ISSN 1349-113X
JAXA-SP-06-006
宇宙航空研究開発機構特別資料

平成18年度
宇宙航空研究開発機構
総合技術研究本部
宇宙科学研究本部
研究成果報告書

平成18年11月

独立行政法人宇宙航空研究開発機構
総合技術研究本部
宇宙科学研究本部

This document is provided by JAXA.

JAXA-SP-06-006

平成18年度
宇宙航空研究開発機構
総合技術研究本部
宇宙科学研究本部
研究成果報告書

平成18年11月

独立行政法人宇宙航空研究開発機構
総合技術研究本部
宇宙科学研究本部

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

平成18年度 総合技術研究本部 宇宙科学研究本部 研究成果報告書 目次

1. 特別講演		
マイクロラブサットの成果と今後の小型衛星計画	宇宙実証研究共同センター	1-1
小惑星探査機「はやぶさ」と電気推進機	*技術開発部試験技術開発グループ*	1-7
2. 宇宙実証		
「れいめい」の軌道上成果と今後の小型高機能衛星	*宇宙情報・エネルギー工学研究系*	2-1
小型実証衛星I型の研究開発	宇宙実証研究共同センター	2-7
小型太陽センサの試作試験	宇宙実証研究共同センター	2-13
3. 部品・材料・機構		
宇宙用200MIPS級64ビットMPUの開発	部品・材料・機構技術グループ	3-1
SOIデバイスを用いた宇宙用半導体部品の開発	*宇宙探査工学研究系*	3-5
ハーモニックドライブの潤滑機構解析	部品・材料・機構技術グループ	3-11
国際宇宙ステーションロシアサービスモジュール利用微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験(SM/MPAC&SEED実験)の第2回回収試料の評価解析	部品・材料・機構技術グループ	3-15
炭素繊維強化形状記憶ポリマの宇宙適用性評価	部品・材料・機構技術グループ	3-21
角度検出器の開発	部品・材料・機構技術グループ	3-25
3D-C/C複合材の試験法標準化研究	複合材技術開発センター	3-29
最新非破壊評価装置の導入/開発と複合材への適用事例	複合材技術開発センター	3-35
4. ロケットエンジン		
H−IIAロケット上段用エンジン開発支援試験について	ロケットエンジン技術センター	4-1
逆流渦キャビテーションによって生じる軸振動現象について	ロケットエンジン技術センター	4-3
ロケット噴射器内流れ場に関する実験的研究	ロケットエンジン技術センター	4-7
ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究	ロケットエンジン技術センター	4-13
計算科学グループにおける燃焼計算	計算科学研究グループ	4-19
5. 将来宇宙輸送系		
再突入カプセルの高エンタルピ空力加熱試験	複合推進研究グループ	5-1
数値計算による複合エンジンの静止大気中における吸い込み性能予測	複合推進研究グループ	5-5
鈍頭円錐模型の高エンタルピ空力試験	複合推進研究グループ	5-11
惑星大気突入飛行環境評価技術と熱防御評価技術の向上	空気力学研究グループ	5-15
飛行実験をめざした極超音速ターボジェットエンジンの開発状況	航空エンジン技術開発センター	5-19
複合エンジン用エジェクターロケットの研究開発	複合推進研究グループ	5-23
リフティングボディ飛行実験計画について	将来宇宙輸送系研究センター	5-29
極短時間用多分力free-flight力計測法の研究開発	複合推進研究グループ	5-31
複合サイクルエンジンのエジェクタ・モード実験のシミュレーション	複合推進研究グループ	5-35
6. 環境、宇宙太陽光利用システム		
国際標準規格のための新しい太陽陽子フルーエンスモデルの提案	環境計測グループ	6-1
宇宙放射線帯モデルの開発	環境計測グループ	6-5
衛星(環境)警報メールシステムの研究開発	環境計測グループ	6-11
宇宙太陽光利用システム(SSPS)総合研究	高度ミッション研究センター	6-15
中性子線量モニタの研究	環境計測グループ	6-21
衛星帯電解析ソフトの研究開発	環境計測グループ	6-25
PHITSを用いた月面における放射線被曝線量の計算	環境計測グループ	6-29
帯電計測に関する研究	環境計測グループ	6-35
太陽電池素子アレイへのRF照射実験結果	高度ミッション研究センター	6-41
SSPS用高効率・高出力半導体デバイスの試作結果	高度ミッション研究センター	6-43
SSPS用大規模アレーアンテナの電流分布の研究	高度ミッション研究センター	6-45
太陽光熱複合発電システムの研究開発	高度ミッション研究センター	6-51

This document is provided by JAXA.

7. 将来ミッション、先行研究他

宇宙デブリ観測技術の研究	宇宙先進技術研究グループ	7-1
有人宇宙活動技術の研究	宇宙先進技術研究グループ	7-7
科学衛星公開データベース・DARTSの開発	*システム開発部情報システム開発グループ*	7-11
広帯域カメラを用いた固体推進薬燃焼表面可視化の技術開発	*技術開発部 実験用飛翔体機器開発グループ*	7-15
アクティブ制御による振動燃焼の抑制	航空エンジン技術開発センター	7-17
実験用航空機によるJAXA宇宙プロジェクト協力について	飛行システム技術開発センター	7-23
風洞設備の供用と精度向上/生産性向上のための研究開発	風洞技術開発センター	7-27
実用風洞試験のためのPIV/PSP計測技術の研究開発	風洞技術開発センター	7-31

8. 熱・構造

新型2段スターリング冷凍機に関する研究	宇宙熱技術グループ	8-1
21GHz帯高度放送衛星給電アレー部排熱方式に関する研究	宇宙熱技術グループ	8-7
小型実証衛星Ⅰ型の熱制御系概念検討	宇宙熱技術グループ	8-9
ロケット打上げ時の衛星音響振動に関する研究	計算科学研究グループ	8-15
ソーラーセイル薄膜面展開実験について	*システム開発部 実験用飛翔体システム開発グループ*	8-19
ETS-Ⅷ軌道上同定実験	構造技術開発センター	8-23

9. 電源

衛星パドル裏面放電の電源システムへの影響解析	電源技術グループ	9-1
大型リチウムイオン電池の長期的サイクル寿命特性	電源技術グループ	9-7
航空宇宙用燃料電池に係る研究の新しい展開	*宇宙探査工学研究系*	9-11
宇宙用3接合太陽電池のトップセルとしてのAlInGaP単一接合太陽電池の構造最適化検討	電源技術グループ	9-15
帯電現象に関わる衛星材料の物性パラメータの計測	電源技術グループ	9-19
電気二重層キャパシタの宇宙機適用研究	*技術開発部実験用飛翔体機器開発グループ*	9-25
固体高分子形燃料電池の低圧環境動作特性	電源技術グループ	9-31

10. 推進系

セラミックスラスタの開発	*技術開発部推進系技術開発グループ*	10-1
人工衛星用20N推薬弁の国産開発	衛星推進技術グループ	10-5
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	10-11
水サイクル宇宙推進システムの研究	*技術開発部推進系技術開発グループ*	10-17
衛星用逆止弁不具合原因確認試験(シール変形確認試験)	衛星推進技術グループ	10-23
DRTS-1Nスラスタ軌道上推力低下事象の原因究明作業	衛星推進技術グループ	10-27
小型衛星用推進系の試作試験	衛星推進技術グループ	10-31

11. 誘導・制御、ロボット

次世代型スタートラッカの研究	誘導・制御技術グループ	11-1
高精度ファイバージャイロIRUの研究	誘導・制御技術グループ	11-7
擾乱伝達計測技術の研究	宇宙構造技術グループ	11-13
次世代高性能ホイールの研究	誘導・制御技術グループ	11-19
高速マヌーバ制御技術の研究	誘導・制御技術グループ	11-23
HTV用ランデブレーザセンサの研究	誘導・制御技術グループ	11-29
着陸レーダの開発	*技術開発部 探査機機器開発グループ*	11-35
軌道上曝露実験支援ロボティクスに関する研究	誘導・制御技術グループ	11-41
ロケット搭載用太陽センサの飛翔実験および地上における姿勢決定システム	*技術開発部 探査機機器開発グループ*	11-47
小型高機能GPS受信機の研究	誘導・制御技術グループ	11-51
IRUの高信頼性化の研究	誘導・制御技術グループ	11-57
テンセグリティ方式大型宇宙構造物の展開組立の検討	誘導・制御技術グループ	11-63

This document is provided by JAXA.

ETS-VIII軌道上制御実験	誘導・制御技術グループ	11-67
ALOS高精度姿勢軌道制御系の軌道上評価	誘導・制御技術グループ	11-73

12. 通信・データ処理他

スケーラビリティの高い次世代科学衛星データ処理システムの開発	*宇宙プラズマ研究系*	12-1
衛星搭載テレメトリ・コマンド処理の高度化	通信・データ処理技術グループ	12-5
低計算量動画像圧縮方式の研究	通信・データ処理技術グループ	12-11
だいち(ALOS)搭載直接送信部(DT)伝送不具合解析	通信・データ処理技術グループ	12-15
次世代の深宇宙通信技術	*システム開発部 宇宙情報・エネルギー工学研究系*	12-21
リコンフィギャラブルコンポーネントを使用した宇宙機開発の提案	高度ミッション研究センター	12-27

※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。

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

１．特別講演

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

マイクロラブサット1号機の成果と今後の小型衛星計画

Resulte of μ-LabSat & Future Plan of Small Satellite

総合技術研究本部　宇宙実証研究共同センター
橋本英一
Space Technology Demonstration Research Center
Hidekazu Hashimoto

Abstract

The Space Technology Demonstration Research Center in JAXA has researched on the potential ability of 50～100kg class small satellites. Micro-LabSat, the first one of the series, is a 50kg class of spin stabilized satellite launched in Dec. 2002. It has successfully completed all the planned experiments and continues many extra experiments. But Ni-MH battery sub-system has degraded at space during the past 3 years. Therefore we stopped satellite operation in Sep. 2006.

The main purposes of Micro-LabSat are to achieve a low-cost bus, a short period of development, and a chance of realizing challenging missions inside and outside of JAXA. The missions are to demonstrate new technologies related to new 50kg class small satellite systems, new satellite separation mechanisms, and remote inspection technology.

JAXA has started technology transfer program for SOHLA-1(50kg class small satellites) and JAXA is developing SDS-1(100kg class small satellites) applying the Micro-LabSat bus technology.

1. はじめに

宇宙実証研究共同センターでは、中・大型衛星用に新規開発した機器や部品などの実証手段として100 kg級の小型実証衛星（SDSシリーズ）を研究開発している。安価で短期間に宇宙での実験・実証する機会を提供する手段として、小型衛星が適している。

マイクロラブサット1号機（μ-LabSat）はその第1段として研究開発された50 kg級のスピン衛星で、平成14年12月にH-ⅡAロケットの小型副衛星として打上げられた。所期の実験は打ち上げ後6ヶ月の間に全て成功裏に完了し、引き続き後期運用段階として活用していた。しかし、バッテリの劣化傾向から衛星を正常に動作させる限界が間近いと判断して、約3年9ヵ月を経過した平成18年9月27日に停波した。

本稿では，このμ-LabSatが果たした役割、成果と今後の小型衛星計画について報告する。

2. マイクロラブサット1号機の成果

2．1　マイクロラブサット計画（経緯）

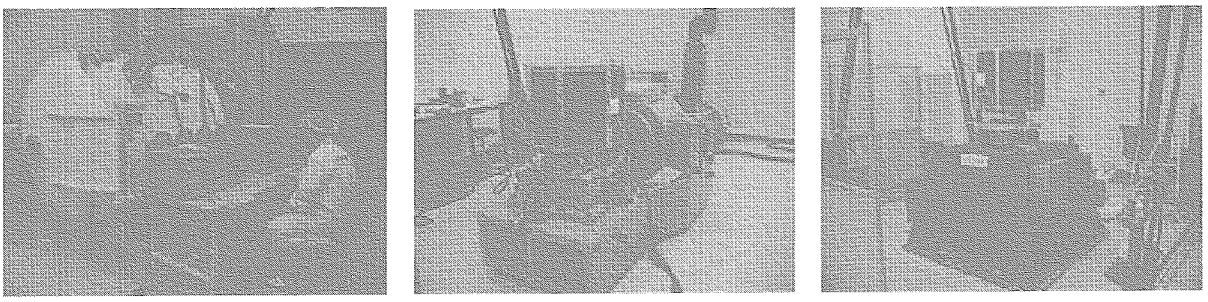
μ-LabSatの研究が開始された平成6年当時、日本の衛星は高機能化が進められ、システムが巨大化、複雑化の一途をたどっていた。開発期間も5～10年と長期化し、開発経費の増大、エンジ

This document is provided by JAXA.

ニアの経験不足という課題も生じていた。一方、海外では低コスト、短期開発といった特徴を持つ小型衛星が、「Cheaper Faster Better」のスローガンを掲げ活発に推進され始めた。

このような状況の中でJAXA（旧NASDA）において“小型衛星バス技術”の研究が開始した。衛星は50 kg級で、H-ⅡAロケットのピギーバック方式での打上げ（小型副衛星）、インハウスでの実現（業者への委託範囲を最少にとどめ、可能な限り若手職員自ら実施）を前提条件とした。

研究は当初、電子機器の試作試験（BBMレベル）、初期段階の熱構造モデルを試作することから始めた。また、小型衛星専用の作業現場の確保及び、Fig. 1に示す真空チェンバー、振動試験機、質量特性測定装置などを整備した。



Space Chamber　　Vibration Test Facility　　Mass Properties Measuring Facility

Fig. 1 Facilities for micro-satellite

平成8年にADEOS-Ⅱ打上げ時の相乗りとなる小型副衛星を目指し、①安全確実で単純明快な設計（定常時：スロースピン、実験時：三軸姿勢制御）とする。②信頼性は規定しない。③新人教育の一環とする。などの基本構想を固めた。

平成10年に入り、NiCT：情報通信研究開発機構（旧CRL：通信総合研究所）、東京大学、JAXA（旧NAL：航空宇宙技術研究所、旧ISAS：宇宙科学研究所）からの実験が追加され、設計を大幅に変更した。特に外観形状は機器搭載容積及び発生電力を増やすために、六角柱から八角柱にした。平成10年10月から本格的研究開発（基本設計フェーズ）に移行した。

しかし、平成11年11月にH-Ⅱロケットの不具合があり、打上げ時期の遅延が確定した。また、ロケット改修後のH-ⅡA試験機1号機は、性能確認用ペイロードが必要となり、このペイロードのうち衛星投入軌道精度の評価を目的とした、Fig. 2に示すドップラー測距装置（DRE:Doppler Ranging Equipment）とレーザ測距装置（LRE:Laser Ranging Equipment）をμ-LabSatの研究開発メンバーが担当し、短期間で製作することになった。

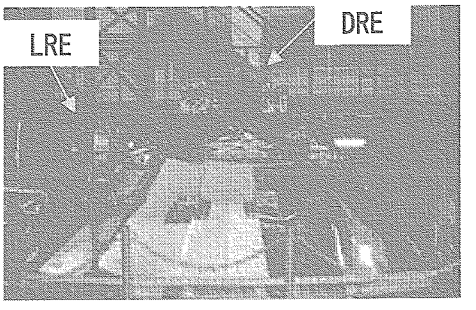


Fig. 2 DRE &LRE

μ-LabSatの研究開発は、システム構造モデル及び熱モデルの試験を完了し、各種フライト機器の製作・受入試験段階であったが、一旦中断した。また、DREに搭載するSバンド通信機器としてμ-LabSatで既に完成していたフライト品を提供した。再開は、平成13年8月のH-ⅡA試験機1号機打上げ後となった。

This document is provided by JAXA.

２．２　衛星システム

μ-LabSat のシステム諸元を Table 1に、外観写真を Fig. 3 に、また内部機器の配置図を Fig. 4 に示す。

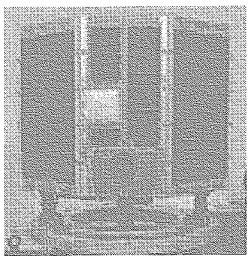


Fig. 3 MicroLabSat

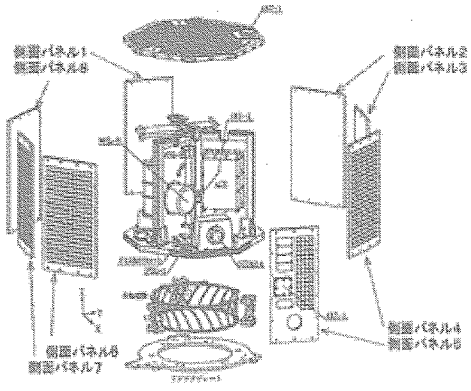


Fig. 4 Configuration

Table 1 System Characteristics

Item	Characteristics
Size	φ 688×515[mm], Octagonal prism
Mass	54[kg]
Power	55[W] over
Attitude	Spin (nominal operation) Three-axis (experiment mode)
Communication Up Down	S-band 500[bps] 1024(HK) / 4096(mission)[bps]
Operation span	Over 6 [months]
Orbit	SunSynchronous Orbit Altitude : 800[km] Inclination : 99[deg]
Launch	H-IIA rocket No.4 (piggyback) December 14, 2002

システム設計コンセプトとしては質量・電力が少ないことから、シンプルかつ省電力なハードウェアとして民生部品を積極的に活用することを基本とした。構体の大きさはロケットの包絡域の制限から決定され、太陽電池については展開機構ではなくボディマウント方式を採用した。

２．３　実験の成果

(1) 50kg 級小型衛星バス実験

バス実験は以下の 5 項目から構成される。

① 三重冗長系オンボードコンピュータ（OBC）

データ処理系の重要部分に民生部品を採用し、放射線などの宇宙環境で誤動作することを前提として三重冗長構成にした。OBC 上の拡張メモリエリアにおいて、異常は一度も見受けられず 3 年 9 ヶ月の間、正常動作することを確認した。

② OBC による集中制御

OBC 用ソフトとして RTOS（リアルタイム オペレーション システム）を搭載し、マルチタスク機能による OBC の集中制御を実施した。全ての搭載ソフトウェアを若手職員が開発した。3 年 9 ヶ月の間、データ処理系計算機及び、姿勢制御計算機の制御が、正常であることを確認した。

This document is provided by JAXA.

③ 50kg 級小型衛星の三軸姿勢制御

将来必須となる小型衛星の三軸姿勢制御を 2 式のホイールを搭載して技術習得した。定常状態として 1 分間に 3 回の回転速度でスピン安定させているが、3 年 9 ヶ月の間に 40 回以上、スピンを止める三軸姿勢制御実験を一度の失敗もなく実施できた。

④ PPT (Peak Power Tracking) 電力制御

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

⑤ 地上技術／民生技術の宇宙搭載化

OBC に用いられる CPU やメモリ素子及び、Ni-NH バッテリなどに民生品を用いた。ロット単位での購入、耐放射線性の確認、仕様規格内でも上位を選定するなど民生部品を宇宙機器に搭載する際の手法を研究し試みた。3 年 9 ヶ月の間、衛星は正常に動作した。

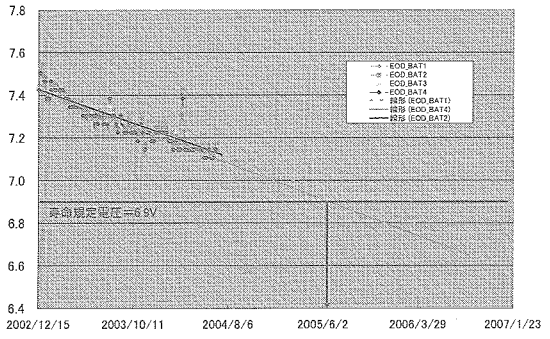


Fig. 5 Trend of Ni-NH Battery Voltage

Ni-NHバッテリの放電末期電圧低下率は Fig. 5 に示す通り 14mV/1000cycle 程度で、劣化傾向が見られ 2 年 6 ヶ月程度が寿命と推定していたが、充放電パラメータを再設定するなどして、3 年 9 ヶ月まで延命できた。

(2) SELENE リレー衛星分離機構実証

SELENE（SELenological and ENgineering Explorer）は日本初の大型月探査衛星である。SELENE は周回衛星とリレー衛星から構成されている。リレー衛星はスピン安定方式であるがアクチュエータを搭載していないため、周回衛星からの分離時に所定のスピン軸方向・スピンレート・放出速度を与える必要がある。これを実現するために、リレー衛星の分離機構は棒バネを用いた新しい機構であるため、これを μ-LabSat の分離機構として採用し、先行実証を行った。

取得した分離データ及び、H-IIA に搭載したモニタカメラによる分離時の画像から、正常に分離が行われ、また、アンビリカルハーネスについても正常に切断できた事を確認した。

(3) 遠隔検査技術実験

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

具体的には、衛星下面から放出されたターゲットをカメラで撮影し、画像処理により各実験を行う。画像データは圧縮後にメモリに蓄積され、可視時に地上へ伝送される。

① 遠隔検査用カメラ及び画像処理計算機の軌道上実験

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

This document is provided by JAXA.

② 画像誘導航法に必要な画像処理技術実験

JAXA(旧 NAL)が中心となって実施し、故障した衛星に見立てたターゲットを、色情報を用いて地球背景から MOBC で視覚的に識別する事ができた。取得した画像を Fig. 6 に示す。

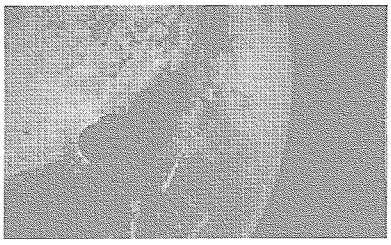


Fig. 6 Acquired Picture in the NAL Exp.

③ 運動するターゲットの相対運動推定実験

東大が中心となって実施し、画像処理によりターゲットの運動の解析、推定を行った。また、推定したターゲット情報を元に、衛星の姿勢を制御し、ターゲットが画像の中心にくるように追尾を行うことができた。取得した画像を Fig. 7 に示す。

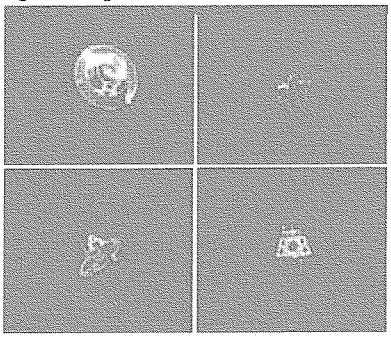


Fig. 7 Acquired Picture in the UT Exp.

(4) その他の実験

① CCD 地球センサ（CCDESA）実験

CCDESA は可視光を利用した地球センサである。地球撮像に成功し、地球センサとしての有効性を確認した。

② 自励振動型ヒートパイプ（OHP）実験

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

③ ストアードコマンドによるカメラ撮像

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

④ MOBC によるメモリスキャン実験

MOBC のメモリが強い放射線の影響によりビット反転（SEU : Single Event Upset）を起こすことを利用した実験で、平成 15 年 10月29日より約 20 時間にわたるメモリスキャンでは、Fig.8 に示すように磁気嵐の影響により、南大西洋の地球磁場の弱い地域と両極域を中心に、平常時の約 6 倍にあたる 61 回の SEU を観測した。

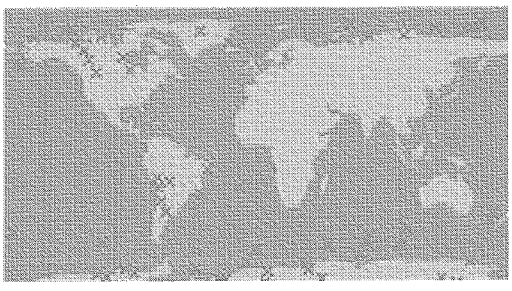


Fig. 8 SEU Events in Memory-scan Experiment

また、次のような各種の実験を行った。

① 月トラッキング制御実験
② 地上から衛星へレーザ伝送（GOLEM）実験
③ 空間フィルタ実験
④ 宇宙教室・ワークショップ

2．4 人材育成

μ-LabSat の研究開発における大きな特徴として、インハウス作業が挙げられる。衛星システム・機器の設計解析、部品選定・放射線試験、機器の性能試験・環境試験、搭載ソフトウエアの制作、システム組み立て、システム性能試験・環境試験、射場作業、運用システム整備、衛星運用など、多

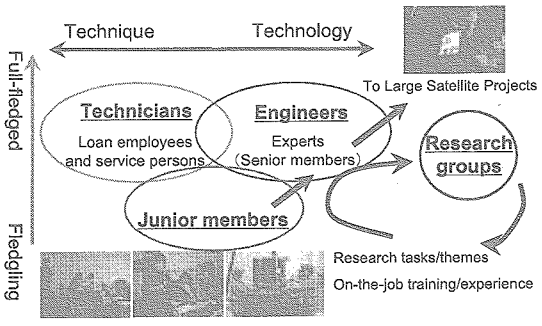


Fig. 9 Human resource activity plan

This document is provided by JAXA.

くの作業を、若手職員自身がインハウス作業で実施した。

小型衛星は短期間に設計から打ち上げ運用に至る一連のサイクルを体験でき、エンジニアの育成には有効な手段である。人材育成のイメージ図を Fig.9 に示す。既に多くのμ-LabSat 経験者を大型衛星プロジェクトへ輩出している。

3. 今後の計画(成果の活用)

現在、μ-LabSat で確立した技術を東大阪衛星(SOHLA-1 と呼ぶ)へ技術移転している。また、小型実証衛星 1 号機(SDS-1 と呼ぶ)に活かしている。今後の課題は、軌道制御技術と高精度三軸姿勢制御技術の確立である。Fig.10 にロードマップを示す。

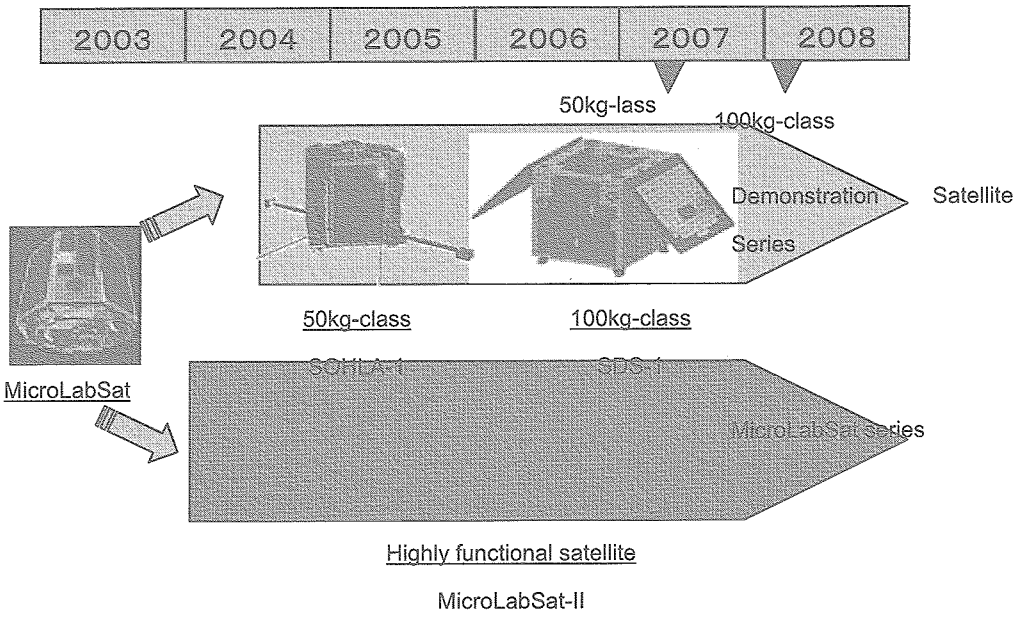


Fig. 10 Road Map – Development Plan –

μ-LabSat において開発したバス機器は、①通信系（アンテン、S バンド送受信機)、②電源系（Ni-MH バッテリ、電力制御器)、③データ処理系（OBC)、④姿勢制御系（FOG、ホイール）などがある。その後、試作試験によって GaAs 太陽電池パネル、磁気トルカ、磁気センサ、小型太陽センサ、GPS 受信機をフライト機器として確保している。

今後の小型高機能衛星には更に、送受信容量の増大、データ処理速度の向上、軌道制御用の推進系、小型スターセンサ、光学系などが必要となり、現在個々の試作試験を進めている。

4. まとめ

μ-LabSat は予想以上の成果であった。特に、小型衛星分野として、①民生部品・機器の宇宙機器への適用方法に道筋を付けた。②小型バス機器を多数確保した。③小型衛星システム技術を確立した。④JAXA エンジニアの育成に寄与した。

これらの成果に基づき、“小型実証衛星”の計画が本格化したことは、小型衛星の活用分野がチャレンジングな実験段階から、要求が一段高い段階になったことを意味する。しかし、海外では既に実用として小型衛星が活用されており、更なる飛躍が必須であり、邁進したい。　　(以上)

This document is provided by JAXA.

小惑星探査機「はやぶさ」と電気推進機

Ion Engine System (IES) onboard HAYABUSA Explorer for Asteroid Sample Return Mission

宇宙科学研究本部　試験技術開発グループ　清水幸夫

ISAS/JAXA SHIMIZU Yukio

Abstract

The Electron Cyclotron Resonance (ECR) microwave discharge Ion Engine System (IES) onboard Hayabusa has been operated in deep space. IES consists of four pair of ion thrusters and neutralizers on a rectangle shaped gimbals plate. Each engine has an exhaust nozzle of 10 cm in diameter and three grids made of Carbon-Carbon composite material. Weight of 66.2 kg Xenon propellant was loaded in a titanium alloy tank of 51 liter in volume before the launce of Hayabusa in April 2003. ECR microwave discharge generates Xenon plasma, and electric static field of 1500 volts accelerates Xenon ions to over 30 km/sec exhaust velocity. Each engine generates thrust of 8 mN, specific impulse of 3,200 seconds, and consumes 350 watts of electric power. During the three-year flight operation, IES generated a delta-V of 1,400 m/s while consuming 22 kg Xenon propellant. The total operation time of IES is 25,900 hours. IES successfully propelled Hayabusa to the asteroid Itokawa on September 2005. During the three-month period, in-site activities such as scientific observation of Itokawa and collection of asteroid sample materials were carried out. Now Hayabusa is cruising on the Itokawa orbit waiting for the time of departure. IES is ready to propel Hayabusa back home to the Earth. IES will be operated again in early next year and Hayabusa will arrive to the Earth in middle of 2010.

1．はじめに

昭和 60 年 6 月 29 日（土曜）、東京都目黒区駒場にあった旧宇宙科学研究所 45 号館 5 階会議室において「小惑星サンプルリターン小研究会」が開催された。会の主宰は当時の宇宙科学研究所の鶴田浩一郎教授で、ハレー彗星探査機「すいせい」の打上げを無事成功させた時期であった。当時、宇宙科学研究所が行なう将来研究の指針として、

1）科学に新しい視野をもたらすものであること、

2）広範囲の科学者、技術者が情熱を持てるものであること、

3）目標達成の各段階に成果が期待できること、

4）組織的な技術開発により達成可能であること、

5）できれば文化史的な意義を持つ物であること、

This document is provided by JAXA.

が挙げられ、これらの条件を満たすものの一つとして小惑星探査計画が提案された[1]。1）の指針について当時この計画に期待されたことは、地上からの観測以外の直接探査が未踏の天体であること、小惑星と隕石との相関が解明できること、原始太陽系の化石と考えられている小惑星の探査が太陽系科学の解明に寄与できること、小惑星は母天体が破壊された小天体が起源と考えられているので固体惑星の内部構造の解明に寄与すること、などであった。2）の指針については上記科学分野の目標の他、軟着陸を果たすための宇宙航法、プラズマ推進技術、通信技術、サンプル採集ロボティクスなどの技術分野を挙げていた。3）の指針については、最初のフライバイ時期、初期の光学観測によるリモートセンシング時期、ランデブー時期、赤外スペクトル観測による表面構造の解明、軟着陸、サンプルリターンの各段階での成果を期待できるとしていた。図1はこの「小惑星サンプルリターン小研究会」の論文集の表紙である。表紙の絵は当時の地質調査所の田中剛氏、河村幸夫氏、水谷任氏による。この小研究会論文集の電気推進の研究提案には都木恭一郎現東京農業工業大学教授と筆者がMPDアークジェットによる小惑星エロス探査を提案した。

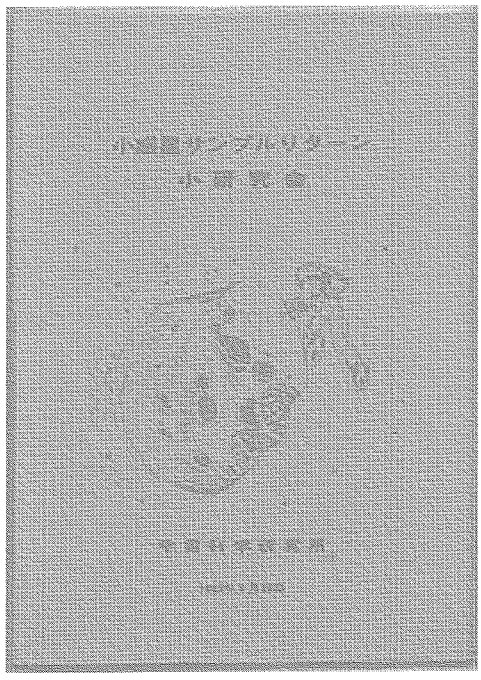


Figure 1. Front page of the proceedings for asteroid sample return mission studies.

この小研究会を母体に、1994年3月には小惑星探査ワーキンググループとして小惑星ネレウスを探査目標天体とする「小惑星サンプルリターン計画書」が発行された[2]。この時点で搭載される電気推進機に小惑星探査機「はやぶさ」に搭載のものとほぼ同じ仕様のマイクロ波放電型イオンエンジンが現宇宙科学研究本部國中均教授により提案されている。翌1995年3月にはMUSES-Cプロジェクト提案書が発行され、プロジェクトとして本格的に動きだした。

2．研究概要

（1）イオンエンジンの開発・運用

イオンエンジンは1990年代には電気推進機の中でも完成度の高い推進機であった。世界的にも米国、英国、ドイツ、日本などがイオンエンジンの宇宙試験を行なっていた。日本では、旧宇宙開発事業団が 1982 年 9 月に打上げた「きく 4 号（ETS-III）」、1994年8月に打上げた「きく6号（ETS-VI）」、1998年2月に打上げた「かけはし（COMETS）」などの人工衛星にイオエンジンが搭載された。図 2 に「かけはし（COMETS）」に搭載されたイオエンジンを示す。また、欧州の探査機「アル

This document is provided by JAXA.

テミス」や米国の探査機「ディープスペースー1」などにもイオンエンジンが搭載されそれぞれ活躍した。しかしながら、当時、主にグリッドと呼ばれる電極と中和器の耐久性に改良の余地を残していた。

Figure 2. Ion engines onboard COMETS

Table 1 Ion Engines in Space

Country	Engine Name	Company/Organization	Thrust (mN)	Isp (Sec)	Consump-tion Power, (W)	Number of Engines in Space	Total Operation Time (hours)
Japan	μ-10	JAXA/NTS	8	3,000	350	4	26,000
Japan	IES	JAXA/MELCO	20	2,200	700	8	200
UK	UK10	ESA/ QinteQ	25	3,000	700	2	700
USA	XIP13	Boeing	18	2,500	550	52	55,000
USA	XIP25	Boeing	165	2,500	4,500	24	24,000
USA	NSTAR	NASA	90	2,500	2,500	1	16,000

表１に今までに宇宙で運用された主なイオンエンジンの実績を示す。従来のイオンエンジンはいわゆる放電によりプラズマを生成し、プラズマからイオンを引き出して推力を発生する。このプラズマ生成過程に耐久性の弱点があると考えた國中らはマイクロ波と強磁場による電子サイクロトロン共鳴を利用した放電によりプラズマを効率良く生成することに成功した[3]。これはマイクロ波による電界振動と電子サイクロトロン周期が一致する場所で電子を加速し周りの中性ガスに衝突させてプラズマを生成しようという物で、放電方式のイオンエンジンに必要な放電電極と放電用電源が無い。また、國中らはイオンエンジンに不可欠な中和器（イオンを排出するだけでは宇宙機は帯電しイオンの逆流が起こり推力に寄与しない）についてもこの方式を採用することに成功した[4]。こうして旧宇宙科学研究所のイオンエンジン開発グループは、世界に類の無いマイクロ波放電型イオンエンジンを発明し国際特許を取得した。図３に、小惑星探査機MUSES-C（後の「はやぶさ」）に搭載されたマイクロ波放電型イオンエンジンを示す。

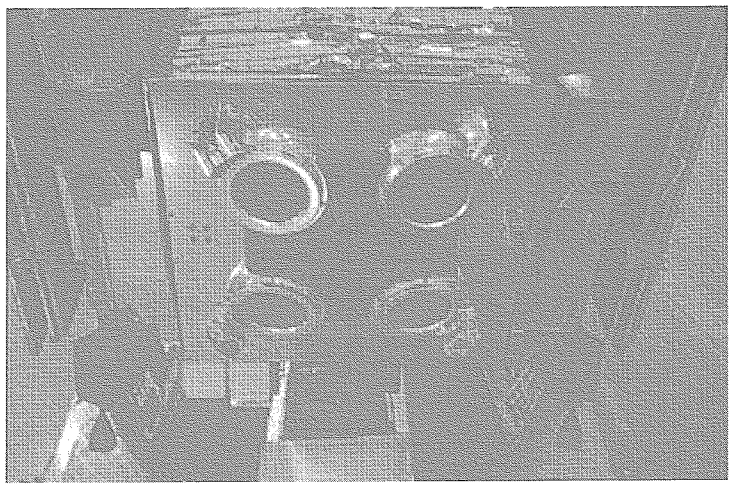


Figure 3. Microwave discharge ion engines onboard MUSES-C.

フライトモデルの開発にあたり、専用の耐久試験設備の設計・運用[5]、推進剤のキセノン充填装置の研究・開発・設計についても電気推進グループが実施した[6]。当初MUSES-C計画の電気推進への要求は、14,000 時間の運用時間であった。その後目的天体の変更もあり、1999 年に 18,000 時間の積算運転を 2003 年には 20,000 時間の積算運転を完了し、イオンエンジンの耐久性に問題の無いことを実証した。電気推進グループはその他にも、サブシステムとしての電磁干渉試験、モリ

This document is provided by JAXA.

ブデン電極に替わる耐久性のよい炭素複合材グリッドの開発・試験、最終的な動作試験として熱真空試験でのプラズマ噴射試験を行なった。小惑星探査機「はやぶさ」は2003年5月9日にM-V型ロケット5号機によって打上げられた。搭載されたイオンエンジンについては参考文献【7】【8】を参照されたい。打上げ時のキセノンガス充填量は66kgであった。「はやぶさ」に搭載されたイオンエンジンの性能評価は実際の発生推力から求めることができた。図4にイオンエンジンの作動履歴と探査機の速度変化の関係を示す。イオンエンジンを作動させることにより探査機の速度増分が現れ、停止により慣性運動に戻ることが判る。この事からエンジン1台当りの推力が8mN、比推力3,200秒、推力電力比23mN/kWであることが判った。これらの数値は地上試験で得られたものと良く合致していた。こうして、打上げ一年後の2004年5月19日に地球高度3,700 kmで地球スイングバイを行い、探査機が太陽から遠くなることによる発生電力制限に対応したイオンエンジンのスロットリング運転・減台数運用を経て、ついに2005年9月12日に目的小惑星「イトカワ」に到着した。図5には「はやぶさ」が打上げられてから小惑星「イトカワ」に到着するまでの期間のイオンエンジン運転状況を示した。

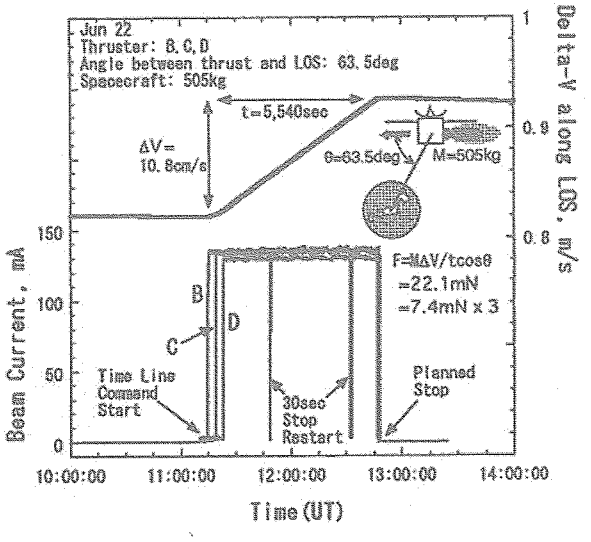


Figure 4. Ion engine operation and spacecraft velocity.

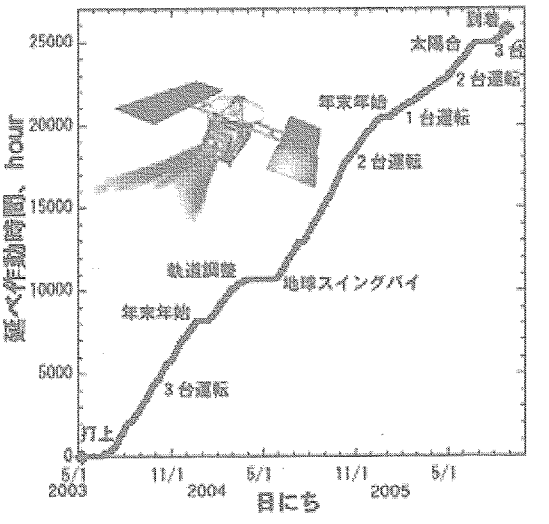
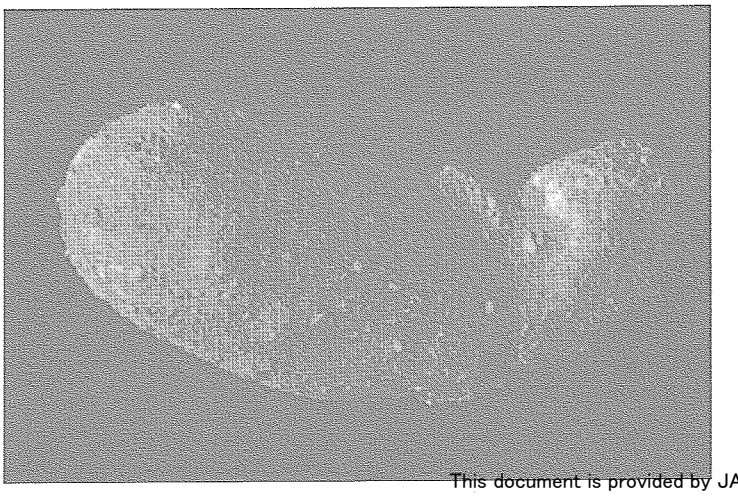


Figure 5. Ion engine operation chronology.

（2）小惑星「イトカワ」

「はやぶさ」の目的地である小惑星「イトカワ」は地球近接天体の一つで、地上からの観測でS型小惑星であることが予想されていた。到着してからの2ヶ月の間、「はやぶさ」は可視光分光撮像カメラ、近赤外線分光器、蛍光X線分光器、レーザー高度計などの観測機器を駆使して深宇宙におけるその場観測を成功させた。図6に代表的な「イトカワ」の撮像写真を示す。可視光分光撮像カメラは「イトカワ」上空から1500枚以上の撮像を行った。撮影された写真から、「イトカワ」の表面はクレーターが少なく「ボルダー」と呼ば



This document is provided by JAXA.

れる多数の岩塊が存在することが明らかになった。近赤外線分光器は８万以上の赤外線スペクトルデーターを取得し、「イトカワ」表面の鉱物組成の解明に貢献した。蛍光Ｘ線分光器は６千以上のＸ線スペクトルデータを取得し、表面元素の解明に貢献した。これらのスペクトル観測から地球に落下する隕石のうち普通コンドライトの中のＬＬコンドライトに分類される隕石と非常に近い組成であることが判明した。レーザー高度計を使って、「イトカワ」の微細な表面状態を求めることができ、探査機の軌道解析から「イトカワ」の質量を推測することが出来た。非常に正確な「イトカワ」の形状も同時に求められたことから、「イトカワ」の密度が 1.9 であることが判明した。このことは世界中の科学者を興奮させるに十分な成果で、すなわち、「イトカワ」が太陽系創成時の天体衝突でできた微小天体の寄せ集めで、がさがさの空隙の天体であると推測できたことである。実際にこのような天体が見つかったのは初めての事だそうだ。今までに得られた観測結果については参考文献の【9】から【11】に詳しい。こうして「はやぶさ」は、4 つの観測機器を駆使して深宇宙におけるその場観測を成功させた。引き続き小惑星「イトカワ」へのタッチダウンおよび表面サンプル採集を行なうべく、2005 年 11 月 9 日に「イトカワ」の高度 70m までの第１回リハーサル降下を行い、最初のターゲットマーカーを投下した。地球から遠く離れた宇宙にあって日本の探査機がこのような難しい作業を行なうことは初めてであった。最初のマーカーは「イトカワ」表面に届けることは出来なかったが、沢山の知見と運用チームに自信を与えた。11 月 12 日には高度 55m までの２回目のリハーサル降下を行ない、探査ロボット「ミネルバ」を投下した。タイミング悪く「はやぶさ」が危険を察知して緊急離脱したため、「ミネルバ」は「イトカワ」表面を飛び跳ねることは出来なかったが、宇宙で「はやぶさ」の写真を撮影すること、「はやぶさ」と通信すること、その場の温度を計測することなどに成功した。11 月 20 日には高度 40m から２個目のターゲットマーカーを投てきすることに成功し、第１回目のタッチダウンが行われた。着陸地点には「ミューゼスの海」と名付けられた岩の無い平坦地が選ばれタッチダウンに成功した。後の解析によれば、このとき「はやぶさ」は「イトカワ」表面におよそ 30 分間停留した。11 月 26 日には第２回目のタッチダウンが行われた。表面サンプル採集のための弾丸発射は確認できていないが、第１回タッチダウン時にサンプラーホーンが巻き上げた表面物質を採集した可能性があるものと期待されている。後の解析によれば、第２回目のタッチダウン直後から RCS の燃料漏えいが起こったと推測された。このため、11 月 28 日には通信が途絶え、29 日に低利得アンテナでリンクを確立できた。このとき既に２つのリアクションホイールと RCS 機能を喪失していた運用チームは、イオンエンジンのキセノンガスによる姿勢制御方式を考案し、姿勢回復が試みられた。この姿勢制御方式を図７に示す。12 月８日、探査機内部に凍着した RCS 燃料の気化による物と思われる大きな姿勢外乱により再び通信不能

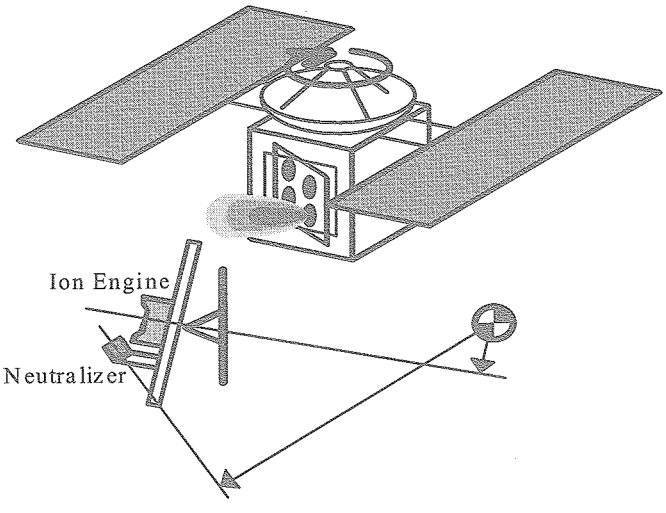


Figure 6. Photograph of Asteroid Itokawa.

This document is provided by JAXA.

に陥り、救出運用が始まった。2006年1月23日、「はやぶさ」からの通信ビーコンを再び受信することに成功し、キセノンガスによる姿勢制御を行なって3月上旬に地球指向を完了した。5月にはイオンエンジンの試運転も終え、0.2 rpm（周期約5分）のスピンレートで安定して待機軌道にある。2007年春から再びイオンエンジンの帰路運用を行ない、2010年6月の地球帰還を目指す。

Figure 7. Xenon gas-jet for attitude control.

3．成果概要とまとめ

1節で紹介した「小惑星サンプルリターン小研究会」が掲げた将来研究の5指針は見事なまでにほぼ完遂しているといって良いだろう。2節、研究概要で記述したように、小惑星探査機「はやぶさ」計画そのものは、まだ完遂していない。非常な困難はあるがプロジェクト関係者一丸となって、2010年6月の地球帰還を目指す。再突入カプセルの切り離し・回収を経て小惑星「イトカワ」表面サンプルの入手が期待されている。さらに、出来るだけ早い時期に炭素成分組織があると考えられているC型小惑星からのサンプルリターン計画が行なわれようとしている。また、世界にも優秀なエンジンであることを証明したJAXAのイオンエンジンが、科学探査機のみならず実用衛星にも有用であることから、適宜搭載候補とならんことを期待する。

【参考文献】

【1】 宇宙科学研究所発行「小惑星サンプルリターン小研究会」論文集、1985年9月

【2】 宇宙科学研究所小惑星探査ワーキンググループ発行「小惑星サンプルリターン計画書」、1994年3月

【3】 Kuninaka H. and Satori S., 'Development and Demonstration of a Cathode-less Electron Cyclotron Resonance Ion Thruster', J. Propulsion and Power, Vol.14, pp1022-1026, 1998.

【4】 Kuninaka H., Miyoshi H., Kuriki K., Horiuchi Y. and Iida H., 'Microwave Ion Engine Integrated Neutralizer', AIAA 90-2627, 21st International Electric Propulsion Conference, Colorado, 1990.

【5】 船木一幸、國中均、「マイクロ波放電式イオンエンジン用耐久試験装置の開発」、日本航空宇宙学会誌、Vol.47, pp411-418, 1999年

【6】 Y. Shimizu, H. Kuninaka and K. Toki, "Xenon Loading Device for MUSES-C Ion Engine System", IEPC 99-056, International Electric Propulsion Conference, kitakyushu, October 1999.

【7】 國中均、西山和孝、清水幸夫、都木恭一郎、川口淳一郎、上杉邦憲 「小惑星探査機「はやぶさ」搭載マイクロ波放電式イオンエンジンの初期運用、日本航空宇宙学会論文集 Vol.52, No.602, pp129-pp134, 2004年3月

【8】 國中均、堀内泰男、西山和孝、船木一幸、清水幸夫、山田哲哉、「はやぶさ」搭載マイクロ波放電型イオンエンジン」、日本航空宇宙学会論文集 Vol.53, No.618, pp203-pp210, 2005年7月

【9】 Science、2006年6月2日号、「はやぶさ」特集

【10】 Abstract for 2nd International Hayabusa Symposium, Univ. of Tokyo, July 12-14, 2006

This document is provided by JAXA.

【１１】　JAXA宇宙研ホームページ、http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/hayabusa/today.shtm

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

2．宇宙実証

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

「れいめい」の軌道上成果と今後の小型高機能衛星

○　齋藤宏文,中村正人,吉原圭介（宇宙航空研究開発機構）,
北出賢二（NEC 東芝スペース）,安光亮一郎（三菱電機）

Hirobumi Saito, Masato Nakamura, Keisuke Yoshihara (JAXA),
Kenji Kitade (NEC Toshiba Space System), Ryoichiro Ysumitsu (Mitsubishi Electric Corporation)

Key Words: Small Satellite, Standard Satellite Bus

Abstract

Japan Aerospace Exploration Agency has a plan to develop small satellite standard bus for various scientific mission and disaster monitoring missions. The satellite bus is a class of 200-400 Kg mass with three-axis control capability of 0.02° accuracy. This paper describes the characteristics of the small satellite standard bus, comparing with overseas examples.

1．はじめに

宇宙航空研究開発機構では、従来の中型大型衛星を用いた実利用、技術実証や科学観測ミッションに加えて、200-400 kgの小型衛星を用いたさまざまな科学観測ミッションや災害監視ミッションを実施していく計画である。小型ミッションの持つ短い開発期間や低コストで特徴をさらに活用するために、多目的の小型ミッションを対象とした小型3軸衛星標準バスを開発する。

本稿では2005年に打上げられた小型3軸の衛星INDEXの概要、小型衛星の需要、その打上げ手法、海外の動向を紹介し、標準バスの構想を紹介する。

2.　小型3軸衛星ＩＮＤＥＸの概要

わが国の近代的な小型３軸衛星としては、ＪＡＸＡ宇宙科学研究本部が開発して、2005年８月に打上げられた小型科学衛星ＩＮＤＥＸ（れいめい）が唯一である。ＩＮＤＥＸ衛星は重量７２ｋｇのオーロラの撮像観測を科学目的とした３軸衛星であり、制御精度として３分角（0.05°）を定常的に達成している。ホイール１台、磁気トルカー3台、３軸ＦＯＧ，スタートラッカーなどを搭載して本格的な３軸姿勢機能を実現し、打ち上げ後１年経過した2006年９月現在でも軌道上でオーロラ観測に供されている[1,2]。開発期間は3.5年、開発コストは約４億円であり、ＪＡＸＡ職員の人件費を加えると推定約７億円の開発費である。図１にＩＮＤＥＸ衛星の外形を示す。ペイロード重量は、約11ｋｇに制限されており、特にペイロード収納容積に限りがある。次のステップとして、広範な需要に対応するためには、小型衛星の持つ低コスト、短期開発というメリットは残しつつ、重量200-400 kgの小型衛星標準バスを今後開発する方針である。

3. 小型３軸衛星バスの需要

3-1.　災害監視

従来の地球観測や災害監視衛星では、高い空間分解能を持つ大型の光学センサーやSARセンサーを搭載した 2-4ｔの大型衛星を用いている。少数の大型衛星による観測システムでは、軌道の回帰日数が長くなり、同一地点の観測間隔が10日程度となってしまう。

これを改善する手段としては、多数の小型監視衛星を打上げて観測間隔を短縮する方法がある。海外では既に100-200 kg級の衛星に口径20 cmの光学望遠鏡を搭載し、2.8m分解能の画像を取得して

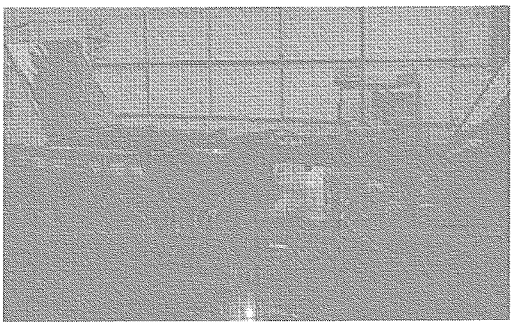


図1. INDEX 衛星の外観

This document is provided by JAXA.

いる例もある。JAXAにおいても、防災コンステレーション衛星という構想等が検討されている。

3-2. 小型科学衛星

各大学からJAXA宇宙研に応募があった小型衛星を用いた理工学ミッションの24個の提案の中から、代表的なものを表1にまとめた。このうち12個の観測衛星等では、重量10-80ｋｇ、電力３０－１２０W程度の小型ペイロードで十分ある。４個を占めるX線天文観測では、重量130-150ｋｇ、電力200-600Wの中型のペイロードが必要になる。５個を占める工学実験衛星では月着陸などのような特異性が強いミッションである。姿勢制御様式については、スピン衛星は３ミッションである。その他３軸衛星を必要とし、姿勢制御精度は最高でも１分角（0.016°）程度である。軌道については、LEO極軌道が３（いずれも太陽同期軌道は不要である)、放射線帯を避けたいX線天文ミッションで傾斜角が0-31度のＬＥＯを必要とするものが８、ＧＴＯなど超楕円軌道が４、地球脱出軌道が４ある。

４．　２００－４００ｋｇ級小型衛星の打ち上げ

本提案の小型衛星の打ち上げは、極軌道やＧＴＯ軌道など実用衛星が数多く打ち上げられている軌道に対しては、検討中のＨ２Ａの200-500 kg級副次打ち上げを考えるのが合理的である。

地球脱出軌道、軌道傾斜角0-31度などの需要の少ない軌道を必要とするミッションでは、開発予定の小型ロケットを利用する。ただし、小型衛星では大きな軌道変更機能を持つ推進系を搭載しない事が適切であり世界的潮流でもある。最終観測軌道までロケットが衛星を輸送してくれる事が必須条件となる。

上記のいずれもが整備できない場合には、世界市場に出回っている小型衛星打ち上げロケットの利用を検討したい。海外での打ち上げコストの標準は、10-15億円程度である。

5. 海外の小型３軸衛星バス

5-1　ＳＳＴＬの災害監視衛星ＤＭＣバス

DMC(Disaster Monitoring Constellation)プロジェクトは、イギリスのSSTLが2002年ごろから推進している複数の３軸衛星による災害監視プロジェクトであり、同一軌道面内に配置された衛星群により、赤道域において同一地点を24時間以内に光学観測を可能とするシステムを構築している。

DMCの各衛星は、SSTLのMicrosat-100バスを基本としたプラットフォームを用いて開発されているが、最新型ともいえるTOPSATは質量約130kgであり、空間分可能2.8mのパンクロバンドイメージャーを搭載している。図２にそのBeijin-1の外観を示す。同様な軌道上に多数配置される災害監視ミッションであるので、いずれも衛星形状まで共通であり、ボディーマウントの太陽パネルを持つ。姿勢制御精度は0.1deg以下に達する。標準的なＤＭＣ衛星のコストは、約１０Ｍユーロ（＄１３Ｍ）である。

5-2　多彩なミッションに対応するＣＮＥＳの小型衛星バスMyriade

MyriadeはCNESによる宇宙科学、地球観測、等の多目的の標準バスである。図３にMyriadeバスを用いたPARASOL衛星の外観を示す。Myriadeの開発においては、CNESスタッフのインハウス作業により衛星の設計作業が進められ製

表１　提案されている小型理工学衛星の参考例

衛星名	計画内容**	軌道	PI PI重量（Kg）	姿勢要求
γ線バースト	γ線バースト(b)	LEO(31°)	45	３軸／数分角/慣性
DIOS	高温銀河間ガス(b)	LEO(31°)	200	３軸／１分角/慣性
Polaris	X線偏光観測(b)	LEO(31°)	145	３軸／１分角/慣性
TOPS	惑星望遠鏡(c)	LEO(極)	70	３軸／１分角/慣性
MTI衛星	超高層大気撮像(a)	GTO等	20	３軸／地球
GOAL	大気化学・雷(a)	GSO	35	３軸／１分角/地球
ERG	放射線帯探査(d)	GTO(10°)	29	スピン／太陽指向
雷雲	雷観測(a)	LEO(極)	60	３軸／数分角/地球
月小型着陸機	月着陸技術	GTO(月遷移)	300wet*	３軸／数分角/地球
ソーラセイル	ソーラセイル	地球脱出	400wet	スピン
磁気セイル	磁気セイル	超長楕円	150wet	３軸

*wetとついている重量は、衛星のwet mass。　**(a)～(d)は6-2参照。

This document is provided by JAXA.

作は EADS Astrium が担当した。CNES の失敗のリスクを許容する"failure is an option"という"light-sat"設計ポリシ、民生品の利用、先進的なバス技術等の採用が特徴的である。

Myriade バスを利用した衛星としては、電磁環境観測衛星 DEMETER, 雲、エアロゾル観測衛星 PARASOL, 電磁諜報技術試験衛星 ESSAIM-1/2/3/4 が既に軌道上で運用されている。これらの衛星は、それぞれ姿勢制御要求等が異なり、マヌーバ機能の追加、太陽電池パネルの固定化、姿勢制御系の簡略化等のカスタマイズがなされている。Myriade バスが、開発当初より、「高機能のものを、簡略化することとは、低機能のものを後で改良するよりも、簡単であり、トータルで見て cost effective である」という思想で設計されていた。標準的な Myriade バスのみのコストは、約 10M ユーロである。

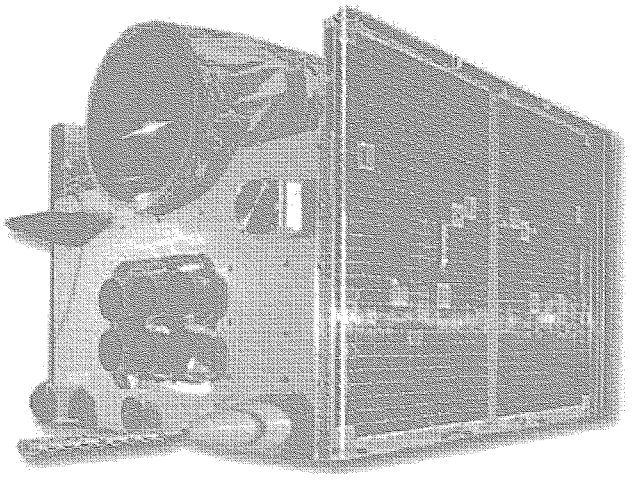


図 2. SSTL の DMC バス（Beijin-1 衛星）

図 3. CNES の Myriade バス（PARASOL 衛星）

5-3　アメリカのＯＲＳ衛星の動向[3]

米国では 2004 年ごろから、必要なときに即時に軍事的局域の撮像情報収集と情報通信を行なう小型衛星の配置を可能とする Operationally Responsive Space（以下、ORS という）計画を推進している。ORS は、小型衛星システム、打上げシステム、地上運用ネットワークシステムを統合した system-of-systems である。アメリカの 1980 年代からの Brilliant Pebbles 計画[4]、NASA 深宇宙探査計画の開発知見等の基に成立しているシステム技術と考えるべきであり、総コストは膨大な額が想定される。ORS の特徴を列挙する。

- 衛星コストは 1 機あたり $ 20M 以下
- 衛星開発期間は 1 年以下
- プラグ&プレイなどを用いた短期開発
- 1 年の設計寿命
  - 打上げ要求があってから 6 日間で準備完了
  - 打上げコストは $ 10M 以下
- 軌道上チェックアウトは 4 時間以内
- 運用は 4 人以下

ＯＲＳプログラムの一部として、TacSat シリーズという一連の衛星がアメリカにて開発されている。ORS での標準衛星バスは、どのメーカーにも適用できる衛星設計・開発基準がその特徴であるといえる。ミッション要求の整理、機器の標準化、モジュラーバス、space wire を用いたプラグ&プレイ等の構成検討、量産型バスのビジネス性について契約手法、コスト評価、などの検討が実施されている。その後に、メーカー選定を含めた生産体制に移行していく。従来の信頼度要求や膨大な文書作成に基づく厳正な宇宙機製造手法について見直しが行なわれると予測される。

このような体系的な小型衛星標準バスの開発のアプローチは、軍事大国アメリカならではできることであり、日本では、ORS を参考にしつつも別のアプローチが必要である。

表 2 に、ＩＮＤＥＸ及び海外の 3 軸衛星標準バスの特徴をまとめた。あわせて、本稿で提案する標準バスについても記載した。

6．小型 3 軸衛星標準バス

6－1　衛星標準バスの考え方と標準化の階層

This document is provided by JAXA.

SSTL のように災害監視光学観測などのミッションが多数ある場合には、その軌道のローカルタイムや必要な電力に最適化した標準バスを開発することが望ましい。しかし、現在のＪＡＸＡではほぼ同一仕様の小型衛星を多数打ち上げるミッションは想定されていない。現時点では、災害監視ミッションからＸ線天文観測ミッション、中層大気観測ミッションなどのさまざまなミッションを対象とする標準バスを考える。将来のミッションの要求する性能を包絡できる高機能な衛星仕様を標準バスに採用する。それらの機能は、モジュール化、インターフェースの plug-and-play 化によって、各ミッションに不要なものは用意に削減できるようにする。個別な最適設計の場合よりは、重量は多少増加するが、この規模の衛星打上げではロケットの能力に余剰が大きいので、大きな問題にはならない。

特に、標準バスを利用する場合には、バス機器についてはＰＭフェーズを原則としては省略できるので、開発期間の短縮に効果が大きい。

標準化の内容としては、以下のような階層レベルを考える。

① 衛星開発手法の階層の標準化：衛星開発手法、搭載・地上ソフトウェア装置のモジュール化などの考え方の標準化。
② 電気的、機械的、熱的インターフェース階層の標準化：電源や信号線の plug-and-play 化、構造パネルの機器とりつけ方式の plug-and-play 化等。
③ 搭載する機器の可能な範囲での標準化。
④ 衛星形態、配置の標準化。

①、②は、すべての小型衛星ミッションに対して適応させて、その効果を享受できるものであり、アメリカのＯＲＳでの活動もここに主眼がおかれている。一方、③、④は、これから逸脱するミッションもある標準化であり、ある意味で個別性の強い階層の標準化といえる。

6-2. 衛星形態の標準化

３章に紹介したミッションのうち、深宇宙ミッションなどで大規模な推進系を搭載する等の特異な衛星形態を必要とするものが５個あり、これを除くミッションをカバーできる衛星形態を検討した。特異な衛星形態を必要とするミッションでも、上記標準化①－③は適用可能である。

衛星形態を決める際に重要な特質として、視野方向（地球指向か、慣性空間指向か）、および、視野方向と太陽方向の角度が重要であり、次の(a)～(b)が考えられる。（表１参照）

(a)地球方向を視野方向とするミッション。地球指向で回転パドル、

(b)慣性空間に固定された天体を観測する天文ミッション。季節ごとに観測する天体を切り替える。慣性空間指向で固定パドル。

(c)地球周回軌道から惑星を観測するミッション。惑星は黄道面を公転運動によって移動する。慣性空間指向で回転パドル。

(d)太陽指向のスピン衛星。標準３軸バスより３軸機能を除く。太陽指向固定パドル。

これらのグループの衛星形態を、軌道上の模式図として図４に示した。

衛星の機器配置の例を図５に示す。ロケット結合部に直結した１階フロアにバス機器を搭載し、２階フロアにミッション機器を搭載する形態をとる。１軸回転パドルを標準として、(b)、(d)に対しては固定パドルに簡略化させる。衛星組み立ての容易さ、組み立て後の機器への接近の容易さを考慮して、ローマ数字のⅡ字型構造を提案する。２

表２　小型３軸衛星と標準バス

衛星（バス） （メーカ・機関）	ミッション	衛星重量kg (PI 重量)	寸法cm³	姿勢精度	通信	コスト US$M
INDEX (ISAS/JAXA)	オーロラ観測 衛星技術実証	72 (11)	60×70×50	0.05°	S (136kbps)	6*
Micro-100 (SSTL)	災害観測バス (2.8m 分解能)	100-160 (20-40)	60×60×60	0.1-0.02° 0.005° /s	S (8Mbps)	13
Myriade (CNES)	多目的バス 科学、地球観測	100-130 (60max)	60×60×80	0.02° 0.02° /s	S (60 k bps) X (80Mbps)	13
TacSat3 (米 ORS 標準バス)	軍事偵察・通信	340 (160)	130φ×71		274Mbps	＜20
JAXA 小型標準バス	多目的バス 科学、地球観測	200-400 (30-200)	100×100× 100	0.02°	X (4Mbps) X (80Mbps)	20 （目標）

*JAXA 人件費＄3M こみ

This document is provided by JAXA.

階フロアに重量の大きなミッション機器も搭載できるよう構造は十分剛性を高める。１階と２階の間には、制振部材を挿入することも考える。熱的には１，２階は断熱として独立に熱設計できるようにする。

６－３　開発期間短縮とコスト削減

一般的な衛星では、ＰＭ開発に２年、ＦＭ開発に２年、総合試験に１年をかけて、合計５年で開発する。ミッション機器は、事前にＰＭ開発を別個に各ミッショングループにて完了させているという前提が成立できれば、衛星標準バス方式ではＰＭ開発を省略でき、衛星計画スタートから３年で打ち上げられる。

現在の科学衛星（予算規模約１２０億円、地球周回軌道）の衛星開発コストの内容を表３に示す。現状の科学衛星では衛星形態はミッションごとに最適化設計を行っている。この場合のコストを100としている。

これに標準バスを採用するとどの程度のコスト削減が図られるか検討する。ケース１では、標準バスは用いるものの FM 機器コストは変化させないケースであり、ＰＭ試作、設計経費の大半、ＦＭ試験経費の一部が省略できる。MTM・TTM 試験はミッション機器の特性によって省略できる場合もある。ケース１ではコストは 79 になる。

これ以上のコスト削減を行うには、約４３%を占めるＦＭ機器の考え方に踏み込む必要がある。以

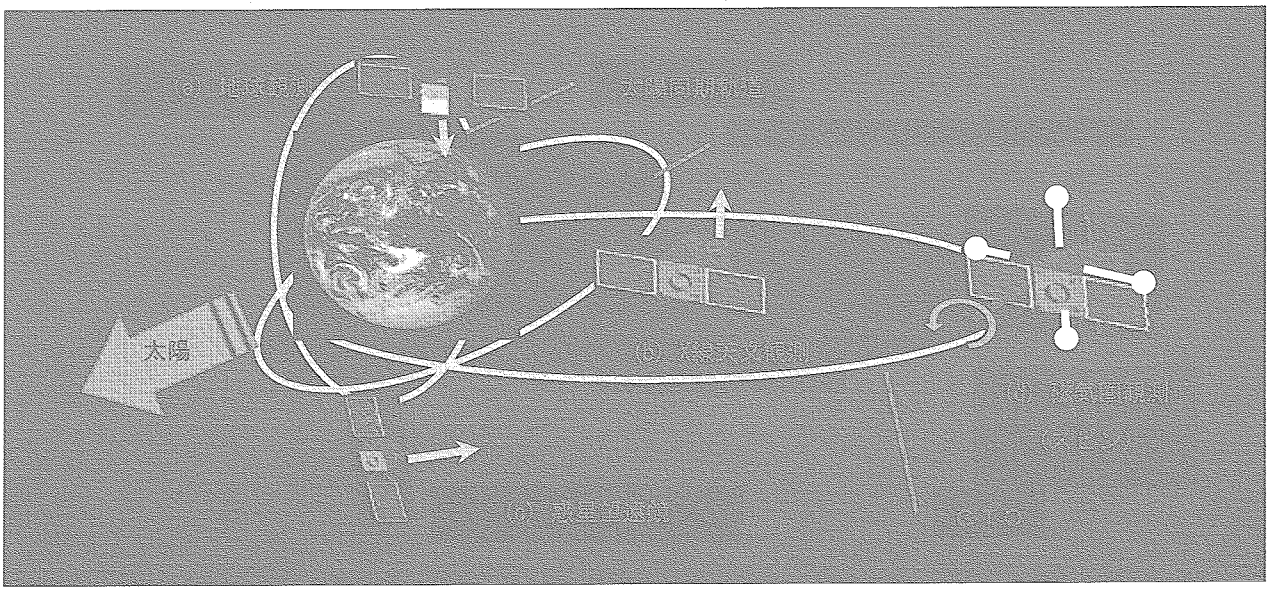


図 4. 小型３軸衛星標準バスをさまざまなミッションに適用させた軌道上図。

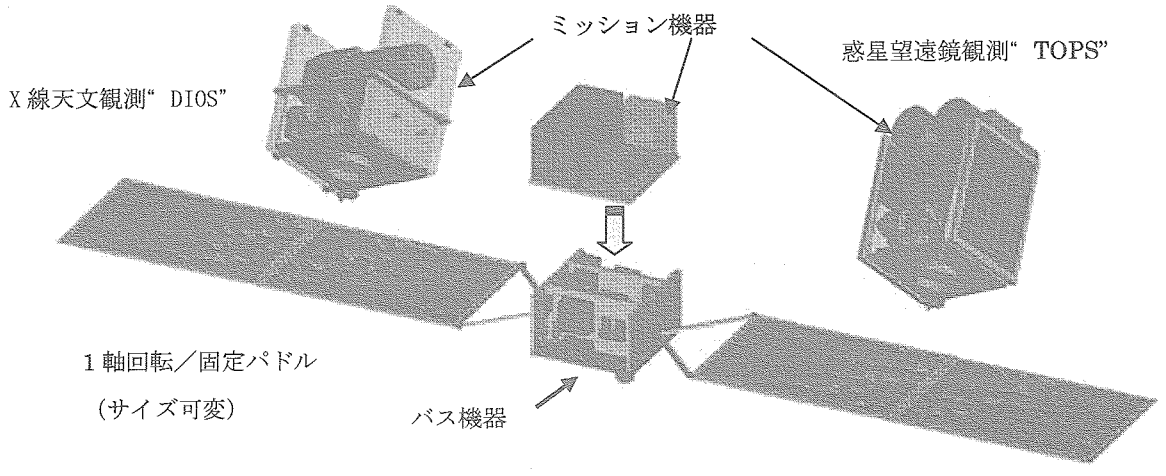


図 5. 小型３軸衛星標準バスの形態。DIOS ミッションと TOPS ミッションの例

This document is provided by JAXA.

表 3. 科学衛星のコスト内訳と標準バスを用いた場合のコスト予想

	科学衛星現状	標準バスケース 1	標準バスケース 2
ミッション系	27	27	20
バス系			
設計・管理	7	3	3
PM 部分試作	5	0	0
MTM, TTM	5	0	0
FM 機器	43	43	30
FM 試験	9	4	4
地上系	4	2	2
合計	100	79	59

下の手法を取入れたものとしてケース 2 を表 3 に示す。総コストは 59 になると試算される。

①システムのモジュール化、インターフェース標準化：

衛星システムのモジュール化や、plug and play 等の考え方は衛星開発の期間短縮やトラブル発生の回避、機能追加や削減に非常に有効であり、採用する。コスト効果は評価しにくい。

②搭載装置数の削減：

搭載機器の装置数を削減することはコスト削減に非常に大きな効果がある。衛星システム構成に再検討を加えて機能の統合・再編を行い、汎用な電気装置の上に実装したソフトウェアによって衛星機能を実現する。ソフトウェアのコストは、現状コストの 2-3%であり、費用対効果が大きい。

③搭載装置の同時複数発注製造：

標準バスの特性を活かして、同時に複数のＦＭ機器を発注製造する。民生市場の大量発注とは異なり、１０台以下の衛星機器の量産効果がどの程度であるかは、本プロジェクトにて具体的に評価する必要がある。

④新しい搭載機器の開発手法：

ＩＮＤＥＸ衛星では、海外の新興搭載機器メーカーからの購入や、国内の民間小規模企業と協力して性能対価格比の高い民生品を利用して、搭載機器開発を実施した。磁気トルカー、地磁気センサー、Ｓバンド通信機、データ処理系、電源制御系などでは、機能は従来の科学衛星とは質的には大差はないにもかかわらず、装置コストとしては、ほぼ 1/10 である。環境試験、ランニング試験などの地上検証試験は万全に行なって性能と信頼性を確認した後に搭載して、軌道上１年を経てもすべての搭載機器は正常に動作している。但し、伝統的な宇宙コミュニテイーからは、装置信頼感の点で抵抗が大きいのが現状である。

FM 機器のコスト削減には、宇宙コミュニティーに受入れられやすい①－③は必ず実施し、このコスト低減効果を見極めつつ、④は宇宙コミニュティーが懸念する「信頼感」に配慮しつつ進める方針とする。

6. おわりに

宇宙航空研究開発機構が開発に着手した、宇宙科学ミッションや災害監視等を対象とした多目的の 200-400 kg重量の小型 3 軸衛星標準バスの概要を紹介した。2006 年度に概念検討を完成させ、2007 年から開発着手して、2011 年に第 1 号を打上げ予定である。

参考文献

[1] H. Saito et al., “An Overview and Initial In – Orbit Status of “INDEX” Satellite,” International Conference on Space Technology and Science, ISTS 2006 – Keynote – 04v, 2006, Kanazawa, Japan.

[2] 第 50 回宇宙科学連合講演会,1H06 – 1H11, 2006, 11 北九州.

[3] 2nd OPERATIONALLY RESPONSIVE SPACE AYMPOSIUM (20th Annual AIAA / USU Conference on Small Satellites, Additional Meeting), Logan, Utah, August 2006.

[4] 齋藤宏文,“ アメリカの小型衛星開発の動向”, 日本ロケット協会モノグラフ JRS-M-1, 1995.

This document is provided by JAXA.

小型実証衛星Ⅰ型の研究開発

Research and Development of Small Demonstration Satellite

宇宙実証研究共同センター　○中村 揚介、平子 敬一、橋本 英一

Space-technology Demonstration Research Center

○Yosuke Nakamura, Keiichi Hirako, Hidekazu Hashimoto

Abstract

The Space-technology Demonstration Research Center (SDRC) of JAXA has been studying the small satellites since 1998. The circumstances surrounding the small satellite project have changed since the launch of our first satellite, MicroLabSat, in 2002. Initiated in 2006, the Small Demonstration-Satellite program provides a useful platform for newly developed components of large operational satellites and for advanced space-mission technology. This paper describes the program strategy and introduces the development status of its first satellite.

1．はじめに

宇宙実証研究共同センターでは，小型衛星及び搭載機器小型化の研究開発を進めている．2002 年 12 月に H-IIA ロケット 4 号機のピギーバック衛星として打ち上げられた“μ-LabSat”は，民生技術を活用したスピンバスの 50kg 級小型衛星であり，SELENE リレー衛星分離機構の実証や，東大，旧 NAL，旧 CRL（現 NICT）と連携した遠隔検査技術の実証実験を行った．また，JAXA 若手職員が実際に開発・試験・運用作業に携わり，衛星システム技術の獲得・継承に大いに役に立った．その後，2003 年からは，高機能三軸バス技術の獲得を目的として，μ-LabSatII の研究開発を始めた．また，2004 年より，μ-LabSat で得た技術を東大阪宇宙開発協同組合へ技術移転する活動も行っている．

一方，JAXA の衛星はロケットの大型化とミッション要求の高度化により，ミッション機器の大型化と複数のミッション機器を相乗りさせることとなり，衛星サイズの大型化が進んだ．大型衛星開発技術は我が国が獲得すべき技術の一つであったが，衛星の打上げ頻度が減少し，新規技術の導入がタイムリーに行えなくなった．また，１つの衛星に複数のミッションを相乗りさせることから，衛星の失敗が複数のミッション不達成をもたらした．近年，ミッションに応じた最適な衛星サイズという考え方から衛星の小規模化が進んでおり，１トン以下の中小型衛星により有用なミッションを実施することが可能になってきた．欧米においては，技術実証の手段あるいは複数の小型衛星による連携ミッションが数多く実施／計画されている．

2．小型実証衛星プログラム

2.1.目的

小型実証衛星（SDS：Small Demonstration Satellite）プログラムは，JAXA の研究開発活動における先端宇宙技術を実証することを目的とするものである．また，本プログラムでは，信頼性向上のための活動の一環として，技術成熟度（TRL：Technical Readiness Level）が 3 から 6 の段階にある宇宙技術を，

This document is provided by JAXA.

宇宙での運用実績のあるレベル（TRL7～8）へ向上させる．このことにより，地上での試験では予見不可能なリスクを洗い出し，次世代の宇宙技術を利用衛星や科学衛星へ適用することを可能とする．技術実証は，タイムリー且つ低コストに実施される必要があるため，衛星打ち上げはピギーバック方式とし，1年に1機程度の，定期的な実証機会の提供を目指している．

搭載するミッションは，衛星技術ロードマップにおける重要性，緊急性の観点から，部品・機器実証，システム・サブシステム実証，及びミッションコンセプト実証レベルより選定することとしている．Fig.1に現在のSDSプログラムの計画を示す．

2.2.SDSプログラムにおける設計基準/標準及び品質管理手法

SDSプログラムでは，衛星を低コスト且つ迅速に実現する手法を研究することも目的の一つであり，小型衛星版の設計基準/標準及び品質管理手法を確立することが急務であると考えている．現在検討している小型衛星版設計基準・標準では，手始めとして，EEE部品選定基準，電気設計基準，機械設計基準，衛星試験標準の制定を目指している．また，小型衛星開発の品質管理手法においては，一部の製造を請け負うメーカに対する信頼性プログラム標準，品質保証プログラム標準，コンフィギュレーション管理標準，及びシステム安全プログラム計画書の効率的な簡素化を目指し，また，各種手順/要領の実効的な活用方法を研究する．これらの基準・標準の制定には，従来のJAXAの基準・標準をベースとしつつ，衛星開発における管理体制の柔軟性，コスト効率に重点を置いたものとしていく予定である．

2.3.衛星開発体制

SDSプログラムにおけるシリーズ衛星の継続的な開発を行うためには，JAXAと国内の中小宇宙関連企業の連携が必須である．JAXAは衛星バス設計及び研究要素部分の開発を担当し，小型衛星開発における根幹技術を確保する．一方で，企業は従来の宇宙技術のノウハウを活かし，主に製造設計に関わる

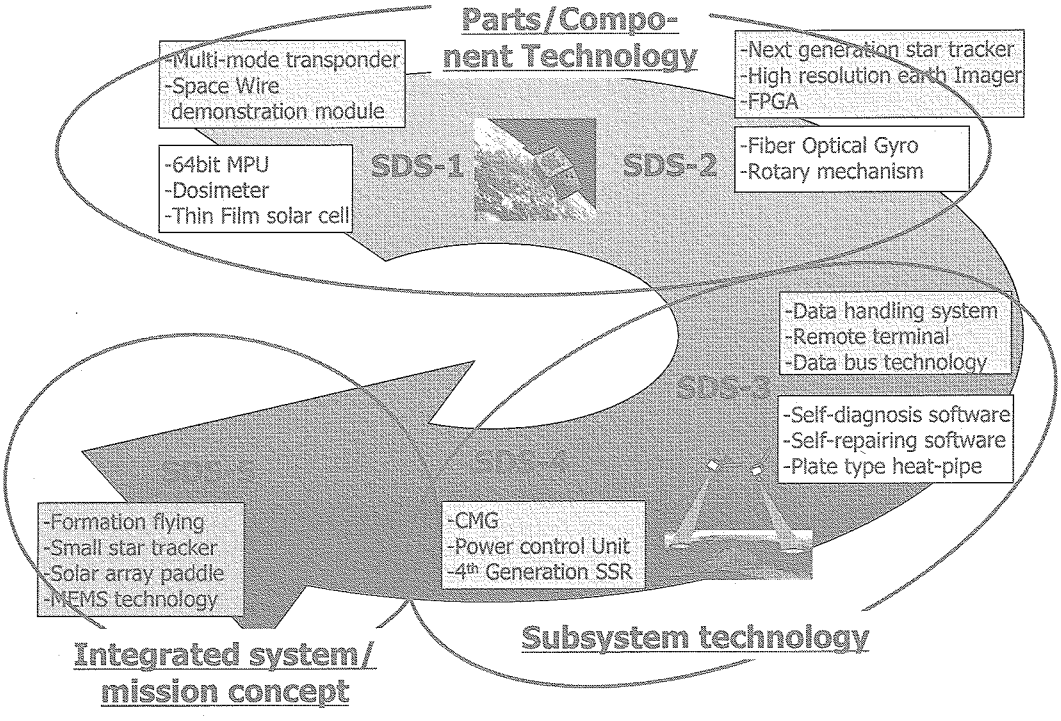


Fig.1 SDS program,

-demonstration from parts/components to integrated system technology-

This document is provided by JAXA.

部分を担当する．搭載機器も国内企業からの調達を基本としているが，一部はコスト効率を考慮して，海外調達も視野に入れている．衛星のシステム試験，打上げ，運用に関しては，全社的なバックアップが必須であり，JAXA が保有するインフラを活用しつつ，頻繁に使用する部分については，小型衛星用として設備の拡充を検討している．

JAXA 内部のコアとなるチームは，コンカレントエンジニアリングを実践するため，効率的に情報を共有化する必要がある．また，人材育成プログラムの一環として，インハウスでの開発により，衛星システム技術の獲得，及び継承を図ることとしている．

3．SDS-I の概念及び基本設計

3.1.衛星の概要

SDS-I は SDS プログラムにおける最初の衛星である．衛星バス部には μ-LabSat で獲得した技術を活用し，またバス部とミッション部を電気的及び機械的に明確に分離して，バス部の開発を先行して進めておくことにより，ミッション提案から打ち上げまでの期間の短縮を狙っている．Fig. 2 に SDS-I の軌道上イメージを示す．また，Table 1 に衛星の主要諸元を示す．

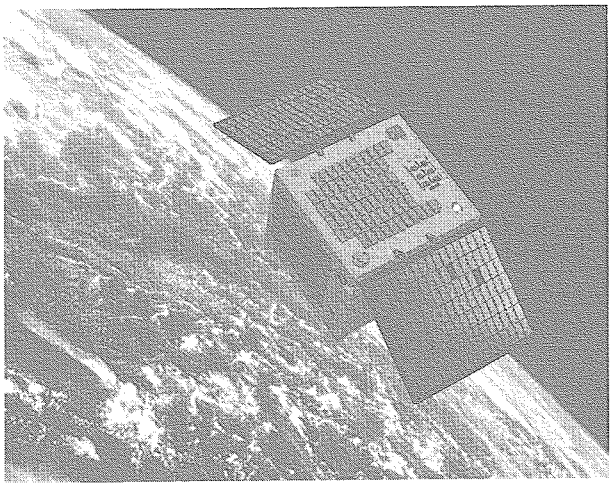


Fig 2 In orbit image of SDS-I

Table 1 Main characteristics of SDS-I

Weight	approx.90 kg
Power	approx.110 W
Size	700 x 700 x 600 mm
Attitude Control	Spin stabilized (nominal) / 3-axis (mission operation)
Communication	S-band : 4kbps(downlink),500bps(uplink)
Orbit	SSO
Launch	As a piggyback payload in 2008

SDS シリーズ衛星のバスは様々なミッションやコンポーネント搭載要求に対応することが要求されている．また，タイムリーな実証を実現するためには，低コスト・短期開発が必須である．さらに高信頼性部品・機器の実証のためには，フライト実証されたバスが必要となる．以下には，これらの要求に対応するため，SDS-I の衛星バスに適用した設計コンセプトを示す．

ミッション要求への柔軟な対応

- 太陽電池パネルの展開角を調整し，ミッションやピギーバック打上げによる投入軌道の変更に伴う電力要求に対応する．
- 定常状態でスピン安定，実験時に必要であれば三軸姿勢も可能とし，実験の範囲を広げる．
- ミッションベイは太陽方向，地球方向，深宇宙方向の全方向に面するよう配置し，観測等の各種ミッション要求に対応する．

This document is provided by JAXA.

クリーンなI/F

- 電力I/Fユニットを独立させ，機器への電力供給要求に対応する．
- 十分な数のシリアルI/Fポートを準備し，搭載機器の増減に対応する．
- 振動や衝撃等の機械環境条件の低減を図る．

継続性のあるバス

- 衛星をミッションベイとバスベイに分割し，バス部の先行開発を可能とする．
- フライト実証されたバス機器を採用し，確実にミッションを遂行する．
- 次世代バスのための先行実験を実施し，将来のSDSシリーズ衛星における高度なミッション要求に対応する．

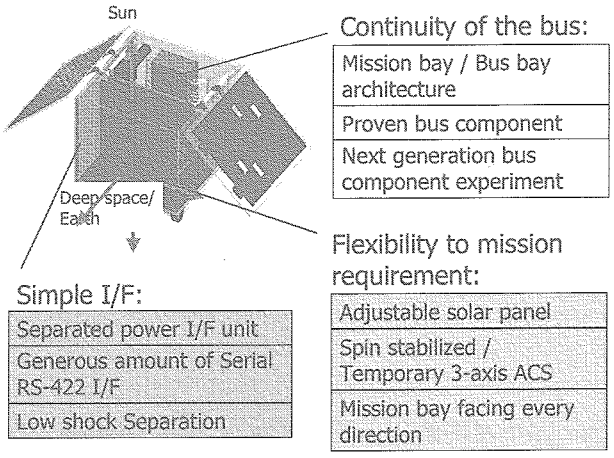


Fig.3 Bus design concept applied in SDS-I

3.2. ミッション

SDS-Iには以下に示す6種類のミッションを搭載する．

マルチモード統合トランスポンダ（MTP）

マルチモード統合トランスポンダは，TT&C（Tracking, Telemetry and Command）の運用性を向上するために下記に示す高機能化を図り，今後の中・小型衛星にも搭載負荷にならないよう，従来のUSBトランスポンダと同規模のリソースに収まるよう小型・軽量化を行う．

- USB機能（従来技術の継承）
- QPSK機能（伝送容量の高速化）
- CDMA機能（干渉回避，複数衛星同時追尾）
- 衛星間通信(SSA)機能（可視範囲の確保）

開発したトランスポンダについては，今後のGCOMや防災コンステレーション実証衛星を始めとする利用本部の衛星に搭載する計画である．

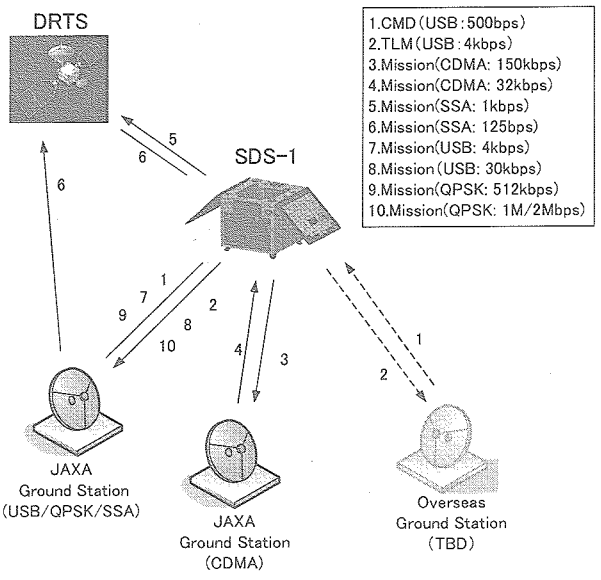


Fig. 4 Transmission link of SDS-I

スペースワイヤ実証モジュール（SWIM）

本実験は，JAXA開発のMIPS CPUをコアとし，SpaceWire規格に基づいたインターフェースを有するSpace CubeIIを中心とし，以下の内容の技術実証実験を行う．

- Space Wire 規格に基づいた次世代データ処理系のコンセプトの実証
- SpaceWire規格を実現するプロトコルチップの実証

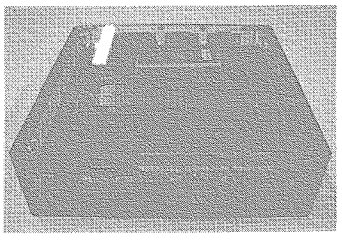


Fig.5 SWIM BBM

This document is provided by JAXA.

- JAXA 開発 MIPS CPU など，宇宙部品実証
- リアルタイム OS T-Kernel 実証
- T-Engine による標準ミドルウェア，アプリケーションの実証
- Space Wire シリアルリンクインターフェース部標準化の実証，およびそれを用い，リモートメモリアクセスコントロールによる超高感度加速度計の動作実証

先端マイクロプロセッサ軌道上実験（AMI）

高機能な宇宙機器システムを構築するための，高性能かつ高信頼性部品の入手が困難になってきた背景を受け，JAXA では，第 1 期重要部品として計算機系および電源系を担うキーデバイスの開発を進め，平成 17 年度末までに MPU, DC/DC コンバータ, パワー MOSFET（DC/DC コンバータ内臓）の QT を完了した．また，高速同期式の大容量 SRAM（バースト SRAM）に関して，最終製品と同等の機能を有する評価サンプルが完成した段階に入った．

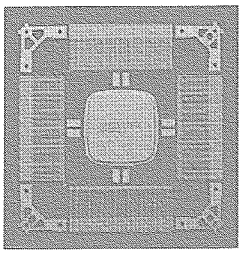


Fig.6 Advanced microprocessor

本コンポーネントでは，これらの部品で構成される高速計算機ボードを構築し，実際に軌道上での高速動作を行う．各部品の機能性能が宇宙放射線環境下でも設計どおり機能することを確認するとともに，200MHz(320MIPS)の高速動作の軌道上実績を蓄積し，将来のプロジェクトに対してデータを提供する．

薄膜太陽電池（TFC）

次世代の宇宙用太陽電池の候補である以下の 2 種類の薄膜太陽電池の軌道上データ取得及び，その実装技術に関する宇宙実証を行う．

- 2 接合高効率薄膜太陽電池
- フレキシブル CIGS 太陽電池

軌道上での電気性能のトレンドデータは，地上試験による性能予測モデルとの相対評価を行う計画である．

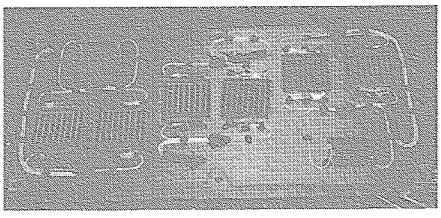


Fig.7 Thin film solar cell experiment

小型放射線センサ（DOS）

半導体素子を使用するミッション機器等の近傍にセンサを設置して，宇宙放射線粒子による宇宙環境の影響（トータルドーズ）を計測する．本 RadFET は，MDS-1（GTO 軌道）にも搭載されたが，今回の SDS-I の運用軌道である低軌道用として，より高感度の RadFET を開発し，搭載するものである．軌道上データは，放射線シールドモデルと比較評価を行い，搭載機器のトータルドーズ耐性データとして提供する．

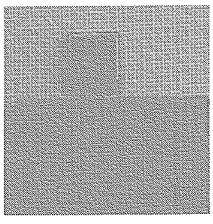


Fig.8 RadFET sensor

次世代小型衛星バス技術実験

本実験は，将来の高度なミッション要求に対応するために必要となる次世代小型衛星バス技術の開発戦略において，優先度の高い機器を選定し，軌道上での実証実験を行うものである．搭載する各機器の概要は以下の通りである．

- 小型 GPS 受信機（GPSR）：

GPS 受信機は車載用 GPS 受信機モジュールをベースに，機器筐体，インターフェース回路，GPS アンテ

This document is provided by JAXA.

ナ，ファームウェア等を宇宙用に改修したものである．民生部品の放射線試験も実施しており，十分な耐性を持つことも確認されている．

・ 小型精太陽センサ（MSS）：

検出素子に民生グレードの CMOS APS（Active Pixel Sensor）を採用した，小型・軽量・低消費電力の太陽センサであり，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．性能としても，小型衛星の姿勢制御系に必要とされるスペックを満たすものとなっている．

・ 次世代モニタカメラ（ACMR）：

次世代モニタカメラは，最新の民生 CMOS 素子を採用しており，適切な光学系と組み合わせることにより，高精細，高地上分解能を狙えるものである．データ処理ボードは，次世代の小型衛星のメイン OBC 候補となるものであり，CMOS 素子と共に軌道上での評価を実施する予定である．

3.3.進捗状況及び今後の計画

Fig.9 に衛星の開発スケジュールを示す．SDS-I の概念設計を 2006 年の 3 月から開始した．その後，搭載ミッションの調整及びミッション要求の抽出を進め，7 月にはシステム要求レビュー会を実施し，衛星システムとしての成立性を確認した．現在，衛星は基本設計フェーズであり，搭載機器の BBM，衛星構体の熱構造モデルの設計，製作を進めている．また，並行して設計基準・標準や，品質マニュアルに基づいた小型衛星開発を意識した品質管理活動の検討も進めており，2007 年 4 月に予定している基本設計レビューまでに活動方針をまとめる予定である．

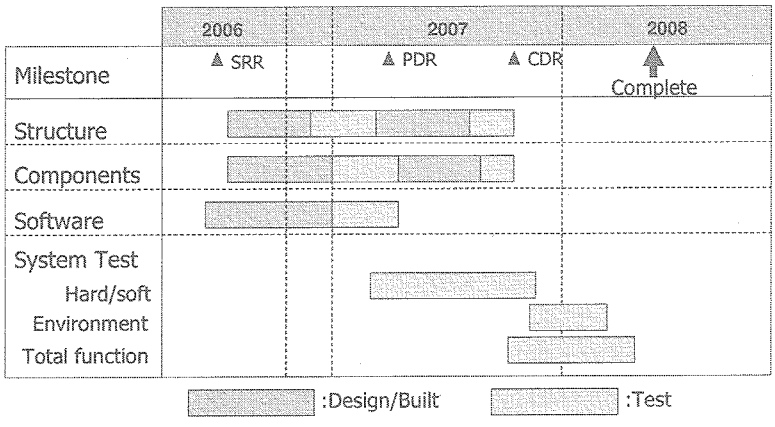


Fig.9 Development schedule for SDS-I

4．まとめ

SDS プログラムは，JAXA の研究開発活動における先端宇宙技術を実証することを目的とするものである．新規技術をタイムリー且つ低コストに実証するためには，衛星開発における管理体制の柔軟性，コスト効率の考慮が必要となる．2006 年 3 月から設計を始めた SDS-I においても，衛星バス部には低コスト，短期開発，継続性のためのアイデアを取り込み，ミッションに先行したバス部の開発を可能としている．

これら SDS プログラムを通じたタイムリーな技術実証及び早い衛星開発サイクルにより，宇宙技術のベースラインが向上し，将来的には，トータルとしての宇宙システムの信頼性向上及びコスト削減につながると考えている．

This document is provided by JAXA.

小型太陽センサの試作試験

Research on the Micro Sun Sensor

宇宙実証研究共同センター
○高山慎一郎，吉原　圭介，橋本英一
Space Technology Demonstration Research Center
Shinichiro Takayama, 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.

1．はじめに

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(Micro Sun Sensor : MSS)の研究を実施している。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)の試作，光学性能試験を実施した。

本稿では，上記の GTM を用いて平成 17 年度に実施した熱真空試験及び振動試験の結果について報告する.

2．小型太陽センサの概要

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 イメージ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 イメージ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 イメージセンサの採用は、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 イメージセンサ、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。

平成 17 年度は地上試験での評価用モデルとして製作した地上試験モデル(Ground Test Model : GTM)を用いて熱真空試験及び振動試験を実施した. なお，熱真空試験は筑波宇宙センター小型衛星試験棟のピギーバック衛星用スペースチャンバを使用し，振動試験は宇宙科学研究本部相模原キャンパスの小型加振機を使用して実施した.

This document is provided by JAXA.

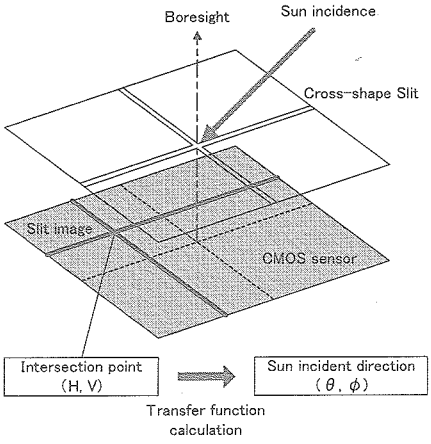


Figure.1 Measurement principle of the MSS

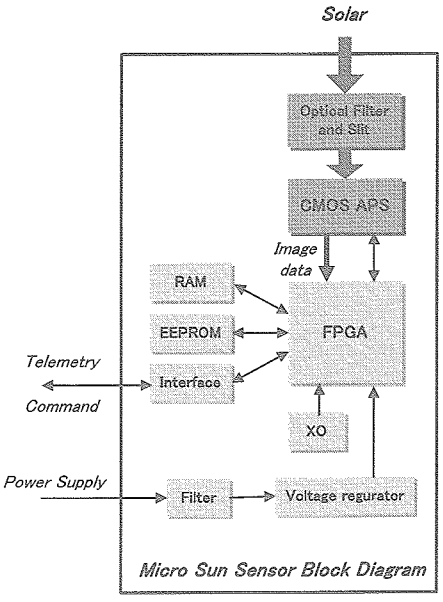


Figure.2 Block diagram of the MSS

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

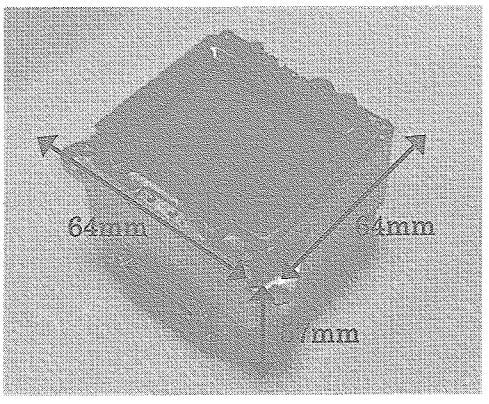


Figure.3 Picture of the MSS GTM

3．成果の概要

3．1　小型太陽センサの熱真空試験

2 項に示したように、本年度は、小型太陽センサ GTM の熱真空試験を実施した。以下に試験の概要と、小型太陽センサ GTM の熱真空試験評価結果についてまとめる。

(1)試験概要

本試験は，GTM の熱真空環境下で規定の温度範囲（-20℃～+50℃）において所定の機能を有する事の確認及び，GTM 筐体内部の熱歪みや真空環境の影響にアライメント変動と光学性能の変化を評価する事を目的として実施した．

Figure.5 に試験コンフィギュレーション外観図(左側:チャンバ内部，右側:チャンバ外部)を示す．試験はチャンバ内部に 1 軸の真空回転ステージと太陽センサを設置し，チャンバ外部には光学定盤上にアライメント装置を有する小型ソーラシミュレータを設置した．尚，試験はチャンバの覗き窓を通して小型ソーラシミュレータより模擬太陽光を照射し，真空回転ステージを駆動する事で，正対方向，+35°，-35° 方向の 3 方向に GTM を向けて

This document is provided by JAXA.

逐次，模擬太陽光とのアライメントをとり，太陽角度データを取得した．駆動方向はGTMの視野方向に対して水平(H軸)及び垂直(V軸)方向であり，H軸試験後にチャンバを大気圧状態に戻し，V軸方向にコンフィギュレーションを変更した後にV軸方向の試験を実施した．なお，各軸ともに規定温度範囲を4サイクル実施した．

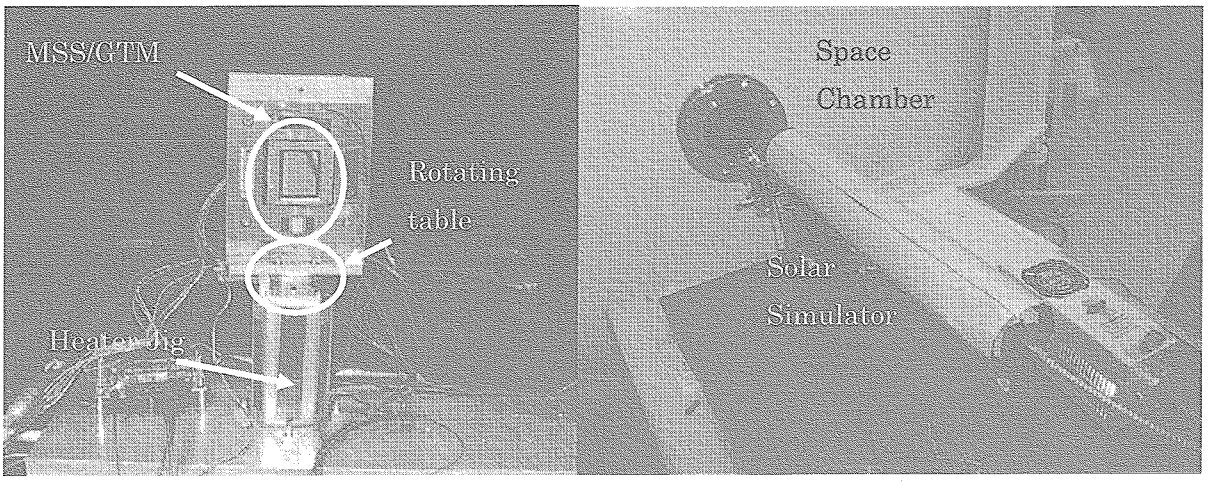


Figure.5 Configuration of Thermal Vacuum Test

(2)試験結果

全ての試験サイクルを終了し，GTM の電気的な機能が損なわれる事が無いことが確認された．尚，試験後に取得データの解析を行ったところ，GTM の光学性能の温度依存性が、設計に基づく予測値より大きいことが判明した。これについては、フライトモデルの設計に反映させることとした．

3．1　小型太陽センサの振動試験

(1)試験概要

GTM の耐機械環境性を確認するため，振動試験を実施した．Figure.6 に振動試験時のコンフィギュレーションを示す．この試験では，GTM の X/Y/Z 各軸方向にそれぞれ正弦波及びランダム加振を印加した．加振条件については，宇宙実証研究共同センターで研究を進めているマイクロラブサット2号機の STM での振動試験により設定された環境条件を使用した(Figure.8)．さらに，加振による光学的な性能変化を把握するため，Figure.7 に示す光学試験設備を使用して評価用データを取得した．

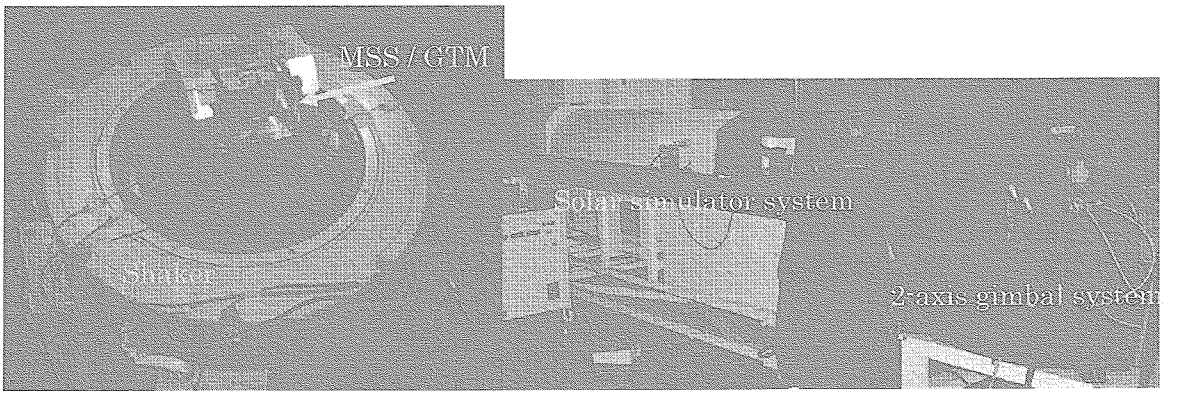


Figure.6 Configuration of Vibration Test

Figure.7 Optical test facility at JAXA/ISAS

This document is provided by JAXA.

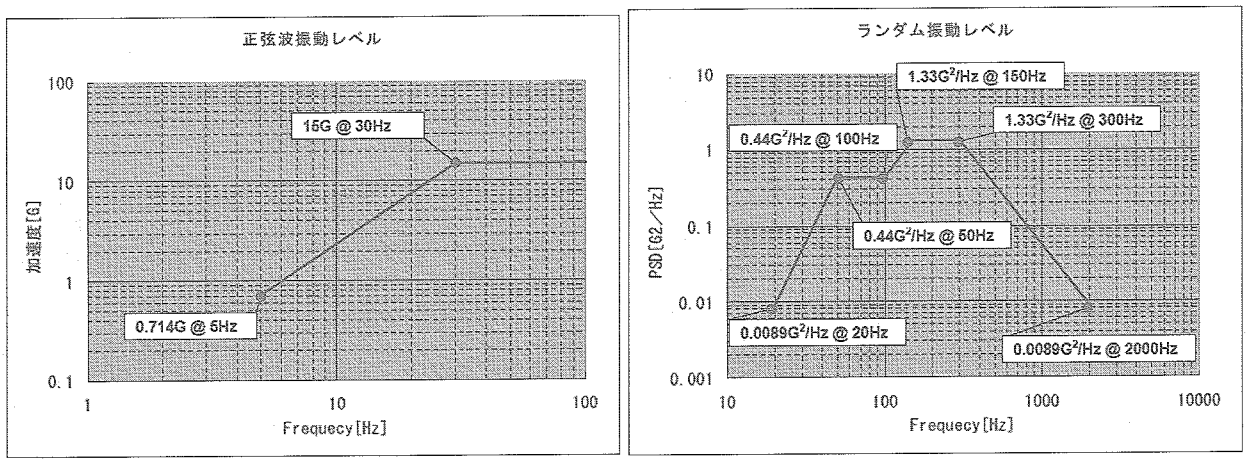


Figure.8 Condition of Vibration Test

(Left : Sinusoidal Vibration Test, Right : Random Vibration Test)

(2) 試験結果

振動試験の結果，全ての加振終了時に ND フィルタの割れ等の外観上の破損は無いことが確認された．また，各加振前後に行った光学性能試験で取得したデータをもとに，性能評価を行った結果を以下にまとめる．

(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.9 に示す。Figure.9 の左側のグラフは、ジン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ニングしたデータである。また、右側のグラフは、逆に、エレベーション方向をスキャニングしたものである。

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、振動試験後においても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、0.1deg(3σ)を達成することができていることを確認した。

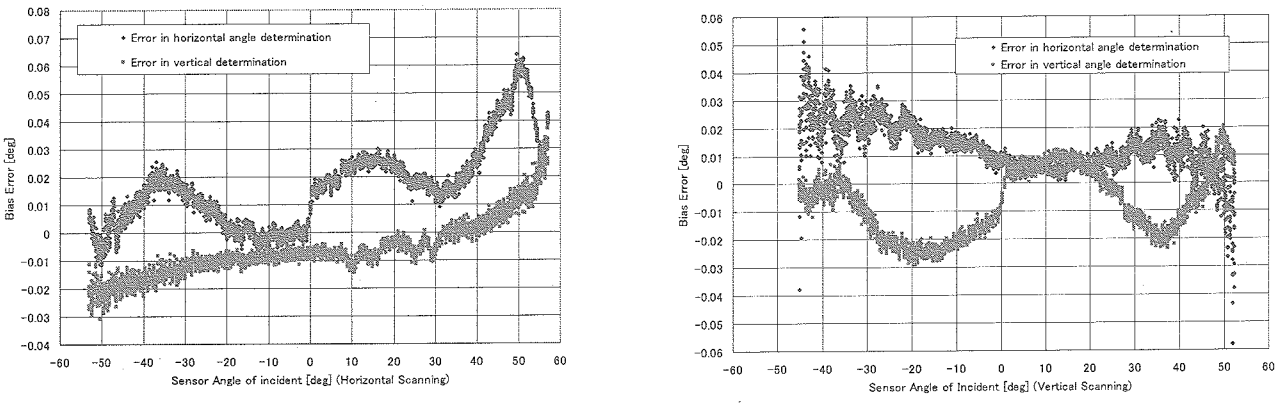


Figure.9 Typical bias error profile of the MSS GTM

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.10 に示す。Figure.9 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ニングしたデータを、右側が太陽センサをエレベーション方向にスキャニングしたデータを示す。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

This document is provided by JAXA.

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、0.01deg(3σ平均値)を達成することができていることを確認した。

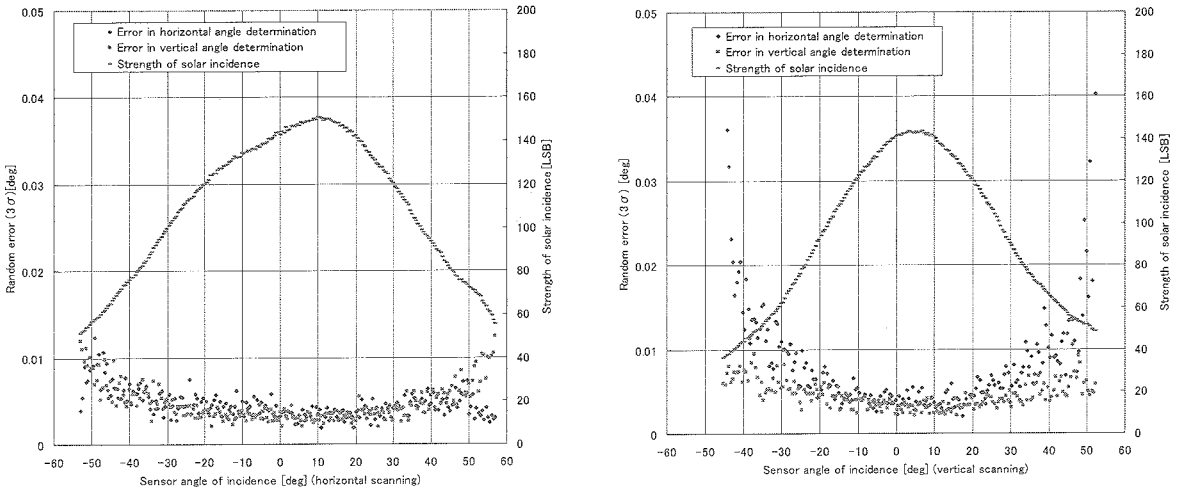


Figure.10 Typical random error profile of the MSS GTM

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。本振動試験前後における光学性能試験の結果, MSS の性能に有意な変化は見られず, 機械的な損傷も一切見られなかった事から, 十分な耐振動性を有していると判断する.

Table.2 Summary of the test results of the MSS

Item	Axis	Pre-test	After-test
Bias Error [deg] (3 σ)	Horizontal	<0.051	<0.069
	Vertical	<0.052	<0.049
Random Error [deg] (3 σ average)	Horizontal	<0.0084	<0.0083
	vertical	<0.0059	<0.0060

4．まとめ

平成１７年度は、小型太陽センサ MSS の地上試験モデル（GTM）を用いて，熱真空試験及び振動試験を実施した．熱真空試験では試験中に電気的な機能が行われる事はなかったが，設計に基づく予想値よりも大きな光学性能の温度特性が確認されたため，フライトモデルの設計に反映する事とする．また，振動試験では，加振前後に機械的な損傷は確認されなかった．また，加振後においても目標性能を満足しており，フライト品の製作に移行可能である事が確認された．平成１８年度は、フライトモデルの製作を行う予定である.

This document is provided by JAXA.

【参考文献】

[1] 斉藤宏文, 廣川英治, 馬越宏太, “小型太陽センサの開発”, 第 47 回宇宙科学連合講演会, 2003

[2] Keisuke Yoshihara, Hidekazu Hashimoto, etc, “Micro Sun Sensor with CMOS Imager for Small Satellite Attitude Control”, 19 Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite

This document is provided by JAXA.

3. 部品・材料・機構

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

宇宙用200MIPS級64ビットMPUの開発

Development of 200MIPS class High-Speed 64bit MPU for space application

総合技術研究本部　部品・材料・機構技術グループ
Electronic, mechanical components and material engineering group,
Institute of Aerospace Technology
新藤 浩之,佐藤 洋平, 久保山 智司, 田村 高志
Hiroyuki Shindo, Yohei Sato, Satoshi Kuboyama, Takashi Tamura

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, QT (Qualification Test) has been successfully completed. In JAXA, the evaluation to apply this MPU to the future system is in progress. Moreover, the demonstration plan of MPU on the satellite orbit is progressing.

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充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PCIやメモリコントローラ、UART等の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おり、これによってボード設計の大幅な簡素化が可能となる。最高動作周波数は200MHzで、MPUの性能を表す指標であるMIPS値（1秒間に100万回の命令を処理する能力を1MIPSと定義）に換算すると、320MIPSの性能を有している。

This document is provided by JAXA.

本年度実施した主要項目を以下に示す。

○ 昨年度に製造したデバイスを用いた開発確認試験（QT）の実施
○ 諸特性評価試験、パッケージ熱抵抗測定、加速寿命試験の実施
○ 軌道上デモンストレーションに向けた評価システムの検討

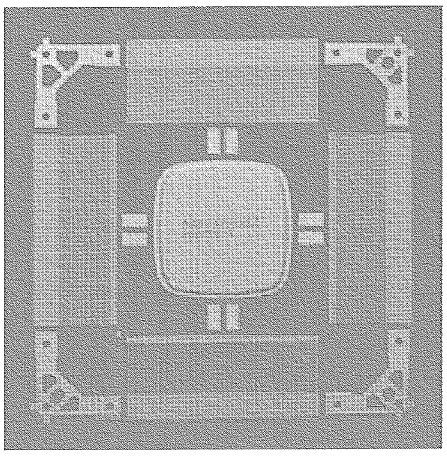


Fig.1 200MIPS class 64bit MPU

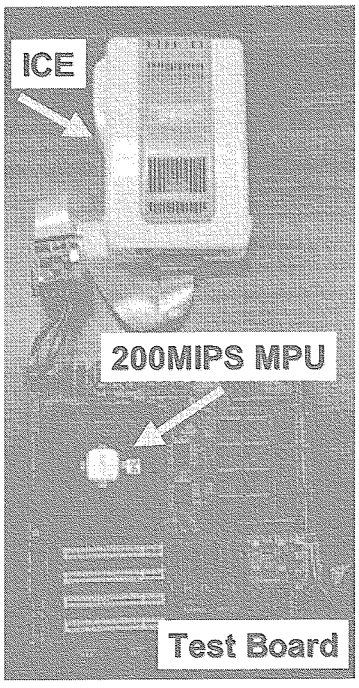


Fig.2 ICE (In-circuit Emulator) and Test board

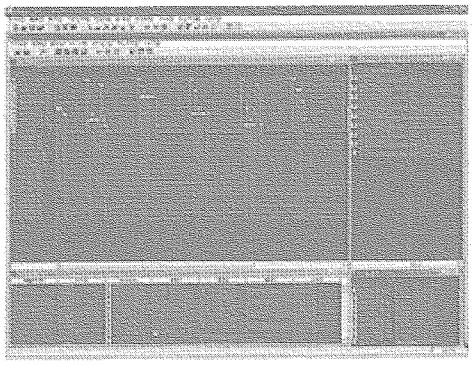


Fig.3 Real-time Operating system for 200MIPS 64bit MPU
*System: eBinder (eSOL)
*Kernel: μITRON 4.0
*Compiler: GCC for MIPS

3．成果の概要

3.1 開発確認試験（QT）の実施

昨年度製造したデバイスを用いて開発確認試験を実施した結果を以下に述べる。

開発確認試験で実施した試験項目と数量を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。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評価済みで問題ないと判断される項目（具体的にはグループB試験全体およびグループC試験のサブグループ2）については、ここでの実施は省略し、これらのデータで置き換えることとした。

スクリーニング試験で選別されたデバイスに対してTable 1に示す各試験を実施した結果、いずれも不良の発生はなく、各試験実施後の電気特性値の変動も規格値に対して十分にマージンがあることを確認した。各特性のサンプル間でのばらつきも平均値の10%以下と小さく、問題ないレベルであることを確認した。また、今回の開発確認試験にて省略した試験項目についても、組立工程で実施する工程内検査結果および昨年度の開発予備試験にて不良の発生はなかったことをすでに確認している。以上の結果より、本MPUの設計、製造ともに問題のないことが確認できた。

This document is provided by JAXA.

Table 1 Test Conditions of QT

Test Group and Sub-Group			Parameters			Number of samples
Group A	Sub-Group 1		Electrical parameters test	Static tests	T_A=25℃	46
	Sub-Group 2				T_A=Max.	
	Sub-Group 3				T_A=Min.	
	Sub-Group 7			Functional tests	T_A=25℃	
	Sub-Group 8				T_A=Max. & Min.	
	Sub-Group 9			Switching tests	T_A=25℃	
	Sub-Group 10				T_A=Max.	
	Sub-Group 11				T_A=Min.	
Group C	Sub-Group 1	1a	Steady state life test			22
		1b	End-point electrical parameters test			
	Sub-Group 3	3a	ESD test			3
		3b	End-point electrical parameters test			
Group D	Sub-Group 1	1a	Thermal shock			15
		1b	Temperature cycling test			
		1c	Moisture resistance			
		1d	Visual inspection			
		1e	End-point electrical parameters test			
	Sub-Group 2	2a	Constant acceleration			15
		2b	Mechanical shock			
		2c	Vibration test			
		2d-1	Hermeticity test (Fine)			
		2d-2	Hermeticity test (Gross)			
		2e	Visual inspection			
		2f	End-point electrical parameters test			
Group E	Sub-Group 1	1a	Total ionizing dose test			6
		1b	End-point electrical parameters test			

3.2諸特性評価試験、パッケージ熱抵抗測定、加速寿命試験の実施

本MPUの特性を評価する目的で、諸特性評価試験（電気特性の評価）およびパッケージの熱抵抗測定を実施した。また、高温バイアスおよび温度サイクルによる加速寿命試験を実施し、本MPUの予想故障率を算出した。ここで取得したデータは、本MPUの適用データシートに記載されることとなる。

諸特性評価試験の項目に関しては、MIL-STD-883および既開発品のNASDA-R4901-IDFPRで実施した諸特性評価試験項目を基に検討を行い、静特性試験、機能試験、スイッチング試験、出力バッファ回路部の特性試験、温度—動作電流特性試験、動作周波数—動作電流特性試験を実施し、これらの結果を適用データシートに記載した。

パッケージの熱抵抗値に関しては、本セラミックパッケージの開発メーカから計算値として0.85[℃/W] が提示されているが、この計算結果の妥当性を確認するために実際に恒温槽を用いて実測を行った。ケース温度、接合部温度、消費電力の実測を行い、これらの関係から熱抵抗値を導出した結果、0.88[℃/W] (σ=0.18)となり、メーカから提示されていた値とよく整合して

This document is provided by JAXA.

いることが確認できた。

加速寿命試験に関して、高温バイアス条件下で1000時間の試験を実施し、この結果から導出された予測故障率をTable 2に示す。予測故障率は<100 FIT程度であることが確認された。

Table 2 Failure rate prediction

Use temp.	Failure rate [FIT]
60℃	12
65℃	18
70℃	25
75℃	36
80℃	50
85℃	69

3.3 軌道上デモンストレーションに向けた評価システムの検討

MPUの軌道上での動作デモンストレーションに向け、本MPUを中心とした計算機ボード実験システムの設計検討を現在進めている。Fig. 4は、SOHLA-1（まいど１号機）への搭載がすでに決まっているMPU評価ボードである。このボードは、リソースの制約から25Mhz動作の仕様となっており、軌道上での動作確認と放射線によるデータ反転や誤動作の発生についてデータ取得を実施する計画である。現在検討中の高速計算機ボード（200MHz動作）構成案をFig. 5に示す。将来の小型衛星等での実証機会を利用することで軌道上での実績データの蓄積を図ることが、今後ユーザを拡大していくためには必要であると考えられる。

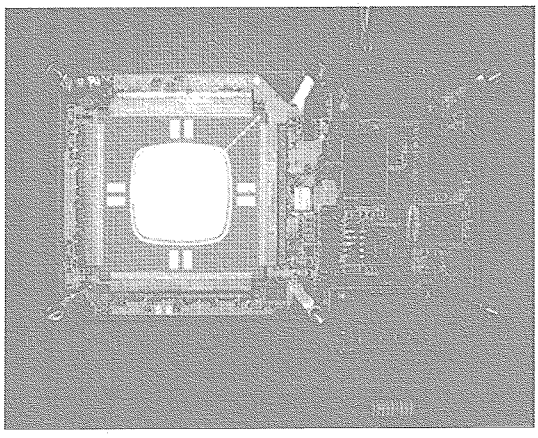


Fig.4 MPU evaluation board for SOHLA-1 satellite

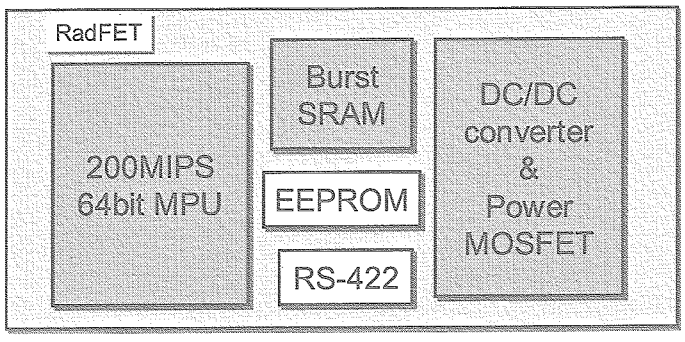


Fig.5 Block diagram of advanced microprocessing in-orbit test system

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、昨年度までに技術開発を完了した。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。

今年度は開発の最終段階である開発確認試験を完了し、その設計・製造に問題がないことを確認することが出来た。本MPUは、平成18年中に宇宙用認定部品としてリリースされる予定である。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。

This document is provided by JAXA.

SOIデバイスを用いた宇宙用半導体部品の開発

小林大輔[1]　福田盛介[2]　廣瀬和之[1]　齋藤宏文[2]

[1] 宇宙科学研究本部宇宙探査工学研究系，[2] 宇宙科学研究本部宇宙情報・エネルギー工学研究系
229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1 （d.kobayashi@isas.jaxa.jp）

Development of Space-Application Microelectronics Employing Silicon-on-Insulator Semiconductor Devices

Daisuke Kobayashi[1], Seisuke Fukuda[2], Kazuyuki Hirose[1], and Hirobumi Saito[2]

[1]*Department of Spacecraft Engineering, ISAS;* [2]*Department of Space Information and Energy, ISAS*

Abstract

This paper describes a brief overview and research results of ISAS/MHI space-application microelectronics development project. The collaboration between ISAS and MHI have been developing radiation hardened VLSI components with a 0.2-μm fully-depleted silicon-on-insulator technology, and provides them as basic design units called standard cells. Chip designers can create various types of radiation hardened VLSI chips optimized for space research missions by properly combining the standard cells as they design conventional VLSI chips. The collaboration have also established an economically-efficient chip fabrication system. In FY2005, high-performance circuits have been included in the ISAS/MHI standard cells to realize high-performance space-application-specific microelectronics like a radiation hardened microprocessor with its operating frequency exceeding 100 MHz.

1　はじめに

宇宙科学研究本部で計画している宇宙科学ミッションでは，深宇宙探査や月面探査に向けた探査機，編隊飛行を行う小型人工衛星等において高度な自律的制御や理学観測データ処理を要求しており，それらを実現するために高処理能力を有した半導体部品が要望されている [1]．これら探査機や人工衛星では消費電力が厳しく制限されるため，半導体部品は高処理能力と低消費電力という相反する要求を同時達成しなければならない．加えて，半導体部品の処理能力向上，すなわちデバイスの微細化は一般にノイズマージンの低下を伴うため，放射線耐性をいかに確保し信頼性を維持するかが課題となる．

本研究は上記課題を克服するデジタル半導体部品の開発を目的とする．これは戦略的開発体系 STRAIGHT 計画[*1]の一部として行われているものであり，三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所と宇宙科学研究本部による産学連携の協同体制によって 1997 年度から実施している．本連携の意図は三菱重工業の半導体開発技術と，本研究本部の耐放射線強化技術を融合する事にある．我々は三菱重工業が有する高信頼用途向けの半導体開発技術によって宇宙科学ミッションに向けた高性能半導体部品を開発できるようになり，三菱重工業においては我々が有する耐放射線強化技術の学術的知見を利用して自動車，建設機械，原子力機器等に向けた耐環境性かつ信頼性に優れた半導体部品を実現することが可能となる．また，本研究には東京大学，総合研究大学院大学の学生諸氏も参加しており，その教育的効果も大きい．回路技術を提案したり試作チップの放射線照射試験に携わったりと，学生諸氏らは理屈だけでなく実体験として関連技術を習得しエキスパートへと成長する．同時に諸氏らの柔軟で時には大胆な発想により研究が飛躍的に進歩することも多く，相互発展の重要な役割を果たしてくれている．

本研究は大別して 2 点の特徴を有する．1 つ目は「高処理能力」「低消費電力」「高放射線耐性」と言ったそれぞれ相反する要求を満たすために「SOI[*2]デバイス」を採用している点である．SOI デバイスは処理性能を維持したまま低消費電力化できるという利点を有する．また，ラッチアップが原理的に起きないためソフトエラー対策のみ施せば耐放射線強化部品として速やかに提供できるという利点もある．2 つ目は我々が開発した技術を用いて誰もが宇宙用半導体部品を作れるように「宇宙用半導体部品開発環境」を整備し公開している点である．惑星探査機のように極限まで使用電

[*1] STudy on Reduction of Advanced Instruments weiGHT program　[*2] Silicon On Insulator「絶縁膜上シリコン」

This document is provided by JAXA.

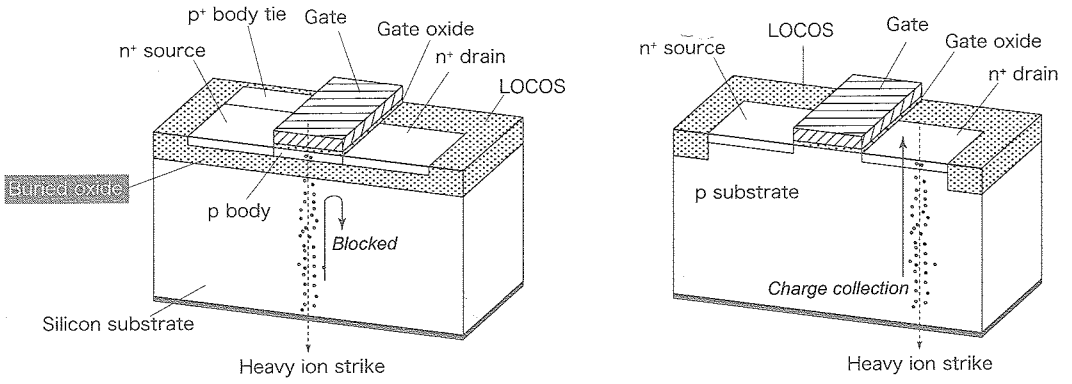


Fig.1 Conceptual drawings of SOI device (a) and conventional bulk device (b). MOS FETs are illustrated here as a device example. SOI devices differ from conventional bulk devices in that they are fabricated on an electrical insulator "buried oxide". This insulator reduces device collected charges induced by irradiation, thus increasing soft error resistance of the device.

力が制約された環境では，不必要なものを徹底的に削ぎ落とした専用半導体部品 ASIC[*3]を用いることが望ましく，その都度最適化した宇宙用 ASIC を作成することが要望される．しかし，多種多様に渡る ASIC を我々だけで設計し供給するには限界がある．一般の LSI 設計者，すなわち宇宙環境や耐放射線強化技術の知識を持たない設計者でも宇宙用 ASIC を設計・開発できるようにする必要がある．加えて，宇宙用 ASIC はその利用数の少なさから 1 チップあたりの製造コストが増加するため，そのコスト低減を図る必要がある．これら 2 つの要望を満たす宇宙用半導体部品開発環境を我々は提供している．

本稿では，本研究の概要と昨年度（2005 年度）に実施した研究内容を紹介する．第 2 節では概要として SOI デバイスと提供する宇宙用半導体部品開発環境について述べる．第 3 節において昨年度実施した研究の概要を紹介し，第 4 節においてその結果を述べる．第 5 節にて結論と今後の展望を述べる．

2 SOI デバイスとそれを用いた宇宙用半導体部品の開発環境

2.1 SOI デバイス

SOI デバイス（SOI MOS[*4]トランジスタ）は図 1 (a) のような構造からなる．シリコン基板中に数百マイクロメートル厚の埋め込み酸化膜層を有する点で，図 1 (b) に示した既存のバルクデバイスと構造的に異なる．デバイスは埋め込み酸化膜層上の極めて薄いシリコン層（SOI 層）に作成される．

SOI デバイスはバルクデバイスと比較して，まず動作速度が向上しつつ消費電力が減少する．すなわち宇宙用半導体部品に要求される「高処理能力」「低消費電力」の二つが実現される．これは埋め込み酸化膜層の存在によって寄生容量が小さくなることに起因するものである．次に放射線特性について比較すると，バルクデバイスより SOI デバイスの方が高耐性を有する事が一般に知られている．これは埋め込み酸化膜層により基板からの電荷収集が阻止されることに起因する．ただし，同時に寄生バイポーラ効果という収集電荷増幅現象も起きるのでその点に注意が必要である．我々は寄生バイポーラ効果を徹底的に抑えるために完全空乏型[*5]SOI デバイスにボディタイ構造を導入した．ボディタイとはボディ領域の電位を制御する電極であり，完全空乏型 SOI デバイスには通常利用されない．通常の利用範囲では寄生バイポーラ効果の影響がほとんど無視できるからである．しかし宇宙線のような高エネルギー放射線による寄生バイポーラ効果を抑えるためには，完全空乏型 SOI デバイスにもボディタイを導入する必要があると考え，ボディタイを実装面積増加ペナルティなしに実現する技術を開発した．これに耐放射線回路技術を適用して，世界最高の耐放射線性能を有する SRAM[*6]を実現している [2].

本研究ではデバイス製造に沖電気工業の 0.2 μm 完全空乏型 SOI プロセスを利用する．90 nm や 65 nm 等，より微細化されたプロセスが現存する中，我々が 0.2 μm プロセスを採用したのは次の理由からである．まず，数十ナノメート

[*3] Application Specific Integrated Circuit「特定用途向け集積回路」 [*4] Metal Oxide Semiconductor「金属酸化膜半導体」 [*5] 完全空乏型とはオフ状態においてボディ部が完全に空乏化しキャリアが存在しないことを意味する． [*6] Static Random Access Memory「スタティック RAM」RAM は「随時書き込み読み出しメモリ」.

This document is provided by JAXA.

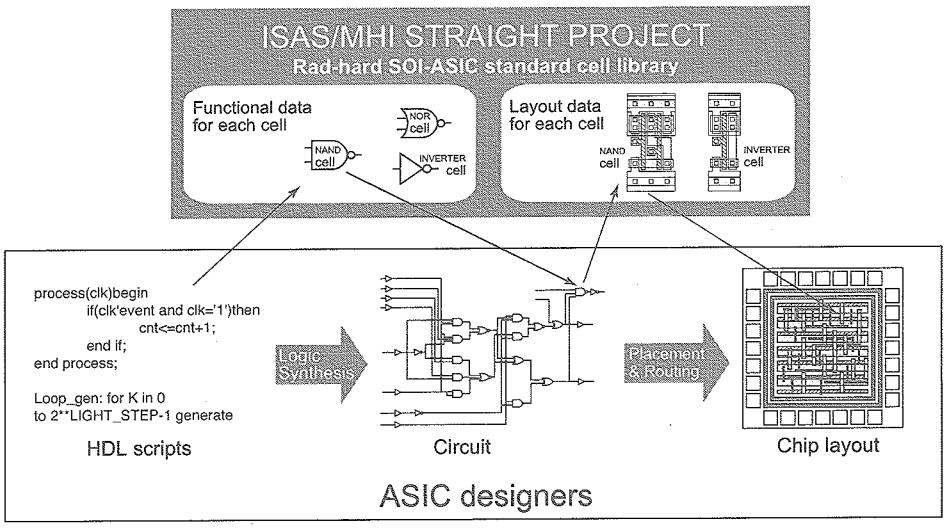


Fig.2 Chip design flow in ISAS/MHI space-application ASIC program. This is based on the standard-cell design style: chip designers build ASIC chips by properly combining basic functional units "standard cells." ISAS/MHI provides a standard cell library with 100 radiation-hardened and performance-optimized standard cells. Chip designers create radiation hardened ASIC chips as they design usual VLSI chips by using ISAS/MHI standard cell library without paying their attention to radiation hardness techniques.

ル領域の極微細ナノプロセスでは，原子サイズでの制御技術が必要になるため製造コストが飛躍的に増加する傾向がある．宇宙用 ASIC のような少数開発ではその製造コスト増はとりわけ重くのしかかる．また，極微細ナノプロセスで実現されるギガヘルツ動作周波数の超高速半導体部品が宇宙科学ミッションに要求されるかと言うと決してそうではない．我々の調査によると 100 MHz もあれば宇宙科学ミッションに十分対応可能であるという声が大多数である．これらを鑑みると 0.2 μm 程度のプロセスが費用対効果上で最適であると言える．加えて極微細ナノプロセスと違い本プロセスではアナログ回路も同一チップ上に実装可能であるため，アナログからデジタルまで全てを集約し，かつ無駄を一切省いた宇宙用 ASIC の理想形「宇宙用 SoC[*7]」を実現することが可能である．宇宙用アナログ半導体部品に関しては宇宙科学研究本部の池田教授らによって研究が進められており [3]，アナログ・デジタル混載宇宙用 SoC の実現に向けた協同の取り組みを始めている．

2.2 宇宙用半導体部品開発環境

宇宙用 ASIC セルライブラリを用いた設計 宇宙用 ASIC 設計の技術的負担を軽減するために，セルベース方式の設計手法による部品開発環境を構築した．セルベース方式による宇宙用 ASIC 設計の流れを図 2 に示す．まず，我々は耐放射線強化技術を施した多数の基本回路（セル）をライブラリとして纏め，これを設計者に提供する．これを用いて設計者は次のように設計する．

1. 論理設計：VHDL や Verilog-HDL といったハードウェア記述言語（HDL[*8]）を用いてテキストで機能設計する．
2. 論理合成：記述された HDL を回路図に変換する．ライブラリから各セルの論理機能・応答特性を読み出し，それらを組み合わせて，所望の機能を実現する回路図を作成する．これは開発ツールによってほぼ自動的に行われる．
3. 配置配線：回路図を実際のレイアウト図に変換する．回路図中で使われている各セルのレイアウトデータをライブラリから読み出し，それらをチップ領域に配置する．これらを回路図通りに配線する．これも開発ツールによってほぼ自動的に行われる．

ASIC 設計者からすれば地上用半導体部品設計と何ら変わらない．使用しているライブラリが我々が開発した宇宙用のものか，そうでないかだけの違いであり，耐放射線強化技術を施したことによる固有の難しさが生じる訳ではない．すなわち，通常通りに設計すると自動的に耐放射線化されたセルが割り当てられ宇宙用 ASIC が完成する．放射線強化技術の導入に伴う設計者への負担は存在しない．

[*7] System on Chip.「システムオンチップ」 [*8] Hardware Description Language

This document is provided by JAXA.

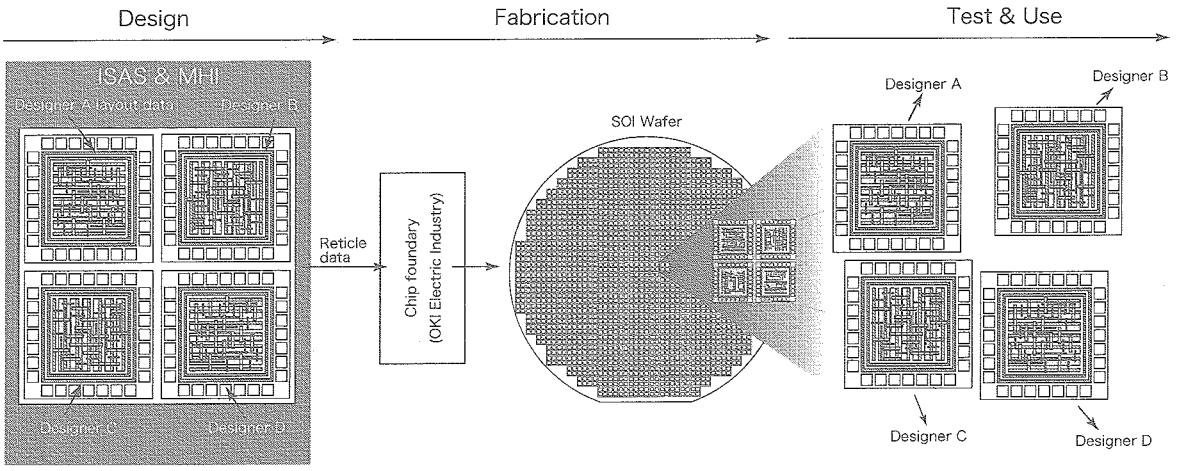


Fig.3　Chip fabrication flow in ISAS/MHI space-application ASIC program based on "multi job run" style. Some chip designers share a wafer to reduce a fabrication cost of each chip.

我々が提供する宇宙用 ASIC セルライブラリには 2004 年度までの成果により 100 種類近くの基本セルが登録されており，通常要求される演算を実装するのに十分なものとなっている [4].

マルチジョブラン方式による試作製造　少数 ASIC チップの製造に対応するために，我々が提供する試作環境ではマルチジョブラン方式を採用している．これは国内の VDEC [5] や米 MOSIS [6]，仏 CMP [7] 等で採用されている方式であり，1 回のチップ作成に複数のチップ試作者が相乗りする方式である．図 3 に示すように，複数の設計レイアウトデータを我々がとりまとめ，チップ製造時の最小繰り返し単位であるレチクル用レイアウトデータを生成する．このデータを沖電気工業に渡しチップを製造する．作成されたチップは切り分けられ各ユーザへと配布される．このように利用者が 1 回の試作費用を相互負担する事で 1 チップあたりの試作費用を抑える仕組みである．我々の産学連携体制は本試作環境の運営にも重要な役割を果たしている．本試作環境の安定的運営にはユーザ数の確保が欠かせず，宇宙科学分野のユーザだけでは十分ではない．大口ユーザである三菱重工業の参画によりユーザ数の確保が維持されることで，本試作環境の運営は成立している．

3　2005 年度に実施した研究の概要

当年度は大別して 2 つの研究を実施した．まず，宇宙用 ASIC マルチジョブランを一般に公開し稼働させた．当年度は 2 社の応募があり，作成されたチップは現在各社において評価が進められている．

次に，より高性能な ASIC を実現するためにライブラリの拡充を行った．本ライブラリ拡充作業は 2004 年度から継続して実施しているものである．2004 年度に実施したシミュレーションによる動作特性の検証並びに放射線耐性の評価を踏まえた上で，当年度は評価用チップを試作しその電気特性並びに放射線特性を評価した．放射線試験は米ブルックヘブン国立研究所タンデム・バンデグラーフ加速器 [8] を利用し，イオン種として炭素，ニッケル，臭素，ヨウ素を利用した．

4　研究成果

紙面の都合上，宇宙用 ASIC セルライブラリの拡充に関する成果を中心に報告する．セル化し評価した回路群を図 4 に示す．高機能回路とアナログ回路に大別される．本研究はデジタル論理回路を想定しており，ここで言うアナログ回路とはそのデジタル論理回路を駆動するクロック生成に関するものである．詳細を以下に説明する．

4.1　高機能回路

高機能演算回路　複合論理ゲート並びに乗算器用要素回路のセルを試作し評価した．これらセルにより，同一論理演算を既存の基本セル群で実装する場合に比べて動作速度の向上及び実装面積の低減が実現される．

図 5 に試作した高機能演算回路の動作特性を示す．一例として負論理出力積和ゲート・セルと乗算器用セルの結果を示す．論理演算が正しく行われている事は別途検証しており，ここではゲート一段当たりの動作速度（遅延時間）の評価結果を示す．測定結果は SPICE シミュレーションの結果と良い一致を示しており，所望の回路が正しく作成された

This document is provided by JAXA.

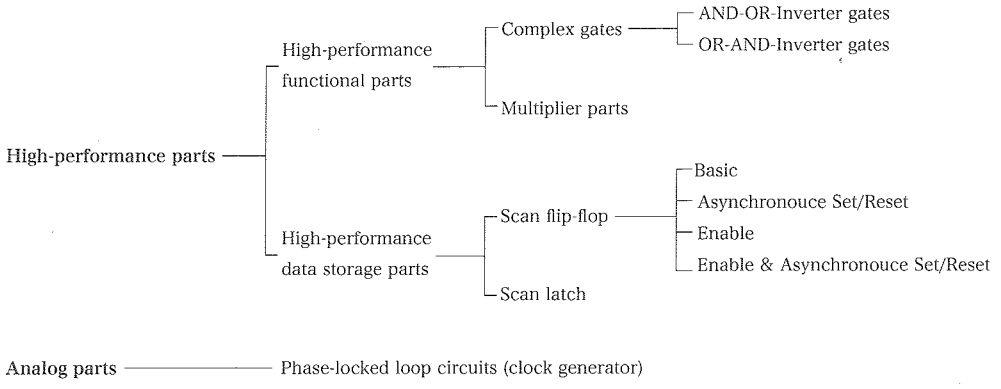


Fig.4 Standard cells that we added and tested in FY2005. They provide high-performance functionality, thus enabling us to develop high performance ASIC chips like a microprocessor with its operating frequency exceeding 100 MHz. The analog parts are under verification.

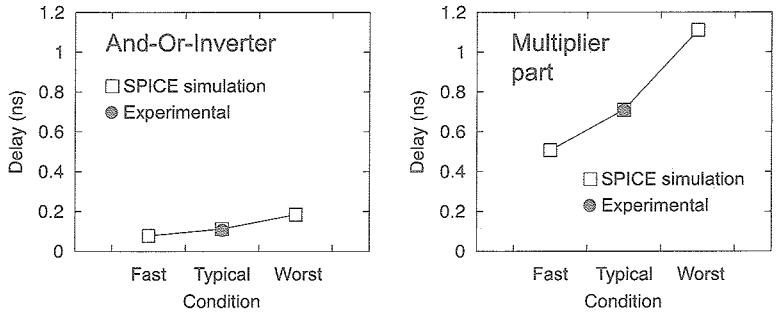


Fig.5 Experimental results of fabricated high-performance functional cells: and-or-inverter gate (left) and multiplier part (right). Delay times were measured and compared with SPICE simulation results. "Fast", "Typical", and "Worst" represent operating conditions.

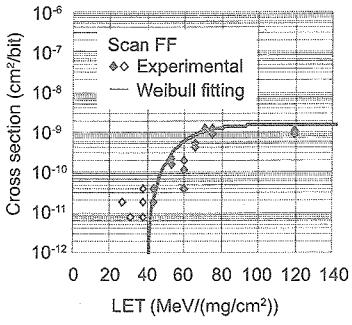


Fig.6 Radiation hardness characteristics of a fabricated high-performance data storage cell: scan flip-flop. Each open symbol indicates that no error was observed in the experiment and its real cross section is bellow the value pointed by the symbol.

事を示している．全ての追加回路に渡って同様に論理検証及び動作速度検証を行い，正しく作成された事を確認したのでセルライブラリに追加した．

高機能データ保持回路 スキャン付きフリップフロップ並びにスキャン付きラッチのセルを試作し評価した．スキャンとはデータ保持回路の記憶値を外部から直接参照並びに設定するための回路技術である [9]．製造後の半導体部品を動作検証するために使われる技術であり，近年の超大規模回路においては必須の技術となっている．これらの回路をセル化したことにより大規模宇宙用 ASIC 開発の容易性並びに確実性向上が実現される．

評価結果の一例として図 6 にスキャン付きフリップフロップの放射線特性を示す．閾値 LET が 40 MeV/(mg/cm^2) 以上であること並びに飽和反転断面積が 10^{-8} cm^2/bit 以下であることが確認され，宇宙環境での利用に問題がないことを確認できる．同様の結果を全ての高機能データ保持回路に渡って確認したのでセルライブラリに追加した．

4.2 アナログ回路

内部クロック生成用の位相同期回路 PLL[*9]をセル化し試作評価した．本開発環境で作られるデバイスは数百メガヘルツの動作周波数に対応可能である．しかし，そのような高周波クロック信号を外部から直接入力することは困難であ

[*9] Phase-Locked Loop

This document is provided by JAXA.

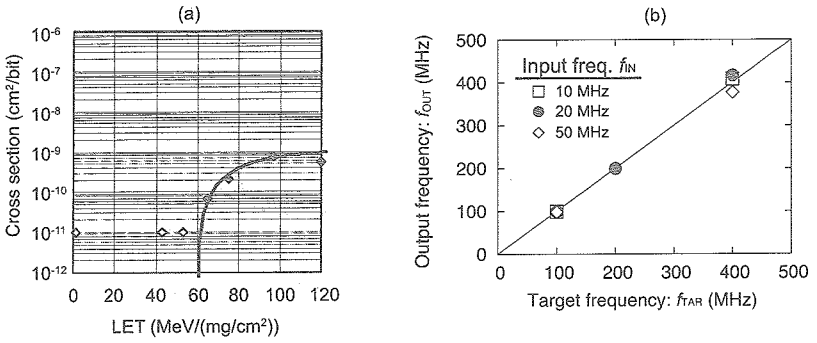


Fig.7 Experimental results of fabricated PLL circuits. (a) Radiation hardness characteristics of a data storage part used in the PLL circuits. (b) Multiplication characteristics of the PLL circuits.

り，チップ内部で自己生成する必要がある．PLL 回路はそのために作られた回路であり，外部入力された低周波参照クロック信号を逓倍して出力する機能を有する．

図 7 に試作した PLL 回路の動作特性を示す．図 7 (a) は PLL 内部で利用されているフリップフロップの耐放射線性能を評価したものであり，閾値 LET が 60 MeV/(mg/cm^2) 以上であること並びに飽和反転断面積が 10^{-8} cm^2/bit 以下であることが確認できる．図 7 (b) は周波数逓倍機能を評価したものであり，目標クロック周波数に対して実測値がどのような分布を持つか評価したものである．入力した参照クロックが逓倍化され所望のクロックとなっていることが確認できる．PLL 全体の放射線特性に関しては継続して評価中である．

5 まとめ

本稿では，本研究の概要と昨年度（2005 年度）実施した研究内容を紹介した．我々が進めている SOI デバイスを主要素子とする宇宙用半導体部品開発は，ユーザが自ら所望の宇宙用半導体部品を作成できるという魅力的な特徴を有しており，着実にその利用が広まってきている．昨年度の成果として，高機能回路をセル化し，高性能 ASIC の作成に十分なライブラリを構築した．これにより更なる利用拡大が見込まれる．

今後は PLL 回路の評価を進め，100 MHz 周波数で動作する高速宇宙用 ASIC の実現を目指す．その際にはシングルイベントトランジェント SET[*10]という論理回路に起因するソフトエラーに対策する必要があり [10–12]，その研究も現在進めている．例えば，SET 幅の直接測定に世界で初めて成功しており [13]，それに基づく SET フィルタの設計に着手している．これら本研究の成果は今後ますます高度化する宇宙科学ミッションに欠かせないものになると考えられる．

謝辞

三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所の黒田能克様，池淵博様，石井茂様，高橋大輔様に謹んで感謝の意を表します．

参考文献

[1] 「宇宙科学研究本部紹介パンフレット」2006 年 7 月．
[2] K. Hirose, H. Saito, Y. Kuroda, S. Ishii, Y. Fukuoka, and D. Takahashi, "SEU resistance in advanced SOI-SRAMs fabricated by commercial technology using a rad-hard circuit design," *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 49, no. 6, pp. 2965–2968, Dec. 2002.
[3] 池田博一「アナログ集積回路のすすめ」ISAS ニュース，2006 年 8 月．
[4] 宇宙科学研究本部「耐放射線 ASIC セルライブラリ」第 1.0 版，2006 年 2 月 28 日．
[5] The VDEC website. [Online]. Available: http://www.vdec.u-tokyo.ac.jp/
[6] The MOSIS service website. [Online]. Available: http://www.mosis.org/
[7] The CMP webisite. [Online]. Available: http://cmp.imag.fr/
[8] The Brokhaven National Laboratory website. [Online]. Available: http://www.bnl.gov/world/
[9] M. Abramovici, M. A. Breuer, A. D. Friedman, *Digital systems testing and testable design*, revised printing ed., New Jersey: Wiley-IEEE Press, 1994.
[10] S. Buchner, M. Baze, D. Brown, D. McMorrow, and J. Melinger, "Comparison of error rates in combinational and sequential logic," *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 44, no. 6, pp. 2209–2216, Dec. 1997.
[11] M. J. Gadlage, R. D. Schrimpf, J. M. Benedetto, P. H. Eaton, D. G. Mavis, M. Sibley, K. Avery, and T. L. Turflinger, "Single event transient pulse widths in digital microcircuits," *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 51, no. 6, pp. 3285–3290, Dec. 2004.
[12] J. Benedetto, P. Eaton, K. Avery, D. Mavis, M. Gadlage, T. Turflinger, P. E. Dodd, and G. Vizkelethyd, "Heavy ion-induced digital single-event transients in deep submicron processes," *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 51, no. 6, pp. 3480–3485, Dec. 2004.
[13] Y. Yanagawa, K. Hirose, H. Saito, D. Kobayashi, S. Fukuda, S. Ishii, D. Takahashi, K. Yamamoto, and Y. Kuroda, "Direct measurement of SET pulse widths in 0.2-μm SOI logic cells irradiated by heavy ions," *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 53, no. 6, Dec. 2006, to be published.

[*10] Single Event Transient

This document is provided by JAXA.

ハーモニックドライブの潤滑機構解析

Study on Lubrication Mechanism of Harmonic Drive Gears

総合技術研究本部 部品・材料・機構技術グループ
Electronic, Mechanical Components and Material Group
Institute of Aerospace Technology

小原 新吾
Shingo Obara

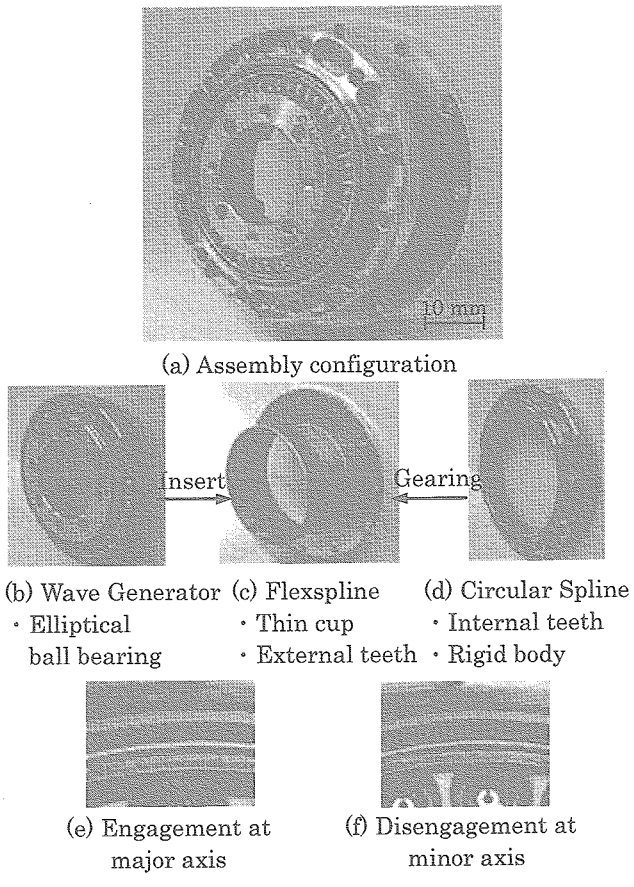
Abstract
To investigate the lubrication mechanism of Harmonic Drive Gears (HDG), measurement of contact electric resistance among its three main parts, Wave Generator (WG), Flexspline (FS) and Circular Spline (CS), was conducted. In addition, a mixed lubrication analysis on the interface between WG and WS was also carried out. For the contact electric resistance measurement, the HDG was operated in vacuum and in air varying the input rotational speed and the load torque as a parameter. Test results showed that in all the contacting interfaces the contact electric resistance measured in vacuum was lower than that measured in air. In particular, the lubricating condition at the WG/FS interface was drastically changed depending on the test environment. For the mixed lubrication analysis, the analytical model was constructed using the FEM model of the WG and FS and the mixed lubrication model combined with the pressure-compliance equation of roughness contact developed by Greenwood and Williamson and the average Reynolds equation by Patir and Cheng. The lubricant film thickness, the hydrodynamic and asperity contact pressures and the lubricant flow vectors were calculated.

1．はじめに

当グループでは，平成１６年度より，太陽電池パドル機構や各種回転型アクチュエータに適用可能な減速歯車（ハーモニックドライブ[1)]，Fig. 1 (a)，以下HDG）の開発を進めている．従来の国産宇宙用HDGに比較して小型軽量であり，最新の合成炭化水素油MAC（Multiply Alkylated Cyclopentane）及びこれを基油としたグリースで潤滑することによりさらなる長寿命化を目指している．本報は，開発と並行して進めているHDGの潤滑機構の解明に関する基盤技術研究の成果[1][2]をまとめたものである．

HDGは，だ円状玉軸受であるウェーブジェネレータ〔以下 WG，Fig.1 (b)〕，外歯をもつ薄肉円筒状のフレクスプライン〔FS，Fig.1 (c)〕，及びリング状で内歯をもつサーキュラスプライン〔CS，Fig.1 (d)〕の３つの要素から構成される．組立て状態では，FSはWGが挿入されてだ円状にたわみ，FS外歯とCS内歯はWGのだ円長軸部でかみあう．Figure 1 (e)，(f)は，それぞれ，FS外歯とCS内歯の長軸部でのかみあい状態，短軸部での分離状態を示している．通常，WG内輪が入力軸に，FSが出力軸に，そしてCSがハウジングに取り付けられ，入力軸の回転によりFS/CSのかみあい位置が移動し，入力軸が１回転するとFS外歯とCS内歯の歯数差（通常２枚）分だけ出力軸が入力軸の回転と反対方向に減速されて回転する．

HDGは，構造上，作動中に以下の３つの接触部で摩擦が生じる．



(a) Assembly configuration

(b) Wave Generator
・Elliptical ball bearing

(c) Flexspline
・Thin cup
・External teeth

(d) Circular Spline
・Internal teeth
・Rigid body

(e) Engagement at major axis

(f) Disengagement at minor axis

Fig.1 Harmonic Drive Gear

1）ハーモニックドライブは㈱ハーモニック・ドライブ・システムズの登録商標である．

This document is provided by JAXA.

(1) WG 玉軸受の玉と内外輪
(2) WG 外輪の外周面と FS 内周面
(3) FS 外歯と CS 内歯

宇宙用途を模擬した真空中での作動試験では (2) の潤滑が最も厳しくなり，大気中での作動に比べて短時間で寿命に至る場合が多いことが分かってきている[3][4]．HDGの潤滑機構についてはこれまで明らかになっておらず，WG/FS間についても，WG外輪とFSの相対速度がほぼ 0 で境界潤滑状態（油膜が形成されず接触荷重のほとんどを金属接触が支えている状態）あるいは混合潤滑状態（接触荷重の一部を油膜が支えている状態）であると推定されているものの，これを扱った研究は著者の知る限り報告されていない．真空中で寿命が低下するメカニズムを明らかにするためには，真空／大気の雰囲気の違いによってHDGの油膜形成状態がどのように変化するかを調べることが必要である．さらに，定量的な評価が可能となるよう解析モデルの作製も必要である．

そこで，本研究では，接触電気抵抗法を用いて各要素間の金属接触／油膜形成状態を調べた．さらに，有限要素法と混合潤滑理論とを連立させることにより，HDG の潤滑解析モデルを作製した．

2．接触電気抵抗法による油膜形成状態の測定

2．1　供試体及び試験装置

供試体は，Fig. 1 に示した減速比 1/160 の HDG であり，材質は WG が SUS440C，FS が 15-5PH，CS が SUS630 である．潤滑剤は MAC，または MAC を基油としウレアを増ちょう剤とした真空用グリースのいずれかを選択し，3 カ所の摺動部に塗布した．

Figure 2 に試験装置を示す．供試体である HDG は，真空チャンバ内中央のテストハウス内に組み込まれる．負荷トルクは，重りの付いたアームを出力軸に取り付けて与える．この場合，負荷トルクは出力軸 1 回転の間に正弦波状に変動する．Figure 3 に，HDG が組み込まれたテストハウスの断面図を示す．入力軸に WG 内輪，出力軸に FS，テストハウスに CS を取り付けている．

接触電気抵抗の計測回路を Fig. 4 に示す．本研究では測定電圧が数 mV 以下または接触電気抵抗が数Ω以下で境界潤滑状態（金属接触状態），49 mV 以上または 1000Ω以上で流体潤滑状態（油膜による完全分離状態）であると判断した．これらの間の中間値は，混合潤滑状態での金属接触域の大小を表していると考え，中間値の増加・減少は，それぞれ金属接触面積の減少・増加に対応すると想定した．

作動条件等を Table 1 に示す．各回転速度，負荷トルクに対して入力軸に正転（CW）160 回転，逆転（CCW）160 回転を与え（出力軸は CW1 回転，CCW1 回転），接触電気抵抗，入出力トルク及び CS の温度を測定した．

Table 1 Test parameters

Environment	Air (laboratory environment:20-22℃, 46-51 %RH) Vacuum (less than 10^{-4} Pa)
Input rotational speed, rpm	0-300
Number of revolutions of input shaft, rev	160 (CW, CCW)
Load torque, N· m	0, 7, 13 (Arm)
Lubricants	Grease & Oil

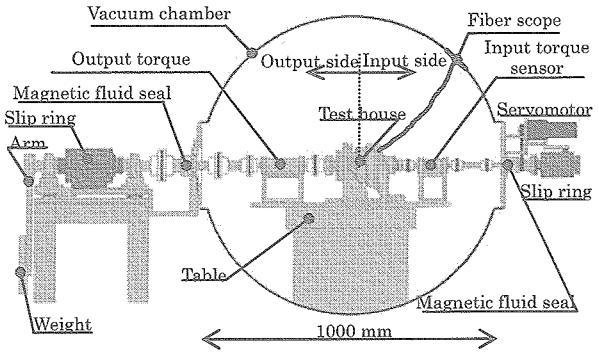


Fig.2 Schematic drawing of experimental apparatus

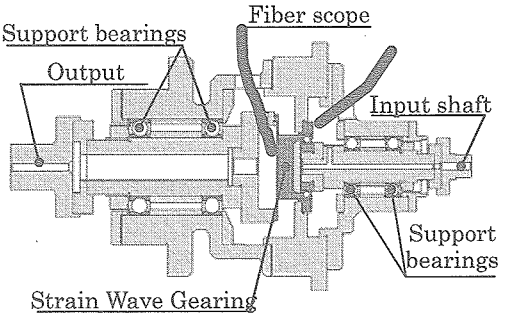


Fig.3 Cross-section of test house

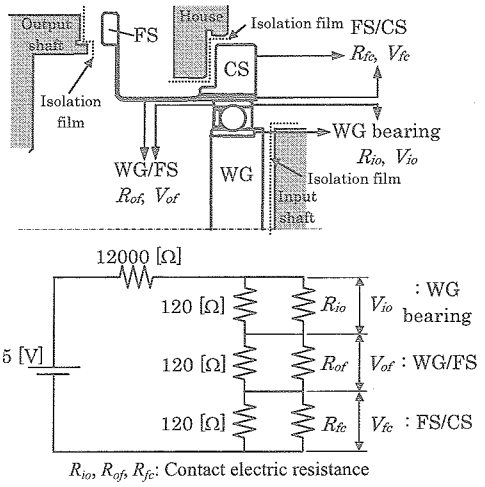


Fig.4 Contact electric resistance measuring circuit

This document is provided by JAXA.

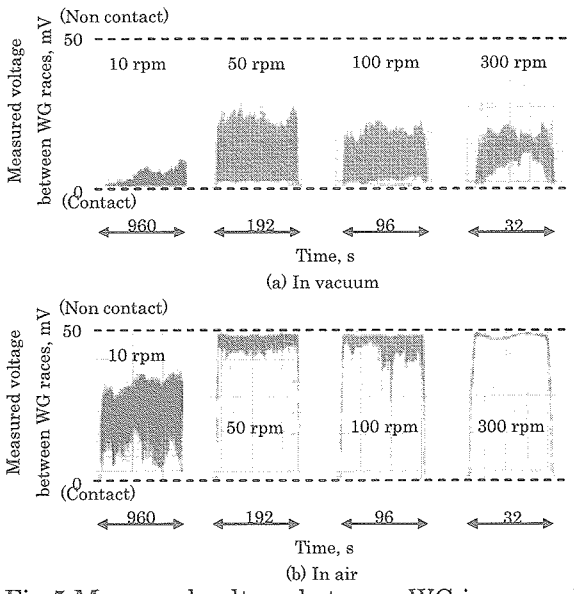


Fig.5 Measured voltage between WG inner and outer races (grease, load torque 13 N· m)

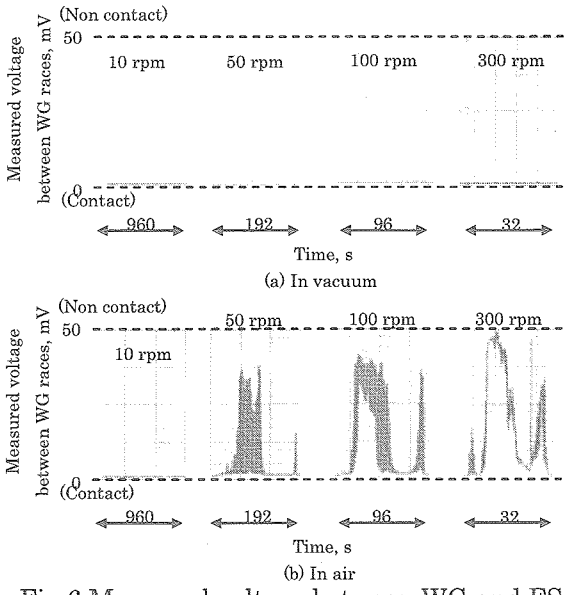


Fig.6 Measured voltage between WG and FS (grease, load torque 13 N· m)

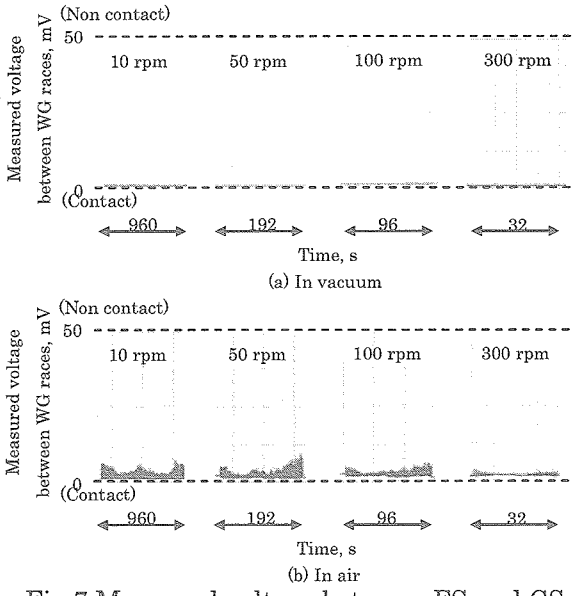


Fig.7 Measured voltage between FS and CS (grease, load torque 13 N· m)

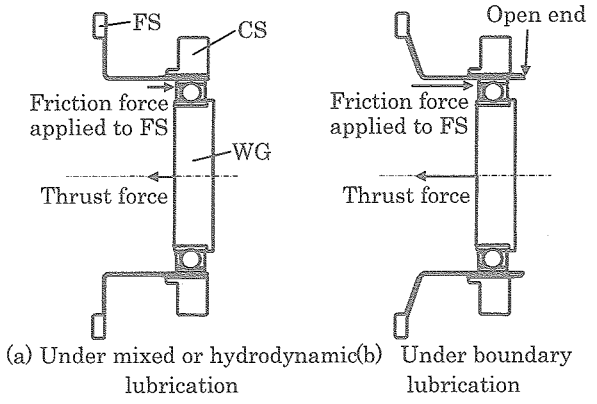


Fig.8 Deformation of FS due to change in WG/FS lubrication condition (Deformation of FS is exaggerated.)

2．2　試験結果及び考察

Figure 5～7 に，グリース潤滑，負荷トルク 13 N· m，入力回転速度 10，50，100，300 rpm における WG 内外輪，WG/FS，FS/CS 間の測定電圧の時間変化を示す．

真空中では，WG 内外輪間は，Fig. 5（a）に示すように測定電圧として 0～30 mV 程度の中間値を示し，回転速度に伴い抵抗値が上昇する傾向となった．WG/FS 間と FS/CS 間は，Fig. 6（a），7（a）に示すように作動条件に依存せず測定電圧はほぼ 0 mV であり，境界潤滑状態であった．

一方，大気中ではすべての接触部位で測定電圧は高くなり，高回転速度域で WG 内外輪間及び WG/FS 間は混合または流体潤滑状態を，FS/CS 間は回転速度にほとんど依存せず境界または混合潤滑状態を示した．なお，本報で図示されていない他の負荷トルク，入力回転速度においても同様の結果となった．

すべての接触部位において，大気中よりも真空中の方が測定電圧（接触電気抵抗）が低くなり，油膜が形成されにくい状況となったメカニズムについては，特に，Fig. 6 の WG/FS 間の測定電圧が真空中と大気中の間で差が著しいことから，真空中で WG/FS 間が境界潤滑状態となったことが主原因と推定している．一般的に，作動状態にある HDG では，WG は FS の弾性変形により FS 内部へ引き込まれる方向にスラスト力を受ける．Figure 8（a）に示すように，WG/FS 間が混合または流体潤滑状態で FS に働く摩擦力が小さい場合は，WG 外輪と FS の軸方向の相対位置はほとんど変化しないと推測され

This document is provided by JAXA.

る．しかし，同図（b）のようにWG/FS間が境界潤滑状態となりFSに働く摩擦力が大きくなると，FSがWG及びCSに対して軸方向に変形し，これにより，WG外輪は軸方向荷重を受け，玉と内外輪間の接触荷重が増加すると思われる．一方FS/CS間については，Fig.8（b）ではWGのFSに対する挿入位置が同図（a）と比較して相対的に開口部から奥側に変化するため，FS開口部のだ円変位量が大きくなりFS外歯とCS内歯のかみあいがきつくなると考えられる．

3．WG/FS間の混合潤滑解析

HDGのすべての摺動部に影響を与えるWG/FS間の潤滑状態を定量的に把握にするため，Fig. 9に示す混合潤滑解析モデル（油膜と金属接触の共存を考慮したモデル）を作製した．表面粗さの突起の固体接触圧力はGreenwood - Trippの弾性接触モデルから，油膜圧力は表面粗さを考慮したPatir - Chengによる平均流モデルから求める．WG外輪とFSの変形は有限要素法で求め，FSとCSの歯の噛合いは，負荷トルクをFSの有限要素モデルに加えて模擬する．一方，WGの玉と内輪の接触応力はヘルツの接触理論より算出する．

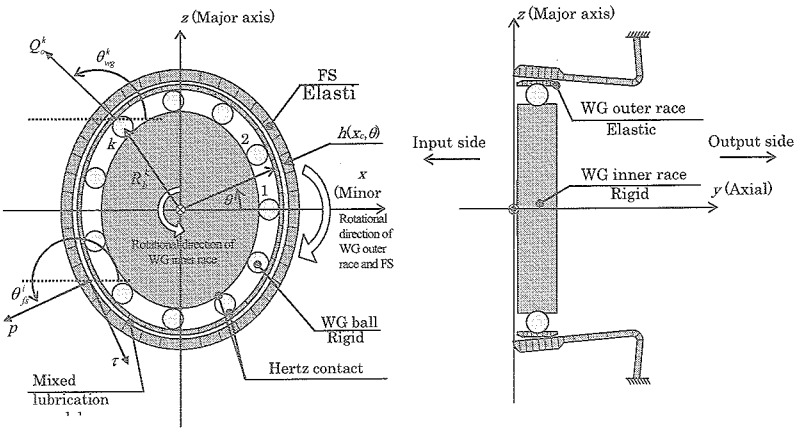


Fig.9 Lubrication analysis model of HDG

Figure 10は，大気中作動時のWG/FS間の油膜圧力，油量ベクトル及び油膜厚さの計算結果である．接触面には圧力が発生し，WG/FSの特に出力側端面で油の流出入が激しいことがわかる．一方，真空中を仮定した場合には，Fig.10に比較しWG/FS間への油の流入が少ないことが他の解析により明らかになっている．真空中の作動でWG/FS間が境界潤滑になりやすいのは，大気中作動のような周囲圧力によるすきま内への油の戻りがないために，油不足となりやすいことによると推測される．

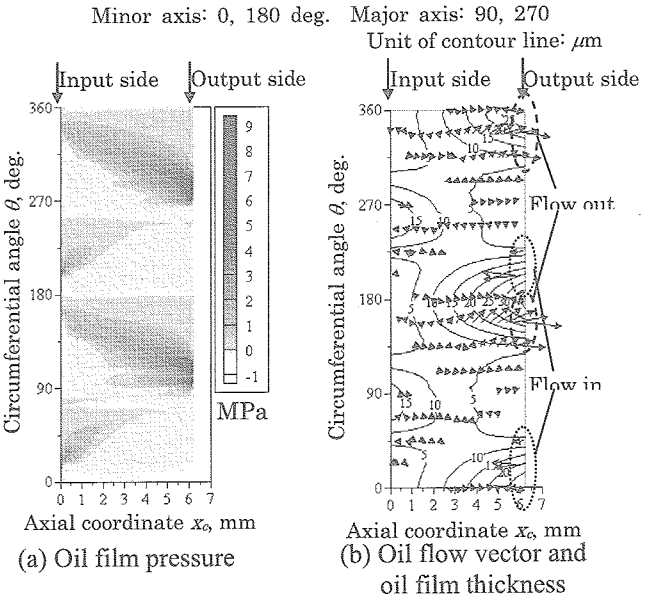


Fig.10 Calculation results for WG/FS lubrication (atmospheric pressure, load torque 13N· m, 100 rpm)

4．まとめ

本研究により，HDGの潤滑状態は，真空中と大気中とで大きく異なり，真空中では接触部に油膜の生じにくい厳しい条件であることが明らかとなった．これは，雰囲気圧力とWG/FS間の油膜圧力のバランスに関係しており，大気中に比較して，真空中の方がWG/FS間の油量を維持しにくいためと推測される．油やグリースを用いた宇宙用HDGの寿命試験等は，窒素などの不活性気体中ではなく，真空中で確実に実施しなければならない．

謝辞　本成果は，JAXA及び首都大学東京の教育研究協力に関する協定（連携大学院）に基づく研究活動により得られたものです．本研究を担当した同大学院航空宇宙工学専攻の間庭和聡君に感謝します．

［参考文献］

[1] 間庭，小原：真空及び大気中における波動歯車装置のウェーブジェネレータ／フレクスプライン間の潤滑機構，トライボロジスト，掲載予定．
[2] 間庭，小原：負荷トルク印可時における波動歯車装置のウェーブジェネレータ/フレクスプライン間の混合潤滑解析，トライボロジスト，掲載予定．
[3] 宇宙航空研究開発機構 平成15年度 減速歯車の開発（その2）成果報告書，宇宙航空研究開発機構（2004）8.
[4] I. Schafer, et al.: Space Lubrication and Performance of Harmonic Drive Gears, Proc. 11th European Space Mechanisms and Tribology Symposium (2005) 65.

This document is provided by JAXA.

国際宇宙ステーションロシアサービスモジュール利用 微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験（SM/MPAC&SEED 実験）の 第２回回収試料の評価解析

Evaluation of 2nd retrieved samples for micro-particles capturer and space environment exposure device on the Russian service module (SM/MPAC&SEED) of the international space station

部品･材料・機構技術グループ
(Electronic, Mechanical Components and Materials Engineering Group)
山県　一郎、島村　宏之、宮崎　英治
Ichiro Yamagata, Hiroyuki Shimamura, Eiji Miyazaki

Abstract

The material-exposure experiment was performed on the International Space Station using the Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device (MPAC&SEED) developed by the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The experiment was executed on the exterior of the Russian Service Module (SM) of the International Space Station (ISS). The SM/MPAC&SEED consists of the MPAC, which captures the space debris, and the SEED, which exposes the polymeric material, the paints, the adhesive, the bearing, and the compound material. The characteristic changes of each sample in the SM/MPAC&SEED exposed for about 10 months and 28 months are described.

１．はじめに

国際宇宙ステーション（ISS: International Space Station）の初期利用及び宇宙実証試験として、平成11年度から平成17年度の期間でロシアサービスモジュール（SM: Russian Service Module）を利用して微小粒子捕獲及び材料曝露（MPAC&SEED: Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device）実験を実施した。微小粒子捕獲実験では、人工物起源のスペースデブリや天然物起源のマイクロメテオロイドについて、衝突数計測および衝突粒子の分析を行うことにより、宇宙環境モデルの最新化に寄与することを目的としており、材料曝露実験では、宇宙機用材料の耐宇宙環境性を評価することで、宇宙機の高信頼性化および高性能化に繋げることを目指している。

本実験は、搭載サンプルを含めて全く同一の SM/MPAC&SEED を３式製作し、これらを同時に打上げて軌道上曝露を実施し、期間をおいて１式ずつ回収した。このような方法は世界初の試みであり、ほぼ同一の曝露環境における材料の経年劣化を直接比較することを可能としている。

本稿では、平成17年度までに評価が終了している第２式目回収試料（曝露期間約28ヶ月）を中心に、成果の概要を報告する。

２．研究の概要

(1)SM/MPAC&SEED ハードウェア及び軌道上曝露実験

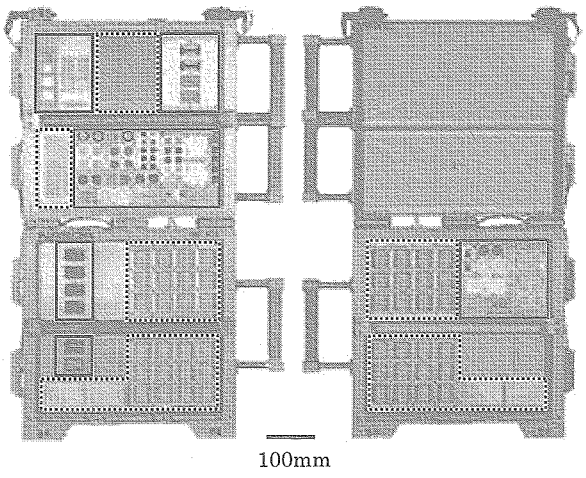
本研究のために製作した SM/MPAC&SEED 実験装置の外観を Fig.1 に示す。宇宙ステーションの進行方向に対して表側（RAM 面）と裏側（WAKE 面）の両方が曝露できるようになっており、微小粒子捕獲（MPAC）用、材料曝露（SEED）用及び宇宙環境モニタ用のサンプルを搭載している。また、

This document is provided by JAXA.

地上帰還時の重量を減少させるために、装置本体からサンプルホルダのみを取り出せるように工夫されている。

MPAC 実験用サンプルについては、低軌道地球周回軌道（LEO: Low Earth Orbit）上の微小デブリやマイクロメテオロイドの捕獲を目的として、シリカエアロジェル及びポリイミドフォームを、また粒子の衝突数を計測するためにアルミプレートを搭載した。

SEED 実験用として搭載したサンプルを Table 1 に示す。これらのサンプルは、JAXA 及び大学や企業など国内の研究機関より提案された材料から、材料に起因する宇宙機の不具合の発生防止に役立つかどうか、宇宙機として将来性が有望な材料であるか、等の観点により選定されたものであり、構造材料、熱制御材料および固体潤滑剤など多岐に渡っている。



Solid line: SM/SEED and monitoring samples
Dashed line: SM/MPAC samples

Fig. 1 SM/MPAC&SEED unit.

Table 1　SM/SEED samples.

Category	Sample name	Organization
Organic materials	Polyimide film	JAXA
	Poly-ether-ether-ketone film	Hokkaido University
	Carbon fiber reinforced plastics	Fuji Heavy Industries Ltd.
Inorganic materials	AlN, SiC, TiN-coated Al_2O_3, TiN coated Al	Tokyo Institute of Technology
Solid lubricants	Cu-, Cu/BN-, TiN- or MoS_2-coated stainless steel	National Institute for Materials Science
	MoS_2-coated titanium alloy	IHI Aerospace
	In tribo-coated bearings	Tohoku University
Paint	Thermal-control white paint	JAXA
Adhesives	Silicone adhesive, Silicone potting compound	

また、宇宙曝露実験時の宇宙環境に関する情報を得るために、被照射量に対する材料特性の変化量が既知であるベスペル®（原子状酸素）、ウレタンシート（紫外線）、アラニン線量計（放射線）などを宇宙環境モニタ用サンプルとして搭載した。

以上のような試料を搭載した 3 式の SM/MPAC&SEED は、2001 年 8 月にロシアのバイコヌール宇宙基地からソユーズロケットで打ち上げられ、同年 10 月の船外活動により、宇宙ステーションロシアサービスモジュール外壁に設置され、宇宙曝露実験を開始した（Fig. 2 参照）。1 式目および 2 式目のユニットは約 10 ヶ月、28 ヶ月の曝露後に、3 式目は 2005 年 8 月に約 46 ヶ月の曝露を経て地上に回収された。

材料曝露実験では、実際の宇宙空間に曝した材料について評価データを取得するだけでなく、地上で原子状酸素（AO: Atomic Oxygen）や紫外線（UV: Ultraviolet）、電子線（EB: Electron Beam）を照射した対照試験や、過去の宇宙曝露実験のデータと比較し、相補的な解析を行うことが必須である。そこで、宇宙に曝露した同一のサンプルについて、宇宙曝露に先行して地上で AO、UV、EB を照射し、材料の劣化評価を行った。曝露軌道上の宇宙環境を模擬した AO、UV、EB の照射量は、JAXA の宇宙環境データベース SEES（Space Environments & Effects System: http://sees.tksc.jaxa.jp/）によるシミュレーション結果に基づき設定した。SEES では、宇宙機の軌道情報等を入力することで、銀河放射線の状況や太陽活動を考慮した軌道上の放射線環境や AO、UV の量をはじめとした宇宙環境を推定す

This document is provided by JAXA.

ることが可能である。

現在は、3式目の回収サンプルの評価を進めるとともに、地上対照試験のサンプルとの比較検討を行っている。また、上述した宇宙環境モニタ用サンプルの評価結果とSEESのシミュレーション結果を比較することで、各サンプルが曝されたより正確な宇宙環境を把握するための検討も進めている。本実験では多岐にわたるサンプルが搭載され、様々な興味深い実験結果が得られているが、本稿では微小粒子捕獲実験結果の一部と、張力を負荷した状態で宇宙環境曝露を行ったポリイミドフィルムと、熱放射制御用素子サンプルとして搭載したフレキシブル太陽光反射素子について、現時点で評価が終了している2式目の回収サンプルまでの実験結果を紹介する。

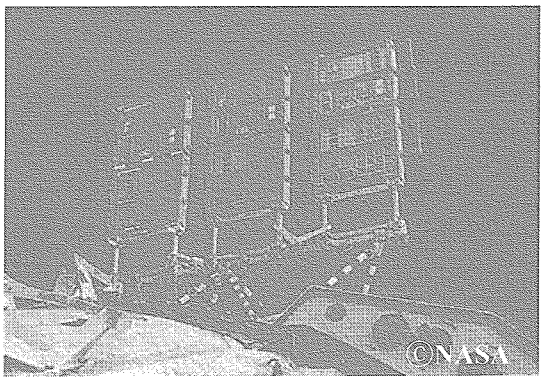


Fig. 2 Three units of SM/MPAC&SEED on the Russian Service Module.

3．成果の概要

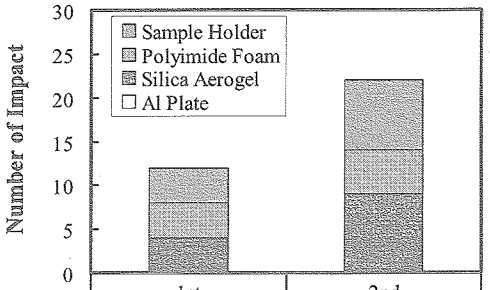
3．1　曝露実験装置の打上げ及び回収

3式のSM/MPAC&SEEDを搭載したプログレス補給船は、2001年8月21日ソユーズロケットにより打上げられた。同年10月15日に実施された船外活動（EVA: Extra-vehicular Activity）にて、サービスモジュール外壁に設置され、宇宙環境での曝露を開始した。

1式目のSM/MPAC&SEEDは315日（約10ヶ月）の曝露の後、2002年8月26日に回収され、2式目及び3式目のユニットはそれぞれ2004年2月26日（曝露期間865日、約28ヶ月）及び2005年8月18日（曝露期間1403日、約46ヶ月）に無事回収された。

3．2　微小粒子捕獲実験[1]

SM/MPACについては、試料表面の観察に加えてサンプルホルダ表面の調査を行い、ルーペ及びCCDスコープレンズにて粒子が衝突して生じた孔（衝突痕）について直径、深さ等の測定を行った。SM/MPACとして搭載された各試料について、衝突痕を計測した結果をFig. 3に示す。この図では、それぞれのサンプルでの衝突数を積み重ね棒グラフで示した。アルミプレートを除けば、衝突数は1式目（曝露期間約10ヶ月）より2式目（曝露期間約28ヶ月）のほうが多くなっており、曝露期間に対して順調に増加していることが伺える。しかしながら、実際にはISSの姿勢変更に従って、デブリ等の衝突確率も変わってくるため、曝露期間に対して衝突数が単純な増加傾向に従うとは限らず、今後ISSの姿勢情報も含めた解析が必要である。



	1st Retrieval	2nd Retrieval
Sample Holder	4	8
Polyimide Foam	4	5
Silica Aerogel	4	9
Al Plate	0	0

Fig. 3 Number of impact features on SM/MPAC&SEED.

次に、回収されたエアロジェルの表面状態をFig. 4に示す。RAM面搭載試料については、全体的に白濁化し、直径数十μm以下の細かい孔が多数観察された。さらに2式目試料では、直径100μm

This document is provided by JAXA.

程度の大きな孔も多数生じていた。一方でWAKE面については黄褐色に変色しており、1式目より2式目の試料のほうがその色合いが濃くなっていた。さらに、表面にはクラックが多数観察され、2式目の方が1式目より細かくなっていた。エアロジェル表面の変質によって、粒子捕獲性能の低下が懸念されたが、エアロジェルの断面方向から観察したところ、明瞭な衝突トラックを確認することができた（Fig. 5(a)）。さらに拡大すると（Fig. 5(b)）、捕獲粒子も確認できたことから、表面が変質してもエアロジェルの粒子捕獲性能に影響はないと考えられる。

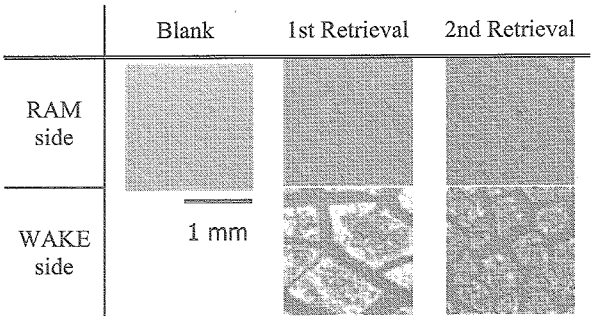


Fig. 4 Surface alterations of exposed aerogel.
(All pictures are same magnification)

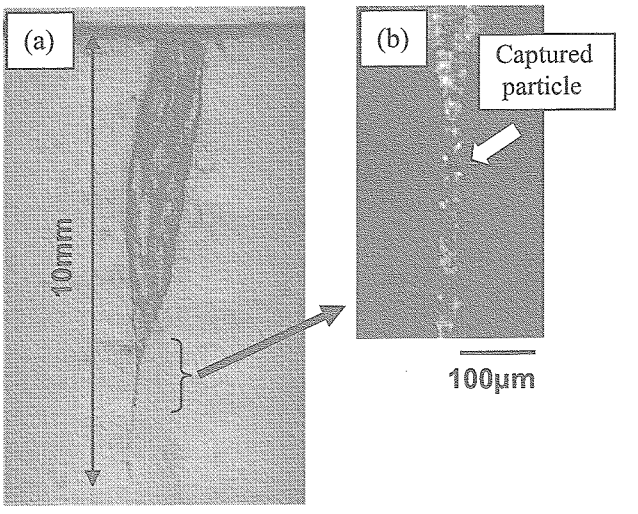


Fig. 5 Captured particle in 2nd retrieval silica aerogel.
(a) Typical track in silica aerogel (WAKE side).
(b) Magnified image (apical part).

3．3　材料曝露実験

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

3．3．1　張力負荷ポリイミドフィルム（UPILEX®-S）[2]

SM/SEEDでは、厚さ125μmのポリイミドフィルム（UPILEX®-S）を4層重ねた試料に対し、無負荷（0MPa）、低張力負荷（1.4MPa）および高張力負荷（7.0MPa）の3種類の張力を負荷した実験装置を搭載した。

約28ヶ月宇宙に曝露された後に回収したサンプルの外観写真をFig. 6に示す。曝露領域は変色しており、非曝露領域とは明らかに異なる表面状態を呈していた。FE-SEM観察により、曝露領域は激しく侵食されていることが確認された（Fig. 7）。また、回収サンプルは曝露前と比較して質量減少がが大きくなっていた。質量減少量を曝露面積とサンプルの密度で除して、平均的な膜厚減少量を推定すると、回収サンプル（約10ヶ月及び約28ヶ月曝露）の膜厚減少量は5～10μmとなった。

地上対照試験後のサンプルでは、AO照射試験後のサンプル表面においてのみ回収サンプルと同様の侵食が観察され、また質量減少が見られた。よって、AOが侵食を引き起こし質量減少につながった原因と考えられる。これら表面状態の変化及び質量減少は、負荷張力に関わらず、全ての回収サンプル及びAO照射サンプルで観察された。曝露期間に対する、回収サンプルの引張り強度の変化をFig. 8に示す。Fig. 8に示した引張り強度は、質量減少より算出した平均的な膜厚減少を考慮して算出している。引張り強度は、曝露期間の増加に伴い減少した。一方、負荷張力の影響に関しては、約10ヶ月曝露した回収サンプル及び約28ヶ月曝露した回収サンプルのどちらにおいても、負荷張力の

This document is provided by JAXA.

違いによる顕著な強度変化は見られなかった。

地上対照試験では、ISS 軌道で約 1 年分に相当する量の UV または EB を照射した後においても、引張強度は未照射サンプルと比較し、ほとんど変化が見られなかった。一方、AO 照射後のサンプルは、AO 照射量の増加に伴い、引張強度が大きく減少した（Fig. 9）。また、回収サンプルと同様、負荷張力の影響は見られなかった。以上の結果から、宇宙環境に曝露された張力負荷ポリイミドフィルムの引張強度の減少は、AO に起因すると判断できる。また、試験した張力の範囲では、負荷張力による引張強度の低下がないことを確認した。

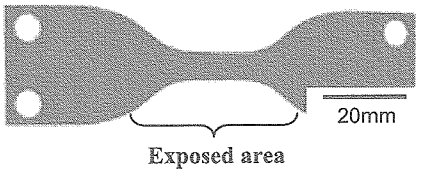


Fig. 6 Outermost surface of UPILEX®-S sample. (2nd Retrieval)

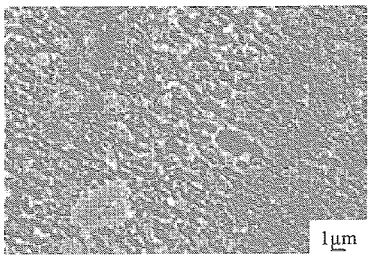


Fig. 7 Surface microstructure of exposed area of polyimide film.

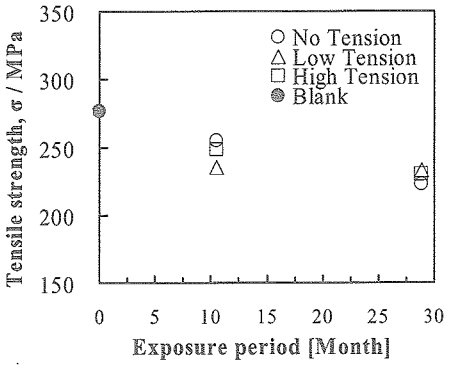


Fig. 8 Tensile strength of retrieved polyimide films.

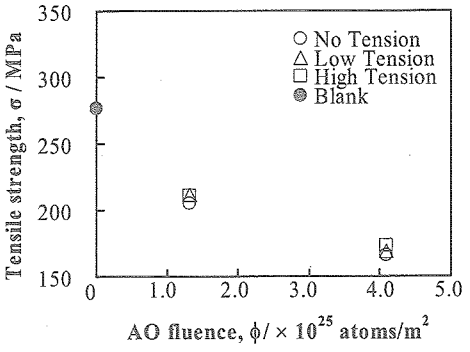


Fig. 9 Tensile strength of AO irradiated polyimide films.

3．3．2　フレキシブル太陽光反射素子（F-OSR: Flexible-Optical Solar Reflector）[3]

評価の対象としたF-OSRは、ポリエーテルイミドをベースフィルムとして、表面にITO（Indium-tin Oxide）透明導電膜と酸化セリウム層、裏側に反射層（Ag）と防食層（Ni合金）の多層構造を有した、厚さ約 100μmのフィルムである。宇宙環境曝露後の熱光学特性及び質量変化をFig. 10 に示すが、1 式目及び 2 式目回収試料のいずれもα_Sおよびε_Nの変化はほとんど見られず、極めて優れた耐宇宙環境性を示した。

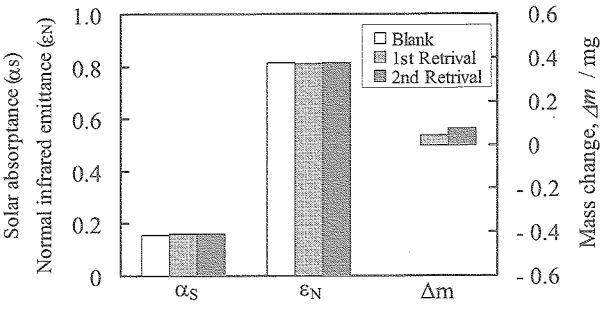


Fig. 10 Thermo-optical property and mass change of exposed F-OSR.

質量変化に関しては、曝露期間に応じて若干の増加が見られた。Fig. 10 は断面の微細組織であるが、曝露後の試料には新たな層（以下、付着物層）の形成が認められ、その厚さは、曝露期間に応じて増加していた。この付着物層についてFT-IR（フーリエ変換赤外分光法）によって分析したところ、主にSiO_xが検出された。SiはF-OSRに含まれない成分であることから、付着物層はSiを含む汚染に由来

This document is provided by JAXA.

しているものと考えられる。Table 2は、この付着物層をSiO_2と仮定してその質量を推定したものであるが、曝露前後の質量変化に比較的近い値を示した。

Table 2 Estimation of new layer mass produced on F-OSR.

	Mass increase ΔM (mg)	New layer produced on F-OSR	
		Thickness (nm)	Estimated mass (mg)*
1st Retrieval	0.042	20	0.016
2nd Retrieval	0.071	80	0.065

* Calculated on the assumption that the condensed layer is whole SiO_2 (Density: 2.6 g/cm^3, Exposure area: 3.14 cm^2)

4．まとめ

本報告では、SM/MPAC&SEED実験にて軌道上曝露した試料の一部に関して、第2式目回収試料の評価結果を報告した。

MPAC試料について、シリカエアロジェルは宇宙空間曝露によって外観上著しい変質が見られたが、衝突粒子の計測結果は概ね妥当であり、微小粒子捕獲能力に大きな異常は現れなかった。今後、詳細観察及び捕獲物の分析を通じて、軌道上ダスト環境の把握を行う予定である。

SEED実験では、ポリイミド系試料についてAOによる著しい侵食が確認された。張力負荷試料では地上対照試験結果との比較から、宇宙環境における強度低下はAOの影響が大きいことを確認した。また、ほとんどの試料表面にSiを主体とする汚染が生じていた。しかしながら、F-OSRについては未曝露品とほとんど変わらない熱光学特性を示しており、耐宇宙環境性に優れていることが明らかとなった。

いずれの結果においても、曝露前、1式目及び2式目と比較的順当な結果が得られており、本実験の特徴である3式同時打ち上げ及び順次回収の有効性が示されていると考えられる。現在行われている3式目回収試料の評価結果と併せて総合的な検討を行うことにより、耐宇宙環境性評価に関して有用な知見が得られることが期待される。

5．謝辞

本研究は搭載試料提案者をはじめ、SM/MPAC&SEEDの開発、運用および評価において社内外に渡る数多くの方々の御協力により行われました。この場を借りて、関係者全ての皆様に感謝の意を表します。

[参考文献]

[1] Yamagata, I., et al.,: “Overview of the Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device (MPAC&SEED) Experiment”, Proceedings of the 10th International Symposium on "Materials in a Space Environment"(ISMSE), Collioure France, 2006, in press.

[2] Shimamura,H. and Yamagata,I.: “Degradation of Tension-Loaded Polyimide Films in a Space Environment”, Proceedings of the 10th International Symposium on "Materials in a Space Environment"(ISMSE), Collioure France, 2006, in press.

[3] Miyazaki,E. and Yamagata,I.: "Results of the Space-Environment Exposure Experiment "SM/MPAC&SEED" on the International Space Station: Flexible Optical Solar Reflector", Proceedings of the 10th International Symposium on "Materials in a Space Environment"(ISMSE), Collioure France, 2006, in press.

This document is provided by JAXA.

炭素繊維強化形状記憶ポリマの宇宙適用性評価

Space Applicability Study on Carbon Reinforced Shape Memory Polymer

部品・材料・機構技術グループ
(Electronic, Mechanical Components and Materials Engineering Group)

石澤 淳一郎、南 伸太朗、島村 宏之
Junichiro Ishizawa, Shintaro Minami, Hiroyuki Shimamura

Abstract

Carbon fiber reinforced shape memory polymer (FR-SMP) has been developed for space deployable structures as solar paddles, antennas, etc. This material is lightweight, low-cost, and has high workability. We have experimentally proved enough tolerance tolerance against space environment for its mechanical and shapes recover property. Deploying test using flat plate models has been revealed that unidirectional reinforced configuration has good shape memory property due to well-balanced rigidity and flexibility.

Hemisphere model has been produced through newly-developed FR-SMP dry prepreg.

1．はじめに

宇宙開発における展開構造技術の研究は、太陽電池パドル、アンテナ、ラジエータ等や、太陽発電衛星をはじめとする新しい大型宇宙構造物の実現のために国内外で実施されている。人工衛星の展開型太陽電池パドル等、実用が進んでいるものも多いが、展開機構が追加されることによる重量、寸法の増加や信頼性の低下等、期待するほどの形状展開の効果が得られくい場合もあり、その技術向上が求められている

そこで我々は、信頼性や形状自在性の高い展開構造を実現する材料として、形状記憶ポリマに着目し、宇宙適用に向けた研究を行っている。形状記憶ポリマは、材料の加熱のみで展開する単純な機構となるため信頼性が高く、複雑形状への適用が可能等の利点を有する。形状記憶ポリマは、同様な形状記憶材料である形状記憶合金と比較し、高分子材料に特徴的な軽量で加工性に優れる等の利点を有している。一方で、樹脂単体では展開精度や耐宇宙環境性に劣るため、炭素繊維による複合強化（形状記憶ポリマ複合材）や樹脂成分の改良によって、宇宙適用性を高める研究を実施してきた。

本研究は平成 12 年度から形状記憶ポリマの基礎物性、耐宇宙環境性の評価や、宇宙適用のための複合材用樹脂の開発、形状回復温度を向上させるための材料設計、プロセス改良等を実施し、その後、平成 16 年度から 2 年間に亘り、用途先を拡大するプリプレグの開発や展開試験等を実施した。本項では、形状記憶ポリマの特徴と共に、最近の成果である形状記憶特性評価結果や、成形プロセスの改善を目的として実施したプリプレグの試作評価結果について報告する。

2．研究の概要

形状記憶ポリマの形状記憶機能は、高分子材料のガラス転移現象を利用している。

一般的な高分子材料の機械的特性はガラス転移温度（Tg）を境として変化し、低温では硬いガラス状態、高温では柔軟なゴム状態として振舞う。形状記憶ポリマは、Tg 以上の温度ではゴムのように自由に変形させることが可能であり、その変形（負荷応力）を保ったまま Tg 以下の温度に冷却することによって、そのままの形状で固定させることができる。その後、Tg 以上に加熱すると、材料は柔軟性を取戻し、本来の弾性力によって元の形状に回復する。

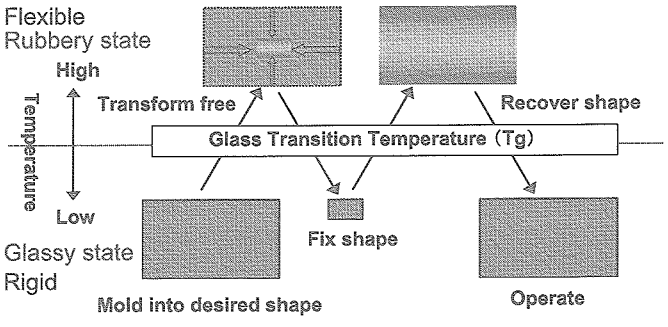


Figure 1　Concept of SMP's Shape Memory Effect

This document is provided by JAXA.

Tgは形状回復温度となり、本材料に重要な特性となる。

収縮状態でロケット等の輸送機に搭載、輸送後展開させる場合は、軌道上で展開させたい形状に成形した後、Tg以上でロール状等に畳み、その形状を保ったままTg以下に冷却して形状を固定する。これを軌道上に輸送後、Tg以上に加熱することによって展開させ、加熱を止めることにより剛性の高いガラス状態とし、運用状態とすることができる（Figure 1）。

駆動機構を用いた張力負荷型の展開では、展開力の制御や長期安定性が構造全体の信頼性を左右するが、形状記憶ポリマによる展開は、材料が安定となる元の形状に回復していくものであるため、確実な展開動作を実現させやすい。さらに、局所的な負荷が掛かりにくい、展開速度や展開力が小さいため宇宙機の姿勢への影響が小さい（反対に、大きな駆動力を必要とするようなアクチュエータとしては不向きとなる）、展開の中断、再開が可能である等、宇宙機への適用に有利な点が多い。

形状記憶ポリマは、日本で開発された材料を中心に、組成や機械的特性、形状回復温度が異なる複数種が存在する。この中から、形状回復温度の設定温度範囲が広く、既に民生用途で多くの実績を有する三菱重工業（株）製ダイアリィ®（上市は（株）ディアプレックス）を選択して宇宙適用性の研究を行っている。ダイアリィ®はポリオールとイソシアネートを主原料としたポリウレタン系高分子材料であり、その配合、分子構造、分子量を変化させることによって、-40～120℃の範囲で形状回復温度となるTgを設定することができる[1-3]。

形状記憶ポリマを宇宙機に適用する場合、ポリウレタン樹脂単体では機械的特性が十分ではない。このため、炭素繊維による材料強化を行い、宇宙用の形状記憶ポリマ複合材としての研究開発を実施してきた。これまで、機械的特性データの取得、形状回復温度（Tg）の高温化（55℃→100℃）、柔軟性低下の少ない炭素繊維強化方法の検討、宇宙環境に対する耐性評価及び耐性向上、加熱用ヒータ埋込み品の試作評価等を実施してきた。特に、耐宇宙環境性については、電子線、紫外線、原子状酸素の各照射後においても機械的特性や形状記憶特性が十分維持されることを確認した。これらの詳細については文献[4-5]を参照されたい。

3．成果概要

3．1　形状記憶特性評価試験

形状記憶ポリマ複合材の形状記憶特性評価のため、平板モデルを用いた収納性評価試験及び展開試験を実施した。ゴム状態となるTg+30℃で供試体をジグザグ状に折畳み、若しくはロール状に丸めて収納性を評価した後、透明アクリル製加熱室中でTg+30℃の対流空気加熱による展開試験を実施した。展開方法は下向きとした。

Table 1　Specimen for shape memory test

Specimen	Quasi-Isotropic (4ply) FR-SMP	Unidirectional (2ply) FR-SMP	Resin only
Resin material	MP5500 (Tg:55℃)		
Dimensions (mm)	500×100×1	500×100×0.5	500×100×1
Bending strength (MPa)*	228	535** 42***	—
Bending elastic modulus (MPa)*	9.1	38* 2***	—

* Measuring at room temperature

** Fiber-reinforced direction　*** Vertical to fiber-reinforced direction

評価試験に用いた供試体をTable 1に示す。炭素繊維による強化は、平織及び一方向強化の2形態とした。一方向材では、繊維に対し平行方向と垂直方向で機械的特性等の異方性を有するが（繊維強化の効果）、長軸方向を高剛性にする用途が主となると考え、繊維と平行方向を収納及び展開方向と設定した。一方向材は長軸方向の強化が大きいため、平織り材の半分の厚みとした。なお、試験実施の簡便さから、形状記憶樹脂にはTg:55℃のMP5500を用いている。

本試験で得られた結果をTable 2に、形状回復挙動を示す写真をFigure 2に示す。収納性は畳んだ際の高さから、形状回復性は回復に要した時間と回復形状精度（○：ほぼ元通りに回復、△：局所的な変形が一部に残る、×：平置き時に1cm以上の浮きが見られる）で評価した。

繊維強化形態の比較では、平織材と比べ形状の薄い一方向材が、ゴム状態（Tg以上）での柔軟性が高く、収納高さを小さくすることができた。また、収納方法の比較では、局所的に歪みが生じにくいロール状で良い結果が得られたが、その後の展開試験では、回復精度や回復時間が劣る結果となった。

これは、ロール状に巻き始める際の歪みが大きくなり形状回復を妨げる損傷が生じたこと、接触する部分が多く形状回復時の摩擦が大きくなること、さらに熱が伝わりにくい形状で回復に時間が掛かったものと考える。本試験では、繊維強化形態は平織材よりも一方向強化材の方が、収納形態はロール法よりも折畳み法の方が、形状

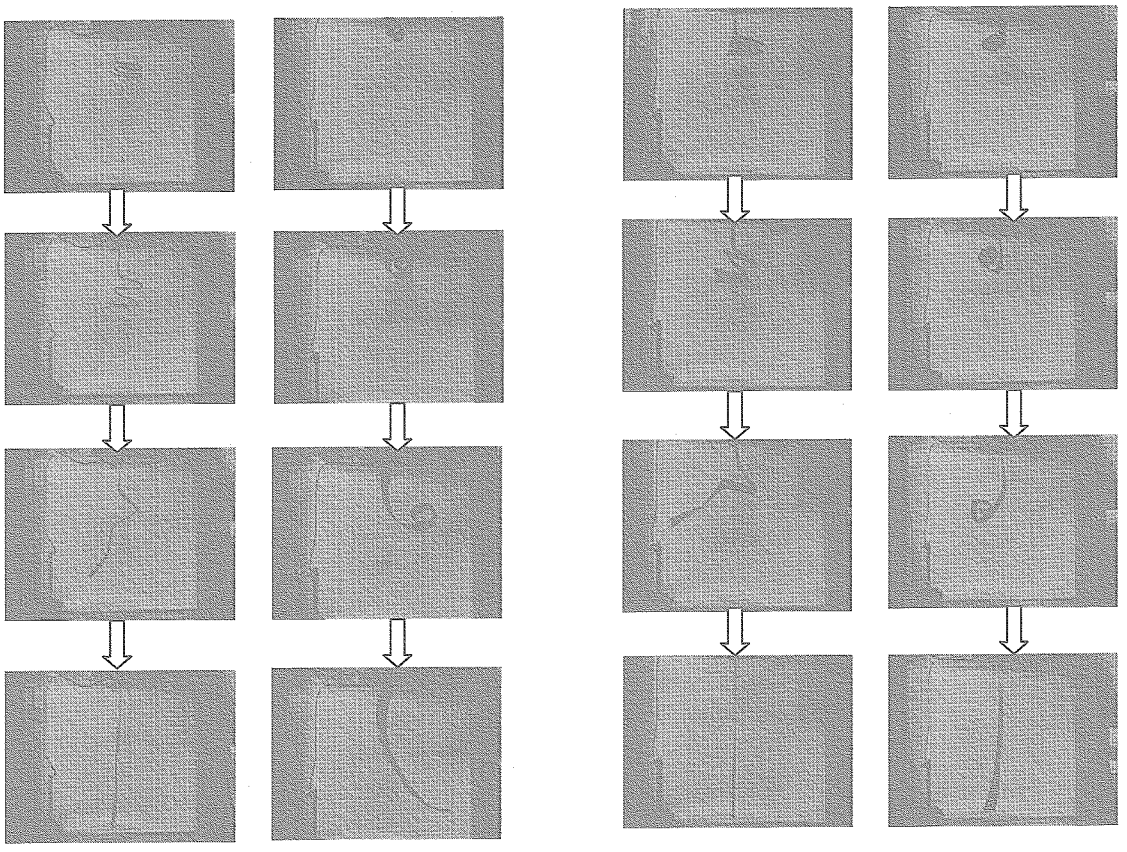
This document is provided by JAXA.

記憶特性が優れた結果となった。

今後は変形部の板厚を薄くするように配慮する等、強化繊維の選択、収納方法を含めた設計手法の向上を図っていく。併せて、軌道上展開を模擬した真空環境下での加熱、展開試験を実施する予定である。

Table 2　Specimen for shape memory test

	Quasi-Isotropic (4ply) FR-SMP		Unidirectional (2ply) FR-SMP	
	Fold	Roll	Fold	Roll
Minimum Storage Height (mm)	64	46	50	30
Shape Recovery Time (s)	90	240	40	100
Shape Recovery Accuracy	○	×	○	△



Fold Type　Roll Type　Fold Type　Roll Type

Quasi-Isotropic(CF:4ply)　Unidirectional (CF:2ply)

Figure 2　Sequential Photographs of FR-SMP during Moving Model Tests

3．2　プリプレグの試作評価

形状記憶ポリマ複合材は、モールド成形が可能で、ヒートシール性や同系材料からなる形状記憶接着剤を利用した接着加工が可能、切削性も良い等、加工性に多くの利点を有している。

これまでの研究では、平板状の形状記憶ポリマ複合材をホットプレス成形若しくは真空アシスト RTM 成形（Resin Transfer Molding、気密な型に強化繊維を設置後、樹脂を流し込んで成形する複合材料の成形法）によって製作してきたが、曲面やアングル等、様々な形状での成形を容易にするため、形状記憶ポリマプリプレグの製作を試みた。

今回試作を行ったものは、取扱い性で有利なドライプリプレグであり、繊維に含浸させた形状記憶ポリマ（MP9000）の硬化を途中まで進行させたものである。得られたドライプリプレグは、ガラス転移点以上からプリプレグの硬化温度以下に加熱することで柔軟にできる。プリプレグを任意の型に積層させ配置するレイアップの作業では、型に積層させる際に加熱して柔軟になり、その後は冷却によって固定できるため、作業性が高まる

This document is provided by JAXA.

利点も得られた。

Table 3 にオートクレーブ成形及びプリプレグ・ハンドレイアップ成形によって作製された 4ply 平織複合材の 3 点曲げ試験結果を示す。プリプレグ成形材は、目標とした板厚よりも厚くなったため、機械的特性の直接比較ができないが、オートクレーブ品に対し特性が劣らない結果が得られた。板厚等の形状精度については、今後の試作試験でデータを充実することによって向上できる見込みである。

プリプレグ成形品の断面観察写真を Figure 3 に示す。炭素繊維ー樹脂層間のボイド等、内部に含まれる欠陥は観察されず、ドライプリプレグによる形状記憶ポリマ複合材の成立性が確認できた。

さらに曲面を有する立体形状での成形性評価のため、半球型モデル（2ply 平織、直径 350mm、高さ 120mm）をプリプレグから作製した。Figure 4 のように平板状の形状記憶ポリマ複合材に放射状の切込みを入れ、半球の型に合わせて成形を行った。端部仕上げを行った成形体外観を Figure 5 に示す。仕上りが良好なモデルを作製することができた。

Table 3　Mechanical properties of FR-SMP

Molding process	Autoclave	Prepreg
Thickness (mm)	1.1	1.6
Maximum load (N)	77	130
Maximum deflection (mm)	6.8	12.6
Bending strength (MPa)	316	449
Bending elastic modulus (GPa)	11	15

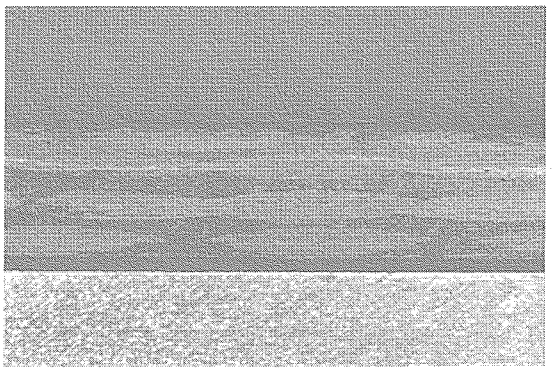


Figure 3　Cross-section of FR-SMP by prepreg processing

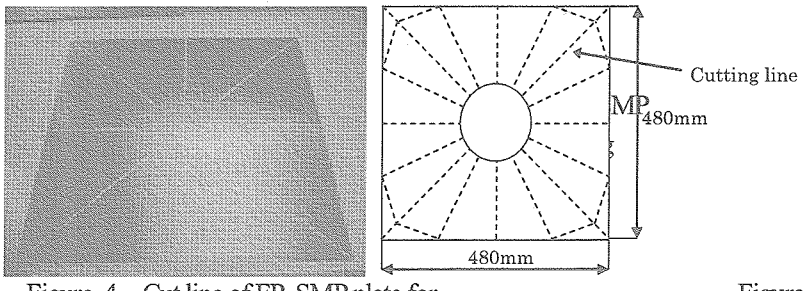


Figure. 4　Cut line of FR-SMP plate for Hemisphere model

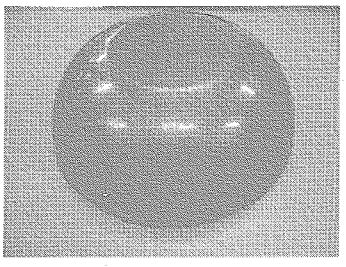


Figure. 5　Hemisphere model of FR-SMP Using prepreg processing

4．まとめ

炭素繊維強化を行った形状記憶ポリマ複合材について、形状記憶特性評価試験及びプリプレグの試作評価結果を報告した。形状記憶特性評価試験では、板厚を薄く柔軟にできる一方向強化材が形状記憶特性に優れる結果が得られた。また、形状記憶ポリマ複合材のドライプリプレグ化に成功し、平板及び半球形状での成形性を確認することができた。

今後は、宇宙機用展開構造への適用に向け、より具体的なコンポーネントを見据えた動作モデルでの試験を行う等、研究開発を発展させたい

また本材料は、その新規性から民生用としての活用も期待できる。宇宙用としての開発と並行して、民生用途の展開も積極的に考えていく予定である。

参考文献

[1] 戸伏, 林, 小島,　日本機械学会論文集, 57(1991), 543 号, pp.146-152.

[2] 戸伏, 林, 日本機械学会論文集, 62(1996), 第 597 号, pp.1291-1298.

[3] Sokolowski, Chmielewski, Hayashi and Yamada, Proc. SPIE, Smart Structures and Materials, 3669(1999) ,pp.179-185.

[4] Ishizawa, Imagawa, Yoshikawa, Hayashi and Miwa, Proc. The 7th Japan International SAMPE Symposium (2001), pp.295-298.

[5] 島村, 石澤, 林,プラスチックス, 1(2006), pp.124-128.

This document is provided by JAXA.

角度検出器の開発

Development of Resolver

部品・材料・機構技術グループ

(Electronic, Mechanical Components and Materials Engineering Group)

宮馬 浩、小原 新吾、鈴木 峰男

Hiroshi Miyaba, Shingo Obara and Mineo Suzuki

Abstract

Development status of Resolver is described in this paper. This item was selected as having high-priority in the field of moving mechanical components (MMCs), to be developed using own technology, by the Space Mechanical Components and Materials Subcommittee. Institute of Space Technology and Aeronautics, JAXA has been responsible for the development.

1. はじめに

角度検出器は、JAXA宇宙用部品技術委員会に於いて、市場性や技術性の観点から高性能・高機能・高品質で海外市場への参入が期待できるとの理由により第１期重要部品として選定された。この選定結果を受けて、平成15年度より開発に着手し、要素試作試験や認定試験を実施し、平成18年７月認定試験後審査会／完了審査会に於いて開発仕様書の要求条件を満足することを確認した。また、本開発の成果に基づき、地球観測衛星搭載センサーの角度検出用としてシステム要求に沿って最適化された製品が採用された。

2. 開発の概要

平成15年度は、7月に開発に着手し、年度末に基本設計審査を実施した。

平成16年度は、 レゾルバ・デジタル(RD)変換回路用ハイブリッドICの開発遅れと開発後には事前の情報と異なりEL対象品となったことから入手に時間を要しCDRの延期やQMの製作遅延を生じた。また、海外製品(光学式エンコーダ)との互換性を考慮して設計を進めていたが、開発中のプロジェクト機器との機械的インタフェースを考慮して更なる小型化を行った。[1]

平成17年度は、詳細設計審査を行い設計を確定しQMを製作した。海外製品以下の目標価格を前提として開発計画を立案していたが、電子部品の購入費が当初の想定を超えたため全体開発費に占める供試体費の比率が高くなり、厳しい開発となった。一方、FPGAの製造中止など計画外の課題に対しては、バックアップ部品を用いた回路基板の評価試験などを追加実施した。

平成18年度は、認定試験を実施し審査会を経て、引き続きデータシート作成のためにオフノミナル条件での評価試験を行っている。

本開発の進捗状況をFig. 1に示す。

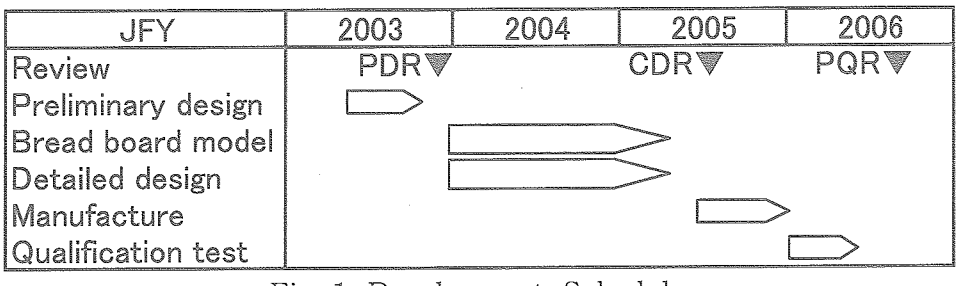


Fig. 1 Development Schedule

This document is provided by JAXA.

3. 成果の概要

認定試験は、通常の耐環境試験を行い、角度検出精度の確認を行った。ここでは基本仕様、誤差要因、ROM補正、精度測定について説明する。

(1) 基本仕様

角度検出器は、Fig. 2の断面図の通り、レゾルバと軸受で構成される回転機構と角度信号の処理を行う電子回路より構成されている。角度信号は、Fig. 3のブロック図の通り、レゾルバから出力されるのアナログ信号をデジタル信号に変換しROM補正を行って出力される。

RD変換回路の基板は、部品の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、小型化を実現している。

既存海外品との仕様比較をTable. 1に示す。

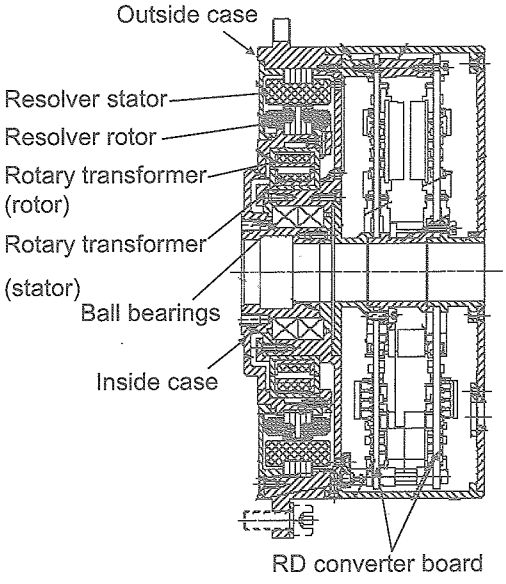


Fig.2 Cross section of a Resolver

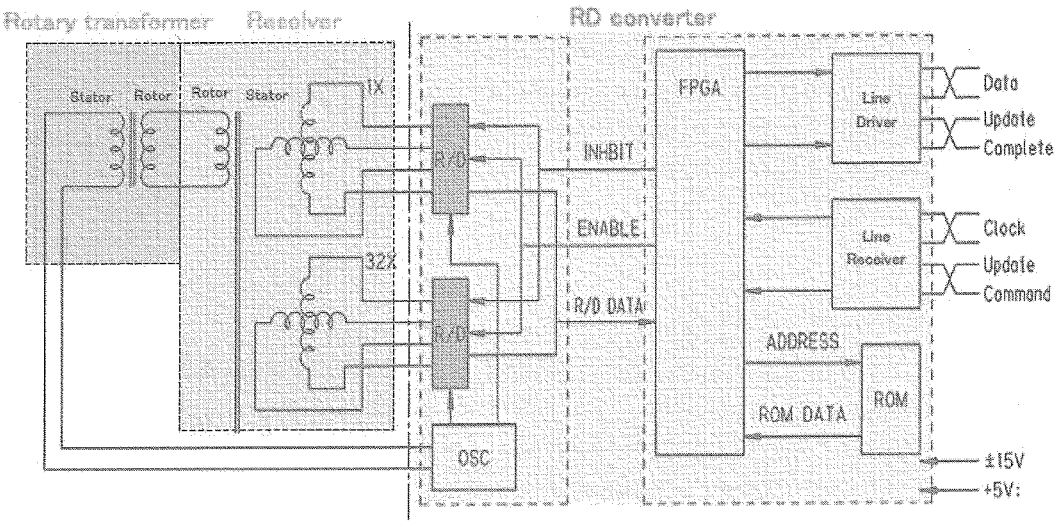


Fig.3 Block diagram of the Resolver

Table. 1 Resolver Specifications

Description	Resolver	Optical encoder
Outer shape Diameter	125 mm	137 mm
Width	67 mm	79 mm
Bore Diameter	18 mmφ	—
Sensing method	Electromagnetic induction	Optical
Angular accuracy	＜±0.0015°(±5arcsec)	＜±0.0015°(±5arcsec)
Resolution	21 bit	18 bit
Mass	＜2.0kg(1.82kg)	＜2.2kg
Power	＜2.6W(1.2W)	＜5W
Input/Output	Differential type(EIA RS422)	Differential type(EIA RS422)

This document is provided by JAXA.

(2)誤差要因

角度検出器の誤差要因は、角度検出器の内部要因と環境条件やインタフェース仕様による外部要因に分けられる。内部要因は、レゾルバのステータやロータの加工精度、軸受部のはめ合い隙間などの機械加工要因と電気回路に起因する電気的要因である。外部要因は、インタフェース仕様として設定した取付け誤差や温度環境、供給される電源変動などである[2]。

これらの誤差要因に関して、インタフェース仕様を規定すると供に、常温での角度検出誤差を得てROM補正を行っているが、軸受回転による軸ブレや温度変化に伴う熱変形の影響、電子回路の量子化誤差が補正できないため、ROM補正後に常温(室温)、低温(-30℃)、高温(+80℃)の条件で角度検出精度の評価を行った。

(3)ROM補正

ROM補正の概念をFig. 4に示す。補正データは、フルビットでCW,CCW連続3回測定したデータを平均し、主系のCWの角度検出器零点を基準として求めており、従系の零点のオフセット量についても、従系のROM補正値に取り込んでいる。角度検出器のRDコンバータから出力される角度信号21bitのうち、上位15bitをROM補正のアドレスとし、下位 7bit 信号を角度補正データに割り振っている。このため回転角度を 15bit 分割した範囲(0.011°)毎に補正を行っている。

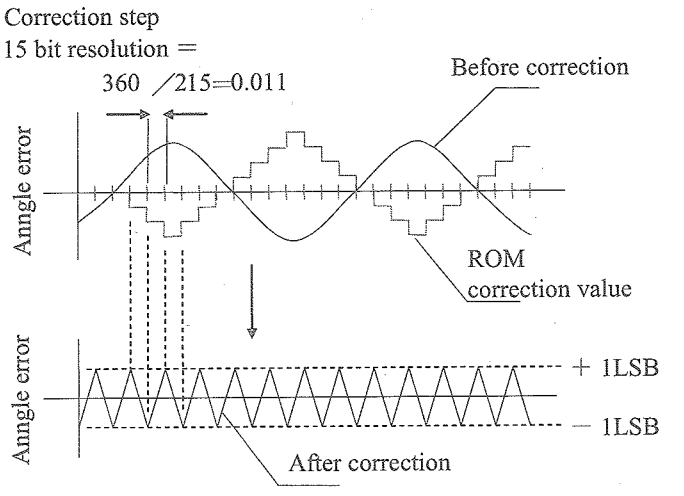


Fig.4 Concept of ROM correction

(4)精度測定

Fig. 5はフルビットの角度検出精度測定の機器構成を示している。角度基準器(エンコーダ)と角度検出器を結合し、DDモータにて回転駆動する。基準器側は、36,000パルス/rev.の信号を100分割回路に通し3,600,000 パルス/rev.とする。この信号を22bit のアブソリュート角度信号に変換し、角度検出器の 21bit 信号との差異を角度誤差とした。

認定試験では、打上げ環境と軌道上環境を模擬した振動試験と温度サイクル試験を行った後に、角度誤差を測定し、精度要求を満足することを確認した。

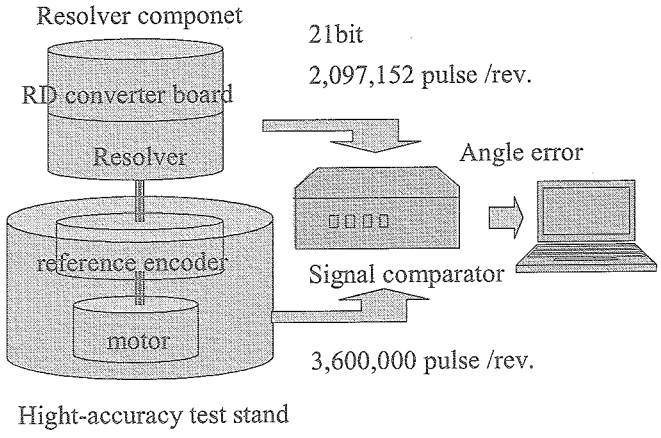


Fig.5 Measuring configuration

(5)計測結果

前述のROM補正処理の後に得られた角度検出精度(角度誤差)をFig. 6に示す。

This document is provided by JAXA.

Fig. 6は、ワーストケースとなった低温時の計測データであり、CW, CCWの回転方向によらず、±5秒の精度誤差の範囲内にある。また、CWとCCWの切り替えにより零点が約2秒程度のシフトしている。更に、レゾルバ回転軸の振れによると推定されるうねりが見られる。

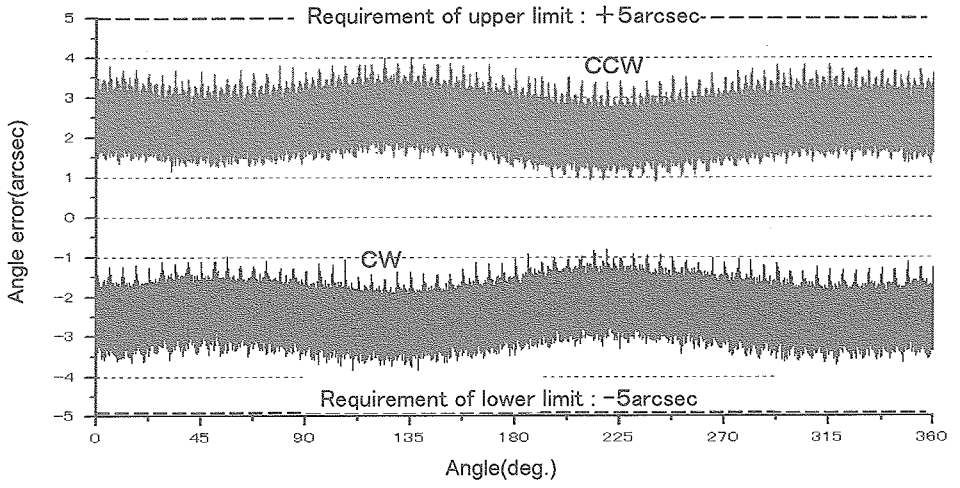


Fig.6 Results of anglar accuracy

4. まとめ

宇宙用としての耐環境性と角度検出精度の要求を満足する角度検出器を開発した。既開発品に比較し最新の電子部品を採用することで更なる小型化を実現することができた。

一方、EL対象部品を使用せざる得ない結果となったが、将来の部品国産化によりこの様な課題が解消されることを期待する。

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㈱ 中川潤氏、NEC東芝スペースシステムズ㈱ 佐々木彰氏、㈱アイ・エイチ・アイ・エアロスペース 秋山正雄氏に対し感謝いたします。

【参考文献】

[1] 宇宙用機構部品の開発(角度検出器・減速歯車)、宮馬浩、小原新吾、佐々木彰、田中康夫、岩木雅宣、鈴木峰男、平成16年度総合技術研究本部宇宙領域・宇宙科学本部合同研究成果報告会、2005年10月6日、筑波宇宙センター

[2] レゾルバシステムの用語と定義、日本電機工業会技術資料JEM－TR187、社団法人日本電気工業会、平成5年12月20日

This document is provided by JAXA.

3D-C/C 複合材の試験法標準化研究

Standardization of test methods for evaluating the mechanical properties of 3D-C/C composites utilized for nozzle throats of solid rocket motors

総合技術研究本部、複合材技術開発センター、ナノ複合材セクション
青木卓哉、小笠原俊夫
総合技術研究本部、複合材技術開発センター
八田博志
航空プログラムグループ
石川隆司
宇宙科学研究本部、宇宙材料・構造研究系
後藤健

Takuya Aoki and Toshio Ogasawara
Nanocomposite section, Advanced Composite Technology Center, Institute of Aerospace Technology
Hiroshi Hatta
Advanced Composite Technology Center, Institute of Aerospace Technology
Takashi Ishikawa
Aviation Program Group
Ken Goto
Department of Space structure and materials, Institute of Space and Astronautical Science

ABSTRACT

Three-dimensionally reinforced carbon-fiber-reinforced carbon matrix (3D-C/C) composites have been applied to the nozzle throats of solid propellant rockets such as SRB-A and M-V due to the excellent heat resistance exceeding 2273 K. In order to assure the design reliability of the nozzle throats, the mechanical properties of the 3D-C/C composites are necessary from room temperature to elevated temperatures. However, no well-developed test method is available at present to evaluate the mechanical properties. The objective of this research is therefore placed upon the standardization of the test methods for evaluating the mechanical properties of the 3D-C/C composites utilized for the nozzle throats. The mechanical tests discussed in this research include tensile, compressive and shear tests of the 3D-C/C composites from room temperature to elevated temperatures exceeding 2273 K.

This document is provided by JAXA.

1. はじめに

本研究は、SRB-A および M-V ロケットのノズルスロートに用いられている三次元強化炭素繊維強化炭素（以下、3D-C/C と略記）複合材の力学的特性評価技術に着目し、室温から 2000℃以上の温度域における同材料の材料特性試験法の標準化を目指した検討を行うことで、固体ロケットモータの信頼性向上に貢献するものである。本発表では、H-II-8 号機および M-V-4 号機の事故後に開始された信頼性向上プロジェクト（平成 13~15 年度）から現在までの研究成果について報告を行う。具体的には、室温から 2000℃以上の超高温域にわたるノズルスロート用 3D-C/C 複合材の引張、圧縮、せん断特性の評価技術を検討した結果を報告する。併せて、複合材技術開発センターで実施している、SRB-A 実機用 3D-C/C 複合材の 2000℃強度保証試験について紹介する。

2. 研究の概要

2.1 研究背景

図 1 に H-IIA ロケットの SRB-A および M-V ロケットにおける 3D-C/C 複合材の適用部位を示す。3D-C/C 複合材はノズルインサートに適用されており、燃焼ガスに直接晒されるため、ごく短時間で 1000℃以上に、局所的には 3000℃程度まで加熱される。したがって、ノズルインサートの設計信頼性を確保するためには、設計データとなる同材料の室温から超高温に亘る材料特性値（引張、圧縮、せん断特性等）が必要となる。ところが、3D-C/C 複合材に関しては力学特性の評価方法が標準化されておらず、また技術的に確立された方法も存在していない。このため、材料試験によって得られた力学特性データの妥当性についても、必ずしも十分に検証されていないのが現状である。

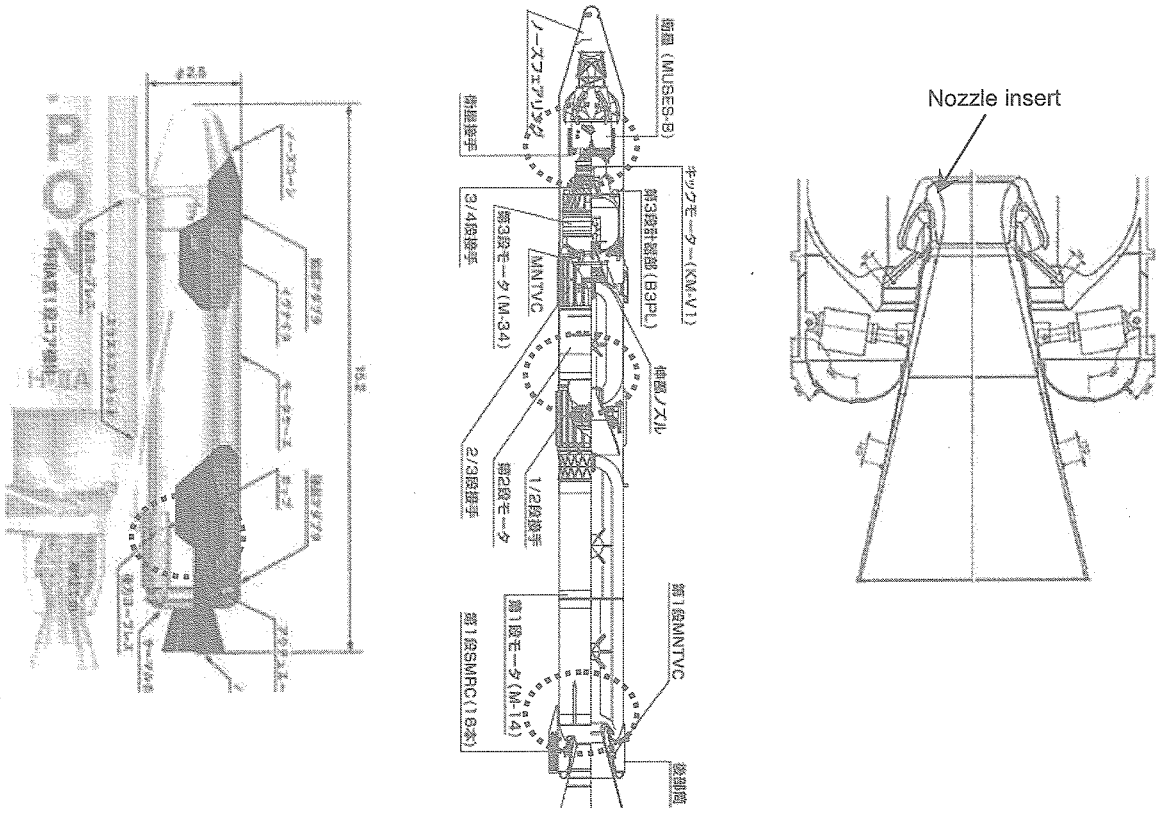


Fig.1 The 3D-C/C nozzle inserts of SRB-A and M-V solid propellant motors.

This document is provided by JAXA.

2.2　研究目的

上述の背景に基づき、本研究では、固体ロケットモータのノズルスロートに用いられている3D-C/C複合材に対して、室温から2000℃以上の超高温に亘る力学的特性評価方法に関する実験的な検討を行い、試験法の標準化を視野に入れた技術的な検討を行う。これにより、固体ロケットモータ用3D-C/C複合材の強度信頼性設計および評価技術の確立に貢献することを目的とする。

2.3　研究内容

本研究は、総合技術研究本部、複合材技術開発センターと宇宙科学研究本部、宇宙材料・構造研究系の共同研究である。研究分担は、総合技術研究本部は3D-C/C複合材のせん断特性を、宇宙科学研究本部は引張および圧縮特性を担当することとした。以下に研究項目を要約して示す。

研究項目

1. 最高3000℃の試験が可能な試験機および試験冶具の整備（IAT、ISAS）
2. 最適試験片形状の検討（せん断は主にIAT、引張・圧縮は主にISAS）
3. ひずみ計測技術の検討（分担は上述通り）
4. 力学特性試験方法の評価、標準化検討（分担は上述通り）
5. 非線形力学挙動のモデル化（IAT、ISAS）

3.　成果の概要

以下に本研究で得られた成果を要約して示す。なお、具体的な試験結果については発表にて説明を行う。

3.1　超高温材料試験設備の整備

国内で2000℃以上の超高温域において材料の強度や弾性定数を高精度で測定可能な試験機関は非常に限られている。本研究では既存設備の改修により、IATに最高試験温度2300℃の材料試験設備を、ISASに最高試験温度3000℃の試験設備を整備した。図2にIATの試験設備を示す。本設備は米国インストロン社製のネジ駆動式万能試験機と、タングステンメッシュヒーターおよび真空チャンバーを組み合わせたものである。試験冶具は黒鉛製で、各種材料試験を2000℃まで行うことが可能である。また、米国MTS社製の接触型変位計（モデル632.59F-77）を組み合わせることで、2000℃の材料試験においても試験片のひずみ測定が可能である。なお、整備した両試験設備は、H-IIA-6号機事故のタスクフォース研究においてノズルライナー用CFRPの超高温材料試験においても使用されている。

This document is provided by JAXA.

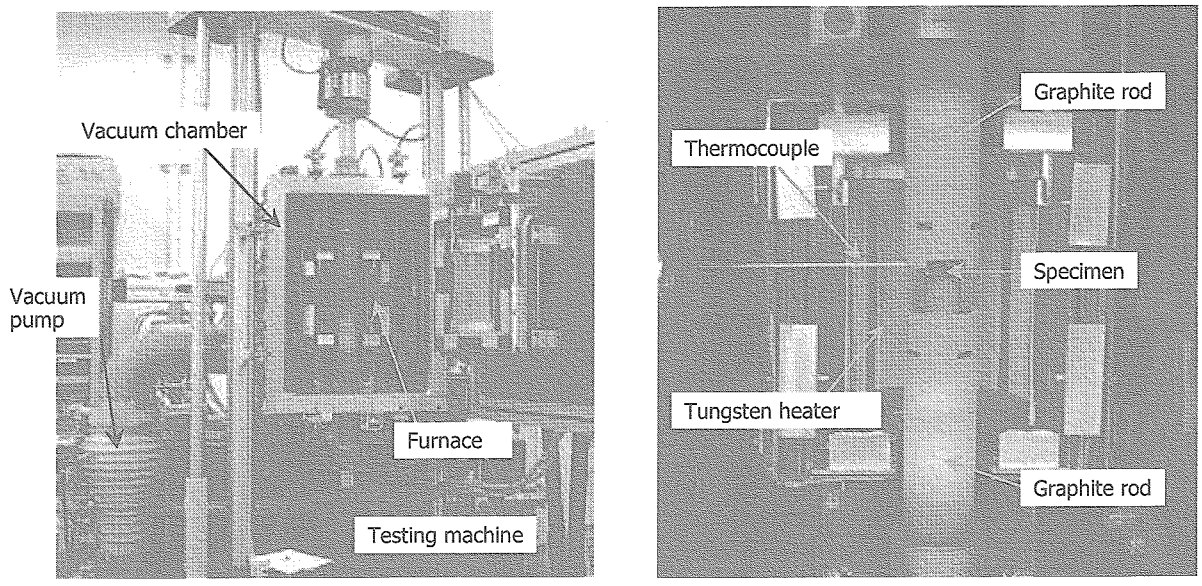


Fig.2　High-temperature testing system for the mechanical properties of the 3D-C/C composites.

3.2　引張試験法

室温から2000℃以上の超高温域において引張試験が可能な試験片形状を定めた。ノズルスロート用 3D-C/C 複合材の引張強度は 2000℃までは試験温度の上昇と共に増加した。しかし、1600℃以上の温度域においてはクリープ挙動を示すことが明らかとなった。クリープ挙動は2000℃以上で顕著となり、特に2500℃においては著しいクリープ変形の為、最終破壊前に荷重が低下し、破断させることが出来なかった。したがって、2000℃以上の超高温引張試験においては、得られる引張特性は引張速度に依存するため、妥当な試験速度を定める必要があることが明らかとなった。

3.3　圧縮試験法

室温から2000℃以上の超高温域において、試験片評定部で破壊させることが可能なダンベル型圧縮試験片形状を定めた。圧縮強度は2000℃までは試験温度の上昇と共に増加したが、2000℃以上の温度域では強化繊維の劣化により圧縮強度は大幅に低下することが明らかとなった。また、圧縮強度は、繊維束間の界面強度に支配されていることが明らかとなった。

3.4　せん断試験法

室温から2000℃までの温度域においてせん断試験が可能な試験片形状を検討した。せん断強度は試験温度の上昇と共に大幅に増加した。破壊プロセスの観察から得られた簡便滑りモデルと、繊維束界面強度の実測値を用いることで、3D-C/C 複合材のせん断強度が計算可能であることが明らかとなった。これにより、せん断強度は繊維束間の界面強度に支配されていることが明らかとなった。

This document is provided by JAXA.

4. SRB-A実機用 3D-C/C複合材の 2000℃強度保証試験

平成 17 年度から複合材技術開発センターでは、H-IIA ロケットのフライト毎に SRB-A 実機用 3D-C/C 複合材の 2000℃強度保証試験を実施している。本試験は、左右 2 本の SRB-A 用 3D-C/C 複合材について、それぞれ余長部からテストピースを切り出し、2000℃でせん断試験を行うものである（1 フライトにつき 10 試験、仕様によっては 20 試験）。

実機材の強度保証試験に当たり、平成 17 年度にはフライト済みの材料について 50 試験以上の 2000℃せん断試験を行い、妥当な試験結果が得られることを確認した。これまでに H-IIA 9 号機から 12 号機の SRB-A 用 3D-C/C 複合材の強度試験を実施し、実機信頼性の保証に貢献している。

Table 1　Research subjects and output for each physical year.

年度	実施項目	実施内容・成果
13 年度	調査 試作 検討 評価	・試験機の整備、試験冶具の試作・検証 ・室温材料試験（引張、圧縮、せん断）の実施 ・超高温材料試験法（引張、圧縮、せん断）の調査・検討 ・非線形挙動のモデル化手法の調査
14 年度	検討 試作 評価	・試験機の整備、試験冶具の試作・検証 ・超高温材料試験（引張、圧縮、せん断）の実施 ・非線形力学挙動のモデル化
15 年度	検討 評価 解析	・超高温材料試験（引張、圧縮、せん断）の実施（継続） ・最適試験片形状の検討 ・強度支配因子の検討 ・非線形力学挙動のモデル化
16 年度		H-IIA-6 号機事故のタスクフォース研究に参加 （ノズルライナーCFRP の室温から超高温に亘る各種材料試験を実施）
17 年度	検討 評価 解析	・最適試験片形状の検討 ・強度支配因子の検討 ・非線形力学挙動のモデル化 ・SRB-A 実機用 3D-C/C 複合材の 2000℃強度保証試験法の検討、実施 ⇒9 号機～11 号機分を実施
18 年度	まとめ	・標準試験方法の提案 ・補足試験の実施 ・SRB-A 実機用 3D-C/C 複合材の 2000℃強度保証試験の実施 ⇒11 号機～12 号機分を実施済み

This document is provided by JAXA.

5. まとめ

本研究では、ノズルスロート用 3D-C/C 複合材の室温から超高温に亘る材料特性評価技術（引張、圧縮、せん断）について実験的な検討を行った。その結果、試験法の標準化に当たり考慮すべき項目が明らかとなった。今後は、材料試験の補足分を実施すると共に、関係部署およびメーカーと調整を行い、3D-C/C 複合材の標準試験方法の提案を行う予定である。

関連した研究論文

・T. Aoki, Y. Yamane, T. Ogasawara, T. Ogawa, S. Sugimoto, T. Ishikawa, H. Hatta, "Measurements of fiber bundle interfacial properties of three-dimensionally reinforced carbon/carbon composites up to 2273 K ", Carbon (accepted).

・T. Aoki, Y. Yamane, T. Ogasawara, T. Ogawa, S. Sugimoto, T. Ishikawa, "Relationship between shear behavior and fiber-bundle interfacial properties of a three-dimensionally reinforced carbon/carbon composite", Composite Interface (submitted).

・H. Hatta, K. Goto, S. Ikegaki, I. Kawahara, M. S. Aly-Hassan, H. Hamada, "Tensile and fiber/matrix interfacial properties of 2D- and 3D-Carbon/Carbon Composites", J. Europ. Ceram., Soc, 25(4) 535-542 (2005).

・H. Hatta, K. Taniguchi, Y. Kogo, "Compressive strength of three-dimensionally reinforced carbon/carbon composite", Carbon, 43, 351-358 (2005).

・八田博志、渡辺充洋、小山昌志、塩田一路、「C/C 複合材料の二軸応力場における破壊挙動」材料システム、23, 61-68 (2005).

・H. Hatta, K. Goto, T. Aoki, "Strengths of C/C composites under tensile, shear, and compressive loading: role of interfacial shear strength", Compos. Sci. Tech. 65, 2550-2562 (2005).

・T. Aoki, T. Ogasawara, T. Ishikawa, "Effects of normal stress on the off-axis mechanical behavior of a plain-woven C/C composite", Advanced Composite Materials, 12(2-3), 123-137 (2003).

・M. S. Aly-Hassan, H. Hatta, S. Wakayama, M. Watanabe, K. Miyagawa, "Comparison of 2D and 3D carbon/carbon composites with respect to damage and fracture resistance", Carbon, 41, 1069-1078 (2003).

・K. Goto, H. Hatta, M. Oe and T. Koizumi, "Tensile Strength and Deformation of a Two-Dimensional Carbon-Carbon Composite at Elevated Temperatures," Journal of the American Ceramic Society, 86,12, 2129-2135, (2003).

This document is provided by JAXA.

最新非破壊評価装置の導入/開発と複合材への適用事例

State of the Art Nondestructive Evaluation Systems and Application Examples to Composites

複合材技術開発センター　杉本　直、青木卓哉、青木雄一郎、小笠原俊夫、岩堀　豊
Advanced Composite Center　Sunao Sugimoto, Takuya Aoki, Yuichiro Aoki, Toshio Ogasawara and Yutaka Iwahori

Abstract

Nondestructive evaluation (NDE) technology is one of the key issues to improve the reliability of composite structures and materials. There are many NDE methods have been proposed, for example, ultrasonic, thermography, radiography, etc. Advanced Composite Center, JAXA had been assigned to enhance its NDE capability in an improvement of reliability project in space field before three space-related organization merged into JAXA. Enhancing NDE capability at Advanced Composite Center is continuously conducted after the project. In this activity various NDE systems are developed or introduced into Advanced Composite Center. Some of the NDE systems and their application examples are shown here. Micro CT can detect relatively quite small damage/defect and the pulsed thermography can be easily applicable to large area of structure.

１．はじめに

複合材技術開発センターでは、JAXAへの統合前に行われた宇宙三機関連携事業の信頼性向上共同研究プロジェクトにおいて各種非破壊評価装置の高性能化と定量性向上に関する研究を行ってきた。この流れはその後も継続して行われており、超音波探傷装置、X線CTスキャナ、パルスサーモグラフィ、アコースティック・エミッション装置など多岐にわたる装置が整備され、センター内の複合材の研究・開発のみならず、各種のプロジェクトの開発・不具合の原因究明／対策などに利用されている。最近ではマイクロフォーカスX線CTスキャナ、パルスサーモグラフィが導入されており、これら最新の非破壊評価装置を紹介するとともに、適用例によりその有用性を示す。

２．研究の概要

前述の通り、当センターでは、複合材の信頼性向上と特性解明を進めるため、様々な種類の非破壊評価装置を導入／開発している。また、これらの複合材への適用ノウハウの蓄積と定量的適用を目指した研究を実施しており、これは、一つの非破壊評価手法で全ての欠陥／損傷を同定するのは不可能であり、適切な装置の選択と適用のためには、各手法の特徴と使用ノウハウを十分に理解する必要があるためである。複合材技術開発センターが現在運用している主な非破壊評価装置を以下に示す。

（１）超音波を利用した非破壊評価装置

超音波は最も種類が多く、反射法／透過法が可能なロボット式超音波探傷装置、小型超音波探傷装置、媒介として水やジェルを使用しない空中伝播探傷装置、1次元や2次元に配列されたアレイ型プローブを使用するアレイ型超音波探傷装置がある。

（２）X線を利用した非破壊評価装置

X線を利用した装置としては、大型X線CTスキャナ、マイクロX線CTスキャナ、軟X線装置（＋イメージングプレート）が導入されている。特に前2者は宇宙関連のプロジェクトの開発、不具合には度々利用されており非常に有用な装置である。

（３）熱を利用した非破壊評価装置

パルスサーモグラフィは非常に短時間で広範囲を非接触で探傷できる優れた非破壊評価手法である。

（４）アコースティック・エミッションを利用した非破壊評価装置

破壊現象などにおいて発生する超音波をセンサにより取得し、非破壊評価を行う装置である。

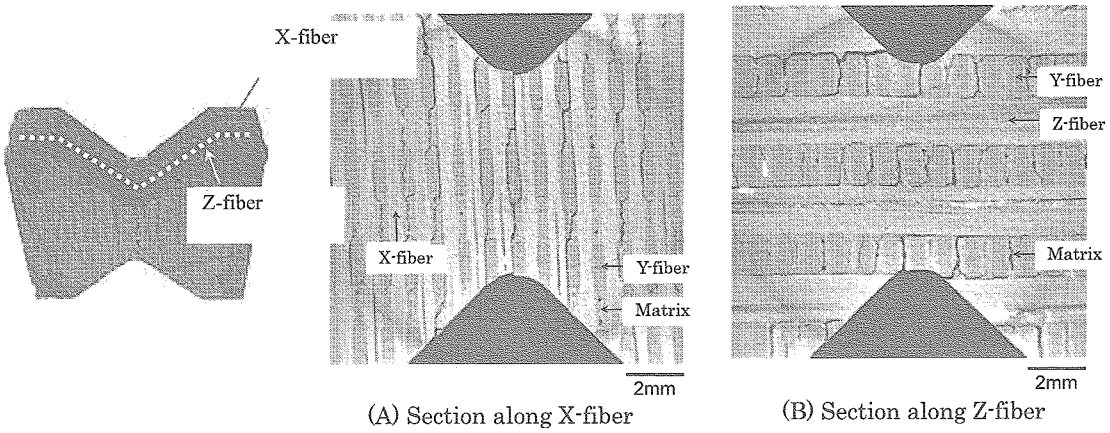
This document is provided by JAXA.

３．成果の概要

ここでは、各種非破壊評価装置の内2つの適用例を以下に示すが、発表時にはそれ以外の非破壊評価装置及び適用例についても示す。

（１）マイクロX線CTスキャナの適用例

マイクロCTの探傷例として、C/C複合材のせん断試験後の試験片へ適用した例 をFig. 1に示す。これから、繊維／マトリックス界面や繊維束内でのクラックが補足されていることが分かる。Fig. 1のクラック幅は数μm～数十μmである。本装置の検出可能な最小サイズは直径5mmのスキャンエリアに対して5μmとなっているが、造影剤を用いることが可能で、かつ、表面から染みこませることができる損傷等であれば、更に小さな損傷を検出できる場合がある。

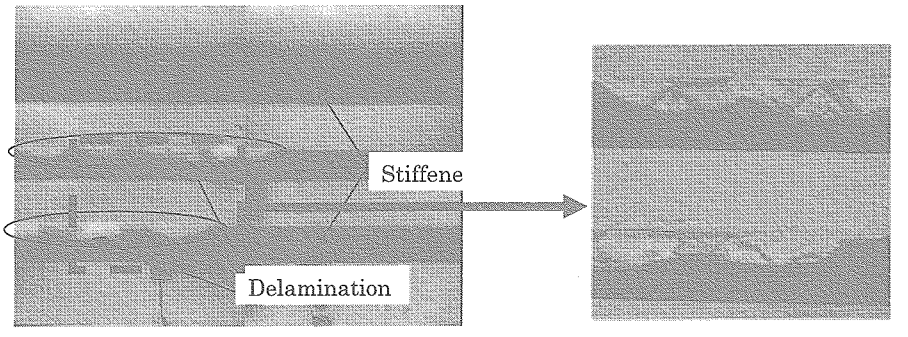


(A) Section along X-fiber　　(B) Section along Z-fiber

Fig. 1 Micro CT scan results of C/C composites with cracks.

（２）パルスサーモグラフィの適用例

パルスサーモグラフィの適用例として、3本のT型補強材付のCFRPパネルに表面板側から衝撃負荷を与え、剥離損傷が生じている供試体をパルスサーモグラフィで探傷を実施した。また、標準的なNDE手法として反射法による超音波探傷結果と比較した結果両者は良く一致した。探傷結果をFig. 2 (A)、(B)に示す。パルスサーモグラフィの結果（Fig. 2 (A)）は、超音波探傷結果（Fig. 2 (B)）より数倍広い範囲を４回の測定で取得しているが、これに要した時間は数分であり、水やジェルといった媒介を必要とせずに、非常に短時間で広い面積の探傷が可能である。従って、運用中或いは組み立て後の航空機や宇宙機の構造物に簡単に向いた装置であることが分かる。



(A) Pulsed thermography image　　(B) Ultrasonic C-scan image

Fig. 2 NDE images of stiffened CFRP panel with delamination induced by impact loads.

４．まとめ

複合材技術開発センターでは各種の最新非破壊評価装置の導入とその使用ノウハウの蓄積、定量かにより、非破壊評価能力の向上に努めている。また、マイクロフォーカスX線CTの適用例を示し、これまでは非破壊評価手法で取得することが困難であったクラックやボイド等微細な欠陥／損傷の3次元的な位置や形状を比較的容易に取得することが可能となったことを示した。パルスサーモグラフィの適用例でも、広範囲を短時間でという特徴によるその有用性を示した。これらの装置整備により、様々な構造・材料の非破壊評価の研究・検査能力が大幅に向上した。

［参考文献］省略

This document is provided by JAXA.

4．ロケットエンジン

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

H-ⅡAプロジェクト協力

H-ⅡA Project Cooperation

H-ⅡAロケット上段用エンジン開発支援試験について

Experimental investigation about the dynamic response of the upper stage turbopump of the H2A

角田宇宙センター ロケットエンジン技術センター

Kakuda Space Center

山田 仁、内海政春 河南広紀

Hitoshi Yamada, Masaharu Uchiumi, Kannan Hiroki

宇宙基幹システム本部

Office of Space and Flight Operations

南里秀明、堀 秀輔

Hideaki Nanri, Shuusuke Hori

Abstract

Tests were conducted to evaluate the dynamic response of the upper stage turbopump of the H2A. Dynamic response parameters were calculated using the experimental results. It was shown that the dynamic response parameters were proper in comparison with another test results.

1. はじめに

H-ⅡA 上段ロケットの安定性を評価するため、LE-5B液酸ターボポンプを使用して角田宇宙センター/ロケットエンジン技術センターの高圧液酸ターボポンプ試験設備を用いて動特性取得試験を実施した。

試験は H2A プロジェクト協力の一環として実施したものである。本報告は動特性試験の実施状況および結果の概要について述べる。

2. 供試体

試験にはLE-5B液酸ターボポンプ(以下LTPと呼ぶ)を用いた。LTP の設計諸元等は参考文献(1)に詳細に示されているのでここでは省略する。

3. 試験設備および試験方法

3. 1 試験設備

試験はロケットエンジン技術センターの高圧液酸ターボポンプ試験設備を用いた。

本試験設備はLE-7級の大型ターボポンプの試験設備であるが、スプリットポンプ用の配管系統(配管、流量制御弁、流量計)があるため既存設備を極力利用した。ただし入口配管、出口配管、タービン入口配管などについてはLTPのインターフェイスに合うように新規に製作した。図1に試験装置の外観を示す。

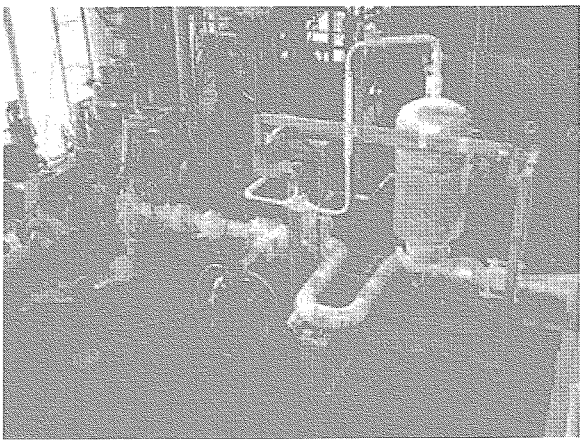


Fig.1 Configurations of the test stand

3. 2 試験方法

試験方法はLE-7 液酸ターボポンプ試験とほぼ同様[例えば(2)等]なので詳細は省略する。加振については、LTPの運転状態が安定した後にポンプ入口側配管に取り付けた加振装置を駆動する。上流側の影響を極力減少させるためにアキュムレータを加振装置の上流側に設置している。1回の試験時間は、ランタンクの容積の制限から約 250～270 秒とした。

試験は液体窒素によるLTP機能確認試験を行い、機能上問題がないことを確認した後に液体酸素による動特性試験を実施した。図2に試験パターンの例を示す。この場合は最初に流量を変化させ、後半は LTP 入口圧

This document is provided by JAXA.

力を変化させて加振試験を行うものである。

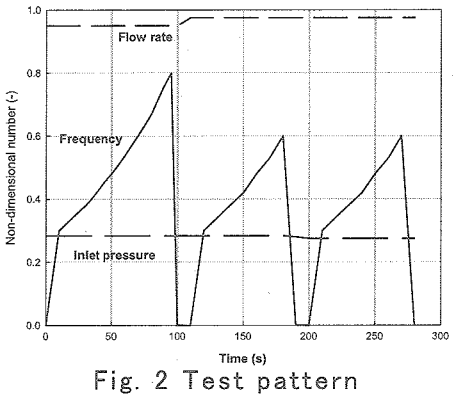


Fig. 2 Test pattern

4. 試験結果

4. 1 動特性パラメータの同定

動特性パラメータの同定には、LTP 入口および出口部の流量変動の測定が必要であるため周波数応答が高いタービン流量計および超音波流量計を設置した。しかし出口タービン流量計のゲインが少ないこと、ならびに超音波流量計では加振に伴うノイズの増大により充分なデータが取得できなかった。このためポンプ入口、出口の変動圧を利用して間接的に動特性パラメータを同定する方法を採用した。

パラメータの同定方法の概略は以下の通りである。

LTP 試験から得られる入口変動圧および出口変動圧の伝達関数を FFT 解析より求める。

試験設備システムのレジスタンスを試験で求め、イナータンスは設備形状より定める。試験設備システムについて圧力変動、流量変動を含む運動方程式をモデル化し、伝達関数を理論的[(3)]に定める。この伝達関数は動特性パラメータの関数となっているために、試験値と理論値の伝達関数が一致するようにパラメータを定める。このようにしてダイナミックゲイン、マスフローゲインファクター、キャビテーションコンプライアンスなどが定まる。

4. 2 試験結果の概要

図3に LTP 動特性試験で得られた入口と出口変動圧の伝達関数のゲインと位相の1例を示す。横軸は無次元周波数、縦軸は伝達関数のゲインと位相である。試験で得られたゲインは無次元周波数が 0.33 程度で一度増加し、その後低下するが 0.4 から 0.45 に向けて増加する。また位相についてはほぼ0 rad.であるが無次元周波数の増加につれて増加する傾向にある。

理論より定まる伝達関数を図3のゲインと位相について丸印(●)で示す。この場合、試験値と理論値はほぼ一致しているので理論値を定める際に仮定した動特性パラメータは正しいものと評価した。

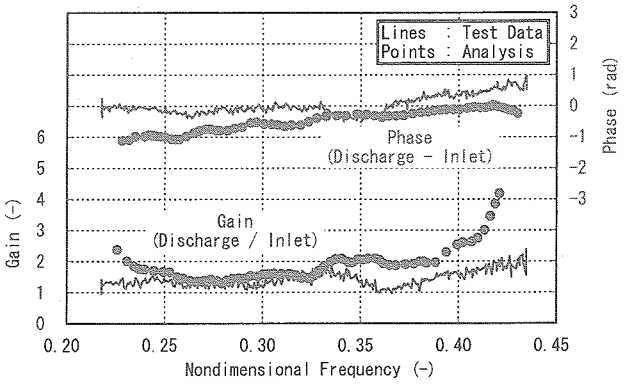


Fig. 3 Comparison of the dynamic response between test results and analytical rsults

5. 結論

LE−5B液酸ターボポンプを使用して角田宇宙センター/ロケットエンジン技術センターの高圧液酸ターボポンプ試験設備を用いて動特性取得試験を実施した。ターボポンプ入口圧力および流量などの変化が動特性パラメータに与える影響を評価し、動特性パラメータを同定した。

なお本試験を行うにあたりロケットエンジン技術センター開発ユニットおよび技術研究ユニットターボポンプセクションの全面的な協力を得た。

6. 参考文献

(1) 青木 宏、LE-5B エンジンターボポンプ、ターボ機械、第 29 巻 3 号、2001

(2) H.Yamada et al., Rotor vibrations of turbopump due to cavitating flows in inducer, FEDSM99-7214, 1999 ASME/JSME Engineering Summer Meeting

(3) T. Shimura, Geometry Effect in the Dynamic Response of the Cavitating LE-7 Liquid Oxgen Pump, Journal of Propulsion and Power,Vol. 11, No.2, 1995

This document is provided by JAXA.

逆流渦キャビテーションによって生じる軸振動現象について

Observation of Shaft Vibration Caused by the Clouds of Cavitation in Backflow Vortices

橋本知之・島垣満・長谷川敏・渡邉光男・中村憲明・永浦克司・吉田義樹

角田宇宙センター，ロケットエンジン技術センター，ターボポンプセクション

Tomoyuki HASHIMOTO, Mitsuru SHIMAGAKI, Satoshi HASEGAWA, Mitsuo WATANABE,
Noriaki NAKAMURA, Katsuji NAGAURA and Yoshiki YOSHIDA

Kakuda Space Center, Rocket Engine Technology Center, Turbopump System Section

Abstract

The component of shaft vibration, which rotates 2.5 times faster than shaft rotation, was observed during a Lox turbopump test. From the spectrum analyses of dynamic pressure around the inducer, the shaft vibration was assumed to be caused by the clouds of cavitation in backflow vortices. In this study, some visual observations around inducer were conducted and discussed about relationship of the shaft vibration and the clouds of cavitation in backflow vortices.

1．はじめに

ロケット用ターボポンプのインデューサには様々なキャビテーション不安定現象が発生する。例えば、キャビテーションのパターンが回転に非同期で旋回する、旋回キャビテーション、旋回キャビテーションの 1 種である回転同期旋回キャビテーションなどが有名である。これらのキャビテーション不安定現象が発生すると、インデューサ入口部の圧力分布が不均一となり、過大な軸振動が観察され、そのことが大きな問題となっている。近年、ロケット用ターボポンプのインデューサでもキャビテーションサージの問題点が指摘されている。このキャビテーション不安定現象が発生した場合、エンジンシステム全体に作動点変化による不安定が伝播し、エンジン加速度に多大な変動を与えることが危惧されている。これらのキャビテーション不安定現象は、設計の段階でその発生を予測することは難しく、インデューサを設計、製作した後その発生状態を確認することが必要である。そのためフライトに影響を与えそうな不安定現象が観察された場合、速やかにその解決策を講じる必要がある。

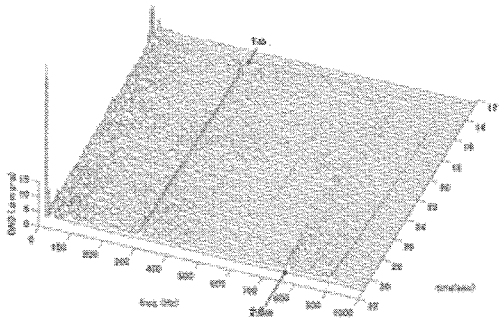
筆者らはこれまで新規に開発されたロケットターボポンプインデューサの性能確認試験に従事してきた。発生した不安定現象に対する対策を速やかに行なうためには、その不安定現象の性質、特徴、発生原因を把握しておくことは非常に重要である。このため、ロケットインデューサに生じるキャビテーション現象の基礎的な研究も平行して行なってきた。本報告では、これらの研究/開発援助活動の一例として、ロケット用ターボポンプの試験中に観察された軸振動現象の解明を行なった事例について紹介させて頂く。

2．現象の推定

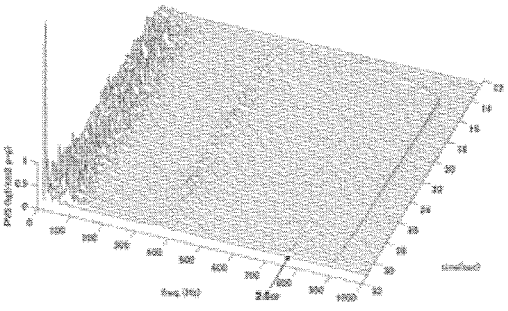
この軸振動現象は、ターボポンプ試験及びインデューサ単体水試験において観察された。Fig.1 はターボポンプ試験において観察された例で、(a)が軸振動、(b)がインデューサ出口変動圧力、(c)がインデューサ入口変動圧力を FFT 解析した結果である。Fig.1(a)に示されるように、この軸振動現象はインデューサ翼の回転周波数ωs に対して約 2.5 倍の周波数を持つ。インデューサ単体水試験で測定された結果から推定すると、この軸振動現象はインデューサ翼の回転方向と逆方向に、翼の回転速度の約 2.5 倍で回転していることが明らかになった。また、Fig.1(b)に示すインデューサ出口の圧力変動についても同様であった。これらの結果から、逆回り旋回キャビテーションである可能性が推定された。

一方で、この現象は従来観察されている旋回キャビテーションとは異なる特徴を持っていた。Fig.1(c)に示すインデューサ入口部の変動圧力では翼回転速度の約 2.5 倍の変動成分は殆んど観察されず、翼回転速度の約 0.5 倍の変動成分が観察された。インデューサ単体水試験で観察された結果から推定すると、この変動圧力成分は 4 つのセルが翼の回転方向に翼の回転速度の約 0.125 倍でそれぞれが回転している現象であると考えられた。この特徴は従来インデューサ入口部で発生する旋回キャビテーションとは異なっている。また、Fig.1(d)に吸い込み性能曲線と軸振動現象の発生領域を示した。図に示されるよ

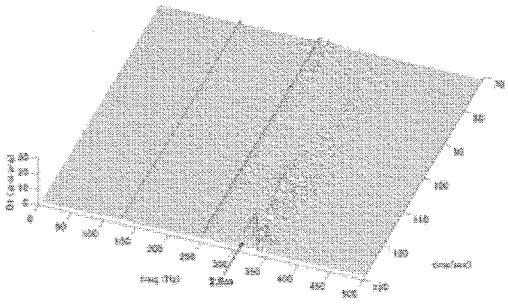
This document is provided by JAXA.



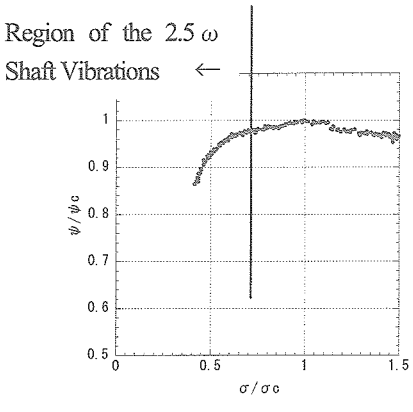
(a) Shaft Vibration



(b) Pressure Fluctuations at Inducer Outlet



(c) Pressure Fluctuations at Inducer Inlet



(d) Suction Performance

Fig.1 Observation of the Fluctuations observed with 2.5 ω Shaft Vibrations

うにこの軸振動現象はインデューサのブレークダウン（揚程の低下点）点付近以降で発生しており、従来の回転非同期旋回キャビテーションの発生領域（$1.5<\sigma/\sigma c<2.5$）や回転同期旋回キャビテーションの発生領域（$1.0<\sigma/\sigma c<1.5$）に比べかなり低い領域で発生している。

これらの観察結果から、この軸振動現象は、①インデューサ出口部を 1 セルで翼の回転方向と逆方向に翼回転速度の約 2.5 倍で旋回する現象、②インデューサ入口部を 4 セルで翼の回転方向に翼回転速度の約 0.125 倍で旋回する現象、のどちらかが発生原因であると推定できる。

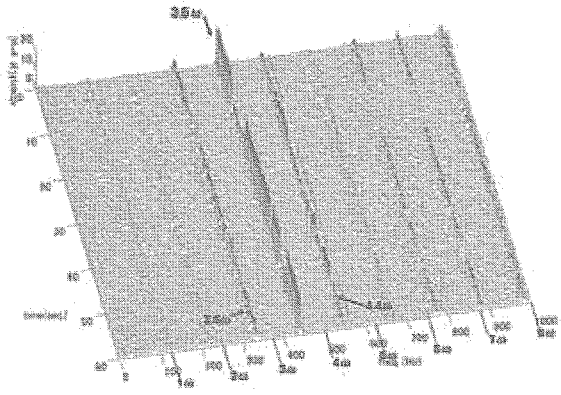


Fig.2 FFT Analysis of the Strain Fluctuations on the Blade

この軸振動現象の発生原因を明らかにするため、インデューサ翼に歪ゲージを取り付け、この軸振動現象発生時の翼面歪の観察を行なった。結果を Fig.2 に示す。図に示されるように、翼面の変動歪観察結果からは翼回転周波数の約 3.5 倍の周波数を持つ変動成分が観察されることが明らかとなった。これを先の現象の仮定と合わせて評価すると以下のような結果となる。

①インデューサ出口部を 1 セルで翼の回転方向と逆方向に翼回転速度の約 2.5 倍で旋回する現象であると仮定すると、翼上では変動成分は翼の回転方向と逆方向に、翼回転速度の約 3.5 倍の速度で旋回していることになり、変動歪観察結果と一致する。

②インデューサ入口部を 4 セルで翼の回転方向に翼回転速度の約 0.125 倍で旋回する現象であると仮定すると、翼上では変動成分は 4 つのそれぞれのセルが 0.875 倍の速度で翼の回転方向と逆方向に旋回していることになる。即ち翼上では変動成分が翼回転周波数の 3.5 倍の周波数で翼の回転方向と逆方向に移動するのが観察されることになり、変動歪観察結果と一致する。

This document is provided by JAXA.

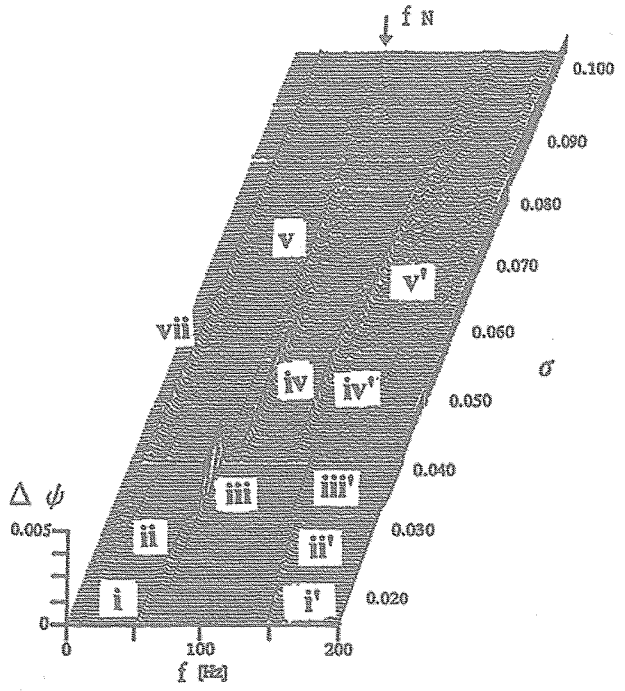


Fig.3 Observation of Cavity Fluctuations by Y. Tujimoto et al[7]

即ち、変動歪観察結果からは①の現象が起こっているのか、②の現象が起こっているのか特定することは出来ない。その一方で、この軸振動現象と類似の現象が Tujimoto らにより観察されている。その観察結果を Fig.3 に示す。Tujimoto らはこの観察の考察の中で、類似の現象はインデューサ入口部に発生する逆流渦キャビテーションによる変動成分であり、5 セルで翼の回転方向に翼の回転速度の 0.16 倍で旋回している現象であると述べている。この観察結果は今回推定した軸振動の発生原因②とセル数は異なるものの、旋回速度、旋回方向、発生するキャビテーション係数など共通点は多い。

これらの事実から、この軸振動現象がインデューサの入口部を 4 セルで翼の回転方向に翼の回転速度のおよそ 0.125 倍で旋回する、逆流渦キャビテーションによって発生する軸振動ではないか、という推定を立て、その関係を調べるため可視化試験を行った。

3．可視化試験結果

Fig.4 は高速度ビデオから得られた可視化画像である。図にはいくつかのキャビテーションの塊が見られる。これらは逆流渦キャビテーションであり、高キャビテーション係数では渦芯に細い帯状に観察される逆流渦キャビテーションが圧力の低下に従い、幅を広げ、このようなキャビティ塊として観察されている。Fig.5 はこの軸振動現象が現れている時の高速度ビデオ画像を抜き出したものである。この画像取得時のインデューサ回転速度は 6000rpm であり、回転周波数は 100Hz である。また、この時インデューサ出口圧変動及び軸振動では翼回転速度の約 2.3 倍（227Hz）、インデューサ入口変動圧力では翼回転周波数の約 0.7 倍（76Hz）の変動成分が観察されている。キャビティ塊の個数は例えば図(a)、(c)、(e)などを見ると軸対象になっており、明確に 4 つであることを示している。ここで、(a)、(c)などはキャビティ塊がちょうど観察位置から軸上（正面）に来たタイミングを捉えた画像であり、(a)から(c)まではちょうど 1 塊分移動した状態を表わしている。ちなみに(b)は(a)と(c)の中間秒時の画像であり、概ねキャビティ塊の境が正面に来ている。即ち（i）は(a)のキャビティ塊がちょうど 1 周した状態を表わしている。画像を取得した秒時から、このキャビティ塊はおよそ 18.2Hz で軸上を 1 周していることが解る。上記で述べた様に、周上には 4 つのキャビティ塊があるため、その一つ一つはおよそ 73Hz で 1 周していることになり、観察されたインデューサ入口部での変動圧力の周波数に極めて近い。

Fig.5 の(b)、(d)、(f)などを見ると、キャビティ塊の境界にはキャビテーションの薄くなった状態が存在していることが認められる。これは 4 セルのキャビテーション塊がインデューサの翼内部でも存在していることを示している。即ち、4 つのキャビティ塊（4 セルの逆流渦キャビテーション）を 3 枚の翼が通過している様子が解る。通常、高キャビテーション係数では逆流渦キャビテーションはインデューサの入口上流に伸び、翼内部に入り込むことはない。しかし、充分に入口圧の低い状態（インデューサのブレークダウン状態）では、インデューサ翼にかかる翼負荷は極端にインデューサ翼後方に移動している。そのため、逆流渦もインデューサ翼内部に入り込み、その結果、逆流渦とインデューサ翼が干渉して、今回観察された軸振動が生じていると結論付けることが出来る。

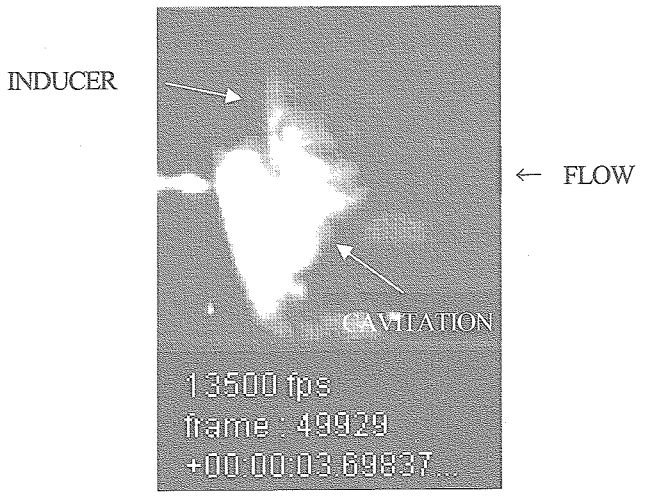


Fig.4 Visual Observation of the Cavitation around the Inducer Inlet

This document is provided by JAXA.

4．むすび

ターボポンプ試験で発生した軸振動現象についてその発生原因を探求した。その結果、以下の結論を得た。

(1)揚程ブレークダウン点近くで、軸の回転方向と逆方向に、軸回転速度の 2 倍から 2.5 倍付近で回転する軸振動現象が存在する。

(2)この現象は、インデューサ上流に発生する逆流渦キャビテーションが翼内部に入り込み、翼と干渉することで発生することが確認された。

参考文献

(1)K. Kamijo et al., "Hydraulic and Mechanical Performance of LE-7 LOX Pump Inducer", J. of Propulsion and Power, Vol.9, No.6 (1993), 819-826.

(2)Y. Tujimoto et al., "A Theoretical Analysis of Rotating Cavitation in Inducers", J. of Propulsion and Power, Vol.115, No.1 (1993), 135-141.

(3)渡邉他，インデューサのキャビテーションとロケットポンプの軸振動，ターボ機械，27－10 (1999).

(4)S. Hasegawa et al., "Observations of Inlet Flow at Rocket Pump Inducer", Proceedings of 22nd ISTS (1999).

(5)T. Hashimoto et al., "Optimum Geometry of Inducer Liner for Suppression of Cavitation Fluctuations" ISTS 2004-a-19 (2004).

(6)橋本他，旋回キャビテーションの観察（4 枚羽根インデューサの場合），機講論，96-1 (1996), 41-42.

(7)Y. Tujimoto et al., "Observations of Oscillating Cavitation of an Inducer", J. of Fluids Engineering, Vol. 119(1997), 775-781.

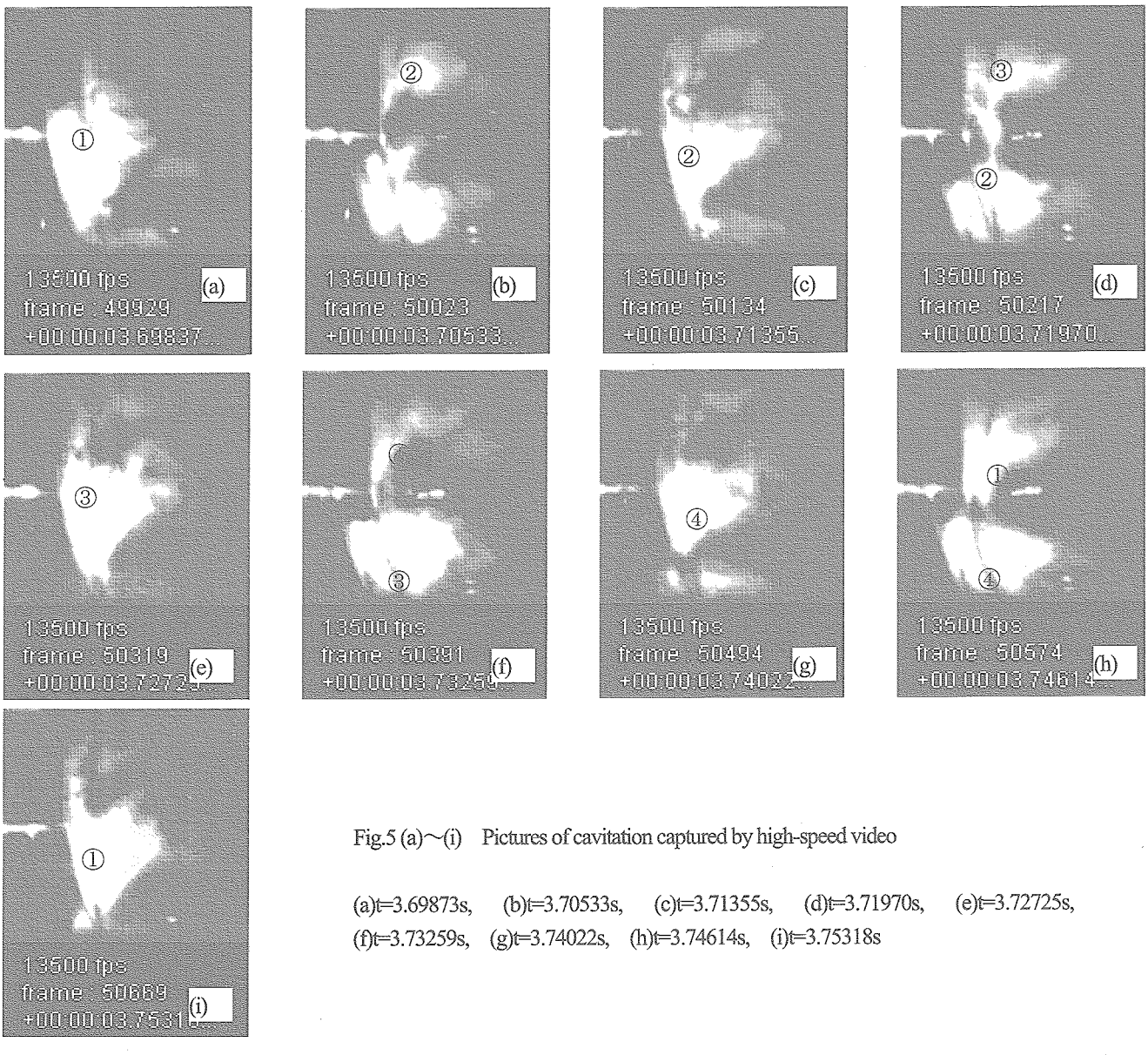


Fig.5 (a)～(i)　Pictures of cavitation captured by high-speed video

(a)t=3.69873s,　(b)t=3.70533s,　(c)t=3.71355s,　(d)t=3.71970s,　(e)t=3.72725s,
(f)t=3.73259s,　(g)t=3.74022s,　(h)t=3.74614s,　(i)t=3.75318s

This document is provided by JAXA.

ロケット噴射器内流れ場に関する実験的研究

Experimental Study on Flow Field in a Liquid Rocket Injector

ロケットエンジン技術センター　燃焼器ノズルセクション
Rocket Engine Technology Center, Combustor and Nozzle section

布目　佳央，坂本　博，小野寺　卓郎，田村　洋，熊川　彰長
Yoshio Nunome, Hiroshi Sakamoto, Takuo Onodera, Hiroshi Tamura,
and Akinaga Kumakawa

Abstract

Two series of experiments were conducted, one using a single liquid jet from a cylindrical nozzle modeled on a liquid oxygen (LOX) post, and the other using gas/liquid jets of a coaxial injector element to study flow characteristics of an injector of liquid rocket engines. Flows inside the nozzle and the coaxial injector were visualized with a high-speed video camera. From the experiments, it was found that the flow in the cylindrical nozzle was affected by cavitation generated by an inlet orifice mounted at the LOX post inlet. Discharge coefficients of coaxial injectors with a recessed LOX post were found to be quite sensitive to a variation of injection pressure drop. It was confirmed that the discharge coefficient was largely affected by the interaction between the gas flow and the liquid jet in the LOX post recess.

1. はじめに

液体ロケットエンジンには高性能な液酸/液水推進剤が広く用いられており，その噴射器には同軸型噴射器が採用されている．同軸型噴射器の構造は非常に単純であるにもかかわらず，噴射器設計に関しては数多くの設計パラメータや作動パラメータが存在する．例えば，燃焼室内の圧力振動が上流の供給系へ伝播するのを防ぐため， LOX ポスト入口にオリフィスを設けて適切な噴射差圧を与えている．また，微粒化・混合の促進を目的に，近年の噴射器では LOX ポスト出口の内壁をテーパ状にしたり，噴射面の内側に LOX ポストを僅かに凹ませるリセス構造にするものが多い．リセスを設けるもう一つの目的に高周波燃焼安定性の向上が挙げられるが，その一方で，それらの形状の僅かな違いがエンジン性能や燃焼特性に重大な影響を及ぼし，低周波・高周波の燃焼安定性やエンジン振動，噴射器の焼損などの問題を引き起こす場合がある．特に近年では，リセス内の燃焼と振動燃焼の関連性が指摘されているが，リセス内の現象を詳細に研究した例は未だに少ない．

本研究では，液体ロケットの噴射器の最適な設計手法を確立することを目的に，噴射器内での微粒化・混合・燃焼の過程をより詳細に理解するため，平成 16 年度より非燃焼場でのコールドフロー試験を行ってきた．実験では，まず LOX ポストの形状に着目し，LOX の模擬液として水を用いて，その内部の流れと噴射された噴流を可視化して，流れ条件が内部の流れや微粒化の特性に与える影響を評価した．本年度には，特にリセス内の流れ特性に着目し，より実機に近い気液同軸型噴射器を用いた実験も行った．この実験では，水素の模擬ガスとして窒素，LOX の模擬液として水を用い，ガスの流れやリセス深さが微粒化に及ぼす影響を評価した．

This document is provided by JAXA.

2. 研究の概要

(1) 円筒形ノズル内の流れ特性

水を模擬液とし，Fig. 1 に示す円筒形ノズルを用いてその内部の流れと噴射された噴流を可視化して，流れ条件の違いが内部の流れや微粒化の特性に与える影響を評価した．ここで言うノズルとは，気液同軸型噴射器の LOX ポスト（中心管）の入口オリフィスと下流直管部および出口部を模擬したものを指す．この円筒形ノズルは透明のアクリル樹脂製で，ノズル内の流れの状況を観察できるようになっている．ノズル内の流れとノズルから噴出される噴流の可視化により，それぞれの過程におけるキャビテーションの発生および噴流の微粒化の様子を観察した．

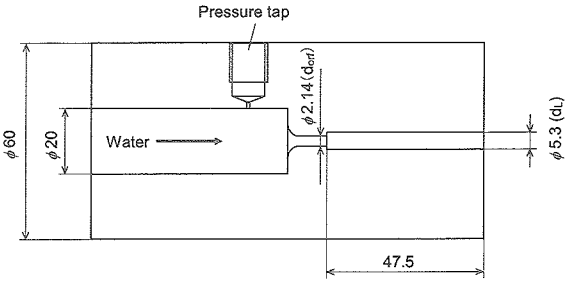


Fig. 1 Cylindrical nozzle with an inlet orifice for single jet flow test.

(2) 気液同軸型噴射器の流れ特性

水および窒素を模擬推進剤とした同軸型噴射器を用いて，流れ条件の違いが内部の流れや微粒化の特性に与える影響を評価した．供試体概要を Fig. 2 に示す．特にリセス内の流れに着目し，主に液とガスの相互作用，およびリセス内での微粒化・混合特性を明らかにすることを目的とし，流れの複雑化を避けるため，LOX ポスト（中心管）内の流れに，キャビテーションがほとんど発生しない条件下で実験を行った．本年度はまず，流出係数データの取得を試みた．リセス内の可視化，および圧力分布データの取得については今後試みる予定である．

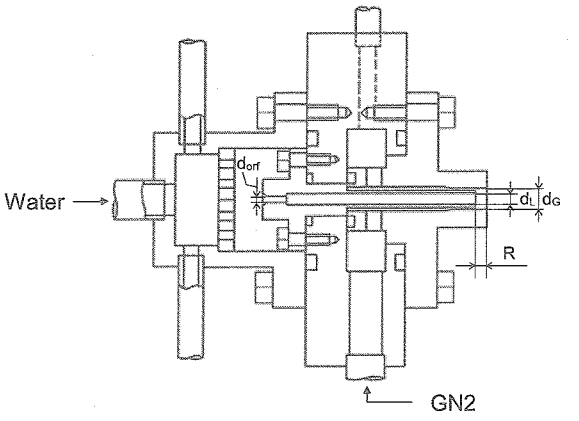


Fig. 2 Injector for coaxial flow jets test.

本研究で用いたキャビテーション数（Kc），レイノルズ数（Re），および流出係数（Cd）はそれぞれ(1)～(4)式で定義した．

$$Kc=\frac{P_b-P_v}{\frac{1}{2}\rho U_L^{\,2}} \cdots (1) \qquad \mathrm{Re}_x=\frac{U_x W_x}{\nu_x},\quad (x=L,G) \cdots (2)$$

$$\dot{m}_L=A_L\,Cd_L\sqrt{2\rho(P_i-P_b)} \cdots (3) \qquad \dot{m}_G=A_G\,Cd_G\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}P_i\rho\left\{\left(\frac{P_b}{P_i}\right)^{\frac{2}{\gamma}}-\left(\frac{P_b}{P_i}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}\right\}} \cdots (4)$$

ここで，P_b，P_iおよびP_vはそれぞれ背圧，噴射圧および水の飽和蒸気圧である．ρは噴射器でのガスまたは水の密度，γはガスの比熱比である．また，Uは縮小部での平均流速，Wは縮小部幅，νは動粘性係数である．ここで言う縮小部とは，水側では入口オリフィス径，d_{orf}，ガス側では環状の隙間間隔，$(d_G - d_L)/2$，を指す．断りのない限り，下付添字のLは水側，Gはガス側を表す．水およびガスの流出係数Cd_L，Cd_Gは上式（3），(4)から，水は非圧縮性流体，ガスは圧縮性流体として扱って，実際に計測した流量より求めた．

This document is provided by JAXA.

3. 成果の概要

(1) 円筒形ノズル内の流れと流出係数

チャンバー内の圧力（背圧）を 0.1 MPa ～ 0.5 MPaの条件下で，水のレイノルズ数が一定となるように噴射圧を設定した時のノズル内流れとノズル出口後流の水噴流の様子の一例をFig. 3 に示す．このときのレイノルズ数Re_Lは 70,000 である．図には，背圧，噴射圧と一緒にそのときのオリフィス部におけるキャビテーション数（Kc）も示した．Kc > 0.541 の場合には，ノズル内にキャビテーション泡は発生せず，Kc = 0.371 で，オリフィス下流部にキャビテーション泡の発生が確認出来るがノズル出口に至るまでに消失していることが分かる．またKc = 0.182 の時には，オリフィスで発生したキャビテーション泡はノズル出口まで消失することなく持続し，ノズル出口からはキャビテーションにより分裂した噴霧が噴出されているのが分かる．つまり，ノズル内のキャビテーション泡の存在により，水噴霧の微粒化が劇的に促進されている事が分かる．著者らは，弘前大の協力のもと，前年度から今年度にかけて，矩形ノズルによる同様の実験を行っており，背圧をパラメータとし，レイノルズ数とキャビテーション数によって，ノズル内のキャビテーション流れの形態が実験的に概ね４つの領域に分類出来る事を示した．また，キャビテーションが発生するKcの閾値は背圧やノズル形状に依っても多少異なるが，概ねKc = 0.5 付近であることを明らかにした．本実験で観察されたキャビテーション流れとキャビテーション数の関係は，矩形ノズルの結果と概ね一致することから，円筒形ノズルについても，キャビテーション数によって，流れの形態を分類できると言える．

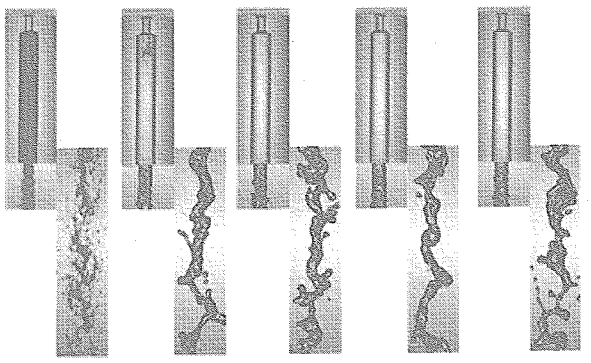


Fig. 3 Photos of flows in the cylindrical nozzle at different back pressures.

次に，背圧が一定の条件下で，水の噴射圧を連続的に増加，あるいは減少させた時のキャビテーション数（Kc）と流出係数（Cd_L）の関係の一例をFig. 4 に示す．図より，Kc = 0.3 付近において流出係数が不連続に変化する，いわゆるHydraulic Flipが確認できる．このHydraulic Flipが発生するFig. 4 上での位置にはヒステリシスがあり，水の噴射圧の減少過程と増加過程では，発生する位置にずれが生じる．図にはそのずれ幅を示した．また，Kc < 0.3 とKc > 0.3 の領域での流出係数の変化を比べると，Kc < 0.3 の領域ではKcの増加に伴い，Cd_Lは急激に増加するのに対し，Kc > 0.3 の領域では，Kcの変化に対するCd_Lの変化量は小さいが，その値は前者よりも大きくなる．つまり，この図において，Kc = 0.3 付近に，ノズル内にキャビテーションが発生する境界があり，キャビテーションが発生することで，流出係数は減少する．

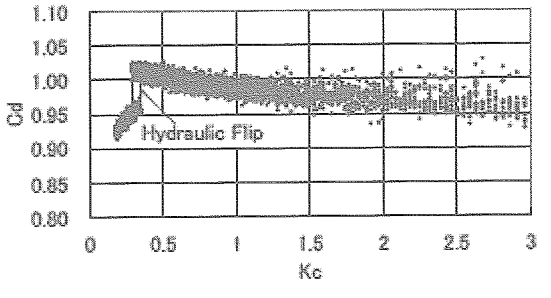


Fig. 4 Variation of discharge coefficient with cavitation number.

(2) 気液同軸型噴射器の流れと流出係数

Fig. 5 は，リセス深さR = 0 d_L，つまりリセスが無い気液同軸型噴射器において，キャビテーション数による水の流出係数の変化を示したのもである．図の実線は，ガスを噴射させず，水のみを噴射させ，

This document is provided by JAXA.

噴射圧を連続的に変化させた場合の結果である．また，点線はその時のデータのばらつきの範囲を示す．図中の◈や□のように示す点は水の噴射圧を一定とし，ガスの噴射圧を 0.55 ~ 0.35 MPaと連続的に変化させた場合のCd_Lの平均値を，エラーバーはその変動幅と変動方向を示す．Kc = 0.7 付近にCd_Lの不連続点があり，Kc = 0.7 付近を境にしてその特性が異なる．前節の円筒形ノズルの結果から，このKcがLOXポスト内にキャビテーションが発生する閾値であると判断できる．つまり，Kc < 0.7 の領域ではLOXポスト内にキャビテーションが発生し，反対に，Kc > 0.7 の領域では，発生しない．Fig. 6 は横軸を水のレイノルズ数，Re_L，で整理した時のCd_Lの変化である．Fig. 6(a) はリセス深さR = 0 d_L，(b) はR = 1.0 d_Lの結果を示す．Fig. 5 とFig. 6(a)を比較すると，KcとRe_Lの対応からCd_Lの挙動は両者正反対の形を示すが，Fig. 6(a)においてもCd_Lの不連続点が存在し，キャビテーション発生領域はFig. 5 同様に定義できる．これはFig. 6(b)に示すリセス深さR = 1.0 d_Lの場合も同様である．Fig. 6 より，R = 0 d_Lの場合は，ガスの噴射による噴射器出口付近の圧力の局所的な低下の影響により，Cd_Lは水噴射のみの場合よりも 2 %程度大きい値となり，また，その時のばらつきはRe_Lの増加とともに小さくなる傾向を示す．一方，R = 1.0 d_Lの場合，水のみを噴射した時のCd_Lの値はリセスの有無に関わらず，概ね一致するが，ガスの噴射もした条件下では，Cd_Lはリセスが無い場合よりも小さくなること，および変動幅が大きくなることが分かる．また，水の噴射圧PLinj = 0.49 MPaおよび 0.45 MPaでは，キャビテーション発生時と似たようにCd_Lが不規則に変化する現象が見られた．そして，後述するようにCd_Lが不規則に変化する前後の概ね二つの領域内で変動することから，Fig. 6(b) にはそれぞれの平均値と変動幅を示した．

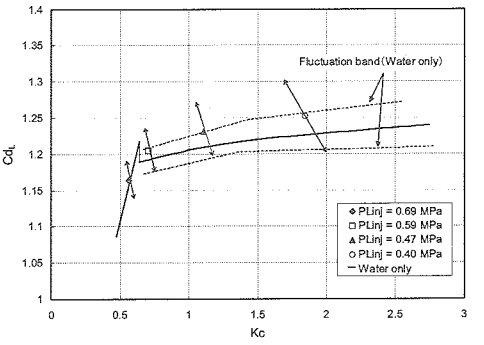
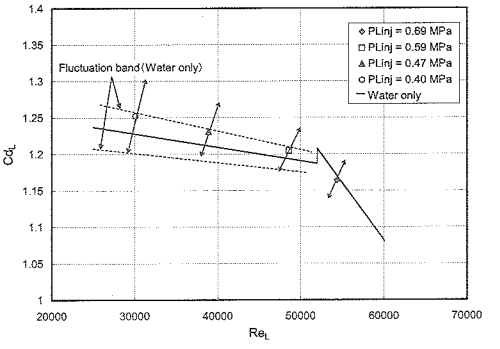
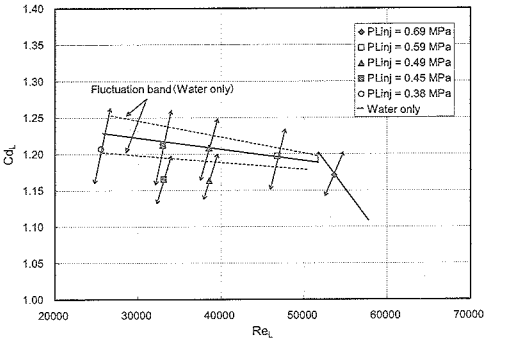


Fig. 5 Variation of discharge coefficient with cavitation number. (d_L = 3.0 mm, d_G = 4.6 mm, P_b = 0.3 MPa, R = 0 d_L)



(a) R = 0 d_L

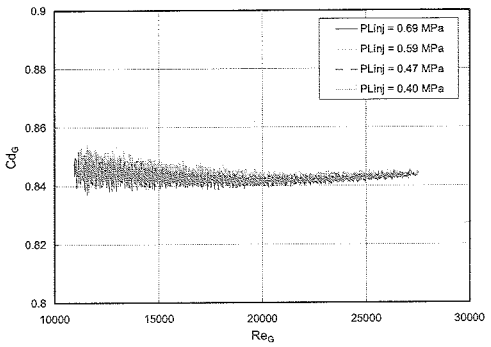


(b) R = 1.0 d_L

Fig. 6 Variation of discharge coefficient with Reynolds number. (d_L = 3.0 mm, d_G = 4.6 mm, P_b = 0.3 MPa)

次に，ガスの流出係数Cd_Gをガスのレイノルズ数Re_Gで整理したものをFig. 7 に示す．Fig. 6 同様に (a) リセス無し，(b) リセス深さ 1.0 d_Lの結果である．リセスが無い場合，Cd_Gは水の噴射圧によらず，ほぼ一定の値を取る．一方，リセス深さ 1.0 d_Lの場合，0 d_Lの場合とは大きく異なり，水の噴射圧の違いによりCd_Gは大きく変化することが分かる．水の噴射圧が低いほどCd_Gは小さい値を示し，Re_Gが大きくなるにつれて，Cd_Gは始め減少し，Re_Gが 20,000 ~ 25,000 以上では単調に増加する傾向を示す．また，PLinj = 0.45 MPa および 0.49 MPaでは，Cd_Gは不規則に変化する条件が存在する．この不規則な変化を示す条件

This document is provided by JAXA.



(a) $R = 0\ d_L$

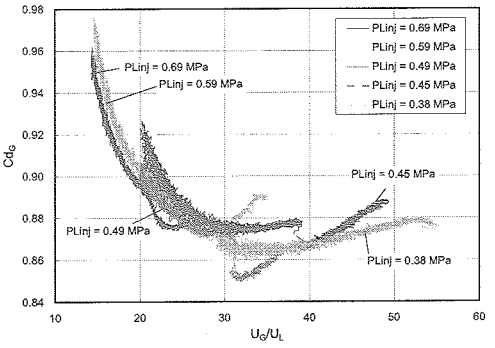
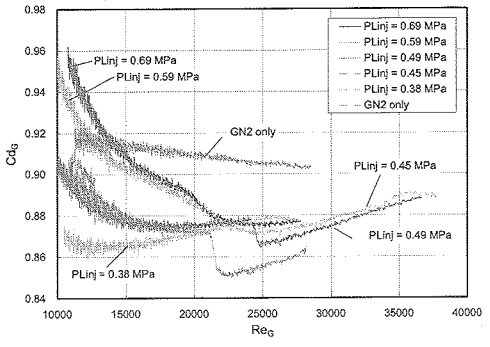


Fig.8 Variation of discharge coefficient with injection velocity ratio.



(b) $R = 1.0\ d_L$

Fig.7 Variation of discharge coefficient with Reynolds number. (d_L = 3.0 mm, d_G = 4.6 mm, P_b = 0.3 MPa)

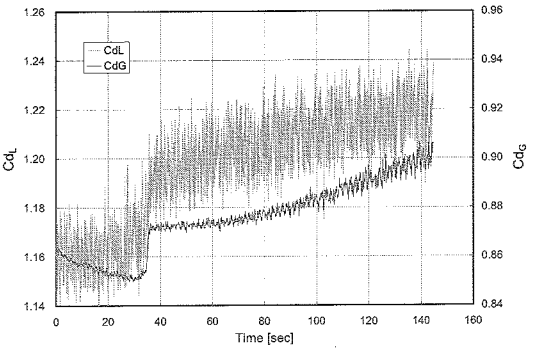


Fig.9 Relationship between elapsed time and discharge coefficient for water and nitrogen.

は一定ではなくばらつきがあり，また，ガスの噴射圧を増加する場合と減少させる場合とでヒステリシスを示した．

水の噴射圧が低いほどCd_Gが小さくなる傾向について次のように考えられる．もし，リセス内の圧力が水やガスの流速に依らず一定であれば，Cd_LもCd_Gも，それぞれのレイノルズ数Re_L, Re_Gにのみ依存すると考えられる．逆に，水やガスの流れにより，それぞれの流出係数が変化するとすれば，それはリセス内の圧力が水やガスの流れによって変化したことを示す．実験結果からは，水の流量が少ないほど，また，ガス流量が多くなるほど，ガスの流出係数が小さくなることから，Cd_Gは水とガスが相互に影響を受けて変化すると考えられる．そこで，Cd_Gを水とガスの噴射速度の比，U_G/U_Lで整理し，Fig. 8 に示した．すると水の噴射圧に拘わらず，概ね一本の曲線上に載ることが分かった．Fig. 8 には，Fig. 7(b) で述べたPLinj = 0.45 MPa および0.49 MPa においてもCd_Gが不規則に変化するデータもそのまま載せてあり，それらの不規則変化をするところでは，1 つの曲線にはのらない．この図から，Cd_Gが不規則に変化するところを除くと，ガスの流出係数を支配するパラメータが水とガスの噴射速度比である可能性があることが分かる．Cd_Gが不規則に変化する挙動について，より詳細に検討するため，Fig. 9 には，$R = 1.0\ d_L$において，PLinj = 0.49 MPaの時のCd_LとCd_Gの時系列での変化を示した．本図から，Cd_LとCd_Gは，同じタイミングで不規則に変化することが分かる．Cd_Gにはヒステリシスがあることを上述したが，各実験において，Cd_Gがこのような変化をする場合には必ず同じタイミングでCd_Lも変化した．すなわち，両者に因果関係が存在することが伺える．これと類似な変化は$Kc < 0.7$ の領域で見られるHydraulic Flip

This document is provided by JAXA.

があり，Hydraulic Flipはキャビテーションの発生により起こる現象であった．今回の現象はKc > 0.7 の領域で発生していることから，中心管内部でのキャビテーションの発生によるものとは考えられない．可能性として，水流とガス流の相互干渉があるリセス内でキャビテーションと類似な現象が発生したと考えることができるが，現時点では不明である．いずれにせよ，リセス内での微粒化・混合過程が影響を及ぼしているものと考えられる．

4. まとめ

液体ロケットの噴射器の最適な設計手法を確立することを目的に，非燃焼場にて気液同軸型噴射器の噴射器形状の違いが微粒化・混合に与える影響について調べた．特に，中心管（LOX ポスト）内の流れ特性と気液同軸型噴射器のリセス深さに着目し，その内部の流れと噴射される噴霧を可視化した実験から，以下の知見を得た．

① 円筒形ノズル内の流れ特性

1）入口にオリフィスを持つノズルでは，流れはオリフィスで発生するキャビテーションによって支配される．

2）オリフィス部で定義されたキャビテーション数（Kc）により，キャビテーション流れの形態を分類できる．

3）Kc < 0.5 の領域，つまりキャビテーションが発生する領域では，水の流出係数は Kc の減少とともに直線的に減少する傾向を示し，ある位置で Hydraulic Flip が発生する場合がある．

② 気液同軸型噴射器の流れ特性

1）リセス深さを深くすることで，リセス内での微粒化・混合は促進されるが，流出係数の減少の要因にもなり得る．

2）ガスの流出係数Cd_Gは，噴射速度比により整理することで，水の噴射条件に拘わらず，一本の曲線上に載る傾向を示し，噴射速度比がCd_Gに対して，支配的である可能性が示唆された．

3）キャビテーションが発生しない条件下でも，Cd_Gが不規則に変化する場合があり，その際に，同時にCd_Lも不規則に変化する．

4）リセス内での微粒化・混合過程が気液同軸型噴射器内流れに及ぼす影響は大きく，リセス内で水流とガス流の相互干渉により， Hydraulic Flip と類似な現象が発生する可能性がある．

本研究結果から，推進剤の物性の違いは別途検討する必要はあるものの，実際の LOX/H2 ロケットの実用的な定常作動範囲においては，LOX の Kc は殆どの条件で 2 以上であることから，LOX ポスト内でキャビテーションが発生する可能性は極めて低いと考えられる．しかし，将来推進系として期待される広範囲なスロットリング機能を有するエンジンにおいては，スロットリング時の作動環境によってはオリフィス部でキャビテーションが発生，あるいはリセス内での気液相互干渉により， Hydraulic Flip やそれと類似な現象が発生し，酸化剤の微粒化の過程に影響を与える可能性を示唆することが出来る．本年度では，これらの現象の発生要因を特定するまでには至らなかったが，平成 18 年度には，リセス内の可視化をより詳細に行い，そのメカニズム解明に努める予定である．

This document is provided by JAXA.

ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究

Integrated Design Methodology for Highly Reliable Liquid Rocket Engine

—動的故障モデル，限界試験結果反映の取り組み—

—Analytical modeling and experimental investigation of failure mechanism for engine dynamic simulator—

総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター

Institute of Space Technology and Aeronautics, Rocket Engine Technology Center

岩崎文哉，倉谷尚志，青木宏，吉田誠，高田仁志，木村俊哉，長田敦

Fumiya Iwasaki, Naoshi Kuratani, Hiroshi Aoki, Makoto Yoshida, Hitoshi Takada, Toshiya Kimura, Atsushi Osada

Abstract

In the past, space propulsion systems were usually composed by accumulating the optimum design results for each component device. Therefore, "system reliability level" was measured by long-time development tests. Recently, the new design method is required to predict "system reliability level" at the conceptual design phase, to grasp and to optimize the distribution of "risks and margins" because attainable "system reliability level" strongly depends on its basic concept.

This paper describes some sample approaches to measure "system reliability level", focusing on analytical modeling of failure mechanism for rocket engine dynamic simulator. Some design parameters are picked up to understand where and how their dispersion makes an effect in the whole systems and to control the total system robustness.

1. はじめに

安全かつ自在に宇宙空間を往来できることが，将来宇宙活動の必須条件であり，このために宇宙輸送機の信頼性を向上することが緊急の要請となっている。打上げロケットで経験してきた致命的故障の大半は，推進系，エンジンの周辺で発生しているが[1-2]，この原因として以下のような宇宙輸送機特有の事情が挙げられる。

- 求められる加速性能ゆえに，扱うエネルギ密度が他産業分野の機器に例がないほど高い。
- 極限の軽量化が求められ，限界設計が強いられる。（実際，主燃焼室は熱的降伏条件下で運転し，ターボポンプ回転部は，極低温下の強度でかろうじて遠心応力に耐えている。）
- 過渡現象，振動応答など，負荷が複合的で未だ十分な精度で予測しにくい。

更に，輸送機の再使用化を考慮した場合は，各要素の高信頼化のみならず，故障の事前検知や負荷低減のための制御など，故障現象を的確に把握（モデル化）することで可能となる技術も要求される。

本研究はこれらを意図しつつ，2003年度より高信頼化設計手法の検討を開始した。現行使い捨てロケットに適用することも考慮し，以下の目標に重点化して取組んでいる。

（1）製造のばらつき，作動点の偏差，環境の変動などが故障発生の主因となっている可能性に鑑み，これら故障ドライバの変動範囲をあらかじめ見込んでおく設計手法を確立する。つまり変動因子が，故障の原因となる各部応力分布にどのように伝播されるか，その感度を定量的に捕捉する。

（2）これらの影響感度，致命度を総合的に評価した上で，システムに内在する「リスクとマージンの分布」を把握し，システム全体を見通して大域的にリスク分散する，最適化設計手法を構築する。システム信頼度の定量評価手法もこの中で実践する。

This document is provided by JAXA.

(3)「リスクとマージンの分布」を定量的に評価するためには，各故障の発生メカニズムを把握し，その発生原因となる要素部品の運転限界，寿命限界などがどこにあるかも確認が必要である。このデータ取得のための故障メカニズム探査基礎試験を実施し，故障モデルの精度向上と，設計クライテリアへの反映を実施する。

本報告では，上記取組みについて，今年度成果，および今後の研究計画について述べる。

2. 研究の概要

システム信頼度は，概念設計の出来不出来に大きく依存する[3-4]。従来，実証用ハードウェアの存在しない概念設計段階に信頼度を予測することは至難であったが，これを精度よく行う手法として，電算機空間上で「仮想設計」を広域に展開し，故障確率などに基づいて，設計の優劣を判定する評価モデルを構築することが考えられている[5]。

本研究では，既存のシミュレーションプログラムを中核に，故障モデルを結合した解析的評価手法を考案した。また，その解析手法を用いて，設計変数の設定や製造上のばらつき，動作環境の微小偏差などが，システム全体に及ぼす影響，各故障モード発生確率への感度などを定量化することを試みた。

更に，致命度により故障モード優先順位をつけ，これらをシステムシミュレータに結合することで，システム全体の優劣判定／信頼度定量化（相対化）が可能になると考えている。（図 1 参照）

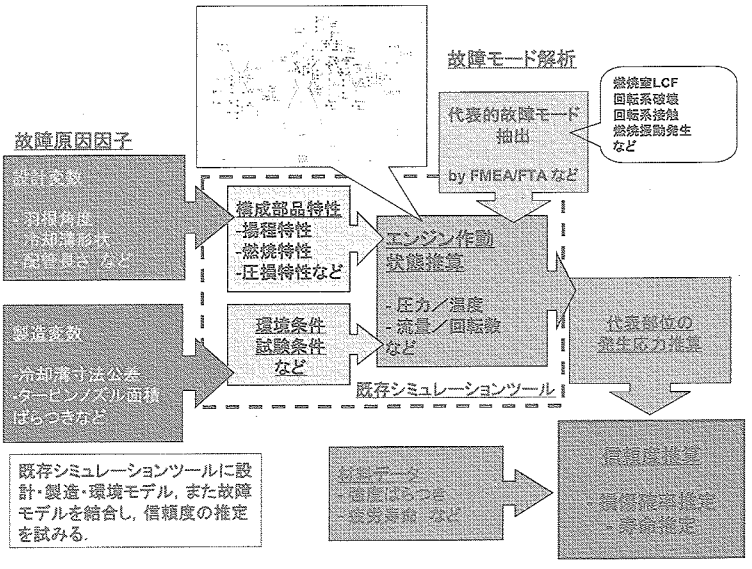


Fig.1 Concept to measure system reliability

昨年度までの研究成果としては，エンジン「定常作動シミュレータ」，「起動過渡シミュレータ」を核とし，エンジン作動状態と設計パラメータとの影響感度測定を実現するための解析手法を構築してきた。また，信頼度に相当する寿命，安全余裕などへの換算，定量化を目標に，以下の試行を実施してきた。

- 再生冷却溝寸法，燃焼室長さなどをパラメータに，燃焼室熱負荷，タービンディスク応力，ターボポンプ危険速度への影響伝播の定量化。
- 運用エンジンで実際に発生した「エンジン起動不全故障」に注目し，起動不全の発生する条件，故障ドライバの検出，およびその感度測定を行うことにより，この現象に対するロバスト化の検討。

今年度は，上記試行にて構築されたシミュレーション技術，感度解析手法を発展的に活用し，故障モードのエンジンシミュレータへの結合を更に進めることを目標とした。具体的には，燃焼室とターボポンプを検討対象として選択し，燃焼室寿命の定量評価，ターボポンプ軸受け故障モードの定式化（モデル化）について，以下の解析試行と，技術データ取得試験を実施した。各項目の実施内容を次項に述べる。

(1)ロケットエンジン動的シミュレータの改修

(2)エンジン動的シミュレータを核とした，燃焼室寿命パラメータ感度評価

(3)ターボポンプ軸受けの故障メカニズム探査基礎試験と，故障モデルへの反映検討

This document is provided by JAXA.

3. 成果の概要

3.1. ロケットエンジン動的シミュレータ(REDS)の改修

REDS（Rocket Engine Dynamic Simulator）は，ロケットエンジンのシステムとしての過渡的な振る舞いを模擬するために開発されたシミュレーションツールである。当初 LE-7A を対象として開発が行われ，始動過渡，停止過渡，定常作動点が比較的精度良く模擬することが可能となった[6]。そこで，次のステップとしてエンジンサイクルの異なる LE-5B 用 REDS の開発を進めており，昨年度，始動過渡の計算が可能となった。今年度は更に，停止過渡まで計算範囲を広げた。ここでは，その現状を報告する。

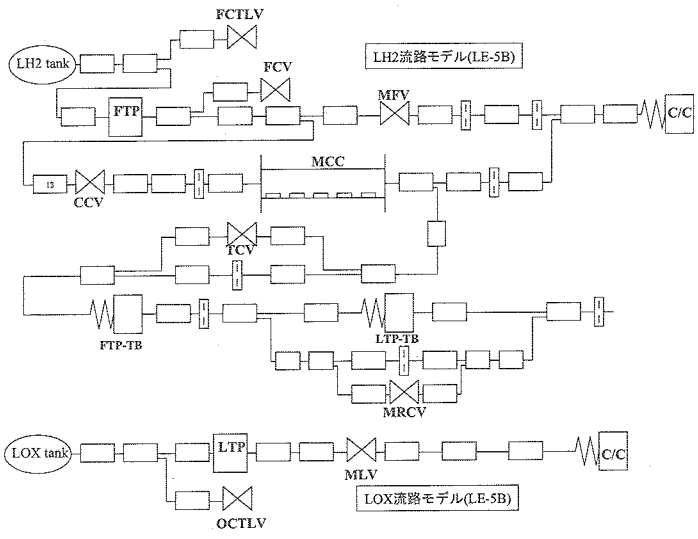


Fig.2 Schematic view of REDS

図 2 は，LE-5B 用 REDS で用いているエンジンモデルである。水素流路に於いて最初，MFV，CCV の上流までは液体水素を，それぞれの下流には常温水素を満たしておく。また，酸素流路に於いては MLV 上流には液体酸素，下流では常温酸素を満たしておく。角田 HATS で行われた燃焼試験データを参考にして，図 3 に示すバルブシーケンスを設定し，流路内のバルブを開閉しエンジンの起動，停止を模擬した。

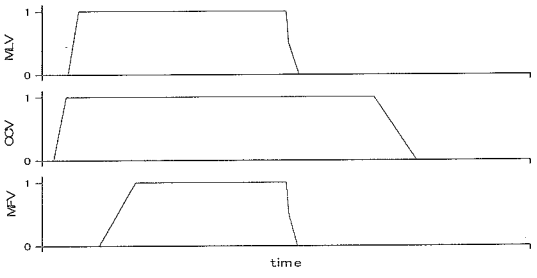


Fig.3 Valve sequence model

図 4 は，起動及び停止過渡時の水素ターボポンプ，酸素ターボポンプの回転数の時間変化を示している。実線が計算結果である。燃焼時間は 10 秒とした。燃焼試験では定常状態に達してから 200 秒近く定常運転を行いその後停止過程に入っている。従って，試験データから起動時のデータ，停止時のデータを切り取り計算データに合わせてある。破線は起動時，点線は停止時のデータである。

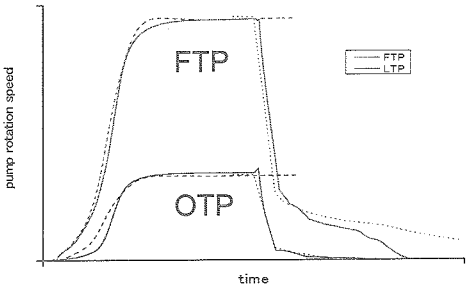


Fig.4 Turbo pumps rotation speed

図 5 に，燃焼室冷却ジャケット出口温度の試験データとの比較を示す。燃焼試験では，停止シーケンスに入った直後，出口温度が一旦上昇してゆっくりと低下する。しかしながら，計算では，停止シーケンスに入って，燃焼室温度，圧力が減少すると同時に冷却剤温度も低下を示す。これは，冷却ジャケットでの熱容量，伝熱面積，等のモデル化が十分でないことを示していると考えられ，次項の燃焼室寿命評価モデルとの連携に於いて改善を図っていく。

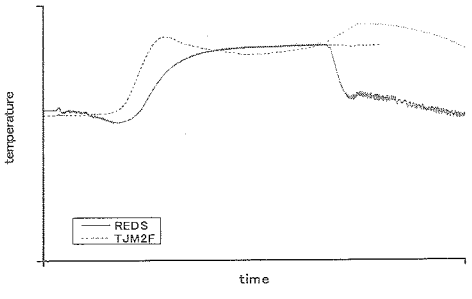


Fig.5 MCC coolant temperature

This document is provided by JAXA.

3.2. エンジン動的シミュレータを核とした，燃焼室寿命パラメータ感度評価

ロケットエンジン最重要コンポーネントのひとつである燃焼室に着目し，故障モデルとエンジンシミュレータとの結合により，燃焼室寿命評価の試行を実施した。本項では，その検討状況を述べる。

図 6 に，現在検討中の燃焼室寿命評価の全体フローを示す。以下に概要を述べる。

- 燃焼室の故障モデルとして，不安定脆性破壊，クリープ破壊，低サイクル疲労を考慮。
- エンジンシミュレータにより，始動停止過渡，定常時の燃焼室冷却状態量を計算。
- リンクされた故障モデル内で，燃焼室冷却状態量から，内部熱応力への換算を実施する。

特に，停止時の過渡的熱応力は，低サイクル疲労の評定となることから，本故障モデル結合により，システム全体でのパラメータ感度評価が可能となった。

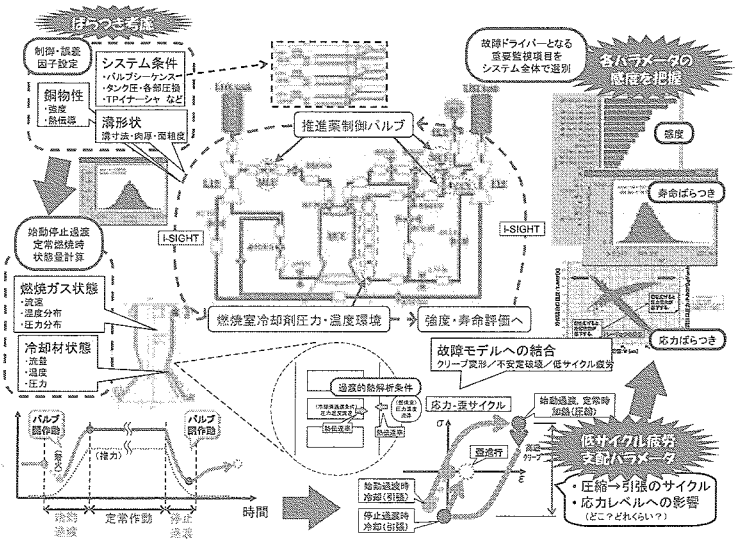


Fig.6 Overview of MCC lifecycle sensitivity analysis

解析結果例として，図 7 に，エンジン定常作動状態（エンジンサイクル，推力レベル）と燃焼室冷却剤温度との相関を示す。同一推力を狙った場合，燃焼室への熱負荷は PBE サイクルが最も低く，長寿命であり，これに対し，LE-5B に採用されている CB サイクルは相対的に熱負荷が高く，約 1/2 の寿命となった。

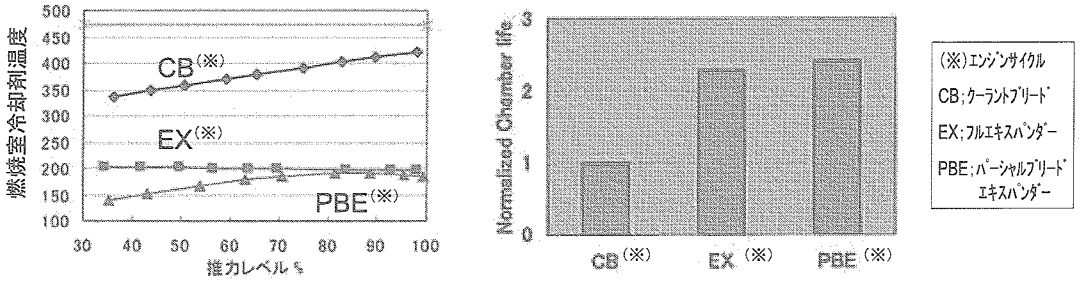


Fig.7 Sample result of MCC coolant temperature and lifecycle

ただし，上記結果には，低サイクル疲労の評定となる始動停止時の過渡的な熱負荷は厳密にモデル化されていない。システム全体を広域的に評価するには，過渡的な熱負荷を考慮することが不可欠である。

図 8 では，エンジン始動過渡時の燃焼室冷却剤温度について，バルブ作動タイミングの影響感度の計算結果を示す。この結果では，燃焼室冷却入口の開閉バルブ（CCV）の感度が最も高く，±0.2sec 程度のタイミングで±10K 程度の冷却剤温度ばらつき影響となった。これを更に故障モデルに結合し，過渡的熱応力を計算することで，図 6 に示す様な応力～歪線図への影響感度を定量的に評価可能となる。

今後，一連の寿命評価フローを実施していく予定である。

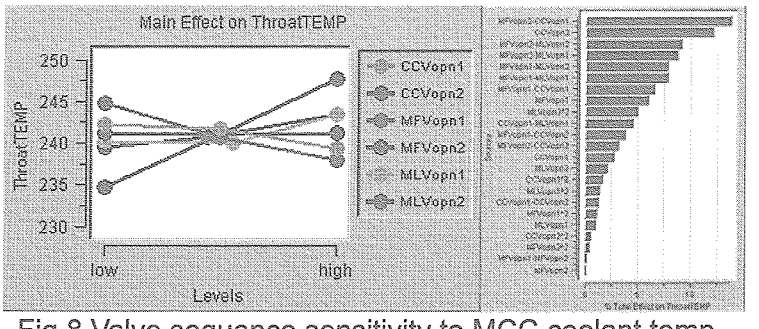


Fig.8 Valve sequence sensitivity to MCC coolant temp.

This document is provided by JAXA.

3.3. ターボポンプ軸受の故障メカニズム探査基礎試験と，故障モデルへの反映検討

エンジンのシステム信頼度を定量的に評価するためには，第 1 項でも示したように，シミュレーションによる感度評価だけでは不十分である。重大故障の原因となる要素部品については，故障メカニズムのモデル化と共に，実際に部品の作動限界，寿命限界を確認し，モデルの妥当性評価と設計クライテリアへの反映を実施していくことが必要である。

今年度は，ロケットエンジンの重大故障モードに関わる要素部品として，ターボポンプの軸受に着目し，その故障メカニズムの確認試験にも着手した。本項では，その試験結果を簡単に述べる。

図 9 に軸受試験機[7]と供試軸受形状を示す。試験機は，エアータービンにより回転駆動し，軸受の中間から冷却液（液体水素）を供給することで軸受を冷却する構造としている。また，スラスト荷重は，中間部のベローズをGHeで加圧して制御する。供試軸受は，高回転仕様のSi_3N_4玉セラミックハイブリッド軸受を用いた。表 1 に主要試験条件を示す。

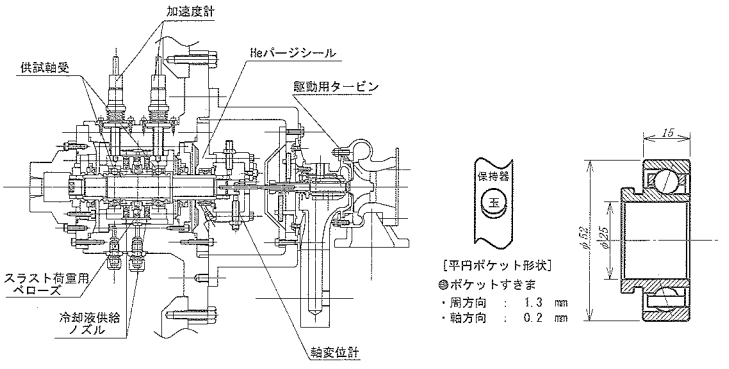
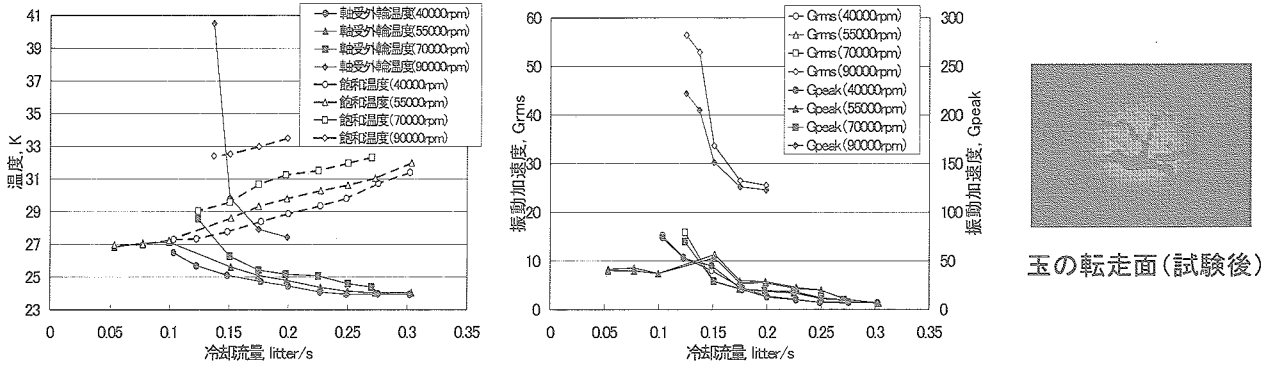


Fig.9 Section view of testing device and bearing

Table 1 Test condition

軸受冷却媒体	液体水素
軸受の種類	セラミックスハイブリッド軸受
回転数	40000～90000 rpm
スラスト荷重	100 kgf
冷却流量	0.055～0.3 litter/sec
試験室圧力	4～13 kgf/cm^2

試験結果例として，図 10 に液体水素中における，限界冷却流量試験の軸受外輪温度および，その時の軸振動（径方向）加速度を示す。本試験最高回転数 90,000rpm では，冷却流量 0.15 litter/sec 以下で急激に外輪温度が上昇し，同時に軸振動が増大する現象を確認した。また，この試験後，軸受玉の転走面にクラックの発生を確認した。



玉の転走面（試験後）

Fig.10 Sample results of bearing chill flow rate influence

今回の試験では，軸受玉のクラック発生に伴う一連の事象を観察できた。また，軸受状態が急激に変化する冷却流量 0.15 litter/sec は，熱計算上，軸受出口温度が飽和温度に達する流量とほぼ一致しており，軸受の熱授受を定式化することで，故障モデル化が可能となる目処を得ることができた。今後，試験データを詳細評価し，故障モデルの構築と，エンジンシミュレータへの統合を図っていく。

This document is provided by JAXA.

4. まとめ

「ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究」について，2005年度の研究成果を以下の通り示した。

(1)ロケットエンジン動的シミュレータ(REDS)の改修を実施し，始動～停止過渡の計算，試験との比較を実施した。今後，燃焼室の熱計算部を中心に，精度向上を図る。

(2)エンジン動的シミュレータを核とした燃焼室寿命パラメータ感度評価を試行し，低サイクル疲労評定となる過渡的熱応力を定量的に評価可能なシミュレーション手法へ発展させた。今後，体系的にパラメータスタディを行い，ロバスト化を実現する設計手法を実践する。

(3)ターボポンプ軸受の故障メカニズム探査基礎試験を実施し，軸受玉のクラック発生に伴う一連の事象を観察すると共に，軸受の熱授受を定式化することで，故障モデル化が可能となる目処を得ることができた。今後，故障モデルの構築と，エンジンシミュレータへの統合を図っていく。

最後に，図11に今後の研究計画を示す。対象コンポーネントを拡張し，故障モードのモデル化と，メカニズム探査基礎試験による精度向上を図っていく。ただし，全ての故障モードをモデル化／統合化することは，事実上困難である。重要故障モデル／故障ドライバに絞り込み，システム全体を見通して大域的にリスク分散する最適化設計手法を構築する。これにより，概念設計段階で設計の優劣を定量的に比較することが可能になると考えている。

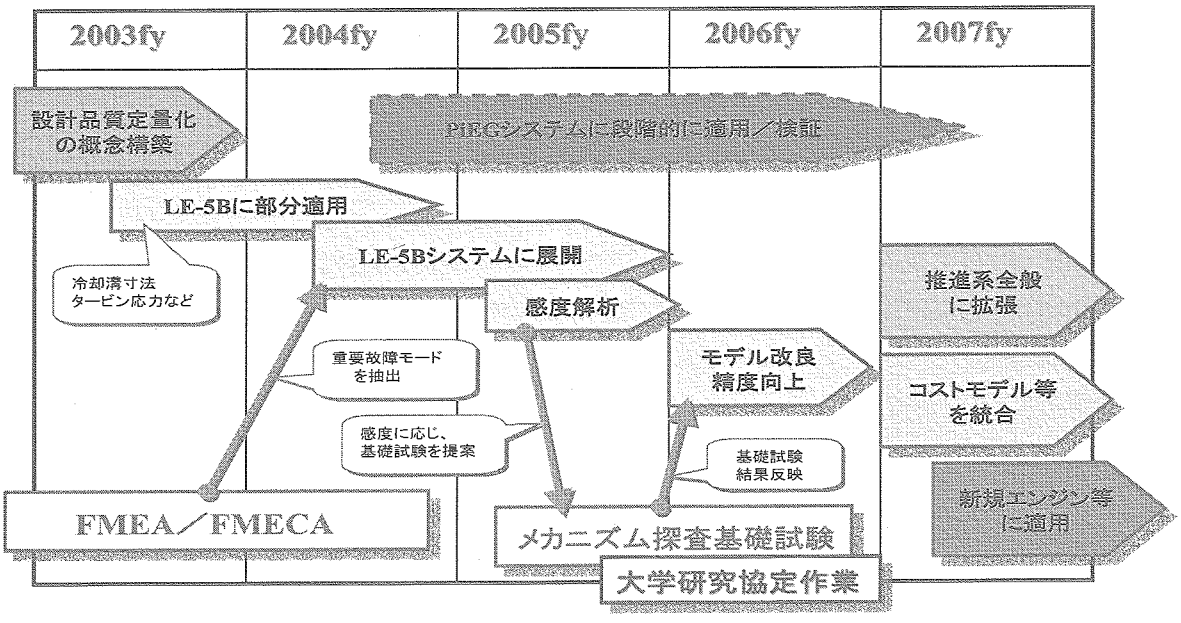


Fig.11 Road Map for JAXA's current mid-term goal

参考文献

[1] Alien, B. D.: Historical Reliability of U.S. Launch Vehicles, AIAA 2001-387, 2001

[2] Chang, I-Shih.: An Overview of World Space Launches, ISTS 1998-a-1-36, 1998

[3] Christenson, R. L. and Whitley, W. R.: Comprehensive Design Reliability Activities for Aerospace Propulsion Systems, NASA/TP-2000-209902, 2000.

[4] Blair, J. C., Ryan, R. S., Schutzenhofer, L. A. and Humphries, W. R.: Launch Vehicle Design Process: Characterization, Technical Integration, and Lessons Learned, NASA/TP-2001-210992, 2001

[5] Havskjold, G.: Robust Design Computational System (RDCS), MSC Users Conference, 1999

[6] 木村俊哉，高橋政裕，若松義男，長谷川恵一，山西伸宏，長田敦：ロケットエンジン動的シミュレータ，JAXA-RR-04-010, 2004

[7] 高田仁志，野坂正隆，菊池正孝，須藤孝幸，吉田誠：DN 値 300 万における極低温ハイブリッドセラミック玉軸受の性能，航空宇宙学会北部支部 2002 年講演会講演論文集，239-244

This document is provided by JAXA.

計算科学グループにおける燃焼計算

Combustion Simulations at Computational Science Research Group

総合技術研究本部　計算科学研究グループ　燃焼・乱流セクション　新城淳史
J. Shinjo, Combustion and Turbulence Section, Computational Science Research Group, Institute of Aerospace Technology

Abstract

This paper briefly summarizes numerical simulations related to rocket combustion at Computational Science Research Group, Institute of Aerospace Technology. The first part describes the investigation of a supercritical hydrogen flame of rocket injector element. The flame and flame-holding structures are elucidated by this simulation. The second part examines the droplet breakup mechanism due to capillary force. The influence of ligament end is included for new modeling. These results will lead to combustor system simulation in the future.

１．はじめに

本稿は平成 17、18 年度に総合技術研究本部計算科学研究グループにおいて実施した燃焼関連の数値計算を概観し、今後の展開を述べるものである。特に、液体ロケットエンジン関連の燃焼については、エンジン性能に対する重要性の割にはその現象の複雑さゆえに理解が十分ではない。当グループでは数値計算を用いて燃焼に関連する現象の解明を進めている。

H－IIA の第一段エンジン LE-7A のような高圧のエンジンでは、液体酸素の臨界圧を超えているためいわゆる超臨界の状態になっている。このような状態での火炎構造の計算はあまり例がなく、火炎構造や保炎機構の解明はあまり進んでいない。ここでは、平成 17、18 年度に行った同軸型噴射器の単一エレメントを模して行った計算について述べる。

また、亜臨界のロケットエンジンや航空エンジンでは、液体燃料の微粒化がその性能に決定的な影響を与えるが、液体の微粒化についてはいまだに分かっていないことが多い。当グループではその中でも噴霧計算コードの流入条件になる 1 次微粒化のモデル化を行うことを目標に、有限長の液糸の端面での不安定性発現に対する表面張力の作用に注目して解析を行っている。ここでは、名古屋大学との共同研究として行っている研究の平成 18 年度の解析結果について述べる。

２．研究の概要

超臨界燃焼では、火炎構造の詳細と LOX ポスト付近での保炎構造について調べた。また、微粒化の計算では、表面張力波の特性と端面での分断機構について調べた。

３．研究の成果

まず超臨界の火炎に関する計算について述べる[1]。模擬した噴射器は、同軸型噴射器で、内径 1mmの中心管からはLOXを噴射する。その周りに内径 1.6mm、外径 3.9mmのGH_2噴射管がある。LOXとGH_2の間の噴射管厚みの部分はLOXポストと呼んでいる。噴射条件は LOX が噴射速度 30m/s、噴射温度 100Kであり、GH_2が噴射速度 300m/s、噴射温度 300Kである。超臨界状態のため、LOXとGH_2は単一相的に取り扱う。化学反応系はPetersen-Hansonの反応式、状態方程式はSoave-Redlich-Kwong状態方程式を用いた。計算は軸対称として行った。

図 1 に、ある瞬間の温度場を示す。y座標は中心軸を原点としている。火炎はLOXポストの背後から形成され後部に向かって伸びている。LOXとGH_2の間には、せん断層の不安定性から渦が放出されており火炎はその影響を受けて形状が変わる。しかし、消炎が起きるほどスカラー散逸率は強くなく、火炎垂直方向の構造はほぼ 1 次元拡散火炎の構造をしていることが分かった。

This document is provided by JAXA.

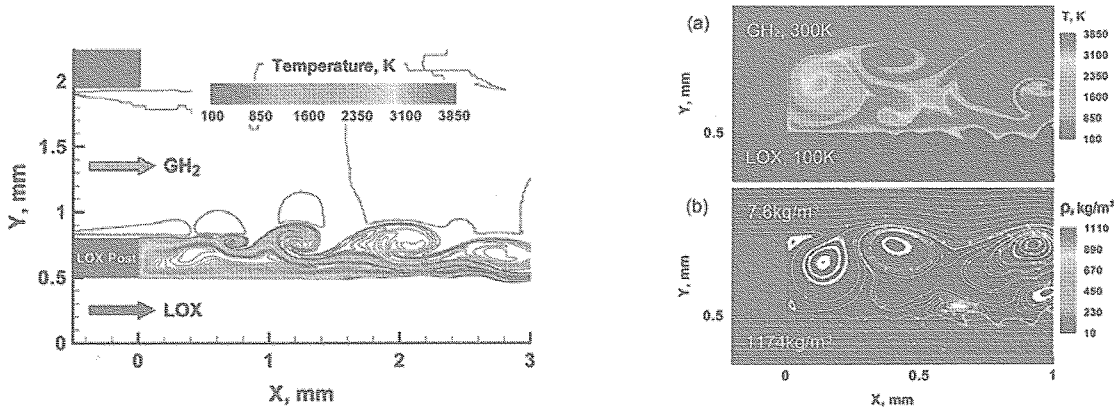


Fig. 1 Instantaneous flow field.
Global structure (left) and close-up view around the LOX post (right)

図 1 にはまた別の瞬間の LOX ポスト付近の拡大図を示す。ポスト背後には循環流が形成され、局所速度が遅くなっている。壁面は 300K の等温壁であり壁面への熱流束と壁面での再結合による発熱がバランスして火炎が保持されている。

この流れ条件では局所消炎は観察されず、したがって、LOX ポストのごく近傍を除けば 1 次元拡散火炎としてモデル化できることがわかった。複数の噴射器を含む燃焼器の解析は直接計算では不可能であるが、1 次元火炎モデルを組み込んだ解析で現象を模擬できることがわかった。

次に、亜臨界下での液体燃料の微粒化の解析について述べる。従来の無限長の安定性解析とは異なり、液糸に端面が存在する場合には端面の変形が自らの不安定性の原因となり更なる分断を引き起こすというサイクルを形成していることがわかった[2-4]。図 2 には、対応する実験[3]と同じ条件で 70 気圧の窒素中にSF_6を 0.1m/s で噴射したときの液面の変形の様子を示す。端面の分断により表面張力波が形成され、それが分断を引き起こし、また表面張力波が放出される。この機構には気液の速度差と粘性が影響しており、モデル化の際の重要な知見になる。

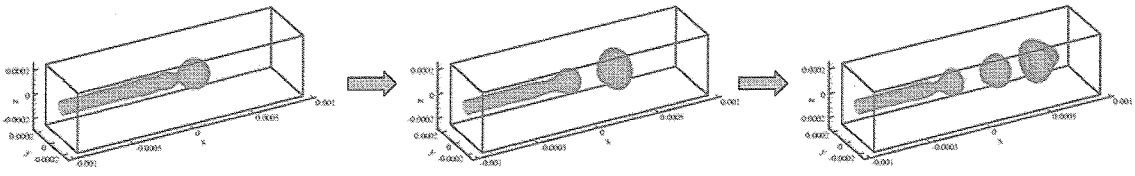


Fig. 2 Ligament breakup cycle due to capillary force

4．まとめ

燃焼関連の計算についてその結果を概観した。火炎構造や微粒化プロセスのように要素についての知見が得られている。今後は、モデル化を高度化し燃焼器システムのような実スケールの計算に応用していく予定である。

5．参考文献

[1] S. Matsuyama et al., Journal of Propulsion and Power (submitted)
[2] 新城他、日本航空宇宙学会誌（投稿中）
[3] A. Umemura, Y. Wakashima, Proc. Combust. Inst., 29, 633-640 (2002)
[4] 梅村、日本マイクログラビティ応用学会誌、21, 293-299 (2004)

This document is provided by JAXA.

5．将来宇宙輸送系

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

再突入カプセルの高エンタルピ空力加熱試験

High Enthalpy Aerodynamic Heating Experiments over a Reentry Capsule

複合推進研究グループ
(Combined Propulsion Research Group)
橋本　時忠、小室　智幸、高橋　政浩、佐藤　和雄、伊藤　勝宏
Tokitada Hashimoto, Tomoyuki Komuro, Masahiro Takahashi, Kazuo Sato, Katsuhiro Itoh

Abstract

In recent years, development of re-usable space transportation system is promoted. However, in order to realize it, development of the base technology is indispensable, particularly, aerodynamic heating and characteristics with strong real gas phonemena should be comprehended more precisely. Under such circumstances, acquisition of detailed experimental data like drag and heat transfer over hypersonic bodies is indispensable for the development of reliable space vehicles and thermal protection system (TPS), and also for the validation and progress of numerical estimation. In the present study, based on the numerical results a blunted double cone model (heat model) was designed and manufactured as the aerodynamic configuration design of re-entry capsules. The aim of this experiment is to obtain detailed data of heat flux and pressure distribution as well as the flow structures over the heat model. Coaxial thermocouples and pressure sensors are mounted at the frontal and base region thoroughly, and surface temperature and wall pressure are measured.

1. はじめに

次世代宇宙輸送システムの開発には、大気圏再突入時の熱空力特性の解明が必須の研究事項であるが、このような条件下での機体周りの領域は実在気体現象が顕著となり化学的に非平衡な状態にあるため、実際には機体の空力特性、空力加熱の予測が困難である。これらの現象解明は急務事項であるものの地上実験による再現の難しさにより依然未解決である。従って、このような高速気流を作り出す各種地上実験装置が整備され実飛行に近い条件下で様々な実験が進められている。宇宙航空研究開発機構角田宇宙センターに設置されている高温衝撃風洞HIEST[(1)]は全長約 80m、最大淀み点エンタルピ 25MJ/kgの高エンタルピ流を作り出すことが可能な宇宙往還機の実飛行条件に近い条件下での熱空力特性試験には有効な大型試験設備である。

飛行体が再突入時に受ける空力加熱は機体の前面だけでなく背面にも影響を及ぼすため、機体を熱から守るために熱防御システム(TPS)が用いられる。しかし、TPSは機体の重量等設計上、大きな割合を占める上に、次世代の飛行体は小型化、経済性が要求されるため、安全性を含め空力加熱の正確な予測が不可欠である。機体背面では、後流の挙動に依存するため、その特性を得ることは重要な課題であるが、高エンタルピ条件下では地上実験の難しさにより、未だその詳細は実験的には明らかではない。図 1 に鈍頭二重円錐体周りの流れ場の概略を示す。後流は前面の角付近で剥離した境界層に起因する自由せん断層と再循環領域からなり、粘性の影響が支配的な領域になる。本研究に先立って行われた、鈍頭二重円錐体周りの数値計算結果によると、背面の熱流束が淀み点の 5%に達し、層流を仮定すると、背面近傍に衝撃波の存在が確認された。その計算結果を図 2 に示す。

本研究は平成 16 年度より再突入時の極限状態を再現可能な実験装置である高温衝撃風洞を用いて機体表面全体について広範囲のエンタルピ条件で詳細な空力加熱データを取得とともに、数値計算結果の検証を目的に研究を開始した。はじめに、熱計測用鈍頭二重円錐模型を設計製作して、熱模型前面および背面に同軸熱電対、圧力センサを設置して、壁面全体にわたって熱流束、壁圧を測定した。

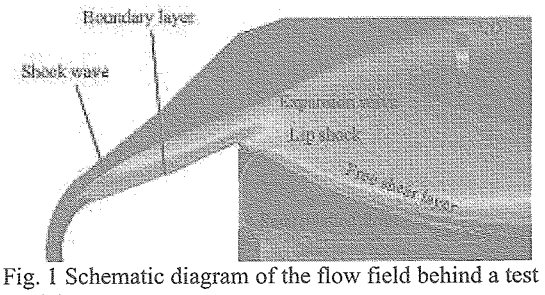


Fig. 1 Schematic diagram of the flow field behind a test model

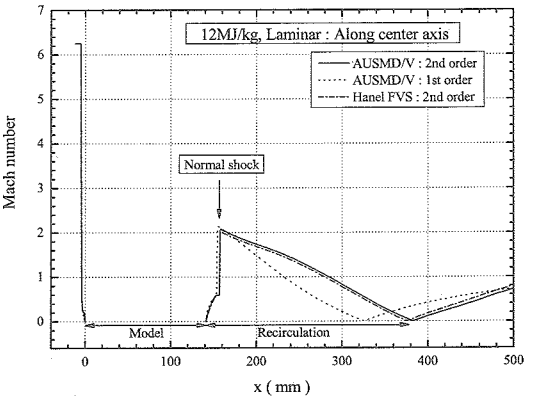


Fig.2 The computed Mach number profile along the streamline through the center of the blunt cone

This document is provided by JAXA.

2. 研究概要

(1)実験装置

本研究は大気圏再突入飛行体を設計する上で、重要な課題の一つである空力加熱の問題を解決するために、地上で再突入時の過酷な熱環境を再現可能な高温衝撃風洞(HIEST)を用いて実施された。この衝撃風洞は境界層内で十分に化学反応が起こり得る高エンタルピ状態を作り出すことができる。HIEST の上流部からの外観図を図 3 に示す。

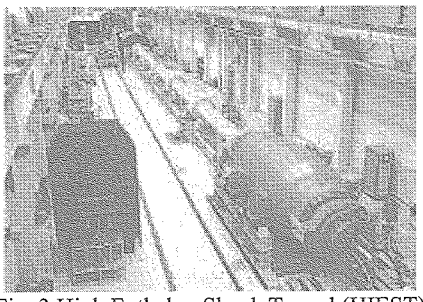


Fig. 3 High Enthalpy Shock Tunnel (HIEST)

(2)実験模型

実験に用いた熱計測用試験供試体の概略を図 4 に示す。本実験は背面での熱流束データ取得を目的に、供試体は図 5 に示すように、下から支持した。外形は半径 45mm の球に半頂角 20° の第一円錐、および、半頂角 25° の第二円錐が接続された形の鈍頭二重円錐形である。球および二重円錐形状を含む前面部には、熱流束センサとして同軸型熱電対(Medtherm Corporation, TCS-E-10370)が 12 点設置され、また、背面部には 9 点設置されている。また、気流の一様性を確認するために、鈍頭部淀み点から 15° 離れた上下左右位置と、さらに支柱による気流の影響を確認するために、背面中心から 15mm 離れた位置にも同様に熱電対を設置した。圧力センサにおいては、前面部には淀み点から 15° および 30° の位置に 2 点、背面部には熱電対と同様、支柱による気流への影響を確認するため、中心から 4 方向 15mm 間隔で合計 16 点それぞれ設置した。

同軸熱電対 21 点　　前面 12 点、背面 9 点
圧力センサー18 点　前面 2 点、　背面 16 点

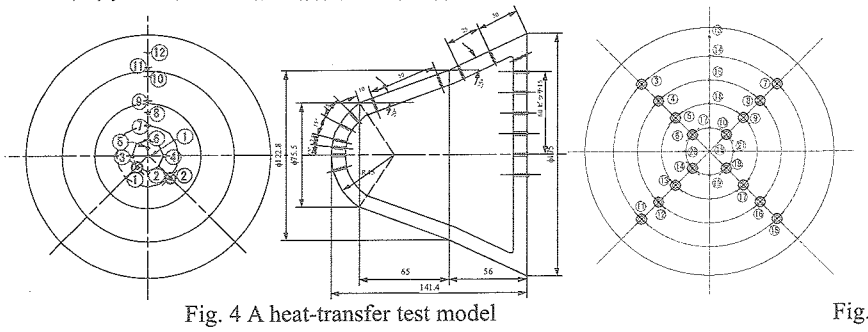


Fig. 4 A heat-transfer test model

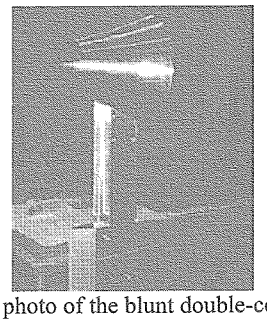


Fig. 5 A photo of the blunt double-cone model for heat measurement

(2)実験条件

実験条件を表 1 に示す。淀み点圧力は 20MPa から 60MPaまでの 3 種類で、淀み点エンタルピは 4MJ/kgから 20MJ/kgまでの 5 種類で、実験条件は計 10 通りである。ノズル気流条件は準一次元化学非平衡コードNENZF[(2)]を用いて求めた。

Table 1 Nominal test conditions

	h_0 (MJ/kg)	u_∞(m/s)	p_0 (MPa)	Re/10^6
20MPa	3.77	2580	13.1	1.99
	7.19	3500	17.0	1.09
	12.3	4380	18.4	0.659
	14.7	4700	17.0	0.53
	20.9	5470	16.6	0.393
40MPa	3.97	2660	32.4	4.55
	8.06	3700	33.2	1.76
	12.54	4440	28.4	0.958
	16.1	4930	31.5	0.53
60MPa	7.99	3700	58.1	3.08

3. 成果概要

3.1 圧力分布　図 6 に代表的な実験条件として、淀み点圧力 20MPa、淀み点エンタルピ 12MJ/kg のときの表面の圧力分布を示す。HIEST は他の風洞と比べ高エンタルピ極超音速流を数ミリ秒間発生可能な最高性能を誇る風洞ではあるが、決して長い試験時間を有するとは言えず、また、図 6 から明らかなように、模型前面と背面では、試験気流が達するのに時間差が生じている。従

This document is provided by JAXA.

って、正確に試験時間を決定することは重要である。この場合、ノーズ部に伝達衝撃波が達してからベース部に最初に気流が到達するのに 450μs かかっている。ノズル始動過程とその後の流れ場形成に約 1 ミリ秒間要するので、従って、試験気流は伝達衝撃波の到達から 1.5 ミリ秒後から始まると決定した。

次に淀み点圧力で無次元化した背面圧力を図 7、8 に示す。図 7(a)、(b)は淀み点圧力条件が 20MPa 一定であるが、支柱の影響を検討するために背面上部左側と下部左側の時間平均圧力分布をそれぞれ示す。横軸は背面中心からの距離を示す。図 7(a)、(b)ともに、淀み点エンタルピが小さいほど、主流レイノルズ数が大きいほど圧力が大きくなる傾向を示した。また、どのエンタルピ条件についても、数値計算で予測されたような位置による圧力変化は観測されなかった。さらに、背面上部の方が下部よりも圧力が約 5%大きくなる傾向を示した。

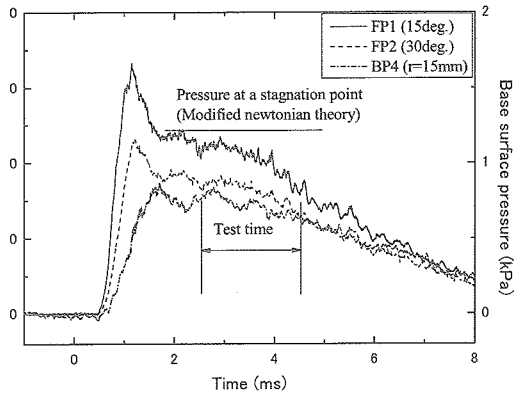
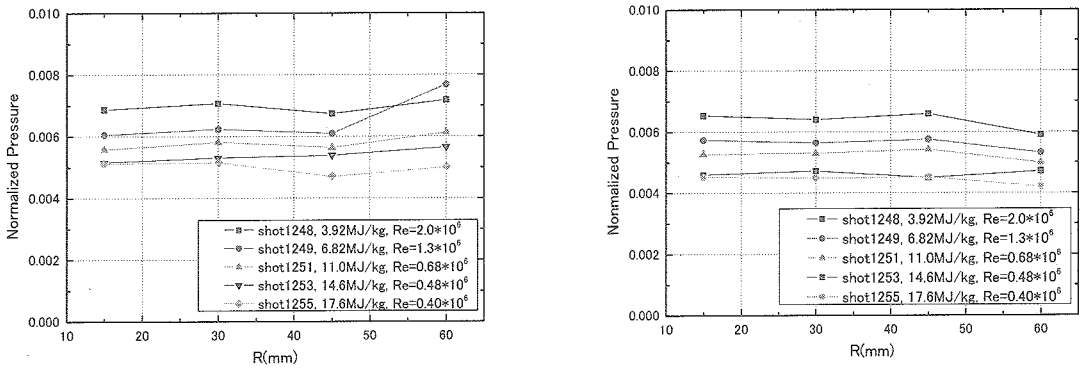


Fig. 6 Pressure histories for an enthalpy of 12MJ/kg and a total pressure of 20 MPa

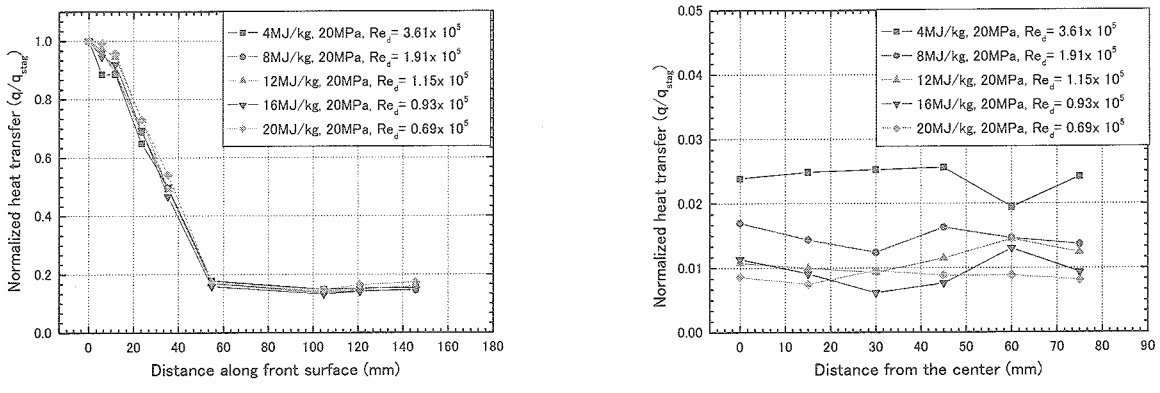
無次元化に使用した淀み点圧力は、模型前面部の淀み点から 15° および 30° の位置に設置されている圧力センサから得た結果からNewtonian Theory[3]を用いて計算した。



(a) Pressure distribution on the upper left side (b) Pressure distribution on the lower left side

Fig. 7 Normalized pressure distribution on the base surface for the total pressure of 20MPa

3.2 熱伝達測定　図 8 に淀み点圧力が 20MPa 一定で 4MJ/kg から 20MJ/kg までの 5 種類のエンタルピ条件についての無次元化熱流束分布を示す。図 8(a), (b)はそれぞれ前面および背面の熱流束分布を示す。各点で得られた熱流束の値は各実験条件での試験時間における時間平均値であり、その値を淀み点熱流束値で無次元化した。横軸は(a)が淀み点からの模型表面に沿った距離、(b)が背面の中心からの距離をそれぞれ示す。図 8(a)において、加熱量が最大になる模型頭部付近で、各エンタルピ条件により数パーセ



(a) front surface (b) base surface

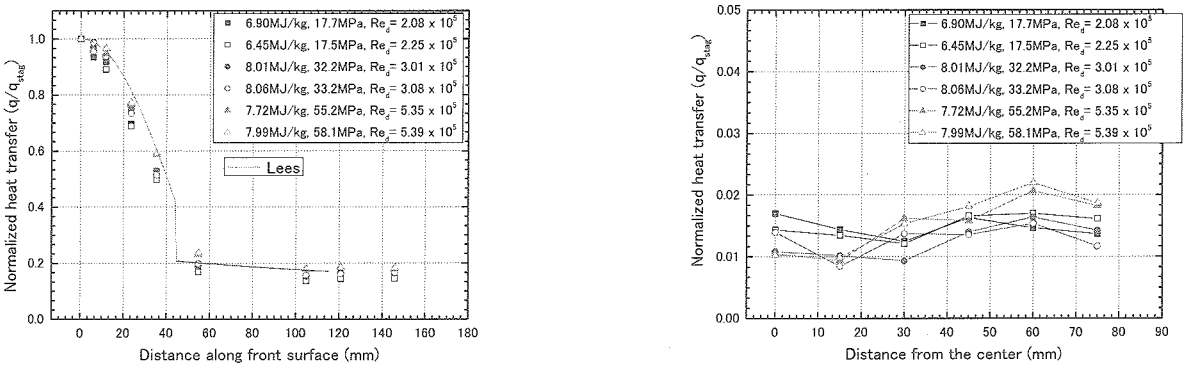
Fig. 8 Normalized heat transfer distribution on the heat model for 20MPa conditions

This document is provided by JAXA.

ントのばらつきが現れているものの円錐部ではよく一致している。このように 4MJ/kg～20MJ/kg という広範囲なエンタルピの変化に関わらず、無次元化熱流束分布は同様な分布を示した。一方、図 8(b)において、模型背面ではどの条件についても比較的平坦で位置による変化は観測されなかったが、前面部のように無次元化熱流束値は一致しなかった。実測の熱流束値は高エンタルピ条件ほど大きかったが、無次元化すると、低エンタルピ条件の方が大きくなる傾向を示し、主流レイノルズ数が大きいほど、無次元化熱流束は大きくなることがわかった。数値計算結果によると、背面熱流束は最大で淀み点熱流束の 5%以上に達すると予測されたが、この条件下では最大で 2.5%だった。自由せん断流が衝突する淀み点付近では高圧になり、より大きな加熱があるものと予想されるが、背面の表面では模型頭部付近と比べて加熱量は十分小さくなった。また、数値計算によって予測された背面中心近傍での衝撃波は実験結果からは得られなかった。

淀み点圧力が 40MPa 一定で 4MJ/kg から 16MJ/kg までの 4 種類のエンタルピ条件についても同様の実験を行ったが、この場合も、20MPa 条件と同様の傾向を示した。背面熱流束分布では、すべてのエンタルピ条件について、半径方向に向かって熱流束が大きくなる傾向が強くなり、主流のレイノルズ数が大きくなるほど熱流束値も大きくなる傾向はより顕著になった。また、この条件下でも淀み点熱流束に対する背面熱流束は最大で 2.5%であった。

図 9 にエンタルピ 8MJ/kg一定で 20MPaから 60MPaまでの 3 種類の淀み点圧力条件での無次元化熱流束分布を示す。図 9(a), (b)はそれぞれ前面および背面の熱流束分布を示す。図 9(a)の実線はLeesによって得られた鈍頭物体周りの層流熱伝達についての自己相似解を示す[4]。ここでは、鈍頭部と第一円錐部にのみ適用し、それぞれの実験条件について解いた。各実験条件について自己相似解の分布はほとんど一致し、圧力条件の違いは無次元化熱流束に影響を与えないということを示した。しかし、実験結果によると、淀み点圧力が大きい条件ほど、無次元熱流束分布は大きくなり、自己相似解による傾向とは大きく異なった。また背面では、淀み点圧力が大きくなるにつれて半径方向に向かって熱流束が大きくなる傾向が強くなった。



(a) front surface　　(b) base surface

Fig. 9 Normalized heat transfer distribution on the heat model for 8MJ/kg conditions

4. まとめ

平成 17 年度は広範囲の実験条件で支柱の影響を考慮に入れながら全表面上の熱伝達および壁圧を取得することを目的に実験を実施し、詳細なデータを得ることができた。以下に結論を要約すると、

- 数値計算によると背面熱伝達は最大で淀み点熱流束の 5%に達すると予測されたが、すべての実験条件について最大で 2.5%であった。
- 淀み点圧力条件一定のときエンタルピが小さく、レイノルズ数が大きい条件ほど実験で得られた背面の無次元圧力および熱流束分布は大きくなる傾向を示した。しかし、エンタルピ一定で淀み圧力条件を変化させると、レイノルズ数の変化による差は背面ではそれほど大きくなかったが、前面においては、変化が見られた。

参考文献

(1) K. Itoh ・他 6 名, Proc. Int. Conf. on Fluid Engineering, 1, (1997), 353
(2) J.A. Lordi・他 2 名, NASA CR-472, (1959)
(3) J.D. Anderson, Hypersonic and high temperature gas dynamics, (1989), 53
(4) L. Lees, Jet Propulsion, 26 (1956) 259

This document is provided by JAXA.

数値計算による複合エンジンの静止大気中における吸い込み性能予測

Numerical Prediction of RBCC Engine Pumping Performance Under Sea Level Static

総合技術研究本部　複合推進研究グループ

○　河内俊憲，苅田丈士，富岡定毅

Combined Propulsion Research Group, Institute of Space Technology and Aeronautics

○　Toshinori Kouchi, Takeshi Kanda and Sadatake Tomioka

Abstract: Numerical simulations were conducted to predict the ejector pumping performance of our rocket-ramjet combined-cycle engine under a take-off condition, which will be tested in the Ramjet Engine Test Facility at FY 18. Our code was verified by comparing the numerical pumping performance with the measured one in the rectangular ejector with constant-area mixing duct. The numerical simulations in the combined-cycle engine revealed that when the engine was driven by cold N_2 gas, the suction airflow was chocked at the exit of the engine throat at the rocket chamber pressure of 3 MPa. Above the pressure of 3 MPa, the suction airflow rate was decreased because the aerodynamic chocking was induced by the underexpanded rocket plume. When the ejector-driving gas was changed from cold N_2 gas to hot combustion gas, the suction performance decreased remarkably. The numerical Mach contour distributions at the combustion gas injection showed that the rocket plume was remarkably converged in the constant-area mixing duct, as a comparison of the result at the N_2 gas injection. The reason why the pumping performance decreased when the ejector was driven by the combustion gas was explained by the analysis of the ejector with constant area duct including heat and mole transfers. Our analysis of the ejector revealed that the heat transfer from hot rocket plume with supersonic speed to cold airflow with subsonic speed induced the expansion of the airflow and the pressure rise. This pressure rise was the reason why the pumping performance decreased when the ejector was driven by the combustion gas.

1. はじめに

次世代の宇宙往還機用エンジンとして，空気吸い込みエンジンであるラム/スクラムジェット流路内に，ロケット燃焼器を組み込んだ，ロケット-ラムジェット複合エンジンが有望視されている[1]．このエンジンは飛行マッハ数に合わせて，作動モードをエジェクタ・ジェット，ラムジェット，スクラムジェット，ロケットモードと変化させ，静止状態から大気圏外までの加速を，単一のエンジンによりロケットよりも高い比推力で行うことが出来ると期待されている．現在JAXA・角田センターでは，このエンジンの研究・開発に向けて，各作動モードにおけるエンジン試験が計画されており，今年中には静止状態(エジェクタ・ジェットモード)における，エンジン燃焼試験が行われる．

エジェクタ・ジェットモードでは，エンジンはロケット排気により周囲空気を強制的にエンジン内に引きずり込み(エジェクタ効果)，ロケット下流の二次燃焼器で二次燃焼を行い，推力の増強を図る．従って，この作動モードでは，エジェクタ効果による空気吸い込み流量が，推力性能を決める重要パラメータとなる．特に複合エンジンがエジェクタモードで作動する場合，インレットと二次燃焼器が縁切り状態となるような，つまり吸い込んだ空気流が二次燃焼器上流のどこかでチョークするような(これを本稿ではエジェクタ始動と呼ぶ)，流路形状がエンジンとして好ましいと考えられている．

エジェクタ始動が達成されていない場合，ロケット下流での二次燃焼を行うと，燃焼に伴う圧力上昇が，エジェクタの空気吸い込み性能を低下させる恐れがある．その結果，吸い込み性能が低下する前の空気流量に対して調整されていた二次燃料流量では燃料過濃状態となり，エンジン外に大量の未燃水素が放出される恐れがある．これはエンジン試験では，非常に危険な状態にあたり，これらを事前に予測する必要がる．

エジェクタ・ジェットにおける吸い込み性能や始動特性は，これまで実験的に調べられてきた．しかしながら，エジェクタ駆動ガスとして実際の燃焼ガスを噴射した実験[2]は少なく，主にロケット模擬ガスとして常温のN_2を使用した，コールドフロー試験[3-6]が多い．コールドフロー試験では，実際の燃焼ガスとは，分子量や総温が異なるため，ロケット総圧を合わせても，噴射ガスの持つ流量や運動量は大きく異なる．河内ら[7]の報告によれば，ロケットガスの分子量が小さくなると，ロケット総圧が同じでも吸い込み流量が減少し，エジェクタの始動性が悪化することが分かっている．従ってコールドフロー試験の結果をそのまま適用し，エンジン試験に臨むのは少々危険である．そこで本研究では，エンジン試験に先駆けて数値計算を行い，供試エンジンの吸い込み性能が，実際の燃焼ガスを噴射した場合，常温のN_2を噴射した場合に比べて，どの程度低下しうるかを予測したので報告する．

2. 供試体および計算方法

2.1　エジェクタ・ジェットエンジン　図1に複合エンジン概要図を示す．供試エンジンは図に示されるように，2枚の側板，カウル，および天板からなる全長L=3.0mの矩形断面・機体組み込み型エンジンである．ロケット複合エンジンでは，ロケット燃焼器をエンジン内に組み込むために，ストラットあるいはランプなどの大きなベース部を必要とする．供試エンジンでは図に示されるように，天板に大きなランプを設け，その中にGH_2/GO_2ロケット燃焼器が二基組み込まれている．

ロケット燃焼器は図中右に示されるように，スロート径26mmのコニカルノズルで，開口比は7.25である．ロケットの作動条件は，飛行モードに合わせて変化させられ，燃焼圧P_cは0.5 MPa から3MPa，混合比O/Fは0.5から7までをカバーする[8]．エジェクタ・ジェットモードでは，P_c=3.0MPa，O/F=7.0となる予定である．このとき，ロケット燃焼器内の温度T_c，および出口マッハ数M_eは一次元平衡計算[11]により，それぞれT_c=3387K，M_e=2.86と見積もられる．また推力係数C_Fは1.573

This document is provided by JAXA.

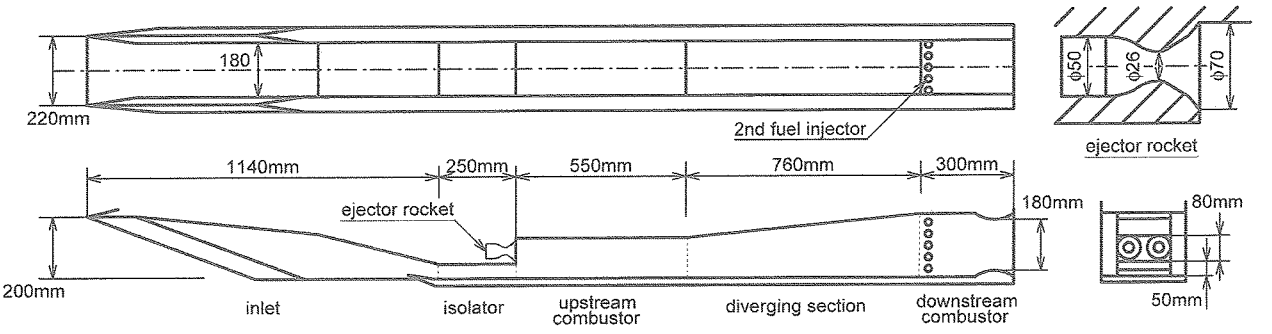


Fig. 1 Schematic of rocket-ramjet combined cycle engine to be tested in the RJTF.

である.

このエンジンは大きく分けてインレット部，分離部，上流燃焼器部，拡大部および下流燃焼器部の5つの部分からなる．インレットは前縁に半頂角7度の鋭いエッジを有する．これによる形状収縮比は1.22と小さく，主に天板側のランプにより，流路は狭められる．ランプベース下流には，長さ550mmの一定断面平行部が存在し，ロケット排気と吸い込んだ空気流の混合が促進され，吸い込み性能の向上が図られている．ロケット燃焼器は先にも述べたように，燃料過濃状態で作動される．従って，この平行部でロケット噴流内の未燃水素と吸い込んだ空気流が混合・燃焼する．そのため，この平行部は上流燃焼器と呼ばれる．

この上流燃焼器とインレットとの間には，燃焼による圧力上昇の上流への遡りに伴う，インレット不始動を抑制するために，分離部と呼ばれる定断面積部が設けてある．上流燃焼器の下流には，長さ760mm・拡大角5.26°の拡大部，その下流に再度平行部が続いている．拡大部は，エジェクタ・ジェット/ラムジェットモード時には亜音速ディフーザーとして働き，平行部入口に設けられた燃料噴射孔から，二次燃料として水素が噴射される．そのためこの下流平行部は下流燃焼器と呼ばれる．なおスクラムジェットモードでは，燃料の二次噴射は拡大部上流で行われ，拡大部はノズルとして機能する．実際のエンジンでは，二次燃料の燃焼による発熱や質量付加により，下流燃焼器がストレートでもチョークが達成されると考えられるが，そのためには多量の二次燃料を噴射しなくてはならない．エンジン試験では安全を考え，より少量の二次燃料でもチョークが達成されるよう，下流燃焼器出口にスロートが設けられる予定で，スロート高さ20/40/60mmが選択可能である．本稿ではスロート高さを20mmとして計算を行った.

2.2 計算方法 計算には，東北大学の中橋研究室で開発された TAS code を JAXA の小寺[9]が反応流に拡張したものを使用した．TAS code では空間の離散化に，物理量を節点に定義する cell vertex 有限体積法が用いられ，セル境界面での値を，節点の物理量とそこでの各値の勾配により，線形外挿することで，解の高次精度化が図られている．流束の計算には AUSMDV を，時間積分には非構造格子に対応できるように改良された LU-SGS 陰解法を使用した．なお，解の単調性を維持するための制限関数には，Venkatakrishnan の制限関数を用いた.

化学種は H_2, O_2, H_2O, H, HO_2, OH, O, H_2O_2, N_2の 9 種を取り扱い，化学反応には Stahl と Warnatz の 9 化学種 17 素反応を考慮した水素-酸素反応を使用した．乱流の速度変動で生じるレイノルズ応力は，渦粘性ν_Tを用いてモデル化され，本稿では Goldberg-Ramakrishnan 一方程式モデルを用いて求めている．乱流による熱や物質の輸送量は，乱流輸送機構の類似性から，特別な方程式を解くことなしに ν_T を用いて，乱流プラントル数 Pr_T と乱流シュミット数 Sc_T を Pr_T = 0.9, Sc_T = 1.0 と仮定し，渦熱拡散係数と渦拡散係数を見積もることで求めている．計算方法について，詳しくは文献[9]を参照されたい.

2.3 計算格子と境界条件 図2に本稿で計算に用いた格子を示す．計算には，ハイブリッド非構造格子[10]を用いた．本稿では，静止状態における大気吸い込みを模擬するために，図2に示すように，外部境界として半球の格子を形成し，エンジン内部流のみならず外部流に関しても計算を行った．図中左に示されるのが，複合エンジンの表面格子である．静止大気吸い込み時には，供試インレットは大気を吸い込むためのガイドでしかない．そこで本計算ではインレットを省略し，図に示されるようなベルマウスを代わりに装着することで，格子点数の増加を押さえ，計算負荷の低減を図った．エンジン内部の格子間隔は5mm，壁面から垂直方向の最小格子幅は10μmとした．外部格子まで含めた全格子点数は94万点である．本稿では，静止状態における大気吸い込みを模擬するため，半球の外部境界面上で，大気圧 P_a=0.101MPa，大気温度T_a=300Kが一定となるようにした．ロケット燃焼器の流入条件は，燃焼圧とO/Fを入力値とした一次元平衡計算[11]の結果を，ノズルスロートに与えた.

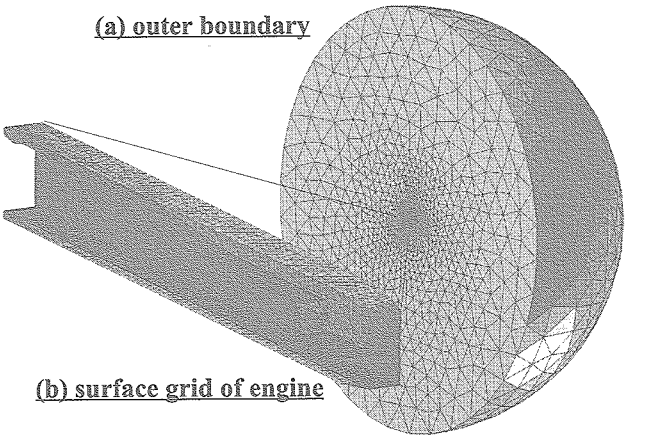


Fig. 2 Half sphere type of outer boundary and surface grid for ejector-jet simulation.

2.4 計算コードの検証 TAS code は圧縮性流れを対象とした時間進展型の計算コードである．そのため静止大気

This document is provided by JAXA.

中におけるエンジンの解析を，このコードで行う場合解のStiffnessが生じ，吸い込み性能等の性能が正しく予測出来ない恐れがある．これまでにこのコードを用いて，エジェクタ効果による吸い込み性能を予測した例はなく，エンジン計算を行う前に，計算コードの検証が必要不可欠である．本来なら，燃焼まで含めた実際のエンジン試験データと計算結果を比較し，解の妥当性を検証することが好ましいが，本稿は実験に先駆けたCFD解析であり，実験データが存在しない．そこでここでは，河内ら[7]が行った，静止大気中におけるエジェクタ・ジェットのコールドフロー試験の対応計算を行い，計算結果と実験データを比較し，解の妥当性を検討した．

図3に河内ら[7]が使用したエジェクタ・ジェットの概要を示す．入口は15mm×12mmの矩形断面となっており，天板に取り付けられた，15°の収縮ランプにより流路は入口断面積の1/4に狭められている．ランプ下流には長さ43.5mmの定断面積部(分離部)が設けられており，そのベース部に二基のロケットが埋め込まれている．ロケットはスロート径3mmで，開口比2.25のコニカルノズルが付いている．ロケット部下流は，15mm×12mmの矩形断面のダクト(混合ダクト)になっており，ダクト長はL/D=21.17である．計算に用いた格子は，図2と同様に外部境界として半球の格子を用い，外部境界条件として，P_a=0.101MPa，T_a=300Kを与えた．

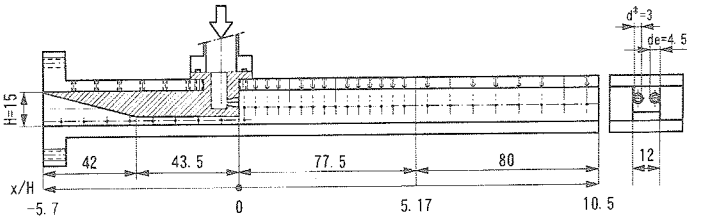


Fig. 3 Rectangular ejector-jet mode for cold flow experiments.

図4にエジェクタ駆動ガスとしてN_2を噴射し，ロケット総圧を変化させた場合に得られた壁圧分布，およびCFDとの比較を示す．各シンボルが実験データを，ラインが計算により得られた壁圧を示す．図の横軸はロケットベースからの距離をダクト高さで無次元化した値で，縦軸は壁圧を大気圧で無次元化した値である．実験データを見ると，分離部内の壁圧はエジェクタ駆動ガスの噴射に伴い低下し，P_c=0.75MPa以上でロケット部上流の圧力は変化しなくなり，吸い込んだ空気流がチョークしていることが分かる．P_c=0.75MPaでは分離部内で一旦低下した圧力は，混合ダクト内で緩やかに大気圧まで回復している．さらにロケット総圧をP_c=1.5，2MPaと増加すると，圧力回復が始まる位置がx/H~4，15と下流に移動し，P_c=3MPaでは出口でも圧力が大気圧まで回復することなく，混合ダクト内全域が超音速流となっている．

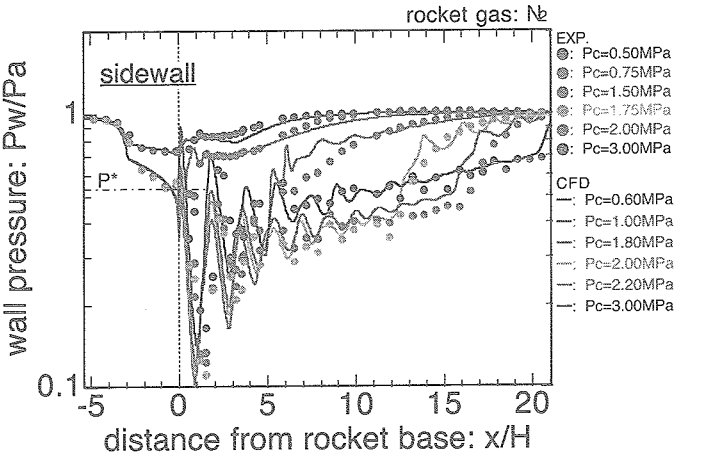


Fig. 4 Comparision of measured wall pressure distribuions and numerical simulations.

実線で示される計算結果は，実験で観測された壁圧分布の変化を良く再現している．しかしながら，図からも分かるように，計算で実験と一致する壁圧分布を得るには，ロケット入口の境界条件として，実験より20%程度高いロケット総圧を与えなければならなかった．エジェクタ・ジェットの混合ダクト内の様子は，ロケット噴流と吸い込んだ空気流の混合の度合いに大きく依存する．計算における混合仮定は乱流モデルに依存しており，乱流モデルによる混合の過小評価が，計算においてロケット総圧を高くしなければならなかった理由であると考える．

図5にロケット総圧を増加した際の吸い込み流量の変化，およびCFDとの比較を示す．横軸はロケット総圧を大気圧で無次元化した値で，縦軸は吸い込み流量を，模型スロートの境界層を無視し，そこで吸い込んだ空気がチョークしたと仮定した求めた理論チョーク流量(ms_{CHK}=10.6g/s)で無次元化した値である．×印が実験値，●印が計算結果を示している．

河内らの実験データ[7]では，ロケット総圧Pc/Pa~7で吸い込み流量がチョーク流量ms/ms_{CHK}~1に達している．他方計算では，ロケット総圧P_c/P_a>10で吸い込み流量は一定となるが，その値はms/ms_{CHK}~0.89と理論チョーク流量より10%程度低い．これは，実験において吸い込み流量を計算する際，分離部内に発達する境界層を考慮していなことに起因する．実際のエンジンでは，エジェクタ効果により生じた空気の流れに伴い，分離部内に境界層が発達する．数値計算では，この境界層も考慮されるため，境界層を考慮しない理論チョーク流量よりも小さな値で一定となった．

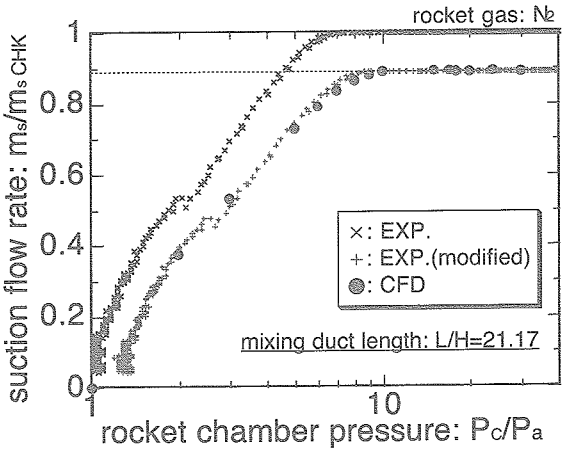


Fig. 5 Comparision of measured suction flow rate and numerical one.

そこで実験値に縮流係数として0.89をかけ，なおかつ前述のロケット総圧のズレを考慮し，データを20%右にシフトした(図5の+印)．図からも分かるように，補正後のデータと数値計算は一致している．流れ場の詳細を調べると，エンジン外部流れに関しては解のStiffnessから，境界層の発達が遅れていたが，内部流に関しては，インレットを含めた内部流の大半がM>0.3となっていた．外部流まで含めたより正確な予測には，擬似音速を導入した前処理法[12]等が必要であると考えるが，内部流に関しては現コードでも十分予測可能である．

This document is provided by JAXA.

3. エンジン試験の予測

3.1 コールドフロー計算　まずエジェクタ駆動ガスとして常温のN_2を噴射したエンジン計算を行った．図6にロケット総圧を増加したときの，壁圧分布の変化を示す．横軸はロケットベース面からの距離で，縦軸は壁圧を大気圧で無次元化した値である．図には，空気流のチョーク臨界圧(P^*/P_a=0.528)も併せて示してある．

ロケット総圧P_c=1MPaの場合，壁圧は分離部内でP_w/P_a~0.8程度まで低下するが，チョーク臨界圧までは遠く達しておらず，空気流はチョークしていない．この場合流れはエンジン下流で全域亜音速となっており，上流燃焼器，および拡大部から出口スロートにかけて大きなはく離泡が存在している．ロケット総圧をP_c=2MPaに増加すると，分離部内の壁圧は急激に低下し，分離部出口でP_w/P_a~0.6となり，その下流でP_w/P_a~0.75まで増加している．ロケット総圧の増加に伴い，吸い込み流量は増加したが，依然としてチョーク流量には達していない．このロケット総圧では，上流燃焼器カウル側は，亜音速の空気流で覆われ，P_c=1MPaで上流燃焼器内に存在していたはく離泡は消失し，一つの大きなはく離泡が拡大部から出口スロートにかけてに形成されていた．

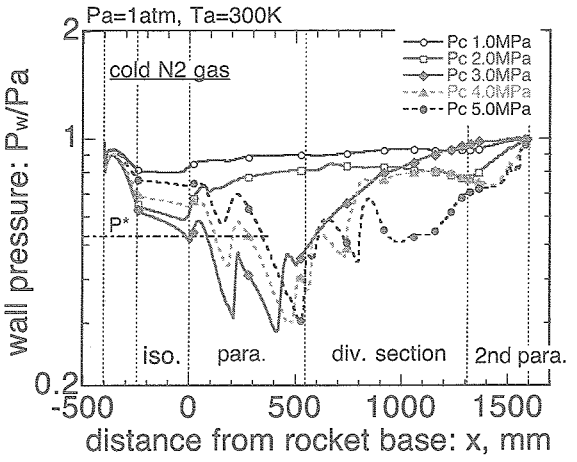


Fig. 6　Predicted wall pressure distributions of RBCC engine (ejector driving gas: N2).

ロケット総圧P_c=3MPaでは，分離部出口圧はチョーク臨界圧に達し，吸い込んだ空気流がチョークしていることが分かる．その下流の上流燃焼器では，壁圧が臨界圧よりもさらに低下しアップ・ダウンを繰り返しており，空気流は上流燃焼器内でも超音速を保っていることが分かる．このように上流燃焼器は全域超音速流で占められているのに対し，拡大部では天板側のロケット噴流は超音速を維持するが，カウル側の空気流は分離部出口に垂直衝撃波を生じ，亜音速に減速され，超音速流と亜音速流が混在した流れ場となっていた．拡大部における亜音速領域は広く，エンジン高さの1/2を占める．この大きな亜音速領域により，エンジン内が周囲環境と繋がるため，図に示されるように圧力が緩やかに大気圧まで回復した．

さらにロケット総圧を増加すると，P_c=3MPaでは分離部内において臨界圧まで低下していた壁圧が増加し，P_c=5MPaではP_w/P_a~0.75となっている．供試エンジンの場合，ロケット出口直径がランプベース面高さと同程度で，ロケット総圧が増加すると不足膨張のロケット噴流が空気流側の流路に張り出してくる．その結果，空力的なスロートがロケット噴流とカウルの間に形成され，そこで空気流がチョークし吸い込み流量が減少する．結果としてPc>4MPaに示されるように，分離部内の壁圧が上昇した．

空気流がチョークしている位置を調べると，P_c=4，5MPa どちらの場合も，壁圧が一旦低下する x~200mm で空気流はチョークしてた．P_c=4MPaの場合，この位置で壁圧がチョーク臨界圧を下回っており，空力的スロートがこの位置にあることは明白であるが，P_c=5MPaの場合，この位置ではチョーク臨界圧までは達していない．P_c=5MPaの場合，ロケット噴流に対する吸い込み空気流量の割合が小さく，ロケット噴流と空気流の混合により，空気流の総圧が容易に増加する．その結果，大気圧に対するチョーク臨界圧よりも高い壁圧でチョークを示したと考える．上流燃焼器で超音速に達した空気流は，P_c=4MPaの場合，拡大部x~700mmの位置で衝撃波を形成し，圧力回復し亜音速に減速される．この場合P_c=3MPaと同様に，大きな亜音速領域が拡大部内に形成されており，カウル側ではエンジン内部と外部環境は繋がっている(Fig. 8-(a) 参照)．他方P_c=5MPaの場合，ロケット噴流の割合が増加するため，カウル側に形成される亜音速域は下流に押しやられ，下流燃焼器にわずかに存在するのみとなり，ほぼ全域超音速となった．

3.2 燃焼計算　次にエジェクタ駆動ガスとして，燃焼ガスを噴射した場合の計算を行った．図7にロケット総圧を4MPaに固定して，エジェクタ駆動ガスを常温のN_2から，燃焼ガスに変えた場合の壁圧の変化を示す．供試エンジンの場合，ロケットはO/F=7で作動される予定である．そのため，ロケット排気内に未燃の水素を含み，それが吸い込んだ空気流と混合し，燃焼が生じる．そこで，高温のロケット排気を反応凍結とした計算と，実際に燃焼させた計算を行い，未燃の水素が燃焼する影響も併せて調べた．

常温N_2から高温の燃焼凍結ガスにエジェクタ駆動ガスを変える(一点鎖線)と，図からも明らかなように，分離部内および上流燃焼器内の壁圧が上昇し，空気吸い込み流量が減少していることが分かる．壁圧は上流燃焼器出口で一旦上昇し，拡大部に入ると同時に低下し始め，空気流のチョーク臨界圧を下回る．この低下した壁圧は，x~800mm程度から再度上昇し，エンジン出口までに大気圧に回復している．

さらにこの状態でロケット排気からの未燃の水素が燃焼した(実線)とすると，さらに分離部および上流燃焼器内の壁圧が上昇する．この上昇した壁圧は，燃焼凍結ガスをエジェクタ駆動ガスとして使用した場合と同様に，拡大部で急激に低下し，チョーク臨界圧を下回る．そしてx~950mmの位置から再度上昇に転じて，エ

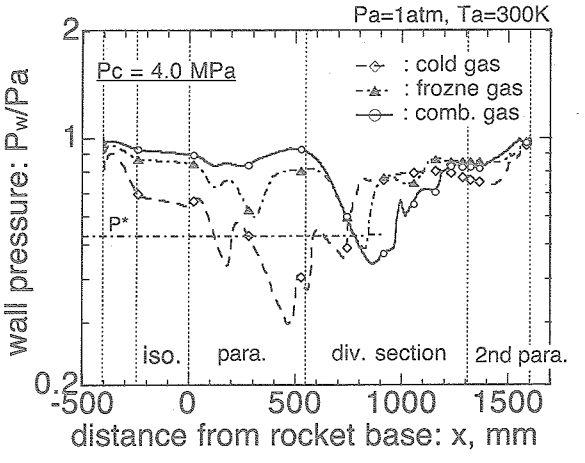


Fig. 7　Effects of ejector driving gas on wall pressure distributiuon.

This document is provided by JAXA.

ンジン出口までに大気圧に回復している．このような拡大部で急激に壁圧が低下する傾向は，Kandaら[2]が行った，複合エンジン燃焼器のエジェクタ・ジェットモードにおける燃焼試験の結果と類似している．

図8にエジェクタ駆動ガスの状態によって流れ場がどのように変化したかを，ロケット燃焼器中心位置でのマッハ数分布としてまとめた．図(a)がエジェクタ駆動ガスとして常温N_2を，(b)が燃焼ガスを化学反応凍結で，(c)が未燃の水素が燃焼器内で燃焼した場合の結果である．なお図中の黒線は音速線(M=1)を表している．

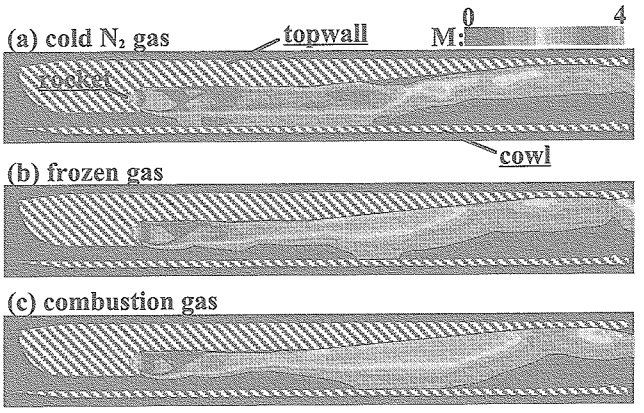


Fig. 8 Mach number distributions in RBCC engine for various ejector driving gas.

常温N_2をロケット燃焼器から噴射した場合，先にも述べたように，ロケット噴流とカウルが作り出す，空力的スロートにより，吸い込んだ空気流はチョークしている．この場合，ロケット噴流は上流燃焼器においてほぼ平行に流れている．一方，高温の燃焼ガスを反応凍結で噴射すると，図からも明らかなように，ロケット噴流が上流燃焼器の下流半分から天板側に押し付けられ縮み，それに伴い空気流側の流路が拡大し，上流燃焼器真ん中までに一旦加速しかかった空気流が再度減速している．さらに下流の拡大部入口で，ロケット噴流は大きく広がり，それに伴い空気流の流路が狭まることで，吸い込んだ空気流がチョークしている．流路全域が超音速となるのは，その下流の非常に狭い領域のみで，カウル側の流れは，再度亜音速に減速している．これと同じ傾向がロケット噴流中の未燃水素を燃焼した場合にも見られる．凍結流と燃焼流の大きな違いとしては，反応流の方が上流燃焼器におけるロケット噴流の収縮の度合いが大きく，拡大部における全域超音速の領域が広い点である．

高温の燃焼ガスを噴射，あるいはその燃焼ガスがエンジン内でさらに二次燃焼した場合に，吸い込み流量が減少し，吸い込んだ空気流が下流拡大部に入ってからチョークする現象の説明として，図9のような二層モデルを考えた．図はロケットベース面下流の平行部内の流れを模式的に書いたものである．ロケット噴流と吸い込み空気流は，自由に動く見えない境界面で隔てられており，乱流混合により各側の流体粒子がその境界面を通過して輸送される．その際流体粒子はエネルギとモルの交換を行うが，乱流輸送により同流量の流体粒子が輸送されるとし，各ロケット噴流と空気流の質量の変化はないものとする．このモデルの最大の仮定は，圧力は流れ方向には変化するが，流れに垂直方向には圧力の分布がないものとし，境界面を通じてロケット噴流と空気流が均圧するとする点である．この仮定は空気流が亜音速である場合には十分妥当である．

エネルギと分子量の変化，および断面積の変化がある流れの圧力変化は以下のように書ける[13].

$$\frac{dP}{P}=\beta(M)\frac{dA}{A}-\beta(M)\cdot\xi(M)\frac{dQ}{CpTo}+\beta(M)\frac{dMW}{MW}\qquad where\ \ \beta(M)=\gamma M^2/(1-M^2)\ \ and\ \ \xi(M)=(1-(\gamma-1)/2\cdot M^2) \tag{1}$$

流体粒子によるエネルギの輸送dQ/CpTo，および分子量の変化dMW/MWは，乱流混合による質量輸送率α(x)を介し，

$$\frac{dQ}{CpTo_i}=-\frac{\alpha(x)\cdot\Delta\dot{m}}{\dot{m}_i}\cdot\frac{\Delta To_{ij}}{To_i}\qquad \frac{dMW}{MW_i}=-\frac{\alpha(x)\cdot\Delta\dot{m}\cdot\Delta MW_{ij}}{\dot{m}_i\cdot MW_j-\Delta\dot{m}\cdot\Delta MW_{ij}}\qquad where\ \ i,j=rocket_value,air_value \tag{2}$$

のように書ける．空気流がチョークに近い条件であれば，ロケット流量と空気量はほぼ同程度なので$m_r=m_a$とし，さらに分子量の変化を無視すると，断面積の変化dAは圧力の釣り合いから以下の簡略化できる．

$$\Delta A=\frac{\alpha(x)\cdot\Delta\dot{m}}{\dot{m}}\cdot(To_r-To_a)\cdot\frac{\left[\beta(M_r)\cdot\xi(M_r)/To_r+\beta(M_a)\cdot\xi(M_a)/To_a\right]}{\left[\beta(M_r)/A_r+\beta(M_a)/A_a\right]} \tag{3}$$

これを(1)に代入することで，一定断面積内においてロケット噴流と吸い込み空気流がエネルギ交換を行った際の自由境界面の位置と，流れ方向の圧力変化は求めることが出来る．ロケット噴流内の未燃水素が吸い込んだ空気と混合し燃焼する場合は，dQをロケット/空気側とも同量のプラス(加熱)値で書き換えればよい．

空気流の総温はTo_a=300K，ロケット総温は一次元平衡計算[11]からTo_r=3500Kとし，ロケット噴流と空気流が流路を占める割合A_r/A_a=8/5とすると，6>M_r>2，0.9>M_a>0.7の範囲で，ロケット流側の断面積は減少し，圧力が上昇する結果となった．さらにdQを燃焼時用に書き換えた場合，ロケット流側の断面積の減少は増加し，圧力がさらに上昇する結果となった．これらの結果は先にみた数値計算結果を良く再現している．ダクト内の圧力が上昇すれば，亜音速流の場合，その影響が上流に伝わり，結果として空気吸い込み性能が悪化する．下流の拡大部でチョークする原因も，ロケット噴流と空気流が均圧し，バランスを取りながら流路を流れで満たすためであろう．

河内ら[7]はエジェクタ駆動ガスとして，N_2よりも分子量の小さなHeを噴射した場合，混合ダクト内で圧力が大きく上昇することを指摘しているが，これもエネルギとモルの輸送を考慮した，この二層モデルにより説明出来る．レイリー流れを考えれば一般的に，亜音速流を加熱，また超音速流を冷却すれば，圧力は低下する方向に動くはずである．しかしながら本モデルの場合，二層の流れが均圧しバランスを取り

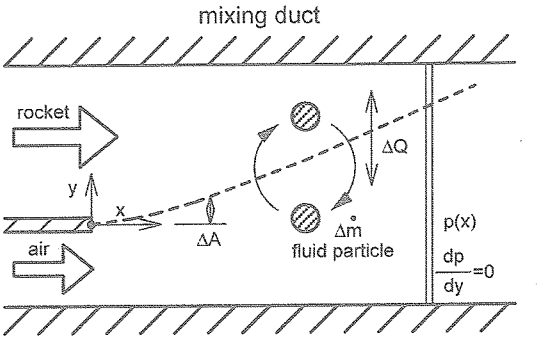


Fig. 9 Two layer mixing model of constant area duct with heat and mole transfer.

This document is provided by JAXA.

ながら熱交換を行うため，レイリー流れとは異なり，断面積の変化が生じる．そのため高温ロケット噴流から空気流への熱交換伴い，空気流が膨張しダクト内の圧力が上昇し，吸い込み性能が悪化した．従って，高温ガスを噴射した場合でも，吸い込み性能を低下させない手段として，空気流の膨張を吸収できるように緩やかに混合ダクトを拡大させることが有効であろう．

3.3 吸い込み性能　以上の数値計算で得られた，各条件での空気吸い込み流量を図10にまとめた．図の横軸はロケット総圧を大気圧で無次元化した値で，縦軸は数値計算で得られた吸い込み流量を，分離部出口で空気がチョークすると仮定して求めた理論チョーク流量($m_{s_{CHK}}$=2.12kg/s)で無次元化した値である．なお，燃焼を行った計算において，Pc/Pa<20では流れが全域で亜音速となり，燃焼による圧力変動が吸い込み流量を変化させ，それが再度燃焼状態を変えるという変動が続いたため，収束解を得ることが出来なかった．そこで得られた範囲における最大/最小流量を，エラーバーとして付けた．

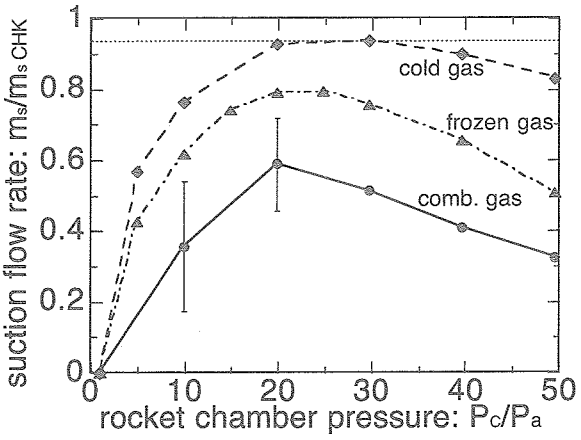


Fig. 10 Pumping performance of RBCC engine for various ejector driving gas.

常温のN_2を噴射した場合，ロケット総圧Pc/Pa~3で吸い込んだ空気流はチョークし，$m_s/m_{s_{CHK}}$~0.94となる．その後さらにロケット総圧を増加すると，分離部出口でのチョークから，ロケット噴流の膨張による空力的チョークにモードが移り，それに伴い吸い込み流量が減少する．供試エンジンの場合，同じ常温N_2を噴射しても，先に行った矩形エジェクタ・ジェットよりかなり吸い込み性能が悪く，エジェクタの始動が三倍程度遅い．河内ら[7]の報告によれば，エジェクタの始動性はロケット下流のダクト長に大きく依存しており，供試エンジンではロケット下流の平行部長がL/D~5と短いため，吸い込み性能が悪化した．

高温の燃焼ガスを噴射すると，上流燃焼器での圧力が上昇し，常温のN_2を噴射する場合に比べて，吸い込み性能が悪化する．吸い込み流量の低下の度合いは，吸い込み空気流量に対してロケット流量の割合の増加するロケット総圧が高い条件で顕著となり，P_c/P_a=50ではおよそ40%吸い込み流量が低下する．さらにロケット噴流内の未燃の水素がエンジン内で燃焼するとすると，上流燃焼器での圧力がさらに増加し，空気吸い込み性能はさらに悪化し，常温N_2を噴射した場合の半分程度しか，空気を吸い込めなくなる．実際の空気吸い込み流量が，チョーク流量の50%とすると，エンジンに流入してくる酸素はおよそ247g/sとなり，31g/sの水素で当量比1となる．O/F=7のロケット噴流には未燃の水素が含まれ，一次元平衡計算[11]によれば，ロケット噴流に含まれる未燃の水素は，それぞれP_c=3，5MPaにおいて20g/s，37g/sとなる．従って，ロケット総圧3MPaのエンジン試験でも，下流燃焼器で噴射できる二次燃料流量は10g/sと少なく，P_c=5MPaを試す場合は，下流における二次燃料噴射は行うべきでない．

4. まとめ

ロケット-ラムジェット複合エンジンのエジェクタ・ジェットモードにおける，空気吸い込み性能を事前に予測するため，先行数値計算を行った．以下に得られた結論を示す．

1) 本計算コードが，静止大気中における空気吸い込みを適切に模擬できるかどうかを調べるため，実験データのあるコールドフロー試験との対応数値計算を行い，空気吸い込み性能を比較した．その結果本数値計算は十分実験データを再現し，複合エンジン・静止大気中におけるエンジン試験の計算に適用可能であることが分かった．
2) この計算コードを用いて，まず常温のN_2をエジェクタ駆動ガスとして噴射するエンジン計算を行った．この場合，吸い込み空気量はロケット総圧3MPaで最大となり，空気流はエンジンスロートでチョークした．
3) 実際の燃焼ガスをエジェクタ駆動ガスとして噴射すると，エジェクタ効果による空気吸い込み性能は急激に低下した．これは高温のガス，あるいはその中に含まれる未燃の水素の燃焼により，吸い込んだ空気が加熱され，それを一定断面積内で吸収する際に，亜音速側の流れが膨張し圧力が増加するためである．

[参考文献]

[1] Kand, T., IAC-05-C4.5.03, 2005.
[2] Kand, T., et al., AIAA paper 2006-223, 2006.
[3] Fabri, J., et al., NACA-TM-1410, 1956.
[4] Aoki, S., et al., J. Prop. and Power, Vol. 21, No. 3, pp. 496-503, 2005.
[5] Kitamura, E., et al., AIAA paper 2005-3420, 2005.
[6] Tani, K., et al., AIAA paper 2005-224, 2005.
[7] 河内俊憲 他，日本航空宇宙学会北部支部2006年講演会 講演論文集, pp. 225-230, 2006.
[8] Takegoshi, M., et al., AIAA-2005-4286, 2005.
[9] Kodera, M., et al., AIAA paper 2000-0886, 2000.
[10] Ito, Y., and Nakahashi, K., *Proceedings of the 11th Int. Meshing Roundtable*, pp. 367-377, 2002.
[11] Gordon, S., and McBride, B.J., NASA SP-273, 1971.
[12] Turkel, E., J. Comp. Phys., Vol. 72, pp. 277-298, 1987.
[13] Shapiro, A.H, The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, pp. 219, 1953.

This document is provided by JAXA.

鈍頭円錐模型の高エンタルピ空力試験

An Experimental Study of Force Measurements of Blunt Cone Models in High Enthalpy Shock Tunnel HIEST

総合技術研究本部　複合推進研究グループ　高温衝撃風洞セクション
Institute of Aerospace Technology Combined Propulsion Research Group
High Enthalpy Shock Tunnel Section

佐藤和雄、小室智幸、高橋政浩、橋本時忠、丹野英幸、伊藤勝宏
Kazuo SATO, Tomoyuki KOMURO, Masahiro TAKAHASHI, Tokitada HASHIMOTO,
Hideyuki TANNO, Katsuhiro ITOH

Abstract

In the present paper, Two blunt cone models with 15 degrees of half angle were tested in a high enthalpy shock tunnel to investigate fundamental real gas effect on high enthalpy aerodynamic characteristics. The curvature radius of the tip of model are R= 20mm and R= 50mm. The tests were carried out at 4MJ/kg-14MJ/kg of stagnation enthalpy and the axial forces were measured by the force balance with acceleration compensation. The present results were compared with the results obtained by calculation of CFD. From the comparison between the experimental results and the results of CFD the real gas effect on axial force was discussed.

1．　はじめに

大気圏再突入時の宇宙往還機やスクラムジェットを推進エンジンとするスペースプレーンの機体及びエンジンは、超高速飛行に伴う衝撃波により圧縮加熱され周囲が高温状態となって高エンタルピ流に曝される。この飛翔体周りの衝撃波層内では気体温度が上昇するため、酸素分子や窒素分子の解離及び分子振動が起こる。更に、解離原子が機体周りを通過する間にその一部は再結合しつつ化学非平衡流れとなる。この様な複雑な流れ場における実在気体効果は機体の熱空力特性及び空力特性に影響する。このため、機体周囲の化学非平衡流れを解明し特性評価することは機体設計上重要となる。本研究は平成１５年度より高温衝撃風洞HIEST[1)]を用いて基本形状模型の空力試験を実施し高エンタルピ領域における化学非平衡流れ場の空力特性の研究を進めており、模型形状に対する実在気体効果の影響を解明することを目標としている。今回は鈍頭円錐形状を供試模型とし、鈍頭の曲率半径を変えることで模型形状を変化させ衝撃波層内の化学非平衡流れ場における軸力への影響を調べる空力試験を実施した。

2．　研究の概要

平成１７年度は以下の供試模型に対して軸力計測試験を行い空力特性を調べCFDと比較した。

2．－1　供試模型

図１、図２に供試模型を示す。両模型は半頂角15度、底面直径200mmの鈍頭円錐形状模型である。先端鈍頭部の曲率半径はそれぞれ20mm及び50mmであり、2.5倍の違いを設けた。全長はそれぞれ316mm及び230mmである。両模型の材質は、高力アルミニウム合金 JIS A7075(主成分 Al-Zn-Mg)を使用した。又、両供試模型を曲率

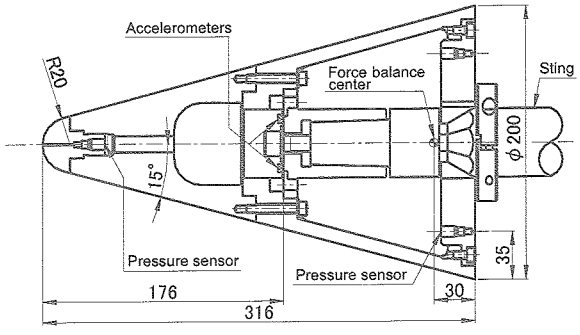


Fig.1 R20 blunt cone model

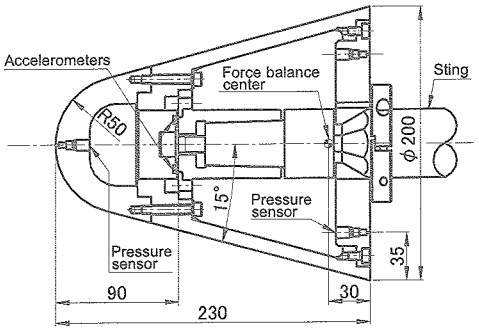


Fig.2 R50 blunt cone model

This document is provided by JAXA.

半径の違いによりそれぞれ R20 及び R50 模型と呼ぶ。模型本体、模型－天秤取り付けアダプタ及び締結ネジを含む R20 及び R50 模型の質量はそれぞれ 6.63kg 及び 6.04kg である。模型先端及び背面には圧力センサ(Kulite 社製 XCL-100-100A, XCL-100-25A)を設けた。

２．－２　力計測天秤

供試模型の力計測には十字一列型３分力空力天秤 [2]を用いた。同天秤はスティングと一体構造となった高剛性天秤であり、歪みゲージが装着されている天秤中心は模型内部に位置する。天秤の主要諸元を表１に、今回計測の対象となる軸力の静荷重検定結果を図３に示す。軸力の直線性はほぼ±1%である。

Table.1 Three-component aerodynamic force balance performance

	Capacity	Sensitivity k
Axial force Fx	980N	11.746kN/mV
Lift force Fz	4900N	10.803kN/mV
Pitching moment My	147Nm	47.523Nm/mV

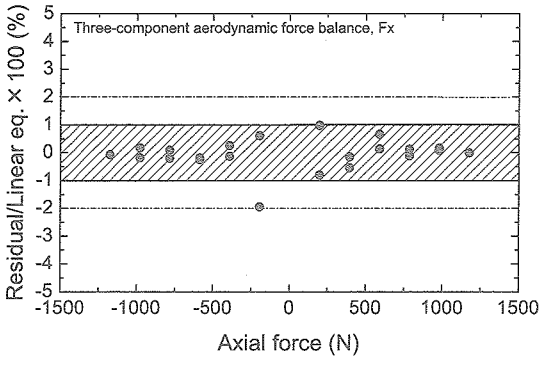


Fig.3 Static load calibration of Fx

高温衝撃風洞試験では試験時間が数 ms と短いため、同天秤で得られた軸力出力 kx は模型・天秤・スティングの振動が付加された振動出力となる。これより軸力 f を抽出するには軸力方向の加速度 a を計測し加速度補正 f=kx+ma を行うことが必要となる。このため、天秤中心から前方 110mm の模型－天秤取付けアダプタ端面に加振方向が軸力方向と一致するように加速度センサ(ENDEVCO 社製,2250A-10)を２個対称位置に取付けた。ここで、m は模型の等価慣性質量である。

２．－３　動荷重検定

模型の等価慣性質量 m は模型を天秤に取付けた状態でインパクトハンマ打撃手法と破断棒手法の両動荷重検定により同定した。インパクトハンマ打撃手法は模型先端をインパクトハンマ(PCB 社製,086C03)で軸力方向に打撃し荷重を付加する方法であり、破断棒手法は模型先端に破断棒を取付け軸力方向に牽引し破断させて荷重を模型に付加する方法である。破断棒は 700～1000N 破断棒を使用した。等価慣性質量 m はこれらの検定から FFT 処理により、天秤の軸力出力 kx と加速度 a の主振動数における振幅比として同定した。図４、５に風洞試験前後に実施した R50 模型の動荷重検定結果を平均 m からの偏差として加速度センサ a1、a2 について示す。主振動数は 1.13～1.14kHz であり、偏差は a1 及び a2 でそれぞれ±2%及び±1.5%である。a1 及び a2 における平均 m はそれぞれ m1=7.36kg 及び m2=7.81kg である。

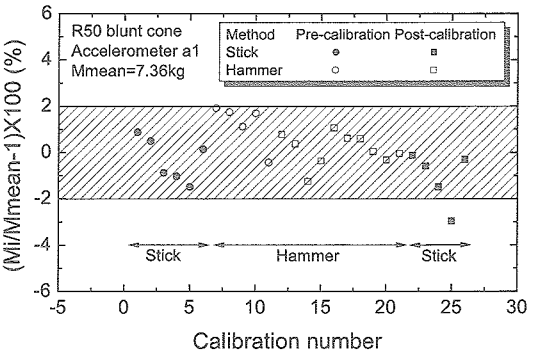


Fig.4 Dynamic load calibration of Fx to accelerometer a1 for R50 blunt cone model

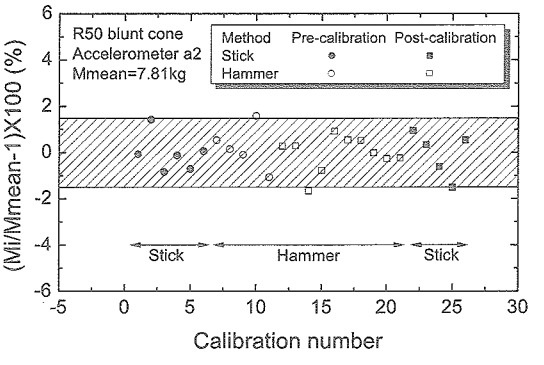


Fig.5 Dynamic load calibration of Fx to accelerometer a2 for R50 blunt cone model

R20 模型は破断棒手法のみの動荷重検定であるが、主振動数は 1.10kHz であり、偏差は a1 及び a2 ともに±1.5%である。R20 模型の m1 及び m2 はそれぞれ 7.88kg 及び 8.32kg である。両模型ともに m1 と m2 は一致せずに m2 が m1 より大きい傾向を示した。このため試験時における加速度補正量 ma は各補正量の平均(m1a1+m2a2)/2 とした。この原因については加速度センサ取付け状

This document is provided by JAXA.

態の不均一性等が考えられるが特定されていない。

2．－4　試験設備及び試験条件

本試験は宇宙航空研究開発機構 JAXA が所有する大型高温衝撃風洞 HIEST[1]で実施した。ノズルは出口径 800mm、スロート径 50mm、ノズル膨張面積比 256 のコンタノズルを用いた。試験条件及び試験気流の状態を表 2 に示す。試験気流の状態は準一次元化学非平衡流計算コード(NENZF)[3]を用いて計算した。

Table2. Test conditions and flow condition

Stagnation enthalpy Ho (MJ/kg)	Stagnation pressure Po (MPa)	Static pressure P1 (kPa)	Static temperature T1 (K)	Velocity V (m/s)	Mach number M	Reynolds number Re (/m)
4	13	1.2	340	2730	7.4	1.7E+06
7	18	2.1	650	3420	6.8	1.2E+06
10	17	2.5	1060	4050	6.3	7.5E+05
12	17	2.4	1180	4260	6.2	6.4E+05
14	17	2.5	1340	4590	6.2	5.5E+05

2．－5　CFD

CFD は R20 及び R50 模型形状前面の鈍頭部と円錐部を計算対象としており、背面は計算対象から除く。以下に CFD の計算内容を示す。

支配方程式：軸対称 Navier-Stokes 方程式

流れ：層流を仮定

計算格子数：101×80 点

差分法：対流項;AUSMD/V、粘性項;中心差分

時間積分：LUSGS 陰解法

反応モデル：Dunn-Kang model

反応化学種：N,O,N_2,O_2,NO,NO^+,E^-

熱モデル：熱的平衡を仮定、1 温度モデル

壁条件：300K 等温触媒壁

3．　成果の概要

3．－1　短時間力計測結果

淀み点エンタルピ Ho=10MJ/kg 試験条件における R20 模型の天秤軸力 kx、加速度補正量 ma 及び軸力 f=kx+ma の時間履歴を図 6 に示す。kx と ma の位相は逆位相であり、天秤の振動に対して加速度が追随している。軸力 f は約 2ms から加速度補正により平滑化され、静定時 3ms で約 420N の軸力を示す。この軸力値は CFD で求めた軸力値 CFD,f にほぼ近い値となっている。図 7 は同条件におけるピトー圧力と軸力係数 CA の時間履歴を示す。ここで、CA は軸力 f をピトー圧力 P_{pitot} から導出した気流動圧 q と鈍頭円錐模型の底面積 A で除して求めた。又、ρu^2 の係数は実在気体の比熱比による影響をエンタルピ条件で区別した。ピトー圧力は模型先端で計測した値を用いた。

$$CA=f/(qA), \quad q=\rho u^2/2$$

$$\rho u^2=1.073P_{pitot} \ (Ho=4MJ/kg),$$

$$\rho u^2=1.064P_{pitot} \ (Ho=7\sim14MJ/kg)$$

ピトー圧力の変化は軸力 f の変化と対応している。約 2ms から静定するピトー圧力は CFD より求めた CFD,pitot に比べ若干低い。ピトー圧力及び軸力 f の変化がほぼ静定する 2ms から 4ms までの試験時間において、試験結果の CA は CFD の結果 CFD,CA にほぼ近い値となることがわかる。

R50 模型における Ho=10MJ/kg 試験条件の試験結果を CFD 結果と共に図 8 及び図 9 に示す。軸力 f 及びピトー圧力は R20 模型と同様に約 2ms から静定する。軸力 f は静定時 3ms で約 670N となり、R20 模型に比べ同一試験条件で約 60%高い

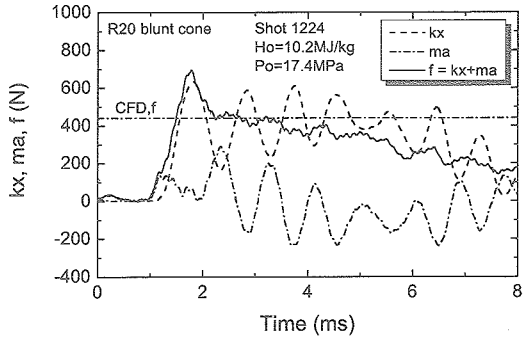


Fig.6 Trace of axial force for R20 model at Ho=10MJ/kg

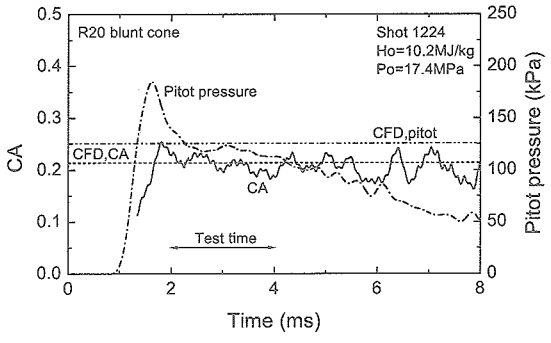


Fig.7 Trace of axial force coefficient CA and pitot pressure for R20 model at Ho=10MJ/kg

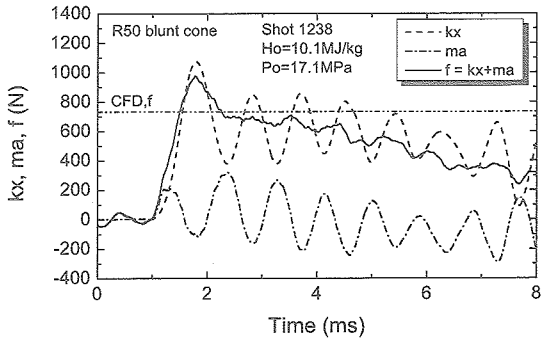


Fig.8 Trace of axial force for R50 model at Ho=10MJ/kg

This document is provided by JAXA.

軸力を示す。この試験による軸力値は CFD に比べ約 70N 低く、CFD との相違は R50 模型の方が R20 模型よりも大きい。一方、静定時のピトー圧力は CFD の結果 CFD,pitot とほぼ一致している。その結果、2ms から 4ms までの試験時間における CA は CFD で求めた CFD,CA よりも低くなっている。

3．－2　粘性干渉パラメタに対する CA の傾向

図 10 は R20 模型における試験条件 Ho=4～14MJ/kg までの CA の試験結果を粘性干渉パラメータ $C^{1/2}M/Re^{1/2}$ に対して示す。ここで、係数 $C^{1/2}$=1、M:マッハ数、Re:レイノルズ数である。CA は Ho=4～12MJ/kg 及び Ho=14MJ/kg においてそれぞれ試験時間 2ms 及び 1ms の平均値で評価した。また、図中には CFD の結果も示した。試験結果の CA は粘性干渉パラメータ及び Ho の増加に対して高くなるが、Ho=10MJ/kg 以上でその傾きは小さくなる傾向にある。この傾向は CFD の傾向と一致した。

図 11 は R50 模型における CA の試験結果と CFD 結果を示す。CFD の CA は粘性干渉パラメータの増加に対し高くなる傾向を示す。一方、試験結果は Ho=4MJ/kg 試験条件で CFD の近傍にあるが、それ以上の Ho 条件で CFD よりも低く最大約 10%の違いを示している。すなわち、R20 模型の試験結果や CFD の傾向と異なり、R50 模型の試験結果は Ho の増加に伴って粘性干渉効果よりずれる傾向を示した。この事象について今後更に鈍頭曲率半径を変えた試験を行い、模型形状に対する実在気体効果の影響を含めより詳細に検討することが必要である。

4．　まとめ

平成１７年度は鈍頭円錐模型２体について軸力計測試験を行い高エンタルピ条件における空力特性を調べ CFD と比較検討した。下記に今年度の成果概要を示す。

・R20 模型空力特性
　軸力係数 CA は粘性干渉パラメータ及び Ho の増加に対して高くなり、CFD の傾向と一致する。
・R50 模型空力特性
　軸力係数 CA は Ho の増加に伴い粘性干渉効果よりずれる傾向を示し CFD より低い。この事象について更に究明することが必要である。

今後、鈍頭曲率半径を変えた試験を実施し、模型形状に対する実在気体効果の影響を含めより詳細に検討する予定である。

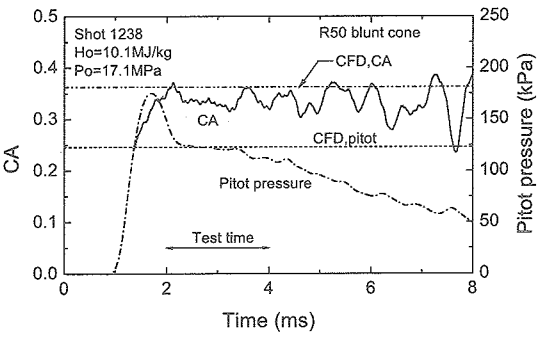


Fig.9 Trace of axial force coefficient CA and pitot pressure for R50 model at Ho=10MJ/kg

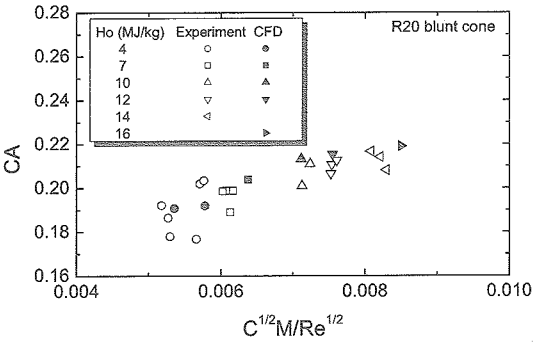


Fig.10 Relation between axial force coefficient CA and viscous interaction parameter $C^{1/2}M/Re^{1/2}$ for R20 model

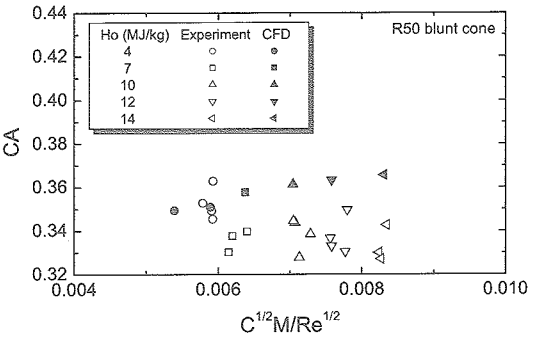


Fig.11 Relation between axial force coefficient CA and viscous interaction parameter $C^{1/2}M/Re^{1/2}$ for R50 model

[参考文献]

1) 伊藤勝宏, 他９名: 大型高温衝撃風洞 HIEST の開発－その１　風洞の設計と作動特性－, 日本航空宇宙学会誌, 第 49 巻, 第 572 号, pp199-207, 2001
2) 佐藤和雄, 他４名: HB-2 形状標準模型を用いた高温衝撃風洞(HIEST)空力測定試験, 平成 14 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp455-458, 2003.
3) Lordi J.A., Mates R.E., Mossele J.R.: Computer program for numerical solution of nonequilibrium expansions of reacting gas mixtures, NASA CR-472, 1966.

This document is provided by JAXA.

惑星大気突入飛行環境評価技術と熱防御評価技術の向上

Technology Improvement in Assessment of Planetary Entry Environments and Prediction of Thermal Protection System Performance

総合技術研究本部　空気力学研究グループ　主任研究員　藤田和央
Kazuhisa Fujita, Senior Researcher, Aerodynamics Research Group, IAT

総合技術研究本部　計算科学研究グループ　プロジェクト研究員　松山新吾
Shingo Matsuyama, Project Researcher, Computational Science Research Group, IAT

総合技術研究本部　計算科学研究グループ　招聘研究員　鈴木俊之
Toshiyuki Suzuki, Invited Researcher, Computational Science Research Group, IAT

総合技術研究本部　空気力学研究グループ　プロジェクト研究員　松川　豊
Yutaka Matsukawa, Project Researcher, Aerodynamics Research Group, IAT

Abstract

Comprehensive researches on high-enthalpy flows and associated thermal protection technologies have been conducted in Aerodynamic Research Group, IAT, in cooperation with other research groups in JAXA. In this article, an overview and the current status of two major research programs, improvement of assessment technologies of the planetary entry environments, and development of advanced prediction techniques of thermal protection system performance, are presented.

1. はじめに

JAXA長期ビジョンでは，地球型・木星型の惑星探査を始め，有人飛行に関わる再突入技術の研究など，高度な大気突入技術が必要となるミッションが謳われている．地球再突入技術は，OREXからALFREXに至る一連のHOPEプロジェクトにおいて，飛行環境評価，熱防御システム（TPS）評価技術向上が計られ高い水準に達した[1]．またMUSES-Cミッションのサンプルリターンカプセルの開発において，超高速再突入評価技術の高度化が計られた[2]．しかしHOPE-Xプロジェクトの中止とサンプルリターンカプセル開発終了に伴い，研究の原動力は急速に失われつつある．

このような現状に対するため総合技術研究本部では，これまで培われた技術を継承し発展させることを目的とし，空気力学研究グループを中核とした組織横断的な研究会（高エンタルピ流研究会）を発足し，平成 16 年度から高エンタルピ流と TPS に関わる総合的な研究開発プログラムを推進している．本稿ではそのプログラムの中で，特に惑星大気突入環境の評価技術向上プログラムと熱防御システム評価技術向上プログラムに焦点をあて，その概要と現状を紹介する．

2. 地球型惑星大気突入評価技術

地球型惑星大気突入環境の評価技術は OREX や MUSES-C 開発から継続的に改善され，金星や火星へと応用範囲を拡大する形で発展している．以下に金星気球ミッションをリファレンスミッションとして評価技術改善の研究を紹介する．

2.1 金星気球ミッション

高エンタルピ研究会では宇宙科学研究本部と共同研究で次期惑星探査の一候補として金星気球ミッション実現性の検討を行っている[3]．このミッションは世界で初めて金星の雲の下（高度 60 km以下）に気球を長期間滞在させて諸々の計測を行うものである．気球は突入カプセルに収納されて再突入環境を通過した後放出され，周囲の高温大気と熱交換の結果，内包する水の蒸気圧により膨張する水蒸気気球である．これはシステムを簡易化し重量を低減させるための措置であるが，逆にカプセルの熱設計は厳しくなり，より正確な加熱環境及びTPS性能の評価が必要となる．

2.2 評価技術

金星ミッションを含め地球型惑星突入評価技術を向上するため，これまでMUSES-Cカプセルなど地球再突入カプセルの空力加熱環境・熱防御システムの評価のために開発してきたCFDコードを火星，金星突入環境（大気はCO2，N2，Arなど）へも拡張し，CFRP系TPSのアブレーション現象を含む，強い非平衡流れの解析コードを開発している[4]．本コードはH, C, N, O, Ar, H_2, C_2, N_2, O_2, CH, NH, OH, CN, CO, NO, H_2O, C_2H, C_2H_2, C_3, CO_2, e, H^+, C^+, N^+, O^+, Ar^+, N_2^+, O_2^+, CO^+, NO^+, Ar_2^+の 31 化学種を考慮した二温度モデルを採用しており，惑星大気や飛行環境に応じて適切な化学種の組み合わせを選択できる汎用コード

This document is provided by JAXA.

となっている．

また輻射エネルギー輸送が卓越する環境に対応するために，輻射解析コードSPRADIAN2[5]を改善して化学種を追加し，また輻射連成解析を可能にするなど，地球型惑星の大気突入環境に適用できる総合的な評価パッケージを開発している．一例として金星カプセルの飛行環境評価においては，H, C, N, O及びそのイオンの線スペクトルと連続スペクトル，及びH_2, C_2, N_2, CH, OH, CN, CO, NO, C_3, N_2^+, CO^+の分子バンドスペクトルによる放射・吸収を考慮して，流れ場における輻射エネルギー輸送を考慮した解析が可能となっている．技術的詳細は文献[4]を参照されたい．

2.3 解析結果例－金星カプセル

以下に示すのは，先述した金星気球ミッションの突入カプセルの飛行環境評価に応用した例である．解析は，最大加熱率が得られると予想される，高度 89.4 km（圧力 45.2 Pa，温度 173.8 K），対地飛行速度 10.62 km/s で淀み点周りについて行った．カプセルは半径 0.4 m の半球とし，流れは軸対象であると仮定した．

Figure 1 に示したのは淀み点流線に沿った温度（並進－回転モードと振動－電子モード）及び主要な化学種の分布を，輻射エネルギー輸送を考慮した場合 (radiation-coupled) としない場合 (uncoupled)で比較したものである．強い温度非平衡が衝撃波背後に見出されるが，中間の領域では流れ場はほぼ局所平衡に近い．但し，非平衡領域での CO の乖離速度係数は，後述する輻射加熱率に大きな影響を有している．輻射エネルギー輸送により衝撃層内の温度は僅かに低下し衝撃層離脱距離も小さくなる．

Figure 2 は淀み点で観測される衝撃層からの輻射スペクトルである．金星気球ミッションでは輻射加熱の方が対流加熱よりも大きい．輻射の大部分はCおよびOの線スペクトルから構成される．一方TPSの熱分解ガスに含まれるH, H_2, COは壁面近傍で輻射を吸収し，淀み点輻射加熱率の低減に寄与している．Table 1 に淀み点加熱率の予測値を示す．金星カプセルの場合は輻射エネルギー輸送が流れ場と強く結合しているため，流れ場単独の解析結果から輻射加熱率を計算する非連成解析（Table 1 のuncoupled）では加熱率を過大評価してしまう．現行のCOの乖離速度には不確実性が内在しており，Table 1 からは輻射加熱率がこの反応速度に高い感度を示すことが分かる．このことから現在，分子動力学的解析と実験による重要な反応モデルの改善など，評価モデルの精度向上を図る試みをおこなっている[6].

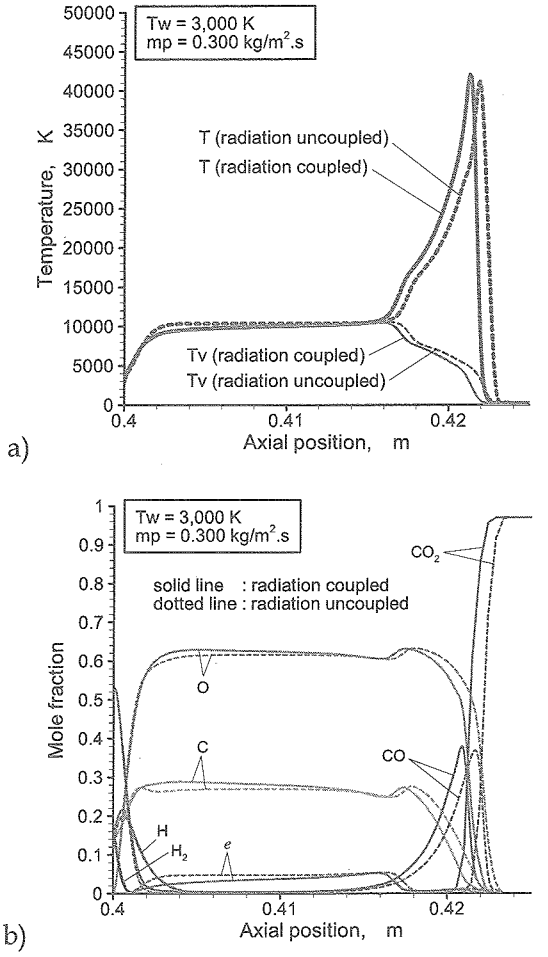


Fig.1 : Distribution of a) temperatures and b) chemical compositions along stagnation-point streamline for Venusian entry at peak-heating point (V = 10.6 km/s, Alt. = 89.4 km).

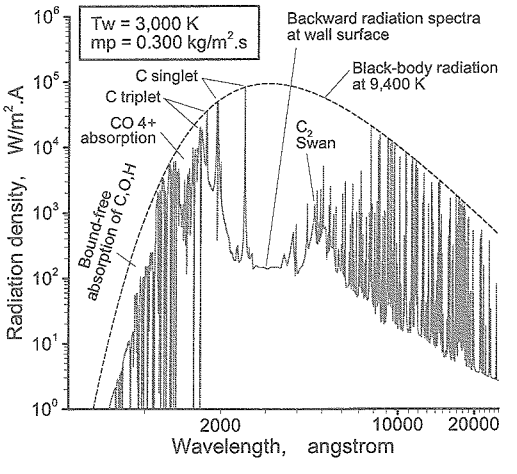


Fig.2 : Radiative energy spectrum transferred to stagnation point at peak-heating point (radiation coupled).

This document is provided by JAXA.

Table 1 : Convective and radiative heat transfer rates (*qc* and *qr*, respectively) at stagnation point at peak-heating point (in MW/m^2).

	uncoupled		coupled	
	qc	*qr*	*qc*	*qr*
Nominal case	4.6	11.2	5.4	8.1
CO dissociation rate ÷ 4	4.6	17.5	6.0	12.0

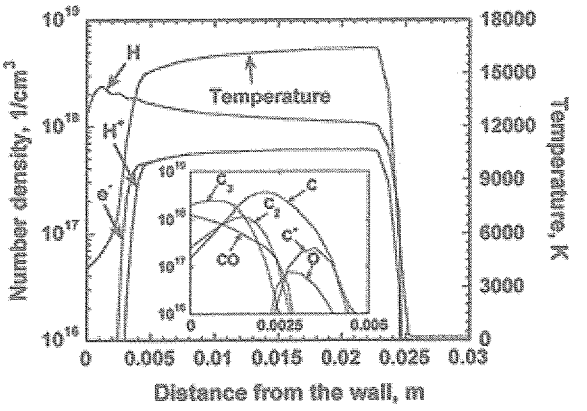


Fig.3 : Distribution of temperature and chemical compositions along stagnation-point streamline for Jovian entry at peak-heating point (Galileo probe).

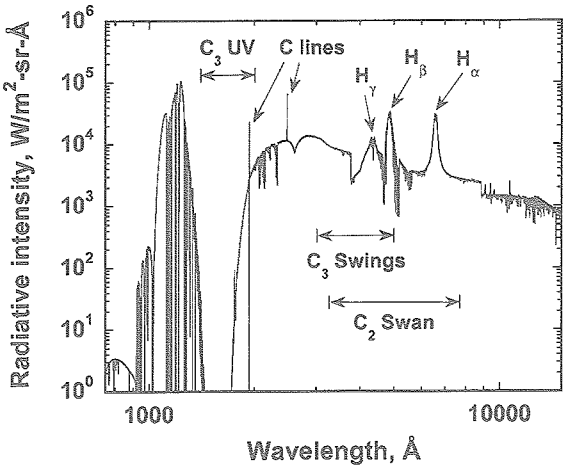


Fig.4 : Radiative energy spectrum transferred to stagnation point at peak-heating point.

3. 木星型惑星突入環境評価技術

3.1 評価技術

木星型惑星の探査プローブは非常に高速度で大気に突入するため過酷な空力加熱に曝され，唯一の飛行データ（米国のガリレオプローブ）によれば，最大熱流束は 300MW/m^{2}にも達する．このような過酷な空力加熱環境からプローブを守るためには，プローブ重量の大部分をTPSに割り当てることになり，TPS重量を正確に評価することが重要となる．そこで将来の木星型惑星探査ミッションに備えるため，木星大気突入環境評価技術の高度化を行なっている．

これまでに木星型惑星の大気の主成分である水素・ヘリウムとアブレーションによって生じた炭素系化学種の合計 25 化学種を考慮し，熱化学平衡を仮定したシミュレーションコードを構築し，ガリレオプローブに応用している[7]．木星突入では輻射加熱が空力加熱の大半を占め，輻射によるエネルギー輸送が顕著であるため，流れ場と輻射場を密に連成した解析が必要不可欠である．しかしSPRADIANやNEQAIRといった遷移過程を詳細に計算する輻射コードは計算コストが大きく，密な連成解析には不向きであため，上記の詳細な輻射コードによって吸収係数をあらかじめテーブル化しておき，流体計算ではそのテーブルを参照するという手法で計算時間の大幅な短縮を図っている[8]．

3.2 解析結果例－ガリレオプローブ

上記の技法によりガリレオプローブの木星突入軌道に沿った一連の解析を行い，飛行データをよい精度で再現できることを確認した[7]. Figure 3 は加熱率が最大となる高度 130kmの飛行条件における，よどみ点流線に沿った温度および化学種の分布である．衝撃波背後の平衡温度は 16000K に達する．壁面近傍にはアブレーションによって生じた炭素系の化学種，特にC_2, C_3, COといった分子が大量に分布していることがわかる．

Figure 4 によどみ点へ入射する輻射強度スペクトルを示す．よどみ点への加熱は輻射加熱が大半を占め，このケースでは 234MW/m^{2}に達した．カプセル壁面への輻射加熱の大部分は，衝撃層内部で乖離した水素原子から放射される線スペクトルと連続スペクトルによる．波長 1400Å付近で輻射強度が大きく減少しているのは，壁面近傍に存在するC_3が輻射を吸収するためである．このことからわかるように，カプセル壁面への輻射加熱量は，炭素系化学種の輻射吸収の程度に大きく影響される．壁面近傍の炭素系化学種の分布は熱化学モデルや乱流モデルに影響されるため，今後更なる検討が必要である．また，輻射モデルの精度が空力加熱の評価に大きく影響するため，分光データベースの精度を高めていく必要もあると考えられる．

This document is provided by JAXA.

4. アブレータ TPS 評価技術

4.1 気流と TPS 熱化学応答の連成解析技術

極めて過酷な空力加熱環境ではアブレータTPSが唯一の熱防御手法であり，その性能を正確に評価することは重要である．本プログラムでは，アブレーションを伴う空力加熱環境を正確に予測し，適切なアブレータ厚み分布を与えることができる数値計算手法の開発を行っている．アブレーションを含む空力加熱現象は非常に複雑であり，流れ場とアブレータの熱応答は相互に強く作用し合う．従ってアブレーションを伴う空力加熱環境を正確に予測するためには，アブレータの熱応答とアブレータ周りの流れ場を同時に考慮する必要がある．そのため熱・化学非平衡流れ場を解くCFDコードとアブレータの熱応答を解くSCMA2 コード[9]を連成することにより問題の解決を図る．具体的な数値計算手法及び連成手法は文献[10]に示されている．

4.2 解析結果例

上記連成解析手法を用いてアーク風洞加熱試験環境下のアブレータ熱応答の再現を試みた結果を以下に示す．Figure 5 は加熱開始から 30 秒後のアブレータの等温度線図（上）と等密度線図（下）である．加熱開始後，アブレータ壁面付近の温度が上昇し時間とともに内部に熱が伝導していく様子を示している．また温度の上昇とともにアブレータの熱分解が進行し，壁面付近の高温領域では樹脂が完全に熱分解し炭化層を形成している．更にアブレータ表面では酸化反応や昇華反応による壁面の損耗が生じるため，30 秒後の表面形状は初期の形状に比べて変化している．

加熱前の初期表面形状と 30 秒後の表面形状を

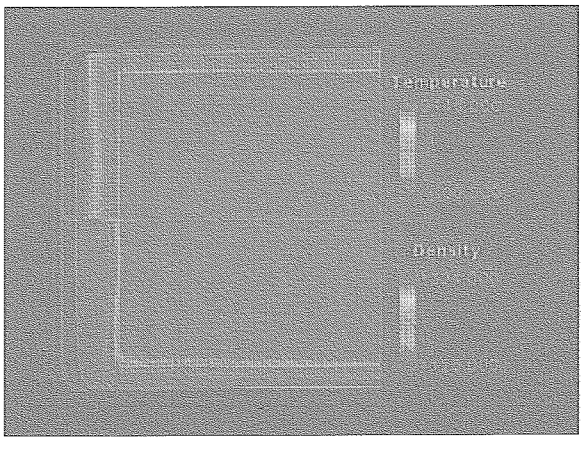


Fig.5 : Equi-temperature (above) and –density contours (below) computed at 30 sec. after exposure to arc-heater flow.

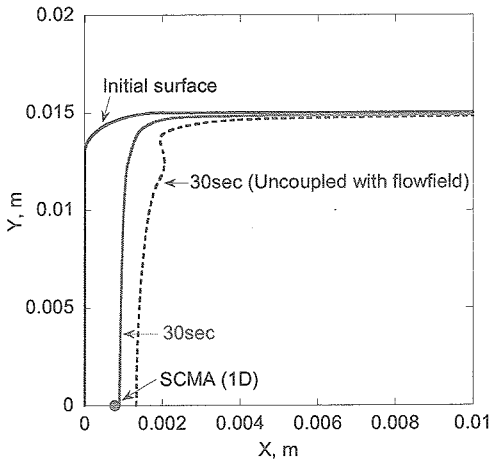


Fig.6 : Comparison between initial and final shape of ablator after 30 sec. exposure.

Fig. 6 に示す．これら 2 つの実線で囲まれた領域は 30 秒間の加熱により損耗したことを表している．特によどみ点における損耗量は従来用いられている 1 次元解析結果とよく一致している．また連成解析を行わず，時刻 0 秒時の加熱率分布を用いてアブレータの熱応答のみを解いて得られた 30 秒後の表面形状も合わせて示す．この場合よどみ点においては 1 次元解析結果を大きく上回り，更にアブレータ試験片肩部においても異常な形状変化をした様子が見られる．これはアブレーションによって絶えず変化する流れ場の情報がアブレータ熱応答解析に全く反映されていないことによって生じた非現実的な解であり，アブレーションを伴う空力加熱現象とアブレータ熱応答を予測するためには流れ場と熱応答を同時に考慮する必要があることを示した一例である．

参考文献

[1] Shirouzu, M. et al, AIAA Paper 2004-2426.
[2] Inatani, Y. et al, ISAS Report SP-17 (2004).
[3] Yamada, T. et al, "Venus Entry Capsule and Balloon Observation," ARVS32-38, 4th International Symposium on Atmospheric Reentry Vehicles and Systems (2005).
[4] Fujita, K. et al, JTHT, Vol.20, No.3, pp.507-516.
[5] Fujita, K. et al, AIAA Paper 2005-0173.
[6] Matsukawa, Y. et al, AIAA Paper 2006-3422.
[7] Matsuyama, S. et al, JTHT, Vol.19, No.1, 2005, pp.28-35.
[8] Matsuyama, S. et al, (accepted for publication in JTHT).
[9] Suzuki, T. et al, AIAA Paper 2004-0341.
[10] Suzuki, T. et al, JTHT, Vol. 16, No. 1, 2002.

This document is provided by JAXA.

飛行実験をめざした極超音速ターボジェットエンジンの開発状況

Development Status of Hypersonic Turbojet Engine for Flight Experiments

航空エンジン技術開発センター　佐藤哲也
Aeroengine Technology Research Center, Tetsuya Sato

Abstract

The Japan Space Exploration Agency (JAXA) is developing a hypersonic turbojet engine to realize Mach 5 or 6 cruise vehicles and reusable LEO transportation systems. Design and fabrication of a subscale turbojet engine of 1 kN thrust with an air pre-cooling system have been continued. In 2005, we conducted performance verification test of a newly developed air-precooler, compressor, and a liquid hydrogen supply system for the subscale engine. Test results are briefly reported in this paper.

１．　はじめに

本研究は平成１５年度より実施しており、長期ビジョンに示されたMach 5クラスの極超音速機やスペースプレーンに搭載される極超音速ターボジェットエンジンの開発を目標としている。現在、フライトタイプエンジン（Fig.1, 推力 100kgf 級の予冷ターボエンジン）のシステム設計、要素の設計／製作、基盤技術の確認試験、および気球を利用したエンジン飛行試験機の開発を、宇宙科学研究本部との連携により進めている。

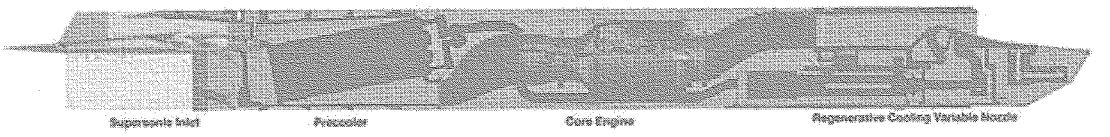


Fig.1 Small precooled turbojet engine (S-engine)

２．　研究の概要

平成１７年度は以下の項目について研究を行った。

（１）予冷ターボエンジン飛行試験計画の検討

高層気球を利用したエンジン飛行試験計画を検討し、実現に必要となる技術課題を抽出した。

（２）軽量型プリクーラの開発

予冷ターボエンジン用プリクーラの飛行対応モデルを開発し、熱交換特性試験を実施した

（３）高負荷斜流圧縮機の開発

予冷ターボエンジン用の高負荷斜流圧縮機を開発し、性能確認試験を実施した。

（４）搭載型液体水素供給装置の開発

エンジン飛行試験に搭載する液体水素供給装置を開発し、性能確認試験を実施した。

３．　成果の概要

（１）予冷ターボエンジン飛行試験計画の検討

This document is provided by JAXA.

予冷ターボエンジンを搭載する飛行試験機（BOV）の計画図を Fig.2 に示す。本機体は、JAXA 宇宙科学研究本部で開発／運用中の「高層気球を利用した微小重力実験機」をエンジン試験用に改修したもので、機体全長 4m、全備重量は約 500kg である。ISAS 高層気球により高度 40km 以上に上昇した後、自由落下して最大 Mach 数 2 までの飛行環境試験を実施することが可能となっている。飛行中の姿勢制御は、合計 16 基のコールドガスジェットスラスタと、4 枚の全動尾翼により行う。試験終了後は、超音速パラシュートで減速し、海上着水の後、ヘリコプタによって回収される。高層気球からの自由落下加速を利用する飛行試験手法が、ロケットなど他の加速手段に対して持つ優位点は以下の 2 点である。

・ 比較的安価に超音速飛行環境を作り出すことができる。
・ 振動、加速度、温度等の機械環境条件が緩和される。

しかしながら、気球が目標高度に到達するまで長時間（約 4 時間）要するために、飛行試験開始前に地上でエンジンを起動することができず、高高度に到達してから低温低圧環境下で燃料を着火し、エンジンを起動しなければならない。また、気球上昇中の液体水素の蒸発損失を抑制しなければならない、といった特別考慮すべき問題が発生する。気球分離高度を 20km 以下に設定すれば、ほぼ確実に燃焼可能な条件となるが、最大到達速度が Mach 数 1.1 程度まで減少する。自由落下中のラム圧縮を利用し、燃焼器圧を高めて着火する方法も考えられるが、起動シーケンスのリトライが不可能となる。BOV 飛行試験では、電動モーターアシストによって圧縮機を回転させ、燃焼器入口温度と圧力を可能な限り上昇させてから着火するシーケンスをとることで、気球分離前にエンジンを起動する計画となっている。

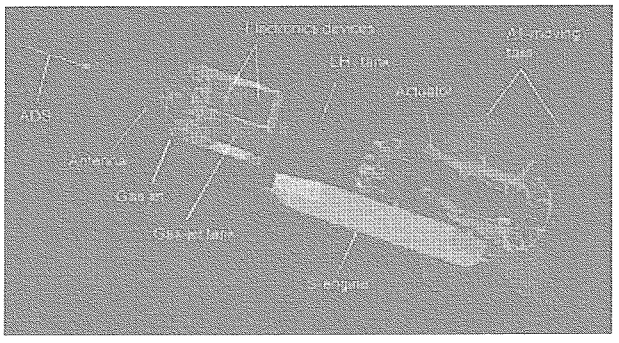


Fig.2 Baloon-based Operation Vehicle with the S-engine (BOV)

（2）軽量型プリクーラの開発

プリクーラ（空気予冷却器）は、地上静止からMach 6 までの全ての飛行条件下において、流入する空気を圧縮機が作動可能な温度（圧縮機出口で 720 K以下）まで冷却するための、シェルアンドチューブタイプの熱交換器で、シェル内を空気が，冷却管内を冷媒（液体水素燃料）が流れる構造となっている。計 6 個の直交型熱交換器を直列結合し、空気流と逆方向に冷媒を流すことで、全体として向流型熱交換器を構成する。冷却管には直径 2mm、肉厚 0.15mmのSUS316Lチューブを使用した。熱交換面積は、エンジンサイズと重量の制約、および冷却性能要求を勘案して 2.64m^{2}に設定した。

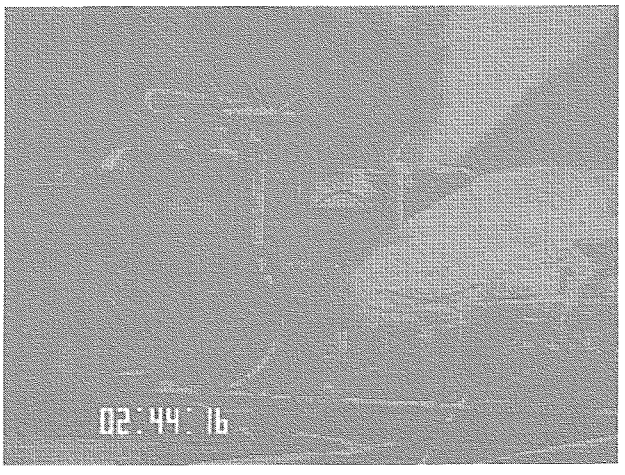


Fig.3 Blow of the precooled air

能代多目的実験場において、プリクーラに常温空気と液体水素冷媒を供給し、熱交換性能と空気

This document is provided by JAXA.

圧損、冷媒圧損を評価した。空気は，実験場の空気貯槽（6m^3,1.5MPa）より最大流量 1kg/secで供給される。液体水素は 2000Lコンテナより 48L真空断熱式ランタンクに移送後、Heガスで 3MPaに加圧して供給される。プリクーラを超臨界状態で通過した水素はチョークオリフィス下流で気化し、遠方のベントスタックに移送される。

試験では空気流量および冷媒流量をパラメータとして、プリクーラの設計点／非設計点性能を取得した。試験中のプリクーラの写真を Fig.3 に示す。液体水素で冷却された低温空気の噴出する様子が観測できる。Fig.4 にプリクーラの空気出口ダクト（200mmx50mm 矩形断面）で計測した温度分布を示す。プリクーラに空気／冷媒供給を開始してから出口空気が定常温度に到達するまでに約 20sec を要した。図より、定格作動点（供給当量比 1.8）では、常温空気が約 180K まで冷却されており、設計通りの熱交換性能が得られていることを確認できた。しかしながら、上下方向に 40K の温度勾配ができており、今後、この温度ディストーションが圧縮機のサージマージン等に与える影響を評価する必要がある。なお、空気流量を絞った条件では供給した空気の全量が液化するような現象も見られた。定格作動点における圧力損失は、空気側が 3%，冷媒側が 6%で、設計仕様を満足した。また、供給当量比を増やすと空気の温度が低下して体積流量が減少するため、空気予冷却なしのケースと比較して圧力損失が 1%程度減少した。

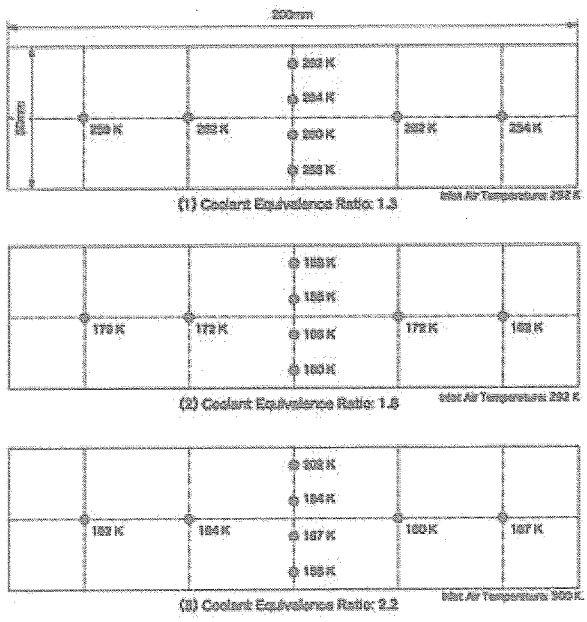


Fig.4 Acquired air temperature distributions at the exit of the precooler

（3）高負荷斜流圧縮機の開発

単段斜流インペラーと 2 段ディフューザーからなる圧力比 6 の斜流圧縮機を新規に設計し、単体リグ試験用モデルを製作した。ローターは出力 2kW 級の電動モーター(独 Lehner 社製，最大回転数 10 万 rpm)で駆動される。モーターハウジングは 3 本のストラットで保持され、ストラットのうちの 2 本を用いてモーターを水冷する（飛行試験時には He ガス冷却に変更）。ローターと電動モーターは平行ピンを打ち込み、モーター側は連結リング、ローター側はカバースリットに連結ピンを打ち込むことによって連結され、同心度を保つ構造になっている。圧縮機の定格修正流量は 1kg/s であり，供試体後部に接続するフロープラグの開度を変更することによって流量調節を行う。Fig.5 に、ISAS 低速風洞に設置した圧縮機

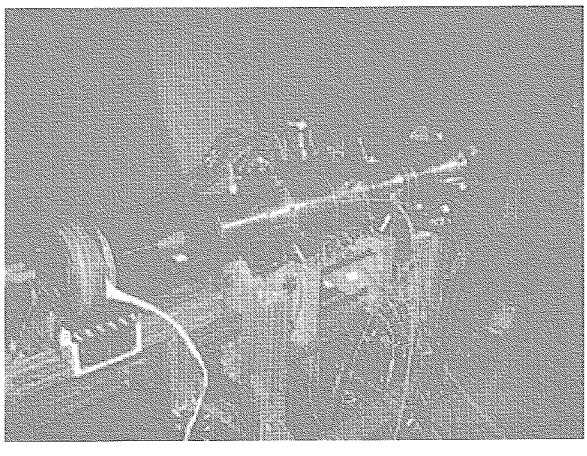


Fig.5 Compressor testing setup in the low pressure chamber of ISAS

This document is provided by JAXA.

単体リグ試験模型を示す。低速風洞全体を真空引きすることで、1kPa までの低圧環境を模擬可能となっている。リグ試験においては、各回転数においてフロープラグ開度を絞りながらストールポイントまで 7-8 点ずつ圧縮機特性を取得した。取得した特性曲線を Fig.6 に示す。低 Re 数効果（境界層肥厚化）の影響により、常圧環境における予測値に比較して圧力比で 1 割、修正流量で 4 割下回る特性曲線となっている。リグ試験中にベアリング温度、軸変位、軸振動、チップクリアランス、モーター冷却水温の監視を行った結果、圧縮機本体の動作に異常は発生しなかった。

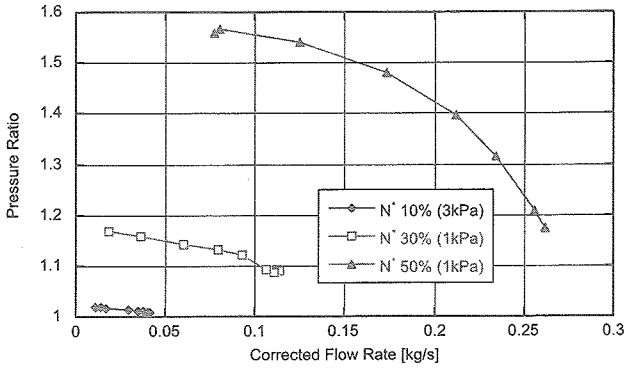


Fig.6 P-Q map of the S-engine compressor acquired in the ISAS low pressure chamber

（4）搭載型液体水素供給装置の開発

飛行試験対応の液体水素供給系を設計製作し、能代多目的実験場において飛行環境模擬試験を実施した（Fig.7）。BOV 飛行試験では、気球を放球してから 4 時間後に、定格流量（60g/s）の液体水素をヘリウムで 3MPa に加圧してエンジンに供給する必要がある。気球上昇中の蒸発損失を極力低減するため、液体水素タンクの断熱方式として、真空断熱＋20 層のスーパーインシュレーションを採用した。タンクは内容 48 Liter、内径 370mm の球形胴と長さ 200mm の円筒胴を組み合わせた形状を持ち、熱伝導による入熱量を軽減するために比較的長い 200mm のネックチューブを使用している。自由落下を利用した飛行試験では、機体の引き起こし機動時に、90 度タンク姿勢角が変化する。タンクの姿勢角を変化させる場合、ネックチューブ内部に液を侵入させないこと（ネックチューブ内は比較的高温のため、液体水素が一気に蒸発する恐れがある）と、液体水素の吸入管を液面より上に露出させないことが重要である。対策として、ネックチューブおよび吸入管を 30 度傾けて装着し、タンク姿勢によらず効率良く液を払い出せるようにした。能代多目的実験場において、タンクを遠隔操作可能な回転架台に設置し、気球上昇時の揺動や、機体引き起こし機動の模擬を行った結果、タンクを 90 度転倒させながら液体水素をエンジン（プリクーラ）に供給しても、タンク内圧や流量に全く影響は見られず、液体水素供給機能に問題ないことを確認した。

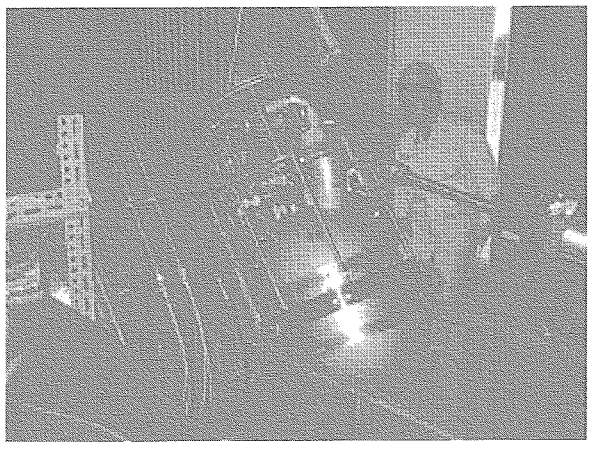


Fig.7 Flight environment simulation test of the LH2 tank in the Noshiro Testing Center

4．　まとめ

極超音速ターボジェットエンジンの研究に関して、平成１７年度は、まず、高層気球を利用した小型予冷ターボエンジンの飛行試験計画を検討し、実現に必要となる技術課題を抽出した。そして、予冷ターボエンジンを構成する要素（軽量型プリクーラ、高負荷斜流圧縮機、搭載型液体水素供給系）を設計製作し、飛行環境を模擬した条件下で性能特性試験を実施した。

This document is provided by JAXA.

複合エンジン用エジェクターロケットの研究開発

Research and Development of Ejector Rocket for Combined Cycle Engine

- 複合エンジン組み込み用二連装ロケット燃焼器の設計・製作 -

- Design and Production of Clustered Rocket Chamber for Combined Cycle Engine -

総合技術研究本部　複合推進研究グループ

Combined Propulsion Research Group, Institute of Aerospace Technology

竹腰正雄*，富岡定毅**，植田修一*，齋藤俊仁*，泉川宗男**

* エンジン構造・材料セクション

** エンジン燃焼・制御セクション

Masao Takegoshi*, Sadatake Tomioka**, Shuichi Ueda*, Toshihito Saito*, and Muneo Izumikawa**

* Structure and Material Section

** Combustion and Control Section

Abstract: A gaseous hydrogen / gaseous oxygen rocket chamber was designed to fit in a rocket-ramjet combined cycle engine model, and its performance was evaluated experimentally. Such a rocket chamber is required to operate in a very wide operation range in terms of chamber pressure (P_c) and mixture ratio (O/F). For stable operation, the injector has a choking point and a diffuser in the downstream portion. The design point of the injector is P_c = 5.0 MPa, O/F = 7 when the supplying pressure of fuel and oxidizer is 7 MPa. The stable operation and 0.91 of the C* efficiency was attained in the ejector-jet/rocket mode operation at O/ F = 6.5 - 7.5 and P_c = 3 - 5 MPa. A stable operation and 0.93 of the C* efficiency was attained in the ramjet mode operation at O/F = 4.5 - 7 and P_c = 0.6 MPa. The number of oxygen injectors used was variable, and stable operation was attained by supplying oxygen from two, three and four of eight injectors in the scramjet mode operation. The C* efficiency was 0.94 with four oxygen injector elements at O/F = 0.89, and 0.92 with three oxygen injector elements at O/F = 0.49. No thermal damage was observed in the all operating mode with a flush face injector. Since it was confirmed that the rocket chamber and the injector was able to be operated with stability in the all operating mode, a clustered rocket chamber to embed to the combined cycle engine was fabricated in FY2005.

1．はじめに

JAXA 総合技術研究本部 複合推進研究グループでは全長3mのロケットーラムジェット複合エンジン模型を製作し，ラムジェット試験設備において静止大気圧状態，マッハ4，マッハ6，マッハ8飛行条件における風洞燃焼試験を行うことを計画している．

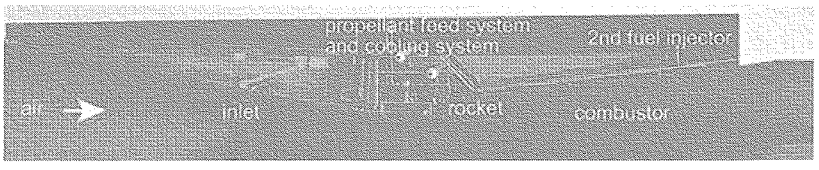


Figure 1 Conceptual model of rocket-ramjet combined-cycle engine

図1にロケットーラムジェット複合エンジンの概念図を示す．複合エンジンは静止状態から地球周回軌道速度までを一つのエンジンで効率的に実現するためのエンジンの一つとして考えられている[1]．静止時はロケットを主たる推力源とし，エジェクタ効果により吸い込まれる空気と燃料との反応により発生する推力を合わせて離陸および加速する（エジェクタジェットモード）．超音速まで加速すると，複合エンジンはラムジェットエンジンとして作動する．この時，ロケットは燃焼圧を下げて点火器として使用される（ラムジェットモード）．さらに加速すると，複合エンジンはスクラムジェットエンジンとして作動する．この時，ロケットからは燃料供給を兼ね，燃料過濃の燃焼ガスを噴射することにより，超音速燃焼を促進させる（スクラムジェットモード）．ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは，ロケットのみの場合より比推力が高くなる．さらに加速する場合は，ロケットの燃焼圧を上昇させることにより，最終的には宇宙軌道まで飛行することを可能にする（ロケットモード）．

以上の運転モードを実現するためにロケットエンジンには，燃焼室圧 P_c = 0.6 MPa，O/F = 6.0（ラムジェットモード），P_c = 0.6 MPa, O/F = 0.5（スクラムジェットモードにおいて最も混合比が低い作動条件），P_c = 5.0 MPa, O/F = 7.0（エジェクタジェットモード・ロケットモード）という，幅広い燃焼室圧（P_c）および燃料/酸化剤の混合比（O/F）において，安定した作動が求められる．

This document is provided by JAXA.

本研究では，全長 3 m のロケットーラムジェット複合エンジン模型に組み込むためのロケットエンジンについて，上述の幅広い作動条件において，安定した作動を実現できる複合エンジン組み込み用のロケットエンジンを設計・製作することが目的である．本年度は，16 年度までの結果を踏まえて設計変更および燃焼試験行い，最終的に複合エンジン組み込み用二連装ロケット燃焼器を設計・製作する．

2　研究の概要

平成 16 年度までに，インジェクタの性能評価，燃焼試験による作動安定性の評価および特性速度（C*）効率によるエンジン特性評価を行った結果，燃焼の安定性は確認されたが，酸素ポストとフェイスプレートに熱損傷が発生し，また水素供給圧を設計値より 50 %高く設定しなければならない不具合が生じた．平成 17 年度では，インジェクタとフェイスプレートを熱損傷の発生しない構造と材料へ変更し，また水素・酸素の供給圧を下げるためにインジェクタの形状変更を行い，再度，インジェクタの性能評価，燃焼試験による作動安定性評価，C*効率によるエンジン特性評価を行い，加えて熱構造解析により信頼性を高めた．この結果，良好な結果を得たので，全長 3m のロケットーラムジェット複合エンジン模型に組み込むための二連装ロケットの設計・製作を行った．

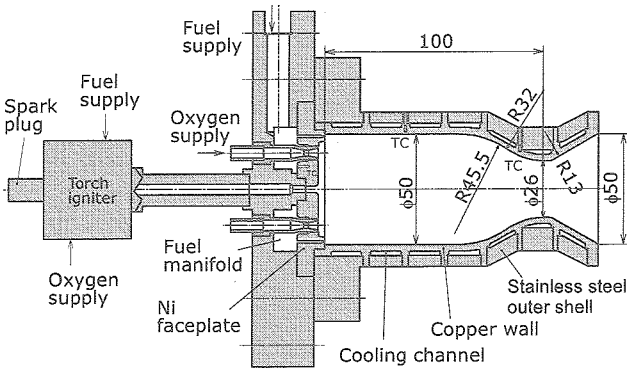


Figure 2　Injector and combustion chamber

2－1　インジェクタおよび燃焼室の設計と性能評価

図 2 にインジェクタと燃焼器の全体図を示す．平成 16 年度における燃焼試験の結果，水冷式燃焼器には問題が無かったので，図 2 に示すような一体型燃焼室を製作し，一方，熱損傷が発生したインジェクタとフェイスプレートは，材質をすべてニッケルとし，また水素/酸素の供給圧を下げるために，インジェクタ形状の設計変更を行った．図 3(a)に設計変更を行ったインジェクタとフェイスプレートを示す．比較のため，図 3(b)には 16 年度に用いた改良前のインジェクタとフェイスプレートを示す．

設計・製作されたインジェクタの性能を評価するため，窒素ガスを用いた特性評価試験により各エレメントの流量係数が測定された．また，燃焼試験前後において実ガス流し試験を行い，流量特性の変化を明らかにした．

2－2　燃焼試験によるエンジン性能評価

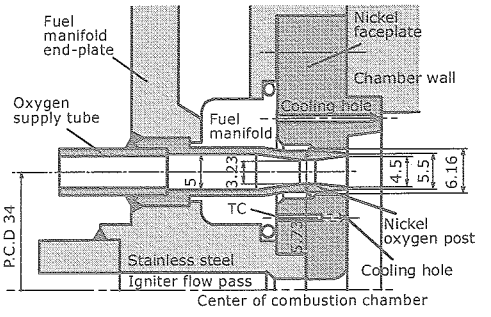
各作動モードにおいて混合比を変化させ，またスクラムモードにおいては，酸素を供給するインジェクタエレメントの本数を 8 本中 2 本から 4 本まで変化させ，燃焼の安定性評価と C*効率によるエンジン特性評価を行った．酸化剤・燃料にはラムジェット試験設備の制約により，ガス酸素・ガス水素を用いた．

2－3　熱構造解析

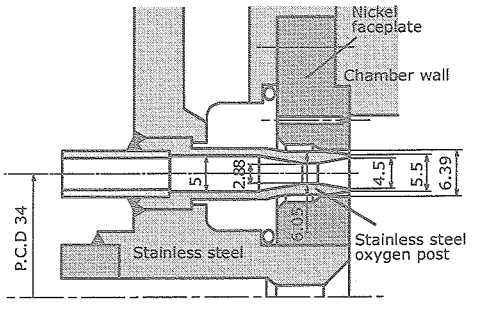
燃焼試験により得られた冷却水温度，壁温データ等から燃焼室壁面温度，燃焼室壁への熱流束およびフェイスプレートの温度分布に関する熱構造解析を行い，定常作動状態における熱構造面からの安定性評価を行った．

2－4　複合エンジンに組み込むためのロケットエンジンの設計・製作

2－1から2－3までの結果を基に，複合エンジンの内部に組み込むためのロケットエンジンを設計・製作した．組み込むための空間的な設計条件としては，幅 250mm，長さ 250mm，高さ 80mm 以内に，図 2 で示したインジェクタおよび燃焼器を，ガス供給配管，冷却配管も含め，二機分収めること（ただし，ロケット中心軸から複合エンジンの空気流路までの距離が 45mm）であった．



(a) An improved model



(b) Before improvement

Figure 3 Detail of injector element design

This document is provided by JAXA.

3．成果の概要

3－1　インジェクタ性能評価

インジェクタは，図 3(a)に示したように内側に酸素ポストがあり，フェイスプレートに開けられた穴と酸素ポストのすき間を水素が流れる同軸型である．このインジェクタは，広範囲に及ぶ混合比の条件で安定燃焼を実現させるため，酸素と水素の流路にはチョーク点と，その下流に拡大部を設けるフローリストリクタ方式を取り入れている[2]．酸素噴射圧(P_o) = 水素噴射圧(P_f) = 7 MPa の場合に，P_c = 5.0 MPa，O/F = 7.0 ，酸素噴射マッハ数 0.4，水素噴射マッハ数 0.5（改良前は酸素・水素共にマッハ数 0.4）になるように設計された．さらに，スクラムジェットモードにおける最低混合比 O/F = 0.5 に対応できるよう，8 つある酸素インジェクタへの供給本数を減らすことができる．また，改良前にはステンレス製トーチ式イグナイタの出口部分が燃焼室にむき出しにされていたが，ニッケル製のフェイスプレートに覆われる形状に変更された．

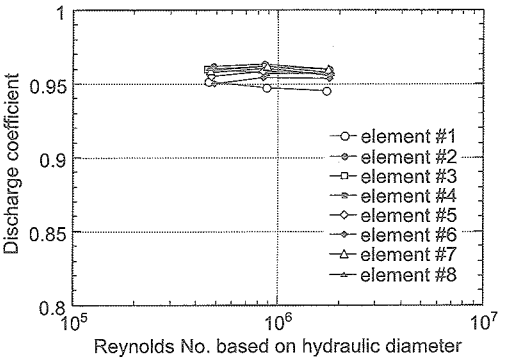
まず，各エレメントの流量係数を窒素ガスにより調べた．図 4 に各エレメントの流量係数を示す．酸素エレメントについては，$C_D = 0.96 \pm 0.01$ となり，レイノルズ数の変化による影響はほとんど無かった．一方，水素エレメントに関しては，$C_D = 0.98 \pm 0.08$ となり，個々のエレメント間に流量係数のばらつきが生じていた．特に#5, #6 に関しては，$C_D = 1$ を超えている．これは水素の流路間隙が 0.215 mm と非常に狭いため，加工・組み立て精度のばらつきが，流量係数のばらつきに影響しているものと思われる．

図 5 に燃焼試験前後および試験中の全インジェクタによる実ガス流し試験結果を示す．質量流量が噴射圧に比例しており，各条件でチョーク条件を満たしていると考えられる．しかし，図 5(b)の水素ガス流し試験の結果から，燃焼試験前に比べ，燃焼試験中および試験後の質量流量が噴射圧に対して約 10%減少していることがわかる．フェイスプレートの水素インジェクタ直径の燃焼試験前後の測定結果では，直径が平均で 0.043 mm 減少していた．この直径変化は，水素噴射面積の約 10%減少に相当することから，燃焼に伴う熱によるフェイスプレートの塑性変形が水素流量の減少の原因と考えられる．インジェクタ設計の際には，この変形を考慮することが必要と考えられる．

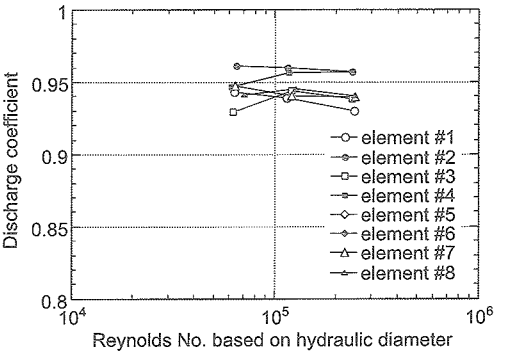
3－2　燃焼試験によるエンジン性能評価

図 6 に燃焼試験における典型的なシーケンスを示す．-8.0 秒に冷却水作動，-2.0 秒に点火プラグ作動，-1.0 秒に点火器へ酸素/水素を供給開始，-0.6 秒に酸素補助弁開，-0.2 秒に水素補助弁/酸素主弁を開，0.0 秒で/水素の主弁を開，+1.0 秒で点火プラグ停止および点火器への酸素の供給停止，+15.0 秒で酸素供給停止，+16.5 秒で水素供給停止およびパージ開始となっている．一方，低混合比であるスクラムモードでは，点火器からメインの燃料に着火しにくい事が予想されたため，水素主弁の開時刻を+2.0 秒に設定し，初期 2.2 秒間のみ混合比を約 2 倍にした．

燃焼試験において，ラムジェットモードにおいては，

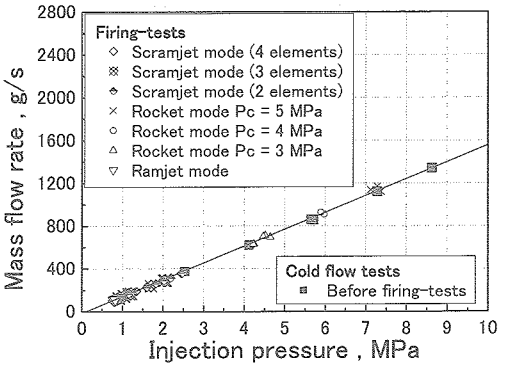


(a) Oxygen element characteristics

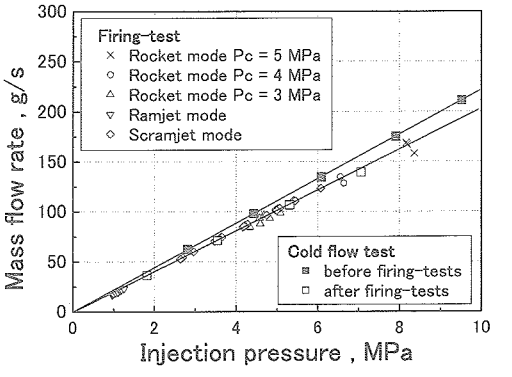


(b) Fuel element characteristics
(CD = 0.95 ± 0.02 except for #5 and #6; 0.98 ± 0.08 contain #5 and #6)

Figure 4 Flow characteristics of injector elements



(a) Mass flow rate of oxygen



(b) Mass flow rate of hydrogen

Figure 5 Mass flow rates before and after firing-tests

This document is provided by JAXA.

O/F = 4.5 - 7.5，スクラムジェットモードにおいては，O/F = 0.3 - 1.8（酸素供給エレメントの本数は2本から4本まで変化），エジェクタージェット/ロケットモードにおいては，O/F = 6.5 - 7.5 まで変化させた場合について，燃焼の安定性評価および C*効率の取得を行った結果，すべての条件において安定した燃焼状態を達成できた．

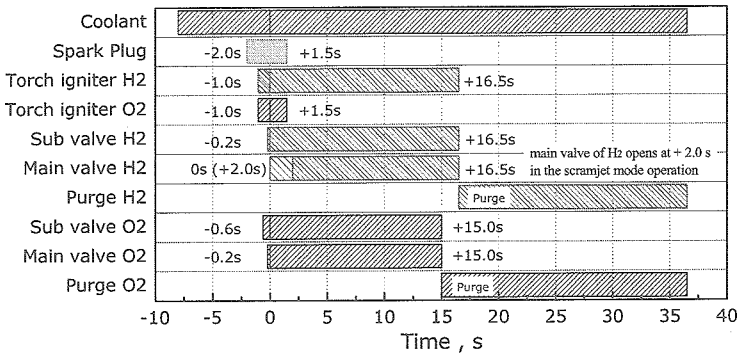


Figure 6 A typical sequence for the firing-test

図 7 にエジェクタージェット/ロケットモードの最も設計点に近い燃焼試験の結果について P_f, P_o, P_c, および, P_c に対する P_f, P_o の比の時間履歴を示す．図 7 において約 3 秒後まで P_o に変動が見られるため，P_c に小さな山が見られるが，その後は非常に安定しており，燃焼振動による P_c の低周波振動，高周波振動は見られなかった．図 8 に試験前後のフェイスプレートとインジェクタの写真を示す．やや変色した箇所はあるものの，試験後の酸素ポストおよびフェイスプレートに熱損傷は見られなかった．一方，P_f と P_c の圧力比 P_f/P_c は，設計点 $P_f/P_c = 1.4$ に比べて実際には $P_f/P_c = 1.7$ と 2 割ほど大きくなった．これは，図 6(b)で示したように，フェイスプレートの塑性変形によって噴射圧に対する質量流量が約 10%減少したためと，後述する C*効率が 0.9 程度であったことによる複合的な要因と考えられる．P_o と P_c の圧力比は $P_o/P_c = 1.5$ と設計点より約 1 割高かったが，これも C*効率が 0.9 程度であったことが原因と考えられる．

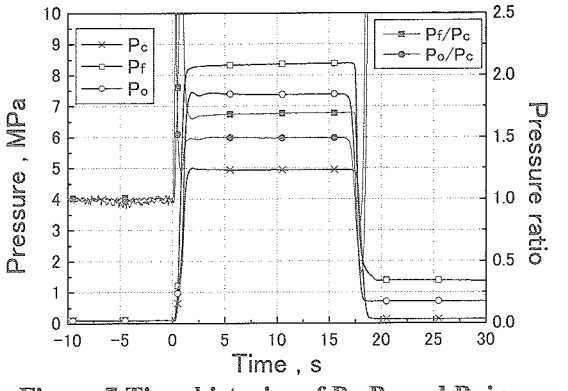
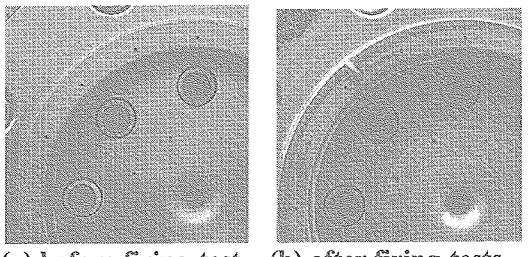


Figure 7 Time histories of P_f, P_o and P_c in the ejector-jet/rocket mode operation



(a) before firing-test (b) after firing-tests

Figure 8 Faceplate before and after firing-tests

図 9 に，最も P_o/P_c が低くなったスクラムジェットモード作動試験の結果について P_f, P_o, P_c, および P_c に対する P_f, P_o の比の時間履歴を示す．酸素供給に関しては，酸素調圧弁の容量に比べ酸素流量が少ないため，圧力が安定するまでに時間がかかっている．この燃焼試験では，酸素の噴射エレメントは 4 本，混合比 O/F = 0.49，燃焼が安定した時刻において $P_o/P_c = 1.33$ であった．ただし，着火性を良くするため，酸素の供給開始は-0.6 秒と水素の供給開始より 0.4 秒早くしていることと，初期の2.2秒は混合比を高く設定しているため，P_o/P_c は一時的に P_o/P_c = 1.93 まで上昇した後，P_o/P_c = 1.33 の定常状態に達している．このような非常に設計点より大きく外れた条件であっても，燃焼振動による P_c の低周期振動や高周期振動は見られなかった．

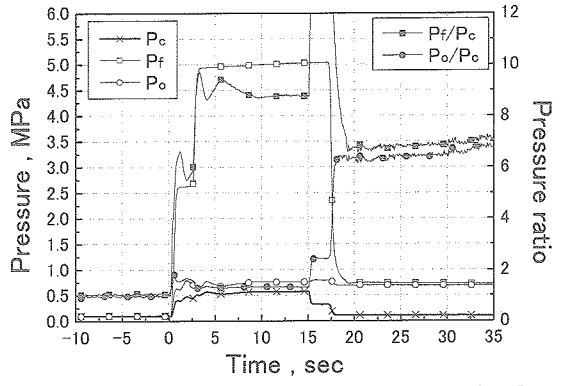


Figure 9 Time histories of P_f, P_o and P_c in the Scramjet mode operation

図 10 に 3 つの作動モードにおける C*効率を示す．燃料流量と混合比から各モードにおける理論的な燃焼圧を ODE code[3] により計算し，混合比の関数として効率を表した．

ラムジェットモードの場合，混合比 O/F = 4.5 - 7.5 の範囲において C*効率は 0.91 - 0.94 が得られた．インジェクタ改良前のラムジェットモード試験では，C*効率が 0.87 であったため，大幅に改善された．この理由としては，インジェクタの設計変更により，水素の噴射速度がマッハ数 0.4 から 0.5 に変更されたため，酸素と水素の噴射速度差が大きくなったことが原因の一つと考えられる．

This document is provided by JAXA.

スクラムジェットモードにおいては，酸素を供給するインジェクタの本数を変化させると，本数に依存して，ある混合比でC*効率の極大値をとることがわかる．その極大値は4 elements, O/F = 0.86の条件で0.94が得られた．インジェクタの改良前のスクラムモード試験（O/F = 0.5, 4 elements）ではC* = 0.83 ± 0.01だったが，これは極大値となる混合比条件から，離れていたためであったといえる．O/F = 0.5付近で最もC*効率が良かったのは，3 elementsの条件で，O/F = 0.53，0.92であった．一方で，2 elementsの条件では，今回の混合比条件ではC*効率の極大値は現れなかった．

エジェクタージェット・ロケットモードにおいては，OF = 6.5 - 7.5, P_c = 3.0 - 5.0 MPaにおいてC*効率 0.90 - 0.93が得られた．インジェクタ改良前における燃焼試験ではC*効率 0.95が得られていたが，酸素ポスト先端に熱損傷が発生し，結果的に1.2 mm短くなっていたため，リセスの効果が出たと考えられる．今回は，熱損傷がなく，酸素ポスト先端とフェイスプレート面は一致していた．参考として，5 mmのリセスを設けたフェイスプレートを用いた場合のC*効率も図10に示した．リセス設けることでC*効率が平均で0.05程度高くなったことがわかる．ただし，フェイスプレートに，軽微な熱損傷が見られたため，複合エンジンに組み込むための燃焼器にはリセスを設けないこととした．

以上の結果，混合比の広い範囲において安定した燃焼が可能であることが明らかになり，燃焼特性に及ぼす混合比の影響を明らかにすることができた．

3－3　熱構造解析

燃焼試験中の冷却水流量と冷却水の温度上昇から燃焼室壁へ流入する熱流束分布を求めた．図11に燃焼室圧5 MPaにおける燃焼室軸方向の熱流束分布，燃焼室形状，および，比較としてBartzの簡便式から求められた値を示す．熱流束は燃焼の安定した5秒目から15秒目までの平均値である．一般に，同軸型インジェクタにおいて液体酸素を用いた場合，フェイスプレート付近では熱流束が低く，Bartzの式から得られた値よりも低くなることが多いが，本実験の場合，平行部での熱流束は，フェイスプレート近傍で15 ± 2 MW/m^2，-60 mmから- 40 mm付近で17 ± 1 MW/m^{2}程度の熱流束に達しており，フェイスプレート付近での熱流束が高かった．

次に，燃焼により溶融した改良前のフェイスプレートと改良した後のフェイスプレートの温度分布を数値計算により求めた．解析結果を図12(a)(b)に示す．解析条件として，フェイスプレートの熱負荷は，燃焼ガス温度3600 K，熱伝達係数は5000 W/m^{2}K（壁温600 Kに燃焼試験から求められた15 MW/m^{2}の熱流束が流入すると仮定して得られる値），水素ガスが流れるインジェクタ部・トーチ式イグナイタ部・冷却孔の壁温を300 K一定と設定した．なお，形状は対称性を考慮し，全体の1/8の部分のみで解析を行った．

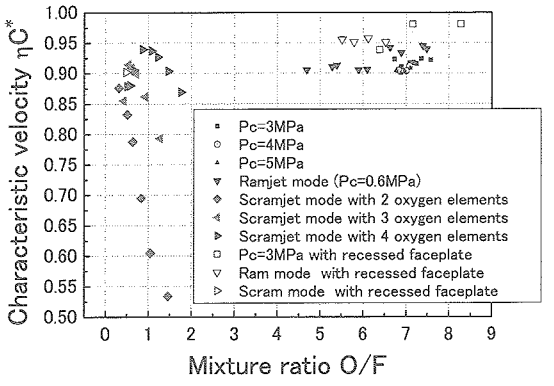


Figure 10 Effect of O/F on C* efficiency

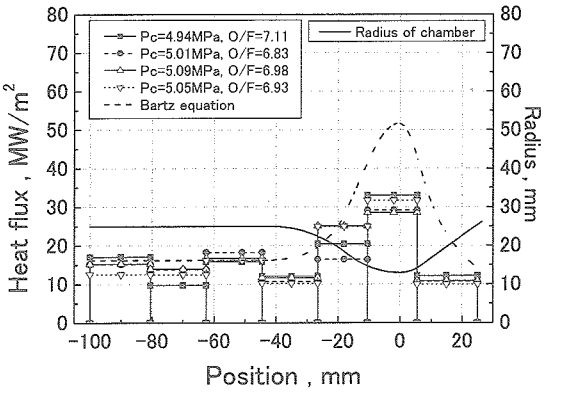
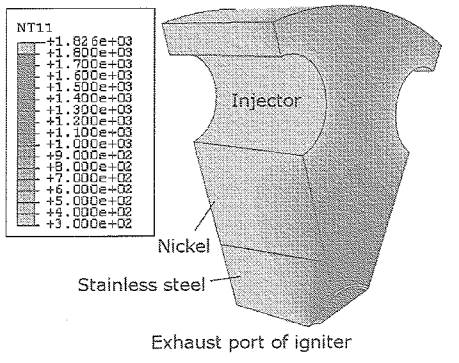
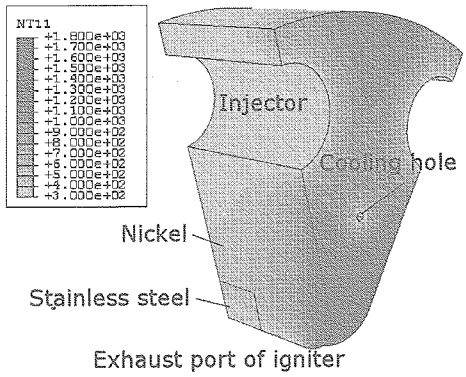


Figure 11 Heat flux distribution



(a) Before improvement (after 0.8 s from ignition)



(b) After improvement（steady state）

Figure 12 Distribution of temperature on the faceplate

This document is provided by JAXA.

図 12(a)は改良前のフェイスプレートにおける燃焼開始後 0.8 秒後の温度分布であるが，0.8 秒目ですでに中央のステンレス鋼の部分が，融点を超える 1800 K に達しており，容易に溶融したことが推測される．一方，図 12(b)は燃焼ガスにさらされる部分を全てニッケルにした改良型のフェイスプレートの定常状態に達した時間での温度分布であるが，最高温度は約 1300 K 程度となった．ニッケルの熱伝導率が高いことが温度を下げる一番の理由だが，冷却孔の効果も高かったと考えられる．図 10 に示されるように C*効率は約 0.9 であるので，燃焼ガス温度は 3600 K よりも低かったと予想される．よって，実際には改良型のフェイスプレートの表面温度は 1300 K 以下になっていると推測される．

3－4　複合エンジンに組み込むためのロケットエンジンの設計・製作

これまでの研究により，燃焼の安定性，熱的な安定性が保たれることが確認されたので，これまでの研究結果を基に複合エンジンに組み込むための二連装ロケット燃焼器を設計・製作した．図 13 に二連装ロケット燃焼器の概要を示す．すべての機能が所定の寸法に収まっている．ガス供給配管および冷却水配管は，複合エンジンの他の部位との干渉の問題から中央と左右にまとめられている．冷却水配管は両脇から中央に向かって流れる構造としたが，一端（たとえば図 13 上方）から冷却水を注入し他端（図 13 の下端）から排出することもできる．複合エンジン本体との接合および気密確保のため，ノズル先端部は分割型とした．図 14 に完成した二連装ロケット燃焼器を示す．

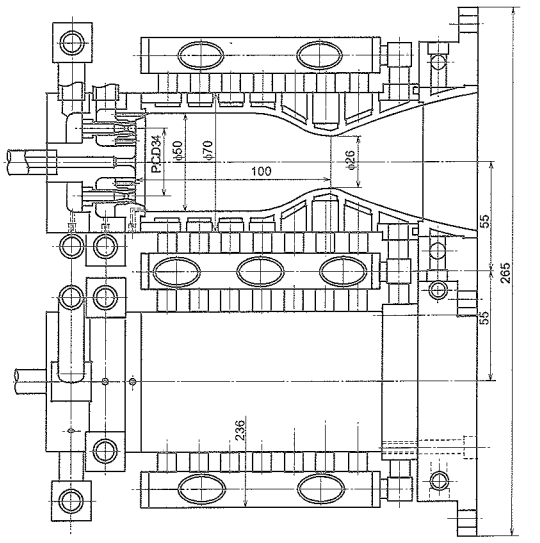


Figure 13 Clustered rocket chamber for combined cycle engine

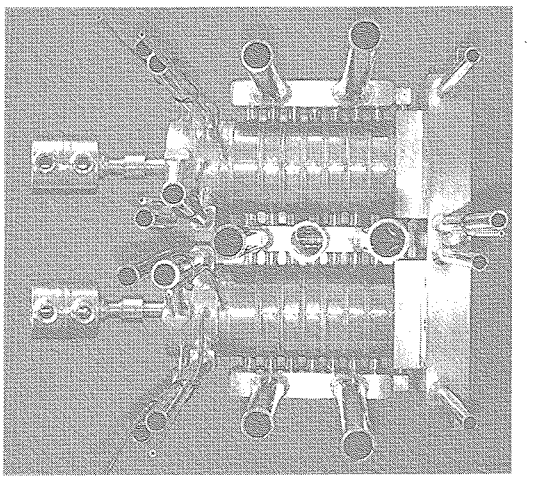


Figure 14 Clustered rocket chamber for combined cycle engine

4．まとめ

本研究では，インジェクタとフェイスプレートを熱損傷の発生しない構造と材料へ変更し，また，水素・酸素の供給圧を下げるためにインジェクタの形状変更を行い，再度，設計・製作されたインジェクタと燃焼器において，インジェクタ性能の評価，燃焼試験による燃焼の安定性評価，C*効率取得によるエンジン特性評価，および，熱構造解析を行い，それらの結果を基に全長 3mのロケットーラムジェット複合エンジン模型に組み込むための二連装ロケットの設計・製作を行った．その結果，燃焼試験においては酸素ポストおよびフェイスプレートに熱損傷は発生せず，また熱構造解析の結果から安定して作動させられることが明らかになり，ラムジェットモードでは，O/F = 4.5 - 7.5 において C*効率 0.91 - 0.93，スクラムジェットモードでは，酸素供給本数を 4 本とした場合，O/F = 0.86 の条件において C*効率 0.94，酸素供給本数を 3 本とした場合，O/F = 0.53 の条件において C*効率 0.92，ロケットモードでは，P_c = 3 - 5 MPa までの試験において O/F = 6.5 - 7.5 の範囲で C*効率 0.9 - 0.93 を達成し，最終的にロケットーラムジェット複合エンジン組み込み用の二連装型のロケット燃焼器を完成することができた．

参考文献

1. T. Kanda and K. Kudo, 'Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane,' Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 5, pp.859-867, 2003.
2. RJTF 建設グループ，ラムジェットエンジン試験設備，NAL-TR-1347, 1998.
3. S. Gordon and B. J. McBride, "A Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident Shocks and Chapman-Jouget Detonations," NASA SP-273, 1971.
4. 八柳，新野，熊川，五味，鈴木，坂本，佐々木，十亀，小型溝構造液水冷却燃焼器の研究(1), NAL-TR-679, 1981.

This document is provided by JAXA.

小型制御研究機の研究
Study of Small Control Research Vehicle
リフティングボディ飛行実験計画について
Lifting-body Flight Experiment Project

将来宇宙輸送系研究センター
Future Space Transportation System Research Center
塚本太郎　Taro Tsukamoto
南 吉紀　Yoshinori Minami
山本行光　Yukimitsu Yamamoto
栗田　充　Mitsuru Kurita
青木良尚　Yoshihisa Aoki
飛行システム技術開発センター
Flight System Technology Development Center
石川和敏　Kazutoshi Ishikawa
冨田博史　Hiroshi Tomita
元田敏和　Toshikazu Motoda

Abstract
The Institute of Space Technology and Aeronautics has investigated various concepts of next generation re-usable space transportation systems. Lifting-body re-entry vehicle is one of the most promising concepts among them. This type of vehicle has no wings and derives its lift solely from the shape of its body, and has the advantages of reduced structural weight, superior volumetric efficiency, and better characteristics against aerodynamic heating at hypersonic speed. On the other hand, the disadvantages of its low lift-drag ratio, poor stability and controllability at low speed makes it more difficult to land on a conventional runway than in the case of a winged vehicle like in the Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX), which conducted in 1996. In this report, we introduce the outline of the intended Lifting-body Flight Experiment (LIFLEX), which aims to gain the automatic landing technology using a small, low-cost system.

1.はじめに
総合技術研究本部では次世代の再使用型宇宙輸送システムの概念を検討してきたが、その中の有望なものの一つに翼を最小化することによって軽量化を図るリフティングボディ往還機の概念がある。 リフティングボディ形状は翼を持たず、胴体そのもので揚力を発生する形状であって、従来の翼胴形状に比較して構造的に有利で軽量化をはかることができるほか、極超音速域での空力加熱及びペイロード容量の観点からも有利と考えられている。しかし、その一方で、揚抗比が極端に小さく、低速時の安定性/制御性が少ないため、このような形状での滑走路への自動着陸は過去に実施された小型自動着陸実験などより一段と困難であり、世界的にみてもこれまで例がない。ここでは、小規模で低コストな機体を用いることにより、リフティングボディ往還機を実現するうえでで最も重要な技術課題の一つとなっている自動着陸技術の蓄積を主目的としたリフティングボディ飛行実験 LIFLEX (LIfting-body FLight EXperiment)を計画しているのでその概要を紹介する。

2.研究および成果概要
2.1 飛行実験の概要
図 1 に飛行実験の概要を示す。実験機は母機ヘリコプタによって懸吊され、所定の分離位置、速度に達したのち分離される。分離後は自律的に滑空、引起しを行って滑走路に着陸する。現状の計画では平成 19 年度に北海道大樹町多目的航空公園にて飛行実験を行う予定である。

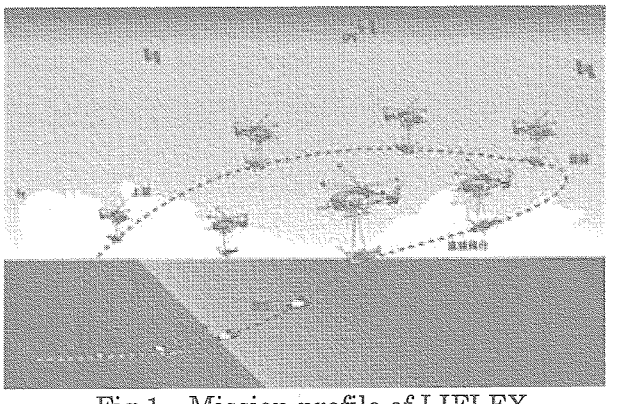


Fig.1　Mission profile of LIFLEX

2.2.実験システム

実験機

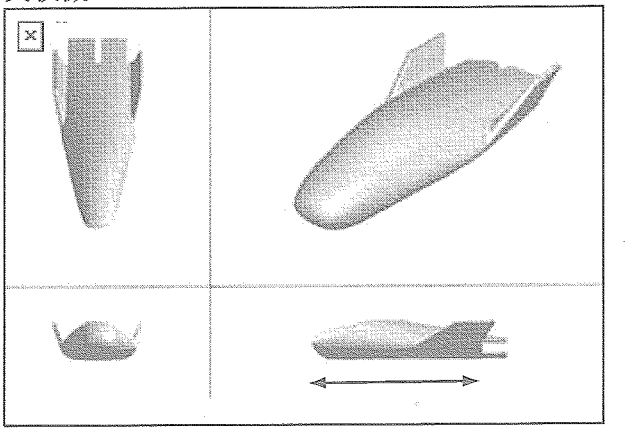


Fig.2　4 view drawing of LIFLEX vehicle

This document is provided by JAXA.

実験を低コストで実施するために機体規模は大型ラジコン模型程度とし全長 1.6m とした。また、重量については想定されるリフティングボディ往還機との動的相似性を考慮すると、ある程度重い機体を高速で接地させる必要があるが、同クラスの機体に使用できる既存のタイヤで実績のある着陸速度の制限から 20kg と設定した。但し、最初の飛行を実現したのち、発展型としてより動的相似性の高い 50kg 程度の機体での実験を検討している。図 2 にベースラインとなる実験機形状を示す。また追加的な翼の装備によって揚抗比/縦安定を改善した形態を用いて実験のステップアップを図ることとしている。

母機および懸吊装置

母機ヘリコプタは JAXA 所有の多目的実証実験機 MuPAL-ε（三菱式 MH2000A）を使用する。懸吊装置は実験機を懸架して母機から懸吊ロープで吊下げられた状態で上空へ運搬し，定められた位置・高度で実験機を分離するための装置であり、実験機を懸吊/分離する機能のほか、懸吊飛行中の実験機の方向安定を保ち、また実験機に電力を供給する役割をもつ。図 3 に母機と懸吊装置の飛行中のイメージを示す。

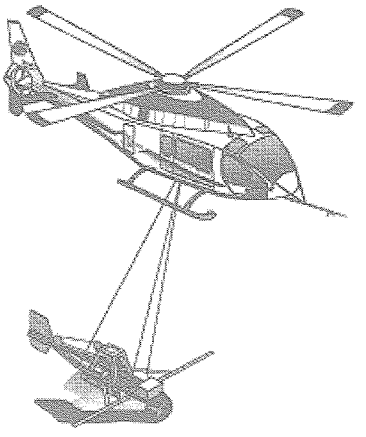


Fig.3　Helicopter and hanging equipment

地上設備

地上設備は，実験の実施にあたり，実験機から送信されるテレメトリデータを受信して飛行状態等を地上モニタに表示して実験機の飛行状態を監視するほか、非常時等に実験機に必要なコマンドを送信する機能をもつ。

2.3.空力形状の検討

主にスケジュールの制約から、当面の設計を CFD ベースの空力特性によって進め、製造開始後に風洞試験により機体の特性を確認し，誘導制御系やその他の設計に反映する方針とした。図 4 に形状検討の概要を示す。 過去数年の研究成果を反映して設定した初期形状から出発して CFD で推算した空力特性に基いて飛行解析を行い、結果を反映して形状を改善し最終的な仕様を決定した。

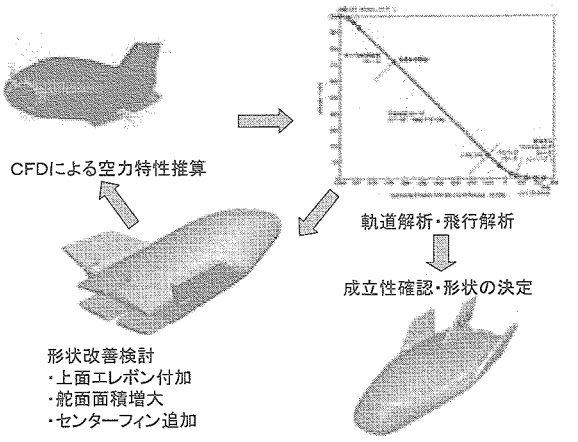


Fig.4 Aerodynamic design process

2.4.　誘導制御解析

CFD で得られた空力特性に対し、誘導制御則を試作し、評価を行っている。図 5 は 6 自由度シミュレーション結果の一例である。

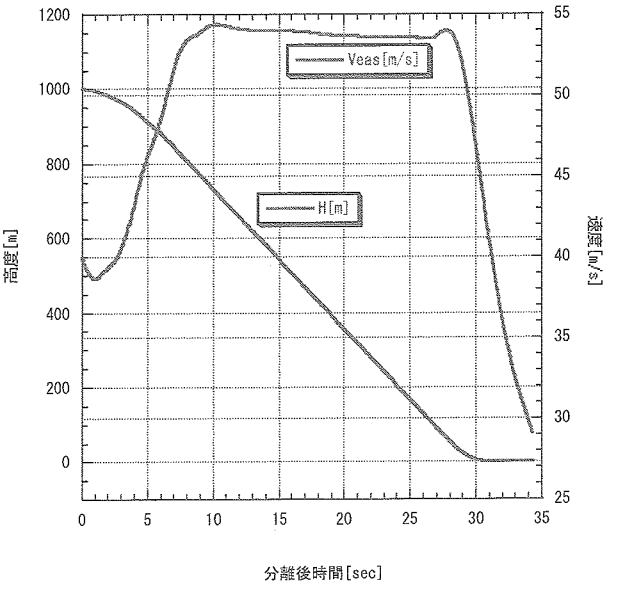


Fig.5　A result of 6-DOF simulation

3.まとめ

リフティングボディ飛行実験計画の概要を紹介した。17 年度は実験システムの概念を検討し、基本的な成立性の確認をしたのち、実際に飛行させるためのシステム設計を実施した。18 年度は 19 年度秋の飛行試験を目指し、実験システムの設計の詳細化と製作を実施する。

This document is provided by JAXA.

極短時間用多分力 free-flight 力計測法の研究開発

Research and development on multi-component free-flight force measurement technique within short test duration

総合技術研究本部
複合推進研究グループ　高温衝撃風洞セクション
丹野英幸、佐藤和雄、小室智幸、伊藤勝宏

Institute of Aerospace Technology
Combined Propulsion Research Group
High Enthalpy Shock Tunnel Section
TANNO Hideyuki, SATO Kazuo, KOMURO Tomoyuki, ITOH Katsuhiro

Abstract

Multi-component force measurement technique within short test period has been researched for the free-piston shock tunnel HIEST. With the technique, aerodynamic force was obtained as measured acceleration and mass of the model, which was weakly suspended with thin wires. To improve time resolution, digital signal recovery scheme with de-convolution calculation was also applied. For the force measurement in HIEST, time resolution of the measurement was expected to order of 1×10^{-5} sec. Feasibility of the measurement technique will be evaluated in near future through the wind tunnel test in HIEST with the standard hypersonic model HB-2.

1．　はじめに

大気圏再突入流れに代表される高エンタルピ流れ場を地上で再現できる自由ピストン型衝撃風洞[1]は、従来型風洞を大きく上回る数千気圧、数千度のよどみ点条件を作り出すことが可能だが、その試験時間は極めて短く数 ms から数 10ms 程度しかない。この短い試験時間で空力計測を可能とするには、応答性の高い計測法が必要であり、過去から多くの計測法が研究されてきた。長秒時風洞で実績が高い空力天秤の発展型として、空力天秤の剛性を向上させ、応答速度を改善する方法については、過去いくつか報告がなされている[2]。宇宙航空研究開発機構においても、高温衝撃風洞設備を用いて、数 ms の試験時間内での HOPE 模型、円錐模型等の３分力空力計測試験がなされている[3-4]。

This document is provided by JAXA.

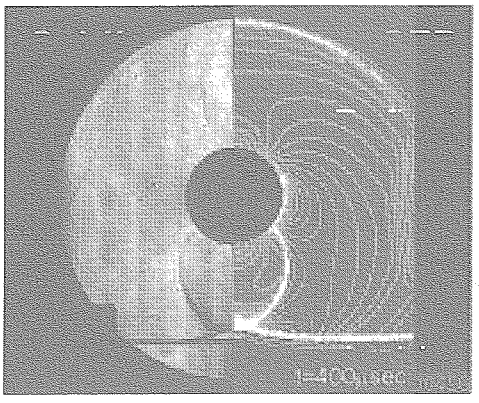


Fig.1 Shock wave (Ms=1.2) has passed the sphere model (ϕ 80mm). Left hand side:Schliren photograph. Righ hand side: numerical simulation.

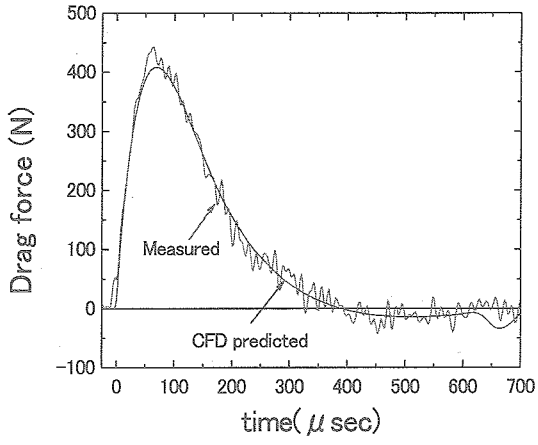


Fig.2 Drag force history of the sphere when a planner shock wave passed by. Measured drag and numerical simulation result were shown.

高剛性空力天秤を用いる方法は、空力天秤が極めて高価であること、ひずみゲージのメンテナンスが定期的に必要であることから、計測は高コストとならざるを得ない。また、6分力計測への発展は構造的な困難さが予想される。さらに、模型の支持剛性を確保するためスティングが極めて太く、模型ベース部の流れが飛行状態と大きく異なることが、模型形状によっては、計測信頼性に大きな影響を与える。

高温衝撃風洞チームでは、新たな空力計測技術として、高剛性空力天秤を用いた計測法に変わる力計測法の研究を続けて来た。ここでは、天秤計測法とは異なる原理を用いたフリーフライト極短時間力計測法の現状を報告し、高温衝撃風洞で計画されている空力計測試験について述べる。

2. 加速度計側法

新たな空力計測法として、高温衝撃風洞チームで研究が進められている方法は、一般にフリーフライト法と呼ばれる方法[5]で、模型にかかる空力負荷を計測された模型の加速度と模型重量の積によって算出する。模型支持は、ワイヤ等の支持剛性が無視できる方法によってなされる。模型の加速度計測は、模型内部に取り付けられた小型加速度によって直接計測する。模型内部に加速度計を設置することで、スティング等の影響を低減できるが、支持ワイヤの処理(空力的な影響、高温気流からのワイヤの保護)が必要である。また、静的検定が不可能となるため、計測信頼性を確保するために、動的検定方法の精度確保が重要となる。

フリーフライト法に限らず、極短時間力計測では、模型の固有振動の影響の回避が応答性を大きく左右する。筆者らは、H17 年度までに、模型の固有振動を数値的に処理し、振動の影響を除去する方法を開発し、フリーフライト計測法の応答性を向上した[6]。この方法は、平面衝撃波が通過する際の球の極短時間抗力計測によって評価されている。図1は平

This document is provided by JAXA.

面衝撃波(衝撃波マッハ数 1.2)が球模型(直径 80mm)を通過したときの Schlieren 写真(図 2 左半分。右半分は同条件の CFD)を示す。衝撃波は図上方より下方に伝播している。このときの球模型の抗力履歴を図 2 に示す。衝撃波の到達と共に急激に増加した抗力が、通過後減少する過程を高い時間解像度で捕らえられている。数値的処理では、あらかじめ行った打撃試験等の動的検定試験で得られた、模型の応答周波数特性を用いて、逆畳み込み演算を行い、時間応答性を改善する。この計測では、最終的な Low path filter の周波数を 125kHz に設定し、8μs の時間応答性を確保した。

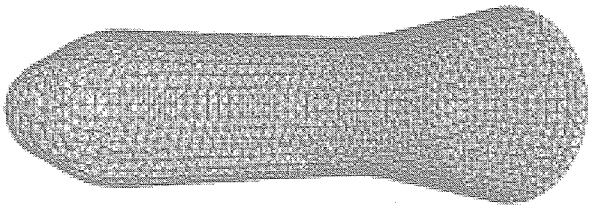


Fig.3 HB-2 model mesh image used for finite element analysis

モード	周波数(kHz)
曲げ(1 次)	1.8
ねじり(1 次)	3.0
曲げ(2 次)	4.5
縦(1 次)	5.1
ねじり(2 次)	7.3
曲げ(3 次)	7.8
縦(2 次)	11.0

Table.1 Vibration modes and frequencies estimated by the ABAQUS FFA.

3. 高温衝撃風洞への応用

HIEST の空力計測では、フリーフライト計測法の信頼性・精度評価を目的として、超音速風洞試験の検定に広く用いられる HB-2 標準模型を供試体とした。HB-2 標準模型は過去多くの風洞試験結果が存在する[7]。JAXA では、H17 年度までに、調布極超音速風洞(HWT1)での 3 分力空力計測[8]、HIEST での高剛性空力天秤を用いた抗力計測試験[9]を実施し、評価用データの取得を行ってきた。

HIEST でのフリーフライト空力計測では、模型の固有振動が計測精度に大きな影響を与えるため、模型設計段階での模型振動特性の把握が必要となる。そこで、模型製作に先立って構造解析を実施し、模型の動的特性を評価した。使用した構造解析コードは ABAQUS/CAE で、28594 要素での解析を行った(図 3)。動的解析結果から、今回風洞試験に用いる HB-2 形状模型は、曲げモードの振動が優位であり(表 1)、模型内部に設置する加速度計の位置を詳細に検討する必要が認められる。

また、フリーフライト計測法では、衝撃風洞特有の風洞始動時の過大な空力加重、模型ワイヤの支持法、計測用ケーブルの取り扱い等のハンドリングに注意を払う必要があり、それら周辺機器等の改修も併せた試験準備が進められている。

4. まとめ

空力天秤による計測法とは原理の異なるフリーフライト計側法を高温衝撃風洞 HIEST での空力計測に適用することを計画中である。評価用標準模型として、HB-2 形状模型を用い、過去の極超音速風洞試験結果との比較・評価を予定している。現在、HB-2 形状模型の

This document is provided by JAXA.

設計を行うと共に計測精度を左右する模型剛性の評価として、有限要素解析を実施し、模型の基本的な振動特性を取得した。HB-2 形状模型を用いた HIEST 風洞試験は H18 年度中に実施する計画である。

参考文献

(1) Itoh K, Ueda S, Tanno H, Komuro T, Sato K (2002) Hypersonic aerothermodynamic and scramjet research using high-enthalpy shock tunnel, *Shock Waves*, 12:93-98.

(2) Jessen C, Gronig H (1993) A six component balance for short duration hypersonic facilities, *New trends in instrumentation for hypersonic research*, NATO ASI series E: applied science Vol.224.

(3) Itoh K, Komuro T, Sato K, Takahashi M, Tanno H (1997) HOPE-X aerodynamic tests in the HEK shock tunnel, *Proc.21th Int. Symp. On Shock Waves.*

(4) Tanno H, Itoh K, Komuro T, Sato K, Ueda S (2005) Design and evaluation of a strain gauge force balance within a short test duration, *Trans JSASS,* Vol.48,No.159

(5) Bernstein L(1995) *Force measurement in short-duration hypersonic facilities*, AGARDograph AGARD-AG-214.

(6) Tanno H, Itoh K, Saito T, Abe A, Takayama K(2003) Interaction of a shock with a sphere suspended in a vertical shock tube, *Shock Waves*, 13:191-200.

(7) Gray JD, Summary report on aerodynamic characteristics of standard models HB-1 and HB-2, AEDC-TDR-64-137.

(8) Kuchi-ishi S, Watanabe S, Nagai S, Tsuda S, Koyama T, Hirabayashi N, Sekine H, Hozumi K, Comparative force/heat flux measurements between JAXA hypersocic test facilities using standard model HB-2 (Part 1: 1.27m hypersonic wind tunnel results), JAXA-RR-04-035E.

(9) HB-2 形状標準模型を用いた高温衝撃風洞(HIEST)空力測定試験、佐藤和雄、伊藤勝宏、小室智幸、丹野英幸、植田修一、平成 14 年度衝撃波シンポジウム講演論文集

This document is provided by JAXA.

複合サイクルエンジンのエジェクタ・モード実験のシミュレーション
Numerical Simulation of the Ejector-jet-Mode Experiment of RBCC Engine

宇宙航空研究開発機構 複合推進研究グループ
長谷川進、谷香一郎
Combined Propulsion Research Group, JAXA
Susumu Hasegawa, Kouichiro Tani

Abstract:

Rocket Based Combined-Cycle (RBCC) engines are currently being explored as advanced propulsion for space transportation. JAXA has been conducting RBCC engine research by using various experimental facilities. In order to clarify the experimental results and contribute to the improvement of designing, the analysis of the RBCC engine in an ejector-jet mode was carried out using the CFD code developed in-house for unstructured grids. CFD replicated the basic flow structures in regard with barrel shocks and pseudo-shock waves. Two cases of Mach numbers (i.e.M=1, 1.1) entering to the combustor were simulated and remarkable differences were found on the subsonic areas in the flowfields. The effect of Mach number was found to be one of the important parameters for better match to the experimental data. Vorticities and mixing were also investigated. In addition to the transverse vorticities, the streamwise vorticities were generated in the air flow, and they stirred and affected the nitrogen/air mixing.

1. はじめに:

極超音速飛行システムの推進システムとして複合サイクルエンジンが有望視されており、近年、その研究が世界各国で盛んに行われている。宇宙航空研究開発機構の角田宇宙センターにおいても、スクラムジェットエンジンとロケットエンジンの技術を組み合わせた複合サイクルエンジンの研究を進めている[1-4]。複合サイクルエンジンは、一つのエンジンでエジェクタ・モード、ラムジェット・モード、スクラムジェット・モード、ロケット・モードと作動モードを変えることによって、離陸から宇宙空間到達までの広い作動領域をカバーするものである（Fig.1参照）。

複合サイクルエンジンにはロケットが組み込まれており、作動モードによって燃焼させる場所が変わり、低速では、ロケット排気によるエジェクタ効果で空気吸い込みを促進するエジェクタジェットエンジンとして動作する。

本研究は平成１７年度より実施しており、複合エンジン内の流れの数値シミュレーションを行い、燃焼器内の流れを解明することを目的としている。本発表では、角田宇宙センターで行われたエジェクタ・モード空力実験を再現するために、数値シミュレーションを行い燃焼器内の流れについて調べた。

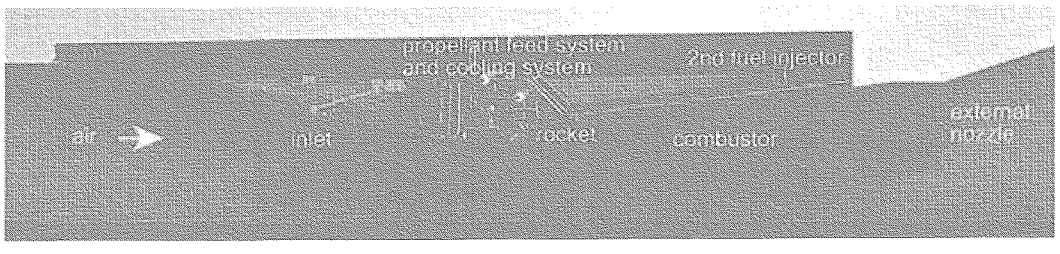


Fig.1 Schematic of the RBCC engine

2. 研究の概要:

当研究においては、複雑形状に対してより効率的で柔軟に対応できる非構造格子を用いた数値流体力学の技術を適用する。ここでは、ハイブリット非構造格子法を複合サイクルエンジンの燃焼器内の化学反応を伴わない流れに適用して流れ場の解析を行う。以下に、用いた数値解法を述べる[5-9]。

This document is provided by JAXA.

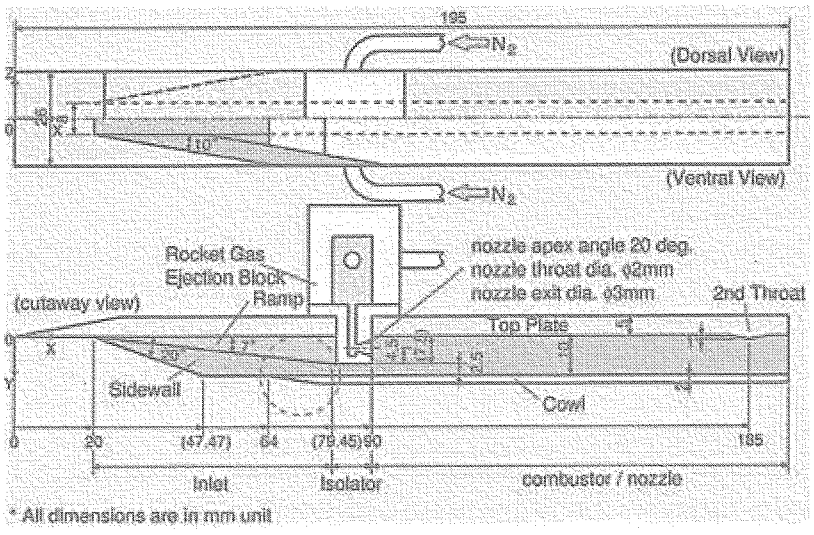
支配方程式：
レイノルズ平均三次元 Navier-Stokes 方程式
各化学種保存式

計算法：
Cell Vertex 有限体積法
非構造格子 LU-SGS
AUSM-DV スキーム
Venkatakrishnan の制限関数
MPI 並列
乱流モデル： Spalart-Allmaras (SA)の乱流モデル

また、今回計算に用いたエンジン形状を Fig.2 に示す。Fig.2 (a) は、JAXA で実験に用いられた RBCC エンジン・モデルである。ここで、XYZ 座標系を Fig.2 (a) のように設定する。Fig.2 (b) は、RBCC エンジン・モデルにおける計算領域である（表示は、Fig.2 (a)と上下が反対になっている）。計算する領域は、燃焼器、分離部、およびロケットノズルであり、ハイブリット格子を作成した。その三つの要素数は、それぞれ、テトラ：約１１３万セル、プリズム：約１０４万セル、ピラミッド：約９４００セルである。

ロケットの燃焼ガスの代わりに窒素ガスを用い、エンジン下流での二次燃焼を、出口に絞りを設けて模擬した実験[3]を数値的に再現するために次のような条件でシミュレーションを行った。ロケット模擬に用いる窒素の総圧は 2.5MPa、 総温は 300Kであり、ロケットノズル出口でのマッハ数は約 2.33 で噴射されるものとして計算をした。

(a)



(b)

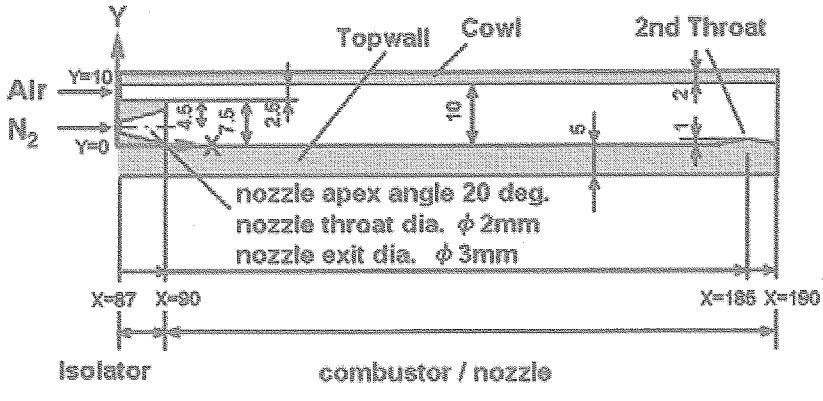


Fig. 2 (a) Components and dimensions of the RBCC engine model tested experimentally in JAXA, (b) Schematic of the computational domain note that (b) is shown in up-side-down direction of (a)

This document is provided by JAXA.

インレットから流入する空気の条件は実験と同等に設定され、その総圧は 150kPa、 総温は 300K である。実験結果より、燃焼器に流入してくる気流のマッハ数は、約１、あるいは１より少し大きいと判断される。よって、マッハ数の効果を評価し、実験データと比較するために、２つのマッハ数のケースを数値的な境界条件として与える。マッハ数 M=1.0 をケース１、マッハ数 M=1.1 をケース２として引用する。壁面条件としては、断熱条件を与える。次のセクションでは、２つのケースについて計算をして、マッハ数の効果を調べた。

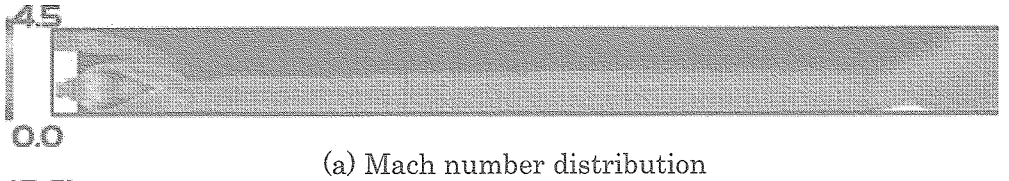
3. 成果概要:

上記した２つの条件のもとに計算を行い、数値計算した結果は以下で示した。ケース１の条件で計算したマッハ数分布と密度分布を、それぞれ Fig.3 (a), (b)に示す。両方の図とも、対称面から 2.5mm だけ側壁よりの面(Z=2.5mm)を表しており、ロケットノズルの断面が見られる。図において、左側が上流、右側が下流である。また、下流出口の近くに２次スロートがある。ケース２の条件で計算したマッハ数分布と密度分布を、それぞれFig.4 (a), (b)に示す。断面は、Fig.3 と同じである。

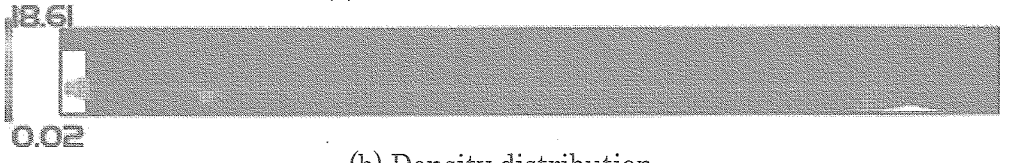
２つのケースで最も顕著な違いは、カウル側の亜音速領域の開始場所である。ケース１では、燃焼器入り口近くから、カウル側の亜音速領域が始まる。しかしながら、ケース２では X=117mm 付近から、カウル側の亜音速領域が始まる。

流れの構造が本質的に同等な実験のロケット下流の様子を写したシュリーレン写真を Fig.5 に示す。エンジンモデルの幾何学的条件、および実験条件は数値シミュレーション条件と異なるが、流れの基本的な構造は同等である。CFD は流れの基本的な構造をよく再現している。空気と窒素の２つの流れの合流部では、両者の圧力平衡の条件を満たすように衝撃波や膨張波が生じている。さらに、多数の衝撃波で構成される擬似衝撃波が、生じていることが観察される。ロケット側の流れを比較すると、ロケット噴射口近くのバレル衝撃波の構造、および擬似衝撃波のパターンの構造が似ている。一方、気流側では、特に、衝撃波などの構造が見らない。

Fig.6 に、エンジン対称面の天板上の圧力分布を計算と実験で比較したグラフを示す。エンジン試験の気流条件のマッハ数M_0を 0.8 から 1.3 まで変化させることによって、実験結果は取得された。ケース１の数値計算は、X=93 あたりの最初の圧力上昇を予言するが、X=115 あたりの圧力下落を予言していない。ケース２の数値計算は、X=93 あたりの最初の圧力上昇、および、X=115 あたりの圧力下落を予言する。両方とも、X=130 付近以降の圧力レベルは、実験と良く一致する。流入マッハ数を増加させることにより、数値計算結果は実験により良く一致することになる。

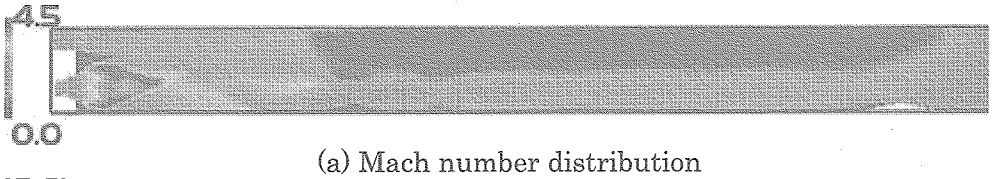


(a) Mach number distribution

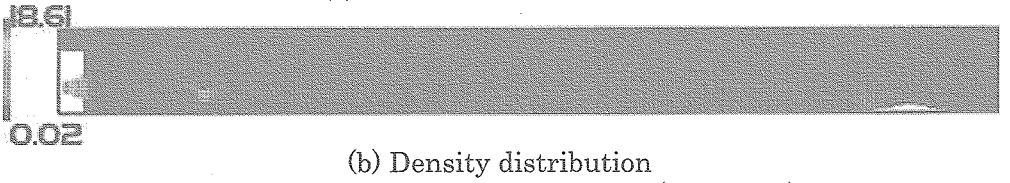


(b) Density distribution

Fig. 3 Numerical results for case 1 (Z=2.5mm)



(a) Mach number distribution



(b) Density distribution

Fig. 4 Numerical results for case 2 (Z=2.5mm)

This document is provided by JAXA.

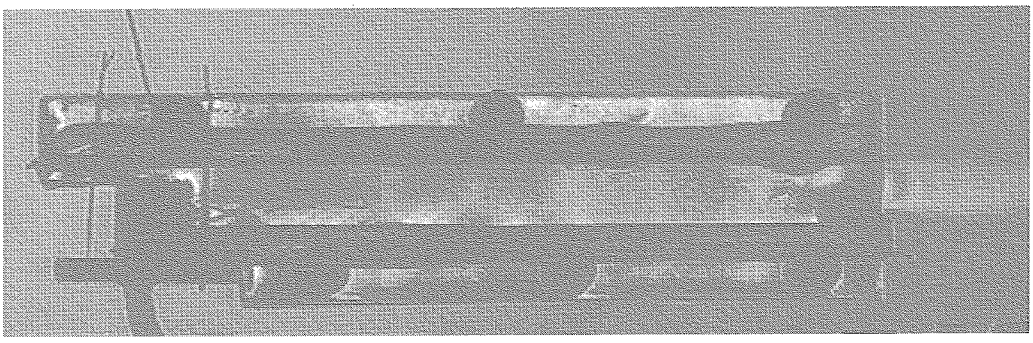


Fig. 5 Schlieren Photograph by courtesy of N. Wohrle[10]

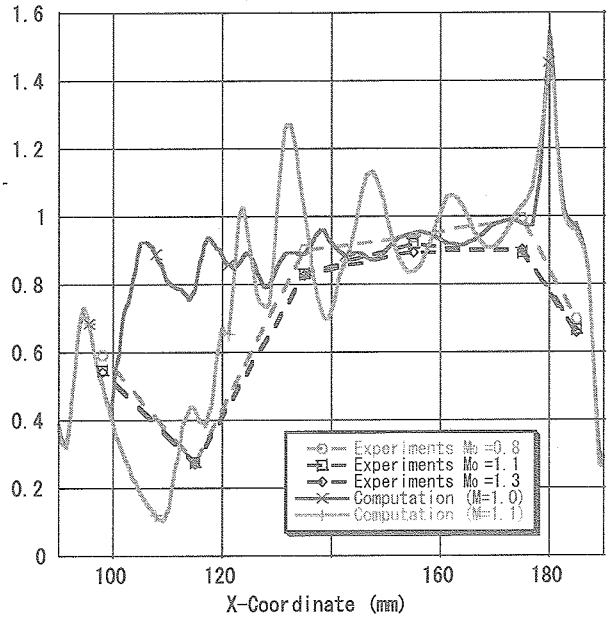


Fig.6 Comparison of the numerical and experimental pressure distribution on the top wall on the symmetrical plane. Experimental results are given for testing in Mach numbers M_0=0.8-1.3.

以下では、圧力分布が実験結果とほぼ一致するケース２について調べたことを記述する。燃料と空気の混合を理解するために、横方向の渦度（渦度ωのZ成分）をFig.7に、酸素のモル分率をFig.8に示した。断面は、Fig.3と同じである。Fig.7から観察されるように、超音速流れと亜音速流れの混合領域では速度差が大きいので、横方向の渦度が大きくなっている。Fig.8では、酸素のモル分率が高い領域は、天板方向に曲げられ２つに分岐し、X=123 mm 周辺で消散している。ケース２ではカウル側の流れが、X=90 mm から 117 mm 周辺まで超音速である。よって、窒素噴射により生じる衝撃波によって、酸素の一部はカウル側に曲げられる。また、１次スロートから生じる膨張波によって、酸素の一部は天板方向に曲げられる。Fig.7, および8から観察されるように、酸素濃度の高い領域が消散する接触面は、横方向の渦度が高い領域とほぼ一致する。

次に、混合を評価するために、対象面での酸素のモル分率をFig.9に示した。垂直軸は酸素モル分率（X=100, 120, 140, 160, 180 mm）であり、横軸はＹ座標である。X=100 mmでは、カウル近くの酸素モル分率は、非常に低くなっている。X=120 mmでは、酸素モル分率は２つのピークを持つ。この２つのピークは、Fig.8における酸素濃度の高い２つの分岐に対応している。X=180 mm では、酸素モル分率は天板側からカウル側への単調増加になっている。下流に行くにつれて、酸素は天板方向へ広がり、混合層は広がっていく。

さらに、流れの構造と混合過程を理解するために、酸素のモル分率と速度ベクトルを Fig.10 に示す。断面のＸ座標は、(a)X=100 mm, (b)X=120 mm, (c)X=140 mm である。

This document is provided by JAXA.

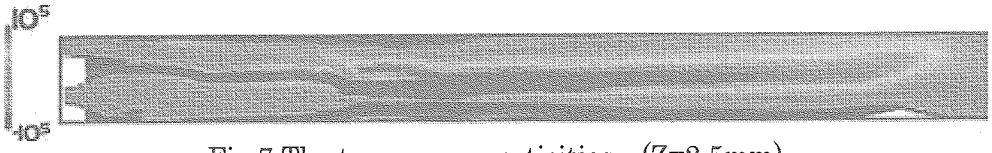


Fig.7 The transverse vorticities (Z=2.5mm)

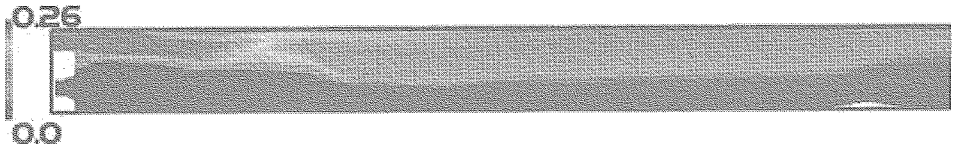


Fig.8 The distributions of the mole fraction of oxygen (Z=2.5mm)

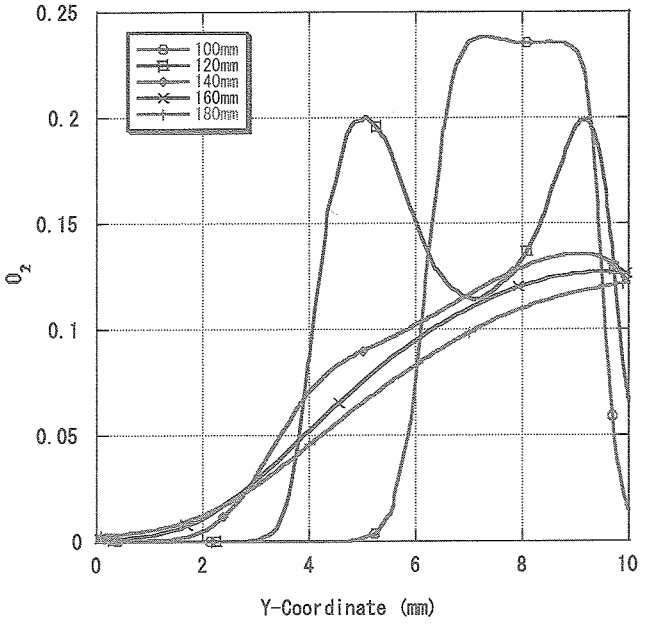


Fig.9 The mole fraction of oxygen with Y-Coordinate as a Function of X-Coordinate

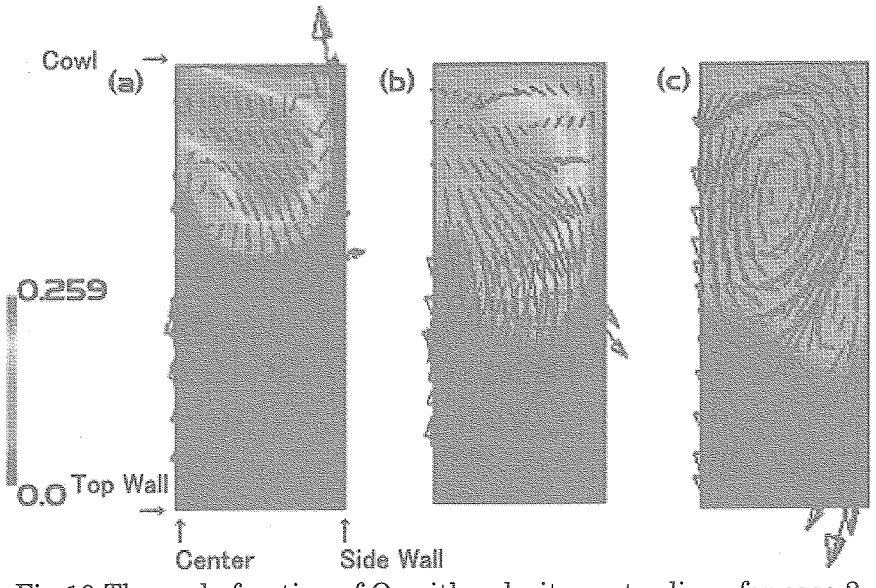


Fig.10 The mole fraction of O_2 with velocity vector lines for case 2
(a) X=100, (b) X=120, (c) X=140 (mm)

This document is provided by JAXA.

Fig.10(a)では、酸素の濃いコア領域が、空気の流れの中に見られる。しかしながら、上半面のカウル側近傍に酸素の薄い領域が現れる。なぜなら、ロケット・ノズルから噴出される窒素が、上半面の側壁に沿って運ばれカウル側に移動し、側壁側から対称面側へ移動するからである。さらに、カウル側壁近くの窒素流れにより、縦渦が生じていることがわかる。すなわち、流れ方向の剪断応力から生じる渦に加えて、縦渦が生じており、それらが攪拌し混合を起こしていることがわかる。

4. まとめ:

本研究では、ハイブリット非構造格子法を用いたＣＦＤコードを複合サイクルエンジンの燃焼器内の化学反応を伴なわない流れに適用して流れ場の解析を行った。窒素の噴射により生じる、バレル衝撃波と擬似衝撃波の構造をＣＦＤで捕らえた。流入した空気が天板側にまがり、カウル側におおきな亜音速領域が生じることがわかった。燃焼器に流入するマッハ数が1.1の時に、より実験値を再現することがわかった。

超音速流れと亜音速流れの混合領域では速度差が大きいので、横方向の渦度が大きくなっている。酸素濃度の高い領域が消散する接触面は、横方向の渦度が高い領域とほぼ一致する。上半面の側壁側に、カウル方向へ窒素のジェットが生じており、酸素濃度が小さくなっている。剪断応力による流れ方向の渦に加えて、上半面に縦渦が生じており混合に影響を与えている。

今後の課題としては、インレット部分を含めてエンジン全体の計算をして、エジェクタ・ジェットの吸込み性能等を調べることである。

［参考文献］

1) Kanda, T., “Conceptual Studies of Combined Cycle Engine, “ Proc. of Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2004,pp. 753-762

2) Kubota, S.,Tani, K., and Masuya, G., “Aerodynamic Performance of Combined- Cycle Inlet,” 24th International Congress of the Aeronautical Sciences Paper, ICAS 2004-6.1., Yokohama, Japan, Aug.2004.

3) Tani, K., Kanda, T. and Tokutome, S., “Aerodynamic Characteristics of the Combined Cycle Engine in an Ejector Jet Mode,” AIAA Paper 2005-1210, Jan. 2005.

4) Aoki, S., Lee, J., Masuya, G., Kanda, T., and Kudo, K., “Aerodynamic Experiment on an Ejector-Jet“, Journal of Propulsion and Power, Vol.21, No.3, May-June 2005, pp. 496-503.

5) Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., “Numerical Analysis of Scramjet Combusting Flows by Unstructured Hybrid Grid Model,” AIAA Paper 2000-0886.

6) Yoon, S. and Jameson, A., “Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations,” AIAA Journal, Vol. 26, Sept. 1988, pp. 1025-1026.

7) Sharov, D. and Nakahashi, K.,”Reordering of 3D hybrid unstructured grids for vectrorized LU-SGS Navier-Stokes computations, “in Proceedings of the 13th AIAA CFD Conference, Snowmass, CO, June 1997, pp. 131--138. AIAA Paper 97-2102-CP.

8) Wada,Y.,and Liou, M.S., “A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities,” AIAA Paper, 94-0083, 1994.

9) Spalart,P.R.,and Allmaras, S.R., “A one-equation turbulence model for aerodynamic flow,” AIAA Paper 92-0439.

10) Wohrle, N.Y., Internal Report of JAXA.

This document is provided by JAXA.

６．環境、宇宙太陽光利用システム

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

国際標準規格のための新しい太陽陽子フルーエンスモデルの提案

A NEW SOLAR-PROTON FLUENCE MODEL FOR ISO SPECIFICATION

風間 洋一，五家 建夫

Yoichi Kazama and Tateo Goka

総合技術研究本部 環境計測グループ

Space Environment Measurement Group, Institute of Aerospace Technology

Abstract

Solar energetic protons degrade performance and reliability of spacecraft systems, such as single-event effects, total dose effects of electronic components, and especially displacement damage of solar cell. On designing a solar cell panel, a low-energetic solar proton fluence model is needed to estimate radiation damage over mission life. Nowadays solar panel area of spacecraft is increasing as spacecraft mission life becomes longer (15–18 years). Thus an accurate solar proton model is strongly required for the cost-minimum design from the aerospace industry. The solar proton flux model, JPL-91 proposed by Feynman *et al.*, is currently used widely for solar cell designing. However, it is known that the JPL-91 model predicts higher fluences of protons than values actually experienced in space, especially after 7 years on orbit. In addition, the model is based on several assumptions on solar proton events, and also needs Monte-Carlo simulations for calculating fluences. In this study, we propose a new solar-proton model especially focused on solar cell designing. The newly-proposed model is an empirical model, which is constructed directly upon proton flux measurement data taken by instruments onboard spacecraft. This method has no assumptions or no dependence on solar-proton event selection both of which are needed in JPL-91. Our model shows lower fluences in longer missions compared to JPL-91. This model has been proposed to ISO (International Organization for Standardization) and has been discussed as a new standard solar-proton model.

1. はじめに

宇宙機の設計に用いられる太陽陽子イベントのモデルとして Feyman 等が１０年以上前に提案した JPL-91 が広く用いられている[1]。太陽電池パネルの放射線劣化の評価にも JPL-91 が一般的に利用されているが、実際の太陽電池パネル劣化と比較して JPL-91 は過剰なプロトンフルーエンスを示すことが広く知られている。その乖離は長期間運用される宇宙機でより顕著である。表 1 は欧州宇宙機構(European Space Agency; ESA)の衛星設計基準であるが[2]、

This document is provided by JAXA.

より寿命の長い衛星には、より低い信頼レベル、すなわちより低い陽子フルーエンス値を適用することとなっている。これは、JPL-91 モデルが実際と比較してより高いフルーエンスを示すことを考慮していると考えられる。このようなモデルと現実との不一致は、すなわち太陽電池の過剰設計に繋がっており、太陽電池のコストを押し上げる要因となっている。近年の衛星の長寿命化やコスト意識の高まりから、より現実に即した太陽陽子モデルの構築が宇宙航空産業界から強く求められている。そしてその任に当たることは、宇宙利用の推進を目的とする宇宙航空研究開発機構がまさになすべきであると考える。

Table I　ESA's standard confidence levels to be applied for various mission durations.

Exposure year	Confidence level [%]
1	97
2	95
3	95
4	90
5	90
6	90
7	90

2. 研究概要

本研究では、特に太陽電池設計に特化した太陽陽子フルーエンスモデルの構築を目指す。我々の提案するモデルは JPL-91 と異なり、実際に衛星で観測された陽子フラックスデータを直接用いる。モデルは、長期間に亘るフラックスデータを積分し、衛星寿命に対する太陽陽子フルーエンスを求める。これにより、JPL-91 のベースとなっているいくつかの仮定は必要としない。また、実際に得られたデータを直接用いることでより現実に即したモデルの構築が可能である。図 1 に用いた陽子フラックスデータを示す。データは気象衛星ひまわり 2 号から 4 号に搭載された環境計測モニターによる陽子計測器で得られたものである[3]。データの期間は、1981 年 12 月 21 日から 1995 年 6 月 13 日までである。エネルギーチャネルは 4–8 MeV(図中上のパネル)と 8–16 MeV(図中中央のパネル)の 2 チャネルに着目する。放射線劣化係数プロファイルによると、太陽電池の放射線劣化には特に数 MeV から 10 MeV 程度の陽子がもっとも重要であり[4]、我々が用いたこの二つのエネルギー領域は太陽電池の劣化を評価する上で充分な範囲をカバーしている。図 1 では、太陽活動度(図中下のパネル)に比例して太陽陽子イベントが観測されていることが分かる。

モデル構築の具体的な手法は以下のとおりである。

(1) 衛星寿命分の年数に亘ってデイリーフルーエンスデータを積分する。その積分範囲を一日ごとにずらし、衛星寿命に対するフルーエンスデータセットを計算する。

(2) そのデータセットの中から最悪条件として最高値を取り、その衛星寿命に対する陽子フルーエンスとする。

この計算により、用いた陽子プロトンデータの期間において、与えられた衛星寿命の中で実際に被爆する陽子フルーエンスの最悪値を得ることができる。注意点として、与えられたデ

This document is provided by JAXA.

ータ期間中に発生しなかった極めて大きな太陽陽子イベントが極めて低い確率で発生しうる点が挙げられよう。

3. 成果概要

図2に上述の方法により計算されたフルーエンスを示す。横軸は衛星寿命、縦軸はフルーエンスである。比較のため、JPL-91 モデルの計算値も併せて示す。衛星運用初期においては、我々の計算値は JPL-91 の信頼度 95% 程度のフルーエンスに対応し、運用期間が延びるにしたがって 4–8 MeV のエネルギーでは 50–75%、8–16 MeV のエネルギーでは 75–90%と一致することが分かる。太陽電池パネルの設計に際して、一般的には JPL-91 モデルの 90–95%の信頼度が採用されていることを考えると、JPL-91 が与える陽子フルーエンスは過大評価していることが示されている。これはすなわち太陽電池が過剰設計となっており、そのコスト削減の可能性を示していると言えよう。

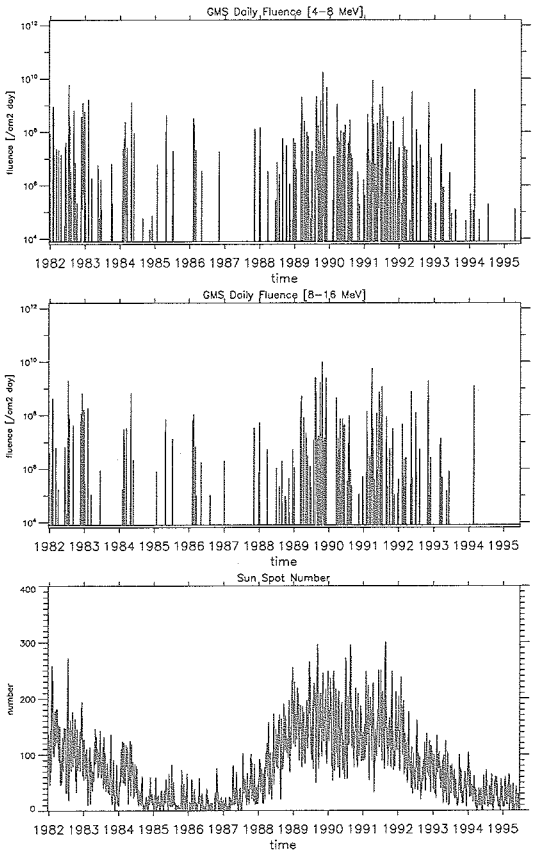


Figure 1. Proton daily fluxes observed by Geostationary Meteorological Satellites. The upper and lower panels correspond to energy ranges of 4–8 MeV and 8–16 MeV, respectively. One can see the correlation between solar-proton events and the solar activity (sunspot number, shown in the bottom panel).

我々は、この新しい太陽陽子フルーエンスモデルを国際標準とすべく、国際標準化機構(International Organization for Standardization; ISO)にすでに提案を行った。現在は ISO Specification として、ISO のワーキンググループ内で継続して検討を進めている段階である。

4. まとめ

我々は太陽電池劣化評価のための太陽陽子フルーエンスモデルを構築した。このモデルにより、より現実的な太陽陽子フルーエンスを求めることができ、太陽電池の製造コストを削減する可能性が示唆された。われわれは、本モデルを太陽電池劣化評価のための太陽陽子フルーエンスモデル国際標準として、ISO に提案を行った。

This document is provided by JAXA.

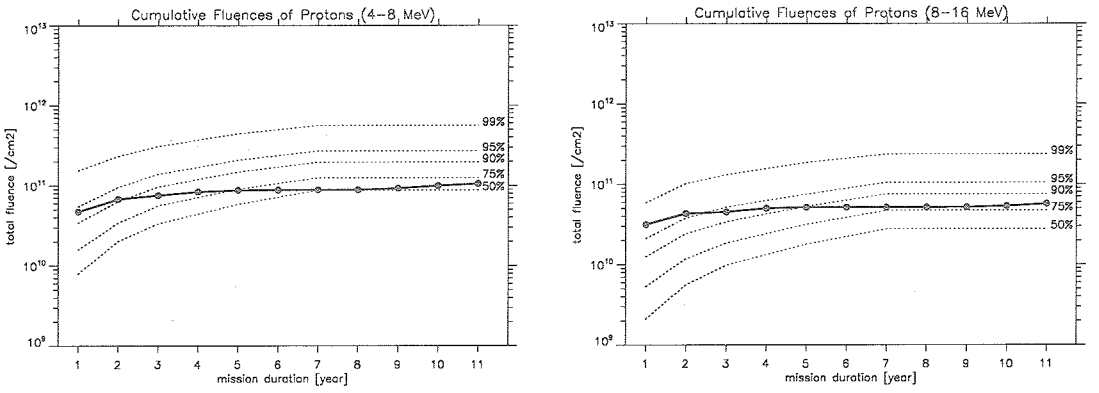


Figure 2. Calculated fluences with energies of 4–8 MeV and 8–16 MeV. The dotted lines show >4-MeV and >10-MeV fluences of JPL-91 with several confidence levels. In long-term mission durations, the calculated fluences are lower than fluences currently applied in designing solar cell panels.

［参考文献］

[1] Feynman, J., G. Spitale, J. Wang, and S. Gabriel, Interplanetary Proton Fluence Model: JPL 1991, J. geophys. Res., 98, 13281–13294, 1993

[2] Space engineering, Space environment, European cooperation for space standardization (ECSS-E-10-04A), ESA-ESTEC, Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, 2001

[3] Kohno, T., Current and future data available in Japan, Geophys. Monogr. Ser., 97, 217–222, 1996

[4] Assessment of Multijunction Solar Cell Performance in Radiation Environment, The Aerospace Corporation, Feb. 29, 2000

This document is provided by JAXA.

宇宙放射線帯モデルの開発

Development of Radiation Belt model

総合技術研究本部　環境計測技術グループ
Space environment measurement Group

松本晴久、越石英樹、五家建夫
H. Matsumoto, H. Koshiishi , T. Goka

Abstract

The onboard electronic devices and astronauts on spacecrafts have many effects on the space radiation. It is one of the important issues for space mission planning to predict the space radiation environment and to evaluate it. Because the space vehicles must be designed to decrease the radiation exposure to protect devices and astronauts. Among many kinds of radiation in space, the radiation belts particles having continuously high fluxes give a large dose contribution to a near-earth space mission.

The radiation belts have been measured with various satellites and detectors. NASA's radiation belt models, AP8 (Sawyer and Vette, 1976) and AE8 (Vette, 1991) were derived from the data which had been observed in the 1960s and 1970s. In the recent, CRRES models have been developed with the data of the CRRES satellite (Gussenhoven et al., 1996). NOAAPRO (NOAA proton) model have been developed with the data of the NOAA-TIROS satellite (Huston,1998). POLE model have been developed with the data of the LANL's geostationary satellite (Boscher et al., 2003).

We have developed the radiation belt models (beta version) using MDS-1 data.

1．はじめに

衛星を設計する上で重要な設計条件として放射線環境がある。これまで、放射線帯粒子を評価するには、1970 年代、1980 年代に NASA で作成されたモデル AP8（陽子）、AE8（電子）が用いられてきた。これらのモデルは、1960 年代、1970 年代の衛星に搭載された検出器で観測されたデータを基に作成されている。

モデルが完成した後の 1980 年代に入ると、研究者の関心が太陽粒子やエネルギーのより高い分野に移り、放射線帯への研究的な意欲が薄れていった。しかし、1990 年代になって米国の CRRES 衛星により、大きな地磁気擾乱後に放射線帯に新たなピークが観測されたことにより、放射線帯は時間的に安定したものでなく、時に激しい現象を伴うことがわかってきた。これを機会に放射線帯の研究が活発化し、様々な機関で放射線帯の見直しの作業が実施され、例えば NOAAPRO（低軌道陽子のみ）, POLE モデル（静止高度低エネルギー電子のみ）等の部分的モデルが提案されたが AP8 や AE8 を代替するモデルはまだ出来ていない。

JAXAにおいては、1999 年に 1980 年代、1990 年代に運用された「ETS-VI」、「おおぞら」，「あけぼ」に搭載された放射線計測装置による観測データを用いて、太陽活動極小期の放射線帯モデルを開発した[1)]。更に、平成 18 年 7 月に 2002 年 2 月から 2003 年 9 月まで運用した「MDS-1（つばさ）」に搭載した放射線計測装置による観測データを用いた太陽活動極

This document is provided by JAXA.

大期の放射線帯モデル（β版）を開発した[2]。このモデルには、NASAモデルの代替えだけではなく各粒子のピッチ角分布、α粒子のモデルを含んでいる点に新規性がある。さらに、現在放射線帯の時間変動を扱えるようモデルの改良を検討している。本稿では、静的モデルの開発と変動モデルの検討結果について述べる。

1．　研究の概要

1）　静的モデルの開発

太陽活動極大期の放射線帯モデルは、NASAが開発したAE8, AP8モデルに使用していると同じMCIlWainのL値とB/B0を用いて開発した。L値は、観測点を通る磁力線の赤道面での距離を地球半径を単位として表した値である。B/B0は、観測点の磁場の強さを赤道面での磁場の強さを割った値である。Fig 1にL=2, 3, 4, 5, 6の磁力線とB/B0=1.0, 1.1, 1.7, 3.1, 7.4の関係を示す。MDS-1衛星は、Lが1.07～10、B/B0が1.0～10の範囲のデータを取得した。

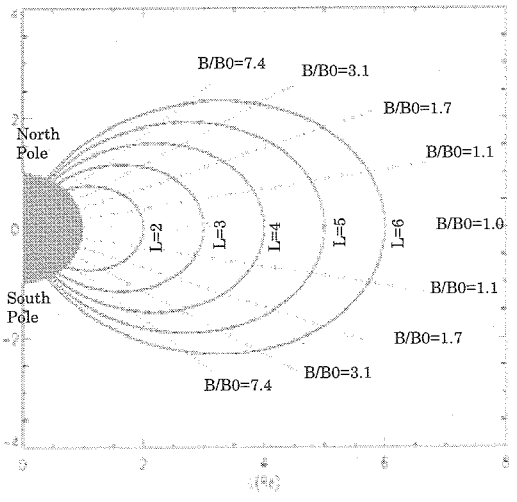


Figure 1.　L Shells 2, 3, 4, 5, 6 (Solid Liens) and Lines of Constant B/B0 = 1.0, 1.1, 1.7, 3.1 and 7.4 (Dashed Line) in a Dipole Field Centered in Earth.

2）　変動モデルの検討

放射線帯粒子は、磁気嵐等で変動することが様々な論文で報告されておりMDS-1データでも確認された。これらの粒子の変動と最も相関の高いと考えられる比較的容易に入手できる磁気活動指数ＡＰと太陽風速度ＳＷに関してＬ値毎にどのように変動するか調べた。

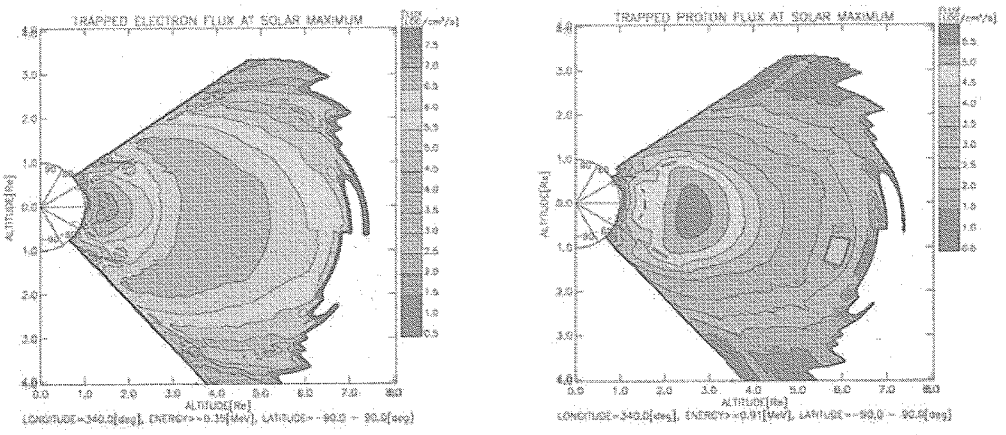
3．　成果の概要

1）静的モデルの開発

電子、陽子共に空間的なフラックス分布の形は、NASAモデルと良く一致していたが、エネルギー分布に関しては、特に、AP8モデルに対して陽子の実測値は、低エネルギーのところでNASAモデルより１桁程度低く、高エネルギーのところでNASAモデルより数倍程度高い傾向を示していることが分かった[3]。開発したモデルのLogフラックスのスライス図をFig 2にNASAモデルになかった各粒子のピッチ角に関しては、ピッチ角分布を$\sin^N\alpha$でフィッチング際の係数N分布のスライス図をFig3に示す。ピッチ角分布は、電子はLが３以上、

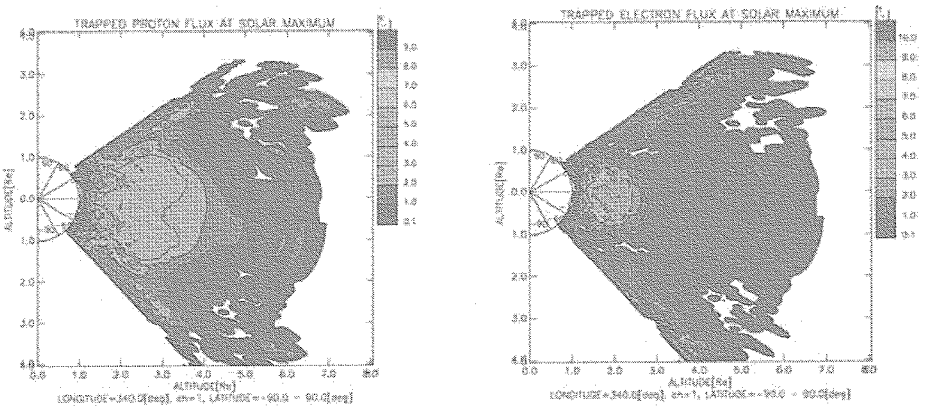
This document is provided by JAXA.

陽子はLが 2 以上でフラットな分布をしており、Lが小さくなるほど係数Nは、大きくなることが分かった。



(a) electron (>0.35MeV)　　(b) proton (>0.91MeV)

Figure 2.　Contour Plot of Log Flux



(a) electron (0.4~0.9MeV)　　(b) proton (0.9~1.05MeV)

Figure 3. Countour Plot of Average Pitch-angle Coefficient N ($\sin^N \alpha$)

This document is provided by JAXA.

2）変動モデルの検討

磁気活動指数APと太陽風速度SWの移動平均を用いてL毎の相関係数を求めた。移動平均$t_{avg,lag}$は、t_{lag}を含まないt_{avg}間の平均と定義する。定義をFig４に示す。

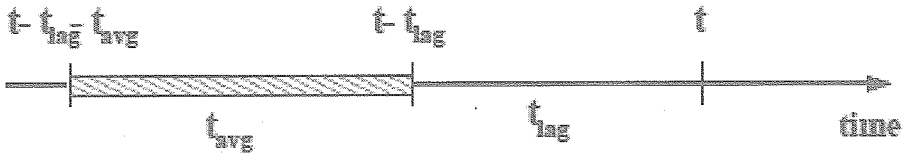
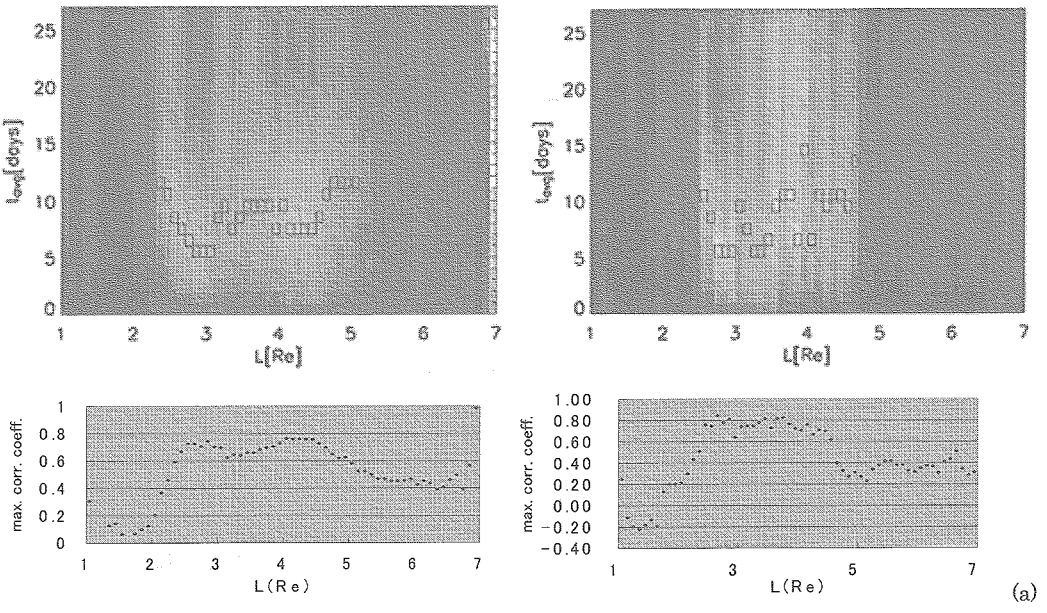


Figure 4. The definition of the average time $T_{avg,lag}$.



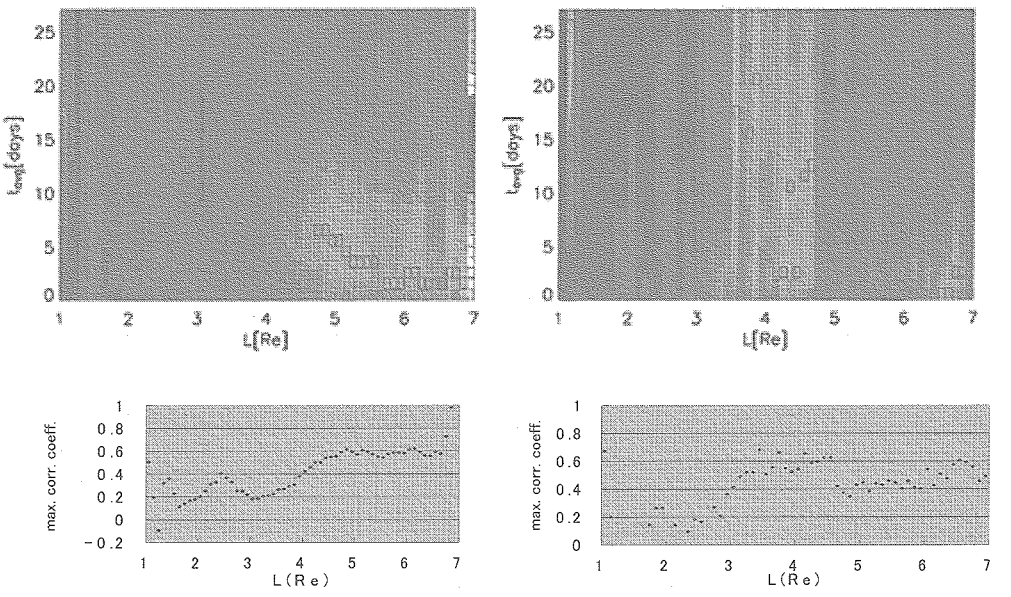
Electron (0.4~0.9MeV), B/B0=1 (b) Electron(0.4~0.9MeV), B/B0＝2.09

Figure 5. Correlation coefficient log(e) versus $AP_{tavg,1.00}$.

Fig 5 に 0.4~0.9MeVの電子と磁気活動指数の移動平均$AP_{tavg,1}$の関係を示す。上段のコンター図は、相関係数 0 から 1 を黒から白色で表し、L値毎に 0.55 より大きく、相関係数が$AP_{0,1}$～$AP_{27,1}$の最大値のところに□印を表示した。下段には、L値の最大相関係数を示している。Lが 2.5～4.5 で強い相関があることが分かった。また、赤道面（B/B0=0）より磁気緯度が高い（B/B0=2.09）方がより磁気活動の影響を受けることが分かった。また、全般にわたり$AP_{10,1}$が良い相関を示した。以上のことから 0.4~0.9MeVの電子におけるLが 2.5～4.5 の変動に影響を与える磁気嵐の期間は、10 日間程度であるといえる。

Fig 6 に 0.4~0.9MeVの電子と太陽風速度の移動平均$SW_{tavg,1}$の関係を示す。太陽風の影響は、Lが 4 まで影響を与えていており、影響を与える期間は 2～3 日であることが分かる。また、静止軌道付近では、相関係数が 0.7 以上と非常に強い相関があることが分かった。

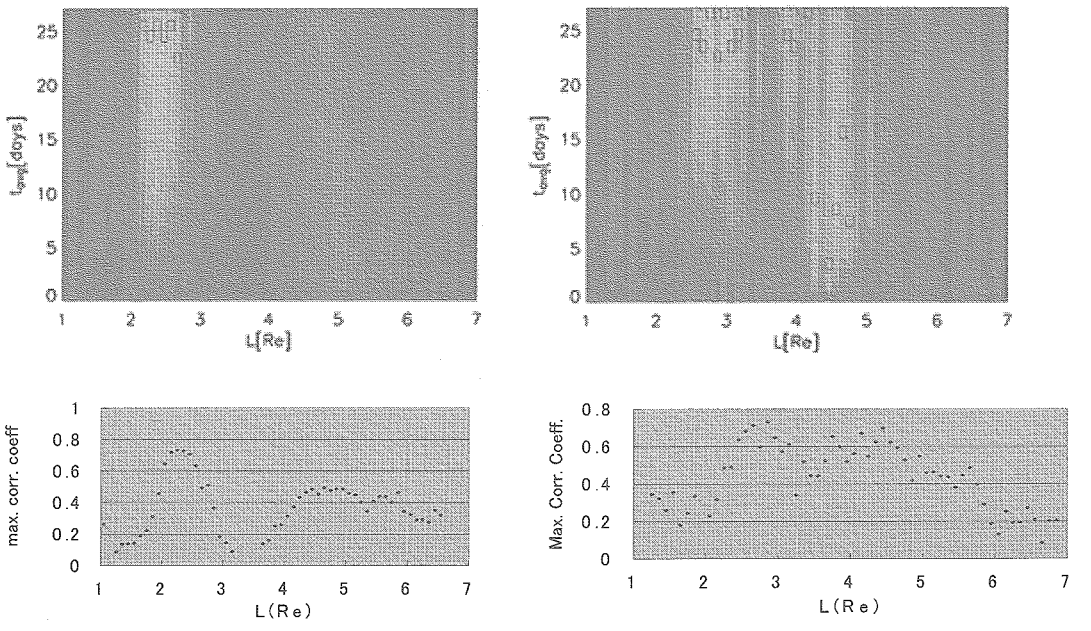
This document is provided by JAXA.



(a) Electron (0.4~0.9MeV), B/B0=1　　(b) Electron(0.4~0.9), B/B0＝2.09

Figure 6. Correlation coefficient log(e) versus $SW_{tavg,1.00}$。

Fig 7 に 0.4~0.9MeVの陽子と磁気活動指数の移動平均$AP_{tavg,1}$の関係を示す。陽子は、当初磁気嵐の変動を受けづらいと思われたが、解析結果から非常に強い相関があることが分かった。変動に影響を与え磁気嵐の期間は 24～25 日と長期間であることが分かった。

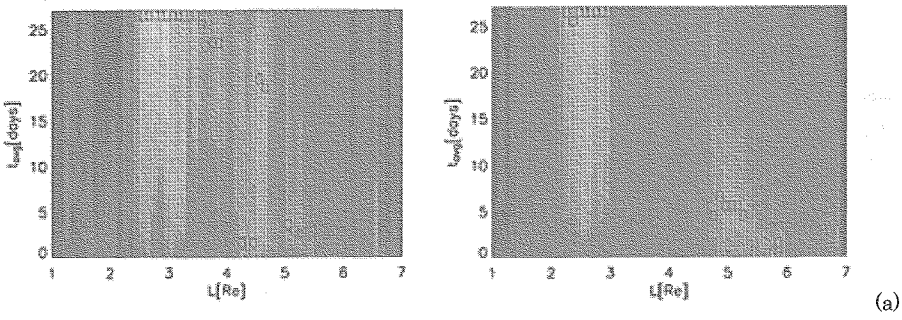


(a) Proton(0.4~0.9MeV), B/B0=1　　(b) Proton(0.4~0.9), B/B0＝2.09

Figure 7 Correlation coefficient log(e) versus $AP_{tavg,1.00}$。

This document is provided by JAXA.

Fig 8 に 0.4~0.9MeVの陽子と太陽風速度の移動平均$SW_{tavg,1}$の関係を示す。磁気活動指数の移動平均$AP_{tavg,1}$と同様に太陽風についても相関があることが分かった。



Proton(0.4~0.9MeV), B/B0=1　　(b) Proton(0.4~0.9), B/B0＝2.09

Figure 8 Correlation coefficient log(e) versus $SW_{tavg,1.00}$

4．まとめ

静的モデルのβ版を開発することができた。また、磁気活動指数 AP と太陽風速度ＳＷの移動平均を用いて放射線帯モデルの変動を予測することの可能性(宇宙天気予報や衛星運用警報への応用の可能性)を得ることができた。MDS-1 の観測は、１年半と短いためモデルの精度が気になるところだったが、磁気活動指数 AP と太陽風速度 SW の移動平均からフラックスを内挿する式を求めることによりモデルの精度を保障できる可能性を得た。

[参考文献]

1) Goka, T., H. Matsumoto, S. Takagi, Radiation Measurements, Vol. 30 (1991) 617-624.

2) Matsumoto, H., H. Koshiishi, T. Goka, MDS-1 Data Base and Radiation Belts Model, CO.1-0015-16,36th COSPAR, Beijing China, 2006

3) 松本晴久,越石英樹,五家建夫,「つばさ」衛星データと放射線帯モデル,宇宙放射線,Vol.4,No.2,2004

This document is provided by JAXA.

衛星（環境）警報メールシステムの研究開発

Research and development of space environment warning mail system for spacecraft

総合技術研究本部　環境計測グループ　　中山正史、松本晴久、五家建夫

Space Environment Measurement Group

Masashi Nakayama, Haruhisa Matsumoto, Dr. Tateo Goka

Abstract

The satellite environment warning mail system is to prevent the on-orbital satellite anomaly from the harsh space environment events, when the large solar occur, and severe geomagnetic storm occur. In actuality, this system is to generate space environment alerts that are based on geosynchronous satellite real time space environmental data and solar X-ray data.

１．　はじめに

環境計測Ｇでは、平成１３年度から宇宙環境の大きな擾乱を衛星搭載宇宙環境計測装置で自動検知して、計算機による自動（判断、予測）発信の衛星運用警報発令システムを構築し実行してきた。

(1)　最初に行ったのは、大型太陽フレアの早期検知システムである。

大規模な太陽フレアが発生すると、Ｘ線は約８分２０秒で静止衛星軌道に届き、GOESのＸ線センサで探知できる。太陽フレアの放射線粒子は荷電粒子のため、太陽磁場のアルキメデス螺旋（Fig.1）に沿って飛来する。その到達時間はフレアの発生場所により 50 分から数時間の幅があるため（Fig.2）、Ｘ線到達時間からの差を利用した NOWCAST を利用する。

すなわち、Ｘ線強度について我々の過去の衛星障害研究から決めた閾値を上回った場合に、警報メッセージが自動発信されることとなる。

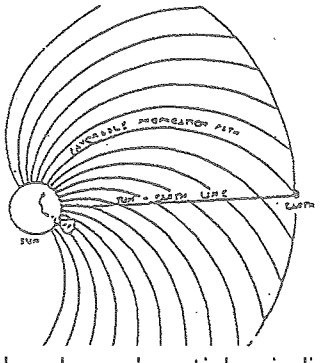


Fig.1 the charged particle circling in a magnetic field

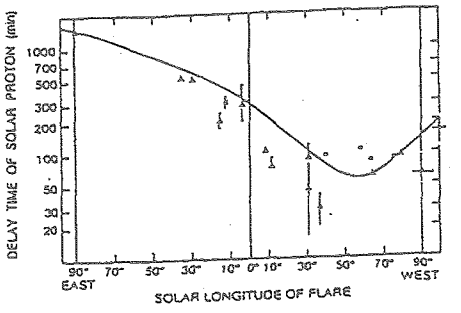


Fig.2 Relation the solar longitude of flare and the delay time of solar proton

(2)　次に行ったのは、静止衛星の内部帯電の２日先の予報警報の発信機能を追加した。

これは、NASA の ACE 衛星で観測された太陽風速度データとこだま衛星（以下、DRTS という）の高エネルギー電子データとの相関関係を使って２日先を予測し、その値が DRTS

This document is provided by JAXA.

の地球センサのスパイクノイズ異常検知レベルを閾値として予測警報を発信する機能である。さらに追跡部門のユーザ要求に基づき、携帯電話などのモバイル端末向けＥ－メールの自動発信機能を追加した。

(3) みどり２号の運用異常を起こさせた大型磁気嵐と同程度の磁気嵐が起きた場合、極軌道衛星の運用者に対し、『観測機器のＯＦＦ、サバイバルモード移行』を喚起させる警報システム機能を追加した。言い換えれば、大量のオーロラ領域の放射線照射を浴びて軌道上故障を起こすリスクを回避することを主目的として運用するシステムである。

(4) 昨年度に実施された STS-114 に野口宇宙飛行士が搭乗した際、当グループは、宇宙基幹システム本部有人宇宙技術部宇宙医学グループの依頼に基づき、ミッション中の野口宇宙飛行士の宇宙放射線被曝管理についてプロジェクト支援システムを追加した (Fig. 3)。

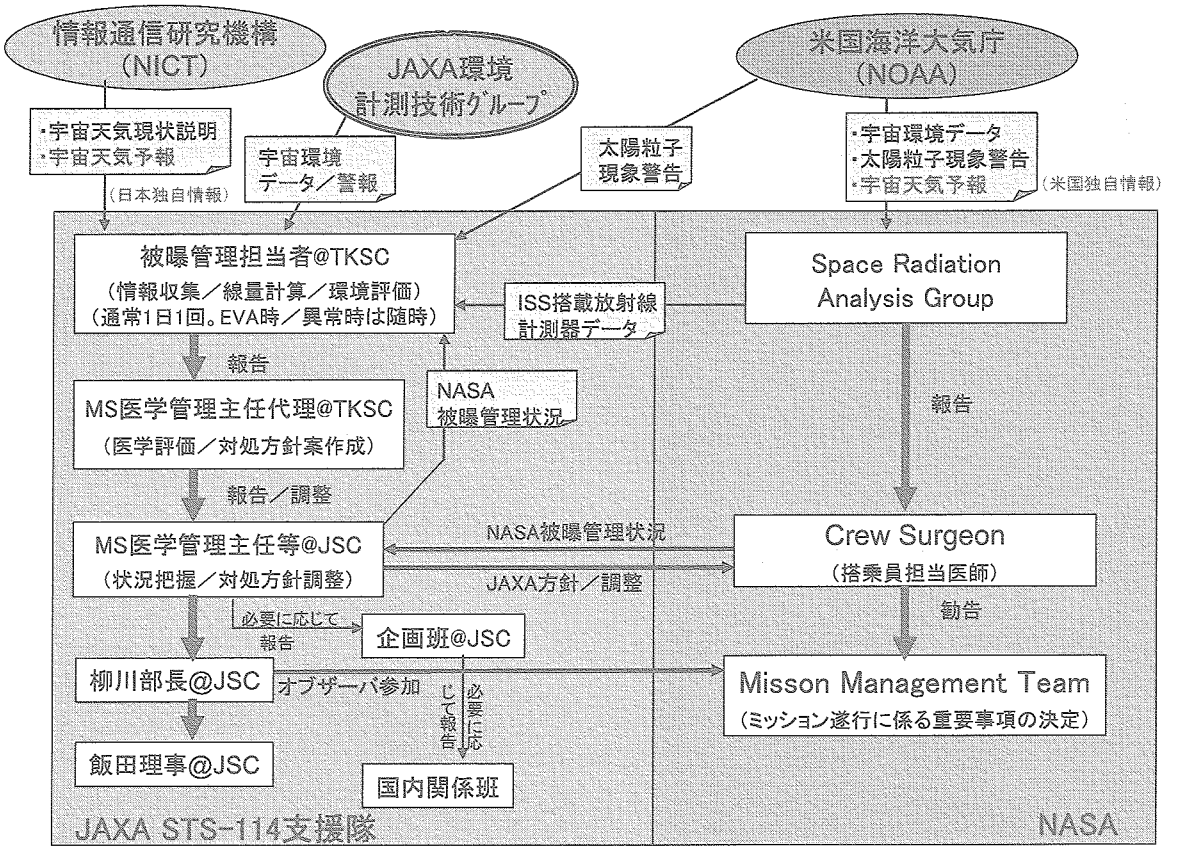


Fig.3 STS-114 mission

【支援内容】

1) 宇宙環境データの提供

SEES (Space Environments and Effects System) を用いて、GOES の陽子フラックス／電子フラックス／X線強度、DRTS の陽子フラックス／電子フラックス及び磁場強度の情報をほぼリアルタイムで提供した。

This document is provided by JAXA.

2) 警報メールの送信

宇宙環境異常時には、SEES の機能を用いて自動的に警報メールを被曝管理担当者に送信した。

3) 情報通信研究機構（NICT）からのデータ取得用システムの提供

環境計測技術グループでは、NICT から宇宙天気情報をリアルタイムで取得するシステム(CUTE(Cyber Uchu-Tenki Experiment)クライアント)を既に導入している。STS-114 運用中、被曝管理担当者が NICT から宇宙天気の現況及び予報について情報収集する際に、CUTE クライアントを利用できるよう提供した。

これにより、STS-114 ミッション中の放射線被曝管理運用で得られた知見等は、ISS に長期滞在する日本人宇宙飛行士の放射線被曝管理運用（定常運用）に活かすとともに、今後の日本人宇宙飛行士の ISS 搭乗支援を継続して行う。

(5) 昨年度打上げた OICETS 衛星プロジェクトの要望による太陽フレア陽子警報（オプション仕様）及び、ALOS 衛星プロジェクトからの要望によるロンチウィンドウ条件としての宇宙環境条件の設定と打上時の運用支援を行った。

2. 本年度の研究の概要

昨年実施した、OICETS, ALOS のマニュアル作成した警報設定の実績から、今年度は、新たに今後の各種衛星毎に警報判定の閾値を個別に設定できるよう、ユーザフレンドリーでユーザーニーズに基づくオプショナル機能を汎用的に設定できるようにした。

【table-1 Threshold Range】

Geomagnetic Storms (NEW)

Level	KP values
5	9
4	8(including a 9-)
3	7
2	6
1	5

Flux level of >= 10 MeV particles

Level	Flux in particles (Protons/cm2・s・sr)	Old default value
5	1e5	
4	1e4	○
3	1e3	
2	1e2	○
1	1e1	

Flux level of >= 100 MeV particles

Level	Flux in particles (Protons/cm2・s・sr)	Old default value
5	1e3	
4	1e2	
3	1e1	
2	1e0	
1	1e−1	○

Radio Blackouts(X-ray)

Level	Flux measure	Value	Old default value
6	X20	2e−3	
5	X10	1e−3	
4	X5	5e−4	
3	X1	1e−4	
2	M5	5e−5	
1	M1	1e−5	○

注：○印は、今まで用いたデフォルト値であり、今年度からは変更可能となっている。

This document is provided by JAXA.

３．　成果の概要

(1)　警報システムの成果として、平成１３年度から昨年度まで計５７３件の警報を発信した。平成１５年度のみどり２号の運用停止要因の一つとして上げられる太陽フレアの影響による衛星帯電の原因究明、平成１４年度に打上げたDRTS等の静止軌道衛星の運用管制に利用している。

(2)　また昨年度から本年度にかけ、この新機能追加を受け、OICETS, ALOS衛星の打上げ及び運用管制のバックアップシステムとして、緊急(警報)発令基準、緊急回避運用への移行条件、回避運用解除基準に基づく閾値設定（OICETS では、磁気嵐Level-4,5、陽子100MeV以上のLevel-3,4、Ｘ線のLevel-4,5、ALOSでは、磁気嵐Level-3,5、陽子100MeV以上のLevel-2,3,4、Ｘ線Level-4,5,6）による運用管制が行われている（レベルが２つ以上あるのは、イエロー警報、レッド警報などとして使っている)。

(3)　本年度は、ALOSプロジェクトからの要望を受け、DRTS搭載のTEDAで取得する電子データ閾値設定をユーザ単位で任意に設定可能な機能を追加行うとともに、ETS-Ⅷプロジェクトから要求されている 50MeV 以上の陽子フラックス判定機能の追加を計画し、ユーザの利用しやすいシステム構築を目指している。

今後の利用計画では、今年度１２月打ち上げ予定のETS-Ⅷ、及び、前回STS-114同様に、日本人宇宙飛行士のISS滞在時におけるプロジェクト支援を予定している。

４．　まとめ

現在、本メールの受信ユーザは、JAXA 内に４８ユーザ（PC：１１ユーザ、mobile：３７ユーザ)、JAXA外に４７ユーザ「気象庁気象衛星センター、情報通信研究機構、通信衛星メーカ２社、衛星開発メーカ２社など（PC：３７ユーザ、mobile：１０ユーザ)」が衛星警報メールを受信している。

今後は、より一層ユーザフレンドリーなシステムとしてプロジェクト支援の拡大を図ると共に、またすでに、静止衛星内部帯電警報についてはインテルサット機構から問い合わせがきていることから、衛星運用を行っている海外宇宙機関への浸透も今後図りたい。

This document is provided by JAXA.

宇宙太陽光利用システム(SSPS)総合研究

Summary of Studies on Space Solar Power Systems (SSPS)

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

斉藤由佳、藤田辰人、森雅裕

Yuka Saito, Tatsuhito Fujita and Masahiro Mori

Abstract

Advanced Mission Research Center has been conducting studies on Space Solar Power Systems (SSPS) using microwave and laser beams for years organizing a special committee and working groups. In SSPS concepts and architectures study, system concepts and architectures of commercial type of microwave based SSPS (M-SSPS) and laser based SSPS (L-SSPS) has been studied for years. In this study, a major focus is on identifying system concepts, architectures and key technologies that may ultimately produce a practical and economical energy source. This paper presents the results of these study effort of JAXA and the most promising SSPS concepts, including their key technologies.

1　はじめに

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

2　研究の概要

平成 17 年度は以下の項目について研究を行った。

（1）マイクロ波方式 SSPS の実現性検討

1GW 級のマイクロ波方式 SSPS（M-SSPS）に関しては、これまでに種々のシステム概念について検討を行ってきた。平成 17 年度は発電部と送電部を分離する方式のシステム概念の検討を詳細に実施し、その技術的成立性や輸送シナリオおよび経済性等について検討を行った。

This document is provided by JAXA.

（2）レーザー方式 SSPS の実現性検討

レーザー方式 SSPS(L-SSPS)に関しては、比較的小さい規模のシステム（10MW 級）を複数接続して大出力システムとするコンフィグレーションを提案し、姿勢／軌道制御方法や排熱システムの検討等を行った。また、集光倍率を抑えながら、かつシステムの効率を高く維持する方法として発振器と増幅器を組み合せたレーザーシステムについても検討した。

3　成果の概要

（1）技術開発ロードマップ

JAXA における SSPS に関する研究では、2030 年頃の商用システム運用開始を目標に、1GW 級 M-SSPS 及び L-SSPS の研究開発を実施している。これらのシステムの技術開発ロードマップを Fig. 1 に示す。

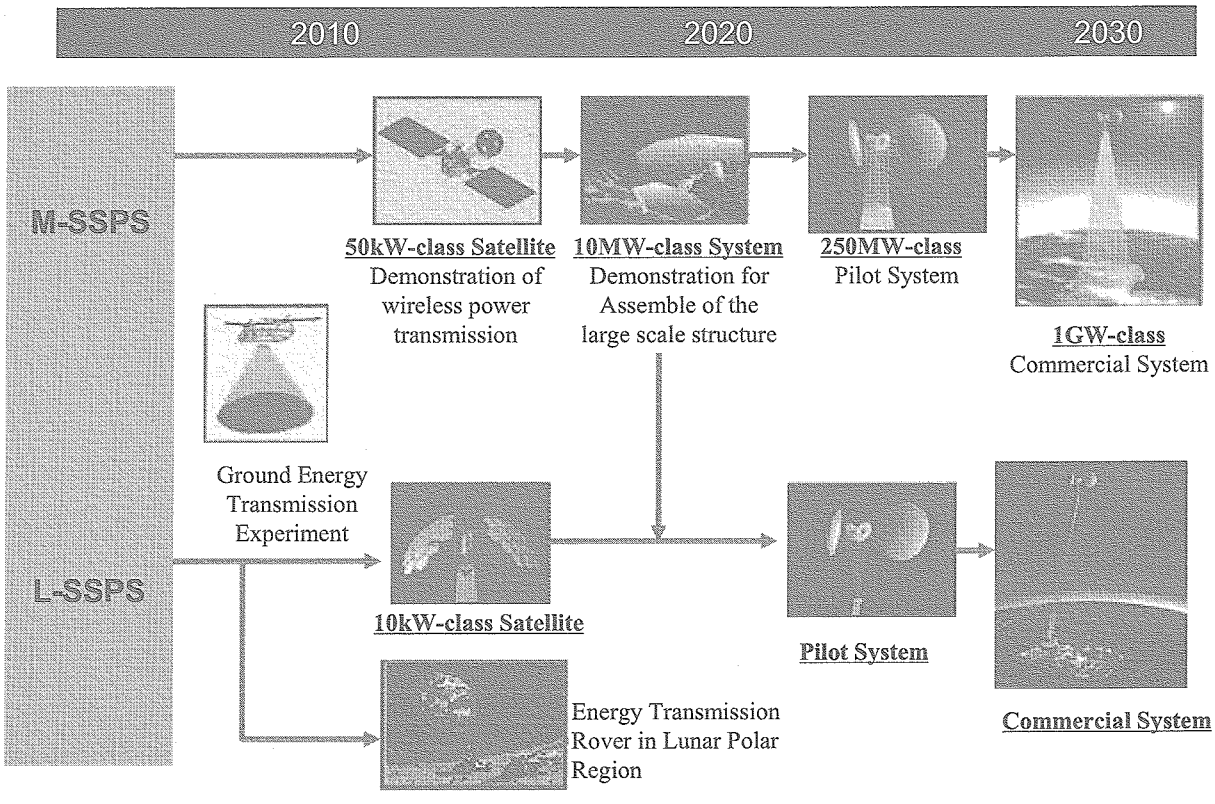


Fig.1　SSPS Roadmap of JAXA

（2）M-SSPS の実現性の検討

M-SSPS に関しては、これまでに種々のシステム概念について検討を行ってきた。数年前までは発電部と送電部が表裏一体となった発送電一体化モジュールを中心として検討を行ってきたが、発送電部からの発熱を適切に排熱して発送電部を適切な温度範囲に維持する

This document is provided by JAXA.

ことが容易でないこと等の問題点が上げられたため、平成16年度より発送電部を分離した方式を中心に検討を行っている。Fig.2に2004年型／2005年型M-SSPS基準モデルを示す。

本モデルの特徴は以下のようにまとめられる。

① 発電部と送電部を分離（構造的には接続）して排熱面を確保する。
② 一次反射鏡は、静止軌道に配置される発送電部の上下（南北）方向に配置され、編隊飛行を行う。これにより一次反射鏡は静止軌道に対し僅かに軌道傾斜角を有する軌道上に配置されるが、一次反射鏡が連続的に太陽輻射圧を受けることにより、結果的に静止軌道面とは平行な軌道を飛行することになる。
③ 発電部の大きさは集光倍率に依存するが、発電面の温度の観点からは集光倍率は 2～3倍に制限される。ただし、波長選択膜等の使用により、不要な熱入力をカットすることができれば、さらに集光倍率を高めることができる可能性はある。
④ 発送電分離型とすることにより、発電部から送電部への送配電系が必要となるが、10kV送電の場合、損失5～6%、電力ケーブル重量500ton程度に抑えることが可能である。ケーブル絶縁被覆の高耐圧化と軽量が技術課題である。

今後は、本モデルの課題を見直し、これを改良・発展させる形で検討を継続する予定である。

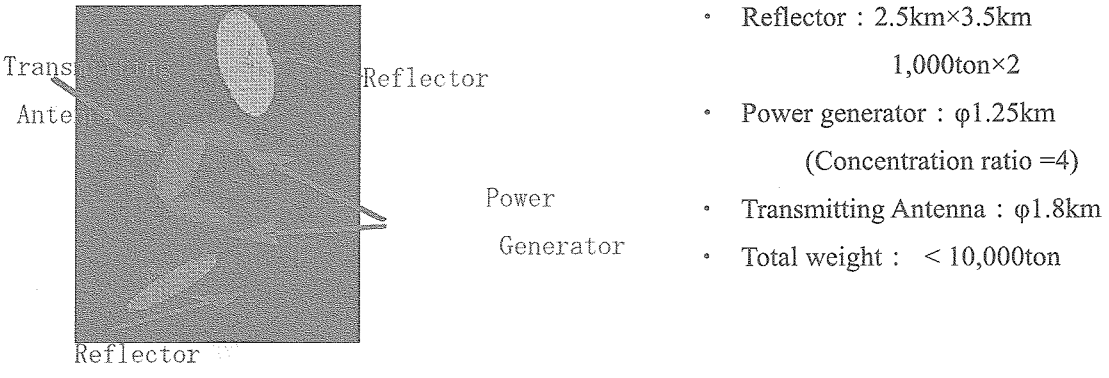


Fig.2 Microwave based SSPS (2004 /2005 M-SSPS Reference model)

（3）レーザー方式SSPSの実現性検討

基本ユニットは一次／二次光学系、レーザーモジュール（レーザー発振部、送信ビーム整形、指向部を含む）、ラジエータから構成される。(Fig.3) レーザー発振には太陽光直接励起型固体レーザーを使用し、太陽電池を不要とすることで高効率なエネルギー変換が期待できる。ただし、効率よくレーザーを励起するためには太陽光を高倍率に集光する必要があるため、高性能排熱技術が重要となってくる。本基本ユニットでは、ラジエータ内部の熱移送距離及び軌道上での組立作業性等を考慮して、ラジエータは100m×100mとし、こ

This document is provided by JAXA.

の規模のラジエータで排熱できる熱量は最大 10MWと仮定した。太陽光直接励起型固体レーザーでは、レーザー媒質に入射する太陽光エネルギーの 1/3 程度がレーザー光に変換され、1/3 程度が熱となると見込まれているため、本ユニットのレーザー出力も 10MW程度となる。必要な一次集光鏡は 100m×100m×2 式となる。レーザー媒質としては、大気伝送効率のよい 1.06μmの波長のレーザーを発振するNd：YAGレーザーが有望である。近年、Cr^{3+}をドープしたNd：YAGセラミックが開発されており、短い吸収長で高効率なレーザー発振が可能である。Cr^{3+}ドープNd：YAGセラミックはSSPSに有望なレーザー媒質であると考えられる。

また、レーザー方式としては、集光倍率を抑えながら、かつシステムの効率を高く維持する方法として発振器と増幅器を組み合せたレーザーシステムについても検討を行った。これらの成果を踏まえて、平成 18 年度はCr^{3+}ドープNd：YAGセラミックを媒質としたアクティブミラー型のレーザー装置に関して検討を深める予定である。

また、大出力（1GW 級）のシステムを構築するためには、本基本ユニットを多数、直列接続して全体として棒状のシステムとする。(Fig.3) 静止軌道上で長手方向を軌道面垂直に太陽指向の姿勢で飛行することで、太陽方向から見たシステムの形状は対称となり太陽輻射圧による姿勢擾乱トルクは発生しない。反太陽方向に流す力が常時作用し、周期的な重力傾斜トルクが発生するが、軌道制御（太陽輻射圧により離心率が変化するのを防止）及び姿勢制御（重力傾斜トルクのキャンセル）を電気推進（比推力 3000 秒を仮定）で行うものとし、必要な燃料量を求めたところ、年間で約 18.7 トン（大半が姿勢制御用）であり、L-SSPS の全質量（5000 トン：目標）に比べて十分に小さい値となっていることが明らかとなった。個々の基本ユニットで生成されたレーザー光は一本のレーザービームに集約して地上に伝送するか、あるいは個々の基本ユニットから独立に送出するかの選択になるが、独立に送出する場合、地上におけるレーザー受光方法に工夫が必要である。

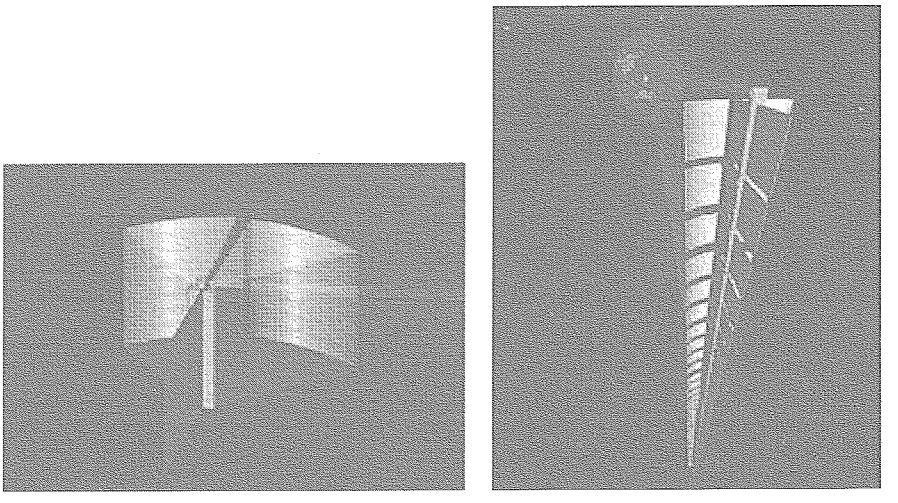


Fig.3　Laser based SSPS (Left: one base unit／Right:1GW-class)

This document is provided by JAXA.

（4）コストモデルによる経済性評価

SSPSの実現性を検討する上では、システムの技術的成立性と同様に経済的成立性を十分に確認する必要がある。具体的には、2030年頃に他のエネルギー供給システムと競争し得るコストで電力供給が行える必要があり、発電コスト8円/kWh以下を達成することを目標に研究開発を行っている。

JAXAでは、SSPSを建設・運用する上でのコスト構成や、上記の目標値を達成するために今後注力していくべき開発要素等を把握することを目的として、98年にSSPS建設・運用のライフサイクル全体を考慮したコストモデルを作成した。その後、毎年、リファレンスモデルのコンフィグレーションやシナリオの変更を反映させた改修を続け、現在に至っている。平成17年度は、全WGメンバーが本ツールを活用することにより、システム構成パラメータのコストへの感度を知り、WGの検討の際に役立ててもらうことを目的として、上述のモデルの計算ツールの整備を行った。全WGメンバーが本ツールを使用することにより、モデルで用いている計算式やパラメータ値を専門家の目でチェックしてもらうことができ、パラメータとして使用している値やコストモデルの精度が高まっていくことが期待される。計算ツールはM-SSPS Evaluation Modelと名づけられ、コスト計算部と環境負荷（CO_2排出量）計算部とエネルギー収支計算部とで構成される。今後は、WGの全メンバーに活用してもらい、そこからの意見等を反映していくことで、改良を重ね精度を高めていくことが期待される。

4　要素試作試験／地上実験

システム検討と並行して、SSPSに関する重要な要素技術のうち、地上で確認可能なシステム、部品などの試作試験及び技術開発を実施している。平成17年度は、主に以下に示す要素試作試験を実施した。

- 窒化ガリウム素子の試作
- 電気二重層キャパシタの研究
- 大規模アレーアンテナの研究
- レクテナ素子の研究
- 高電力放電抑制技術の研究
- アクティブ集積アレーアンテナの研究
- 太陽光直接励起型固体レーザーの開発

また、マイクロ波およびレーザーを用いた大出力・長距離エネルギー伝送実験による実用技術としての無線エネルギー伝送技術のデモンストレーションを行い、システムとしての成立性や技術課題の検討を行うことを目的として、平成17年度は地上エネルギー伝送実験のシステム設計、サブシステム設計等を行った。本実験は、平成18年度に装置の製作等

This document is provided by JAXA.

を行い、平成19年度からの実験開始を目指しているものである。

5　まとめ

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

今後もシステム総合研究、要素試作試験、軌道上技術実証に関する研究を、それぞれの技術成果を有機的に共有しながら推進していく。また、平成19年度以降にマイクロ波およびレーザーのエネルギー地上伝送実験を開始する予定である。さらに、軌道上技術実証に関する検討としては、月面極域氷探査ローバーへのエネルギー伝送衛星等に関する検討を継続して実施する予定である。

参考文献

[1] M.Mori, T.Fujita, Y.Saito, "SUMMARY OF STUDIES ON SPACE SOLAR POWER SYSTEMS OF JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY (JAXA)", 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-r-1-03, (2006)

[2] 斉藤由佳, 香河英史,森雅裕, "JAXAにおける宇宙太陽光利用システム研究概要", 第49回宇宙科学技術連合講演会講演集(2005)

[3] 藤田辰人、森雅裕ほか, "JAXAにおける宇宙太陽発電システム（SSPS）の研究の現状", 電子情報通信学会信学技法, SPS2005-24, 平成18年4月

This document is provided by JAXA.

中性子線量モニタの研究

Studay of neutron dosimeter

総合技術研究本部 環境計測技術グループ

Space environment measurement Group

松本晴久、寺沢 和洋、五家建夫

H. Matsumoto, K. Terasawa , T. Goka

Abstract

The scintillating fiber camera is a type of three-dimensional track detector. Using this camera, we can observe the scintillation track produced along the path of a charged particle, and from its scintillation yield can determine the linear energy transfer (LET) distribution of the charged particle. Such observations are also possible for recoil (charged) particles produced by fast neutrons. From these data, we can estimate the LET distribution of individual charged particles or that of recoil particles produced by neutrons; and finally, we can estimate the dose equivalent due to charged particles and/or fast neutrons. For use as a dosimeter for fast neutrons produced by the interaction between cosmic-ray particles and wall materials of a manned spaceship in space, a 52 mm cubic scintillating fiber camera with a 75 mmΦ gated-image intensifier with a maximum counting rate of 30 Hz was constructed. The dosimeter consists of a stack of scintillation fibers with a sensitive volume of 52 mm × 52 mm × 52 mm and a 75 mm diameter image intensifier for readout from the scintillation fibers. The scintillation yields were measured for high-energy heavy ions such as carbon and argon ions. An energy resolution of 12% full-width half-maximum (FWHM) was obtained for penetrated argon ions of 650 MeV/n. These results demonstrate that this type detector is very useful as a dosimeter for high-energy cosmic rays and their secondary neutrons.

1. はじめに

我々のグループでは、平成１６年度に有人宇宙船内での高エネルギー中性子（数 MeV 以上）による線量を計測するためのシンチレータファイバーカメラ型の３次元飛跡検出器を試作した。試作品は、52mm 立方のプラスチックシンチレータスタック、75mmφイメージインテンシファイヤと CCD で構成した。中性子線量当量は、プラスチックシンチレーションファイバーの原子核と中性子が核反応を起こし、発生した反跳粒子による LET を計測することにより求める。これまでに炭素、アルゴン等の照射試験を通じて３次元飛跡検出器の計測方式の妥当性を確認した。発光量によるエネルギー分解能は、約 12%（半値幅）で中性子の線量計測はもちろんのこと、重イオンなど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。本稿では、平成１７年度に実施した照射試験解析結果について述べる。

2．研究の概要

2.1 背景及び目的

宇宙船内部には、エネルギーの高い荷電粒子を主成分とする宇宙放射線が船壁構造材等の原子核と相互作用を起こして発生する二次中性子が存在する。この２次中性子は、宇宙船搭乗員の被ばく線量の 20～30%以上[1,2]を占め、しかも熱中性子（0.025eV）から 100MeVくらいの極めて幅広いエネルギー範囲に及ぶ。中性子は、人体内部の器官（造血臓器など）に到達し影響を与える可能性が大きいと考えられている。これまで、宇宙船内で行われたリアルタイム計測としては、JAXAのShuttle 及びISSで行ったBonner球によるもの、ロシアのMIRステーションで行っ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及びCsI結晶内での核反応を利用するものなど数少ない。特に、数MeV以上の中性子による線量当量を評価できる技術は、いまだに確立されていない。

This document is provided by JAXA.

T.W.Armstrong と B.L.Colborn がおこなった中性子のエネルギーに対する線量当量への寄与予測を Table 1 に示す。Table 1 からも分かるように 10MeV 以上の寄与は 40～50%を占めており、被ばく管理上数 MeV 以上の中性子による線量を実測することが重要である。

Table 1 Contribution of neutrons by energy range radiation effects

Neutron energy range (MeV)	Electronics			Effects in tissue	
	Displacement damage in Si (%)	Displacement damage In GaAs (%)	Single-event effects (%)	Dose equivalent max depth (%)	Dose equivalent 10 mm depth (%)
<0.1	0	1	0	1	1
0.1-1	9	14	0	13	15
1-10	58	33	46	38	43
10-100	27	31	42	27	26
>100	6	22	11	22	15

2.2 センサ概要

目標としている中性子線量計測装置は、早稲田大学が開発したセンサをベース[1]にしており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・イテンシファイヤで構成する(Fig.1 参照)。また、75mmφイメージ・イ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・インテンシファイアを組み合わせ、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 インテンシファイヤを開発する。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 を採用する。また、イメージ・イエンテンシファイヤとシンチレーションファイバースタック間は、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ようする。MCP は、感度を上げるため Chevron タイプを使用し、飛跡画像は、4 個の CCD を用いて 512×512 ピクセルで取得する。

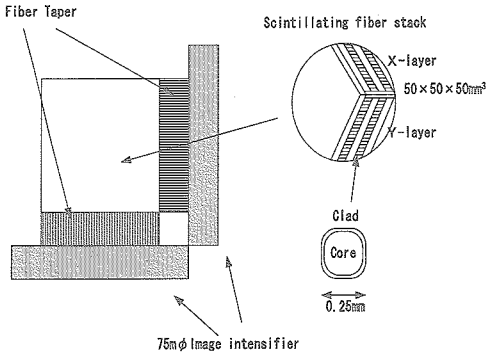


Fig.1 Final design of the neutron dosimetry system. The neutorn dosimetry is a combination of a scintillating fiber stack,tow image intensifier units.

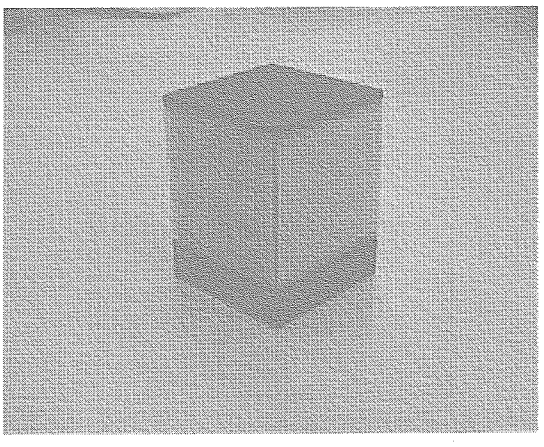


Fig.2 Photograh of the scintillating fiber stack.

This document is provided by JAXA.

2.3　照射試験結果

検出器の特性を確認するため荷電粒子による照射試験を実施した。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、一方のイメージ・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、ビデオキャプチャーボー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、最終的にはイメージインテンシファイヤー自身で実施する予定であるが、今回は PMT（R329, Hamamatsu Photonics Co.）を用いた。実験のセットアップを Fig.3 に示す。検出器の特性を確認するため荷電粒子による照射試験を実施した。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、一方のイメージ・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、ビデオキャプチャーボー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、最終的にはイメージインテンシファイヤー自身で実施する予定であるが、今回は PMT（R329, Hamamatsu Photonics Co.）を用いた。75mφイメージイアンテンシファイヤーで取得した飛跡の例を Fig.4 及び Fig.5 に示す。Fig.5 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（0.25mm×0.25mm)に相当し、他のピクセルへのクロストークもなくブラッグピークもはっきりと見ることができる。Fig.5 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である。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値により、エネルギー分解能を確認した。Fig.6 に示すとおりアルゴン粒子のエネルギー分解能は、半値幅で～12%となり良いエネルギー分解能を得ている。粒子と入射エネルギーにより LET は大きく異なることから最適なイメージインテンシファイヤーの MCP 電圧を決める必要がある。MCP 電圧と発光量の関係を Fig.7 に示す。MCP 電圧と発光量の関係は、比例関係にあり相対発光量は、(1)式のように表すことができた。

$$\text{Relative light yield} = k\,(V_{mpc} - V_{L0}) \quad \cdots\cdots (1)$$

ここで、k は粒子のLETで任意に決まる値、V_{mpc}はMCP電圧、V_{L0}は発光量が 0 となる電圧である。

シンチレーションファイバでのエネルギーロスは、相対論的速度領域にある電子・陽子の LET(0.2 keV/μm)から相対論的速度領域にある鉄粒子の LET(135 keV/μm)を目標としているので、鉄粒子/電子・陽子の比から 700 以上は必要となる。但し、クエンチング（消光）現象により鉄 500MeV/nuc の LET（1870keV/μm）と炭素 430MeV/nuc の LET（10.7 keV/μm）の比が約 17.3 になるべきところが 2.8 と小さい結果となった。

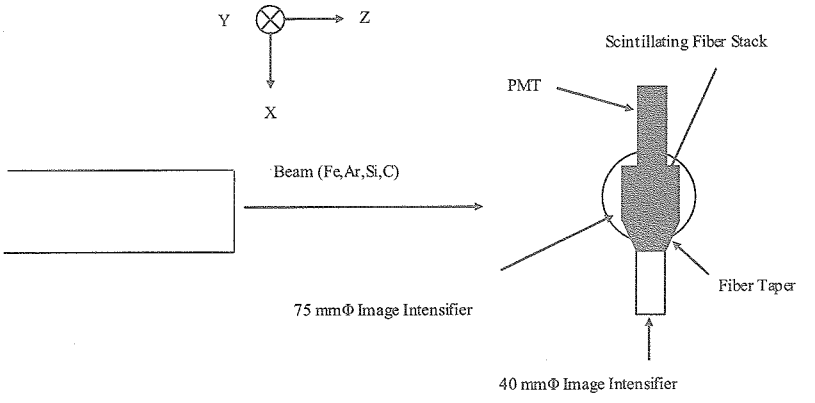


Fig. 3 Experimental Setup

This document is provided by JAXA.

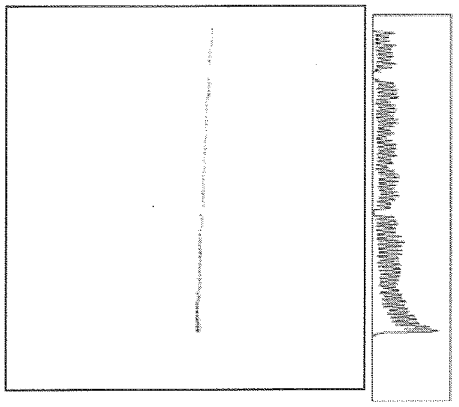


Fig.4 Iron-ion track with a clearly Brgg peak(left). 1D projectin of the image corresponds to the right right in the figure.

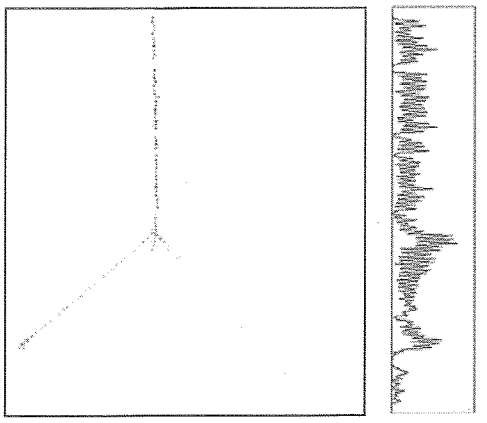


Fig.5 A corbon-ion tobserved by using rack with a clearly Brgg peak(left). 1D projectin of the image corresponds to the right right in the figure.

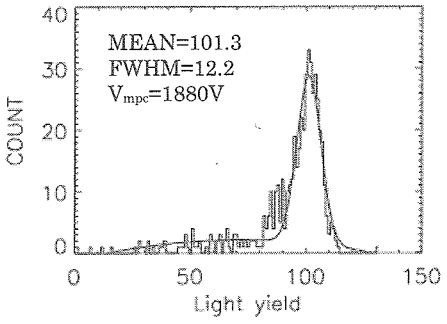


Fig.6 Deposit energy distribution wa obtained with a resolution of ~12%(FWHM) for an argon ion.

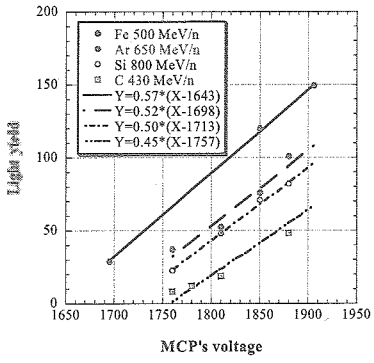


Fig.7 Relationship between light yield and MCP's voltage.

3. まとめ

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、沈着エネルギーの分解能も、半値幅で約 12%以下で、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 MCP 電圧および発光量から、LET を算出する式を求める。また、他の粒子による照射試験を実施しクエンチング現象メカニズムを明らかにし、16 ビット ADC を用いた場合、LET 計測の範囲をどこまで拡大できる検討する。

謝辞

照射試験を支援してくだ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 Scinillating Fiber Camera Consisting of 0.25 mmSquare Fibers for Space Dosimetry, IEEE Trans. Nucl. Sci., 48, 4, 1, 118-1,121

This document is provided by JAXA.

衛星帯電解析ソフトの研究開発
Deveropment of Multiutility Spacecraft Charging Analysis Tool

環境計測グループ
Space Environment Measurement Group
古賀清一、三宅弘晃、五家建夫
T. Goka, H. Matsumoto, K. Koga, Y. Kimoto, H. Miyake
情報・計算工学センター
JAXA's Engineering Digital Innovation (JEDI) Center
上田 裕子
H.O. Ueda
MUSCAT開発チーム
MUSCAT Development Team

Abstract

Since a failure of polar orbiting satellites caused by charging has become a serious issue, Japanese Aerospace Exploration Agency has decided to develop a computational tool that can calculate charging status of not only for a polar orbiting satellite but also for a GEO or a low inclination LEO satellite jointly with Kyushu Institute of Technology. The aim of the tool is to give satellite designers chances to identify the charging hazard in the satellite design phase with user-friendly interface. The software named, Multi-utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT), has been developed since November, 2004, and will be released in March, 2007.

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、地上試験の的確な条件設定、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て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に実績のある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エア作成、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

This document is provided by JAXA.

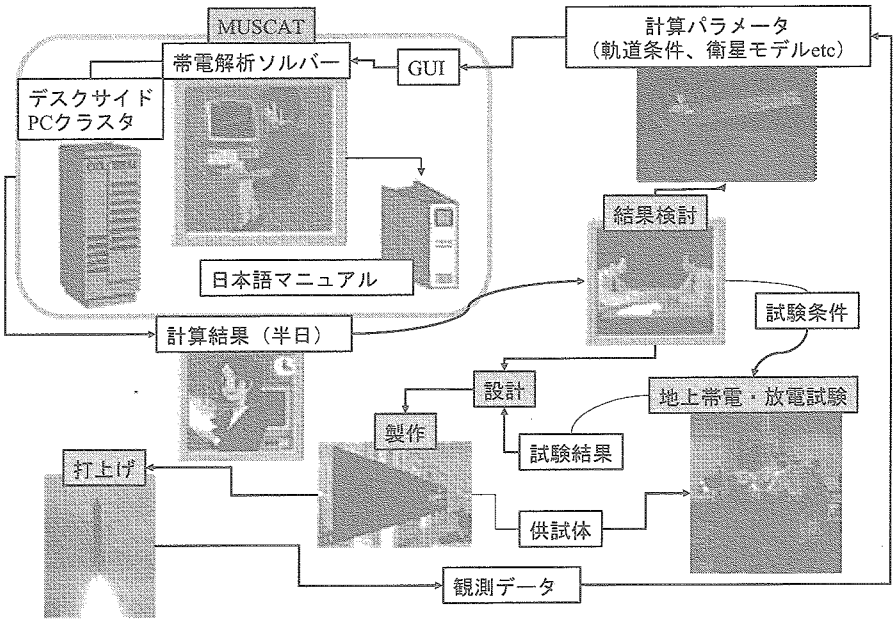


Fig.1 MUSCAT utilization in spacecraft development

成する（図１）。

（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・インタフェイス(GUI)、および日本語・英語マニュアルを作成する。

（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

This document is provided by JAXA.

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１７年度は、主に以下の作業を行った。基本アルゴリズムを図２に示す。得られた成果は、第 56 回 IAC[2]や第 44 回 AIAA[3]で発表を行った。当初の目標である評価版を完成させることができた。

（１）帯電解析ソルバの開発

各表面物性パラメータ定義と光入射量計算、２次電子及び後方散乱電子モデリング、光電子電流・伝道電流・オーロラ電子電流モデリング、ビーム帯電計算、低エネルギープラズマ放出電流モデリングを実施した。

（２）計算コードの高速化

粒子軌道計算の並列化と高速化、電界計算の高速化、地上試験の検証、全体チューニングを実施した。

（３）GUI(Graphycal User Interface)の開発

任意形状物体の矩形グリッドへの変換、計算結果途中出力ルーチン、GES 入力フォーマット書き出し、JAXA 衛星設計ツール用形状データ（XVL 形式）との連携を実施した（図３）。

（４）実験システムの整備

実験システムセットアップ及び拡散プラズマ源評価、電子ビーム源評価、ラングミュアプローブを使った検証実験（図４）、２次元ビーム帯電試験、イオンビーム源セットアップを実施した。

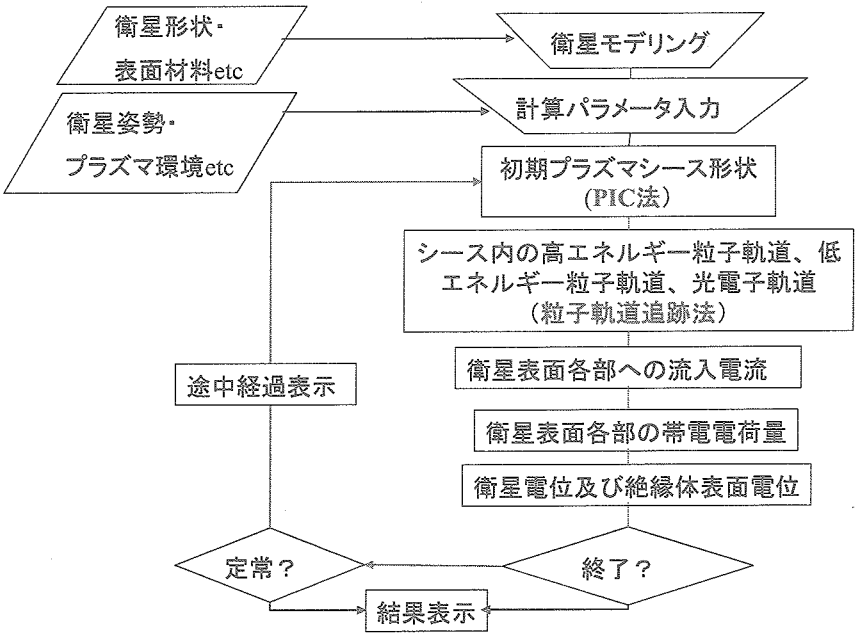


Fig.2 Schematic of algorithm

This document is provided by JAXA.

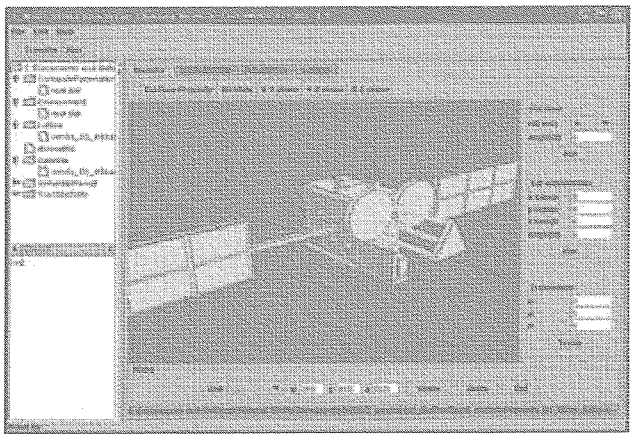


Fig.3 Example of satellite modeling using GUI

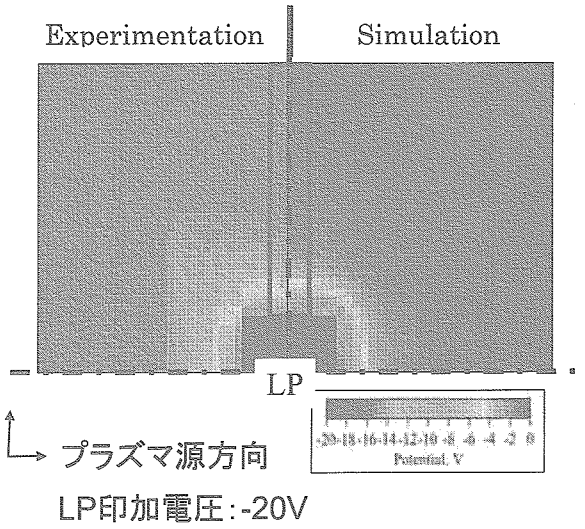


Fig.4 Comparison the simulation result (MUSCAT) and experimentation

4．まとめ

平成１８年度末完成へ向けての本年度目標である評価版の完成を達成することができた。本評価版を用いて実際の想定されるユーザに使用してもらい（平成１８年７月２１日、第一回説明会を開催）、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., “DEVELOPMENT STATUS OF MULTI-UTILITY SPACECRAFT CHARGING ANALYSYS TOOL (MUSCAT): DEVELOPMANT OVERVIEW”, 56th International Astronautical Congress, Oct., 2005

[3]T. Muranaka, et. al., “Recent Progress of Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT), 44th AIAA Aerospace Science Meeting, Jan., 2006

This document is provided by JAXA.

PHITSを用いた月面における放射線被曝線量の計算

Calculation of Radiation Exposure on the Moon Surface by Using PHITS

環境計測グループ
Space Environment Measurement Group

込山　立人、　松本　晴久
Tatsuto Komiyama and Haruhisa Matsumoto

Abstract

JAXA published the "JAXA Vision -JAXA2025-" in March, 2005, in which JAXA proposed to prepare for the establishment of a human lunar base. To follow the vision, JAXA started several studies. Recently, in order to contribute the studies, we calculated radiation exposure dose on the moon surface by using a radiation transportation code, PHITS, developed by Koji Niita (Research organization for Information Science and Technology) et.al.

As a result of the calculation, the effective dose equivalent under 10g/cm^2 shielding in the solar minimum condition is around 0.55mSv/day and one in the solar flare worst day condition is around 70mSv/day. On the other hand, the effective dose without shielding in the solar minimum condition is around 0.71mSv/day and one in the solar flare worst day condition is around 4,000mSv/day. This suggests that the shielding design and the radiation exposure management will be very important for the lunar base design.

1．はじめに

JAXAは2005年3月に公表した「JAXA長期ビジョン」において、有人月面拠点への準備を行うとし、現在、そのための検討が開始されている。本研究は、当該検討に対し月面における放射線環境という前提条件を与えるとともに、月面における有人宇宙活動の際に必要となる放射線線量計測等の被曝管理方法を検討するための基礎データを提供するために実施した。

本研究においては、高度情報科学技術研究機構（RIST）、日本原子力研究開発機構（JAEA）、高エネルギー加速器研究機構（KEK）などで開発を進めている粒子・重イオン輸送計算コードPHITS[1)]（Particle and Heavy Ion Transport code System）を用いて放射線計算シミュレーションを行った。PHITSは、陽子や中性子等の粒子から重イオンまで3次元的にモンテカルロシミュレーションによって放射線輸送計算が可能で、特に宇宙放射線防護・被曝管理の観点からは、NASAの重イオン輸送モデル（HZETRN）が1次元しか扱えないのに比べて、大きなメリットがあると考えられている。

2．研究の概要

本研究においては、これまで次の項目について計算を行った。

（1）　月面における二次中性子及び二次光子スペクトルの計算

This document is provided by JAXA.

月面の放射線環境の主要な成分は銀河宇宙線であるが、月面の放射線環境をより詳細に把握するため、銀河宇宙線と月面との衝突によって生じる二次中性子及び二次光子のスペクトルの計算を行った。計算は、太陽活動極小期（CREME86で計算）の場合及び太陽粒子現象（SPE、CREME96におけるWORST DAY（1989年10月20日のSPEの最大フラックス））[2]の場合のそれぞれについて行った。

（2） 遮蔽（10g/cm^2）下における粒子スペクトルの計算

一定の遮蔽下における被曝線量を計算するための基礎データとして、銀河宇宙線、SPE粒子並びに月面との相互作用で生じた二次中性子及び二次光子が、アルミ10g/cm^{2}厚の遮蔽を通過した後のスペクトルを（1）の計算結果を用いて計算した。

（3） 月面における被曝線量

（1）及び（2）で計算されたスペクトルを用いて、それぞれの場合について実効線量当量（国際放射線防護委員会が1990年勧告で示した線質係数及び組織荷重係数を用いて計算される線量。宇宙飛行士の被曝線量を管理するための防護量として用いられている。）及び当該線量に対する各粒子の寄与割合を計算した。なお、本計算には、PHITSにて計算されたフルエンス-被曝線量換算係数[3][4]を用いた。

3．成果の概要

（1） 月面における二次中性子及び二次光子スペクトルの計算

太陽活動極小期における月面の二次中性子及び二次光子スペクトルの計算結果を一次粒子（銀河宇宙線）のスペクトルとともにFigure 1に示す。

SPEのWORST DAY時の月面の二次中性子及び二次光子のスペクトルの計算結果を一次粒子（SPE粒子）のスペクトルとともにFigure 2に示す。なお、本スペクトルはすべてSPE粒子によって発生したもののみを示した。

（2） 遮蔽（10g/cm^2）下における粒子スペクトルの計算

（1）の太陽活動極小期のスペクトルをもつ粒子がアルミ10g/cm^{2}を通過した後のスペクトルをFigure 3に示す。

（1）SPEのWORST DAY時のスペクトルをもつ粒子がアルミ10g/cm^{2}を通過した後のスペクトルをFigure 3に示す。

This document is provided by JAXA.

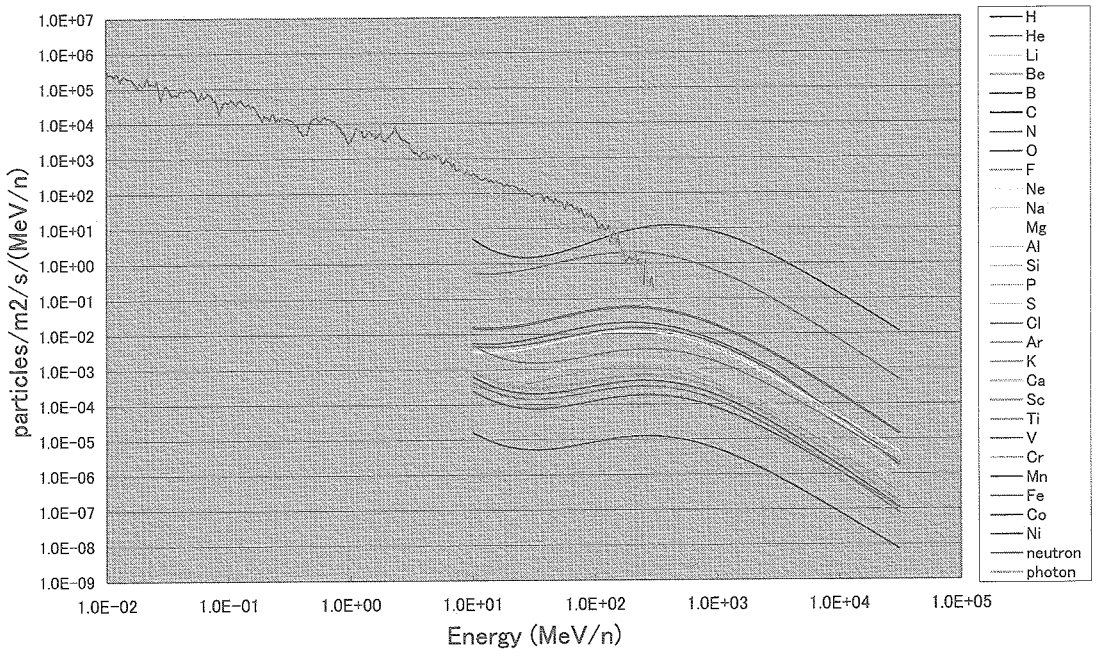


Figure 1 Differential Energy Spectra on the Moon Surface (Solar MIN@CREME86)

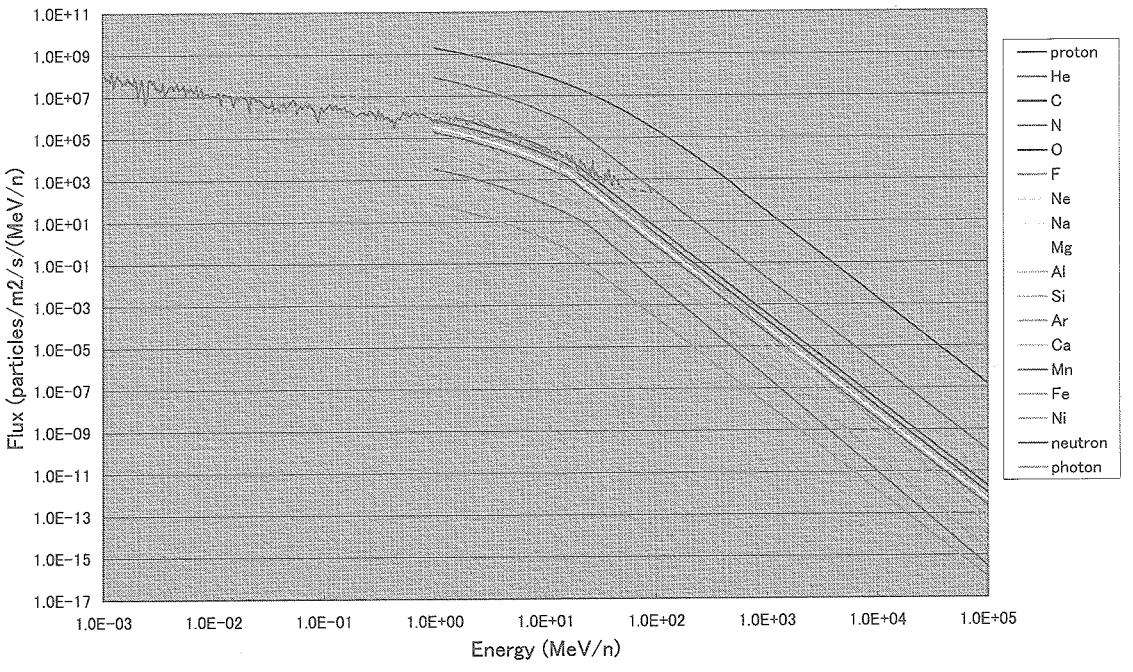


Figure 2 Differential Energy Spectra on the Moon Surface
(SPE WORST DAY@CREME96, only SPE particles are shown.)

This document is provided by JAXA.

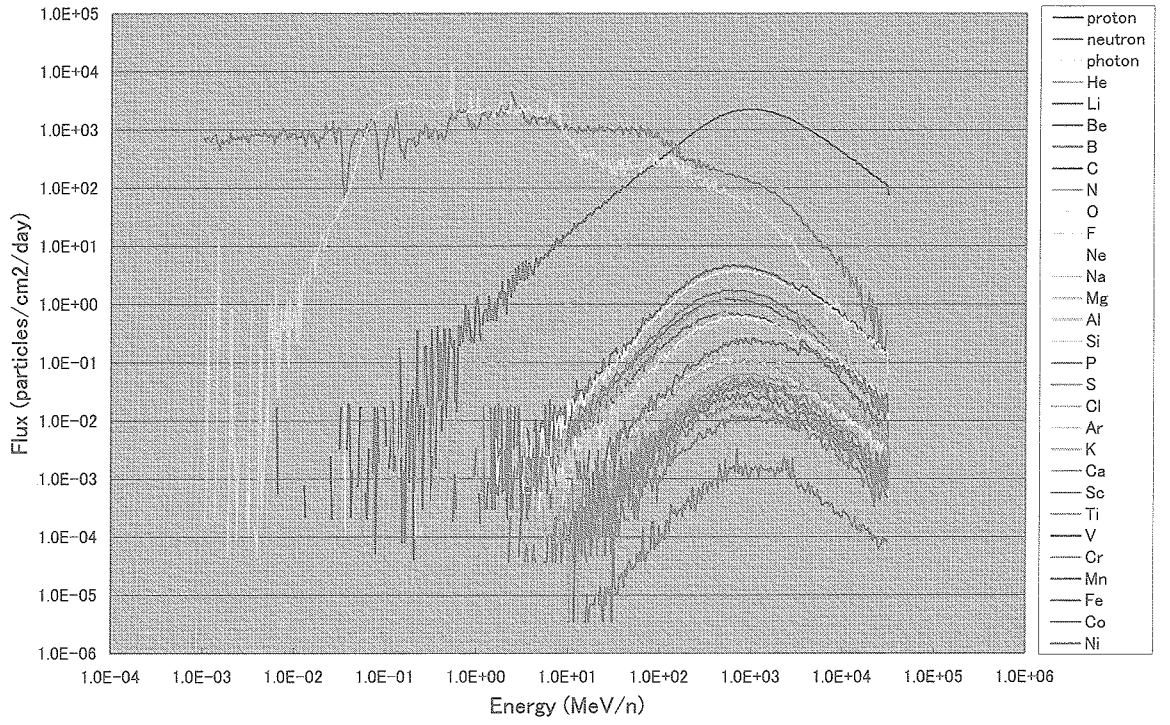


Figure 3 Differential Energy Spectra under 10g/cm^2 Aluminum Shielding on the Moon Surface (Solar MIN@CREME86)

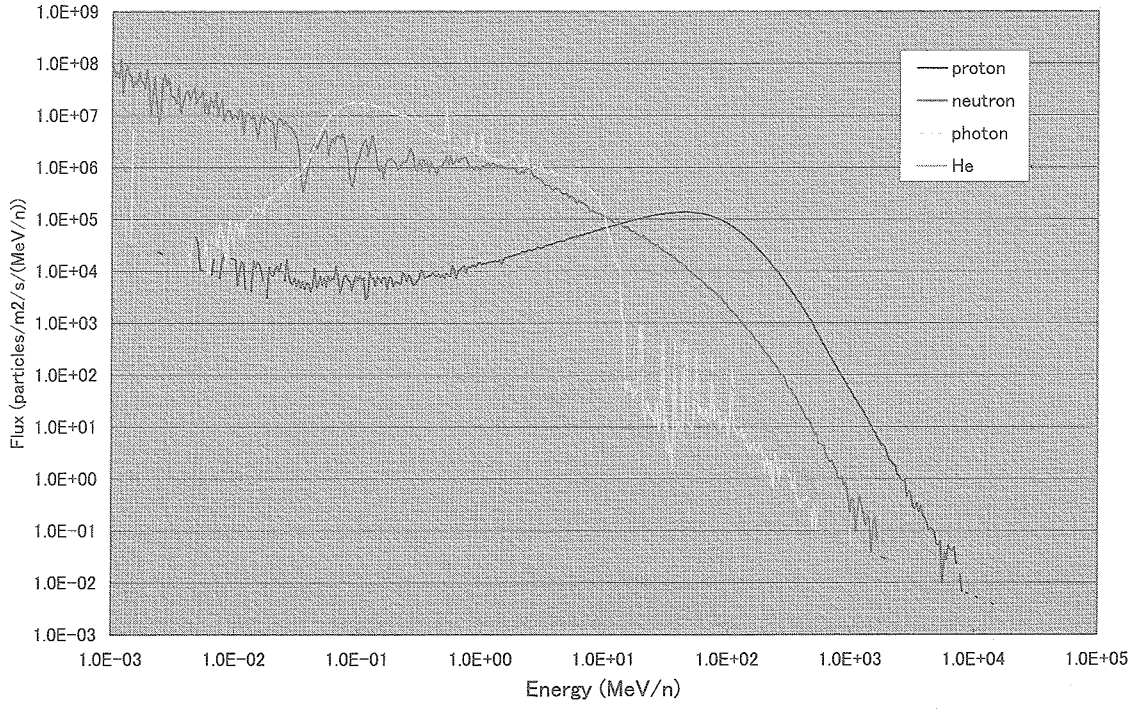


Figure 4 Differential Energy Spectra under 10g/cm^2 Aluminum Shielding on the Moon Surface (SPE WORST DAY@CREME96, only SPE particles are shown.)

This document is provided by JAXA.

（3） 月面における被曝線量

月面における被曝線量の計算結果を Table 1 に示す。なお、SPE は通常数日間続く現象であるが、平常時との比較のため、1 日あたりの線量を示した。

これらの値は、参考文献 5)に示されている銀河宇宙線及び SPE 粒子の線量と比較し、妥当な値を示している。

Table 1 Calculation Results of Radiation Exposure Dose on the Moon Surface

	Solar Activity	Shielding	Effective Dose Equivalent (mSv/day)
a	MIN	none	0.71
b	MIN	Aluminum 10g/cm^2	0.55
c	SPE (WORST DAY)	none	4100
d	SPE (WORST DAY)	Aluminum 10g/cm^2	36

また、被曝線量に対する各粒子の寄与割合をアルミ 10g/cm^{2}遮蔽の場合についてFigure5及びFigure6 にそれぞれ示す。

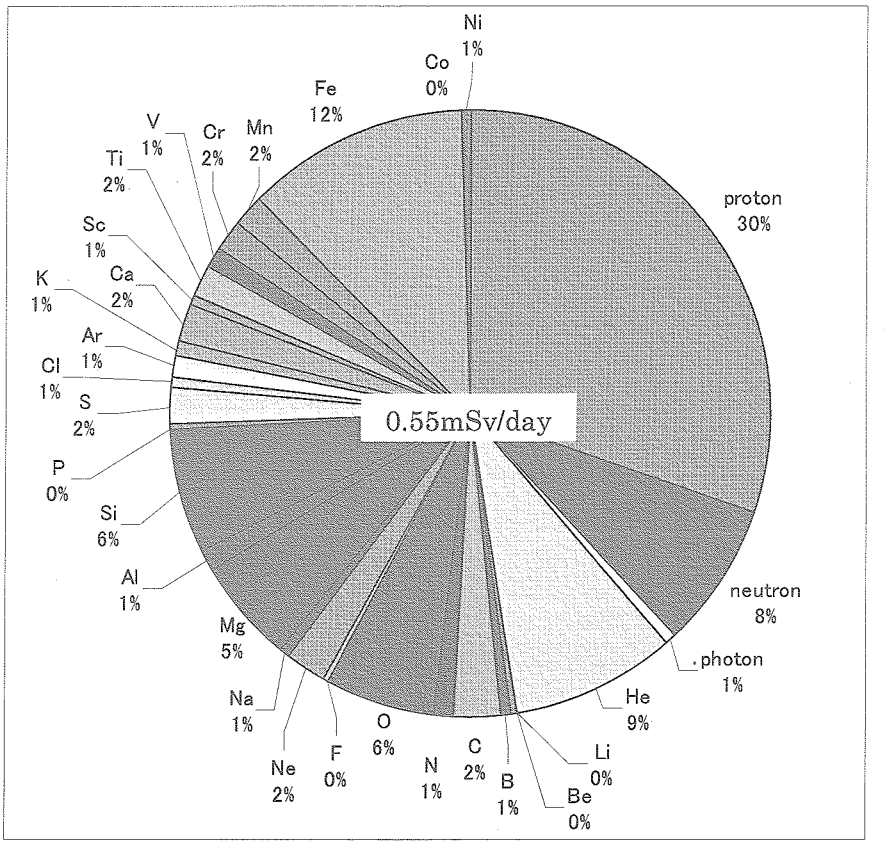


Figure 5 Contributions to the Total Dose on the Moon Surface
(Solar MIN@CREME86, under 10g/cm^2 Aluminum Shielding)

This document is provided by JAXA.

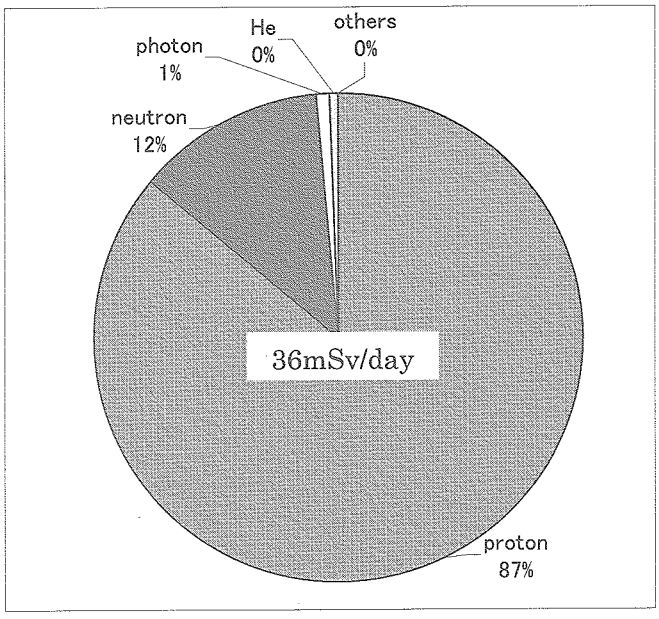


Figure 6 Contributions to the Total Dose on the Moon Surface
(SPE WORST DAY@CREME96, Only SPE particles、under 10g/cm^2 Aluminum Shielding)

4．まとめ

月面における被曝線量（太陽活動極小期及びSPE時）を遮蔽なしの場合及びアルミ 10g/cm^{2}遮蔽の場合について計算した。月面の平常時（SPEがない場合）における線量は、国際宇宙ステーションに搭乗する宇宙飛行士の線量と同程度であることが分かった。一方、SPE時は、遮蔽により線量を大きく減らすことができることが示唆された。

このことから、月面拠点の設計にあたっては、特に、遮蔽設計が重要であること、及び月面における船外活動の際に宇宙天気を観測／予報する技術が重要であると考えられる。

今後、様々な遮蔽厚の場合の線量計算及び遮蔽材を変化させた場合の線量計算を行い、月面拠点の概念検討に役立つデータを提供していきたい。

【参考文献】

1) "Development of General-Purpose Particle and Heavy Ion Transport Monte Carlo Code" H. Iwase et al., *J. Nucl. Sci. Technol.* 39, 1142 (2002)
2) https://creme96.nrl.navy.mil/
3) "Conversion Coefficients from Fluence to Effective Dose for Heavy Ions with Energies up to 3 GeV/A" T. Sato, et al., Radiat. Prot. Dosim. 106(2), 137-144 (2003)
4) "Profile of Energy Deposition in Human Body Irradiated by Heavy Ions" T. Sato et al., J. Nucl. Sci. Technol. Suppl. 4 287-290 (2004).
5) "Managing Lunar and Mars Mission Radiation Risks, Part I: Cancer Risks, Uncertainties, and Shielding Effectiveness" Francis A. Cucinotta et.al., NASA/TP-20050213164 (July 2005)

This document is provided by JAXA.

帯電計測に関する研究
Study of measurement for charging on the materials for spacecraft

環境計測技術グループ
Space environment measurement group,
三宅弘晃、松本晴久、五家建夫
H. Miyake, H. Matsumoto and T. Goka
電源技術グループ
Space power engineering group
仁田工美
K. Nitta

Abstract

Electrical charge accumulation characteristics in dielectric materials for a spacecraft panel have studied for understanding of spacecraft charging problem 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 PEA (Pulsed Electro-Acoustic) 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 discus the charge formation mechanism in the bulk irradiated by proton beam.

Furthermore, we studied how to measure the secondary electron emission (SEE) of metal and insulating materials used for satellite thermal insulation or other such purposes. SEE yield measurement is very important for analyzing charge accumulation on the satellite surfaces due to the space environment because electron emission. Therefore, we tried to measure the SEE yield. In this report, we introduce the SEE yield measurement results of reference materials (Au, Ag and Quartz glass) and insulating materials. From those results, we discuss the characteristics of SEE that depend on each material.

1. はじめに

近年、帯電が原因と思われる事故によって「みどり 2 号」のように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であり、それにより衛星の帯電が引き起こされると考えられている。衛星軌道上に存在する高エネルギー荷電粒子による人工衛星の表面材料の帯電と人工衛星故障との関係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現象を計測する測定法の開発を行い、材料内部の帯電状況の測定・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法を応用し、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、材料により、材料内に正の帯電が観察されるものと、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帯電が観察されないものと、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状況について、内部帯電の測定結果とエネルギーバンドモデルを用いて検討を行ったので以下に報告する。

さらに、前述のみどり 2 号の事故により、衛星の設計段階で実際の運用時に生じる帯電量を見積もるための帯電解析プログラム「MUSCAT」の開発も進められているが、その入力パラメータとしての二次電子放出係数等の物性データは現在日本では整備されていない。そこで、筆者らは MUSCAT に入力するために用いる

This document is provided by JAXA.

材料パラメータの測定を開始しており、特に二次電子放出係数について、今回は報告する。

2. 研究の概要

昨年度までに以下項目について研究を行った。

(1)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(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。

(2)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帯電モデルを作成した。

(3)二次電子放出係数の測定

二次電子放出係数の測定装置を KEK との共同研究で整備し、標準材料の測定を行った。さらに衛星設計基準作成 WG 1提供による各種材料の計測を行った。

3. 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。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ρにより、両電極界面には電極誘導面電荷密度σ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ρ及び電極誘導電荷σ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]。

$$p(t)=\frac{Z_{Al}}{Z_{sa}+Z_{Al}}\sigma(0)e(t)+\frac{2Z_{Al}}{Z_{sa}+Z_{Al}}\frac{1}{2}u_{sa}\int_{-\infty}^{+\infty}\rho(\tau)e(t-\tau)d\tau+\frac{2Z_{Al}}{Z_{sa}+Z_{Al}}\frac{Z_{sa}}{Z_{sb}+Z_{sa}}\sigma(d)e(t-\frac{d}{u_{sa}}) \qquad (1)$$

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生ずる静電気力によって各蓄積電荷からそれぞれ発生した圧力波(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電気荷信号に変換されて検出されることで電荷信号を観察す

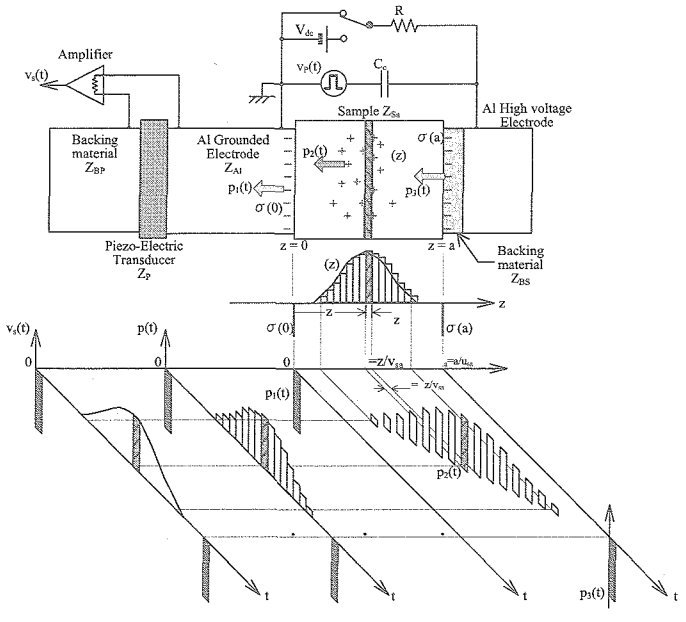


Figure 1. Principle of PEA method

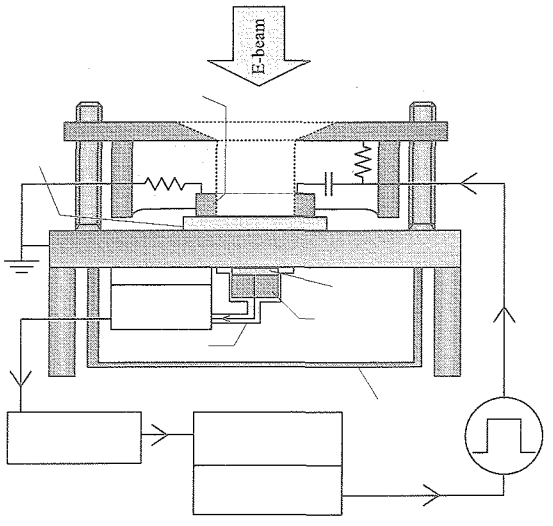


Figure 2. Internal charge measurement system applied PEA method.

This document is provided by JAXA.

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。

$$q(t)=\frac{2Z_p}{Z_{Al}+Z_p}\frac{u_p}{b}\int_{-\infty}^{+\infty}h(\tau)p(t-\tau)d\tau \quad (2)$$

ここで、h(τ)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、$v_s(t)$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、負信号は膨張波が圧電素子に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行える。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で行うことが可能である。

4. 内部帯電計測

4-1. 測定試料、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本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。Al 蒸着試料においてはその蒸着面を接地した状態で放射線の照射を行った。

照射する放射線源には電子とプロトンを用いた。電子線の照射は大気圧下で行い、プロトンの照射は真空下で行った。照射粒子条件は、電子線照射は加速電圧 500keV、電流密度 150nA/cm^2、プロトン照射は加速電圧 6MV、電流密度 30nA/cm^{2}であり、照射時間は電子・プロトン共に 180 秒である。ただし、プロトン照射時においては照射イオンによって試料よりアウトガスが発生したため、真空チャンバー汚損防止のため 45 秒で照射を停止した。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。照射装置に日本原子力研究開発機構 高崎量子応用研究所 1 号加速器と 3MV タンデム加速器を用いた。

4-2. 電子線照射による負電荷蓄積

電子線を照射した際の材料内部帯電分布測定結果を図 3 にそれぞれ示す。同図の電子線照射PMMAの測定結果より、図中下段の信号波形中央に最大値 -18.0μC/cm^{3}の負電荷が試料内の中央部に蓄積しているのが観察されていることが分かる。これは材料内にトラップされた照射電子が観察されていることになる。[3]

4-3. プロトン照射による正電荷蓄積

図 4 のプロトン照射 PMMA 及び石英ガラスの材料内帯電分布測定結果を図 4 に示す。同図(a)、(b)よりPMMA(蒸着あり) 、石英ガラス(蒸着なし)ともに試料内に正電荷の蓄積が観察された。また、同図(c)より石英ガラス(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、試料内に電荷蓄積は観察されなかった。同図(a)及び(b)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それぞれ 421μm と 234μm と判断できる。このピーク位置とIRACM (日本原子力研究開発機構開発の放射能・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である 412μm(PMMA)及び 234μm(石英ガラス)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。

4-4. 電子線及びプロトン照射による材料の無電荷蓄積

電子線及びプロトン照射をした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考察する。

This document is provided by JAXA.

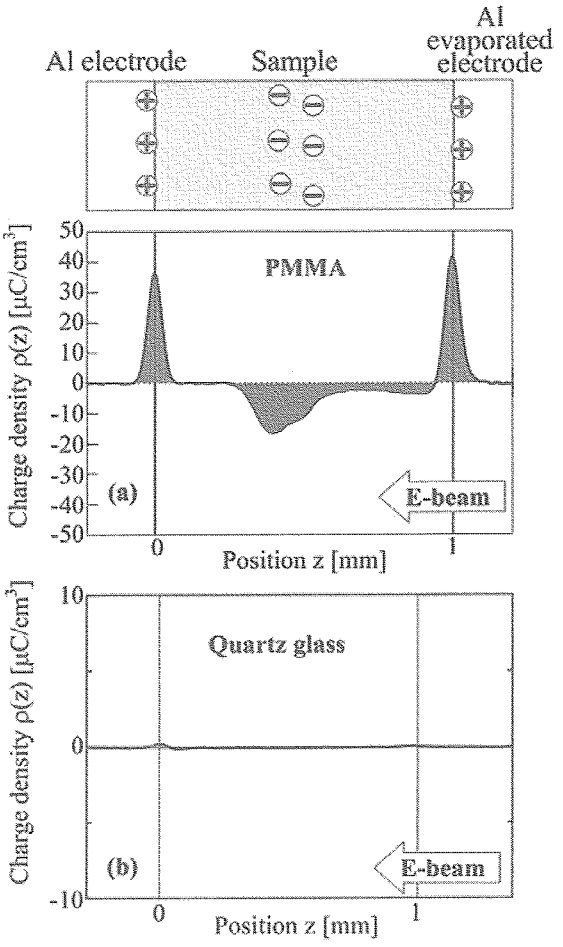


Figure 3. Internal charge measurement results in PMMA & quartz glass

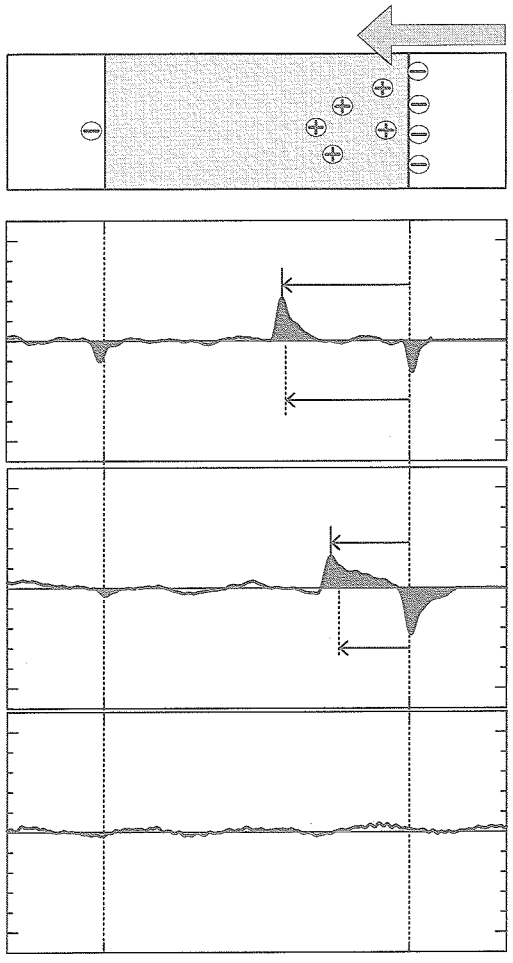


Figure 4. Internal charge measurement results in PMMA & quartz glass irradiated by Proton beam. (6MV)

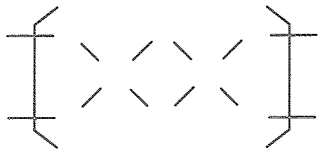


Figure 5. Schematic diagram of SiO2 structure

図 3 に示した電子線を照射した石英ガラスの無電荷蓄積についてであるが、石英ガラスは図 5 に示すように、SiとOのネットワークで構成されており、不純物やアルミナ等によって生ずる局在準位が存在しない。故に材料内に注入された電子の捕獲量が非常に少ないため観察されないと考えられる。また、図 4 に示したプロトン照射石英ガラスの無電荷蓄積については、加速されたプロトンがAl蒸着部を通過する際に金属中の電子により瞬時に中和されると考えられる。このため、プロトンは水素として材料に注入されるために、試料中には正電荷の蓄積が観察されないと考えられる[4,5]。

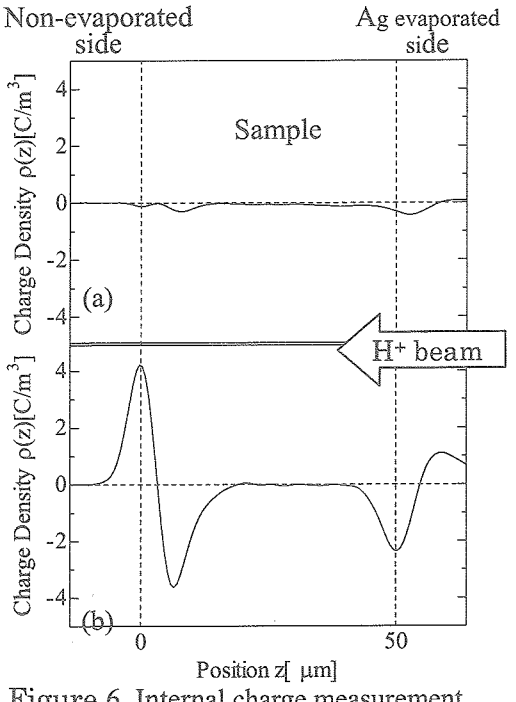


Figure 6. Internal charge measurement results in Af-FEP

This document is provided by JAXA.

4-5. プロトン照射 Ag-テフロンの内部帯電計測

宇宙機に使用されている材料である厚さ 50μmのAg-テフロンに加速電圧 2MeV、電流密度 10nA/cm^{2}のプロトンを照射した際の内部帯電計測を行った。その測定結果を図 6 に示す。同図(a)は照射 60 分後(照射チャンバーから取り出した直後)、(b)は一日後の測定結果である。同図(a)より、照射直後に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、僅かながら負電荷が照射面とは反対側の電極近傍試料内に観察されている。さらに同図(b)より照射一日後には、負電荷蓄積がピーク値で-3.6C/m^{3}まで増加している。プロトンを照射しているにもかかわらず負電荷が蓄積しさらに蓄積量が照射後に増加する原因については、今後再現性の確認を含めて検討していく必要がある。

5. 表面帯電計測　－二次電子放出係数測定－

5-1. 測定装置、測定試料及び二次電子放出係数δ算出方法

二次電子放出(SEE)の測定に用いた測定装置を図 7 に示す。この測定装置はファラデーカップを取り付けたビームブランキング型走査電子顕微鏡を用いておこなった。測定は、材料表面の帯電を避けるためにパルスビーム法(パルス幅 1 ms, 電流 100 pA) を用いた(2-4)。

試料には標準試料として用いているAu、Ag、石英ガラスと実際に人工衛星の太陽電子カバーガラスに用いられているMgF$_2$ｺｰﾃｨﾝｸﾞを施したガラス材料の 4 種を用いた。二次電子放出係数δは入射一次照射電子I$_p$のエネルギーE$_p$を 600eV～5keVまで変化照射し、その際の二次電子放出電流I$_s$の計測を行っている。二次電子放出係数δはI$_p$とI$_s$のピーク値の比を取ることによって得られる。算出式を式(1)に示す。

$$\delta = I_s / I_p \qquad (1)$$

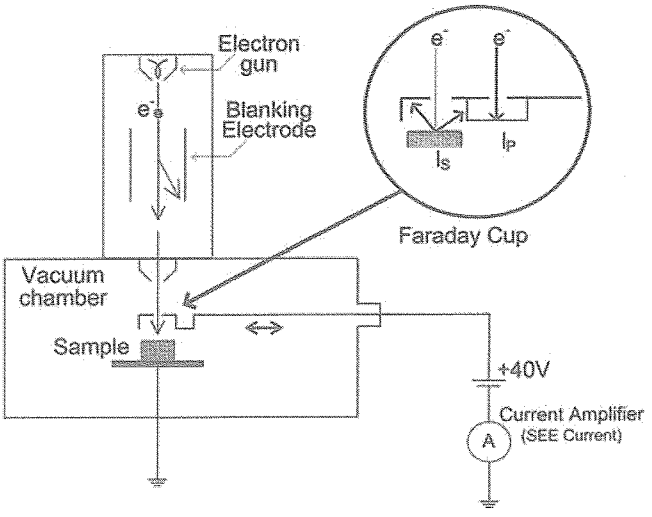


Figure 7. Schematic diagram of SEE measurement system using BBSEM. Faraday cup can be shift to each probing position of I_p and I_s

5-2. 二次電子放出係数δ測定結果及び考察

図 8 に各種試料における二次電子放出係数δの測定結果を示す。同図よりδの最大値であるδ$_{max}$はAu、Ag及び石英ガラスにおいてはそれぞれ 1.75(E$_p$=600eV)、1.67(E$_p$=700eV)及び 3.38(E$_p$=700eV)であることが分かる。また、MgF$_2$ｺｰﾃｨﾝｸﾞ面を有したガラス材料ではE$_p$=800eVでδ=5.72 と最大値となっている。これら金、石英ガラス及びMgF$_2$ｺｰﾃｨﾝｸﾞｶﾞﾗｽの測定結果と既存の報告値を比較した結果を表 1 に示す。同表より、金及び石英ガラスに関しては本測定装置を用いることで正確に測定が行えていると言える。しかしながら、MgF$_2$ｺｰﾃｨﾝｸﾞｶﾞﾗｽの測定値に関しては既存の報告値と比較して約 50%の値になっている。一般的にアルカリ土類であるMgを含有した材料はイオン化傾向が高く二次電子放出係数も標準試料の数倍とされており、本測定結果もその傾向を示していると言えるが、報告値(川北氏らによる測定。2000 年に測定された結果)とは大きな差がある[4]。そこで、この差を考察するため、200年次の測定に使用した同材料の再測定、及び今回の測定で用意した材料に超音波洗浄を施したものを用意し、二次電子計測を行い、比較を行った。その結果を図 9 に示す[6]。同図中において、2000 年次の測定で使用されたサンプルについて今回の測定で得られた結果を青色の三角で、また今回の測定で用意したサンプルに超音波洗浄を施した後の測定結果については赤色の四角で示している。同図より、本測定における2000年次サンプルのSEE最大値はδ$_{max}$ =6.57 であり、今回用意したサンプルの測定結果と比較し約 15%大きいだけで、さほど大きな差は観察されなかった。このように過去に測定した結果より今回の計測結果が大幅に小さくなってしまった原因として、材料ｺｰﾃｨﾝｸﾞ面の経年劣化等が考えられる。また、超音波洗浄を施したサンプルにおいては、δ$_{max}$ =2.56 とこちらは 45%もさらに小さい値を示している。こちらの値は石英ガラスの測定結果に近く、超音波洗浄によって表面のｺｰﾃｨﾝｸﾞ面が剥離しガラス基板面の測定を行ってしまった結果であると考えられる[7]。本測定において用意をしたサンプルの値は、2000

This document is provided by JAXA.

年次に手配をしたサンプルを今回計測した際の結果と比較し近い値を示した結果となっている。以上より、今回計測したサンプルも 2003 年に製造された試料であり、今日までにｺｰﾃｨﾝｸﾞ面が劣化したものである可能性が高い。しかしながら、劣化に関して詳しく言及するには本実験だけでは十分とは言えないため、今後更なる調査が必要である。

5. まとめ

電子線及びプロトン照射をした絶縁材料の内部帯電計測を、PEA法を用いて行った。その結果、石英ガラスにおいては、その組成構造と試料照射面の蒸着等の状態により、材料内部の帯電が観察されないとういう結果が得られた。また、Ag-テフロンフィルムにプロトンを照射した場合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、負電荷の蓄積が観察されるという理解し難い結果が得られた。以上の結果を解析するために、今後照射線量や線量率等、及び組成構造等をもちいて総合的に帯電状況を検討していく必要がある。また、二次電子放出係数測定に関しては、基本的な測定が行える実験装置の手当ては完了した。MgF_2ｺｰﾃｨﾝｸﾞｶﾞﾗｽの測定結果については今後更なる調査が必要であるが、その他材料に関しても鋭意測定を行っていき、MUSCATに入力する物性データの整備を行っていく予定である。

謝辞

本研究の一部は東大原子力研究総合センター原研施設総合共同研究の助成により行われた。また本報告の執筆にあたり、測定や検討におきまして多大なご協力を頂きました武蔵工業大学の高田達雄名誉教授、田中康寛教授、ならびに高エネルギー加速器研究機構の齊藤芳男教授、道園進一郎助手に感謝いたします。

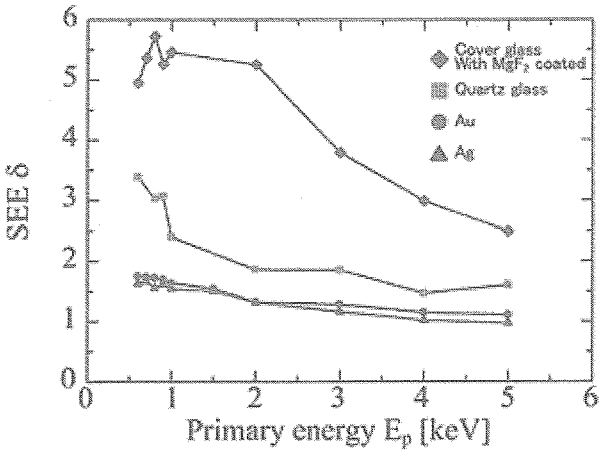


Figure 8. Relationship between SEE yield δ and primary irradiated electron energy

Table 1. Comparison δ between measurement and repoeted value

	報告値※	測定値
金	1.4-1.6	1.75
石英ガラス	3.5	3.38
MgF_2	11	5.75

※電気学会技術報告による

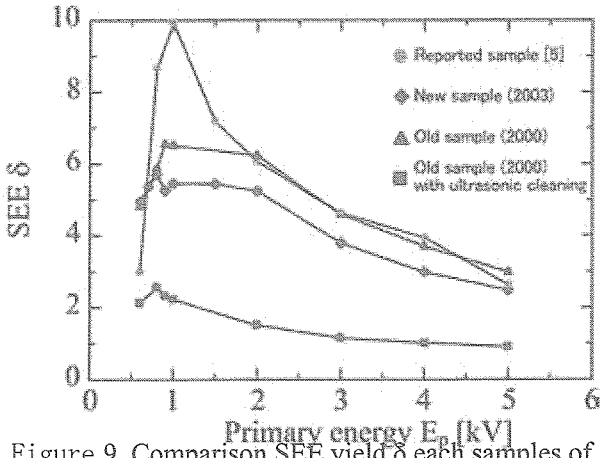


Figure 9. Comparison SEE yield δ each samples of cover glass with MgF_2 coating. We measured 3 samples. Treated and non-treated old samples which were made in 2000 and the new sample which was made in 2003.

参考文献

[1] H. C. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder and P. C. Anderson, "The impact of the space environment on space systems", Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, Air Force Research Laboratory, AFRL-VS-TR-20001578, pp.7-11 (1998)

[2] 宇宙開発委員会調査部会, "環境観測技術衛星(ADEOS-Ⅱ)「みどりⅡ」の運用異常に係る原因究明及び今後の対策について", 宇宙開発委員会報告書, (2004)

[3] T. Takada, "Acoustic and Optical Methods for Measuring Electric Charge Distributions in Dielectrics", IEEE Trans. DEI, Vol.6, No.5, pp. 519-547 (1999)

[4] 三宅弘晃, "人工衛星太陽電池用ガラス材料の電荷蓄積特性に関する研究" 武蔵工業大学博士論文, pp.77-117 (2005)

[5] 三宅、田中、高田, "プロトン照射絶縁材料の正電荷蓄積", 平成 17 年電気学会全国大会, Vol.2, 2-010 (2005)

[6] S. Kawakita, M. Imaizumi, M. Takahashi, M. Matsuda, S. Michizono and Y. Saito, "Influence of high energy electrons and protons on secondary electron emission of cover glasses for space solar cells", 2002 Proceedings of 20th ISDEIV, pp.21-24, 2002.

[7] H. Miyake, K. Nitta, S. Michizono and Y. Saito, "Secondary Electron Emission Measurement of Insulating Materials for Spacecraft", Proceedings of ISDEIV2006, pp.21-24, 2006.

This document is provided by JAXA.

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

太陽電池素子アレイへのＲＦ照射実験結果

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

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

Abstract

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

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

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

１．はじめに

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

Ｍ－ＳＳＰＳでは、GW級のＲＦ電力と、巨大な太陽電池セルアレイから成る発電パネルとが同居するシステムとなるため、ＲＦ電力が太陽電池素子に及ぼす影響、特にＲＦ放電については充分調べて置く必要がある。このため「５．８GHz帯のＲＦ電波を太陽電池素子アレイに照射して、起きるＲＦ放電の各種特性データを取得する実験」を、九州工業大学との共同研究の一環で実施している。本稿は、昨年度に引き続いてその実験結果を報告するものである。

２．研究の概要

Ｈ１７年度は、太陽電池６素子を配列したクーポンパネルに、５．８GHz帯マグネトロンにより、４００W、CWのＲＦ電力を真空チャンバー中で照射し、照射ＲＦの電力レベルを可変し、以下の関係を調べた。

(1) 真空環境下の太陽電池クーポンに100W 級のマイクロ波を照射した時の放電発生の有無
(2) 太陽電池電極のS パラメータの取得し、放電発生が太陽電池電極の幾何形状に起因しているか？.
(3) 圧力を高真空・中真空・大気圧の3 段階に変化させ，放電発生が圧力に起因しているか？.
(4) 電界分布シミュレーション（FDTD解析）を行い，放電発生が電界集中に起因しているか？

等について調べた。　合わせてマグネトロンの寿命を調べるための長時間動作データも取得中である。

図１.にＲＦ照射による放電試験全体の概念を、図２.に比較ダイポールのＳパラ特性を、図３にセルの櫛状電極のＳパラ特性を、また図４．にＳパラの測定系を、それぞれ示す。

This document is provided by JAXA.

３．成果の概要

この結果、・クーポンへの100W 級のマイクロ波照射により放電が発生した．この時，太陽電池セルのN 電極近傍がダイポールアンテナと同等のマイクロ波電界を持ち、受信アンテナとして動作してしまう。・また，セル近傍の圧力が局所的に10-1Pa 程度まで上昇すればRF ガス放電が発生する可能性が高く，セル近傍の電界が局所的に数十倍に強まっていればマルチパクタ放電が発生する可能性が高い。等が判った。これらＲＦ放電に関する取得されたデータは、我が国でも希有の貴重なデータである。

今後は、・局所的な圧力と局所的な電界を推定すること。・今回使用した太陽電池以外の大きさの太陽電池での放電発生の確認とプラズマ環境下で同様の現象が発生するか？・放電発生のためのマイクロ波パワの閾値の確認。・ＳSPS に使用される他の部品での放電発生の確認。などを実施する予定である。

４．まとめ

更に、ＲＦ電力と放電の有無の関係を調べて、太陽電池素子のＲＦ放電現象をより深く調べて行きたい。共同研究相手側として実験を実施して頂いている九州工大・趙研究室の趙教授、豊田、細田、加世堂の各氏、他関係各位に感謝致します。

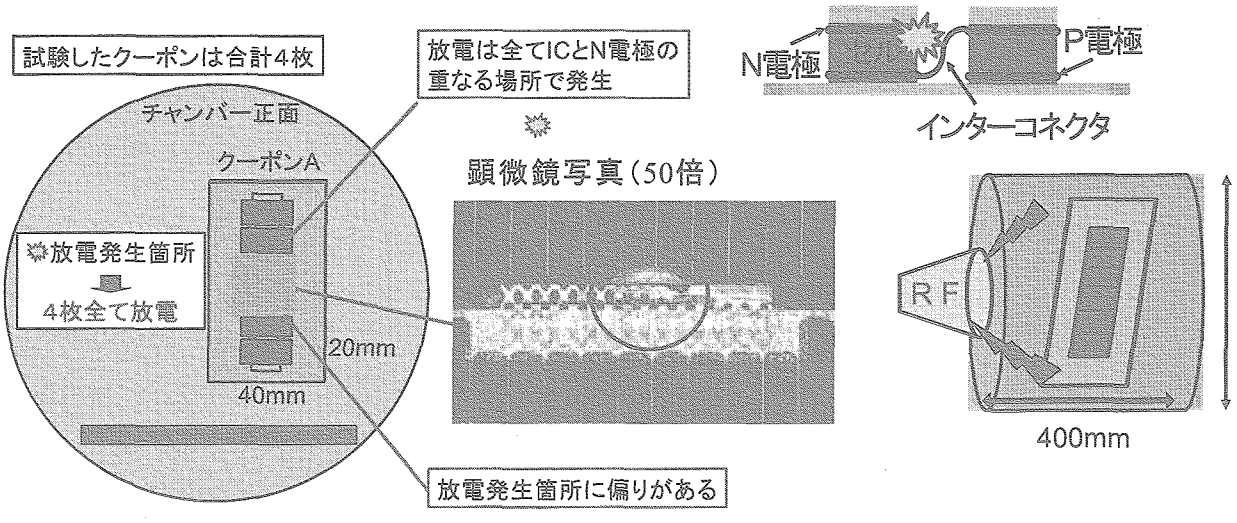


図１．ＲＦ照射による放電試験

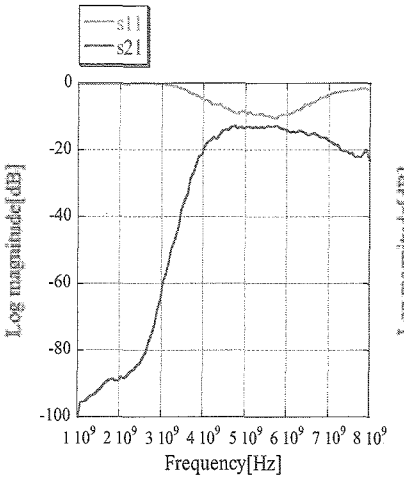


図２.比較ダイポールのＳパラ

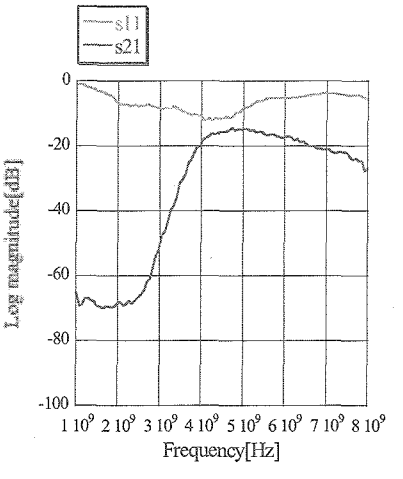


図３.櫛状電極のＳパラ

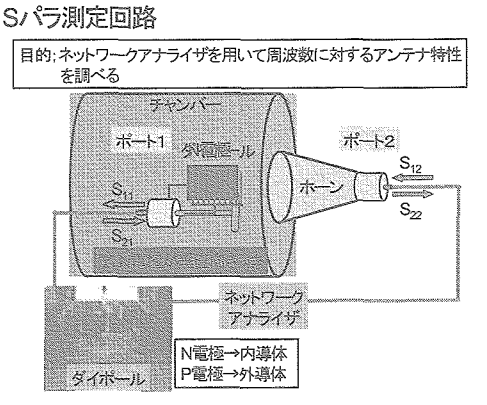


図４．Ｓパラの測定系

This document is provided by JAXA.

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

ＳＳＰＳ用高効率・高出力半導体デバイスの試作結果

(The first test result of GaN Semiconductor devices for SSPS)

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

Abstract

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

On this paper ,we describe R&D Program of GaN semiconductor device and the first test result of GaN semiconductor devices for M-SSPS.

１．はじめに

マイクロ波によるエネルギー伝送システム"Ｍ－ＳＳＰＳ“ ではＧＷ級のＲＦ電力が必要とされ、このために、より小型・軽量でかつ、高出力・高効率な各種の発振・増幅器が検討されている。
このうち、現状で最も有力視されているデバイスの候補にマグネトロンであるが、ＳＳＰＳ実現の評価指標：単位ＲＦ出力当たりの重量比（ｇ／Ｗ）で診ると、現状では５０ｇ／Ｗ程度である。他方、ＳＳＰＳ実現のためには、それを５ｇ／Ｗ以下とすることが必要と言われている。
この為、ＳＳＰＳ用のＲＦ発振・増幅器には、より高出力化・高効率化と共に、より小型化、薄型化が必要になり、これに適したデバイス／増幅器としては、近年の目覚ましい発展を遂げている GaN等ワイドバンドギャップ半導体が注目されている。

このため、昨年度までの調査・検討結果を基に、「ＳＳＰＳ用高効率・高出力半導体デバイスの試作試験」として、（株）東芝他に研究委託して実施し、今回初めて一次試作結果として GaN－ＨＥＭＴの基本特性データを取得することが出来た。
ＳＳＰＳ用の GaNデバイスの試作データとしては、我が国では初めてとなるものである。
本稿は、それらの概要を報告するものである。

２．研究の概要

Ｈ１７年度（初年度）に実施した作業内容及び分担は、次の通りである。

（１）GaN-HEMT デバイスの設計と一次試作、評価：（株）東芝 RDC／徳島大
（２）Ｆ級増幅器の一次検討：上記の一次試作デバイスを用いた高出力・高効率Ｆ級（／Ｅ級）増幅器としての可能性の検討。（電通大）
（３）GaNエピタキシャル結晶基盤の製作と基礎特性データの確認：（株）パウデック

３．成果の概要

１次試作したデバイスの構造を図１．に、ＤＣ特性及び高周波特性を図２～図４に示す。
また、１次試作の目標性能と実測結果をまとめて表１．に示す。
この結果、ドレイン電圧３０ｖ時のＡＢ級での効率（ＰＡＥ）を除いては、目標値をほぼクリヤ出来た。　特に、GaN基盤材を用いることの大きな利点となるブレークダウン電圧が、目標の１２０ｖ

This document is provided by JAXA.

を充分超える２００ｖが達成出来たことは、GaNデバイスの高耐圧性を確証するものとなり、今後の研究に弾みを付ける大きな第１歩となった。

この他、エピ基板自体の各種特性や信頼性、品質に関する貴重なデータもえられた。また、ＳＳＰＳ用に必須な「Ｆ級（またはＥ級）増幅器」に本デバイスを用いる場合の検討結果に関しても、貴重なデータも得られているが、詳細については、紙面の都合上から割愛する。

４．まとめ

本研究は、今後、デバイスの２次試作／３次試作の後、最終的にはＰＡＥ８０％以上のＦ級増幅器の試作へと歩みを進めていく。

試作チームの、（株）東芝 RDC、（株）パウデックの各位、徳島大の大野教授、電気通信大学の本城教授、当 JAXA 部品Ｇの杉尾／亀澤の両氏、他関係方面各位に深く感謝致しますと共に、今後の試作や各種試験での継続したご支援、ご協力をお願い致します。

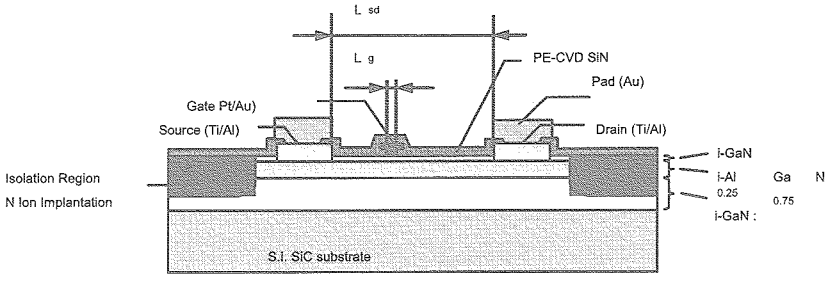


図１．デバイスの構造

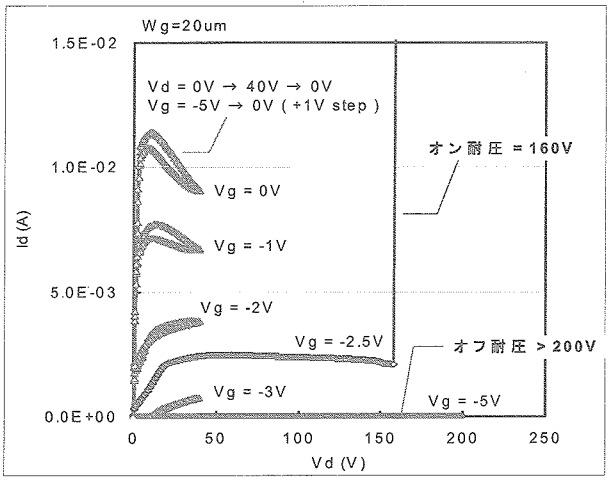


図２．Vd - Id 特性

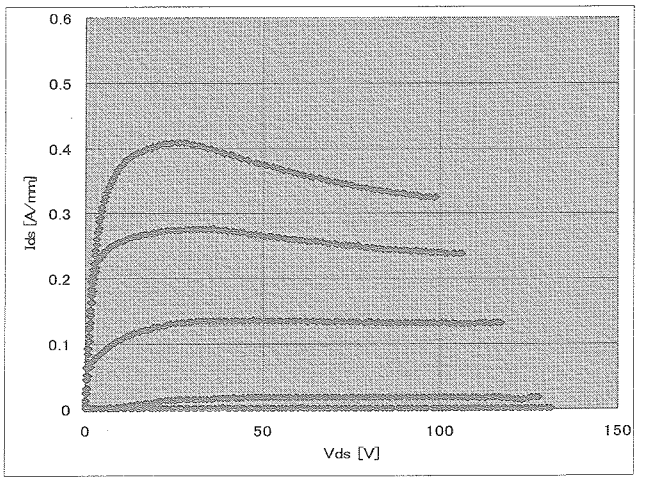


図３．Vds－Ids 特性

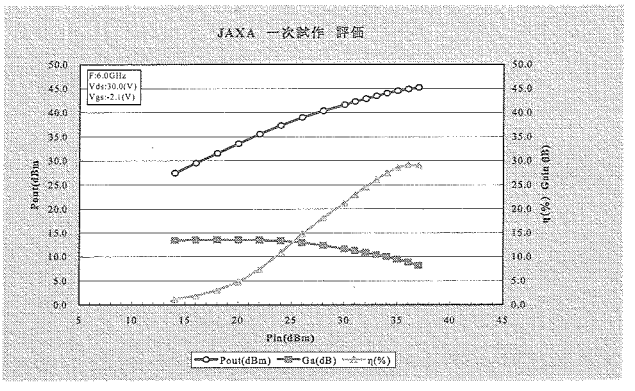


図４．高周波特性

諸元	1次試作目標性能	1次試作評価結果	
使用周波数(GHz)	5.8	6.0	6.0
RF出力/1Chip(W) CW動作	30	33.1	26.3
効率：PAE(%) Class AB	40	29	40
ブレークダウン電圧(V)	120	>200	←
ドレイン電圧(V)	30	30	20
パワー密度(W/mm)	3	3	2.3
ウエハーサイズ (inch)	3	3	←

表１．１次試作結果のまとめ

This document is provided by JAXA.

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

SSPS用大規模アレーアンテナの電流分布の研究
Study of the current distributions on the large scale array antennas for SSPS

総合技術研究本部　高度ミッション研究センター　　瀬在俊浩、久田安正
Advanced Mission Research Center, IAT, Toshihiro Sezai, Yasumasa Hisada

Abstract

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

In Fy 2004 we studied the analysis method and improved the efficiency of the method. In Fy 2005 we contined to study the analysis method and found the way to improve the efficiency much more than that in the previous year. Also, we analyzed the current distributions on the large scale antenna.

1.はじめに

マイクロ波エネルギー伝送システム"M-SSPS"は巨大なシステムである為、マイクロ波伝送用アンテナも大規模で、現在想定されているアンテナの規模は1～2kmである。アンテナはアレーアンテナで構成され、素子数は約10億と見積もられる。このような大規模なアレーアンテナを直接解析することは現時点では不可能である。その為、マイクロ波伝送用アンテナの設計、並びに解析を実施する為には、効率的な解析手法を見い出すこと、並びに補償を前提としたアンテナ設計方法の研究が必要となる。この目的の為に、東北大学の協力を受け、平成16年度より研究を実施している。

平成16年度は効率的な解析手法の研究を実施し、解析の高速化を図った。平成17年度は引き続き効率的な解析手法の研究を実施し、平成16年度以上の高速化と計算メモリの低減を実現する解析手法を見い出した。又、この解析手法を使用し、大規模アレーアンテナ上の電流分布の解析を実施した。

2.研究の概要

平成17年度は、以下の項目を実施した。

(1)モーメント法の高速化・メモリ低減

モーメント法の解法にCG-FMM-FFT法を適用し、高速化とメモリ低減を図った。又、CG-FMM-FFT法の妥当性を確認した。

(2)電流分布の解析

CG-FMM-FFT法を使用し、4万(200×200)素子までのアレーアンテナの電流分布の解析を実施した。その結果、アンテナ端部を除き、電流分布(振幅、位相)は殆ど一様であることが判った。

3.成果の概要

3.1　モーメント法の高速化・メモリ低減

3.1.1　モーメント法の原理

完全導体からの電磁波の散乱や放射を解析する為には、導体表面の面電流を求めることが必要である。面電流をJ_sとすると、導体表面での電界の接線成分は0となることより、導体表面では

$$\mathbf{E}_t^{inc}(\mathbf{r}) = j\omega\mu_0 \iint_S \overline{\overline{G_0}}[(\mathbf{r},\mathbf{r}')\cdot \mathbf{J}_s(\mathbf{r}')]_t d\mathbf{r}' \qquad (1)$$

This document is provided by JAXA.

で与えられる電界型積分方程式が成立する。ここで、添字tは導体表面の接線成分、E^{inc}は既知の入射電界(導体が存在しない時の電界)である。rは観測点の位置ベクトル、r'は面電流が存在する波源の位置ベクトルである。又、$\overline{\overline{G_0}}$は自由空間の電界ダイアディックグリーン関数で、

$$\overline{\overline{G_0}}(\mathbf{r},\mathbf{r}') = \left(\frac{\nabla\nabla}{k_0^2} + \overline{\overline{1}}\right)\frac{\exp(-jk_0|\mathbf{r}-\mathbf{r}'|)}{4\pi|\mathbf{r}-\mathbf{r}'|} \tag{2}$$

で与えられる。ここで$\overline{\overline{1}}$は単位ダイアド、k_0は自由空間の平面波の波数である。(1)式の積分方程式を数値的に解く方法の1つにモーメント法がある。

モーメント法では、未知の面電流密度$\mathbf{J}_s$を基底関数(展開関数)$\mathbf{f}_{n'}(\mathbf{r}')$を用いて

$$\mathbf{J}_s(\mathbf{r}') = \sum_{n'=1}^{N} I_{n'}\mathbf{f}_{n'}(\mathbf{r}') \tag{3}$$

と展開する。ここで、$I_{n'}$は未知の電流係数である。次に、(3)式を(1)式に代入し、試行関数(重み関数)$\mathbf{w}_n(\mathbf{r})$を導入すると、(1)式の積分方程式は

$$\sum_{n'=1}^{N} Z_{nn'}I_{n'} = V_n, \quad n = 1,2,3,....N \tag{4}$$

で与えられる連立一次方程式に変形される。ここで、電圧係数V_nは入射電界E^{inc}によって決まる既知の係数であり、

$$V_n = \iint_S \mathbf{w}_n(\mathbf{r})\cdot\mathbf{E}^{inc}(\mathbf{r})d\mathbf{r} \tag{5}$$

である。又、(4)式の$Z_{nn'}$は

$$Z_{nn'} = j\omega\mu_0 \iint_S\iint_S \mathbf{w}_m(\mathbf{r})\cdot\overline{\overline{G_0}}(\mathbf{r},\mathbf{r}')\cdot\mathbf{f}_{n'}(\mathbf{r}')d\mathbf{r}'d\mathbf{r} \tag{6}$$

で、自己(相互)インピーダンスを意味する。(4)式を行列方程式で表すと、

$$[Z][I] = [V] \tag{7}$$

となる。ここで、$[Z]$は$N\times N$のインピーダンス行列、$[V]$は既知のN元電圧係数ベクトル、$[I]$は未知のN元電流係数ベクトルである。(4)式の連立方程式を解く、或いは(7)式の逆行列を求めれば、(1)式のJ_sを求めることが出来、そこから必要な電界を計算することが出来る。

(4)式、或いは(7)式を解く際の計算量、及び使用メモリは、例えば共役勾配(CG: conjugate gradient)法の場合は計算時間とメモリ共に$O(N^2)$、又、Gauss-Jordan法の場合は計算時間は$O(N^3)$、メモリは$O(N^2)$である。よって、何れの場合もSSPS用アンテナのようにアレーの素子数が億を超える場合の解析は現実的に不可能である。

3.1.2 高速化・メモリ低減

(a)FMM

(1)式で表現される積分方程式を直接解く方法では、SSPS用アンテナの解析を行うことは出来ない。そこで、計算時間・メモリの低減を図る為に、(2)式に含まれるスカラーグリーン関数に高速多重極子展開法(FMM: fast multipole method)を適用することを考えた。Gegenbauerの加法定理(Fig.1参照)を使用すると、スカラーグリーン関数は球面関数を使って以下のように展開出来る。

$$\frac{\exp(-jk_0|\mathbf{r}+\mathbf{d}|)}{4\pi|\mathbf{r}+\mathbf{d}|} = -jk_0\sum_{l=0}^{\infty}(-1)^l(2l+1)j_l(k_0d)h_l^{(2)}(k_0r)P_l(\hat{\mathbf{d}}\cdot\hat{\mathbf{r}}) \tag{8}$$

ここで、j_lは球ベッセル関数、$h_l^{(2)}$は第2種球ハンケル関数、P_lはルジャンドル多項式である。(8)式中の$j_l(k_0d)P_l(\hat{\mathbf{d}}\cdot\hat{\mathbf{r}})$を平面波展開すると、

This document is provided by JAXA.

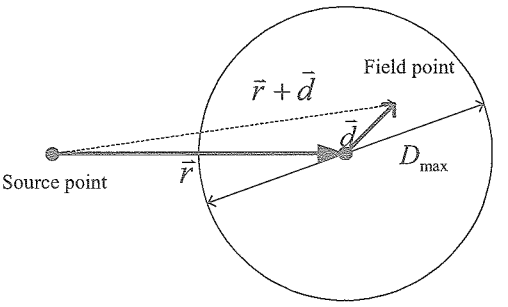


Fig.1　Gegenbauer's additon theorem

$$4\pi(-j)^l j_l(k_0 d)P_l(\hat{\mathbf{d}}\cdot\hat{\mathbf{r}}) = \int_0^{2\pi}\int_0^{\pi} P_l(\hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}})\exp(-j\mathbf{k}\cdot\mathbf{d})\sin\theta\, d\theta\, d\phi \tag{9}$$

となる為、(8)式は

$$\frac{\exp(-jk_0|\mathbf{r}+\mathbf{d}|)}{4\pi|\mathbf{r}+\mathbf{d}|} \approx \frac{-jk_0}{4\pi}\int_0^{2\pi}\int_0^{\pi} T_L(k_0 r,\hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}})\exp(-j\mathbf{k}\cdot\mathbf{d})\sin\theta\, d\theta\, d\phi \tag{10}$$

と変形される。ここで、$T_L(k_0 r,\hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}})$は

$$T_L(k_0 r,\hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}}) = \sum_{l=0}^{L}(-j)^l(2l+1)h^{(2)}(k_0 r)P_l(\hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}}) \tag{11}$$

である。(11)式では実際に計算することを考慮して、級数の上限を有限の値Lで打ち切っている。その為、(10)式はスカラーグリーン関数の近似表現となる。

以上の関係を(2)式に使用すると、

$$\begin{aligned}&\frac{\exp(-jk_0|\mathbf{r}_n-\mathbf{r}_{n'}|)}{4\pi|\mathbf{r}_n-\mathbf{r}_{n'}|}\\ &\approx\frac{-jk_0}{4\pi}\int_0^{2\pi}\int_0^{\pi}\exp(-j\mathbf{k}_0\cdot\mathbf{r}_{nm})T_L(k_0 r_{mm'},\hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}}_{mm'})\exp(j\mathbf{k}_0\cdot\mathbf{r}_{n'm'})\sin\theta\, d\theta\, d\phi\end{aligned} \tag{12}$$

となる。ここで、r_m、$r_{m'}$はFig.2に示す様に、それぞれr_n、r'_nが属しているグループの中心点である。(12)式は、r_nからr'_nへ伝搬する球面波はグループ中心点間の相互作用とグループ中心点とグループ内の点(セグメント)との相互作用の積で表現出来ることを意味している。これは、(12)式によりセグメント同士の相互作用の計算を大幅に短縮することを示唆している。例えば、セグメント数が20である場合、セグメント間相互作用(自己作用を含む)を従来の方法で計算すると、20×20＝400回の計算が必要である。一方、20セグメントを2つのグループに分け、(12)式の方法を適用すると、各グループ内のセグメントとグループ中心の相互作用の2×10回の計算とグループ間の相互作用の1回の計算、即ち21回の計算で済むことになる。

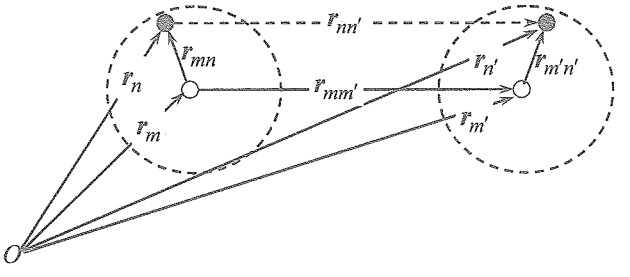


Fig.2　Definition of vectors for multi-pole method

(12)式を使用すると、(6)式のインピーダンスは

This document is provided by JAXA.

$$Z_{mn\,m'n'} \approx \frac{-jk_0}{4\pi}\int_0^{2\pi}\int_0^{\pi} \mathbf{S}_{mn}(\hat{\mathbf{k}})\cdot T_L(k_0 r_{mm'}, \hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}}_{mm'})\mathbf{S}^*_{m'n'}(\hat{\mathbf{k}})\sin\theta\, d\theta\, d\phi \tag{13}$$

で表される。ここで、$\mathbf{S}_{mn}(\hat{\mathbf{k}})$、$\mathbf{S}_{m'n'}(\hat{\mathbf{k}})$は

$$\mathbf{S}_{mn}(\hat{\mathbf{k}}) = \int_{l_{mn}} \exp(-j\mathbf{k}\cdot\mathbf{r}_{mn})\left(\overline{\overline{1}} - \hat{\mathbf{k}}\hat{\mathbf{k}}\right)\cdot\mathbf{f}_{mn}(\mathbf{r})\, d\mathbf{r} \tag{14}$$

$$\mathbf{S}_{m'n'}(\hat{\mathbf{k}}) = \int_{l_{m'n'}} \exp(-j\mathbf{k}\cdot\mathbf{r}_{m'n'})\left(\overline{\overline{1}} - \hat{\mathbf{k}}\hat{\mathbf{k}}\right)\cdot\mathbf{f}_{m'n'}(\mathbf{r}')\, d\mathbf{r}' \tag{15}$$

である。共役勾配法は連立方程式を逐次的に解く反復法であり、最も計算量が大きいのは、インピーダンス行列と電流ベクトルの積を計算する部分である。この部分に(13)式を使用すると、インピーダンスの計算回数を大きく削減することが出来る為、共役勾配法による連立方程式の解法が大幅に効率化される。

(b)FFT

次に、解析対象が以下の特徴を有する場合を考える。

- 各グループ内のセグメントの配置は同じである
- グループは周期的に配置される

SSPS用大規模アレーアンテナは、このような特徴を有していると考えられる。インピーダンス行列と電流ベクトルの積を求める計算式は(13) 式より、

$$\sum_{m'=1}^{M}\sum_{n'=1}^{K} Z_{mn\,m'n'} I_{m'n'} = \frac{-jk_0}{4\pi}\int_0^{2\pi}\int_0^{\pi} \mathbf{S}_{mn}(\hat{\mathbf{k}})\cdot\sum_{m'=1}^{M}\left[T_L(k_0 r_{mm'}, \hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}}_{mm'})\sum_{n'=1}^{K} I_{m'n'}\mathbf{S}^*_{m'n'}(\hat{\mathbf{k}})\right]\sin\theta\, d\theta\, d\phi \tag{16}$$
$$m = 1,2,....,M, \quad n = 1,2,....,K$$

で与えられる。ここでMはグループ内のセルの数、Kはグループの数である。ここに各グループ内のセグメントの配置が同じである条件を使うと、$\mathbf{S}_{mn}(\hat{\mathbf{k}})$と$\mathbf{S}^*_{m'n'}(\hat{\mathbf{k}})$ はグループに依存しない為、(16)式は

$$\sum_{m'=1}^{M}\sum_{n'=1}^{K} Z_{mn\,m'n'} I_{m'n'} = \frac{-jk_0}{4\pi}\int_0^{2\pi}\int_0^{\pi} \mathbf{S}_{n}(\hat{\mathbf{k}})\cdot\sum_{n'=1}^{K}\left[\mathbf{S}^*_{n'}(\hat{\mathbf{k}})\sum_{m'=1}^{M} I_{m'n'}T_L(k_0 r_{mm'}, \hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}}_{mm'})\right]\sin\theta\, d\theta\, d\phi \tag{17}$$
$$m = 1,2,....,M, \quad n = 1,2,....,K$$

と変形される。ここで、$\mathbf{S}_n(\hat{\mathbf{k}}) = \mathbf{S}_{mn}(\hat{\mathbf{k}})$、$\mathbf{S}^*_{n'}(\hat{\mathbf{k}}) = \mathbf{S}^*_{m'n'}(\hat{\mathbf{k}})$である。

次に、グループが周期的に配置される条件を考える。一次元アレーアンテナを例にとして考えると、$T_L(k_0 r_{mm'}, \hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}}_{mm'})$は観測側グループの中心点$m$と波源側グループの中心点$m'$ の距離$m-m'$の関数$f(m-m')$であることが分かる。$I_{m'n'}$はm'の関数$g(m')$とみなすことが出来る為、(17)式は

$$\sum_{m'=1}^{M} T_L(k_0 r_{mm'}, \hat{\mathbf{k}}\cdot\hat{\mathbf{r}}_{mm'}) I_{m'n'} = \sum_{m'=1}^{M} f(m-m')g(m') \tag{18}$$

と畳み込み積分形式で表現される。二次元アレーアンテナの場合も同様であり、インピーダンス行列と電流ベクトルの積は畳み込み積分形式で表現出来る。よく知られているように、畳み込み積分は直接計算するよりも、フーリエ変換を使用することにより効率よく計算することが可能となる。

(c)計算時間・計算メモリ

上記で説明した高速多重極子展開法と高速フーリエ変換を共役勾配法を使用したモーメント法に適用すると、計算時間は$O(N^2)$から$O(N\log N)$へ高速化され、メモリは$O(N^2)$から$O(N)$へ低減される。

3.1.3 CG-FMM-FFT法の妥当性

CG-FMM-FFT法の妥当性を確認する為に、小規模なモデルの解析結果を従来の方法と比較した。

This document is provided by JAXA.

使用したモデルはFig.3 に示す金属反射板付クロスダイポールアレーアンテナで、素子数は 10×10、素子間隔は$d_x = d_y = 0.75\lambda$、ダイポール素子の長さと半径はそれぞれ $2l = 0.5\lambda$、0.00025λ、反射板からの高さは$h = 0.25\lambda$である。ここではダイポールを 3 セグメントに分割し、クロスダイポール素子とその反射板による鏡像をグループ化した。Fig.4 に全ての素子を同位相、同振幅で給電した場合の 5 列目の素子の入力インピーダンスを示す。これにより、CG-FMM-FFT法の結果は従来の厳密なモーメント法の結果とほぼ一致しており、CG-FMM-FFT法の妥当性が確認された。

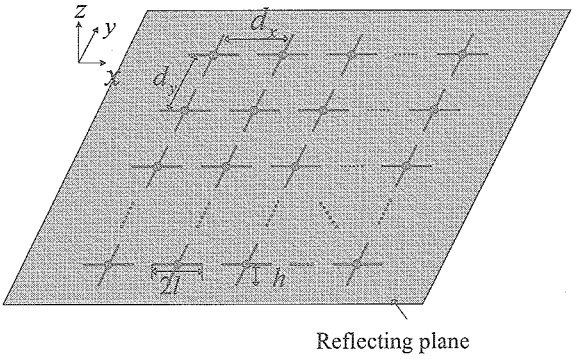


Fig.3　Cross dipole planer array antenna above reflector

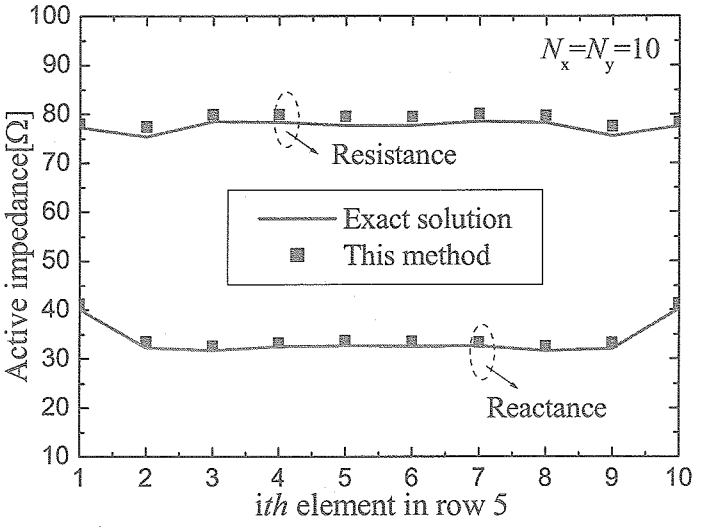
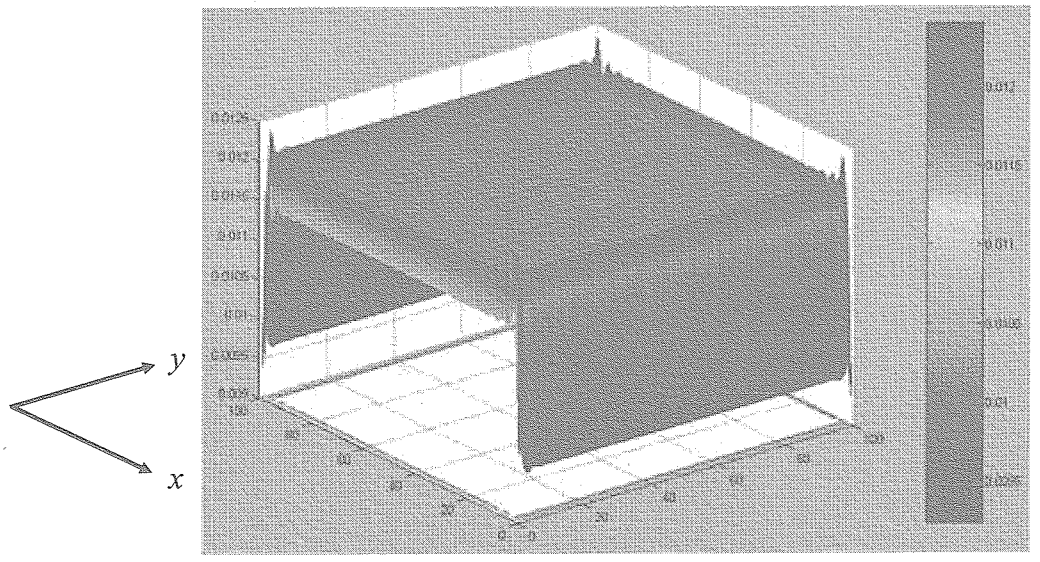


Fig.4　Active impedance as a function of element location

3.2　電流分布の解析

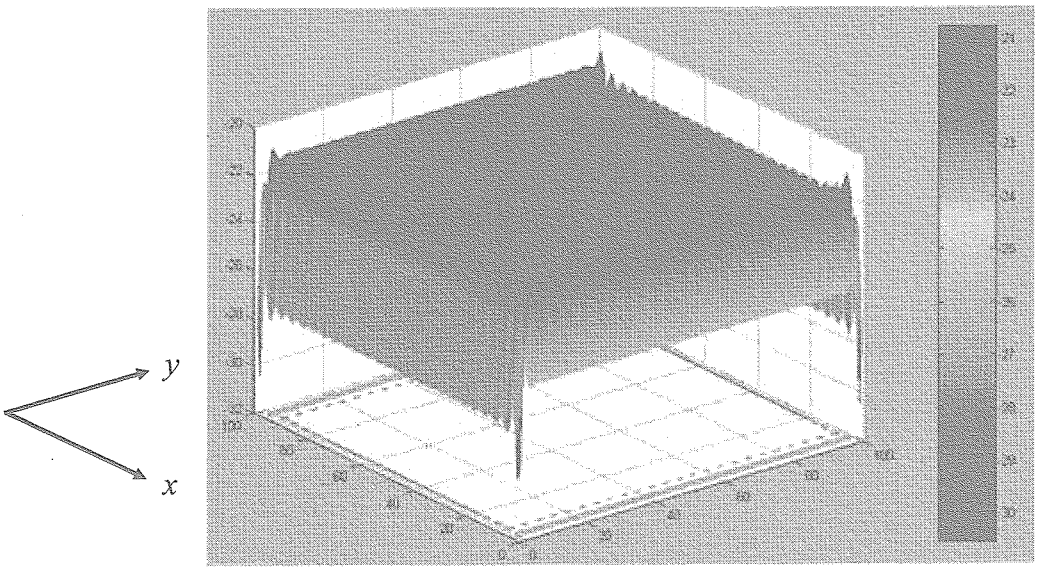
SSPS 用大規模アレーアンテナを想定し、Fig.3 に示した反射板付クロスダイポールアレーアンテナの電流分布の解析を行った。ここでは、素子への給電振幅は一定、給電位相は x、y 方向ダイポールで 90 度異なるようにした。この条件で、200×200 素子までの解析を行った。一例として 100×100 素子のアレーアンテナの結果を示す。Fig.5、Fig.6 はそれぞれ x 方向ダイポールの給電点の電流の振幅と位相である。y 方向ダイポールの給電点の電流は、x 方向ダイポールの結果の x 軸と y 軸を入れ替えた特性となる。これらより、アンテナ端部分では電流分布は振動するが、それ以外の部分ではほぼ一様になっていることが判る。尚、100×100 素子の場合の計算時間は、Pentium-IV 2.6GHz、メモリ 1.5G Byte のパソコンで約 4 時間であった。平成 16 年度の段階での高速化では、同様の計算をスーパーコンピュータ SX-7 を使用しても約 55 時間掛かっていた為、本手法により如何に高速化、メモリ低減が達成されたかが判る。

This document is provided by JAXA.



unit: ampere

Fig.5　Amplitude of current distribution on *x*-direction dipole



unit: degree

Fig.6　Phase of current distribution on *x*-direction dipole

4.まとめ

平成17年度の研究の結果、CG-FMM-FFT法によりモーメント法を大幅に効率化(速度、メモリ)させることが出来た。平成16年度にはスーパーコンピュータSX-7で約55時間かかった1万素子のアレーアンテナの解析が、パソコンで約4時間で実施出来るようになった。又、本手法を使用して4万素子までのアレーアンテナ上の電流分布の解析を行った。その結果、アンテナ端部を除き、電流分布(振幅、位相)はほぼ一様であることが判明した。

しかし、CG-FMM-FFT法を使用しても、約10億素子のSSPS用アンテナの解析を行うことは依然として不可能である。今後はCG-FMM-FFT法により、可能な限り大規模なアレーアンテナの電流分布を計算し、その結果よりSSPS用アンテナの特性(パターン)を計算する方法に関する研究を実施する予定である。

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

This document is provided by JAXA.

太陽光熱複合発電システムの研究開発

Research and Development of Solar Hybrid Generation System Utilizing Photovoltaic and Thermoelectric Generation

高度ミッション研究センター
Advanced Mission Research Center
鈴木拓明、木皿且人、新野正之
Hiroaki Suzuki, Katsuto Kisara and Masayuki Niino

Abstract

We are investigating the solar hybrid generation system utilizing photovoltaic and thermoelectric generation in terms of effective utilization for solar energy. This generation system separates solar energy into light energy and heat energy, uses the light energy for photovoltaic generation, and uses the heat energy for thermoelectric generation. At current year, specification and efficiency calculation of pilot solar hybrid generation system were examined, elemental study of photovoltaic and thermoelectric generation was carried out, and filed test for pilot unit was executed in Miyagi Prefecture. As the results, improvement of system efficiency is expected to combine the photovoltaic generation and the thermoelectric generation comparing with existing solar cells. In the elemental study, possibility of high efficiency photovoltaic and thermoelectric generation was confirmed to use solar energy condensing system and sun-tracking system. In the field test, compatibility between photovoltaic generation and thermoelectric generation was confirmed.

1. はじめに

近年、エネルギー・環境問題解決のために、自然エネルギーの高効率利用が求められている。その解決策の一つとして複数の発電システムを複合化した発電システムが提案されている[1]。我々が研究を進めている太陽光熱複合発電システムは、太陽光エネルギーの光・熱成分を各々に有効利用した複合発電システムであり、太陽光を分離後、光成分は太陽電池、熱成分は熱電発電素子により発電するものである。また複合発電システムの冷却水は温水として利用可能である[2, 3]。

そこで我々は、中国研究機関と 1996 年度より太陽光エネルギー利用、熱電発電に関する研究交流を行っている。2004 年度からは JST 戦略的国際科学技術協力推進事業の支援を受け、太陽光熱複合発電システムの研究開発を進めている。2005 年度は宮城県利府町の協力を受け、国内実証試験を実施した。2006 年度は中国内モンゴル自治区での 1 年間の無人耐環境試験を実施中である。

2005 年度は主に実証試験システムの仕様検討・目標効率の試算、太陽光発電部・熱電発電部の要素試験を行い、システム製作・国内実証を実施した。

2. 太陽光熱複合発電システムの概念

太陽光エネルギーは紫外線・可視光線の光成分、赤外線の熱成分に分類される。そして既存のシリコン系太陽電池は、可視光線・近赤外線領域は効率良く電気エネルギーに変換できるが、遠赤外線領域はほとんど発電に寄与しない。むしろ熱エネルギーとなり、太陽電池の素子温度を上昇させ、発電

This document is provided by JAXA.

効率低下を招く。特に集光型太陽電池の場合は、太陽光を集光し太陽電池に照射するため、素子冷却による変換効率維持が課題の一つとなっている。また化合物半導体太陽電池は、長波長領域の光電変換が可能だが有効波長領域に限界がある。しかし熱エネルギーに変換し利用する場合は、長波長領域をほぼ全て利用可能である。

我々が提案している太陽光熱複合発電システムは、集光した太陽光エネルギーを波長選択フィルタにより光成分である可視光線と熱成分である赤外線に分離し、光成分により太陽光発電を行い、熱成分により熱電発電を行うものである。本システムは通常の太陽光発電では、廃熱とされる熱エネルギーを有効利用するものであり、集光型太陽電池の冷却問題も解決できる。更に集光方式を用いることにより、熱成分を高効率熱発電に利用可能な高位熱源に引き上げられる利点も有している。更に本システムの冷却水は、集熱・熱電発電部において、生活用水として十分な温度まで上昇する。よって、複合発電･給湯システムより構成される集光型太陽光熱複合発電コージェネシステムの提唱に至った。

3. 実験と結果

・ 仕様検討、目標効率の試算

実証試験システムの設計・製作に先立ち、2004 年度に引き続き実証試験システムの仕様検討・目標効率の試算を実施した。

現在市販段階にある太陽電池の中で最も高い変換効率を持つのが、単結晶Siを用いた集光型太陽電池であり、光電変換が可能な波長領域は可視光線から近赤外線（λ=300~1200nm）である[4]。また熱電発電素子は素子に与える温度差、熱電材料の性能指数が増加すると発電量、変換効率が増加する特性を持つ[5]。従って熱電発電部において高い発電量、変換効率を得るためには、太陽光集光・追尾方式を用いて常に熱電発電素子に高位の熱源を投入する必要がある。

従って実証試験システムの仕様は、太陽光集光・追尾方式により常時太陽光を集光し、波長選択フィルタにより光・熱成分に波長分離させ、光成分は集光型太陽電池を用い、熱成分は熱電発電素子を用いて発電することとした。Fig. 1 に集光型太陽光熱複合発電システムの概念図を示す。

Table 1 に目標効率の試算結果を示す。ここで目標効率の試算は、フレネルレンズが光学アクリル樹脂製（光学損失 5%）、反射ミラーがAl製全反射ミラー（光学損失 5%）、波長選択フィルタが分離波長 1000nm（光学損失 5%）、太陽電池が単結晶Si集光型太陽電池（モジュール効率 23%）、熱電発電素

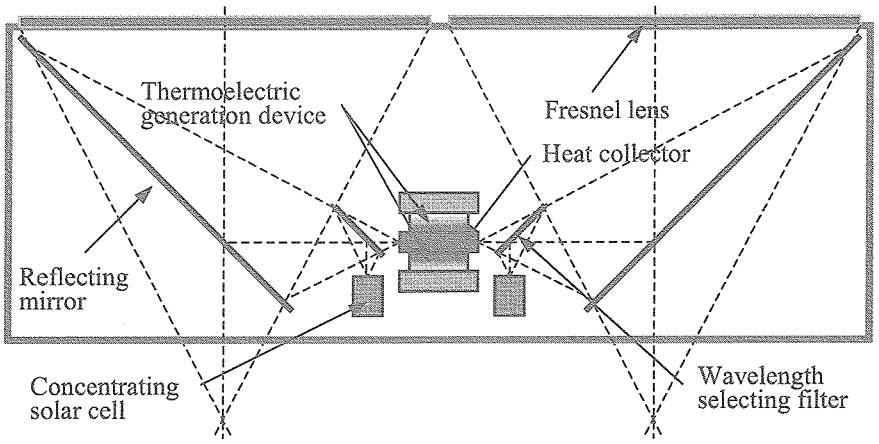


Fig. 1 Schematic diagram of solar hybrid generation system utilizing photovoltaic and thermoelectric generation.

This document is provided by JAXA.

Table 1 Efficiency calculation of hybrid generation system.

Thermoelectric module	Low temperature module	Middle temperature module
Optical and thermal loss (%)	24	24
Efficiency of PV (%)	17	17
Efficiency of TEC (%)	3	9
Electrical loss	2	3
Electrical efficiency of hybrid generation system (%)	20	26
Efficiency of heat recollection (%)	46	41
Heat recollection loss (%)	8	6
Combined efficiency of hybrid generation system (%)	66	67

子が$CoSb_3$系中温用素子（モジュール効率 12%）、Bi_2Te_3系低温用素子（モジュール効率 5%）の 2 種類、太陽電池部の損失 10%（損失は可視光線に対する値）、熱電発電部の損失 10%（損失は赤外光線に対する値）として計算した。また電気系損失は発電量の 10%、熱回収系損失は熱回収量の 15%とした。

システム発電効率は中温用熱電素子を用いた場合約 26%、低温用熱電素子を用いた場合約 20%と試算された。またシステム熱回収効率はそれぞれ約 41%、約 46%、システム総合効率はそれぞれ約 67%、約 66%であった。既存の単結晶 Si 太陽電池のシステム発電効率が、平板型で約 16%、集光型で約 20%であり、本複合発電システムは発電に加え、熱回収も可能であるため、画期的な発電システムであると言える。

・ 太陽光発電部、熱電発電部の要素試験

太陽光発電部の要素試験では、自然太陽光を入射し発電特性評価を実施した。試験装置の構成は、フレネルレンズ（300×300mm）1 枚により集光し、集光型太陽電池（HECO262 ; SunPower 社製）に照射するものである。素子冷却は水冷とし、集光率はフレネルレンズ受光面積を変化させ、83～744suns とした。

Table 2 に発電特性の集光率依存性の測定結果を示す。集光率が増加するにつれてシステム効率は減少する傾向を示し、カタログ値より（モジュール効率）より低い値であった。HECO262 は集光率 100suns 近傍で最大変換効率を示し、集光率が増加するにつれて変換効率が減少するがカタログ値では集光率 400suns で 22.4%を維持している。そこで損失原因を調査した。主な原因は①フレネルレンズによる光学損失、②正方形の太陽電池受光面に対して内接円で入射していることによる光学損失、③素子温度上昇による効率低下であった。そこで損失原因②の解決策として、ホモジナイザによる集光太陽光の均一化、③の解決策として冷却能力の改善を行った。その結果、集光太陽光を均一化、素子温度を低減でき、システム効率を向上できた。しかし高集光では効率低下が著しいため、素子の研究開発が必要である。実証試験システムにおいては想定している最大集光率は 420suns であるため、損失原因②、③の改善により対応可能である。

This document is provided by JAXA.

Table 2 Condensation dependence of generation properties for HECO cell.

Condensation (suns)	Power output (W)	Efficiency (%)	Efficiency of catalogue (%)	Optical loss (%)
743.8	9.0	10.1	19.4	47.8
330.6	4.2	10.7	23.3	53.9
186.0	3.0	13.5	23.8	43.3
82.6	1.6	16.2	23.9	32.3

熱電発電部の要素試験では、自然太陽光を入射し熱電発電素子の温度差、電気的特性評価を実施した。試験装置の構成、実験条件は以下の通りである。フレネルレンズは300×300 mmを4枚（受光面積：0.360 m^2）、反射ミラーはAl蒸着裏面ミラー、集熱体は材質をAlとし表面にグラファイトを塗布したものを用いた。熱電発電部は、低温用熱電発電素子（HZ-2；Hi-Z社製）を集熱体の上下に1枚ずつ取り付け、冷却板によりはさみ込み、素子周囲を断熱材により覆う構造とした。また波長選択フィルタは無しとした。

Fig. 2 に熱電発電素子の温度特性の冷却水流量依存性、Fig. 3 に発電量の温度差依存性を示す。温度特性は、冷却水流量 0.2l/min 付近で高温部温度は約195℃、低温部温度は約 55℃まで上昇し、温度差は約140℃を示した。電圧、電流、発電量は文献値（カタログ値）と同等の温度差依存性を示し、発電量は最大温度差140℃において最大発電量2.4W（熱電素子2枚）を示した。以上より、集光方式を用いることで熱電発電の熱源として、太陽光が利用可能であることを確認できた。また温水回収では25～30%の冷水を55～60%の温水として回収することができた。

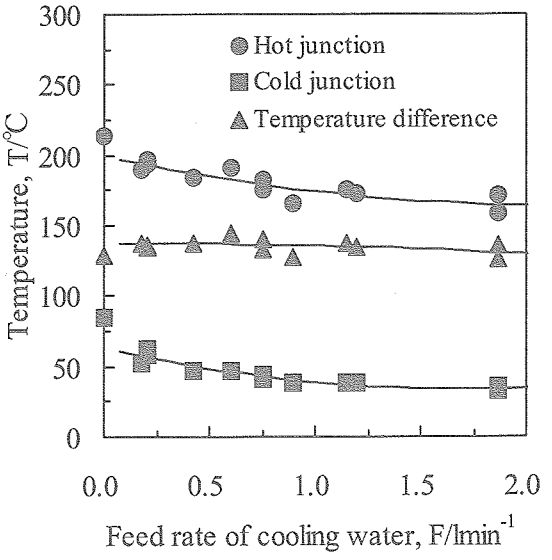


Fig. 2 Feed rate dependence of hot, cold junction temperatre and temperature difference for HZ-2 device.

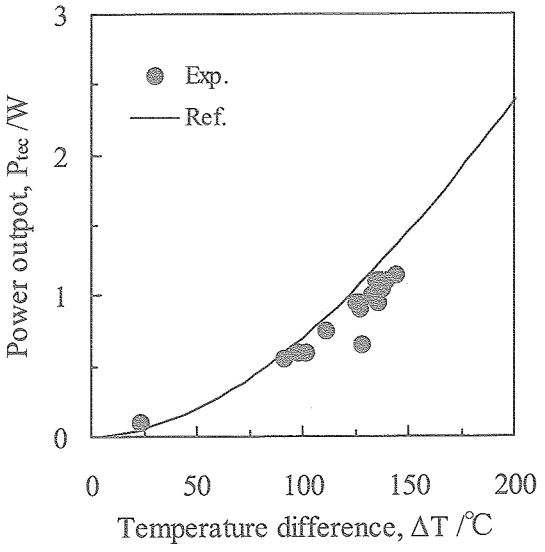


Fig. 3 Temperature difference dependence of power output for HZ-2 device.

・ 実証試験システムの設計・製作

Fig. 1 の集光型太陽光熱複合発電システム概念図、要素試験結果を踏まえ、実証試験システムの設計・製作を行った。Fig. 4 に実証試験システムの外観写真を示す。

システムの原理、構成は下記の通りである。フレネルレンズにより太陽光を集光し、波長選択フィルタにより太陽光を光成分である可視光線、熱成分で

This document is provided by JAXA.

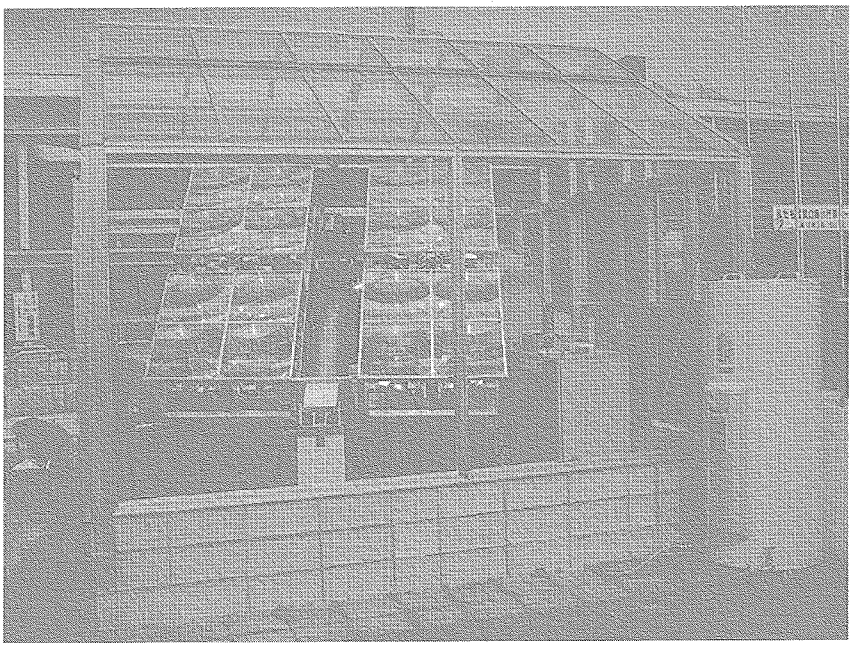


Fig. 4 Photograph of pilot solar hybrid generation system.

ある赤外線に分離させる。そして光成分はホモジナイザにより均一化され、集光型太陽電池に照射される。熱成分は集熱体に照射・集熱され、集熱体の温度を上昇させる。そして集熱体側が高温部、冷却板側が低温部となり、その温度差を用いて熱電発電素子により発電を行う。更に熱電発電部を通過した冷却水は温水として回収される。

実証試験システムは基本ユニット 8 台により構成される。基本ユニットの構成、実験条件は以下の通りである。フレネルレンズは 450×450 ㎜を 2 枚（受光面積：0.405 ㎡）、反射ミラーは Al 蒸着表面ミラー、集熱体は材質を Cu とし表面にグラファイトを塗布したものを用いた。波長選択フィルタは分離波長を 1000nm とした。熱電発電部は集熱体 1 個に対して熱電発電素子 1 個とした。そして太陽追尾は方位角、仰角を個別に制御する赤道儀方式を採用した。

・国内実証試験

国内実証試験は宮城県利府町において 2005 年 10 月から 2006 年 3 月まで実施した。Table 3 に実証試験の代表的な試験結果を示す。システム全体の発電性能は、入射太陽光エネルギー2903.0W に対して、太陽電池総発電量 133.5W（変換効率 η=4.6%）、熱電発電総発電量 6.0W（η=0.2%）、総発電量 139.5W（η=4.8%）、総熱回収量 769.3W（η=26.5%）であった。そしてシステム全体のエネルギー変換量は 907.6W（η=31.3%）であった。国内実証試験により太陽光熱複合発電システムの実現可能性を確認できた。しかし太陽追尾システムによる光軸のずれ、光学系への砂塵の付着などによる新たな問題が見られた。またシステム発電効率向上のためには集光システム、太陽電池部、熱電発電部の光学・熱的損失の改善が必要不可欠な状態であった。今後はシステム構成部位の個々の損失低減、追尾精度の向上、光学系への砂塵付着の防止などが検討課題である。

This document is provided by JAXA.

Table 3 Measured data for field test.

		Symbols	Units	Value
Measured date and time		-	-	2005/11/16 10:30
Incident solar energy		Q_{sun}	W	2903.0
Utilized solar energy		Q_{tot}	W	907.6
Efficiency		η_{tot}	%	31.3
Electrical power output		P_{ele}	W	139.5
Efficiency		η_{ele}	%	4.8
Photovoltaic generation	Power output	P_{pvc}	W	133.5
	Efficiency	η_{pvc}	%	4.6
	Device temperature	T_{pvc}	℃	33.3
Thermoelectric generation	Power output	P_{tec}	W	6.0
	Efficiency	η_{tec}	%	0.2
	Hot junction temperature	T_h	℃	128.3
	Cold junction temperature	T_c	℃	36.1
	Temperature difference	ΔT	℃	92.2
Heat recollection		Q_{hea}	W	769.3
Efficiency		η_{hea}	%	26.5

4. まとめ

実証試験システムの仕様検討・目標効率試算より、本複合発電システムは既存太陽光発電の変換効率を越えると予想される。太陽電池部・熱電発電部の要素試験では、太陽光集光・追尾方式を用いることで、高効率な太陽光発電、熱電発電の可能性を確認できた。国内実証試験では、太陽光熱複合発電の実現可能性を確認できた。しかしシステム総合効率向上のためはシステム構成部位の個々の損失低減、精度向上が必要である。

謝辞

本研究は、JST 戦略的国際科学技術協力推進事業「環境保全及び環境低負荷型社会の構築のための科学技術」の研究の一環として行われた。また共同研究機関の航空宇宙振興財団、武漢理工大学、上海硅酸塩研究所の先生、研究者方々に感謝致します。

参考文献

[1] 谷辰夫，ソーラーエネルギー，丸全刊，1986

[2] 鈴木一行，木皿且人，遠藤長司、新野正之，唐新峰，張清杰，傾斜機能材料論文集，161-164 (2004)

[3] 木皿且人，新野正之，鈴木拓明、石川東一郎、鈴木一行，傾斜機能材料論文集，115-118 (2005)

[4] W. P. Mulligan, A. Terao, D. D. Smith, P. J. Verlinden and R. M. Swanson, Proceedings of the 28th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, (2000)

[5] 上村欣一，西田勲夫，熱電半導体とその応用，日刊工業新聞社，1988

This document is provided by JAXA.

7．将来ミッション、先行研究他

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

宇宙デブリ観測技術の研究

R&D on Space Debris Observation Technology

宇宙先進技術研究グループ　スペースデブリセクション
Advanced Space Technology Research Group, Space Debris Section

中島厚、柳沢俊史、黒崎裕久
Atsushi Nakajima, Toshifumi Yanagisawa and Hirohisa Kurosaki

Abstract

For the development of the optical observation technologies for space debris, Institute of Aerospace Technology(IAT) of JAXA has preliminary constructed an optical observation facility at Nyukasayama mountain in Nagano Prefecture. 35cm Newtonian optical telescope with 2K2K CCD camera is a main equipment. The telescope is located at an altitude of 1,870 meters. The optical environment of this observation site provides good condition for faint objects detection; 21st magnitude asteroids can be detectable by this small aperture telescope. One of the most important study items in our R&D is to develop an automatic small size GEO debris detection software. In usual case, a long exposure time is necessary to detect faint object by accumulating weak light energy during the time. On the contrary, short exposure observation is necessary for GEO debris detection to avoid the influence of the fixed star streaks image. We have proposed a stacking method for detecting noise level faint GEO debris by accumulating the signals of a number of images, for example, a hundred frames. This paper describes the facility and the developing software.

1．はじめに

軌道上を周回する人工物体はその軌道が確定しているものだけでも 9,000 個以上に達し、1996 年以降高水準で推移している。大部分は運用を停止した衛星や打上げロケット及びこれらの爆発により発生した破片からなるデブリで、運用されている衛星は全体の 6%程度である。今後、観測能力を向上させ、より小さなデブリまで軌道決定を行ない、更により多くの微小破片の存在を明らかにし、正確な宇宙環境の把握を行なう必要がある。高高度デブリに対しては、世界中に光学観測施設が展開されており、最近では比重の小さなデブリ(high area-to-mass ratio)の検出・軌道決定が大きな課題となっている。口径 1 mクラスの望遠鏡では 10cm～20cm サイズのデブリまで検出可能といわれている。

総研本部では、研究開発用小型光学装置として、口径 35cm 望遠鏡を長野県入笠山付近の標高 1,870m に移設整備を行なっている。本望遠鏡により得られた画像から、より小さなデブリを検出するために、重ね合わせ法による画像解析手法を開発してきたが、平成 17 年度にはその試作モデルが完成した。本試作ソフトにより、静止軌道上の衛星を自動検出することが確認されたが、平成 18 年度以降は本ソフトを改良し、20cm サイズのデブリ検出を目指す。また、本技術の民間への波及として、小惑星自動検出ソフトの実用化に成功したが(平成 16 年度)、その後の改良により、平成 17 年度には 21 等級か 22 等級という、口径 1m クラスの望遠鏡でしか検出できないような暗い小惑星も、口径 35cm の小口径望遠鏡で検出可能であることを実証し、重ね合わせ法の能力と、併せて観測サイトの立地条件の良いことが証明された。

This document is provided by JAXA.

2．研究の概要

平成 17 年度のデブリ観測技術研究として、(1)低軌道デブリに対しては、低軌道衛星追尾装置を用いたライトカーブ特性(光度変化)測定を平成 16 年度に引き続き行ない、また、高高度デブリに対しては、(2)小型光学観測装置の移設整備を行なって画像データ取得を可能にし、(3)重ね合わせ法によるデブリ自動検出ソフトを試作し、その評価を行なった。更に本技術の移転として実用化された、(4)小惑星自動検出ソフトの改良を行い、未知小惑星検出に成功した。

本文では、(2)、(3)及び(4)項についてその成果を報告する。

3．成果の概要

3．1　光学観測施設[1]

研究開発用として仮設置して予備的な画像取得･解析を行ってきた 35cm 望遠鏡を、長野県高遠町(現、伊那市高遠町)と平成 18 年 3 月に土地貸借契約書を締結し、入笠山に隣接する高遠町平芝に約 300 平方メートルの土地を借用して移設整備を行なった。これらは富士見町のアマチュア観測所に仮設置してあった 35cm 望遠鏡、3m ドーム及び制御棟である。

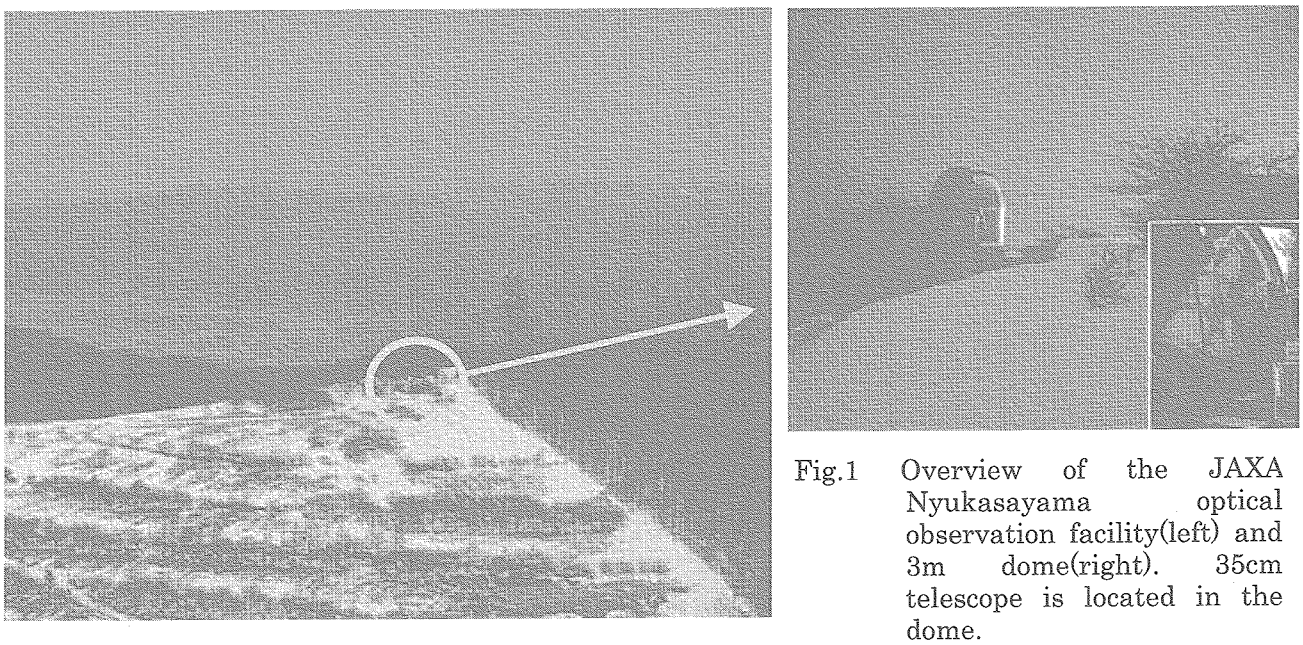


Fig.1　Overview of the JAXA Nyukasayama optical observation facility(left) and 3m dome(right). 35cm telescope is located in the dome.

Table 1　Main Characteristics of the Facility

Coordinates
(1) Longitude : 138°10' 18″
(2) Latitude : 35°54' 05″
(3) Altitude : 1,870m.
Telescope
Takahashi ε -350, φ 355mm, f=1,248mm, F/3.6, Image Circle φ 70mm
Mount type
Showa Kikai, Equatorial Folk-Mount
Dome
Nisshin dome, φ 3m
Cameras
(1) NIL 1Kx1K back illuminated CCD, 13 μ mx13 μ m, Mechanical and Electric Shutters
(2) NIL 2Kx2K back illum.CCD, 13.5 μ mx13.5 μ m, Mech.Shutter, FOV:1.3°x1.3° for ε -350

This document is provided by JAXA.

3．2　デブリ自動検出ソフト(2),(3)

検出限界は主に光学系の口径に依存する。小口径望遠鏡で検出限界を向上させる方法として、多数の画像を重ね合わせ、S/N を上げることが一般的に行なわれる。デブリ検出においては、デブリが時間と共に画像上を移動するため、その移動に併せて重ね合わせを行なう必要がある。総研本部で開発した手法は、移動量とその方向をパラメータにして、重ね合わせを繰り返し、合致したデブリを検出するものである。図 2 にその原理図を、図 3 に汎用ソフトとして試作したソフトのフローチャートを示す。

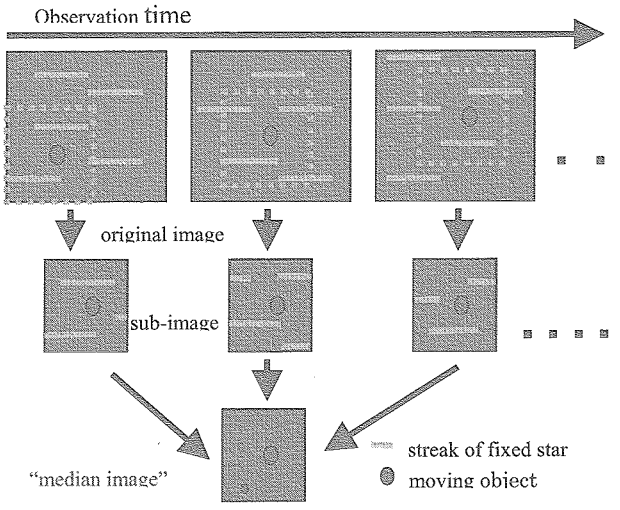


Fig.2　The Principle of the Stacking

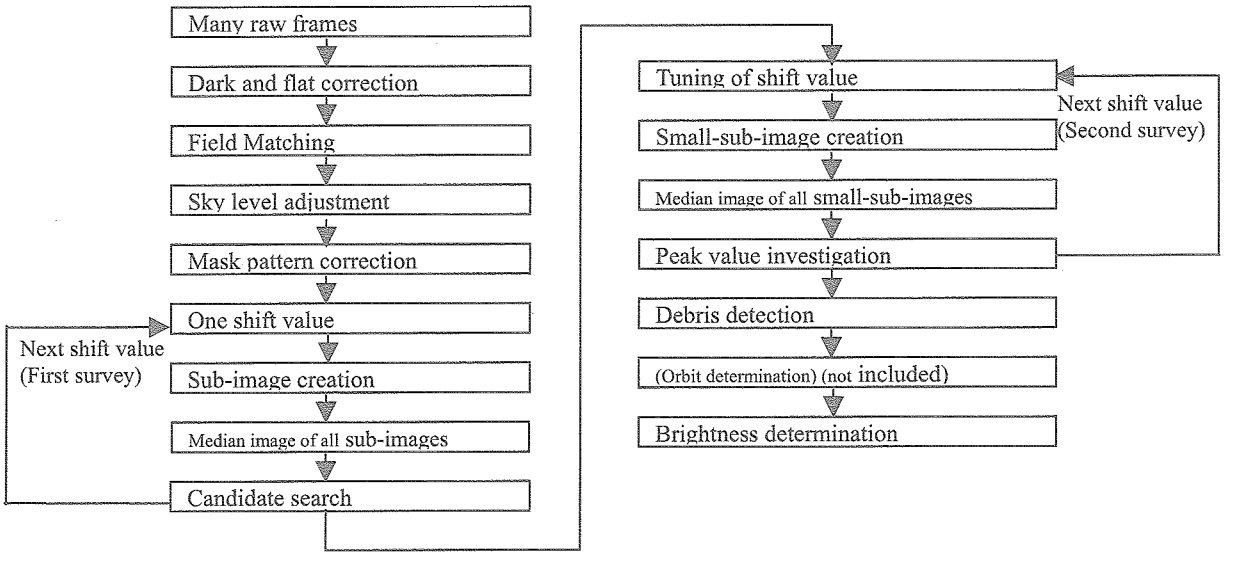


Fig.3　Automatic Debris Detection Software Flow Chart

以下、図 4 以降のスクリーン画面に沿ってソフトの流れを説明する。使用するデータは、2005 年 11 月 3 日 17 時 08 分 30 秒(UT)から 17 時 26 分 20 秒(UT)の間に露出 10 秒で取得した 48 枚の画像を用いた。

一般に画像処理する場合、CCD ピクセルや周辺減光等を補正するためにダーク・フラット補正を行うが、本ソフトにおいても本補正を行なった後の画像を用いて処理する。

図 4 は取得した画像の中心座標を決定するための画像マッチングで、スターカタログ(GSC)と比較を行なう。本プロセスにより正確な中心座標、ピクセル分解能が決定される。

図 5 はマスクパターン処理で恒星像を除去

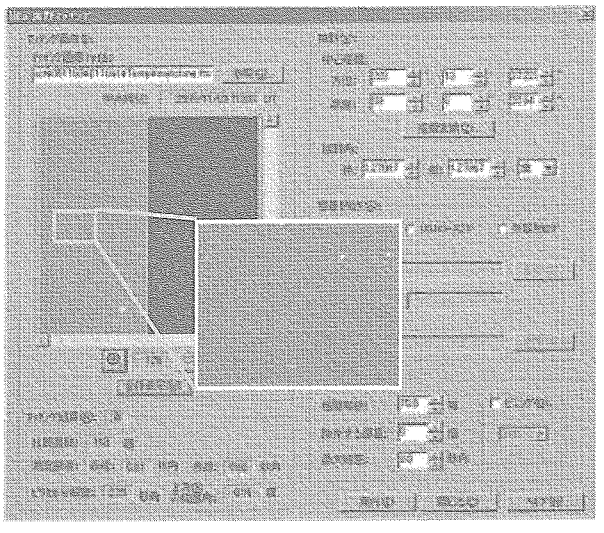
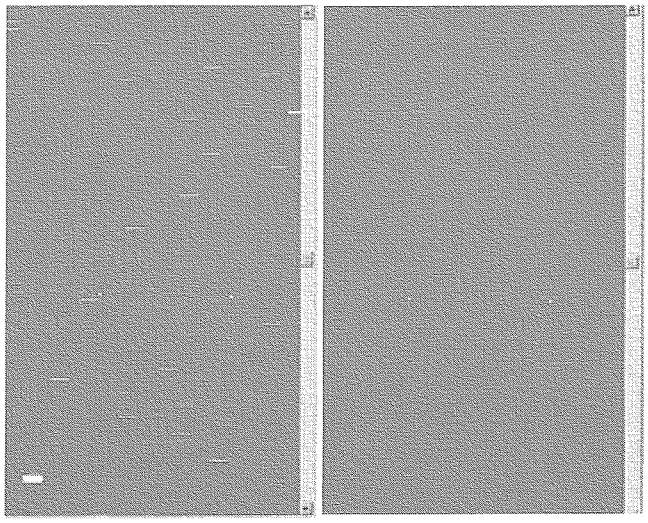


Fig.4 Field Matching

This document is provided by JAXA.

する。デブリ観測においては望遠鏡は固定されているため、デブリはほぼ点像で、恒星は線像となる。この線像をあらかじめ除去することにより後の処理において、明るい恒星像の影響等を除去することが出来る。図 5(b)がマスクパターン処理された後の画像で、恒星像はほぼ消され、静止衛星やデブリが残される。この画像は、図 6 の一次探索処理される。パラメータとして、X 軸、Y 軸方向の移動量、ステップ数及び閾値を任意に与え、この条件を満たすピクセルを全てピックアップする。図 7 の二次探索においては、一次探索で検出されたピクセルのグルーピングと詳細な移動量の決定を行なう。スクリーン上には検出された候補の位置、ピーク値及び広がりが示さ



(a) Image Data (b) After Star Masking

Fig.5 Mask Pattern Correction

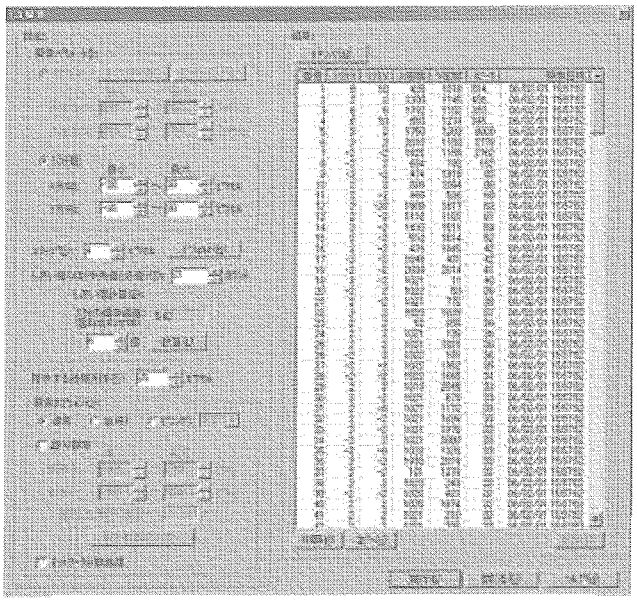


Fig.6 First Survey Results

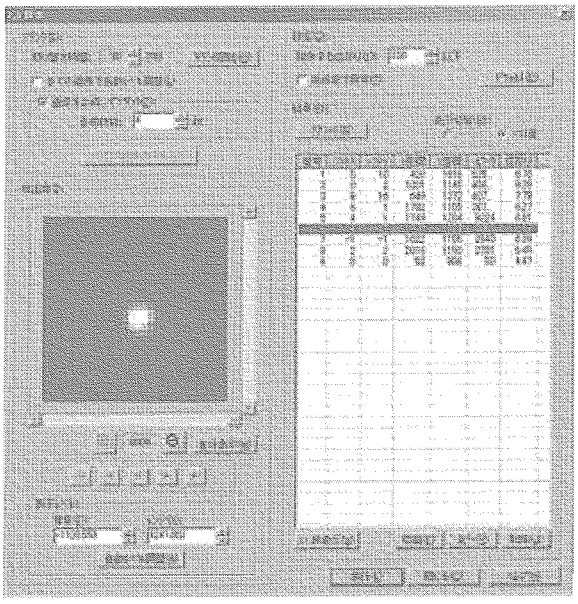


Fig.7 Second Survey Results

れ、その重ね合わせ像が表示される。デブリかノイズかの識別は、この重ね合わせ像の形状とブリンクによる動きから判断される。

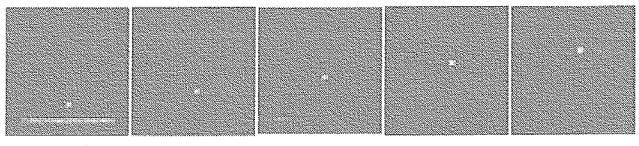


Fig.8 BSAT-1B(Candidate 6) Movement shown in the sub-screen in Fig.7.

二次探索の結果、一つの視野から 9 個の物体が検出され、TLE との比較から、8 個は静止衛星と識別された。図 8 は候補 6 番目のブリンク画像で、BSAT-1B と同定された。図 8 のブリンク画像は、約 4 分おきの画像を表示したものであり、約 0.1"/sec と高速で移動していることがわかる。各候補についてはこのようなブリンクにより、優位な信号であることを確認し、次のステップとして、位置の精測、TLE との比較を行い、図 9 に示すような星図の中に表示する。位置情報として、時刻と座標(赤経／赤緯、AZ/EL、直下点経度／緯度等)を得ている。時刻に関しては、10 ミリ秒の精度が必要なため、CCD カメラのシャッター開閉時刻を GPS から入手している。位置精度に関しては、望遠鏡の焦点距離や CCD カメラのピクセルサイズ等に依存するが、本システムでは約 0.5 秒角である。

This document is provided by JAXA.

図 9 は検出された衛星を、直下点経度 110E を中心とした星図に表示させたものである。静止高度で運用されている衛星でも若干の軌道傾斜角を持っているため南北への移動が確認される。

候補 9 番目は、重ね合わせ像が、広がりは狭いがある程度のピーク値を持っているため、微小物体と思われたが、ブリンクで確認したところ、移動量が全く無く、特定のピクセルに限定されているためノイズであると判断された。

本画像からは、微小デブリの存在が確認できなかったが、デブリ検出ソフトの基本的な機能の確認が出来たので、今後は観測領域を多くし、20cm サイズのデブリ検出を目指す。

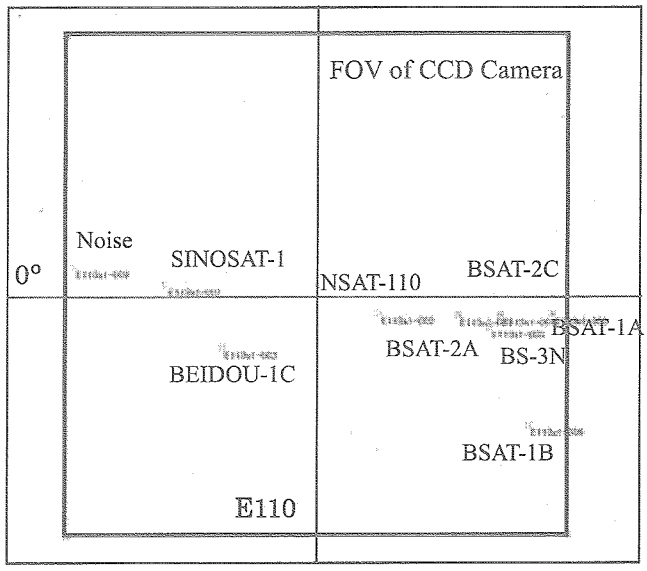


Fig.12 Space Objects Mapping on the Star Chart at Longitude 110 East Area

3．3 小惑星検出例

総研本部で開発した重ね合わせ法は、小惑星検出ソフトとして既に商品化されているが、重ね合わせ手法の能力を検証する事例として本節でその成果を述べる。

我が国は過去において多くのアマチュア天文家が、小口径の望遠鏡を用いて小惑星発見に寄与しており、その発見数は最近まで全世界の 20%近くを占めていた。1998 年頃から米国リンカーンラボのリニアー望遠鏡(口径 1m の大型望遠鏡)の稼動により、約 20 等級の小惑星までの大部分が発見されるようになった。これは我が国のアマチュア天文家の検出能力(約 19 等級)を大きく上回っており、もはや新規発見が不可能な状態となり、2003 年以降は年間一桁台に落ち込んでいる。

本重ね合わせ法は、如何に暗い移動物体を検出するかの技術手法であり、JAXA の成果活用促進制度により実用化された小惑星検出ソフトは、このような状況を打開するための手法として注目を浴びている。平成 18 年 1 月から 3 月までの JAXA 入笠山光学観測所による観測結果から、22 等級を含む約 60 個の小惑星を発見(仮符号取得)しており、口径 35cm という小口径でも、口径 1m クラスの大型望遠鏡に匹敵する能力のあることが証明された。図 12 は検出の例で、3 分露出、50 枚の画像を重ね合わせた結果、一つの視野の中に 54 個の小惑

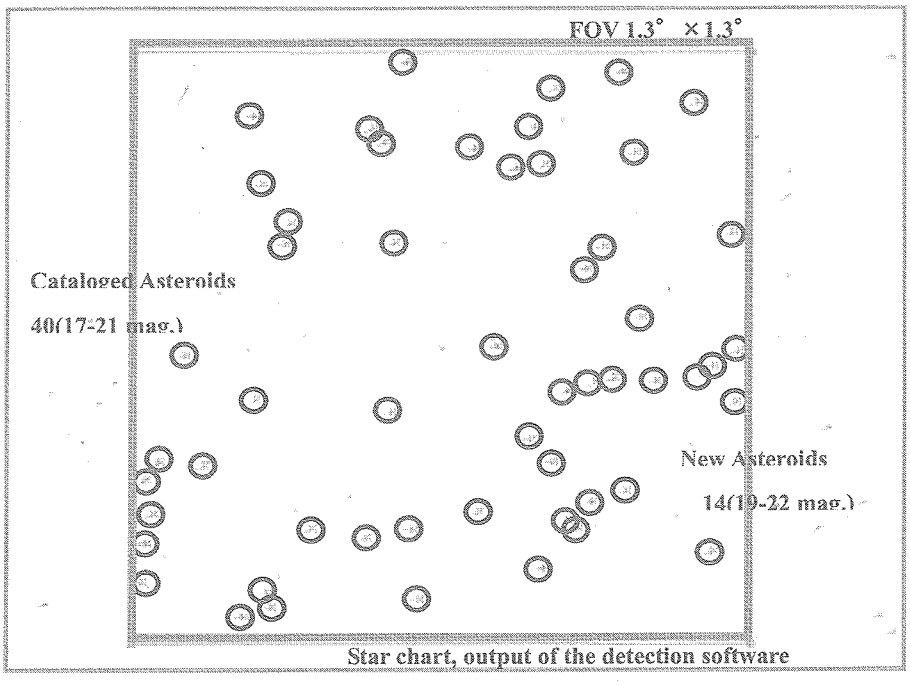


Fig.12 Asteroid Detection Example by the Stacking Method (red circle:catalogued asteroids, blue circle:new asteroids)

This document is provided by JAXA.

星が検出された。その内 40 個は既にカタログ化されている既知小惑星であり、その等級は 17 等級～21 等級である。この視野の中では、更に 14 個の未知小惑星が検出された。これらの等級は 19 等級～22 等級といった非常に暗いものであり、従来の検出能力を大きく上回るものである。

上記の例から、重ね合わせ法により、従来手法に比較して約 2 等級暗い小惑星まで検出できることが判明した。通常ではノイズに埋もれて確認できない信号を、重ね合わせにより優位な信号として検出可能となった。

4．まとめ

平成 17 年度における宇宙デブリの光学観測技術研究は、JAXA 入笠山光学観測所の整備を進めると共に、35cm 望遠鏡で取得した画像を、汎用性を高めたデブリ自動検出ソフトで解析し、静止衛星の検出及び同定が出来ることが確認された。他方、総研本部で開発した重ね合わせ法は、小惑星検出ソフトとして商品化されており、重ね合わせ法の能力並びに移設整備している観測サイトの光学観測環境を評価するために、小惑星検出を試みた。その結果、口径 35cm の小口径望遠鏡でも、本画像処理技術により、口径 1m クラスの望遠鏡に匹敵する検出能力があることが判明した。今後は、同様の手法で試作したデブリ検出ソフトの改良を行ないつつ、20cm サイズの静止デブリ検出を目指した開発を進める予定である。

[参考文献]

[1] A.Nakajima et.al.:Optical Observation Facilities for Space Debris and Moving Objects, IAC-05-B6.3.07, IAC 2005, Fukuoka, Oct.17-21, 2005

[2] A.Nakajima et.al.:R&D on Space Debris Optical Observation Technologies, 24th ISTS, Miyazaki, June2004

[3] T.Yanagisawa et.al.:The Stacking Method;The Technique to Detect Small Size of GEO Debris, American Astronautical Society, vol.109, Oct. 2004

This document is provided by JAXA.

有人宇宙活動技術の研究

Technology Research for Supporting Manned Space Activity

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

Abstract
On April 2005, JAXA released its long-term vision "JAXA 2025." The vision includes the roadmap toward 2025 in the area of manned space activity. Life-support-system technology is considered as one of the potential key technologies for these activities. Preceding the vision, the Institute of Aerospace Technology initiated an informal working group to study the future possibility of Japanese life-support-system technology on September 2004. Based on the discussion done by this working group, we categorized our research activities as 1)Research of life support systems, 2)R & D of next generation life support components, 3)R & D of next generation+ life support components, 4)Research of ultimate life support components. These activities are briefly introduced.

1．はじめに

ＪＡＸＡ長期ビジョンに従い、ＪＡＸＡが進めようとしている我が国独自の有人宇宙活動にとって、生命維持技術はキー技術である。技術認識として、我が国の現用の生命維持宇宙技術は米露に大幅に遅れている。ただし、食料の再生を含む次々世代の地上技術では、我が国の財団法人環境科学技術研究所が世界最先端の技術を有しており、世界の注目を集めている。欧米は、輸送量の削減を図るために空気・水の再生率を向上させた次世代技術を目指しており、ＩＳＳでの実証の機会を伺っているが、ＮＡＳＡは次世代技術の一部をＩＳＳで実用化することを断念するなど、次世代技術のレベルでは、我が国は現用技術ほどの差は無い。

よって、有人宇宙システムセクションでは下記のように次世代以降の技術にバランス良く研究資源を投資し、有効な研究開発を実施することとしている。

○生命維持システムの研究
次世代技術と次世代＋技術の連携、移行を効率的に行える、我が国に有用な生命維持システムを提案する。

○次世代生命維持要素技術の研究開発
空気・水の再生率向上を目指した空気再生系、水再生系サブシステムの基盤的研究開発を実施し、地上でサブシステムを構築する。

○次世代＋生命維持要素技術の研究開発
空気・水の再生率をさらに向上させ、廃棄物の削減を目指す、空気再生系、水再生系、廃棄物処理系技術の基礎的・基盤的研究開発を実施する。

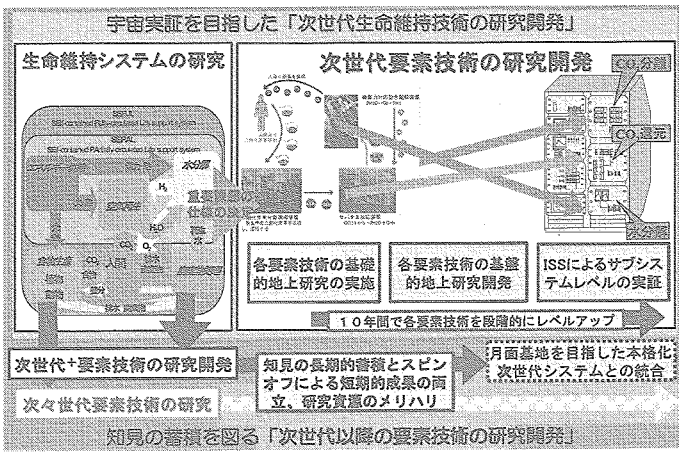


Fig. 1 Stepwise R & D of life support system.

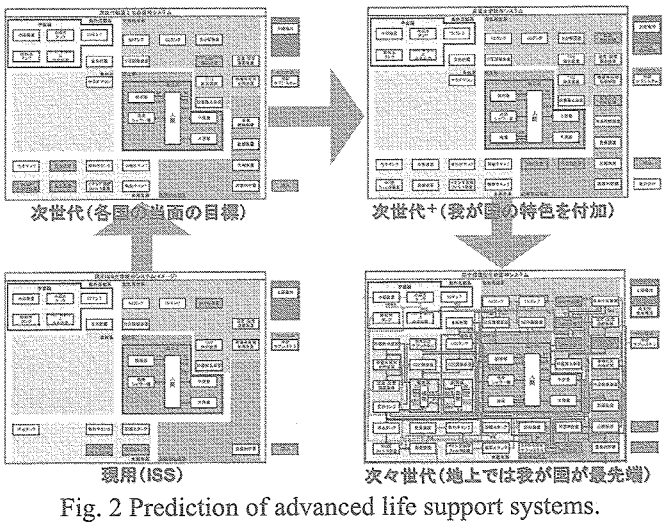


Fig. 2 Prediction of advanced life support systems.

This document is provided by JAXA.

○次々世代生命維持要素技術の研究

地上技術と連携し、食料の再生を目的とする食料供給系技術に関し、調査を主体とした基礎的研究を実施する。

本稿では以上を簡単に紹介する。

2．研究の概要

生命維持システムを研究開発のフェーズにより、下記に分類して研究を行っている。

○生命維持システムの研究

- 全体システムの構成、仕様等の検討
- 輸送系・宇宙服への応用の検討
- 共同研究等による研究開発体制の整備
- 実用化が近い技術の内外資金による実施（企業からの受託研究）
- 内外の要請によるＪＥＭ利用研究の実施

○次世代要素技術の研究開発

- 空気再生系・水再生系コンポーネントの研究開発、サブシステム化
- 各要素装置小型化・高効率化の検討

○次世代＋要素技術の研究開発

- 各サブシステムの要素装置の研究開発
- 各要素装置小型化・高効率化の検討

○次々世代要素技術の研究

- 水棲生物飼育装置の検討

Fig.1 に、生命維持技術の段階的な研究開発の全体像を示す。

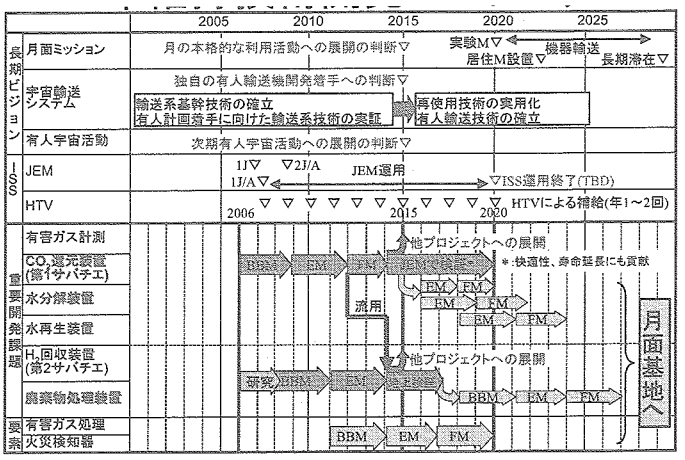


Fig. 3 R & D roadmap of life support components.

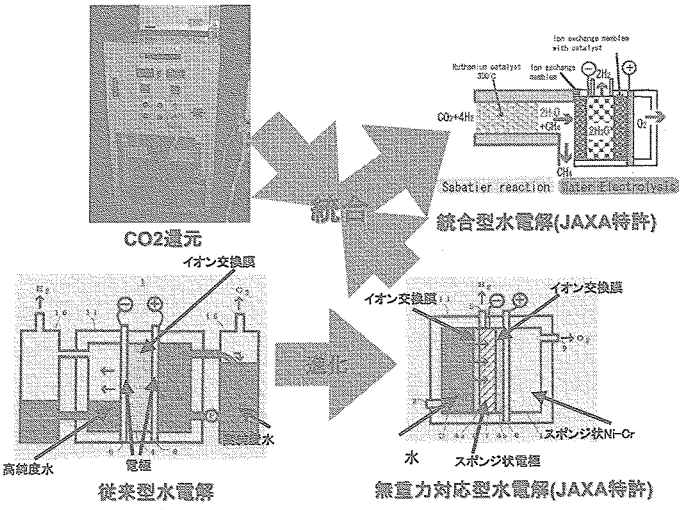


Fig. 4 Integrated air revitalization subsystem.

3．成果の概要

3．1　生命維持システムの研究

上述の「生命維持システムの研究」として研究資源管理の観点から、企業からの受託研究および、JEM 関連の研究を含めているが、「生命維持システムの研究」そのものでは無いため、成果では別途まとめている。

○オールジャパン体制の構築

平成１６年９月に総合技術研究本部内に非公式に設置された生命維持技術ＷＧを主催し、世界的な技術動向の整理、技術ロードマップの作成等を実施した。Fig.2 に今後必要となるコンポーネント開発の指針とするため、当該ＷＧで平成１７年度に検討した究極の生命維持システム（次々世代）と、現用との間で構築すべき次世代以降のシステムの想定を示す。

オールジャパン体制を具体的に構築するため、環境科学技術研究所との共同研究の継続し、ＭＨＩ殿との空気再生系に関する共同研究に着手し、生態工学会との協力で、平成１８年４月に「環境制御・生命維持技術に関するワークショップ」を共催した。

ＪＡＸＡ内部への対応として基幹本部有人宇宙環境利用プログラムのＥＣＬＳＳワーキンググループに参加し、生命維持技術開発ロードマップ作成（Fig.3 参照）に協力、また、宇宙輸送プログラムの有人宇宙輸送に関する検討会に参加した。さらに、国際的な対応としてＮＡＳＡ、ＥＳＡなどの各国生命維持関連組織で構成する国際先端生命維持ワーキンググループ（ＩＡＬＳＷＧ）に参加し、情報交換を行った。

○エネルギー供給技術の検討

月面有人拠点においては、これまでに無い大電力が必要であり、深宇宙探査では太陽電池が使用

This document is provided by JAXA.

できないなど、長期ビジョンの実現には、新たな熱源・電源システムの開発が必要となる。スターリングエンジンの研究開発で培った知見を基に簡単な検討を行い、ＪＡＸＡ内部のエネルギー専門家間で情報交換を行った。平成１８年度から今後の宇宙探査ミッションで必要とされている各種規模の熱源・電源について、各種エネルギー源を用いた場合のシステム検討と必要な研究開発要素の明確化を行う予定である。有人宇宙活動を支える別のキー技術として、今後研究開発シナリオの策定、オールジャパン体制等の構築、研究開発の着手が必要となるであろう。

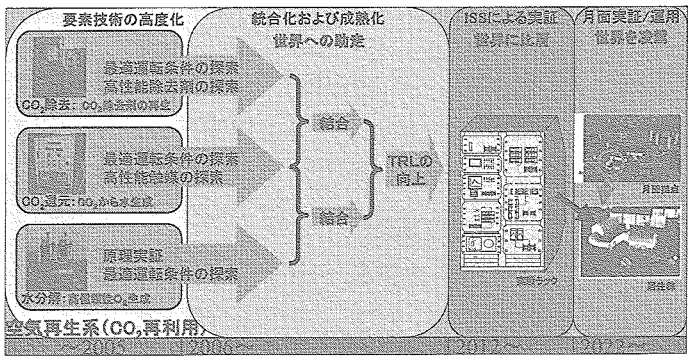


Fig. 5 Integration steps of air revitalization subsystem.

３．２ 次世代生命維持要素技術の研究開発

空気再生系を構成する水分解コンポーネントは、水から酸素を生成する装置であるため、通常は気液分離を要し、仕組みを複雑化させる要因となっている。そこでＪＡＸＡの独自技術として気液分離を要せず、高信頼性化が可能な水分解手法を考案し、その基礎的な特性の把握に努めている。この手法によればCO_2還元コンポーネントとの統合が原理的に可能であり、基礎的な実験を実施している。水分解コンポーネントは、航空宇宙用に研究されている再生型燃料電池の主要コンポーネントでもあり、また、水分解コンポーネント内の反応は酸素富化、除湿等に使えることが知られており、宇宙技術としても種々の応用が可能で総研本部のバーゲニングパワーに寄与すると考えられる。

他方で、空気再生系サブシステムの研究は各国との競争状態にあり、確実な研究開発も求められており、コンポーネントレベルで優位に立つことは難しい。このため、サブシステムを早急に構築する手段として、多大な知見を有するＭＨＩ殿と共同研究を行い、具体的なオールジャパン体制の手始めとすることとした。Fig.5 に統合のステップを示すが、現在ＭＨＩ殿はCO_2除去およびCO_2還元コンポーネント、有人宇宙システムセクションは水分解コンポーネントを分担することで合意し、平成１７年度にCO_2除去が完成、予備試験を実施している。有人宇宙システムセクションは平成１８年度に水の利用効率を向上させた水分解コンポーネントを製作する予定。ＭＨＩ殿はCO_2還元コンポーネントを製作し、平成１８年度中に統合試験を実施する予定である。

３．４　次世代＋生命維持要素技術の研究開発

廃棄物処理系サブシステムの研究開発として、ＪＡＸＡ特許を用いて製作された原理実証機を平成１８年度以降に稼働させる準備を行うとともに装置のランニングコストを低減するため触媒を使わずに分解する条件や分解温度を低下させる条件を探索し、下記が得られた。

・触媒なしの分解率は６５％以上は確保できるが、不純物が多く、触媒分解は必須
・分解温度を下げると、触媒を使っても分解率は６０％程度。分解率を９０％以上確保するためには、分解温度は２７０℃は必要。

また宇宙用として必須のサブシステムの小型化に関し、キーとなる部品の検討を行い、小型の高圧スラリーポンプの開発が不可欠であることを見出した。

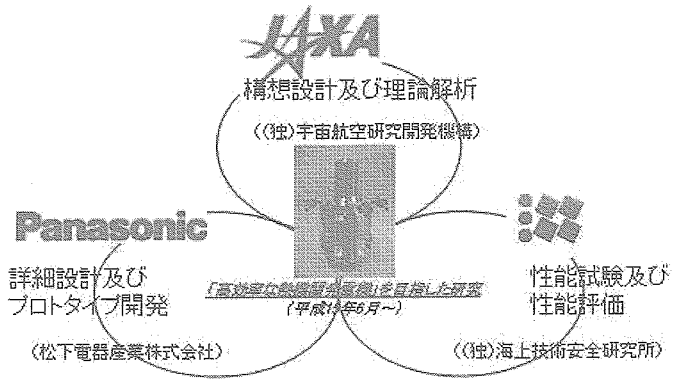


Fig. 6 Assigns of collaboration.

３．５　次々世代生命維持要素技術の研究

食料供給系サブシステムの研究として、環境科学技術研究所「生物圏物質循環総合実験調査」や、ＩＳＡＳ宇宙環境利用科学系山下教授が主催する「宇宙農業構想 WG」などに参加し、情報収集を図りながら、作物生産に付

This document is provided by JAXA.

随する非可食部を処理するため、水棲生物(スクミリンゴガイ)の餌として用い、動物性蛋白質生産にも役立てることを提案しているが、平成１７年度はスクミリンゴガイ用途拡大のため、調味料製造に関する調査を行った。

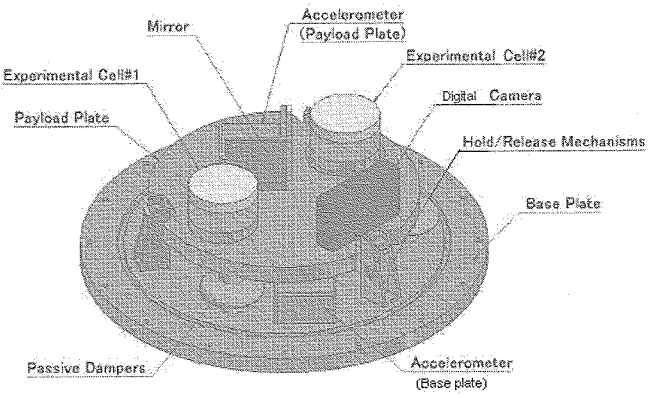


Fig. 7 Concept of experimental setup.

３．６　その他の研究

３．６．１　民間への波及：スターリングエンジンの研究

太陽エネルギーを利用して、熱、光、電力などのエネルギーを他の生命維持サブシステムに供給する手法としてスターリングエンジンの研究を行っている。平成１４年にフリーピストン型では日本初の自立運転を達成して以来、委託研究等の要請が相次ぎ、平成１６年度には、松下電器産業株式会社、海上技術安全研究所と共同研究（Fig.6）を実施し、この共同研究の成果を元に、松下電器産業株式会社が、スターリングエンジン実用化を目指すベンチャー企業「株式会社eスター」を平成１７年４月に設立した。その後、ｅスターの「セラミックス製熱交換器と新形式リニア発電機を用いた次世代エンジンの開発」がＮＥＤＯの「エネルギー使用合理化技術戦略的開発　エネルギー有効利用基盤技術先導研究開発」のテーマの一つとして採択され、ｅスターから本研究開発の一部を受託している。

３．６．２　他本部プロジェクトの支援：宇宙機内における大域的対流・拡散現象に関する研究

宇宙実験を多様な手法で実施するための先導的な役割を担うため、汎用的な宇宙実験の概念をＩＳＡＳ宇宙環境利用科学系が進める研究班 WG 公募に平成１６年に提案し、採択された。専門家による研究班を組織し、宇宙実験の準備を行っている。

従来宇宙環境では無重力状態だと考えられていたが、現実には g-ジッターが存在している。本研究は、無重力環境下と g-ジッター環境下での流体現象の正確な対比を得る事を目的とし、下記３実験を実施候補とした。

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

この実験を実現するため、平成１７年度に Fig. 7 に示す装置を用いる実験をＩＳＡＳ宇宙環境利用科学委員会に提案し、中国回収衛星を利用した日中科学協力のテーマとして採択された。しかし、その後、中国側が提供出来るリソースが日本側予想より小さいことが判明し、まず、沸騰実験実施を断念した。その後さらにリソースが小さいことが判明し、実験をそれに無理矢理適合させたとしても科学的成果が望めないため、実験自体を断念することとした。

４．まとめ

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

This document is provided by JAXA.

科学衛星公開データベース・DARTSの開発

Scientific Satellite Archive System:DARTS

宇宙科学研究本部　システム開発部　情報システム開発グループ　　関　妙子
宇宙科学情報解析（PLAIN）センター
Institute of Space and Astronautical Science
Space Systems Development Dept., Information Systems Development Group
Taeko SEKI
Center for Planning and Information Systems

Abstract

The development of scientific satellite data archives DARTS at ISAS/JAXA started in 1997 with the aim to archive scientific data of ISAS satellites and provide them to researchers around the world via web-interface search system. Each research field in space science developed and maintained its own DARTS, thus providing the most appropriate archive & search system for that particular group. The development of the "2nd generation" DARTS has started in 2004 for the purpose of building a common foundation for the existing multiple DARTS and future scientific missions.

1. はじめに

宇宙科学研究本部では、日本の科学衛星や探査機で取得したデータを中心に、宇宙科学に関する各種データを保存・配布するデータベースシステム DARTS(Data ARchive and Transmission System)の構築を行っている。DARTSの開発は1995年から始まり、第一線の研究者が開発に関わることで、世界中の研究者にとって使いやすいデータベースを提供することを目的としている。2004年度から始まった基盤部分の新規開発では、宇宙科学の各分野で共通化できる部分の構築を行っている。

2. DARTS開発の概要

DARTSは宇宙科学研究本部のPLAINセンター（CENTER for PLanning and INformation Systems：宇宙科学情報解析センター）が中心となって開発を進めてきたデータベースシステムである。インターネットを通じてミッションデータを配布しており、1997年の「あすか」「ようこう」のデータ公開以降も多種多様なデータが追加されている。従来、天文学・太陽物理・太陽地球系科学の各分野の特徴を持たせるために独立にデータベースの構築を行っていたが、"第2世代"DARTSを開発するにあたり共通化できる技術の検討とその構築手法を確立することを目指した。

設計における優先順位：

1．信頼性
2．適時性
3．拡張性＆管理の容易性

設計・開発は㈱セックと共同で行った。

This document is provided by JAXA.

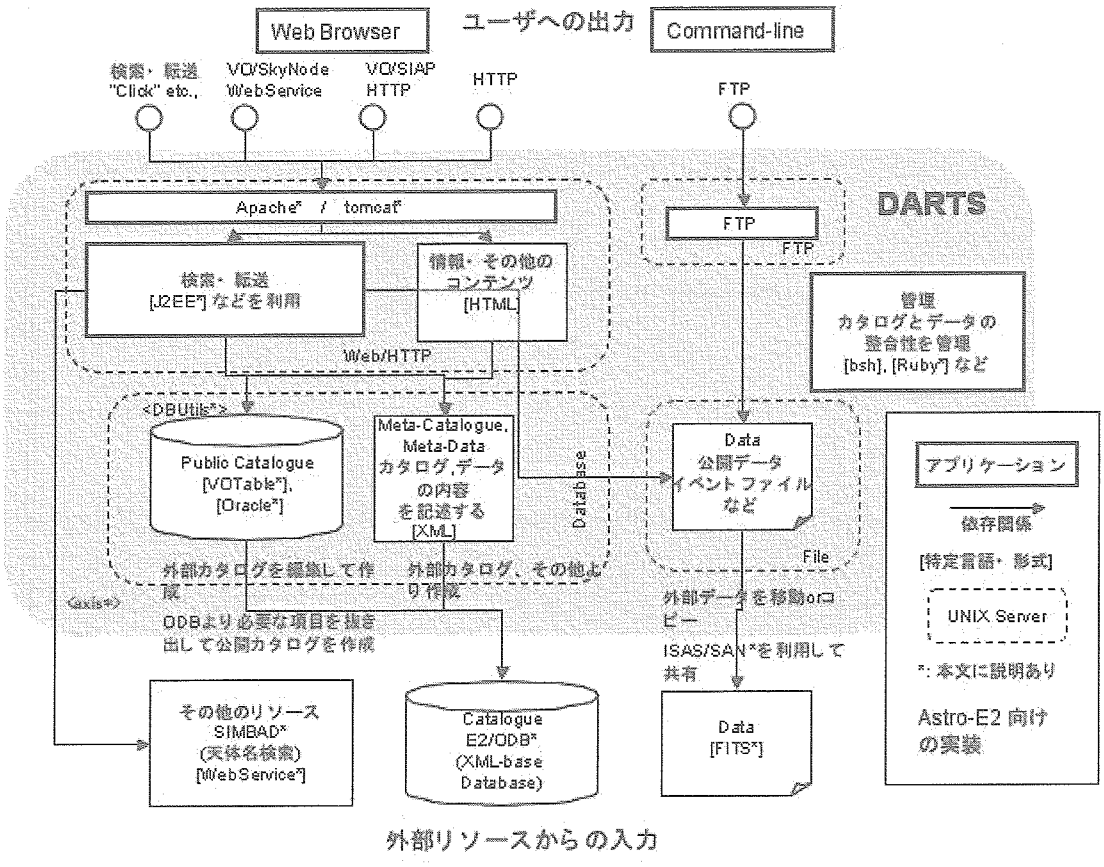


Fig.1 System structure diagram of DARTS common foundation and implementation for SUZAKU

2.1 ソフトウェアの共通化

”第 2 世代”DARTS では、主に JAVA 言語を使用してソフトウェアを作成している。JAVA は「オブジェクト指向」「OS に依存しない」言語であり開発環境の移動が容易なため、DARTS はハードウェアによらず稼動するシステムにすることができる。

2.2 ユーザインタフェースの構築

DARTS は、データを利用する研究者が直接開発に関わることで、データ検索・利用における要求を整理し学問分野ごとに特徴を生かしたユーザインタフェース構築が可能になっている。ウェブデータベースである DARTS は、ユーザーインターフェースとして

・ウェブインターフェース
・ウェブサービス

の二つを持つことができる。

This document is provided by JAXA.

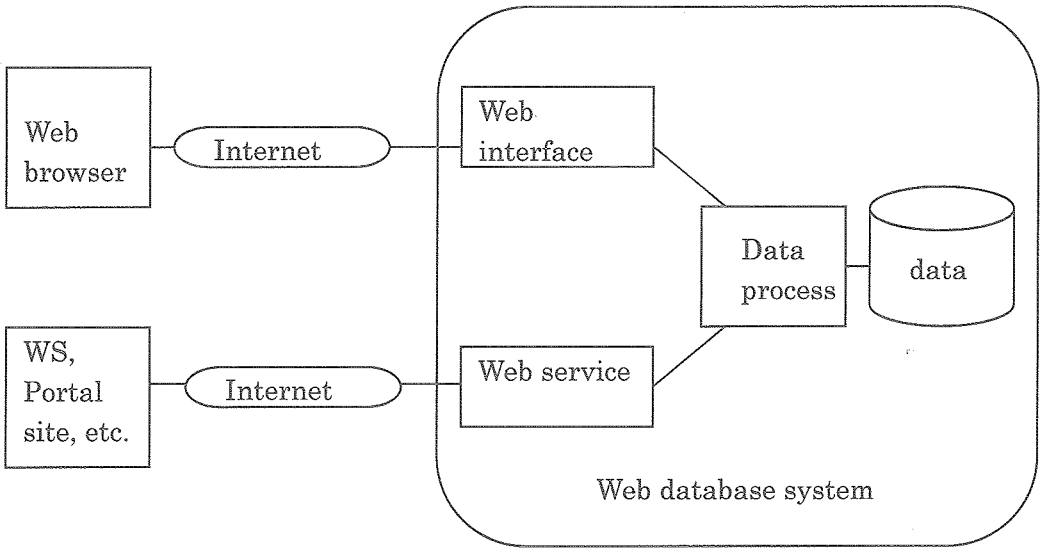


Fig 2. User interface structure of Web database

3. ミドルウェア「TSUNAGI」

”第2世代”DARTSではシステムの拡張性、管理の容易性を実現するため、新たにウェブアプリ開発フレームワーク「TSUNAGI」を開発した。これは、データベースにおける2つのメインの作業「register」と「search」の開発を簡単にするためのツールである。

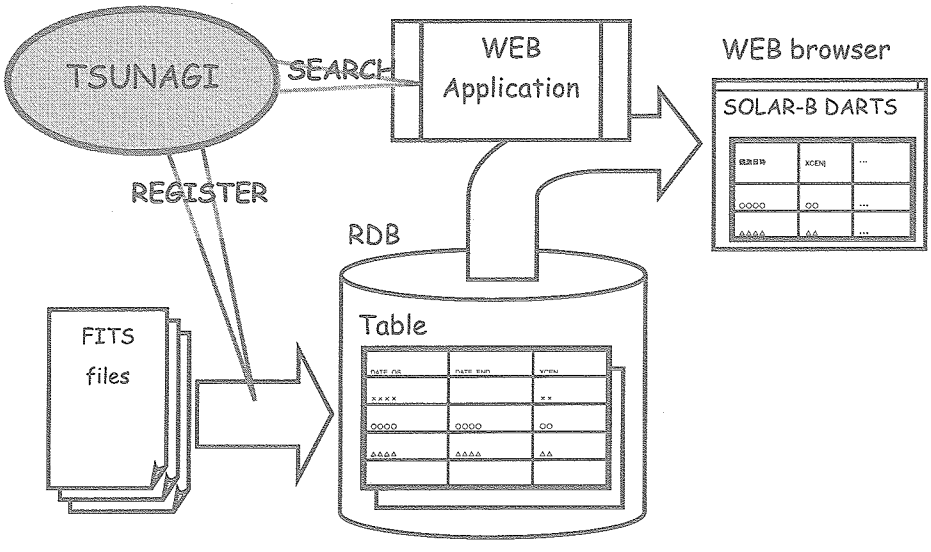


Fig.3 Schematic diagram of “TSUNAGI”

This document is provided by JAXA.

4. 将来計画

現在、すざく、あかり、ひので衛星が”第2世代”DARTSとして稼動し始めている。今年度は、太陽地球系科学のDARTSが改良され同じく第2世代としてサービスを始める予定である。また、将来ミッション（Planet-C、Astro-G、Bepi-Colombo）もDARTSでアーカイブすることが検討されており、今後も世界中の研究者の有益なデータソースとなることを目指して改良を続けていく。

[参考文献]

（1） 田村隆幸、「DARTSの新規開発－基盤の設計とAstro-E2向けの実装－」PLAINセンターニュース139号

（2） 松崎恵一、「ウェブデータベースをつくろう－その１－」、PLAINセンターニュース149号

（3） 松崎恵一、「ウェブデータベースをつくろう－その２－」、PLAINセンターニュース153号

（4） K. Ebisawa, T. Tamura, K.Matsuzaki, I. Shinohara, A. Miura, H.Murakami, K. Inada, Y.Kasaba and H. Baba, DARTS:Scintific Satillete Archives at ISAS/JAXA, JThe 6-th Japan/China Workshop on Microgravity Sciences

This document is provided by JAXA.

広帯域カメラを用いた固体推進薬燃焼表面可視化の技術開発

宇宙科学研究本部　技術開発部　長谷川克也

1　はじめに

固体推進薬の燃焼中における燃焼表面およびその近傍の光学観測は燃焼を理解するうえで有効な手段である。燃焼中の固体推進薬は表面の Al 液滴の燃焼温度と周囲の燃焼温度差が大きく、撮影時に燃焼温度差が映像輝度差となるため、通常のカメラでは帯域が足りず撮影が難しかった。そのため従来のカメラのダイナミックレンジを大幅に広げ、大きな温度差を持った燃焼表面の可視化を可能とした。

また燃焼中は燃焼煙が発生しているため、可視光による撮影は困難である。そのためカメラに赤外線領域まで感度を持たせ、撮影時には可視光を遮断し赤外線のみを透過するフィルタを使用することで、煙などに対し透過率の高い赤外光による燃焼煙を通した燃焼表面の可視化に成功した。ワイドダイナミックレンジ化と赤外線撮影技術により燃焼表面可視化を可能にするカメラを開発したので報告する。

2　カメラ概要

2.1　ダイナミックレンジ

カメラの撮影可能な一番明るい部分と暗い部分の比をダイナミックレンジをと言い、ダイナミックレンジが広いほどカメラが撮影できる情報量が増える。ダイナミックレンジを表す単位として dB を用い(1)式で表される。

$$dB = 20\log\frac{b}{a} \quad \cdots(1)$$

a:限界明輝度　b:限界暗輝度

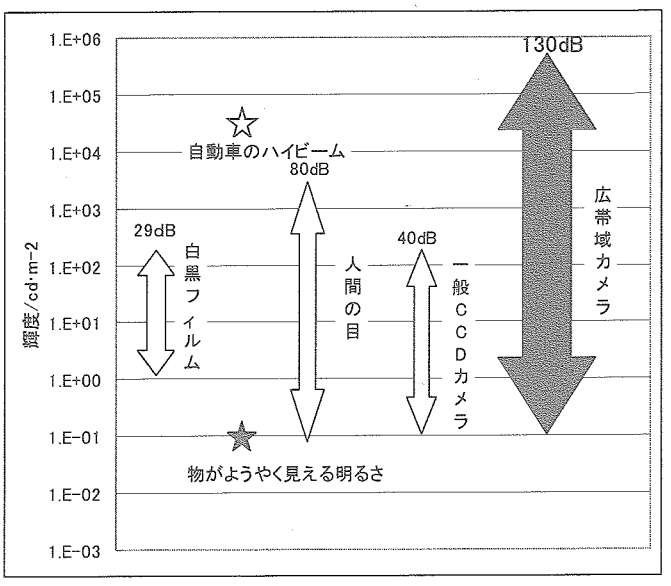
カメラの撮影では絞りとシャッタースピードで入射光量を調節し必要な被写体の輝度にあわせるが、入射光量の調節を行っても(1)式の a と b が等比で変化するためダイナミックレンジが変化しないため撮影できる情報量は一定である。そのため大きな輝度差を持つ被写体を撮影するためにはダイナミックレンジを拡大する必要がある

2.2　カメラ特性

今回開発した広帯域カメラは撮影素子に広帯域化のはかりやすい C-MOS 素子を用い感度

This document is provided by JAXA.

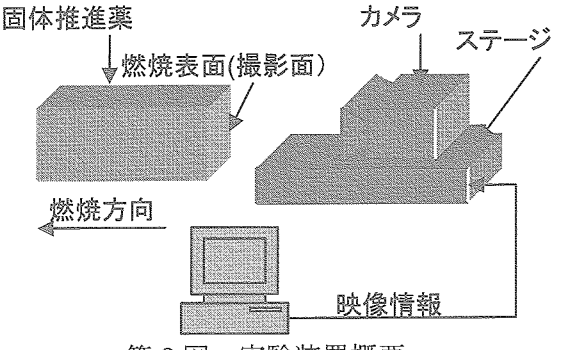
特性を対数にしたことでダイナミックレンジが 130dB と広帯域化を実現し固体推進薬燃焼表面可視化を可能にした。第 1 図に広帯域カメラとその他のデバイスの帯域の差を示す。図のように従来のカメラに比べ 80dB 以上帯域を広げ、人間の目の可視範囲を超える帯域を得ることが可能となった。また、高輝度時に撮影限界を超えた入力があっても、C-MOS 素子の特性で CCD のように周囲素子に影響を及ぼすことが少ないためノイズの少ない安定した映像を得ることができる。



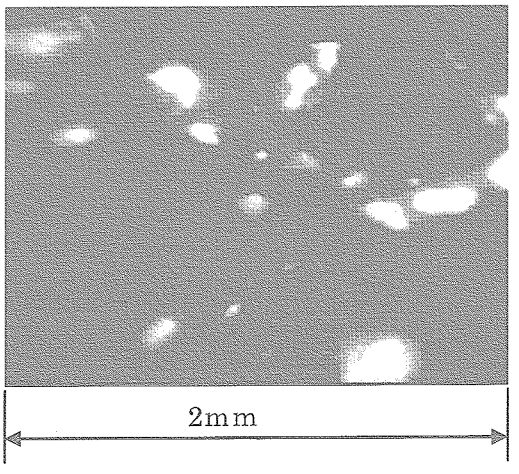
第 1 図　広帯域カメラの感度範囲の比較

3　実験

実験は第 2 図のような構成で行なった。チャンバー内部にある 10×10×40mm の固体推進薬を端面燃焼させ撮影窓からカメラで撮影する。撮影時には赤外線フィルタを通して可視光を遮断し、チャンバー内部には窒素ガスを流すことで燃焼煙を燃焼表面に滞留させない工夫を行った。実験により得られた映像を第 3 図に示す。長編約 2mm 画の映像中に高温の Al 液滴と比較的低温のバインダーが明瞭に確認できる。



第 2 図　実験装置概要



第 3 図　固体推進薬燃焼表面映像

4　まとめ

広帯域カメラを開発し固体推進薬燃焼表面の撮影に成功した。赤外線撮影を含む撮影技術を開発することで良好な映像の取得を可能にした。今後カメラの開発を続け、実験装置の改良を行うことで撮影システムの高性能化をはかり、固体推進薬燃焼の解明や高性能化に利用したい。

This document is provided by JAXA.

アクティブ制御による振動燃焼の抑制

Active control of combustion-driven oscillations in a gas-turbine combustor

* 総合技術研究本部　航空エンジン技術開発センター（Aeroengine Technology Center）

** 航空プログラムグループ　環境適応エンジンチーム（Clean Engine Team）

*** 総合技術研究本部　事業推進部（Program Management and Integration Department）

立花　繁*，ジマー　ロレント*，黒澤　要治**，鈴木　和雄***

Shigeru Tachibana*, Laurent Zimmer*, Yoji Kurosawa**, Kazuo Suzuki***

Abstract

An active control of combustion driven oscillations occurring in a lean premixed model combustor is demonstrated by means of a secondary fuel injection. An unstable condition, which leads to self-excited pressure oscillations beyond 170 dB, is chosen as control target. Keeping the inlet air temperature, the air mass flow rate and the overall equivalence ratio, respectively, at 700 K, 78 g/s and 0.50, different secondary fuel injection strategies are examined. One is a steady injection method and the other is a feedback control, which was designed by the mixed H^2/H^∞ control algorithm. The feedback control with 3% of secondary fuel performs peak pressure reduction of 27 dB, which is almost 10 dB larger than that of the steady injection method.

1．はじめに

航空機エンジンから排出される NOx を低減するための燃焼法として，近年，希薄予混合燃焼方式が注目されている．予混合燃焼では，当量比の調整によって火炎温度を低く抑えることで，NOx 排出を抑制できるメリットを有している．その一方で，振動燃焼，吹き消え，逆火といった燃焼不安定性の発生しやすいことが問題となっており，広い作動範囲で安定した燃焼をいかに実現するかが，実用化の鍵となっている．中でも，強い圧力振動を伴う振動燃焼は，エンジンの致命的な破損やライフサイクルの低下につながるため，その抑制が燃焼器開発において必要不可欠な要素となっている．従来，振動燃焼の制御にはパッシブ制御が用いられてきたが，エンジンごとに異なる燃焼器形状への適用や広い作動範囲への適用に困難性があり，より適応性の高い振動燃焼の抑制が望まれるようになってきた．このような背景のもと，近年では，燃焼不安定性にアクティブ制御を適用する研究が盛んに行われるようになっている[1,2]．アクチュエータとして，高速応答バルブを燃料供給ラインに組み込むことで，燃料流量に変動を与える燃料噴射制御がその主流となっている．燃料流量の変動は，火炎に到達した時点で発熱率変動として作用する．振動燃焼は，燃焼器内部の音響場と火炎（発熱率）との強い相互作用によって生じる現象なので，燃料噴射の位相と振幅を制御することによって，この相互作用を弱める方向に働かせることがアクティブ制御の狙いである．筆者らのグループでは，ここ数年，二次燃料噴射を利用した振動燃焼のアクティブ制御に関する研究を実施してきた[3-8]．そして平成１７年度は，それまで取得した膨大なデータの解析を進め，結果を論文としてまとめた[9-12]．本稿では，これらの中から振動燃焼の抑制制御に関する主だった結果について報告したい．

This document is provided by JAXA.

２．研究の概要

制御実験は，メタン－空気予混合燃焼器の燃料希薄条件で発生する振動燃焼を対象として行われた．制御アルゴリズムには，混合H^2/H^∞制御[13]を採用した．非制御時（二次燃料噴射なし）や二次燃料の定常噴射時と比較して，アクティブ制御を適用することで，制御効果にどのような違いがあらわれるのかに着目して結果の考察を行う．

３．成果の概要

３．１　実験装置の概要

燃焼実験装置の概要を図 1 に示す．燃焼室は，100mm ×100mm の矩形断面を有しており，上流側 210mm は可視化の目的で四面が石英ガラスで囲まれている．下流側の 420mm は水冷式のダクトとなっている．火炎は，燃焼室入口に組み込まれた軸流スワーラによって保持される．軸流スワーラの中心軸（ハブ）は，二次燃料インジェクタとしての機能を備えている．このスワーラの概略図と燃焼室組み込み時の写真を，それぞれ，図 2(a), (b) に示す．スワーラは，45 度の旋回角を持つ 12 枚のブレードで構成される．二次燃料は，主燃料とは別系統で供給され，ハブ先端の周上に等間隔で 12 ヶ所，中心軸に対して 30 度の傾きをもつ直径 0.8mm の細孔から噴射される．図 3 には制御と計測のシステム構成が示されている．燃焼器壁面の圧力変動は，圧力トランスデューサを用いて計測した．混合室に 1 ヶ所（PT1）と燃焼室に 3 ヶ所（PT2-PT4）の合計 4 ヶ所で計測を行った．PT2 の圧力変動信号は，火炎自発光画像計測のためのＩＣＣＤカメラのトリガー信号にもなっている．さらに，この PT2 からの信号は，制御時には，コントローラへの入力信号として用いられている．アクチュエータとして，高速応答バルブが二次燃料供給ラインに組み込まれている．コントローラからのコマンドによって流路開度が変動し，それに伴って，二次燃料の流量に変動が与えられる．

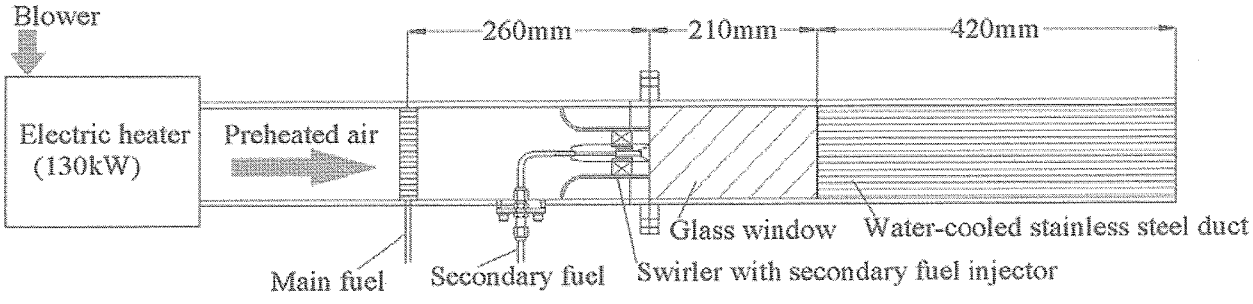
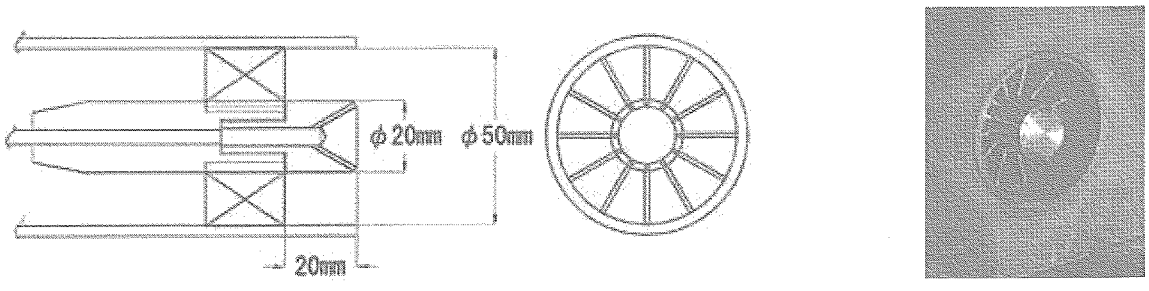


Fig.1 Combustion test rig



(a)　　(b)

Fig.2 Design of the axial swirler with a secondary fuel injector (a) and its photo from downstream side (b)

This document is provided by JAXA.

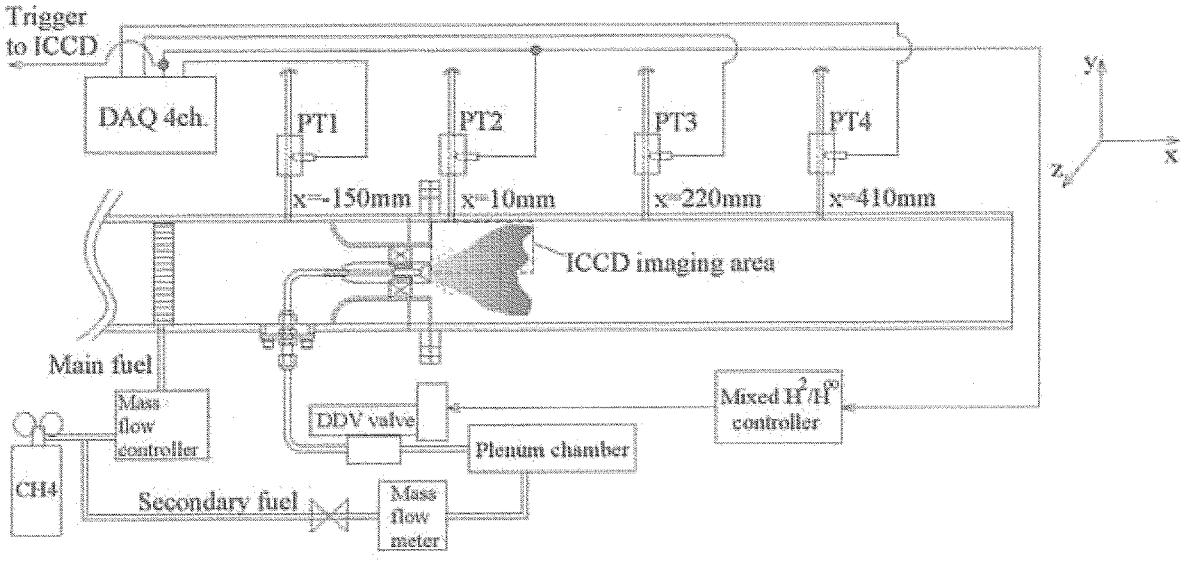


Fig.3 System for measurement and control

3．2　燃焼器の振動特性と制御対象条件

二次燃料噴射を行わずに，主燃料のみを用いて，当量比を増加させていったときの PT2 における圧力振動スペクトルの推移を図 4 に示す．この実験では，入口温度，空気流量を，それぞれ，700K，78g/s（スワーラ断面流速～90m/s に相当）とし，主燃料流量を増やすことで，当量比を 0.43 から 0.60 まで，0.01 刻みで増加させている．スペクトルピークに着目すると，当量比 0.45 の条件で音圧レベル 160dB を超えるピークがあらわれ，当量比 0.48 では，170dB に到達する．当量比 0.48-0.55 の間では，170dB ピークを持続しつつ，当量比の増加に伴って，ピーク周波数が 230Hz 付近から 300Hz 付近へとシフトしている．そして，当量比 0.55-0.56 の間で，にわかに振動が治まり，そのまま当量比 0.60 までなだらかにピークを下げていく．PT2-PT4 の 3 ヶ所で計測されたスペクトルピーク値の比較から，当量比 0.45-0.55 にかけての不安定モードは，燃焼器縦方向の 1/4 音響モードであることが報告されている[11]．また，燃焼器出口のガス分析結果[10]から，当量比 0.50 付近の強い圧力振動が発生する条件は，低 NOx，CO 排出を示す条件と重なっていることも報告されている．低エミッション性を示しながら強い圧力振動の発生する条件として，当量比 0.50 の条

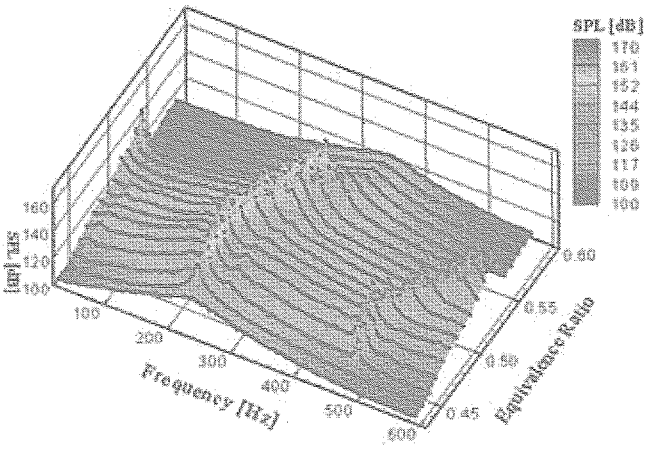


Fig.4 SPL spectra when increasing equivalence ratio from 0.43 to 0.60. Tin=700K, Qair=78g/s.[9]

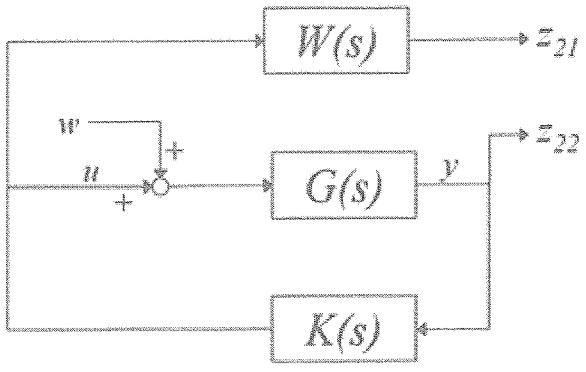


Fig.5 Block diagram of the control system. *y* is the observed output from the system, *u* is the control input and *w* is the disturbance. *z21* and *z22* are the control variables with respect to the control input and the observed output, respectively.

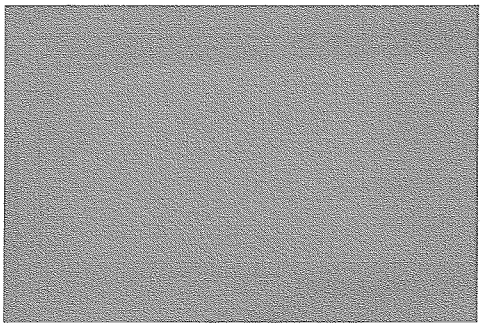
This document is provided by JAXA.

件を制御の対象とした．全体当量比を 0.50 で一定に保ちながら，二次燃料噴射制御を行う．

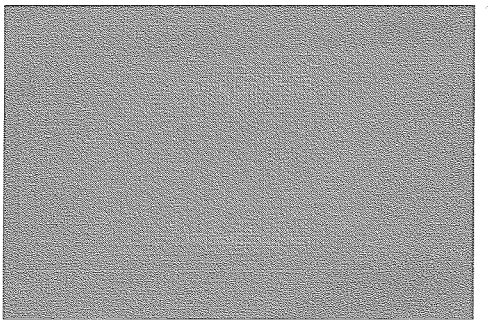
3．3　二次燃料噴射によるアクティブ制御

混合H^2/H^∞ 制御系のブロックダイアグラムを図 5 に示す．*G(s)* , *K(s)* は，それぞれ，系の伝達関数とコントローラを意味している．*y*は系の出力，*u*は制御入力，*w*は外乱，*z21* は制御入力に対する制御量， z22 は出力に対する制御量をあらわしている．*w*から*z21* までのH^∞ノルムについての制約条件のもとで，*w*から*z22* までのH^2ノルムを最小化するように制御系が設計された．実験モード解析に基づくシステム同定試験と制御系設計の詳細については，文献[10,13]に報告されている．

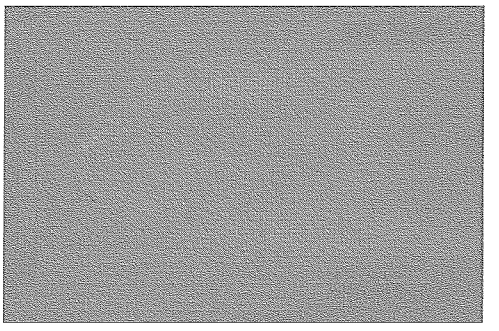
二次燃料噴射制御においては，（コントローラによる流量変動の付与なしに）定常的に噴射させるだけでも，火炎構造が変わることで燃焼器の音響特性が変化することに注意しなければならない．非制御／定常噴射／制御時の火炎の様子を，それぞれ，図 6（a）-（c）に示す．図中，左端が燃焼室入口で混合ガスは右向きに流入する．非制御時と制御時で火炎の様子が大きく異なることがわかる．非制御時は，スワールハブ後流とダンプ部の両方に火炎が存在することがわかる（図 6（a））．これに対し，二次燃料の定常噴射を行うと，スワールハブ後流にラッパ状に広がる火炎構造が強く現われ，ダンプ部におけるリム火炎の存在範囲が小さくなることがわかる（図 6（b））．そして，アクティブ制御時には，ダンプ部のリム火炎が見られなくなる（図 6（c））．これらの特徴から，外側再循環領域における火炎の挙動と燃焼器の振動特性との間に強い相関があることが示唆さ



(a) No control case



(b) Steady injection case



(c) Active control case

Fig.6 Direct images of the flames. Tin=700K, Qair=78g/s, Overall ER=0.50, SFP=3%.

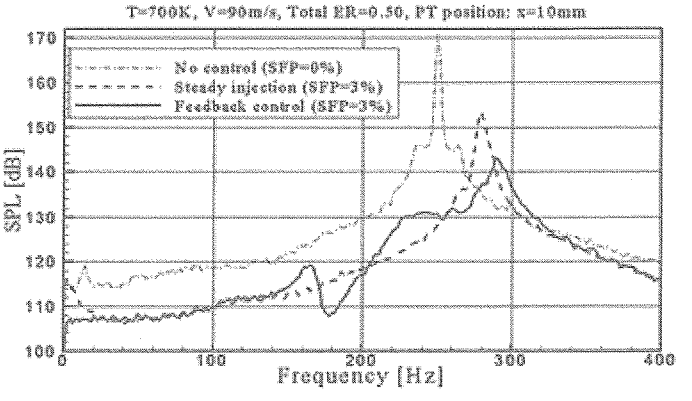


Fig.7 SPL spectra of no control, steady injection and active (feedback) control cases. Tin=700K, Qair=78g/s, Overall ER=0.50, SFP=3%.[10]

This document is provided by JAXA.

れる．実際，圧力変動とOH*自発光変動との間の位相相関解析から，定常噴射時には外側再循環領域に強い相関を示す領域が存在することが報告されている[11]．このような火炎構造の変化は，二次燃料噴射の量，位置，角度に強く依存するため，コントローラの設計を行う事前段階で，これらの要素をパラメータとした実験を行って，効果的なインジェクタ形状を決定することが重要である．筆者のグループでは，パラメトリックスタディを実施し，本稿で扱うインジェクタが効果的な形状を有していることを示している[11]．

図7は，総燃料流量に対する二次燃料流量の割合（Secondary Fuel Percentage，以下，SFP.）が3%の条件における制御結果を示している．比較のため，非制御時（即ち，振動燃焼発生時）と定常噴射時のスペクトルも示している．非制御時に171dBあったピークレベルは，二次燃料の定常噴射によって154dBまで17dB 低減する．この状態で混合H^2/H^∞ コントローラを導入することによって，定常噴射のピークレベルから，更に 10dB の低減効果が得られることがわかる．前者が火炎全体構造の変化による効果，後者がフィードバック制御による音響低減効果と言うことができる．

4．まとめ

希薄予混合ガスタービン燃焼器で発生する振動燃焼を対象として，二次燃料噴射によるアクティブ制御を実施した．実験は，入口温度 700K，空気流量 78g/s，全体当量比 0.50，二次燃料割合 3%の条件において行われた．二次燃料の定常噴射制御によって，振動燃焼発生時のピークレベルから 17dB の低減効果が得られた．その上で，混合H^2/H^∞ コントローラによるフィードバック制御を導入することで，定常噴射時のピークレベルから，更に 10dB の低減効果が得られた．

関連して行ってきた研究で，本稿では紹介されなかったトピックとして，二次燃料割合を変化させたときの制御効果の違いや NOx 排出への影響[11]，自発光センサーの適用可能性に関する研究[6]，レーザー誘起プラズマ分光分析法による振動燃焼時の当量比変動の計測[12]などが挙げられる．

この分野の研究開発は，エンジンメーカーと大学・公的研究機関との共同研究という形で，特に欧米において，盛んに行われている．航空用・産業用の実用エンジンに搭載されるためには，高温高圧環境下において，広い作動範囲でロバストな制御技術が実証されなければならない．現段階では，そのような技術は確立されておらず，高速応答性，高振幅な動作性，高い耐久性を備えたアクチュエータの開発や作動条件によって変化する複数の音響モードへの対応など，克服すべき技術課題が多数存在する．基礎的な観点から見ても，剥離渦－火炎間，壁面－火炎間の干渉問題のような燃焼器内部における非定常現象の解明やそのモデル化，流入速度擾乱に対する乱流火炎の応答性の研究など，興味深いテーマが複数挙げられる．このような現況から，今後も，基礎・応用双方の観点から，燃焼制御に関する研究が，盛んに取り組まれていくものと考えられる．

また，エンジンの健全性モニタリング技術や異常検知技術といった観点からの燃焼計測・解析技術も重要視されている．航空機エンジンは，いわゆるＭＲＯビジネスの一つと位置づけられ，このような技術の高度化によって，メンテナンスコストが削減されることは，エンジンメーカーにとって，非常に魅力的なことであるに違いなく，今後ますます，注目されていくことが期待される．我々のグループにおいても，上述の観点から，燃焼状態診断センサーの研究開発に取り組んでいるところである[4,6,12,14,15]．

本研究は，文部科学省の開放的融合研究「乱流制御による新機能熱流体システムの創出」の支援によって実施された．ここに記して謝意を表す．

This document is provided by JAXA.

参考文献

[1] Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol.210, Edited by Lieuwen,T.C. and Yang, V. (2005)

[2] Dowling, A.P. and Morgans, A.S., "Feedback Control of Combustion Oscillations", *Annu. Rev. Fluid Mech.* 37 (2005) pp.151-182.

[3] Tachibana, S., Zimmer, L., Yamamoto, T., Kurosawa, Y., Yoshida, S. and Suzuki, K. "Toward active control of turbulent combustion. Development of the demonstration combustor system", *Proc. of the 5th Symposium on smart control of turbulence,* (2004) pp175-183.

[4] Zimmer, L., Tachibana, S. "Utility of chemiluminescence monitoring for active control of combustion",*Proc. of the 5th Symposium on smart control of turbulence*, (2004) pp85-94.

[5] Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki,K., Shinjo, J., Mizobuchi, Y. and Ogawa, S., "Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Combustor by Secondary Fuel Injection", *Proc. The 6th Sym. Smart Control of Turbulence* (2005) pp.181-190.

[6] Zimmer, L., Tachibana, S., Tanahashi, M., Shimura, M. and Miyauchi, T., "Sensors for Active Control of Turbulent Combustion", *Proc. The 6th Sym. Smart Control of Turbulence* (2005) pp.163-172.

[7] 立花繁，Zimmer Laurent，黒澤要治，鈴木和雄 "メタン-空気予混合燃焼器における振動燃焼の 2 次燃料噴射による能動制御"，*日本流体力学会年会 2005 講演論文集(2005 年 9 月 7 日)* p.254.

[8] 立花繁，Zimmer Laurent，黒澤要治，鈴木和雄 "希薄予混合モデル燃焼器における振動燃焼のフィードバック制御"，*第 43 回燃焼シンポジウム講演論文集 (2005 年 12 月 6 日，東京)*，pp. 214-215.

[9] 立花，ジマー，黒澤，鈴木"二次燃料噴射による振動燃焼の能動制御"，*ながれ*，25 巻 第 3 号 (2006) pp.219-227.

[10] Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki,K., Sato, H., Hayashi, A. K., Nishidome, C. and Kajiwara, I., "Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Gas-Turbine Combustor" *Int. J. Vehicle Des.* (2006)(to appear)

[11] Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki,K.,"Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Combustor by Secondary Fuel Injection Coupling with Chemiluminescence Imaging Technique" *Proc. Combst. Inst.* (2007) (to appear)

[12] Zimmer, L. and Tachibana, S., "Laser Induced Plasma Spectroscopy for local equivalence ratio measurements in an oscillating combustion environment", *Proc. Combust. Inst.* (2007) (to appear)

[13] 下嶋，松永，小池，梶原，" モード解 析に基づく複数の制御音源を用いたフィードバック音響制御"，*日本機会学会論文集(C 編)*，65 巻 633 号(1999) pp.1849-1856.

[14] Koyama, M., Fujiwara, H., Zimmer, L. and Tachibana, S. (2006) "Effects of swirl combination and mixing tube geometry on combustion instabilities in a premixed combustor", Proc. of ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air 8-11 May 2006, Barcelona, Spain, GT2006-90891.

[15] 立花，Zimmer，黒澤，鈴木 "ダンピングファクターによる振動燃焼制御効果の評価について"，*日本流体力学会年会*2006，（2006 年 9 月 17 日，福岡）

This document is provided by JAXA.

実験用航空機によるJAXA宇宙プロジェクト協力について

JAXA Space Project Supports using Experimental Aircraft

飛行システム技術開発センター　航空機運航セクション　白水博文
Hirofumi Shirouzu, Aircraft Operating Section, Flight Systems Technology Center

Abstract

The Flight Systems Technology Center operates experimental aircraft required to research and develop guidance, navigation, and control technologies for aircraft and spacecraft, flight safety technology, and flight experiment and measurement technology. The Center thereby participates in JAXA projects and promotes flight system research in collaboration with external organization such as universities. The demands for support flights to various JAXA space project have been increasing these days. This paper describes those JAXA space project supports conducted in JFY2005 using experimental aircraft.

1. はじめに

総合技術研究本部飛行システム技術開発センターでは実験用航空機の運用を行っており，機構内外のニーズ対応及びセンター内部の基礎基盤研究に活用している．機構内ニーズ対応としては，従来は運航安全等の航空プロジェクト対応が主体であったが，近年，宇宙基幹システム本部等が実施する宇宙プロジェクトにおける活用希望が増加しつつあり，それらに鋭意対応しているところである．本稿では，平成17年度に当センターが実施した，実験用航空機を活用したJAXA宇宙プロジェクト協力の概要と成果について述べる．

2. 実験用航空機の概要

当センターが運用する実験用航空機はドルニエ式Do228型機，三菱式MH2000A型機及びビーチクラフト式65型機の3機である．この内，Do228型機は，フライバイワイヤシステムと高精度計測システムを，MH2000A型機も高精度計測システムを搭載し，それぞれMuPAL-α及びMuPAL-ε（MuPAL：Multi Purpose Aviation Laboratory，多目的実証実験機）として各種研究開発に活用している．(Fig.1参照)

3. 17年度宇宙プロジェクト支援の概要と成果

平成17年度は，これらの実験用航空機を活用して，以下の宇宙プロジェクト協力を実施した．

● H-IIA打ち上げ支援

依頼元：宇宙基幹システム本部
概　要：H-IIA打ち上げにおける，実験用航空機による以下の支援を実施した．
- 打ち上げ前の雲状況観測
- 打ち上げ時の写真撮影
- SRB-A着水点の発見及び着水点付近の状況の確認と撮影
- セキュリティー強化のための射場付近の写真撮影 他

成　果：B65型機及びMH2000A型機により，18年1月(H-IIA:8号機)及び2月(同9号機)の打ち上げ支援を実施(合計飛行回数:6，合計飛行時間:13時間25分)，上記任務を行い，打ち上げ成功に貢献した．(Fig.2参照)

● 人工電波環境の観測

依頼元：宇宙利用推進本部
概　要：地球観測衛星Aqua(2002年5月打ち上げ)に搭載されたマイクロ波放射計(AMSR-E)において，人工電波による干渉が発生した．2010年度の打ち上げを目標としている地球環境変動観測ミッション：第一期水循環変動観測衛星(GCOM-W1)では，人工電波干渉の影響を改善したAMSR後継機を搭載予定しており，そのための人工電波環境の基礎データを取得することを目的として，人工衛星からの観測が模擬でき，かつ広域観測が可能な航空機による観測を実施した．

成　果：B65型機により，17年11月に関東・甲信越周回コース，18年1月に西ルートの

This document is provided by JAXA.

飛行を実施(合計飛行時間:6 時間 55 分), 所望のデータを収集した. この結果により, RFI 回避の可能性が定量的に評価された. (Fig.3 参照)

● 月・惑星着陸レーダ飛行評価[1,2]

依頼元：宇宙科学研究本部

概　要：将来の月及び惑星着陸ミッションに必須のセンサーとなる電波高度速度計(着陸レーダ)の試作機をヘリコプタに搭載して飛行試験を行い, 自然地形からの反射パルスの測定及びレーダの動作試験を実施した.

成　果：MH2000A 型機により, 18 年 3 月に, 5 回の飛行試験を実施(合計飛行時間:7 時間 10 分), 比較的広くなだらかで樹木のない自然地形が多く残されている阿蘇山外輪山付近と平坦な地形の熊本空港を対象として測定を行い, 検討してきた高度および速度測定方法に関する多くの知見が得られた. (Fig.4 参照)

● 大気球回収

依頼元：宇宙科学研究本部

概　要：気球から分離・降下し, 海上に着水したペイロードの発見と, 回収船への位置の通報及び誘導を実施した.

成　果：17 年 5～6 月に MH2000A 型機(合計飛行回数:3 回, 合計飛行時間:3 時間 15 分), 同 8 月に B65 型機(飛行回数:1 回, 飛行時間:1 時間 40 分)により支援飛行を実施. 各飛行とも, 海上に浮遊するペイロードを発見し, 回収船に通報, 迅速な回収に貢献した. (Fig.5 参照)

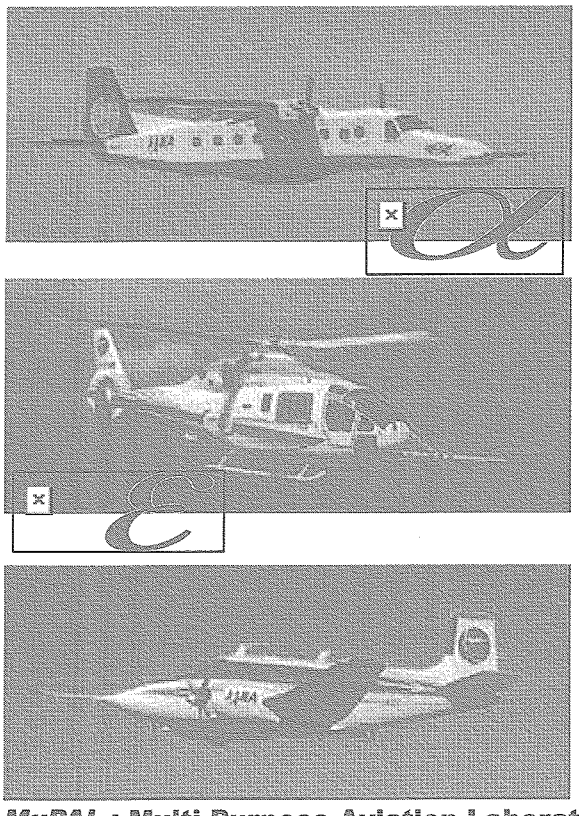
4. おわりに

実験用航空機を活用した JAXA 宇宙プロジェクト支援は, まだ実績は少ないが, 同じく当センターで運用する飛行シミュレータを活用した協力や, 機構外を対象とした協力と共に, 今後, 積極的に実施していきたい. また, 飛行試験設備の更新, 機能向上の際にも, 宇宙プロジェクトからの希望, 要求を積極的に取り入れる所存である. これらについて, 関係各位からのご意見, ご要望をお待ちしています.

[参考文献]

[1] T.Sakai, et al."Design and Test of Altitude Measurement for Planetary Landing Radar", ISTS, 2006

[2] 井高, 福田他「月惑星探査機用着陸レーダにおける速度測定精度改善に関する」宇宙科学シンポ,2006



Dornier 228-202 (JA8858)
- Since 1988
- Twin-Engine Turboprop Airplane
- Fly-by-Wire, DLC, Second Cockpit, & Precise Sensor System ⇒ *MuPAL-α*
- R&D on Guidance & Control Technology, Next-Generation Aircraft Operation, etc.

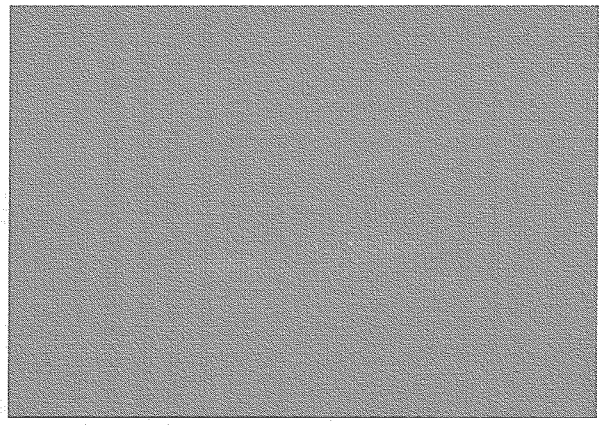
Mitsubishi MH2000A (JA21ME)
- Since 1998
- Twin-Engine Turbine Helicopter
- Precise Sensor System & Programmable Display ⇒ *MuPAL-ε*
- R&D on Helicopter Flight Safety, Noise Abatement Operation, etc.

Beechcraft 65 (JA5111)
- Since 1962
- Twin-Reciprocating-Engine Airplane
- Environmental Observation, Evaluation of Avionics, etc.

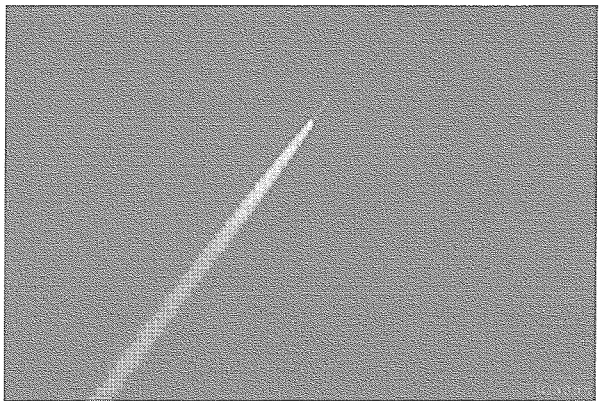
MuPAL : Multi-Purpose Aviation Laboratory

Fig.1 JAXA Experimental Aircraft

This document is provided by JAXA.



SRB-A Splashdown Point (H-IIA #8, Jan.24,2006)



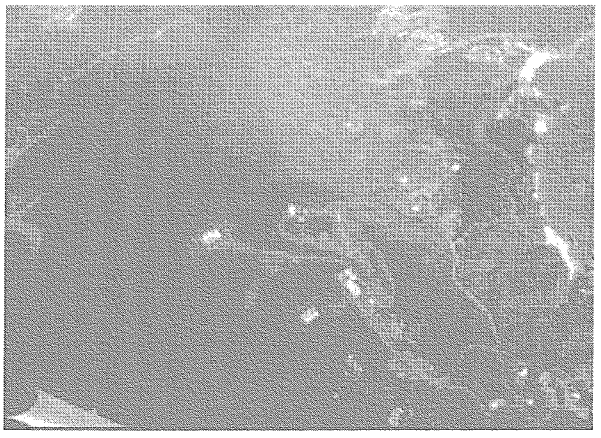
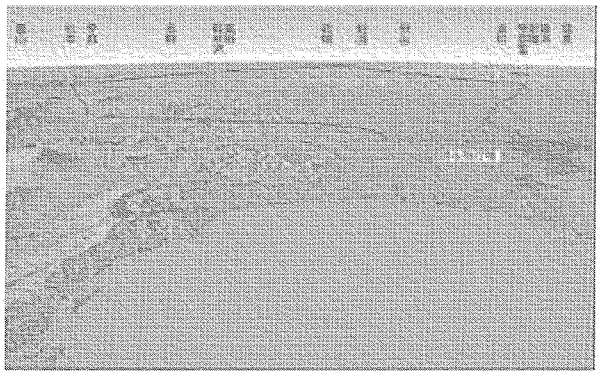


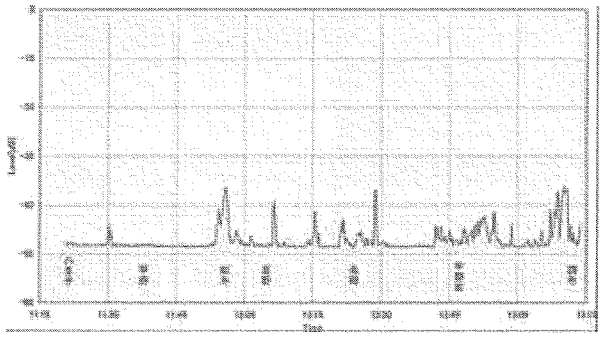
Photo for Security Strengthening

Photos of Launch (H-IIA #9, Jan.24,2006)

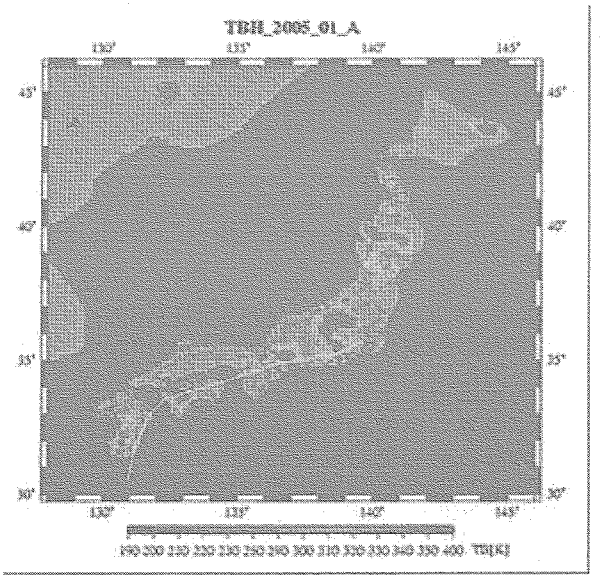
Fig.2 Support to H-IIA Launch



Flight Path over Kanto Region (Nov.28,2005)



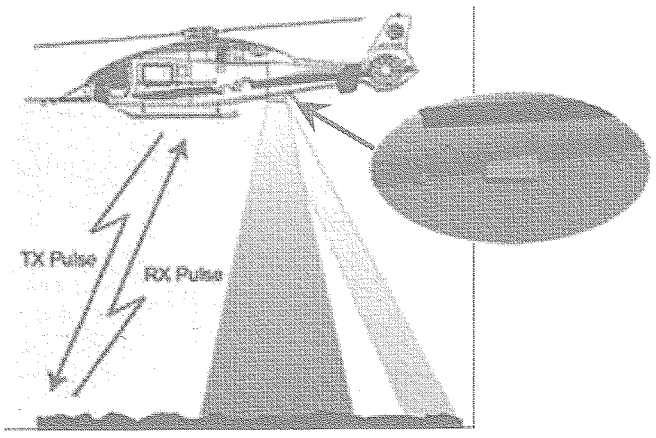
Example of Measured Data (RFI of AMSR Band)

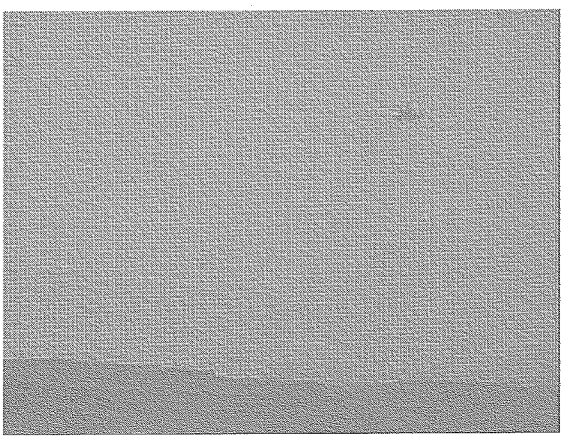


Flight Path over Western Japan (Jan.2006)

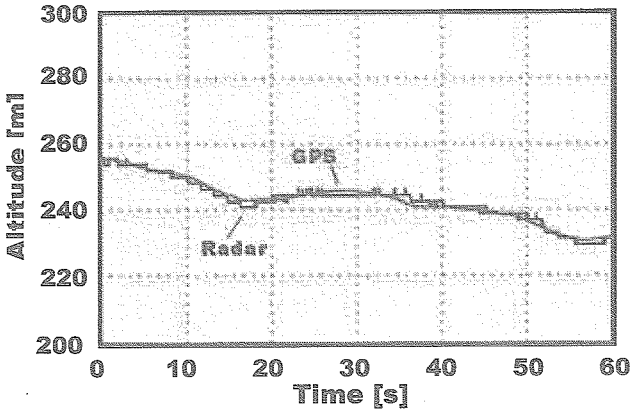
Fig.3 Obserbvation of Artificial Radio Wave

This document is provided by JAXA.

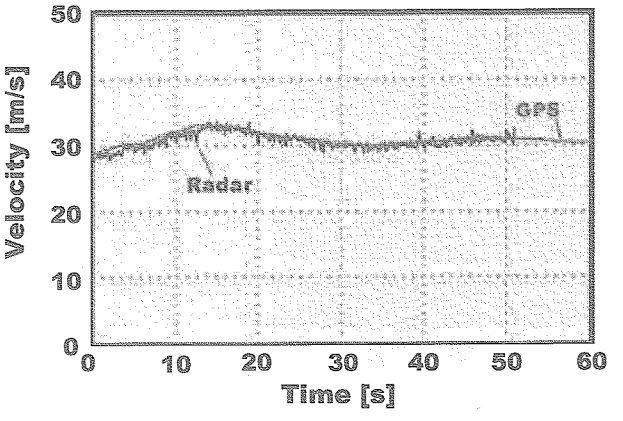




Flight Test at Aso



Altitude Measurement



Velocity Measurement

Fig.4 Evaluation of Planetary Landing Radar

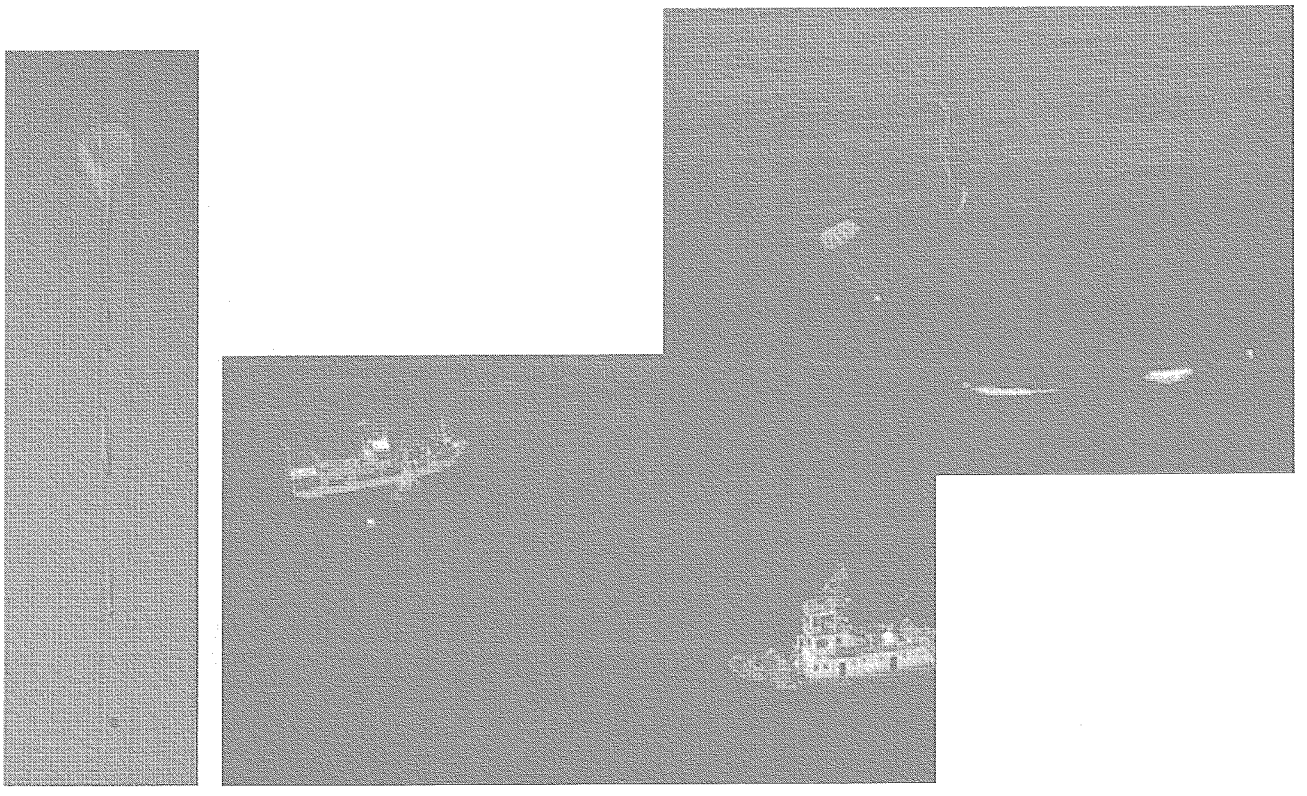


Fig.5 Support to Balloon Recovery

This document is provided by JAXA.

風洞設備の供用と精度向上/生産性向上のための研究開発
Operation of Wind Tunnel Testing Facilities and R&D for Improvement of Their Performance

風洞技術開発センター
浜本　滋
Wind Tunnel Technology Center
Shigeru Hamamoto

Abstract

The Wind Tunnel Technology Center (WINTEC) is the section that takes care of the 11 main wind tunnel facilities at the Institute of Aerospace Technology (IAT) of JAXA. Besides the management of the facilities, the Center also conducts research on new testing and measurement technologies to meet the needs of wind tunnel users. In this report, the operation result of the facilities in FY2005 as well as the fruit of the R&D for improvement of their performance.

１．はじめに

風洞技術開発センター（WINTEC: Wind Tunnel Technology Center）は、JAXA の航空宇宙技術研究センター（東京都調布市／三鷹市の飛行場分室を含む）に設置されている風洞設備のうち、大小１１基の設備を維持管理・運営している。これらの設備は「風洞群」として低速から極超音速までの速度域をカバーするとともに、高エンタルピ条件に対応する設備も擁しており、航空宇宙分野における多種多様なニーズに幅広く対応している。ここではまず、設備の概要と供用実績について報告する。

風洞技術開発センターではまた、ユーザのニーズに的確に対応するため、試験計測技術の研究開発も実施している。これらの研究開発は基盤研究であり、今中期計画では、設備横断的な新しい試験計測技術の研究を主に実施する「風洞技術の高度化」と、精度向上／生産性向上を目的として設備個別に研究を行う「風洞空力研究」を平成 15 年度下期より実施してきている。「風洞技術の高度化」については個別課題について別に報告を行うため、ここでは「風洞空力研究」の活動の概要と、平成１７年度における主要な成果を報告する。

２．設備の概要と供用実績

風洞技術開発センターが管理する風洞設備の一覧を Table 1 に示す。これらのうち、主要な５つの風洞の平成 17 年度の通風実績を Table 2 に示す。外部ユーザが風洞設備を利用する場合はランニングコスト分（及び直接／間接経費）が課金され、平成 17 年度の設備供用収入実績は約 120 百万円（税別）であった。

風洞設備はその性質上、JAXA 内外ともに大部分のユーザが航空技術分野の研究開発目的で利用するが、航空技術のスピンオフで非航空宇宙産業分野でのニーズ（風力発電、陸送、各種耐風など）も存在する。また、宇宙分野についても、宇宙輸送系の開発では大気中の飛行解析に欠かせない設備であり、これまでに極超音速風洞を中心に宇宙往還機の研究開発によく用いられてきている。

Table 3 に平成 17 年度に行われた宇宙分野のプロジェクト協力実績を示す。この他、高エンタルピ風

This document is provided by JAXA.

洞では、宇宙分野の先行／基礎研究として、耐熱複合材の熱試験やアブレータ、TPS（熱防護システム）の基礎試験が総研本部内ユーザによって実施されている。

3．精度向上／生産性向上のための研究開発

風洞試験技術に対するニーズは非常に多様化しており、風洞設備毎にも異なることから、風洞技術開発センターでは「風洞空力研究」という大枠の中で、風洞毎／ユーザ要求毎の個別の研究開発を行い、成果を還元している。今中期計画で実施している研究課題（項目）を Table 4 に示す。これらの各課題は短期または中期的な視野で研究開発に取り組むもので、資金規模も比較的小さいものが多い。

本報告では、「風洞空力研究」の中で、今中期計画で具体的な項目として挙げている「風洞壁境界層修正法の研究」について成果の概要を報告する。

（1）目的

風洞試験で得られる空力データには、風洞壁の存在が流れに及ぼす影響が含まれている。この影響を推定して補正し、空力データの精度向上を実現することを目的とする。低速と遷音速で共通部分の多い手法を選び、統一的に計算コードを開発して、2007 年度末に実用化することを目標とする。

（2）平成１７年度の成果[1),2)]

遷音速風洞は測定部の風洞壁が多孔板（あるいはスリット壁）となっており、この状態をパネル法による修正プログラムにおけるレストリクションパラメタ R として与えるが、TWT1（2m×2m 遷音速風洞）第 1 カートに対して R 値を算出し、その値を使用して風洞壁干渉量を計算、プログラムの有効性を確認した。また、TWT1 第 3 カートの R 値を算出するための風洞壁圧分布を取得した。第 1 カートにおける壁干渉量の計算結果例を Figure 1 に示す。ここで、壁干渉量の補正は迎角αと一様流の風速 U の補正で行う。

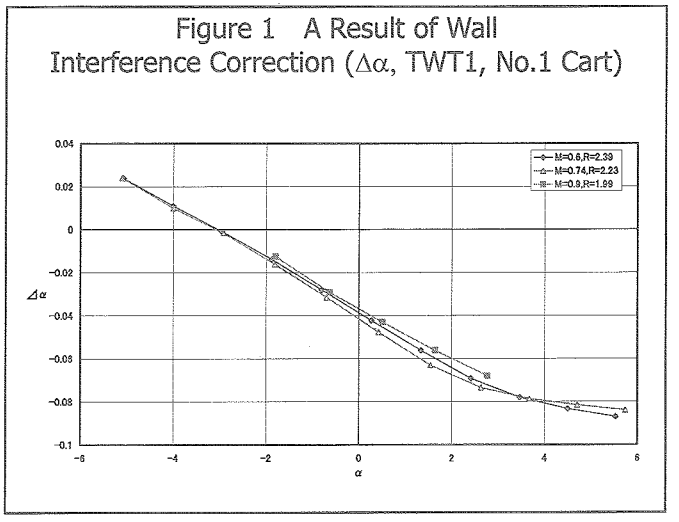


Figure 1　A Result of Wall Interference Correction (Δα, TWT1, No.1 Cart)

修正プログラムについては、計算時間の短縮を目指し、プログラムの改善、スーパーコンピュータの活用等により計算時間をおよそ 1/6 に減少できた。

低速風洞試験については、実際に修正プログラムを全機標準模型試験及び半裁模型試験にも適用し、プログラム実用化の見通しを得た。また、半裁模型風洞試験技術の中の新しい風洞壁境界修正法を確立した。

成果のクオリティーとして、本境界修正法は基本的に NASA Langley で開発された方法を採用しており、新規性には乏しいものの、半裁模型試験への適用を可能にしたのは JAXA 独自の拡張である。ベースが最新の方法であるため、実用化のあかつきには、古典的方法を使っている風洞、あるいは境界修正を行っていない風洞に対しての優位性が得られると期待できる。

4．研究受託／試験受託について

風洞技術開発センターでは、主に設備供用によりユーザ試験を実施している。設備供用の場合は、あくまで設備をユーザの利用に供するという立場での運営となり、試験計画の立案及び模型の準備はユー

This document is provided by JAXA.

ザ側の分担となる。特に、JAXA内プロジェクトでは、従来プロジェクトから受託メーカを経由して設備供用が行われることが多く、プロジェクト管理はやりやすい反面、基盤部門での技術蓄積が行いにくい状況を生んでいる。これに対し、風洞技術開発センターが培ってきた風洞試験における技術蓄積をJAXA内のプロジェクトやJAXA外の産学に十分に役立てるという観点から、また、さらなる技術蓄積を行うという観点から、今後は研究受託／試験受託を積極的に行っていくようにしたい。宇宙分野の各プロジェクトに対しても、航空技術の延長として、技術的に貢献できるものと考えている。

Table 1　Table of wind tunnels of WINTEC

Facility	Type	Test Section	Speed/Mach No.	Establishment
6.5m×5.5m Low-speed wind tunnel : ***LWT1***	Continuous atmospheric	6.5m(H)×5.5m(H)	1 – 70m/s	FY1965
2m×2m Low-speed wind tunnel : ***LWT2***	Continuous atmospheric	2m(H)×2m(W)×4m(L)	3 – 60m/s (normal) Max. 67m/s	FY1971
2m×2m Transonic wind tunnel : ***TWT1***	Continuous pressurized	2m(H)×2m(W)	M=0.1 – 1.4	FY1960
0.8m×0.45m High Reynolds number wind tunnel : ***TWT2***	Blow-down	0.8m(H)×0.45m(W)	M=0.2 – 1.4	FY1979
1m×1m Supersonic wind tunnel : ***SWT1***	Blow-down	1m(H)×1m(W)	M=1.4 – 4.0	FY1961
0.2m×0.2m Supersonic wind tunnel : ***SWT2***	Continuous pressurized	0.2m(H)×0.2m(W)	M=1.5 – 2.5	FY1994
0.5m Hypersonic wind tunnel : ***HWT1***	Blow-down w. suction	Nozzle ϕ0.5m	M=5, 7, 9	FY1965
1.27m Hypersonic wind tunnel : ***HWT2***	Blow-down w. suction	Nozzle ϕ1.27m	M=10	FY1994
0.44m Hypersonic shock tunnel : ***HST***	Shock tunnel	Nozzle ϕ0.44m	M=10, 12	FY1967 (refurbished in FY1994)
750kW Arc-heated wind tunnel : ***AWT***	Arc-heated high-enthalpy	Nozzle ϕ11.5cm	M=4.8 (designed)	FY1981 (powered up in FY1993)
110kW ICP-heated wind tunnel : ***PWT***	Inductively-coupled-plasma high-enthalpy	Free jet	Subsonic	FY2004

Table 2　Operation Results of Main Wind Tunnels in FY2005

W/T	max. Capacity	FYH17 Results	Rate of Operation	External Use	(Campaign)	JAXA Project Use	for Space Activities
LWT1	200 days	159	79.50%	20	(4)	APG	
LWT2	200 days	168	84.00%	81	(10)	APG, ISAS	Reusable Rocket (9)
TWT1	200 days	190	95.00%	84	(7)	APG, SFO	H2B Transonic Test (14)
SWT1	800 runs	728	91.00%	289	(4)	APG, SFO	H2B Supersonic Test (112)
HWT	200 runs	73	36.50%	0	(0)		
AWT	80 runs	20	25.00%	3	(1)		(Composite, TPS)

APG: Aviation Program Group, SFO: Office of Space Flight and Operations

This document is provided by JAXA.

Table 3 Wind Tunnel Testing for Space Activities

	Project Office	W/T	Measurement
Retrofiring of Reusable Rocket	ISAS	**LWT2**	3-D Stereo PIV
H2B Transonic Testing	SFO	**TWT1**	Aerodynamic Forces, Pressure Distribution
H2B Supersonic Testing	SFO	**SWT1**	Aerodynamic Forces, Pressure Distribution

Table 4 List of Subjects of Wind Tunnel Technologies

Subjects
- Items

Improvement of Productivity
- Establishment of Sweep Mode Measurement in TWT1 (2001-2007)
- Installation of ESP in LWT1 (2001-2005)

Improvement of Accuracy
- Model Attitude Measuring Technique in TWT1 (2003-2005)
- Correction of Wall Interference in LWT1/TWT1 (2003-2007)

Investigation of Flow Characteristics
- Standard Calibration Model Testing (Continuous)
- Flow Calibration in the Test Section (Continuous)

Individual Issues
- Investigation of Interference between Nacelle and Wing (LWT1, 2004-2005)
- Study of Half Model Testing Technique (LWT1, 2005-2007)
- Study of Model Supporting System for Small Aircraft (LWT1, 2005-2007)
- Measurement of Noise and Investigation of its Source (LWT2, 2004-2007)
- Providing Humidity Measuring System (LWT2, 2004)
- Refurbishment of Balance Calibration System (TWT1, 2004-2006)
- Study of Wall/Model Support Interference (TWT1, 2003-2007)
- Correction of Errors Due to Temperature Shift for Balance Measurement (TWT1, 2003-2007)
- Boundary Layer Control for TWT2 (TWT2, 2004-2007)
- Survey of Maximum Blockage for SWT1 (SWT1, 2003-2007)
- Decrease of Starting/Stopping Loads in SWT1 (SWT1, 2003-2007)
- Measurement of Aerodynamic Heating by Infrared Camera System (HWT, 2003-2005)
- Flow Visualization in Hypersonic Flows (HWT, 2003-2005)
- Intrusive Measurement Techniques in High Enthalpy Flows (AWT, 2004-2007)
- Study of an Inductively Coupled Plasma High Enthalpy Wind Tunnel (PWT, 2005-2007)

Future Facilities
- Conceptual Study of High Reynolds Number Wind Tunnels (2004-2007)
- Technical Assessment for Refurbishment of Wind Tunnels (Continuous)

【参考文献】

1) 日高，口石，小池，香西，「JAXA2m×2m 遷音速風洞壁境界修正用境界条件の設定」，JAXA-SP-05-019，第 75 回風洞研究会議論文集

2) 青木，日高，森田，「パネル法風洞壁干渉修正の JAXA6.5m×5.5m 低速風洞への適用」，JAXA-SP-05-019，第 75 回風洞研究会議論文集

This document is provided by JAXA.

実用風洞試験のための PIV/PSP 計測技術の研究開発

Progress of PIV/PSP measurement technology at Wind Tunnel Technology Center

風洞技術開発センター　高度化セクション　藤井啓介

Keisuke Fujii (Advanced Technology Section, Wind Tunnel Technology Center)

Abstract

A suite of large scale wind tunnels at Wind Tunnel Technology Center (WINTEC) have been equipped with advanced measurement techniques including Particle Image Velocimetry (PIV) and Pressure-Sensitive Paint (PSP) measurement to increase WINTEC overall strength. Some PIV or PSP tests of non-aeronatical application have been conducted recently, demonstrating their advatageous aspects.

1. はじめに

風洞技術開発センターでは各種航空宇宙プロジェクト及び先端的流体制御研究等のより効果的な推進を目的として、風洞試験技術精度向上・可測領域拡大を進めてきている。特に近年、信頼性向上へ向けた高精度計測データ・多面的計測への要求や急速に進歩する CFD 技術検証のための実験データへの要求などがつよく、計測精度向上・データ生産性向上と並行して可測領域の拡大・面計測法の実用風洞試験技術として同時に整備することが求められてきている。そのような状況を踏まえ、JAXA 独自実用技術として粒子画像流速計測法(PIV: Particle Image Velocimetry)、感圧塗料表面圧力計測法(PSP: Pressure-Sensitive Paint)の先進光学計測法を 2001 年度より本格的に整備をしてきたが、その適用先は主に航空系プロジェクトに偏っているのが現状である。ここで整備してきている試験・計測技術はしかしながら必ずしも航空系プロジェクトに限った手法ではなく、さまざまな適用可能性がある。ここでは昨年度実施またはデータ処理を行った非航空系への計測実施例を主体に紹介し、適用範囲拡大・将来の方向性の検討などにつなげることを目的とする。

2. PIV 計測における研究・成果の概要

PIV による流速計測原理は、流体に予め混入させた微細なシード粒子をレーザーシートにより非常に短い時間間隔で 2 回光らせ、その間の粒子移動量を CCD カメラで計測するというもので、速度の定義そのものを利用した計測手法である。PIV 技術は実験室レベルの低速流体計測においては既にほぼ確立された計測手法であるが大型実用風洞への適用例は世界的レベルの海外風洞を見てもまだ少なく、風洞のサイズや特殊性を考慮したシステムの開発が課題となっている。そこで風洞技術開発センターでは、PIV システムの整備にあたり速度 3 成分の計測が可能で、且つ、光学機器配置に関する柔軟性が高いステレオ PIV システムの導入を行ってきている。

2.1. 逆噴射ジェット PIV 計測

PIV計測の実施例としてここでは、宇宙科学研究本部からの依頼を受け実施した逆噴射ジェットPIV計測[1]をまず挙げることとする。これは、再突入体が着陸等に際し流れに対し逆方向にジェットを噴射するとき流れ場を変える事によりジェットの推力以外に大きな空気力の変化が生じうるために、模型に働く空気力計測と併せて行ったもので、流れ場の直接的理解を通して推力、ジェット位置、個数等設計に資する目的で実施した。実際、風洞試験模型（Fig.1）に働く抵抗（ジェット推力を除いた空気力）は、迎角及びジェット総圧に依存しており、特に迎角α=0degのときジェット推力の増加によ

This document is provided by JAXA.

って抵抗が急激に減少することがわかっていた（Fig.2）。そこで流れの構造を調べるためここでは2次元PIVを実施した。その際、自由流と同時に逆噴射ジェットの流れ場を観測するために高圧ジェットにPIVシードを混入させるためのシーディング装置を新規製作し対応した。その結果どちらの流れ場も良好に計測することができ、逆噴射のないケース（Fig.3）において存在していた大きな剥離領域が逆噴射により抑えられてしまい（Fig.4）、結果的に抵抗低減が現れたことがわかった。迎角による効果と逆噴射量の効果を定量的・視覚的に捉えることにより、効率的な設計に必要なデータを得る技術の獲得を確認できた。

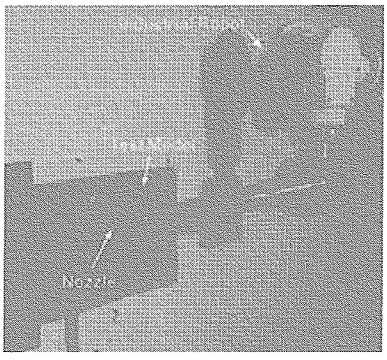


Fig.1. PIV measurement of a jet model

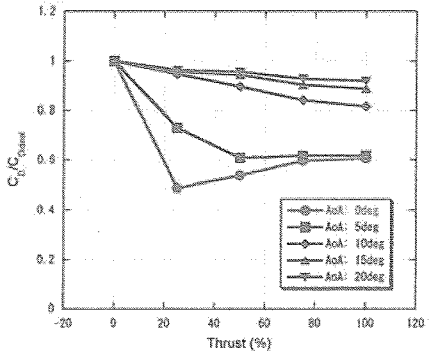


Fig. 2.Drag variation with the jet thrust

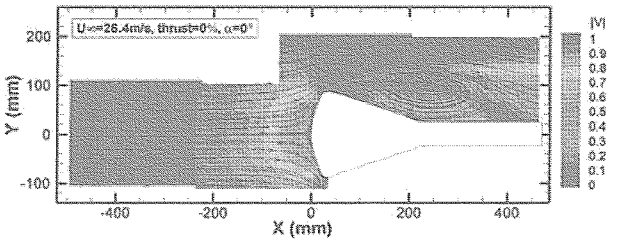


Fig.3. Velocity field with no jet thrust

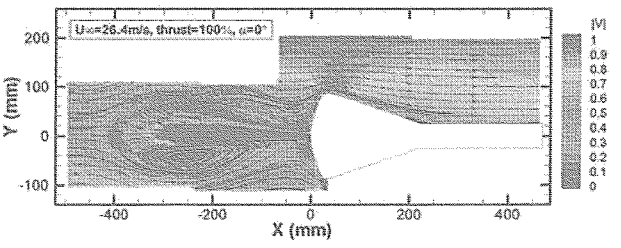


Fig.4. Velocity field at full jet thrust

2.2. サンドブラスト粒子速度分布計測

風洞技術開発センターにおいて整備を進めている PIV システムは基本的には同センター風洞における各種空力実験での適用を主眼においているものの、それ以外の適用例としては 2004 年に実施した固体ロケットノズル損耗模擬装置のアルミナ粒子速度計測が挙げられる。これは H-IIA6 号機事故でのノズル部損耗現象の模擬のためのサンドブラスト装置において、損耗量評価の基準となるアルミナ粒子衝突速度を計測したものである。計測の様子、結果を Fig.5 および Fig.6 に示す。

Fig.5. Sand-brust visualized by the laser light sheet

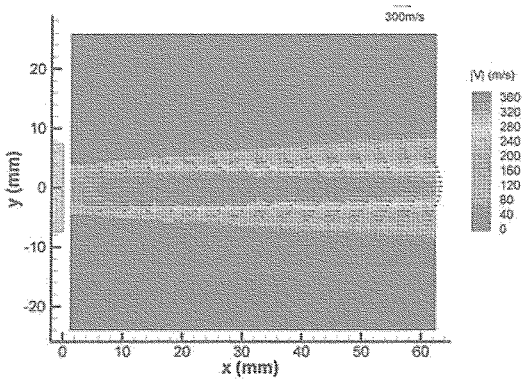


Fig.6. Velocity field obtained by the PIV

This document is provided by JAXA.

この例ではサンドブラスト粒子を PIV シードとして直接利用することによりシステム変更をほとんどすることなく、評価試験の基準量の直接計測ができたという意味でリソースの有効利用の一例といえる。

3. PSP 計測における研究・成果の概要

感圧塗料による表面圧力計測は、蛍光または燐光の発光が周辺酸素分子の抑制効果により圧力依存性を持つという特性を利用した計測法である。実験室レベルにおいて手法的には既にほぼ確立されたものであるが、開発フェーズに有用な計測技術への成熟という観点からは、上記 PIV 計測技術と同様に大型実用風洞への適用における特殊性を考慮したシステムの開発が課題となっている。これまでに模型形状データから模型グリッドを作成し、そのグリッド点上における表面圧力データとして整理するシステムを整備し、更に複数台のカメラを同時に使用することでより広範囲の圧力データを短時間で取得するシステムとして整備中である。ここでは将来宇宙輸送研究センターにおいて検討を進めているリフティングボディ形状再突入実験機模型周りの遷音速領域における空気力・表面圧力分布計測、および極超音速領域における表面圧力の面計測に関して結果の例を示す。

3.1. リフティングボディ形態表面圧力計測

本実験で使用した模型はリフティングボディ形態の再突入機に関する検討を行う目的でHYFLEX形状を基により良好なL/Dを確保するように変更させたものをベースライン形状（Fig.7）とし一連の空力特性の取得を過去に実施されたものである。その一連の風洞試験の中で遷音速領域において空力特性の非線型性が顕著に現れた（Fig.8）ため、その改善のためにいくつかの形状変更が考えられた。本実験はベースライン形態における非線形的空力特性を引き起こす流れ場の表面圧力場計測とともに形状変更後の表面圧力場の計測をPSPによって実施したもの[2]である。

Fig.8 には音速をはさんでいくつかの Mach 数における揚力特性が示されているが□印で示される Mach 数において特に迎角α=5 deg 付近から揚力傾斜が急激に減少する傾向が見られている。この迎角をはさんでα=0 deg およびα=10 deg における上面側の圧力分布を Fig.9 に示す。α=0 deg ではフィンの内側で強い膨張波が発生していることがわかるが、α=10 deg においては後部胴体上面全体で失速状態に入っており揚力特性に影響が出たことが分かる。表面圧力を面計測することで定量性をもちつつ直感的な情報を得ることができることがわかる。

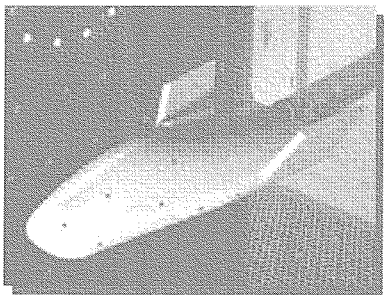


Fig.7. Tested model

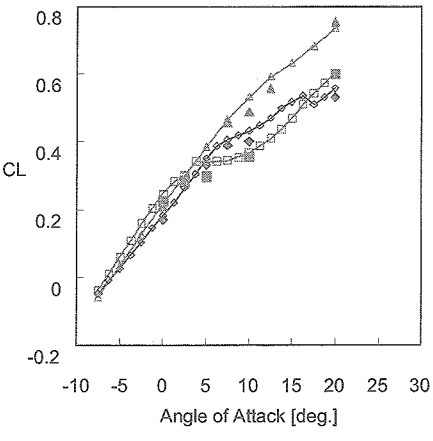


Fig.8.Lift-curve

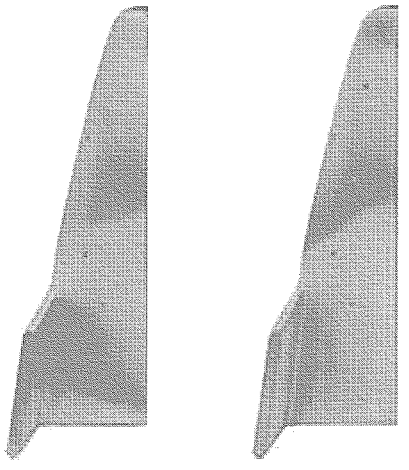


Fig.9.Pressure distribution by PSP
(left)α=0 deg (right)α=10 deg

This document is provided by JAXA.

3.2. 極超音速流における感圧塗料計測

極超音速風洞では一般に模型表面温度が高くなるため感圧塗料計測には適さないが、通風時間の十分短い衝撃風洞では感圧塗料による表面圧力場の面計測が可能である。ここで示す実験自体は数年前に実施されたもの[3]だがそこで得られた技術・システムは現在でも維持・整備されている。Fig.10 に示される半球円柱に三角翼のついた単純形状における圧力分布をPSPにより得た(Fig.11)。Fig.12 には前縁に沿った圧力分布を高速応答圧力センサと比較した結果を示す。これにより圧力センサでは得られない空間解像度で十分な精度の結果が得られることが示されている。

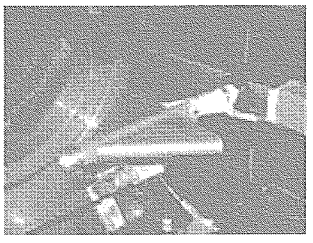


Fig.10 PSP model

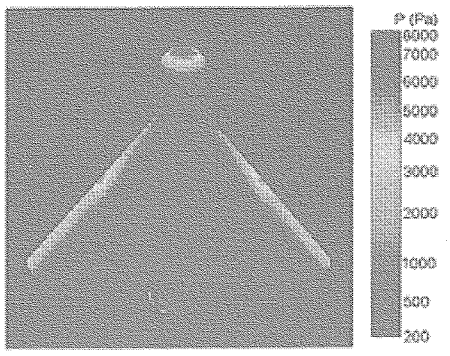


Fig.11.Pressure distribution obtained at a shock tunnel test

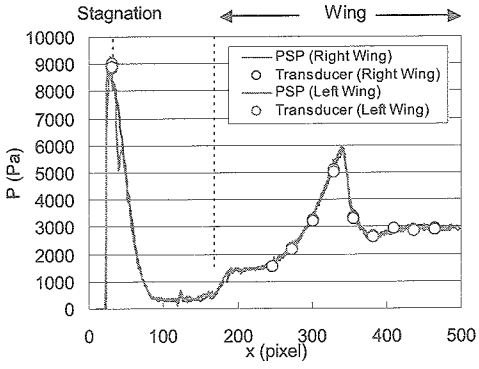


Fig. 12.Pressure along the leading edge (square symbols for sensor measurement)

4. まとめ

風洞技術開発センターにおいて風洞試験技術向上の一環として空間速度場計測および詳細表面圧力場計測をそれぞれ PIV、PSP により実用大型風洞に適用、システム整備を行っている。それぞれ宇宙機設計に関わる試験を通して定量性を確保しつつ視覚的情報を得られる技術レベルであることが示された。

5. 参考文献

(1) Kato, H., Watanabe, S., Hashimoto, T., Osako, Y., Nonaka, S., Ogawa, H. and Inatani, Y., "Velocity Measurement of Opposing Jet for Vertical Landing Rocket," 6th International Symposium on Particle Image Velocimetry, Pasadena, CA, Sept.21-23, 2005

(2) Kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K., Kawato, H., Yamamoto, Y., Watanabe, S. and Fujii, K., "Aerodynamic Characteristics of a Lifting-Body-Type Reentry Vehicle at Transonic Speeds," 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno NV 2006, AIAA paper 2006-665

(3) Nakakita, K. and Asai, K., "Pressure-Sensitive Paint Application to a Wing-Body Model in a Hypersonic Shock Tunnel," 22nd AIAA Aerodynamics Measurement Technology and Ground Testing Conference, St.Louis, MO 2002, AIAA-2002-2911

This document is provided by JAXA.

8. 熱・構造

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

新型2段スターリング冷凍機に関する研究

Research and Development of Advanced Two-stage Stirling Cryocooler

総合技術研究本部 宇宙熱技術グループ 杉田寛之、佐藤洋一
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 高エネルギー天文学研究系 満田和久
宇宙科学研究本部 宇宙情報・エネルギー工学研究系 平林 久
Hiroyuki Sugita, Yoichi Sato, Spacecraft Thermal Engineering Group, IAT
Takao Nakagawa, Hiroshi Murakami, Department of Infrared Astrophysics, ISAS
Kazuhisa Mitsuda, Department of High Energy Astrophysics, ISAS
Hisashi Hirabayashi, Department of Space Information and Energy, ISAS

Abstract

The advanced two-stage Stirling cryocooler has been developed for the cryogenic system of next space missions such as SPICA, NeXT and ASTRO-G by JAXA. In order to meet the cooling requirements of these missions, improvement of cooling performance and mechanical reliability is required, based on the existing two-stage Stirling cryocooler with cooling capacity of 0.2 W at 20 K, which is working on the infrared astronomical satellite AKARI (ASTRO-F) launched in 2006/2/22. This paper describes the cooling capacity evaluation test by simulating contamination of the working gas and mechanical attrition reduction by flat-spring-supported displacer for development of the advanced two-stage Stirling cryocooler.

1．はじめに

20K級2段スターリング冷凍機は、2006年2月に打上げられた赤外線天文衛星「あかり（ASTRO-F）」搭載用に開発され[1]、2段目冷却ステージで0.2 W @ 20 Kの冷却能力（1段目冷却ステージ：1 W @ 70 K、電力入力：90 W）と、1.5年の設計寿命を有している。本冷凍機は、国際宇宙ステーションISS／JEMの地球大気観測ミッションSMILESの4 K級冷凍機[2]の予冷機としても搭載される予定である。また、この1段目だけを利用した1段スターリング冷凍機[3]は、2005年に打上げられたX線天文衛星「すざく（ASTRO-EII）」に搭載され現在稼動中であり、今後、月周回衛星SELENE（2007年打上げ予定）および金星探査衛星Planet-C（2010年打上げ予定）にも搭載予定となっている。

さらに、現在、JAXA宇宙科学研究本部を中心に計画または検討が進められている次期赤外天文衛星SPICA[4]、次期X線天文衛星NeXT、次期電波天文衛星ASTRO-G（VSOP-2）などの次世代天文ミッションでは、飛躍的な高感度・高分解能観測と長期間観測の両立を目指しており、その実現には望遠鏡や観測センサの低ノイズ化のための機械式冷凍機技術が必要不可欠となる。特に、これらの先進的な天文ミッションに共通的に搭載される20K級2段スターリング冷凍機は、1 K級、2 K級および4 K級JT（ジュール・トムソン）冷凍機の高効率化のための低温化（15 K程度）、長期観測ミッションに対応した長寿命化（5年以上）、高空間分解能の観測ミッションに求められる低擾乱化などの技術課題を克服する必要がある。

2．研究の概要

冷凍機に対する高度化なミッション要求に応えるため、JAXAの共通基盤技術として、冷却能力と信頼性の向上を図った新型2段スターリング冷凍機の開発が望まれる。本報告では、まず現行の20K級2段スターリング冷凍機の仕様および性能を述べ、次に赤外線天文衛星「あかり（ASTRO-F）」での軌道上性能評価、作動流体汚染の模擬による冷却性能評価試験、構成部品ベーキングによるアウトガス評価試験、および機械的な磨耗・疲労対策の結果について報告する。

This document is provided by JAXA.

3．成果の概要

3－1．20K 級 2 段スターリング冷凍機の仕様および性能

赤外線天文衛星「あかり（ASTRO-F）」に搭載されている 20K 級 2 段スターリング冷凍機の断面概略図を Fig.1 に示す。本冷凍機は、圧縮機、2 段目ディスプレーサを有するコールドヘッドおよび連結パイプから構成される。圧縮機は振動低減のためツイン対向型リニア駆動ピストンを採用し、ピストン支持機構としてリニアボールベアリング支持方式を採用することにより、ロングストローク運転と低周波数運転を可能にしている。圧縮機の設計ストロークは 30 mm、圧縮容積は 9.5 cm^3 である。コールドヘッドの 2 段目ディスプレーサの寸法はϕ15 mm × 50 mm、ϕ6.5 mm × 60 mm、設計ストロークは 6 mm である。また、ステンレスメッシュを蓄冷材（再生器）に使用している。ディスプレーサ駆動部には圧縮機と同様、リニア駆動方式を採用している。駆動ドライバを除く冷凍機全体の重量は 9.5 kg であり（圧縮機: 7 kg、コールドヘッド: 2 kg、アクセサリ: 0.5 kg）、作動流体であるヘリウムガスの封入圧力は 1 MPa である。この冷凍機の開発要求仕様を Table 1 に示す。冷却能力は室温環境下において 0.2 W @ 20 K（90 W 入力）、連続運転期間は 1.5 年以上が求められる。

Table 2 は本冷凍機の地上性能試験の結果であり、入力電力 50W と 90 W による冷凍機駆動時の熱負荷に対する各冷却ステージ温度を示している。90 W 入力時に要求仕様（2 段目冷却ステージ：0.2W 以上@20K）を満足している。

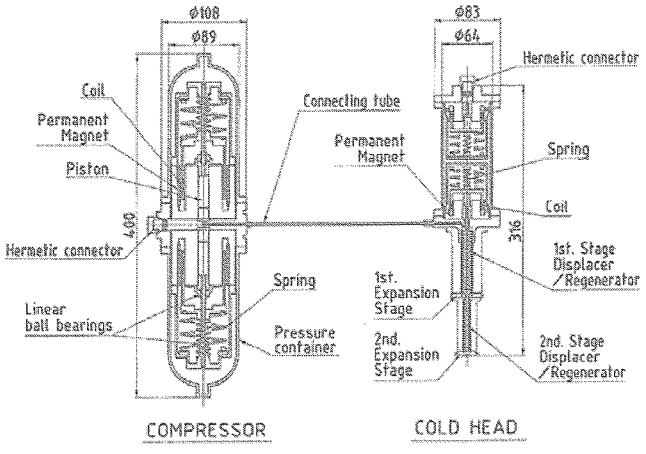


Fig.1 Schematic drawing of 20 K-class two-stage Stirling cooler

Table 1 Specifications of 20 K-class two-stage Stirling cooler for AKARI (ASTRO-F)

Cooling capacity	> 0.2 W @ 20 K
Driving power	< 90 W
Service life	> 1.5 year
Mass	< 10 kg
Environmental temperature	> 200 K

Table 2 Results of evaluation test for cooling capacity

Power input (W)	Temperature / Heat load	
	1st-stage	2nd-stage
50 W	90.3 K / 1 W	21.8 K / 0.2 W
90 W	71.5 K / 1 W	18.4 K / 0.2 W

3－2．20 K 級 2 段スターリング冷凍機の軌道上性能

赤外線天文衛星「あかり（ASTRO-F）」は 2006 年 2 月 22 日に M-V ロケット 8 号機により打上げられ、現在、順調に軌道上での天文観測を行っている。衛星ミッション部には 3 台の近中間赤外カメラ（IRC: Infrared Camera）と 1 台の遠赤外サーベイヤー（FIS: Far-infrared Surveyor）が搭載され、波長 2- 200 μm の赤外線サーベイ観測を行う。望遠鏡システムは有効径 67 cm の主鏡と焦点距離が調整可能な副鏡から構成される。ミッション部は望遠鏡自身の赤外放射および検出器の暗電流低減のために 6 K 以下に冷却される。「あかり（ASTRO-F）」には 170 L の超流動ヘリウムと 20 K 級 2 段スターリング冷凍機を併用した冷却系が搭載されている。

Fig.2 に「あかり（ASTRO-F）」の冷却系概略図を示す。冷却系はヘリウムタンク、観測装置を支持する SIA サポート（SIA: Scientific Instrument Assembly）、蒸発ヘリウムガスで冷却される 2 層のシールド板（IVCS: Inner Vapor Cooled Shield および OVCS: Outer Vapor Cooled Shield）、真空容器

This document is provided by JAXA.

であるアウターシェル、コンポーネントを支持するサポートストラップ、配管系、望遠鏡への迷光入射を防ぐためのバッフルから構成される。冷凍機はアウターシェル上に2台取り付けられ、各50 W入力で運用される。冷凍機の2段目冷却ステージはIVCSと接続されており、IVCS先端からの熱放射と相まってヘリウムタンクへの熱侵入を低減し、寒剤である超流動ヘリウムの蒸発を抑制している。冷凍機の搭載により、ヘリウムが枯渇するまでの期間が約2倍になると推定されている。

次にFig.3に「あかり（ASTRO-F）」に搭載されている冷凍機のテレメトリデータを示す。「あかり（ASTRO-F）」は打上げ後、高度700 kmの太陽同期軌道に投入され、軌道上での姿勢が確立した後、2006年4月13日にクライオスタット開口部の望遠鏡蓋（アパチャーリッド）が分離され基本観測モードに移行した。2台の冷凍機は、打上げ後に起動動作確認を終え、計100 Wの入力電力で定常運用されている（Fig.3 (a)）。アパチャーリッド分離とともに、クライオスタット開口部からの放射冷却が促進され、冷凍機2段目冷却ステージと冷却対象であるIVCSの温度は低下しそれぞれ設計温度である20K、30 Kに安定していることが確認できる（Fig.3 (b)）。「あかり（ASTRO-F）」では、超流動ヘリウムによる観測寿命は1.5年と予測されており、ヘリウムが消費された後は冷凍機のみによる観測も計画されている。

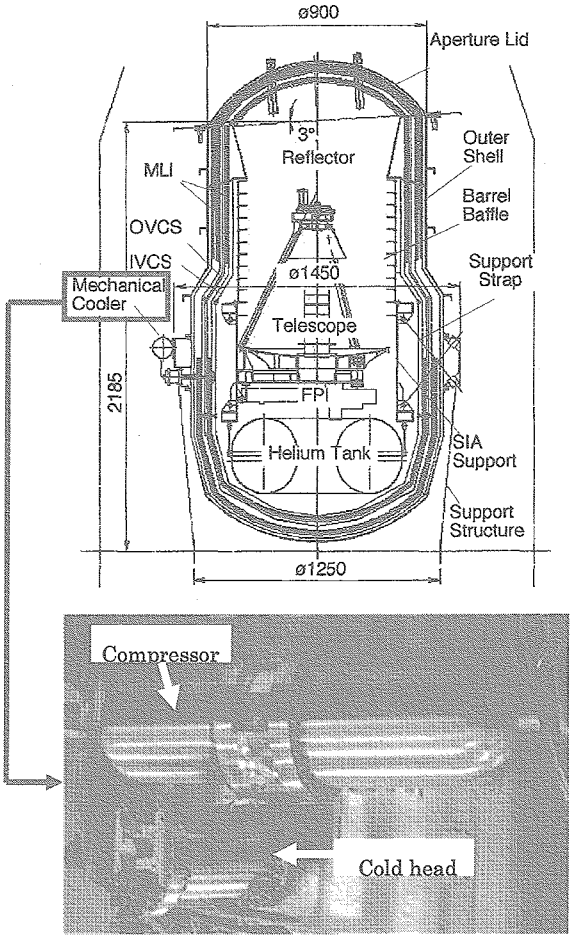
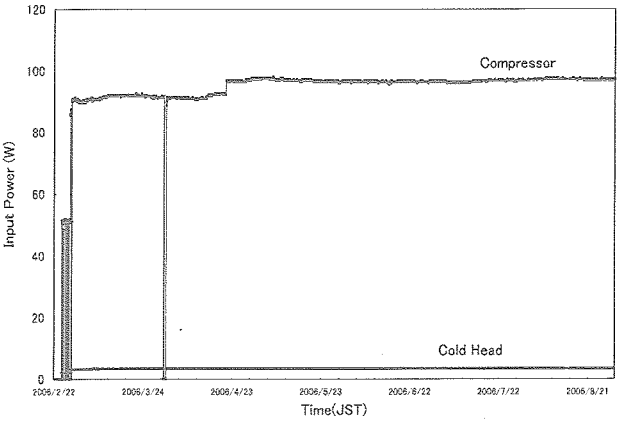
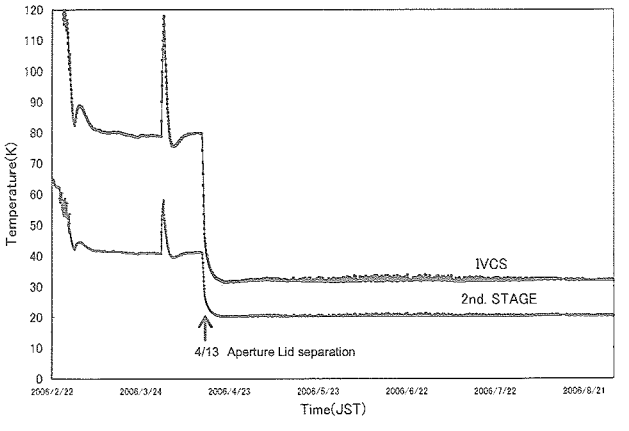


Fig.2 Cross-sectional view of AKARI (ASTRO-F) cryostat and photograph of installed two-stage Stirling cryocooler



(a) Transition of input power to two set of compressor and cold head



(b) Transition of measured temperature on IVCS and 2nd stage of two-stage Stirling cryocooler

Fig.3 AKARI (ASTRO-F) telemetry data

This document is provided by JAXA.

3－3．新型2段スターリング冷凍機の開発

機械式冷凍機は、赤外線、X線、電波等の観測センサ冷却用の極低温熱制御デバイスであり、観測センサへの飛躍的な高感度化と長期観測の要求に伴い冷凍機の高性能化が必要となる。Table 3に示すように、特にスターリング冷凍機は最近の軌道上実績に加え、今後多くのミッションへの搭載が予定もしくは検討されている。これらを確実に実現するため、現行の20 K級2段スターリング冷凍機をベースとした新型2段スターリング冷凍機の開発が求められている。ここでは、現行冷凍機の信頼性評価を目的として、不純ガスによる冷却性能劣化評価試験、アウトガス発生源と発生量の定量的評価、フラットスプリングを用いたディスプレーサ支持による機械的磨耗・疲労の軽減対策の実施結果について述べる。

Table 3 Stirling cooler application

Mission	Cooling object	Cooling capacity (Configuration)
SUZAKU (X-ray Astronomy Satellite)	X-ray spectrometer	2.5W @ 100K (1 stage)
AKARI (Infrared Astronomy Satellite)	Telescope and detector	0.2W @ 20K (2 stage)
SELENE (Lunar Exploration Satellite)	Gamma ray spectrometer	1.5W @ 80K (1 stage)
ISS/JEM/SMILES (Earth Atmosphere Observation)	Superconductive submillimeter mixer	0.2 W @ 20K (2 stage)
Planet-C (Venus Climate Satellite)	Near-infrared camera	1 W @ 65K (1 stage)
ASTRO-G (Radio Astronomy Satellite)	Low noise amplifier	0.2W @ 30K (2 stage)
Earth Observation Satellite (TBD)	TBD	1.2W @ 70K (1 stage)
NeXT (Next X-ray Astronomy Satellite)*	Soft X-ray spectrometer	0.2W @ 20K (2 stage)
SPICA (Next Inrfared Astonomy Satellite)*	Telescope and detector	0.2W @ 20K (2 stage)

*International collaboration mission

（1）不純ガスによる冷却性能劣化評価試験

新型2段スターリング冷凍機の開発にあたり、軌道上長期運用の冷却性能の変化を調査するため、不純ガスによる作動流体の汚染を模擬した評価試験を実施した。不純ガスとして CO_2、N_2 を想定し、それぞれの体積濃度範囲を0～5000 ppmv、0～3000 ppmvに設定した。結果をFig.4に示す。Fig.4(a)はCO_2の場合であるが、濃度が500 ppmvを超えると1段目冷却ステージの温度は急激な上昇を示した。これは、濃度500 ppmvの分圧に対するCO_2凝固温度（146K）が冷凍機1段目冷却ステージ温度よりも高いため、CO_2が1段目ディスプレーサ内の蓄冷材部で固化したことによるものと考えられる。また、不純ガスの固化が原因で、コールドヘッドの動きが不安定になることが確認された。一方、不純ガスがN_2の場合、濃度の増加に伴い1段目および2段目冷却ステージの温度が除々に増加していく(Fig.4(b))。これらの結果から、冷凍機2段目冷却ステージ温度は、不純ガスCO_2、N_2濃度がそれぞれ500 ppmv以下、1000 ppmv以下であれば、安定した冷却性能を発揮することができ、一方の1段目冷却ステージ温度は、作動流体の汚染に対して比較的影響を受けやすいことが分かる。

（2）構成部品ベーキングによるアウトガス評価試験

冷凍機の運用中に、構成部品からのアウトガスにより作動流体が汚染され冷却性能の劣化をもたらすことが懸念される。冷凍機組み立て前に行うベーキング作業に際して、主なアウトガス発生源を特定するため、コールドヘッド及び圧縮機の構成部品の材料についてアウトガス成分、ベーキング効果に関するデータを調査した。また、文献ではデータが得られない部位として、磁気回路および駆動コイルを抽出し、これらのテストピースによるアウトガス成分およびその変化量の測定を実施した。測定には恒温槽内に設置された真空容器を用い、その内部にテストピースを入れベーキングを行いアウトガス量の時

This document is provided by JAXA.

間変化を測定することによりその総量を推定する。これらの文献および過去に実施した試験より得られたアウトガス成分、ベーキング効果のデータからは、冷凍機内部で発生する不純ガスはコイル、マグネット、接着剤からのものが大部分を占め、その総量は 3.5 g 程度になることが推定される（Table 4）。このアウトガスを低減する対策として、構成部品の面接触部位を減らし接着剤の使用量を減らすことも今後検討する。

Table 4 Presumption value of outgas

Test piece	Amount of outgas (g)
Magnet	1.26
Coil	1.98
Adhesion bond and otherwise	0.25
Total	3.49

（3）機械的磨耗・疲労対策

現行の 2 段スターリング冷凍機の 1 段目および 2 段目ディスプレーサ両端のシール部は、シリンダと接触する構造であるため、長時間運転の際の磨耗によるクリアランス拡大や不純ガス発生は避けられない。このような冷凍機の信頼性低下や発生擾乱の要因の一つと考えられる機械的磨耗・疲労の対策として、シリンダとの「非接触」構造を可能とするフラットスプリング支持方式の 1 段目ディスプレーサを試作し、2 段スターリング冷凍機コールドヘッドに組み込み、冷却性能を測定した。その結果、両冷却ステージ熱負荷時において、従来支持方式のディスプレーサよりも、1 段目および 2 段目の冷却ステージはそれぞれ冷却能力が向上することが確認された（Fig.5）。ディスプレーサとコンプレッサの駆動位相差やストローク調整により、さらに性能が向上することが期待される。1 段目ディスプレーサをフラットスプリング支持にしたものの、2 段目ディスプレーサは構造上、先端部の接触を回避できない。そこで 2 段目ディスプレーサ先端部のシール・クリアランスを従来のものより拡大した場合の冷却性能を評価した。その結果、クリアランスが従来の 2.5 倍程度までは冷却性能への影響が少ないことが確認され、クリアランスの拡大により磨耗を一層低減し、長寿命化できることが明らかになった。

4．まとめ

現在、軌道上で観測が行われている赤外線天文衛星「あかり（ASTRO-F）」の冷却系として搭載されている現行の 20K 級 2 段スターリング冷凍機が、軌道上で設計要求の温度環境を維持していることが確認できた。また、次期ミッション要求への対応として、現行冷凍機の冷却能力および信頼性向上を目指し、以下のような評価試験および対策を実施し、結果を得た。

(1) 不純ガス CO_2、N_2 混入による作動流体の汚染を模擬した冷却性能評価試験を実施した。CO_2、N_2 濃度がそれぞれ 500 ppmv 以下、1000 ppmv 以下であれば、安定した冷却性能を維持できることを確認した。
(2) 冷凍機構成部品のベーキング時に発生するアウトガス発生部位の特定とその総量を推定した結果、3.5 g 相当のアウトガス低減が必要である。
(3) 冷凍機コールヘッドの 1 段目ディスプレーサ部をフラットスプリング支持にすることで、シリンダとの非接触を実現し冷却性能を向上させることができた。
(4) シリンダとの磨耗を低減するため、2 段目ディスプレーサ先端部のクリアランスを従来の 2.5 倍程度まで拡大したが、冷却性能への影響はほとんどないことが確認できた。

新型 2 段スターリング冷凍機技術の早期確立に向けて、一層の冷却能力および信頼性の向上、低擾乱化に向けた継続的な取組みが望まれる。

This document is provided by JAXA.

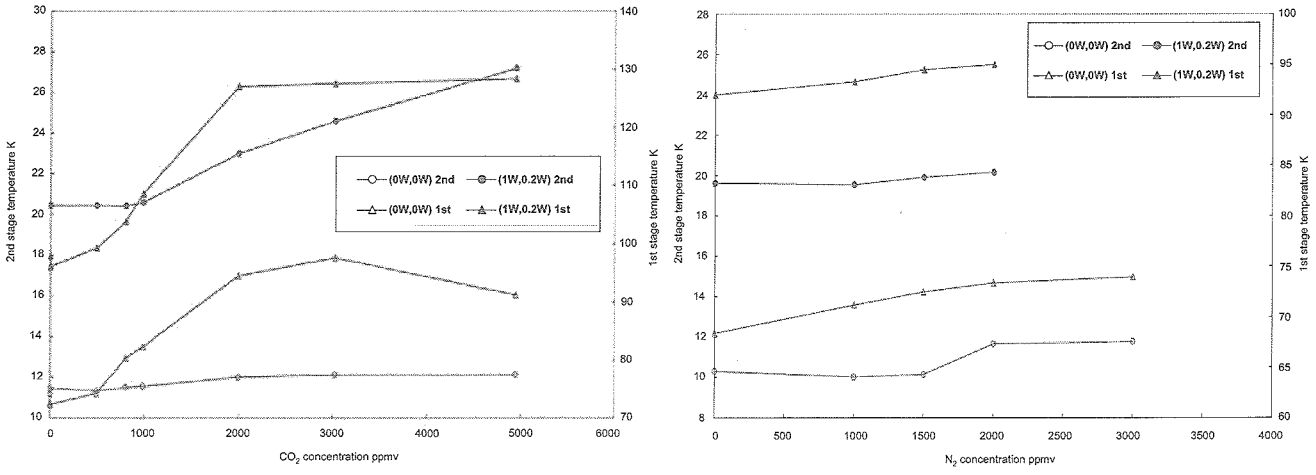
参考文献

[1] K. Narasaki, S. Tsunematsu, K. Ootsuka, M. Kyoya, T. Matsumoto, H. Murakami, T. Nakagawa, "Development of Two-stage Stirling Cooler for ASTRO-F," *Advances in Cryogenic Engineering: Transactions of the Cryogenic Engineering Conference – CEC, Vol.49*, pp.1428-1435, 2004.

[2] K. Narasaki, S. Tsunematsu, S. Yajima, A. Okabayashi, J. Inatani, K. Kikuchi, R. Satoh, T. Manabe, M. Seta, "Development of Cryogenic System for SMILES," *Advances in Cryogenic Engineering: Transactions of the Cryogenic Engineering Conference – CEC, Vol.49*, pp.1785-1794, 2006.

[3] K. Narasaki, S. Tsunematsu, K. Kanao, K. Otsuka, S. Hoshika, K. Fujioka, K. Tsurumi, M. Hirabayashi, "Development of Single Stirling Cooler for Space Use," *Advances in Cryogenic Engineering: Transactions of the Cryogenic Engineering Conference – CEC, Vol.51*, pp.1505-1512, 2006.

[4] H. Sugita, T. Nakagawa, H. Murakami, A. Okamoto, H. Nagai, M. Murakami, K. Narasaki, M. Hirabayashi, "Cryogenic infrared mission "JAXA/SPICA" with advanced cryocoolers," *Cryogenics* 2006;46:(149-157)



(a) Contaminated case with CO_2 gas (b) Contaminated case with N_2 gas

Fig.4 Cooling performance of two-stage stirling cryocooler with contaminated working gas

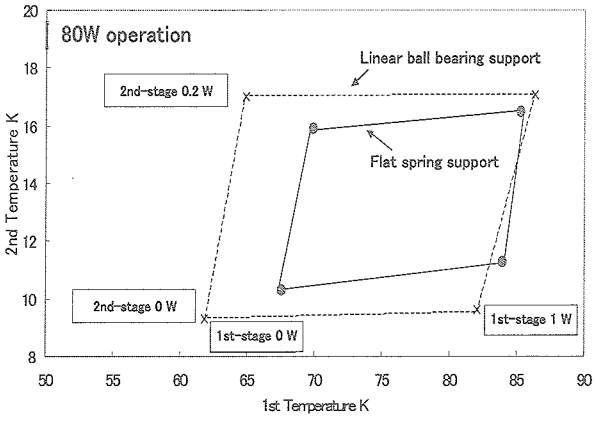


Fig.5 Improved cooling capacity due to displacer supported by flat springs

This document is provided by JAXA.

21GHz 帯高度放送衛星給電アレー部排熱方式に関する研究

Preliminary Study on Thermal Rejection System of Feed Array for 21GHz Broadcast Satellite

総合技術研究本部宇宙熱技術グループ
矢部 高宏　杉田寛之　川崎春夫　佐藤洋一
プロジェクト研究協力室　山本静夫

YABE Takahiro,　SUGITA Hiroyuki,　KAWASAKI Haruo,　SATO　Youichi,
Spacecraft Thermal Engineering Group, IAT
YAMAMOTO Shizuo,
Project Research Coordination Office, IAT

Abstract.
The feed array for the 21GHz band advanced broadcast test satellite has been studied in NHK and the preliminary study on the thermal rejection system for the array is executed in regard to loading the array to the satellite main truss body. This paper describes the examination result of the application of the flat type heat pipe to the thermal rejection system by the joint research with NHK.

1. はじめに

本研究では、NHKにおいて検討中の 21GHz 帯高度放送衛星実証ミッションにおいて用いられる給電アレー部の排熱システムの検討とともに、衛星主構体への給電アレー部の搭載に関して、熱的成立性の初期検討を実施した。本報告では、NHK との共同研究のもと、平板型ヒートパイプを給電アレー部の排熱に適用した検討結果とともに、給電アレー部の熱的成立性を検討結果について報告する。

2. 研究概要

平成 17 年度は、以下の項目について研究を行った

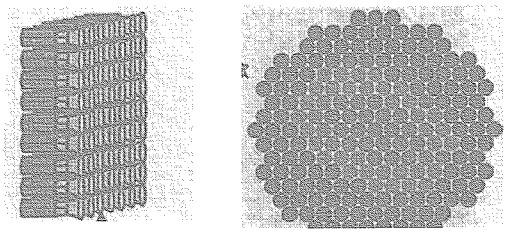
2.1 給電アレー部の形状および搭載方法の検討

NHK との共同研究において、衛星コンフィギュレーションとして、給電アレー部を衛星主構体の外側および内側に搭載する両方式が検討されている。また、給電アレー部の形状は、主として 3 つのアンテナ方式（直接放射アンテナ、アレー給電オフセットアンテナ、イメージングレフレクタアンテナ）が検討されている。これらの検討結果に基づき、熱設計の観点から給電アレー部のコンフィギュレーションについて検討を行った。

2.2 給電アレー部の排熱方法の検討

21GHz 帯高度放送衛星実証ミッション用の給電アレー部は、図 1 に示すように最大 188 素子の小型 TWT、SSPA 等の発熱機器が高密度に実装された構造を持つ。このため、個々の素子の冷却に課題があり、ヒートパイプなどの熱輸送経路を内部に確保することにより、発熱を外部へ輸送する方法が有効であると考えられる。

給電アレー部は、全体で500～1200Wを放熱し、温度保持範囲と温度変動幅の要求を満足する必要がある。また、高密度の実装従来のヒートパイプを用いた排熱が困難である。そこで、新規排熱システムの適用について検討を行った。



Feed Array Antenna　　188 Elements of TWT

Fig.1: Configuration of Feed Array

3. 成果概要

3.1 給電アレー部の搭載方法の検討

アンテナの各方式および給電アレー部の搭載形態をパラメタとして、衛星システムの簡易熱解析を行った。解析結果例を図 2、図 3 に示す。

This document is provided by JAXA.

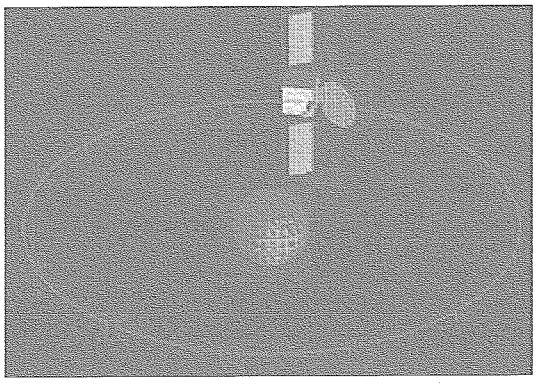


Fig.2: Thermal Analysis on Orbit (4mΦIR Antenna)

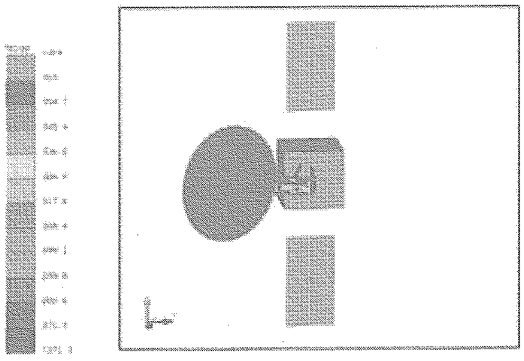


Fig.3: Thermal Analysis for Feed Array Installed Outside of Satellite

本解析の結果、以下のような定性的な知見が得られた。

(1)熱的成立性の観点からは、小さいアンテナ(発熱量小)の方が熱設計は容易となる。
(2)給電アレー部は衛星主構体外側に搭載し、給電アレー部と主構体は良熱結合とする。
(3)給電アレー部には、積極的に放熱面(専用ラジエータ)を設ける必要がある。

3.2 給電アレー部の排熱方法の検討

給電アレー部の温度要求を満足するため、以下に示す 2 段階の排熱過程を想定した。

(1) 給電アレー部内部から側面への熱輸送

給電アレー部の中心部から側面へ発生熱 15W(最大)を 300mm 程度(最長)輸送する必要があるが、高密度に実装された給電アレー部には、従来の棒状ヒートパイプの配置が困難である。そこで、熱輸送を担うデバイスとしては、宇宙熱技術グループにおいて今年度から研究を開始している宇宙用平板型ヒートパイプ(厚さ 2～3mm)の適用を検討した。初期検討の一環として、給電アレー部に対し平板ヒートパイプを適用した際の簡易熱解析を実施した。解析例を図 4 に示す。

解析により、給電アレー内部の温度が、ヒートパイプ未設置時に比べ低下することがわかった。この結果から、給電アレー部冷却に対する平板ヒートパイプの有効性が確認できた。

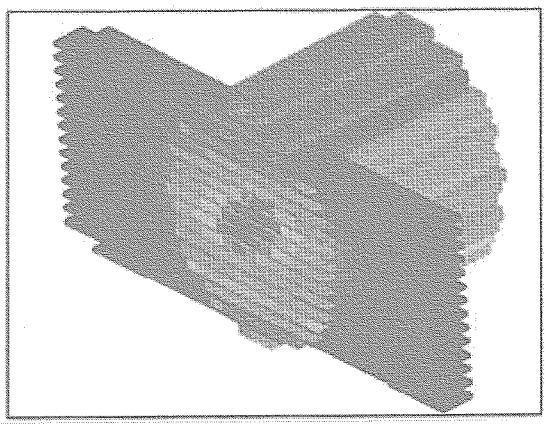


Fig. 4: Thermal Analysis of Flat Heat Pipe installed in Power Feeding Array

(2) 給電アレー部側面からバス放熱面への熱輸送

給電アレー部側面のラジエータ面から宇宙空間に放熱されることが望ましいが、放熱面積や視野による制約から十分な放熱量が確保できない場合、衛星主構体のバス放熱面に熱を輸送する必要がある。熱輸送を担うデバイスとしては、既存技術である衛星バス用従来型ヒートパイプが最有力ではあるが、重量、配置、運用の自在性の観点から設計検討を行う必要がある。

4. まとめ

給電アレー部の排熱方式について検討を行った。今後は、以上の検討結果に基づき、給電アレー部の排熱システムの詳細な検討を進めるとともに、予備評価のための試験、解析を実施する予定である。

参考文献

[1] 21GHz 帯高度放送衛星システムに関する研究 共同研究成果報告書(平成 18 年 3 月) 日本放送協会、宇宙航空研究開発機構

This document is provided by JAXA.

宇宙実証衛星Ⅰ型の熱制御系概念検討

Preliminary Study on Thermal Control System of SDS-Ⅰ

総合技術研究本部宇宙熱技術グループ　岡本　篤
Atsushi Okamoto
Spacecraft Thermal Engineering Group
Institute of Aerospace Technology

Abstract

In this research and development, thermal design of TCS (thermal control system) of SDS-Ⅰ is conducted. This paper describes preliminary study on the thermal design. A thermal design policy is determined, based on environmental demands for TCS, and thermal instruments are arranged based on the thermal design policy. Thermal analyses were conducted and the validity of a thermal design was confirmed.

1. はじめに

総合技術研究本部では、他本部と協力して小型実証衛星プログラムを実施している。本プログラムは小型衛星を活用して短期間・低コストで新規技術の軌道上実証を行い、利用衛星や科学衛星に活用する技術の技術達成度(TRL*1)を高めることを目的とした一連の研究開発活動である。小型実証衛星Ⅰ型(SDS-Ⅰ, Small Demonstration Satellite-Ⅰ)は本プログラムの1号機である。本研究開発では、SDS-Ⅰ熱制御系の開発を実施しており、本稿では SDS-Ⅰの熱制御系の概念検討および今後の開発計画について報告する。

*1：TRL(Technology Readiness Level)
テクノロジー準備レベル：テクノロジーの成熟度について、その発展に関して決定をして、テクノロジーを移行する際に管理を助けることを目的として NASA で作られた 1～9 の段階分け。レベル 9 が“フライト実証品”に該当する。

2. SDS-Ⅰの概要

2. 1 小型衛星実証プログラムの目的

SDS-Ⅰは、小型実証衛星プログラムの1号機として開発を進めているプロジェクトである。小型衛星実証プログラムの目的を以下に示す。

①小型衛星を活用して短期間・低コストで、新規技術の軌道上実証を行い、人工衛星に活用する技術の技術達成度(TRL)を高める

②素子、機器、システム技術などの宇宙先進技術の軌道上実験を行い、技術レベルの向上を図る

③これらの研究活動を低コスト・短期間で開発した小型実証衛星によって実施する

2. 2 SDS-Ⅰ主要諸元

SDS-Ⅰは総合技術研究本部宇宙実証センターが中心となって開発を進めており、2008 年夏期に H-ⅡA ロケットにより種子島宇宙センターから打ち上げることを予定している。Fig.1 に SDS-Ⅰの軌道上イメージ図、Table1 に SDS-Ⅰの主要諸元を示す。

This document is provided by JAXA.

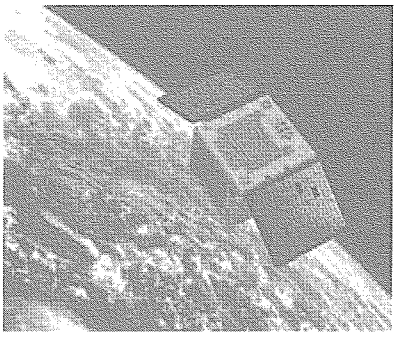


Fig.1　On orbit image of SDS- I

Table1　Specification of SDS- I

Item	Contents
Size	W:700mm × D:700mm × H:600mm
Weight	Less than 100[kg]
Orbit	Sun synchronization orbital About 666 [km]
Attitude Control	Spin Control
Communication	S band
Operative period	More than 3 months

2. 2 SDS-Ⅰの特徴

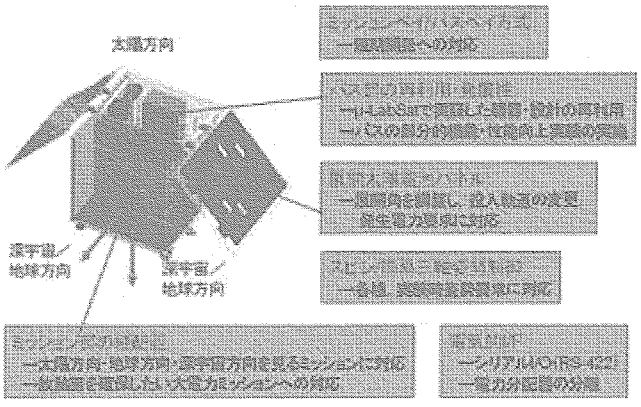


Fig.2　Feature of SDS-1

2. 3 SDS-Ⅰのミッション

SDS-Ⅰは、先端技術の軌道上実証、軌道上データの取得を目的とし、下記ミッションを搭載する。

①マルチモード統合トランスポンダ（MTP, Multimode TransPonder)

TT&C(Tracking, Telemetry and Command）の運用性向上を目的とした送受信機を実証

②スペースワイヤ実証モジュール（SWIM, Space WIre demonstration Module)

Space Wire*2 規格に基づいた宇宙機の装置間接続やモジュール接続のインターフェースを実証

③電子部品実証コンポーネント（AMI, Advanced Microprocessing In-orbit experiment equipment)

JAXA 部品・材料・機構技術グループにて開発した 64bitMPU、DC/DC コンバータを実証

④小型放射線センサ（DOS, DOSimeter)

コンポーネント及び部品の耐放射線性を把握するため、宇宙放射線のトータルドーズを計測

⑤薄膜太陽電池（TFC, Thin Film Cell)

次世代の宇宙用太陽電池の候補である２種類の薄膜太陽電池の特性把握／実装技術を実証

また、今後の小型衛星シリーズ化、搭載ミッションへの柔軟な対応、定期的な打上げに対応するために、GPS 受信機、精太陽センサ、地球撮像カメラ等の実証実験をバス実験として予定している。

*2：Space Wire：電気信号の伝送に差動伝送方式の「LVDS*3」を採用し，送受信用の FIFO を組み合わせた簡素なインターフェース。IEEE1355 を基にしている。ESA/NASA/JAXA などで策定した宇宙機向けのインターフェース規格。

*3：LVDS(Low Voltage Differential Signaling)：数 100M ビット/秒以上と高速の信号伝送を実現するために，振幅を数 100mV に減らした入出力信号レベルの仕様。低振幅としたことで雑音の影響を受けやすくなるが，シングル・エンド伝送ではなく差動伝送にして解決している。

This document is provided by JAXA.

3. SDS-Ⅰ熱制御系概念検討

3.1 熱制御系機能要求

熱制御系に求められる機能要求は、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、すべての機器を許容温度範囲内に維持することである。本機能要求を満たすような熱設計が可能であるかどうかフィージビリティー検討を実施した。

3.2 軌道上熱入力解析

熱設計方針の策定、熱制御材の配置検討を行うにあたり、軌道上熱入力解析を行い衛星に入射する熱量を求めた。解析は、軌道傾斜角：98.6°、TSA*3：40°の条件で行った。結果の一例として衛星を構成する6面のパネルに入射するトータル熱量(太陽光、アルベド、地球赤外放射)をFig.3に示し、その特徴を以下に述べる。

*3：TSA(Total Sun Angle)：衛星のスピン軸ベクトルと、太陽方向ベクトルが成す角度。TSA=0°が衛星と太陽が正対した状態。

- アッパーデッキ(+Z面)への入熱量が一番多く、サイドパネルへの入熱量の約2.5倍である。
- 衛星は機軸をスピン軸としてスピン制御しているためサイドパネル4面への入熱量は同じである。
- ロアーデッキ(-Z面)には太陽光が入射せず、入熱はアルベドおよび地球赤外放射によるものであり、入熱量は衛星を構成する全6面のパネルの中で一番少ない。

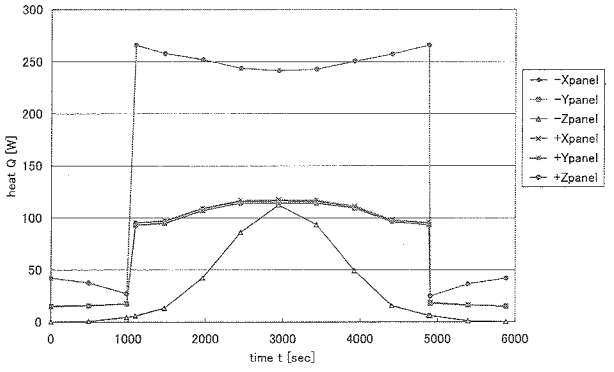


Fig.3 On orbit heating rate on SDS-1

3.3 熱設計

軌道上熱入力解析結果、搭載機器の発熱プロファイルおよび機器の許容温度から下記の熱設計方針を定めた。この熱設計方針に基づいて熱制御系に対する機能要求を満たすべく熱設計を行い、Fig.4に示す熱計装配置を決定した。

(1) 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、熱制御ペイント、多層断熱材(MLI, Multi Layer Insulation)等による輻射伝熱量の調整およびサーマルフィラー、断熱スペーサ等による伝導伝熱量の調整により熱制御を行う。

(2) 衛星内部は輻射熱結合を強めるために基本的には黒色塗装を施す。

(3) 搭載機器／構体パネル間の接触熱抵抗を低減するため、発熱機器はサーマルフィラーを介して構体に取り付ける。

(4) 許容温度範囲が狭く低温維持が要求されるバッテリーに関しては、太陽光入射がないロアーデッキ(-Z面)に搭載し、裏面(衛星外部、宇宙側)に放熱面を設ける。また、衛星構体内部の機器およびパネルから輻射による熱的影響をなくすためにMLIで断熱する。

This document is provided by JAXA.

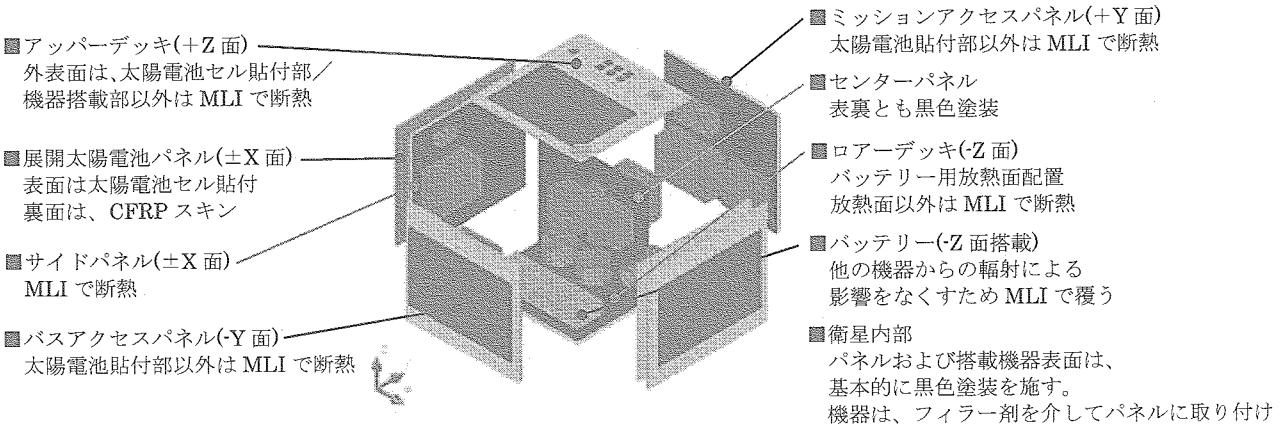


Fig.4　Thermal Design of SDS-1

3．4　軌道上熱解析

3．4．1　解析概要

SDS-Ⅰの熱的成立性確認および熱設計の妥当性評価を行うために熱数学モデルを作成し軌道上熱解析を行った。今回作成した SDS-Ⅰのシステム熱数学モデルは約 200 ノードからなり、ノード間を伝導・輻射で結合し伝熱ネットワークモデルを構築し、それぞれのノードにおける熱平衡方程式を接点法により解くことにより各ノードの温度を求めた。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/Fluint」 を用いた。Fig.5 に衛星システム熱数学モデルの概観（透過図）、Fig.6 に解析結果イメージ図を示す。

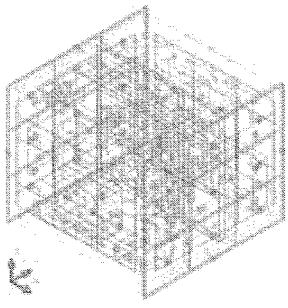


Fig.5　Thermal mathematical model of SDS-1

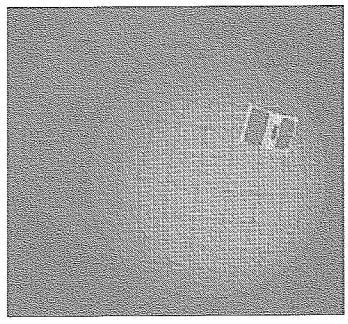


Fig.6　On orbit image of SDS-1

3．4．2　解析ケース

打上げからミッション終了までの熱環境条件で、運用フェーズごとに熱環境条件を検討し、熱解析ケースを選定した。また、選定された解析ケースのうち、代表的な 2 ケースを Table2 に示す。

Table2　Thermal analysis case

	熱環境条件			熱制御材	運用モード
	太陽光強度	アルベド	地球赤外放射	光学特性	
高温最悪	1421[W/m²]	0.25[-]	258[W/m²]	EOL	MTP DRTS 対向運用
低温最悪	1289[W/m²]	0.35[-]	216[W/m²]	BOL	セーフモード

This document is provided by JAXA.

3. 4. 3 解析結果

全解析ケースのうち、Table2 に示す代表的な 2 ケース(高温最悪ケース、低温最悪ケース)の解析結果を以下に示す。

(1) 高温最悪ケース

「MTP DRTS 対向運用モード」は、MTP が 50W、MTP に付随するコンポーネントのコマンドテレメトリ装置 CTU(Command Telemetry Unit)が 20W の計 70W の消費電力で 30 分間運用するモードであり、搭載機器のトータル発熱量が全運用モードの中でもっとも大きくなる。また、外部熱環境条件は衛星への熱入力が最大になる条件を選定し、熱制御材の表面光学特性値は EOL 時の値を使用し、本解析ケースは軌道上で想定される一番高温側に厳しいケースとなっている。Fig.7 に高温最悪ケースの熱解析結果グラフを示す。結果の概要としては、太陽指向面であるアッパーデッキに搭載している機器の温度が他の機器と比較して若干高い温度で推移しているが、すべての搭載機器の温度が許容温度範囲内に収まっているので高温最悪ケースにおいて熱的に成立することが確認できた。

(2) 低温最悪ケース

「セーフモード」は、衛星の電力・姿勢等の異常時に衛星システムの保全を行うためのモードで、搭載機器のトータル発熱量がもっとも小さくなるケースである。また、外部熱環境条件は衛星への熱入力が最小になる条件を選定し、熱制御材の表面光学特性値は BOL 時の値を使用し、本解析ケースは軌道上で想定される一番低温側に厳しいケースとなっている。Fig.8 に低温最悪ケースの熱解析結果グラフを示す。結果の概要としては、ミッション部搭載機器およびバッテリーの温度が低くなる傾向が見られる。バッテリーの軌道上予測温度は許容温度範囲内に収まっているが、温度マージンを考慮すると現状の受動型熱制御方式のみによる熱設計では許容温度範囲を逸脱する可能性も有り得る。しかし、バッテリーに保温用のヒーターを取付け、低温時に加熱することにより許容温度範囲内に維持することができることを別途解析により確認している。よって、低温最悪ケースにおいても熱的に成立すると言える。

(3) まとめ

上記 2 ケースを含むすべての解析ケースにおいて搭載機器の温度は許容温度範囲内に収まっていることが確認された。すなわち、すべての運用モードにおいてすべての機器を許容温度範囲内に収めることができる、という結論が得られた。

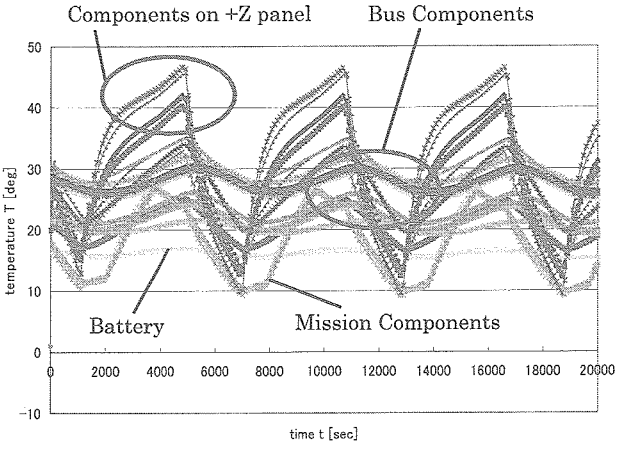


Fig.7 Result of thermal analysis(HOT mode)

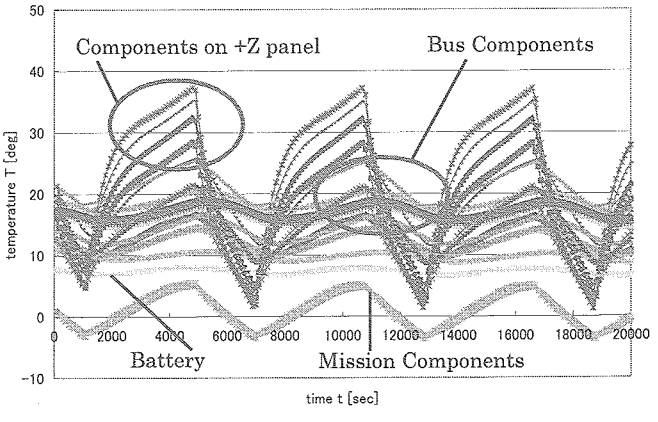


Fig.8 Result of thermal analysis(COLD mode)

This document is provided by JAXA.

4. 今後の開発計画

概念検討／予備設計フェーズでは、熱的フィージビリティーおよび解析による熱設計妥当性が確認された。今後は熱設計の妥当性を試験的に検証するために熱構造モデルを設計／製作し熱平衡試験を実施する。熱平衡試験の実施により熱設計の妥当性を評価するとともに、熱数学モデルをコリレーションするのに必要なデータの取得を行う。取得データを用いて熱数学モデルのコリレーションを実施し解析精度の向上を図り、より詳細な軌道上熱設計解析を行い、詳細設計に反映させていく。

5. まとめ

軌道上熱入力解析、搭載機器の発熱プロファイルおよび搭載機器の許容温度をもとに熱設計方針を定め、熱制御材配置検討を行った。その後、熱的フィージビリティー確認および設計の妥当性評価の目的で軌道上熱解析を実施した結果、想定されるすべての運用モード(高温最悪ケース、低温最悪ケースを含む)において、すべての搭載機器を許容温度範囲内に収めることができることが確認され、概念検討における SDS-Ⅰの熱的フィージビリティーを証明することができた。また、衛星システム全体としては、2006 年 7 月に、システム要求レビュー会において予備設計フェーズの妥当性が確認され、基本設計フェーズへ移行した。今後は、熱平衡試験による熱設計妥当性検証および試験で取得したデータを用いた熱数学モデルの精度向上を図り、詳細設計に反映させていく。

This document is provided by JAXA.

ロケット打上げ時の衛星音響振動に関する研究
Research Activities on Vibro-acoustics of Satellites during Rocket Launch

総合技術研究本部 計算科学研究グループ
Institute of Aerospace Technology　Computational Science Research Group
非定常流セクション　村上桂一、稲田喜信、青山剛史
Unsteady Flow Section　Keiichi MURAKAMI, Yoshinobu INADA and Takashi AOYAMA
数理モデルセクション　高橋孝、相曽秀昭
Mathematical Modeling Section　Takashi TAKAHASHI and Hideaki AISO

Abstract
A study to establish a prediction method for vibro-acoustics of satellites during rocket launch has been conducted using a multidisciplinary analysis method of fluid, acoustic, and vibration. This coupling method consists of following four elements: numerical analyses of (1) sound generation, (2) sound propagation, (3) sound permeation, and (4) vibro-acoustics of payload. In the sound generation analysis, it can be seen from FEM analysis of a simply modeled deflector that a strong resonance occurs at low frequency. From the sound propagation analysis using a hybrid code of an Euler flow solver and a Linearized Euler solver, the characteristic sound wave from the modeled deflector has low frequency. For the sound penetration analysis, a static analysis using a FEM solver is conducted to simulate the deformation of a modeled faring by acoustic pressure. A simply model of a satellite's primary structure with some stiffeners is constructed for solving eigen value problem and for analyzing transient response by the FEM solver. From these analyses, low modes of stiffener vibration are excited.

１．はじめに
H-ⅡAロケット204形態及びH-ⅡBロケットなど、SRB（固体ロケットブースター）の増加及びメインエンジンのクラスター化に伴うロケット打上げ時の音響環境悪化が懸念されており、日本の射場やロケット形態にも適用可能な搭載衛星の音響振動に関する予測方法を確立することが重要である。そこで、国際的にもまだ例のないロケットフェアリング及び衛星の流体・音響・振動連成解析を行う事を目的とし、得られた結果から音響振動の低減策を提案できることを究極の目標とした研究が望まれている。このような背景の中、総合技術研究本部計算科学研究グループでは、以前から音響解析に関する世界の研究動向を調査しており、JAXA（宇宙航空研究開発機構）において求められる音響解析研究の方向性を踏まえ、「ロケットペイロードの音響振動」をターゲットと定めて研究計画を策定し、平成１７年１０月の組織改編後、本格的に本研究を始動した。当グループでは、今期 JAXA 中期計画中に、本研究に必要な要素技術の確立を目指した研究を推進している。具体的には、ロケットペイロードの音響振動に関する解析を以下の４段階に分けて考えている。「１．音源解析」：プルームに起因する音源の解析、「２．伝播解析」：反射や回折を含む音響の伝播特性の解析、「３．透過解析」：フェアリングを透過する音波の解析、「４．振動解析」：フェアリング内に伝わった音波がロケットペイロードに及ぼす影響の解析。最終的には全段階で数値シミュレーションのポテンシャルを十分に活用することで、「１.」から「４.」までを一括する「ロケットペイロード音響振動統合解析コード」を次期中期計画で確立することを目指している。本稿では、平成17年度に行った本研究の主な内容及びその成果を報告する。

This document is provided by JAXA.

２．研究の概要

前述の各解析段階に対し、平成１７年度は主に以下の項目について研究を行った。

（１）音源解析：低周波音源に成り得る煙道の周波数特性についての検討

様々な音源の中で、特に低周波音源に着目すると、排気プルームと大きな構造物との干渉が考えられる。ロケットの射場には、打上げ時の排気プルームが機体に及ぼす影響を軽減するために、煙道が設けられているが、プルームによる圧力波が煙道内で開口端反射を繰返し、煙道の大きさに依存する特定の低周波音が増幅されることが予測される。そこで、種子島宇宙センター大型ロケット発射場H-ⅡA射座に設けられているフレームデフレクタを含む煙道を極めて簡単にモデル化し、本解析の対象とした。モデル化した煙道の入口面内に、排気プルームからの音の放射を模擬した４重極音源を円形状に配置し、煙道を通って出口から放射される音圧を、FEM（有限要素法）による音響解析ソフトウェアACTRANを用いて解析した。本研究項目の解析目的は、煙道そのものが持つ周波数特性を調べる事である。

（２）伝播解析：煙道から放射される圧力波の伝播解析

ロケット打上げ時には、複数の音源から出た音が、射場周囲の地形やPST（射点整備塔）などの射場建造物による反射や回折を経て、ロケット軌道上に到達し、干渉する。これらの影響を考慮した音響伝播解析のために、前述の音源解析手法の高度化と合わせて、煙道内のプルーム流れの影響を考慮可能なEuler/LEE（線形オイラー方程式）ハイブリッド計算コードを用いた音響解析を、名古屋大学への共同研究として実施した。本解析コードは、空間をMUSCL法（保存則に対する単調風上法）による最大３次精度で離散化し，Roeの近似リーマン解法によって非粘性数値流束を計算する。また、時間積分には３段階３次精度のRunge-Kutta法を用いる[1]。本解析コードを用いて、研究項目（１）でモデル化した煙道入口に、境界条件としてLE-7Aの排気プルームを模擬したジェットを与えた場合の計算を実施した。計算領域は、ロケット打上げ軌道上空200ｍまでとした。

（３）透過解析：音響透過解析手法についての検討

ロケット打上げ時には、数1000Hzに及ぶ広い周波数帯域を有する音響負荷がフェアリングを透過して衛星に加わる。この音響負荷は、固有振動数が数100Hzと高い衛星搭載機器や軽量で大面積の二次構造（太陽電池パドル、アンテナ等）などに影響を与える可能性がある[2]。この物理現象の評価手法を検討するために、簡易フェアリングFEMモデルを作成し、初期段階の解析としてこれに音圧を模擬した静荷重をかけた場合の解析を実施して、外圧によるフェアリング内壁の変位量評価手法を検討した。本解析には構造解析ソフトウェアNASTRANを用いている。

（４）振動解析：簡易衛星構造モデルの静荷重解析及び過渡応答解析

従来、衛星の音響振動に関する解析には、統計的エネルギー解析(SEA)などが計算速度の速さなどの長所を利用して適用されてきた[3]。ただし、SEAはあくまで統計的に高周波帯域の大局的な応答レベルを把握するものであり、搭載機器配置などの局所的な影響を検討することは難しく、モード密度の低い低周波においては精度が劣る。一方、FEMは高周波帯域における解析精度が問題となる[4]ものの、100Hz程度以下の低周波における構造解析では、FEMが現時点で殆ど唯一の解析手法として用いられている。特に重要な搭載機器の固有振動数を含む少なくとも数100Hz程度までの帯域に対応し、かつ二次構造や機器レベルの局所的な応答に関してより詳細な解析を行うためには、決定論的なFEMを採用する必要がある。また、FEMにはフェアリング内・外部の音場との連成を考慮する場合に拡張性がある。本研究では、従来行われていない衛星全体に関する詳細な音響構造解析を実施することを目指し、衛星モデル構築、構造振動解析に関するFEM解析の有効性の検討を行った。平成17年度は、初期の衛星振動解析の対象として、3t級静止衛星の外壁などの主構造と内部スティフナ（補強材）から構成される簡易衛星構造FEMモデルを構築した。そして、本簡易衛星構造モデルの妥当性や共振現象等の確認を行うために、固有値解析や外部表面圧力を入力とした過渡応答解析を、NASTRANを用いて実施した。

This document is provided by JAXA.

３．成果の概要

（１）音源解析：低周波音源に成り得る煙道の周波数特性についての検討

モデル化した煙道をFig.1に示す。5Hzから25Hzまでの音源周波数に対する煙道出中央での音圧のグラフをFig.2に示す。Fig.2から5Hz以上の周波数で特徴的な音圧のピークが7Hzの入力に対して最初に現れていることが分かる。このことは煙道内部の音圧分布にも現れており、Fig.3に示されるように7Hzの音に共鳴して強い音が放出されている。従って、本解析では様々な仮定やモデル化がなされているものの、H-ⅡAロケット射座に設けられている煙道から低周波音が発生している事が確認できた。

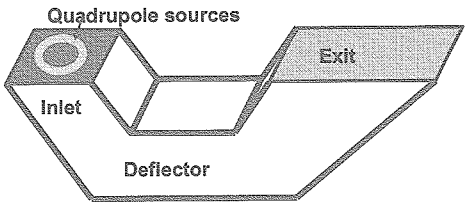


Fig. 1　Modeled deflector

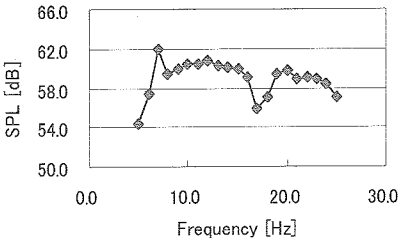


Fig. 2　Sound pressure level at the center of exit

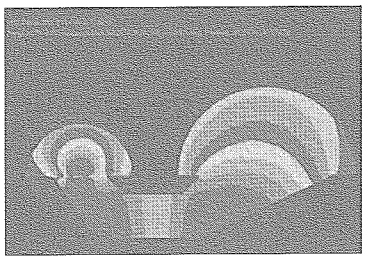


Fig. 3　Sound pressure contours of 7Hz sound source

（２）伝播解析：煙道から放射される圧力波の伝播解析

本研究項目の解析対象領域をFig.4に、その計算結果から得られた圧力分布をFig.5に示す。Fig.5から、高さ68mのPSTに対して圧力の高い領域が4層続くと見ると、音速340m/sとしたとき、約20Hzの低周波圧力波が見られる。本解析は今年度も継続実施しており、噴射開始から8秒超までの圧力変動履歴に対するFFT（高速フーリエ変換）解析の結果にも数Hzの低周波成分が現れていることを、ANSS(航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム)2006にて発表している[5]。

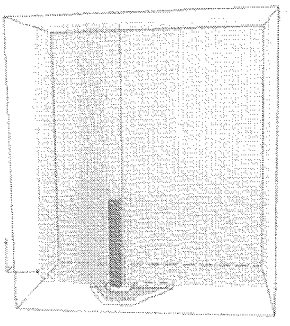


Fig. 4　Calculation domain

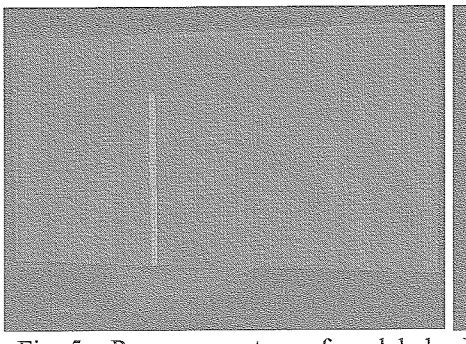


Fig. 5　Pressure contour of modeled deflector flow calculation

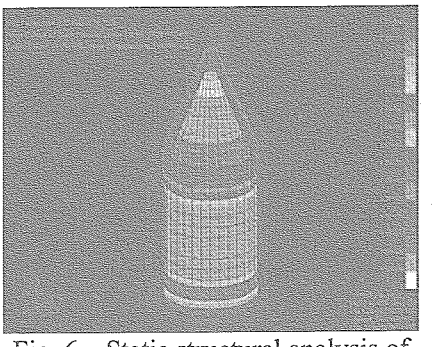


Fig. 6　Static structural analysis of modeled faring

（３）透過解析：音響透過解析手法についての検討

Fig.6は簡易フェアリングモデルに対する静荷重解析の結果を示しており、線画はフェアリングモデルの初期形状を、着色面は強調された変位後の形状とミーゼス応力分布を表わしている。本研究項目で検討した既存FEMソフトウェアによる静荷重解析は、今後の応答解析や自作ソフトを含む他の手法による解析との比較に用いる。

（４）振動解析：簡易衛星構造モデルの静荷重解析及び過渡応答解析

Fig.7に示す簡易衛星構造FEMモデルに対し、表面圧力を入力とする静構造解析を実施した。また、同モデルに対する固有値解析では、Fig.8に示すように、簡易モデルの低次モードとして主構造全体よりもスティフナの局所的な揺れが顕著に現れた。また、スティフナを入れることにより剛性が大きくなることも確認できた。更に、実際には場所ごとに異なる入射音波を簡易的に模擬して、衛星の壁面ごとに異なる表面圧力(60～100Pa)を、±5Paの振幅の正弦波(100Hz)として入力した過渡応答解析を実施した。Fig.9は、その結果として最大主応力を表示したものである[6]。

This document is provided by JAXA.

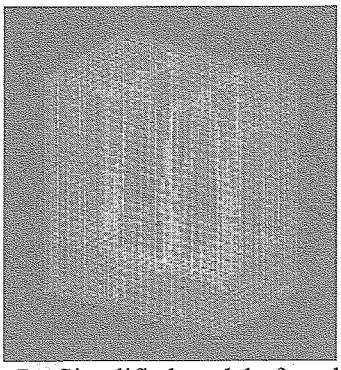


Fig. 7　Simplified model of satellite primary structure with stiffener

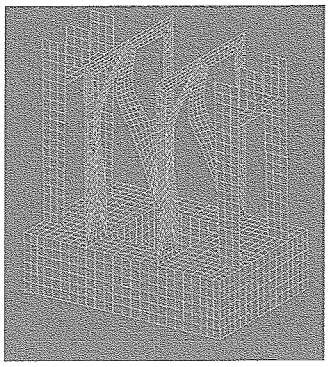


Fig.8　First mode

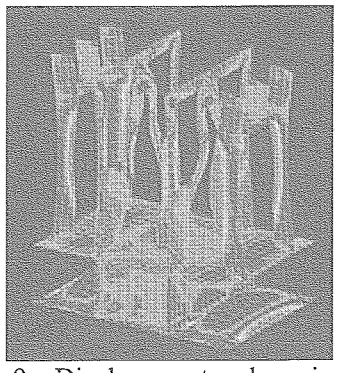


Fig. 9　Displacement and maximum principal stress contour

4．まとめ

平成17年度に得られた成果に対する自己評価をすると、本研究を本格的始動した初年度にも拘らず、H-ⅡA 射場の煙道から低周波音が放射されることを確認したり、音響・構造連成解析のための基礎技術が検討できたりと有意義な成果が得られたと思われる。

今後の課題は、「1．はじめに」で述べた「ロケットペイロード音響振動統合解析コード」を構築する目標に対し、4 つの要素技術それぞれの解析手法を高度化することである。「(1) 音源解析」では、地面で反射してロケットに到達する音波の音源として考えられているロケットの排気プルームそのものや、煙道入口から溢れたプルームなど、他の主要な音源の評価方法或いはモデル化が課題である。「(2) 伝播解析」では、本研究の解析対象領域が広く、多くの格子点を配置した詳細メッシュによる計算は JAXA のスーパーコンピュータを駆使すれば可能ではあるが実用的ではないので、音響伝播手法を更に高次精度化し、ある程度の格子点数でも音波の減衰が少ない計算手法の確立が必要である。「(3) 透過解析」では、流体内音響伝播と固体内弾性波伝播を連成して解析する手法を構築し、高度化することが課題である。「(4) 振動解析」では、太陽電池パドルなどの 2 次構造等のモデル化とそれに対する既存の FEM 解析が次の課題として挙げられ、更に、将来的に実施予定の流体（音響）・構造振動連成解析で予測される膨大な計算負荷の増加や予測精度の低減を克服できるように、効率的な決定論的手法についての検討も必要である。

[参考文献]

[1] I. Men'shov and Y. Nakamura, "Implementation of the Variational Riemann Problem Solution for Calculationg Propagation of Sound Waves in Nonuniform Flow Fields," Journal of Computational Physics, 182, pp.118-148, 2002.

[2] Sarafin, and Larson, Spacecraft Structures and Mechanisms – From Concept to Launch, Kluwer Academic, 1995.

[3] 吉田, 小泉：音響加振下における多層ハニカムパネルの振動応答, 機論 C, Vol.58, No.545, pp.25-29, 1992.

[4] W.Desmet, Mid-frequency vibro-acoustic modelling: challenges and potential solutions, Proc. of ISMA 2002, Vol.II, pp.835-862.

[5] 村上桂一ほか：ロケット排煙溝に関する音響解析, ANSS2006 論文集, 2006.

[6] 高橋孝ほか：音響によるロケットペイロードの構造振動に関する研究, ANSS2006 論文集, 2006.

This document is provided by JAXA.

ソーラーセイル薄膜展開実験について

Solar Sail Deployment Experiment

システム開発部　実験用飛翔体システム開発グループ　下瀬滋
Shigeru Shimose
Experimental Space Vehicle System Development Group
Space System Development Department

Abstract

Solar Sail move by receiving momentum of photons in sunlight. This paper presents results of some Spin-Stabilized Solar Sail deployment experiment. ISAS has successfully deployed, for the first time in the world, the polyimide Solar Sail taking advantage of centrifugal force in space. Based on this result, the new deployment mechanism is being developed which retracts the 50m diameter sail.

1．はじめに

宇宙科学研究本部工学委員会の下に設置されたソーラーセイルワーキンググループは 2010 年代にソーラーセイルを利用した深宇宙探査機の実用化を目指して研究開発を進めている。その実現の為に必要な要素技術の一つとして薄膜面の展開技術がある。この技術実証の為に大気球及びロケット等を利用しての実験を実施してきた。以下に平成17年度までの実験概要について報告する。

2．背景

ソーラーセイルは、風の力を受けて海の上を進む帆船のように、宇宙空間で太陽からの光の圧力すなわち光子と呼ばれる光の粒子がソーラーセイルの膜面に衝突することによって推進力を得る。

このソーラーセイルを探査機の推進力を得る方法に使うアイディアは、1919 年に F.A.ツァンダーと C.E.ツィオルコフスキーによって示されていたと言われている。しかし太陽からの光圧は地球上にいる我々が全く感じることができないほど微小（$4.57\times10\text{-}6N/m^2$）なものである。従ってこの微小な光圧から推進力を得る為には巨大な膜面が必要であり、それは極軽量でかつ宇宙での過酷な環境に耐える素材である必要があった。当時はそれらの要求に応えられるものが無く実現できなかった。

ところが最近になって特に我が国において素材及び製造技術の向上により、有望な膜面素材が開発されてきた。ソーラーセイルは燃料を必要としない推進システムである為、惑星間探査機等への利用が期待され、現在諸外国でも研究・開発が進められている。

3．遠心力安定型ソーラーセイル

太陽からの微小な光圧を推進力にするソーラーセイルはその光を受ける膜面を非常に大きくしなければならない。（現在計画中の探査機で直径50m）しかしその大きさのままでは宇宙空間へ打上げることは不可能である。その為、打上時には膜面を折り畳んで収納する必要がある。

宇宙空間での膜面を展開する方式はノンスピン

This document is provided by JAXA.

型とスピン型に大別できる。ノンスピン型は膜面の展開及び展開後の圧縮力を受け持つ為のブーム等の構造支持部材が必要となる。この方式は姿勢制御及びシステム設計が単純化されるメリットがあるが、大型化に伴い重量が増加するデメリットがある。スピン型は回転の遠心力で膜面の展開を行う為、構造支持部材等が必要なく、重量増加を伴わずに大型化が出来る。そこでISASでは特にスピン型（遠心力安定型）ソーラーセイルに着目して開発を進めている。

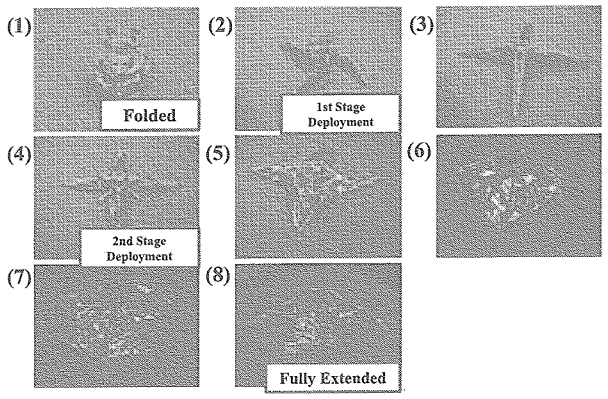


Fig 2 Clover Type Solar Sail

4．膜面の展開形状

これまで『扇子型』と『クローバー型』の2種類の形状の遠心力安定型ソーラーセイルの実験を実施してきた。

『扇子型』は文字通り数枚（現状6枚）の扇形で構成され、収納状態では膜面を扇子のように周方向に折り畳み、それを中心円筒に巻き付ける。展開時は巻き付いた膜面を解きながら、扇子状に開いていく。扇型同士はブリッジと呼ばれる渡しで周方向につながれている。構造が簡単で展開も1動作で可能と、非常にシンプルな事が特徴である。(Fig 1)

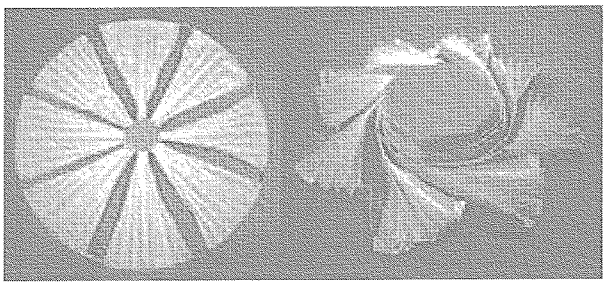


Fig 1 Fan Type Solar Sail

『クローバー型』は四角形と1/4円で構成され、展開を2段階で行う。最初に中心円筒に巻き付けられている膜面を十字形状に展開し、続いて蛇腹状に折り畳まれた十字形状の膜面を更に展開する。展開後の膜面は花びらを開いた様な形状になる。展開時に膜の折り目が遠心力による張力と角度を持っていることが特徴である。(Fig 2)

5．膜面の素材

太陽の光を受けるソーラーセイルの膜面は100℃以上の高温になり、宇宙空間からの放射線を浴びる為、これらの環境に長期間耐える必要がある。現在この条件に最も適しているのが高分子フィルムの『ポリイミド』である。ポリイミドフィルムは短時間であれば400℃の高温でも使用可能で太陽光や放射線に対して十分に強く、宇宙空間においても約10年間使用することが出来る唯一の材料である。

この優れた性質の為、宇宙開発分野においては温度制御用（耐熱）として人工衛星の表面を被う材料(MLI)として利用されている。(Fig 3)

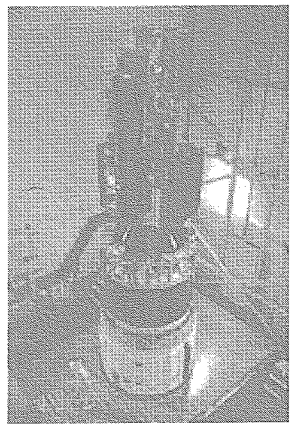


Fig 3 MLI attached to Satellite

現在計画中の探査機に使用する膜面の厚さは約7.5μm、それに静電防止の為にアルミニウムを50～100Å蒸着処理する。(Fig 4)

This document is provided by JAXA.

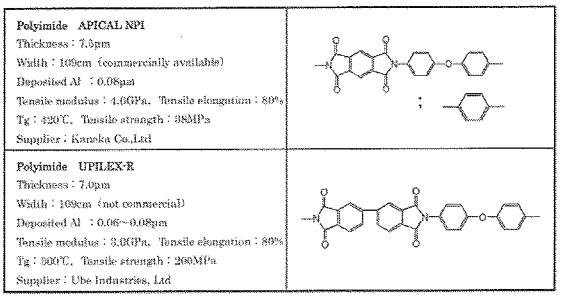


Fig 4 Chemical structure of Polyimide

6．実験概要

遠心力安定型ソーラーセイルの最終的な目標である直径 50m 級の膜面展開を地上で実験する事は困難である。そこで巨大な膜の挙動を模擬できる信頼に足るシミュレーターの構築が必要となる。その技術開発ロードマップを Fig 5 に各実験の概要を以下に示す。

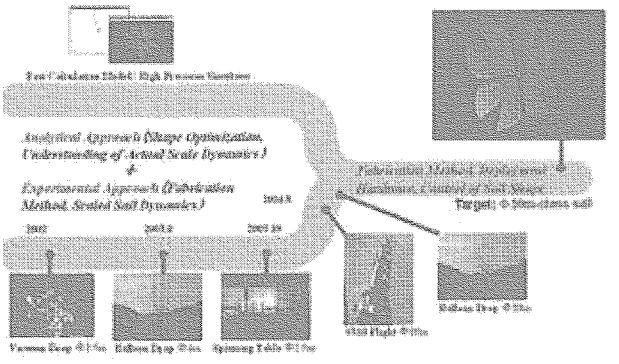


Fig 5 Roadmap of Solar Sail membrane deployment

6-1 地上実験

大気球及びロケットを用いた実験は一回限りの為、その予備実験としてスピンテーブルを利用した事前検証を実施した。地上では重量と空気抵抗をなくす事は出来ないが、セイル周りに風除けを設け、相対的に空気が停止している状態での展開実験を実施することができた。この実験は無重量、高真空の模擬にはならないが何度でも繰り返し行えるメリットがある。その結果、直径 2m 級セイルの製作方法の確立、収納・展開方式の確認ができた。(Fig 6)

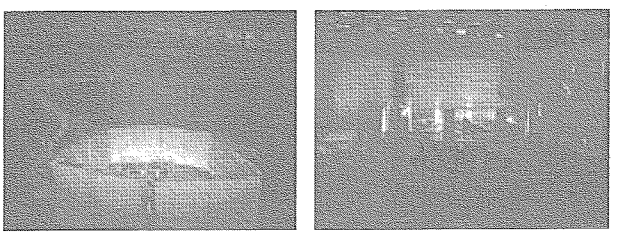


Fig 6 Spin table Experiment

6-2 大気球実験（平成 15 年 8 月）

大気球を利用しての無重量、高真空状況下での直径 4m 級セイルの動的展開実験は下記項目を目的に実施した。

・展開実現性の確認

・観測された展開挙動の解析手法への反映

結果、画像を中心としたダイナミクスの同定が出来た。(Fig 7)

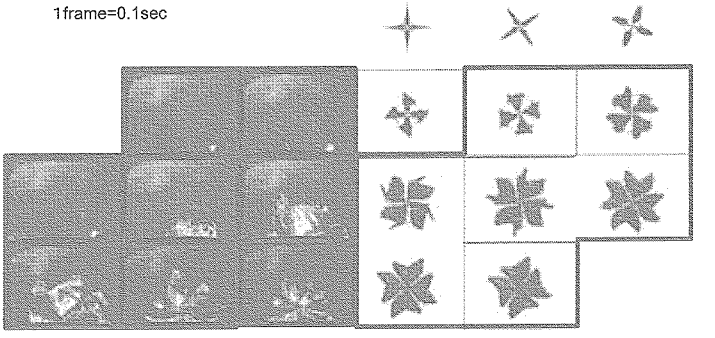


Fig 7 Result of Balloon experiment

6-3 観測ロケット実験（平成 16 年 8 月）

観測ロケット S-310-34 号機を利用しての無重量、高真空状況下での直径 10m 級セイルの動的展開実験は下記項目を目的に実施した。

・展開機構を含めた膜面構造物の設計方法及び加工・製作方法の取得

・展開実現性の確認

・観測された展開挙動の解析手法への反映

結果、ブーム等の構造支持部材を持たない薄膜構造物(ポリイミド)の遠心力による展開を宇宙空間において世界で初めて成功させる事ができた。

ここまでの実験で一連の無重量、高真空状況下における薄膜の遠心力による展開のダイナミク

This document is provided by JAXA.

ス解析に必要なデータを様々なスケールで収集する事が出来た。(Fig 8)

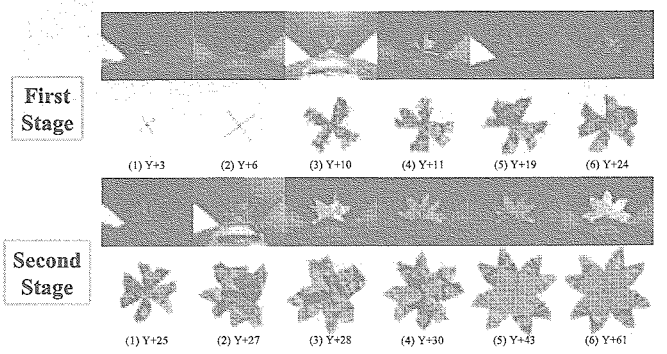


Fig 8 Result of Sounding rocket experiment

6-4 M-V ロケットサブペイロード実験

(平成 18 年 2 月)

これまでに膜面展開のダイナミクスに関しては検証ができたが、実際の探査機おいては、できる限りダイナミクスの影響を受けない非常にゆっくりとした展開（準静的展開）を行うことを想定している。この準静的実験を行うには無重量、高真空の状態が長時間継続される必要がある。そこで M-V 型ロケットのサブペイロードとして直径 20m 級セイルを軌道上で展開実験を実施した。

結果は膜面の完全展開はなされなかったが、有用な知見を得る事が出来た。(Fig 9)

Fig 9 Result of M-V rocket experiment

7．まとめ

これまでの実験により、薄膜の展開に関する第一段階である遠心力による展開のダイナミクスの同定はほぼ完了した。現在は準静的展開におけるメカニズムの検証を進めているところである。今後はこれらの結果をもとに直径 50m の薄膜を確実に展開するメカニズムの研究開発を進め、木星およびトロヤ群へソーラー電力セイルとイオンエンジンを用いてのフライバイ探査の実現を目指す。(Fig 10)

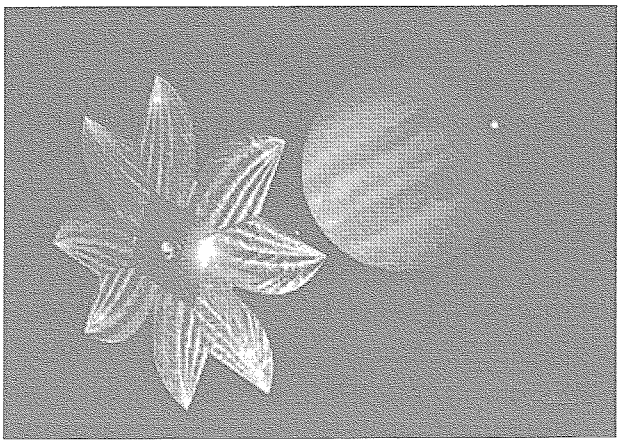


Fig 10 Jupiter and Powered-Solar Sail Spacecraft

[参考文献]

ソーラーセイルワーキンググループ作成資料

This document is provided by JAXA.

ETS-Ⅷ軌道上同定実験

On-Orbit System Identification Experiments of ETS-VIII

構造技術開発センター　山口　功，葛西時雄，井川寛隆

飛行システム技術開発センター　濱田吉郎

誘導・制御技術グループ　巳谷真司，大谷　崇

ETS-Ⅷプロジェクトチーム　池田正文，臼井基文，砂川　圭

Structure Technology Center　Isao Yamaguchi, Tokio Kasai, Hirotaka Igawa

Flight Systems Technology Center　Yoshiro Hamada

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

Shinji Mitani, Takashi Ohtani

ETS-VIII Project Team　Masafumi Ikeda, Motofumi Usui, Kei Sunagawa

Abstract

This report describes the studies on the on-orbit system identification 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 Large Deployable Reflectors and Solar Array Paddles. The results of the on-orbit system identification experiments evaluate the on-orbit flexible characteristics and contribute to the design of the control system for the next large satellite. The establishment of the robust attitude control technology for large-scale flexible satellite is aimed at through the attitude control experiment.

1．はじめに

平成 18 年度打上げ予定の 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～定常運用フェーズ初期段階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．

本研究は，平成 10 年度より航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の共同研究[1]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[2]．また，本研究では，誘導・制御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

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 ACFS 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[3]．平成 17 年度には，ACFS ツールとデータインタフェースツールの統合化を行い，

This document is provided by JAXA.

ソフトウエアとして一体化された．またETS-Ⅷの軌道上数学モデルを拘束モードモデルとして直接同定する手法について検討を行った[4][5]．

3．成果の概要

（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．

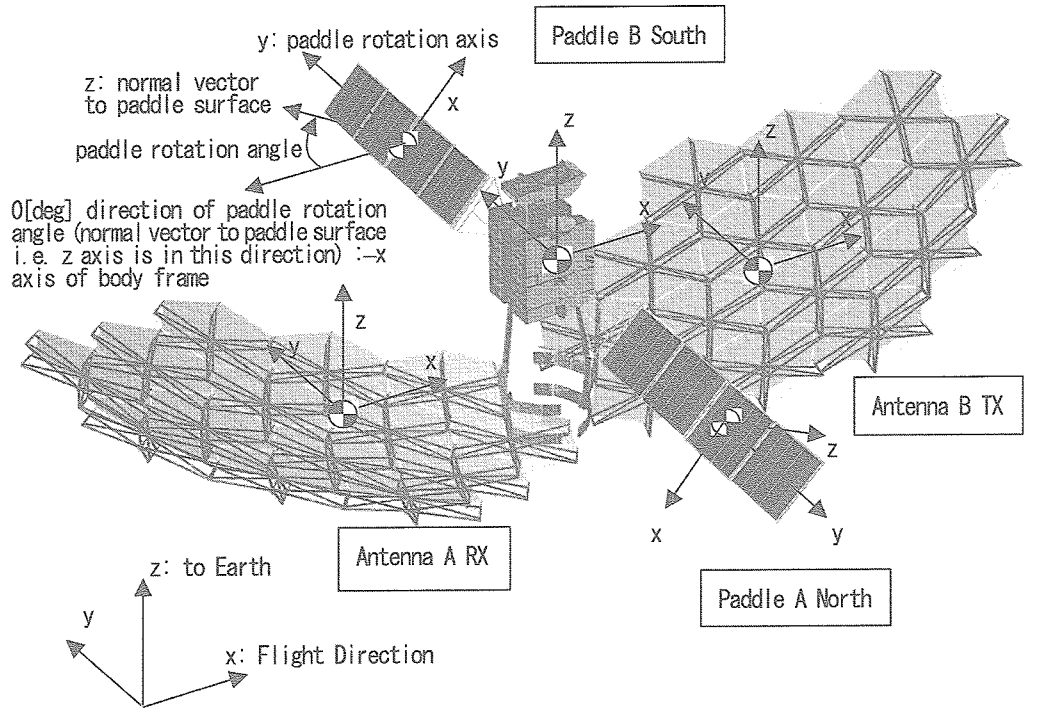


Fig.1 ETS-VIII configuration

図1にETS-Ⅷの軌道上形態と各種座標系の定義を示す．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6チャンネル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として4チャンネルしか利用できないため，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・スラスタコマンドなど）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

表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，チェックアウトフェーズが終了し、定常運用フェーズに移行した初期段階においてもLEM加速度計が使用可能な限り，データ

This document is provided by JAXA.

を取得する機会が存在する．定常運用フェーズ初期段階においては，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，蝕入り・蝕明け時などにおいてデータ取得が可能と考えられる．

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

(*) 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）ACFS ツール

ACFS ツールは，ETS-Ⅷ搭載姿勢制御系(ACFS)が軌道上で生成するスラスタ噴射コマンドやトルク駆動コマンドを地上で全く同一に復元するためのソフトウエアである[3]．ACFS ツールは搭載制御則と搭載姿勢決定フィルタ，ホイールロストルクモデル等で構成され，関連 HK テレメトリと Dwell 16Hz の 3 軸推定姿勢レートを入力として，スラスタ噴射コマンドやホイール駆動コマンドを出力する．太陽電池パドルは通常のクロックモードで回転することを想定しているが，任意の LST 時刻で実験が可能なように対応している．実験データ処理フローを図 2 に示す．またこのツールにより復元された 16Hz のアクチュエータ指令コマンドと Dwell テレメトリから得られた 16Hz の推定姿勢レートが同定対象のプラントの入出力関係となり，これらの情報を用いてシステム同定を行うことでプラント単体の数学モデルを同定することが可能となる．図 2 において ACFS ツールへの入力信号(図中の ACFS 用 Dwell ファイル)と出力信号(ACFS 再現ファイル)が，それぞれ軌道上システム同定の際の出力と入力に対応する．

ACFS ツールの妥当性検証のため，数値シミュレーションを行った．ここでは SOCP 番号 ACS06 のドリフト軌道中の静止化軌道制御モードにおける姿勢角ヒストリとスラスタ噴射パターンを図 3 で比較している．図は上段がロール，ピッチ，ヨーの姿勢角，中段が姿勢レート，下段がスラスタ No. 3，4，5 の噴射パターンを表し，左側はレファレンス値（青），右側はツール出力値（赤）である．ツールへは左側中段の赤い破線で囲まれた姿勢レートが入力となる．ツール出力値はスラスタパターンが完全に一致しており，十分な精度を有していることがわかる．

（4）拘束モードモデルでの同定

数値例として SOCP 番号 ACS07 のスラスタ機能確認ケースを取り上げる[4]．このケースでは定常制御中に姿勢制御用・東西軌道制御用スラスタ 8 式を順番にインパルス噴射（噴射時間 62.5ms）させ，加振を

This document is provided by JAXA.

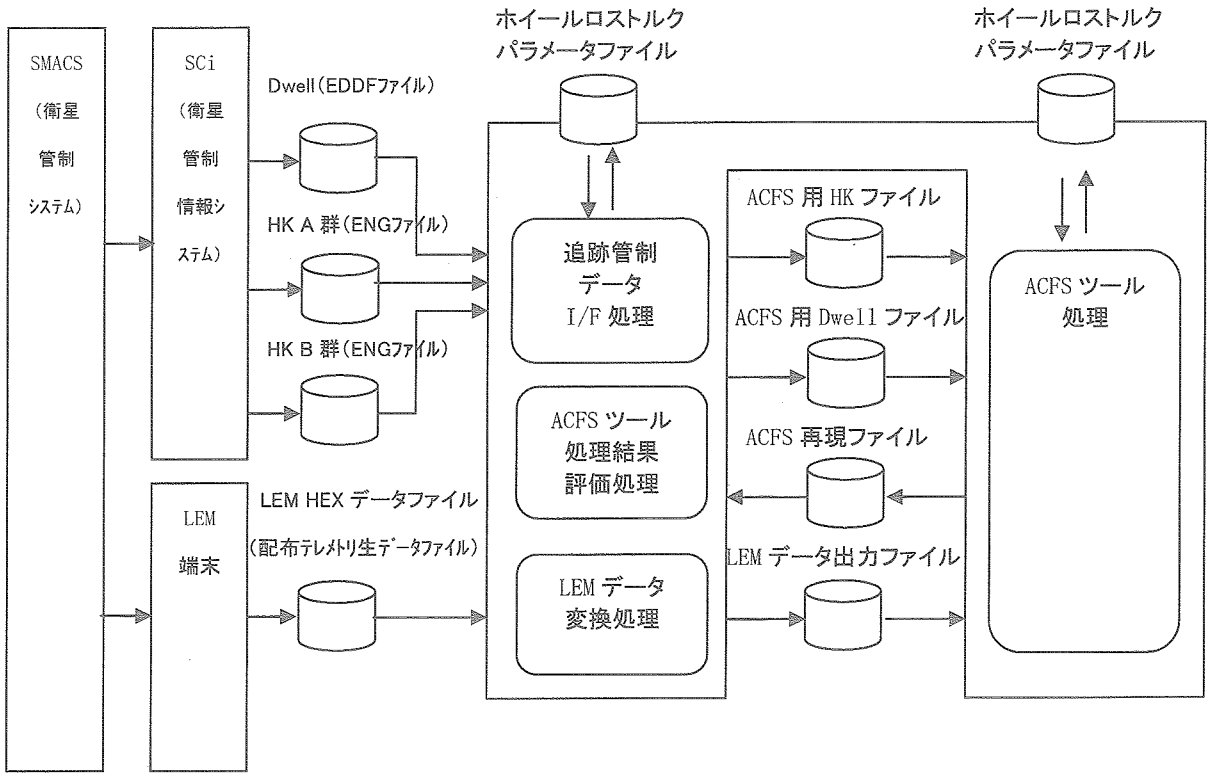


Fig.2 Configuration of ACFS Tool

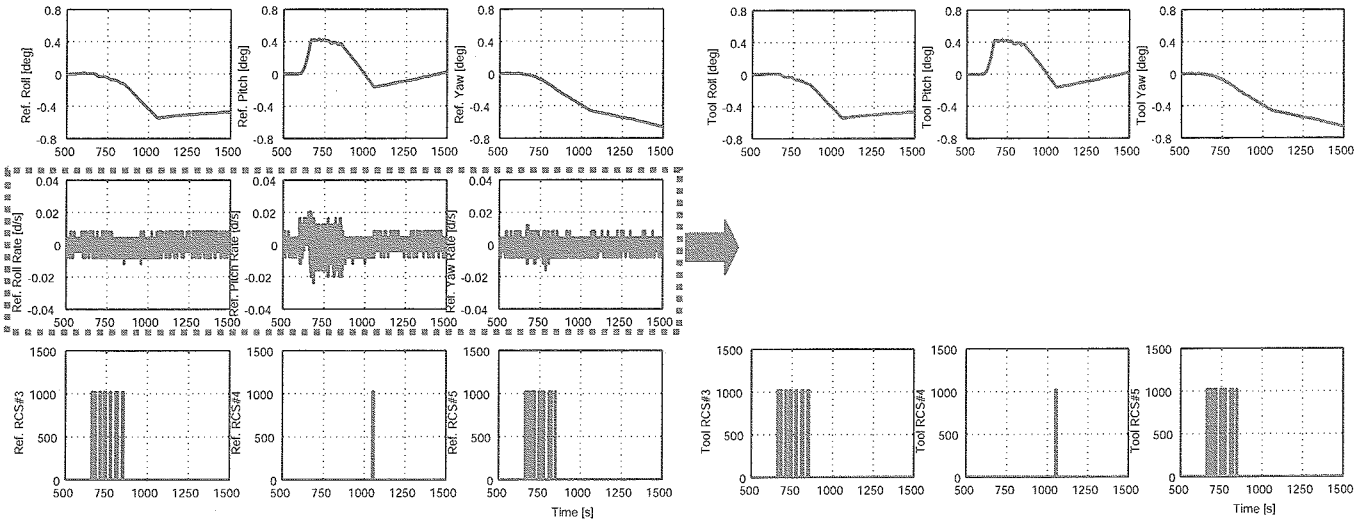


Fig.3 Numerical example of simulation data(left) and ACFS Tool output(right)

行った．柔構造物全体で 34 個の拘束モードから構成された解析モデル用いた数値シミュレーション結果を図 4 に示す．観測量は構体並進加速度および姿勢角速度とし（サンプリング周波数 16Hz），観測ノイズは考慮していない．文献[5] の手法を用いて同定された拘束モードモデルの固有振動数・モード減衰比と剛体質量行列を用いて再構築したモデルの伝達関数とノミナルモデルの伝達関数の比較を図 4 に示す．理想的なシミュレーションのため各パラメータは非常によい精度で同定されている．同定された

This document is provided by JAXA.

拘束モードパラメータおよび両者は図上では一致している．上記の拘束モードモデルの同定結果では，個々の拘束モードがどの付属構造物の拘束モードに対応するかの情報は得られてない．このモード識別のためには，付属構造物上に取り付けられた加速度計信号や振動モード形状の解析情報を利用する必要がある．

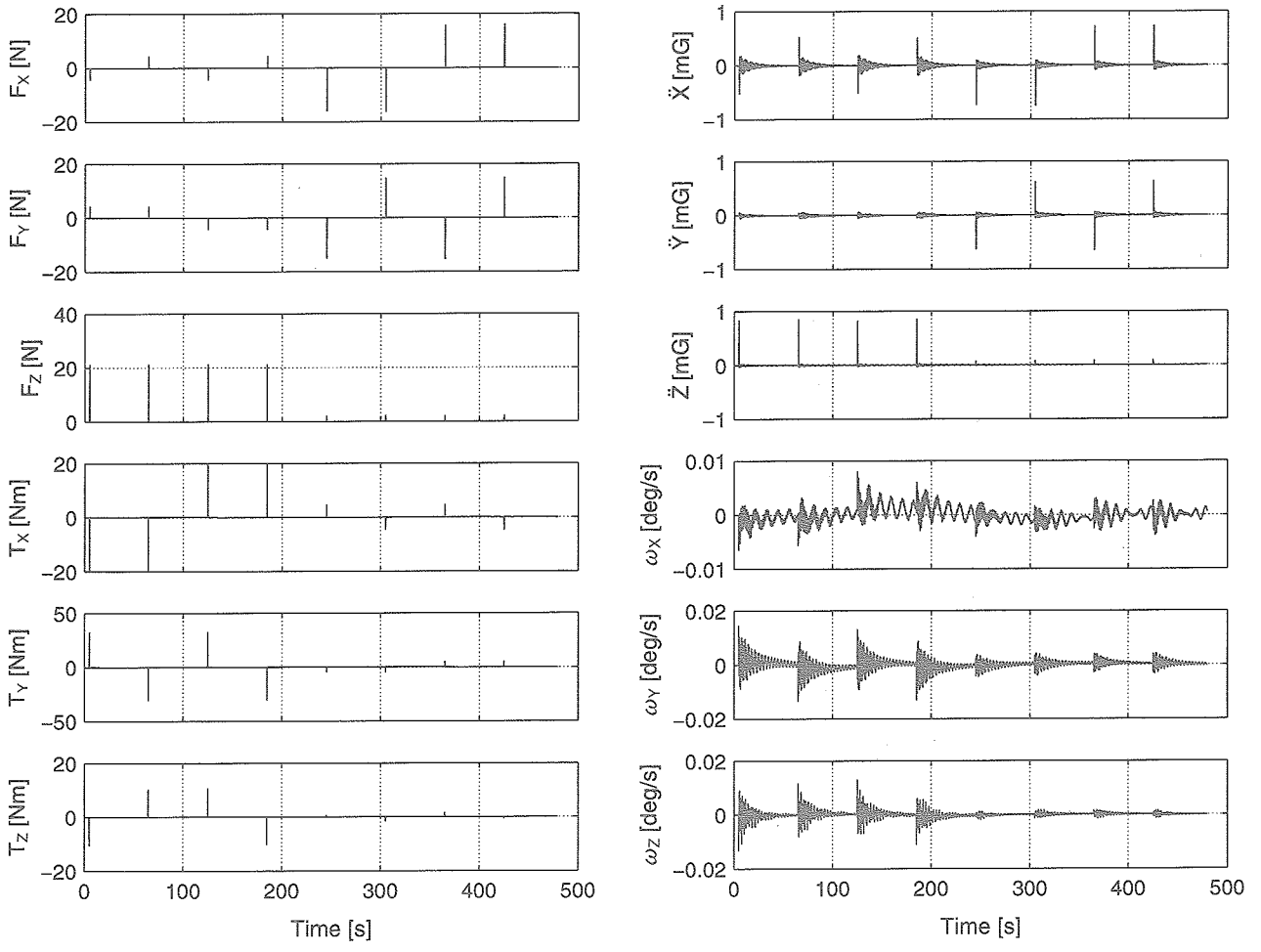


Fig.4 Simulation of impulse responses, from left top, translational forces and rotational torques, from right top, translational accelerations and attitude rates

4．まとめ

表 3 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した．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．

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，平成 16 年 12 月．

This document is provided by JAXA.

[3] 平成 17 年度 ETS-Ⅷ軌道上柔構造特性同定実験のための運用準備（その 2）成果報告書，三菱電機株式会社，平成 18 年 2 月．
[4] 葛西ほか：技術試験衛星Ⅷ型による軌道上柔構造特性同定の検討，第 49 回宇宙科学技術連合講演会，平成 17 年 11 月．
[5] 葛西，山口：拘束モードモデルの軌道上同定，日本機械学会論文集 C 編第 71 巻第 712 号，平成 17 年 12 月．

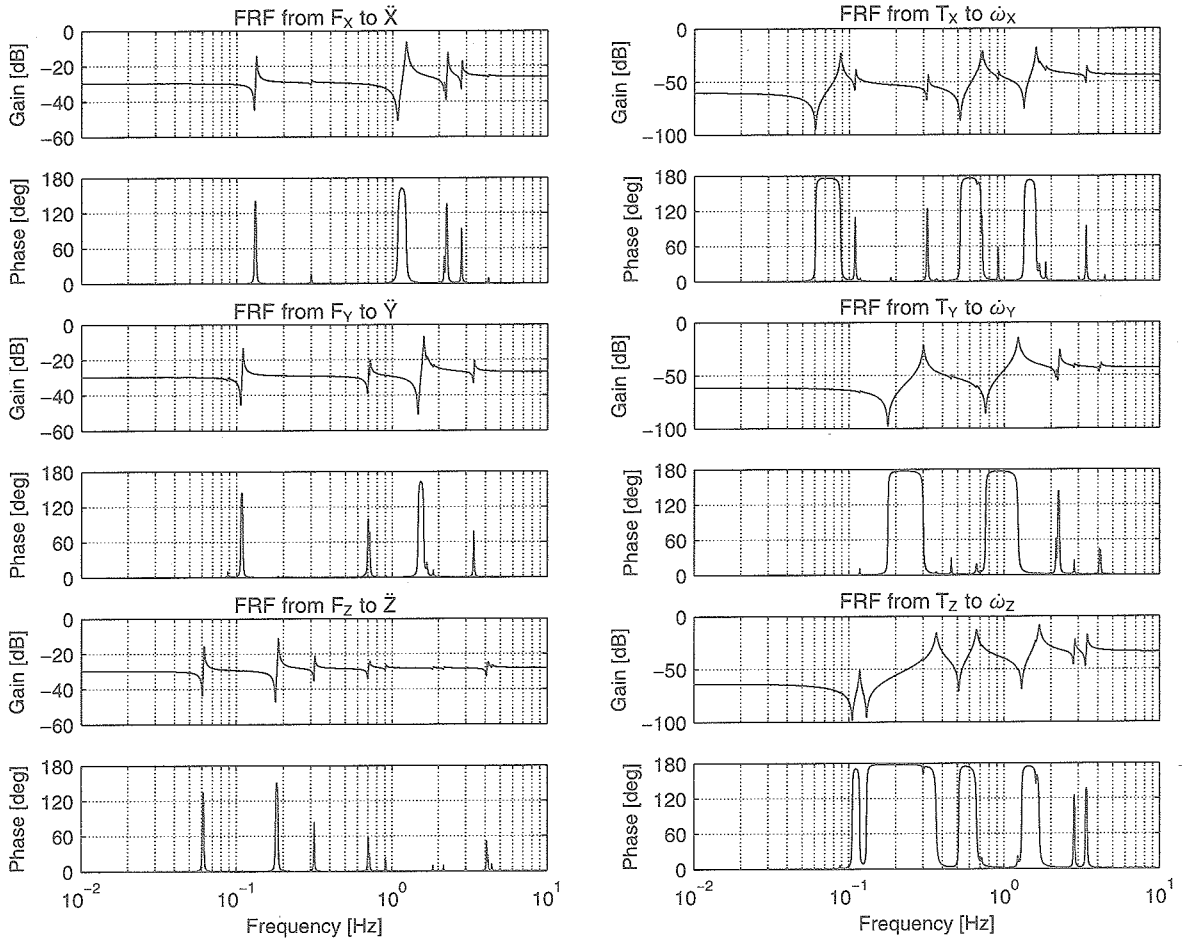


Fig.5 FRFs of nominal reference model(dotted line)
and reconstructed constrained modal model(solid line) in numerical simulation example

Table.3 schedule of ETS-VIII on-orbit system ID experiments

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			同定実験データ取得		実験手順書整備			同定実験データ取得	評価解析		
	同定アルゴリズム検討				ツール整備		ツール改修	実験運用支援				
				(ソフトウェア試験)			追管I/F試験					
制御実験					制御系設計		シミュレーション			実験手順書作成・運用準備		
								オンボードS/W作成	I/F試験		データ取得	
										SCLT		評価解析

This document is provided by JAXA.

9. 電源

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

衛星パドル裏面放電の電源システムへの影響解析

Effects of Discharge on Backside of Solar Paddle on Satellite Power System

宇宙航空研究開発機構　総合技術研究本部　電源技術グループ
瀬上　剛、艸分　宏昌、高橋　真人、岐部　公一
Space Power Engineering Group, Institute of Aerospace Technology,
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)
Go Segami, Hiroaki Kusawake, Masato Takahashi, Koichi Kibe

Abstract

The surface potential depends on the plasma environment, the sunshine condition, the constituent material and so on. Therefore non-earthed surface materials on the satellite have the different potential from the satellite ground. As the differential potential builds up between two points, an arc may occur. The discharge is well known as causing the failure to the satellite power system, for instance, it is reported that the discharge sometimes causes loss of the power generation. So we should investigate the influence of the discharge on the orbit.

When the charge with the high potential by the discharge is inputted to the power line or ground line, the transient voltage is applied to the base-emitter of the shunt transistor. This "transient voltage" sometimes exceeds the level of the maximum rating voltage and breaks down the shunt transistor. We found that the breeder resistance and conductive adhesive were effective as a way of preventing this failure. In this paper, we show the analysis result about the effects of the discharge on the backside of the solar paddle on satellite power system.

1. はじめに

極軌道周回衛星では北極付近（オーロラ環領域）を周回中に、パネルのウェーク効果及びオーロラ電子の影響でパネル裏面の熱制御材(Ag-テフロン)が大きく負に帯電するケースが有ることが解析からわかった。最悪ケースでは、トリガー放電によりテフロンに帯電した電荷全てが沿面放電としてトリガー放電発生箇所に飛び込み、その放電箇所によっては、電源系回路に致命的な不具合を起こすことが懸念された。ここでは、フライト品同等のパネル裏面クーポンを用いて実施した帯電・放電試験結果（放電閾値）、及び実際のフライト衛星の電源系回路定数に基づき、回路シミュレーションソフトSPICEを用いて解析評価した結果を示す。

2. 研究の概要

多くの周回衛星の太陽電池パドル裏面には、熱制御材が敷き詰められており、Ag-テフロン等の絶縁材料の場合には、帯電電位は、衛星グランドに対し-7(kV)にも達する事が解析から分かっている。こうした高い帯電電位に達する電荷が衛星電源系に入力した場合には、最悪の場合シャントトランジスタ等の電源部品を損傷させてしまう事が懸念されている。そこで、本不具合対策として、導電性接着剤、また、同様の効果がブリーダー抵抗によっても得られると考えられた。本研究では、これら対策案の有効性を調査することを目的とする。

3. 成果の概要[1]

3.1 放電解析モデル

本解析での帯電・放電モデル及びメカニズムは以下の通りである。

・衛星は北極付近オーロラ帯通過時、すなわち、低エネルギー高密度電離層プラズマ及び高エネルギー低密度オーロラ粒子の共存状態の環境下を周回。

This document is provided by JAXA.

・上記プラズマ環境中、パネルのウェーク効果及びオーロラ電子の裏面入射により、パドル裏面が帯電する。
・帯電電位が放電発生閾値を越え局所的な放電が起こる。
・放電が起こった際、放電入力点では構成している材料などが蒸発・プラズマ化する。
・生じた放電プラズマは、時間関数で放電点を中心として同心円状に拡散する。
・拡散したプラズマが導電路となり、衛星パドル裏面のテフロン表面に蓄えられた電荷が放電入力点へ向けて電荷収集される。
・テフロン表面電荷が全て放出された時点で放電が終了する。

以上のようなパネル裏面放電が起こると、電源回路に電流・電圧変動として影響が出る。本解析の対象範囲は、衛星パドル裏面、ソーラアレイ部、シャント(SHNT)回路、バスキャパシタ及び模擬負荷までとした。そして、パドル裏面テフロン表面に帯電した電荷が放電した時の電源系へ与える影響を調査目的とした。電源回路には、様々な電子部品が使用されているが、これまでの解析から部品にとって最も厳しい電圧が印加される事が分かっているシャントトランジスタのベース・エミッタ間に印加される電圧（以降、Vbe と呼ぶ。但し、複数の電源回路を並列化した際の解析では、直接放電入力のあった電源回路のシャントトランジスタのベース・エミッタ間電圧を指すものとする。）を評価対象とした。Fig. 1 にシミュレーションに用いた回路の概略を示す。

Fig. 1 の下部は、ソーラパネル裏面の等価回路及び放電経路のプラズマ抵抗、プラズマインダクタンスを表している。ソーラパネル裏面は、Fig. 2 で示すような一般の衛星で用いられているアルミハニカム表面にカーボン繊維強化プラスチック（CFRP）で挟まれた構造を基板とし、その上に接着剤で銀蒸着テフロンが接着された構造となっている。Fig. 1 の回路上C1、C2、C3 は基板・テフロン表面間容量、R1、R2、R3 及びL1、L2、L3 は、放電入力点からテフロン表面までのプラズマ抵抗及びプラズマインダクタンスを表したものである。また、回路にはスイッチが付加されているが、これらは、トリガー放電後放電点を中心としたプラズマの拡散が各パネルまで到達する時間を模擬している。到達時間をパネル毎に変えるため、各スイッチのON時間にはdelay timeを設けている。なお、delay timeは拡散速度に依存する時間であり、様々な値が示されている[2][3]が、本解析では、最悪ケースを考えプラズマ拡散速度を 1.21×10^{6}(m/s)とした。また、テフロン表面の帯電電位及び放電閾値は、地上模擬試験の結果から-7kVとした。

放電入力点は、Fig. 1 矢印にて表されている部分を接続し解析を行った。衛星の場合では、テフロン表面の帯電電荷が入力する放電入力点は、以下に示す GND、HOT、RTN の 3 つの場所が考えられる。

GND：基板（CFRP）に放電入力がある場合

HOT：バイパスダイオードの配線部分は熱設計などにより絶縁コーティングすることが難しい場合配線が露出することがある。その配線部の HOT 側に入力した場合

RTN：バイパスダイオードの配線部分は熱設計などにより絶縁コーティングすることが難しい場合配線が露出することがある。その配線部の RTN 側に入力した場合

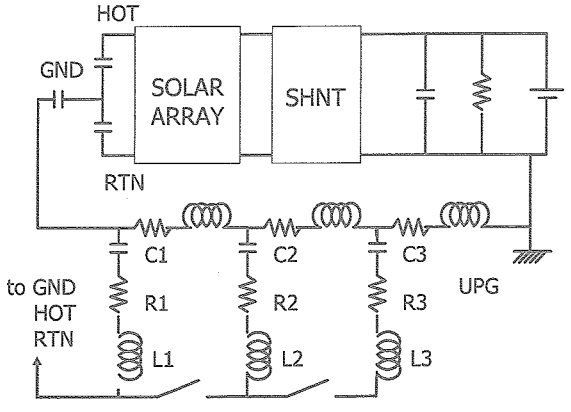


Fig. 1 discharge analysis model

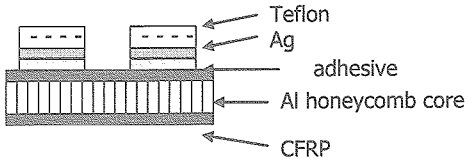


Fig. 2 back side of solar panel

This document is provided by JAXA.

Fig. 1 では、GND とソーラアレイ部は3つのキャパシタにより接続されているが、これらは、太陽電池の接合容量及び太陽電池・基板間容量を模擬したものである。また、UPG(Uni-Point Ground)と GND は、GND ライン抵抗及び配線インダクタンスで接続されている。以下では、ソーラアレイ部及びシャント部を併せた回路を電源回路と呼び、10 並列して解析を行った。尚、バス電圧は 50V とした。

3.2 放電の電源回路へ与える影響

(A) 通常の電源回路における解析

帯電電荷が GND、HOT、RTN 端へ入力したときの電源回路の Vbe をそれぞれ Fig. 3、Fig. 4、Fig. 5、に示す。Vbe はそれぞれ、およそ-16V、-1800V、-1300V である。トランジスタのベース・エミッタ間の逆耐圧は、数V程度の部品が多いことを考えると、印加時間が短いとはいえ過電圧であることは否めない。すなわち、最悪の場合シャントトランジスタを故障させる可能性がある。

一方、HOT 端、RTN 端については、直接放電が入力しなかった電源回路のシャントトランジスタについても評価を行う必要がある。これは、もし直接放電が入力しないシャントトランジスタも破損してしまうということであれば、一度放電が起これば衛星のシャントトランジスタを全損することを示すからである。そこで、HOT 端及び RTN 端に放電が入力したときの放電が直接入力しなかった電源回路のシャントトランジスタのベース・エミッタ間電圧（以下 Vbe-else とする。）を Fig. 6、Fig. 7 に示す。Vbe-else はそれぞれ、-5V、-8V となっており、印加電圧レベルとしては許容できる範囲内であるといえる。

よって、放電入力が GND 端に起こった場合は、電源回路全損、HOT 端、RTN 端に起こった場合は、電源回路1つのみ喪失する可能性がある。また、放電入力時のバス電圧変動は、いずれも 1V 以下であった。

(B) 導電性接着剤の適用

(A)で示した不具合を防ぐため、Fig.8 のようなパネル裏面上に導電性接着剤を塗布する事がある。これは、結果として放電経路に抵抗体を挿入する事になり、突入電流の減少、Vbe の減少を期待するものである。

解析では、Fig. 1 のパネル裏面部分を導電性接着剤を考慮した回路に変更し、Fig. 9 のような等価回路を作成した。新たに追加された抵抗 Ra が導電性接着剤の抵抗を表し、その抵抗と並列に挿入されているキャパシタンス Ca1 が、放電入力点近傍 Ag-テフロンのテフロン-銀間容量である。また、それらに直列接続されているキャパシタンス Ca2 はその他のパネル1面分のテフロン・銀間容量を想定したものである。

導電性接着剤を適用したとき放電の GND 端入力は、GND 端ではなく導電性接着剤となるため、解析回路上では、Ca1 と Ca2 の間に接続することになる。この時、放電入力先となる Ca1 の容量を見積もる必要がある。ここでは、放電が局所的であることを考え、大きくても標準的な銀蒸着テフロンの大きさ（20×10cm）程度の容量を見積もればよいとして解析を行った。

帯電電荷が GND、HOT、RTN 端へ入力したときの Vbe をそれぞれ Fig. 3、Fig. 4、Fig. 5 に示す。GND 端入力に関しては、Vbe の変動は±200mV 程度であり、放電によってトランジスタを破壊するには至らないと考えられる。一方、HOT 端、RTN 端入力は、Vbe はそれぞれ-1800V、-1200V となっており、(A)の結果とほぼ変わらないことがわかる。すなわち、シャントトランジスタには過電圧が印加されていることが分かる。

また、HOT 端及び RTN 端に放電が入力したときの直接放電が入力しない電源回路の Vbe-else をそれぞれ、Fig. 6、Fig. 7 に示す。印加電圧は、-3V、-8V であり、電圧レベルとしては許容範囲内であるといえる。

以上より、導電性接着剤の適用は、GND 入力放電に対し効果があるが、HOT 端、RTN 端入力に対しては放電の影響を緩和する事はできない事がわかる。なお、バス電圧変動は、いずれも 1V 以下であった。

(C) ブリーダー抵抗の適用

(A)で述べたような不具合を防ぐため、衛星ではブリーダー抵抗を用いる方法が考案されている。これは、放電等により太陽電池セルが基板へ地絡した場合に備え、GND ラインに挿入した抵抗を指す。本解析では、衛星

This document is provided by JAXA.

ヨーク部に抵抗が挿入されたことを想定して解析を行った。解析に使用した回路の概略を Fig. 10 に示す。Fig. 10 の網掛け部がブリーダー抵抗を示している。

帯電電荷が GND 端、HOT 端、RTN 端へ入力したときの電源回路の Vbe をそれぞれ Fig. 3、Fig. 4、Fig. 5 に示す。GND 端入力に関しては、Vbe は 1.2V 程度であり、印加電圧としては許容できるレベルである。一方、HOT 端、RTN 端入力は、Vbe はそれぞれ-1000V、-700V となっており、(A)の結果と比べるとやや緩和がみられるが、まだシャントトランジスタには過電圧が印加されていることが分かる。

また、HOT 端及び RTN 端に放電が入力したときの直接放電が入力しない電源回路の Vbe-else をそれぞれ、Fig. 6、Fig. 7 に示す。印加電圧は双方とも-70V 程度となっており、一度 HOT や RTN 端に放電が入力すると全ての電源回路に不具合が生じる可能性を示している。

しかし、Fig. 11 にプラズマ電流を測定した結果を示したが、電流が放電方向に流れるとともに、逆方向にも流れている事が分かる。実際を考えると、プラズマに逆電流が生じることは考えにくい。これは、解析モデルとしてプラズマインダクタンスにコイルを適用したため逆起電力を持ってしまうことによるものである。本解析モデルの妥当性などについては、(D)にて検討を行った。

以上をまとめると、ブリーダー抵抗の挿入は、GND 入力放電に対し効果があるということが分かる。また、放電入力時のバス電圧変動は、いずれも 1V 以下であった。

(D) プラズマインダクタンスの影響

解析回路では、導電経路のインダクタンスには、

$$V = -\frac{dI(t)}{dt} \quad \text{(I:電流、V:起電力、t:時間)}$$

で表される起電力を生じる。これにより、銀テフロン表面に再び電荷が蓄えられるという現象が見られているのである。しかし、プラズマ自体が逆電流を生じさせるということは現実には考えにくい。そこで、導電経路に逆方向電流が流れないようにするため Fig. 12 のようにダイオードを挿入して解析を行った。

解析は、(C)の結果と比較するため、ブリーダー抵抗を挿入した際の HOT 端入力モデルで行った。解析結果を Fig. 11 に示す。図は、プラズマインダクタンスの通電電流でありピーク値は変わらない。一方、逆方向電流が無くなり、電流の振動も減衰した。この時の、シャントトランジスタの Vbe 電圧波形を Fig. 4 に示す。波形の振動はなくなったが、ピーク値は変わらないことがわかる。次に、直接放電入力がない電源回路の Vbe-else を Fig. 6 に示す。波形のピーク値は-3V 以内に収まり、(C)で行った解析とは大きな相違が認められる。

解析結果が仮に実際に近いモデルであるならば、(C)の解析で行ったブリーダー抵抗の挿入は、HOT 入力や RTN 入力に対し特に影響は与えないという事になる。今後シミュレーションモデルとしてダイオードを挿入するのが良いか、もしくは他の方法が良いのかは、実際の試験等に基づきモデルを構築していく予定である。

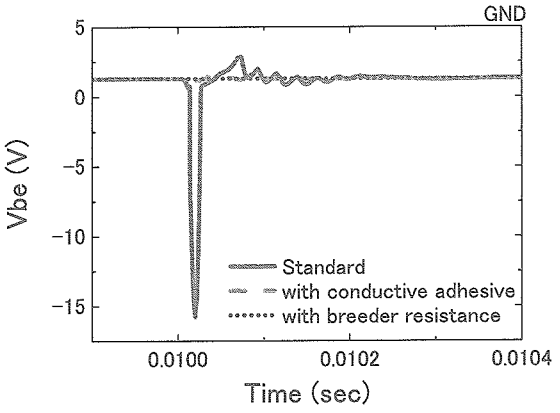


Fig. 3 discharge input to GND

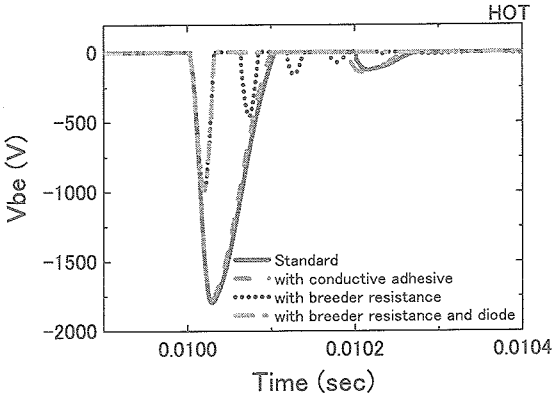


Fig. 4 discharge input to HOT

This document is provided by JAXA.

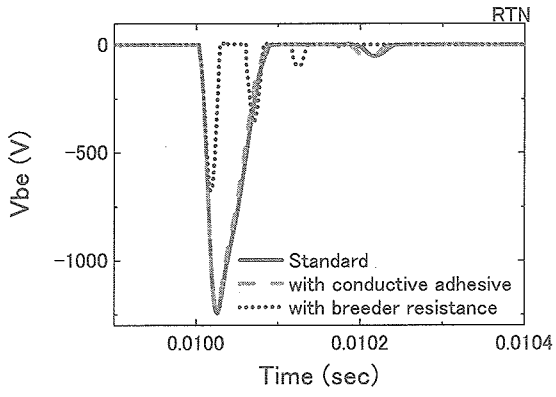


Fig. 5 discharge input to RTN

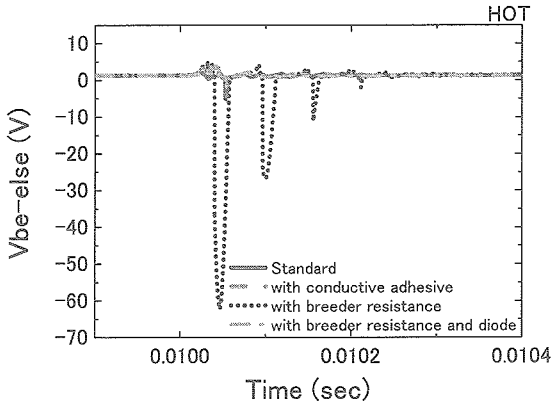


Fig. 6 discharge input to HOT

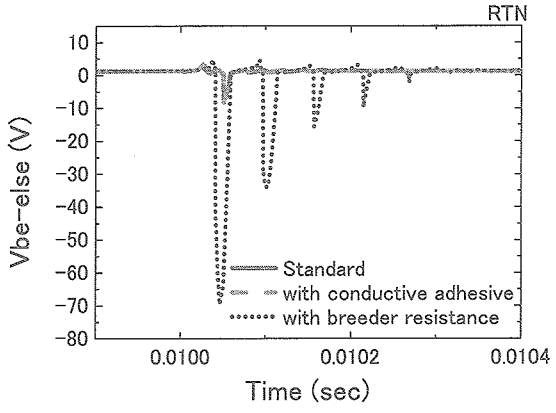


Fig. 7 discharge input to RTN

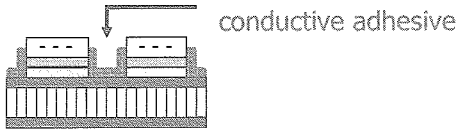


Fig. 8 back side of solar panel with conductivity adhesive

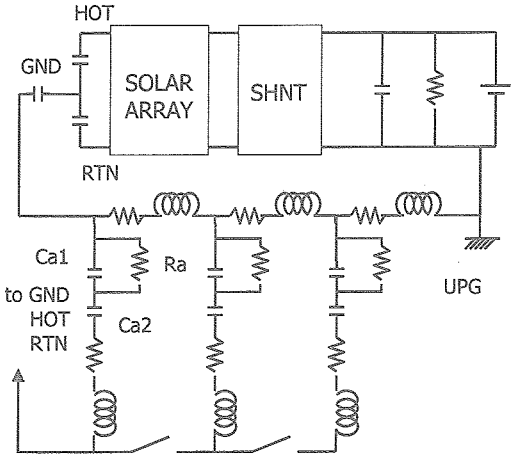


Fig. 9 discharge analysis model with conductive adhesive

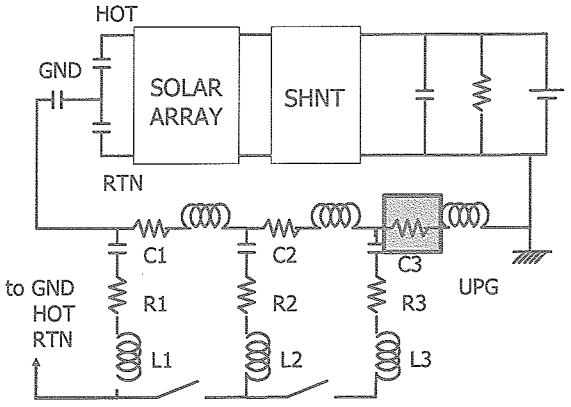


Fig. 10 discharge analysis model with breeder resistance

This document is provided by JAXA.

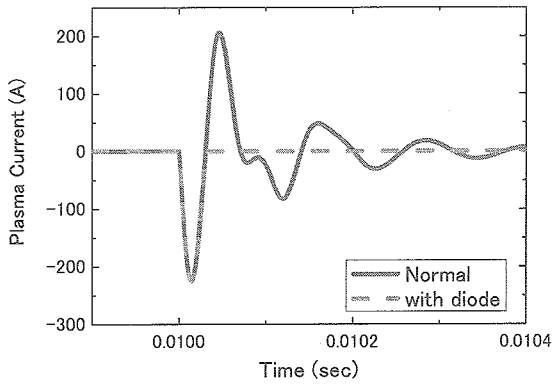


Fig. 11 Plasma Current

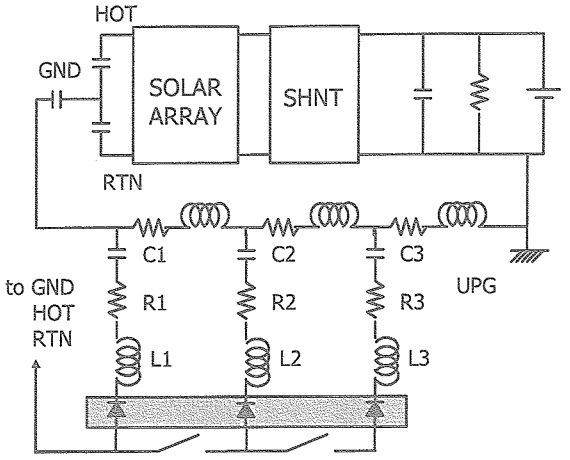


Fig. 12 discharge analysis model with diode

4. まとめ

プラズマ環境中を周回する衛星、特に極軌道周回衛星においては、パネル裏面の熱制御材が大きく負帯電する場合が有る。負帯電した裏面熱制御材においてトリガー放電が起きたときに、電源系回路へ与える影響について解析・評価を行った結果、検討されている各種放電対策に対して以下のことが解った。

・導電性接着剤またはブリーダー抵抗の放電経路への適用は、GND 入力放電に対し有効である。

・HOT、RTN 入力放電は、導電性接着剤及びブリーダー抵抗では電源系への影響を緩和することは出来ないため、放電を直接入力しないように（入力点となる様な箇所をモールドする等、プラズマと直接接しない様に隔離する）する必要がある。なお、放電が入力しても、1 回路のみの故障でおさまり、バス電圧への影響は軽微であることを確認した。

今後、衛星の帯放電対策設計評価をシミュレーションで行っていくには、さらなる解析精度の向上が必要になる。実試験を通じた解析モデルの再構築、未知パラメータの把握及び解析モデルの詳細化を行う必要がある。

[参考文献]

[1] 瀬上剛, 艸分宏昌, 高橋真人, 岐部公一, “パドル裏面放電の電源回路に与える影響解析”, 第 2 回宇宙環境シンポジウム, JAXA-SP-05-024, pp. 167-172

[2] E. Amorim, D. Payan, R. Reulet and D. Sarrail, “Electrostatic Discharge ON A 1m² Solar Array Coupon-influence Of The Energy Stored On Coverglass On Flashover Current”, #9 Spacecraft Charging Technology Conference, Tsukuba, Apr. 4-8, 2005.

[3] P. Leung, M. Bodeau, “Plasma Phenomena Associated With Solar Array Discharges And Their Role In Scaling Coupon Test Results To A Full Panel”, #8 Spacecraft Charging Technology Conference, Huntville, Oct 20-23, 2003.

This document is provided by JAXA.

大型リチウムイオン電池の長期的サイクル寿命特性

Long-Term Cycle-Life Testing of Large-Capacity Lithium-ion Cells for Space Applications

総合技術研究本部　電源技術グループ
Space Power Engineering Group, Institute of Space Technology and Aeronautics

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

Abstract

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 30,000 cycles in a low-Earth-orbit (LEO) simulation mode and 1,800 cycles in a geosynchronous-Earth-orbit (GEO) simulation mode. These results respectively correspond to about 5- and 20-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。

これまで、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について、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。また平成 16 年度より、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に着手した。

２．　研究の概要

平成 17 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 16 種類以上である。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た。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$LiCoO_2$、$LiMn_2O_4$と$LiNi_{1-x-y}Co_xAl_yO_2$の組み合わせからなる。主として、負極に黒鉛、正極に$LiCoO_2$のセルについて評価を行っている。

３．　研究の成果[1]

周回軌道衛星模擬寿命試験では、25%と 40%の二種類の放電深度(DOD)で評価を行っている。100 Ah級黒鉛/$LiCoO_2$系リチウムイオン電池は、25%DODの条件下で、30,000 サイク

This document is provided by JAXA.

ル以上の寿命を確認している。また放電末期電圧も 3.5 V以上を維持している (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。

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、寿命評価に着手し現在 3,000 サイクルを経過している。また電極端子部が宇宙用とは異なるが電極材、電解液等は同じ構成である 10Ah 級リチウムイオン電池についても 12,000 サイクル以上の寿命を確認し、試験を継続している。

容量の違いだけで、電極材用をはじめとするセル構成材料が同一仕様である電池は基本的に電気化学的性能は同一であると考えられる。そのため、100, 50, 10Ahのセルの充放電電圧特性、容量維持率等を比較した(Figs. 1, 2)。その結果、充電末期電圧、放電末期電圧、実力容量、残存容量は３種類ともほぼ一致したトレンドを示している。したがって容量のスケーリングのみで電気化学特性に係る部分の仕様が同一のセルの場合、25%DOD程度での充放電においては、サイクル寿命等の特性についても同一と推定される。引き続き試験を継続し長期的なトレンド比較を行う予定である。一方、40%DODの試験では、10 Ah級黒鉛/$LiCoO_2$系リチウムイオン電池は、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。充放電レートにより熱特性等の影響が原因か今後引き続き評価を行い、検証を進める予定である。

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%DODの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/$LiCoO_2$系リチウムイオン電池(Co系)は、約 20 年の衛星運用に相当する 1,800 サイクルを経過した後、寿命に達したため試験を停止した。新しい正極材料を用いた 50 Ah級黒鉛/$LiNi_{1-x-y}Co_xAl_yO_2$系リチウムイオン電池(Ni系)は、9 食シーズンの衛星運用に相当する 400 サイクルを経過した。初期には放電末期電圧は$LiCoO_2$系電池より低くいものの、Fig. 3 に示すCo系とNi系の正極のセルのサイクル寿命特性比較から分かるように、良好なサイクル維持性を示しており、放電末期電圧はNi系の方が低下が少ないことが分かる。この結果から放電深度の深い静止軌道等での使用に際しては、Ni系セルの適用も有望であることが分かった。引き続き全日照期間の電池性能把握も含め特性評価を継続する。

前出の 100 Ah級黒鉛/$LiCoO_2$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 [2]。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 11 年相当の 22 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。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。

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えて、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] Hitoshi Naito, Xianming Wang, Chisa Yamada, Go Segami, and Koichi Kibe, Current Status of Cycle-Life Testing for Large-Capacity Lithium-ion Cells Simulated Spacecraft Operation at JAXA, The 2005 NASA Aerospace Battery Workshop, Nov. 30-2, 2005, Huntsville, USA.

This document is provided by JAXA.

[2] 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/$LiCoO_2$	10 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C LEO, DOD: 40%, 15°C	12,700 12,800
	50 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C LEO, DOD: 40%, 15°C	2,500 2,600
	100 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C LEO, DOD: 40%, 15°C GEO, DOD: 80%	33,000 23,000 40 Season
	100 Ah Battery	GEO, DOD: 40-70%, 15°C	22 Season
Graphite/$LiNi_{1-x-y}Co_xAl_yO_2$	50 Ah Cell	GEO, DOD: 80%	9 Season
Non-graphite/$LiMn_2O_4$	3.5 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C	2,500 (End)
	9.5 Ah Cell	LEO, DOD: 25%, 15°C	5,000

* As of July 7, 2006

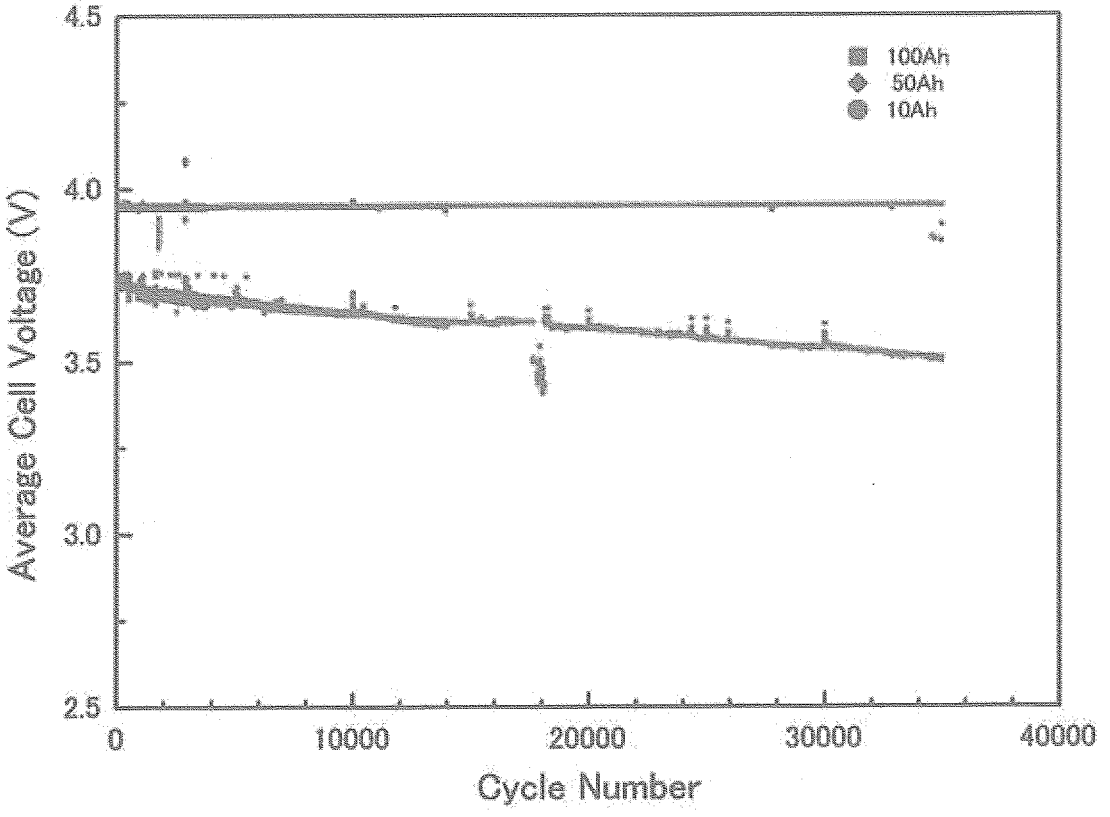


Fig. 1. Trend of graphite/$LiCoO_2$ lithium-ion cells simulated LEO operation (25% DOD@15℃).

This document is provided by JAXA.

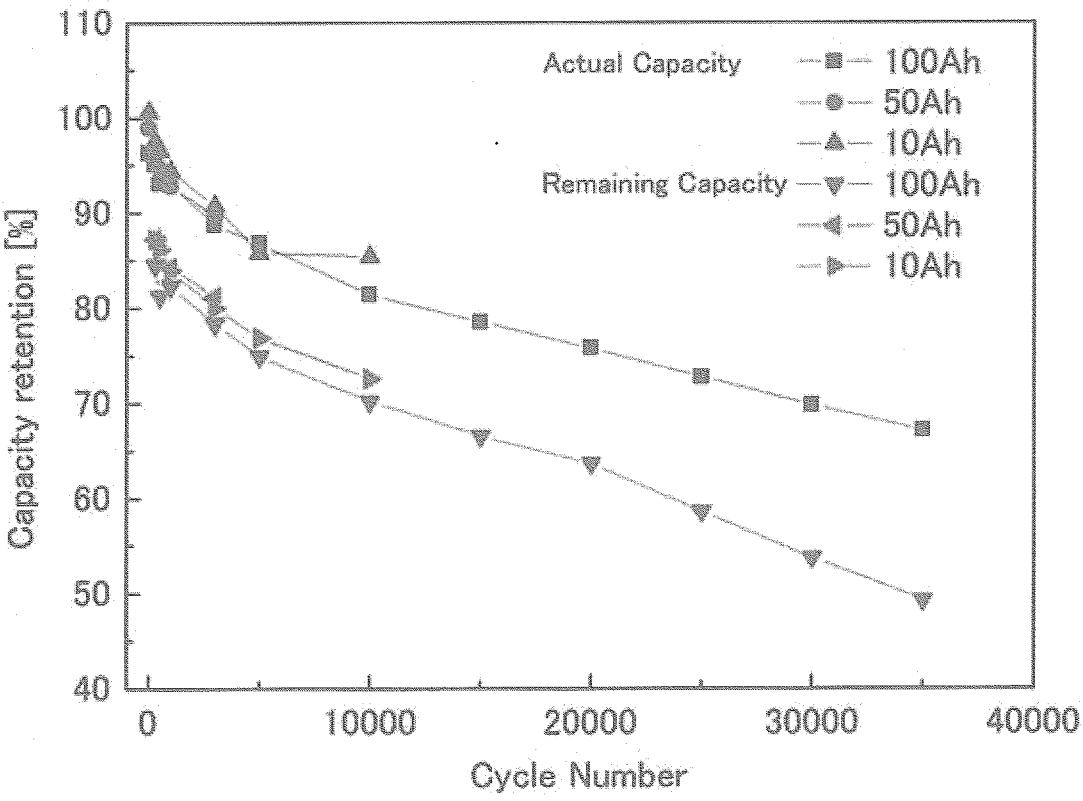


Fig. 2. Capacity retention profiles of graphite/$LiCoO_2$ lithium-ion cells simulated LEO operation.(25%DOD@15℃)

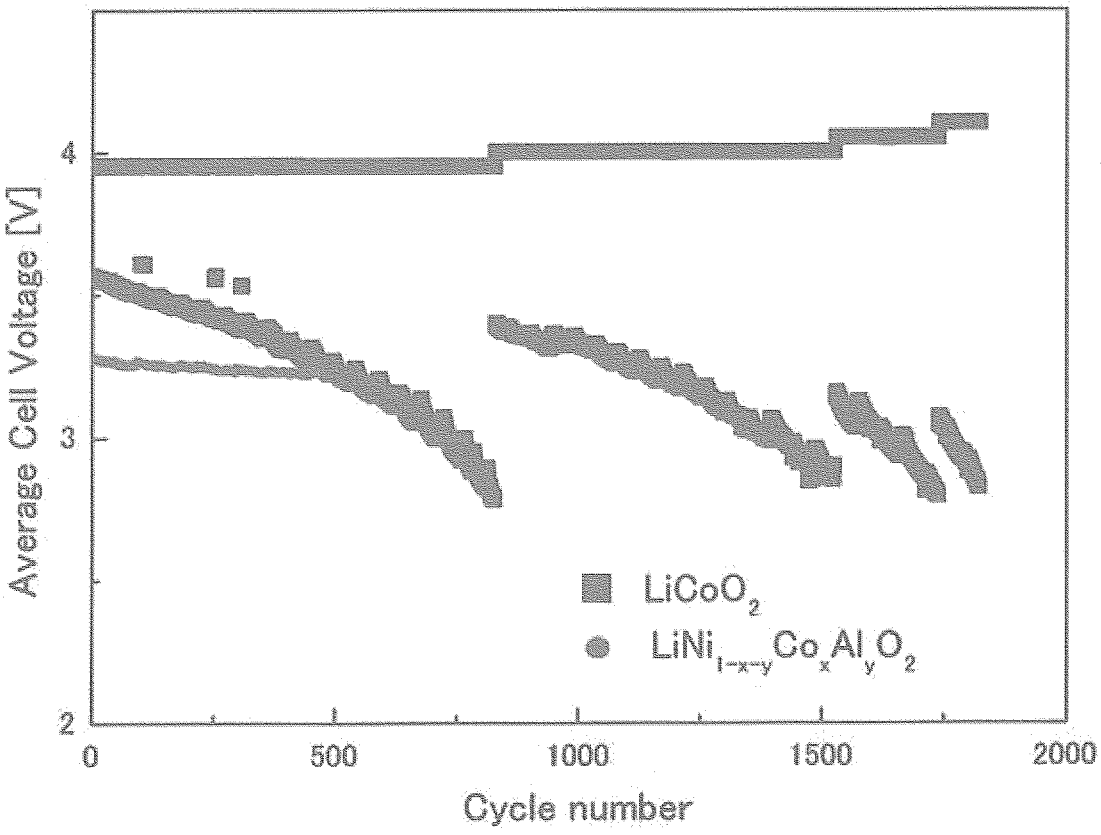


Fig. 3. Trends of 100 Ah-class graphite/$LiCoO_2$ and 50 Ah-class graphite/$LiNi_{1-x-y}Co_xAl_yO_2$ lithium-ion cells simulated GEO operation.

This document is provided by JAXA.

航空宇宙用燃料電池に係る研究の新しい展開

Development of the Fuel Cell for Aerospace Applications.

宇宙科学研究本部
Institute of Space and Astronautical Science
報告者代表：曽根理嗣
Yoshitsugu Sone

Abstract

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) is now developing polymer electrolyte fuel cell (PEFC) systems that can be applied to the high altitude balloon, transfer vehicle, and space crafts. We designed the fuel cell system for low pressure environment where the working gases were supplied by the counter-flow method and the temperature of the system was passively controlled by the heat generated from the fuel cell stack. We assembled the system and are testing its performance under the thermal vacuum conditions.

Furthermore, we started the development of a fuel cell system which can be operated by the propellants for spacecrafts. We tried to operate the fuel cell using Hydrazine and Nitrogen Tetra Oxide. Through our measurements, stable generation of electricity was observed using PEFC. We also tried to measure the performance of the PEFC using the propellants with additives in order to decrease the melting point of the propellants.

1. はじめに

近年，定置型発電用あるいは電気自動車用に固体高分子形燃料電池(PEFC)が注目を集めており，活発な研究開発が進められている．これらの PEFC は大気環境下での運用を前提としているため，空気を酸化剤として使用することが多く，このため燃料電池に供給される空気中の窒素をたえず排気する必要がある．固体高分子形燃料電池では，固体高分子膜内部に存在する水を媒体としてプロトンが伝導されるため，燃料電池内部は常にある程度の水が存在する必要があるが，酸化剤として空気を使用する系においては，排気に伴い燃料電池内に存在する水が系外に排出されるため燃料電池内部は乾燥しやすい状態となる．このため燃料電池へ供給するガスにはたえず加湿を行い，燃料電池スタック内部の湿度環境を維持する必要がある．

一方，高高度を飛翔する気球や，成層圏領域に滞空する飛行船，あるいは宇宙機等においては，周囲が減圧状態になり，断熱真空環境となる．このような隔絶された閉鎖環境で使用される燃料電池では，搭載性を考慮し，受動的制御が可能であるシステム構成が望ましい．われわれは，この観点から，これまで燃料として水素を，酸化剤として酸素を使用する PEFC の系において，ガス流を対向させることで外部加湿を行わずにスタック内に滞留する自己生成水にて連続運転を継続することが可能であることを明らかにし，PEFC の宇宙機への適用可能性に係る知見を得てきた．この中では，燃料電池からの生成水を除去し，かつガスを循環させる機能等を PEFC に付与する検討を進め，報告してきている．

現在では，特に閉鎖環境用燃料電池のシステム構築や気球等への搭載性を考慮した 100W 級燃料電池の設計／試作等を進めている．ここでは，発電時における問題点の抽出／制御上の課題抽出等をすすめつつ，発電時に燃料電池からの生じる自己発熱によりパッシブな熱制御を行い，連続運転を可能とする

This document is provided by JAXA.

運転手法についての検討をすすめている．

また，深宇宙探査に向けた燃料電池の研究開発も開始している．人工衛星等の宇宙機では太陽電池と組み合わせた二次電池を電源として搭載し，宇宙機が地球等の陰に入る期間（日陰時）の電力確保に使用する．ただし，惑星探査機では軌道上の多くの期間では遮蔽物が存在せず，二次電池は不具合時等の姿勢回復用の電力確保を主たる目的として搭載される．このように運用期間の大部分において電池を保管する場合，電池の凍結防止やコンディショニングに電力を必要とし，電池を管理するための電力確保が課題となる．一方，宇宙機においては姿勢制御用に燃料と酸化剤を搭載している．推進剤は多くの場合ミッション終了時までのマージンを見越して搭載されており，この余剰分を電力に転換可能となれば電池質量を軽減して宇宙機の運用性を向上させることができる．既に，宇宙機に一般的に搭載される推進剤であるヒドラジン系燃料と四酸化二窒素（NTO）等の酸化剤と反応させることにより燃料電池の発電試験を実施しており，良好な結果が得られつつある．

ここでは，これらの航空宇宙用燃料電池の研究開発にかかる最近の試みについて報告する．

2. 研究概要

平成18年度は以下の項目について研究を行っている。

2.1 水素／酸素を使用した燃料電池について

新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）の委託および科学研究費補助金による研究委託を受け，総合技術研究本部と宇宙科学研究本部の協力のもとで進めている．また本検討においては法政大学やストックホルム王立工科大学等と協力しつつ，宇宙科学研究本部の大学共同利用機関に順ずる機能を生かした研究体制を構築しつつある．

本研究では，ガスを循環させつつ燃料電池からの生成水を除去する機構の開発や，断熱真空環境の下での燃料電池の運転試験等を行なっている．

ガス循環用に，気水分離機能を有するポンプの試作を行なった．燃料電池から排出されるガスを，再度昇圧して燃料電池に再供給する際に遠心力により水を除去する機能を有するポンプであり，小型軽量化を目指した試作を実施している．

また，スーパープレッシャー気球への燃料電池の応用を想定して，高高度において使用される燃料電池の試作も進めた．ここでは特に100W級の燃料電池のシステム製作を実施しつつ，運用手法の習得等をすすめている．

2.2 深宇宙探査用燃料電池について

燃料としてヒドラジンあるいはモノメチルヒドラジン等を使用し，酸化剤としてNTO系酸化剤を使用した燃料電池の発電試験および材料適合性試験を進めている．

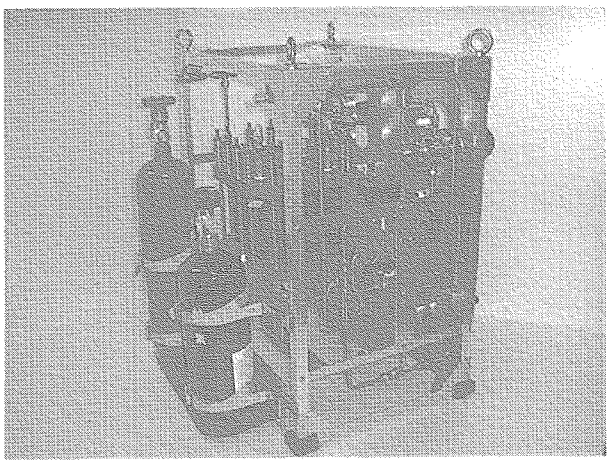
この中では，無水ヒドラジンを使用した，より衛星運用に近い状態での燃料電池の発電試験も試みている．また，特に燃料であるヒドラジンは0℃近くで凍結を起こすため，運用性を向上させるためにも凝固点を降下させつつ，燃料電池用燃料として使用可能であるか，検討をすすめた．

3. 成果の概要

3.1 水素／酸素を使用した燃料電池について

NEDOからの委託研究として，閉鎖環境用燃料電池の試作検討を進めている．スタック部分の熱真試験は既に実施しており，100 W級燃料電池システムとしての閉鎖環境運転を実施すべく，設備の整備を進

This document is provided by JAXA.



- 12V/100 W-class fuel cell system
  - Polymer electrolyte fuel cell
  - High power density stack
- Operative without external himidification
  - Simple system is realized.
- Passive thermal control
  - Operation with low current density to realize the passive thermal control
- Light weight design
  - CF tanks to realize the weight reduction.

Mass :80 kg

Size :500 mm × 500 mm × 600 mm

Fig. 1 100 W-class polymer electrolyte fuel cell system without external humidification.

めている．既に燃料電池システム全体を収納可能な熱真空試験設備の準備を終えており，燃料電池からの排気系を含むシステム全体を熱真空環境として，連続運転試験を実施可能な状態となっている．図1には試作された100 W級燃料電池システムを示した．

また，燃料電池に組み込み，閉鎖空間で運転可能な燃料電池とするためのガスの循環ポンプの試作を進めている．このポンプは，特に酸素ガスラインに組み込まれ，燃料電池から排出されるガスを昇圧して燃料電池に再度供給するとともに，その過程で水分を分離除去するためのポンプである．既に一次試作を終了しており，燃料電池システムに組み込んだ運転試験に向けて準備を進めている．

大気球やスーパープレッシャー気球等への応用も想定し，100 W級発電が可能な燃料電池システムの試作を実施した．ここで試作した燃料電池システムは12V／100W級システムである．ここでは特に，これまでの知見を生かして供給ガスとして純水素と純酸素を対向して供給することにより外部から無加湿状態で燃料電池を運転する手法を取り入れている．また，外部環境が断熱真空状態になっても燃料電池スタック内部は圧力が保たれるように燃料電池の入口圧と出口圧を制御し，背圧制御により安定な燃料電池の内部環境が保たれるように設計を進めた．

3.2 深宇宙探査用燃料電池について

発電試験にはケミックス製PEM-004DMを使用した．このセルはダイレクトメタノール形燃料電池（DMFC）用に製作されたものであり，一部改修を施すことによりアノードおよびカソードにガス／液を連続供給できるようにしている．極板面積は4 cm^2 （2 cm×2 cm）であり，固体電解質としてNAFION 112を使用した．アノード触媒としてPt/Ru（3 mg/cm^2），カソード触媒としてPt（1 mg/cm^2）とし，ガス拡散層には東レTGP120 を使用した．燃料にはモノメチルヒドラジン（MMH）やヒドラジンあるいはそれらの混合物を使用し，酸化剤にはNTO等を使用した．

図2には，種々の燃料および酸化剤による発電結果を示した．また，これらの図には比較のために当該セルを使用し，アノードにメタノールを，カソードに空気を使用した発電時の特性を合わせて示している．燃料としてMMHを使用した場合，十分なI-V性能を得ることはできず，発電を維持することも困

This document is provided by JAXA.

難であった．一方，MMH にヒドラジンを混合した場合，発電性能の向上がみられた．ここで得られた結果は，当該セルを使用して DMFC として使用した場合と比べても発電電圧が高く，また十分な出力が得られることを示唆するものであり，衛星推進剤を使用した燃料電池発電の妥当性を示すものであった．

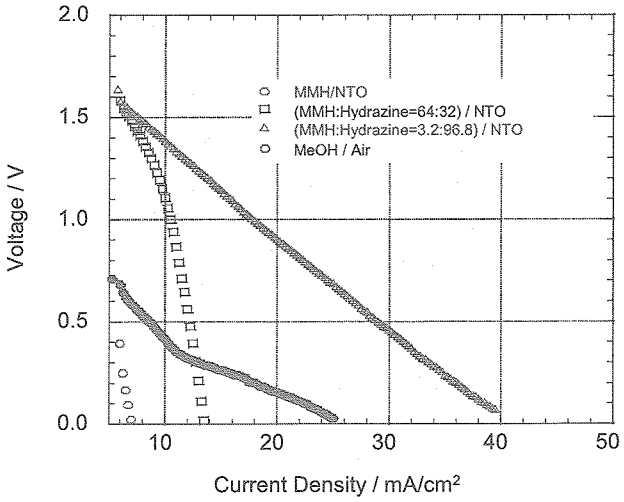


Fig. 2 Fuel cell operation using spacecraft propellants.

反応に使用した燃料のうち，モノメチルヒドラジンは凝固点が低く，低温での保管が可能であることから燃料としては有利であるが，その一方で腐食性が高く，また燃料電池反応では反応活性が低いという欠点があった．一方，ヒドラジンはモノメチルヒドラジンに比べると燃料電池反応の活性は高いものの０℃付近で凝固することから，実運用においては燃料の凍結防止のための電力を必要とする．

更に，より実運用に近い試験とするため，アノード側にヒドラジン無水物を供給し，カソード側に NTO を供給して燃料電池の発電を試みた．図３には発電時の I-V 特性および出力特性を示した．発電開始時の開放状態において，セルは 1.8 V 近い高い出力電圧を示した．これは，ヒドラジンの高い反応活性と，NTO の強い酸化力によるものであると考えられる．このように高い開放電圧を示す一方で，発電時の電流密度を高くすると電圧は直線的に低下した．ただし，初期電圧が高いことから，良好な出力密度が維持されている．

この燃料電池反応を電流密度 1.2 $mAcm^{-2}$に維持する試験を実施した．試験は大気環境下において実施しており，試験開始時のセル温度は 32℃程度であった．その後，通電時に燃料電池温度は徐々に上昇したが，25 分程度試験を実施した際の温度上昇幅は 2℃程度と軽微であった．この間，出力電圧としては，1.65 V程度が常に維持されており，出力としては，2.0 mW/cm^2程度が常に得られていた．この出力は試験を継続実施した 25 分間程度では，常に一定の値を維持しており，ヒドラジン／NTO系の衛星推進剤による発電が継続的に可能であることを示唆する結果が得られている．

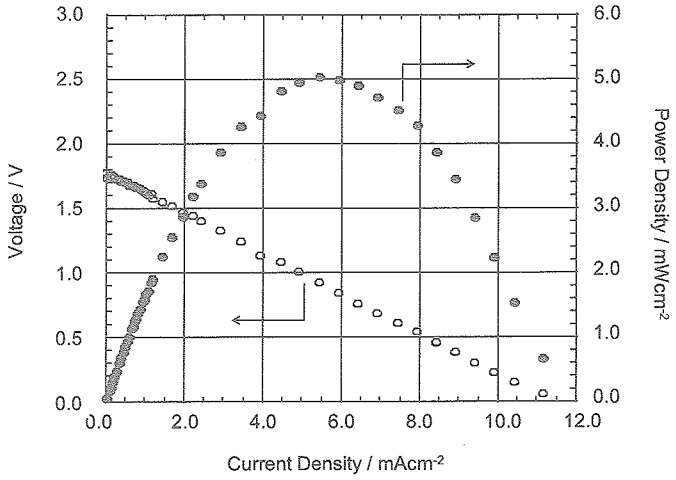


Fig. 3 Operation of the Fuel cell using hydradine and NTO.

既に，ヒドラジン系燃料や NTO 系酸化剤に対する燃料電池材料の適合性試験を実施している．この試験により選定された材料を使用した燃料電池スタックの製作も終了しており，現在連続運転試験に向けた準備を進めている．また，ヒドラジンに対して凝固点を降下させるための添加剤を加え，燃料としての凝固点を降下させつつ燃料電池反応に使用する検討を進めている．

This document is provided by JAXA.

宇宙用3接合太陽電池のトップセルとしてのAlInGaP単一接合太陽電池の構造最適化検討

Study on Optimum Structure of AlInGaP Top Cell for Triple-Junction Space Solar Cell

電源技術グループ

Space Power Engineering Group

森岡千晴，今泉充，岐部公一

Chiharu Morioka, Mitsuru Imaizumi, Koichi Kibe

Abstract

The purpose of this study is to improve the performance of triple-junction space solar cells. The AlInGaP single-junction (SJ) cell was studied because greater radiation resistance has shown compared to a conventional InGaP top cell. AlInGaP SJ cells with varied layer thickness and carrier concentration of the base layer were prepared, and structural dependence on radiation resistance was investigated in order to determine an optimum structure for the AlInGaP top cell. The results confirmed that the preferred cell for the 10-year mission on geostationary Earth orbit would have a base layer thickness of 1250 nm and a base layer carrier concentration of $3.0x10^{16}$ cm^{-3} or lower. This paper also compared radiation resistance of the AlInGaP SJ cell with that of the InGaP SJ cell. Even though InGaP is known to have excellent radiation resistance, the AlInGaP SJ cell exhibited better radiation resistance than the InGaP SJ cell. Superior radiation-resistant of AlInGaP material was demonstrated for an advanced top cell in a space triple-junction cell.

1.はじめに

本研究は，3 接合太陽電池（3Jセル）の出力特性，放射線耐性の性能向上を目標として実施している。3Jセルは高い変換効率と優れた放射線耐性を併せ持つことから宇宙用太陽電池として注目され，MUSES-C，WINDS，GOSAT，SOHLA-1 など多くの人工衛星の太陽電池に採用されるまでに至っている。格子整合系のInGaP/(In)GaAs/Ge 3Jセルの変換効率は約29%[1]（1－Sun，AM0）であり，これは現在商品化されている太陽電池の中で最も高い変換効率である。しかし変換効率は理論上AM1.5 において約32%であり，AM0の場合でも理論効率と現状の変換効率には未だ数%もの差がある。理論効率を目指した更なる研究が必要である。電源技術グループでは，3Jセルの宇宙における劣化現象の把握や，耐放射線強化を目的として，各種放射線による劣化特性の取得や，劣化現象の解明にむけた研究をこれまで行ってきた[2, 3]。これらに加え，平成17年度より日本原子力研究開発機構との共同研究で，3Jセルの更なる性能向上を目的とした新材料3Jセルの開発を実施している。開発は3段階で進め，3Jセルを構成する3種の単一接合太陽電池(SJセル)のうち，まずトップセル，次にミドルセルの各SJセルの検討・最適化を行い，最後に 3Jセル全体としての検討を行う計画である。本報告では昨年度実施したトップセルの検討結果について述べる。

2. 研究の概要

従来のInGaPに変え，材料としてAlInGaPを用いたトップセルの検討を行う。AlInGaPはInGaPと比較してバンドギャップが大きい。このため，AlInGaPを用いることで，3Jセルの開放電圧（Voc）は従来に比べ高くなり，また耐放射性もより優れることが期待される[1, 4]。一方で，吸収することのできるフォトンの数が減るため，同じ膜厚で比べるとAlInGaPを用いることで，InGaPに比べ短絡電流（Isc）が小さくなる。この点は膜厚などの構造条件を最適化することで解決することができると考えられる。本研究ではAlInGaP単一接合セルを作製し，電気的出力特性，耐放射線性のベース層膜厚およびベース層キャリア濃度依存性について検討した。

3. 実験内容

有機金属気相成長法によりGaAs基板上に$Al_{0.1}In_{0.4}Ga_{0.5}P$単一接合セルを作製した。構造模式図を図1に示す。ベース層（p型AlInGaP層）の膜厚およびキャリア濃度を変化させたAlInGaP単一接合セルを作製した。構造

This document is provided by JAXA.

条件を表1に示す。エミッタ層（n型AlInGaP層）の膜厚は 30 nm，キャリア濃度は 2 x10^{18} cm^{-3}に統一している。セル受光部のサイズは 1 cm x 1 cmである。これらのセルに対し，3 MeV陽子線をフルエンス（照射量）1 x10^{11} cm^{-2}, 1 x10^{12} cm^{-2}, 1 x10^{13} cm^{-2}, 1 x10^{14} cm^{-2}照射した。10^{12} cm^{-2}オーダーが静止軌道 10 年間で受ける放射線に対する等価フルエンスである。放射線照射試験は日本原子力研究開発機構との共同研究のもと，高崎研究所にて実施した。照射前後に，25°C，AM0，1-SunでI-V測定を行った。

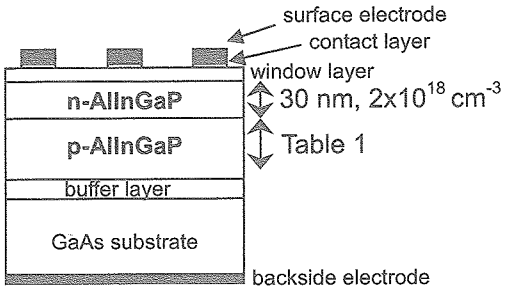


Fig. 1. Schematic structure of the AlInGaP solar cell on a GaAs substrate.

Table 1. Parameters of base layer of the AlInGaP SJ cells.

(a) Thickness

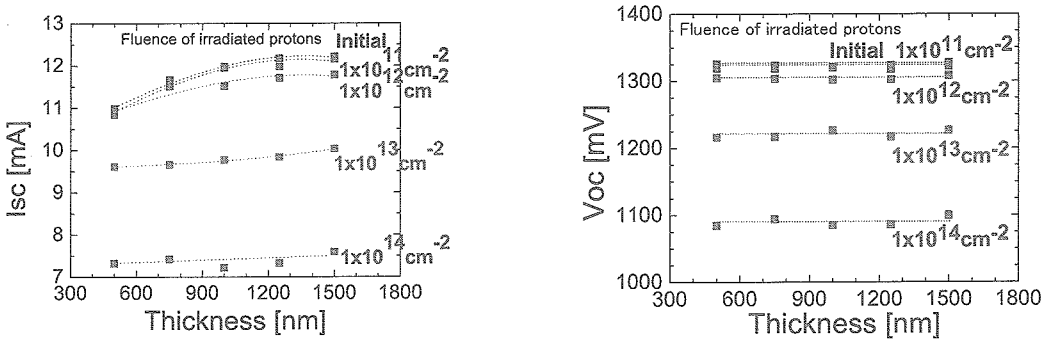
Thickness [nm]	Carrier Concentration [cm^{-3}]
1000	$3.0x10^{16}$ $6.0x10^{16}$ $9.0x10^{16}$ $3.0x10^{17}$

(b) Carrier Concentration

Thickness [nm]	Carrier Concentration [cm^{-3}]
500 750 1000 1250 1500	$3.0x10^{16}$

4．成果の概要

（1）ベース層膜厚依存性



(a) Isc　　(b) Voc

Fig. 2. (a) Isc and (b) Voc of the AlInGaP SJ cells as a function of base layer thickness. The indicated numbers are fluence of irradiated 3 MeV protons.

図２はベース層膜厚の異なる AlInGaP 単一接合セルの出力特性である。

まず初期特性（放射線未照射）について述べる。図２中の Initial と示したデータは(ａ)Isc，(b)Voc の初期特性である。(ａ)において，Isc の膜厚 500 nm ~1250 nm では膜厚の増加と共に Isc は増加する。一方，膜厚 1250 nm 以上では Isc は飽和する。これは膜厚が AlInGaP の少数キャリア拡散長よりも大きくなり，ベース層の深い領域で発生した少数キャリアが出力特性に寄与することが出来なくなったため，もしくは AlInGaP の光吸収が飽和したためと考えられる。(ｂ)において，Voc はベース層膜厚に依存せず，どの膜厚でも一定である。

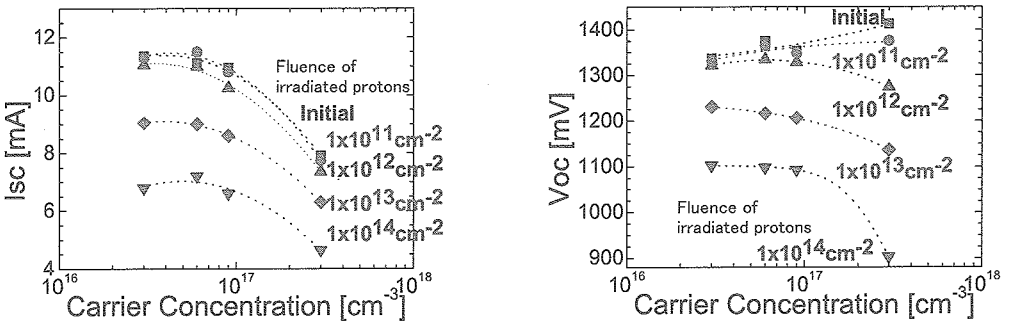
次に放射線照射による劣化特性について述べる。Isc, Vocの劣化特性を図２(ａ), (ｂ)にそれぞれ示す。フルエンス 1 x10^{11} cm^{-2}までは初期特性と同じ傾向であるが，フルエンス 1 x10^{13} cm^{-2}~1 x10^{14} cm^{-2}の照射後では，Iscはどの膜厚でもほぼ同じ値となり，膜厚が小さいほど保存率が高いことがわかる。図２(b)はVocの劣化特性である。Vocの劣化特性は膜厚に依存しないことがわかる。

以上の結果から，例えば静止軌道 10 年間のミッションを想定した場合，3 MeV陽子線のフルエンス

This document is provided by JAXA.

として10^{12}cm^{-2}オーダーが静止軌道10年間で受ける等価フルエンスであることから，ベース層膜厚として約1250 nmが適当であるということがわかる。

（2）ベース層キャリア濃度依存性



(a) Isc　　(b) Voc

Fig. 3. (a) Isc and (b) Voc of the AlInGaP SJ cells as a function of base layer carrier concentration. The indicated numbers are fluence of irradiated 3 MeV protons.

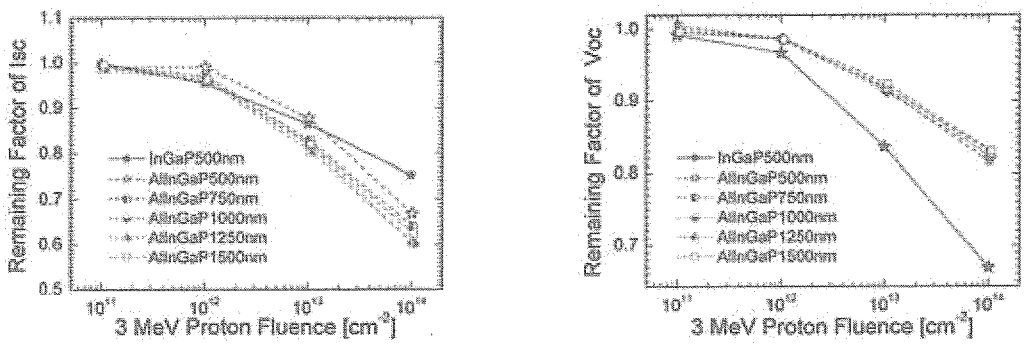
図3はベース層キャリア濃度の異なるAlInGaP単一接合セルの出力特性である。

まず照射前の初期特性について述べる。図3中のInitialと示したデータは(a)Isc，(b)Vocの初期特性である。(a)において，キャリア濃度の増加と共にIscが減少している。これはキャリア濃度が高くなるに従い発生した少数キャリアの再結合が増加し，少数キャリア拡散長の低下を引き起こした結果と考えられる。(b)において，Vocはキャリア濃度が高くなるに従い増加している。これはp型のAlInGaPベース層のフェルミレベルはキャリア濃度が高いほど荷電子帯に近づき，n型エミッタ層とp型ベース層間の拡散電位が大きくなったためと考えられる。

次に放射線照射による劣化特性に注目する。図3(a)において，照射後のIscはキャリア濃度が低い程，高いIscを維持している。図3(b)において，Vocは保存率として比較するとキャリア濃度が低いほど高いことが判る。

以上の結果から，例えば静止軌道10年間のミッションを想定した場合，（1）項同様10^{12}cm^{-2}オーダーで比較すると，ベース層キャリア濃度として約3.0 x10^{16} cm^{-3}が適当であるということがわかる。

（3）InGaP単一接合セルとの耐放射線性の比較



(a) Remaining factor of Isc　　(b) Remaining factor of Voc

Fig. 4. Degradation of (a) Isc and (b) Voc of the AlInGaP SJ cells due to 3 MeV proton irradiation as a function of base layer thickness. For reference, result of an InGaP SJ cell (base layer thickness: 500 nm) is indicated.

図4はAlInGaPおよびInGaP単一接合セルの3 MeV陽子線照射による劣化特性を比較した結果である。ここで用いたInGaPセルは3Jセルのトップセルとして最適化されたもので，ベース層膜厚は500 nmである。図4(a)はIscの劣化特性である。同じ膜厚（500 nm）で比較すると，フルエンス1 x10^{11} cm^{-2}～1 x10^{13} cm^{-2}の範囲においてAlInGaPセルはInGaPセルに比べ耐放射線性に優れている。しかし，AlInGaPセルの膜厚が500 nmよりも大きい場合はInGaPセルの方が耐放射線性に優れている。今後はこの

This document is provided by JAXA.

点を改善するためにベース層キャリア濃度の傾斜構造を新たに検討する予定である。Vocの劣化特性を図4(b)に示す。どの膜厚のAlInGaPセルもInGaPセルに比べて放射線耐性が優れている。InGaPは非常に優れた耐放射線性を有する材料であるが，AlInGaPは実用領域でそれに勝る優れた耐放射線性を持つ材料であることが示された。

5．まとめ

3接合太陽電池の性能向上を目指し，AlInGaP トップセルについて検討した。耐放射線性，電気的出力特性の構造依存性を検討するため，様々なベース層膜厚およびベース層キャリア濃度の AlInGaP 単一接合セルを作製した。照射前の初期出力特性および陽子線照射後の出力特性を測定し，出力特性および耐放射線性のベース層膜厚依存性，ベース層キャリア濃度依存性を把握することが出来た。以下に構造依存性をまとめる。

◇ 膜　　厚　　a. Isc は膜厚 500 nm～1250 nm では膜厚増加に従い増加する。
1250 nm 以上では増加せず飽和する。
b. Voc は膜厚に依存しない。

◇ キャリア濃度　a. Isc はキャリア濃度が高いほど低い。
b. 放射線未照射時の Voc はキャリア濃度が高いほど高い。照射後の Voc はキャリア濃度が高いほど低い。
c. キャリア濃度が低いほど Voc の保存率が高い。

以上の結果から，例えば，静止軌道 10 年間のミッションを想定した場合，ベース層膜厚 1250 nm，ベース層キャリア濃度 $3.0\times10^{16}\,cm^{-3}$が適当であるということがわかった。またAlInGaPの耐放射線性について検討した結果，AlInGaPはInGaPと比較してより優れた耐性を示した。

6．参考文献

[1] T. Takamoto, T. Agui, K. Kamimura and M. Kaneiwa, "Multijunction Solar Cell Technologies - High Efficiency, Radiation Resistance, and Concentrator Applications", *Proc. 3rd WCPEC*, 2003, 3PL-C2-01.

[2] M. Imaizumi, T. Tatsuya, T. Sumita, T. Ohshima, M. Yamaguchi, S. Matsuda, A. Ohi and T. Kamiya, "Study of Radiation Resistance on Single-Junction Component Sub-cells in Triple-Junction Solar Cells", *Proc. 3rd WCPEC*, 2003, 3O-D6-02.

[3] T. Sumita, M. Imaizumi, T. Ohshima, A. Ohi, T. Kamiya and S. Matsuda, "Analysis of End-of-Life Performance for Proton-Irradiated Triple-Junction Space Solar Cell", *Proc. 3rd WCPEC*, 2003, 3P-B5-10.

[4] T. Agui, T. Takamoto and M. Kaneiwa, "Investigation on AlInGaP Solar Cells for Current Matched Multijunction Cells", *Proc. 3rd WCPEC*, 2003, 3P-B5-05.

7．謝辞

本研究を実施するにあたりご協力頂いた日本原子力研究開発機構 大島武氏，伊藤久義氏に対し深謝いたします。

This document is provided by JAXA.

帯電現象に関わる衛星材料の物性パラメータの計測

Material properties measurements related to engineering design optimization guidelines and spacecraft charging

総合技術研究本部　電源技術グループ
Space power engineering group
仁田工美、川北史朗、高橋真人、艸分宏昌、岐部公一
K. Nitta, S. Kawakita, M. Takahashi, H. Kusawake, K. Kibe
環境計測グループ
Space environment measurement group
三宅弘晃
H. Miyake
部品・材料・機構技術グループ
Electronic, mechanical components and materials engineering group
石澤淳一郎
J. Ishizawa
宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系
Department of space transportation engineering
國中均

Abstract

The key parameters in modeling spacecraft charging are the secondary electron emission (SEE) coefficient and photoelectron emission (PE) coefficient of metals and insulating materials. This work is focused on the analysis and measurement of SEE and PE. A review is presented of methods to measure SEE and PE —including the using SEM with short-pulsed electron for accelerating voltage of 600V-5kV, a vacuum chamber with a low energy electron beam for accelerating voltage 100V-2kV, a measurement system of photo-electron emission, and a photoelectron emission image by vacuum ultraviolet light (VUV). This review is based on joint studies conducted for Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) at High Energy Accelerator Research Organization (KEK), at Musashi Institute of Technology and at Saitama University to investigate the relation to spacecraft charging. This report summarizes some typical measurement results after briefly explaining the measurement project.

This document is provided by JAXA.

1. はじめに

2002年12月に打ち上げられたみどり2号(ADEOS-Ⅱ)の2003年10月に起こった運用異常は、帯電・放電が主要因と推定されている[1]。更に、海外でも帯電・放電は軌道上の主要な不具合の一因とされている。

帯電・放電に関する設計の妥当性を検証するためには、計算機シミュレーションによる帯電解析が必要であり、現在、衛星帯電解析ソフト(Multiutility Spacecraft Charging Analysis Tool：MUSCAT)の開発[2]が進められているが、下記の点から、「材料パラメータ取得試験」の必要性が確認されている。

・解析精度の向上のためには、実際に使用されている材料データを解析ソフトの入力データとする必要があること。

・材料データが開示されているのは一部の材料に限られており、更に開示されているとしてもBOL時のデータで、EOLのデータは全くと言って良いほど開示されていないこと。

帯電解析に必要な材料パラメータとしては、二次電子放出係数(SEE：入射電子数に対する放出される電子数)、プロトン照射による二次電子放出係数、光電子放出係数、体積抵抗率、表面抵抗率及び内部帯電などが考えられる。

本研究は平成17年度より実施しており、初年度は二次電子放出係数（SEE）及び光電子放出係数（PE）に特化して、劣化を考慮しない材料パラメータ取得試験を行うことにより、衛星帯電解析ソフトの精度向上を図る。なお、評価対象の材料については、日本の人工衛星の外表面に使用している主要な材料を網羅することし、優先度を設定して順次試験を行うと共に、劣化条件についても検討する。最適な方法を確立することを目標に他の研究機関で採用されている測定方法を分析し、高エネルギー加速器研究機構（KEK)、武蔵工業大学及び埼玉大学との共同研究のもと実施している。

2. 研究の概要

平成17年度は以下の項目について研究を行った。

（1）材料パラメータ測定手法の検討

二次電子放出係数及び光電子放出係数の測定手法について調査検討を行い、各研究機関での測定を行うこととした。

（2）高エネルギー領域（600eV-5KeV）における二次電子放出係数の測定

二次電子放出係数の測定装置をKEKとの共同研究で整備し、標準材料の測定を行った。さらに衛星設計基準作成WG1提供による各種材料の計測を行った。

（3）低エネルギー領域（200eV-2KeV）における二次電子放出係数の測定装置の構築

二次電子放出係数の測定装置を武蔵工業大学との共同研究で新たに立ち上げ、標準材料の測定を行った。

（4）光電子放出係数測定装置の構築

光電子放出係数の測定装置を武蔵工業大学との共同研究で新たに立ち上げた。

This document is provided by JAXA.

（５）光電子放出分布測定

光電子放出分布の測定装置を埼玉大学との共同研究で整備し、標準材料の測定を行った。

３．成果の概要

（１）　材料パラメータ測定手法の検討

本研究プロジェクト開始に当たって、日本国内のみならず、ＮＡＳＡ及びＥＳＡなど世界の宇宙機関で行われている材料パラメータ取得手法について調査検討を行った[3][4]。その結果、人工衛星の外表面に使用している主要な材料を網羅する材料データベースは存在せず、二次電子放出係数、光電子放出係数等の材料パラメータはほとんど取得されていないことがわかった。特にEOL時のデータを開示している例は、海外でも皆無に等しく、国際的にも有用なデータとなり得ると考えられた。そこで、国内の現有試験設備等の実績を調査し、以下の分担で必要な試験を効率的に実施することとした。

・二次電子放出係数

低エネルギー領域　：　武蔵工業大学

高エネルギー領域　：　高エネルギー加速器研究機構（KEK）

・光電子放出係数

定量的測定　：　武蔵工業大学

面分布測定　：　埼玉大学

・宇宙環境劣化試験（放射線、原子状酸素及び紫外線）

JAXA　総合技術研究本部

加えて、材料パラメータ取得試験は、設計標準で要求する衛星帯電解析ソフトの精度向上の為に必要であることから、評価すべき宇宙機の外部使用材料について、WG1 の全委員で議論し決定した。

（２）　高エネルギー領域（600eV-5KeV）における二次電子放出係数の測定

KEKにおいて、ファラデーカップを取り付けたビームブランキング型走査電子顕微鏡を用いて測定を行った[5]。二次電子放出(SEE)の測定装置を図１に示す。材料表面の帯電を避けるためにパルスビーム法(パルス幅１ ms，電流 100 pA）を用いている。

二次電子放出係数は加速エネルギーEp を 600eV～5keV まで変化させ、各エネルギー毎の入射一次照射電子電流 Ip とその際の二次電子放出電流 Is の計測を行い、Ip と Is のピーク値の比を取ることによって得られる。

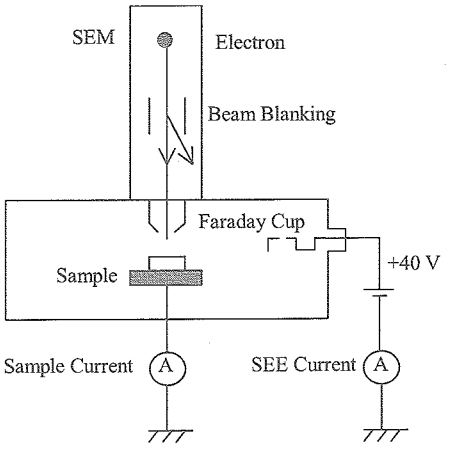


Fig. 1　SEE measurement system Primary electron current is a 1ms, 100 pA pulse. Primary and secondary electrons were captured by the faraday cup with +40 V applied. SEE yield is determined by the rate of the primary electron current (Ip) to the secondary electron current (Is).

This document is provided by JAXA.

標準試料として用いているAu、Ag、石英ガラスと実際に人工衛星の太陽電子カバーガラスに用いられているMgF_2コーティングを施したガラス材料の4種の測定結果を図2に示す。二次電子放出係数の最大値はAu、Ag及び石英ガラスにおいてそれぞれ 1.75(Ep=600eV)、1.67(Ep=700eV)及び 3.38(Ep=700eV)であることが分かる。また、MgF2 コーティングを施したガラス材料ではEp=800eVの時 5.72 と最大値となっている。標準材料の測定結果は、文献等で報告されている値と一致することが確かめられた[4]。また、同装置で測定された結果とも矛盾がないことが確かめられた[6][7]。

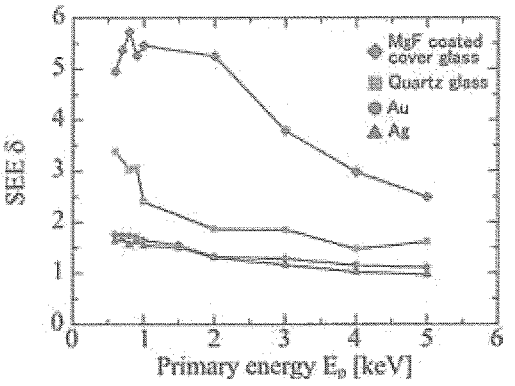


Fig. 2 Relation of the SEE yield of MgF coated cover glass to the primary electron energy.

（3） 低エネルギー領域（200eV-2KeV）における二次電子放出係数の測定装置の構築

二次電子放出係数が最大値となる加速エネルギーは、金属で 100eV－800eV、絶縁物では300eV－2KeVと報告されている[8]。武蔵工業大学において、低エネルギー領域での測定装置を構築した。一般的に電子銃は低エネルギーの電子を引き出そうとすると、電子の軌跡が広がってしまうだけでなく、引き出しにくくなってしまう。このため、電子銃から電子を放出させる加速電極の開口端を広くして、静電レンズの原理を用いて、低エネルギーの電子を照射できるように工夫した。2つのリング電極から構成される加速電極部の静電レンズでビーム径を調整した。

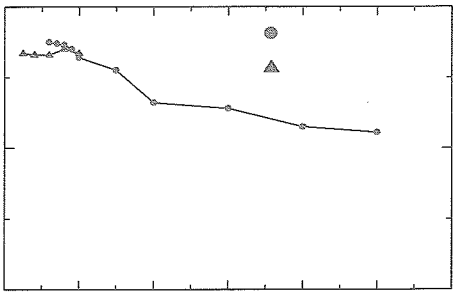


Fig. 3 Relation of the SEE yield of the Au to the primary electron energy compared with low energy electron beam and BBSEM.

一次電子電流は回転試料台の一部に設けたΦ30mm の穴を通してファラデーゲージで測定し、二次電子電流は試料台上部に設けた半球のファラデーカップで測定した。二次電子放出係数は加速エネルギーEp を 200eV～2keV まで変化させ、高エネルギー領域の場合と同様各エネルギー毎の入射一次照射電子電流 Ip とその際の二次電子放出電流 Is の計測を行い、Ip と Is のピーク値の比を取ることによって得られる。図4に高エネルギー領域での測定結果と低エネルギー領域での測定結果を併記した。両者は概ね一致していると考えられ、低エネルギー領域での測定に目処が立ったことが確認できた。

（4） 光電子放出係数測定装置の構築

図 4 に示すような測定装置を武蔵工業大学において構築した。光源には放射波長範囲115nm－400nmの重水素ランプを用い、試料面に分光器を通して単色光にして照射し、光電子電流を測定する。用いた分光器の分散逆数は5.5nmであるが、放出電流は微弱であることが予想されるため、入射スリット及び出射スリット幅は0.3mmとし、集光レンズにはMgF_2を

This document is provided by JAXA.

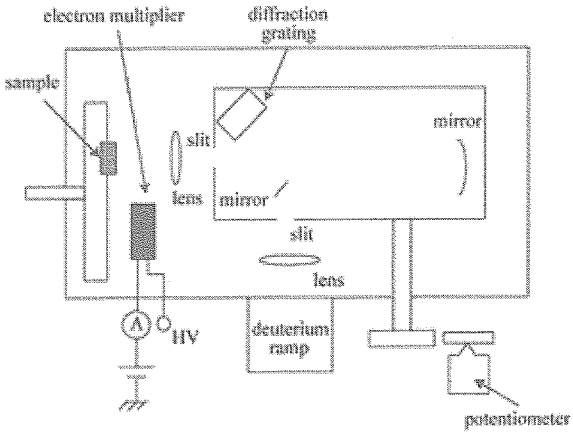


Fig.4 Experimental set-up for measuring the photoelectron emission.

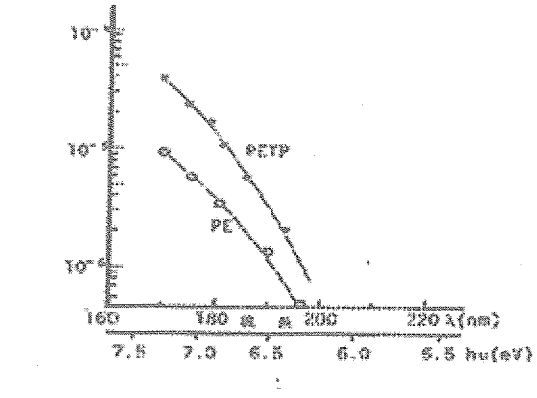


Fig.5 PETP and PE of quantum efficiency on the photoelectron emission energy

用いた。照射強度及び照射面積は、別途試料面に装着した光電子増倍管によって測定する。光電子電流の値は、試料面に対して斜めに設けた光電子増倍管によって測定する。

図5にポリエチレン（PE）及びポリエチレンテレフタレート（PETP）の測定した量子効率の結果を示す[9]。光照射による光電子電流の値を測定し、照射された光の光子数に対する放出される光電子数の割合である量子効率を計算した。この値を基に太陽光スペクトル照射時の光電子数に換算を行い、帯電解析時の入力値として用いる予定である。

（5） 光電子放出分布測定

埼玉大学において、図6に示す、光電子放出顕微鏡（EEM）を用いて、光電子放出電流の定性的な面分布測定を行った。試料導入部と試験部の2つのチャンバーを備えており、ゲートバルブを介して用いることで、常に試験部を真空に保っている。光源には、（4）の測定と同じ重水素ランプを用いている。試料台は、パルスモーターによってX，Y，Zの3軸移動が可能で、測定時に試料表面を動かすことで、分布測定が行える。

EEMは3つのレンズによって構成されており、Φ30mmのマイクロチャンネル・プレート（MCP）によって増幅され、蛍光スクリーン（PS）に像が投影される。測定画像はビデオカメラによって記録される。

後方電極に-1KeVのバイアス電圧を印加した際の、Auの光電子放出分布を図7に示す。分布範囲は±5mmである。通常Auの光電子放出は一様であると推察されるが、表面に付着

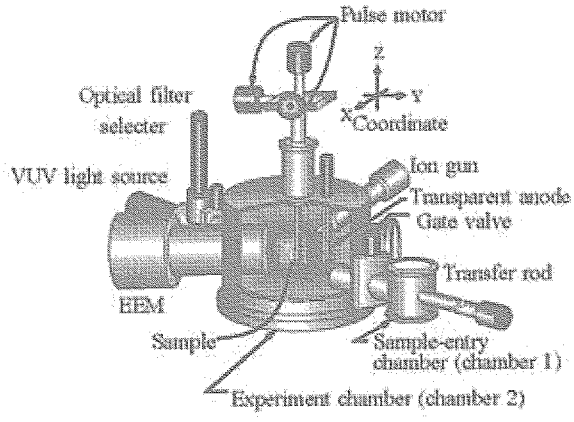


Fig. 6 Experiment set-up of EEM

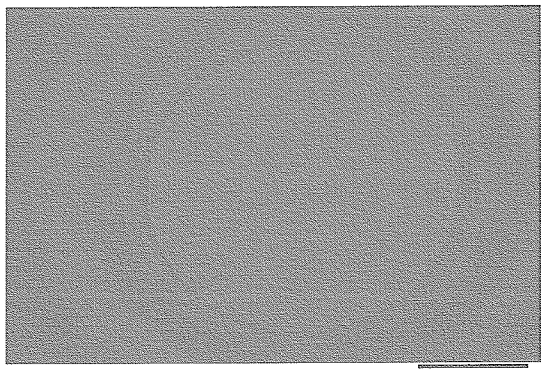


Fig. 7 Aspects of photoelectron emission sites observed by the EEM, when a voltage of -1.0kV

This document is provided by JAXA.

した水分や汚れなどによると考えられる、光電子放出の多い箇所が見受けられる。絶縁物を測定した場合には、帯電緩和による分布の偏りが生じることが今までの測定でわかってきている。

4. まとめ

- 材料パラメータ測定の手法の調査と検討を行い、帯電解析ソフトＭＵＳＣＡＴの入力データ測定を行うプロジェクトを立ち上げた。
- 200eV—5KeV の範囲で二次電子放出係数測定を行えることを示した。
- 光電子放出係数及び光電子電流分布の測定手法を示し、Au の表面においても、光電子放出分布に偏りがあることを示した。

5. 謝辞

また本報告の執筆にあたり、測定や検討におきまして多大なご協力を頂きました武蔵工業大学の湯本雅恵教授、埼玉大学の小林研一教授、ならびに高エネルギー加速器研究機構の斉藤芳雄教授、道園進一郎助手に感謝いたします。

[参考文献]

[1] 宇宙開発委員会調査部会, “環境観測技術衛星(ADEOS-Ⅱ)「みどりⅡ」の運用異常に係る原因究明及び今後の対策について”, 宇宙開発委員会報告書, (2004)

[2] T. Muranaka et. al.,” Recent Progress of Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool(MUSCAT)”,
AIAA Paper AIAA-2006-0408, 2006.

[3] V. Viel, R. Reulet, “Irradiation Facilities and Test’, Space Technology Course, Space Environment :Prevention of risks related to spacecraft charging”, CEPADUES Editions, ISBN 2 85428 579 4, pp. 285-315,April 2002.

[4] 電気学会技術報告　第 1001 号

[5] S. Kawakita, M. Imaizumi, M. Takahashi, M. Matsuda, S. Michizono and Y. Saito, “Influence of high energy electrons and protons on secondary electron emission of cover glasses for space solar cells”, 2002 Proceedings of 20th ISDEIV, pp.21-24, 2002.

[6] Y. Saito: IEEE Tran. Die. Elect. Ins. 2, 243 (1995)

[7] S. Michizono, Y. Saitoand A. Inagaki: J. Vacuum Society of Japan, 40, 436 (1997)

[8] H. Seiler “Secondary electron emission in the scanning electron microscope”, J. Applied Physics, NO. 54, ppR1-R18, 1983

[9] 湯本雅恵、堺孝夫,“絶縁材料からの光電子放出と放電進展”,電学論 A,109 巻 1 号,1989

[10] H. Asari et al., “Photoelectron Emission Images of Aluminas Excited by Ultraviolet Light”, ACED-2000

This document is provided by JAXA.

電気二重層キャパシタの宇宙機適用研究

Applicability of Electric Double Layer Capacitors for Spacecrafts

宇宙科学研究本部
Institute of Space and Astronautical Science
鵜野将年、曽根理嗣、豊田裕之、廣瀬和之、田島道夫、齋藤宏文
Masatoshi Uno, Yoshitsugu Sone, Hiroyuki Toyota, Kazuyuki Hirose, Michio Tajima, Hirobumi Saito

Abstract

Electric double layer capacitors (EDLCs) which have been developed for terrestrial applications are energy storage devices without electrochemical reaction. EDLCs are interesting energy storage candidate in space applications, for example, Space Solar Power Systems (SSPS), where long-life electrical power sub-system is required. In this study, cycle life performance of EDLCs under different satellite operating conditions was tested.

In order to realize performance of EDLC modules, circuits that equalize voltages of individual cells in modules are necessary. Equalization circuits were designed with a simple configuration utilizing only electric switches. The effectiveness of the equalization circuit for EDLC modules was successfully demonstrated.

1. はじめに

近年、ミッションの高度化や深宇宙探査に向けて、宇宙機電源の長寿命化がますます要求されている。通常の宇宙機の電源にはNi-Cd電池、Ni-MH電池やLiイオン電池などの化学電池が用いられるが、化学反応を伴う電池では更なる長寿命化への対応には様々な課題を有する。

民生分野において盛んに研究開発が行われている電気二重層キャパシタ（EDLC : Electric Double Layer Capacitor）は化学反応を伴わない蓄電デバイスであり、長寿命、高効率充放電、良好な低温特性等の特徴を有する。民生分野においてはこれらの特徴を活かし、ハイブリッド自動車用電源、UPS電源、アシスト電源、蓄電設備等への応用が試みられている。宇宙分野においても小惑星探査機「はやぶさ」に搭載された探査ロボット「ミネルバ」用の電源として適用実績がある。またEDLCの長寿命性能に着目し、宇宙太陽発電衛星（SSPS : Space Solar Power Systems）に代表される従来の2～10倍の充放電サイクル寿命を必要とするミッションへの適用を目指し、研究が進められている。ここではEDLCの寿命性能の把握を目的とし、異なる充放電条件による充放電サイクル試験を実施したので報告する。

EDLCの長寿命性能を最大限に活用するためには、長期の使用において発生するセル電圧のばらつきを解消するセル電圧均等化回路が必要不可欠である。EDLCを複数個直列に接続したモジュールを使用する場合、内部抵抗、容量、自己放電率等のセルの個体差や環境温度の違い等によりセル電圧が徐々にばらついてくる。セル電圧のばらつきはモジュールとしての利用可能なエネルギーを低下させ、またモジュール内のセルが局所的に劣化してしまう等の様々な問題を引き起こす。このような背景を受け、セル電圧のばらつきを防止するために種々の均等化回路が考案されているが、素子数、構成、効率等の観点において様々な課題を有しているのが現状である。ここでは直／並列接続されたモジュールにおいて、構成が簡単で半導体スイッチのみを用いてセル電圧を考案し、その有効性を評価したので報告する。

This document is provided by JAXA.

Table 1　Charge/discharge cycle life performance test conditions.

Sample		Charge	Discharge
Basic Test	Cell 1	CC/CV　2.7 V　5 A　1 h	CC　5 A, 0 V cut off
	Cell 2	CC/CV　2.7 V　1 A　1 h	CC　1 A, 0 V cut off
	Cell 3	CC/CV　2.7 V　5 A　1 h	CC　5 A, DoD(E) = 50%
	Cell 4	CC　2.7 V　5 A (No CV charge)	CC　5 A, 0V cut off
	Cell 5	CC/CV　2.5 V　5 A　1 h	CC　5 A, 0V cut off
Simulation for Satellites	Cell 6	CC/CV　2.7 V　65 min (CC = 45 min, CV = 20 min)	CP 35 min DoD(E) = 80%, (DoD(C) = 55%)
	Cell 7		CP 35 min DoD(E) = 80%, (DoD(C) = 55%)
	Cell 8		CP 35 min DoD(E) = 40%, (DoD(C) = 23%)
	Cell 9		CP 35 min DoD(E) = 60%, (DoD(C) = 37%)
	Cell 10		CP 35 min DoD(E) = 20%, (DoD(C) = 11%)

DoD(E) : Energy DoD　　DoD(C) : Capacity DoD

2.　研究概要

平成 18 年度は以下の項目について研究を行った。

2.1　寿命性能確認試験

2.1.1　基礎データ取得を目的とした充放電サイクル試験

供試体として定格容量 1350 F、定格電圧 2.7 Vのラミネートタイプ EDLCを 5 セル（Cell 1~5）用いた。充放電サイクル試験における設定条件をTable 1 に示す。恒温槽内において 25℃一定のもと、異なる条件において充放電試験を実施した。セルの劣化傾向を把握するために、適宜、容量確認試験を実施した。容量確認試験時における充放電条件をTable 2 に示す。また比較検討の為に小型科学衛星「れいめい」に搭載実績のあるMn系Liイオン二次電池についてTabel中のCell 3 に相当する条件にて充放電サイクル試験を実施した[1][2]。

2.1.2　衛星負荷を模擬した充放電サイクル試験

供試体として定格容量 1350 F、定格電圧 2.7 Vのラミネートタイプ EDLCを 5 セル（Cell 6~10）用いた。衛星負荷を模擬するために 100 分を 1 サイクルとする 65 分の定電流/定電圧（CC/CV : Constant Current/Constant Voltage）充電、35 分の定電力（CP : Constant Power）放電において充放電サイクル試験を実施した。充放電サイクル試験における設定条件をTable 1 に示す。恒温槽内において 25℃一定のもと、異なるエネルギー放電深度（DoD : Depth of Discharge）において充放電サイクル試験を実施した。基礎データ取得試験と同様に、セルの劣化傾向を把握する為に、適宜、容量確認試験を実施した。容量確認試験時における充放電条件をTable 2 に示す。また比較検討の為に「れいめい」に搭載実績のあるMn系Liイオン二次電池についてTabel 1 中のCell 8 に相当する条件にて充放電サイクル試験を実施した[1][2]。

Table 2　Capacity measurement test conditions.

Sample	Charge	Discharge
Cell 1～5	CC/CV　2.7 V 5 A　10 h	CC　5 A　0 V Cut off
Cell 6～10	CC/CV　2.7 V 1 A　10 h	CC　1 A　0 V Cut off

2.2　セル電圧均等化回路

2.2.1　均等化回路の原理

考案した均等化回路の一例をFig. 1 に示す。この回路において、それぞれ直列に接続されたセル C_{1A}~C_{4A}、C_{1B}～C_{3B}、C_{0C}~C_{3C}が 2 系統の半導体スイッチS_{a1}~S_{a8}、S_{b1}~S_{b8}を介して並列に接続されており、

This document is provided by JAXA.

3 直列／3 並列のモジュールを構成している。2 系統のスイッチを交互にオン／オフさせることにより、モジュール内のセルの直列および並列接続される組み合わせが切り替えられる。初期状態としてS_a系統オン／S_b系統オフの場合を考えた時、セル電圧V_{1A}~V_{4A}、V_{1B}～V_{3B}、V_{0C}~V_{3C}は、

$$V_{1A} = V_{1B} = V_{1C} \quad (1)$$

$$V_{2A} = V_{2B} = V_{2C} \quad (2)$$

$$V_{3A} = V_{3B} = V_{3C} \quad (3)$$

である。次に、この状態からS_a系統オフ／S_b系統オンの状態にスイッチを切り替えることにより、直列および並列接続されるセルの組み合わせを切り替える。各セルには、並列に接続されるセルの電圧差に応じた充放電電流が流れ、最終的には、

$$V_{2A} = V_{1B} = V_{0C} \quad (4)$$

$$V_{3A} = V_{2B} = V_{1C} \quad (5)$$

$$V_{4A} = V_{3B} = V_{2C} \quad (6)$$

となる。この時にセル間に流れる充放電電流は並列に接続されるセルの内部抵抗とスイッチのオン抵抗により制限される。以上の動作を繰り返し行うことによって、式(1)～(3)と式(4)～(6)は等しい状態、つまり全てのセル電圧は等しくなる。なお、この構成においてC_{1A}、C_{4A}、C_{0C}、C_{3C}はスイッチのオン／オフに応じて回路からは開放状態となるため、充放電中にスイッチングを行った場合はこれら 4 つのセルは他のセルと比較してスイッチングのデューティー比に応じて充放電容量が少なくなる。よってこれら 4 つのセルには充放電容量、つまりデューティー比に応じた容量値を選択する必要がある。

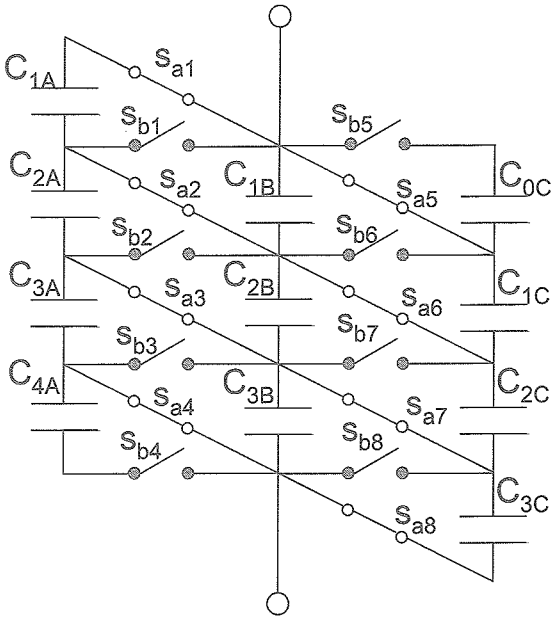


Fig. 1　An example of equalization circuit for series/parallel connected module.

2. 2. 2　均等化動作確認試験

Fig. 1 の回路においてC_{1A}、C_{4A}、C_{0C}、C_{3C}には 50 F、C_{2A}~C_{3A}、C_{1B}～C_{3B}、C_{1C}~C_{2C}に 100 Fの円筒形セルをそれぞれ用いてモジュールを構成した。初期状態としてそれぞれのセルを 0.5~2.5 Vの範囲でばらつかせておき、モジュールとしての充放電は行わずにセル電圧の均等化を行った。半導体スイッチのドライブは 2 系統のスイッチが同時にオンしないように適当なデッドタイムを設け、ファンクションジェネレータを用いてスイッチング周波数 10 Hz、デューティー比 50%にて行った。本稿においてはドライブ回路を簡素化するために、半導体スイッチには絶縁駆動が可能であるフォトMOSリレーを用いた。

2. 2. 3　均等化回路を用いた充放電試験

均等化回路を使用しない場合として、定格容量 100 Fの円筒形セルを用いてモジュールAを構成した。このモジュールに対して 210 mA(1 C相当)の電流においてCC/CV充電、CC放電により充放電試験を行った。また、均等化回路を用いた場合としてC_{2A}~C_{3A}、C_{1B}～C_{3B}、C_{1C}~C_{2C}に 100 Fのセル、C_{1A}、C_{4A}、C_{0C}、C_{3C}にはデューティー比に応じた容量である 50 Fのセルをそれぞれ用いてモジュールBを構成した。スイッチング周波数 10 Hz、デューティー比 50%において 210 mA(1 C相当)の電流においてCC/CV充電、CC放電により充放電試験を行った。またモジュール内のあるセルが局所的に劣化した場合を想定してC_{2B}を 100 Fから 50 Fセルに置き換えて、上記の二種類のモジュールに対して同様の条件において充放電試験を行った。

This document is provided by JAXA.

3. 成果の概要

3.1 寿命性能確認試験

3.1.1 基礎データ取得を目的とした充放電サイクル試験

Fig. 2 に基礎データ取得試験におけるセルの容量維持率の推移を示す。Li イオン二次電池の容量維持率が約 2000 サイクルにおいて 83%であったのに対して、EDLC の容量維持率は約 6000 サイクルにおいても 93%以上であり、Li イオン二次電池と比較して EDLC の容量維持率は著しく良好であることが確認された。その中でも Cell 4 は他の供試体と比較して劣化の程度が小さいことが分かった。本試験は他の試験と異なり定電圧（CV）充電を行っておらず、高電圧（2.7 V）で維持される期間がほとんど存在しない。一般的に化学電池においては高電圧で維持される時間が長くなると電解液の分解反応が進み、セルの劣化が促進される。EDLC においても同様に高電圧でセルを維持する時間の長さがセルの劣化に影響を与えることが示唆された。

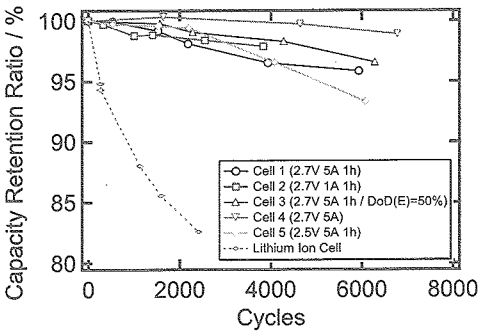


Fig. 2 Capacity retention ratio trends of the EDLCs during the basic performance tests.

Fig. 3 に容量確認試験時における Cell 1 および Cell 4 の充電カーブの推移を示す。CV 充電を行った Cell 1 においては充放電サイクルを経るにつれて充電時のセル電圧が上昇していることが確認された。それに伴い、CC 充電から CV 充電へ移行する時間が早まり充電容量は低下した。これは充放電サイクルによりセルが劣化し、容量が低下していることに起因するものであると考えられる。一方、CV 充電を行わなかった Cell 4 においては充放電サイクルを経ても充電カーブにほとんど変化は見られなかった。

Fig. 4 に容量確認試験時における Cell 1 および Cell 4 の放電カーブの推移を示す。充電カーブ推移の場合

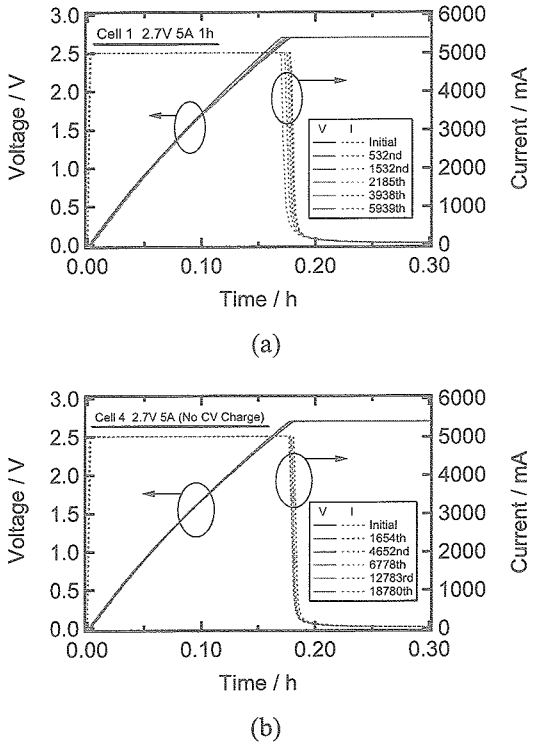


Fig. 3 Charge curves trends of (a) cell 1 and (b) cell 4 during the capacity measurement tests.

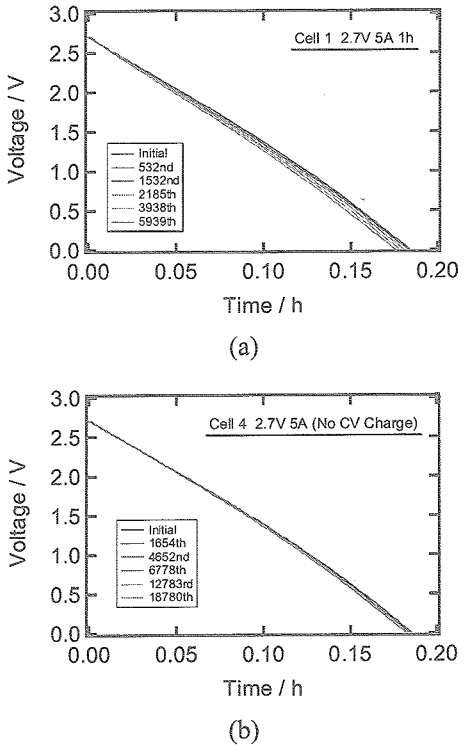


Fig. 4 Discharge curves trends of (a) cell 1 and (b) cell 4 during the capacity measurement tests.

This document is provided by JAXA.

と同様に、充放電サイクルを経るにつれてCell 1の放電カーブが徐々に低下し放電容量も低下したのに対して、Cell 4の放電カーブはほとんど変化しなかった。以上の結果からもCV充電を行わなかったCell 4の劣化が小さいことが確認された。

3.1.2 衛星負荷を模擬した充放電サイクル試験

Fig. 5に衛星負荷を模擬した充放電サイクル試験におけるセルの容量維持率の推移を示す。3000サイクルにおいてEDLCの容量維持率は96%以上であり、Liイオン電池（容量維持率＝約82%）と比較して容量劣化が著しく小さいことが確認された。通常、化学電池では深いDoDでの使用において劣化の進行は顕著になる。しかしEDLCにおいては異なるDoDにおいて充放電サイクル試験を実施したにも関わらず、顕著な劣化傾向の違いは確認されなかった。異なるDoDによる劣化傾向の違いを確認するためには更なる長期的な充放電サイクル試験が必要であると考えられる。充放電条件によるセルの劣化傾向の違いを確認するために、現在、試験を継続中である。

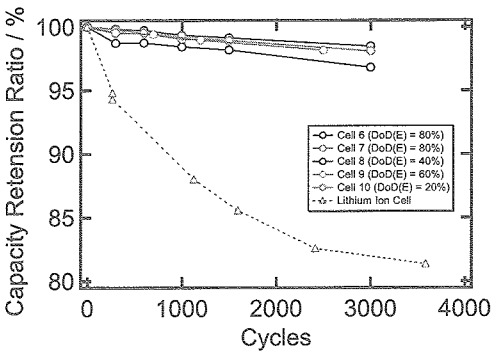


Fig. 5 Capacity retention ratio trends of the EDLCs during the simulation tests for satellites.

3.2 セル電圧均等化回路

3.2.1 均等化動作確認試験

あらかじめモジュール内のセル電圧をばらつかせた状態から均等化を行った場合のセル電圧の応答波形をFig. 6に示す。均等化を行うことにより並列に接続されるセル間において充放電が行われ、最終的にはばらついていた初期の平均電圧である約1.5 Vに収束した。このことよりセルに蓄えられた電荷を失うことなくセル電圧の均等化が行われたことが分かる。なお、均等化速度の時定数τは並列に接続されるEDLCの合成静電容量をC、内部抵抗をr、スイッチのオン抵抗をRとすると、簡易的に、

$$\tau = C \times (r + R) \qquad (7)$$

と表される。よって内部抵抗の小さいEDLCおよびオン抵抗の小さいスイッチを用いることにより均等化速度を速くすることが可能である。

3.2.2 均等化回路を用いた充放電試験

均等化回路を使用しない場合におけるモジュールA内のセル電圧の充放電カーブをFig. 7 (a)に示す。一般的にEDLCのセル電圧Vは電荷量Qに対して、

$$V = \frac{Q}{C} \qquad (8)$$

で表される。劣化相当セルを含む段の容量(C_{2A} // C_{2B} // C_{2C} = 100 F // 50 F // 100 F = 25 F)は他段の容量(100 F // 100 F // 100 F = 33 F)よりも低いため、同じ充電量であっても他段よりも電圧が急速に上昇し、最終的に電圧は400 mV程度高くなった。これは劣化したセルを含むモジュールにおいてはセル電圧が容易にばらつくことを意味している。

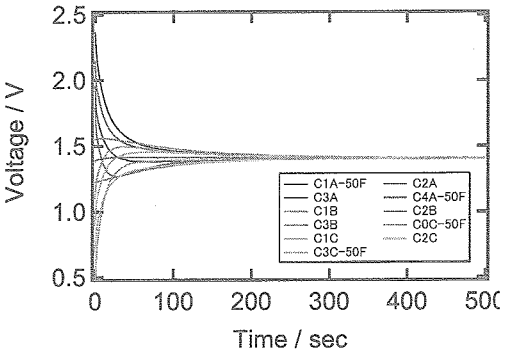


Fig. 6 Transient waveforms of cell voltages in the case of equalization.

Fig. 7 (b)に均等化回路を使用した場合におけるモジュールB内のセル電圧の充放電カーブを示す。劣化相当セルが含ま

This document is provided by JAXA.

れているにも関わらず、電圧ばらつきは充放および放電時において約 10 mV、定電圧充電領域においては約 5 mV であり大きなばらつきは確認されなかった。よってモジュール内のセルが何らかの理由で局所的に劣化した場合においても本均等化回路を用いることによりセル電圧を均一に維持することが可能であると考えられる。

本均等化方式はドライブ回路を除くと EDLC セル自身と半導体スイッチのみを使用しており、非常に簡素化された構成となっている。また本方式においては複数個のセルが直接もしくは間接的に並列接続されるので、素子が故障した場合においても蓄電能力および均等化能力を喪失することはなく、信頼性の高い均等化方式であると考えられる。本均等化方式は構成が簡素であり信頼性が高く、長寿命電源として期待される EDLC の利点を最大限に活用することが可能であると考えられる。

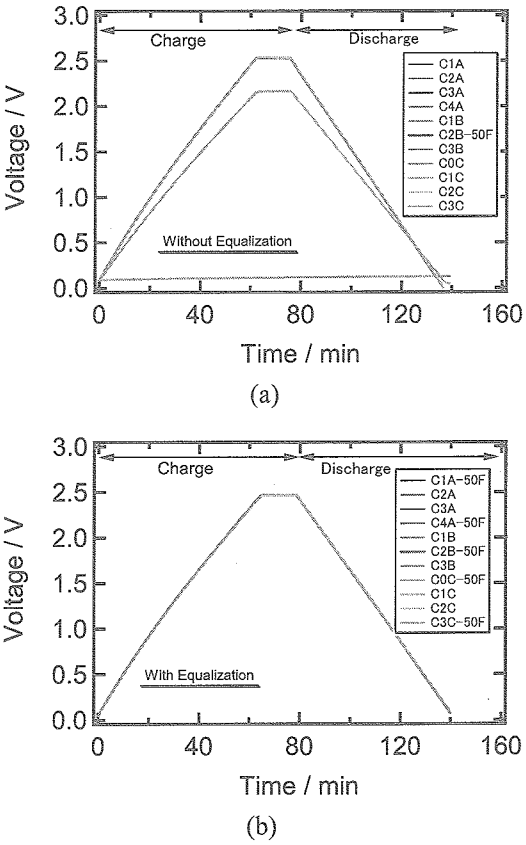


Fig. 7 Charge and discharge curves of cells in the EDLC modules (a) without equalization and (b) with equalization.

4. まとめ

EDLC の寿命性能を把握するために、基礎データ取得を目的とした充放電サイクル試験、および衛星負荷を模擬した充放電サイクル試験を実施し、以下の事項が確認された。

(1) EDLC は Li イオン二次電池と比較して著しく容量劣化率は小さかった。

(2) CV 充電を行わなかった条件のセルにおいて最も劣化率が小さかったことから、高電圧でセルを維持する期間の長さが劣化に影響を与えている。

(3) 衛星負荷を模擬した充放電サイクル試験においては、どの DoD においても劣化率に大きな差は見られなかった。

また EDLC を複数個直列に接続したモジュールの寿命と性能に悪影響を与えるセル電圧のばらつきを最小限に抑える均等化回路を提案し、実験によりその有効性を検証した。本均等化回路は構成が簡素であり信頼性が高く長寿命の EDLC を最大限に活用することができると考えられる。

5. 参考文献

[1] 鵜野将年、曽根理嗣、三田　信、田中孝治、田島道夫、齋藤宏文、　「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」第 24 回宇宙エネルギーシンポジウム（2005）

[2] 武田康男、鵜野将年、曽根理嗣、齋藤宏文、廣瀬和之、田島道夫、　「れいめいにおけるリチウムイオン二次電池の運用シミュレーション」第 25 回宇宙エネルギーシンポジウム（2006）

This document is provided by JAXA.

固体高分子形燃料電池の低圧環境動作特性
Polymer Electrolyte Fuel Cells Operation under Low Pressure Condition

総合技術研究本部　電源技術グループ　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、鵜野　将年

Hitoshi Naito, Go Segami, Koichi Kibe(Space Power Engineering Group, IAT)
Yoshitsugu Sone, Masatoshi Uno(Department of Spacecraft Engineering, ISAS)

Abstract

We clarified the criteria for 100 W-class operation of the fuel cell system. We tested the fuel cell performance by the operation under low pressure condition(～3kPa). We operated the fuel cell without external humidifier and thermal controller. Though these operations, we confirmed the operational conditions by the passive control of the fuel cell system under low pressure condition.

1．はじめに

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ので、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・知見を得ている[1,2]。

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翔システムの開発」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について昨年度実施し、100W級の出力で安定した動作が行えることを確認した[3]。今年度は更に低圧環境にして試験を実施し、これまで得られた大気圧環境での試験結果との比較を通じて発電性能の圧力環境依存について検討を行ったので報告する。

This document is provided by JAXA.

２．研究の概要

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。また一般に地上での燃料電池の運用においては、燃料電池スタックを通った後の未反応ガスはそのまま、または処理された後に大気中に放出される。宇宙用や成層圏環境での利用といった閉鎖環境では効率的な運用を考えると未反応ガスを再度ガス供給系に戻し、100%のガス消費を行うことが必要であり、ガス循環型のシステムも製作し、安定した発電が行えることも確認している。

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、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^2。）また、100Wクラスの小出力時においては、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、安定した出力が得られていることも確認し、簡便な運用の可能性を確認できた。

１７年度においては、更に宇宙環境や高層大気観測気球の到達する成層圏環境等を模擬した低圧環境下において、外部加湿無し、温度パッシブコントロール下での連続運転を行い、より実環境に近い状態での燃料電池発電システムの発電特性の評価を行った。

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１に示す。燃料電池の発電有効面積は162cm^{2}で、12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1～2x10^3 cm^3/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(1x10^{5}Pa)、並びに低圧環境（3x10^{3}Pa）にて温度制御をかけずに100時間の連続運転試験を実施した。また発電時の電流は10A(0.06A/cm^2)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)		10A (0.06A/cm^2)
Operating time		Max. 100hr
Pressure		1x10^{5}Pa, 3x10^{3}Pa
Operating temperature		Ambient temperature
Temperature control	Water cooling	None
	Heating	None
External humidification		None

３．成果の概要

３．１　成果（実験結果）

水素/酸素の未反応ガスを大気開放する方式と循環して再利用するガス循環方式の２つの試験条件で100 時間の連続運転試験を実施した。また低圧環境での発電特性との比較のため、それぞれの方式に

This document is provided by JAXA.

ついて大気圧環境での試験も併せて実施した。試験結果を図２に示す。低圧環境としては 3x10^{3}Pa程度(～10^{-2}気圧)であり、この圧力環境は成層圏の圧力とほぼ同等である。どの試験条件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。

温度は大気圧環境よりも低圧環境の方が高めに出ており、また大気開放方式よりもガス循環方式の方が高くなっていることがグラフから読み取れる。

３．２　考察

上述のように、低圧環境においても従来の大気圧環境での試験[3]と同様に温度制御無し（温度パッシブ制御）で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。

大気圧環境における 100W 出力時のスタックの到達温度は 50-60℃であったが、低圧環境においては 60-70℃(大気開放方式)、70-80℃(ガス循環方式)と温度が上昇している。これは低圧環境下においては、対流熱伝達による燃料電池スタックの冷却が抑えられるためである。大気開放方式とガス循環方式での温度の差はガス循環方式が燃料電池発電本体において加熱された未反応ガスを再び供給側へ戻しているためである。

温度の変動は約 24 時間周期で生じているが、これは圧力が 3kPa 程度とまだ対流を無視できるほどの高真空ではないこと、真空チャンバ内に設置した燃料電池本体の取り付け治具が熱伝導パスとなり、外気温度の影響を受けることが原因と考えられる。

以上より、低圧環境においても装置を簡素化したパッシブ熱制御方式、閉鎖環境対応の燃料電池システムによる発電が可能であることを実験的に示すことができたと考える。今後更に宇宙環境を模擬できる低圧環境(<1Pa)での試験により宇宙環境での適用性について検証を進める予定である。

４．まとめ

外部加湿無し、温度制御無しの状態で低圧環境下での燃料電池発電試験を行い、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）10^{-2}気圧の低圧環境下で100W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）対流熱伝達の抑制により燃料電池温度の上昇を確認
　　また今後の課題として以下について評価方法を含め検討する。

（３）宇宙環境を模擬した高真空環境（対流の影響を無視しうる環境）での動作確認

（４）極低温環境での自己発熱等を利用した保温特性評価

謝辞

本研究を遂行するに当たり、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。

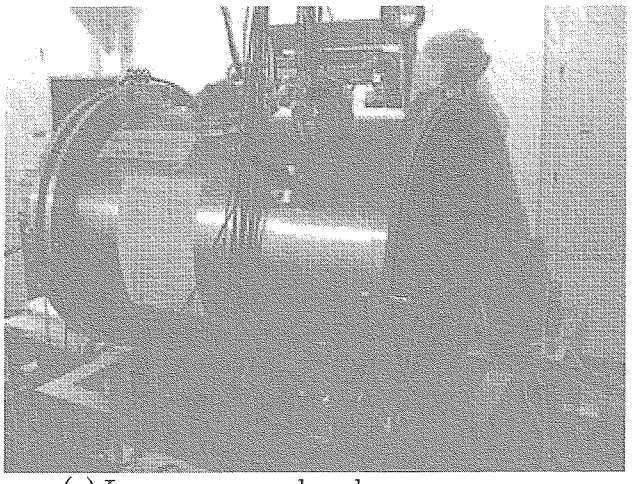
参考文献

[1]Y. Sone, M. Ueno, H. Naito, and S. Kuwajima, 2004 Joint International Meeting of Electrochemical Society in Honolulu, USA(2004)

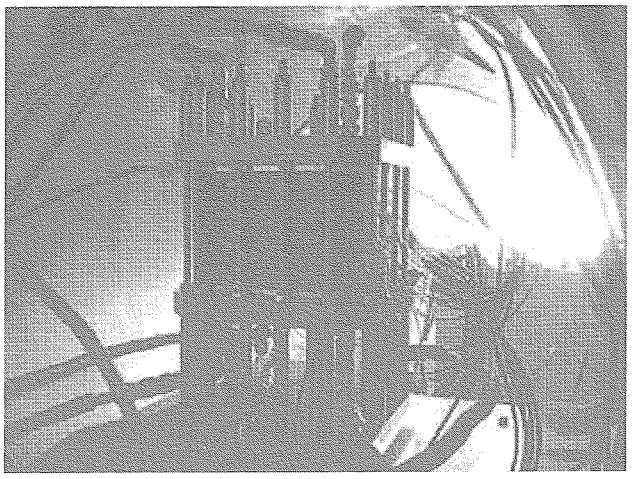
[2]Y. Sone, H. Naito, M. Ueno, and S. Kuwajima, 7th European Space Power Conference, Stresa, Italy(2005)

[3]内藤均，曽根理嗣，瀬上剛，鵜野将年，他，第 46 回電池討論会，3A-25, p134 名古屋 (2005).

This document is provided by JAXA.

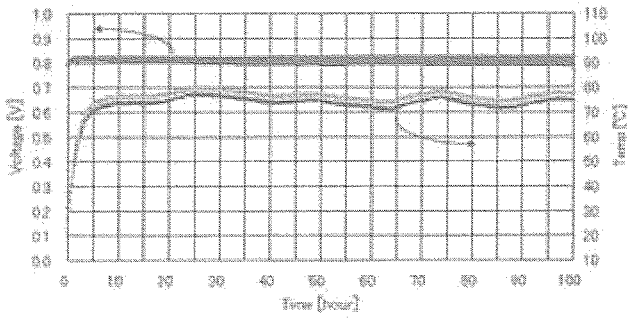


(a) Low pressure chamber

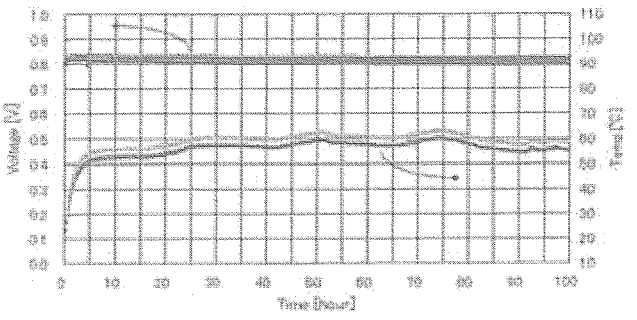


(b) Fuel cell-stack installed in chamber

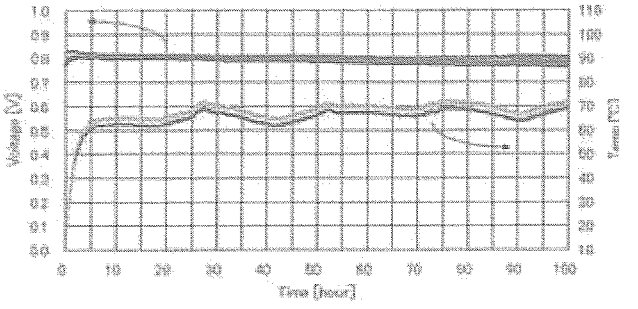
Fig.1 Photographs of the chamber in which fuel cell performance was assessed under atmospheric and low pressure conditions.



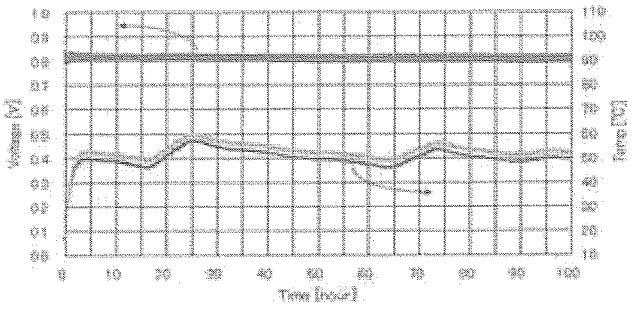
(a) Operation under low pressure and closed environment condition (gas circulation).



(b) Operation under atmospheric pressure and closed environment condition (gas circulation).



(c) Operation under low pressure and open environment condition (gas exhaustion).



(d) Operation under atmospheric pressure and open environment condition (gas exhaustion).

Fig. 2 Electrical performances of PEFC under various operating conditions.

This document is provided by JAXA.

１０．推進系

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

セラミックスラスタの開発
Development of Ceramic Thruster

宇宙科学研究本部　技術開発部　推進系技術開発グループ　中塚 潤一
Junichi Nakatsuka, Propellant Development Group, Technology Development Department, ISAS
宇宙科学研究本部　宇宙航行システム研究系　澤井 秀次郎
Shujiro Sawai, Department of Space Navigation System, ISAS

abstract : In recent days, the propulsion subsystem of spacecraft is required to achieve higher reliability and performance simultaneously. The performance of thrusters has a great impact to the weight budget of the propulsion subsystem, because high performance thruster can reduce the quantity of propellant by high-temperature combustion. If the Thruster improves performance, the spacecraft can save the weight. Ceramics is one of the most promising materials for the spacecraft on-board thrusters because of their superior performance on heat resistance. However they are brittle, and thus they have not been used in the real flight missions so far. It might be fractured due to mechanical vibration at launch, thermal shock at firing, or by collision of space debris. This paper summarizes the status of development, in which a prototype 500 N bipropellant thruster made of Si-based monolithic ceramic has been developed.

1. はじめに

宇宙機の軌道や姿勢を制御するために使用される小型のロケットエンジンであるスラスタには，圧縮された気体を噴射するコールドガスジェットと推薬を触媒分解して高温・高圧のガスを発生させて推力を得る一液スラスタ，燃料と酸化剤を混合し，燃焼ガスを噴射して推力を得る二液スラスタがある．それぞれの特徴について表1にまとめた．

Table.1 : Comparison of Thruster Character

Thruster type	Weight	Thrust force
Bipropellant thruster	△	◎
Catalytic decomposition thruster	○	○
Cold gas jet	◎	△

宇宙機に搭載される機器は，軽量，高性能かつ信頼性が高いことが求められる．特に宇宙機の軌道・姿勢制御用スラスタは，高温燃焼によって比推力を上げて高性能化することで，宇宙機の重量を大きく占める燃料を減らして軽量化に大きく貢献できる．二液スラスタは，一液スラスタと比較して高温燃焼が可能であるが，2 000 ℃を越えるような燃焼ガスに耐える特殊な耐熱合金が必要となる．従来の二液スラスタにはニオブ系耐熱合金が使用されていたが，耐熱温度が 1 300 ℃程度であり，また耐酸化コーティングが必要であることから，性能・信頼性の面で大きな制約があった[1]-[3].

そこで，耐熱温度のポテンシャルが大きいセラミックス系材料に注目し，数種類のセラミックスについて検討した結果，耐熱温度 1500 ℃で高強度・高靭性の構造用セラミックスである窒化珪素系セラミックスが燃焼器材料として有望であることが分かった．

ISAS/JAXA では，金星大気を観測する PLANET-C の 2010 年打ち上げを目指して現在プロジェクトが進行中であり(図 1)，現在 PM フェーズを終えて FM フェーズへと移行して衛星の設計を行っている．その PLANET-C の地球脱出時及び金星軌道投入時に用いる OME(Orbit Maneuvering Engine; 軌道変換スラスタ)として” のぞみ” で実績のあるニオブ系耐熱合金の 500N 二液スラスタが候補であるが，それとともに，スラスタの素材をセラミックスに置き換えることも検討している．

本稿では，PLANET-C でのより高性能な推進系の採用を期待し，セラミックス材料で試作した 500N 二液スラスタの燃焼試験，振動試験および衝突試験を実施して実用化について考察した．

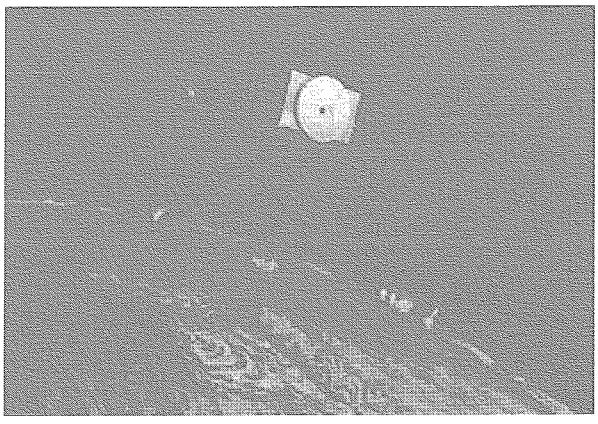


Fig.1 : PLANET-C Spacecraft Exploring Venus

2. 材料の選定

2. 1　スラスタの概要

スラスタには軽量かつ高性能が求められており，特に比推力を高くする要求が強い．比推力はスラスタの燃焼性能を表すものであり，向上のためには燃焼温度を高温化して排気速度を増加させることが有効である．一方で構造の簡素化及び，軽量化の必要から再冷却等

This document is provided by JAXA.

の冷却手段がとれない．また，二液スラスタでは，自着火性を持ち常温で長期保存が可能であることから，従来燃料としてヒドラジン(N_2H_4)あるいはモノメチルヒドラジン($N_2H_3CH_3$)と，酸化剤である四酸化二窒素(N_2O_4)を反応させることで燃焼ガスの温度を2 000 ℃以上にしている[4]．このように，スラスタには厳しい温度環境に耐えうる仕様が求められている．

これまでのスラスタには耐熱温度約1 300 ℃のニオブ合金(C-103)が使用されている．ニオブ合金は，融点が2 350 ℃と高く高温での強度低下が少ないという長所を持つが，酸化に弱いため，多孔質SiC等による耐酸化コーティングが必要であった．このコーティングの耐熱性が材料の寿命を制限し，性能・信頼性の面で大きな制約があるだけでなく，コーティング及び合金素材が非国産技術であることから生産コストが高くなる可能性がある．これに対し，国産技術であるセラミックスを用いることでコスト面が良くなるだけでなく品質の管理も容易になると思われる．

2．2　窒化珪素セラミックスの特性

燃焼器材料に求められる厳しい耐熱性を満足する材料として，数種類のセラミックスおよび，従来使用されてきた材料について，比較検討を行った(表2)．その結果，耐熱温度はセラミックス系材料の中ではそれほど高くはないが，強度・靭性の高さ，加工性の面から窒化珪素(京セラ(株)製SN282)を燃焼器材料として選定した．スラスタの燃焼器材料としてみた場合，高い耐熱温度と高温での強度低下が小さい窒化珪素セラミックスは非常に優れているといえる．また，熱伝導率が大きく，熱衝撃に対する耐性が強い材料であり，これらの面から窒化珪素は従来から使用されているニオブ合金と同等以上の性能を持つものであるといえる．

Table.2：Comparison with New Materials

Material	Temperature limitation	Notes
Rare metal (i.e. Ir Pt)	<2000℃	High cost High density
C/C composite	>2000℃	Oxidation Unstable quality
Ceramic composite (Sic CMC)	<1600℃	Oxidation Unstable quality Exfoliation by layer
Monolithic ceramics (Si_3N_4)	<1500℃	Low cost Low density
Niobium alloy	<1350℃	Conventional Low temperature limitation

3．運用条件に対する強度評価

セラミックス材料をスラスタに適用するために，運用環境下での適応性を明らかにする必要がある．運用に際して宇宙機のスラスタは2種類の過酷な条件下におかれる．まずは打ち上げ時のロケットによる機械的な振動条件である．スラスタのように自身の剛性が十分に高いものは横方向の加速度が特に厳しい条件となる．一方でスラスタが運用される宇宙空間では機械的荷重のほとんどかからない条件となるが，自身の燃焼による熱的負荷が与えられる．宇宙機への搭載を実現するためにはこの2つの条件を満足させる設計が必要である．スラスタの構造設計における主要な設計パラメータは燃焼室部分およびノズルスカート部分の板厚設計である．ノズルの部分の板厚は主に製造性の制約から最小板厚を2mmとしている．一方，燃焼室部分やノズルスロート部分においては板厚を厚くすることで機械的荷重を満足させられるが，熱的荷重的には熱衝撃による破損を回避するためには板厚を薄くすることが望ましい．この2つの対照的な条件を考慮した結果，試作においては燃焼室部分を3mm，ノズルスロート部分を7.5mmとした[5]．試作したスラスタを図2に示す．この500N二液スラスタの燃焼器は，長さ約465 mm，出口直径280 mmとセラミックス部品としては世界最大級のサイズである．

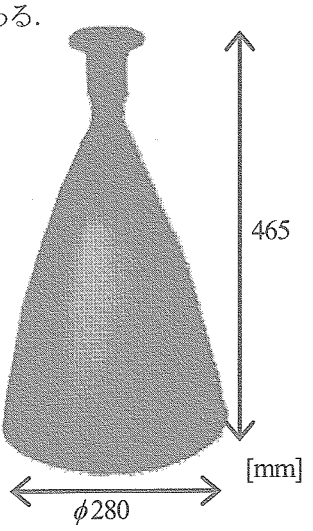


Fig.2：500N Ceramic Thruster

4．実証試験

試作した500N二液スセラミックスラスタの燃焼器を図3に示す．試作したスラスタが機械荷重・熱荷重に耐えうるかを実際に想定される環境下での実験を行って検証した．なお，実験には“のぞみ”での経験から得られた条件を用いた．

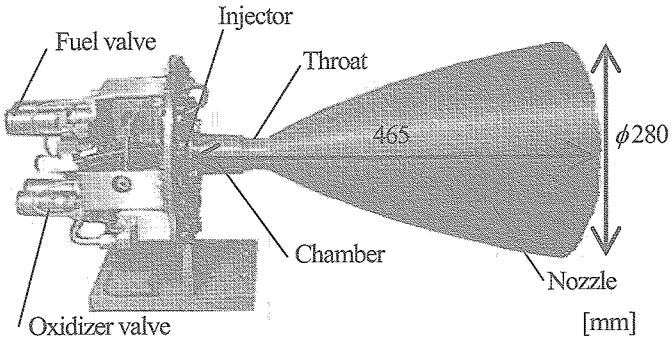


Fig.3：500N Bipropellant Thruster

This document is provided by JAXA.

4．1　機械環境試験

スラスタにとって最も過酷な機械環境条件は打上げ時の振動環境である．ロケットから与えられる加速度条件を更に過酷なものとした，振動条件としては，過去に500Nスラスタを搭載した“のぞみ”で与えられたQTレベルを参照しつつ，厳しい側の設定としてQT+3dBを負荷して荷重の1.4倍程度は強度的に保障されるレベルでの振動試験を実施した．図4,5の試験装置を用い，図6のランダム振動の加振条件を，平面内及び垂直面内で与える試験を実施した．その結果，ほぼ予想通りの応力発生であり，供試体の損傷等もなく，強度的に問題ないことが確認された．

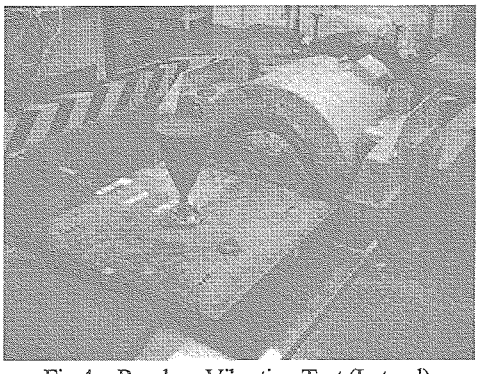


Fig.4：Random Vibration Test (Lateral)

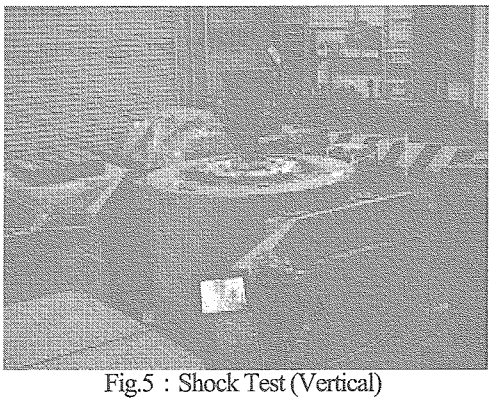


Fig.5：Shock Test (Vertical)

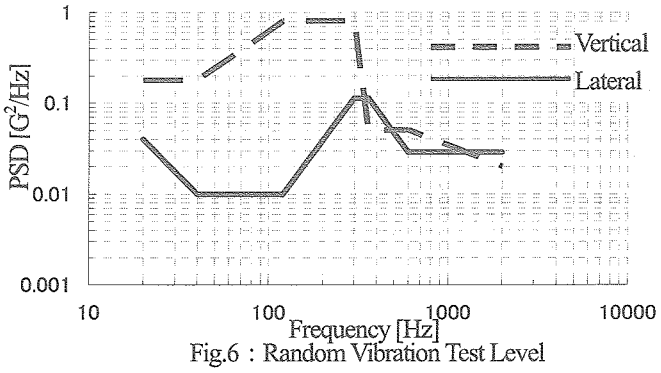


Fig.6：Random Vibration Test Level

4．2 燃焼試験

燃焼試験は，宇宙空間での使用を模擬した低圧チャンバ内で実施した．図7にチャンバ内にセットしたスラスタを示す．燃焼試験から得られた500N二液スラスタの性能値を表3に示す．この結果は予定された性能を十分に発揮していることを示すものであった．また，燃焼器温度がセラミックスの耐熱温度1500 ℃に対して300 ℃程度余裕があり，更なる性能向上の余地があることが分かった．そのため，通常スラスタの温度上昇を抑えるためにノズルへ燃料を流して冷却するフィルムクーリングを減らすことにより，冷却に用いられる燃料を減らして宇宙機の重量を減らすことを試みた．フィルムクーリング率を従来の宇宙機の20%まで落として試験した結果，燃焼室部分の温度が上昇したためにスラスタが破損してしまった．この原因については現在検討中であるが，フィルムクーリング率を下げることによって推薬量を減らすことは魅力的な性能の向上であり，早急に解決したいと考えている．(破損したセラミックスラスタの例を図8に掲げる．)

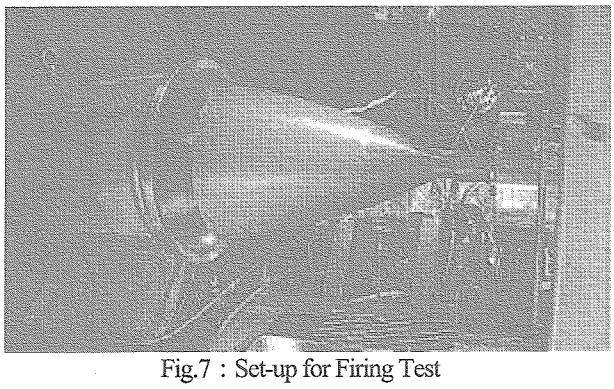


Fig.7：Set-up for Firing Test

Table.3：The result of firing test

Propellant	N_2H_4/MON-3
Burn time	300s
Combustion pressure	0.72MPa
Thrust (Vacuum)	533N (estimated)
O/F	0.78
Specific impulse (Vacuume)	319s (estimated)
Max temperature	1180℃

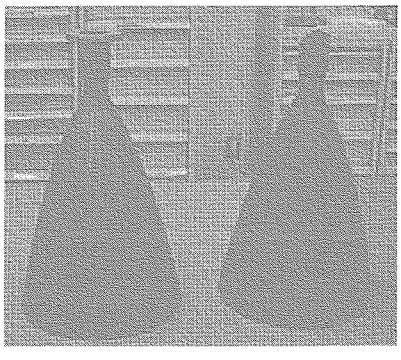


Fig.8：Broken Nozzle

This document is provided by JAXA.

4．3　耐衝撃性試験

宇宙空間で使用する場合，軌道上での高速浮遊物であるスペースデブリやマイクロメテオロイドの衝突を無視することはできない．特にセラミックスのような脆性材料においては，スペースデブリとの衝突による衝撃で，構造体全体が破壊しないことを確認する必要がある．そこで，図9に示す二段式軽ガス銃を用いて，ノズル先端部の厚さを模擬した試験片に直径0.3 mmのガラスビーズを4.0 km/s で衝突させる実験を実施した．これは，惑星間空間で宇宙機に衝突する可能性がある速度約20 km/s，直径0.1 mmのメテオロイドの運動エネルギに相当する．これば，セラミックスラスタをPLANET-Cに搭載した場合に最大１回程度想定される最大規模の衝突である．衝撃試験結果を図10に示す．その結果，クレータが見られるものの，試験片自体は破壊しなかった．また図11に，より高エネルギの直径0.3mmのSUS球を4.2km/sで衝突させた結果を示す．クレータやスポレーションと共に穴が開いたが，破砕することはなかった．以上よりスペースデブリやマイクロメテオロイドの衝突に対して一定の強度を持つことが確認できた．

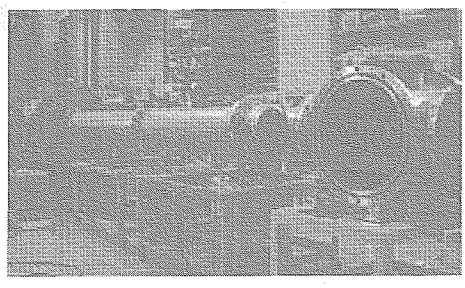


Fig.9：2-Stage Light-Gas Gun

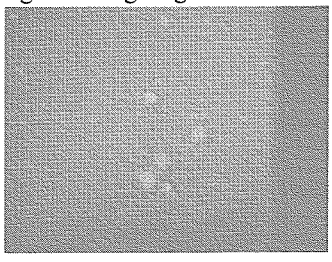
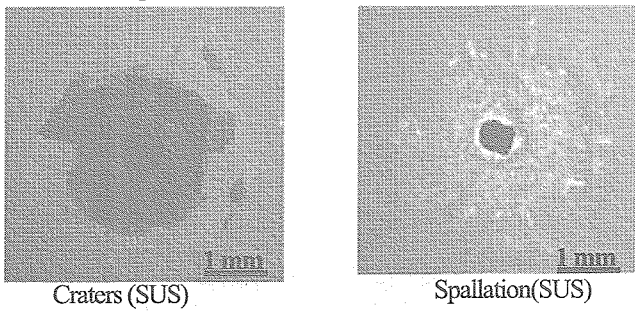


Fig.10：Craters on the Impact Test Peace (glass)



Craters (SUS)　　Spallation(SUS)

Fig.11：Craters /Spallation the Impact Test Peace (SUS)

5．結論

本稿ではスラスタの燃焼温度を高温化して排気速度を増加させ，スラスタの燃焼性能である比推力を高くするセラミックスラスタを開発し，従来のニオブ合金製のものと比較して性能が向上している面を比推力の観点から確認できた．また，高強度・高靭性が特徴である窒化珪素セラミックスを使用した二液スラスタを試作し，燃焼試験，機械環境試験および衝撃試験で実用化にあたって十分な性能を満たしていることが確認できた．

今後は更に効率の良い燃焼を実現すると共に，インジェクタ及びノズルスロートの形状の最適化を行ってスラスタの性能向上を図り，実機搭載に向けての品質確認試験を実施する予定である．特に，スラスタ壁面冷却については，性能・信頼性に直結する重要な部分であり，情報・計算工学センターや，総研本部衛星推進技術グループなどとも密接に連携しつつ，解析を行っているところであり，これにより，少ない試験回数での高性能エンジン開発が可能になると期待される．

謝辞

セラミックスラスタの開発全般にわたり，多くのご指導をいただいた(独)宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部の佐藤英一教授，元屋敷助手．同機構総合技術研究本部の長田様をはじめとする関係各位．基礎データの提供，製造に関するご支援を頂いた京セラ(株)の関係各位，実験，解析にご支援いただいた三菱重工業(株)長崎造船所の関係各位に深く感謝の意を表します．

参　考　文　献

[1]H. Mishima, K. Furukawa, T. Takami, K. Takita, Y. Nonaka, S. Sawai "Development of Low Thrust Hydrazine/MON-3 Bipropellant Thruster" ISTS 2002-a-19, 2002

[2]S. Sawai, E. Sato, K. Uesugi, K. Furukawa, H. Mishima, K. Morishima, Y. Noanka, M. Kondo "Development of Ceramic Basecd 500N Class Bipropellant Thruster" IAC-05 C4.3.01, 2005

[3]K. Takita Y. Nonaka, H. Mishima, K. Hisatsune, K. Uesugi, E. Sato, S. Sawai "Development of Ceramic Thruster for Spacecraft Propulsion System" Proc. 4th Spacecraft Propulsion Conference, 2004

[4]三島弘行，森島克成，野中吉紀，西野宏，澤井秀次郎 "人工衛星軌道姿勢制御用セラミックスラスタの開発"三菱重工技報 vol.42 No.5, pp.250-253, 2005

[5]野中吉紀，森島克成，三島弘行，古川克己，佐藤英一，澤井秀次郎，上杉邦憲 "衛星用セラミックスラスタ-セラミックス部材の高信頼設計" まてりあ Vol.44 No.7, pp.565-570, 2005

This document is provided by JAXA.

人工衛星用 20N 推薬弁の国産開発

The Development of a Japanese 20N Thruster Valve for a Spacecraft Propulsion System

総合技術研究本部 衛星推進技術グループ
長田泰一，櫛木賢一，梶原堅一
Institute of Aerospace Technology, Spacecraft Propulsion Engineering Group
Taiichi NAGATA, Kenichi KUSHIKI, Kenichi KAJIWARA

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) is now developing a 20N-class thruster valve for spacecraft propulsion systems. We intend to develop this valve with the high reliability, and a robust and durable design. The suspended armature type was chosen for the base design of the new 20N valve based on the results of a trade-off study. Experiments and analysis were performed for the critical parts and manufacturing process. The results enabled us to manufacture a prototype model with single type 20N thruster valves. Good results were obtained in functional tests. We will now proceed to the next phase and complete the detailed design for series redundancy and prepare for the qualification test.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、日本 MOOG（株）との契約のもとに 20N 級推薬弁を平成 15 年度より開発中である。

金属と金属が摺動する部分は不具合原因の一つとされている。本推薬弁は、摺動部を持たないサスペンディットアーマチャータイプを採用し、また数値解析手法を設計に取り入れることで、「高信頼性」および「ロバスト」な開発を目指している。

現在、試作モデルによって抽出された課題を、試験や解析により解決し、最終設計段階にある。本報では、開発の背景およびこれまでの開発結果について述べる。

2. 概要

衛星の姿勢制御および軌道変換は、スラスタによる燃焼ガスの噴出により行われる。図 1 に超高速インターネット衛星（WINDS）の推進サブシステム系統図を示す。推進薬タンクに貯蔵されている推進薬をスラスタに供給するために、数種類のバルブと配管を複雑に組み合わせた構成となっている。推薬弁は、末端のスラスタモジュールに用いられている。

This document is provided by JAXA.

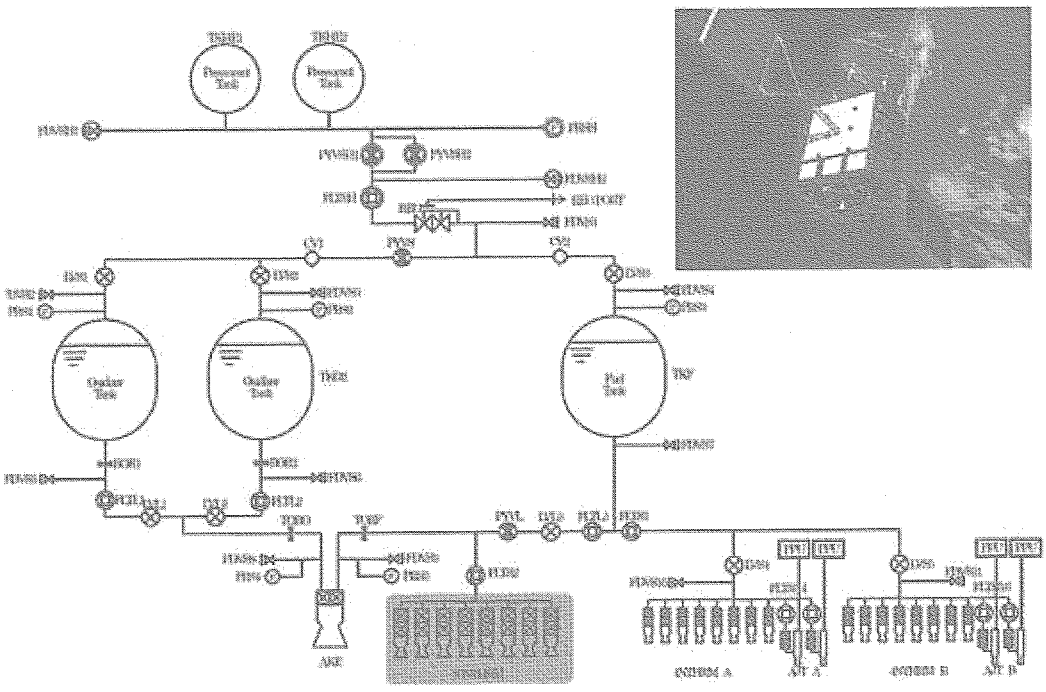


Figure1 Diagram of satellite propulsion system for WINDS (Wideband InterNetworking engineering test and Demonstration Satellite). Red region is the 20N thrusters.

図２にスラスタモジュールの例を示す。ここに示したスラスタは、ヒドラジン（N_2H_4）を燃料とする１液式のスラスタである。燃料を触媒で分解することによりガス化させ、ノズルから放出することによって推力を発生する。推薬弁は燃焼室（触媒層）の直上流に設置され、スラスタへの推薬供給を制御する重要な役割を担っている。

推薬弁は人工衛星の推進サブシステムの中で不具合の多い部品の一つであり、また、不具合を起こした場合には人工衛星にとって致命傷になる可能性が高い。

これまでは20N級スラスタ用の国産推薬弁はなく、海外製が使われてきた。しかし、不具合の多発、技術情報の開示制限および価格の高騰など、海外製バルブが衛星の開発を阻害する要因となっている。そこで、衛星開発における自在性確保の観点から、国産開発が求められている。

１-４Ｎ級の推薬弁はすでに国産化されており、多くの実績を有している。20N 級の推薬弁が国産化できれば、すべての衛星用小型スラスタを日本国内で生産できる体制が整う。

以上の背景から、JAXAでは 2003 年度から、日本MOOG（株）により20N級推薬弁を開発している。これまでに初期設計を確定[1]。試作モデル

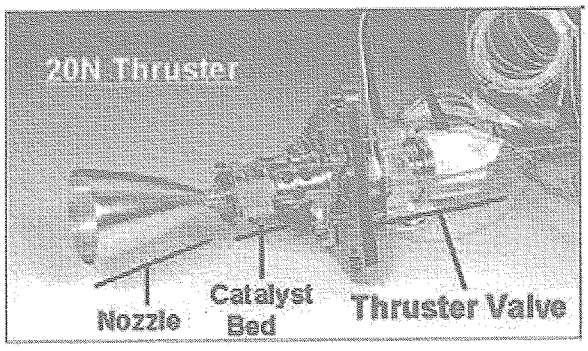


Figure 2 Mono-propellant 20N thruster Module (IHI AEROSPACE CO., LTD.)

This document is provided by JAXA.

を制作し、設計評価試験および要素試験を実施した。現在は設計の改良および再評価、認定モデルの制作準備を始めており、最終設計段階にある。

Table 1 Typical requirements of a 20N thruster valve (series-redundant)

Property	Target value
Compatible fluid	N_2H_4, MMH, GHe, GN_2, H_2O, IPA, (NTO/MON-3)
Pressure	
operation	0 to 2.8MPa
proof	6.9MPa
Flow rate	12.7g/s at N_2H_4
Pressure drop	0.172 MPa
Internal leakage	< $1x10^{-5}$ cm^3/s
Operating voltage	24 to 32 VDC
Power consumption	35 W @32VDC
Response time	Open: <15 ms Close: <10 ms
Temparature	5 to 149 degree C
Cycle life	Wet: 1,000,000 cycle Dry: 50,000 cycle
Weight	< 300g
Delivery date	6 month

3. 主な仕様

開発のターゲットとしているのは、以下のような推薬弁である。

・ソレノイドコイルによる駆動.
・通常はバネによる閉状態で、ソレノイドコイルに通電している間だけ開状態となる.
・シール材には推進薬耐性のあるエラストマーを使用.
・直列に 2 段つなげて、閉にならない故障に対して冗長とする。(シリーズリタンダント)

さらに、衛星システム及び推進サブシステムメーカからの聞き取り調査を実施した結果、次のような要求が整理された。ロバスト&高信頼性、長寿命化、ユーザーインターフェースを踏襲及び情報開示.技術情報をできるだけ開示することである。

以上を考慮し、表 1 に示すような基本仕様とした。(これらの仕様は、今後の最終設計の進捗により変更する可能性がある。)

また、上記要求を満たすために、バルブ構造についてトレードオフを実施した。図 3 に 2 つの典型的な推薬弁タイプである、スライディングフィットタイプとサスペンディットアーマチャータイプを示す。スライディングフィットタイプは構造が簡単であるが、金属と金属の摺動面を持つ。この摺動面は設計が難しく、コンタミ生成や摺動抵抗の増大によりバルブが動かなくなる不具合を起こす可能性がある。

一方、サスペンディットアーマチャータイプは摺動面がない。アーマチャーと呼ばれる弁体を板ばねの一種である“ S-Spring”で中心に保持する構造である。S-Spring は軸方向には変形するが、半径方向には変形し

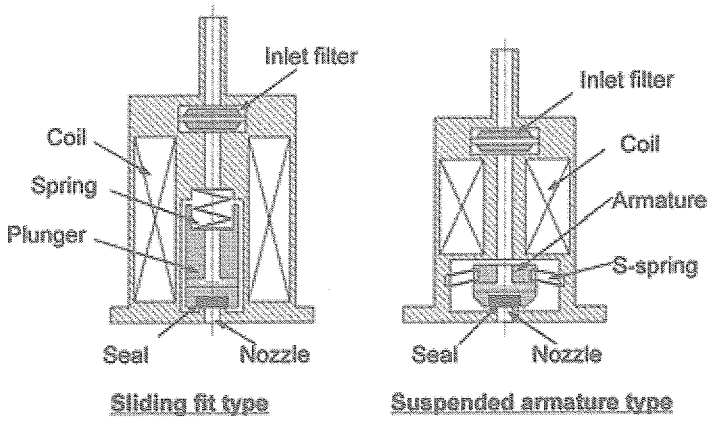


Figure 3 Comparison of typical valve structure types, sliding fit type (left) and suspended armature type (right). Suspended armature type has no friction surface.

This document is provided by JAXA.

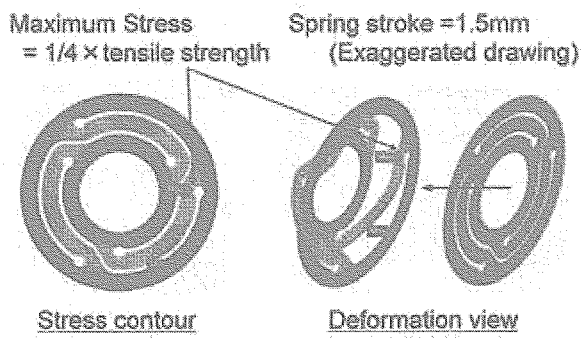


Figure 4 Stress analysis of the S-spring

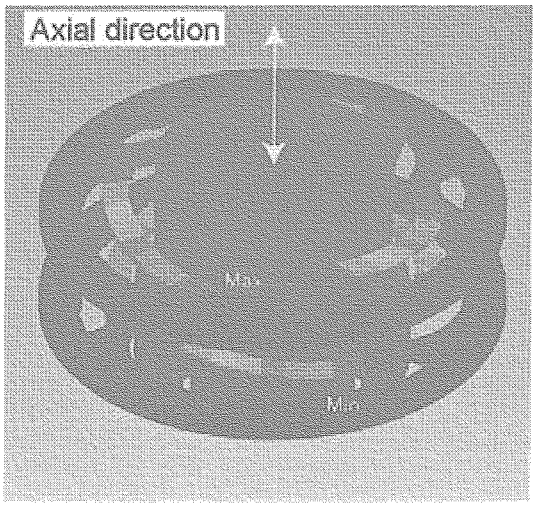


Figure 5 Natural mode of vibration analysis (the basic mode 181Hz)

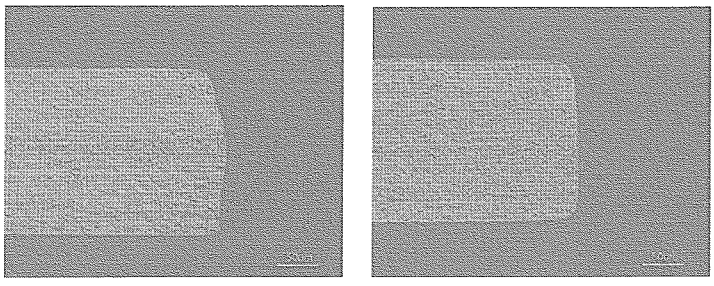


Figure 6 The cross section of the S-spring after an electrolytic polishing process, chemical etching (left) and machining (right).

ないような板ばねである。

本国産推薬弁では、サスペンディットアーマチャータイプを採用することにより、長寿命(作動回数の増加)、摺動故障の低減、およびコンタミの発生低減を期待している。

また、高信頼性化を目標として、トヨタ自動車の品質管理手法であるGD^{3}を実施した[2]。これは、Good Design, Good Discussion, Good Design Reviewを目指すものである。具体的には、FMEA（Failure Mode Effect Analysis, 故障モード影響解析）シートをもとに、予想される不具合原因を明確にし、設計の段階で対策をとることにより、不具合を未然に防ぐことを目的としている。

4. 設計および評価の概要

図3の右側に示したような、サスペンディットアーマチャータイプの推薬弁を設計した。ここでは、板バネの一種であるS-Springとそれを組み立てたアーマチャー部品の結果について述べる。

4.1. アーマチャー部品＆板バネ（S-Spring）

S-Springはこの推薬弁にとって重要なパーツの1つと考えている。解析により応力分布が最適になるように設計されている（図4）。

図5にアーマチャー組立の振動解析結果の一部を示す。1次モードの固有振動時の応力解析結果である。固有振動数は181Hzであった。また、シール材は推薬であるヒドラジンに耐性を持つ材料としてこれまでに実績のある、エチレンプロピレンゴム（AF-E-411）を採用した。

This document is provided by JAXA.

S-Spring はこの推薬弁の基本性能を決定する重要な部品であることから、十分な加工精度が要求される。また、エッジ部からコンタミが発生しないような表面仕上げが必要である。加工方法として、ケミカルエッチングと機械加工を比較した。図 6 に各加工後に電解研磨を実施後の S-Spring の断面写真を示す。両方とも、電解研磨によりエッジ部が滑らかになっており、コンタミ発生の原因となるシャープエッジ部がないことが分かる。観察の結果、加工方法による大きな違いはみられず、また加工精度も十分であった。比較的低コストであることを理由に、ケミカルエッチングを採用した。

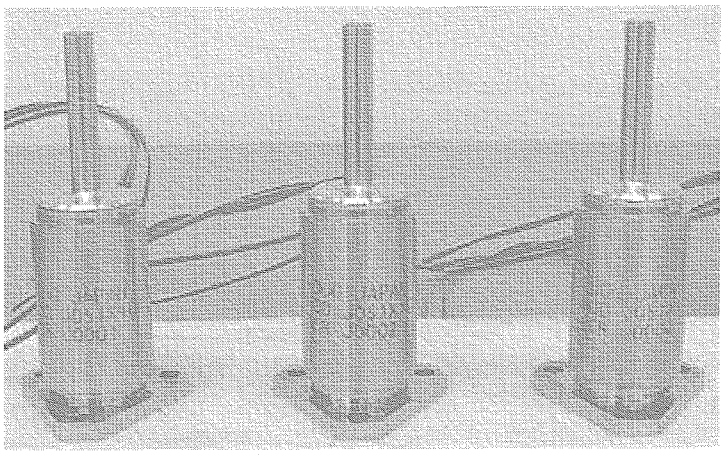


Figure 7 Bread Board Model of 20N-class thruster valve

4.2. 試作推薬弁(BBM: Bread Board Model)の製作および機能試験結果

初期設計に基づき、試作推薬弁BBMを製作した(図 7)。これらを用いて、設計検証を目的として、機能試験および 1,000,000 回作動寿命試験を実施した。試験の結果、流量特性以外の基本性能は設計仕様を満足した[3]。調査の結果、流量特性の見積もり方法が間違っていたことが分かっており、最終設計には反映される。

5. 開発スケジュール

開発の全体スケジュールを図 8 に示す。現在は最終設計段階である。平成１８年度にバルブ単体として認定試験の実施を予定しており、バルブ単体としては開発を完了する。

また、実際に衛星に搭載するためには、スラスタモジュールとしての確認試験が必要である。そのため、平成１９年度にはスラスタとの組み合わせ噴射試験を実施する予定である。

6. まとめ

JAXA では、これまで国産化されていなかった、20N 級推薬弁を開発している。さまざまなユーザーからの要求を仕様に反映するとともに、「高信頼性」および「ロバスト」なバルブを目指している。

初期設計に基づき、試作モデルを完成させ、設計評価のための解析・要素試験を実施した。抽出された課題を、試験や解析により解決し、最終設計段階にある。

This document is provided by JAXA.

参考文献

[1]Kushiki, K., et al.,"Development of a 20N thruster valve for a spacecraft propulsion system", *On-Board Energetic Equipment*, AAAF,[CD-ROM], Avignon, France, 2004.

[2]Yoshimura, T.,"*Proactive method of TOYOTA GD3*", JUSE Press Ltd., ISBN4-8171-3045-8, 2002, Chaps. 4-7.

[3]Nagata, T., et al., "The Development of a Japanese 20N Thruster Valve for a Spacecraft Propulsion System", *42nd Joint Propulsion Conference*, AIAA 2006-4876-142, Sacramento, U.S.A, 2006

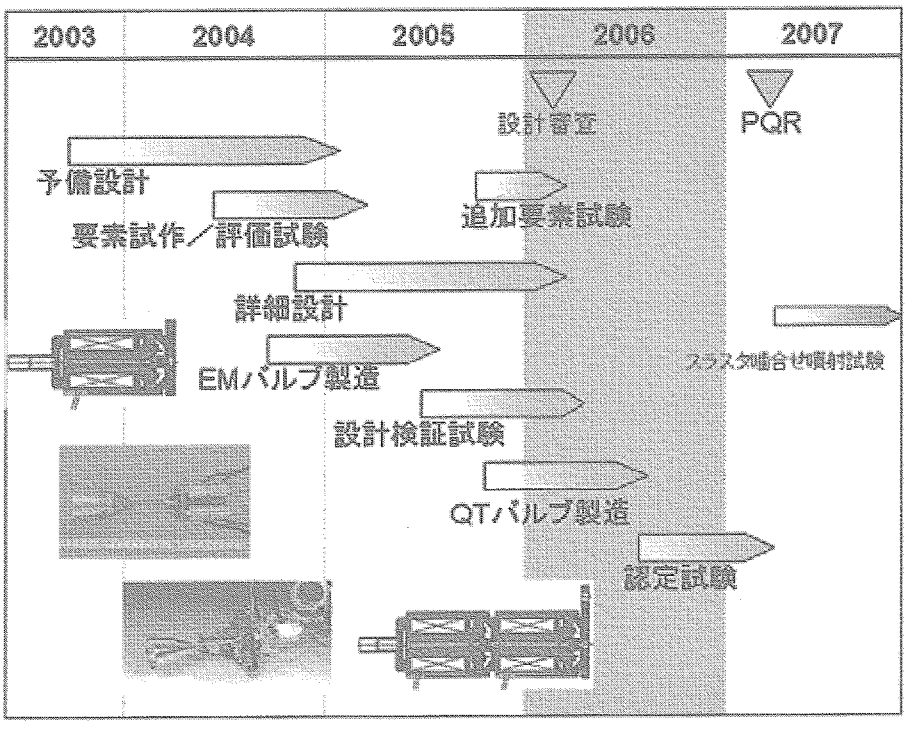


Figure 8 Development schedule of the 20N-class thruster valve

This document is provided by JAXA.

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 Ohkawa, Katsuhiro Miyazaki, Hideki Yoshida, and Shoji Kitamura

Abstract

This paper describes the status of the next-generation xenon-ion-engine research at IAT (The Institute of Aerospace Technology). A set of ion extraction grids, which had been pressed improperly in FY2004, was pressed again to obtain the designed shapes after reviewing the pressing process. Another set of ion extraction grids, whose peripheral regions were masked, was manufactured after this. Both results were unsatisfactory and it was finally found that important knowledge had been lost in the pressing process. However, each grid set was tested as a part of an ion thruster. A main cathode continuous operation to confirm the life of an impregnated cathode has begun and is continuing without any symptom of degradation in the cathode. Four neutralizers including two graphite-orifice-plate types were evaluated individually as a part of an ion thruster. One of the graphite-orifice-plate types showed satisfactory characteristics.

１．はじめに

これまでに打ち上げられた、あるいは計画中のイオンエンジンを搭載する衛星と探査機を Fig. 1 に示す。ETS-VIは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世界初の衛星として世界的に良く知られている。ETS-Ⅷ用エンジンは ETS-VIのそれに改良を加え、設計寿命を 16,000h 以上に伸ばしたものである。これらの他に我が国には HAYABUSA に搭載された ECR 放電式イオンエンジンもあるが、この中で最大推力を発生するのは ETS-VI用のそれである。このクラスのエンジンについて、米国は HS601HP(BSS601HP) シリーズで、欧州は ARTEMIS でそれぞれ実現しており、日米欧の技術レベルに大差はない。

他方最大推力が 100mN クラスのものについてみ

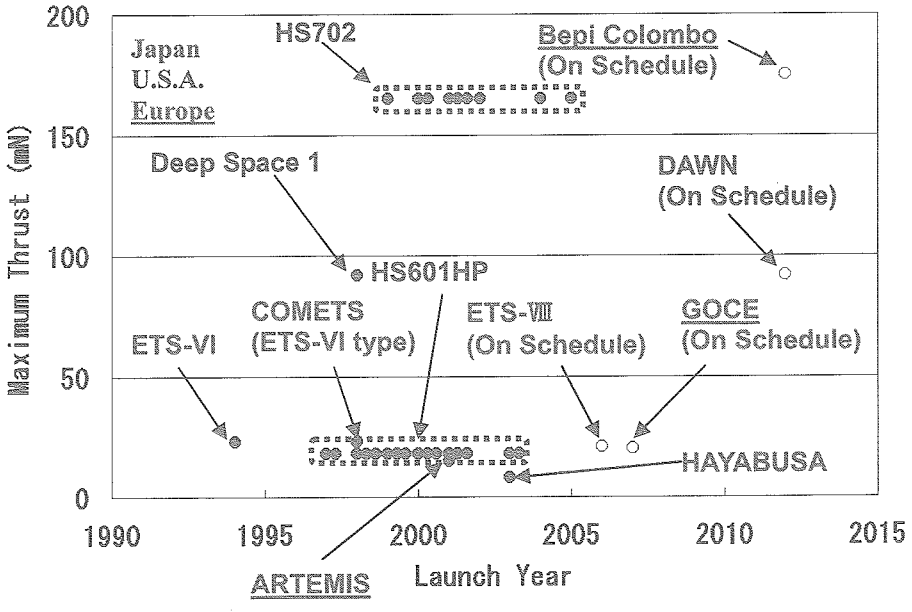


Fig. 1　Ion-Thruster Equipped GEO Satellites and Space Probes

This document is provided by JAXA.

ると、米国は 1998 年に 92mN のエンジンを Deep Space 1 で、1999 年に 165mN のエンジンを HS702(BSS702)で使用している。欧州は 2012 年打ち上げ予定の Bepi Colombo で使用する 175mN のエンジンを開発中である。我が国において現在開発計画は全くないが、宇宙開発において主要な役割を果たすことを目標とする以上、いずれ開発をせざるを得ない状況にある。

我が国には推力 30mN 以下のエンジンの開発経験はあるが、100mN クラス以上の経験はない。このクラス以上のエンジンの完成までには解決すべき特有の難題があり、いきなり開発を始めて資金と人材を大量投入しても直ちに解決できるものではない。予め問題となりそうな部分について研究し、解決の目処を付けておく必要がある。この様な観点からこれまで本研究を独自に実施してきた。具体的な目標は、衛星や大型探査機に要求される大推力・長寿命のスラスタ製造技術並びにイオンエンジン試験技術の確立である。

次世代イオンエンジンの研究は、スラスタの性能に関しては平成 16 年度末までに中和器を除いて終了し、現在長寿命化と高信頼性確保が主なテーマとなっている。一方諸事情で一部の既確立技術が散失してしまっており、これらの再確立をする必要に迫られている。

2．研究の概要

平成 17 年度は以下の項目について研究を実施した。

（1）200mN 専用イオン抽出電極(平成 16 年度未完了)

一般にイオン抽出電極は厚さ 1mm 未満の板状である。仮にこれを平板とすると、ある程度口径が大きくなった場合、予測不能の熱変形により電極間隔を一定に保つことが困難となる。そこで熱変形は避けられないとしてもそれを予測できるものとするために、その形状を平板のままとせず、皿状にする。当該電極は、製造工程の一部である皿状に成形する工程に問題があったために目的の形状に仕上がらず、昨年度の報告会までに試験を実施できなかった。平成 17 年度に問題の工程を見直して再成形し、スラスタに組み込んで試験を実施した。

（2）中空陰極(主陰極)

従来オリフィス板は金属製であり、そのままでも 30,000h 以上の寿命を見込めた。にも拘わらず摩耗によるオリフィス径の拡大が抑制できれば、性能の大きな変化が避けられるという望ましい効果が期待できるので、金属製から黒鉛製に変更した。これにより、その寿命は半永久的と言っても差し支えないレベルにまで摩耗を抑えられるようになった。既に十分高い性能が得られ、平成 16 年度にヒータの断線問題も解決し、残る課題はインサートの寿命確認のみとなっていた。そのためには主陰極を長時間運転する必要があり、これを簡便に行なうための単体試験装置を設計製作して連続運転を開始しようとしたが、この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。振動が中空陰極を損傷する可能性が高いので、これを抑制する策を講じ、長時間運転を開始した。

（3）中空陰極(中和器)

中和器はエンジンを接地した地上試験でも必要となるので、これまでにいくつか製作した。この限りにおいては性能は極めて劣悪なものでも足りるので、これまでは研究資源を他に振り向け、性能も特に評価してこなかった。黒鉛製主陰極の研究で確立した技術を利用して平成 16 年度に初めて中和器を製作したことを受けて、中和器の性能を正確に評価することになった。この結果を参考にしてより高性能の獲得を目指し、平成 16 年度製作の中和器の設計を見直して新たな中和器を設計製作した。

（4）口径 30cm イオン抽出電極

This document is provided by JAXA.

平成 16 年度のターゲット改良によって試験装置の一部であるヘリウム冷却装置への熱入力が大きくなり、推力 150mN で連続運転をするとクライオパネルの温度が規定値以下に維持できなくなってしまった。仮に連続運転で長時間試験を実施することを前提とすると、推力を下げる必要がある。口径を従来の 35cm に維持したまま推力を低下させて運転することも当然可能であるが、イオン抽出の条件が変わるので電極の耐久性を評価するのに適当でないだけではなく、イオンビームの発散角が大きくなり、地上試験ではターゲット以外の部分へ当たるイオンの割合が増えるので望ましくない。そこで口径 35cm の電極の周辺から 2.5cm の範囲の孔を塞いだ形となる実効口径 30cm の電極を製作し、スラスタに組み込んで試験を実施した。

尚この電極製作は、平成 16 年度に成形不良電極を発生させた製造工程の一部についての改良策の妥当性確認作業として行なわれた。

3．成果の概要

（1）200mN 専用イオン抽出電極

再成形作業自体は問題なく実施できたが、その結果は十分に満足できるものではなかった。これについては以下の（4）で述べる。それでも最初の成形後よりは若干改善されていたのと、更なる再成形は無意味と判断したのでそのままスラスタに組み込んで試験を実施した。結果は一応推力 200mN の発生には成功したものの、やはり成形不良のため当初の目的であったエイジング時間の短縮は実現できず、それどころかむしろ時間が増加してしまった。

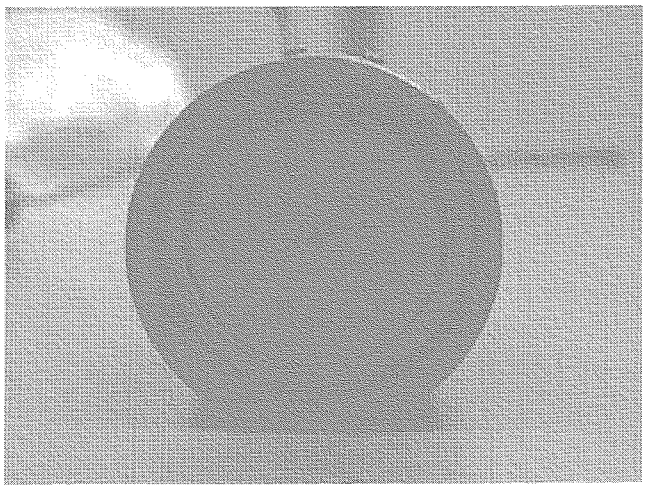


Fig. 2 Photo of Main Hollow Cathode with Metal Orifice Plate and Graphite Keeper Disc

（2）中空陰極(主陰極)

主陰極(試験中のものと同一形状)の写真を Fig.2 に、試験装置の概略を Fig. 3 に示す。当初真空槽の振動はひどく、他の機器はもとより、中空陰極を無用な振動で破損することは絶対に避けなくてはならないので、振動抑制策をいくつか試した。結局最後に採った策により振動は十分に抑制され、試験を開始することができた。

流量制御器は温度制御器でその温度を一定に保つようにし、気温の変化による流量の変化を抑制している。推進剤の消費量を減らすため、模擬電極の大部分にはマスクが施されている。これは実際のスラスタの放電室同様の磁石の設置と相まって、通常の推進剤流量の 10%以

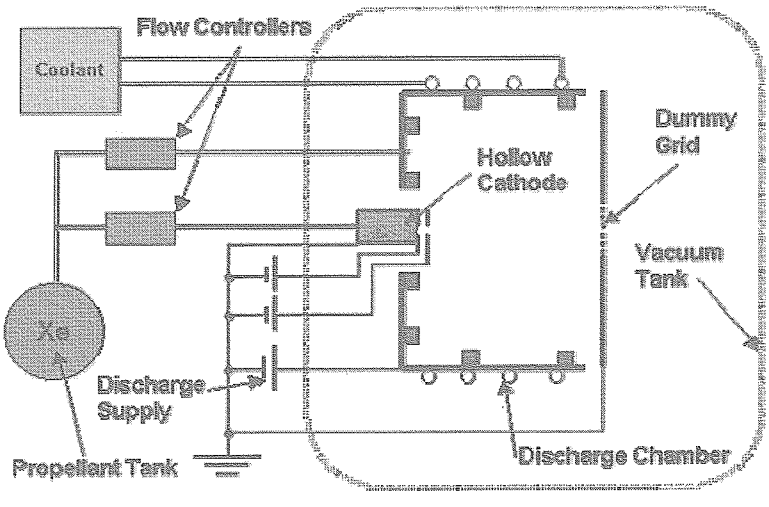


Fig. 3 Schematic of Main Hollow Cathode Testing

This document is provided by JAXA.

下の放電室流量で放電電圧(30 V)・電流(15 A)、陰極流量(250 mAeq.)の３つを同時にほぼ目標値とすることが可能となっている。実際のイオンエンジンと異なって放電室には何の輻射促進策も講じられていないので、磁石を保護するために水冷をしている。

試験結果を Fig.4 に示す。2006/03/03 に長時間試験を開始し、2006/10/03 時点で累積作動時間が 4,220h に達し、尚試験続行中である。放電電圧は緩やかに上昇したが、これは模擬電極の孔の摩耗によりコンダクタンスが大きくなったことが原因で放電室内の圧力が低下したことによるものである。これは後に電極を未使用品と交換したら電圧が戻ったことで確認できた。試験対象であるインサートの劣化は放電電圧や特にキーパ電圧の上昇として現れるが、これまでのところ劣化の兆候は全くない。尚、Fig. 4 の放電電圧を示す点で 37V 付近のものは、電源の開放電圧に相当し、放電が停止していたことを示す。

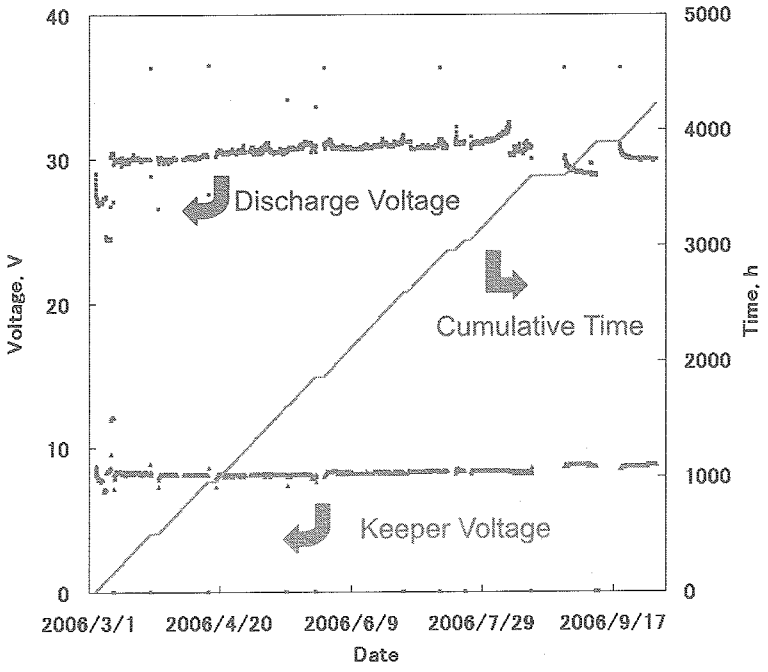


Fig. 4 Cumulative Time and Voltage Variation

これまでに突発停電により試験装置が停止したり、データ収集用コンピュータがハングアップしたりする等のトラブルに見舞われたが、主陰極に損傷を与えるような事態は発生していない。

（３）中空陰極(中和器)

中和器の写真を Fig.5 に、試験装置の概略を Fig.6 に示す。推進剤供給系は省略しているが、中和器にも推進剤を供給する必要がある。ビーム電源等は入力側トランスにより接地電位から直流的に絶縁されており、エンジンの対地電位は不定である。この状態でエンジンを運転すると、中和器の能力と推進剤流量によって対地電位が決まり、これを電圧計で読むことができる。宇宙ではエンジンの電位は衛星のそれに対応し、これが低下した分だけビーム電圧が低下したことに相当し、結果的に推力損失となる。さらに中和器に供給した推進剤は推力の発生に直接的に寄与するわけではないので、より少ない中和器流量でより小さい電位低下となる中和器がより優秀であると結論できる。尚、保安上中和器が突発的に停止した場合でもエンジン電位が約 100V 以上低下しないように保護回路を設置してある。

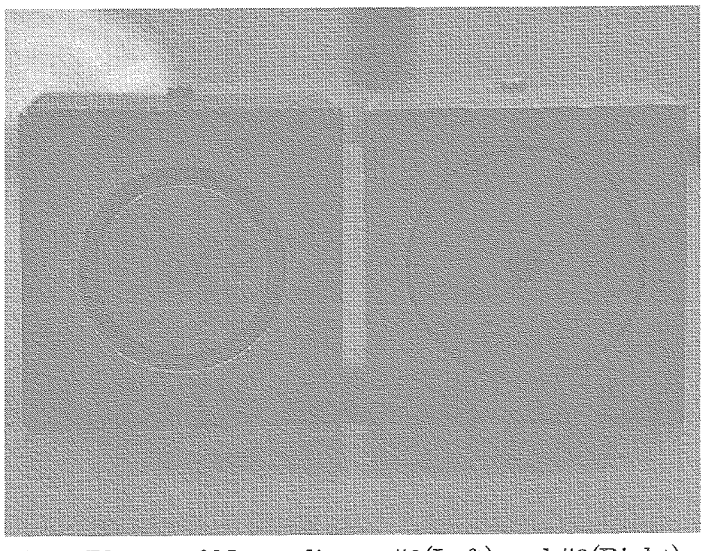


Fig. 5 Photos of Neutralizers: #2(Left) and #3(Right)

これまでにイオンエンジンに組み込んで評価した４本の中和器の性能を Fig. 7 に示す。#1 と#2 は以

This document is provided by JAXA.

前に製作した金属製オリフィス板使用、#3 と#4 は黒鉛製オリフィス板使用でそれぞれ平成 16 年度と 17 年度の製作である。特に#3 と#4 は耐久性を考慮し、インサートを大型化している。ビーム電流が 2.88A と 1.92A の 2 ケースについて測定を実施した。それぞれ推力約 150mN と 100mN に相当する。同一の中和器で、2.88A の場合の方が 1.92A の場合よりエンジン電位低下が小さいことがある。これは印加電圧が高い方が引き出し電流が小さいという、負性抵抗のような特性を意味しているが、原因は放電のモードが異なることによる。従って中和器の評価の際には、使用ビーム電流の全域に渡って特性を取得する必要がある。

どちらのビーム電流においても#2 が最高の成績を記録している。#2 の最小エンジン電位低下はどちらも約 16V であった。また電位低下の許容値を 30V とすると、必要流量は Jb=2.88A に対して約 70mAeq.、Jb=1.92A に対して約 30mAeq. であった。最小エンジン電位低下についてのみならば、#1 も#2 とほぼ同様、#4 は Jb=2.88A 時のみ#2 とほぼ同様の成績を収めた。中和器はオリフィス板の摩耗については主陰極ほど深刻な状況に置かれてはいないので、インサートを大型化しても性能が高ければ金属製を選択することもありうる。

黒鉛製オリフィス板のものに限れば、#4 はあらゆる場合に#3 より性能が高く、#3 を採用する理由はない。#4 の必要流量は Jb=2.88A に対して約 130mAeq.、Jb=1.92A に対して約 110mAeq. であり、#2 と比べれば見劣りするものの、ビーム電流の 5～6%となっており、十分に満足

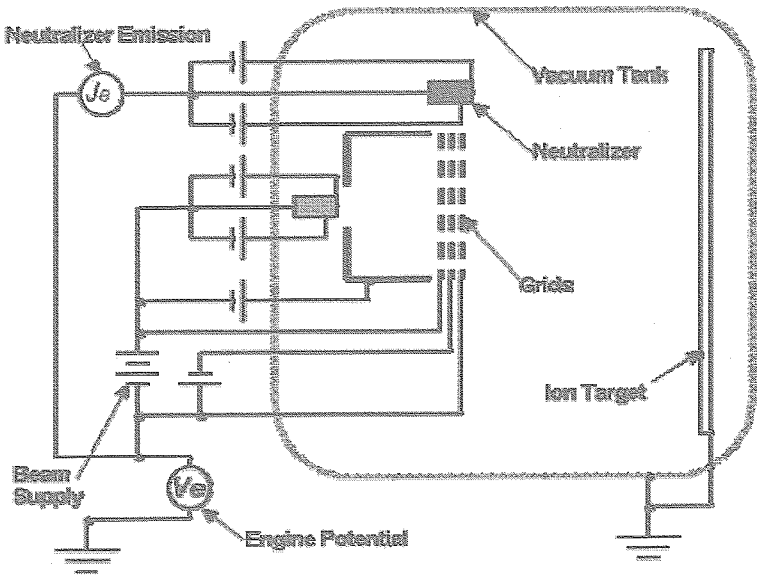


Fig. 6 Schematic of Neutralizer Testing

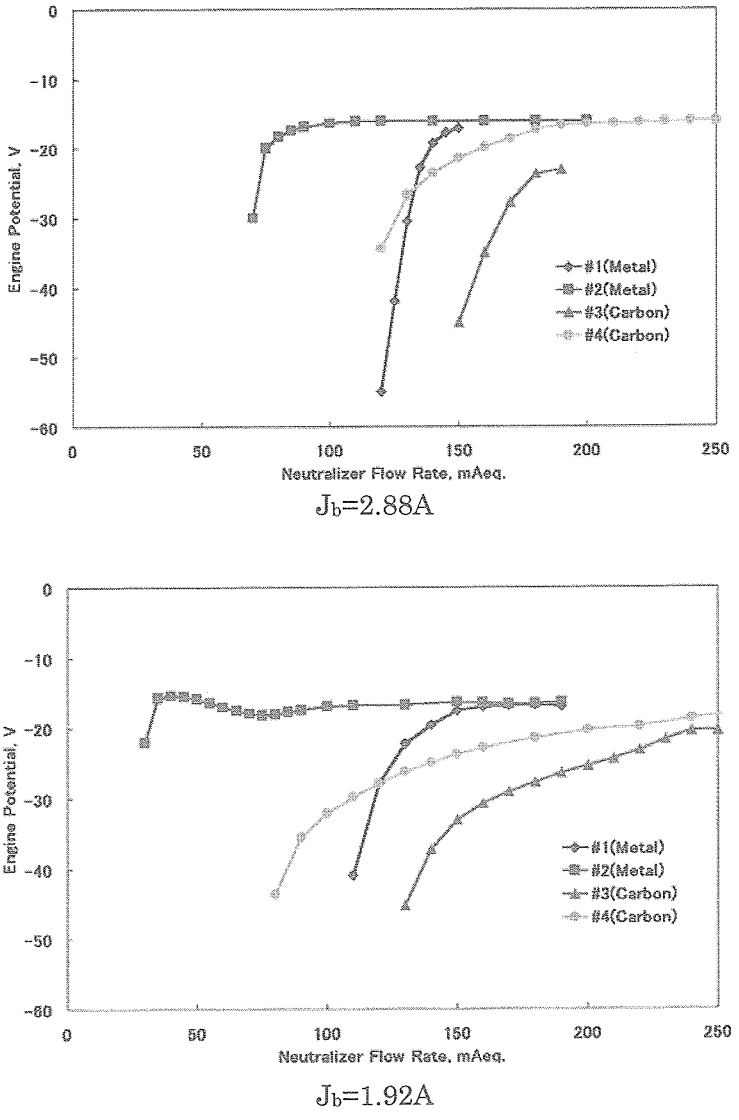


Fig. 7 Neutralizer Performance

This document is provided by JAXA.

できる性能である。

#4 はヒータ電流 9A において 5 分以内に放電開始可能であることを繰り返し確認した。尚、更に性能向上の可能性があるので、現在も改良を続けている。

（4）口径 30cm イオン抽出電極

調査の末、平成 16 年度に電極の成形が不十分であった要因は、成形作業に不適切な部品が使用されたことであることが判明した。そこでこれを正規の部品とし、成形不十分な電極の再成形を試みたものの、その作業自体には問題はなかったが、結果は満足できるものではなかった。その要因は、成形前の状態が平板ではなく既に曲率の付いた板であったことであると推測できたので、再々成形は無駄と考えて断念し、口径 30cm 電極の製造で成型作業の妥当性を確認することにした。その結果、問題の正規部品が破損し、それが原因で成形が不十分なものとなってしまった。つまり、既に曲率の付いた板からの成形では問題とならなかったが、平板からの成形でこの部品に加わる力が過大になってしまったのである。結論は、この部品の使用法にノウハウがあり、以前の熟練作業者が退職してしまったために、適切な使用法が分からなくなってしまっていたということである。そのノウハウを再獲得する以外にも対策を既に考えてはあるものの、実際に試してみなければうまくいくかどうかは不明である。

電極の成型は不十分であったものの、減速電極を外した 2 枚電極としてならば動作する程度であったので、スラスタに組み込んで試験を実施した。予想通り電極のエイジングには通常以上の時間を要した。性能の点では予想以上にイオン生成コストが高く（約 170W/A）、口径に合わせて放電室径を小さくする必要があることを確認した。

4．まとめ

平成 16 年度内に成形不良のため試験を実施できなかった 200mN 専用イオン抽出電極について、成形工程の調査によって問題点を発見し、処置後に再成形を実施した。その後試験を実施したが、再成形も十分ではなかったので、当初のエイジング時間の短縮という目的は達せられなかった。

主陰極の単体試験装置の振動問題を解決し、長時間試験を開始し、2006/10/03 時点で 4,220h に達した。これまでにインサートの劣化は観測されず、順調に運転時間を更新している。

4 本の中和器の性能を評価した。平成 17 年度製作品は既に十分な性能を有しているが、更なる性能向上を目指す。中和器のインサートは主陰極のそれと異なるので、独立してインサートの寿命確認のための長時間試験がいずれは必要となる。

イオン抽出電極の製造工程の内、成型工程の技術が散失してしまった。これを速やかに再確立するための R&D が必要である。

[参考文献]

平成 16 年度総研本部・科学本部合同成果報告会前刷り集「次世代イオンエンジンの研究」、早川、大川、宮崎、吉田、北村、2005

This document is provided by JAXA.

水サイクル宇宙推進システムの研究

Study of Water Energy Cycle Space Propulsion System

橋本保成
宇宙航空研究開発機構　宇宙科学研究本部
技術開発部、推進系開発グループ

Yasunari Hashimoto
Japan Aerospace Exploration Agency(JAXA),
Institute of Space and Astronautical Science(ISAS)
Space Technology Development Department,
Propulsion System Technology Development Group

Abstract

Water-Energy-Cycle Space Propulsion System was defined as a space system supporting long-term and large-scale space activity. On the test stand which can change a posture, the principle model was assembled, the posture was changed in ±1G, and the performance of a principle model was compared. As a result of experimenting in ±1G, when it operated normally in any case and it did separation of gas and a liquid on the level of each subsystem, under terrestrial gravity environment, it came out enough and a certain thing was understood. The feel referred to as operating satisfactory also under the mocro-gravity environment of space was acquired as a result of consideration. The Proton Exchange Membrane (PEM) electrolyzer and the fuel cell which were used for the experiment made the regenerative fuel cell as an experiment, and used the single cell for this research in normal temperature. The phenomenon of ignition delay has been improved by the device of injection structure, and adjustment of injection timing in the catalyst ignition experiment of hydrogen/oxygen thruster. Moreover, it turns out that water adheres to the catalyst layer surface after a combustion end.

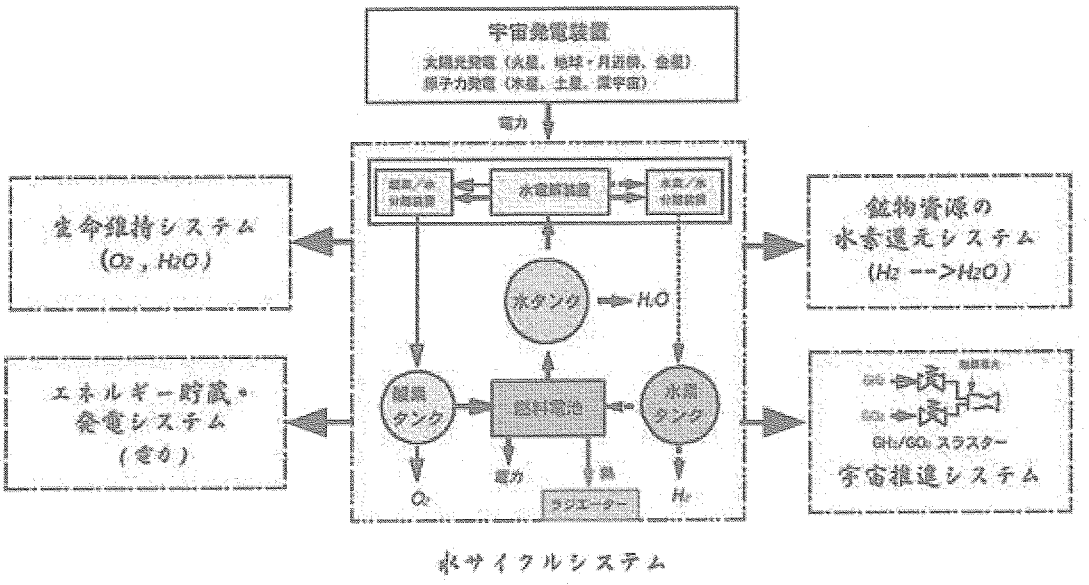
1. はじめに

「水サイクル宇宙推進システム」は水サイクルシステムと推進システムを統合したもので、地球・月近傍の宇宙空間で活動する将来の有人宇宙システムに生命維持、エネルギー貯蔵・発電および姿勢・軌道制御用推進の３機能を複合的に提供する。その概念を図１に示す。水サイクルシステムは太陽光発電による電力で水を電気分解して水素と酸素にして貯蔵し、日陰時などに燃料電池により発電する。この水素／酸素貯蔵量は任意に設定できるため、衛星や宇宙船などの飛翔体に限らず、月面上での１５日間続く夜の発電装置としても利用することができる。一方、水素／酸素を推進剤とすることにより人体に無害（non-toxic）で高性能な推進システムを構成することができる。この場合には推進剤として消費する水は別途に搭載しておく必要がある。推進システムから見た場合に水サイクルシステムは推進剤供給システムとなり、統合することにより軽量で多機能な宇宙システムになる。

このような宇宙システムは米国において１９８０年代後半に宇宙ステーション用に検討された[1)]が、固体高分子型燃料電池としてはまだ宇宙での利用は進んでいない。このため、微小重力環境での使用について参考となる例は見当たらない。地上で微小重力環境を長時間模擬することは困難である。水サイクル宇宙システムが宇宙で正常に作動するかどうか地上環境で確認する手段があるだろうか。このような疑問に対して一つの仮説を設けた。地上で水サイクル宇宙システムの性能がその姿勢によらず一定なら、あるいは一定範囲に入っていれば、微小重力環境でも正常に作動するかもしれないと言

This document is provided by JAXA.

うものである。このような仮説に基づいて、水サイクル宇宙システム原理モデルを製作し、±１Ｇの範囲で性能を実験的に測定することにした。ここではその実験の内容と結果について述べる。また、推進システムについては推進剤にガス水素／ガス酸素を使用するので微小重力環境でも作動するが、触媒着火の実験を行ったので紹介する。なお、本研究は平成１４年と１５年に（財）日本宇宙フォラムが推進している「宇宙利用に関する地上研究公募プロジェクト」の一環として行った。また、共同研究者は都木興一郎（農工大）、田中孝治（JAXA/ISAS）、石井忠治（(資）次世代技術）、藤田 孝（AEC藤田）で行った。



水サイクルシステム

図１．水サイクル宇宙推進システム概念図

2. 研究の概要

水サイクル宇宙推進システム原理モデルの供給配管系統図を図２に示す。このモデルでは水電解と燃料電池を別々につけたが、最初はリバーシブルな固体高分子型燃料電池１個のものを作った。それは固体高分子型水電解と燃料電池の機能を合わせ持つものでどちらか一方が機能していれば他方の機能は使えない。実験では両方の機能とも正常に作動するが、水電解モードから燃料電池モードに移るときにセル内の水を排出してからでないと燃料電池モードが機能しないことが分かった。この問題はそれぞれのガス系にパージラインを設けることで解決した。図２のＡで示した部分が水電解モードの供給配管系統である。ピストン式の水タンクから水電解装置に水を供給し、水電解により発生した水素／酸素ガスは規定圧力差の範囲内でガスのみ通す膜を通ってセル外にでる。そして除湿器に入り、最終的にボンベに貯蔵される。同時に水タンクも圧力的にバランスするようになっており、ニューマチックによりピストンでΔＰの圧力差を発生させて水を強制的にセル内に供給する。　図２のＢで示した部分は燃料電池モードとして使う場合の供給配管である。ボンベを出たガスはほぼ大気圧力まで減圧され加湿器に入る。加湿器は水が循環しており、固体高分子膜を介してガスを加湿する。従ってガス側に移った分だけ水は減少していく。この水タンクは多孔質プラスチックを使用した表面張力タンクとなっており、ギヤポンプで水を循環させている。加湿されたガスは燃料電池に入り、酸素極に水を生成する。この場合に、少量のガスが排気・排水タンクに生成水とともにでて行く。排気ガスは流れをチェックするためにも使われ、排気・排水タンクには水を溜めて底からガスを放出する。この黙視によるチェックは図４の姿勢でのみ確認できる。このように水電解装置に水を供給するための水タンクと燃料電池の加湿器用水タンクは水だけ排出できるようになっていおり、燃料電池下流の排気・排水タンクはガスのみ排出するようになっている。
一番下（Ｃで示した）に示した推進系はガス水素とガス酸素を使用するため微小重力環境の考慮は必要ない。推進系はこの部分をそのまま別の燃焼テストスタンドで実現して触媒着火実験を行った。

This document is provided by JAXA.

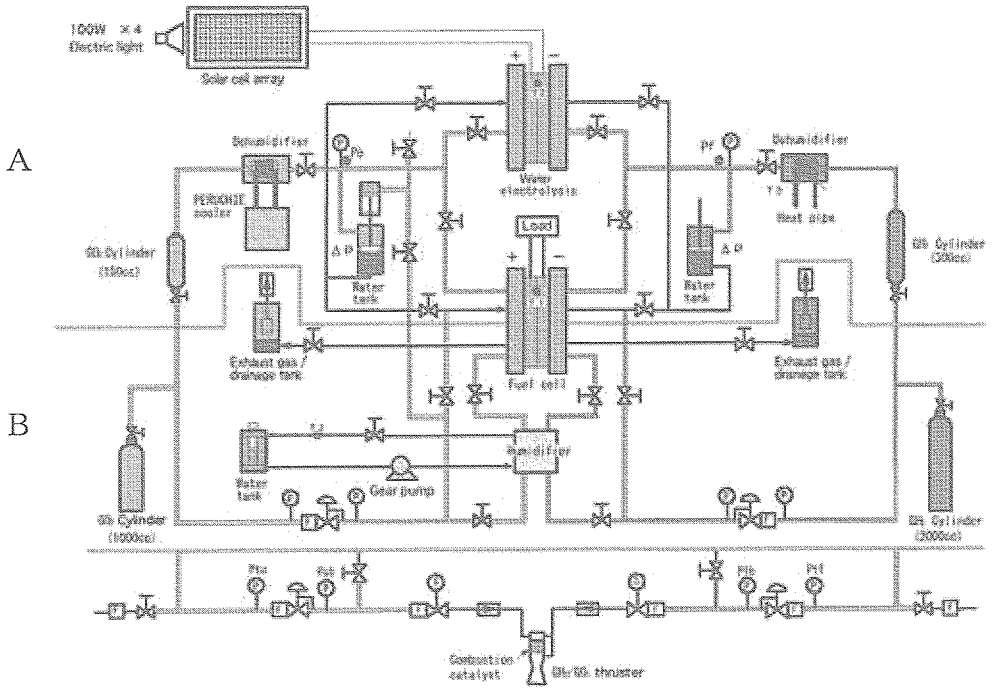


図2. 水サイクル宇宙推進システム供給配管系統図

実験に先立ち原理モデルに装着する固体高分子型水電解装置、及び燃料電池を探したが見つからなかった。このため、本実験には新たに試作したリバーシブルな固体高分子型燃料電池を使用した（図3）。これは水電解の機能と燃料電池の機能を合わせ持つが、同時に両機能を利用することは出来ない。米国では再生型燃料電池とも呼ばれている[2]。実験に使用したものは触媒塗布面積が約１０．１８ ㎠（φ３．６ ㎝）のもので、特徴はセル内に水／ガス分離膜を持つことである。実験は単セル、常温で行った。

実験に使用する水サイクル宇宙システムの原理モデルを製作した（図4）。これは常温での作動を前提としており、原理モデルは転倒台車上のアルミニウム円盤（φ６００）上に組立て、円盤ごと取り外せる。この転倒台車はピッチ軸を回転することができ、円盤支持台はロール方向に回転できる。これにより水サイクル宇宙システムは３軸周りに任意の姿勢をとることができる。

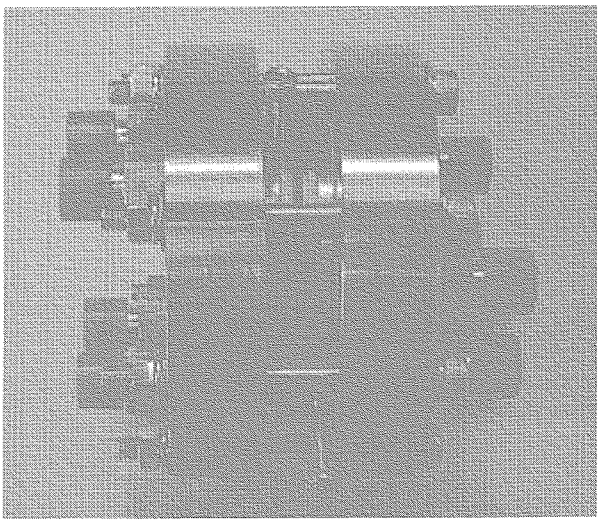


図3. リバーシブル燃料電池

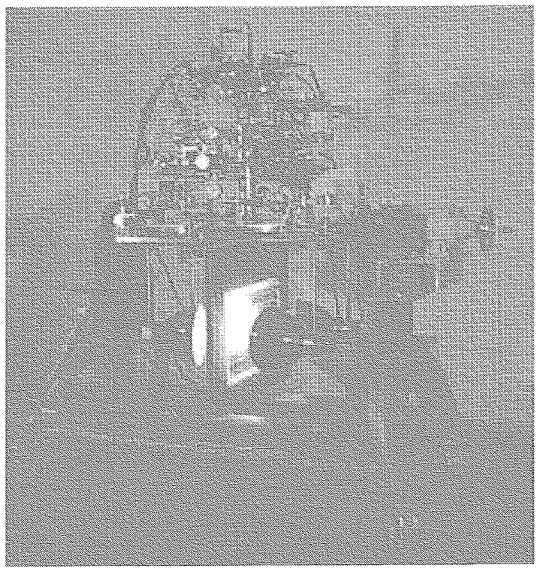


図4. 転倒台車上の原理モデル

This document is provided by JAXA.

GH_2/GO_2スラスターの触媒着火実験

水素／酸素ガスを推進剤とするスラスター技術は既に確立されているが、その点火にはスパーク・プラグ方式を使う方法が一般的であり、信頼性は高い。しかし、エキサイター（ignition unit）が必要で、重量は４００ｇｒを下らない。ここでは数Ｎクラスの推力規模の水素／酸素スラスターを想定しており、重量が４．５ｇｒ程度のSUSハニカム触媒による点火試験を実施して有効性を試した。米国ではこれまでに水素／酸素の触媒着火を試みた例[9]はあるが、そこでは粒状の触媒を使用している。ここで行った実験は触媒としてＳＵＳハニカム表面に触媒を付着させて取扱いを容易にしている点が特徴である。実験にあたっては無冷却燃焼器を使用して混合比と燃焼時間を制限した。燃焼器の冷却の問題は先送りしたが数Ｎクラスのスラスターでは再生冷却は無理であり、発汗冷却やフィルム冷却またはそれに変わる冷却方法[7,8,9]が必要である。実験に使用した触媒はステンレス・ハニカムを母材としたパラジウム（Ｐｄ）触媒および白金（Ｐｔ）触媒である。図５には使用前のＰｄ触媒とＰｔ触媒を示した。また、着火実験は図６に示す燃焼器を使用した。

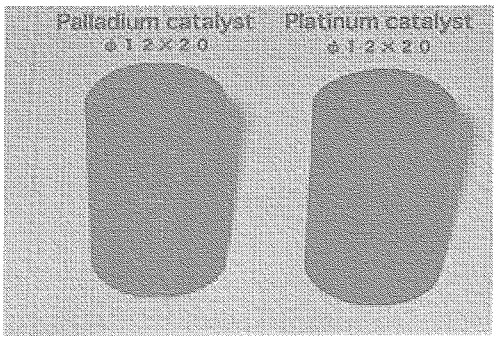


図５．触媒

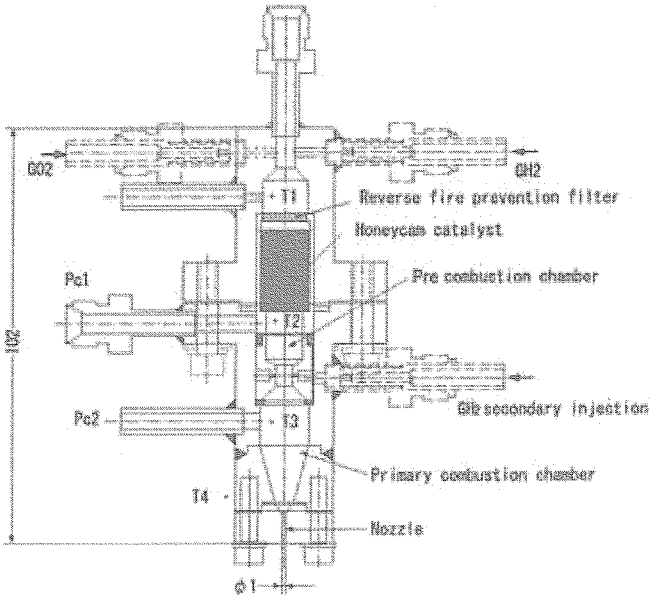


図６．触媒着火試験用燃焼器験

3. 成果の概要

微小重力環境で水サイクル宇宙システムを作動させるためには気・液分離と注排水システムがうまく機能することが必要である。本実験に先立ち、地上重力環境（±１Ｇ）で問題なく作動すれば、このシステムは宇宙の微小重力環境でもうまく動作できるかもしれないという仮説をたてた。具体的には水サイクル宇宙システムをテストスタンドに載せ、重力方向に対して任意の姿勢をとって（±1G）システムを運転した。宇宙での作動時間のリズムを考えると、一周が約９０分のＬＥＯミッションでは太陽光があたる間に水電解しておき、日陰になったら燃料電池で発電するサイクルが特徴的であり、宇宙実証モデルもこの約４５分間周期をとる。軌道によりこのサイクル時間は違ってくるが、水サイクル宇宙システムの利用が生きる月面基地では１５日間周期である。
実験では４５分間以上の運転時間で重力に対する姿勢を変化させてデータを取得した。
液体推進剤を使用した宇宙推進システムは古くから使われており、主に問題となるのはタンク加圧供給システムであった。微小重力環境で推進剤を供給する方法は圧力差によるが、ブラダー方式により完全な加圧ガスと推進剤を分離するか、表面張力型多孔質板の適当な設置により加圧ガスはタンク内に保持され、タンク出口では推進剤のみが出るように工夫されている[4,5]。
水サイクル宇宙システム原理モデルでは燃料電池の加湿器系が表面張力タンク方式を採用し、水電解セルへの水供給はピストンによりガス系と水が完全に分離されている。排水・排気系ではタンク内に水とガスを排出するが

This document is provided by JAXA.

分離膜によってガスのみ投棄し水をタンクに残すようにしている。水電解セル内では水・ガス分離膜を設置して原則として水はセル内に留まり、発生したガスのみ排出できるようにしている。セル内の構造は水電解・燃料電池とも同じである。前節での実験結果から姿勢により最大１２％程度の性能の違いが生ずる可能性はあるがいずれの姿勢を取っても正常に動作することが分かった。この結果を見ればセルへの水供給と加湿器への水供給、ガス排気系の分離膜は微小重力環境でも問題なく機能し、セル内の水・ガス分離膜も同様にうまく機能するように見える。実際には軌道実証モデルでの宇宙実験をまたないと分からないが、水サイクル宇宙システムを地上の±１Ｇの環境で正常に作動するか試験しておくことは有意義であるように見える。

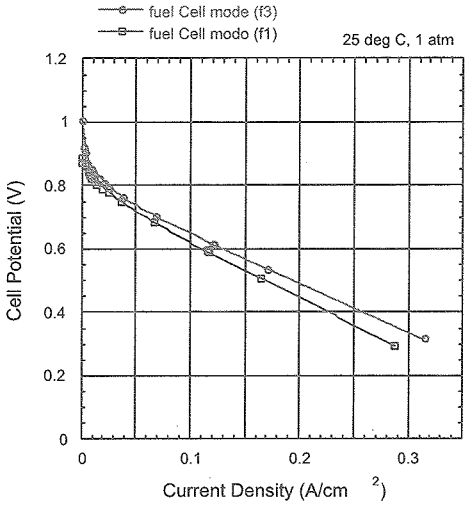


図６．燃料電池セル特性

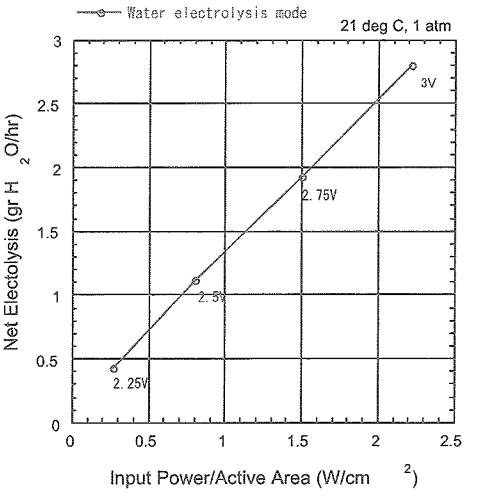


図７．水電解セル特性

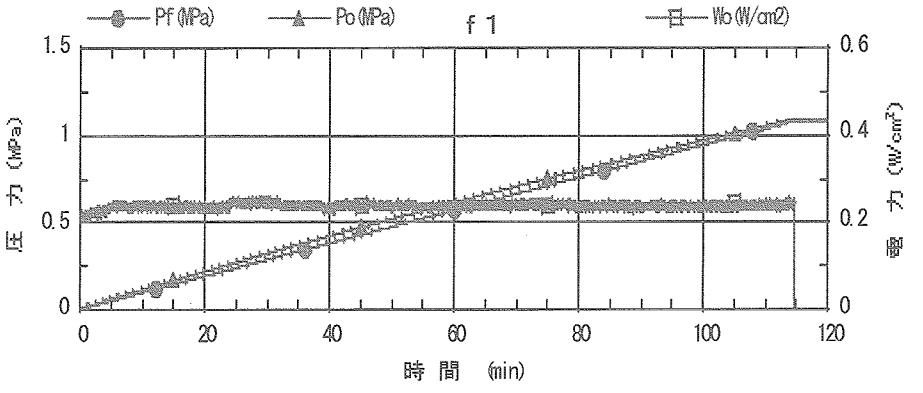


図８．水電解性能（例）

触媒着火特性

Ｐｔ触媒はＰｄ触媒に比べて活性が高いが、触媒層上流の混合気に火が着きにくいことから、ここではＰｄ触媒を選んだ。 水素と酸素はそれぞれマッハ・オリフイスから噴射され、混合（温度Ｔ１）し、逆火防止フィルターを通ってハニカム触媒で点火される（温度Ｔ２）。このとき触媒層が９００℃を超えないように一次混合比（Ｏ／Ｆ＝１２７）を決めている。触媒層で点火し燃焼した流れは二次噴射した水素とともにメイン燃焼室に入る。これまでの実験では二次噴射した水素ガスに着火遅れが見られ、今回の実験ではこの着火遅れを無くすることが課題であった。この燃焼器は特に冷却対策は行っていないので、熱的な損傷を考慮して最終的な混合比を５０～６０程度にした。約５秒間の燃焼試験では、水素二次噴射器と噴射タイミングの改善によりこれまで問題になっていた着火遅れを無くすことができた（図１０）。高混合比での水素／酸素ガスの触媒燃焼実験結果を図９に示す。酸素中での水素発火温度４５０℃以下でも燃焼することが分かる。なお、今回は大気中での触媒燃焼しか行わなかったが、燃焼後にはハニカム触媒表面に水が付着していることが分かった。

This document is provided by JAXA.

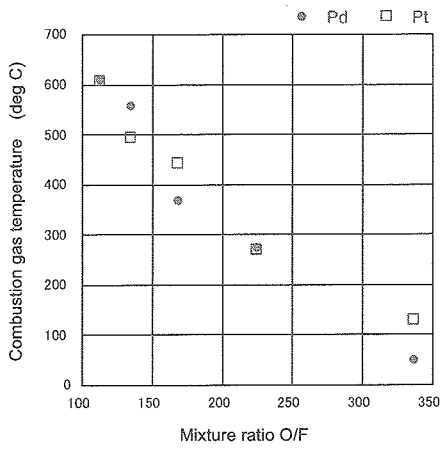


図９．触媒着火燃焼試験結果（例）

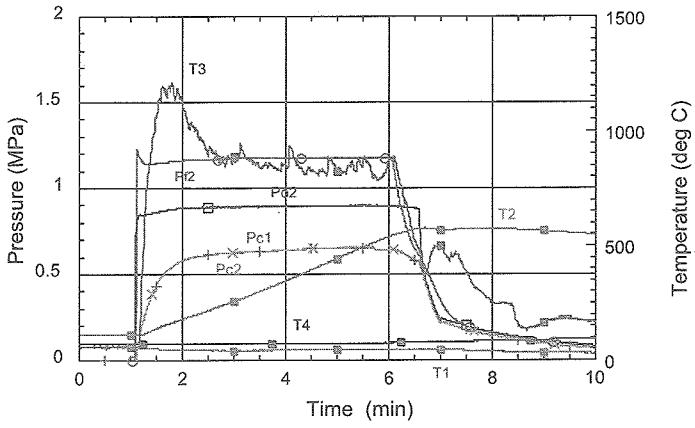


図１０．触媒着火試験結果の例

4. まとめ

微小重力環境での使用を想定した水サイクル宇宙システムの原理モデルを製作し、地上で±１Ｇの範囲で原理モデルの姿勢を変えて性能を測定した。その原理モデル用に小型の固体高分子型リバーシブル型燃料電池を試作して単セルで常温における実験に使用した。リバーシブル・セルであることから、最初は１個のセルで水電解モードと燃料電池モードを切り換えて使用した。その結果、燃料電池モードから水電解モードへの変換はスムーズに行われたが、水電解モードから燃料電池モードへの切換えで起動できなかった。これはセル内が水でみたされている状態であり、パージラインを設けてセル内をパージする方法で解決した。もうひとつの方法として水電解モードと燃料電池モードを別々のスタックを使用することにした。実験の結果、姿勢の違いにより燃料電池モードでは約１２％の性能に違いが生じ、水電解モードでは約１１％の性能に違いがでることが分かった。これはセル内に水・ガス分離膜を設置したこと、そして水の供給・排出系をそれぞれ微小重力対応にしておくことであらゆる姿勢において正常に運転できたと考える。これは宇宙の微小重力環境でも正常に運転できることを示唆する。触媒着火実験では主に水素と酸素の噴射タイミングを改善して水素２次噴射時の着火遅れを無くすことができた。また、燃焼終了時に触媒層に水の付着することが分かり、課題となった。

[参考文献]

1) Stephen A. Evans, "PROPULSION FOR THE SPACE STATION", THRESHOLD NUMBER TWO,AN ENGINEERING JOURNAL OF POWER TECHNOLOGY, Rockewll International Rocketgyne Division, DECEMBER 1987

2) J. F. McElroy, "SPS Regenerative Hydrogen/Oxygen Fuel Cells for Extraterestrial Surface Applications", 1989 IEEE 899524

3) F. Mitlisky, A. H. Weisberg, P. H. Catter, M. D. Dittman, B. Myer, R. W. Humble and Jordin T. Kare, "Water Rocket - Electrolysis Propulsion and Fuel Cell Power", AIAA 99-4609

4) W. H. T. Loh, "Propulsion : Theory and Design - Zero g Propulsion Problems", pp.644~727, 1968

5) J. R. Rolling, R. K. Grove and D. E. Jaekle, Jr., "Twenty-Three Years of Surface Tension Propellant Management System Design, Development, Manufacture, Test, and Operation", AIAA85-1199

6) R. J. JOHNSON, P. N. HERR, "HYDROGEN-OXYGEN CATALYTIC IGNITION AND THRUSTER INVESTIGATION", NASA CR-120869, Nov. 1972

7) L. Schoenman, "4000° F Materials For Low Thrust Rocket Engines", AIAA 93-240

8) Brian D. Reed, "Long Life Testing of Oxide-Coated Iridium/Rhenium Rocket.", AIAA Paper 95-2401

This document is provided by JAXA.

衛星用逆止弁不具合原因確認試験(シール変形確認試験)

Investigation test for spacecraft check valve failure

(Cause for deformation of valve poppet)

総合技術研究本部 衛星推進技術グループ　増田井出夫、長田泰一、梶原堅一

Institute of Aerospace Technology , Spacecraft Propulsion Engineering Group

Ideo MASUDA, Taiichi NAGATA, Kenichi KAJIWARA

Abstract

The cause of a spacecraft check valve cracking pressure failure in a spacecraft SFT (System Firing Test) model was found deformation of the valve poppet by the failure analysis.

This test was performed for investigation the cause of the deformation.

The result of this test shows that the failure can occur under a MEOP (Maximum Expected Operating Pressure) back pressure condition.

1. はじめに

2004年7月に発生した衛星用逆止弁のクラッキング圧力不具合は、同弁の米国製造メーカにおける分解調査等で逆止弁内部の PTFE 製ポペットに生じた永久変形が原因と特定された。

しかしながら変形の原因については、FTA を行い、逆止弁に与えた負荷等の原因となり得る事項を整理した。この中で、逆止弁製造メーカは当初、当該逆止弁に印加した最大逆圧(MEOP(最大予想作動圧力))だけではポペットは変形せず、変形を生じるためには温度が高い等の付加条件が必要であると主張し、一方、筆者らは逆圧よるポペットへの荷重のみで、ポペットが変形する可能性があると考え、見解が一致しなかった。

本試験は、この変形の原因が逆圧によるか否か当たりをつけるために衛星推進技術グループにおいてインハウスで実施した。

2. 研究の概要

2. 1 状況

2 液推進系を採用している宇宙機における逆止弁の搭載状況を Fig.1 に示す。このような 2 液推進系では自燃式(混合するだけで燃焼する)燃料・酸化剤の組み合わせを使用しているので、燃料・酸化剤の蒸気が上流に遡り混合すると、燃焼、最悪の場合爆発することになるため、これらの推進剤が混合しないよう、推薬タンク上流に遮断弁を設置するとともに逆止弁も直列に配置している。

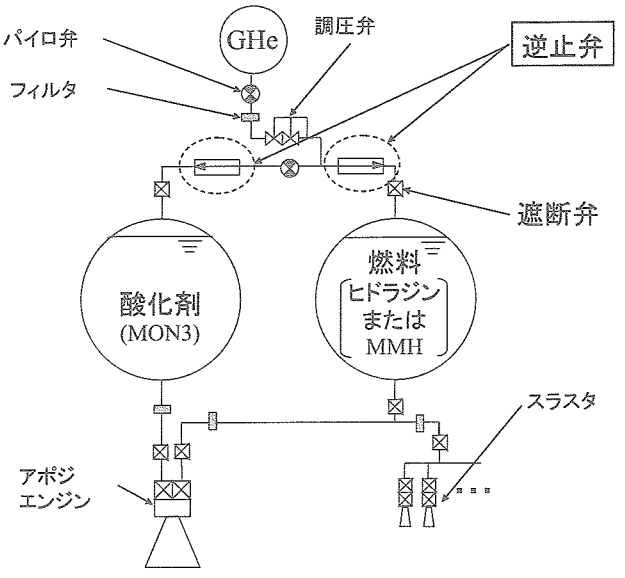


Fig.1 Check valves on spacecraft

当該逆止弁の概略構造図を Fig.2 に示す。

逆止弁上流の圧力の方が下流の圧力より高い順圧時には、上流の圧力が高くなりある差圧になると逆止弁内部のバネ力に打ち勝つとポペットが開き(クラッキング)、その後、ある差圧まで低下するとペットが閉まる(リシート)。

一方、逆圧時には、逆止弁ポペットは閉まったままであり、下流から上流にガスが逆流(漏洩)するの

This document is provided by JAXA.

を防止する。

不具合を起こしたポペットは製造メーカにて、原因究明作業の一環として分解し、目視確認、形状・寸法確認等を実施したところ、製造時に比べて有意な変形(細長くかつ当たり面が広く)を生じており、漏洩が生じていた。ポペット変形により接触面積が広くなり、シール面圧が下がるなどの理由で漏洩、クラッキング圧力不具合に至ったと推定された。

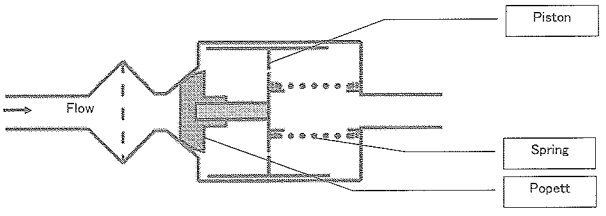


Fig.2 Structure of the check valve

2. 2 試験

(1)目的

不具合逆止弁に印加された圧力で、ポペットが不具合逆止弁と同様な永久変形に至るか否かを確認するための試験を行った。なお、不具合逆止弁に印加した最大圧力(MEOP)は、当時逆止弁での通常使用範囲と考えられていた圧力であり、もしこの圧力で使用できないこととなると当該逆止弁を採用している宇宙機全てに影響があると懸念した。

(2)供試体及び試験装置

ポペット及びシートの形状・寸法については正確な数値が入手できなかったため外形図等から推定し、供試体及び試験条件を設定した。ポペットの材質はPTFE と実機に合わせた(但し実機と異なり ASTM 規格品ではない)が、シートの材質は金属製であれば結果に影響しないと考え、SUS304(表面粗さは実機の外観に合わせ平滑)とした。ポペットの初期化は条件が不明なため実施していない。

試験に使用したポペット模擬供試体及びシート模擬供試体を Fig.3 に示す。

逆圧印加状態を模擬するため、模擬ポペット背面を逆圧相当のおもりで押しつけることとした。試験装置を Fig.4 に示す。

(3)計測項目

荷重印加時には、荷重、時間、変位、模擬ポペット形状、室温を計測し、荷重除荷後は、ポペット形状を計測した。

(4)試験条件

逆圧印加時にポペットに加わる荷重は、逆圧による荷重とバネによる荷重である。

逆圧による荷重
＝逆圧×圧力がかかる面積

バネによる荷重
＝クラッキング圧力×圧力がかかる面積

圧力としては、逆止弁使用衛星の MEOP を考慮し、また、寸法等に誤差があること及び圧力の強さによる変形への影響把握のため、MEOP 及びその 1/2 及び 2 倍相当の荷重 3 ケースを印加した。

なお、試験環境として、温湿度は特にコントロールせず、常温から外れていないことのみのモニタとしたが、筑波宇宙センター衛星推進系試験室内で試験を行ったので常温条件を外れることはなかった。

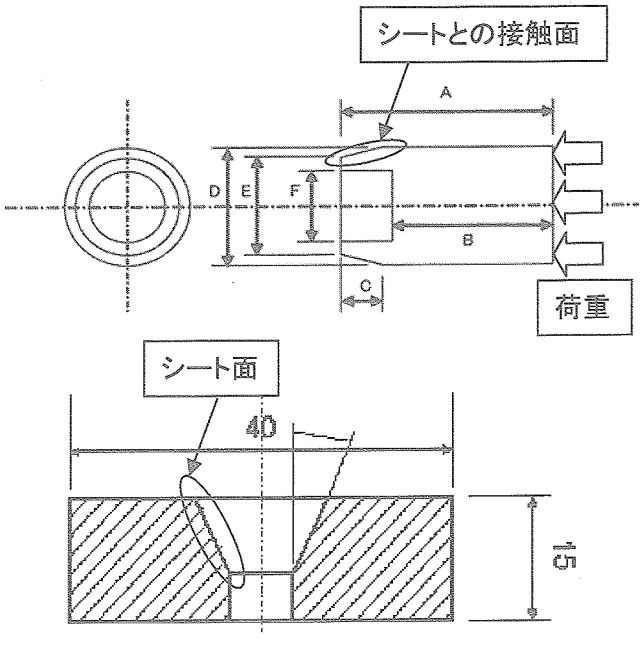


Fig.3 A Simulated Poppet(Upper) and a simulated seat(Lower)

This document is provided by JAXA.

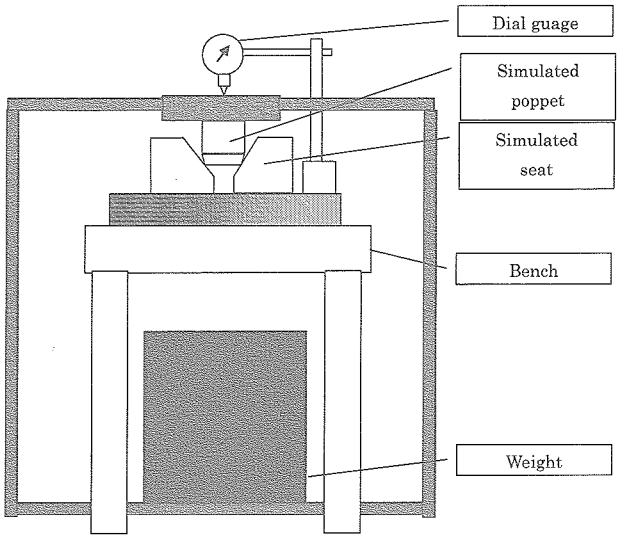


Fig.4 Test setup

3. 成果の概要

(1)試験結果

歪み(≡[変位量]÷[ポペット全長])の時間変化をFig.5に示す。

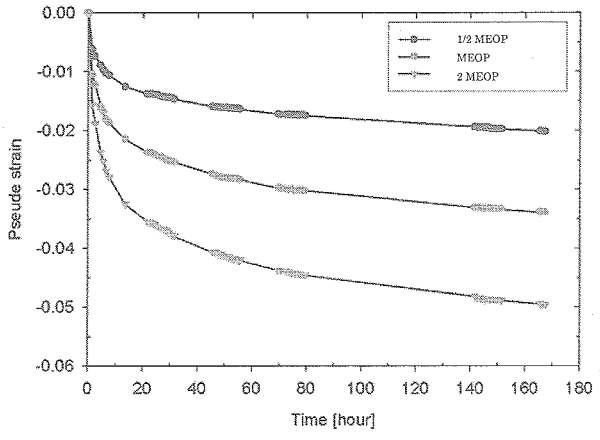


Fig.5 Strain-Time Diagram

1/2 MEOP～2 MEOPの全ての荷重で変形が時間とともに進行することが確認できる。荷重印加後は急激に変形し、その後は徐々に変形速度が低下する。170時間後、1/2 MEOP相当荷重で2.0%、MEOP相当荷重で3.5%、2 MEOP相当荷重で5.0%程度の歪みが生じているが、変形は継続している。本試験は永久変形が生じるか否かの確認を行うためのものであるため、170時間(約1週間)で試験を打ち切った。

22時間後の変形量をTable1に示す。大きく寸法が変化しているのはC部の長さであり、長くなっている。EとFは小さくなっており、ポペットが細長くなっていることがわかる。また、MEOPの1/2でも永久変形が生じていることがわかる。1/2MEOPでさえ、C寸法が約25%も変化しており、実逆止弁でMEOPを印加されたものについてもポペットに大きな変形が生じていることが推測された。

Table2にポペット寸法変化率([(試験後長さ)-(試験前長さ)]/(試験前長さ))のうち変化率の大きいC及びEについて示す。

Table1 Deformation after 22hr, strain[%]

	Load		
	1/2MEOP [%]	MEOP [%]	2MEOP [%]
$\Delta A/A_0$	0.66	0.63	2.65
$\Delta B/B_0$	-0.11	0.43	1.55
$\Delta C/C_0$	25.2	79.2	150
$\Delta D/D_0$	0.46	0.21	0.70
$\Delta E/E_0$	-2.37	-1.46	-5.61
$\Delta F/F_0$	-0.09	-2.68	-8.56

Table2 Deformation ratio

(≡[(length after test) - (length before test)]

/(length bafore test))

After 30min.

	C	E
1/2MEOP	0.321	-0.013
MEOP	0.794	-0.015
2MEOP	1.650	-0.067

After 5hour

	C	E
1/2MEOP	0.314	-0.013
MEOP	0.809	-0.026
2MEOP	1.514	-0.071

After 22hour

	C	E
1/2MEOP	0.250	-0.024
MEOP	0.794	-0.014
2MEOP	1.500	-0.056

This document is provided by JAXA.

時間の経過とともに変化率も変化していることから、弾性変形分が徐々に元の形状に戻ることがわかる。除荷後、5 時間、22 時間では大きな変化はないことから、この変形量が永久変形であると考えられる。

試験前後の模擬ポペットの写真として一番明確に差が分かる2MEOP 相当荷重を掛けたものをFig.6 上の 2 枚の写真に示す。全長が延びるとともに、先端のテーパー部が細くなっている。他の荷重の場合も変形量は小さいものの傾向は同じとなった。テーパー部をSEM 観察した写真がFig.6 の下 2 枚の写真である。ポペット切削痕が、荷重印加後に荷重印加後にシートに押されてなめらかになっている様子が分かり、シール接触面積が増えるような変形となっている。また、衛星逆止弁不具合時にポペット変形部に光沢が観察されたが、この事象とも一致する。

不具合に至る過程で加えられた荷重(MEOP)のみによって不具合状況(永久変形形状)を再現したことから、「今回のポペット変形不具合の原因が、MEOP(逆圧)を印加したこと」であり、温度が高い等の付加条件がなくても圧力のみでポペット変形が生じる可能性が高いことを確認した。

4. まとめ

本試験結果からMEOP 条件でも長期間かかるとポペットに永久変形が生じることが分かった。

その後、推進系メーカにて実バルブ(逆止弁)を用いた確認試験を行い、原因が逆圧である確証が得られた。これらの結果をもって、製造メーカと不具合原因が逆圧であるとの合意を得ることができ、次のステップに移ることができた。

逆止弁は宇宙機搭載された後、逆圧状態に置かれることがあるため、どのような条件であれば使用できるかについて確認試験、評価を行い、耐逆圧値等(0.69[MPa]最長 90 日間、5～51[℃])を得た。今後打ち上げられる当該逆止弁採用宇宙機はこの逆圧値の範囲内で、本逆止弁を使用することとなった。

今回のような試験は、詳細な設計データが出ない海外メーカコンポーネントの不具合調査等に対し、簡易的な試験でも事実の見極めに有効であり、従って我々自身だけでなく当該海外メーカをも納得させるのに有効であること、ならびにコスト・スケジュール上負担が大きい実機コンポーネントを用いた試験を行う前に目処をつけられるというメリットがある。

今後ともこのような形で機動力の高いプロジェクト協力を行っていきたい。

なお、試験装置の構想・組立から試験結果の整理まで精力的に支援して頂いた株式会社 AES 草間氏ならびに SEM 観察に協力頂いた総合技術研究本部部品開発共同センターに感謝します。

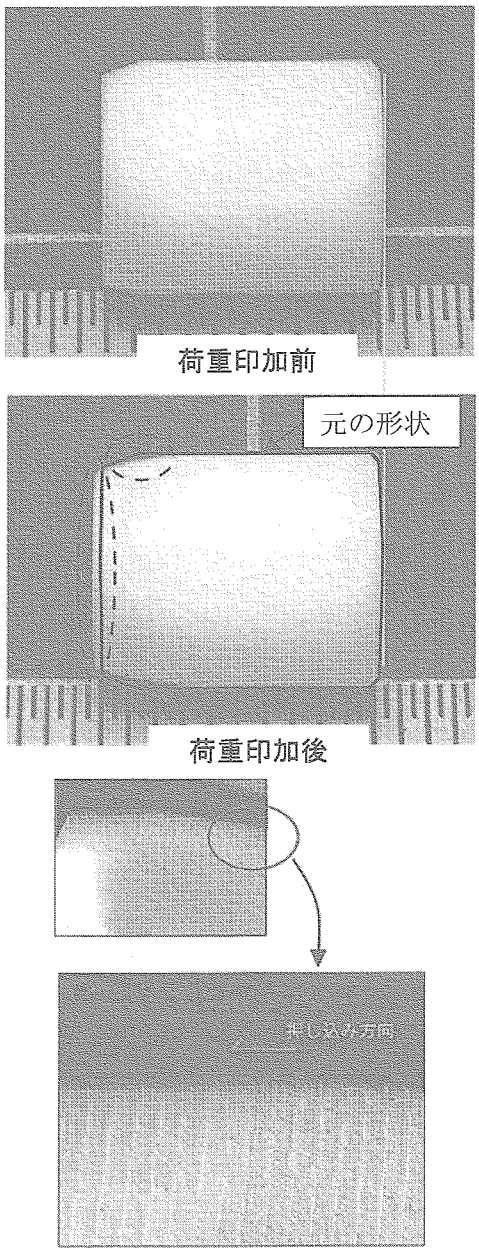


Fig. 6 Observation of Poppets

This document is provided by JAXA.

DRTS-1N スラスタ軌道上推力低下事象の原因究明作業

Investigation of DRTS-1N thrust degradation phenomena on the orbit

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)
宇宙利用推進本部 (Office of Space Applications)
金森康郎 (Yasuro Kanamori)

Abstract

KODAMA (DRTS) was launched in 2002, and have been operated successfully on the Geostationary Orbit. Since 2004, one of the 1N thrusters that is used for East-West station keeping and momentum wheel unloading, had indicated lower thrust than that of the others. The thrust degradation is larger than the nominal pace, therefore, we started investigating the cause of the thrust degradation with FTA.

We concluded that it is most probable that the thruster nozzle throat is blocked with a catalyst granule, and small catalyst particles which are produced in the catalyst bed are gathered on it, and they narrow the throat and make the thrust small.

We conducted the experimental investigation of catalyst granule blockage and particle gathering with a simulated nozzle throat gas flow. We confirmed that the phenomena can occur on the orbit.

1. はじめに

「こだま」(以降 DRTS と記す) に搭載されている 1N スラスタのうちの 1 台(6A スラスタ)について推力が低下傾向に有るのではないかとの指摘が衛星運用部門よりあった。この推力低下は他のスラスタの低下傾向よりも有意に大きく、何らかの異常が発生していると考え、劣化原因についていくつかのメカニズムを検討した。結果、この推力低下は、当該スラスタのノズルスロートに引っ掛かった触媒粒を起点として微粉が堆積し、有効断面積が減少した可能性が高いと判断した。

また、本事象の確認試験を実施し、データを取得し、軌道上で起こり得ることを確認した。

2. 研究の概要

DRTS はヒドラジンと四酸化窒素(MON-3)を用いた統合型二液推進系を採用している。アポジ燃焼フェーズでは二液エンジンが使用されるが、静止軌道投入後は酸化剤ラインが遮断され、ヒドラジン一液スラスタのみで運用される。

静止軌道上でスラスタ噴射が必要な以下の運用

a) 南北位置制御
b) 東西位置制御
c) ホイールアンローディング

のうち、a) は DC アークジェットスラスタが主に用いられ、b) c)で推力 1N 級の一液スラスタ(1N スラスタ)が用いられる。

1N スラスタはバルブとジェットモータからなっており、DRTS では 90 度キャントノズルタイプのジェットモータが使われている。(Fig.2)

液体のヒドラジンは図中右下の矢印の方向からバルブ内に流入し、バルブで ON/OFF 制御を受けた上で触媒層に供給される。触媒層中でヒドラジンは蒸発・分解し、その際に発生する熱によって 1000℃程度の高温ガスとなり、ノズルから噴出されることにより推力を発生する。

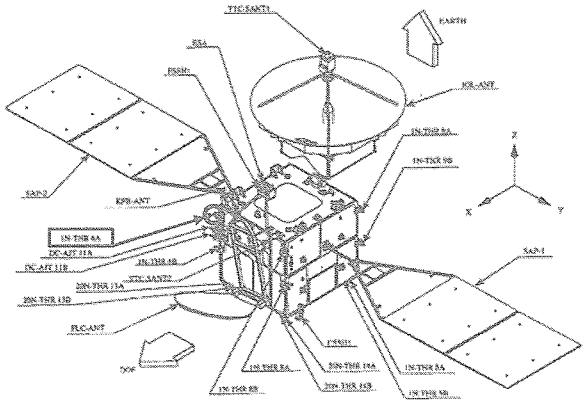


Fig.1 DRTS and 6A Thruster

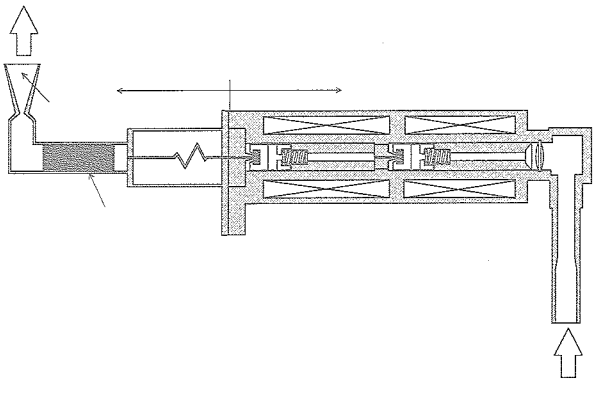


Fig.2 Schematics of 1N class monopropellant thruster

This document is provided by JAXA.

ヒドラジン分解用触媒には、米国製 Shell405 を用いている(Fig.3)。直径約 0.7mm 程度の粒状触媒で、アルミナセラミックスに触媒成分の金属イリジウムが含浸してある。

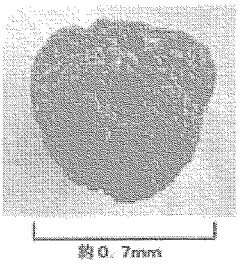


Fig.3 Shell405 Catalyst

DRTS には、この 1N スラスタが片系あたり 8 式、合計 16 式搭載されており、2A～9A、2B～9B のナンバーが割り当てられている。東方向制御(+X 方向制御)時は 7A と 9A スラスタが、西方向制御(-X 方向制御)時は 6A と 8A スラスタがペア噴射される。

DRTS の 6A スラスタの推力低下は、西方向制御時の 8A／6A スラスタの噴射時間の差が少しずつ広がることから疑われた。Fig.4 に東西方向制御時のペアスラスタの噴射時間比率を示す。

2003 年 6 月頃までは 8A／6A 噴射時間比率が 95%程度であったのが、2003 年 10 月頃から有意に下がりはじめ、2005 年の 2 月には 75～80%程度まで下がっている。6A スラスタが連続噴射しているのに対して、8A スラスタのオフパルス時間が時間の経過とともに増えていることを示している。

それに対して、9A／7A スラスタ噴射時間比率では 95～105%程度でばらついており、上昇や減少等の明確なトレンドは観察されない。この結果からは、6A スラスタの推力が 7A、8A、9A スラスタの推力と比較して大きく低下しつつあると見ることができる。

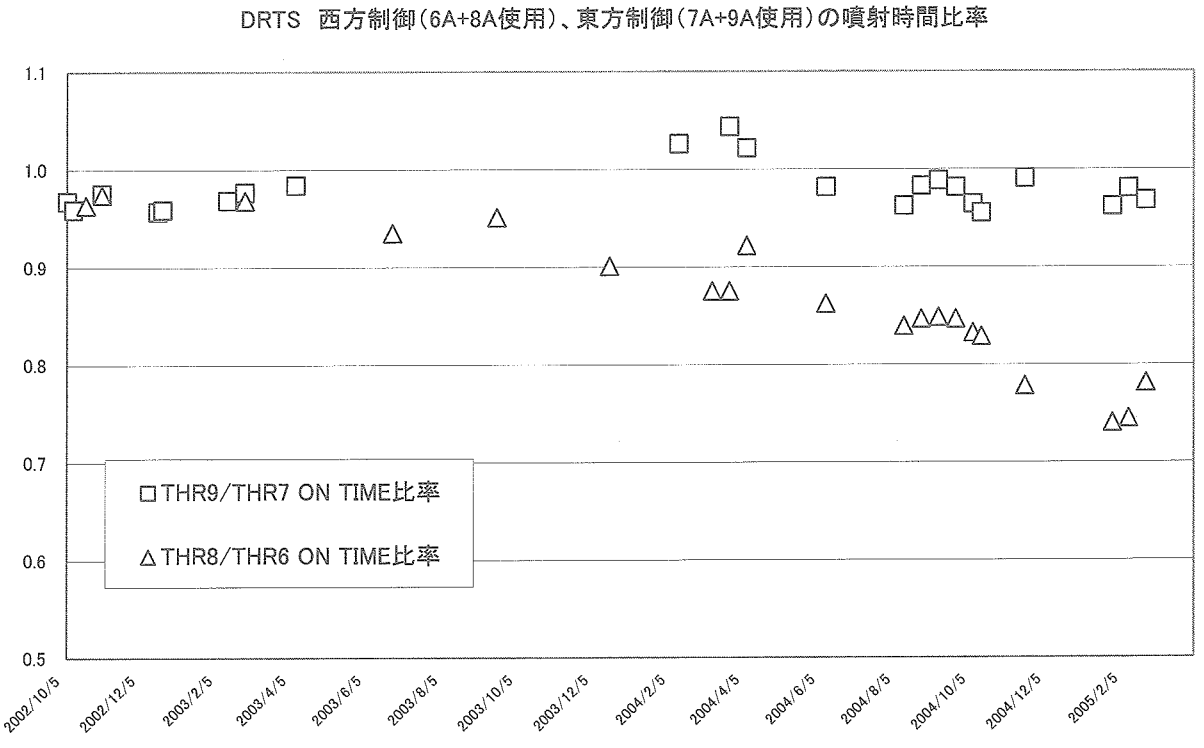
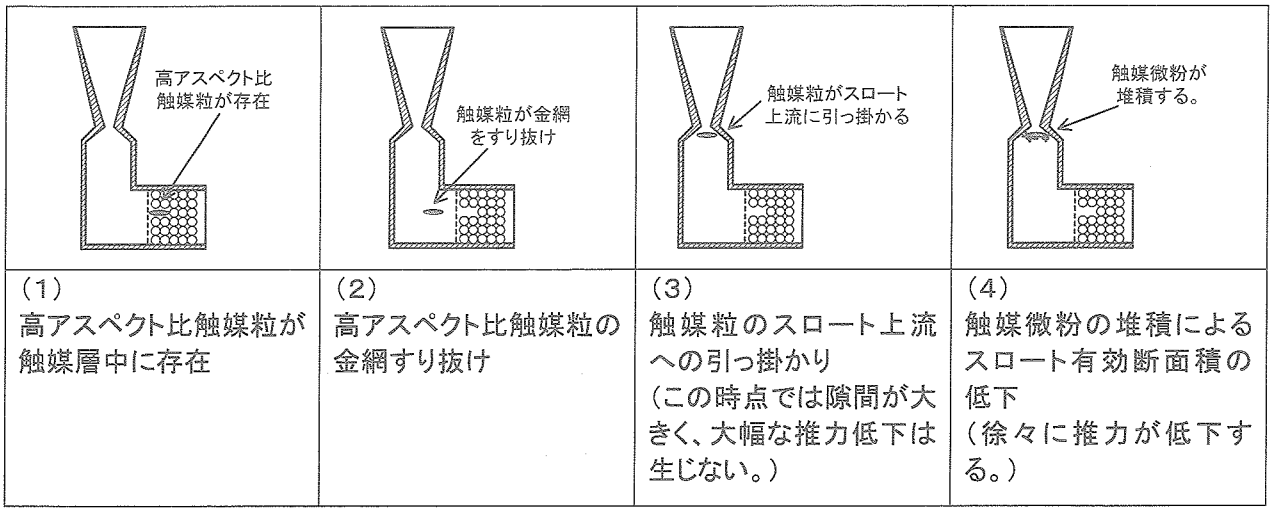


Fig.4 1N Thruster thrust degradation

2005 年 2 月時点での 6A スラスタの累積作動量は約 95,000 パルス／約 16,000 秒で、DRTS の MDC(寿命)要求(540,000 パルス／90,000 秒)に対しかなり小さいため何らかの異常が生じていると考え、軌道上データの解析・過去の噴射試験データ見直しを行い FTA を実施した結果、Fig.5 に示すプロセスによって推力が低下した可能性が高いと推定した。

この推定原因が軌道上で起こり得るかどうか確認し、起きる確率がどの程度かをおおまかに見積もることを目的として、1N スラスタ推力低下事象原因確認試験を実施した。

This document is provided by JAXA.



(1)	(2)	(3)	(4)
高アスペクト比触媒粒が触媒層中に存在	高アスペクト比触媒粒の金網すり抜け	触媒粒のスロート上流への引っ掛かり（この時点では隙間が大きく、大幅な推力低下は生じない。）	触媒微粉の堆積によるスロート有効断面積の低下（徐々に推力が低下する。）

Fig.5　DRTS 1N thruster thrust degradation process (A assumption from the orbit data)

3. 成果の概要

以下に示す3つの調査、試験を通じて、推力低下プロセス(Fig.5)を検証した。

3—1.　触媒粒度分布

Fig.5(1)、(2)に示している「高アスペクト比触媒粒」とは、下記の条件を満たすような形状である。

a) 触媒層の金網の目をすり抜ける程度の「細さ」
b) ノズルスロートに引っかかることができる程度の「長手方向サイズ」

1N スラスタ触媒層に触媒を充填する際には、あまりにも極端な形状の触媒粒を取り除くことで有る程度揃った形状にしている。しかし、選別後の触媒粒の中に、a),b)の双方の条件を満たすような触媒粒がどの程度含まれるかについて定量的な評価はなされていなかった。

通常のスラスタ製造過程で行われるのと同じ選別作業を行ったあとの触媒粒を、粒度分析計測機を用いて全ての粒形状データを取得し、統計処理した結果、1スラスタあたり約10粒程度が含まれることがわかった。

3—2.　流出触媒粒のスロート上流引っ掛かり事象

Fig.5 の(3)について、ヒドラジン触媒粒がどのように金網をすり抜け、ノズルスロート上流に引っ掛かるかを実験もしくは解析で検証するのは非常に難しい。その理由としては以下が挙げられる。

a) 噴射中は高温、高圧のガス流に曝されること。
b) 噴射後は流れのない無重量環境下であること。
c) すり抜け、その後壁に衝突しながらノズルスロートに近づく触媒粒の動きは非常に複雑なこと。
d) 噴射中、噴射後のどちらの条件で粒がすり抜けたのか判らないこと。

軌道上での厳密な引っ掛かりのプロセスを明らかにする必要はないと考え、重力下、ガス流れなしの環境下で、スラスタノズルスロート形状を模擬した試験治具(Fig.6)を用い、金網をすり抜けた触媒粒がノズルに引っ掛かる割合を求めた。

投下角度と投下場所をパラメータに数百回にわたり試験を繰り返した結果、57%程度の確率でノズルスロートに引っ掛かった。上に述べたようにこの試験は軌道上での状態に近いとは言い難いが、ノズルスロートと触媒粒の幾何学的な形状、触媒粒ーノズル内壁間での摩擦係数については有る程度模擬できていると考えており、引っ掛かりが生じる

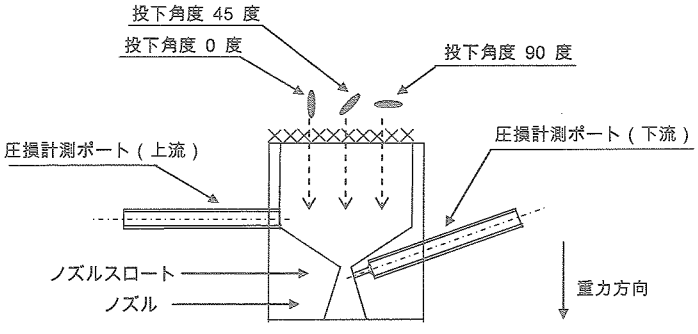


Fig.6 Schematics of the nozzle throat catalyst blockage test

This document is provided by JAXA.

確率をオーダーレベルで評価できたと考える。

触媒粒が引っ掛かった状態でノズルスロートに窒素ガスを流し、ノズルスロート上下に配置した圧力ポートから圧損を計測した。その結果、高アスペクト比触媒粒が引っ掛かることによる極端な圧損の上昇が生じないことを確認できた。これにより、6A スラスタに急激な推力の低下が生じず、緩やかな推力の減少傾向を示したこと(Fig.4)を矛盾無く説明できることがわかった。

3—3. 触媒微粉の堆積によるスロート有効断面積の低下

1液スラスタの触媒層では、噴射中に触媒粒が破砕し少しずつ減っていくと一般に言われている。減少した触媒は、細かい微粉となってノズルを抜け排出される。よって、流入した触媒微粉がノズルスロートに引っ掛かった触媒粒を起点として堆積し、ノズルスロートの圧損を徐々に増大させていくことを確認すれば、Fig.5(4)のプロセスを確認できたことになる。

高アスペクト比触媒粒をノズルスロート部に恣意的に引っかけ、触媒微粉混じりのガスを流入させ、触媒微粉の堆積状況を調べる試験を実施した。(Fig.7)

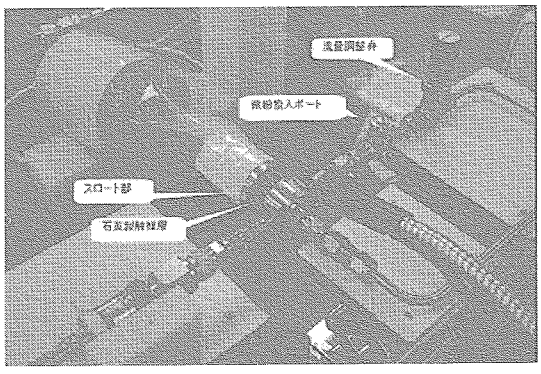


Fig.7 Test setup of the catalyst particle gathering

軌道上での実際のスラスタ作動を模擬して、連続、パルスでのガス流入を繰り返した結果、増減を繰り返しながら全体として少しずつ堆積量が増加する傾向を示した。Fig.8 に引っ掛かった触媒粒とその周辺に堆積した触媒微粉を示す。

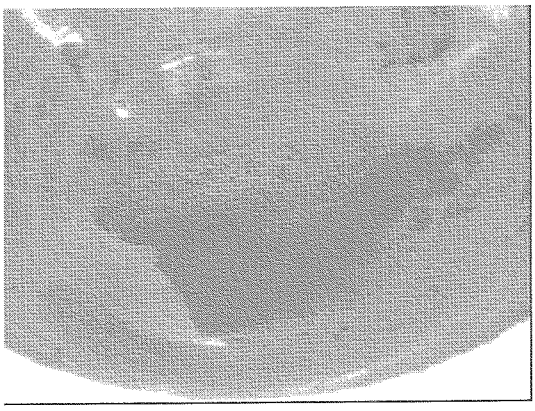


Fig.8 Catalyst granules and particles

堆積量の増加に応じて、ガス流入時の圧損も増大する傾向が見られた。

なお、触媒粒を引っかけない状態で触媒微粉混じりのガスを流入させる試験も実施したが、微粉の堆積は起きなかった。

以上の3つの試験により、Fig.5 の想定プロセスが現象として生じ得ることを確認することができた。なお、それぞれの発生確率の積から1式のスラスタで本事象が発生する確率を簡単に求めた結果、0.029%と十分に小さい数字が見積もられた。この数字は、過去の 1N スラスタに同様の軌道上不具合事象が認められないことを説明できる。

4. まとめ

DRTS の 1N スラスタに生じた推力低下現象について、FTA を用いて原因の推定を行い、また実験を通じて現象として生じ得ることを確認した。なお、2006 年 10 月現在、DRTS は B 系 1N スラスタを使用して順調に運用を継続している。また、同型のスラスタを使用している SELENE、GOSAT については、製造工程記録の評価、品質管理の改善などを通じて、同様の推力低下事象が発生するリスクが十分に小さいと判断している。

謝辞

DRTS の推力低下現象の原因推定については、JAXA 宇宙利用推進本部、追跡 NW 技術部、三菱電機株式会社、株式会社 IHI エアロスペースの、1N スラスタ推力低下事象原因確認試験については株式会社 IHI エアロスペース、株式会社 AES の草間氏の協力の下で実施いたしました。心より御礼申し上げます。

This document is provided by JAXA.

小型衛星用推進系の試作試験

Micro satellite propulsion system experimental model

衛星推進技術グループ (Spacecraft Propulsion Engineering Group)
後藤大亮、梶原堅一 (Daisuke Goto,, Kenichi Kajiwara)
宇宙実証研究共同センター (Space Technology Demonstration Research Center)
吉原圭介、橋本英一 (Keisuke Yoshihara, Hidekazu Hashimoto)

Abstract

We are conducting the research and development of 50kg to 100kg class micro satellite propulsion system. Xenon cold gas jet system was selected by the conceptual study, and some key components have been studied and developed. In FY17, the propulsion system experimental model was developed.

1. はじめに

宇宙実証研究共同センターと衛星推進技術グループでは、50kg～100kg 級小型衛星を対象とした推進系の開発を進めている。キセノンを推進剤としたコールドガスジェット推進方式を選択し、キーコンポーネントとなる部品について研究開発・試作を進めてきた。平成 17 年度には試作コンポーネントを組み合わせ、小型衛星用推進系の試作モデルを製作した。

2. 研究の概要

近年、多くの小型衛星に推進系が搭載されている。英 SSTL の DMC では、ブタンレジストジェットシステムを用い、衛星4機を用いたコンステレーションを実現している。また、CNES の Myriade 衛星バスのように、大型衛星と同じヒドラジンを用いた一液式推進系が搭載される例もある。小型衛星を用いたフォーメーションフライト科学ミッションなどでは衛星間の距離を cm～mm オーダーで制御するための超微小推力の電気推進系などが検討されている。

このように、衛星によって推進方式は大きく異なるため、いわゆるオールマイティな「小型衛星用推進系」はない。衛星ミッションから定義される推進系への要求と制約とを明確化し、その上で適切な推進方式を選定する必要がある。

宇宙実証研究共同センターがマイクロラブサット2号機で検討されていたミッション[1]のうち、推進系を用いて行うものは以下の2つである。

a. 将来のミッションへ向けたコンステレーション技術
b. ナノ級衛星との協調ミッション(相対位置制御およびランデブー実験)

これらのミッションより、ΔV量 10m/sec、発生推力 40mN以上という要求が、また、消費電力は数十W以下という制約が定められた。これらの条件とミッションイメージをもとにトレードオフを行い、キセノンコールドガスジェット方式(Fig.1)を選定した[2]。また、衛星バス上での機器配置を大まかに検討(Fig.2)した。

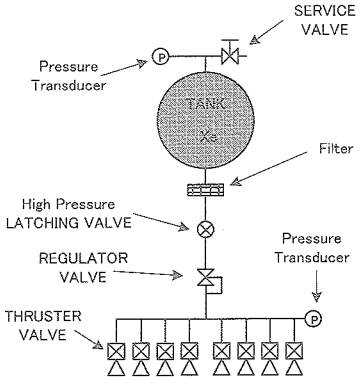


Fig.1 Xe Cold Gas Jet System

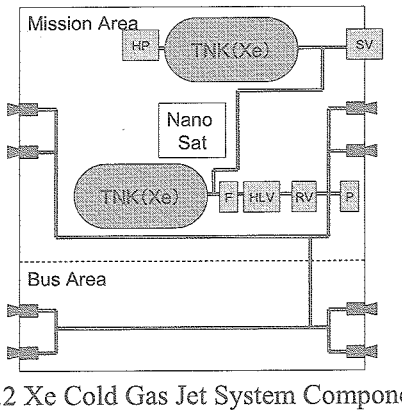


Fig.2 Xe Cold Gas Jet System Component Arrangement (on MicroLabSat-II)

なお、この推進系は小型衛星ミッションの幅を広げるための重要な基盤要素になると考えられることから、マイクロラブサット2号機のミッション機器としてのみではなく、将来の小型衛星バス基盤技術開発の一環として進めている。

This document is provided by JAXA.

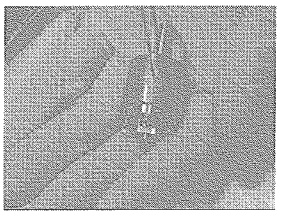
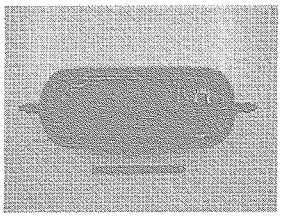
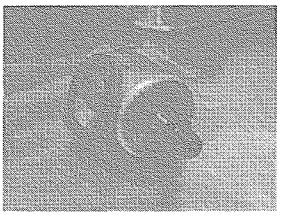
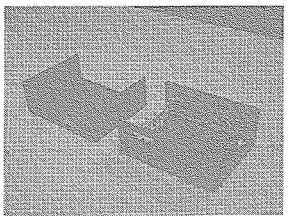
3. 成果の概要

平成15、16年度に、いくつかのキーコンポーネントについて開発、試作を実施した。平成17年度にはそれらの試作品を用い、小型衛星用推進系の試作モデルを製作した。

3—1. コンポーネント試作

平成15、16年度に、いくつかのキーコンポーネントについて開発、試作を実施した。なお、これらの開発品は中小規模の民生品メーカの技術や燃料電池自動車技術のスピンオフを活用した。また、圧力センサ他のいくつかのコンポーネントは、民生品を試験評価することでフライト品として採用するなど、基礎研究コストを抑える工夫をおこなった。

Table.1 Key components of micro satellite propulsion system (Developed in FY15,16)

小型バルブ(スラスタ)	推進剤タンク	高圧遮断弁	制御回路
			
○入り口圧力:最大 1.0MPa ○発生推力:40mN～160mN (GN2 試験時) ○重量:0.06kg ○コイル駆動電圧:12V～15V ○コイル抵抗:約 30Ω	○容積:3.3L ○重量:1.4kg ○耐圧:40MPa ○常用圧力:10MPa	○入り口圧力:最大 10MPa ○開保持／閉保持可能 ○重量:0.26kg ○コイル駆動電圧:15V ○コイル抵抗:約 64Ω	・小型スラスタ 4個 ・温度取得用サーミスタ 5個 ・圧力センサ 2個 ・高圧遮断弁 1個の動作が可能。 ○電力入力 5VDC&15VDC

3—2. システム試作

平成17年度にはそれらの試作品を用い、小型衛星用推進系の試作モデルを製作した。(Fig.9)

構成品は

- スラスタ 4式
- 推進剤タンク 1式
- 高圧遮断弁 1式
- 調圧弁 1式(民生品&宇宙用から選択可)
- システムフィルタ 1式(民生品)
- 圧力センサ 2式(民生品)
- 注排弁 1式(民生品)
- 配管、継手等 である。

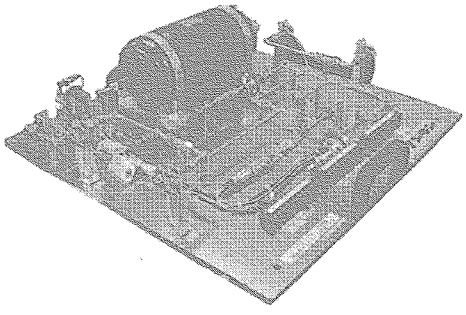


Fig.3 Experimental System Model

試作後、配管溶接、継手部分について漏洩検査を行い、正常に組み立てられていることを確認した。また、タンクにGN2ガスを充填し、調圧弁を通してスラスタから噴射を行い、システムとしての作動を確認した。

今後、制御回路との組み合わせ試験、高圧充填システム作動試験、実推進剤(キセノン)充填作動試験等を実施し、そのデータをもとに試作品の評価を行う。また、注排弁や高圧遮断弁等、改良が必要なコンポーネントについて開発、試作を進めていく予定である。

4. まとめ

マイクロラブサット2号機のような 50kg 級小型衛星を対象として、キセノンコールドガスジェット推進システムを試作した。漏洩検査、システム作動試験を行い、正常に作動することを確認した。

参考文献

1) Keisuke Yoshihara and Hidekazu Hashimoto.: Research and Development of Small Satellite at JAXA -MicroLabSat Program- , 24th International Symposium on Space Technology and Science, Miyazaki, Japan

2) Daisuke Goto, Keisuke Yoshihara, Toru Yamamoto and Kenichi Kajiwara, : Conceptual Design of MicroLabSat-II Propulsion System, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2005, Kitakyusyu, Japan

This document is provided by JAXA.

１１．誘導・制御、ロボット

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

次世代型スタートラッカの研究

Study on Next Generation Star Tracker

誘導・制御技術グループ
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

松本秀一、鈴木秀人、川井洋志
Shuichi Matsumoto, Hideto Suzuki, Hiroshi Kawai

Abstract

Scientific satellites have been utilizing first generation star trackers that have only star imaging function. Recent technological advances on computer enable second generation star trackers that have autonomous star identification and attitude estimation functions without any a priori information. Based on requirements of future satellite programs and technological trends of overseas, we have been studying "Next Generation Star Tracker" which categorized in the second generation star tracker. This paper presents system study results and trial manufacture results of the next generation star tracker, explains a new star simulator for second generation star trackers, and shows our research and development roadmap of star tracker.

1. はじめに

これまで、科学衛星を中心に、恒星の撮像のみを行うスタートラッカ(第1世代STT)が使われており、その計測データを元に、地上処理による姿勢決定や姿勢制御用オンボード計算機での姿勢決定が行われてきた[1],[2]。今後の高精度な地球観測ミッションや科学ミッションなどの高度で多様なミッション要求に対応するためには、衛星の自律性の向上や地上運用負荷軽減のために、以下の特徴を持ったスタートラッカが求められている[3],[4]。

① 自律的な姿勢決定
② 高い姿勢決定精度
③ 制約の少ない運用性(幅広い使用温度範囲、高い機械環境耐性、狭い妨害光回避角)
④ 小型・軽量
⑤ 低消費電力
⑥ 低コスト
⑦ 長寿命

海外においても、上記の特徴を持つ自律的に姿勢決定までを行うスタートラッカ(第2世代STT)が開発され、使用され始めている[5],[6]。

わが国においても、今後の衛星における要求と海外の動向を踏まえて、第2世代STTに分類される「次世代型スタートラッカ」の研究開発を実施している。本論文では、次世代型スタートラッカのシステム検討、BBM(試作モデル)の試作試験結果、及び、第2世代STTの END-TO-END 試験や閉ループ試験で使用する恒星模擬装置、スタートラッカ研究開発のロードマップについて報告する。

2. 次世代型スタートラッカのシステム検討

(1)機能要求検討

次世代型スタートラッカが、所定のタイミングで星を撮像し、内蔵する恒星カタログを用いて、自律的に星同定・姿勢決定を行い、その結果を、テレメトリとして出力する一連の動作を実現するために、Table 1 のように次世代型スタートラッカが持つべき機能を設定した。

This document is provided by JAXA.

Table 1　次世代型スタートラッカの機能要求

機能要求	機能詳細
(1) STT 自動制御機能	自動モード移行機能
(2)環境計算機能	軌道計算機能
	太陽・惑星・月計算機能
	惑星識別機能
	姿勢予測機能
	視野内星予測機能
	地球・月妨害光判定機能
(3)星撮像機能	自動露光機能
	自動スレッショルド機能
	自動星トラッキング機能
(4)画像処理機能	CCD 迷光計測・除去機能
	CCD ノイズピクセル除去機能
	ピクセルグルーピング機能
	CCD ピクセルレベル補正機能
(5)星位置判定機能	ブライトオブジェクト判定機能
	宇宙線／デブリ識別機能
	セントロイド演算機能
	星位置補正機能(内部補正)
	星位置補正機能(天文学補正)

機能要求	機能詳細
(6)星同定機能	全天星同定機能
	エリア星同定機能
	直接星同定機能
(7)姿勢決定機能	姿勢決定機能
	共分散行列計算機能
	姿勢レート検出・計測機能
(8)AOCS I/F 機能	時刻同期機能
	軌道要素入力機能
	星データ出力機能
	姿勢決定値出力機能
(9)STT メインテナンス機能	恒星カタログ管理機能
	STT 軌道上セルフチェック機能
	STT 軌道上 CCD 特性評価機能
(10)異常処理機能	FDIR 機能
	ソフトウエア処理異常判定
(11)地上I/F 機能	テレメトリ・コマンド機能
	メモリロード／ダンプ機能
	CCD画像転送機能

(2)性能要求検討

第1章で述べた次世代型スタートラッカに求められる特徴は、相互に関連し、中には、相反する要素もある。たとえば、高い姿勢決定精度を出すためには(ランダム誤差の低減)、レンズの口径を大きくして感度を上げるのが有効であるが、その分、スタートラッカの重量が大きくなる。また、バイアス誤差と温度範囲は相関があるが、バイアス誤差は小さくする要求があり、温度範囲は広くする要求があり、相反する要求となっており、設計ポイントをどこに取るかという難しさがある。

これまで実施してきた次世代型スタートラッカのシステム解析や要素試作試験の成果、及び、今後の衛星の要求や海外の動向を踏まえて、早期の実現可能性とリスクを評価して、次世代型スタートラッカの性能要求案を Table 2 のように設定した。第1章の次世代スタートラッカに要求される特徴の中で、「①自律的な姿勢決定」は前提として、「②高い姿勢決定精度」と「③制約の少ない運用性」を優先し、「④小型・軽量」、「⑤低消費電力」については、少し緩和した開発仕様案となっている。なお、「⑥低コスト」と「⑦長寿命」については、引き続き、検討していく必要のある課題である。

Table 2 次世代型スタートラッカの主な性能要求案

	仕様案
ランダム精度(3σ)	3 arcsec 以下(*1)
バイアス精度(3σ)	4 arcsec 以下(*1)
最大追尾可能レート	2 deg/s 以上
更新周期	4 Hz 以上
消費電力(ペルチェ込み)	25 W 以下(*2)
質量(フードなし)	4.5 kg 以下(*2)
耐振動環境	20Grms
耐衝撃環境	1000Gsrs
使用温度範囲	-30℃ ～ 50 ℃
妨害光回避角(太陽)	25 度
フードの大きさ	φ200mm x 400mm

(*1)姿勢レートが 0.3deg/s 以下の時

(*2)光学部と電気回路部の合計

(3)次世代型スタートラッカの構成

スタートラッカの星を撮像する光学部と、STT 全体の制御と星同定・姿勢決定を行う電気回路部を一体とするか、分離するかについて、検討を実施した結果、現在は、高精度化と開発の容易さから、多少重量は大きくなるものの、分離型を次世代型スタートラッカのベースラインとしている。次世代型スタートラッカのシステム構成を Fig. 1 に示す。

This document is provided by JAXA.

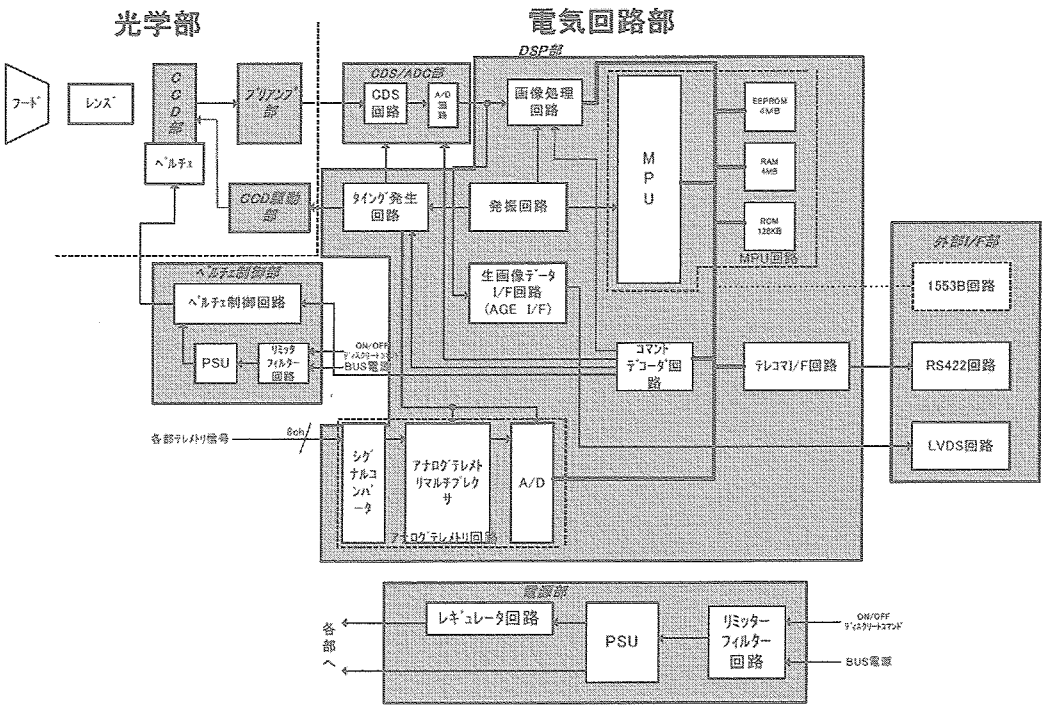


Fig. 1　次世代型スタートラッカのシステム構成

3. 次世代型スタートラッカ要素試作結果

次世代型スタートラッカの機能・性能を確認するために、以下の各要素試作を実施した。

- 試作モデル光学部
- 試作モデル電気回路部
- 試作モデル搭載ソフトウエア(星撮像)

(1) 試作モデル光学部の試作結果

試作モデル光学部は、レンズ、CCD, 周辺回路(CCD 駆動回路、プリアンプ等)から構成される。電気回路部から入力されるタイミング信号に従い、CCDで恒星を撮像し、その結果を電気回路部に伝送する機能を有している。Fig. 2 に試作モデル光学部の断面図を、Fig. 3 に実際に製作した試作モデル光学部の写真を示す。また、Table 3 に、光学部の要求仕様と実際の設計結果の対比を示す。

Table 3　試作モデル光学部の主な設計結果

	要求仕様	設計結果
有効口径	Φ35mm 以上	Φ37mm
焦点距離	47.4mm±2%	47.36mm
歪曲収差許容値	±3%以下	−1. 6%
視野角	16deg×16deg	16deg×16deg
周辺光量	中心光量の75%以上	中心光量の76. 8%
倍率色収差	±1.2μm以下	±1.02μm以下
撮像画素数	1000×1000 以上	1024×1024 画素

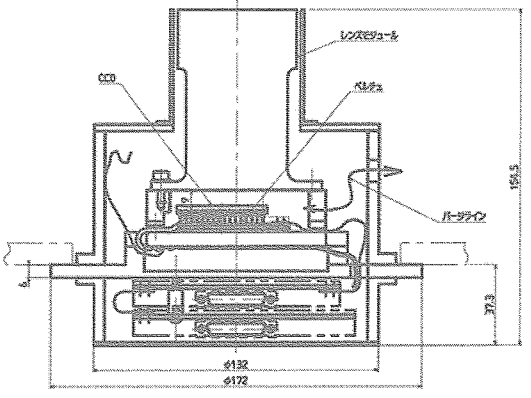


Fig. 2　試作モデル光学部の断面図

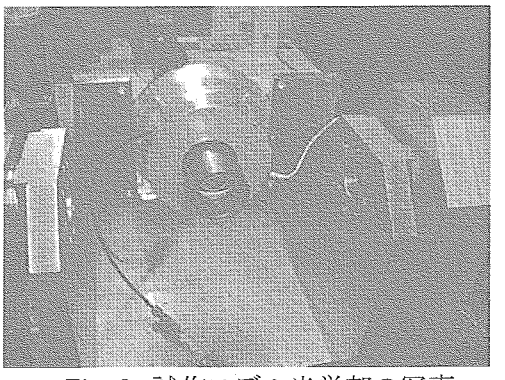


Fig. 3　試作モデル光学部の写真

This document is provided by JAXA.

(2) 試作モデル電気回路部の試作結果

試作モデル電気回路部は、CDS/ADC 部、画像処理部、MPU 部、電源部から構成される。試作モデル電気回路部の主な機能を Table 4 に、主要緒言を Table 5 に示す。また、組み立て前の、各部の写真を Fig. 4 に示す。

(3) 試作モデル搭載ソフトウエアの試作試験

次世代型スタートラッカの各モードを Table 6 に示す。また、モード遷移図を Fig. 5 に示す。搭載ソフトウエアは、星撮像機能まで完成しており、星同定／姿勢決定機能を現在作成中である。

Table 4 電気回路部の主な機能

CDS/ ADC 部	撮像データを画像処理部からのアナログ信号処理タイミング信号によりサンプリングし、AD 変換して、画像データとして出力する。
画像処理部	画像データをスレッショルド処理、迷光処理、ノイズ処理、グルーピング処理等を行い、画像情報として、メモリ(スターバッファ)に書き込む。 また、MPU 部からのコマンド情報に従い、CCD 駆動タイミング信号、アナログ信号処理タイミング信号を生成する。
MPU 部	画像処理部で前処理された画像情報を元に、セントロイド演算、星同定処理、姿勢決定処理を行う。また、外部とのテレメトリ／コマンドのインターフェース機能を持つ。
電源部	光学部、電気回路部の各部に、電源を供給する。

Table 5 電気回路部の主な要求仕様

画像処理部	撮像周期	4Hz～10Hz
	撮像方式	ノーマル、ビニング 2×2
	撮像シーケンス	CRM[連続読み出しモード] TRM[トリガリードモード]
	ｳｲﾝﾄﾞｳ数	最大で20
MPU 部	CPU	宇宙用 200MIPS MPU
	PROM	128kByte 以上 ECC なし
	EEPROM	4MByte 以上 ECC なし
	SRAM	4MByte 以上 ECC あり
	外部ｲﾝﾀﾌｪｰｽ	ｺﾏﾝﾄﾞ/ﾃﾚﾒﾄﾘ:RS-422 ﾃﾞﾊﾞｯｸ:RS-232C 1ch
	その他	ソフトウエアリセット ウオッチ・ドック・タイマー

Table 6 次世代型スタートラッカのモード

モード	主な内容
ｲﾆｼｬﾙﾓｰﾄﾞ (IPL)	立ち上げ時の初期モード
ｽﾀﾝﾊﾞｲﾓｰﾄﾞ (STBY)	星カタログの RAM 上への展開 各モードへの移行
星捕捉ﾓｰﾄﾞ (ACQ)	星像のセントロイド計算 星同定／パターンマッチング
ﾄﾗｯｸﾓｰﾄﾞ (TRK)	追尾中の星のセントロイド計算 星同定／ダイレクトマッチング 姿勢決定
視野干渉待機ﾓｰﾄﾞ(WT)	視野干渉中の待機モード
ｴﾏｰｼﾞｪﾝｼｰﾓｰﾄﾞ(EMM)	異常時に、状況分析のためのデータをテレメトリに出力
ｾﾙﾌﾁｪｯｸﾓｰﾄﾞ(SCK)	各種セルフチェック(暗電流レベル、アナログオフセット等)
ｴﾘｱﾃﾞｰﾀ出力ﾓｰﾄﾞ (ADO)	CCD のエリアデータを出力
地上試験用ﾓｰﾄﾞ(GDT)	地上試験用動作を実行し、チェックアウトに必要なデータを出力

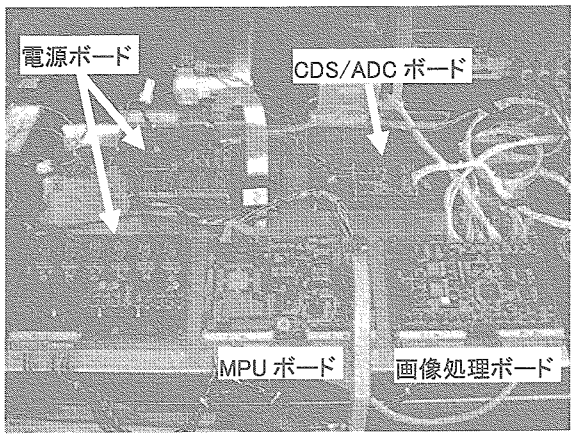


Fig. 4 電気回路部の各ボードの写真

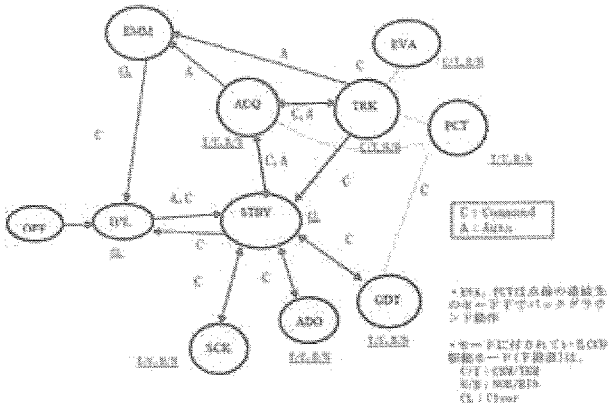


Fig. 5 次世代型スタートラッカのモード遷移図

This document is provided by JAXA.

4. 第2世代STT対応恒星シミュレータ

第1世代のスタートラッカ(第1世代STT、ALOS や ASTRO-EII に搭載)は、姿勢制御系から教えられた姿勢角を元に、限られた領域で恒星を同定し、恒星の位置を高精度で出力するため、その評価も、限られた領域で少数の恒星を模擬するシミュレータで実施している。

一方、今後、主流となる自律的に姿勢決定値を出力する第2世代のスタートラッカ(第2世代STT、SELENE やGOSAT に搭載)は、視野角が10度以上と広く、また、10個以上の恒星を使い、より高精度の姿勢決定を行う。現在、第2世代STTに対しては、固定の恒星パターンでの簡易的な光学部の評価と、光学部の後段から恒星模擬信号を入力する電気回路部のみの評価を行っているが、自律的に姿勢決定を行う第2世代STTを効率的に開発し、フライトモデルに対して衛星の姿勢運動を模擬した状態での評価試験を行うためには、第2世代STTに対応した恒星シミュレータを開発し、評価技術を確立することが必要である。

第2世代STT対応恒星シミュレータには、Table 7 のような課題があり、各課題に対応した設計を実施した。現在、第2世代STT対応恒星シミュレータ(恒星模擬装置 III)を試作・評価を実施している。恒星模擬装置 III の全体構成を Fig. 6 に、主な要求仕様を Table 8 に、写真を Fig. 7 に示す。

Table 7 第2世代 STT 対応恒星シミュレータの課題

課題	課題を解決する設計結果
高精細な恒星模擬光表示技術	フル HDTV 対応の液晶パネルを2枚重ね合わせることにより、約 2000×2000 画素の超高精細表示を実現
高精度な恒星位置表示を可能とする恒星模擬光計算技術	逆セントロイド技術により、数画素分解能の1／10以上の恒星位置表示精度を実現
高精度コリメーション技術	小型液晶パネル使用によるレンズの小型化と、歪みを恒星模擬光計算機で補正することにより、高精度コリメーションを実現

Table 8 恒星模擬装置 III の主な要求仕様

本体	解像度	1920×2150 画素 以上
	階調度	255階調 以上
	更新レート	60Hz 以上
	射出瞳径	51mm 以上
	射出瞳距離	70mm 以上
	射出視野角	12 度以上
	最大歪み	0.3%以下
演算部	恒星像の作成	3msec 以内
	像の量子化誤差	1 arcsec 以下
	機能要求	・衛星姿勢模擬 ・閉ループ試験への対応 ・光学部の誤差の補正

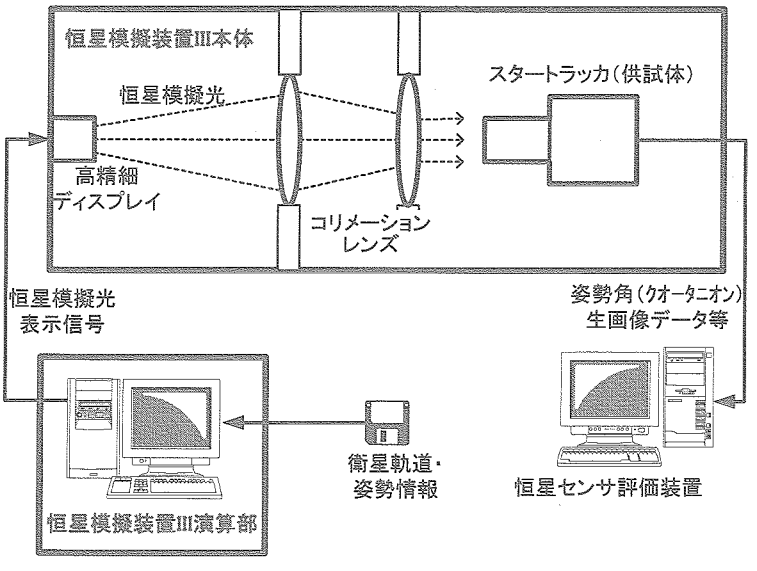


Fig. 6 第2世代 STT 対応恒星シミュレータ(恒星模擬装置 III)構成

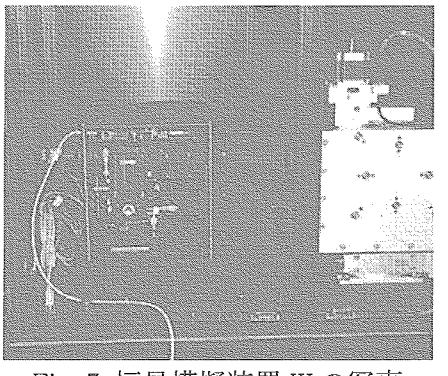


Fig. 7 恒星模擬装置 III の写真

This document is provided by JAXA.

5. おわりに

次世代型スタートラッカのシステム検討、BBM(試作モデル)の試作試験、及び、第2世代STT対応恒星シミュレータの試作を通じて、次世代型スタートラッカを実現する目処をつけた。Fig. 8 にスタートラッカの研究開発ロードマップを示すが、次世代型スタートラッカが実現すると、標準的な地球観測衛星や科学衛星には、そのまま対応でき、さらに、高精度や高姿勢レートが要求されるミッションに対しても、マイナーチェンジで対応できる。さらにその先の計画として、小型衛星や惑星探査など、小型軽量化が重要視されるミッションへも、最新のエレクトロニクス技術を取り込みながら、対応することを計画している。

参考文献

[1] 東野勇、他:あかり搭載スタートラッカのインフライトデータ評価、第50宇宙科学連合講演会講演集、2E03、北九州、2006

[2] 岩田隆敬、他:恒星センサを用いた閉ループ姿勢制御試験、第45宇宙科学連合講演会講演集、01-1C5、浜松、2005

[1]鈴木秀人、他: 高性能姿勢制御システムの研究、第48宇宙科学連合講演会講演集、2H10、福井、2004

[3] 関口毅、他:次世代型スタートラッカ開発の現状、第48宇宙科学連合講演会講演集、2H12、福井、2004

[5] Schmidt, U., "Intelligent Modular Star and Target Tracker – Presentation of the First Test Results," International Workshop Spacecraft Attitude and Orbit Control, ESA WPP-129, Noordwijk, Netherlands, 1997

[6] Pochard, M., "NEW IN-FLIGHT RESULTS OF SED16 AUTONOMOUS STAR SENSOR," Proc. of 54th International Astronautical Congress, IAC-03-A.5.01, Bremen, Germany, 2003

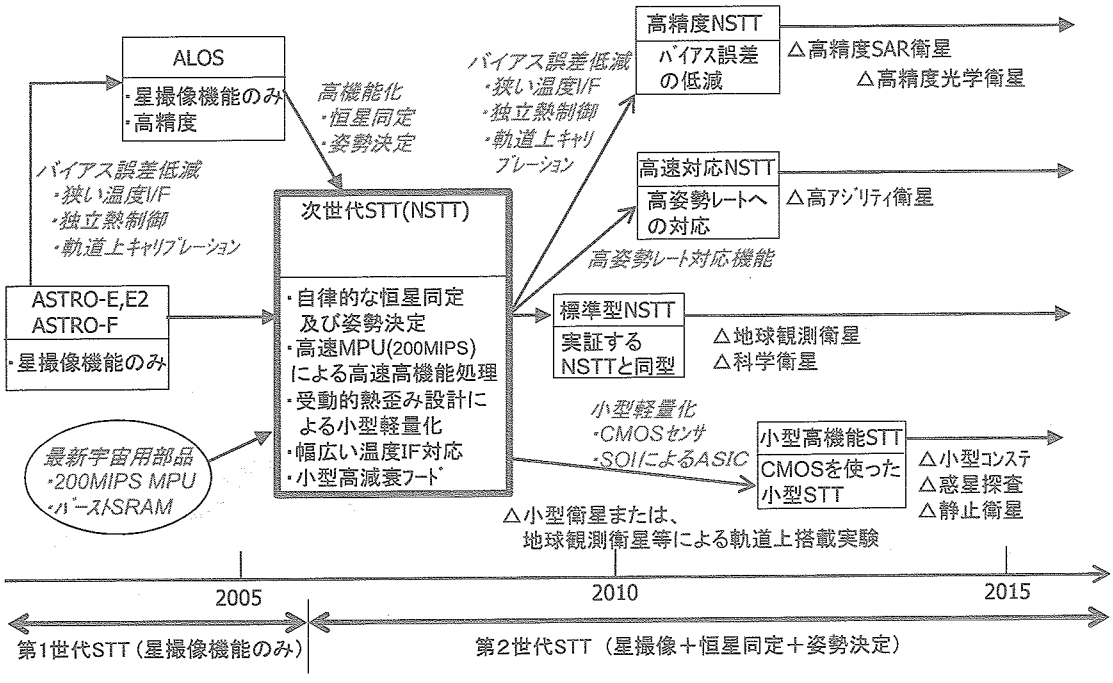


Fig. 8 スタートラッカの研究開発のロードマップ

This document is provided by JAXA.

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

総合技術研究本部誘導・制御技術グループ　巳谷真司，鈴木秀人，石島義之
Institute of Aerospace Technology,
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group
Shinji Mitani, Hideto Suzuki, Yoshiyuki Ishijima

Abstract

To fulfill the requirements of low noise, stable bias and stable scale factor for the application to the future spacecraft attitude control system, we are studying the high performance Fiber Optic Gyro Inertial Reference Unit (FOG-IRU). In FY 17, we examined improvement of angle random walk for achieving the highest level in the world. After refurbishment, we evaluated fundamental performance, temperature and magnetic characteristic of the re-fabrication model and obtained a good prospect in developing the high performance FOG.

1. はじめに

これまで我が国においては衛星用ジャイロとしてチューンドドライジャイロ（TDG），あるいは浮動型レート積分ジャイロ（FRIG）が用いられてきた．しかしこれらの機械式ジャイロは可動部を有することによる擾乱の発生や，寿命の限界，更にダイナミックレンジを大きくとれないなどの点から将来ミッションへの適用への問題点が挙げられている．

海外の衛星では近年，中精度のものから超高精度のものまで幅広く FOG(Fiber Optical Gyro：ファイバージャイロ)が使われてきている．FOG は機械式の衛星搭載用ジャイロに比べて，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ことがよく知られており，総じて宇宙機搭載用としては以下の点での優位性が上げられる．

- 超高精度から中精度まで要求される全てのミッションで共用できる技術である．
- 必要な EEE 部品の数が少ないため，コストが低く抑えられる．
- 全て「固体」技術であり，低擾乱，高精度，高信頼性等の利点を有する．

我が国の FOG 搭載例では特に小型衛星において目覚ましい．最近では INDEX 衛星(れいめい)でその性能が実証された[1]．れいめいでは軌道 1 周回当り約 70%の間，恒星センサ(STT)が使えない期間が存在するが，搭載した中精度 FOG はその期間を伝播するに足る十分なバイアスレート安定性を有していることが実証された．

最近の地球観測衛星・科学衛星では更に高精度を要求するミッションも増加している．例えば，現在計画中の電波天文衛星 ASTRO-G のように大角度マヌーバを行う衛星においては，高スケールファクタ(SF)安定性を IRU 性能として要求しており，本性能も将来 IRU の性能として重要になると考えられる．

STT のような光学絶対姿勢センサの高精度化や高速サンプリング化が進む中，れいめいの例のような STT 使用制約または，太陽・地球初期捕捉時・コンティジェンシー時等の必要性を考えると，IRU の果たす役割はまだまだ大きいと言える．

このような機械式の問題点と高性能化が指向される動向の中，著者らは従来よりも高精度の FOG による衛星搭載用 IRU(Inertial Reference Unit：慣性基準装置)の開発を開発すべく研究を実施しており，本稿は昨年に実施されたジャイロのバイアスレートの高精度安定化を目指した開発研究結果を主に報告する．

This document is provided by JAXA.

尚、本研究は平成 13 年度より研究を開始し，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，宇宙科学研究本部の橋本樹明教授，戸田知朗助教授らと共同で開発を進めている。また、本 FOG-IRU の開発試作は日本航空電子工業株式会社(JAE)が担当しており、本報告は JAE 社の平成 17 年度成果に基づくものである。

2. 研究の概要

(1) 目標性能

高精度 FOG-IRU の具体的な目標仕様を表 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. IRU と STT から成る高精度姿勢決定系構成において，ランダムノイズ 1arcsec(1 σ)の STT の信号を 10Hz フィルタリング時に 0.1arcsec(1 σ)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(ARW)として 0.0005deg/√h の値を設定した. ARW はジャイロのバイアスレート安定性の指標として，よく用いられる指標であり，本設定値は海外の高性能姿勢センサと比肩するスペックである.

また，ARW とパルスウェイト分解能に起因する量子化雑音 Q がアラン分散 AVAR(τ)[2]に及ぼす影響は次式となる.

$$\mathrm{AVAR}(\tau)=\frac{\mathrm{ARW}}{\sqrt{\tau}}+\frac{\sqrt{3}Q}{\tau}$$

AVAR(τ)に τ を乗じた値は，ジャイロ出力を時間 τ だけ積分して得られる衛星姿勢角の推定値の分散に等しい[3]. 目標としている STT-IRU 姿勢決定系 10Hz フィルタリング時すなわち 0.1 秒積算のときに Q による影響が ARW による影響よりも十分小さいことが望ましいことから，パルスウェイトとして 0.002arc-sec/pulse を目標値として設定している. 尚，SF 安定性については，目標に掲げている性能を昨年度達成している.

Table 1 Target performance of FOG-IRU

Item	Target value
Angular Random Walk (ARW)	0.0005deg/√h(1 σ)
Bias Stability (Short Term)	0.002deg/h (1 σ)
Dynamic Range	±10deg/sec
Scale Factor (Pulse wait)	0.002arc-sec/pulse
Scale Factor Stability	10ppm(1 σ)
Mass, Electric Power (of an IRU)	Should be smaller, but not specified explicitly in this study.

(2) 主な特徴技術

FOG-IRU の原理等は割愛する[4]. 現在開発中の FOG-IRU EM 検討モデルの機能系統ブロック図を図 1 に示す. 本研究では，設計要求値を満たすために様々な要素技術を適用している[5] [6].

光源としては高出力・低コヒーレンス性を有する EDF(Erbium Doped Fiber)光源を採用している. 低コヒーレンス性は散乱光のような光学誤差を抑制するために，高出力性は S/N 比を向上させショットノイズや増幅器ノイズを相対的に低減させるために必須の性能である. 他に耐放射線性の特性も有する. コイルのファイバとしては安価で入手容易な SM(Single Mode)ファイバを採用している. これは，偏光子として極めて良質な消光比 60dB 以上を持つニオブ酸リチウムの導波路型位相変調器と偏光を解消するデポラライザを使用することにより，センシングコイルに使用するファイバを PM(Polarization Maintaining：偏波面保存)ファイバである必要をなくすことが可能となっている. また，コイルの巻き

This document is provided by JAXA.

方はオクタポール巻きと呼ばれる，Shupe 効果による外乱感受性を低減することができる対象巻きを採用している[7].

EDF 光源を採用することによって，相対的に支配的な光学雑音誤差となる RIN(Relative Intensity Noise)に関しては，アクティブ方式の RIN 補正回路を採用し，光の揺らぎをモニタリング補正することにより低減し，更なる高精度化を実現できる.

またデジタルセロダイン方式により，左右両周り光の位相差を高精度に補償する光学的な零位法が実現でき，良好なスケールファクタ特性と高ダイナミックレンジを確保している.

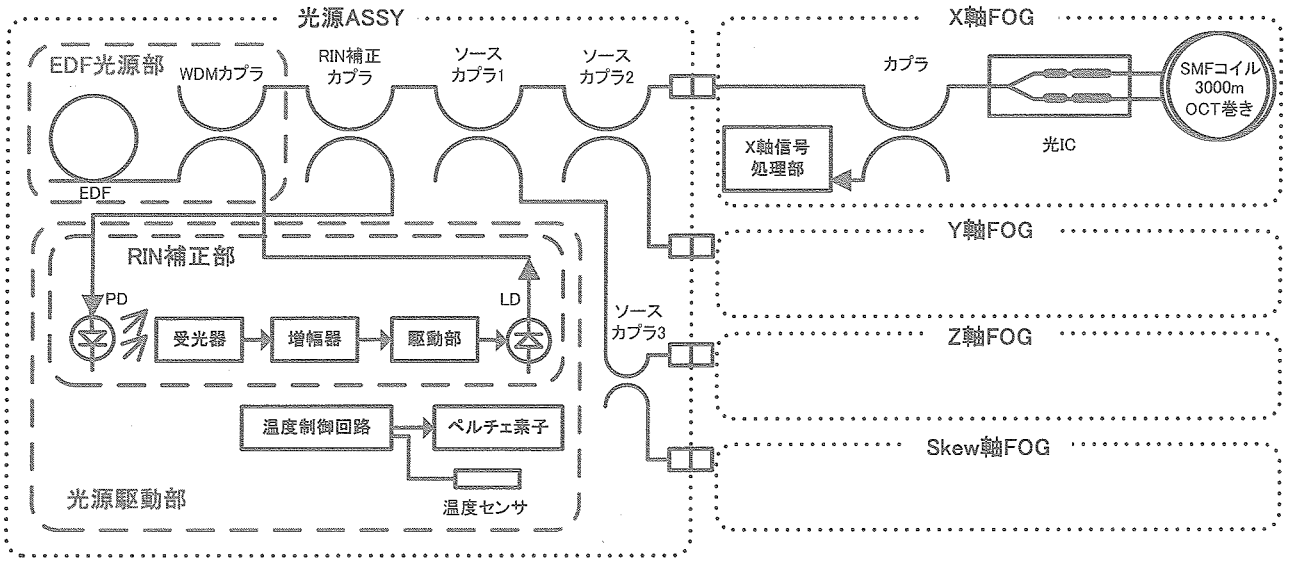


Fig. 1　Functional brock schematics of Pre Experimental Model

3. 成果の概要

(1)　ランダムウォークの改善研究結果

はじめに，平成 17 年度に実施したランダムウォーク改善のために実施した研究結果の概要を述べる．平成 16 年度に FOG の誤差要因の検討を実施した結果，光学的な誤差要因が大きいことが判明し，偏光度を精密管理することにより精度を大幅に改善することができた．今年度は引き続き，光学的誤差要因の検討を PM ファイバの外乱感受性の観点から再検討した．その結果を受けてツインデポラライザの改良検討を行った．また，誤差要因の検討として信号処理回路部の要因についても検討を行い，AD 入力部のノイズ要因が誤差につながることを突き止めた.

(1-1)　ツインデポ系の改良検討

PM ファイバは SM ファイバよりもファイバの構造及び被服の材料に違いによる影響を受けやすく，また側圧に弱いので，外乱の受け方によっては偏波面保存特性を劣化してしまう等の特性が知られている．よって，外乱感受性の高い PM ファイバを必要最小限の長さにすることは性能向上に繋がる可能性が高いと考えられる．この観点から，現在採用しているツインデポラライザ方式(図 2)でのデポラライザ長の短尺化を実施する．またその際に合わせてデポラライザの長さの最適配分を解析し，設計改修に反映した.

This document is provided by JAXA.

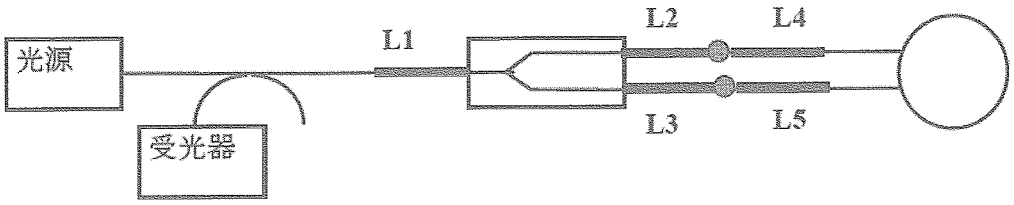


Fig. 2　Twin-depolarizer configuration

(1-2)　信号処理回路検討

FOG からの光信号を遮断し，A/D 入力部のノイズ量を測定した．結果，キャリア周波数に近い帯域にノイズ源が存在することが判明した．AD 入力部にキャリア周波数及び高次成分が重畳すると，FOG 信号とともに検波され誤差となる．パルス分割回路を高分解能化した場合，水晶発信器の周波数も高くなる．このため，発信器に含まれる高次の成分が重畳するとランダムウォーク悪化の一因となると考えられる．本件の対策として，AD 入力部のキャリア周波数の逓倍に近い電気的なノイズ源を特定し除去する検討を実施し，回路改修に反映した．

(2)　改修及び改修後性能評価試験

前節の検討結果を反映するために現存の FOG EM 改修モデルを再改修した．ランダムウォークの改善のための反映点は次の 2 点である：(1) デポラライザ長が誤差軽減の観点から最適かつ最短となるよう光学系を分解，再融着接続を実施した．(2) AD 入力部のキャリア周波数及びその高次成分の周波数カップリングノイズの原因を見直し，アナログ回路を再改修した．尚，性能評価時のパルスウェイトは 0.06 arc-sec/pulse で行った．

(2-1)　基本性能評価結果

現状のモデル設計値でサンプル時間を 0.1 秒とした場合のアラン分散評価を実施した．結果を図 3 に示す．アラン分散評価から量子化誤差との交点は τ=1[sec]の近傍にあることが分かり，この領域では量子化誤差が見えるレベルまで ARW が低減されていることを表し，概ね理論的に予測される結果となった．このことは 0.1 秒積算使用時においては，更なる高分解能化を必要とすることを表している．

また同時に，このアラン分散評価結果から，ランダムウォークは 0.0004～0.0006deg/$\sqrt{h}$ を実現していることが分かり，目標性能の領域に入っていることが確認できた．今回評価時は RIN 補正を実施していないが，RIN 補正を実施すれば更なる高精度化を達成できる見込みがある．

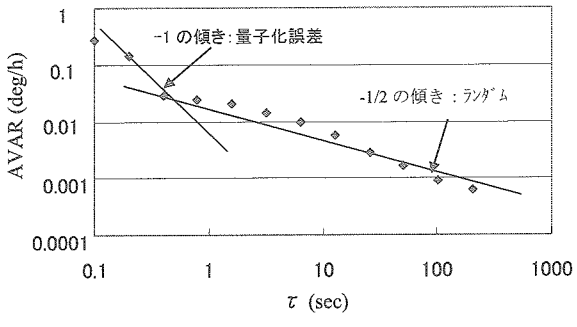


Fig. 3　Allan Variance (Pulse Wait : 0.06 arc-sec/pulse)

This document is provided by JAXA.

(2-2)　バイアス温度特性評価

FOG の性能に影響する 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した．通電されていない恒温層内に SM コイル系を配置し，自己発熱による温度上昇に対するバイアス変動，ランダムウォーク変動を評価した．結果を図 4 に示す．バイアスの温度特性に関しては温度に対して線形なバイアス特性となり，バイアスのうねりなど偏光状態に起因するバイアス誤差が抑圧されていることが確認された．バイアスの挙動は温度に対して非常に滑らかで温度補正が十分可能であることが判った．

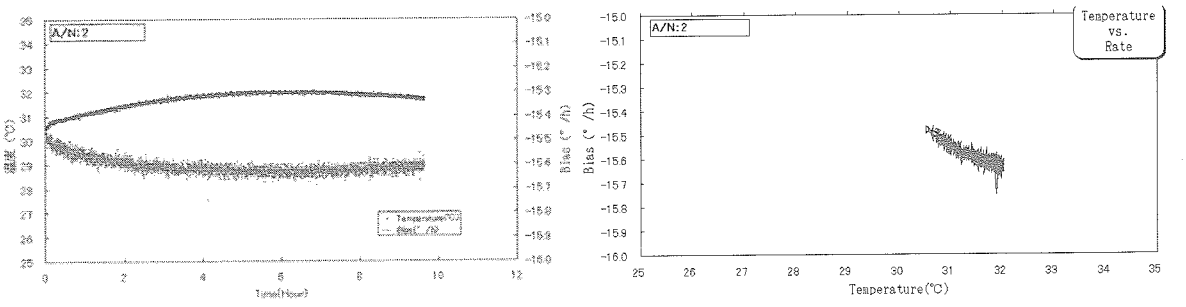


Fig. 4　Result of bias fluctuation (left), and relationship between bias and temperature (right)

(2-3)　磁気感度評価結果

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実施した．本評価の結果として得られた偏光度と磁気感度の値により磁気シールドの具体的厚み・構造を明確化することを目的とする．SM コイル系において，入力軸周りに 45deg ずつ回転させ地磁気によるバイアス変動量から磁気感度を評価した．結果を図 5 に示す．地球磁界を用いてジャイロコンパスの磁気感度を計測し，0.05deg/h/Gauss 程度の磁気感度であることを確認した．

ただし，磁気感度に関しては地球磁界を利用したため，ジャイロの方位を測定毎に変化させている．この点においてジャイロの方位を変化させたことによる温度的な変動の影響等の分離が必要であり，今後印加磁界を強くして温度の影響と分離できるように評価する等の追加評価が必要であると考えている．

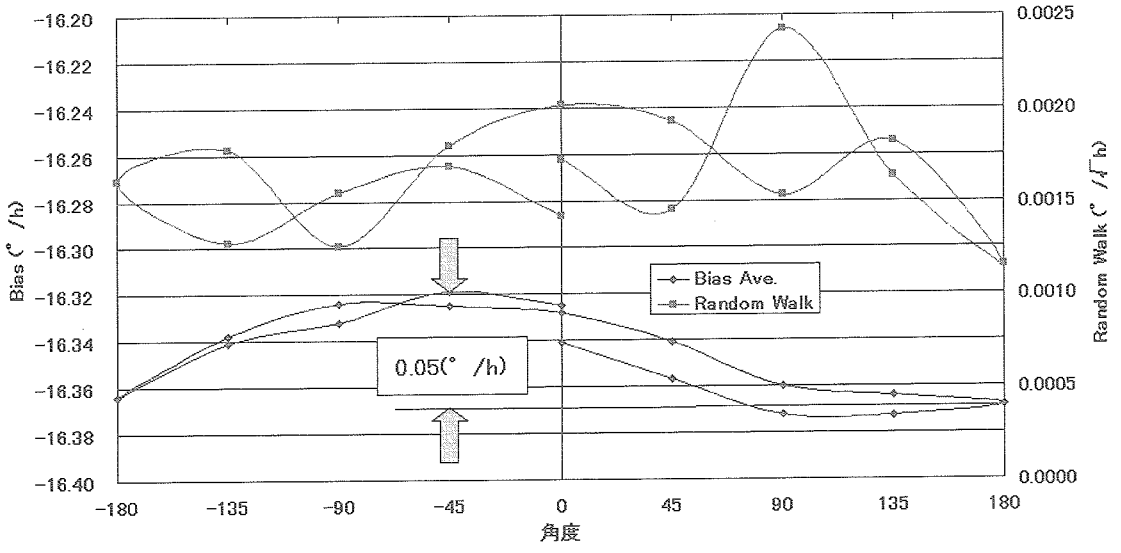


Fig. 5　Magnetic sensitivity characteristic

This document is provided by JAXA.

4. まとめ

平成17年度の達成結果としてバイアスレート安定性の重要な指標であるARWの目標性能を達成することができた．目標パルスウェイト高分解能時も安定してこの性能を達成することが今後の目標であるが，重要な性能であるARWが目標性能を達成したことを受けて，大方EMモデルを開発するに足る成果を得たと言うことができる．

達成された成果と課題を基に，以降引き続き開発研究を実施する予定である．最後に，FY18年度以降の開発計画を述べる．

(1) 熱真空環境下での温度制御性能評価

熱真空環境下での温度制御方法を解析・評価し，適切な温度制御法を検討する．

(2) 電気回路高精度化の検討

高精度ARWを安定して実現できるパルス高分解能化の検討を実施する．またRIN補正を実施し，更なるARW低減に努める．

(3) 振動・衝撃環境下での耐振動性能評価

打ち上げ振動レベル(QT)の振動試験を実施し，性能への影響を検証する．

(4) FOG-EM設計

以上のFOG要素技術検討により得られた知見を総合してEM設計を詳細化し，製作準備を進める．

(5) FOG-IRUを見据えての研究開発

計画されている技術実証衛星や科学衛星への搭載を見据えた，IRUレベルでの構想設計も実施してゆく．

[参考文献]

[1] 齋藤宏文，“小型FOGの温度制御による高性能化- 小型科学衛星れいめいの例 -”，Proceedings of 37th Meeting on Lightwave Sensing Technology, 2006

[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”

[4] Herve Lefevre, “The Fiber Optic Gyroscope”, Artech House Inc., 1993, ISBN 0-89006-537-3

[5] Usui, Ohno, “Recent Progress of Fiber Optic Gyroscopes and Applications at JAE”, OFS-15

[6] 巳谷真司，“高精度FOG-IRUの研究”，第49回宇宙科学連合講演会，2005

[7] D. M. Shupe, “Thermally induced nonreciprocity in the fiber-optic interferometer”, APPLIED OPTICS, Vol. 19, No. 5, 1980

This document is provided by JAXA.

構造技術の研究

Researches on Space Structural Technology

擾乱伝達計測技術の研究

Measurement Technology of Micro-Vibration Transmission

総合技術研究本部　宇宙構造技術グループ　　内田英樹　清水隆三

誘導・制御技術グループ　　遠藤達也

宇宙科学研究本部　宇宙構造・材料工学研究系　小松敬治*

(* 総合技術研究本部　宇宙構造技術グループ　兼任)

Space Structures Engineering Group, IAT, Hideki UCHIDA, Ryuzo SHIMIZU

Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group, IAT, Tatsuya ENDO

Department of Space Structure and Materials, ISAS, Keiji KOMATSU

Abstract

Pointing Accuracy of sensors and stability of attitude control of spacecrafts are influenced by micro-vibration transmitted from components, for example, reaction wheels and coolers, which are regarded as internal disturbance sources. Such micro-vibration should be controlled and managed on early design phase. In order to establish the control method, characteristics of the micro-vibration transmissibility have to be measured and evaluated. Thus, the measurement and testing methods of the micro-vibration are investigated.

1.　はじめに

人工衛星内部にはホイールや冷凍機等の各種の擾乱源が搭載されており、その擾乱源よりミッション部に伝達する微小振動がセンサの指向精度や姿勢制御の安定性に悪影響を及ぼす原因となっている。そのため、このような擾乱を管理する手法を確立することが早急に望まれている。現状では、参考文献のように衛星プロジェクト毎にしか管理されておらず、統一的手法がないために、システムインテグレーション時まで擾乱の影響を評価できない場合もある。

以上の経緯から、JAXA 制御系設計分科会・擾乱管理ワーキンググループ(WG)が平成 17 年に設立され、人工衛星姿勢制御系設計基準書改訂版の擾乱管理マニュアル制定に向けた活動が衛星メーカと協力して行われている。この擾乱管理 WG 活動と連動し、擾乱に関するデータの収集、擾乱計測のノウハウの習得、擾乱伝搬経路探索法および微小振動の制振まで含めた衛星システムの擾乱管理手法の研究を平成 17 年度後期より実施している。本年度は、擾乱データ収集のために計測機器と治具の整備を行い、供試体として使用する簡易模型を製作した。

一方で、宇宙構造技術グループでは、衛星プロジェクト協力として、衛星システムおよびサブシステムの擾乱試験・微小振動試験の技術的サポートを行っており、同時に試験法のノウハウの習得を行っている。本年度は、GOSAT プロジェクト協力として、温室効果ガス観測センサ(TANSO)の機能確認の際に必要となる微小振動試験のために、その BBM を用いた微小振動試験を実施し、収集したデータをもとに EM の微小振動試験のフィージビリティを検討した。

This document is provided by JAXA.

2. 研究の概要

平成 18 年度は以下の項目について研究を行った。

（1）微小振動計測機器・加振治具の整備および擾乱伝搬特性評価用簡易模型の製作

擾乱データ収集のための微小振動計測装置と微小加振用治具、および衛星システムのロードパスを模擬した簡易模型を製作した。

（2）GOSAT TANSO BBM 微小振動試験（衛星プロジェクト協力）

TANSO の機能検証に必要となる微小振動試験のフィージビリティ確認のために、BBM を用いた微小振動試験を実施した。なお、BBM は地上のフィールド計測用の機能モデルであるため、EM とは構造は異なる。

3. 成果の概要

（1）微小振動計測機器・加振治具の整備および擾乱伝搬特性評価用簡易模型の製作

標準的な構体について、基準擾乱源を使用して擾乱伝搬特性を把握することによって、標準的な擾乱伝搬特性評価試験を行うことは可能と考えられる。

本擾乱測定試験では、擾乱の構造伝達に注目して MIMO（多点入力多点出力）としての伝達関数の計測法のフィージビリティを検証し、試験の境界条件の影響についても明確化する。このような擾乱伝搬試験法の標準化が当面の目標である。

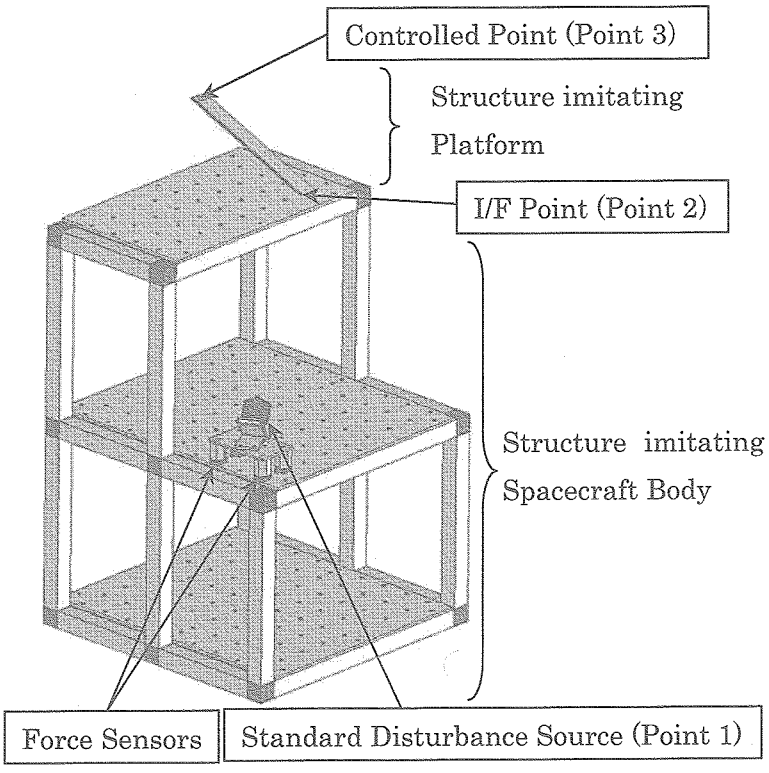


Fig.1 Specimen for micro-vibration transmissibility test

まず、衛星の構体内の擾乱源を点 1、センサの搭載されているミッション部を点 3、ミッション部と構体のI/F点を点 2 とし、点aから点bへの伝達関数を$[H_{ba}]$と表す。擾乱源では構体への取り付け点毎に力変換子を直付けすることにより、擾乱源の点 1 における並進力 3 成分(f_x,f_y,f_z)とモーメント荷重 3 成分(m_x,m_y,m_z)を演算により得ることができる。また、I/F点の点 2 では、各軸方向に加速度計とジッター（角速度）センサを設置した場合には、出力値として加速度 3 成分$(\ddot{u}_x,\ddot{u}_y,\ddot{u}_z)$および角速度 3 成分$(\dot{\theta}_x,\dot{\theta}_y,\dot{\theta}_z)$を得ることができるので、I/F点における応答は式(1)のようにMIMOの伝達関数を用いて表すことができる。

$$\left\{\ddot{u}_x \quad \ddot{u}_y \quad \ddot{u}_z \quad \dot{\theta}_x \quad \dot{\theta}_y \quad \dot{\theta}_z\right\}_2^T = [H_{21}]\left\{f_x \quad f_y \quad f_z \quad m_x \quad m_y \quad m_z\right\}_1^T \tag{1}$$

ここで、ベクトルの添え字の数字は計測位置を表し、$[H_{21}]$は(6×6)の正方行列である。一方で、ミッション部の点 3 の応答rは、I/F点の点 2 における入力加速度と角速度レベルを規定すると、式(2)のような

This document is provided by JAXA.

表現となる。なお、rは必ずしも加速度や角速度である必要はない。

$$r_3 = [H_{32}]\{\ddot{u}_x \quad \ddot{u}_y \quad \ddot{u}_z \quad \dot{\theta}_x \quad \dot{\theta}_y \quad \dot{\theta}_z\}_2^T \tag{2}$$

従って、式(1)(2)より次式が得られる。

$$r_3 = [H_{32}][H_{21}]\{f_x \quad f_y \quad f_z \quad m_x \quad m_y \quad m_z\}_1^T$$

ここで得られる伝達関数が$[H_{31}]$= $[H_{32}]$ $[H_{21}]$の関係になれば、伝達関数の合成が可能であることを示す。すなわち、I/F 点の点 2 における擾乱が入力加速度と角速度レベルの規定という形で管理できることになる。よって、衛星システムを幾つかの構造に分割して分割区間での伝達関数を計測し、入力加速度と角速度レベルを規定すれば、擾乱の伝搬経路が探索でき、衛星システムの擾乱管理が可能になる。

以上の様な伝達関数の合成が可能なこと、または可能となる条件を確認するために、本年度は、微小振動計測機器および微小加振用治具の整備を行い、Fig.1 のような衛星システムのロードパスを模擬したアルミ製の模型(640(W)×920(H)×640(D)mm)を制作した。模型には小型慣性型加振器(Wilcoxon F3 F5B)を利用した基準擾乱源が Fig.1 のように設置でき、その取り付け部に ICP 型力変換子(PCB 260A01)を 4 個組み込めるように配慮されている。今後は、この模型を使用して擾乱伝搬特性のデータを収集し、伝達関数を求める作業と合わせて構造解析を実施する。

（2）GOSAT TANSO BBM 微小振動試験（衛星プロジェクト協力）

TANSO のフーリエ干渉計（FTS）が微小加振を受けた場合の光学性能に対する影響に関する知見を得るため、Fig.2 の BBM を供試体として数 mG から 30mG 程度の微小振動荷重を負荷し、その光学性能に影響が発生する加振レベルを確認した。

試験セットアップの全景を Fig.3 に、加振形態の概要を Fig.4 にそれぞれ示す。除振台上には BBM を搭載して Fig.4 のように 2 点で固定した。そして、動電型小型加振器(IMV PET-05)を除振台底面に当て、鉛直 Z 軸方向に BBM の面内重心付近を 1 点加振した。なお、GOSAT プロジェクトとの調整の上、本試験では Z 軸加振のみとした。

加速度ピックアップは BBM の除振台への設置時に接地するベース I/F 点 4 点の 3 軸方向に Fig.5 のようにそれぞれ取り付け、少なくとも加振軸（Z 軸）方向全てには感度 10V/G の ICP 型超高感度加速度計(PCB M393B05)を設置した。一方で、Fig.2 の光学ベンチ上の計測点には、感度 1V/G の ICP 型高感度加速度計(PCB 333B51)および電荷出力型小型加速度計(ENDEVCO 2226C 2222C)を設置した。

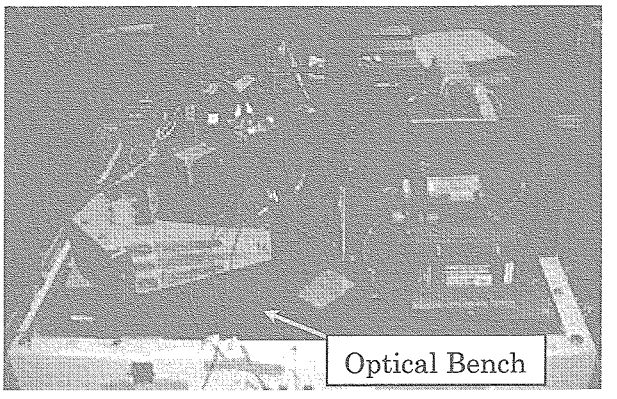


Fig.2　GOSAT TANSO BBM

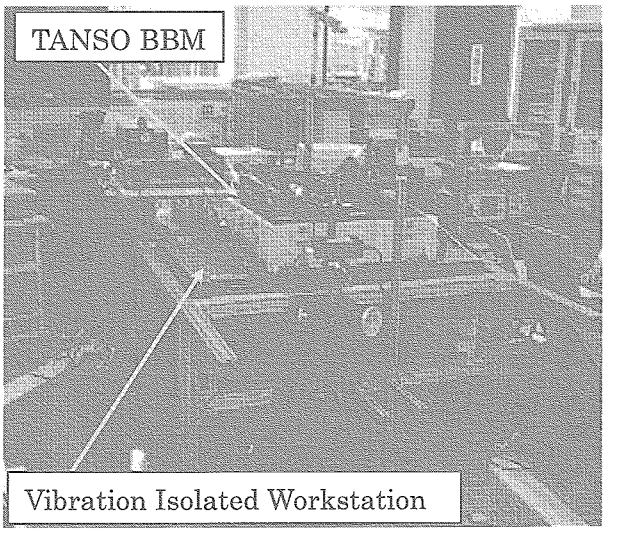


Fig.3　Micro-vibration test setup

This document is provided by JAXA.

これは、試験ではベース I/F 点から光学ベンチ上の計測点までの加速度の伝達率（応答倍率）の評価が必要になり、その伝達率を得るための分母となるベース I/F 点の加速度をその分子となる光学ベンチ上の計測点の加速度より高い精度で得る必要があるためである。

試験では、まず予備試験として BBM の重量相当のダミーマスを除振台に搭載し、除振台単体の振動特性を把握した。本試験では、最初に FTS 非動作でランダム加振を行い、ベース I/F 部や光学ベンチ上の各コンポーネントの応答を予備的に確認した。次に、FTS を作動させてランダム加振を行い、光学性能に与える影響を予備的に確認した。次に、10Hz～500Hz の範囲で正弦波掃引加振を行い、ベース I/F 部加速度に対するコンポーネント各部の応答倍率の目安を求めてから、ベース I/F 点の Z 軸方向 4 点のパワースペクトラム平均で 3mGo-p となるように正弦波加振して、各周波数において光学性能への影響の有無を確認した。この際、加振レベルは手動で調節した。最後に、光学性能に影響の出ている代表的な周波数において、影響が出なくなるまで、加振レベルを下げ、BBM において正常に機能する限界レベルを確認した。

本試験結果は、EM の微小振動試験に反映される予定である。

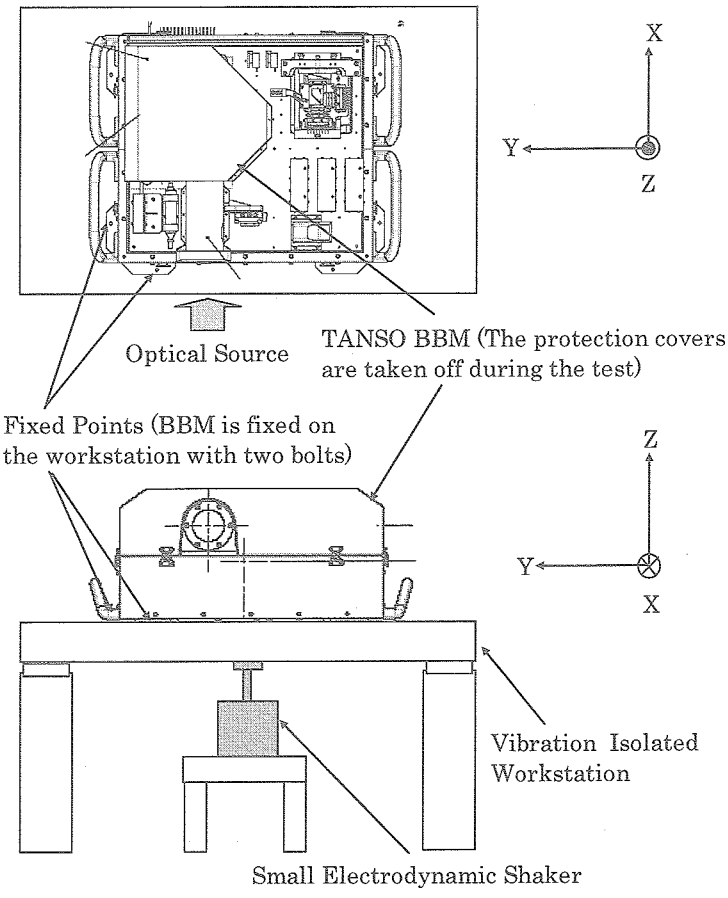


Fig.4　Schematic figure of the test setup (Z-axis excitation)

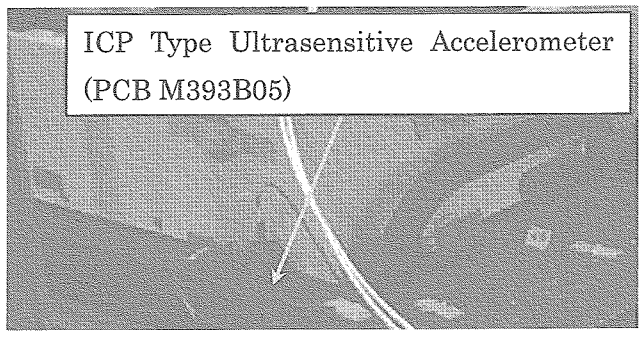


Fig.5　Accelerometers fixed on the workstation

4.　まとめ

本年度は、擾乱データ収集のための簡易模型を製作した。今後、擾乱伝搬特性データを取得する。また、GOSAT TANSO の機能確認に必要となる微小振動試験のフィージビリティ確認のために、BBM を用いた微小振動試験を実施した。

[参考文献]

（1）神谷他、「SELENE 内部擾乱の指向安定度への影響検討と内部擾乱管理」Paper 01-2A3、第 45 回宇宙科学技術連合講演会、浜松、Oct. 2001

（2）吉田他、「Solar-B 微小擾乱伝達特性評価試験（速報）」Paper 02-1E1、第 46 回宇宙科学技術連

This document is provided by JAXA.

合講演会、小金井、Oct. 2002

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

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

誘導・制御技術グループ　井澤克彦、市川信一郎

(Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group)

Katsuhiko Izawa, Shinichiro Ichikawa

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 FY17, we have completed critical designing, manufacturing a qualification model(QM) for an advanced reaction wheel type M(middle size). Qualification test will be completed in FY18.

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、フライホイールには非常に高い信頼性が要求される。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、さらに高速でかつ大きな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。これら高度化要求と前述の高信頼度要求を同時に満足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，シリーズ開発する次世代高性能ホイールの１タイプ、タイプＬ（蓄積運動量 30～80Nms）の認定モデルの設計・製作と認定試験を実施した。更に、平成１７年度は、タイプＭ（蓄積運動量 10～30Nms）についても認定モデルの設計・製作と認定試験の一部を実施した。タイプＭの認定試験は平成１７年度中に完了せず、平成１８年度も継続中である。本報告では、平成１７年度中に実施した、タイプM認定モデルの設計・製作と認定試験を中心に報告する。

This document is provided by JAXA.

２．研究の概要

次世代高性能ホイールの概要を説明する。Figure. 1 の断面図に示すように、ホイールは、ローテティングマス、モータ、ローテティングマスを支持するベアリング・潤滑システム、モータの駆動、テレメトリ／コマンド送受信を受け持つ駆動回路、そしてハウジングより構成される。ローテティングマス、モータ、および、ベアリング潤滑システムは、回転時の風損の除去、ベアリングオイル保持を目的に密封・減圧された容器（減圧部）に収めている。駆動回路は、排熱、空間の有効利用を考慮し、ホイール取付面に近い減圧部直下の空間に収めている。

ローテティングマス、ベアリング・潤滑システム、および、ハウジング設計は平成１３年度・１４年度に実施した要素技術研究の成果を反映し、従来玉軸受ホイールから設計を一新している。

ローテティングマスは、ホイールとシャフトの２部品のみで構成され、ネジ固定による継ぎ目を無くし、振動・衝撃環境下でもマスバランスが崩れにくい構造としている。また、傘型構造とすることにより、高剛性化を図っている。ベアリング・潤滑システムは、精密回転、アキシャル荷重負担に適した組合せアンギュラコンタクトベアリングを採用している。潤滑油には、最近の宇宙機器用潤滑油として主流の炭化水素系合成油の MAC（Multiply-Alkylated Cyclopentane）を採用している。また、ホイール用ベアリングは、軌道上でオイルの補給を受けられないため、オイルを保持、補給、循環させる潤滑システムを付加している。ハウジング設計は、構造解析を併用して高剛性と軽量化をトレードオフした最適設計を行い決定し、構造モデルによる試験検証を経ている。モータおよび駆動回路は、従来国産ホイールで十分なフライト実績を有する設計・部品を踏襲している。

開発仕様を Table.1 に示す。蓄積角運動量でグルーピングし、タイプ M（10～30Nms）、タイプ L（30～80Nms）の２種をシリーズ開発している。

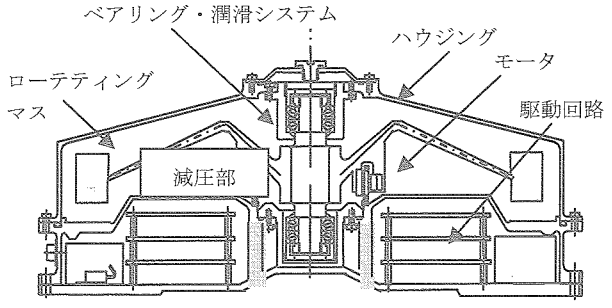


Figure. 1　Advanced Reaction Wheel

Table.1 Specifications of Advanced Reaction Wheel

#	Item	Specifications
1	Momentum	Type M: 10-30 Nms Type L: 30-80 Nms
2	Max Speed	±6000rpm
3	Output Torque	>0.1Nm@ ±6000rpm
4	Dimension	Type M: <Φ284×155mm Type L: <Φ370×155mm
5	Mass	Type M: <10.1kg(30Nms) Type L: <11.0kg(40Nms)
6	Static Imbalance（fine balancing）	<0.1g･cm
7	Disturbance Force/Torque (under fine balancing)	Force 0.1-10Hz <2×10^{-2}N 10-100Hz <$2\times10^{-4}\times f^2$N

This document is provided by JAXA.

		100-200Hz <2N Torque 0.1-10Hz <4×10^{-4} Nm 10-100Hz <$4\times10^{-5}\times f^2$ Nm 100-200Hz <4×10^{-1} Nm f : Wheel Speed[Hz]
8	Operational Temperature Range	-5～+60□
9	Random Vibration	183m/s^2rms (18.7Grms)

3．成果の概要

3．1　タイプM認定モデルの設計・製作

平成１６年度に実施したタイプＬ認定モデルの設計・試験結果を受け、Table.3 に示す角運動量 30Nms のタイプM認定モデルの詳細設計を実施した。ローテティングマスの外径寸法、及び、上部ハウジングの同じく外径寸法を除いて、ベアリング・潤滑システム、モータ部、回路部等はタイプＬと同設計である。詳細設計を受けて認定モデルの製作を実施した。製作したタイプM認定モデルの外観を Figure.2 に示す。

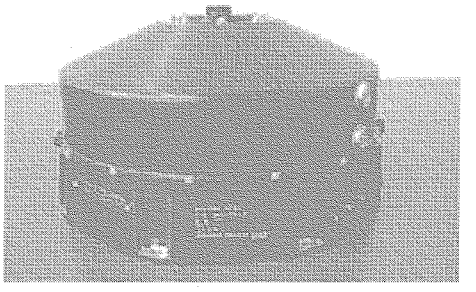


Figure.2 Type M Qualification Model(QM)

なお、本認定モデルに組み込むため準備したベアリング・潤滑システムが不具合を発生し、改めて平成１８年度に良品と交換して試験をやり直すことを前提に、当該ベアリング・潤滑システムを認定モデルに組み込み、不具合が試験結果に影響しない範囲で、認定試験を実施することとした。

3．2　タイプM認定モデルの認定試験

Figure.2 に示すタイプM認定モデルを供試体に、平成１７年度中に計画していた一通りの認定試験を実施した。環境試験の試験条件を Table.2 に示す。なお、EMC 試験についてはタイプＬ認定試験結果を代用できることから省略している。認定モデルの製作・試験結果の例を、Table.3 にて仕様と比較する。結果としては、不具合が試験結果に影響しない範囲で、すべての要求を満足することを確認した。

4．まとめ

上述のように、ベアリングを良品に交換しての再試験が平成１８年度に持ち越されたが、おおよそ一通りの試験を完遂して、タイプM認定の目処が得られた。

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）

This document is provided by JAXA.

Table.2 Environmental Test Item

Test Item	Specification
Sinusoidal Vibration	196.1m/s^2(20G), 4 oct./min.
Shock	7355m/s^2(750G)
Random Vibration	Radial: 77.4m/s^2m/s^{2}rms(7.9Grms), Axial: 183m/s^{2}rms(18.7Grms), 3min.
Thermal Vacuum	-5～+60℃(Operational) 8cycles -30～+70℃(Non-operational) 1cycle

Table.3 Specifications of Developing wheel(Type M) and
Test/Inspection Results of Qualification Model

#	Item	Specifications	Test/Inspection Results
1	Momentum	30Nms±1.5%	29.73Nms (-0.9%)
	Inertia of rotor	0.0477kgm^2±1%	0.0473kgm2(-0.9%)
2	Speed Range	±6000rpm	-6059～+6011rpm
3	Output Torque	>0.1Nm@±6000rpm	>0.128Nm@6000rpm、30V
4	Loss Torque	<0.03Nm@6000rpm	<0.012Nm@6000rpm
5	Stick(Break away) Torque	<0.015Nm	<0.004Nm
6	Dimension	<Φ284×155mm	Φ279.0×152.3mm
7	Mass	<10.1kg	9.25kg
8	Static Imbalance (Fine Tuning)	<0.1g･cm	0.025g･cm(on assembly)
9	Power consumption(steady)	<33W@6000rpm,0Nm	<16.2W@6000rpm,0Nm
10	Coast down time	>21.8 min.	>73.0 min.

This document is provided by JAXA.

「高速マヌーバ制御技術の研究」

A study of agile maneuver for artificial satellite

総合技術研究本部　誘導・制御技術グループ
遠藤達也，川井洋志，鈴木秀人
IAT Spacecraft Guidance,Control and Dynamics Engineering Group
Tatsuya Endo, Hiroshi Kawai, Suzuki Hideto

Abstract

This is the report of a study on agile maneuver for artificial satellite. Especially, CMG (Control Moment Gyro) assembly aiming to agile reorientation maneuver is discussed in this recerch. In a current research, the concept of the control system that uses CMGs is examined. On later study, the number and the arrangement of the CMGs cluster were examined for Rest-to-Rest maneuvering. In FY17 we studied on a CMG dynamics testbed system and prototype testbed was made. Also the small size CMG for function examination is designed. These experimental results are reported.

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 では高速マヌーバ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 Momet 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できる．当グループにおいても，平成 12 年より CMG を用いた高速姿勢制御に関する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実際に採用された例は少ない．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程度である．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．一般的な４つの SGCMG のスキュー配置では，対向す

This document is provided by JAXA.

るCMGをペアで駆動するが，この2ペアのCMGのそれぞれの合成角運動量の方向が一致するジンバル角が存在する．このジンバル角の状態では，2ペアのCMGの出力方向が同一平面内に限定されてしまう．すなわち3軸姿勢制御ができなくなり，2軸のみ制御可能な状況となる．これはCMGの特異姿勢と呼ばれる．CMGをトルカとして使用する場合には避けて通れない問題である．4スキューのDG-CMGでは，2ペアのCMGのそれぞれの合成角運動量の方向が一致する場合であっても，ジンバル駆動が2自由度あるので，特異姿勢を回避する必要はない．これまでに大型宇宙構造物においてDG-CMGが採用されてきた理由の一つはこの点にあると考えられる．

近年の高速マヌーバ用CMGはトルカとしての利用ではなく角運動量交換アクチュエータとしての利用を目的としている．

2. FY17の研究の概要

FY17年度はこれまでインハウスで行なってきた研究成果を実証するための実験装置の開発に着手した．CMGアセンブリとその制御装置の開発は通常のDCブラシレスサーボモータをホイールに代替することで制御則の性能については議論可能である．CMG本体の性能の試験はCNESが行なった方式の，CMGを固定し静的な荷重を測定する方法とHoneywellが製作した，3軸軸受による実ダイナミクス試験機の2通りの方法が考えられる．FY17では，Honeywell方式の試験装置の試作を行なった．また，CMGアセンブリの設計をインハウスで行ない，精密な切削加工を業者に依頼し試作を行なった．

3. 成果の概要

3.1 小型3軸軸受の試作

日本での球状の三軸空気軸受の製作の例は，1968年に東京芝浦電気（株）が科学技術庁の委託研究で製作した球面軸受の製作についての報告がある．また，1976年に旧航空宇宙技術研究所から，3軸空気軸受に姿勢角測定装置やホイール，スラスタを組み込んだ3軸テーブル装置の実験報告がある．何れの空気軸受も1μを下回る真球度であったが，浮上重量が大きいことに起因する給気流量が多いため，不平衡な空気擾乱を発生していた．一方で，現在HoneywellのHPで公開されているCMGテストベットでは，このような不平衡トルクは一見では見られない．誘導・制御技術グループで使用している，汎用品として販売されている多数孔空気浮上用エアパッドと自成絞のエアパッドの性能に非常に差があることから，性能を支配する空気軸受の設計の領域に踏み出して設計・試作を行なうこととした．製作は再現性を保障するために，機械加工による切削・研磨のみとして，大型なワークを持ち精密な3次元加工が出来る業者を探したところ，平和産業株式会社から設計・試作の協力を頂いた．Fig.1にペイロードを載せるための腕と台を設備した納入時の写真を示す．この空気軸受の性能を評価するため，Fig.2に示すように軸受の両腕に電源装置と角速度検出器及びデータロガーを配置し，鉛直軸回りのコーストダウン試験を実施した．Fig.3にコーストダウン試験時での軸受の角速度の時刻暦を示す．試験では，安全上の理由から重心を軸受球面座の中心よりも低くし，水平面に対して復元安定性を持たせてある．軸受軸受に初期角速度を与える際に，鉛直軸(z軸)以外にもトルクが伝わった．このため鉛直軸以外のx軸，y軸に角速度が発生しているが，直ぐに減衰している．この減衰は，球面座の中心と重心の高さが

This document is provided by JAXA.

一致していないため，運動に伴い球面座と球面の空隙が保てなくなり金属接触してしまうことによると考えられる．鉛直軸回りの角速度はおよそ 30[deg/s]から約 4000 秒を掛けてコーストダウンしている．この際のロストルクカーブを Fig.4 に示す．ロストルクの計算に用いる慣性モーメントは各コンポーネントの重量と図面上での配置位置から推定し算出している．CMG によるダイナミクス試験では最大角速度 3[deg/sec]を予定しているが，当該角速度での軸受のロストルクは 0.035[mmN/m]，マヌーバ 1 回辺りの推定蓄積角運動量の最大値は 0.70[mmN/m・sec]であり，試験機の角速度は 0.014[deg/s]変化する．これは試験に用いた角速度検出器での分解能 0.02[deg/s]以下の外乱である．当初，空気軸受のドリフトレートを計測し，制御性能試験に反映する予定であったが，最終的には，全ての軸において，角速度計の検出限界以下の角速度まで減速している．これは，軸受の擾乱が非常に小さいことを示している．ビデオ撮影によりドリフトレートの推定を行なったが，有意な観測は出来なく極めて安定して静定している予想外の高性能な結果となった．

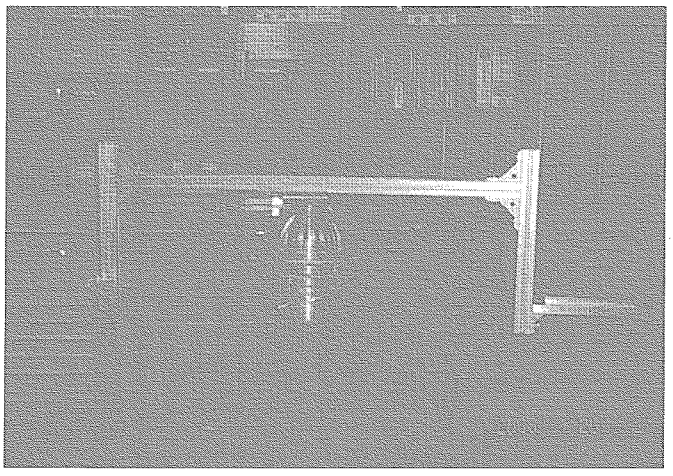


Fig.1　3 Axis Air Bearing with payload table

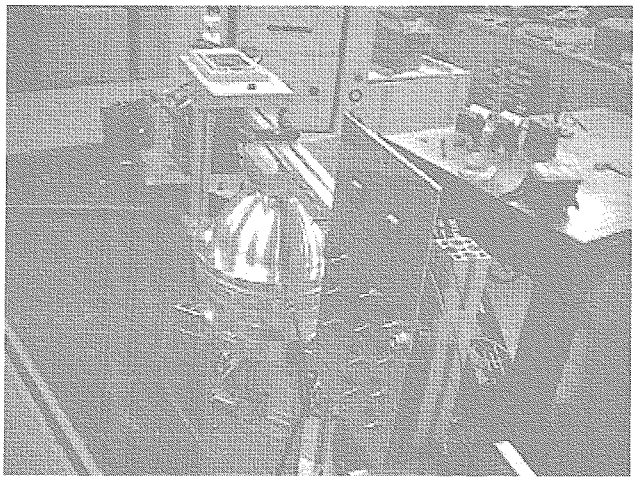
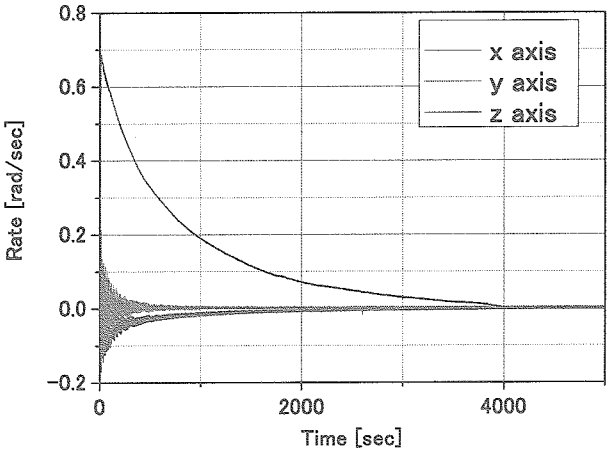


Fig.2　Loss Torque Test
(FOG, Data logger, Battery)

Table 1
Principal design of Air bearing

最大垂直荷重	100[Kg]
球面半径	100R
ノズル角	30度
ノズル径(相当)	$\phi 32\mu$
ノズル数	16
最大供給気圧	2.1[kg/cm^2]
最大空気流量	1.8[Nl/min]

This document is provided by JAXA.



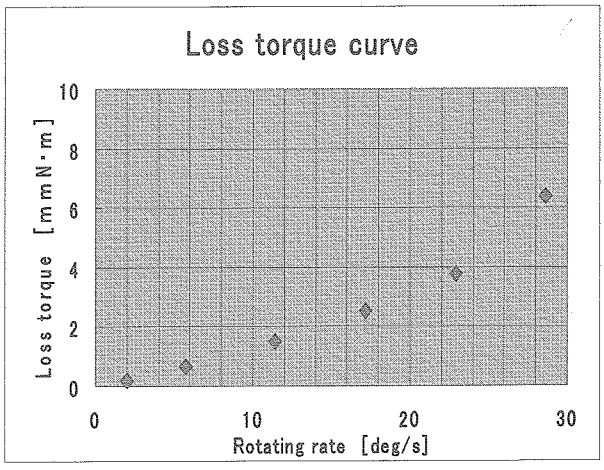


Fig.3 Vertical axis coast down test
Time history of angular velocity

Fig.4 Loss torque curve of Vertical axis

3.2 小型 CMG アセンブリの設計・製作

小型 CMG アセンブリの設計要目を Table.2 に示す.

3 軸空気軸受に小型 CMG アセンブリ，ACS，バッテリー，角速度検出器を搭載した慣性モーメントを 6.25［kg・m^2］と見積もり，試験装置の目標最大角速度による出力角運動量及び必要ジャイロ剛性トルクからサーボモータの必要トルク出力を 0.032[Nm]と見積もった．さらに，高分解能のエンコーダを搭載していること，バックラッシュが少ないことなどから，安川電機の DC ブラシレスモータ SGMMJ-A1C（１０W）を選定した．サーボモータの定格回転数より，ローターの必要慣性モーメントを求め，ローター部の寸法を決定した．サーボモータとローター部の寸法から，CMG 単体の図面を決定した．Fig.5 に一般配置図を示す．さらに，サーボモータ付属のドライバーの搭載を考慮し，CMG アセンブリの全体設計を行なった．CMG のスキュー角は製作精度を考慮し 60 度とした．この角度は CMG 出力の等方性が崩れるが，性能の評価・確認には影響しない．完成した CMG アセンブリの写真を Fig.6 に示す.

4. FY18 の研究計画

4.1 小型 3 軸軸受の製作

FY17 の空気軸受の試作において，球面の凸凹に起因する，安定姿勢の存在が顕著であったことから，製作工程をさらに細分化することにより，球面の真球度を球面座と同等以上に仕上げ，実験装置を完成させる．FY17 の空気軸受が非常に高性能であったことから，この空気軸受の設計・製作 KnowHow を用いて，さらに大型の実機 AOCS 系を搭載できる 3 軸軸受の部分試作を行なう予定である.

This document is provided by JAXA.

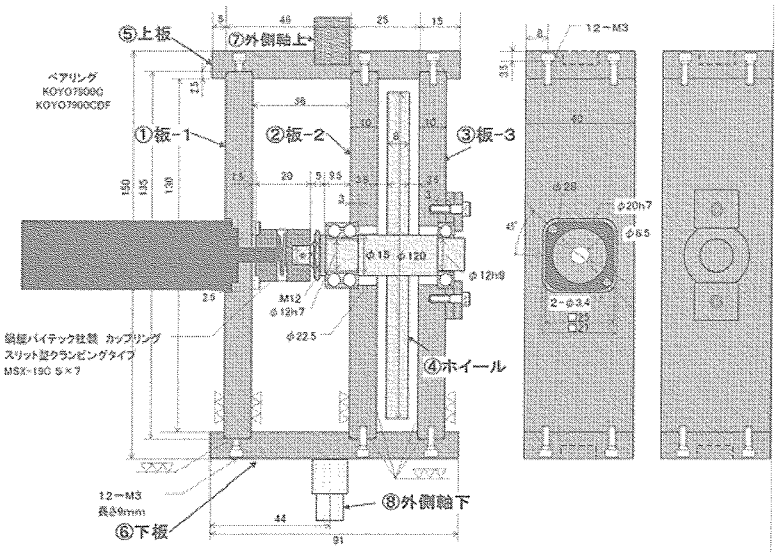


Fig.5 General Arrangement of CMG

Table2
Principal design of CMG

Wheel Iz [kg･m^2]	0.0014
wheel rated speed [rpm]	3000
Max Gimbal rate [rad/s]	2.5
Gimbal angle [deg]	±180
4skew-CMGs out put angular momentum [Nms]	0.9

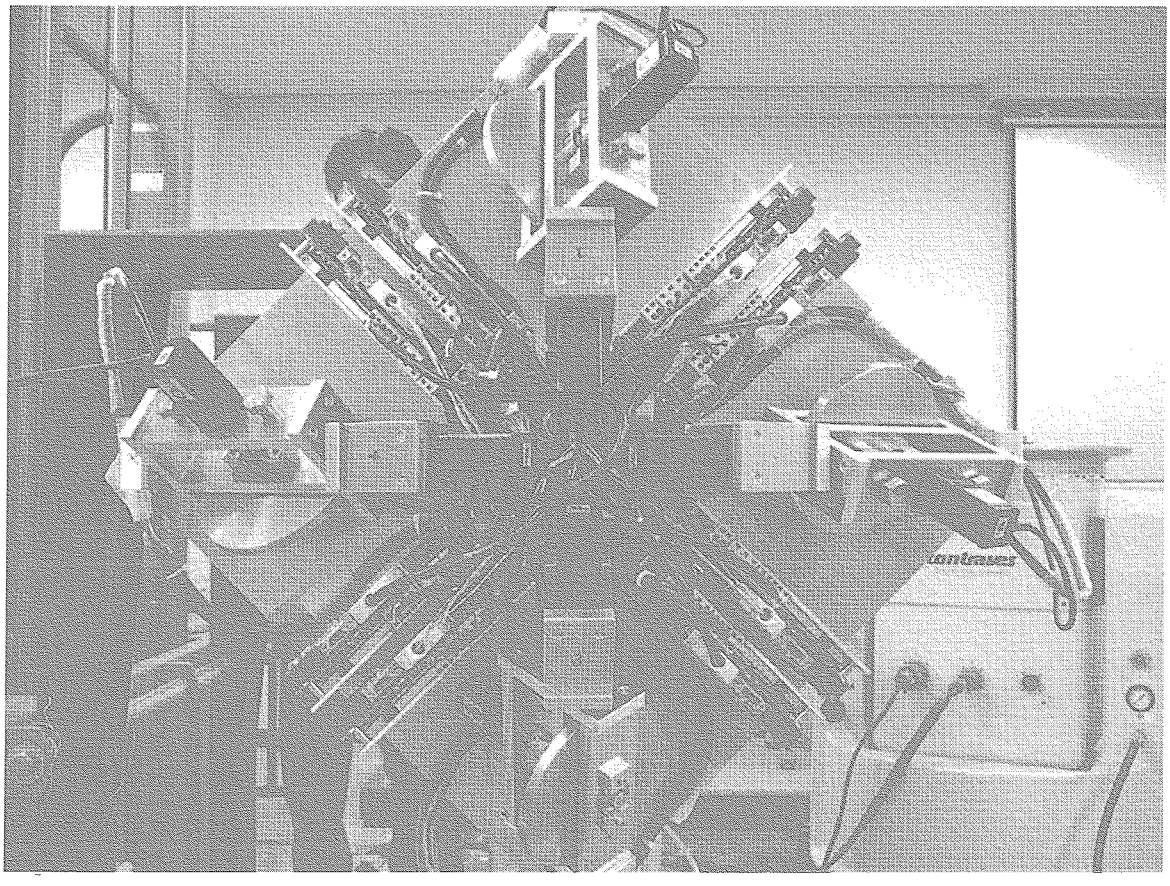


Fig.6 CMG Assembly

This document is provided by JAXA.

4.2　小型 CMG Testbed の製作

FY17 に製作した小型 CMG アセンブリ他，FOG 等姿勢センサ，ACS，電源，DCDC，データロガーを小型 3 軸軸受に搭載し，衛星模擬システムを構築する．さらに CMG 制御則を設計・コーディングし，CMG による高速マヌーバ試験を実施する予定である．

5. まとめ

FY17 の高速マヌーバ制御技術の研究において，小型 3 軸空気軸受の試作を行なった．結果，目標性能を十分に満足する試作品の製作に成功した．この成果を踏まえ FY18 に小型 3 軸空気軸受の高精度な完成品の製作を行なうと共に，実衛星の ACS の性能評価が可能な大型空気軸受の部分試作に着手する予定である．また，小型 CMG アセンブリの設計・製作を行なった．FY18 では，CMG の制御試験用 Testbed として完成し，制御性能試験に供する予定である．

参考文献

[1] Benedicte Girouart, et.al., “Performances of the Pleiades-HR Agile Attitude Control system” 5th Esa International Conference on Spacecraft Guidance, Nabigation and Control systems. Oct.2002

[2] Bong Wie, “Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Ginbal 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 Spaacecraft Journal of Guidance”, Control,and Dynamics 1995,November

[4] Kenichi Aoto,Kenji tsuto, Tomoyuki Nagashio and Takashi Kida, “NONLINERAR SPACECRAFT ATTITUDE CONTROL BY CONTROL MOMENT GYROS”, INTERMAC2001 Joint Technical Conference,Tokyo,ジャパン OSA-5(1060), 2001

[5] Joseph A.Paradiso, “Global Steering of Single Gimballed 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 Optimizastion Technique for Attitude Motion Tracking Using Control Moment Gyroscopes” Journal of the Astronautical Siences, 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

[9] 遠藤達也，川井洋志，八尾 喬生，皆木満昭，矢野秀幸，駒井雅昭，藤野ようこ，“三軸空気軸受の試作”，平成 18 年度日本航空宇宙学会年会講演会, 2005

[10] 菅野和平,丸茂齋,荻島毅一郎,久保盛唯:日本における気体軸受実用化の現状－姿勢制御シミュレータ用球面軸受への応用－，潤滑第 9 巻第 2 号 p.113～118, 1964.

[11] 十合晋一：気体軸受設計ガイドブック，共立出版株式会社, 2002.

[12] 村上力，狼嘉彰，岡本修，中島厚，木田隆，“人工衛星の姿勢制御研究用 3 軸テーブル装置および実験例”，NAL TM-304，1976 年 7 月

This document is provided by JAXA.

HTV 用ランデブレーザセンサの研究

Study on the Navigation Laser Sensor for HTV Rendezvous Mission

誘導・制御技術グループ
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group
小田 光茂、石島 義之、小松 茂則、山元 透、巳谷 真司
Mitsushige Oda, Yoshiyuki Ishijima, Komatsu Shigenori, Mitani Shinji, Toru Yamamoto

Abstract

A rendezvous navigation sensor, which measures and estimates relative range and LOS (Line Of Sight) angle, is a critical component for on-orbit servicing missions and inter-satellite ranging for formation flying. The medium-range rendezvous laser sensor for a rendezvous mission in LEO has been investigated in JAXA. The results of the sensor BBM performance test are reported on this paper.

1. 研究の背景、目的

宇宙における活動において、今後、ランデブ・ドッキング技術の重要性はますます増してくるものと考える。軌道上における宇宙機の搭載機器交換や推薬補給、運用終了・不具合衛星の投棄、ロケットにより打ち上げに失敗した衛星のレスキュー、ISS 近傍における宇宙飛行士に代わる作業サービスの提供などの、いわゆる「軌道上サービスミッション」が構想されて久しいが、これらのミッションは、ISS 以降の宇宙活動において、いよいよ本格化してくる。

ランデブセンサはこれらのミッションのキーコンポーネントであり、主要国が凌ぎを削って開発競争をしている。米国の DART 実験の失敗は記憶に新しい[1]。わが国は、ETS-VII のランデブ・ドッキング実験において、世界に先駆けてこの分野の経験を積んでいる。

一方、衛星間の相対的な位置関係（距離および方向）を高精度に計測するという機能は、ランデブ・ドッキング以外であっても、一般的に多くのミッションが必要とする、いわば基本機能であるという側面がある。たとえば、L2 点における科学ミッションとして、近年複数の「フォーメーションフライト観測ミッション」構想が検討されている。これらのミッションでは、数 cm～数 mm の精度（精度は波長や観測方式に依存する）にて相対測距を行う必要があり、測距装置が必要である。

上記のような「ランデブ・ドッキング技術」および「衛星間測距技術」の重要性に鑑み、JAXA は、まず近い将来行われる予定のランデブミッションを想定した、ランデブレーザーセンサの研究開発を実施している。この研究は、ETS-VII における成果を反映しつつ、直近のランデブミッションへの適用を第一目標とする方針で進めている。さらに、衛星間測距への応用も視野に入れた測距方式を採用しており、上記で述べた長期的なシナリオへの対応も考慮した内容となるよう、留意している。

2. センサシステム設計

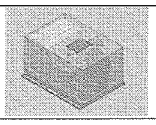
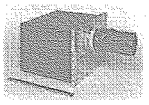
具体性のある研究開発を進めていくために、本研究ではまず、現在進行中のランデブ技術を必要とするプロジェクトへの適用を狙って進める方針をとっている。そのために、次のような前提条件をセンサに対する要求として設定し、センサの設計仕様を検討した。

This document is provided by JAXA.

- 計測域は約 730m～約 3m（中距離用）
- ターゲット宇宙機は専用のレーザーリフレクタを有する
- ターゲット宇宙機及びチェイサー宇宙機の姿勢は 3 軸制御されている

上記の要求項目から検討したセンサの設計仕様の概略を表 1 に示す。表 1 には、ETS-VII にて開発したランデブセンサについても比較のために概略を併記した。

表 1 ランデブセンサの主要諸元 （左 新規開発品、右 ETS-7 搭載品）

	New Rendezvous Laser Sensor	ETS-7
Scanner Type	Galvano Mirror Type Scanner	Static Type
Measurement Type	Time of Flight Measurement	AM Modulation
Laser Type	Pulse Laser (Peak Power = 30W, 30kHz)	CW Laser
FOV	40[deg]×40[deg]矩形	6[deg] Conical
Measurement Range	3[m]~730[m]	0.3[m]~600[m]
Accuracy		
Range		
Bias(0-P)	0.1[m]	0.1[m]
Random(3σ)	0.011[m] (R < 6.1[m])	0.006[m] (R < 40[m])
LOS		
Bias(0-P)	0.1[deg]	0.05[deg]
Random(3σ)	0.06[deg]	0.02[deg]
Description	Wide FOV (Galvano Mirror Scanner) Potential for Long Range Measurement (Pulse Laser) Middle Accuracy (Time of Flight Measurement)	Narrow FOV (Static Type) Short Measurement Range High Accuracy (AM Modulation)
Image		

ETS-VII で開発したレーザーセンサは、AM 変調による CW（Continuous Wave, 連続波）レーザーによる測距と、CCD センサによる測角を行う、スタティック型レーザーセンサであった。長所として、測距精度がやや高いことが挙げられる。一方で、CW レーザーである制約から、計測レンジおよび視野範囲の拡大が望めず、将来展開に限界がある、という短所がある。

そこで、本研究では、将来の高度なミッション要求に応えるため、パルスレーザーによる測距と、独立した 2 軸ミラーによるガルバノスキャン方式による測角を組み合わせたセンサシステムとした。パルスレーザーの場合、レーザーのピーク出力を高出力化することで、測距レンジを伸ばすことが可能である。また、走査機構を採用することで捕捉範囲が広視野化され、初期捕捉の際の運用上の制約条件を緩和することができる。

レーザーは、半導体パルスレーザーを選定した。要求測距レンジが 730m と比較的短く、かつレーザーリフレクタを持つターゲットを想定しているため、レーザーのピークパワーは 30W、繰り返し周波数は 30kHz が選ばれた。将来、短パルス化とピークパワー増加によって、適用対象にあわせて容易に長距離化が可能である。方式として将来のポテンシャルに留意した設計となっている。

本センサの動作は、次のような流れとなる。まず、初期捕捉モードにおいて 40deg×40deg の範囲を走査し、ターゲットであるレーザーリフレクタを検出する。次に、ターゲットを中心に視野の絞り込みを行い、計測を徐々に高頻度にしてゆく。最終的に 0.6deg×0.6deg の範囲を高速でスキャンしターゲットを追尾するトラッキングモードに移行して、2Hz の計測頻度にて測距・測角を行う。

本センサの研究開発は平成 14 年度に開始した。この年はセンサの設計検討を行った。ついで平成 15 年度にはクリティカル要素である測距回路部および走査部・走査駆動部の部分試作・試験を実施した。平成 16 年度には、ひととおりのセンサシステムとしての機能を備えた BBM を試作した[2]。次項でその概略を述べる。

This document is provided by JAXA.

3. BBM モデル試作

平成 15 年度の測距回路部・走査部・走査駆動部の開発成果を活用し、平成 16 年度、単独で測距・測角センサの機能を果たす「ランデブレーザーセンサ BBM」を製作した（以下単に BBM と呼ぶ）。図 1 に BBM の概観を示す。また、その構成要素である走査部を図 2 に、光学部を図 3 にそれぞれ示す。

BBM は、パルスレーザー送信部、送受信光学部、受信部（APD）、測距回路部、走査部、走査駆動部、制御部（PC）で構成されている。PC のソフトウェアを操作することで、「レーザーの送信」⇒「走査部によるエリアスキャン」⇒「レーザーリターンの受信」⇒「測距/測角データ処理」⇒「結果の画面表示およびデータの保存」の一連の動作を自動で実行できる。既に、測距・測角センサとして、ひととおりの機能を備えたシステムである。

一方で、搭載性を考慮していない設計となっている部分がある。光学部、走査駆動部を構成する部品は一般品である。また、試験のしやすさを重視し、センサのアセンブリは搭載性を考慮していない。センサとしての機能・性能を確認するための、文字通りの BBM であり、開発用テストベッドとして製作したものである。

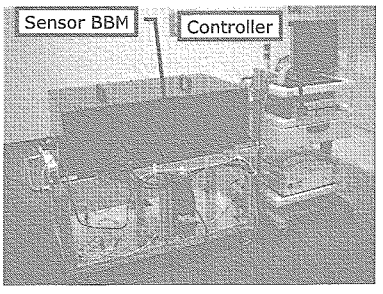


図 1 ランデブセンサ BBM の概観

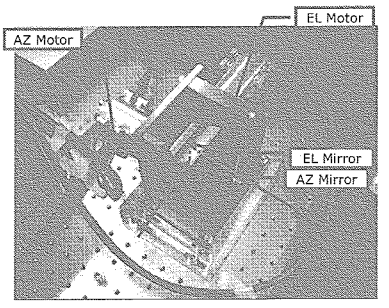


図 2 走査部（ガルバノスキャン方式）

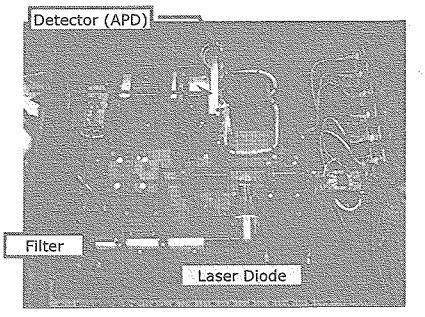


図 3 光学部（送信部及び受信部）

4. RDOTS での性能評価試験

筑波宇宙センターに設置されているランデブ・ドッキングシステム開発試験設備（中距離用）(RDOTS(M): Rendezvous and Docking Operation Test System (Middle range type))にて、試作したセンサ BBM の機能・性能評価試験を実施した。試験コンフィギュレーションを図 4 に示す。

RDOTS は 6 軸および 2 軸のサーボテーブルで構成されるモーションシミュレータである。宇宙機のランデブ・ドッキングシステムの開発に必要となるシミュレーション試験を実施するための設備である。本試験においては、BBM を 6 軸テーブルに、ターゲットとなるレーザーリフレクタを 2 軸テーブルに設置した。RDOTS を運転することで、ランデブセンサを搭載した宇宙機が、位置や姿勢を制御しながら、リフレクタを装着したターゲット宇宙機に接近する状況を模擬することができる。

今回、静的（相対静止中）および動的（相対運動中）環境下におけるセンサの機能・性能評価試験を実施した。図 5 に RDOTS におけるセンサ試験の状況を示す。

This document is provided by JAXA.

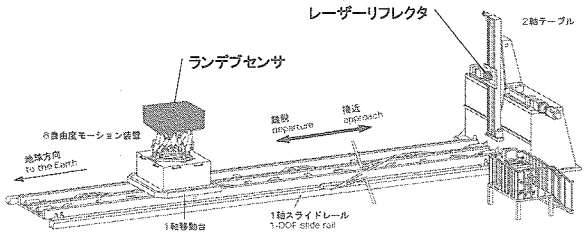


図 4 RDOTS 試験コンフィギュレーション

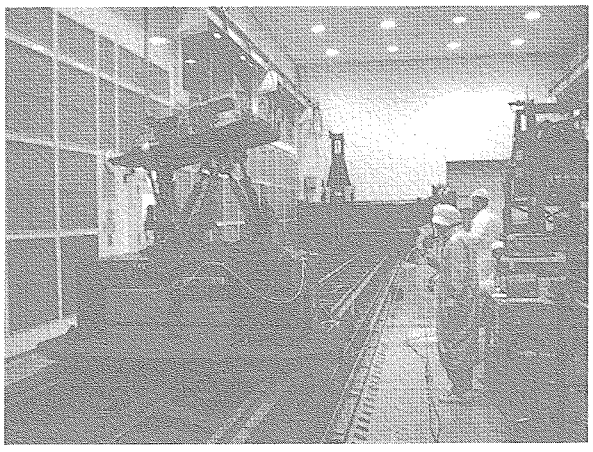


図 5 RDOTS での試験の写真

(1) 静的機能・性能評価試験

静的機能・性能評価試験の主目的は、リフレクタに対して想定的に静止した状態において、測距・測角精度の評価を行うことである。BBM をリフレクタに正対させ、距離を約 5[m]から 25[m]まで変化させて、測距性能を評価した。図 6 に測距ノイズ評価結果を、図 7 に測角バイアス評価結果を示す。

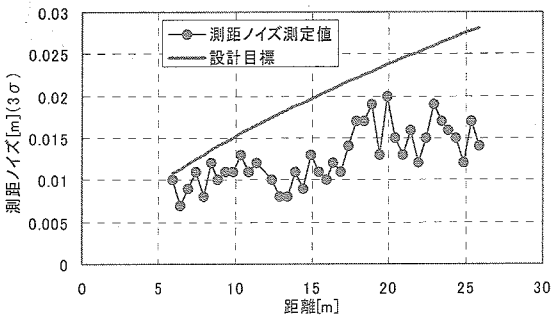


図 6 測距ノイズ評価結果

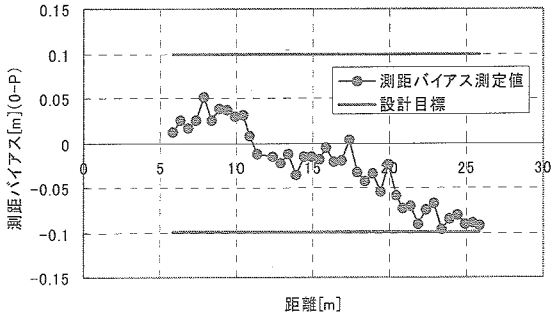


図 7 測距バイアス評価結果

測距ノイズ、測距バイアスともに、約 5[m]～25[m]の範囲においては、設計目標を達成することができた。測距精度要求達成が最も困難な近距離域における性能には目処がついたと考えている。

次に、BBM をリフレクタから約 2.3[m]の近距離に移動し、リフレクタを装着している 2 軸サーボテーブルを上下左右に動かして、測角精度の評価試験を行った。リフレクタ位置の移動位置を図 8 示す。測角性能評価の結果をまとめたものが表 2 である。表中の No.は図 8 のリフレクタ位置の識別番号である。

This document is provided by JAXA.

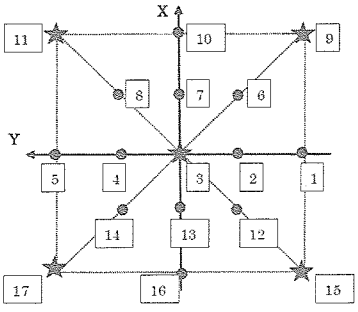


図 8 測角評価時のリフレクタ移動位置

表 2 測角性能評価結果（下線、斜体が要求逸脱）

反射ターゲット			AZ誤差[deg]		EL誤差[deg]	
No.	AZ[deg]	EL[deg]	NOISE(3σ)	BIAS(0-P)	NOISE(3σ)	BIAS(0-P)
ST1_SH#01	20.394	−0.055	0.004	*−0.190*	0.005	−0.006
ST1_SH#02	10.329	−0.058	0.006	*−0.129*	0.006	0.003
ST1_SH#03	0.237	−0.060	0.007	0.000	0.016	0.000
ST1_SH#04	−9.870	−0.059	0.007	0.074	0.008	0.004
ST1_SH#05	−19.978	−0.055	0.005	*0.149*	0.009	0.008
ST1_SH#06	10.328	−10.145	0.007	−0.001	0.031	−0.032
ST1_SH#07	0.237	−10.156	0.009	0.066	0.028	−0.003
ST1_SH#08	−9.868	−10.160	0.006	0.070	0.027	0.004
ST1_SH#09	20.391	−20.182	0.007	*0.123*	0.014	−0.022
ST1_SH#10	0.238	−20.235	0.007	*0.108*	0.031	−0.012
ST1_SH#11	−19.974	−20.234	0.008	0.092	0.030	0.092
ST1_SH#12	10.332	10.034	0.013	*−0.254*	0.052	−0.018
ST1_SH#13	0.239	10.043	0.007	−0.087	0.052	−0.034
ST1_SH#14	−9.864	10.048	0.003	0.034	0.004	−0.056
絶対値の平均			0.007	0.098	0.022	0.021
最大			0.013	0.149	0.052	0.092
最小			0.003	−0.254	0.004	−0.056
設計目標			0.100	0.100	0.100	0.100

測角ノイズについては、全ての場合において目標性能を満たすことができた。一方で、測角バイアスに関しては、いくつかの補正を試みた後でも、大きく目標性能を超える結果となった。この測角性能の逸脱は今後の課題である。走査部アライメントの補正方法の改善や、走査部のミラー回転角度計測部の精密調整により、精度向上を図る予定である。

次に初期捕捉機能の確認試験について述べる。本センサは、まず 40[deg]×40[deg]の広い矩形領域を「サーチ」し、ターゲットを発見する。次にそれを逃さないように「ポインティング 0」⇒「ポインティング 1」⇒「ポインティング 2」と徐々に捜査範囲の狭いスキャンモードに移行しながら追い詰め、最終的に高頻度（2Hz）の「トラッキング」モードにて追尾に入る。この初期捕捉シーケンスの確認試験を、静止したリフレクタに対して行った結果を図 9 に示す。

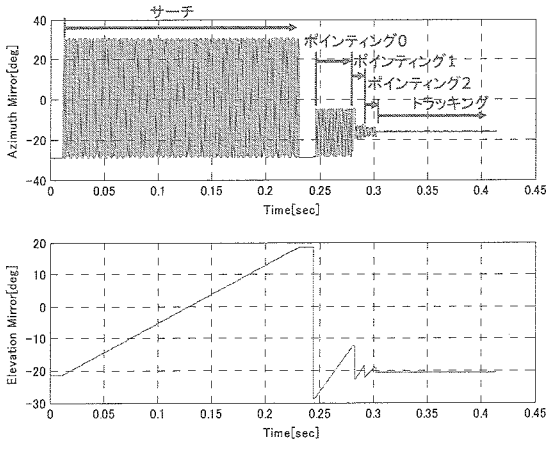


図 9 初期捕捉シーケンスの確認（上段ミラーAZ 角度、下段ミラーEL 角度）

まず、40[deg]×40[deg]の矩形領域走査（「サーチ」）を 1 フレーム行い、リフレクタを発見している。次に、徐々に走査範囲を狭めながらトラッキングに至っている状況が把握できる。AZ 角度が±20[deg]を超えているが、高速往復運動しているミラーの線形動作領域の外側に線形性を保てない折り返し運動部分が必要なためであり、実効上は±20[deg]の走査領域となっている。

This document is provided by JAXA.

(2) 動的機能・性能評価試験

動的機能・性能評価試験は、BBM のリフレクタに対する相対位置・相対姿勢が動的に変化している状況における機能性能を評価することを目的としている。ランデブセンサは実際には相対運動している状況下で使用するので、実環境に近い試験となる。

図 10 に、BBM がリフレクタに対して正弦波的な軌跡で前後（図 4 の 1 軸スライドレールに沿って）に移動している状況下にて、リフレクタをトラッキングさせ、測距データを評価した結果を示す。相対距離に応じた測距バイアスが見られるが、測距バイアス 0.1[m]の目標性能を満たしている。20[m]程度の近傍域における動的測距性能に関しては、目処が立ったと考える。次に、6 軸モーションテーブルを三角波状の軌跡で首振り運動（傾ける動きの往復）させた状態にて、BBM にリフレクタをトラッキングさせ、測角データを評価した結果を図 11 に示す。

目標性能 0.1[deg]は達成できていない。また、時折突発的に大きな誤差が生じることがある。上記の突発的な誤差については調査中である。次に、複数リフレクタの認識・分離機能について述べる。ISS のように、近距離に二つのリフレクタが配置されている場合がある。このリフレクタに接近していく場合、遠距離においてリフレクタは一つに見えるが、ある距離よりも近くなると、リフレクタが二つに見え始める。その距離はセンサの角度分解能に依存する。本センサは、接近に従って適切にリフレクタを分離し、複数リフレクタを認識する機能を有している。二つのリフレクタを 2 軸テーブルに設置し、この機能を試験した結果を図 12 に示す。

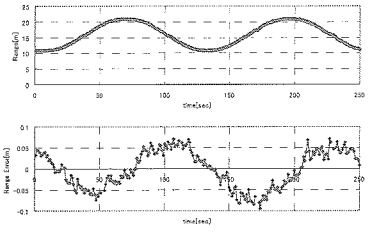


図 10 追尾機能・性能試験
（距離方向）
（上段 相対距離、下段 測距誤差）

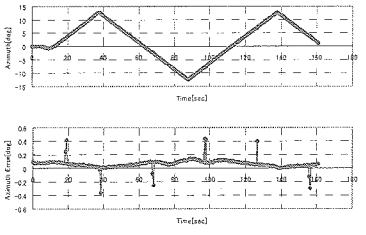


図 11 追尾機能・性能試験
（AZ 角方向）
（上段 AZ 角度、下段 AZ 測角誤差）

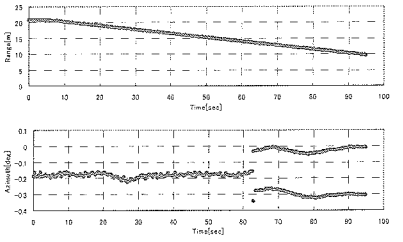


図 12 複数リフレクタの認識・
分離機能
（上段 距離、下段 AZ 方向測角）

始めリフレクタは一つに見えている。そして距離 13[m]付近から、リフレクタの分離に成功し、二つのリフレクタを認識、トラッキングできている。

5. 今後の課題

今回の BBM の試験において、今後への課題がいくつか抽出された。基本性能という観点では測角性能が目標性能に達していないことが第一に挙げられる。また、今回の試験は設備の制約で 25[m]までの短距離域に限られたものだが、750[m]の遠方から数[m]の近傍までを包含するダイナミックレンジに関しては未達成である。今後、特にこの二点の課題を達成すべく開発を進めていく予定である。

参考文献

[1] "Overview of the DART Mishap Investigation Results For Public Release," URL: http://www.nasa.gov/mission_pages/dart/main/index.html

[2] 石島, 山元, 小田, 植田, 加瀬, 村田,"ランデブ用レーザーセンサの研究開発"、第 49 回宇宙科学記述連合講演会, 1H11, 2005

This document is provided by JAXA.

着陸レーダの開発
Development of Landing Radar for Planetary Explorer

宇宙科学研究本部
Institute of Space and Astronautical Science
坂井智彦、福田盛介、水野貴秀
Tomohiko Sakai, Seisuke Fukuda, Takahide Mizuno

Abstract

Institute of Space and Astronautical Science JAXA develops the radio altimeter and velocity meter (landing radar) that is one of mandatory navigation sensor for a planetary lander. The landing radar can measure its relative altitude and speed from planetary surface by C band pulse. The BBM with the function which can measure speed and an altitude simultaneously was manufactured and the field experiment has been done by using helicopter that carried the BBM radar. From the result of field experiment, the BBM radar realized the design performance and attained 5% of the required accuracy from the lander system.

This paper introduces the BBM and the algorism of radar and the accuracy of altitude and velocity measurement by the landing radar BBM.

1. はじめに

月惑星着陸用レーダは、月惑星ミッションである SELENE シリーズ計画からの要請で、2001 年より開発に着手した。月や惑星に着陸して本格的な科学観測をするためには、分散誤差 100m 程度で複雑な地形の中にピンポイントで着陸する技術が要求されている。そこで宇宙科学研究本部では、将来の着陸観測ミッションに欠かせないセンサとして、距離測定と速度測定を行うパルス方式の電波高度速度計(着陸レーダ)の開発を行っている。独自に開発が必要な理由としては次のようなことがあげられる。測定対象が惑星表面であり、レーダ散乱断面積がクラッタ的で未知なため、車搭載用ミリ波レーダなど測定対象物が既知のシステムとは異なる。民間航空機の高度計は、GPS を利用した位置速度決定システムとして開発される傾向にあり、月惑星探査には転用できない。また、月惑星ミッションでは重量の制限が厳しく、高度計と速度計を別々に搭載するのは現実的でない。米国ではすでに着陸レーダの実績があるが、軍事用のため輸入制限があるなどである。したがって月惑星の着陸に特化した最適なシステムが必要となる。本論文では、初めに着陸レーダの概要と測定アルゴリズムについて説明し、その後 BBM 用いてフィールド試験を行い、高度及び速度の測定結果について報告する。

2. 研究の概要

2.1 着陸レーダの概要

現在検討されている月着陸シーケンスでは、高度 100km の月周回軌道から離脱し、メインスラスタを連続的に使用して目標地点の上空に到達する動力降下フェーズと、障害物の回避を行いながら降下する垂直降下フェーズの 2 つのフェーズが考えられている。着陸レーダは垂直降下フェーズで用いられ、高度約 3.5km から着陸直前の 30m まで測定を行う。着陸レーダは高度とともに水平方向の速度を測定することが要求されており、要求精度は高度測定・速度測定とも 5%以下または数 10cm/s 以下である。着陸レーダの諸元を Table.1 に、概念図を Fig.1 に示す。本着陸レーダは C-band のパルス方式のレーダである。機体軸から 30°傾斜した幅 15°の速度測定用ビームを 4 本、機体軸に一致した直下方向に幅 42°の高度測定用ビームの合計 5 本のビームからなる。幅の広いビームを高度測定に使用することによって、探査機の姿勢変動が高度測定に与える影響を抑制している。パルスの送信シーケンスは、PRI が 51.2μsec で高度測定用ビームと速度測定用斜めビーム

This document is provided by JAXA.

を交互に送信する。50msec ごとに 4 つある速度測定用斜めビームの切り替えを行い、すべてのシーケンスが終わるのは 200msec である。また、測定レンジが広いため地表面との距離に依存した 3 つの mode が用意されている。パルス幅 15nsec の Short mode、パルス幅 50nsec の Middle mode、符号圧縮を行う Long mode である。Long mode では、複合した際に Peak Sidelobe が最小となる 28bit の Minimum Peak Sidelobe (MPS) 符号を使用する。

Table.1 Landing radar parameter (BBM)

Radar method	Pulse radar
Funciton	Altitude measurement Velocity measurement
Frequency	4.3GHz
Transmitter power	1W
Occupied Bandwidth	180MHz
PRI	102.4 μ sec (51.2 μ sec*2)
Data update rate	5Hz
Pulse width	short mode:15ns middle mode:50ns long mode 28bit MSL code 1chip 50ns
Beam for Altimeter	Beam width 42[deg] Tilt angle 0[deg]
Beam for Velocity meter	Beam width15[deg]*4, Tilt angle ±30[deg]
Antenna	Patch array

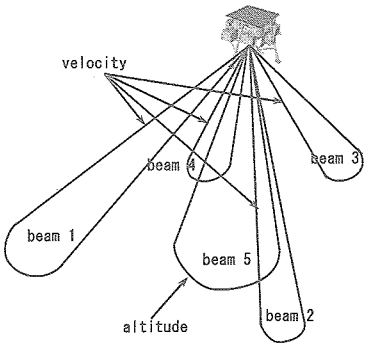


Fig.1 Beam configuration of landing radar

2.2 測定アルゴリズム

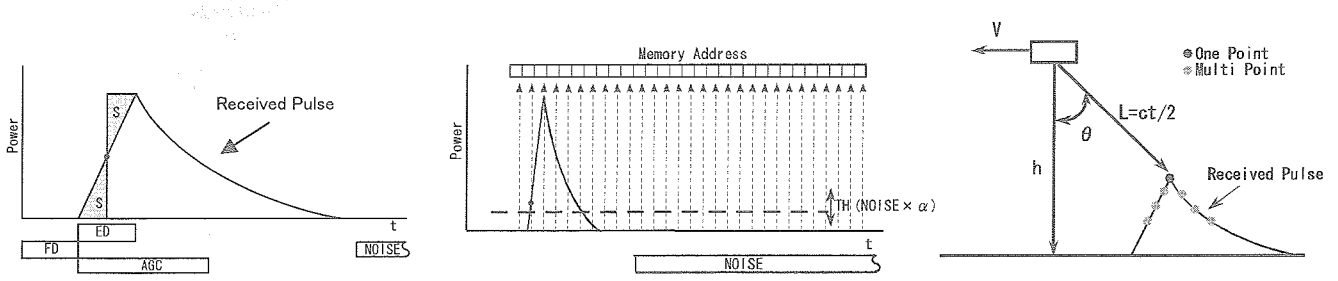
高度測定は直下に向けられた幅の広いビームを用いて行われる。反射パルスは送信パルス幅で決まる急峻な立ち上がりを特徴とした波形であることから、波形の立ち上がりを捉える必要がある。追尾方法として、Gate 追尾方法と、First Threshold Detection(FTD)検出方法の 2 通りを検討した。Gate 追尾方式は、Edge Detect(ED)Gate を用いて、パルスの立ち上がりを捉えるシングル Gate 方式で、反射波形のピークの 1/2 に位置したときに Gate 内の積算値が 0 になるように設置する。Gate 幅はパルス幅に固定である(Fig.2(a))。Gate 追尾方式の特徴として、応答速度が反射波形により変化し、捕捉時間がやや長い。H/W 面ではメモリ容量がすくなくて済むが、処理に DSP or CPU が必要である。 一方、FTD 検出方式では、同期積算を行い、同期積算後のパルスに対して全レンジにわたってサンプリングを行い、ノイズレベルを元に設定した閾値を初めて超えたタイミングを検出して追尾する。ノイズによる誤検出を一定にするために、シュレッショルドはノイズレベルにより可変である(Fig.2(b))。特徴としては波形の変化に対する影響が少なく捕捉時間が短い。H/W 面では、全サンプルをメモリに格納するため容量が若干大きくなるが、FPGA に容易に実装可能である。高度測定の分解能については、FPGA 内で用いられているクロック周波数に基づく。宇宙用で高速に動作する AD コンバータが少なく、また消費電力の面から考慮して 40MHz とした。そのため得られる分解能は 3.75m(25nsec)である。クロック周波数をそのままに分解能を向上させるため、送信パルス発射タイミングを制御するカウンタと、往復時間測定カウンタの基準クロックの位相を 2 相または 16 相の遅延をかけている。Middle・Long mode では 3.75m(25nsec)の分解能を上げるためにインターリーブを行い、交互にサンプル点を 12.5nsec ずらして 1.88m(12.5nsec)とする。Short mode では、さらに分解能を高めるために 16 倍のサンプルレートとして、0.23m(1.56nsec)のサンプルレートとしている[1]。

速度測定は機体鉛直軸より約 30°傾斜した 4 本のビームを用いて、反射パルスのドップラ周波数を測定することによって行われる。これまでに検討してきた Gate 追尾方式では、傾斜ビームを使用した場合の反射パルスの形状は地形にきわめて敏感であるため、Gate 内で異なるドップラ周波数成分の平均をとっていたため要求精度に対して十分な精度を出すことが困難であった。そこで、独自のアルゴリズムの開発を行った。反射パルス内の S/N のよいある点において、パルス間にわたる斜めビームのドップラ周波数求める。その後、高度情報を用いてサンプル点とのなす角を求め水平方向速度を算出する(式(1))。 反射パルス内のサンプル点の取

This document is provided by JAXA.

り方によって単点サンプル方式と複数点サンプル方式に分かれる。単点サンプル方式では S/N の最もよい一点を用いる。一方、複数点サンプル方式では一定レベル以上の複数点を用い、パルス内の周波数の時間変化曲線を推定する(Fig.2(c))。本レーダでは複数点サンプル方式と JANUS システム（航空機誘導用ドップラレーダで使用）を併用することにより高精度な速度測定を実現している[2]。

$$f_d = \frac{2v}{\lambda}\sin\left\{\cos^{-1}\left(\frac{h}{ct/2}\right)\right\} \qquad (1)$$

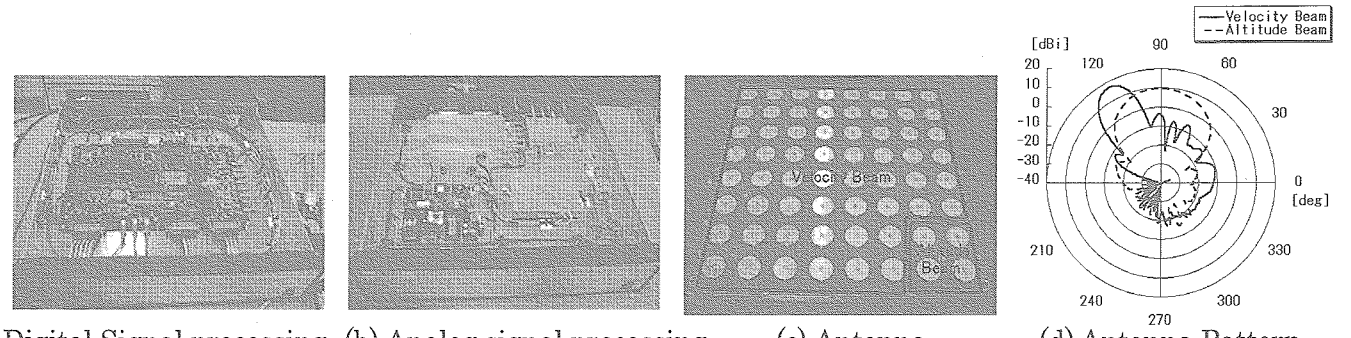


(a) Altitude measurement (Gate Track Method)　(b) Altitude measurement (First Threshold Detection Method)　(c) Velocity measurement

Fig.2 Algorithm of measurement

2.3 BBM の試作

着陸レーダの高度・速度測定方法の試験のために BBM の製作を行った。BBM はアナログ信号処理部、デジタル信号処理部、RF 部、アンテナ部からなる。Fig.3 に BBM の写真を示す。アンテナ部では、8×8 素子のパッチアレイアンテナで 64 素子の内、1 角の 4 素子は高度測定（直下）用のビーム幅 42°を形成し、60 素子は速度測定（30°傾斜）用のビーム幅 12°を形成する。高度測定用ビームと速度測定用ビームの切り替えは PIN スイッチによって行う。アレイへの給電はテイラー分布で行い、分配回路に Wilkinson 型分配器を採用して、隣接素子とのアイソレーション押さえ、サイドローブレベルを-23dB に抑えている。速度測定用はアンテナ前段に装備された位相切り替え器によって、機体進行方向に対して前方傾斜ビーム、後方傾斜ビームを形成する。FM では、高度測定用のビーム 1 本と速度測定用のビーム 4 本を使用する予定であるが、BBM では高度測定のための直下方向ビーム 1 本と速度測定用の前後ビーム 2 本である。



(a) Digital Signal processing　(b) Analog signal processing　(c) Antenna　(d) Antenna Pattern

Fig.3 BBM (Bread Board Model)

This document is provided by JAXA.

3. 研究の成果

3.1 実験概要

平成17年度の3月に、製作したBBMをヘリコプタに搭載して機能と測定精度の評価のためにフィールド試験を行った。実験場所は、理想的な平面である熊本空港3000m滑走路と自然地形の中でも比較的平坦で十分な広さを有する阿蘇大観望北側の牧場地帯上空にて行った。本実験は総合技術本部飛行試験技術開発センターの協力を得て、実験用ヘリコプタMuPAL-eを使用した(Fig.4)。アンテナはヘリの腹部に取り付け、実験装置はキャビン内に設置した。

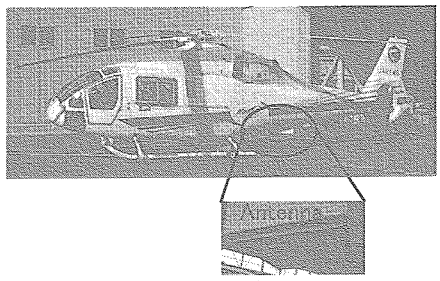


Fig.4 MuPAL-ε

3.2 実験結果

フィールド試験は平坦な地形を対象としてレーダの精度評価を行う実験と、自然地形を対象として動作確認を行う実験に分けられる。速度及び高度の測定精度は、熊本空港滑走路を平坦な地形としてヘリコプタに搭載されているGPSを真値としてレーダ性能の評価を行う。測定精度結果についてTable. 2に示す。なお、標高データとして10mメッシュDEM(Digital Elevation Models)を使用した。

高度測定結果についてFig.5に示す。Fig.5(a)は、滑走路上空約230mを30m/sの一定速度で飛行したときの高度測定結果である。Gate追尾方式とFTD両方式ともに精度よく追尾をしており、測定誤差は2%以内と要求精度を十分満たしていることが確認された。バイアス誤差については滑走路上空でキャリブレーションを行ったため発生していない。捕捉時間についてGate追尾方式では、Sweep時間は高度に比例するため最大1.1sec(3.5km)かかる。Sweep速度を上げると追尾の安定度が下がるためSweep速度の向上は難しい。一方、FTD方式では反射波形ごとに判定を行うため捕捉時間は50msecと非常に短時間であり、降下中何らかの原因によって反射波を見失った場合でも、即座に再補足が可能である。自然地形を対象とした高度測定結果をFig.5(b)に示す。試験地域では100m前後の起伏が連続する地形である(Fig.7)。GPSとレーダでは測定原理が異なるため、自然地形を対象とした場合評価が難しい。レーダによって測定される高度は、ビーム幅42°の中にある最短地点との距離であるのに対し、GPSはGPS標準面からの高さを算出した上で地形図から10m meshの地形図から高度を算出するため、レーダの真下との距離が導出されることになる。従って谷の上空では、レーダは谷のふちを捉えるためGPSと一致せず、機体とビームスポット内の標高データから求めた最短距離と合致する。姿勢が変化した場合の高度測定結果をFig.5(c)に示す。高度1000mから300mまで急降下を行っているため姿勢の変動は大きく、最大15°近く傾いている。しかしながら誤差は3%以内である。ビーム幅が42°と広いため、15°程度の姿勢の変化を吸収していることが確認できる。ビーム幅を広くするにつれて、姿勢の変化に対してロバストな構造となるが、ビーム幅を広くしすぎると、レーダは最短距離を測定するため、起伏の大きな地形において機体の真下以外の点を測定する可能性が高くなる。両者の間はトレードオフの関係である。

速度測定結果についてFig.6に示す。Fig.6(a)は、滑走路上空高度300mを30m/s一定の速度で移動したときの速度測定結果であり、単点サンプル・複数点サンプル方式ともGPSとトレンドが一致し正常に測定している。測定誤差は単点サンプル方式で8～10%、複数点サンプル方式で1.5～2%である。複数点サンプル方式を用いることにより要求精度の5%を満たすことが確認された。単点サンプル方式が複数点サンプル方式に対して精度が劣っているのは、パルス幅(50nsec)による分解能のアンビギュイティが残っているためと考えられる。また、JANUSシステムにならい、前後ビームで各々測定された速度測定値の平均をプロットしており，水平方向の機体姿勢（Yaw角）が及ぼす誤差要因などを相殺した測定結果が得られている。自然地形に対する速度測定結果をFig.6(b)に示す。速度測定においても、GPSとレーダでは測定原理が異なるためGPSとのトレンドが一致していない箇所がみられる。GPSデータから得られる水平速度は、GPS標準面に対しての水平速度であるのに対し、レーダが計測する水平速度は、スラントレンジのパルスが照射されている面に平行な方向の速度成分であるためである。このため全体的に傾斜している地形ではGPSとの相違がみられる。この

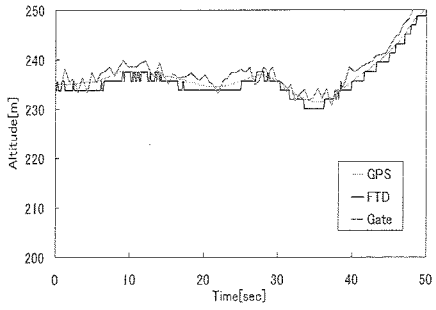
This document is provided by JAXA.

ように複雑な自然地形に対しても、高度・速度ともに十分測定可能であるが、実際のミッションで使用する際は、着陸地点の地形について事前に評価する必要がある。

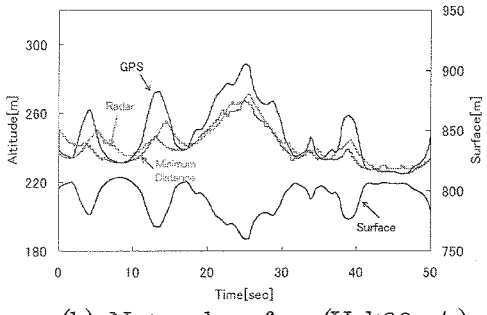
Table.2 Result of measurement accuracy

	Altitude		Velocity			
	FTD	Gate	One point		Multi point	
Altitude (m)	Random Error(%)	Random Error(%)	Random Error(%)	Bias Error(%)	Random Error(%)	Bias Error(%)
200	1.8	1.36	7.82	−3.66	1.26	−1.27
300	0.52	1.04	6.60	0.36	1.93	−0.55
500	0.33	0.66	7.09	−0.71	1.35	−0.50

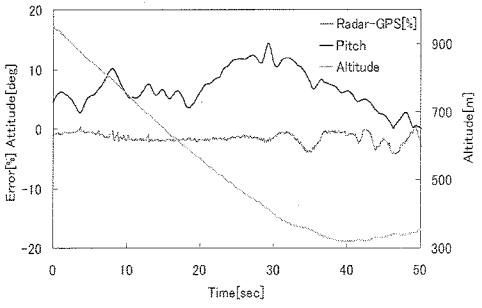
$$BiasError \equiv \left\langle \left| \frac{measurement - ref}{ref} \right| \right\rangle * 100 \ [\%] \qquad RandomError \equiv \left\langle \left| \frac{measurement - ref}{ref} * 100 - BiasError \right| \right\rangle$$



(a) Flat surface (Vel:30m/s)

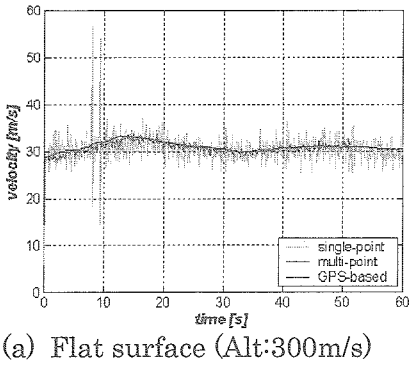


(b) Natural surface (Vel:30m/s)

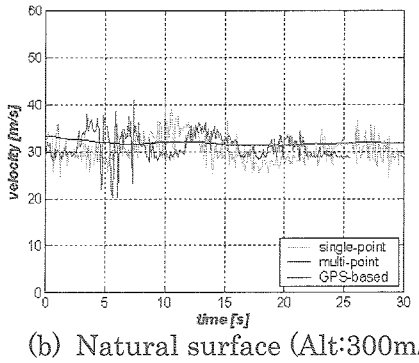


(c) Effect of attitude fluctuation

Fig.5 Result of altitude measurement



(a) Flat surface (Alt:300m/s)



(b) Natural surface (Alt:300m/s)

Fig.6 Result of velocity measurement

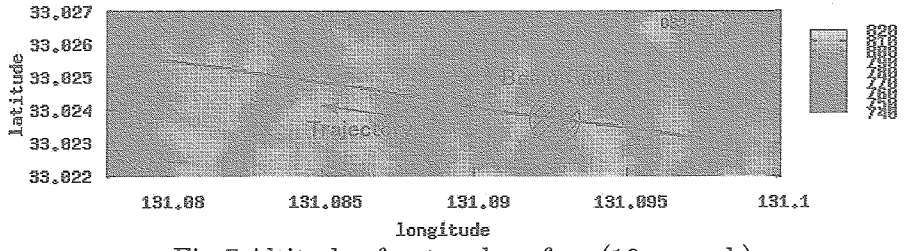


Fig.7 Altitude of natural surface (10m mesh)

This document is provided by JAXA.

最後に、回線計算について Table.3 に示す。高度測定の受信レベルについては、約 100m 以下の低高度では距離の 2 乗に比例し、100m 以上の高高度では距離の 3 乗に比例する。これは、有効反射断面積が低高度においてはビーム幅によって決まり、高高度ではパルス幅によって制限されるためである。一方、速度測定用斜めビームで照射される面積は、パルス幅とビーム幅によって囲まれた領域となり、受信レベルは高度の 3 乗に比例する。Fig.8 に阿蘇の牧場における受信レベル結果を示す。高度測定用直下ビーム・速度測定用斜めビームともに、地形の影響をうけばらつきは大きいものの理論曲線にほぼ一致し、回線設計が妥当であると言える。FM モデルでは送信電力 20W・月面上空 3500m を想定している。後方散乱係数は、阿蘇では草地であるのに対し月では岩石が中心であるため、直下の反射強度が強く斜めからの反射強度は弱い。符号長は 28bit とし、得られる符号圧縮利得は 14.5dB である。Table.3 の結果から 3500m まで測定可能である。

Table.3 Link budget

Parameter			PM・Aso		FM・Moon	
			ALT	VEL	ALT	VEL
Slant Range	R	m	1000	1000	3500	3500
Frequency	f	GHz	4.3	4.3	4.3	4.3
Transmitter Power	P_t	dBm	30.0	30.0	43.0	43.0
Antenna Gain	G^2	dBi	21.4	42.4	21.4	42.4
Wavelength	λ^2	dB	-23.1	-23.1	-23.1	-23.1
Backscatter Coefficient	σ^0	dB	3.0	-12.0	-1.0	-15.0
Radar Cross Section	σ	dBsm	48.7	23.9	50.1	26.3
Constant $(4\pi)^3$		dB	33.0	33.0	33.0	33.0
Transmission Loss	L_p	dB	0.0	0.0	0.0	0.0
Other loss	L_{other}	dB	1.0	1.0	1.0	1.0
Coding Gain		dB	-	-	14.5	14.5
Slant Range	R^4	dB	120.0	122.5	141.8	144.3
Receive lebel		dBm	-77.0	-83.3	-69.8	-75.2
Threshold		dB	-86.2	-86.2	-86.2	-86.2
Margin		dB	9.2	2.9	16.4	11.0

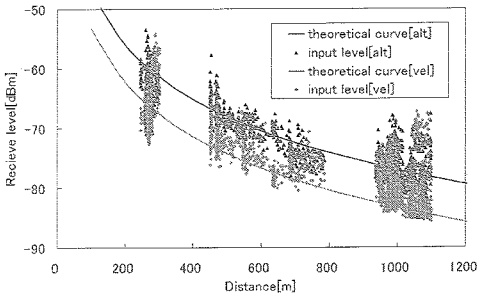


Fig.8 Result of receive level

4. まとめ

BBM を試作しフィールド試験を行い、高度測定・速度測定ともシステムの要求精度を満たしていることを確認した。高度測定については Gate 追尾方式と FTD 方式の両方式を実装した。精度面では両方式に違いはみられないが、FTD 方式は捕捉時間が短く実装のしやすさを考慮すると有効である。速度測定については、地表に対し水平方向の速度を求めるという精度が得られにくい中で、独自のアルゴリズムを開発し要求精度を達成することができた。また、自然地形を対象とした場合や、機体の姿勢が変動した場合においても測定可能であることを確認した。

今年度の予定は、速度測定用斜めビーム数を現在のモデルの前後 2 ビームから、前後左右の 4 ビームへ改修し、実際の着陸飛翔に近い飛行形態で試験を行って評価する。4 ビーム切り替えに伴い給電回路が複雑化するが、多層基盤を用いた Butler Matrix 使用してコンパクトで効率のよい回路の作成を行う。また、FM に向けて重量・サイズ・電力・部品の選択等を行う予定である。

[参考文献]

[1] T.Sakai, S.Fukuda, T.Sato, H.Tomita, T.Mizuno "Design and Test of Altitude Measurement for Planetary Landing Radar", ISTS, 2006

[2] 井高, 福田, 坂井, 林, 水野「月惑星探査機用着陸レーダにおける速度測定精度改善に関する」宇宙科学シンポ,2006

This document is provided by JAXA.

軌道上曝露実験支援ロボティクスに関する研究

Robotics Supports for Experiments Utilizing Space Exposed Environment by Space Robotic Arms

総合技術研究本部　誘導・制御技術グループ
Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group
Institute of Aerospace Technology

澤田弘崇，小田光茂
Hirotaka Sawada, Mitsushige Oda

Abstract : This paper deals with a robotics support of dexterous robot arms, which is supposed to substitute for extravehicular activity (EVA) of astronauts. We focus substitutional supports for space exposed experiments, and we set up an experimental test-bed for evaluation experiment on ground.
In this paper, we report results of evaluation experiments, for example, a small connector handling, and harness tracking or chasing experiments.

1. はじめに

軌道上で建設が続けられている国際宇宙ステーション（ISS）の日本実験モジュール（JEM：きぼう）および，その構成機器である船外実験プラットフォーム（JEM-EF），ロボットアーム(JEMRMS)の打ち上げが来年／再来年と計画されている．EFは宇宙曝露環境を利用した日本独自の実験プラットフォームで，科学実験だけでなく，工学実験や教育のための利用など様々なユーザーによる実験が期待されている．現在，JEMではJEMRMS以外のロボットの利用は正式には決定されていないが，我々は宇宙飛行士支援や，宇宙飛行士の代わりに暴露環境で作業をする支援ロボットの第2期利用以降での軌道上実証を目指している．
これらロボティクスによる宇宙飛行士支援／代替作業はISSなどの軌道上プラットフォーム上だけでなく，将来は軌道上サービスや惑星探査にも応用できる技術であり，様々な形態・方式が提案され研究がなされている．今後，ISS等を利用した軌道上暴露実験は，JEM標準実験ペイロードのような大型実験装置だけではなく，数10cm程度の小規模な実験に対する需要が増えると予想している．このため我々は支援／代替作業の中でも特に精細作業と呼ばれるロボットアーム手先の精細な位置・力制御を必要とする作業に着目し，地上のテストベットを用いて検証および実験を行っている．

本稿では，この代替作業の中で具体的な例として浮遊防止のためのテザーの把持／着脱，コネクタの把持／挿抜作業をロボットアーム手先に搭載されたカメラと力覚センサを用いて実現することを検討し，地上実験テストベッドにて実証した結果について報告する．

2. 研究および開発の概要

2.1. 軌道上暴露実験支援の検討

今後の宇宙開発で予想される宇宙ロボティクス利用形態について検討し，その中で軌道上での暴露実験支援を宇宙飛行士の代替で行うためのロボティクス支援システムについて具体例を提案した．

2.2. 地上実験テストベッドシステムの製作

我々が提案するロボティクス支援システムの要素技術を地上で検証実験するためのテストベッドを構築した．

2.3. テストベッド性能評価実験

2.2.で制作したテストベッドの性能評価実験として，手先位置の精細移動操作を実施し，操作精度を測定した．

2.4. 小型対象物検知およびハンドリング

2.4.1. アルゴリズム検討

我々の提案するロボティクスによる軌道上暴露実験支援の具体例として，電源／通信などのリソースラインの結合操作を挙げ，その操作に必要なハーネス検知／追従，コネクタ把持／挿入方法についてアルゴリズムを検討し，手先カメラの画像フィードバックとFTセンサの力フィードバックを合わせたアルゴリズムを提案した．ここでは汎用的なコネクタであるUSBコネクタのハンドリングおよび挿入を例として検討し，以下を前提とした．USBコネクタおよびハーネスは地上で汎用的に用いられている物と同型とし，コネクタにはロボットハンドでハンドリングするための把持部がついている．また，ハーネス部には手先カメラで認識するための赤いカーラーマーカーが一定間隔でマーキングされており，コネクタ／ソケットには相対関係を計測するための3点マーカーが固定されている．

2.4.2. アルゴリズム検証実験

2.4.1で検討したアルゴリズムの有効性を実証するために，テストベッドを用いて検証実験を行った．検証実験ではまずアルゴリズムのみを検証するために，汎用マニピュレータPA10の手先にテストベッドで用いるカメラとFTセンサを搭載したハンドを装着し，ハーネス検知からコネクタ挿入までの一連の操作を実験により実証した．実際のテストベッドへの実装は今後の予定である．

This document is provided by JAXA.

3.成果の概要

3.1. 軌道上暴露実験支援の検討

宇宙飛行士と一緒に，もしくは代わりにロボットが軌道上での暴露実験を支援するためには，宇宙飛行士と同等かそれ以上の精細な作業を行える必要がある．このためには人間の手のようにある範囲内に納まる物であれば対象物の形状によらず把持することができ，目標の位置まで微細な位置／力制御ができる技術が重要である．また，軌道上でロボットによる暴露実験支援を行う場合には宇宙飛行士への負担を最小限にするために，地上から遠隔操作できるということも重要であるが，どちらにせよ時間遅れなどの問題があるためある程度自律的にタスクを達成することができ，安全もロボット自身かもしくはシステム内で自律的に監視し危険回避できることが理想である．Fig.1に示す図はJEM-EFを利用してこれらの自律作業／監視を実現し，ロボティクス支援のみで暴露実験を行うためのシステム検討をしたイメージ図である．

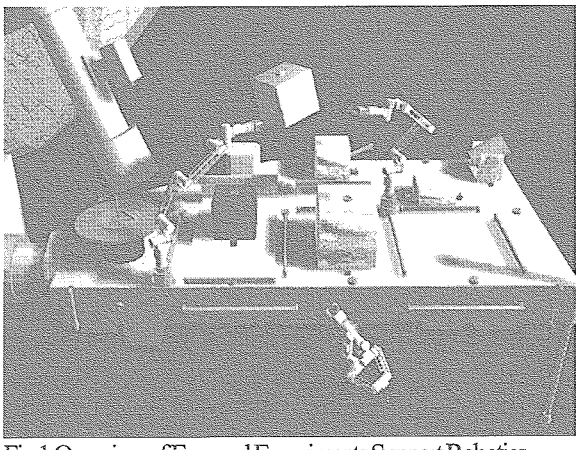


Fig.1 Overview of Exposed Experiments Support Robotics

我々の提案するシステムは，精細作業可能な複数の小型ロボットアームがプラットフォーム上で暴露実験装置の運搬／設置／操作／資料取替などの作業を行い，プラットフォーム全体を監視するもモニタカメラやアーム自身が持つカメラやFTセンサなどを組み合わせて自律的に作業や安全を監視することで，クルーリソースを最小限にすることができるシステムである．

このロボットシステムを実現するためには，(1)安全監視方法（アーム搭載カメラおよび外部監視カメラ，外界センサなどによる協調監視技術），(2)地上から遠隔運用，自律運用技術，(3)各ロボットの自己位置／姿勢同定技術，(4)不確定対象物のハンドリング技術，など様々な解決すべき技術課題があり，将来は宇宙構造物の建設／メンテナンス，惑星探査ロボットなどに直接応用できることが可能であると考えている．

3.2. 地上実験テストベッドシステムの製作

3.1.で検討したロボットシステムの要素技術を地上で検証および評価するための実験テストベッドを製作した．概観をFig.2に示す．主な構成機器は，ロボットアーム2本，ハンドレール・模擬ペイロードなどの環境模擬機器，外部監視カメラ，模擬実験装置，手先カメラ・レーザーセンサなど各種測定機器，制御計算機およびエア型の重力キャンセラである．アームは7自由度で関節配置は根元からRoll-Yaw-Pitch-Pitch-Pitch-Yaw-Rollとなっている．これはSSRMSと同じ自由度配置になっており，人間の手と同じ動きができるため軌道上で宇宙飛行士の代わりに作業させるためには作業計画や緊急時の作業変更等を直感的に考えることができるため有効である．アームの全長は約1.2m(根元ハンド除く)であり，重量はエンドエフェクタ(E.E.)を含めても10kg以下と非常に軽量に作られている．

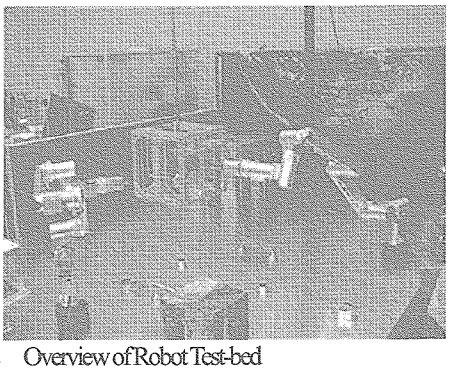


Fig.2 Overview of Robot Test-bed

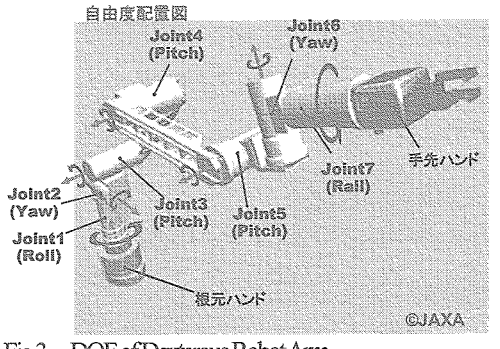


Fig.3 DOF of Dexterous Robot Arm

E.E.はFig.4に示すように開閉式の2指ハンドの先端に爪を3本固定し，手先カメラと，手首の位置に6軸の力トルクセンサ(FTS)が搭載されている．また，アームの制御はメインのコンピュータによって各関節に組み込まれたモータドライバを介して分散型に行う． 外界センサとしては，Fig.5に示すように外部監視カメラ，長距離レーザー変位センサ（分解能0.5mm）および近距離レーザー変位センサ（分解能25μm）構成されている．

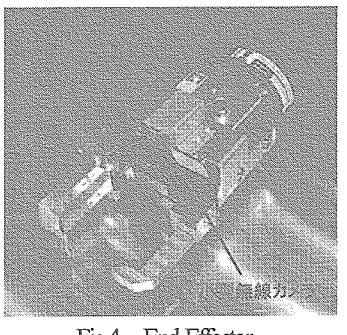


Fig.4 End-Effector

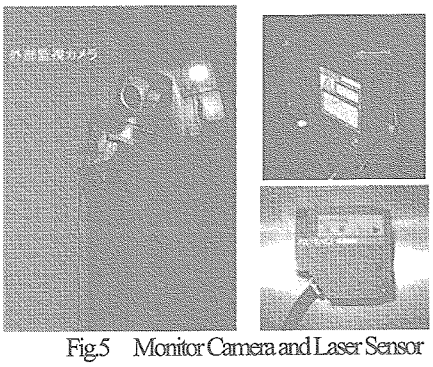


Fig.5 Monitor Camera and Laser Sensor

This document is provided by JAXA.

3.3. テストベッド性能評価実験

制作したテストベッドの性能評価実験の例として，Fig.6に示すようなある基準姿勢において手先の位置を微小変位させた場合の位置制御精度について計測した．微小変位操作の方法は基準姿勢からX,Y,Z各方向に1mmずつ10mm併進移動させた．このときの移動速度を1mm/secと0.5mm/secの2通りで実験し，指令した位置とレーザー変位センサによって計測された初期位置からの相対位置変位を計測して比較した．

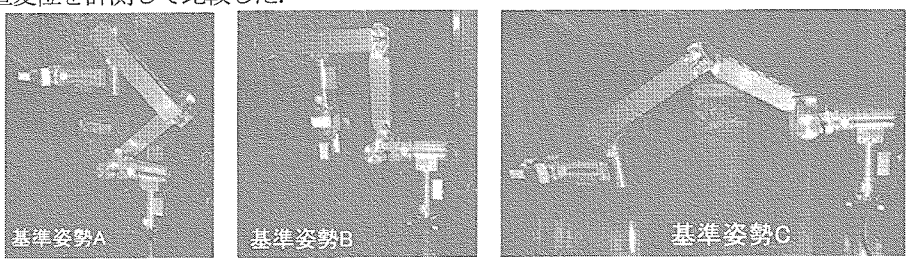


Fig.6 Initial Postures of Micro-Translation Experiment

各基準姿勢の実験結果をTable 1にまとめる．この値は移動中の経路誤差を含まず，目標位置での平均誤差である．地上実験であるため，重力の影響をうけ，基準姿勢と動作方向によって誤差の大きさが異なり，経路誤差が一番大きくなったのはアームを縮めて手先を根元付近にもってきた基準姿勢Bにおいて Y方向に動かした場合，最大で1mmを超えている．しかしながら移動後の目標位置での誤差は十分問題ない値であると考えられる．傾向としては0.5deg/secでゆっくり動かした場合の方が，位置誤差が小さくなっている．

今回は関節への指令値を計算する際に設計図面ベースでの寸法を用いたため，組み立て精度による寸法誤差が手先位置誤差の大きな原因と考えることができる．それらを考慮すると約0.1mmの誤差は十分小さい値であると考えられ，我々の目指す精細作業のための位置制御精度は十分に達成できていると見なすことができる．

Table 1　Experimental Result

基準姿勢	A		B		C	
移動速度[mm/s]	1	0.5	1	0.5	1	0.5
X平均偏差[mm]	0.18	0.15	0.06	0.04	0.09	0.08
Y平均偏差[mm]	0.04	0.09	0.17	0.13	0.4	0.13
Z平均偏差[mm]	0.18	0.08	0.11	0.12	0.11	0.18

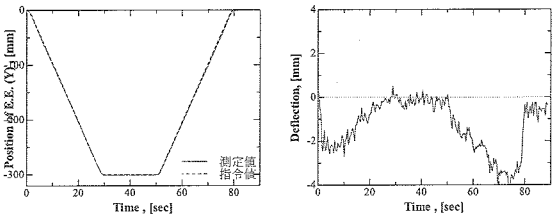


Fig.7 Translation Experiment (Y axis)

次に微小変位ではなく比較的長い距離を直線移動させた場合の実験結果例について示す．Fig.7に示すグラフは基準姿勢AからY方向に-10mm/secで-300mmまで直線移動させた場合のY方向の誤差である．移動中の経路誤差が行きで約2mm，帰りで最大約 4mm と大きくなっているが，これはアームやアームが固定されているベースの剛性などの影響が大きいと考えられる．目標位置では誤差が数百μmと微小変位実験と同様，十分な精度が出ているといえる．

3.4. 小型対象物検知およびハンドリング

3.4.1. 挿入アルゴリズム検討

本テストベッドのロボットアームは7DOFの冗長自由度のため，実際の作業では手先に速度指令を与え，分解速度制御によってアームを操作した．画像フィードバックと力フィードバックを用いてUSBコネクタをソケットに挿入するためのアルゴリズムについて示す．

まず，手先カメラによってソケットとの相対位置/姿勢を計測し，目標位置/姿勢$\mathbf{r}_d$を決定する．現在位置/姿勢$\mathbf{r}$より，手先への速度指令

$$\mathbf{v}_d = \mathbf{v}_{lim}\frac{\mathbf{r}_d - \mathbf{r}}{\|\mathbf{r}_d - \mathbf{r}\|} \tag{1}$$

を決定する．

次に操作力リミット$\mathbf{F}_{lim1}$を設定し，この操作力を超えないように手先指令にフィードバックをかける．

Fig.7に示すように，手先に力が加わった場合には，その力を軽減する方向に速度補正を行う．速度補正項$\mathbf{v}'_{d1}$は2次関数で記述し式(2)のようにする．

$$\mathbf{v}'_{d1} = \left(2\mathbf{F}_{lim1}{}^{-1}\mathbf{F} - 1\right)^2 \quad if\ (\mathbf{F}_i \geq 1/2\,\mathbf{F}_{lim1\,i}) \tag{2}$$

ただし，補正によって速度リミットを超えないように

$$\mathbf{v}'_{d1} = -2\mathbf{v}_{lim} \quad if\ (\mathbf{v}'_{d1} \leq -2\mathbf{v}_{lim}) \tag{3}$$

とし，手先の速度指令に足し合わせる．

$$\mathbf{v}_d \mathrel{+}= \mathbf{v}'_{d1} \tag{4}$$

This document is provided by JAXA.

ここで，操作力のリミットは実際に人間がUSBコネクタを挿入する場合の力プロファイルを取得し，それを基に併進挿入方向20N，垂直方向2N，回転方向は1Nmとそれぞれ設定した．上記の速度補正によって，負荷がリミット値を超えた場合には速度が逆転し，前述した人間の挿入時のように手先を左右に動かしながら挿入という操作を実現することができる．

しかしながら，USBコネクタのように挿入時のクリアランスが非常に厳しい場合，Fig.9のようにソケット入り口付近の壁に接触し手先に負荷がかかると，その負荷を軽減する方向に手先の位置/姿勢を補正するため，補正によって挿入可能なクリアランスから外れてしまい挿入が失敗する可能性がある．

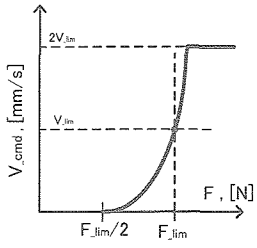


Fig.8 Velocity Control with Force Feed-Back

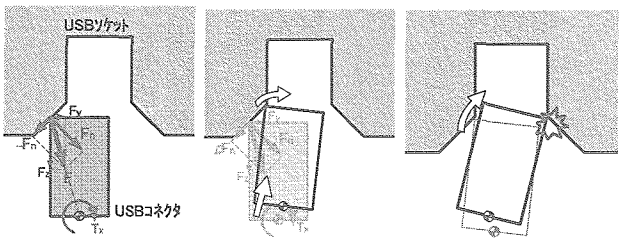


Fig.9 Force Feed-Back of Connector Insertion

そこで，手先に力が加わった場合には，ただ力を軽減しようとするだけでなく，力の加わり方によって手先の位置をしながらソケットの挿入口を検索するという操作を追加する．

コネクタの挿入方向(z)に関してリミットを超える力がかかった場合，その時刻とをt_0とすると振幅Aだけ-z方向に引き戻すという操作を加える．また，このときにz軸以外の併進方向に関しては負荷と同方向に位置補正(Position Adjustment:PA)を加える．

$$v'_z = A\sin(\omega(t-t_0)) \quad if\ t-t_0 \le 2\pi/\omega$$
$$v_{zd} += v'_z \tag{5}$$

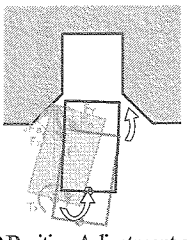


Fig.10 Position Adjustment of E.E.

こうすることによって，コネクタがソケット入り口付近でまだ挿入されていない場合には，引き戻した際に手先の負荷が抜ける．これに対し，コネクタがソケット内に挿入されている場合には-z方向に引き戻すと摩擦によって+z方向に力が加わるため挿入がされていることが知ることができる．また，コネクタが壁などに接触し過度の力がかかり続ける場合には，その間は力が軽減する方向に目標値を微小変位させる．

$$r'_{d1} += \delta r_1 \quad if\ F_i \ge F_{lim1\,i} \qquad r_d += r'_{d1} \tag{6}$$

これらの力フィードバックと位置補正を組み合わせることによって，手先およびソケット側に過度の負荷を与えることなく，また，位置が多少ずれていても位置補正をしながら厳しいクリアランス内に収めることが可能となる．

3.3.2. アルゴリズム検証実験

3.3.1で提案するアルゴリズムの検証実験結果について述べる．ロボットアームによってコネクタを結合する場合，予めコネクタの位置をロボットが知っており，その付近まで手先を移動した後に画像処理を行いながら最終的な位置微調整をし，把持するというのが一般的なシーケンスである．ここではもう一つの追加作業として，コネクタ把持の目標位置周辺で，まずはハーネスを検索し，ハーネスを辿ることによってコネクタ把持位置まで手先を誘導するという作業を想定し実験を行った．このハーネス検知追従技術はリソースラインの結合だけでなく，浮遊防止テザーの検知や，不慮の状況でコネクタが外れてしまいハーネスにつながったコネクタが浮遊している場合にコネクタを把持するのに必要な技術である．

Fig.11にUSBコネクタを把持した場合の手先ハンド座標系を示す．コネクタの挿入方向は+z方向である．コネクタ把持や挿入時の目標位置はそれぞれコネクトとソケットに固定された3点マーカーを用いて相対関係を計測し，ハーネスと距離計測／追従方向決定はハーネス幅およびハーネスにつけられたマーカーを用いて行った．

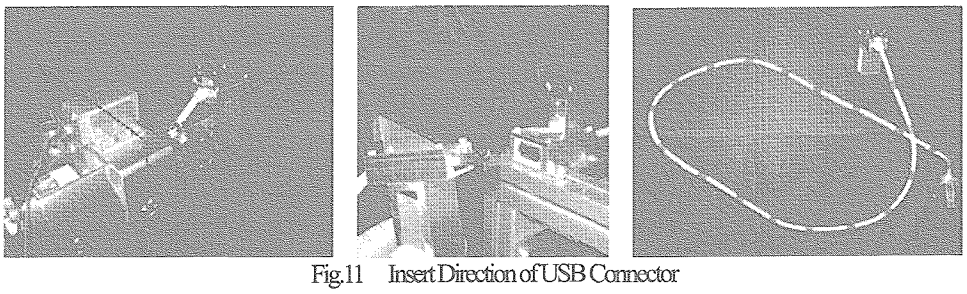


Fig.11 Insert Direction of USB Connector

(A)コネクタ挿入実験

アルゴリズムの有効性を比較するため，コネクタ挿入に画像フィードバック(VF)のみを用いた予備実験を行った．画像処理によって正確に目標位置に手先があれば，力フィードバック(FF)を用いなくて当然挿入することが可能である．しかし，実際には画像処理結果には様々な要因による誤差が含まれている．予備実験では挿入位置が目標位置よりx,y方向で1mmずれると，そのままz方向に進行しても挿入できないことが分かった．一方，同条件でPAを適用した場合には位置補正して，

This document is provided by JAXA.

正しい挿入位置を検索している時間はかかるものの，正常に挿入することが可能であった．実験結果を Fig.12 に示す．

実験により PA を適用することでコネクタを正しく挿入することが可能となることが確認された．Fig.16 は正しい挿入位置に対して，コネクタ先端の x,y 位置がどのように移行したかプロファイルを示したグラフである．

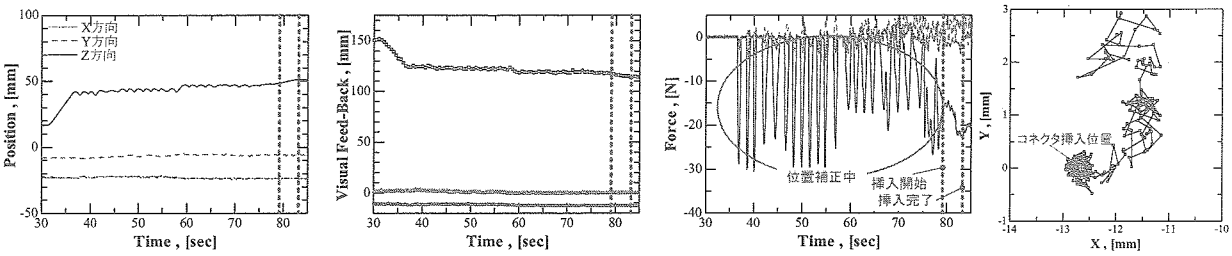


Fig.12　Experimental Result of Connector Insertion Experiment

(B)ハーネス検知/追従+コネクタ把持/挿入実験

次に想定した一連の作業を通しての実験を行った．作業シーケンスは以下である．

(1)手先カメラの画像の中からハーネスを検知する．

(2)ハーネスが視野にない場合は手先を移動させハーネスを検索する．

(3)ハーネスを検知したら進行方向を決定し，ハーネスを追従していく．この際，ハーネスの直径を計測することによってハーネスとの相対距離を計算し，手先とハーネスの距離を指令された値に保ちながら追従する．

(4)ハーネスの先端に辿りついたらコネクタ把持部の 3 点マーカーを検出し，コネクタとの相対位置/姿勢を計測する．

(5)コネクタに接近した後に把持し，ソケット付近まで移動する．

(6)ソケット側の 3 点マーカーを検出し，ソケットとの相対位置/姿勢を計測する．

(7)手先の位置と力を制御しながらコネクタを挿入する．

Fig.13 にハーネスを検出し画像処理した結果を示す．ハーネスを検索後，検知したら手先に進行方向をベクトルとして与え，ハーネス上の赤いマーカーを検知した場合にはその前後の幅を計測することで距離情報もアームに送る．このときの手先位置データを Fig.14 に示す．ハーネス検索は手先を初期位置から φ150mm の円を描くように移動し，検出に成功した後にコネクタ位置までハーネスとの距離を 120mm に保ちながら追従するよう操作した．

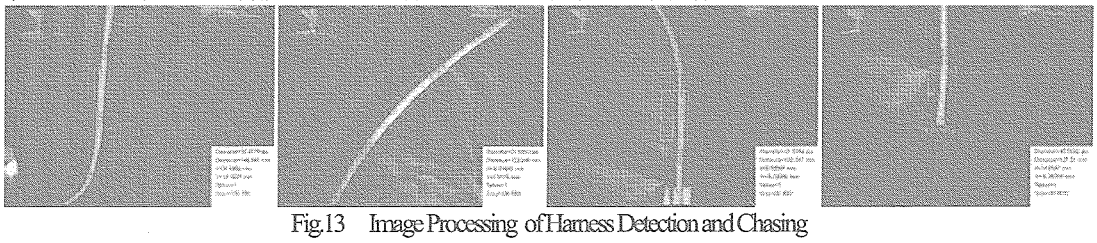


Fig.13　Image Processing of Harness Detection and Chasing

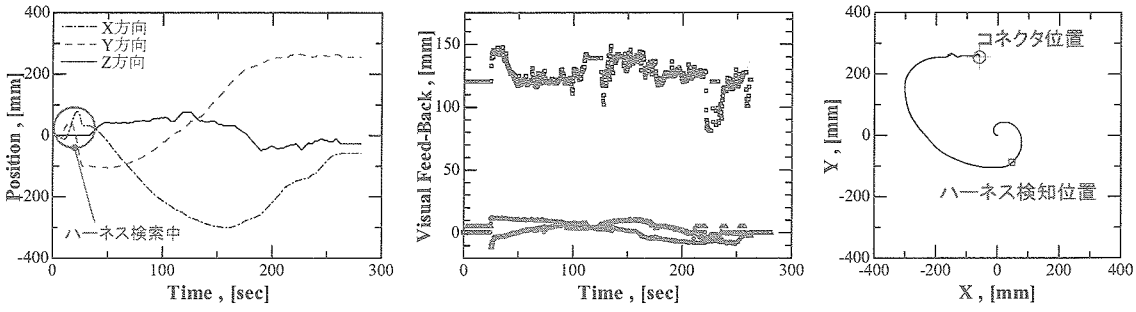


Fig.14　Experimental Result of Harness Detection and Chasing

Fig.15(a)～(f)にその後のコネクタ検知から挿入までの画像処理結果を示す．(a)ハーネスを辿り，手先が先端のコネクタ付近に達したらハーネス検知の画像処理からコネクタの 3 点マーカー検知の画像処理に切り替え相対位置/姿勢を計測する．(b)正常に 3 点マーカーをトラッキングできたら，コネクタ把持位置まで手先の位置と姿勢を制御し，(c)ハンドによってコネクタを把持する．コネクタを把持したら，(d)予め設定されたソケットの位置付近まで手先を移動し，(e)その周辺でソケット側の 3 点マーカーを検索し，(f)正常に検知できたら手先の力を制御しながらコネクタを挿入する．Fig.16 にこのときの手先位置データを示す．また，このときの VF の画像処理結果と FT センサの値を Fig.17 に示す．

今回の実験では単独のロボットアームによる作業で手先カメラ画像と FT センサのみで行ったが，画像処理アルゴリズムの自動切換え，対象物が検知できない場合の検索，画像処理が正常に行われない場合の待機/退避モード，手先負荷による位置補正など半自律的な作業を実現することができた．今後，軌道上での安全性，確実性の高い精細作業を実施するためには単独ロボットの監視ではなく，別のロボットやモニタカメラによる監視を同時に行い，作業ロボットの制御に組み込んで行く必要がある．

This document is provided by JAXA.

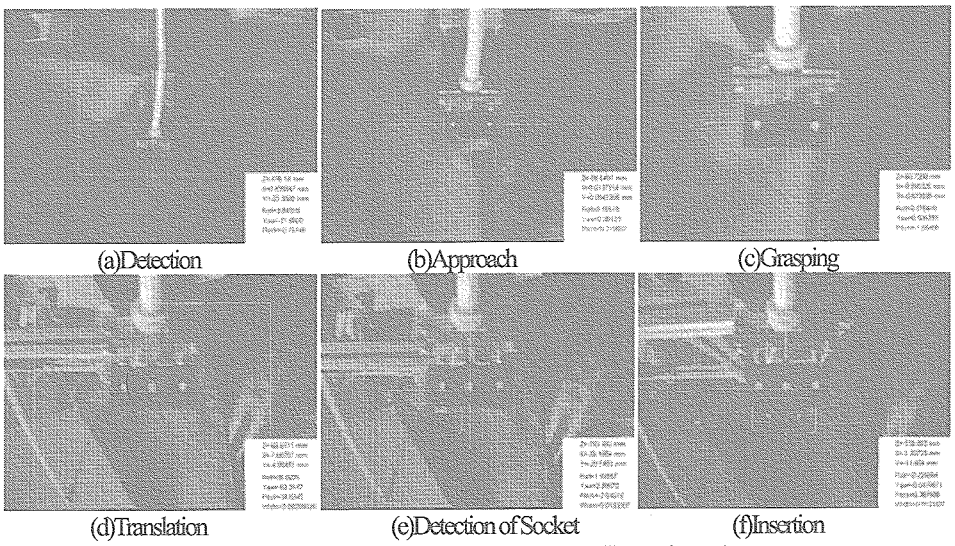


Fig.15 Image Processing of Connector Handling and Insertion

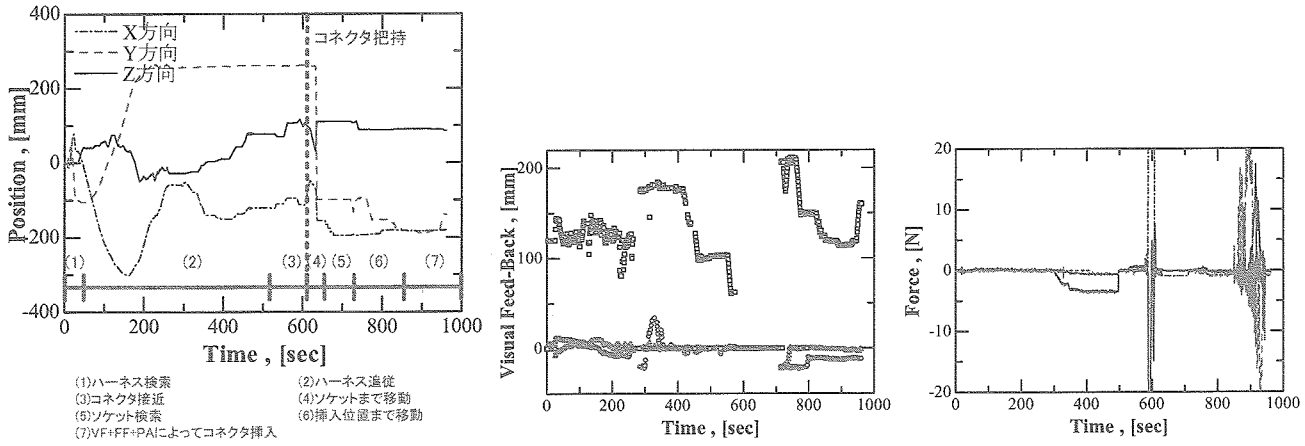


Fig.16 Experimental Result of Connector Handling and Insertion

4.まとめ

ロボティクスによる軌道上暴露実験支援などのEVA代替作業の地上検証用テストベッドを整備し，システム構成機器である精細作業ロボットアームを用いた実験支援作業について検討した．その中で具体的な例として，汎用コネクタのハンドリングおよび挿抜操作を想定し，コネクタ挿入時の制御アルゴリズムおよびハーネス検知からコネクタ把持/挿入までの操作シーケンスに関して検討および検証実験を実施した．

汎用コネクタの挿入操作に関してはUSBコネクタを用い，挿入のための厳しいクリアランスと大きな摩擦を考慮して力フィードバックおよび位置補正による挿入アルゴリズムを提案した．これらのアルゴリズムと手先カメラによる画像フィードバックを用いることで，コネクタの位置が目標位置より数mmずれている場合でも過度の力を与えることなく挿入可能であり，挿入後も適切な押し付け力を保持可能であることを実証した．

ハーネスを検知してからハーネス先端のコネクタを把持，目的のソケットに挿入するまでの一連の操作に関して実験を行い，半自律的に操作が可能であることを実験により示した．画像処理によってハーネスの直径を検出することによってハーネスとの相対距離を保ちながら追従し，コネクタ把持および挿入に関してはコネクタ/ソケットにそれぞれ取り付けられた3点マーカーを検出することで手先との相対関係を計測し，最終的にはFTセンサのデータを基に力フィードバックおよび位置補正をすることで安定してコネクタの挿入が可能であることを実証することができた．

本実験では，アーム単体のカメラおよびFTセンサを用いて操作を行ったが，軌道上で安全確実に作業を行うためにはコネクタ把持完了やコネクタ挿入完了の確認方法，作業時のロボットアームと障害物との干渉/衝突回避などを別のセンサで行う必要がある．これらは自律的に全ての作業を行うためには必須の技術であり，テストベッドの2本のアームおよびモニタカメラを用いて行う予定である．

[参考文献]

[1]伊藤，“船外実験プラットフォーム利用利便性向上と利用促進制度見直しへの取り組みについて”,第25回ISS利用WG，東京，2003年9月

[2]上野他，“船外実験支援精細作業ロボットの構想”，第48回宇宙科学技術連合講演会，福井，2004年11月

[3]澤田他，“精細作業用協調ロボット地上実験テストベッド”，第49回宇宙科学技術連合講演会，広島，2005年11月

This document is provided by JAXA.

ロケット搭載用太陽センサの飛翔実験
および地上における姿勢決定システム

Flight Test of Rocket Sun Aspect Sensor and Attitude Determination System on the Ground by M-V-8 Launch

広川英治[*1]，○成田伸一郎[*1]，太刀川純孝[*1]，森田泰弘[*2]
[*1]宇宙科学研究本部　技術開発部　探査機機器開発グループ
[*2]宇宙科学研究本部　宇宙輸送工学研究系
Eiji Hirokawa[*1], Shinichiro Narita[*1], Sumitaka Tachikawa[*1], Yasuhiro Morita[*2]
[*1]Technology Development Department Spacecraft instrument Development Group
[*2]Department of Space Transportation Engineering

Abstract
In order to detect attitude for spinning rocket, we have developed a sun aspect sensor (RSAS) with a field of view of 128 degree and resolution of 0.5 degree. Furthermore, we have developed the attitude determination system using data of sun sensor and geomagnetic aspect sensor on the ground. The sun sensor was flight tested with ISAS rocket (M-V-8) on 23rd February 2006. Purposes of the test were environmental test (vibration, shock etc) during launching. It was found the sun sensor had no trouble during flight and able to determine attitude for spinning rocket.

1．はじめに

本研究は平成　　年度より実施しており，M型ロケットには従来から姿勢を知る手段として慣性基準装置の他，地磁気センサ及びスピン型太陽センサが搭載されてきた．近年，従来型太陽センサの後継機として，精度の向上と軽量化ならびに多目的に使用できる太陽センサが要求されてきており，この観点から新しい太陽センサの開発を行ってきた．

この新型太陽センサの特徴は上記の太陽光検出部を利用し，処理回路を工夫することにより，目的・精度及び重量の異なった3種類の太陽センサを構成することが出来ることである．このうちの1種類に8ビットのデジタル太陽センサはINDEXならびにDASHなどの姿勢制御用の太陽センサとしても使用された．

2．研究概要

平成17年度は以下の項目について研究・開発を行った．

(1) M-V-8号機における太陽センサ飛翔実験

M-V-8号機に搭載した太陽センサは，今後のロケットバス機器としての姿勢決定用太陽センサの性能・機能を実証するためのものであり，INDEXと同型の太陽センサを用い，これに電源部、テレメータ・コマンド処理回路を付加したものである．

(2) 地上における姿勢決定システムの構築

地上に置いて姿勢センサのテレメトリデータ受信から姿勢決定までを行う地上姿勢決定システムを構築し，飛翔前試験におけるセンサ動作確認及び飛翔データを用いたM-V-8号機の姿勢決定を行った．

本報告はロケット太陽センサの概要と姿勢決定システムについて，M-V-8号機の飛翔結果と併せて報告する．

3．成果の概要

3－1　ロケット用太陽センサの構成

新型太陽センサの太陽光検出部はシリコンフォトダイオードを用いており，表面に7ビットのグレイコードパターンと4つのアナログチャンネルパターンを有したものである．スリットを通過した太陽光は7ビットのグレイコードパターン出力から得られる情報とアナログチャンネルから得られた位相データをデジタル化した

This document is provided by JAXA.

情報を組み合わせ，合計8ビットの角度情報として出力される．

また，ロケットの姿勢を決定するためには地磁気センサのデータと組み合わせて行う．そのときのデータの同時性を得るために太陽センサの取得タイミングで地磁気データをラッチし，姿勢決定誤差の要因を少なくするための対策も行っている．また非スピン時における地磁気データ取得のために，太陽センサに約10秒間新たな太陽光が入射しなければ，太陽センサデータとしてダミーデータをラッチし，そのときの地磁気データを取得する．以下の表1に太陽センサの仕様を，Fig. 1 に太陽センサ模式図を示す．

Table. 1　太陽センサ/センサ部の仕様

項目	値	単位
検出部	Siフォトダイオード	-
有効視野角	±60	deg
分解能	0.5	deg
電力	1004	mW
大きさ	55*65*47	mm
重量	140	g

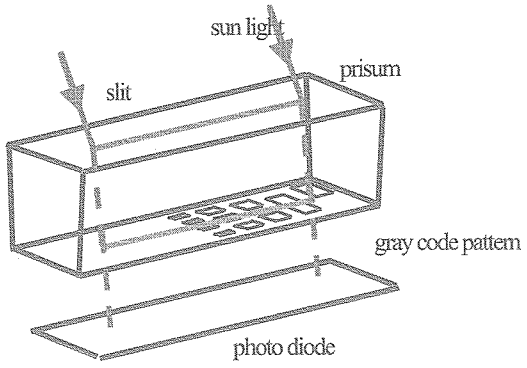


Fig. 1　太陽センサの原理

上記に示した太陽センサと地磁気センサ（GA）を使用したロケット用姿勢センサの構成を以下のFig. 2に示す．

RSASの電源は共通機器用バッテリから供給される．またRSASのON/OFFはCMD（コマンド受信）回路により指令される．一方，太陽センサパルスにより同時取得された姿勢データはPCMテレメータを通じて地上局に送信される．地上にて受信された姿勢データは地上の姿勢決定システムにて姿勢が算出される．

ロケット太陽センサと地磁気センサの位置と位相をFig. 3に示す．

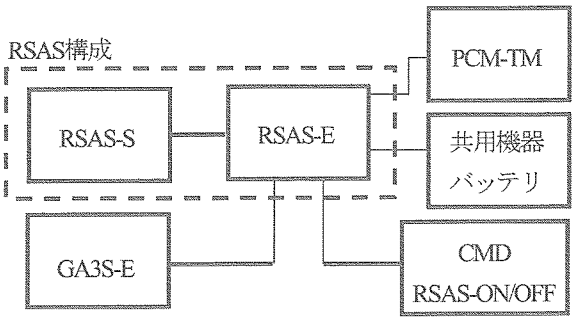


Fig. 2　ロケット用姿勢センサ構成

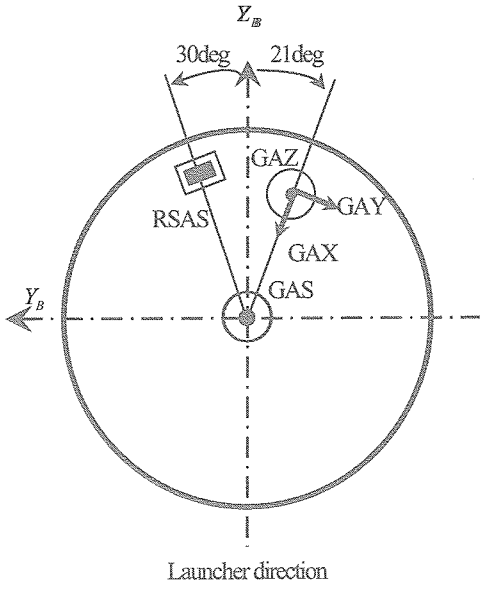


Fig. 3　センサの位置と位相

3－2．地上姿勢決定システムの構築

太陽センサから得られるデータは測定時における太陽方向とロケットのスピン軸がなす角度である．これを太陽角と呼ぶ．太陽基準方向が求まると，太陽角度の円錐面上にスピン軸があることが分かる．さらに，他センサにおけるもうひとつの基準方向との円錐角を用いてこの交点より，スピン軸を求めることが出来る．2つの基準方向におけるコーン角をFig. 4に示す．

太陽センサのテレメトリデータを得るための地上局システムについて述べる．全てのテレメトリデータは，データバッファ部であるテレメータインターフェースユニット（TIU）に蓄積される．ここからデータをサーバ部に蓄積し，太陽センサのデータのみを抽出する．TIUはサーバ部から状態監視，データ保存の操作を行うこ

This document is provided by JAXA.

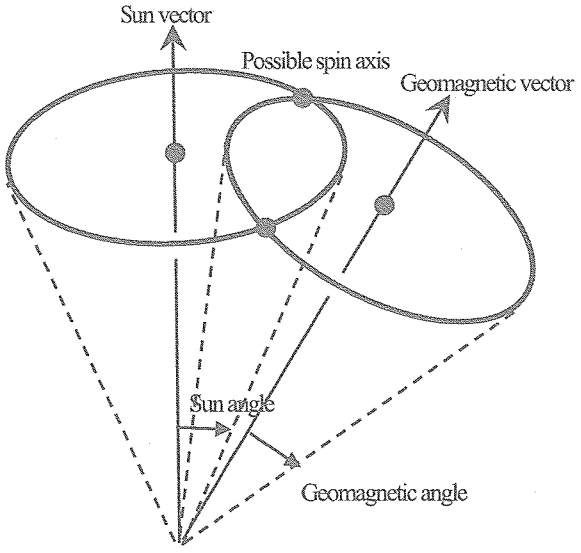


Fig. 4　基準方向におけるコーン角

とができる．ロケットテレメータ環境とTIUはD-Sub-フラットケーブルに接続され，TIUとサーバ部とはUSB2．0変換ケーブルで接続される．

3－3　飛翔結果

予測値は以下のように計算される．ロケットテレメータには慣性基準装置から得られた位置・姿勢データが含まれている．太陽角はユリウス暦から得られた太陽位置とロケットの姿勢データを用いて算出した．ロケットの位置による地磁気強度は地球磁場近似モデルを用いて算出した．地磁気センサの飛翔結果には予測値と比較してバイアス誤差が含まれているためその値は大きく異なっていた．打ち上げ時はランチャ等の磁性体による影響があるため，ロケットがランチャから離れセンサデータが安定した時の値をバイアス誤差として，その後のセンサデータから差し引くことでバイアス誤差補正を行った．

以下のFig．5に地上姿勢決定システムを用いて得られた太陽センサの予測値と実際の飛翔結果を，Fig．6に地磁気センサの予測値と実際の飛翔結果，Fig．7に地磁気センサの値を用いて算出した地磁気角を示す．横軸の時刻は打ち上げ時を0とした．

これらの太陽角及び地磁気角から3-2節に示したコーン角法を用いてM-V-8号機の姿勢決定を行った．

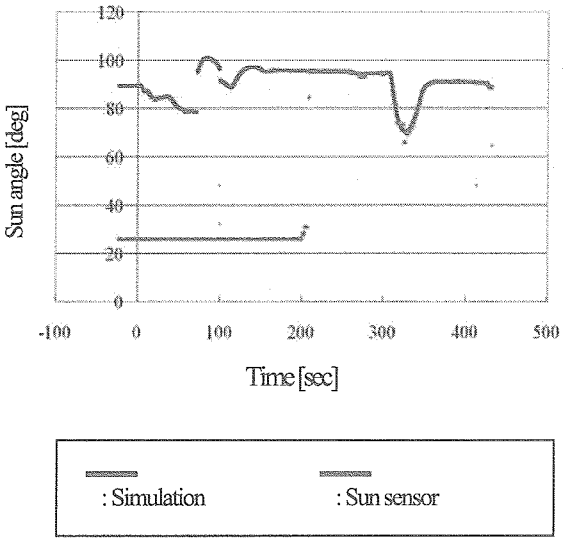


Fig. 5　太陽センサの予測値と飛翔結果

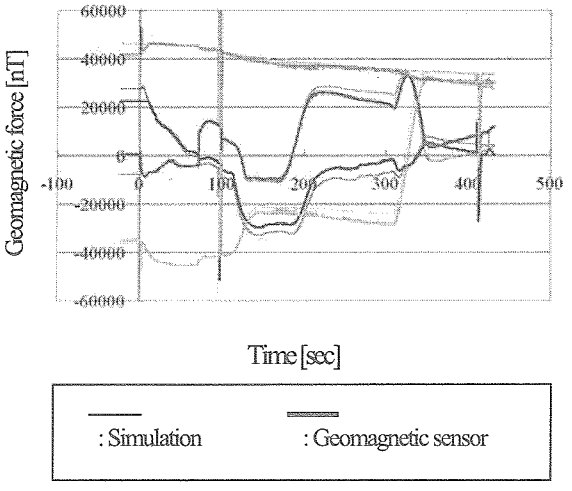


Fig. 6　地磁気センサの予測値と飛翔結果

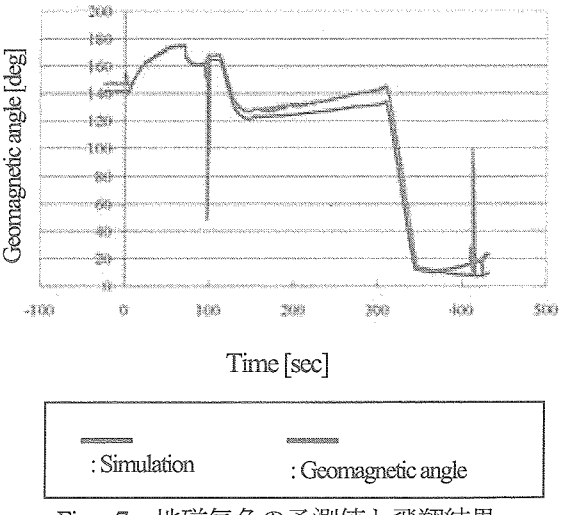


Fig. 7　地磁気角の予測値と飛翔結果

This document is provided by JAXA.

コーン角法により姿勢方向は2つの候補が得られる．Fig. 8に慣性座標系におけるM-V-8号機の姿勢方向の赤経を，Fig. 9に姿勢方向の赤緯を示す．また慣性基準装置から得られたロケットの姿勢角を同じように慣性座標系で表し，太陽センサ及び地磁気センサから得られた姿勢候補と比較とした．

フェアリング開頭後，ロケットの姿勢に変更があったシーケンス時において太陽センサが設置された位相が太陽に面したときに太陽角が得られ，姿勢候補も得られた．このときの値を慣性基準装置から得られた姿勢と比較すると，約2～4degの誤差であった．

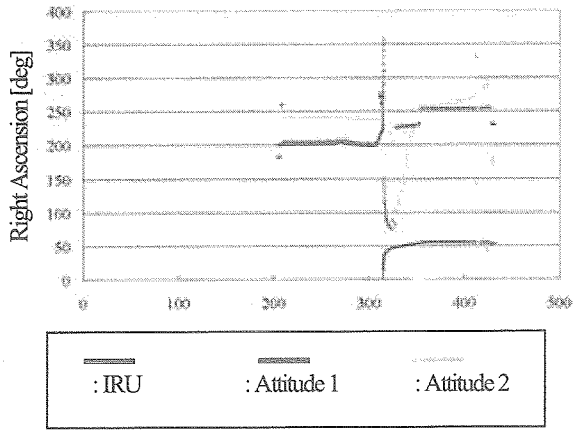


Fig. 8　姿勢方向（赤経）

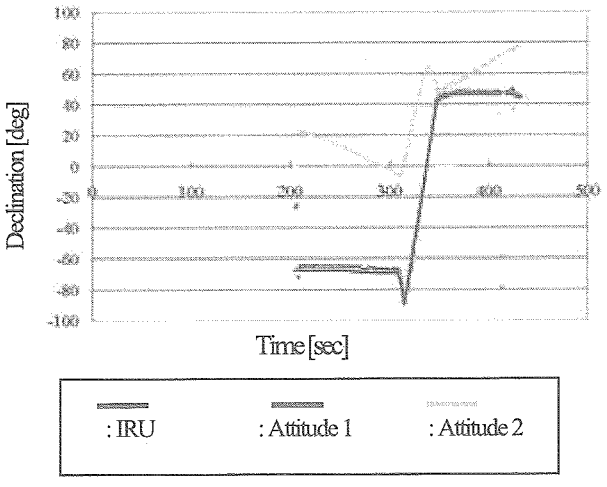


Fig. 9　姿勢方向（赤緯）

4．まとめ

この度，センサ部に電源部，テレメータ・コマンド処理回路を付加したロケット用太陽センサを開発し，飛翔前試験及びM-V-8号機飛翔実験を通してその性能・機能を検証した．飛翔シーケンスにおける太陽光の入射時刻及びそのときの予測値を試験結果と比較検証することにより，太陽センサが正常に動作していることを確認した．これにより今後のバス機器としてのロケット用太陽センサとして実用できる見通しがついた．

また，地上に置いて姿勢センサのテレメトリデータ受信から姿勢決定までを行う地上姿勢決定システムを構築し，ロケットテレメータデータの受信及び姿勢センサを用いてのM-V-8号機の姿勢決定を行うことが出来た．また姿勢決定のみならす，将来ロケット搭載用計測機器の総合監視視システムとしても応用できると考えている．

参考文献

[1] Pedro Ramon Escobal, Method of Orbit Determination, John Wiley & Sons. Inc, 1965.

[2] Ralph Deutsch, Orbital Dynamics of Space Vehicles, Prentice-Hall, Inc, 1963.

[3] The Astronomical Almanac, U. S. Nautical Almanac Office, 2006.

[4] K. Ninomiya., E. Hirokawa, K. Syuto, K. Suzuki, Attitude determination of Science satellite「TAIYO（1975-014A）」, University of Tokyo Aerospace laboratory reports vol.12, no10（A）, (1976), PP.438 - 476.

[5] E. Hirokawa, H Saito, K. Ninomiya, K. Kawashima, M. Abe, Light-weight, small-size, sun aspect sensor of 0.1-0.5 degree accuracy for lunar-penetrators mission, International symposium on space technology and science,(1994).

[6] 茂原正道，宇宙工学入門，培風館，1994.

[7] 狼嘉彰，冨田信之，中須賀真一，松永三郎，宇宙ステーション入門，東京大学出版会，2002.

[8] 国立天文台，理科年表平成17年2005，丸善株式会社，2005.

[9] 井上圭典，鈴木邦裕，天体位置略算式の解説，海文堂，1991.

This document is provided by JAXA.

誘導制御機器の開発
Development of High Performance Satellite Attitude Control System

小型高機能 GPS 受信機の研究

Research on a New Generation Spaceborne GPS Receiver

誘導・制御技術グループ　鈴木　秀人，石島　義之，山元　透
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group
Hideto Suzuki, Yoshiyuki Ishijima, Toru Yamamoto

Abstract

Spaceborne GPS receiver is a very useful component which enhances spacecraft autonomy, so the requirement for receivers is getting advanced. Moreover, in GPS modernization, new civil signals on L2 and L5 frequency bands will be added. In this study, a new generation spaceborne GPS receiver is investigated, which can track more 24 GPS satellite signals including the L2 new civil code (L2C). In this paper, the concept of the new GPS receiver is described and functional test and results. And the new L2C signal acquisition/tracking and the effect of sampling jitters in the direct sampling approach, which have recently been investigated for signal processing in commercial GPS receivers, are shown.

1．はじめに

総合技術研究本部誘導・制御技術グループでは、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、次世代 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 GPS 受信機の小型化・高機能化に対する要求は非常に高くなってきている。小型・高機能化には、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 近代化計画の中で 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)打ち上げの開始(2005 年 9 月)、L5 帯対応衛星(Block IIF)打ち上げ（2007 年予定)が間もなく実施される状況である。そのような背景から、本研究では、最新の電子部品技術を反映し宇宙用 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）への対応、それら仕様を取り込んだ将来向けの GPS 受信機の高機能・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 受信機の設計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

This document is provided by JAXA.

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17年度は、平成16年度までに完成したL2C対応2周波GPS受信機の機能モデル(BBM)の評価を継続して実施した。まず、平成16年度検討結果から課題となっていたオンボード2周波航法ランダム誤差低減について検討した。周波数間・チャンネル間バイアスの補正及び適切なスムージング処理を組み合わせることでランダム誤差を大幅に低減できることを確認し、2周波航法の基本設計を確立した。また、2005年9月に打ち上げられたBlock IIR-M衛星からL2C実信号さらに、民生分野ではGPS技術の発展が著しいが、その中で注目されている「ダイレクトサンプリング技術」を採用したGPS受信機の概略検討及び要素試作試験を実施し、受信機システムへの要求(クロック、サンプリングジッタ等)を明確にした。さらに、新しい0.15μmプロセスのCMOSデバイスを利用した場合の1チップ化を含めた開発構想について具体化した。平成17年度の主な研究内容をTable 1に示す。

Table 1 The Items of Study of Spaceborne GPSR in FY17

研究項目	研究内容
(1)L2C対応2周波機能モデル(BBM)によるL2C受信機能確認	平成16年度完成した機能モデル(BBM)を利用しBlock IIR-M衛星から放送されるL2C実信号を受信し機能・性能をシミュレータ試験とポイント的に比較評価する。
(2)オンボード2周波航法高精度化	航法アルゴリズム高精度化として以下を実施。 ・ランダム誤差要因の特定とキャリブレーション ・スムージング時間の最適化
(3)次世代GPS受信機検討・試作	最新電子部品(CMOSデバイス)や民生技術(ダイレクトサンプリング)を採用した次世代GPS受信機について以下の研究を実施。 ・開発構想検討 ・GPS受信機システム概略設計、構成要素検討 ・要素試作(民生S/H回路のジッタ特性評価)

3．成果の概要

(1)L2C対応2周波機能モデル(BBM)によるL2C受信機能確認

上記の次世代GPS受信機の技術課題の中で、特にL2C信号処理機能・性能の確認を実施した。まず、L2C対応2周波受信機の機能モデルについて概略を説明する。Fig.1には信号処理ボードと機能モデルを示す。FPGAにはL1C/A及びL2CのA/D変換後のディジタル処理, すなわち信号捕捉, DLL、FLL、PLL等の追尾ループ処理、その結果から観測計算が行われる. 航法メッセージ抽出やオンボード航法処理は別のMPUボードに搭載されたソフトウェア上で実施される。チャンネル数はL1C/A、L2Cともに12ch実装されている。

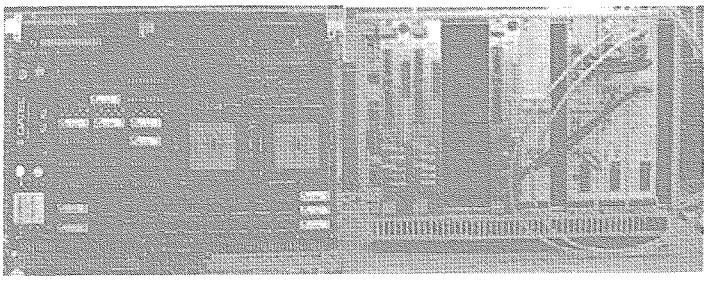


Fig.1 GPS受信機信号処理部と機能モデル(BBM)

This document is provided by JAXA.

また、L2C 信号を送出する Block IIR-M 衛星の一号機が 2005 年 9 月に打ち上げられ，初期チェックアウトフェーズを経て、2005 年 12 月より L2C 信号の放送が開始されている。2006 年 3 月時点では本格運用でなく、新航法メッセージ（CNAV）はまだ放送されていなかった。

Fig.2 には試験結果（シュードレンジ精度評価）を示す．L1 C/A と L2C はチップレートとしては同じなので，理論的には同じ電力レベルではほぼ同じ観測精度となる。実信号試験では．アナログ部調整が完全ではなかったために，シミュレータ試験よりも電力レベルが低く、また観測精度も悪くなっているが、シミュレータ試験ではほぼ理論どおりの結果となっており、受信機能確認としては問題無いと考えている。

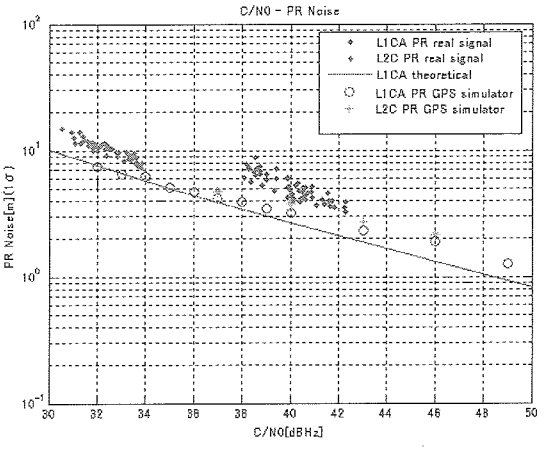


Fig.2　シュードレンジ観測精度評価[3]

(2)オンボード 2 周波航法高精度化

平成 16 年度に引き続き、L1 及び L2 観測量を用いたオンボード 2 周波航法について検討した。従来の衛星では 1 周波航法が一般的であったが、電離層遅延誤差が補正できない等、精度向上の点で大きな制約になっていた。ただし、2 周波観測量を用いる場合は、観測量の線形結合を用いるので観測ノイズの増大に注意する必要があるが、適切なスムージング処理を行うことで低減は可能である。ここでは，シュードレンジ及び搬送波位相観測量から電離層フリーのシュードレンジ及び搬送波位相を求めてからスムージング処理を行い、航法計算に用いることとしている。また，ランダム誤差要因の調査の結果、周波数間・チャンネル間バイアス等についてもキャリブレーションが必要であることが判明した。特に、BBM では 1～6ch までと 7～12ch で別の FPGA で信号処理を実施していることに起因する誤差（チャンネル間バイアス誤差）をキャリブレーションしたところ、ランダム成分が大幅に改善した。Table 2 には、2 周波航法結果の一例を示す．この解析では、補正の効果を評価するために GPS 衛星の軌道誤差を考慮しておらず、電離層遅延誤差が最も支配的な誤差源となっている。表から分かるように、2 周波航法の場合は、電離層遅延誤差が補正され、Radial 方向の位置誤差バイアス成分が 1 周波航法に比較して大幅に改善されている。また、昨年度結果と比較すると誤差のランダム成分が大幅に減少されていることが分かる。また、GPS シミュレータによる低軌道シナリオ試験を実施しており、GPS 受信機の総合動作として問題無い事を確認している（Fig.3 参照）。

Table 2　2 周波航法精度評価結果

	位置誤差[m] *1)		
	Radial	Along-Track	Cross-Track
1 周波航法 L1 C/A のみ	-8.45±1.40	-0.92±0.55	-0.07±0.73
2 周波航法（H16 結果） L1C/A・L2C	-0.43±2.48	-0.12±1.08	0.15±1.06
2 周波航法（H17 結果） L1C/A・L2C	-0.04±1.27	-0.95±0.64	-0.04±0.58

*1)---バイアス誤差±ランダム誤差（1σ）

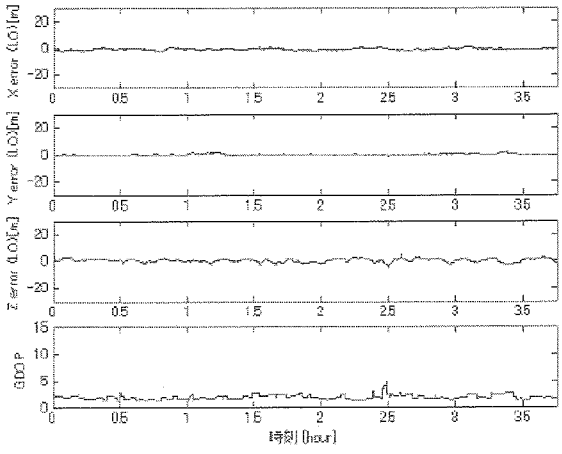


Fig.3　低軌道シナリオ試験結果例

This document is provided by JAXA.

(3)次世代 GPS 受信機検討・試作

ここでは、次世代 GPS 受信機の設計仕様の検討結果を中心に述べる。Fig.4 に受信機の概略図、Table 3 には L2C 対応次世代 2 周波 GPS 受信機の設計仕様案をまとめる。特徴は、ダイレクトサンプリング採用と CMOS プロセスによる 1 チップ化である。ダイレクトサンプリングとは，ダウンコンバートすることなく RF 信号を直接サンプリングを行い、生じるエイリアス信号を抽出・処理する新規技術であり、民生品の分野では広がりつつある。ダイレクトサンプリングにより、一つの RF フロントエンドで原理的には 2 周波や 3 周波処理が可能である。また、サンプリング部の A/D 回路、S/H 回路とともに MPU や DSP、相関器等のディジタル処理部を全て CMOS デバイス 1 チップに収めることは技術的に可能になりつつある。

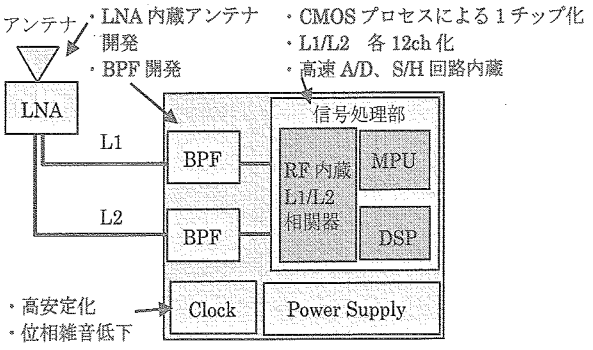


Fig.4 次世代 GPS 受信機の概略図

Table 3 次世代 GPS 受信機の設計仕様案

	仕様値	備考
重量/電力	<2kg, <15W	1 チップ化前提
Ch 数	L1C/A 12ch L2C 12ch	P(Y)コードは option
観測精度	L1: シュードレンジ:10m デルタレンジ:15mm 搬送波位相:10mm L2: シュードレンジ:10m 搬送波位相:18mm	最低受信電力 LNA 入力端 L1 -134dBm L2 -135dBm 3σ値
航法	オンボード 2 周波航法	電離層補正有

L2C コードの捕捉・追尾回路は P(Y)コードのものよりコード長が短い分、ゲート規模はさほど大きくならない。上記のチャンネル数でも、デバイスの容量により 1 チップ化も実現可能なレベルである。MPU に関しては、Tx49 ベースで 25MHz～33MHz 相当でも十分処理可能であるが、余剰の計算処理能力を RAIM（Real-time Autonomous Integrity Monitoring、誤差の大きい観測値を排除）機能強化や 2 周波電離層補正機能の追加に充てることが可能となる。観測精度については、同一入力電力に対してはチップレートが同じこともありほぼ同等の観測精度が期待できる。アンテナは従来の 2 周波用パッチアンテナの利用が想定されるが，LNA との 1 体化をすることで搭載性を向上させる。GPS 受信機の信号処理技術として注目されている技術の一つにダイレクトサンプリングがある。これは，前述の通り，RF 信号をダウンコンバートすることなく、直接サンプリングを行い A/D 変換後ディジタル処理するものである（Fig.5 参照）。これにより、L1/L2 の部品共通化が大幅に進む。サンプリング周波数の選択は，測位信号の帯域、例えば C/A（C）コードであれば最低 2MHz、P(Y)コードであれば 20MHz 必要であるが、実際の信号帯域より広い BPF 帯域を制約条件として考慮する。

Fig.6 にはダイレクトサンプリング方式のサンプリング周波数の選定の考え方を示す。横軸にはサンプリング周波数，縦軸にはサンプリングにより生成されるエイリアス信号の IF 周波数を示す。ここでは、BPF の帯域として 24MHz を設定している。抽出したい信号のエイリアス信号が BPF の帯域を考慮して重ならないように注意深くサンプリング周波数を選定する必要があることを示している。また、ダイレクトサンプリング方式の場合，従来のダウンコンバート方式に比較すると，特にサンプリング時のジッタ（アパーチャジッタ）が観測誤差に大きく影響する．アパーチャジッタは AD 変換時のサンプリング遅延のランダム成分である。Fig.7 にはその影響について検討している。この図から、10～20ps 程度のジッタであれば、信号劣化も無視でき性能的には問題は無い。

This document is provided by JAXA.

以上のシステム検討結果から，電子部品に対する要求条件を整理する．サンプリング周波数としては 3 信号対応（L1/L2/L5）まで考慮すると、

1)サンプリング周波数：～200MHz

2)アナログ入力帯域：～1.6GHz

3)アパーチャジッタ：<10ps

が目安となる。現在のところ民生品については要求を満足する部品はあるものの、宇宙用については開発が必要である。また、サンプリング周波数が後段のディジタル処理部（FPGA 又は ASIC）の許容入力周波数より高くなるので、シリーズ／パラレル変換により信号速度を緩和させるため DEMUX が必要になるが，これは現時点でも実績のあるものが入手可能と考えている。また，現在 CMOS デバイスの技術進展が著しいが、デバイスの微細化に伴いディジタルノイズの低減が進んでおり、アナログ/ディジタル混載の LSI が民生分野では構築されるようになってきている．この技術が適用できるようになると、ダイレクトサンプリング部、DEMUX 部，DSP/MPU 部等の BPF 以外の構成要素がすべて 1 チップ化され、2 周波の信号処理部が 1 ボードに収まり、これにより大幅な小型軽量化が可能になる。

サンプル／ホールド回路のジッタ性能の成立性確認を目的として、民生用部品のアパーチャジッタの計測を行った。Fig.8 に試作モデルを示す。サンプル/ホールド回路と評価用ボードが接続されている。サンプル／ホールド回路には原振として SG（Signal Generator）からの信号が入力されており、原振のジッタの影響についても評価できるようにしている．選定したサンプリング周波数で、アパーチャジッタが 10ps 程度であることを確認した。また、サンプル／ホールド回路への入力である原振のジッタに関しても 4～8ps 程度に抑える必要があることが分かった。要求次第では、従来の TCXO（温度補償型水晶発信器）より安定度の良い OCXO（温度制御水晶発信器）への置き換えについても検討する必要がある。

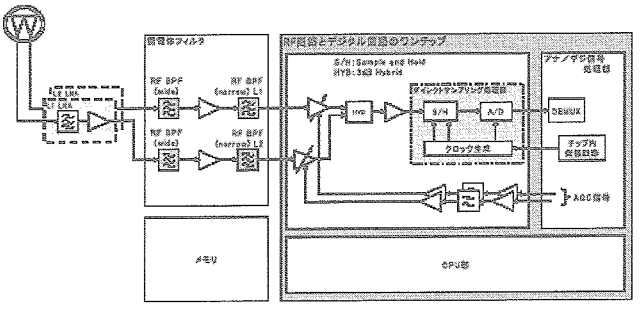


Fig.5　ダイレクトサンプリング受信機の構成

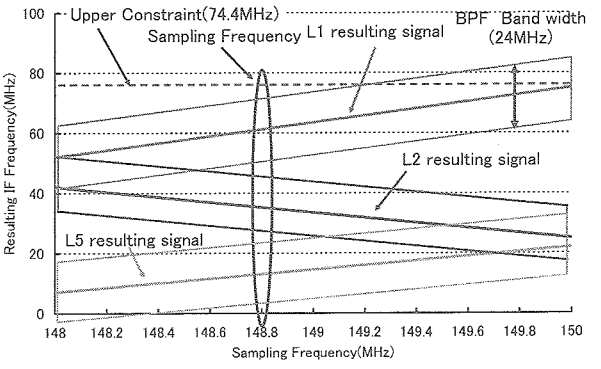


Fig.6 ダイレクトサンプリングの周波数選定例
（L1/L2/L5 同時受信のケース）

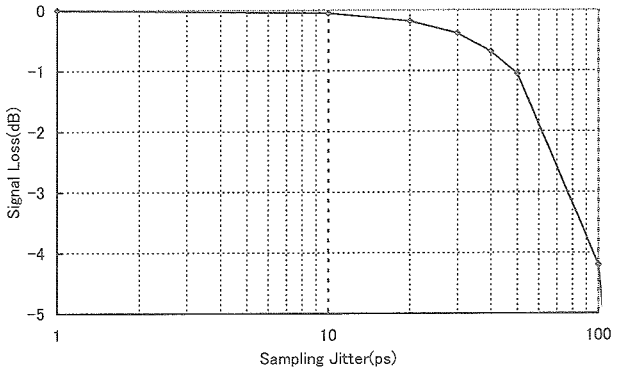


Fig.7　アパーチャージッタによる信号ロス

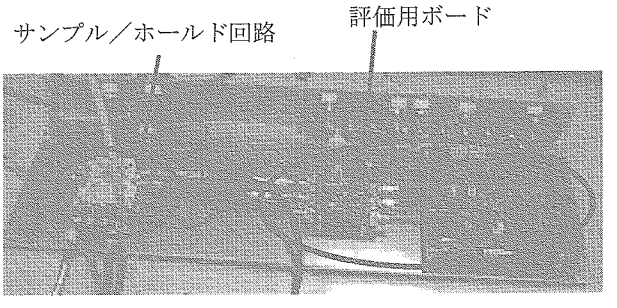


Fig.8　ダイレクトサンプリング要素評価

This document is provided by JAXA.

4．まとめ

平成１７年度は、次世代衛星搭載用 GPS 受信機の研究開発として、L2C 対応 2 周波 GPS 受信機の BBM 評価を実施した。オンボード 2 周波航法高精度化に関しては、周波数間・チャンネル間バイアスを補正して電離層補正処理を行い、精度向上を確認した。ランダム誤差については 1 周波航法と同レベルを維持しつつ、電離層遅延による Radial 方向バイアス誤差を大幅に除去できることを確認した。また、BBM シナリオ試験及び実信号受信を実施し、総合動作・機能・性能として問題無いことを確認した。これらにより，L2C 対応二周波受信機の基本設計を確立し、一部成果はプロジェクトへ反映されている。また、新規技術のダイレクトサンプリング GPS 受信機について検討し、要求条件整理と成立性確認を行った。今後は、CMOS デバイスの開発状況を見ながら、RF 相関器チップ試作、アンテナ、クロック試作試験を経て衛星用 GPS 受信機開発につなげていく予定である。

【参考文献】

[1] Dennis M. Akos, et al, “A Prototyping Platform for Multi-Frequency GNSS Receivers”, ION-GPS/GNSS 2003, pp117-128, 2003

[2] IS-GPS-200 Revision D

[3] Toru Yamamoto, et al, “Spaceborne GPS Receiver Prototype with New L2C Signal Tracking Capability” IEICE Technical Report SANE-2006-46, pp251-256

This document is provided by JAXA.

IRUの高信頼性化の研究

The development of High-reliable Inertial Reference Unit

里　誠、　大谷　崇、川井　洋志
Makoto Sato, Takashi Otani, Hiroshi Kawai
総合技術研究本部誘導・制御技術グループ
Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group
Institute of Space Technology and Aeronautics

Abstract
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) 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 every JAXA satellite. It has passed over 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 2005 IRU redesign was completed and we prepared every document needed for Flight Model (FM) production.

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)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。

This document is provided by JAXA.

機械式ジャイロであるTDGは、いずれ光学式ジャイロ（FOG）に置き換わると考えられているが、ずば抜けた高精度と、放射線に強い利点があり、ここしばらくは、衛星用IRUの主役を務めるものと考えられる。

2. 研究の概要

2.1 経緯

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。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、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得た。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と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と材料を調達した。衛星搭載が目標であるので設計に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。

平成16年度

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研究モデルと、研究モデルの製作に必要な専用治工具を製作し、機能、性能評価を行った。機能、性能は予定したとおりの結果が得られたと同時に製作期間の短縮も達成できた。

平成17年度

対環境特性の評価を実施。環境条件は在来の様々の衛星システムからの要求をすべて包含するように設定。レベルは認定試験レベルとした。試験結果は予期どおり良好であった。これで当初の目的を達成できたと考えているが、一部に若干改善の余地が残った。

平成18年度以降

平成18年度に電源の改善を行う。以降はTDG IRUの維持設計的な考えのもとに部分的な改善を順次加えて行く計画である。

2.2 高信頼性化と高精度化の実現

高信頼性化と高精度化を狙うのが主眼であるが、同時にバリエーションモデルの設定、注文から引き渡しまでの期間短縮等、よりユーザ側に立った目標も設定した。以下に考え方を記す。

(1) 在来モデルとの互換性

前提としてIRUの構成は在来と同じとした。TDGを3台実装し、TDG毎に完全に独立し

This document is provided by JAXA.

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、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形態も踏襲した。角速度検出のジンバルサーボの特性も踏襲した。つまり衛星システムユーザが在来型と全く同じ考え方で扱えるように配慮した。

(2) バリエーションモデルの提供

様々のユーザを想定したバリエーションを用意。ジャイロを温度制御した超高精度モデル、温度補正校正データ付きの高精度モデル、さらには校正データなしの中精度モデルまで、精度によるバリエーションを提供可能。部品の信頼度要求は、トップクラスから下位クラスまでユーザの指定に自在に応えられるバリエーションを用意。

(3) 電子回路のダイナミックレンジ拡大

高利得、低雑音の新型アンプに置き換えSN比を向上する。これにより、最大計測角速度を在来の倍に引き上げるとともに、レンジ切替え無しで全角速度計測範囲をカバーする。観測衛星では頻繁に姿勢変更する。在来型IRUで抱えていた頻繁なレンジ切替えによる運用の煩雑化やレンジ切替えリレーの寿命の問題を解決する。

(4) 高信頼性電子部品の選定

部品の選定には、最高級のグレードから下位のグレードまで入手可能であること、放射線に対する保証が得られること、入手が容易であること、生産の継続性等を前提とした。高信頼性を得ると同時に、衛星システムの信頼性設定に応じたグレードのIRUを提供すること、また製作工期の短縮が狙いである。

(5) 高分解能VFコンバータ

角速度出力は、単位角度増分のパルス列である。このためにVFコンバータを用意する。これは、ジャイロとともにIRUの精度を決定する要素である。ダイナミッレンジ拡大にあわせて在来の40倍の分解能のコンバータを開発した。同時に角速度出力インタフェースをRS422に変更し高速転送に伴うパルス波形の劣化防止を図った。

(6) 機械式リレーの全廃

在来型では、電源とレンジ切替えに機械式リレーを使用していた。機械式リレーの問題は寿命と接点である。IRUでは過去に異物混入で動作不良を起こした経緯もあり、全廃することとした。

(7) 耐機械環境特性の強化

打上時の機械的環境からジャイロを守るために緩衝系を用意している。素材はゴムであるので温度と加速度によって特性が大きく変化する。感度の鈍い材質が入手可能になったので、これにより耐環境特性の許容範囲を広げることとした。

(8) 工期の短縮

作りやすい、調整しやすいということは翻って高信頼性を得やすいということである。筐体の素材を、在来のマグネシウムから加工が容易なアルミニウムに変更する。調整はジャイロ周辺に集中するので、ジャイロ近傍へのアクセス性を第一前提にパッケージングを行い、また調整用治具を整備した。在来ハイブリッドICを使ってきたが、最近の部品の小型化によりハイブリッドIC化は必ずしも必要ではないと判断し、工期短縮を優先しハイブリッドIC使用を止めた。

This document is provided by JAXA.

3. 成果の概要

(1) 角速度計測機能、性能

在来モデルと同等あるいはそれ以上が前提であるが、すべての面で目標をクリアした。
次表に結果を示す。

Table3.1 Major Performance

Item		Unit	Conventional	Target	Result
Short term Bias stability		°/h	below 0.006(3σ)	below 0.006(3σ)	below 0.005(3σ)
Resolution		arc_s	0.05	0.05	0.05
		%	±5(Lo mode)	±5	-0.32～0.29
Noise Equivalent Angle		arc_s pp	below 2.0 (Lo mode)	below 2.0	below 0.321
Range	Polarity	°/s	above ±10	above ±10	above ±10.1
	Linear	°/s	above ±2	above ±4	above ±4
		°/h	above ±400	---	---
Scale Factor Linearity	Hi mode	%	±0.17	---	---
	Lo mode	ppm	500	500	260

スケールファクタ直線性はVFコンバータで決定される。VFコンバータの分解能を40倍に引き上げたにも関わらず在来モデルの性能を綺麗に満たしている。さらに高い直線性を狙ったが、耐放射線性を保証している素子を使う限りは結果に示す範囲に留まった。
使用素子により100ppm以下を満足させることが可能である。残念なことに、100ppmの直線性を得られる素子には耐放射線性データのあるものがなかった。精度が必要な場合は、素子の耐放射線性を実測した上で、必要な放射線防護措置を施して使うこととし、精度を要求するユーザ向けのオプション設定とした。

(2) 消費電力

Table3.2 Power Consumption

Item		Unit	Conventional	Target	Result
Power Consumption	Run up	W	below 50.8	<---	51.9
	Stationary	W	below 36.0	<---	37.0

回路が高速化されたので在来型より必要とする電力は必然的に増大する。電源の高効率化で吸収して在来型の範囲に留める予定であったが、ごく僅かに目標を超えた。原因は推定がついており改善する。

(3) 外形寸法、質量

Table3.3 Dimension, Mass

Item	Unit	Conventional	Target	Result
Dimension (Feet not included)	mm	225x297.5x171	364x257x121	364x257x115.6
Mass (GSO model)	kg	10.3	10.1	10.2

外形では底面を在来より大きくしている。これは、超高精度モデルで温度制御する場合の

This document is provided by JAXA.

放熱面積を稼ぐためである。ただし、高さは大きく削減し、容積は在来と比較して 8%も小さい。
質量は、在来モデルと同等となった。筐体の素材をマグネシウムからアルミニウムに替えたので実質的には軽量化されているのだが、当初は現行モデルと比較して、もう少し軽量化したいと考えていた。

(4) 耐環境特性
評価対象項目は、正弦波振動、ランダム波振動、衝撃熱真空及び電磁適合性である。
設定仕様は、過去の衛星システムから提示された環境条件をすべて包含するものである。
在来は、プロトフライトモデル試験(PFT)レベルを課して提供するのが普通であったが、今後は受け入れ試験(AT)レベルで提供する前提で、すべての項目で認定試験(QT)レベルを適用して評価した。
結果は、全く問題なく予期どおりの成果であった。

(5) 工期
工期は、顧客への提供を早くするという点と生産効率の向上で重要なファクタである。在来の標準工期 18 ケ月に対して 12 ケ月と大幅な短縮が可能という結果を得た。

以上の成果から、衛星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さらには中精度も選択できる。
計測レンジ切換不要
最大計測角速度は在来の 2 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。
出力の角速度分解能は在来の 40 倍
角度増分パルス出力はケーブル長を問わず波形歪を生じない 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 1000Gy。
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。
高さは 108mm 。在来の 160mm より大幅に低い。
容積は在来より 8%も小さい
製造期間は約 12 ケ月。在来の約 18 ケ月から短縮。

次に外観を示す。

This document is provided by JAXA.

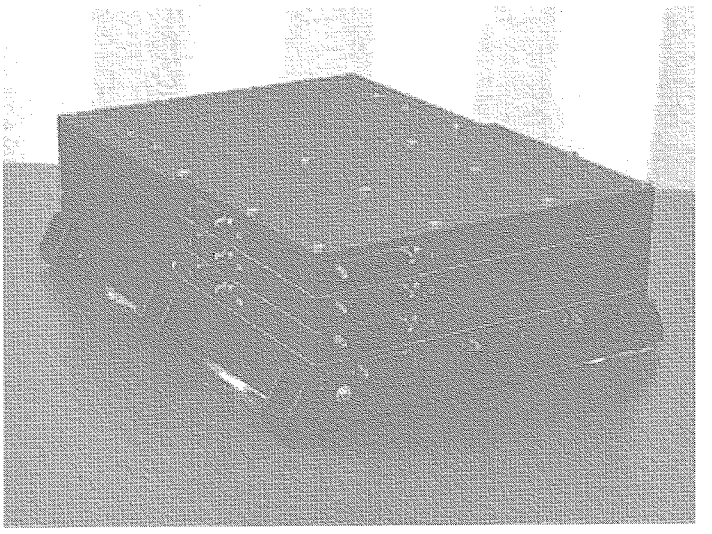


Fig.3-4 IRU Outlook

4. まとめ

平成 17 年度(FY2005)までの作業で IRU の高信頼性化の研究は一段落したと考える。当初予定した目標は、少なくとも機能性能に関する限りすべてクリアした。耐環境特性も良好であり、問題なく実用になるレベルにある。電源系は、IRU の商品価値をより高めるために若干改善を要すると考えており、平成 18 年度に消費電力の削減、突入電流の削減等の改修を行う。

本研究の遂行における最大の特徴は、衛星搭載用モデルの製作をターゲットに設定したことである。単に研究モデルを試作したのではなく、実用モデルを前提として必要な文書一式を本研究の中で製作、維持している。

製造図面、購入仕様書、作業手順書、検査規格、試験仕様書等の製造に必要な文書
信頼性設計、信頼性解析、品質保証、安全管理等の製造に付随する解析文書
開発仕様書、インタフェース管理図、カタログ

等々である。

さらに基本設計審査、詳細設計審査を実用機とまったく同じに行って設計内容の点検を受けている。

したがって、今すぐにでもフライトモデル(FM)の製造にとりかかれる状態にある。研究モデルの評価結果からみて FM の製造に気がかりな点はまったくない。

今後の衛星の姿勢制御用 IRU としてこの高信頼性モデルを採用されることを切に望む。

This document is provided by JAXA.

テンセグリティ方式大型宇宙構造物の展開組立の検討

Examination of Development of Tensegrity Method Large-Scale Space Structure

総合技術研究本部　宇宙先進技術研究グループ　稲葉　一幸　小田　光茂

Institute of Space Technology and Aeronautics
Advanced Space Technology Research Group
Inaba Kazuyuki, Misushige Oda

Abstract

This research paid attention to an excellent tensegrity structural style in lightness and storage as a structural style of the large-scale space structure, verified the structure by the automatic development method, and effectiveness was verified from the viewpoint of the simulation and the experiment.

1. はじめに

宇宙太陽光発電システムや月探査基地などの宇宙インフラを構築するためには，大型の構造物を搬送する必要がある．しかし，ロケットの有効積載量の制約上，必然的にサイズおよび重量の制限が発生する．したがって，打ち上げ時にはコンパクトにロケットの搭載スペースに収納され軌道上で展開するといった構造様式が必要になる．そこで，本研究では展開式の宇宙構造物として，テンセグリティ方式における宇宙構造物に着目し，展開組立について検討した結果を報告する．

テンセグリティ構造とは，硬い棒（以降，「棒材」という．）をケーブルのような柔軟な部材（以降，「弦材」という．）をつないで立体を構成するものである．通常のトラス構造に比べて軽量で，収納性に優れた構造にすることができ自重に対する剛性が高いというメリットがある．

テンセグリティ構造概念図を図１に示す．

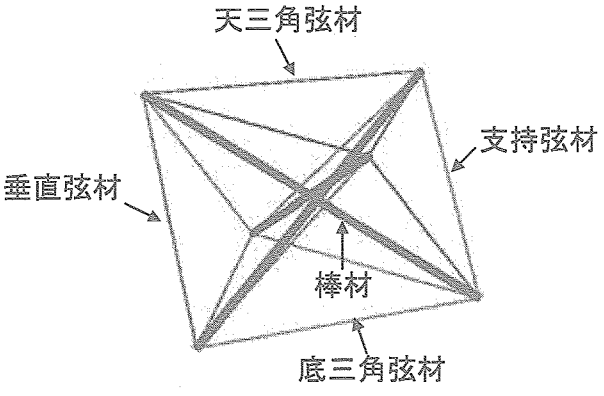


図１：テンセグリティ構造　概念図

This document is provided by JAXA.

2. 研究の概要

テンセグリティ構造は，収納性の面で有効な構造様式である．しかし，宇宙飛行士による船外活動での組立ては構造的にも容易ではない．したがってテンセグリティ構造物は自動組み立て方式が必須になる．本研究は，宇宙大型構造物をテンセグリティモジュールの集合体と想定し，このモジュールのひとつを自動展開する機構を提案した．また，展開機構の評価はシミュレーションと実験の観点から行い，得られた評価結果から将来的な大型宇宙構造物である月探査計画での太陽発電用タワーや宇宙太陽光発電システムへの適用化の検討として,テンセグリティ方式展開構造物の地上実験モデルを試作している

3. 成果の概要

3.1 自動展開模型の地上展開実験

展開シミュレーションで，算出した弦材の張力と定性的な一致が得られたことより，本研究で提案した展開機構が実現可能であるといえる．

弦材の曲がり部に発生する摩擦力や棒材の自重，リール巻取り方法の不具合など多くの問題が抽出することができ,実用化に向けたテンセグリティ方式展開構造物の試作に際し，有効な知見を得ることができた．

図 2 に自動展開模型を示す．(a)展開模型の全体像，(b)が天三角弦材と底三角弦材に張力を働かせるコンストン，(c)が弦材を巻き取って棒材を回転させる駆動部である．

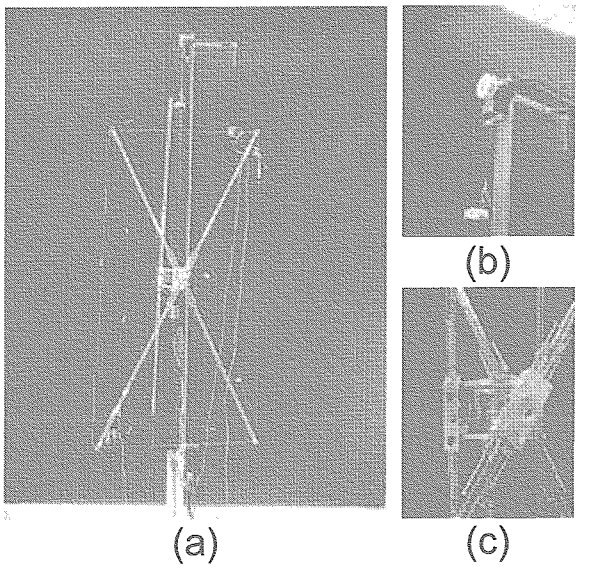


図 2：展開模型

3.2 テンセグリティ方式展開構造物の試作

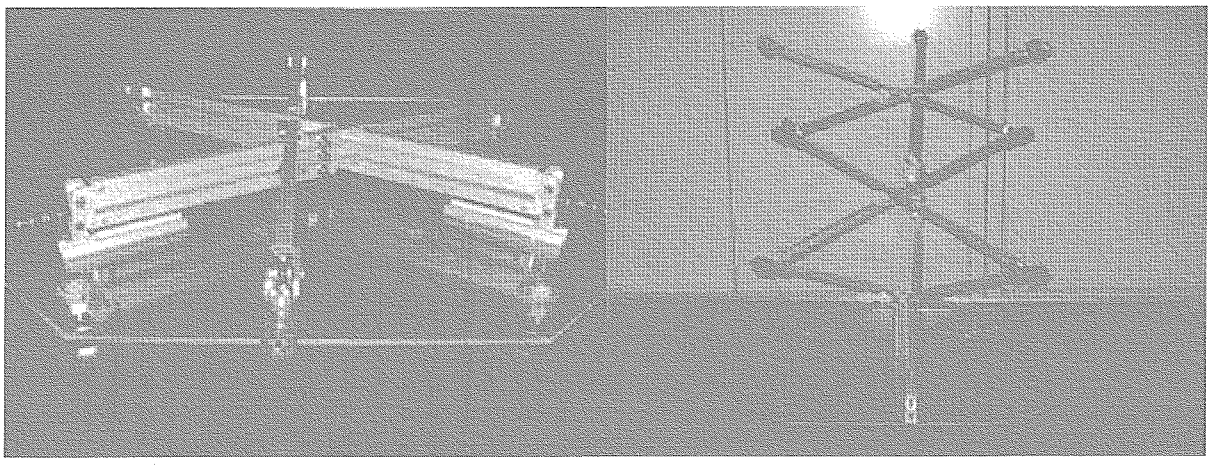
テンセグリティ方式展開構造物は畳まれた状態から，弦材を巻き取ることで，棒材を立ち上げて展開を進める（構造物鉛直方向に対する棒材の傾き ϕ を小さくすることで展開を進める）機構である．試作中のモデルを外観を図 3 に示す．

現段階では，弦材に定荷重を与え巻き取るための装置は設置していないので,まだ自動展開機構に

This document is provided by JAXA.

ついての報告はできないが，構造的な観点では，比較的に簡単な構造で多段式構造体の展開ができ，軽量化・収納性が求められる宇宙構造物として本構造様式が有効であると言える．

また，展開シミュレーション（図 4）を実施し，自己釣り合い状態を維持しながら展開が可能であることも確認でき,展開中に動力源を切り離しても，形状を維持することができ，展開式の大型構造物としても有効であることが分かった．



a)折り畳み時　　b)展開時

図 3：テンセグリティ方式宇宙構造物の地上実験試作モデル

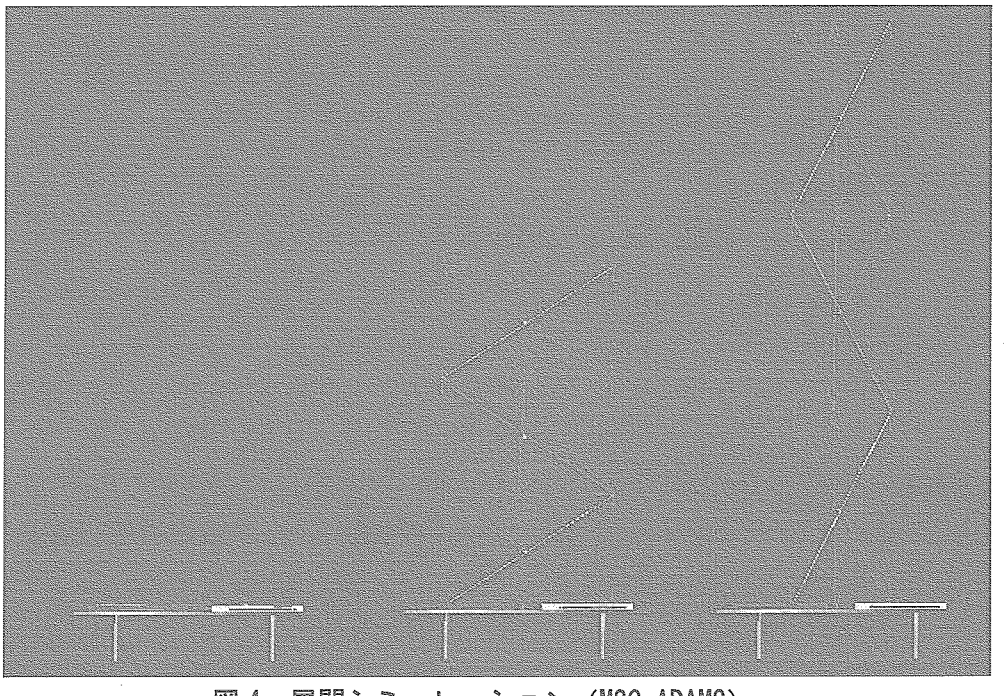


図 4：展開シミュレーション（MSC. ADAMS）

This document is provided by JAXA.

4. まとめ

現在の伸展マストに比べて同程度の収納性を持ち，比較的に小さな機構により構造物が実現できたことから，概念は宇宙構造物として非常に有効であると考える．しかし,多くの問題点も未解決である．特に，低剛性の問題が挙げられる．圧縮力に耐えられない弦材を構成部材として使用しているのが主な原因であるが，展開後に弦材を硬化させることができれば，剛性を上げることが可能である．今後は剛性・振動解析などを考慮した，試作モデルによる実験，数値シミュレーションにより，実用化に向けさらに踏み込んだ研究を進めていく予定である．

5. 参考文献

[1]飯沼大，小田光茂「テンセグリティモジュールの実用的展開機構の提案」第４９回宇宙科学技術連合講演会、平成 17 年 11 月 11 日、講演番号 3B0

This document is provided by JAXA.

ETS-Ⅷ 軌道上制御実験

On-Orbit Attitude Control Experiments of ETS-VIII

誘導・制御技術グループ　大谷　崇、巳谷真司
飛行システム技術開発センター　濱田吉郎
構造技術開発センター　山口　功、葛西時雄、井川寛隆

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group
Takashi Ohtani, Shinji Mitani
Flight Systems Technology Center　Yoshiro Hamada
Structure Technology Center　Isao Yamaguchi, Tokio Kasai, Hirotaka Igawa

Abstract

A case study on advanced attitude control experiments of ETS-VIII is reported in this paper. ETS-VIII is scheduled to be launched on a H2A launch vehicle in 2006. In this experiment, spacecraft attitude control techniques for MIMO parameter-varying system will be tested on-orbit using advanced control theory such as gain-scheduling control, and so on. The purpose of this experiment is to establish the control system design method for extremely precise attitude control of large scale flexible spacecraft.

１．はじめに

2006 年度に H2A ロケットで打上予定の静止 3 トン級大型柔軟構造衛星 ETS-VIII（Fig. 1）では、後期利用段階における軌道上制御実験の検討が、現在行われている。本実験では、先端制御理論を用いた多入出力系、パラメータ変動のある衛星姿勢制御技術の実証試験を行い、次世代衛星開発に資する高精度姿勢制御系設計法を確立することを目的としている。本稿では、この次世代姿勢制御実験の平成 17 年度研究成果の概要について報告する[1]。本研究では、誘導・制御技術グループの JAXA 客員として，電気通信大学の木田隆教授および長塩知之助手を招聘している．

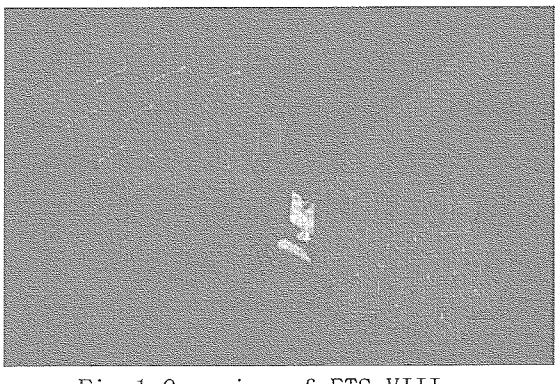


Fig. 1 Overview of ETS-VIII

２．研究の概要

制御理論は、状態空間法が確立されて以来、現在までに飛躍的な進歩を遂げ、産業界において、より大規模で複雑なシステムに適用され成功を収めている。我が国の宇宙開発分野でも、ALFLEX のロバスト制御、M-V ロケットでの μ 設計法の適用など種々の成功事例がある。しかし、我が国の衛星姿勢制御技術を翻ってみると、現在の三軸衛星姿勢制御技術は、4 半世紀前の ETS-III 以降、PID 制御を代表とす

This document is provided by JAXA.

る古典制御理論が依然適用され続けており、その意味において古典制御による衛星姿勢制御技術は、既に十分な技術の蓄積がなされ、枯れた技術と表現することができる。

また近年、地球観測衛星や科学衛星分野において、姿勢制御精度よりも姿勢決定精度、高安定性への要求が高くなってきている。姿勢決定精度への要求はセンサの高性能化によって、ある程度満たすことができ、高安定性については、制御帯域外の高周波擾乱をどう抑えるかが問題でありコントローラとの関連はあまりなく、低周波領域での安定性も従来の古典制御で十分対応可能であった。そのため、現在まで先端的な制御理論が導入されてこなかったとも言える。

しかし、今後、MIMO 系やパラメータ変動にロバストな設計要求をされ、高精度かつ複雑化・柔軟化した衛星や、高速マヌーバを要求される衛星が登場すると、従来の古典制御では対応しきれない可能性が高いと考えられる。

今までの姿勢制御系設計法は、いずれも基本は PID 制御であり、あるいはそれと併用して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る古典制御である。このような設計法は、SISO 系にしか本質的に適用できない欠点がある。ETS-VIII でも、ロール・ピッチ・ヨー軸の軸間の動的な干渉を比較的小さいと仮定して、同様の古典的な設計法を使用し、姿勢制御要求を満たしているが、これらの手法は、いずれ限界になると考えられる。

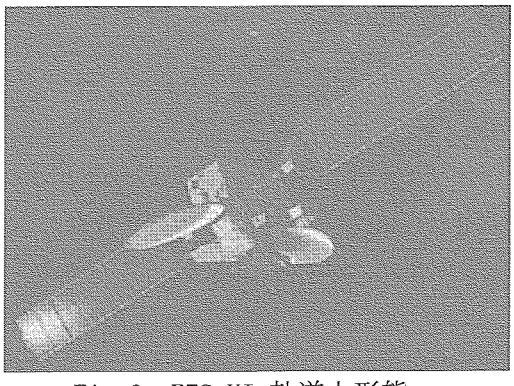


Fig.2　ETS-VI 軌道上形態

上述のような背景をもとに、ETS-VI (Fig.2) では、当時最先端の制御理論であったロバスト制御を、軌道上での実証試験により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できた[7]。実証したのは以下の 4 つである。

(1)　周波数整形 LQG
(2)　ロバスト安定度指定法を用いた H∞制御
(3)　DVFB 制御を併用した H∞制御
(4)　パラメータ誤差に対して 2 次安定な H∞制御

しかし、ETS-VI の実験結果は大きく分けて、以下の２つの理由により、ETS-VIII のような大型衛星への適用を行うに十分な実証ができたとは言えず、軌道上実証すべき課題として現在まで残されている。

(1)　MIMO 系としての制御系設計
(2)　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

また、現在、JAXA 宇宙科学研究本部と国立天文台を中心として構成される次期スペース VLBI ワーキンググループからスペース VLBI 計画「ASTRO-G (Fig.3)」が提案されている[8]。ASTRO-G 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。VSOP-2 では、観測周波数が高いため、アンテナの指向精度は、0.005deg 以下となることが要求されている。

This document is provided by JAXA.

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。一例として、3deg 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、これを数時間にわたって継続するという機能の実現が求められている[9]。

このような高速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とともに、他の衛星においてもニーズが高いので、ETS-VIII の制御実験により目標姿勢変更の実験ケースも実施する予定である。

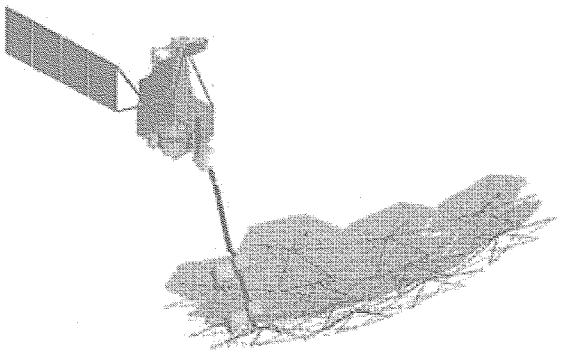


Fig.3　ASTRO-G 軌道上形態

ETS-VI で残された課題、高速マヌーバに対する近年のニーズを踏まえて、ETS-VIII 制御実験では、世界で初めて MIMO 系、パラメータ変動のある衛星姿勢制御技術の軌道上実証を行い、実験に成功すればそのまま実用に供することが可能となる。これにより、我が国の衛星姿勢制御技術が世界最先端のものとなると同時に、ミッション内容が姿勢制御技術に制限されない衛星設計を行うことができ、より高機能の衛星を設計することが可能になると考えられる。

3．成果の概要

（1）制御アルゴリズムの検討

[A] 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）を変化させる方法である。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[2][3][4]。

制御系設計時には、剛体および一次振動モード以外の高次モードは、全て摂動として扱っている。これら高次振動モードに対して安定性を保ち、かつ入力飽和を起こさないことを設計方針としている。設計に用いる一般化プラントを Fig.4 に示す。$\Pi(\theta)$ は低次元化された制御対象、$\Gamma(\theta)$ が導出する制御器であり、W、 κ、Λ、 η が設計の際の可調整パラメータである。W は摂動として扱われる高次振動モードを十分カバーするように設定した。パドル回転角 δ の関数となる制御器は、スプライン型二次形式を用いたゲインスケジューリング制御系設計手法に基づいて設計を行なう。この手法では、制御対象の状態空間表現は、パラメータに関する区分線形な関数で記述される必要がある。本衛星モデルでは、パドル回転角に対する依存性が、対称性を持つ(0～90 度の範囲を考えれば十分である）ことを考慮して、設計は 0～90 度の範囲で行ない、この回転角範囲を 8 等分した区分線形モデルを用いて設計を行なった。

This document is provided by JAXA.

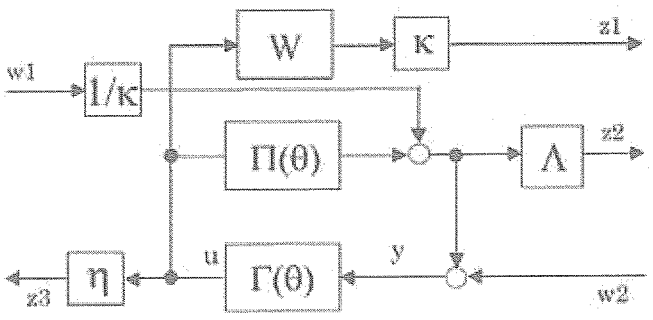


Fig. 4　制御器設計のための一般化プラント

[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 3×3 の定数行列ゲインをかけてフィードバックする。高域では位相が 90 度進むようなシステムになる[5][6]。

制御系の基本構成として、Feed-back 制御器とFeed-forward 制御器を組み合わせた二自由度制御系を採用する。二自由度制御系では、Feed-forward 制御系への参照入力が存在しない場合には、Feed-back 制御系のみが機能することになる。そこで、Feed-back 制御系には、閉ループ系の安定化、及び、外乱抑制性能の向上に関する機能を、また、Feed-forward 制御系には、目標値追従性能の向上に関する機能を、それぞれ設計指標として与え、要求される制御仕様を達成できる制御系を構築する。設計にあたっては、まず、制御対象のパラメータ値を固定したノミナルモデルに対して、LTI (Linear Time Invariant) Feed-back 制御器を設計し、その後、制御対象とFeed-back 制御器からなるLPV システムに対して、LPV Feed-forward 制御器(ゲインスケジュール制御器) を設計する。なお、制御器設計は連続系に対して実施し、その結果を近似離散化して実装する。

ここで、制御対象の伝達関数が対称な構造となるとき、同様に対称な構造を持つ制御器を適用し、閉ループ系を非パラメトリックに安定化する制御手法がある。Feed-back 制御器の設計にあたっては、この手法を適用し、LPV システムのモデル変動、及び、広帯域振動モードに対してロバスト安定性を保証する制御系を構築する。なお、対称な制御器としては、DVDFB (Direct Velocity and Displacement Feed-back) 制御器、または、DDFB (Dynamic Displacement Feed-back)制御器を用いた二つの制御系を扱い、双方とも、H∞ 制御系設計法の枠組みの中で、外乱抑制性能を設計指標とする最適化を行う。

またFeed-forward 制御系は、目標値追従性能の向上を目的として、上述したFeed-back 制御系に対して、その安定性を損なうことなく付加的に構築する。制御器の設計においては、モデルマッチング手法を適用し、予め設定した規範モデル、及び、二自由度閉ループ系のそれぞれおける参照入力から観測出力までのH∞ ノルムについて、それらの差分が最小となるように最適化を行う。なお、その際、制御対象がLPV システムであることを考慮し、ポリトピックシステムを利用したH∞ ゲインスケジュール制御設計法を用いて制御器を設計し、モデルマッチングの精度向上をはかる。

This document is provided by JAXA.

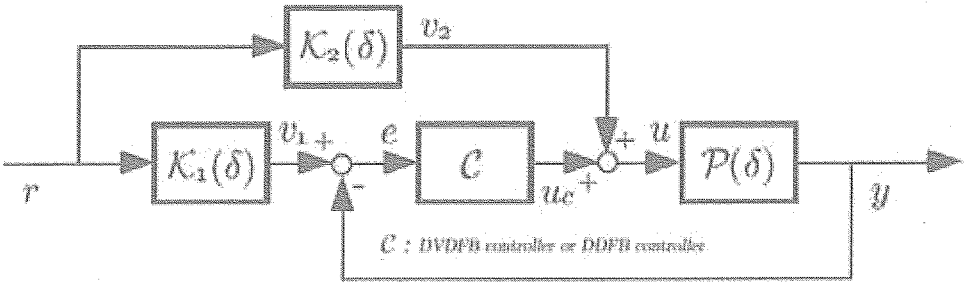


Fig. 5　2自由度制御系

[C] 古典制御： チェックアウトフェーズにおいて、ETS-VIII の全系軌道上形態での柔構造特性のシステム同定試験によって得られたパラメータを用いて、PD 制御＋高域ロールオフフィルタによるゲインチューニングを行い、地上での同定結果よりも高精度に制御できることを確認する。また上述の各種パラメータ変動に対するロバスト制御との比較評価も行う。

（2）制御アルゴリズムの実装方法の検討

搭載実験用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場合には、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。(Fig.4)

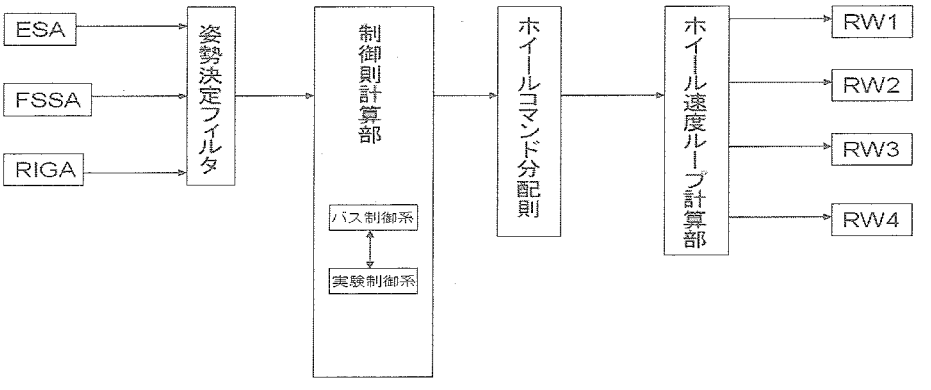


Fig.4　実験時の姿勢制御系ブロック図

制御実験用搭載ソフトウェアの設計においては、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、複数の制御アルゴリズム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。

This document is provided by JAXA.

4．まとめ

本稿では、2006 年度に打上予定の大型柔軟構造衛星 ETS-VIII を用いて、全系軌道上形態での先端制御理論を適用した次世代高精度姿勢制御実験計画について述べた。

本実験で提案する手法は、ETS-VIII のみならず柔軟構造物を有する一般的な衛星に対して有効であり、本実験の実施によって、次世代大型通信衛星など高精度姿勢制御を要求される柔構造衛星はもちろんのこと、ASTRO-G などスイッチングマヌーバを要求される高機能衛星等に必須となる姿勢制御技術を確立することができると考えている。

また、最終的には、次世代衛星開発におけるバス技術、姿勢制御系の標準として定着化を図ることが本実験の目指すべきところであると認識している。

[参考文献]

[1]大谷崇, 濱田吉郎, 木田隆, 長塩知之：技術試験衛星 VIII 型による次世代姿勢制御実験の検討, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 広島, 2005

[2]濱田吉郎, 大谷崇, 木田隆, 長塩知之：技術試験衛星 VIII 型へのゲインスケジューリング制御の適用, 第 48 回自動制御連合講演会, 長野, 2005

[3]濱田吉郎, 山口功, 木田隆：パラメータに対し区分的線形なスケジューリングゲインを有する制御系の設計法, 第 5 回計測自動制御学会制御部門大会資料, pp833-836, 2005

[4]杉田秀彦, 濱田吉郎, 山口功, 葛西時雄, 木田隆, 長塩知之, 児子健一郎：パラメータ変動のある大型柔軟衛星のロバストゲインスケジューリング制御, 日本機械学会論文集(C), 69-678, pp. 112- 119, 2003

[5]長塩知之, 山田和弘, 木田隆：対称性を利用した大型衛星のロバスト制御, 計測自動制御学会論文集, 39-4, pp. 1-7, 2003

[6]柴田舞子, 椋木祥吾, 木田隆, 長塩知之, 大谷崇, 濱田吉郎：対称な低次元H∞制御器を用いた技術試験衛星 VIII 型の姿勢制御, 第 48 回自動制御連合講演会, 長野, 2005

[7]木田隆, 山口功, 千田有一, 関口毅：宇宙構造物のロバスト制御の実験的検討－きく 6 号による軌道上実験結果－, 計測自動制御学会論文集, 33-7, pp. 639-647, 1997

[8]平林久, 名取通弘ほか：次期電波天文衛星 (VSOP -2) 計画, 第 1 回宇宙科学シンポジウム, pp. 67-86, 神奈川, 2001

[9]望月奈々子, 橋本樹明, 坂井真一郎, 二宮敬虔, 村田泰宏：VSOP-2 における高速スイッチングマヌーバの検討, 第 4 回宇宙科学シンポジウム, pp. 149-152, 神奈川, 2004

This document is provided by JAXA.

ALOS 高精度姿勢軌道制御系の軌道上評価

ALOS Precision Attitude and Orbit Control System: On-Orbit Capability and Performance

誘導・制御技術グループ　岩田隆敬

Spacecraft Guidance, Control, and Dynamics Engineering Group　Takanori Iwata

Abstract

The Advanced Land Observing Satellite (ALOS) was launched on January 24, 2006. It has been operated successfully since then. Upon its development, ALOS is required to attain stringent attitude performances for providing precise geometric accuracy to high-resolution images. For achieving these requirements, a variety of technologies, including precision star tracker, high-performance computer, star-sensor based attitude determination and control, were developed and implemented to the ALOS's attitude and orbit control system. Since the launch, capabilities and performances of the attitude and orbit control system have been assessed and verified on orbit. This report presents the review of these technologies and the analyses of their flight results.

1. はじめに

2006 年 1 月 24 日、宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、陸域観測技術衛星(ALOS、「だいち」)を、H-IIA ロケットにより種子島宇宙センターから近地点高度 692km の太陽同期準回帰軌道に打ち上げた。以来、ALOS は軌道上で順調に飛行を続けている。軌道投入後は、3 つの構造物展開と定常制御移行に成功してクリティカルフェーズを終了し、その後、3.5 ヶ月に亘る初期チェックアウト段階にて、全てのバス系、ミッション系に支障のないことを確認した。そして、チェックアウト段階から今日に至るまで、ALOS は大規模災害の状況を含めた様々な画像を取得し提供し続けている。

ALOSは、陸域観測分野における実利用の推進を目指しJAXAが開発した大型高分解能衛星である[1]。特に、高分解能画像のグローバルな取得を通じて、地図作成、地域観測、災害状況把握、資源探査に貢献する。ALOSは、このミッションを実現するため、3つの大型観測センサ(2.5m分解能のPRISM、AVNIR-2、PALSAR)を搭載し、質量 4000kg、発生電力 7kW以上の大型衛星である(Fig. 1)。

地図作成等のために高分解能で全地球の観測データを収集するALOSミッションの性格から、全地球の取得画像に対し地上基準点(GCP)なしの高精度な幾何補正が必要になる。姿勢軌道制御系(AOCS)[4]は、この相互に競合するミッション要求に応える指向要求実現の要であり、そのために必要な「高精度」を特徴とする。特に、オンボード姿勢決定精度($\pm 3.0\times10^{-4}$ deg)、姿勢安定度(DRC非駆動時 1.9×10^{-4} 、DRC駆動時 3.9×10^{-4} deg/5s)、オフライン姿勢決定($\pm 1.4\times10^{-4}$ deg)及び位置決定(1m)のための高精度姿勢・位置データ出力において、高い精度が要求された。この要求を満足するために、これまで数々の新規技術を開発し、ALOS AOCSに搭載した[3]~[7]。これらの技術により、ALOS AOCSは、姿勢軌道制御系の新たな標準を提供した。本報告では、姿勢決定と制御に焦点をあて、これらの新規技術の概要を紹介するとともに、その軌道上評価結果について報告する。

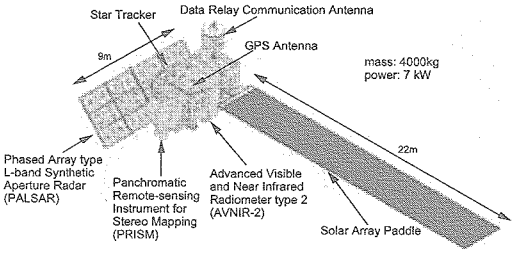


Fig. 1 ALOS On-Orbit Configuration

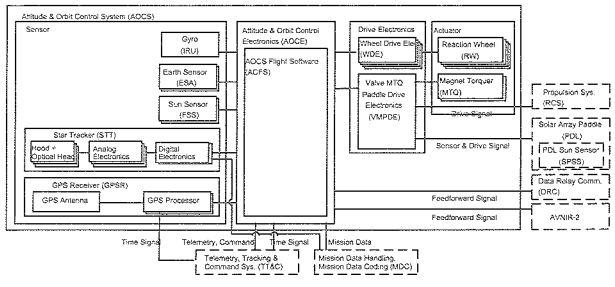


Fig. 2 AOCS Architecture

2. 姿勢軌道制御系(AOCS)と運用状況

2.1 AOCS 概要

AOCS のアーキテクチャを Fig. 2 に示す。地球センサ(ESA)、太陽センサ(FSS)、慣性基準装置(IRU)、磁気トルカ(MTQ)といった既存コンポーネントに加えて、高精度恒星センサ(STT)、高精度 GPS 受信機(GPSR)を開発し、同じく新規開発の高性能計算機(AOCE)を核として構成した。AOCE 搭載ソフトウェア(ACFS)には、リアルタイム OS 上に、従来のアプリケーションに加えて、フォルトトレラント・マルチプロセッサ・マネージャ(FMM)、

This document is provided by JAXA.

恒星同定、高精度姿勢決定フィルタ、高精度協調制御、高精度軌道モデル、1553B インタフェース、CCSDS準拠データ処理といった機能を搭載した。

AOCS は、観測モードである定常制御では、前述のハードウェア・ソフトウェアを組み合わせて Fig. 3 に示す閉ループにより、恒星センサ基準の姿勢決定(高精度姿勢決定)とこれに基づく姿勢制御を行い、姿勢に対する精度要求を満足する。また、観測データの幾何補正に必要な姿勢や軌道に関するデータを常時生成し、低速ミッションデータとして地上にダウンリンクする。

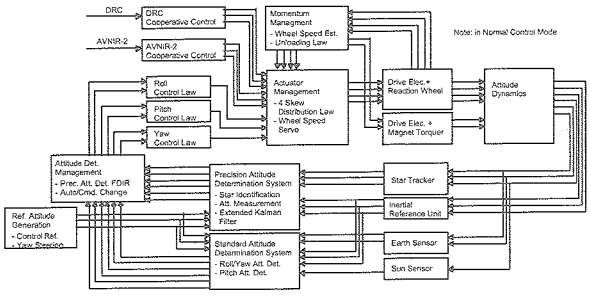


Fig. 3 AOCS Closed-Loop Block Diagram

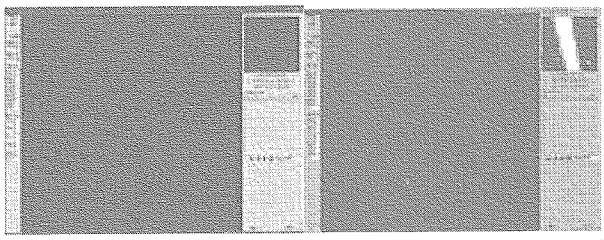


Fig. 4 STT Pixel Images (Left: normal, right: SAA)

2.2 運用成果の概要

AOCS は、分離後今日まで安定して姿勢を制御している。我々は、軌道上でその全ての機能を確認した。具体的には、

・初期捕捉、パドル展開、データ中継衛星通信アンテナ(DRC)展開、PALSAR展開とその後の再捕捉を果たし、RWA と標準姿勢決定系を用いた定常制御に移行した。
・その後、標準決定系基準定常制御を安定して継続した。
・パドル初期太陽捕捉、太陽追尾制御を正常に実施した。
・傾斜角制御・減速制御を含めたテストマヌーバ、RSP 投入とフローズンオービット投入からなる初期軌道制御、その後の定常軌道制御、フローズンオービット高精度化の全ての軌道制御イベントを問題なく完了した
・標準姿勢決定系とこれを基準とした定常制御の校正と機能性能確認を行った。
・高精度姿勢決定系立上げとこれに基づく姿勢制御への移行に成功した。現在は、軌道制御時以外は高精度決定系基準で安定に制御を継続している。性能については姿勢安定度要求を逸脱している。
・STT の校正検証を段階的に実施中である。この結果の取り込みにより、決定精度向上を続けている。
・DRC/AVNIR-2/MTQ 協調制御を実施し、その効果を確認した。現在は、これらを実施して運用している。
・DRC パラメータ同定運用とこの結果による協調制御パラメータ更新を実施し、段階的に精度を向上させた。
・ヨーステアリングの開始・終了を正常に実施した。現在はヨーステアリングありの状態で運用している。
・耐故障性機能について、適切な動作を確認してきた。
・AOCSは地上での高精度姿勢決定、高精度位置決定に必要なSTT、GPSRなどのミッションデータを常時出力している。地上システム(高精度指向決定システム:PPDS[7]、高精度軌道決定システム:GUTS)で、これらのデータを基に姿勢決定、位置決定が出来ることを確認した。
・打上直前の最大の懸念事項であったESAの太陽干渉は2月下旬まで発生したが、打上前の対策が功を奏して、初期捕捉モード、定常制御モード、軌道制御モードとも太陽干渉による問題を回避できた。特に、クリティカルフェーズは、大胆な姿勢運用だったが、これに成功した。

3. 軌道上機能性能評価

3.1 コンポーネント

3.1.1 搭載計算機システム: AOCE+ACFS

姿勢軌道制御電子回路(AOCE)[3]は、JAXAが世界に先駆けて開発した 25MIPS 宇宙用 64 ビットMPUを 3 台搭載し構成した。これにより、計算負荷が大きい高精度姿勢決定の存在にも拘わらず 100ms周期の制御演算を実現した。搭載ソフトウェア(ACFS)は、リアルタイムOS、FMM、姿勢軌道制御アプリケーション・ソフトウェア等からなる。FMMは、複数MPUを駆使し、Duplex運転、ロールバック処理、時間差多数決、CPU再構成などにより、計算機の単一故障、ラッチアップ、SEUに対してミッション遂行能力を維持する。

AOCEとACFSからなる搭載計算機システムの開発時は、特に複数MPUによる耐故障性機能の部分で困難を極めた。しかし、この際の徹底した試験が功を奏し、打上げ後はこれまで良好に動作している。特に、2 月に CPU2 の RAMCONT FPGA、CPU2 内キャッシュないしはレジスタでの SEU 発生と推定する事象により CPU2

This document is provided by JAXA.

でタイムアウトが発生したが、FMMが正常に動作し、定常制御を維持したままCPUを1&2から3&2に切り替えた。これにより衛星はそれ以前の状態を維持して飛行することが出来た。また、ALOS では、これまでの衛星と比較してデバイスの集積度が高いため、訂正可能な EDAC1 ビットエラーが多数発生しているが、訂正され問題なく動作を継続している。

3.1.2 恒星センサ

ALOSの姿勢決定精度の鍵を握るのは、高い星位置精度(ランダム誤差:9arcsec@6mag、バイアス誤差:0.74arcsec、3σ)を特徴とする恒星センサ(STT)である[5]。STTは、恒星の位置と明るさをを検出し出力する。視野8×8°の光学部とアナログ部を3系統搭載しており、通常2系統を同時に使用する。動作モードとしては、精度のために最適化したトラックモードと、既知情報なしに全天の中から初期の恒星同定を行うための捕捉モードがある。また、校正検証のため生画像データを出力する。STTでは、高精度の角度検出を実現するために、低熱歪構造、高安定温度制御、低ノイズ高分解能CCDを採用した。

機能面では、通常使用する全ての機能を確認した。全画面データについては、軌道上でのCCDとSTTの挙動について、これまでにない知見をもたらしている。また、校正検証による高精度化が容易になった。Fig. 4 に、全画面データの例を示す。精度については、これまで段階的に評価し校正運用を行ってきている。この校正運用の一環として、軌道上でチューニングを行い、妥当なスレショルドを設定した。この結果、星がFOV全体に分布するようになり、解析と差のない恒星同定が出来るようになった。但し、SAA 上空では、擬似星が大量に発生し、本当の星が出力される割合が小さくなっている。

3.1.3 その他コンポーネント

IRU、ESA、FSS、VMPDE、RWA、MTQ は、機能・性能ともに、これまで正常に動作している。特異事象としては、ESA A系のエッジ角スパイク、FSS CCD のシングルイベントが観測されているが、標準姿勢決定系の姿勢決定精度には影響を与えていない。

3.2 モード遷移

AOCSは、スタンバイ→初期捕捉→定常制御→軌道制御→定常制御、というモード遷移を軌道上で実施した。また、DRC と PALSAR それぞれの展開のために姿勢駆動中止及び自動姿勢捕捉を実施した。モード遷移時間をTable 1に記す。初期捕捉では、レートダンピング→姿勢駆動中止1→レートダンピング→地球捕捉→ヨー捕捉→3軸確立のシーケンスを実施した。PDL 展開時のレートダンピング→姿勢駆動中止1では、意図したモード遷移をしなかったが、PDL 展開は無事終了した。また、パドルの初期太陽捕捉に成功し、太陽追尾制御を継続している。

定常制御では標準姿勢決定系基準制御と高精度姿勢決定系基準制御の間の移行、ヨーステアリング有り無しの間の移行、軌道制御では、1Nスラスタ ΔV と4Nスラスタ ΔV への移行と、ヨーアラウンド→ΔV 噴射→ヨーアラウンドの移行を確認した。また、全てのデータハンドリングモードを確認した。

Table 1 Mode Transition Performance

Mode	Event	Req.	On-Orbit Mode Transition Time
Initial Acquisition	Rate Damping	10m	before and during PDL deployment:46s/130s
	Earth Acq.	40m	after PDL deployment: 13m40s
	Yaw Acq.	45m	after PDL deployment: 11m20s
Normal Control	Standard → Meas. Update	600s	about 400s(above SAA)
	Standard → Precision Control	1500s	910s
	Yaw Steering Start	2000s	1500s
Orbit Control	± 90deg Yaw Around	20m	10m44s(1N+Δi test)
	180deg Yaw Around	25m	14m35s(1/4N−Δa test)

Table 2 Initial Acquisition Mode Control Accuracy

Mode	Item	Axis	Req.(3σ)	On-Orbit Accuracy (Peak)
Rate	RateCont.	Roll	0.0±0.1	Post Separation*: −0.10
		Pitch		Post Separation*: -0.02
		Yaw		Post Separation*: 0.036
Earth	RateCont.	Roll	± 0.2/0.0	−
		Pitch		−
		Yaw	0.0±0.1	after PDL Deploy.: 0.0
	Attitude Control Error deg	Roll	0.0±10	after DRC Deploy.: -2.5
		Pitch		after PDL Deploy.: 6.6
Yaw Acquisition	Attitude Control Error deg	Roll	0.0±5	after PDL Deploy.: -4.8
		Pitch		after PALSAR Deploy.1: -0.6
		Yaw	Bias±5	after PDL Deploy.: -8.6

*: Post Separation & During PDL Deployment

3.3 初期捕捉

初期捕捉モードのレートダンピング、地球捕捉、ヨー捕捉及び3軸確立のサブモードで、所定の機能・性能を達成した。精度評価結果をTable 2に示す。なお、衛星分離時及び各展開後は、姿勢誤差が小さかったため、サーチモードに入らなかった。また、姿勢再捕捉モードには、これまで移行していない。

This document is provided by JAXA.

3.4 姿勢ダイナミクス

ALOS は、全長 22m の太陽電池パドル(PDL)、全長 9m の PALSAR アンテナ、全長 2m のデータ中継通信アンテナ(DRC)を持つ。これら柔軟構造物の最低振動モードは、Free-Free 条件で、パドル 0.05Hz、PALSAR 0.5Hz、DRC 3.5Hz と、広帯域にわたり存在している。擾乱源としては、主に、DRC アンテナ駆動、AVNIR-2 ミラー駆動、ホイール駆動、PDL 駆動、PDL 熱衝撃、環境外乱がある。これらの擾乱が、衛星の剛体モード、DRC、PALSAR、PDL の動的モードを励起する。

構造物展開後の衛星の大型柔軟構造特性の健全性を加速度計と姿勢センサのデータから評価した。主な低次モードは許容誤差の範囲に入っており、衛星構造に問題がなかったことから、打上げ約 82 時間後、初期捕捉モードの低ゲイン・低帯域・高ロバスト性のスラスタ制御から、定常制御モードの高ゲイン・高帯域・高精度のホイール制御へ移行した。Fig. 5 に、定常制御モード 1 周回に対する姿勢レートの周波数領域応答(DRC 駆動時)を示す。主要モードの特性を確認することが出来る。

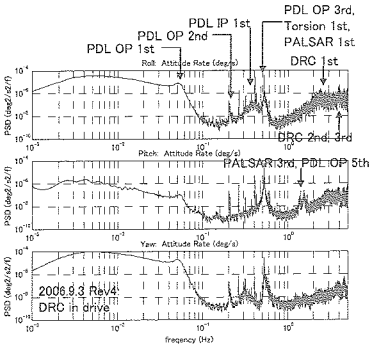


Fig. 5 Attitude Rate FFT

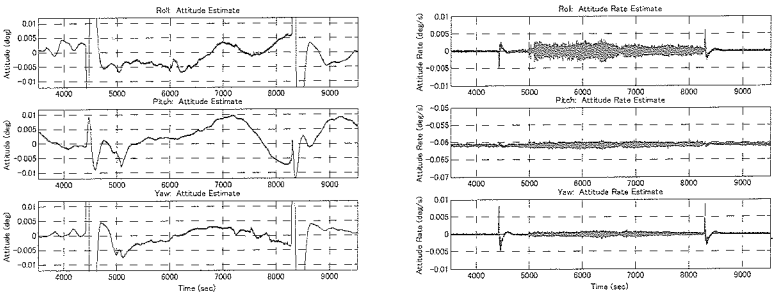


Fig. 6 Attitude (Left) & Rate (Right) Profiles (2006/9/3 Rev1)

3.5 定常制御

3.5.1 姿勢制御精度

姿勢制御精度は、高精度姿勢決定系を用いた姿勢制御、精密な軌道モデルを用いた制御基準座標系により実現した。軌道 1 周回の姿勢角及び姿勢レートの典型的なプロファイルを Fig. 6 に示す。要求の 0.095deg に対して、良好なレギュレーションが達成されていることがわかる。4400s 頃と 8300s 頃に姿勢角、姿勢レートの両方に観測されている過渡応答は、パドルの熱誘導ダイナミクスによる姿勢変動で、毎周回同じパターンで発生している。また、5100s から 8300s にかけて姿勢レートの振幅が大きいのは DRC の駆動による。他の周回も含めた姿勢制御精度の評価結果を Table 3 に示す。

Table 3 Normal Control Mode Performance

Item	Axis	Req. (3σ)	On-Orbit Acc. (3σ)
Attitude Control Accuracy deg	Roll	0.0±0.095	0.027
	Pitch		0.015
	Yaw	Target±0.095	0.039
Long-Term Attitude Stability: DRC not in drive, deg/5s	Roll	1.9e-4	7.5e-4
	Pitch		5.5e-4
	Yaw		6.0e-4
Long-Term Attitude Stability: DRC in drive, deg/5s	Roll	3.9e-4	9.4e-4
	Pitch		6.8e-4
	Yaw		6.7e-4

Table 4 Orbit Control Mode Attitude Control Accuracy

Mode	Item	Axis	Req.	On-Orbit Accuracy
upon YA・not upon	Attitude	Roll	0.0±2	4N+Δa test: 0.29 4N−Δa frozen: 0.23
		Pitch		4N+Δa test: 0.57 4N−Δa frozen: 0.17
not upon YA		Yaw	0.0±2	4N+Δa test: 0.30
upon YA			Target±5	4N−Δa frozen: 0.28

3.5.2 姿勢安定度

姿勢安定度に対しては、柔軟構造の位相安定化、高精度協調制御と軌道上パラメータ同定、アンテナ追尾制御系のアクティブダンピング、高精度姿勢決定系基準姿勢制御、固有値管理、ホイールバイアス運用、パドル共振回避アレイトリム制御を導入した。

軌道 1 周回の姿勢安定度の典型的プロファイルを Fig. 7(DRC 駆動時)左に示す。また、対応した姿勢安定度の分布を Fig. 7 右に示した。他の周回も含めた安定度の評価結果(DRC 非駆動時、駆動時)を Table 3 に示した。姿勢安定度は、パドルの熱誘導振動発生から 420s の間とそれ以外の通常区間で異なる要求が適用されている。パドル熱誘導振動時は要求を満足したが、通常区間では要求を満足していない。パドル駆動が継続的に励起している 0.5Hz の振動によることが分かっている。特にロール軸の変動が大きい。また、DRC 駆動による安定度の劣化も配分を逸脱している。これらについては、原因と対策を検討中である。

This document is provided by JAXA.

3.5.3 特徴的挙動

食明け時パドル熱誘導ダイナミクスによる姿勢変動のプロファイルを Fig. 8 に示す。プロファイルは設計時に行った特定の解析ケースと良く一致していた。

Fig. 9 に、パドル駆動及び DRC 駆動の姿勢、姿勢レート、姿勢安定度への影響を、通常区間で安定度が悪くなる緯度引数帯に対して示した。0.5Hz の振動が、姿勢角の振幅は小さいものの安定度劣化には大きく寄与していることが分かる。また、DRC 駆動により、0.5Hz の振動にさらにその 5～8 倍の振動数を持った振幅が重畳しており、これが姿勢安定度をさらに劣化させている。この重畳成分の大きさは緯度引数や直下点経度により変化しており、DRC のコンフィギュレーションに依存した共振が原因である。この軌道位置では、ヨー軸にパドル面外 1 次モードと思われる約 0.05Hz の振動が観測されている。

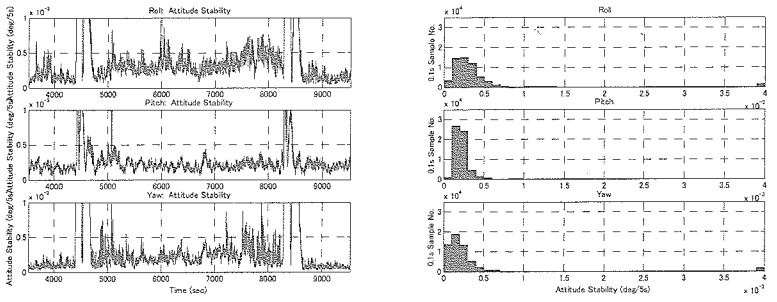


Fig. 7 Attitude Stability Profile and Distribution (2006 9/3 Rev1)

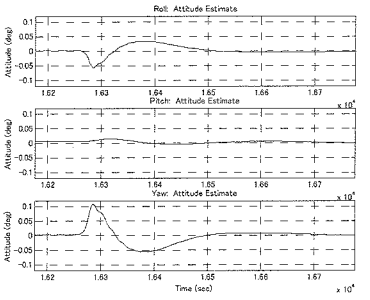


Fig. 8 Thermally Induced Attitude Motion (2006/9/3 Rev3)

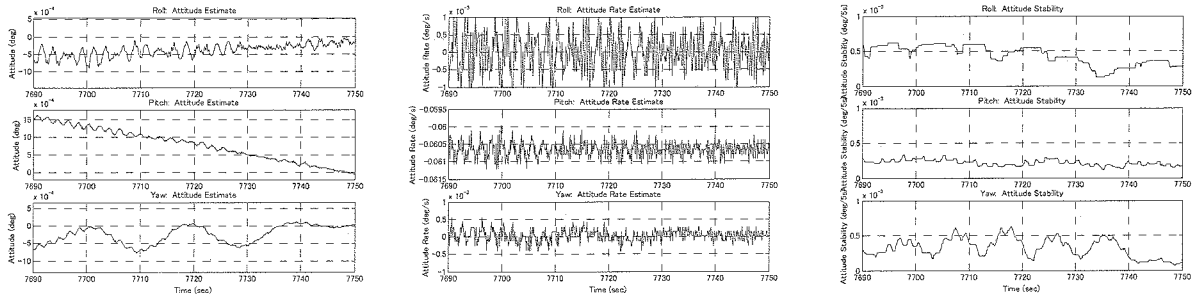


Fig. 9 Attitude, Attitude Rate, Attitude Stability Profiles (2006/9/3 Rev1)

3.5.4 姿勢決定精度

AOCS定常制御モード時の高精度姿勢決定系には、高い姿勢決定精度を実現するため、高精度STT、オンボード恒星同定、拡張カルマンフィルタによる姿勢クオータニオン推定、STT-IRU間のアライメント変動低減を導入した[6]。また、地上のPPDSで 24 時間のSTTデータ、IRUデータから、スムーザを繰り返し実施し、高精度のIRUレートバイアス推定をすることにより、さらに高い精度の姿勢決定を行っている[7]。

オンボード高精度姿勢決定系の軌道上での恒星同定性能を評価した。捕捉モード・パターンマッチングの場合、同定率は約 80%で解析とほぼ同等、誤同定率は約 3.6%で解析より若干悪く、同定不能最大期間は 398 秒で解析の 3 倍近くとなった。誤同定率、同定不能最大期間が悪いのは SAA によるものである。ダイレクトマッチングの場合、同定率は約 99.7%で解析より若干良く、誤同定率は 0.0%で解析と同じ、同定不能最大期間は 150s となり解析より悪かった。パターンマッチング同様、同定不能最大期間は SAA で発生した。なお、以上の性能は、STT の系統組合せにより若干異なる。拡張カルマンフィルタ観測更新中のトラックモード・ダイレクトマッチングによる軌道 1 周回の恒星同定プロファイルを Fig. 10 に示す。

拡張カルマンフィルタによるオンボード姿勢推定値軌道 1 周回のプロファイルを、地上で前述の PPDS により求めた高精度姿勢推定値と比較した。結果を Fig. 11 に示す。現在は、まだ STT パラメータ及びアライメントの校正検証を段階的に進めている途中であるため、この結果は最終的な精度を示してはいない。しかし、現状ではオンボード姿勢推定値とスムーザによる推定値は約 0.003deg (3 σ) 程度の誤差を示しており、更なる校正検証が必要である。

This document is provided by JAXA.

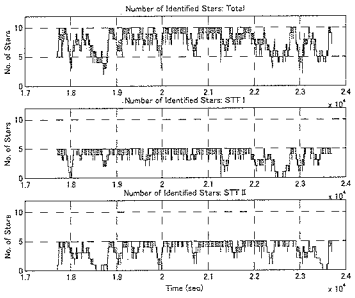


Fig. 10 No. of Identified Stars (2006/4/19 Rev 3)

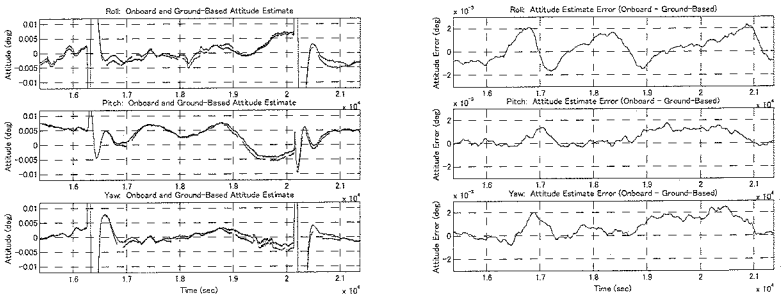


Fig. 11 AOCS & PPDS Attitude Estimates (2006/9/3 Rev3)

3.6 軌道制御

軌道制御モードでは、FSS を用いない標準姿勢決定系により、定常制御モードより若干広帯域のフィードバック制御を行う。スラスタが全て－X パネル面にしか搭載されていないため、傾斜角制御±Δi、減速制御±Δa を行う場合は、ヨーアラウンドマヌーバを前後で実施する。

チェックアウト期間中に、テストマヌーバ、初期軌道制御(RSP 投入軌道制御、フローズンポイント投入軌道制御)、定常軌道制御を実施し、ほぼ予定通りのΔV を得た。テストマヌーバでは、1NΔV、4NΔV、増速制御(＋Δa)、ヨーアラウンド、傾斜角制御(＋Δi)、減速制御(－Δa)からなる諸機能と性能が正常であることを確認した。軌道制御中姿勢制御についても所定の性能を達成した。テストマヌーバ中の軌道制御モード時姿勢制御性能を Table 4 に示す。

チェックアウト終了後、定常軌道制御を 3～8 週間に一度実施していたが、PALSAR によるインターフェロメトリ観測の有効性を向上させるために、8 月に増速、減速、増速の 3 パートからなるフローズンポイント投入軌道制御を一度実施した。この結果、同一観測地点における高度差を±1.32km から±0.22km まで向上させた。

4. まとめ

「高分解能観測データのグローバルな取得」に対応した高精度指向要求を実現するため、高精度恒星センサ、高性能搭載計算機、高精度 GPS 受信機、恒星センサ基準姿勢決定と制御、柔軟構造位相安定、等の新規技術を取り入れ、ALOS AOCS を開発した。AOCS は、2006 年 1 月 24 日の打上後、今日に至るまで、安定して ALOS の姿勢を制御しており、我々は軌道上で全ての機能を確認した。本稿では、各 AOCS コンポーネント、モード遷移、初期捕捉、姿勢ダイナミクス、定常制御(姿勢制御精度、姿勢安定度、姿勢決定精度)、軌道制御の軌道上での機能性能の評価を行った。現在残っている課題は、恒星センサと高精度姿勢決定系の校正検証と姿勢安定度である。前者の校正検証とその結果の反映運用は段階的に進めているところである。また、姿勢安定度については、原因究明を行っている。今後これらの結果についても報告していきたい。

[参考文献]

[1] 岩田隆敬: 高分解能地球観測衛星における計測と制御、計測と制御、Vol.40、No.1、pp.113～121(2001)
[2] Takanori Iwata, et. al.: Precision Pointing Management for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), 23rd ISTS, ISTS2002-d-56, (2002).
[3] 岩田隆敬、他、陸域観測技術衛星(ALOS)の高性能姿勢軌道制御電子回路、第46回宇科連、02-3D4、(2002).
[4] Takanori Iwata, et. al.: Precision Attitude and Orbit Control System for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), AIAA GN&C Conf., AIAA-2003-5783, Austin, U.S.A. (2003)
[5] Takanori Iwata, et. al.: Precision Star Tracker for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), 27th Annual AAS G&C Conf., AAS04-027, Breckenridge, U.S.A. (2004)
[6] Takanori Iwata: Precision Attitude and Position Determination for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), SPIE 4th International Asia-Pacific Environmental Remote Sensing Symp., Honolulu, U.S.A. (2004)
[7] Takanori Iwata, et. al.: Ground-Based Precision Attitude Determination for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS), 25th ISTS, ISTS-d-32, Kanazawa, Japan (2006).
[8] Takanori Iwata, et. al.: Attitude Dynamics of the Advanced Land Observing Satellite (ALOS): Flight Results, 16th Astrodynamics and Flight Mechanics WS, Sagamihara, Japan (2006).
[9] 岩田隆敬、他、陸域観測技術衛星(ALOS)の高精度姿勢決定と制御:軌道上評価結果、第50回宇科連、06-1D05、(2006).

This document is provided by JAXA.

１２．通信・データ処理他

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

スケーラビリティの高い次世代科学衛星データ処理システムの開発

高島健、高橋忠幸、笠羽康正、尾崎正伸、山田隆弘、吉光徹雄、松崎恵一（ISAS/JAXA）
能町正治（阪大）、スペースワイヤーユーザー会、科学衛星専門委員会宇宙データ処理班

1．　SpaceWire とは？

SpaceWire 規格は、現在、ESA, NASA, JAXA が、IEEE1355 を発展させる形で、共同で開発を進めている次世代宇宙機のデータ処理系の標準規格である。SpaceWire により、衛星サブコンポーネント間の接続を、従来のバス型接続からネットワーク型接続に意識改革するものである。SpaceWire 規格はネットワーク型のデータ処理システムを構築することを念頭においており、ESA では Darwin にいたる、また NASA では太陽系探査計画にいたる長期ビジョンにおいて必要とされる衛星内の高速シリアルリンク標準技術として、開発と実証が積極的に進められている。我が国でも、Planet C, Bepi Colombo, NeXT と宇宙科学の中長期計画に位置づけられる科学衛星を SpaceWire をもとにした標準化技術で統一し、日本の衛星に要求される機能の標準化をはかりながら、信頼性をあげ、コストを下げることを目的として、数年前より開発が開始されている。大学、メーカ間の SpaceWire に関する情報交換の場として、JAXA を中心にスペースワイヤーユーザー会を組織して日本全体としての開発を推し進めている。

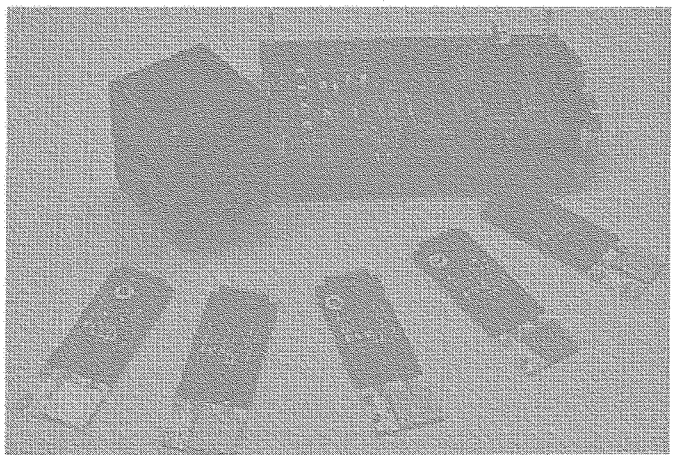


図１－１：JAXA とメーカの共同開発によって整備されつつある Space Wire インターフェースを持つモジュール群。
左側上に見える黒い箱が、SpaceWire インターフェース３ポートを持った手のひらサイズの小型 PC「Space Cube」（シマフジ電機販売）　。T-Kenel（TRON）で動作している。

2．　問題意識とコンセプト

宇宙機システム試験におけるオンボードデータ処理インターフェースに係る不具合は全体の不具合の中で最も多いといっても過言ではない。Space Wire 規格は従来のオンボードデータ処理インターフェースに係る不確定性を大幅に軽減するとともに、Remote Memory Access Control と呼ばれるハードウェアの抽象化の技法をもつ。そのために、機器間のインターフェースに係る不具合を機器開発の段階で発見できるようになること、また、衛星インテグレーション作業の簡易化に伴って宇宙機システムインテグレーション作

This document is provided by JAXA.

業期間の大幅な短縮を実現することが期待される。そのために宇宙機の開発期間を大きく改善することが可能となり、試験コストの低減にもつながる

SpaceWire 技術の水平展開が進むと、様々な機器に対して標準的、かつ共通に使えるインターフェースがハードウェア層から、ミドルウェア、アプリケーションで実現する。宇宙機においては、多様なハードウェアを統一されたネットワークの中に組み込むことが可能となり、多様な衛星をスケーラブルに設計することが可能となる。これによって、宇宙機をより高信頼度のものとし、開発期間を圧縮するのに役立つ事になる。また、宇宙機器において世界的に本方式を採用する方向に進むことを予想するとその技術開発は日本のメーカにおいても必須である。そのためにも、本提案による宇宙実証は、極めて有効である。Space Wire や、それを想定した RealTime OS 、あるいは標準ミドルウェアが一般化すれば、コンセントを差し込むような容易さで、衛星をくみ上げる事ができるようになり、複雑で高コストな試験が簡略化することになる。さらに、スケーラブルなアーキテクチャの実現をはかることで、小型宇宙機での実証がそのまま大型宇宙機につながるために、小型衛星に新規参入してきている各種企業が実績を積んで、将来的には大型衛星搭載用の機器に対しても受注する可能性が高くなる。基本 I/F 仕様が全世界的に共通ということになれば日本の宇宙機搭載機器に限ることなく世界市場に参入していくことが可能となる

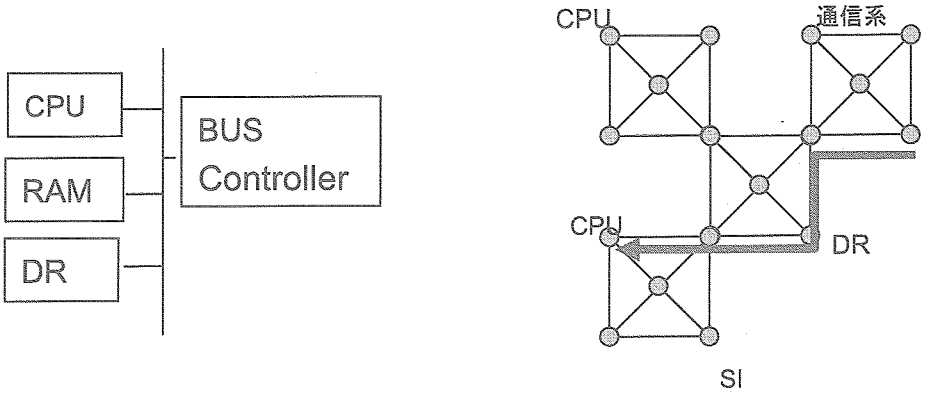


図２－１：左側が従来のバス接続型、これに対し右側がネットワーク接続型の概念。SpaceWire を用いたネットワーク接続になることにより、機器間のデータが高速でやりとりできるとともに、モジュールという新しい単位で任意の組み合わせが可能となり、開発したモジュールが異なる衛星において再使用することも可能となっていく。

３．　開発状況

上記コンセプトを実証するために、JAXA 開発の MIPS CPU をコアとし、SpaceWire 規格に基づいたインターフェースを有する SWIM（SpaceWIre demonstration Module）の開発を行っている。SWIM により具体的には以下の実証を目指している。

- Space Wire 規格に基づいた次世代データ処理系のコンセプトの実証
- SpaceWire 規格を実現するプロトコルチップの実証（FPGA 用 IP の実証含む）

This document is provided by JAXA.

- リアルタイム OS T-Kernel 実証（SpaceWire 高速通信によるコンポーネント間時間同期機能の実証も含む）
- T-Engine による標準ミドルウェア、アプリケーションの実証
- Space Wire シリアルリンクインターフェース部標準化の実証、およびそれを用い、リモートメモリアクセスコントロールによるユーザーモジュール（SI 機器相当）の動作実証

特に、T-Engine 環境の採用によりソフトウエア開発において、きちんとした階層構造をとることにより、ハードウェアにほぼ依存しないコード開発を目指す。この効果により、より高速・高性能なハードウェアが使用可能になった場合にも、ソフトウエア部に変更を実施することなく、十分検証された状態で使用できることが期待される。

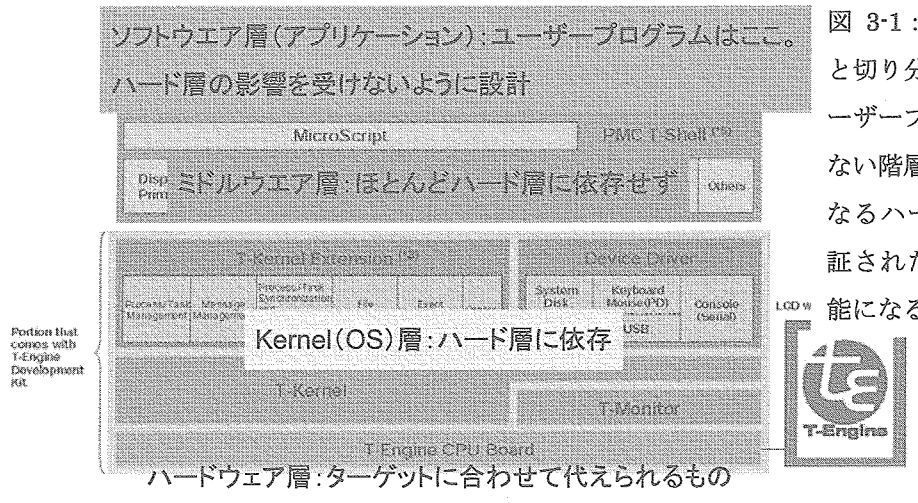


図 3-1：ソフトウエアの階層をきちんと切り分けて開発することにより、ユーザープログラムは、ハードに依存しない階層で開発する。これにより、異なるハードウェアに対しても十分検証された同じソフトウエアが使用可能になる。

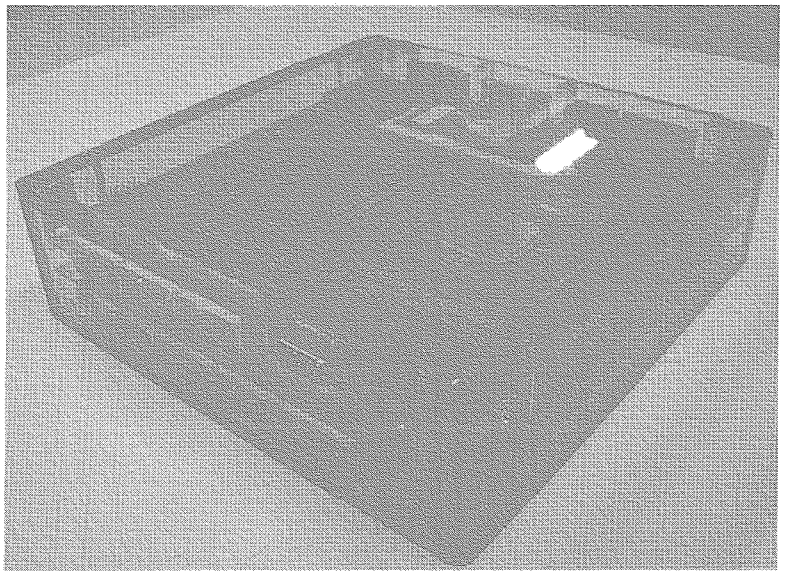


図 3-2：SWIM のベースとなる CPU モジュール部の BBM。金色に光る部分が JAXA-HIREC チップ。手前の赤いキャップ部分が SpaceWire のインターフェースコネクタ。現在、OS 開発（e-SOL による HR5000 専用 OS）が終了し SpaceWire インターフェース部の調整を実施すると同時に、ミドルウェアの開発を行っている。

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

衛星搭載テレメトリ・コマンド処理の高度化
Advanced Onboard Processing of Telemetry and Command

総合技術研究本部　通信・データ処理技術グループ
笹田武志，白倉政志，谷島正信，高田 昇
Telecommunications and Data Handling Engineering Group, IAT
Takeshi Sasada, Masashi Shirakura, Masanobu Yajima, and Noboru Takata

Abstract
A remote terminal converts signal protocols and relays house-keeping telemetry and command data between onboard data handling system and each non-intelligent sub-system. However, existing remote terminals cannot judge the contents of telemetry and generate suitable sequence of commands by themselves. Thus, remote terminals are unable to control sub-systems intelligently without the assistance of the data handling system. To improve the onboard processing of telemetry and command data, the next generation RT has been studied. This paper describes the concept and system design.

1. はじめに

衛星のバス系及びミッション系サブシステム（S/S）間でテレメトリ（TLM），コマンド（CMD），ユーザタイミング信号等をデータ交換する機器としてリモートターミナル（RT）がある．RT はデータハンドリングシステム（DH 系）と各 S/S 間で交換する TLM/CMD データをプロトコル変換・中継するが，RT 自身では TLM 判定及びそれに対応する適切な CMD 群を発行できない．

現状では，姿勢軌道制御系（AOCS）及び一部のミッション系 S/S（ペイロード）を除き，殆どの S/S は高度な TLM/CMD データ処理を行うためのプロセッサを搭載しない．これらプロセッサを持たないアンインテリジェントな S/S の自動・自律運用は，現行の RT との組合せでは不可能であり，DH 系の中央制御を行うデータハンドリングユニット（DHU）の指令を受ける必要がある．

本研究では，DH 系のアーキテクチャの高度化に関して，RT の機能向上の観点から検討を進めた．すなわち，自動化・自律化機能を備えるインテリジェントな次世代 RT のシステム検討と，これを実証するための試作品の開発及び評価である．試作は汎用 CPU ボードに，筑波宇宙センター（TKSC）で運用中の第 3 世代衛星管制システム（SMACS）の機能を一部実装し DH 系の高度化を検証した[1]．その結果，DHU を使用せずに S/S と RT にて自動・自律運用を実現し，アプリケーションソフトウェア（S/W）搭載時の課題を抽出できた．

本研究の試作・評価は 2005 年度に実施したが，検討は 2003 年頃から実施している．本稿では，紙面の制約から TLM/CMD 処理高度化の全体概要，現行 RT の課題とその分析，及びシステム設計について述べ，CPU ボード等を用いた試作システム開発とその評価結果[2]は省略する．

2. RT の現状と課題

RT の衛星システム内の位置付け，機能・役割について既存の衛星搭載機器を例に説明する．また現行の RT が抱える課題を抽出し，次世代 RT に必要な機能要求をまとめる．

2.1 RT の位置付け

Fig.1 に物理的観点から見た RT の位置付けを示す．RT は物理的には各 S/S の近傍に配置されることが多いが，衛星システムとしては DH 系の一部である．衛星内の状態・制御信号伝送路であるオンボードデータバス（以下，データバス）を経由して DHU と密接なインタフェース（I/F）を取る．TLM/CMD データは最終的には地上局と交換するため，通信システム（COM 系）との親和性が高く，DH 系と合わせて Telemetry Tracking and Command（TT&C）システムと表現される．Fig.1 の網掛け部は TT&C の範囲を示す．RT と S/S は，システム要求や S/S の用途に応じて 1 対 1 または 1 対多の接続形態をとる．

2.2 現行 RT の機能・役割

陸域観測技術衛星「だいち（ALOS）」／技術試験衛星 VIII 型（ETS-VIII）は，同等の機能を持つリモートターミナルユニット（RTU）／リモートインタフェースモジュール（RIM）を搭載する．これらを例に現行 RT の機能・役割を示す．

TT&C の構成要素である DHU は，COM 系（S 帯トランスポンダ）より入力される CMD データを

This document is provided by JAXA.

解読後，各 S/S（各 RT）へ分配する．また各 S/S が出力する TLM データの収集・編集・記録制御，ペイロードコレクションデータ（PCD）の分配，軽負荷モード制御，及び衛星の自動・自律運用を行う．

RT はデータバス経由で送信された CMD データ，ユーザタイミング信号，時刻情報，補助データ等をパルス信号であるディスクリート（DC）CMD やシリアルデータ（EIA-422 等）に変換し S/S 内の各デバイスに伝送する．またデバイスから送信される状態データや観測データを，宇宙データシステム諮問委員会（CCSDS）フォーマットに準拠したパケット化（以下，CCSDS パケット）し，TLM データとして DHU に伝送する．RT は S/S 単一故障点になりうるため，S/S とは別に RT 自身で冗長構成を取ることが多い．Fig.2 に現行 RT の機能ブロック図を示す．

2.3 現行 RT の課題

現行 RT には下記に示す課題がある．

① RT にて自動・自律運用が行えない．すなわち全ての TLM 判定及び CMD 群の発行を DHU に依存しており S/S の独立性が低い（DHU 及び追跡管制システムの負担増）．その結果，故障検知分離再構成（FDIR）機能の自由度・応答性が低い．

② S/S の仕様（設計）が決まるまで，もしくは DHU 及びデータバスの仕様が決まるまでは，RT の I/F 仕様が確定しない．逆に，既開発の RT 使用を前提にすると，S/S の I/F を RT に合せる形になり設計の自由度が減少する．いずれの場合も設計変更時の他方への影響が大きい．

③ RT や S/S の組み合わせ・衛星筐体内の配置によっては，ワイヤハーネスやコネクタ等が増加し，設計・製造の複雑化，作業性低下，コスト高，搭載質量増加等の原因となる．

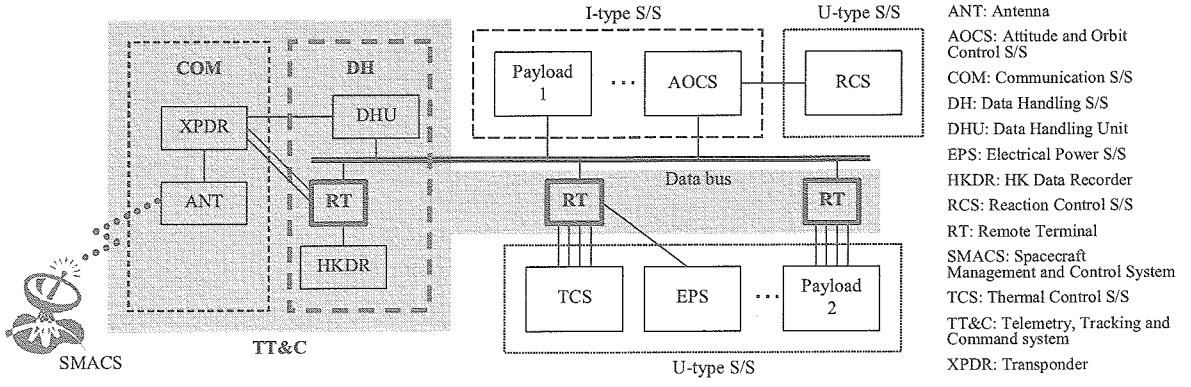


Fig.1 Configuration of the existing RT in the satellite system

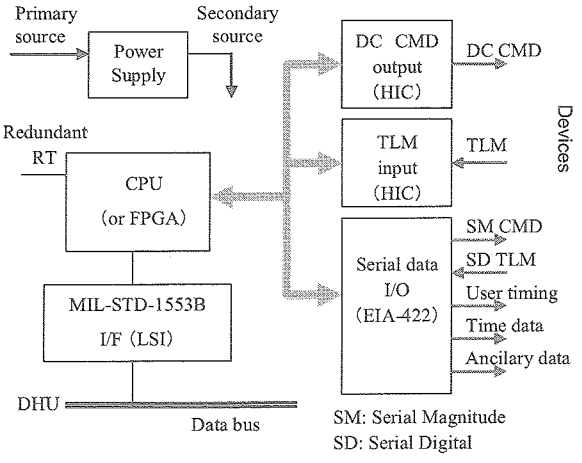


Fig.2 Block diagram of existing RT

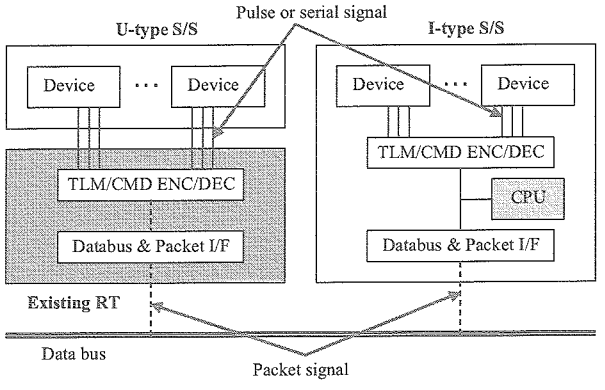


Fig.3 Subsystem classification based on DH capability

3. 次世代 RT のシステム検討

現行 RT の課題を解決し，かつ次世代の宇宙機用データバスと親和性の高い RT についてシステム検討を行った．本章では，次世代 RT の機能分析，システム要求，及び現行 RT との比較検討を述べる．

This document is provided by JAXA.

3.1 機能分析

2.3 で抽出した課題に対し各々検討した．初めに，被制御側の S/S を，DHU 相当の TLM/CMD 処理を自ら行えるインテリジェント型（I 型 S/S）と，その機能を持たないアンインテリジェント型（U 型 S/S）の 2 つに分類する（Fig.3）．

AOCS に代表される I 型 S/S は，自らデータバスのデータリンク層と I/F する回路（MIL-STD-1553B データバス用 LSI），CCSDS パケットを解釈しシリアルデータ等の制御信号に変換するプロセッサ（CPU），S/S 内で保有するデータベース（DB）を参照し TLM 判定及び CMD 群を発行できるアプリケーション S/W 等を有する．これは DHU の機能を一部実現しており，DH 系の観点からはインテリジェントな S/S である．

電源系（EPS）や熱制御系（TCS）のような U 型 S/S は，データバスと直接 I/F を行わずその部分を RT に中継してもらう必要がある．CPU やアプリケーション S/W を持たないため，DHU 無しでは自動・自律運用は行えない．

(1) 自動・自律化機能

2.3①の検討では，U 型 S/S に次世代 RT を適用し，I 型 S/S 相当の TLM/CMD 処理機能を有することを目指した．すなわち，アンインテリジェント機器の自動化・自律化，DHU の負荷低減・機能分散，DHU を制御する追跡管制システムの運用性向上を実現させ，宇宙機運用管制（SM&C）システム全体の向上を図る．Table 1 に I 型及び U 型の S/S 機能比較を掲げる．

Table 1　S/S comparison chart based on DH capability

	I-type S/S	U-type S/S
FDIR	○	×
Packet I/F	○	via RT
Physical I/F	○	via RT

(2) 標準化・再利用性の向上

2.3②は I/F 標準の問題と見なせる．RT から見た場合，データバス側の I/F 部は概ね標準化されている．しかし S/S 側はデバイス毎に I/F が異なるため標準化が難しい．よって RT の開発時は，相手先（U 型 S/S）の I/F 仕様（ワイヤハーネスや信号種別）が決まらないと設計が確定しない．S/S 側で設計変更が生じると，それに応じて RT でも改修が必要となる．

上記に対し，既開発の RT を優先して S/S 設計を行う場合もある．この場合 RT の I/F 部の変更を極力避けるため，S/S 側の I/F を RT に合わせることになる（S/S 設計の自由度が減る）．その結果，S/S の機能・性能は向上しても，使用できる TLM/CMD データは従来と変わらず発展性が少ない．

これらの解決案としては，次世代 RT を部品化し S/S に組み込み DH 系～S/S の I/F 分界点を明確にする．その結果，I/F 部が標準化でき開発成果（回路設計，S/W 等）を他 S/S 開発や次期開発で再利用することが可能となる．DH 系との I/F 試験は標準化された試験治具（DH シミュレータ等）を用いて S/S 単体で実施できるため工期の短縮になる．

(3) 信頼性向上・低コスト化・軽量化

2.3③はワイヤハーネスやコネクタ等の増加の影響である．Fig.1 及び Fig.3 の通り，RT と接続する S/S 数またはデバイス数に比例してワイヤハーネスは増加する．特に DC CMD（並びに DC TLM）で使用するパルス信号は，1 信号 1 伝送路を占有しデータ伝送効率が悪い．JAXA の 1 トン級周回衛星は RT からの S/S までのハーネスは数千～1 万本程度である．ハーネス増加は衛星の製造，システムインテグレーション，及び I/F 試験時に煩雑な作業を伴い，信頼性低下（ワークマンシップエラー）やコスト高の要因となる．

余剰の RT のチャネル共有化などの理由から複数の S/S で RT を共通利用する場合，RT の個数は削減できる．しかし，物理的制約から RT と S/S 間の伝送距離が離れると，ハーネス長が延びるため上記と同様の問題が発生する．加えて RT と S/S の関係が 1 対 1 で完結せず S/S 間を跨る I/F 調整が発生する．

搭載質量の観点では，衛星ドライ質量に対する計装系（INT）の割合は約 10%あり，バス系で最も重い S/S である電源系（EPS）に匹敵する．従ってハーネス削減は衛星リソース低減の効果が高い．ハーネス削減方法としては，固有伝送路のデジタル化や多重化等で本数削減ができる．また RT と S/S 間を隣接（または内蔵）することで線路長を短縮できる．これら実現に当たっては，各 S/S との I/F 調整が必要のため本稿では課題の抽出に留める．

This document is provided by JAXA.

3.2 システム要求

現行 RT の機能分析を基に，次世代 RT の機能・性能要求を導いた．既存の DHU でもこの中の多くの機能を実現可能だが，次世代 RT ではこの機能を共通化し U 型 S/S に独立的に適用する．下記に次世代 RT への機能要求を示す．

(1) 機能要求

① U 型 S/S との I/F 機能（各レイヤ）
② DH 系（DHU）との I/F 機能
③ CCSDS パケットのエンコード／デコード機能
④ 衛星運用手順（SOP）の実行機能（TLM 判定，CMD 群発行）
⑤ S/S の状態データ（HK-TLM）の記録機能
⑥ S/S の冗長切り替え機能
⑦ RT 自身の冗長切り替え機能
⑧ RT 搭載アプリケーション S/W の書き換え機能（ファームウェア更新）
⑨ 追跡管制システム（地上）DB との同期機能

(2) 性能要求

H/W の性能要求では，TLM/CMD データ処理時間，I/F 速度，HK データ記録容量等を考慮する必要がある．具体的な数値は S/S によって要求が異なるため，I 型 S/S を参考にして今後決定する．システム I/F 条件（質量，消費電力等）は次世代 RT が多くの S/S で利用されるため低いリソース消費が望まれる．

CPU は信頼性・性能・入手性から，JAXA 認定部品の宇宙用高速 64bit MPU（HR5000）[3]が有力だが，小型化や低消費電力の理由により他の宇宙用高信頼性部品（FPGA 含む）も選択肢となる．主メモリは CPU と同じく高速同期式（バースト）SRAM を適用する．この場合，記録容量はプログラム及びワーク用で 4～数 10MB となる（大容量時は民生部品を選択）．また，SOP や状態（HK）データ保存のため書き換え可能な不揮発メモリを搭載する．

データバス I/F は実績のある MIL-STD-1553B を第一候補とし，欧州宇宙機関（ESA）で標準化された SpaceWire（ECSS-E-50-12A）[4]，民生規格の USB（Universal Serial Bus）や IEEE1394 等に対応可能なように，OSI 参照モデル／CCSDS プロトコルスタックに対応した階層化構造とする．デバイス I/F はパルス信号やシリアル I/F のような固有伝送路に対応する必要がある．搭載 OS は，実時間性，カーネルサイズ，実績等から ITRON や VxWorks 等の組込み用リアルタイム OS が候補となる．

(3) 次世代 RT 案

前述までの検討から，次世代 RT の機能ブロック案を Fig.4 に示す．ここで RT Cntl.は次世代 RT の全体管理を行う．データバスとの I/F は MIL-STD-1553B の LSI を用いるが，今後データリンク層プロトコルが変更（SpaceWire や IEEE1394）になる場合，対応する IP コアをプロセッサに組み込む（または外付けする）ことで対応可能である．A/D-D/A 変換器を含む ENC/DEC は各デバイスとの I/F 部であり S/S 固有設計となる．自動化・自律化機能は TLM 判定部及び SOP 実行部（SOP データベース（DB）を含む）にて実現される．

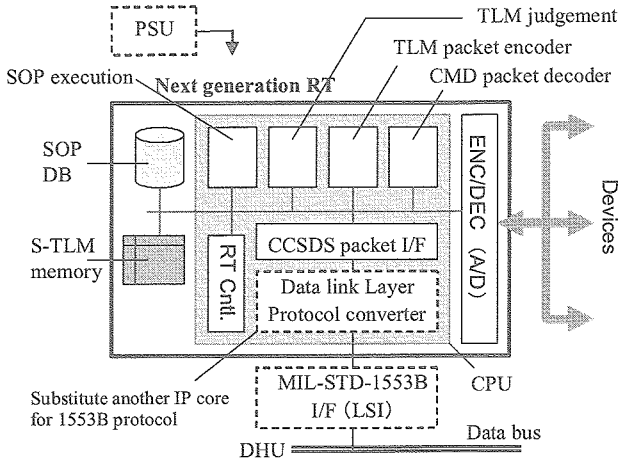


Fig.4 Block diagram of next generation RT

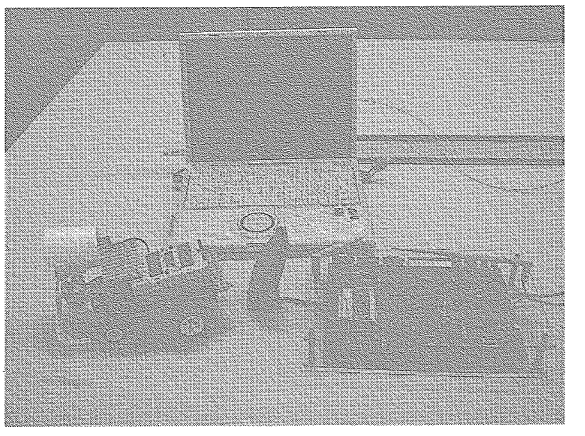


Fig.5 Overview of prototype system

This document is provided by JAXA.

3.3 現行 RT との比較

Table 2 に次世代 RT を現行 RT と比較した時のトレードオフを示す．現行 RT に対し有利：◎，やや有利：○，やや不利：△，不利：×，どちらでも無い／要検討の場合：－で表す．次世代 RT はアプリケーション S/W を動作させるプロセッサが必要であり，RT 単体ではシステムの複雑化，部品数の増加（質量・消費電力，コスト増加）となるが，DH 系及び衛星システムの観点からは利点が多いことが分かる．

Table 2　Evaluation of next generation RT against existing RT

Items	Results	Remarks
Processing load		
RT	×	Required for AP software operation
S/S	－	
DHU	◎	replaced by RT
SM&C (ground system)	○	Operation simplification, CMD reduction
System I/F conditions for satellite resources		
Mass	○	◎: Reduction of wire harness, △: Increase of RT mass
Power consumption	－	○: Transmission loss reduction, △: CPU increase
S/S development		
Design to manufacture	○	I/F standardization, Reusable designs and modules
Module and I/F tests	◎	Reduction of I/F controls
Development period	○	Improvement of reusability
Costs	○	Depends on development period
Flexibility	○	Flexible to design modification
Reliabilities of satellite system		
Manufacture	○	By standardization
S/S operation	◎	FDIR available
Recovery	○	Firmware upload available

4. 試作システムの開発

4.1 試作の目的

次世代 RT の実現可能性を検討するため，汎用 CPU ボードを用いて試作品を開発した．また市販の装置を組み合わせ，衛星システムを模擬する試作システムを構築した（Fig.5 に外観写真）．本試作の目的を下記に示す．

① 現行 RT の高度化を民生機器上で実現し必要な機能選定を行う
② 搭載機器としての H/W 及び S/W の機能・性能要求を抽出する
③ 試作システムを動作させ，追跡管制システム～衛星システムの一連の運用を模擬し，次世代 RT の有効性を検証する

4.2 試作システム概要

(1) 前提条件

試作は機能確認を主体とし，物理層・データリンク層の方式や部品の信頼性は問わない（宇宙用部品は未使用）．また冗長構成は考慮しない．コスト削減及び開発期間短縮のため，アプリケーション S/W は既開発のモジュールを流用する．

(2) 試作の概要

試作品のシステム構成図を Fig.6 上段に，対応する衛星システムを下段に載せる．試作システムは 3 つのパートに分類する．（A）は市販のノート PC（PC/Linux）であり，ここで SMACS の衛星運用管制サブシステム（SPOC）を模擬する．

（B）は汎用の CPU ボード（AMD 社 Alchemy Au1550 プロセッサ 400MHz，メモリ：64MB）を使用した次世代 RT の試作品であり，DH 系（RT を含む）の動作を模擬する．UNIX 互換 OS の Linux 上に Java 仮想マシン（JVM）及び OSGi フレームワーク[5]を構築し，TLM/CMD 処理を行うアプリケーション S/W として SMACS のプログラムを移植した．この理由は，1) DH 系に必要な機能を満足する，2) 追跡管制システム（地上）との親和性が高い，3) 設計資産の活用，などである．しかし JVM 搭載

This document is provided by JAXA.

により従来よりも高い S/W 処理能力が要求される．

（C）は衛星内の U 型 S/S を模擬する．実機（またはエンジニアリングモデル）の S/S は入手困難のため，LEGO 社の教育用玩具である MINDSTORMS を用いた[6]．これは CPU モジュール，センサ（照度センサ及び接触センサの 2 種），モータ，及び赤外線タワー（CPU モジュールを遠隔制御）から構成される．

I/F として（A）～（B）間は LAN（Ethernet）で接続し，この区間は地上（SMACS）～衛星（DH 系）間の CCSDS スペースリンクを模擬する．（B）～（C）間は USB で接続し，この区間は次世代 RT ～U 型 S/S の固有伝送路を模擬する．

5. まとめ

本稿では，JAXA 衛星に搭載している現行 RT の機能分析を行いその課題を抽出した．そして次世代 RT の機能分析，システム検討，現行 RT とのトレードオフを行った．その結果，DHU 相当のインテリジェントな TLM/CMD 処理機能が，プロセッサ内蔵の次世代 RT を用いることで U 型 S/S でも実現でき，DH 系の機能向上及び衛星システムの運用性・開発効率・信頼性等の向上に寄与することを示した．

検討では次世代 RT と U 型 S/S を H/W 的に分離して述べたが，固有機能部の識別・分離やプロトコルの階層化により，将来的には次世代 RT の共通機能を部品化し各 S/S に配布できる．すなわち，全ての S/S を RT 無しで自動化・自律化し DH 系全体の高度化を図ることができる．搭載機器としての要求を満足するには幾つかの課題があるため，H/W の観点からも検討を進める予定である．

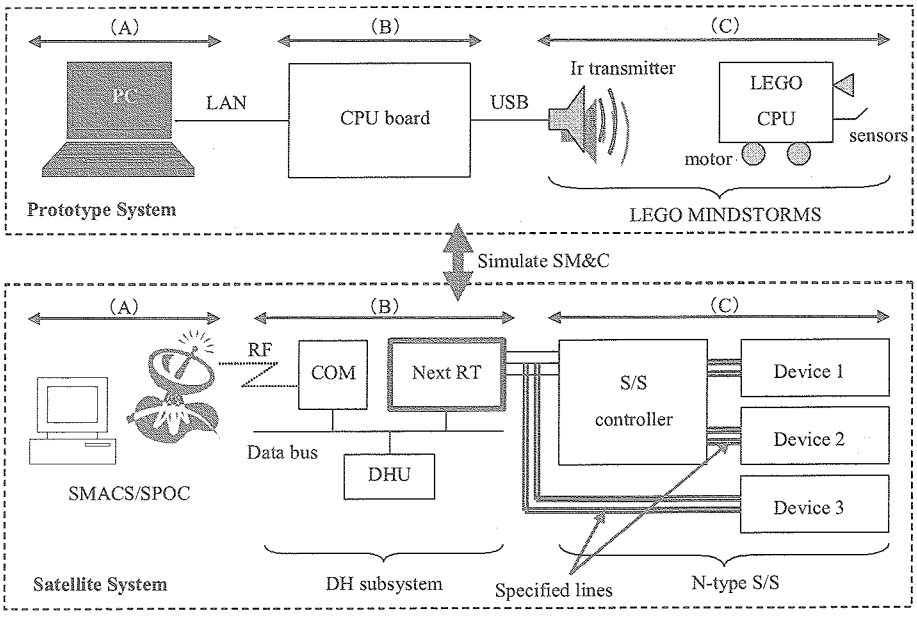


Fig.6　Simulation experiment of next generation RT prototype system

[参考文献]

[1] 伊藤寛行，川井淳，山本勝令，村田祐介，山口由仁: 第三世代の衛星管制システムと将来構想，第 49 回宇宙科学技術連合講演会, November 2005.

[2] 杉野正明，山本勝令，村田祐介，笹田武志，白倉政志: 衛星搭載テレメトリ・コマンド処理の高度化（その 2）－試作品の開発・評価－，第 50 回宇宙科学技術連合講演会, November 2006.

[3] HR5000 Users Manual, Rev. 0.2d (HIREC-TD-E05020), July 2005.

[4] European Cooperation for Space Standardization: SpaceWire - Links, nodes, routers and networks (ECSS-E-50-12A), January 24, 2003.

[5] Open Service Gateway Initiative (OSGi) Alliance: Technical Whitepaper “About the OSGi Service Platform Rev. 3.0,” July 12, 2004.

[6] LEGO MINDSTORMS web site: http://mindstorms.lego.com/

This document is provided by JAXA.

低計算量動画像圧縮方式の研究
Research on Low-Complexity Video Coding

総合技術研究本部　通信・データ処理技術グループ 金子晴彦
Haruhiko Kaneko
Telecommunications and Data-Handling Engineering Group
Institute of Aerospace Technology

Abstract
Low-complexity video coding is suitable for video encoders used in resource constrained systems such as satellite data-handling systems and mobile communication systems. Distributed video coding (DVC) is a new video coding method having low encoding complexity. Conventional DVCs, however, generally suffer from lower peak signal-to-noise ratio (PSNR) than MPEG family of standards. To improve PSNR of DVC, this paper presents a new decoding algorithm based on nonbinary sum-product algorithm. Evaluation shows that PSNR of the proposed decoding algorithm is comparable to that of MPEG-1 coding.

1. はじめに
動画像圧縮符号化方式として，従来より動き予測に基づくフレーム間符号化方式が広く用いられている．MPEG 等に代表されるフレーム間符号化方式は，フレーム内符号化方式と比較して高い圧縮率を有するが，圧縮処理において動きベクトルの検索を行なうことから，圧縮のための計算量が多いという特徴を有する．一方，携帯型テレビ電話，画像センサーネットワーク，人工衛星，等においては，電源容量や搭載可能な回路規模に制約があることから，計算量の少ない動画像符号化方式が適している．

近年，圧縮処理における計算量が少ない動画像符号化方式として，Distributed Video Coding (DVC) が提案されている [1]．DVC においては誤り制御符号を用いることにより，動き予測を行なわずに効率的に動画像圧縮を行なうことができる．すなわち，圧縮処理においてはフレーム内符号化を行ない，伸長処理においてフレーム間相関を利用した復号を行なう．本稿では，著者が従来提案した低密度パリティ検査 (LDPC) 符号を用いた DVC[2] に対し，多元 Sum-Product アルゴリズムを用いた新たな復号法を提案する．

2. 圧縮アルゴリズム [2]
以下に圧縮アルゴリズムの概略を示す．動画像は I ピクチャ(Intra-coded picture) 及び L ピクチャ(LDPC-coded picture) の 2 種のピクチャより構成し，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．以下に L ピクチャの圧縮手順を示す．

(1) 縦 $H\sigma$ 画素，横 $W\sigma$ 画素を有する L ピクチャを行列形式で $\mathbf{L} = [l_{i,j}]_{H\sigma \times W\sigma}$ と表現する．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 $L_0, \ldots, L_{N-1}$ に分割し，マクロブロックベクトルを $\mathrm{MBV}(\mathbf{L}) = (L_0, \ldots, L_{N-1})$ とおく．Figure 1 に $\mathbf{L}$ と $\mathrm{MBV}(\mathbf{L})$ の関係を示す．

(2) 2 元 $(N, N-M)$LDPC 符号の検査行列を $\mathbf{H} = [h_{i,j}]_{M \times N}$ とする．行列 $\mathbf{H}$ を用いて，長さ N ブロックを有するマクロブロックベクトル $\mathbf{L}$ を，長さ $M(<N)$ ブロックを有するシンドロームブロックベ

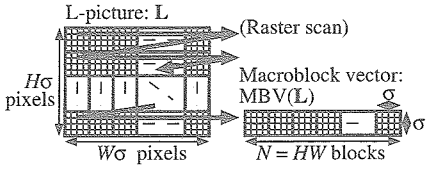


Figure 1: Relation between L-picture and macroblock vector.

This document is provided by JAXA.

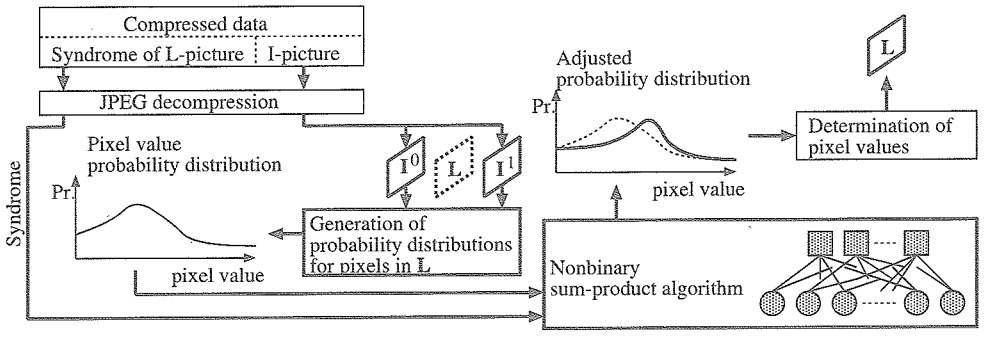


Figure 2: Decoding procedure.

クトル $\mathbf{S}=(S_0,\ldots,S_{M-1})$ に変換する．ただし，$S_i=\left(\sum_{j\in\{j|h_{i,j}=1\}}L_j\right)$ は $\sigma\times\sigma$ シンドロームブロックである．ここで，Σ は行列の各要素についてそれぞれ整数環上で和をとることを示す．

(3) シンドロームブロックベクトル $\mathbf{S}$ に対し JPEG と同様の非可逆圧縮を適用する．

上記の手順は動き予測を用いないことから，従来の動画像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，L ピクチャは LDPC 符号の検査行列を用いることにより，圧縮符号化するマクロブロック数を削減していることから，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が得られる．

3. 伸長アルゴリズム

I ピクチャは JPEG の復号アルゴリズムに基づいて伸長する．伸長処理対象の L ピクチャ $\mathbf{L}$ が，2 枚の I ピクチャ $\mathbb{I}^0$ 及び $\mathbb{I}^1$ の間に存在すると仮定する．ただし，$\mathbb{I}^0$ と $\mathbf{L}$ の間には λ_0 枚の L ピクチャが存在し，$\mathbf{L}$ と $\mathbb{I}^1$ の間には λ_1 枚の L ピクチャが存在するものとする．伸長手順の概略を Figure 2 に示す．伸長アルゴリズムは以下のとおりである．

3.1 準備　縦 $H\sigma$ ピクセル，横 $W\sigma$ ピクセルを有するフレーム $\mathbb{I}^0,\mathbb{I}^1$ 及び $\mathbf{L}$ を以下のように行列で表現する．

$$\mathbb{I}^0=[\iota^0_{i,j}]_{H\sigma\times W\sigma},\ \mathbb{I}^1=[\iota^1_{i,j}]_{H\sigma\times W\sigma},\ \mathbf{L}=[l_{i,j}]_{H\sigma\times W\sigma}.$$

任意の 2 枚のフレーム $\mathbf{A}=[a_{i,j}]_{H\sigma\times W\sigma}$ 及び $\mathbf{B}=[b_{i,j}]_{H\sigma\times W\sigma}$ において，$\mathbf{A}$ の点 a_{i_a,j_a} と $\mathbf{B}$ の点 b_{i_b,j_b} を中心とする平均絶対値誤差 (Mean Absolute Difference) を以下のように定義する．

$$\mathrm{MAD}_R(\mathbf{A},\mathbf{B};i_a,j_a;i_b,j_b)=\frac{\sum_{s=-R}^{R}\sum_{t=-R}^{R}|a_{i_a+s,j_a+t}-b_{i_b+s,j_b+t}|}{(2R+1)^2}.$$

ただし，参照ウィンドウサイズは $(2R+1)\times(2R+1)$ である．

3.2 画素値確率分布の生成　ここで，I ピクチャは JPEG に基づいて既に伸長されているから $\mathbb{I}^0$ 及び $\mathbb{I}^1$ は既知であり，L ピクチャ $\mathbf{L}$ は未知である．L ピクチャ $\mathbf{L}$ の前方及び後方の I ピクチャ $\mathbb{I}^0,\mathbb{I}^1$ が与えられたとき，$\mathbf{L}$ 上の画素 $l_{i,j}$ が明るさ w を有する条件付き確率を $R^{i,j}_w=\Pr(l_{i,j}=w\mid\mathbb{I}^0,\mathbb{I}^1)$ とあらわす．多元 Sum-Product アルゴリズムを実行する準備として，各画素 $l_{i,j}$ における画素値確率分布 $\mathbf{R}_{i,j}=(R^{i,j}_0,R^{i,j}_1,\ldots,R^{i,j}_{\Lambda-1})$ を求める．ただし，$\Lambda-1$ は画素値の最大値である．一般の動画像に対して正確な画素値確率分布を求めることは困難であるが，本稿では以下の値を用いる．

$$R^{i,j}_w=\max_{(X_a,Y_a;X_b,Y_b)\in\mathbb{W}^{i,j}_w}\left(\frac{\Lambda-1}{\mathrm{MAD}(\mathbb{I}^0,\mathbb{I}^1;i+X_a,j+Y_a;i+X_b,j+Y_b)}\right)$$

ただし，$\mathbb{W}^{i,j}_w$ は以下に示す検索ベクトルの集合である．

$$\mathbb{W}^{i,j}_w=\{(X_a,Y_a;X_b,Y_b)|X_a=(\lambda_0+1)x,Y_a=(\lambda_0+1)y,X_b=-(\lambda_1+1)x,Y_b=-(\lambda_1+1)y,-\rho_v\le x\le\rho_v,\\ -\rho_h\le y\le\rho_h,(\iota^0_{i+X_a,j+Y_a}=w)\vee(\iota^1_{i+X_b,j+Y_b}=w)\}$$

ここで，検索ウィンドウサイズは $(2\rho_v+1)\times(2\rho_h+1)$ である．分布 $(R'^{i,j}_0,R'^{i,j}_1,\ldots,R'^{i,j}_{\Lambda-1})$ を正規化した分布 $\mathbf{R}_{i,j}=(R^{i,j}_0,R^{i,j}_1,\ldots,R^{i,j}_{\Lambda-1})$ を画素値確率分布とする．

This document is provided by JAXA.

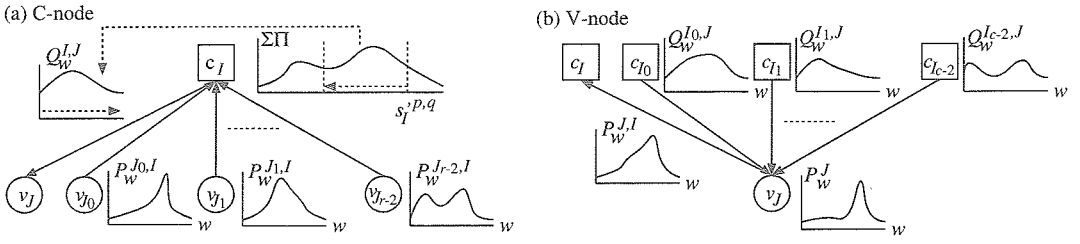


Figure 3: Probability calculation.

3.3 多元 Sum-Product アルゴリズム　上記で求めた画素値確率分布 $\mathbf{R}_{i,j}$ 及び，伸長したシンドロームブロックベクトル $\mathbf{S}' = (S'_0, S'_1, \ldots, S'_{M-1})$ を用いて，多元 Sum-Product アルゴリズムを実行することにより，L ピクチャの各画素の推定値を決定する．ただし，$S'_I = [s'^{p,q}_I]_{\sigma\times\sigma}$ は $\sigma \times \sigma$ シンドロームブロックである．従来の 2 元 Sum-Product アルゴリズム [3] は，以下のように容易に多元上のアルゴリズムへ拡張できる．ただし，以下のアルゴリズムは，すべての $(p,q) \in \{(p,q)|0 \le p \le \sigma-1, 0 \le q \le \sigma-1\}$ に対してそれぞれ独立に実行する．

(1) 初期化 Tanner グラフを $G = (V, E)$ とおく．ただし，$V = \{v_0, v_1, \ldots, v_{N-1}, c_0, c_1, \ldots, c_{M-1}\}$ は点集合，$E = \{(c_i, v_j)|h_{i,j} = 1\}$ は枝集合である．V ノード v_J における初期画素値確率分布を $(P^J_0, P^J_1, \ldots, P^J_{\Lambda-1}) = (R^{i,j}_0, R^{i,j}_1, \ldots, R^{i,j}_{\Lambda-1})$ とおく．ここで J と (i,j) の関係は，Figure 1 より，$i = \lfloor J/W \rfloor \times \sigma + p$, $j = (J \mod W) \times \sigma + q$ で与えられる．枝 $(c_I, v_J) \in E$ 上のメッセージ $\mathcal{M}(v_J \to c_I)$ を確率分布 $(P^{J,I}_0, P^{J,I}_1, \ldots, P^{J,I}_{\Lambda-1}) = (P^J_0, P^J_1, \ldots, P^J_{\Lambda-1})$ として初期化する．

(2) C ノードにおける更新 C ノード C_I に隣接する r 個の V ノードの集合を $\{v_J, v_{J_0}, v_{J_1}, \ldots, v_{J_{r-2}}\}$ とおく．メッセージ $\mathcal{M}(c_I \to v_J) = (Q^{I,J}_0, Q^{I,J}_1, \ldots, Q^{I,J}_{\Lambda-1})$ を $Q^{I,J}_w = \sum_{(x_0,\ldots,x_{r-2})\in\Gamma_w} \left(\prod_{t=0}^{r-2} P^{J_t,I}_{x_t}\right)$ として生成する．ただし，$w \in \{0, 1, \ldots, \Lambda-1\}$,

$$\Gamma_w = \left\{ (x_0,\ldots,x_{r-2}) \left| \sum_{t=0}^{r-2} x_t = (s'^{pq}_I - w), x_t \in \{0,\ldots,\Lambda-1\} \right. \right\}$$

である．すべての枝 $(c_I, v_J) \in E$ において上記の式によりメッセージ $\mathcal{M}(c_I \to v_J)$ を生成する．
C ノードにおける確率分布計算を Figure 3(a) に示す．

(3) V ノードにおける更新 V ノード v_J に隣接する c 個の C ノードの集合を $\{c_I, c_{I_0}, c_{I_1}, \ldots, c_{I_{c-2}}\}$ とおく．メッセージ $\mathcal{M}(v_J \to c_I) = (P^{J,I}_0, P^{J,I}_1, \ldots, P^{J,I}_{\Lambda-1})$ を $P^{J,I}_w = kP^J_w \prod_{t=0}^{c-2} Q^{I_t,J}_w$ により生成する．ただし，k は正規化のための係数である．V ノードにおける確率分布計算を Figure 3(b) に示す．
上記手順の (2) と (3) は一定回数反復して実行する．

(4) 画素値の決定 V ノード v_J に隣接する c 個の C ノードの集合を $\{c_{I_0}, c_{I_1}, \ldots, c_{I_{c-1}}\}$ とおく．V_J における画素値 l_J を $l_J = \arg\max_w \left(P^J_w \prod_{t=0}^{c-1} Q^{I_t,J}_w\right)$ により定める．以上より，v_J に対応する L ピクチャの画素値を得る．

4. 評価

主観的評価:　多元 Sum-Product アルゴリズムの効果を視覚的に示すため，Figure 4 に評価画像の例を示す．ここで，(a) は原画像，(b) は多元 Sum-Product アルゴリズムの反復回数を 0 回とした場合の伸長後の画像，(c) は多元 Sum-Product アルゴリズムの反復回数を 5 回とした場合の伸長後の画像，である．Figure 4(b) に存在する誤りが，Figure 4(c) では消去できていることから，提案した多元 Sum-Product アルゴリズムの有効性を確認できる．

PSNR:　評価用動画像「mobile」[4] を用いて，提案手法，Motion JPEG 及び MPEG-1 の PSNR(Peak Signal-to-Noise Ratio) を評価した結果を Figure 5 に示す．ただし，提案手法における Sum-Product アルゴリズムの反復回数は 5 回である．提案手法の評価においては圧縮率向上のために，圧縮処理において非常に単純な動き予測を行っている．なお，このために必要な計算量は MPEG-1 と比較して 10 分の 1 以下

This document is provided by JAXA.

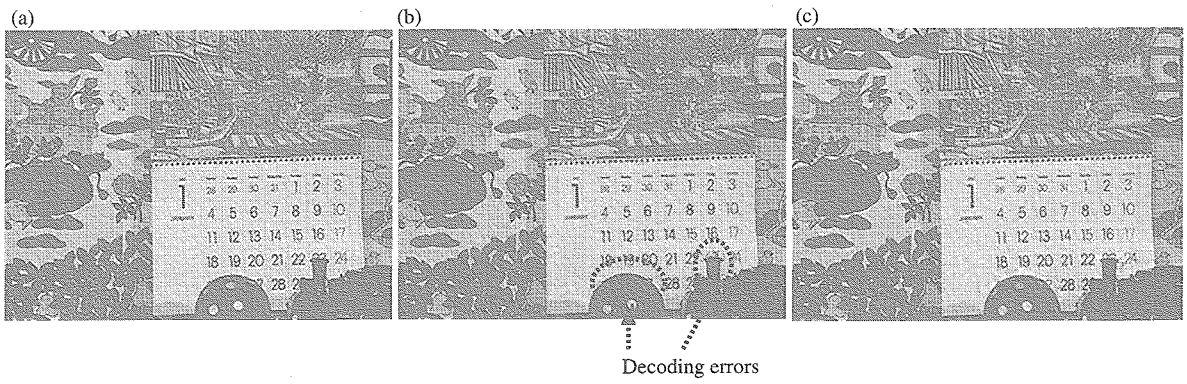


Figure 4: (a)Original image. (b)Decompressed image (without iteration). (c)Decompressed image (with 5 iterations).

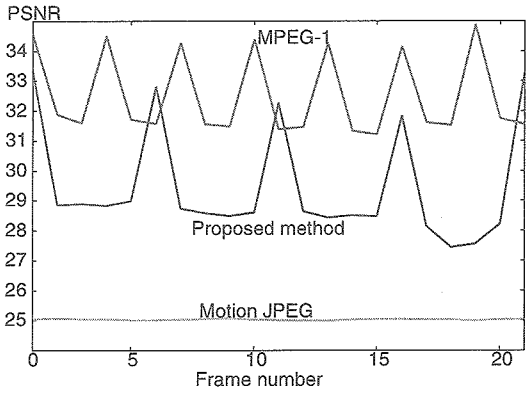


Figure 5: Evaluation of PSNR (Compression ratio 65:1 with 5 decoding iterations).

であり，提案手法の有効性は失われない．各符号化方式とも圧縮率は約 65:1 である．PSNR の平均値を比較すると，提案手法が 29.48[dB] であるのに対し，Motion JPEG は 25.05[dB]，MPEG-1 は 32.54[dB] であり，今後は画質のさらなる向上が必要であることが明らかになった．

圧縮・伸長計算量: 提案手法の圧縮処理における計算量は，単純な動き予測処理を含めても Motion JPEG と同程度である．一方，伸長処理においては多数の浮動小数点演算が必要であることから，大型計算機レベルの処理が必要であり，今後は伸長処理計算量を削減するための研究が必要である．

5. まとめ

本稿では，LDPC 符号と多元 Sum-product アルゴリズムに基づく DVC を提案した．提案手法について画質の評価を行い，Motion JPEG よりも高い PSNR が得られることを明らかにした．

参考文献

[1] B. Girod, et. al., "Distributed Video Coding," *Proc. IEEE, Special Issue on Advances in Video Coding and Delivery,* Vol.93, No.1, pp.71–83, Jan. 2005.

[2] H. Kaneko, "Low Complexity Video Compression Based on Low-Density Parity Check Codes," *IEICE Trans.,* Vol.E89-A, No.1, pp.340–347, Jan. 2006.

[3] D. J. C. Mackay, "Good Error-Correcting Codes Based on Very Sparse Matrices," *IEEE Trans. Information Theory,* Vol.45, No.2, pp.399–431, March 1999.

[4] http://ftp3.itu.ch/av-arch/video-site/sequences/

This document is provided by JAXA.

だいち（ALOS）搭載直接送信部（DT）伝送不具合解析

Transmission malfunction analysis of Direct Transmission subsystem installed on Advanced Land Observing Satellite (ALOS)

通信・データ処理技術グループ　谷島正信，白倉政志，市川愉，高田昇
Telecommunications and Data Handling Engineering Group　M. Yajima, M. Shirakura, S. Ichikawa, N. Takata

Abstract

This paper describes the transmission malfunction analysis of Direct Transmission subsystem (DT) installed on Advanced Land Observing Satellite (ALOS). This study starts in order to pursue the transmission malfunction cause and cope with it. We got a lot of important information and would like to start a study to investigate some subjects in the near future.

1．はじめに

本研究は、平成18年1月24日にH-IIAにより打ち上げられた、だいち（ALOS）に搭載されている直接送信部（DT）を用いて鳩山受信局にデータを伝送した際に発生した伝送不具合の原因究明、および対策を検討することを目的として開始され、種々の不具合解析を実施したものである。本研究は、だいちXバンド伝送ロックオフ調査・対策チームにおいて実施した不具合原因究明・対策検討の一環であることから、平成17年度で終了するものであるが、得られた知見に基づく更なる検討課題について、適切な時期に研究を再開することを考えている。

2．研究の概要

平成17年度は、不具合原因究明を目的として以下の項目について検討を行った。

(1) DT伝送系における地上局IFフィルタの評価解析

DT伝送不具合の副要因である、地上局狭帯域IFフィルタの今後の改善のため、シミュレーションモデルを作成し、IFフィルタの必要帯域について解析を実施した。

(2)QPSK変調スペクトラムと地上局RF信号受信レベルの時間変動の解析

鳩山受信局の受信設備において取得されたQPSK変調スペクトラムと地上局RF信号受信レベルの時間変動の原因を追究するために、シミュレーションモデルを作成し、シミュレーション解析を実施した。

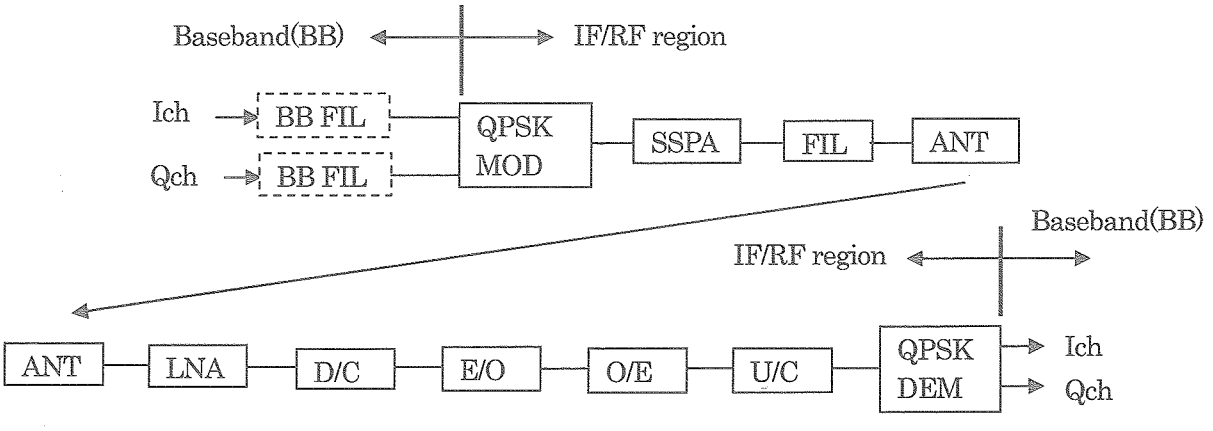
(3)再生搬送波，ビット同期，フレーム同期ロックオフの原因究明解析

(2)の検討結果を踏まえ、ベースバンド信号モデルを作成し、シミュレーション解析を実施した。その結果を基に、原因究明を行った。

3．成果の概要

(1) DT伝送系における地上局IFフィルタの評価解析

Fig. 1に衛星から地上局までのDT伝送系の構成ブロック図を示す。本件では、地上局IFフィルタに着目して信号劣化に関する評価解析を行うものとする。信号劣化はビット誤り率（BER）により評価する。



This document is provided by JAXA.

BB FIL : Baseband Filter　　E/O : Electrical signal – optical signal converter
D/C : Frequency down-converter　　O/E : Optical signal – electrical signal converter
U/C : Frequency up-converter

Fig. 1　Configuration blocks of DT transmission subsystem

シミュレーションモデルを Fig. 2 に示す。主なシミュレーション条件を以下に示す。

・PN（Pseudo-random Noise；擬似）信号は一般性を保つために ALOS と同様高次の生成多項式により発生
・送信側のベースバンドフィルタ（BB FIL）は、DT 構成と同一とするため、無しとする。
・FILTER は-3 dB 帯域幅を 80 MHz とした 5 次のバタワース，140 MHz で 1 次のバタワースを 2 個縦続接続したもの（1 つは衛星側の IF フィルタを模擬），FILTER 無しの 3 ケースとする。
・QPSK 変調器，復調器の特性は理想とする。

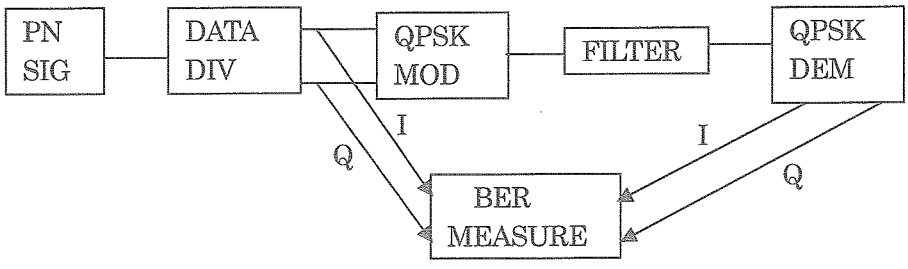


Fig. 2　Simulation model

シミュレーション結果を Fig. 3 に示す。

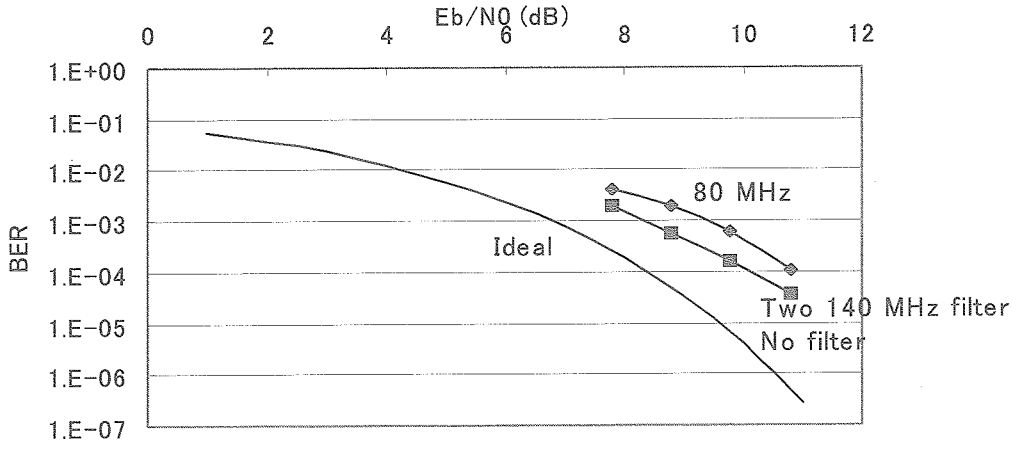


Fig. 3　Simulation results

-3 dB 帯域幅を 140 MHz とした 2 個の 1 次バタワースフィルタの場合とフィルタが無い場合の結果は同一であった。フィルタが無くても理論値にならないのは、送信側にベースバンドフィルタ（BB FIL）を挿入していないことが主要因である。したがって、地上局の IF フィルタの帯域を 140 MHz とすれば IF 帯における帯域制限による信号劣化は無いといえる。

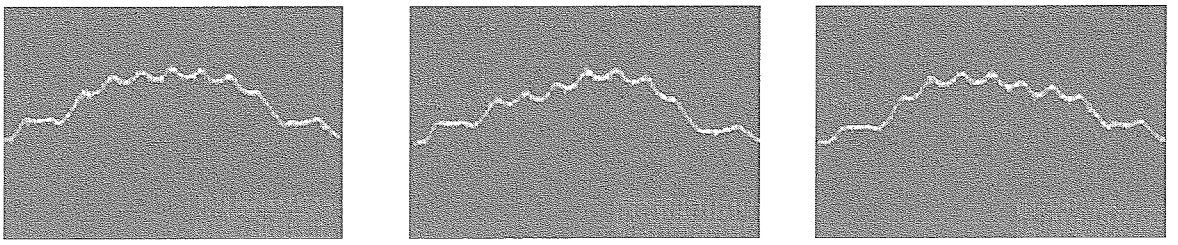
よって、地上局の IF フィルタの帯域を 140 MHz 以上とすることが適当であるといえる。

(2)QPSK 変調スペクトラムと地上局 RF 信号受信レベルの時間変動の解析

約 10 分のだいち運用中に、Fig. 4 に示すように QPSK 変調スペクトラムが正常時の波形から、右肩上がり，左肩上がりに変化する事象が観測された。図の中心に存在する凹凸は、QPSK 変調信号の Ich, Qch に同一の PN (Pseudo-random Noise)系列を採用し、かつ、Qch は Ich より 2 ビット遅延しているため、Ich と Qch のデータ

This document is provided by JAXA.

の相関により発生しているものであり、ロックオフ事象との関連性は無い。本件（凹凸の発生）はシミュレーションにより確認済みである。



Normal　　Abnormal：right side up　　Abnormal：left side up

Fig. 4　Examples of QPSK modulation spectrum

この事象の原理を以下に説明する。地上局で直接受信される QPSK 変調信号（直接波）を $f(t)$とすると、マルチパスにより衛星構体等に反射して地上局に受信される信号（反射波）は $a \cdot f(t-\tau)$で表すことができる。但し、aは直接波の振幅レベルを 1 としたときの相対振幅レベル，τは遅延時間である。地上局で受信される合成波 $g(t)$は次式で表される。

$$g(t) = f(t) + a \cdot f(t-\tau) \tag{1}$$

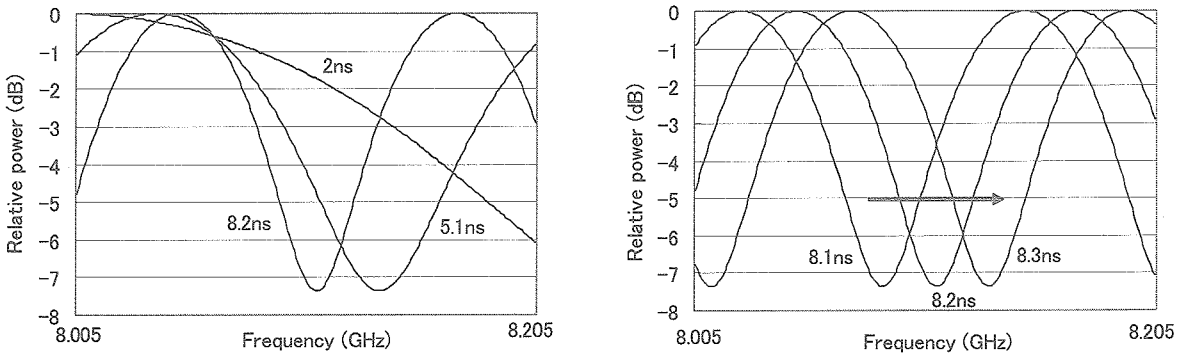
合成波 $g(t)$のスペクトラム $G(j\omega)$は、直接波 $f(t)$のスペクトラム $F(j\omega)$を用いて表すと次式のようになる。

$$G(j\omega) = F(j\omega) + a \cdot F(j\omega) \cdot e^{j\omega\tau} = \{1 + a \cdot e^{j\omega\tau}\} F(j\omega) \tag{2}$$

Fig. 4 に示す変調スペクトラムはスペクトラムアナライザ（スペアナ）により測定されたものであるため、式(2)に示す合成波の周波数成分は電力値で表示される。したがって、式(8.2)の $F(\mathrm{j}\,\omega)$の係数 $B(j\omega)$は 2 乗する必要がある。そこで、$|B(j\omega)|^2$を計算すると次式のようになる。

$$\begin{aligned} |B(j\omega)|^2 &= \{1 + a \cdot \cos(\omega\tau) + ja \cdot \sin(\omega\tau)\} \cdot \{1 + a \cdot \cos(\omega\tau) - ja \cdot \sin(\omega\tau)\} \\ &= 1 + a^2 + 2a \cdot \cos(\omega\tau) \end{aligned} \tag{3}$$

搬送波周波数 8.105 GHz に対し、Fig. 4 のスペアナのスパン（出力画面全体の周波数帯域）は 200 MHz であることから、周波数範囲は 8.005 ～8.205 GHz である。本件で対象とする遅延時間 τ の値は 0.1～10 ns とすると、$\omega\tau$ の値は 2π の整数倍であり十分大きいことから、式(3)の ω の周波数は搬送波周波数 8.105 GHz に固定したとしても結果に影響は無いと考えることができる。そこで、このときの τ をパラメータとした $|B(j\omega)|^2$ の値のシミュレーション結果を Figure 5 に示す。a の値は 0.4 とし、横軸の周波数範囲は 8.005～8.205 GHz とし、縦軸のレベルは正規化して表示している。a の値が 0.4 というのは、D/U 比（Desired signal to Undesired signal ratio）-8.0 dB に相当する。

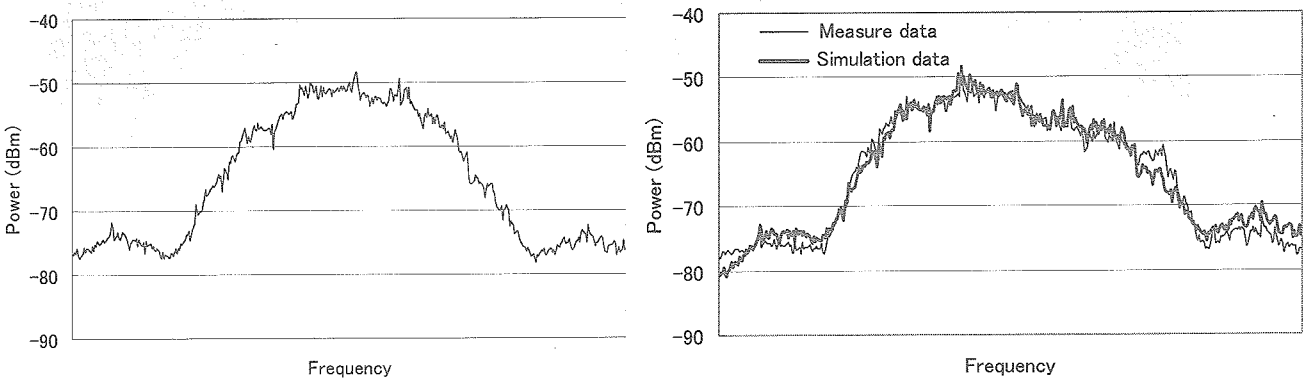


(a) τ = 2 ns, 5.1 ns, 8.2 ns　　(b) τ = 8.1 ns, 8.2 ns, 8.3 ns

Fig. 5　$|B(j\omega)|^2$ waveforms

This document is provided by JAXA.

Fig. 5(a)から、τの値が大きくなるにつれ$|B(j\omega)|^2$の波形は波を打つようになり、Fig. 5 (b)から、τの値が8.105 GHzの周期0.123 nsと比較して十分大きいときには、τの微小変動でも$|B(j\omega)|^2$の波形変動が大きいことがわかる。この$|B(j\omega)|^2$を用いて、正常時（反射波の電力が小さく、無視可能）の変調波を直接波とみなし、aとτの値を変化させてRev. 350時の画像データのライン欠損時のスペクトラム波形と重ね合わせるようにシミュレーションを行った結果をFig. 6に示す。観測波形とシミュレーション波形が良く一致することがわかる。



(a) Normal　　(b) In case of image line loss

Fig. 6　Comparison between measured QPSK spectrum and simulation spectrum

次に、受信レベルが短周期変動することについてであるが、多くの運用パスで、かつ、鳩山受信局以外の地上局でも観測され、ロックオフとの関連も確認されている（Fig. 7参照）。

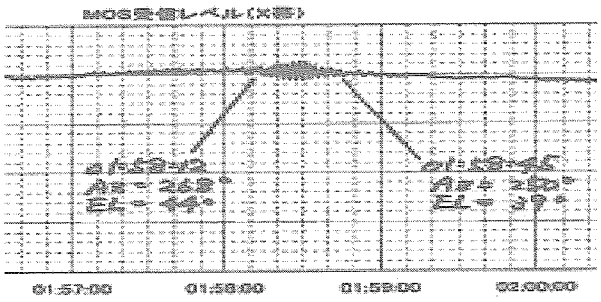
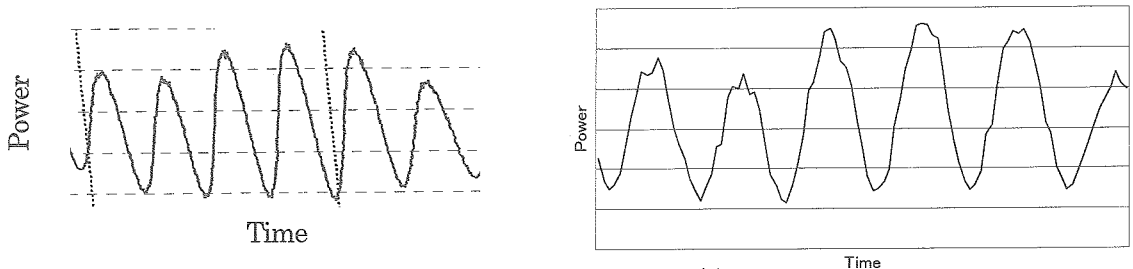


Fig. 7　Receiving power level fluctuation (Rev. 350)

この受信レベルの時間変動は、衛星の進行とともに地上局に到来する反射波の反射場所が移動することによる。短期的な受信レベル変動は、反射場所が移動すると、直接波と反射波の地上局への到来時間の差、すなわち式(1)の遅延時間τが変化することになり、結果として合成波のスペクトラムが変動し、この変動が受信レベルの変動として表れているのである。Rev. 350のロックオフ発生時の復調器のAGCから換算した受信レベルと、同時刻にスペアナで取得したスペクトラムを積分した信号レベルを比較した図をFig. 8に示す。受信レベル変動の時間間隔, 変動幅が同一と考えられるため、受信レベル変動がスペクトラム変動によるものであることが証明できる。



(a) Receiving power based on DEM AGC level　　(b) Integration of received signal

Fig. 8　Receiving power level fluctuation at the demodulator lock off time

(3)再生搬送波，ビット同期，フレーム同期ロックオフの原因究明解析

搬送波再生回路が正常動作中に突然ロックオフする原因は２つ考えられる。

This document is provided by JAXA.

(a) QPSK 変調信号レベルが雑音レベルと比較して小さくなる。
(b) QPSK 変調信号の信号歪成分が大きくなる。

(a)については、例えばRev. 350 時において受信レベルがAOS, LOS 時よりも大きいときにロックオフが発生していることから、原因ではない。したがって、(b)が原因であると推定される。この信号歪は、マルチパスによる反射波の存在により発生したと考えられる。

反射波が存在しない場合、復調器から出力されるI,Qch のベースバンドデータは、それぞれFig. 9 (a)に示すように復調器に入力される変調信号のレベルが一定であればレベルに変動要因が無く、1 か-1 の値を取る。一方、反射波が存在する場合は、Fig. 9 (b)に示すように直接波と反射波の和である合成波はレベルが大きく変動する。

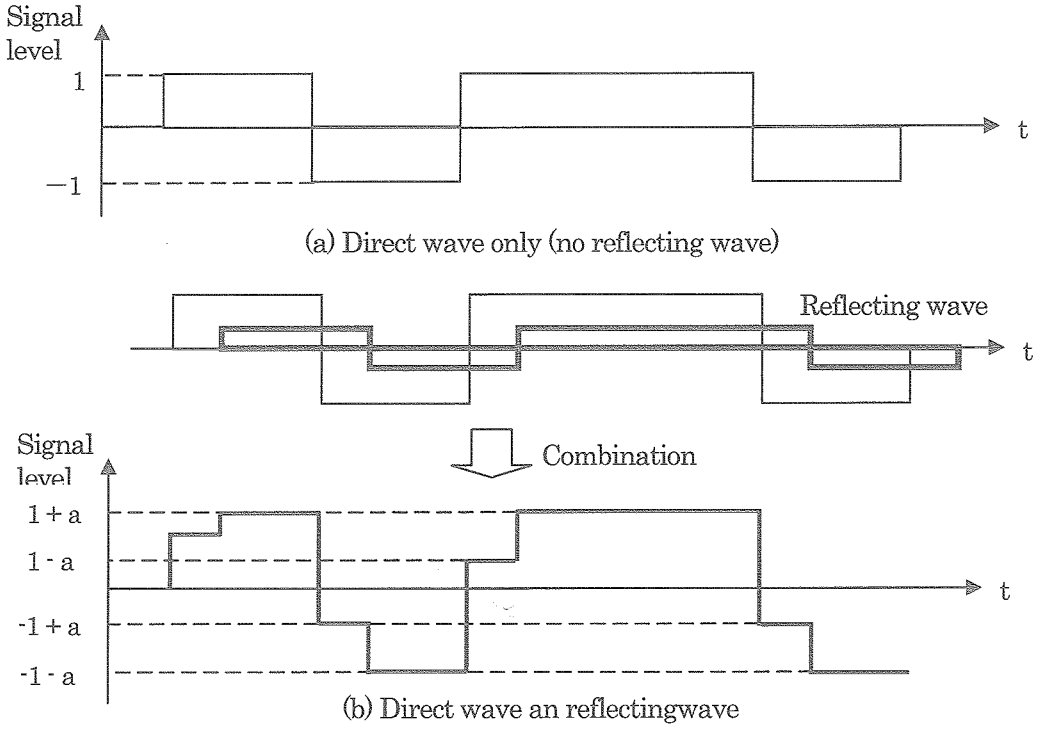


Fig. 9　Baseband data after QPSK demodulation

Fig. 9 (b)のグラフは、直接波と反射波の変調信号の搬送波位相が一致した場合を示しているが、実際にはそれぞれの搬送波の位相をベクトルで表すと、Fig. 10 に示すように遅延時間τの値が変動することによって合成波の位相のベクトル方向や信号レベルも変動する。この位相ベクトルの変動が、(1)で示した変調スペクトラムの変動を引き起こしているのである。

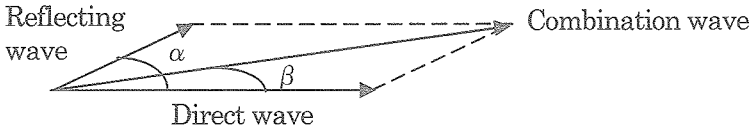


Fig. 10　Carrier phase vector concept

このときの搬送波再生回路の動作を考える。反射波成分は搬送波再生回路においては雑音として識別される。今回のロックオフ事象は受信レベルが大きいときに発生しているため、熱雑音は反射波の信号レベルよりも十分小さく、無視できることから、D/U と搬送波再生回路のS/N の関係を考えてみる。

搬送波再生回路のS/N が最小となるときの直接波と反射波の搬送波位相ベクトルの関係は、BPSK 変調信号であればFig. 10 の角度αが180 度のときである。直接波と反射波の搬送波が180 度異なるため、同一符号のビットの信号成分が打ち消しあうことになるからである。しかし、QPSK 変調信号の場合は、反射波もQPSK 変調信号であることから、αが135 (= 180 – 45) 度または225 (= 180 + 45) 度のとき、Fig. 11 に示すように反射波

This document is provided by JAXA.

のIchとQchの合成成分の搬送波がIchまたはQchの搬送波ベクトルと180度異なるため、信号成分が大きく打ち消しあう。したがって、搬送波再生回路のS/Nが最小となるのは、αが135度または225度である。

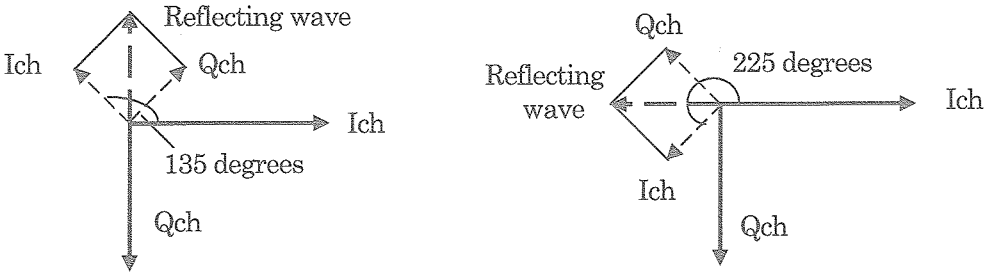


Fig. 11　Direct wave and reflecting wave phase vector in case of carrier recovery circuit minimum S/N

実際にロックオフが観測されたときの搬送波再生回路の最小S/Nを計算してみる。Fig. 6 (b)のときの反射波の振幅成分aが0.4であるため、D/Uは-8 dBである。直接波と反射波の搬送波位相の関係がFig. 11のとき、反射波の合成成分の振幅レベルは0.57となるため、このときのS/Nは4.9 dBとなる。このS/Nの値は非常に小さいため、Costasループ制御が不安定となり、ロックオフに至ったと推定される。

以上から、ロックオフは以下の2つの事象が揃ったときに発生すると考えられる。

(i) 信号レベルの大きい反射波が存在する
(ii) 直接波と反射波の搬送波位相ベクトル角度差が大きい

次に、ビット同期ロックオフについて考える。Rev. 1094において、QPSK復調器がビット同期が外れたのにも係らず、リードソロモンでビット誤りを訂正できたという事象が発生した。本事象は、再生搬送波のロックオフは発生せず、ビット同期のみロックオフしたために発生したと考えられる。

ビット同期回路のブロック図をFig. 12に示す。現在のビットと1ビット前の信号の極性を判定することで、現在のタイミングの位相と受信信号の位相の間の進みや遅れの情報を得ることができる。この進みや遅れの情報をPLLなどで平均化し，フィードバックした結果よりビット同期を行う。

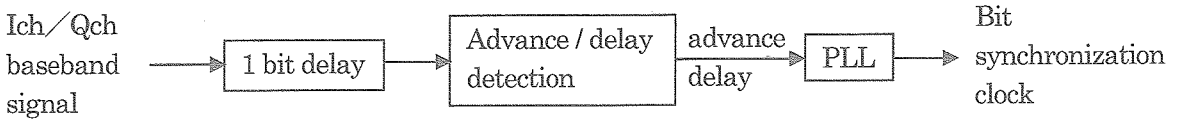


Fig. 12　Bit synchronization circuits block diagram

レベルの大きい反射波が存在する場合、合成波の信号レベルはFig. 9 (b)のように表すことができる。また、遅延時間τが8 nsとすると、1ビット長が14 ns（データレート69.38 Mbps）であるため、ビットの中心付近で大きなレベル変動が発生していることになる。このレベル変動により進み／遅れ検出回路が誤動作し、ビット同期のロックオフに至ったと考えられる。観測データからもこのメカニズムを裏付けることが可能であるため、このロックオフメカニズムは妥当であるといえる

4．まとめ

だいちXバンド伝送ロックオフ調査・対策チームにおいて実施した不具合原因究明・対策検討の一環として、DT伝送系における地上局IFフィルタの評価解析，QPSK変調スペクトラムと地上局RF信号受信レベルの時間変動の解析，再生搬送波，ビット同期，フレーム同期ロックオフの原因究明解析を実施した。再生搬送波ロックオフメカニズムについては、推定であることから、今後実験を行うことにより明確にしたいと考えている。

[参考文献]

・SSA-06002　ALOS Xバンド伝送ロックオフ調査・対策報告書

This document is provided by JAXA.

次世代の深宇宙通信技術
Future Deep Space Communication Technologies

長江朋子，戸田知朗*，斉藤宏文*
宇宙科学研究本部　システム開発部
*宇宙情報・エネルギー工学研究系

Tomoko Nagae, Tomoaki Toda*, Hirobumi Saito*
Spacecraft System Development Group , Institute of Space and Astronautical Science
*Space Information and Energy Engineering Department

Abstract

In a deep space mission, the conventional turn-around ranging is used as ranging technologies. This system configuration is simple but this signal is degraded. In this system scheme, the noisy signal received by a spacecraft is simply passed through an onboard low-pass filter after carrier demodulation. Then, it is amplified, modulated onto a downlink carrier, and retransmitted to a ground station. But this amplification is rather dissipative because its input signal is very noisy and the ranging signal is embedded in it. To solve this problem, we have been developing regenerative ranging. In this paper, development of ground ranging system for new deep space communication technologies is showed.

1. はじめに

地上と探査機を結ぶ通信の能力を向上させ，深宇宙探査の活動領域の限界を拡大するために，宇宙科学研究本部では2002年から再生型測距方式対応搭載X帯トランスポンダの開発，ターボ符号誤り訂正方式の地上系導入，2003年から地上系受信機の高感度化，2004年から再生型測距方式対応地上系装置開発に取り組んできた．搭載X帯トランスポンダの新機能の1つとして開発された再生型測距方式は超遠距離での測距回線の成立を保障し，通信回線で脆弱であった測距可能領域を向上させるものである．同方式に対応する測距装置は地上系システムとしてまだ存在せず，新たに開発することを要する部分である．本稿では，特に再生型測距方式対応地上系装置の研究開発成果について報告する．

2. 研究概要

2.1 再生型測距方式の概要

深宇宙探査における測距技術は従来，地上局より送信された測距信号をトランスポンダで復調せずに増幅し，折り返すベントパイプ方式を採用していた．この方式はシステム設計が容易である反面，信号の増幅効率は雑音に妨害されて落ちてしまう．従って，このような問題を解決するために従来のベントパイプ方式に変わり，再生型測距方式を取り入れた測距システムの開発に着手している．再生型測距方式とは，地上から送信された測距信号を搭載トランスポンダ上でベースバンド信号まで受信復調し，ダ

This document is provided by JAXA.

ウンリンクに再変調を行う方式である．これによってアップリンク側の雑音の影響を抑圧することができ，地上局で受信する測距信号のS/N$_0$を大幅に改善することができる．この機能を有した再生型測距方式対応搭載X帯トランスポンダのプロトモデルは開発段階であり，金星探査計画（PLANET-C）に搭載予定である．

2.2 再生型測距方式対応地上系受信装置の開発

平成 17 年度は再生型測距方式対応の地上受信装置を開発し，動作確認および測距機能の評価を行った．動作確認としては，地上受信装置のレンジ変調機能確認，キャリア捕捉機能確認，各種パラメータの設定確認等である．

開発した地上受信装置を Fig.1 に示す．アップコンバータ，ダウンコンバータ，受信装置，測距装置で構成されている．この装置は，既設の地上局設備と互換そして等価な機能，またはその拡張性を確保しており，移動，搬送可能な小型，軽量性を備えている．

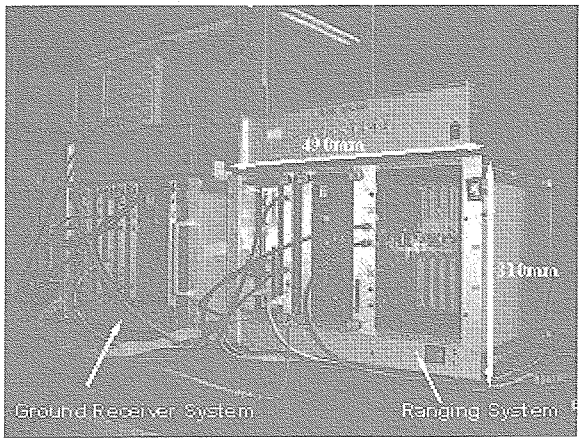


Fig.1 Ground station communication system under evaluation to demonstrate regenerative ranging.

地上装置のブロック図を Fig.2 に示す．大きく分けて受信部，送信部，ドップラーエイド部および測距部から構成されている．

送信部では，送信キャリアに測距信号を変調する．ドップラーエイド部では，測距開始時点まで送信測距信号に同期している測距用複製信号に，キャリア復調過程で検出されたドップラー信号の積分値に比例する位相信号を付加し，積分期間中の位相変動を補正する．

測距部ではドップラーエイド部で位相補正された送受信のサブキャリア信号の位相差を計測している．さらにここで計測された位相差を補正後，255×511 のPN符号を利用した同期積算を行うことであいまいさを取り除く．この操作によってサブキャリア位相差およびあいまいさの両情報がCPUに取り込まれ，S/N$_0$を改善した測距が行われる．

This document is provided by JAXA.

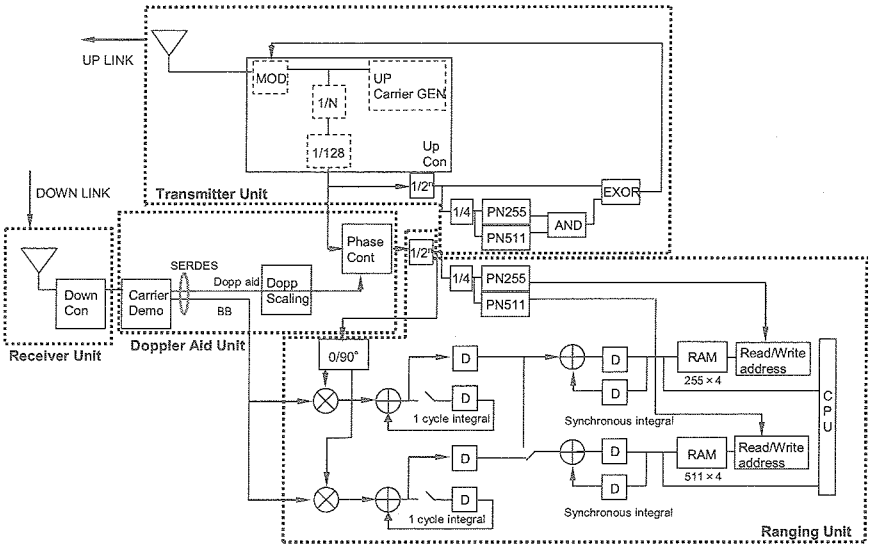


Fig.2 Block diagram of the ground station communication system.

3. 成果概要

3.1 地上系受信装置折返し評価試験

(a)キャリア捕捉位相変動量評価

本試験ではPLL回路で捕捉されたキャリア位相変動量を地上系受信装置折返しで評価した．キャリア周波数はアップリンクf=7.156527224GHz，ダウンリンクf=8.40520288GHzである．Fig.3 はPLL回路のループ帯域幅を 1，4，8，16Hzとした場合のキャリア捕捉性能である．データから，位相変動量が0.5deg程度のところで飽和していることを確認した．これは熱雑音以外のシステム雑音の影響が見えているためである．ループ帯域幅が2倍になると位相変動量は$\sqrt{2}$倍劣化する．C/N_0=48dBHz以下ではC/N_0が 20dB上がると位相変動量は 10 倍となり，帯域幅の設定機能が正常に動作していることを確認した．Fig.4 にBW=1Hzの場合の理論値との比較を示す．理論値との違いは，PLL回路ループフィルタ前段のフィルタのサプレッションファクタをS/N_0=7dBHzで計算したためである．

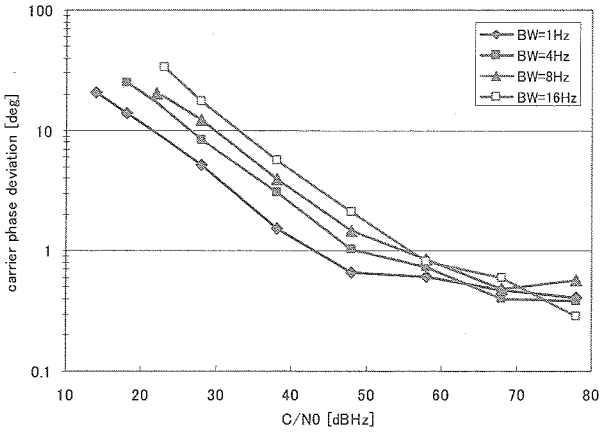


Fig.3 Fluctuation of carrier phase with PLL loop BW as parameters.

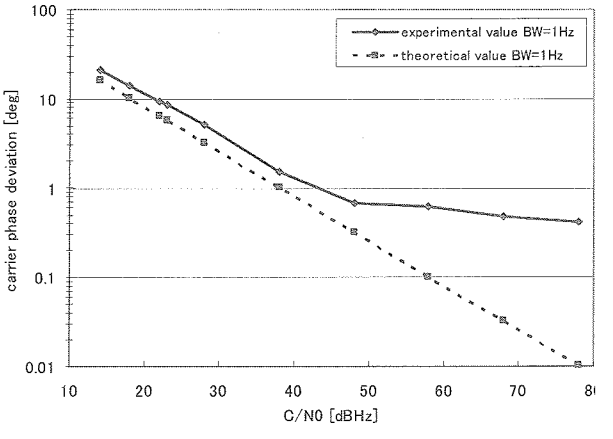


Fig.4 Carrier phase deviation at BW=1Hz compared with theoretical values.

This document is provided by JAXA.

(b)測距値変動量評価

アップリンク周波数に同期したサブキャリアをPN符号でPSK変調した測距信号でキャリア周波数に1radで PM変調し，測距を行う．キャリア捕捉ループ帯域幅は 1Hzとする．サブキャリア周波数をパラメータとし，S(レンジパワー)/N_0と測距値変動の標準偏差関係をFig.5 に示す．サブキャリア位相差計測の積分回数（SC）は 10 回とした．測距値はサブキャリアの 1 サイクル積算によって導出するが，この 1 サイクル積算を複数回行うことによってS/N_0を改善することができる．また，あいまいさ除去PN符号同期積分回数（CODE）は 10 回とした．この回数も，位相補正されたサブキャリア信号を同期積算することでPN255 およびPN511 のPNコードを判定する過程において，S/N_0の改善に影響を与える．データからサブキャリア周波数が 2 倍になると測距値変動の標準偏差は$\sqrt{2}$倍良くなることを確認した．Fig.6 にサブキャリア周波数 500Hzの場合の理論値との比較を示す．理論値と計測値はよく一致している．

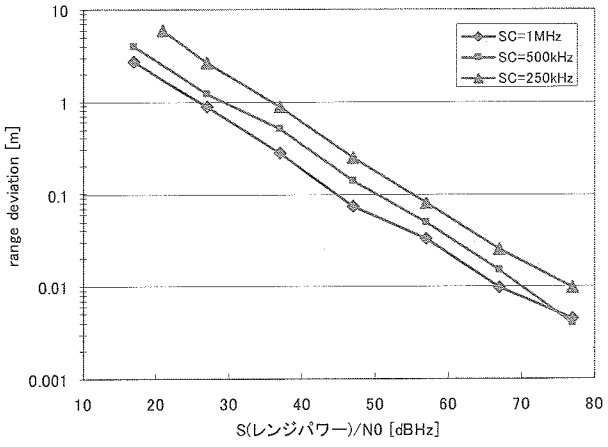


Fig.5 Standard deviation of range measurements and its dependence on sub carrier frequency.

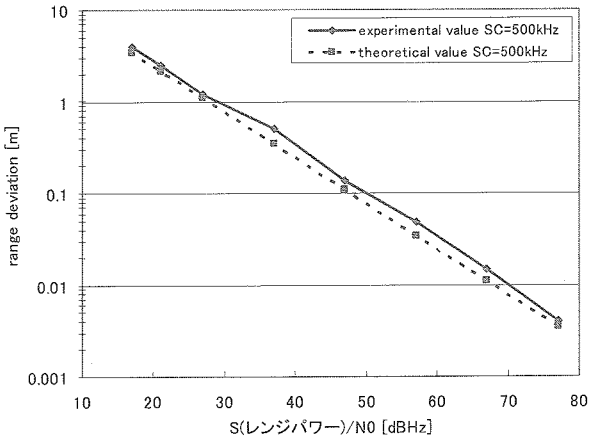


Fig.6 Range deviation at SC=500kHz compared with theoretical values.

3.2 地上系受信装置トランスポンダ折返し評価試験

再生型測距方式対応搭載 X 帯トランスポンダを含めた地上系受信装置の評価試験を行った．Fig.7 に使用した再生型測距方式対応搭載 X 帯トランスポンダの機能評価用試作品(BBM)の外観を示す．また，主要諸元を Table.1 に示す．

(a)トランスポンダによる再生型測距機能確認

再生型測距方式対応搭載 X 帯トランスポンダを用いて，再生型測距方式の優位性を PN 符号の同期積算効果の観点から，従来型のベントパイプ方式と比較することで検証する．ベントパイプ方式と再生型測距方式の比較を Fig.8 に示す．Fig.8 はダウンリンクのキャリアに変調される PN255 のアイパターンで，横軸は 30 μ s/DIV である．トランスポンダの受信信号は-90dBm，測距信号の変調指数は 1rad に設定した．Fig.8 の下段に示すベントパイプ方式の信号からは PN 符号パターンを判断することは難し

This document is provided by JAXA.

く，一方，上段に示す再生型測距方式の信号からはPN符号パターンが明確に現れることが確認できる．PN511も同様である．

Table.1　Properties of X-band BBM transponder.

Parameter	Nominal value
Size	150mm(W)×150mm(D)×94.5mm(H)
Mass	3400g
Power Consumption	19.8W
Frequency	7156.23MHz(UP)/8408.21MHz(DOWN)
Carrier acquisition threshold	<-150dBm
Tracking signal range	-150dBm~-70dBm
Tracking frequency range	±100kHz

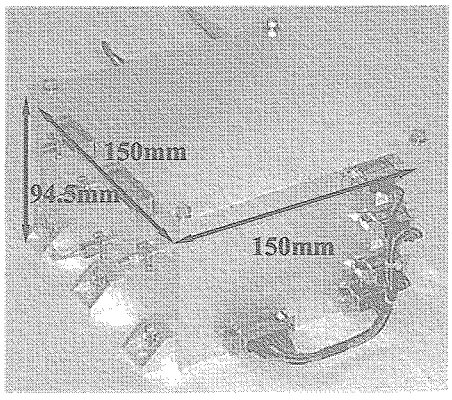


Fig.7　Picture of X-band transponder.

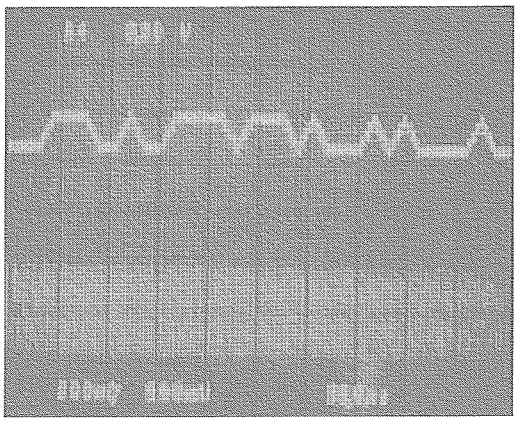


Fig.8　Improved ranging signal quality by synchronous integration.
(high: regenerated ranging signal, low: conventional ranging signal)

(b)再生型測距方式の測距能力評価

アップリンク周波数に同期したサブキャリアをPN符号でPSK変調した測距信号でキャリア周波数に1radで PM変調しアップリンク信号とする．ダウンリンク信号も同様の変調を行い測距する．地上受信装置のキャリア捕捉ループ帯域幅は 1Hzとする．なお，キャリア周波数はアップリンクf=7.156527224GHz，ダウンリンクf=8.40520288GHzである．サブキャリア位相差計測の積分回数SC=10，あいまいさ除去PN符号同期積分回数CODE=10 とし，アップリンクレベルとダウンリンクレベルの差をS/N_0=20dBHzとして実際の通信回線を模擬し，推定距離を算出する．測距距離と測距値変動の標準偏差の関係をベントパイプ方式と再生型測距方式の場合について評価し，Fig.9 に示す．さら

This document is provided by JAXA.

に，再生型測距方式の測距値変動の標準偏差の理論値も合わせて示す．データから再生型測距方式の優位性が示され，再生型測距方式を採用した場合，およそ 5.65AUまで測距可能であり，目標値である 5AU を達成することが確認された．一方ベントパイプ方式は，同条件において 3.18AUにてサブキャリアロックオフとなり目標値を達成しない．

なお，ベントパイプ方式，再生型測距方式共にサブキャリアロックオフにより測距不可能となったが，サブキャリア位相差計測の積分回数を増やすことでさらに測距可能距離を延ばすことができる．これは測距要求精度と測距時間との兼ね合いで調整する必要がある．

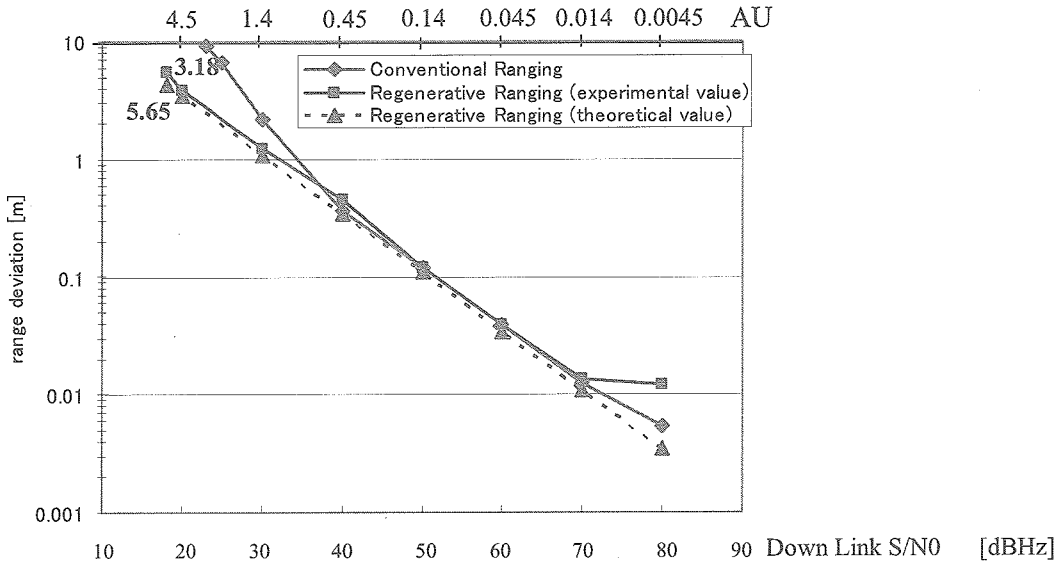


Fig.9 Ranging stability between conventional ranging and regenerative ranging.

4. まとめ

平成17年度は再生型測距方式対応の地上受信装置の開発および動作確認，測距機能の評価を行った．測距機能に関して地上受信装置は正常に動作し，測距可能距離も目標値である 5AU を達成することを確認した．平成 18 年度はターボ符号誤り訂正方式の地上系導入，キャリア捕捉ループの狭帯域化を進めると共に，地上系受信装置の PM 製作を実施する予定である．

謝辞

本研究においては，ハイムテクノロジー冨田秀穂様，石丸元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．

[参考文献]

[1] 斎藤宏文，"木星探査計画のための超遠距離通信・測距技術に関する研究"，平成 14 年度～16 年度科学研究費補助金基盤研究(A)研究成果報告書

This document is provided by JAXA.

リコンフィギャラブルコンポーネントの研究
Study of space-borne reconfigurable component

リコンフィギャラブルコンポーネントを使用した宇宙機開発の提案
Proposition to develop space-borne equipments by use of reconfigurable component

総合技術研究本部　高度ミッション研究センター　　瀬在俊浩，久田安正
Advanced Mission Research Center, ISTA　Toshihiro Sezai, Yasumasa Hisada

Abstract

In order to develop space-borne equipments efficiently, authors propose the development by use of RC-C (reconfigurable component). RC-C is to be functioned by softwares and the softwares are to be installed into RC-C after the RC-C manufacture. Thus, RC-C can be reconfigured by installing softwares. If RC-Cs are manufactured in advance, we need to develop only softwares for developing space-borne equipments. RC-C is expected to contribute to the efficient development of space-borne equipments greatly.

1.はじめに

本研究は、従来「宇宙用ソフトウェア無線(SDR: software defined radio)技術の研究」として実施していたものを「宇宙用リコンフィギャラブルコンポーネントの研究」と変更し、17年度より実施しているものである。SDR技術を実現させる為には、ソフトウェアを組み込むハードウェアが必須である。このハードウェアをシステム毎に設計したり、或いはそこに組み込んだソフトウェアが書き換えられないようでは、SDR化してもその利点を十分に活かすことは出来ない。SDR技術を実現する為には、ソフトウェアを組み込むことが可能、且つソフトウェアを書き換えることが可能な共通コンポーネント(ハードウェア)を実現させることが先決である。この概念を実現させるハードウェアをここではリコンフィギャラブルコンポーネント(RC-C: reconfigurable component)と呼ぶ。RC-Cでは機能をソフトウェアで実現する為、無線機器以外への適用も可能で、非常に汎用性がある。よって、RC-Cを宇宙機開発の際に使用すれば、開発を効率化させることが出来ると期待される。本研究は、RC-Cの開発の目処を立てることを目標として実施している。

2.研究の概要

17年度はRC-Cの基本構成を検討し、そのブロック構成を明らかにした。又、宇宙用機器へのRC-C適用例を検討し、同一設計のRC-Cにより複数システムへの対応が可能であることを示した。

3.成果の概要

RC-Cの基本構成を説明する前に、機能をソフトウェア化することの特徴と利点を整理し、ソフトウェア化により宇宙機開発が効率化されることを説明する。又、RC-Cを使用した宇宙用機器の開発の概念を説明し、ソフトウェア化以上に効率化が可能であることを示す。

(1)ソフトウェア化の特徴・利点

地上民生機器では、携帯電話に代表される通信機器や映像・音楽のマルチメディア関連機器の高性能化、小型化、低価格化の進展が著しい。これはムーア則としても知られるように、半導体技術の継続的な発展、並びにオールディジタル化を背景とした機能のソフトウェア化によるものである。ここで、機能のソフトウェア化の特徴・利点をまとめると、以下のようになる。

This document is provided by JAXA.

(a)小型、軽量、低コスト

機能をハードウェアで実現する場合と比較すると、部品点数が少なくて済む。これにより、小型化、軽量化、低コスト化を図ることが出来る。

(b)ハードウェアとの分離、柔軟性、適用性

・機能変更、更新、及び追加に対応する際には、ハードウェアを変更する必要はなく、ソフトウェアを変更するのみでよい(ハードウェアとの分離)。

・ソフトウェアで機能を実現させる為、ハードウェアの場合と比較すると柔軟性、適用性に富む。

(c)開発期間の短縮

・機能確認・試験はコンピュータとソフトウェアで実施される。よって、同一品質で、漏れなく、正確、且つ高速に実施することが可能である。

・デバッグ、或いはトラブルシュートを行う際には、ハードウェアで構成された機器の場合、特殊な装置の使用、或いは分解が必要で、非常に困難であると共に時間が掛かる。一方、ソフトウェア化された機器の場合は、コンピュータとソフトウェアを使用し、容易に動作を1つずつ確認することが出来る。

(d)その他

数式通りに動作させることが出来る為、精度の高い機能を効率的に実行することが出来る。

一方、宇宙用機器と地上民生機器を比較すると、宇宙用機器には以下の特徴(問題点)がある。

・特徴1　重量、寸法に大きな制約がある。
・特徴2　同じ機器を大量に製造することは殆どない。
・特徴3　開発期間・コストが大幅に掛かる。

しかし、機能をソフトウェア化することにより、特徴1と特徴3は、前述の(a)、(c)に示したように、問題を軽減することが理解出来る。

(2)RC-Cの概念

地上民生機器の内、通信機器においては、(1)で説明したソフトウェア化の他に、SDR技術として知られるソフトウェア化が進んでいる[1-4]。SDR技術は単にRF(radio frequency)、或いはIF(intermediate frequency)領域を含めた機能をソフトウェア化するのみではなく、ソフトウェアを無線を介して入れ替えるという特徴もある。

(1)で説明したように、機能をソフトウェア化することにより、宇宙用機器の開発を効率化させることは可能である。ここではソフトウェア化の特徴(b)(ハードウェアとの分離)とSDR技術におけるソフトウェアの入れ替えに注目して更に検討を行う。

ハードウェアが分離可能であるということは、ソフトウェアを実行出来るハードウェアであれば、如何なる構成でもよいということである。この際、ソフトウェアを組み込むことが可能な同一のハードウェア設計の機器を使用すれば、ある程度の量産化が可能であり、(1)で説明した以上の低コスト化が期待出来る。しかしながら、同一のハードウェア設計の機器を使用したとしても、実行させるソフトウェアをハードウェア製造過程の一環として組み込むような機器では、ソフトウェア化による柔軟性を十分に活用することは出来ない。ここにSDR技術におけるソフトウェア入れ替えを適用し、ハードウェア製造後にソフトウェアをインストール出来るようなハードウェア構成とすれば、機器の柔軟性を大きく向上

This document is provided by JAXA.

させることが可能となる[5]。

以上より、ソフトウェアを効率的にインストール出来る同一設計のハードウェアを開発すれば、異なるソフトウェアをインストールすることにより、ハードウェアを変更することなく、機能を変更すること、即ちコンフィギュレーションを変更することが可能となる。このような機器をリコンフィギャラブルコンポーネント(RC-C)と呼ぶ。

Fig.1にRC-Cを使用した宇宙用機器の開発概念を示す。ここには従来の宇宙用機器の開発概念も示している。従来の開発では、必要な機能を有する機器を個別に設計、製造していた。RC-Cを使用した開発は、機器に必要なソフトウェアを開発し、それをRC-Cにインストールすることにより実現される。RC-Cはソフトウェアに先立ってある程度の数量を開発しておくことが可能である為、機器開発の際に必要となるのはソフトウェアの開発のみである。よって、RC-Cを使用した開発では大幅な効率化を図ることが出来る。

RC-Cを使用した開発が可能な機器には、ソフトウェア化が可能な機器の他に、ディジタル処理を実施する機器も含まれる。よって、RC-Cを適用出来る機器は多数に上り、多数のRC-Cをまとめて製造することが可能となる。これにより、宇宙用機器の特徴の1つである量産されないという問題を解決することが出来る。RC-Cの概念は地上民生機器への適用も可能であるが、量産化されにくい宇宙用機器へ適用することにより、その効果が一層発揮される。

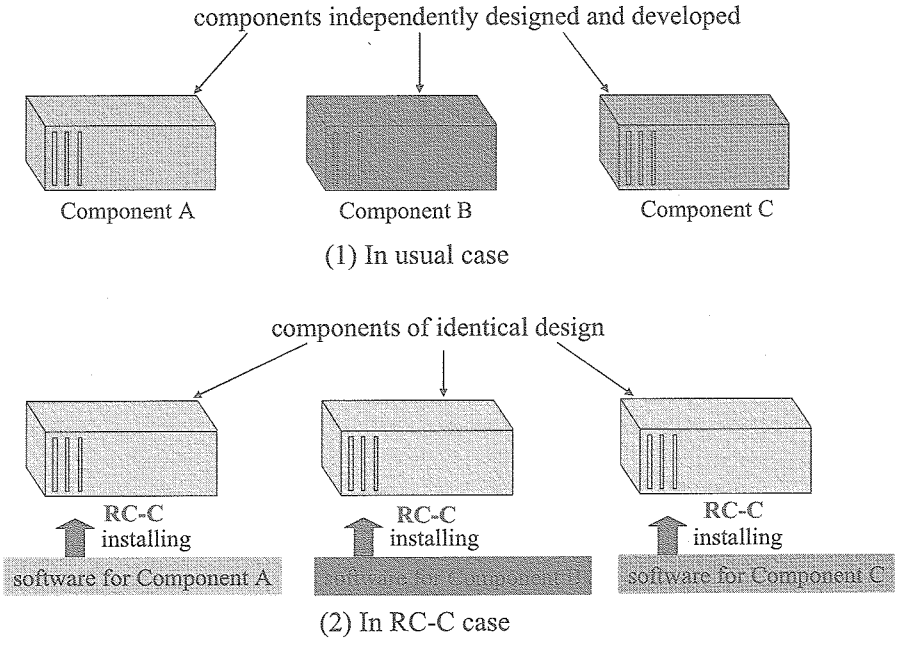


Fig.1　Concept of development of space-borne equipments

(3)RC-Cの基本構成

(2)で説明したように、宇宙用機器をRC-Cを使用して開発すれば、開発が大幅に効率化される。ここではソフトウェアが効率よく実行出来、且つインストールが可能なハードウェア構成に関して説明する。

検討の結果、RC-Cの基本構成ブロックとしてFig.2が得られた。但し、RC-Cを通信用機器に適用する際には、受信のみに適用することを前提とした。RC-CはA/D(analog to digital)変換器、D/A(digital to analog)変換器、ディジタルダウンコンバータ、FPGA(DSP) (field programmable gate array, digital signal processor)、クロスバ、プログラムメモリ・制御部、(共有)メモリ、プログラムI/F(interface)部、バスI/F部、クロック回路、電源部から構成される。

This document is provided by JAXA.

FPGA(DSP)で実行されるプログラムは、プログラムメモリ内に格納され、その制御部によりFPGA(DSP)に伝送される。プログラムはプログラムI/F部を経由して外部からプログラムメモリ内にインストールされる。FPGA #1はインストールされた処理の他に外部とのI/O(input output)も担う為、高速処理が要求される。FPGA #2～#N(DSP #1～#N-1)ではFPGA #1のような高速処理の必要はないが、インストールされたソフトウェアに応じた段数を設置する。最終段のFPGA #N (DSP #N-1)には、その他のFPGA(DSP)、並びにクロスバを制御する機能を持たせる。メモリにはFPGA(DSP)で共通に使用するデータが格納される。

RC-Cでの信号の流れは次の通りである。外部から入力されたアナログ信号はA/D変換器でディジタル信号に変換される。外部からディジタル信号が入力される場合は、A/D変換器は不要である。ディジタル信号は、周波数をダウンコンバートする必要がある場合にはディジタルダウンコンバータを経由して、その必要がない場合には直接FPGA #1に入力され、処理される。ディジタルダウンコンバータへの要求性能によっては、FPGA #1にその機能を含めることは可能である。FPGA #1で処理をされた信号は、クロスバで選択されたFPGA #m (DSP #m-1)に入力され、処理される。これ以降も信号は同様にFPGA(DSP)で処理され、信号は最終的にバスI/F部を経由して外部へ出力される。又、FPGA #1は外部機器制御用信号も出力し、D/A変換器を経由して外部へ出力される。

RC-Cの適用先として考えられる通信用機器では、RF信号のような高周波信号が扱われている。その為、現状のA/D変換器の変換速度では対応が出来ない場合もある。このような場合は、信号をRC-Cに入力する前にハードウェアによりダウンコンバートする必要がある。この際、機器によってはダウンコンバート時に信号を2系統(I, Q)に分離することがある為、Fig.2では2系統の入力を示している。

Fig.2に示される構成のRC-Cを使用した宇宙用機器の開発例として、TT&C(telemetry, tracking and command)用のPSK(phase shift keying)－PM(phase modulation)受信機とスペクトラム拡散受信機を考える。これらの受信機は一般的にFig.3に示す構成となっている。この時、IF以降の処理をRC-Cで実施することを考えると、Fig.2の①～④のブロックにTable.1に示す機能を持たせるようにソフトウェアをインストールすると、同一設計のRC-Cを使用して、異なる通信方式のTT&C機器を開発することが出来る。上述した通り、ここではハードウェアにより信号をRFからIFへダウンコンバートすることを前提にしている。

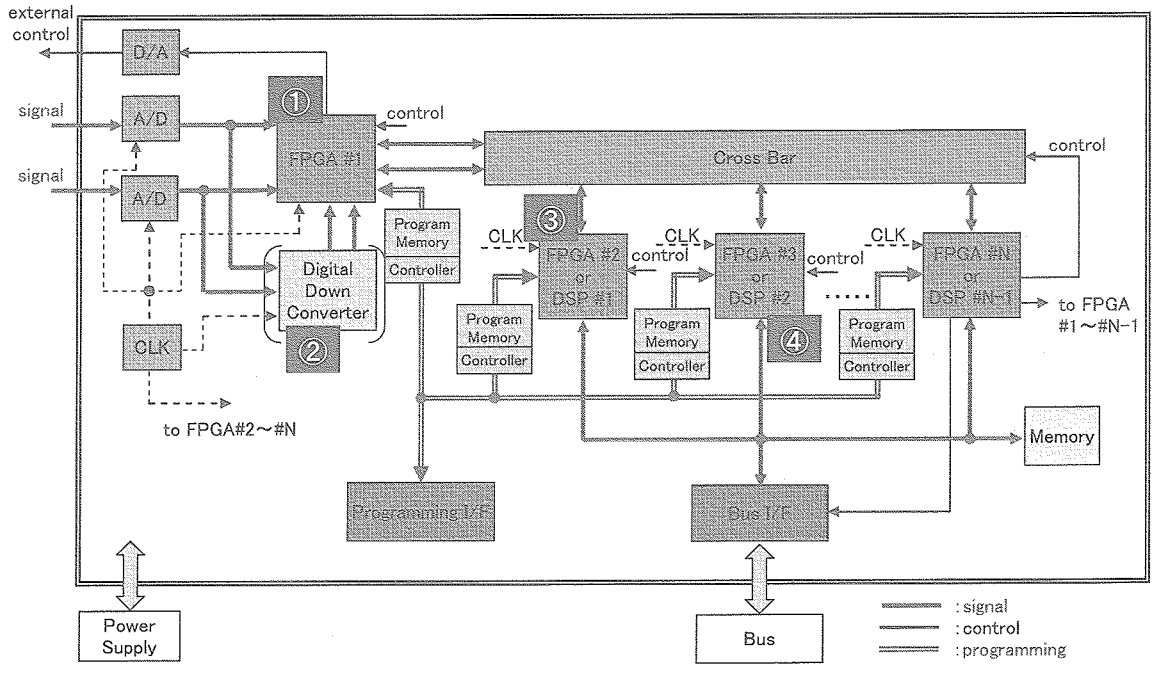
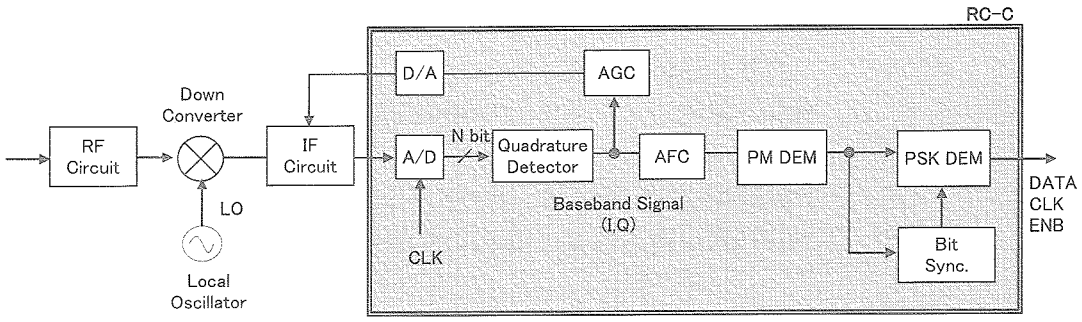
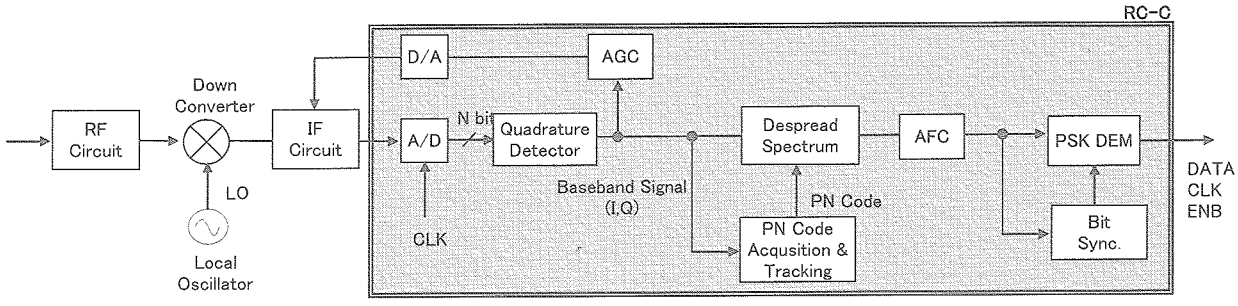


Fig.2　Basic block diagram of RC-C

This document is provided by JAXA.



(1) PSK-PM



(2) Spread Spectrum

Fig.3 RC-C application to TT&C Receivers

Table.1 Function Assignment of blocks in RC-C

	PSK-PM	Spread Spectrum
①	filtering change of A/D converter sampling rate AGC level detector AFC frequency detector	filtering change of A/D converter sampling rate AGC level detector despread spectrum AFC frequency detector
②	quadrature detector NCO Controller in AFC circuit	quadrature detector NCO Controller in AFC circuit
③	PM demodulation	PN code acquisition and tracking
④	PSK demodulation bit synchronization	PSK demodulation bit synchronization

AGC: automatic gain control, PN: pseudo noise
AFC: automatic frequency control, NCO: numerical controlled oscillator

4.まとめ

本論文では、宇宙用機器の開発の効率化を図る為に、機能のソフトウェア化とソフトウェアの入れ替えを宇宙用機器に適用出来るようにするRC-Cを提案した。又、RC-Cの基本構成と、同一設計のRC-Cが複数の宇宙用機器へ適用出来る例を示した。

今後は、RC-C用として実際に使用できる部品の性能を考慮し、実現可能な機能・性能を具体的に検討したい。又、通信用機器へ適用する際の送信対応に関しても検討したい。

This document is provided by JAXA.

[参考文献]

[1] 荒木、鈴木、原田：ソフトウェア無線の基礎と応用、サイペック、2002.10
[2] 片桐、竹田、仙波、久田、辻、瀬在、鈴木：ソフトウェア無線技術の衛星搭載通信機器への適用、電子情報通信学会、信学技法SR03-8、2003.6
[3] 久田、辻、瀬在：ソフトウェア無線技術の宇宙機応用、第47回宇宙科学連合講演会、3H7、2003.1
[4] 久田、辻、瀬在：ソフトウェア無線技術の衛星応用、電子情報通信学会、信学技法SANE2003-81、2003.11
[5] 岡崎、武田、岩瀬、久保、村上：ソフトウェア無線に適したプラットフォームの提案と開発、電子情報通信学会総合大会、B-17-10、2004.3

This document is provided by JAXA.

平成18年度
宇宙航空研究開発機構　総合技術研究本部・宇宙科学研究本部
研究成果報告書　（宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-06-006）

発　　行　平成 18 年 11 月 1 日（第 1 刷）
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　（株）ビー・シー・シー

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。
総合技術研究本部　プロジェクト研究協力室
〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1　TEL：029-868-5521
宇宙科学研究本部　技術開発部，システム開発部
〒229-8510 神奈川県相模原市由野台3-1-1　TEL：042-759-8355

© 2006 宇宙航空研究開発機構
※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

This document is provided by JAXA.

本書は再生紙を使用しております。

This document is provided by JAXA.