

推力測定におけるサーマルドリフト発生要因についての実験研究

A Study on Thermal Drifts in Thrust Measurement

○山内 雄介（宮崎大学大学院工学研究科），羽生 浩介，各務 聡（宮崎大学工学部機械設計システム工学科），矢野 康之（宮崎大学工学部教育研究支援技術センター）

Abstract

Because electric propulsion such as ion and hall thrusters exhibits higher specific impulse than chemical propulsion, the electric propulsion thruster applied to higher ΔV mission. Thrusts have been measured with a pendulum-type thrust stand, displacement and null-balance methods. However, thrust measurements yields thermal drift; a firing thruster heats tubes and wires through heat conduction and thermal radiation. Hence, we propose a horizontal-pendulum type thrust stand and heated dummy thruster to research the characteristic of thermal drift. From the result, thrust measurement yielded thermal drift about 10 mN because of thermal expansion of wires through.

記号

- I_m : 推力測定装置の慣性モーメント
- c : 推力測定装置の減衰係数
- k : 推力測定装置の弾性係数
- l_t : 振り支点から推進機までの長さ
- l_s : 推力測定装置の振り支点から制御用ソレノイドアクチュエータまでの長さ
- F_0 : 推力測定装置の制御用ソレノイドアクチュエータの推力電流比
- i : 制御用ソレノイドアクチュエータ駆動電流
- k_p : PID の比例定数
- k_d : PID の微分定数
- k_i : PID の積分定数
- T : 推力
- T_{ref} : 校正推力
- T_{null} : 零位法により算出した推力

1. 序論

イオンエンジンやホールスラスタなどの電気推進機は、比推力が高いため、小惑星探査機はやぶさなどの高 ΔV が必要なミッションに利用されてきた。このような電気推進機では、一般に推力が自重より小さいため、その推力測定には、剛対振り子を用いた変位法や零位法が用いられてきた¹⁾。変位法は、推力により生じた振り子の変位をもとに推力を算出する方法である。零位法は、アクチュエータで常に変位が0となるよう調整し、その時の制御量で推力を評価する方式である²⁻⁴⁾。

これまで、推力測定の高精度化が進められてきたが⁵⁾、サーマルドリフトによる推力測定の誤差が問題であった。すなわち、高温になった推進機からの熱伝導や、プルーム

からの熱輻射によって、推進剤用の配管や、放電電流供給用の配線、さらには振り子に熱ひずみが生じ、その結果として配線や配管からの力や重心の移動によって推力測定に誤差を生じていた。

そこで、振り子が熱膨張して重心が移動しても、推力測定の精度に影響が出にくい水平振り子型推力測定装置を試作して、ホールスラスタに似たダミースラスタを加熱し、放電電流供給用配線によるサーマルドリフトの特性を調べた。

2. 測定原理

2.1 零位法

推力測定装置の振り子の運動方程式は、振り子の角度を θ として、

$$I_m \ddot{\theta} + c \dot{\theta} + k \theta = l_t T + l_s F_0 i \quad (1)$$

と表される。ここで、 $\theta = 0$ は、重力やチューブの弾性力等の外力が釣り合う平衡点とする。PID制御を装置に適用したとき、制御用ソレノイドアクチュエータの駆動電流 i は次のように表される。

$$i = - \left\{ k_p \theta + k_d \dot{\theta} + k_i \int \theta dt \right\} \quad (2)$$

ここで、 $\theta = 0$ を目標角度変位とする。このときの定置制御のパラメータ k_p 、 k_d 、 k_i と適切に与えることで変位を抑制し、式(1)の左辺を無視できる。すると、式(1)より、

$$T = - \frac{l_s F_0}{l_t} i \quad (3)$$

を得る。よって、推力 T は、制御用ソレノイドアクチュエータの駆動電流 i を計測することにより評価する。

3. 実験装置

3.1 水平振り型推力測定装置

試作した推力測定装置を Fig. 1 に示す。振子の変位検出には、共振型変位センサを用いている。この変位センサは対向する金属との距離変位に応じて発振周波数が変化することを利用しており、10 nm クラスの分解能を有する。

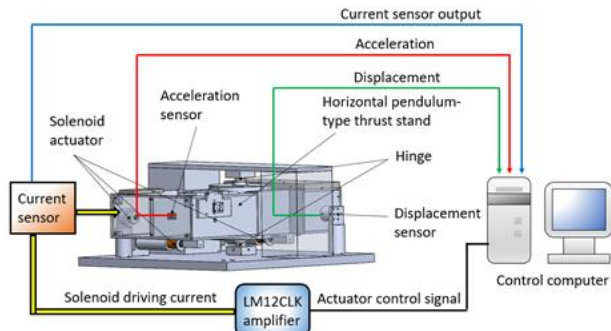


Fig. 1 推力測定装置概略図

3.2 制御系

零位法を実現するために、振子の定置制御には PID 制御を用いた。制御用 PC が振子の変位を 1 ms 間隔で測定し、その結果において変位角、角速度、変位角の積分値を算出している。なお、PID パラメータは、予備実験で安定した定置制御が実現できた。 $k_p=3000$ 、 $k_i=130$ 、 $k_f=15000$ と調整した。

3.3 校正装置

本研究で用いた校正装置の概略図を Fig. 2 に示す。校正装置は、ロードセルの検出子に固定された 3 個のネオジウム磁石が中空のソレノイドの内部に挿入されている。このソレノイドに電流を与えて、電磁力をネオジウム磁石に作用させ、ロードセルを通して校正推力を供する。

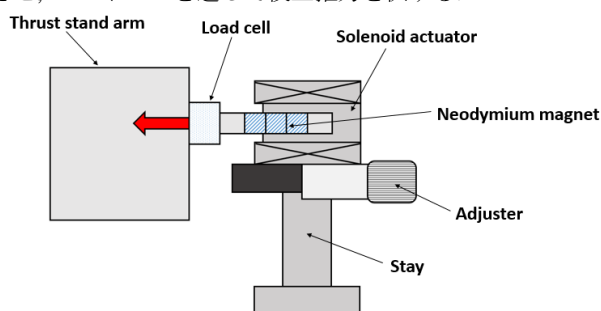


Fig. 2 校正用ソレノイドアクチュエータ概略図

3.4 ダミースラスタ及びリボンヒータ

本研究で用いたダミースラスタとリボンヒータを Fig. 3 に示す。このダミースラスタは、ホールスラスタを模した形状をしており、リボンヒータに巻き付けて加熱し、サーマルドリフトが起こる状況を模擬した。このダミースラスタは、サーモカメラで温度を計測するため、黒く塗装している。リボンヒータは、スライダックを用いて加熱電力を調整した。

回は、校正推力をロードセルで計測しながら 0.1~1 N までの校正推力を与えた。

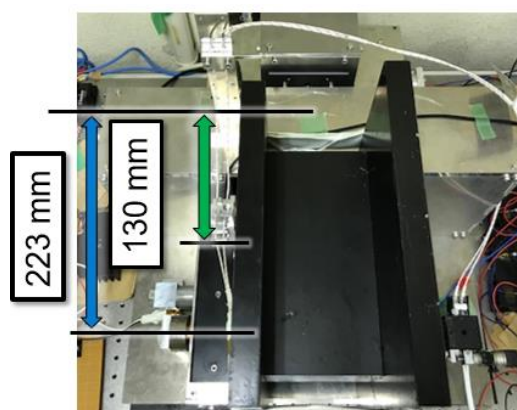
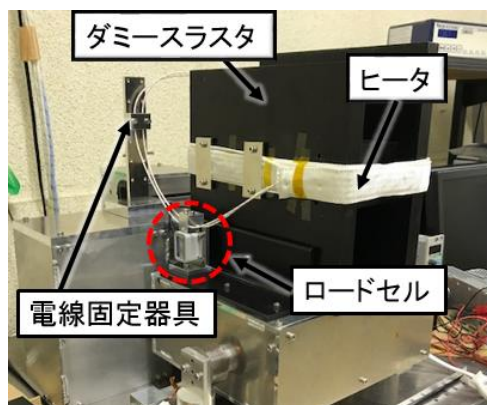


Fig. 3 ダミースラスタ及び加熱装置外観

4. 実験方法

4.1 校正

先述の校正装置を用いて、参照推力と推力測定装置に与え、校正推力とソレノイド駆動電流の相関をもとめ校正を行った。なお、校正推力はロードセルで計測しながら 0.1-1 N までの校正推力を与えた。

4.2 推力測定装置とダミースラスタの温度分布計測

サーモカメラを用いて、加熱中のダミースラスタと推力測定装置の温度分布を計測した。また、サーマルドリフトの一因と考えられる放電電流供給用の電線をリボンヒータ用電線で模擬するため、その温度を熱電対で計測している。

4.3 加熱実験

実際の推進機の作動時間 (約 30 min) で達するスラスタ温度 (200 °C) に達するようにリボンヒータの駆動電力を調節し、サーマルドリフトによる推力測定への影響を評価した。また、放電電流用の電線の熱変形がサーマルドリフトに与える影響を調べるため、リボンヒータ用の電線をロードセルに固定して放電電流供給用の配線による力を直接計測した。

5. 実験結果と考察

5.1 校正結果

校正実験結果を Fig. 4 に示す。Fig. 4 はロードセルで計測した校正推力 T_{ref} と、ソレノイドアクチュエータに流れる駆動電流 i を電流センサにより測定した結果を示している。このように、校正推力の増加に伴いソレノイドアクチュエータの駆動電流が線形的に増加していた。このときの決定係数 R^2 は 0.9986 であることから、推力を駆動電流 i によって正確に測定できているといえる。

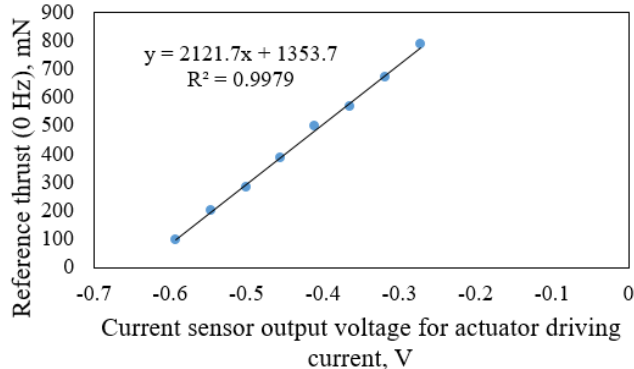


Fig. 4 静的校正結果

5.2 推力測定装置のサーマルドリフト

サーモカメラを用いて計測した推力測定装置およびリボンヒータの電線の温度分布を Fig. 5 に示す。リボンヒータは 200 °C 以上まで上昇し、ダミースラストの温度は、最終的に約 36 °C まで上昇し、初期温度 12 °C から約 24 °C 上昇していた。

また、リボンヒータ用電線の温度は、ヒータに近いほど温度が高く最大で約 43 °C であり、約 31 °C 温度が上昇していた。

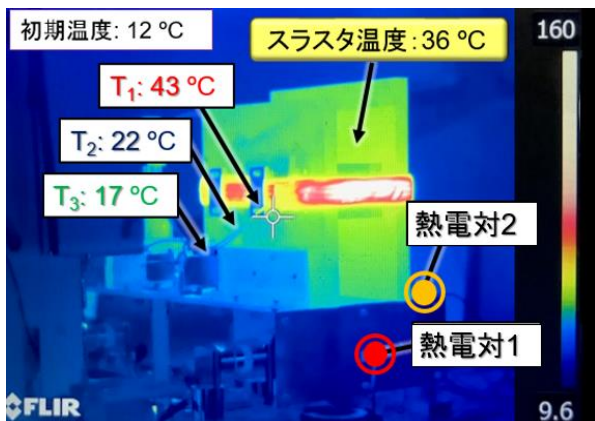


Fig. 5 温度計測結果

Fig. 6 は、5.2 で加熱したときの推力測定結果と熱電対により測定した温度である。推力を与えていないため、推力は 0 N を保つのが理想である。しかし、Fig. 6 のように、零位法で算出した推力にも、最大で約 10 mN のドリフトが発生した。また、ロードセルで測定したヒータ用の電線による力は、推力の負方向に作用し、ヒータの温度が 200 °C 付近で安定すると最大で 76 mN でほぼ一定になっていた。

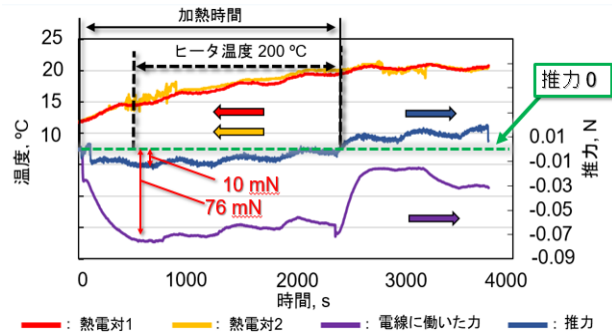


Fig. 6 サーマルドリフト実験結果

5.4 考察

5.3 のように、約 10 mN のドリフトが確認された。よって、リボンヒータを用いた簡易的な本試験によりドリフトを再現できたといえる。

Fig. 6 に着目すると、ロードセルの指示値が負方向に増加するに伴って推力測定装置の推力も負方向に増加し、時刻 200 秒に注目すると、ロードセルの指示値が -76 mN、推力測定装置のドリフトが -10 mN になっている。このことから、ヒータ用電線の熱ひずみによる力がドリフトを発生させたと考えられる。

そこで、このヒータ用電線の熱ひずみによるサーマルドリフトを概算する。ここで、簡単のために Fig. 7 のように簡略化する。すなわち、ヒータ用配線は、ほぼその中央でロードセルに固定されていることから、ロードセルと支柱間に働く力（ドリフトとして作用し得る力、 F_1 とする）とロードセルとダミースラスト間に作用する力（内力のためサーマルドリフトとして作用しない、 F_2 とする）は等しいとするのである。すると、 F_1 の推力方向成分 F_{1n} は、38 mN となる。ここで、振子と支点間距離 130mm、振子とダミースラストまでの距離 223mm であることから、 F_{1n} によるモーメント（振子の支点基準）は、推力 20 mN に相当する。

一方で、Fig. 6 より、実際のサーマルドリフトは 10 mN であることから、20 mN という概算値は実際よりも大きいと同じオーダーである。よって、ヒータ用電線、すなわち、放電電流供給用電線が主因とは断定できないが、76 mN もの力を発生させていることから、電線の熱ひずみを看過できないと考えられる。これは推進剤供給用の配管も同様である。よって、誤差の低減には配管や電線の適切な形状・素材の選定や、固定法の改善を行う必要があると考えられる。

また、配管や配線に起因するサーマルドリフトを抑制するため、温度を一定に保つ冷却機構を取り付けるか、予めスラストが達する温度まで加熱して実験を行うなど、実験中のチューブ類の温度変化を無くすことでサーマルドリフトを抑制できるものと考えられる。今後は、以上の方法を用いてサーマルドリフトの抑制を試みる予定である。

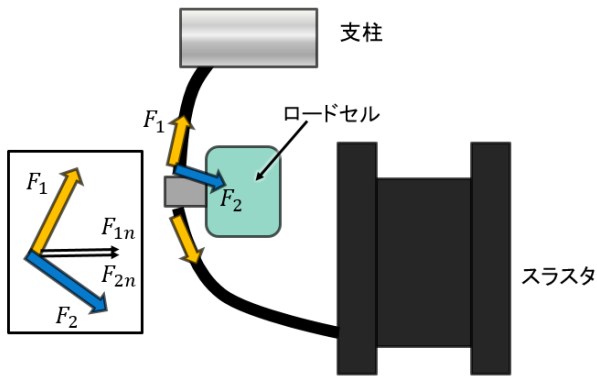


Fig. 7 電線の固定方法とロードセルに作用する力

6. 結論

本研究では、ダミースラストを加熱して、放電電流供給用の配線によるサーマルドリフトを模擬し、その特性を調べた。それにより以下の結果を得た。

- ・ダミースラストと推力測定装置はヒータの加熱に伴い温度が上昇し、推力測定において約 10 mN のドリフトが発生していた。
- ・ロードセルより、ヒータ用電線は約 76 mN の力を発生させ、推力測定に影響を与えているものと考えられる。
- ・ヒータ用電線、すなわち、放電電流供給用電線が主因とは断定できないが、76 mN もの力を発生させていることから、電線の熱ひずみを看過できないと考えられる。
- ・測定誤差を低減させるには、配管や電線の形状・材質の適切な選定と、固定方法の改善が必要であると考えらる。
- ・配管や配線に起因するサーマルドリフトの抑制のため、チューブ類に冷却機構を取り付けるか、実験前に予め加熱するなど、チューブ類の温度変化を抑制する必要があると考えられる。

参考文献

- 1) Pilkey, W. D. and Okada, Y.: Matrix Methods in Mechanical Vibration, Corona Publishing, Tokyo, 1989, pp. 622-671 (in Japanese).
- 2) Kakami, A., Hiyamizu, R., Masaki, S. and Tachibana, T.: A Preliminary Study on an Active-controlled Thrust Stand for Thrust Variation Measurement, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, ists25 (2006), pp. 212-217.
- 3) Kakami, A. and Tachibana, T.: Thrust Evaluation in Wide Frequency Range using Active Control and Disturbance Observer, Journal of Propulsion and Power, 29 (2013), pp. 1274-1281.
- 4) Kakami, A. and Tachibana, T.: Measurement of Thrust with Wide-Frequency Range Variation by Applying Active Control and Disturbance Observer, Trans. JSASS, Aerospace Tech. Japan, 60 (2012), pp. 203-211 (in Japanese).
- 5) Kakami, A., Kashihara, K., Takeshida, S. and Yano, Y.: A new thrust measurement method for evaluating higher frequency variation by applying acceleration measurement to null-balance method, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, 14, ists30 (2015), pp. Pb_123-Pb_130.