

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 宇宙望遠鏡用連続回転駆動機構：真空環境下での長寿命特性

Rotating Mechanism for Space Telescopes: Long Lifetime Performance  
in Vacuum Environment

清水 敏文, 渡邊 恭子, 川畑 佑典, 大場 崇義, 飯田 佑輔,  
Kyoung-Sun Lee, 加納 龍一, 石川 真之介, 土井 崇史,  
長谷川 隆祥, Carlos Quintero Noda

Toshifumi SHIMIZU, Kyoko WATANABE, Yusuke KAWABATA, Takayoshi OBA,  
Yusuke IIDA, Kyoung-Sun LEE, Ryuichi KANO, Shin-nosuke ISHIKAWA,  
Takafumi DOI, Takahiro HASEGAWA and Carlos Quintero NODA

2018年10月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 宇宙望遠鏡用連続回転駆動機構：真空環境下での長寿命特性

清水 敏文<sup>\*1</sup>, 渡邊 恭子<sup>\*2</sup>, 川畑 佑典<sup>\*3</sup>, 大場 崇義<sup>\*1</sup>, 飯田 佑輔<sup>\*4</sup>, Kyoung-Sun Lee<sup>\*5</sup>,  
加納 龍一<sup>\*6</sup>, 石川 真之介<sup>\*7</sup>, 土井 崇史<sup>\*6</sup>, 長谷川 隆祥<sup>\*3</sup>, Carlos Quintero Noda<sup>\*1</sup>

## Rotating Mechanism for Space Telescopes: Long Lifetime Performance in Vacuum Environment

Toshifumi Shimizu<sup>\*1</sup>, Kyoko Watanabe<sup>\*2</sup>, Yusuke Kawabata<sup>\*3</sup>, Takayoshi Oba<sup>\*1</sup>, Yusuke Iida<sup>\*4</sup>,  
Kyoung-Sun Lee<sup>\*5</sup>, Ryuichi Kanoh<sup>\*6</sup>, Shin-nosuke Ishikawa<sup>\*7</sup>, Takafumi Doi<sup>\*6</sup>,  
Takahiro Hasegawa<sup>\*3</sup>, Carlos Quintero Noda<sup>\*1</sup>

### Abstract

Rotation devices, such as filter wheels and continuous rotating mechanism, enable us to perform new kinds of scientific measurements valuable in space science and provide a rich number of observing functions and capabilities to scientific instruments. The concept of a continuous rotating mechanism is based on the rotation of a waveplate placed in the light path of telescopes for accurate measurements of the degree of polarization of the observed light. This degree of polarization can be used to diagnose the thermal and magnetic properties of the solar atmosphere. High reliability performance with a large number of operations (higher than  $10^7$ - $10^8$  rotations) is required for the continuous rotation mechanism used in space-borne telescopes, such as the Solar UV-Visible-near Infrared Telescope (SUVIT) for the next generation solar observing mission (SOLAR-C). In this regard, we completed the development of prototype continuous rotation mechanisms which have a large optical aperture with a pair of large-size thin section ball bearings and a hollow DC brushless motor. We achieved a number of operations higher than  $10^8$  times by performing lifetime tests in a vacuum environment while upgrading the design of the bearings for improving their performance. These newly developed rotating mechanisms are employed in various solar missions such as the sounding rocket experiment CLASP and CLASP-2, and balloon-borne experiment SUNRISE-3.

**Key Words:** ball bearing mechanism, rotation, reliability, space observations, space-borne telescopes

### 概要

フィルターホイールや連続回転機構などの回転駆動機構は、宇宙科学研究において様々な新しい科学計測を可能にして、豊富な観測機能や可能性が科学装置に付け加わる。連続回転機構は、宇宙望遠鏡の光路中におかれた波長板を回転させ、観測する光線に含まれる偏光を精密に計測することが可能になる。太陽光線中の偏光を計測することで、太陽大気中の磁場を詳細に診断することができる。次世代太陽観測ミッション計画 SOLAR-C で検討された太陽光学磁場診断望遠鏡(SUVIT)など、宇宙望遠鏡で用いられる連続回転機構にとって、非常に多数回数( $10^7$ - $10^8$  回転以上)を確実に行うことができる高い信頼性は不可欠である。我々は、連続回転駆動機構の試作品を開発した。試作品は中空の大きな開口を持ち、中空の大口径薄肉軸受と中空 DC ブラシレスモータを使用している。真空環境下での寿命試験を通じて、軸受周りの設計に改良を加える取組みの結果、 $10^8$  回以上の回転を実現した。試験に用いた試作品は現在国際観測ロケット CLASP と CLASP2 及び国際大気球観測 SUNRISE-3 の精密偏光計測で活用されている。

doi: 10.20637/JAXA-RR-18-003/0001

<sup>\*</sup> 平成 30 年 8 月 27 日受付 (Received August 27, 2018)

<sup>\*1</sup> 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science)

<sup>\*2</sup> 防衛大学校 (National Defense Academy)

<sup>\*3</sup> 東京大学大学院理学系研究科在学 (Student, The University of Tokyo)

<sup>\*4</sup> 関西学院大学 (Kwansei Gakuin University)

<sup>\*5</sup> 国立天文台 (National Astronomical Observatory of Japan)

<sup>\*6</sup> 東京大学大学院理学系研究科修了 (Former student, The University of Tokyo)

<sup>\*7</sup> 名古屋大学 (Nagoya University)

## 1. はじめに

近年、科学衛星に搭載された望遠鏡による宇宙観測では、光路中で光学素子(波長板、フィルタやビームセクターなど)を回転させたり位置を動かすことで、特徴的で高精度な観測を実現させ、科学的成果を上げている。例えば、2006年9月23日に打ち上げられた太陽観測衛星「ひので」(Solar-B)<sup>1)</sup>に搭載された可視光磁場望遠鏡(SOT)<sup>2,3,4,5)</sup>は、チップティルト鏡(焦点面の太陽像をフリーズさせる)<sup>5)</sup>、機械式シャッタ(CCD露出時間を制御)、フィルタホイール(透過波長の切り替えやCCDでとらえる視野のシフト調整)、回転波長板(磁場導出のための偏光計測)<sup>4)</sup>、ミラースキャン機構(観測する視野を走査)やフォーカス調整機構(結像レンズの位置修正による解像度の最適化)といった多種多様の駆動機構を搭載し、太陽表面の高精度な多様な画像や磁場計測データを取得して科学成果を上げ続けている<sup>6)</sup>。

太陽観測は、そこで起きる物理的機構を解明するために、10秒以下の時間スケールで変化する現象を継続して観測することが重要であり、従来以上に高頻度に可動機構を望遠鏡の光路中で絶えず動作させる必要がある。SOTの場合、国内開発したチップティルト鏡以外、焦点面観測装置(FPP)部に搭載された駆動機構はすべてFPPの開発を担当したNASAの供給品として開発された。ミッションライフを通じて真空下で $10^6$ – $10^7$ 回以上動作させ得る可動機構は国内で開発されておらず、一方NASA衛星や観測機器では長年の開発実績の蓄積<sup>7)</sup>があったため、国際協力での開発となった。

将来に実現を目指す科学衛星や搭載望遠鏡を考える上で、日本国内の可動機構の経験や実績を積み上げることは極めて重要である。これらがなくない状況は、搭載望遠鏡の焦点面観測装置を国内で開発する上で最大の障害である。その他にも、海外機関から機構調達をする場合、問題点として、(1)外国機関との協力が経済情勢などに左右され容易に進まない場合があること、(2)可動部は機構部分だけでなく制御用電子回路部などシステムとして構成されかつ全体の望遠鏡システムの一部であるため、国際分担の切り分けやインターフェース構成・試験を複雑化し、結果コストの増大を招くこと、(3)高い解像度の実現には、可動部の擾乱管理が極めて重要であるが、クリティカルな技術情報を米国から得にくいこと、などがあげられる。万が一の動作不良がミッション喪失につながるこのようなクリティカル機器を国産で調達で

きるように、高い信頼性を持つ駆動機構を開発することは、2020年代に実現を目指す次世代太陽観測衛星「SOLAR-C」における高精度宇宙望遠鏡<sup>8)</sup>の設計・国際分担・開発スケジュールに柔軟さをもたらすだけでなく、他のミッションへの展開が可能な基盤技術となる。このような考えに基づき、2009年に共同開発研究に参画するメーカを募り、回転駆動機構の開発に着手した<sup>9)</sup>。

本論文は、科学衛星搭載を目指す回転駆動機構の開発の中で、高信頼性・長寿命特性の実験的検証について報告する。第2節に連続回転駆動機構試作品の概要(試作品で検証すべき開発課題事項、試作品設計)を述べた後に、第3節で真空環境のもとで実施した寿命試験の手法、第4節に試験結果を示す。第5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、最終節にて結論をまとめて科学観測への適用状況を述べる。

## 2. 連続回転駆動機構 (PMU)

### 2.1 技術的開発要素の抽出

10秒以下の時間スケールで変化する現象を連続的にとらえる太陽観測は、望遠鏡の光路中に入れた可動機構を絶えず動作させる。仮に10秒ごとに回転させる機構の場合、ミッション期間1年で約 $3 \times 10^6$ 回転、3年で約 $10^7$ 回転となる。太陽磁場の導出に用いる精密な偏光計測では、波長板を望遠鏡の光路中で一定に回転させて、その回転に同期させて各回転位相位置で画像データを取得する<sup>4)</sup>。各回転位相での画像を加算・減算演算することで、直線偏光や円偏光成分を精密に計測できる。1秒に1回転させた場合は、1年で約 $3 \times 10^7$ 回転、3年で約 $10^8$ 回転にも達する。この開発では、ミッションライフを通して軌道上環境において $10^7$ 回転以上動作させ得る長寿命・高信頼性を機構設計の初期要求値として設定した。 $10^7$ 回転が到達できれば、 $10^8$ 回転も可能であるとの判断からである。

まず国内での宇宙搭載品での実績を調査し、またJAXA専門家のアドバイスを得ることで、長寿命の回転機構を実現する上で極めるべき開発要素が軸受部であることを抽出した。特に、軸受で使用される潤滑方式(オイルとグリースによる潤滑か固体潤滑)の選定がある。アウトガス条件が厳しい宇宙望遠鏡内で使用可能であることが必要である。それぞれの特徴および要検討事項を抽出し、開発シナリオを検討した。次世代の太陽観測衛星の搭載望遠鏡では、

フィルターホイールやシャッタのような小口径厚肉軸受（今までも使用実績あり）のものから、回転波長板（偏光解析装置）のように口径 8cm 程度の中空大口径でかつ薄肉（軽量化）の軸受を必要とするものがある。このうち、中空大口径薄肉軸受で長寿命の使用例は皆無であり、要素開発のターゲットとして、大口径薄肉の軸受を開発要素として選定した。

これ以外に開発要素としては、回転駆動時に発生する微小擾乱をできるだけ抑えることである。太陽のダイナミックな現象を探る観測には 0.1-0.4 秒角の高い空間分解能が求められるため、衛星内の微小擾乱レベル要求は厳しい<sup>10)</sup>。観測望遠鏡内の駆動機構には同様な擾乱管理が要求される。また、科学観測から厳しい駆動条件が課せられる場合がある。例えば、前出の偏光計測では、理想的な一様回転からのずれを抑えた回転が求められる<sup>11)</sup>。

以上まとめると、本研究開発での技術開発要素は、

- 1)  $10^7$  回転以上の確実な回転駆動動作
  - 2) アウトガス条件が厳しい高精度スペース望遠鏡において使用可能<sup>12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19)</sup>
  - 3) 駆動により発生する微小擾乱の低擾乱化<sup>20)</sup>
  - 4) 科学観測から要求される回転精度<sup>11)</sup>
- である。本論文では、項目 1) の結果を主に取り扱う。項目 2), 3), 4) はそれぞれに明示する参考論文等を参照されたい。

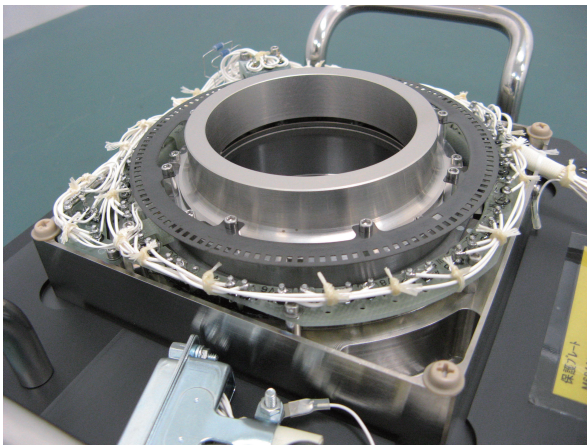


図 1 連続回転駆動機構試作 1 号機 (PMU#1). ロータには光学ガラスの代わりにダミー重量としてアルミの中空円柱を取り付けてある。黒い円盤は回転位相を検知する光学エンコーダ板で、周辺の配線はモータコイルへの配線である。

## 2.2 PMU 設計<sup>20, 21)</sup>

項目 1) の検証目的には、軸受部のみを試作して外部から駆動モータでロータを回転させることで  $10^7$

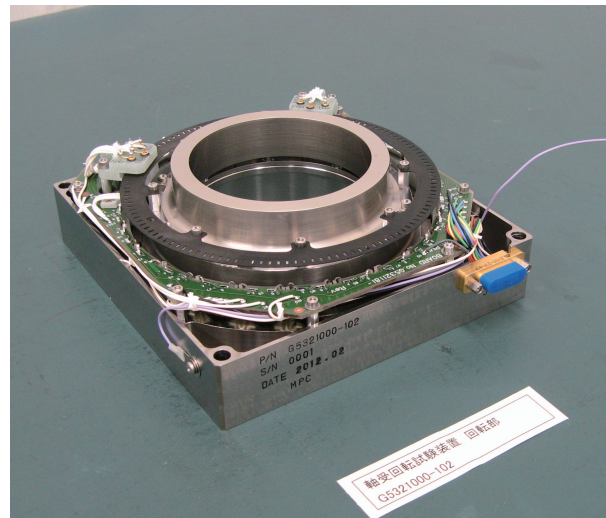


図 2 連続回転駆動機構試作 2 号機 (PMU#2). 試作 1 号機に対してフライト品製作を意識した改良を施している。

回転以上の回転特性を調べることが最も効率的で良い。しかし、項目 2)~4) についても検証するために、SOLAR-C で想定する連続回転駆動機構 (PMU; Polarization Modulator Unit) を試作することにした。図 1 に試作 1 号機 (PMU#1), 図 2 に試作 2 号機 (PMU#2) の外観を示す。PMU#2 では、端子による電気配線を基板化し、エンコーダ検出部の冗長化、I/F コネクタの小型化等フライト品製作を意識した改良を行っている。

PMU の回転部 (ロータ) は、DC ブラシレスモータで回転駆動する。ロータ外側周囲に 11 対の磁石を配置し、この周囲にコイルをステータとして配置している。ロータは中空構造で、この内側に超薄肉の玉軸受 (内径: 3 inch, 外径 3.5 inch, 図 3) が取り付け

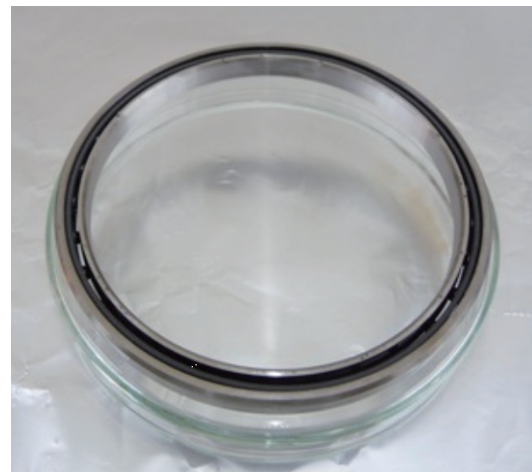


図 3 超薄肉の玉軸受。寿命試験後に PMU#2 から取り出した際に撮影したもの。

られている。ロータと締結された外輪が回転する。この軸受部には、軸受の潤滑剤からのアウトガスを低減させる目的で、ロータとステータの間は幅 0.1mm と狭い空間からなるラビリンス構造を施している。ロータの中空部は、望遠鏡からの光の通り道であり、偏光観測のためにガラス波長板が装着される（図 1 と図 2 では、波長板質量と同等のダミー質量としてアルミの中空円柱が取り付けられている）。ロータ側にはスリットが定間隔に空けられた回転板（エンコーダスリット板）を取り付け、ステータ側に固定された発光素子/受光素子と合わせてインクリメンタル式のロータリエンコーダとしてモータの回転角度位置を検出する。また、ホールセンサ 3 つが配置されており、エンコーダの角度情報から回転数を計算し、ホールセンサでモータ磁極位置を検出する。表 1 に PMU 試作機の概要をまとめた。

表 1 連続回転駆動機構 (PMU) 試作品の概要

項目	特性
モータ	3 相 DC ブラシレス, 磁石 11 対
軸受	3 インチ径薄肉アンギュラ玉軸受
光学エンコーダ	A/B 相:128 スリット/周 Z 相:1 スリット/周 256 pulses/rotation を制御で使用
ホールセンサ	3 個
寸法	130 mm x 124 mm x 46 mm
重量	1.34 kg
運用回転速度	40~60 rpm 一定
光学開口径	φ 68 mm (max)

## 2.3 軸受潤滑剤

玉軸受で使用する潤滑剤及び潤滑技術は、宇宙環境下で非常に多数回の回転を確実にを行う上で最も重要である。潤滑剤の候補として、オイルとグリースによる潤滑（以下、オイルグリース潤滑）と固体潤滑がある。JAXA および日本国内メーカーにおける近年の実績に基づき、オイルグリース潤滑として、炭化水素系の合成油である MAC（Multiply Alkylated Cyclopentane）系基油（Nye Synthetic Oil 2001A）<sup>22)</sup>およびその基油と増ちょう材ウレアを用いたグリース（スペースルブ MU、協同油脂製）、固体潤滑として二硫化モリブデン（MoS<sub>2</sub>）コーティング<sup>23)</sup>を候補に選んだ。グリースの選定では、アウトガス条件が厳しい高精度スペース望遠鏡で使用可能である必要があるため、TQCM（Thermoelectric Quartz Crystal Microbalance）を用いた真空環境下でのアウトガス計測を行い、低アウトガス特性を確認した<sup>12)</sup>。MAC 基油は、真空中でも蒸発しにくい特性があり、日米欧の宇宙

機で近年広く使用されている。オイルグリース潤滑においては、綿ベースフェノール製の保持器にオイルを含浸させ、グリースを軸受の端部に塗布した（第 2 回試験以降）。オイルがボールやレース面での潤滑の役割を果たし、一方グリースは潤滑の枯渇を防ぐリザーバの役割を果たす。

MoS<sub>2</sub> コーティングは、従来からアウトガス条件が厳しく比較的少ない回数の駆動を行う場合に使用されてきている。固体コーティングの場合、ロケット打ち上げ時に印加される振動や衝撃がコーティング面にクラックや傷を与え、回転駆動の耐久回数に大きく影響を与える可能性があるため、回転寿命試験を実施する前に振動を印加（H-IIA ロケット打ち上げのバス機器に適用される正弦波振動・ランダム振動条件を使用）した。

## 3. 寿命試験

### 3.1 試験環境

寿命試験は、図 4 の小型真空チャンバ（直径 61 cm, 高さ 40 cm, 上面が蓋）にて実施した。供試体の PMU が置かれる環境温度を昇温するために、箱型のヒータ箱を設置し、その中に PMU を設置した。PMU の駆動は、チャンバ外部に構築した試験制御回路装置から真空ポートを介して行った。真空チャンバは、ターボ分子ポンプで 10<sup>-6</sup> Torr 以下に高真空化した。温度は、PMU の軸受部内側面および PMU 取付 I/F 点としてヒータ箱に取り付けた熱電対によって計測した。

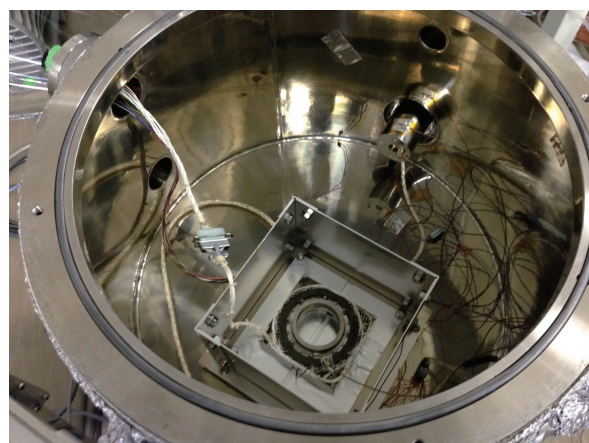


図 4 寿命試験およびアウトガス計測を行った小型真空チャンバの内部

### 3.2 試験条件

PMU の回転速度（軌道での運用速度）として、太陽磁場の偏光計測から要求される典型値 40-60 rpm

表 2 試験実施の条件

	オイル・グリース潤滑			固体潤滑
	第 1 回目	第 2 回目	第 3 回目	第 1 回目
供試体	PMU#1	PMU#1	PMU#1	PMU#2
駆動速度	200 rpm	200 rpm	100 rpm	200 rpm
環境温度	70℃	50℃	35~40℃	25℃

(rotations per minute) を想定した。これは、「ひので」搭載の米国機関が製作した連続回転機構が 1.6 sec で 1 回転 (37.5 rpm) であった点, および SOLAR-C 搭載の 1m 口径の光学磁場診断望遠鏡 (SUVIT) の検討において科学的要求から導出された 1 sec で 1 回転 (60rpm) を出発点に設定したからである。また, PMU はほぼ室温 (25℃) になるように設計される焦点面観測装置内に搭載されることを想定する。

寿命試験の実施において, 40-60 rpm の低速回転の場合, 時間が非常にかかる。そのため, 少しでも速く回転させた加速条件での試験を考えた。オイルグリース潤滑の場合は油膜パラメータ  $\Lambda$  (=最小油膜厚さ/合成表面粗さ) を考慮して, 加速条件を設定した。図 5 は油膜パラメータの温度および回転速度に対する依存性についての計算結果である。25℃で運用速度 40 rpm の場合, 同等の油膜パラメータ ( $\Lambda \sim 0.6$ ) は, 100 rpm 回転で 40℃, 200 rpm 回転で 52℃の試験環境で実現できる。同様に, 25℃で運用速度 60 rpm の場合, 100 rpm で 35℃, 200 rpm で 46℃の試験環境で同等の油膜パラメータ ( $\Lambda \sim 0.75$ ) が得られる。

これを考慮して, 表 2 のように試験条件を設定した。ただし, オイルグリース潤滑の第 1 回目は, 概略計算に基づき試験温度を決めた。その後の検討で, 油膜パラメータが小さくなり過ぎ, 軸受にとって非常に厳しい条件での試験を課していることが分かり, 第 2 回目以降は図 5 の計算結果に基づいて温度設定した。また, 回転速度は, できるだけ短時間に性能

評価を行いたかったため, 200 rpm から開始した。

### 3.3 試験モニターと定期測定

連続駆動動作中は常時, 回転速度やその制御誤差, モータ電流や制御デューティ比 (試験ケースの中には, デューティ比の代わりにモータ電圧を記録した時期もある), PMU 温度やチャンバ内真空度について, データロガーで記録した (図 6 参照)。記録頻度は, 0.1 sec である。

また, 約 1 か月に 1 回の割合で, 40, 60, 80, 100 rpm の 4 つの回転速度におけるモータ電流を記録し, 回転速度と回転トルクの関係モニターした。モータトルク  $T$  は, 常時モニターしたモータ電流値  $I$  から次式で計算した:

$$T[Nm] = 0.25 [Nm/A] \times I [A]$$

ここで, スケールファクタ 0.25 は, 40 rpm で行われた実測データから求めた。

## 4. 結果

表 3 に寿命試験結果をまとめた。オイルグリース潤滑は改良点を明らかにしながら計 3 回, 固体潤滑は 1 回の実施を行なった。最終的に, オイルグリース潤滑の機構で多数回の回転駆動を達成した。以下に, 試験の経過およびそれで得られた結果を述べる。

### 4.1 オイルグリース潤滑第 1 回目試験

2011 年 8 月 30 に加速条件 200 rpm で寿命試験を開始したが, 28 日経過 (回転数 約  $8 \times 10^6$  回転) までに, 回転ロストルクが増大し, 発熱が増大する事象が発生した。モータ印加電圧 (電流) が徐々に増加することが観測され, また一時的に短時間に大きくモータ印加電圧 (電流) が上昇する事象も見られた。一旦回転を停止してから再起動させた場合には, 100 rpm 以上だと回転できるが, 40 rpm に変更するとモータの回転トルク不足で回転が止まってしまった。PMU の温度は試験開始時には約 60℃だったが, 最終的に約 70℃まで徐々に上昇していた。軸受の摩擦トルクが増加して, モータの発熱が増加したと思われる。軸受部を分解し, 軸受および潤滑剤の状態を調査お

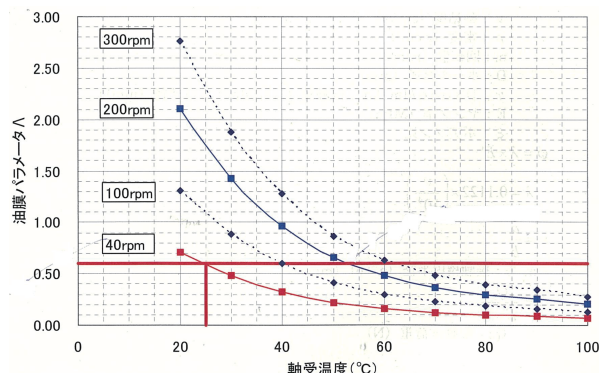


図 5 油膜パラメータ  $\Lambda$  の計算結果 (三菱プレジジョン)

表 3 試験結果

	オイル・グリース潤滑			固体潤滑
	第 1 回目	第 2 回目	第 3 回目	第 1 回目
供試体	PMU#1	PMU#1	PMU#1	PMU#2
設計変更	---	変更%1	変更%2	---
実施時期	2011 年 8-10 月	2012 年 1-6 月	2013 年 12 月-2017 年 8 月	2012 年 5-7 月
駆動速度	200 rpm	200 rpm	100 rpm	40-100 rpm
環境温度	60~70℃	50℃	35~40℃	27~34℃
確認動作回数	約 $8 \times 10^6$ 回転	約 $3.5 \times 10^7$ 回転	約 $1.43 \times 10^8$ 回転	約 $7.2 \times 10^5$ 回転
60rpm での寿命	約 0.3 年	約 1.1 年	>約 5 年	約 8 日

%1: グリース塗布を走行部から端部に変更, 軸受玉数変更、予圧量適正化

%2: 軸受: 表面粗さ改善, 真円度改善

よび分析 (FTIR) を実施した。また, 開始時における 40 rpm での摩擦トルクが 0.05 Nm 程度で, 通常のオイルグリース潤滑軸受よりもやや高い摩擦トルクを持っていることが分かった。検討の結果, 軸受部の設計を一部変更し、摩擦トルクの低減を図ることとした。

#### 4.2 オイルグリース潤滑第 2 回目試験

第 2 回目の寿命試験 (加速条件: 回転速度 200 rpm, 温度 50 ℃) は, 2012 年 1 月 30 日から開始した。5 月に入り回転トルクの増大が観測され始め, 6 月 11 日に軸受部の急激な温度上昇やモータ電流上昇と共に回転停止した。総回転数は約  $3.5 \times 10^7$  回で, 軌道上で想定した運用条件 (60 rpm) で 1.1 年に相当する。第 1 回目の試験で達成した約  $8 \times 10^6$  回の駆動回数に比べ約 4 倍に寿命が延び, 軸受部に施した摩擦トルク低減対策が有効であったことが確認できた。しかし, まだミッションとして必要とする駆動寿命 3 年を満足しない。原因の究明のために分解して軸受部の詳細な調査を行い, FTA (Fault Tree Analysis) に基づく原因推定を行った。結果として, 大口径薄肉軸受の特殊性についての理解が進み, 1) 保持器と案内面の摩耗を低減させるために表面粗さの改善, 2) ボールと保持器の摩耗を低減するために真円度の改善, が軸受に必要なことが分かった。また, 200 rpm の駆動試験では, ボール回転数が 2,600 rpm にも達し厳しい条件を与えていたことも分かり, 次回の寿命駆動試験での試験条件の見直しが必要となった。

#### 4.3 オイルグリース潤滑第 3 回目試験

大口径薄肉軸受の改善を施した超精密な軸受を軸受メーカーで製作し, この新しい軸受を組み込んだ

PMU#1 で試験を行った。加速条件は, 回転速度 100 rpm, 温度 35-40 ℃に設定した。温度は軌道上運用条件 (60 rpm, 常温) と比較して, 膜厚がほぼ同一になる温度条件である。

試験は 2013 年 12 月から開始し, 2017 年 8 月まで試験を継続させた。この期間中, 異常な振る舞いは見られず順調に連続回転を続けた。途中で停電や監視体制が整わない期間は駆動回転を一時停止させ, それ以外は常時連続回転を行った。その結果、駆動させた総日数は 994.33 日となり, 総回転数は  $1.43 \times 10^8$  回になった。

図 6 は, 第 3 回試験中の動作状況を示す履歴プロットである。常時 100 rpm になるように駆動制御されている(CH1, CH2)。CH3 は DC モータ制御のデューティ比, CH4 はモータに流した電流平均値である。時間とともにモータ電流が徐々に減っていく挙動が確認できる。また, ソフトウェアによるモータ制御がエラー処理モード (例えば, 回転制御が想定どおりに制御できない) に入った場合に ERROR フラグをたてるようにしたが, 一時的な回転トルク増加等ベアリングの特異な兆候は検知されていない(CH5)。温度環境は, 加速条件である 35-40 ℃に PMU 温度 (CH7) になるように, PMU を設置した口型のヒータボックス (温度: CH6) に流すヒータ電流 (DC) 量を設定した。なお, ヒータ電流は PMU 温度を見てマニュアルで調整しており, 実験室内温度の変化 (部屋の空調の変更) などに応じて温度が変化している。

約 1 月ごとに定期検査として, 2016 年 4 月までの約 2 年間, 常温で 4 つ異なる回転数 (40, 60, 80, 100 rpm) でも特性評価用データを取得した。30 ℃以下への一時的な温度低下はこの定期検査の実施による。図 7 は, 定期検査データから求めたモータの回転駆

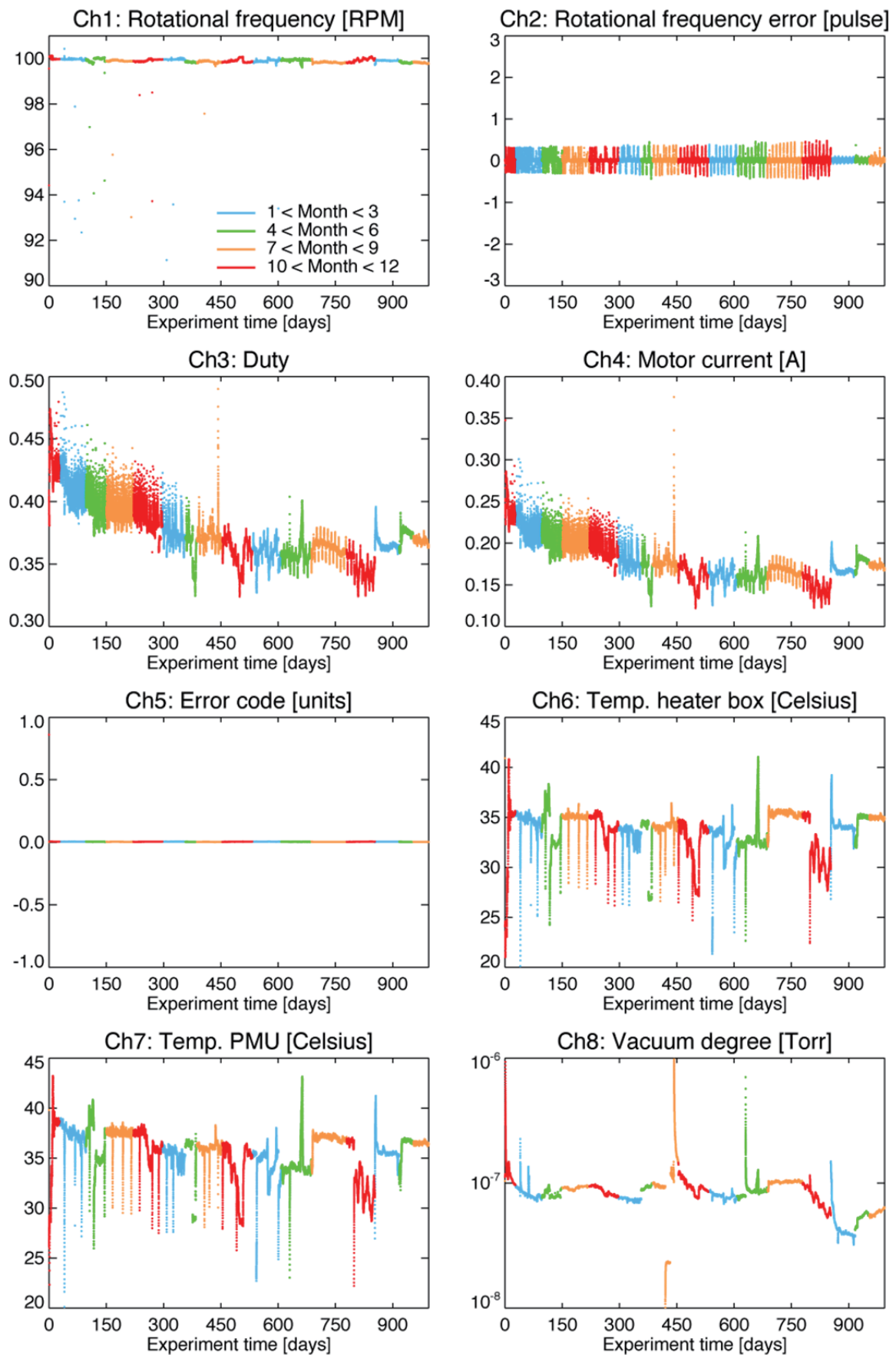


図 6 オイルグリース潤滑第3回目試験の履歴

動トルク(mNm)の時間履歴である。時間経過とともに、回転トルクが徐々に低減する振る舞いがわかる。特に、回転速度が速い程、顕著である。

一連の試験は高真空 ( $10^{-7}$  Torr) の環境で実施された。真空度 (CH8) は何度か大きく悪化している場面が見られるが、これらは停電等による真空ポンプの停止によるものである。

#### 4.4 固体潤滑第1回目試験

二硫化モリブデンによる固体潤滑方式の寿命特性は、PMU 試作品 2 号機で実施した。2012 年 5 月に小型チャンバに設置して駆動試験を開始した。オイルグリース潤滑に比べ、固体潤滑方式は、平均的な回転トルクが小さく、消費電力が小さい利点がある。しかし、真空下で連続駆動を行うと、回転トルクがスパイク状に突然大きく変動し、回転一様性を乱す挙動をしめす現象が頻繁に観測された。高精度の一樣回転を目指す PMU にとっては、好ましくない振る舞いであるため、適切な潤滑方式でないと判断した。

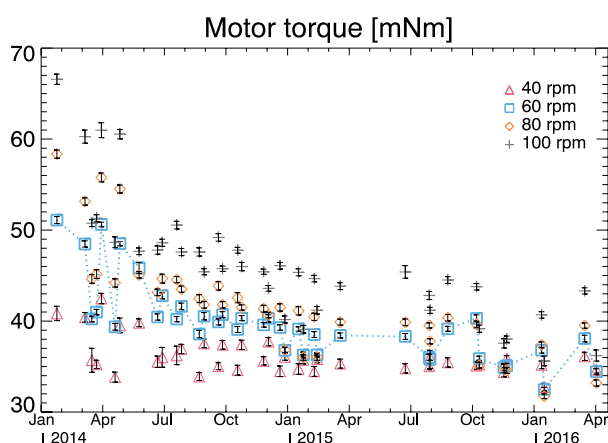


図 7 4 つの回転速度(40, 60, 80, 100 rpm)におけるモータトルク(mNm)の時間変化

## 5. 考察

オイルグリース潤滑を用いた寿命試験計 3 回と固体潤滑の寿命試験 1 回を行なった (表 3)。このうち、オイルグリース潤滑の第 3 回目の試験以外は、各寿命試験の実施後に、PMU を分解して軸受部の状況を調査した。調査結果の詳細は、本論文には示さないが、ここでの考察においては、分解調査で得られた知見も考慮している。

まず、オイルグリース潤滑と固体潤滑の選択について、固体潤滑は寿命試験開始早々に PMU にとって適していないと判断した。理由は、回転トルクがス

パイク状に突然大きく変動し、回転一様性を乱す挙動をしめす現象が頻繁に観測されたためである。このスパイク状に変化する回転トルクの原因解析のために、PMU を分解して軸受部の状況を調査した。総回転数 (約  $7.2 \times 10^5$  回) の割には、ボール走行跡が大きく酷くなっていた。固体潤滑は、二硫化モリブデンコートが徐々に摩耗して潤滑の役目を果たすと一般的に理解されている。突発的なトルク変動は、摩耗した潤滑剤によるひっかかりの発生によって発生する可能性があり、固体潤滑の場合は長寿命を示す軸受でも良く観察される特性である。そのため、PMU のような回転むらを嫌い精密な一樣回転特性を目指すダイレクトモータには最適な潤滑剤ではなさそうである。また、その上で、今回の試験では初期から多発しており、別の要因の存在も考えられる。例えば、保持器が内外輪に同時に接触することで保持器がひっかかり、回転トルクが一時的に増大する振る舞いを起こしていたことが考えられる。この点は、固体潤滑にとって特有ではなく、オイルグリース潤滑でも起きる可能性があるため、保持器形状・寸法の適切な設計による非案内面での接触の回避や案内面・走行面の表面粗さの改善は、信頼性向上にとって重要である。

オイルグリース潤滑については、試験ごとに新しい知見を得て軸受部の設計改良を行うことによって、最終的に第 3 回目の寿命試験で、異常な振る舞いは見られずに、100 rpm 回転で約  $1.43 \times 10^8$  回転を達成した。衛星上で想定される PMU の回転速度 60 rpm (速いケース) で、5 年以上の連続駆動が可能であることを示した。この試験の終了時には、回転動作の挙動に特に問題は見られなかったため、さらに回転数を増すことは可能と考えられる。また、寿命試験中に定期的に行った TQCM を用いたアウトガス計測から非常に低いアウトガス特性が継続していることが検証され<sup>18, 19)</sup>、また寿命試験後の目視検査でもオイルの外部への漏れ出しは認められなかった。このことから、最終的な PMU 駆動機構の軸受設計は妥当であり、ミッション 3 年以上の駆動は技術的に成立することがわかった。

次に、オイルグリース潤滑の寿命試験に見られる特徴について議論する。オイルグリース潤滑の場合、回転体の回転数をゼロから上げていくと、最初は回転体の自重と軸受の予圧の和が流体力より大きいため、回転体と軸受は境界潤滑 (固体と固体が接触) 状態にある。この領域では油膜厚さはほとんどゼロであり、回転トルクも大きい状態である。さらに回

転数を上げていくと、流体力の増大とともに薄い油膜が形成され、混合潤滑状態となる。この領域では、油膜厚さと表面粗さが同等のオーダーとなる。PMUのような低速回転においては、油膜パラメータは1にはやや到達しない程度であり、混合潤滑状態と考えられる。第3回目試験に用いた軸受では、表面粗さの改善を施しており、これは長寿命特性獲得にとって有効に働いたと思われる。

図6の長期間トレンドからは、時間とともにモータ電流が徐々に減っていく挙動が確認できる。これは、液体潤滑が徐々になじんで回転トルクが減少していくことを意味しており、結果が良好であることを意味する。真空ポンプの停止の後に真空ポンプを再度稼動開始させた際に、モータ電流がやや増加した数値を示した。これは、ジャイロなど高速回転機器でも見られる振る舞いと同じものと考えられ、潤滑剤の分布状態（なじみ）によるものと推定している。

## 6. おわりに：今後の展開

連続回転駆動機構の開発の出発点は、当時検討中だった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（太陽光学磁場診断望遠鏡、SUVIT）が高精度の偏光計測を行うための重要なデバイスとして開発を開始した。そして、オイルグリース潤滑を用いた連続回転駆動機構の設計を確立し、軌道上条件で5年を超えた連続駆動が可能となった。

この評価試験の期間に SOLAR-C ミッション提案の変化があり、現時点(2018年6月)で、この連続回転駆動機構そのものを用いる SUVIT の飛翔は、国際協力の実現難易度や打上げ機会の最新状況から早くて2030年前後となっている。

一方、PMU機構ができたことで、小規模の先進的なプロジェクトが複数立ち上がった。まず、国際観測ロケット「CLASP」(Chromospheric Lyman-Alpha SpectroPolarimeter)である。太陽の彩層・遷移層（彩層とコロナの間の薄い層）から放たれるライマン $\alpha$ 線（水素原子が出す真空紫外線域 波長 121.6 nm の輝線）を偏光分光観測する装置であり、彩層・遷移層の磁場を求める世界初の試みである。目指した偏光計測は、ライマン $\alpha$ 線の直線偏光を $\sim 0.1\%$ という高い精度で検出することであり、PMUの回転一様性が肝である<sup>11)</sup>。CLASPは、2015年9月3日にNASA観測ロケットで打上げられ、搭載されたPMUは飛翔中完璧な様回動作<sup>21, 24)</sup>をして、太陽彩層の磁場情報の取得に成功した<sup>25)</sup>。さらに、回収された装置

を改修して、マグネシウム線 (280 nm) の偏光分光観測に挑む CLASP の再飛翔「CLASP2」(Chromospheric Layer SpectroPolarimeter)<sup>26)</sup>が、2019年前半に実施される予定である。この CLASP, CLASP2 には、PMU#2 が用いられている。PMU#2 を用いた固体潤滑の寿命試験の後に、長寿命が検証されたオイルグリース潤滑の設計を取り入れた軸受を組み込んである。

PMU#1 は、オイルグリース潤滑第3回目試験の終了時の形態のままで、国際大気球実験 SUNRISE-3 に搭載する可視偏光分光観測装置 SCIP (Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter)に搭載される。SCIP<sup>27)</sup>は近赤外線吸収線の高精度偏光計測の実施を行う観測装置であり、高度 35km 以上の北極圏上空から太陽をとらえ、SUNRISE-3 の 1m 望遠鏡で実現される非常に高い空間分解能で、非常に精密な偏光分光観測を行い、太陽光球から彩層底部の磁場を3次的にとらえる。飛翔は、2021年に予定されている。また、SUNRISE-3の別の焦点面観測装置である SUSI (Sunrise Ultraviolet Spectropolarimeter and Imager) を開発中のドイツの研究所からも、同じ PMU を使用したい希望が寄せられ、PMU 第3号機を製作して提供することになった。

PMU で用いた大口径薄肉軸受は、他の一般的な軸受(小口径軸受等)に比べ、技術的な難易度は高いと考えられる。PMU で培った駆動機構技術は、より一般的に広い用途があるフィルターホイールなどへの応用も考えられる。コンタミ管理が厳しい宇宙望遠鏡内部で使用できるアウトガス特性に優れた回転駆動機構は、今後の宇宙科学ミッション等の宇宙機に応用されることを期待する。

## 謝辞

本研究で開発した連続回転駆動機構試作品 (PMU#1, PMU#2) は、JAXA 宇宙科学研究所の宇宙理学委員会から SOLAR-C WG に交付された戦略的開発研究経費 (平成 22-24 年度) を用いて設計・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。この開発は、2009 年頃に複数のメーカーに製作を打診し、唯一開発に強い興味・意欲を示した三菱プレジジョン (株) との間で研究を始めた。三菱プレジジョンの中山聡、田島崇男、平田晋吾、梶田直希、小川智也、菊池均、戸叶慎吾、高山久信をはじめとする様々な関係者にお世話になった。感謝申し上げる。開発の過程において、JAXA 研究開発本部 衛星構造・機構グループの軸受や潤滑剤等の専門家(小原新吾技術領域リーダー、鈴木

峰男技術領域リーダー，川島教嗣主幹研究員)に適時アドバイスやレビューを受けながら，開発研究を進めた。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) Shimizu, T., Imada, S., and Kubo, M. “First Ten Years of Hinode Solar On-Orbit Observatory,” *Astrophysics and Space Science Library* 449, Springer Nature (Singapore), 2018.
- 7) Akin, D., Horber, R., and Wolfson, J. “Three High Duty Cycle, Space-Qualified Mechanisms,” 27th Aerospace Mechanisms Symposium, NASA Conference Publication 3205, p.219, 1993.
- 8) Suematsu, Y., Katsukawa, Y., Hara, H., Kano, R., Shimizu, T., Ichimoto, K. “Large aperture solar optical telescope and instruments for the SOLAR-C mission,” 2014, Proc. SPIE 9143, Space Telescopes and Instrumentation 2014: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 91431P.
- 9) 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
- 10) Yoshida, N., Takahara, O., Kosugi, T., Ninomiya, K., Hashimoto, T., Minesugi, K., Tsuneta, S., Ichimoto, K., Shimada, S. “Systematic Approach to Achieve Fine Pointing Requirement of SOLAR-B,” IFAC ACA2004 (16<sup>th</sup> Symposium on Automatic Control in Aerospace), 2004 (June 14-18 2004, St-Petersburg, Russia).
- 11) Ishikawa, S., Shimizu, T., Kano, R., Bando, T., Ishikawa, R., Giono, G., Tsuneta, S., Nakayama, S., Tajima, T., “Development of a Precise Polarization Modulator for UV Spectropolarimetry,” 2015, *Solar Physics*, 290, 3081-3088.
- 12) 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.
- 13) 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.
- 14) 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.
- 15) 清水敏文: 「SOLAR-C に向けた駆動機構開発とコンタミネーション」, 第57回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1F02 (JSASS-2013-4089), 日本宇宙航空学会, 2013.
- 16) 渡邊恭子, 原弘久, 坂東貴政, 勝川行雄, 清水敏文, 浦山文隆, 木本雄吾, 宮崎英治, 美浦由佳: 「太陽観測衛星「ひので」搭載装置の飛翔中における感度変化と次期太陽観測衛星 Solar-C のアウトガス対策」, 第59回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1K02, 日本宇宙航空学会, 2015.
- 17) 渡邊恭子, 清水敏文, 飯田佑輔, Kyoung-Sun Lee, 大場崇義: 「宇宙望遠鏡に搭載する高頻度回転駆動機構: アウトガスレートの高精度計測」, JAXA

- Research and Development Report (ISSN 1349-1113), JAXA-RR-14-008, 2015.
- 18) 川畑佑典, 渡邊恭子, 飯田佑輔, Kyoung-Sun Lee, 大場崇義, 加納 龍一, 石川真之介, 清水 敏文: 「宇宙望遠鏡用に開発された回転駆動機構からのアウトガス: 1.5 年にわたる実測結果」, 第 5 9 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 1K03, 日本宇宙航空学会, 2015.
  - 19) 川畑佑典, 土井崇史, 長谷川隆祥, 渡邊恭子, 大場崇義, 石川真之介, 清水敏文「宇宙望遠鏡搭載回転駆動機構起源のアウトガス: 2 年 3 ヶ月の計測実験から得られた知見」, 第 6 1 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 2D08, 日本宇宙航空学会, 2017.
  - 20) 中山聡, 田島崇男, 佐藤典夫, 平田晋吾, 小川智也, 梶田直希, 清水敏文, 常田佐久, 原 弘久: 「観測望遠鏡用の回転駆動機構の開発」, 第 5 5 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 2A16, 日本宇宙航空学会, 2011.
  - 21) 中山聡, 田島崇男: 「観測望遠鏡用 PMU の回転制御手法の開発-観測ロケット実験 CLASP への搭載結果-」, 三菱プレシジョン技報, 10, 35, 2017.
  - 22) 鈴木峰男, Prat Philippe, 松本康司: 「宇宙用液体潤滑玉軸受の性能とアウトガス特性」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-03-014, 2004.
  - 23) 鈴木峰男, 西村充: 「超高真空下, 高スラスト荷重下における固体潤滑転がり軸受のトライボロジー特性」, 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR-1389, 1999.
  - 24) Ishikawa, S., Shimizu, T., Kano, R., Bando, T., Ishikawa, R., Giono, G., Beabout, D., Beabout, B., Nakayama, S., Tajima, T., and the CLASP team “In-flight performance of the polarization modulator in the CLASP rocket experiment,” Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultra-violet to Gamma Ray, 99052U, 2016.
  - 25) Kano, R., Trujillo Bueno, J., Winebarger, A., Auchere, F., Narukage, N., Ishikawa, R., Kobayashi, K., Bando, T., Katsukawa, Y., Kubo, M., Ishikawa, S., Giono, G., Hara, H., Suematsu, Y., Shimizu, T., Sakao, T., Tsuneta, S., Ichimoto, K., et al. “Discovery of Scattering Polarization in the Hydrogen Lyman alpha Line of the Solar Disk Radiation”, ApJ Letter, 389, L10 (6pp), 2017.
  - 26) Narukage, N., McKenzie, D. E., Ishikawa, R., Trujillo-Bueno, J., De Pontieu, B., Kubo, M., Ishikawa, S., Kano, R. et al., “Chromospheric LAYer SpectroPolarimeter (CLASP2),” Proc. SPIE 9905, Space Telescopes and Instrumentation 2016: Ultra-violet to Gamma Ray, 990508, 2016.
  - 27) Katsukawa, Y., Kubo, M., Hara, H., Shimizu, T., Quintero Noda, C., Ichimoto, K., Tsuzuki, T., Uraguchi, F., Nodomi, Y., Suematsu, Y., Ishikawa, R., Kano, R., Tamura, T., Oba, T., Kawabata, Y., Ishikawa, S., Nagata, S., Anan, T., del Toro Iniesta, J. D., Orozco Suarez, D., Cobos Carrascosa, J.P., Lopez Jimenez, A. C., Solanki, S., Feller, A., Riethmuller, T., Gandorfer, A. “Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter (SCIP) for the SUNRISE balloon mission,” Proc. SPIE (10-15 June 2018, Austin, Texas, USA.), 2018, in press.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-18-003

JAXA Research and Development Report

宇宙望遠鏡用連続回転駆動機構：真空環境下での長寿命特性

Rotating Mechanism for Space Telescopes: Long Lifetime Performance in Vacuum Environment

---

発 行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)  
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1  
URL: <http://www.jaxa.jp/>

発 行 日 平成30年10月25日  
電 子 出 版 制 作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。  
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

---

