

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。

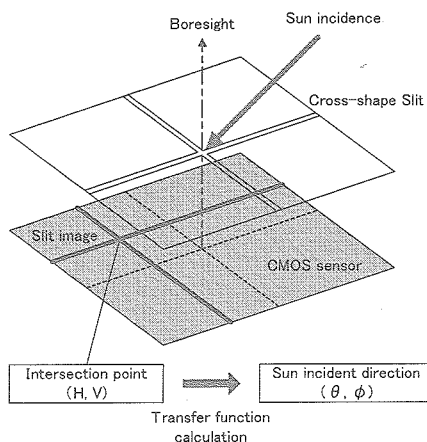


Figure.1 Measurement principle of the MSS

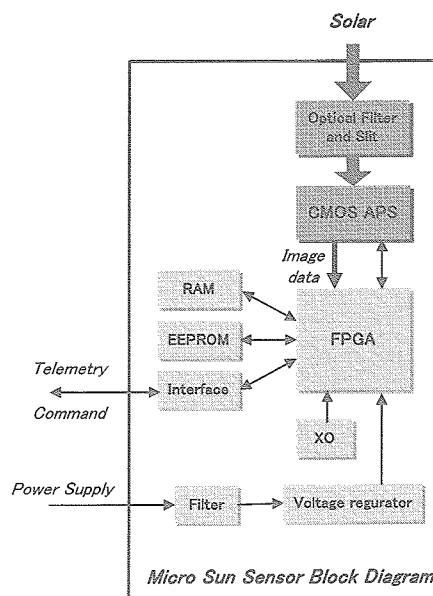


Figure.2 Block diagram of the MSS

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

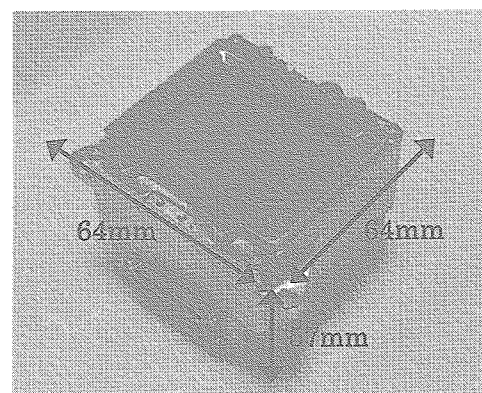


Figure.3 Picture of the MSS GTM

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

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。

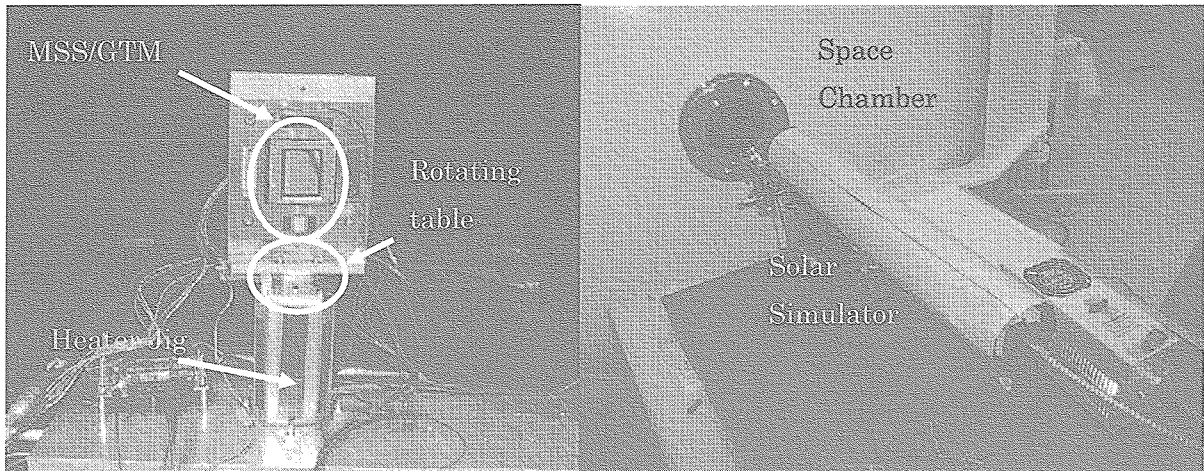


Figure.5 Configuration of Thermal Vacuum Test

(2) 試験結果

全ての試験サイクルを終了し、GTM の電气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サブサット 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。

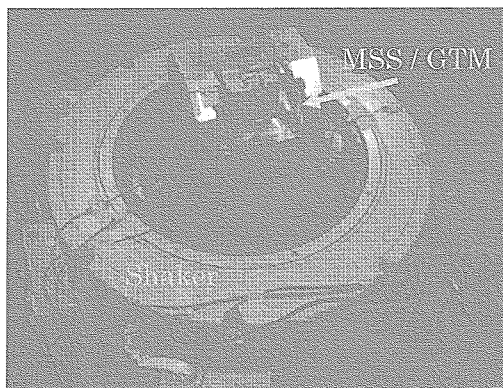


Figure.6 Configuration of Vibration Test



Figure.7 Optical test facility at JAXA/ISAS

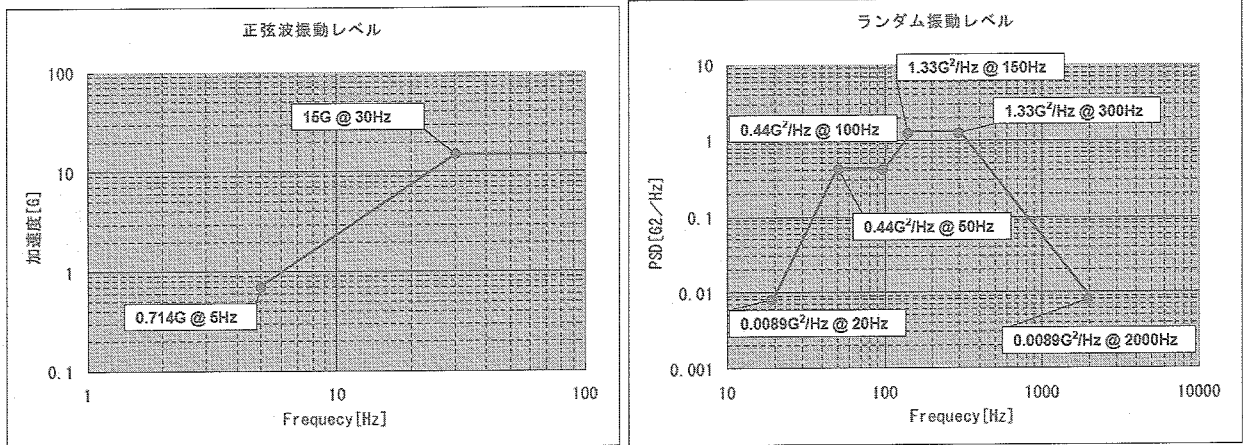


Figure.8 Condition of Vibration Test

(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、ジナルのエレベーション方向角を固定し、アジマス方向をセンサ視野全域にわたりスキャンしたデータである。また、右側のグラフは、逆に、エレベーション方向をスキャンしたものである。

これらのデータを含め、視野全領域にわたるデータの評価の結果、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。

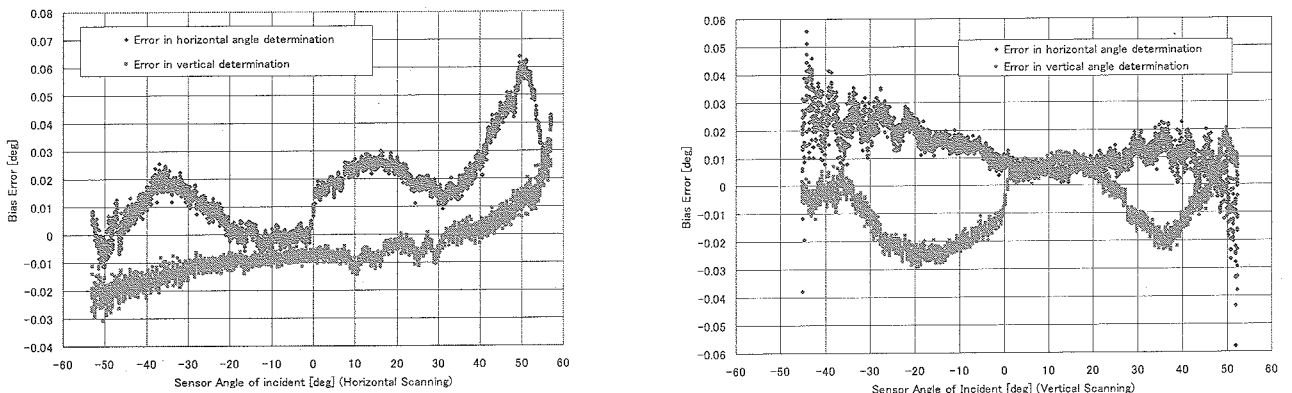


Figure.9 Typical bias error profile of the MSS GTM

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ンしたデータを、右側が太陽センサをエレベーション方向にスキャンしたデータを示す。これらのデータより、ランダム誤差は、入射太陽光の強度にほぼ反比例していることが確

認められた。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。

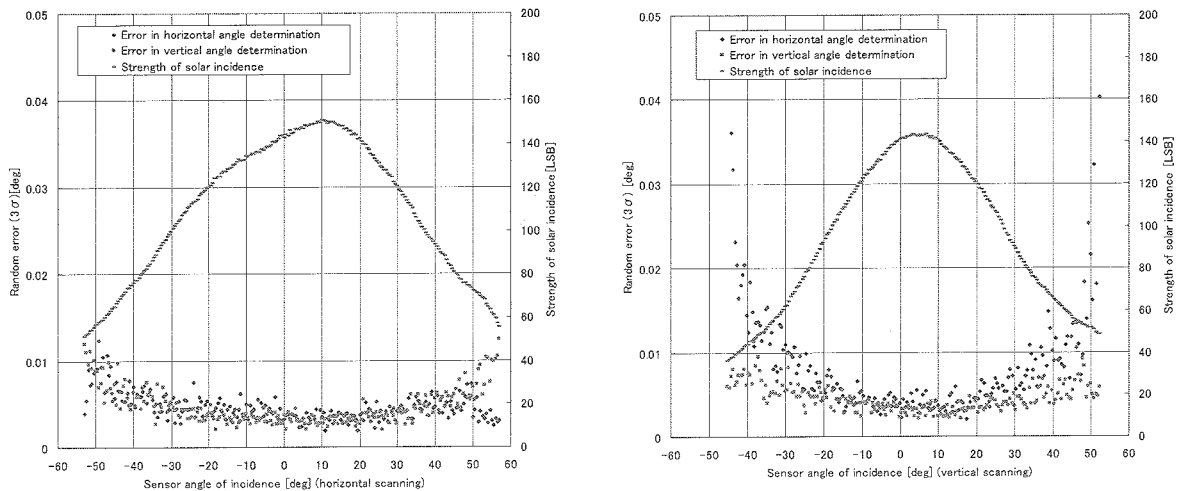


Figure.10 Typical random error profile of the MSS GTM

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] (3σ)	Horizontal	<0.051	<0.069
	Vertical	<0.052	<0.049
Random Error [deg] (3σ 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氣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。

【参考文献】

- [1] 齊藤宏文, 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