

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, 〇成田伸一郎*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

*1Technology Development Department Spacecraft instrument Development Group

*2Department 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

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る。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

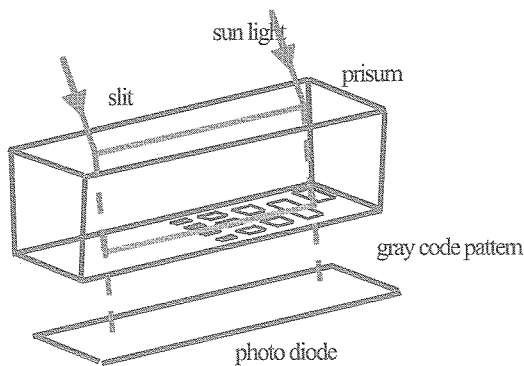


Fig. 1 太陽センサの原理

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ーから供給される。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。

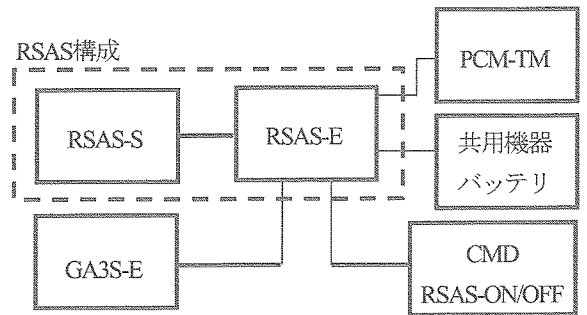


Fig. 2 ロケット用姿勢センサ構成

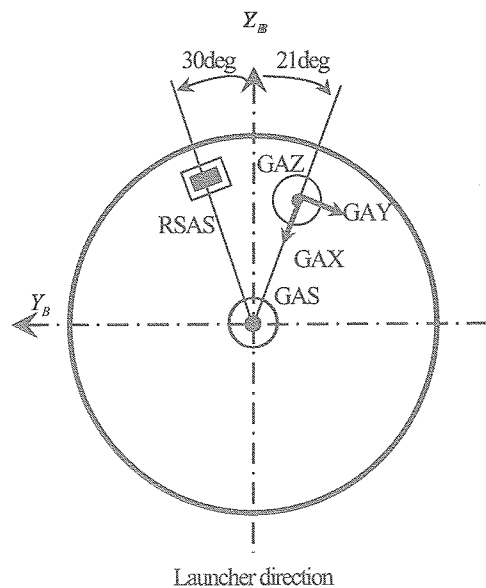


Fig. 3 センサの位置と位相

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

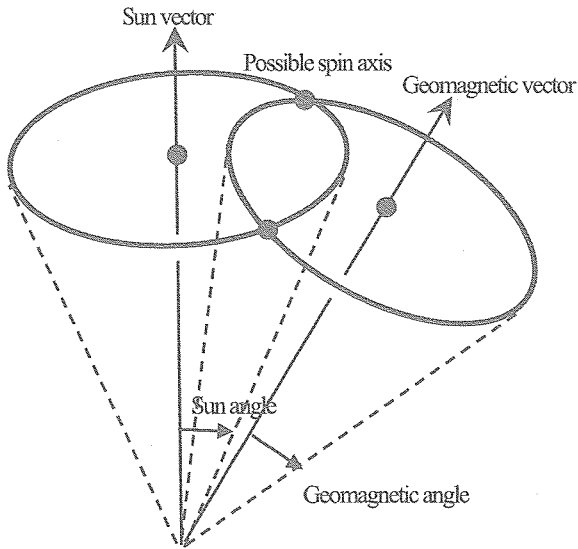


Fig. 4 基準方向におけるコーン角

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。

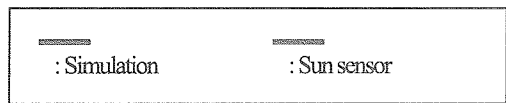
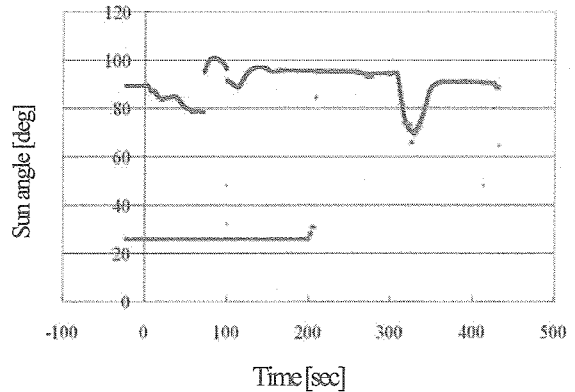


Fig. 5 太陽センサの予測値と飛翔結果

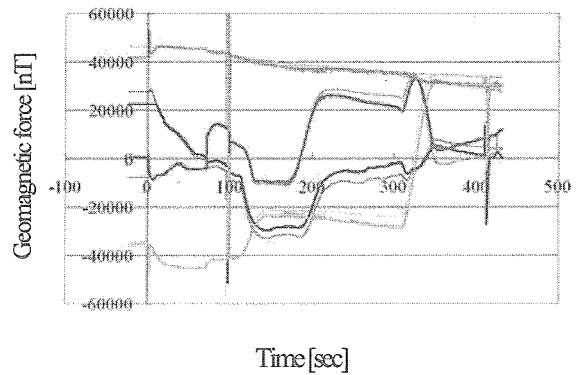


Fig. 6 地磁気センサの予測値と飛翔結果

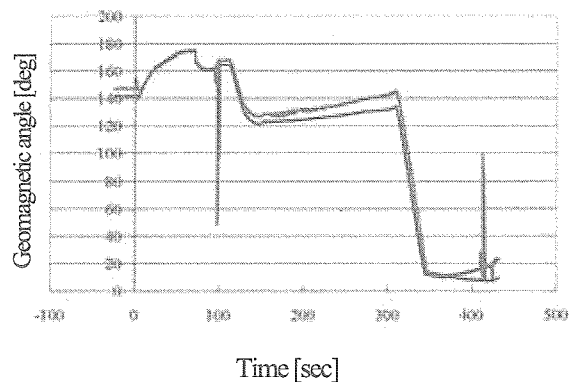


Fig. 7 地磁気角の予測値と飛翔結果

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。

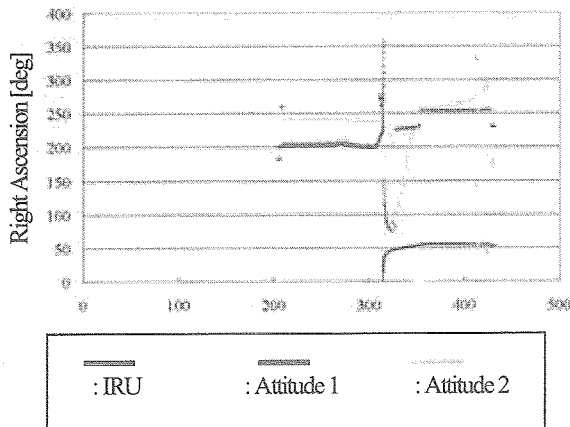


Fig. 8 姿勢方向 (赤経)

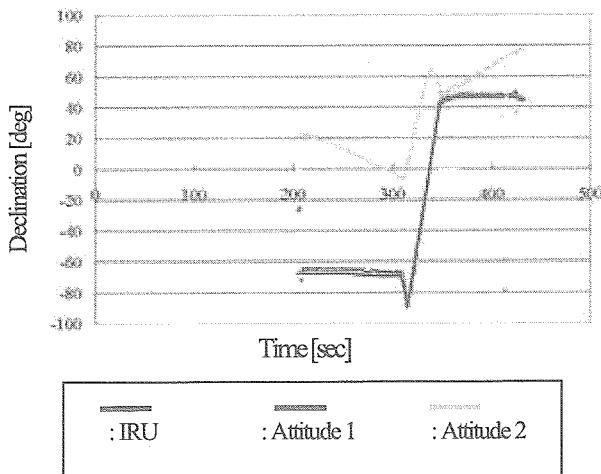


Fig. 9 姿勢方向 (赤緯)

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ず、将来ロケット搭載用計測機器の総合監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, 富田信之, 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.