

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

月面模擬環境におけるモータの熱特性評価

Thermal characteristics evaluation of motor in simulated lunar environment

須藤 真琢, 星野 健, 若林 幸子

Masataku SUTOH, Takeshi HOSHINO and Sachiko WAKABAYASHI

2017年7月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1 緒言	1
2 モータ熱真空試験装置	2
2.1 モータ熱真空試験装置の概要	2
2.2 真空チャンバ部	3
2.3 モータ駆動部（真空チャンバ内部）	3
2.4 モータ制御・トルク計測部（真空チャンバ外部）	4
3 モータの熱真空試験 1：温度試験	5
3.1 温度試験方法・手順および試験条件	6
3.2 温度試験の結果および考察	6
3.2.1 回転速度・トルク特性	6
3.2.2 温度特性	8
4 モータの熱真空試験 2：熱サイクル試験	8
4.1 熱サイクル試験方法・手順および試験条件	9
4.2 熱サイクル試験の結果および考察	10
4.2.1 回転速度・トルク特性	10
4.2.2 温度特性	11
5 結言	12
参考文献	12

月面模擬環境におけるモータの熱特性評価

須藤 真琢^{*1}, 星野 健^{*1}, 若林 幸子^{*1}

Thermal characteristics evaluation of motor in simulated lunar environment

Masataku SUTOH^{*1}, Takeshi HOSHINO^{*1}, Sachiko WAKABAYASHI^{*1}

ABSTRACT

On the surface of the Moon, mobile robots (i.e., rovers) are required to travel in vacuum and experience extreme low and high temperatures. Thus, for developing lunar rovers, the survivability and performance of the rovers' components should be evaluated in an environment simulated the above target situation. To this end, this paper investigates a characteristics of a motor in a simulated lunar thermal vacuum condition. For this investigation, a thermal vacuum test system was first developed. In this system, a motor located inside a vacuum chamber is controlled from outside the chamber, and motor's speed, current, and torque are measured in various load conditions. Subsequently, two kinds of motor tests were proposed and conducted using this system. In a test, a motor was tested in different operation temperatures. In the other test, the motor was tested in thermal cycles, in which the motor was first stored in a low temperature and subsequently operated after heated. Here, operation and storage temperatures were determined based on the lunar thermal conditions. The test results suggest that the motor can be stored and have almost constant speed, torque, and thermal performances under the simulated lunar environment. This study confirms the thermal characteristics of an indispensable component for lunar exploration and enhanced its reliability.

Keywords: Lunar exploration, Rover, Motor, Extreme temperature, Vacuum

概要

月面模擬環境において、モータの特性評価を行う試験装置を開発した。この装置は真空チャンバの外部から内部のモータの回転速度や負荷を制御するとともに、モータの回転速度や出力トルクを計測することが可能である。さらに、この装置を用いて、(1)温度試験および(2)熱サイクル試験を実施した。(1)の試験では、異なる温度におけるモータの挙動、(2)の試験では、「低温で保存し、その後加熱する」というサイクルを繰り返した場合のモータの挙動について、それぞれ検証を行った。これら試験より、月面の温度環境において、試験に使用したモータがほぼ同一性能で保存・動作可能であることを確認した。この研究の成果は、月面探査の信頼性向上に寄与するものである。

1. 緒言

真空の月面(圧力: 10^{-10} (夜)~ 10^{-7} Pa(昼))において、赤道付近の地表面温度は、夜-170 °C(103 K)まで低下し、昼120 °C(393 K)まで上昇すると言われている^{3,4)}。また、その温度変化は29.5日周期で繰り返され、月探査機(ローバ)は、この厳しい温度環境で駆動を強いられる。

月面ローバには、CPU(Central Processing Unit)やモータ、モータドライバ等の様々な電子機器が搭載される。これら機器は上記の温度環境で保存・動作しなければならない。多くの機器はローバ本体内部に搭載されるため、MLI(Multi Layer Insulation)やヒータを用いた熱制御によって、月面の熱環境から保護することが可能である。しかしながら、ローバの走行機構等に用いられる駆動部は、本体外側に搭載されるため熱制御が困難であり、常に厳しい環境にさらされる。そのため、駆動部のモータには、厳しい温度環境における保存・動作性能

* 平成 29 年 4 月 26 日受付 (Received April 26, 2017)

^{*1} 宇宙探査イノベーションハブ (Space Exploration Innovation Hub Center)

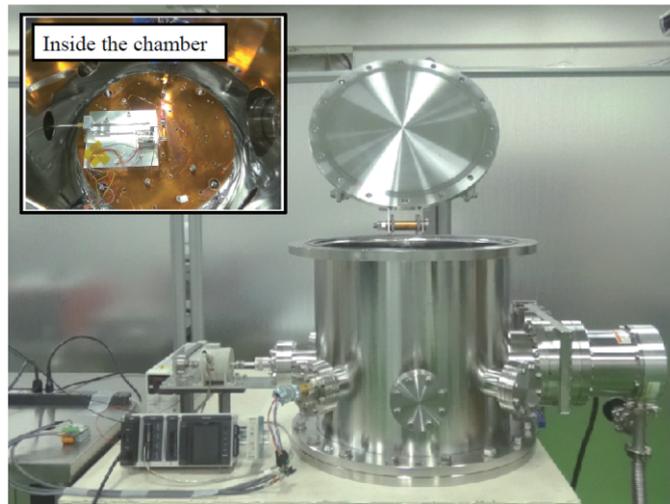


図1 モータの熱真空試験装置の概観写真。この試験装置は、(1)真空チャンバ部、(2)モータ駆動部(真空チャンバ内部)、および(3)モータ制御・トルク計測部(真空チャンバ外部)で構成される。

が必須である。過去、露国の月面ローバ(Lunokhod)^{7,8)} や米国の月面車(Lunar Roving Vehicle、LRV)⁹⁾は月面走行の実績をあげているが、その開発においてモータの試験基準や方法は確立されていない。将来の月探査の実現のために、試験方法や評価指標の構築が課題である。

月や火星ローバの搭載機器の開発には、探査環境の温度や圧力を模擬した試験が必要となる。Sobrado et al.,は、火星の温度(133~293 K)や気圧(~ 10^3 Pa)を模擬する真空チャンバを開発し、その詳細性能を報告している¹⁴⁾。また、BraunとNoonは、火星模擬チャンバ内で改良した民生モータの試験を行い、火星用モータの評価を行っている²⁾。Phillips et al.,は、火星模擬チャンバ内に固定した供試体モータに対して、別のモータを用いて負荷を加えることで、様々な負荷トルク下でモータの試験を実施している¹³⁾。このような火星を想定したモータの熱真空試験の研究報告は複数存在する一方で、温度環境がより厳しい月面を模擬した報告例は少ない。月面を模擬した試験として、Oikawa et al.,は、月面ローバの熱真空試験を行い、常温付近(253~313 K)の熱特性を報告している¹⁰⁾。月の昼に探査活動を限定した場合には、この狭い温度範囲における評価で十分であるが、夜を越える(越夜)長期探査の実現には、低温・高温での検証が不可欠となる。筆者らの研究グループでは、月面の低温(93 K程度)・真空環境(1.0×10^{-4} Pa以下)でモータや様々な電子機器を保存し、その前後で機器の動作試験を行ってきた^{5,6)}。また、モータを開発し、高温(403 K程度)でも動作試験を実施している^{11,12)}。しかしながら、低温・高温環境でモータの負荷トルクを変化させる詳細な評価や月面を想定した熱サイクル下におけるモータの保存や動作に関する報告例は存在しない。

上記の背景を踏まえ、本研究では、月面を想定した幅広い低温・高温環境、および熱サイクル下におけるモータの保存・動作性能を評価することとした。また、この評価のために、熱真空試験装置を用いた(1)温度試験と(2)熱サイクル試験の方法や手順を提案し、試験を実施した。(1)の試験では、高温領域でモータの永久磁石が減磁し、その性能が低下することが懸念されるため、異なる動作温度におけるモータの挙動について検証を行う。一方、(2)の試験では、低温-高温の温度変化を繰り返すことでモータの永久磁石や軸受等に異常が生じる可能性があるため、「低温で保存し、その後加熱する」というサイクルを繰り返した場合のモータの挙動について検証する。

本稿では第2章において、モータの熱真空試験装置について説明する。続いて第3章および4章において、2種類のモータ試験についてそれぞれ説明する。最後に第5章においてこれらを統括する。

2. モータ熱真空試験装置

本研究で用いたモータの熱真空試験装置は、真空チャンバの外部からチャンバ内のモータを制御し、様々な負荷条件でモータを回転させることが可能である。本章では、この試験装置について詳細に説明する。

2.1. モータ熱真空試験装置の概要

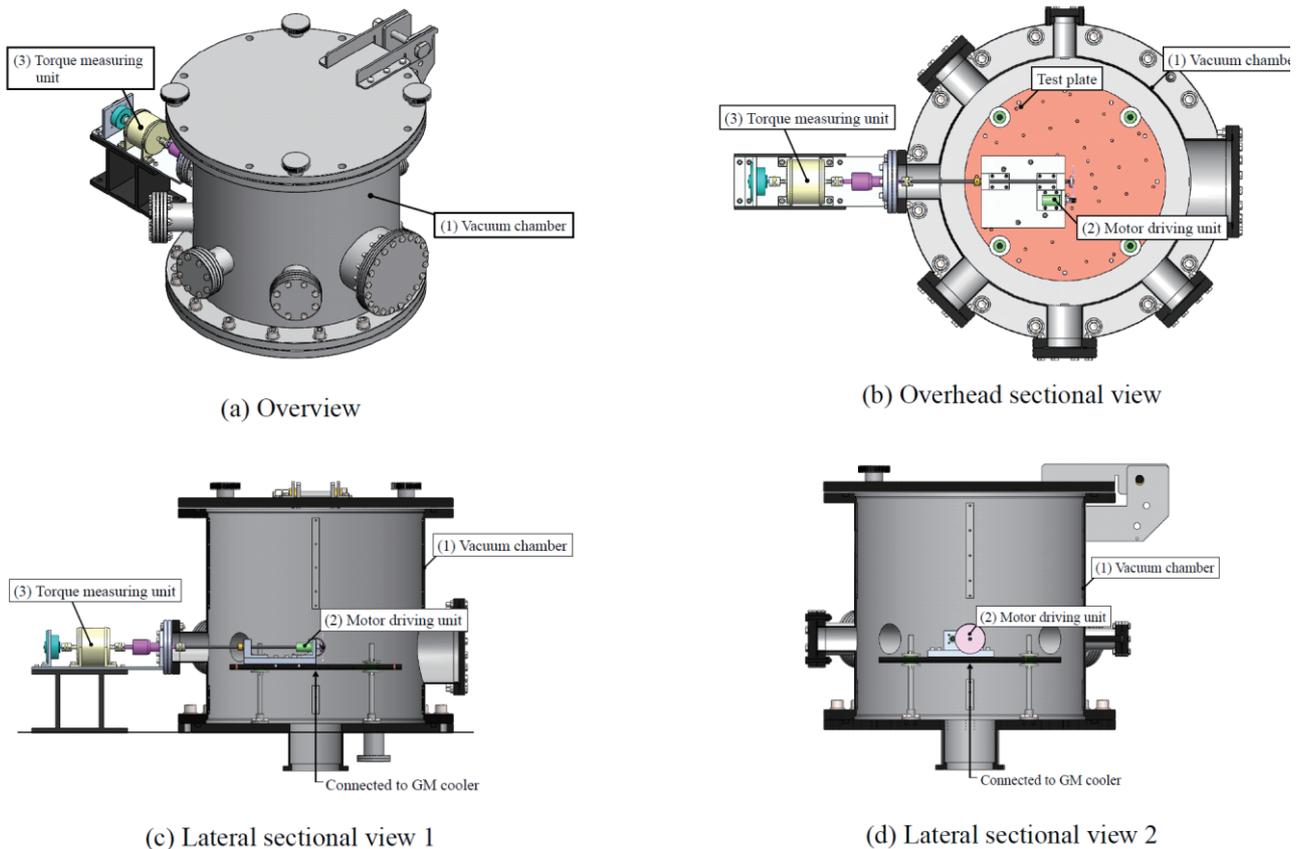


図2 モータ熱真空試験装置の概観図。図では省略するが、供試体プレートの冷却制御のため、真空チャンバ下部にはGM冷凍機が結合されている。

Phillips et al.,は、真空チャンバ内部に固定した負荷用モータとトルク計で、供試体モータの負荷調整と出力トルクの計測を行っていた¹³⁾。しかしながら、この構成では計測系(負荷モータおよびトルク計)自体が、チャンバ内の温度や圧力の影響を受けるために、供試体モータの挙動を厳密に評価することは困難である。そこで、本研究における試験装置は、これら計測系を真空チャンバ外部に設置する構成とした。図1および2に、開発したモータ熱真空試験装置の写真および概観図をそれぞれ示す。

図2に示すように、本試験装置は、(1)真空チャンバ部、(2)モータ駆動部、(3)モータ制御・トルク計測部から構成される。(1)では、真空チャンバ内部の圧力および温度の制御を行う。(2)は、真空チャンバ内部に固定されており、モータの回転を減速した後に真空チャンバ外部に伝動する。(3)は、真空チャンバ外部に固定されており、モータの回転速度や負荷を制御するとともにモータの回転速度、電流値、および出力トルクを計測する。以下、各部の機能について詳細に記す。

2.2. 真空チャンバ部

真空チャンバ部では、チャンバ内の圧力および温度の制御を行うことで月面環境を模擬する。真空チャンバ部の諸元は表1に示す通りである。表1に示すように、この真空チャンバは 1.0×10^{-4} Pa以下まで減圧が可能である。チャンバ内の圧力は、内部に設置したピラニ測定子(低真空領域用)およびコールドカソード測定子(高真空領域用)により計測し、ドライポンプとターボ分子ポンプを用いて目標値まで減圧される。一方、供試体プレート(図2(b)参照)の温度は、プレート内部に埋め込んだ電気ヒータとプレート下部に結合したGM冷凍機を用いて調整される。本研究ではこの供試体プレートに後述のモータ駆動部を固定することで、モータの熱真空試験を実施する。モータ駆動部表面に取り付けたT型熱電対(図3(a)参照)を用いて温度の計測を行い、その温度を基にヒータと冷凍機の加熱・冷却制御を行う。

2.3. モータ駆動部(真空チャンバ内部)

モータ駆動部は、真空チャンバ内に設置した供試体プレートに固定されており、モータの回転を歯車によって減速した後に真空チャンバ外部に伝動する。モータ駆動部の写真および概観図を図3に示す。図3(b)に示すように、歯車を取り付けたシャフトは、真空ベアリングを内蔵した治具によってモータの回転軸と同じ高さで支

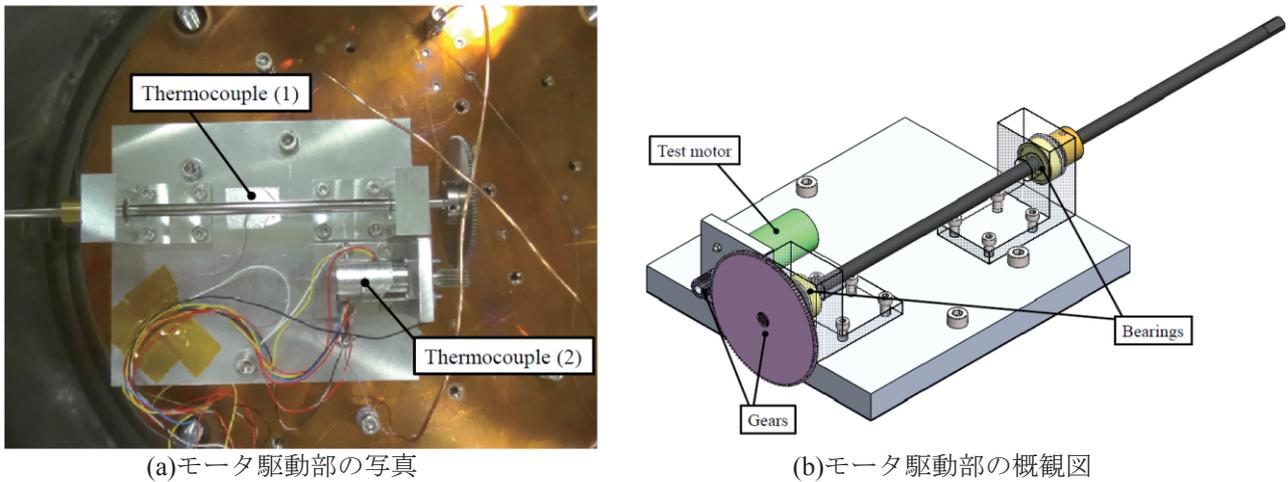


図3 モータ駆動部の写真および概観図。モータ駆動部では、モータの回転を歯車によって減速し、その後回転を真空チャンバ外部に伝動する。

持されている。これにより、シャフトはモータの回転をモータの向きと反対側に伝動する。

モータ駆動部の温度は、供試体プレートの温度変化に伴い上昇/下降する。モータ駆動部を固定する際には、駆動部とプレートの間にアルファゲルシートを入れることで、プレートからの熱をモータ駆動部に伝導しやすくした。また、図4に示すように、試験の際にはモータ駆動部全体をMLIで覆い断熱性を向上させた。図3(a)に示すように、モータ駆動部には、(1)駆動部表面および(2)モータ本体の2箇所に金属テープを用いて熱電対を取り付けた。この熱電対の取付方法は、過去、様々な機器の温度試験において有効性が確認されており、後述の試験においても熱電対が剥がれることはなかった。真空チャンバ部の電気ヒータおよび冷凍機の加熱・冷却制御には、温度変化が安定している(1)の測定値を使用し、試験温度は(2)の値を基準とする。

2.4. モータ制御・トルク計測部(真空チャンバ外部)

モータ制御・トルク計測部は、真空チャンバ外部に固定されており、モータの回転速度や負荷を制御するとともに、モータの回転速度、電流値、および出力トルクを計測する。モータ制御・トルク計測部の写真および概観図を図5に示す。

モータの制御には真空チャンバ外部に固定したモータドライバを使用し、モータドライバには制御装置(デスクトップPC)から指令を送信する。このモータドライバを用いることで、モータの様々な制御(位置制御や速度制御等)が可能であり、モータの回転速度や電流値の計測を行うことができる。真空チャンバ内外間の信号の送受信やモータの電源供給は、真空チャンバのポートに取り付けた電気系統フィードスルーを介して有線で行われた(図5(a)参照)。図6にモータおよびモータドライバ周辺機器の構成図を示す。

上述のように制御されたモータの回転は、カップリングと小型回転導入機(型式:RFT34B、ARIOS)を介して、真空チャンバ内部から外部に伝動される(図2(b)および(c)参照)。その後、回転はトルク変換機(型式:TP-2KCE、共和電業)およびパウダブレーキ(型式:ZKG-5YN、三菱電機)に伝動される。トルク変換機の計測データ(出力トルク)は、データロガーを用いて計測される。一方、パウダブレーキは、ブレーキに流れる電流を調整することで、モータの負荷トルクを変えるために使用する。ブレーキに流れる電流の調整には、電源装置および電

表1 真空チャンバ部の諸元⁶⁾

Item	Specification
Diameter × height	Φ400 × 450 mm
Test plate	Φ360 mm
Vacuum pump	Dry / turbo molecular pump
Vacuum level	$< 1.0 \times 10^{-4}$ Pa
Heat control	GM cooler & electrical heater
Temperature sensor	T-type thermocouple
Temperature	50-400 K

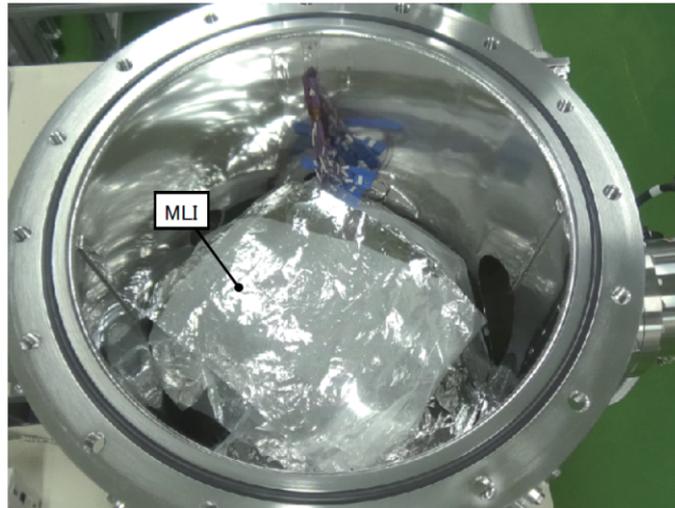
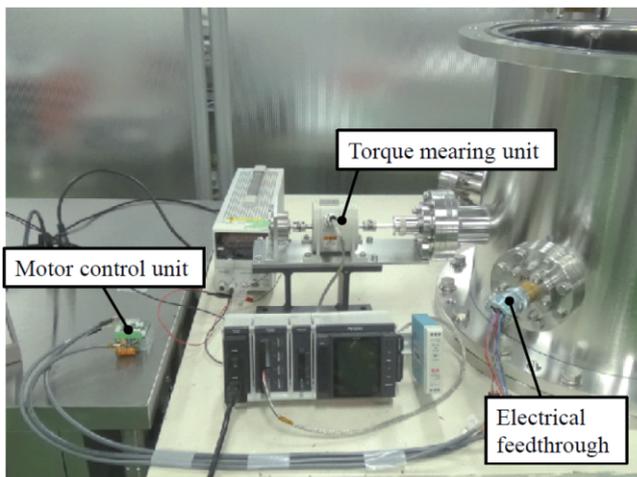
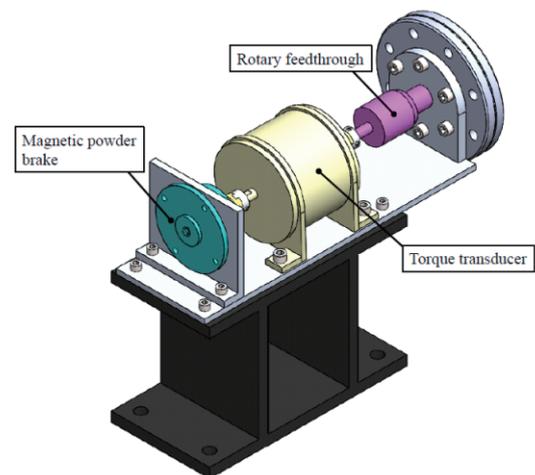


図4 試験において、蓋を閉じる前(減圧および加熱/冷凍の前)の真空チャンバ内部の写真。モータ駆動部は、断熱のためにMLIで覆われている。



(a) モータ制御・トルク計測部の写真



(b) トルク計測部の概観図

図5 モータ制御・トルク計測部の写真および概観図。モータ制御・トルク計測部は、真空チャンバ外部からモータの回転速度や負荷を制御するとともに、モータの回転速度、電流値、および出力トルクを計測する。

流計を用いた(図6参照)。本研究では、モータの負荷をパウダブレーキに流した電流値(負荷電流)を基準に考え、その際の実負荷をトルク変換機の実出力値から算出する。

3. モータの熱真空試験1：温度試験

本研究では第2章で説明した試験装置を用いて、供試体モータの試験を行った。試験として、月面環境を想定した(1)温度試験および(2)熱サイクル試験を実施した。(1)の試験では、異なる温度におけるモータの挙動、(2)の試験では、「低温で保存し、その後加熱する」というサイクルを繰り返した場合のモータの挙動について、それぞれ検証した。本章では、(1)の温度試験の内容および結果を詳細に記す。

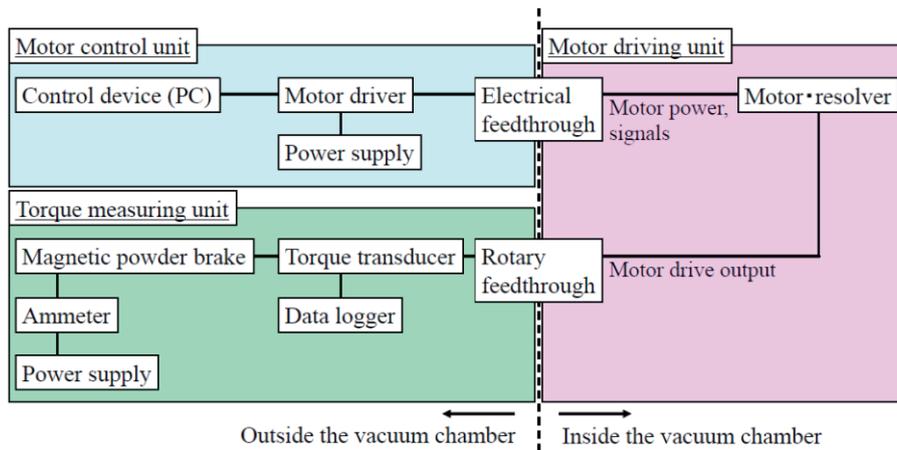


図6 モータ制御・トルク計測部の構成図。

3.1. 温度試験方法・手順および試験条件

温度試験ではモータの電流値や出力トルクを基に、異なる温度環境におけるモータの回転速度・トルク特性および温度特性を評価する。本研究では、真空チャンバ内の圧力を 1.0×10^{-4} Pa以下とし、193、303、403、473 Kの4パターンの温度で供試体モータ(型式：12B3.0、CDA InterCorp)の評価試験を行った。供試体モータの諸元を表2に記す。試験では、異なる回転速度およびパウダブレーキに流れる電流(負荷電流)の下で、モータを80秒間回転させた。試験におけるモータの回転速度および負荷の条件を表3にまとめる。負荷電流は、供試体モータの停動トルクを基に決定しており、実際に月面でモータに必要なトルクは、本試験における最大負荷以下である。表1に示すように、供試体プレート温度の設定値の上限は400 K程度である。そこで動作温度473 Kの試験では、まず設定温度を403 Kとし、モータ温度を403 Kにした。続いて、モータ温度が473 Kになるまで負荷を加えた状態でモータを回転させ、その後に上述の試験を行った。試験では、常に真空チャンバ内の減圧を継続しており、モータの回転に伴い真空度が変化し、上述の試験圧力の範囲を逸脱することはなかった。

3.2. 温度試験の結果および考察

3.2.1. 回転速度・トルク特性

計測データの時間履歴の一例として、図7に動作温度473 K、負荷電流30 mAにおける回転速度、電流、および出力トルクのデータを示す。図7(a)より、モータは、加速後ほぼ一定の回転速度で回転している様子が見て取れる(誤差平均 $\pm 8\%$ 以内)。また、指令回転速度の変化に伴い、出力回転速度が変化している。一方、図7(b)および(c)より電流と出力トルクは、上記と同様に加速後一定となる(誤差平均：電流 $\pm 3\%$ 以内、出力トルク $\pm 1\%$ 以内)。また、回転速度に依存せず、試験を通してほぼ一定であることが見て取れる(誤差：電流 $\pm 5\%$ 以内、出力トルク $\pm 3\%$ 以内)。

以下、図7において値がほぼ一定であった試験時間20～80秒の範囲で平均値、最小値、および最大値を算出し、実験結果を考察する。算出した値を用いて、図8に動作温度473 Kの試験における回転速度、電流、および出力トルクと指令回転速度の関係を示す。図8(a)より、すべての負荷条件において、指令回転速度と出力回転速度はほぼ等しい(誤差7%以内)ことが見て取れる。一方、図8(b)および(c)より、電流と出力トルクは、回転速

表2 供試体モータの諸元。

Motor Data	
No load speed [RPM]	25500
Nominal speed [RPM]	15000
Nominal torque [mNm]	21
Stall torque [mNm]	24
Torque constant [mNm/A]	8.6
Max. efficiency	62
Operational Temperature [K]	193 – 473
Storage Temperature [K]	193 – 473

表3 試験における回転速度と負荷の条件。負荷電流は、パウダブレーキに流れる電流値であり、“No load”は、パウダブレーキを外した状態を意味する。

Speed [rpm]	600, 1200, 2400, 6000
Load current [mA]	“No load”, 0, 30, 45

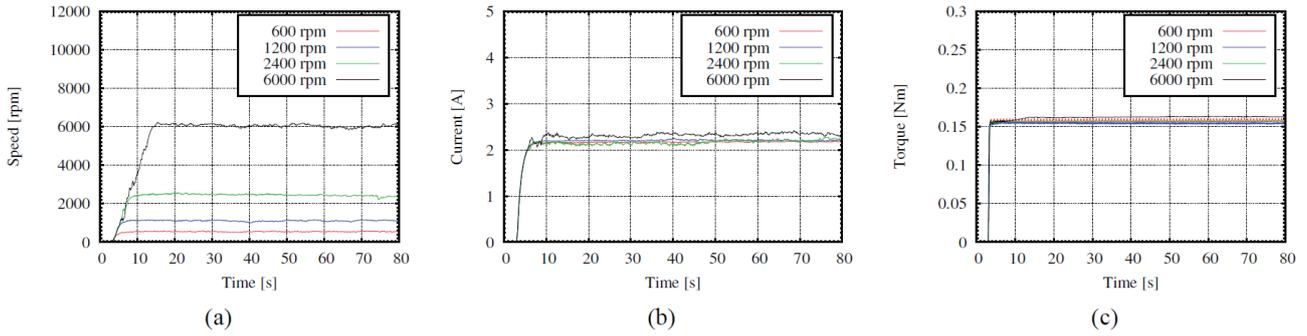


図7 動作温度 473K、負荷電流 30mA における(a)回転速度、(b)電流、および(c)出力トルクの時間履歴。試験時間 20~80 秒で、各値はほぼ一定となることが見取れる。

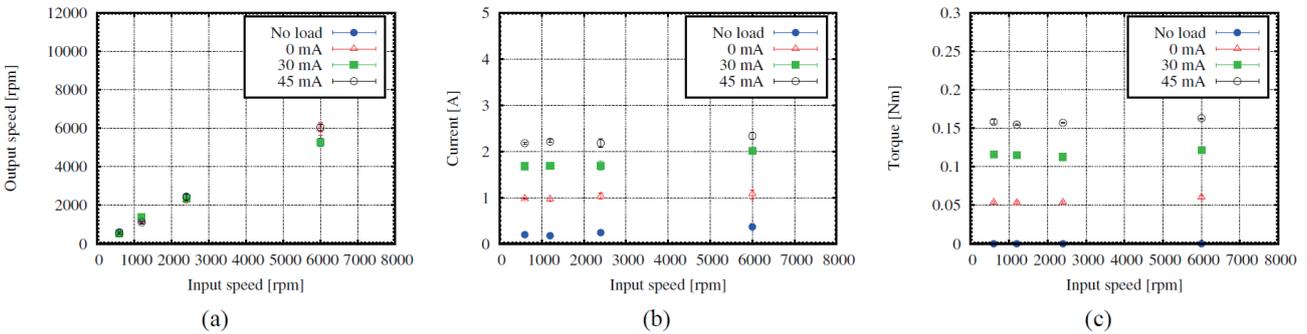


図8 動作温度 473K の試験における(a)回転速度、(b)電流、および(c)出力トルクの平均値。各データは、試験時間 20~80 秒の平均値であり、エラーバーは、その最小値と最大値の範囲を示す(e.g., 負荷電流 30mA のデータは、図7の試験時間 20~80 秒の値から算出された)。

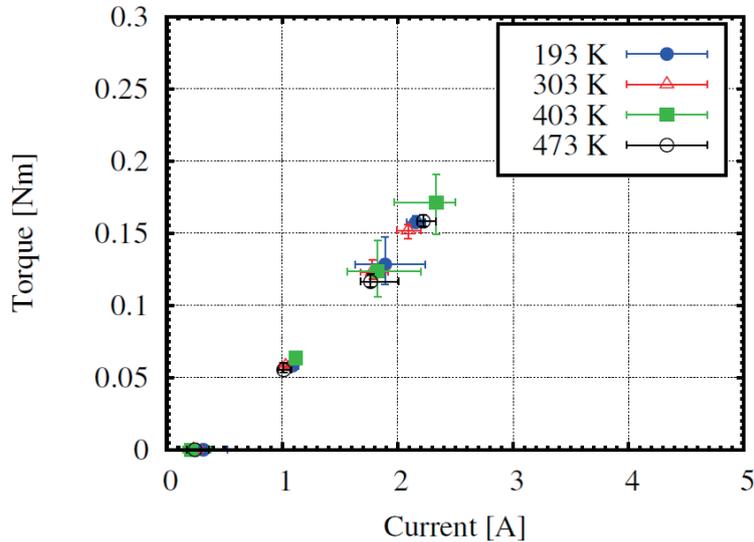


図9 異なる動作温度における電流と出力トルクの関係。各データは、同一負荷における平均値であり、エラーバーは、その最小値と最大値の範囲を示す(e.g., 動作温度 473K のデータは、図8(b)および(c)の値から算出された)

度の増大に伴いわずかに増加し、負荷の増大に伴い大きく増加することが見て取れる。なお、図7および8には、動作温度 473 K の試験結果を示したが、その他の動作温度(193、303、403 K)の試験においても同様の傾向を確認している。

続いて、図8(b)および(c)における同一負荷のデータ(i.e., 回転速度の異なる4点のデータ)から平均値を算出し、モータの電流-トルク特性を評価する。図9に各動作温度の試験から得られた電流と出力トルクの関係を示す。併せて、表4に図9のデータから得られる近似直線の傾き(トルク定数)および切片を示す。表4から動作温度の上

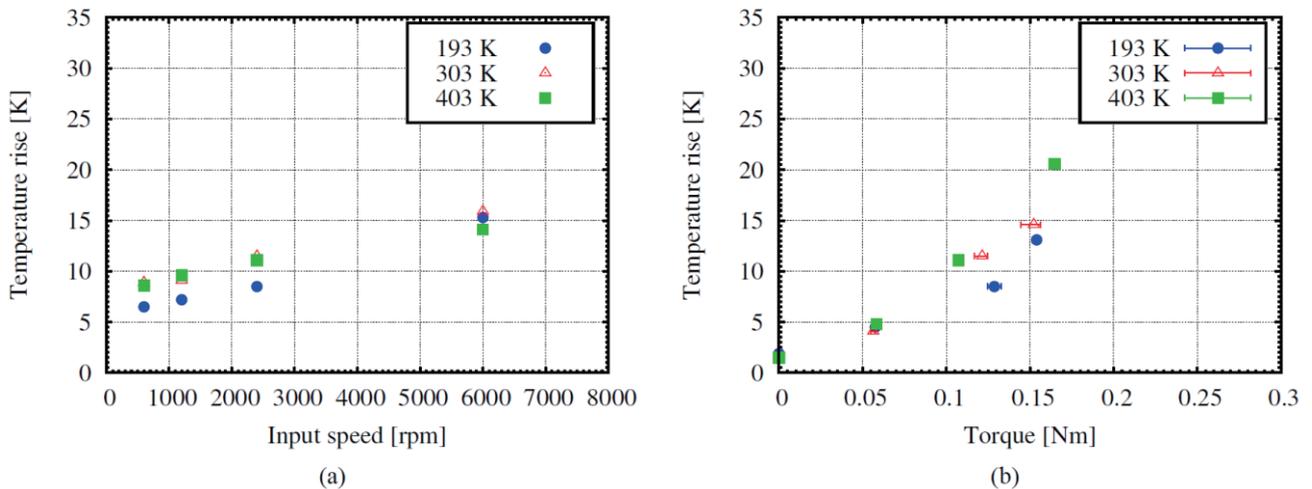


図10 異なる動作温度におけるモータの温度上昇。(a) 負荷電流 30mA における回転速度と温度上昇の関係、(b) 回転速度 2400 rpm におけるトルクと温度上昇の関係。温度上昇は、モータ試験の前後のモータ温度の差として導出した。

昇により、供試体モータのトルク定数はわずかに低下している。この性能の低下は、モータの永久磁石が、高温域で減磁したことが原因と考えられる。しかしながら、常温(303 K)のトルク定数を基準とした場合に、この差異は±3.7 %以内であり、図9からもほぼ等しいことが見て取れる。このことより本供試体モータは、193～473 Kにおいてほぼ同一パフォーマンスを発揮できることが確認された。

3.2.2. 温度特性

温度データの一例として、図10に異なる温度の試験におけるモータの温度上昇を示す。ここで図10 (a)には、同一負荷(負荷電流30 mA)における回転速度と温度上昇の関係、(b)には同一回転速度(2400 rpm)におけるトルクと温度上昇の関係をそれぞれ示す。

図10 (a)より、各動作温度において温度上昇は回転速度の増加に伴い増大することが見て取れる。これは、回転速度の増加に伴う内部損失(鉄損や銅損等)の増大が原因と考えられる¹⁾。また、同一回転速度における温度上昇の差異は、異なる動作温度においてその平均値を基準に±1.5 K程度とわずかであった。さらに、図10(a)には、負荷電流30 mAの試験結果を示したが、その他の負荷においても同様の傾向を確認している。以上より本供試体モータは、異なる動作温度において回転速度に対してほぼ同一の温度特性を有することが確認された。一方、図10 (b)より、各動作温度において、温度上昇はトルクの増加に伴い急激に増大し、その傾向は高トルクにおいて顕著に見て取れる。これは、発生するジュール熱がモータに流れる電流値の2乗に比例することが原因と考えられる。また、同一トルクにおける温度上昇は、動作温度の増加に伴い増大している。(第4章において後述するように、図10 (b)における動作温度193および403 Kの実験データから算出した近似曲線を熱サイクル後の温度特性の変化を評価するために用いる。)

以上より、本試験で使用した供試体モータは、幅広い温度範囲においてほぼ同一の回転速度・トルク特性を有し、回転速度に対してほぼ同一の温度特性を有することが確認された。月面では昼夜において、表面温度が103～393 Kの範囲で変化するが、このモータは温度が低い月面の明け方や昼においてもローバの駆動に使用できることが期待される。

4. モータの熱真空試験2：熱サイクル試験

第3章に記した温度試験から、供試体モータは月面の幅広い温度環境で使用可能なことが確認された。しかしながら、月面においてモータは夜低温にさらされ、昼高温にさらされる。このような温度変化に対するモータの挙動は、温度試験からは不明である。そこで、「低温で保存し、その後加熱する」というサイクルを繰り返した場合のモータの挙動について検証するために熱サイクル試験を実施した。本章では、モータの熱サイクル試験の内容および結果を詳細に記す。

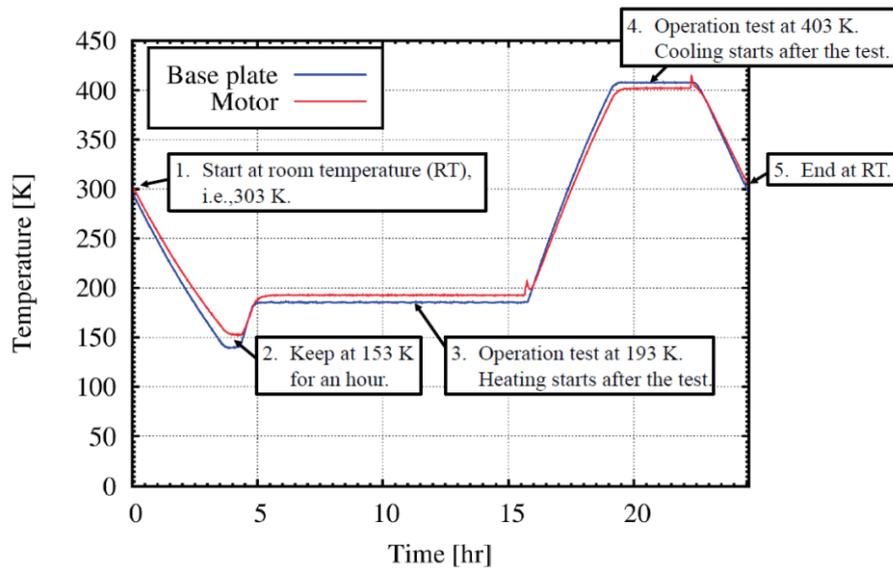


図 11 保存温度 153K の試験における温度の時間履歴(1 サイクル分)。6 サイクルの試験では、このサイクルを 6 回繰り返す。

4.1. 熱サイクル試験方法・手順および試験条件

熱サイクル試験では、モータの電流値や出力トルクに基づき、低温でモータを保存し、その後加熱した状態で、モータの回転速度・トルク特性および温度特性を評価する。本研究では、真空チャンバ内の圧力を 1.0×10^{-4} Pa以下とし、モータを低温(保存温度：73、113、153 Kの3パターン)で1時間保存した後に、高温(193および403 K)でモータの動作試験を行った。このモータは、第3章の温度試験で使用したものと同一である。モータの保存可能温度の下限を検証するために、試験は高温の保存温度から順に実施した((1)153 K→(2)112 K→(3)73 K)。また、試験における動作温度は、月面における明け方や昼の温度を考慮して決定した。試験において、モータの回転速度は2400 rpm、負荷電流は 30 mAで一定とした。上述の内容を1サイクルとし、同一温度におけるサイクルを各6回繰り返した。

1サイクルの温度変化の一例として、図11に保存温度153 Kの試験における温度の時間履歴を示す。図11に示すように、真空チャンバ内でモータの温度は以下のように変化する。

1. 常温(303 K)から下降を開始。
2. 保存温度153 Kにて1時間一定。その後、上昇を開始。
3. 動作温度193 Kにて試験まで一定。その後、上昇を開始。
4. 動作温度403 Kにて試験まで一定。その後、下降を開始。
5. 常温にて終了。

6サイクルの試験では、上記1～5を6回繰り返す。また、193 Kにおける待機時間を調整することで、24時間(1日)で1サイクルの試験を実施する。これは、異なる保存温度(73および113 K)の試験においても同様である。月面では、夜から昼(昼から夜)にかけて、約15日間で図11における降温/昇温が発生する。この降温/昇温速度と一致させて試験を行うことは困難であり(i.e., 1サイクルの試験に約一ヶ月かかる)、また、その速度以上に、温度変化がモータ不具合の要因になると考えられる。このことを踏まえ、上記サイクルにおける降温/昇温速度は、真空チャンバ部のヒータと冷凍機の性能に基づき決定した。

表 4 異なる動作温度における電流-トルク特性の近似直線の傾き、切片、および差異(図 9 の各データより算出)。差異は、すべての動作温度における傾きの平均値(303K の値)との差分を表す。

Temperature [K]	Slope [Nm/A]	Intercept [Nm]	Difference [%]
193	0.085	-0.030	3.7
303	0.082	-0.022	0.0
403	0.081	-0.021	-1.2
473	0.080	-0.020	-2.4

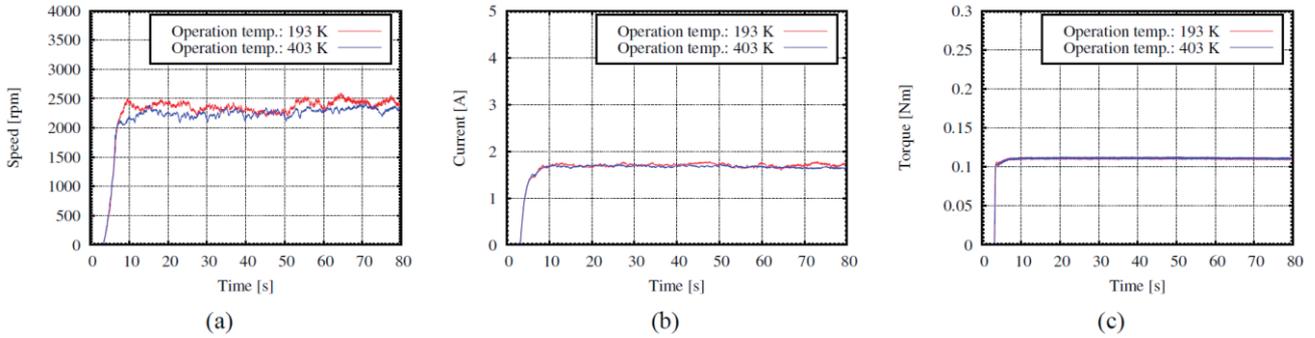


図 12 保存温度 73K の同一サイクルにおける(a)回転速度、(b)電流、および(c)出力トルクの時間履歴。試験時間 20～80 秒で、各値はほぼ一定となることが見て取れる。また、その値は、動作温度に依存せずほぼ等しい。

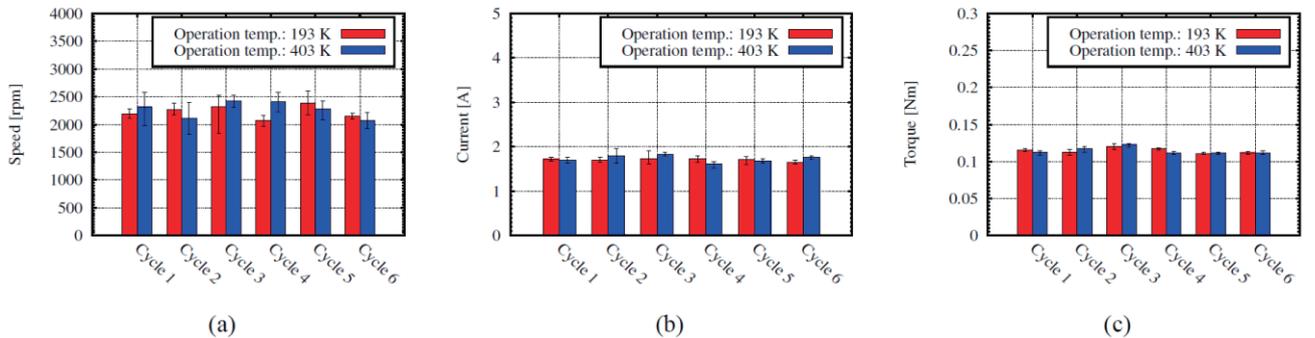


図 13 保存温度 73K の各サイクルにおける(a)回転速度、(b)電流、および(c)出力トルクの平均値。各サイクルのデータは、試験時間 20～80 秒の平均値であり、エラーバーは、その最小値と最大値の範囲を示す(e.g., Cycle 5 のデータは、図 12 の試験時間 20～80 秒の値から算出された)。

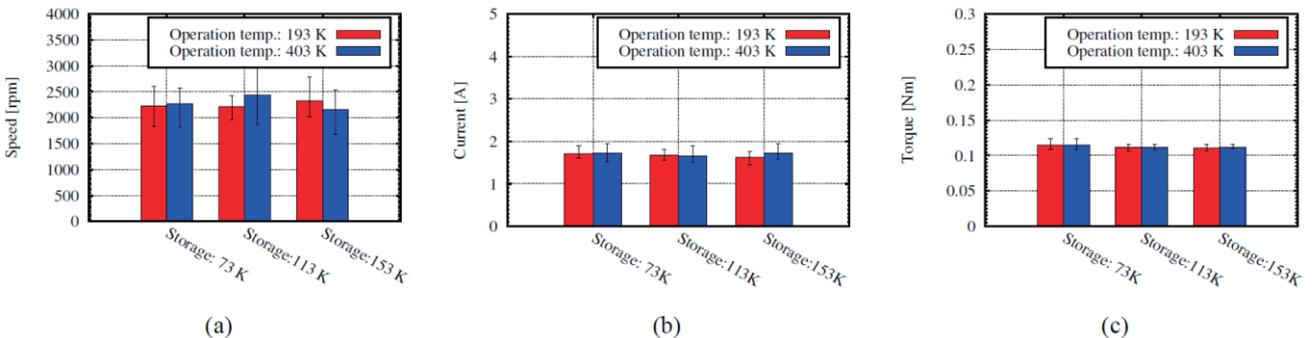


図 14 異なる保存温度の試験における(a)回転速度、(b)電流、および(c)出力トルクの平均値。各保存温度のデータは、6 サイクルの平均値であり、エラーバーは、その最小値と最大値の範囲を表す(e.g., 保存温度 73K のデータは、図 13 の 6 サイクルの値から算出された)。

モータの温度は供試体プレートの温度変化に伴い上昇/下降するが、供試体プレートとモータ間の熱伝導により、モータ温度とプレート温度には差が生じる。上記のモータ保存・動作温度を達成するため、試験では供試体プレートの指令温度を、低温側ではモータ温度よりも低く、高温側ではモータ温度よりも高く設定した。図11においてプレートとモータの温度が異なるのは、このことが原因である。また、図11より各動作温度において、モータ温度が上昇/下降を開始する直前に温度が上昇する様子が見て取れる。これは、モータの回転に伴い、モータ温度が上昇するためである(この結果については後述する)。

4.2. 熱サイクル試験の結果および考察

4.2.1. 回転速度・トルク特性

計測データの時間履歴の一例として、保存温度 73 K の同一サイクルにおける回転速度、電流、および出力トルクのデータを図12に示す。図12(a)、(b)および(c)において、定常状態(20～80秒)の回転速度、電流、出力トル

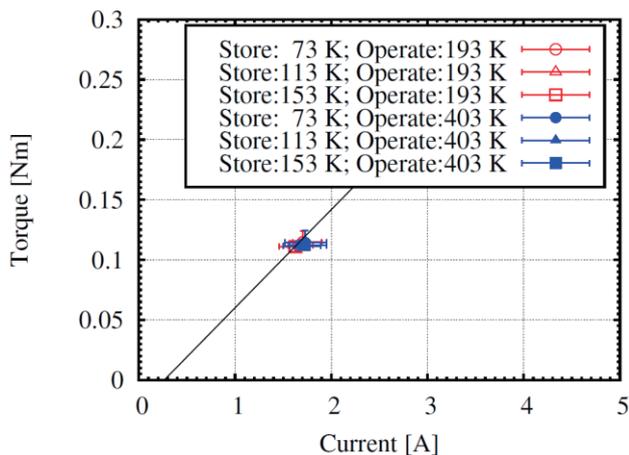


図 15 異なる保存温度/動作温度における電流と出力トルクの関係。各データは、6 サイクルの平均値であり、エラーバーは、その最小値と最大値の範囲を表す (i.e., 図 14(b) および (c) の値をプロットした)。

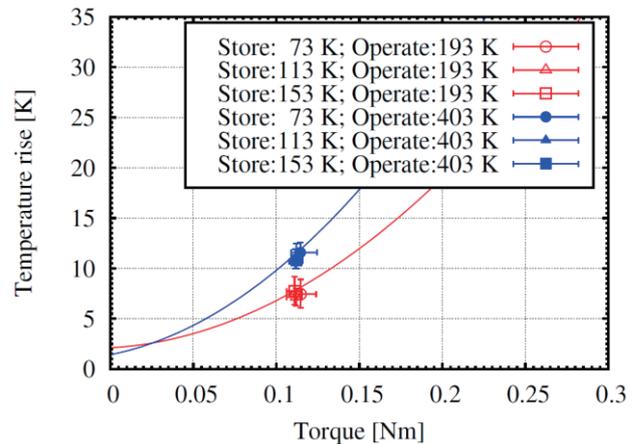


図 16 異なる保存/動作温度における出力トルクと温度上昇の関係。図 10(b)における動作温度 193 および 403 K のデータから得られた近似曲線を併せて記す。

クはほぼ一定である(平均誤差：回転速度 $\pm 8\%$ 以内、電流 $\pm 4\%$ 以内、出力トルク $\pm 2\%$ 以内)。また、各値は、動作温度に依存せずにはほぼ等しいことが見て取れる(誤差：回転速度 $\pm 2\%$ 以内、電流 $\pm 1\%$ 以内、出力トルク $\pm 1\%$ 以内)。

以下、定常状態のデータから算出した各サイクルにおける平均値、最小値および最大値から実験結果を考察する。図 13 に、保存温度 73 K の各サイクルに対して算出した回転速度、電流、出力トルクの平均値を示す。図 13 より、各値に対してサイクルの経過に伴う大きな差異は見られなかった。すなわち、本供試体モータは低温で保存した後でも性能がほとんど変わらず、サイクル数に関わらずほぼ同一パフォーマンスを発揮する。なお、図 12 および 13 には保存温度 73 K の試験結果を示したが、その他の保存温度(113 および 153 K)の試験においても同様の傾向を確認している。

続いて、各保存温度の試験における動作温度 193 および 403 K の各データ(6 サイクル、各 6 点のデータ)から平均値、最小値および最大値を算出することで、実験結果を評価する。図 14 に各保存温度における回転速度、電流、出力トルクの平均値を示す。図 14(a) より、各保存温度において、回転速度に大きな差異はなく、そのエラーバーは、指令値である 2400 rpm を常に含んでいる(誤差： $\pm 23\%$ 以内)。また、図 14(b) および (c) より、各保存温度において、電流および出力トルクに大きな違いは見られなかった(誤差：電流 $\pm 13\%$ 以内、出力トルク $\pm 6\%$ 以内)。

図 15 に、図 14(b) および (c) のデータを用いて、電流と出力トルクの関係プロットする。図 15 には、第 3 章の温度試験から得られたモータの電流-トルク直線を併せて挿入する(表 4 参照)。図より、熱サイクル試験から得られた電流と出力トルクのプロットは、すべて温度試験から得られた電流-トルク直線の付近に存在することが見て取れる。このことから、低温(73、113、153 K)において 6 サイクル保存した後でも、本供試体モータは、電流-トルクに関するパフォーマンスの変化がわずかであることが確認された。

4.2.2. 温度特性

図 16 に、各保存温度の試験における出力トルクとモータの温度上昇の関係を示す。図 16 には、第 3 章の温度試験における実験結果(図 10 (b) 参照)から得られた近似曲線を併せて挿入する。図 16 から、保存温度の違いによってモータの温度上昇に大きな差異は見られない。また、動作温度が高い場合にモータの温度上昇が大きく、熱サイクル試験から得られたすべてのデータは、温度試験から得られたトルク-温度曲線の付近に存在することが見て取れる。このことから、低温(73、113、153 K)で 6 サイクル保存した後でも、本供試体モータには温度特性の変化が見られないことが確認された。

以上より、本試験で使用した供試体モータは、月面の夜の温度である 103 K 以下で保存し、その後、日中の温度である 403 K で回転できることが明らかとなった。また、それを 6 回繰り返すことが可能である。すなわち、昼夜のサイクルが 29.5 日である月面において、このモータは約半年保存・使用することができる。この事実は、長期月面探査の実現性の向上に寄与するものである。

5. 結言

本研究では、月面を想定した幅広い低温・高温環境、および熱サイクル下におけるモータの保存・動作性能の評価を行った。その評価のために、熱真空試験装置を用いた(1)温度試験と(2)熱サイクル試験の方法や手順を提案し、試験を実施した。(1)の試験より、本試験で使用した供試体モータが193~473 Kの温度範囲において、ほぼ同一性能を有することを確認した。このことから月の明け方や昼においても、このモータは駆動部に使用できると期待される。また、(2)の試験より、供試体モータは、「73 Kで保存し、その後403 Kに加熱して回転させる」というサイクルを6回繰り返した場合においても性能の変化がわずかであることを確認した。このことから、このモータは月面において約半年保存・使用することができると期待される。この試験結果は、半年以上にわたる長期月面探査の実現性の向上に寄与するものである。

本研究において新たに提案した温度試験と熱サイクル試験の方法や試験手順は、今後、新規開発する極限環境用モータの性能評価に対して応用することが可能である。また、実際の使用シーケンスや連続使用時間を加味した詳細な試験仕様を確立することが今後の課題であり、それによって、より実用性の高い評価手段が確立できると期待される。

参考文献

- [1] Boukais, B. and Zeroug, H., Efficiency determination of a brushless DC motor under field weakening operation, Progress in Electromagnetic Research Symposium 2004 (2004), pp. 567–570.
- [2] Braun, D. and Noon, D., “Long life” DC brush motor for use on the Mars surveyor program, NASA 19980193170 (1998).
- [3] DIVINER Lunar radiometer experiment (online), available from <<http://diviner.ucla.edu/science.html>>, (参照日 2015年12月12日).
- [4] Grant, H., Vaniman, D. and French, B. M., Lunar sourcebook: a user’s guide to the Moon, CUP Archive (1991).
- [5] 星野健、松本甲太郎、四宮康雄、片山保宏、藤原勉、若林幸子、岡田達明、久保田孝、大槻真嗣、岩田隆浩、月面環境試験、宇宙航空研究開発機構研究開発資料、JAXA-RM-06-008 (2007)。
- [6] Hoshino, T., Naito, H., Ogawa, K. and Hashimoto, T., Technologies for lunar night survival powered by solar arrays, 10th International Energy Conversion Engineering Conference, AIAA2012-3976 (2012).
- [7] Kassel, S., Lunokhod-1 Soviet lunar surface vehicle, R-802-ARPA, Rand Corp., (1971).
- [8] Malenkov, M., Self-propelled automatic chassis of Lunokhod-1: history of creation in episodes, Proceedings of 2015 IFToMM Workshop on History of Mechanism and Machine Science (2015).
- [9] Morea, S. F., The lunar roving vehicle: historical perspective, Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century (1992).
- [10] Oikawa, T., Walker, J. and Yoshida K., Experimental evaluation of thermal simulation model for lunar exploration rover, 2015 IEEE/SICE International Symposium on System Integration (2015), SuE1.4 (1)-(6).
- [11] 大槻真嗣、若林幸子、星野健、橋本樹明、有隅仁、月探査ロボットとその要素技術開発、第56回宇宙科学技術連合講演会(2012)、1A15(1)-(4)。
- [12] 大槻真嗣、若林幸子、石上玄也、須藤真琢、JAXA の探査ローバ開発の現状、日本ロボット学会誌、Vol.32、No.5 (2014)、pp.408–411。
- [13] Phillips, R., Palladino, M. and Courtois, C., Development of brushed and brushless DC motors for use in the ExoMars drilling and sampling mechanism, Aerospace Mechanisms Symposium (2012).
- [14] Sobrado, J. M., Martin-Soler, J. and Martin-Gago, J. A., Mimicking Mars: a vacuum simulation chamber for testing environmental instrumentation for Mars exploration, Review of Scientific Instruments, Vol.85, No.3 (2014).

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-17-002
JAXA Research and Development Memorandum

月面模擬環境におけるモータの熱特性評価
Thermal characteristics evaluation of motor in simulated lunar 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29年7月28日
電子出版制作 松枝印刷株式会社

©2017 JAXA

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に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.

