

CubeSat用 水レジストジェットスラスタにおける 蒸発機構とマイクロノズル流れの評価

学生証番号 47166131 西井 啓太
(指導教員 小泉 宏之 准教授)

Key Words : Water, CubeSat, Resistojet, Nozzle, Vaporization

1. はじめに

宇宙産業が活発になる今日、開発期間、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も増加している¹⁾。CubeSatは大型衛星の相乗りで打ち上げられることが多く、高い安全性が求められることから、推進系を搭載することが難しく、CubeSatに搭載可能な推進機が求められている。

CubeSatに搭載可能な推進剤としては、体積充填率の観点から液体充填可能なものが望ましい。その中で安全かつ単位体積当たりの速度増分が大きな水は有力な候補となる²⁾。しかし、貯蔵された液体の水を気化して推進剤に用いるためには水の大きな潜熱を賄う必要がある。また、先行研究で多く行われている二層流加熱による気液分離はコントロールが難しく³⁾、軌道上作動に至っていない。この問題を解決することが必須である。

そこで、東京大学では気化室と呼称される蒸発空間を持った水レジストジェットスラスタが提案されている⁴⁾。タンクから噴出した水を気化室で蒸発させ、水蒸気のみを下流のノズルへ向けて排出、ノズルで推力を得る (図1)。

本推進機の性能に大きく寄与する部分は、ノズルと気化室の二点である。ノズルは、本供給方式特有の希薄 ($Re < 1000$) 領域において生じる性能低下効果⁵⁾を水推進剤について研究した例がなく、調査が必要である。気化室については、内部の現象について調査がされておらず、その現象の解明が必須である。本研究はその二点の評価/現象調査を行うことを目的とする。

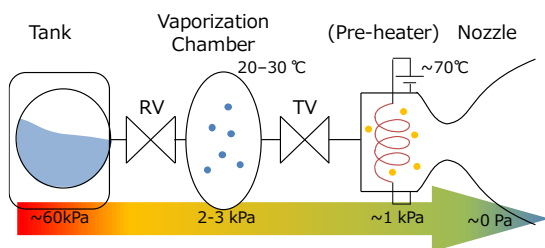


図1 気化室を用いた水レジストスラスタ

2. ノズル内部流れ評価

2. 1. 実験系

本実験系は図2に示すように、真空チェンバー内部で行った。重力気液分離タンクを用い、バルブの開閉によってノズルに水蒸気を供給する。供給流量並びに加熱機電力を変数として実験を行った。流量はタンク内の水温によりコントロールした。推力は重力振り子式スラストスタンドを用いて測定する。

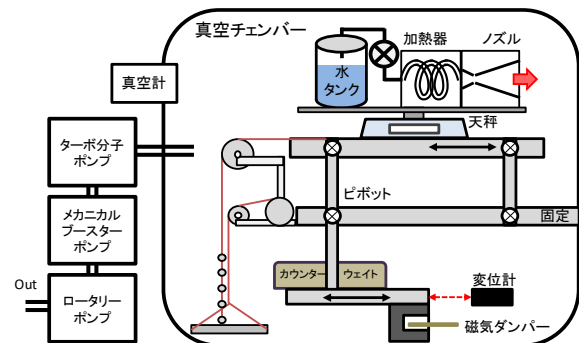


図2 実験系模式図

2. 2. 実験結果

流量、電力を変化させた際の測定推力は流量に非線形に上昇した。現象をわかりやすくするため、横軸をRe数、縦軸を推力係数としたグラフを図3に示す。Reが低下することで推力係数が低下しており、粘性の影響が顕著になっていることが分か

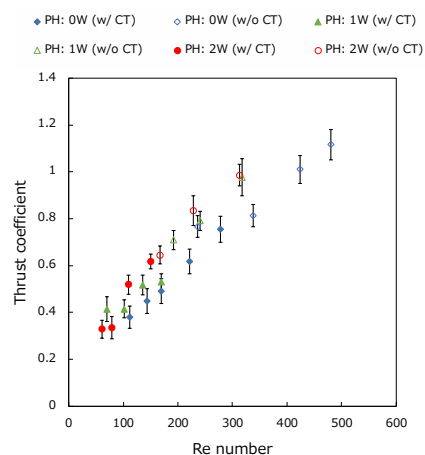


図3 Reを横軸とした際の推力係数

る。また、温度の上昇によって推力係数がやや増加していることが分かる。通常推力係数は温度依存性がなく、この現象は水特有である。したがってノズル膨張部で凝縮が起こっている可能性が示唆された。

3. 気化室蒸発メカニズムの評価

3. 1. 実験系

実験は2章同様、真空チェンバ内スラストスタンド上で行った。本実験で用いた気化室の写真を図4に示す。タンクから噴射された水は蒸発部で蒸発し、下流の曲がった流路で気液分離される。ヒーターが取り付けられており、潜熱を賄う。内部の圧力、外壁温度が複数点で測定されている。

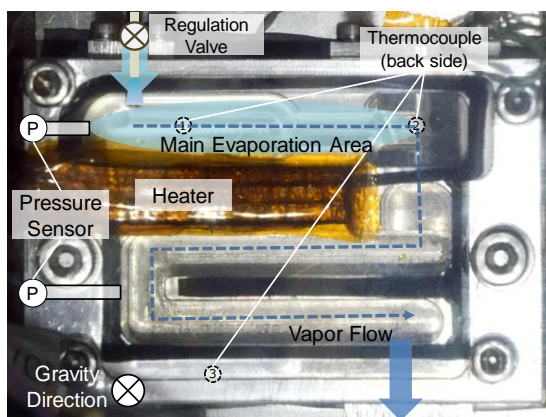


図4 実験に用いた気化室

3. 2. モデル化

気化過程をモデル化し、計算を行った。それぞれの物体の温度は一樣とし、一次元熱伝達を考えた。液滴の形状は表面に付着した場合にとりうる形状として半球形状であると仮定した。水と気化室の熱伝達は実際の蒸発画像から部分核沸騰であると、熱伝達率は対流熱伝達と沸騰熱伝達の比で与えた。

3. 3. モデル計算と実験の結果

実際に行った実験とその初期条件における計算のうち一つを図5に示す。突沸による細かい山が存在していることが実験よりわかる。この突沸は噴射直後程蒸発量が多く、過熱度が高くなるため生じやすい。計算との比較では、蒸発開始直後の山が計算では考慮されておらず、この部分では、想定以上の蒸発面積になっていたことが、実験時の映像からも分かった。また、蒸発終了間際で、計算によるものと近い急激な減少が二段にわたって起こっていることから、少なくとも二か所以上の蒸発部ができていることが分かった。それ以外の部分ではおおむね波形を模擬できており、想定した熱伝達、蒸発面積となっていることが分かった。

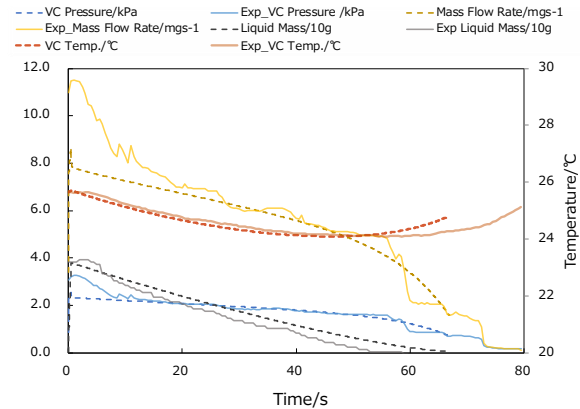


図5 実験(実線)と計算(点線)の比較

4. まとめ

ノズル

- 本推進機のレイノルズ数領域において、推力は0.3 – 5 mN、比推力は20 – 65 s程度。
- 理想と実測推力の比であるノズル効率はRe数の減少に従って0.2 – 0.8の範囲で変化した。
- 温度の上昇によって同Reにおける推力係数が増加したことから、凝縮の可能性が示唆される。

気化室

- 6 パターンの条件で適切な気液分離を行って推力を生成することが確認できた。
- 蒸発機構は部分核沸騰による気化室からの熱伝達を伴うものであることが内部の可視化並びに計算値との比較により確認された。
- 蒸発面積が大きな区間が噴射直後あり、その後は半球付着と考えてよいことが、目視と計算値との比較により分かった。

参考文献

- 1) Poghosyan, A., and Golkar, A., "CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions," Progress in Aerospace Sciences, vol. 88, Jan. 2017, pp. 59–83.
- 2) Guerrieri, D. C., et al., "Selection and Characterization of Green Propellants for Micro-Resistojets," Journal of Heat Transfer, vol. 139, May 2017, p. 102001.
- 3) Gibbon, D., et al., "The Design, Development and in-flight Operation of a Water Resistojet Micropropulsion System," 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- 4) Asakawa, J., et al., "Fundamental Ground Experiment of a Water Resistojet Propulsion System: AQUARIUS Installed on a 6U CubeSat: EQUULEUS," Trans JSASS, vol. 16, 2018, pp. 427–431.
- 5) Ketsdever, et al., "Experimental and Numerical Determination of Micropropulsion Device Efficiencies at Low Reynolds Numbers," AIAA Journal, vol. 43, Mar. 2005, pp. 633–641.