

博士論文

常温蒸発を用いた小型水スラスタの  
推進性能および宇宙機システムへの応用

Water Micro-propulsion System Using Room-temperature Evaporation:  
Thrust Performance and its Application to Spacecraft

浅川 純

Jun Asakawa

A Dissertation  
Presented to the Department of Aeronautics and Astronautics  
The University of Tokyo  
In Partial Fulfillment of the Requirements for  
the Degree of Doctor Philosophy

by  
Jun Asakawa  
February 2019

---

主査：小泉 宏之 准教授  
東京大学大学院 新領域創成科学研究科 先端エネルギー工学専攻  
工学系研究科 航空宇宙工学専攻 (兼担)

副査：小紫 公也 教授  
東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻

副査：鈴木 宏二郎 教授  
東京大学大学院 新領域創成科学研究科 先端エネルギー工学専攻  
工学系研究科 航空宇宙工学専攻 (兼担)

副査：船瀬 龍 准教授  
東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻

副査：橋本 樹明 教授  
宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 宇宙機応用工学研究系  
東京大学大学院 工学系研究科 電気系工学専攻

A Dissertation  
Presented to the Department of Aeronautics and Astronautics  
The University of Tokyo  
In Partial Fulfillment of the Requirements for  
the Degree of Doctor Philosophy

by  
Jun Asakawa  
February 2019

---

Dissertation Committee:

Hiroyuki Koizumi, Ph.D. (Chair)  
Department of Advanced Energy and Department of Aeronautics and Astronautics  
The University of Tokyo

Kimiya Komurasaki, Ph.D.  
Department of Aeronautics and Astronautics  
The University of Tokyo

Kojiro Suzuki, Ph.D.  
Department of Advanced Energy and Department of Aeronautics and Astronautics  
The University of Tokyo

Ryu Funase, Ph.D.  
Department of Aeronautics and Astronautics  
The University of Tokyo

Tatsuaki Hashimoto, Ph.D.  
Department of Spacecraft Engineering, Institute of Space and Astronautical Science  
Japan Aerospace Exploration Agency  
and  
Department of Electrical Engineering and Information Systems  
The University of Tokyo

© 2019 Jun Asakawa

---

---

# Acknowledgement

---

---

感謝の言葉としてよく「周りの人に恵まれた」というフレーズを耳にします。確かに自分の博士課程を振り返ってもこのフレーズが当てはまると思ったのですが、では私にとってどういう人がいれば恵まれたかと言えるかを言語化しようと考えたところ、「新しい世界へ足を踏み出す機会を与えてくれる人／手助けをしてくれる人」だという結論に至りました。

指導教員である小泉宏之准教授は、まさに私に様々な新しい世界を見せてくれた先生でした。原理原則に基づき常に本質を見極めようとする思考方法、新たな知の領域を切り開くための日頃の研究活動、水レジストジェットスラスタ研究グループの立ち上げ、PROCYONやEQUULEUSといった各プロジェクト、国内／国際学会への参加、外部研究費の獲得等、それら全てが私にとっては非常に刺激的かつ魅力的でした。そのような貴重な機会を与えていただいたことに深く感謝申し上げます。特に私が個人的に先生を尊敬していた点は、「思考を言語化する不断の努力」と「原理原則に基づき常に物事の本質を見極めようとする姿勢」でした。研究あるいは宇宙開発に対する上記のような姿勢を一番間近で見させていただき、かつ直接指導を受けたことは、今後も私の礎となることは間違いありません。私の言語化能力がまだ足りず、文面だけでは感謝の気持ちを伝えきれないので、これからも日々自らの思考の言語化能力の研鑽を積みつつ、今後ともご一緒することが多々あるだろうお酒の席等で少しずつ語ればと思います。

小紫公也教授には、輪講において質問やコメントをいただき、多くのことを学ばせてもらいました。私だけに限らず他の学生に対する質問は、どれも本質を突くものばかりで、研究に対するその姿勢／思考は刺激的でした。論文投稿においても多くのアドバイスや配慮をしていただき深く感謝しています。

川嶋嶺助教とは、川嶋助教が学生時代からの付き合いで、先生というよりは先輩として接させていただきました。川嶋助教はあまり自分のことを喋りたがらない(?)ので、最初は何を考えているのかあまりわからなかったのですが、とある飲み会にて、研究や教育に対する熱い考えを聞いた時から尊敬の気持ちしか湧きませんでした。自らの研究と並行して、私達の目には見えないところで、学生が気持ちよく研究ができるような環境を整えてくれたこと、誠に感謝しております。

同じ水レジストジェットスラスタ班で研究を共にした武田君／西井君／服部君にも誠に感謝しております。三人がいなければ、これほど多くの試験データを取得することはできませんでした。私が博士課程に進学後すぐに、水レジストジェットスラスタ研究班が立ち上がり、修士課程では推力数十 N 級の派手な燃焼を伴うレーザ着火固体スラスタを研究していた私が突如、推力数 mN 級で作動時に何も目視で見えない水レジストジェットスラスタを

研究するようになり、使用する実験装置もガラリと変わって、最初は知らない／わからないことだらけで戸惑いしかなかったですが、皆さんのおかげでなんとか三年間研究を遂行することができました。至らない点／不満も多々あったかと思いますが、私のような先輩についてきてくれてありがとうございました。武田君がたまに見せる独創的な着眼点は私にはないものであり、日々刺激を与えていただきました。実験トラブル等もありましたが、それらすべてが私の知の財産となりました。西井君とは、水レジストジェットスラスト班の中で最も長く共に研究活動をさせてもらいました。西井君がいなければ水レジストジェットスラスト班はここまでの成果を生み出せなかったと思います。プロジェクト／開発指向寄りの考えに走りがちな私に対し、常に物理現象に沿った思考アプローチを忘れずに研究を遂行する西井君の姿勢には、研究者として見習うべき点が多々あり学ばせていただきました。西井君の修士論文の謝辞にも記載がありましたが、AQUARIUS-EMの組み立てを二人で夜通しやったあの経験は私も一生忘れないと思います。是非また機会があれば、成長した私達で新たなプロジェクトを完遂したいと思っています。服部君は、私と同じような分類の人間だなあと実はひっそりと思っていました。それゆえに日々の研究／プロジェクト活動はもちろんのこと、遊びも含めて一緒に楽しく過ごせたこと、感謝しております。プロジェクトの修論休みに入って以降の服部君の猛烈な研究推進力を見て、後輩がこれだけ成長していたことを嬉しくかつ誇らしく思いました。三人とも、本当にありがとうございました。最高の研究班メンバーでした。

博士同期である柳沼君がいなければ、今の私の人間性は構築されていなかったと思います。良い意味で空気を読まず、余計な遠慮等をせず、最短で本質を突こうとする姿勢、および要所で礼節を重んじる態度は、三年間(学部と修士を含めると六年間)同じ研究室で活動を共にして非常に心地の良いものであり、それに感化されて今の私があると認識しています。ありがとうございました。博士課程の最後の一年は、博士論文とプロジェクトの重なりもありお互い大変つらい期間でしたが、貴重な経験をさせてもらいました。

博士課程の後輩である中川君、関根君にも感謝の意を示します。言わずもがな、中川君の持つその圧倒的な知識量／着眼点／発想力には多くのことを学ばせてもらいました。博士課程の途中からはプロジェクトを共にするようになり、特に博士論文執筆中には色々と迷惑を掛けましたが、中川君の助けがあつて何とか書き上げることができました。我々自身や宇宙開発の将来について、柏の葉キャンパス駅の焼肉屋「しちりん」で、二人で語り合ったことが今でも鮮明に思い出されます。また行きましょう。関根君とは研究でも遊びでもお世話になりました。おちゃらけているように見せかけて実は最も研究室で真面目な関根君の、常に真摯な学びの姿勢は今後も見習わせていただきたいです。ありがとうございました。

博士課程最後の年度に研究室で共に研究をした齋藤特任研究員にも感謝しております。研究に対する圧倒的熱量、自らの中に持つ信念、および類まれな研究遂行能力は同世代の研究者として非常に刺激的で、嫉妬さえ覚えるほどでした。そのような感情が私の研究に対するモチベーションになりました。研究活動や博士論文等の相談にも乗っていただき誠にあ

りがとうございました。また、しつらえやで語り合ひましょう。

研究を共にした水スラスト班の後輩である秋山さん／菊池君／室原君／王君／山崎君にも感謝の意を示します。将来の可能性溢れる君達と研究の時間を共有できたことで、自らの初心を思い返し、これからの自分の在り方や進むべき道筋を考えることができ、大変貴重なものとなりました。将来同じ志のもと、また何か一緒にできればと思います。

PROCYON や EQUULEUS といった小型宇宙機による深宇宙探査プロジェクトに参画する機会を与えてくださった船瀬先生にも誠に感謝しております。世界の最先端を突き進むプロジェクトに一学生が関わったというのは、非常に贅沢かつ貴重な経験でした。基礎的な視点だけでなく、応用／社会実装を見据えた視点も求められる環境下での活動は、私自身の工学という学問への理解／認識を深めることができました。常に少年のような純粋な好奇心／モチベーションを持ち続け深宇宙探査に奔走する船瀬先生の姿は、まさに宇宙工学の研究者としてあるべき姿の一つだと感じ、多くのことを学ばせていただきました。

研究室の秘書である田原さんには、研究活動に必要な不可欠な事務作業をほぼ全て行ってもらいました。持ち前の明るさと人当たりの良さと可愛らしさによって、殺伐としがちな事務作業に色が添えられ、研究室全体が明るくなっていたと思います。博士二年の年度末にはプロジェクトでの超大量発注にも対応していただきました。ありがとうございました。

本郷キャンパス近くの小料理居酒屋「しつらえや」のマスターおよび五十嵐さんには、博士論文の予備審査以降、大変お世話になりました。いつ訪れても温かく迎えてくれて、普段の研究活動で摩耗した心身を癒してくれました。徹夜での論文執筆作業後に訪ねた時に、「お疲れ様」とおしぼりと温かい手料理を出してくれた時には涙が出そうになりました。ありがとうございました。

中学一年生および高校三年間の担任の先生であった川田先生にも誠に感謝しております。高校二年生か三年生の当時の私が何も考えずに適当に書いて提出した大学進路調査票を見て職員室に呼び出してくれて、「こんなんじゃないかん。お前はとりあえず東大を目指せ。」とやっていただいた瞬間が私のこれまでの人生における最大のターニングポイントだったと今振り返っても思います。川田先生に出会っていなかったら、このようなワクワクする楽しい世界に足を踏み入れることがなかったかもしれません。本当にありがとうございました。

最後に、私をここまで育ててくれた両親に感謝の意を示します。両親に特に相談をすることもなく自由気ままに人生を選択し生きる私を、咎めることなく見放すこともなく絶妙な距離感で温かく見守ってくれてありがとうございました。心の奥底に揺ぎ無く存在する両親の存在感／安心感が、未知なる新しい世界へ足を踏み出そうとする私の原動力となっています。博士課程までで培った、またこれから先の人生で修得する知識／経験／創造を、これから社会／人類／自分自身へと還元していき、両親が誇れるような存在となることで、少しずつ恩返しをしていきたいと思ひます。

2019年2月15日

浅川 純

# Contents

<b>第1章</b>	<b>序論</b> .....	<b>25</b>
1.1	小型宇宙機の現状と小型スラスタの必要性 .....	25
1.2	小型スラスタ .....	26
1.2.1	コールドガスジェットスラスタ (Cold gas jet propulsion system) .....	28
1.2.2	電熱加速型スラスタ (Electrothermal propulsion system) .....	30
1.2.3	電磁加速型スラスタ (Electrodynamic propulsion system) .....	32
1.2.4	静電加速型スラスタ (Electrostatic propulsion system) .....	34
1.2.5	化学推進 (Chemical propulsion system) .....	37
1.3	小型スラスタへの要求 .....	39
1.4	水を推進剤として用いたスラスタ .....	40
1.5	電気推進におけるレジストジェットスラスタの位置付け .....	44
1.6	小型水レジストジェットスラスタの軌道上作動 .....	45
1.6.1	UK-DMC .....	45
1.6.2	AeroCubes-OCSD-7B & -7C .....	49
1.7	水レジストジェットスラスタの課題 .....	52
1.8	常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタ .....	53
1.8.1	概要 .....	53
1.8.2	原理 .....	56
1.8.3	液滴噴射 .....	56
1.8.4	蒸発速度 .....	57
1.8.5	気化室圧力 .....	58
1.8.6	推力生成 .....	59
1.8.7	課題 .....	60
1.9	研究目的 .....	61
<b>第2章</b>	<b>推進性能の実験的評価</b> .....	<b>62</b>
2.1	実験装置 .....	63
2.1.1	真空系 .....	63
2.1.2	重力気液分離式供給系 .....	69
2.1.3	気化室気液分離式推進剤供給系 .....	72
2.1.4	スラスタヘッド .....	76



2.1.5	測定系 .....	78
2.1.6	バルブ駆動系.....	81
2.1.7	ヒーター.....	84
2.1.8	推進剤 .....	85
2.2	振子式スラストスタンド.....	86
2.2.1	原理 .....	87
2.2.2	設計 .....	91
2.2.3	推力較正.....	99
2.3	比推力効率の評価.....	105
2.3.1	実験条件.....	105
2.3.2	評価方法.....	107
2.3.3	実験結果および考察.....	109
2.4	予加熱器の性能評価.....	112
2.4.1	実験条件.....	112
2.4.2	評価方法.....	113
2.4.3	実験結果および考察.....	113
2.5	気化室気液分離式推進剤供給系を用いた推進性能評価.....	116
2.5.1	実験条件.....	116
2.5.2	評価方法.....	118
2.5.3	実験結果.....	119
2.5.4	考察 .....	125
2.6	第2章の総括.....	132
<b>第3章 水スラストのシステム統合設計 .....</b>		<b>134</b>
3.1	宇宙機の熱数学モデル.....	134
3.2	水レジストジェットスラストモデル.....	137
3.3	システム統合設計手法.....	140
3.4	計算モデル .....	142
3.5	水レジストジェットスラストモデルの妥当性検証.....	145
3.5.1	計算条件.....	145
3.5.2	計算結果.....	146
3.6	システム統合設計手法を用いた推進性能のパラメータ評価.....	148
3.6.1	計算条件.....	148
3.6.2	計算結果.....	149
3.7	第3章の総括.....	153
<b>第4章 実機への応用 .....</b>		<b>154</b>

4.1	EQUULEUS の概要 .....	154
4.2	AQUARIUS の概要.....	155
4.3	AQUARIUS フライトモデルの設計結果 .....	158
4.4	AQUARIUS フライトモデルの作動試験系 .....	161
4.5	AQUARIUS フライトモデルの作動条件 .....	163
4.6	AQUARIUS フライトモデルの作動試験結果 .....	164
4.7	システム統合設計手法の検証.....	166
4.8	第 4 章の統括.....	178
<b>第 5 章</b>	<b>結論 .....</b>	<b>179</b>
<b>Appendix. A</b>	<b>MEOP.....</b>	<b>182</b>
<b>Appendix. B</b>	<b>重力方向依存性 .....</b>	<b>184</b>
<b>Bibliography</b>	<b>.....</b>	<b>188</b>

---

---

# List of figures

---

---

Figure 1-1 CubeSat specifications and classifications. 1U unit equals to $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ [6].	26
Figure 1-2 Classifications of GHS pictograms[12].	27
Figure 1-3 Classifications of NFPA704[13].	28
Figure 1-4 Previous studies about water propulsion systems relating to specific impulse and specific energy. Counter lines show ideal performance curves at each thruster efficiency. “VLM” means vaporizing liquid microthruster. “Resisto” means resistojet propulsion system.	44
Figure 1-5 Schematic of the water resistojet propulsion system installed on UK-DMC[86].	48
Figure 1-6 Photograph of the water resistojet propulsion system installed on UK-DMC[86].	48
Figure 1-7 Photograph of the steam thruster installed on AeroCube-7B & 7C[118].	51
Figure 1-8 Ice plug formed by the steam thruster operation in a vacuum[118].	51
Figure 1-9 Enthalpy of vaporization for each propellant at a boiling point.	52
Figure 1-10 Concept of the water resistojet propulsion system using room-temperature evaporation.	54
Figure 1-11 Phase diagram of water.	54
Figure 1-12 Schematic of typical pressure distribution along flow direction inside a valve.	57
Figure 1-13 $I_{sp}$ efficiency vs Reynolds number from literatures. NS means a simulation by using Navier-Stokes equations. DCMS means a simulation by using Direct Simulation Monte Carlo[126].	61
Figure 2-1 System diagram of vacuum facilities.	64
Figure 2-2 Photograph of the rotary pump (ULVAC, model: VD401).	65
Figure 2-3 Photograph of the turbo molecular pump (OSAKA VACUUM. LTD, model: TG900MVAB).	66
Figure 2-4 Photograph of the vacuum gauge (PFEIFFER, model: PKR251).	67

Figure 2-5 Photograph of the feedthrough flange. _____	68
Figure 2-6 Photograph of the propellant feeding system by gravity separation. _____	70
Figure 2-7 Schematic of the propellant feeding system by gravity separation. _____	70
Figure 2-8 Photograph of the thruster valve (LEE, model: LHDB0442145D) . _____	71
Figure 2-9 Photograph of the valve mounts and thruster valves. _____	71
Figure 2-10 Photograph of the propellant feeding system by the vaporizer. _____	72
Figure 2-11 Schematic of the the propellant feeding system by the vaporizer. _____	72
Figure 2-12 Photograph of the tank. _____	73
Figure 2-13 Photograph of the regulating valve (LEE, model: IEPA1221141H) . _____	74
Figure 2-14 Photograph and CAD model of the visualized vaporizer. _____	75
Figure 2-15 Temperature measurement points and heater location of the vaporizer. _____	75
Figure 2-16 CAD model and photograph of the thruster-head which consists of the thermal insulator and the nozzle with a throat diameter of 2.6 mm and a expansion ratio of 60.0. The flexible heater was wrapped around the nozzle. The K-type thermocouple was attached on the outer surface of the nozzle. _____	76
Figure 2-17 Photograph of the thruster-head which consists of the thermal insulator, the pre-heater, and the nozzle. The type heater and the copper tape were wrapped around the pre-heater made of brass with an inner diameter of 4 mm, an outer diameter of 6 mm, and a length of 30 mm, 85 mm, and 140 mm. Three K-type thermocouples were attached on the outer surface of the pre-heater. __	77
Figure 2-18 Schematic of the thruster-head which consists of the thermal insulator, the pre-heater, and the nozzle. The nozzle was made of aluminum with a throat diameter of 2.6 mm and a expansion ratio of 13.1. Each component was sealed with o-ring. _____	77
Figure 2-19 Photograph of the data logger (GRAPHTEC, model: GL840) . _____	78
Figure 2-20 Photograph of the pressure sensor (Honeywell, model: HSCDANT010KDAA5) . ____	79
Figure 2-21 Photograph of the mass balance (SIMADU, model: BL-3200H) . _____	80
Figure 2-22 Diagram of the valve actuating system. _____	81
Figure 2-23 Photograph of the valve driver (LEE, model IECX0501350AA) . _____	82

Figure 2-24 Photograph of regulated power supplies. _____	82
Figure 2-25 Photograph of the DAQ I/O device for LabVIEW (NI, model: USB-6001) . _____	83
Figure 2-26 Photograph of the function generator (TEXIO, model: FGX-2220) . _____	83
Figure 2-27 Photograph of the tape heater (SAKAGUCHI E.H VOC CORP., model: F-16) . _____	84
Figure 2-28 Photograph of the flexible heater (OMEGA, model: KHLVA-0504/10-P) . _____	84
Figure 2-29 Photograph of de-ionized water used as propellant. _____	85
Figure 2-30 Dynamics model of the thrust stand. _____	87
Figure 2-31 CAD model of the thrust stand. _____	92
Figure 2-32 Photograph of the thrust stand. _____	92
Figure 2-33 Photograph of the flexural pivot. _____	93
Figure 2-34 Photograph of the mounted flexural pivot. _____	93
Figure 2-35 Displacement measurement by the laser sensor. _____	94
Figure 2-36 X-axis stage, Z-axis stage, and counter weights. _____	96
Figure 2-37 Passive dumper system by using neodymium magnets, yokes, and aluminum plate. _____	97
Figure 2-38 Harness routing between top stage and middle stage. _____	98
Figure 2-39 Spiral thermocouples' cables. _____	98
Figure 2-40 Schematic and photograph of the calibration system. _____	99
Figure 2-41 Time history of calibration data showing displacement as the calibration weights were added and removed. Both calibration tests were conducted continuously without extra operations such as thruster firing or leak valve opening. _____	103
Figure 2-42 Calibration data relating thrust stand deflection in terms of displacement to applied force with linear fit. Error bar shows a standard deviation. _____	103
Figure 2-43 Calibration data relating displacement to calibration load before and after each firing test. Error bar shows a standard deviation. _____	104
Figure 2-44 Calibration data relating effective spring constant to consumed propellant mass. Error bar shows a standard deviation. _____	104

Figure 2-45 Photograph of the thrust stand and the water propulsion system with the feeding system by gravity separation. _____	106
Figure 2-46 Schematic of the thrust stand and the water propulsion system with feeding system by gravity separation. _____	106
Figure 2-47 Operation profile example in the evaluation test of $I_{sp}$ efficiency. _____	109
Figure 2-48 $I_{sp}$ efficiency vs plenum pressure obtained from the nozzle with a throat diameter of 2.6 mm and an expansion ratio of 60.0. Propellant was water. Nozzle temperature during firing was approximately 20 °C. _____	111
Figure 2-49 $I_{sp}$ efficiency vs throat Reynolds number obtained from the nozzle with a throat diameter of 2.6 mm and an expansion ratio of 60.0. Propellant was water. Nozzle temperature during firing was approximately 20 °C. _____	111
Figure 2-50 Specific impulse vs Reynolds number with a pre-heater input power of 0.0 W. Legend shows a length and an average temperature of the pre-heater during firing. Throat diameter and expansion ratio was 2.6 mm and 13.1 respectively. _____	114
Figure 2-51 Specific impulse vs Reynolds number with a pre-heater input power of 1.5 W. Legend shows a length and an average temperature of the pre-heater during firing. Throat diameter and expansion ratio was 2.6 mm and 13.1 respectively. _____	114
Figure 2-52 Specific impulse vs Reynolds number with a pre-heater input power of 3.0 W. Legend shows a length and an average temperature of the pre-heater during firing. Throat diameter and expansion ratio was 2.6 mm and 13.1 respectively. _____	115
Figure 2-53 Photograph of the thrust stand and the water propulsion system with the vaporizer. _	117
Figure 2-54 Schematic of the thrust stand and the water propulsion system with the vaporizer. __	117
Figure 2-55 Operation profiles in test #2 using the visualized vaporizer. _____	120
Figure 2-56 Photographs of the visualized vaporizer during firing. _____	121
Figure 2-57 Calculated mass vs Measured mass in test #2 using the visualized vaporizer. _____	122
Figure 2-58 Vaporizer pressure profile in test #1 using the visualized vaporizer. _____	123
Figure 2-59 Vaporizer pressure profile in test #2 using the visualized vaporizer. _____	123
Figure 2-60 Vaporizer pressure profile in test #3 using the visualized vaporizer. _____	123

Figure 2-61 Vaporizer pressure profile in test #4 using the visualized vaporizer. _____	123
Figure 2-62 Vaporizer pressure profile in test #5 using the visualized vaporizer. _____	124
Figure 2-63 Vaporizer pressure profile in test #6 using the visualized vaporizer. _____	124
Figure 2-64 Vaporizer pressure profile in test #7 using the visualized vaporizer. _____	124
Figure 2-65 Peak vaporizer pressure vs vaporizer temperature at injection. _____	126
Figure 2-66 Conductance between the vaporizer and the nozzle exit vs vaporizer pressure. _____	127
Figure 2-67 Plenum pressure vs vaporizer pressure. _____	127
Figure 2-68 Thrust dependency on mass shot and vaporizer temperature at injection in the experimental model. _____	129
Figure 2-69 Specific impulse dependency on mass shot and vaporizer temperature in the experimental model. _____	129
Figure 2-70 Concept of a cyclic operation and a constant operation. _____	131
Figure 2-71 Dependency of normalized impulse bit on mass shot and vaporizer temperature of the vaporizer at injection in experimental model. _____	132
Figure 3-1 Concept of a thermal network analysis method. Symbol “○” means thermal connection between each node. _____	135
Figure 3-2 Calculation flow of the system design model. _____	141
Figure 3-3 Schematic of a calculation model. _____	142
Figure 3-4 Calculation result of impulse bit in the single injection operation. _____	147
Figure 3-5 Calculation result of specific impulse in the single injection operation. _____	147
Figure 3-6 Simulation results of multiple injection operation with a mass shot of 0.1 g (upper) , 0.2 g (middle) , and 0.3 g (bottom) . Left figures show thrust. Right figures show specific impulse. _____	150
Figure 3-7 Simulation results of multiple injection operation with a mass shot of 0.4 g (upper) , 0.5 g (middle) , and 0.6 g (bottom) . Left figures show thrust. Right figures show specific impulse. _____	151
Figure 3-8 Simulation results of multiple injection operation with a mass shot of 0.7 g (upper) , 0.8 g (middle) , and 0.6 g (bottom) . Left figures show thrust. Right figures show specific impulse. _____	152
Figure 4-1 Overview of EQUULEUS. _____	155

Figure 4-2 System diagram of AQUARIUS. _____	157
Figure 4-3 CAD model of AQUARIUS-FM. _____	159
Figure 4-4 Photograph of AQUARIUS-FM. _____	159
Figure 4-5 Schematic of the vaporizer in AQUARIUS-FM _____	160
Figure 4-6 Mass fraction of AQUARIUS-FM. _____	160
Figure 4-7 Operation test diagram of AQUARIUS-FM. _____	161
Figure 4-8 Configuration of the AQUARIUS-FM operation test inside the vacuum chamber. ____	162
Figure 4-9 Configuration of the vaporizer and the dummy of communication devices. _____	162
Figure 4-10 Injection rate vs bladder pressure in AQUARIUS-FM. _____	164
Figure 4-11 Operation profiles of AQUARIUS-FM in test #1. _____	165
Figure 4-12 Vaporizer pressure profiles in #1 _____	167
Figure 4-13 Vaporizer pressure profiles in #2 _____	167
Figure 4-14 Vaporizer pressure profiles in #3 _____	167
Figure 4-15 Vaporizer pressure profiles in #4 _____	167
Figure 4-16 Vaporizer pressure profiles in #5 _____	168
Figure 4-17 Vaporizer pressure profiles in #6 _____	168
Figure 4-18 Vaporizer pressure profiles in #7 _____	168
Figure 4-19 Vaporizer pressure profiles in #8 _____	168
Figure 4-20 Peak vaporizer pressure vs vaporizer temperature at injection in AQUARIUS-FM. _	170
Figure 4-21 Comparison of peak vaporizer pressure between the experimental model and AQUARIUS-FM. _____	170
Figure 4-22 $I_{sp}$ efficiency vs plenum pressure in AQUARIUS-FM. _____	172
Figure 4-23 Comparison of $C_F$ efficiency between the experimental model and AQUARIUS-FM.	172
Figure 4-24 Conductance vs vaporizer pressure in AQUARIUS-FM. _____	174
Figure 4-25 Comparison of conductance between the experimental model and AQUARIUS-FM.	174



Figure 4-26 Plenum pressure vs vaporizer pressure in AQUARIUS-FM. _____	175
Figure 4-27 Comparison of pressure ratio between the experimental model and AQUARIUS-FM. _____	175
Figure 4-28 Thrust dependency on mass shot and vaporizer temperature in AQUARIUS-FM. _____	177
Figure 4-29 Specific impulse dependency on mass shot and vaporizer temperature in AQUARIUS-FM. _____	177
Figure A-1 Calculation result of maximum expected operating pressure. _____	183
Figure B-1 Vaporizer pressure profiles with the gravity direction of PX. _____	186
Figure B-2 Vaporizer pressure profiles with the gravity direction of MX. _____	186
Figure B-3 Vaporizer pressure profiles with the gravity direction of PZ. _____	186
Figure B-4 Vaporizer pressure profiles with the gravity direction of MZ. _____	186
Figure B-5 Typical boiling curve. _____	187

---

---

# List of tables

---

---

Table 1-1 Summary of cold gas propulsion systems. _____	29
Table 1-2 Summary of electrothermal propulsion systems. _____	31
Table 1-3 Summary of electrodynamic propulsion systems. _____	33
Table 1-4 Summary of electrostatic propulsion systems. _____	36
Table 1-5 Summary of chemical propulsion systems. _____	38
Table 1-6 Summary of water propulsion systems. _____	43
Table 1-7 Summary of the water resistojet propulsion system installed on UK-DMC[86]. _____	47
Table 1-8 Summary of the steam thruster installed on AeroCube-7B & 7C. _____	50
Table 1-9 Various simulation and experimental conditions in previous studies[126]. _____	60
Table 2-1 Specifications of the rotary pump (ULVAC, model: VD401) . _____	65
Table 2-2 Specifications of the turbo molecular pump (OSAKA VACUUM. LTD, model: TG900MVAB) . _____	66
Table 2-3 Specifications of the vacuum gauge (PFEIFFER, model: PKR251) . _____	67
Table 2-4 Specifications of the thruster valve (LEE, model: LHDB0442145D) . _____	71
Table 2-5 Specifications of the regulating valve (LEE, model: IEPA1221141H) . _____	74
Table 2-6 Specifications of the data logger (GRAPHTEC, model: GL840) . _____	78
Table 2-7 Specifications of the pressure sensor (Honeywell, model: HSCDANT010KDAA5) . _____	79
Table 2-8 Specifications of the mass balance (SIMADU, model: BL-3200H) . _____	80
Table 2-9 Specifications of flexural pivots (Riverhawk company) . _____	93
Table 2-10 Specifications of the laser displacement sensor (OMRON, model: Z4D-F04A) . _____	94
Table 2-11 Specifications of the X-axis stage (MiSUMi, model: XSGB60) . _____	96

Table 2-12 Specifications of the Z-axis stage (SIGMAKOKI, model: OSMS60-10ZF) .	96
Table 2-13 Specifications of the neodymium magnet (Sangyo-Sapurai) .	97
Table 2-14 Experimental conditions of $I_{sp}$ efficiency tests. _____	105
Table 2-15 Experimental conditions of pre-heater tests. _____	112
Table 2-16 Experimental conditions of the water propulsion system with the visualized vaporizer.	116
Table 2-17 Experimental results of the water propulsion system with the visualized vaporizer. ____	125
Table 3-1 Thermal conductance in simulation. _____	143
Table 3-2 Node properties in simulation. _____	144
Table 3-3 Constant values in simulation. _____	144
Table 3-4 Simulation conditions of a single injection operation. _____	145
Table 3-5 Simulation conditions of a multiple injection operation. _____	148
Table 4-1 Requirements to AQUARIUS. _____	156
Table 4-2 Operation conditions of AQUARIUS-FM. _____	163
Table 4-3 Experimental results of AQUARIUS-FM. _____	165
Table A-1 Calculation conditions of MEOP. _____	183

---

---

# Nomenclature

---

---

$a_{\text{top}}$	Ratio of internal division on the top stage
$A_{\text{d}}$	Surface area of droplet, $\text{m}^2$
$A_{\text{e}}$	Nozzle exit area, $\text{m}^2$
$A_{\text{t}}$	Throat area, $\text{m}^2$
$c^*$	Characteristic velocity, $\text{m s}^{-1}$
$C$	Heat capacity, $\text{J K}^{-1}$
$\mathbf{C}$	Heat capacity matrix, $\text{J K}^{-1}$
$C_{\text{all}}$	Conductance between the vaporizer and the nozzle exit, $\text{m s}$
$C_{\text{F}}$	Thrust coefficient
$C_{\text{v}}$	Flow coefficient
$C_{\text{vc-n}}$	Conductance between the vaporizer and the nozzle inlet, $\text{m s}$
$dt$	Time step, $\text{s}$
$D_{\text{H}_2\text{O}}$	Diameter of water molecule, $\text{m}$
$D_{\text{t}}$	Throat diameter, $\text{m}$
$E_{\text{ac}}$	Specific energy for acceleration, $\text{J kg}^{-1}$
$E_{\text{p}}$	Specific energy for plasma generation, $\text{J kg}^{-1}$
$E_{\text{t}}$	Total specific energy, $\text{J kg}^{-1}$
$f$	View factor
$f_{\text{eff}}$	Natural frequency of the thrust stand, $\text{Hz}$
$f_{\text{n}}$	Normal force, $\text{N}$
$f_{\text{sp}}$	Load capacity of a pivot, $\text{N}$
$F$	Thrust, $\text{N}$
$F_{\text{load}}$	Load by calibration weights, $\text{N}$
$F_{\text{r}}$	Restoring force, $\text{N}$
$FS$	Factor of safety
$g$	Gravitational acceleration, $\text{m s}^{-2}$
$I_{\text{bit}}$	Impulse bit, $\text{N s}$
$I_{\text{nor}}$	Normalized impulse bit
$I_{\text{sp}}$	Specific impulse, $\text{s}$
$k_{\text{B}}$	Boltzmann constant, $\text{J K}^{-1}$
$k_{\text{sp}}$	Torsional spring constant, $\text{N rad}^{-1}$

$K$	Conductive conductance, $\text{W K}^{-1}$
$\mathbf{K}$	Conductive conductance matrix, $\text{W K}^{-1}$
$K_{\text{eff}}$	Effective spring constant, $\text{N m}^{-1}$
$K_{\text{eff,es}}$	Estimate of the effective spring constant, $\text{N m}^{-1}$
$Kn$	Knudsen number
$l_{\text{cw}}$	Distance between the middle stage the counter weight, m
$l_{\text{d}}$	Distance between the middle stage and the displacement measurement point, m
$l_{\text{rear}}$	Distance between the gravity center of the rear rod and the middle stage, m
$l_{\text{top}}$	Distance between the top stage and the middle stage, m
$L_{\text{p}}$	Flow path length, m
$m$	Mass, kg
$m_{\text{load}}$	Mass of calibration weights, kg
$\dot{m}$	Mass flow rate, $\text{kg s}^{-1}$
$\dot{m}_{\text{d}}$	Particle mass flow rate from droplet surface, $\text{kg s}^{-1}$
$\dot{m}_{\text{ev}}$	Evaporation rate, $\text{kg s}^{-1}$
$\dot{m}_{\text{inj}}$	Injection rate, $\text{kg s}^{-1}$
$M$	Molecular weight, $\text{kg mol}^{-1}$
$M_{\text{cw}}$	Mass of counter weight and the front rod, kg
$M_{\text{top}}$	Mass on the top stage, kg
$M_{\text{rear}}$	Mass of the rear rod, kg
$n$	Number density, $\text{m}^{-3}$
$n_{\text{load}}$	Quantity of the calibration weights
$n_{\text{p}}$	Quantity of the pivots
$N$	Quantity of nodes
$p$	Pressure, Pa
$p_{\text{a}}$	Ambient pressure, Pa
$p_{\text{c}}$	Combustion chamber pressure, Pa
$p_{\text{e}}$	Nozzle exit pressure, Pa
$p_{\text{ev}}$	Saturation pressure, Pa
$p_{\text{n}}$	Plenum pressure, Pa
$p_{\text{tank}}$	Tank pressure, Pa
$p_{\text{vc}}$	Vaporizer pressure, Pa
$P_{\text{ph}}$	Power of the thruster-head heater, W
$P_{\text{t}}$	Total power, W
$P_{\text{tv}}$	Power of the thrust valve, W
$P_{\text{vh}}$	Power of the vaporizer heater, W

$Q$	Heat, W
$\mathbf{Q}$	Heat matrix, W
$Q_c$	Conductive heat, W
$Q_{\text{lat}}$	Latent heat, W
$Q_r$	Radiative heat, W
$R$	Radiative conductance, W K <sup>-1</sup>
$\mathbf{R}$	Radiative conductance matrix, W K <sup>-1</sup>
$R_g$	Gas constant, J K <sup>-1</sup> mol <sup>-1</sup>
$R_p$	Flow path radius, m
$Re$	Reynolds number
$s_x^2$	Estimate of variance $\sigma_x^2$ , m <sup>2</sup>
$s_{K_{\text{eff,es}}}^2$	Estimate of variance $\sigma_{K_{\text{eff,es}}}^2$ , N <sup>2</sup> m <sup>-2</sup>
$S$	Surface area, m <sup>2</sup>
$t$	Time, s
$t_{\text{inj}}$	Injection time, s
$T$	Temperature, K
$\mathbf{T}$	Temperature matrix, K
$T_d$	Droplet temperature, K
$T_v$	Vapor temperature, K
$T_{vc}$	Vaporizer temperature, K
$u_e$	Exhaust velocity, m s <sup>-1</sup>
$v$	Velocity, m s <sup>-1</sup>
$v_d$	Velocity in droplet, m s <sup>-1</sup>
$v_v$	Velocity in gas phase, m s <sup>-1</sup>
$v_{vc}$	Velocity at the vaporizer, m s <sup>-1</sup>
$V$	Volume, m <sup>3</sup>
$x_{cw}$	Distance between the front rod and gravity center of the counter weight, m
$x_d$	Displacement from a neutral position, m
$x_n$	Displacement at a neutral position, m
$x_{\text{top}}$	Distance between the front rod and the rear rod, m
$z_{cw}$	Travel distance of the z-axis stage, m
$\alpha_d$	Evaporation coefficient
$\alpha_{\text{inj}}$	Injection coefficient
$\alpha_v$	Condensation coefficient
$\alpha_{\text{wat}}$	Volumetric filling rate of water
$\beta_{\text{inj}}$	Injection coefficient

$\gamma$	Specific heat ratio
$\dot{\Gamma}_d$	Particle flux, $\text{m}^{-2} \text{s}^{-1}$
$\Delta G$	Specific Gibbs energy, $\text{J kg}^{-1}$
$\Delta_v H$	Enthalpy of evaporation, $\text{J kg}^{-1}$
$\Delta M_{\text{inj}}$	Mass shot (mass of injected water droplet), kg
$\Delta M_{\text{prop}}$	Consumed propellant mass, kg
$\Delta p$	Differential pressure, Pa
$\Delta S$	specific Entropy, $\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$
$\Delta t_{\text{cycle}}$	Injection cycle time of the regulating valve, s
$\Delta t_{\text{ev}}$	Evaporation time, s
$\Delta t_{\text{open}}$	Opening time of the regulating valve, s
$\Delta U$	Specific internal energy, $\text{J kg}^{-1}$
$\epsilon$	Emissivity
$\epsilon_{\text{cal}}$	Residual error of the effective spring constant, $\text{N m}^{-1}$
$\epsilon_{\text{load}}$	Residual error of a calibration load, N
$\eta_{c^*}$	Characteristic velocity efficiency
$\eta_{c_F}$	Thrust coefficient efficiency
$\eta_{\text{ec}}$	Electrolysis efficiency
$\eta_{I_{\text{sp}}}$	Specific impulse efficiency
$\eta_p$	Efficiency of plasma generation
$\eta_{\text{PPU}}$	PPU (Power Processing Unit) efficiency
$\eta_t$	Thruster efficiency
$\eta_u$	Heating efficiency
$\eta_v$	Thermal efficiency
$\theta$	Angular displacement from a neutral position, rad
$\lambda$	Mean free path, m
$\mu$	Dynamic viscosity, Pa s
$\rho$	Density, $\text{kg m}^{-3}$
$\sigma$	Stefan–Boltzmann constant, $\text{W m}^{-2} \text{K}^{-4}$
$\sigma_x^2$	Variance of calibration loads to thrust stand response, $\text{N}^2$
$\sigma_{K_{\text{eff,es}}}^2$	Variance of the effective spring constant to consumed propellant mass, $\text{N}^2 \text{m}^{-2}$
$\phi$	Inclination angle of the rod, rad
$\phi_n$	Inclination angle of the rod at a neutral position, rad
air	(Subscript) Value for air
con	(Subscript) Value for an operation with a constant mass flow rate
ex	(Subscript) Experimental value

f	(Subscript) Final value
i	(Subscript) Initial value
id	(Subscript) Ideal value
peak	(Subscript) Peak value just after injection
std	(Subscript) Value at standard condition
tank	(Subscript) Value for a tank
w	(Subscript) Value for water
*	(Subscript) Value at throat
1 – 4	(Subscript) Pivot number



---

---

# 第1章 序論

---

---

## 1.1 小型宇宙機の現状と小型スラスタの必要性

小型宇宙機は、低コストかつ短期間で開発可能という点が最大の特徴であり、既存の宇宙プレーヤーに対しては、宇宙開発に沿った野心的ミッションでの利用を促進し、非宇宙プレーヤーに対しては、新規参入障壁を下げ宇宙市場の裾野を拓ける、という効果をもたらしている。小型宇宙機の中でも特に、CubeSat と呼ばれる、10 cm×10 cm×10 cm を 1U というユニット (単位) で規格化し、それらを組み合わせて 3U や 6U、12U といったサイズにモジュールを拡張していくような宇宙機の実用化が著しい[1][2][3][4][5][6]。2003 年に世界初の CubeSat が打上げられて以降、研究開発および実用化が急速に進み、1990 年代のインターネットと同じような黎明期をまさに今迎えている[7]。米国や欧州では宇宙機の製造から打上げ、運用管理やデータ利用等、多岐に渡って数百社以上のスタートアップ企業が鎬を削っている。小型宇宙機のバスシステム技術は、研究開発段階から商用利用段階へと既に移行しつつあり、今後、技術成熟度が一気に高まることが予想される。一方、小型宇宙機バスシステムやミッション設計に対する研究アプローチとしては、ICT (Information and Communication Technology) 産業や自動車産業では既に一般的となっているモデルベースシステム設計手法の小型宇宙機への応用等が行われている[8][9][10][11]。

指数関数的な技術発展を見せる小型宇宙機バスシステムに対して、小型スラスタの研究開発レベルは未だ要求値に達していないのが現状である。近年ではスラスタを搭載した小型宇宙機も増加してきてはいるが、達成した  $\Delta V$  はまだ小さい。小型スラスタが搭載できない、あるいは搭載可能だが要求性能を満たしていないことにより、小型宇宙機の実用化には様々な制約/問題が生じている。例えば、スラスタを搭載しない場合、ロケットから分離された後の軌道遷移を行うことができないため、開発した宇宙機を目標軌道へ投入するためには、目標軌道を通るようなロケットの相乗り機会を待つか、ロケットそのものを購入するという手段しか現状取ることができない。これにより打上げ機会の制約や高コスト化という問題が生じている。また、大気抵抗や擾乱等に起因して少しずつ生じる軌道のズレを補正することができないため、運用に対しても制約が生じている。さらに将来的に、小型宇宙機による深宇宙探査やドッキング/フォーメーションフライト/ランデブー等のような超小型宇宙機群による観測ミッションを考えた場合、地磁気を使用できない深宇宙環境での角運動量放出や、小型宇宙機の精密並進制御等にはスラスタが必要不可欠である。軌道遷移/軌道修正/角運動量放出/精密並進制御はエネルギー保存の観点で、物理的に速度増減が必要となるものである。小型宇宙機ミッションからの要求を満たす小型スラスタの実現こそが、小型宇宙機の実用化時代幕開けへと繋がる。

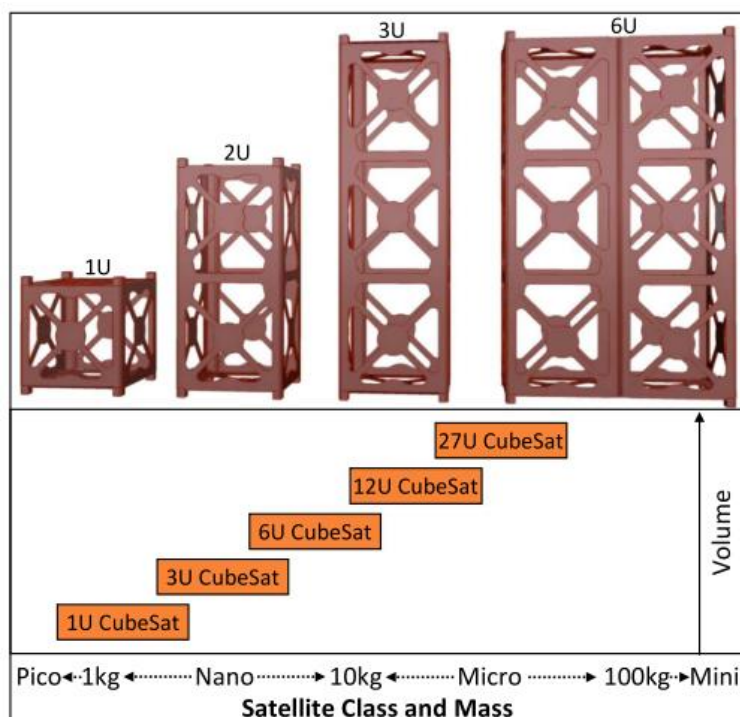


Figure 1-1 CubeSat specifications and classifications. 1U unit equals to  $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ [6].

## 1.2 小型スラスタ

本節では、現在、研究開発が進められている様々な種類の小型スラスタについて、その推進原理毎に分類した上で特徴を俯瞰的に説明する。各節の末尾には、代表的なスラスタの諸元をまとめた表を記す。推力やトータルインパルス、サイズといったスラスタ自体の性能に加え、技術成熟度レベルを表す TRL (Technology Readiness Level) や、推進剤の安全性を示す評価指標として、GHS (Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals) および NFPA704 (Standard System for the Identification of the Hazards of Materials for Emergency Response) を記載した。GHS および NFPA704 は、どちらもロケット搭載時の安全審査において直接的に評価に用いられるものではない。しかし、地上における対象物質の一般的な取扱いでの安全性を理解するうえで重要な指標となる。

GHS は日本語訳すると「化学品の分類および表示に関する世界調和システム」となり、2003 年 7 月に国際連合から勧告され採択されたものである[12]。世界的に統一された一定基準に従って化学品の危険有害性を分類し、ピクトグラム等を用いて認識しやすく表示し、その結果を SDS (Safety Data Sheet: 安全データシート) に反映させ、人体/環境の保護や災害防止に役立てられている。本論文では SDS で使用されることの多いピクトラベルの区分に従って評価を行った。ピクトグラムおよびその区分を Figure 1-2 に示す。

NFPA704 は、「物質の危険性を表示するための標準規格」として全米保安協会 (NFPA: National Fire Protection Association) が策定／管理しているものである[13]。ファイアーダイヤモンドと呼称される、四つの区画に分けられたダイヤ型の標識を用いて危険性が表示されている。青色が健康障害、赤色が燃焼性、黄色が化学的不安定性、白色が特記事項を表している。白色以外の区画には危険性が0から4までの五段階で数値として表示されており、数値が大きいほど危険性が高いことを意味している。ファイアーダイヤモンドおよび評価指標を Figure 1-3 に示す。



Figure 1-2 Classifications of GHS pictograms[12].

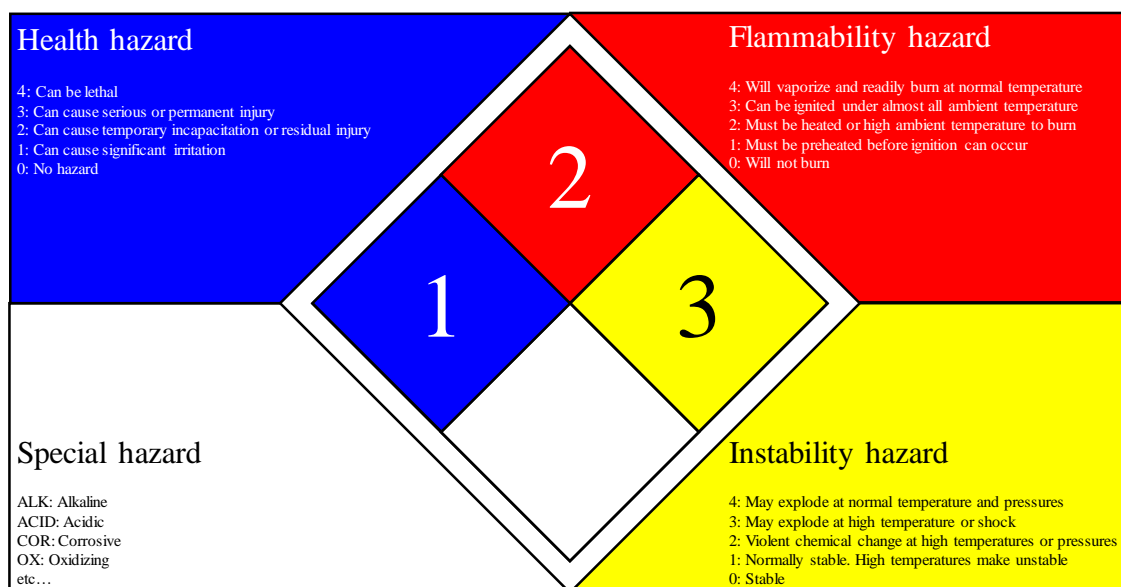


Figure 1-3 Classifications of NFPA704[13].

### 1.2.1 コールドガスジェットスラスタ (Cold gas jet propulsion system)

コールドガスジェットスラスタは、タンクに貯蔵した高圧ガスを、貯蔵時のエンタルピーのみをエネルギー源としてノズルから排出することで推力を生成するスラスタである。化学反応等を伴わず、タンク、バルブ、およびノズルからのみで構成されるため、最もシンプル、低電力、かつ信頼性の高いスラスタである。しかし、性能は低く、比推力は20–70 s程度である。また、推進性能がタンク圧力に依存するため、作動と共に性能が低下する。高圧ガス系に伴う構造質量比の観点で小型化には限界があり、より大きなトータルインパルスを達成可能な小型コールドガスジェットの実現は期待できない。とはいえ、そのシンプルさゆえに、現状最も小型宇宙機に搭載された回数が多いスラスタである。近年は、フロン系ガスを推進剤とした用いた小型コールドガスジェットスラスタが数多く開発されている。代表的なコールドガスジェットスラスタの諸元を Table 1-1 に示す。

Table 1-1 Summary of cold gas propulsion systems.

Manufacture	Product name	$F/mN$	$I_{sp}/s$	$I_t/N\ s$	$N$	Size/U	Propellant	GHS	NFPA 704			Flight heritage (year)	TRL	Ref.
									B	R	Y			
SSTL	None	4.6	43	13	1	1.00	Butane	2, 4, 7	1	4	0	SNAP-1 (2000)	7	[14]
Marrota	CGMT	$2.4 \times 10^3$	65	-	1	0.25	Nitrogen	4	3	0	0	ST5 (2006)	8	[15]
SFL	NANOPS	50	45	7.0	1	0.50	SF6	4, 7	2	0	0	CanX-2 (2008)	8	[16][17] [18]
SFL	CNAPS	50	45	108	4	1.58	SF6	4, 7	2	0	0	CanX-5 (2014)	8	[19][20]
Aerospace Corp.	MEPSI	100	30	0.54	5	0.25	Xenon	4	0	0	0	MEPSI-3 (2006)	8	[21]
Microspace	MiPS	1.0	43	10	8	0.25	Argon	4	0	0	0	POPSAT-HIP1 (2014)	7	[22]
TU Delft	T <sup>3</sup> - $\mu$ PS	6.0	30	-	1	0.20	Nitrogen	4	3	0	0	Delft-n3Xt (2013)	6	[23]
VACCO	MEPSI MiPS	55	65	34	5	0.25	Isobutene	2, 4, 7, 8	0	4	0	None	6	[24][25]
VACCO	MarCO MiPS	25	-	755	8	2.00	R236fa	4, 7	1	0	1	MarCO (2018)	6	[26][27]
VACCO	Standard MiPS	10	40	312	5	1.00	R134a	4, 7	2	1	0	None	6	[28]
VACCO	CPOD MiPs	25	40	186	8	0.80	R134a	4, 7	2	1	0	None	5	[29]
VACCO	Palomar MiPS	35	-	85	8	1.00	Isobutene	2, 4, 7, 8	0	4	0	None	6	[29][30]
GOMSPACE	NanoProp 6U	1	60	80	4	0.50	Butane	2, 4, 7	1	4	0	GOMX-4B (2018)	8	[31]
U. of Texas	None	111	80	57	1	0.50	R236fa	4, 7	1	0	1	Bevo-2 (2015)	6	[32]

$F$ : Thrust,  $I_{sp}$ : Specific Impulse,  $I_t$ : Total impulse,  $N$ : Number of thrusters, GHS: Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals; 1:Explosive, 2: Flammable, 3: Oxidizing, 4:Compressed gas, 5: Corrosive, 6: Toxic, 7: Harmful, 8:Health hazard, 9: Environmental hazard, NFPA 704: Standard System for the Identification of the Hazards of Materials for Emergency Response; B: Health, R: Flammability, Y: Instability/reactivity, TRL: Technology Readiness Level, which was estimated based on reference [33].

### 1.2.2 電熱加速型スラスタ (Electrothermal propulsion system)

電熱加速型スラスタは、推進剤を電氣的に加熱し、加熱した推進剤をノズルから排出することで推力を生成するスラスタである。加熱には、電気ヒーターからの熱伝導や輻射熱伝達を用いられる。電気ヒーターを用いることで、推進剤をその化学ポテンシャルに依存せず加熱することが可能である。しかし、熱エネルギーを運動エネルギーに変換する過程において、推進剤に与えられた一部の熱エネルギーが運動エネルギーに変換されず凍結流損失が発生するため、後述の静電加速型スラスタと比較すると推進効率が低い。しかし、推進剤を加熱する分、コールドガススラスタよりも比推力が高い。電熱加速型スラスタはさらに、レジストジェットスラスタ (Resistojet thruster) やアークジェットスラスタ (Arc jet thruster) に細分化される。

レジストジェットスラスタは、推進剤をヒーター等で加熱して、ノズルで膨張させることで推力を生成するスラスタである。コールドガスジェットスラスタに加熱部を付け足したものであり、電熱加速型スラスタの中で最もシンプルなものである。推進剤としては、フロン系ガスやブタン、ヒドラジン等が用いられることが多い。推進剤の加熱方式によって、直接加熱式と間接加熱式の二種類に細分化することができる。直接加熱式では、推進剤を多孔質性ヒーターに通過させ、熱伝導によって加熱する。後述する間接加熱式よりも高い温度および比推力を得ることができる。間接加熱方式では、熱交換機を用いて輻射と熱伝導により推進剤を加熱する。

アークジェットスラスタは、中心部のカソードと、ノズル部を含む外側のアノード間でのアーク放電によって推進剤を加熱し、加熱した推進剤をノズルで膨張させることで推力を生成するスラスタである。分子振動励起や、解離、および電離が進行する程度まで推進剤を加熱するため、レジストジェットスラスタよりも比推力は高くなる。しかし、電極の損耗という課題がある。代表的な電熱加速型スラスタの諸元を Table 1-2 に示す。

Table 1-2 Summary of electrothermal propulsion systems.

Manufacture	Product name	$F/mN$	$I_t/N\ s$	$P/W$	Size/U	Propellant	GHS	NFPA 704			Flight heritage (year)	TRL	Ref.
								B	R	Y			
CU Aerospace/VACCO	CHIPS	31	472	25	1.00	R134a	4, 7	2	1	0	None	5	[34]
Busek	MicroResistojet	10	240	15	1.00	Ammonia	2, 4, 5, 7, 8, 9	3	1	0	None	5	[35]
Aerospace Innovation	MICROJET	67	-	36	0.30	Nitrogen	4	3	0	0	BIROS (2016)	8	[36][37][38]
CU Aerospace/VACCO	PUC	4.5	184	15	0.25	SO <sub>2</sub>	4, 6, 8	3	0	0	None	6	[29][39]
U. of Arkansas	RPS	500	-	-	1.00	R134a	4, 7	2	1	0	None	3	[40]

*F*: Thrust,  $I_t$ : Total impulse, *P*: Power consumption, GHS: Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals; 1:Explosive, 2: Flammable, 3: Oxidizing, 4:Compressed gas, 5: Corrosive, 6: Toxic, 7: Harmful, 8:Health hazard, 9: Environmental hazard, NFPA 704: Standard System for the Identification of the Hazards of Materials for Emergency Response; B: Health, R: Flammability, Y: Instability/reactivity, TRL: Technology Readiness Level, which was estimated based on reference [33].

### 1.2.3 電磁加速型スラスタ (Electrodynamic propulsion system)

電磁加速型スラスタは、放電によりプラズマ化した推進剤を、スラスタ外部からの静磁場や変動磁場、あるいは直接的に電流を与えることによるローレンツ力等の電磁力で加速することで推力を生成するスラスタである。電磁加速型スラスタはさらに、パルスプラズマスラスタ (PPT: Pulsed Plasma Thruster) , 真空アークスラスタ (VAT: Vacuum Arc Thruster) 等に細分化される。

パルスプラズマスラスタは、陽極と陰極との間でパルス放電を発生させ、推進剤固体表面を昇華させプラズマ化し、電極間の放電電流と自己誘起磁場によるローレンツ力によりプラズマを加速排出させることで推力を生成するスラスタである。性能評価には、パルス放電毎の推力を時間積分したインパルスビットが用いられる。一般的にテフロン<sup>®</sup>等の固体樹脂を推進剤として用いることが多い。固体推進剤を用いているため、バルブや配管、シール機構等が不要であり、小型化および軽量化が容易である。任意の時間間隔で微小推力を発生させることが可能であるため、宇宙機の精密な姿勢制御や位置制御に適している。近年では、推進剤利用効率の向上やコンタミ低減を期待して液体を推進剤としたパルスプラズマスラスタの研究もおこなわれている。

真空アークスラスタは、推進剤である固体金属を真空環境下においてアーク放電によってプラズマ化し、排出することで推力を生成するスラスタである。固体金属としては、ニッケルやチタンなどが用いられる。近年新たに、高周波加熱によりキセノン等の推進剤をプラズマ化し、磁気ノズルによって加速排出することで推力を生成する方式のスラスタの研究開発も行われている。代表的な電磁加速型スラスタの諸元を Table 1-3 に示す。



Table 1-3 Summary of electrodynamic propulsion systems.

Manufacture	Product name	$F$ or $I_{bit}$	$I_t/N$ s	$P/W$	Size/U	Propellant	GHS	NFPA 704			Flight heritage (year)	TRL	Ref
								B	R	Y			
SSTL	None	0.9 $\mu$ N	296	1.5	0.25	Tin coated copper	7, 9	1	0	0	STRaND-1 (2013)	6	[41]
AustrianResearch Centers	$\mu$ PPT	20 $\mu$ N s	-	4.0	-	PTFE	5	1	0	0	None	4	[42]
Mars Space Ltd.	PPTCUP	38.2 $\mu$ N s	42	2.7	0.30	PTFE	5	1	0	0	None	5	[43][44][45]
Fotec GmbH	None (PPT)	10 $\mu$ N s	1.7	1	0.30	PTFE	5	1	0	0	None	5	[46]
Busek	$\mu$ PPT	130 $\mu$ N	252	2	0.50	PTFE	5	1	0	0	FalconSat-3 (2007)	5	[47]
Busek	BmP-220	20 $\mu$ N s	220	7.5	0.70	PTFE	5	1	0	0	FalconSat-3 (2007)	5	[48]
George Washington U.	$\mu$ CAT	25 $\mu$ N	1200	7.5	0.20	Titanium	NC	1	1	2	BRICSat-P (2015)	6	[49][50][51]
U. of Illinois	$\mu$ VAT	30 $\mu$ N s	-	4	0.06	Aluminum	2, 8	0	1	1	None	6	[52]
Phase Four	RFT	4.8 mN	786	112	1.00	Xenon	4	0	0	0	None	5	[53]

$F$ : Thrust,  $I_{bit}$ : Impulse bit,  $I_t$ : Total impulse,  $P$ : Power consumption, GHS: Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals; 1:Explosive, 2: Flammable, 3: Oxidizing, 4:Compressed gas, 5: Corrosive, 6: Toxic, 7: Harmful, 8:Health hazard, 9: Environmental hazard, NC: Not classified, NFPA 704: Standard System for the Identification of the Hazards of Materials for Emergency Response; B: Health, R: Flammability, Y: Instability/reactivity, TRL: Technology Readiness Level, which was estimated based on reference [33].

#### 1.2.4 静電加速型スラスタ (Electrostatic propulsion system)

静電加速型スラスタは、推進剤をプラズマ化し、静電場によるクーロン力をイオンに加えることでイオンを排出し、推力を生成する。FEEP (Field Mission Electric Propulsion) や、コロイドスラスタ、イオンスラスタ、ホールスラスタ等に分類することができる。

FEEP は、推進剤として固体金属を用いており、エミッタと抽出電極で構成されている。まずエミッタと抽出電極の間に高電圧 (約 10 kV) を印加し電場を生成する。エミッタ表面に付着した液体の表面張力よりも電場による力が大きくなったときに原子状イオンが引き出される。これを Field emission effect (電解放出効果) という。電位差によって引き出されたイオンを加速し排出することで推力を得る。エミッタ先端は針状になっており、毛細管現象により液体が供給されている。一番の特徴は高電圧を印加することで得られる高い比推力である。推力は数  $\mu\text{N}$  程度と非常に小さいため、定点観測やランデブー、フォーメーションフライド等といった精密制御がスラスタに求められるようなミッションに適している。実用化に向けた課題としては、エミッタの設計や損耗、高電圧使用による電磁波ノイズ (EMI: Electro-Magnetic Interference) や中和機の必要性が挙げられ、長年宇宙実証が行われてこなかったが、2018 年にオーストリアのスタートアップである ENPULSION が世界で初めて FEEP の軌道上作動に成功した。

コロイドスラスタは、FEEP と似た構成および作動原理を持つスラスタである。FEEP と異なる点は、エミッタと抽出電極の間に高電圧を印加して、原子状イオンではなく帯電した液滴を引き出すところである。推進剤としては EMI-BF<sub>4</sub> (1-ethyl-3-methylimidazolium tetrafluoroborate) といったイオン液体が用いられることが多い。

イオンスラスタは、イオンを引き出すイオン源と、電子を引き出す中和器が対となって構成されている。推力はイオン引き出しによりイオン源で主に生成される。排出したイオンと同量の電子を宇宙空間に放出することで宇宙機の電位を保つ役割を持つのが中和器である。推進剤にはキセノンやアルゴンといった希ガスが用いられることが多い。推進剤をプラズマ化する手法によって、直流放電式、高周波放電式、マイクロ波放電式の三種類に細分化される。直流放電式においては、ホローカソードから放出された電子がアノードに向かって加速され、その途中で中性子粒子と衝突させることでプラズマを生成する。直流放電式は、プラズマ閉じ込めのための磁場形状によって、カウフマン型やカस्प型等にさらに細分化される。現在最も宇宙作動例が多いのがこの直流放電式イオンスラスタである。しかし、カソードの損耗等といった寿命の観点で問題を抱えている。高周波放電式は、プラズマ容器外部に巻き付けたコイルから高周波の変動磁場を与えることで電子にエネルギーを与え、電子と中性子粒子を衝突させることでプラズマを生成する。高周波放電式は、プラズマの生成方法により ICP (Inductive Coupled Plasma) と CCP (Capacitively Coupled Plasma) の二種類にさらに細分化される。高周波としては、一般的に 10 - 100MHz の帯域が用いられることが多い。放電電極を持たないため、寿命の観点では直流放電式に対して優位性を持つ。しかし、

プラズマ生成領域が壁面に近く損失が大きいこと、中和器にホローカソードを用いることに起因する耐久性といった課題を抱えている。マイクロ波放電式は、1–100 GHz 帯域のマイクロ波をプラズマ容器に投入し、磁場にトラップされてサイクロトロン運動をしている電子に対し、電子サイクロトロン共鳴 (ECR: Electron Cyclotron Resonance) を引き起こしてプラズマを生成する。プラズマ容器内に電極を持たないため、高周波放電式と同じく耐久性は高い。さらにマイクロ波のアンテナをプラズマ容器中心部に配置することが可能なため、壁面への損失を低減することができる。一方で、マイクロ波導入経路での損失や、他の方式と同様に中和器の耐久性といった課題を抱えている。代表的な静電加速型スラスターの諸元を Table 1-4 に示す。

Table 1-4 Summary of electrostatic propulsion systems.

Manufacture	Product name	$F/mN$	$I_t/N\ s$	$P/W$	Size/U	Propellant	GHS	NFPA 704			Flight heritage (year)	TRL	Ref
								B	R	Y			
Busek	BET-1mN	0.70	605	15	0.60	Ionic liquid <sup>†</sup>	-	-	-	-	ST7-DRS (2015)	6	[54]
Busek	BET-100	0.10	180	5.5	0.40	Ionic liquid <sup>†</sup>	-	-	-	-	ST7-DRS (2015)	5	[55]
MIT	S-iEPS	0.07	46	1.5	0.20	EMI-BF4	7, 9	2	1	0	Aero-Cube-8 (2015)	6	[56]
JPL	MiXI	1.5	-	25	Not a module	Xenon	4	0	0	0	None	5	[57] [58]
Giessen U.	$\mu$ NRIT-2.5	0.50	-	34	Not a module	Xenon	4	0	0	0	None	5	[59][60]
Ariane Group	RIT $\mu$ X	0.50	12000	50	Not a module	Xenon	4	0	0	0	None	6	[61][62]
Busek	BIT-1	0.10	-	-	2.00	Xenon	4	0	0	0	None	6	[63][64]
Busek	BIT-3	1.1	57000	80	2.00	Iodine	6, 8, 9	3	0	0	None	6	[65][66]
U. of Tokyo	I-COUPS	0.35	7000	40	Not a module	Xenon	4	0	0	0	PROCYON (2015)	7	[67][68]
ThrustMe	Neptune	0.20	-	60	1.00	Xenon	4	0	0	0	None	6	[69]
ENPULSION	IFM Nano	0.35	6000	35	1.00	Indium	8	2	0	0	Dove (2018)	7	[70][71]

$F$ : Thrust,  $I_t$ : Total impulse,  $P$ : Power consumption, GHS: Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals; 1:Explosive, 2: Flammable, 3: Oxidizing, 4:Compressed gas, 5: Corrosive, 6: Toxic, 7: Harmful, 8:Health hazard, 9: Environmental hazard, NFPA 704: Standard System for the Identification of the Hazards of Materials for Emergency Response; B: Health, R: Flammability, Y: Instability/reactivity, TRL: Technology Readiness Level, which was estimated based on reference [33], †: Speculated as EMI-IM although actual substance is unknown.

### 1.2.5 化学推進 (Chemical propulsion system)

化学推進は、推進剤が持つ化学エネルギーを運動エネルギーに変換することで推力を発生するものであり、一液式スラスタや二液式スラスタ、固体モータ、ハイブリッドロケットと分類することができる。

一液式スラスタは、液体状態で貯蔵した推進剤を、触媒を用いて分解し、発生した高温ガスを排出することで推力を生成するスラスタである。推進剤としてはヒドラジンが用いられることが多かったが、近年では、過酸化水素や HAN (Hydroxyl Ammonium Nitrate) 系推進剤、ADN (Ammonium Dinitramide) 系推進剤といった低毒性推進剤 (グリーンプロペラント) が注目を集めている。後述の二液式スラスタと比較すると性能は劣るが、構造が簡素というメリットを持つ。

二液式スラスタは、インジェクタから噴出された燃料と酸化剤を燃焼室内で着火／燃焼させ、発生した高温ガスを排出することで推力を生成するスラスタである。燃料としてはヒドラジンやモノメチルヒドラジン、酸化剤としては四酸化二窒素が用いられることが多い。一液式スラスタと比較して高性能である一方、インジェクタでの微粒化や噴霧燃焼、耐温性の観点で技術的難易度が高い。

固体モータは、燃焼室内に充填された固体推進薬を着火／燃焼させることで発生する高温ガスを排出することで推力を生成するスラスタである。推進薬としてはコンポジットやダブルベース等が用いられる。点火薬には、エアバッグのガス発生機等としても使用されているボロン硝石等が用いられる。モータケース、ノズル、着火器、固体推進薬からのみで構成され、化学推進の中で最も構造が簡素である一方、燃焼中断や、再着火、推力スロットリングができないというデメリットがある。

ハイブリッドロケットは、燃焼室に充填した固体燃料に対して、液体あるいは気体の酸化剤を供給することで着火／燃焼させ、発生する高温ガスを排出することで推力を生成するスラスタである。自己着火性がなく安全性が高いこと、酸化剤供給機構の制御により燃焼中断や再着火、推力スロットリングが可能という特徴がある。一方で、固体燃料表面における境界層燃焼メカニズムが複雑であること等から未だ実用化には至っていない。代表的な化学推進の諸元を Table 1-5 に示す。

Table 1-5 Summary of chemical propulsion systems.

Manufacture	Product name	F/N	$I_t/N$ s	Size/U	Propellant	GHS	NFPA 704			Flight heritage (year)	TRL	Ref
							B	R	Y			
Aerojet Rocketdyne	MPS-120	1.0	810	1.00	Hydrazine	2, 5, 6, 8, 9	4	4	3	None	4	[72]
Aerojet Rocketdyne	MPS-130	1.0	1300	1.00	AF-M315E	1, 6, 7, 8, 9	1	0	3	None	4	[72][73]
Busek	BGT-X5	0.50	565	1.00	AF-M315E	1, 6, 7, 8, 9	1	0	3	None	5	[74]
VACCO/ECAPS	AND MiPS	0.10	1808	1.00	LMP-103S	1, 2, 7, 8	1	0	4	None	5	[75]
Hyperion Technologies	PM200	0.50	920	1.00	Fuel: C <sub>3</sub> H <sub>8</sub>	2, 4, 7	2	4	0	None	5	[76][77]
					Oxidizer: N <sub>2</sub> O	3, 4, 7, 8	2	0	0			
DSSP	CDM-1	77	226	0.50	AP/HTPB	NC	NC	NC	NC	None	5	[78]
DSSP	CAPS-3	0.30	-	0.50	HIPEP-501A	NC	NC	NC	NC	SpinSat (2014)	6	[79]
U. of Tokyo	LIMO	30	212	2.00	BKNO <sub>3</sub>	NC	NC	NC	NC	KKS-1 (2009)	6	[80][81]
Utah State U.	None	40	-	-	Solid fuel: ABS	NC	0	1	0	None	5	[82][83]
					Oxidizer: GOX	3, 4, 7	3	0	0			

F: Thrust,  $I_t$ : Total impulse, GHS: Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals; 1:Explosive, 2: Flammable, 3: Oxidizing, 4:Compressed gas, 5: Corrosive, 6: Toxic, 7: Harmful, 8:Health hazard, 9: Environmental hazard, NC: Not classified, NFPA 704: Standard System for the Identification of the Hazards of Materials for Emergency Response; B: Health, R: Flammability, Y: Instability/reactivity, AP: Ammonium perchlorate, HTPB: Hydroxyl-terminated polybutadiene, BKNO<sub>3</sub>: Boron potassium nitrate, ABS: Acrylonitrile butadiene styrene.

### 1.3 小型スラスタへの要求

2000年代は、スラスタに限らず小型宇宙機のコンポーネントレベルでの軌道上作動実証に焦点が当てられていた。その後、とりわけ CubeSat の普及に伴い、小型宇宙機は、技術実証や教育といった領域から、実利用領域へと足を踏み入れようとしている。それに伴い、ミッションを遂行するためのツールの一つとして各コンポーネントには、技術的成熟度の更なる向上が求められている。小型宇宙機の実利用高度化のためには、スラスタが達成可能な  $\Delta V$  の拡大が必要である。これまでに開発／実証されてきた小型スラスタの達成可能  $\Delta V$  は数 m/s から数十 m/s というレンジが一般的であった。Table 1-1 に示した通り、最も実機搭載回数が多い小型コールドガススラスタの場合、達成可能トータルインパルスは最大でも数百 Ns 程度である。これは質量約 10 kg の 6U サイズ CubeSat に対し数十 m/s 程度の  $\Delta V$  しか与えることができないことを意味している。仮に小型宇宙機が数百 m/s あるいは数千 m/s の  $\Delta V$  を達成できるようになれば、軌道設計の自由度が高くなり、ミッションの幅が劇的に広がる。 $\Delta V$  増大の障壁となっているのが小型スラスタにおける高圧ガス供給系である。例えば、Table 1-1 で示した NANOPS や CNAPS は高圧ガスを用いている。高圧ガス系に対して十分な安全率を確保した構造設計を考えた場合、小型化すればするほど構造質量比は低下する。仮に、スラスタ全システムを低圧で構築することができれば、構造質量比の向上、つまり  $\Delta V$  の向上が見込まれる。

小型宇宙機のメリットの一つが新規参入障壁の低さである。実利用の高度化に加えて、実利用自体の裾野を広げることは持続的な宇宙開発という観点で非常に重要である。小型宇宙機の軌道投入機会の拡大のため、現在多くのロケット打上げ機関／企業がライドシェアを提供している。ライドシェアとは、ロケットの余剰打上げ能力を用いて、小型宇宙機を副ペイロードとして打上げるというものである。この場合、主ペイロードに対して危害を及ぼすことがないように、ライドシェアをする副ペイロードに対しては厳しい安全審査基準を満たすことが要求される。高圧ガスや有毒推進剤を用いていたこれまでのスラスタを宇宙機に搭載する場合、この安全審査基準を満たすための追加試験の実施や書類作成等に多くの開発リソースが割かれることになってしまう。また、1.2 節の冒頭に記した通り、GHS や NFPA704 といった指標は、ロケットの安全審査に直接使用されるものではないが、対象物質の地上での取扱いにおける安全性を理解する上で重要なものである。Table 1-1 から Table 1-5 で示したように、これまでに研究開発が行われてきたスラスタで用いられているほぼすべての推進剤が何らかの取扱い危険性を持つ物質として分類されている。

ここ数年は、小型宇宙機の打上げに特化した小型ロケットの開発／実利用も積極的に進められている。2018年2月には、二段式超小型固体ロケット SS-520-5 によって、3U サイズ CubeSat: TRICOM-1R が単独で軌道投入された[84]。2018年11月には Rocket Lab 社が開発

する小型ロケット **Electron** によって、世界で初めて小型ロケットの商用打上げが行われ、小型ロケットの実利用時代が幕を開けた[85]。小型宇宙機の打上げに特化したロケットの場合、主ペイロードに対する危害等は考慮する必要がなくなるため、安全審査要求は緩和されることが予想される。しかし、小型宇宙機本体の取扱いに人的介入がある限り、搭載されるスラスタ自体の安全性が高い方が良いことは明らかである。とりわけ、流体／プラズマ／機械駆動／電子制御／熱等が複合的に合わさったスラスタは、他の宇宙機コンポーネントとは一線を画した複雑性を持っている。そのようなスラスタに対して、危険性という要因がさらに付与されていけば、技術成熟度がまだ低い小型宇宙機利用の新規参入者にとっては、参入障壁が高くなってしまう。

以上をまとめると、小型宇宙機の実利用高度化、および新規参入による実利用の裾野の拡大には、高圧ガスから脱却し安全で取扱い性の良い小型スラスタが必要不可欠である。

## 1.4 水を推進剤として用いたスラスタ

高圧ガスから脱却し安全で取扱い性の良い推進剤として、兼ねてより水が注目されてきた。水は常温常圧で液体貯蔵可能であり、スラスタ全システムを低圧で構築可能であるため、高圧ガス系推進剤と比較した場合に構造質量比の向上が実現可能である。水は **GHS** や **NFPA704** で分類対象外となっていることから安全性が高いことも明らかであり、地上における取扱いコストの低下も期待される。実際に宇宙機に搭載された水レジストジェットスラスタに関する先行研究では、水の充填作業が2人のオペレータによって30分以内で完了したと報告されており、小型宇宙機を用いるような低コストミッションにおいては非常に大きなメリットであると言及されている[86]。水は入手性も非常に良いため、射場での推進剤調達／充填も容易に実現可能である。将来を見据えれば、**ISS (International Space Station ; 国際宇宙ステーション)** や **LOP-G (Lunar Orbital Platform-Gateway ; 月軌道プラットフォームゲートウェイ)** といった軌道上居住空間での推進剤充填等との親和性も高い。フロン系ガスや窒素、キセノン等、一般的に用いられることが多い推進剤と比較して分子量が小さいため、より高比推力が期待される。**Guerrieri** らは、95種類の物質に対し、小型レジストジェットスラスタの推進剤としての適用可能性評価を実施し、水が最適な推進剤であると結論付けた[87]。加えて、水は宇宙資源としても注目を浴びている。現時点でも多くの惑星で水素原子や酸素原子を含んだ鉱物や、水、氷の存在が示唆されている。将来的に他惑星由来の水を推進剤として利用することができれば、推進剤の消費と補給を繰り返しながら行う持続的な宇宙探査が実現可能になる。さらには、水をベースにしたインフラシステムが、地球や月、他惑星を含む宇宙空間に構築されることも期待される。

水を推進剤としたスラスタも、1.2節で示した分類の通り、電熱加速型／電磁加速型／静電加速型／化学推進のように分類することができる。最も研究開発が行われているのは電



熱加速型である。水を推進剤として用いた電熱加速型スラスタには、VLM (Vaporizing Liquid Micro-thruster) , レジストジェットスラスタ, 高周波電熱スラスタが存在する。VLM は、MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) 技術を用いて  $\mu\text{m}$  オーダーの微小流路やノズルを構築し、小型化を行ったスラスタであり、実験や数値計算等、数多くの研究が行われている。原理は上述のレジストジェットスラスタと同じである。高周波電熱スラスタは、水に高周波を印加してプラズマ化し、ノズルから排出することで推力を生成するスラスタである。

電磁加速型においては、水を推進剤として用いた PPT の研究が 2000 年代初頭から行われている。静電加速型においては、2018 年から水を推進剤としたマイクロ波放電式イオンスラスタの研究が行われている。化学推進においては、水を電気分解して水素と酸素を取り出し、両者を燃焼させ発生したガスをノズルから排出させて推力を生成する電気分解型スラスタが代表的なものとして挙げられる。アルミと水の反応を利用したハイブリッドロケットの研究も行われている。水を推進剤としたスラスタの代表的な諸元を Table 1-6 に示す。

各スラスタの加速原理は異なるが比エネルギーで統一的に整理することができる。電気推進における推進効率 $\eta_t$ は

$$\eta_t = \frac{F^2}{2\dot{m}P_t} \quad (1)$$

と定義される[88]。推進効率 $\eta_t$ は、電気推進に投入した電力 $P_t$ がどれだけ推力生成の運動エネルギーに変換されたかを表すものである。電気推進の場合、ほとんどが真空環境下で作動し、また出口圧力も 0 Pa に近いので圧力推力は極めて小さい。したがって排気速度 $u_e$ は

$$u_e = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2)$$

となる。よって式(1)は

$$\eta_t = \frac{\dot{m}u_e^2}{2P_t} \quad (3)$$

と表すことができる。比推力 $I_{sp}$ は

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{u_e}{g} \quad (4)$$

となる。比エネルギー $E_t$ は投入電力 $P_t$ と質量流量 $\dot{m}$ を用いて

$$E_t = \frac{P_t}{\dot{m}} \quad (5)$$

と表すことができる。最終的に各推進効率での比推力として

$$I_{sp} = \frac{\sqrt{2\eta_t E_t}}{g} \quad (6)$$

を得る．水を推進剤としたスラスタの先行研究における比推力と比エネルギーの関係を Figure 1-4 に示す．マーカーは先行研究における実測値，ラインは各推進効率における理想性能曲線を表している．後述する本研究で提案するスラスタについても，2.5 節で得られた結果を用いてマーカーをプロットした．参考文献内に記載された電力がスラスタに投入された全電力であるか，電源効率が考慮されているか，比推力や質量流量が理論値であるか実測値であるか等について文献内で不明瞭な部分があり，各マーカーに対して不確かさはあるものの，各種の電気推進が比推力と比エネルギーに関してどういった特徴を持ったものであるかを把握するには十分である．VLM やレジストジェットスラスタといった電熱加速型スラスタは一般的に比エネルギーが低い．電熱加速型スラスタにおける比エネルギーのバランス式は

$$\frac{E_t}{\eta_{PPU}} = \frac{\Delta_v H}{\eta_v} + \frac{\Delta U}{\eta_U} \quad (7)$$

と表される．右辺第一項は蒸発エンタルピー，右辺第二項は水蒸気の比内部エネルギー変化量に対応する． $\eta_{PPU}$ は電源 (PPU: Power Processing Unit) 効率である．電磁加速型および静電加速型スラスタは比エネルギーが高い傾向がある．実効比推力は，推進効率 0.1 における理論比推力よりも格段に低くなっている．これは小型化すればするほど，プラズマでの損失の影響が大きくなることや推進剤利用効率が低くなることに起因している．電磁加速型および静電加速型スラスタの比エネルギーバランス式は

$$\frac{E_t}{\eta_{PPU}} = \frac{\Delta_v H}{\eta_v} + \frac{E_p}{\eta_p} + \frac{E_{ac}}{\eta_{ac}} \quad (8)$$

と表される．右辺第一項は蒸発エンタルピー，右辺第二項はプラズマ生成に必要な比エネルギー，右辺第三項は電磁加速あるいは静電加速に必要な比エネルギーに対応する．電気分解型スラスタは，電磁加速型と静電加速型の間程度の比エネルギーをとる．電気分解型スラスタにおける比エネルギーのバランス式は

$$\frac{E_t}{\eta_{PPU}} = \frac{1}{\eta_{ec}} (\Delta G + T\Delta S) \quad (9)$$

と表される．右辺第一項の生成ギブスエネルギーは電氣的エネルギーに対応し，水の潜熱約 2.4 kJ/g と，水を水素と酸素に解離させるために必要な比エネルギー約 13.4 kJ/g を足し合わせたものである．右辺第二項のエントロピー熱は熱的エネルギーに対応する．

Table 1-6 Summary of water propulsion systems.

Type	Manufacture	Thrust/mN	$I_{sp}/s$	Power/W	Specific energy/(kJ/g)	Year	Ref.
VLM	U. of California	0.46	13.4	6.70	1.91	2000	[89]
VLM	NASA JPL	0.28	98.0	1.44	4.96	2003	[90]
VLM	National Center for High-Performance Computing	6.00	38.2	-	-	2010	[91]
VLM	Chinese Academy of Sciences	6.00	91.7	-	-	2010	[92]
VLM	Indian Institute of Technology	1.00	50.0	3.60	1.76	2012	[93]
VLM	National U. of Singapore	0.07	6.93	9.20	9.20	2012	[94]
VLM	Nanyang Technological University	0.63	64.6	4.01	4.01	2015	[95]
VLM	TU Delft	0.98	120	8.19	9.87	2017	[96]
Resistojet	NASA Lewis Research Center	240	114	781	3.65	1989	[97]
Resistojet	SURREY	45.0	153	100	3.33	2002	[98]
Resistojet	Aerospace Corporation	3.00	90.0	8.70	2.56	2015	[99]
Resistojet	Deep Space Industries	8.93	175	25	4.81	2017	[100]
RF Electrothermal	U. of Central Florida	-	800	$5.00 \times 10^5$	-	2006	[101]
RF Electrothermal	Aerospace Corporation	100	428	$2.10 \times 10^3$	88.2	2007	[102]
PPT	Ohio State U.	$(128 \mu\text{N s})^\dagger$	7960	$(30 \text{ J})^\dagger$	-	2003	[103]
PPT	U. of Tokyo	$(65.0 \mu\text{N s})^\dagger$	2000	$(8.0 \text{ J})^\dagger$	-	2004	[104][105]
Ion thruster	U. of Tokyo	0.25	415	47	781	2018	[106][107]
Electrolysis	Cornell U.	-	70.0	-	-	2015	[108]
Electrolysis	Tethers Unlimited	6.80	310	50	22.4	2017	[109][110]
Chemical	U. of Surrey	4.70	45.0	-	-	2017	[111]

VLM: Vaporizing Liquid Microthruster, PPT: Pulsed Plasma Thruster, †: Impulse bit and capacitor stored energy were listed instead of thrust and power for a PPT.

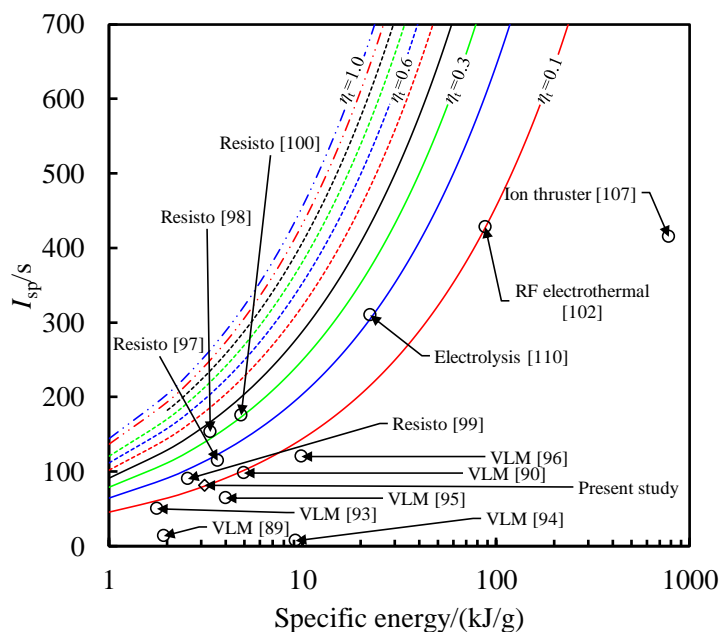


Figure 1-4 Previous studies about water propulsion systems relating to specific impulse and specific energy. Counter lines show ideal performance curves at each thruster efficiency. “VLM” means vaporizing liquid microthruster. “Resisto” means resistojet propulsion system.

## 1.5 電気推進におけるレジストジェットスラスタの位置付け

1.4節で示した通り、水を推進剤とした様々なスラスタの研究開発が進められている。また、1.2節で示した通り、どの種類のスラスタにもそれぞれ特徴があり、互いに排他的なものではなく、小型宇宙機からのミッション要求に応じた棲み分け的な利用が求められる。水を推進剤とした小型スラスタを実用化するためには、各スラスタの特徴を把握したうえで、水を推進剤として利用する上での根幹となる物理および技術を理解し、技術成熟度を高める必要がある。

大型宇宙機における電気推進の歴史を振り返ると、黎明期に研究開発および実利用が盛んに行われていたのは、レジストジェットスラスタであった。世界で初めて宇宙実証された電気推進こそ、ロシアの衛星 Zond-2 に搭載され 1964 年に打ち上げられたパルスプラズマスラスタであるものの、その翌年にはアメリカが開発した衛星 Vela にレジストジェットスラスタが搭載され宇宙実証がなされた[112][113]。化学推進で培われた技術が活用されたこともあり、1960年代後半から1970年代にかけてレジストジェットスラスタを搭載した衛星が数多く打ち上げられ、軌道上作動実証が行われ、技術成熟度は爆発的に高まっていった[114][115]。1980年代後半には、商用通信衛星 Intelsat-V2 がレジストジェットスラスタによる GEO での南北制御に成功した[116]。従来は、一液式スラスタや二液式スラスタを用いて

行われていた南北制御が、より高比推力かつ低コストで開発可能なレジストジェットスラスタで行われたことにより、電気推進の実利用時代が幕を開けた。

1990年代初頭までは、レジストジェットスラスタが電気推進の主流となって実利用が進められた。1990年中頃になると、化学推進やレジストジェットスラスタで得られた知見をもとにアークジェットスラスタの開発／実利用が始まり、1993年に通信衛星 Telster-401 にアークジェットスラスタが搭載され、初の商用利用が行われた[117]。以降、1994年にホールスラスタの初商用利用、1997年にイオンスラスタの初商用利用というように、電気推進の新たなブレイクスルーが起きている。その後、イオンスラスタやホールスラスタが主流となっていく中でも、レジストジェットスラスタは、低コスト、インテグレーションや運用難易度の低さといったメリットから、根強く使用されている。

以上のように、大型宇宙機における電気推進発展の基礎となったのはレジストジェットスラスタである。レジストジェットスラスタで培われた知見／技術がベースとなり、より高度な電熱加速型スラスタであるアークジェットスラスタの実利用が進み、イオンスラスタやホールスラスタといったより原理が複雑な静電加速型／電磁加速型スラスタの発展へと繋がっている。まさに今黎明期に位置づけられる小型宇宙機の電気推進においても、全く同じアナロジーが当てはまるということは、大型電気推進の歴史を見るに明らかである。実際に、水を推進剤とした小型スラスタで軌道上作動実証が試みられたケースが二件あり、どちらもレジストジェットスラスタである。次節以降、過去に行われた小型水レジストジェットスラスタの軌道上作動について詳細を記す。

## 1.6 小型水レジストジェットスラスタの軌道上作動

### 1.6.1 UK-DMC

2003年に Gibbon らが開発した水レジストジェットスラスタが、英国の衛星会社である Surrey Satellite Technology Ltd.が開発した 90 kg 級小型衛星 UK-DMC に搭載され軌道上作動実証が試みられた[86]。衛星のメインスラスタはボタンを推進剤としたレジストジェットスラスタ／コールドガスジェットスラスタであり、水レジストジェットスラスタは軌道上作動実証という位置づけであった。開発された水レジストジェットスラスタは、チューブ型タンク、フィルターメッシュ、ソレノイドバルブ、およびスラスタヘッドから構成されている。タンクは外径 10 mm、内径 8 mm、長さ 100 mm のステンレス製円管であり、内部容積は 5 cc である。この中に 2.06 g の水が充填されている。タンク上流側端面には、圧力計がねじ結合されており、充填ポートの役割も担っている。タンク下流には、充填時に混入するパーティクルによるコンタミネーション防止のためのフィルタが設置されている。供給系として、外径 1/8 インチの配管がタンクの下流に銀ろう付けされている。タンク出口および配管には、定格 28 V DC で 5 W の電力が投入されるヒーターが巻き付けられている。タンク

の中心軸に沿って温度勾配をもたせることにより、ヒートパイプと同じ原理で、加熱部では蒸発、非加熱部では凝縮が起こるような設計コンセプトを導入し、液体が下流に供給されるのを防ぐ試みが行われた。冗長性を考慮し、二個のソレノイドバルブが直列接続されている。スラストヘッドは加熱部とノズルから構成されている。加熱部内部には真鍮製の M6 サイズのインサートが挿入されている。インサートの一部をカットすることで、供給された推進剤が、インサート外周とスラストヘッド外壁との間を螺旋流路のように流れる仕組みとなっている。外壁を電氣的に加熱することで内部を流れる推進剤を加熱し、かつ螺旋流路にすることで熱伝達効率の向上を狙っている。ステンレス製配管と真鍮製インサートは銀ろう付けによって接続されている。加熱部とノズルも銀ろう付けされている。これにより加熱部を最大 600 °C まで昇温することができる。

開発フェーズにおいていくつかの問題点が明らかになった。一点目は、バルブ内部のオリフィス部でのチョークであった。当初の設計では、ノズルスロート径 0.42 mm に対し、バルブオリフィス径が 0.20 mm となっていた。そのため、オリフィス部でのチョークが発生し、スラストヘッドへの供給圧力が急激に低下して推進性能の低下が発生した。オリフィス径 1.0 mm のバルブを再選定し、スラストに組み込むことで解決された。

二点目は、水に溶解したガスと充填過程においてタンク内部に残留したガスが原因で、真空中での初期作動において圧力差により大量の水を放出する可能性があることであった。フライトモデルでは搭載する脱イオン水を 10 分間真空環境下に晒すことで脱ガスを行い、問題の解決が行われた。

三点目は、加熱部を約 200 °C まで加熱した作動試験における、ノズル出口での氷形成であった。この原因については明らかにはなっていないが、著者らは、何らかの要因でノズル内を膨張しながら流れる水蒸気が極度に冷却され、冷却された水蒸気がノズル内壁に接触することで氷が形成されたのだらうと言及している。解決策として、加熱量の増大とノズル開口比の低下という二つの選択肢が考えられたが、実現性の観点からノズル開口比の低下という選択肢がとられた。バルブ部でのチョークに対するマージンも考慮して、直径 0.20 mm、開口比 1.0 のオリフィスを製作し、既存のスロート径 0.42 mm のラバールノズル出口部に追加で蓋をするように取り付けることで対応が行われた。

四点目は、初期作動時以外においても下流に液体が供給されてしまうというものであった。液体部が下方、つまり重力により液体と気体が分離されるようにタンクを配置しても依然としてこの問題は解決されなかった。原因として、タンクと圧力計とを接続するねじ部が気泡核生成領域となり、キャビテーションが発生し液体の水が押されることで下流に液体の水が供給されてしまっているという仮説が立てられた。しかし、根本的な問題解決手法は取られなかった。

五点目は、スラスト自体ではなく測定系を含めた問題ではあるが、作動時の質量測定ができなかったというである。供給した推進剤がすべて排出されたにも関わらず質量計測機器の出力が作動前のゼロ点に戻らなかったため、作動前後での質量変化量が評価できず、結果

として比推力を評価することができなかった。この原因については明らかになっていない。

開発された水レジストジェットスラスタが搭載された衛星は 2003 年 9 月 27 日に打ち上げられ、2004 年 1 月 8 日にすべてのテレメトリデータに異常がないことが確認された。2004 年 2 月 14 日に 30 分間のスラスタヘッド加熱試験が実施された。地上試験における到達温度は 180 °C であったが、軌道上作動での到達温度は 265 °C であった。これは宇宙機とスラスタとが想定以上に断熱されていたこと、およびヒーター駆動に用いていたバッテリーの電圧がノミナルよりも高かったことが原因であると言及されている。到達温度は、ヒーターと筐体との断熱に使用されていた PTFE 製熱収縮チューブの耐熱温度に匹敵していたが、問題はないと判断され試験が続行された。2004 年 2 月 20 日に最初のスラスタ作動試験が実施された。周期 1 秒、Duty 比 10 % の作動が計 10 サイクル実施された。作動前にスラスタヘッドは 200 °C まで予加熱された。スラスタ作動直後にスラスタヘッドにおいて、約 25 °C の急激な温度低下が測定された。地上試験で測定された温度低下は数 °C 程度であり、明らかに軌道上作動時の温度低下の方が大きかった。これは液体の水が排出されたことによる可能性が高いと言及されている。30 秒間の温度低下ののち、再び温度が上昇し始めたことから、これ以上推進剤が排出されていないことが明らかとなった。Z 軸回りのリアクションホイールの角運動量変化量から算出される推力は 3.3 mN、トータルインパルスは 99 mN s であった。当初の設計値は推力 0.2 mN、トータルインパルス 0.2 mN s であり、軌道上測定値と設計値との間に 10 倍以上の差異が生じた。2004 年 2 月 24 日に二回目のスラスタ作動試験が実施された。しかし、バルブを開いても推力が生成されず、スラスタヘッド温度履歴からも推進剤が排出されていないことが明らかになった。結果、スラスタが推進剤をすべて失ったと結論付けられた。推進剤損失の原因候補として、1) 潜在的なリーク、2) 充填時のガス排気工程における想定以上の推進剤排出、3) 一回目の作動における全推進剤排出、の三点を列挙している。一点目については、他機器のテレメトリデータを見る限りリークがあるような兆候は見られなかったと言及されている。三点目については、充填から打上げまでの間に、タンクのリークにより押しガス圧力が 1 気圧まで回復し、軌道上においてその圧力で液体の水が押されることによって、一回目の作動時にすべての水が一気に押し出された可能性があると言及されている。Gibbon らによって開発された水レジストジェットスラスタの諸元を Table 1-7 に示す。

Table 1-7 Summary of the water resistojet propulsion system installed on UK-DMC[86].

Item	Value
Wet mass/g	188
Propellant mass/g	2.06
Nozzle throat diameter/mm	0.2
Expansion ratio	1.0
Designed thrust/mN	0.2
Measured thrust on orbit/mN	3.3

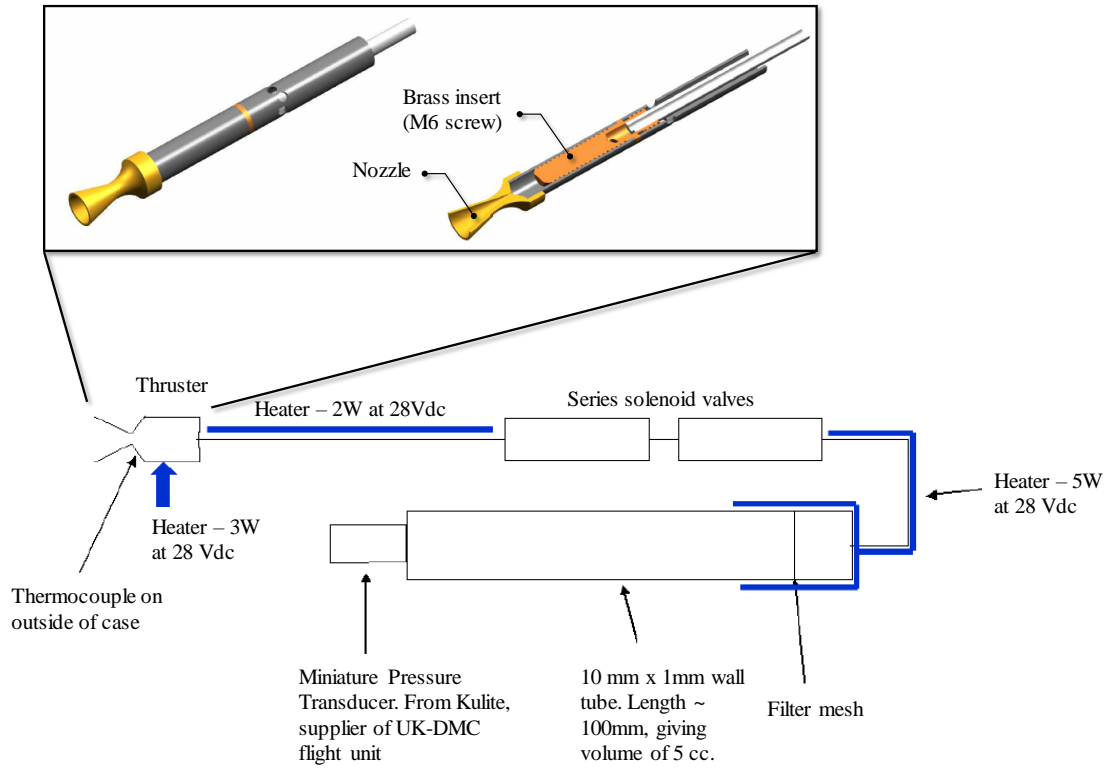


Figure 1-5 Schematic of the water resistojet propulsion system installed on UK-DMC[86].

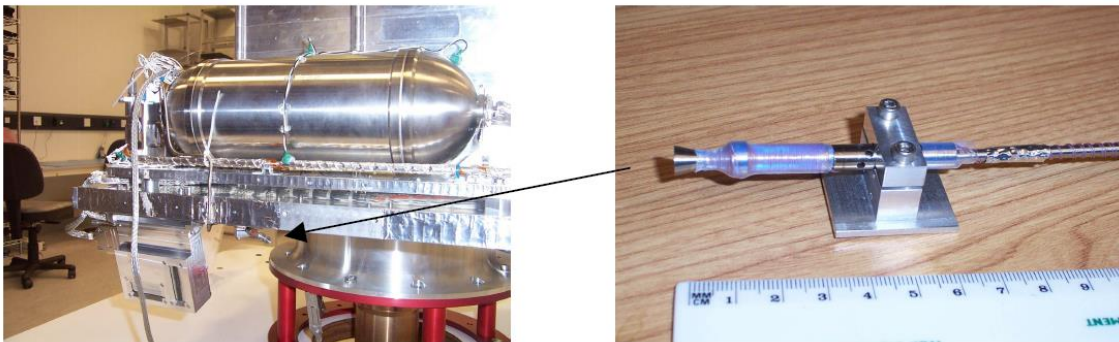


Figure 1-6 Photograph of the water resistojet propulsion system installed on UK-DMC[86].



### 1.6.2 AeroCubes-OCSD-7B & -7C

2017年にRowenらが開発した水レジストジェットスラスタが、NASAのSmall Spacecraft Technology Program (SSTP)によって主導されたOptical Communications and Sensors Demonstration (OCSD)プログラムで開発された1.5 UサイズのCubeSat: AeroCubes-OCSD-7B & -7Cに搭載され、打ち上げられた[118]。2機のCubeSatはISSへの物資補給船シグナスに搭載された衛星放出機構に格納され、シグナスがISSから離脱後に軌道高度を上げたタイミングで宇宙空間に放出された。スラスタサイズは約0.5 Uで、26 ccの水が充填された。ノズルに到達するまでの流路での凍結を防ぐために、タンクのノミナル温度は45 °Cと設定された。気液分離は内部に設置された多孔質体によって行われている。タンクや供給系は樹脂製で三次元積層造形により製作された。ノズルはアルミ製で直径は0.70 mmであった。

地上試験において、ノズル出口にて約2 cmの氷が形成された、原因として、真空環境下における最初の作動試験で液体の水がノズルから排出されていることが挙げられた。充填直後のタンク圧力は大気圧であり、水の飽和蒸気圧よりも高いため、初期作動において、その圧力で液体の水が勢いよく押し出され排出されてしまっていた。そこで水の充填量を26 ccまで少なくすることで解決が図られた。高温側61 °C、低温側-24 °Cの温度サイクルをスラスタに対して20回かけたのち、リークがないことが実験的に確認された。10<sup>-4</sup> Torr, 60 °Cという環境下において、6時間のベーキングが実施され、最大で0.06 gの質量減少が測定された。これは推進剤質量の減少ではなくアウトガスによるものであると言及されている。振動試験も実施され、スラスタには特に異常は発生しなかった。

ノズル温度40 °C、バルブ開時間を50 ms, 250 ms, 1000 msと変更したときのインパルスビット測定が真空チャンバ内で実施された。50 ms時のインパルスビットは0.2 mN s, 250 ms時は0.6 mN sであった。1000 ms時は2.8 mN sまでインパルスビットが増大した。しかし、バルブ開時間に対しインパルスビットが比例関係にならなかった原因については明らかになっていない。これ以上の詳細は文献内には記載されておらず、開発スケジュールの観点から、これ以上の試験/評価は行われていないと考えられる。

2018年1月に最初のスラスタ軌道上作動が試みられたが、推力は発生しなかった。このときのタンク圧力は500 mbarを上回っていた。地上試験で見られた凍結と同じ事象が発生していると考え、ノズルを太陽に向けて昇温する姿勢系運用を実施された。これにより凍結が解消され、タンク圧力は飽和蒸気圧まで低下し、作動準備が整った。2018年3月15日にAeroCube-OCSD-7Bに搭載された水レジストジェットスラスタの作動により、二機のCubeSatが離れていく速度を減速させる運用が実施された。GPSデータから算出される $\Delta V$ は2.7 cm/sであった。2018年3月22日に、AeroCube-OCSD-7Bに搭載された水レジストジェットスラスタの二回目の作動試験が実施された。ノズル温度48 °Cの状態での9秒間の作動が行われ、得られた $\Delta V$ は2.0 cm/sであった。想定していた $\Delta V$ は1.8 cm/sであり、想定地と実測値との間に10%の差異があることが明らかになった。著者らは、この差異はGPSデ

ータの不確かさの範囲内であると言及している. AeroCube-OSCD-7B & -7C に搭載された水レジストジェットスラスタの諸元を Table 1-8 に示す.

Table 1-8 Summary of the steam thruster installed on AeroCube-7B & 7C.

Item	Value
Wet mass	Unknown
Propellant mass/g	26
Expansion ratio	Unknown
Impulse bit on the ground/mN s (valve opening time; 50 ms, 250 ms, 1000 ms)	0.2, 0.6, 2.8
Designed $\Delta V$ /(cm/s)	1.8
Measured $\Delta V$ on orbit/(cm/s)	2.0



Figure 1-7 Photograph of the steam thruster installed on AeroCube-7B & 7C[118].

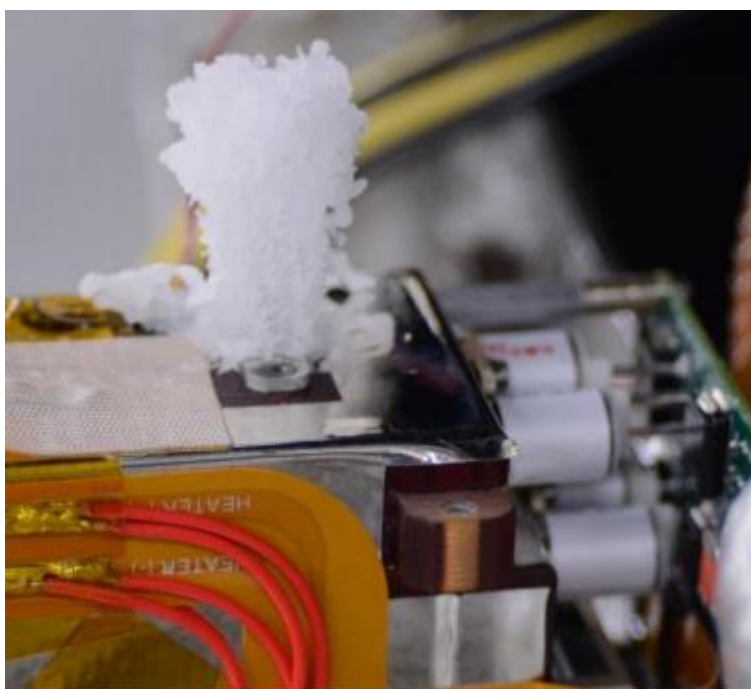


Figure 1-8 Ice plug formed by the steam thruster operation in a vacuum[118].

## 1.7 水レジストジェットスラスタの課題

軌道上作動が試みられた二つの水レジストジェットスラスタにおいて、液体の水がノズルから排出されるという問題が発生していることから明らかであるように、推進剤の完全な気液分離は、水レジストジェットスラスタの確立に向けて必要不可欠である。また、どちらのスラスタも開発期間等の制約条件から、バルブ開時間に対するインパルスビット等、各種パラメータに対する推進性能特性の評価が十分に実施されていない。

加えて、水は他の推進剤と比較して、潜熱 (蒸発エンタルピー) が非常に大きいという特徴がある。レジストジェットの推進剤として用いられる物質の潜熱を比較したものを Figure 1-9 に示す。潜熱には温度依存性があるため、各物質の沸点における潜熱を比較した。水のみが 2000 J/g を超える潜熱を持つことから明らかであるように、完全な気液分離を達成した推進剤供給系として確立するためには、限られた小型宇宙機リソース内において、この莫大な潜熱を賄うことが必要である。1.6 節で示した二種類の小型水レジストジェットスラスタはどちらも非常に短時間での作動しか行っておらず、スラスタ自体の熱容量が水の潜熱の一部を賄っている。しかし、小型水レジストジェットスラスタ、さらにはその技術をベースとした先にある小型水イオンスラスタや小型水ホールスラスタ等を含め、小型水スラスタの長時間作動を実現するためには、スラスタの熱容量に依らない熱マネージメントが必要不可欠である。

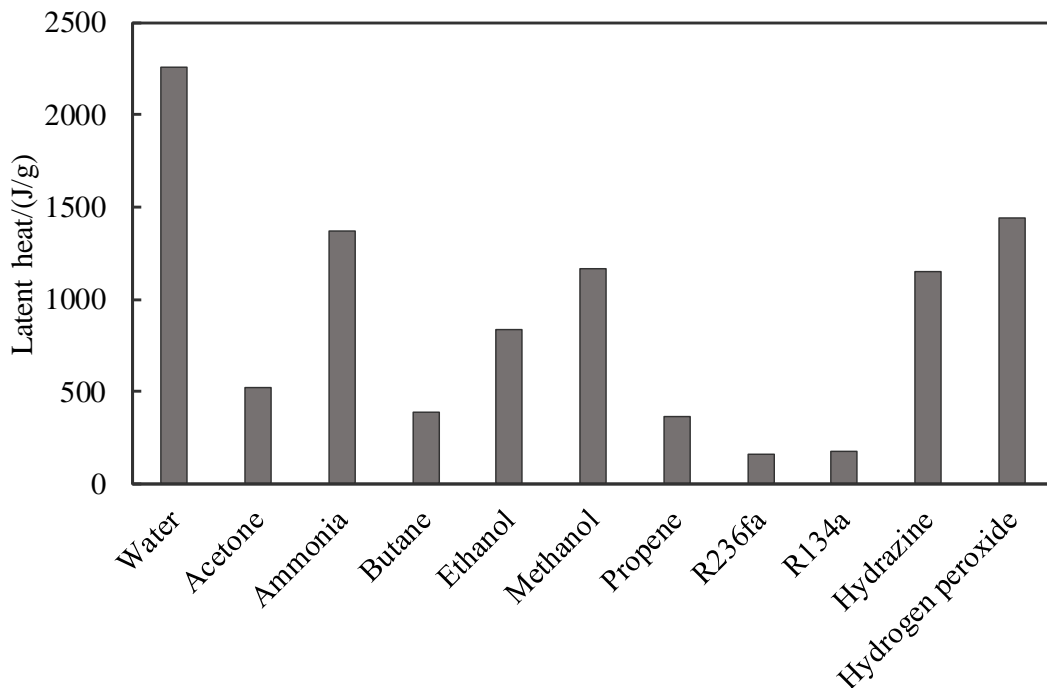


Figure 1-9 Enthalpy of vaporization for each propellant at a boiling point.

## 1.8 常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタ

本研究では、常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタを新たに提案する。従来の水レジストジェットスラスタとの違いは、明示的な気液分離機構（以下、気化室と呼称する）をタンクとスラスタヘッドとの間に設け、相変化部と加熱部とを分離している点である。真空かつ常温の気化室に少量の液滴を噴射することで、液滴が気化室内壁に付着し、常温での蒸発が行われ、気化室内部は飽和水蒸気で満たされる。これにより完全気液分離が実現可能となる。さらに常温で作動する気化室に対し、より高温で作動することの多い宇宙機その他機器を熱結合させることで、他機器の排熱を再利用し、実効的な消費電力を削減することも可能になる。次節以降、常温蒸発を用いた水スラスタの概要および原理について記す。

### 1.8.1 概要

本節では、常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタの概要を説明する。スラスタの模式図を Figure 1-10 に示す。スラスタは主に、タンク (Tank) /気化室 (Vaporizer) /スラスタヘッド (Thruster-head) の三つの要素から構成されている。タンクと気化室の間には調圧バルブ (Regulating valve) , 気化室とスラスタヘッドの間にはスラスタバルブ (Thruster valve) が配置されている。タンク内にはブラダが挿入され、液体の水が充填されている。タンクとブラダの間には大気圧以下の押しガスが充填されている。調圧バルブを短時間 (約 1.0 s 以下) 開くことで少量 (約 1.0 g 以下) の液滴を真空環境の気化室に噴射する。液滴は気化室内壁に付着し、常温での蒸発が行われ、気化室内部は飽和蒸気圧に近い水蒸気で満たされる。スラスタバルブを開くことで、水蒸気のみがスラスタヘッドに供給される。スラスタヘッドで加熱した水蒸気を膨張させることで推力が発生する。常温で作動する気化室においては、より高温で作動することの多い通信機器や OBC (Onboard Computer) , PCU (Power Control Unit) , PDU (Power Distribution Unit) と熱結合を取ることで排熱を再利用し、潜熱の一部を補うことが可能である。この排熱再利用は、1.6.2 節で示した、容器内部に搭載された多孔質体による気液分離方式では実現が難しく、液滴が気化室内壁に付着する作動原理を持つ提案スラスタであるがゆえに実現可能となる。

スラスタ作動時の気化室内の圧力は、気化室の温度に応じた飽和蒸気圧に近い値となる。水の飽和蒸気圧曲線および断熱曲線を示した状態線図を Figure 1-11 に示す。温度 20 °C における飽和蒸気圧は約 2.4 kPa、温度 30 °C においては約 4.3 kPa である。これらの圧力をおおよそ上流圧力としてノズルに水蒸気が供給される。ノズルに供給された水蒸気は、断熱膨張しながら排出される。これにより圧力低下と温度低下が生じる。温度が低下すると飽和蒸気圧も低下する。飽和蒸気圧曲線と断熱曲線とで温度低下に伴う圧力低下率を比較すると、水の場合は飽和蒸気圧曲線の低下率が大きい。これは、ある状態の水蒸気が断熱膨張をし続けると、どこかの時点で圧力が飽和蒸気圧を上回る、つまり凝縮が始まることを意味する。

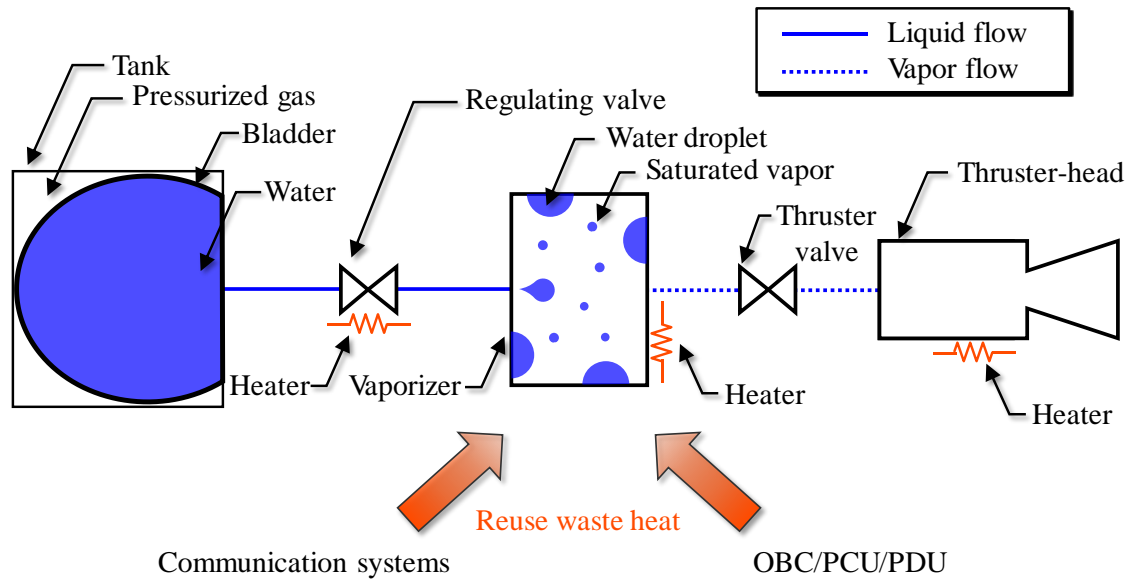


Figure 1-10 Concept of the water resistojet propulsion system using room-temperature evaporation.

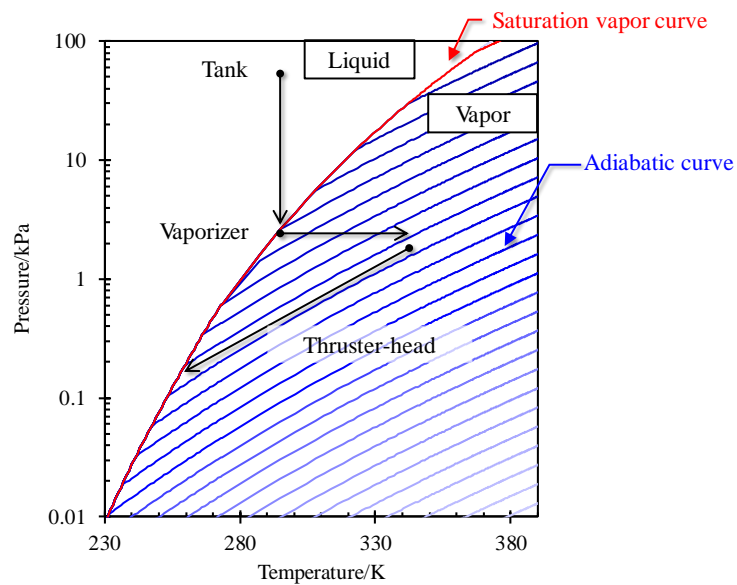


Figure 1-11 Phase diagram of water.



### 1.8.2 原理

本節では、スラスタを構成する各要素に焦点を当てながら原理を記す。スラスタ上流から下流へと順を追う形で、「タンクから気化室への液滴噴射」、「気化室内での液滴蒸発速度」、「気化室圧力の決定」、「ノズルでの推力生成」と説明していく。

### 1.8.3 液滴噴射

タンクの中には水が充填されたブラダが挿入されている。タンクとブラダとの間には押しガスが充填されている。押しガス圧力とブラダ内圧力はほぼ等しい（厳密にはブラダの張力分だけブラダ内圧力は低い）。タンク下流の調圧バルブを開閉することで、ブラダ内圧力と気化室圧力との差圧によって、タンクから気化室へと液体の水が供給される。一般的に、管径が一定の円管内の一様な層流流れはハーゲン・ポアズイユ流れと呼ばれ、体積流量 $\dot{V}$ は

$$\dot{V} = \frac{\pi R_p^4}{\mu L_p} \Delta p \quad (10)$$

と表される。 $R_p$ は流路半径、 $\mu$ は動粘性係数、 $L_p$ は流路長さ、 $\Delta p$ は上流と下流の差圧である。しかし、バルブにおいては、内部絞り部の存在により流速や速度分布が大きく変化し、複雑な流れとなっている。流れ方向に沿ったバルブ内の典型的な圧力分布の模式図を Figure 1-12 に示す。圧力は入口圧力からバルブ内で減少し、バルブ内最小断面積部で最小値になった後、いくらか回復して出口圧力となる。従って、ハーゲン・ポアズイユ流れにおける関係式をそのまま適用することはできない。そのため、例えば産業界では

$$\dot{V} = C_v \sqrt{\frac{\rho_w}{\rho} \Delta p} \quad (11)$$

という経験式が用いられており、体積流量は差圧の 0.5 乗として計算されている[119]。 $C_v$ は容量係数と呼び、流体の流れやすさを示す数値でありバルブによって異なる、 $\rho$ は流体の密度、 $\rho_w$ は水の密度である。本研究では、より一般的な場合を考え、タンクから気化室までの調圧バルブを含む流路での液滴噴射質量流量 $\dot{m}_{inj}$ を

$$\dot{m}_{inj} = \alpha_{inj} (p_{tank} - p_{vc})^{\beta_{inj}} \quad (12)$$

と表す。 $\alpha_{inj}$ は流路のコンダクタンスを表す定数、 $\beta_{inj}$ は質量流量の差圧依存性を表す定数、 $p_{tank}$ はタンク圧力、 $p_{vc}$ は気化室圧力である。調圧バルブの開時間 $\Delta t_{open}$ を用いると、液滴噴射量 $\Delta M_{inj}$ は



$$\Delta M_{inj} = \int_{t_{inj}}^{t_{inj} + \Delta t_{open}} \alpha_{inj} (p_{tank} - p_{vc})^{\beta_{inj}} dt \quad (13)$$

と表すことができる。  $t_{inj}$  は調圧バルブを開くときの時刻である。気化室内に残存する水がすべて蒸発および排出されてから液滴噴射を行うと仮定した場合、液滴噴射時の気化室内部は真空であるため、液滴噴射量を決定する圧力はタンク圧力のみとなる。タンク圧力は作動と共に減少するため、仮に液滴噴射量を一定にする制御を行う場合には、構築したスラストに対し、予め地上試験において  $\alpha_{inj}$  および  $\beta_{inj}$  を実験的に求めておき、調圧バルブの開時間を制御する必要がある。残推進剤量は、タンク圧力および調圧バルブの開時間を用いて管理する。

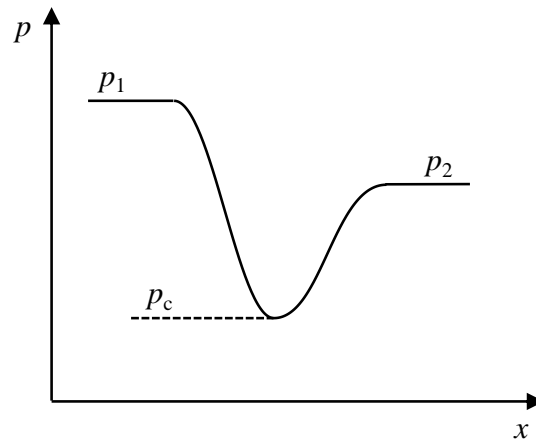


Figure 1-12 Schematic of typical pressure distribution along flow direction inside a valve.

#### 1.8.4 蒸発速度

分子速度分布がマクスウェル分布であると仮定すると、単位面積を通過する粒子流束  $\dot{I}_d$  は

$$\dot{I}_d = \frac{1}{4} n \bar{v}_d = \frac{1}{4} n \sqrt{\frac{8k_B T_d}{\pi m}} = \frac{1}{4} n \sqrt{\frac{8R_g T_d}{\pi M}} = n \sqrt{\frac{R_g T_d}{2\pi M}} \quad (14)$$

と表される。  $n$  は分子密度、  $\bar{v}_d$  は分子速度、  $k$  はボルツマン定数、  $T_d$  は液滴温度、  $m$  は分子質量、  $R_g$  は一般ガス定数、  $M$  は分子量である。液滴表面から液滴外部への粒子流量  $\dot{m}_d$  は粒子流束  $\dot{I}$  を用いて

$$\dot{m}_d = m \dot{I} A_d = m \frac{p_d}{k_B T_d} \sqrt{\frac{R_g T_d}{2\pi M}} A_d = p_d \sqrt{\frac{M}{2\pi R_g T_d}} A_d = \frac{2}{\pi} \frac{p_d}{\bar{v}_d} A_d \quad (15)$$

となる.  $A_d$ は液滴表面積,  $p_d$ は液滴圧力である. 液滴自体の表面近傍は飽和蒸気圧にあり, その飽和蒸気圧での流出流束と周囲圧力からの流入流束の差が正味の蒸発量であると仮定した場合, 液滴表面からの蒸発質量流量 $\dot{m}_{ev}$ は

$$\dot{m}_{ev} = \left( \alpha_d p_d \sqrt{\frac{M}{2\pi R_g T_d}} - \alpha_v p_{vc} \sqrt{\frac{M}{2\pi R_g T_v}} \right) A_d = \frac{2}{\pi} \left( \frac{\alpha_d p_{ev}}{\bar{v}_d} - \frac{\alpha_v p_{vc}}{\bar{v}_v} \right) A_d \quad (16)$$

$$\bar{v}(T_j) = \bar{v}_j = \sqrt{\frac{8k_B T_j}{\pi m}} = \sqrt{\frac{8R_g T_j}{\pi M}} \quad (17)$$

となる.  $p_{vc}$ は気化室圧力,  $p_{ev}$ は飽和蒸気圧である. これは Hertz-Knudsen の式として知られている[120][121].  $\alpha_d$ および $\alpha_v$ はそれぞれ蒸発係数および凝縮係数と呼ばれる無次元パラメータである. 平衡状態においては両者の値は等しくなり, 蒸発質量流量 $\dot{m}_{ev}$ は

$$\dot{m}_{ev} = \frac{2\alpha_d}{\pi} \left( \frac{p_{ev}}{\bar{v}_d} - \frac{p_{vc}}{\bar{v}_v} \right) A_d \quad (18)$$

となる.

### 1.8.5 気化室圧力

ノズル直前のプレナム圧力は, 気化室とノズルとの間の流路の流体抵抗 $C_{vc-n}$ を考慮した質量流量と, スロートでのチョーク流量とのバランスで決定される. 気化室とノズルとの間の流体抵抗としてバルブを考慮し, かつ両者を通過する流体が亜音速流れであると仮定した場合, 実効特性排気速度 $c_{ex}^*$ を用いると, 質量流量 $\dot{m}$ について

$$\dot{m} = \frac{\sqrt{(p_{vc} - p_n)p_n}}{C_{vc-n}} = \frac{p_n A_t}{c_{ex}^*} \quad (19)$$

という関係式が成立する.  $A_t$ はスロート面積である. 従って, プレナム圧力 $p_n$ は

$$p_n = p_{vc} \left\{ 1 + \left( C_{vc-n} \frac{A_t}{c^*} \right)^2 \right\}^{-1} = \left( 1 - \frac{(p_{vc} - p_n)}{p_{vc}} \right) p_{vc} = \zeta p_{vc} \quad (20)$$

$$\zeta = \left\{ 1 + \left( C_{vc-n} \frac{A_t}{c^*} \right)^2 \right\}^{-1} = 1 - \frac{(p_{vc} - p_n)}{p_{vc}} \quad (21)$$

と表すことができる. スラスタ作動中において, 蒸発流量 $\dot{m}_{ev}$ と質量流量 $\dot{m}$ が釣り合っていると仮定した場合,

$$\frac{2\alpha_d}{\pi} \left( \frac{p_{ev}}{v_d} - \frac{p_{vc}}{v_{vc}} \right) A_d = \frac{p_n A_t}{c_{ex}^*} = \zeta p_{vc} \frac{A_t}{c_{ex}^*} \quad (22)$$

という関係が成立する。  $v_{vc}$  は気化室内での分子速度である。従って、スラスタヘッドでの加熱後の水蒸気温度  $T_v$  および分子速度  $v_v$  を考えると、気化室圧力  $p_{vc}$  は

$$p_{vc} = \frac{p_{ev}}{\frac{\pi\zeta}{2\alpha_d} \frac{A_t}{A_d} \frac{\bar{v}_d}{c^*} + \frac{\bar{v}_d}{v_{vc}}} = \frac{p_{ev}}{1 + \frac{\pi\zeta}{2\alpha_d\beta} \frac{A_t}{A_d} \frac{\bar{v}_{vc}}{\bar{v}_d}} \frac{\bar{v}_{vc}}{\bar{v}_d} \quad (23)$$

$$c_{id}^* = \sqrt{\frac{R_g T_v}{\gamma M} \left( \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} = \bar{v}_v \sqrt{\frac{\pi}{8\gamma} \left( \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} = \bar{v}_v \beta \quad (24)$$

と表すことができる。これは、スロート面積に対して、液滴面積が十分に大きい場合、気化室圧力が飽和蒸気圧に漸近することを意味している。

### 1.8.6 推力生成

一般的にロケットノズルにおける推力  $F$  は、燃焼室圧力  $p_c$ 、ノズルスロート面積  $A_t$ 、および理論推力係数  $C_{F,id}$  を用いると

$$F = p_c A_t C_{F,id} \quad (25)$$

と表される。一般的なロケットノズルでは燃焼室圧力が淀み点圧力となっているが、提案スラスタにおいては、ノズル入口での圧力（プレナム圧力）が淀み点圧力となる。気化室から下流は数 kPa 程度の薄い流れ、つまり低レイノルズ数流れとなる。1.8 節で述べた通り、低レイノルズ数流れにおいては、ノズル絞り部および膨張部での境界層の発達により、比推力効率が低下することが明らかになっている[122][123][124][125][126]。比推力効率  $\eta_{I,sp}$  を考慮すると、提案スラスタにおける推力  $F$  は

$$F = p_n A_t \eta_{I,sp} C_{F,id} \quad (26)$$

と表すことができる。

## 1.8.7 課題

過去に気化室を搭載した小型水スラスタの研究は行われていないため、推進剤供給機構としての性能評価は明らかになっていない。加えて、気化室を搭載したスラスタとしての性能評価も必要である。気化室内の水蒸気の圧力は数 kPa 程度であるため、気化室下流ではさらに圧力の低い流れ、つまりレイノルズ数が低い流れとなる。窒素やヘリウムを作動ガスとしたときの低レイノルズ数流れにおいてはノズル壁面上での境界層の発達により、比推力効率が低下することが実験的にも計算的にも明らかになっている[122][123][124][125][126]。例として、先行研究[126]で示された比推力効率のレイノルズ依存性の数値計算結果および実験結果を Table 1-9 および Figure 1-13 に示す。水蒸気の低レイノルズ数流れにおいても同様の性能低下が起こることが予想されるが、その定量的評価は行われていない。

気化室を設けることで蒸発と昇温を分離できるという利点に加え、常温で作動する気化室に対し、通信機器やバッテリー等、気化室よりも高温状態で作動する他機器を隣接配置し熱結合を取ることで、他機器で発生する排熱を気化室で再利用することも可能になる。これは実効推力電力比の向上に繋がり、限られたリソースしか持たない小型宇宙機における、小型水スラスタの新たな設計思想となることが期待される。そのためには、小型水スラスタを搭載した小型宇宙機における、熱マネジメントを考慮したシステム統合設計手法の確立が必要である。

Table 1-9 Various simulation and experimental conditions in previous studies[126].

	Type	Propellant	Nozzle geometry	Throat width	Expansion ratio
Linear-walled 2-D	NS	HTP	Planar 2-D	90 $\mu\text{m}$	6.22
Linear-walled 3-D 90 $\mu\text{m}$	NS	HTP	Planar 3-D 90 $\mu\text{m}$	90 $\mu\text{m}$	6.22
Louisos and Hitt[127]	NS	HTP	Planar 3-D 200 $\mu\text{m}$	90 $\mu\text{m}$	6.22
Ivanov et al.[128]	DSMC	N <sub>2</sub>	Planar 2-D	27 $\mu\text{m}$	3.11
Alexeenko et al.[129]	DSMC	N <sub>2</sub>	Planar 3-D 600 $\mu\text{m}$	300 $\mu\text{m}$	5
Black[130]	Experiment	N <sub>2</sub>	Axisymmetric	1 mm	100

NS: Simulation by using Navier-Stokes equations, DSMC: Simulation by using direct simulation Monte Carlo, HTP: High test peroxide.

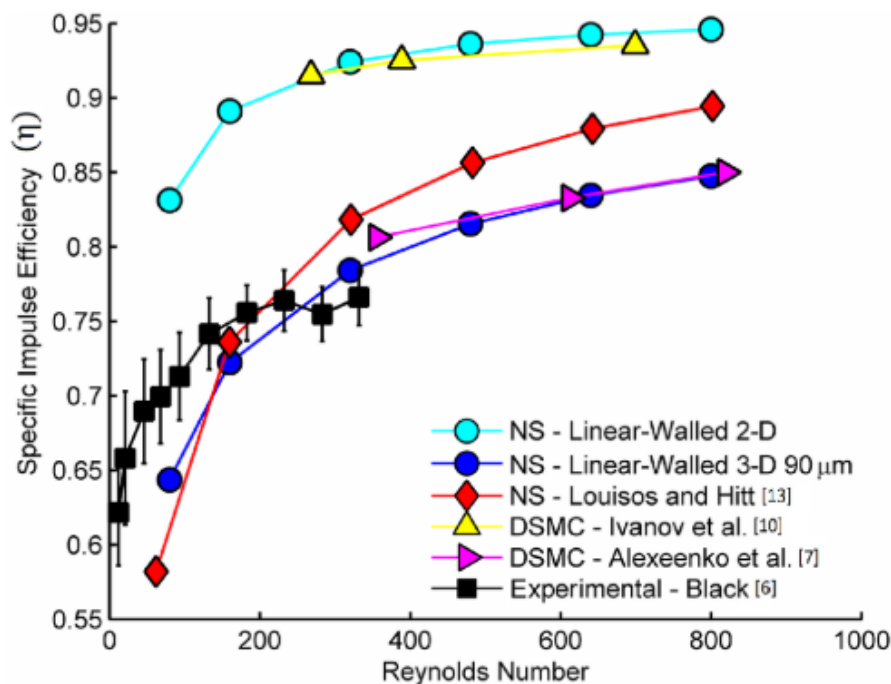


Figure 1-13  $I_{sp}$  efficiency vs Reynolds number from literatures. NS means a simulation by using Navier-Stokes equations. DCMS means a simulation by using Direct Simulation Monte Carlo[126].

## 1.9 研究目的

常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタには、完全な気液分離による優れた作動安定性、他機器の排熱を再利用することによる実効推力電力比の向上が期待される。水レジストジェットスラスタを確立することは、電磁加速型や静電加速型といった更なる小型水スラスタの発展への礎となり、高い $\Delta V$ 、高い安全性、および宇宙資源との親和性が求められる新たな小型宇宙機実用時代の実現に繋がる。本研究の目的は、常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタの実用化を目指し、以下の項目を達成することである。

- 常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタの推進剤供給特性および推進性能特性を解明する。
- 小型宇宙機と水スラスタの熱結合を考慮したシステム統合設計手法を確立する。
- 構築した手法が実機の水スラスタに適用可能であるか確認する。

---

## 第2章 推進性能の実験的評価

---

本章の目的は、常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタにおける推進剤供給特性および推進性能を実験的に評価することである。

従来の水レジストジェットスラスタは、推進剤の気液分離が完全に行われず、ノズルから液体状態の水が排出されるという問題を抱えていた。この問題を解決するため、本研究では、タンクとスラスタヘッドとの間に明示的な気液分離機構 (気化室) を設けることで、相変化部と加熱部を分離した小型水レジストジェットスラスタを提案した。提案スラスタでは気化室は常温程度で作動する。したがって、気化室内部は飽和蒸気圧程度 (数 kPa) の水蒸気で満たされる。この圧力を上流圧力として水蒸気が下流に供給されるため、気化室から下流においては数 kPa 以下の低圧水蒸気流れ (つまり低レイノルズ数流れ) となる。1.8 節で記した通り、アルゴンや窒素を作動流体とした低レイノルズ数流れの場合、ノズル内壁近傍での境界層発達の影響により、比推力効率が低下することが明らかになっている。水蒸気の低レイノルズ数流れにおいても同様に比推力効率が低下が予想されるが、これまでに定量的な評価は実施されていない。また、体積や電力リソースの限られた小型宇宙機への搭載を考えた場合、スラスタヘッド部での加熱が推進性能に及ぼす影響も定量的に評価する必要がある。さらに、これまでに気化室を用いた小型水レジストジェットスラスタの研究は行われておらず、その推進剤供給特性や推進性能は明らかになっていない。

本章の構成について記す。2.1 節では、実験に使用した真空装置やスラスタ、計測系について記す。2.2 節では、スラスタの推進性能を直接測定するために新たに構築した振子式スラストスタンドの原理および設計について記す。2.3 節では、水蒸気の低レイノルズ数流れにおける比推力効率を評価した実験について記す。2.4 節では、スラスタヘッドでの加熱が推進性能に及ぼす影響を評価した実験について記す。2.5 節では、気化室を用いた推進剤供給機構の実証およびスラスタとしての性能評価を行った実験について記す。

## 2.1 実験装置

### 2.1.1 真空系

すべての実験は真空環境下で行った。真空系の系統図を Figure 2-1 に示す。真空排気系は、真空チャンバ (Vacuum chamber) , ロータリーポンプ (Rotary Pump) , ターボ分子ポンプ (TMP: Turbo Molecular Pump) , 真空計, ロータリーバルブ (RV: Rotary Valve) , フォアバルブ (For Valve) , メインバルブ (Main Valve) , およびリークバルブ (LV: Leak Valve) から構成されている。真空チャンバはステンレス製で直径 1.0 m, 長さ 1.2 m の円筒形状である。排気には、アルバック社製ロータリーポンプ (model: VD401) , および大阪真空社製ターボ分子ポンプ (model: TG900MVAB) を使用した。各ポンプの写真を Figure 2-2 および Figure 2-3 に、諸元を Table 2-1 および Table 2-2 に示す。この二つのポンプを直列に接続して真空チャンバ内の排気を行った。スラスタ非作動時においては約  $1.0 \times 10^{-2}$  Pa, スラスタ作動時においては約 10 Pa の真空度を達成した。真空チャンバ内の圧力は、ファイファー社製ピラニ/電離真空計 (model: PKR251) を用いて測定した。真空計の写真を Figure 2-4 に、諸元を Table 2-3 に示す。一般的に、真空計は作動ガスに応じた感度較正を行う必要がある。しかし、本研究においては、感度較正による補正量 10 - 20 % に対し、チャンバ内圧力分布の非一様性の方が大きいことから、感度較正は実施しなかった。真空チャンバ内部への電力供給や信号入出力には、電流導入端子付きフランジを用いた。用いた電流導入端子付きフランジの一例を Figure 2-5 に示す。熱電対は、ブランクフランジにボール盤で貫通穴を開け、穴から熱電対を通した後、リークパスをアラルダイトで封止したフランジを用いて真空チャンバ内部へと導入した。

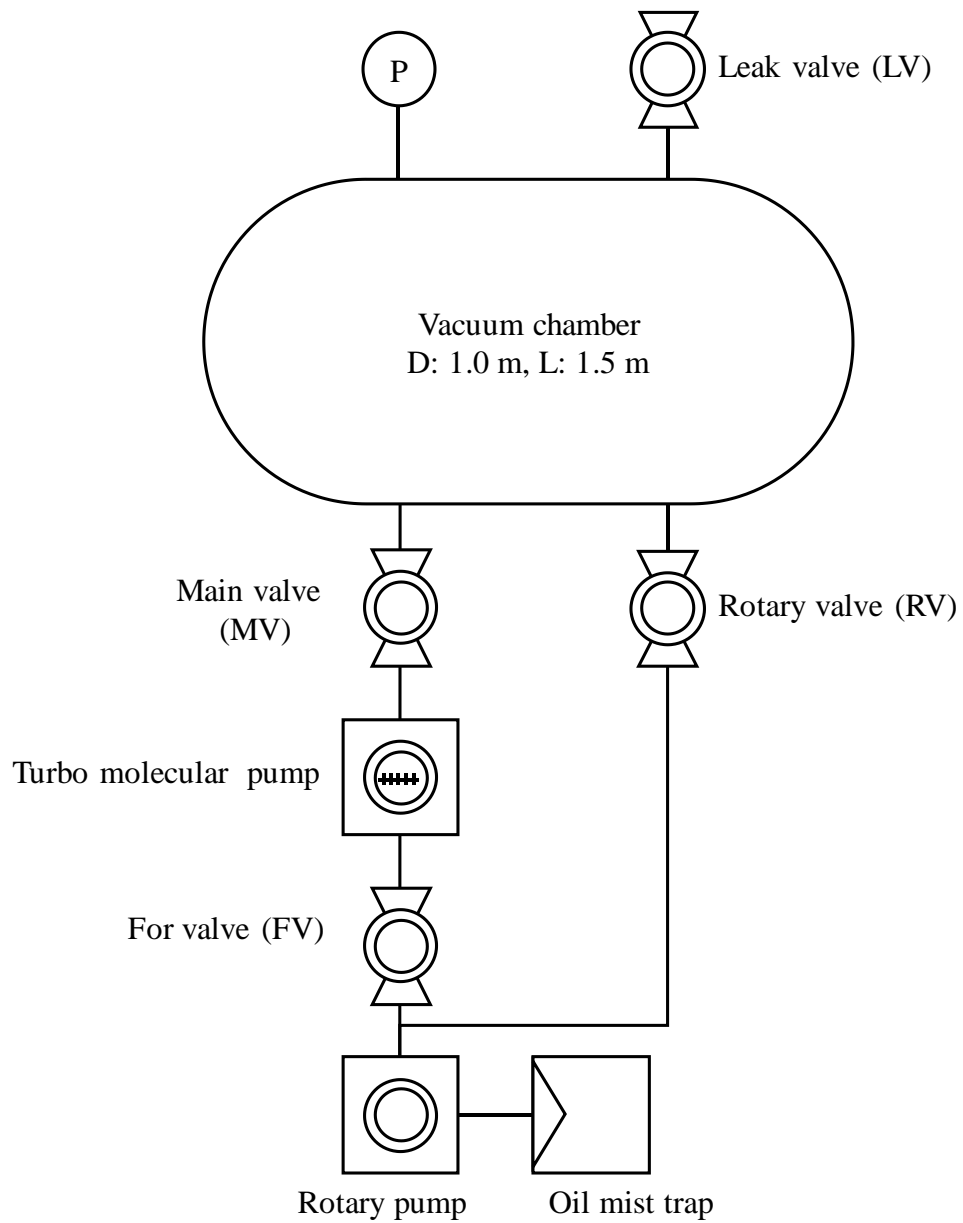


Figure 2-1 System diagram of vacuum facilities.



Table 2-1 Specifications of the rotary pump (ULVAC, model: VD401) .

Model	VD401
Designed pumping speed	670 L/min (50 Hz)
Ultimate pressure	0.67 Pa
Motor	1.5 kW, 200 V
Oil capacity	1.0 – 2.5 L
Suction port diameter	Equivalent JIS B2290 VG40
Exhaust port diameter	Equivalent JIS B2290 VG40



Figure 2-2 Photograph of the rotary pump (ULVAC, model: VD401) .

Table 2-2 Specifications of the turbo molecular pump (OSAKA VACUUM. LTD, model: TG900MVAB) .

Model	TG900MVAB
Designed pumping speed	900 L/s (N <sub>2</sub> )
Ultimate pressure	$1 \times 10^{-6}$ Pa
Recommended assist pump	>250 L/min
Suction port diameter	Equivalent JIS B2290 VG150



Figure 2-3 Photograph of the turbo molecular pump (OSAKA VACUUM. LTD, model: TG900MVAB) .

Table 2-3 Specifications of the vacuum gauge (PFEIFFER, model: PKR251) .

Model	PKR251
Measurement range	$5 \times 10^{-9}$ Pa (air, N <sub>2</sub> )
Accuracy	30 %
Reproducibility	5 %
Operating voltage	< 3.3 kV
Operating current	< 500 $\mu$ A
Output voltage range	0 – 10.5 V

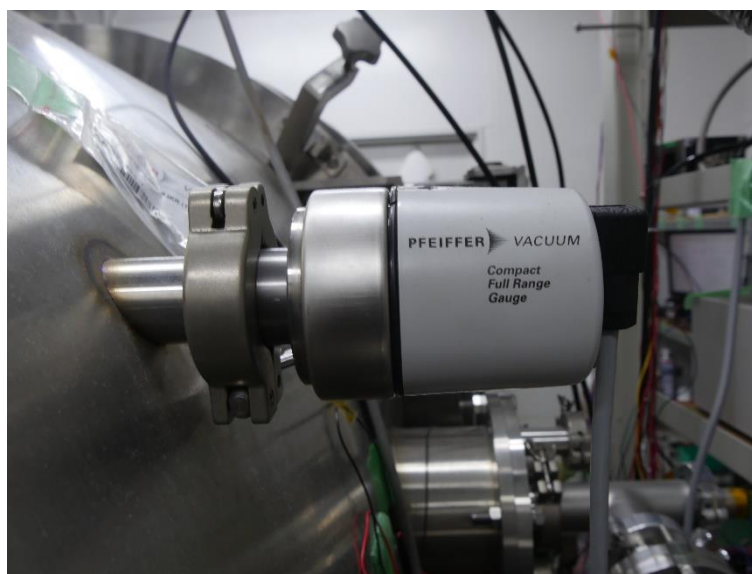


Figure 2-4 Photograph of the vacuum gauge (PFEIFFER, model: PKR251) .



Figure 2-5 Photograph of the feedthrough flange.

### 2.1.2 重力気液分離式供給系

重力気液分離式供給系の写真を Figure 2-6 に、模式図を Figure 2-7 に示す。タンクはアクリル樹脂製で、直径 80 cm、高さ 60 cm である。タンク上部から流路を取り出し、スラストバルブへと接続する。重力気液分離により、水蒸気のみを下流に供給する構成となっている。スラストバルブには、LEE 社製ソレノイドバルブ LHD シリーズ (LHDB0442145D) を用いた。スラストバルブの諸元を Table 2-4 に、写真を Figure 2-8 に示す。スラスト作動時には、気化室内部は常温の飽和水蒸気圧に近い圧力 (数 kPa 程度) で満たされるため、気化室からノズルに至るまでの水蒸気流れは約 1 kPa の低圧流れとなる。そのため、要求性能に対し適切なコンダクタンスを持つ流路を設計する必要がある。さらに、バルブオリフィス面積がスロート面積よりも小さくなってしまうと、先行研究においても発生していた通り、オリフィス部で流れがチョークしてしまう可能性がある[86]。そこで、小型かつコンダクタンスの高い上記のバルブを四並列配置して使用し、すべての試験において四つすべてのバルブを作動させた。スラストバルブは、アルミ切削加工により製作したバルブマウントに挿入して流路に接続した。バルブマウントにスラストバルブを挿入した写真を Figure 2-9 に示す。タンクからノズルまでの配管はすべて外径 6 mm、内径 4 mm の樹脂製チューブで接続した。

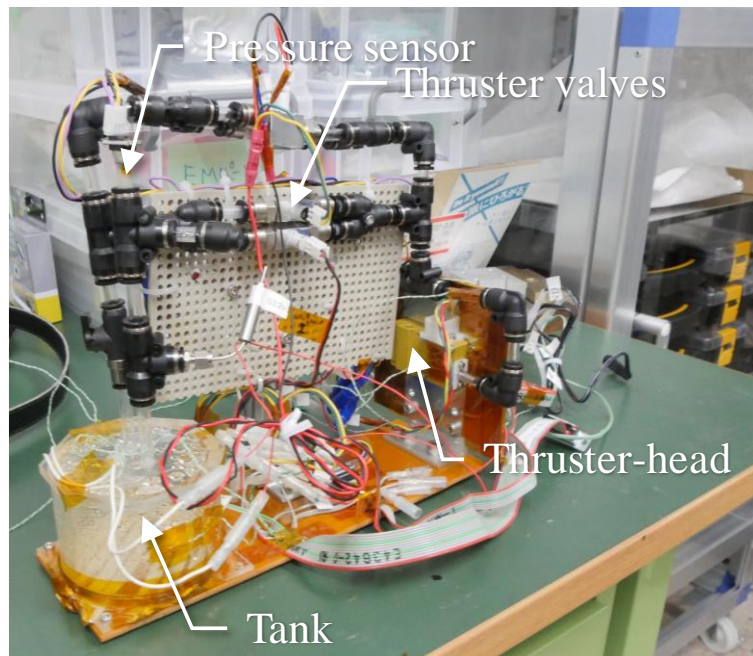


Figure 2-6 Photograph of the propellant feeding system by gravity separation.

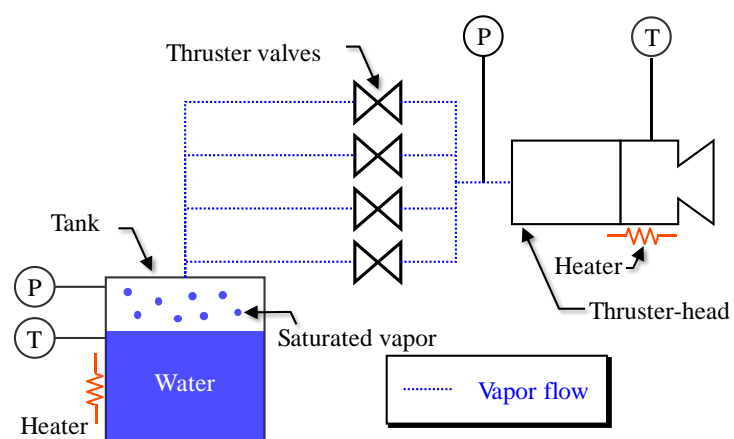


Figure 2-7 Schematic of the propellant feeding system by gravity separation.

Table 2-4 Specifications of the thruster valve (LEE, model: LHDB0442145D).

Model	LHDB0442145D
Max. operating differential pressure	69 kPa
Proof pressure	620 kPa
Operating temperature range	4 – 49 °C
Storage temperature	-40 – 79 °C
Maximum coil temperature	121 °C
LOHM rate	450
Spike voltage	12 V
Spike duration	10 - 30
Hold voltage	3.5 V
Hold power	440 mW
Coil resistance	28 $\Omega$

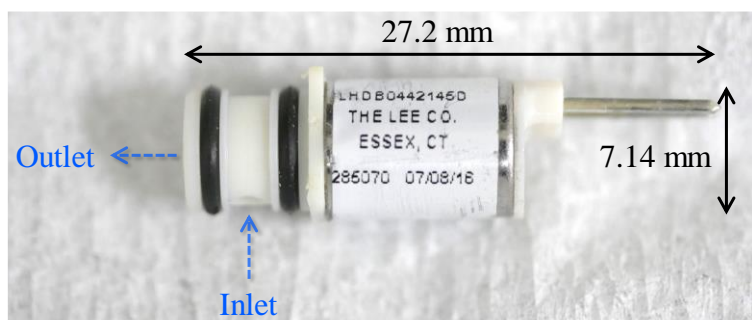


Figure 2-8 Photograph of the thruster valve (LEE, model: LHDB0442145D).

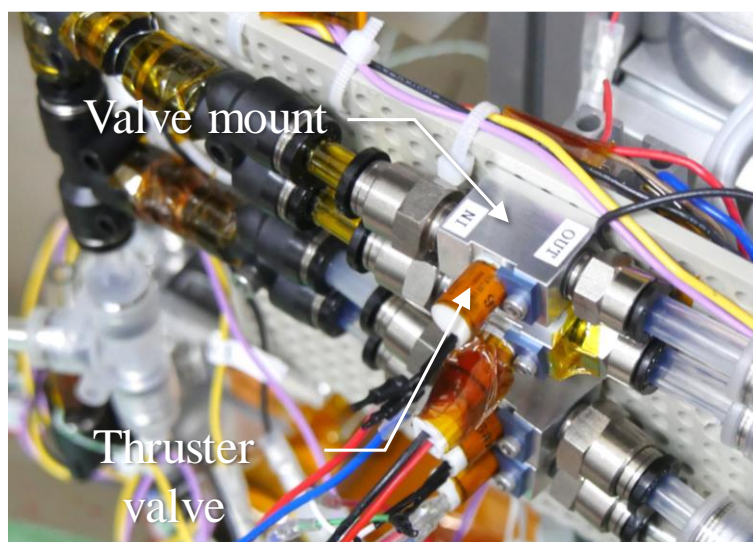


Figure 2-9 Photograph of the valve mounts and thruster valves.

### 2.1.3 気化室気液分離式推進剤供給系

気化室を搭載した推進剤供給系を構築した。構築した推進剤供給系の写真を Figure 2-10 に、模式図を Figure 2-11 に示す。NW40 のニップルをタンクとして用いた。タンクの写真を Figure 2-12 に示す。タンク上端のフランジから配管を取り出し、タンク圧力を測定するための圧力計を接続した。タンク下端から調圧バルブへの流路を取り出すことで、重力気液分離により液体のみを下流の調圧バルブに供給した。

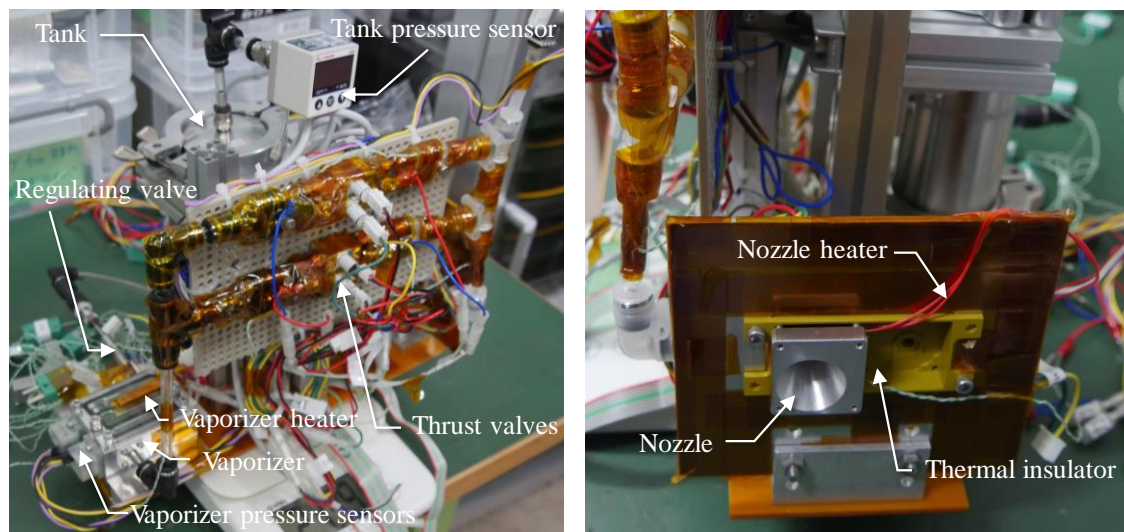


Figure 2-10 Photograph of the propellant feeding system by the vaporizer.

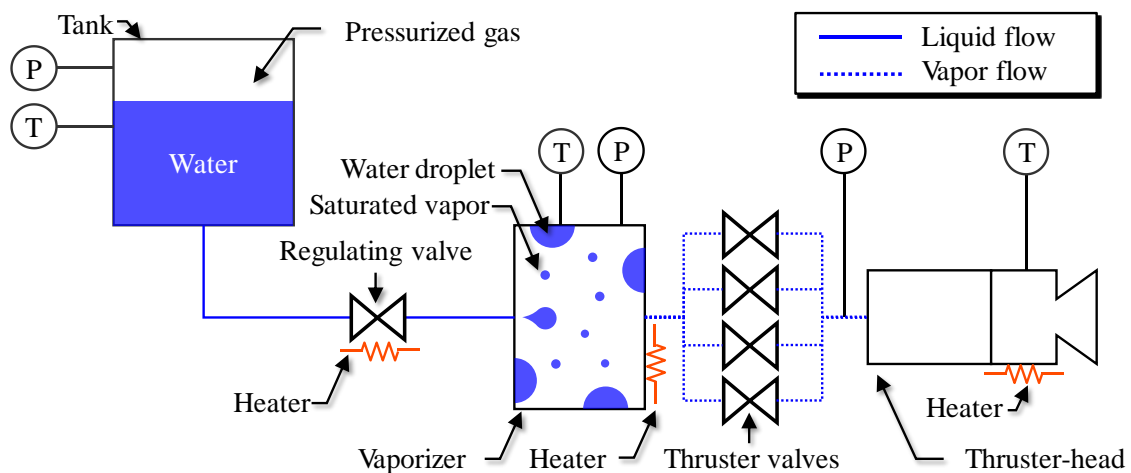


Figure 2-11 Schematic of the the propellant feeding system by the vaporizer.



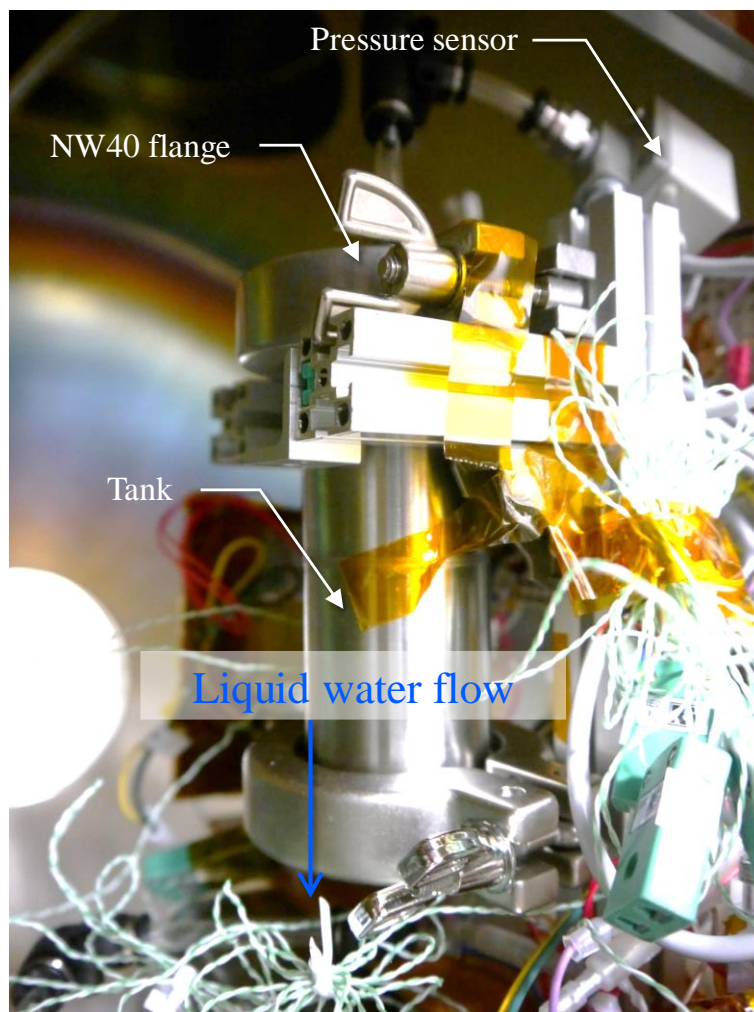


Figure 2-12 Photograph of the tank.

タンクと気化室との間に配置し、液滴を気化室に供給する役割を担う調圧バルブには、LEE 社製ソレノイドバルブ IEP シリーズ (IEPA1221141H) を用いた。調圧バルブの諸元を Table 2-5 に、写真を Figure 2-8 に示す。調圧バルブの故障は、提案する水レジストジェットスラスタの全損に繋がる。加えて、水は凍結して氷になると体積が約 1.1 倍膨張するため、凍結モードによっては調圧バルブ部に高圧がかかる可能性がある。さらに、液滴噴射量を精密に制御するにはバルブに高い応答性が必要となる。スラスタの実用化を見据えて、他のスラスタに搭載され宇宙実績があり、最大動作圧力が 800 psi で、最速応答速度が 0.5 ms である上記のバルブを使用した[68]。噴射された液滴は断熱膨張しながら排出されるため、液滴噴射と同時に調圧バルブ先端の温度が急激に低下する。調圧バルブ先端部の凍結を避けるため、後述の 2.1.7 節に詳細が記載されている坂口電熱製クレイボンテープヒーターを調圧バルブ先端の 1/16 インチのステンレスチューブ部に巻き付けた。巻き付けたヒーターは、気化室に張り付けたヒーターと直列接続した。

Table 2-5 Specifications of the regulating valve (LEE, model: IEPA1221141H).

Model	IEPA1221141H
Operating pressure range	0 – 800 psi
Ambient temperature range	-17 – 135 °C
Maximum coil temperature	204 °C
LOHM rate	4100
Spike voltage	12 V
Max. spike duration	3.8 ms
Hold voltage	1.6 V
Power at holding voltage	250 mW
Coil resistance	10 Ω

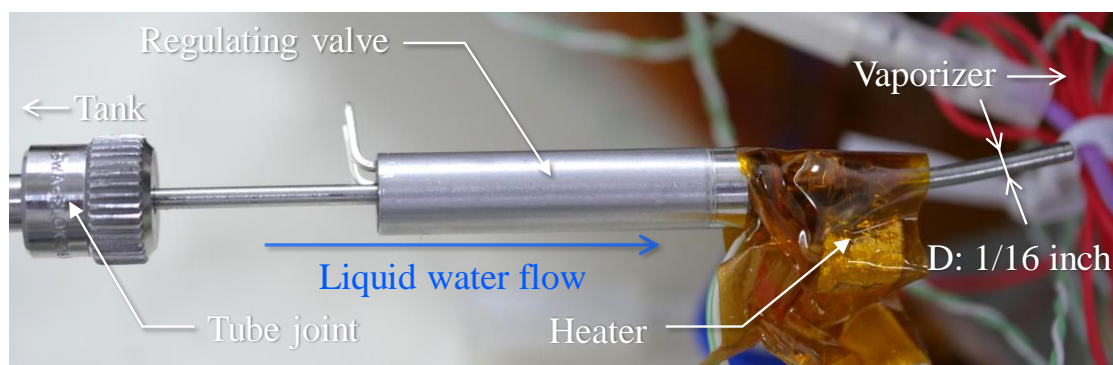


Figure 2-13 Photograph of the regulating valve (LEE, model: IEPA1221141H).

気化室はアルミ製 (A5052) で、切削加工により製作した。気化室の写真および模式図を Figure 2-14 に示す。一面をアクリル板で封止することで内部を可視化した。調圧バルブとの接続は、調圧バルブ先端の 1/16 インチステンレスチューブ部を気化室に挿入し O リングによりシールすることで行った。内部流路は蛇行するようなラビリンスシール構造となっており、液体が下流に侵入することを防ぐ効果を持たせている。側面には圧力計を二つ取り付けた。気化室底面およびアクリル板には、後述の 2.1.7 節に詳細が記載されている坂口電熱製クレイボンテープヒーターを貼り付けた。外径 6.0 mm の樹脂チューブ によって下流流路へと接続した。K 型熱電対を、同じアルミ管体において、下流流路接続面およびアクリル対面の二箇所に貼り付け温度計測を行った。温度計測場所を Figure 2-15 に示す。前者は液滴が付着／蒸発する場所から最も離れた面の温度、後者は液滴が付着／蒸発する面での温度を計測する意味を持つ。両者の平均温度を気化室の代表温度とした。スラストスタンド上に設置する際には、重力方向が MY 方向となるように設置した。

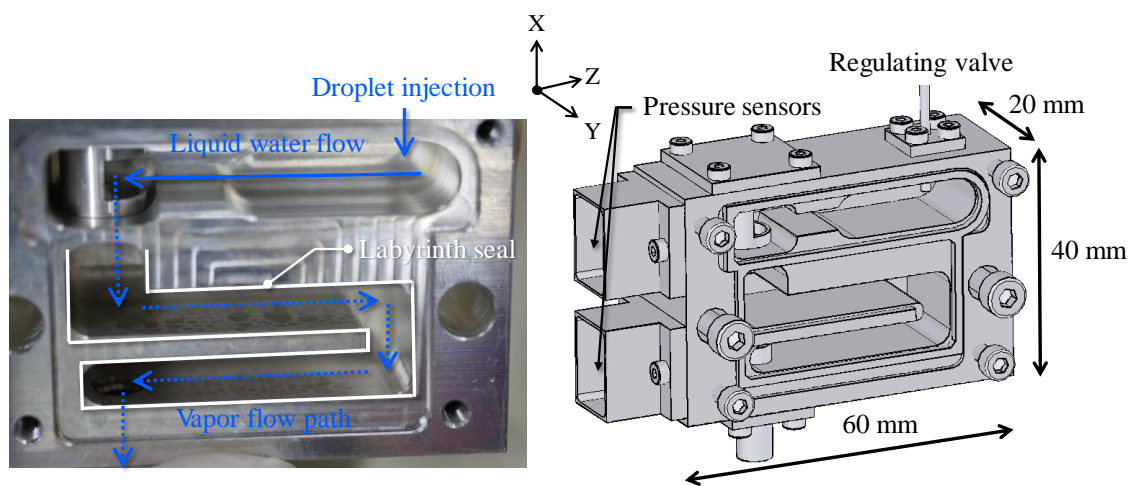


Figure 2-14 Photograph and CAD model of the visualized vaporizer.

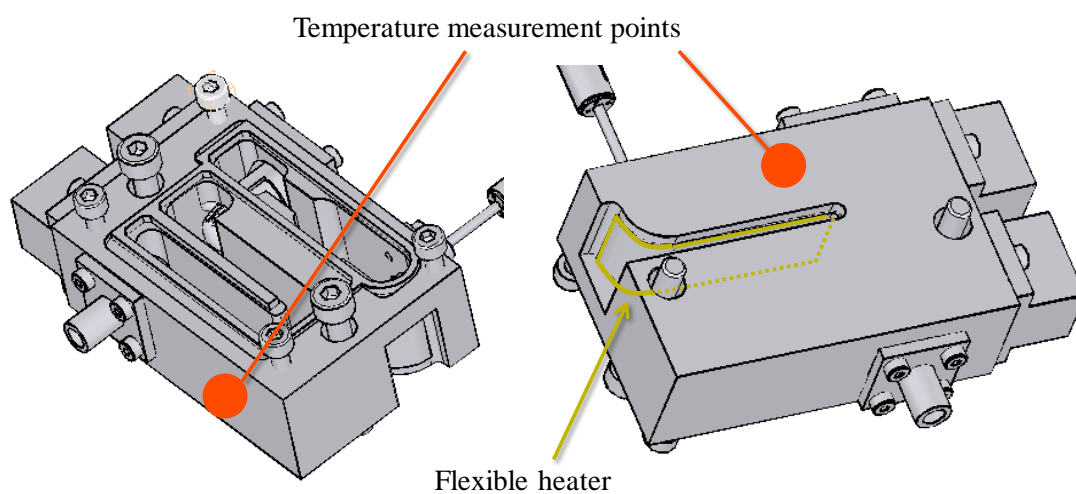


Figure 2-15 Temperature measurement points and heater location of the vaporizer.

気化室とノズルとの間に配置し、気化室で発生した水蒸気を供給する役割を担うスラストバルブには、2.1.2 節で示したものと同一 LEE 社製ソレノイドバルブ LHD シリーズ (LHDB0442145D) を用いた。気化室とノズルとの間の流路はすべて外径 6.0 mm、内径 4.0 mm の樹脂製チューブで構成し、各チューブはピスコ製チューブ継手を用いて接続した。

#### 2.1.4 スラスタヘッド

本研究では、二種類のスラスタヘッドを用いた。一方は熱絶縁器とノズルから構成されるものであり、後述する 2.3 節および 2.5 節での実験において用いた。熱絶縁器とノズルから構成されたスラスタヘッドの写真および模式図を Figure 2-16 に示す。熱絶縁器は樹脂 (TI-5013) の切削加工により製作した。実機搭載を模擬してスラスタヘッドを取り付けるためのアルミ製プレートとノズルとの間に樹脂製の熱絶縁器を挟んで固定することで熱絶縁を取る役割を持つ。ノズルはアルミ (A5052) 製で、切削加工により製作した。スロート径は 2.6 mm、開口比は 60 とした。ノズル外周にはオメガ製ポリイミドフィルムヒーターを貼り付け、スラスタ作動時にノズルの加熱を適宜行うことで、水蒸気の昇温および凝縮の防止を行った。熱絶縁器とノズルのシールには O リングを用いた。

もう一方のスラスタヘッドは、熱絶縁器、予加熱器、およびノズルから構成されるものであり、後述する 2.4 節での実験において用いた。構築したスラスタヘッドの写真を Figure 2-17 に、模式図を Figure 2-18 に示す。熱絶縁器は上述のものと同じ、Ti-5013 の切削加工により製作したものをを用いた。スラスタヘッド熱絶縁器を間に挟んで取り付けた。予加熱器は外径 6 mm、内径 4 mm の真鍮製円管であり、外周に坂口電熱製クレイボンヒーターを巻き付け、放射率を下げるためさらに上から銅テープを巻き付けるように貼り付けた。予加熱器外周の軸方向三か所に K 型熱電対を貼り付け、三点の平均温度を予加熱器代表温度として用いた。予加熱器を導入した場合、ノズルのみで加熱する場合と比較して、水蒸気の淀み点温度が上がり、比推力が向上する効果が期待される。本研究では、35 mm、80 mm、および 145 mm の三種類の長さの予加熱器を作製し、比推力の各予加熱器長さおよび加熱量依存性を評価した。

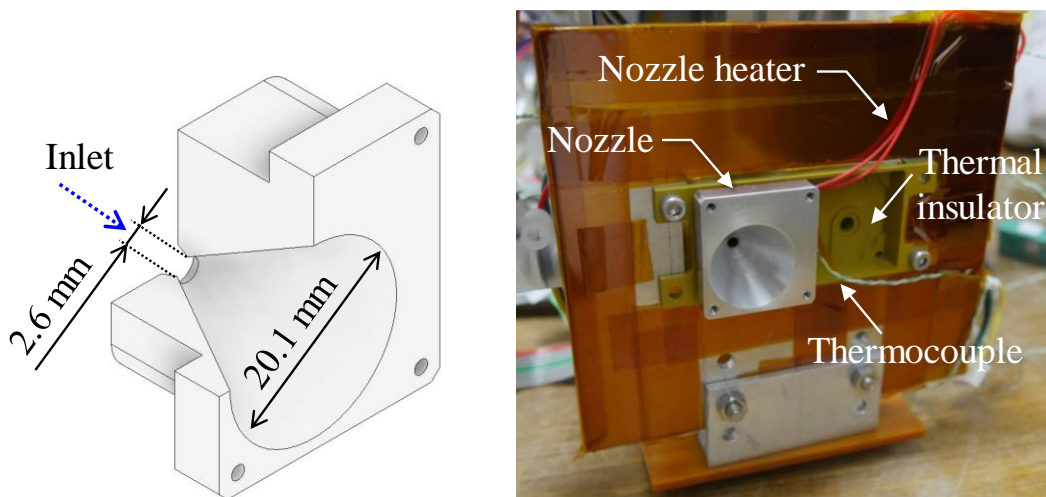


Figure 2-16 CAD model and photograph of the thruster-head which consists of the thermal insulator and the nozzle with a throat diameter of 2.6 mm and a expansion ratio of 60.0. The flexible heater was wrapped around the nozzle. The K-type thermocouple was attached on the outer surface of the nozzle.

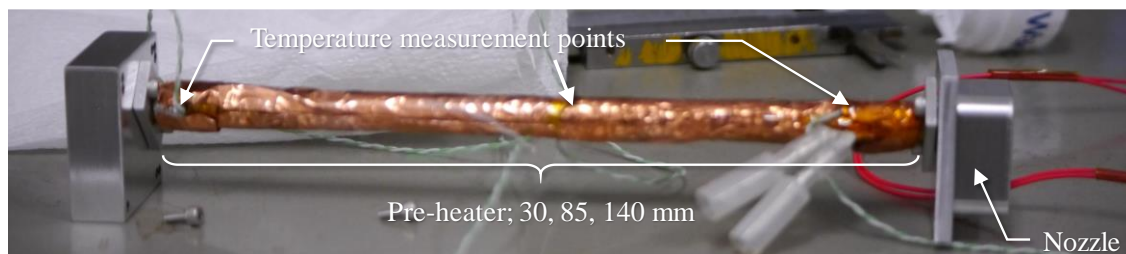


Figure 2-17 Photograph of the thruster-head which consists of the thermal insulator, the pre-heater, and the nozzle. The type heater and the copper tape were wrapped around the pre-heater made of brass with an inner diameter of 4 mm, an outer diameter of 6 mm, and a length of 30 mm, 85 mm, and 140 mm. Three K-type thermocouples were attached on the outer surface of the pre-heater.

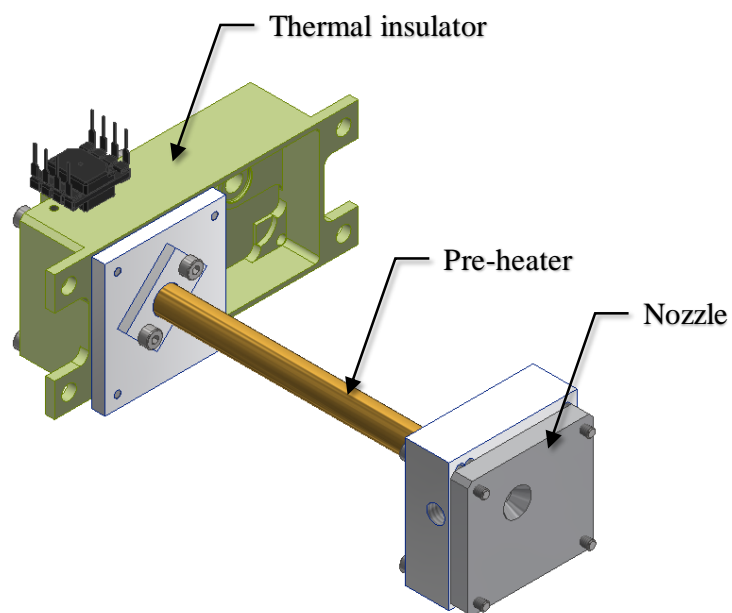


Figure 2-18 Schematic of the thruster-head which consists of the thermal insulator, the pre-heater, and the nozzle. The nozzle was made of aluminum with a throat diameter of 2.6 mm and a expansion ratio of 13.1. Each component was sealed with o-ring.

## 2.1.5 測定系

推力、圧力、および温度の記録には GRAPHTEC 社製データロガー (model: GL840) を用いた。データロガーの諸元を Table 2-6 に、写真を Figure 2-19 に示す。GRAPHTEC 社が提供する PC 計測用ソフトウェアを用いて、ロガーの操作はすべて PC から行った。

Table 2-6 Specifications of the data logger (GRAPHTEC, model: GL840) .

Model	GL840
Sampling interval	10 ms – 1 hour (10 ms - 50 ms: voltage only)
Number of analog input channels	20 channels, expandable up to 200 channels
Number of analog input terminals	Up to 10 terminals (one was actually used)

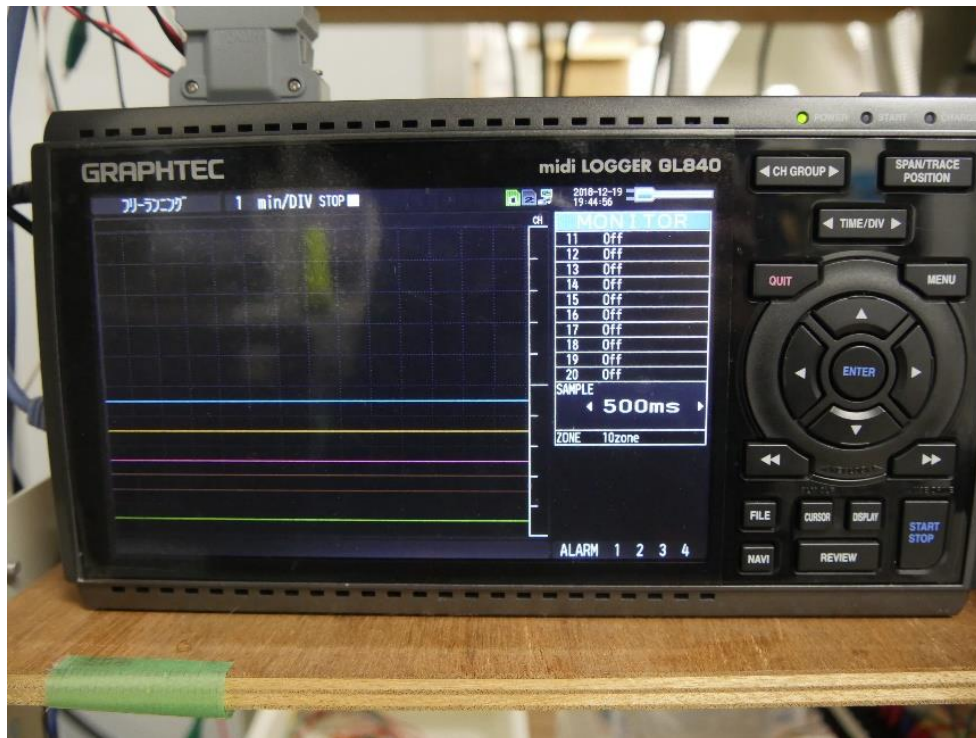


Figure 2-19 Photograph of the data logger (GRAPHTEC, model: GL840) .

気化室圧力およびプレナム圧力の測定には、Honeywell 製基板実装圧力センサ HSC シリーズを用いた。圧力計の諸元を Table 2-7 に、写真を Figure 2-20 に示す。差圧計で、液体対応オプションを付与したものを使用した。圧力計は、樹脂 (ガラスエポキシ) 切削加工により製作した圧力計カバーに装着し、エポキシ系接着剤を用いて圧力計と圧力計カバーを固着した。圧力計と測定対象とのシールには O リングを用いた。

Table 2-7 Specifications of the pressure sensor (Honeywell, model: HSCDANT010KDAA5).

Model	HSCDANT010KDAA5
Type	Differential
Pressure range	-10 – 10 kPa
Over pressure	140 kPa
Proof pressure	250 kPa
Total error band	±1 % FSS
Supply voltage	5.0 Vdc
Supply current	2.7 mA
Operating temperature range	-20 – 85 °C
Compensated temperature range	0 – 50 °C
Response time	1.0 s

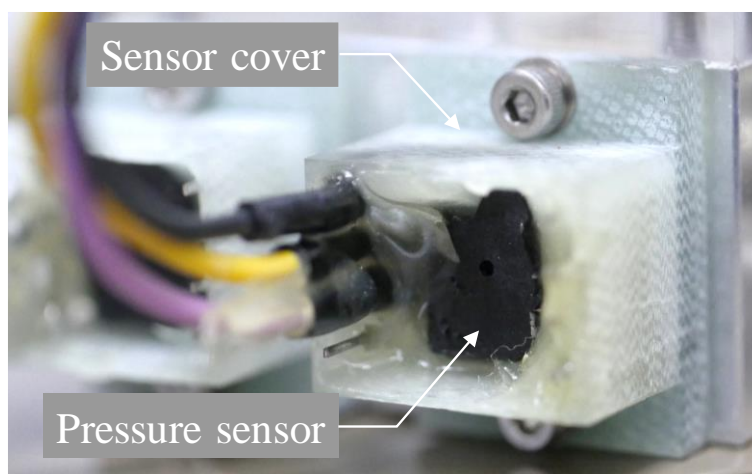


Figure 2-20 Photograph of the pressure sensor (Honeywell, model: HSCDANT010KDAA5).

温度の測定には、RS コンポーネンツ社製 K タイプ熱電対を用いた。測定対象に対して、カプトンテープを用いて熱電対を貼り付け、熱電対の配線を真空チャンバ外に取り出し、その先端をデータロガーに接続した。

スラスタ作動時の質量変化を測定するために、島津製作所製電子天秤 (model: BL-3200H) を用いた。電子天秤の諸元を Table 2-8 に、写真を Figure 2-21 に示す。電子天秤をチャンバ内のスラストスタンド上部ステージの上に設置し、その上にスラスタ全体を設置することで、スラスタ作動時の質量時間履歴をリアルタイムで取得した。PC とのシリアル通信により、各時刻での出力値を記録した。電子天秤に搭載された水平器を用いて、電子天秤の脚部分を調節することで、スタンド上での水平度を確保した。

Table 2-8 Specifications of the mass balance (SIMADU, model: BL-3200H) .

Items	BL-3200H
Weighing capacity	3200 g
Readability	0.01 g
Standard deviation	0.01 g
Linearity	0.03 g
Stability of sensitivity (10 – 30 °C)	±5 ppm/°C



Figure 2-21 Photograph of the mass balance (SIMADU, model: BL-3200H) .



## 2.1.6 バルブ駆動系

調圧バルブおよびスラスタバルブの駆動には、LEE 製バルブドライバ (model: IECX0501350AA および IECX0501500AA) , スパイク用安定化電源, ホールド用安定化電源, LabVIEW, および TEXIO 製ファンクションジェネレータ (model: FGX-2220) から構成されるバルブ駆動系を用いた。バルブ駆動系の系統図を Figure 2-22 に示す。各構成機器の写真を Figure 2-23 から Figure 2-26 に示す。調圧バルブは 1.0–3.8 ms, スラスタバルブは 10–30 ms 間だけスパイク電圧を印加した後, ホールド電圧を印加することで駆動される。スパイク電圧はソレノイドバルブ内部における摺動部の静摩擦力を超える力を生成するため, ホールド電圧は開状態を維持するためのものである。LabVIEW あるいはファンクションジェネレータから 5.0 V の TTL 信号をバルブドライバに入力することで, バルブドライバがリレーの役割を果たし, バルブに電圧が印加される。LabVIEW 用 I/O 装置としては National Instruments 製 DAQ デバイス (model: USB-6001) を用いた。真空チャンバ内に配置されたバルブを動かす場合, 電源からバルブまでの配線抵抗を考慮した上でスパイク用電源およびホールド用電源の CV/CC 値を設定する必要がある。各実験において, バルブと同程度の抵抗値をもつ酸化被膜抵抗をバルブ駆動系に接続し, 酸化被膜抵抗間の電圧を測定しながら, 要求電圧が印加されるように各電源の CC/CV 値を調節したうえで, バルブの駆動を行った。

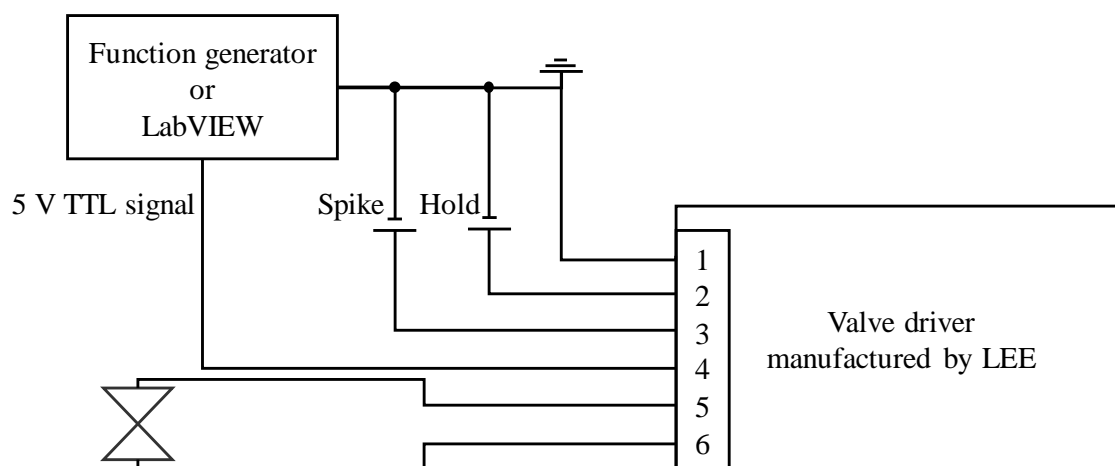


Figure 2-22 Diagram of the valve actuating system.



Figure 2-23 Photograph of the valve driver (LEE, model IECX0501350AA) .

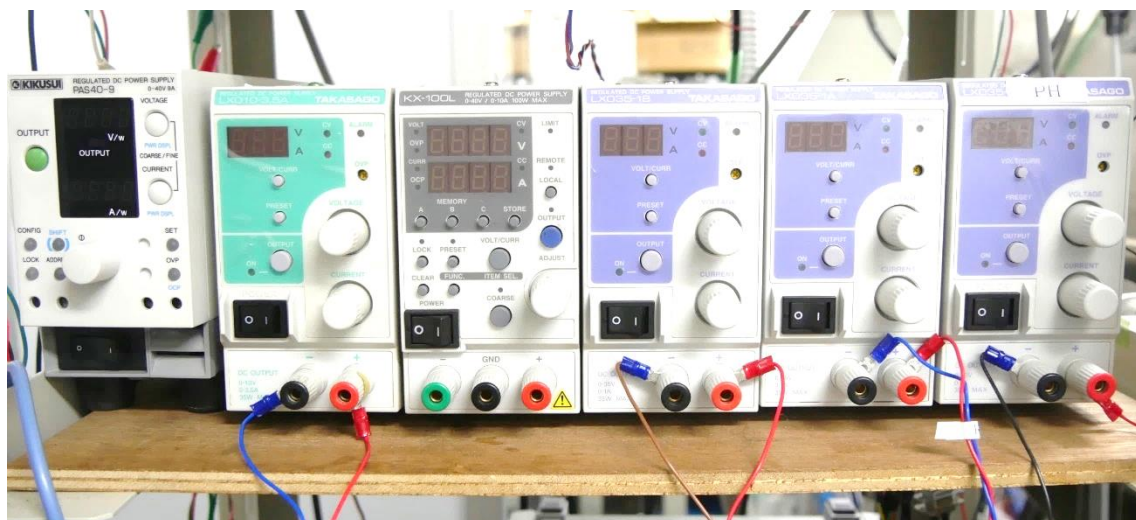


Figure 2-24 Photograph of regulated power supplies.



Figure 2-25 Photograph of the DAQ I/O device for LabVIEW (NI, model: USB-6001) .



Figure 2-26 Photograph of the function generator (TEXIO, model: FGX-2220) .

### 2.1.7 ヒーター

タンク、気化室、およびスラストヘッド (熱絶縁器、予加熱器、およびノズルから構成されている) の加熱には二種類のヒーターを用いた。タンク、気化室および予加熱器の加熱には、坂口電熱製クレイボンテープヒーター (model: F-16) を用いた。単位長さ当たりの抵抗値は $56 \Omega/\text{m}$ 、最高ワット密度は  $115 \text{ W}/\text{m}$  である。必要な抵抗値分の長さだけ切断し、片端をショートさせて使用した。調圧バルブの先端にクレイボンテープヒーターを貼り付けた。ノズルの加熱には、オメガエンジニアリング社製ポリイミドフィルムヒーター (KHLVA-0504/10-P) を用いた。各ヒーターへの電力投入には安定化電源を用いた。



Figure 2-27 Photograph of the tape heater (SAKAGUCHI E.H VOC CORP., model: F-16) .

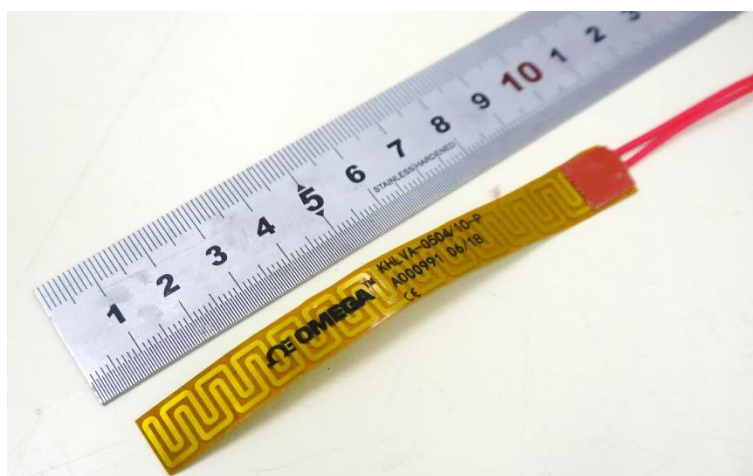


Figure 2-28 Photograph of the flexible heater (OMEGA, model: KHLVA-0504/10-P) .

### 2.1.8 推進剤

推進剤には三栄化学製高純度精製水を用いた。この精製水は四段階の精製過程を経て作られたものである。まず、活性炭フィルタにより、残留塩素や色素、濁り等を除去する。次に、逆浸透膜 (RO 膜) によりナトリウムやカルシウム等のイオン成分を除去する。三段階目として、イオン交換樹脂により、逆浸透処理水に残ったわずかなイオン成分を完全に除去する。最後に、紫外線殺菌装置によりイオン交換水の中に残った微量な菌類を完全に殺菌することで生成された工業用精製水である。



Figure 2-29 Photograph of de-ionized water used as propellant.

## 2.2 振子式スラストスタンド

推力測定は、小型スラストの性能を評価するうえで重要な試験の一つである。大型スラストとは物理現象のスケールが異なる小型スラストにおいては、ノズル境界層の影響やプラズマの損失の影響が相対的に大きくなり、推進性能に影響を及ぼす。しかし、その影響を定量的に予測することは難しい。さらに、複数の機器が高密度に配置される小型宇宙機においては、各機器の干渉が推進性能に影響を及ぼすことがある。小型スラスト単体あるいは宇宙機搭載状態での直接推力測定は、小型スラストの性能評価には必要不可欠である。

化学推進のように推力が数 N から数十 N 程度ある場合は、ロードセルを用いて推力測定が行われることが多い。一方、電気推進は数百  $\mu\text{N}$  から数十 mN であるためロードセルによる推力測定が難しい。そのため、電気推進の推力測定においてはスラストスタンドが用いられる。スラストスタンドは、ターゲット式と振子式の二種類に大別される。ターゲット式スラストスタンドとは、スラストのプルーム排出軸上に可動式のターゲットを設置し、プルームがターゲットに衝突することで発生する変位を計測することで推力を測定する方式である。振子式スラストスタンドは、スラストを設置したステージをばねやナイフエッジ等を用いて可動状態とし、推力に発生するステージの変位を計測することで推力を測定する方式である。振子式スラストスタンドは、吊子振子、倒立振子、振り振子等に分類することができる。支点に対してスラストが下にくるものを吊子振子、上にくるものを倒立振子、水平面上にくるものを振り振子と便宜的に分類されている。

一般的に、ターゲット式スラストスタンドの方が、試験系の構築や設置の難易度が低く、スラストに対する制約が少ない。しかし、プルームの発散に起因する実衝突面積が測定結果に影響を及ぼすこと等が理由で、高精度での計測が難しいという欠点がある。さらにスラストおよび測定系には、バルブ等の電力ラインや計測機器の信号ライン、流体供給のための配管等が接続されることが多いため、実験系取扱性の観点からスラストが最上部に配置されることが好ましい。過去に、小型宇宙機全体を設置して微小推力が高精度で測定可能な振子式スラストスタンドが開発されている[106][131]。そこで本研究では、過去に開発された振子式スラストスタンドをベースに、新たにスラストスタンドの設計開発を行った。本節では、その原理と設計結果について記す。

## 2.2.1 原理

振り式スラストスタンドの力学モデルを Figure 2-30 に示す. 実験系取扱性の観点から, 測定対象物であるスラストあるいは宇宙機が最上部に配置されるような振り式スラストスタンドを考える. スラストスタンドを, 上部ステージ (Top stage), 前方ロッド (Front rod), および後方ロッド (Rear rod) の三つに分け, それぞれについて力学的釣り合いを考え運動方程式を立てる. 各ロッドとステージはピボットを介して接続されている. 基本的な原理は参考文献[106][131]と同じであるが, ピボット数や種類が異なるため, 本節で改めて詳細な原理を記載する. 実際の推力測定においては, 後述の 2.2.3 節に記した推力較正により, 変位角と推力の関係性を予め取得するため, 推力を算出する上でモデル化に用いる各パラメータの値は知る必要はない. しかし, スラストスタンドの設計段階においては, 各パラメータがスラストスタンドの感度や強度に及ぼす影響を定量的に把握しておく必要がある. そのために, スラストスタンドのモデル化を行い, 力学的ダイナミクスを把握する.

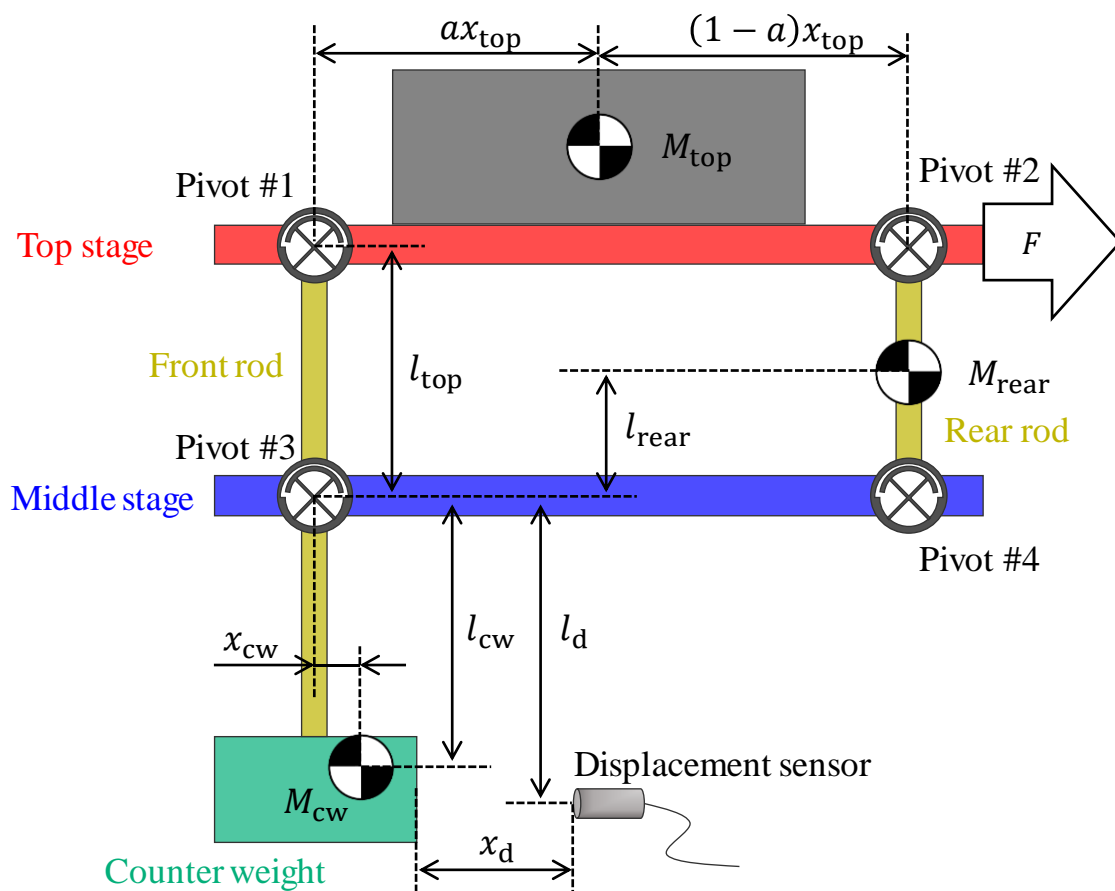


Figure 2-30 Dynamics model of the thrust stand.

### 上部ステージ

上部ステージにおいては、水平方向については推力 $F$ とピボットの復元力 $F_{r,1}$ および $F_{r,2}$ が釣り合っている。垂直方向については、上部ステージ上の重量 $M_{\text{top}}g$ とピボット#1 および#2 の垂直抗力 $f_{n,1}$ および $f_{n,2}$ が釣り合っている。紙面奥行き方向のピボット数を考慮すると

$$F = n_{p,1}F_{r,1} + n_{p,2}F_{r,2} \quad (27)$$

$$M_{\text{top}}g = n_{p,1}f_{n,1} + n_{p,2}f_{n,2} \quad (28)$$

という関係式が成り立つ。 $n_{p,1}$ および $n_{p,2}$ はそれぞれピボット#1 および#2 の数量である。前方ロッドのピボット#1 回りでのモーメントの釣り合いより、

$$M_{\text{top}}ga_{\text{top}}x_{\text{top}} = n_{p,2}f_{n,2}x_{\text{top}} \quad (29)$$

が成り立つ。ただし、

$$F \ll M_{\text{top}}g \quad (30)$$

として、推力に起因する上部ステージ上の質量中心回りのモーメントを無視している。以上より、ピボット#1 および#2 の垂直抗力 $f_{n,1}$ および $f_{n,2}$ について

$$n_{p,1}f_{n,1} = (1 - a_{\text{top}})M_{\text{top}}g \quad (31)$$

$$n_{p,2}f_{n,2} = a_{\text{top}}M_{\text{top}}g \quad (32)$$

を得る。 $a_{\text{top}}$ は上部ステージ上質量中心の水平方向位置の内分比を表す。

### 前方ロッド

前方ロッドにおいて、垂直方向についてはカウンターウェイトと前方ロッドの合計重量 $M_{\text{cw}}g$ とピボット#1 および#3 の垂直抗力 $f_{n,1}$ および $f_{n,3}$ が釣り合っている。従って、

$$n_{p,3}f_{n,3} = n_{p,1}f_{n,1} + M_{\text{cw}}g \quad (33)$$

が成り立つ。 $n_{p,3}$ はピボット#3 の数量である。よって、式(31)を用いると、ピボット#3 にかかる垂直抗力 $f_{n,3}$ について



$$n_{p,3}f_{n,3} = (1 - a_{\text{top}})M_{\text{top}}g + M_{\text{cw}}g \quad (34)$$

を得る。中段ステージのピボット#3 回りでのモーメントの釣り合いより、

$$\begin{aligned} n_{p,1}f_{n,1}l_{\text{top}} \sin \theta + M_{\text{cw}}g\sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} \sin(\phi - \theta) + n_{p,1}F_{r,1}l_{\text{top}} \cos \theta \\ = n_{p,1}k_{\text{sp},1}\theta + n_{p,3}k_{\text{sp},3}\theta \end{aligned} \quad (35)$$

が成り立つ。  $l_{\text{top}}$  は上段ステージと中段ステージの距離、  $\theta$  は中立点からの変位角、  $l_{\text{cw}}$  は中段ステージとカウンターウェイト質量中心の距離、  $z_{\text{cw}}$  はカウンターウェイトを乗せた Z 軸移動ステージの移動距離、  $x_{\text{cw}}$  は前方ロッド中心軸とカウンターウェイト質量中心の距離、  $\phi$  はロッドの傾斜角、  $k_{\text{sp},1}$  および  $k_{\text{sp},3}$  はそれぞれピボット#1 およびピボット#3 の振りばね定数である。変位角が微小であると仮定すると

$$\begin{aligned} n_{p,1}f_{n,1}l_{\text{top}}\theta + M_{\text{cw}}g\sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2}(\phi - \theta) + n_{p,1}F_{r,1}l_{\text{top}} \\ = (n_{p,1}k_{\text{sp},1} + n_{p,3}k_{\text{sp},3})\theta \end{aligned} \quad (36)$$

となる。

### 後方ロッド

後方ロッドにおいて、垂直方向についてはピボット#2 および#4 の復元力  $f_{n,2}$  および  $f_{n,4}$  と、後方ロッドの重量  $M_{\text{rear}}g$  が釣り合っている。従って、

$$n_{p,4}f_{n,4} - n_{p,2}f_{n,2} = M_{\text{rear}}g \quad (37)$$

が成り立つ。中段ステージのピボット#4 回りでのモーメントの釣り合いより

$$n_{p,2}f_{n,2}l_{\text{top}} \sin \theta + M_{\text{rear}}gl_{\text{rear}} \sin \theta + n_{p,2}F_{r,2}l_{\text{top}} = n_{p,2}k_{\text{sp},2}\theta + n_{p,4}k_{\text{sp},4}\theta \quad (38)$$

が成り立つ。  $l_{\text{rear}}$  は後方ロッド質量中心と中段ステージの距離、  $k_{\text{sp},2}$  および  $k_{\text{sp},4}$  はそれぞれピボット#2 および#4 の振りばね定数である。変位角が微小であると仮定すると

$$n_{p,2}f_{n,2}l_{\text{top}}\theta + M_{\text{rear}}gl_{\text{rear}}\theta + n_{p,2}F_{r,2}l_{\text{top}} = (n_{p,2}k_{\text{sp},2} + n_{p,4}k_{\text{sp},4})\theta \quad (39)$$

となる。提案する水レジストジェットスラストの質量流量は数 mg/s オーダーであり、長時

間作動の推力測定中に有意な質量変化がある．つまり上段ステージ上の質量変化が無視できない．従って，式(36)および式(39)より， $M_{\text{top}}$ の関数としたスラストスタンドの釣り合いの一般式として

$$\begin{aligned} & \left( -M_{\text{top}}gl_{\text{top}} + M_{\text{cw}}g\sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} - M_{\text{rear}}gl_{\text{rear}} + \sum_{i=1}^4 n_{\text{p},i}k_{\text{sp},i} \right) \theta \\ & - M_{\text{cw}}g\sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} \arctan \frac{x_{\text{cw}}}{l_{\text{cw}}} = Fl_{\text{top}} \end{aligned} \quad (40)$$

を得る．中立点におけるロッド傾斜角を $\phi_n$ は式(40)の右辺を0として計算すると

$$\phi_n = \frac{M_{\text{cw}}g\sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} \arctan \frac{x_{\text{cw}}}{l_{\text{cw}}}}{\left( -M_{\text{top}}gl_{\text{top}} + M_{\text{cw}}g\sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} - M_{\text{rear}}gl_{\text{rear}} + \sum_{i=1}^4 n_{\text{p},i}k_{\text{sp},i} \right) \theta} \quad (41)$$

となる．実効ばね定数 $K_{\text{eff}}$ および推力 $F$ として

$$K_{\text{eff}} = -M_{\text{top}}gl_{\text{top}} + M_{\text{cw}}g\sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} - M_{\text{rear}}gl_{\text{rear}} + \sum_{i=1}^4 n_{\text{p},i}k_{\text{sp},i} \quad (42)$$

$$F = \frac{K_{\text{eff}}}{l_{\text{top}}} \theta - \frac{M_{\text{cw}}g}{l_{\text{top}}} \sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} \arctan \frac{x_{\text{cw}}}{l_{\text{cw}}} \quad (43)$$

を得る．系の固有振動数 $f_{\text{eff}}$ は質点近似をすることで

$$f_{\text{eff}} \approx \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_{\text{eff}}}{M_{\text{top}}l_{\text{top}}^2 + M_{\text{cw}}(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + M_{\text{rear}}l_{\text{rear}}^2}} \quad (44)$$

となる．推力発生時の変位量 $x_d$ は変位角が微小であると仮定すると

$$x_d = l_d \sin \frac{Fl_{\text{top}}}{K_{\text{eff}}} \approx \frac{Fl_{\text{top}}l_d}{K_{\text{eff}}} \quad (45)$$

となる． $l_d$ は中段ステージから変位測定部までの距離である．各ピボットの安全率 $FS_i$ は

$$FS_i = \frac{f_{n,i}}{f_{sp,i}}, \quad \text{where } i = 1,2,3,4 \quad (46)$$

となる。  $f_{sp,i}$  は各ピボットの許容応力である。宇宙機をスラストスタンドに設置して推力測定を行うことを考慮して、ピボットの許容応力や数量を考慮し、安全率を十分に確保する必要がある。

### 2.2.2 設計

設計／開発した振子式スラストスタンドの CAD 図を Figure 2-31 に、写真を Figure 2-32 に示す。スラストスタンドは、上部ステージ (Top stage) , 中央ステージ (Middle stage) から構成されている。上部ステージには合計三個、中央ステージには合計四個の Riverhawk 社製ねじりばねピボット (Flexural pivots) が取り付けられている。使用したピボットは全部で三種類である。すべてのピボットは、アルミ (A5052) の切削加工により製作した治具にすきまばめ挿入し、かつピボット軸に対して垂直方向にボルトを挿入して固定している。上部ステージおよび中央ステージは、前方ロッド (Front rod) および後方ロッド (Rear rod) を用いて、ピボットを介して機械的に接続されている。前方ロッドは二又形状をしており、上部ステージとは一個のピボット (model: 6016-800) で、中央ステージとは二個のピボット (model: 5020-800) で接続されている。後方ロッドは二本あり、上部ステージと中央ステージとそれぞれ一個のピボット (model: 6010-800) により接続されている。これにより、中央ステージのピボット周りに対して上部ステージが回転自由度を持つ状態となる。軽量化のため、中央ステージおよび後方ロッドには肉抜き加工を施している。ロッドの前後を覆うようにアルミフレームを配置している。これはチャンバ内壁に衝突して跳ね返ってきたプルームがロッドに衝突し、推力測定に影響を及ぼすことを防ぐためである。各ピボットの諸元を Table 2-9 に、ピボットの写真を Figure 2-33 に示す。また、ピボットの固定方法を Figure 2-34 に示す。

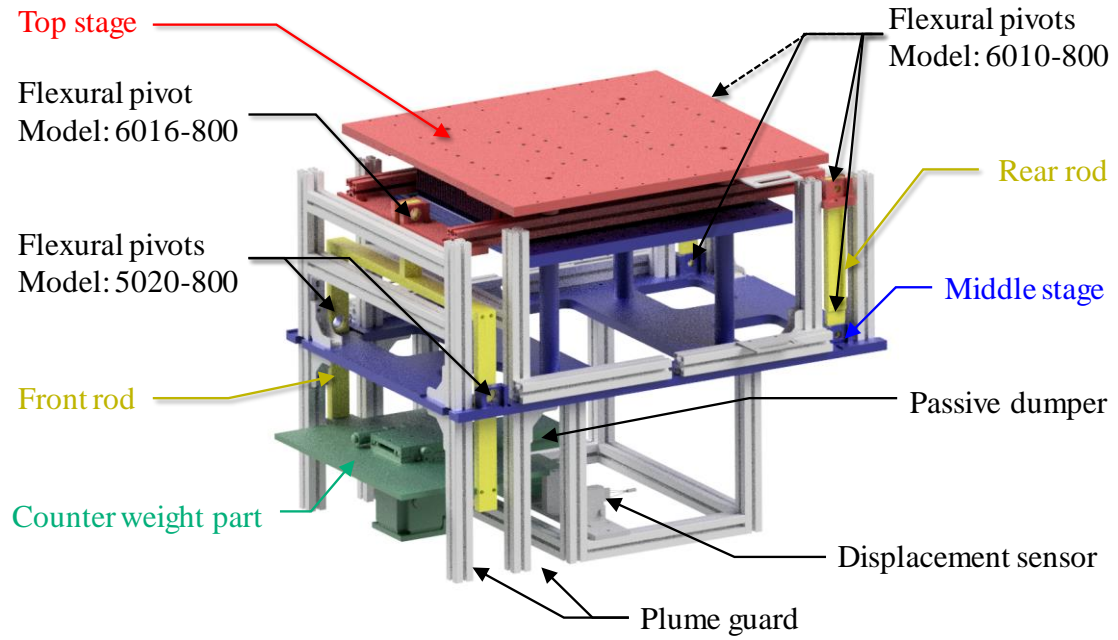


Figure 2-31 CAD model of the thrust stand.

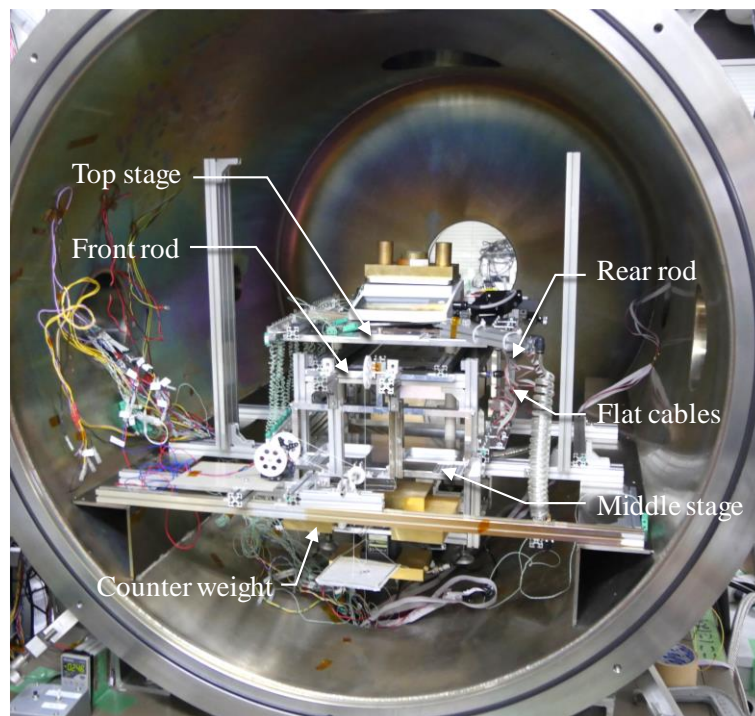


Figure 2-32 Photograph of the thrust stand.

Table 2-9 Specifications of flexural pivots (Riverhawk company) .

Item	5020-800	6010-800	6016-800
Diameter/mm	15.9	7.94	12.7
Load capacity (compression)/N	102	62.2	157
Load capacity (tension)/N	413	128	333
Torsional spring rate/(mN m/rad)	0.190	0.0233	0.0919



Figure 2-33 Photograph of the flexural pivot.

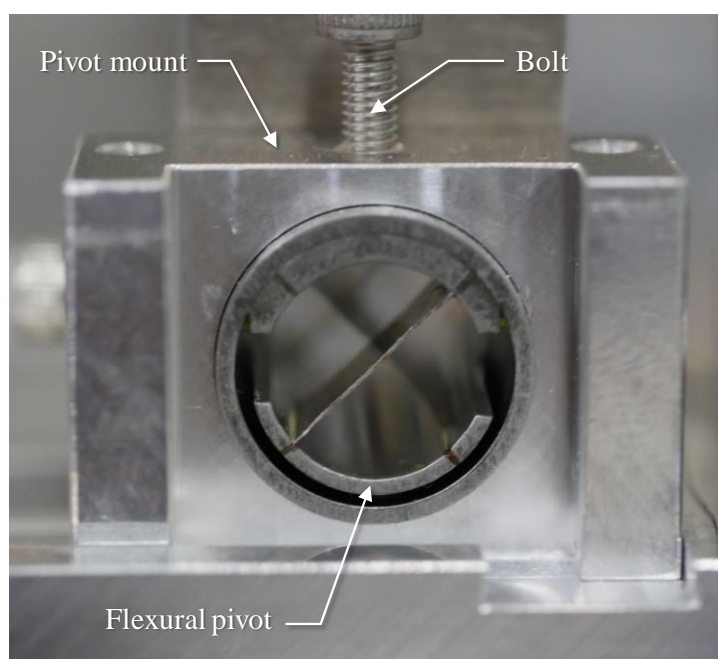


Figure 2-34 Photograph of the mounted flexural pivot.

測定対象であるスラストを上部ステージに配置し、推力を発生させると上部ステージが可動する仕組みとなっている。変位量は、オムロン製レーザ変位計 (model: Z4D-F04A) を用いて後方ロード下端近傍で測定した。変位計は手動 X 軸ステージに固定し、位置を微調整可能にした。レーザの反射率を上げるため、測定部には白い紙を貼り付けた。変位計の諸元を Table 2-10 に、変位測定部の写真を Figure 2-35 に示す。

Table 2-10 Specifications of the laser displacement sensor (OMRON, model: Z4D-F04A) .

Item	Z4D-F04A
Supply voltage	12 – 24 VDC
Current consumption	35 mA max.
Sensing range	4±1.25 mm
Light source	Red LED with a wavelength of 700 nm
Spot diameter	1.5 mm×1.5 mm max.
Resolution	5 μm
Linearity	±1 % FS
Response time	5 ms max
Temperature influence	0.15 % FS/°C
Analog output	1 – 5 V (1.6 V/mm±10 %)

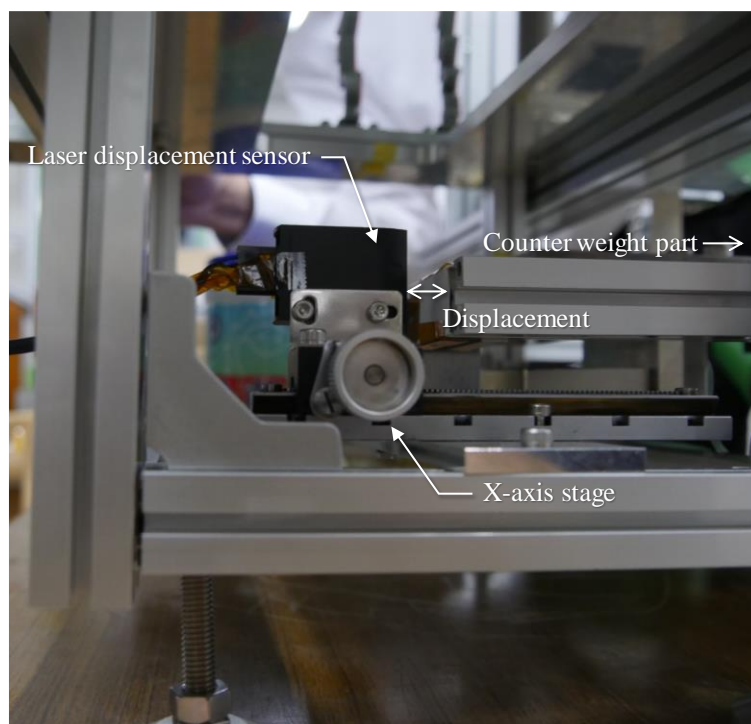


Figure 2-35 Displacement measurement by the laser sensor.

後部ロッドの逆端にはカウンターウェイト部 (Counter weight part) が取り付けられている。カウンターウェイトには Z 軸方向自動ステージおよび X 軸方向手動ステージが設置されている。カウンターウェイトの質量および位置を調整し、振り子系の重心位置を中央ステージに取り付けられたピボットの回転軸と同じ位置にもってこることで、外部からの振動ノイズ耐性および感度を調節することができる。各ステージの諸元を Table 2-11 および Table 2-12 に、カウンターウェイト周辺の写真を Figure 2-36 に示す。カウンターウェイト部には、二つのネオジム磁石がヨークに囲まれるようにして、20 mm の距離で対面配置されている。この磁石間を横切るようにアルミ板が設置されたダンパー機構が設けられている。推力発生によりネオジム磁石が取り付けられたロッドが可動すること、アルミ板を通る磁束密度が変化し、それを打ち消す方向に渦電流が流れローレンツ力が発生し、受動的ダンパーとして機能する。ネオジム磁石の諸元を Table 2-13 に、ダンパーシステムの写真を Figure 2-37 に示す。

Table 2-11 Specifications of the X-axis stage (MiSUMi, model: XSGB60) .

Item	XSGB60
Stage size	60.0 mm×60.0 mm
Weight	0.4 kg
Travel range	±6.5 mm
Resolution	1.0 μm
Load capacity	49 N

Table 2-12 Specifications of the Z-axis stage (SIGMAKOKI, model: OSMS60-10ZF) .

Item	OSMS60-10ZF
Stage size	60.0 mm×60.0 mm
Weight	0.6 kg
Travel range	±5 mm
Resolution	1.0 μm
Load capacity	39.2 N

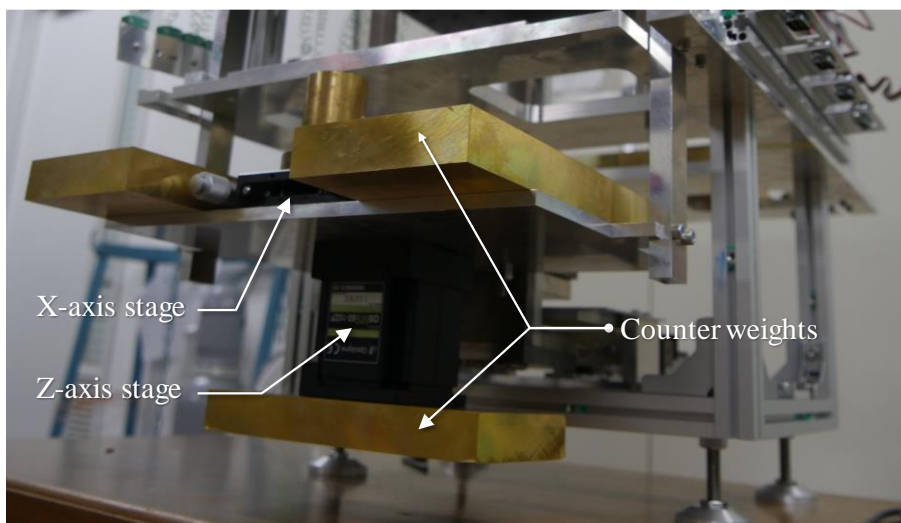


Figure 2-36 X-axis stage, Z-axis stage, and counter weights.



Table 2-13 Specifications of the neodymium magnet (Sangyo-Sapurai) .

Item	Manufacture number: none
Material	N40
Size	50.8 mm×50.8 mm×12.7 mm
Magnetic flux density	255 mT
Weight	242 g

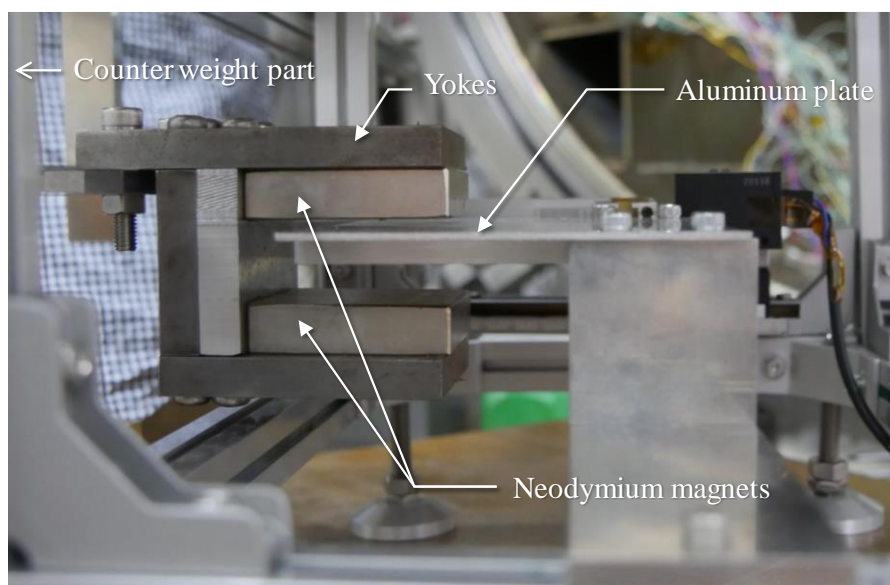


Figure 2-37 Passive dumper system by using neodymium magnets, yokes, and aluminum plate.

小型スラストの推力測定に影響を及ぼす要素として、スラストおよび計測系のハーネスの摩擦や剛性が挙げられる。そこで、上部ステージと中央ステージにそれぞれ D-SUB コネクタ固定プレート設け、テンションがかからないような状態でフラットケーブルを接続した。これにより、ハーネスの摩擦や剛性の影響を極力軽減し、さらに実験系操作性の向上を行った。熱電対は、配線を螺旋形状にしたうえで上部ステージおよび中央ステージにそれぞれ取り付けられたプレートに締結した。フラットケーブルや熱電対の接続を Figure 2-38 および Figure 2-39 に示す。

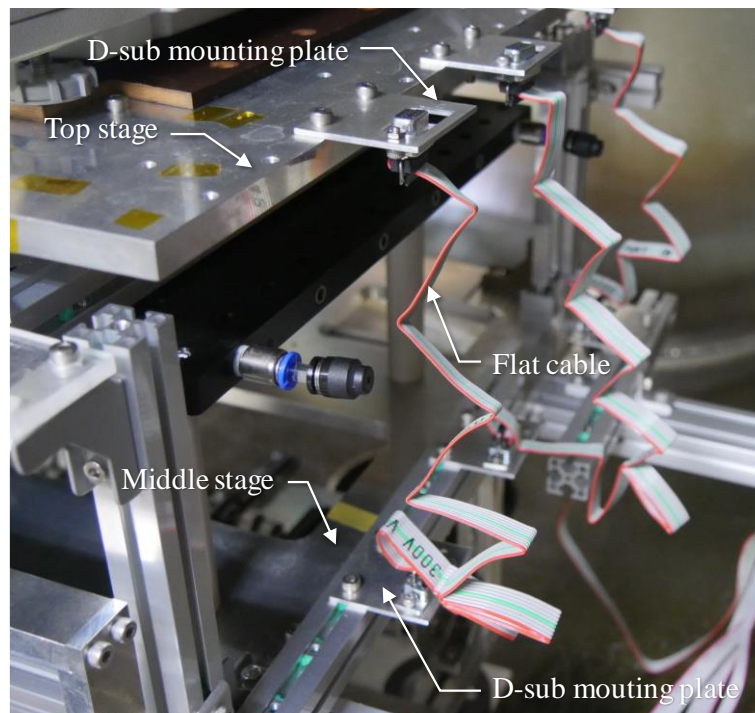


Figure 2-38 Harness routing between top stage and middle stage.

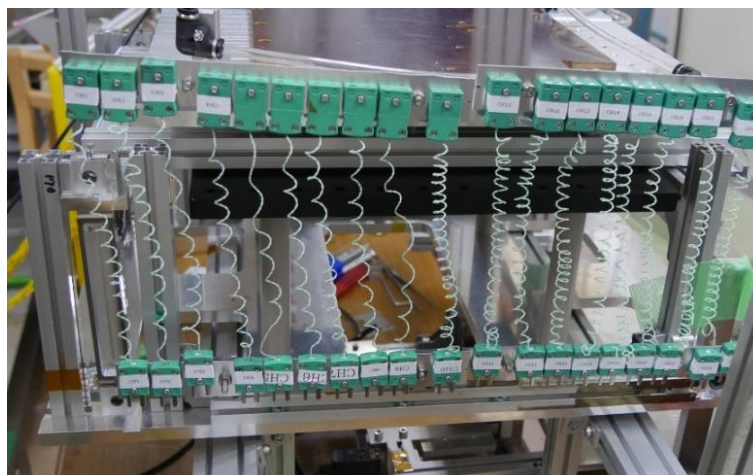


Figure 2-39 Spiral thermocouples' cables.

### 2.2.3 推力較正

振り子式スラストスタンドにおいて、推力はスラストスタンドの変位量と線形の関係にある。従って、作動試験を実施する前に、予め推力と変位量の定量的関係を明らかにしておく必要がある。さらに、推力と変位量の定量的関係性は、スラストスタンドの重心位置、つまりスラストスタンド上に設置された物体の質量に依存する。2.2.1 節でも言及した通り、水レジストジェットスラストの質量流量は数 mg/s オーダーであり、長時間作動の推力測定中に有意な質量変化がある。スラストの各作動試験前後において、複数個のおもりを用いて既知の荷重を数段階に分けてスラストスタンドに印加する推力較正を実施することで、各実験における推力と変位量の定量的関係性を求めた。さらに、2.1.5 節で示した電子天秤をスラストスタンド上に設置し、その上にスラストを設置することで各推力較正時の質量計測を実施し、質量依存性を考慮した実効ばね定数を算出した。スラスト作動中にリアルタイムで測定した質量、および質量依存性を考慮した実効ばね定数を用いることで各時刻における推力を算出した。

推力較正システムを Figure 2-40 に示す。推力較正システムは、スラストスタンド上部プレートに接続された糸に吊るされた複数個のおもり、および DC モータと接続されたステージから構成されている。DC モータによりステージを上下可動させることにより、ステージに載ったおもりの数を変更し、スラストスタンドに印加する荷重をステップ的に変化させることができる。30–80 s 程度の荷重印加とステージ上下可動を繰り返し行い、印加荷重を掃引することで、各荷重における変位量を求める。その結果から、推力と変位量の定量的関係を示す実効ばね定数を得た。

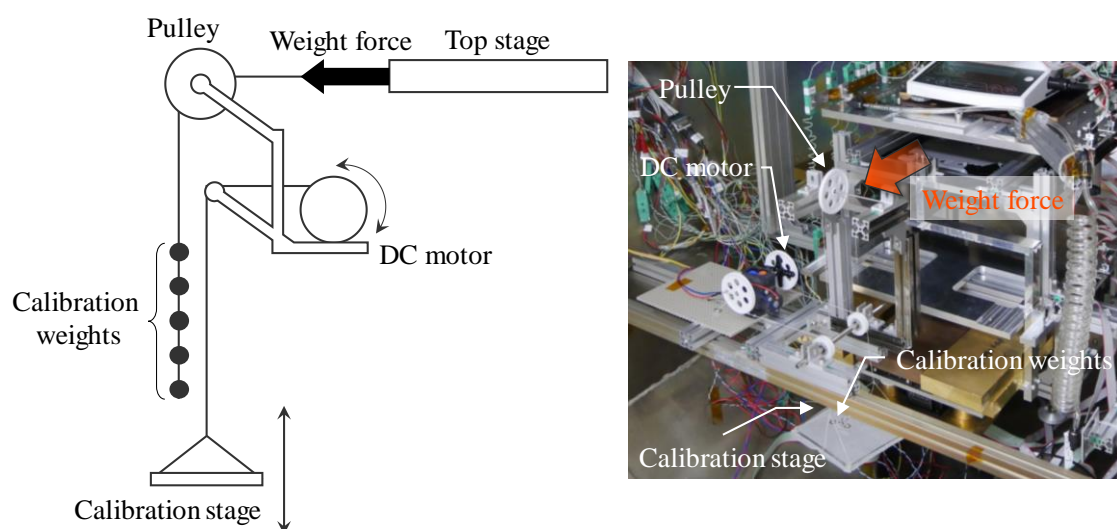


Figure 2-40 Schematic and photograph of the calibration system.

推力較正の原理について記す. ステージ上に*i*個のおもりが載っているときの荷重 $F_{\text{load},i}$ は

$$F_{\text{load},i} = F_{\text{load},0} - \sum_{k=1}^i m_{\text{load},k}g \quad (47)$$

となる.  $F_{\text{load},0}$ はすべてのおもりの重量の合計値である. DC モータによりステージを可動させることで, ステージ上のおもりの数量をステップ的に変化させることで, 変位 $x_i$ と荷重 $F_{\text{load},i}$ の組 $(x_i, F_{\text{load},i})$ が得られる. 変位と荷重が線形関係にある場合, 荷重は実効ばね定数 $K_{\text{eff}}$ を用いて

$$F_{\text{load},i} = K_{\text{eff}}x_i \quad (48)$$

と表すことができる. 既に得られた変位 $x_i$ と荷重 $F_{\text{load},i}$ の組 $(x_i, F_{\text{load},i})$ を用いて, 残渣 $\epsilon_{\text{load}}$ について

$$\sum_i^{n_{\text{load}}} \epsilon_{\text{load}}^2 = \sum_i^{n_{\text{load}}} (F_{\text{load},i} - K_{\text{eff,es}}x_i)^2 \quad (49)$$

が最小となるように各推力較正試験での推定実効ばね定数 $K_{\text{eff,es}}$ を求める. 既知の荷重の不確かさが変位の不確かさよりも十分に小さく無視できるとすると, 荷重に対する変位の分散 $\sigma_x^2$ は,

$$\sigma_x^2 \approx s_x^2 = \frac{\sum_{i=1}^{n_{\text{load}}} \left(x_i - \frac{F_{\text{load},i}}{K_{\text{eff,es}}}\right)^2}{n_{\text{load}} - 1} \quad (50)$$

となる.  $s_x^2$ は $\sigma_x^2$ の不偏分散,  $n_{\text{load}}$ は荷重の印加回数である[132].

変位角は, スラストスタンド上の測定対象物の質量に依存して変化する. 推進剤を外部供給せず, 上部プレートに載せたタンクから推進剤を供給してスラストを作動させた場合, 作動とともにスラストの質量は低下する. 質量低下に伴い中立点における変位角が変化する. 中立点における変位角が変化するということは, スラストスタンドの釣り合い位置が変化し, 結果として実効ばね定数が変化することを意味する. 式(41)を上部ステージ上の質量で微分することで以下の式を得る.

$$\frac{d\phi_n}{dM_{\text{top}}} = -\frac{A \left( M_{\text{cw}}g\sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} \arctan \frac{x_{\text{cw}}}{l_{\text{cw}}} \right)}{(AM_{\text{top}} + B)^2} \quad (51)$$

$$A = -gl_{\text{top}} \quad (52)$$

$$B = M_{\text{cw}}g\sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} - M_{\text{rear}}gl_{\text{rear}} + \sum_{i=1}^4 n_{\text{p},i}k_{\text{sp},i} \quad (53)$$

となる。中立点におけるロッド傾斜角 $\phi_n$ が微小である場合、

$$\frac{x_n}{l_d} = \tan \phi_n \approx \phi_n \quad (54)$$

となる。式(54)を上段ステージ上の質量 $M_{\text{top}}$ で微分することで

$$\frac{dx_n}{dM_{\text{top}}} = \frac{dx_n}{d\phi_n} \frac{d\phi_n}{dM_{\text{top}}} = -l_d \frac{A \left( M_{\text{cw}} g \sqrt{(l_{\text{cw}} + z_{\text{cw}})^2 + x_{\text{cw}}^2} \arctan \frac{x_{\text{cw}}}{l_{\text{cw}}} \right)}{(AM_{\text{top}} + B)^2} \quad (55)$$

を得る。初期位置 $x_{n,i}$ 、初期質量 $M_{\text{top},i}$ 、および推進剤消費量 $\Delta M_{\text{top}}$ を用いると、質量の時間変化を伴う系に対して、ある時間における釣り合い位置 $x_n(t)$ は

$$x_n(t) = \int_i^t \frac{dx_n}{dM_{\text{top}}} dt + x_{n,i} = \frac{1}{A'(M_{\text{top},i} - \Delta M_{\text{prop}}) + B'} - \frac{1}{A'M_{\text{top},i} + B'} + x_{n,i} \quad (56)$$

$$\Delta M_{\text{prop}} = M_{\text{top}}(t) - M_{\text{top},i} \quad (57)$$

となる。 $A'$ および $B'$ は定数である。式(42)および式(54)より、実効ばね定数 $K_{\text{eff}}$ の質量依存性は

$$K_{\text{eff},es,j} = A''\Delta M_{\text{prop},j} + B'' \quad (58)$$

と表すことができる。 $A''$ および $B''$ は定数である。最終的に、残渣 $\epsilon_{\text{cal}}$ を

$$\sum_j^{n_{\text{cal}}} \epsilon_{\text{cal}}^2 = \sum_j^{n_{\text{cal}}} (K_{\text{eff},es,j} - A''_{\text{es}}\Delta M_{\text{prop},j} - B''_{\text{es}})^2 \quad (59)$$

が最小となるような $A''_{\text{es}}$ および $B''_{\text{es}}$ を求めることで、推定実効ばね定数の質量依存性を求める。推進剤消費量に対する推定実効ばね定数の分散 $\sigma_{K_{\text{eff},es}}^2$ は

$$\sigma_{K_{\text{eff},es}}^2 \approx s_{K_{\text{eff},es}}^2 = \frac{\sum_{j=1}^{n_{\text{cal}}} (K_{\text{eff},es,j} - A''_{\text{es}}\Delta M_{\text{prop},j} - B''_{\text{es}})^2}{n_{\text{cal}} - 1} \quad (60)$$

となる。 $s_{K_{\text{eff},es}}^2$ は $\sigma_{K_{\text{eff},es}}^2$ の不偏分散、 $n_{\text{cal}}$ は推力較正自体の試行回数である。 $\overline{\Delta M}_{\text{top}}$ は各推力較正時での推進剤消費量の平均値である。最終的に推力 $F$ は

$$F = \frac{x_d}{K_{\text{eff},es}} = \frac{x_d}{(A''\Delta M_{\text{prop}} + B'')} \quad (61)$$

となる。

推力較正試験の時間履歴の一例を Figure 2-41 に示す。DC モータによりステージを昇降す

ることで、ステップ的に荷重を印加した。各ステップにおける荷重時間は約 60 秒とし、印加後十分に波形が十分に減衰してからの約 30 秒間のデータの移動平均値を用いて、その荷重における変位とした。同じ条件下において二回行った推力較正試験の結果を Figure 2-42 に示す。一回目および二回目の推力較正試験における実効ばね定数はそれぞれ  $45.3 \pm 1.8 \mu\text{m/mN}$  および  $43.1 \pm 1.3 \mu\text{m/mN}$  であり、両者は良い一致を示した。実効ばね定数の質量依存性評価のため、約 1 時間の水レジストジェットスラスト作動を計四回行った際に、各作動前後で推力較正試験を行った結果を Figure 2-43 に示す。作動回数を重ね推進剤消費量が増えるに従って、実効ばね定数が変化した。実効ばね定数と推進剤消費量の関係を Figure 2-44 に示す。実効ばね定数は推進剤消費量の一次関数として近似したときの信頼度は 0.97 であり、十分に良い近似となった。

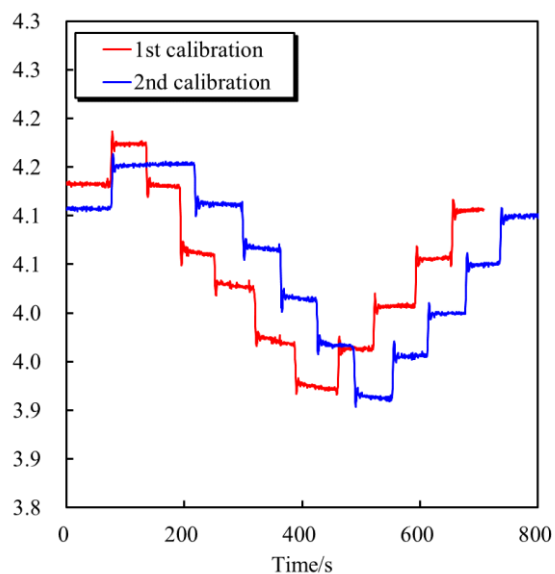


Figure 2-41 Time history of calibration data showing displacement as the calibration weights were added and removed. Both calibration tests were conducted continuously without extra operations such as thruster firing or leak valve opening.

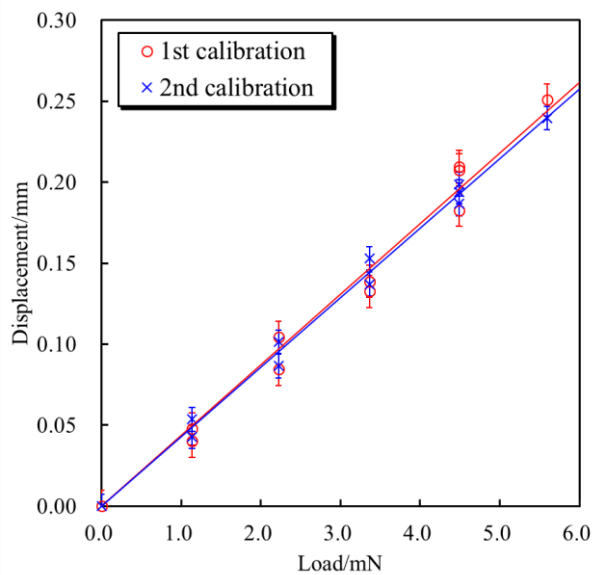


Figure 2-42 Calibration data relating thrust stand deflection in terms of displacement to applied force with linear fit. Error bar shows a standard deviation.

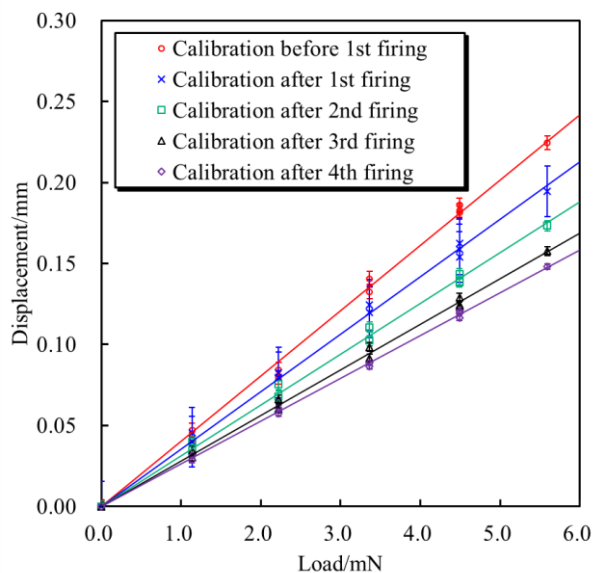


Figure 2-43 Calibration data relating displacement to calibration load before and after each firing test. Error bar shows a standard deviation.

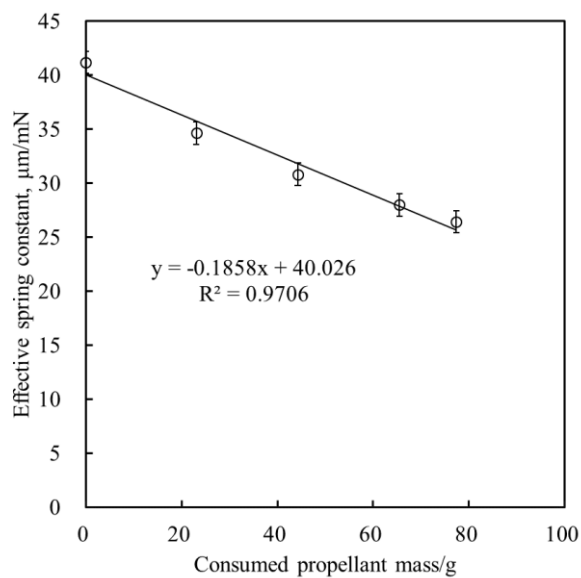


Figure 2-44 Calibration data relating effective spring constant to consumed propellant mass. Error bar shows a standard deviation.



## 2.3 比推力効率の評価

本節では、水蒸気を作動流体とした小型ノズルにおける、比推力効率のレイノルズ数依存性の実験的評価について記す。

### 2.3.1 実験条件

実験系の写真を Figure 2-45 および Figure 2-46 に示す。また、実験条件を Table 2-15 に示す。使用したノズルはアルミ (A5052) の切削加工により製作した。スロート径は 2.6 mm, 開口比は 60 とした。ノズルの CAD モデルおよび写真を Figure 2-16 に示す。作動開始時のタンク温度が約 30 °C となるように作動試験前にタンクヒーターに電力投入することで調整を行った。推進剤が約 3 g 消費されるまで作動を行った。作動中にはタンクヒーターに電力を投入せず、作動と共に蒸発熱が奪われタンク温度は低下し、タンク圧力を低下させることで質量流量、つまりレイノルズ数を掃引した。作動中、ノズルヒーターに電力は投入しなかった。

Table 2-14 Experimental conditions of  $I_{sp}$  efficiency tests.

Item	Value
Nozzle throat diameter/mm	2.6
Nozzle expansion ratio	60
Tank heater (during operation) /W	0.0
Nozzle heater/W	0.0
Initial temperature of the tank/°C	30
Final temperature of the tank/°C	15
Nozzle temperature (during temperature) /°C	20
Operation time/s	500
Consumed propellant mass/g	3.0

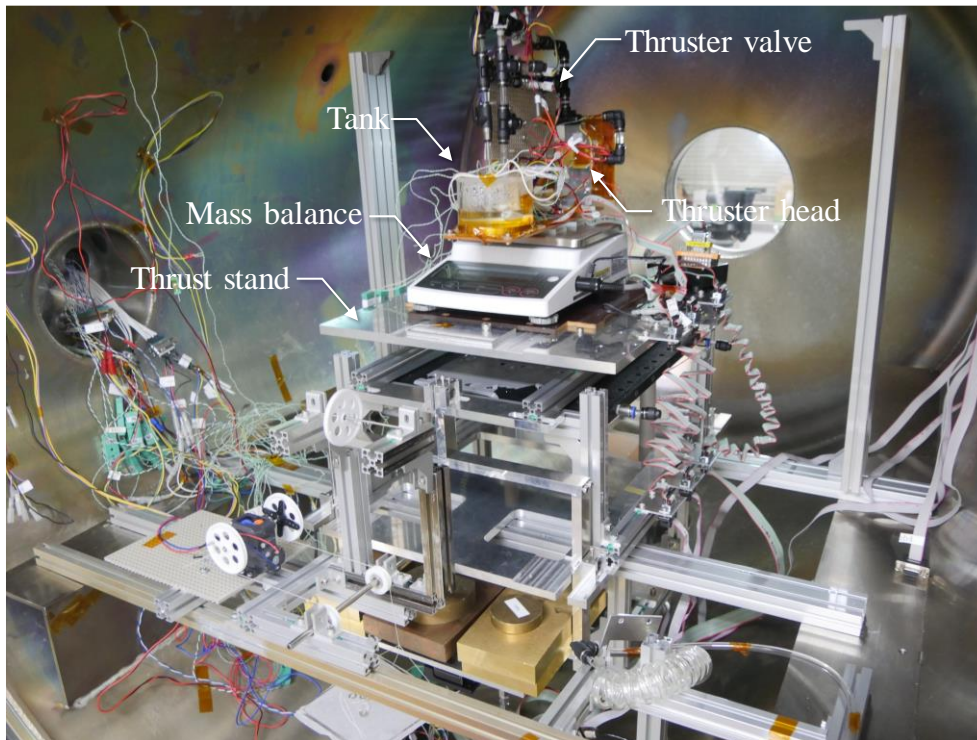


Figure 2-45 Photograph of the thrust stand and the water propulsion system with the feeding system by gravity separation.

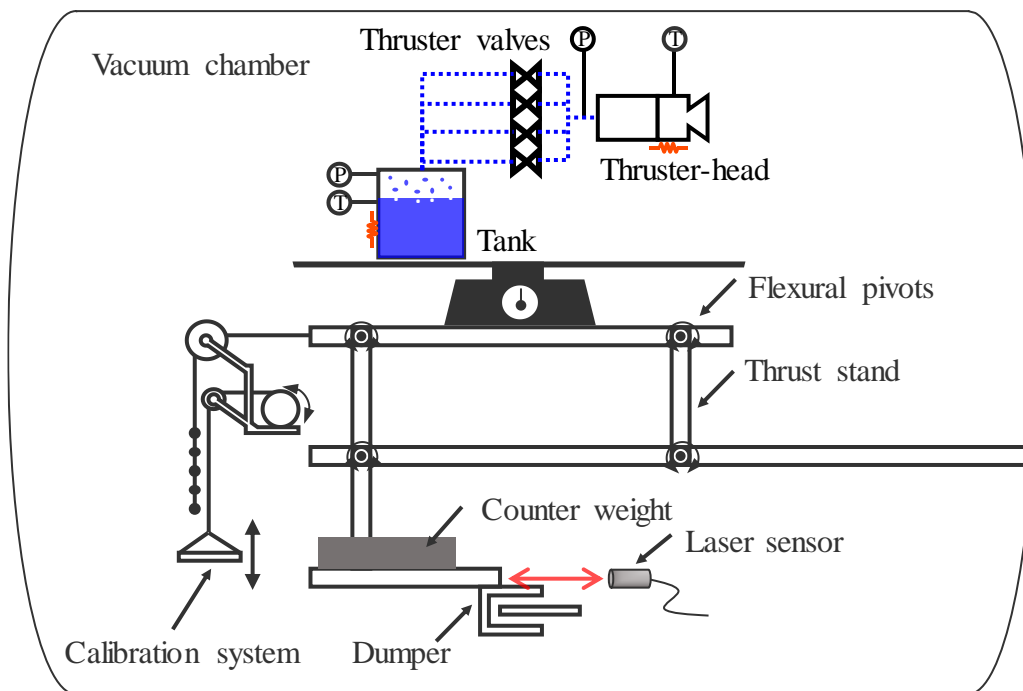


Figure 2-46 Schematic of the thrust stand and the water propulsion system with feeding system by gravity separation.

## 2.3.2 評価方法

スロートレイノルズ数 $Re^*$ は、先行研究に従い、

$$Re^* = \frac{\rho^* v^* D_t}{\mu^*} = \frac{4\dot{m}_{ex}}{D_t \mu^* \pi} \quad (62)$$

と定義した[133].  $\rho$ は密度,  $v$ は速度,  $D_t$ はスロート径,  $\dot{m}_{ex}$ は実効質量流量, 添え字の“\*”はスロートでの値であることを示す. 粘性係数 $\mu$ は温度依存性を持つ. Sutherland の式を用いるとスロート粘性係数 $\mu^*$ は

$$\mu^* = \mu_0 \left( \frac{T^*}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \left( \frac{T_0 + S}{T^* + S} \right)$$

$$T_0 = 288.15 \text{ K}, \mu_0 = \mu(T_0) = 9.60 \times 10^{-6} \text{ Pa} \cdot \text{s}, S = 620.15 \text{ K} \quad (63)$$

と表すことができる[134]. スロート温度 $T^*$ は

$$T^* = \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right) T_0 \quad (64)$$

となる. スロートクヌッセン数は

$$Kn^* = \frac{\lambda}{D_t} = \frac{k_B T^*}{\sqrt{2} \pi D_{H_2O} p^* D_t} \quad (65)$$

で表される.  $\lambda$ は平均自由行程,  $k_B$ はボルツマン定数,  $D_w$ は水分子直径である. スロート圧力 $p^*$ は

$$p^* = \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} p_0 \quad (66)$$

となる. 作動前後での質量変化量 $\Delta M_{prop}$ , プレナム圧力 $p_n$ , および作動時間内におけるプレナム圧力の時間積分から, 実効質量流量 $\dot{m}_{ex}$ は,

$$\dot{m}_{ex} = \frac{p_n}{\int_{t_i}^{t_f} p_n dt} \Delta M_{prop} \quad (67)$$

として算出した. これは質量流量 $\dot{m}_{ex}$ がプレナム圧力に比例するという仮定のもとで成り立つ. 理論特性排気速度 $c_{id}^*$ は

$$c_{id}^* = \sqrt{\frac{R_g T_v}{\gamma} \left( \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}} \quad (68)$$

と定義される。  $R_g$  は一般ガス定数、  $\gamma$  は比熱比である。水蒸気温度  $T_v$  は、実験で測定したスラストヘッド加熱部の温度と等しいと仮定した。本研究では実効推力係数  $C_{F,ex}$  を

$$C_{F,ex} = \frac{F_{ex}}{\dot{m}_{ex} c_{id}^*} \quad (69)$$

と定義した。  $F_{ex}$  は測定推力である。一般的な推力係数の定義は

$$C_F = \frac{F}{p_n A_t} \quad (70)$$

である。  $A_t$  はスロート径である。低レイノルズ数流れにおいては、スロート部での境界層発達を考慮した実効スロート面積を用いる必要がある。しかし、実効スロート径を実験的に定量評価することは難しい。一方で、実験で測定される実効質量流量は、実効スロート径によって決定されるものである。したがって、本研究では、境界層の影響を考慮した推力係数となる式(69)を用いて比推力効率の評価を行った。一般的に、理論推力係数  $C_{F,id}$  は

$$C_{F,id} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{1 - \left(\frac{p_e}{p_n}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}\right\}} + \frac{p_e - p_a}{p_n} \frac{A_e}{A_t} \quad (71)$$

と定義される。  $p_e$  はノズル出口圧力、  $p_a$  は雰囲気圧力、  $A_e$  はノズル出口面積である。従って、推力係数効率  $\eta_{C_F}$  は

$$\eta_{C_F} = \frac{C_{F,ex}}{C_{F,id}} \quad (72)$$

となる。理論特性排気速度  $c_{id}^*$  と実効特性排気速度  $c_{ex}^*$  には差異が生じうるが、式(69)において理論特性排気速度  $c_{id}^*$  を用いた場合、つまり  $\eta_{c^*}$  を 1 とした場合、実効推力係数  $C_{F,ex}$  が特性排気速度の差異を含んでいることを意味する。したがって、比推力効率  $\eta_{I_{sp}}$  は

$$\eta_{I_{sp}} = \eta_{c^*} \eta_{C_F} = \eta_{C_F} \quad (73)$$

となり、推力係数効率  $\eta_{C_F}$  と同義となる。このようにして得られた比推力効率を用いて、水蒸気の低レイノルズ数流れにおける推進性能評価を行った。

## 2.3.3 実験結果および考察

スラスタ作動履歴の一例を Figure 2-47 に示す。作動直前まではタンクヒーターに電力を投入し、作動開始時のタンク温度が約 30 °C となるような操作を行った。そのため作動開始前においてはタンク圧力が上昇傾向となった。タンクヒーターへの電力投入をやめ、180 s あたりでスラスタバルブを開き作動を開始した。作動開始直後に推力が急激に立ち上がっているが、これは実際にスラスタで発生している物理現象ではなく、スラスタスタンドの過渡応答によるものであった。タンク内の水蒸気が蒸発／排出され、蒸発熱が奪われることでタンク温度がなだらかに低下し、タンク圧力も追従してなだらかに低下した。タンクからノズルにかけての流路での圧損により、プレナム圧力はタンク圧力の 20–30 % まで低下した。700 s 付近でスラスタバルブを閉じるとプレナム圧力は立上がり、タンク圧力はその温度における飽和蒸気圧へと漸近していった。作動中のノズル温度は、約 20 °C でほぼ一定だった。

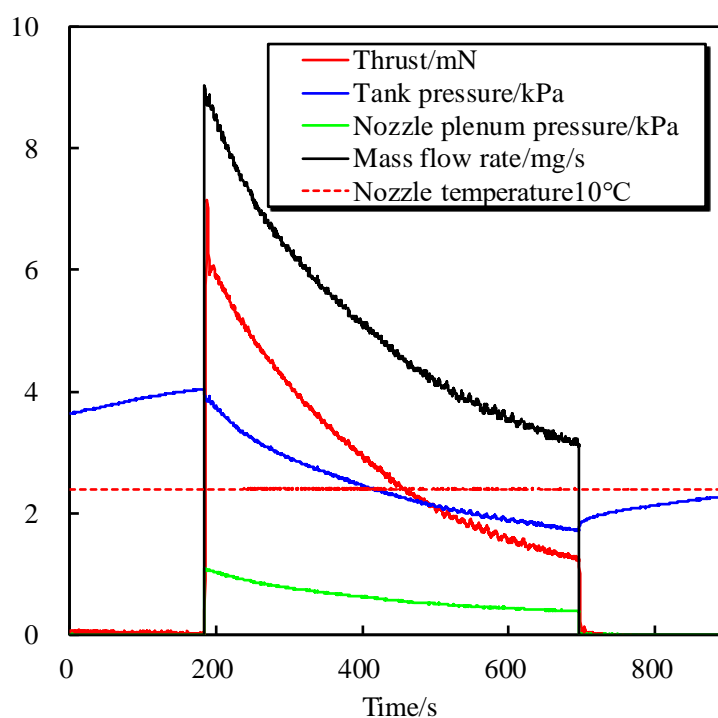


Figure 2-47 Operation profile example in the evaluation test of  $I_{sp}$  efficiency.

各プレナム圧力における比推力効率およびクヌッセン数を Figure 2-48 に示す。また、各スロートレイノルズ数における比推力効率およびクヌッセン数を Figure 2-49 に示す。プレナム圧力が低下するほど、またスロートレイノルズ数が低下するほど、比推力効率が非線形的に低下する傾向が得られた。プレナム圧力が約 1.0 kPa、スロートレイノルズ数が約 200 のときには、比推力効率は約 0.77 となった。プレナム圧力およびスロートレイノルズ数共に半分程度の 0.5 kPa および 100 になると、比推力効率は約 0.5 まで低下した。レイノルズ

数が低くなるほど、比推力効率の低下にはノズル内壁近傍での粘性効果に加え、希薄気体の効果の寄与が大きくなると考えられる。クヌッセン数が高くなるほど、分子間衝突よりも分子と壁面との衝突の方が支配的となり、ノズル内壁表面との相互作用が無視的になる。また、分子間衝突が減少することで流れが非平衡状態となる。

先行研究において、窒素を作動流体とした場合の比推力効率のレイノルズ数依存性を示したグラフと比較をすると、スロートレイノルズ数 200 においては比推力効率 0.75 程度が得られており、本実験結果と良い一致を示した[130]。一方、スロートレイノルズ数 100 においては、先行研究では、比推力効率は 0.72 程度となっており、本実験結果の方が 30%程度低い結果となった。この原因として、1) 背景圧力の違い、2) 分子の極性、3) 凝縮の発生、が考えられる。背景圧力について、Nishii et al によって、アルゴンを作動流体としたレイノルズ数 200 以下の流れで、ノズル出口圧力と背景圧力の比が 3 を下回ると、比推力効率が 20%程度低下することが示されている[135]。スラスタ作動時における平均ノズル出口圧力は、

$$\frac{A_e}{A_t} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{\bar{p}_e}{\bar{p}_n}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right) \left[1 - \left(\frac{\bar{p}_e}{\bar{p}_n}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (74)$$

を圧力比について数値的に解き、得られた圧力比に、測定により得られた作動時の平均プレナム圧力を掛けることで算出した。本実験における平均ノズル出口圧力と平均チャンバ圧力の比は 0.3 と算出された。先行研究におけるスラスタ作動時のチャンバ背圧が不明であり、かつ作動流体やノズル形状が異なるため直接比較はできないが、本実験においては、ノズル出口圧力に対し真空チャンバ圧力が高いことが、スロートレイノルズ数 200 以下の領域における比推力効率低下の要因となっていると考えられる。

水分子は、酸素原子と水素原子のなす角が 109.47°であり極性を持つ。そのため水分子は並進運動エネルギーに加えて回転運動エネルギーを持っている。先行研究において作動流体として用いられているヘリウムやアルゴンは単原子分子であるため極性は持っていない。レイノルズ数が低い流れ、つまりクヌッセン数が高い希薄気体流れになるほど、このような分子としての特性、特に回転エネルギーに起因する効果が無極性であるノズル内壁との衝突干渉において現れ、比推力効率に影響を及ぼすことが考えられる。

ノズルでの膨張により水蒸気温度が低下し壁面上にて凝縮が発生すると、ノズルを流れる流体と壁面との境界条件が大きく変化することが予想される。ヘリウムやアルゴンは沸点が非常に低いため、ノズル流れにおいて凝縮が発生していることは考えにくい。一方水は 1 kPa における飽和蒸気温度が約 7°C であることから、ヘリウムやアルゴンと比較して凝縮が発生する可能性が高い。凝縮が発生した場合、実効質量流量が増加し、結果比推力効率の低下に繋がることを考えられる。

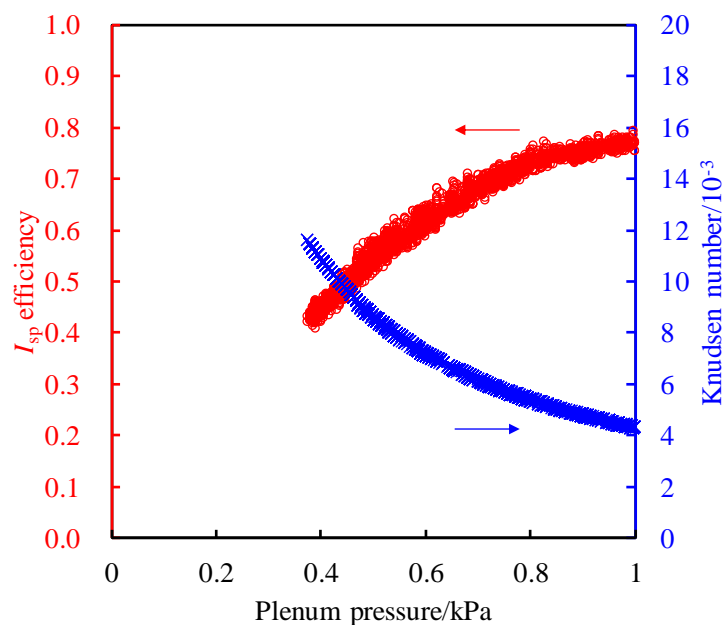


Figure 2-48  $I_{sp}$  efficiency vs plenum pressure obtained from the nozzle with a throat diameter of 2.6 mm and an expansion ratio of 60.0. Propellant was water. Nozzle temperature during firing was approximately 20 °C.

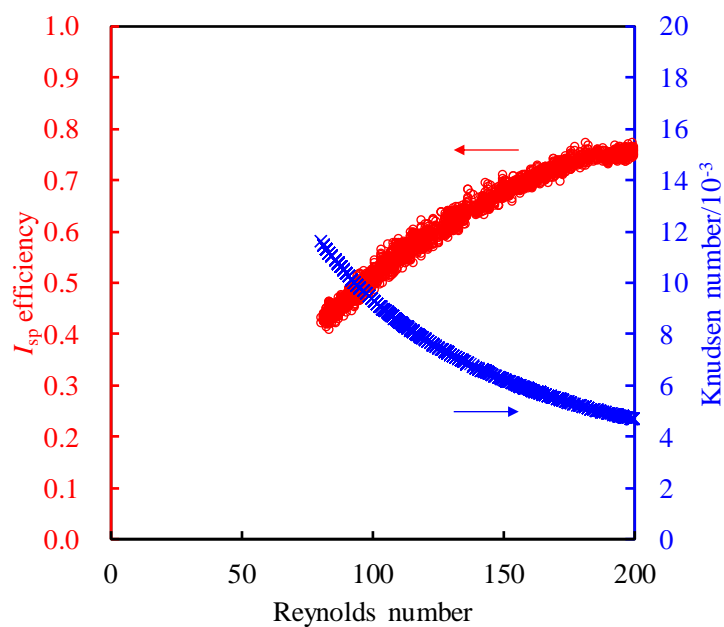


Figure 2-49  $I_{sp}$  efficiency vs throat Reynolds number obtained from the nozzle with a throat diameter of 2.6 mm and an expansion ratio of 60.0. Propellant was water. Nozzle temperature during firing was approximately 20 °C.

## 2.4 予加熱器の性能評価

本節では、スラスタヘッドにおいて、ノズルの直前に加熱部 (以下、予加熱器と呼称する) の実験的性能評価について記す。スラスタヘッドでの加熱部流路を長くし、水蒸気温度をより高くするほど比推力を向上させることができる。しかし、体積および電力制約の厳しい小型宇宙機への搭載を考えた場合、加熱部長さおよび投入電力と設計制約条件との間でトレードオフが発生する。従って、加熱部長さおよび投入電力が比推力に及ぼす影響を定量的に評価することを本節の目的とする。

### 2.4.1 実験条件

実験系については、スラスタヘッドに予加熱器が導入されている点以外は、上述の Figure 2-45 および Figure 2-46 を同じである。実験条件を Table 2-15 に示す。予加熱器長さ三種類、ヒーター電力三種類をパラメータとし、合計九パターンでの実験を行った。ヒーター電力については、予加熱器温度が 70 °C あるいは 120 °C となるように、それぞれヒーターに約 1.5 W あるいは約 3.0 W を投入し、適宜調節を行った。作動開始時のタンク温度は約 30 °C とし、約 3 g の推進剤が消費されるまで作動させた。作動中にはタンクヒーターに電力を投入せず、作動と共に蒸発熱が奪われタンク温度は低下し、タンク圧力が低下させることで質量流量を掃引した。再現性およびヒステリシスを考慮して各作動試験は 2 回実施し、ヒーター電力を 0.0 W → 1.5 W → 3.0 W → 3.0 W → 1.5 W → 0.0 W というように掃引させることで、予加熱器一種類につき、計六回の作動試験を行った。

Table 2-15 Experimental conditions of pre-heater tests.

Item	Value
Length of the pre-heater/mm	30, 85, 140
Nozzle throat diameter/mm	2.6
Nozzle expansion ratio	13.1
Tank heater (during operation) /W	0.0
Input power to the pre-heater/W	0.0, 1.5, 3.0
Initial temperature of the tank/°C	30
Final temperature of the tank/°C	15
Operation time/s	500
Consumed propellant mass/g	3.0



### 2.4.2 評価方法

スロートレイノルズ数 $Re^*$ は式(62)を用いて算出した。実効質量流量 $\dot{m}_{ex}$ は式(67)を用いて算出した。予加熱器温度は軸方向に沿って三点で計測を行い、その平均値を予加熱器温度とし、内部を流れる水蒸気温度 $T_v$ は予加熱器温度と等しいと仮定した。比推力 $I_{sp}$ は

$$I_{sp} = \frac{F_{ex}}{\dot{m}_{ex}g} \quad (75)$$

として算出した。このようにして得られた比推力を用いて、予加熱器長さおよび投入電力を変えた時の推進性能を評価した。

### 2.4.3 実験結果および考察

各レイノルズ数における比推力を Figure 2-50 から Figure 2-52 に示す。凡例には予加熱器長さおよび作動中の予加熱器平均温度を示した。レイノルズ数が低下すると比推力が低下する傾向があった。これは 2.3 節でも示した通り、比推力効率の低下が原因である。Figure 2-50 において、予加熱器長さ 30 mm の場合に一回目と二回目の実験結果にヒステリシスが見られたが、この原因は明らかになっていない。全電力条件において予加熱器長さ 140 mm の場合に最も高い比推力が得られた。これは、予加熱器長さが長くなることで加熱面積が増えたためだと考えられる。ヒステリシスが見られた Figure 2-50 を除くと、予加熱器を 30 mm から 140 mm に長くすることで、比推力が約 10 %増加した。実際の設計においては、構造的な包絡域と比推力がトレードオフになる。投入電力で比較すると、すべての予加熱器において、電力上昇とともに比推力も上昇した。ヒステリシスが見られた Figure 2-50 を除くと、約 1.5 W 投入時と約 3.0 W 投入時での比推力の差は約 6%であった。これは予加熱器の温度上昇とともに水蒸気温度も上昇し、排気速度が高くなったからである。

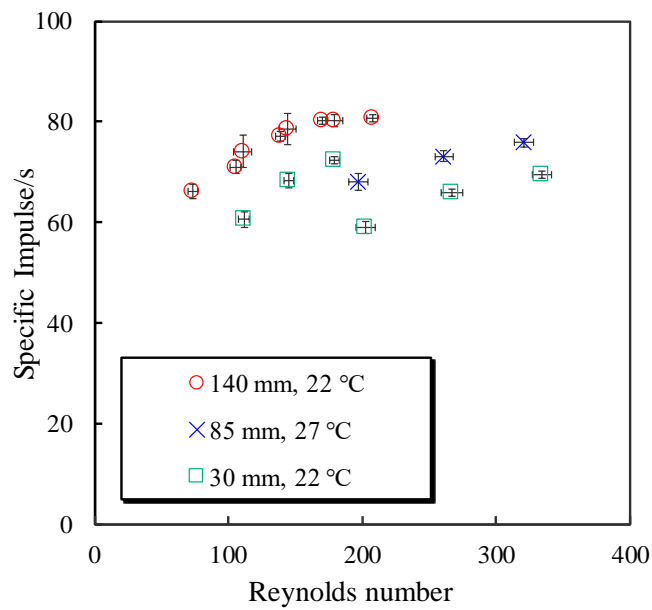


Figure 2-50 Specific impulse vs Reynolds number with a pre-heater input power of 0.0 W. Legend shows a length and an average temperature of the pre-heater during firing. Throat diameter and expansion ratio was 2.6 mm and 13.1 respectively.

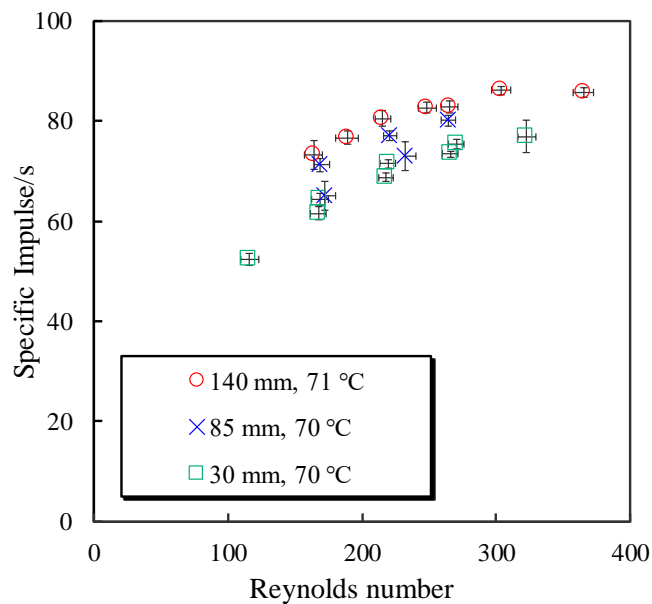


Figure 2-51 Specific impulse vs Reynolds number with a pre-heater input power of 1.5 W. Legend shows a length and an average temperature of the pre-heater during firing. Throat diameter and expansion ratio was 2.6 mm and 13.1 respectively.

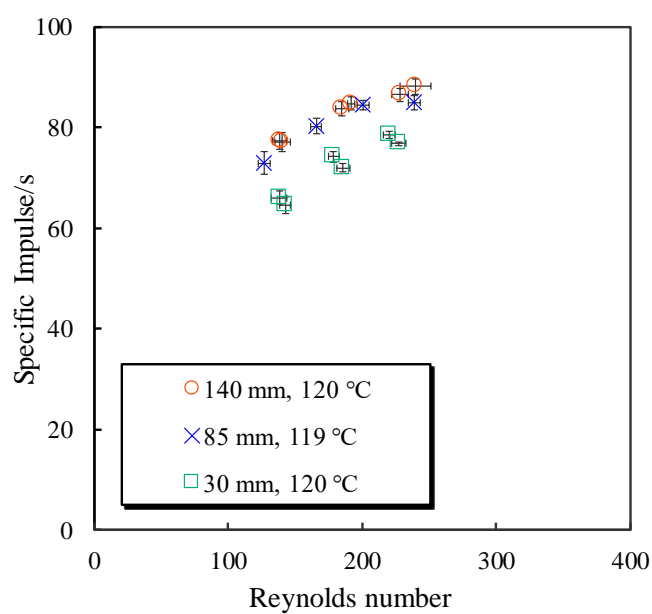


Figure 2-52 Specific impulse vs Reynolds number with a pre-heater input power of 3.0 W. Legend shows a length and an average temperature of the pre-heater during firing. Throat diameter and expansion ratio was 2.6 mm and 13.1 respectively.

## 2.5 気化室気液分離式推進剤供給系を用いた推進性能評価

本節では，気化室気液分離式推進剤供給系を用いた実験的推進性能評価について記す。

### 2.5.1 実験条件

実験系の写真を Figure 2-53 に，模式図を Figure 2-54 に示す。また，実験条件を Table 2-16 に示す。調圧バルブの開時間あるいはタンク圧力を変化することで液滴噴射量をパラメータとした。タンク圧力が 1.0 atm となっている実験については，タンクに接続した樹脂チューブをチャンバ外に取り回し，チューブ開口端を大気開放することで，作動中においてタンク圧力が常に一定となるようにした。噴射された液滴がすべて蒸発および排出されてから次の液滴が噴射されるように液滴噴射周期および気化室ヒーターへの投入電力を決定した。

Table 2-16 Experimental conditions of the water propulsion system with the visualized vaporizer.

Test No.	$\Delta t_{\text{open}}/s$	$p_{\text{tank}}/\text{atm}$	$\Delta t_{\text{cycle}}/s$	$n_{\text{cycle}}$	$P_{\text{vh}}/W$	$P_{\text{ph}}/W$
1	0.50	0.90	80	15	12	0.00
2	1.00	1.00	160	10	14	1.35
3	0.75	1.00	120	13	14	1.35
4	0.50	1.00	120	132	14	1.36
5	0.75	1.00	120	68	14	1.36
6	0.50	1.00	120	43	10	1.03
7	0.55	1.00	120	18	10	1.03

$\Delta t_{\text{open}}$ : Opening time of the regulating valve,  $p_{\text{tank}}$ : Tank pressure,  $\Delta t_{\text{cycle}}$ : Injection cycle time of RV,  $n_{\text{cycle}}$ : Number of injections,  $P_{\text{vh}}$ : Input power of the vaporizer heater,  $P_{\text{ph}}$ : Input power of the thruster-head

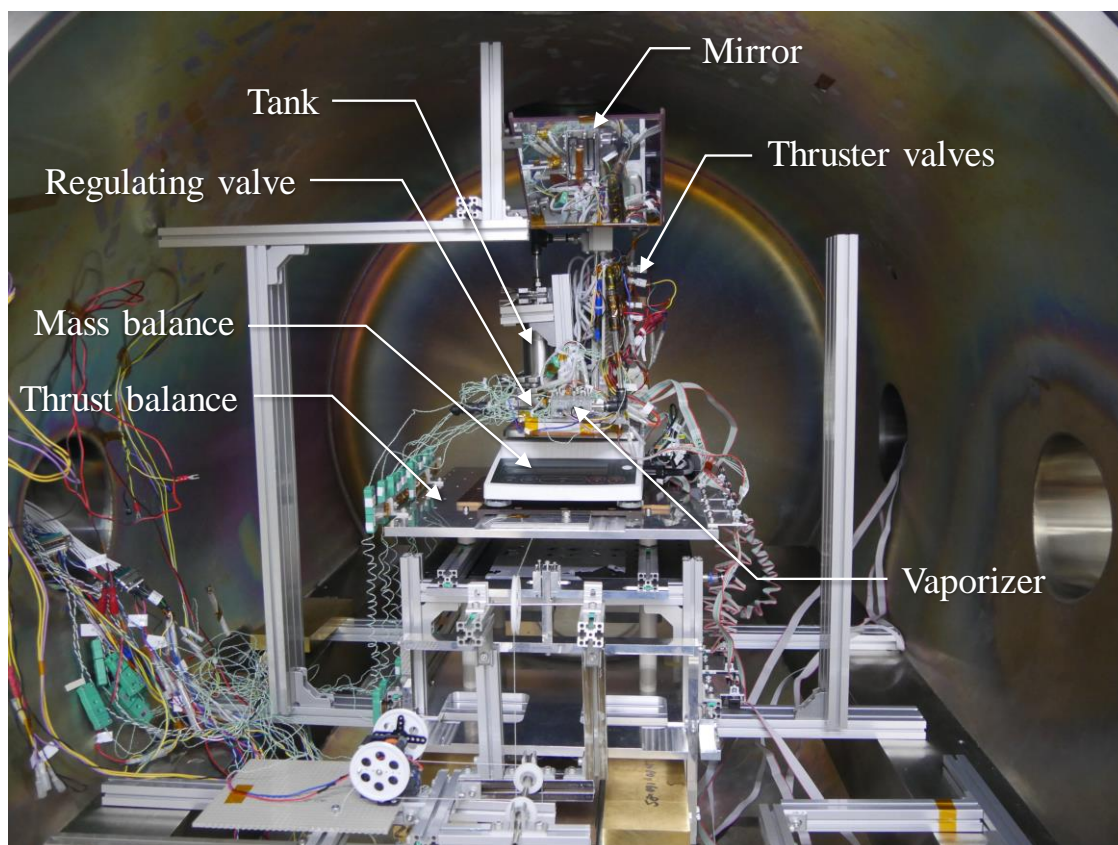


Figure 2-53 Photograph of the thrust stand and the water propulsion system with the vaporizer.

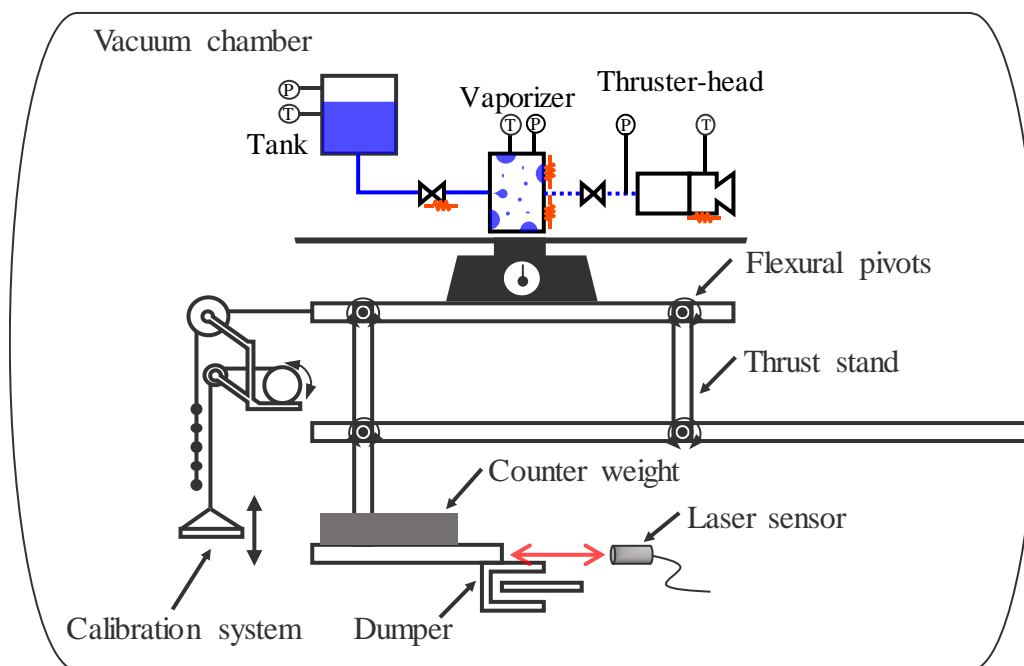


Figure 2-54 Schematic of the thrust stand and the water propulsion system with the vaporizer.

## 2.5.2 評価方法

提案する水レジストジェットスラスタは、液滴噴射および蒸発に伴い質量流量が時々刻々と変化する特性を持つ。すなわち推力も時々刻々と変化する特性を持つ。そこで、気化室圧力、推力、比推力、および質量流量は、液滴噴射毎の時間平均値を用いて評価した。つまり、

$$\bar{p}_{vc} = \frac{\int_{t_{inj}}^{t_{inj}+\Delta t_{cycle}} p_{vc} dt}{\Delta t_{cycle}} \quad (76)$$

$$\bar{F}_{ex} = \frac{\int_{t_{inj}}^{t_{inj}+\Delta t_{cycle}} F_{ex} dt}{\Delta t_{cycle}} \quad (77)$$

$$\bar{I}_{sp,ex} = \frac{\bar{F}_{ex}}{\Delta M_{inj}} \quad (78)$$

$$\bar{m}_{ex} = \frac{\Delta M_{inj}}{\Delta t_{cycle}} \quad (79)$$

で表される値を用いて評価した。推進効率 $\eta_t$ は

$$\eta_t = \frac{\bar{F}_{ex}^2}{2\bar{m}_{ex}P_t} \quad (80)$$

として算出した。全消費電力 $P_t$ は、気化室ヒーター電力 $P_{vh}$ 、スラスタヘッドヒーター電力 $P_{ph}$ 、およびスラスタバルブ消費電力 $P_{tv}$ を考慮して、

$$P_t = P_{vh} + P_{ph} + P_{tv} \quad (81)$$

として算出した。気化室での熱効率は水の蒸発エンタルピー $\Delta_v H$ と平均質量流量から算出される潜熱、および気化室ヒーター投入電力から

$$\eta_v = \frac{\bar{m}_{ex}\Delta_v H}{P_{vh}} \quad (82)$$

として算出した。

### 2.5.3 実験結果

真空チャンバ内にて作動試験を行った。作動履歴の一例として、実験#1の結果を Figure 2-55 に示す。作動中の気化室内の様子を撮影した写真を Figure 2-56 に示す。250 s 付近でまず気化室ヒーターへの電力投入を開始している。そのため、気化室温度が上昇している。300 s 付近で気化室への液滴噴射を開始した。気化室に液滴が噴射されると、液滴の蒸発が進み、蒸発熱が奪われることで気化室温度は低下した。気化室ヒーター電力は常に一定で投入していたため、すべての液滴が蒸発すると次の液滴噴射が行われるまでの間、気化室温度が上昇した。気化室圧力および気化室内の液滴に着目すると、液滴噴射直後、気化室圧力が急激に立ち上がり、激しく蒸発している様子が確認された。液滴噴射から数秒経過すると蒸発の勢いは落ち着いた。気化室内での液滴の蒸発が進むとともに、気化室温度および圧力が低下していった。すべての液滴が蒸発したのち、液滴噴射周期分の時間が経過し、再び液滴が噴射されると、気化室圧力が急峻に立ち上がり、その後緩やかに低下していくという“脈動”するような波形が繰り返された。実験#1では、スラスタ作動中(300 s–1500 s)において、平均気化室温度はほぼ一定となっていることが見て取れる。これは、奪われる蒸発熱と同等の熱量が気化室ヒーターから投入されていることを表している。電子天秤によって得られた質量と式(67)から逆算される質量をプロットしたものを Figure 2-57 に示す。両者は非常に良い一致を示している。このことから、式(67)における、質量流量がプレナム圧力に比例するという仮定は、本実験においては成立すると言える。

液滴噴射時の時刻を原点として、液滴噴射毎の気化室圧力時間履歴を重ねてプロットしたものを Figure 2-58 から Figure 2-64 に示す。グラフ中の凡例は、液滴噴射開始時の気化室平均温度を表している。実験#4については、液滴噴射回数が132回と多く、凡例に書ききることが難しいため省略したが、色の薄いプロットほど気化室平均温度が低く、色の濃いプロットほど気化室平均温度が高くなっている。実験#2および#4以外において、1回目の液滴噴射の気化室圧力波形が他の液滴噴射の気化室圧力波形と異なっている。また、実験#6においては1回目と2回目の液滴噴射の気化室圧力波形が他の気化室圧力波形と明らかに異なっている。これは、実験系セッティングの過程において、タンクから調圧バルブまでの流路中に気泡が混入していたため、最初の液滴噴射が安定しないことが原因だと考えられる。1回目の液滴噴射で気泡が抜け切れれば、2回目以降の液滴噴射では液体の水のみが噴射され、噴射が安定していると考えられる。

圧力が緩やかに低下している途中に、細かい気化室圧力ピークが発生している。これは突沸によるものである。実際に気化室内を撮影した動画においても、液滴内部から突沸が発生している様子が見て取れた。蒸発は液滴表面から起こっているとすると、蒸発熱は液滴表面から奪われていき、液滴表面の温度は低下する。一方、気化室側はヒーターにより加熱されているため、気化室内壁温度と液滴表面温度には温度差が生じる。この温度差が大きくなり、液滴が過加熱状態となると突沸が生じていると考えられる。

すべての実験において、ノズルからの液体噴出や氷の形成は見られなかった。つまりこれ

は、気化室という相変化のみを行う気液分離機構を設けることで気液分離が確実に行われていることを意味している。

各実験において得られた推進性能を Table 2-17 に示す。実験#5 では、各サイクル内において噴射された液滴がすべて蒸発する前に次の液滴噴射が行われ、常に気化室内に液滴が存在する状態となっていた。実験#7 および#8 では、他の実験と比較して明らかに質量流量が低く、スラスタバルブの一部に CLOSE 故障が発生している可能性が高かった。そのためこれらの実験については、性能評価のための平均値算出には用いなかった。気化室温度  $25.7 \pm 2.4$  °C において、平均質量流量  $5.41 \pm 0.07$  mg/s、平均推力  $4.34 \pm 0.37$  mN、平均比推力  $81.8 \pm 7.3$  s が得られた。推進効率は  $11 \pm 0.3$  % であり、気化室ヒーターに投入した電力のうち、約 99 % が蒸発熱を補うために使用されていた。このことから、気化室では非常に高い効率で電力が消費されていることがわかった。もし小型宇宙機の電力リソースに余裕があれば、スラスタヘッドへの投入電力を増加させ、水蒸気温度を上げることで推進効率の向上が期待される。

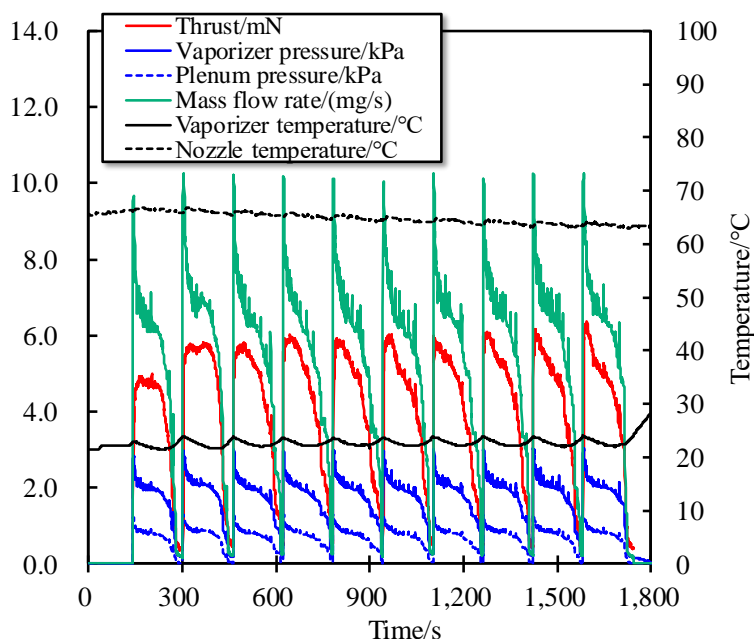


Figure 2-55 Operation profiles in test #2 using the visualized vaporizer.



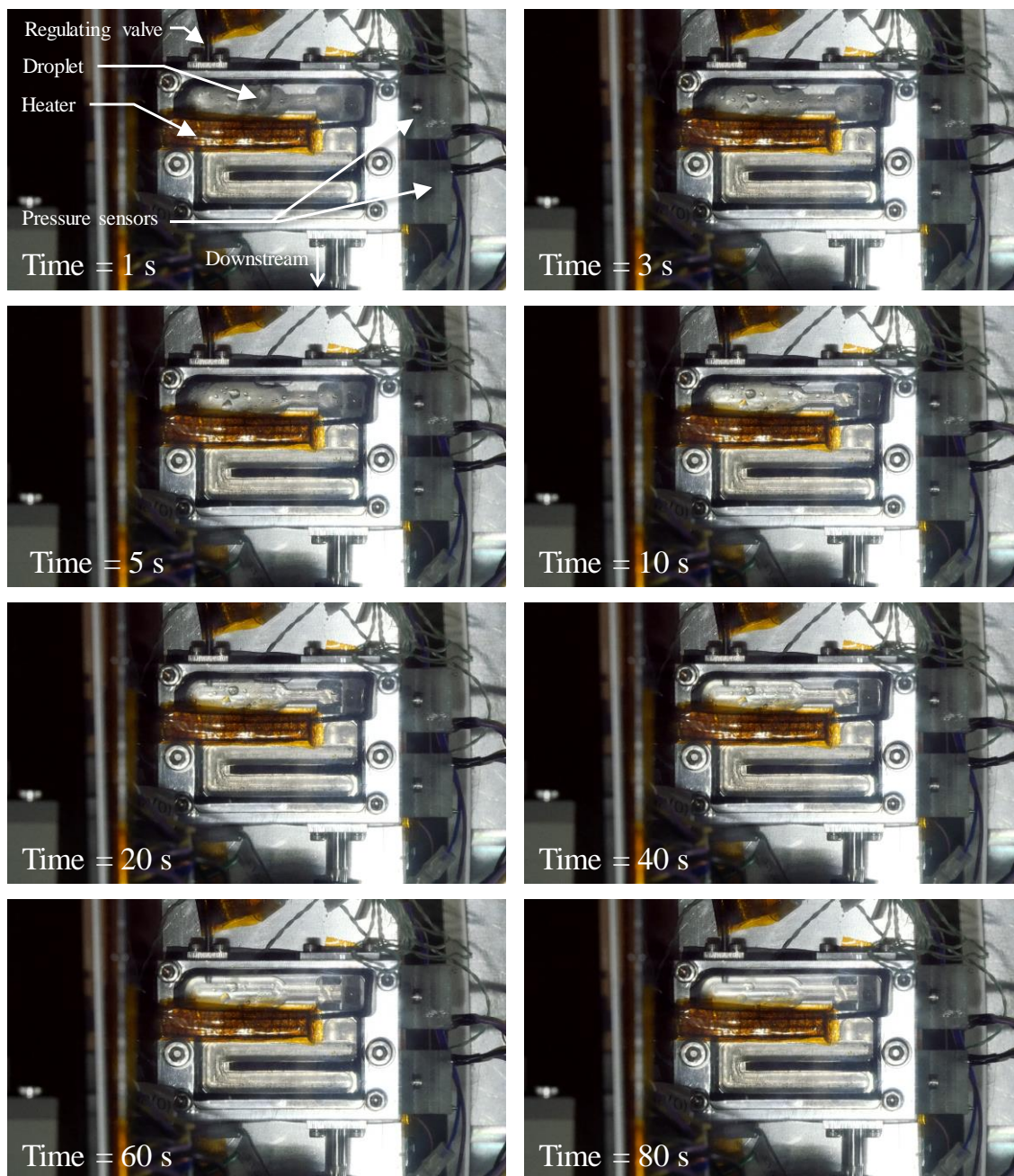


Figure 2-56 Photographs of the visualized vaporizer during firing.

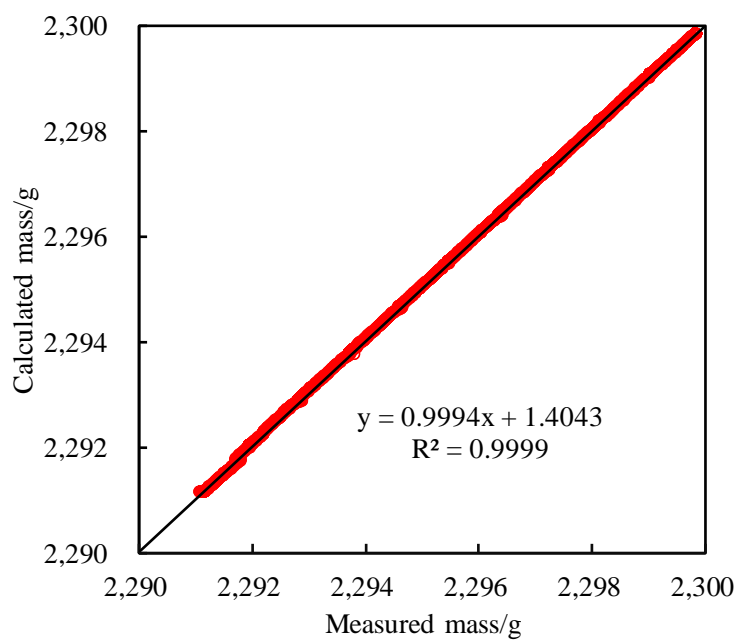


Figure 2-57 Calculated mass vs Measured mass in test #2 using the visualized vaporizer.

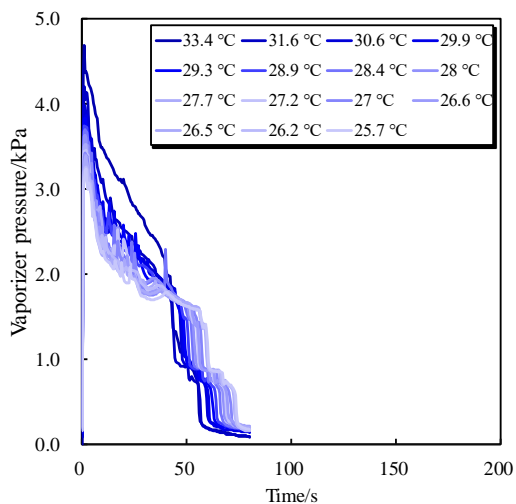


Figure 2-58 Vaporizer pressure profile in test #1 using the visualized vaporizer.

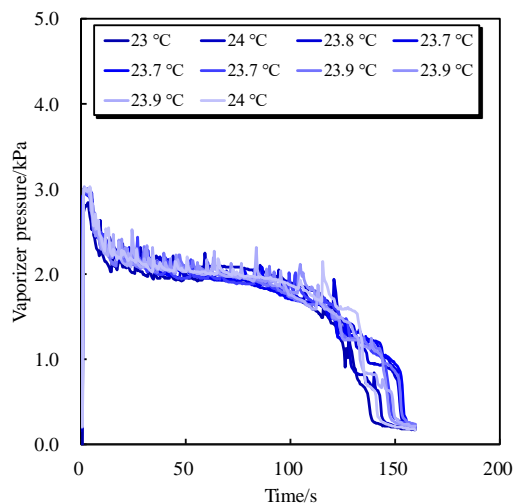


Figure 2-59 Vaporizer pressure profile in test #2 using the visualized vaporizer.

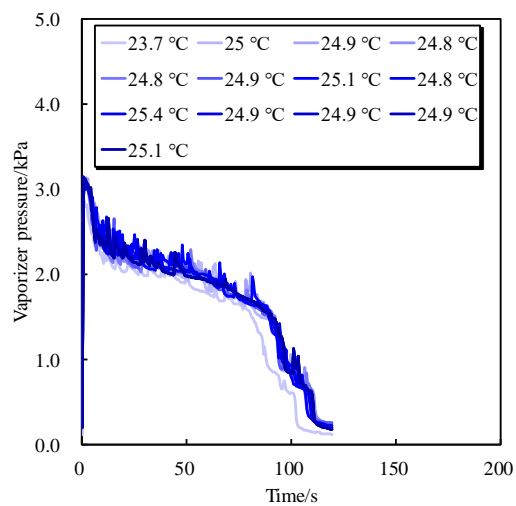


Figure 2-60 Vaporizer pressure profile in test #3 using the visualized vaporizer.

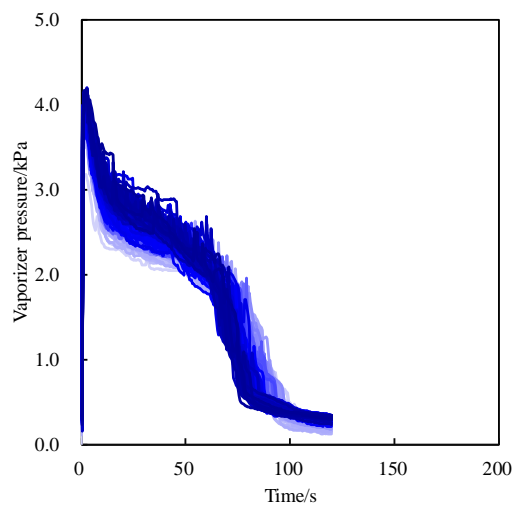


Figure 2-61 Vaporizer pressure profile in test #4 using the visualized vaporizer.

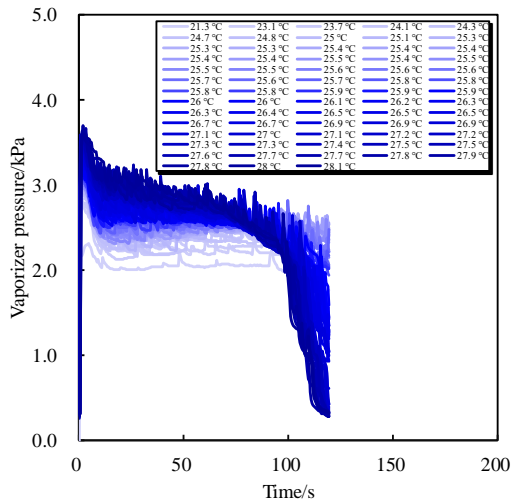


Figure 2-62 Vaporizer pressure profile in test #5 using the visualized vaporizer.

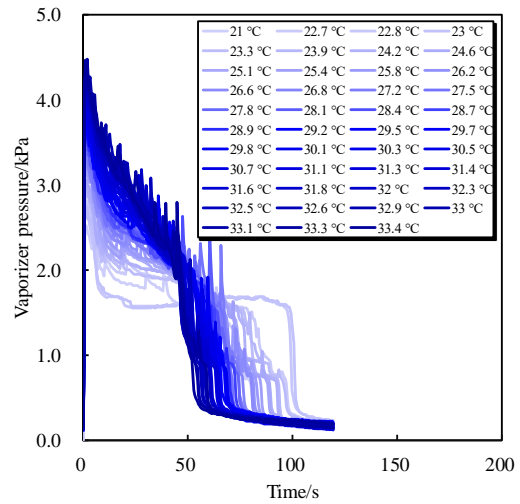


Figure 2-63 Vaporizer pressure profile in test #6 using the visualized vaporizer.

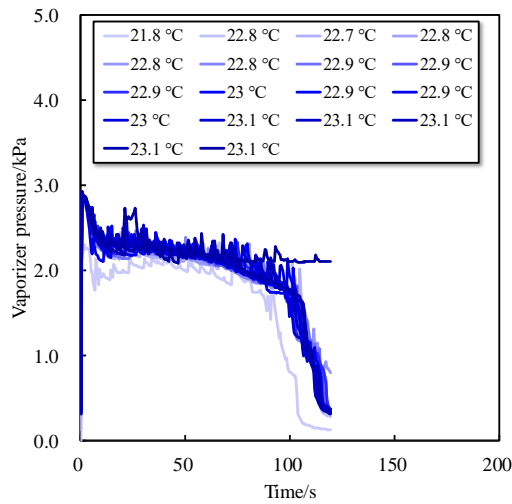


Figure 2-64 Vaporizer pressure profile in test #7 using the visualized vaporizer.

Table 2-17 Experimental results of the water propulsion system with the visualized vaporizer.

Test No.	$T_{vc}/^{\circ}\text{C}$	$\bar{p}_{vc}/\text{kPa}$	$\bar{m}/(\text{mg}/\text{s})$	$\bar{F}/\text{mN}$	$\bar{I}_{sp}/\text{s}$	$P_t/\text{W}$	$P_{vh}/\text{W}$	$\eta_t$	$\eta_v$
1	28.2	1.62	5.29	4.65	89.5	14.3	12.5	0.14	1.08
2	25.3	1.73	5.45	4.12	77.1	17.5	14.4	0.09	0.96
3	31.0	1.71	5.43	3.86	72.4	17.5	14.4	0.08	0.96
4	22.7	1.71	5.48	4.74	88.2	17.8	14.7	0.12	0.95
5	23.9	2.49	5.43	3.22	60.4	17.8	14.6	0.05	0.95
6	27.9	1.40	3.63	2.60	72.8	13.4	10.5	0.07	0.88
7	22.3	1.95	3.95	1.98	51.1	13.4	10.5	0.04	0.96
Ave. <sup>†</sup>	25.7±2.4	1.70±0.04	5.41±0.07	4.34±0.37	81.8±7.3	16.8±1.45	14.0±0.87	0.11±0.03	0.99±0.05

$T_{vc}$ : Vaporizer temperature,  $p_{vc}$ : Vaporizer pressure,  $\dot{m}$ : Mass flow rate,  $F$ : Thrust,  $I_{sp}$ : Specific impulse,  $P_t$ : total power,  $P_{vh}$ : Power of the vaporizer heater,  $\eta_t$ : Thruster efficiency,  $\eta_v$ : Thermal efficiency, <sup>†</sup>#5, #6, and #7 were excluded when total average values were calculated because water droplets did not evaporate completely during one cycle or thruster valves could be out of order.

#### 2.5.4 考察

Figure 2-58 から Figure 2-64 において、液滴噴射直後の気化室圧力ピーク値は液滴噴射時の気化室温度に追従して変化していることがわかる。液滴噴射時の気化室温度と気化室圧力ピーク値をプロットしたものを Figure 2-65 に示す。液滴噴射直後の気化室圧力ピーク値と、液滴噴射時の気化室温度は強い線形関係を持つことが明らかになった。得られた気化室圧力ピーク値は、その温度での飽和水蒸気圧よりも低い値である。つまり、噴射された液滴は、気化室内壁に付着し、非常に短い時定数で気化室内壁から液滴へと熱の輸送が行われていることを意味している。

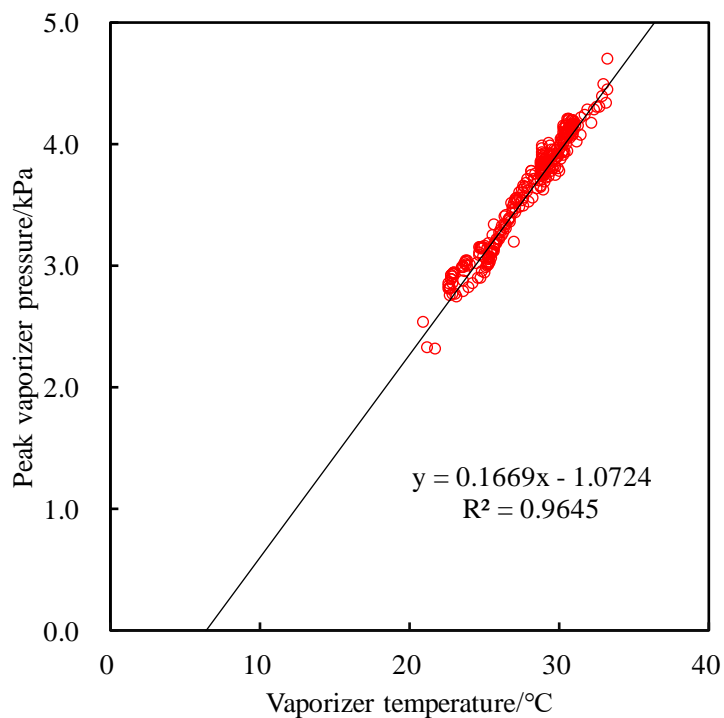


Figure 2-65 Peak vaporizer pressure vs vaporizer temperature at injection.

低圧流れにおいては、流路のコンダクタンスは上流圧力に依存する関数となり、推進剤供給系の重要な指標の一つとなる。構築した推進剤供給系のコンダクタンスを、

$$C_{\text{all}} = \frac{\dot{m}_{\text{ex}}}{p_{\text{vc}}} \quad (83)$$

から算出した。コンダクタンスの上流圧力依存性、およびプレナム圧力と気化室圧力の関係をプロットしたものを Figure 2-66 および Figure 2-67 に示す。どちらのグラフも、スラスタ作動範囲内での全温度条件における値を同一グラフ上にプロットした。粘性係数は温度の関数であるため、実際はコンダクタンスにも温度依存性があるが、今回行った実験の温度範囲内では、コンダクタンスの温度依存性は無視することができると考えられる。気化室圧力が 3 kPa を下回る圧力範囲から、粘性の影響が大きくなり、上流圧力に対してコンダクタンス、つまり質量流量が非線形的に変化することが明らかとなった。

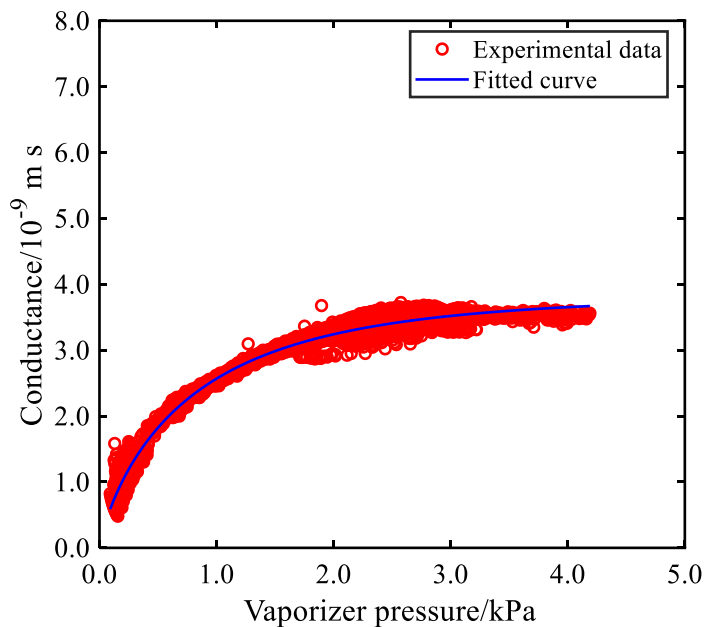


Figure 2-66 Conductance between the vaporizer and the nozzle exit vs vaporizer pressure.

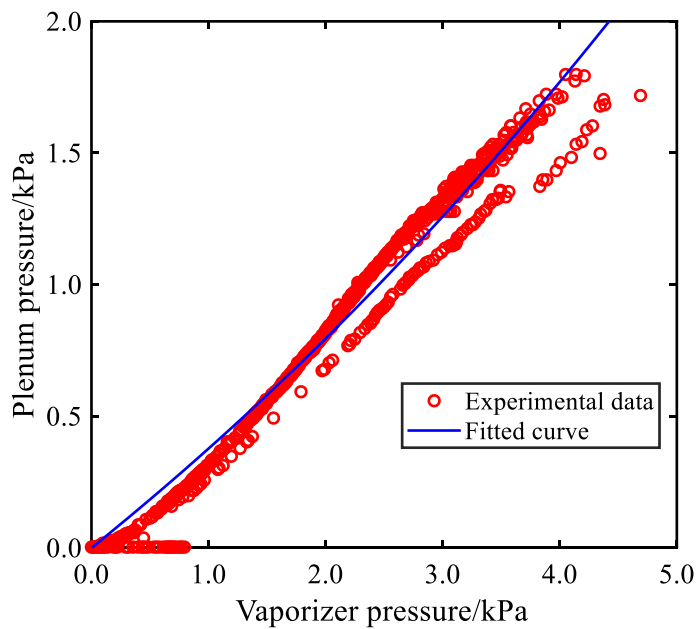


Figure 2-67 Plenum pressure vs vaporizer pressure.

提案する水レジストジェットスラストは、液滴噴射および蒸発に伴い、推力が波打つような“脈動波形”を持つ（以下、この作動方式を脈動作動と呼称する）。これはつまり、一回の液滴噴射による作動において、レイノルズ数の高い領域と低い領域を掃引するように作動していることを意味している。Figure 2-58 から Figure 2-64 を見てわかるように、波形の時間履歴は液滴噴射量および気化室温度に依存する。液滴噴射量と気化室温度をパラメータ空間にとったときの推力および比推力を Figure 2-68 および Figure 2-69 に示す。両グラフは質量流量で除するかどうかの違いであるため、トレンドは同じとなっている。液滴噴射量が小さく、かつ気化室温度が高いほど推力および比推力が高くなる傾向が得られた。これは、液滴噴射量が小さく気化室温度が高くなるほど、気化室圧力波形が急峻な形になり、結果としてレイノルズ数が高い領域での作動が占める割合が高くなるからであると考えられる。



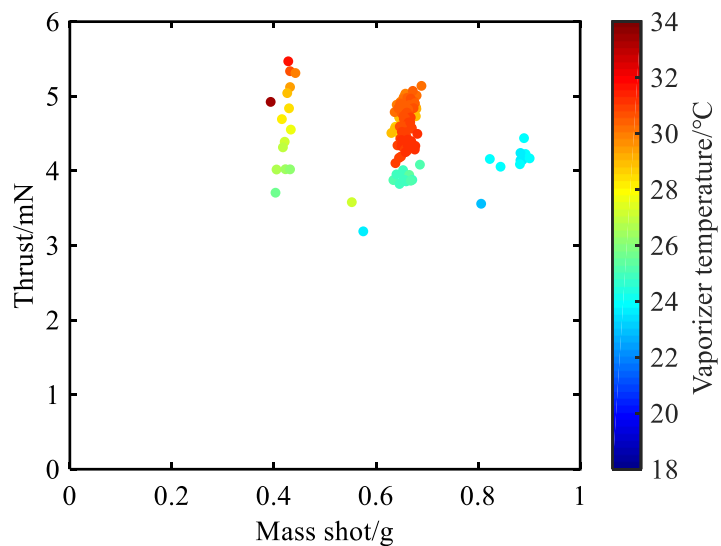


Figure 2-68 Thrust dependency on mass shot and vaporizer temperature at injection in the experimental model.

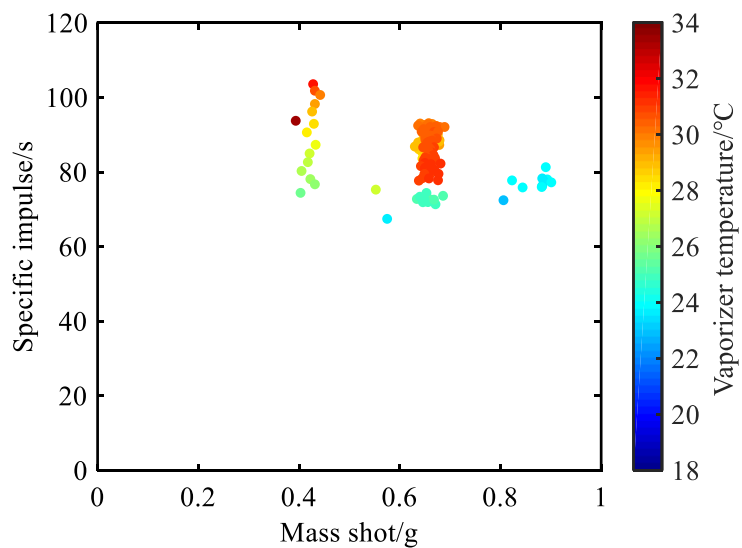


Figure 2-69 Specific impulse dependency on mass shot and vaporizer temperature in the experimental model.

一般的なレジストジェットスラスタは、ノズル上流にレギュレータ等を設置する、あるいはプレナム空間を設ける等して、上流圧力が一定、つまり質量流量が一定となるような作動をさせることが多い（以下、この作動方式を一定作動と呼称する）。先行研究で明らかになっている通り、低レイノルズ数流れにおいては、比推力効率がレイノルズ数に依存する。提案スラスタは幅広いレイノルズ数領域を掃引するように作動する一方で、一定作動においてはある一定レイノルズ数での作動となる。従って、脈動作動と一定作動においては、比推力効率がレイノルズ数依存性に起因して、推進性能に差異が生じることが予想される。脈動作動と一定作動の推進性能比較のため、規格化インパルスビットという指標を導入する。規格化インパルスビットを

$$I_{\text{nor}} = \frac{I_{\text{bit,ex}}}{I_{\text{bit,con}}} = \frac{\int_{t_{\text{inj}}}^{t_{\text{inj}}+\Delta t_{\text{cycle}}} F_{\text{ex}} dt}{\int_{t_{\text{inj}}}^{t_{\text{inj}}+\Delta t_{\text{cycle}}} F_{\text{con}} dt} \quad (84)$$

と定義した。\$I\_{\text{bit,ex}}\$と\$F\_{\text{ex}}\$は脈動作動により得られるインパルスビットと推力、\$I\_{\text{bit,con}}\$と\$F\_{\text{con}}\$は一定作動を仮定した場合に得られるインパルスビットと推力である。一定作動時における推力\$F\_{\text{con}}\$は

$$F_{\text{con}} = \dot{m}_{\text{con}} c_{\text{id}}^* C_{\text{F,ex}} = C_{\text{all}}(p_{\text{vc,con}}) p_{\text{vc,con}} \eta_{\text{I,sp}} c_{\text{id}}^*(p_{\text{n,con}}) C_{\text{F,id}} \quad (85)$$

となる。脈動作動時と同じ液滴噴射量、つまり推進剤消費量に対し、一定作動の作動時間が、脈動作動における液滴噴射周期と同じであると仮定し、

$$\Delta M_{\text{inj}} = \int_{t_{\text{inj}}}^{t_{\text{inj}}+\Delta t_{\text{cycle}}} \dot{m}_{\text{con}} dt = \int_{t_{\text{inj}}}^{t_{\text{inj}}+\Delta t_{\text{cycle}}} C_{\text{all}}(p_{\text{vc,con}}) p_{\text{vc,con}} dt \quad (86)$$

を数値解析的に解くことで\$P\_{\text{vc,con}}\$を求めた。\$C\_{\text{all}}(p\_{\text{vc}})\$はFigure 2-66で得られた結果を用いて

$$\frac{C_{\text{all}}(p_{\text{vc}})}{C_{\text{all},0}} = \left( \frac{a_{\text{all}}}{c_{\text{all}}} \right)^{10} \left[ 1 - \frac{c_{\text{all}}^{10}}{\left( \frac{p_{\text{vc}}}{p_0} \right)^{b_{\text{all}}} + 1} \right]$$

$$C_{\text{all},0} = 1.0 \times 10^9 \text{ m s}, p_0 = 1.0 \text{ kPa}, a_{\text{all}} = 9.720, b_{\text{all}} = 0.8136, c_{\text{all}} = 8.499 \quad (87)$$

とモデル化した。この関数は圧力が0 kPaのときにコンダクタンスも0 m sとなり、実験で得られている範囲内で気化室圧が高くなるとコンダクタンスが一定になるという境界条件は満たした関数系となっている。プレナム圧力はFigure 2-67で得られた結果を用いて

$$\frac{p_{\text{n}}}{p_0} = a_{\text{n}} \left( \frac{p_{\text{vc}}}{p_0} \right) - \frac{b_{\text{n}}}{\left( \frac{p_{\text{vc}}}{p_0} \right)^{c_{\text{n}}} + d_{\text{n}}} + \frac{b_{\text{n}}}{d_{\text{n}}}$$

$$p_0 = 1.0 \text{ kPa}, a_{\text{n}} = 0.3608, b_{\text{n}} = 1.296 \times 10^5, c_{\text{n}} = 2.155, d_{\text{n}} = 2796 \quad (88)$$

とモデル化した． $\eta_{I_{sp}}(p_n)$ は Figure 2-48 で得られた結果を用いて，

$$\eta_{I_{sp}}(p_n) = -\frac{a_{CF}}{\left(\frac{p_n}{p_0}\right)^{b_{CF}} + a_{CF}} + 1.0$$

$$p_0 = 1.0 \text{ kPa}, \quad a_{CF} = 0.2602, \quad b_{CF} = 1.676 \quad (89)$$

とモデル化した．

脈動作動と一定作動のコンセプト図を Figure 2-70 に示す．また，規格化インパルスビットの計算結果を Figure 2-71 に示す．液滴噴射量が少ないほど，規格化インパルスビットが高くなった．これは，液滴噴射量が少なくなると Figure 2-59 および Figure 2-60 で見られたような，液滴噴射直後から蒸発終了までの間に気化室圧力が一定に近くなるような時間帯が短くなり，気化室圧力が急峻に立ち上がってピーク値を取った後すぐに落ち下がるような波形に近づくためであると考えられる．この，気化室圧力が一定となるような時間帯が存在すると，サイクル内における平均レイノルズ数が低下し，比推力効率の低下に繋がっている．同じ液滴噴射量においては，気化室温度が高いほど規格化インパルスビットが高くなった．これは，気化室温度が高いほど液滴温度が高くなり気化室圧力も高くなること，および液滴の蒸発速度が速くなり，圧力が急峻に立ち上がった後すぐに落ち下がるような波形に近づくためであると考えられる．本実験においては，液滴噴射量 0.4 g，液滴噴射時の気化室温度が 34 °Cにおいて，規格化インパルスビットが最大で 1.3 となることが明らかになった．また，液滴噴射量 0.4 g 以上，気化室温度 26 °C以上という条件下であれば，規格化インパルスビットは 1 より大きくなり，一定作動よりも脈動作動の方が，推進性能が高くなることが明らかになった．

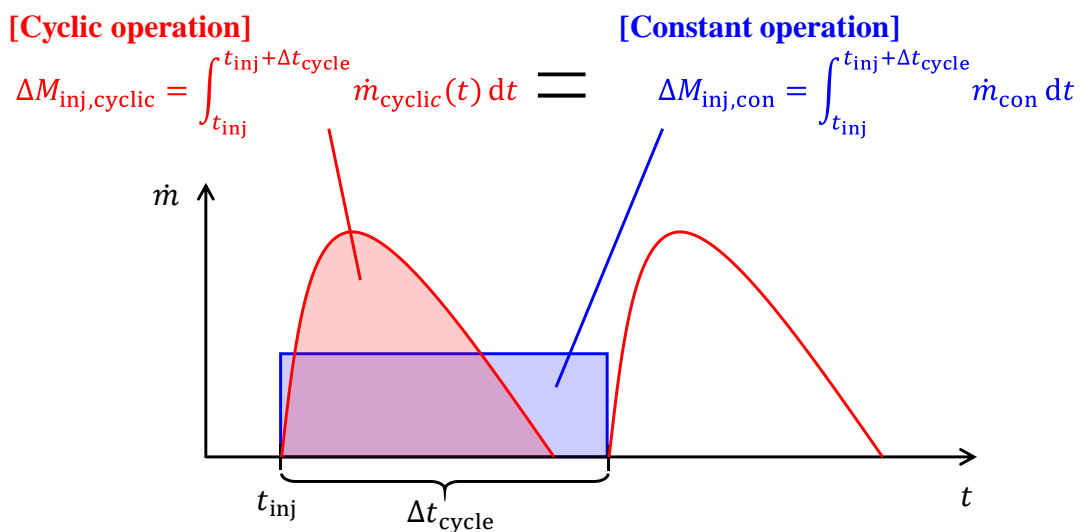


Figure 2-70 Concept of a cyclic operation and a constant operation.

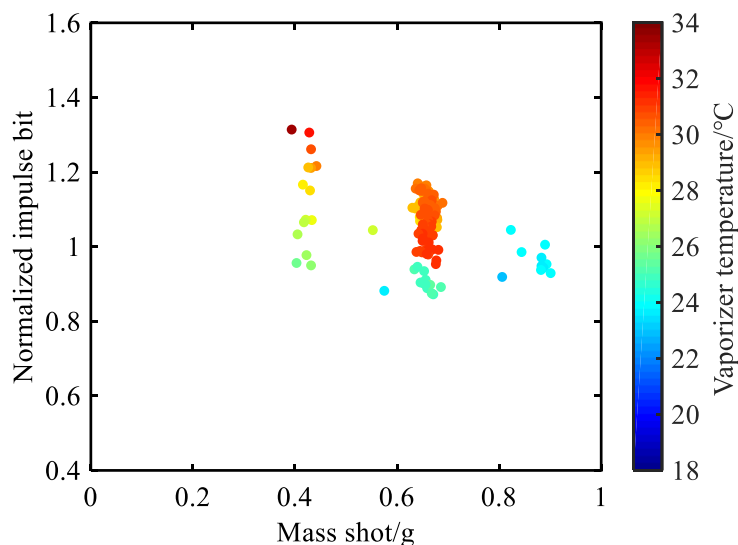


Figure 2-71 Dependency of normalized impulse bit on mass shot and vaporizer temperature of the vaporizer at injection in experimental model.

## 2.6 第2章の総括

第2章では、まず小型スラスタの直接推力測定およびリアルタイムでの質量測定のために、電子天秤を用いた振子式スラストスタンドを構築した。さらに、質量流量掃引を可能にした推進剤供給系を構築した。構築したスラストスタンドおよび重力気液分離式供給系を用いて、小型ノズルの水蒸気レイノルズ数流れにおける比推力効率を実験的に評価した。次に、同じ重力気液分離式供給系を用いて、予加熱器長さおよび投入電力を変化させたときの比推力を実験的に評価した。気化室を搭載した供給系を構築し、スラスタヘッドと統合することで、常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタの実験室モデルを構築した。液滴噴射量や液滴噴射周期、ヒーター電力等をパラメータとして推進性能の実験的評価を行った。得られた知見を以下に記す。

- ノズルスロート径 2.6 mm, 開口比 60.0 の小型ノズルにおける水蒸気流れでは、スロートレイノルズ数 200 において、比推力効率は約 0.77 となり、スロートレイノルズ数 100 においては、比推力効率は約 0.5 まで低下すること明らかにした。
- 内径 4 mm, 外径 6 mm の真鍮製予加熱器の長さを 30 mm から 140 mm に長くした場合、比推力が約 10 % 増加した。また、予加熱器ヒーターへの投入電力を 1.5 W から 3.0 W に増加させることで比推力が約 6 % 増加することを明らかにした。体積や包絡域、電力

リソースの制約が厳しい小型宇宙機への搭載を考えるうえでのトレードオフとなる設計指標が得られた。

- 気化室を設けることで、完全気液分離が実現可能であることを明らかにした。
- 液滴噴射直後の気化室圧力は、液滴噴射時の平均気化室温度に強く依存することを明らかにした。
- 推進剤供給性能の気化室圧力依存性を明らかにした。
- 推進性能の液滴噴射量および気化室温度依存性を明らかにした。さらにこの性能依存性は、低レイノルズ数流れにおけるノズル境界層での粘性効果によるものであることを明らかにした。
- 気化室を用いた推進剤供給系により、質量流量を一定とする従来の推進剤供給系よりも推進性能が向上する作動条件が存在することを明らかにした。

本実験で得られた気化室の作動特性は、重力の影響を受けたものとなっている。重力方向を変更して気化室を搭載したスラスタ作動させた実験を行った。詳細については、Appendix Bに記載した。実際の軌道上作動においては、微小重力環境における真空下での液滴蒸発が行われる。液滴と気化室内壁との接触角や接触面積、熱伝達等が相互作用した物理現象となるため、本研究で得られた地上作動と軌道上作動とで、スラスタ挙動が異なることが予想される。しかし、一度軌道上作動を行い、気化室圧力波形や推力、温度等を取得することができれば、本研究で用いた評価手法を適用することで、スラスタ性能の再現性や予測可能性を確保することが可能である。

---

---

## 第3章 水スラスタのシステム統合設計

---

---

常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタでは，気化室において相変化が行われ蒸発熱が奪われる．1 g 当たりの水の蒸発熱は約 2.4 kJ と非常に大きいため，スラスタ内で最もヒーター電力を消費する箇所が気化室となる．宇宙機に搭載された他機器の中で，気化室よりも高温で作動する機器と気化室との間で熱結合を取ることができれば，他機器から発生した排熱を気化室で再利用することができる．これにより実効推力電力比の向上が期待される．提案する水レジストジェットスラスタの性能は気化室圧力に依存する．この気化室圧力は気化室温度から決定される．従って，他機器の排熱を気化室で再利用する場合には，スラスタだけでなく，宇宙機全体の熱バランスを考える必要がある．

そこでまず，第2章で得られた実験結果をもとに，水レジストジェットスラスタの熱数学モデルを構築する．液滴蒸発時の気化室圧力波形や低レイノルズ数流れ特性をモデル化することで気化室温度から推進性能が推定可能な熱数学モデルを構築する．構築したモデルを，一般的な宇宙機の熱数学モデルに組み込むことで，宇宙機とスラスタを統合したシステム設計手法を確立する．

### 3.1 宇宙機の熱数学モデル

宇宙機は構造フレームやミッション機器，OBC (On-Board Computer) ， ADCS (Attitude Determination and Control system) ， PCU (Power Control Unit) ， PDU (Power Distribution Unit) 等のハードウェアから構成される．宇宙機の伝熱を解くために，各ハードウェアの熱の流れを想定して，便宜的に要素に分割する．その要素には次のような約束事がある[136]．

- 宇宙機の構造や搭載機器の部分を近似的に等温度とみなせる要素に分割する．
- 各要素は固有の熱容量を持ち，その表面の吸収／放射の特性は均一で，また熱電倒立は均質で等方的であるとする．
- 上述2項の性質は各要素の質量中心，あるいは表面の中心に集約させた点 (接点，またはノードと呼ぶ) で代表されるものと仮定する．

各ノード間での熱の流れには，伝導伝熱や，ふく射伝熱等の熱コンダクタンスが存在する．熱伝導コンダクタンス  $K_{ij}$  は，隣接するノード間の距離，伝導面積，および材料の熱伝導率により決定される．ノード  $i$  からノード  $j$  に伝導伝熱される熱量は

$$Q_{c,ij} = K_{ij}(T_i - T_j) \tag{90}$$

となる。ふく射コンダクタンスは要素表面の吸収特性，吸収特性，および形態係数から決定することができる。ノード*i*からノード*j*にふく射伝熱される熱量は

$$Q_{r,ij} = R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) \tag{91}$$

となる。宇宙機では，ノード間を熱伝導コンダクタンスとふく射コンダクタンスの2つの熱コンダクタンスで結ぶことにより，一つの熱回路網が構成され，これに従って熱輸送が行われる。この熱回路網を熱数学モデルと呼ぶ。熱数学モデルの概念図を Figure 3-1 に示す。

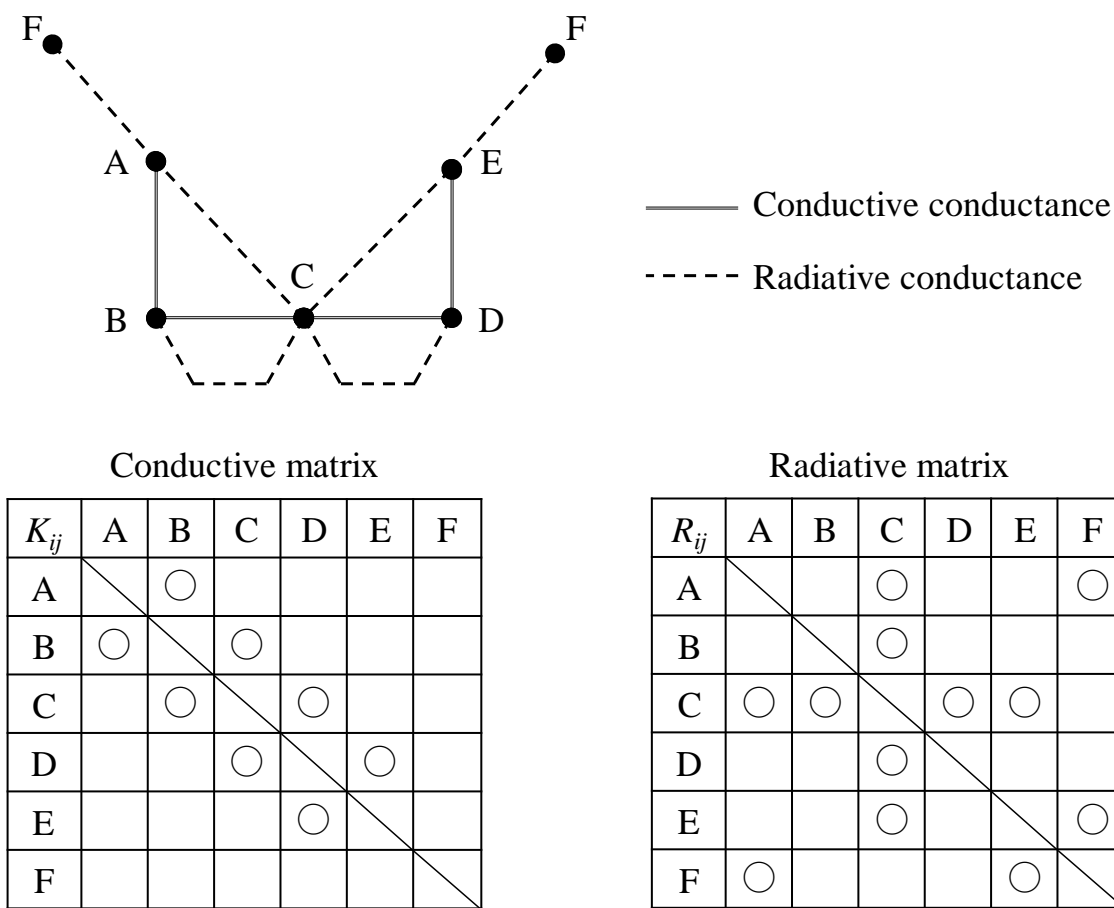


Figure 3-1 Concept of a thermal network analysis method. Symbol “○” means thermal connection between each node.

宇宙機を  $n$  個のノードに分割したときの各ノード  $i$  の熱平衡方程式は

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = - \sum_{j=1}^N K_{ij} \{T_i(t) - T_j(t)\} - \sum_{j=1}^N R_{ij} \{T_i^4(t) - T_j^4(t)\} + Q_i \quad (92)$$

となる。左辺は単位時間当たりに蓄積される熱量，右辺第一項はノード  $i$  から  $j$  に単位時間当たりに伝導で伝わる熱量の総和，右辺第二項はノード  $i$  から  $j$  に単位時間当たりにふく射で伝わる熱量の総和，右辺第三項は，単位時間当たりにノード  $i$  で発生する熱量であり，太陽光／惑星アルベド／惑星赤外放射の入射や機器発熱等によるものである。すべてのノードに対し，熱平衡方程式を考え，それらを行列表現すると

$$\mathbf{C} \frac{d\mathbf{T}}{dt} = \mathbf{K}\mathbf{T} + \mathbf{R}\mathbf{T}^4 + \mathbf{Q} \quad (93)$$

となる。各項の行列は以下のように定義される。

$$\mathbf{K} = \begin{pmatrix} \sum_{n=2}^N -K_{1n} & K_{12} & K_{13} & \cdots & K_{1N} \\ K_{21} & -K_{21} + \sum_{n=3}^N -K_{2n} & K_{23} & \cdots & K_{2N} \\ K_{31} & K_{23} & \sum_{n=1}^N -K_{3n} + \sum_{n=4}^N -K_{3n} & \cdots & K_{3N} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ K_{N1} & K_{N2} & K_{N3} & \cdots & \sum_{n=2}^{N-1} -K_{nN} \end{pmatrix} \quad (94)$$

$$\mathbf{R} = \begin{pmatrix} -R_{1s}(\epsilon_1) + \sum_{n=2}^N -R_{1n}(\epsilon_1, \epsilon_n) & R_{12}(\epsilon_1, \epsilon_2) & \cdots & R_{1N}(\epsilon_1, \epsilon_N) \\ R_{21} & -R_{2s}(\epsilon_2) - R_{21}(\epsilon_1, \epsilon_2) + \sum_{n=3}^N -R_{2n}(\epsilon_2, \epsilon_n) & \cdots & R_{2N}(\epsilon_2, \epsilon_N) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ R_{N1}(\epsilon_N, \epsilon_1) & R_{N2}(\epsilon_N, \epsilon_2) & \cdots & -R_{Ns}(\epsilon_N) + \sum_{n=1}^{N-1} -R_{nN}(\epsilon_n, \epsilon_N) \end{pmatrix} \quad (95)$$

$$\mathbf{T}^4 = \begin{pmatrix} T_1^4 \\ \vdots \\ T_N^4 \end{pmatrix} \quad (96)$$

$$R_{ij}(\epsilon_i, \epsilon_j) = \frac{\sigma f_{ij} \epsilon_i \epsilon_j S_i}{1 - f_{ij} f_{ji} (1 - \epsilon_i)(1 - \epsilon_j)} \quad (97)$$



$$R_{is}(\epsilon_i) = \sigma f_{is} \epsilon_i S_i \quad (98)$$

宇宙機に搭載されたコンポーネントは、内部でもふく射結合をしている。そのため宇宙機の熱数学モデルを考える際には、内部ノード間のふく射熱伝達を考慮する必要がある。6Uサイズの深宇宙探査 CubeSat において、内部ふく射を無視した場合と考慮した場合との熱解析の比較が行われ、構体パネルに締結されていない機器は、伝導よりもふく射による熱輸送の方が支配的となるため、解析結果において 10–25 °C の温度差が生じることが示された [137]。ふく射による熱伝達を計算するためにはノード間の形態係数を求める必要がある。一般的に、形態係数は熱解析ソフトウェア Thermal Desktop<sup>®</sup> のような熱解析ツール上においてレイトレース法などを用いて算出される。しかし、形態係数はノード同士の位置関係に依存し、かつ計算コストもかかる。一方、CubeSat の内部機器の多くは形状が規格化されたものであり、対抗する面同士でのみふく射結合していると考えられる。そこで本研究では、対抗面とのふく射結合のみを考慮し、その形態係数を 1 とするような簡略化手法を導入した。この簡略化手法の妥当性は既に評価されており、内部ふく射を無視した場合最大 25 °C あった温度差が、簡略化手法では最大 3 °C に低減されていることが示された [137]。

提案する水レジストジェットスラスタとの熱結合を考慮する場合、気化室ノードでの式 (92) の右辺第三項において、潜熱を考慮する必要がある。潜熱  $Q_{\text{lat}}$  は質量流量から

$$Q_{\text{lat}} = \dot{m} \Delta_v H \quad (99)$$

と表される。後述の水レジストジェットスラスタの熱モデルにおいて質量流量を算出し、熱平衡方程式にフィードバックをかけることで宇宙機とスラスタとの統合を行う。

## 3.2 水レジストジェットスラスタモデル

まず、気化室圧力波形のモデル化をする。液滴噴射直後の気化室圧力のピーク値と、液滴噴射時の気化室平均温度は Figure 2-65 に示す通りの比例関係にあった。得られた結果に最小二乗法を用いた直線近似を実施することで、気化室圧力ピーク値を液滴噴射時の気化室温度の関数として、

$$\begin{aligned} p_{\text{vc,peak}}(T_{\text{vc}}) &= a_{\text{peak}} T_{\text{vc}} + b_{\text{peak}} \\ a_{\text{peak}} &= 0.1699 \text{ kPa}/^\circ\text{C}, \quad b_{\text{peak}} = -1.0724 \text{ kPa} \end{aligned} \quad (100)$$

とモデル化した。同様に、気化室からノズル出口までの流路におけるコンダクタンスも Figure 2-66 の実験結果に対し、最小二乗法を用いて曲線近似を実施することで、

$$\frac{C_{\text{all}}(p_{\text{vc}})}{C_{\text{all},0}} = \left(\frac{a_{\text{all}}}{C_{\text{all}}}\right)^{10} \left[ 1 - \frac{c_{\text{all}}^{10}}{\left(\frac{p_{\text{vc}}}{p_0}\right)^{b_{\text{all}}} + 1} \right]$$

$$C_{\text{all},0} = 1.0 \times 10^9 \text{ m s}, \quad p_0 = 1.0 \text{ kPa}, \quad a_{\text{all}} = 9.720, \quad b_{\text{all}} = 0.8136, \quad c_{\text{all}} = 8.499 \quad (101)$$

と気化室圧力の関数としてモデル化した (式(87)を再掲した) . スラスタの質量流量は, 気化室からノズル出口までのコンダクタンスおよび気化室圧力を用いると,

$$\dot{m}(t) = C_{\text{all}}(p_{\text{vc}})p_{\text{vc}}(t) \quad (102)$$

となる. 液滴の単位時間当たりの蒸発熱は, 質量流量および水の蒸発熱を用いて式(99)を用いて算出される.

気化室圧力は液滴の蒸発面積に強く依存する. 微小重力環境下においては, 液滴の表面張力が重力に対して無視できなくなる. そのため, 地上作動試験で得られた気化室圧力波形と, 軌道上作動試験で得られる気化室圧力波形とが一致しない可能性がある. さらに, マランゴニ対流や核沸騰による熱伝達を定量的に予測することは難しい. そこで, 本研究で提案する水レジストジェットスラスタの熱モデル内では, 液滴噴射および蒸発によって得られる気化室圧力波形を三角波で近似する. 液滴噴射直後の気化室圧力は, 式(100)に従って液滴噴射時の気化室平均温度で与えられるピークを持つとする. その後, 予め与えられた液滴噴射量が完全に蒸発および排出されるまで, 線形的に気化室圧力が低下すると仮定する. 蒸発時間は式(102)を用いて,

$$\Delta M_{\text{inj}} = \int_{t_{\text{inj}}}^{t_{\text{inj}}+\Delta t_{\text{ev}}} \dot{m} dt = \int_{t_{\text{inj}}}^{t_{\text{inj}}+\Delta t_{\text{ev}}} C_{\text{all}}(p_{\text{vc}})p_{\text{vc}}(t) dt \quad (103)$$

のように定義される液滴噴射量から数値解析的に求めた. 得られた蒸発時間を用いて, 気化室圧力の時間履歴を

$$p_{\text{vc}}(t) = -\frac{p_{\text{vc,peak}}}{t_{\text{ev}}} t + p_{\text{vc,peak}} \quad (104)$$

のように三角波でモデル化した. 気化室から下流へと排出された水蒸気は, 流路抵抗の影響により, 圧力損失を受けた後ノズルに供給される. Figure 2-67 で示した実験結果からプレナム圧力を

$$\frac{p_n(t)}{p_0} = a_n \left(\frac{p_{\text{vc}}}{p_0}\right) - \frac{b_n}{d_n} \left[ 1 + \frac{d_n}{\left(\frac{p_{\text{vc}}}{p_0}\right)^{c_n} + d_n} \right]$$

$$p_0 = 1 \text{ kPa}, \quad a_n = 0.3608, \quad b_n = 12960, \quad c_n = 2.155, \quad d_n = 2796 \quad (105)$$

とモデル化した(式(88)を再掲した)。コンダクタンスを表す関数と同様に、この関数形自体に物理的な意味はないが、気化室圧力が0 kPaに漸近したときにプレナム圧力が0 kPaに漸近し、気化室圧力が2.5節の実験で得られている範囲内で気化室圧力が高くなったときに、プレナム圧力と気化室圧力との間に線形関係があるという境界条件を満たすような形になっている。理論特性排気速度は上述の式(68)により算出する。本節でも改めて

$$c_{id}^* = \sqrt{\frac{R_g T_v}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (106)$$

と再掲する。上述の通り、低レイノルズ数流れにおいては、境界層内での運動量損失により、比推力効率が低下する。つまり比推力効率がプレナム圧力依存性を持つ。Figure 2-48に示した実験結果に対し、最小二乗法による曲線近似を実施し、比推力効率をプレナム圧力の関数として

$$\eta_{I_{sp}}(p_n) = -\frac{a_{I_{sp}}}{\left(\frac{p_n}{p_0}\right)^{b_{I_{sp}}} + a_{I_{sp}}} + 1.0$$

$$p_0 = 1.0 \text{ kPa}, \quad a_{I_{sp}} = 0.2602, \quad b_{I_{sp}} = 1.676 \quad (107)$$

とモデル化した(式(89)を再掲した)。理論推力係数は式(71)で定義したが、改めて再掲すると

$$C_{F,id} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{1 - \left(\frac{p_e}{p_n}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}\right\}} + \frac{p_e - p_a}{p_n} \frac{A_e}{A_t} \quad (108)$$

となる。結果、推力を表す式として

$$F = \dot{m} c_{id}^* C_{F,id} = C_{all}(p_{vc}) p_{vc} \eta_{I_{sp}} c_{id}^* C_{F,id} \quad (109)$$

を得る。液滴噴射毎のインパルスビットは、

$$I_{bit} = \int_{t_{inj}}^{t_{inj} + \Delta t_{cycle}} F dt \quad (110)$$

でなる。液滴噴射毎の比推力は

$$I_{sp} = \frac{I_{bit}}{\Delta M_{inj} g} \quad (111)$$

となる。

### 3.3 システム統合設計手法

宇宙機の熱モデルと、水レジストジェットスラスタの熱モデルを統合した、システム統合設計手法の計算フローチャートを Figure 3-2 に示す。まず初期条件として、各ノード間の熱伝導コンダクタンス、各ノードの吸収率／放射率／表面積／初期温度、各ノードでの発熱の時間の関数、一回の液滴噴射量、および液滴噴射周期を与える。ノードでの発熱の時間関数は、宇宙機の軌道や姿勢、各機器の作動有無や発熱量によって異なる。与えられた初期条件を用いてまず宇宙機の熱平衡方程式を解き、ある時刻における各ノードの温度を計算する。得られた気化室ノード温度を用いて、液滴噴射直後の気化室圧力のピーク値を計算する。次に、モデル化したコンダクタンスと三角波近似した気化室圧力をかけ合わせて得られる質量流量の時間積分値が、与えられた液滴噴射量と同じになるような蒸発時間を数値的に解く。プレナム圧力や比推力効率等を求め、最終的に推進性能を表す推力および比推力を計算する。質量流量から計算される蒸発熱を宇宙機の熱平衡方程式に返し、各ノードの温度を更新するというループを繰り返す。

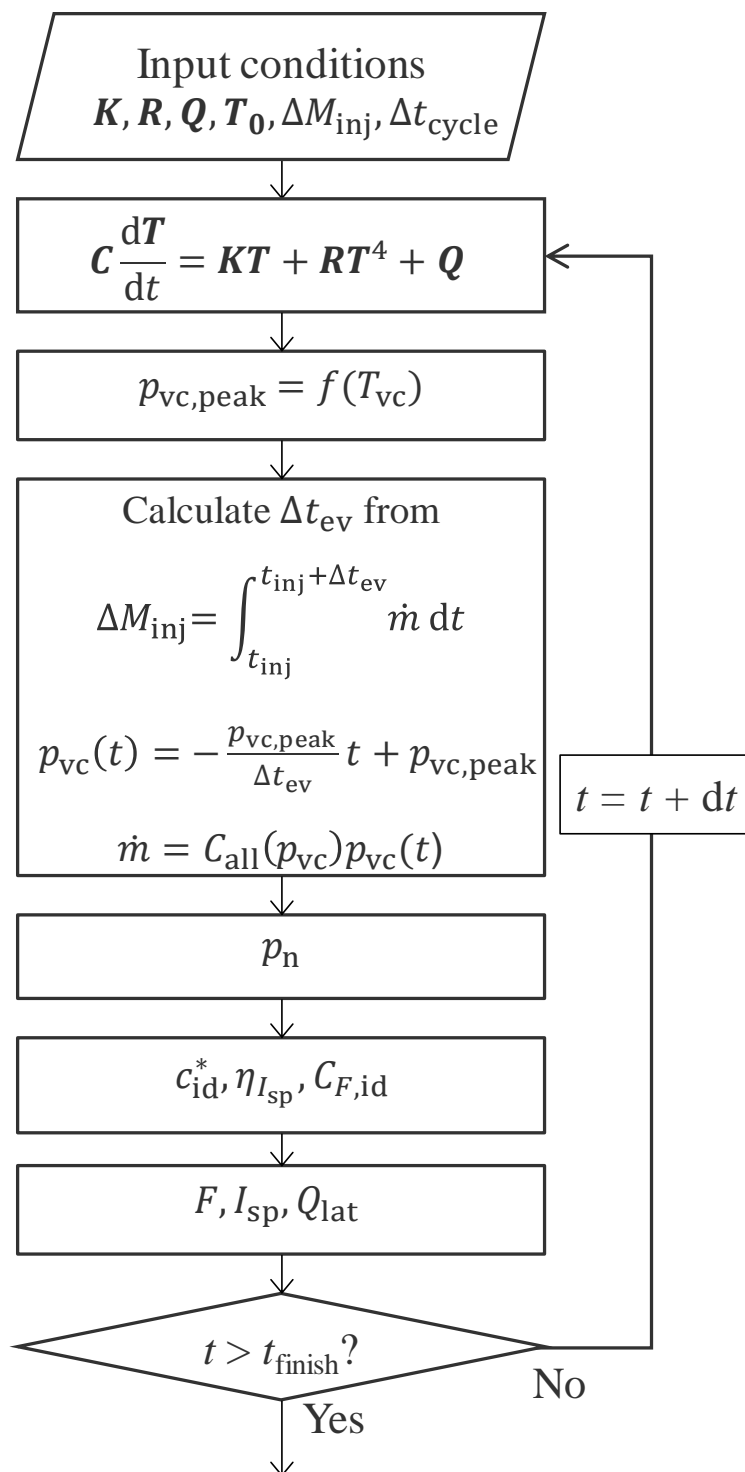


Figure 3-2 Calculation flow of the system design model.

### 3.4 計算モデル

計算モデルの模式図を Figure 3-3 に、計算に用いた諸元を Table 3-1 から Table 3-3 に示す。計算モデルは 3U サイズの CubeSat とし、ノード数は 12 とした。1U サイズの水レジストジェットスラスタを搭載しているとし、350 g の水を推進剤として充填しているとした。気化室以外のコンポーネントは X 面および Y 面のパネルと締結固定されているとした。気化室はタンクとのみ締結固定されているとした。太陽電池パネルは X 面および Y 面にボディマウントされているとした。通信機器および気化室以外のノードの初期温度は 20 °C とした。通信機器は、常に ON 状態で消費電力も大きく高温になりやすいため、初期温度を 40 °C とした。水の比熱および蒸発熱は温度によらず一定とした。厳密には温度によって変化するが、その変化量は小さいため本研究における計算では一定とした。第 2 章の実験条件に合わせて、ノズル形状および気化室ヒーター電力を設定した。ノズル温度は 60 °C とし、淀み点での水蒸気温度はノズル温度と等しいと仮定した。計算結果と地上実験との比較を行うため、太陽光や惑星アルベド、惑星赤外放射による入熱は考慮せず、背景温度は 20 °C とした。パラメータとして、液滴噴射量、気化室と通信機器の熱伝導コンダクタンスおよび通信機器の発熱量の三種類を振った。

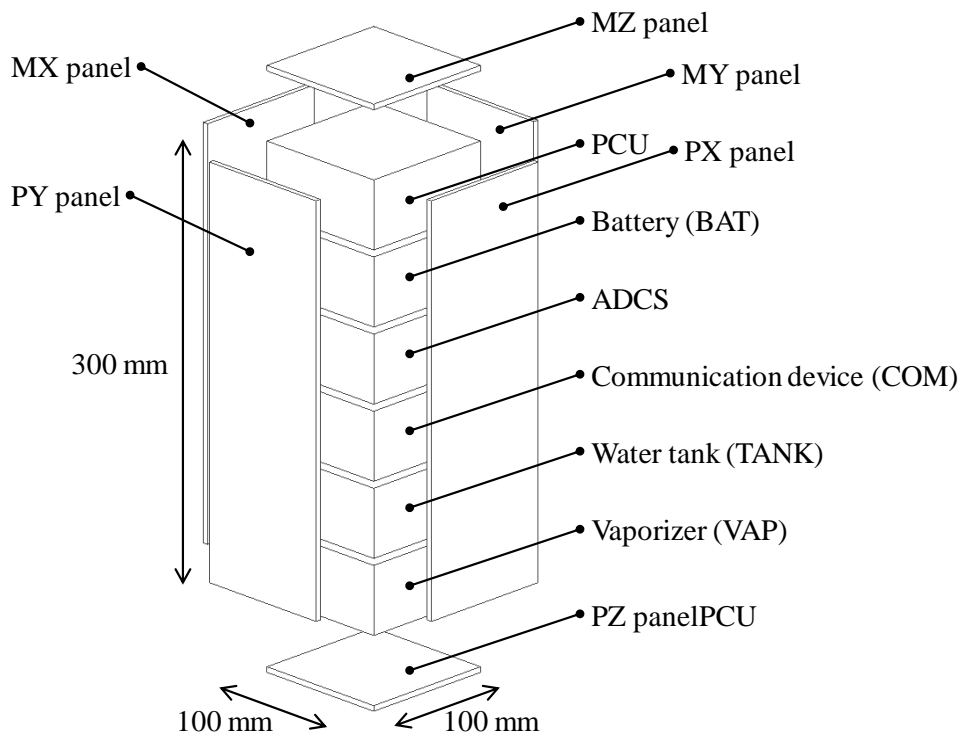


Figure 3-3 Schematic of a calculation model.

Table 3-1 Thermal conductance in simulation.

	PX	MX	PY	MY	PZ	MZ	COM	BAT	PCU	ADCS	TANK	VAP
PX		0.00	0.30	0.30	0.12	0.12	0.74	0.74	0.74	0.74	0.74	0.00
MX			0.30	0.30	0.12	0.12	0.74	0.74	0.74	0.74	0.74	0.00
PY				0.00	0.05	0.05	0.74	0.74	0.74	0.74	0.74	0.00
MY					0.05	0.05	0.74	0.74	0.74	0.74	0.74	0.00
PZ						0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.10
MZ							0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
COM								0.00	0.00	0.00	0.00	0.00 – 1.00
BAT									0.00	0.00	0.00	0.00
PCU										0.00	0.00	0.00
ADCS											0.00	0.00
TANK												0.44
VAP												

PX/MX/ PY/MY/ PZ/ MZ: Panels, COM: Communication device, BAT: Battery, PCU: Power control unit, ADCS: Attitude determination control system, TANK: Water tank, VAP: Vaporizer, blank cells are symmetric with respect to the main diagonal.

Table 3-2 Node properties in simulation.

	Absorptivity	Emissivity	Surface area/m <sup>2</sup>	Mass/kg	Heat capacity/(W/K)	Initial temperature/°C	Inertial heat/W
PX	0.642	0.650	0.03	0.16	961	20	0
MX	0.624	0.631	0.03	0.16	961	20	0
PY	0.578	0.583	0.03	0.16	961	20	0
MY	0.631	0.638	0.03	0.16	961	20	0
PZ	0.152	0.075	0.01	0.05	961	20	0
MZ	0.151	0.054	0.01	0.10	961	20	0
COM	0.14	0.04	0.01	0.5	352	40	0.0 – 10
BAT	0.14	0.04	0.01	0.5	352	20	0
PCU	0.14	0.04	0.01	0.5	352	20	0
ADCS	0.14	0.04	0.01	0.5	352	20	0
TANK	0.14	0.04	0.01	1.2	1476	20	0
VAP	0.14	0.04	0.01	0.3	10.2	20 – 400	14+Q <sub>lat</sub>

PX/MX/ PY/MY/ PZ/ MZ: Panels, COM: Communication device, BAT: Battery, PCU: Power control unit, ADCS: Attitude determination control system, TANK: Water tank, VAP: Vaporizer.

Table 3-3 Constant values in simulation.

Item	Value
Specific heat ratio of water/(W/K)	1.33
Enthalpy of evaporation/(kJ/kg)	2.44
Mass shot (mass of injected water droplet) /g	0.10 – 1.00
Injection cycle time of regulating valve/s	100
Nozzle throat diameter/mm	2.60
Nozzle expansion ratio	60
Nozzle temperature/°C	60
$c^*$ efficiency	1.00
Atmospheric temperature/°C	20



### 3.5 水レジストジェットスラストモデルの妥当性検証

#### 3.5.1 計算条件

構築した水レジストジェットスラストモデルの妥当性検証のため、液滴噴射を一回だけ行ったとき（以下、単発作動と呼称する）のインパルスビットおよび比推力を計算し、2.5節で得られた実験結果との比較を行った。作動における計算条件を Table 3-4 に示す。液滴噴射時の気化室温度 (Initial vaporizer temperature) および液滴噴射量 (Mass shot) をパラメータとしてインパルスビットおよび比推力を計算した。気化室と伝導での熱結合を持つスラスト以外の機器は無いとした。

Table 3-4 Simulation conditions of a single injection operation.

Item	Value
Initial vaporizer temperature/°C	20.0 – 40.0
Mass shot (mass of injected water droplet)/g	0.10 – 1.00
Number of injections	1
Input power of vaporizer heater/W	14.0
Internal heat generated by communication device/W	0.00
Thermal conductance between the vaporizer and the communication device/(W/K)	0.00
Nozzle throat diameter/mm	2.60
Nozzle expansion ratio	60.0
Nozzle temperature/°C	60.0

### 3.5.2 計算結果

単発噴射作動におけるインパルスビットの計算結果を Figure 3-4 に示す。同じ気化室温度においては液滴噴射量が増えるとインパルスビットが高くなる傾向が得られた。同じ液滴噴射量においては、気化室温度が高いほどインパルスビットが高くなった。これは液滴噴射直後の気化室圧力ピークが高くなり、かつ蒸発時間が短くなることで、レイノルズ数がより高い領域での作動時間が長くなり、平均比推力効率が高くなるからである。

同じ条件における比推力の計算結果を Figure 3-5 に示す。液滴噴射量が少ないほど気化室温度に対する依存性が強くなった。これは上述の通り、気化室温度が高くなることで平均比推力効率が高くなる効果によるものである。液滴噴射量が多くなると、蒸発時間は長くなり、気化室圧力ピーク値の影響も相対的に小さくなるため気化室温度依存性が小さくなる。

実験結果においては、液滴噴射量約 0.4 g および気化室温度約 30 °C という条件において比推力約 100 s 強が得られていた。同条件における計算結果では、比推力 100–105 s が得られたおり、実験結果と計算結果は定量的な一致が得られた。一方、より液滴噴射量の多い領域では、計算結果の方が、比推力が高い傾向が得られた。例えば実験結果においては、液滴噴射量約 0.8 g および気化室温度約 24 °C において、比推力約 80 s 得られているが、計算結果においては比推力約 90 – 95 s であった。これは気化室圧力波形を三角波近似したことにより生まれたズレであると考えられる。Figure 2-58 から Figure 2-64 に示す通り、実際の気化室圧力波形は蒸発時間が長いほど、三角波とは異なっていく傾向が得られた。つまり、液滴噴射量が多いほど、提案するモデル化のズレが大きくなることを意味している。今後、モデルの計算精度をより高めていくためには、気化室内部における蒸発過程のより詳細なモデル化が必要となる。

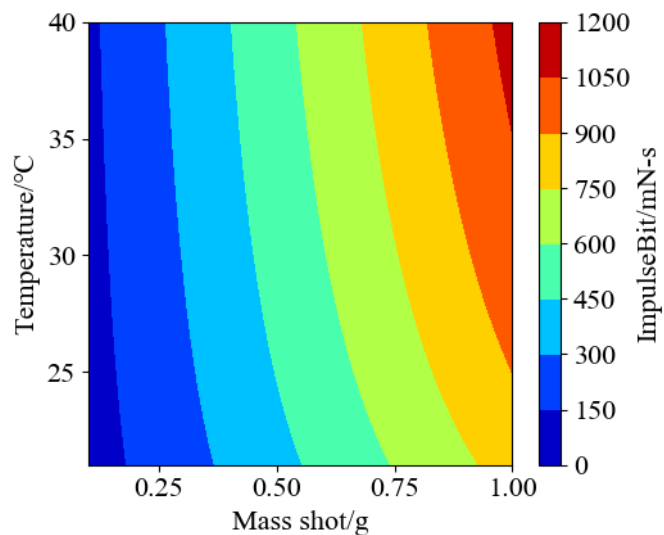


Figure 3-4 Calculation result of impulse bit in the single injection operation.

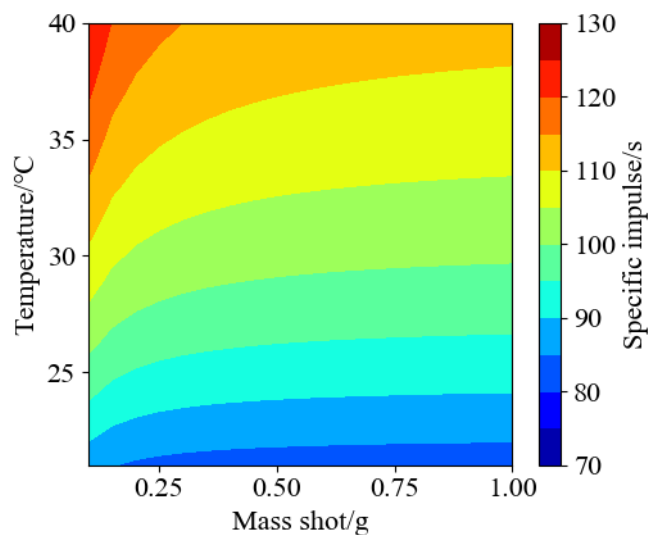


Figure 3-5 Calculation result of specific impulse in the single injection operation.

## 3.6 システム統合設計手法を用いた推進性能のパラメータ評価

### 3.6.1 計算条件

宇宙機とスラスタの熱結合を考慮した際の推進性能を評価するため、液滴噴射を複数回行ったとき（以下、連続噴射作動と呼称する）の推力および比推力を計算した。気化室と熱結合をとる機器としては通信機器を想定した。連続噴射作動における計算条件を Table 3-5 に示す。液滴噴射量 (Mass shot) , 気化室と熱のやり取りをする通信機器の発熱量 (Internal heat generated by communication device) , および通信機器と気化室との熱伝導コンダクタンス (Thermal conductance between the vaporizer and the communication device) をパラメータとして推力および比推力の計算を行った。

Table 3-5 Simulation conditions of a multiple injection operation.

Item	Value
Initial vaporizer temperature/°C	20.0
Initial communication device temperature /°C	40.0
Initial temperature of other nodes/°C	20.0
Mass shot (mass of injected water droplet)/g	0.10 – 0.90
Number of injection	10
Cycle time/s	100
Input power of vaporizer heater/W	14.0
Internal heat generated by communication device/W	0.00 – 30.0
Thermal conductance between the vaporizer and the communication device/(W/K)	0.00 – 1.00
Nozzle throat diameter/mm	2.60
Nozzle expansion ratio	60.0
Nozzle temperature/°C	60.0

### 3.6.2 計算結果

液滴噴射量、通信機器の内部発熱、および気化室と通信機器の熱伝導コンダクタンスをパラメータとしたときの連続噴射作動における推力および比推力の計算結果を Figure 3-6 から Figure 3-8 に示す。液滴噴射量が 0.3 g 以下においては、推力は、通信機器の内部発熱量や熱伝導コンダクタンスをパラメータとした際に有意な変化は見られず各液滴噴射量に応じてほぼ一定となった。一方、比推力については、通信機器発熱量が高く、気化室と通信機器の熱伝導コンダクタンスが低いほど、高くなる傾向が得られた。これは、液滴噴射量が少ないため、一噴射周期内において、水に奪われる蒸発熱よりも気化室ヒーターから投入される電力の方が大きく、気化室温度が通信機器温度よりも高くなるからである。これにより、熱が気化室から通信機器に逃げるため、その逃げる熱量を減らす方向、つまり通信機器の発熱量が高く、かつ気化室と通信機器との断熱性が高い領域において比推力が高くなっている。

液滴噴射量が 0.4 g 以上になると、推力および比推力共に有意な傾向の変化が見られ、通信機器内部発熱量が大きく、かつ熱伝導コンダクタンスが高い領域において両者が高くなる傾向が得られた。この傾向の変化は、液滴噴射量が増えることで一周内に奪われる蒸発熱が大きくなり、気化室温度が通信機器温度より低くなったためである。液滴噴射量が 0.6 g 以上になると気化室温度の方が通信機器温度よりも低くなり、すべての条件において排熱再利用が行われるため、通信機器内部発熱量が高く、かつ熱コンダクタンスも高い領域において推力および比推力共に高くなった。

設計段階、つまり熱伝導コンダクタンスが可変の条件において、推力を最大化するには、液滴噴射量、通信機器内部発熱、熱伝導コンダクタンスすべてを多くあるいは高くすればよい。一方、比推力を最大化するには、液滴噴射量を少なく、通信機器内部発熱を高く、熱伝導コンダクタンスを低くすればよい。従って、推力および比推力の両方の最大化をするには、通信機器内部発熱量は大きいほど良く、液滴噴射量と熱伝導コンダクタンスのトレードオフが発生する。液滴噴射量を多くすれば推力が、熱伝導コンダクタンスを小さくとれば比推力が向上する。しかし、液滴噴射量を多くしすぎると、液滴噴射周期内で液滴が蒸発しきらずに、気化室内部に常に液体状態の水が存在するような作動モードになる可能性があり、スラストヘッドへの液体混入や凍結といったリスクが発生するため注意が必要である。

設計が確定した後の運用段階、つまり通信機器内部発熱量および熱伝導コンダクタンスが固定の条件において、推力を最大化するには、液滴噴射量を多くすればよい。一方で、比推力を最大化するには、噴砂量を少なくすればよい。推力および比推力の両方を最大化するには、その設計値およびミッション要求に応じて液滴噴射量を決定する必要がある。

設計および運用においては、液滴噴射周期および気化室電力もパラメータとなりうる。Figure 3-6 から Figure 3-8 においては初期条件として両者を与えていたが、本研究で構築したシステム統合設計手法を用いることで、液滴噴射周期および気化室電力もパラメータとした性能解析も可能であり、汎用性の高い水スラストのシステム統合設計手法が確立されたと言える。

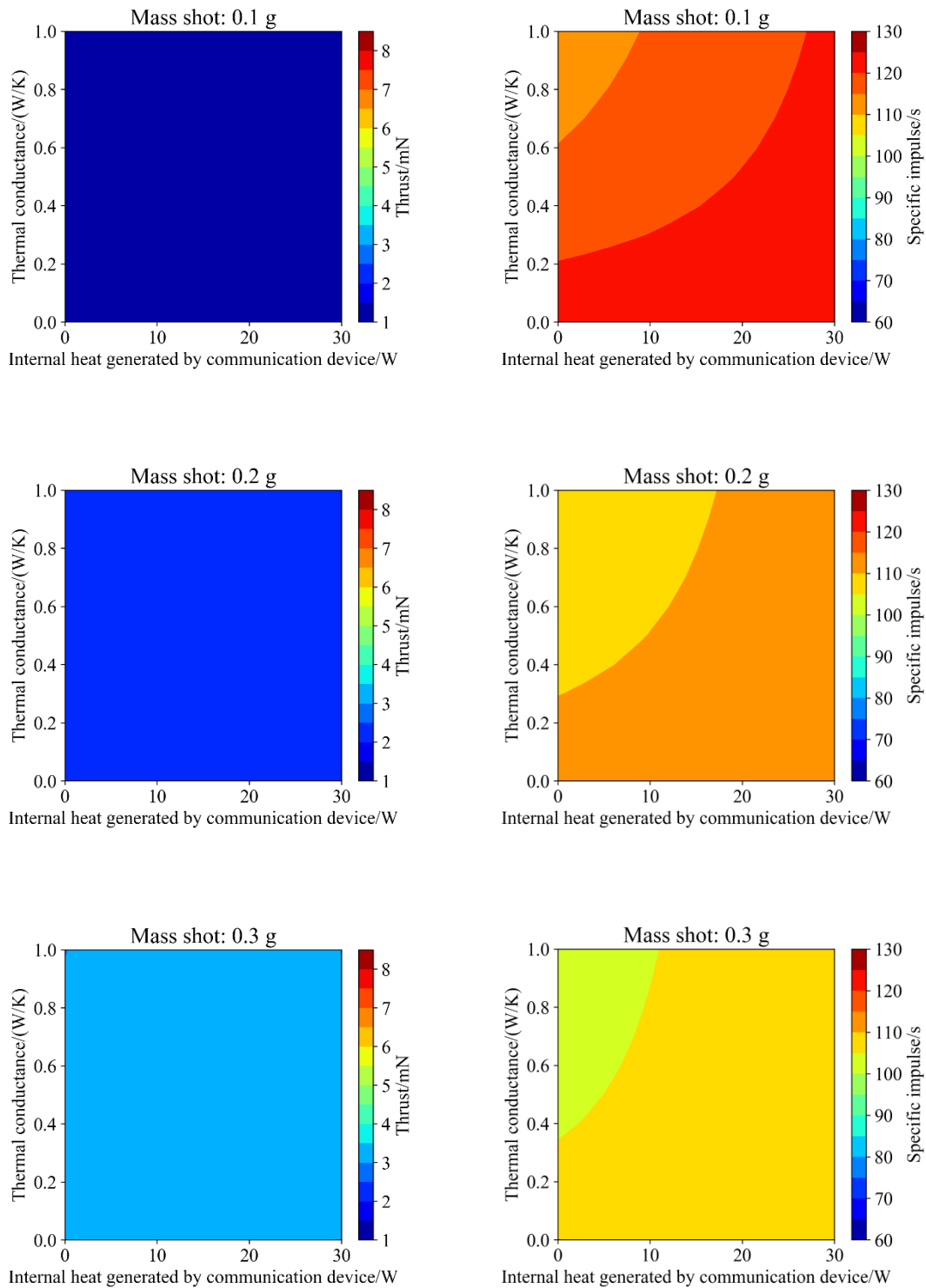


Figure 3-6 Simulation results of multiple injection operation with a mass shot of 0.1 g (upper) , 0.2 g (middle) , and 0.3 g (bottom) . Left figures show thrust. Right figures show specific impulse.

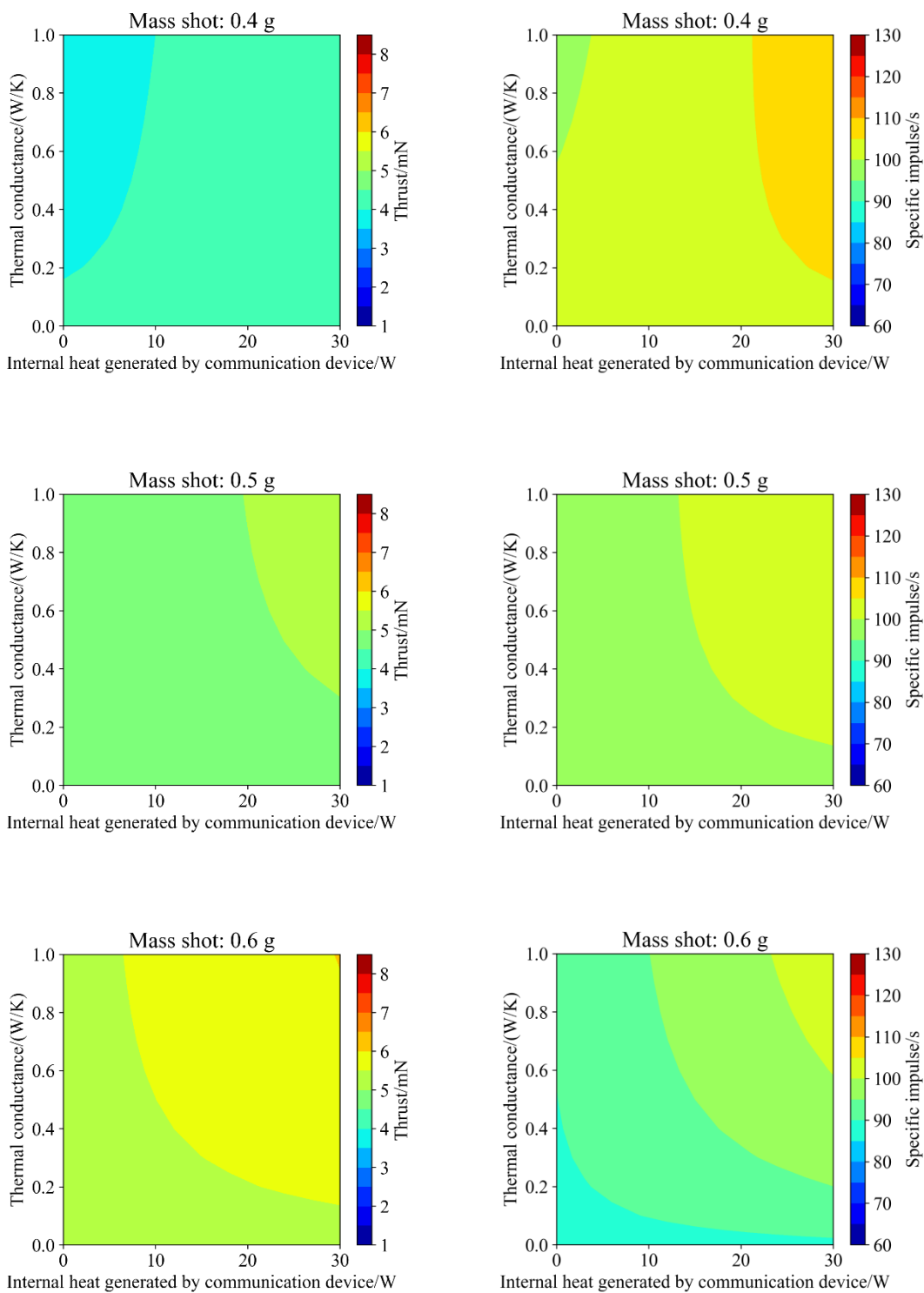


Figure 3-7 Simulation results of multiple injection operation with a mass shot of 0.4 g (upper) , 0.5 g (middle) , and 0.6 g (bottom) . Left figures show thrust. Right figures show specific impulse.

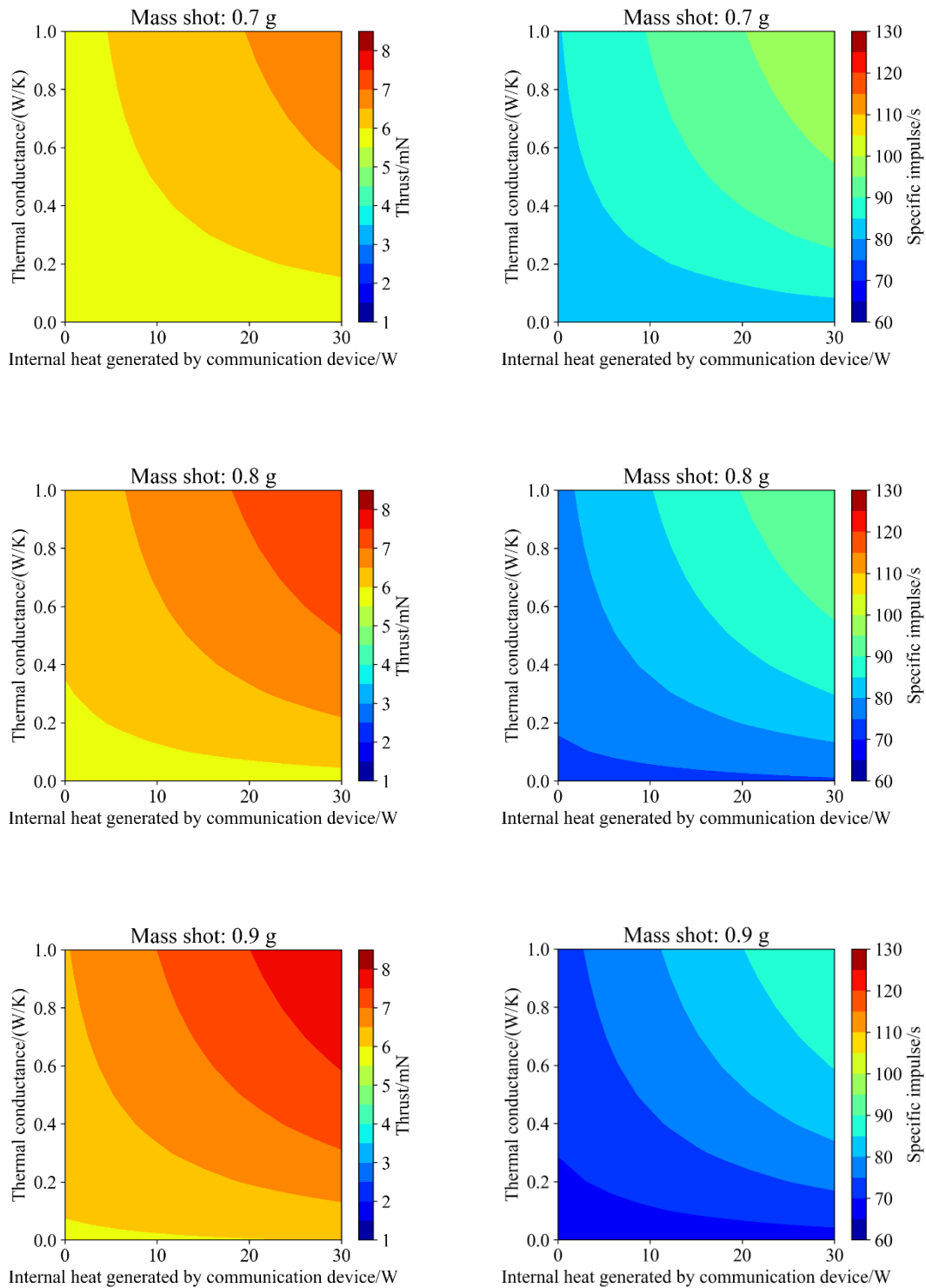


Figure 3-8 Simulation results of multiple injection operation with a mass shot of 0.7 g (upper) , 0.8 g (middle) , and 0.6 g (bottom) . Left figures show thrust. Right figures show specific impulse.



### 3.7 第3章の総括

第3章では、まず一般的な宇宙機の熱数学モデルについての説明を行った。次に、第2章で得られた実験結果をもとに、常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタのモデル化を行った。構築したスラスタモデルと宇宙機熱数学モデルを組み合わせることで、小型水スラスタと宇宙機との熱結合を考慮した推進性能評価を可能にするシステム統合設計手法を構築した。構築した手法から得られた推進性能の計算結果と、第2章で得られた実験結果を比較し、モデルの妥当性を評価した。そのうえで、液滴噴射量、気化室と熱結合をとる機器の内部発熱量、および気化室とその機器との熱伝導コンダクタンスをパラメータとした推進性能解析を行った。得られた知見を以下に記す。

- 液滴噴射量が少ない場合、モデルから得られた計算結果と実験結果とは良い一致を示した。一方で、液滴噴射量が多い場合、推進性能に最大で約15%のずれが生じた。これは、液滴噴射量が多くなると、実験における気化室圧力の時間履歴とモデルとの差異が大きくなるためであると考えられる。
- 推力を最大化するには、液滴噴射量、気化室と熱結合をとる機器の内部発熱量、および気化室とその機器との熱伝導コンダクタンスのすべてを多くあるいは大きくとればよい。一方で、比推力を最大化するには、液滴噴射量を少なく、内部発熱量を大きく、熱伝導コンダクタンスを小さくとればよい。両者の最大化をするには、液滴噴射量と熱伝導コンダクタンスのトレードオフが発生する。

---

---

## 第4章 実機への応用

---

---

本章では、第 2 章および第 3 章で得られたシステム統合設計手法を、実機である AQUARIUS (AQUA ResIstojet propUlsion System) フライトモデル (以下、AQUARIUS-FM と呼称する) に応用することで、システム統合設計手法の適用可能性を確認することを目的とする。気化室内部流路形状や温度測定点、ヒーター位置等が異なることで、構築したシステム統合設計手法による計算結果と実験結果に差異が生じることが予想される。各スラスタ要素のモデル化における差異の定量的評価およびその要因検討を行った。4.1 節では、AQUARIUS の概要について記す。4.3 節では、AQUARIUS-FM の設計結果について記す。4.4 節では、AQUARIUS-FM の作動試験系について記す。4.5 節では、AQUARIUS-FM の作動試験条件について記す。4.6 節では、AQUARIUS-FM の作動試験結果について記す。4.7 節では、システム統合設計手法の適用可能範囲について記す。

### 4.1 EQUULEUS の概要

東京大学と JAXA が共同で開発を行っている EQUULEUS (EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft) は、6U サイズの超小型深宇宙探査機である。EQUULEUS の外観図を Figure 4-1 に示す。NASA が開発する SLS (Space Launch System) により、メインペイロードである Orion 宇宙船の副ペイロードとして、12 機の CubeSat と共に打ち上げ予定である。EQUULEUS は 3 つの科学観測ミッションおよび 1 つの工学ミッションを実施予定である。科学観測ミッションとしては、地球磁気圏プラズマ撮像/月面衝突閃光観測/シスルナ空間ダスト環境計測を実施予定である。工学ミッションは、太陽 - 地球 - 月系における軌道制御技術に実証である。太陽や月の重力を利用することで、電力や体積、質量等のリソース制約が厳しい CubeSat の軌道遷移能力で、地球 - 月系のラグランジュ点 (地球から見て月の裏側の L2 点、以下 EML2 と呼称する) へ効率的に航行することを目的としている。

EQUULEUS のスラスタとして、常温蒸発を用いた 2.5U サイズ小型水レジストジェットスラスタ AQUARIUS (AQUA ResIstojet propUlsion System) が搭載予定である。副ペイロードとして打ち上げられる EQUULEUS においては、安全無毒で取扱い性の良い水は、ロケット側からの安全要求の観点から非常に魅力的であり、かつ今後の深宇宙探査との親和性も高い。EQUULEUS では、水の莫大な蒸発熱を補うために、常時大きな発熱のある通信機器を気化室周辺に配置し熱結合を取ることで、CubeSat の限られた電力リソース制約の中でシステムを成立させている。従って、AQUARIUS の推進性能は、スラスタ単体ではなく、宇宙機システムを考慮して評価する必要がある。

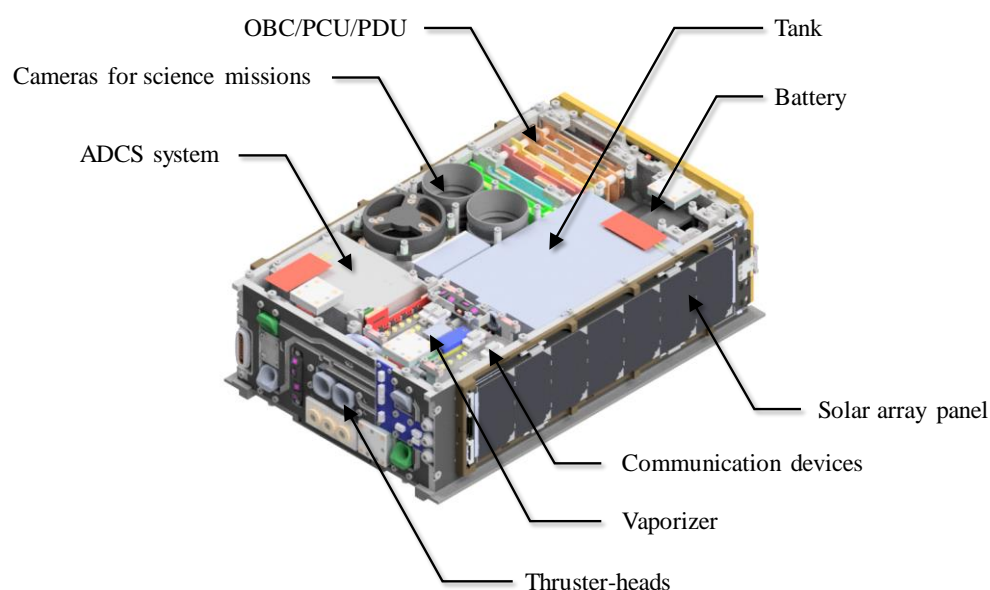


Figure 4-1 Overview of EQUULEUS.

## 4.2 AQUARIUS の概要

常温蒸発を用いた小型水レジストジェットスラスタ AQUARIUS は、液体状態でタンクに貯蔵された推進剤を気化室にて気化させ、発生した水蒸気を加熱してノズルから加速排出させることで推力を生成する。AQUARIUS に要求される推進性能を Table 4-1 に示す。EQUULEUS が掲げるミッションを遂行するためには、軌道制御用スラスタ推力 4.0 mN 以上、比推力 70 s 以上が必要である。

AQUARIUS のシステム系統図を Figure 4-2 に示す。タンク (Water tank) の中にブラダ (Water bladder) が挿入されており、ブラダの中に水が充填されている。タンクとブラダの間には押しガス (Pressurizing gas) として約 50 kPa の乾燥空気あるいはアルゴンが充填されている。タンク下流には、四個の調圧バルブ (Regulation valve) が直列かつ並列に接続されている。これはオープン故障およびクローズ故障に対する冗長系の観点からこのような設計となっている。調圧バルブの下流には気化室 (Vaporizer) が接続されている。気化室下流には、二基の軌道遷移用スラスタヘッド (DVT: Delta-V Thruster-Head) および四基の姿勢制御用スラスタヘッド (RCT: Reaction Control Thruster-Head) が接続されている。DVT 側には四個のスラスタバルブ (Thruster valve) が並列に配置されている。この並列配置は冗長系ではなく、ノミナル作動においてすべてのスラスタバルブを使用する。これは、包絡域/質量/電力/コストの要求を満たしつつ、バルブ内オリフィス径がスロートより十分大きなものがなかったため、バルブを四並列にすることで流路における総オリフィス面積をスロート

面積より十分大きくするという設計方針を取ったためである。RCTについては、DVTよりもスロート径が小さいため、スラスタバルブは一個のみ配置した。押しガス／推進剤／気化室内パージ用ガス、を充填するためのドレインポートが、タンクと気化室に設けられている。12 V および 5 V の電圧を入力することにより駆動する。

Table 4-1 Requirements to AQUARIUS.

Item	Value
Thrust for Delta-V thruster/mN	4.0
Thrust for Reaction control thruster/mN	1.0
Specific Impulse/s	70
$\Delta V$ for 14 kg Spacecraft/(m/s)	70
Size/U	2.5
Propellant mass/kg	1.2
Power/W	20

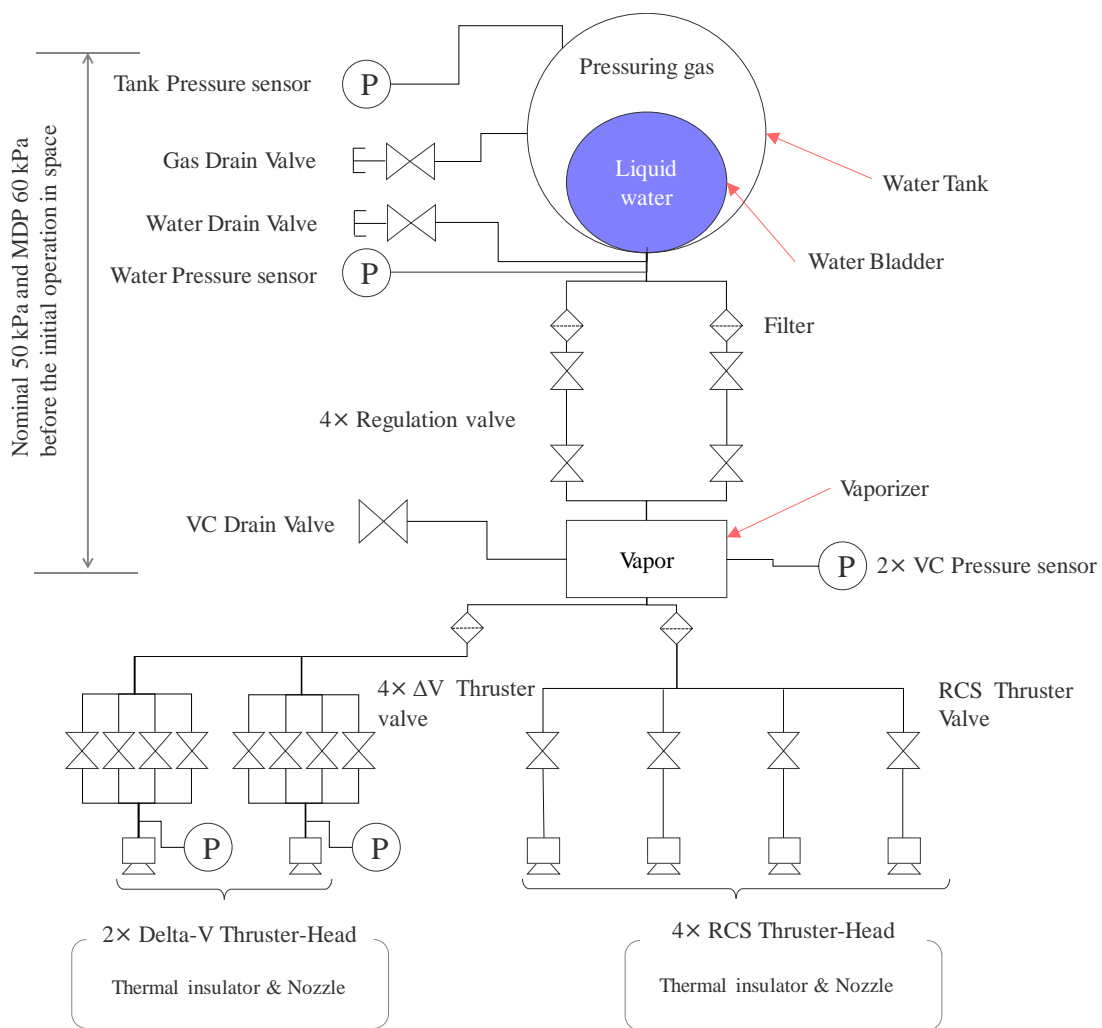


Figure 4-2 System diagram of AQUARIUS.

### 4.3 AQUARIUS フライトモデルの設計結果

AQUARIUS フライトモデル (以下, AQUARIUS-FM と呼称する) の CAD 図を Figure 4-3 に, 実機の写真を Figure 4-4 に示す. タンクはアルミ製で, 1.5U サイズの直方体形状とした断熱の観点からガラスエポキシ製のスペーサーを介して MY パネルに締結した. 気化室はアルミ合金製で積層造形および切削加工により製作した. 気化室周辺の模式図を Figure 4-5 に示す. 気化空間近傍の PZ 面に白金温度計を二個貼り付けて気化室温度の測定を行った. 気化空間周りの三面にはセラミックヒーターを三個貼り付けた. 液滴の気化により発生した水蒸気は, 気化空間から, 液体混入を防ぐ役割を持つラビリンスシールを流れたのち, 下流のスラストバルブへと供給される. 配置としてはタンクの MZ 側に位置しており, 排熱再利用のため, 二つの通信機器に挟まれるような形で締結した. 気化室と通信機器の間には熱伝導性向上のためコサームを挟む. 気化室に締結された通信機器の内部発熱量は約 10 W となった. 宇宙機の熱解析の結果, 気化室と通信機器との間の熱伝導コンダクタンスは約 1 W/K に設計された. スラストヘッドは全て MZ パネル上に締結されており, 気化室とスラストヘッドは樹脂製チューブで接続した. 軌道制御用スラストヘッド (DVT) は MZ パネル中央付近に, 姿勢制御用スラストヘッド (RCT) は MZ パネルの四隅に配置した. AQUARIUS の質量分配を Figure 4-6 に示す. 1224 g の水が充填されており, スラスト全質量の約 46% を占めた. AQUARIUS にはバルブや圧力計, 温度計等の配線が計 100 本あるため, コネクタやハーネス等の質量が 13% を全体の占めた.

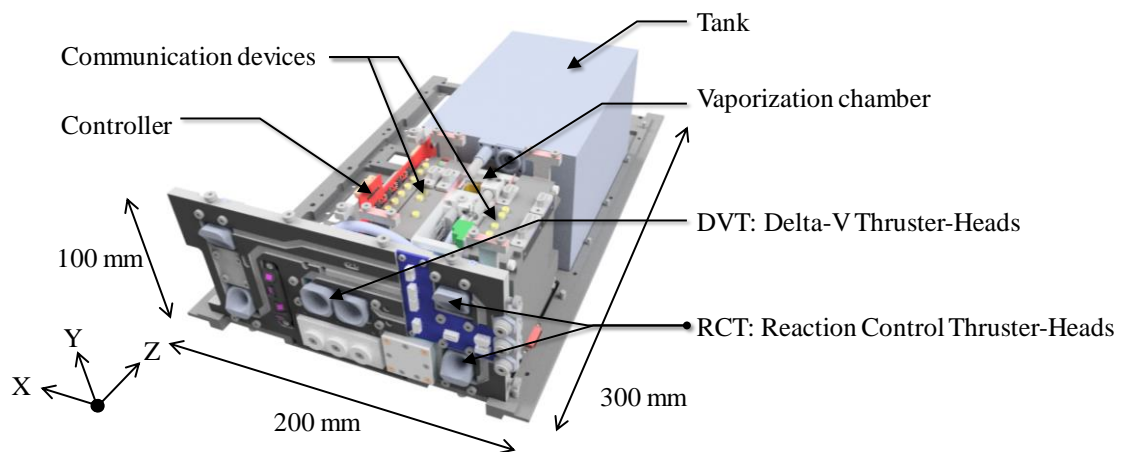


Figure 4-3 CAD model of AQUARIUS-FM.

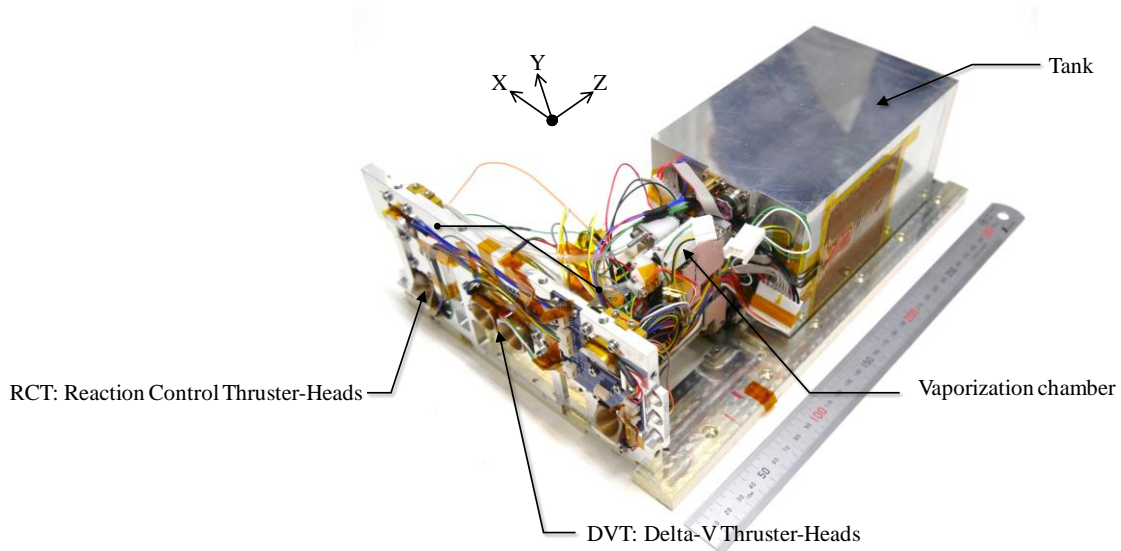


Figure 4-4 Photograph of AQUARIUS-FM.

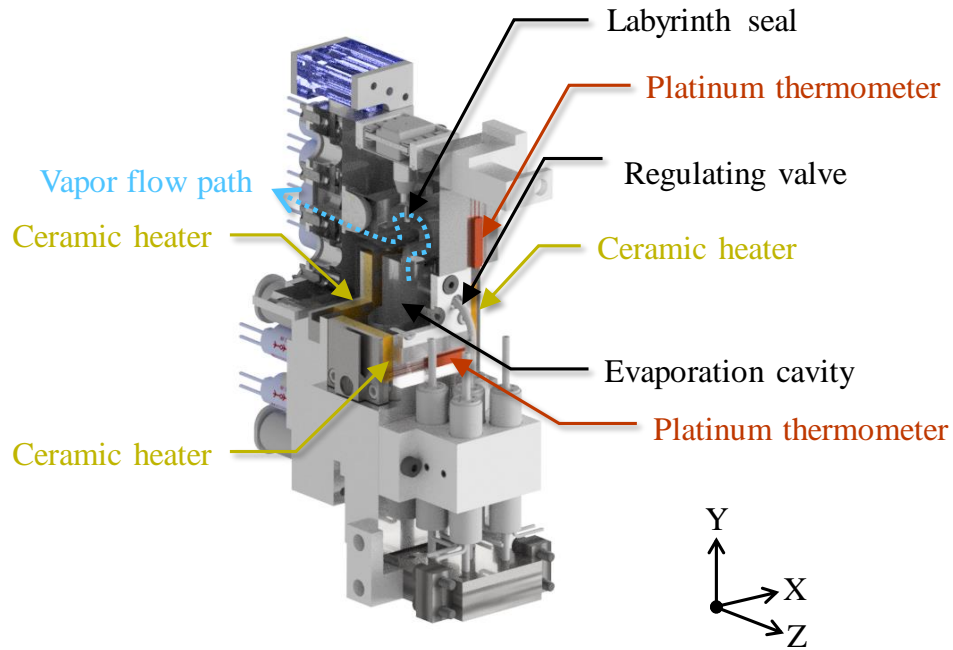


Figure 4-5 Schematic of the vaporizer in AQUARIUS-FM

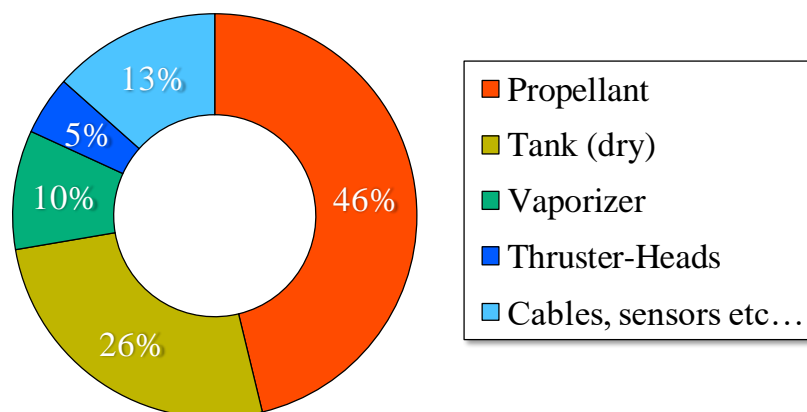


Figure 4-6 Mass fraction of AQUARIUS-FM.



#### 4.4 AQUARIUS フライトモデルの作動試験系

AQUARIUS-FM の作動試験を真空チャンバ内で行った。試験系の系統図を Figure 4-7 に、試験系の写真を Figure 4-8 に示す。2.2 節で示したスラストスタンドの上に AQUARIUS-FM を設置し、推力測定を行った。真空チャンバの排気には、作動時においてより高真空環境を実現するために、Figure 2-1 で示した真空系統に加えて新たに設置したクライオポンプも用いた。AQUARIUS の駆動は、同じく真空チャンバ内に設置した制御基板を用いて行い、チャンバ外部に設置された安定化電源から給電を行った。

通信機器の内部発熱を模擬するために、通信機器を模擬したアルミ製ブロックにシリコンヒーターを貼り付けたダミーを作成し、AQUARIUS-FM に組み込んだ。組み込み写真を Figure 4-8 に示す。シリコンヒーターへの給電には、AQUARIUS 駆動コントローラと同じく、チャンバ外部に設置された安定化電源を用いた。

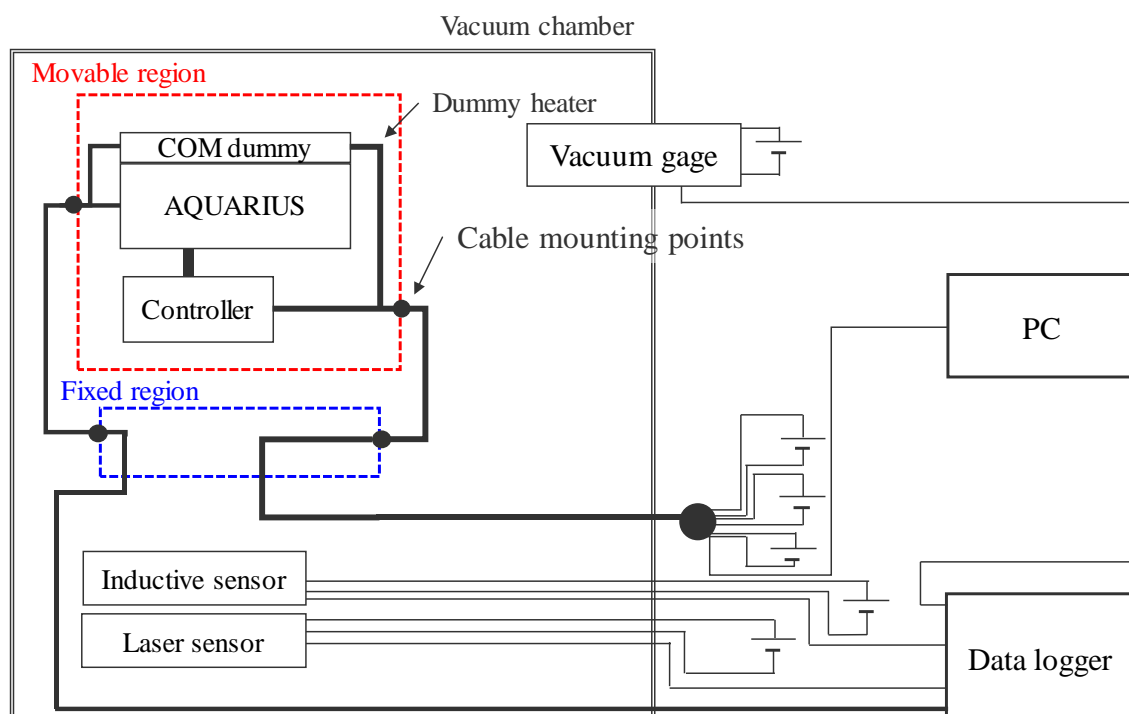


Figure 4-7 Operation test diagram of AQUARIUS-FM.

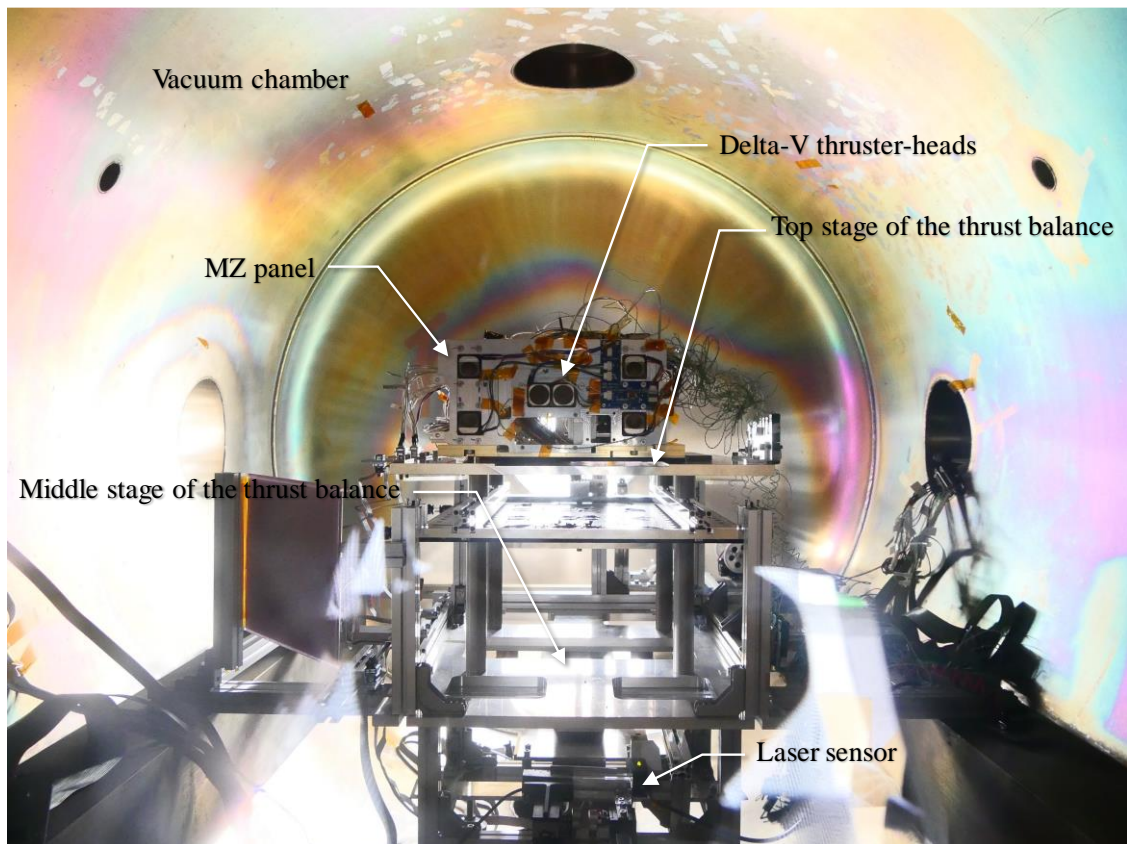


Figure 4-8 Configuration of the AQUARIUS-FM operation test inside the vacuum chamber.

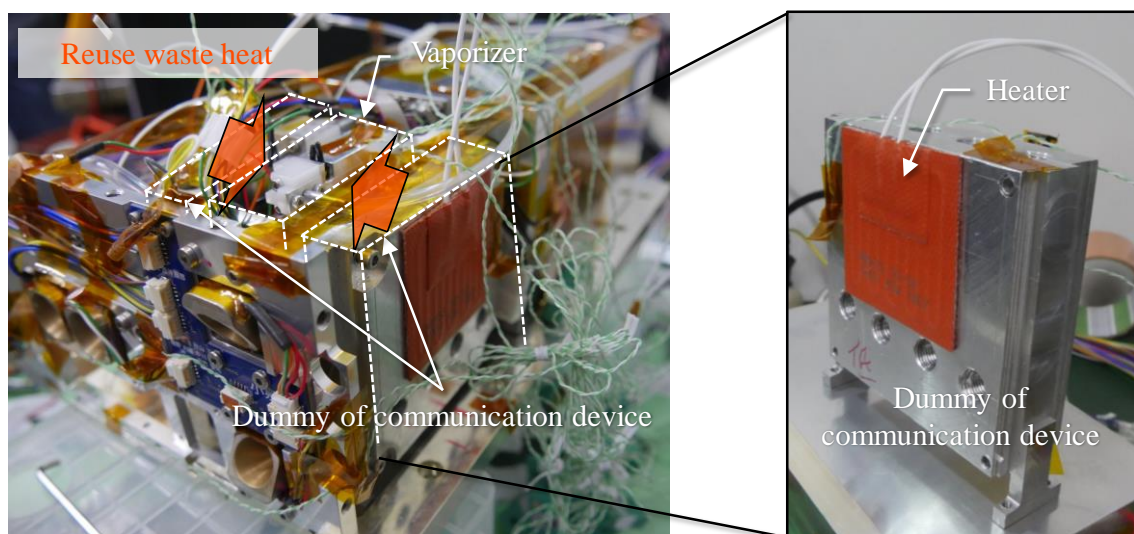


Figure 4-9 Configuration of the vaporizer and the dummy of communication devices.

#### 4.5 AQUARIUS フライトモデルの作動条件

AQUARIUS-FM の作動条件を Table 4-2 に示す. 調圧バルブの開時間はノミナルで 1.5 s とした. 液滴噴射量は, 予め実験的に求めた式(13)の $\alpha_{inj}$ ,  $\beta_{inj}$ , および作動時のブラダ内圧力から算出した.  $\alpha_{inj}$ および $\beta_{inj}$ を求めるために行った実験の結果を Figure 4-10 に示す. 調圧バルブの開時間およびブラダ内圧力をパラメータとして液滴噴射量を測定し, 得られたデータに対し最小二乗法を用いて,  $\alpha_{inj}$ および $\beta_{inj}$ を求めた. 液滴噴射周期は 60–120 s の範囲内で各試験において変更した. 通信機器ダミーヒーターの電力は, 実機での発熱量に合わせて, ノミナル 10 W とし, 通信機器ダミー温度が 28 – 30 °C の範囲に収まるよう適宜調節した. 気化室ヒーターへの投入電力, およびノズルに巻き付けたヒーターへの投入電力はそれぞれ 14.5W および 1.36 W とした.

Table 4-2 Operation conditions of AQUARIUS-FM.

Item	Value
Throat diameter/mm	2.60
Expansion ratio	47.2
Open time of the regulating valves/s	1.50
Injection cycle time of the regulating valves/s	60 – 120
Dummy temperature/°C	28 – 30
Input power of the vaporizer heater/W	14.5
Input power of the dummy heater/W	10.0
Input power of the thruster-head heater/W	1.36

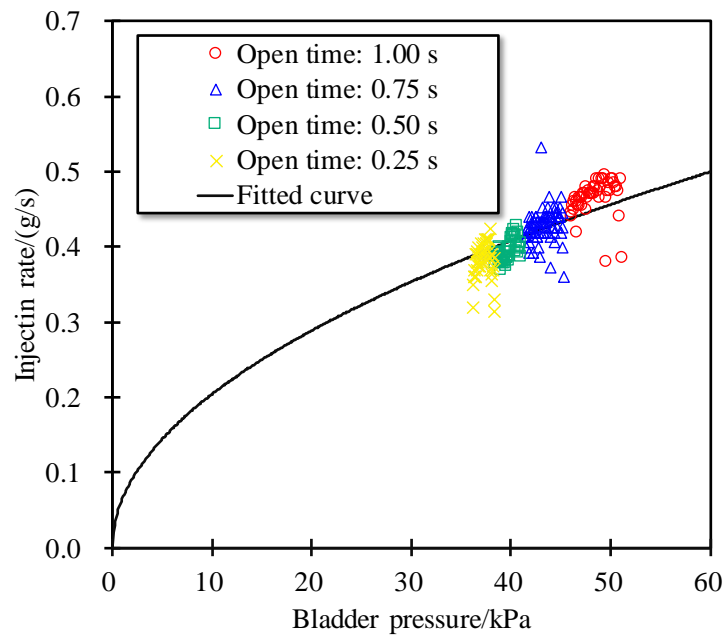


Figure 4-10 Injection rate vs bladder pressure in AQUARIUS-FM.

## 4.6 AQUARIUS フライトモデルの作動試験結果

AQUARIUS-FM の作動試験を合計 10 パターンの条件で行った。全試験結果を Table 4-3 に示す。また、実験#1 における作動履歴の一例を Figure 4-11 に示す。作動履歴において、700 s を過ぎたあたりでまず気化室ヒーターでの電力投入を開始し気化室温度が急上昇している。その後すぐにスラスト作動を開始したため、推力や圧力、気化室温度は“脈動”するような波形となった。2500 s あたりでスラスト作動を終了し、2700 s あたりでデータ収録を停止した。作動開始前において、気化室圧力が約 1.0 kPa を示している。これは、作動試験実施前の試験手順の都合で気化室内に水が残っていたためである。600 s 付近でスラストバルブを開いて気化室内部に残った水を排出してから作動を開始した。実験#1 では、スラスト作動中において気化室温度よりも通信機器ダミー温度の方が低いため、排熱の再利用は行われなかった。

Table 4-3 Experimental results of AQUARIUS-FM.

Test No.	$\Delta t_{\text{cycle}}/s$	$n_{\text{inj}}$	$\bar{T}_{\text{vc}}/^{\circ}\text{C}$	$\bar{p}_{\text{vc}}/\text{kPa}$	$\bar{m} /(\text{mg}/s)$	$\bar{F}/\text{mN}$	$\bar{I}_{\text{sp}}/s$
1	90	20	31.6	2.65	6.98	5.22	78.1
2	90	21	31.9	2.41	6.60	4.35	68.9
3	80	22	31.1	2.65	7.11	4.78	68.8
4	60	31	31.5	2.44	7.60	4.52	61.1
5	120	15	33.3	2.02	5.38	4.16	77.3
6	90	21	30.2	2.50	9.75	4.80	73.6
7	90	21	30.4	2.38	6.47	4.57	72.9
8	75	26	31.1	2.40	6.95	4.62	70.3
9	68→75 <sup>†</sup>	147	30.9	2.63	7.09	4.54	66.3
10	120	181	30.7	2.51	7.91	4.86	62.8
Total average	-	-	31.0±1.1	2.52±0.19	7.30±0.66	4.69±0.33	66.5±4.5

$\Delta t_{\text{cycle}}$ : Injection cycle time of the regulating valves,  $n_{\text{inj}}$ : Number of injections,  $\bar{T}_{\text{vc}}$ : Average vaporizer temperature,  $\bar{p}_{\text{vc}}$ : Average vaporizer pressure,  $\bar{m}$ : Average mass flow rate,  $\bar{F}$ : Average thrust,  $\bar{I}_{\text{sp}}$ : Average specific impulse.

<sup>†</sup> $t_{\text{cycle}}$ : 68 s ( $n_{\text{inj}} \leq 15$ ) , 75 s ( $n_{\text{inj}} > 15$ ) .

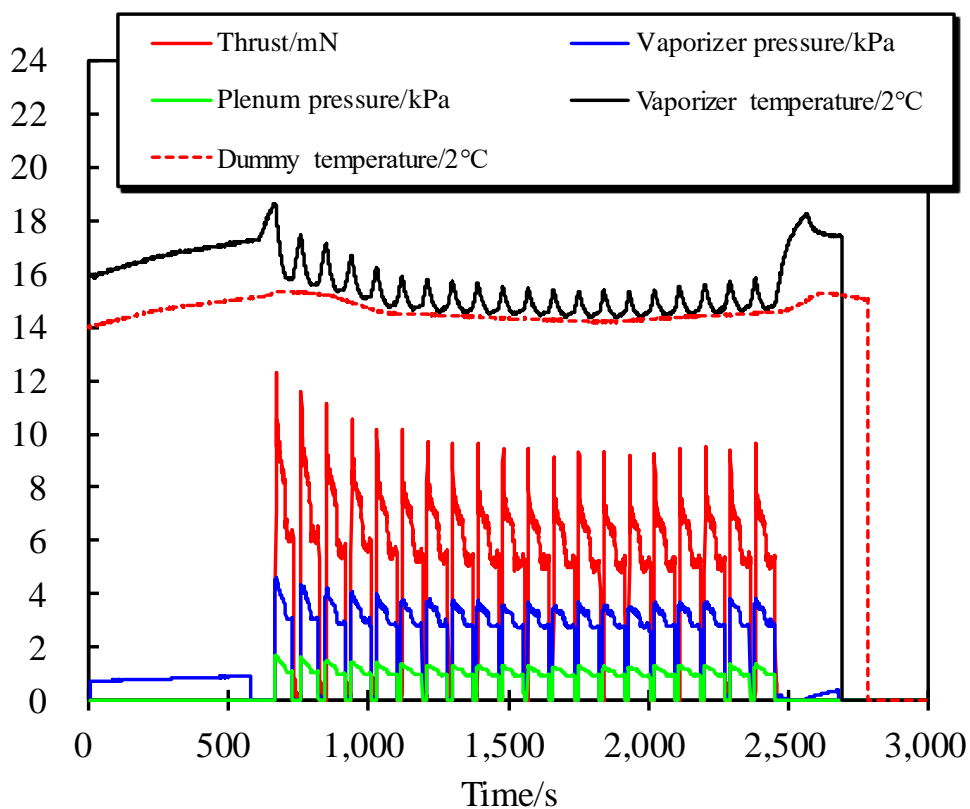


Figure 4-11 Operation profiles of AQUARIUS-FM in test #1.

## 4.7 システム統合設計手法の検証

実験#1 から#8 の気化室圧力波形を、液滴噴射時を時間原点として重ね書きしたものを Figure 4-12 から Figure 4-19 に示す。第 2 章で得られた気化室圧力波形 (Figure 2-58 から Figure 2-64) と比較すると、気化室温度が高いほど気化室圧力ピーク値が高く、蒸発時間が短いという定性的傾向は同じである。しかし、実験室モデル (以下、第 2 章で用いたスラストを実験室モデルと呼称する) では、気化室圧力は液滴噴射直後の急上昇後、緩やかな低下が見られていたが、AQUARIUS-FM では圧力急上昇後の低下幅が小さく、3.0 kPa 弱程度で平衡状態になっているような気化室圧力波形を示した。この気化室圧力波形の違いは、気化室内部形状および気化室ヒーター位置の違いによるものだと考えられる。気化室内部形状については、AQUARIUS-FM では、包絡域や構造インターフェース等の制約条件の範囲内で、バルブや圧力計といった多数の機器を配置する必要があったため、気化室実験室モデルと同じ内部形状での設計／実装ができなかった。ヒーター配置については、気化室実験室モデルは、ヒーターが気化空間一面にしか貼り付けられていなかったが (Figure 2-15 参照)、AQUARIUS-FM では気化空間三面にヒーターが貼り付けられており、電力を分配する形で各ヒーターから電力投入されている (Figure 4-5 参照)。従って、AQUARIUS-FM では、気化空間近傍の温度分布が一様状態に近付き、熱伝導や放射での熱損失が気化室実験室モデルよりも低減され、気化室内液滴への入熱量が増えたことで、蒸発時の液滴平衡温度が高くなり、気化室圧力も高くなったと考えられる。本論文では定性的な考察に踏みとどまるが、定量的に気化室圧力波形の差異を解明するためには、AQUARIUS-FM の気化室内部における液滴蒸発現象の観測や、気化室温度分布測定等を今後実施することが必要となる。

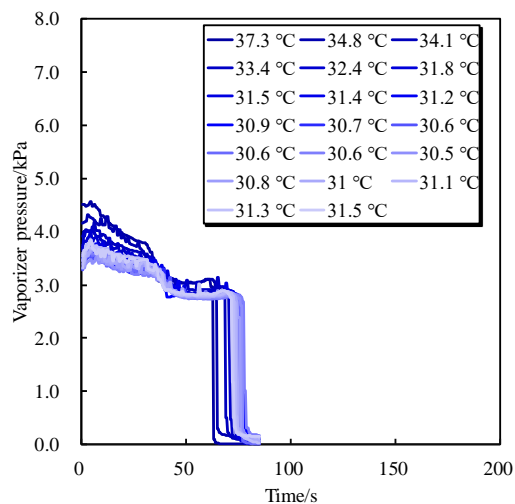


Figure 4-12 Vaporizer pressure profiles in #1

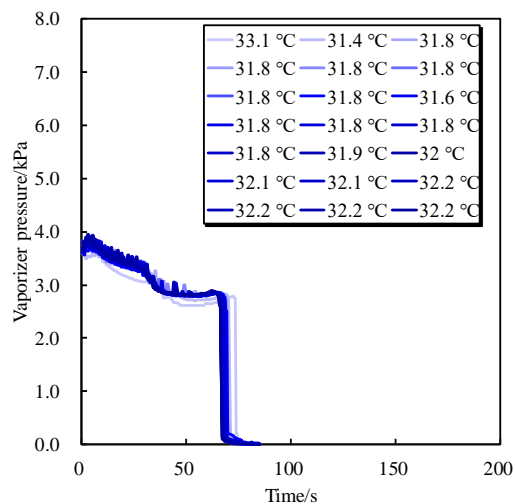


Figure 4-13 Vaporizer pressure profiles in #2

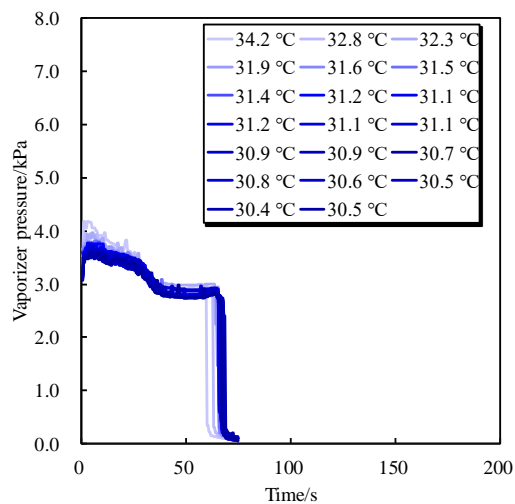


Figure 4-14 Vaporizer pressure profiles in #3

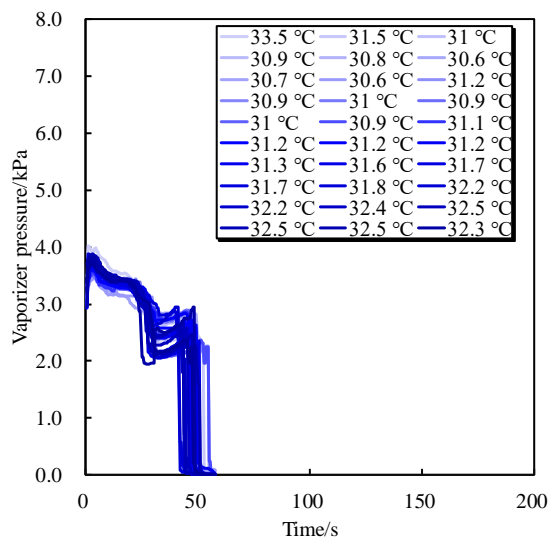


Figure 4-15 Vaporizer pressure profiles in #4

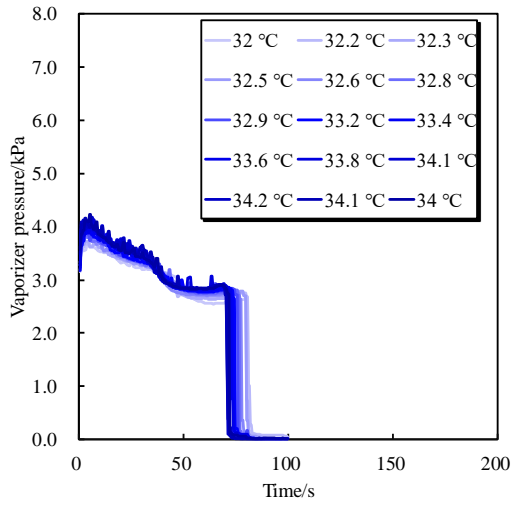


Figure 4-16 Vaporizer pressure profiles in #5

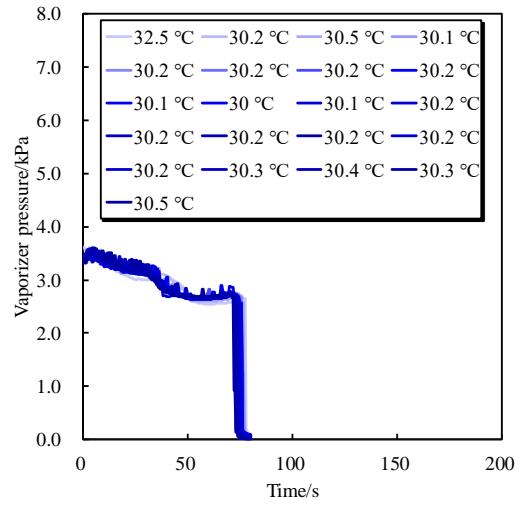


Figure 4-17 Vaporizer pressure profiles in #6

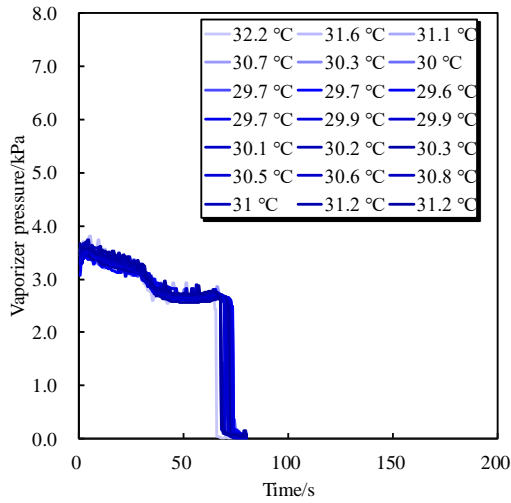


Figure 4-18 Vaporizer pressure profiles in #7

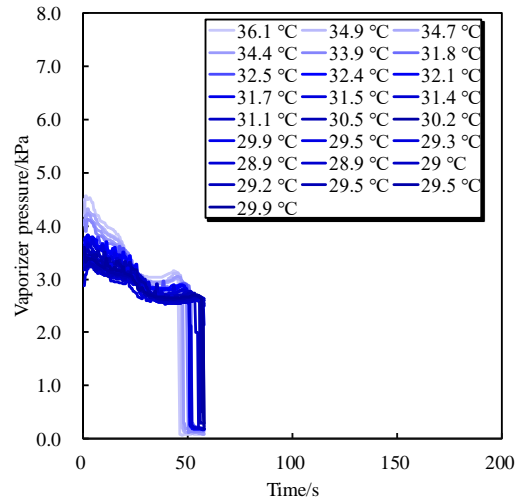


Figure 4-19 Vaporizer pressure profiles in #8



AQUARIUS-FM において、液滴噴射直後の気化室圧力ピーク値と液滴噴射時の平均気化室温度をプロットしたものを Figure 4-20 に示す。実験室モデルで得られた結果 (Figure 2-65) と同様に、液滴噴射直後の気化室圧力ピーク値は液滴噴射時の平均気化室温度に対し強い比例関係を持っていた。しかし、両者の近似直線には最大で約 10 %の差異が見られた。実験室モデルと AQUARIUS-FM の結果を比較したものを Figure 4-21 に示す。差異の要因としては、1) 温度測定において、実験室モデルでは K 型熱電対、AQUARIUS-FM では白金温度計を用いており、両者共温度較正は実施しておらず、バイアス等の不確かさが異なること、2) 切削加工により作製した実験室モデルと、積層造形および切削加工により作製した AQUARIUS-FM とで、気化室内部形状および表面性状が異なり、液滴噴射直後において液滴が気化室内壁に付着する際の挙動が異なること、3) 温度測定点とヒーターとの距離が異なる、以上三点が考えられる。

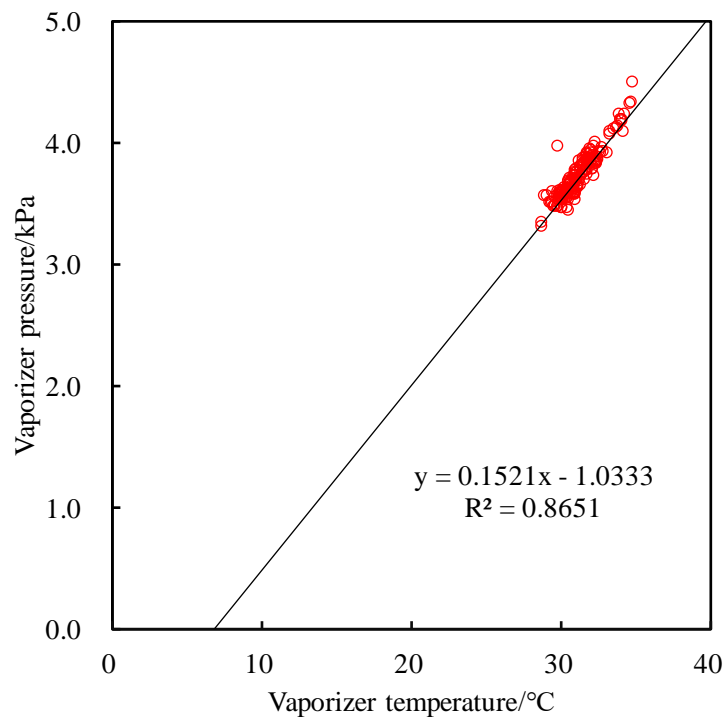


Figure 4-20 Peak vaporizer pressure vs vaporizer temperature at injection in AQUARIUS-FM.

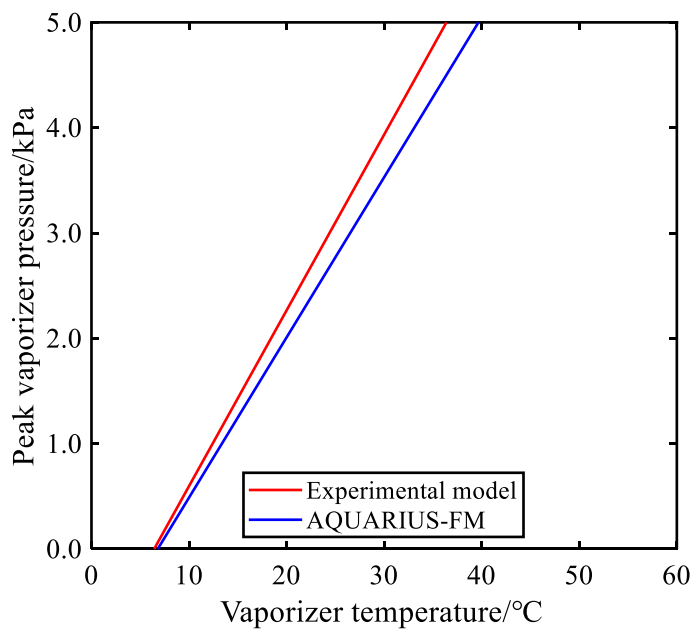


Figure 4-21 Comparison of peak vaporizer pressure between the experimental model and AQUARIUS-FM.

AQUARIUS-FM において、比推力効率とプレナム圧力をプロットしたものを Figure 4-22 に示す。脈動的な作動をしているため、スラストスタンドの過渡応答の影響により、同じプレナム圧力に対する比推力効率のばらつきが 30 %程度見られるが、実験室モデルと同様にプレナム圧力が低いほど推力係数が低下し、プレナム圧力が約 1.0 kPa 以上になると比推力効率が 0.8 程度で飽和するような近似曲線が得られた。実験室モデルと AQUARIUS-FM の近似曲線を比較したものを Figure 4-23 に示す。プレナム圧力 0.8 kPa 以下の範囲においては AQUARIUS-FM の方が、比推力効率が高い。一方、プレナム圧力 0.8 kPa 以上の範囲においては、実験室モデルの方が AQUARIUS-FM よりも比推力効率が高い。これらの差異の原因としては、Figure 4-22 にも示したとおり、AQUARIUS-FM では気化室圧力波形が実験室モデルと異なり、低圧側における比推力効率がデータとして得られておらず、0.8 kPa 以上の範囲のものが多くデータに対してフィッティングをかけていることが考えられる。加えて、排気におけるクライオポンプ使用有無に伴う背圧環境の違いや、ノズル開口比の違いも原因の一つとして考えられる。

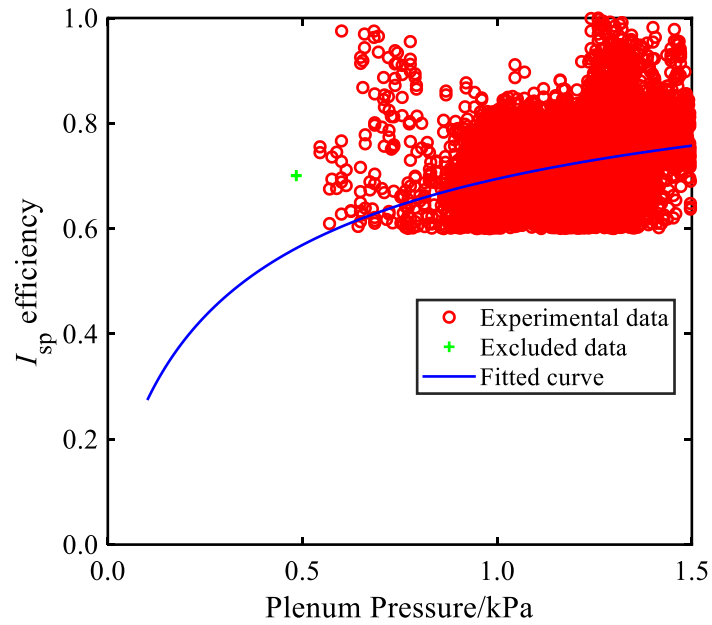


Figure 4-22  $I_{sp}$  efficiency vs plenum pressure in AQUARIUS-FM.

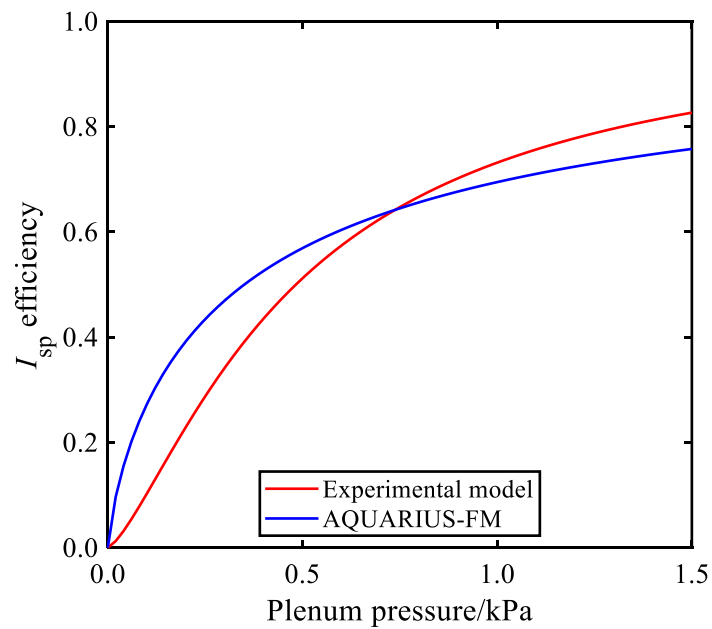


Figure 4-23 Comparison of  $C_F$  efficiency between the experimental model and AQUARIUS-FM.

AQUARIUS-FM において、コンダクタンスの気化室圧力依存性、およびプレナム圧力と気化室圧力の関係を示したものを Figure 4-24 および Figure 4-26 に示す。実験室モデルと AQUARIUS-FM のコンダクタンス、およびプレナム圧力と気化室圧力の関係を比較したものを Figure 4-25 および Figure 4-27 に示す。定性的には、コンダクタンスおよび圧力比についてはどちらも実験室モデルと同じ傾向が得られた。しかし、コンダクタンスの絶対値については、AQUARIUS-FM の方が実験室モデルよりも低い結果となった。この原因として、水蒸気温度が高いことにより粘性係数が増加していることが考えられる。実験室モデルおよび AQUARIUS-FM のどちらも気化室とスラストヘッドとの間は樹脂チューブにより接続されている。しかし、AQUARIUS-FM では、チューブ周辺はハーネスや構造物が高密度で実装されており、周辺物からチューブに対して少なからず入熱があると考えられる。これにより水蒸気が加熱され粘性係数を増加させていることが考えられる。プレナム圧力と気化室圧力の関係は実験室モデルと AQUARIUS-FM とで良い一致を示した。

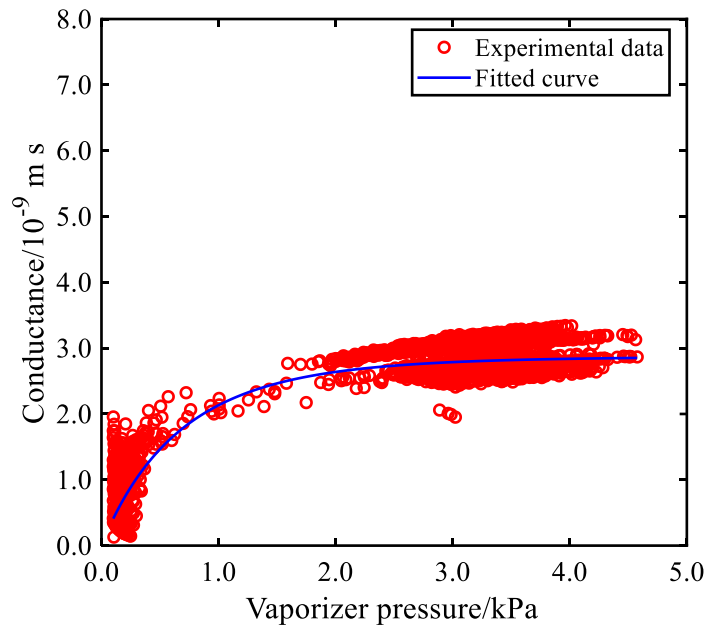


Figure 4-24 Conductance vs vaporizer pressure in AQUARIUS-FM.

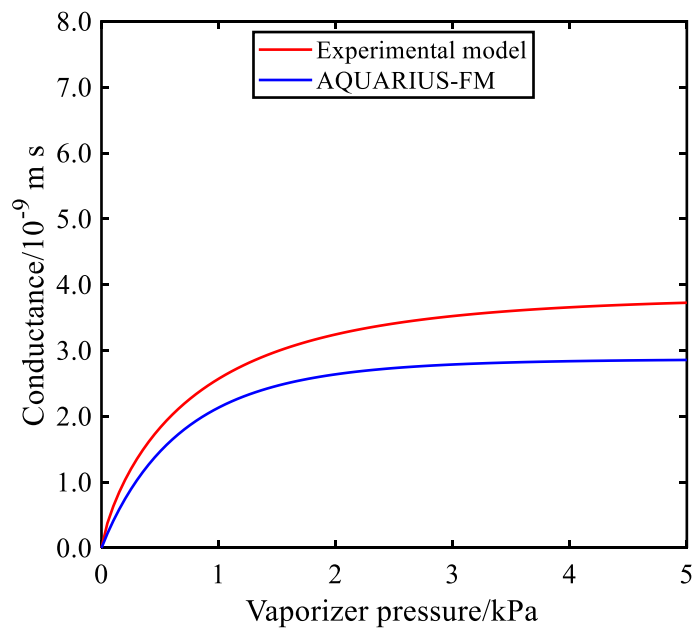


Figure 4-25 Comparison of conductance between the experimental model and AQUARIUS-FM.

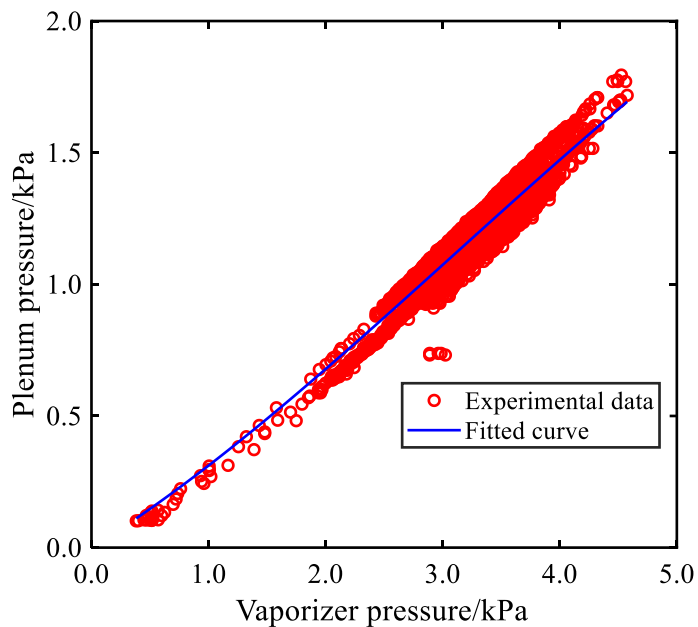


Figure 4-26 Plenum pressure vs vaporizer pressure in AQUARIUS-FM.

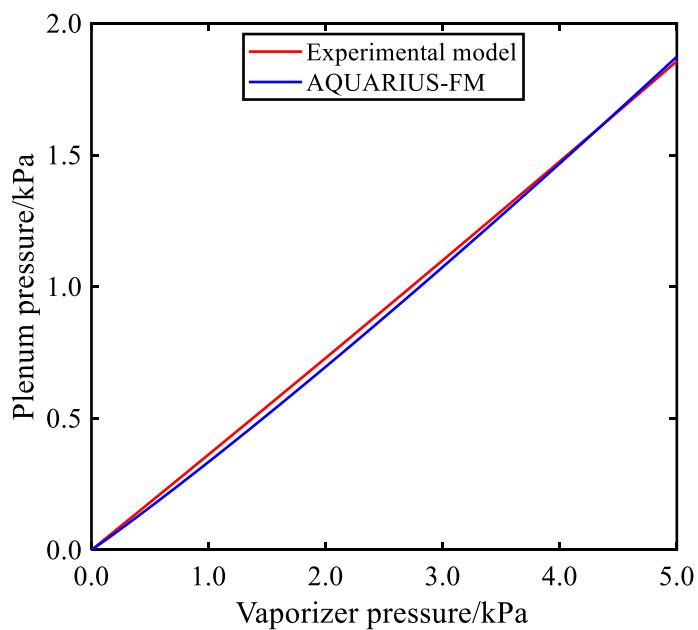


Figure 4-27 Comparison of pressure ratio between the experimental model and AQUARIUS-FM.

AQUARIUS-FM の作動試験において得られた推力および比推力を、液滴噴射量と液滴噴射時気化室温度をパラメータとしてプロットしたものを Figure 4-28 および Figure 4-29 に示す。第 2 章で得られた実験結果 Figure 2-69 においては、液滴噴射量を少なくするほど比推力が高くなる傾向がえられていた。また、第 3 章の計算結果 Figure 3-5 において、液滴噴射量 0.5 g、通信機器発熱量 10 W、気化室と通信機器の熱コンダクタンスを 1.0 W としたときの推力は 4.5 – 5.0 mN、比推力は 95 - 100 s であった。一方、AQUARIUS-FM の作動試験では、液滴噴射量が多いほど比推力が高く、かつ通信機器発熱 10 W、熱コンダクタンス約 1.0 W/K の条件下で得られた推力は 4.0 – 5.5 mN、比推力は 70 s 弱程度であった。これら差異の要因としては、1) 気化室圧力の時間履歴が実験室モデルと FM とで異なること、2) 推力係数のモデル化誤差、3) コンダクタンスのモデル化誤差、が考えられる。実験室モデルでは、液滴噴射直後に圧力が急上昇したのち、なだらかに低下していきすべての液滴が蒸発していた。第 3 章のモデル化においては、実験室モデルで得られた気化室圧力波形をもとに三角波で近似を行っていた。しかし、AQUARIUS-FM では、圧力急上昇後のなだらかな圧力低下が見られなかった。これにより、サイクル内でレイノルズ数が低い領域での作動デューティ比が下がったため、第 2 章で得られたような液滴噴射量が少ないほど比推力が低いという傾向が見られなくなったと考えられる。AQUARIUS-FM の実験結果の方が計算結果よりも比推力が低い理由については、気化室からノズルにかけての流路において水蒸気が昇温され粘性係数が増加したことが要因として考えられる。



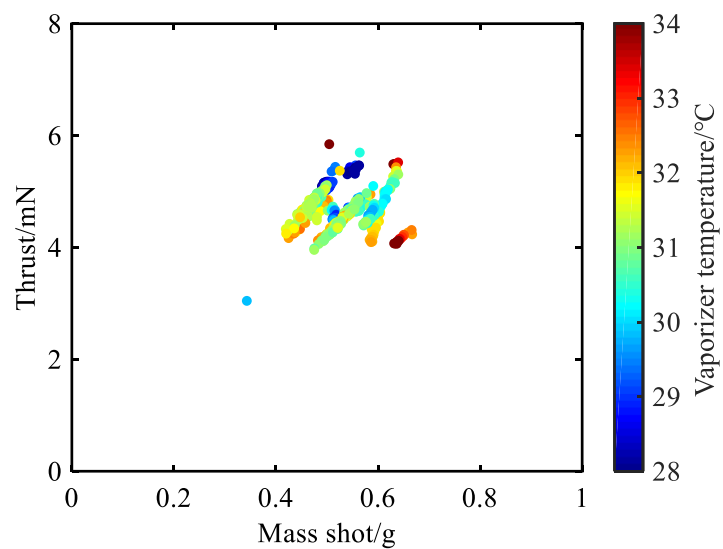


Figure 4-28 Thrust dependency on mass shot and vaporizer temperature in AQUARIUS-FM.

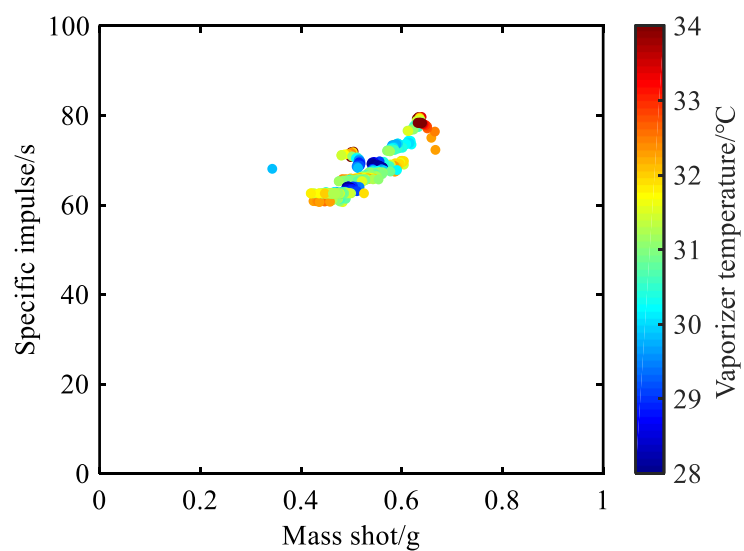


Figure 4-29 Specific impulse dependency on mass shot and vaporizer temperature in AQUARIUS-FM.

## 4.8 第4章の総括

第4章では、まず6Uサイズの小型深宇宙探査機 EQUULEUS に搭載される、常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタ AQUAIRUS のフライトモデルを構築した。小型宇宙機における気化室と他機器の熱結合状態を模擬した実験系を構築し、第2章で構築したスラスタスタンドを用いて、推進性能を実験的に評価した。得られた実験結果と、システム統合設計手法から得られた計算結果とを比較し、モデルの実機への適用可能性を確認した。得られた知見を以下に記す。

- 液滴噴射直後の気化室圧力の液滴噴射時平均気化室温度の依存性、実験結果と計算結果は約10%の範囲内で一致し、モデルが適用であることが示された。
- 比推力効率のプレナム圧力依存性（つまりレイノルズ数依存性）について、実験結果と計算結果の間には、プレナム圧力0.8 kPa以下の領域においては最大で約50%の差異が生じたが、0.8 kPa以上の領域では約10%の範囲内で一致することが明らかになった。
- 推進剤供給系におけるコンダクタンスの気化室圧力依存性について、実験結果と計算結果の間には、気化室のノミナル作動圧力範囲内において、最大約50%の誤差が生じることが明らかになった。
- プレナム圧力の気化室圧力依存性は、実験結果と計算結果は良い一致を示し、モデルが適用可能であることが明らかになった。
- AQUARIUS-FM における推力および比推力の液滴噴射量依存性は実験室モデルと異なる傾向を示した。この結果から、気化室を用いた推進剤供給系の質量流量特性は、気化室形状に強く依存することが明らかになった。

---

---

## 第5章 結論

---

---

小型宇宙機の実利用高度化，および新規参入による実利用の裾野の拡大に向けた，高圧ガスフリーかつ安全で取扱い性の良い小型スラスタが必要である．その中で，安全無毒で取扱い性の良い水を推進剤としたスラスタが研究開発されてきた．とりわけ，電気推進技術の礎となるレジストジェットスラスタについては，既に軌道上作動が試みられてたが，完全な気液分離に失敗し，正常作動ができなかった．さらに，搭載推進剤量が少なく連続作動時間も非常に短かったため，長時間作動には必要不可欠な，小型宇宙機の限られたリソースの中で水の莫大な潜熱を賄う熱マネージメントシステムは確立されていない．

そこで本研究では，常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタを提案した．明示的な気液分離機構である気化室をタンクとスラスタヘッドとの間に設け，相変化部と加熱部とを分離することで完全気液分離を実現可能にした．また，常温蒸発部で他機器の排熱を再利用することで潜熱の一部を補う熱マネージメント手法を実現可能にした．

小型型スラスタの直接推力測定のために，ねじりばねピボットを用いた振子式スラストスタンドを設計開発した．構築したスラストスタンドを用いて，実験的に推進性能を評価し，水蒸気の低レイノルズ数流れにおける比推力効率，および推進性能に対する水蒸気の加熱効果を実験的に評価した．また，気化室を用いた推進剤供給機構を搭載した水レジストジェットスラスタの実験室モデルを構築し，完全気液分離を実現したうえで，推進剤供給特性や推進性能を実験的に評価した．得られた結果をもとに，宇宙機との熱結合を考慮したシステム統合設計手法を構築し，実験結果との比較による妥当性評価を行ったうえで，推進性能のパラメータ解析を行った．さらに，実機に搭載する小型水スラスタ AQUARIUS のフライトモデルを開発し，実験的に推進性能を評価したうえで，システム統合設計手法から得られた計算結果との比較を行い，モデルの適用可能性を確認した．研究目的に対応させる形で，得られた結論を以下に示す．

**目的：常温蒸発を用いた水レジストジェットスラスタの推進剤供給特性および推進性能特性を解明する．**

- ノズルスロート径 2.6 mm，開口比 60.0 の小型ノズルにおいて，スロートレイノルズ数が 200 の流れでは比推力効率は約 0.77 となり，スロートレイノルズ数が 100 においては，比推力効率は約 0.5 まで低下することを明らかにした．
- 予加熱器長さを 30 mm から 140 mm に長くすることで比推力が約 10 % 向上することを明らかにした．また，予加熱器ヒーターへの投入電力を 1.5 W から 3.0 W に増加さ

せることで、比推力が約6%向上することを明らかにした。これらの定量的な推進性能は、体積や包絡域、電力リソースの制約が厳しい小型宇宙機への搭載を考えるうえでのトレードオフとなる設計指標となることが期待される。

- 気化室圧力波形の温度依存性および推進剤供給量の気化室圧力依存性を明らかにした。低レイノルズ数流れに起因する推進性能のパラメータ依存性を明らかにした。気化室を用いた推進剤供給系により、従来の供給系よりも推進性能が向上する作動条件が存在することを明らかにした。

**目的：小型宇宙機と水スラスタの熱結合を考慮したシステム統合設計手法を確立する。**

- 液滴噴射を一回行ったときの作動について、システム統合設計手法で得られた計算結果と実験結果を比較したところ、液滴噴射量が0.4g以下であれば計算結果と実験結果は良い一致を示すが、液滴噴射量が0.8g程度であると最大で15%程度の差異が生じることが明らかになった。
- 液滴噴射周期を一定とした作動において、推力を最大化するには、液滴噴射量、気化室周辺機器内部発熱量、および気化室と周辺機器との熱伝導コンダクタンスのすべてを多くあるいは大きくとればよいことが明らかになった。比推力を最大化するには、液滴噴射量を少なく、周辺機器内部発熱量を大きく、熱伝導コンダクタンスを小さくとればよいことが明らかになった。推力と比推力の両者を最大化する場合、液滴噴射量と熱伝導コンダクタンスのトレードオフが発生することが明らかになった。

**目的：構築した手法が実機の水スラスタに適用可能であるか確認する。**

- AQUARIUS フライトモデルで実験的に得られた比推力については、実験結果とシステム統合設計手法から得られた計算結果との間に最大30%の差異が生じる一方で、推力については、実験結果と計算結果とは良い一致を示し、システム統合設計手法が適用可能であることが明らかになった。比推力の差異の要因としては、気化室の内部形状が実験室モデルと実機とで大きく異なることが考えられる。

実機の推進性能の予測精度を向上させるためには、システム統合設計手法の高精度化が必要である。本研究のシステム統合モデルにおける不確定要素として、気化室圧力波形の三角波近似、境界層内における粘性効果による比推力効率低下と希薄気体効果による比推力効率低下の切り分け、および水蒸気温度が挙げられる。気化室圧力波形は、気化室形状に強く依存することが本研究により明らかになった。さらに、微小重力環境下においては、接触角、気泡形成過程、液滴温度分布、および熱伝達率等が異なることが予想される。実機搭載

レベルで設計された気化室に対し、落下塔やパラボリックフライト等を用いた微小重力環境下での作動試験を実施し、実験結果を気化室圧力波形のモデルに反映することで高精度化が期待される。粘性効果と希薄気体効果の評価については、環境圧力およびスロートレイノルズ数それぞれを独立なパラメータとした比推力効率を実機のノズルに対し実施し、モデルをチューニングする必要がある。水蒸気温度については、気体の密度が低下するほど熱伝達効率が低下し、ノズルと水蒸気との間に温度差が生じることが予想される。水蒸気温度の直接測定を行い、その結果をもとにモデルをチューニングすることが最適な方法である。しかし、スケールの小さな流れにおける気体温度の測定の場合、熱電対等での接触方式による温度測定は流れ自体への影響や温度追従性の観点から難しい。したがって、実験系が複雑になる非接触方式での温度測定を実施する、あるいは実験結果に合うように水蒸気温度をチューニングすることでモデルの高精度化が期待される。

---

---

# Appendix. A MEOP

---

---

ロケット搭載時の安全審査基準における重要評価項目の一つとして MEOP (Maximum Expected Operating Pressure) が挙げられる。提案スラスタにおける MEOP は、押しガスおよび液体の水が充填されているタンクと、水蒸気圧で満たされる気化室の、二つの領域に分けることができる。

タンク内では、液体の水がブラダを介して押しガスにより加圧されている。液体部の圧力を変化させる要因として、1) 温度変化による押しガス密度の変化、2) 温度変化による水密度の変化、3) 打上げ中の静荷重による水圧、以上三つが考えられる。以下の条件のもと、タンクにおける MEOP を求める。

- スラスタの温度範囲を 0–60 °C とする。
- ブラダ内外で温度差および圧力差はないとする。

タンク内における最高圧力は、最高温度および静荷重最大の時に生じる。押しガスが理想規定であると仮定すると、以下の式が成立する。

$$\frac{m_{\text{air}} R_{\text{g,air}} T_{\text{tank}}}{p_{\text{air}}} + \frac{m_{\text{w}}}{\rho_{\text{w}}(T_{\text{tank}})} = V_{\text{tank}} \quad (112)$$

調整パラメータとして充填温度および充填水質量、設計パラメータとして押しガス初期圧力および水体積充填率を考慮すると、充填水質量および充填押しガス質量は以下の式で表される。

$$m_{\text{w}} = \alpha_{\text{wat}} V_{\text{w}} \rho_{\text{w}}(T_{\text{std}}) \quad (113)$$

$$m_{\text{air}} = \frac{(1 - \alpha_{\text{wat}}) V_{\text{w}} p_{\text{air, std}}}{R_{\text{g,air}} T_{\text{std}}} \quad (114)$$

従ってタンク圧力について以下の式が成立する。

$$(1 - \alpha_{\text{wat}}) \frac{p_{\text{air, std}} T_{\text{tank}}}{p_{\text{air}} T_{\text{std}}} + \alpha_{\text{wat}} \frac{\rho_{\text{w}}(T_{\text{std}})}{\rho_{\text{w}}(T_{\text{tank}})} = 1 \quad (115)$$

静荷重による水圧は、静荷重、荷重方向水部長さ、およびその時の水密度によって決定される。最終的にタンク圧力は以下の式で表される。

$$p_{\text{air}}(T_{\text{tank}}) = \left\{ \frac{1 - \alpha_{\text{wat}}}{1 - \alpha_{\text{wat}} \frac{\rho_{\text{w}}(T_{\text{std}})}{\rho_{\text{w}}(T_{\text{tank}})}} \right\} \frac{T_{\text{tank}}}{T_{\text{std}}} p_{\text{air, std}} + \rho_{\text{w}}(T_{\text{tank}}) g L_{\text{tank}} \quad (116)$$

例として、約 1.5U サイズの水タンクを考える。

Table A-1 示すような条件を仮定した場合のタンク圧力の温度依存性を Figure A-1 に示す。

Table A-1 Calculation conditions of MEOP.

Item	Value
Tank volume/cm <sup>3</sup>	1440
Water volume ratio/%	85
Nominal temperature/°C	20
Stored pressure/kPa	50
Maximum G/G	6.87
Temperature range during launch/°C	0 – 35
Temperature range on the ground/°C	0 – 60

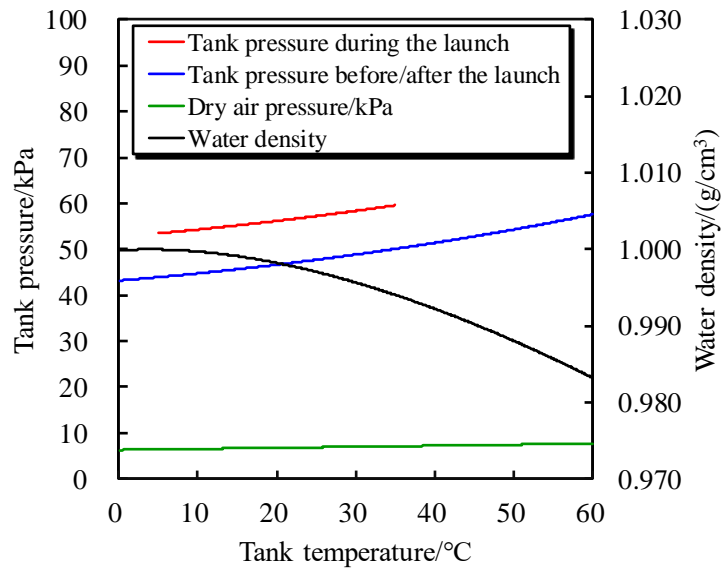


Figure A-1 Calculation result of maximum expected operating pressure.

---

---

## Appendix. B 重力方向依存性

---

---

本研究における実験は全て重力環境下で行った。しかし、実際の軌道上作動においては微小重力環境となる。噴射された液滴の気化室内における蒸発挙動は重力の影響を受けることが予想される。そこで、気化室の設置方向を変更し、重力方向を変えたときの蒸発／供給特性の変化を調べた。

実験に用いた気化室は、第 2 章で用いた気化室実験室モデルである。模式図および軸定義は Figure 2-10 に示した通りである。気化室の設置方向を変え、重力方向を PX, MX, PZ, MZ の 4 パターンで変えたときの気化室圧力波形を取得した。各試験において、液滴噴射は間欠的に 30 回程度行った。各重力方向における気化室圧力の時間履歴を Figure B-1 から Figure B-4 に示す。液滴噴射開始時が横軸原点になるよう、各液滴噴射時の気化室圧力波形を重ねてプロットした。重力方向が PX, MX, MZ においては定性的に同じ傾向が得られ、液滴噴射直後に圧力が急激に立ち上がり、その後緩やかに低下した。これは 2.5 節で示した、重力方向が MY における結果とも一致している。しかし、重力方向が PZ の場合、液滴噴射直後に圧力が急激に立ち上がった後、約 2 kPa で定常となるという異なる傾向が得られた。これは液滴が、蒸発面積が小さくなるような付着の仕方をしたためだと考えられる。重力方向が PZ となるように気化室を設置した場合、調圧バルブ先端近傍にある湾曲部に液滴が溜まり、そこから蒸発が進んだ。これにより、重力方向が PZ 以外の場合と比較して、蒸発面積が有意に小さくなったため、異なる気化室圧力波形が得られたと考えられる。

液滴の伝熱面温度と飽和温度の差を過熱度と呼ぶ。伝熱面熱流束と過熱度の関係を両対数グラフで表した曲線を沸騰曲線と呼ぶ。代表的な沸騰曲線の例を Figure B-5 に示す。過熱度が小さいときの沸騰を自由対流沸騰 (Natural convection) あるいはプール沸騰 (Pool boiling) と呼ぶ。ある程度まで過熱度が大きくなり B 点を超えると、伝熱面上に気泡が現れ始め沸騰が始まり、熱流束が急激に大きくなる。この領域の沸騰を核沸騰 (Nucleate boiling) と呼ぶ。さらに過熱度が大きくなると、やがて C 点で熱伝達率 (熱流束を過熱度で除したもの) が極大となり、D 点で熱流束が最大となる。C 点を DNB 点 (Departure from Nucleate Boiling), D 点をバーンアウト点 (Burnout point) と呼ぶ。熱流束が D 点を超えると、伝熱面は急に蒸気の膜で覆われ伝熱面温度が急上昇し F 点に移る。蒸気膜を介して熱伝導が行われ、気液界面で蒸発が生じる。このような蒸発を膜蒸発 (Film boiling) と呼ぶ。この状態から熱流束を減少させていくと、蒸気膜が間欠的に破れ、液滴と伝熱面が局所的に直接接触するようになり E 点に至る。E 点をライデンフロスト点と呼ぶ。提案スラスタにおいては、常温程度で蒸発が生じているため、プール沸騰あるいは核沸騰が生じていることが予想される。熱伝達については、微小重力や過重力環境下においても、地上とほとんど変わらないという結果が得られている[138]。しかし、限界熱流束は重力加速度の 1/4 乗に比例するた



め、微小重力環境下ではバーンアウトが早まることが予想される。

微小重力環境下での液滴付着現象においては、界面張力や濡れ性が支配的となる。液滴は界面自由エネルギーが最小となるような、つまり液滴の曲率を緩和する効果と、濡れ性によって接触角を維持する効果の両方が働く。これらの効果の相互作用により地上作動と軌道上作動において、液滴と壁面との接触面積が異なる可能性がある。微小重力環境下においては、界面張力、接触角、および熱伝達率が相互作用することで液滴蒸発が行われるため、より定量的な評価には、落下塔やパラボリックフライトによる微小重力実験やスラストの軌道上作動実証が必要である。

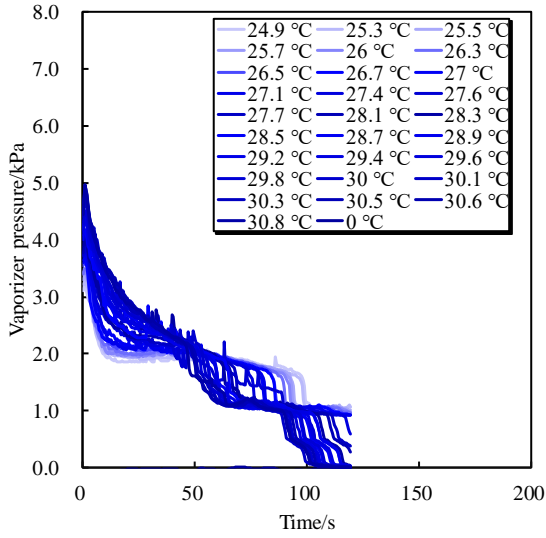


Figure B-1 Vaporizer pressure profiles with the gravity direction of PX.

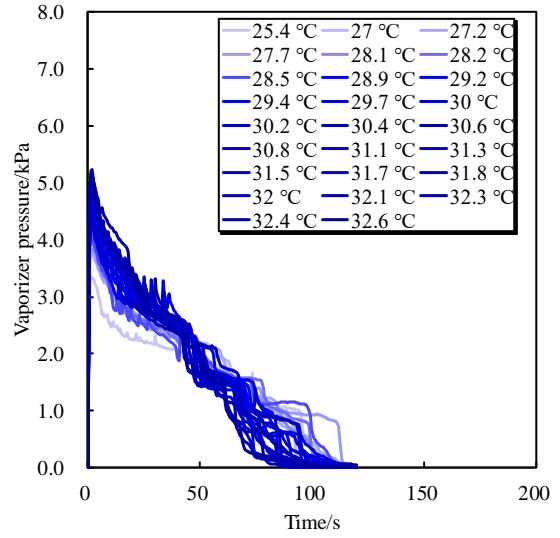


Figure B-2 Vaporizer pressure profiles with the gravity direction of MX.

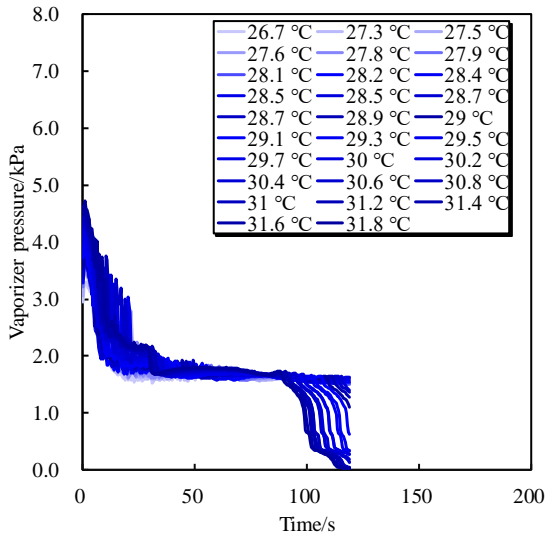


Figure B-3 Vaporizer pressure profiles with the gravity direction of PZ.

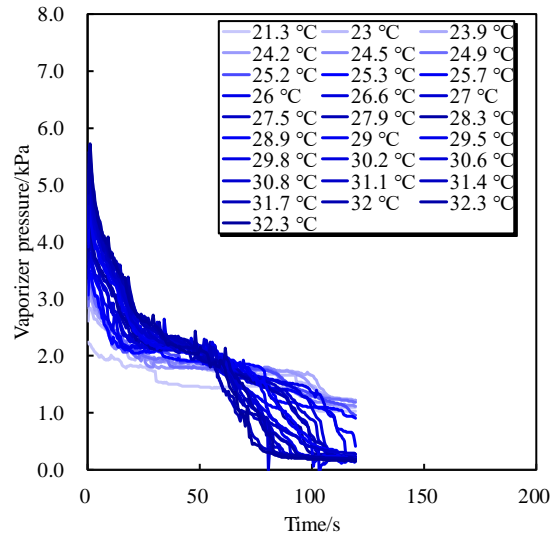


Figure B-4 Vaporizer pressure profiles with the gravity direction of MZ.

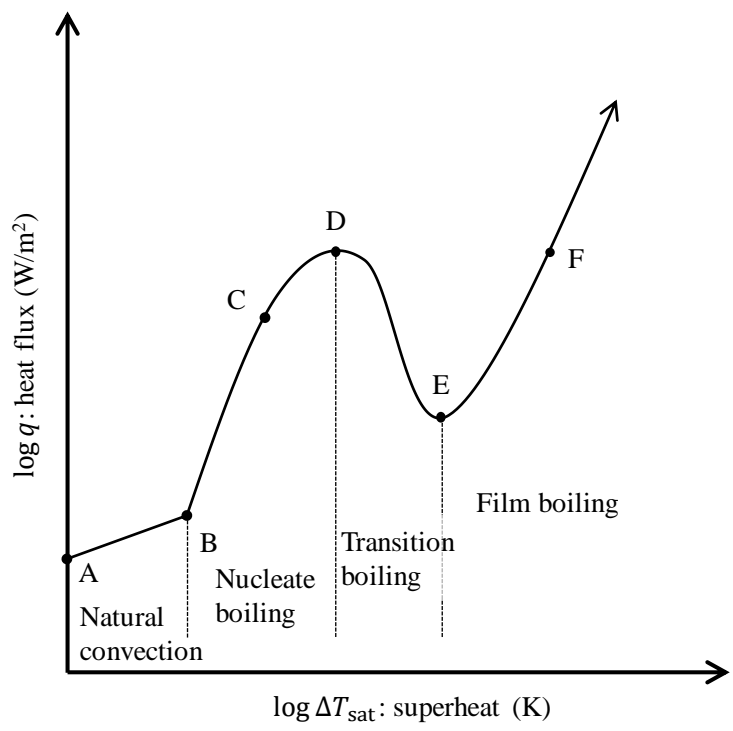


Figure B-5 Typical boiling curve.

---

---

# Bibliography

---

---

- [1] Bouwmeester, J., Guo, J., ‘Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology’, *Acta Astronautica*, Vol. 67, 2010, pp. 854–862. doi:10.1016/j.actaastro.2010.06.004
- [2] Woellert, K., Ehrenfreund, P., Ricco, A. J., Hertzfeld, H., ‘Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations’, *Advances in Space Research*, Vol. 47, No. 4, 2011, pp. 663–684. doi:10.1016/j.asr.2010.10.009
- [3] Selva, D., Krejci, D., ‘A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation’, *Acta Astronautica*, Vol. 74, 2012, pp. 50–68. doi:10.1016/j.actaastro.2011.12.014
- [4] Swartwout, M., ‘The First One Hundred CubeSats: A Statistical Look’, *Journal of Small Satellites*, Vol. 2, No. 2, 2013, pp. 213–233.
- [5] Gill, E., Sundaramoorthy, P., Bouwmeester, J., Zandbergen, B., Reinhard, R., ‘Formation flying within a constellation of nano-satellites: The QB50 mission’, *Acta Astronautica*, Vol. 82, No. 1, 2013, pp. 110–117. doi:10.1016/j.actaastro.2012.04.029
- [6] Poghosyan, A., Golkar, A., ‘CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions’, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 88, 2017, pp. 59–83. doi:10.1016/j.paerosci.2016.11.002
- [7] Funase, R., Nagai, M., Eishima, T., Nakada, K., Enokuchi, A., Yuliang, C., Takei, E., Nakasuka, S., ‘University of Tokyo’s Student Nano-satellite Project CubeSat-XI and Its On-orbit Experiment Results’, *IFAC Proceedings Volumes*, Vol. 37, No. 6, 2004, pp. 901–906. doi:10.1016/S1474-6670(17)32293-0
- [8] Spangelo, S. C., Kaslow, D., Delp, C., Cole, B., Anderson, L., Fosse, E., Gilbert, B. S., Hartman, L., Kahn, T., Cutler, J., ‘Applying Model Based Systems Engineering (MBSE) to a Standard CubeSat’, *IEEE Aerospace Conference*, pp.1-20, 2012. doi:10.1109/AERO.2012.6187339
- [9] Ridolfi, G., Mooij, E., Cardile, D., Corpino, S., Ferrari, G. L., ‘A methodology for system-of-systems design in support of the engineering team’, *Acta Astronautica*, Vol. 73, 2012, pp. 88–99. doi:10.1016/j.actaastro.2011.11.016
- [10] Lowe, C. J., Macdonald, M., ‘Rapid model-based inter-disciplinary design of a CubeSat mission

ission', *Acta Astronautica*, Vol. 105, No. 1, 2014, pp. 321–332. doi:10.1016/j.actaastro.2014.10.002

- [11] Kaslow, D., Anderson, L., Asundi, S., Ayres, B., Iwata, C., Shiotani, B., Thompson, R., 'Developing a CubeSat Model-Based System Engineering (MBSE) Reference Model - interim status', *2015 IEEE Aerospace Conference*, pp.1-16, 2015. doi:10.1109/AERO.2015.7118965
- [12] UNECE, 'GHS pictograms', <http://www.unece.org/trans/danger/publi/ghs/pictograms.html>, accessed 6-1-2019
- [13] Association National Fire Protection, 'NFPA704 Standard System for the Identification of the Hazards of Materials for Emergency Response', 2017th edition.
- [14] Gibbon, D. and Underwood, C., 'Low cost butane propulsion systems for small spacecraft', *15th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC01-XI-1, 2001.
- [15] Schappell, D. T., Scarduffa, E., 'Advances in Marotta Electric & Small Satellite Propulsion Fluid Control Activities', *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences*, AIAA 2005-4055, 2005. doi:10.2514/6.2005-4055
- [16] Mauthe, S., Pranajaya, F., Zee, R., 'The Design and Test of a Compact Propulsion System for CanX Nanosatellite Formation Flying', *19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC05-VI-5, 2005.
- [17] Sarda, K., Eagleson, S., Caillibot, E., Grant, C., Kekez, D., Pranajaya, F., Zee, R. E., 'Canadian advanced nanospace experiment 2: Scientific and technological innovation on a three-kilogram satellite', *Acta Astronautica*, Vol. 59, 2006, pp. 236–245. doi:10.1016/j.actaastro.2006.02.054
- [18] Sarda, K., Grant, C., Eagleson, S., Kekez, D. D., Zee, R. E., 'Canadian Advanced Nanospace Experiment 2 Orbit Operations: Two Years of Pushing the Nanosatellite Performance Envelope', *23rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellitesnce on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC09-IV-6, 2009.
- [19] Risi, B. W., 'Propulsion System Development for the CanX-4 and CanX-5 Dual Nanosatellite Formation Flying Mission', Master thesis, University of Tronto, 2014.
- [20] Bonin, G., Roth, N., Armitage, S., Newman, J., Risi, B., Zee, R. E., 'CanX-4 and CanX-5 Precision Formation Flight: Mission Accomplished!', *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC07-XI-1, 2015.

- [21] Hinkley, D., 'A Novel Cold Gas Propulsion System for Nanosatellites and Picosatellites', *22nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC08-VII-7, 2008.
- [22] Manzoni, G., Brama, Y. L., 'Cubesat Micropropulsion Characterization in Low Earth Orbit', *29th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC15-IV-5, 2015.
- [23] Guo, J., Bouwmeester, J., Gill, E., 'In-orbit results of Delfi-n3Xt: Lessons learned and move forward', *Acta Astronautica*, Vol. 121, 2016, pp. 39–50. doi:10.1016/j.actaastro.2015.12.003
- [24] Cardin, J. M., Coste, K., Williamson, D., 'A Cold Gas Propulsion System for CubeSats', *17th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC03-XI-8, 2003.
- [25] VACCO, 'MEPSI Micro Propulsion System XV0E10889-01', 2013., [https://www.vacco.com/images/uploads/pdfs/MicroPropulsionSystems\\_0714.pdf](https://www.vacco.com/images/uploads/pdfs/MicroPropulsionSystems_0714.pdf), accessed 23-12-2018
- [26] Klesh, A., Krajewski, J., 'MarCO: CubeSats to Mars in 2016', *29th Annual AIAA/USU Small Satellite Conference*, Logan, Utah, SSC-III-3, 2015.
- [27] VACCO, 'JPL MarCO Micro CubeSat Propulsion System', 2012., <https://www.cubesat-propulsion.com/wp-content/uploads/2015/11/JPL-MarCO-Micro-CubeSat-Propulsion-System-datasheet.pdf>, accessed 23-12-2018
- [28] VACCO, 'Standard Micro Propulsion System X14029003-0X', 2015., [https://www.vacco.com/images/uploads/pdfs/MiPS\\_standard\\_0714.pdf](https://www.vacco.com/images/uploads/pdfs/MiPS_standard_0714.pdf), accessed 23-12-2018
- [29] VACCO, 'VACCO ChEMS™ Micro Propulsion Systems', *2015 CubeSat Developers Workshop*, San Luis Obispo, California, 2015.
- [30] VACCO, 'Palomar Micro Propulsion System XS0E10220-01', 2014., [https://www.cubesat-propulsion.com/wp-content/uploads/2015/10/Palomar\\_Micro-propulsion-system.pdf](https://www.cubesat-propulsion.com/wp-content/uploads/2015/10/Palomar_Micro-propulsion-system.pdf), accessed 23-12-2018
- [31] Walker, R., 'GOMX-4 – the twin European mission for IOD purposes', *32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC18-VII-07, 2018.
- [32] Arestie, S., Lightsey, E., Hudson, B., 'Development of A Modular, Cold Gas Propulsion System for Small Satellite Applications', *Journal of Small Satellites*, Vol. 1, No. 2, 2012, pp. 63–74.
- [33] Hsu, A., Spektor, R., Curtiss, T., Jovel, D., 'Propulsion Technologies Survey: Micro, Nano, Pico, and Cube-Satellites (CubeSat), October 2018 For Public Release, Version 1.11 (O

TR 2019-00005)'.

- [34] Hejmanowski, N. J., Woodruff, C. A., Burton, R. L., Carroll, D. L., Cardin, J. M., 'Cube Sat High Impulse Propulsion System (CHIPS)', *62nd JANNAP Propulsion Meeting (7th Spacecraft Propulsion)*, Nashville, Tennessee, 2015.
- [35] BUSEK, 'BUSEK Micro Resistojet', 2013., [http://www.busek.com/index\\_htm\\_files/70008518B.pdf](http://www.busek.com/index_htm_files/70008518B.pdf), accessed 23-12-2018
- [36] Wermuth, M., Gaias, G., 'Operational Concept of a Picosatellite Release from a LEO Satellite', *25th International Symposium on Space Flight Dynamics*, Munich, Germany, 2015.
- [37] Wermuth, M., Gaias, G., D'Amico, S., 'Safe Picosatellite Release from a Small Satellite Carrier', *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 52, No. 5, 2015, pp. 1338–1347. doi:10.2514/1.A33036
- [38] Aerospace Innovation GmbH - Activities., [http://www.aerospace-innovation.com/innovation\\_activities.html](http://www.aerospace-innovation.com/innovation_activities.html), accessed 3-2-2019
- [39] Carroll, D. L., Cardin, J. M., Burton, R. L., Benavides, G. F., Hejmanowski, N., Woodruff, C., Bassett, K., King, D., Laystrom-Woodard, J., Richardson, L., Day, C., Hageman, K., Bhandari, R., 'Propulsion Unit for CubeSats (PUC)', *62nd JANNAP Propulsion Meeting (7th Spacecraft Propulsion)*, Nashville, Tennessee, 2015.
- [40] Moore, G., Holemans, W., Huang, A., Lee, J., McMullen, M., White, J., Twiggs, R., Malphrus, B., Fite, N., Klumpar, D., Mosleh, E., Mashburn, K., Wilt, D., Lyke, J., Davis, S., Bradley, W., Heberle, J., Patterson, P., '3D Printing and MEMS Propulsion for the RAMPART 2U CUBESAT', *24th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC10-III-8, 2010.
- [41] Liddle, D., Dyer, B., Parsons, J., Pollard, M., Feltham, D., Taylor, R., Mellor, D., Schofield, A., Linehan, R., Long, R., Fernandez, J., Kadhem, H., Davies, P., Holt, N., 'STRAND-1: USE OF A \$500 SMARTPHONE AS THE CENTRAL AVIONICS OF A NANOSATELLITE', *62nd International Astronautical Congress*, IAC-11-B4.6B.8, 2011.
- [42] Pottinger, S., Krejci, D., Scharlemann, C., 'Development of a  $\mu$ PPT for CubeSat Applications', *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 2008-4532, 2008. doi:10.2514/6.2008-4532
- [43] Guarducci, F., Coletti, M., Gabriel, S. B., 'Design and Testing of a Micro Pulsed Plasma Thruster for Cubesat Application', *32nd International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, Germany, 2008.

sbaden, Germany, IEPC-2011-239, 2011.

- [44] Coletti, M., Guarducci, F., Gabriel, S. B., 'A micro PPT for Cubesat application: Design and preliminary experimental results', *Acta Astronautica*, Vol. 69, 2011, pp. 200–208. doi: 10.1016/j.actaastro.2011.03.008
- [45] Gabriel, S., Rogers, E., Leomanni, M., 'The Applicability of Pulsed Plasma Thrusters to Rendezvous and Docking of Cubesats', *33rd International Electric Propulsion Conference*, Washington DC, IEPC-2013-424, 2013.
- [46] Krejci, D., Seifert, B., Scharlemann, C., 'Endurance testing of a pulsed plasma thruster for nanosatellites', *Acta Astronautica*, Vol. 91, 2013, pp. 187–193. doi:10.1016/j.actaastro.2013.06.012
- [47] Williams, D., 'Propulsion Solutions for CubeSats and Applications', *CubeSat Developers Workshop*, Logan, Utah, 2012.
- [48] BUSEK, 'BmP-220 Micro-Pulsed Plasma Thruster', 2016., [http://www.busek.com/index\\_html\\_files/70008502\\_BmP-220\\_Data\\_Sheet\\_RevF.pdf](http://www.busek.com/index_html_files/70008502_BmP-220_Data_Sheet_RevF.pdf), accessed 23-12-2018
- [49] Kolbeck, J., Lukas, J., Teel, G., Keidar, M., Hanlon, E., Pittman, J., Lange, M., Kang, J., 'µCAT Micro-Propulsion Solution for Autonomous Mobile On-Orbit Diagnostic System', *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC16-V-7, 2016.
- [50] Lukas, J., Teel, G., Kolbeck, J., Keidar, M., 'High thrust-to-power ratio micro-cathode arc thruster', *AIP Advances*, Vol. 6, No. 25311, 2016, pp. 1–7. doi:10.1063/1.4942111
- [51] Keidar, M., Schein, J., Wilson, K., 'Electric propulsion for small satellites', *Plasma Physics and Controlled Fusion*, Vol. 57, No. 014005, 2015, pp. 1–10. doi:10.1088/0741-3335/57/1/014005
- [52] Rysanek, F., Hartmann, J. W., Schein, J., Binder, R., 'MicroVacuum Arc Thruster Design for a CubeSat Class Satellite', *16th Annual/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC02-I-2, 2002.
- [53] Siddiqui, M. U., Cretel, C., Synowiec, J., Hsu, A. G., Young, J. A., Spektor, R., 'First Performance Measurements of the Phase Four RF Thruster', *35th International Electric Propulsion Conference*, Atlanta, Georgia, IEPC-2017-431, 2017.
- [54] BUSEK, 'BET-1mN Busek Electrospray Thruster', 2016., [http://www.busek.com/index\\_html\\_files/70008516F.PDF](http://www.busek.com/index_html_files/70008516F.PDF), accessed 23-12-2018



- [55] BUSEK, 'BET-100 Busek Electro Spray Thruster', 2016., [http://www.busek.com/index\\_html\\_files/70008516F.PDF](http://www.busek.com/index_html_files/70008516F.PDF), accessed 23-12-2018
- [56] Krejci, D., Mier-Hicks, F., Fucetola, C., Lozano, P., Schouten, A. H., Martel, F., 'Design and Characterization of a Scalable ion Electro spray Propulsion System', *34th International Electric Propulsion Conference*, Kobe, Hyogo, Japan, IEPC-2015-140/ISTS-2015-b-149, 2015.
- [57] Mueller, J., Hofer, R., Ziemer, J., 'Survey of Propulsion Technologies Applicable to Cube sats', *57th JANNAP Propulsion Meetings*, Colorado Springs, Colorado, 1–58, 2010.
- [58] Wirz, R., Marrese, C., Mueller, J., 'Experimental and Computational Investigation of the Performance of a Micro-Ion Thruster', *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, AIAA 2002-3835, 2002. doi:10.2514/6.2002-3835
- [59] Cara, D. Di, Massotti, L., Cesare, S., Musso, F., Castorina, G., Feili, D., Lotz, B., 'Performance verification of the  $\mu$ NRIT-2.5 thruster on the Nanobalance facility', *32nd International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-013, 2011.
- [60] Feili, D., Lotz, B., Bonnet, S., Meyer, B. K., Justus, H. W. L., Puetmann, N., ' $\mu$ NRIT-2.5-A New Optimized Microthruster Of Giessen University', *31st International Electric Propulsion Conference*, Ann Arbor, Massachusetts, IEPC-2009-174, 2009.
- [61] Leiter, H. J., Altmann, C., Porst, J.-P., D. Lauer, Berger, M., Rath, M., 'Six Decades of Thrust - The Arian Group Radiofrequency Ion Thrusters and Systems Family', *35th International Electric Propulsion Conference*, Atlanta, Georgia, IEPC-2017-027, 2017.
- [62] Leiter, H. J., Leiter, H. J., Killinger, R., Killinger, R., Bassner, H., Bassner, H., Müller, J., Müller, J., Kukies, R., Kukies, R., 'Development of the Radio Frequency Ion Thruster RIT XT – A Status Report', *27th International Electric Propulsion Conference*, Pasadena, California, IEPC-01-104, 2001.
- [63] BUSEK, '1cm RF Ion Thruster BIT-1', 2014., [http://www.busek.com/index\\_html\\_files/70011950\\_RevA\\_Data\\_Sheet\\_for\\_BIT-1\\_Ion\\_Thruster.pdf](http://www.busek.com/index_html_files/70011950_RevA_Data_Sheet_for_BIT-1_Ion_Thruster.pdf), accessed 23-12-2018
- [64] Tsay, M., Hohman, K., Rosenblad, N., Ehrbar, E., Robin, M., Farnell, C., 'Micro Radio-Frequency Ion Propulsion System', AIAA 2012-3947, 2012. doi:10.2514/6.2012-3947
- [65] Tsay, M., Frongillo, J., Model, J., Zwahlen, J., Paritsky, L., 'Maturation of Iodine-Fueled BIT-3 RF Ion Thruster and RF Neutralizer', *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA 2016-4544, 2016. doi:10.2514/6.2016-4544

- [66] BUSEK, 'BIT-3 RF Ion Thruster', 2018., [http://www.busek.com/index\\_htm\\_files/70010819D.pdf](http://www.busek.com/index_htm_files/70010819D.pdf), accessed 23-12-2018
- [67] Koizumi, H., Kawahara, H., Yaginuma, K., Asakawa, J., Nakagawa, Y., Nakamura, Y., Kojima, S., Matsuguma, T., Funase, R., Nakatsuka, J., Komurasaki, K., 'Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON', *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 14, No. ists30, 2016, pp. 13–22. doi:10.2322/tastj.14.Pb\_13
- [68] Koizumi, H., Kawahara, H., Yaginuma, K., Asakawa, J., Funase, R., Komurasaki, K., 'In-Flight Operation of the Miniature Propulsion System installed on Small Space Probe: PROCYON', *34th International Electric Propulsion Conference*, Kobe, Hyogo, Japan, IEPC-2015-276, 2015.
- [69] Rafalskyi, D., 'A Neutralizer-Free Gridded Ion Thruster Embedded Into A 1U Cubesat Module', *35th International Electric Propulsion Conference*, Atlanta, Georgia, 1–8.
- [70] Krejci, D., Seifert, B., Reissner, A., Jelem, D., Hörbe, T., Plesescu, F., Friedhoff, P., Lai, S., 'Demonstration of the IFM Nano FEEP Thruster in Low Earth Orbit', *4S Symposium 2018*, Sorrento, Italy, 2018.
- [71] ENPULSION, 'IFM Nano Thruster', 2018., [https://www.enpulsion.com/uploads/products/IFM-Nano-Thruster/ENP\\_-\\_IFM\\_Nano\\_Thruster\\_-\\_Product\\_Overview.pdf](https://www.enpulsion.com/uploads/products/IFM-Nano-Thruster/ENP_-_IFM_Nano_Thruster_-_Product_Overview.pdf), accessed 23-12-2018
- [72] Schmuland, D., Carpenter, C., Masse, R., Overly, J., 'New Insights Into Additive Manufacturing Processes: Enabling Low-Cost, High-Impulse Propulsion Systems', *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC13-VII-4, 2013.
- [73] Aerojet Rocketdyne, 'MPS-130 Innovative Propulsion Solutions for SmallSats', [https://www.rocket.com/files/aerojet/documents/CubeSat/MPS-130\\_data\\_sheet\\_crop.pdf](https://www.rocket.com/files/aerojet/documents/CubeSat/MPS-130_data_sheet_crop.pdf), accessed 23-12-2018
- [74] BUSEK, 'BGT-X5 Green Monopropellant Thruster', 2016., [http://www.busek.com/index\\_htm\\_files/70008517E.pdf](http://www.busek.com/index_htm_files/70008517E.pdf), accessed 23-12-2018
- [75] VACCO, 'ADN Micro Propulsion System 13066300-01', 2016., <https://www.vacco.com/images/uploads/pdfs/MicroPropulsionSystems.pdf>, accessed 23-12-2018
- [76] Powell, S., Knop, T., Engelen, S., 'Experimental Evaluation of a Green Bi-Propellant Thruster for Small Satellite Applications', *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSX16-X-8, 2016.

- [77] Hyperion Technologies, 'PM200 Series Propulsion Module', [https://hyperiontechnologies.nl/wp-content/uploads/2018/07/HT-PM200-V1.02\\_Flyer.pdf](https://hyperiontechnologies.nl/wp-content/uploads/2018/07/HT-PM200-V1.02_Flyer.pdf), accessed 5-1-2019
- [78] Thrasher, J., Mcpherson, M., 'Design and Qualification of DSSP's CubeSat Delta -V Motor (CDM-1)', *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2015.
- [79] Nicholas, A., Finne, T., Galysh, I., Mai, A., Yen, J., Sawka, W., Ransdell, J., Williams, S., 'SpinSat Mission Overview', *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC13-I-3, 2013.
- [80] Nakano, M., Koizumi, H., Watanabe, M., Arakawa, Y., 'Laser Ignition Microthruster Experiments on KKS-1', *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 8, No. ists27, 2010, pp. 7–11. doi:10.2322/tastj.8.Pb\_7
- [81] Asakawa, J., Koizumi, H., Kojima, S., Nakano, M., Komurasaki, K., 'Laser-Ignited Micro motor Using Multiple Stacked Solid Propellant Pellets', *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 35, No. 1, 2019, pp. 41–53.
- [82] Whitmore, S. A., 'Additively Manufactured Acrylonitrile-Butadiene-Styrene-Nitrous-Oxide Hybrid Rocket Motor with Electrostatic Igniter', *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 4, 2015, pp. 1217–1220. doi:10.2514/1.B35681
- [83] Whitmore, S. A., Merkley, S. L., Tonc, L., Mathias, S. D., 'Survey of Selected Additively Manufactured Propellants for Arc Ignition of Hybrid Rockets', *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 6, 2016, pp. 1494–1504. doi:10.2514/1.B36106
- [84] Inatani, Y., Ohtsuka, H., 'SS-520 Nano satellite launcher and its flight result', *32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC18-IX-03, 2018.
- [85] SpaceNews.com, 'Rocket Lab performs first commercial launch', 2018., <https://spacenews.com/rocket-lab-performs-first-commercial-launch/>, accessed 5-1-2019
- [86] Gibbon, D., Coxhill, I., Nicolini, D., Correi, R., Page, J., '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.
- [87] Guerrieri, D. C., Silva, M. A. C., Cervone, A., Gill, E., 'Selection and Characterization of Green Propellants for Micro-Resistojets', *Journal of Heat Transfer*, Vol. 139, No. 10, 2017, pp. 1–9. doi:10.1115/1.4036619
- [88] Kuriki, K., Arakawa, Y., 'Introduction to Electric Propulsion', University of Tokyo Press,

2003.

- [89] Mukerjee, E. V., Wallace, A. P., Yan, K. Y., Howard, D. W., Smith, R. L., Collins, S. D., ‘Vaporizing liquid microthruster’, *Sensors and Actuators, A: Physical*, Vol. 83, 2000, pp. 231–236. doi:10.1016/S0924-4247(99)00389-1
- [90] Mueller, J., Ziemer, J., Green, A., Bame, D., ‘Performance Characterization of the. Vaporizing Liquid Micro Thruster (VLM)’, *28th International Electric Propulsion Conference, IEPC*, Toulouse, France, IEPC-03-237, 2003.
- [91] Chen, C. C., Liu, C. W., Kan, H. C., Hu, L. H., Chang, G. S., Cheng, M. C., Dai, B. T., ‘Simulation and experiment research on vaporizing liquid micro-thruster’, *Sensors and Actuators, A: Physical*, Vol. 157, No. 1, 2010, pp. 140–149. doi:10.1016/j.sna.2009.10.025
- [92] Cen, J. W., Xu, J. L., ‘Performance evaluation and flow visualization of a MEMS based vaporizing liquid micro-thruster’, *Acta Astronautica*, Vol. 67, 2010, pp. 468–482. doi:10.1016/j.actaastro.2010.04.009
- [93] Kundu, P., Bhattacharyya, T. K., Das, S., ‘Design, fabrication and performance evaluation of a vaporizing liquid microthruster’, *Journal of Micromechanics and Microengineering*, Vol. 22, No. 025016, 2012, pp. 1–15. doi:10.1088/0960-1317/22/2/025016
- [94] Karthikeyan, K., Chou, S. K., Khoong, L. E., Tan, Y. M., Lu, C. W., Yang, W. M., ‘Low temperature co-fired ceramic vaporizing liquid microthruster for microspacecraft applications’, *Applied Energy*, Vol. 97, 2012, pp. 577–583. doi:10.1016/j.apenergy.2011.11.078
- [95] Cheah, K. H., Low, K.-S., ‘Fabrication and performance evaluation of a high temperature co-fired ceramic vaporizing liquid microthruster’, *Journal of Micromechanics and Microengineering*, Vol. 25, No. 015013, 2015, pp. 1–10. doi:10.1088/0960-1317/25/1/015013
- [96] Silva, M. A. C., Guerrieri, D. C., van Zeijl, H., Cervone, A., Gill, E., ‘Vaporizing Liquid Microthrusters with integrated heaters and temperature measurement’, *Sensors and Actuators, A: Physical*, Vol. 265, 2017, pp. 261–274. doi:10.1016/j.sna.2017.07.032
- [97] Morren, W. E., Haag, T. W., Sovey, J. S., Hay, S. S., ‘Performance characterizations of an engineering model multipropellant resistojet’, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 5, No. 2, 1989, pp. 197–203. doi:10.2514/3.23136
- [98] SURREY, ‘Low-thrust thruster suitable for small satellites: Water Resistojet for Small Satellites’, 2002., [http://ysc.sm.bmstu.ru/microsat/e-library/SSTL/Subsys\\_h20rjet\\_HQ.pdf](http://ysc.sm.bmstu.ru/microsat/e-library/SSTL/Subsys_h20rjet_HQ.pdf), accessed 9-1-2018

- [99] Janson, S., Welle, R., Rose, T., Rowen, D., Hardy, B., Dolphus, R., Doyle, P., Faler, A., Chien, D., Chin, A., Maul, G., Coffman, C., Lumondiere, S. D. La, Werner, N. I., Hinkley, D., 'The NASA Optical Communications and Sensor Demonstration Program: Initial Flight Results', *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC16-III-03, 2015.
- [100] Bonin, G., Foulds, C., Armitage, S., Faber, D., 'Prospector-1: The First Commercial Small Spacecraft Mission to an Asteroid', *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC16-VI-2, 2016.
- [101] Brandenburg, J., El Zooghby, M., 'Progress on the MET (Microwave Electro-Thermal ) Thruster Using Water Propellant', *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, AIAA 2006-5179, 2006. doi:10.2514/6.2006-5179
- [102] Diamant, K. D., Zeigler, B. L., Cohen, R. B., 'Microwave Electrothermal Thruster Performance', *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 1, 2006, pp. 27–34. doi:10.2514/1.19571
- [103] Scharlemann, C. A., 'Investigation of Thrust Mechanisms in a Water Fed Pulsed Plasma Thruster', Ph.D. thesis, The Ohio State University, 2003.
- [104] Koizumi, H., 'Study On Micro Space Propulsion', Ph.D. thesis, The University of Tokyo, 2006.
- [105] Kakami, A., Koizumi, H., Komurasaki, K., Arakawa, Y., 'Design and Experiments of a Pulsed Plasma Thruster (PPT) Using Liquid Propellants', *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 51, No. 589, 2003, pp. 85–88.
- [106] Nakagawa, Y., Tomita, D., Koizumi, H., Komurasaki, K., 'Design and Test of a 100  $\mu$ N-class Thrust Stand for a Miniature Water Ion Thruster with CubeSat', *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 16, No. 7, 2018, pp. 673–678. doi:10.2322/tastj.16.673
- [107] Tomita, D., Nakagawa, Y., Koizumi, H., Komurasaki, K., 'Influence of the Microwave Frequency and Discharge Chamber Height on the Ion Extraction Performance of a Water Ion Thruster', *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 66, No. 6, 2018, pp. 153–158. doi:10.2322/jjsass.66.153
- [108] Zeledon, R. A., 'Electrolysis Propulsion for Small-scale Spacecraft', Ph.D. thesis, Cornell University, 2015.

- [109] James, K., Bodnar, M., Freedman, M., Osborne, L., Grist, R., Hoyt, R., 'HYDROS: High Performance Water-electrolysis Propulsion for CubeSats and MicroSats', *IEEE Space Conference 2017*, AAS 17-145, 2017.
- [110] Tethers Unlimited Inc., 'HYDROS High-Performance Water-Based Propulsion for Small Satellites', [http://www.tethers.com/SpecSheets/Brochure\\_HYDROS.pdf](http://www.tethers.com/SpecSheets/Brochure_HYDROS.pdf), accessed 23-12-2018
- [111] David, A. O., Knoll, A. K., 'Experimental Demonstration of an Aluminum-Fueled Propulsion System for CubeSat Applications', *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 33, No. 5, 2017, pp. 1319–1323. doi:10.2514/1.B36330
- [112] Burton, R. L., Turchi, P. J., 'Pulsed Plasma Thruster', *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998, pp. 716–735. doi:10.2514/2.5334
- [113] Jahn, R. G., '*Physics of Electric Propulsion*', McGraw-Hill, New York, 2006.
- [114] Pugmire, T. K., Shaw, R., 'Applied resistojet technology', *8th Aerospace Sciences Meeting*, 1970. doi:10.2514/6.1970-211.
- [115] Captain Timothy J, L., 'Research into Resistojet Rockets for Small Satellite Applications', Ph.D. thesis, University of Surrey, 1998.
- [116] Dressler, G. A., Morningstar, R.E. Sackheim, R. L., Fritz, D. E., Kelso, R., 'Flight qualification of the augmented electrothermal hydrazine thruster', *17th Joint Propulsion Conference*, AIAA 81-1410, 1981. doi:10.2514/6.1981-1410
- [117] Rhodes Stephenson, R., 'Electric Propulsion Development and Application 1 N the United States', *24th International Electric Propulsion Conference*, Moscowm Russia, IEPC-95-01, 1995.
- [118] Rowen, D., Janson, S., Coffman, C., Welle, R., Hinkley, D., Hardy, B., Gangestad, J., 'The NASA Optical Communications and Sensor Demonstration Program: Proximity Operations', *32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC18-I-05, 2018.
- [119] 「工業用プロセス弁-第1部：調節弁用語及び一般的必要条件」, JIS B 2005-1:2004.
- [120] Hertz, H., 'Ueber die Verdunstung der Flüssigkeiten, insbesondere des Quecksilbers, im luftleeren Raume', *Annalen Der Physik*, Vol. 253, No. 10, 1882, pp. 177–193. doi:10.1002/andp.18822531002
- [121] Knudsen, M., '*Kinetic Theory of Gases*', 3rd editio., Methuen & Company, 1950.

- [122] Grisnik, S. P., Smith, T. A., Saltz, L. E., 'Experimental Study of Low Reynolds Number Nozzles', *NASA Technical Memorandum* 89858, AIAA-87-0992, 1987.
- [123] Bruccoleri, A. R., Leiter, R., Drela, M., Lozano, P., 'Experimental Effects of Nozzle Geometry on Flow Efficiency at Low Reynolds Numbers', *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 1, 2012, pp. 96–105. doi:10.2514/1.B34073
- [124] Holman, T. D., Osborn, M. F., 'Numerical Optimization of Micro-Nozzle Geometries for Low Reynolds Number Resistojets', *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA 2015-3923, 2015. doi:10.2514/6.2015-3923
- [125] Williams, L. T., Mcdonald, M. S., Osborn, M. F., 'Performance Characterization of a Low Reynolds Number Micro-Nozzle Flow', *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA 2015-3924, 2015. doi:10.2514/6.2015-3924
- [126] Pearl, J. M., Louisos, W. F., Hitt, D. L., 'Thrust Calculation for Low-Reynolds-Number Micronozzles', *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 54, No. 1, 2017, pp. 287–298. doi:10.2514/1.A33535
- [127] Louisos, W. F., Hitt, D. L., 'Viscous Effects on Performance of Two-Dimensional Supersonic Linear Micronozzles', *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 4, 2008, pp. 706–715. doi:10.2514/1.33434
- [128] Ivanov, M. S., Markelov, G. N., Ketsdever, A. D., Wadsworth, D. C., 'Numerical Study of Cold Gas Micronozzle Flows', *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 1999-0166, 1999. doi:10.2514/6.1999-166
- [129] Alexeenko, A. A., Levin, D. A., Fedosov, D. A., Gimelshein, S. F., Collins, R. J., 'Performance Analysis of Microthrusters Based on Coupled Thermal-Fluid Modeling and Simulation', *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 1, 2005, pp. 95–101. doi:10.2514/1.5354
- [130] Black, W. N., 'Performance Measurements of Low Reynolds Number Nozzle Geometries', Master Thesis, University of Colorado, 1987.
- [131] Nakagawa, Y., '水を推進剤とする100  $\mu$ N級イオンスラスターの振子式スラストスタンドによる作動実証', Master thesis, The University of Tokyo, 2017.
- [132] Polk, J. E., Pancotti, A., Haag, T., King, S., Walker, M., Blakely, J., Ziemer, J., 'Recommended Practice for Thrust Measurement in Electric Propulsion Testing', *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 33, No. 3, 2017, pp. 539–555. doi:10.2514/1.B35564

- [133] Ketsdever, A. D., Clabough, M. T., Gimelshein, S. F., Alexeenko, A., ‘Experimental and Numerical Determination of Micropropulsion Device Efficiencies at Low Reynolds Numbers’, *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 3, 2005, pp. 633–641. doi:10.2514/1.10284
- [134] Sutherland, W., ‘LII. The viscosity of gases and molecular force’, *The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science*, Vol. 36, No. 223, 1893, p. 507–531. doi:10.1080/14786449308620508
- [135] Nishii, K., Koizumi, H., Asakawa, J., Komurasaki, K., ‘Experimental Effects of Ambient Pressure on Nozzle Efficiency at Low Reynolds Numbers’, *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 66, No. 4, 2018, pp. 120–122. doi:10.2322/jjsas.s.66.120
- [136] Ohnishi, A., ‘*Thermal Design of Spacecraft*’, The University of Nagoya Press, 2014.
- [137] Koshiro, Y., ‘電力リソース制約の厳しいCubeSatにおける機器配置と熱設計の最適化手法’, Master thesis, The University of Tokyo, 2018.
- [138] Merte, H., ‘Nucleate Pool Boiling in Variable Gravity’, *Progress in Astronautics and Aeronautics, Low Gravity Fluid Dynamics and Transport Phenomena*, Vol. 130, 1990, pp. 15–72.