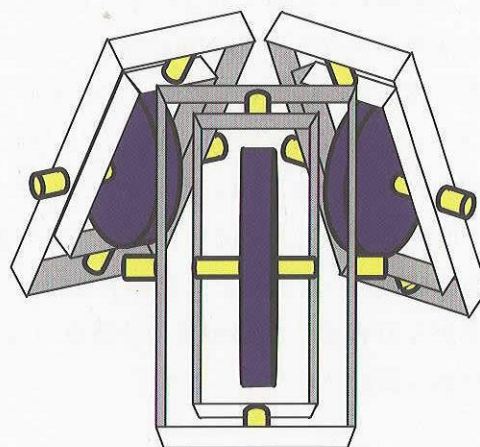


図 2-2 3 スキュー配置 DG-CMG

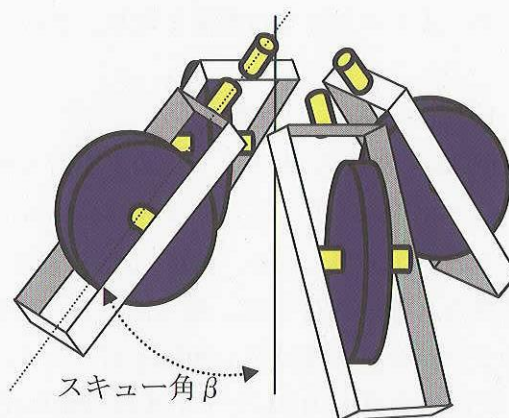


図 2-3 4 スキュー配置 SG-CMG

図 2. CMG クラスタの例

も規定時間を満たさない場合は 80[Nms]のホイールを使用する。また、それぞれの配置での制御に必要な出力角運動量を総角運動量で除した値を出力率として表示した。この出力率が高い程、CMG の特性を引き出している。出力率が 100%になると回避不能な特異点となるので 1 次設計段階で 0.9 を超える出力率を選択する際は注意が必要である。最大ジンバル角は、制御に必要な出力角運動量から駆動角を算出している。この最大ジンバル角までのジンバル駆動をレートアップ時間を用いてジンバル角速度、ジンバルトルク、最大出力トルクを算出している。また、重量は推定値であるのであくまで目安の値である。以下に表 1 に示した 3 段階の慣性モーメントにおける評価を示す。

### 1) $I=500$ [kgm<sup>2</sup>] の衛星

V ペア型 2 DG (2 DG), 3 スキュー配置 DG (3DG), 4 スキュー配置 SG (4 SG), 5 スキュー配置 SG (5 SG) の比較を表 1 にまとめた。SG では 30[Nms]のホイールを採用した。DG では CMG の個数が少なく、30[Nms]のホイールでは総角運動量が要求に満たないため 80[Nms]のホイールを採用した。結果全てのタイプにおいて、出力できる角運動量が十分に確保でき、60deg-20 秒以下での姿勢変更が可能である。十分な性能であることから、出力角運動量を一定として設計し比較を行っている。DG の 2 タイプはアウタージンバルトルクが過大とならないようにレートアップ時間を選定している。このクラスの衛星の場合、CMG の個数が少ないほうが重量的に有利となる。CMG の重量の 1 次見積もりでは、SG を 20[kg], DG を 35[kg]と見積もっている。尚、出力率が 1.0 は最大角運動量の特異点となる。出力率が 0.9 を超えると特異点に接近することとなるため、設計上好ましくない。

2)  $I=1000$  [kgm<sup>2</sup>] の衛星 60deg-20 秒となるように設計を行った。2 DG では出力率が 0.93 となり、ほぼ最大出力に近づいている。また、アウタージンバルトルクは 8.76[Nm]と大きく、アウタージンバルモータの重量増加が危惧される。3DG, 4SG, 5 SG では十分実現可能な設計となるため、トレードオフは重量となり、このクラスの衛星では、4 SG が重量的に有利となる。

### 3) $I=1500$ [kgm<sup>2</sup>] の衛星

60deg-20 秒となるように設計を行った。2 DG では最大出力としても、要求を満たさず、23.88 秒となる。こととき、アウタージンバルトルクは 12.57[Nm]と大きく、アウタージンバルモータの設計が困難となる。3DG では、アウタージンバルトルクが 7.02 [Nm] になり、重量増加が危惧される。4SG では、最大出力としても、要求をわずかに満たさず 20.03 秒となる。このときのジンバル角速度は 74.99[deg/s]であり、高レートのジンバル角速度の実現が必要となる。5 SG では出力率も 0.81 で十分実現可能な設計となる。よって、このクラスの衛星では、5 SG が有利となる。尚、今回トレードオフを行っていないが、このクラスでは、4 SG の 1 台あたりの角運動量を大きくした場合と 5 SG の重量トレードが必要となる。



表 1 CMG クラスター出力

	出力角運 動量[Nms]	出力率	レートアップ 時間[s]	最大衛星 レート [deg/s]	60degマ ヌーバ時 間	1台の角運 動量[Nms]	スキュー角 $\beta$ [deg]	最大ジンバ ル角[deg]	ジンバル角速 度[deg/s]	最大アウ タージンバ ルトルク [Nm]	最大出力 トルク[Nm]	総重量 [Kg]
I=500												
Vペア型2DG-CMG	50.00	0.44	5.00	5.73	15.47	80.00	0.00	26.23	5.25	3.24	7.32	70.00
3スキュー配置DG-CMG	50.00	0.21	5.00	5.73	15.47	80.00	0.00	19.19	3.84	1.76	5.36	105.00
4スキュー配置SG-CMG	50.00	0.53	2.00	5.73	12.47	30.00	54.70	61.15	30.58	-	16.01	80.00
5スキュー配置SG-CMG	50.00	0.42	2.00	5.73	12.47	30.00	54.70	49.73	24.87	-	13.02	100.00
	設計点											
I=1000												
Vペア型2DG-CMG	104.75	0.93	10.00	6.00	20.00	80.00	0.00	67.80	6.78	8.76	9.47	70.00
3スキュー配置DG-CMG	104.70	0.44	10.00	6.00	20.00	80.00	0.00	38.88	3.89	3.41	5.43	105.00
4スキュー配置SG-CMG	65.46	0.69	2.00	3.75	20.00	30.00	54.70	79.60	39.80	-	20.84	80.00
5スキュー配置SG-CMG	65.44	0.54	2.00	3.75	20.00	30.00	54.70	66.80	33.40	-	17.49	100.00
			設計点		設計点							
I=1500												
Vペア型2DG-CMG	113.14	1.00	6.12	4.32	20.00	80.00	0.00	90.00	14.71	20.53	20.53	70.00
3スキュー配置DG-CMG	157.08	0.65	10.00	6.00	20.00	80.00	0.00	58.80	5.88	7.02	8.21	105.00
4スキュー配置SG-CMG	98.00	1.00	2.00	3.74	20.03	30.00	54.70	149.98	74.99	-	39.26	80.00
5スキュー配置SG-CMG	98.15	0.81	2.00	3.75	20.00	30.00	54.70	105.10	52.55	-	27.52	100.00
			設計点		設計点							

### 3. まとめ

衛星の慣性モーメント  $I$  が  $500 \sim 1500$  [kgm<sup>2</sup>] の衛星の姿勢変更角  $60\text{deg}-20$  秒 ( $3$  [deg/s]) 高速マヌーバ用 CMG クラスタのサイジングと個数の検討を行った。クラスタの個数が少ない程重量的に有利である。3 軸制御を冗長系を持ちながら実現するために、DG では最小 2 個、SG では最小 4 個のクラスタ数となる。ホイールの角運動量を  $30$ [Nms],  $80$ [Nms] の 2 タイプとしスキュー角  $\beta$  を一定とした場合、制御に必要な角運動量と CMG クラスタの出力角運動量の関係が SG, DG とは無関係に線形関係にあると近似可能であることが確認された。さらに結果から、1 次設計点として次に示す式が得られた。この式を用いることより、CMG の個数とホイールサイズは、設計段階で搭載可能な CMG 重量により決定可能となった。

$$\sum H_{CMGout} \approx \frac{I_s}{10} \approx \frac{H_s}{190} \quad [\text{Nms}]$$

$I_s$  : 対象衛星の制御要求軸の慣性モーメント (制御軸が変化する場合最大となる制御軸)

$H_s$  : 対象衛星の制御要求軸の最大角運動量

### 参考文献

- [1] Benedicte Girouart, et.al., "Performances of the Pleiades-HR Agile Attitude Control system" 5<sup>th</sup> Esa International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control systems, Oct.2002
- [2] Bong Wie, "Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyros", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, september
- [3] S.R. Vadali and Krishnan, "Suboptimal Command Generation for Control Moment Gyroscopes and Feedback Control of Spacecraft Journal of Guidance", Control, and Dynamics 1995, November
- [4] Kenichi Aoto, Kenji Tsuto, Tomoyuki Nagashio and Takashi Kida, "NONLINEAR SPACECRAFT ATTITUDE CONTROL BY CONTROL MOMENT GYROSCOPES", INTERMAC2001 Joint Technical Conference, Tokyo, Japan OSA-5(1060), 2001
- [5] Joseph A. Paradiso, "Global Steering of Single Gimbaled Control Moment Gyroscopes Using a Directed Search", AIAA Conf. New Orleans, 1991
- [6] 黒河治久, "EXACT SINGULARITY AVOIDANCE CONTROL OF THE PYRAMID TYPE CMG SYSTEM", AIAA-94-3559-CP, 1994
- [7] Giulio Abanzini and Guido de Matteis, "A Local Optimization Technique for Attitude Motion Tracking Using Control Moment Gyroscopes" Journal of the Astronautical Sciences, 2002, April
- [8] 遠藤達也, 川井洋志, "ダブルジンバル CMG の制限利用法の一考察", 平成 17 年度日本航空宇宙学会年会講演会, 2004

## 次世代型スタートラッカの研究

### Development of the New Generation Star Tracker

システム誘導技術グループ 川井洋志、関口毅、稲場典康、小松茂則、鈴木秀人

Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group

Hiroshi Kawai, Takeshi Sekiguchi, Noriyasu Inaba, Shigenori Komatsu and Hideto Suzuki

#### Abstract :

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

Advanced Land Observation Satellite (ALOS) mounts large size Star Tracker to fulfill its high attitude accuracy requirement. On the other hand, we have been developing an autonomous Star Tracker whose size, power and mass is smaller than ALOS/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、人工衛星の姿勢センサとしてスタートラッカ (STT) が標準になりつつある。STT は CCD 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の姿勢を検出するセンサである。従来から人工衛星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。

平成 17 年度に打ち上げ予定の陸域観測技術衛星 (ALOS) にはわが国が独自に開発した STT が搭載されている。この ALOS 搭載用 STT は厳しい指向決定精度を満足するために、高精度に姿勢計測が可能な反面、大規模な構造になっている。

それに対して、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て開発を進めている。

なお、本研究は平成 13 年度より開始している。

#### 2. 研究の概要

次世代型 STT の目標スペックを Table1 に、構成案を Figure1 に示す。



Table 1 Target Specification

恒星同定率	99.9%以上
静止時 位置検出精度 (arcsec 3σ)	ランダム 3 以下 バイアス 4 以下 トータル 5 以下
トラッキング可能恒星数	20 個以上
更新可能出力周期	10[Hz]以上
トラッキング可能姿勢レ ート	2[deg/s]以上
質量[kg]	フード無しで 3 以下
消費電力[W]	10 以下 (温度制御なし)

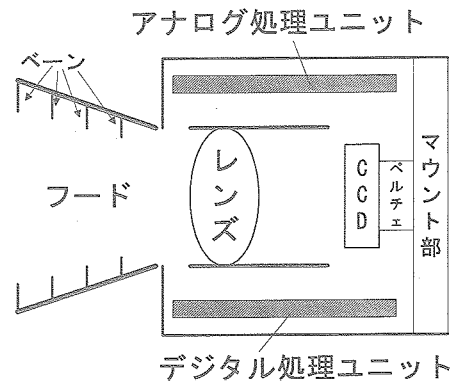


Figure 1 STT Configuration

次世代型 STT は、アプリアリな姿勢情報なしで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。10[Hz] での更新周期は衛星のジャイロレス化をにらんだ設定を意味する。さらに、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。そして、軽量かつ低消費電力を考え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 Figure1 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や月、地球アルベドなどが存在する。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。

レンズには、視野内の恒星を歪むことなく CCD へ集光することが求められる。歪む原因としては、色収差やコマ収差のようなレンズ特有の光学的な原因と、熱歪みによる焦点距離のずれ等という外部からの熱的要因などがある。

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。

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 を利用して高速でノイズ処理とセントロイド計算を行い、恒星同定に必要な情報を取り出す。恒星同定は、モード毎にアルゴリズムを切り替える。アプリア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。デジタル処理ユニットでは総合技術研究本部が開発している 200MIPS 級 MPU の搭載を前提としている。デジタル処理ユニットの高い計算処理能力を生かすことで、従来の STT と比して、精度向上、自動自律化を目指している

ところに特徴がある。

平成 16 年度に実施した主な開発項目を以下に列挙する。

- ① CCD 駆動評価ボード試作及び基本特性評価
- ② 月干渉回避アルゴリズムの検討
- ③ 角速度推定アルゴリズムの検討

### 3. 成果の概要

#### 3.1 CCD 駆動回路評価装置

次世代型 STT にとって、CCD 及び CCD 駆動回路は精度と信頼性を決める大きな要因となる。そのため次世代 STT では人工衛星搭載用 CCD として実績のある E2V 社製品を採用した。CCD 駆動回路には、低ノイズでありながら高速駆動できる機能が求められる。平成 15 年度までに検討してきた CCD 駆動回路の動特性を調べるため、CCD 駆動評価ボードを試作した。

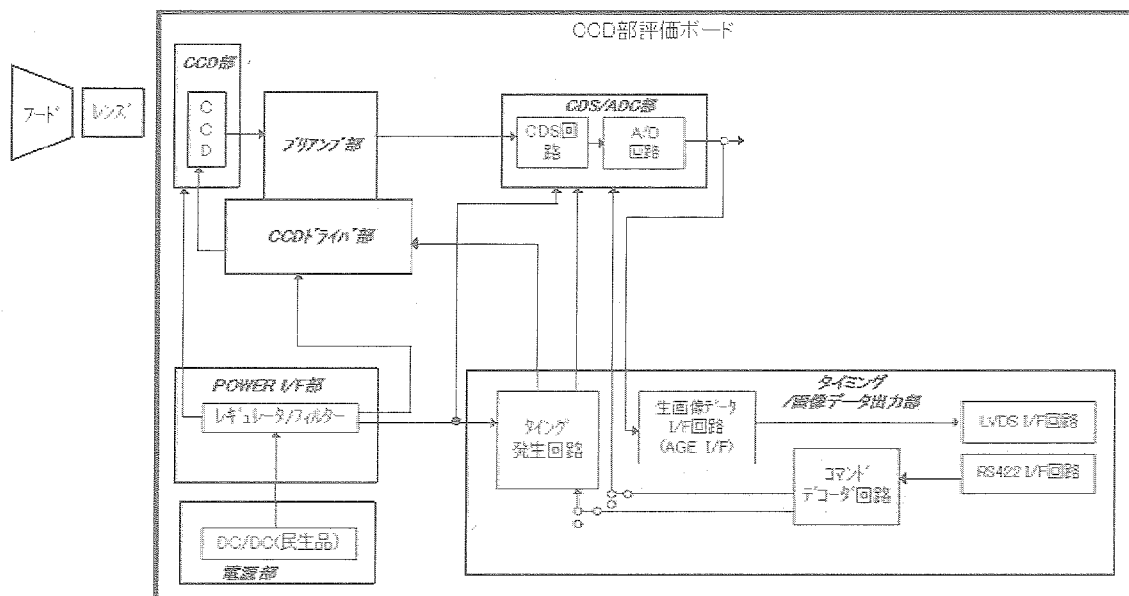


Figure 2 CCD 駆動評価装置



Figure 3 CCD 駆動評価ボード外観

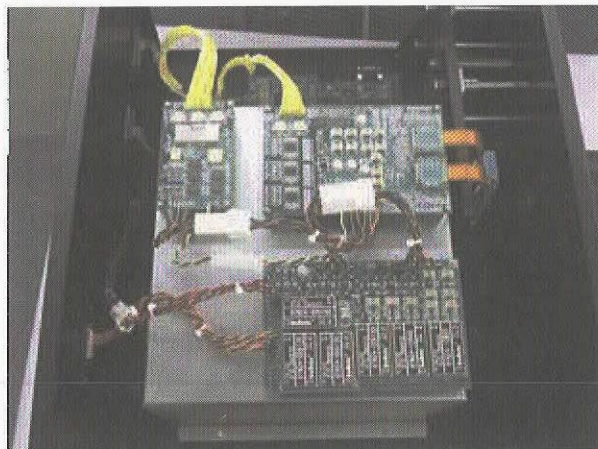


Figure 4 CCD 駆動評価ボード基盤

平成 16 年度は、試作した CCD 駆動評価装置の基本特性を確認した。その結果、ダンプ機能、ビニング機能、撮像時間切り替え機能、CRM/TRM 切り替え機能を確認できた。

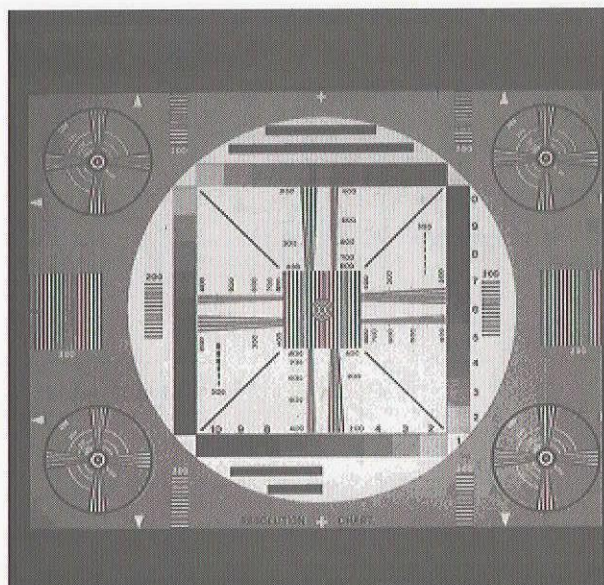


Figure 5 CCD 駆動評価装置撮像画像例

性能評価は平成 17 年度に実施する予定である。

### 3.2 月干渉回避アルゴリズムの検討

次世代 STT の特徴のひとつが、自動自律機能によるロバストな姿勢検出である。平成 15 年度までに恒星同定機能など、さまざまな自動自律機能を検討してきている。平成 16 年度は月回避アルゴリズムについての検討を行った。

Table 2 のような解析条件において、CCD 撮像画像がブルーミングを起こすかどうかを解析にて確認した。



Table 2 解析パラメータ

STT レンズ口径	35mm
CCD 画素数	1024×1024[pix]
撮像時間	0.194[s]
月等級	-12.6 等級

ブルーミング現象が、CCD 面上で縦の帯状に生じると仮定するなら、その場合の拡散列数は 2109 列と試算された。CCD の列数が 1024 なので、月からの光によって、上記の撮像条件では画面全体を覆いつくすブルーミングが生じることが分かる。したがって、通常運用モードでは月干渉中は STT により姿勢決定はできない。

月干渉時においても、姿勢決定を行うためには、以下の処理が必要である。

- ① 月干渉の事前検出
- ② ブルーミング影響の低減駆動モードへの移行
- ③ ブルーミングエリア外の星データによる姿勢決定

これらの処理アルゴリズム案を以下に説明する。

月干渉を事前に検出する方法としては、衛星軌道情報より予測する方法と、干渉直前の迷光増加の兆候を捉える方法が考えられる。前者を実現するには STT に軌道情報を持たせる方法と AOCS から STT へ情報を貰う方法が考えられる。後者の具体案としては月が妨害光回避角に入ったことによるバックグラウンドレベルの変化を常時モニタする方法が考えられる。この手法の方が STT の自動自律化という点で優れている。

続いて、月干渉モードでブルーミングを避けるためには撮像時間を短くするのが最も簡単な方法である。例えば、撮像時間を 10 分の 1 の 20ms 程度に短くした場合、ブルーミング列数は 200 列程度まで抑えることができる。しかし、星の検出等級が 2.5 等級低下し、検出エリアが 4/5 に狭くなるため、星の平均検出個数が 1/12 まで落ち込む。姿勢決定を行うための必要な恒星数が確保できるかが今後の検討課題である。

さらに、撮像した画像からブルーミングの影響を受けていないエリアの星を姿勢決定に使用する場合、画像処理において、ブルーミングエリアの画素データを処理対象外として計算処理負荷が大きくなりえないような対策が必要である。

### 3.3 角速度検出機能

次世代型 STT では、近年注目されている高速マヌーバミッションへの対応のために、最大 2deg/s の姿勢レートでの恒星追尾を目標としている。そのためには、衛星の角速度を推定し、CCD 上での恒星像位置を予測する必要がある。角速度計測方法として、出力周期ごとの姿勢値(クォータニオン)から計算する方法と、撮像毎の恒星像の移動量から計算する 2 つの方法が考えられる。このうち、STT の自動自律化の観点から、星同定を経ずして角速度が検出できる後者の方法について特に解析した結果を記す。特に、今回は、角速度と角加速度を推定する手法と、角速度のみを推定する手法の 2 つを検討し、解析にて精度を比較した。

STT の撮像周期を  $\Delta t$ 、視野内に  $n$  個の恒星像が確認できたとする。時刻  $t=0$  における  $n$  番目の恒星の CCD 撮像画像上での位置を  $[x_{n,0} \ y_{n,0}]$  とする。そして、時刻  $p \cdot \Delta t$  までに、 $[\Delta x_{n,0} \ \Delta y_{n,0}]$  だけ移動したとする。時間内の角速度を  $\omega$ 、角速度を  $\dot{\omega}$  とするなら、線形化した結果次式が成り立つ。

$$A_{(x_{n,0} \ y_{n,0})} \cdot \left( p \cdot \omega \cdot \Delta t + p^2 \frac{1}{2} \dot{\omega} \cdot \Delta t^2 \right) = b_{(\Delta x_{n,p} \ \Delta y_{n,p})} \tag{1}$$

そのため、角速度－角加速度推定方式とは

$$L = \sum_p \sum_n \left\{ A \left( p \cdot \omega \cdot \Delta t + p^2 \frac{1}{2} \dot{\omega} \cdot \Delta t^2 \right) - b \right\}^T \left\{ A \left( p \cdot \omega \cdot \Delta t + p^2 \frac{1}{2} \dot{\omega} \cdot \Delta t^2 \right) - b \right\} \tag{2}$$

で定義する評価関数  $L$  を最小とする角速度と角加速度を求める方法である。

また、角速度推定式とは撮像期間内での角速度が一定であるという前提の基で、(2)式から角加速度項を除いた式、

$$L = \sum_p \sum_n \{ A(p \cdot \omega \cdot \Delta t) - b \}^T \{ A(p \cdot \omega \cdot \Delta t) - b \} \tag{3}$$

で定義される評価関数を最小とする角速度を求める方法である。

シミュレーション条件として、STT 座標系  $xy$  軸周りに角速度が  $1.5\text{deg/s}$ 、角加速度が  $0.03\text{deg/s}^2$ 、恒星数が 5 個を設定した。

Table 3 角速度推定アルゴリズムの解析による比較

	$\omega_x$ [deg/s]	$\omega_y$ [deg/s]	$\omega_z$ [deg/s]	$\dot{\omega}_x$ [deg/s <sup>2</sup> ]	$\dot{\omega}_y$ [deg/s <sup>2</sup> ]	$\dot{\omega}_z$ [deg/s <sup>2</sup> ]
真値	1.061	1.061	0	0.0212	0.0212	0
角速度－角 加速度推定	1.0999	1.1025	0.1666	-0.5315	-0.2405	-1.925
誤差	0.0389	0.0415	0.1666	-0.5527	-0.2617	-1.925
角速度推定	1.0521	1.0808	-0.0066			
誤差	-0.089	0.0198	-0.0066			

Table 3から、角速度推定アルゴリズムの方が、角速度－角加速度推定アルゴリズムよりも真値に近い結果が得られていることが分かる。角加速度が大きくなるとこの結果は変わる可能性があるが、角加速度が  $0.03\text{deg/s}^2$  程度では妥当と判断している。

4. まとめ

平成 16 年度では、STT としての精度への影響の大きい CCD 駆動回路の試作と、自動自律アルゴリズムの検討を行った。CCD 駆動回路では次世代 STT として要求される高速駆動、低消費電力、低ノイズのバランスを勘案した回路で試作し、基本動作を確認できた。平成 17 年度で性能評価を実施する。自動自律アルゴリズムは、月干渉回避アルゴリズムと角速度推定アルゴリズムの検討を中心に実施した。そして、解析にてその有効性を確認している。今後は、フィールド試験などでそのアルゴリズムの妥当性を確認する予定である。

## 高性能姿勢制御技術の研究

## 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

総合技術研究本部システム誘導技術グループ 巳谷真司, 鈴木秀人, 川井洋志

Institute of Space Technology and Aeronautics,  
Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group  
Shinji Mitani, Hideto Suzuki, 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 FY16 such as evaluation of the FOG Pre-EM model, evaluation of the temperature characteristics of the Pre-EM model, evaluation for the optical error factor, designs and re-fabrication for the performance improvement, and evaluation of the Pre-EM re-fabrication model.

## 1. はじめに

原理的に長寿命・高信頼性が期待される衛星搭載用 FOG-IRU の開発を日本航空電子工業株式会社との共同研究のもと実施している。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)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。宇宙適用例もあるが、精度が現時点では機械式のものに及んでいない。高精度化の要求が厳しくなる将来の地球観測、天体観測に適用可能な機器にするために本研究では高精度化を指向している。長寿命・高信頼性の特徴を生かしつつ、高性能姿勢制御システムの構成要素の標準とするのが本研究の狙いである。

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、宇宙科学研究所の橋本樹明教授、戸田知朗助手らと共同で開発を進めている。

高精度 FOG-IRU の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。特に角度ランダムウォーク(ARW)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  $1\text{arcsec}(1\sigma)$  の恒星センサの信号をフィルタ処理して  $0.1\text{arcsec}(1\sigma)$  の姿勢決定精度を達成できることを目標に、高精度 FOG-IRU の角度ランダムウォーク  $0.0005\text{deg}/\sqrt{\text{h}}$  の値を設定した。またこの値は海外の高性能姿勢センサと比べても世界水準のスペックである。

本研究では、平成 22 年度の軌道上実証実験を目指して、設計要求値を満たすために高出力光源やクロ



ーズドループ方式であるデジタルセロサイン方式等の要素技術を適用する<sup>[1]</sup>。現在開発中の FOG-IRU EM 予備検討モデルの機能系統ブロック図を Fig. 1 に示す。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。本研究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、ランダムウォーク低減。耐放射線性向上。
- 2) シングルモード(SM)ファイバ：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、ランダムウォーク低減。
- 5) デジタルセロサイン方式：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, ツインデポライザ：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。

Table 1 Target performance of FOG-IRU

Item	Target value	Design value
Angular Random Walk (ARW)	$0.0005 \text{ deg}/\sqrt{\text{h}} (1\sigma)$	$0.00022 \text{ deg}/\sqrt{\text{h}} (1\sigma)$
Bias Stability (Short Term)	$0.002 \text{ deg}/\text{h} (1\sigma)$	$0.002 \text{ deg}/\text{h} (1\sigma)$
Dynamic Range	$\pm 10 \text{ deg}/\text{sec}$	$\pm 10 \text{ deg}/\text{sec}$
Scale Factor	$0.1 \text{ arc-sec}/\text{pulse}$	$0.1 \text{ arc-sec}/\text{pulse}$
Scale Factor Stability	$10 \text{ ppm} (1\sigma)$	$10 \text{ ppm} (1\sigma)$
Mass, Electric Power (of an IRU)	Should be smaller, but not specified explicitly in this study.	

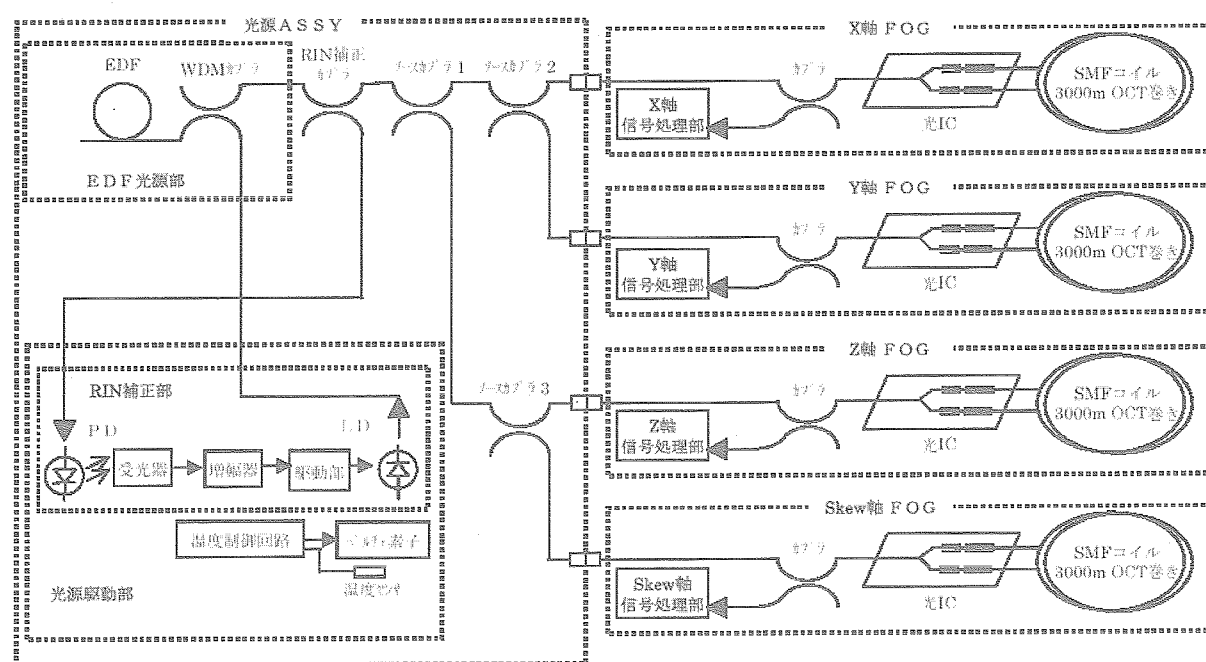


Fig. 1 Functional Brock Schematics of Pre Experimental Model

## 2. 研究の概要

平成 16 年度の研究概要を述べる。ファイバージャイロの高精度化に必要な誤差要因の特定と改善を実施すべく、平成 15 年度に試作した EM 予備検討モデル(Fig. 2)を用いて、性能(ランダムウォーク、バイアス安定性など)並びにそれらの温度依存性といったデータを取得した。さらに、そのデータを評価し、同モデルを改修した。そして再試験を実施し、改修効果を評価した。その他、誤差発生メカニズムの理解に資する検討も実施した。もって、高精度 FOG-IRU の EM 設計に必要な設計開発情報の取得を行った。

平成 16 年度に実施した研究項目を以下に挙げる。

### 1) 基本性能評価及び温度特性試験

部分試作モデル(ファイバ長 6km)及び EM 予備検討モデル(ファイバ長 3km)について、ランダムウォーク係数に関する比較試験を実施した。また基本性能の EM 予備検討モデルについて、自己発熱及び周囲温度の変化に対する、バイアスドリフト、及びランダムウォークの挙動を評価した。

### 2) EM 予備検討モデル光学誤差要因の解析

1 節の結果を受けて性能改善のための要因分析を行い、特にデポライザの性能向上について検討を行った。

### 3) EM 予備検討モデルの改修設計・改修後の基本性能評価

FOG 全体設計において EM 検討モデルに最適な構成の検討、及び性能解析に基づき改修内容を検討した。また光学設計において性能改善の検討、特にデポライザの性能向上について改修設計を実施した。そして改修設計に基づき改修した EM 検討モデルについて、基本性能の評価を実施した。

### 4) FOG 光学部の耐放射性試験

宇宙機器としての新規採用部品の以下の 2 項目に関して放射性に対する影響を評価した。

SM コイルの放射線試験：SM コイルのドーズレート依存性を評価するため 3km SM コイルに  $\gamma$  線(コバルト 60)を照射し、伝送損失を評価した。

EDF 放射線試験後の特性調査：一昨年前に実施した EDF(ASE 光源)の放射線試験品について一年経過後の発光特性を調査し減衰復帰度を計測した。

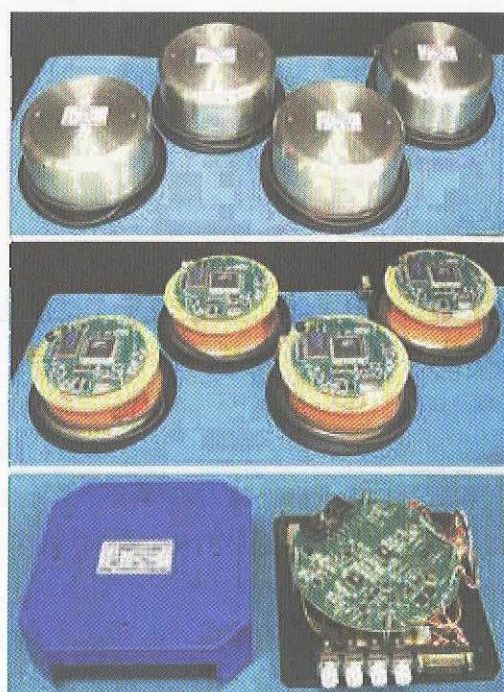


Fig. 2 Pre-Experimental Model

Upper: Coil (4 sets),  
Middle: Coil (Inner side, 4 sets),  
Lower: Light Source (1set for 4 coils)

## 3. 成果の概要

2 章の項目に対応して平成 16 年度成果を述べる。

### 1) 基本性能評価及び温度特性試験結果

一昨年度、部分試作モデルのランダムウォークを測定すると温度変動時にランダムウォーク特性が悪化する事象が確認された。このランダムウォーク変動の原因を調査するため要因分析を実施した結果、光学部に要因のあることを突き止めた。更に詳細な試験により、外乱感受性のファイバ長依存性を確認しコイル部周辺の外乱感受性を低減する実装方法改修を行った結果、ランダムウォーク変動は解消された。しかし今度は温度上昇時にバイアスのうねりが発生する事象が見られた。



## 2) 光学誤差要因解析結果

実装方法改修で解消し切れなかったバイアス変動の原因を突き止めるために光学系の誤差解析を行った。

本研究の技術的特長としてコイル両端にデポライザを配して左右両周り光を無偏光で伝搬させるツインデポライザ FOG を採用している(Fig. 3)。無偏光の場合のバイアス誤差はデポライザ出射光は特定の偏光状態がコヒーレント時間だけ継続し、次のコヒーレント時間の区切りでは前の状態とは相関の無い偏光状態となる。個々の偏光状態に対して FOG は左右両周り光それぞれに位相差を持つ事になるが、ランダムに変化する位相差の平均値は中心極限定理を用いて考えると 0 になる。すなわち左右両周りの光路長が等しくかつ無偏光の場合のバイアス誤差  $\Delta\Omega_e$  は

$$\Delta\Omega_e = \varepsilon \cdot \Pi \cdot \text{Pd} / \text{Ks} \quad (1)$$

と表せる。ここで  $\varepsilon$  は偏光子振幅消光比,  $\Pi$  は入射光偏光度,  $\text{Pd}$  はコイル伝搬光の偏光度,  $\text{Ks}$  はサンヤック係数である。つまりデポライザで解消し切れなかった偏光成分が誤差を生じている可能性がある。

本検討結果を基に偏光度を精密管理することによりデポライザの試作を行った結果, EM 予備検討モデルのジャイロ 4 機ともに温度変化に対するランダムウォークドリフトのうねりを抑制することが可能となった。精密管理による偏光度改善後のランダムウォークを Fig. 4 に示す。この図から温度変動時のバイアスのうねりが解消されているのが分かる。また、偏光度誤差を大きくすると温度変化時のバイアスが再現することも確認された。本解析と試験結果から、温度変化中にバイアスのうねりが生じる原因がデポライザの偏光度にある事が判明した。

## 3) EM 検討モデルの改修設計

前節の温度特性試験と光学系誤差解析の結果を受けて, FOG 全体構成を再設計し, EM 予備検討モデルに最適な構成の検討, 及び性能解析に基づき改修内容を検討した。特に光学設計において、性能改善の検討, 特にデポライザの性能向上について改修設計を実施した。

## 4) 改修後の基本性能評価試験

EM 予備検討モデルの改修後のバイアス性能改善に関してその挙動をアラン分散(AVAR)により評価した<sup>2)</sup>。AVAR は時系列データを解析する手法で時間平均をすることによりシステム固有のノイズを顕在化させることができる。3km コイルと 6km コイル各々に対して偏光度改善前後の AVAR を示したものが Fig.5 である。AVAR で評価することにより種々のノイズ成分が明確になる。 $\tau < 3600\text{sec}$  の領域の下降傾斜部は角度ランダムウォーク(ARW)成分の影響であることを表す。 $\tau > 3600\text{sec}$  の領域で AVAR が上昇傾斜し始めるがこれは角速度ランダムウォーク(RRW)成分の影響を表す。ARW 目標達成のためには広領域  $\tau$  での AVAR の全体的な低減が必要になる。Fig. 5 より明らかなように偏光度改善効果によって長周期のバイアスの変動が抑圧され、バイアス安定性のみならず ARW の改善が図られていることが分かる。

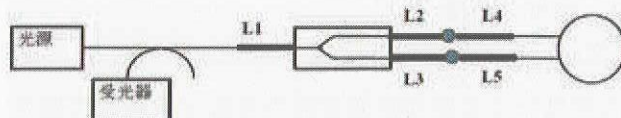


Fig. 3 Twin-depolarizer configuration

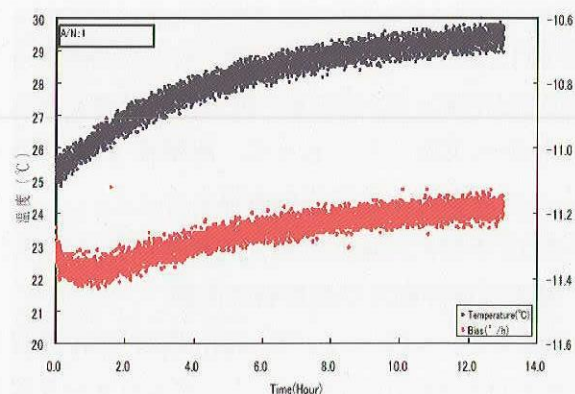


Fig. 4 after modifying polarization degree



同様に改修後の EM 予備検討モデルのコイル4機について評価したものが Fig.6 である。4 機とも ARW 性能が改善され同性能を発揮していることが分かる。

本評価によりデポライザの性能とジャイロ性能の関係が明らかになり、改修結果、温度変化中のバイアスのうねりが抑圧され、ARW 性能として  $0.0007^{\circ}/\sqrt{h}$  を実現することができた。

また本年度の達成結果として基本性能の評価を実施し再度取得した基礎データをTable 2に示す[3]。

5) FOG 光学部の耐放射性試験結果

SM コイルの放射試験結果を Fig.7 に示す。SM コイルにはドーズレート依存性が見られるが、実際の軌道上で予想されるドーズレートに対して十分な放射線耐性がある。よって耐放射線シールド材料低減化により、FOG-IRU の重量を削減できる見込みである。

また、EDF 放射線試験後の特性調査結果を Fig. 8 に示す。3 サンプルに対して放射線試験後 1 年経過した EDF の出力光量を計測した結果を示す。内 2 サンプルはアニーリング効果により極めてゆっくりとした復帰が見られるが完全には戻らない。このことは光源部に耐放射線シールドを必要とすることを示し、今後の課題としてシールド量軽量化のため EDF 部のみのシールド構造を検討する。

4. まとめ

本研究の結果、FOG 光学系の性能とジャイロ性能の関係が明らかになり、偏光度を改善することによりバイアスうねりが抑圧され、角度ランダムウォーク性能に関して  $0.0007\text{deg}/\sqrt{h}$  を達成することができた。

平成 16 年度で達成された成果と課題を基に、主に以下の研究を次年度引き続き実施する予定である。

1) ランダムウォークの改善

Table 2に示すようにまだ目標が達成できていない ARW に関して光学的誤差要因の検討を散乱光の影響等に対する観点から再検討する。また光学部のみでなく信号処理回路部に関しても信号入力部のノイズがランダムウォーク性能に与える影響を評価し、ハードウェア部分の EMC 対策も見直す。また、デジタ

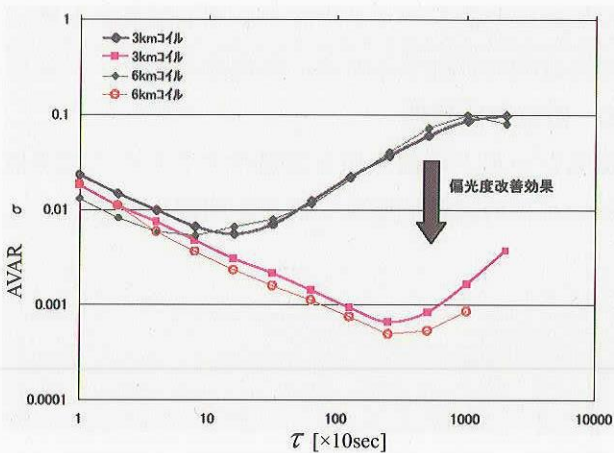


Fig. 5 Allan variance plot, BBM model (6 km) and Refabrication Pre-EM model (3 km)

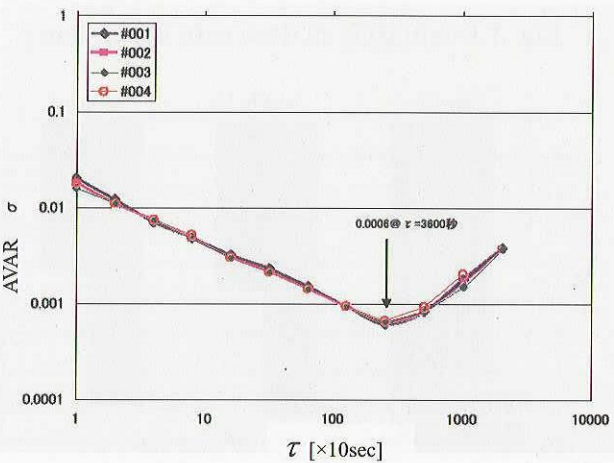


Fig. 6 Allan variance (4 set data of Prefabrication Pre-EM model)

Table 2 Evaluation of Pre-EM re-fabrication model

Item	Result	Target value
Angular Random Walk (ARW)	0.0007deg/√h (1σ)	0.0005deg/√h (1σ)
Bias Stability (Short Term)	0.003deg/h (1σ)	0.002deg/h (1σ)
Scale Factor Stability	10ppm (1σ)	10ppm (1σ)



ル処理分解能とパルスウェイト高分解能化を検討する。また、FOG の温度特性に関して、SHUPE 効果を定量的に評価するため、温度変化とランダムウォークの関係を評価する。

## 2) 磁気特性評価

磁気シールドの要求値を定量化するために磁気感度試験を行い、偏光度と磁気感度の定量化により磁気シールドの具体的厚み・構造を明確化する。

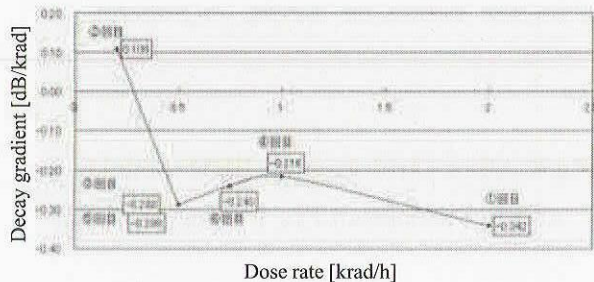


Fig. 7 Evaluation of dose rate dependency

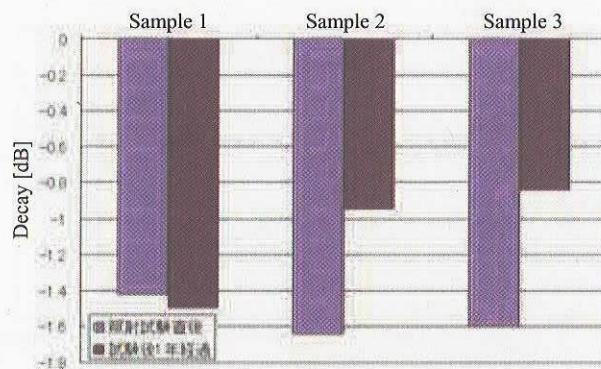


Fig. 8 Evaluation of EDF characteristic



Fig. 9 Radiology examination of SM Coils (3set)

## [参考文献]

- [1]Herve Lefevre, "The Fiber Optic Gyroscope", Artech House Inc., 1993, ISBN 0-89006-537-3
- [2]David W. Allan, Neil Ashby, Cliff Hodge; "Science of Timekeeping; Hewlett-Packard Application Note 1289"; 1997.
- [3]IEEE Std 952-1997, "IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros"

## 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

(Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group)

Katsuhiko Izawa, Shinichiro Ichikawa and Makoto Sato

(Mechanical and Materials Engineering Group)

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 FY16, we have completed critical designing, manufacturing a qualification model(QM) and Qualification test for an advanced reaction wheel type L(Large).

### 1. はじめに

フライホイールは衛星の姿勢制御に欠くことのできない機器であり、姿勢の喪失は電力、ミッションの喪失に直結することから、フライホイールの信頼性は非常に高いものが要求される。しかしながらフライホイールに関する重大な不具合がいくつかの衛星プロジェクトの開発段階と軌道上運用段階で発生しているのが現状であり、確実に動作するフライホイールが期待されている。一方、観測衛星をはじめとして、衛星の姿勢・指向制御要求が高精度化し、さらに高速広角の姿勢変更が求められるなど、フライホイールに対する要求（高出力トルク、振動擾乱の低減等）が近年高度化しつつある。これら高度化要求を、前述の高信頼要求を満足しつつ達成することが求められている。

上述背景のもと、平成13年度より、当時宇宙三機関（宇宙科学研究所、航空宇宙技術研究所、宇宙開発事業団）連携協力事業の一環として、高性能かつ高信頼の次世代高性能ホイールに関する研究をスタートさせた。

平成13、14年度は、要素技術の研究に注力し、最新の玉軸受技術、宇宙用潤滑技術を取り込んだホイール用玉軸受及び潤滑システム、低擾乱及び耐振動性を向上させたホイールハウジング等を開発した。平成15年度には、それまでの要素技術開発成果を反映し、次世代の一般衛星向けリアクションホイールの開発を開始した。平成15年度中に基本設計、試作評価を実施し、次世代高性能ホイール開発の目処を得ている。平成16年度は、設計・工程の妥当性を検証することを目的に、GOSAT（温室効果ガス観測衛星、H19年打ち上げ予定）搭載を目指す仕様にて、認定モデル（タイプL）の設計・製作と認定試験を実施した。本報告では、平成16年度の成果について報告する。

### 2. 研究の概要

次世代高性能ホイールの概要を Figure.1 にて説明する。従来の国産ホイールからの主要な変更点は3点挙げられる。第1点はローテティングマスの支持方式であり、従来国産ホイールでは底部ブ



レートに固定したシャフトで片持ち支持していたが、次世代高性能ホイールでは Figure.1 から分かるように、上部ハウジングでも支持する両持ち支持としている。これにより耐機械環境性能が格段に向上した。第2点はベアリング・潤滑システムの潤滑剤を天然鉱油から合成油に代えた。採用した合成油は温度特性、耐摩擦・耐摩耗性に優れ、ホイールの運用性(使用温度、ゼロクロス運用)が広がった。第3点は駆動回路との一体化であり、ホイールの小型・軽量化を実現した。

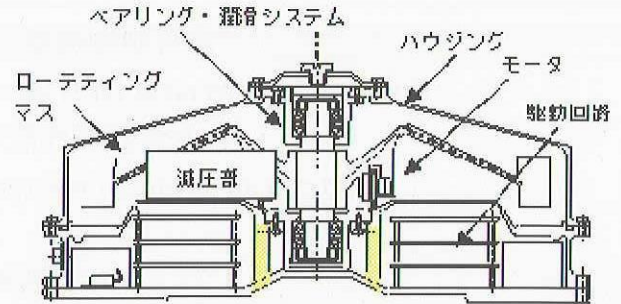


Figure.1 Developing Wheel

平成16年度は、平成15年度の基本設計、試作評価の成果を受けて、次ステップの詳細設計フェーズに移行した。実施項目と研究目的を以下に示す。

#### (1) 認定モデル詳細設計

GOSAT 搭載仕様を想定し、認定モデル(タイプL, GOSAT 仕様)の詳細設計を実施する。設計審査会、工程確認会を開催し、設計(工程設計含む)結果の妥当性を確認するとともに、設計・工程のベースラインを確立する。

#### (2) 認定モデルの製作・試験

製作・試験を通して、次世代高性能ホイール(タイプL, GOSAT 仕様)が要求仕様を満足し、設定した設計・工程が妥当であることを確認する。

### 3. 成果の概要

#### 3.1 認定モデル詳細設計

詳細設計は搭載ターゲットである GOSAT 用リアクションホイールの仕様を想定し実施した。

基本設計より次世代高性能ホイールは、最大角運動量カバー域で2種のタイプ(タイプM, タイプL)を検討していた。タイプMは角運動量 10~30Nms, タイプLは 30~80Nms をカバーする。

GOSAT の姿勢制御要求(当時の暫定案)から角運動量は 30Nms 程度必要と見積もられ、余裕を見て、タイプL, 角運動量 40Nms を前提に詳細設計を行なった。

主要諸元、外観をそれぞれ Table.1, Figure.2 に示す。

海外の同サイズ製品と比較し、質量は若干大きいものの、今後のミッション要求を想定し、耐機械環境性、低擾乱性能に優れる仕様を設定した。

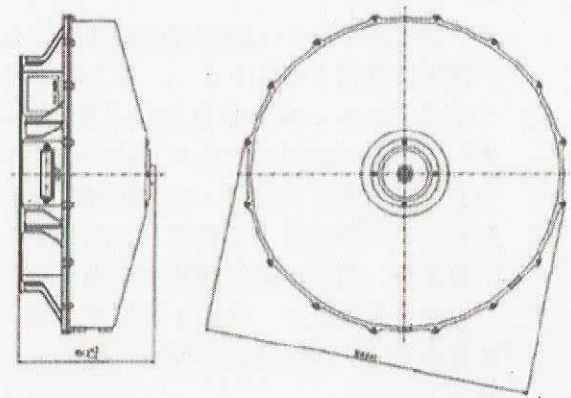


Figure.2 Outline of Type L Qualification Model(QM)

Table.1 Specifications of Qualification Model(QM)

#	Item	Specifications
1	Momentum	40Nms $\pm$ 1.5%
2	Speed Range	> $\pm$ 6000rpm
3	Output Torque	>0.1Nm@ $\pm$ 6000rpm



4	Dimension	<Φ370×155mm
5	Mass	<11kg
6	Static Imbalance (fine balancing)	<0.1g・cm
7	Disturbance Force/torque (under fine balancing)	Force 0.1-10Hz <4×10 <sup>-3</sup> N 10-200Hz <4×10 <sup>-5</sup> ×f <sup>2</sup> N Torque 0.1-10Hz <8×10 <sup>-4</sup> Nm 0.1-10Hz <8×10 <sup>-6</sup> ×f <sup>2</sup> Nm f : Wheel Speed[Hz]
8	Operational Temperature Range	-15～+60℃
9	Random Vibration	174.7m/s <sup>2</sup> rms (17.8Grms)

3. 2 認定モデルの製作・試験

詳細設計結果に基づき、認定モデルを製作した。製作した認定モデルの外観を Figure. 2 に示す。

認定試験は、機能性能試験と Table. 2 に示す各種環境試験を実施した。一例として振動試験の外観を Figure. 3 に示す。

認定試験は、擾乱が一部周波数帯で仕様を僅かに超えた事を除き、全ての要求仕様を満足した。主要項目の試験結果を Table. 3 に示す。

課題であった質量は製造設計において軽量化を図り、仕様を大きく下回ることができた。また、機械環境についても高レベルの要求に対し十分な耐性を有することが確認できた。高い目標をたてた擾乱仕様は一部未達ではあったが、海外製ホイールに十分互する高性能のホイールが開発できた。



Figure.2 Type L Qualification Model(QM)

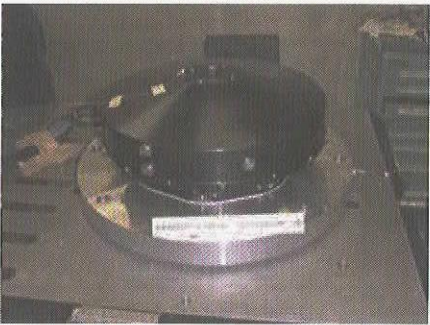


Figure.3 Configuration of Vibration Test

4. まとめ

平成16年度は次世代高性能ホイール（タイプL，GOSAT 仕様）の認定試験を終え、開発を完了した。平成17年度は引き続き、次世代高性能ホイール（タイプM）の認定試験を実施し、タイプMの開発を完了する予定である。

参考文献

[1] 井澤，市川，里，佐々木，小原ほか「高信頼リアクションホイールの研究開発」，平成15年度宇宙科学連合講演会（新潟、2003年11月）  
[2] 井澤，市川，里，佐々木，小原ほか「次世代高性能ホイールの研究」，平成16年度宇宙科学連合講演会（福井、2004年11月）

Table.2 Environmental Test Item

Test Item	Specification
Sinusoidal Vibration	20G, 4 oct./min.
Random Vibration	Radial: 117.4m/s <sup>2</sup> rms(12.0Grms), Axial: 174.7m/s <sup>2</sup> rms(17.8Grms), 3min.
Thermal Vacuum	-15~+60°C(Operational) 8cycles -30~+70°C(Non-operational) 1cycle
EMC	Bonding, Dielectric CE 01/03(MIL-STD-462C) CE 11/14(MIL-STD-1541A) CS 01/02/06(MIL-STD-462C) RE 01/02(MIL-STD-462C) RS 02/03(MIL-STD-462C) RS 11(MIL-STD-1541A)

Table.3 Specifications of Developing wheel(Type L) and  
Test/Inspection Results of Qualification Model

#	Item	Specifications	Test/Inspection Results
1	Momentum	40Nms±1.5%	40.41Nms (+1.0%)
	Inertia of rotor	0.06366kgm <sup>2</sup> ±1%	0.06432kgm2(+1.0%)
2	Speed Range	±6000rpm	±6100rpm
3	Output Torque	>0.1Nm@±6000rpm	>0.12Nm@6000rpm、30V
4	Loss Torque	<0.025Nm@6000rpm	<0.0181Nm@6000rpm
5	Stick(Break away) Torque	<0.015Nm	<0.004Nm
6	Dimension	<Φ370×155mm	Φ364.6×150.4mm
7	Mass	<11kg	9.22kg
8	Static Imbalance (Fine Tuning)	<0.1g·cm	0.059g·cm(on assembly)
9	Power consumption(steady)	<33W@6000rpm,0Nm	<25.4W@6000rpm,0Nm
10	Coast down time	>21.8 min.	>75.4 min.



## 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

鈴木 秀人, 石島 義之, 山元 透, 伊藤 智夫

Hideto Suzuki, Yoshiyuki Ishijima, Toru Yamamoto, Toshio Ito

#### Abstract

A spaceborne GPS receiver is a very useful component which enhances the autonomy of a next generation spacecraft; consequently the requirements for receivers are getting more advanced. Moreover, because of GPS modernization, new civil signals on L2 and L5 frequency bands will be added. A new generation of spaceborne GPS receiver is studied, which can track 12 GPS satellite signals including the new L2 civil code (L2C). In this paper, the development and test results of an electrical model of a dual frequency spaceborne GPS receiver are summarized. The electrical model has 12 L1C/A and 12 L2C(C/A) channels, and is utilizing embedded dual-frequency navigation software.

#### 1. はじめに

総合技術研究本部システム誘導技術グループでは、誘導制御機器の研究として、将来の多様なミッションに対応可能、かつ国際競争力を持つ姿勢制御システムを確立するための個々の機器の高性能化を進める研究開発を行っている。この枠組みの中で、小型高機能 GPS 受信機の研究（以下、「本研究」）は、地球観測衛星及び打ち上げロケット用として広く搭載されている GPS 受信機（GPSR）の小型高性能化に関する研究である。本研究は、平成 11 年度より進められているもので、これまでも一連の研究成果は各プロジェクトの GPSR のフライト品開発・製作に役立てられてきている。

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るとともに GPSR 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最新技術・民生技術の利用が有効である。一方、GPS 近代化で GPS システムも更新される動向にある。L2C コード対応衛星(Block IIR-M)打ち上げ開始(2005 年 9 月 26 日初号機打ち上げ)、L5 帯対応衛星(Block IIF)打ち上げ開始(2007 年予定)の計画がある。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 GPSR 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 GPSR の要素技術の確立、次世代宇宙用 GPSR の開発を目指した研究を進めている。

#### 2. 研究の概要

GPSR 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・高性能化なども非常に大きい。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信号への対応も早急に行い、GPS システムの近代化（アップグレード）へのフォロー・オン、それら仕様を取り込んだ将来向けの GPSR の高機能・高性能化が必要不可欠である。L2C(C/A)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も期待される。従来型の 2 周波 GPSR(L1C/A + L2P(Y)対応)よりも、様々な点で性能改善や利用性の向上が期待できる。

本研究は平成 11 年度の小型高機能衛星搭載用 GPS 受信機的设计検討をはじめとして研究が開始され、平成 17 年度も小型高機能 GPSR の開発や新規要素技術に関して引き続き研究が進められている。平成 12 年度から平成 14 年度にかけては、クリティカル要素技術（高速捕捉方式、DSP による多チャンネル・多アンテナ処理実装）に関わる部分試作や試作試験を行った。本研究成果は、基幹本部関連プロジェクトのフライト品開発に反映された。平成 14 年度以降、それまでの試作成果をベースに GPS

近代化仕様を取り込みながら、次期衛星搭載用 2 周波(L1C/A,L2C(C/A)受信)タイプの GPSR の設計検討を進めた。この成果として「試作モデル」を製作し、試験評価を行った。「試作モデル」の研究成果は、次期地球観測衛星の EM 品以降の設計仕様にも取り込まれ、現在開発が進められている。

平成 16 年度は、平成 15 年度まで「試作モデル」の研究成果をベースに次期衛星搭載用 2 周波タイプの GPSR の「機能モデル」を製作・試験評価した。「試作モデル」で L2C 受信機能等そのコアとなる要素技術は、ほぼ検証された。一方で EM 品・フライト品を開発するにあたって、「試作モデル」では不十分な点を反映したものが「機能モデル」である。「機能モデル」では、目標とする開発仕様の多チャンネル、多アンテナ対応実装 (L1C/A,L2C 各 6ch×2 アンテナを L1C/A,L2C 各 12ch×2 アンテナに拡張) を反映し、最終ターゲットとなるチャンネル数・アンテナ数構成での成立性や、それが波及する機能・性能に関わる検証をするのが目的の 1 つでもある。さらに、本「機能モデル」を機能強化する目的で幾つかの高機能化に関する実装評価や「機能モデル」上でのデータ取得とデータのオフライン解析評価も行った。平成 16 年度の主な研究内容を Table.2 に示す。

Table.2 The Items of Study of Spaceborne GPSR in FYH16

研究項目	研究内容
(1)次世代二周波 GPS 受信機機能モデルの製作	平成 15 年度までの成果である「試作モデル」に以下を反映して、「機能モデル」を完成させる。 1)L1C/A 6ch を 12ch に増設 2)L2C 相関器を L2C/A コードも受信可能に対応 3)L2C 6ch を L2 C(C/A) 12ch に増設
(2)信号処理・航法ソフトウェア機能試作・評価	(1)で製作した「機能モデル」に以下の機能を反映して、高機能化する。 1)L2C CNAV メッセージ解読機能設計、試作・評価 2)MPU リカバリ機能設計、試作・評価 3)インテグリティモニタ機能の実装評価 4)マルチパス対策機能設計検討 5)オンボード航法フィルタ精度向上検討
(3)受信機システム開発仕様見直し	(1)の「機能モデル」の製作結果及び(2)の試作・評価結果を反映して受信機システムの開発仕様の見直しを行う。

### 3. 成果概要

#### (1) 次世代 2 周波 GPS 受信機機能モデルの製作

次世代 2 周波 (L2C 対応) GPSR の「機能モデル」のブロック図を Figure.1 にまとめる。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により、次世代 GPSR としては、L1C/A、L2C(C/A)構成を今後の 2 周波タイプのベースモデルと選択した。

現行の GPSR と比較して、次世代 2 周波 GPSR の特徴は、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 周波目として、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。

平成 15 年度に製作した「試作モデル」では、Figure.1 の機能ブロックに対して、チャンネル数が各周波で 6 チャンネルに制限、L2 帯が L2C/A 未対応という制約があった。そのため、「機能モデル」では、これらを取り込み 2 周波(L1C/A+L2C(C/A))、12ch、2 アンテナ構成を実現する反映を行い、フラ

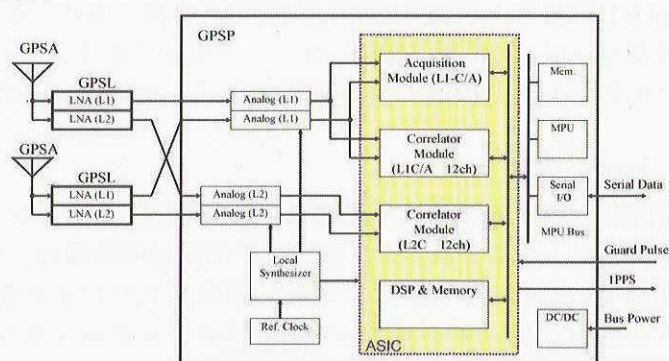


Figure.1 Block Diagram of a New Generation Dual Frequency Spaceborne GPS Receiver (S-GPSR)



イト品ターゲット目標のフルコンフィギュレーションでの動作検証を行った。Figure.2に「機能モデル」の外観を示す。FPGAの実装ロジックや組み込みソフトウェアを除いて、外観、基板、ユニットの構成は平成15年度に製作した「試作モデル」と同一である。

## (2) 信号処理・航法ソフトウェア機能試作・評価

### (a)L2C CNAV メッセージ解読機能設計、試作・評価

L2Cコードに重畳されている航法メッセージは、CNAVメッセージと呼ばれ、従来のL1C/Aコードに重畳されている航法メッセージ（NAVメッセージ）とは、大きく仕様も異なり、NAVメッセージに比べて幾つかの性能改善（畳み込み符号化やCRCによる

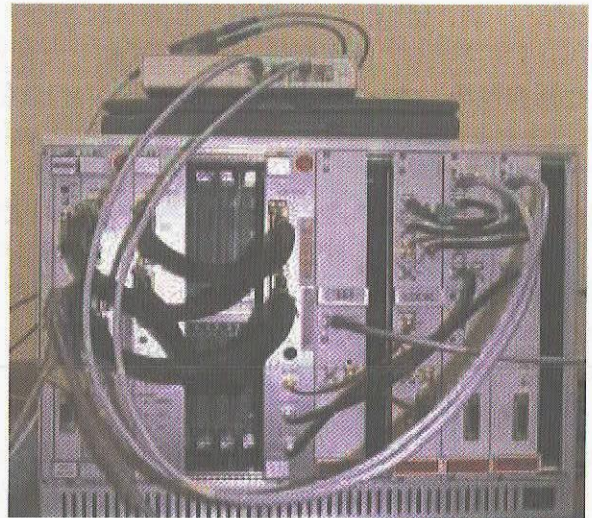


Figure.2 Picture of Dual Frequency S-GPSR Electrical Model

バースト誤り耐性、新たなデータ項目の追加) がなされている。平成16年度の研究では、CNAVの符号化方式に対応した復号処理の設計解析・試作評価を行い、その実現性を確認した。CNAVの活用（データの有効利用）は今後の課題であるが、受信しているL2C(CM)から復調したビットデータを取り込んで、CNAVメッセージを復号するまでの処理を本研究で確立した。トレードオフの結果、ビタビ（硬判定）復号方式を採用することとした。L2CNAVのビタビ復号方式における最適な設計パラメータ（トレリス長、拘束長）を確定した。メモリ量、処理時間は受信機のリソースで十分許容できる範囲であり、遅延時間は復調の遅延制約を許容できる。「機能モデル」では、その機能確認までを実施した。BER(Bit Error Rate)の性能評価は、「機能モデル」で取得したデータを用いて、オフラインでシミュレーション解析により実施した。L2C回線レベルでは問題なくBER性能を引き出せることを確認した。

### (b)MPU リカバリ機能設計、試作・評価

次世代2周波（L2C対応）GPSRは、2プロセッサ構成である。プロセッサの1つは信号の同期処理（GPS信号の捕捉・追尾、復調）を担うDSPである。もう1つは、その後段で受信機の動作管理、航法メッセージの解読、航法演算、衛星選択、データの入出力処理等を行うメインのMPUである。平成15年度より衛星搭載時の信頼性や安定動作を確保（処理レベルでの放射線耐性強化）することを目的として、SEU発生時の高速リカバリ対策の試作検討を実施した。平成15年度は、DSPのリカバリ処理を検討し、「試作モデル」に組み込んで良好に動作することを確認した。平成16年度においては、もう一方のプロセッサであるMPU側のリカバリ処理を試作し、「機能モデル」に実装してこちらも良好に動作することを確認した。「機能モデル」の試験環境ではSEUは起こせないため、その発生条件を模擬（MPUに意図的な例外を発生）させることでその機能確認を行った。

通常、宇宙用GPSRは、放射線耐性のある部品で構成される。本機能は、GPSR単独で自律的に復帰すること、その復帰時間が冗長系の系切り替えなどと比べて短時間であることが特徴である。発生時における地上系での対応処置の負荷を低減する効果や異常の継続時間を短縮する効果などが挙げられる。本機能の効果的な適用例としては、部品或いは使用環境の問題でSEUの発生頻度が要求より高い場合、動作冗長（衛星では通常、待機冗長で使用）の運用を前提とする場合、あるいは、衛星のリソースの制約でGPSRの冗長構成が取れない場合等が挙げられる。

### (c)インテグリティモニタ機能の実装評価

インテグリティモニタ機能は、航法に使用可能な衛星の観測量や航法結果に基づいて、異常な観測量を検出・棄却して航法データの健全性とGPSRの継続安定動作を確保する技術である。平成16年度の作業においては、「機能モデル」上で以下の(i)から(iii)に示す機能を実装して、その有効性を検証評価



した。一部、(d)項のマルチパス低減検討とオーバーラップする内容である。

(i)L1/L2 コード、搬送波の線形結合を使った観測量のチェック処理(観測量の識別)

2 周波観測、オンボードの 2 周波利用の利点を生かして、L1/L2 のコード、搬送波の線形結合を使った(主としてシュードレンジの異常の検知と棄却が目的)観測量のチェック処理である。「機能モデル」では、異常観測量として、マルチパス誤差を信号に載せることで、その機能を検証した(d)項参照)。

(ii)観測データの信号強度チェック(観測量の識別)

L1/L2 のコード、搬送波の同期レベル(信号強度)を使って異常を検知するアルゴリズムである。時間履歴でその誤差の周波数成分を検出する方式や、視野情報のマップデータベースを使って異常を検出棄却する方式もあるが、実装の実現性を考慮し、本検討では、閾値による比較のチェックまでとした。「機能モデル」では、異常観測量として、マルチパス誤差を信号に載せることで、その機能を検証した(d)項参照)。

(iii)インテグリティ最小自乗法航法の併用(航法結果の識別)

衛星搭載用 GPSR では拡張カルマンフィルタによるオンボード航法をベースとしている。このバックグラウンドで、最小二乗航法を並行動作させ、カルマンフィルタの発散や航法演算異常を検出する。本方式は厳密な RAIM(Receiver Autonomous Integrity Monitoring)とは若干異なるが、今後、バックグラウンド最小二乗航法に RAIM を採用することで、その信頼性を更に上げることも可能である。

(d)マルチパス対策機能設計検討

マルチパス誤差は受信環境に大きく依存する要因である。平成 16 年度の研究では、衛星搭載条件の受信環境でのマルチパス誤差の低減を検討の前提とした。衛星搭載環境で影響を受けるのは、太陽電池パドルや GPS アンテナ視野内の障害物(衛星間通信用のアンテナ等)が挙げられる。これらを考慮しても、その光路差は高々 10m 程度でありマルチパスもそのオーダーとなる。一般的に 100m オーダーでのマルチパスを効果的に低減する方式は多くあるが、その 10 分の 1 程度のオーダーのマルチパスを低減するのは難しい。低減対策として、信号処理の段階で低減する方式と航法前段で低減・棄却する方式がある。信号処理の段階で低減する方式として、ナローコリレーションという技術があり、これを「機能モデル」に実装して評価した。航法前段で棄却する処理としては、受信電力によるデータチェックアルゴリズム、搬送波によるシュードレンジのスミージング、2 周波のコード・搬送波の線形結合(各ワイドレーン差分)を使った観測量チェックを実装して、その効果を検証した。Table.1 に、試作の評価結果をまとめる。

Table.1 Implemented Methods and Test results on Multipath Mitigation Technique

「機能モデル」で試作した対策方式	検証結果とその評価
ナローコリレーション (信号処理による低減)	衛星搭載環境でのシュードレンジのマルチパス誤差の低減効果として有効であることを確認した。処理上も現実的であり、検討した方式の中では、実装に関する費用対効果の最もある方式である。ただし、その十分な性能を引き出すためには、実現できるサンプリング周波数の選定やベースバンド周波数の選定が必要となる。
信号強度によるデータチェックアルゴリズム(航法前段での棄却処理)	大きな(100m オーダー)のマルチパス誤差の低減には効果がある。小さい(10m オーダー)のマルチパス誤差除去にはあまり大きな効果は得られない。
シュードレンジのスミージング(航法前段での低減)	シュードレンジのマルチパス誤差のうち、高周波成分除去には効果がある。スミージング時定数が 20 秒以上では、あまり改善効果がなくなる。また、時定数の長いマルチパス誤差の低減は難しい。
2 周波のコード、搬送波の線形結合によるチェック (航法前段での棄却処理)	大きな(100m オーダー)のマルチパス誤差の低減には効果がある。小さい(10m オーダー)のマルチパス誤差に対しては、検出率が下がり、あまり大きな効果は得られない。L1 と L2 のキャリア継続ロックが前提であり、マルチパスにより、キャリアのサイクルスリップが発生すると、次にキャリアロックしたときにマルチパス誤差を検出することができないため、本データチェックは機能しなくなるデメリットがある。

## (e) オンボード航法フィルタ精度向上検討

(c)項、(d)項の高機能化に関する処理を「機能モデル」に反映し、L1C/A と L2C(C/A)の 12 チャンネル構成とした「機能モデル」上でのオンボード航法性能を GPS シミュレータによる試験で評価した。6 チャンネル構成は、平成 15 年度までの「試作モデル」やこれまでの衛星搭載用 GPSR の構成である。

「機能モデル」にてはじめて、12 チャンネル構成に拡張し、2 周波多チャンネル動作を実現した。Table.2 に GPS シミュレータを使った「機能モデル」の試験ケースとその結果をまとめる。Table.3 にその評価結果をまとめる。以下の観点で評価した。

- ・ 6 チャンネル構成と 12 チャンネル構成の違いによる比較
- ・ 1 周波/2 周波航法の性能比較
- ・ L2 帯の利用信号の違い（従来：L2P(Y)，本研究：L2C(C/A)）による比較

Table.2 Test Cases Using GPS Simulator and Navigation Accuracy Results

航法使用周波数	航法 filter	CH 数	L1/L2 電力差 [dB]	位置誤差 [m]			速度誤差 [mm/s]		
				Radial	Along-Track	Cross-Track	Radial	Along-Track	Cross-Track
1周波 (L1C/A)	EKF	12	-6	-8.45±1.40	-0.92±0.55	-0.07±0.73	-7±11	12±5	0±8
1周波 (L2C)	EKF	12	-6	-13.16±3.75	-0.92±1.81	-0.41±1.56	-10±16	17±8	0±10
1周波 (L1C/A)	LS	12	-6	-8.29±1.42	-1.01±0.50	-0.10±0.55	-6±42	-12±19	0±35
1周波 (L1C/A)	AG	12	-6	-7.83±1.72	-1.20±1.15	-0.25±1.07	-6±52	-19±32	0±41
2周波 (L1C/A, L2C)	EKF	12	-6	0.40±4.99	-0.16±1.91	-0.39±1.73	3±18	-5±10	0±10
2周波 (L1C/A, L2C)	EKF	6	-6	0.97±8.09	0.51±3.62	-1.48±2.77	6±25	-4±15	0±12
2周波 (L1C/A, L2C/A)	EKF	12	-6	-1.16±4.94	-0.94±2.47	0.46±2.02	-4±17	5±10	0±9
2周波 (L1C/A, L2C)	EKF	12	-3	-0.43±2.48	-0.12±1.08	0.15±1.06	-3±12	4±6	0±9
2周波 (L1C/A, L2C)	EKF	6	-3	-1.05±3.21	-0.18±1.22	0.40±1.02	-3±14	5±8	0±10

条件：電離層モデルあり，航法：EKF：拡張カルマンフィルタ，LS：最小二乗航法，AG：最適 4 衛星航法  
誤差：平均±1σ（標準偏差）で記載

Table.3 Evaluation Summary of the Navigation Test Results

航法機能に関わる評価	試験結果の評価
6 チャンネル構成と 12 チャンネル構成の違いによる比較	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 12 チャンネルでは、GDOP と航法精度が改善。</li> <li>・ 12 チャンネルの場合、4 チャンネル以下となる期間がない。</li> <li>・ 12 チャンネルの場合、衛星切り替え回数が減りロックオン継続時間が長くなる。</li> </ul>
1 周波/2 周波航法の性能比較	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 1 周波航法の場合、電離層遅延により Radial 方向（反地球向き）のバイアスが発生。これと辻褃を合わせるように推定クロックバイアスにもオフセットが発生する。</li> <li>・ 2 周波航法の場合、L1/L2 観測量による電離層遅延補正で、この Radial 方向バイアス誤差を落とせる。ただし、線形結合により、シェードレンジのランダム誤差が約 3 倍に大きくなり、航法誤差に見るランダム誤差は 1 周波航法の場合よりも、大きくなる（カルマンフィルタ航法であるにも関わらずランダム航法誤差は 2 倍）。今後の 2 周波航法の課題。</li> <li>・ 2 周波航法により、1 周波航法で見られたクロックバイアスのオフセット誤差がなくなり、およそ、1 周波航法(L1)で 28 ns 程度のオフセット誤差が、2 周波航法では 3 ns 程度に改善できる。</li> </ul>
L2 帯の信号の違い（従来：L2-P(Y)，本研究：L2C(C/A)）による比較	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ L2C(C/A)受信処理は単独でのサーチはせず、L1C/A からの捕捉支援によるハンドオーバーにより L2C コードを捕捉する方式を採用している。これにより L2 信号受信は、L1 C/A の捕捉時間に比べ応答が遅い。その結果、L2C(C/A)受信継続時間は L1C/A より若干短い(ハンドオーバー後の L2C コードの捕捉時間分の 10 秒以下)。</li> <li>・ 「機能モデル」では実装していないが、L2P(Y)の場合、L1 C/A がロックした後 100s ~200s かけて受信を確立する。このため L2P(Y)では、受信継続時間が短く、オンボードによる 2 周波航法の適用は難しい。しかし、L2C(C/A) では、L2P(Y)に比べると、応答が L1 C/A とほぼ同じであるためオンボードでの 2 周波利用、2 周波航法が問題なく実現できる。多チャンネル実装によりこれは、十分補完できる。</li> </ul>

## (3) 受信機システム開発仕様見直し

次世代衛星搭載用 GPSR の開発仕様の見直しを行った。Table.4 にこれをまとめる。いくつか変更点があるものの、「機能モデル」の製作・試作評価結果を反映してその確度を高めたことと、前提条件の変更（改訂されたユーザーインターフェース仕様 IS-GPS-200D の変更点の反映）によるものである。これにより次世代衛星搭載用 GPSR の開発仕様のベースを確立した。

Table.4 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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ L1 C/A : 12衛星以上同時受信</li> <li>・ L2C(C/A) : 12衛星以上同時受信</li> </ul>
受信信号	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ L1 C/A</li> <li>・ L2C(C/A)</li> </ul>
アンテナ数	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ L1 C/A : 2アンテナ</li> <li>・ L2C(C/A) : 2アンテナ</li> </ul>
計測精度(3σ)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ シュードレンジ(L1 C/A) : 10 m 以下</li> <li>・ デルタレンジ(L1 C/A) : 15 mm 以下</li> <li>・ 搬送波位相(L1 C/A) : 10mm 以下</li> <li>・ シュードレンジ(L2C(C/A)) : 10 m 以下</li> <li>・ 搬送波位相(L2C(C/A)) : 18mm 以下</li> </ul> (条件 : GPSL 入力端において受信電力 L1 C/A-134dBm, L2C(C/A)-135dBm)
航法精度(2周波航法)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 位置 (RSS, 95%) : 26 m 以下(85m@GDOP≤6)</li> <li>・ 速度(RSS, 95%) : 30 cm/s 以下</li> <li>・ 時刻 (RSS, 95%) : 100 ns 以下</li> </ul> (条件 : 1アンテナ航法時)
GPS 信号追尾条件(相対距離換算)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 速度 : 10 km/s 以下</li> <li>・ 加速度 : 10 m/s<sup>2</sup> 以下</li> </ul>
アンテナ覆域	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ L1周波数利得 : +8 dB 以下, -4 dB 以上 (天頂から80°以内)</li> <li>・ L2周波数利得 : +8 dB以下, -4 dB 以上 (天頂から75°以内)</li> </ul>
TTFF	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ コールドスタート : 40分以下 (参考 : 評価実力値20分)</li> <li>・ ウォームスタート : 40分以下(平均20分以下), (参考 : 評価実力値60秒)</li> <li>・ L1 C/A, L2C(C/A) 衛星切り換え : 270 秒以下(平均90秒以下)</li> </ul>
1PPS 基準パルス時刻精度	±150ns 以内 (95%) (GPS 時刻に対して)
質量・寸法	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ GPSP : 4.5 kg 以下, 218mm(W)×188mm(D)×130mm(H)</li> <li>・ GPSL : 0.6 kg 以下, 150mm(W)×80mm(D)×45mm(H)</li> <li>・ GPSA : 1.0 kg 以下, φ 80mm(W,D) ×100mm(H)</li> </ul>
消費電力	25W 以下

(注) 下線部は平成 15 年度研究からの見直し部分

## 4. まとめ

L1C/A、L2C 対応の次世代宇宙用 2 周波 GPSR の「機能モデル」を製作し完成させた。本モデルは、EM 品またはフライト品とは部品レベルや機械設計、熱設計は異なるものの、電氣的にその機能は同等のモデルである。また、本モデルに信号処理・航法処理に関する試作実装を行い、高機能化に関する検討評価を行った。方式のトレードオフの結果、フライト品への採用が見送られる技術もあるが、その一部は、フライト品開発に取り込むことで GPSR の高機能化を実現できる。

平成 16 年度の研究で、幾つかの課題も確認された。2 周波航法時のランダム誤差の低減、L2CNAV メッセージの有効な利用方式の検討、実 L2C 信号による受信評価等が挙げられる。その一部は平成 17 年度の研究で計画されている。今後も、GPS 近代化や他の測位システムの最新動向、最新の電子技術に配慮しながら、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 (IS-GPS-200,Rev.D), 7 December, 2004



## 誘導制御技術の研究

## Study on Guidance and Control Technology

## ETS-VIII 軌道上実験の検討

## On-Orbit Experiments using ETS-VIII

システム誘導技術グループ	山本昌幸、巳谷真司、大谷崇
構造解析研究グループ	山口功、葛西時雄、井川寛隆
先進制御研究グループ	濱田吉郎
ETS-VIII プロジェクトチーム	池田正文、臼井基文、砂川圭
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group	Masayuki Yamamoto, Shinji Mitani, Takashi Ohtani
Structure Research Group	Isao Yamaguchi, Tokio Kasa, Hirotaka Igawa
Advanced Control Research Group	Yoshiro Hamada
ETS-VIII Project Team	Masafumi Ikeda, Motofumi Usui, Kei Sunagawa

## Abstract

This report describes the studies on the on-orbit system identification and attitude control experiments using ETS-VIII(Engineering Test Satellite-VIII). ETS-VIII will be launched by H-IIA launch vehicle in fiscal year 2006. ETS-VIII has large-scale, flexible structure like Large Deployable Reflector or Solar Array Paddle. Using the result of the on-orbit system identification experiments, we can evaluate the on-orbit flexible characteristic and contribute to the control system design for the next flexible satellite. We aim at the establishment of the robust attitude control technology for flexible satellites through these attitude control experiments.

## 1. はじめに

平成18年度打ち上げ予定の ETS-VIII (技術試験衛星Ⅷ型) は、大型展開アンテナ・太陽電池パドルといった大型柔構造物を持つ衛星である。柔構造物の姿勢運動へ与える影響が大きいことを考えると、柔構造特性を正確に測定することは有益である。しかし、衛星全系軌道上形態での柔構造パラメータを地上試験で計測することは不可能である。そこで、ETS-VIII のチェックアウトフェーズ～定常運用初期において衛星全系軌道上形態での柔構造特性のシステム同定実験を計画している。これにより、設計時に見積もった柔構造特性を事後評価し、将来の柔構造衛星の制御系設計に反映できる。また、ETS-VIII の後期利用段階において柔構造パラメータが変動するシステムにも対応可能なロバスト姿勢制御アルゴリズムを適用した姿勢制御実験を行って、将来の柔構造衛星の姿勢制御技術の確立を図る。

本検討は、平成10年度より旧航空宇宙技術研究所と旧宇宙開発事業団の共同研究として実施しており、三機関統合後 JAXA となった現在に至るまで検討を継続している。また、本検討では、システム誘導技術グループの客員として、電気通信大学の木田隆教授を招聘している。

## 2. 研究の概要

## (1) ETS-VIII 軌道上柔構造特性同定実験の検討

平成13年度までに、様々な加振ケースにおけるシステム同定手法について検討した。

平成14年度には、軌道上柔構造特性同定実験における加振ケースについて、衛星シミュレータを用いて地上

評価用データを取得し、同定実験のための加振を行っても衛星が姿勢喪失することのないことを確認した。

平成15年度には、少ないチャンネル数の情報に基づいて衛星の姿勢制御コマンドや状態量を再現するためのツールや、衛星管制情報システム(SCi)とのデータインタフェースツールを整備した。

平成16年度には、柔構造特性同定実験をチェックアウトフェーズで実施するためのチェックアウト手順書(案)を整備し、衛星追跡管制システムの同定実験に関するデータインタフェース試験方法について検討した。

## (2) ETS-VIII 制御実験の検討

平成13年度までに、ETS-VIIIを用いた姿勢制御実験の概念検討を行った。

平成16年度までに、各種姿勢制御アルゴリズムを具体化し、ETS-VIII、ETS-VIなどの柔軟構造衛星モデルに適用してシミュレーションを実施した。

## 3. 成果の概要

### 3. 1. ETS-VIII 軌道上柔構造特性同定実験の検討

#### (1) 同定実験概要

打ち上げから定常運用初期において、衛星が加振される前後の時間帯における HK データ、Dwell ダンプデータ、LEM 加速度計データを取得し、これらのデータに基づいて軌道上全系での柔構造特性を同定する。様々な同定実験の結果を比較して、同定手法の評価を行う。また、この同定結果と地上試験に基づく推定結果とを比較し、設計時の柔構造特性の推定手法の評価を行う。さらに、地上での柔構造特性の推定誤差に起因する制御性能劣化が発生するなど、必要な場合には同定結果を用いて制御系のチューニングを行うことができると考えられる。

Figure.1 に ETS-VIII のコンフィギュレーションを示し、Figure.2 に機能系統図、Figure.3 に加速度計搭載位置概略図を示す。

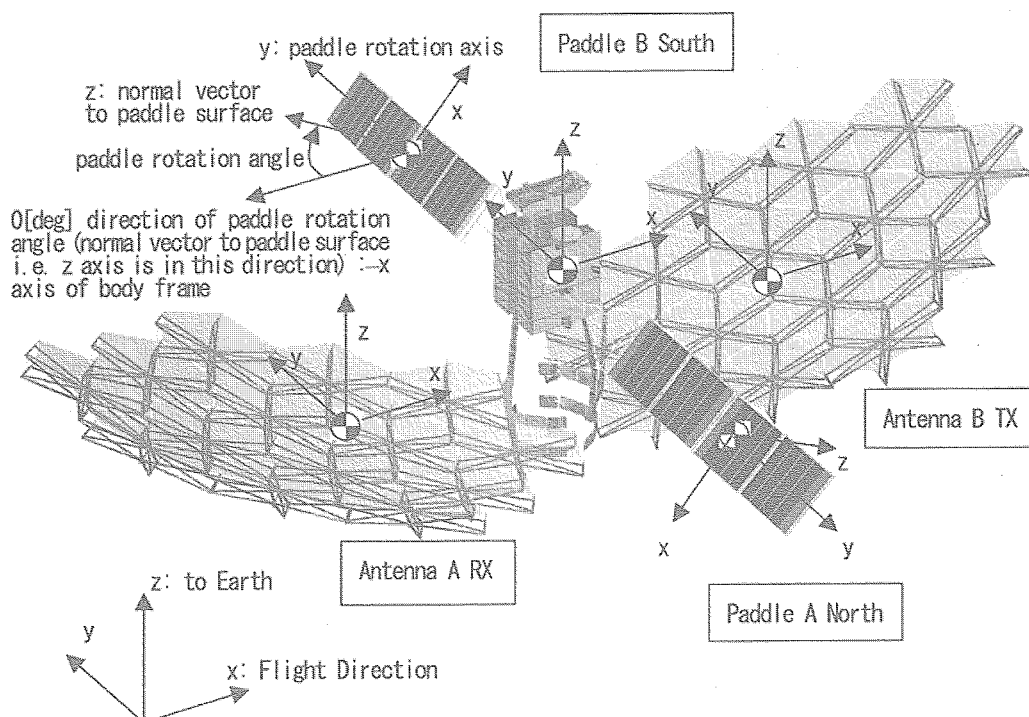


Figure.1 ETS-VIII configuration

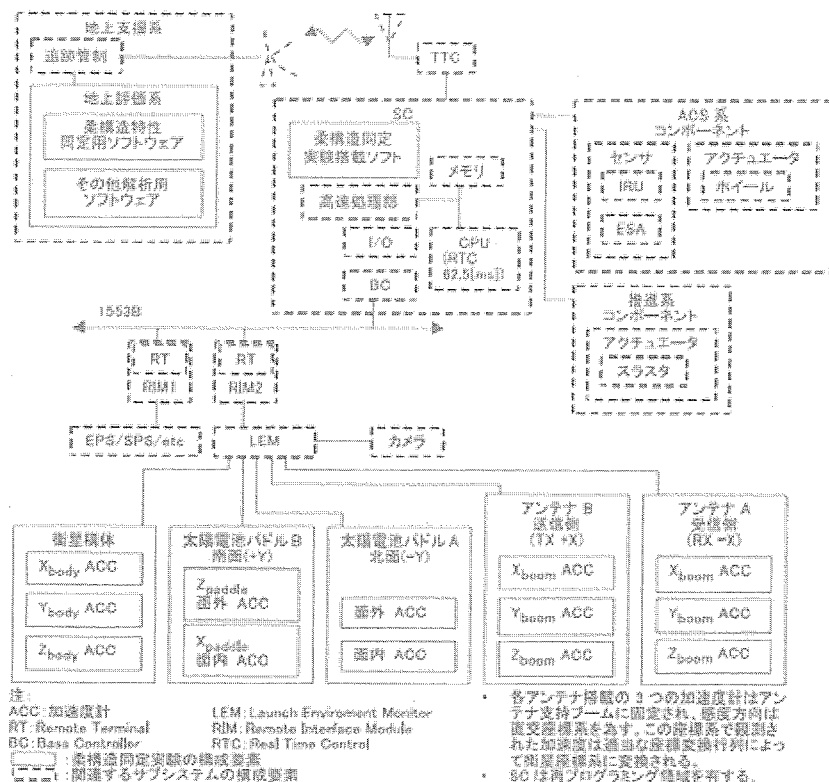


Figure.2 Functional System

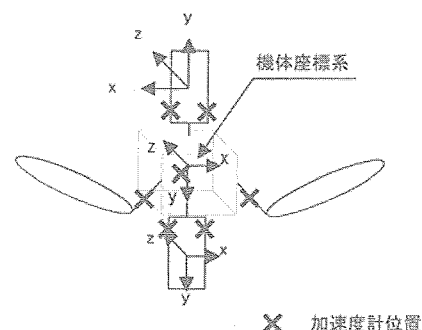


Figure.3 Accelerometer arrangement

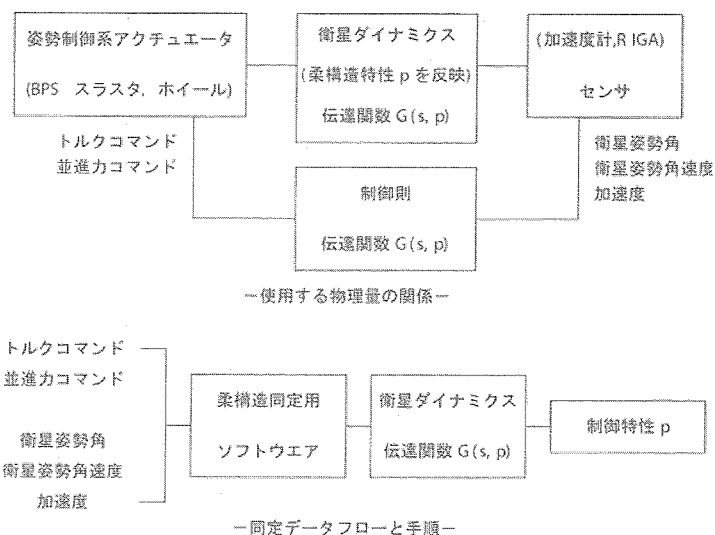


Figure.4 Identification Experiment System

Figure.4 に同定実験システム模式図を示す。柔構造同定のために必要な物理量は、トルクコマンド・並進力コマンド・衛星姿勢角・衛星姿勢角速度・加速度である。これらは、Dwell チャンネルを利用して取得される。三軸制御衛星の同定アルゴリズムでは入力と出力の計 6ch が同定実験に利用できるのが理想である。しかし、Dwell ダンプではテレメトリチャンネルが4チャンネルしかないので、衛星の三軸の推定レート(角速度)とトルクコマンド(静止化軌道制御時はピッチ推定姿勢角)のみを取得する。この Dwell ダンプデータからオフライン処理によって柔構造同定に必要な衛星状態量(トルクコマンド・スラストコマンドなど)を再現して、これらの衛星状態量と LEM 加速度計データを用いて柔構造同定を行う。



## (2) 同定実験ケース

Table.1 にチェックアウトフェーズでの同定実験ケースについてまとめる。なお、クリティカルフェーズや定常運用段階初期の LEM 加速度計が使用可能な間においても、データ取得機会は存在し、現在調整中である。ただし、クリティカルフェーズにおいては、回線が低速であったり、LEM のモードが軌道上加速度計測モードでないなどの理由で実施できない可能性が高い。定常運用段階初期においては、ホイールアンローディング時、東西軌道制御(ステーションキーピング)時、アレイトリム時、触入り・触明け時などにおいてデータ取得が可能と考えられ、運用方法について調整中である。

Table.1 Event cases for identification experiment in the check-out phase of ETS-VIII

SOCP 番号	イベント	イベント概要	計測時間	DWELL CH1 割り当て
ACS03	軌道制御 FFトルク調整	定常姿勢制御モードにおいて東西軌道制御のためにスラスタを噴射する。	軌道制御中および 前後 10 分程度	ピッチ トルクコマンド
ACS06	柔構造同定実験支援1 (静止化軌道制御)	ドリフト軌道中の軌道制御モードにおいて静止化軌道制御のためにスラスタを噴射する。	軌道制御中および 前後 10 分程度	ピッチ 推定姿勢角
ACS07	柔構造同定実験支援 2 および BTH 機能確認	定常姿勢制御モードにおいて No.2~9 のスラスタをマニュアル噴射する。	スラスタ噴射中 および 前後 10 分程度	ピッチ トルクコマンド
ACS08	アンローディング パラメータ調整	定常姿勢制御モードにおいてホイールアンローディングのためにスラスタを噴射する。	アンローディング中 および 前後 10 分程度	アンローディング 対象軸 トルクコマンド
ACS12	定常バイアス機能確認	定常姿勢制御モードにおいて、ロール・ピッチ軸を±0.05 度ステップ駆動させる。	姿勢バイアス中 および 前後 10 分程度	姿勢バイアス 対象軸 トルクコマンド

なお、Dwell の CH2~CH4 にはそれぞれロール、ピッチ、ヨーの推定姿勢角速度を割り当てる。

## 3. 2. ETS-VIII 制御実験の検討

## (1) 制御実験の目的

ETS-VI では、当時最先端の制御理論であったロバスト制御理論の軌道上での実証試験を世界に先駆けて実施し、この分野における我が国の技術力を示すことが出来た。ETS-VI の制御実験で用いた制御則は、 $H_{\infty}$  制御の設計法のほとんどをカバーしているが、ETS-VI の実験結果は、そのままでは ETS-VIII のような大型衛星には適用できない。残された課題は次の二つである。

i) 多入力多出力系としての制御系設計

ii) 太陽電池パドルの回転によるモード・パラメータ変動に対するロバスト安定化

これらの2項目が解決できれば将来予想される大型通信衛星に共通した制御系設計法が確立できると考えられる。

このような制御実験とは別に ETS-VI にも ETS-VIII にも衛星メーカーが設計したバス制御系がある。それらはいずれも PID あるいは進み遅れ補償と高周波数帯域のゲインを低減させるローパスフィルタで構成されている。このような古典的な設計法の限界は1入力1出力系にしか本質的に適用できない点にある。ETS-VIII でさえもロール・ピッチ・ヨーの軸間の動的な干渉が比較的小さいと仮定して、同様の古典的な設計法が使われているが、この考え方はいずれ限界になるであろう。

制御実験での実験項目としては、次にあげるものを想定している。ただし、実際に制御実験を実施する項目については、現在調整中である。

### 1. パラメータ変動に対するロバスト制御

#### (a) ロバストゲインスケジューリング制御

パドル回転による低周波数領域のモーダルパラメータの変動に応じて制御則の(A,B,C,D)行列を変化させる方式である。制御則の各行列はパドル回転角の関数として記述される。

#### (b) 受動性を使った制御

衛星本体の姿勢角度と角速度の観測量に $3 \times 3$ の定数行列ゲインをかけてフィードバックする。広域で位相が90度進むようなシステムになる。

#### (c) $\mu$ 設計

高周波数帯域の振動モードとパドル回転による低周波数のモーダルパラメータ変動をモデル誤差としてそれらに対してロバスト安定でかつロバスト性能を満たす制御則を設計する。得られる制御器は線形時不変系。

### 2. PID 制御

柔構造特性同定実験において得られたパラメータを用いて、PID 制御ゲインをチューニングし、全系軌道上形態での柔構造特性パラメータを用いた制御系設計の効果について評価を行う。また、この実験結果を上述のパラメータ変動に対するロバスト制御アルゴリズムの比較、評価の対象とする。

### 3. 高速スイッチングマヌーバ

現在、宇宙科学研究本部と国立天文台を中心として構成されている次期スペース VLBI ワーキンググループからスペース VLBI 計画「VSOP-2」が提案されている。VSOP-2 は、ETS-VIII と同じ構造の大型展開アンテナを搭載した電波望遠鏡衛星である。Figure.5 に VSOP-2 衛星の外観を示す。

VSOP-2 では、観測周波数が

高いため、アンテナの指向精度は  $0.005\text{deg}$  以下(ETS-VIII はロール・ピッチ軸  $0.046\text{deg}$ 、ヨー軸  $0.123\text{deg}$  以下)となることが要求されている。さらに、位相補償観測を行うため、高速スイッチングマヌーバ機能が要求されている。たとえば、 $3\text{deg}$  の姿勢変更を所要時間 15 秒で実施してすばやく振動を収束させ、1 分周期で指向方向を往復することを繰り返し、これを数時間に渡って継続するという機能が要求されている。<sup>[3]</sup>

このような高速スイッチングマヌーバ機能を実現するための制御アルゴリズムは新規開発項目であるので、ETS-VIII の制御実験により事前実証することを目指している。

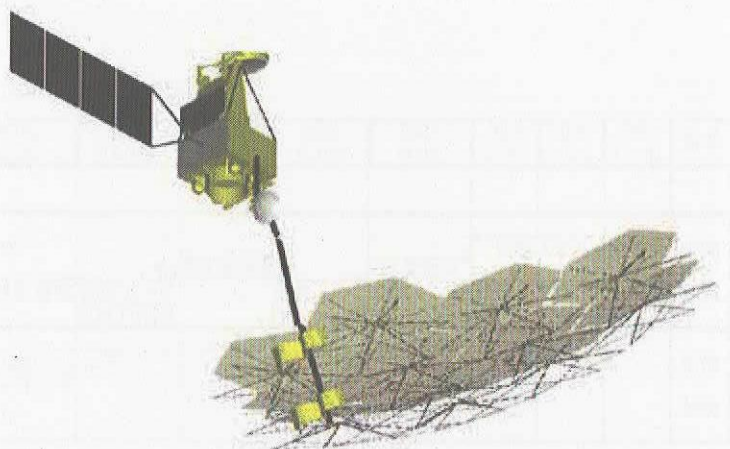


Figure.5 VSOP-2 Configuration

## (2) 制御アルゴリズムの実装方法

制御アルゴリズムは、制御則計算部のみをスイッチングにより置き換えられるように実装する。これにより、制御実験において異常が発生した時には、既存の故障検知システムを使用して、バス系の制御アルゴリズムに戻せるようにする。なお、制御則計算部の範囲は、姿勢決定フィルタから各軸の姿勢角および姿勢角速度を受け取って、ホイールコマンド分配則計算部へ各軸のトルクコマンドを受け渡すまでである。

制御実験用アルゴリズムは、数種類の状態方程式(A,B,C,D 行列)を記憶して、これらから簡単な演算によって制御則を計算できるように設計する。これにより、複数の制御設計手法による設計結果の搭載ソフトウェアへの反映が容易となるように配慮する。

## 4. まとめ

Table.2 に ETS-VIII 軌道上実験検討のスケジュールを示す。

ETS-VIII を用いた軌道上柔構造同定実験については、実験計画の立案、実験手順書(チェックアウト手順書)および同定実験に必要なツールの整備を行ってきた。平成17年度は、引き続き同定実験用ツールの改修・整備を行い、衛星追跡管制システムの同定実験に関するデータインタフェース試験を実施する。これにより、同定実験の運用準備を進め、平成18年度の衛星打ち上げ・実験に備える。

また、ETS-VIII を用いた制御実験については、これまでにパラメータ変動に対する各種のロバスト制御アルゴリズムを検討し、シミュレーションを実施した。平成17年度には、検討中の制御アルゴリズムの改良と完成を目指す。平成18年度から平成21年度にかけては、制御実験用搭載ソフトウェアの作成、試験を実施し、制御実験の運用準備を行い、ETS-VIII 後期利用段階において制御実験を実施する予定である。

Table.2 schedule

年度	1999 (H11)	2000 (H12)	2001 (H13)	2002 (H14)	2003 (H15)	2004 (H16)	2005 (H17)	2006 (H18)	2007 (H19)	2008 (H20)	2009 (H21)	2010 (H22)
								△ 打上			△ 後期利用段階	
同定 実験	←実験システム設計		←同定実験	←実験手順書整備	←ツール改修 追管I/F試験	←実験運用支援	←同定実験データ取得 評価解析					
制御 実験					←制御系設計		←シミュレーション オンボードS/W作成 I/F試験	←実験手順書作成・運用準備		←SCLT	←データ取得 評価解析	

## 参考文献

- [1]NAL-NASDA 共同研究成果報告書:柔構造特性の同定方法及び制御に関する研究, 平成 13 年 3 月.
- [2]宇宙航空研究開発機構研究開発報告:柔構造特性の同定方法及び制御に関する研究, JAXA-RR-04-007, 2004 年 12 月.
- [3]望月、橋本、坂井、村田:VSOP-2 における高速スイッチングマヌーバの検討, 第5回宇宙科学シンポジウム,JAXA, 2005 年1月



プロジェクトの支援

Project Support

## IRU の高信頼性化の研究

The development of High-reliable Inertial Reference Unit

里 誠、川井 洋志

総合技術研究本部システム誘導技術グループ

Makoto Sato, Hiroshi Kawai

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 and we prepared every document needed. In FY 2004, we built a Engineering Model and qualify its function and performance. In FY 2005, we will complete this study.

### 1. はじめに

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。

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。

IRU には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信頼性の観点から再検討を要すると判断した。IRU の開発時点は 15 年以上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、不具合の発生は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た。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た。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た。これらの点から、既存の IRU の設計を見直して、高信頼性化と高精度化を図ることとした。

#### 平成 13 年度

設計検討を実施した。高信頼性化に対しては、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。高精度化に対しては、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。

#### 平成 15 年度

IRU モデルの基本設計と詳細設計を行い、基本設計審査を実施した。同時に EM 相当の IRU 研究モデルの基本設計と製造設計を行った。また研究モデル作成に必要な部品及び材料を調達した。衛星搭載が目標であるので設計に当っては実機並みのコンフィギュレーション、信頼性および品質プログラムを適用した。

### 2. 研究の概要

平成 16 年度の研究に於ける作業は次のとおりである。

#### (1) IRU 研究モデルの製作

平成 15 年度までに実施した設計及び製造設計に従って IRU 研究モデルを製作する。

IRU 研究モデルの製作に必要な専用治工具を製作する。

#### (2) IRU 研究モデルの評価

製作した IRU 研究モデルの機能試験及び性能試験を実施し、機能及び性能を評価する。

#### (3) 設計の維持改定

業務の成果を反映して、IRU モデル設計の維持改定を行う。

a 開発仕様書案の維持改定

b カタログの維持改定

c ICD 案の維持改訂

d IRU モデル設計の維持改定

### 3. 成果の概要

平成 16 年度の主業務は IRU 研究モデルの試作である。その成果は次のとおりである。

製造に関しては、衛星搭載用の実機を製作することを前提に、すべての製造文書を細部に

至るまで整備してきたので、全く問題はなかった。

試作機の評価の結果、当初予定した機能、性能は殆どきれいにクリアした。

電子回路のダイナミックレンジ拡大、

VF コンバータの温度補正、

電子化したリレー機能

等である。

今後検討すべきとした点は次である。

質量が当初の目標を上回り現行型と同じレベルに留まった。

低温における直線性の改善。

電源付加機能はより安定化を図る必要があると判断。

特に質量の低減は、高信頼性化、高精度化とは結びつかないが、衛星システムに対するアピールの点で、最大課題と考えている。

今回試作した IRU の特徴は次のとおりである。

IRU の構成は在来と同じである。TDG を三台実装し、TDG 毎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。

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。トータルドーズで 100krad。

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、使用温度範囲、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

製造期間は約 12 ケ月。在来の約 18 ケ月から短縮。

Fig.3-1 に外観を示す。



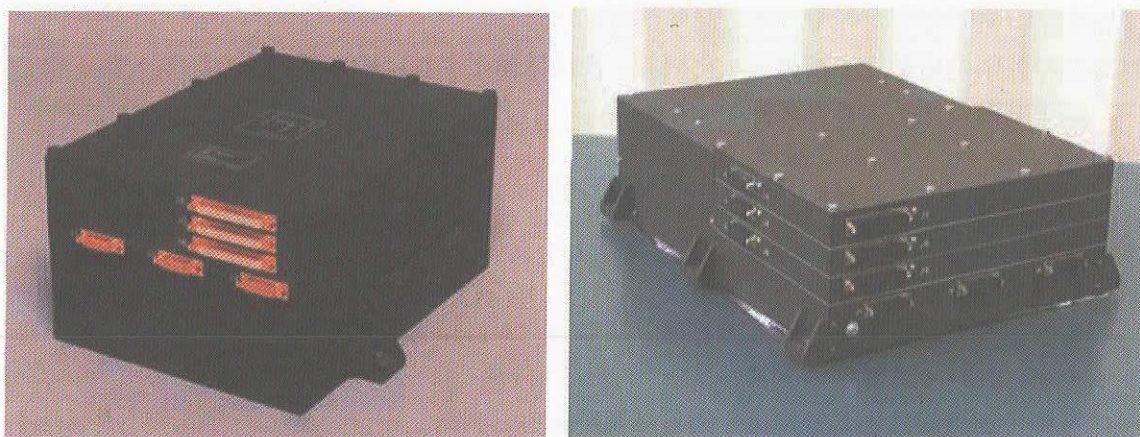


Fig.3-1 IRU outlook.....left: Conventional, right: Redesigned

#### 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、平成 16 年度に研究モデルを試作して機能、性能を評価した。ダイナミックレンジ拡大、温度補償の手法を含めて殆どの機能、性能は当初の目標を達成した。電源回路の完全な電子化も目標を達成したが、商品としては長期の生産性を確保するには若干改良を要する点が残った。また質量は当初目標を上回り、在来並みに留まった。軽量化の継続検討が必要である。

平成 17 年度に耐環境特性を評価するが、課題である緩衝系はすでに性能を確認済みであり問題ないものと考えている。

既に宇宙用機器に必要な信頼性解析もすべて実施してきており製造文書も整えたので、今すぐ認定試験モデル、PM、を製作し認定をとり、実用機、FM、の製造にとりかかれる状態にある。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切に望む。

## 衛星間測距装置の研究

## Study of Onboard Subsystem for Inter-Satellite Ranging

システム誘導技術グループ 小松茂則、山元 透、伊藤智夫、石島義之、鈴木秀人

Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group

Shigenori Komatsu, Toru Yamamoto, Toshio Itoh, Yoshiyuki Ishijima and Hideto Suzuki

## Abstract

In future satellite constellation missions, in which multiple satellites are involved, an onboard subsystem precisely measuring ranges between satellites would be required. In this study from FY 2003 to FY 2004, as for an inter-satellite ranging subsystem for the Quasi-Zenith Satellite (QZS) to improve the orbit determination accuracy, we have conducted system designs, defined specifications of the subsystem, manufactured critical part models and evaluated them for a laser ranging system and a radio ranging system respectively. As a result, we have developed a table comparing functions, performances, and physical characteristics of the subsystem for each ranging system. The results of the study was utilized for design activities of “High Accuracy Positioning Experiment System Using Quasi-Zenith Satellites System” project.

## 1. はじめに

将来計画される複数衛星によるコンステレーションミッションでは、衛星間距離を高精度に計測する装置の搭載が予想される。本研究では、平成15年度から平成16年度にかけて、準天頂衛星の軌道決定高精度化に資するための高精度衛星間測距装置に関し、電波測距方式およびレーザー測距方式それぞれについて、設計検討、開発仕様検討およびクリティカル部分の試作試験を行った。また、その結果を元に、各方式の機能、性能、物理的特性などについて対比表にまとめた。本研究成果は、準天頂衛星を利用した高精度測位実験システムプロジェクトでの設計検討作業に反映された。

測位衛星である準天頂衛星にとって、軌道決定精度は、測位精度そのものに直接影響するので、非常に重要である。軌道決定精度の高精度化のための一手法として、衛星間距離を継続して精密測距し、そのデータを軌道決定の一助として用いる方法がある。そのために、準天頂衛星にも適用可能な、長距離（～50000km）でも使用できる衛星間測距装置の研究を実施した。

## 2. 研究の概要

本研究内容として、衛星間レーザー測距送受信機および衛星間電波測距送受信機について、Table 1の検討条件に基づき以下の項目を実施した。

## (1) 衛星間測距送受信機の設計検討

- 1) 送受信機のシステム設計
- 2) 開発仕様の検討
- 3) 開発計画の検討

(2) クリティカル部設計、および試作試験

- 1) 部分試作モデルの設計
- 2) 試験評価方式の検討
- 3) 試作モデルおよび試験装置の製作
- 4) 試作モデル試験

以上の設計検討および、試作試験の結果に基づき、各方式の機能、性能および物理的特性などについて対比表にまとめた。

Table 1 Conditions of Study

項目	検討条件
衛星数	3機（昇交点軽度 120deg 毎）
測距回線数	3回線
距離計測範囲	1,000 km～54,000 km
距離計測精度	ランダム：5 cm 以下（1σ） バイアス：5 cm 以下
距離変化率計測範囲	-4～+4 km/s
衛星軌道	軌道長半径：42164.3 km 離心率：0.1 軌道傾斜角：45.0 deg 遠地点直下経度：135 deg 近地点引数：270 deg
衛星姿勢	地心指向制御

3. 成果の概要

3.1 衛星間レーザー測距送受信機

衛星間レーザー測距送受信機は、対象衛星を追尾しながらレーザー光により高精度に衛星間の距離を計測する。自衛星のレーザーパルス発射時刻と対象衛星から発射されるレーザーパルスの受信時刻を高精度に計測し地上に送信する。衛星間の距離は計測された時刻データを元に地上にて解析・算出される。測距方式は、コーナキューブリフレクタ(以下 CCR)からの反射光を用いる 2way 方式ではなく、レーザー及び光学系の小型化を考慮した 1way 方式を採用する。1way 方式では、CCR を用いず双方の衛星(S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>)にレーザーとレーザー光検知器を搭載し、S<sub>1</sub>が送信したレーザー光を S<sub>2</sub>で受信し、S<sub>2</sub>から送信されたレーザー光を S<sub>1</sub>で受信し、それぞれのレーザー光の送受信時刻から衛星間の距離を計算する。

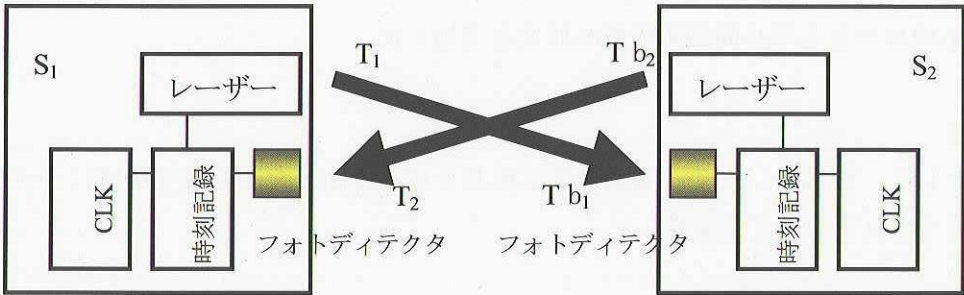


Figure 1 Conceptual Diagram of Inter-satellite Laser Ranging System



構成は、熱歪の影響を考慮しレーザー光の送受信を行う光学系を含むレーザー送受信部を衛星構体外に設置し、レーザー送受信部の制御と衛星システムとデータインタフェースを担う電子回路部を衛星構体内に設置する2ユニットとする。

衛星間レーザー測距送受信機は1衛星に1set搭載し、1対1で送受信を行う時分割方式を採用し、測距対象衛星の選択は上位システムからのコマンドにより切り替えることで行う。

また、上位システムから送られてくる時刻信号、基準クロック及び衛星軌道・姿勢データを入力し、高精度測距及び対象衛星の捕捉・追尾に利用する。

捕捉・追尾方式としては支援データを基にした計算捕捉・追尾を行い、姿勢データをフィードバックすることで追尾性能を満足する。

レーザー部やアナログ回路などの温度特性により変化する受信パルスのタイミングエラーは各部の温度モニタやリファレンス計測を行うことで補正を行う。また、受信光のピークレベルにより変化するタイミングエラーもピーク検出を行い補正する。

初期捕捉モード、追尾モード、自己診断・分離・再構成のモード変換を自動的に遷移する他、地上からのコマンドにより内部パラメータを変更できる機能を有する。また、出力データとして、送信時刻、受信時刻、ポインティングデータ、受信光レベルのミッションデータ及び各部温度データなどの HK データがテレメトリとしてダウンリンクされる。

試作試験では、クリティカルな要素技術として、モノリシックレーザーおよびビームポインタを開発し、実現性を確認した。

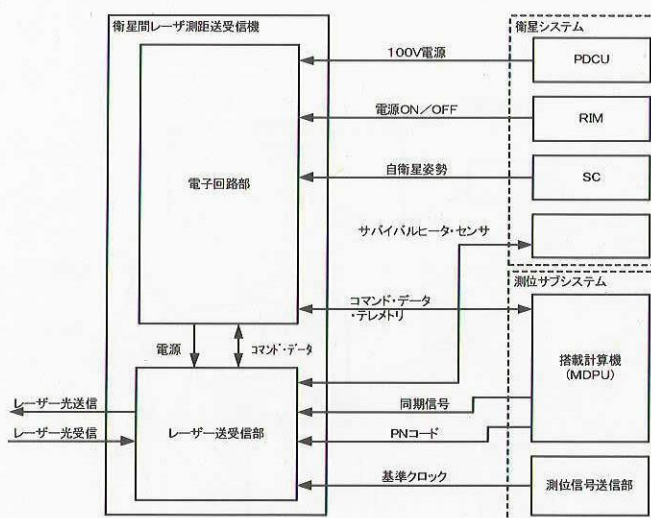


Figure 2 Block Diagram of Inter-satellite Laser Ranging Subsystem

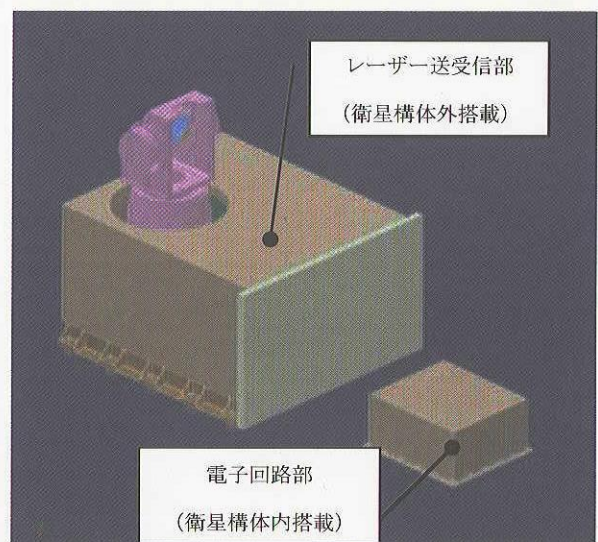


Figure 3 Outward Appearance of Inter-satellite Laser Ranging Subsystem

3. 2 衛星間電波測距送受信機

衛星間電波測距送受信機は、対象衛星を追尾しながら電波により高精度に衛星間の距離を計測する。測距方式は、装置構成が複雑化する 2way 方式ではなくリソース面で有利な 1way 方式を採用する。1way 方式では、全ての衛星に高安定な周波数基準装置を搭載し、各衛星の時刻を合わせた上で双方向の同時測距が必要になる。各衛星では、内部で生成された電波測距信号を、定められたタイムテーブルに従い、対象衛星へ送信すると共に送信時刻を計測する。対象衛星からの測距信号を受信し受信時刻を計測する。双方向測距計測結果を用いて地上にてオフラインで衛星間の距離を計算する。

搬送波周波数は S バンドに比べて遅延時間が小さく、機器の小型化が可能な Ka バンドを第一候補とする。変調方式は GPSR 等で使用している搬送波抑圧直接拡散方式を採用する。測位信号には高精度測位システムからの L5 信号を用いることとし、計測受信機を GPSR の発展系で開発する。

送受信共用の2軸ジンバル指向性アンテナを採用する。搭載性の観点から送受信機1式構成とし QZS#1-2、QZS#1-3 の測距を行い、QZS#2-3 間は実施しない方向で考える。衛星間測距送受信機以外に、Ka バンドでの折り返しによる校正系を有し、送信系、受信系における遅延時間変動の校正を行う。

測距送受信機は 1 衛星に 1set 搭載し、1 対 1 で送受信を行う時分割方式を採用する。

また、上位システムから送られてくる L5 信号、基準クロック及びアンテナ指向制御信号を入力し、高精度測距及び対象衛星の捕捉・追尾に利用する。

タイムテーブルに基づく対象衛星切換／スルーモード、初期捕捉モード、追尾モード、自己故障診断・分離・再構成のモード変換を自動的に遷移する。また、出力データとして、送信時刻、受信時刻、及び各部温度データなどの HK データがテレメトリとしてダウンリンクされる。

試作試験では、距離計測精度要求が高い L バンド計測受信機を開発し、計測精度に関する課題を抽出した。

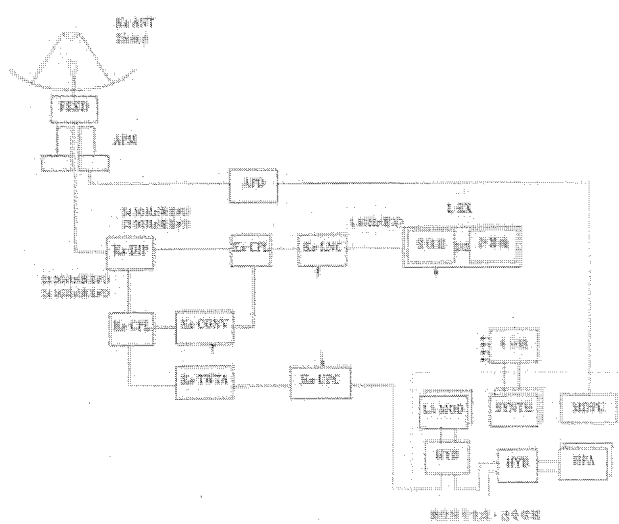


Figure 4 Block Diagram of Inter-satellite Radio Ranging Subsystem

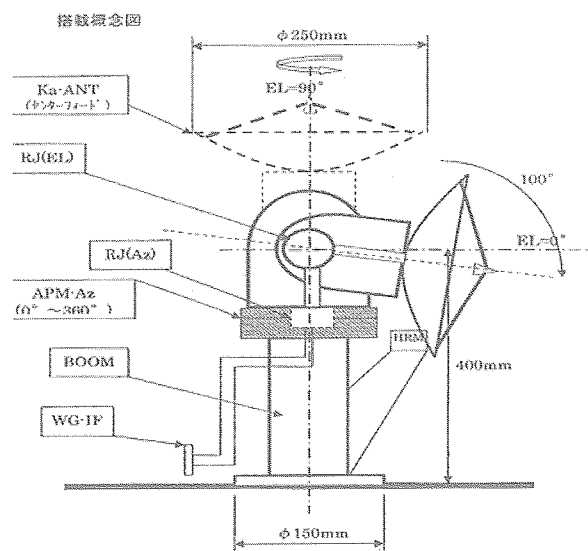


Figure 5 Outward Appearance of Inter-satellite Radio Ranging Subsystem

## 3.3 レーザー方式および電波方式の特性の対比

レーザー測距送受信機および電波測距送受信機について、Table 2 に特性の対比をまとめる。

Table 2 Comparison of Inter-satellite Laser and Radio Ranging Subsystems

項 目		衛星間レーザー測距送受信機	衛星間電波測距送受信機
衛星システム /測位サブ システム要求	寸法、形状	レーザー送受信部：590×550×540 mm 電子回路部：280×250×90 mm	Figure 5 に示す
	質量	レーザー送受信部：35.0 kg 電子回路部：5.0 kg (送受信機1式)	41.4 kg (送受信機1式搭載)
	消費電力	80.0 W 以下 レーザー繰り返し周波数1 Hz、及び熱制御用ヒータ最大負荷時の平均消費電力	126.7 W 上記は追尾時消費電力であり衛星切替時は+20W。 APM 温度制御ヒータ電力含まず
	インタフェース要求 (特記事項)	(1)取付 I/F (視野他) 構体外機器フットプリント：590mm×550mm 視野要求： 0deg≤AZ<30deg；EL：10～30deg 30deg≤AZ<210deg；EL：-10～40deg 210deg≤AZ<360deg；EL：0～50deg 開口：φ100mm 取付面から視野原点までの高さ：500mm ラジエタ取付面方向：+Y 面または-Y 面  (2)姿勢精度要求 制御精度：2mrad 以下 変化率 0.3mrad/s 以下 姿勢決定精度：0.3mrad 以下  (3)時刻基準データ要求 PN コードと 10.23MHz の基準信号が必要。	(1)取付 I/F (視野他) Ka-ANT は地球指向面搭載希望(反地球指向面はブーム長増加、展開機構追加が必要) 視野要求： EL 地心方向±105° AZ 0～360° (視野原点 取付面から 400 mm) 取り付け面：φ150mm  (2)姿勢精度要求 制御精度：各軸±0.1° 変化率 0.1°/s  (3)データ要求 L5 信号、10.23MHz 基準信号、アンテナ指向制御信号(対測位サブシステム)
性能	測距性能(目標)	バイアス誤差 5 cm 以下 ランダム誤差 5 cm 以下 (1σ) 測距計測範囲 1,000～50,000 km	バイアス誤差 20 cm 以下 ランダム誤差 5 cm 以下 (1σ) 測距計測範囲 1,000～54,000 km 距離変化率計測精度 1 mm/sec 以下 (目標)
	捕捉・追尾性能	動作範囲 Az：±180deg 以上 El：±30deg 以上 動作レート Az：±3deg/sec 以上 El：±3deg/sec 以上 指向精度 1 mrad 以下 分解能 0.1 mrad 以下 衛星切替・捕捉時間 1 分以下 (目標)	動作範囲 Az：±180deg 以上 El：-10～90deg 以上 動作レート Az：±3.75 deg/sec 以上 El：±3.75 deg/sec 以上 許容指向精度 0.3° 以下 (要求は±0.1°) 制御分解能 約 0.01° 衛星切替時間 最大 63 秒(仕様値：1 分 30 秒以下) 信号捕捉時間 最大 16 秒(仕様値：20 秒以下 (目標)) アンテナ指向方向切替時間 最大 47 秒(仕様値：60 秒以下)
測位ミッションへの有効性 (軌道決定精度向上への貢献度)		高精度測距による軌道決定精度向上 衛星位置誤差、時計誤差を改善 地上局のレンジ方向誤差を改善	同左



実現性（現状達成度と今後の課題）	クリティカル要素の試作評価（レーザ）を終了 レーザの FFP (Far Field Pattern) の改善が課題だが、励起用 Laser Diode の改良で解決の見込み システムとの IF 仕様の明確化	測距精度の見通しがほぼ得られ実現する上での課題は少ない 構成機器の開発課題は概ねクリア（デバイス等の調達上の課題もない）
信頼性	SELENE-LALT 等の衛星搭載機器の開発実績をベースに、本システムに必要とする信頼性を確保する	使用部品はクラス 1 相当で入手可能 クリティカルなロンチロックリリースは冗長構成
将来性、流用性	高精度測距を利用したフォーメーションフライトなどへの流用が可能	各種フォーメーションフライト用衛星間測距に使用可能 計測受信機技術は次世代の衛星/ロケット搭載 GPSR に活用可(L1,L2C,L5 受信処理) 計測受信機技術は準天頂衛星搭載用時刻比較装置に流用予定

#### 4. まとめ

準天頂衛星の軌道決定高精度化に資するための衛星間測距送受信機に関し、レーザ方式および電波方式について設計検討および部分試作試験を行い、各方式について開発仕様および開発計画を明らかにした。電波方式の測距バイアス誤差については継続調査を実施することになったが、それ以外の測距性能は目標を達成する目処が得られ、構成機器の開発課題は概ねクリアとなった。今後は、準天頂衛星プロジェクトでの本研究成果の利用の他、将来、計画されるコンステレーションおよびフォーメーションフライトミッションに必要な衛星間測距装置についても本研究成果の利用が期待される。

車載用 GPS 受信機のロケット搭載についての検討

## Application of Car-Navigation GPS Receivers for Rocket On-board Instruments

Space Systems Operation Department, Institute of Space and Astronautical Science,  
Toshinori Ikenaga

### Abstract

Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), which is a division of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), is investigating feasibility of car-navigation GPS (Global Positioning System) receivers for rocket on-board instruments. For the future implementation of the receivers on rockets, we investigate the radio effects on the GPS receivers by the acceleration, jerk, and mechanical shock applied during the launch as well as the ability of re-tracking after receiving interruption of GPS signal.

### 1. はじめに

近年、GPS システムの利用は幅広い分野に渡っている。その範囲はカーナビや携帯電話の位置情報などの地上での利用にとどまらず、人工衛星やロケット等、宇宙にまでその利用範囲を広げている。民生品の GPS 受信機では、現在では重さ数十 g 以下、消費電力 1W 以下といった、小型・軽量・省電力かつ安価な受信機が多く市場に供給されている。その一方で、宇宙用の GPS 受信機は、その利用環境の特殊性から、質量数 kg、電力 10W 以上で価格も数千万円から 1 億円程度と、大型で高価格なものとなっている。

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（以下、ISAS/JAXA）では、ロケットの飛翔モニター用として、低コストかつ小型・軽量の民生 GPS 受信機を利用する可能性について検討している。搭載するロケットとしては ISAS/JAXA の M-V ロケットや観測ロケットを念頭に置いている。我々が今回、ロケットへの搭載を検討した GPS 受信機は、ISAS/JAXA において開発され、日本時間 2005 年 8 月 24 日にバイコヌール宇宙基地より打ち上げられた小型科学観測衛星「れいめい」（プロジェクト名 INDEX: Innovative Technology Demonstration Experiment）に搭載されているものであり、これは民生の GPS 受信機を衛星用に捕捉追尾周波数範囲を拡大したものである。この受信機は、質量約 35g、消費電力 1W 程度と、非常に小型でかつ省電力な受信機

である[1, 2]。「れいめい」搭載の GPS 受信機は日本時間 8 月 28 日 1 時 2 分 28 秒に初めて ON にし、コールドスタート測位を開始した。受信機 ON 後、約 7 分後の 1 時 9 分 38 秒に 4 つの GPS 衛星を捕捉した。測位データの精度に関する評価は今後実施するが、飛翔前のシミュレータを用いた試験では測位誤差は約 20m 程度と評価されている。現時点で当該 GPS 受信機は軌道上で正常に動作していることが確認できている。また、当該 GPS 受信機の放射線耐性に関しては、「れいめい」搭載に先立つ検証において行われた放射線試験の結果によると、トータルドーズ耐性 20krad、また 30MeV 及び 200MeV のプロトンに対してラッチアップフリーという、非常に優れた結果が得られている[1, 2]。

GPS 受信機のロケットへの搭載を想定した場合、問題となるのは打ち上げ時に印加される衝撃、加速度、ジャークといった飛翔環境の中で正常に測位を行えるか、という点にある。さらに、ロケットの飛翔時の姿勢等により GPS 衛星電波の中断が生じたときでも、上記の飛翔環境の中で GPS 衛星を再捕捉できるか、という点も、実運用を想定した場合重要となる点である。これらの影響について検証するため、GPS シミュレータを用いて検証を行った。また衝撃については実際に機械的衝撃を加えて検証を行った。その結果について報告する。

## 2. GPS 受信機の仕様

今回の検討に使用した GPS 受信機の仕様を Table 1 に示す。受信機の外観は Figure 1 に示した。「れいめい」搭載時には、2mm 厚のアルミケースの中にハイブリッド共に収納されており、ケース込みで約 240g ほどの重量となっている。チャンネル数は 8ch で、質量約 35g、消費電力は約 1W と、小型・省電力の受信機である。

Table 1: Specifications of GPS receiver

Receiving system	8ch simultaneous reception
Frequency	1575.42MHz (L1) C/A code
Sensitivity	-132dBm
Coordinate system	WGS-84
Accuracy (position)	15m (95%)
Accuracy (velocity)	0.6m/s (95%)
follow-up performance	Less than 300km/h
Output data rate	1Hz
TTFH(Hot Start)	8.5sec~52sec
TTFH(Warm Start)	25sec~88sec
TTFH(Cold Start)	95sec~11min
Voltage	DC +5.0V±0.25V
Current	180mA typ. 270mA max
Pre-amplifier	DC +4~5V 10mA~30mA
Mass	35g
Size	58.7×36.3×11.0mm <sup>3</sup>
Operative temperature	-30℃~+70℃

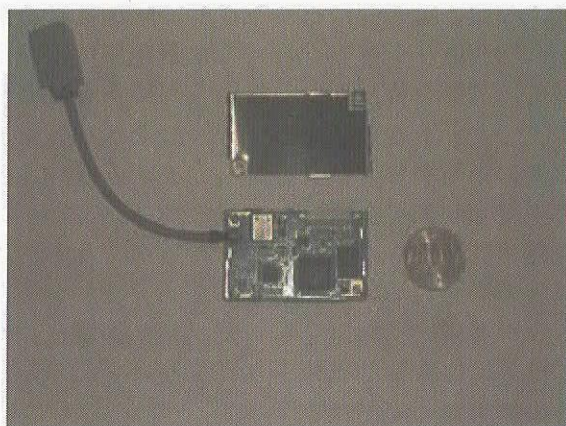


Figure 1: Feature of GPS receiver

## 3. ロケットの飛行環境

### 3-1. ロケット飛行環境の GPS 受信機への影響

GPS 受信機をロケットに搭載させる場合には、打ち上げ前から GPS 測位をしている状態で打ち上げる。ロケット飛行中に GPS 測位が損なわれる可能性がある要因としては以下のものが考えられる。

- (1) 打ち上げシーケンス中の着火、段間分離、フェアリング開頭の際の衝撃により、GPS 受信機の水晶発振器の周波数とびが起り、キャリア捕捉がはずれる可能性。
- (2) ロケット機体が飛行中に経験する加速度やジャークにより GPS 衛星との間に生じる擬似加速度 ( $\ddot{\rho}$  [m/s<sup>2</sup>],  $\rho$  は GPS 衛星との擬似距離 [m]) とその時間微分 ( $\ddot{\ddot{\rho}}$  [m/s<sup>3</sup>]: 擬似ジャーク) によって受信機が受信する GPS 電波の周波数が急激に時間変化を起こし、これによってキャリア追尾ループがロックオフを起こす可能性。
- (3) ロケットの飛行速度が大きくなり、これによる GPS 電波のドップラーシフトが増加して GPS 受信機の追尾可能周波数帯範囲を逸脱する可能性。
- (4) ロケット飛行中に、ロケットの姿勢に依存して GPS 電波がある一定時間中断する可能性。

以上の 4 つの要因の中で、(3)については、既に「れいめい」への搭載に際して、GPS 受信機の捕捉追尾周波数帯範囲を拡大する改修を行っている。軌道速度が 7.5km/s でも GPS 受信機は捕捉及び追尾できることが確認されている [1, 2]。

ここで注意しなければいけないのは、ロケットの着火衝撃と着火による加速度・ジャークの発生は時間差がある点である。着火衝撃はロケットの構造体を音速で伝搬するのに対して、推力は遅れてため、我々は項目 (1) と (2) を分離して検証を行った。

### 3-2. M-V ロケット速度プロファイル

本稿では、ISAS/JAXA にて開発された M-V 型ロケットへの搭載を想定して検証を行った。検証に使用した M-V 型ロケットの速度プロファイルを Figure 2 に示す。

Figure 3(a)、(b)に 2 段目着火開始時(リフトオフ後 75sec)の機軸方向加速度及びジャーク



の時間履歴の模式図を拡大して示す。但し、2 段目着火時を 0 秒として表記した。

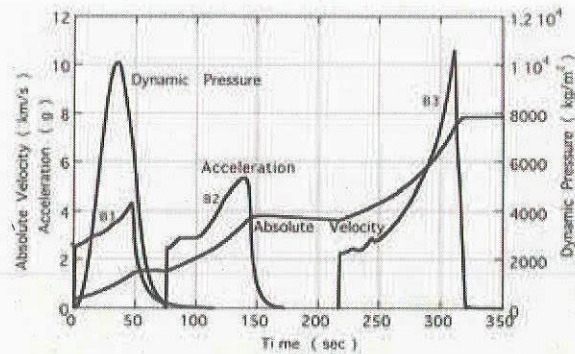
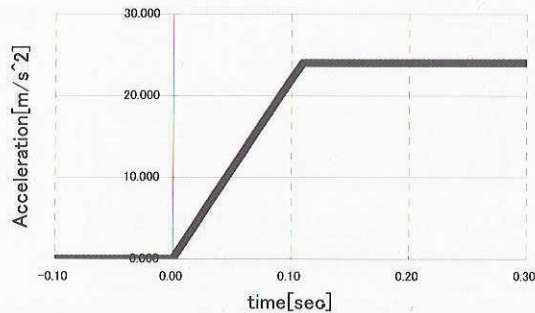
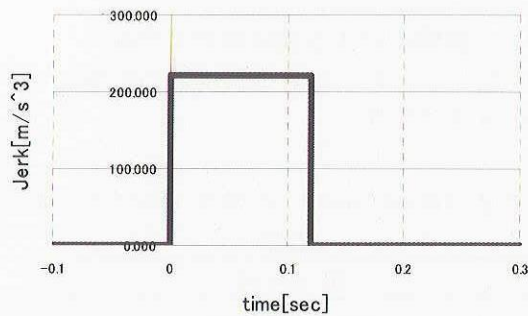


Figure2: Velocity, Acceleration, Pressure longitudinal data of M-V launch vehicle

Figure 3(a)を見ると、0.0～0.3 秒の時間間隔で見たとき、2 段目着火開始時に着火衝撃が発生して、その後機軸方向の加速度の増加が起こり、約 0.1sec 後に約  $25\text{m/s}^2$  の一定加速度に達する。また、図 3(b)より、最大のジャークは約  $220\text{m/s}^3$  となる。



(a): Acceleration



(b): Jerk

Figure 3: Acceleration, Jerk longitudinal graph of M-V launch vehicle

1 段目、3 段目の燃焼開始時もほぼ同様な時間履歴を示している。この事より、GPS 受信機に

は、最大加速度約  $25\text{m/s}^2$ 、最大ジャーク約  $200 \sim 300\text{m/s}^3$  が、0.1～0.2sec 程度印加されると言える。この程度の加速度やジャークに対して GPS 受信機が捕捉し続けるかが重要である。

### 3-3. 衝撃レベル

M-V 型ロケットに搭載する場合、最終段の B3PL 部に取り付けるのが妥当と考える。M-V 型ロケット環境条件設定ゾーンにおける、ゾーン IX 部における衝撃レベルを GPS 受信機に印加されるレベルとして採用した。

B3PL 搭載機器(ゾーン IX)の高周波衝撃レベルは、 $\sim 700\text{Hz}$  で  $6\text{dB/oct}$ 、 $700 \sim 4000\text{Hz}$  で  $200\text{Gsrs}$  である。レベルは SRS (Shock Response Spectrum) で提示されている。

## 4. GPS シミュレータを用いた検証結果

### 4-1. 加速度・ジャークに対する測位維持の性能

今回の検討においては、GPS シミュレータとして、10 機の GPS 衛星を同時に模擬できる、SPIRENT 社製 STR2760 を使用した。これを用いて加速度とジャークのシミュレーションを行った。

しかし、本シミュレータにおける車や航空機用のシナリオでは、M-V ロケットのジャークを正確に模擬することができなかったため、高度  $80\text{km}$ 、軌道傾斜角  $0^\circ$  の軌道を周回している GPS 受信機を搭載したユーザー宇宙機が、短時間に推力を発生してロケット打ち上げ時に対応するような大きな加速度とジャークを受けるという仮想のシナリオにてシミュレーションを行った。例として、X, Y, Z 軸方向に最初の 1 秒間  $140\text{m/s}^3$  のジャークがかかり、次に 3 秒間、 $140\text{m/s}^2$  の等加速度運動を行った後、最後の 1 秒間に  $-140\text{m/s}^3$  のジャークがかかるケースを Figure 4(a)、Figure 4(b)に示す。

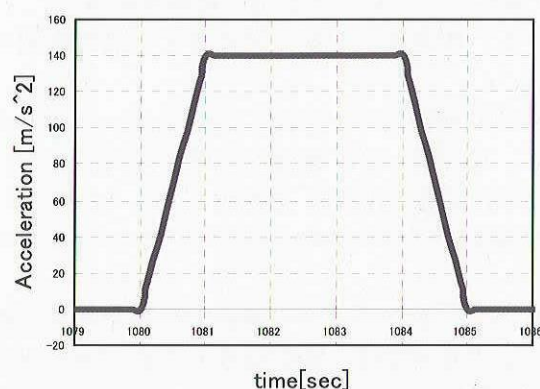
このような運動をするユーザー宇宙機に搭載されている GPS 受信機が受信する GPS 衛星からの電波を、GPS シミュレータによって発生させて、GPS 受信機に入力させた。

Figure 5 に、シナリオ開始から 1080～1085 秒経過した付近で Figure 4 の加速度とジャークをユーザー衛星に印加した時の、各々の GPS 衛星とユーザー宇宙機の 1 秒毎の擬似距離変化率を示す。シナリオ開始から 1080～1085 秒経過した付近で、ユーザー衛星と GPS 衛星の相対位置に

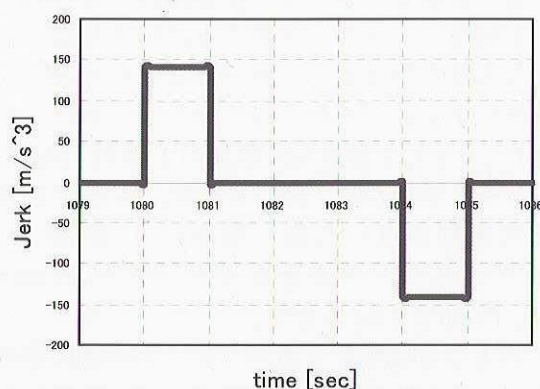


よって擬似距離変化率が減少したり、増加したりしている。この変化の間に、GPS 受信機がその GPS 衛星を追尾し続けるか、追尾に失敗してロックオフするかを観測した。GPS 衛星とユーザー宇宙機との擬似距離の三階微分(擬似ジャーク  $[m/s^3]$ )を横軸に、擬似ジャークの印加時間を縦軸にした Figure6 のグラフに、追尾し続けたケースと、ロックオフしたケースを図示した。

Figure 6 の結果から、ジャークの印加時間が 0.1sec のときは  $500m/s^3$  近くの大きなジャークに対しても GPS 衛星を追尾できることが分かる。M-V ロケットでは、約  $220m/s^3$  のジャークが約 0.12sec 印加されるので、この GPS 受信機は M-V ロケットの打ち上げ環境では追尾し続けることができると言える。



(a): Acceleration



(b): Jerk

Figure 4: Acceleration, Jerk longitudinal data for GPS simulation

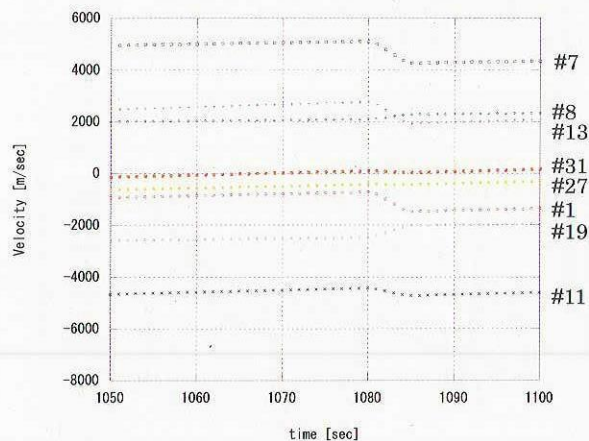


Figure5: Pseudo range rate from GPS satellites with acceleration and jerk applied

\*the numbers above are PRN numbers

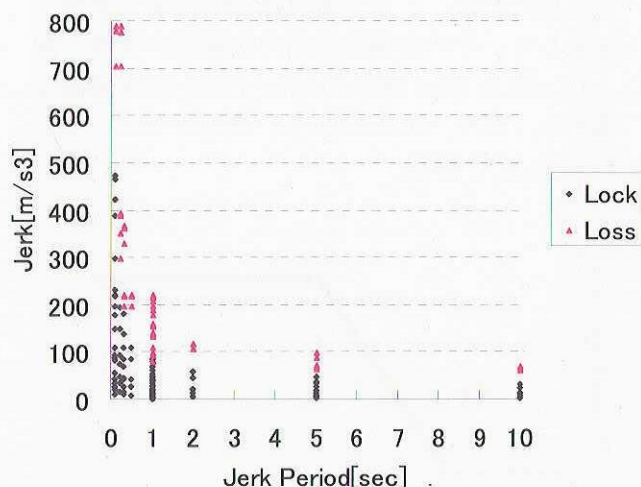


Figure 6: Result of tracking with pseudo jerk applied

#### 4-2. 衝撃に対する測位維持の性能

M-V 型ロケット 3 段目搭載機器の衝撃レベルを Table 2 に示す。

Table 2: Shock level of M-V vehicle upper stage

QT level	
Out-of-plane	
~450Hz	6dB/oct
450~4000Hz	420Gsr
In-plane	
~700Hz	6dB/oct
700~4000Hz	200Gsr

GPS 受信機に GPS シミュレータからの信号を入力して、ロック動作をさせている状態において、GPS 受信機に衝撃を印加して GPS 衛星の追尾状況を確認した。衝撃試験の結果を Table 3 に示す。

Table 3 : Result of shock test

Test No.	SRS level @ 700Hz	Status
#1	900G	Lock
#2	1600G*	Loss
#3	340G	Lock
#4	1400G*	Lock
#5	1000G*	Loss
#6	720G	Lock
#7	900G	Lock
#8	1200G*	Lock
#9	800G	Lock
#10	210G	Lock
#11	660G	Lock
#12	200G	Lock
#13	320G	Lock
#14	2000G*	Loss

1000G を超える強い衝撃(\*印)を印加すると 5 回に 3 回、GPS 衛星の捕捉が外れたが、それ以下の衝撃では GPS 衛星を追尾し続けることが分かった。しかし、M-V ロケットでの衝撃レベルは、420Gsrs 程度であるため、この GPS 受信機は M-V ロケットの打ち上げ時に伴う衝撃中も追尾し続けることができる。

4－3．GPS 信号の受信断後の再捕捉性能

M-V ロケットの場合、飛翔時のある期間、ごくゆっくりとした角速度で回転運動をする。その影響を回避するためには大きく二つの方法が考えられる。

(1) 多アンテナによる合成を行う (Figure 7)

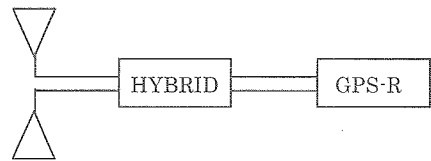


Figure 7: Block diagram of hybrid system

(2) 複数のアンテナで切替式とする (Figure 8)

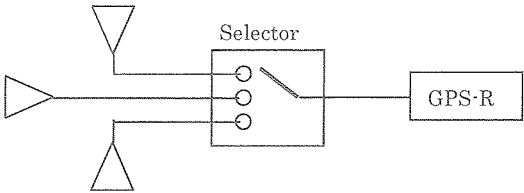


Figure 8: Block diagram of antenna selecting system

(2) の切替式の場合、システムが複雑になるというデメリットがあるため、まずは (1) のアンテナ合成にて対処可能かどうかを検討した。

仮に 2 つのパッチアンテナを搭載した場合、ロケットの回転運動により GPS 衛星がアンテナパターンの切れ込みに入ることによる GPS 衛星電波の中断時間は、最大約 10 秒ほどになると予想される。実運用においては、この 10 秒の中断の後、電波が回復次第すぐに再捕捉する必要がある。ISAS/JAXA ではこの点に関し、GPS シミュレータを用いてシミュレーションを行ったところ、検討に用いた GPS 受信機では、10 秒以上の GPS 衛星電波の中断が起きた場合、ソフト的にこの衛星の追跡を排除することが判明した。そのため、当該受信機を開発したメーカーに要請し、当該部分処理するソフトウェアの改修を行った。改修後、再度 GPS シミュレータを用いて動作検証を行った。検証の結果、地球周回軌道上を等速円運動するユーザー宇宙機に対して最大 60 秒の GPS 電波中断を行ったところ、中断後、問題なく GPS 衛星を再捕捉した。

中断に関する検証の結果、所定の機能が確認されたため、次にロケット飛翔状態を模擬するため、一定のジャークを印加した状態で GPS 電波中断を起こし、その状態で GPS 衛星電波の中断を行った結果を Figure 7 に示す。

Figure 7 におけるシミュレーションは次の条件で行った。

- ・ 0.6 m/s<sup>3</sup> の Jerk を初速ほぼゼロの状態から印加し、200 秒間試験を行う。
- ・ ある時刻で、10, 15, 20, 30, 60 秒間 GPS 衛星電波を中断させる。

上記の条件で試験を行い、GPS 電波回復後の再捕捉状況を確認した。その結果、速度 3 km/s 以下、ジャークによる到達加速度約 1.5 G 以下の範囲では 60 秒の電波中断に対しても再捕捉



可能であるとの結果が得られたが、それ以上に速度、加速度が大きくなると 10 秒以上の中断が起これるといくつかの衛星は再捕捉できず、その結果再測位できないことが判明した。

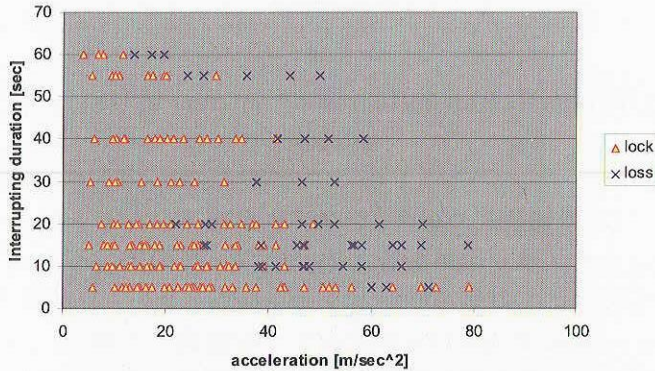


Figure 7: Result of re-tracking after interruption with jerk applied

ベースとなっている車載用 GPS 受信機を開発しているメーカーを交えた検討では、当該受信機の機能では、GPS 衛星信号の捕捉、引き込み追尾可能な範囲は加速度が 2 G 以下(衛星の運動方向によっては、最大 4 G 以下)である可能性が高い。これは、当該受信機が本来、車載用としての用途を意図して開発されたものであり、安価な CPU しか搭載していないため、そこで加速度に対する追尾性能が決定している可能性がある。そのため、当該受信機は衛星搭載用としては問題なく使用できるが、ロケット搭載については加速度に対する衛星信号の追尾性能を向上させるためにハードウェアの根本的改修が必要となり、これが実行可能であるかどうか、調査中である。しかしながら、4-1 項の検証によって、電波中断が起きない状況であれば当該受信機はロケット搭載時の加速度・ジャークに対して問題なく追従できているため、受信機そのものの改修が難しい場合は、アンテナ切替機を導入し、連続的に GPS 衛星を追尾するシステムを組むことによりこの電波中断に対処する方法はある。この点に関し、今後検証を行う予定である。

## 5. むすび

今回の検証の結果から、「れいめい」に搭載した GPS 受信機は、M-V 型ロケット搭載時に想定される加速度、ジャーク、衝撃といった環境に

対しては問題なく GPS 追尾可能であることが確認された。しかしながら、GPS 衛星の電波断後の再捕捉がハードウェアの制約で 4G 以下である可能性があることが判明した。地球周回的人工衛星用としては問題なく使用できるが、ロケット搭載を考慮した場合、ロケットは最大で 6G 程度まで加速度が上昇するため、当該 GPS 受信機ではロケットへの使用は難しいと思われる。ロケットへの使用のためには、より処理速度の速い CPU を搭載した受信機を選定するか、もしくはアンテナ切替機を導入して電波中断のない受信機システムを開発する必要があると考える。

最後に、今回の検討においては、共同研究機関である三菱電機株式会社殿、及び検討に用いた GPS 受信機の開発元である日本無線株式会社殿には多大なご協力を頂いた。この場を借りて御礼申し上げます。

## 参考文献

- [1] Y. Hamada, H. Saito, N. Tomita, T. Mizuno, K. Kawahara, H. Sasaki, K. Shinkai : Miniature Space GPS Receiver by means of Car-Navigation Technology : AIAA&USU Small Satellite Conference 2004
- [2] 斎藤宏文、浜田裕介、新開研児、佐々木博幸、黒木聖司 : 超小型宇宙用 GPS 受信機の開発 : 電子情報通信学会論文誌 B 分冊
- [3] 坂井丈泰 : GPS 技術入門 : 東京電気大学出版局
- [4] ELLIOTT D. KAPLAN : UNDERSTANDING GPS PRINCIPLES AND APPLICATIONS : Artech House Publishers

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-05-008

---

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

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

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

---

刊 2006 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。



この用紙は地球環境・森林資源のため再生紙を使用しています。





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