

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

高精度宇宙望遠鏡用直動機構の開発： 真空環境下での多数回駆動性能評価

大場 崇義, 西塚 直人, 渡邊 恭子, Kyoung-Sun Lee, 飯田 佑輔,
田島 崇男, 中山 聡, 清水 敏文

2015年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

高精度宇宙望遠鏡用直動機構の開発：真空環境下での多数回駆動性能評価

大場 崇義^{*1}, 西塚 直人^{*2*3}, 渡邊 恭子^{*4*5}, Kyoung-Sun Lee^{*2}, 飯田 佑輔^{*2},
田島 崇男^{*6}, 中山 聡^{*6}, 清水 敏文^{*2*7}

Development of Linear Motion Mechanism for High-Precision Space Telescopes: Performance Assessment with a Large Number of Operations in Vacuum Environments

Takayoshi Oba^{*1}, Naoto Nishizuka^{*2*3}, Kyoko Watanabe^{*4*5}, Kyoung-Sun Lee^{*2}, Yusuke Iida^{*2},
Takao Tajima^{*6}, Satoshi Nakayama^{*6}, Toshifumi Shimizu^{*2*7}

Abstract

Large-aperture space telescopes for high-precision astronomical measurements with high spatial resolution performance may require a linear motion mechanism for optimizing the focus of images on their focal plane detectors. The solar UV-Visible-near IR telescope (SUVIT) for the next generation solar observing mission (Solar-C) currently under feasibility study requires focus adjusting mechanisms for each of its focal plane instruments. For achieving 0.1 arcsec or better spatial resolution with about 1.4 m diameter aperture of the telescope, we have been newly developing a linear motion mechanism, called the focus mechanism assembly (FMA). High reliability performance with a large number of operations is required for the FMA as one of the mission critical components in the telescope, and the verification of the performance at the early phase of the mission development is essential for defining the telescope system design. With developing a proto-type mechanism, we tested the performance under vacuum environments and confirmed over 1x10⁵ cycles of the back-and-forth motion in two different strokes. The confirmed number of operations is at least 5 times larger than the number of operations assumed on orbit.

Key Words: linear motion mechanism, reliability, space-borne telescopes, Solar-C

概要

高精度の天文観測を行う高解像度の大口徑宇宙望遠鏡にとって、焦点面検出器上の観測像に最適なピントを合わせるための直動機構が必須である。現在検討中の次世代太陽観測衛星 (Solar-C) に搭載される光学磁場診断望遠鏡 (SUVIT) についても、各焦点面観測装置に焦点調節機構が必要である。この望遠鏡 (口径～1.4m) が0.1秒角もしくはそれ以上の解像度を達成できるように、我々は焦点調節機構 (FMA) と呼ばれる直動機構の国内開発研究の新規化を進めてきた。FMAは望遠鏡の性能実現において極めて重要な部品の一つであり、長寿命・高信頼性が求められる。望遠鏡のシステム設計に対しても、ミッション開発の初期段階において長寿命性能の検証を行い、FMA開発の目処を立てておくことは不可欠である。そこで、FMAの試作品を開発し、真空環境下にて長寿命性能の検証を行った。2種類の駆動レンジに対して前後への往復運動を10万回以上問題なく行えることを確認した。この達成した駆動回数は、ミッション期間中に軌道上で想定される駆動回数の5倍以上に相当する。

^{*1} 総合研究大学院大学 物理科学研究科 宇宙科学専攻
(The Graduate University for Advanced Studies, School of Physical Sciences, Space and Astronautical Science)

^{*2} 宇宙科学研究所 太陽系科学研究系
(Department of Solar System Sciences, Institute of Space and Astronautical Science)

^{*3} 現在 (独) 情報通信研究機構
(National Institute of Information and Communications Technology)

^{*4} 宇宙科学研究所 SOLAR-B プロジェクトチーム
(SOLAR-B Project Team, Institute of Space and Astronautical Science)

^{*5} 日本学術振興会特別研究員
(Research Fellow of the Japan Society for the Promotion of Science)

^{*6} 三菱プレシジョン株式会社
(Mitsubishi Precision Co., LTD)

^{*7} Email: shimizu@solar.isas.jaxa.jp

1. はじめに

近年、人工衛星からの宇宙観測では、光学素子（レンズやフィルタなど）の回転機構や直動機構が、観測望遠鏡やその焦点観測装置で必須になってきている。中でも、素子の直線的な移動を実現する直動機構は、結像性能を追求する宇宙望遠鏡にとっては特に重要である。2006年9月に打上げられた科学衛星「ひので」(Solar-B)¹⁾に搭載された可視光磁場望遠鏡(SOT)²⁻⁵⁾は、0.2-0.3"という高解像度の太陽観測を世界で初めて軌道上で実現させた。この望遠鏡(口径50cm)で回折限界性能を実現するために、日本が開発した望遠鏡は副鏡の位置調整・焦点調節を行う機構を持たない代わりに、NASA/ロッキードマーチン研究所が開発担当した焦点観測装置の内部に結像レンズを移動させる焦点調節機構を持つ設計方針を採用した。

一方、2020年代前半の飛翔を目指して検討を進めている次世代太陽観測衛星「Solar-C」⁶⁾は、「ひので」による科学研究発展を踏まえ、太陽コロナの加熱・ダイナミクスの物理的根源を探り、また宇宙環境に多大な影響を与える太陽面爆発(フレアやコロナ質量放出 CME)のトリガー機構を観測的に特定することを目指して、世界で初めてとなる高精度偏光計測による彩層磁場観測および0.1"以下の空間分解をもつ超高解像度の観測を行う。その観測を実現するのが、口径約1.4mの大型望遠鏡～光学磁場診断望遠鏡(SUVIT)～である⁷⁾。概念検討の結果、「ひので」の設計思想と同様に、望遠鏡内部には副鏡の位置調整・焦点調節を行う精密機構は持たず、焦点面観測装置内で結像レンズ位置をフォーカス方向に微調整する直動機構を持つ設計方針をベースラインにした。複数ある焦点面観測装置の一つを日本で開発することを計画しており、そのために必須となる焦点調節機構(FMA; Focus Mechanism Assembly)⁸⁾の研究開発を日本国内メーカと共同で進めてきた。

FMAは、望遠鏡の高解像度の実現には不可欠である。一方で、駆動機構は、軌道上で動作不良を起こした場合、ミッションに致命傷を与えるため、駆動動作の信頼性を追求することは研究開発において重要な観点である。本論文では、机上検討に基づいて製作した試作品について、ミッション期間中に宇宙空間で正常に駆動できるかを検証した評価試験の結果を報告する。試験では、真空環境下にて多数回の動作を行うことで、寿命性能を評価した(第3節)。モータがFMAに加える回転運動(トルク)を測定す

ることで、劣化・動作不良のシグナルを捉える。第4節にトルク値データの解析方法を示し、第5節に結果を示す。最後に第6節にて、1)ミッションで想定する動作回数を支障なく駆動できること、2)性能劣化の有無について評価を行い、結論を最終節にまとめる。

2. 焦点調節機構(FMA)

FMAの基本的仕組みは、概念検討でのトレードオフ評価に基づき、ボールねじを用いた直動機構の方式にした。2012-2013年度に駆動動作の信頼性確保上クリティカルになりうる部位を評価することを目的とした試作品(図1)を開発した。詳細な性能仕様は文献8にまとめられている。クリティカルな部位は、ボールねじおよびその潤滑方式、およびベローズである。

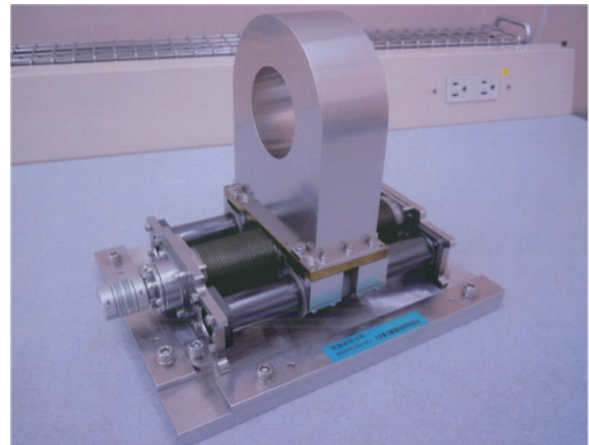


図1. 焦点調節機構試作品。駆動試験では、直動機構の移動台上には結像レンズに見立てたアルミダミーを搭載した。

ボールねじは、ステッピングモータによって与えられる回転運動を直動運動に変換する。レンズを搭載した移動台が移動し、レンズの位置を動かす。使用するボールねじは、KSS社製のリードピッチ3mm、シャフト径10mm・長さ136mmの製品を選定した(図2)。ただし、特別な仕様として、ボールねじに使われる潤滑剤は、近年光学汚染感度が高い部位付近でも使用されつつあるMAC系基油(シクロペンタン油)をベースとしたグリース潤滑剤(スペースルブMU、共同油脂製)にした。このグリース潤滑剤は、低蒸気圧のシクロペンタン油に増ちょう剤を加えた真空潤滑用グリースで、近年の宇宙機器で使用が増えている。過去に宇宙機器で使われた国内開発のボールねじで

は、二硫化モリブデンコーティングによる固体潤滑が使用されている⁹⁾。一方、Solar-C 望遠鏡において、潤滑剤はミッション上クリティカルな機能を担う部位で使用されるのみならず、次に述べるように駆動回数が従来の宇宙機器に比べて非常に多くなるため、駆動の信頼性を確実に確保するためにグリース潤滑剤を選定した。選定したグリース潤滑剤に対してアウトガス評価試験¹⁰⁻¹¹⁾も行われており、懸念されているアウトガスの光学素子への吸着量の低減化を進めている。試験結果より、適切なアウトガス対策の設計を施せば光学汚染に感度がある望遠鏡でも使用できるという結果が得られている。



図 2. ボールねじ

焦点調節機構の場合、ボールねじのシャフト部のグリースは塗布面が剥き出しになっており、そこからのアウトガスによる光学汚染が懸念となる。実験によると、ベーキングによってグリースからのアウトガスは小さくできるが、ボールねじの走行によってアウトガスの発生が多くなる¹²⁾。そのため、ボールねじ部からのアウトガスが望遠鏡内部に飛散するのを防止するために、ボールねじを覆うように伸縮性のある金属溶接ペローズを取りつけた(図 1)。ボールねじの両側には、主に打上げ時にかかる荷重を受けるためのガイドを持つ。ガイドの表面には DLC (Diamond-Like Carbon) コーティングを施し、また摺動部は PTFE 系部材(ベアラー FL3000)を用いて、非常に滑らかな動作を可能にした。

3. 試験概要

a. 試験方法

真空環境における駆動試験で用いる装置の仕組みの概略を図 3 に示す。真空外(チャンバ外)に置いた一般のステッピングモータによる回転を、磁性流体シ

ールを介してチャンバ内に設置した FMA に伝達させている。図 4 が小型真空チャンバに設置した試験装置の外観であり、図 5 は真空側に設置された FMA である。トルクは、ひずみゲージを備えたトルクメータを駆動モータと磁性流体シールの間のシャフトに取り付けて計測した。モータ・トルクメータ・磁気流体シール・FMA の回転軸のミスアライメントによる影響を防ぐために、カップリングを用いて接続している。

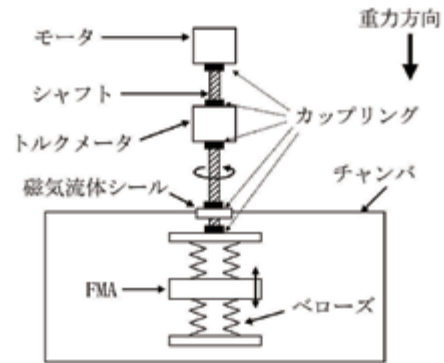


図 3. 駆動試験で用いた試験装置の概略

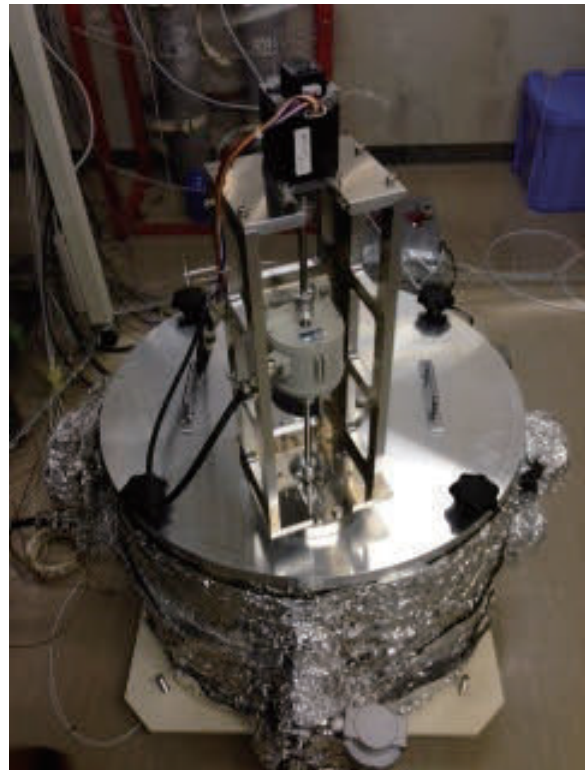


図 4. 真空チャンバ外観。上蓋にポートを設け、焦点調節機構をチャンバ外部から駆動するモータおよびトルクメータを槽治具に設置。

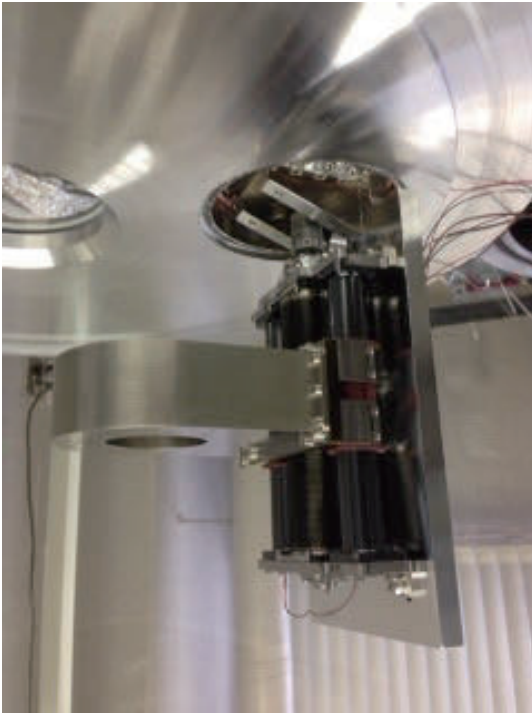


図5. 真空チャンバ上蓋の真空側. FMA を治具で上蓋に固定し, 磁性流体シール経由での回転運動を FMA に与える.

トルクメータの出力は, ブリッジ回路を用いて計測した. 計測電圧からトルクに変換する係数は, トルクメータとブリッジ回路の設定により 0.200 N m/V である.

試験で用いた駆動モータはステッピングモータであり, ソフトウェアにより制御した. FMA を規定の長さだけ移動させるのに必要な軸回転の量は, ステッピングモータに与える駆動パルス数の設定で与える. 実際の飛行では FMA が行う移動は様々なパターンでの移動となるはずであるが, 本試験では単純化して, 図6のような往復運動の繰り返しで実施した. 往復運動の1つのサイクルに対して4種類の駆動モードを定義した: (0) モータ側の位置にて停止した状態 ([FIX]と呼ぶ), (1) 鉛直上向きに向けて, 規定した移動量だけ移動 [TO FLOAT], (2) 下端に到達した位置で停止した状態 [FLOAT], (3) 鉛直下向きに向けて, 規定した移動量だけ移動 [TO FIX]. これらの(0)-(3)のサイクルを1往復運動として繰り返し動作を与えた.

本試験で用いた小型真空チャンバ(図4)は, 内径60cmの円筒形で, 上面が上蓋となっている. ボールねじのねじに対する重力影響の等方性を保つために, FMA のフォーカス方向(駆動方向)を鉛直方向になるようにした. そのために, 上蓋に真空ポートを設け,

試験装置・FMA を取り付けた. 排気系は側面のポートの一つに接続され, 10^{-6} torr 以下の高真空環境が実現できる. 試験中の環境について把握するため, チャンバ内の真空度と温度も記録した. 熱電対による温度計測はFMA 構体およびチャンバ内計4箇所で行った.

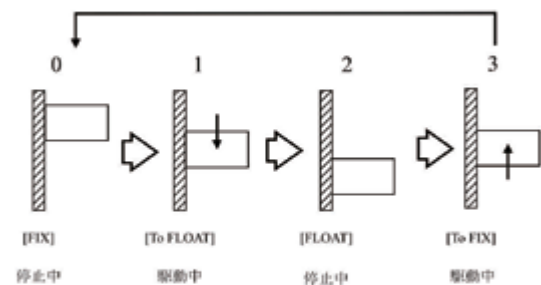


図6. 往復運動の駆動モード定義. 動作は $0 \rightarrow 1 \rightarrow 2 \rightarrow 3$ の順に行われ, これを1往復運動として繰り返す.

b. 試験条件

FMA の軌道上で想定される動作回数は, 「ひので」可視光磁場望遠鏡の軌道上運用実績をベースに設定した. 「ひので」の場合, 一日に数回から最大10回程度焦点調整を行っている. 調整は主に観測対象の変更ごとに行われる. 観測対象が太陽面内か太陽リムかの違いで望遠鏡に入射する熱量が変化し, その結果発生する熱変形が焦点位置の微小な変化を生むからである. Solar-C の場合もほぼ同様であると考え, 多めの調整頻度として1日あたり20回と仮定すると, 3年間のミッションで 2×10^4 回調整が行われることになる.

試験は, まず2万回の連続動作を行った. 問題が見られなかったので, 実力を見るためにその5倍の回数となる10万回程度の連続動作をさらに行った. また, 次の2種類の駆動レンジに対して行った.

1) FMA の可動全域である $\pm 30 \text{ mm}$ の範囲

2) FMA の微小距離移動の $\pm 2 \text{ mm}$ の範囲

軌道上での望遠鏡の焦点距離調節の大部分は, FMA でレンズ位置を小距離だけ移動させるものである. それを模擬するものが, $\pm 2 \text{ mm}$ の範囲を動かすショートレンジ試験である. ショートレンジの移動では, ボールねじのボールの回転量は少ないため, 多

数回の動作によって徐々に潤滑グリースの不均質な分布が生じ易く、寿命に影響を与え易いと考えた。

c. 試験環境

ショートレンジ試験は 23-24°C、フルレンジ試験は 24-27°Cの温度環境にて行われた。FMA 構体に取り付けた熱電対による温度は、チャンバ内壁に取り付けた熱電対による温度と相違が見られないことから、摺動部等で摩擦等による発熱はないと考えられる。また、真空度は、ショートレンジ試験時に(2-3) x 10⁻⁸ torr, フルレンジ試験時に(3-4)x10⁻⁸ torr であり、一般的な宇宙機器が熱真空試験で用いる真空度(10⁻⁵ torr 以下)に比べ、超高真空度の環境で試験が行われた。

4. 解析方法

FMA の動作中の性質を解析するため、FMA の移動台が移動中の2モード([To FIX] と [To FLOAT])でのトルク値に着目し、さらに次の2点に留意して解析手法を決定した：1つ目は、連続動作による部品や潤滑性能の劣化からトルクが変化しないか、という点；2つ目は、駆動中に一時的に大きなトルクが発生しないか、という点である。

1つ目の点に対しては、両駆動モード時([To FLOAT]と[To FIX])の平均トルク値を往復運動回ごとに評価パラメータとして導出した。

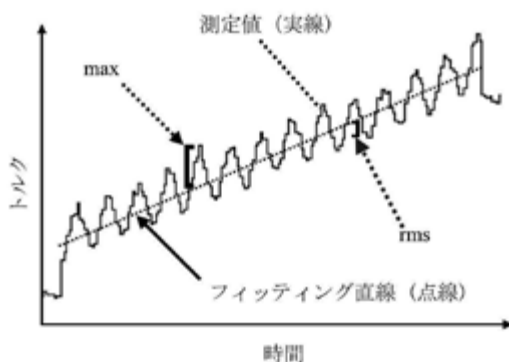


図7. フィッティング解析の例。[To FLOAT]時の測定値に対してフィッティング直線を引く(点線)。その後、測定値とフィッティング直線との差の最大値(max)、二乗平均平方根(rms)を求める。

2つ目の点に対しては、駆動モード時([To FLOAT]と[To FIX])のトルク時間変化に直線フィッティングを行い、駆動回ごとに、

a). 測定値との差の二乗平均平方根(rms)

b). 測定値との差の最大値(max)

を評価パラメータとして求めた。ここで、直線のフィッティングは[To FLOAT]・[To FIX]のモードごとに行った。図7にその一例を示す。FMAの駆動開始から最初の10回分の直線フィッティングを行い、その平均の直線プロファイルをフィッティングの結果とした。

5. 結果

5-1. 往復運動におけるトルク値変化

図8にフルレンジ試験で往復運動をする際に観測されるトルク値の時間プロファイルの例を駆動モード(定義:図6)と共に示す。また、図9はショートレンジ試験でのトルク値の時間プロファイルである。

フルレンジ試験での往復運動では、駆動モード0([FIX])時に、110 mN・m程度の値を示し、駆動モード2([FLOAT])時に、60 mN・m程度の値であった。また駆動モード1([To FLOAT])にて、特徴的な周期的変化を示しながら100 mN・mから60 mN・mまでトルク値が下降する。駆動モード3([To FIX])では、周期的変化を示しながら、逆に70 mN・mから120 mN・mまでトルク値が上昇する。なお、これらのトルク値の振る舞いの解釈は、第6節で述べる。

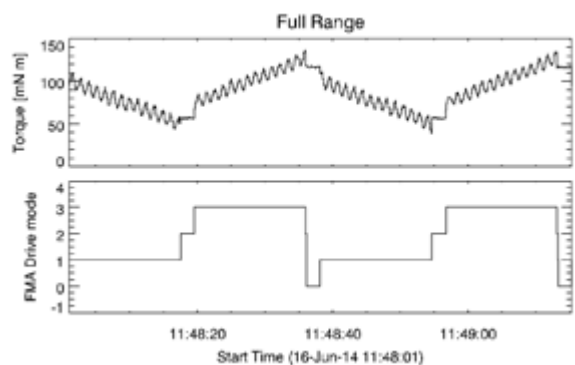


図8. フルレンジ試験にて測定された往復運動におけるトルク値変化(上)。駆動モード(下)図の縦軸の値は、図6の駆動モードの定義に対応する。

ショートレンジ試験では、駆動モード0([FIX])時に85 mN・m程度のトルク値を示し、駆動モード2([FLOAT])にて70 mN・m程度のトルク値を示した。駆動モード1([To FLOAT])に50 mN・mから80 mN・mまでの値を取るが、トルク値の時間プロファ

イルは 駆動回ごとに異なっている。駆動モード 3([To FIX])では、90 mN・m から 110 mN・m までの値を取り、駆動ごとに異なるトルク値の時間プロフィールを示した。

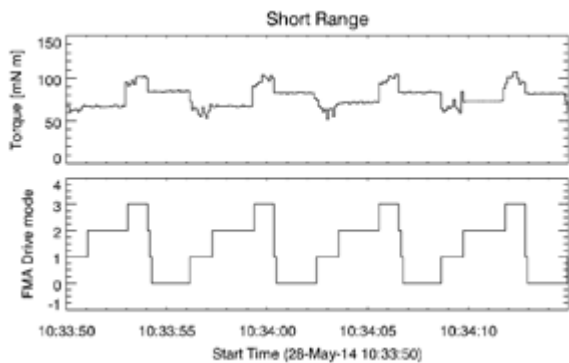


図 9. ショートレンジ試験にて測定された往復運動におけるトルク値変化(上), 駆動モード(下)。

5-2. トルク値のトレンド変化

a. フルレンジ試験

フルレンジ試験は、2013/11/26-12/5 に 20,212 回の動作試験を行い、特に変化が見られなかったため、さらに 2014/6/16-7/31 に 10 万回を超える動作を行った。図 10 は、後者の駆動試験におけるトルク値の時間変化である。表 1 に解析によって得られたトルクの平均・rms 値・max 値の結果をまとめた。

[To FLOAT]時のトルク値は、74 mN・m 前後の値から始まり、20,000 回程度までは 71 mN・m に減少した後、緩やかに上昇し、9.9 万回まで 78 mN・m 前後の値を示した。[To FIX]時のトルク値は、全体を通じて特に上昇傾向は見られず、96-101 mN・m のほぼ一定の値を示した。また、平均トルク値の拡大図から、短時間での大きな変動は捉えられない。9.9 万回以降、異常に大きなトルク値(2,000 mN・m 以上)を記録した。試験後の調査によって、これは FMA で発生した異常ではなく、計測に用いたトルクメータが接触型であり、多数回の使用によって接点の接触不良が発生したためであることが分かっている。

解析によって得られた[To FLOAT]時の rms 値は、10 万回を通して 6 mN・m 程度であり、max 値は 9-18 mN・m 程度の値を取った。平均値から ± 4 mN・m 程度の長期変動が見られるが、顕著な上昇傾向等は見られなかった。[To FIX]時の rms 値は、10 万回を通して 5 mN・m 程度の値を取り、局所的に大きな rms 値は測定されなかった。max 値は平均 10 mN・m 程度の値を示し、全体を通じて 8-19 mN・m の値を取ったが、大きな長期的変化は認められなかった。

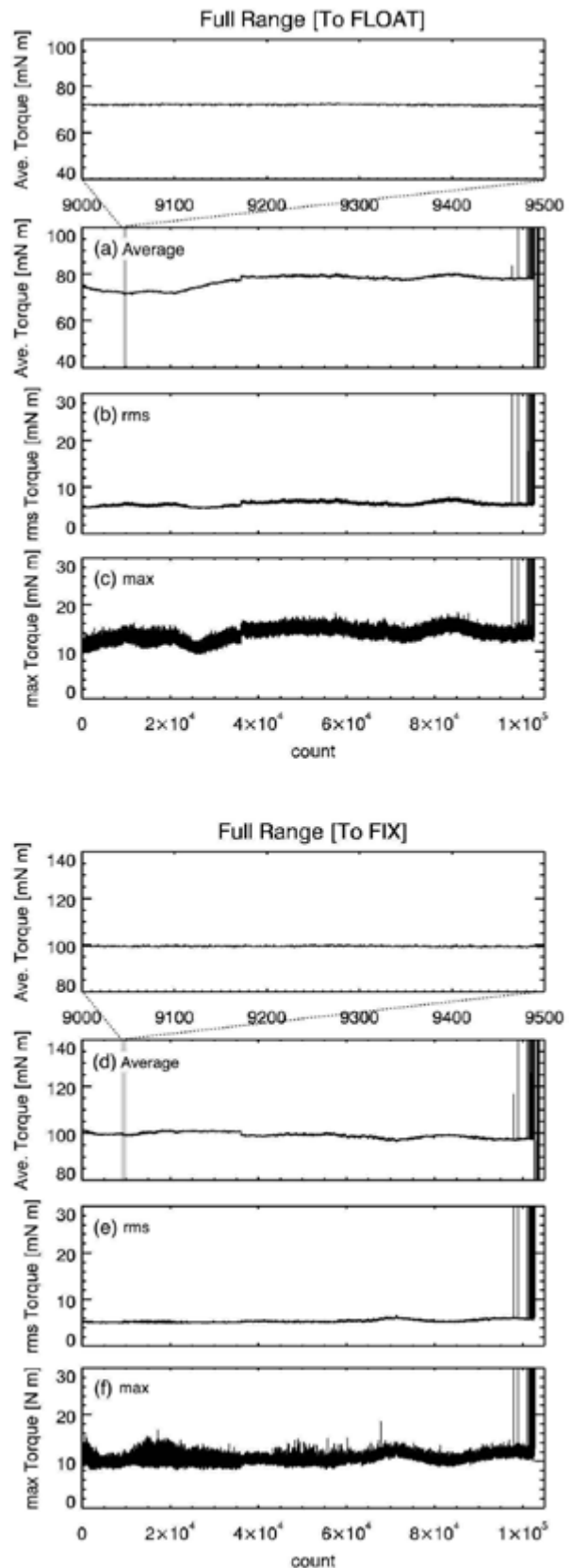


図 10. フルレンジ試験(10 万回試験)のトルク値変化。横軸は駆動回数。(a)-(c): [To FLOAT]時の平均値, rms 値, max 値。(d)-(f): [To FIX]時の平均値, rms 値, max 値。

表 1. フルレンジ試験(10 万回試験)のトルク値の平均値, 最大値, 最小値. 単位は $\text{mN} \cdot \text{m}$.

	[To FLOAT]	[To FIX]
平均トルク値	76.8 ± 2.7	99.1 ± 1.1
最大トルク値	80.2	102
最小トルク値	71.0	96.1
max 値の平均値	13.6 ± 1.4	10.4 ± 0.9
max 値の最大値	18.4	18.6
max 値の最小値	9.33	8.07
rms 値の平均値	6.41 ± 0.52	5.31 ± 0.27
rms 値の最大値	7.76	6.56
rms 値の最小値	5.27	4.77

b. ショートレンジ試験

ショートレンジ試験は, 2014/1/15-1/17 に 27,437 回の動作試験を行い, さらに 2014/5/28-6/5 に 112,116 回動作させた. 図 11 は, 後者の駆動試験におけるトルク値の時間変化である. 表 2 に解析によって得られたトルクの平均・rms 値・max 値の結果をまとめた.

[To FLOAT]時の平均駆動トルクは, FMA 駆動開始から 3,000 回の間で $63 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度の値から $8 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度の上昇が見られたが, その後は 10 万回の駆動回数を通じて $71 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 前後のほぼ一定の値を取った. [To FIX]時においても, FMA 駆動開始で発生した $96 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度の値から 1,000 回の間で $8 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度の上昇傾向が見られたが, その後は 10 万回の駆動回数を通じて $103 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度の一定値を示した. また, フルレンジ試験と同様に平均トルク値の拡大図から, 短時間での大きな変動は捉えられない.

解析により得られた [To FLOAT]時の rms 値は, $8 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度の値から始まり, 平均では $11 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度の値を示した. max 値は, 全体のほとんどの駆動回で $10\text{-}27 \text{ mN} \cdot \text{m}$ の値を取り続けており, 異常なトルク値は発生していなかった. [To FIX]時の rms 値は, 試験開始直後を除き, 全体を通じて $6\text{-}12 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度の値を取り続けている. max 値は, $12\text{-}20 \text{ mN} \cdot \text{m}$ の値を取っており, 最初から最後までに $2 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度減少している傾向が見られ, 上昇傾向は現れなかった.

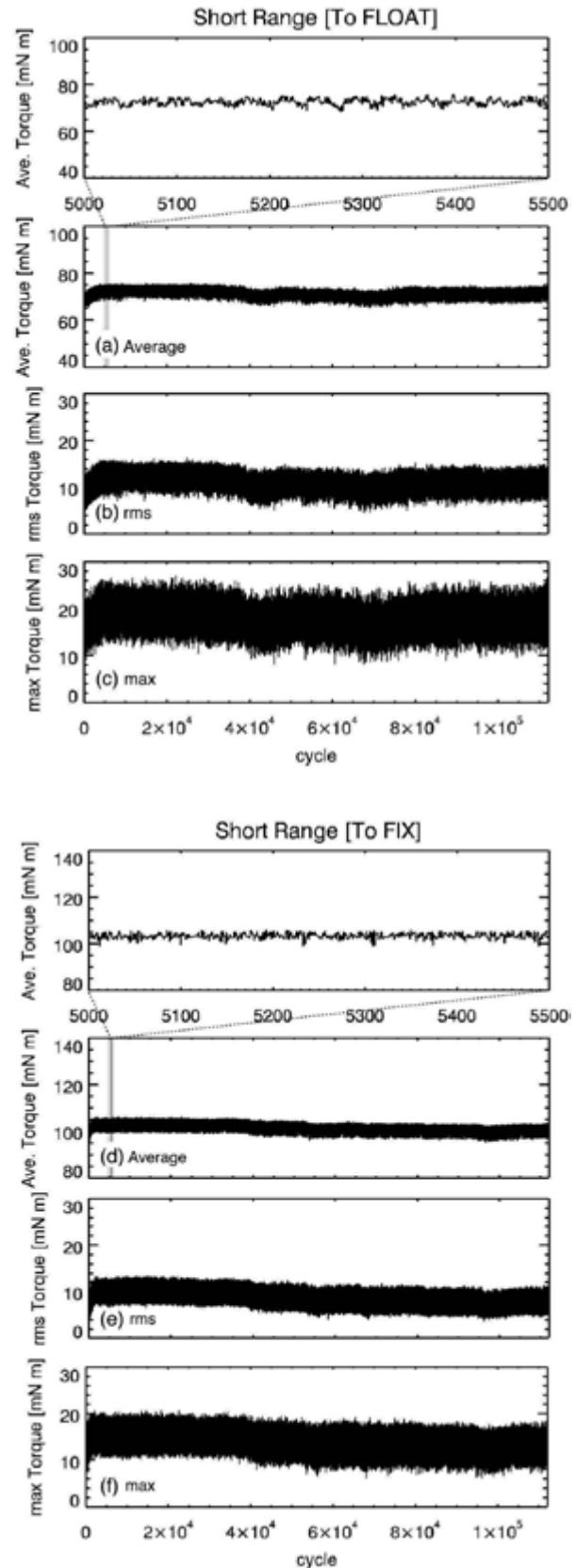


図 11. ショートレンジ試験(10 万回試験)のトルク値変化. 横軸は駆動回数. (a)-(c): [To FLOAT]時における平均値, rms 値, max 値. (d)-(f): [To FIX]時における平均値, rms 値, max 値.

表 2. ショートレンジ試験(10 万回試験)のトルク値の平均値, 最大値, 最小値. 単位は $\text{mN} \cdot \text{m}$.

	[To FLOAT]	[To FIX]
平均トルク値	71.2±1.6	102±2
最大トルク値	75.8	106
最小トルク値	58.3	92.5
max 値の平均値	18.1±2.5	14.1±2.3
max 値の最大値	27.0	20.6
max 値の最小値	5.41	6.06
rms 値の平均値	11.1±1.7	8.33±1.83
rms 値の最大値	15.8	12.8
rms 値の最小値	2.66	3.15

6. 議論

a. トルク変動の評価

FMA のボールねじを回転させるのに必要なトルク量は, 基本設計値で $13 \text{ mN} \cdot \text{m}$ と見積っている. なお, 搭載物の(ダミー)結像レンズ(2.5 kg)を含めた移動台の重量を 3.25 kg とした場合の値である. また, 駆動試験において FMA を縦置きとしたことによって生じる摩擦の影響から, 追加で必要となる回転トルクは $8 \text{ mN} \cdot \text{m}$ と見積もられ, 合計 $21 \text{ mN} \cdot \text{m}$ がボールねじを回転させるのに必要なトルクである. 一方, 試験装置では, 磁性流体シールおよびトルクメータでロストルクが発生する. 使用した磁性流体シールのロストルクは $30 \text{ mN} \cdot \text{m}$, トルクメータで $20 \text{ mN} \cdot \text{m}$ である. 従って, FMA 自身と試験装置で必要となるトルク量は $70 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度と計算上は見積もることができる.

駆動試験で計測されたトルク量は, 中央位置で小距離を動かすショートレンジ試験での数値で, $70 \text{ mN} \cdot \text{m}$ ([FLOAT]側) - $85 \text{ mN} \cdot \text{m}$ ([FIX]側)であるので, おおよそ設計値と同じであることが分かる.

次にフルレンジ試験時に見られる[FLOAT]側と[FIX]側のトルク値の違いを考える. このトルク値の違いは, FMA のベローズに起因していると考えられる. 駆動レンジの中央位置で, ベローズは伸縮がない状態で取り付けられている. [FIX]側に移動台が移動した場合を考えると, [FIX]側のベローズは縮んだ状態で, [FLOAT]側のベローズは伸びた状態となる. 即ち, [FIX]側のベローズは伸びようとし, [FLOAT]側のベローズは縮むようにはばね力が発生するので, 移動台には重力とばね力の和が[FLOAT]側(下側)方向に掛かり, ばね力分だけ回転トルクが必要となる. 同様に, [FLOAT]側に移動台がある場合を考えると,

ばね力は[FIX]側(上側)方向に働き, 移動台には重力からばね力を引いた差が[FLOAT]側(下側)方向に掛かり, ばね力分だけ負荷が軽くなる. [FIX]側および[FLOAT]側で記録されたトルク値を用いると, ベローズのばね定数が $0.42\text{-}0.75 \text{ N/mm}$ であることが分かる. この数値は, 溶接ベローズを製作したメーカ仕様値(0.73 N/mm)と矛盾しない.

駆動トルクは, 移動時([TO FLOAT]および[TO FIX]時)に特徴的な周期的変化を示した. ボールねじはリードピッチ 3mm であるので, 60mm 移動する時にボールねじは 20 回転する. 一方, 特徴的な周期変化は, 60mm 移動で 14 山分発生している. ボールねじの回転周期とは異なるため, FMA 起源で発生しているとは考えにくく, 試験装置起因と思われる. また, 移動開始時([FIX]から[TO FLOAT], または[FLOAT]から[TO FIX]に変わった直後)に, トルク量に $10 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度のジャンプが見られるが, これも軸ずれ等試験装置起因と思われる.

b. FMA の寿命・性能評価

本試験は, 1) FMA がミッションで想定する動作回数を支障無く駆動することが出来て, また 2) 性能劣化の有無を確認することを目的として実施した. ショートレンジ試験では 11.2 万回, フルレンジ試験では 9.7 万回以上の動作回数で正常な駆動を確認することができた. なお, フルレンジ試験で駆動回数 10 万回以降に測定された異常に大きなトルク値の原因は, 幾つかの検証により FMA の動作に支障があった訳ではなく, 接触型トルクメータ内部の接点接触の一時的な不良が原因と結論できた.

トルク計測の解析からは, 性能劣化は殆ど見られない. フルレンジ試験の 10 万回の動作において, 平均値で $2\text{-}4 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 程度の長期変動があるが, これは FMA に必要な回転トルク(設計値: $21 \text{ mN} \cdot \text{m}$)の 10-20%である. また, 往復運動ごとのトルク値のばらつき(rms 値)は, フルレンジ試験で $6\text{-}7 \text{ mN} \cdot \text{m}$ と 30%程度である. 最大値で見ても $8\text{-}18 \text{ mN} \cdot \text{m}$ と 40-85%である. 値のばらつきはショートレンジ試験では比較的大きく現れる結果が得られた. Rms 値は $8\text{-}11 \text{ mN} \cdot \text{m}$ で FMA に必要な回転トルクの 40-50%. 最大値で $10\text{-}27 \text{ mN} \cdot \text{m}$ と 50-130%であった. ショートレンジ(+/-2mm)の移動では, ボールねじのボールの回転数が少ないため, 潤滑グリースの分布に偏りが生じ, 駆動ごとに必要トルク量が多少大きめに変動すると想像される. しかし, 長期的には, ばらつき量はほぼ一定を保っていることから FMA の性能に

劣化は認められないと判断できる。即ち、可動する部材であるボールねじおよびその潤滑、およびベローズの健全性が確認できた。今後、FMA で用いるフライトモータの性能を決める際には、回転トルク量が最大で 130%変化する場合があることを考慮することが重要であろう。

今後確認すべき検証項目として、位置再現性、および衛星打ち上げ時の振動耐性の 2 点が挙げられる。駆動中の平均トルクが試験全体を通じてほぼ一定であることから、本試験結果から位置再現性はある程度有すると判断できるが、打ち上げ時の振動耐性ととも、さらなる検証を行っていく予定である。

7. おわりに

現在検討が進められている次世代太陽観測衛星「Solar-C」に搭載される高精度宇宙望遠鏡で使用するために、焦点調節のための直動機構の開発を進めてきた。試作品を設計・製作して、真空環境下で多数回の駆動を行い、トルク量の計測をもとに性能評価を行った。本試験により、Solar-C に搭載する焦点調節機構(FMA)が、真空環境下にてミッション期間中に想定される駆動回数を大幅に上回る 10 万回程度の往復運動を達成できることを確認した。トルク量の解析からも、FMA の駆動性能に劣化の兆候は見られなかった。

本実験の結果により、Solar-C のミッション期間(3 年)に想定される最大動作回数 2 万回を大きく超える 10 万回以上の動作が可能な直動機構の開発に目処を付けられたと考えている。今回の試験では、軌道上で運用予定の 25°C 前後の温度環境で実験を行ったが、性能温度範囲を広げることを目的として、低温や高温の温度条件においても駆動可能であるか性能の検証が必要である。また、駆動性能にとってクリティカルな部位(ボールねじとその潤滑、ベローズ)を試作して試験を行ったが、今後の FMA を駆動するモータの性能決めにも本試験の結果は有用である。

謝辞

供試体である「焦点調節駆動機構クリティカル部品評価モデル」は、宇宙科学研究所理学委員会から SOLAR-C WG に交付された平成 24 年度 JAXA 戦略的開発研究経費で設計・製作された。経費の執行事務において、国立天文台 原弘久准教授にお世話になった。FMA の駆動機構であるボールねじや潤滑材の選定等では、JAXA 研究開発本部機構 G の小原 新吾技術領域リーダーに専門家として寄与いただいた。FMA

試作品の基本設計について宇宙科学研究所 峯杉賢治教授にコメントを頂いた。感謝申し上げる。

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., et al., "The Hinode (Solar-B) Mission: An Overview," *Solar Physics*, 243, 3, 2007.
- 2) Tsuneta, S., Ichimoto, K., Katsukawa, Y., Nagata, S., Otsubo, M., Shimizu, T., Suematsu, Y., Nakagiri, M., Noguchi, M., Tarbell, T., et al., "The Solar Optical Telescope for the Hinode Mission: An Overview," *Solar Physics*, 249, 167, 2008.
- 3) Suematsu, Y., Tsuneta, S., Ichimoto, K., Shimizu, T., Otsubo, M., Katsukawa, Y., Nakagiri, M., Noguchi, M., Tamura, T., Kato, Y., Hara, H., et al. "The Solar Optical Telescope of Solar-B: the Optical Telescope Assembly," *Solar Physics*, 249, 197, 2008.
- 4) Ichimoto, K., Lites, B., Elmore, D., Suematsu, Y., Tsuneta, S., Katsukawa, Y., Shimizu, T., Shine, R., Tarbell, T., Title, A., et al. "Polarization Calibration of the Solar Optical Telescope onboard Hinode," *Solar Physics*, 249, 233, 2008.
- 5) Shimizu, T., Nagata, S., Tsuneta, S., Tarbell, T., Edwards, C., Shine, R., Hoffmann, C., Thomas, E., Sour, S., et al., "Image Stabilization System for Hinode (Solar-B) Solar Optical Telescope," *Solar Physics*, 249, 221, 2008.
- 6) The Solar-C project web site:
<http://hinode.nao.ac.jp/SOLAR-C>
- 7) Suematsu, Y., Katsukawa, Y., Hara, H., Shimizu, T., Ichimoto, K., "Design of large aperture solar optical telescope for the SOLAR-C mission," *Proc. SPIE*, 8442, 844225, 2012.
- 8) Shimizu, T., Watanabe, K., Nakayama, S., Tajima, T., Obara, S., Imada, S., Nishizuka, N., Ishikawa, S., Hara, H. "New developments in rotating and linear motion mechanisms used in contamination sensitive space telescopes," *Advances in Optical and Mechanical Technologies for Telescopes and Instrumentation*, *Proc. SPIE*, 9151, 915138, 2014. doi: 10.1117/12.2055664
- 9) Chiba, M., Gyogi, T., Nishimura, M., Seki, K. "Development of Solid-Lubricated Ball-Screws for Use in Space," 25th *Aerospace Mechanisms*

Symposium, NASA conference publication 3113, 195, 1991.

- 10) 今田晋亮, 清水敏文, 渡邊恭子, 坂東貴政, 常田佐久, 原弘久「高信頼性回転駆動機構開発のためのグリース潤滑剤アウトガス評価」, JAXA Research and Development Report (ISSN 1349-1113), JAXA-RR-10-012, 2010.
- 11) 渡邊恭子, 清水敏文, 今田晋亮, 坂東貴政, 田村友範, 原弘久, 常田佐久: 「次期太陽観測衛星 Solar-C 搭載用高頻度回転駆動機構のアウトガス性能」, 第55回宇宙科学技術連合講演会論文集, 2B02(JSASS-2011-4253), 日本宇宙航空学会, 2011.
- 12) 渡邊恭子, 清水敏文, 飯田佑輔, 今田晋亮, 原弘久, 坂東貴政: 「次期太陽観測衛星 Solar-C 搭載用機器のアウトガス性能とその測定」, 第57回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1F03, 日本宇宙航空学会, 2013.

