

# 亜酸化窒素の充填・排出・流動特性に関する評価

安田 一貴<sup>\*1</sup>, 中田 大将<sup>\*2</sup>, 内海 政春<sup>\*2</sup>

<sup>\*1</sup> 室蘭工業大学 大学院

<sup>\*2</sup> 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

## Evaluation of Filling, Discharging and Flow Characteristics of Nitrous Oxide

Kazuki YASUDA<sup>\*1</sup>, Daisuke NAKATA<sup>\*2</sup>, Masaharu UCHIUMI<sup>\*2</sup>

<sup>\*1</sup> Muroran Institute of Technology, Graduate School

<sup>\*2</sup> Muroran institute of technology, Aerospace Plane Research Center

### ABSTRACT

Since nitrous oxide has an extremely high saturated vapor pressure, the propulsion systems using self-pressurization can be reduced in size and weight. However, in the self-pressurization, the unsteady gas-liquid two-phase flow is formed by flashing or cavitation, so the details of various characteristics have not been clarified yet. In this paper, it is reported that the knowledge about filling, discharging and flow characteristics by self-pressurization obtained by various tests conducted. In the filling and discharging process, the temperature of the liquid phase existing in the tank is the most dominant, and it is considered that the filling and tank discharging characteristics are determined by the saturated vapor pressure at this temperature. In addition, regarding the flow characteristics in the injector, the discharge coefficient is estimated to be between 0.15 and 0.25 under the test conditions.

**Keywords:** Hybrid rocket, Self-pressurization, Two-phase flow, Nitrous oxide, Carbon dioxide, Propellant supply system

### 概要

亜酸化窒素は、極めて高飽和蒸気圧を有するため、自己加圧供給を用いた推進システムは小型・軽量化が可能である。一方で、自己加圧供給では減圧沸騰やキャビテーションにより非定常な気液二相流を形成するため、諸特性の詳細は未だ解明されていない。ここでは、これまでに実施した種々の試験により得られた、自己加圧による充填・排出・流動特性に関する知見について報告する。充填および排出工程ではタンク内に存在する液相の温度が最も支配的であり、この温度における飽和蒸気圧により充填特性やタンク排出特性が決定していると考えられる。また、インジェクタでの流動特性については、実施した試験条件の下では、流量係数は0.15～0.25の間であると推察される。

### 1. はじめに

近年、宇宙輸送システムの需要拡大に伴い、より多くのペイロードを輸送可能な大型の推進システムだけでなく、比較的小型かつコストの安い推進システムにも注目が集まっている。そこで、このような推進システムに対して有用な方策の1つに、推進剤への亜酸化窒素(Nitrous oxide;  $N_2O$ )の採用が挙げられる。 $N_2O$ とは一般産業にも用いられている化学物質であり、ロケットエンジンの酸化剤として一般的な液体酸素と異なり、密閉容器内では常温で液相として貯蔵や運用が可能な上、室温にて極めて高い飽和蒸気圧(300 Kで6 MPa程度)を有しており、タンク内の飽和蒸気圧により推進剤を供給する自己加圧供給が可能であることから、ハイブリッドロケットや小型の液体ロケットの推進剤として研究開発や実用化が進められている。<sup>1,2)</sup>

一方で、自己加圧供給では減圧沸騰やキャビテーションにより容易に混相化し非定常な気液二相流を形成することが知られている。<sup>3)</sup>このような特有の流れ場における諸特性について未だ明らかになっていない要素が多い。しかし、実用性の向上や推進システムの適切な設計・運用には種々の特性を十分に把握することは必要不可欠である。そこで、本研究では実験的に充填特性・タンク排出特性・流路およびインジェクタの流動特性を評価することを目的とし、本稿ではこれらの試験において取得した結果について報告する。

## 2. 試験装置と理論

### 2.1. 試験装置と手法

本研究にて利用した試験装置の系統図を図 1、インジェクタ形状を図 2に示す。流し試験や燃焼試験を行う際には、まずメイン弁（MOV）を閉めた状態で充填弁（Fill）を開くことで、上下反転させて設置したポンベ内の飽和蒸気圧による自己加圧供給にて液相の $N_2O$ を一度タンクに充填する。その後、充填弁を閉じ、メイン弁を開くことで $N_2O$ をインジェクタおよび燃焼器に供給する。 $N_2O$ は6秒間供給された後に閉じられる。各種試験には岡田らにより報告されている自作のハイブリッドロケットエンジンをを用いた。<sup>4)</sup>

充填および供給工程では、ランタンク内の圧力を圧力計（PG-100KU, 共和電業）、温度を頂部と底部の二点をT型熱電対で計測している。これはランタンク内の蒸気相と液相の温度をそれぞれ計測するためである。また、インジェクタ上流での圧力（PG-100KU, 共和電業）と温度（T型熱電対, クラス2）、燃焼室の圧力（PG-50KU, 共和電業）も計測している。さらに、ランタンクの重量を計測しその時間変化から自己加圧に伴う気液二相流の流量推定を実施した。

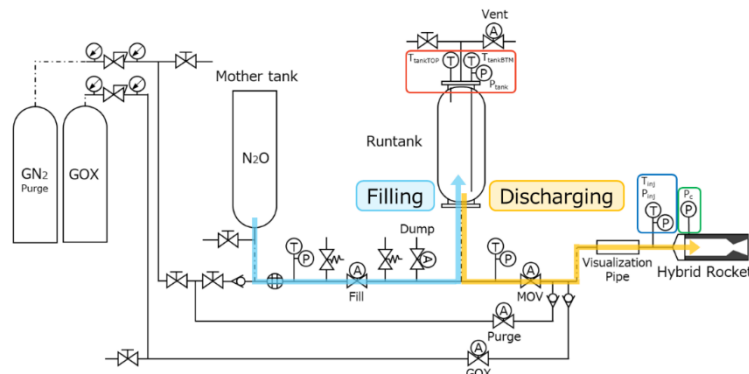


図 1 系統図と計測項目

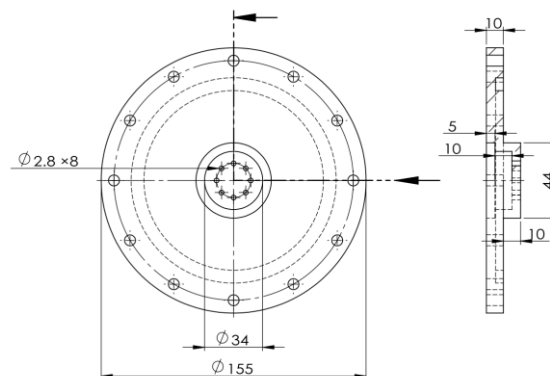


図 2 インジェクタプレートの形状

## 2.2. 気液二相流の流量推定

N<sub>2</sub>Oの流量推定では、まず式(1)にて供給前のタンク重量 $M_{ini}$ と供給後のタンク重量 $M_{fin}$ を比較することで、ランタンクへの充填量 $M_{fill}$ を算出した。

$$M_{fill} = M_{fin} - M_{ini} \quad (1)$$

気液二相流の流量については種々のモデルが提唱されているが、本稿では非圧縮仮定のもとで導出される流量の式(2)を用いた。<sup>5)</sup>

$$\dot{m} = C_d A_{inj} \sqrt{2\rho_{inj}(p_{inj} - p_c)} \quad (2)$$

ここで、 $\dot{m}$ はN<sub>2</sub>O/CO<sub>2</sub>の質量流量、 $C_d$ はインジェクタの流量係数、 $A_{inj}$ はインジェクタポート面積、 $\rho_{inj}$ はインジェクタ上流の密度、 $p_{inj}$ はインジェクタ上流圧力、 $p_c$ はインジェクタ下流圧力（燃焼室圧力）である。なお、気液二相流における平均密度の推定は容易ではないため、ここでは $\rho_{inj}$ は $p_{inj}$ における飽和液相密度をNIST REFPROP<sup>6)</sup>から算出した値とし、平均密度との差異を補完するよう式(3)により流量係数を見積もることで、気液二相流の流量履歴を推定した。

$$M_{fill} = \int_0^{t_{end}} \dot{m} dt \quad (3)$$

## 2.3. 亜酸化窒素と二酸化炭素の類似性

N<sub>2</sub>Oと類似した熱物性値を有する物質として二酸化炭素（Carbon dioxide; CO<sub>2</sub>）が挙げられる。<sup>7)</sup>N<sub>2</sub>OとCO<sub>2</sub>の熱物性値の比較結果を図3に示す。N<sub>2</sub>Oの流動特性を評価する上で代替流体としてCO<sub>2</sub>を利用するケースは多く、本研究においても安全性と低コスト化の観点から、一部の流し試験ではCO<sub>2</sub>を代替利用し、自己加圧供給における諸特性の評価を行った。

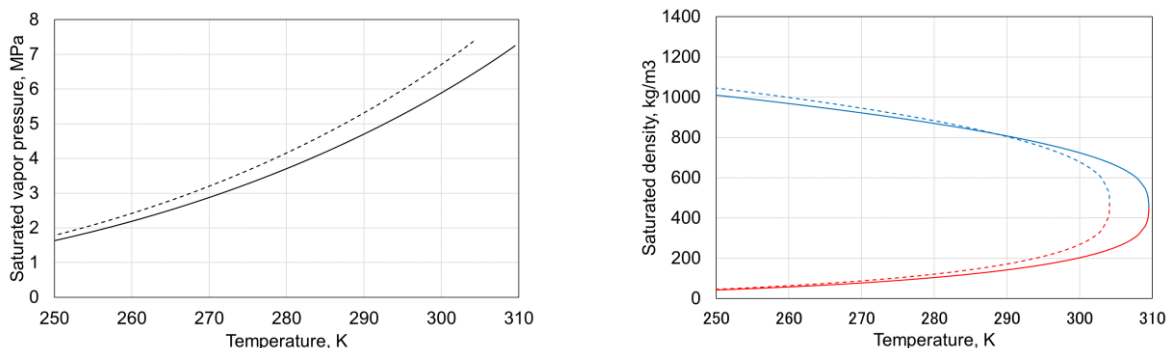
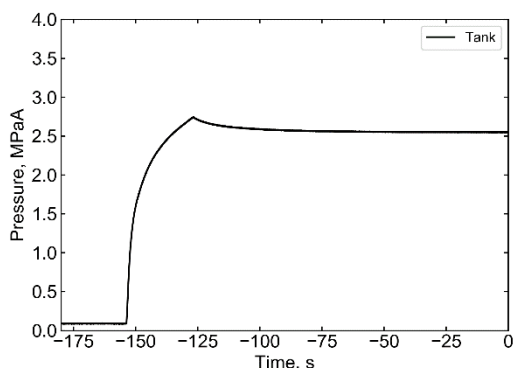


図3 亜酸化窒素と二酸化炭素の熱物性値の比較（実線：N<sub>2</sub>O，破線：CO<sub>2</sub>）

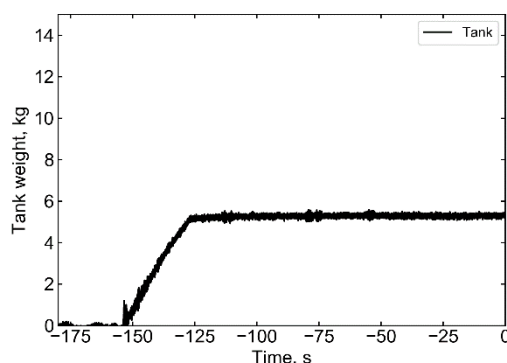
## 3. 試験結果

### 3.1. 充填工程

充填工程におけるタンク内の圧力、温度及び充填量の特性を評価するために取得した各種計測結果の中から代表的なものを図4に示す。なお、この試験においては $t = -153$  sにて充填弁を開き、 $t = -127$  sにて所望の充填量に達したため充填弁を閉じ充填を終了した。



A. 圧力履歴



B. タンク重量履歴

図 4 代表的な充填時の計測結果

### 3.2. N<sub>2</sub>O/CO<sub>2</sub> 流し試験

N<sub>2</sub>O流し試験において撮影した可視化流路の気液二相流の様子を図 5に示す。可視化部は内径10 mm, 肉厚3 mm, 長さ約200 mmの亚克力管であり, 供給中は白濁した気液二相流が確認された。したがって, 自己加圧により形成される気液二相流は微細な気泡を含む気泡流であると考えられる。

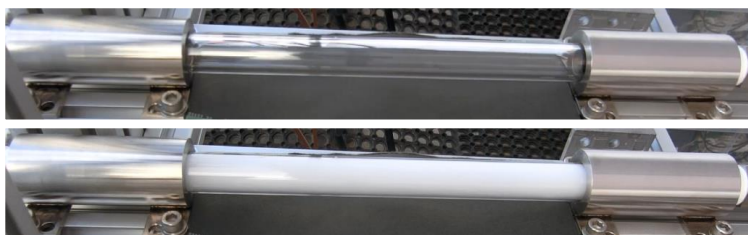
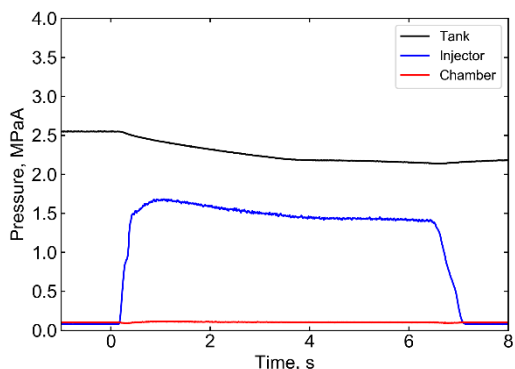


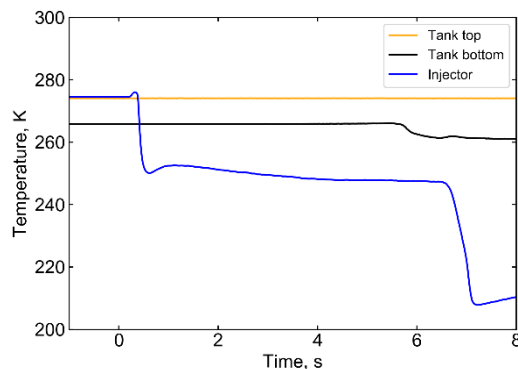
図 5 N<sub>2</sub>O 流し試験の様子 (上: 供給前, 下: 供給中)

N<sub>2</sub>O/CO<sub>2</sub>流し試験における代表的な圧力, 温度, タンク重量履歴を図 6に示す。図 6Aに示した圧力履歴より, タンク圧力 (黒色) とインジェクタ上流圧力 (青色) の差である流路圧損はおよそ0.8 MPa, インジェクタ上流圧力とインジェクタ下流圧力 (燃焼室圧力, 赤色) の差であるインジェクタ差圧はおよそ1.3 MPaであった。前述の通り, メイン弁はt=6 sで閉まり始めるが, t=7 sあたりまでインジェクタ圧力が立っているが, これはバルブが完全に閉まりきるまでの時間遅れに加え, メイン弁下流に残った液相のN<sub>2</sub>Oが蒸発しきるまでの時間遅れが存在するためと考えられる。

タンク内温度履歴である図 6Bより, 頂部の温度 (蒸気相温度, 橙色) は底部の温度 (液相温度, 青色) よりも約8.3 K高く, 蒸気相内には温度成層が形成されていると考えられる。<sup>8)</sup>



A. 圧力履歴



B. 温度履歴

図 6 代表的な流し試験の結果

### 3.3. 燃焼試験

燃焼試験における可視化燃焼器の様子を図 7に示す。燃焼試験では、あらかじめ着火用の酸素の供給と火薬の発破により予備燃焼を行い、グレインを十分に加熱した後にメイン弁を開くことで $N_2O$ を供給し本燃焼を行っている。また、基本となるグレイン（長さ：500 mm）に加え、同じ内径/外径で長さの異なるグレイン（250 mm, 1000 mm）を用いた場合の燃焼試験も実施した。

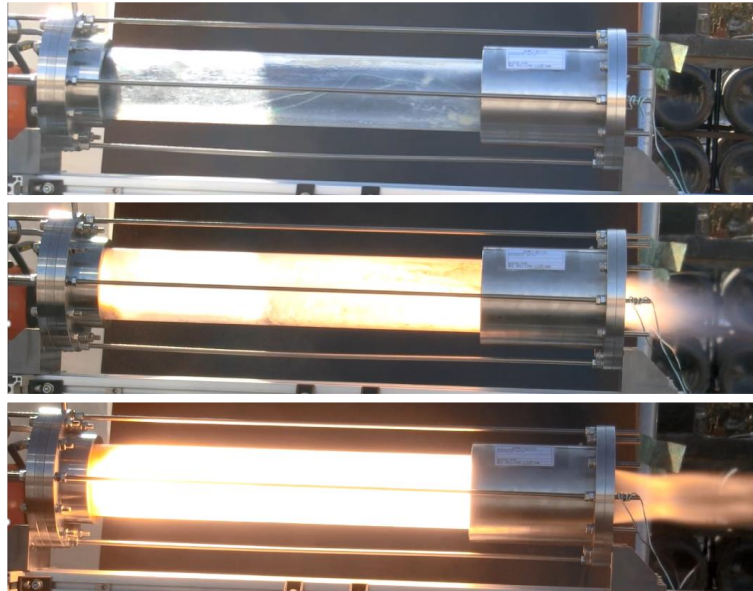


図 7 燃焼試験の様子（上：燃焼前，中：予備燃焼，下：本燃焼）

燃焼試験における代表的な計測結果を図 8に示す。図 8 Aに示した圧力履歴より、タンク圧力（黒色）とインジェクタ上流圧力（青色）の差である流路圧損はおよそ0.8 MPa、インジェクタ上流圧力とインジェクタ下流圧力（燃焼室圧力、赤色）の差であるインジェクタ差圧はおよそ0.8 MPaであった。タンク内温度履歴である図 8 Bより、頂部の温度（蒸気相温度、橙色）と底部の温度（液相温度、青色）の差は流し試験と同様に約8.3 Kであった。推力履歴である図 8 Cより、推力が大きく振動している様子が確認でき、その平均値は約660 Nであった。

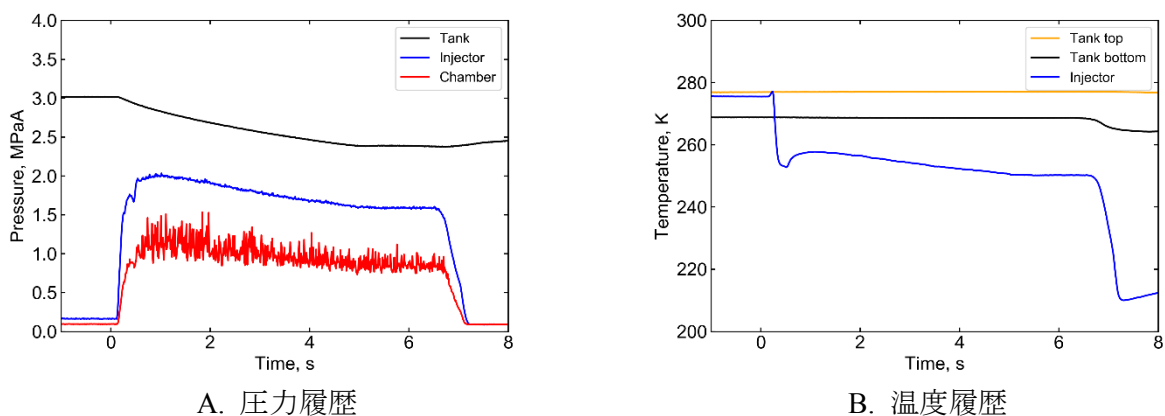
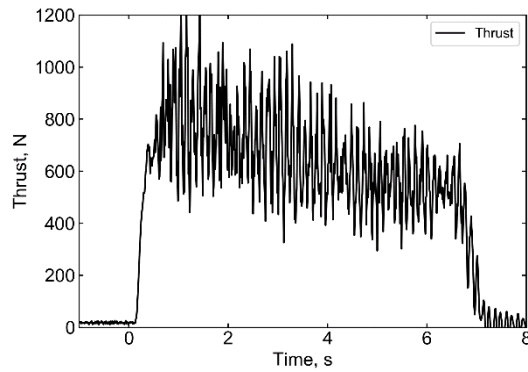


図 8 代表的な燃焼試験の結果



C. 推力履歴

図 8 代表的な燃焼試験の結果 (続き)

## 4. 考察

### 4.1. 自己加圧による充填特性

図 4で示した試験にて取得したタンク内温度履歴とNIST REFPROPを用いて算出したタンク圧力における飽和温度を比較した結果を図 9に示す. 充填開始と同時に ( $t = -153$  s付近) にタンク底部の温度が急激に低下し, その後圧力の上昇に伴ってタンク底部温度も回復している傾向が確認でき, このときの温度回復は飽和温度履歴と同様の変化を示している. また, 充填終了以降 ( $t = -127$  s以降) もタンク底部温度は飽和温度と一致していることも明らかである.

以上のことから, 充填時は常にタンク内は気液平衡状態にあり, タンク圧力は液相温度の飽和蒸気圧により決定されていると考えられる. 更なる充填促進を図るには, タンク圧力を低下させることが効果的である. したがって, あらかじめタンク内を真空ポンプで減圧する真空充填や, ポンベからタンクへの供給配管やタンクを予冷することで供給される $N_2O$ の温度および飽和蒸気圧を低下させて充填するなどの方策が有用であると考えられる.

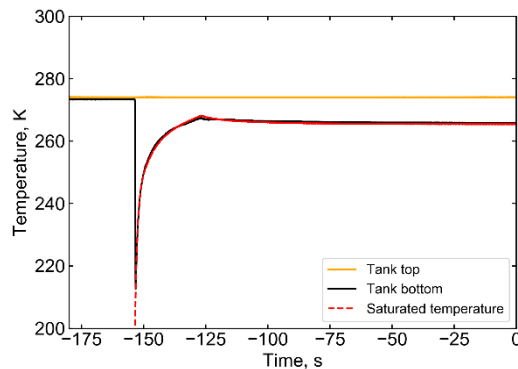


図 9 充填時の実測温度および飽和温度履歴

### 4.2. 自己加圧によるタンク排出特性

前項で示した充填工程における温度履歴と同様に, 図 6で示した試験にて取得した温度履歴とNIST REFPROPを用いて算出した飽和温度を比較した結果を図 10に示す.  $t = 0$  sにてメイン弁を開き始める前はタンク圧力における飽和温度とタンク内底部温度の差 (サブクール度) が0 Kであり気液平衡状態にあることがわかる. 続いて $t = 0$  s以降では, インジェクタ圧力における飽和温度が実測温度をわずかに下回っており (サブクール度  $< 0$  K) 蒸気相と液相が混相化した $N_2O$ がインジェクタへ供給されていると考えられる.<sup>8)</sup>このようにタンク圧力がタンク内液相温度の飽和蒸気圧に強く依存する傾向は他の試験に手も同様に確認された.

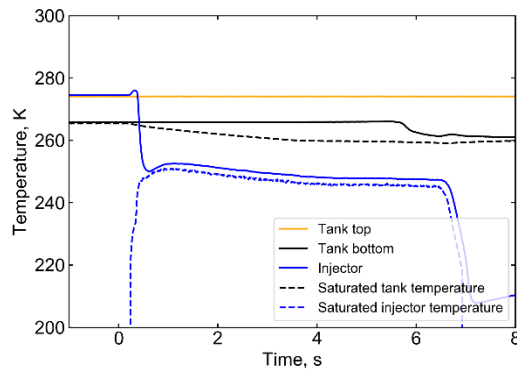
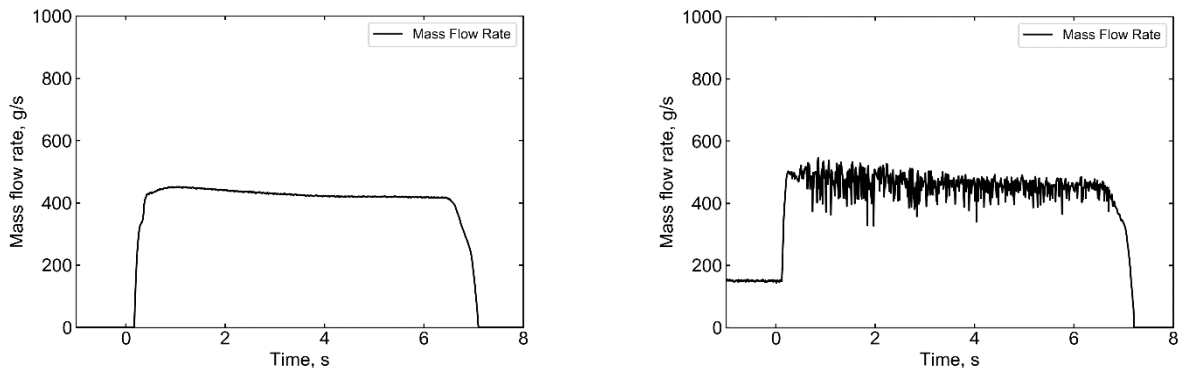


図 10 流し試験における実測温度および飽和温度履歴

### 4.3. 供給配管およびインジェクタの流動特性

2.2項にて、記述した手法により推定した $N_2O$ 流し試験および燃焼試験における質量流量履歴を図 11に示す。なお、このときの流量係数はそれぞれ0.16と0.24であった。同様にして種々の試験結果より推定した流量係数をインジェクタ圧力比 ( $P_c/P_{inj}$ ) で整理した結果を図 12に示す。ここで、”FlowTNS”は $CO_2$ 流し試験、”Flow”は $N_2O$ 流し試験、”Fire”は燃焼試験の結果を表している。

一般に、気液二相流においてもオリフィスの圧力比がある値（臨界圧力比）を下回ると流量が律速し流量が上流圧力にのみ依存する臨界流量になることが知られている。<sup>9)</sup>しかし、図 12の結果だけでは圧力比の違いによる臨界二相流の有無と流量係数の変化を確認することはできない。これは、種々の試験においてインジェクタでの流束が比較的小さいことに加え、燃焼試験では燃焼圧（インジェクタ下流圧）が振動していることに起因していると考えられる。<sup>10)</sup>



A.  $N_2O$ 流し試験 ( $C_d = 0.16$ )

B. 燃焼試験 ( $C_d = 0.24$ )

図 11 推定される  $N_2O$  の気液二相流質量流量履歴

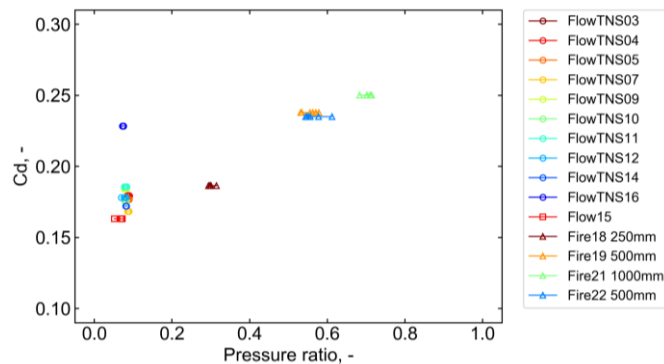


図 12 インジェクタ流量係数の評価

## 5. まとめ

N<sub>2</sub>Oの自己加圧作用を用いたタンクへの充填，タンクからの排出，流路内の流動特性を評価するために実施したN<sub>2</sub>O/CO<sub>2</sub>流し試験や燃焼試験から得られた知見を以下に示す．

- ・ 充填過程ではタンク内はほぼ気液平衡状態にあり，タンク圧力は液相温度の飽和蒸気圧と一致する．
- ・ 流路の可視化により自己加圧供給によりタンクから供給される混相化し白濁した N<sub>2</sub>O (CO<sub>2</sub>) を確認した．
- ・ 供給圧はタンク内の液相温度における飽和蒸気圧に強く依存している．
- ・ インジェクタ前後の圧力比が 0～0.8 の範囲では，流量係数は 0.15～0.25 の間であると推定される．

今後は，タンク圧力やサブクール度，インジェクタ下流圧力を変化させた条件でのデータ取得を進めると共に，インジェクタ上流におけるボイド率の計測を可能にすることでより多角的な特性評価を行う予定である．

## 参考文献

- 1) Kobald, M. et al., Hybrid Experimental Rocket Stuttgart: A Low-Cost Technology Demonstrator, Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 55 No. 2 (2018): pp. 484-500.
- 2) Tokudome, S. et al., Experimental Study of an N<sub>2</sub>O/Ethanol Propulsion System, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, Ohio, July 8-11, 2007, AIAA 2007-5464.
- 3) Zimmerman, J. E. and Cantwell, B. Parametric Visualization Study of Self-Pressurizing Propellant Tank Dynamics, 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Orlando, FL, July 27-29, 2015, AIAA 2015-3829.
- 4) 岡田 他, 1kN級ハイブリッドロケットエンジンの性能評価, 平成30年度宇宙輸送シンポジウム, 2019年1月, 相模原, STCP-2018-028.
- 5) Sutton, G. P. and Biblarz, O. *Rocket Propulsion Elements*, 9th ed. John Wiley and Sons, New Jersey (2016).
- 6) NIST REFPROP, <https://www.nist.gov/srd/refprop>
- 7) Zimmerman, J. E. et al., Comparison of Nitrous Oxide and Carbon Dioxide with Applications to Self-pressurizing Propellant Tank Expulsion Dynamics, 60th JANNAF Propulsion Meeting, Colorado Springs, CO, USA, 2013: pp. 1–22.
- 8) Yasuda, K. et al., N<sub>2</sub>O Tank Emptying Characteristics on a Running Rocket Sled, 2018 Joint Propulsion Conference, Cincinnati, Ohio, USA, July 9-11, 2018, AIAA 2018-4596.
- 9) Ebrahimi, B., He, G., Tang, Y., Franchek, M., Liu, D., Pickett, J., Springett, F. and Franklin, D. “Characterization of high-pressure cavitating flow through a thick orifice plate in a pipe of constant cross section.” International Journal of Thermal Sciences Vol. 114 (2017): pp. 229-240.
- 10) Yasuda, K. et al., Fundamental Study on Injector Flow Characteristics of Self-pressurizing Fluid for Small Rocket Engines, ASME-JSME-KSME 2019 Joint Fluids Engineering Conference, July 28-August 1, 2019, San Francisco, CA, USA, AJKFLUIDS2019-5625.