

SUNRISE-3 大気球太陽観測実験: 偏光分光観測装置用スキャンミラー機構の開発

大場 崇義^{*1}, 清水 敏文^{*1}, 勝川 行雄^{*2}, 久保 雅仁^{*2}, 田村 友範^{*2}, 篠田 一也^{*2}, 納富 良文^{*2},
浦口 史寛^{*2}, 都築 俊宏^{*2}, 原 弘久^{*2}, 小出来 一秀^{*3}, SOLANKI Sami K.^{*4}, del TORO INIESTA J. C.^{*5}

SUNRISE-3 Balloon-borne Solar Observatory: Development of Scan Mirror Mechanism for Spectropolarimeter

OBA Takayoshi^{*1}, SHIMIZU Toshifumi^{*1}, KATSUKAWA Yukio^{*2}, KUBO Masahito^{*2}, TAMURA Tomonori^{*2},
SHINODA Kazuya^{*2}, NODOMI Yoshifumi^{*2}, URAGUCHI Fumihiko^{*2}, TSUZUKI Toshihiro^{*2}, HARA Hirohisa^{*2},
KODEKI Kazuhide^{*3}, SOLANKI Sami K.^{*4}, del TORO INIESTA J. C.^{*5}

ABSTRACT

The scan mirror mechanism (SMM) enables a slit-spectroscopic observation system to diagnose physical quantities of an astronomical object in the two spatial dimensions. The SCIP (Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter), onboard the international joint balloon project SUNRISE-3, adopts the slit-scan observation system to diagnose the physical quantities in the solar chromosphere precisely. Since magnetic elements in the chromosphere has broad spatial scales and they behave highly dynamic, the SMM needs to scan rapidly and widely with high accuracy. To meet such requirements, we have developed the SMM in which the mirror tilt is controlled by electro-magnetic actuators with sensing tilt by gap-based capacitance sensors. The optical measurements verified the performances required to the SMM; a wide scan range (larger than $\pm 1005^\circ$ in mechanical angle), high stability ($3\sigma < 1''$), and rapid response (shorter than 32msec). Thermal cycling tests and thermal vacuum tests have verified that the SMM achieves such performances in the thermal-vacuum environments expected in the balloon flight.

Keywords: Solar physics, Spectro-polarimetry, tip-tilt mechanism, accurate pointing

概要

スキャンミラー機構(SMM: Scan Mirror Mechanism)は、スリット分光観測によって2次元空間上に広がる天体の物理量を診断するために必要な技術である。国際共同大気球太陽観測実験「SUNRISE-3」に搭載する近赤外線偏光分光観測装置 SCIP(Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter)は、近赤外線の広い波長範囲をスリット分光することで、太陽彩層大気の高精度な物理量診断を目指している。彩層大気は、一つ一つの微細な磁場が広く空間構造を形成しており、かつダイナミックに変化するため、広視野を高精度・高速で走査するSMMが必須である。そこで、電磁吸引式アクチュエータおよび静電容量センサを内蔵し、クローズドループ制御によって高精度なミラー傾動制御を実現するSMMを開発した。光学試験によってSMMの性能を検証した結果、「広いスキャン範囲($\pm 1005^\circ$ 以上)・十分な安定度($3\sigma < 1''$)・早いステップ移動時間(32msecより早い)」を保有していることを実証した。さらに、気球フライト環境にて予想される低圧環境および低温/高温環境を模擬した熱サイクル試験および熱真空試験を実施し、問題なく要求性能を満たしていることを確認した。

* 2020年12月1日受付 (Received December 1, 2020)

^{*1} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*2} 自然科学研究機構国立天文台 (National Astronomical Observatory of Japan)

^{*3} 株式会社三菱電機 (Mitsubishi Electric Co., Ltd)

^{*4} Max-Planck-Institut für Sonnensystemforschung

^{*5} Instituto de Astrofísica de Andalucía

1. はじめに

天体の物理量(温度・速度場・磁場)を診断するためには、(偏光)分光観測によるスペクトル情報が必須である。スリット分光観測方式は、スリットに結像した光(空間 1 次元)を波長方向に分散させることでスペクトル情報を得る。そのため、2 次元空間に広がった天体のスペクトル情報を取得するためには、スリット面上におけるイメージの位置を移動させる機構が必要となる。スリット上流側の反射ミラーの角度を変化させることで、スリットを通過する 1 次元イメージの位置を変化させる役割を担うのが、スキャンミラー機構(SMM: Scan Mirror Mechanism)である。

本研究で開発している SMM は、2022 年に飛翔を計画している国際共同大気球太陽観測実験「SUNRISE-3」/近赤外線偏光分光観測装置 SCIP (Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter)に搭載するものである¹⁾。これまでに SUNRISE 実験は、2009 年²⁾および 2013 年³⁾に飛翔した実績を有しており、本実験にて 3 度目となる。ドイツ・スペイン・アメリカ・日本が共同で開発を進める国際プロジェクトとなる。口径 1m の大型望遠鏡を搭載し、高度 35-37km から大気ゆらぎの影響を受けない高解像度かつ高偏光精度の観測が可能である。気球は、スウェーデン/キルナの ESRANGE から放球され、大西洋を超えてカナダまで約一週間かけて飛翔する。SUNRISE-3 搭載観測機器の一つである SCIP は、日本が先導して開発している。SCIP はスリット分光器で太陽彩層の高精度な偏光分光観測を実現することを目指している。彩層は、一つ一つの微細な磁気要素がネットワーク構造を広く形成しており、かつ動的である。そのため、SCIP に搭載される SMM への要求は、「広視野を高精度・高速に走査する性能を保有すること」となる。さらに、本気球実験の飛翔環境下(低圧・高温/低温)において問題なくミラー制御を実施することも重要な観点である。

2. スキャンミラー機構(SMM)

2.1. 概要

SMM の構成機器は、SMM-TM (Tip-tilt Mirror)と、SMM-TM を駆動する電子回路である SMM-DRV(Driver)、および後述する静電容量センサのアンプである SMM-IF(Interface) からなる⁴⁾⁻⁷⁾。製造された SMM-TM、-IF、-DRV の外観を図 1 に示す。SMM の構成概要を図 2 に示す。PMU(Polarization Modulation Unit)は、SCIP に搭載される回転波長板であり、周期的に同期信号を SCIP 制御エレキ (SCIP-E, スペイン担当)へ送信する。SCIP-E が同期信号を受信した後、コマンド(角度指令値)を SMM-DRV に送信し、SMM-TM を駆動・制御する。SMM-IF は、SMM-TM に内蔵された静電容量センサの出力に対してアンプの役割を果たす。また、SMM-DRV は、温度・ミラー角度値・制御状態を含む HK (House-Keeping)データを SCIP-E に送信する。SMM-TM は、ドイツが製作を担当している光分配装置(主鏡・副鏡で集光された太陽光を各観測機器へ分配する装置)内に設置され、SCIP へ入射する光を傾ける。

SMM-TM の概念図を図 3 に示す。ミラー傾動方式の選定のため、圧電素子方式・ボイスコイル方式・電磁吸引方式のトレードオフ検討の結果、将来の科学衛星への搭載を見据えて「駆動範囲が広く、機械的強度が強い」という観点から電磁吸引方式を採用した。電磁吸引アクチュエータ(コイル)に流れる電流を制御することでミラー背面に設置された磁極板を吸引し、SMM-TM の 2 軸(θ_x , θ_y)の角度を制御する。ミラーの傾動角を検出するために、静電容量センサ(Lion Precision 製 CPL230)を内蔵している。「フレキシブルピボット(回転支持部)からセンサまでの距離」とセンサから検出される「ミラー・センサ間の距離」の関係から、ミラー傾動角を算出する。センサ検出値を用いて電磁吸引アクチュエータに流れる電流を制御することで、ミラー傾動制御の高精度化を実現している。ミラーは、フレキシブルピボットを回転軸に持つ 2 軸ジンバル上に設置されている。SCIP では、スリットに直交する方向である θ_y にスキャンさせるため、以下では θ_y 方向のスキャン性能を評価した。なお、フレキシブルピボットは、摺動部が無いことで摩擦を無視でき、機構による駆動分解能の制約が無くなることに利点がある。

ミラー保持機構は、国立天文台/先端技術センターにおいて設計・製作した。機構部の温度変化による鏡面の変形を抑えるため、スーパーインバ製板バネにミラーを接着する方式を設計している。試験

用平面鏡を用い、ミラーの保持パッドに接着したときの面精度変化が十分に小さいこと(<6nm [RMS])を確認している。なお、試験完了後にフライト用球面鏡に付け替える (図 1:上中)。

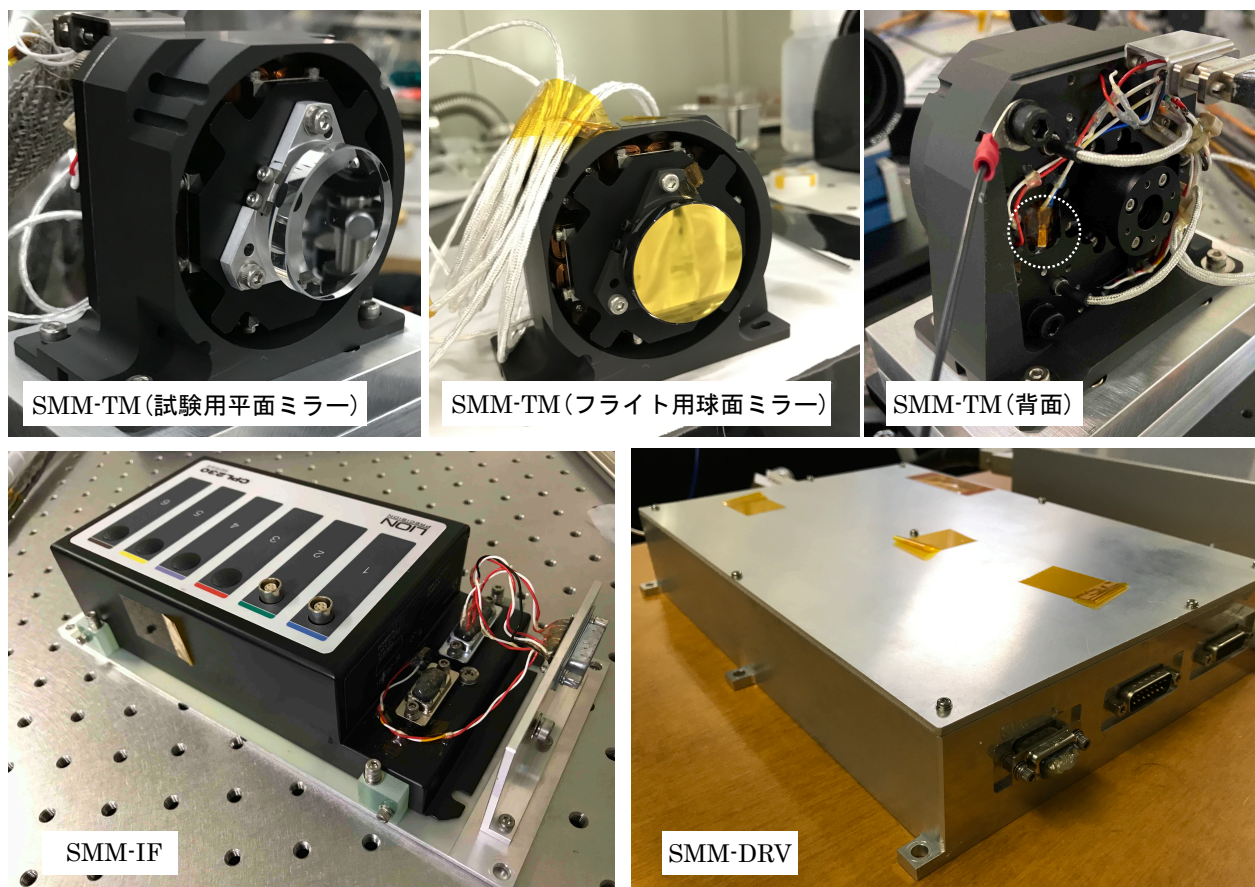


図 1. 上左:試験用平面ミラーを SMM-TM に取り付けた外観. 上中:フライト用球面ミラーを SMM-TM に取り付けた外観. 上右:SMM-TM の背面. 丸点線は、温度センサ(AD590)の取り付け箇所を表す. 下左:SMM-IF の外観. 下右:SMM-DRV の外観.

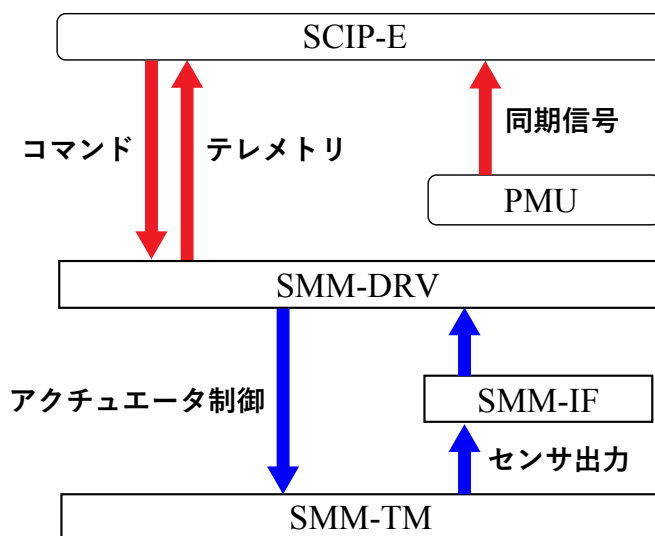


図 2. SMM の機器構成概要. 矢印の向きは、信号の方向を示す. 赤色はデジタル信号, 青色はアナログ信号を示す.

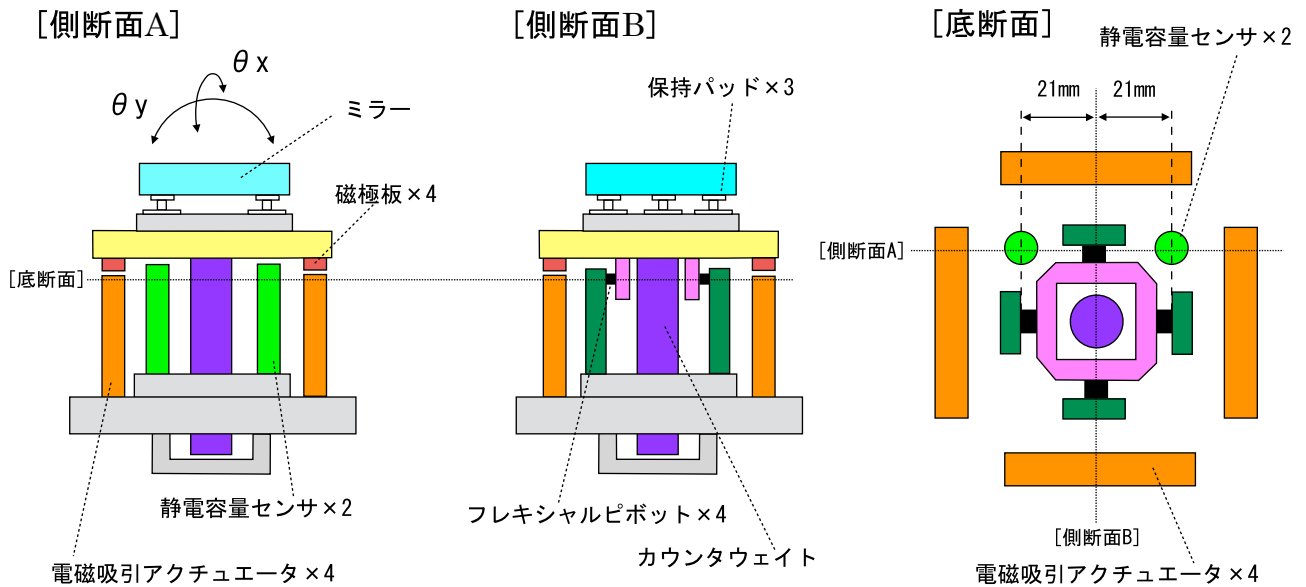


図3. SMM-TM 機構の概念図. 点線は、側断面 A・B と底断面を表す. X・Y 軸それぞれのプラス側・マイナス側に 2 つのアクチュエータが配置されており、それらの吸引力でミラー傾動を制御する. 2 つの静電容量センサによって、X・Y 軸の傾きを検出する. カウンタウェイトは、ミラーの荷重とバランスする役割を果たしている.

2.2. スキャン動作

スキャン動作時における SMM の制御概要を図 4 に示す. SMM-TM のミラー傾動は、PMU から 32msec 毎に送信される同期信号のタイミングで SCIP-E からコマンドが送信される. ミラー傾動のコマンドが送信されてから 32msec の間は、カメラは露光されない. ミラー傾動のコマンドが送信されて 32msec 後から、SCIP のカメラの露光が開始される. なお、HK データは 32msec 毎に SMM-DRV から SCIP-E に送信される. SMM-DRV と SCIP-E の間の通信は Serial Peripheral Interface(SPI)を採用している.

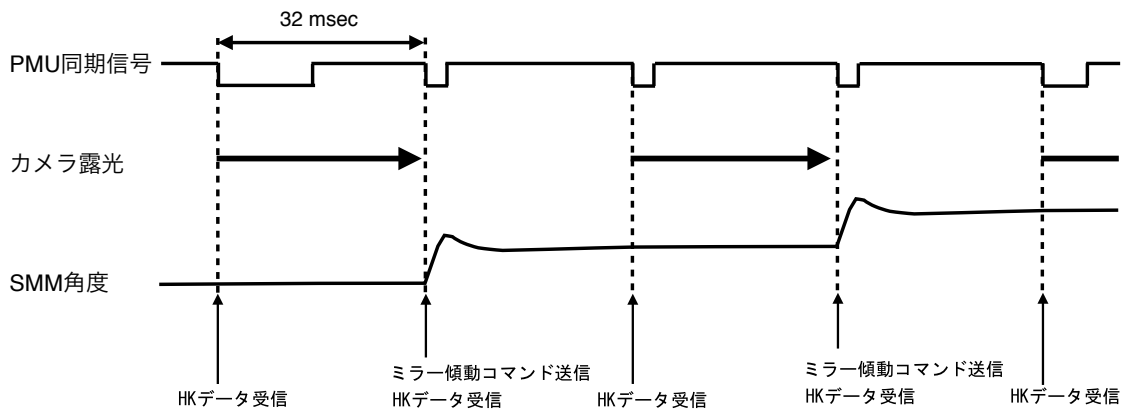


図4. SMM のスキャン動作概要.

2.3. 要求性能

SMM に対する要求性能を、表 1 に示した. ステップ分解能は、SCIP のスリット幅に対応する $0.0936''$ に設定した. 駆動レンジは、観測視野 $\pm 29''$ より十分広い $\pm 33''$ としている. 安定度は、SCIP が回折限界 ($0.2''$) を達成するために SMM に割り当てられた要求値である. 線形性 (0.2%) は、スキャン端 ($33''$) で 1 ステップ相当 ($0.0936''$) のズレに対応する値である ($0.0936''/33''=0.0028$). SMM の仕様

値となる機械角は、上述の角度(天空角)に対して SCIP の光学倍率を乗じたものである。応答時間(32msec)は、ミラー傾動のコマンドを SCIP-E が送信してからカメラの露光が開始するまでの時間(最短の場合)である(図 4)。保管温度および動作温度は、飛翔時に予想される温度環境範囲を包含している。なお、SMM-TM の固有振動数は 25Hz である。

表 1. SMM 要求性能

項目	仕様
ステップ角度	機械角: 2.857" (天空角: 0.0936")
駆動レンジ	機械角: ±1006" (天空角: ±33")
応答時間	<32 [msec]
安定度	機械角: 1" [3σ] (天空角: 0.035" [3σ])
線形性誤差	<0.2%
真空度	< 133 [Pa] (~1 [Torr])
保管温度	SMM-TM・SMM-IF: -10 ~ +50 [°C] SMM-DRV: -20 ~ +50 [°C]
動作温度	SMM-TM・SMM-IF: +10 ~ +45 [°C] SMM-DRV: 0 ~ +45 [°C]

静電容量センサの性能を表 2 に示す。距離の分解能は、8.01nm(3σ)である。回転中心と静電容量センサ中心間の距離は 21mm であるため(図 3:右)、三角比の関係からミラー角度値に換算すると、0.078"が得られる。これは、要求値(<1")と比べて十分に低い値である。また、線形性誤差は 0.04%であり、ミラー角度値としては 0.8"の残差に対応する。線形性誤差と残差の関係は後述する。

表 2. 静電容量センサの性能

項目	仕様
ノミナルギャップ	250 μm
レンジ	250 μm
分解能 (3σ)	8.01nm (=0.078")
線形性誤差(非線形性)	0.04% (=0.8")

3. 試験

3.1 基本性能試験

製造された SMM フライト機器が所定の要求性能(駆動レンジ・応答時間・安定度)を保有するか光学試験によって評価した。

3.1.1. 線形性

駆動レンジにおいてステップ角度が設計通りであるか検証するため、ミラー傾動角の線形性を評価した。ミラーの傾動角を測定するため、TRIOPTICS 社製電子式 LED オートコリメータ

(TAUS300-57)を用いた. SMM-TM とオートコリメータを光学定盤上に正対させて配置している(図5).

ミラーを1ステップ(2.857")毎に傾動させて全視野(±1005.66")を走査し,計705個の角度位置をオートコリメータによって測定した.図6に,「指令値・測定値の関係」および「残差(測定値-指令値)」を示す.線形性の評価項目として,線形係数を次式に定義する:

$$y_{fit} = a y_{command} + b \quad (1)$$

ここで, a は線形係数(フィッティング関数の傾き), $y_{command}$ は,SMM-TMのy軸方向の指令角度値, b は原点におけるオフセット値, y_{fit} は測定値に対するフィッティング関数である.また,線形性誤差 $e_{linearity\ error}$ を次式に定義する.

$$e_{linearity\ error} = \text{Max} \left(\frac{|y_{measured} - y_{fit}|}{1005.66 \times 2} \times 100 \right) \quad (2)$$

ここで, $y_{measured}$ は測定値を表す.線形性誤差の値は,「角度指令値のフルレンジ(2011.32")」に対する「線形フィッティング関数から,最も大きい残差の値」の比を意味する.測定値(図6:左)に対し,式(1)による線形関数でフィッティングしたところ, $a=1.0041$ および $b=0.91$ が得られた.この線形係数の値は,理想的なステップ間隔に対して0.41%広がったスキャンマップが得られることを意味している.また,残差値(図6:右)から,広い視野範囲(~500")にわたって非線形性(うねり)が現れている.式(2)によって線形性誤差を評価したところ0.08%となっており,要求値(0.2%)よりも低い値が得られている.

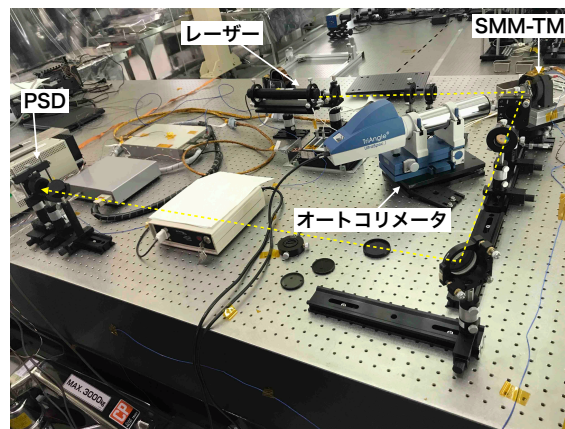


図5. 国立天文台先端技術センター/大クリーンルームにおける光学定盤上の試験機器コンフィギュレーション.

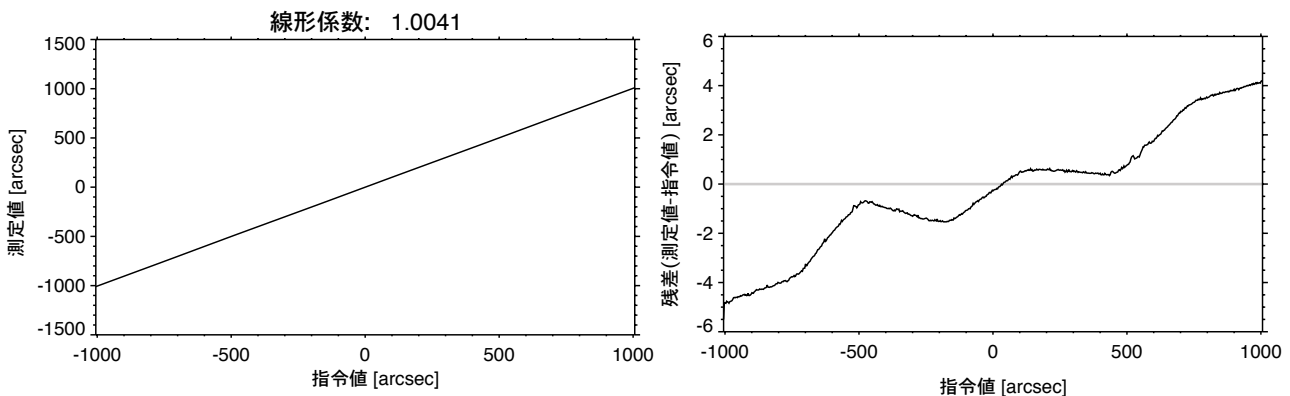


図6. 左)SMM-TMに与えたミラー角度の指令値に対する測定値. 右)測定値と指令値の残差.

さらに、実験室内の室温環境を変化させることで線形係数の温度依存性を測定したところ、SMM-TMの温度(図1:上右)と相関していることがわかった(図7)。高温ほどステップ間隔が広がり(線形係数:増加)、低温ほどステップ間隔が狭まる(線形係数:減少)ことがわかる。スキャン間隔の温度依存性は、SMM-TM機器の熱膨張と静電容量センサ出力の温度依存性が起因していると考えられる。なお、図7:左は、式(1)の b が0になるようにオフセット処理して表示している。さらに広い温度範囲(10°C~40°C)の測定は、熱真空試験において検証しているため、後述する。SMM-TM温度はフライト時においても同様に測定可能であるため、本試験結果から得られた「線形係数」・「SMM-TMの温度」の関係(図7:右)を用いることで、フライト後に観測データの線形係数を補正する後処理を検討している。なお、 $\theta_x \cdot \theta_y$ 間の干渉は十分に小さく、0.2%以下であることを確認している。

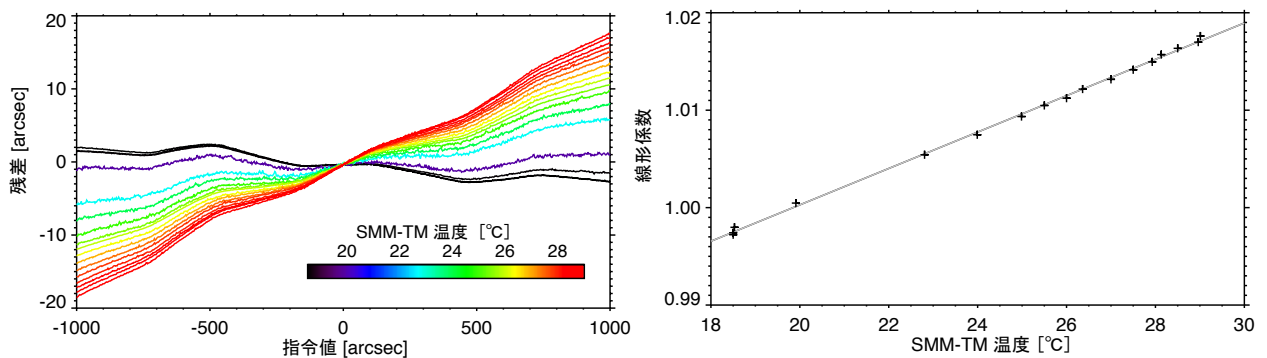


図7. 左)各温度における、指令値と残差の関係. 右)線形係数の温度依存性.

3.1.2. 安定度(ジッター)

SMM-TMの安定度の評価は、アフォーカル光学系によってミラーの傾動角を測定することで行った。(図8)。本光学系では、出射されたレーザー光がスペイシャルフィルタによって発散光となり、コリメートレンズを通過することで平行光となった後、SMM-TMにおいて反射され、結像レンズによって検出素子に集光する。検出素子には、浜松ホトニクス製PSD(Position Sensitive Detector: 位置検出素子)S1880を用いて実施した(表3)。PSDの信号は、0.1msecでサンプリングした。なお、レーザー光以外の環境光を取り除くため、PSDにバツフルを取り付け、試験時は暗室にして測定した。

原点[0", 0"]においてミラー角度のジッター量を測定した結果を図9に示す。X軸・Y軸方向の標準偏差を計算したところ、それぞれ0.10"・0.09"(3 σ)であることがわかった。これらの値は、要求値(3 σ <1")よりも1桁程度小さい値となっているため、ミラーを十分に安定して制御できている。また、ジッター量の視野依存性について同様に測定した結果を表4にまとめる。いずれも0.08"~0.10"に収まっており、要求値よりも十分に小さい値を達成している。一方、ジッター量は測定環境への依存が顕著に見られた。国立天文台/先端技術センターの試験コンフィギュレーション(図5)で測定した際、X軸・Y軸方向の標準偏差を計算したところ、それぞれ0.20", 0.27"(3 σ)となった。いずれにせよ、要求値(3 σ <1")を達成している安定度であったことを確認できている。

ミラー傾動の制御状態および無制御状態におけるHKデータの角度値を図10に示す。無制御状態においては、ミラー角度は原点[0", 0"]からオフセットしており、ジッター量は0.93"・1.88"(3 σ)となっている。一方、制御状態においては、ミラー角度は原点[0", 0"]に収束している。ジッター量は0.13"・0.14"(3 σ)となっており、高精度に制御できている。

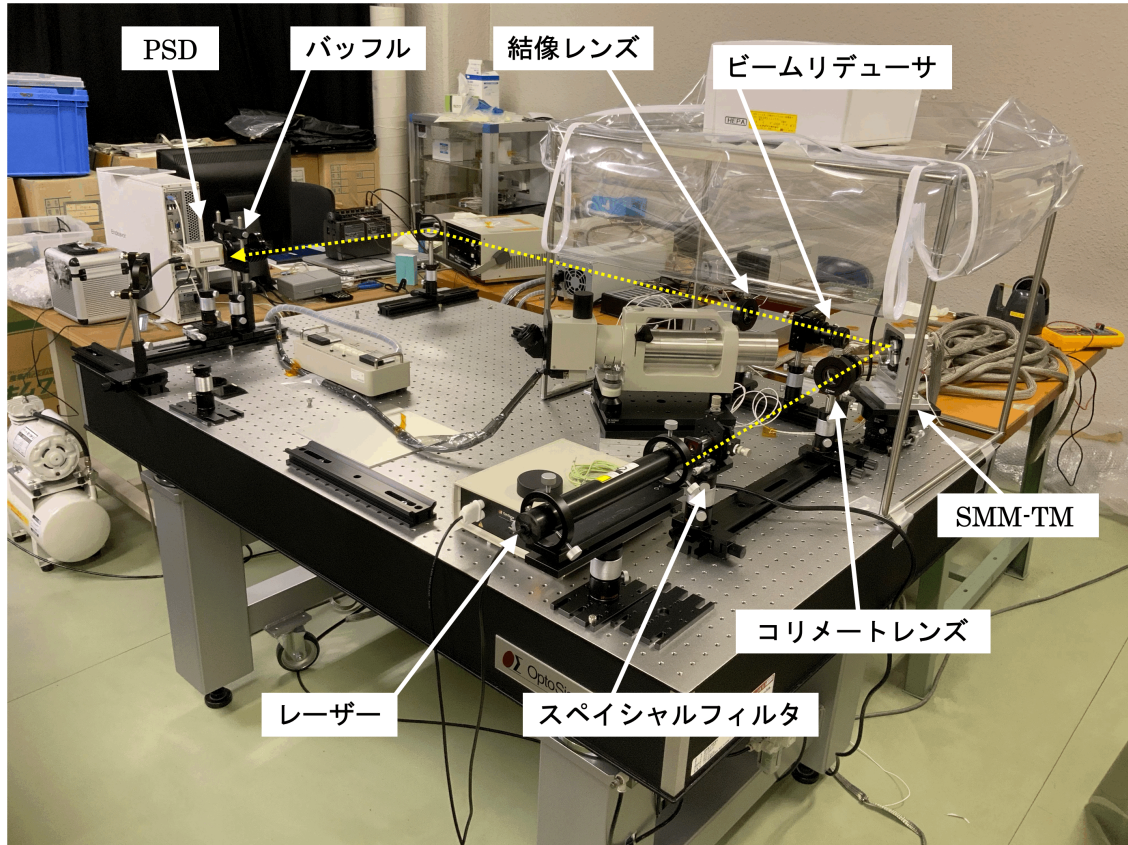


図 8. 宇宙科学研究所/先端科学実験棟におけるジッター量・ステップ応答時間測定試験環境.

表 3. ジッター量・ステップ応答時間測定試験

項目	仕様
場所	宇宙科学研究所/先端科学実験棟
測定機器	PSD (浜松ホトニクス製:S1880)
真空度	常圧

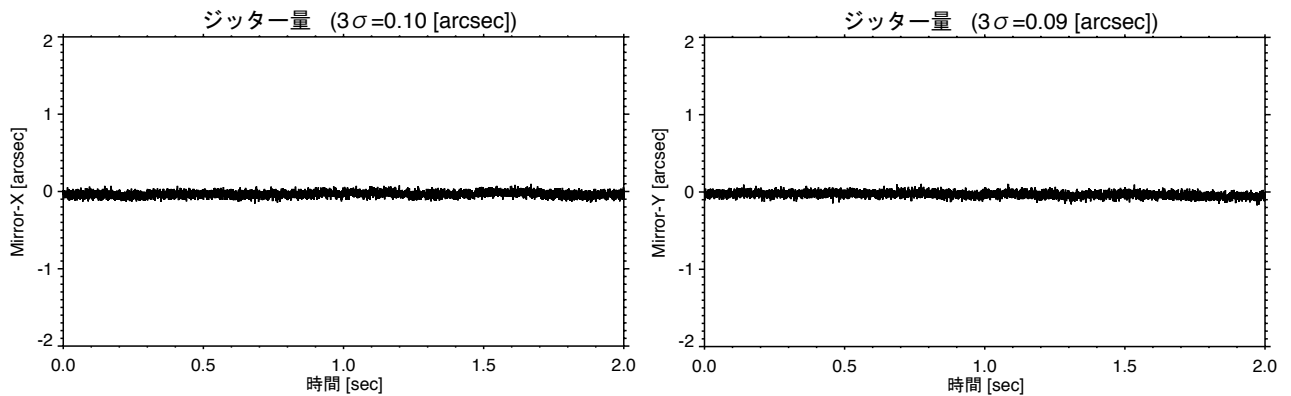


図 9. SMM-TM の制御安定度. 左) X 軸方向の角度安定度. 右) Y 軸方向の角度安定度.

表 4. ジッター量(3 σ)の視野依存性. 左/右の数字は, それぞれ θ_x/θ_y 方向のジッター量である.

	$\theta_x = -201''$	$\theta_x = 0''$	$\theta_x = +201''$
$\theta_y = +793''$	0.10", 0.08"	0.09", 0.09"	0.09", 0.09"
$\theta_y = 0''$	0.09", 0.09"	0.10", 0.09"	0.08", 0.09"
$\theta_y = -793''$	0.09", 0.09"	0.09", 0.09"	0.09", 0.09"

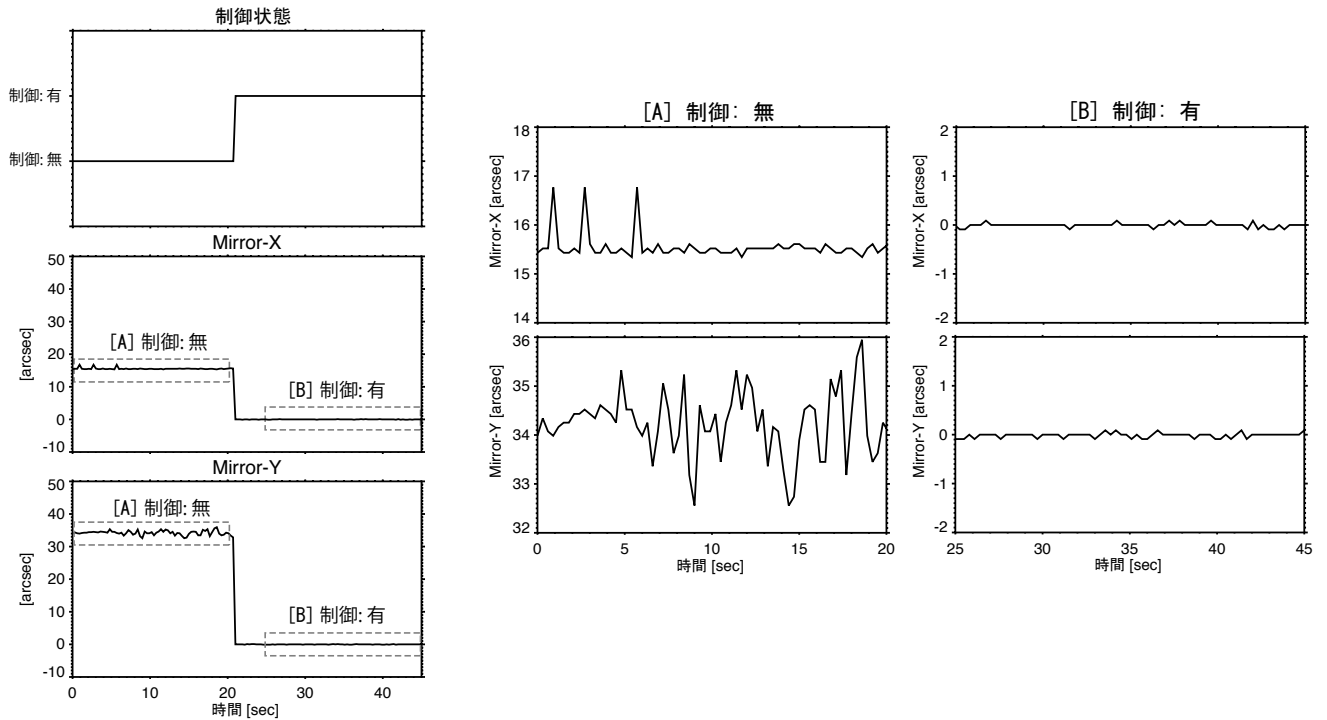


図 10. SMM-TM の制御/無制御状態における X・Y 軸方向のミラー角度値.

3.1.3. ステップ応答時間

ステップ応答時間の評価は, 安定度試験と同様のコンフィギュレーションで実施した(図 8). スキャン動作を実施し, ステップ移動時間を測定した結果を図 11 に示す. ミラー傾動を開始してからおよそ 3msec 経過した後にオーバーシュートの極大値となり, ミラー傾動を開始してから 10msec 程度でアンダーシュートの極小値となった後, 目標角度値に向かって徐々に収束している. ミラー傾動を開始して 32msec 後から露光されるため(図 4), それまでにミラー角度が目標角度において収束している必要がある. 本解析においては, 1 ステップ(2.857")のミラー傾動に要した時間を, 「2.757"に到達した時間」と定義した. この定義は, 角度位置の測定誤差によって「目標角度値への到達時間」に時間誤差が生じる影響を抑えるために, 目標角度より 0.1"小さい値を設定している. 0.1"は, 安定度測定で得られたミラー角度のジッター量(3 σ)に対応している. 解析の結果, 26.1msec となった. 要求値(32msec)よりも小さい値となっており, 露光開始までにミラー傾動を終えて収束していることを実証している.

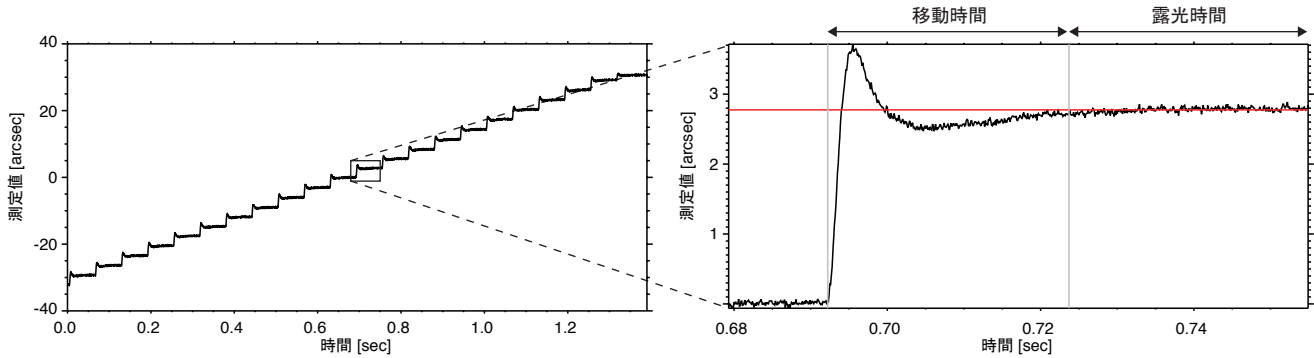


図 11. 視野中心における SMM-TM の応答. 左) スキャン時における角度測定値. 右) ステップにおけるミラー角度の応答. 左側の灰色縦線: ステップ移動の開始時刻. 右側の灰色縦線: ステップ移動の要求時間 (32[msec]). 赤色の横線: 目標到達角度.

また, ステップ応答時間の視野依存性を調べた. 両視野端(-796", +762")において, 同様に解析した結果を図 12 に示す. -側の視野端(図 12: 左)では, 視野中心よりも収束時間が短く, 21.6msec となった. +側の視野端(図 12: 右)では, 視野中心よりも収束時間が長く, 27.3msec となった. この結果から, 視野の+側に向かうほど, 収束時間が長くなる傾向が得られた. 収束時間の差が生じた理由については, 4つの電磁吸引アクチュエータ・磁極板間の各距離がわずかに異なることで, ミラー駆動時の吸引力に差が生じることが原因と考えている. いずれのケースにおいても, 要求値である 32msec を下回る収束時間を達成できている. なお, 目標到達角度は静電容量センサで制御されるため, 上述した吸引力のばらつきの影響は無い.

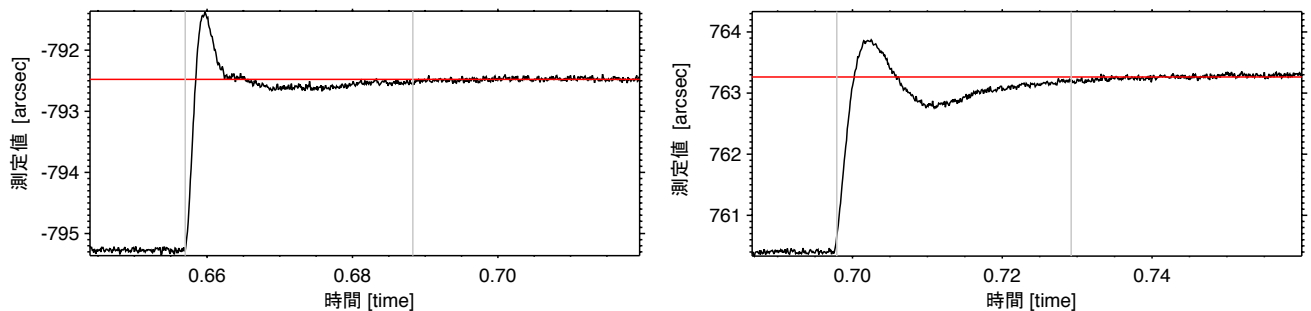


図 12. 視野端における SMM-TM の応答時間. 左) ミラー角度値 (Y 軸) が -796" における応答速度の例. 右) ミラー角度値 (Y 軸) が +762" における応答速度の例. 左側の灰色縦線: ステップ移動の開始時刻. 右側の灰色縦線: ステップ移動の要求時間 (32[msec]). 赤色の横線: 目標到達角度.

3.1.4. 同期制御試験

SMM-TM のミラー傾動のタイミングは, SCIP に搭載される PMU からの同期信号によって制御されている (図 4). PMU の同期信号を SCIP-E が受信し, その後, SCIP-E が SMM-DRV へミラー駆動コマンドを送信する. そのため, PMU の同期信号から, SMM-TM になるべく早くにミラー傾動を開始する必要がある. 本試験は, 上述した「遅れ時間(ミラー駆動の信号を受け取ってからミラー傾動が始まるまでの時間)」の測定を目的とする. 遅れ時間の要求値は, 32msec 以内にミラー移動が収束する必要があるため, ミラー移動に必要な時間(27msec)を差し引いた値である 5msec とした.

PMU から発せられる同期信号ラインの電圧値をデータロガー(GL980)に取り込み, PSD からのミラー角度の出力値を同じデータロガーに記録することで, 取得データの時刻情報を揃えた. データ

ロガーの出力サンプリングは、0.1msecに設定した。スキャン動作を実施し、得られた同期信号およびミラー角度値(Y軸)を図13に示す。図13の時刻は、同期信号ラインにおいてミラー駆動の信号を受け取った時間を0[msec]としている。遅れ時間の定義は、「0msec前におけるミラー角度の平均値・標準偏差値に対し、 3σ 以上ミラーが傾動した時間」とした。図13の例では、0.6msecとなっている(赤破線)。同様に他22例解析したところ、遅れ時間は 0.52 ± 0.13 [msec]となった。要求値(<5msec)に対し、十分に短い時間でSMMが応答していることを実証している。

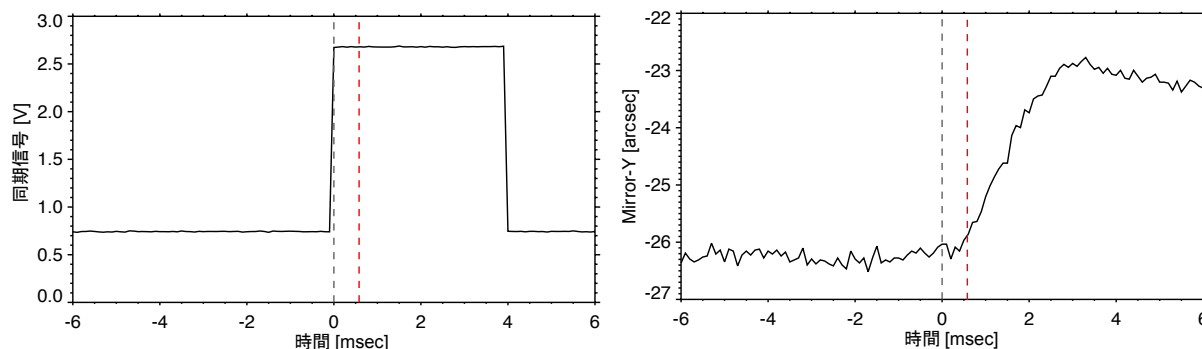


図 13. 左)PMU から伝達された同期信号. 右)Y 軸方向のミラー角度. 黒破線:同期信号ラインにおいて、ミラー駆動コマンドを受け取った時間. 赤破線:ミラー駆動が始まった時間.

3.2. 熱サイクル試験

大気球によるフライト環境では、温度変動から生じる熱負荷が機器不良の原因となる可能性がある。製造されたフライト機器が、動作不良を生じることなく機能できるかを検証した。国立天文台/先端技術センターにおいてSMMを恒温槽内に設置し(図14)、常圧環境下において温度変動負荷を与えた。なお、SMM-DRV とSMM-TM・SMM-IFで保管・動作温度が異なるため(表1)、別々に実施した。1日目に2サイクル実施し、2日目に3サイクル実施し、合計5サイクルを実施した(図15)。SMM-DRVに対する温度負荷の上限・下限温度には、 50°C ・ -20°C を与えた。SMM-TM・SMM-IFに対する温度負荷の上限・下限温度には、 50°C ・ -10°C を与えた。負荷後、各SMM機器の動作上限温度および下限温度において、電源投入およびミラー傾動・スキャン動作を実施した。取得したHKデータから、動作不良を起こすことなく指定角度値にミラーを駆動できており、指定角度範囲をスキャンできていることを確認した。



図 14. 左)恒温槽内に SMM-DRV を設置している様子. 右)恒温槽内に SMM-TM・SMM-IF を設置している様子.

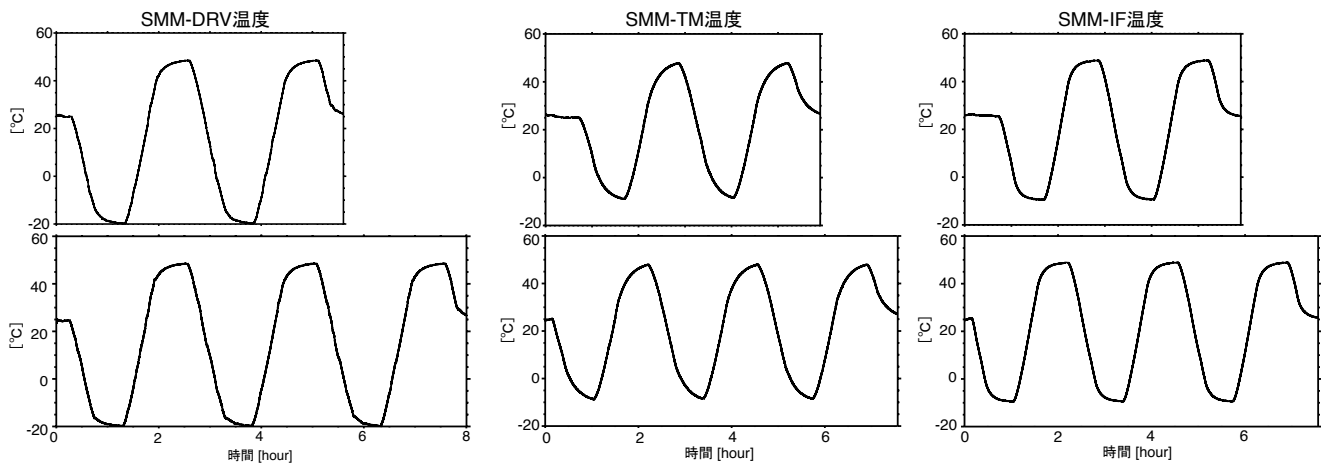


図15. SMM-DRV, SMM-TM・SMM-IFに与えた温度負荷. 温度は, 各筐体に取り付けた熱電対で測定している.

3.3. 熱真空試験

フライト時に予想される「真空および低温・高温環境」において, SMMの静電容量センサを用いたミラー制御(ステップ角度・ジッター量)の性能が変化しないことを実証する. 特に低温環境における評価試験は, 大気圧環境下では結露の懸念があるため, 真空環境下で実施する必要がある. SMM機器を真空チャンバ内に配置し, 真空状態($<10^{-2}$ Pa)を維持した(図16). さらに, 真空チャンバ内のシュラウドの温度制御により10-40°Cの様々な温度環境を設定した. 各温度においてSMMの電源投入およびスキャン動作を実施したところ, 動作不良を起こすことなく機能していることを確認できた. また, 真空環境下におけるステップ角度の性能が変化しないことを確認するため, 各温度において線形係数を測定した. SMM-TMのミラー角度を測定するため, チャンバに取り付けたビューポートを介し, 光電式二軸オートコリメータ(ニコン社製PA102)をSMM-TMに正対するように配置した. 測定結果を図17に示す. いずれの温度帯においても常圧環境下(図7)と同程度の線形係数となっており, 真空環境下においても同じ性能を保有している. なお, 本試験に使用したオートコリメータによる測定では, 狭視野かつ離散的な角度値を記録していたため, 常圧環境下(図7)における線形係数と値がわずかに異なるが, 整合している. 一方, ジッター量は, HKデータの角度値から計算し, 10-40°Cにおいて $0.5''(3\sigma)$ 以下であることを確認できている. 基本性能試験において測定したジッター量と比較すると大きくなっているが, これはチャンバ内で光学定盤上に設置されていないことで外乱による揺れの影響を大きく受けていたためと考える. なお, 複数の試験環境および測定機器を用いてジッター量を評価した結果を表5にまとめている.

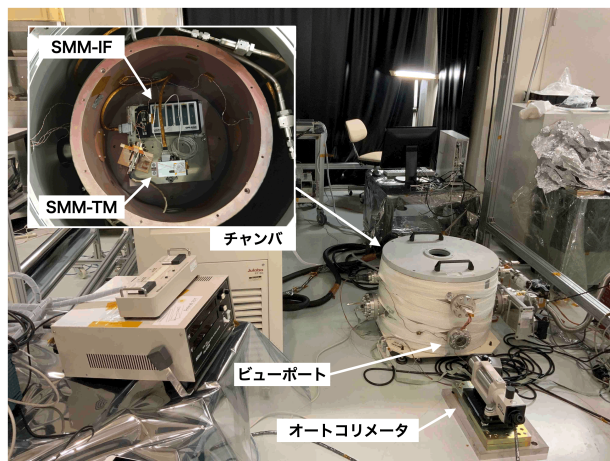


図 16. 熱真空試験環境. チャンバ内に SMM 機器を配置している.

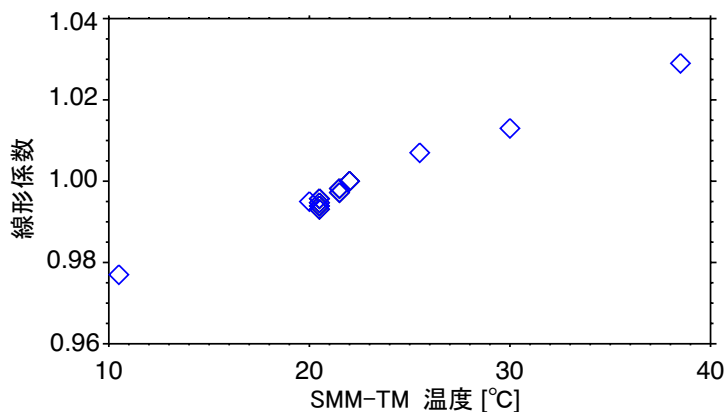


図 17. 真空環境下における SMM-TM の温度に対する線形係数の変化.

表5. 原点[0", 0"]におけるジッター量(3σ)の試験環境依存性.

		熱真空試験(真空チャンバ内)					基本性能試験(光学定盤上)	
		10°C	20°C	25°C	30°C	40°C	ISAS	NAOJ
HK	θ_x	0.21"	0.12"	0.30"	0.15"	0.15"	0.11"	0.13"
	θ_y	0.15"	0.41"	0.18"	0.26"	0.28"	0.13"	0.14"
PSD	θ_x	—	—	—	—	—	0.10"	0.20"
	θ_y	—	—	—	—	—	0.09"	0.27"

4. おわりに

本研究で実施した光学試験・熱サイクル試験・熱真空試験・同期制御試験により、製造されたSMMが大気球環境下においても要求性能を満たしていることを実証した。SUNRISE-3/SCIPによる高精度なスリット偏光分光観測が十分に実現できる性能を保有している。

研究開発している本スキャンミラー機構の技術要素は、「SUNRISE-3/SCIP」だけでなく、2020年代中頃に打ち上げを目指している次期太陽観測衛星「Solar-C(EUVST)」における極端紫外線のスリット分光観測にも必要である。太陽観測に限らず、他の宇宙科学ミッションへの応用も可能な技術開発である。

謝辞

本実験は、自然科学研究機構国立天文台・先端技術センター大クリーンルーム内の光学定盤・真空チャンバー・恒温槽などを用いて行いました。本研究は、自然科学研究機構国立天文台研究交流委員会より共同開発研究経費(代表:大場), 科学研究費補助金基盤研究(S)「気球太陽望遠鏡による精密偏光観測：恒星大気における磁気エネルギー変換の現場に迫る」(課題番号18H05234)」(代表:勝川), JAXA/ISAS小規模太陽観測プログラムの助成を受けています。

参考文献

- 1) 勝川行雄他：国際気球太陽観測実験 SUNRISE-3, 大気球シンポジウム: 2019年度, isas19-sbs-028, 2019
- 2) Barthol et al., “The Sunrise Mission,” *Solar Physics*, 268, 1, 2011
- 3) Solanki et al., “The Second Flight of the SUNRISE Balloon-borne Solar Observatory: Overview of Instrument Updates, the Flight, the Data, and First Results”, the *Astrophysical journal supplements Series*, 229:2, 2017
- 4) 小出来一秀他：次期太陽観測衛星用スキャンミラーの試作, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 3J16, 2016.
- 5) 小出来一秀他：気球搭載太陽観測装置用スキャンミラーの開発, 第62回宇宙科学技術連合講演会, 1G14, 2018.
- 6) 小出来一秀他：気球搭載太陽観測装置用スキャンミラーの性能評価, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 1P02, 2019.
- 7) 大場崇義他：気球搭載太陽観測装置のサイエンス実現に向けたスキャンミラー機構の性能評価, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 1P03, 2019.