

## 磁気浮上を利用した 6 方向の推力ベクトル測定装置

## A Magnetically Levitating Thrust Stand for Evaluating Six-Component Thrust Vector

○各務 聡 (宮大)

○Akira Kakami (University of Miyazaki)

### Abstract

This paper describes a magnetically-levitating thrust stand for the measurement of six-component thrust vector. Conventionally, thrusts of onboard propulsion devices that yield small thrust-to-weight ratios have been measured using pendulums, the use of which can reduce the influence of gravitational force on the thrust measurement. Whereas the conventional thrust stand successfully measured thrust with enhanced accuracy, the thrust vector is difficult to be evaluated, since thrust vector measurement requires a higher degree of freedom for the pendulum. Hence, the authors proposed to magnetically levitate the thruster by the use of voice coil motors, which have preferable characteristics for small thrust evaluation: linearity and responsiveness. A 1-N class prototype was designed to show that the six-component thrust vector is measured with the magnetically-levitating thrust stand. The calibration shows that the thrust stand accurately evaluated the reference thrust vector with the coefficient of determination more than 0.9999.

### 記号の説明

- $C_x$ : 磁気浮上体の減衰係数行列 (並進)  
 $C_\theta$ : 磁気浮上体の減衰係数行列 (回転)  
 $F_0$ : ボイスコイルモータの推力電流比行列 (並進)  
 $F_T$ : 推進機の推力ベクトル (並進方向)  
 $i$ : ボイスコイルモータの駆動電流ベクトル  
 $I$ : 磁気浮上体の慣性モーメント行列 (回転)  
 $K$ : 制御パラメータ行列  
 $K_x$ : 磁気浮上体のばね定数行列 (並進)  
 $K_\theta$ : 磁気浮上体のばね定数行列 (回転)  
 $M$ : 磁気浮上体と推進機の質量の和  
 $N_0$ : ボイスコイルモータのトルク電流比行列  
 $N_T$ : 推進機によるトルク  
 $t$ : 時間  
 $x$ : 磁気浮上体の並進変位ベクトル  
 $X$ : 磁気浮上体の磁気浮上制御の状態変数  
 $\theta$ : 角度変位ベクトル

### 1. はじめに

現在、多くの宇宙機には推進機が搭載され、姿勢制御、軌道保持、軌道遷移などに供されている。その例として、Aerojet Rocketdyne の R-4D は、推力 445 N の二液式推進機であり、Apollo 計画の月着陸船や service module の姿勢制御系として開発された<sup>1)</sup>。現在に至っても現役であり Cassini のメインエンジンとして 2 機利用された<sup>2)</sup>。また、MR-103 は、推力 0.89 N のヒドラジンを推進剤とする一液式推進機で、

Voyager 1 と 2 の姿勢制御系として開発され 16 機搭載された<sup>3,4)</sup>。1977 年の打ち上げ以来、今日でも作動している。

はやぶさ 2 は、りゅうぐうの探査のために 2014 年に打ち上げられ、この主推進系として推力 10 mN の  $\mu 10$  イオンエンジンが 4 機を搭載している<sup>5)</sup>。また、LITA には、Radio Frequency Ion Thruster (RIT) が搭載され、推力は、10 mN ~ 250 mN をカバーしている<sup>6)</sup>。宇宙機の精密な制御用として開発が進められている FEPP (Field Emission Electric Propulsion) の推力は  $\mu\text{N}$  である<sup>7)</sup>。以上のように、宇宙機用の推進機の推力レベルは、1  $\mu\text{N}$  ~ 400 N と幅広く、推力重量比が 1 を大きく下回ることも多々ある。

このような推進機の推力測定では、推力重量比が十分に大きければロードセルに直結できるが<sup>8)</sup>、推力重量比が小さい場合は振り子を用いた推力測定が行われてきた。振り子を用いた方式は、大きく二つに分類され、変位法や零位法がある。

変位法は、振り子の変位が推力に比例することを利用した推力測定法であり、力学的にはバネ=マス=ダッシュポット系と等価である。よって、設計が容易で、推進機の自重の影響を抑制できるため、推力重量比が小さくとも推力を正確に測定することができる。なお、ロードセルによる計測は、ひずみにより力を評価していることから変位法の一つである。

零位法は、天秤と同じ原理であり、振り子の変位に基づいて制御器がアクチュエータの制御量を調整し、常に変位を 0 にする方式である。このとき、アクチュエータの電磁力と推力が釣り合うため、アクチュエータの制御量を以て推力を評価することができる。以上のように、微小推力の測定のため、様々な方法が試みられてきた。

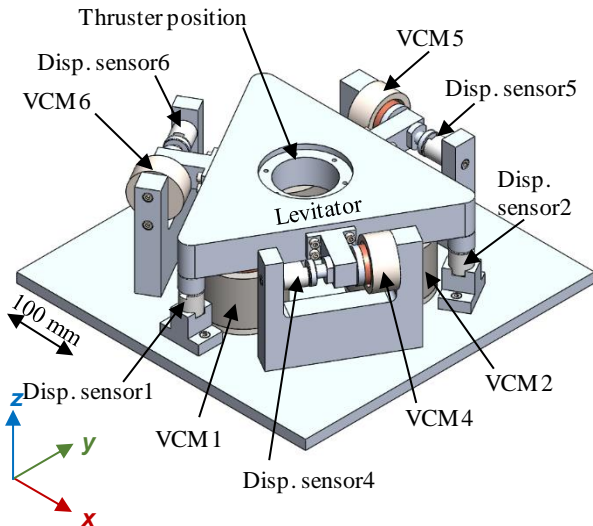


図1 磁気浮上を利用した6DOFの推力ベクトル測定装置

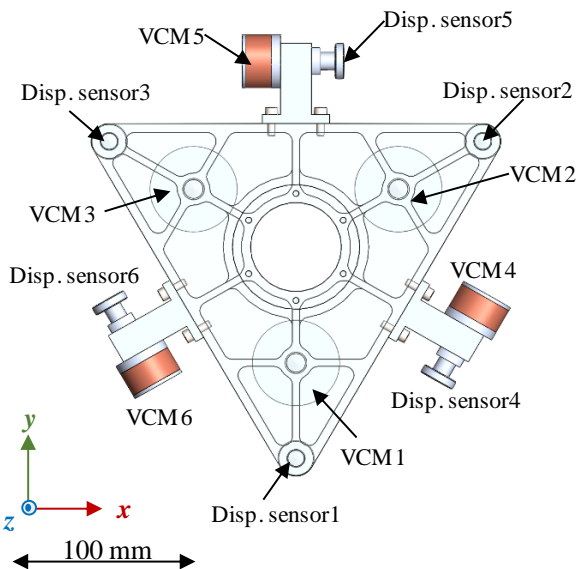


図2 磁気浮上体とアクチュエータと変位センサ.

一方、推進機には推力偏向、すなわち、推力の横方向成分やトルクが存在し、その結果、宇宙機に意図しない回転や運動が発生する。よって、推力ベクトルの評価は、推力の質を高めるために必要である。これまでに、二重振り子に零位法を適用した研究があるが<sup>9)</sup>、振り子に6自由度を持たせると構造が複雑になるため、小型推進機の推力ベクトルの6成分の測定は困難であった。

大型のロケットでは、推力ベクトルの6成分の測定のために、多分力のロードセルや複数個の1成分のロードセルを併用した例がある。また、磁気浮上ベアリング(AMB)を利用した磁気浮上型の推力測定システムが存在する<sup>10)</sup>。すなわち、高速回転する回転機械に供せられるAMBの技術を推力測定に転用しているが、アマチュアを電磁石で吸引する方式であるため推力が強いが、推力と電流の関係に強い非線形性があり、アマチュアとの相対距離により推力が大きく変化する。そのため、微小推力の測定に資する磁気浮上には、アクチュ

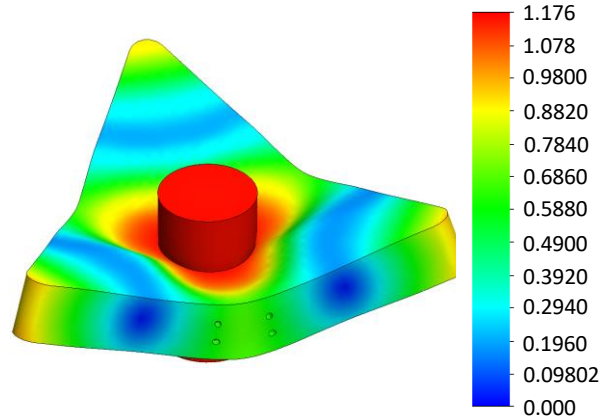


図3 磁気浮上体のモード解析結果 (1次モード)

エータや制御系を最適化する必要がある。

よって、本研究では、小型推進機の6方向の推力ベクトル測定を実現するために、1N級の磁気浮上型の推力ベクトル測定装置を試作した。その試作評価について報告する。

## 2. 試作した推力測定装置

**2.1 試作機** 試作した6DOF (Degree of Freedom)の磁気浮上型スラストスタンドを図1に示す。z軸が磁気浮上体の法線方向、x,y方向は接線方向である。三角形の磁気浮上体に、大小2種類のアクチュエータをそれぞれ3個ずつ設置した。アクチュエータについては2.3で詳述する。

変位センサは、日本システム開発のDS-2000である。このセンサでは、対向金属と変位センサの間に寄生するインダクタンスとキャパシタンスによりLC発振回路を形成している。LとCの値が相対距離により変化すると、LC発振回路の周波数が変化することを利用して微小変位を計測している。なお、分解能は約400nmである。

この変位センサを図2のように6個配置した。3つは、z方向を向くように三角形に配置し、z方向の変位と、x,y軸周りの回転角度を計測する。残りの3つのセンサを磁気浮上体の各辺に平行に配置し、x,y方向の並進変位と、z軸周りの回転角度を算出した。

**2.2 磁気浮上体** 磁気浮上体は、軽量化のためジュラルミン製であり、図2のような肉抜きを施した。一方で、肉抜きにより断面二次モーメントが減少すると、平板の曲げ振動モードの固有振動数が低下する。すると、制御周期とモードの固有周期が近くなり、磁気浮上制御が不安定になる。そこで、磁気浮上体を有限要素法により解析し、その固有振動を求めた。推進機を0.5kgの剛体として中心部に配置したときの一次モードを図3に示す。この時の固有振動数は、3000Hzであった。磁気浮上制御の制御周期は1msであるため、制御によって部材が横振動を起こすことはない。

**2.3 ボイスコイルモータ (VCM)** 磁気浮上のためにボイスコイルモータ (Voice Coil Motor, VCM)をアクチュエータとして利用した。VCMは、応答性に優れ、吸引と反発の両方が可能で、推力が電流に比例しており推力電流比が変位によらず一定である。このような長所は、精密な制御の実現に

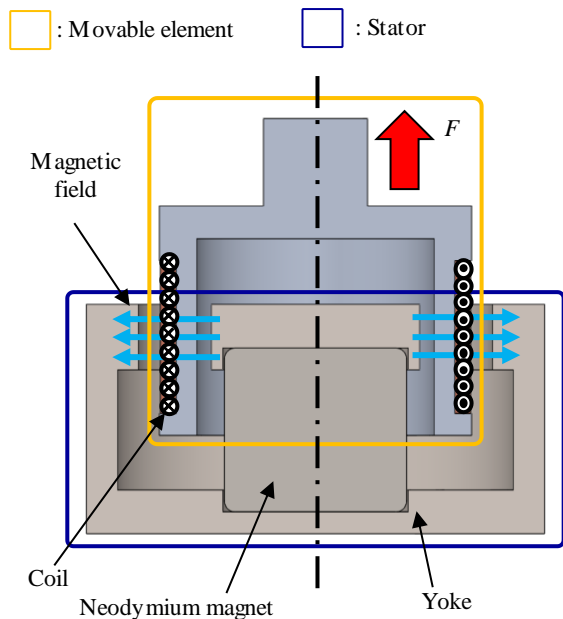


図4 VCM (VCM1~3)

	VCM	
	1-3	4-6
Thrust to driving current ratio, N/A	2.50-2.57	1.0-1.1
Outer diameter of magnetic circuit, mm	68	44
Voice coil weights, g	88	34
Voice coil outer diameter, mm	42	26.8
Turns of coil	88	80

大きく貢献することから、VCMは、微小推力測定に資する磁気浮上に適している。

試作したVCMの外形を図4に、その諸元を表1に示す。VCM1~3は、磁気浮上体と推進機の重量を支持する必要があるため、大推力になるように設計している。推力電力比は、2.50~2.57 N/Aと大きいですが、磁気浮上体に取り付けられるボイスコイルの重量は88gに抑えた。その代償として、広い面積で強い磁場が必要となるため、磁気回路はネオジウム磁石を含め1.0kg近くになった。

VCM4~6は、磁気浮上体や推進機の重量を支える必要がないため、VCM1~3よりも小型になっている。推力重量比は、1.1 N/A程度である。

また、磁気浮上制御の安定化のために、VCMのコイルを支持する部品についても、2.2の磁気浮上体と同様に固有モードを求めた。図5は、VCM3~5の固有振動の解析結果である。取り付け部で固定した場合、コイル部と変位センサの検出部が振動するモードが発生し、このモードの固有振動数

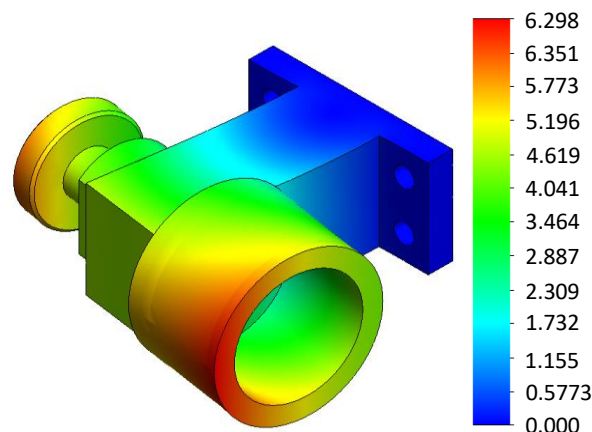


図5 VCMのコイルと変位線作用対向金属のモード解析結果(1次モード)。

は、3386 Hzであった。よって、計測制御の周波数(1000 Hz)よりも十分に大きいため、このVCMは磁気浮上制御のために振動することはないといえる。

**2.4 制御系** 6自由度の剛体の運動は、ニュートンの法則と、非線形の常微分方程式であるオイラー方程式で表される。

$$M\ddot{x} + C_T\dot{x} + K_Tx = F_T + F_0i \quad (1)$$

$$I\ddot{\theta} + \dot{\theta} \times (I\dot{\theta}) + C_\theta\dot{\theta} + K_\theta\theta = N_T + N_0i \quad (2)$$

ここで、本推力測定装置では、零位法を利用するため、変位や角速度は小さくなることから、変位や速度を二次の微小量と考えることができる。すると、式(2)は次のように線形化できて、

$$I\ddot{\theta} + C_\theta\dot{\theta} + K_\theta\theta = N_T + N_0i \quad (3)$$

次に、PID制御を適用するとき、その駆動電流ベクトルは、状態変数  $X$  を用いて、

$$i = KX \quad (4)$$

$$X = (\dot{\theta} \ \theta \ \int \theta dt \ \dot{x} \ x \ \int x dt)^T \quad (5)$$

より決まる。ここで、行列  $K$  は、PIDパラメータを表す  $6 \times 18$  行列で、成分は108ある。制御パラメータを決定するため、最適制御を利用して  $K$  をある程度定め、最終的にはトライアンドエラーにより決定した。

**2.5 校正装置** 試作した装置の校正のために、図6(a)のようなロードセルに円筒形のネオジウム磁石を固定した校正装置を利用した。今回は、これをスラストと見なして実験する(以下、模擬スラスト)。これを図6(b)のように磁気浮上体に取り付け、ネオジウム磁石を覆うようにソレノイドを設置する。ソレノイドに駆動電流を与えることにより並進力を与える。なお、図6は、 $y$ 方向の並進力と  $x$ 軸周りのトルクを同時に与えている場合の図である。この模擬スラストの取り付け位置と角度を変えて、他の軸の校正を行っている。

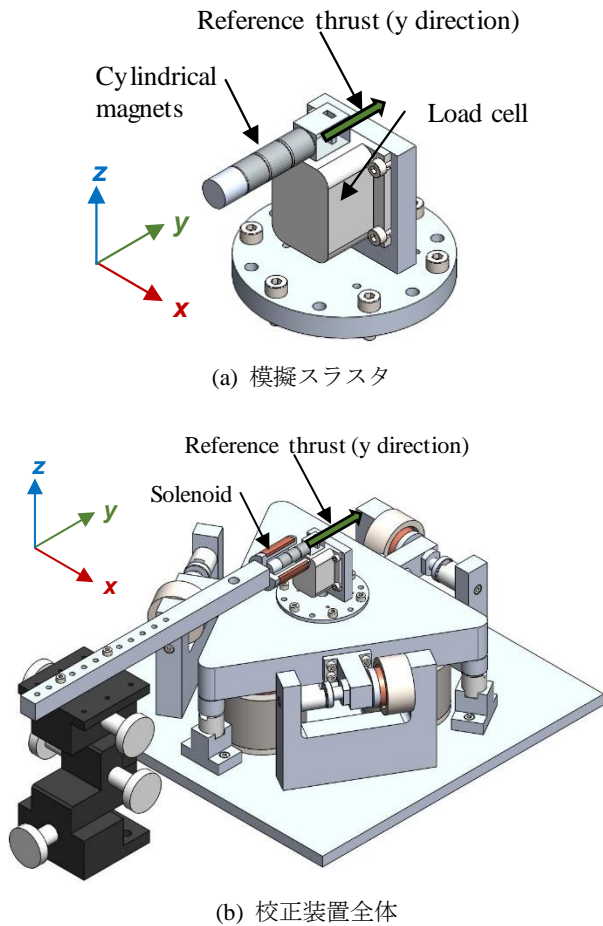


図 6 推力校正装置（ロードセルと次円筒形磁石は、模擬スラスタを兼ねる。）

理想的には、同一特性のソレノイドを2つ使用して、トルクの伴わない並進力や、偶力を与えて並進力を伴わない純粋なトルクを与え、各軸を一つずつ校正することが好ましい。しかし、同一特性の校正装置を作るのは困難であるため、参照推力のベクトルが重心を通らないように、模擬スラスタの取り付け位置と角度を変え、トルクと並進力の組み合わせを変化させて校正した。この結果に重回帰を適用し、VCMの駆動電流と参照推力の相関を求めた。

### 3. 実験結果

**3.1 磁気浮上結果** 図7は、零位法を用いて磁気浮上体を浮上させたときの変位であり、図8は、VCMの駆動電流値である。時刻の原点  $t=0$  は、定置制御を開始した時点である。 $t=5$  s 付近で、磁気浮上体の変位はほぼ0になり安定していた。 $t=10.6$  s に0.3Nの錘を置き、 $z$ 方向に力を与えたところ、 $z$ 方向の変位が  $37 \mu\text{m}$  発生したが、磁気浮上制御により、0に戻っている。 $t=20.6$  s に除荷したところ、 $z$ 方向変位が短時間に  $\pm 37 \mu\text{m}$  変動したが、また0に戻っている。

ここで、磁気浮上の安定性に着目する。変位が安定し外力が加えられていない  $t=7-9$  s に着目し、このときの変位の平均と標準偏差を表2に示す。並進変位の平均は、 $10^{-8}$  m 台、角度変位も  $10^{-4}$  rad 台に収まっており、おおよそ、変位セン

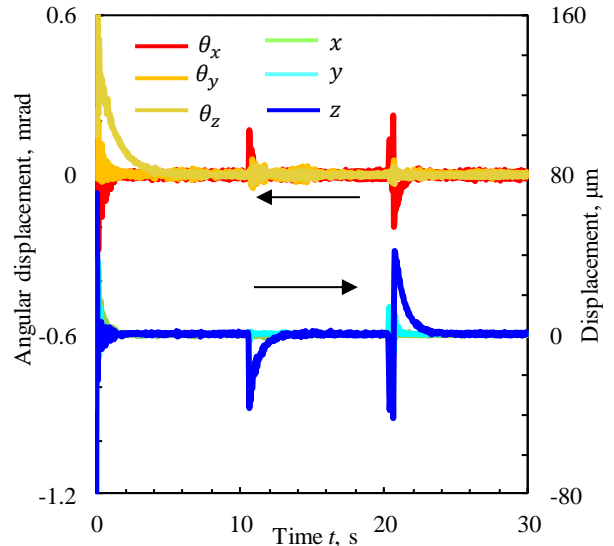


図7 磁気浮上の変位 ( $t=0$  に起動し、 $t=10.7$  s に0.3Nの錘を用いて参照推力を  $z$  方向に与え  $t=20.7$  s に除荷している。)

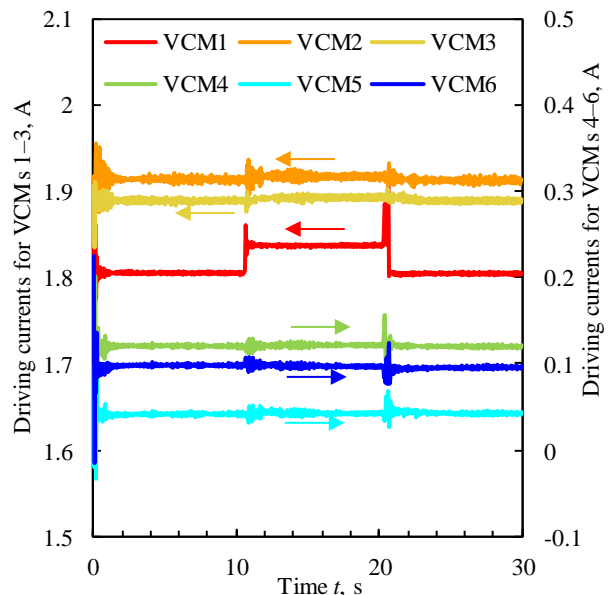


図8 VCMの駆動電流 ( $t=0$  に起動し、 $t=10.7$  s に0.3Nの錘を用いて参照推力を  $z$  方向に与え  $t=20.7$  s に除荷している。)

サの分解能程度まで制御できている。ただし、変動は完全に0には出来ないが、並進変位は、 $10^{-6}$  m 台、角度変位は  $10^{-5}$  rad まで抑えられている。よって、安定した磁気浮上を実現できたと言える。

このように、推力を印加または0にしたときに、瞬間的に  $z$  方向の変位がオーバーシュートしているが、磁気浮上制御により約3s後には変位は元に戻っている。このようにオーバーシュートが生じているものの、推力を印加しても磁気浮上は安定していたことから、本制御系を推力ベクトル測定に適用できる。

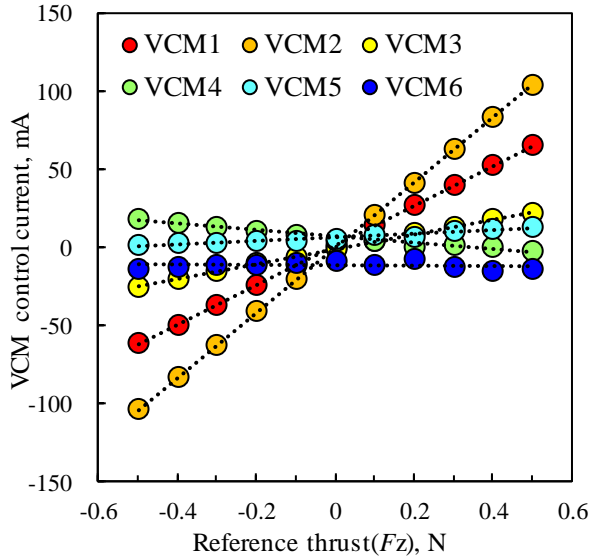


図9  $z$ 方向の校正推力を与えて、 $y$ 軸周りにもトルクを発生させたときの参照推力と駆動電流の関係

表2 外力を磁気浮上体を与えず、変位が安定したときの平均変位と標準偏差( $t=10-15$  s)

	Displacement	
	Average	Variation
$\theta_x$ , mrad	$-0.157 \times 10^{-4}$	$1.06 \times 10^{-2}$
$\theta_y$ , mrad	$-4.17 \times 10^{-4}$	$7.27 \times 10^{-3}$
$\theta_z$ , mrad	$3.73 \times 10^{-4}$	$4.40 \times 10^{-3}$
$x$ , $\mu\text{m}$	$2.60 \times 10^{-2}$	0.107
$y$ , $\mu\text{m}$	$5.70 \times 10^{-3}$	0.037
$z$ , $\mu\text{m}$	$5.30 \times 10^{-3}$	0.530

**3.2 校正** 図9は、校正装置により与えた $z$ 方向の推力とVCMの駆動電流の相関を表している。先述の通り、参照推力ベクトルが重心を通らないように模擬スラスタを設置したため、 $y$ 軸周りのトルクも発生している。なお、図7, 8のように、ステップ状の推力を印加すると、変位や駆動電流がオーバーシュートしたため、校正では、参照推力をランプ状にして10 sかけて所要の校正推力まで増加させ、変位が安定した時点における駆動電流と参照推力を評価した。

図9のように、推力は参照推力に対して線形的に変化し、その決定係数は0.9999と高いことから優れた線形性を有している。また、校正装置の設置位置と姿勢を変化させ、印加する力とトルクを変化させても、VCMは駆動電流に比例し、その決定係数は0.988~0.9999であった。よって、試作機では、方向に寄らず優れた線形性が得られた。

そこで、参照推力に対するVCMの駆動電流の結果に重回帰を適用して感度を求める。このときの駆動電流ベクトル $i$ と推力ベクトル $T$ は次のようなベクトルであるとする。

$$i = (i_1 \ i_2 \ i_3 \ i_4 \ i_5 \ i_6)^t \quad (6)$$

表3 校正における重決定 $R^2$ の値

	トルク	並進
$x$ 軸	0.999999922	0.999999537
$y$ 軸	0.999998846	0.999999922
$z$ 軸	0.999987576	0.99999541

ここで、添え字はVCMの番号とする。また、

$$T = (N_x \ N_y \ N_z \ F_x \ F_y \ F_z)^t \quad (7)$$

とすると、推力測定装置は、 $i$ と $T$ の間に優れた線形性が見られたことから、感度を表す行列 $S$ を用いて、

$$T = Si \quad (8)$$

と表すことができる。

一方で、重回帰では、

$$i = AT \quad (9)$$

という関係を有する $A$ 行列( $S$ の逆行列)が求まるため、はじめに $A$ 行列を求めたところ、重決定 $R^2$ は、表3のようになった。このように、重決定は、各成分とも0.9999以上になっていることから、十分な線形性を有していると言える。

また、 $A$ 行列のランクは6であり逆行列が存在するので $S$ 行列を求めることができ、

$$S = A^{-1} = \begin{pmatrix} -0.0716 & 0.0435 & 0.2551 & -0.0068 & 0.0528 & 0.0029 \\ -0.3409 & -0.2116 & -0.0469 & -0.2512 & 0.3624 & 0.0086 \\ -0.1316 & 0.0487 & -0.0604 & -0.0065 & -0.0070 & 0.0012 \\ -1.1130 & -1.4774 & -0.2574 & 1.8054 & 0.1431 & 0.7247 \\ 1.1254 & -0.6838 & -4.0081 & 0.1076 & -0.8296 & -0.0452 \\ 2.0784 & 3.0412 & 2.7775 & 0.7564 & -1.3391 & -0.5827 \end{pmatrix} \quad (10)$$

このように、校正装置により、試作した推力ベクトル測定装置を評価したところ、優れた線形性があり推力を計測できることが分かった。

## 4. 考察

**4.1 磁気浮上について** 3.1で述べたように、磁気浮上体を目標の位置に浮上させることができ、その偏差は、並進が $10^{-3} \sim 10^{-2} \mu\text{m}$ 台、回転方向がmradであった。また、変位の標準偏差は、並進が $10^{-2} \sim 10^{-1} \mu\text{m}$ 、回転が $10^{-5} \sim 10^{-4}$  mradとなり、安定した磁気浮上が得られた。

一方で、安定した状態でも、 $z$ 軸方向の変位の変動(標準偏差)が大きくなっている。これは、 $z$ 軸方向が鉛直上向きで、VCM1~3が推進機や磁気浮上体の重量を支える必要があるため推力電流比が大きく、その結果、制御の分解能が低下したためである。よって、推進機重量が大きい場合でも、 $x, y$ 方向並の分解能が必要な場合は、 $z$ 方向のVCMの推力の分解能、すなわち、DA変換の分解能(ビット数)を増加させる必要がある。

## 5. まとめ

本研究で得られた知見を以下に示す。

- 1) 推力重力比が小さい推進系の推力ベクトル測定のために、1N級の磁気浮上型の推力ベクトル測定装置を試作評価した。
- 2) 試作機では、制御性と応答性に優れるVCMをアクチュエータとして利用した。
- 3) 円筒形の磁石付きのロードセルを模擬スラスタとして、校正推力を発生させた。校正時には、円筒形の磁石を覆うようにソレノイドを設置し、参考推力を供した。
- 4) 校正の結果、参考推力に比例する駆動電流が得られた。重回帰分析を適用して一次関数で近似したところ、VCMの駆動電流と推力の関係が得られた。このときの重決定 $R^2$ は0.9999以上であることから、本方式は十分な線形性があると言える。

## 参考文献

- 1) Sutton, G. P. : History of Liquid Propellant Rocket Engines, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- 2) Barber, T. J. : Final Cassini Propulsion System In-Flight Characterization, 2018 Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, AIAA 2018-4546, 2018.
- 3) Brown, C. D. : Spacecraft Propulsion, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- 4) Parker, J. Morgan, and Wilson, Michael J. : The Minimum Impulse Thruster, 53rd JANNAF Propulsion Meeting, 2005.
- 5) Nishiyama, K., et. al. : Development and Testing of the Hayabusa2 Ion Engine System, International Electric Propulsion Conference, IEPC-2015-333, 2015.
- 6) Cara1, D. D, et. al. : RIT MicroPropulsion System on Lisa Pathfinder, International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-325, 2011.
- 7) Bock, D., et. al.: NanoFEEP on UWE platform - Formation Flying of CubeSats using Miniaturized Field, International Electric Propulsion Conference, IEPC-2015-121, 2015.
- 8) Hoote, J. F. : Apollo SM-LM RCS engine development program summary report, volume 4 Final report, NASA CR 101932, 1969.
- 9) Nagao, N. et. al., : Development of a two-dimensional dual pendulum thrust stand for Hall thrusters, Review of Scientific Instruments, **78** (2007), 115108.
- 10) Blumber, E. J. : Testing of a Magnetically Levitated Rocket Thrust Measurement System Demonstrator for NASA, Master thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2002.
- 11) Hains, F. D. and Keyes, J. W. : Shock Interference in Hypersonic Flows, AIAA J., **10** (1972), pp.1441-1447.
- 12) Batchelor, G. K. : An Introduction to Fluid Dynamics, Cambridge University Press, London, 1967, pp.580-593.