

シーソー型スラストスタンドによるPPTのインパルスおよびマスショットのリアルタイム測定

Real-time measurement for PPT's impulse and mass shot by seesaw type thrust stand

○吉川 哲史(東大)・國中 均・西山 和孝(宇宙航空研究開発機構)

○Tetsushi Yoshikawa(The University of Tokyo)・Hitoshi Kuninaka・Kazutaka Nishiyama (JAXA)

Abstract

A pulsed plasma thruster (PPT) is one of the electric propulsions for small satellites less than 100 kg. Though some kinds of thrust stands can measure impulse bits, there are few examples that mass shots of PPTs have been measured by thrust stands. In this study, a seesaw type thrust stand have been developed in order to conduct real-time measurement for PPT's impulse bits and mass shot. Calibrations of impulse bits and mass shots were accomplished and a measurement of electrothermal PPT's performance was conducted.

記号の説明

- I_{bit} : インパルスビット
- ΔM : マスショット
- I_{SP} : 比推力
- μ : 推進効率
- g : 重力加速度
- E : 投入エネルギー
- $M_{initial}$: N 回PPTが作動する前の推進剤質量
- M_{final} : N 回PPTが作動した後の推進剤質量
- N : PPTの作動回数
- L_{PPT} : スラストスタンドの回転中心~PPTまでの距離
- ω_h : スラストスタンドの固有振動数
- ζ : スラストスタンドの減衰比
- K : スラストスタンドの回転中心のねじりバネ定数
- I : スラストスタンドの慣性モーメント
- C : スラストスタンドのダンパ係数
- M_{CW} : 可動カウンターウェイトの質量
- Δx : 可動カウンターウェイトの移動量
- $\Delta\theta$: スラストスタンドの角変位

1. PPTとその推力測定装置

近年、100 kg以下の小型衛星による宇宙開発という趨勢⁽¹⁾の中で、パルスプラズマスタスタ(以下、PPT)はその小型衛星用スラストとして注目されている。PPTは構造が小型・簡素であり、製造費用は低コスト、消費電力も1~100 W程度と他の電気推進と比較して少ないといった特徴をもつ。とりわけ、特筆すべき特徴としてポリテトラフルオロエチレン(PTFE; Teflon[®])を固体推進剤として用いることが挙げ

られる。これは固体であるために圧力装置が不要で、無毒性であることから取扱が容易という、ピギーバック衛星となる上で突出した利点をもつ。PPTはパルス作動によって推力を発生させる。このため推力評価は、1パルスあたりにPPTが発生させる運動量変化、すなわちインパルスビット(I_{bit})によってなされる。本研究では、電熱型PPTを扱っている。これは電磁型PPTと比較して I_{bit} は高く、一方で比推力は低いといった特徴をもつ。

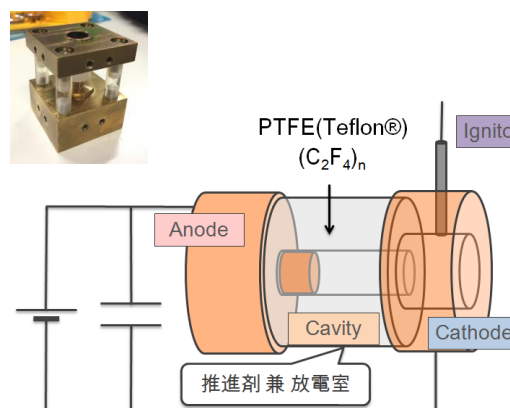


図1 電熱型PPT

PPTの I_{bit} はこれまで、主に3種類の推力測定装置(スラストスタンド)によって測定されてきた。1つ目は、「振り子型スラストスタンド」である⁽²⁾。これは、PPT本体を振り子として吊るし、発生した I_{bit} をその時の振り子の振幅から計測する。2つ目は「ターゲット型スラストスタンド」である⁽³⁾。これは、ターゲットを振り子として吊るし、

このターゲットに向けてPPTの発生に伴うブルームを照射する。ターゲットのついた振り子は照射されたブルームによって振動し、この振幅から I_{bit} を計測する。最後は、「トーショナルバランス型スラストスタンド」である⁽⁴⁾。これはねじりバネを回転中心として地上に対し水平に振動するアームにPPT本体・カウンターウェイト・ダンパを搭載したものである。 I_{bit} 発生時、アームはもとの釣り合い変位に収束する形で減衰振動し、この波形の第1ピークの値等から I_{bit} の計測を行う。

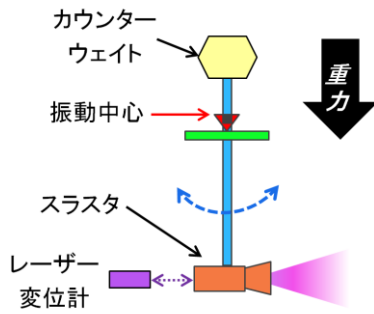


図2 振り子型スラストスタンド

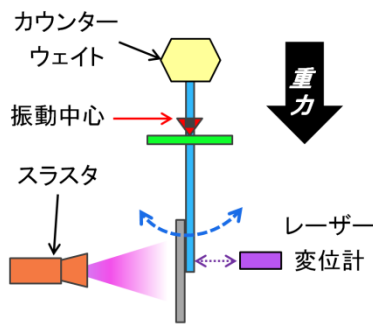


図3 ターゲット型スラストスタンド

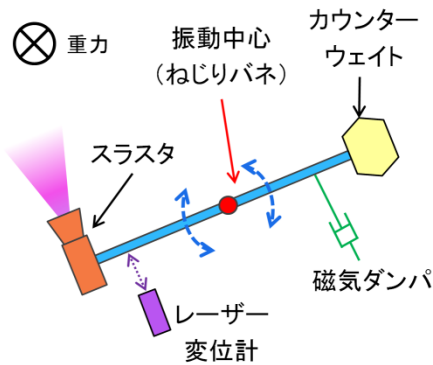


図4 トーショナルバランス型スラストスタンド

2. PPT のマスショット測定の実状

2.1 従来のマスショット測定方法

PPT の性能パラメータとして、 I_{bit} の他にマスショット (ΔM)がある。これはPPTが一度のインパルスビット発生の際に消費した固体推進剤の質量である。この量は式(1)、(2)に示すように、PPTの比推力(I_{SP})・推進効率(μ)を決定する重要なパラメータである。

$$I_{SP} = \frac{I_{bit}}{g \cdot \Delta M} \quad \dots (1)$$

$$\mu = \frac{I_{bit}^2}{2 \cdot E \cdot \Delta M} \quad \dots (2)$$

ΔM の測定は、従来作動前に固体推進剤の質量 $M_{initial}$ および、その後 N 回のパルス作動を行った後の質量 M_{final} との質量差を大気中にて電子天秤等により取得、この量を作動回数 N で除し、平均 ΔM を算出することでなされてきた。

$$\Delta M = \frac{M_{initial} - M_{final}}{N} \quad \dots (3)$$

しかし、この測定方法では以下の不具合が伴う。

- ① ΔM の測定の際に真空容器の大気開放・再度の真空引きを行う必要がある。この手間は ΔM の測定間隔を短くすればする程大きくなる
- ② 大気開放によって固体推進剤本体に少なからず影響が及ぶ
- ③ ΔM は、電熱型 PPT の場合は作動初期は多く、その後低下するという変化の傾向があり数万回作動前後の平均ではその変化を追うことができない

2.2 マスショットを測定可能なスラストスタンド

この不具合を解消する手段として、マイクロマスバランス型スラストスタンド(Thrust stand micro-mass balance)というスラストスタンドが T.C.Lilly らによって開発された^(5,6)。このスラストスタンドは、シーソーのような構造をしておりトーショナルバランス型と同じく回転中心にはねじりばねが組み込まれ、その他ダンパ等で構成される。このスタンドによる I_{bit} の測定方法はトーショナルバランス型とほとんど同じである。

このスタンドの最大の特徴は、振動するアームに搭載されたPPT本体の質量が変化するとそれに伴ってアームの釣り合い位置が変位することである。つまり、PPTがある回数作動したことによって消費固体推進剤量と、この質量欠損に対応するアームの釣り合い位置の変位との相関をとれば ΔM 測定が可能となる。

著者は電熱型PPTの性能取得をこのタイプのスラストスタンドを採用して行っており、本スタンドを「シーソー型スラストスタンド」と呼称している。

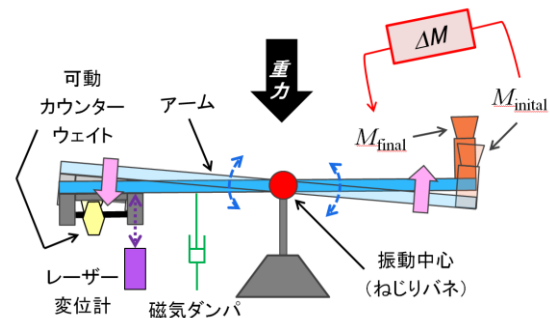


図5 シーソー型スラストスタンド 概略図

2.3 本研究の目的

これまで、使用してきたシーソー型スラストスタンド(図5)はそのアームの挙動から理論的な手法で性能取得を行ってきた。具体的には、 I_{bit} および ΔM を以下の式(4)、(5)によって算出する。式(4)はバネマスダンパ系の回転運動方程式を解いた結果に基づいており、式(5)はモーメントの釣合いの式に基づいている。

$$I_{bit} = \frac{\sqrt{KI}}{L_{PPT} \cdot \sqrt{1-\zeta^2} \cdot \exp\left(-\frac{\zeta \text{Cos}^{-1} \zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}\right)} \Delta\theta_{MAX} \quad \dots (4)$$

$$\Delta M = \frac{K}{g \cdot L_{PPT}} \Delta\theta \quad \dots (5)$$

この理論式を使用する上で、ねじりバネ定数 K 、減衰係数 C 、慣性モーメント I 、および固有振動数 ω_n と減衰比 ζ が必要となる。これらの量は、スタンドに搭載した可動カウンターウェイトを既知の距離 Δx だけアーム方向へ変位させ、意図的に減衰振動を発生させることで行っていた(図にそのときの減衰振動波形を示す)。振動波形より、理論的に ω_n と ζ が求まり、移動量 Δx とカウンターウェイトの質量 M_{CW} 、そしてアームの釣合い位置の変位を既知の値として K が求まる。

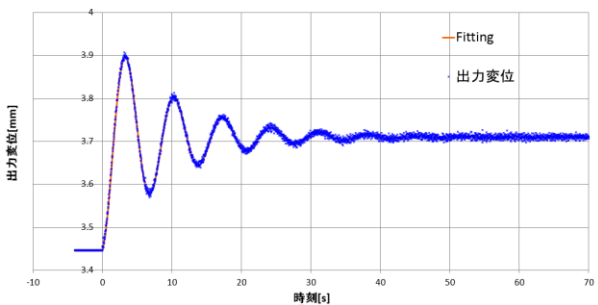


図6 可動カウンターウェイト移動時のアームの挙動

しかしながら上記のままでは、既知のインパルス・質量欠損をスタンドに与え、それに対応した出力との相関をとる「キャリブレーション」を行っていないためその結果の信頼性が薄い。T.C.Lillyらによる先行研究では、 I_{bit} のキャリブレーションではインパクトハンマーを使用し、 ΔM のキャリブレーションは式(4)を用いている。インパクトハンマーによるキャリブレーションは、インパクトハンマーそのもののキャリブレーションが必要で手間であるという問題がある上、与えるインパルスが5~20 mNsと著者の研究で使用する電熱型PPTが発生する I_{bit} (200~600 μ Ns)と比較して非常に大きいため有効であるとはいえない。式(4)による ΔM のキャリブレーションにおいても、式中のスタンドのねじりバネ定数 K はアームの重心位置によって変化するため容易には決定できない。さらに移動するカウンターウェイトの質量 M_{CW} はそれを移動するステッピングモータの台座の質量も加味する必要があるが、精密機器であるために分解による台座の質量計測が困難であり、設計値を使用することしかできないといった問題を抱える。

そこで本研究は、このシーソー型スラストスタンドに対し既知の200~1000 μ Ns級のインパルス・0.1 g級の質量欠損を与えることでキャリブレーションを行い、この結果を元に電熱型PPTの性能取得を行う。これによりシーソー型スラストスタンドの I_{bit} および ΔM のキャリブレーション方法を確立することを目的とする。

3. シーソー型スラストスタンド

図7にシーソー型スラストスタンドの外観を示す。このスタンドは回転中心にねじりバネ、図において右奥側のアームに可動カウンターウェイトおよび磁気ダンパが搭載されている。図の左手前側のアームには、PPT本体とキャパシタ、そして本研究にて制作したキャリブレーション装置が搭載されている。キャリブレーション装置はマスショットキャリブレータ・インパルスキャリブレータの2種から構成される。

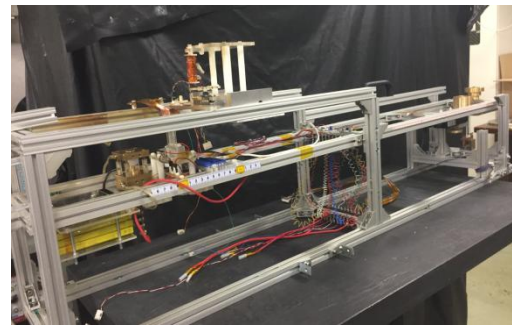


図7 シーソー型スラストスタンド

3.1 ΔM のキャリブレーション

PPTの ΔM 測定のためのキャリブレーションは、真空中にて既知の錘を実際にスラストスタンドアーム上のある位置から放出し質量欠損を模擬することにより実施した。マスショットキャリブレータの構造を図8に示す。マスショットキャリブレータは、既知の錘を格納するシリンダ・サーボモータによって回転する円盤(回転円盤)・その直下に位置する固定された円盤(固定円盤)から構成させる。具体的なキャリブレーション方法を以下に示す。

- ① 複数の既知の錘をシリンダに格納する。
- ② 回転円盤を90 deg回転させる。円盤は既知の錘(球)の直径と同じ厚みであり、またその錘が入る程の貫通穴が空けられている。この穴がシリンダの真下に来ると、既知の錘1個が円盤に補足される。
- ③ 今度は回転円盤を-90 deg回転させる。回転円盤直下の固定円盤にも1箇所だけ穴が空いており、②で補足された錘はこの穴からスタンド外部へ放出される。

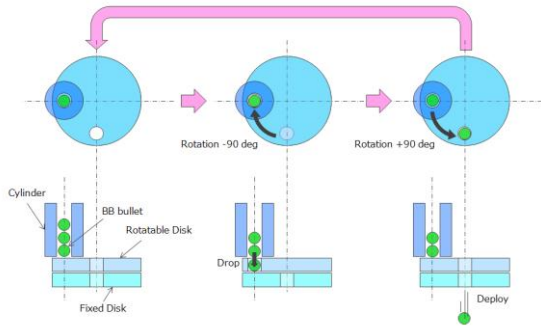


図8 マスショットキャリブレーション 構造

上記の方法によって模擬された質量欠損、または実際の ΔM に対する出力は、本研究においては可動カウンターウェイトの移動量 Δx とした。このカウンターウェイトは $5 \mu\text{m}$ の精度で移動させることが可能で、これを用いて模擬質量欠損によって変位したアームの釣合い位置を欠損前の位置へ戻す。出力 Δx はこのとき要した移動量となる。

3.2 I_{bit} のキャリブレーション

PPT が I_{bit} を発生させる際シーソー型スラストスタンドの振れは、インパルスによる振動の波とマスショット分の質量欠損による振動の波とを重ね合わせた波として表れる。しかし、マスショットが数 $10 \sim$ 数 $100 \mu\text{g}$ と小さいため、マスショットによるドリフトは観測されず、ほぼインパルスによる波のみである。

I_{bit} のキャリブレーションは、真空中にて既知の質量の鋼球を電磁石を用いて既知の高さから自由落下させ、スラストスタンドのアームに着弾させることで実施した。鋼球の着弾地点にはゲル材を敷いており、これにより非完全弾性衝突を実現している。ここで問題になるのは、数 100 mg の有限の質量をもった鋼球がアームに合体することによってその分のモーメント変化によるドリフトが発生し、 I_{bit} 発生時の減衰振動の波を模擬できないことである。

そこで、本研究ではアームに鋼球を落とす装置と全く同じ装置をアーム本体にも搭載した。そして、プログラム制御によってアームに鋼球が着弾したと同時に同じ質量の鋼球をアームから放出した。この結果、モーメント変化によるドリフトのキャンセルができるようになり、実際の I_{bit} 発生時の波を模擬することが可能となった(図9)。

既知のインパルス、または実際の I_{bit} に対する出力は、レーザ変位計が表示するアームの減衰振動波形の第1ピーク値～インパルス発生前の釣合い位置まで変位量に相当する電位差 ΔV_{LDS} とした。

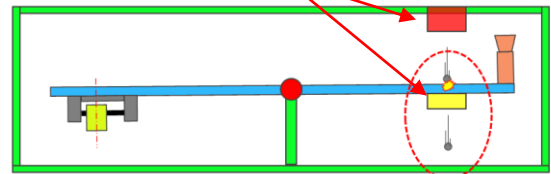
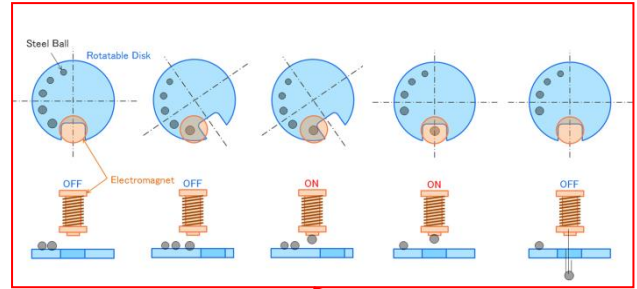


図9 I_{bit} のキャリブレーション 方法概要

4. キャリブレーションの結果

4.1 ΔM のキャリブレーション結果

ΔM のキャリブレーションに際して使用した既知の錘の仕様を表1に示す。これらの錘は個体毎に質量のばらつきがあったため、ほとんど同じ質量のものを選定した。

表1 ΔM のキャリブレーション用の既知の錘

形状	球体
直径	$\phi 6$
質量	$0.1118 \pm 0.0003 \text{ g}$

表1の錘を使用して実施したキャリブレーションの結果を図10に示す。疑似質量欠損として放出した錘の個数×錘の質量と、それへの出力とした可動カウンターウェイトの移動 Δx との関係は線形となった。なお、このキャリブレーションを行った箇所は回転中心から 355 mm の位置にあり、対し実際に ΔM の発生する電熱型 PPT は回転中心より 438 mm の位置にある。よって、図10の結果における縦軸の値はPPTの位置での質量欠損となるように距離換算したものととなっている。

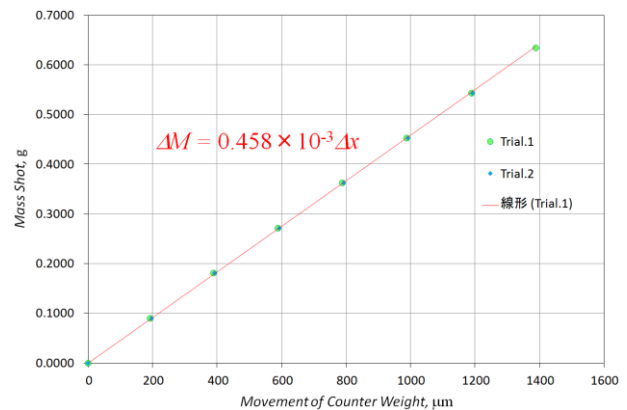


図10 ΔM のキャリブレーション結果

4.2 I_{bit} のキャリブレーション結果

I_{bit} のキャリブレーションに使用した鋼球は5種類でそれぞれ表2に示す。落下高さは12 cmとしているが、5種の鋼球の直径の違い等の理由で ± 2 mm のばらつきが生じる。これによって既知のインパルスに違いが生じるが高々10 μNs であるので今回は容認した。

表2 I_{bit} のキャリブレーション用の鋼球

No.	直径	質量 (± 0.0005), g	既知インパルス, μNs
1	5.5	0.6785	1040
2	5.0	0.5097	780
3	4.5	0.3718	570
4	4.0	0.2610	400
5	3.5	0.1745	270

鋼球をアームに着弾させ、同時に同質量の鋼球を放出した際のレーザー変位計の出力を図11に示す。この操作によってモーメント変化によるドリフトは図11からは観察されず、インパルスのみによる波形となっている。

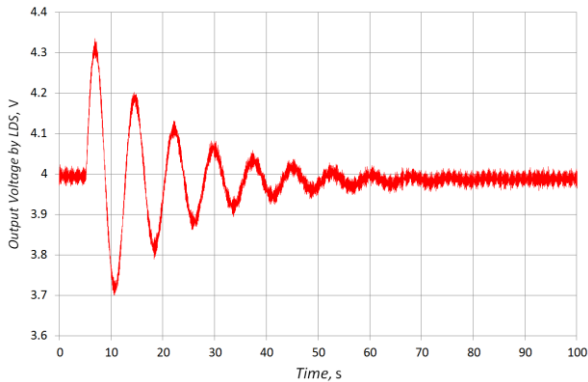


図11 鋼球の着弾・放出によるレーザー変位計出力

実施した I_{bit} のキャリブレーションの結果を図12に示す。この結果も図10の ΔM のキャリブレーション結果と同様、鋼球を着弾させる位置が334 mmの位置であるためPPTの位置に距離換算を行ったものとなっている。既知のインパルスとその出力である電位差 ΔV_{LDS} との関係は線形の結果となった。

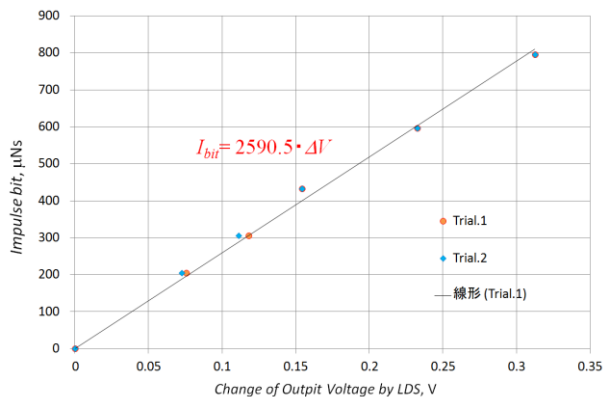


図12 I_{bit} のキャリブレーション結果

5. キャリブレーション結果に基づいた電熱型PPTの

$I_{bit} \cdot \Delta M$ の測定結果

5.1 測定結果

前章で述べたキャリブレーション結果を基に、電熱型PPTの性能取得を行った。表3に今回の実験に使用した電熱型PPTの作動条件を示す。

表3 電熱型PPT 作動条件

キャビティ直径	$\phi 3.5$
キャビティ長さ	10 mm
投入エネルギー	9.8 J
作動周波数	1 Hz
作動回数	10,000 shots

ΔM の取得結果を以下の図13に示す。

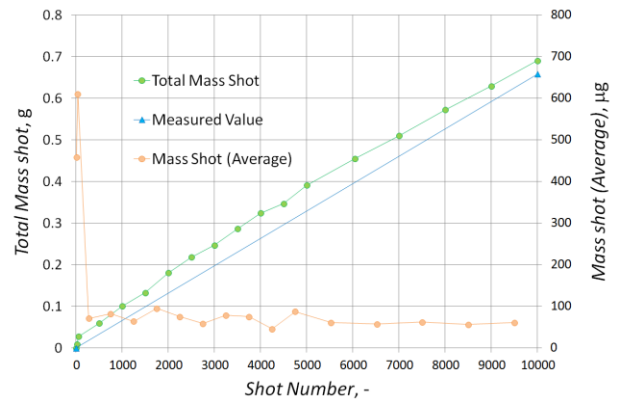


図13 ΔM の測定結果

図13において、緑色のプロットはその作動回数においてスラストスタンドによって測定された ΔM の累計値を示している。また、橙色のプロットは、 ΔM の累計値を示す緑色のプロット間における平均 ΔM となっている。グラフ右端の青いプロットは10,000 shot 作動後に大気開放し、電子天秤にて測定した合計 ΔM の実測値である。

続いて、 I_{bit} の取得結果を図14に示す。

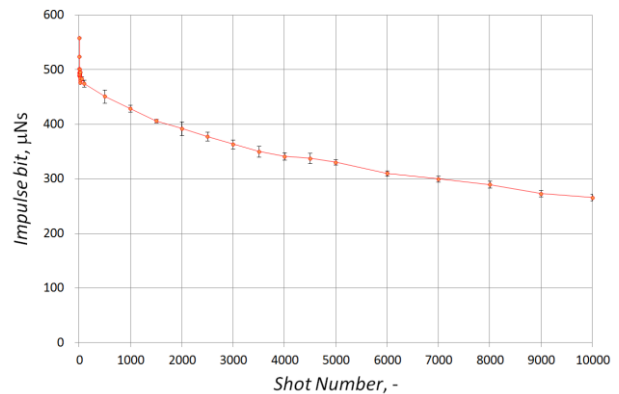


図14 I_{bit} の測定結果

図 14 における誤差バーは、その作動回数での I_{bit} と、その直後 4 回分の I_{bit} の合計 5 回分の I_{bit} のばらつきを標準偏差($\pm 1\sigma$)でとったものである。

5.2 測定の信頼性

ΔM の測定結果を示す図 13 において、10,000 shot 後にスラストスタンドで測定した合計 ΔM (0.691 g) と電子天秤による実測値(0.658 g)を比較すると、誤差は実測値に対して 5.0 % 程度であった。誤差の主要な要因としては、図 15 に示すようなスラストスタンドの釣合い位置のドリフトが考えられる。これは、アウトガス等の影響によってスラストスタンドのアームの重心位置が変化しそれに伴ってモーメントの釣合いが変化することで発生しているものと考えられる。ただし、この現象は真空引き直後は顕著に生じるが、時間経過とともに緩やかになっていく。このため、所定の圧力(10 mPa 未満)まで真空引きしたあと十分に時間をおけばこの影響を軽減できる。今回の実験において誤差 5 % 程度の ΔM 測定を達成できた理由は、上記のように真空引き後十分時間をおくことでドリフトの影響を抑えられたためと考えられる。

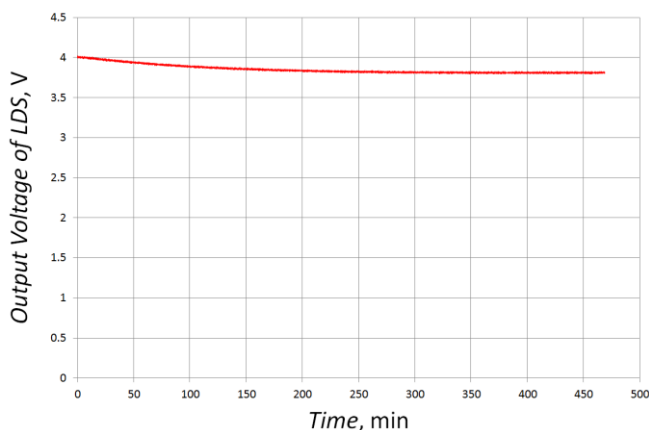


図 15 スラストスタンドのアームのドリフト

図 14 における I_{bit} の測定結果は、他の研究機関より報告されている I_{bit} の値・減少の傾向、もしくはインパルスビット投入エネルギー比⁽⁷⁻⁹⁾においておおよそ一致する。これは、今回実施したシーソー型スラストスタンドによる I_{bit} のキャリブレーション方法、およびその結果に基づいた測定の正当性を示す結果であるといえる。

以上より、シーソー型スラストスタンドによって I_{bit} の測定のみならず ΔM の測定もリアルタイムに行えたことが示された。図 16 は本スラストスタンドによって測定された $I_{bit} \cdot \Delta M$ の結果を基に測定対象であった電熱型 PPT の比推力、および推進効率の 10,000 shot 作動における履歴である。

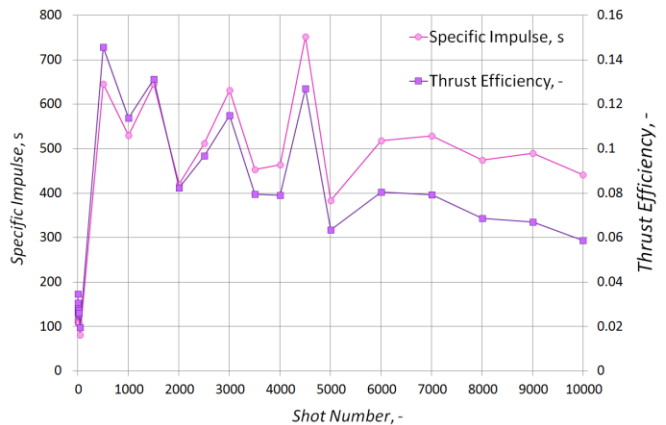


図 16 比推力・推進効率の履歴

6. 結論

本研究の結論を以下に述べる。

- 電熱型 PPT の比推力・推進効率を決定する上で必要な ΔM を I_{bit} と同時に測定できるシーソー型スラストスタンドを開発した
- ΔM のキャリブレーションは、スラストスタンドのアームのある位置より既知の錘を放出し質量欠損を模擬することで行った
- I_{bit} のキャリブレーションは、電磁石によって鋼球を自由落下させアームと非完全弾性衝突させることで行った。
- 鋼球をアームに衝突・合体させるのみではモーメント変化によるドリフトの影響を受け実際の I_{bit} 発生を模擬できないため、鋼球の衝突時にアームから全く同じ質量の鋼球を同時に電磁石によって放出することでドリフトの影響を相殺した
- $I_{bit} \cdot \Delta M$ のキャリブレーション結果は、それぞれ線形の傾向となった
- キャリブレーション結果に基づいて行った電熱型 PPT の性能取得の結果、 ΔM は電子天びんによる実測値と比較して 5.0 % の誤差にとどまり、 I_{bit} は他の研究機関の結果とおおよそ一致した。
- 以上より、シーソー型スラストスタンドによる $I_{bit} \cdot \Delta M$ のキャリブレーション方法の正当性が示され、リアルタイムでの同時測定を実証した。

<参考文献>

- 1) 折井武, 「小型衛星の動向と応用」, 『会報宇宙- 21 世紀日本の宇宙戦略』第 54 号, 日本経済団体連合会 宇宙開発利用促進会議, 2006 年 3 月, pp. 173-184.
- 2) Egami, N., Inoue, Y., Nakano, S., Ikeda, T., and Tahara, H., “Research and Development of Nano-Satellite PROITERES with Electric Rocket Engines at Osaka Institute of Technology”, 2012 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, 2012, pp. 523-528.

- 3) Ryoji Yanagi, Itsuro Kimura. "New Type of Target for the Measurement of Impulse Bits of Pulsed Plasma Thrusters", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, No. 3 (1982), pp. 246-249.
- 4) William J. O'Neill, Dongju Lee, Anthony G. Cofer, and Alina Alexeenko. "Dynamic Modeling and Experimental Validation of Thrust-stand for Micropropulsion Testing", 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, (AIAA 2015-4186)
- 5) Andrew D. Ketsdever, Brian C. D'Souza, and Riki H. Lee. "Thrust Stand Micromass Balance for the Direct Measurement of Specific Impulse", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 6 (2008), pp. 1376-1381.
- 6) Taylor C. Lilly, Andrew Ketsdever, Anthony P. Pancotti, and Marcus Young. "Development of a Specific Impulse Balance for Capillary Discharge Pulsed Plasma Thrusters", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 3 (2009), pp. 823-826.
- 7) Keita Kanaoka and Hirokazu Tahara. "Research and Development of a High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thruster System onboard Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite", 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, (AIAA 2016-4844)
- 8) Takuya Kamimura and Hirokazu Tahara. "R&D, Launch and Initial Operation of the Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite with Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters and Development of the 2nd and 3rd Satellites", 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, (AIAA 2014-3609)
- 9) Junichiro Aoyagi, Masayuki Mukai, Yukiya Kamishima, Tsubasa Sasaki, Kouhei Shintani, Haruki Takegahara, Takashi Wakizono, Mitsuteru Sugiki. "Total impulse improvement of coaxial pulsed plasma thruster for small satellite", *Vacuum* 83 (2009), 72-76