

固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタの真空容器内 推力測定におけるロードセル断熱手法の効果に関する研究

浅川純（東大・院），小島隼一（東大・院），小泉宏之（東大），中野正勝（産業高専），
岡田光信（ASTROSCALE），小紫公也（東大）

低コストかつ短期間で開発可能な超小型衛星用固体スラスタとして，固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタを提案した．真空容器内での推力性能評価試験において，スラスタの作動により発生する燃焼ガスが容器内で逆流し，推力測定機器に影響を及ぼすことが懸念される．そこで，3種類の測定機器断熱手法を提案し，その効果を評価することで，真空容器内における推力測定系を確立した．得られた推力測定系を用いて，固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタの三軸推力測定を行い，推進性能を評価した．

Nomenclature

A	Area
C_f	Thrust coefficient
F	Thrust
p	Pressure
ϵ	Nozzle-expansion ratio
γ	Specific heat

Subscripts

a	Ambient conditions
c	Combustion chamber
e	Nozzle-exit
i	Separation point
t	Nozzle throat
0.95	Conditions at position in nozzle where static pressure equals 0.95 ambient pressure

1. 序論

1.1. 研究背景

超小型衛星の開発は，研究段階から実用段階へ変革しつつある．これは，2013年以降，商用目的の超小型衛星の打ち上げ数が爆発的に増加していることから明らかである[1]．低コストかつ短い期間で開発可能な小型衛星は，先進国のベンチャー企業や新興国の宇宙産業への参入を可能にしている[2][3]．

実用幅の更なる拡大のためには，軌道上で衛星を能動的に動かすための推進機が必要不可欠である．しかし，超小型衛星ゆえに容積・電力の制限要求が厳しく，軌道上で作動実証された超小型衛星用推進機は数少ない．また，実証された推進機は，姿勢制御や長時間での軌道遷移を目的とした推力レベルの小さ

なものに留まる[4][5][6]．今後，惑星探査や再突入ミッションを遂行するためには，より推力レベルの大きい推進機の実現が必要不可欠である．

1.2. 固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタ

本研究では，成型済みのペレット形状の固体推進薬を積層化して搭載したスラスタを提案する．この“固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタ”であれば，搭載するペレットの積層数を調節することで，任意のトータルインパルスが発生可能な汎用性の高い固体マイクロスラスタが実現される．超小型衛星からくる様々なトータルインパルスの要求に対し，新たな形状の固体推進薬を製造することなく，既存の成型済み固体推進薬ペレットのみを用いることで対応可能なため，短期間・低コストで固体マイクロスラスタを開発することが可能になり，超小型衛星の利用幅を拡大することができる．

1.3. 課題及び研究目的

固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタの推進性能は，低圧環境下において評価される必要がある．大気圧環境下では，ノズルにおけるガスの膨張不足や，大気中に含有される酸化剤の影響を受けるため，本スラスタの正確な推進性能を評価することができない．また，真空容器内における試験では，高温の燃焼ガスが容器内で逆流し，測定機器に影響を及ぼす．無荷重状態の圧電型三分力ロードセルにヒートガンで熱風を当てた際の表面温度と出力値の履歴を図1に示す．温度上昇と共に，出力値が負方向にドリフトしている．このロードセルを用いて真空容器内において推力測定を行った場合，同様の温度ドリフトが発生することが懸念される．本研究の目的は，

真空容器内推力測定におけるロードセル断熱手法の確立，及び固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタの推進性能の評価である。

2. 実験装置

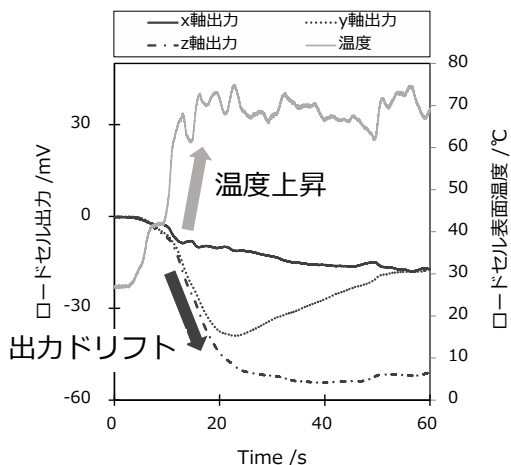


図 1 無荷重状態の三分力ロードセルに対して熱風を当てた時の表面温度履歴と出力ドリフト

2.1. スラスタ

本研究で用いたスラスタの模式図を図 2 に示す。本スラスタは，燃烧室，ノズル，着火器，固体推進薬，充填剤，及び直立保持具から構成されている。固体推進薬は，縦方向に積層することで 1 本の推進薬ピンとしたものを，7 本束ねて燃烧室に搭載した。本研究では，積層数は 14 とし，充填剤はシリコーンを用いた。

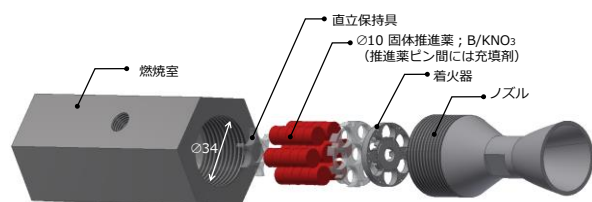


図 2 固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタの模式図

2.2. 固体推進薬 ; B/KNO₃

本研究において，推進薬にはボロン硝酸カリウム火薬を用いた (以後，B/KNO₃ と記す)。この推進薬は直径 10 mm，高さ 6.3 mm，重量 920 mg のペレットとして成型されている。

2.3. 真空チェンバ

本研究における全ての実験は，直径 360 mm，奥行き 1400 mm の円柱型真空チェンバ内で行った。試験時の背景圧力は 50 Pa である。過去の研究において，本研究で用いた B/KNO₃ の燃烧速度減少は 10 kPa 以下で飽和することが示されている[7]。

2.4. 圧力・推力測定系

スラスタの内部圧力測定には，kulite 製圧力トランスデューサ XTEH-7L-190-500A を用いた。定格圧力は約 3.4 MPa である。三軸推力測定には，PCB 製三分力フォースリンク型圧電ロードセル 261A01 を用いた。軸方向測定レンジは 4500 N 以下，分解能は 0.027 N である。せん断方向測定レンジは 2200 N 以下，分解能は 0.009 N である。圧力及び推力の測定模式図を図 3 に示す。

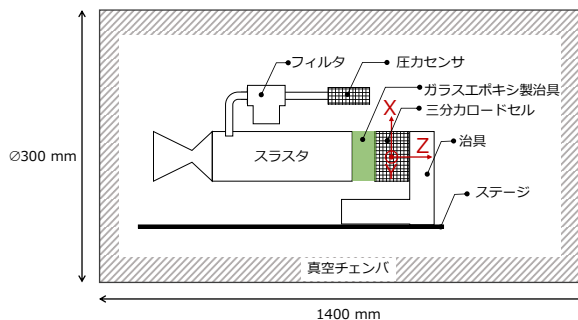


図 3 圧力・推力測定系の模式図

3. 実験方法

3.1. ロードセル断熱手法の評価

ロードセル断熱手法として，以下 3 種類の手法を提案した。比較のため，断熱なしの場合においても評価を行った。手法の模式図を図 4 から図 7 に示す。

- 1) 断熱テープによる断熱
- 2) 断熱テープ及び断熱チューブによる断熱
- 3) 断熱チューブ及びベローズによる断熱

各手法において測定された推力 (以下，測定推力とする) と，内部圧力から計算される推力 (以下，計算推力とする) をそれぞれ直線近似し，その係数の差を比較することで，各断熱手法の効果を評価した。評価区間は，スラスタの設計圧力値 0.6 MPa で作動している区間とし，それ以外の区間である，1) 着火直後の圧力立ち上がり，2) 0.7 MPa 以上の圧力上昇部，3) 作動末期の圧力立下り，については非評価区間とした。

計算推力の算出において、ノズル流れの剥離を考慮する必要がある。剥離点での圧力は以下で表される[8].

$$\frac{p_i}{p_a} = \frac{2}{3} \left(\frac{p_c}{p_a} \right)^{-0.2} \quad 1$$

添え字の i は剥離点を表す。 $\frac{p_i}{p_a} > \frac{p_e}{p_a}$ の条件を満たし

たとき、剥離が発生する。剥離点での開口比は以下の式で表される。

$$\epsilon_i = \frac{A_i}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma+1}}}{\left(\frac{p_i}{p_c} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left\{ 1 - \left(\frac{p_i}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}}} \quad 2$$

ノズル壁面での圧力が背圧の 95% まで回復する位置を $\epsilon_{0.95}$ とし、圧力の積分区間を ϵ_i 及び $\epsilon_{0.95}$ で分割すると、剥離条件下における推力は以下の式で表される。

$$F = p_c A_t C_{fi} + \int_{A_i}^{A_{0.95}} p dA - \int_{A_{0.95}}^{A_e} p dA - p_a dA \quad 3$$

Kalt らは、近似式を用いて、式 4 を導いた

$$F = p_c A_t C_{fi} + 0.55(p_i + p_{0.95})(A_{0.95} - A_i) - p_a(0.975A_{0.95} + 0.025A_e) \quad 4$$

ただし ϵ_i に関しては以下の判別式を用いる。

$$(1) \epsilon_i \leq \frac{\epsilon_e}{1.6} + 0.38 \text{ の場合}$$

$$\epsilon_{0.95} - \epsilon_i = \frac{\epsilon_i - 1}{2.5}$$

$$(2) \epsilon_i > \frac{\epsilon_e}{1.6} + 0.38 \text{ の場合}$$

$$\epsilon_{0.95} - \epsilon_i = \frac{\epsilon_i - 1}{1.45}$$

剥離後は式 5 を用いて、内部圧力から計算推力を求めた。剥離前の計算推力は、以下に示す式 6 を用いて算出した。

$$F = p_c A_t C_f \quad 6$$

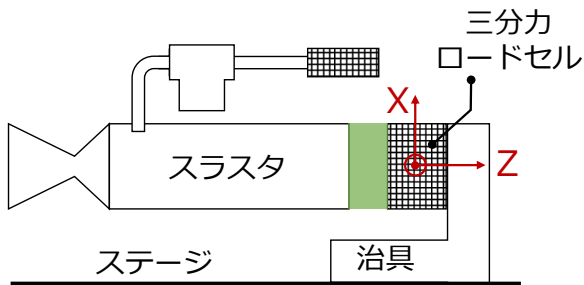


図 4 #0 ; 断熱なし

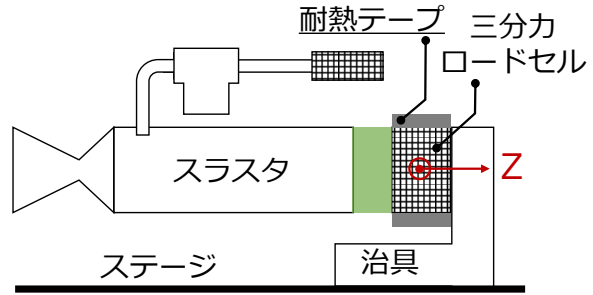


図 5 #1 ; 断熱テープによる断熱

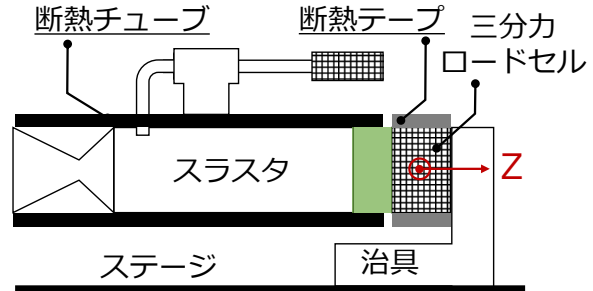


図 6 #2 ; 断熱テープ・断熱チューブによる断熱

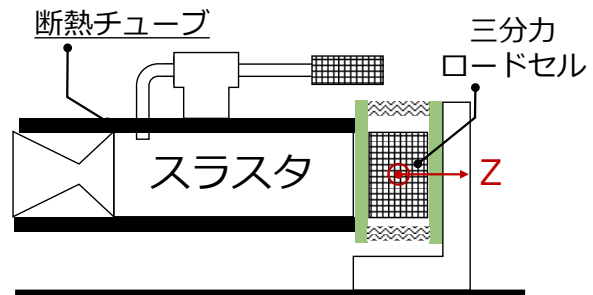


図 7 #3 ; 断熱チューブ及びベローズによる断熱

3.2. 推力特性評価

ロードセル断熱手法として、手法#3;断熱チューブとベローズによる断熱，を用いて真空容器内において三軸推力測定を行った。機軸方向を Z 軸，スラスタ垂直方向を X 軸方向，スラスタ水平方向を Y 軸とした (図 3)。Z 軸方向の測定推力を計算推力及び推定真空中推力と比較した。また、横推力について評価を行い、機軸に対する推力中心軸のズレを見積もった。

4. 実験結果

4.1. ロードセル断熱手法の評価

手法#0 及び#2 の試行回数は 1 回，手法#1 及び#3 は 3 回である。手法#0 における測定推力・計算推力・内部圧力の履歴の一例を図 8 に示す。また、評価区

間のみを抽出し近似直線をプロットした一例を図 9 に示す. 同様にして, 手法#1-#3 における結果の一例を図 10 から図 15 に示す.

4.2. 推力特性評価

推力測定は計 2 回行った. 1 回目の測定結果を図 16 及び図 17, 2 回目の測定結果を図 18 及び図 19 に示す. 推力履歴は, 100 μ s 毎に記録したものを 100 点毎に間引いたのち, 前後 5 点ずつを平均化したうえでプロットしている. Z 軸方向については, 測定推力に加えて, 計算推力及び推定真空中推力をプロットした. 推定真空中推力算出時における推力係数は, 着火直後に推力が最大となる点を用いて計算される値を用いた.

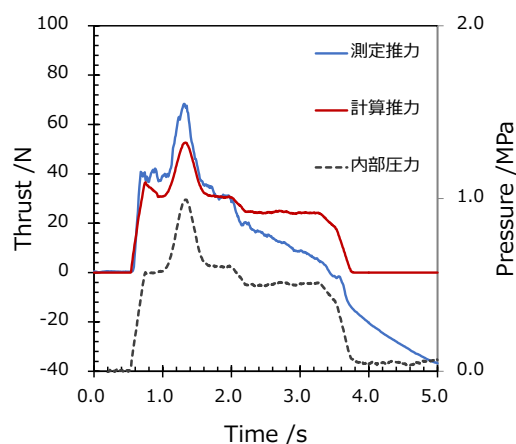


図 10 手法#1 における圧力及び推力履歴

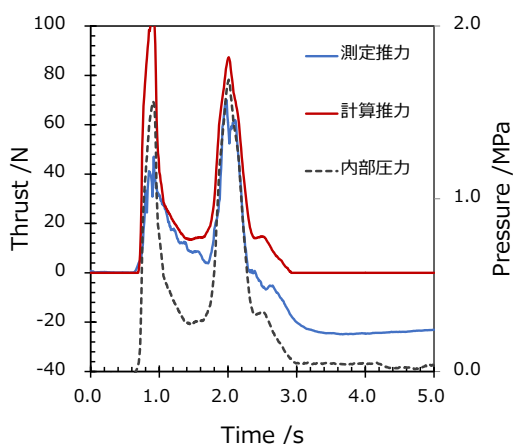


図 8 手法#0 における圧力及び推力履歴

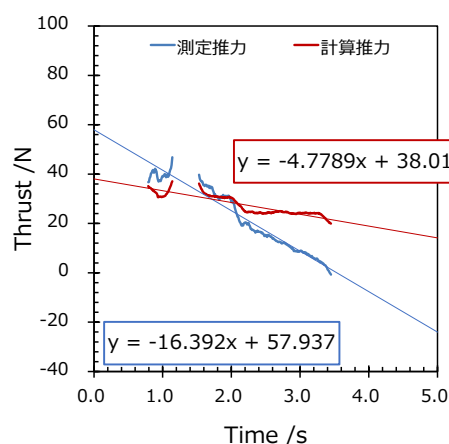


図 11 手法#1 における推力履歴の直線近似評価

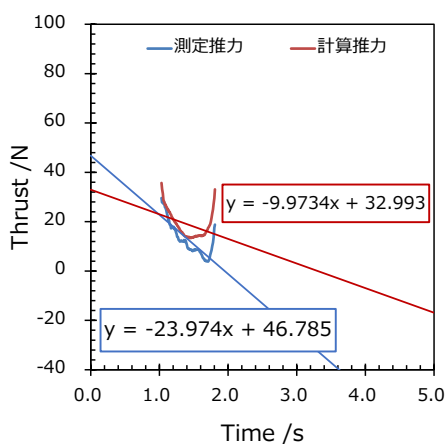


図 9 手法#0 における推力履歴の直線近似評価

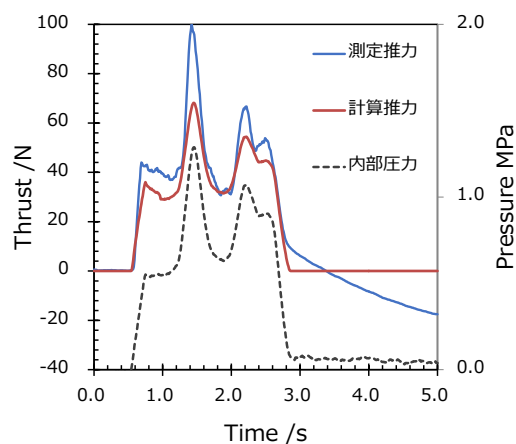


図 12 手法#2 における圧力及び推力履歴

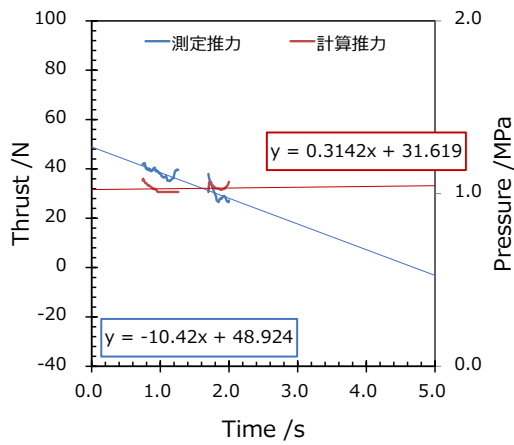


図 13 手法#2 における推力履歴の直線近似評価

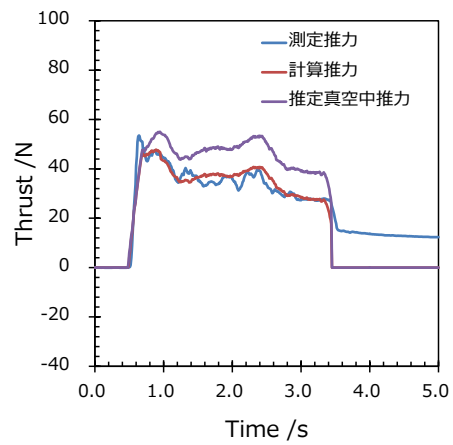


図 16 Z 軸方向推力 (1 回目)

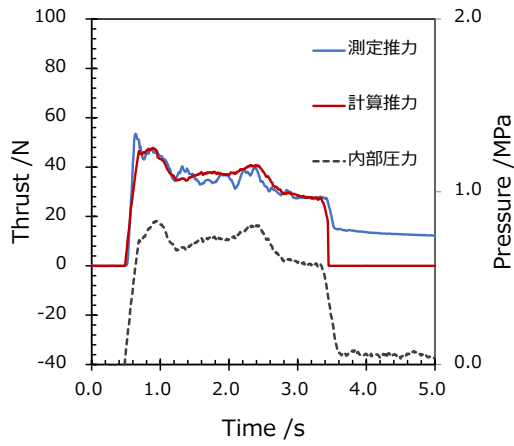


図 14 手法#3 における圧力・推力履歴

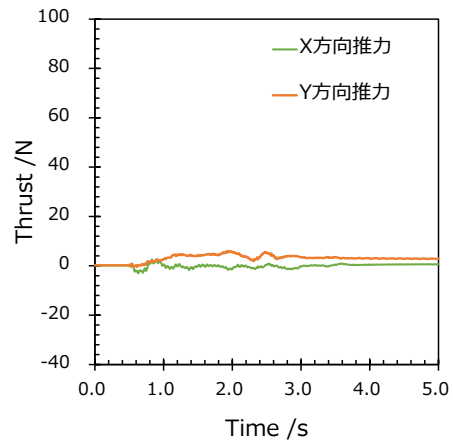


図 17 X, Y 方向推力 (1 回目)

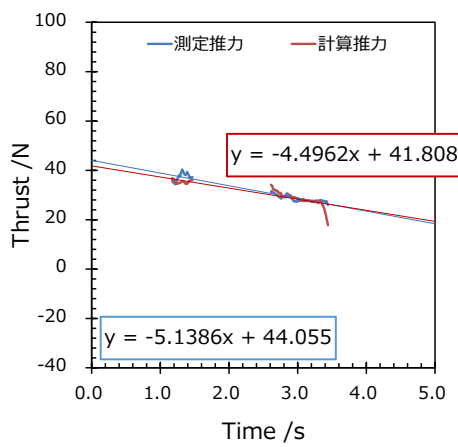


図 15 手法#3 における推力履歴の直線近似評価

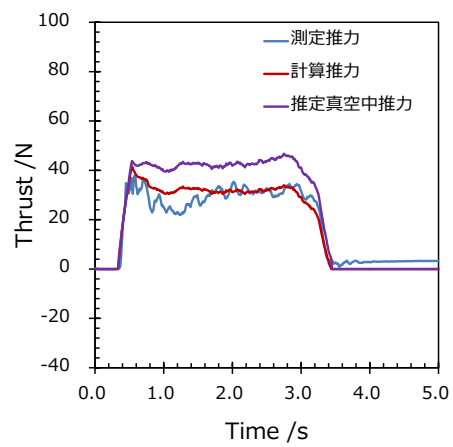


図 18 Z 軸方向推力 (2 回目)

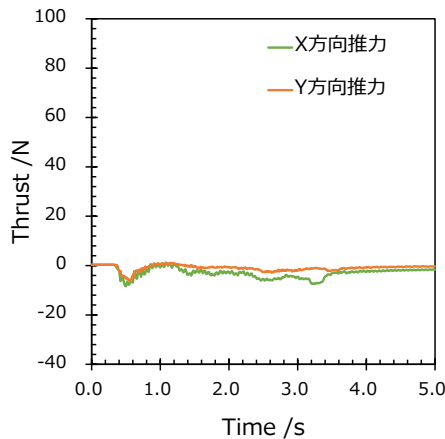


図 19 X, Y 方向推力 (2 回目)

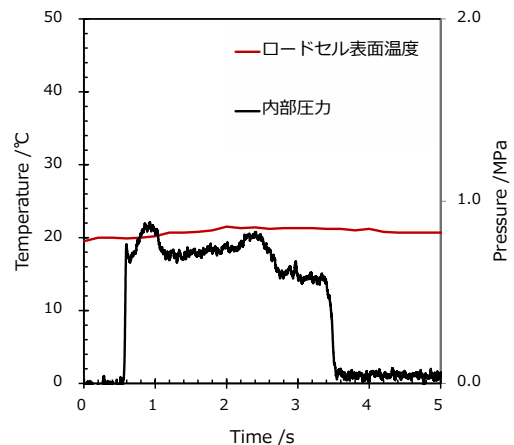


図 20 手法#3におけるロードセル表面温度及び内部圧力の履歴

5. 考察

5.1. ロードセル断熱手法の評価

各手法における推力履歴の近似直線の傾き差分を表 1 に示す。手法#0-#2 においては、傾き差分は 10 以上となった。一方、手法#3 においては、3 回の試行での傾き差分の平均値は 1.76 となった。ロードセル表面温度の上昇が見られなかったことから、手法#3 により、真空容器内で逆流する燃焼ガスの影響を抑制した推力測定系が確立されたことが示された。手法 3 におけるロードセル表面の温度履歴を図 20 に示す。

内部圧力が異常上昇し、0.7 MPa 以上に達したスラスタがある。これは、充填剤であるシリコンの充填方法がスラスタによって異なったためであると予想される。充填方法によっては、推進薬と燃焼室内壁との隙間を完全密封することができず空隙が生じ、空隙内部を燃焼ガスが伝播することで燃焼面積が拡大し、内部圧力の異常上昇が発生したと考えられる。

表 1 各断熱手法における近似直線の傾き差分

断熱手法	傾き差分の平均値 /N s ⁻¹
#0; 断熱なし	14.0
#1; 断熱テープ	16.4
#2; 断熱テープ及び断熱チューブ	10.7
#3; 断熱チューブ及びペローズ	1.76

5.2. 推力特性評価

2 回の推力測定試験において、測定推力を時間積分することで算出される機軸方向のトータルインパルスの平均値は 94.8 Ns であった。機軸方向における推定真空中推力の時間積分値は 127 Ns であり、74.6 % 一致した。このズレは、スラスタから排出される燃焼ガスにより、真空チェンバ内圧力が作動共に上昇していることに起因すると考えられる。機軸方向と同様に、横方向推力履歴の時間積分により得られるトータルインパルスは、1 回目の試験では、X 方向；-0.936 Ns, Y 方向；10.3 Ns, 2 回目の試験では、X 方向；-11.1 Ns, Y 方向；-3.78 Ns であった。以上の結果から、推力中心軸と機軸とのズレを求めると、1 回目の試験では、 $\theta_{xz} = -0.517^\circ$, $\theta_{yz} = 5.76^\circ$ であった。2 回目の試験では、 $\theta_{xz} = -7.27^\circ$, $\theta_{yz} = -2.49^\circ$ であった。推力中心軸と機軸とのズレを表した模式図を図 21 及び図 22 に示す。

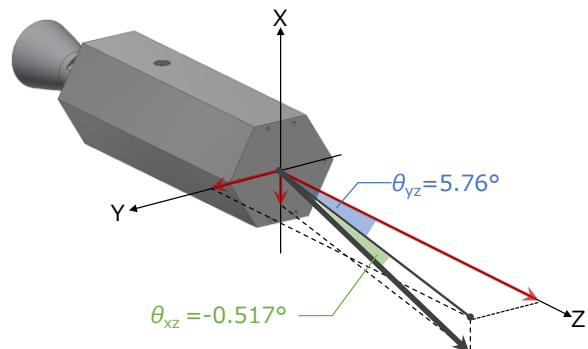


図 21 機軸と推力中心軸のずれ (1 回目)

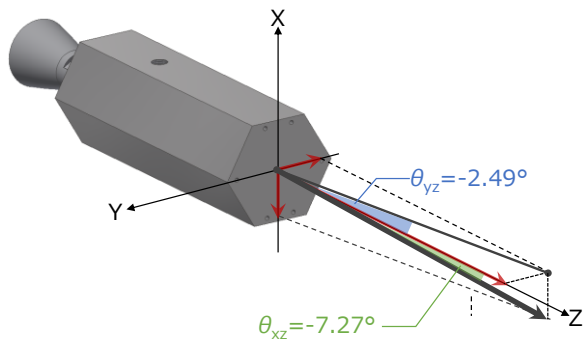


図 22 機軸と推力中心軸のずれ (2 回目)

- [8] S. Kalt and L. Badal, "Conical Rocket Nozzle Performance under Flow- Separated Conditions," *J. Spacecr. Rockets*, vol. 2, no. 3, pp. 447–449, 1965.

6. 結論

本研究により得られた知見は以下の通りである。

- ・ 固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタを提案した。
- ・ 断熱チューブ及びベローズを用いたロードセル断熱手法を用いることで、真空容器内推力測定における燃焼ガスの逆流による測定機器への影響を抑制した推力測定系を確立した。
- ・ 測定された機軸方向推力履歴から得られるトータルインパルスは 94.8 Ns であった。
- ・ 機軸方向のトータルインパルスは、推定される真空中トータルインパルスの 74.6% であった。
- ・ 横方向推力を評価し、推力中心軸と機軸とのズレを見積もった。

参考文献

- [1] "CubeSat Database - swartwout." [Online]. Available: <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database>
- [2] J. Bradford, "Small Satellite Market Observations," *SpaceWorks Enterprises, Inc.*, 2015. .
- [3] C. Christensen, et al., "Analysis of the Commercial Satellite Industry," *AIAA Sp. 2015 Conf. Expo. AIAA*, 2015–4435, 2015.
- [4] C. P. Bridges, et al. "A Baptism of Fire : The STRaND-1 Nanosatellite," in *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2013, SSC–13–X–3.
- [5] J. Newman and R. E. Zee, "Drift Recovery and Station Keeping Results for the Historic CanX-4/CanX-5 Formation Flying Mission," in *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2015, SSC15–VIII–1.
- [6] 小泉宏之, et al., "小型衛星用推進機—マイクロスラスタの開発と今後の課題," in *第58回宇宙科学技術連合講演会*, 2014, JSASS–2014–4333.
- [7] M. Nakano, et al., "Laser Ignition Microthruster Experiments on KKS-1," *Trans. Japan Soc. Aeronaut. Sp. Sci. Aerosp. Technol. Japan*, vol. 8, ists27, pp. 7–11, 2010.