

CubeSat 搭載 10W 級小型水推進システム: AQUARIUS の Engineering Model における性能評価

Performance evaluation of the 10 W class vaporizing water micro-thruster: AQUARIUS Engineering Model for CubeSat

○西井 啓太・浅川 純・武田 直己・服部 旭大・山崎 朋征・小泉 宏之・小紫公也 (東大)

○Keita Nishii・Jun Asakawa・Naoki Takeda・Akihiro Hattori・Tomoyuki Yamasaki
Hiroyuki Koizumi・Kimiya Komurasaki (The University of Tokyo)

Abstract (概要)

AQUARIUS is a water micro-resistojet propulsion system. It is to be installed on a “6U” (1U = 10×10×10 cm) Cubesat EQUULEUS. Liquid water is stored in the tank and vaporize at vaporization chamber. Then, vapor flow out through the nozzle. The waste heat of communication components is reused to cover high latent heat of water. In this study, the performance of AQUARIUS engineering model was evaluated from the viewpoint of heating power. Vaporization chamber and pre-heater was separately tested on the assumption that thruster is used under about 10W of total input power.

1. はじめに

宇宙開発が活発に行われる今日、開発費用や期間のコストが比較的低い、CubeSat と呼ばれる超小型衛星が注目されており、年々その打ち上げ数が増加している¹⁾。これまでに打ち上げられた CubeSat で推進系を搭載しているものは少ないが、推進系を搭載することで CubeSat のミッションの幅は大幅に広がる。推進機を用いたミッションとして、実際にコンステレーションや深宇宙探査等が計画されている²⁻³⁾。

CubeSat の推進系に用いられている推進剤は、SF₆、Xe、N₂などがある⁴⁾。しかし、これらの推進剤を高密度で充填するには高压で充填する必要があり、構造質量が大きくなってしまふ。したがって、特に容積や質量の制限が厳しい CubeSat においては、簡素で構造質量の小さなシステムが求められている。

そこで、良好な取り扱い性を有しており、常温・常圧で液体充填可能な水が、推進剤の候補として研究がされている⁵⁾。これまでに研究されている超小型水スラスタの多くは、水を蒸気として排出するため、流路中で気液二層流を加熱して気液分離を行っている⁶⁻⁸⁾。しかしこの手法では気液分離を適切に行うことが難しく、実際に気液分離が十分に行われず、軌道上で想定される作動ができなかった例が存在する⁹⁾。加えて、水の潜熱が 2442 J/g (25°C)と大きく、特に電力制限の厳しい超小型衛星にとっては、この消費電力が大きな問題となる。推力・比推力を安定して制御する

ためにはこれらの問題を解決することが必須である。

この、「気液分離の難しさ」、「大きな必要電力」の問題を解決するために、“気化室”と呼ばれる気液分離空間を用いた水蒸気供給機構が、浅川らによって提案されている¹⁰⁾。気化室は低圧・常温下で作動し、2 kPa 程度の飽和蒸気圧力で水蒸気を供給する。この際、衛星内部の高発熱体と熱結合をとることで、その発熱体の排熱を水の潜熱に利用することが可能である。

この方式を採用したスラスタとして、東京大学では、AQUARIUS (AQUA ResIstojet propUlsion System) と呼称されるスラスタが開発されている¹⁰⁾。AQUARIUS の模式図を図 1に示す。気化室で生成された水蒸気は、予過熱器と呼ばれる流路を通して加熱されたのち、ノズルから排出される。

本研究では、AQUARIUS の Engineering Model において、約 10 W で作動させた場合の性能を評価することを目標とする。第一に、ある電力を投入した際の気化室時作動圧力評価を行った。第二に、もう一つの電力消費部である推進剤予加熱機構の投入電力を変更させた場合の性能の変化を評価した。

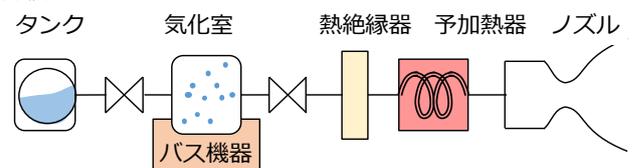


図 1 スラスタ模式図

2. 実験装置

2.1 真空系

実験は直径 1.2 m、長さ 1.7 m のステンレス製真空チェンバ内で行った。排気はロータリーポンプ（アバック社製 VD401）とターボ分子ポンプ（TG900MVAB）、クライオポンプ（Genesis 社製 ICP250L）の 3 つを用いて行った。これらの接続は図 4 に示すとおりであり、作動時のチェンバ背圧は 0.1–1 Pa である。

2.2 気化実験系

図 2 に本研究で扱った気化実験系の系統図を示す。レギュレーションバルブ (RV) の開閉によって気化室に液体の水を流入させる。気化室から下流にはノズルが接続されており、スラストバルブ (TV) の開閉によって気化室からチェンバへ気体が排出される。以下に各部の詳細を説明する。

2.2.1 気化実験用タンク

タンクはステンレス製ニップルを用いた。内部には液体の水と押し出しガス (アルゴン) が充填されている。一定サイクルで RV の開閉を行い、気化室に液体の水を流入させる。RV は Lee 社製バルブ (型番: IEPA1221141H) を用いている。

2.2.2 気化室

気化室は液滴蒸発部とラビリンス形状の流路からなる。ラビリンスの流路を設けることで気液分離の信頼性を高めている。また、液滴蒸発部の裏側にはヒーターが貼られており、ヒーターからの入熱によって水蒸発時の潜熱を賄う。実際に用いた気化室の写真を図 3 に示す。

2.3 予加熱器実験系

予加熱器性能を測定する上で、図 4 に推力測定系を、図 5 に使用した実験用スラストの模式図を示す。ここで水はタンク内で重力によって気液分離されており、スラストバルブの開閉によって、タンク上部の飽和水蒸気のみが予加熱器—ノズルに供給される。ノズルはアルミ製、スロート径 2.6 mm、開口比 13、開口角 30° のコニカルノズルである。予加熱器はアルミを素材として 3D 積層造形により製造しており、樹脂製の熱絶縁器とノズルの間に取り付けられている。なお、スラストバルブは流路断面確保のために、二つが並列に接続されており、合計駆動電力は計 0.8W である。

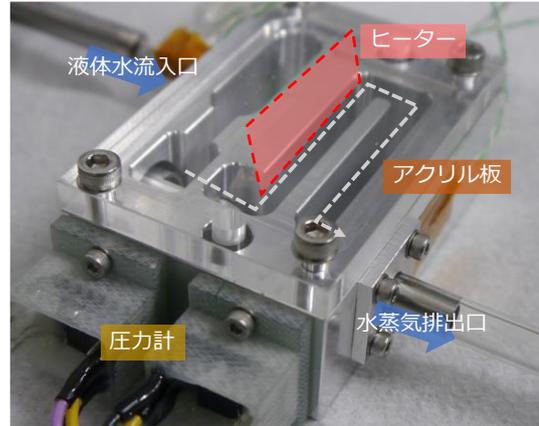


図 3 実験で用いた一面可視化気化室

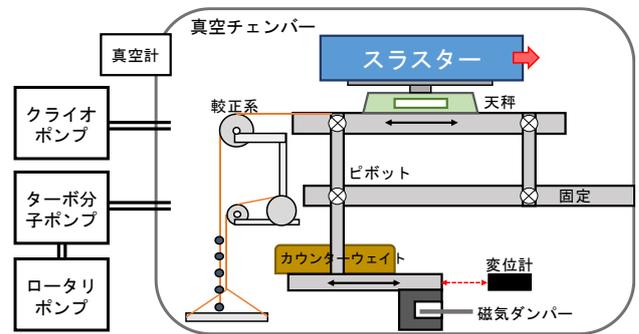


図 4 予加熱器性能実験系模式図

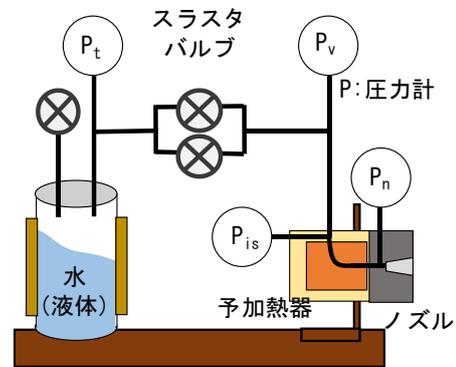


図 5 実験スラスト模式図

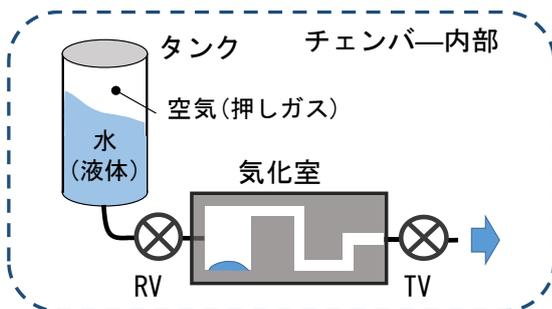


図 2 気化実験系模式図

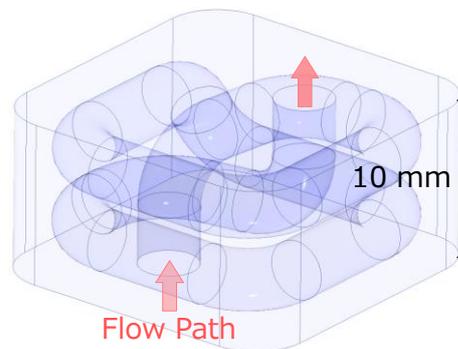


図 6 予加熱器形状と内部流路

3. 気化室実験

3.1 実験条件

三種類の条件で実験を行った。操作として与える実験条件は以下の表 1に示す通りである。すべての作動において、水の噴射量をサイクル時間で割った値（1秒当たりの平均蒸発量期待値）は同じである。また、ここで示す投入電力は、気化室ヒーターに投入した電力の総量であり、バルブの駆動電力は含んでいない。

表 1 気化室実験実験条件

実験 No.	水噴射時間 /s	噴射周期/s	投入電力/W
1	0.50	100	9.4
2	0.25	50	9.4
3	1.00	200	9.4

また、測定される値は以下の3つである。

- 圧力（気化室，ノズル前，真空チェンバ背圧）
- 気化室温度
- 水蒸気流出量

更に、気化室内の圧力が飽和水蒸気圧であると仮定した場合の飽和水蒸気温度も算出した。この仮定は、液滴面積が十分大きい場合に正しい。

3.2 実験結果・考察

以下に実験 No.1-3 の時間履歴を示す。すべての作動で共通して、水の噴射後に圧力が立ち上がり、次の噴射まで時間の経過とともに低下していく様子が見られる。噴射直後は、比較的水温が高いことに加えて液面積も大きいいため圧力が大きい。時間の経過によって温度の低下と液面積の低下が発生し、圧力が低下していく様子がわかる。

温度に着目すると、気化室外壁の温度と飽和水蒸気の温度には10℃程度の乖離があることが分かる。気化室の目的の一つである排熱利用の観点から、この温度の差は大きな問題となる。実際に排熱を利用する場合は、内部水滴の温度は外部機器に比べてこの温度差分だけ下げることが必要である。この温度差は液滴表面への熱伝達率によって決まる。液滴の付着厚さを小さくすることで蒸発面への熱伝達率を向上させ、温度差を小さくさせることができる。

また、噴射周期ごとの圧力変動を見ると、噴射周期が短いほど圧力は一定になっており、噴射周期が長い場合は、圧力が最終的に大きく低下する様子が見られる。

次に、作動時の圧力の時間平均を時間間隔基準で比較したグラフを図 10に示す。このグラフより、周期が200sの場合における平均気化室圧力が最も高いことが分かる。気化室圧力が大きいことは、流量の増加につながる。流量が増加することで、推力の上昇と流れの Re 上昇による高比推力化につながるため、同じ電力で高圧力を維持できる No.3 の作動パラメーターが最も推進機としての性能が良いと考えられる。この理由としては、周期が長い=水の一回の噴射量が多いほど水の表面積が増加することが考えられる。

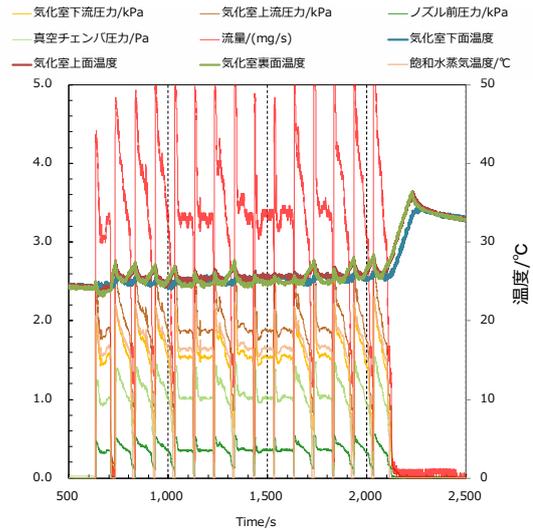


図 7 実験 No.1 (噴射時間 0.5s 間隔 100s) 時間履歴

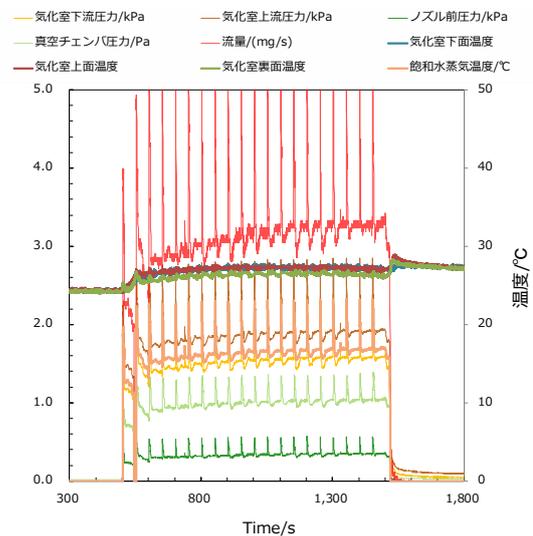


図 8 実験 No.2 (噴射時間 0.25s 間隔 50s) 時間履歴

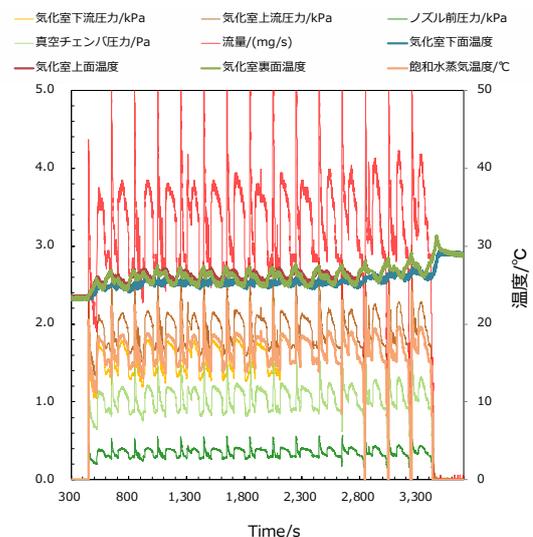


図 9 実験 No.3 (噴射時間 1s 間隔 200s) 時間履歴

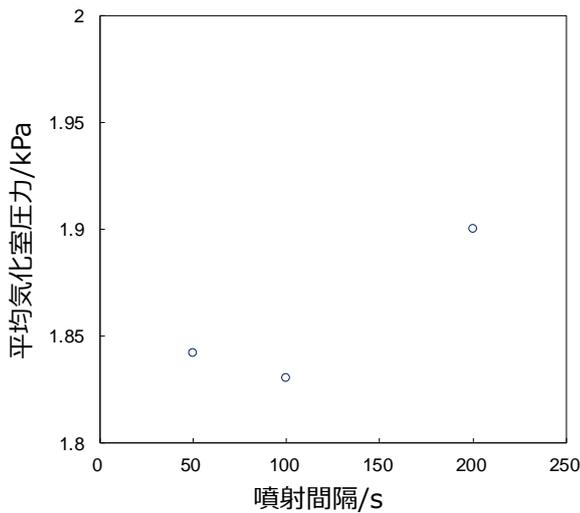


図 10 作動時圧力時間平均 vs 噴射間隔

4. 予加熱器実験

4.1 実験条件

予加熱器温度は以下の3温度を目標として、ある電力を投入して行った。

表 2 予加熱器温度と投入電力

実験 No.	目標予加熱器温度/°C	投入電力/W
1	20	0.0
2	70	1.8
3	120	2.7

上流のタンク内の水は 25°C程度まであらかじめ加熱されており、スラストバルブを開けることで作動開始する。ここで測定される値は以下の4つである。

- 推力 (変位と推力の較正による)
- 圧力 (タンク, ノズル前)
- ノズル温度
- 水蒸気流出量

推力と流量を測定していることから、実測比推力が計算できる。また、燃焼室温度を予加熱器の温度と同じと仮定することで、特性排気速度が計算される。したがって実測の推力係数も計算される。

4.2 実験結果・考察

作動に伴って水の潜熱によって熱量が奪われることから水の温度、飽和水蒸気圧が低下していく。予加熱器に入熱していない場合においてタンク圧力を基準にした各値を図 11に示す。タンク圧力の変動に伴って、流量・推力が大きく変化している。比推力、推力係数の変動は小さいがややタンク圧力と正の相関にある。これはスロート Re が低下すると比推力が低下することにある¹⁾。

さらに、タンク圧力 1.9 kPa の場合に予加熱器温度と推力・比推力を比較したものが、図 12, 図 13である。温度

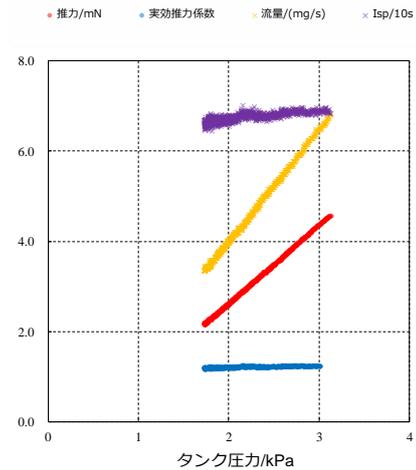


図 11 タンク圧力を基準にした際のノズル性能

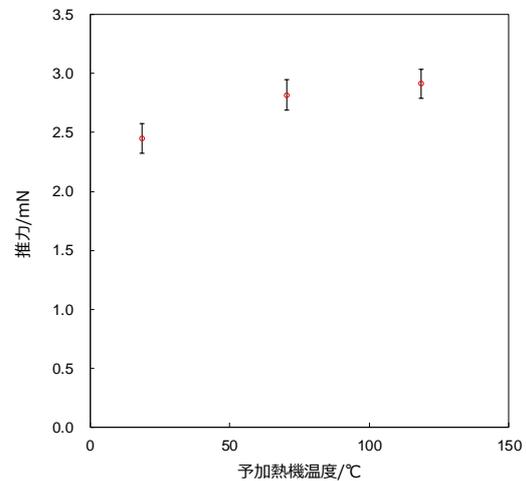


図 12 予加熱器温度 vs 推力

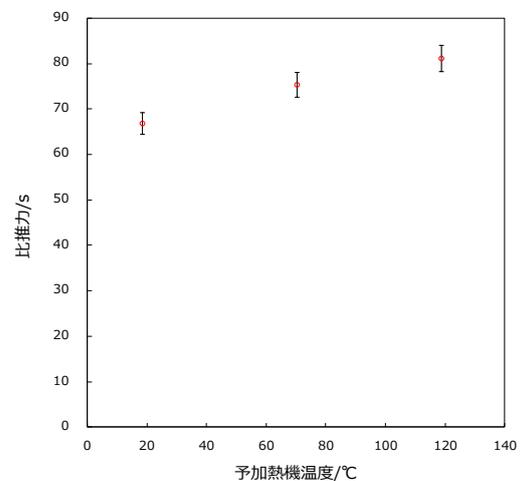


図 13 予加熱器温度 vs 比推力

の上昇に伴って推力・比推力が上昇することが分かる。これは定性的には特性排気速度の増加によって説明できる。しかし、温度を上昇させることによって、予加熱器内の流体の粘性が上昇することで、流路コンダクタンスが低下する効果が存在するために、同一上流圧に対して流量が低下し、比推力に対して推力増加の割合は小さい。定量的には、100 K の温度上昇によって、推力は 1.19 倍になるのに対して、比推力は 1.21 倍となっている。

4. ま と め

本研究では、水推進剤小型スラスタ“**AQUARIUS**”の EM において、気化室、予過熱器という入熱を必要とする要素の熱的評価を行った。気化室を作動させた場合、特徴的な水の蒸発波形の繰り返しによって水蒸気を発生させる様子が確認され、9.4 W の入熱で約 1.9 kPa の平均供給圧力を達成できることが分かった。予加熱器においては、2.7W の入熱によって 100 K の温度上昇が期待でき、推力・比推力はともに約 1.2 倍程度に上昇することが確認された。

また、この二つの実験によって、**AQUARIUS EM** のそれぞれの電力における性能を推算することができる。全投入電力は、気化室投入電力 (9.4 W) + バルブ駆動電力 (0.8 W) + 予加熱器投入電力三パターンである。なお気化室の作動条件は、最も平均圧力が大きい実験 No.3 の条件であるとした場合としている。以下に表でまとめた。

表 3 AQUARIUS EM の投入熱量と性能の評価

投入電力/W	推力/mN	比推力/s
10.2	2.5	67
12.0	2.8	75
12.9	2.9	81

参考文献

- 1) A. Poghosyan, : CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions, Progress in Aerospace Sciences, 88, 59-83, 201
- 2) C. Boshuizen, J. Mason, P. Klupar, S. Spanhake, : Results from the planet labs flock constellation, in: 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2014
- 3) R. Funase et al. : Mission to Earth—Moon Lagrange Point by a 6U CubeSat: EQUULEUS, Joint Conference: 31st ISTS, 26th ISSFD & 8th NSAT 2017-f-043, 2017
- 4) K. Lemmer, : Propulsion for CubeSats, Acta Astronautica, 134, pp.231-243, 2017
- 5) D. C. Guerrieri, M. A. C. Silva, A. Cervone and E. Gill, : Selection and Characterization of Green Propellants for Micro-Resistojets, Journal of Heat Transfer, 139, 102001, 2017
- 6) W. E. Morren, S. S. Hay, T. W. Haag and J. S. Sovey, : Performance Characterizations of an Engineering Model Multipropellant Resistojet, J. PROPULSION, 5, No.2, 1989
- 7) J. B. Lee and A. Huang, : WATER BASED PROPELLANT FOR COLD GAS THRUSTER, Proceeding of the ASME 2015 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 52776, 2015
- 8) Y. Gao, : A REVIEW OF THE VAPORIZING LIQUID MICROTHRUSTER TECHNOLOGY, 6th International Symposium on Fluid Machinery and Fluid Engineering, pp.96-98, 2014
- 9) D. Gibbon, I. Coxhill, D. Nicolini, R. Correi and J. Page : The Design, Development and In-flight Operation of a Water Resistojet Micropropulsion System, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2004-3798, 2004
- 10) Asakawa, J., : Fundamental Ground Experiment of a Water Resistojet Propulsion System: AQUARIUS Installed on a 6U CubeSat: EQUULEUS, Trans. JSASS, Aerospace Technology Japan, accepted, 2017-f-045[900120]
- 11) Andrew, D., K., Michael, T., C., Sergey, F., G. and Alina, A., : Experimental and Numerical Determination of Micropropulsion Device Efficiencies at Low Reynolds Numbers, AIAA JOURNAL, 43 (2005), pp.633-641