

小型衛星用機器の試作試験

Research on the instruments for future micro-satellite

宇宙実証研究共同センター

○吉原 圭介, 橋本英一

Space Technology Demonstration Research Center

Keisuke YOSHIHARA, Hidekazu Hashimoto

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

1. はじめに

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

2. 研究の概要

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

2. 1 Sバンド QPSK 通信機の研究

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

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

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

2. 2 小型太陽センサの研究

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

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

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

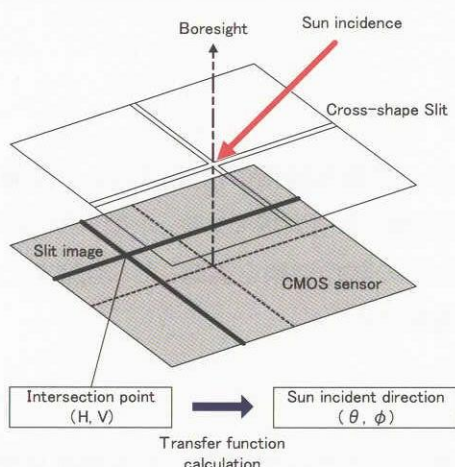


Fig.1 Measurement method of the SSS

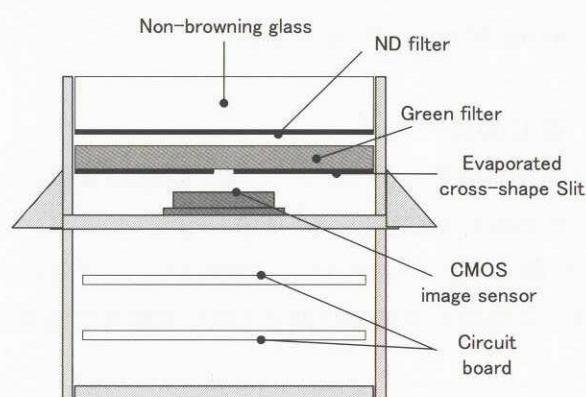


Fig.2 Internal configuration of the SSS

2. 3 小型スタートラッカの研究

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

2. 4 小型GPS受信機の研究

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

2. 5 小型スラスタバルブの研究

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

2. 6 減衰結合リングの研究

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

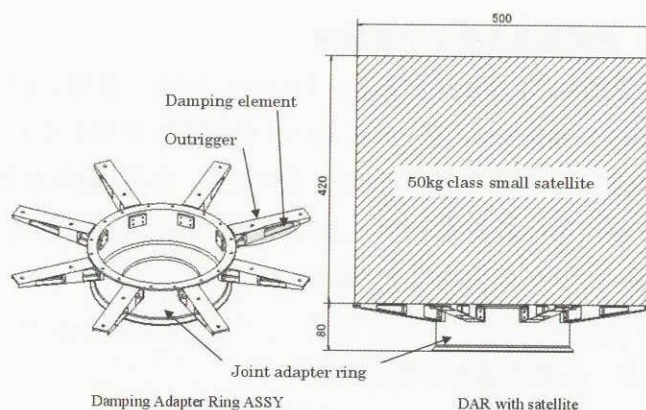


Fig.3 Conceptual drawing of Damping Adapter Ring

2. 7 非接触電力伝送の研究

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

3. 成果の概要

3. 1 Sバンド QPSK 通信機の研究

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

Table.1 Specifications of S-band TRX

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

(1) QPSK 変調器 BBM 製作・評価

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

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

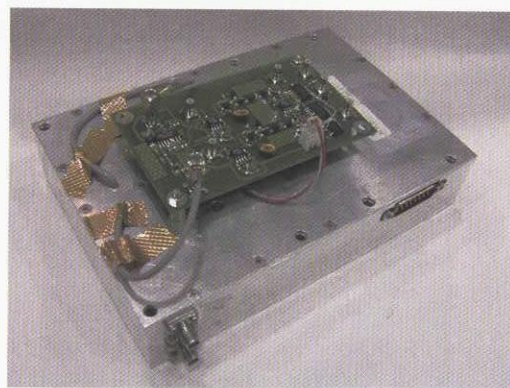


Fig.4 QPSK modulator BBM

(2) 使用部品の耐放射線評価

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

3. 2 小型太陽センサの研究

(1) 民生用光学素子等の耐放射線評価

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

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

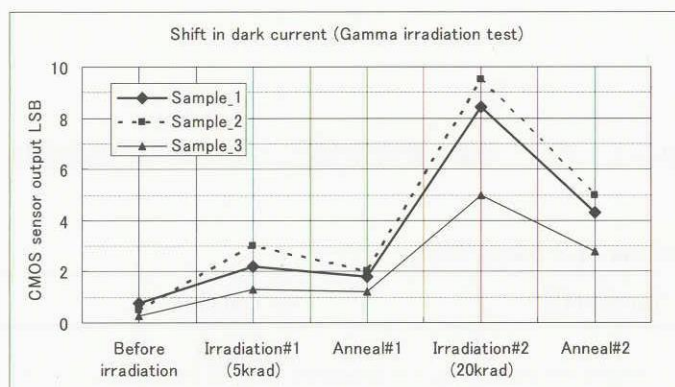


Fig.5 Result of Gamma irradiation test

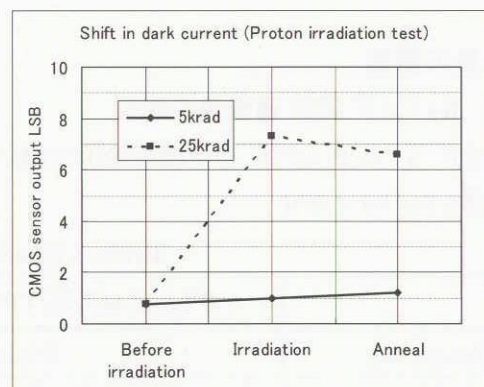


Fig.6 Result of Proton irradiation test

(2) 地上試験モデルの試作

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

Table.2 Specifications of Small Sun Sensor (GTM)



Fig.7 Small Sun Sensor (GTM)

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

3. 3 小型スタートラッカの研究

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

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

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

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

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

3. 4 小型GPS受信機の研究

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

3. 5 小型スラストバルブ

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

3. 6 減衰結合リングの研究

(1) 機能試験モデル(BBM)の試作試験

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

(2) エンジニアリングモデル(EM)の設計解析

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

3. 7 非接触電力伝送の研究

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

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

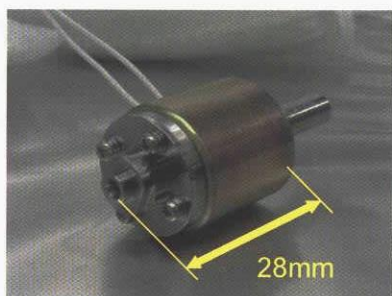


Fig.8 Micro thruster valve



Fig.9 Structural analysis of DAR

4. まとめ

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