



自己加圧式ロケットエンジン用液体推進剤の流動特性に関する研究

メタデータ	言語: Japanese 出版者: 公開日: 2021-06-23 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 安田, 一貴 メールアドレス: 所属:
URL	https://doi.org/10.15118/00010392

博士学位論文

自己加圧式ロケットエンジン用
液体推進剤の流動特性に関する研究

Study on Flow Characteristics of Self-pressurized Liquid Propellant
for Rocket Engine

令和2年度

室蘭工業大学 工学研究科
工学専攻 先端生産システム工学コース

安田 一貴

ロケット推進剤の自己加圧供給流動特性に関する研究

Study on Flow Characteristics of Self-pressurized Liquid Propellant for Rocket Engine

Keywords : Rocket propellant, Self-pressurization, Gas-liquid Two-phase flow, Nitrous Oxide

Abstract

With the development and progress within the aerospace industry, propulsion systems are required to be compact, lightweight, and simple. One solution to respond to these demands is using nitrous oxide as liquid propellant. Since nitrous oxide has a high saturated vapor pressure, it can be self-pressurized without an external pressurizing system and can also be handled as a liquid at normal temperature. Due to these advantages, it is expected to be used not only to launch rockets, but also to kick motors for small satellites, attitude control thrusters, planet landing, and return rockets. On the other hand, there are some problems specific to self-pressurization. With self-pressurization, it is difficult to predict the pressure loss and flow rate of the propellant because the gas-liquid two-phase flow is formed by flashing and cavitation caused by the pressure drop. Estimating the propellant mass flow rate is extremely important to accurately predict the thrust profile.

In this study, the flow characteristics of gas-liquid two-phase with self-pressurization were evaluated by conducting various tests using nitrous oxide. The findings obtained in this study may contribute to improving the prediction accuracy of flow rate and thrust.

The flow focused on in this study is a strongly unsteady gas-liquid two-phase flow, and it is not appropriate to evaluate the flow regime only by temperature and pressure. Therefore, the flow regime was evaluated by high-speed shooting of the gas-liquid two-phase flow passing through the visualized feed line. This method showed that the bubble flow velocity on the wall surface was about 5-10 m/s and the bubble diameter was several hundred μm . In addition, the results of measuring the ratio of gas and liquid phase with a newly developed void fraction meter suggest that the void fraction was about 0.3-0.6, and it gradually increased with supply. It was also found that the injector flow coefficient tended to decrease linearly as the void fraction increases. Furthermore, when the friction factor was evaluated by the two-phase flow Re number estimated

from the obtained void ratio, it was about twice the theoretical value of the same Re number in the single-phase flow.

On the other hand, it became clear that the injector flow coefficient tends to increase as the fluid temperature rises. The thermodynamic effect, which is the volume-suppressing effect of the bubbles generated, became remarkable as the fluid temperature increased. When the downstream pressure of the injector was less than half of the upstream pressure, the two-phase flow was choked at the injector port. The chamber pressure oscillation was observed due to the coupling of the supply system and combustion, suggesting that the injector flow coefficient may be larger than the value obtained in the cold flow tests.

概要

航空宇宙産業の発展に伴い、推進系の小型、軽量、簡素化が求められている。これらの需要に応える選択肢の一つに、亜酸化窒素の推進剤利用が挙げられる。亜酸化窒素は、常温で高い飽和蒸気圧を有することから、別途加圧システムを必要とせず自己加圧供給が可能であるほか、常温で液体として取り扱うことができる。これらの特長により、打ち上げ用ロケットだけでなく、小型衛星のキックモータや姿勢制御用スラスタ、惑星着陸および帰還用ロケットへの適用も期待されている。一方で、自己加圧供給特有の課題も存在する。推進剤を自己加圧供給する場合、圧力低下による減圧沸騰やキャビテーションにより流れが混相化するため、圧力損失および流量予測が困難な点である。推進剤の流量はロケットエンジンの推進性能に直結するため、推進系の適切な設計や推力予測精度の向上には、推進剤流量の推定は極めて重要な要素である。

本研究では、亜酸化窒素を用いた各種試験を実施し、実験的に得られた結果を多角的に評価することで、自己加圧式ロケットエンジンに伴う気液二相流の流動特性を解明することを目的としている。また、得られた知見から流量および推力の予測精度向上を図るものである。ここで対象とする流れ場は非定常性の強い気液二相流であり、温度や圧力のみで評価することは困難である。そこで、可視化した流路内を通過する気液二相流を高速撮影することで流動様式を評価し、壁面の気泡流速は 5-10 m/s 程度、気泡径は数 100 μm であることを明らかにした。また、新規に開発したボイド率計により気相と液相の割合を計測し、流動特性との相関を評価した結果から、ボイド率は 0.3-0.6 程度であり、供給に伴い次第に増加する傾向が明らかになった。また、ボイド率の増加に伴いインジェクタ流量係数は線形的に低下する傾向が示唆された。さらに、二相流 Re 数で摩擦損失係数を評価すると、単相流における同 Re 数における理論値に対して、最大で 2 倍程度になることを明らかにした。

一方で、インジェクタ流量係数について、流体温度の上昇とともに流量係数も増加傾向にあることが明らかになった。亜酸化窒素の熱力学的効果パラメータは極めて高く、流体温度が高いほど、生成される気泡の体積を抑制する作用である熱力学的効果が顕著になったためと考えられる。また、インジェクタ下流圧が上流圧の半分程度以下である場合、インジェクタポート内で臨界二相流を形成し流れがチョークするのに対し、比較的燃焼圧が高い（インジェクタレジスタンスが小さい）条件では供給系と燃焼の連成による燃焼振動が見られ、流量係数は流し試験にて取得した値よりも大きく見積もられる可能性が示唆された。

目次

Abstract	i
概要	iii
目次	iv
記号	vii
第 1 章 序論	1
1-1. 研究背景と既往研究	1
1-1-1. ロケット推進の定義と分類	1
1-1-2. 液体推進剤の供給方式	3
1-1-3. 亜酸化窒素の推進剤利用	4
1-1-4. 研究課題と既往研究	5
1-2. 本研究の目的	9
1-3. 本論文の概要	10
第 2 章 試験設備と計測手法	11
2-1. 本章の概要と目的	11
2-2. 亜酸化窒素と二酸化炭素	11
2-3. 試験設備	14
2-3-1. 供給設備	14
2-3-2. ハイブリッドロケットエンジン噴射器および燃焼器	15
2-3-3. 計測項目	17
2-3-4. 試験手順	18
2-4. 可視化高速撮影	20
2-4-1. 高速撮影	20
2-4-2. 画像処理	20
2-5. 静電容量計測	22
2-6. 自己加圧供給における代表的な傾向	23
2-7. 本章のまとめ	25
第 3 章 データ解析と試験結果	26
3-1. 本章の目的	26
3-2. 試験条件一覧	26
3-3. 流体の熱物性値と流量係数	27
3-3-1. 一般的な流体熱物性値	27
3-3-2. 流量および流量係数の推定	27
3-4. 二相流可視化	29
3-4-1. 気泡径	29
3-4-2. 気泡流速	30

3-5. ボイド率推定.....	32
3-5-1. 静電容量型ボイド率計.....	32
3-5-2. 流体密度と比誘電率.....	33
3-5-3. 比誘電率と理論静電容量.....	38
3-5-4. 非対称平衡電極による補正.....	39
3-6. 試験結果.....	41
3-6-1. N ₂ O 自己加圧供給試験.....	41
3-6-2. CO ₂ 自己加圧供給試験.....	44
3-6-3. ガス加圧供給試験.....	47
3-7. 本章のまとめ.....	49
第4章 気液二相流流動特性.....	50
4-1. 本章の概要と目的.....	50
4-2. 二相流動様式.....	51
4-2-1. 気泡数密度と二相流平均流速.....	51
4-2-2. ボイド率とクオリティ.....	53
4-3. 質量流量と流量係数.....	55
4-3-1. 流量係数とボイド率.....	55
4-3-2. 排出流量とボイド率.....	57
4-4. 流体温度の影響 ―熱力学的効果―.....	58
4-4-1. Vent chill と温度条件.....	58
4-4-2. 供給温度と圧力.....	59
4-4-3. 流体温度と流量係数.....	61
4-4-4. ボイド率と熱力学的効果.....	63
4-5. 下流圧の影響 ―臨界二相流―.....	66
4-5-1. 下流圧の影響.....	66
4-5-2. 二相流臨界流れ.....	71
4-5-3. 燃焼振動の影響.....	74
4-6. 本章のまとめ.....	79
第5章 気液二相流圧力損失特性.....	81
5-1. 本章の概要と目的.....	81
5-2. 気液二相流の圧力損失.....	81
5-2-1. 圧力損失計算.....	82
5-2-2. 液単相流.....	86
5-2-3. 気液二相流.....	89
5-3. キャビテーションによるボイド率変化.....	93
5-3-1. ボイド率変化推定モデル.....	93
5-3-2. 推定結果.....	96
5-4. 本章のまとめ.....	99

第6章 ハイブリッドロケットエンジン推進特性	100
6-1. 本章の概要と目的	100
6-1-1. 背景と既往研究	100
6-1-2. 本章の目的	101
6-2. ハイブリッドロケットエンジンの推進特性解析	102
6-2-1. 推進剤流量	102
6-2-2. 燃焼および推進パラメータ	103
6-2-3. $\text{N}_2\text{O} \times \text{PMMA}$ 系ハイブリッドロケットエンジン	104
6-3. 推進特性評価	105
6-3-1. 試験条件および結果の概要	105
6-3-2. 再現性の検証 ―自己加圧―	109
6-3-3. 供給方式の影響	112
6-3-4. 燃焼振動と流量	114
6-3-5. 酸化剤流量と O/F の影響	116
6-4. 本章のまとめ	120
第7章 結論	121
文献	124
謝辞	129
図表目次	131

記号

本研究で用いる記号を以下に示す.

a	音速, m/s
A_{inj}	$= \pi d_{inj}^2/4 \times 8$ インジェクタ面積, m^2
A_{line}	$= \pi d_{line}^2/4$ 流路面積, m^2
A_{th}	$= \pi d_{noz}^2/4$ ノズルスロート面積, m^2
a_f	燃料後退速度比例係数
B	静電容量補正係数
b	静電容量計測部の流路内径, m
C	静電容量オフセット
C_G	気相静電容量, F
C_L	液相静電容量, F
C_d	インジェクタオリフィス流量係数
C_F	推力係数
C_{expt}	実測静電容量, F
C_{total}	全体の静電容量, F
c	有効排気速度, m/s
c_L	飽和液比熱, J/kg-K
$c_{p,G}$	飽和蒸気定圧比熱, J/kg-K
$c_{p,L}$	飽和液定圧比熱, J/kg-K
c^*	特性排気速度, m/s
d_{bubble}	気泡径, m
d_{inj}	インジェクタポート径, m
d_{line}	流路直径, m
d_{noz}	ノズルスロート径, m
F	推力, N
f	気柱振動周波数, Hz
G	$= \dot{m}/A_{inj}$ 質量流束, $kg/(m^2 \cdot s)$
g	$= 9.81$ 重力加速度, m/s^2
H_m	圧力計測部 (タップ) 高さ, m

h_G	飽和蒸気比エンタルピー, J/kg
h_L	飽和液比エンタルピー, J/kg
I_{SP}	比推力, s
K_f	燃料流量補正係数
L_{cham}	燃焼室長さ, m
L_{elec}	電極長さ, m
L_f	燃料長さ (= 燃焼室長さ), m
L_{line}	流路長さ, m
$M_{f,burn}$	総消費量 (= 総燃料流量), kg
$M_{f,ini}$	燃焼前燃料重量, kg
$M_{f,fin}$	燃焼後燃料重量, kg
m	ノード内流体質量, kg
m_G	ノード内気相質量, kg
m_L	ノード内液相質量, kg
$\dot{m}$	質量流量, kg/s
$\dot{m}_{ave}$	平均質量流量, kg/s
$\dot{m}_f$	燃料質量流量, kg/s
$\dot{m}_{f,ave}$	$= M_{f,burn} / t_{burn}$ 平均燃料質量流量, kg/s
$\dot{m}_o$	$= W_{flow} / t_{flow}$ 酸化剤質量流量, kg/s
$\dot{m}_{o,ave}$	平均酸化剤質量流量, kg/s
$\dot{m}_p$	$= \dot{m}_o + \dot{m}_f$ 推進剤流量, kg/s
δm_{evap}	ノードをまたぐ際の相変化量, kg
n_f	燃料後退速度累乗係数
p	圧力, Pa
p_1	オリフィス上流圧力, Pa
p_2	オリフィス下流圧力, Pa
p_c	燃焼室圧力, Pa
p_{crit}	臨界圧力, Pa
p_{inj}	インジェクタ圧力, Pa
$p_{line,u}$	流路上流圧力, Pa
$p_{line,d}$	流路下流圧力, Pa
p_{sat}	飽和蒸気圧, Pa

p_{tank}	タンク圧力, Pa
p_{trip}	三重点圧力, Pa
p_c/p_{inj}	インジェクタ圧力比
Δp_a	加速損失, Pa
Δp_{expt}	実測圧力損失 (差圧), Pa
Δp_f	摩擦損失, Pa
Δp_h	位置損失, Pa
Δp_{total}	全圧力損失, Pa
δp	ノード間圧力変化量 (圧力損失), Pa
Re	$= \rho u d / \mu$ レイノルズ数
Re_p	$= \rho_p u_p d / \mu_p$ 二相流レイノルズ数
R	気体定数, J/K
R_{inj}	流路抵抗 (インジェクタレジスタンス), $1/m^4$
$\dot{r}_f$	燃料後退速度, m/s
S	$= u_G / u_L$ スリップ比
T	温度, K
T_{crit}	臨界温度, K
T_{inj}	インジェクタ温度, K
$T_{line,u}$	流路上流温度, K
$T_{line,d}$	流路下流温度, K
$T_{non-dimensional}$	無次元化温度
T_{sat}	飽和温度, K
$T_{tank,top}$	タンク頂部温度 (気相温度), K
$T_{tank,btm}$	タンク底部温度 (液相温度), K
T_{trip}	三重点温度, K
ΔT_{sub}	$= T_{sat}(p) - T$ サブクール度, K
δT	ノードをまたぐ際の温度変化量, K
t_{burn}	燃焼時間, s
t_{flow}	排出時間, s
dt	微小時間, s
u	流速, m/s
u_G	気相流速, m/s

u_L	液相流速, m/s
u_{tp}	二相流平均流速, m/s
V_G	ノード内気相体積, m ³
V_L	ノード内液相体積, m ³
W_{ini}	供給前タンク重量, kg
W_{fin}	供給後タンク重量, kg
W_{flow}	$= W_{ini} - W_{fin}$ 酸化剤総流量, kg
δz	ノード長, m
α_L	熱拡散率, m ² /s
α_{tp}	ボイド率
γ_0	差圧計までの導管中流体の比重
ε_0	$= 8.8541878128 \times 10^{-12}$ 真空誘電率, F/m
ε_G	気相比誘電率
ε_L	液相比誘電率
ε_d	分散質 (dispersoid) の比誘電率
ε_m	中間媒体 (medium) の比誘電率
ε_t	流路材質の比誘電率
ε_{CO2}	二酸化炭素の比誘電率
ε_{N2O}	亜酸化窒素の比誘電率
ε_α	体積割合が α の場合の均質分散媒体の比誘電率
η_{bubble}	気泡数密度, 1/m ³
η_{c^*}	特性排気速度効率
θ	角度, rad
λ	摩擦損失係数
λ_{th}	理論摩擦損失係数
λ_{tp}	二相流摩擦損失係数
μ	粘性係数, Pa-s
μ_G	気相粘性係数, Pa-s
μ_L	液相粘性係数, Pa-s
μ_{tp}	二相流平均粘性係数, Pa-s
ν	動粘性係数, m ² /s
ν_{tp}	二相流平均動粘性係数, m ² /s

ρ	密度, kg/m ³
ρ_G	飽和蒸気密度, kg/m ³
ρ_L	飽和液密度, kg/m ³
ρ_f	燃料密度, kg/m ³
ρ_{tp}	二相流平均密度, kg/m ³
ρ_{CO2}	二酸化炭素の密度, kg/m ³
ρ_{N2O}	亜酸化窒素の密度, kg/m ³
Σ	熱力学的効果パラメータ, m/s ^{3/2}
σ	キャビテーション数
τ_{bubble}	単一気泡体積
x_{tp}	クオリティ

第1章 序論

1-1. 研究背景と既往研究

1-1-1. ロケット推進の定義と分類

ノズルから高速度の噴流を排出して、その反作用により飛行体の推進力を得る機関は、一般に噴射推進機関と呼ばれている。ロケットエンジンは、航空用ジェットエンジンなどと同様に噴射推進機関の一種であるが、ジェットエンジンは燃料のみを搭載し外部から空気を取り入れるのに対し、ロケットエンジンは内蔵している物質（推進剤；酸化剤と燃料）のみで噴流を発生し推力を得ることが特徴である。したがって、単位推力を1時間発生するために消費される推進剤量（比燃料消費量）などの指標で比較した場合、ロケットエンジンは、ジェットエンジンに比べ燃費が大きく劣るものの、空気の希薄な高航空あるいは宇宙空間における飛行隊の推厘に対する唯一の手段である。^[1] ロケット推進を分類する手法として種々の区分が考えられるが、一般的なものとしてエネルギー発生方法と推進剤によるものが挙げられる。^[2] ロケット推進を分類した一例をTable 1-1に示す。エネルギーの発生方法としては、化学エネルギーによるもの、電気エネルギーによるもの、その他の先進的エネルギーを利用するものとして核反応を利用するものやレーザーによりエネルギーを外部から供給するものに分けられる。さらに、化学エネルギーを利用したロケット推進（化学ロケット）は搭載する推進剤の状態により区分され、液体推進剤を使うものを液体ロケット、固体推進剤を使うものを固体ロケットと呼ぶ。一方で、ハイブリッドロケットと呼ばれる液体推進剤と固体推進剤を組み合わせた方式のロケットエンジンも存在する。もっとも典型的なハイブリッドロケットは液体酸化剤と固体燃焼の組み合わせである。^[3]

Table 1-1 Rocket propellant classification. ^[1]

ロケット推進 機関の種類	種類の細分	エネルギー源	高速噴流の作り方	作動モード	作動特性
化学ロケット エンジン	液体ロケット	化学エネルギー	燃焼ガスをノズルにより 膨張させる	連続 パルス	低推力から大推力まで 作動時間は短い (10 min 以下) 排気速度 5×10^3 m/s 程度まで
	固体ロケット				
	ハイブリッド				
電気推進	イオン推進	電気エネルギー (太陽電池, 原子力発電)	イオンの静電的加速	連続	低推力 長年月作動 排気速度 $10^4 \sim 10^5$ m/s
	プラズマ推進		プラズマの電磁氣的加速	連続 パルス	
	電気加熱推進		電氣的に加熱したガスを ノズルにより膨張させる	連続 パルス	
核エネルギー 推進	伝熱型	原子核反応のエネルギー	原子炉コアにおいて加熱 されたガスをノズルにより 膨張させる	連続	大推力を出しうる 排気速度 1×10^4 m/s 程度まで
	各反応生成物質を 推進剤とするもの		核反応生成物質を固体 ノズルあるいは磁気ノズル により膨張させる	連続 パルス	
	レーザー加熱推進		レーザー加熱された ガスをノズルにより 膨張させる	連続 パルス	低推力 長年月作動
レーザー推進	レーザー電気推進	電気エネルギー (レーザーとして輸送される エネルギー)	静電あるいは電磁氣的加速		

1-1-2. 液体推進剤の供給方式

ロケットエンジンの液体推進剤を燃焼室へ供給する方式としては、加圧機構により圧送するものと、ターボポンプにより流体を昇圧することで供給するものに大別できる (Fig. 1-1). ^[4] 一般に、燃焼圧を上げることほど、ロケットエンジンの推力が増大し、打ち上げ能力を向上させることができる。しかし、推進剤は燃焼圧よりも高い圧力で燃焼室へ供給する必要があるだけでなく、安定した燃焼を実現するには噴射器上流と燃焼室の圧力差を噴射器上流圧力の 30%程度以上確保する必要があるとの報告もある。^[5] したがって、輸送能力が高くより大きなペイロードを打ち上げることができる大型ロケットについてはターボポンプを使用した液体推進剤供給方式 (Turbopump systems) が有用である。

それに対して、低コスト化、運用性向上、打ち上げ期間短縮、推進システムの簡素化の観点から、中・小型の液体推進剤を用いたロケットエンジンでは、加圧式 (Pressurized systems) を採用した例も数多く存在する。この供給方式は、タンク内を加圧することで液体推進剤を押し出して供給するもので、最も一般的なガス押し式のほか、ピストン式、自己加圧式などが挙げられる。ガス押し式では、通常高圧ガスを液体推進剤とは別系統で搭載する必要がある。またピストン式では、機械的な機構を必要とする。したがって、これらの加圧方式は供給システムの重量を増加する。

一方で、自己加圧式は、液体推進剤を押し出す高圧ガスを液体推進剤が気化したガスで代用するもので、別途高圧ガスを搭載しなくてもよいので、システムを小型・簡素化することができる。自己加圧作用を有する推進剤として、エチレン (C_2H_4 ; Ethylene) やプロパン (C_3H_8 ; Propane), 亜酸化窒素 (N_2O ; Nitrous oxide) などが挙げられる。^[6-7]

第1章 序論

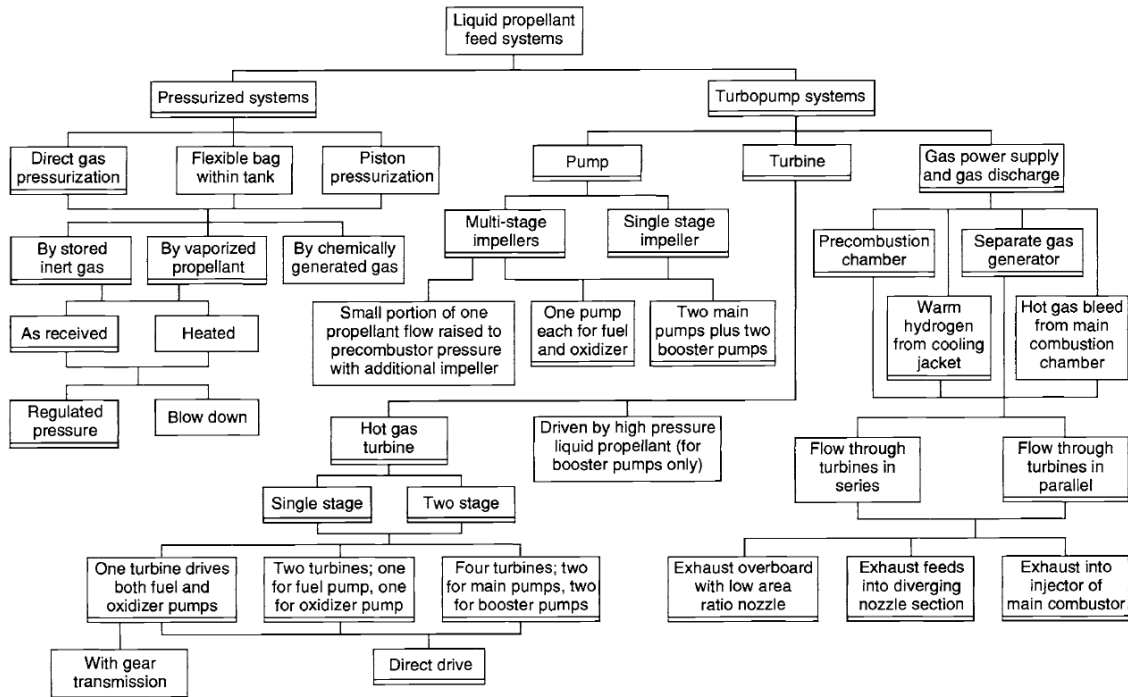


Fig. 1-1 Classification of liquid propellant feed systems.^[4]

1-1-3. 亜酸化窒素の推進剤利用

亜酸化窒素 (N_2O ; Nitrous oxide) は、ロケット推進剤の一種であり無色無臭の窒素酸化物である。 N_2O は、常温において高い飽和蒸気圧を有するため、密閉容器内で気液平衡状態となり、常温で液体として取り扱うことができる。また、飽和蒸気圧による自己加圧供給が可能であることから、推進システムの小型・簡素化に寄与する。

N_2O をロケット推進剤として利用する試みは、ロケットの父である Robert H. Goddard による最初の液体ロケットエンジン（液体 N_2O ×ガソリン）を皮切りに、米国の Scaled Composites 社が開発した有人オービタル機 SpaceShipOne のメインエンジン（液体 N_2O ×HTPB または合成ゴム）、各国の研究機関が開発している観測用ロケットなど、実用化に向けた研究開発が広く世界各国で行われている。^[8-10] 国内でも、エタノールとの組み合わせによる液体ロケットや、炭化水素系高分子燃料との組み合わせにとるハイブリッドエンジン用液体酸化剤としての実用化を目指し、研究開発が進められている。^[11-13] さらに、 N_2O の用途は重力圏でのロケットエンジンに留まらず、小型衛星の姿勢制御や軌道遷移用スラスタ、惑星着陸および帰還用推進器の推進剤としての適用を目指した研究も行われている。^[14-17]

1-1-4. 研究課題と既往研究

前項で述べたように多様な推進システムへの適用が期待される反面、 N_2O を用いた推進系を設計するうえでは圧力損失や流量といった流動特性や推進特性を解明することは重要事項の一つである。しかしながら、常温付近での作動を想定する場合、300 Kにおける N_2O の飽和蒸気圧は5.9 MPaであるのに対して臨界圧力は7.2 MPaであり、換算圧力 $p_{\text{sat}}/p_{\text{crit}}$ としては0.81、すなわち亜臨界状態となることがわかる。この値は水に換算すると630 K (17.9 MPa) に相当する。このような臨界点付近における流体は、表面張力が極端に小さくなり気液界面が維持できなくなることで液相と気相の間の不連続性が緩和され、僅かな温度変化が熱物性値に大きな影響を与えることが知られている。さらに、超臨界流体の伝熱に関しては多くの研究があり、これらによると一般に臨界圧力以上の流体には比較的狭い温度領域で急激に連続的に液相に近い様相から気相に近い様相に変化する傾向がみられる。特に、定圧比熱が極大値をとる温度は擬臨界点または擬臨界温度と呼ばれ、この温度近傍では流体の熱物性値変化が急激で特異な形をしているために、熱伝達率も特異な特性を示すことや、疑似沸騰現象の存在などが報告されている。^[18-19]

さらに、常温にて液体として貯蔵が可能かつ高い飽和蒸気圧を有する N_2O であるが、実用化への課題としては、供給に伴うタンク内の減圧沸騰と流路内でのキャビテーションによる混相化も挙げられる。

タンク内の液温における飽和蒸気圧を利用して液体推進剤を圧送する自己加圧供給方式では、タンク内の液体推進剤は気液平衡状態にて貯蔵される。その後、液体推進剤の供給を開始するとともに、タンク内部は排出に伴う急減圧により一時的にタンク圧が液温における飽和蒸気圧を下回ることによって、気液平衡状態が崩れ、新たな熱力学的相平衡状態を求めタンク内の液相は急激な沸騰を開始する。^[20] Zimmerman et al.は可視化したタンクからの自己加圧により排出される CO_2 の様子を観察し、排出開始直後に減圧沸騰によりタンク内液相バルクは混相状態になると報告している。^[21] このように、自己加圧供給を行う場合、排出される液体推進剤は容易に混相化する。また、外部から供給されるガスにより加圧供給を行う場合でも、加圧圧力が不十分または減圧速度が高く加圧ガス供給量が不足する条件では、液相が極度の過熱状態になり沸騰までに時間遅れが生じ、その後に爆発的な沸騰が発生するとの報告もある。^[22] これら現象は減圧沸騰またはフラッシング現象と呼ばれ、その挙動を把握することはタンクや供給配管などの安全性確保の観点から工学的に重要である。

タンク内の減圧沸騰により N_2O が蒸発する際、周囲の液相から蒸発潜熱を奪うため、タンク内の液温は低下する。これに伴って飽和蒸気圧も急激に低下し、蒸発が促進される。一方、蒸発潜熱は流体温度が低いほど大きくなるため、より多くの熱量を奪うこと

第1章 序論

になる．このように，自己加圧供給に伴うタンク排出は，非定常かつ複雑な現象と関連するため，その特性を解明およびモデル化するための種々の研究が行われている．^[23-24]

一方，流体は供給配管内を流れる際，オリフィスやバルブといった流路面積が絞られる箇所や，曲げ部，蛇腹部などにおいて，流れが局所的に加速する．流速の増加による動圧の上昇に伴って静圧が低下し流体温度における飽和蒸気圧を下回った場合，液相が蒸発し気泡を生成する．この現象をキャビテーションと呼び，特にポンプやプロペラを通過する流れ場では急激に流速が増加することで度々問題となっている．^[25] 同様にロケットエンジン用ターボポンプにおいても極めて重要な技術的課題であり，研究開発が行われてきた．^[26-28]

自己加圧により供給され流路内を流れる N_2O の様子を Fig. 1-2 に示す．前述のように，自己加圧供給に伴って，タンク内では減圧沸騰，供給配管内ではキャビテーションが起きることで，極めて非定常性の強い気液二相流を形成することが知られている．^[29-31] 気液二相流は，原子炉冷却系やボイラ蒸発管および化学工業装置といった工業製品はもちろんのこと，エアコンや冷蔵庫といった家電製品などにもよく見られ，その特性はこれらの装置の計画，設計を行う上で必要とされる重要な事項である．^[32]

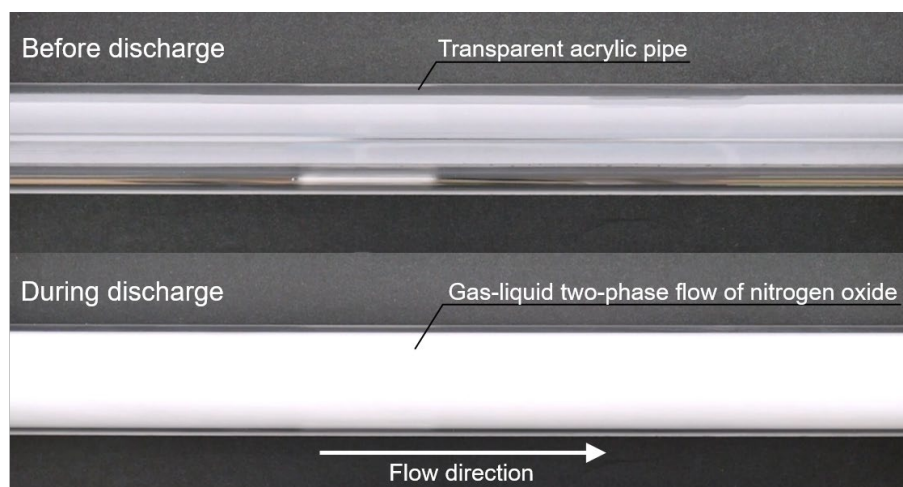


Fig. 1-2 Nitrous oxide in a feed line before flowing (upper) and while flowing (lower); the internal diameter of the acrylic visualization pipe is 14.3 mm. ^[33]

気相と液相の流体が混在する流れ場では，気相と液相の界面が様々な幾何学的形状を呈し，それが非定常に変化するため，流れの様相は極めて複雑である．さらに，両相は界面を通じて相互作用するため，流れの特性は界面の形状や分布に大きく依存することが知られている．そこで，多くの研究者は，気液二相流の流動・伝熱特性を評価するため，流動状態をいくつかの類型化された形態（流動様式）に分類し整理しようと試み

第1章 序論

た．^[34] 流動様式を分類した一例として，水平管内を流れる気液二相流を各相の体積流速にて整理したものを Fig. 1-3 に示す．このように，流動様式を分類するための指標として各相の流速（≡スリップ比）の他に，両相の体積割合（≡ボイド率），質量割合（≡クオリティ），気泡径（≡気泡数密度）などが挙げられる．したがって，気液二相流の流動特性を評価するには，これらのパラメータを明らかにする必要がある．

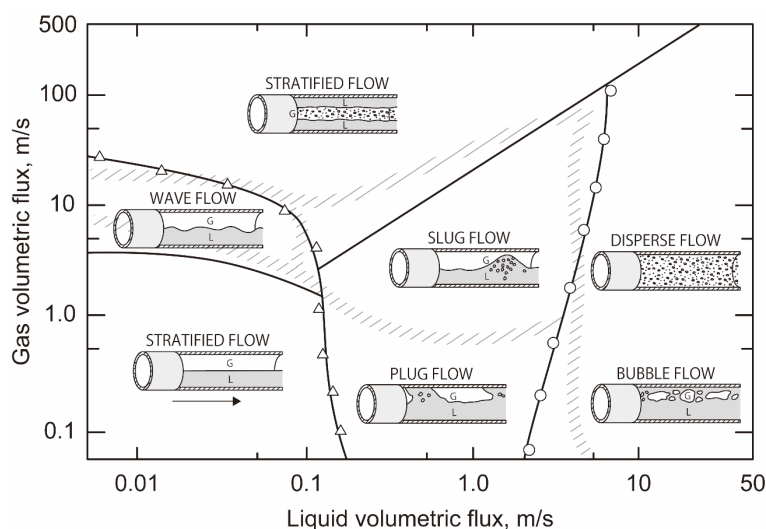


Fig. 1-3 Example of flow regime map for the flow of an air/water mixture in a horizontal pipe. [35]

前述の通り，気液二相流は工業装置の中で多く存在するものであり，その代表的なものとしては，沸騰水型原子炉の炉心中の流れ，加圧水型原子炉の蒸気発生器中の流れ，火力発電用および工業用ボイラの蒸発管中の流れなどである．^[36] このような装置を安全に設計，運用するには対象とする流れ場における圧力損失特性評価が不可欠である．これまで実際に，このような加熱による蒸発現象を伴う飽和蒸気-飽和水の気液二相流における圧力損失に関する評価やモデリングは数多く行われてきた．^[34-37]

気液二相流における圧力損失は，一般的な流体と同様に，加速損失，摩擦損失，位置損失の和にて表される．^[34] その中でも，摩擦損失について気液二相流における特徴の一つは気液流量が同一の場合でも，流動様式の差によって摩擦損失の値が大きく変わることである．^[32] 例えば，垂直上昇管中の空気-水二相流の摩擦損失では，液流量一定の下で気体流量を増出させていくと，摩擦損失が増大していく領域，減少する領域，再び増大していく領域が見られる．これらの領域はおよそ，気泡流，スラグ流，環状流に対応している．^[38] また，重力の影響の小さい細い水平管内の流れでは，流動様式と摩擦損失との関連性が特に顕著に認められる．^[39]

第1章 序論

一方、自己加圧供給により形成される気液二相流は、減圧沸騰やキャビテーションといった圧力低下が主な要因であるため、上記の加熱による沸騰現象を伴う気液二相流よりも初期気泡径が小さいことや気泡成長速度が遅いとの報告もあり、^[20-21] 圧力損失や伝熱といった諸特性も異なる可能性が示唆される。また、沸騰二相流の圧力損失評価によく用いられる指標である二相流増倍係数 ϕL_0^2 ^[34] を算出した結果、クオリティを 0.2 と仮定した場合、500 K の飽和水では $\phi L_0^2 = 14$ 程度であるのに対し、300 K の飽和状態 N_2O では $\phi L_0^2 = 1.5$ 程度であることから、 N_2O の自己加圧供給に伴う気液二相流は特異的な流れ場であると推察される。このような理由からも、 N_2O の気液二相流に関する圧力損失特性を詳細に計測および評価した類例は少なく、未解明な部分が多い。

また、Fig. 1-2 のような微細な気泡を多数含んだ気液二相流がインジェクタや燃焼室に流入する際のインジェクタ圧力損失や流量係数の推定は困難であり、これまであらゆる研究グループによりモデルの構築が行われてきた。Nurick は、様々な上流圧力条件でのロケットエンジンのインジェクタ流れと混合特性に対するキャビテーションの影響を評価した。^[40] さらに Nurick et al. は、インジェクタマニホールドおよびオリフィスを通過するキャビテーション流れとその流入角度がロケットエンジンの燃焼に及ぼす影響を評価した。^[41-42] Rohloff et al. は、インジェクタ差圧が小さい条件でオリフィスを通過する飽和状態流体の排出特性を実験的に取得した。^[43]

また、気液二相流における音速は気単相における音速よりもはるかに小さいことが知られている。^[44] したがって、縮流部で流量が律速するチョーク現象も気単相に比べはるかに起きやすい。気液二相流がチョークすることで臨界流を形成した際の臨界流量に関する研究や、^[34,45] オリフィスを通過するキャビテーション流れに対する臨界流量に関する研究もおこなわれており、例えば、水-蒸気系について Ebrahimi et al., 二酸化炭素について Waxman et al. によりそれぞれ報告されている。^[46-47]

しかしながら、これらの研究によって提唱されたモデルでは、依然としてそれぞれの試験設備や条件に依存する要因がおおく、種々の仮定の上に成り立っているため、一般的な物理現象は未解明であると言わざるを得ない。

1-2. 本研究の目的

本研究の大まかな流れを Fig. 1-4 に示す。本研究では、液体推進剤である N_2O を自己加圧供給した際の気液二相流動特性を解明することを目的とする。対象とする気液二相流は、温度や圧力のみで評価することは困難であるため、本研究では可視化による高速撮影やボイド率計測による多角的なアプローチに流れ場を評価することで、圧力損失やインジェクタ流れといった流動特性を解明するものである。

さらに、液体酸化剤に N_2O 、固体燃料に PMMA (Polymethyl methacrylate ; アクリル樹脂) を組み合わせたハイブリッドロケットエンジンによる燃焼試験を実施することで、燃焼が自己加圧供給に及ぼす影響を評価するとともに、酸化剤流量および推力プロファイルの予測精度向上に寄与するものである。

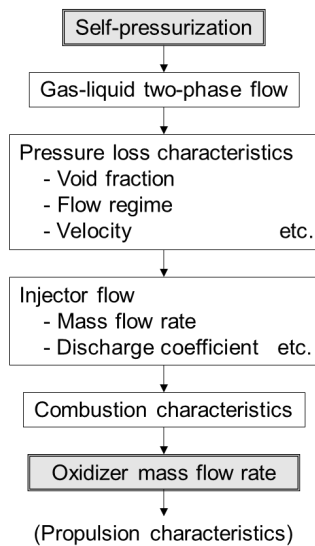


Fig. 1-4 Flow chart of this study to evaluate the flow characteristics of two-phase flow.

1-3. 本論文の概要

第1章は序論で、本研究の背景としてロケットエンジンの分類や液体推進剤の供給方式について紹介した後に、自己加圧供給のメリットと研究課題および気液二相流に関する既往研究の概要を述べ、本研究の目的を明らかにする。

第2章では、本研究において作動流体として用いた亜酸化窒素 (N_2O) および二酸化炭素 (CO_2) の流体的特徴や試験設備、計測項目、運用手順などについて述べる。また、気液二相流動特性を評価するために別途実施した可視化高速撮影や静電容量の計測手法についても言及する。さらに、代表的な試験ケースを例にとり、自己加圧供給を行った際に広くみられるタンク排出現象についても紹介する。

第3章では、全体の試験に対して適用した気液二相流流量の算出方法および流量係数の定義について述べる。また、 N_2O および CO_2 を用いた自己加圧による流し試験や、外部ガスを用いた加圧供給による N_2O 流し試験における一般的な現象として、ほぼすべての試験にて見られた圧力、温度、二相流の静電容量などの変化傾向について論じる。

第4章では、多様な条件にて実施した試験結果から得られた、ボイド率や二相流平均流速といった気液二相流パラメータについて言及する。また、ボイド率や排出流量、流体温度、インジェクタ下流圧といったパラメータの同士の相関関係やインジェクタ流動特性に与える影響について論じる。

第5章では、亜臨界状態の液単相流と気液二相流について、流動に伴う圧力損失特性を実測したボイド率を踏まえて評価した結果について述べる。また、実測結果をもとに圧力損失モデルを構築するとともに、タンクからインジェクタまでのボイド率変化に関する推定結果も述べる。

第6章では、ハイブリッドロケットエンジンを用いて実施した燃焼試験にて取得した結果から、自己加圧供給が燃焼および推進特性に及ぼす影響について述べる。

第7章は結論であり、本論文を総括している。

第2章 試験設備と計測手法

2-1. 本章の概要と目的

本章では、本研究における作動流体や試験設備、計測手法、データ処理の方法について述べる。第1節では、本章の概要と目的を示し、第2節では作動流体として使用した N_2O および CO_2 の流体的特徴を述べる。第3節では、実液流し試験および、ハイブリッドロケットエンジンを用いた燃焼試験を実施した試験設備の構成要素、計測項目、運用手順、バルブ動作シーケンスについて述べる。第4節では、気液二相流の流動特性を評価するために実施した、供給配管内および燃焼器内の可視化高速撮影、第5節では、静電容量計測とボイド率評価手法について言及する。

最後に、典型的な試験結果を例にとり、本研究にて実施した各種試験にもみられた現象として、自己加圧供給に伴うタンク排出においてみられる傾向とその物理的な背景についても紹介する。[48-50]

2-2. 亜酸化窒素と二酸化炭素

亜酸化窒素 (N_2O : Nitrous oxide) は標準状態で気相を成す無色無臭の窒素酸化物の一種である。 N_2O は麻酔作用を有することから、医療用麻酔薬として用いられるほか、食品加工や自動車、半導体製造といった一般産業などの分野でも広く利用される化学物質である。一方、 N_2O は毒性や自己分解性、PTFE などの他物質との反応性を有するため、取扱いに注意する必要がある。[10,51]

N_2O と類似した熱物性値を有する流体として二酸化炭素 (CO_2 : Carbon dioxide) が挙げられる。 N_2O と CO_2 の比較として、分子量と臨界点および三重点における状態量（圧力、温度、密度）の比較を Table 2-1、各温度における飽和蒸気圧と蒸発潜熱の比較をそれぞれ Fig. 2-1 と Fig. 2-2 に示す。[52] 両者の熱物性値が類似しているうえ、 CO_2 は他物質との反応性はなく N_2O よりも安価であるため、 N_2O の流動特性を評価する際に国内外で広く利用されている。[21,47]

第2章 試験設備と計測手法

Table 2-1 Comparison of thermal properties of nitrous oxide and carbon dioxide.

Properties	Nitrous oxide N ₂ O	Carbon dioxide CO ₂	$\frac{N_2O - CO_2}{N_2O}$ [%]
Molecular weight	44.013 g/mol	44.010 g/mol	0.00
Critical point			
Pressure	7.245 MPa	7.377 MPa	-1.83
Temperature	309.52 K	304.13 K	1.74
Density	452.01 kg/m ³	467.60 kg/m ³	-3.45
Triple point			
Pressure	0.088 MPa	0.518 MPa	-489.69
Temperature	182.33 K	216.59 K	-18.79
Density	1237.35 kg/m ³	1178.46 kg/m ³	4.76

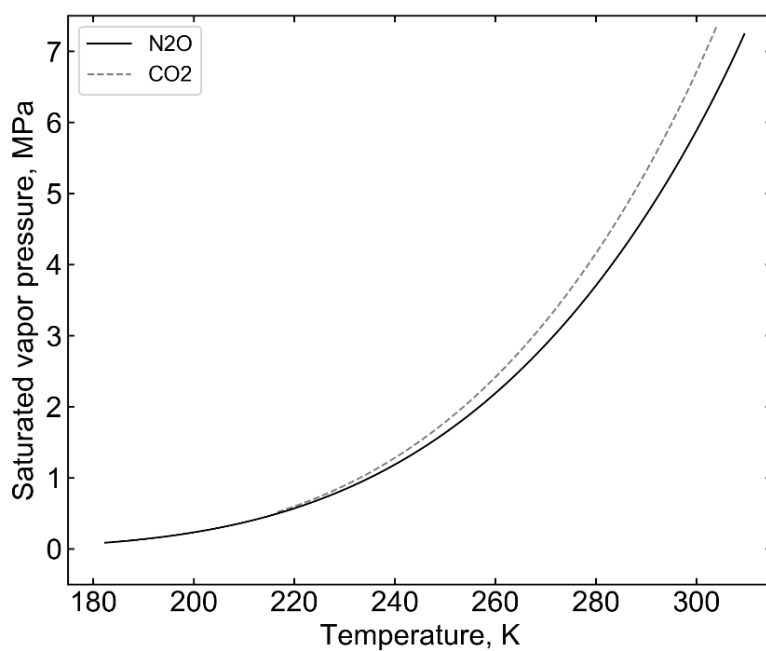


Fig. 2-1 Comparison of the saturated vapour pressure of N₂O and CO₂.

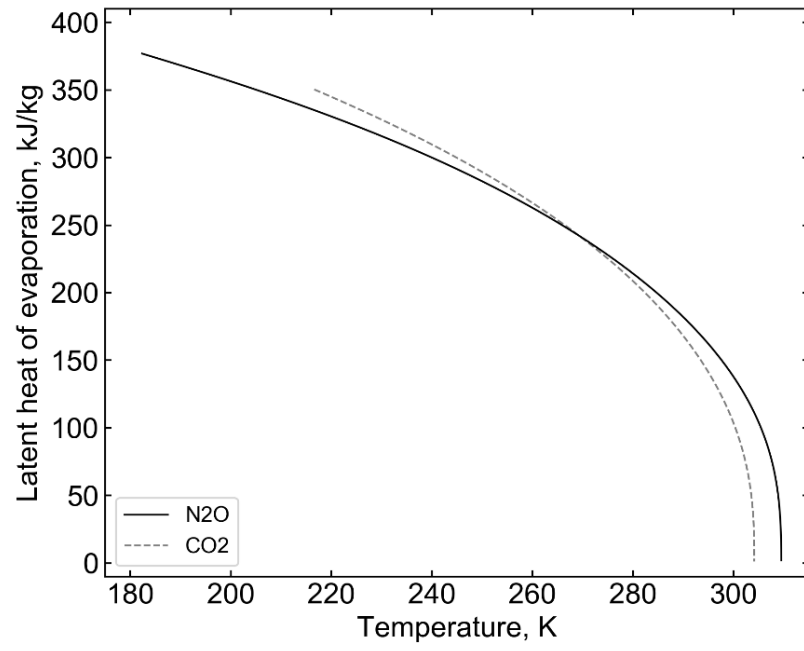


Fig. 2-2 Comparison of the latent heat of evaporation of N₂O and CO₂.

2-3. 試験設備

2-3-1. 供給設備

N_2O や CO_2 といった自己加圧性流体の排出および流動特性の評価や、液体酸化剤に N_2O を用いたハイブリッドロケットの推進特性の評価を目的とした各種試験には、室蘭工業大学が保有する白老エンジン実験場内のロケットエンジン地上燃焼試験設備を使用した。本試験設備は、地上に設置したランタンクおよびロケットエンジンを用いて流し試験 (cold flow test) や燃焼試験 (hot firing test) を実施することで、推進剤の圧力損失や流量係数といった流動特性、燃焼圧や推力といった推進特性などを詳細に取得することができる。

本試験設備の外観図を Fig. 2-3、配管系統図を Fig. 2-4 に示す。親ポンベやランタンク、メインバルブ、燃焼器は 1/2 inch の SUS チューブで接続されている。親ポンベ内の飽和蒸気圧により、液相の流体をランタンクへ移送するため、親ポンベは上下反転した状態で設置されている。ランタンクへの充填量は試験ごとに異なるが基本的には 5-10 kg 程度である。充填完了後は、バルブを切り替えることでランタンク内の流体の自己加圧供給により流体を燃焼器へ圧送する。

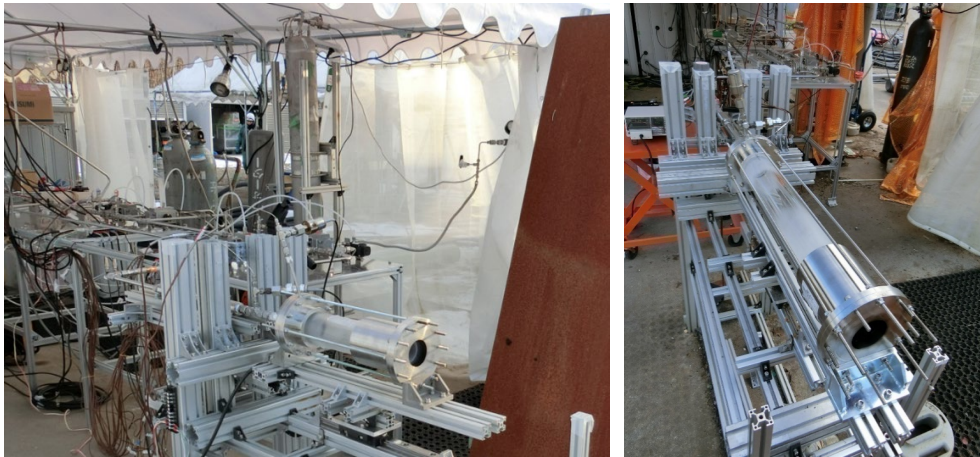


Fig. 2-3 Overview of the rocket engine test facility.

第2章 試験設備と計測手法

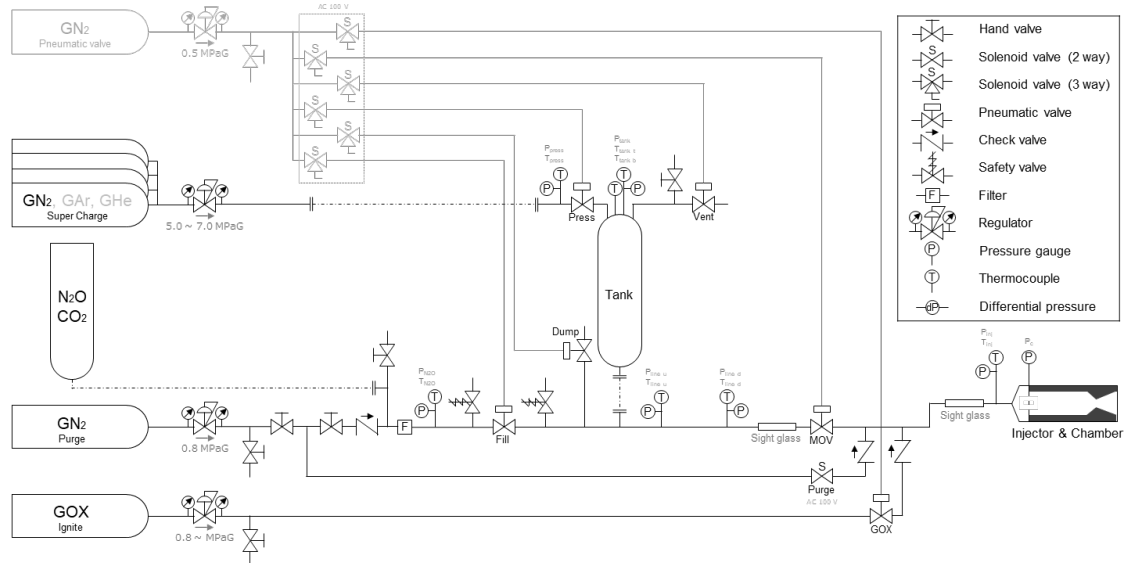


Fig. 2-4 P&ID of the rocket engine ground test facility.

2-3-2. ハイブリッドロケットエンジン噴射器および燃焼器

燃焼器であるハイブリッドロケットエンジンの概形（断面図）を Fig. 2-5 に示す．本燃焼器は、インジェクタプレートおよびノズルを適宜交換することで、酸化剤流量や燃焼圧、推力条件にて各種試験を実施することができる．インジェクタプレートのポート径およびノズルスロート径を Table 2-2 に示す．また、代表的なインジェクタ形状を Fig. 2-6 に示す．インジェクタユニットは、インジェクタマニホールドとインジェクタプレートにより構成されている．インジェクタプレートには同一径の穴が軸対称に 8 つ、軸方向と並行にあげられており、旋回流無しのシャワーヘッドタイプである．なお、インジェクタプレートの肉厚は 5 mm である．固体燃料には透明な PMMA の円筒（内径 $\phi 60$ mm, 肉厚 10 mm）を用いており、固体燃料部分が燃焼室となるため、燃焼中の火炎の様子を撮影することができる．また、使用する燃料の長さにより燃料流量や燃焼効率（燃焼室特性長さ）を変化させることも可能で、これまでに 250 mm, 500 mm, 1,000 mm の固体燃料を用いた燃焼試験の実績を有する．

第2章 試験設備と計測手法

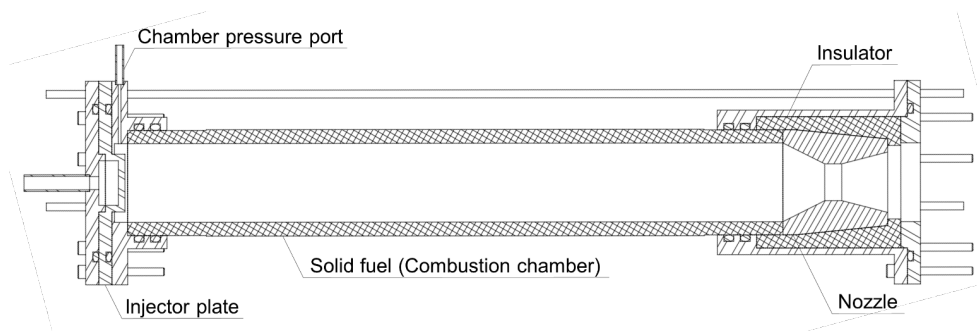


Fig. 2-5 Cross sectional view of the acrylic hybrid rocket engine.

Table 2-2 List of the injectors and the nozzles.

#	Diameter [mm]	Area [m ²]	L/D (each port) [-]
Injector A	φ1.4×8	1.23×10^{-5}	3.57
Injector B	φ2.8×8	4.92×10^{-5}	1.79
Injector C	φ3.4×8	7.26×10^{-5}	1.47
Nozzle A	φ28	0.616×10^{-3}	
Nozzle B	φ35	0.962×10^{-3}	
Nozzle C	φ46	1.662×10^{-3}	

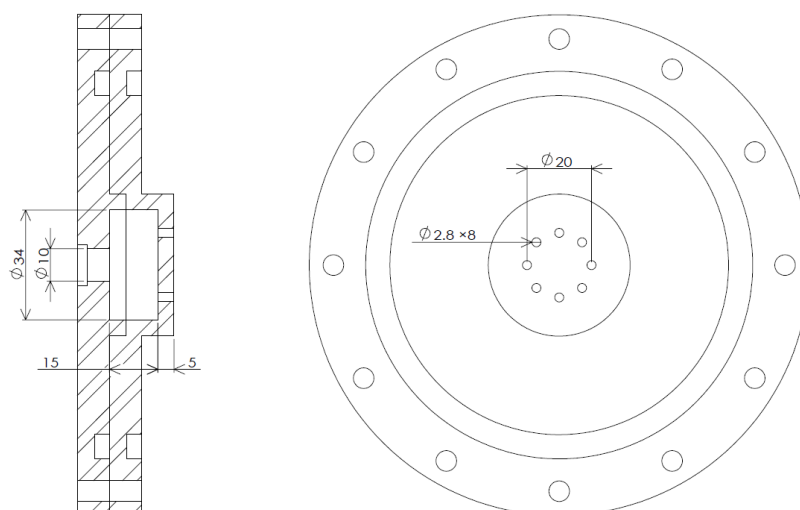


Fig. 2-6 Typical cross sectional view of the injector plate.

2-3-3. 計測項目

試験装置系統図 (Fig. 2-4) に示した計測機器の一覧を Table 2-3 に示す. 圧力計測では, 充填ライン (p_{N2O}), 加圧ライン (p_{press}), タンク内 (p_{tank}), 供給ライン (p_{line_u} , p_{line_d}) は 7 MPa を上回る場合があるため 10 MPa 計の圧力計を使用し, 燃焼室 (P_c) のみ 5 MPa 計を使用している. 温度計測では, すべての計測部にて T 型熱電対を使用し, タンク底部温度 ($T_{tankBTM}$) のみ class1, その他は class2 である. 供給ラインの圧損計測に用いた差圧計は 50 kPa レンジであるが, 別途圧力校正器を用いて校正を実施することで 200 kPa までの変換係数を得ている. その他, 推力計測には 5 kN 計のロードセル, ランタンク重量計測には 150 kg 計の体重計を使用した.

これらの計測項目は EDX-100A (共和電業) を用いて, 5 kHz による収録を行った.

Table 2-3 Measurement equipment of the rocket engine ground test facility.

Type	Name	Symbol	Range	Error
Pressure	Mother tank	p_{N2O}	0-10 MPa	± 50 kPa
	Tank	p_{tank}	0-10 MPa	± 50 kPa
	Line upstream	$p_{line,u}$	0-10 MPa	± 50 kPa
	Line downstream	$p_{line,d}$	0-10 MPa	± 50 kPa
	Injector	p_{inj}	0-10 MPa	± 50 kPa
	Chamber	p_c	0-5 MPa	± 25 kPa
	Press line	p_{press}	0-10 MPa	± 50 kPa
Differential pressure	Feed line	dP	0-50 (150) kPa	± 25 Pa
Temperature	Mother tank	T_{N2O}	-200-300 °C	± 1.0 °C
	Tank top	$T_{tanktop}$	-200-300 °C	± 1.0 °C
	Tank bottom	$T_{tankbtm}$	-200-300 °C	± 0.5 °C
	Line upstream	$T_{line,u}$	-200-300 °C	± 1.0 °C
	Line downstream	$T_{line,d}$	-200-300 °C	± 1.0 °C
	Injector	T_{inj}	-200-300 °C	± 1.0 °C
Force	Thrust	F	0-5 kN	± 15 N
Weight	Tank	W_{tank}	0-150 kg	± 45 g

2-3-4. 試験手順

本試験設備における各種試験実施手順の概略を Table 2-4 に示す。各種試験を実施する際にはまず、ボンベ内の流体をランタンクに充填する。これは、大流量を供給し、かつロケット推進剤としてのタンク排出および流動特性を取得するためである。充填工程では、手動で各バルブの操作を行い、充填量を任意に設定することが可能である。また、ランタンク上部に設置したバルブ（Vent）を開くことでタンク内圧を下げ、充填を促進できるほか、ランタンク内の液相を減圧沸騰させ、相変化に伴う蒸発潜熱により液温を下げる（ベントチル）ことも可能である。加えて、ランタンク上部には加圧ラインおよびバルブ（Press）も接続されており、別途カードルから供給される窒素（GN₂）による加圧によりサブクール液の排出も可能である。

流体をランタンクから排出する本工程では、時間的に正確なバルブ動作が求められるため、PLC（Programmable logic controller）を用い自動で各バルブを操作している。本工程中の代表的なバルブステータスを Fig. 2-7 に示す。基本的には、X-20 からオートシーケンスが開始し、X-0 に信号が送られメインバルブ（MOV）が開く。その後、X+4（またはX+6）の信号により MOV が閉まり、パージが行われる流れとなっている。

一方、N₂O と PMMA の組み合わせにおける着火性は良好でないことが知られている。そこで、燃焼試験では、N₂O による本燃焼の前に、X-15 から酸素バルブ（GOX）を開くことで燃焼器内を酸素で満たしたのちに、X-8 で黒色火薬を用いて点火することで予備燃焼を行っている。この予備燃焼により PMMA が十分に加温され、燃料の供給が安定したのちに MOV を開き GOX を閉じることで本燃焼へ移行している。

Table 2-4 Outline of test procedure of the rocket engine ground test facility.

1	CO ₂ /N ₂ O ボンベの元弁と充填バルブ（Fill）を開き、タンクへ移送
2	所望の充填量に到達後、Fill を閉鎖
3	メインバルブ（MOV）を開き、流体の供給を開始
4	所定の秒時（4-6 秒間程度）が経過したのちに主弁を閉鎖
5	ベントバルブ（Vent）およびダンプバルブ（Dump）からタンク内の残液を系外に放出
6	ボンベの元弁を閉じ、充填弁を開くことで流路内の残液を投棄

第2章 試験設備と計測手法

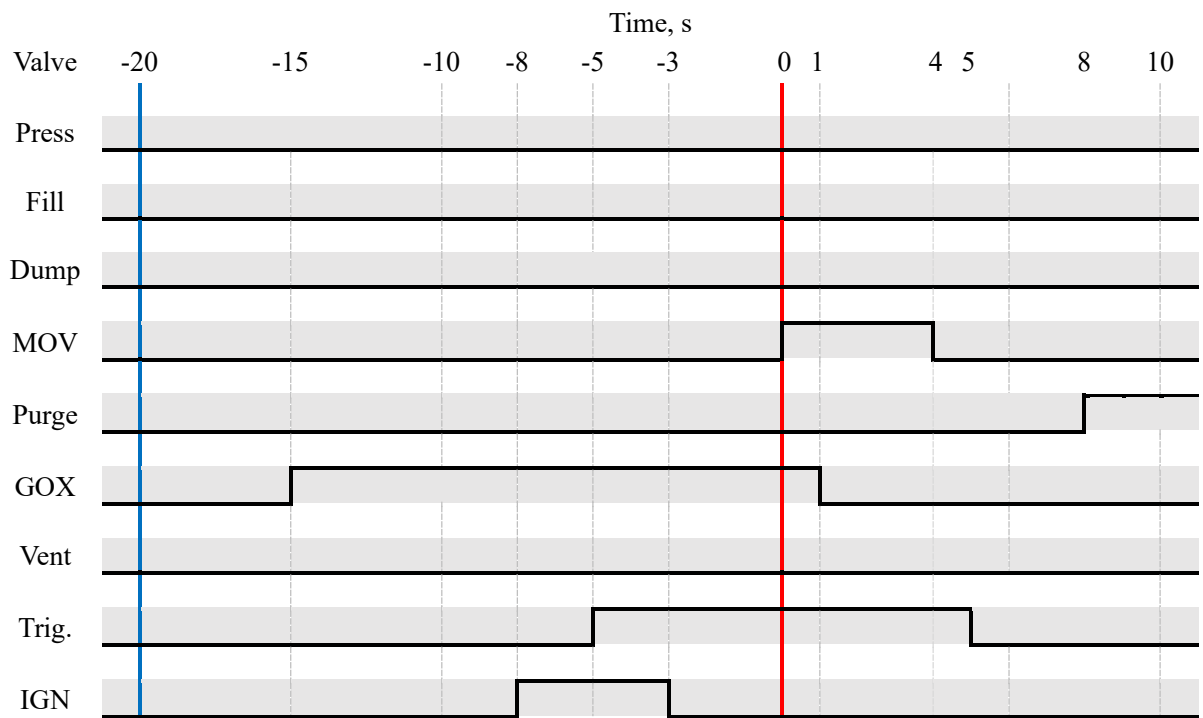


Fig. 2-7 Typical valve status for the rocket engine ground test facility.

2-4. 可視化高速撮影

2-4-1. 高速撮影

可視化した流路を流れる気液二相流を高速撮影することで、流動特性を明らかにしようという試みは一般的な水-空気系二相流のみならず、ロケットエンジン用極低温推進剤における気液二相流にも適用されており、有用な手法であることが知られている。^[53] 本研究にて用いた可視化流路および高速撮影の様子を Fig. 2-8 に示す。インジェクタ上流部に設置したポリカーボネート樹脂（PC）製可視化流路内を流れる気液二相流を高速度カメラ（Phorton, FASTCAM Mini AX200）にて撮影し、気泡径および気泡流速を計測した。高速撮影の条件を Table 2-5 に示す。

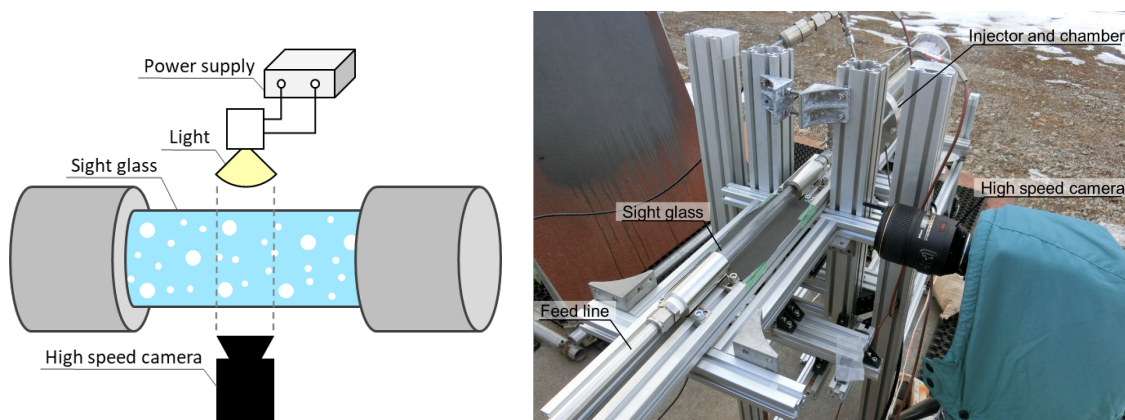


Fig. 2-8 Overview of high-speed shooting measurement.

Table 2-5 Condition of high-speed shooting measurement of gas-liquid two-phase flow.

#	Fluid	Test type	Shutter speed [s]	Shooting speed [fps]	Resolution [pixel]	Transfer coefficient [$\mu\text{m}/\text{pixel}$]
Flow19	N ₂ O	Cold flow	1/100,000	20,000	640×480	22.044
Fire21		Hot firing				21.923

2-4-2. 画像処理

取得した気液二相流の代表的な高速撮影画像を Fig. 2-9 に示す。次に視認性および計測性向上のため、高速度カメラの制御ソフト（Photron, FASCAM viewer 3）を用いてガンマ値や輝度を調整した画像を Fig. 2-10 A に示す。さらに、画像処理用フリーソフトウェア（ImageJ）を用い、画像解析用の画像（Fig. 2-10 D）を作成した。ImageJ による加工にて Smooth（画像がぼやける）と Sharpen（画像が鮮明になる）を交互に繰り返して数回行う

第2章 試験設備と計測手法

と，Smooth でノイズがぼやけ Sharpen で鮮明化されるため，わずかな情報も強調させることができる．加えて，輝度の差異を 16 段階に色分けすることで，気泡径の計測および特徴的な形状の追跡を容易にした．

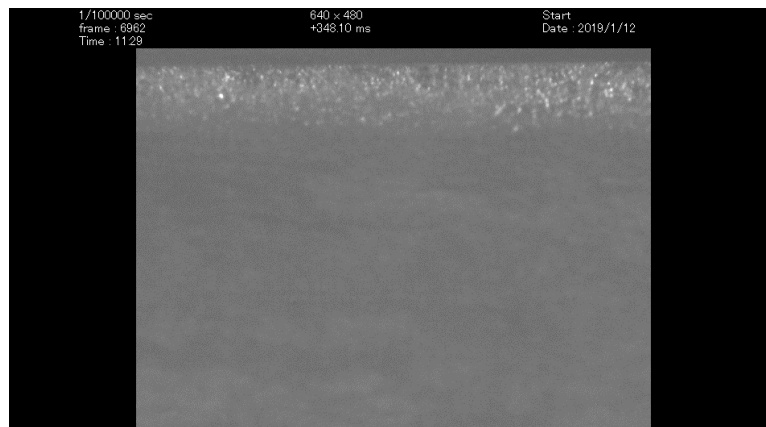


Fig. 2-9 Typical raw picture.

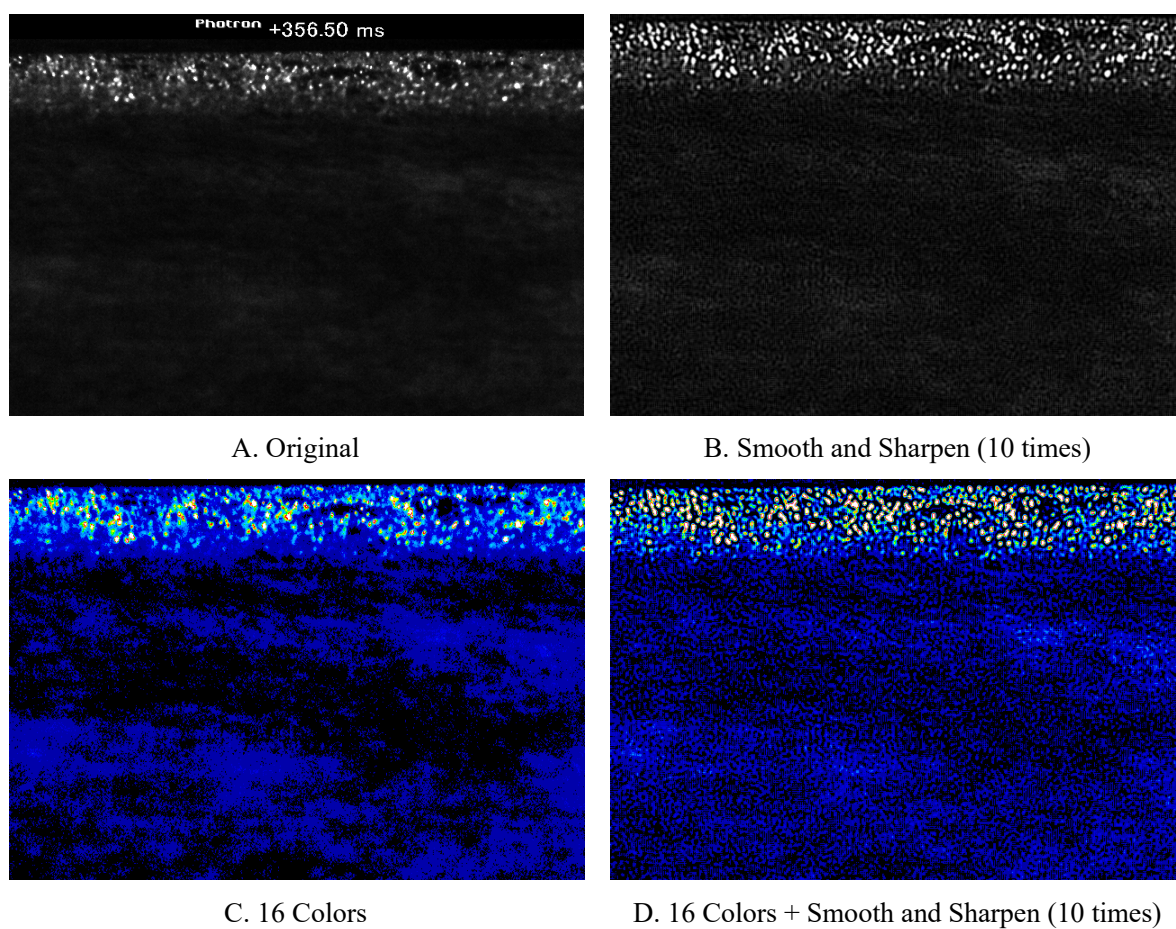


Fig. 2-10 Comparison of 16 colors and smooth & sharpen.

2-5. 静電容量計測

供給管内を流れる気液二相流のボイド率を取得するため、静電容量型のボイド率計を新規に開発し、主弁の上流またはインジェクタ上流部に設置した PC 製可視化流路において静電容量を計測した。開発した静電容量型ボイド率計の概観と計測の様子を Fig. 2-11 に示す。計測部流路を銅電極で挟み込み、4 端子法にて静電容量を計測することで接触抵抗などの影響を低減し、流体の流動に伴う気液の体積割合変化を検出している。静電容量型ボイド率計実証試験では、液封時の安定した静電容量を取得する必要があるため、ボイド率計を MOV の上流の液封区間に設置し計測を行った。一方で、ボイド率計測試験では、インジェクタおよび燃焼器に流入する気液二相流のボイド率を取得するため、ボイド率計をインジェクタ上流に設置し計測を行った。

静電容量は C メータ 3605-10（日置電機）を用いて計測し、RS232C よるシリアル通信にて計測パソコンに約 50 Hz で収録した。

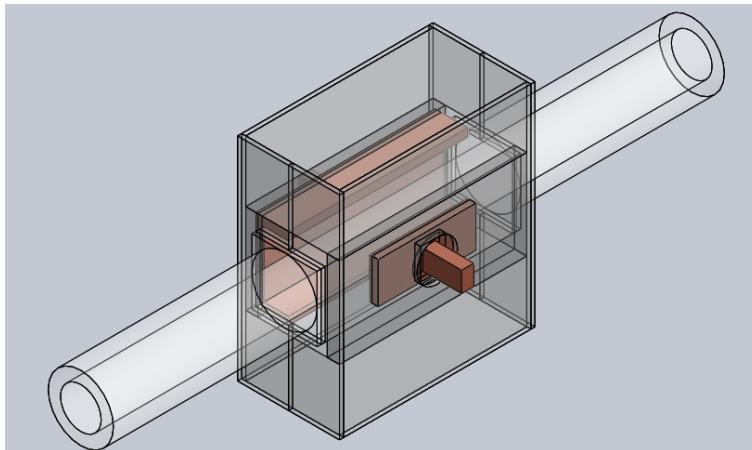


Fig. 2-11 Overview of void fraction meter.

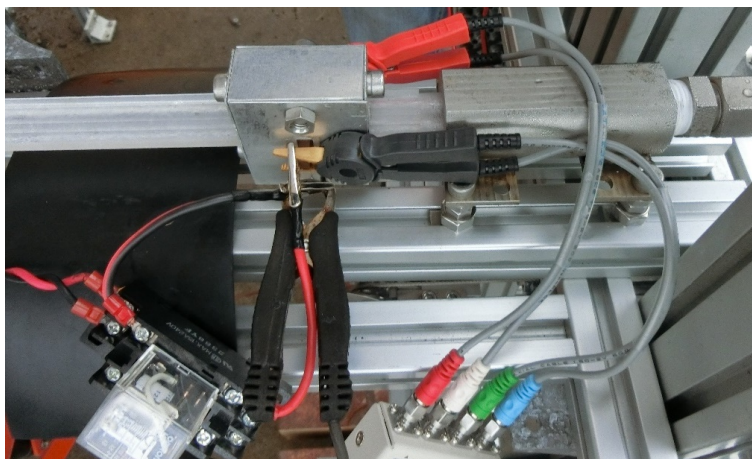


Fig. 2-12 Appearance of measuring void fraction.

2-6. 自己加圧供給における代表的な傾向

自己加圧供給における典型的な計測結果の例として、地上燃焼試験 Fire31 の結果を Fig. 2-13 に示す。本試験条件は高速走行試験設備にて実施した $\text{N}_2\text{O} \times \text{PMMA}$ 系ハイブリッドロケットエンジンを3本クラスタリングした地上燃焼試験である。

計測結果の履歴を傾向が変化する6つの領域に区分し、それぞれの区間について圧力の傾向とその物理的な背景に関する説明を Table 2-6 にまとめる。

以降、本研究では、自己加圧供給に伴う気液二相流の流動特性を評価するため、供給が始まる②から供給が終了する⑤までを対象とするが、試験条件によっては、定常的な気液平衡状態による排出過程（④）となった直後に主弁を占めているケースも散見されるが、ほぼすべての試験にて同様の物理現象が確認されている。

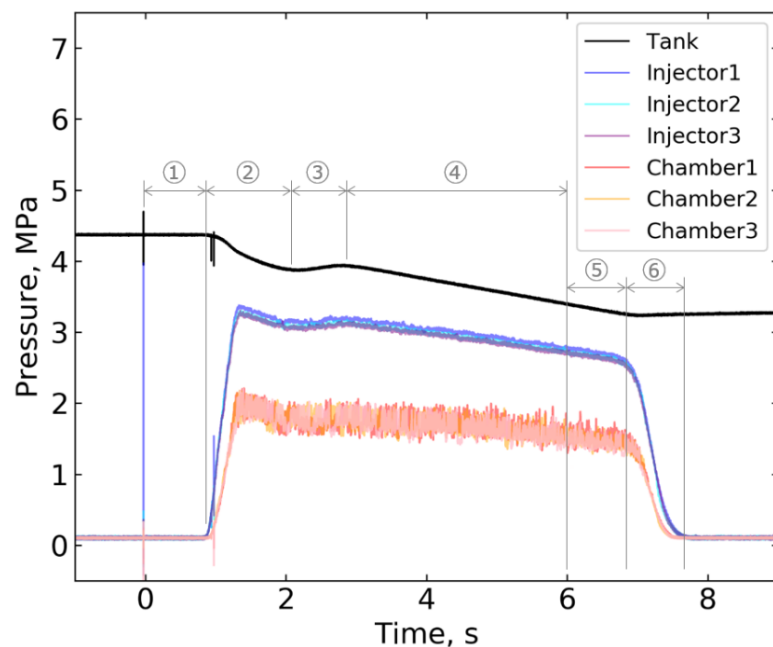


Fig. 2-13 Typical measurement result of pressure history for self-pressurization (Fire31).

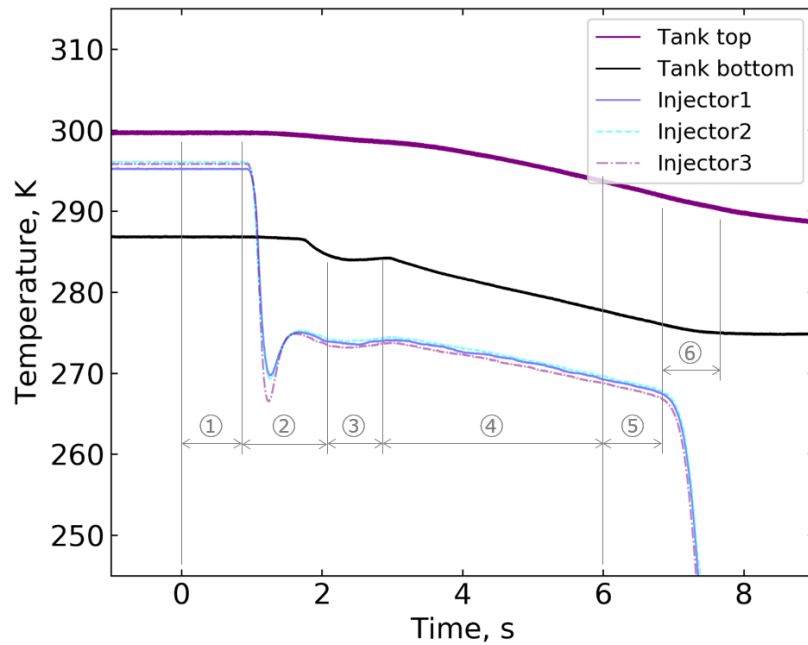


Fig. 2-14 Typical measurement result of temperature history for self-pressurization (Fire31).

Table 2-6 Typical event and phenomena by self-pressurization.

①	PLC からの MOV 開信号 (X-0) から、タンク圧の降下やインジェクタ圧力の上昇を始めるまでの区間 (地上燃焼試験設備では 0.5 s 程度, 高速走行試験設備では 1.0 s 程度). MOV (空圧弁) が開き始めてから流体が通過するまでに時間遅れが存在する.
②	供給開始直後に、タンク内が急減圧する区間. タンク内の気相の膨張が支配的であり、液相の減圧沸騰による圧力回復速度よりも、膨張による減圧速度が優位であるとみられる.
③	液相の減圧沸騰が活発化することで圧力回復速度と減圧速度の大小関係が入れ替わり、タンク内がサブクール状態から気液平衡状態に変化する過渡区間.
④	タンク内が気液平衡状態となり、供給による減圧と減圧沸騰による圧力回復が釣り合っている区間. タンク内圧力は液相温度の飽和蒸気圧により決まり、液相温度は相変化による蒸発潜熱により低下する.
⑤	PLC からの MOV 閉信号 (X+4 または X+6) から、インジェクタ圧力が低下を始めるまでの区間. タンク圧が低下し続けていることから、タンクからの供給が止まるまでに時間遅れが存在する.
⑥	MOV が閉まりきってから、MOV 下流に残った残液がインジェクタおよび燃焼器を通過してノズルから系外へ放出されるまでの区間.

2-7. 本章のまとめ

第2章では、自己加圧供給による各種試験に使用した作動流体としての N_2O や CO_2 の熱物性値に加え、供給設備、インジェクタおよびハイブリッドロケットエンジンの寸法と温度や圧力の計測項目について述べた。また、インジェクタへ流入する気液二相流の流動様式や気液二相流パラメータを評価することを目的として実施した可視化流路高速撮影および静電容量の計測系についても言及した。さらに、一般的な運用手順の概要とともに、次章以降で詳説する各種試験でも確認された、自己加圧供給に伴う一般的なタンク排出現象についても紹介した。

実施した各種試験にて得られた計測結果や諸特性については次章以降にて論じる。

第3章 データ解析と試験結果

3-1. 本章の目的

第2章では、試験設備や一般的な流動特性を取得するための計測項目（各部温度，圧力やタンク重量，推力など）について言及した．また，気液二相流動特性を評価するために実施した可視化高速撮影および静電容量型ボイド率計の計測手法についても言及した．

本章の目的は， N_2O 実液流し試験やハイブリッドロケットエンジンを用いた地上燃焼試験に対して，前章で述べた計測手法を適用することで得たデータの処理および解析手法について詳細に述べるとともに，各種試験において明らかとなった定性的な傾向について，代表的な試験結果を用いて論じることである．

3-2. 試験条件一覧

本研究にて実施した代表的な試験条件の一覧を Table 3-1 に掲載する

Table 3-1 Test condition for verication of two-phase flow characteriscics.

#	Test type	Fluid	Pressurization	A_{inj} [m ²]	A_{th} [m ²]	
FlowTNS31	Clod Flow	CO ₂	External gas	1.23×10 ⁻⁵ (φ1.4×8)	1.66×10 ⁻³ (φ46)	
FlowTNS32			Self			
Flow28		N ₂ O	External gas			Self
Flow29						
Flow30						
Flow31						
Flow32						
Flow33						
Flow34						
Flow35	Hot fire			7.26×10 ⁻⁵ (φ3.4×8)	6.16×10 ⁻⁴ (φ28)	
Fire26						
Fire27						
Fire28			4.93×10 ⁻⁵ (φ2.8×8)			
Flow37						
Flow38						
Flow39	Clod Flow					

3-3. 流体の熱物性値と流量係数

3-3-1. 一般的な流体熱物性値

理想気体に対する状態方程式 (Eq. 3-1) に代表されるように、一般に流体の状態変数は二つの状態量を独立変数とすることで得られる。 [54]

$$p = \rho RT \quad \text{Eq. 3-1}$$

ここで、 p [Pa] : 圧力、 ρ [kg/m³] : 密度、 R [J/kg-K] : 気体定数、 T [K] : 温度である。言い換えると、密度は温度と圧力の関数として得られることになり、次のように表すことができる。

$$\rho = \rho(T, p) \quad \text{Eq. 3-2}$$

一方で、流体が気液平衡（相平衡）すなわち飽和状態にある場合、それ自体がひとつの独立変数となることで、流体の熱物性値はただひとつの状態量により一意に決定することが知られている。

自己加圧供給における流動特性を評価する際には、飽和蒸気圧や飽和温度、密度、比エンタルピーなどの流体の熱物性値は、実測した温度や圧力を用い NIST database [52] を参照することで算出した。なお、飽和状態の熱物性値に関しては温度または圧力どちらか一方の関数とした。代表例として密度、飽和蒸気圧、飽和液密度の算出例を次に示す。

$$\rho = \rho(T, p)_{\text{database}} \quad \text{Eq. 3-3}$$

$$p_{\text{sat}} = p_{\text{sat}}(T)_{\text{database}} \quad \text{Eq. 3-4}$$

$$\rho_L = \rho_{L, \text{sat}}(p)_{\text{database}} \quad \text{Eq. 3-5}$$

3-3-2. 流量および流量係数の推定

気液二相流、特に本研究で対象としている非定常性の強い均質気液平衡流における流量を直接計測することは容易ではない。そこで、本研究では排出前後のランタンク重量変化から酸化剤の総排出量を取得している (Eq. 3-6)。

$$W_{\text{flow}} = W_{\text{ini}} - W_{\text{fin}} \quad \text{Eq. 3-6}$$

ここで、 W_{flow} [kg] : 総流量、 W_{ini} [kg] : 排出前ランタンク重量、 W_{fin} [kg] : 排出後ランタンク重量である。二相流に対する流量の式として、種々の数理モデルが提案されている。 [47, 55-56] 本研究では、従来の結果との比較が可能かつ、推進系設計の際の実用性の観点から、Eq. 3-7 に示す非圧縮単相流に対する流量の式を採用した。この式は、Bernoulli

第3章 データ解析と試験結果

の式を変形することで導かれ、一般的な液体だけでなく、液体酸素や液体水素、ケロシンといった液体ロケットエンジン推進剤の流量同定にも用いられている。

$$\dot{m} = C_d A_{inj} \sqrt{2\rho(p_1 - p_2)} \quad \text{Eq. 3-7}$$

ここで、 $\dot{m}$ [kg/s]：流量， C_d ：インジェクタオリフィス流量係数， A_{inj} [m²]：インジェクタオリフィス面積， ρ [kg/m³]：流体密度， p_1 [Pa]：上流圧力， p_2 [Pa]：下流圧力である。

しかしながら、気液二相流においては、気相と液相の割合（ボイド率やクオリティ）により流体密度は大きく異なり、温度および圧力の計測だけでは二相流密度を推定するのは困難である。したがって、本研究では自己加圧供給中の流体は常に気液平衡であると仮定のもと Eq. 3-7 を修正し、Eq. 3-8 にて流体密度に流体圧力における飽和液密度を用いることで二相流流量および流量係数を整理することとした。

$$\dot{m} = C_d A_{inj} \sqrt{2\rho_{L,inj}(p_{inj} - p_c)} \quad \text{Eq. 3-8}$$

ここで、 ρ_L [kg/m³]： p_{in} から得られる飽和液密度， p_{inj} [Pa]：インジェクタ上流圧力， p_2 [Pa]：インジェクタ下流圧力または燃焼圧である。流量係数は、Eq. 3-6 から得た W_{flow} と Eq. 3-8 に示した流量を排出時間で積分した値の比として、Eq. 3-9 のように定義し実験的に評価した。なお、バルブの動作時間の影響により、設定した排出時間と実際の排出時間との間には僅かな差異があるため、質量流量の積分区間はインジェクタ圧力が排出中 ($t = 2 \sim 3$ s) の平均値の 50 % 以上となっている区間とした。

$$C_d \equiv \frac{W_{flow}}{\int A_{inj} \sqrt{2\rho_{L,inj}(p_{inj} - p_c)} dt} \quad \text{Eq. 3-9}$$

一方、ガス加圧によるサブクール液供給では気液平衡の仮定は不要であり、インジェクタ上流の流体密度は実測可能な温度と圧力から一意に決まるため (Eq. 3-3)，流量および流量係数はそれぞれ次式にて算出した。

$$\dot{m} = C_d A_{inj} \sqrt{2\rho_{inj}(p_{inj} - p_c)} \quad \text{Eq. 3-10}$$

$$C_d \equiv \frac{W_{flow}}{\int A_{inj} \sqrt{2\rho_{inj}(p_{inj} - p_c)} dt} \quad \text{Eq. 3-11}$$

3-4. 二相流可視化

3-4-1. 気泡径

インジェクタ上流に設置した可視化流路内を流れる気液二相流の高速撮影結果から、ImageJ^[57]を用いて画像内の気泡径[pixel]を取得し、前章にて示した変換係数（Table 2-5）を乗じることで実スケールの気泡径[mm]を計測した。例として画像処理後の画像を Fig. 3-1 および気泡径計測の結果を Fig. 3-2 に示す。

Fig. 3-1 より、画像下部は流路中心付近であり気泡の密度が濃く、また光量が不足しているため気泡の解像には至らなかったが、画像上部すなわち流路上部の比較的気泡密度が小さい領域では、無数の気泡を解像することに成功した。得られた画像解析結果から、インジェクタ上流における可視化流路内の壁面近傍を流れる気泡直径は少なくとも 100-300 μm 程度以上であることが明らかになった。また、可視化流路内全体が同オーダーの気泡が流路内を万遍なく覆った白濁した二相流である様子もみられた。

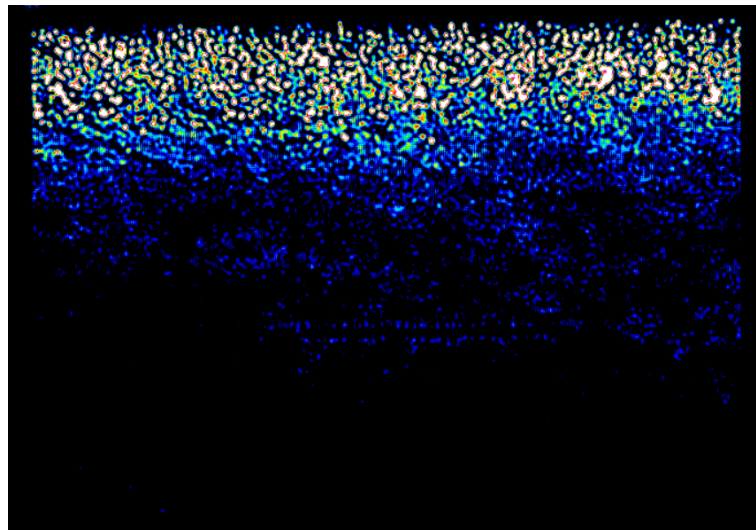


Fig. 3-1 16 colors.

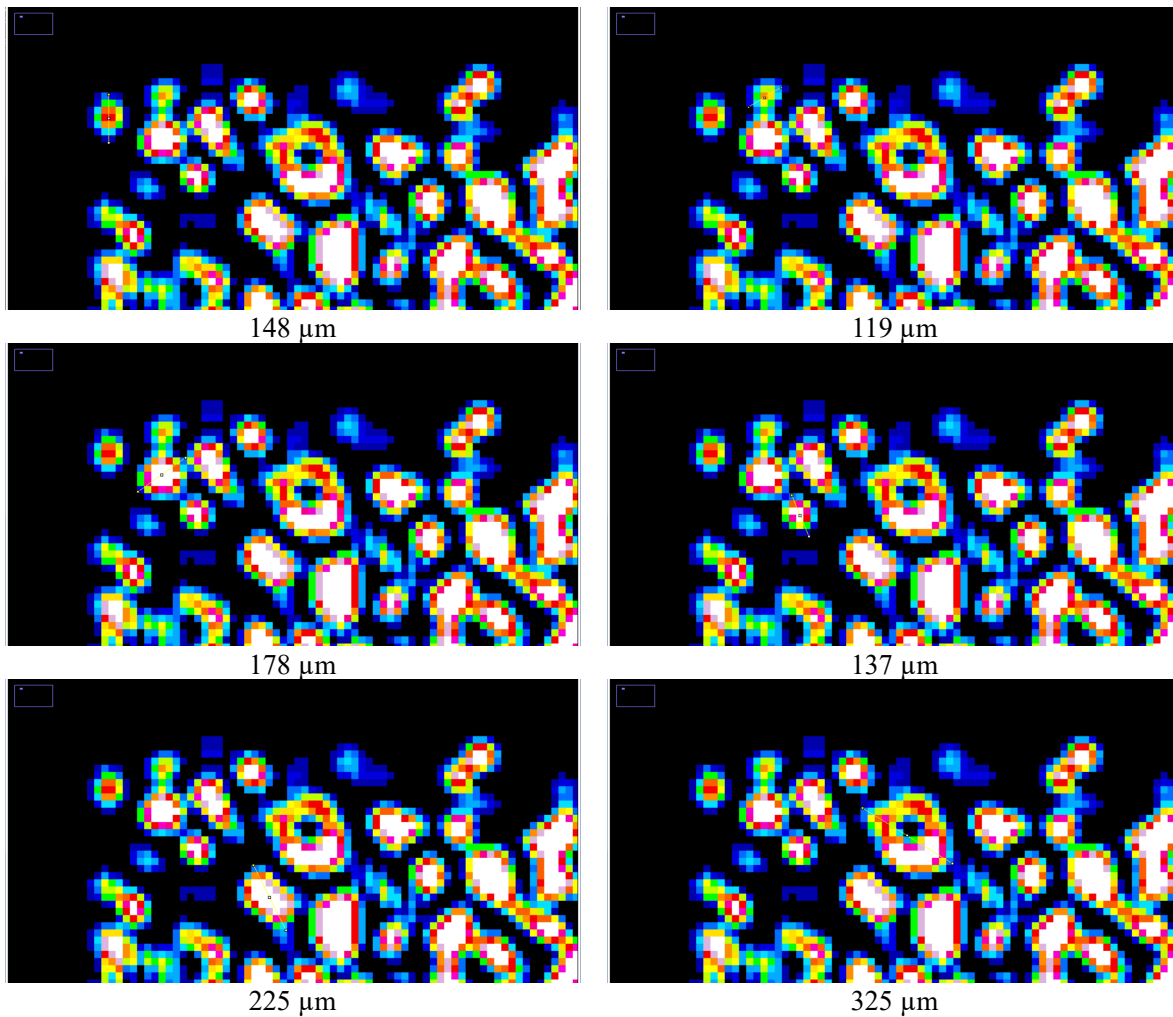


Fig. 3-2 Typical bubble diameter.

3-4-2. 気泡流速

気泡流速の計測では、連続する2枚の画像群から特徴的な形状の気泡（または気泡群）を追跡し、その移動量[pixel]と撮影速度[fps]から気泡の流速を算出した。画像処理後の代表的な画像を Fig. 3-3 に示す。ここでは、時系列で前の時刻の画像を赤色、後の時刻の画像を緑色に加工し、両者を重ね合わせることで類似した形状の追跡を行った。流速計測例を Fig. 3-4 に示す。

画像解析から得られた移動量[pixel]と Table 2-5 の変換係数を用いることで得られた気泡流速は、3.0-4.4 m/s (Flow19, X+1.5), 3.6-4.0 m/s (Flow19, X+1.7), 4.2-5.0 m/s (Flow19, X+1.9), 4.4~5.6 m/s (Fire21) であった。これらの値はあくまで瞬時値かつ個々の気泡流速であるが、おおむね数 m/s オーダーであることが明らかになった。また、燃焼試験におけるインジェクタ上流の気泡流速が、高速撮影速度に対しては比較的

第3章 データ解析と試験結果

長周期（10-100Hz オーダー）で周期的に変動している可能性が示唆されたため、今後気液二相流のすなわち脈動現象についても、インジェクタ下流での燃焼とも関連付けて評価を行う必要があると考える。

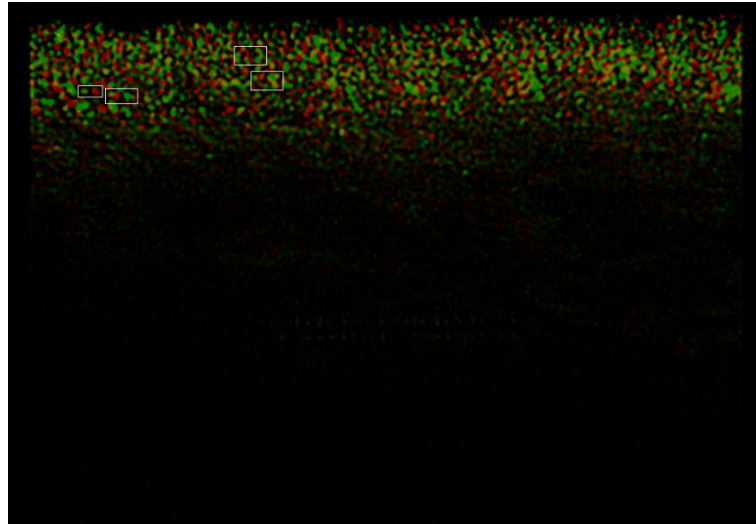


Fig. 3-3 Measurement of bubble velocity.

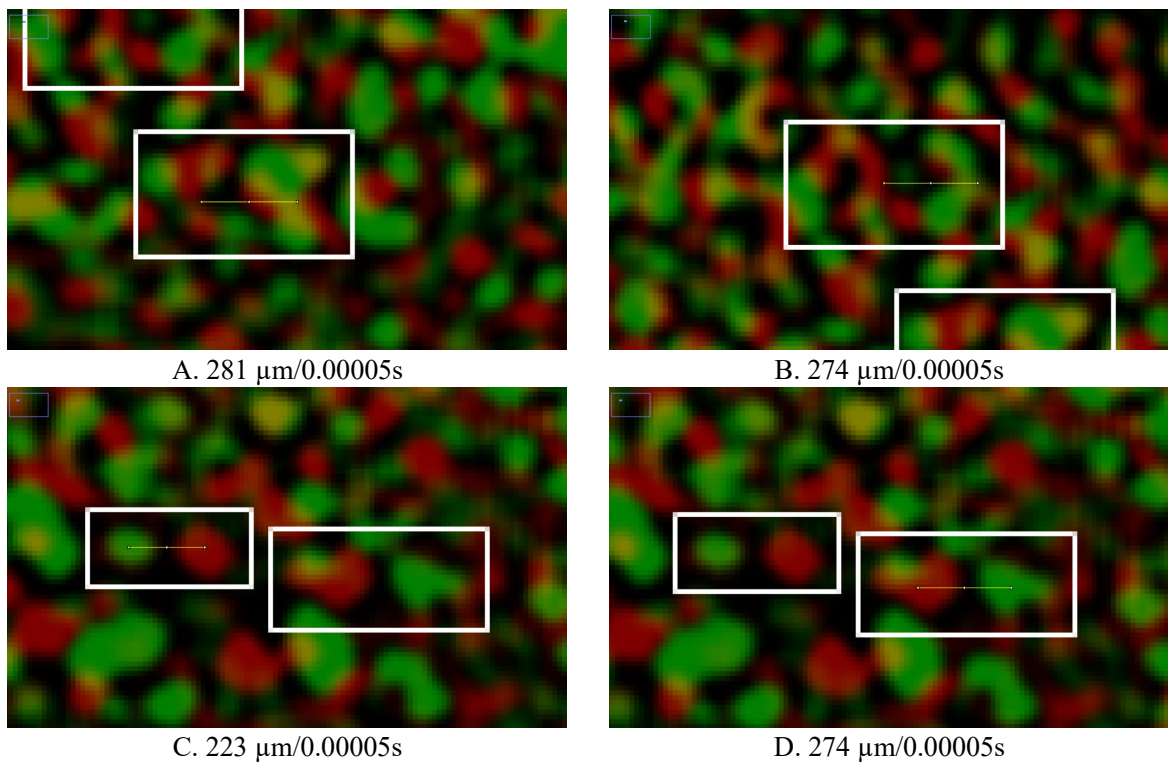


Fig. 3-4 Measurement results of bubble velocity.

3-5. ボイド率推定

3-5-1. 静電容量型ボイド率計

気液二相流の流動特性を評価するうえで、ボイド率（流れの中での気相の体積割合）は極めて重要な指標の一つである。ボイド率の測定手法は主に原子力分野などで開発が進められており、光ファイバ末端部における気液反射率の差を用いる光ファイバ法、^[58-59] 流路断面に張った格子状のワイヤ間における気液の電気抵抗値および静電容量値の差異を用いるワイヤメッシュ法、^[60] X線や中性子の透過率の差を用いるX線CT法、^[61] 中性子ラジオグラフィ法、^[62] 超音波を用いた流速計測^[63]などが提案されてきた。これらの計測手法を当該流れ場に適用する場合、取り扱いが困難であることや試験装置の大型化、計測部が流れを乱すなどの短所が挙げられる。また、高圧かつ高流速の流れ場を形成するN₂OおよびCO₂の自己加圧供給（またはガス加圧供給）においては既存のボイド率計では実測が困難である。

そこで、本研究では国産新型基幹ロケットであるH3ロケットの上段エンジンとして開発が進められているLE-5B-3の地上燃焼試験において、極低温流体のボイド率計測にも用いられている静電容量型ボイド率計に着目した。^[64] 静電容量型ボイド率計とは、気相と液相の誘電率が大幅に異なることを利用して、流路を流れる流体の静電容量から気相の体積率であるボイド率を検出する計測システムである。^[65] 静電容量型ボイド率計はその計測方式から、比較的小型かつ非接触で計測が可能なうえ取り扱いも容易であるという特長を有している。このような特長を有する静電容量型ボイド率計を新規に開発し、自己加圧供給に伴い形成される高圧・高流速な流れ場におけるボイド率の評価を行った。

3-5-2. 流体密度と比誘電率

単一流体における比誘電率は気液の相に応じて異なり、液相の比誘電率は気相と比べて大きいことが知られている。代表的な流体の比誘電率を Table 3-2 にまとめる。

Table 3-2 Dielectric constant of typical fluid. [66]

	Vapor phase	Liquid phase
Air	1.0	-
Water	1.0	80
Nitrogen	1.0	1.45
Oxygen	1.0	1.51
Hydrogen	1.0	1.23

これらの差異は流体の密度に起因するものであるため、流路を極板で挟み込み静電容量を計測することで、二相流内の気相と液相の体積割合に換算することができる。このように、気液の比誘電率すなわち静電容量の差を利用することで計測部を通過する気液二相流のボイド率を計測するのが静電容量型ボイド率計の計測原理である。

ボイド率の換算手法には流動様式別に構成を行う方法や流動様式によらず同一の換算式を用いる方法などが挙げられ、以下に示す換算式は気単相から液単相にわたる広範囲の流動状態に対応したものである。 [64]

$$\alpha_{tp} = \frac{C_L - C_{expt}}{C_L - C_G} \quad \text{Eq. 3-12}$$

ここで、 α_{tp} [-] : 二相流ボイド率、 C_L [F] : 液単相 ($\alpha_{tp} = 0$) 静電容量、 C_G [F] : 気単相 ($\alpha_{tp} = 1$) 静電容量、 C_{expt} [F] : 実測静電容量である。

通常の流体は熱物性値の温度依存性が小さいため、比誘電率（または各相の静電容量）を定数として扱い上式を利用しボイド率を推算しても差し支えない。一方で、Sakamoto et al.により行われた極低温流体のボイド率計測において、流体温度の変化が静電容量の計測結果に影響を及ぼすことが確認され、温度ドリフト現象として報告されている。 [67] 前述の通り臨界点付近の流体は比誘電率を含む熱物性値が温度により大きく変化するため、極低温流体と同様に、常温付近の N_2O や CO_2 においても温度ドリフトが見られる可能性が示唆される。さらに、自己加圧供給中の流体の温度および圧力は非定常に変化することからも、Eq. 3-12 における C_L や C_G を一定値として取り扱うことは望ましくない。

そこで、計測部における静電容量を理論的に算出し、実測結果と組み合わせることで経験的に補正係数を決定し、実験的にボイド率を推算する手法を考える。そこで、流体

第3章 データ解析と試験結果

密度と比誘電率の関係式が必要となる．本研究にて取り扱っている CO_2 および N_2O の密度による比誘電率の回帰式は Moriyoshi et al.により以下のように報告されている．^[68]

$$\varepsilon_{\text{CO}_2} = 1 + 5.099 \times 10^{-4} \rho_{\text{CO}_2} + 1.189 \times 10^{-7} \rho_{\text{CO}_2}^2 \quad \text{Eq. 3-13}$$

$$\varepsilon_{\text{N}_2\text{O}} = 1 + 5.530 \times 10^{-4} \rho_{\text{N}_2\text{O}} + 1.547 \times 10^{-7} \rho_{\text{N}_2\text{O}}^2 \quad \text{Eq. 3-14}$$

これらの回帰式を用い NIST database^[52] から得た CO_2 および N_2O の密度を代入することで各流体の比誘電率と密度の関係を内挿した結果を Fig. 3-5 および Fig. 3-6 に示す．また，得られた比誘電率を圧力で整理した結果を Fig. 3-7 と Fig. 3-8，温度で整理した結果を Fig. 3-9 と Fig. 3-10 に示す．それぞれ低圧および低温領域で比誘電率に不連続な部分がみられる流体の相が変化する点（沸点）であり，高温高压になるにつれて超臨界状態となり，比誘電率の変化傾向が連続的になる傾向がみられる．このように亜臨界～超臨界状態では気相と液相の境界が曖昧になり，他の熱物性値と同様に比誘電率の温度依存性も顕著になる．

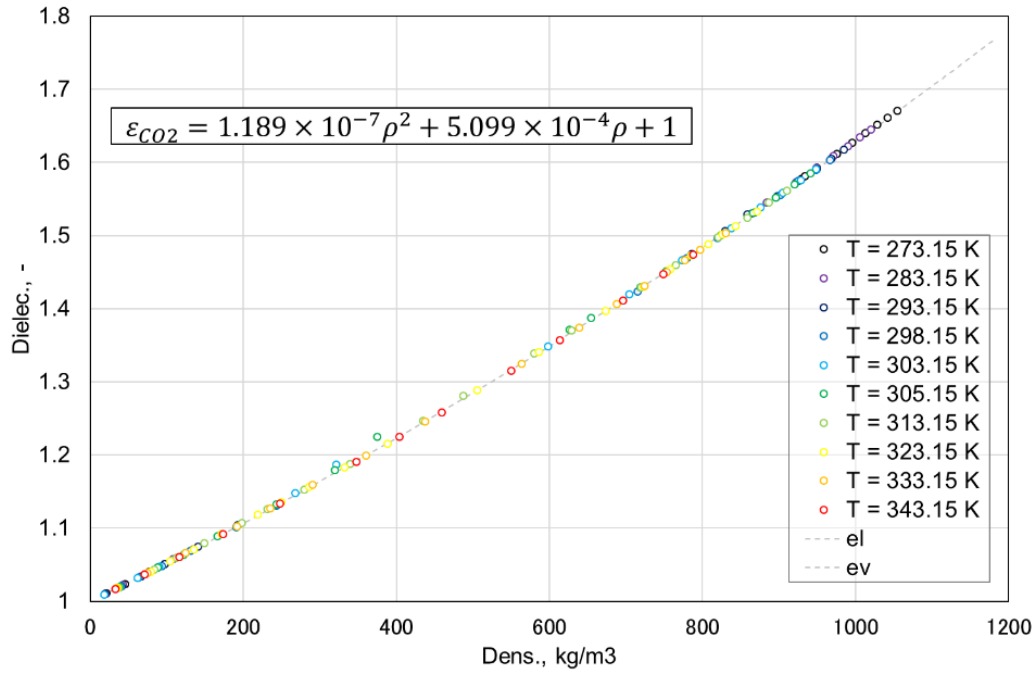


Fig. 3-5 Dielectric constant vs density of carbon dioxide.

第3章 データ解析と試験結果

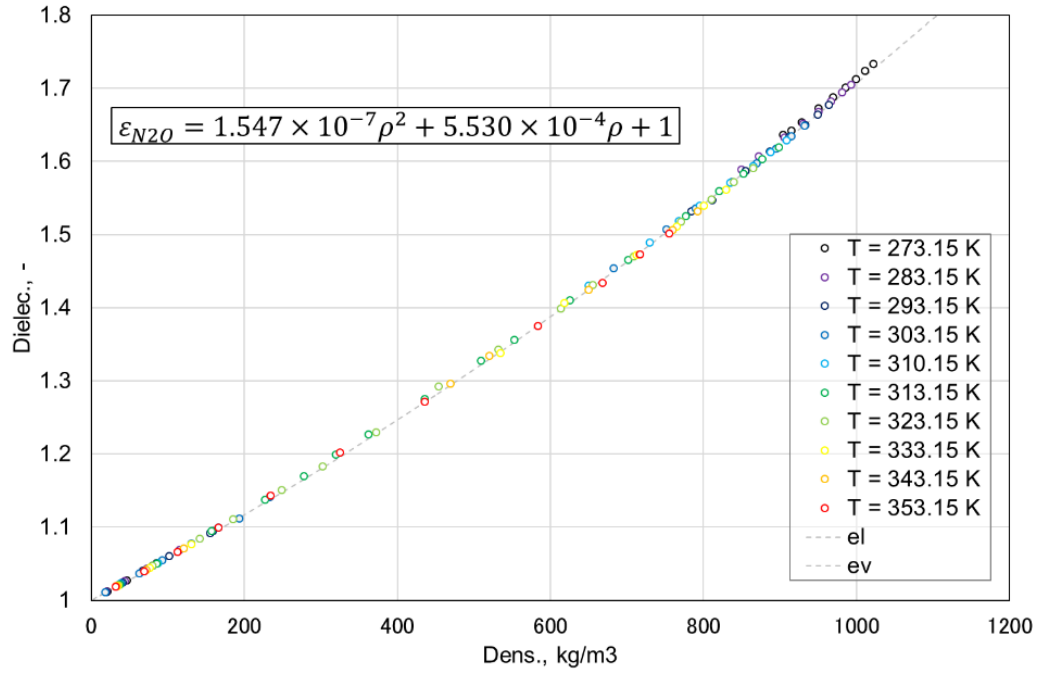


Fig. 3-6 Dielectric constant vs density of nitrous oxide.

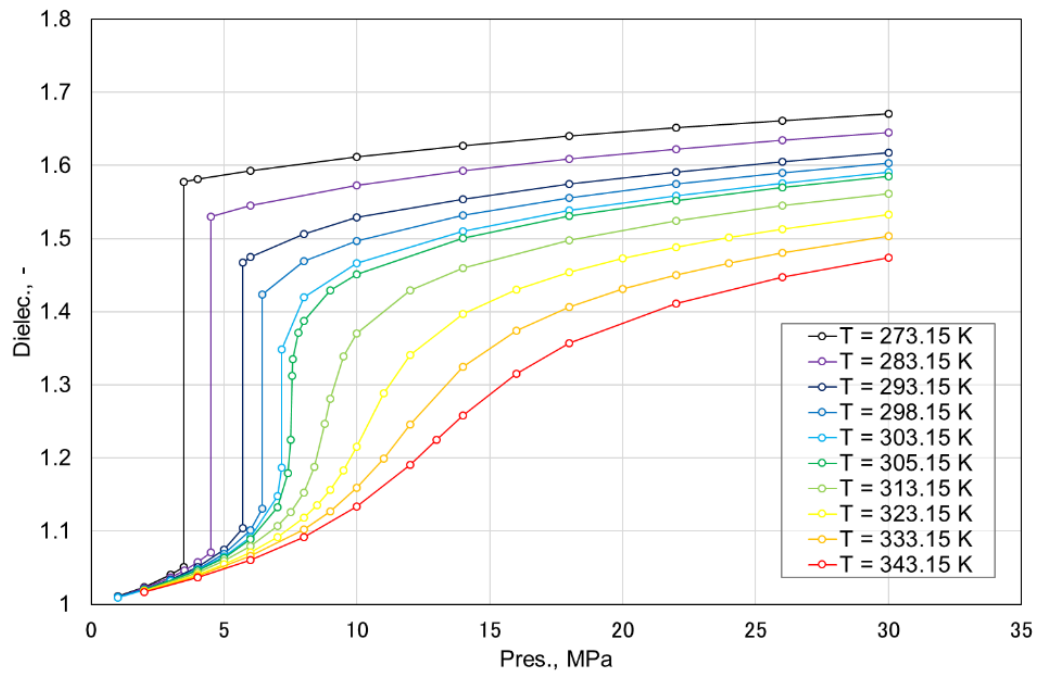


Fig. 3-7 Dielectric constant vs pressure of carbon dioxide.

第3章 データ解析と試験結果

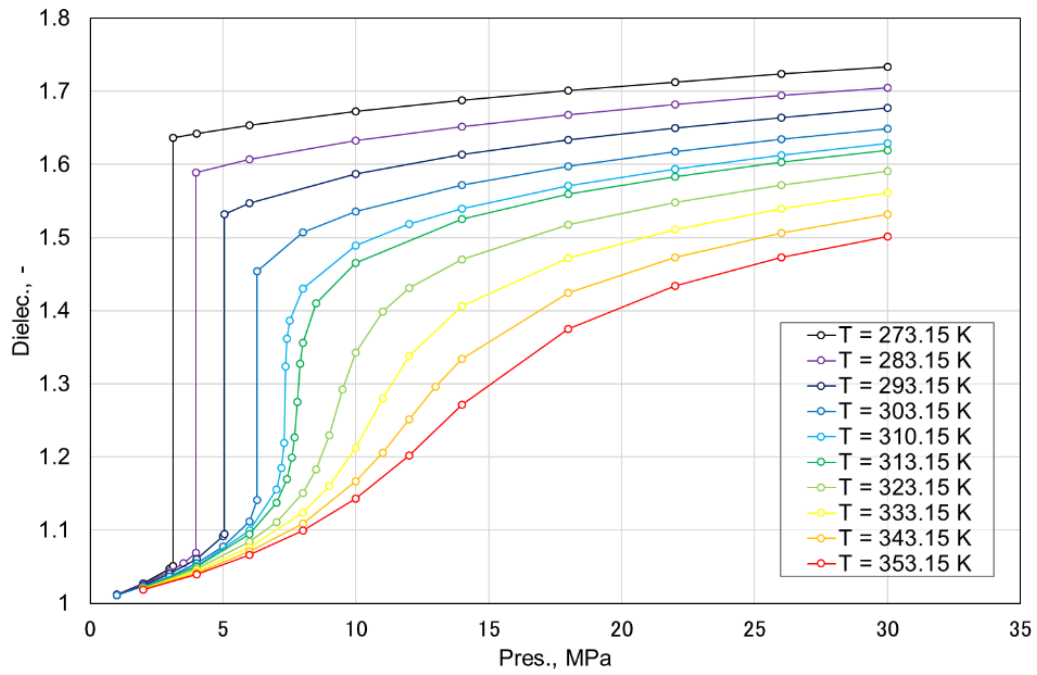


Fig. 3-8 Dielectric constant vs pressure of nitrous oxide.

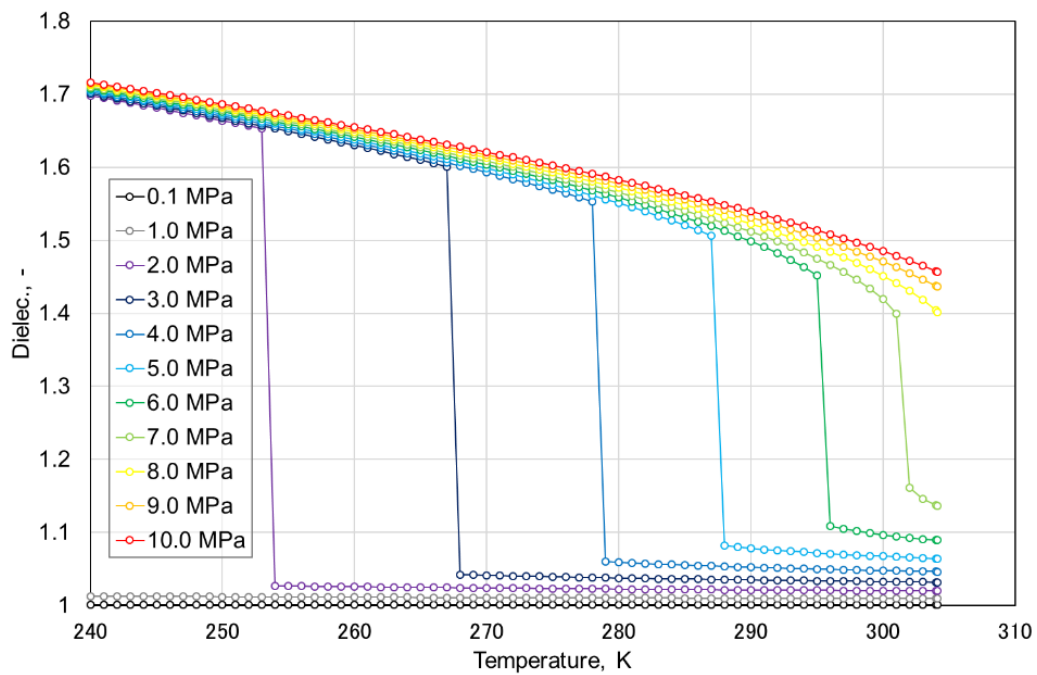


Fig. 3-9 Dielectric constant vs temperature of carbon dioxide.

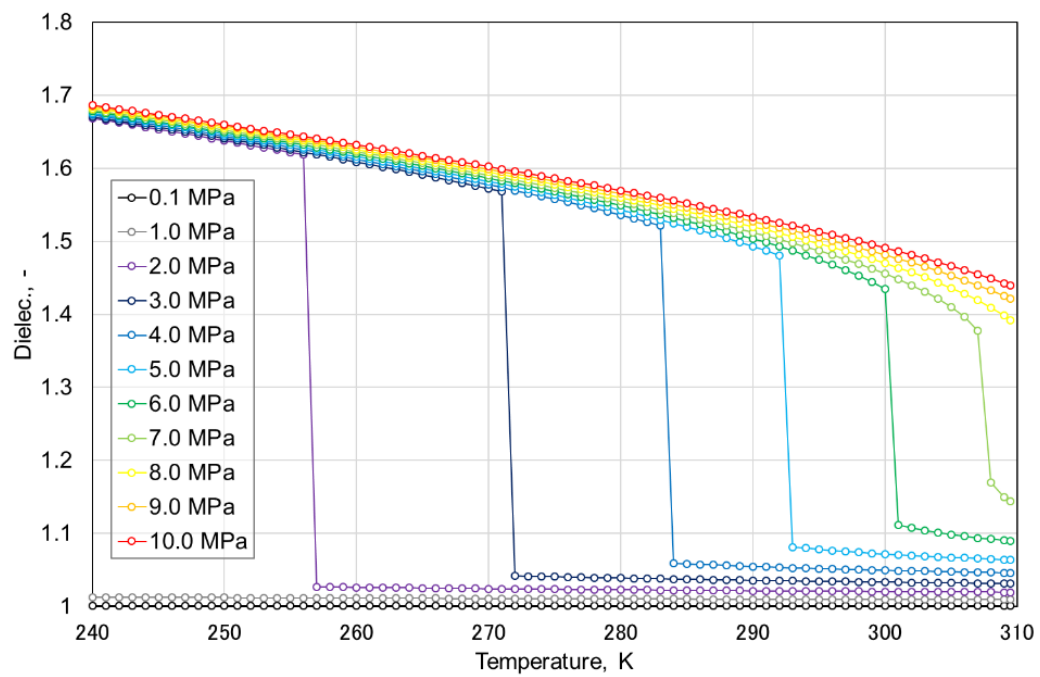


Fig. 3-10 Dielectric constant vs temperature of nitrous oxide.

3-5-3. 比誘電率と理論静電容量

前述のように，CO₂やN₂Oの比誘電率は，流体密度の関数としてEq. 3-13およびEq. 3-14により得られる．一方で，静電容量型ボイド率計の計測方式は管路壁を含めた流路全体の静電容量を計測するものであるため，これらを含めた理論静電容量の推算が必要となる．

本研究にて取り扱っている自己加圧供給により形成される流れ場は均質二相流と考えられるため，中間媒体（medium）を液相，分散質（dispersoid）を気相とすると，Maxwell-Garnett 理論^[69]より，両相が α_{tp} の割合で均一に混合されている場合，分散媒体全体の比誘電率は次のように表される．

$$\varepsilon_a = \frac{2\varepsilon_m + \varepsilon_d - 2\alpha_{tp}(\varepsilon_m - \varepsilon_d)}{2\varepsilon_m + \varepsilon_d + \alpha_{tp}(\varepsilon_m - \varepsilon_d)} \varepsilon_m \quad \text{Eq. 3-15}$$

ここで， ε_d ：分散質の比誘電率， ε_m ：中間媒体の比誘電率， ε_a ： α_{tp} の割合で混合された分散媒体の比誘電率である．上式は，流れが均一に混合されている場合，単相流と見なされることを示している．なお，当該流れ場においては，分散質を気相，中間媒体を液相と見なすことで， $\alpha_{tp} = 0$ の場合は $\varepsilon_a = \varepsilon_m = \varepsilon_L$ ， $\alpha_{tp} = 1$ の場合は $\varepsilon_a = \varepsilon_d = \varepsilon_G$ の関係を満たす．上記の分散媒体の比誘電率を用いて，Sakamoto et al.^[67]により報告されている理論式（矩形流路対称平衡平板電極）であるEq. 3-16により，流路全体の静電容量が得られる．静電容量計測部の幾何学パラメータをFig. 3-11に示す．

$$C_{total} = \frac{\varepsilon_0 \varepsilon_t L_{elec} b}{2a} \int_0^\pi \frac{1}{\frac{b(\varepsilon_t - \varepsilon_a)}{a\varepsilon_a} + \csc\theta} d\theta \quad \text{Eq. 3-16}$$

ここで， C_{total} [F]：流路全体の静電容量， ε_0 [F/m]：真空の誘電率， ε_t [-]：流路材質の比誘電率， L_{elec} [m]：流路方向電極長さ， b [m]：流路内径， a [m]：流路中心から電極までの距離である．

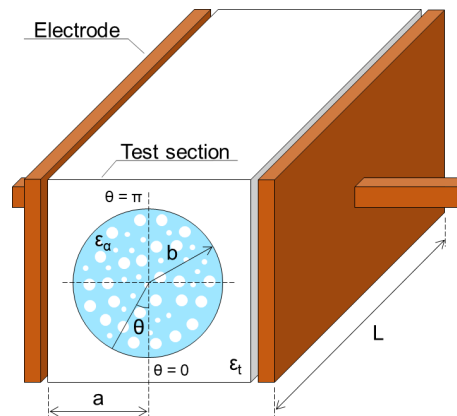


Fig. 3-11 Schematic of geometric arrangement for dispersed flow.

3-5-4. 非対称平衡電極による補正

本研究にて取り扱う流体は亜臨界状態での運用が想定され、相間の比誘電率の差が比較的小さいため、静電容量の僅かな変動を検出する必要がある。計測分解能を上げる手段の一つとして、非対称形状の電極を用いた静電容量計測が挙げられる。^[67,70] 本研究にて開発したボイド率計の電極の図面を Fig. 3-12 に示す。Eq. 3-16 に示した対称平行平板電極に対する理論式に対して、電極の形状に依存する補正係数 B と全体静電容量のオフセット項 C を導入し、これらの補正係数を実験的に求めることで、自己加圧供給に伴う気液二相流におけるボイド率の推算が可能となる。

$$C_{expt} = B \frac{\varepsilon_t \varepsilon_0 L_{elec} b}{2a} \int_0^\pi \frac{1}{\frac{b(\varepsilon_t - \varepsilon_\alpha)}{a\varepsilon_\alpha} + \csc\theta} d\theta + C \quad \text{Eq. 3-17}$$

ここで、 $L_{elec} = 24 \text{ mm}$ 、 $a = 8 \text{ mm}$ 、 $b = 5 \text{ mm}$ 、 $\varepsilon_0 = 8.854 \times 10^{-12}$ 、 $\varepsilon_t = 3.0$ とする。また、単相流の場合 (C_G および C_L) は次式にて算出できる。

$$C_G = B \frac{\varepsilon_t \varepsilon_0 L_{elec} b}{2a} \int_0^\pi \frac{1}{\frac{b(\varepsilon_t - \varepsilon_G)}{\varepsilon_G} + \csc\theta} d\theta + C \quad \text{Eq. 3-18}$$

$$C_L = B \frac{\varepsilon_t \varepsilon_0 L b}{2a} \int_0^\pi \frac{1}{\frac{b(\varepsilon_t - \varepsilon_L)}{\varepsilon_L} + \csc\theta} d\theta + C \quad \text{Eq. 3-19}$$

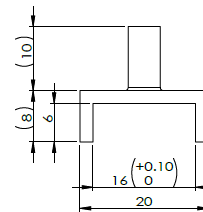
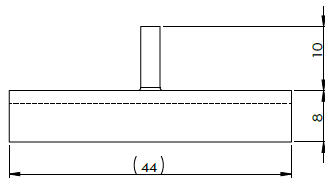
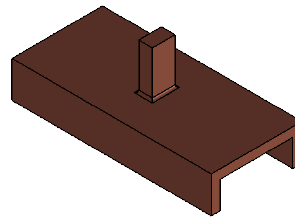
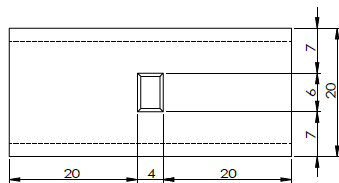
補正係数 B および C の決定には、タンク上部から 7.0 MPa 程度の GN_2 で加圧供給する液流し試験 (FlowTNS30, FlowTNS31, Flow28) の結果を用いた。加圧供給により十分なサブクール度を確保した場合、インジェクタ上流においてもサブクール状態の CO_2 / N_2O が供給されるため、液单相すなわちボイド率がゼロの場合の静電容量を取得することが可能である。このようにして得られた、サブクール状態の流体密度における理論静電容量と、流路内が空気で満たされている場合の静電容量を用いることで、Eq. 3-17 の補正係数 B および C を決定した。補正係数はボイド率の計測条件ごとに変化するが、ここでは代表的な値として N_2O のボイド率計測のために得た補正係数を Table 3-2 に示す。

補正係数を実測静電容量 C_{expt} と比誘電率に関する関係式 (Eq. 3-17) に代入することで、自己加圧供給に伴う気液二相流における推定ボイド率の温度ドリフトを補正することができるほか、ボイド率の時間変化を得ることも可能となる。

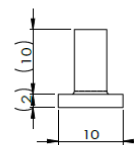
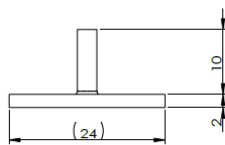
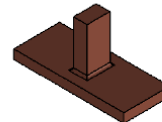
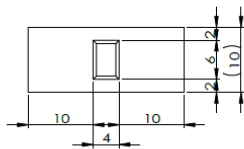
第3章 データ解析と試験結果

Table 3-3 Calibration result of capacitance void fraction meter at Flow28.

	Experimental (ave.) [F]	Theoretical [F]
Air	4.84057×10^{-13}	2.06100×10^{-13}
Subcooled N ₂ O	5.40773×10^{-13}	2.71735×10^{-13}
<i>B</i>		0.86410
<i>C</i>		3.05965×10^{-13}



A. Large electrode.



B. Small electrode.

Fig. 3-12 Blueprints of each electrode of void fraction meter.

3-6. 試験結果

本節では、本研究にて実施した各種試験の中から代表的なものを示し、それぞれの試験条件において得られた傾向について言及する。より詳しい考察や定性的・定量的な知見については次章以降で論じる。

3-6-1. N₂O 自己加圧供給試験

自己加圧供給による N₂O 流し試験の中から代表的な結果 (Flow29) として、各部圧力を Fig. 3-13、各部温度を Fig. 3-14、静電容量を Fig. 3-15 に示す。また、供給前、自己加圧供給中、ガス加圧供給中 (後述) のインジェクタ上流可視化流路の様子を Fig. 3-16 に示す。複数回の実液流し試験により可視化流路にひび割れが生じているものの、自己加圧供給中には白濁した気液二相流が流動している様子が確認できる。

自己加圧では、減圧沸騰により気相が増加することで、供給に伴うタンク内の圧力低下が抑制されるため、減圧速度は単純なブローダウンよりも小さくなる。また、下流ほど圧力が低下していることから各流路区間の圧力損失を推算することができる。本試験ケースでは、タンク (p_{tank}) から供給配管上流 ($p_{line,u}$) まで区間における圧力損失は 0.2 MPa 程度であり、これは当区間において最大の圧力損失の要素となるメタルフレキシブルチューブに起因すると考えられる。供給配管上流からインジェクタまでの圧力損失は極めて小さく、各部の圧力はエラーバーの範ちゅうにて一致していた。

タンク頂部温度 ($T_{tank,top}$) は、供給開始に伴って緩やかに低下する。前述の通り、タンク内での減圧沸騰による気相の増加により、断熱変化に比べ温度低下量が緩和されるものの、このタンク頂部温度の低下は気相の膨張に起因するものである。また、下流ほど実測温度が低下していることが明らかである。本試験を実施した際の環境温度は 290 K 程度であり、流体温度よりも高いことから、流動に伴って流体が系外へ放熱したとは考え難い。したがって、これは流動に伴う圧力損失により流体圧力が低下し飽和蒸気圧を下回ることでキャビテーションを引き起こし、相変化することで周囲から蒸発潜熱を奪い流体温度が低下したものと推察される。

インジェクタ上流における静電容量については、供給開始直後はボイド率ゼロの場合の理論値と同程度 (545 fF) を示したのに対し、供給に伴って静電容量は低下を続け、供給停止直前 (X+4 付近) ではボイド率が 0.45 程度 (520 fF) まで変化した。静電容量はボイド率とほぼ線形の関係があることから、自己加圧供給に伴う気液二相流のボイド率も非定常に変化する可能性が示唆された。

第3章 データ解析と試験結果

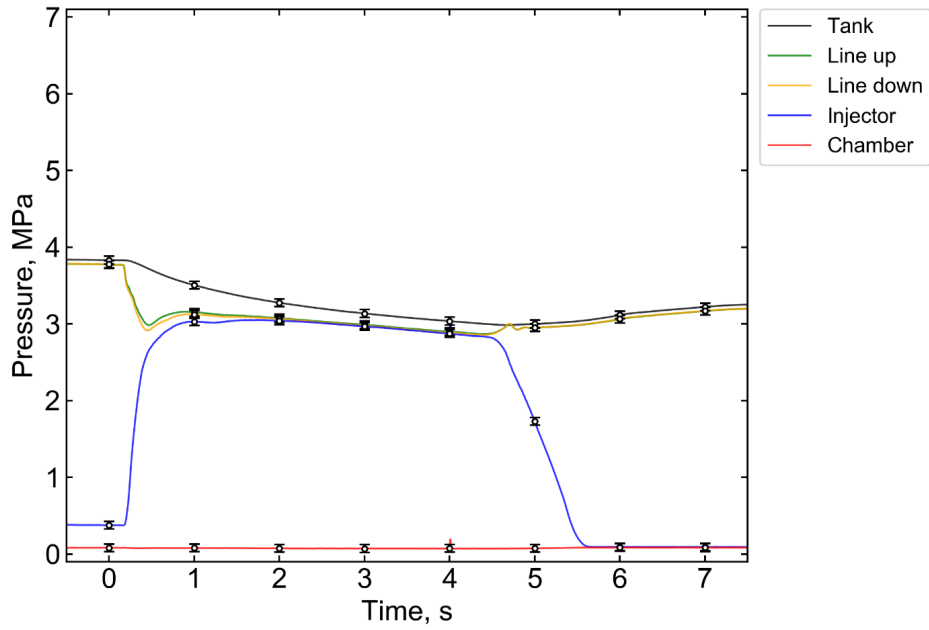


Fig. 3-13 Time series of pressures for self-pressurization using N_2O (Flow29).

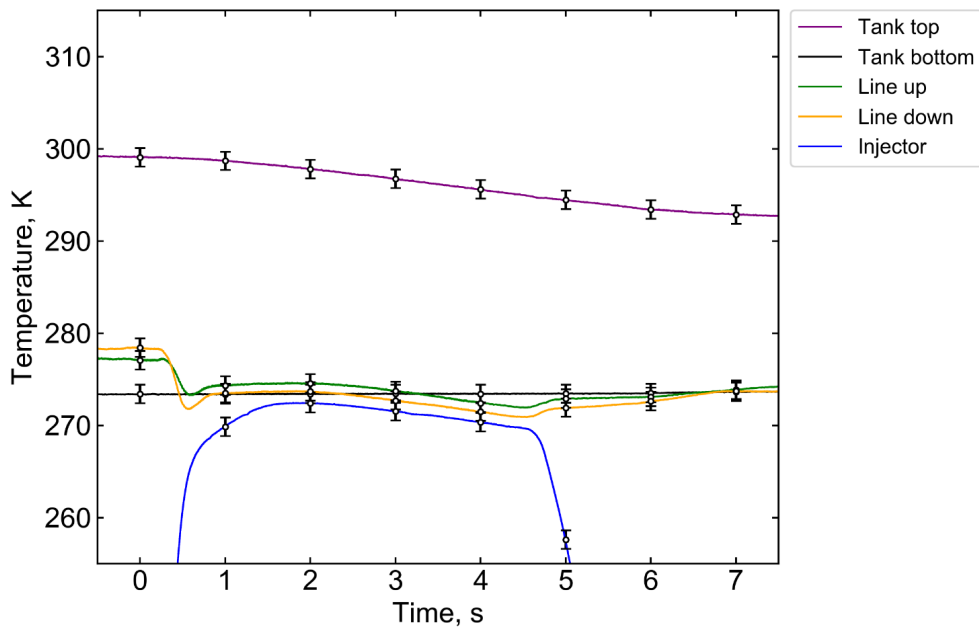


Fig. 3-14 Time series of temperatures for self-pressurization using N_2O (Flow29).

第3章 データ解析と試験結果

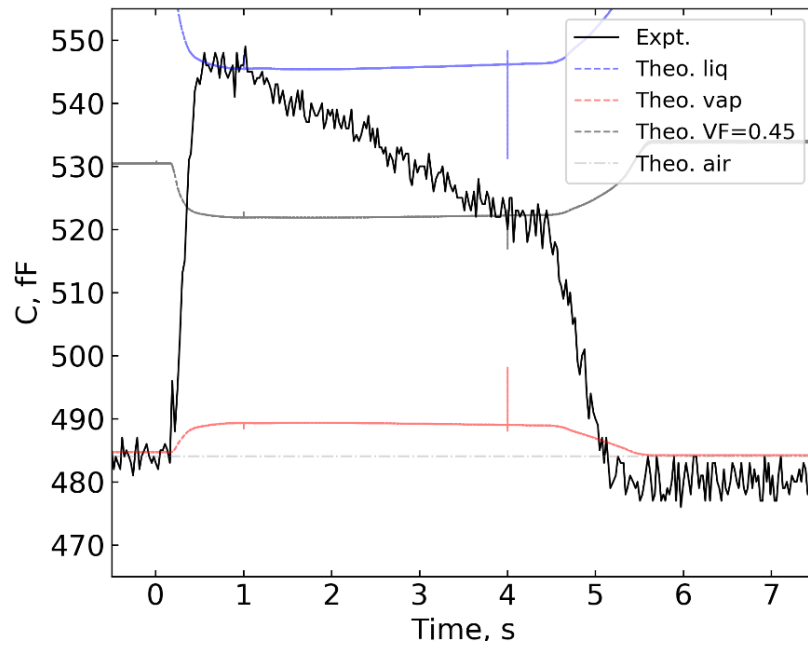


Fig. 3-15 Time series of capacitance for self-pressurization using N_2O (Flow29).

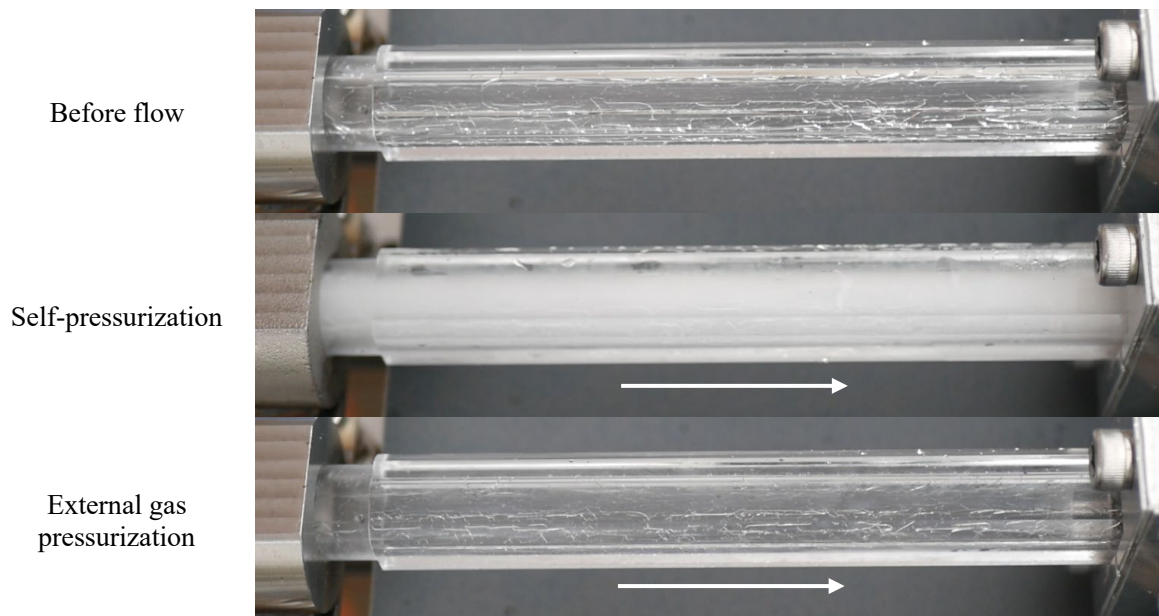


Fig. 3-16 Snapshots of the sight glass at the injector upstream.

3-6-2. CO₂ 自己加圧供給試験

自己加圧供給による CO₂ 流し試験の中から代表的な結果 (FlowTNS32) として, 各部圧力を Fig. 3-18, 各部温度を Fig. 3-19, 静電容量を Fig. 3-20 に示す. また, MOV 上流に設置した可視化管を撮影した様子を Fig. 3-17 に示す.

各部圧力履歴より, 供給開始から X+3 までは供給圧力が低下し, その後供給圧力の低下が抑制されていることがわかる. これは供給の途中でタンクでの減圧沸騰が開始し, タンク圧が補われ始めたことに起因すると考えられる. また, タンク~インジェクタまでで数 K の温度降下がみられるため, N₂O による自己加圧供給と同様に流動に伴って流路内でのキャビテーションにより混相化が進行し, それに伴って下流ほどボイド率が増加していると考えられる.

また, 供給区間において気液二相流の静電容量が非定常に変化する傾向も N₂O を用いた自己加圧供給と同様であった. FlowTNS31 にて得られた校正係数より, 本供給区間のボイド率は 0.30-0.42 程度であることが明らかになった.

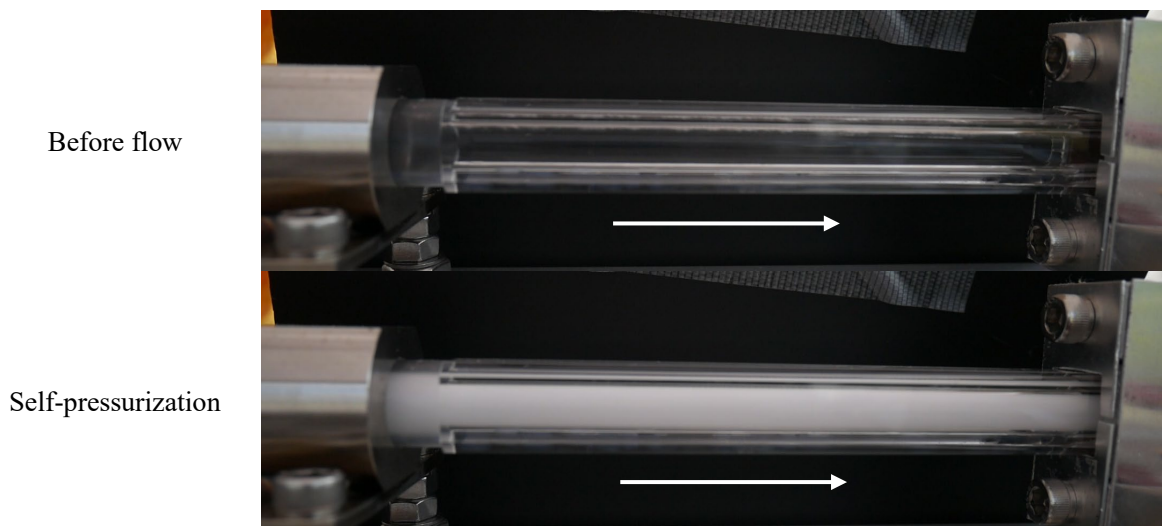


Fig. 3-17 Snapshot of the visualization section for self-pressurization using CO₂ (FlowTNS32).

第3章 データ解析と試験結果

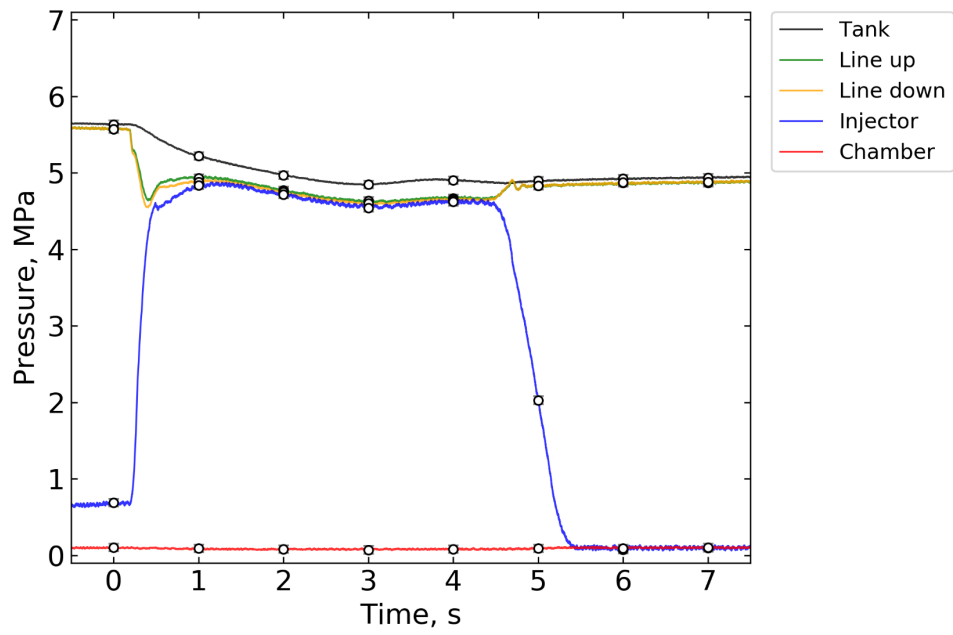


Fig. 3-18 Time series of pressures for self-pressurization using CO₂ (FlowTNS32).

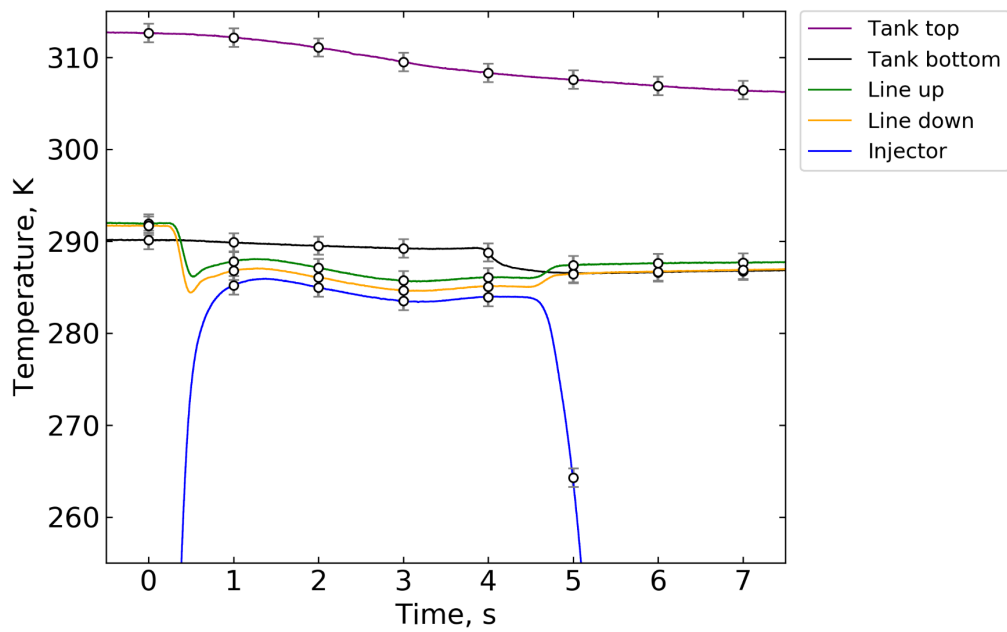


Fig. 3-19 Time series of temperatures for self-pressurization using CO₂ (FlowTNS32).

第3章 データ解析と試験結果

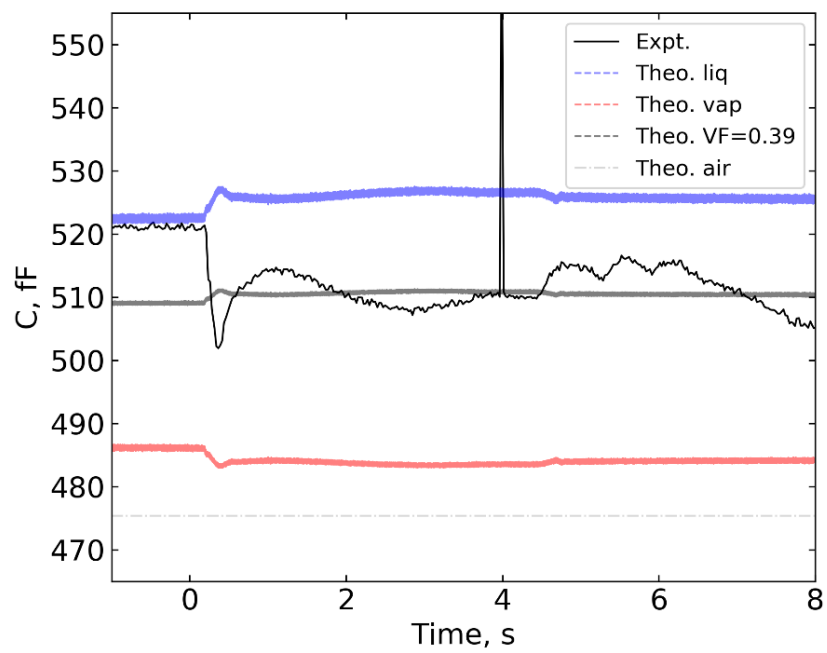


Fig. 3-20 Time series of capacitance for self-pressurization using CO₂ (FlowTNS32).

3-6-3. ガス加圧供給試験

外部ガス加圧供給による N_2O 流し試験の中から代表的な結果 (Flow28) として、各部圧力を Fig. 3-21、各部温度を Fig. 3-22、静電容量を Fig. 3-23 に示す。当該試験では、ランタンク上部に接続したカードルから 7 MPa の GN_2 を供給し、Fig. 3-17 からわかるように十分なサブクール度（沸騰までの温度的なマージン）を確保した液単相 N_2O をインジェクタへ供給した。

各部圧力履歴 (Fig. 3-21) より、X-0 に主弁開信号の直後は供給 GN_2 の流速増加に伴う圧力損失の増大によってタンク圧が非定常に変化しているが、X+2 付近から供給が終了する X+4 までは、各部圧力が一定となっている。このことから、当該区間 (X+2-4) においては N_2O が定常に供給されていたことがわかる。また、各部温度履歴 (Fig. 3-22) から、定常供給区間においてタンク内の液温からインジェクタ温度までがエラーバーの範ちゅうで一致していることがわかる。したがって、供給に伴う外部との熱収支は小さかったと考えられる。

インジェクタ上流における静電容量の計測結果 (Fig. 3-23) から、定常供給区間ではおおむね一定の値を示していることがわかる。したがって、気液の割合すなわちボイド率は一定であり、液単相流がインジェクタへ流入していたと考えられる。ここで、ボイド率がゼロの場合の理論静電容量 (Fig. 3-23、青線) よりも実測値が大きくなっているが、これは理論値が気液平衡状態においてボイド率がゼロの場合を示しているのに対し、実際にインジェクタに供給されたのはサブクール状態の N_2O であるため、気液平衡状態よりも密度が大きく、それに伴って静電容量も増加したためである。

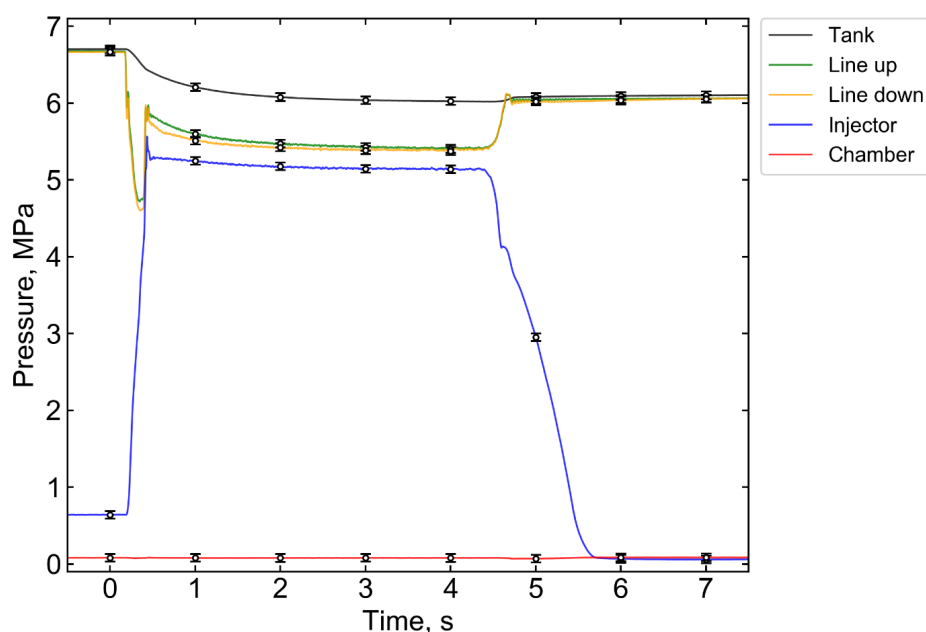


Fig. 3-21 Time series of pressures for external pressurization using N_2O (Flow28).

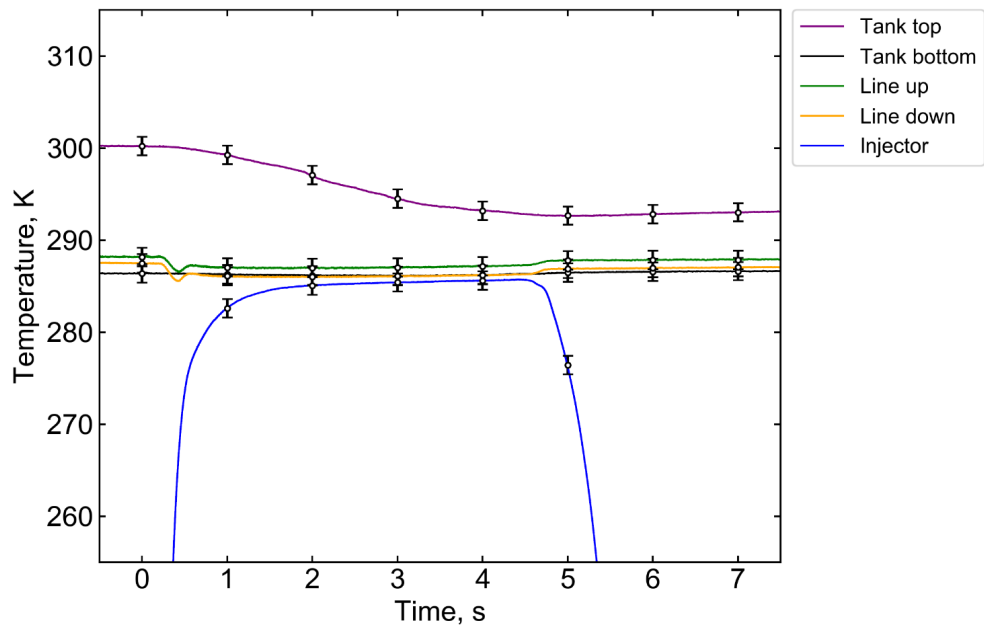


Fig. 3-22 Time series of temperatures for external pressurization using N_2O (Flow28).

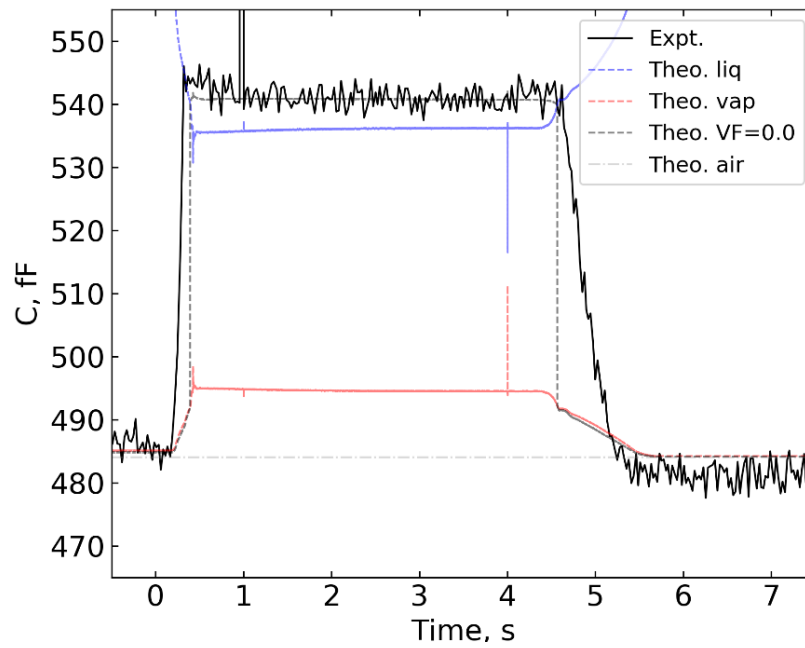


Fig. 3-23 Time series of capacitance for external pressurization using N_2O (Flow28).

3-7. 本章のまとめ

第3章では、自己加圧供給に伴う気液二相流の流動特性評価を目的として実施した試験から、流量や気泡径、気泡流速、ボイド率を推定するための解析手法に加え、各種流し試験における代表的な試験ケースを取り上げ、得られた定性的な傾向について論じた。本章で得られた結論は以下の通りである。

- (1) PC 製可視化ユニットを作成することで、最大内圧 7 MPa で流動する N_2O の可視化し、シャッター速度：1/100,000 s、撮影速度：20,000 fps にて高速撮影することで、流路内の気泡の可視化に成功した。画像解析により、壁面近傍を流れる気泡の直径は数 100 μm 、気泡流速は 5-10 m/s であることが明らかになった。
- (2) 実測した静電容量からボイド率を算出するための半経験式を用い、温度ドリフトの影響を排除したボイド率推算手法を確立し、ボイド率の時間変化傾向の取得に成功した。
- (3) N_2O 流し試験における定性的な傾向として、タンク圧は液相温度における飽和蒸気圧とおおむね一致しており、供給に伴って緩やかに降下する様子がみられた。また、タンク内の液温が環境温度よりも低いにも関わらず、下流ほど流体温度が低下する傾向が明らかになった。これは圧力損失に伴うキャビテーションにより、周囲から蒸発潜熱が奪われたことに起因すると推察される。
- (4) GN_2 を用いた外部ガス加圧供給による N_2O 流し試験における定性的な傾向として、定常供給時は各部圧力や温度、流量、静電容量が一定となり、また可視化撮影から透明なサブクール液の供給が確認された。

上記の知見を踏まえ、次章以降ではより詳細な気液二相流の流動特性について評価した結果と、多様なパラメータが諸特性に与える影響について詳説する。

第4章 気液二相流流動特性

4-1. 本章の概要と目的

第3章では、各種試験におけるデータ解析の手法と、代表的な試験結果と定性的な傾向について言及した。

第4章では、数多くの試験結果から得られた、自己加圧供給に伴う非定常気液二相流動特性について論じる。本節では第4章の概要と目的について述べ、第2節では、主に可視化高速撮影により得られた結果から、流動様式を判定する上で重要な流速やボイド率、クオリティなどの推定結果を論じる。第3節では、ボイド率計の計測結果を踏まえ、流量および流量係数とボイド率の関係を評価した結果について述べる。第4節では、ベントチルにより液温を変化させ実施した各種試験結果から、流体温度がボイド率や流量係数に与える影響を検証した。第5節では、インジェクタ下流圧がインジェクタ流れに及ぼす影響を評価するとともに、臨界二相流や燃焼振動とインジェクタレジスタンスについても整理した。第6節では、本章を総括する。

なお、圧力損失特性については別途第5章にて、構築した圧力損失推定モデルと合わせて論じる。

4-2. 二相流動様式

4-2-1. 気泡数密度と二相流平均流速

前章で述べた可視化高速撮影結果から、気泡径は 100-300 μm 程度以上、壁面気泡流速は 3-6 m/s 程度であることが明かになった。これら値から気泡数密度および平均ボイド率を推算する。

高速撮影により得られた気泡径から、気泡ひとつ当たりの体積を求める。

$$\tau_{bubble} = \frac{1}{6} \pi d_{bubble}^3 \quad \text{Eq. 4-1}$$

ここで、 d_{bubble} [m] : 気泡径, τ_{bubble} [m^3] : 気泡体積である。気泡体積と液相の単位体積当たりの気泡数（気泡数密度）およびボイド率の関係は Eq. 4-2 にて表すことができ、^[27] 変形した Eq. 4-3 を用いることでボイド率ごとの気泡数密度を得る。

$$\alpha_{tp} = \frac{\eta_{bubble} \tau_{bubble}}{1 + \eta_{bubble} \tau_{bubble}} \quad \text{Eq. 4-2}$$

$$\eta_{bubble} = \frac{\alpha_{tp}}{(1 - \alpha_{tp}) \tau_{bubble}} \quad \text{Eq. 4-3}$$

ここで、 η_{bubble} [$1/\text{m}^3$] : 気泡数密度である。ボイド率ごとの推定気泡数密度を Fig. 4-1 に示す。推定結果より、当該流れ場における気泡数密度は 10^9 - 10^{13} オーダーであることが明らかになった。

このように微細かつ高密度に気泡が密集していることから、当該流れ場は気相と液相での相互作用が強く、局所的な勾配の少ない均質流であると推察される。

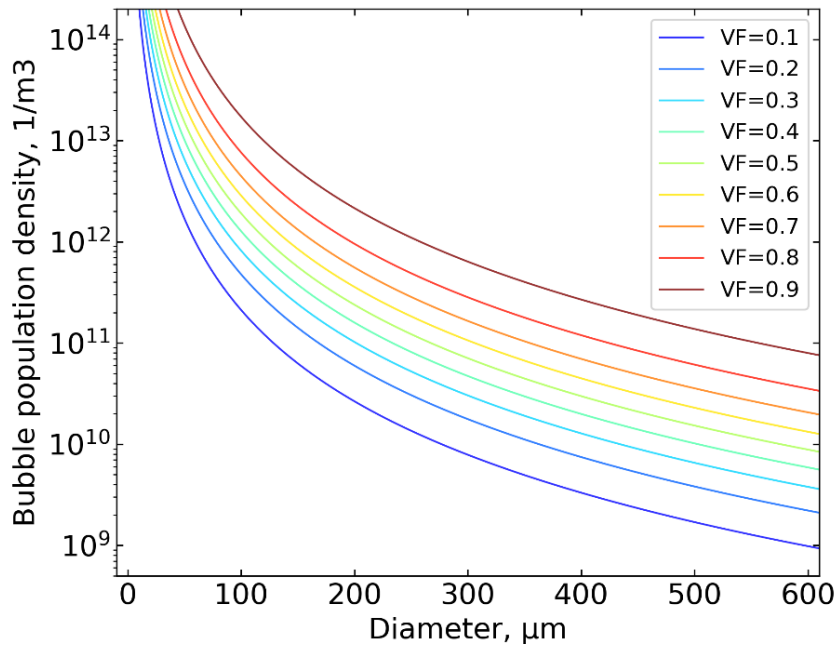


Fig. 4-1 Estimated bubble population density.

第4章 気液二相流流動特性

次に、高速撮影により得られた気泡流速からボイド率を推算する。前述の結果より、流れ場が均質流であり、気液二相流の平均流速は気泡流速と同一と仮定すると二相流平均流速は次のように表すことができる。

$$u_{tp} = u_G = u_L \quad \text{Eq. 4-4}$$

ここで、 u_{tp} [m/s]：二相流平均流速， u_G [m/s]：気泡（気相）流速， u_L [m/s]：液相流速である。今回使用した PC 製可視化流路の内径は $\phi 14$ mm であることを考慮すると、以下のように推定ボイド率を得る。

$$\dot{m} = \rho_{tp} u_{tp} A_{line} = \{\alpha_{tp} \rho_G + (1 - \alpha_{tp}) \rho_L\} u_G A_{line} \quad \text{Eq. 4-5}$$

$$\alpha_{tp} = \frac{\frac{\dot{m}}{u_G A_{line}} - \rho_L}{\rho_G - \rho_L} \quad \text{Eq. 4-6}$$

ここで、 A_{line} [m²]：可視化流路断面積である。Eq. 4-6 により得られた流速と推定ボイド率の関係の一例を Fig. 4-2 に示す。前節より、高速撮影により得られた気泡流速は 5-10 m/s 程度であり、これらの値が境界層の影響により主流流速よりも小さいことを鑑みても、自己加圧供給により形成される当該流れ場におけるボイド率は少なくとも 0.3 程度以上であると推察される。

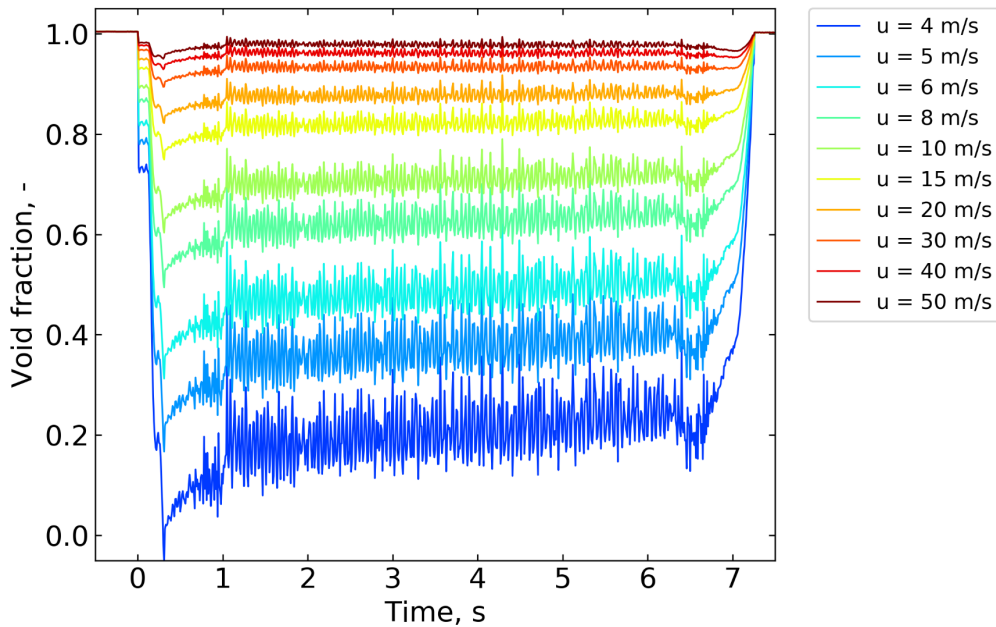


Fig. 4-2 Estimated void fraction calculated by using bubble velocity for Fire21.

4-2-2. ボイド率とクオリティ

前章にて述べた理論に基づいて実測した静電容量をボイド率に換算した結果を Fig. 4-3 に示す. ボイド率の計測結果より, Inj.A を用いた比較的小流量条件でのインジェクタ上流における初期ボイド率は 0.3 程度であるのに対し, Inj.B や Inj.C を用いた中・大流量条件では 0.6 程度であった. このような初期ボイド率の差異は, 排出時のタンク内の様相が異なることに起因すると考えられる.

また, すべての試験条件において自己加圧供給に伴ってインジェクタ上流部でのボイド率が増加している傾向があることが明らかになった. Flow30-34 におけるボイド率はおおむね類似した変化傾向を有しており, 供給開始直後 (X+1 付近) は 0.3 程度であったのに対し, 供給終了直前 (X+4 付近) では 0.5 程度まで増加している. 一方, Flow37-39 や Fire28 ではボイド率が 0.6 程度から 0.7 程度に, Flow35 や Fire26-27 ではボイド率が 0.8 程度から 0.9 程度に増加している. 一方, ボイド率の変化傾向に着目すると, ボイド率が低いほどその傾向は大きく, ボイド率が増大すると変化傾向が小さくなることがわかる. これは, 排出流量とタンク内減圧速度に由来するもので, 大流量すなわち減圧速度が大きい場合, 急激な減圧沸騰により速やかに気液平衡に到達したのに対し, 小流量ではタンク内の減圧沸騰が緩やかに進行するため, インジェクタ上流でのボイド率も緩やかに増加し続けたものと推察される.

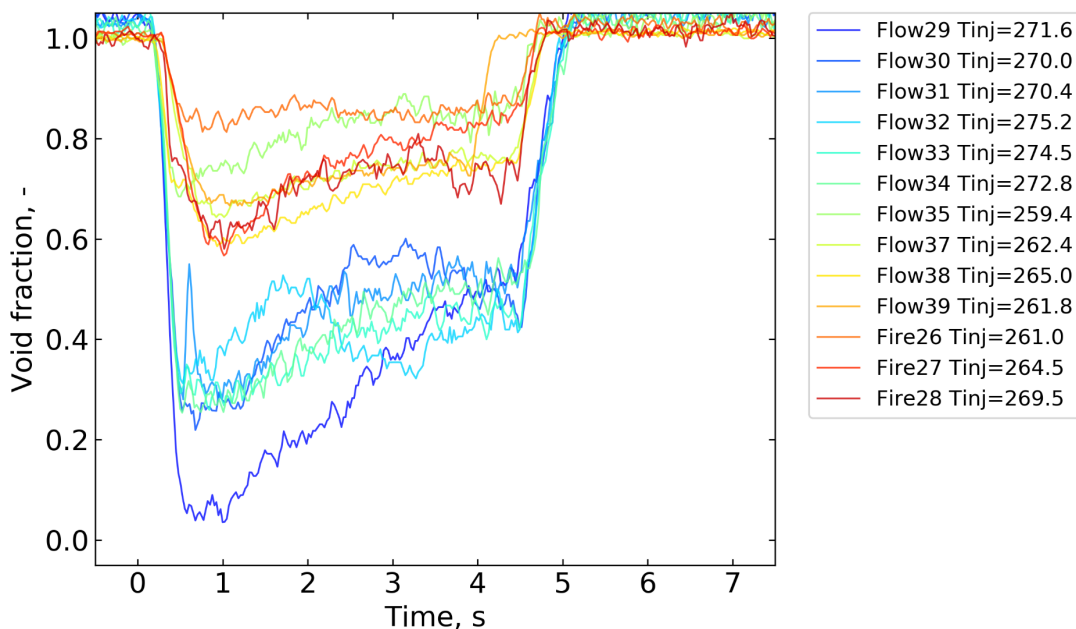


Fig. 4-3 Time series comparison of void fraction.

第4章 気液二相流流動特性

また，得られたボイド率を次式にてクオリティに換算した結果を Fig. 4-4 に示す．

$$x_{tp} = \frac{\alpha_{tp}\rho_G}{\alpha_{tp}\rho_G + (1 - \alpha_{tp})\rho_L} \quad \text{Eq. 4-7}$$

Fig. 4-4 より，実施した自己加圧供給による試験でのクオリティは，おおむね 0.05-0.20 程度であったことが明らかになった．

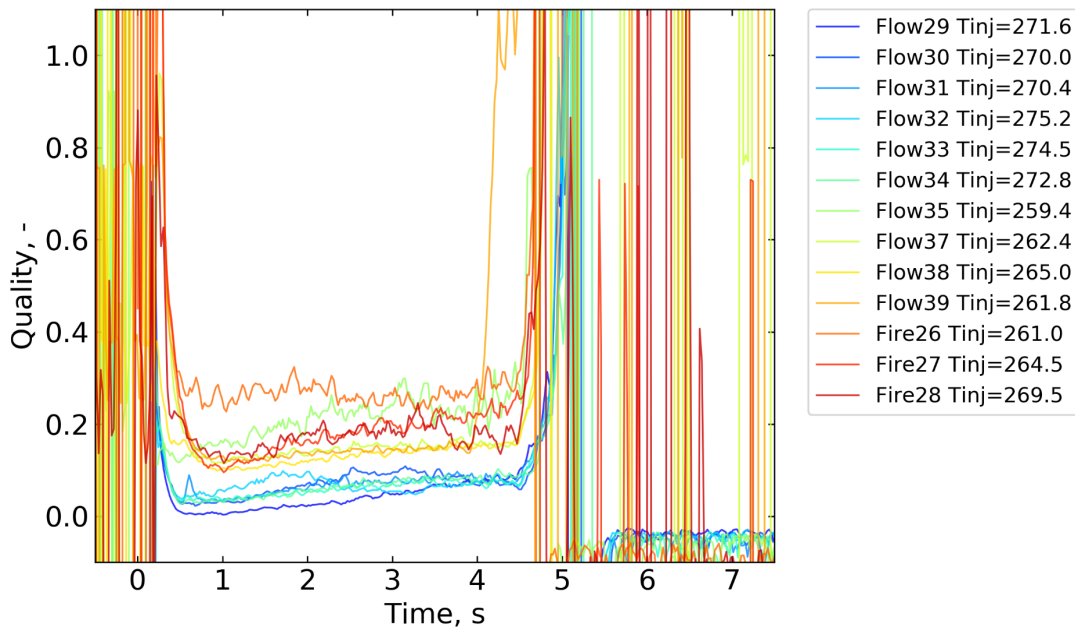


Fig. 4-4 Time series comparison of quality.

4-3. 質量流量と流量係数

4-3-1. 流量係数とボイド率

流量係数 C_d を一定値と仮定し、タンク重量から算出した充填量と総排出量が一致する C_d を Eq. 4-8 にて算出し、得られた C_d を用いて Eq. 4-9 によりインジェクタから排出される気液二相流の質量流量を算出した。ここで、Eq. 4-9 に用いる上流密度には NIST database^[52] を用いてインジェクタ上流圧力から推定した飽和液相密度を用いた。

$$C_d = \frac{W_{ini} - W_{fin}}{\int A_{inj} \sqrt{2\rho_{inj,L}(p_{inj} - p_c)} dt} \quad \text{Eq. 4-8}$$

$$\dot{m} = C_d A_{inj} \sqrt{2\rho_{inj,L}(p_{inj} - p_c)} \quad \text{Eq. 4-9}$$

$$\rho_{inj,L} = \rho_{L,sat}(p_{inj})_{\text{database}} \quad \text{Eq. 4-10}$$

算出した流量履歴を Fig. 4-5、得られた C_d の一覧を Table 4-1 に示す。Inj.A を用いた Flow29-35 は 400-500 g/s 程度、Inj.C を用いた Flow35 および Fire26-27 は 800 g/s 程度、Inj.B を用いた Flow36-39 および Fire28 は 600-700 g/s 程度の流量であった。

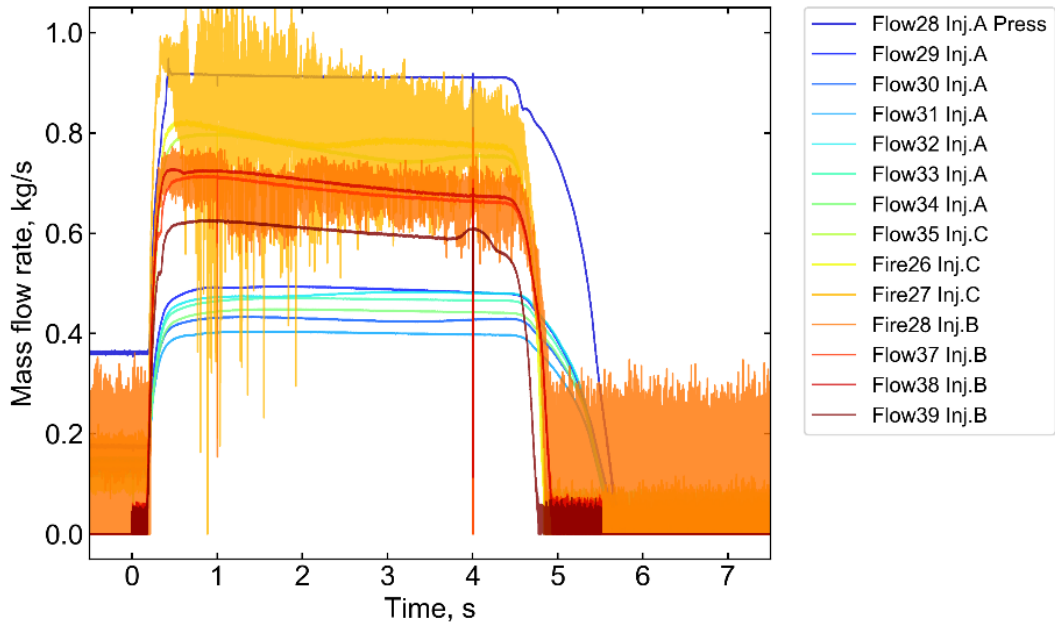


Fig. 4-5 Time series comparison of mass flow rate.

Table 4-1 Estimated flow coefficient.

#	Discharge coefficient	#	Discharge coefficient
Flow28	0.764	Flow35	0.156
Flow29	0.510	Flow37	0.192
Flow30	0.407	Flow38	0.191
Flow31	0.397	Flow39	0.177
Flow32	0.442	Fire26	0.156
Flow33	0.440	Fire27	0.282
Flow34	0.434	Fire28	0.241

各試験における C_d を供給中のボイド率の平均値で整理した結果を Fig. 4-6 に示す。比較結果より、インジェクタ上流におけるボイド率の増大に伴い流量係数が減少することが明らかになった。特に、燃焼が流量係数に及ぼす影響を排除し、Table 4-1 に示した中から N_2O 流し試験のみを抽出した場合、流量係数とボイド率の線形性は極めて高く ($R^2 = 0.98$)、次の回帰式が得られた。

$$C_d = -0.638\alpha_{tp} + 0.644 \quad \text{Eq. 4-11}$$

この傾向は、ボイド率の増加に伴い気泡数および気泡径が増大することで、インジェクタオリフィスポートの有効面積が見かけ上小さくなったことに起因すると推察される。

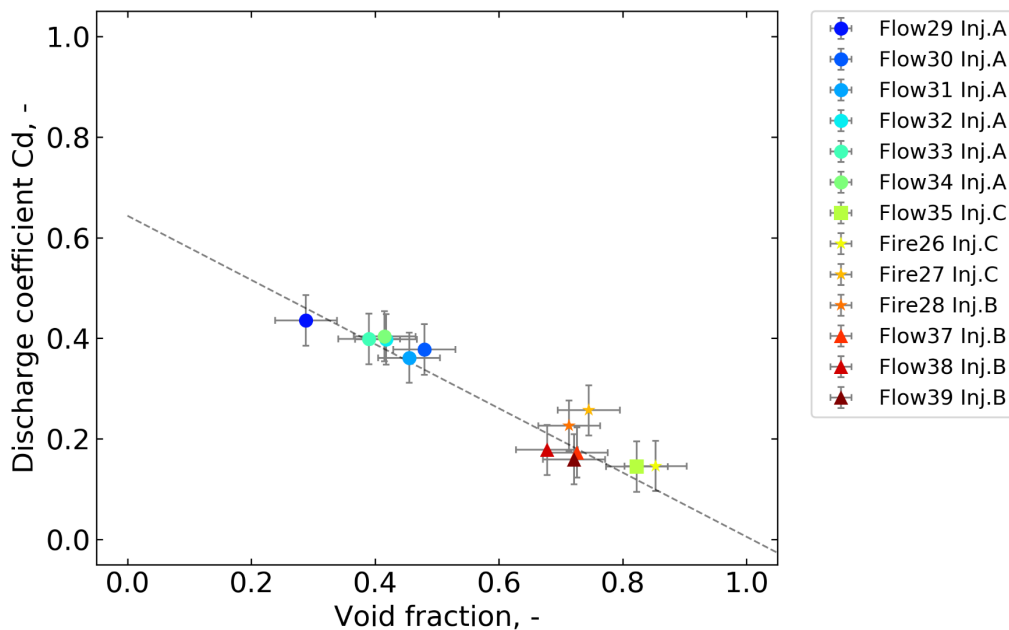


Fig. 4-6 Discharge coefficient vs average void fraction.

4-3-2. 排出流量とボイド率

排出流量がボイド率に与える影響について整理した結果を Fig. 4-7 に示す．全体としては，流量の増大に伴いボイド率が増加する傾向（正の相関）が見られる．これは，排出流量の増加に伴い，タンク内における単位時間当たりの圧力低下量（減圧速度，Pa/s）が大きくなることにより，流体のサブクール度が急激に低下することで減圧沸騰およびキャビテーションによる蒸発が優位になったためと推察される．液体窒素を用いた減圧沸騰に関する試験でも，減圧速度の増加に伴い気泡成長が促進される傾向が報告されている．^[22] 一方で，同インジェクタを使用した試験結果を比較すると，ボイド率と流量の関係には負の相関も見えるため，詳細を解明するには今後さらなる検討が必要である．

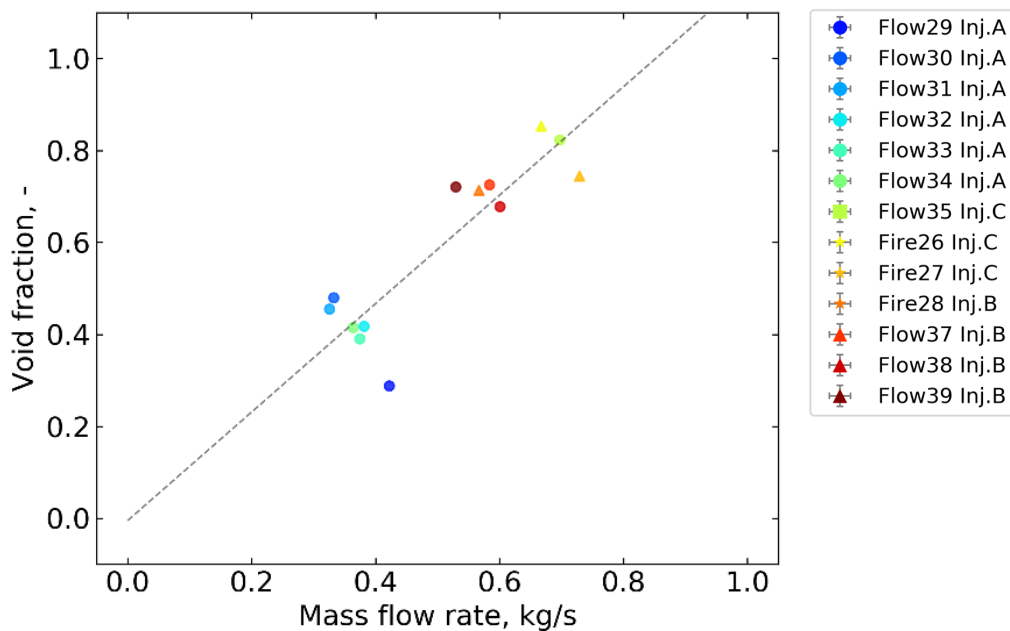


Fig. 4-7 Void fraction vs average mass flow rate.

4-4. 流体温度の影響 — 熱力学的効果 —

4-4-1. Vent chill と温度条件

自己加圧による推進剤供給では、タンク圧すなわち供給圧は液温における飽和蒸気圧に強く依存することが知られている。[48] 特に本研究で対象としている N_2O を常温付近で使用する場合、亜臨界状態となり飽和蒸気圧や蒸発潜熱といった流体の熱物性値の温度依存性が顕著になる。そこで、ランタンクに充填されている N_2O の液温を変化させることで、流体の温度が自己加圧に伴う流動特性に与える影響を評価した。

ランタンク内の液温を下げる際には、ベントチルを行った。ベントチルとは、ランタンク内に充填した推進剤の一部をランタンク上部から系外放出（ベント）することで、ランタンク内の圧力を下げ、液相が減圧沸騰する際の蒸発潜熱で液温を低下させる充填方式であり、極低温のロケット推進剤をタンクに充填する際にも行われる場合がある。

[71-72]

ベントチルによりタンク内液温を変化させた4ケースの N_2O 流し試験の初期条件を Table 4-2 に示す。なお、これらの試験はすべて自己加圧により流体の供給を行い、 $d_{inj} = 1.4 \text{ mm} \times 8$ のインジェクタプレートを用いた。

Table 4-2 Test conditions of the vent chill tests.

#	Feeding method	Test type	Initial tank temperature	Initial tank pressure	Area of the injector
Flow21	Self	Cold flow	289.50 K	4.82 MPa	$1.23 \times 10^{-5} \text{ m}^2$ ($\phi 1.4 \text{ mm} \times 8$)
Flow22			282.01 K	4.07 MPa	
Flow23			262.55 K	2.48 MPa	
Flow24			247.66 K	1.54 MPa	
Flow25			231.09 K	0.87 MPa	

4-4-2. 供給温度と圧力

異なる初期液温かつ初期タンク圧で実施した N_2O 流し試験 Flow21-25 にて得られた計測結果として、各部温度を Fig. 4-8、各部圧力を Fig. 4-9 に示す。各試験の温度条件を比較すると、Table 4-2 に示した初期液温が低い試験条件ほど供給中のインジェクタ上流温度も低く、最も低い温度条件である Flow25 に至っては、初期および供給中液温は 230 K 程度まで低下していることがわかる。各試験の圧力履歴を比較すると、液温が低い条件ほど供給圧が低くなっていることに加え、ランタンクからインジェクタまでの圧力損失が低下している。これは、供給圧の低下に伴って流速が低下したためと推察される。

また、特に低温条件である Flow24 や Flow25 では、供給開始直後や供給中にインジェクタ温度および圧力が大きく脈動している傾向がみられる。これは流動する N_2O が局所的に凝固し、固相を形成することで流路を閉塞させ、温度および圧力変化に影響を与えたものと考えられる。インジェクタからの排出を撮影した動画からも、断続的に白色の固体が噴射される様子が確認できている。 N_2O は常圧下では沸点と凝固点が極めて近い（1 気圧での沸点：184.68 K、三重点：182.33 K）のが特徴的であり、Flow25 における供給圧は 1 MPa 程度であることから、液温が高圧により凝固点を局所的に下回ることが十分にあり得ると考えられる。

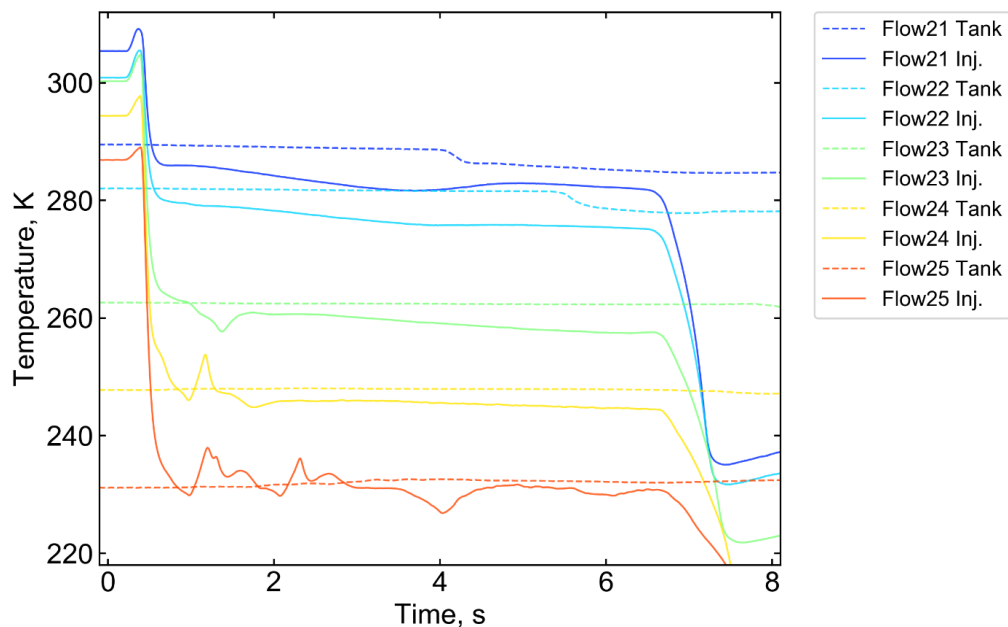


Fig. 4-8 Time series of temperature for Flow21-25.

第4章 気液二相流流動特性

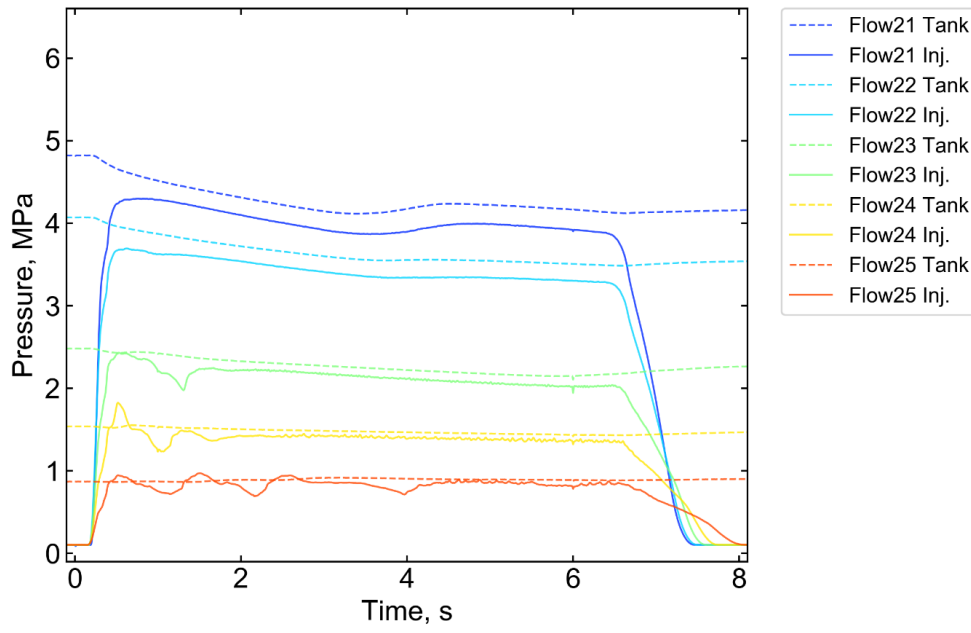


Fig. 4-9 Time series of pressure for Flow21-25.

4-4-3. 流体温度と流量係数

実測したインジェクタ温度および圧力を用い、Eq. 4-9 により算出した流量履歴を Fig. 4-10 に示す。なお、流量係数はこれまでと同様に、Eq. 4-8 により推定した。各試験における流量を比較すると、液温が下がる、すなわち供給圧が低下するほど排出流量も減少していることがわかる。ここで、流量をインジェクタ圧で整理した結果を Fig. 4-11 に示す。なお、図中のプロットには代表点として X+1, 2, 3, 4 の値を使用した。また、同図中に Eq. 3-8 を理論式とした場合に想定される流量カーブを破線にて併記した。ここで、流量係数および流体密度は Flow21 の供給中の平均値として、 $C_d = 0.40$ 、 $\rho_L = 850 \text{ kg/m}^3$ を用いた。理論流量と実験結果を比較すると、Flow21 や Flow22 といった液温が比較的高い試験条件ではよい一致を示すのに対し、液温が低下するにつれて実験値が理論値からかい離している。通常、液温低下に伴う密度増加により、理論流量も増大するため、実験結果との差異がさらに大きくなる。したがって、この差異の原因は密度の影響ではなく、液温による直接的な影響であると考えられる。

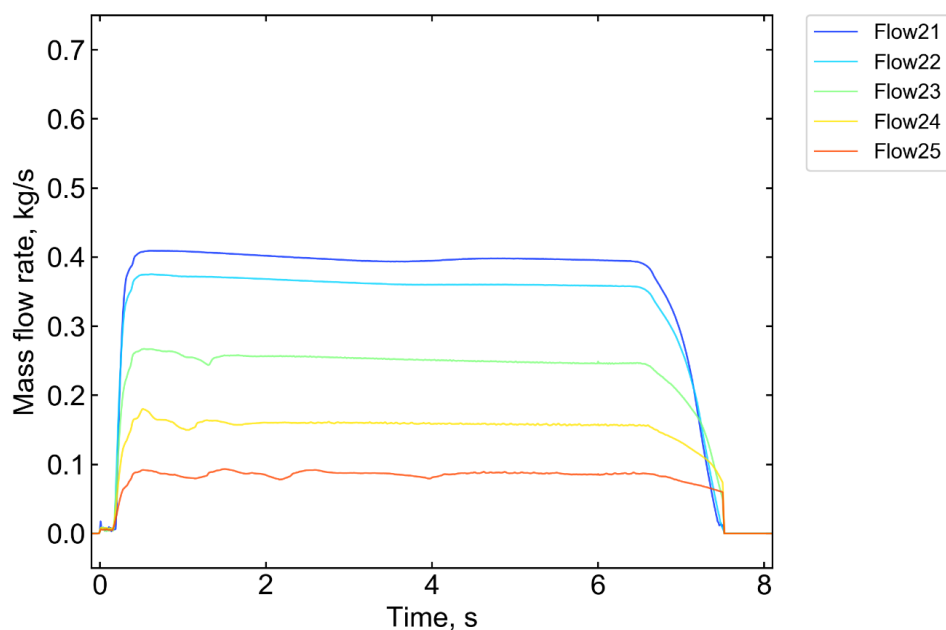


Fig. 4-10 Time series of mass flow rate for Flow21-25.

第4章 気液二相流流動特性

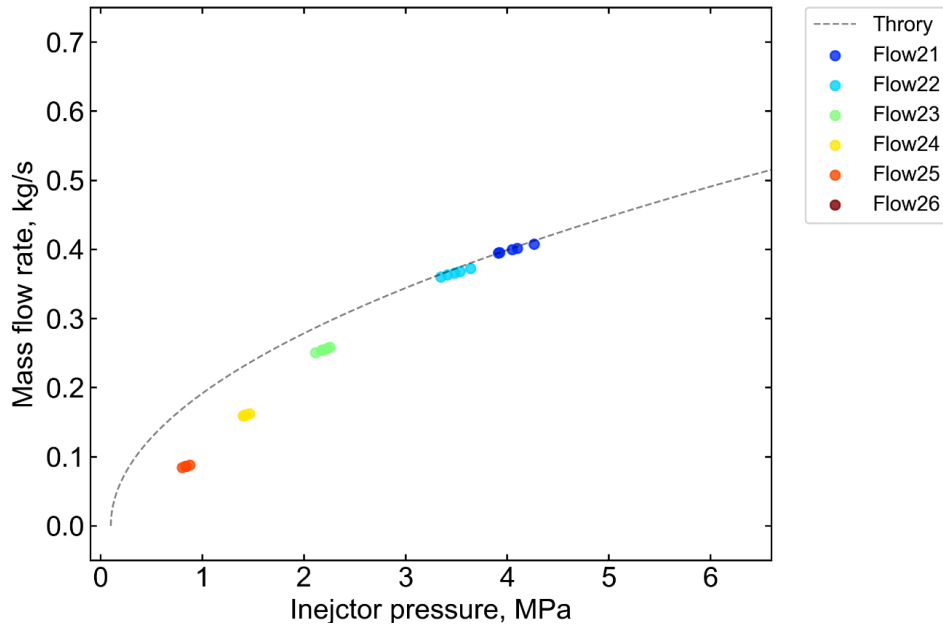


Fig. 4-11 Mass flow rate vs injector pressure for Flow21-25.

同インジェクタを用いて実施した他の温度条件における試験結果も追加して流量係数とインジェクタ温度の関係を整理した結果を Fig. 4-12 に示す。両者の比較から、インジェクタに流入する N_2O の液温が低いほど流量係数も小さくなり、流し試験における流量係数と温度の間には線形性の強い ($R^2 = 0.95$) 正の相関があることが明らかになり、次の回帰式が得られた。

$$C_d = 0.005T_{inj} - 0.922$$

Eq. 4-12

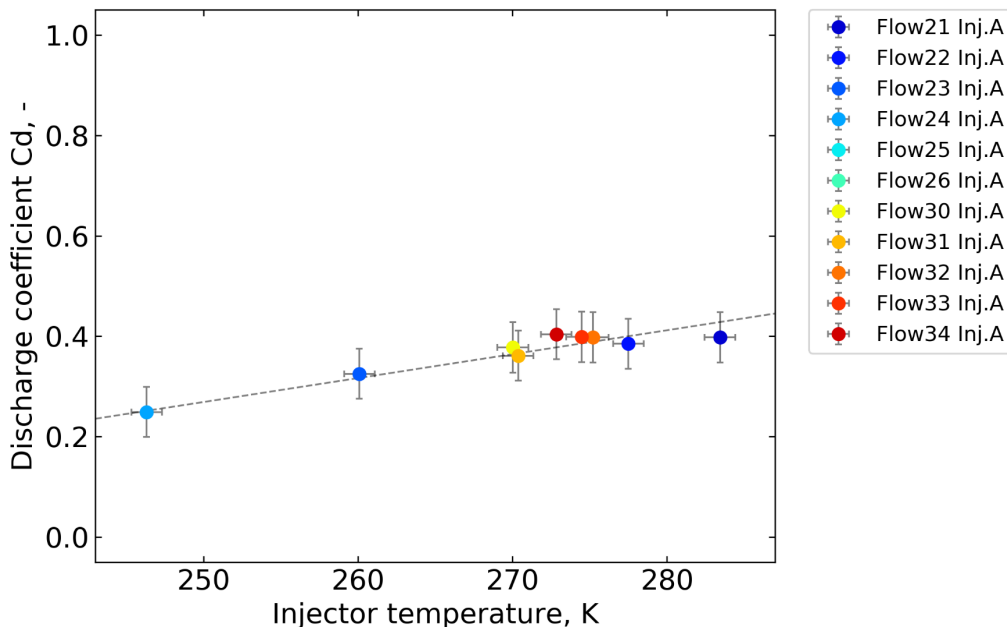


Fig. 4-12 Discharge coefficient vs injector temperature for Injector A.

4-4-4. ボイド率と熱力学的効果

流体温度とボイド率の関係を明らかにするため、インジェクタ上流温度とボイド率の相関を Fig. 4-13（排出中の平均値）と Fig. 4-14（X+1, 2, 3, 4 とそれらの平均値）に示す。これらの比較結果より、インジェクタ上流温度すなわち流体温度が上昇するにつれてボイド率が低下する傾向にあることが明らかになった。

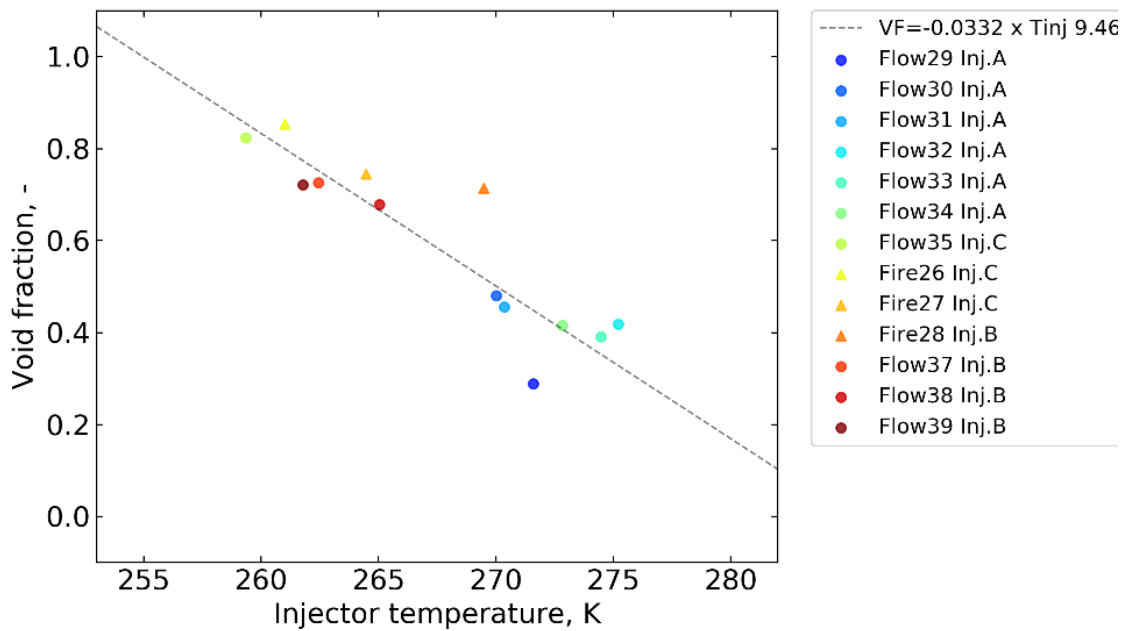


Fig. 4-13 Void fraction vs average injector temperature.

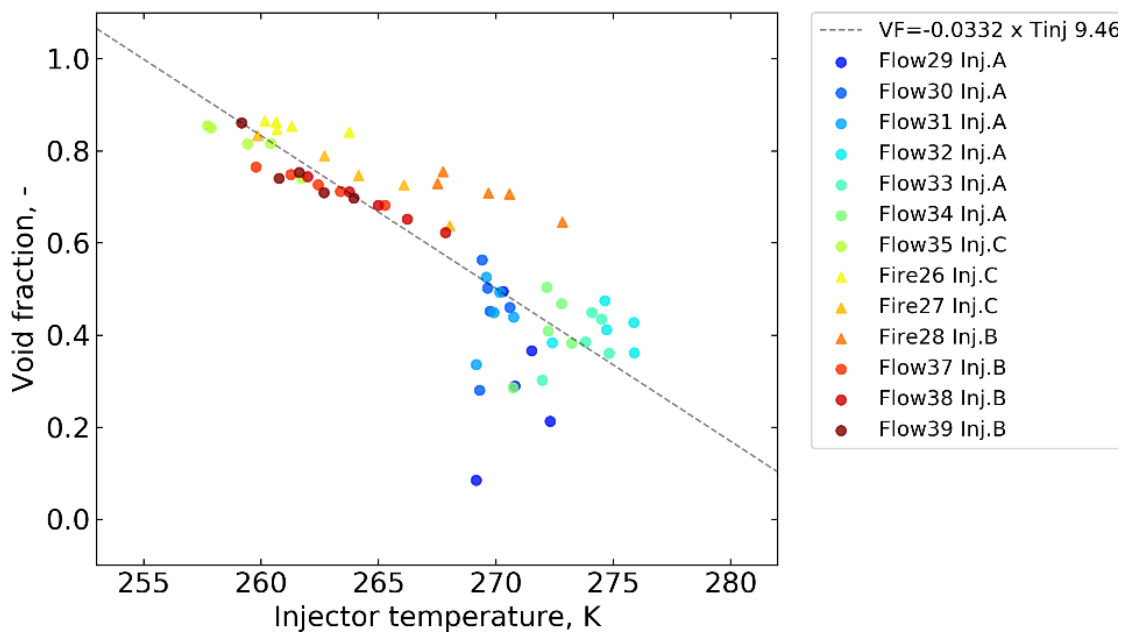


Fig. 4-14 Void fraction vs injector temperature (each time).

第4章 気液二相流流動特性

一般に、常温水を除く多くの流体では、Eq. 4-13 により示されるキャビテーション数が同じ場合、主流温度が高いほどキャビテーションにより生成される気泡の体積が抑制されることが知られている。この効果はキャビテーションの熱力学的効果（Thermodynamic effect of cavitation）と呼ばれている。[27,73-74]

$$\sigma = \frac{p - p_{sat}}{\frac{1}{2}\rho u^2} \quad \text{Eq. 4-13}$$

ここで、 $\sigma [-]$ ：キャビテーション数、 p [Pa]：流体圧力、 p_{sat} [Pa]：飽和蒸気圧、 ρ [kg/m³]：流体密度、 u [m/s]：流速である。しかしながら、自己加圧供給では流体は気液平衡状態で流動するためキャビテーション数はほぼゼロである。

キャビテーションの熱力学的効果は、キャビティの初生および成長に伴い蒸発潜熱が奪われ、気泡周囲の局所的な温度低下によって飽和蒸気圧が下がることで、蒸発が抑制されることに起因すると考えられている。流体の熱物性値の関係から、液化天然ガスや液体水素などの極低温流体や、高温水、冷媒などで、それぞれの主流温度が高いほど熱力学的効果が顕在化する、すなわち生成する気泡体積の抑制効果が大きくなることが知られている。このようなキャビテーションの体積抑制に関わる熱力学的効果パラメータは次式にて定義される。[27]

$$\Sigma = \frac{\rho_G^2 (h_G - h_L)^2}{\rho_L^2 c_{p,L} T \sqrt{\alpha_L}} \quad \text{Eq. 4-14}$$

ここで、 Σ [m/s^{3/2}]：熱力学的効果パラメータ、 ρ_G [kg/m³]：飽和蒸気密度、 ρ_L [kg/m³]：飽和液密度、 h_G [J/kg]：飽和蒸気比エンタルピー、 h_L [J/kg]：飽和液比エンタルピー、 $c_{p,L}$ [J/kg-K]：飽和液定圧比熱、 α_L [m²/s]：熱拡散率である。代表的なロケット推進剤や予備試験に用いられる流体と CO₂ や N₂O との Σ の比較結果を Fig. 4-15 に示す。なお、Fig. 4-15 の横軸は関連研究[27,73-74] にならい、次式にて流体温度を無次元化した値である。

$$T_{non-dimensional} = \frac{T - T_{trip}}{T_{crit} - T_{trip}} \quad \text{Eq. 4-15}$$

ここで、 T [K]：流体の主流温度、 T_{trip} [K]：三重点温度、 T_{crit} [K]：臨界温度である。

種々の流体との比較からわかるように、常温にて運用する場合、CO₂ や N₂O の熱力学的効果パラメータは極めて大きく、それに伴ってキャビテーションにより生成される気泡の体積を抑制する効果も顕在化すると考えられる。

以上のことから、Fig. 4-13 に示した、インジェクタ上流におけるボイド率と流体温度の相関は熱力学的効果により定性的に説明することができ、流体温度の上昇に伴って Σ が増加することで気泡成長が抑制され、ボイド率が小さくなるとともに、流量係数は小さくなったと考えられる。

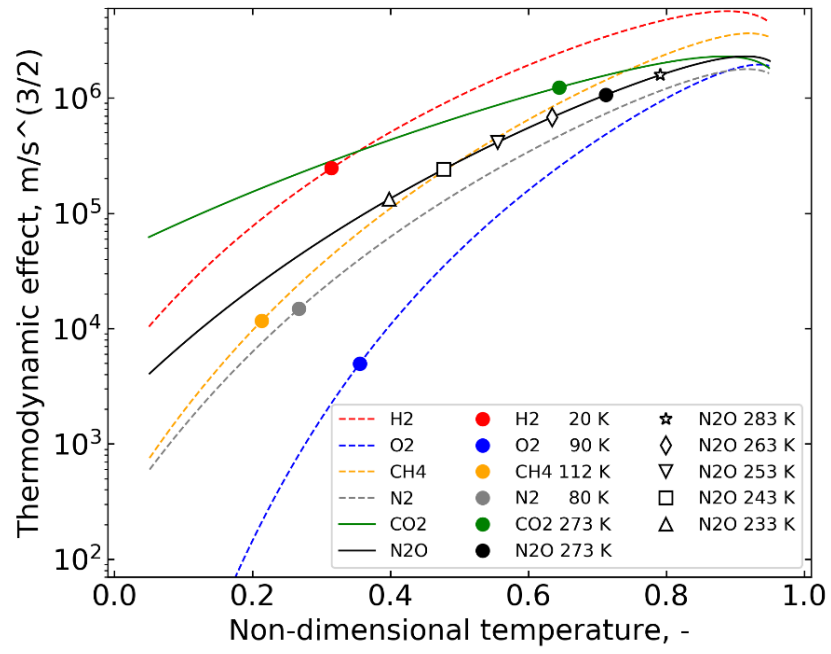


Fig. 4-15 Comparison of thermodynamic effect between typical fluids and nitrous oxide.

4-5. 下流圧の影響 —臨界二相流—

4-5-1. 下流圧の影響

本章において、流量および流量係数に対するインジェクタ下流圧の影響を評価するうえで対象とした試験条件を Table 4-3 に示す。

Table 4-3 Test conditions of the tests

#	Test type	Initial tank pressure	Total mass flow
FlowTest#01 (Flow18)	Cold flow	2.6 MPa	3.0 kg
FireTest#01 (Fire18)	Hot firing	2.5 MPa	3.0 kg
FireTest#02 (Fire22)	Hot firing	3.0 MPa	3.3 kg

(1) N₂O 流し試験

自己加圧供給による N₂O 流し試験である Flow18 の各部圧力計測結果を Fig. 4-16、温度計測結果を Fig. 4-17 に示す。ランタンクからインジェクタまでの平均圧力損失は 0.74 MPa、インジェクタ差圧は 1.4 MPa であり、インジェクタ圧力比（下流圧／上流圧： p_c/p_{inj} ）は 0.07 程度であった。ランタンク頂部（気相）と底部（液相）の温度差は 8.3 K、ランタンクからインジェクタまでの平均温度低下量は 16 K 程度であった。

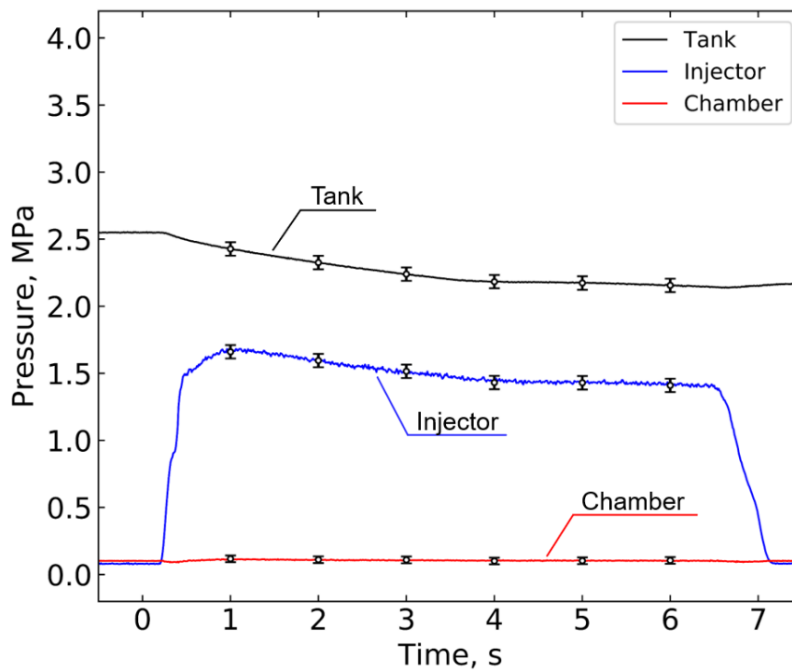


Fig. 4-16 Time series of pressure for Flow18.

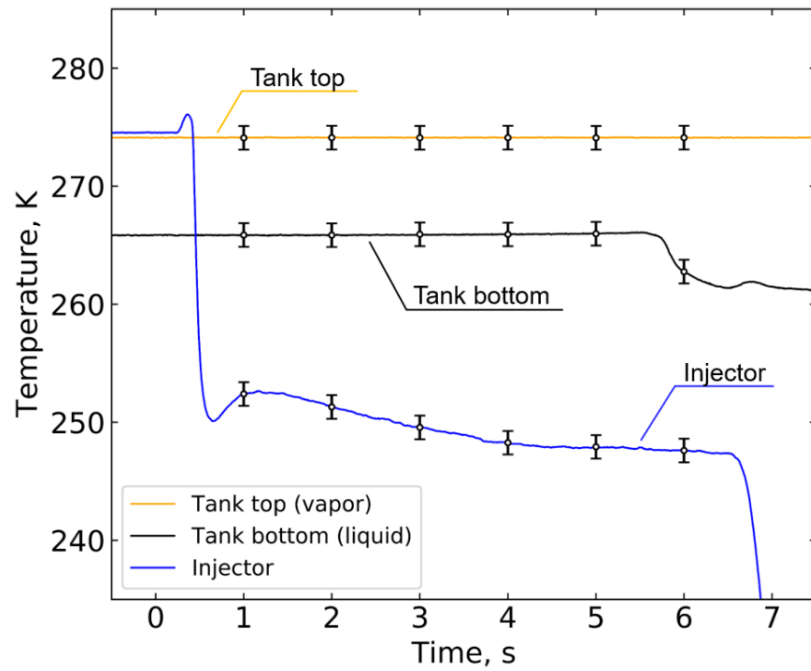


Fig. 4-17 Time series of temperature for Flow 18.

(2) 低燃焼圧試験

長さ 250 mm の固体燃料を（燃焼室）を用いた低燃焼圧での燃焼試験である Fire18 にて取得した各部圧力計測結果を Fig. 4-18, 温度計測結果を Fig. 4-19 に示す. ランタンクからインジェクタまでの平均圧力損失は 0.70 MPa, インジェクタ差圧は 1.0 MPa であり, p_c/p_{inj} は 0.30 程度であった. ランタンク頂部（気相）と底部（液相）の温度差は 8.4 K, ランタンクからインジェクタまでの平均温度低下量は 15 K 程度であった.

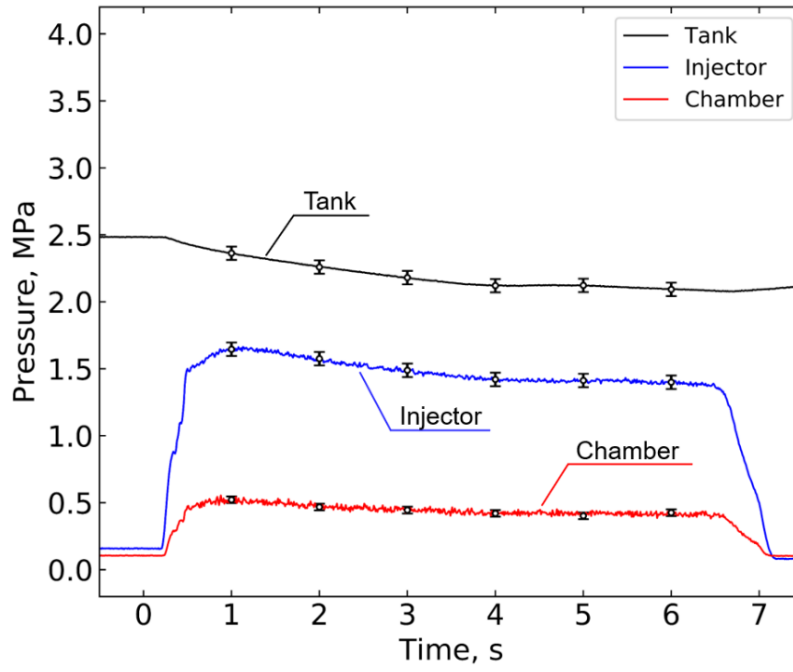


Fig. 4-18 Time series of pressure for Fire18.

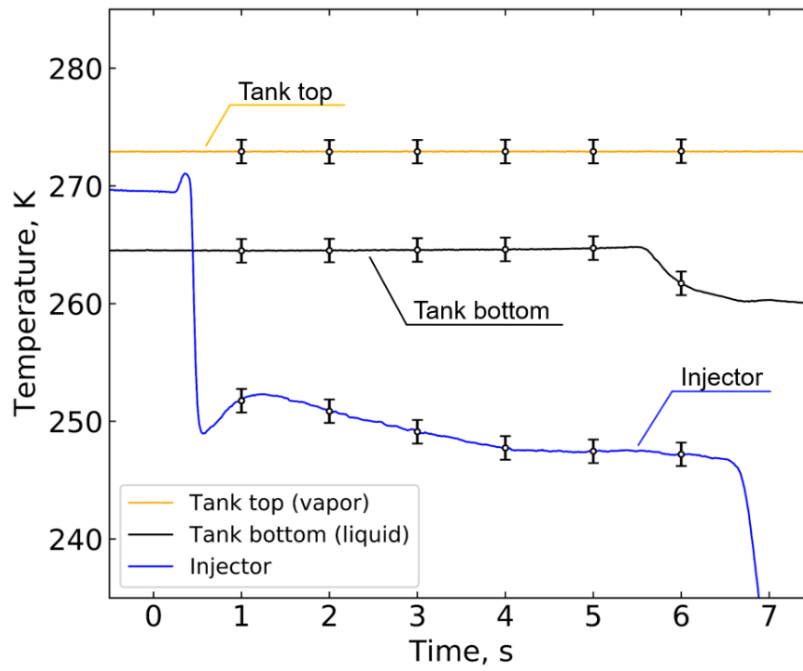


Fig. 4-19 Time series of temperature for Fire18.

(3) 高燃焼圧試験

長さ 500 mm の固体燃料（燃焼室）を用いた燃焼試験である Fire22 にて取得した各部圧力計測結果を Fig. 4-20, 温度計測結果を Fig. 4-21 に示す. ランタンクからインジェクタまでの平均圧力損失は 0.79 MPa, インジェクタ差圧は 0.78 MPa であり, p_c/p_{inj} は 0.57 程度であった. ランタンク頂部（気相）と底部（液相）の温度差は 8.4 K, ランタンクからインジェクタまでの平均温度低下量は 15 K 程度であった.

類似した条件にて実施した試験にて得られた結果からも, ランタンク内の充填圧力や液温, 温度差は充填工程に強く依存していることが明らかになっている. ただし本章で示している試験 Flow18, Fire18, Fire22 では, 充填工程や充填量, 温度などの条件が極めて近く, 各試験の初期条件も酷似したものと考えられる. ここで, 各試験における気液二相流インジェクタ流動特性に関連する重要なパラメータを Table 4-4 にまとめる.

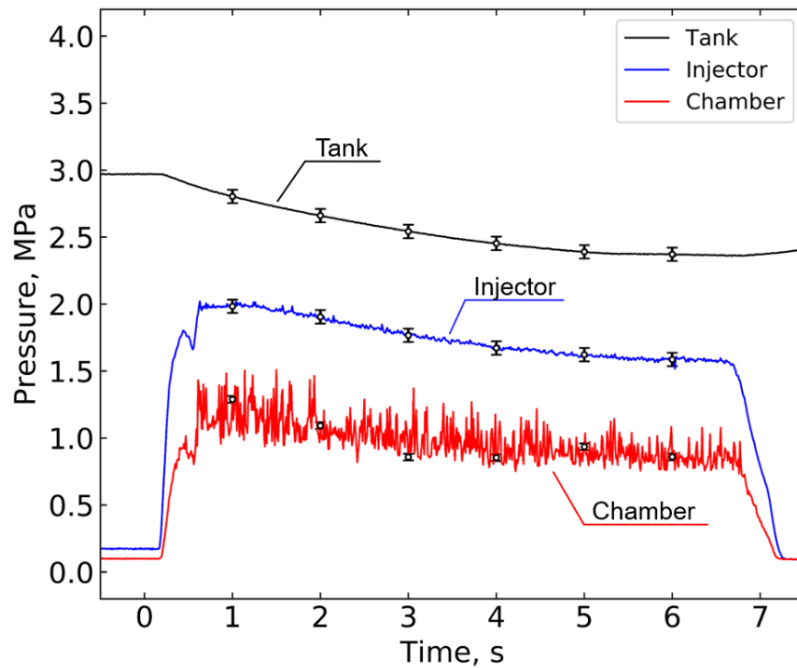


Fig. 4-20 Time series of pressure for Fire22.

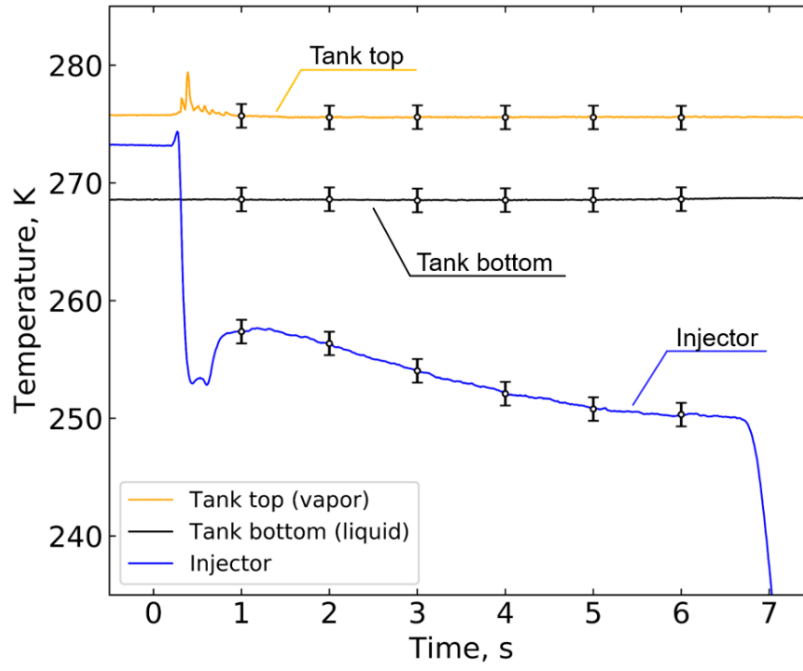


Fig. 4-21 Time series of temperature for Fire22.

Table 4-4 Typical parameters for injector flow characteristics.

#	Mass flow rate $\dot{m}_{ave}$ [kg/s]	Mass flux $\dot{m}_{ave}/A_{inj}$ [kg/(m ² ·s)]	Injector pressure		Pressure ratio $p_{c,ave}/p_{inj,ave}$ [-]	Discharge coefficient C_d [-]
			upstream $p_{inj,ave}$ [MPa]	downstream $p_{c,ave}$ [MPa]		
FlowTest#01 (Flow18)	0.52	10.6×10^3	1.43	0.10	0.07	0.199
FireTest#01 (Fire18)	0.51	9.9×10^3	1.41	0.43	0.30	0.228
FireTest#02 (Fire22)	0.56	11.0×10^3	1.70	0.95	0.56	0.292

4-5-2. 二相流臨界流れ

本節で述べているすべての試験にて $\phi 2.8 \text{ mm} \times 8$ のインジェクタプレートを使用しているため、各試験におけるインジェクタ面積 A_{inj} とインジェクタオリフィス流量係数 C_d はほぼ同じであると考えられる。しかしながら、Table 4-4 に示した各試験における C_d は 0.20-0.29 の範囲でばらついていた。一方で、Fig. 4-22 に示した酸化剤室流量履歴に注目すると、それぞれの平均流量は Flow18 : 0.52 kg/s, Fire18 : 0.51 kg/s, Fire22 : 0.56 kg/s であり、インジェクタ下流圧（燃焼圧）が異なるにも関わらず、Flow18 と Fire18 の質量流量はエラーバーの範ちゅうで一致していることがわかる。

Flow18 を基準条件とし、平均流量や流量係数、インジェクタ差圧、 p_c/p_{inj} について Flow18 に対する Fire18 および Fire22 の割合を Table 4-5 にまとめた。その結果、流量係数のばらつきはインジェクタ差圧に起因する可能性が示唆され、その誤差は 1 %未満であった。

上記の実験事実について考察するため、質量流束と p_c/p_{inj} の関係性を評価した結果を Fig. 4-22 に示す。ここで、異なるインジェクタを使用した関連研究との定性的な比較を行うため、質量流量をインジェクタ面積で除した質量流束を評価パラメータとして採用した。関連研究としては、Waxman et al.により報告された結果を併記している。^[47] Waxman et al.による試験結果では、インジェクタ上流圧が高いほど臨界二相流が形成され、下流圧に因らず流量が一定に漸近する傾向が顕著である。また、 p_c/p_{inj} が 0.5 程度よりも小さい範囲では質量流束が一定であるが、 p_c/p_{inj} が増加すると質量流束が減少している。このような傾向は、他の関連研究でも報告されており、Ebrahimi et al.による p_c/p_{inj} のしきい値（臨界圧力比）は 0.45 であった。^[46]

本章で示している試験におけるインジェクタ差圧および p_c/p_{inj} はそれぞれ、Flow18 : 1.33 MPa, 0.07, Fire18 : 0.98 MPa, 0.30, Fire22 : 0.75 MPa, 0.56 であった。Flow18 と Fire18 における p_c/p_{inj} は Ebrahimi et al.により示された臨界圧力比よりも十分に小さいため、質量流量はインジェクタ下流圧に依存せず流れがチョークし臨界二相流を形成していたことが示唆された。Fire22 では、燃焼に伴うインジェクタ下流圧の大きな振動がみられ、その結果として p_c/p_{inj} も振動している。 p_c/p_{inj} の変動範囲は 0.45-0.78 程度であり、臨界圧力比と想定される値をまたいでいる可能性が示唆される。したがって、Fire22 においては流れのチョーク判定は容易ではない。一方 Table 4-5 より、インジェクタ上流圧と質量流量の関係から、試験同士の質量流量のばらつきはインジェクタ上流圧の 1/2 乗のばらつきと誤差 1 %以内で一致していることがわかる。この事実、インジェクタ下流圧が質量流量に影響を与えないことを示している。したがって、Table 4-5 に示した計

第4章 気液二相流流動特性

測結果の平均値を用いた推定では、すべての試験において二相流はインジェクタでチョークし、臨界二相流を形成していたと判断できる。

一方で、Fire22 における p_c/p_{inj} の最大値は 0.78 まで振動していることも事実であり、当該条件下でもインジェクタで流れがチョークしていた可能性は低く、実際には燃焼に伴う圧力振動により見かけ上 p_c/p_{inj} が臨界圧力比を上回ったと考えられる。このことから、不安定燃焼による燃焼振動がインジェクタ流れのチョーク判定に大きな影響を与える可能性が示唆された。

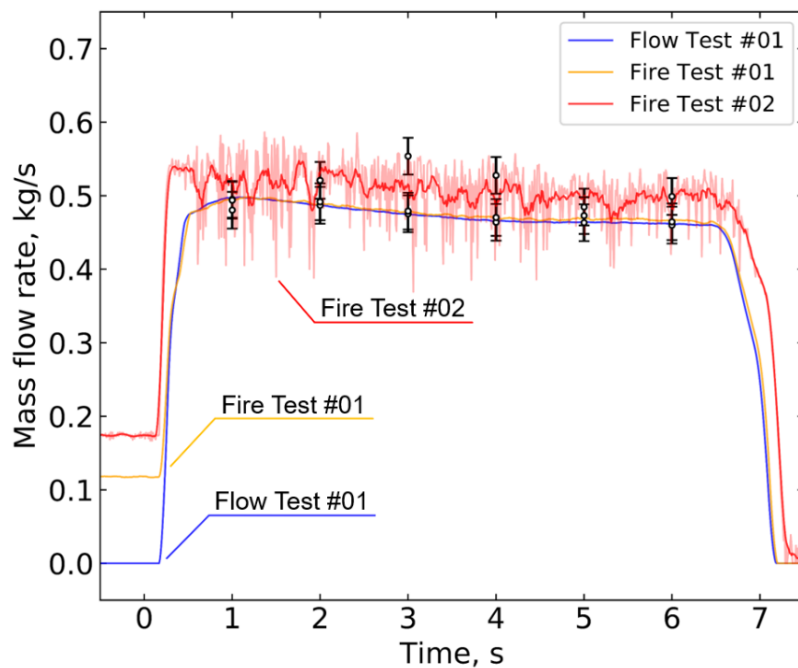


Fig. 4-22 Time series of estimated mass flow rate for Flow Test #01, Fire Test #01, and Fire Test #02. The dashed gray line represents the measured data of Fire Test #02, while the solid black line represents a 10-point moving average.

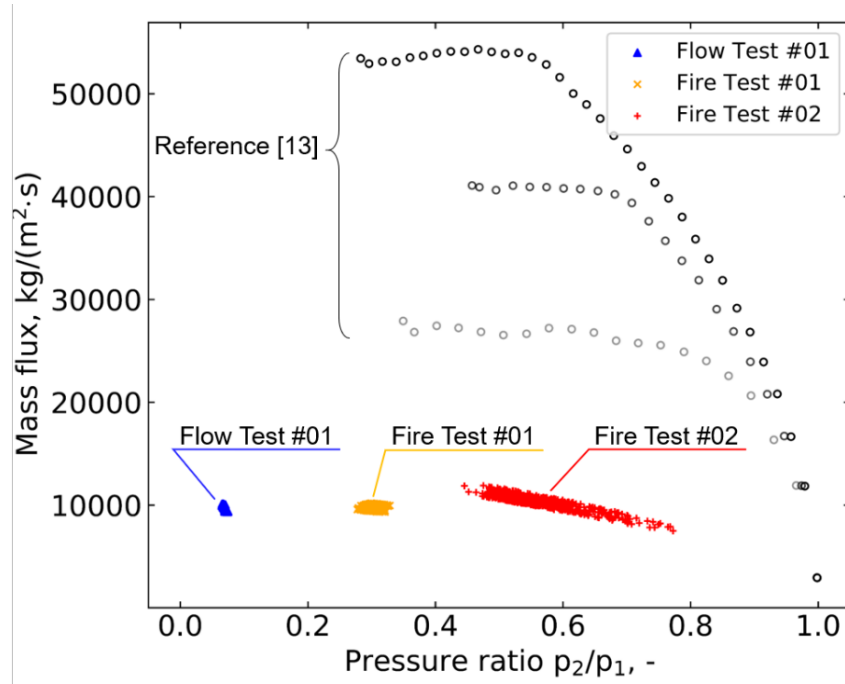


Fig. 4-23 Comparison of results obtained from our tests with the findings of Waxman et al. [47] The three groups of plots at the bottom of the figure are our test results, and they include time series pressure oscillations. Open circles: test results of Waxman et al. Higher upstream pressure indicates greater mass flux.

Table 4-5 The ratio of the values related to the mass flow rate calculation to Flow18.

	Average mass flow rate	Discharge coefficient	Average injector differential pressure (square root)	Average injector upstream density (square root)	Average injector upstream pressure (square root)
FlowTest#01 (Flow18)	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
FireTest#01 (Fire18)	0.98	1.15	0.86	1.00	0.99
FireTest#02 (Fire22)	1.08	1.47	0.75	0.99	1.09

4-5-3. 燃焼振動の影響

各試験にて取得した推力履歴を Fig. 4-24 に示す。Flow18 および Fire18 では大きな振動が見られないのに対し、Fire22 では燃焼圧と同様に推力にも大きな振動が見られるため、不安定燃焼であったと考えられる。^[4] そこで、Fire22 にて取得したインジェクタ圧力、燃焼圧、推力について周波数解析を実施した結果を Fig. 4-25 に示す。なお周波数解析は定常燃焼区間と見られる X+1-6 である。推力について、特徴的な周波数ピークは 77 Hz, 124 Hz, 856 Hz であった。

77 Hz について、はインジェクタ圧力および燃焼圧にもわずかなピークが見られるため、供給系と燃焼とのカップリングによる連成振動であるチャギングであると考えられる。^[4] 一方、124 Hz は推力特有の周波数帯であるため、供給および燃焼とは相関のない構造系のピークであると考えられる。856 Hz については、燃焼圧にも同じ周波数帯域にピークが見られる。したがって、不安定燃焼に起因する燃焼振動を表していると考えられる。燃焼室が音響的に閉じていると仮定すると、気柱の振動周波数は Eq. 4-16 で表すことができる。^[4]

$$f = \frac{a}{2L_{cham}} \quad \text{Eq. 4-16}$$

NASA CEA^[75] により算出した燃焼ガスの音速 a を 864 m/s, 燃焼室の長さ L_{cham} を 0.5 m とすると、Eq. 4-16 により得られる気柱振動周波数 f は 864 Hz となり、これは Fig. 4-25 に示す周波数ピークと一致するため、このピークは音響振動に由来すると判断できる。また、高速度カメラ (10,000 fps) による燃焼火炎の可視化評価から、燃焼室内で N_2O の供給が脈動し、燃焼火炎が軸方向に振動していることも明らかになっている (Fig. 4-26)。この火炎の振動の周波数帯域は 800-900 Hz であり、上記のピークと一致していることがわかった。

前述のように、一般にインジェクタ圧力比 p_c/p_{inj} が臨界圧力比よりも小さい場合、インジェクタ流れはチョークし、質量流量は下流の圧力の影響を受けない。一方で、実験的に得られた結果より、 N_2O の供給圧（インジェクタ圧）と燃焼圧はチャギングや音響振動といった燃焼振動によって変動することが明らかになった。したがって、燃焼により下流圧が上昇し、 p_c/p_{inj} が臨界圧力比を超えると、流れがチョークせず、質量流量はインジェクタ差圧の平方根に比例する可能性が示唆される (Table 4-5)。Fire22 では、燃焼振動による p_c/p_{inj} の変動振幅最大値が臨界条件を超えると考えられ、燃焼圧の変動により、流れがチョーク／非チョークを繰り返している可能性がある。

第4章 気液二相流流動特性

供給系と燃焼の連成振動を評価するうえで有用なパラメータとしてインジェクタレジスタンスが挙げられ、ここでは以下のように定義する．

$$R_{inj} = \frac{\rho(p_1 - p_2)}{\dot{m}^2} \quad \text{Eq. 4-17}$$

ここで、 R_{inj} [$1/\text{m}^4$]：インジェクタレジスタンス、 ρ [kg/m^3]：流体密度、 p_1 [Pa]：上流圧、 p_2 [Pa]：下流圧、 $\dot{m}$ [kg/s]：質量流量である．しかし、気液二相流の密度を推定することは容易ではないため、ここでは、流体密度をインジェクタ上流圧力における飽和液密度、上流圧をインジェクタ圧、下流圧を燃焼圧とすることで、 R_{inj} を推算した．得られた R はそれぞれ、Flow18： $5.06 \times 10^9 \text{ m}^4$ 、Fire18： $3.88 \times 10^9 \text{ m}^4$ 、Fire22： $2.41 \times 10^9 \text{ m}^4$ であった．Eq. 4-17により得られた R_{inj} と p_c/p_{inj} の関係から、本章で述べてきた試験について以下の知見を得た．

- R_{inj} が $3.88 \times 10^9 \text{ m}^4$ より大きく、 p_c/p_{inj} が0.30より小さい場合：インジェクタ流れがチョークし、連成振動が発生しない．
- R_{inj} が $2.41 \times 10^9 \text{ m}^4$ より小さく、かつ p_c/p_{inj} が0.78より小さい場合：インジェクタ流れがチョークせず、連成振動が見られる．

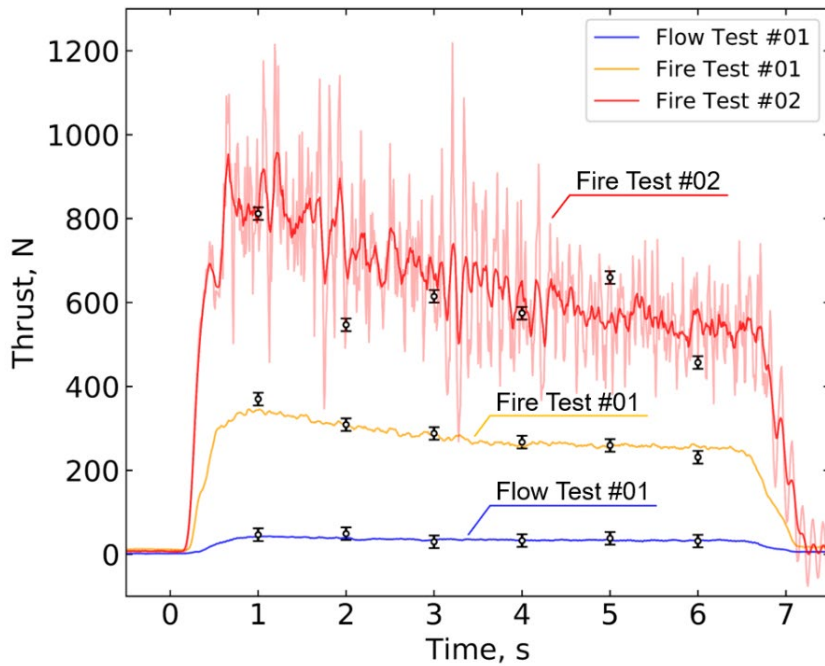


Fig. 4-24 Thrust time series of Flow Test #01, Fire Test #01, and Fire Test #02. The dashed gray line represents the measured data of Fire Test #02, while the solid black line represents a 10-point moving average.

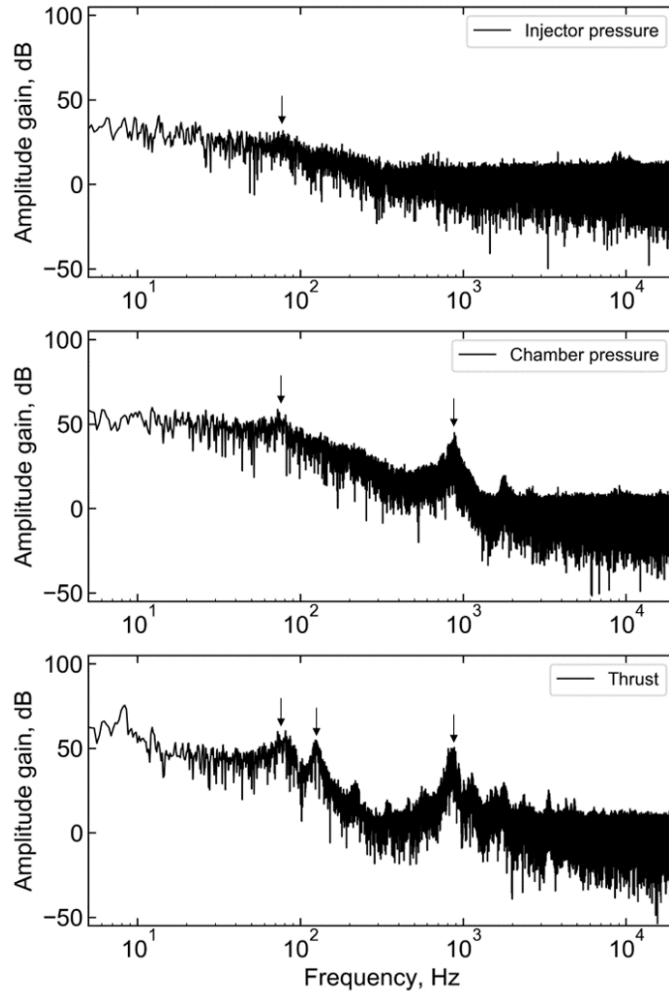


Fig. 4-25 FFT analysis of injector pressure, chamber pressure, and thrust in Fire22.

ハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内火炎を可視化高速撮影した一例を Fig. 4-26 に示す。この高速撮影結果はシャッター速度：1/90 万 s，撮影速度 10,000 fps で撮影した画像群を時系列で並べたものである。連続した画像を比較することで，最も発光している部分が縦波として脈動していることが明らかになった。

この脈動周波数を明らかにするため，Fig. 4-27 に示すように画像を流路方向に 20 分割し，それぞれの平均輝度値を時系列で並べた結果を Fig. 4-28，得られた平均輝度値を周波数解析した結果を Fig. 4-29 に示す。Fig. 4-29 から，850-900 Hz 付近に最大ピークが存在し，その倍数成分にもピークが見られた。この最大ピークの周波数帯は前項にて述べた燃焼圧および推力における周波数ピークとも一致していることから，画像解析からも燃焼振動の挙動を評価することに成功した。

第4章 気液二相流流動特性

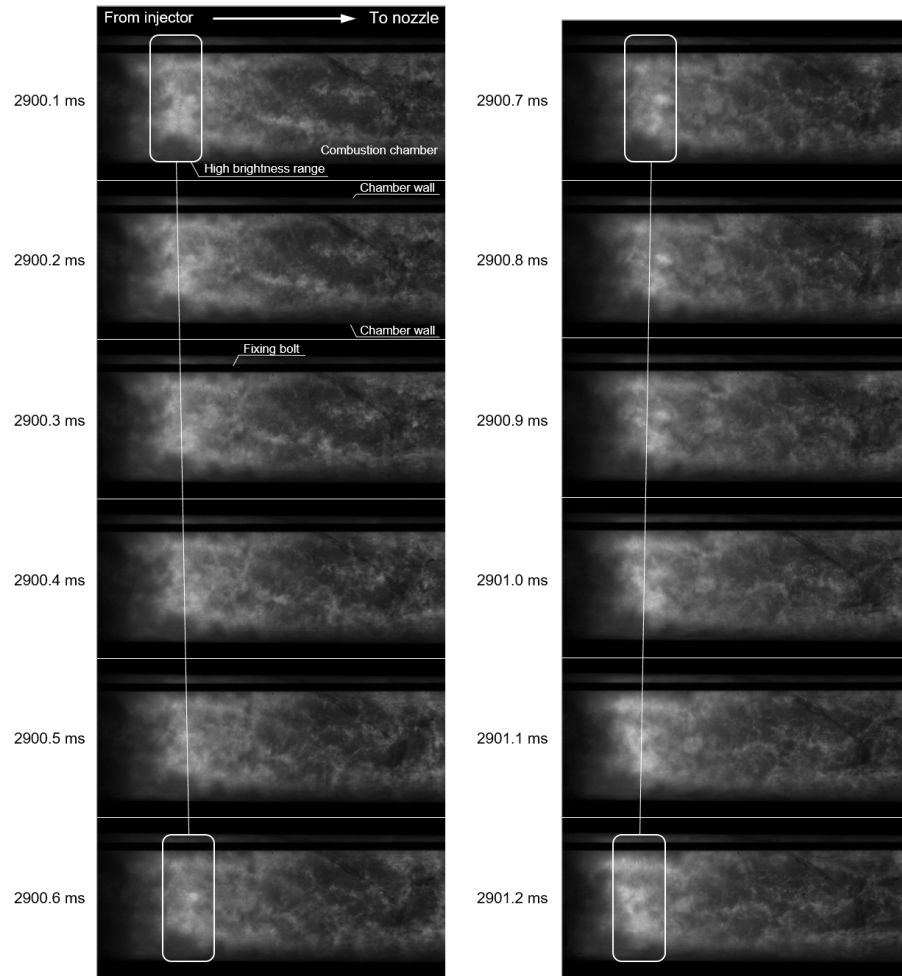


Fig. 4-26 Snapshot of combustion chamber. High-speed image of the flame inside the combustion chamber (shutter speed: $1/900,000$ s, shooting speed: 10,000 fps).^[33]

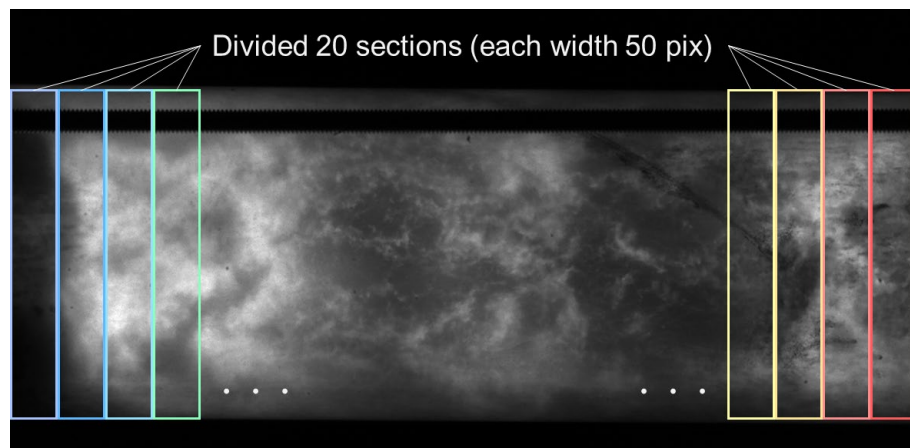


Fig. 4-27 Evaluation method of light emission cycle and combustion oscillation by image analysis.

第4章 気液二相流流動特性

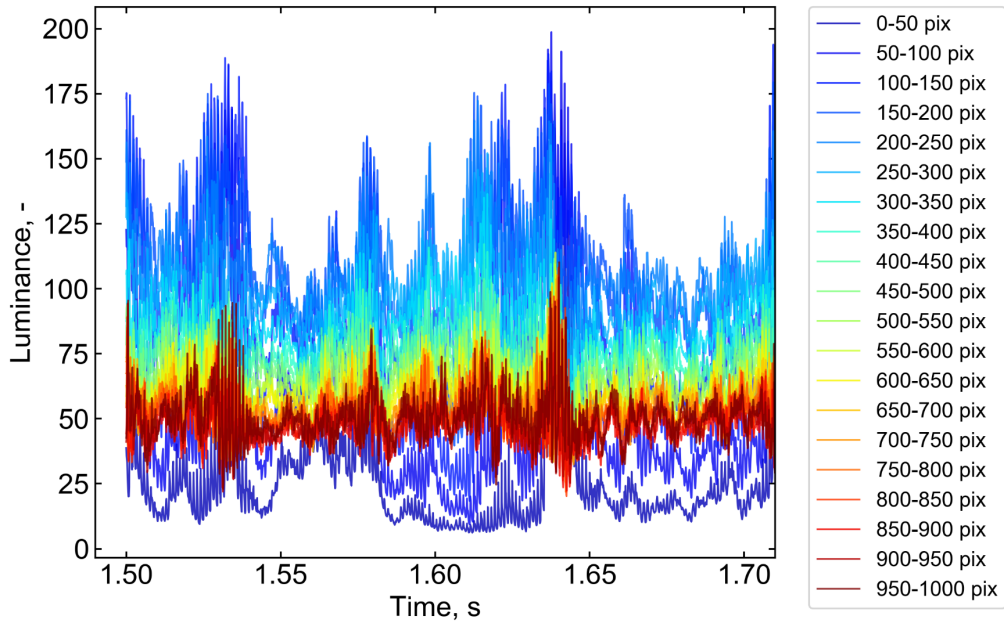


Fig. 4-28 Time series of Average luminance for each 20-divided image.

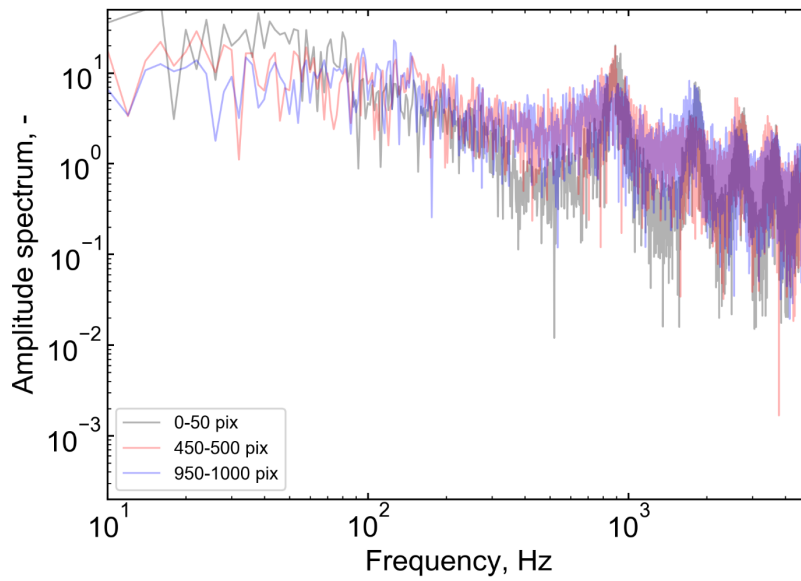


Fig. 4-29 FFT analysis of chamber visualization result for each divided image.

4-6. 本章のまとめ

第4章では、 N_2O の自己加圧供給に伴う非定常気液二相流において得られた流動特性について論じた。パラメータとしては、流量や流体温度、インジェクタ下流圧を変化させ、ボイド率やインジェクタ流れに与える影響を評価した。

流量については、異なるポート径のインジェクタ三種類を用いることで、流量およびタンク内減圧速度とボイド率、流量係数との関係を明らかにした。流体温度については、ベントチルによりタンク内液温を下げることで、ボイド率や流量係数に与える影響を明らかにした。インジェクタ下流圧については、燃焼を伴わない N_2O 流し試験と短い固体燃料を用いた比較的燃焼圧の低い燃焼試験、通常の固体燃料を用いた燃焼試験の3ケースを実施し、臨界二相流の有無や燃焼振動の影響を評価した。本章で得られた結論は以下の通りである。

- (1) 可視化高速撮影により得られた結果から、当該流れ場における気泡数密度は 10^9 - 10^{13} オーダーであると推察される。また、気泡流速を平均流速と見なした場合の推定ボイド率は 0.3 程度であると考えられる。
- (2) 静電容量型ボイド率計の計測結果から、比較的小流量でのインジェクタ上流における初期ボイド率は 0.3 程度、中・大流量で 0.6 程度以上であることが明らかになった。また、どの流量条件においても時間経過ごとにボイド率は増加傾向にあり、これは減圧沸騰によりタンク出口におけるボイド率が増加していることに起因すると考えられる。
- (3) 上記の知見より、自己加圧供給により形成される気液二相流は微細な気泡を含み、均質流仮定が成立する両相が均一に混ざり合った流れ場であることが明らかになった。
- (4) ランタンク内に充填した N_2O をベントチルすることで、常温から 210 K 程度まで温度を下げる事が可能である。また、温度低下に伴って供給圧も低下するが、これらの関係は気液平衡状態の仮定のものとおおむね推定できる。
- (5) 径の異なる3種類のインジェクタ ($\phi 1.4 \text{ mm} \times 8$, $\phi 2.8 \text{ mm} \times 8$, $\phi 3.8 \text{ mm} \times 8$) による流し試験を実施することで、供給温度や流量をパラメトリックに変化させた結果、ボイド率と供給温度は負の相関、流量係数と供給温度は正の相関、ボイド率と排出流量は負の相関があることが明らかにした。
- (6) 流量係数と供給温度は線形性の強い負の相関があることが明らかになった。これらの関係は熱力学的効果に起因すると推察される。特に N_2O や CO_2 は常温付近にて熱力学的効果が極めて高くその影響が顕著であるため、供給温度の上昇に伴っ

第4章 気液二相流流動特性

て気泡成長が抑制されることで、ボイド率は減少し流量係数は増大することが明らかとなった。

- (7) インジェクタ圧力比があるしきい値（臨界圧力比）を下回る場合、インジェクタを通過する流れは下流圧の影響を受けず、臨界二相流を形成することが明らかになった。また、臨界二相流における流量はインジェクタ上流圧の 1/2 乗に比例する傾向が示唆された。
- (8) 燃焼試験によっては、燃焼振動がみられ、周波数解析を行った結果、チャギングおよび音響振動であると考えられる。特に、チャギングについては圧力振動によるインジェクタ圧力比の変動が臨界圧力比をまたぐことに起因しているとみられ、燃焼振動がインジェクタ流れに影響を与える可能性が示唆された。

流動に伴う圧力損失特性と推定モデルについては第5章、 N_2O を液体酸化剤として用いたハイブリッドロケットエンジンの燃焼および推進特性については第6章で詳説する。

第5章 気液二相流圧力損失特性

5-1. 本章の概要と目的

本章では、自己加圧供給に伴う気液二相流の非定常現象を評価するため、自己加圧供給による N_2O 流し試験に加え、外部から供給した窒素ガスにより加圧供給したサブクール状態の N_2O 流し試験を実施することで、液単相流および気液二相流の圧力特性を明らかにすることを目的とした。また、温度および圧力の変化量から相変化量すなわちボイド率の変化量を推算し、気液二相流の圧力損失を予測するために構築した物理モデルについても述べる。

5-2. 気液二相流の圧力損失

自己加圧に伴う気液二相流のボイド率変化モデルを構築するうえでは、まず単相流、二相流それぞれの流動特性として、圧力損失や伝熱特性を評価する必要がある。そこで、外部から供給した窒素によるガス加圧にてサブクール状態の N_2O を排出した Flow28 と、自己加圧により気液二相流の N_2O を排出した Flow31 を解析し比較することで、液単相流と気液二相流の流動に伴う温度および圧力変化を評価した。

5-2-1. 圧力損失計算

各試験にて取得した計測結果から、液単相および二相流における圧力損失特性を評価するために行った計算過程の概略を Fig. 5-1 に示す。

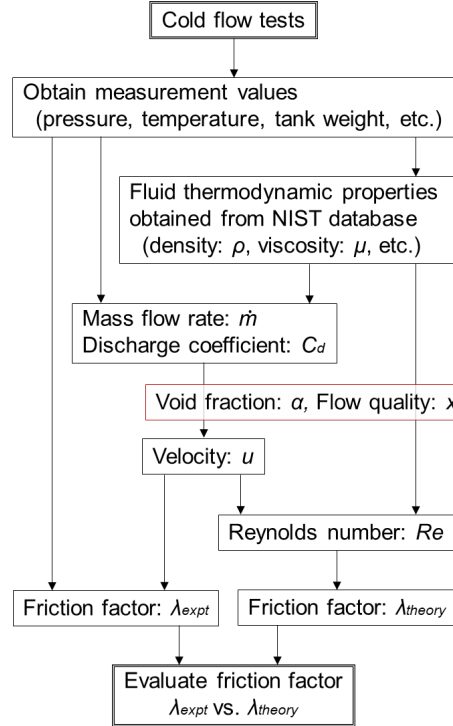


Fig. 5-1 Flowchart of friction factor evaluation for single-phase and two-phase flow.

一般に、管路内を流れる流体の全圧力損失は次の各要素からなるものと定義される。

[32]

$$\Delta p_{total} = \Delta p_a + \Delta p_f + \Delta p_h \quad \text{Eq. 5-1}$$

ここで、 Δp_{total} [Pa]：全圧力損失， Δp_a [Pa]：流体の速度変化による損失（加速損失）， Δp_f [Pa]：摩擦損失， Δp_h [Pa]：流路のヘッドによる損失（位置損失）である。差圧系により直接測定される値は Δp_t であることから、上式を変形し、差圧計までの導管中の位置水頭を補正することで、摩擦損失は次のように表される。

$$\Delta p_f = \Delta p_{total} - (\Delta p_f + \Delta p_h) + H_m \gamma_0 \quad \text{Eq. 5-2}$$

ここで、 H_m [m]：圧力タップ高さ（流路中心から差圧計計測部までの高さ）， γ_0 ：差圧計までの導管中の流体の比重である。しかし、坂口らによれば臨界点付近の CO_2 を作動流体とした場合の加速損失および位置損失の値は摩擦損失に対して非常に小さく、の第2項と第3項の和は1%以下であることが報告されている。^[18] したがって、本研究では、差圧計により直接検出される値はすべて摩擦損失に起因するものとした。

第5章 気液二相流圧力損失特性

液単相流および気液二相流 N_2O の圧力損失特性を評価する際には、流し試験により実験的に取得した各部温度および圧力に加え、これらの値を入力値として、NIST database を参照することで飽和液密度や粘性係数などの流体熱物性値を算出し計算に用いた。

各種試験から得られた値から、 N_2O の排出流量は以下の式にて算出した。

$$\dot{m} = C_d A_{inj} \sqrt{2\rho_{L,inj}(p_{inj} - p_c)} \quad \text{Eq. 5-3}$$

ここで、 $\dot{m}$ [kg/s]：流量， C_d ：インジェクタ流量係数， A_{inj} [m²]：インジェクタ面積， $\rho_{L,inj}$ [kg/m³]：インジェクタ圧力における飽和液密度， p_{inj} [Pa]：インジェクタ上流圧， p_c [Pa]：インジェクタ下流圧である。なお、二相流における流量係数の同定は容易ではないため、ここでは流量係数はこれまでと同様に、排出前後のタンク重量差から算出した総排出量 W_{flow} と Eq. 5-3 により得られた流量の排出時間積分値が一致する値として次式のように定義した。

$$C_d \equiv \frac{W_{flow}}{\int A_{inj} \sqrt{2\rho_{L,inj}(p_{inj} - p_c)} dt} \quad \text{Eq. 5-4}$$

Eq. 5-3 から得られた流量を用いて、連続の式 (Eq. 5-5) から供給流路内での流速を算出する。実際の試験設備では、ランタンクからインジェクタまでの流路には曲げ管やエルボ継ぎ手、バルブ、フレキ管などあらゆる構成要素が組み込まれているが、ここでは代表として内径 9.5 mm (外径 1/2 インチ， $A_{line} = 7.09 \times 10^{-5} \text{ m}^2$) の円管流路を考える。したがって Eq. 5-5 より、流路内での流速は Eq. 5-6 として表される。

$$\dot{m} = \rho u A \quad \text{Eq. 5-5}$$

$$u = \frac{\dot{m}}{\rho A_{line}} \quad \text{Eq. 5-6}$$

ここで、 ρ [kg/m³]：流体密度である。液単相（サブクール液）については一般的な流体と同様に、流体密度 ρ_{sp} を温度と圧力のみの関数として算出することができる (Eq. 5-7)。一方、気液二相流における流体密度を推定するには、温度と圧力に加え、気相の体積割合であるボイド率 α_{tp} が必要となる。また、流動様式の違いにより二相流密度の記述式は異なる。前章までで得られた知見から、均質媒体（気相 N_2O - 液相 N_2O 系）である当該流れ場は、微細な気泡を含む白濁した二相流であり、流動に伴い絶え間なく相変化を繰り返す均質流と仮定することで、二相流平均密度を Eq. 5-8 にて定義し以降の計算に用いる。

$$\rho = \rho(p, T) \quad \text{Eq. 5-7}$$

$$\rho_{tp} = \alpha_{tp} \rho_G + (1 - \alpha_{tp}) \rho_L \quad \text{Eq. 5-8}$$

第5章 気液二相流圧力損失特性

ここで、 ρ [kg/m³] : 単相流密度、 ρ_{tp} [kg/m³] : 均質二相流平均密度である。

また、気液二相流においてボイド率と並んで重要なパラメータとしてクオリティ x_p とスリップ比 S が挙げられる。クオリティとは、気液混合物全体の質量流量に対する位相の質量流量の比であり、Eq. 5-9 により定義される。スリップ比とは、気液速度比であり、Eq. 5-10 により定義される。 [34]

$$x_{tp} \equiv \frac{\alpha_{tp}\rho_G}{\alpha_{tp}\rho_G + (1 - \alpha_{tp})\rho_L} \quad \text{Eq. 5-9}$$

$$S \equiv \frac{u_G}{u_L} = \frac{\rho_L}{\rho_G} \frac{x_{tp}}{1 - x_{tp}} \frac{1 - \alpha_{tp}}{\alpha_{tp}} \quad \text{Eq. 5-10}$$

ここで、 u_G [m/s] : 気相流速、 u_L [m/s] : 液相流速である。前述のように、対象とする流れ場を均質流と仮定すると、気液間の速度差は極めて小さく無視できると考えられ、 $S = 1$ となり、Eq. 5-6 より気液二相流平均流速 u_{tp} は次式にて表すことができる。

$$u_{tp} = u_G = u_L = \frac{\dot{m}}{\rho_{tp}A_{line}} \quad \text{Eq. 5-11}$$

前述の通り、摩擦損失が支配的であると仮定すると、単相流における圧力損失は摩擦損失を表す Darcy–Weisbach の式により Eq. 5-12 として表現できる。 [76] また、気液二相流においても、流れ場を十分に均質と仮定した場合、単相流とのアナロジーにより壁面せん断応力および摩擦についても同様に考えることができるため、 [32] Eq. 5-12 を変形し、二相流平均流速および密度を用いることで Eq. 5-13 として表すことができる。

$$\Delta p_{expt} = \lambda \frac{L_{line}}{d_{line}} \frac{1}{2} \rho u^2 \quad \text{Eq. 5-12}$$

$$\Delta p_{expt} = \lambda_{tp} \frac{L_{line}}{d_{line}} \frac{1}{2} \rho_{tp} u_{tp}^2 \quad \text{Eq. 5-13}$$

ここで、 Δp [Pa] : 実験的に得られる圧力損失、 λ : 摩擦損失係数、 L_{line} [m] : 流路長、 d_{line} [m] : 流路直径 ($\phi 10.7$ mm) である。流路長は、各圧力計測部の間隔として Table 5-1 に示した値を用い、Eq. 5-12 および Eq. 5-13 から単相流と気液二相流それぞれにおける各区間の総括摩擦損失係数を算出した。なお、実際の流路は曲げ管、エルボ継ぎ手、T 継ぎ手、バルブといった複数の構成要素により構築されているが、ここでは各流路区間をひとつの構成要素とみなし、それぞれの区間における総括摩擦損失係数を算出した。

Table 5-1 Feed line length and dominant feed line elements in each section.

#	Section	Length	Dominant feed line elements
1	Run tank – Line upstream	2.41 m	Metal flexible tube, bend tube, T-junction
2	Line upstream – Line downstream	0.45 m	Straight tube
3	Line downstream – Injector	2.69 m	Visualization section, valve (MOV), bend tube
4	Injector - Chamber	0.01 m	Injector port

また、理論的な摩擦損失係数は Moody 線図にもあるように、 Re 数の関数である。^[77] 流れの慣性力と粘性力の比である Re 数は Eq. 5-14 により定義される。また、摩擦損失係数と同様に、均質流仮定の下では二相流平均値を用いることで二相流 Re 数を Eq. 5-15 のように得る。

$$Re \equiv \frac{\rho u d_{line}}{\mu} = \frac{u d_{line}}{\nu} \quad \text{Eq. 5-14}$$

$$Re_{tp} = \frac{\rho_{tp} u_{tp} d_{line}}{\mu_{tp}} \quad \text{Eq. 5-15}$$

ここで、 μ [Pa·s]：粘性係数、 ν [m²/s]：動粘性係数である。二相流平均粘性係数 μ_{tp} を記述する式はいくつか提唱されているが、^[34] ここではクオリティを用いた Eq. 5-16 を採用した。

$$\mu_{tp} = x_{tp} \mu_G + (1 - x_{tp}) \mu_L \quad \text{Eq. 5-16}$$

また、実験的に得られる摩擦損失係数を評価するための参考値として、数多く提唱されている理論式（経験式）の中から、ここでは、Hermann の式（Eq. 5-17、 Re 数の適用範囲は 1.5×10^5 までであるが、 λ を陽的に得られる）を採用した。^[78]

$$\lambda_{th} = 0.0054 + 0.396 Re^{-0.3} \quad \text{Eq. 5-17}$$

上記の計算により、液単相排出試験 Flow28 および気液二相流排出試験 Flow29 における圧力損失特性の評価を行った。

5-2-2. 液単相流

ガス加圧供給によりサブクール液を排出する N_2O 流し試験 Flow28 にて得られた計測結果を以下に掲載する．なお，各部圧力，温度履歴については第5章を参照のこと．

Fig. 5-2 に示した圧力損失はそれぞれ，ランタンク-流路上流（#1: $p_{\text{tank}} - p_{\text{line_u}}$ ），流路上流-下流（#2: $p_{\text{line_u}} - p_{\text{line_d}}$ ），流路下流-インジェクタ（#3: $p_{\text{line_d}} - p_{\text{inj}}$ ）の差である．最大の圧力損失は区間#1 のおける 0.6 MPa 程度，次点は区間#3 での 0.25 MPa，最も損失が小さかったのは区間#2 であり 75 kPa 程度であった．同様の区間における温度降下を示した結果が Fig. 5-3 である．区間#1 のみ 1 K 程度温度が上昇しているが，その他の区間では流動に伴って 1 K 程度ずつ流体温度が低下している傾向が見られた．しかし，流路全体における温度低下量は 0.8 K 程度であり，エラーバーの範ちゅうの変化量であった．

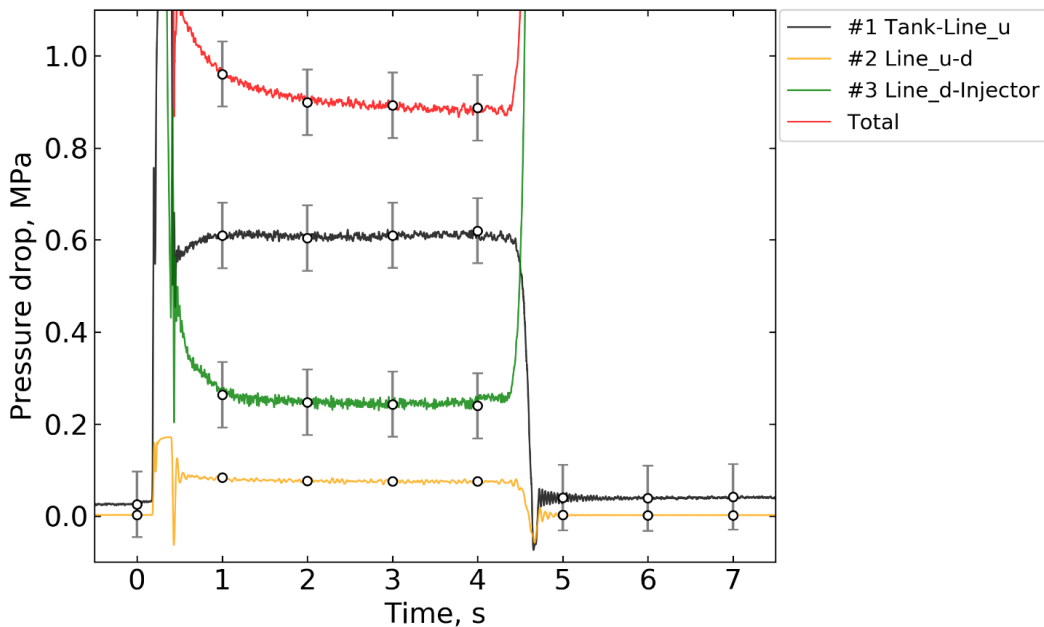


Fig. 5-2 Time series of pressure loss of each section for liquid phase flow test (Flow28).

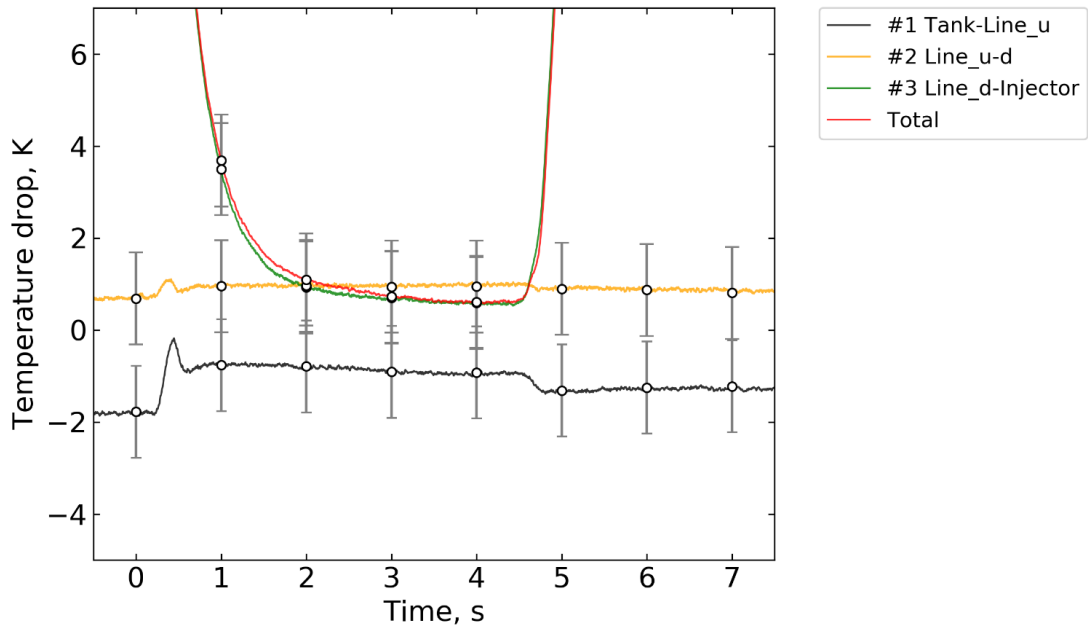


Fig. 5-3 Time series of temperature drop of each section for liquid phase flow test (Flow28).

Fig. 5-2 に示した各部圧力損失から、Eq. 5-12 により実験的に各区間の摩擦損失係数を推算した結果を Fig. 5-4 に示す。液単相流における各区間の管摩擦係数は 0.01-0.03 程度であった。直管部である区間#2 における管摩擦係数を Eq. 5-17 より算出した理論値と比較すると、実験値は理論値の 1.75 倍となった。これは圧力計および差圧計を取り付けている直管部両端の継ぎ手による損失に加え、当該流れ場における N_2O は高温・高圧であり、臨界状態に近いことで熱物性値が変化したことにより起因すると考えられる。一般に、流体が臨界状態に近づくにつれ液相の密度および粘性係数は減少し、気相の密度がおよび粘性は増加することでそれぞれ臨界値に漸近する。^[79] ここで、実験的に得られた流量を用いる場合、Eq. 5-14 に示した定義式より、 Re 数は粘性係数のみの影響を受け、臨界状態では見かけ上 Re 数は大きく見積もられる可能性がある。したがって、一般流体を対象とした Moody 線図や経験式との差異の原因になったと推察される。

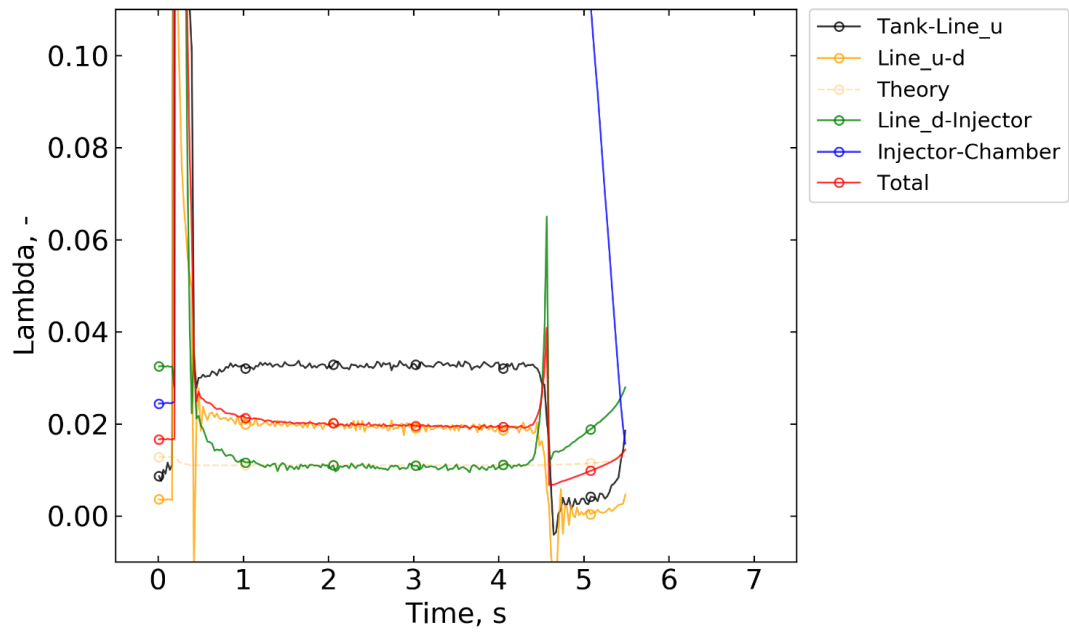


Fig. 5-4 Time series of calculated friction coefficient for the liquid phase flow test (Flow28).

5-2-3. 気液二相流

自己加圧供給による気液二相流 N_2O を排出した Flow31 にて得られた結果を以下に掲載する。本試験での初期タンク温度（液温）は 275.4 K であり、この温度に対する飽和蒸気圧付近である 3.3 MPa のタンク圧から排出が開始している。供給中のタンク圧は僅かに降下傾向にあるが、気体のみのブローダウンによる減圧速度よりもはるかに小さいため、タンク内の液相バルクの減圧沸騰によって圧力が補われていると考えられる。各部温度履歴である Fig. 5-6 より、供給を開始してからタンク内の液温が変化するまでの約 4 秒間の時間遅れが見られるが、これはタンク内液相バルクが減圧沸騰を開始し、気泡が生成および成長することで周囲の液相から熱を奪い、それが検出されるまでの遅れであると考えられる。同様の温度低下遅れ現象は他条件による流し試験や燃焼試験でも散見されている。

Fig. 5-7 と Fig. 5-8 に示した各部圧力、温度降下に注目すると、区間ごとの圧力損失と温度降下が最大の区間はどちらも区間#1 で 0.2 MPa, 2.5 K 程度であった。区間#2 と#3 における圧力損失および温度効果どちらも同程度で 25 kPa, 1.0 K 程度であった。タンク内の液温が試験実施時の環境温度よりも低いにも関わらず、タンクからインジェクタへの流動に伴って流体温度がさらに低下するのは外部からの入熱とは逆の物理現象である。したがって、この温度低下現象は流路内でのキャビテーションに起因し、混相化が促進することで流動する周囲液相から蒸発潜熱が奪われることで流体温度が低下したものと考えられる。さらに、この実験事実は自己加圧により供給される流体は非定常にボイド率が増加し、それに伴って圧力損失特性も変化する可能性が示唆された。

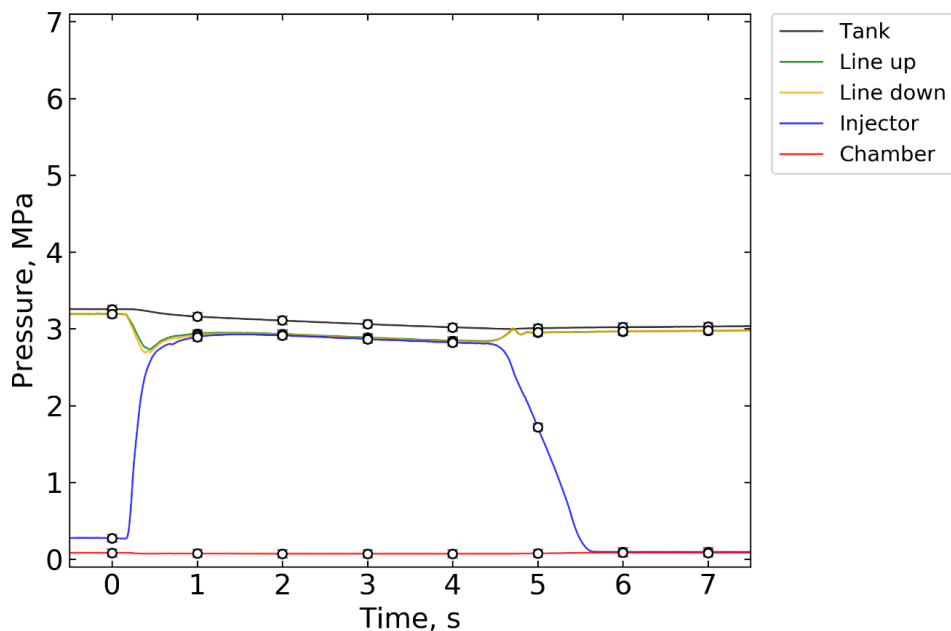


Fig. 5-5 Time series of pressure for two-phase flow test (Flow31).

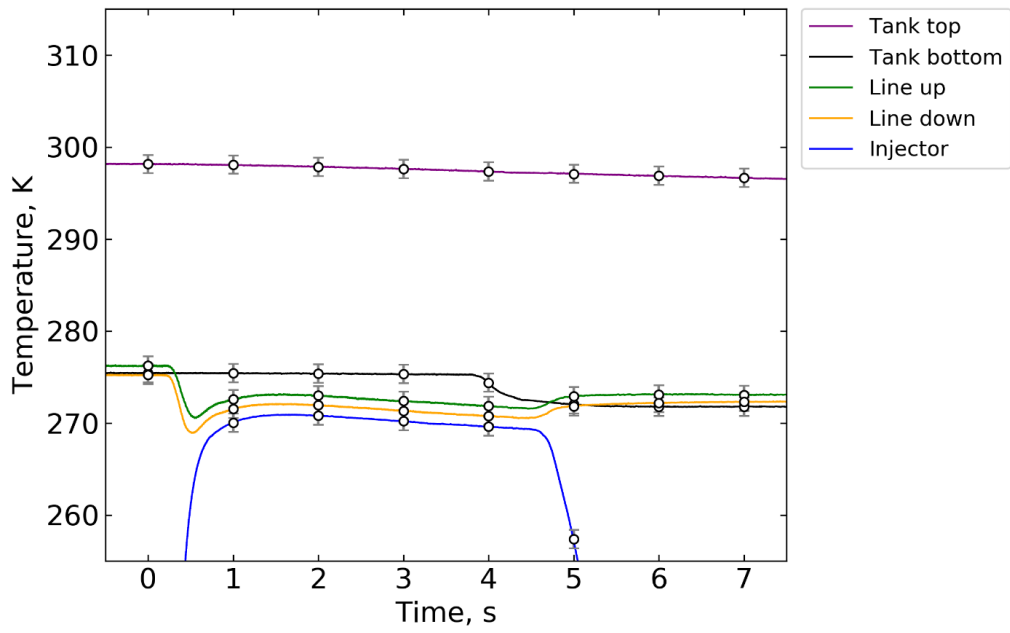


Fig. 5-6 Time series of temperature for self-pressurization (Flow31).

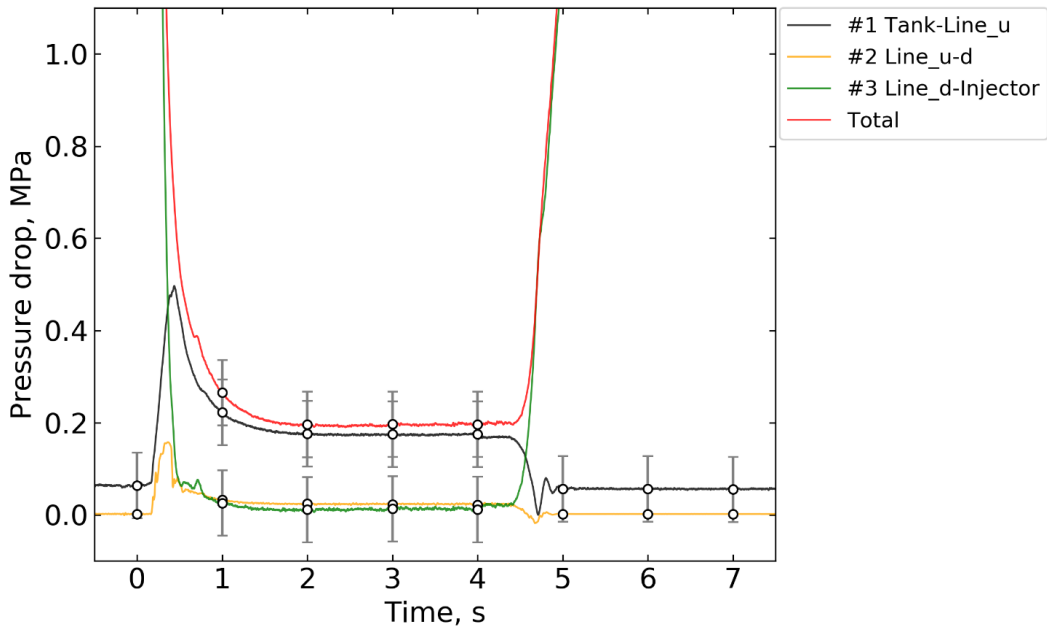


Fig. 5-7 Time series of pressure loss of each section for two-phase flow test (Flow31).

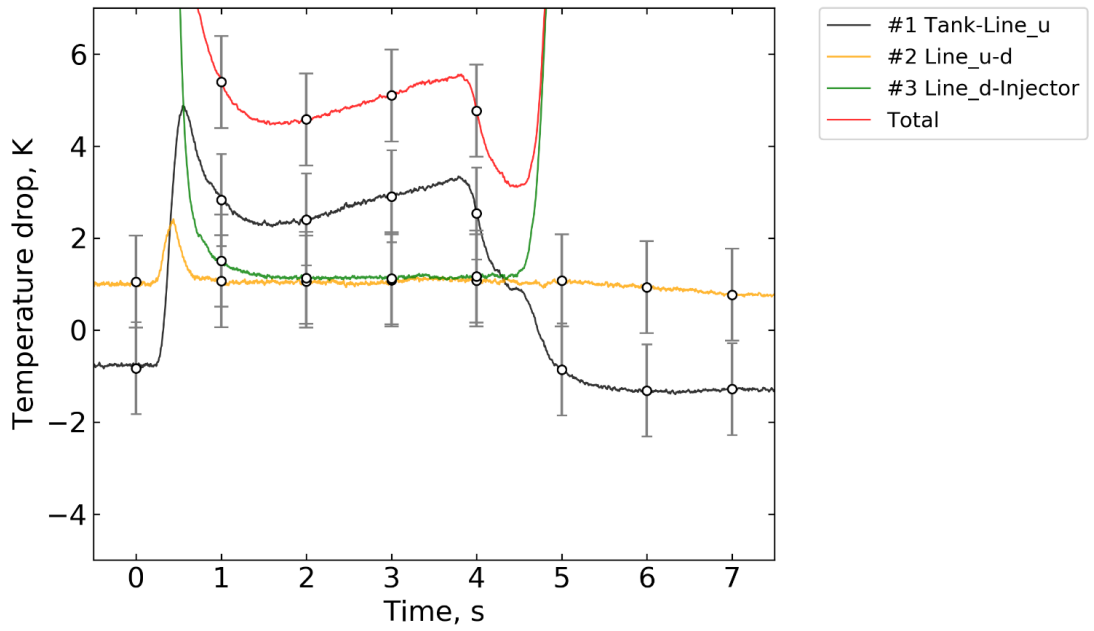


Fig. 5-8 Time series of temperature drop of each section for self-pressurization (Flow31).

Fig. 5-6 に示した各部圧力損失から、Eq. 5-12 により算出することで実験的に得た各区間の摩擦損失係数を Fig. 5-9 に示す。液単相流における各区間の管摩擦係数は 0.002-0.03 程度の値であった。直管部である区間#2 における管摩擦係数を Eq. 5-17 より算出した理論値と比較すると、実験値は理論値の 1.53 倍となった。なお、気液二相流パラメータおよび管摩擦係数を算出する際には、第 5 章にて述べたボイド率計により計測したボイド率 (Fig. 5-10) を直接利用した。

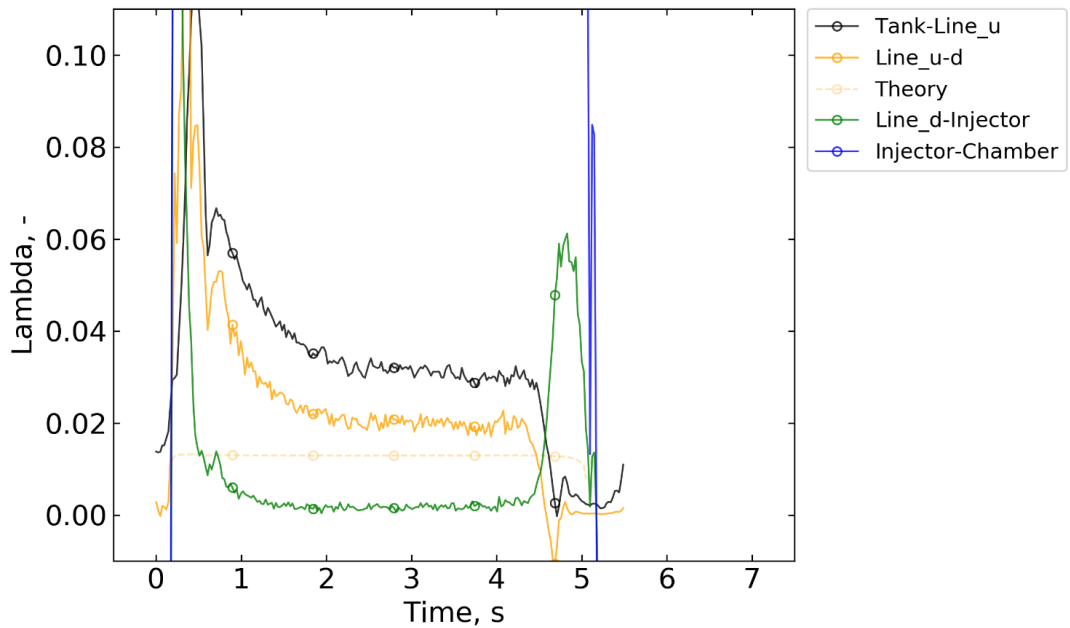


Fig. 5-9 Time series of calculated friction coefficient for the two-phase flow test (Flow31).

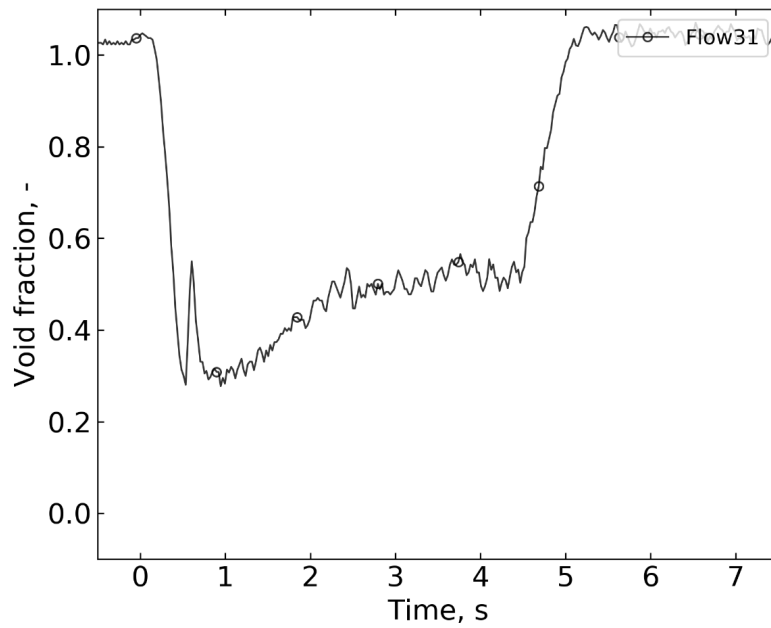


Fig. 5-10 Time series of void fraction for self-pressurization (Flow31).

他の試験ケースに対しても同様に算出した二相流に対する管摩擦係数と二相流 Re 数の関係を Fig. 5-11 に示す。全体として、Eq. 5-17 から算出し Fig. 5-11 中に破線で示した、理論値よりも最大で 90% 程度大きな値となることが明らかになった。また、Inj.C を用いた試験条件すなわち大流量、高ボイド率条件では比較的理論式と同程度の値となることも明らかになった。

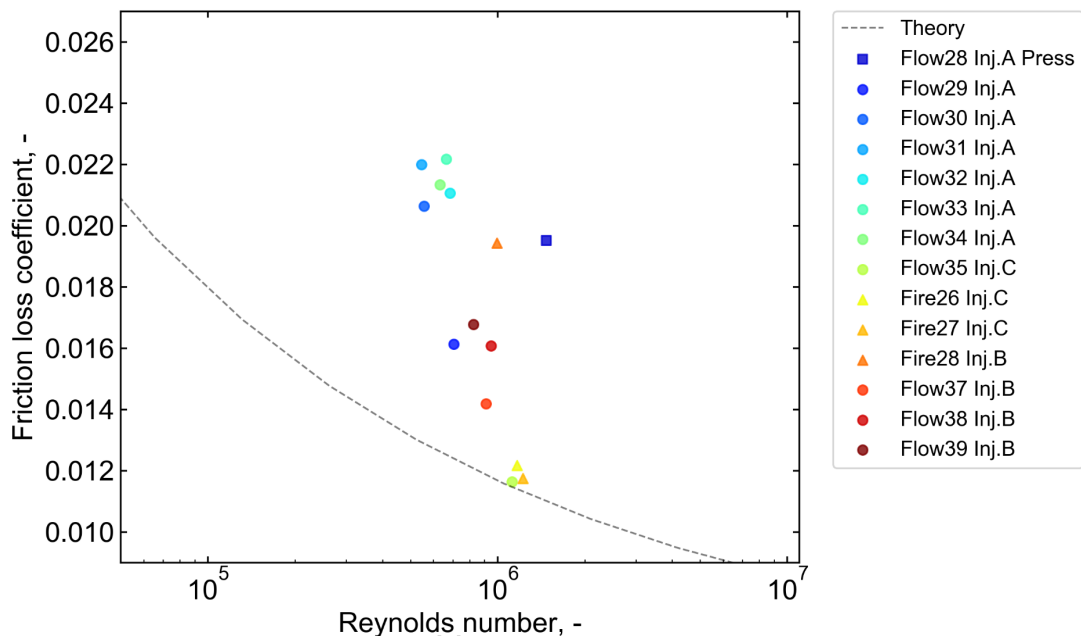


Fig. 5-11 Friction loss factor vs Reynolds number of two-phase flow.

5-3. キャビテーションによるボイド率変化

5-3-1. ボイド率変化推定モデル

自己加圧供給による流動に伴うボイド率の変化を見積もるため、流路を微小な区間（ノード）に区切り、各ノードにおける圧力や温度、ボイド率を逐次計算を行った。ノード分割と逐次計算の例を Fig. 5-12 に示す。ここでは、ひとつのノード長 δz を 1 mm とした計算結果を示すが、別途実施した計算結果の比較から、解析結果のノード長依存性は非常に小さいと判断する。

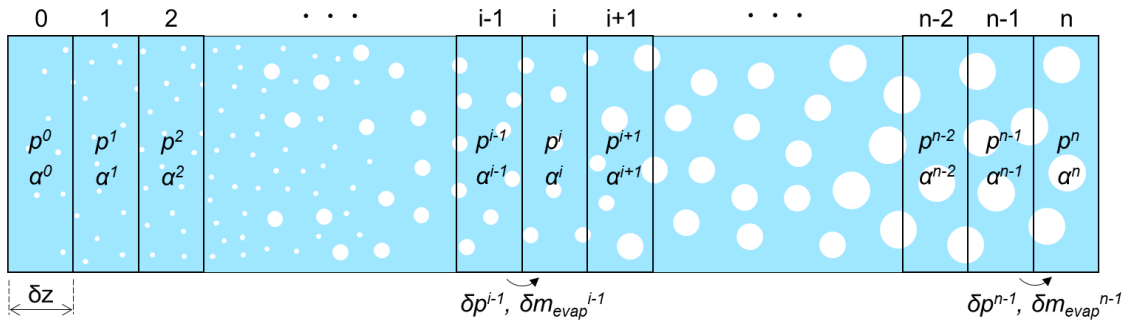


Fig. 5-12 Example of node division and sequential calculation.

ボイド率変化を推定するためのモデルを構築する際には、以下の仮定の下計算を実施した。

仮定 A：対象とする気液二相流は、熱的に平衡かつ十分に均質な流れ場である。

仮定 B：外部からの入熱は相変化による蒸発潜熱に比べ極めて小さく無視できる。

仮定 A：ここで取り扱う流れ場では、常にサブクール度がゼロすなわち気液平衡状態のまま流動し、また前述の高速撮影の結果からも気泡径は比較的小さい（数 100 μm オーダー）ことが明らかになっている。以上のことから、形成される気液二相流はキャビテーションにより絶えず両相の相互作用が生じていると考えられ、両相は熱的に平衡かつ両相が十分に混合された均質流であると考えられる。このとき、両側の速度差は極めて小さく、以下の関係が成り立つ。

$$S = \frac{u_G}{u_L} = 1 \Leftrightarrow u_{tp} = u_G = u_L \quad \text{Eq. 5-18}$$

第5章 気液二相流圧力損失特性

仮定 B：サブクール液排出試験（Flow28 や FlowTNS31 など）の結果から、キャビテーションによる相変化がない場合、流体温度はエラーバーの範ちゅうで変化していないことがわかる。このことから、外部から流体への入熱は蒸発潜熱による影響に比して極めて小さく、ボイド率の変化量を推算するモデルにおいては影響を無視できると考えられる。

ボイド率変化推定モデルではまず、初期条件として圧力 p^0 とボイド率 α^0 を与えることで、最初のノードにおける二相流平均密度や平均流速などといった流動パラメータを算出する。次いで、供給流路全体における条件として質量流量と摩擦損失係数を与えることで圧力損失や温度降下量、蒸発量を求め次のノードに引き渡す。

推定モデルに用いる流体の熱物性値（飽和温度、各相飽和密度、各相飽和エンタルピー、飽和液比熱、飽和蒸気定圧比熱など）はこれまでの計算と同様に、NIST database^[52]を参照し、圧力の関数としてモデルに導入した。

$$[T_{sat}, \rho_G, \rho_L, h_G, h_L, c_L, c_{p,G}] = prop.(p_{expt})_{\text{database}} \quad \text{Eq. 5-19}$$

ここで、 T_{sat} [K]：飽和温度、 $\rho_{sat,G}$ [kg/m³]：飽和蒸気密度、 $\rho_{sat,L}$ [kg/m³]：飽和液密度、 $h_{sat,G}$ [J/kg]：飽和蒸気比エンタルピー、 $h_{sat,L}$ [J/kg]：飽和液比エンタルピー、 c_L [J/kg-K]：液相熱容量、 $c_{p,sat,G}$ [J/kg-K]：飽和蒸気定圧比熱、 p [Pa]：流体圧力である。

i 番目のノードについて考えると、最初のノードにおける平均密度や各相の体積、質量は次のように表すことができる。

$$\rho_{tp}^i = \alpha^i \rho_G^i + (1 - \alpha^i) \rho_L^i \quad \text{Eq. 5-20}$$

$$m_G^i = \rho_G^i V_G^i = \alpha^i \rho_G^i A_{line} \delta z \quad \text{Eq. 5-21}$$

$$m_L^i = \rho_L^i V_L^i = (1 - \alpha^i) \rho_L^i A_{line} \delta z \quad \text{Eq. 5-22}$$

$$m^i = m_G^i + m_L^i = \rho_{tp}^i A_{line} \delta z \quad \text{Eq. 5-23}$$

ノードを通過する際の圧力損失については、これまでと同様に Darcy–Weisbach の式を用い、次のように表される。

$$\delta p^i = \lambda_{tp}^i \frac{\delta z}{d_{line}} \frac{1}{2\rho_{tp}^i} \left(\frac{\dot{m}}{A_{line}} \right)^2 \quad \text{Eq. 5-24}$$

ここで、 λ_{tp} [-]：気液二相流における摩擦損失係数であり、本来は二相流 Re 数（またはボイド率）と相関のあるパラメータであるが、本モデルでは実験的に得られた値を用いている。

第5章 気液二相流圧力損失特性

よって、 $i+1$ 番目のノードにおける圧力は、

$$p^{i+1} = p^i - \delta p^i \quad \text{Eq. 5-25}$$

また、仮定 A よりノード内の流体が気液平衡かつ熱的にも平衡な場合、両相の温度は等しく、流体圧力における飽和蒸気圧に一致するとして、次式が成り立つ。

$$T_L = T_G = T_{sat} \quad \text{Eq. 5-26}$$

このことから、 $i+1$ 番目のノードにおける温度も圧力から以下のように得られる。

$$T^{i+1} = T_{sat}(p^{i+1}) = T_{sat}(p^i - \delta p^i) \quad \text{Eq. 5-27}$$

よって、ノードをまたぐ際の温度変化量 δT は、

$$\delta T^i = T^{i+1} - T^i = T_{sat}(p^i - \delta p^i) - T_{sat}(p^i) \quad \text{Eq. 5-28}$$

この温度変化がすべて相変化による蒸発潜熱に起因すると仮定すると、ノードをまたぐ際の相変化量は次式のように表すことができる。

$$\delta m_{evap}^i = \frac{-(m_L c_L + m_G c_{v,G}) \delta T^i}{h_G - h_L} \quad \text{Eq. 5-29}$$

ここで、 δm_{evap} [kg]：ノード内相変化量、 m_L [kg]：ノード内液相質量、 m_G [kg]：ノード内蒸気相質量、 c_L [kJ/kg-K]：液相比熱、 $c_{v,G}$ [kJ/kg-K]：飽和蒸気定圧比熱、 δT [K]：ノード間温度変化、 h_G [kJ/kg]：飽和蒸気比エンタルピー、 h_L [kJ/kg]：飽和液比エンタルピーである。したがって、 $i+1$ 番目のノードにおける各相の質量は以下のように示される。

$$m_G^{i+1} = m_G^i + \delta m_{evap}^i \quad \text{Eq. 5-30}$$

$$m_L^{i+1} = m_L^i - \delta m_{evap}^i \quad \text{Eq. 5-31}$$

これらの値から、 $i+1$ 番目のノードでのボイド率は次式にて得られ、二相流平均密度や平均流速などを算出することができる。

$$\alpha^{i+1} = \frac{V_G}{V_G + V_L} \Big|^{i+1} = \frac{m_G / \rho_G}{m_G / \rho_G + m_L / \rho_L} \Big|^{i+1} \quad \text{Eq. 5-32}$$

上記のモデルによりランタンクからインジェクタまでの流れを逐次計算することで、流動に伴うボイド率の非定常変化を推算した。

5-3-2. 推定結果

圧力損失について、実験結果とモデルによる推定結果の比較を以下に示す。なお、ここでは比較的溫度低下の小さいケースとして Flow31、溫度降下の大きいケースとして Flow38 について言及する。

両試験ケースとも各部圧力については、推定結果は実測結果のエラーバーの範ちゅうで一致していることがわかる。それに対して、各部溫度はインジェクタ部では良い一致を示しているのに対して、推定結果は実測溫度よりも低い値となっている。これは、本研究にて構築した物理モデルでは流路内は完全な気液平衡状態であり、流体溫度は流体圧力における飽和溫度により決まると仮定しているのに対し、実際には供給開始時のタンク内は十分な気液平衡状態に達していなかったためと考えられる。その仮説を裏付ける根拠として、供給開始直前のタンク内サブクール度はマイナス、すなわち過熱状態であり、その値はモデルによる推定結果とのずれと一致している。

同モデルによる解析結果から、流動に伴ってボイド率が増加する傾向を推定することができた。供給条件により値は異なるものの、代表値として、Flow31 ではタンク出口にて 0.42 程度のボイド率がインジェクタに到達するまでに 0.08 程度増加、Flow38 ではタンク出口にて 0.55 程度のボイド率がインジェクタに到達するまでに 0.15 程度増加したと推察される。（管摩擦係数にすると 0.0025 相当の変化）

今後、各部溫度まで正確に推定するためには、流体溫度を圧力のみの関数として推定するのではなく、流体内でのエンタルピーバランスを考慮する必要があると考える。また、正確な摩擦損失の推定には、上記のボイド率変化を考慮した各流路要素での圧力損失を考慮する必要がある。

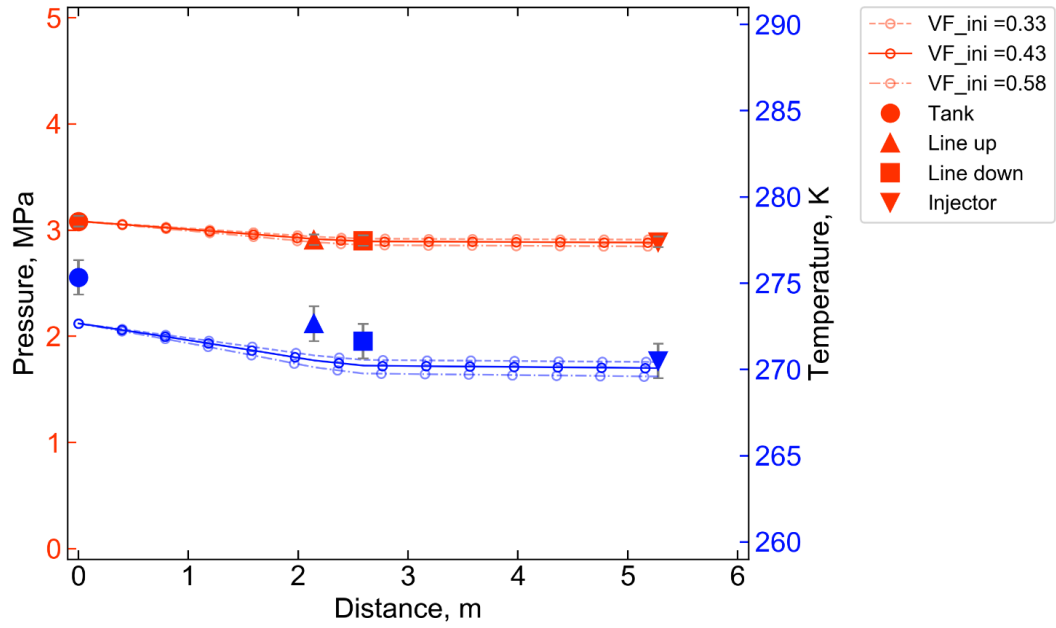


Fig. 5-13 Comparison between the experimental and estimated results of pressure and temperature change for self-pressurization (Flow31).

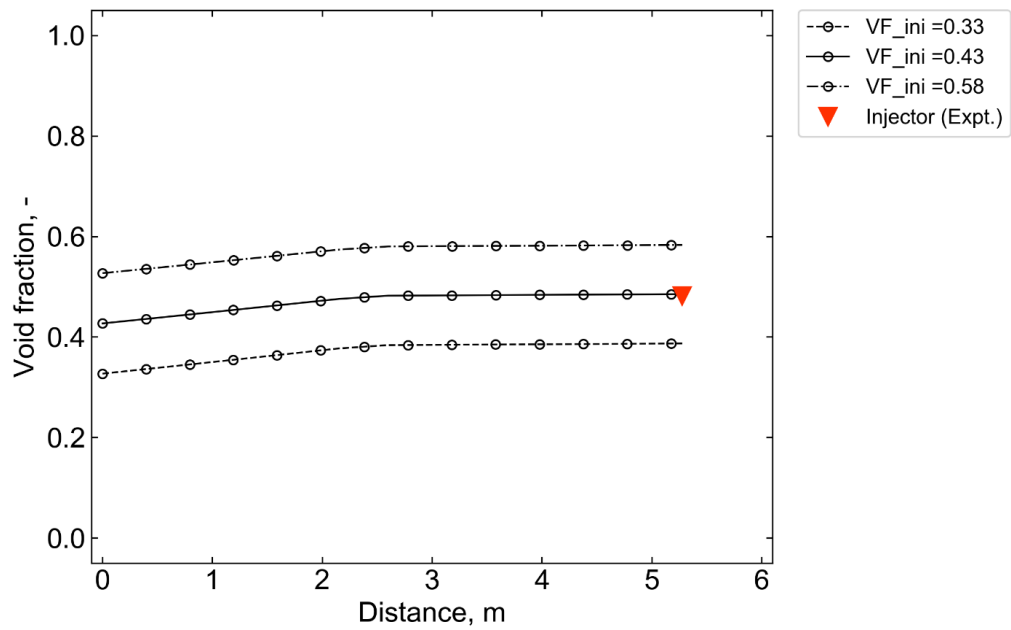


Fig. 5-14 Estimated void fraction for self-pressurization (Flow31).

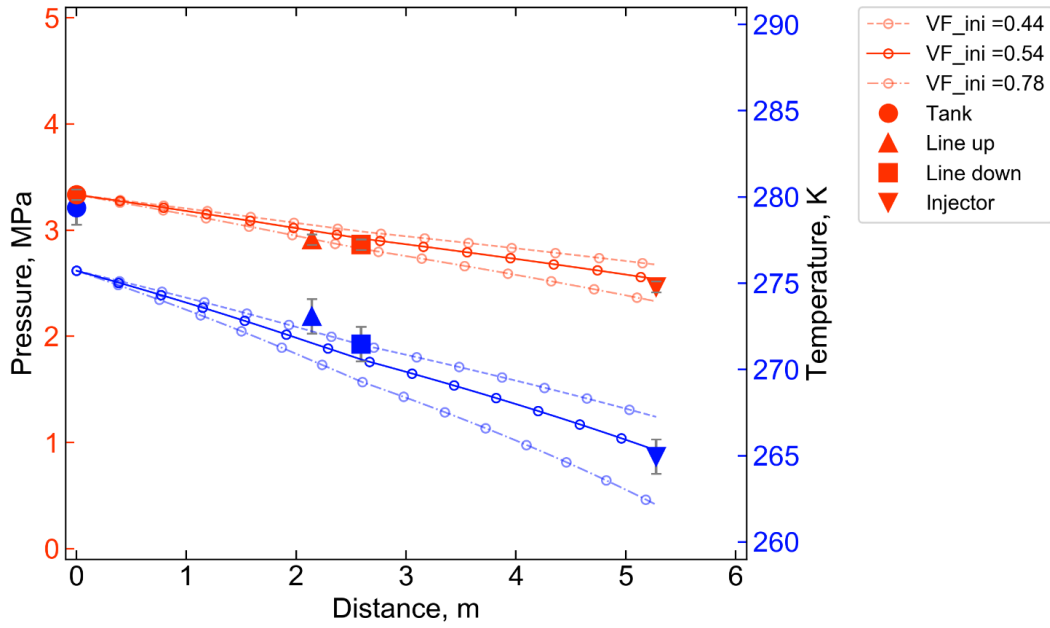


Fig. 5-15 Comparison between the experimental and estimated results of pressure and temperature change for self-pressurization (Flow38).

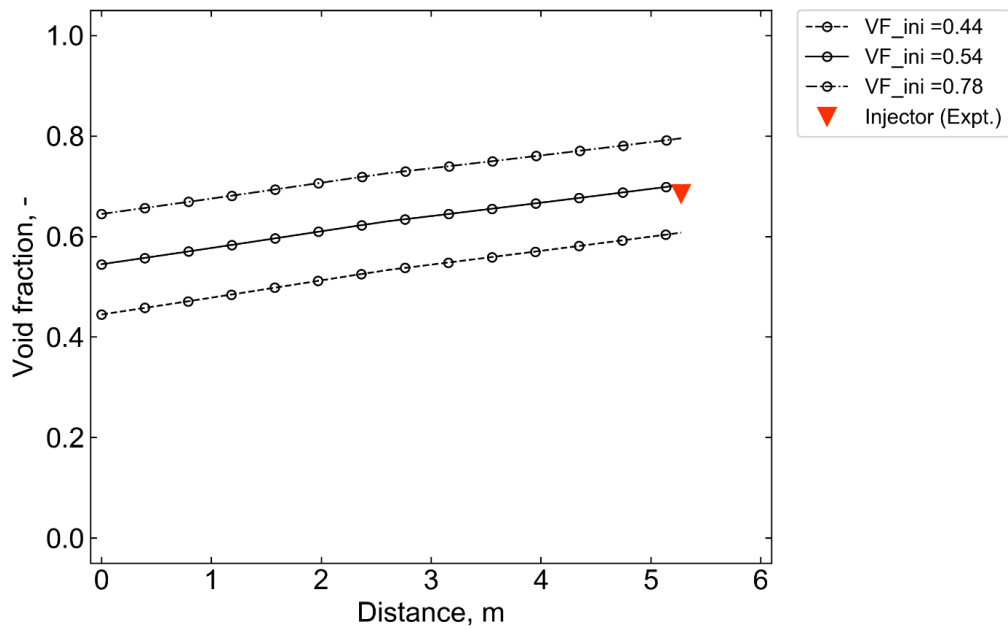


Fig. 5-16 Estimated void fraction for self-pressurization (Flow38).

5-4. 本章のまとめ

第 5 章では、自己加圧供給に伴う非定常性の強い気液二相流における圧力損失を解明することを目的として、ガス加圧および自己加圧供給による N_2O 流し試験にて得られた結果を評価した。また、得られた実験事実から、流動に伴って非定常にボイド率が増加している可能性がされたため、圧力損失とボイド率変化を推定するための物理モデルを構築することで、ボイド率の変化傾向を予測した。本章で得られた結論は以下の通りである。

- (1) 気液二相流における圧力損失特性評価を行う際の参考として、ガス加圧による液単相における圧力損失特性を評価した結果、直管部における Re 数は 10^6 オーダー、管摩擦係数は 0.02 程度であることが明らかになった。管摩擦係数については種々の経験的に得られた理論式から得られる値に比べて 75 %程度大きい、これは流動する N_2O の温度・圧力は臨界点に近く、亜臨界状態による影響であると考えられる。
- (2) 前章までで得られた知見から、当該流れ場は微細な気泡を含む均質な流れ場であると仮定し、実測したボイド率を用いて二相流平均パラメータを算出することで気液二相流における圧力損失特性を評価した。その結果、管摩擦係数は 0.12-0.22 程度であり、Moody 線図などに示される経験式から得られる値よりも最大で 90%程度大きくなる可能性が示唆された。
- (3) 自己加圧供給により気液二相流が排出にされる際に、タンク内液温が環境温度よりも低いにも関わらず、流動に伴ってさらに温度が低下する傾向が見られた。同様の現象は、すべての自己加圧排出試験にて見られており、流動に伴う圧力損失によるキャビテーションにより、混相化が促進し蒸発潜熱により流体温度が低下していると考えられる。
- (4) 供給に伴う圧力損失を再現する物理モデルを構築することで、ボイド率変化を推測した。同モデルにて本研究にて実施した試験条件におけるボイド率変化量を推定した結果、タンクからインジェクタまでの間でボイド率が最大 0.15 程度増加している可能性が示唆された。また、流動に伴うボイド率変化は圧力損失の影響を強く受けるため、流量が大きいほどボイド率変化量も増大する傾向が示された。

第6章 ハイブリッドロケットエンジン推進特性

6-1. 本章の概要と目的

6-1-1. 背景と既往研究

タンク内に貯蔵した異なる相の推進剤を使用するロケット推進形態をハイブリッドロケットエンジンと呼ぶ。^[4]最も一般的なものは、酸化剤に液体、燃料に固体を用いるのが最も典型的な推進剤の組み合わせである。大型ガス加圧供給式ハイブリッドロケットエンジンの形態を Fig. 6-1 に示す。

ハイブリッドロケットエンジンの主要なメリットとしては以下の点が挙げられる。^[3-4]

- 製造、貯蔵また運用中に爆発や爆轟の可能性が全くなく、高い安全性
- 着火-燃焼-停止-再着火といった再起動性
- 各種推進剤の組み合わせでも環境的に安全な排気ガス特性
- 固体あるいは二液式のものよりも高い信頼性
- システムの費用が比較的安価
- 固体ロケットモータよりも高い比推力、液体ロケットエンジンより高い密度比推力
- 要求に応じて、推力を広範囲にわたって滑らかに変化させられるスロットリング性

それに対して、以下のようなデメリットも存在する。^[3-4]

- 混合比と比推力が定常動作中、またはスロットリング中に変化する（O/F シフト）
- 液体または固体ロケットエンジンに比べ、定常燃焼効率がわずかに低い
- 燃焼終了時、固体推進剤が残ることがあり、推重比をわずかに低下させる

第6章 ハイブリッドロケットエンジン推進特性

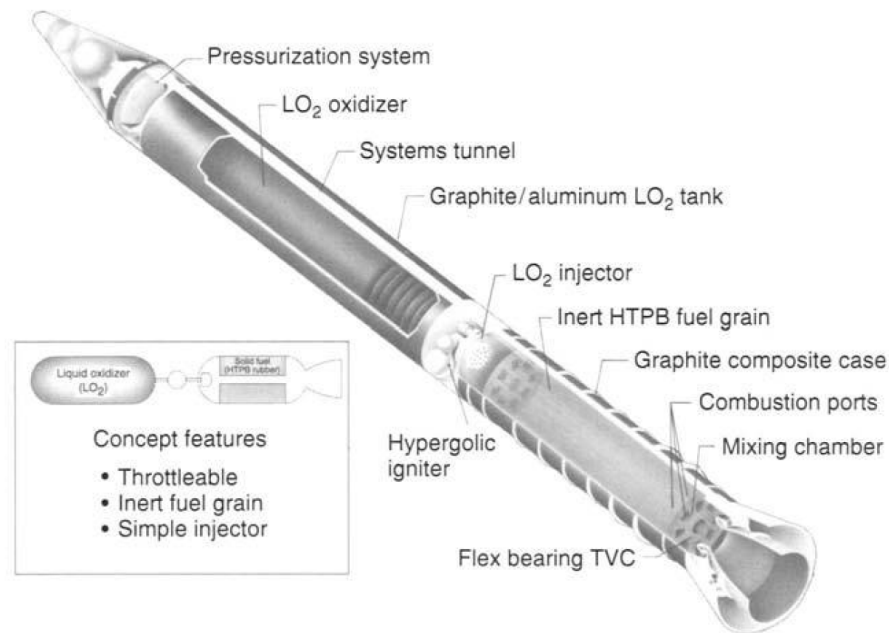


Fig. 6-1 Large hybrid rocket booster concept capable of boosting the Space Shuttle. [4]

システム構造が比較的簡素なハイブリッドロケットエンジンは、常温貯蔵性や自己加圧性の観点から N_2O との相性も優れており、実際に液体酸化剤に N_2O を使用したハイブリッドロケットが数多く研究開発されている。[8-9] これらの独自開発したハイブリッドロケットエンジンについて、性能を評価している例は数多く存在する。一方で、推進剤供給特性、特に N_2O を用いた場合の供給および流動特性と推進特性の関係を詳細に評価した類例は少ない。しかし、第4章でもふれたように、供給系と燃焼の関係性は無視できるものではなく、とりわけ N_2O を用いた自己加圧供給におけるインジェクタ流れへの影響は大きいとみられる。

6-1-2. 本章の目的

本章では、自己加圧およびガス加圧により N_2O を供給し PMMA を固体燃料とした場合のハイブリッドロケットエンジン燃焼試験を実施することで、燃焼現象が供給特性に与える影響を評価することを目的とする。また、得られた知見から、 N_2O の供給流量と推進特性の関係性の評価も実施する。

6-2. ハイブリッドロケットエンジンの推進特性解析

6-2-1. 推進剤流量

一般に、ロケットエンジンの推力は次のように与えられる。 [4]

$$F = \dot{m}_p c \quad \text{Eq. 6-1}$$

ここで、 F [N]：推力， $\dot{m}_p$ [kg/s]：推進剤流量， c [m/s]：有効排気速度である。上記式より、ロケットエンジンの推進特性を評価するうえで、推進剤流量は極めて重要なパラメータであることが明らかである。推進剤流量は酸化剤流量と燃料流量の和として次式で表される。

$$\dot{m}_p = \dot{m}_o + \dot{m}_f \quad \text{Eq. 6-2}$$

ここで、 $\dot{m}_o$ [kg/s]：酸化剤流量， $\dot{m}_f$ [kg/s]：燃料流量である。酸化剤流量については、これまでと同様に、Eq. 6-3 に示す流量の式から推定した。

$$\dot{m}_o = C_d A_{inj} \sqrt{2\rho_{L,inj}(p_{inj} - p_c)} \quad \text{Eq. 6-3}$$

ハイブリッドロケットにおける燃料流量は一般に、単位時間あたりに溶融する固体燃料の半径方向長さとして定義される燃料後退速度 $\dot{r}_f$ を用いて表される。燃料後退速度は、酸化剤流量に強く依存することが知られている他、液体酸化剤の噴射方式や燃焼器の形状、燃焼形態によって種々の理論式が提唱されている。 [3-4,80] 本研究では、推進剤の組み合わせで決まる2つの係数と燃料ポート内を流れる酸化剤流束により燃料後退速度を算出するモデルとして次式を採用した。

$$\dot{r}_f = a_f \left(\frac{\dot{m}_o}{A_{port}} \right)^{n_f} \quad \text{Eq. 6-4}$$

ここで、 A_{port} [m²]：燃料ポート面積である。また、N₂O と PMMA の組み合わせにおける係数として、 $a_f = 1.31 \times 10^{-4}$ ， $n_f = 0.34$ を用いた。 [17] Eq. 6-4 にて得られた燃料後退速度に加え、固体燃料の幾何学的パラメータを用いることで、Eq. 6-5 により理論燃料流量を算出する。

$$\dot{m}_{f,th} = \pi d_{port} L_f \rho_f \dot{r}_f \quad \text{Eq. 6-5}$$

ここで、 d_{port} [m]：燃料ポート直径， L_f [m]：燃料軸方向長さ， ρ_f [kg/m³]：燃料密度である。しかし、実際の燃焼で消費される燃料流量が理論値と異なる場合がある。そこで、燃焼試験前後の固体燃料の重量を計測することで Eq. 6-6 により総燃料消費量を見積もり、理論燃料流量を燃焼時間で積分した重量と比較することで補正係数を算出し (Eq. 6-7)，理論燃料流量を補正することで、実際の燃料流量を推算する (Eq. 6-8)。

$$M_{f,burn} = M_{f,ini} - M_{f,fin} \quad \text{Eq. 6-6}$$

$$K_f = \frac{M_{f,burn}}{\int \dot{m}_f dt} \quad \text{Eq. 6-7}$$

$$\dot{m}_f = K_f \dot{m}_{f,th} = \pi d_{port} L_{port} \rho_f \dot{r}_f \quad \text{Eq. 6-8}$$

6-2-2. 燃焼および推進パラメータ

前節にて得られた酸化剤流量と燃料流量の比をとることで推進剤混合比 O/F を得る.

$$O/F = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} \quad \text{Eq. 6-9}$$

ロケット推進システムの比推力 I_{SP} はその定義より, Eq. 6-10 にて得られる.

$$I_{SP} = \frac{F}{(\dot{m}_o + \dot{m}_f)g} \quad \text{Eq. 6-10}$$

ここで, F [N]: 推力であり, 実験にて取得したデータを用いる. また, g [m/s²]: 重力加速度 (= 9.81 m/s²) である. 燃焼ガスがノズルから噴射される際の平均等価速度である有効排気速度 c は Eq. 6-11 にて算出した.

$$c = I_{SP}g = \frac{F}{\dot{m}_o + \dot{m}_f} \quad \text{Eq. 6-11}$$

各種化学ロケット推進システムの設計と推進剤の性能を相対的に評価する際に用いられ, 燃焼の効率にも関与するパラメータである特性排気速度 c^* は Eq. 6-12 にて算出した.

$$c_{expt}^* = \frac{p_c A_{th}}{\dot{m}_o + \dot{m}_f} \quad \text{Eq. 6-12}$$

ここで, c_{expt}^* [m/s]: 実験的に得られる特性排気速度, p_c [Pa]: 燃焼圧, A_{th} [m²]: ノズルスロート径である. 実験結果から Eq. 6-12 にて算出した特性排気速度 c_{expt}^* に対し, 推進剤が完全燃焼した場合の理論特性排気速度 c_{th}^* を NASA CEA により算出する. [75]

NASA CEA では, 実験的に得られた燃焼圧 p_c , 背圧に対する燃焼圧の比 p_c/p_e , 混合比 O/F , 酸化剤温度 T_o , 燃料温度 T_f を入力することで, 燃焼効率 100 % の場合の断熱火炎温度 T_c , 特性排気速度 c^* , ノズル係数 C_F , 比推力 I_{sp} を得る (Eq. 6-13).

$$[T_c, c^*, C_F, I_{sp}]_{cea} = [p_c, p_c/p_e, O/F, T_o, T_f]_{expt} \quad \text{Eq. 6-13}$$

燃焼効率と等価である特性排気速度効率 (c^* 効率) η_{c^*} は Eq. 6-14 にて算出した.

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{exp}^*}{c_{th}^*} \quad \text{Eq. 6-14}$$

上記の手順により, 各燃焼試験における燃焼および推進パラメータを算出し, 自己加圧供給と推進特性の評価を行った.

6-2-3. N_2O ×PMMA 系ハイブリッドロケットエンジン

本研究において、自己加圧供給が推進特性に及ぼす影響を評価するために実施した燃焼試験では、液体酸化剤として N_2O 、固体燃料として PMMA（アクリル）を組み合わせたハイブリッドロケットエンジンを使用した。

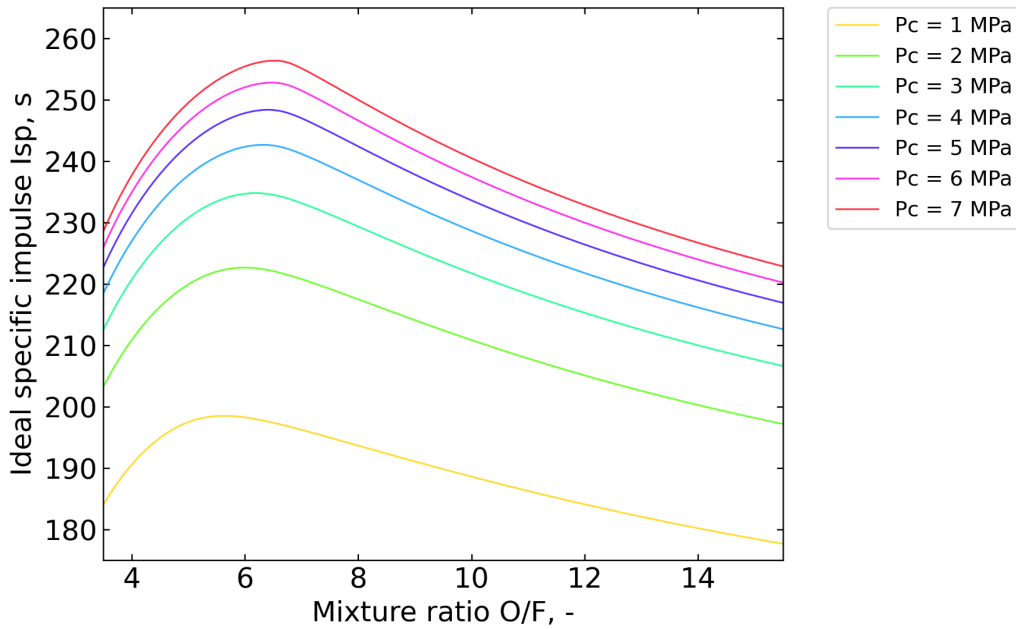


Fig. 6-2 Specific impulse vs mixture ratio of nitrous oxide and PMMA.

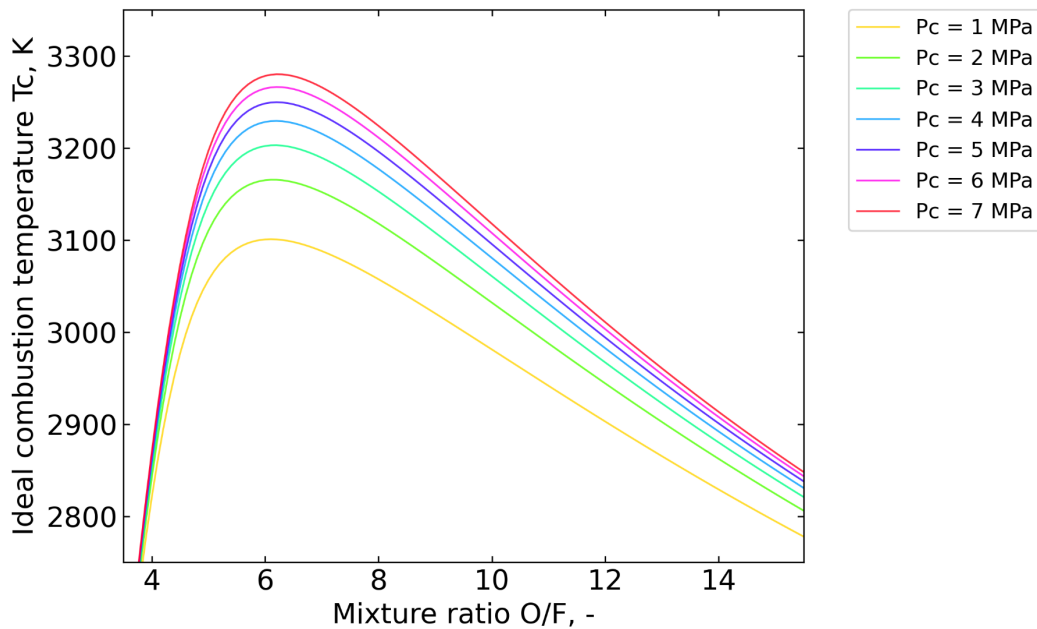


Fig. 6-3 Adiabatic flame temperature vs mixture ratio of nitrous oxide and PMMA.

6-3. 推進特性評価

6-3-1. 試験条件および結果の概要

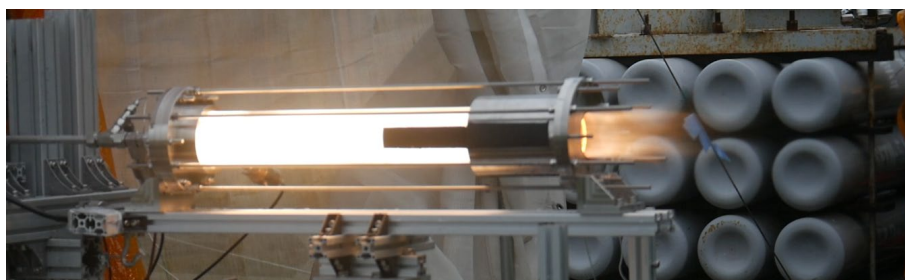
本研究にて実施した燃焼試験にける N_2O の供給方式，使用したインジェクタの面積，燃料の長さ（燃焼室長さ），ノズルの面積を Table 6-1 にまとめ，代表的な燃焼試験の様子を Fig. 6-4 に示す．また，得られた結果の一部として，インジェクタ圧と燃焼圧を Fig. 6-5，インジェクタ温度を Fig. 6-6，酸化剤流量を Fig. 6-7，推力履歴を Fig. 6-8，酸化剤および燃料の総流量を Table 6-2 に示す．酸化剤総流量は供給前後のランタンク重量減少量，燃料総流量は燃焼前後の燃料の重量減少量である．

各パラメータの影響については，関連した試験を比較し，次節にて述べる．

Table 6-1 Test conditions of the hot firing tests

#	Feeding method	Area of the injector	Fuel length	Area of the nozzle
Fire18	Self	$4.93 \times 10^{-5} \text{ m}^2$ ($\varphi 2.8 \text{ mm} \times 8$)	250 mm	$6.16 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ ($\varphi 28 \text{ mm}$)
Fire19			500 mm	
Fire21			1,000 mm	
Fire22				
Fire23		$1.23 \times 10^{-5} \text{ m}^2$ ($\varphi 1.4 \text{ mm} \times 8$)		
Fire24	External gas	$7.26 \times 10^{-5} \text{ m}^2$ ($\varphi 3.4 \text{ mm} \times 8$)	500 mm	$1.66 \times 10^{-3} \text{ m}^2$ ($\varphi 46 \text{ mm}$)
Fire25				
Fire26	Self			
Fire27				
Fire28		$4.93 \times 10^{-5} \text{ m}^2$ ($\varphi 2.8 \text{ mm} \times 8$)		

Fire26



Fire27



Fig. 6-4 Snapshots of the chamber.

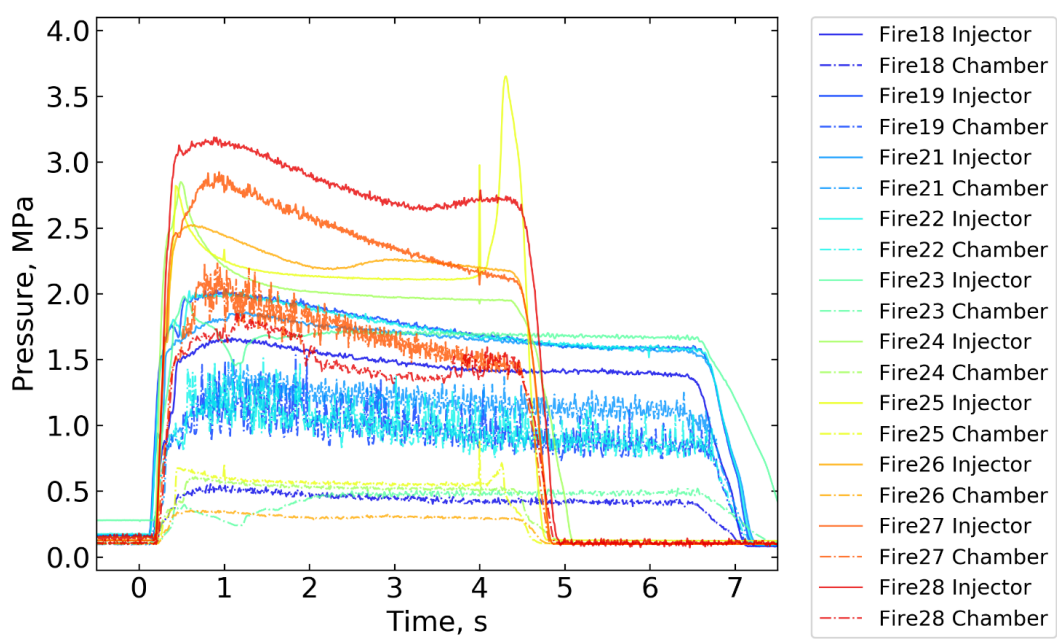


Fig. 6-5 Time series of pressure for hot firing tests (moving average).

第6章 ハイブリッドロケットエンジン推進特性

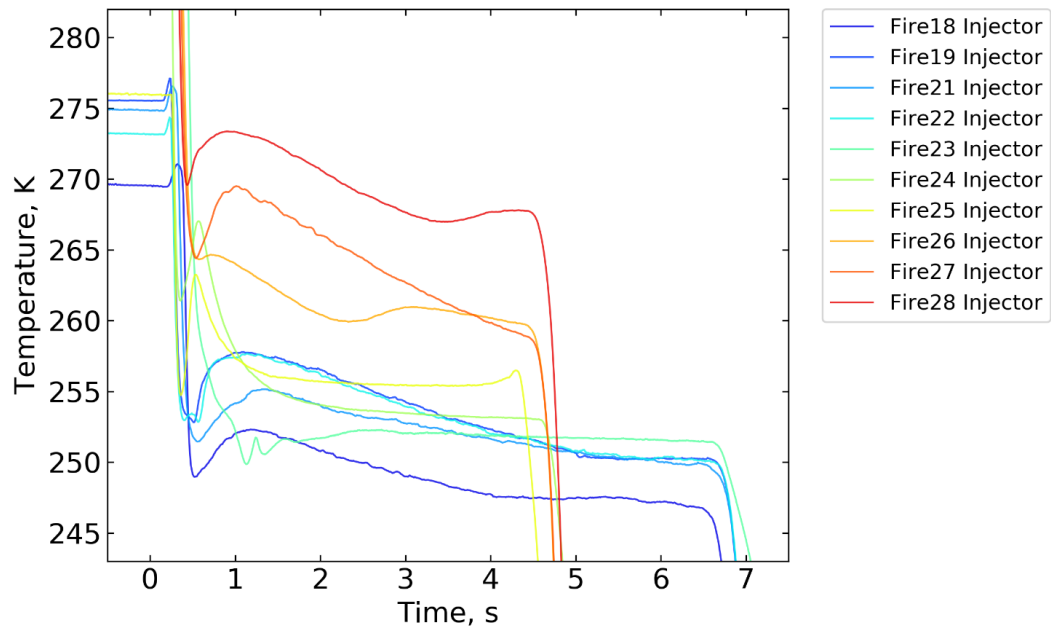


Fig. 6-6 Time series of temperature for hot firing tests (moving average).

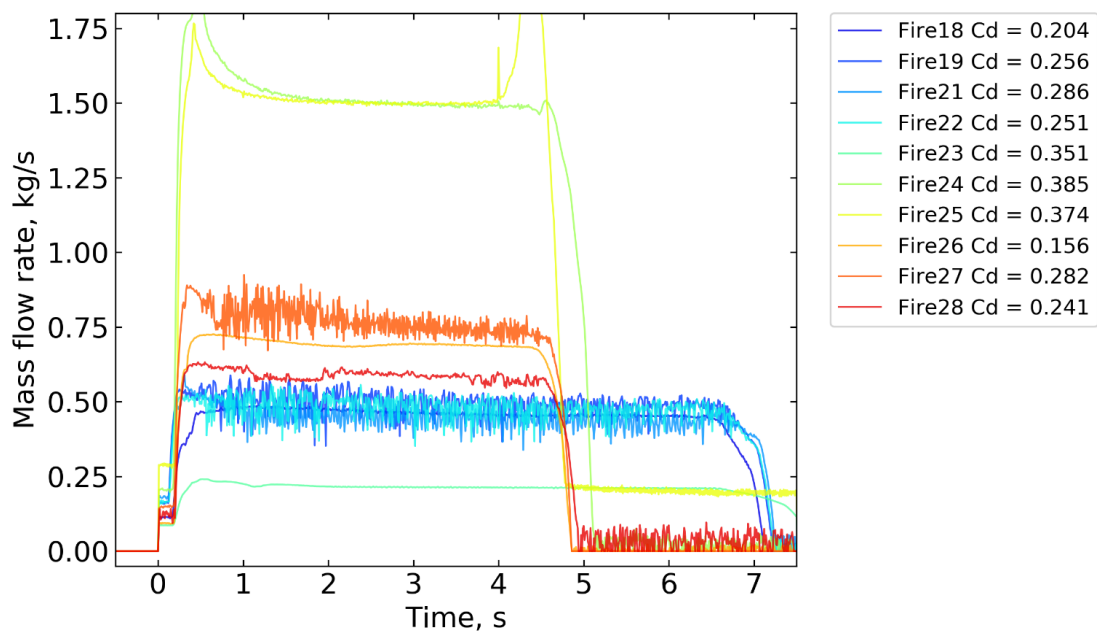


Fig. 6-7 Time series of oxidizer mass flow rate for hot firing tests.

第6章 ハイブリッドロケットエンジン推進特性

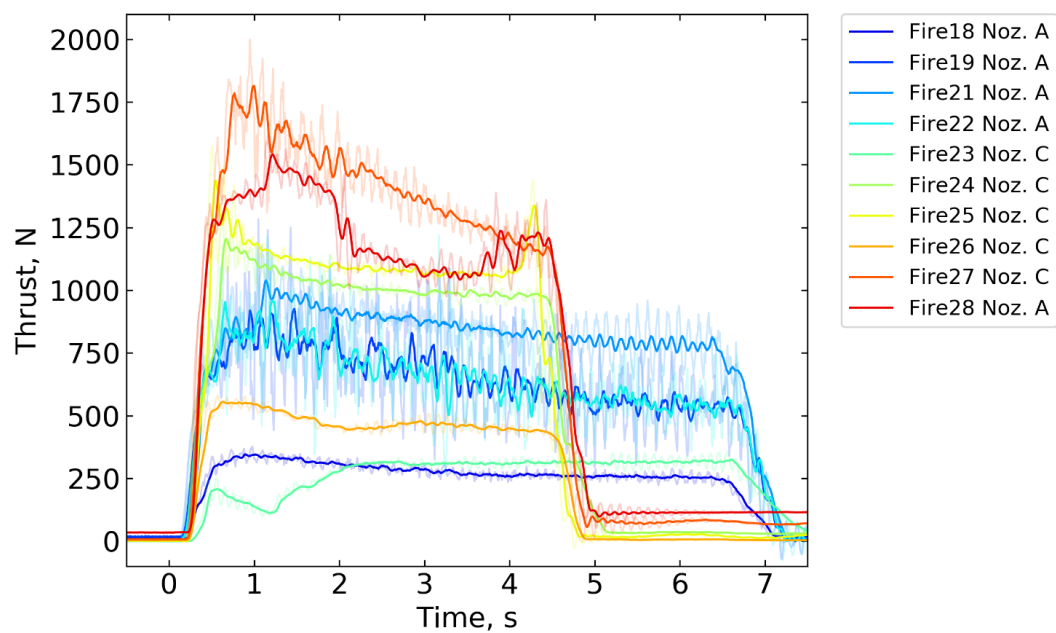


Fig. 6-8 Time series of thrust for hot firing tests (moving average).

Table 6-2 Total mass flow of the propellants.

#	$M_{o,total}$	$M_{f,total}$	t_{burn}	$m_{o,ave}$	$m_{f,ave}$	O/F_{ave}
Fire18	2990 g	120 g	6.0 s	498 g/s	20 g/s	24.9
Fire19	3364 g	360 g		561 g/s	60 g/s	9.3
Fire21	3013 g	980 g		502 g/s	163 g/s	3.1
Fire22	3280 g	360 g		547 g/s	60 g/s	9.1
Fire23	1396 g	278.1 g		233 g/s	46.4 g/s	5.0
Fire24	6763 g	202.6 g	4.0 s	1691 g/s	50.7 g/s	33.4
Fire25	6626 g	215.8 g		1657 g/s	54.0 g/s	30.7
Fire26	2916 g	179.2 g		729 g/s	44.8 g/s	16.3
Fire27	3209 g	405.5 g		802 g/s	101.4 g/s	7.9
Fire28	2505 g	215.8 g		626 g/s	54.0 g/s	12.2

6-3-2. 再現性の検証 —自己加圧—

推力特性の再現性を検証するため、構成要素が同一なハイブリッドロケットエンジン ($d_{inj} = \phi 2.8 \text{ mm}$, $d_{noz} = \phi 28$, $L_f = 500 \text{ mm}$) を用いた燃焼試験として Fire19, Fire22, Fire28 を比較した結果を以下に示す. Fig. 6-9 の圧力履歴および Fig. 6-10 の温度履歴から, Fire19 と Fire22 の供給条件は非常に酷似していることがわかる. これは, 両試験を同時期 (冬季) に連続して実施したため, 外気温が近く飽和蒸気圧により決まる供給圧力も似通ったものと考えられる. これに伴って N_2O の流量や推力, 燃焼圧も酷似した結果を示している. 各値の平均値を比較すると, 各部温度および圧力は 1%未満, 流量, 流量係数, 推力は 3%程度の誤差で一致することから, Fire19 と Fire22 の間には再現性があるとみなせる.

一方で, Fire28 は比較的温暖な時期 (夏季) に実施した燃焼試験であるため, 他の 2 ケースに比べ供給圧が高くなっている. 供給圧の増加に伴って, インジェクタ差圧は増大しているものの, N_2O の流量と推力も増加していることから, 推進性能は他の 2 ケースよりも優位であるといえる.

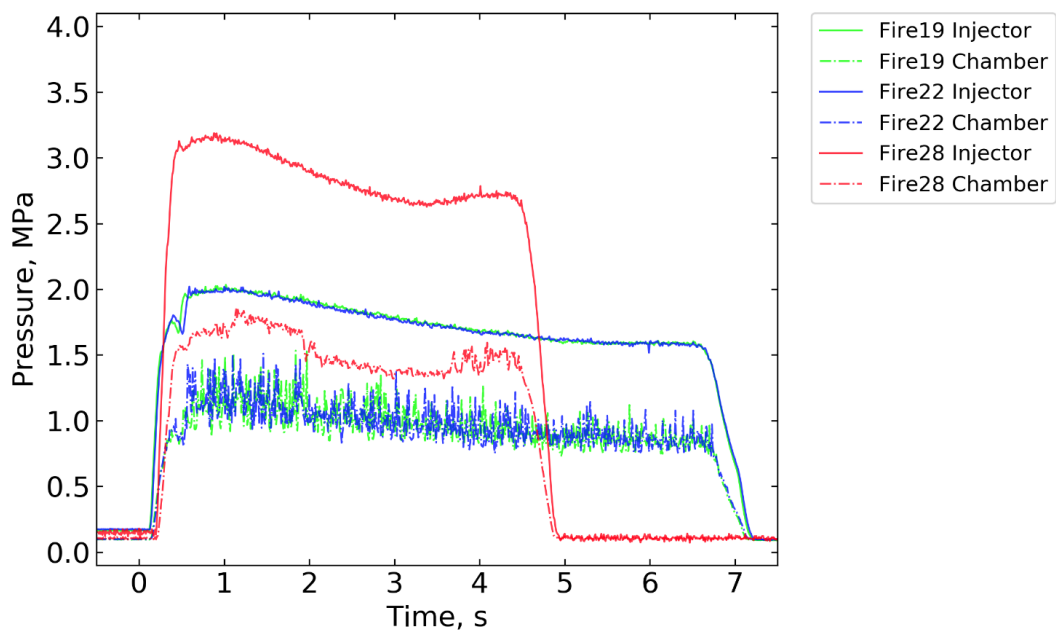


Fig. 6-9 Time series of pressure for hot firing tests at same configuration (moving average).

第6章 ハイブリッドロケットエンジン推進特性

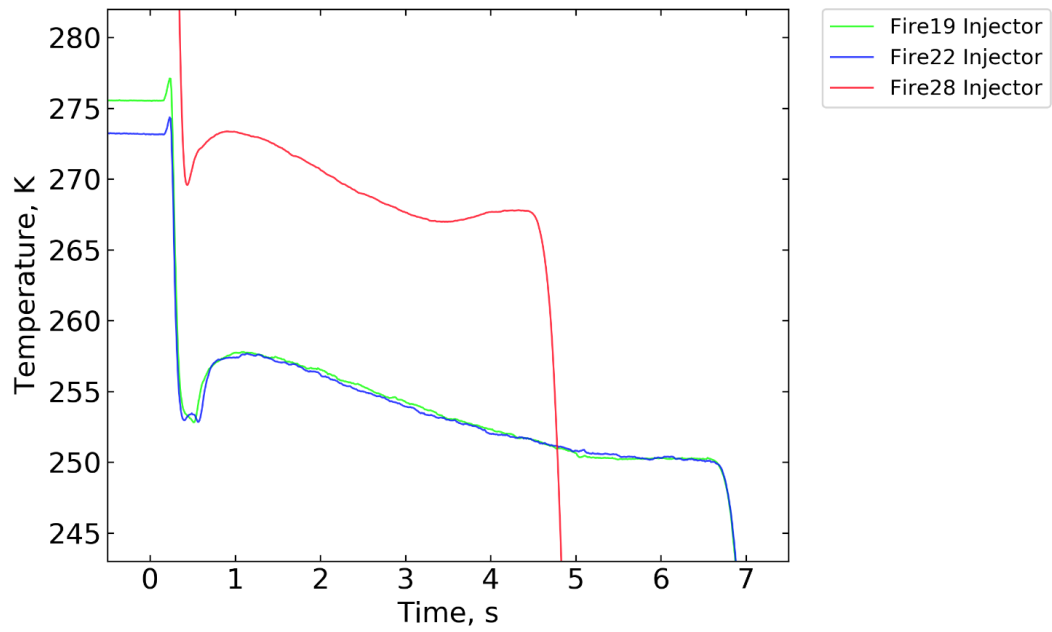


Fig. 6-10 Time series of temperature for hot firing tests at same configuration (moving average).

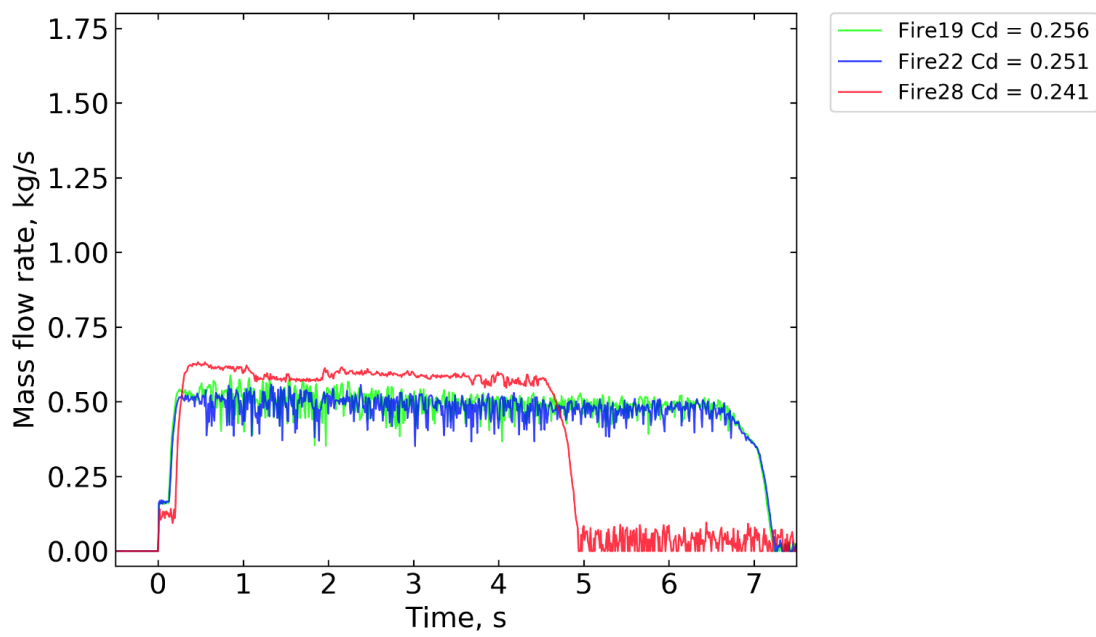


Fig. 6-11 Time series of oxidizer mass flow rate for hot firing tests at same configuration.

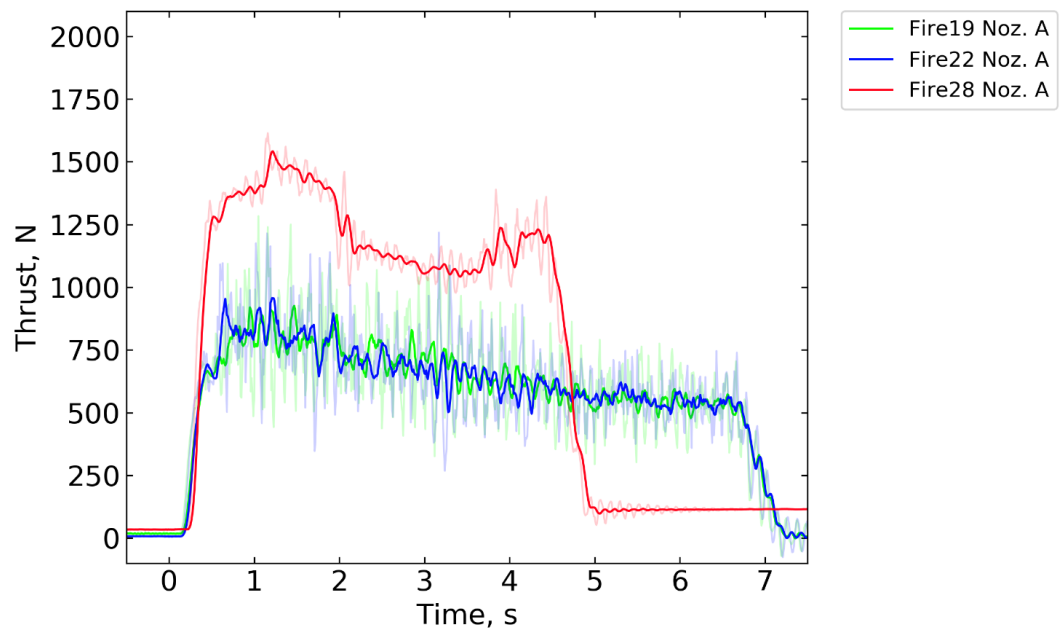


Fig. 6-12 Time series of thrust for hot firing tests at same configuration (moving average).

6-3-3. 供給方式の影響

異なる供給方式により実施した燃焼試験として、外部ガス加圧供給の Fire24 と、自己加圧供給の Fire26 の比較結果を以下に示す。なお、これらの試験に用いたハイブリッドロケットは $d_{inj} = \phi 3.4 \text{ mm}$, $d_{noz} = \phi 46$, $L_f = 500 \text{ mm}$ である。

これらの試験は双方ともインジェクタ圧の 75-85%程度と過大なインジェクタ圧力損失がみられた。本来、供給開始直後背圧が立っていない状態でインジェクタから N_2O が噴射され、燃料と反応することで燃焼圧が立ち、これによって流量がバランスする。しかし、これらのケースはポート径の大きいインジェクタを使用したことにより、大流量の N_2O 供給されたのに対して、ノズル径も大きいものを使用していたため（燃焼室特性長さが小さい条件）、燃焼室内での反応が追い付かず、燃焼圧が立たなかったため大流量の N_2O が排出され続けたものと考えられる。

また、流量係数に注目すると、ガス加圧供給を行った Fire24 でも 0.39 程度と液単相における流量係数（液出した Flow28 では 0.8 程度）よりかはるかに小さいことから、本試験条件ではインジェクタ部でのサブクール度が 2.5 K 程度では不十分であり、インジェクタポート内で混相化したと推察される。

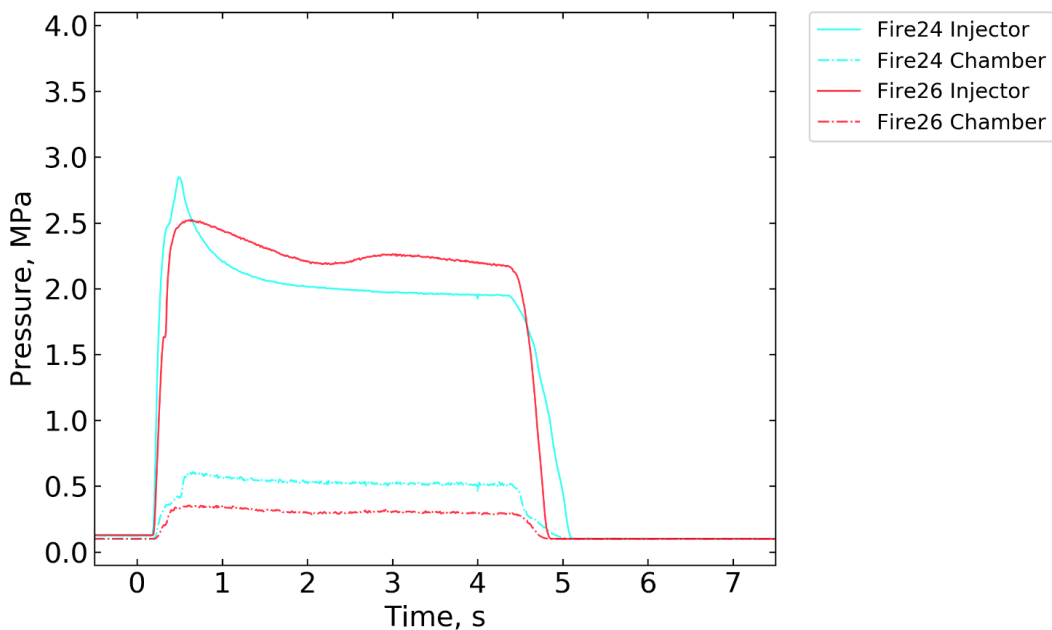


Fig. 6-13 Time series of pressure for hot firing tests at different feeding method (moving average).

第6章 ハイブリッドロケットエンジン推進特性

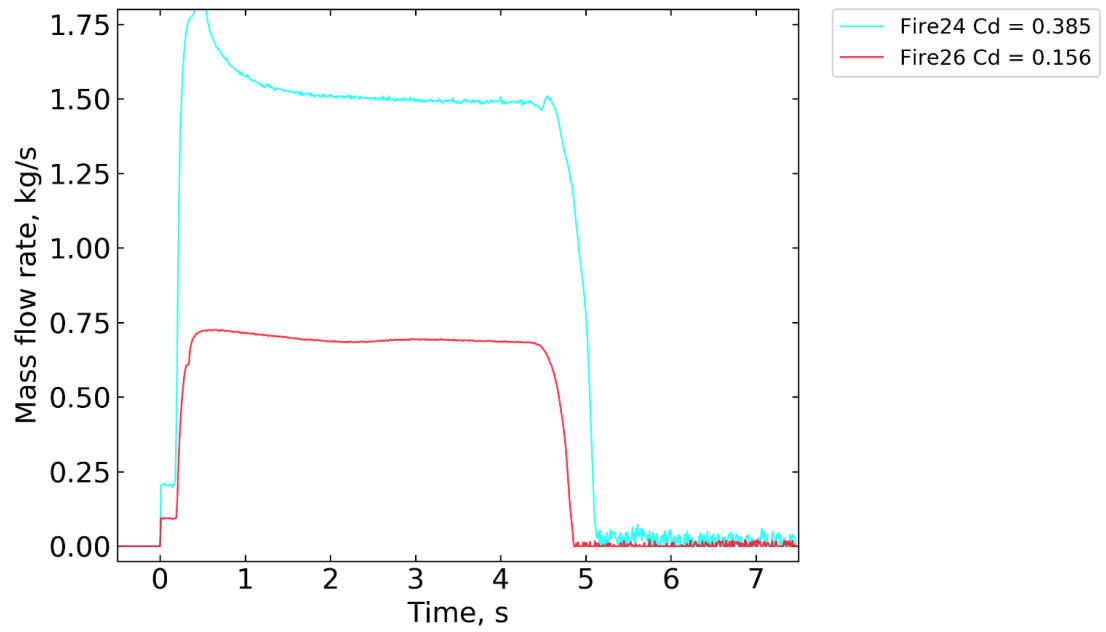


Fig. 6-14 Time series of oxidizer mass flow rate for hot firing tests at different feeding method.

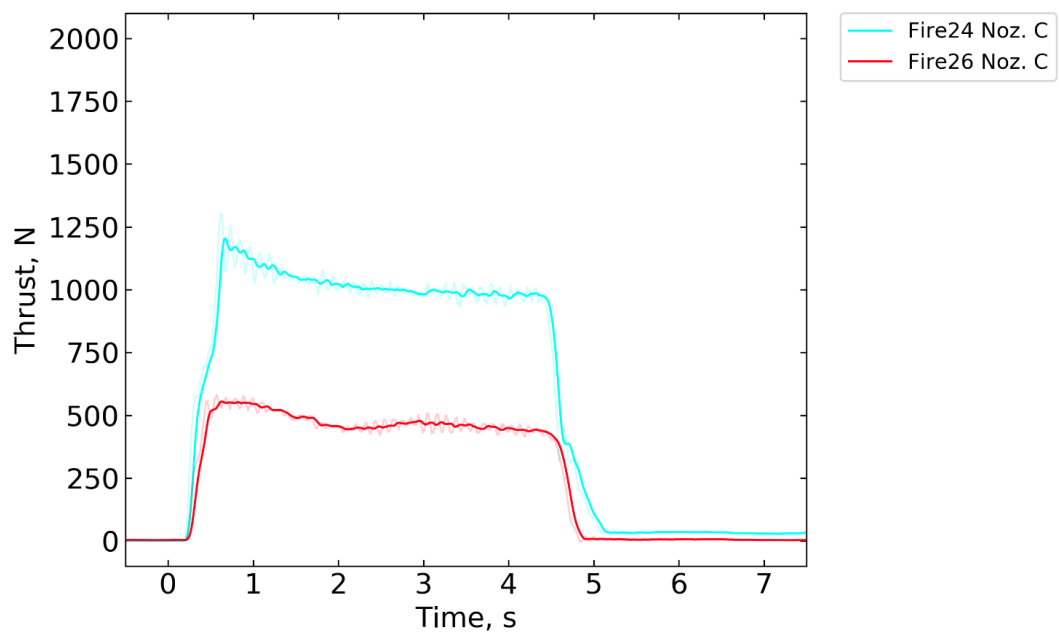


Fig. 6-15 Time series of thrust for hot firing tests at different feeding method (moving average).

6-3-4. 燃焼振動と流量

燃焼不安定，特に供給系とのカップリングによりチャギングなどの燃焼振動はインジェクタ流れに大きな影響を与えるため評価が必要である．ここでは，燃焼振動の評価方法として，定常燃焼圧の平均値に対する燃焼圧の振幅の割合を判定指標とし，定義する燃焼振動パラメータを導入し，各試験について燃焼振動の大きさを評価した．^[47]

$$I_{C.I.} \equiv \frac{p_{c,max} - p_{c,min}}{p_{c,ave}} \Big|_{steady} \quad \text{Eq. 6-15}$$

ここで，燃焼圧が平均値の80%以上となる区間を定常燃焼区間とし，その区間内における値として， $p_{c,max}$ [Pa]：最大燃焼圧， $p_{c,min}$ [Pa]：最小燃焼圧， $p_{c,ave}$ [Pa]：平均燃焼圧であり，燃焼振動パラメータ $I_{C.I.}$ が大きいほど平均燃焼圧に対して燃焼圧の振幅が大きいことを表している．

各燃焼試験における燃焼振動パラメータの値を以下に示す．その結果，実施したすべての燃焼試験において，燃焼振動パラメータが0.05を上回っていることから，“不安定な燃焼”であったとみられる．特に燃焼圧の振幅が大きかった Fire27 について周波数解析を行った結果，燃焼圧に900 Hz帯とその倍成分と思われる1800 Hz帯にピークが見られ，推力においても同周波数帯にピークが見られた．このピークは第4章で述べたように，音響振動に起因する成分と考えられる．

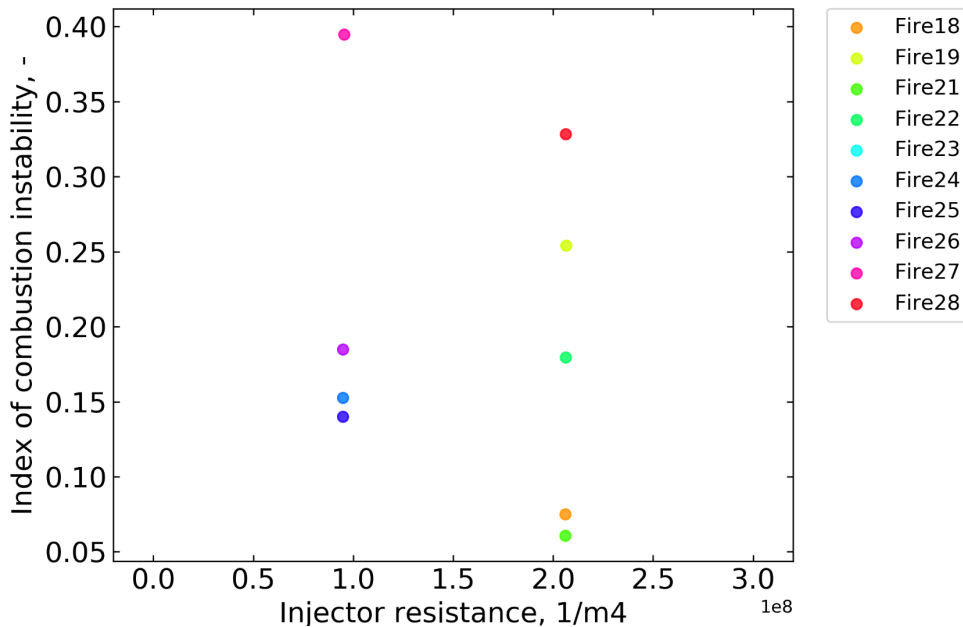


Fig. 6-16 Index of combustion instability vs. injector resistance for hot firing tests.

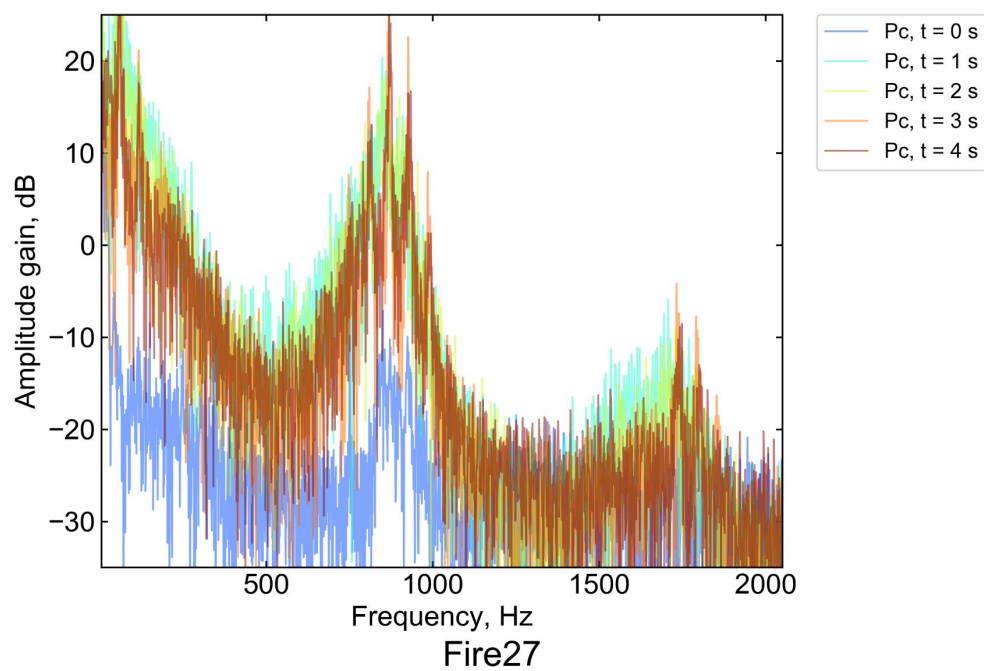


Fig. 6-17 FFT analysis of chamber pressure in Fire27.

6-3-5. 酸化剤流量と O/F の影響

酸化剤流量はハイブリッドロケットエンジンの推進性能を大きく左右する。酸化剤流量の下限では、 N_2O 流量を減らしすぎてインジェクタ圧損が立たず供給系とのカップリングによる燃焼振動を起こす、スロートでチョークしなくなり安定に燃焼しなくなる、等が考えられる。酸化剤流量の上限では、酸化剤流量を大きくし過ぎてライン圧損が過大となる、推力が設計強度を上回る、等が想定される。そこで、酸化剤流量を変化させた場合の推進特性を評価するため、酸化剤流量が小さい（低 O/F）条件として Fire23（6 秒燃焼）、酸化剤流量が大きい（高 O/F）条件として Fire24（4 秒燃焼）を比較した。

Fire23 および Fire24 の酸化剤流量履歴を Fig. 6-18、推力履歴を Fig. 6-19 に示す。

比較結果より、低 O/F 条件の Fire23 は 0.2 g/s, 300 N, 高 O/F 条件の Fire24 は 1.5 kg/s, 1000 N 程度であった。NASA CEA を用いた詳細な推進特性解析結果についても Fig. 6-20 以降に示す。

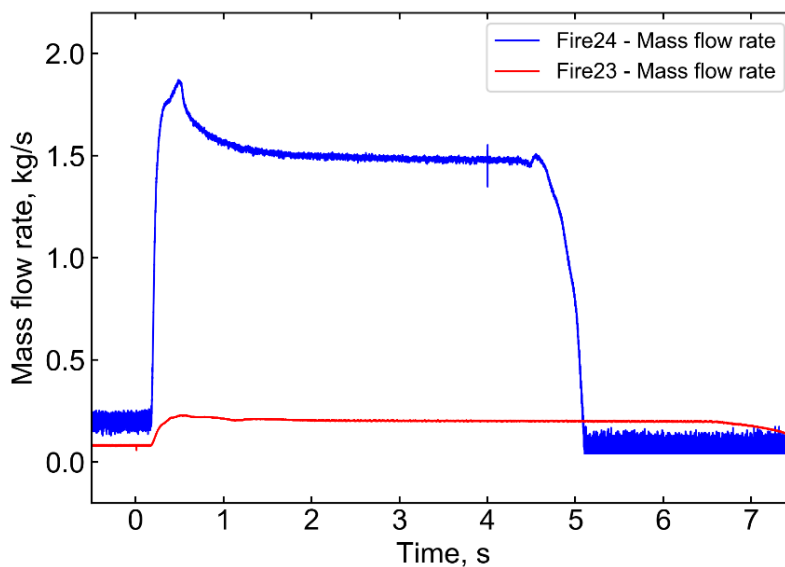


Fig. 6-18 Time series of estimated mass flow rate for Fire23-24.

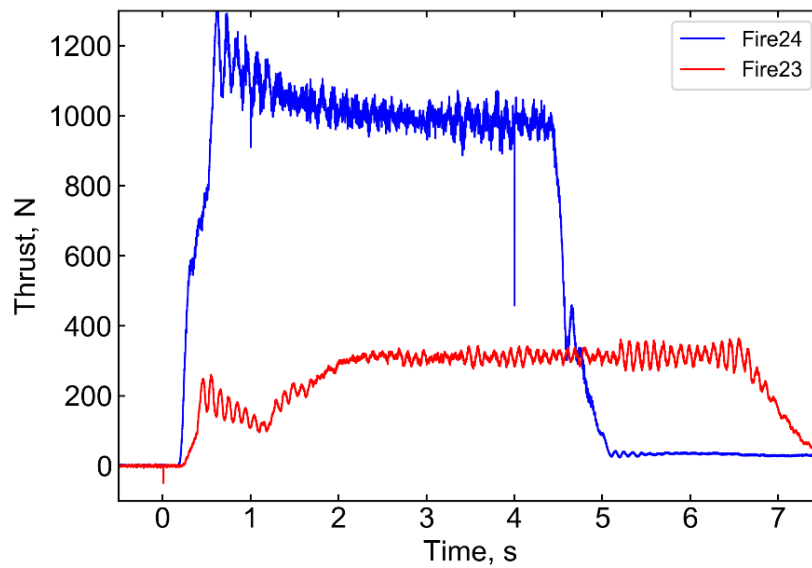


Fig. 6-19 Time series of thrust for Fire23-24.

推進特性に関する推算結果から、Fire23 での O/F は 5 程度、Fire24 での O/F は 30 程度であり、 I_{sp} や c^* 、 η_{c^*} を比較すると、Fire23 では、供給した推進剤は比較的燃え切ったが流量が少なく低推力になったのに対し、Fire24 では、大流量の N_2O 供給により推力が大きくなっているが、大部分の推進剤が未燃のままノズルから排出されたものと推察される。これらの結果から、推進特性を予測するうえでは、酸化剤供給量だけでなく液体ロケットエンジンにおける燃焼室特性長さ L^* のようなノズル径と燃焼効率を示す指標が必要である可能性が示唆された。

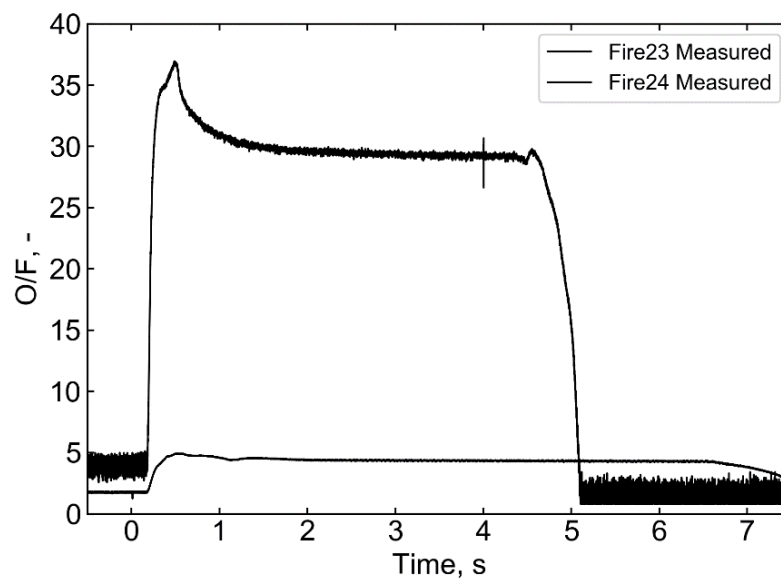


Fig. 6-20 Time series of mixture ratio for Fire23-24.

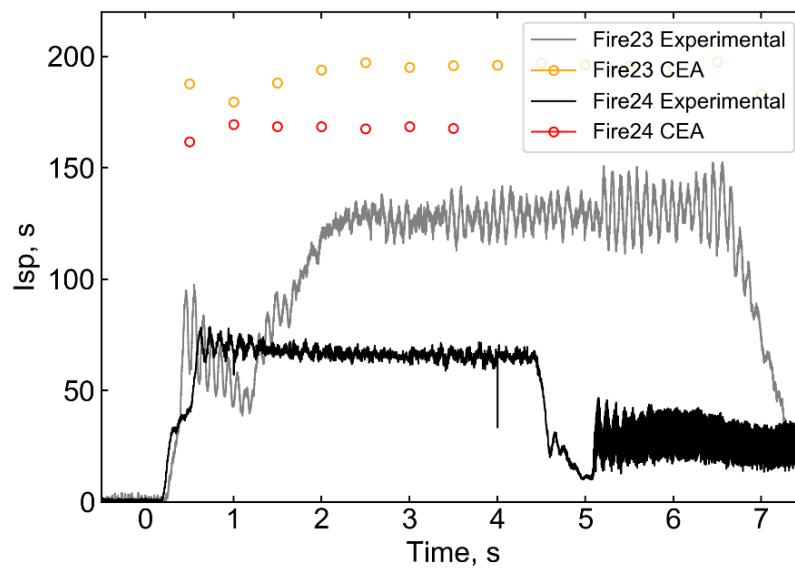


Fig. 6-21 Time series of estimated specific impulse for Fire23-24.

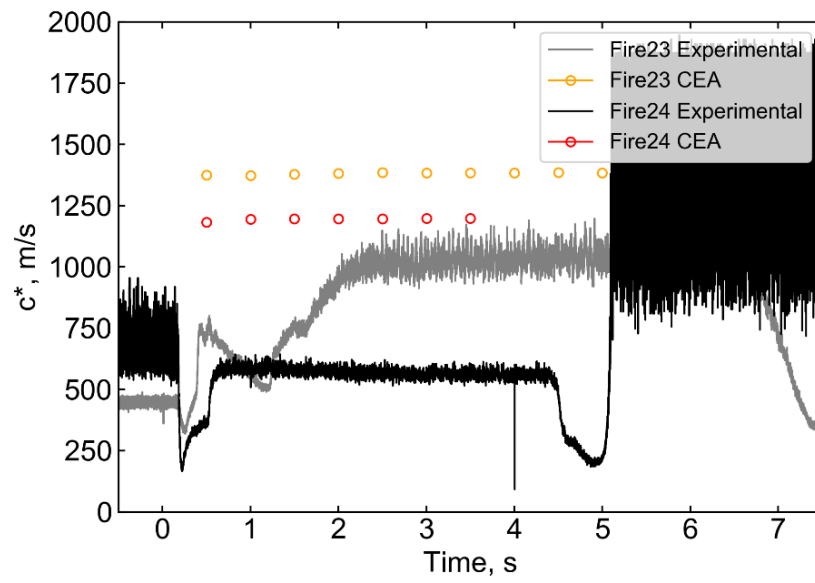


Fig. 6-22 Time series of estimated c^* for Fire23-24.

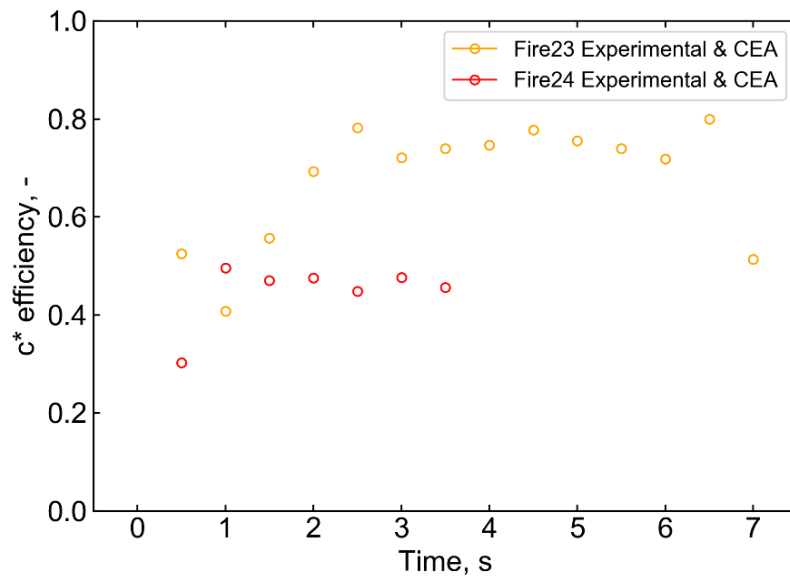


Fig. 6-23 Time series of estimated c^* efficiency for Fire23-24.

6-4. 本章のまとめ

第6章では、自己加圧およびガス加圧した N_2O と PMMA を組み合わせたハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験を行い、燃焼状態がインジェクタ流れに及ぼす影響を評価した結果について述べた。また、自己加圧供給による推力履歴の予測精度向上に向けて、インジェクタやノズルの径が推進特性に及ぼす影響についても評価した。本章で得られた結論は以下の通りである。

- (1) 同じサイズのインジェクタ、燃料、ノズルを使用した自己加圧式ハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験結果から、供給圧力は実施時期の環境温度に起因して大きくなることで推力も最大で 1.7 倍程度まで上昇するのに対して、流量係数は 5%以内（標準偏差 0.01）で一致し、再現性があることが確認された。
- (2) 供給方式を変更した燃焼試験結果の比較から、ガス加圧供給を行った場合、推進剤流量の増大に伴い推力も大きくなる一方で、燃焼効率が極端に低下するほか、インジェクタ部でのサブクール度が不十分である場合（本ケースでは 2.5 K 程度）、インジェクタポート内で二相化し、流量係数が液単相流における値よりも大幅に小さくなる傾向が示唆された。
- (3) 燃焼圧の振幅を評価するために、燃焼振動パラメータ（定常燃焼圧に対する圧力振幅の割合）を導入し評価を行った結果、実施したすべての燃焼試験において定常燃焼圧の 5%以上の圧力振動が見られた。特に燃焼振動の大きい試験について周波数解析を行った結果、900 Hz 帯すなわち音響振動が主要な原因である可能性が示唆された。

第7章 結論

本研究は、ロケットエンジン用液体推進剤のひとつである亜酸化窒素を自己加圧供給した際の気液二相流の流動様式や圧力損失、インジェクタ流量係数といった流動特性を明らかにしようとしたものである。各章にて述べた各種試験結果や多角的に評価した結果および得られた知見を以下にまとめる。

第1章では、本研究の背景として、近年期待されている亜酸化窒素のロケットエンジン用推進剤としてのポテンシャルと適応可能性について論じた。また、自己加圧供給を実用化するうえでの課題と既往研究について述べるとともに、気液二相流の流動特性解明および推進特性の予測精度向上の必要性と本研究の目的について言及した。

第2章では、本研究にて用いた亜酸化窒素や二酸化炭素について紹介するとともに、可視化高速撮影や静電容量計測を含む計測系や試験設備、運用手順について言及した。また、ほぼすべての試験にて共通の典型的な自己加圧排出現象についても紹介した。

第3章では、気液二相流動特性を評価するうえで極めて重要なパラメータである流量や気泡径、気泡流速、ボイド率を推定するための解析手法について述べた。さらに、代表的な試験結果を取り上げ、定性的な傾向について論じた。

可視化高速撮影では、最大内圧 7 MPa で流動する N_2O の様相の撮影に成功し、画像解析により、壁面近傍を流れる気泡の直径は数 100 μm 、気泡流速は 5-10 m/s であることが明らかにした。また、実測した静電容量から、温度ドリフトの影響を排除したボイド率推算手法を確立し、ボイド率の時間変化傾向の取得に成功した。 N_2O 流し試験における定性的な傾向としては、タンク内の液温が環境温度よりも低いにも関わらず、圧力損失に伴うキャビテーションに起因して、液温が低下することを明らかにした。

第4章では、 N_2O の自己加圧供給に伴う非定常気液二相流におけるボイド率を明らかにするとともに、流量や流体温度、インジェクタ下流圧などがボイド率やインジェクタ流れに与える影響について詳説した。

静電容量型ボイド率計の計測結果から、流量による差異はあるもののボイド率はおおむね 0.3-0.6 程度であることが明らかになった。また、どの試験条件においてもボイド率が次第に増加する傾向にあり、これは減圧沸騰によりタンク出口におけるボイド率が増加していることに起因すると推察される。

第7章 結論

径の異なる3種類のインジェクタ ($\phi 1.4\text{ mm}\times 8$, $\phi 2.8\text{ mm}\times 8$, $\phi 3.8\text{ mm}\times 8$) による流し試験から、ボイド率と供給温度は負の相関、流量係数と供給温度は正の相関、ボイド率と排出流量は負の相関があることが明らかにした。また、流量係数と供給温度は線形性の強い負の相関があることが明らかになった。これらの関係は熱力学的効果に起因すると推察され、供給温度の上昇に伴って気泡成長が抑制されることで、ボイド率は減少し流量係数は増大する傾向が明らかとなった。

インジェクタ流れについては、圧力比があるしきい値（臨界圧力比）を下回る場合、インジェクタを通過する流れは臨界二相流を形成し、流量はインジェクタ上流圧の1/2乗に比例する傾向が示唆された。一方、燃焼試験によっては、チャギングおよび音響振動に由来する燃焼振動がみられた。特に、チャギングについては圧力振動によるインジェクタ圧力比の変動が臨界圧力比をまたぐことに起因しているとみられ、燃焼振動がインジェクタ流れに影響を与える可能性が示唆された。

第5章では、自己加圧供給に伴う非定常性の強い気液二相流における圧力損失を解明することを目的として、ガス加圧および自己加圧供給による N_2O 流し試験を評価した結果について述べた。また、得られた実験事実から、流動に伴って非定常にボイド率が増加している可能性がされたため、圧力損失とボイド率変化を推定するための物理モデルを構築することで、ボイド率の変化傾向を予測した。

前章までで得られた知見から、当該流れ場は微細な気泡を含む均質な流れ場であると仮定し、実測したボイド率を用いて二相流平均パラメータを算出することで気液二相流における圧力損失特性を評価した結果、管摩擦係数は0.12-0.22程度であり、Moody線図などに示される経験式から得られる値よりも最大で90%程度大きくなる可能性が示唆された。

実験事実を再現した物理モデルにより、タンクからインジェクタまでの間でボイド率が最大0.15程度増加している可能性が示唆された。また、流動に伴うボイド率変化は圧力損失の影響を強く受けるため、流量が大きいほどボイド率変化量も増大する傾向が示された。

第6章では、自己加圧およびガス加圧した N_2O とPMMAを組み合わせたハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験を行い、燃焼状態がインジェクタ流れに及ぼす影響を評価した結果について述べた。その結果、供給圧力は環境温度により変動するものの、同じインジェクタおよびノズルを使用した試験では、流量係数が5%以内（標準偏差0.01）

第7章 結論

で一致し、再現性があることを示した。また、ガス加圧供給を行った場合、推進剤流量の増大に伴い推力も大きくなる一方で、燃焼効率が極端に低下する傾向が見られた。

実施したすべての燃焼試験において定常燃焼圧の5%以上の圧力振動が見られ、周波数解析を行った結果、900 Hz 帯すなわち音響振動（気柱振動）が主要な原因である可能性が示唆された。

以上より、本研究では、自己加圧式ロケットエンジン用液体推進剤である亜酸化窒素の非定常気液二相流について、多角的な評価を行い、得られた二相流パラメータを踏まえて圧力損失およびボイド率変化を推定する物理モデルを構築することで流量の推定が可能であることを確認した。

文献

- [1] 木村逸郎, ロケット工学, 養賢堂, 1993.
- [2] 鈴木弘一, ロケットエンジン, 森北出版, 2004.
- [3] M. J. Chiaverini , K. K. Kou, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, AIAA, 2007.
- [4] G. P. Sutton , O. Biblarz, “Rocket Propulsion Elements, 9th ed.,” John Wiley and Sons, NJ., 2016.
- [5] Harje, D. T., “Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194,” NASA Headquarters, Washington, DC., 1972.
- [6] X. Yang, X. Hong , W. Dong, “Investigation on Self-pressurization and Ignition Performance of Nitrous Oxide Fuel Blend Ethylene Thruster,” Aerospace Science and Technology, 82-83, pp.161-171, 2018.
- [7] R. L. Rosenfield, “The Nitrous Oxide / Propane Rocket Engine,” DARPA Tactial Technology Office, GASL TR No.387, 2001.
- [8] M. Kobald, U. Fischer, K. Tomilin, A. Petrarolo , C. Schmierer, “Hybrid Experimental Rocket Stuttgart: A Low-Cost Technology Demonstrator,” AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, 55(2), pp.484-500, 2018.
- [9] Y. Chen , B. Wu, “Development of a Small Launch Vehicle with Hybrid Rocket Propulsion,” 2018 Joint Propulsion Conference, Cincinnati, OH, July 9-11, 2018, AIAA 2018-4835, 2018.
- [10] Z. Thicksten, F. Macklin , J. Campbell, “Handling Considerations of Nitrous Oxide in Hybrid Rocket,” 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, CT, AIAA 2008-4830, 2008.
- [11] 秋葉鎌二郎, 青木嘉範, 加勇田清勇, 藤井篤之, 永田晴紀 , 佐鳥新, “二段燃焼ハイブリッドロケットの先導研究,” 日本航空宇宙学会論文集, 51 巻, 591 号, pp.141-150, 2003.
- [12] S. Tokudome, T. Yagishita, H. Habu, T. Shimada , Y. Daimo, “Experimental Study of an N2O/Ethanol Propulsion System,” 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, July 8-11, 2007, AIAA 2007-5464, 2007.
- [13] K. Yasuda, D. Nakata, K. Okada, M. Uchiumi, K. Higashino , R. Imai, “N2O Tank Emptying Characteristics on a Running Rocket Sled,” 2018 Joint Propulsion Conference, Cincinnati, Ohio, AIAA 2018-4596, 2018.
- [14] V. Zakirov, M. Sweeting, T. Lawrence , J. Sellers, “Nitrous Oxide as a Rocket Propellant,” Acta Astronautica, 48(5-12), pp.353-362, 2001.
- [15] A. A. Chandler, J. B. Cantwell, S. G. Hubbard , A. Karabeyoglu, “Feasibility of Single Port Hybrid Propulsion System for a Mars Ascent Vehicle,” Acta Astronautica, 69(11-12), pp.1066-1072, 2011.
- [16] L. Casalino , D. Pastrone, “Optimal Design of Hybrid Rocket Motors for Microgravity Platform,” AIAA Journal of Propulsion and Power, 24(3), pp.491-498, 2008.
- [17] E. T. Jens, B. J. Cantwell , G. S. Hubbard, “Hybrid Rocket Propulsion Systems for Outer Planet Exploration Missions,” Acta Astronautica, 128, pp.119-130, 2016.

文献

- [18] 坂口忠司, 赤川浩爾, 小沢守, 栗井清, 宮本幸雄, 幾金隆文, “超臨界圧ボイラにおける圧力損失の研究,” 日本機械学会論文集, 42 巻, 361 号, pp.2910-2920, 1976.
- [19] G. G. Simeoni, T. Bryk, F. A. Gorelli, M. Krisch, G. Ruocco, F. Santoro, T. Scopigno, “The Widom Line as the Crossover between Liquid-like and Gas-like behaviour in supercritical Fluids,” Nature Physics, Volume 6, Issue 7, pp.503-507, 2010.
- [20] 渡辺敏晃, 花岡裕, 戸倉郁夫, “減圧に伴う液体窒素のフラッシング現象 (第 1 報, 比較的遅い減圧速度の場合),” 日本機械学会論文集 (B 編), 61 巻, 585 号, pp.1849-1854, 1995.
- [21] J. E. Zimmerman, B. Cantwell, “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, 2015.
- [22] 渡辺敏晃, 花岡裕, 戸倉郁夫, “減圧に伴う液体窒素のフラッシング現象 (第 2 報, 減圧初期におけるミスト層の形成および液面挙動),” 日本機械学会論文集 (A 編), 63 巻, 610 号, pp.2148-2153, 1997.
- [23] S. A. Whitmore, S. N. Chandler, “Engineering Model for Self-Pressurizing Saturated-N₂O-Propellant Feed Systems,” AIAA Journal of Propulsion and Power, 26(4), pp.706-714, 2010.
- [24] G. Zilliac, A. Karabeyoglu, “Modeling of Propellant Tank Pressurization,” 41th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, Tucson, AZ, July 10-13, 2005, AIAA 2005-3549, 2005.
- [25] 加藤洋治, 新版 キャビテーション 基礎と最近の進歩, 槇書店, 1999.
- [26] D. H. Huang, D. K. Huzel, Design of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA, SP-125, 1971.
- [27] C. E. Brennen, Cavitation and bubble dynamics, Oxford University Press, 1995.
- [28] M. Uchiumi, S. Hori, N. Sakazume, K. Kamijo, “Ground-Test and Flight Results of LE-7A FTP with an Alternate Inducer,” Journal of Propulsion and Power, Vol.22, No.1, 2012.
- [29] 安田一貴, 中田大将, 内海政春, 今井良二, “自己加圧による亜酸化窒素の気液二相流タンク排出特性,” 第 19 回キャビテーションに関するシンポジウム, 講演論文集, 2018.
- [30] 安田一貴, 中田大将, 内海政春, 岡田空悟, 今井良二, “亜酸化窒素自己加圧排出に伴う気液二相流流動特性計測,” 日本機械学会第 95 期流体工学部門講演会, 講演論文集, U00119, 2018.
- [31] K. Yasuda, D. Nakata, M. Uchiumi, “Experimental study on temperature change by cavitation accompanying self-pressurization of propellant for small rocket engines,” 18th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, 2020, 2020.
- [32] 赤川浩爾, 気液二相流, コロナ社, 1974.
- [33] K. Yasuda, D. Nakata, M. Uchiumi, K. Okada, R. Imai, “Fundamental Study on Injector Flow Characteristics of Self-Pressurizing Fluid for Small Rocket Engines,” Journal of Fluid Engineering, Vol.143, 021307, 2021.
- [34] 日本機械学会, 改訂 気液二相流技術ハンドブック, 2006.
- [35] C. E. Brennen, Fundamentals of Multiphase Flows, Cambridge University Press, 2005.
- [36] 赤川浩爾, “気液二相流のモデリングとシミュレーション,” 鉄と鋼, 75 巻, 4 号, pp.571-577, 1989.
- [37] L. S. Tong, Boiling Heat Transfer and Two-Phase Flow, Robert E. Krieger Pub. Comp., 1975.

文献

- [38] 井上晃, 青木成文, “管内二相流の圧力損失に関する基礎的研究,” 日本機械学会論文集 (第2部), 32巻, 238号, pp.940-947, 1966.
- [39] 赤川浩爾, 坂口忠司, 河野誠, 西村政晴, “並列蒸発管系の流量分配と流動の安定性に関する研究,” 日本機械学会論文集 (B編), 36巻, 292号, pp.2104-2155, 1970.
- [40] W. H. Nurick, “Orifice Cavitation and Its Effect on Spray Mixing,” ASME J. Fluids Eng., 98(4), pp.681-687, 1976.
- [41] W. H. Nurick, T. Ohanian, D. G. Talley, P. A. Strakey, “The Impact of Manifold-to-Orifice Turning Angle on Sharp-Edge Orifice Flow Characteristics in Both Cavitation and Noncavitation Turbulent Flow Regimes,” ASME J. Fluids Eng., 130(12), p.121102, 2008.
- [42] W. H. Nurick, T. Ohanian, D. G. Talley, P. A. Strakey, “Impact of Orifice Length/Diameter Ratio on 90 deg Sharp-Edge Orifice Flow with Manifold Passage Cross Flow,” ASME J. Fluids Eng., 131(8), p.081103, 2009.
- [43] T. J. Rohloff, I. Catton, “Low Pressure Differential Discharge Characteristics of Saturated Liquids Passing Through Orifices,” ASME J. Fluids Eng., 118(3), pp.520-525, 1996.
- [44] 植田辰洋, 気液二相流 流れと熱伝達, 養賢堂, 1981.
- [45] 甲藤好郎, “圧縮性飽和二相流の力学 (臨界流),” 日本機械学会論文集, 34巻, 260号, pp.731-742, 1968.
- [46] B. Ebrahimi, G. He, Y. Tang, M. Franchek, D. Liu, J. Pickett, F. Springett, D. Franklin, “Characterization of High-pressure Cavitating Flow through a Thick Orifice Plate in a Pipe of Constant Cross Section,” International Journal of Thermal Sciences, 114, pp.229-240, 2017.
- [47] B. S. Waxman, J. E. Zimmerman, B. J. Cantwell, “Mass Flow Rate and Isolation Characteristics of Injectors for Use with Self-Pressurizing Oxidizers in Hybrid Rockets,” 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, July 14-17, 2013, AIAA 2013-3636, 2013.
- [48] D. Nakata, K. Yasuda, K. Okada, K. Higashino, R. Watanabe, “N₂O Flow History Prediction in an Oxidizer Feed Line of Hybrid Rockets,” Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan 16(1), pp. 81-87, 2018.
- [49] 安田一貴, 中田大将, 岡田空悟, 東野和幸, 内海政春, “亜酸化窒素のタンク排出特性解析モデルの実験的検証,” 第61回宇宙科学技術連合講演会, 講演論文集, P29, 2017.
- [50] 安田一貴, 中田大将, 内海政春, 今井良二, “ハイブリッドロケット用酸化剤タンクの自己加圧排出特性に関する研究,” 第55回日本伝熱シンポジウム, 講演論文集, K123, 2018.
- [51] A. Karabeyoglu, J. Dyer, J. Stevens, B. Cantwell, “Modeling of N₂O Decomposition events,” 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Hartford, CT, July 21-23, 2008, AIAA 2008-4933, 2008.
- [52] NIST, “NIST database,” last modified October 2018, accessed May 5, 2020. [オンライン].
- [53] 岡田航, 佐藤哲也, 小林弘明, 前野徳秀, 坂本勇樹, “画像解析法による極低温二相流のボイド率測定に関する研究,” 航空宇宙技術, 14巻, pp.163-170, 2015.

文献

- [54] 松尾一泰, 圧縮性流体力学—内部流れの理論と解析, オーム社, 2013.
- [55] J. Dyer, Z. Doran, K. Lohner, G. Zilliac, “Modeling Feed System Flow Physics for Self-Pressurizing Propellants,” 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2007-5702, 2007.
- [56] B. Waxman, B. Cantwell, G. Zilliac, “Effects of Injector Design and Impingement Techniques on the Atomization of Self-Pressurizing Oxidizers,” 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2012-3906, 2012.
- [57] R. S. Branch, “ImageJ,” [オンライン].
- [58] 日向滋, J. E. S. Venart, A. C. M. Sousa, 桜井正幸, 中沢賢, 市村市夫, “光ファイバを使った微細ボイド率計に関する研究,” 日本機械学会論文集 (B 編), 56 巻, 525 号, 1990.
- [59] 上野隆司, 笠原二郎, 鈴木忠彦, “オブチカルプローブを用いた気液二相流動の微視的計測技術の開発,” 三菱重工技報, 35 巻, 3 号, 1998.
- [60] R. E. Vieira, N. R. Kesana, C. F. Torres, B. S. Mclaury, S. A. Shirazi, E. Schleicher, U. Hampel, “Experimental Investigation of Horizontal Gas-Liquid Stratified and Annular Flow using Wire Mesh Sensor,” Journal of Fluids Engineering, 136(2014), p.121301, 2014.
- [61] K. Hori, T. Fujimoto, K. Kawanishi, “Development of Ultra-fast X-ray Computed Tomography Scanner System,” IEEE Nuclear Science Symposium Conference Record, 1997.
- [62] T. Saito, K. Mishima, Y. Tobita, T. Suzuki, M. Matsubayashi, “Measurements of Liquid-metal Two-phase Flow by Using Neutron Radiography and Electrical Conductivity Probe,” Experimental Thermal and Fluid Science, Vol.29(3), pp.323-330, 2003.
- [63] 村川英樹, 木倉宏成, 山中玄太郎; 有富正憲, “マルチウェイブ超音波を用いた気液二相流計測,” 混相流研究の進展, 1 巻, pp.17-23, 2006.
- [64] 坂本勇樹, 小林弘明, 東和弘, 長尾直樹, 杉森大造, 杵淵紀世志, 佐藤哲也, “LE-5B-3 地上燃焼試験用静電容量型ボイド率計の開発,” 航空宇宙技術, Vol.18, pp.19-28, 2019.
- [65] 渡辺博典, 光武徹, 柿崎禎之, 高瀬和之, “静電容量検出型電気式ボイド率計の実用化に関する実験的研究,” 日本機械学会論文集 (B 編), 74 巻, 742 号, pp.1257-1262, 2008.
- [66] 国立天文台, 理科年表プレミアム, 丸善, 2016.
- [67] Y. Sakamoto, T. Sato, H. Kobayashi, “Development Study of a Capacitance Void Fraction Sensor Using Asymmetrical Electrode Plates,” Journal of Fluid Science and Technology, Vol.11, No.2, JFST0008, 2016.
- [68] T. Moriyoshi, T. Kita, Y. Uosaki, “Static Relative Permittivity of Carbon Dioxide and Nitrous Oxide up to 30 MPa,” Berichte der Bunsengesellschaft für physikalische Chemie, Vol.97(4), 1993.
- [69] Maxwell, A treatise on electricity vol.1, 1954.
- [70] 坂本勇樹, 佐藤哲也, 北古賀智史, 角悠輝, 戎野翔輝, 浦垣昂太, 小林弘明, “非対称極板を用いた静電容量型ボイド率計の開発研究,” 第 55 回航空原動機・宇宙推進講演会, 講演論文集 JSASS-2015-0060, 2015.

文献

- [71] NASA, “Review and Test of Chillover Methods for Space-based Cryogenic Tanks,” NASA, AIAA-91-1843.
- [72] A. Majumdar, “No Vent Fill and Transfer Line Chillover Analysis by Generalized Fluid System Simulation Program (GFSSP),” Thermal & Fluids Analysis Workshop, 2013.
- [73] C. E. Brennen, “The dynamic behavior and compliance of a stream of cavitating bubbles,” J. Fluids Eng., 95(4), pp.533-541, 1973.
- [74] 伊賀由佳, 古澤哲平, “温水キャビテーションにおける熱力学的効果の発現に関する実験的研究,” 日本機械学会論文集, 83 巻, 845 号, p.16-00377, 2017.
- [75] S. Gordon, B. J. McBride, “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis, NASA RP-1311,” NASA Headquarters, Washington, DC., 1994.
- [76] 松尾一泰, 流体の力学－水力学と粘性・完全流体の基礎, オーム社, 2013.
- [77] L. F. Moody, “Friction Factors for Pipe Flow,” Trans. ASME 66(8), pp.671-684, 1944.
- [78] 日本機械学会, 技術資料 管路・ダクトの流体抵抗, 日本機械学会, 1979.
- [79] 森吉孝, 魚崎泰弘, “超臨界流体とその応用,” 圧力技術, 24 巻, 6 号, pp.322-331, 1986.
- [80] Y. Saito, T. Yokoi, H. Yasukochi, K. Soeda, T. Totani, M. N. H. Wakita, “Fuel Regression Characteristics of a Novel Axial-injection End-burning Hybrid Rocket,” Journal of Propulsion and Power, Vol.34, No.1, 2018.

謝辞

本研究の遂行および論文の執筆にあたり、様々な方々からのご協力と激励のお言葉を頂きました。ここに、お力添えをしてくださったすべての方々にお礼の言葉を申し上げます。

本論文は筆者が課程博士として室蘭工業大学大学院 工学研究科 工学専攻 博士後期課程に在籍中の研究成果をまとめたものである。

室蘭工業大学 航空宇宙システム研究センター長 内海 政春 教授には、本研究を推進するにあたり、指導教員として多大なお時間を割いていただき、研究や開発、試験に対する心構えから、研究者としての生き方・考え方に至るまで、あらゆる面においてご薫陶を受け、未熟ながらも、今後の研究開発を進める上での礎を築くとともに、大いに成長することができたと考えております。ここに深甚なる謝意を表します。

室蘭工業大学 もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット 今井 良二 教授には、博士後期課程の途中まで指導教員を引き受けてくださり、懇切丁寧なご指導を賜りました。また、専門的で有益なご助言だけでなく、関連分野との繋がりや幅広い視野、気づきを与えてくださいました。ここに深謝の意を表します。

本論文を審査していただきました室蘭工業大学 もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット 廣田 光智 准教授には、有意義なご討議を頂くとともに貴重なご教示とご助言を賜りました。ここに深く感謝の意を表します。

室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター 中田 大将 助教には、私が学部4年生の頃から博士前期課程を修了するまで指導教員として、研究や試験のいろはをご指導して頂いただけでなく、博士後期課程でもほぼすべての試験に携わってくださり、試験の実施からデータ解析、考察や討議に至るまで幅広くご協力くださいました。ここに、深謝の意を表します。

本研究を遂行するにあたり、室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター 高野 智之 主任には、各種試験を実施する上で数多くの技術的な補助やご協力を賜りました。深く感謝の意を表します。

また、実験や解析にて多大なご協力を頂き、ゼミなどでは有意義な議論をたくさん重ねてくださった内海研究室の皆様ならびに OB や OG の皆様には大変お世話になりました。厚くお礼申し上げます。

謝辞

本研究を通じて、多くの方々と交流を持ち、学会や合同ゼミ、研究会など様々な機会にて多くのご意見、ご助言を賜りました。すべての方のお名前を挙げることはできませんでしたが、陰となり日向となってお支援を頂きました皆様方に改めてお礼申し上げます。

最後に、博士課程で学ぶことを応援し励ましてくれた祖父母、両親、姉に心から感謝いたします。

2021年3月

安田 一貴

图表目录

Fig. 1-1	Classification of liquid propellant feed systems. [4]	4
Fig. 1-2	Nitrous oxide in a feed line before flowing (upper) and while flowing (lower); the internal diameter of the acrylic visualization pipe is 14.3 mm. [33].....	6
Fig. 1-3	Example of flow regime map for the flow of an air/water mixture in a horizontal pipe. [35].....	7
Fig. 1-4	Flow chart of this study to evaluate the flow characteristics of two-phase flow.	9
Fig. 2-1	Comparison of the saturated vapour pressure of N_2O and CO_2	12
Fig. 2-2	Comparison of the latent heat of evaporation of N_2O and CO_2	13
Fig. 2-3	Overview of the rocket engine test facility.	14
Fig. 2-4	P&ID of the rocket engine ground test facility.	15
Fig. 2-5	Cross sectional view of the acrylic hybrid rocket engine.	16
Fig. 2-6	Typical cross sectional view of the injector plate.	16
Fig. 2-7	Typical valve status for the rocket engine ground test facility.....	19
Fig. 2-8	Overview of high-speed shooting measurement.....	20
Fig. 2-9	Typical raw picture.	21
Fig. 2-10	Comparison of 16 colors and smooth & sharpen.....	21
Fig. 2-11	Overview of void fraction meter.	22
Fig. 2-12	Appearance of measuring void fraction.	22
Fig. 2-13	Typical measurement result of pressure history for self-pressurization (Fire31).....	23
Fig. 2-14	Typical measurement result of temperature history for self-pressurization (Fire31).....	24
Fig. 3-1	16 colors.	29
Fig. 3-2	Typical bubble diameter.....	30
Fig. 3-3	Measurement of bubble velocity.....	31
Fig. 3-4	Measurement results of bubble velocity.	31
Fig. 3-5	Dielectric constant vs density of carbon dioxide.	34
Fig. 3-6	Dielectric constant vs density of nitrous oxide.	35
Fig. 3-7	Dielectric constant vs pressure of carbon dioxide.	35
Fig. 3-8	Dielectric constant vs pressure of nitrous oxide.	36
Fig. 3-9	Dielectric constant vs temperature of carbon dioxide.....	36
Fig. 3-10	Dielectric constant vs temperature of nitrous oxide.	37
Fig. 3-11	Schematic of geometric arrangement for dispersed flow.....	38
Fig. 3-12	Blueprints of each electrode of void fraction meter.....	40
Fig. 3-13	Time series of pressures for self-pressurization using N_2O (Flow29).	42
Fig. 3-14	Time series of temperatures for self-pressurization using N_2O (Flow29).	42
Fig. 3-15	Time series of capacitance for self-pressurization using N_2O (Flow29).	43

图表目录

Fig. 3-16	Snapshots of the sight glass at the injector upstream.	43
Fig. 3-17	Snapshot of the visualization section for self-pressurization using CO ₂ (FlowTNS32).	44
Fig. 3-18	Time series of pressures for self-pressurization using CO ₂ (FlowTNS32).	45
Fig. 3-19	Time series of temperatures for self-pressurization using CO ₂ (FlowTNS32).	45
Fig. 3-20	Time series of capacitance for self-pressurization using CO ₂ (FlowTNS32).	46
Fig. 3-21	Time series of pressures for external pressurization using N ₂ O (Flow28).	47
Fig. 3-22	Time series of temperatures for external pressurization using N ₂ O (Flow28).	48
Fig. 3-23	Time series of capacitance for external pressurization using N ₂ O (Flow28).	48
Fig. 4-1	Estimated bubble population density.	51
Fig. 4-2	Estimated void fraction calculated by using bubble velocity for Fire21.	52
Fig. 4-3	Time series comparison of void fraction.	53
Fig. 4-4	Time series comparison of quality.	54
Fig. 4-5	Time series comparison of mass flow rate.	55
Fig. 4-6	Discharge coefficient vs average void fraction.	56
Fig. 4-7	Void fraction vs average mass flow rate.	57
Fig. 4-8	Time series of temperature for Flow21-25.	59
Fig. 4-9	Time series of pressure for Flow21-25.	60
Fig. 4-10	Time series of mass flow rate for Flow21-25.	61
Fig. 4-11	Mass flow rate vs injector pressure for Flow21-25.	62
Fig. 4-12	Discharge coefficient vs injector temperature for Injector A.	62
Fig. 4-13	Void fraction vs average injector temperature.	63
Fig. 4-14	Void fraction vs injector temperature (each time).	63
Fig. 4-15	Comparison of thermodynamic effect between typical fluids and nitrous oxide.	65
Fig. 4-16	Time series of pressure for Flow18.	66
Fig. 4-17	Time series of temperature for Flow 18.	67
Fig. 4-18	Time series of pressure for Fire18.	68
Fig. 4-19	Time series of temperature for Fire18.	68
Fig. 4-20	Time series of pressure for Fire22.	69
Fig. 4-21	Time series of temperature for Fire22.	70
Fig. 4-22	Time series of estimated mass flow rate for Flow Test #01, Fire Test #01, and Fire Test #02. The dashed gray line represents the measured data of Fire Test #02, while the solid black line represents a 10-point moving average.	72
Fig. 4-23	Comparison of results obtained from our tests with the findings of Waxman et al. [47] The three groups of plots at the bottom of the figure are our test results, and they include time series pressure oscillations. Open circles: test results of Waxman et al. Higher upstream pressure indicates greater mass flux.	73

图表目次

Fig. 4-24 Thrust time series of Flow Test #01, Fire Test #01, and Fire Test #02. The dashed gray line represents the measured data of Fire Test #02, while the solid black line represents a 10-point moving average.....	75
Fig. 4-25 FFT analysis of injector pressure, chamber pressure, and thrust in Fire22.....	76
Fig. 4-26 Snapshot of combustion chamber. High-speed image of the flame inside the combustion chamber (shutter speed: 1/900,000 s, shooting speed: 10,000 fps). [33]	77
Fig. 4-27 Evaluation method of light emission cycle and combustion oscillation by image analysis.....	77
Fig. 4-28 Time series of Average luminance for each 20-divided image.	78
Fig. 4-29 FFT analysis of chamber visualization result for each divided image.....	78
Fig. 5-1 Flowchart of friction factor evaluation for single-phase and two-phase flow.....	82
Fig. 5-2 Time series of pressure loss of each section for liquid phase flow test (Flow28).....	86
Fig. 5-3 Time series of temperature drop of each section for liquid phase flow test (Flow28).....	87
Fig. 5-4 Time series of calculated friction coefficient for the liquid phase flow test (Flow28).	88
Fig. 5-5 Time series of pressure for two-phase flow test (Flow31).....	89
Fig. 5-6 Time series of temperature for self-pressurization (Flow31).....	90
Fig. 5-7 Time series of pressure loss of each section for two-phase flow test (Flow31).....	90
Fig. 5-8 Time series of temperature drop of each section for self-pressurization (Flow31).....	91
Fig. 5-9 Time series of calculated friction coefficient for the two-phase flow test (Flow31).	91
Fig. 5-10 Time series of void fraction for self-pressurization (Flow31).	92
Fig. 5-11 Friction loss factor vs Reynolds number of two-phase flow.....	92
Fig. 5-12 Example of node division and sequential calculation.....	93
Fig. 5-13 Comparison between the experimental and estimated results of pressure and temperature change for self-pressurization (Flow31).	97
Fig. 5-14 Estimated void fraction for self-pressurization (Flow31).....	97
Fig. 5-15 Comparison between the experimental and estimated results of pressure and temperature change for self-pressurization (Flow38).	98
Fig. 5-16 Estimated void fraction for self-pressurization (Flow38).....	98
Fig. 6-1 Large hybrid rocket booster concept capable of boosting the Space Shuttle. [4]	101
Fig. 6-2 Specific impulse vs mixture ratio of nitrous oxide and PMMA.	104
Fig. 6-3 Adiabatic flame temperature vs mixture ratio of nitrous oxide and PMMA.	104
Fig. 6-4 Snapshots of the chamber.	106
Fig. 6-5 Time series of pressure for hot firing tests (moving average).	106
Fig. 6-6 Time series of temperature for hot firing tests (moving average).....	107
Fig. 6-7 Time series of oxidizer mass flow rate for hot firing tests.....	107
Fig. 6-8 Time series of thrust for hot firing tests (moving average).....	108
Fig. 6-9 Time series of pressure for hot firing tests at same configuration (moving average).....	109
Fig. 6-10 Time series of temperature for hot firing tests at same configuration (moving average).....	110

图表目次

Fig. 6-11	Time series of oxidizer mass flow rate for hot firing tests at same configuration.....	110
Fig. 6-12	Time series of thrust for hot firing tests at same configuration (moving average).....	111
Fig. 6-13	Time series of pressure for hot firing tests at different feeding method (moving average).	112
Fig. 6-14	Time series of oxidizer mass flow rate for hot firing tests at different feeding method....	113
Fig. 6-15	Time series of thrust for hot firing tests at different feeding method (moving average)...	113
Fig. 6-16	Index of combustion instability vs. injector resistance for hot firing tests.....	114
Fig. 6-17	FFT analysis of chamber pressure in Fire27.	115
Fig. 6-18	Time series of estimated mass flow rate for Fire23-24.	116
Fig. 6-19	Time series of thrust for Fire23-24.....	117
Fig. 6-20	Time series of mixture ratio for Fire23-24.	118
Fig. 6-21	Time series of estimated specific impulse for Fire23-24.....	118
Fig. 6-22	Time series of estimated c^* for Fire23-24.....	119
Fig. 6-23	Time series of estimated c^* efficiency for Fire23-24.....	119

Table 1-1	Rocket propellant classification. [1].....	2
Table 2-1	Comparison of thermal properties of nitrous oxide and carbon dioxide.	12
Table 2-2	List of the injectors and the nozzles.	16
Table 2-3	Measurement equipment of the rocket engine ground test facility.....	17
Table 2-4	Outline of test procedure of the rocket engine ground test facility.	18
Table 2-5	Condition of high-speed shooting measurement of gas-liquid two-phase flow.	20
Table 2-6	Typical event and phenomena by self-pressurization.....	24
Table 3-1	Test condition for verication of two-phase flow characteriscics.	26
Table 3-2	Dielectric constant of typical fluid. [66]	33
Table 3-3	Calibration result of capacitance void fraction meter at Flow28.....	40
Table 4-1	Estimated flow coefficient.	56
Table 4-2	Test conditions of the vent chill tests.	58
Table 4-3	Test conditions of the tests	66
Table 4-4	Typical parameters for injector flow characteristics.	70
Table 4-5	The ratio of the values related to the mass flow rate calculation to Flow18.	73
Table 5-1	Feed line length and dominant feed line elements in each section.....	85
Table 6-1	Test conditions of the hot firing tests	105
Table 6-2	Total mass flow of the propellants.	108