



ISSN 1349-1113
JAXA-RR-07-013

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

「ひので」衛星搭載の超高精度太陽センサーUFSSの性能検証

久保 雅仁, 清水 敏文, 廣川 英治, 橋本 樹明, 小杉 健郎
二宮 敬虔, 山本 貴久, 奥村 徹, 津野 克彦

2008年 2 月

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

「ひので」衛星搭載の超高精度太陽センサー UFSS の性能検証

久保 雅仁*, 清水 敏文**, 廣川 英治**, 橋本 樹明**, 小杉 健郎**,
二宮 敬虔**, 山本 貴久***, 奥村 徹***, 津野 克彦***

Performance Verification of Ultra Fine Sun Sensors (UFSS) aboard *HINODE*

By

Masahito KUBO*, Toshifumi SHIMIZU**, Eiji HIROKAWA**,
Tatsuaki HASHIMOTO**, Takeo KOSUGI**, Keiken NINOMIYA**,
Takahisa YAMAMOTO***, Toru OKUMURA***, Katsuhiko TSUNO***.

Abstract: The aim of sun sensors installed on spacecrafts is to measure the direction of the sun as precisely as possible, which signals are utilized to stabilize the spacecraft attitude. The *Hinode* (Solar-B) satellite has three telescopes for high spatial resolution observations of the sun and requires extremely stabilized pointing of the spacecraft. For achieving the pointing requirements, we have developed compact sun sensors named Ultra Fine Sun Sensor (UFSS), which are required to provide pointing signals with the random noise less than 1 arcsecond (3σ) and the bias noise less than 2 arcseconds (p-p) for the field-of-view with ± 0.5 degree. For verifying the performance with pre-launch measurements, we have established the methods of the measurements and have confirmed the excellent performance of the sensors.

概要

衛星に搭載された太陽センサーは出来るだけ精度良く太陽方向を測定し、その信号は衛星の姿勢安定化に使用される。「ひので」(Solar-B)衛星に搭載された望遠鏡は今までにない高い角分解能で太陽を観測する装置であり、衛星には極めて高い姿勢安定化が要求された。このために、我々は、ランダム誤差1秒角 (3σ)、 ± 0.5 度視野にわたりバイアス誤差2秒角 (p-p) という高い位置決定精度で太陽方向を測定することができる超高精度太陽センサー「UFSS」を開発した。性能検証モデル品を用いて高精度計測を可能とする手法を確立し、フライトモデル製作に向けた性能検証を行い、フライト品設計に反映させた。また確立した計測手法を用いてフライト品の性能検証を行った。

1. はじめに

「ひので」衛星¹⁾には、可視光磁場望遠鏡 (SOT)、X線望遠鏡 (XRT)、極端紫外線撮像分光装置 (EIS) という3つの望遠鏡が搭載され、従来に無い高い空間分解能で太陽を観測するのが特徴である。0.2秒角という3つの望遠鏡の中で最も高い分解能を持つSOTは、独自に像安定化装置を用いて衛星の指向揺れを補正しているが、1秒角の分解能

* High Altitude Observatory, National Center for Atmospheric Research. He was a JAXA aerospace project research associate until March 2007.

** Institute of Space and Astronautical Science, JAXA

*** NEC TOSHIBA Space Systems, Ltd.

を持つ残りの2つの望遠鏡に関しては、衛星の姿勢制御のみで像を安定させる必要がある。長い露光時間や連続観測における像安定度要求により「10秒間の姿勢変動0.3秒角」、狭い視野の連続観測の要求により「1時間の姿勢変動2秒角」という非常に厳しい姿勢指向要求が姿勢制御に課せられた²⁾。この要求実現のために、今までにない精度で太陽指向方向を検出できる超高精度太陽センサー「UFSS」(Ultra Fine Sun Sensor)を新規開発し、「ひので」に2台搭載した。太陽センサーには、ランダム誤差1秒角(3σ)以下、 ± 0.5 度の視野全体にわたり2秒角(p-p)という厳しい設計条件が課せられ、この実現のためには、フライト品開発においてサブ秒角の精度で誤差を評価できる手法の確立が不可欠であり、それによって得られた性能評価結果をフライト品設計に反映させることで、要求された性能の実現を達成した。本論文は手法確立を中心に報告する。

2. 太陽センサーが担う役割

「10秒間の姿勢変動0.3秒角」という短時間に対する要求は、太陽センサー(UFSS)とジャイロ(IRU)の両者の性能、およびそれらを組み合わせる姿勢決定系カルマンフィルタのパラメータ選択で達成される³⁾。ジャイロは非常に高い分解能(0.004秒角/パルス)で小さな角度変化を検出できるが、ジャイロが持つノイズ(等価雑音角0.02秒角/1秒間)によって時間とともに衛星指向が太陽に対して徐々にずれていく。そのため太陽センサーが計測する太陽指向(角度)情報を低周期で姿勢決定に反映させることで太陽に対するずれを補正している。これが2つのセンサーを組み合わせるフィルタの大まかな役割である。姿勢系グループの要求を基に、太陽センサーに対しては、ランダム誤差1秒角(3σ)以内、8Hz出力という設計条件を目標にした。

「1時間の姿勢変動2秒角」は、軌道周回(周期約98分)に伴う温度環境の変化によるアライメント変動やセンサーがもつランダム誤差以外の誤差(バイアス誤差)などをすべて合わせて、達成されなければならない。「ひので」の観測目標物は太陽自転で移動する場合がほとんどであるため、衛星の姿勢制御は太陽自転を追尾するモードを基本としている。従って、センサーが太陽角に依存して大きなバイアス誤差を持つと、太陽自転によって太陽センサーが検出する太陽角が変化するに従って、バイアス誤差が姿勢変動の一成成分として効いてきてしまう。

また、同時に異なる望遠鏡で得られた科学画像データをサブ秒角の精度で相互に位置あわせすることができることが科学研究上極めて重要である。太陽センサーが検出した高精度の太陽角度情報がテレメトリに出力され、この情報を利用することによって、衛星ジッター(衛星姿勢角の短時間変動)をサブ秒角で把握し、サブ秒角の画像位置あわせを達成している⁴⁾。

これらの要求を満たすためには、センサーのバイアス誤差を小さくする必要があり、バイアス誤差の要求精度として ± 0.5 度の視野全体にわたり2秒角(p-p)と目標設定した。この実現は、フライト品開発においてセンサーのバイアス誤差特性を測定によって確実に把握することが鍵となる。あわせて、測定で得られたバイアス特性を表す補正係数を使用して、太陽センサーの出力を機上で補正して姿勢決定系にて使用することで実現する。

3. 太陽センサーの動作原理⁵⁾

超高精度太陽センサーのセンサー部(UFSS-S)は、16本のスリットが入ったレチクルと2048 pixelのリニアCCDで構成される(図1)。このレチクル-CCDのセットを2個直交して並べることで2次元センサーとしての機能を持つ。緑色ガラスおよびNDフィルタは、センサーに透過する光の波長帯域を制限し光量を調整するためである。図2にUFSSの角度検出原理を示す。ある角度から太陽光がセンサーに入射すると、レチクルの開口パターン像(影)がCCDセンサー上にできる(レチクル波形、aの①)。信号処理回路で作られる基準信号(レプリカ波形)が(a)の②の場合、レチク

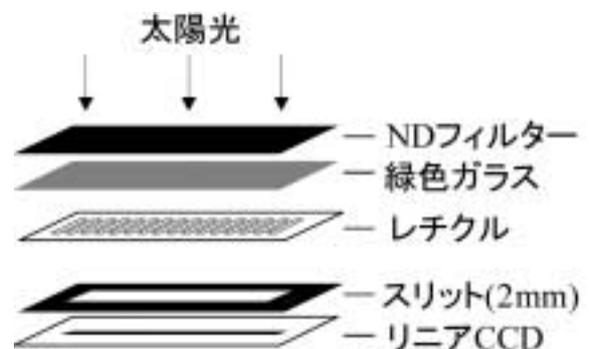


図1. UFSSの光学系の概要

ル波形とレプリカ波形を掛け合わせ、その積分した信号値は0となる。この時のレプリカ波形の位相が太陽角度を表す信号である。センサーから見た太陽が移動した場合（bの場合）、CCDから出力されるレチクル形状の波形信号（測定データ）は移動する（bの①）。この結果、レプリカ波形との掛け合わせの積分値は0からずれる。このずれを0に収束するようにレプリカ波形の位相を調整すると、信号が ≈ 0 となるレプリカ波形の位相移動量が太陽角度の変化量となる。

使用するレチクルは16個のスリット開口をもち、信号を積分することで16個のスリット開口の平均的な位置を測定することになり、単純な1個のスリット開口に比べランダム誤差を低減化させることができ、位置決定の高精度化が図られている。

この太陽方向検出原理は、「ようこう」（Solar-A, 1991年8月打ち上げ）搭載用として開発された太陽センサーTFSSで初めて使用された。TFSSは飛翔実績としてランダム誤差約1秒角（ σ ）の精度の角度信号を発生させた。

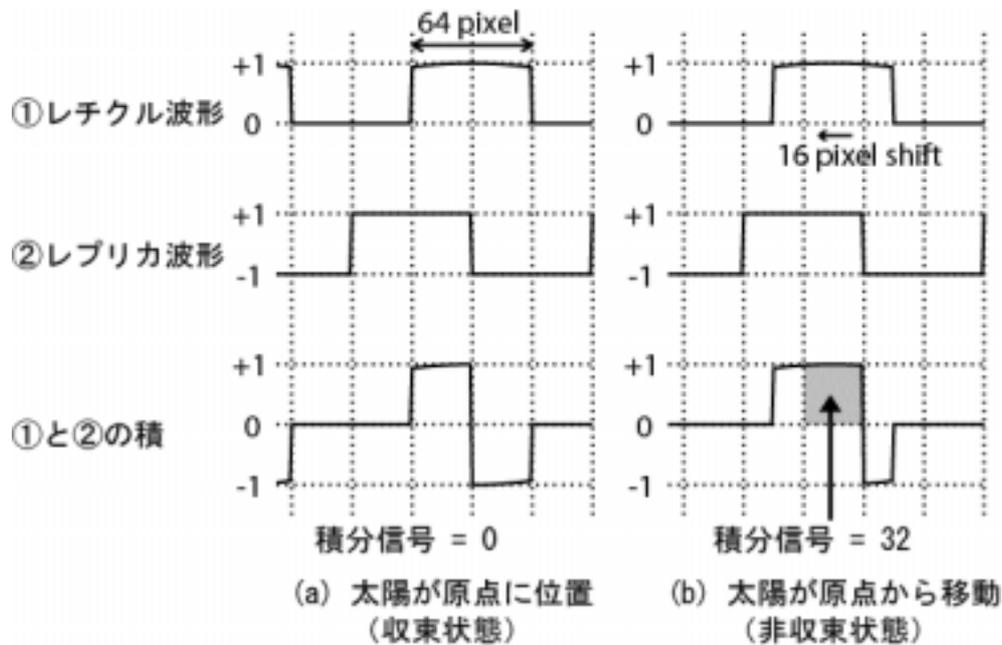


図 2. UFSS の角度検出原理

4. 太陽センサーの性能検証事項

「ひので」に搭載するセンサーとしては、ランダム誤差で約3倍以上の性能が求められ、また新たに高いバイアス誤差も要求された。この実現のために、TFSSと同様な太陽方向検出原理を用いるが、レプリカ波形の位相移動の高分解能化をアナログディレイライン（遅延線）使用の制御回路により図った⁵⁾。高分解能化にあたりランダム誤差の要因分析を行い、その結果、光子ノイズが主要項であることが分かり、「ようこう」TFSSではCCD画素の1/32の分解能で検出していたものを、UFSSでは1/256画素の分解能に高精度化した。

また、レチクル-CCD間の距離をTFSSに比べ4倍に伸ばし、画素分解能に対する光学的な太陽角度スケールを向上させた。一方、太陽センサーの視野は1/4となり、 ± 0.5 度である。その結果、UFSSの角度分解（LSB=1/256画素）は、太陽面上の角度に換算すると、0.11秒角（視野：1度 \div レチクル周期：128pixel \div 256）に対応する。なお、ようこうTFSSと同様の光学感度（ただしUFSSと同じ検出回路）の太陽センサーTFSSは、「あかり（Astro-F, 2006年2月打ち上げ）」衛星に搭載された。

UFSSの開発において、要求された性能が出せるセンサーを製作し、また製作したセンサーが予定どおりの性能で軌道上にて動作することを飛翔前に地上で検証することは、ミッション成功上必須である。UFSSの誤差要因は参考文献5)にまとめられている。誤差要因は、大きく分けて(1)ランダム誤差、(2)空間的に変動するバイアス誤差、(3)

時間的に変動するバイアス誤差の3つである。サブ秒角の角度を検出できる UFSS の性能を飛翔前に検証するためには、サブ秒角の高い精度でセンサーの「ランダム誤差」および視野全体にわたる「空間的に変動するバイアス誤差」を計測することが求められる。今までの衛星に搭載された太陽センサーはいずれもこれ程の検証精度が要求されていないため、まずは「ランダム誤差」および「空間的に変動するバイアス誤差」の測定手法を確立することから研究を始めることが必要であった。第5章で「ランダム誤差」について、第6章で「空間的に変動するバイアス誤差」の測定手法やそれで得られた結果をまとめる。「時間的に変動するバイアス誤差」の要因は大きく分けて、「周辺温度環境変化によるアライメント変動」と「電気回路及び光学系の経年劣化」の2つが考えられる。そのうち、ここで検証すべき重要項目は「周辺温度環境変化によるアライメント変動」であり、7章にその結果をまとめた。

さらに、軌道上でセンサーが正常に機能するための検出感度（軌道上光量）の確認は重要であり、この光量校正については8章で述べる。

5. ランダム誤差

5.1. 測定方法

太陽センサーでは、太陽光に最適化するために ND フィルタ等を用いて大きく減光を行うことが一般的である。そのため、非常に明るい光源が必要となるが、キセノンランプなどのアーク型ランプでは光源（光量・位置）のふらつきが大きい。光源のふらつきはセンサーで測定されるランダム誤差に影響を与えてしまう。実際に UFSS の光学系でも、濃度数%の ND フィルタ及び半値幅～50 nm の緑色ガラス（中心波長での透過率～25%）がレチクルの前に入っており、非常に大きく減光を行っている。サブ秒角の精度でセンサー自身のランダム誤差を測定するために、ND フィルタ及び色ガラスを光学系から取り除き、暗いが面輝度の安定性の高い白色 LED ライト等を用いた計測を行った。

さらには、一次元 CCD の直近（CCD カバーガラスの上）にレチクルを配置して測定することで、太陽光と同様の準平行光を作る必要がなくなり、また光源のゆらぎは一切無視することができるようになる。なぜなら、レチクルと CCD 間の距離を短くしたことで光源の角度感度を極端に落とすことができるからである。実際の UFSS のレチクル-CCD 間は約 80 mm だが、この測定では約 2 mm に設置した。太陽光は 0.5 度の準平行光であるから、実際の UFSS では、CCD 上のレチクル端のボケは $0.7 \text{ mm} (= 80 [\text{mm}] \times 0.5 [\text{度}] \times \pi/180)$ 程度になる。今回は、CCD - レチクル間が約 2 mm なので、光源の平行度は 20 度程度でよい。CCD から 130 mm 離れた場所に $50 \times 50 \text{ mm}^2$ の白色 LED ランプを設置すれば、太陽光の場合と同様のレチクルパターンを得ることができるため、実際の UFSS とのコンフィギュレーションの違いは問題ないと考えられる。

図3に示すように、黒い紙で内面を貼ったアルミの筒をレチクルが取り付けられた CCD の上にかぶせ、アルミの筒の上に白色 LED を置いて CCD に光を照射した。測定時は、試験系全体に暗幕をかけて外からの光が入らないようにした。

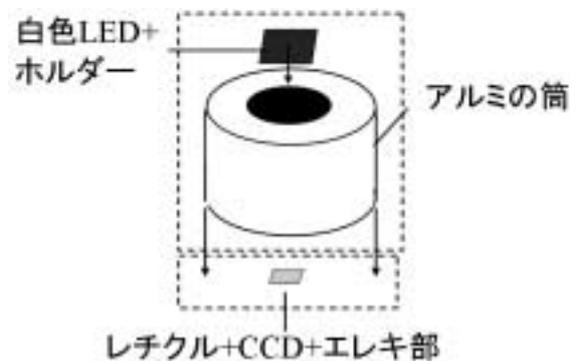


図3. ランダム誤差測定の実験系

5.2. 測定結果

図4に300秒間に渡るUFSSの出力（性能検証モデル品での結果）を示した。図中の式は300秒間のデータを使って直線フィットした結果である。図5は、各データ点から直線式で示される傾き及びオフセットを差し引いてヒストグラムにしたものである。ランダム誤差は、 $\sigma = 1.40 \text{ digit}$, $p-p = 9.11 \text{ digit}$ という結果になった。測定系は実際のUFSS光学系とは異なるが、4.1節で述べた様にUFSS実機と同様のレチクルパターンが得られているので、UFSS光学系と同じ値で角度変換することができる。1節で述べた様にUFSS光学系では $1 \text{ digit} = 0.11 \text{ 秒角}$ なので、ランダム誤差は $\sigma = 0.15 \text{ 秒角}$, $p-p = 1.00 \text{ 秒角}$ に相当し、要求精度の1秒角 (3σ) を満足する結果が得られたと結論される。

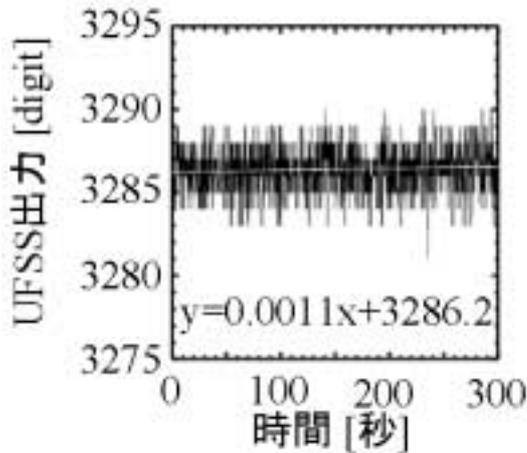


図4. ランダム誤差の測定結果

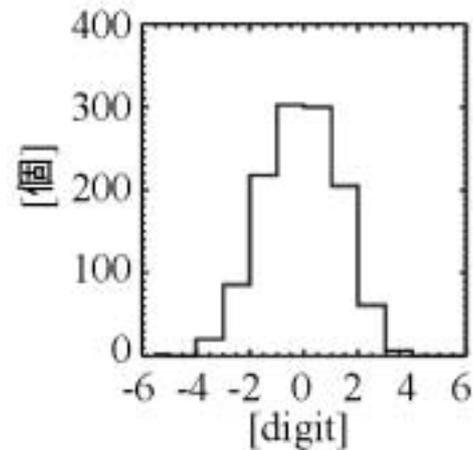


図5. ランダム誤差のヒストグラム

5.3. ランダム誤差要因

本試験で使用したランダム誤差の測定系での光子ノイズや熱雑音を見積もるために、オシロスコープで CCD の出力波形も測定している。レチクル開口部分での出力信号電圧（プリアンプ後）の振幅（ランダム誤差）は、56-62 mV (p-p) であり、レチクル暗部での電圧振幅は、28 mV (p-p) であった。レチクル暗部での電圧振幅は、熱雑音等のノイズレベルを示していると考えられる。この測定結果から、レチクル開口部では光子ノイズは、 $(60^2-28^2)^{1/2} \sim 53$ [mV] 程度と考えられ、光子ノイズが主成分であると言える。

角度検出に使用される信号は、レチクル開口部（1024 pixel）とレチクル暗部（1024 pixel）を積分した信号である。したがって、実際に角度検出に使用される信号が持つノイズは、 $(1024 \times 60^2 [\text{mV}^2/\text{pixel}] + 1024 \times 28^2 [\text{mV}^2/\text{pixel}])^{1/2} = 2.12$ V と見積もることができる。UFSS の CCD 出力におけるレチクル振幅は、この時 1.4 V に設定されており、CCD 上のレチクルパターンが 1 pixel 移動した時に角度検出に使用される積分値は、 $1.4 [\text{V}] \times 2 \times 16[\text{個}] = 44.8$ V となる（図2参照）。積分信号が持つノイズによる角度検出の振幅量は、 $2.12 [\text{V}] / 44.8 [\text{V}/\text{pixel}] = 0.047$ pixel = 12 digit (p-p) と見積もられる。従って、4.2 節で得られた 9.11digit というランダム誤差は光子ノイズに起因すると結論づけられる。

ランダム誤差の主成分は光子ノイズであることがこの評価で結論されたので、フライト品に対して構体に組み込む前に 4.2 節の測定を行えば、センサーのランダム誤差を評価する上で問題ないことが検証できた。

6. 空間的に変動するバイアス誤差

6.1. 測定システムの構築

空間的に変動するバイアス誤差の測定には、指向方向が十分に安定していることを検証した光源と光源に対して太陽センサーを既知の量だけ傾けることができる装置が必要となる。図6に、様々な試行錯誤や検定の結果構築したバイアス誤差測定の試験系の概略を示す。光源には宇宙科学研究本部相模原キャンパス C 棟に設置された太陽シミュレータ装置（トプコン製）を用いている。UFSS センサー部（UFSS-S）は、方位角（Az 角）と仰角（El 角）の 2 軸の角度を制御できる 2 軸ジンバルに取り付けられる。太陽シミュレータからの光を照射させた状態で 2 軸ジンバルを回転させながら、ジンバルの回転角度に対して UFSS からの角度出力を記録していくことで、視野全面にわたる角度情報を取得する。太陽シミュレータから来る光が常に十分に固定した方向からやってきていて、2 軸ジンバルの制御角度を十分な精度で知ることができれば、UFSS の角度信号が真の太陽方向に対してどれだけずれているか、すなわち、空間的に変動するバイアス特性を評価することが可能である。

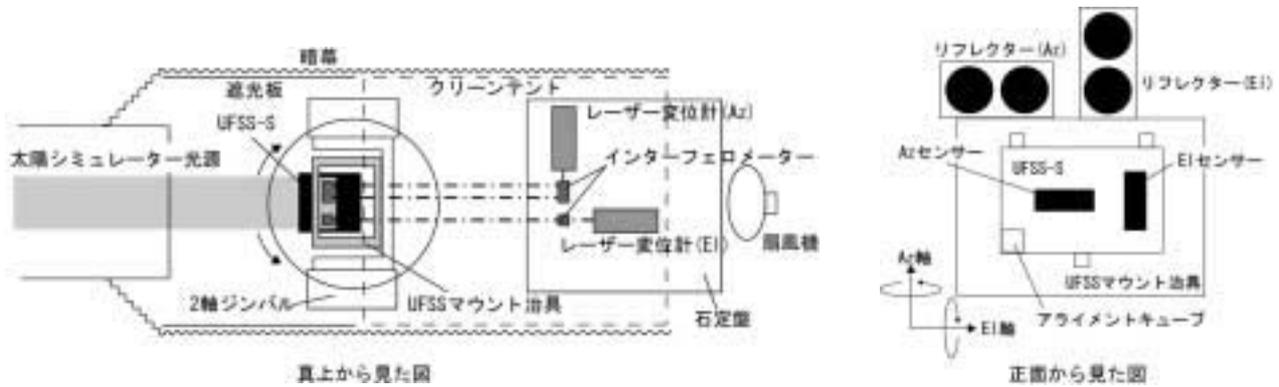


図 6. 空間的に変動するバイアス誤差の測定試験系

6.1.1 太陽シミュレータ光源

使用した太陽シミュレータ光源（トプコン製）は、できる限り実際の太陽光（約 0.5 度視直径）を模擬した直径 15 cm の光束を持つ準平行光が出力されるように設計させた光源で、高精度な太陽センサーの試験で使用されてきた。シミュレータより射出される光を見ると、輝度がほぼ一定の約 0.5 度の大きさの太陽ディスクを見ることができる。優れた平行度を持ち、実際に近い太陽スペクトルをもつ光源を実現させている。一方で光量を犠牲としていて、最大で軌道上太陽光量の約 2% の光量しかない。図 1 に示した様に、光量調整のためにレチクル前面に ND フィルタが設置されているが、2% の光量では光量不足でフライト仕様の ND フィルタを付けた状態では測定できない。そこで、プロトモデル品の測定では薄い ND フィルタを装着して試験を行った。しかし、空間的に変動するバイアス誤差は、ND フィルタの平面むらによっても発生する。フライト品では、ND フィルタを付けた状態でバイアス測定する必要がある。下記 2 つの点をフライト品設計に反映して、光量不足の問題を解決した。1) ND フィルタガラスの厚みを厚くする。厚さ 10 mm の ND フィルタを搭載することで、結果平面むらを抑える設計とした。2) ND フィルタをつけた状態で、2% の光量でも角度検出できるようにする。すなわち試験用機能として露光時間を長くした CCD 制御が可能なモードを UFSS に搭載した。

太陽シミュレータから来る光の位置が時間と共にドリフトするとバイアス特性データに誤差を与えてしまう。そこで、事前に結像光学レンズを前面に置いた Position Sensitive Detector（PSD、浜松ホトニクス製 C7339）を光束の中心付近に固定し、太陽シミュレータ光源の安定度を 0.6 秒のサンプリングレートで 2 回の測定（1 回目：7 時間、2 回目：9 時間）を行った。図 7 を見ると、Az 方向は 2 回の測定でほぼ同じ結果になっており、非常に安定していることがわかる。光源 ON 後の 1-2 時間は少しドリフトが大きく、これは EI 方向の方が顕著である。そのため、UFSS の較正試験の際は、光源が安定するまで 1-2 時間待ってから、角度測定を行った。初期のドリフト分を除くと、Az 方向のドリフト量は数秒角であり、ぎりぎりではあるが UFSS の較正試験を行えることが確認できた。一方、EI 方向は 2 回の測定で大きく異なる結果となった。最初の測定では、Az 方向と同程度のドリフト量であったが、2 回目の測定では 15 秒角とドリフト量が大きくなっており、Az 方向と比較すると EI 方向の安定度が悪いことがわかった。

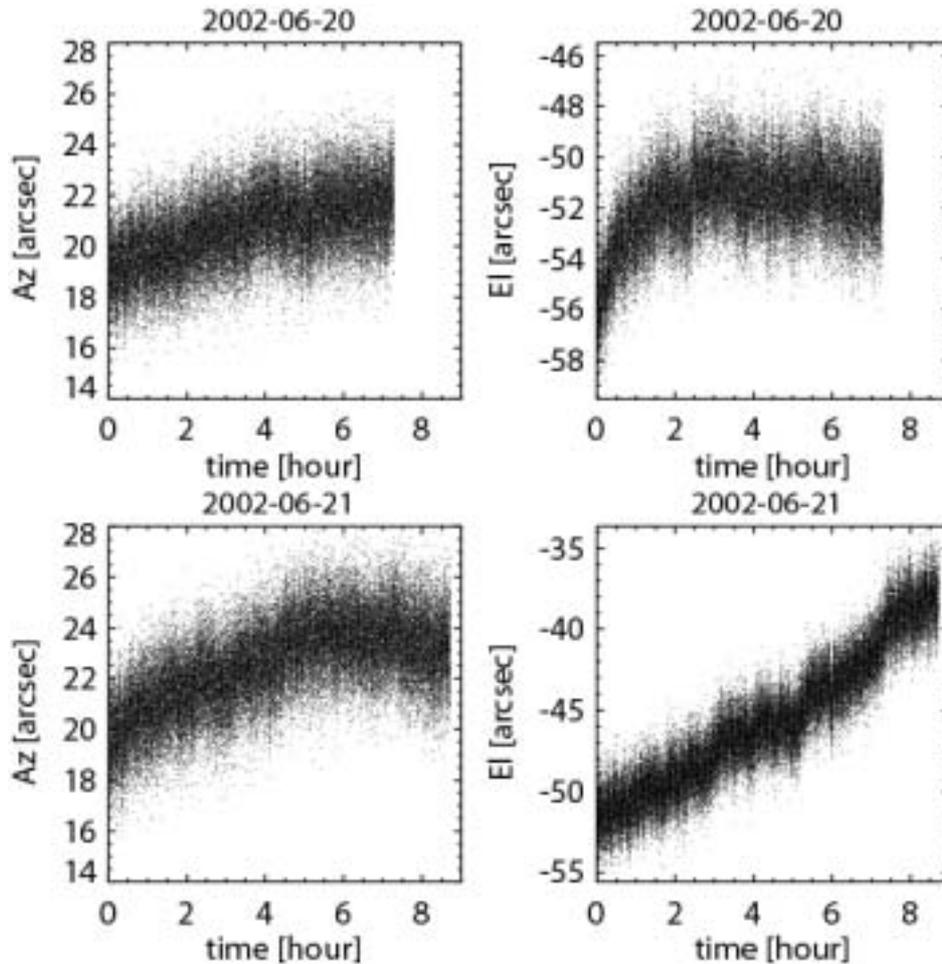


図7. 太陽シミュレータ光源の時間変化を PSD で計測した結果

6.1.2 2軸ジンバルの制御角度の較正

2軸ジンバルの角度制御性能は±1秒角程度であり、UFSSに要求された2秒角というバイアス誤差を検証するにはさらに高い精度でジンバルの回転角度を測定することが必要になった。そこで、レーザー変位計（Agilent製）を2個用いて2軸ジンバルの角度（Az軸、El軸）を光学的に測定するシステムを構築した。このシステムは、UFSSを2軸ジンバルに取り付けるための治具にネジ止めされたリフレクターと石定盤に載せたレーザーヘッド及びインターフェロメーターから成り立つ（図6参照）。リフレクター及びインターフェロメーターはそれぞれ2個のキューブで構成されている。レーザーヘッドから出た光は、インターフェロメーターで2つの光に分けられた後、分けられた2つの光がリフレクターで反射され、再びインターフェロメーターを通過してレーザーヘッドに戻る。2つに分けられた光の光路差によって生じる位相差を利用して対象物（リフレクター）の回転角度を測定する。このレーザー変位計は、±10度の視野を0.05秒角という非常に高い角度分解能で計測できるもので、本測定に対しては十分な精度を有している。

6.1.3 迷光対策

バイアス特性には太陽シミュレータ以外から強い光が来ると誤差が発生してしまう。それを取り除くために、測定系全体を暗幕で覆い外部からの光を遮断した。さらに、万全を期すために測定時は部屋の電気も全て消した。太陽シミュレータ装置は全体的に白色をしているため、UFSSで反射した光が太陽シミュレータ装置を照らして輝いてしまう。そこで、太陽シミュレータのUFSSと正対する面に暗幕及びつや消しの黒い紙を貼った。最終的には、UFSSの前方に明るい物体が無いことをNDフィルタを通して目視で確認した。

6.2. 測定系の安定度

UFSS の性能評価を行う際は 2 次元格子状にデータを取得するため、高い角度分解能に加えて比較的長時間に渡って均一な精度で測定を行なえる試験系が必要であった。測定系の長時間安定性を調べるために、2 軸ジンバルを原点 ($Az=0.0^\circ$, $EI=0.0^\circ$) に固定して、数時間おきにレーザー変位計の角度出力を測定し、標準偏差を求めた (図 8)。図 8 の横軸は太陽シミュレータ光源及び 2 軸ジンバルを ON してからの経過時間を示しており、各データ点は 0.1 秒サンプリングで 10 分間測定した結果から標準偏差を計算している。当初は□印で示した様に、Az, EI 方向ともに標準偏差が時間の経過と伴にどんどん悪くなってしまった。これは、太陽シミュレータ光源で暖められた暗幕内の空気が対流運動 (かげろう) を起こし、暖かい空気と冷たい空気がレーザー変位計の光路を横切るために出力のばらつきが大きくなったと考えられる。そこで、扇風機を用いて常に外から空気を送ることで光路中の局所的な対流運動を抑えたところ、△印で示した様にほぼ一定の標準偏差に改善された。さらに、扇風機を用いた方が明らかに標準偏差は小さくなり、安定度だけでなく測定精度自体も向上した。Az 方向の測定精度が 0.1 秒角に対して EI 方向は 3 倍程度大きい。これは、EI 方向は床の振動を受けることと 2 軸ジンバルが重力に反して制御するために振動が大きくなったことが原因である。扇風機を用いた場合、Az \sim 0.1 秒角、EI \sim 0.3 秒角の精度で 10 時間以上に渡って測定可能なことが検証された。

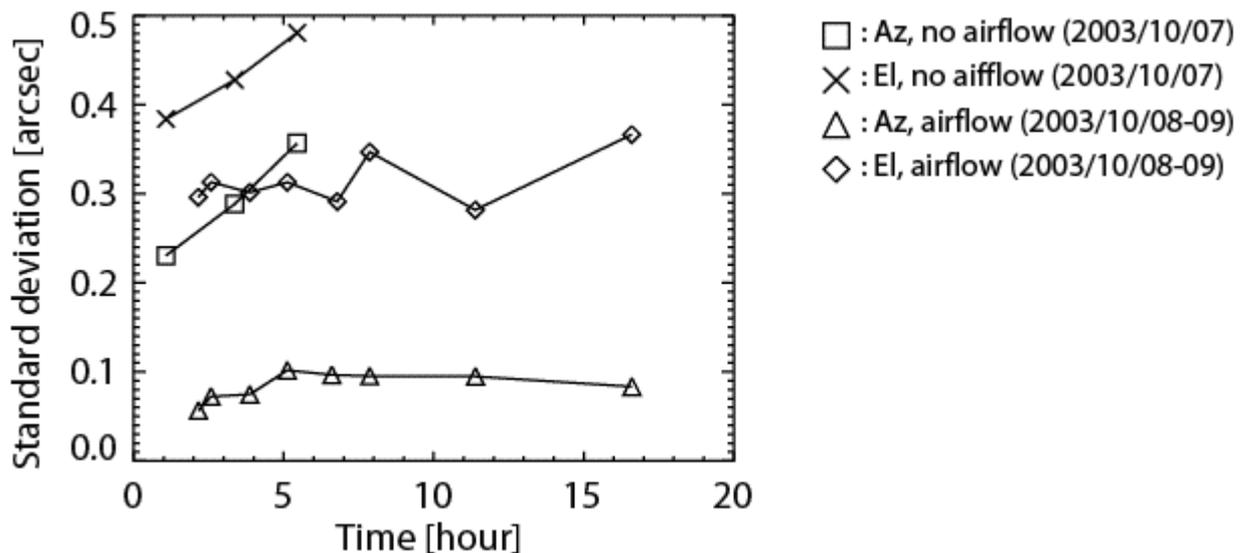


図 8. レーザー変位計による角度測定精度の時間変化

6.3. 測定結果

図 9 は、性能検証品に対して $Az = \pm 0.5$ 度、 $EI = \pm 0.4$ 度の範囲を Az 方向に 0.025 度間隔でスキャンした結果である。Az センサーでは $EI = \pm 0.35$ 度より外側、EI センサーでは $Az = \pm 0.4$ 度より外側で誤差が大きくなっている。これは、入射光がレチクルでけられているためであり、オシロスコープによる CCD 出力波形の測定でも確認されている。非感度軸方向の開口の長さが異なるレチクルが入っていたために、Az, EI センサーによってけられる範囲が異なる。また、EI センサーにのみスジ状の誤差 (= 図 9 (d) のオフセット) が横方向に見られる。しかし、もう 1 度測定しても再現せず、さらに Az センサーにはこのようなオフセットが見えていない。従って、EI センサーのスジ状の誤差は UFSS の問題では無く、5.1.1 節で述べた太陽シミュレータ光源の EI 方向のドリフトが原因であると考えられる。視野端でのけられと光源のドリフトの影響を除くと、誤差は視野全体で 2 秒角以内であり、バイアス誤差の要求精度を満たしていることが確認できた。より高周波な誤差の存在を調べるために、0.005 度間隔でスキャンを行ったが、図 8 と同様の振る舞いで特に大きな誤差は生じなかった。

視野端でのけられの問題は、フライト品においてレチクルの幅を広げることで対策し、改善させた。また、太陽シミュレータ光源の EI 方向の大きなドリフト (5.1.1 節) は、UFSS-S を 90 度回転させて取り付けて測定することで回避

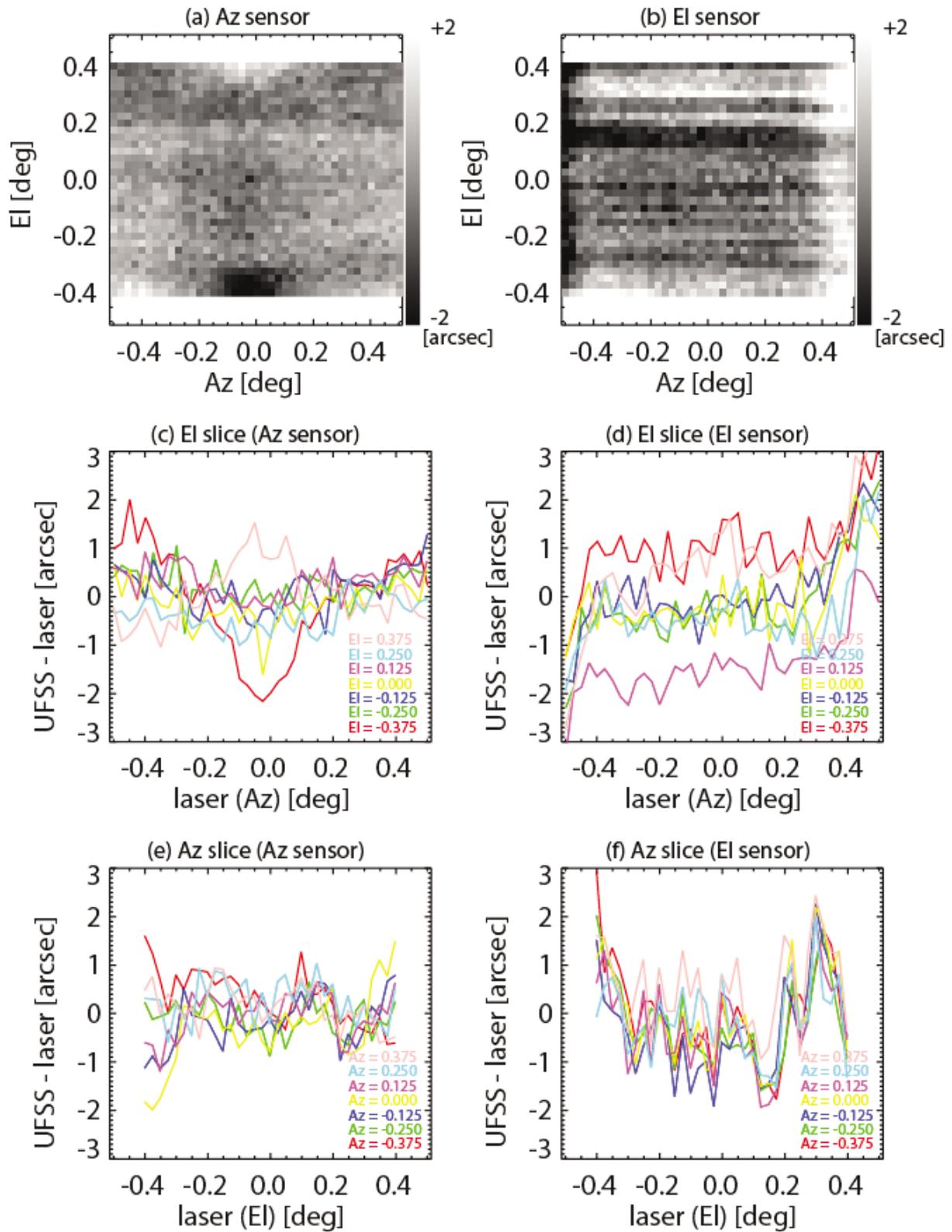


図9. バイアス誤差測定結果. (a), (b): UFSSのAz/Elセンサの出力とレーザー変位計で測定した回転角度の差の2次元マップ. (c), (d) 各センサの代表的なElに対するAz方向の変化. (e), (f): 各センサの代表的なAzに対するEl方向の変化.

でき、EI センサーについても今回の Az センサーと同じ様に光源のドリフトの影響がほとんど無い条件で評価できる。なお、本測定 of 初期において、CCD カバーガラスからの反射光がレチクル裏面で再度反射して戻ってくる光がバイアス特性に無視できない大きなバイアスを発生させていることが分かり、フライト品製作においては、CCD を 6 度非感度軸方向に傾斜させる工夫を追加し、解決した。

フライト品は、ND フィルタも装着して最終フライト形状に仕上げた状態で試験モード (5.1.1 節) により計測を実施した。視野 ±0.5 度視野の 64 × 64 点や 16 × 16 点 (測定時間低減のため) での空間的なバイアスパターンを複数回測定し、また高周波数の成分がないことを確認するために一部の視野にてさらに詳細なパターンを取得した。典型的に 2 秒角のバイアス、一部の視野端付近で最大 10 秒角程度のバイアスが存在することが測定で分かり、その空間パターン特性が得られた。このパターンは、高次スプライン関数で表現され、姿勢制御系コンピュータ (AOCU) において太陽センサー信号を補正し姿勢決定に使用している。補正後のバイアス残差は視野全体にわたって 2 秒角 (p-p) 以下と見積もられている。

7. 熱変形によるアライメント変動

7.1. 熱変形の影響

UFSS が取り付けられる IRU タワー上面の軌道上での温度変化は、98 分の周期で 1 °C (p-p) 程度と見積もられている。このわずかな周期的な温度変化でも、次元 CCD とレチクルの位置関係が相対的に変化すると、角度移動として現れてしまう。例えば、CCD とレチクル間約 80mm に対して、レチクルが CCD に対して 0.8 ミクロンのずれだけで、角度 2 秒角に達してしまう。

UFSS-S 内部の CCD とレチクルの位置を保持する主要構造物は一体物のチタン合金構体として削りだして製作されている (図 10)。ベース部に次元 CCD が取り付けられ、ベース部からのびるタワーの上に光学素子 (レチクル等) が取り付けられている。この内部構体は 3 つの隅にあるキネマ支持の取り付け足を介して衛星 IRU タワー上面に取り付けられている。熱変形による影響をできるだけ除去するために、異種金属の使用を限りなく排除した。

UFSS-S の周回変動による誤差を見積もるために、熱歪み解析を行っている。非定常熱モデル解析により、センサーの取り付け部やセンサーカバーが衛星周回に伴いどの程度温度変化をするかを評価する (システム熱解析)。この温度変化が発生した場合にセンサー内部でどの程度の熱変形を起こすかを評価するために、センサー部の詳細な 3 次元モデルを構築し、温度分布の導出およびその温度分布でどのような構造歪みが発生するかを計算機内で模擬を行った。この評価によって、センサーの光軸 (CCD-レチクル間関係) の変動量や歪みの発生要因の推定を行っている。最終的なフライトモデルにおいて熱歪み解析の結果、熱歪み特性は 1 秒/°C 以下と予想された。

7.2. 測定方法

この熱歪み特性のモデル予測が妥当であることを実験的に確認することは、モデル計算の妥当性を評価する上で重要である。非常に位置が安定した光源があれば、センサー部の温度を変えた時の UFSS 出力信号を評価すれば可能であるが、5.1.1 節に述べたようにそのような明るい光源は存在しない。そのために、周回アライメント変動の主要項である光学素子タワーの倒れの変動量がモデルと性能評価品で大きな相違がないことを確認する実験を行った。

実験では、熱歪み測定用の平面鏡 (10mm φ または 20mm φ 径) を UFSS-S のベース部及びレチクルが取り付けられる 2 つのタワーの頂上部に設置した。温度を大きく変化させた時に、3 つの平面鏡を真上からオートコリメータ (測定精度 0.5 秒角) で測定することで、ベースに対する 2 つのタワーの傾きの変化を調べた。温度は 20 °C ~ 27 °C の範囲で変化させ、3 サイクルのデータを取得した。

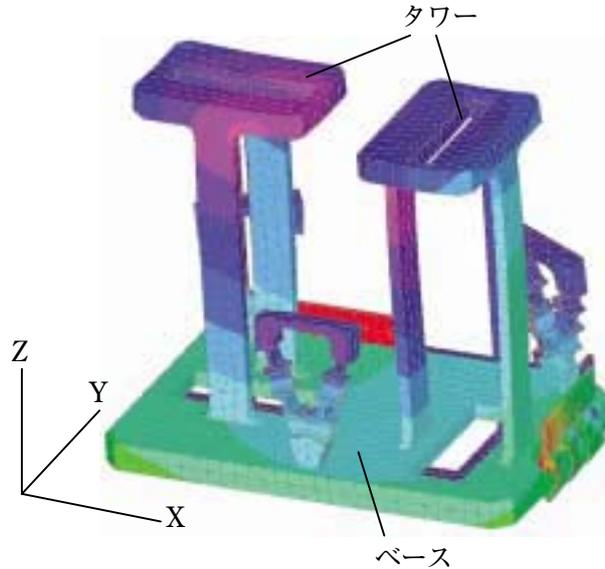


図 10. 太陽センサーヘッド部 (UFSS-S) の内部構造

7.3. 測定結果

図 11 は、2つのタワーの上に置いた平面鏡の傾きがベースに置いた平面鏡に対して温度変化3サイクルでどのように変化したかを示す。ミラー1が置かれたタワー（Xセンサー）は図の横軸方向がそのセンサーの感度軸方向で、ミラー3が置かれたタワー（Yセンサー）は縦軸方向がそのセンサーの感度軸方向である。どちらのタワーも約7℃の温度変化に対して、感度軸方向の変化量は7秒角以下であった。従って測定された熱歪特性は1秒角/℃程度以下であり、熱構造モデルによる予測とほぼ一致する。これにより、軌道上でのUFSSの温度変化を1℃以内に管理すれば、熱歪みによる太陽角度検出の誤差は1秒角以内に収まることが確認できた。

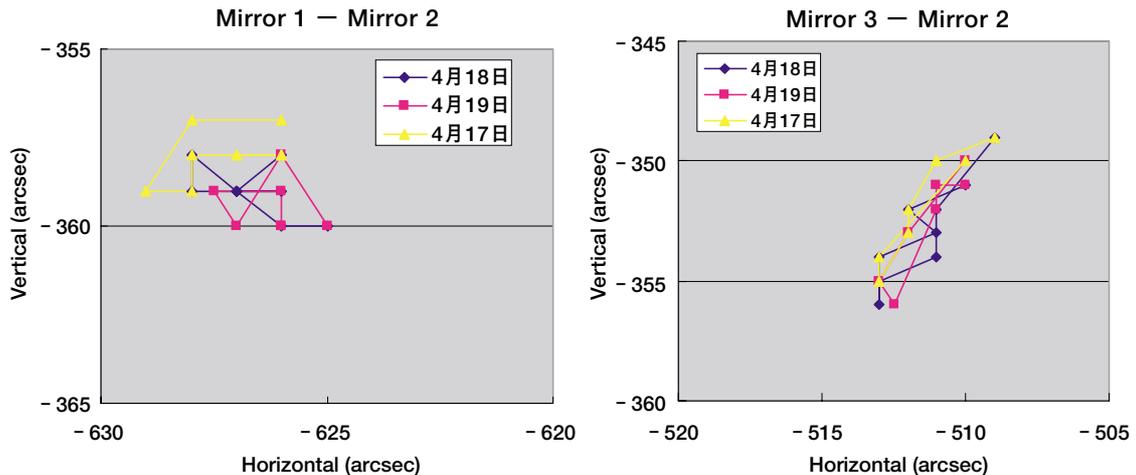


図 11. ベース（ミラー 2）に対するタワー傾き（ミラー 1,3）の変化の測定データ

8. 軌道上光量較正

8.1. 測定方法

太陽センサーは、軌道上の太陽光量に対して最適な出力電圧（振幅：1.4V）付近に調整されている必要がある。これを確認するために、国立天文台三鷹キャンパスのクリーンルームに設置されたヘリオスタットを通して導入された

自然太陽光を光源として軌道上光量較正を行った（図12）。クリーンルーム内に設置したUFSSに照射される光は、大気及びヘリオスタットにより減光されるために軌道上の太陽光量と比べて小さくなっている。絶対太陽光量の較正のためのピンホール-PSD系のセンサーを自作した⁶⁾。PSDの前面に0.5mmのピンホール、UFSSで使用されたのと同じ特性をもつ緑色ガラス（波長：525nm、バンド幅：60nm）、NDフィルタを取り付け、PSD出力と軌道上の太陽光量の関係付けを事前に行い、較正されたPSD出力をリファレンスとしてUFSSの光量較正を行った。

仮に軌道上でこのPSDで太陽光量を測定した時に期待されるPSD出力(V_0)は、太陽の日周運動から見積もることができる。天頂角(z)が30度以上の範囲では、対天頂比の大気の厚みは近似的に $1/\cos(z)$ に等しくなる。大気による減光率(A)が大気の厚みに比例すると仮定すると、地上で実測されるPSD出力(V)は、

$$V = V_0(1 - A/\cos(z))$$

となる。大気の減光率は大気の状態に応じて毎日・毎時変化するが、PSD較正のための計測を一日中空の状態が安定した快晴の日に行った。日周運動に伴う V の変化から、最小2乗フィッティングにより $V_0 = 8.16 \pm 0.007$ [V], $A = 0.201 \pm 0.003$ という値が得られた。

図12の試験系にてフライト品センサー部（UFSS-S）に自然太陽光を照射し、センサー部からのCCD出力波形をオシロスコープで測定した。この測定の際に、同時に上記のPSDセンサーおよびUFSS製作メーカーの工場内試験で使用している二次標準電池で自然太陽光の光量を測定し、軌道上太陽光強度に対する太陽光強度をモニターした。ヘリオスタットの2枚反射鏡と入射窓による減光があるが、軌道上に比べ約30-40%の光量レベルでの測定を実施した。

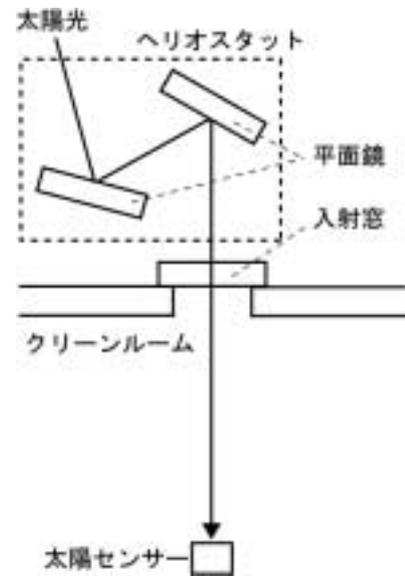


図12. 軌道上光量較正の試験系

8.2. 測定結果

フライト品2台ともに、測定の結果、軌道上で予測されるCCD出力電圧は1.458-1.578Vであった。CCD飽和電圧（約2.3V）に対して約1.5倍のマージンがあり、設計値1.4Vに対して約10%で良く一致していた。この結果、UFSSは軌道上光量に最適化されていることが確認された。

9. まとめ

ランダム誤差及びバイアス誤差ともに「ひので」衛星で要求される精度（ランダム誤差：1秒角（ 3σ ）、 ± 0.5 度の視野全体でのバイアス誤差：2秒角）を満足し、軌道上の周回温度変化（ 1°C ）に対する熱変形によるアライメント変動が1秒角以下に抑えられた太陽センサーを開発することに成功した。また、検出感度は軌道上の光量に対して適切に調整されていることが確認された。この結果、非常に優れた角度検出能力を有する太陽センサーを用いて衛星の姿勢制御を行えることが実証された。さらに、1秒角以下の高い角度分解能で10時間以上に渡り一定の精度で太陽センサーを較正したのはISASの衛星に搭載された太陽センサーでは初めてであり、今後の衛星における更なる高精度な姿勢制御を考える上で、このような計測手法の確立は非常に重要であると考えている。

なお、「ひので」衛星は2006年9月23日に打ち上げに成功し、その後の軌道上での太陽センサーの動作・性能確認によって、地上で検証された性能が軌道上で実現されていることを確認している。フライト時の性能については、文献7)を参照されたい。

謝辞

本研究は「ひので」衛星に搭載された太陽センサーに対する較正について記述しましたが、「ひので」向け太陽センサーの精度出しおよび性能検証手法確立の過程において、「あかり」(Astro-F)向けに作成された同様な太陽センサー

TFSS のセンサーヘッドのプロトモデル品も用いました。特に、測定初期に大きなバイアス誤差が測定された際は、「あかり」担当の宇宙科学研究本部の紀伊恒男准教授にも検討を重ねて頂き、原因の特定およびフライト品への反映ができました。感謝しております。

性能検証確立の一連の実験の多くは、久保が東京大学大学院生（国立天文台）、清水が国立天文台所属であった時期に行いました。実験に使用した計測装置や治具の多くは国立天文台から持ち込み実施しました。

参考文献

- 1) Kosugi, T., Matsuzaki, K., Sakao, T., Shimizu, T., Sone, Y., Tachikawa, S., Hashimoto, T., Minesugi, K., Ohnishi, A., Yamada, T., Tsuneta, S., Hara, H., Ichimoto, K., Suematsu, Y., Shimojo, M., Watanabe, T., Shimada, S., Davis, J.M., Hill, L.D., Owens, J.K., Title, A.M., Culhane, J.L., Harra, L.K., Doschek, G.A., Golub, L.: “The Hinode (Solar-B) Mission: An Overview,” *Solar Physics*, 243, 3-17, 2007.
- 2) 吉田憲正, 島田貞徳, 常田佐久, 一本潔, 原弘久, 二宮敬虔, 橋本樹明, 峯杉賢治, 坂尾太郎, 清水敏文: “「ひので」の指向精度要求とそれを実現したキー技術”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会 (札幌) 論文集 (日本航空宇宙学会), 3A03, 2007.
- 3) 橋本樹明, 坂井真一郎, 小倉直人, 藤原宏悦, 春名泰之: “「ひので」衛星における高精度姿勢”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会 (札幌) 論文集 (日本航空宇宙学会), 3A04, 2007.
- 4) Shimizu, T., Katsukawa, Y., Matsuzaki, K., Ichimoto, K., Kano, R., DeLuca, E.D., Lundquist, L.L., Weber, M.A., Tarbell, T.D., Shine, R.A., Soma, M., Tsuneta, S., Sakao, T., and Minesugi, K.: “Hinode Calibration for Precise Image Co-alignment between SOT and XRT (November 2006 - April 2007)”, *Publications of the Astronomical Society of Japan*, 59 (SP3), 845-852, 2007.
- 5) 津野克彦, 清水敏文, 紀伊恒男, 廣川英治: ASTRO-F 及び SOLAR-B 搭載超高精度太陽センサ, 第 45 回宇宙科学技術連合講演会論文集 (日本航空宇宙学会), 01-2A15, 2001.
- 6) Shimizu, T., Tarbell, T., Suematsu, Y., Kubo, M., Ichimoto, K., Katsukawa, Y., Miyashita, M., Noguchi, M., Nakagiri, M., Tsuneta, S., Elmore, D., Lites, B. and SOT team: “Estimate on SOT light level in flight with throughput measurements in SOT sun tests,” in *New Solar Physics with Solar-B Mission*, ASP Conference Series, Vol. 369, edited by Kazunari Shibata, Shin'ichi Nagata, Takashi Sakurai (San Francisco: Astronomical Society of the Pacific), 51-54, 2007.
- 7) 清水敏文, 津野克彦, 奥村徹, 久保雅仁, 廣川英治, 橋本樹明: “「ひので」衛星に搭載した超高精度太陽センサ (UFSS) の開発と性能”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会 (札幌) 論文集 (日本航空宇宙学会), 3A05, 2007.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-013

発行 平成 20 年 2 月 29 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL:<http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 プリントオフィスゼロ

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

© 2008 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、電子媒体に加工すること禁じます。

