

1 段再使用ロケット用 LPG ハイブリッド RCS-飽和ガス噴射試験

LPG Hybrid RCS for 1st Stage Reusable Rocket - Saturated Gas Thruster Test

○奥田 和宜, 水谷 康一郎, 三村 岳史, 奥村 俊介, 服部 大輔 (大阪工業大学)
 杵淵 紀世志 (JAXA), 齊藤 靖博 (JAXA), 田原 弘一 (大阪工業大学)

○Kazuyoshi Okuda · Kouichiro Mizutani · Takefumi Mimura · Disuke Hattori (Osaka Institute of Technology)
 Kiyoshi Kinefuchi, Yasuhiro Saito (JAXA), Hirokazu Tahara (Osaka Institute of Technology)

Abstract (概要)

Reaction Control System, RCS, of reusable rocket booster has various requirements, such as vehicle turn around to return and propellant settling before the main engine ignition as well as usual attitude control. To achieve these new requirements and safety requirements to personnel access to the vehicle after landing, conventional hydrazine or cold gas jet thrusters are not suitable and the optimization of RCS is necessary. In this study we propose a new type of RCS using LPG (Liquefied Petroleum Gas) or propane. The attitude control and propellant settling are done by pulse injection of propane saturated gas to the nozzle like cold gas jet. During the turnaround, the vehicle is steered by hot gas thrusters that use the saturated liquid propane and the oxidizer from the main propellant tank to obtain a high thrust. In the saturated gas injection, it is necessary to investigate liquid cooling in the tank due to evaporation to supply LPG and the effect on the performance due to liquefaction/solidification through adiabatic expansion in the nozzle. In this paper, the results of basic experiments on saturated gas injection are reported.

1. 序論

1.1 研究背景

近年, 宇宙開発の進展に伴い遂行されるミッションの幅が拡大しつつあり, 人工衛星を含め多くの宇宙機が打ち上げられている。それに伴い低コストで信頼性のある打ち上げロケットの需要が増加している。現状の宇宙開発が抱える問題の一つとして, 打ち上げロケットの費用が莫大であるという点が上げられる。その最大の原因として考えられるのはロケットを使い捨てにしている点である。再使用可能な宇宙輸送システムが実現できればコストは大幅に削減できる。米 SpaceX 社ではロケットの 1 段再利用に成功している。1 段再使用型のロケットでは, 通常の姿勢制御に加え, 新たに帰還時の機体転回やメインエンジン着火前のセトリングにも姿勢制御システム(Reaction Control System ; RCS)が必要となる。これらの新たな要求および帰還時の人員接近の安全性を踏まえると, RCS として従来のヒドラジンをを用いるシステムやコールドガスジェットが最適かは再考の余地がある。本研究では, LPG (液化石油ガス) を用いた新たな RCS を提案する。姿勢制御やセトリングは飽和ガスの噴射によりコールドガスジェットとしてパルス作動させ, 機体転回時は飽和液と主推進系の酸化剤との混合/燃焼により大推力を得て効率的な

機体転回を実現する。このように, LPG を用いることでホット・コールドハイブリッド RCS を提案することができ, 軽量, 無毒, 低コスト, 高信頼性とバランスに優れたシステムと成りえる。想定する搭載時の推進系統を図 1 に示す。

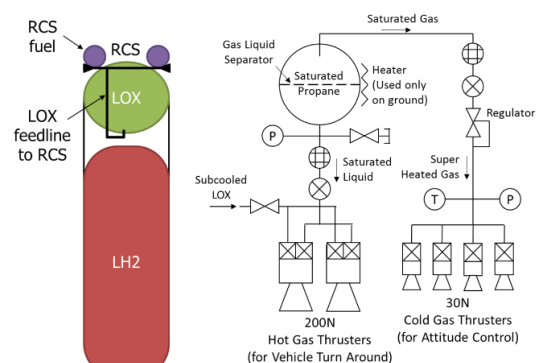


図 1 想定する搭載時の推進系統図

飽和ガス噴射を行うコールドガスジェットとしての運用では, LPG の蒸発供給に伴うタンクの低温化と, ノズル内での膨張・液化の性能への影響について把握する必要がある。本論文では飽和ガス噴射の基礎試験結果について報告する。

1.2 LPG コールドガスジェットの課題

プロパンコールドガススラスタを実機に搭載する際の課題は以下の2点である。

- ・課題1 噴射に伴うタンク圧力/温度の低下
- ・課題2 飽和ガスのノズル内膨張過程における液化

本試験では上記2点の課題について調査を行う。飽和液の蒸発によりスラスタへガスを供給するため、蒸発潜熱によりLPG タンクの温度及び圧力が低下する。現段階ではその低下特性は未知であるため、供給流量に対してのタンクの圧力・温度低下に関して把握する必要がある。また、プロパンは蒸気圧が低くノズルで高速流出し、断熱的に膨張していく過程で、低温化してしまい、液化もしくは固化してしまう可能性がある。相変化が生じることで性能への影響に関する詳細等は不明である。ノズル内の流速、液化の時定数、外部入熱等の現象は複雑と考えられ、実験的に把握が必要である。また、スラスタへの低温供給が許容できるほど、供給タンク側への制限を緩和できるため、スラスタへの低温供給限界を調査する必要もある。

1.3 液化の事例

1.2 で述べたノズル内での相変化（液化・固化）について Moog 社の事例について記載する。コールドガスジェットの推進剤にキセノンを使用し真空雰囲気下にて噴射実験を行った結果、高圧噴射時に図2に示すプリュームが確認された。加えて、液化・固化に伴い比推力等の性能が低下することも確認されている²⁾。



図2 キセノンコールドガスジェット液化の様子

本研究で提案するLPGにおいても同様の現象が起こる可能性があるため実験的に検証を行う。

2 実験装置

2.1 実験装置全体図

図3に実験装置全体の概略図を示す。実験装置はコールドガスジェット、真空チャンバ、真空排気装置、推進剤供給系、推力測定系から構成されている。推力測定は板バネ式推力測定装置を使用している。スラスタ噴射下流側にミラーを設置しノズルでの液化を確認できるようにしている。加えて、入手性やコスト、予測の容易さの観点より、本試験ではLPGとして99.99%のプロパンガスを使用する。LPGタンクは10kg容器を使用する。

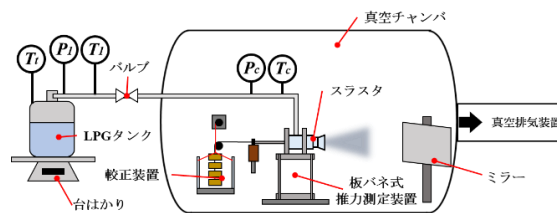


図3 実験装置概略図

真空チャンバ内外にそれぞれスラスタ、LPGタンクを設置し、その間を断熱した配管で結ぶ。配管の途中にバルブを設け、バルブの開閉によりプロパンガスの供給を切り替える。

1.2で述べた課題1について、計測が必要なパラメータであるLPGタンク圧力・温度、タンク壁温度に関してはK型熱電対および圧力センサを用いて計測を行う。流量に関しては、供給に伴いLPGタンクの重量が減少するため、台はかりを設けることで、流量を重量の時間履歴より算出を行う。より精度よく流量計測を行うため以下の計算を行う。プレナム部の圧力を P_c 、温度を T_c 、ノズルスロート断面積を A_t 、比熱比を γ とすると以下の(1)式により理論チョーク流量が求まる。

$$\dot{m}_{th} = \frac{A_t P_c}{\sqrt{RT_c}} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (1)$$

チョーク流量 \dot{m}_{th} を実測流量 \dot{m}_{ex} で除すことでノズルのCD値を求める。

$$CD = \frac{\dot{m}_{ex}}{\dot{m}_{th}} \quad (2)$$

求めたCD値よりスロートチョーク流量 \dot{m} をチョーク流量 \dot{m}_{th} とノズルCD値の積で求める。

$$\dot{m} = CD * \dot{m}_{th} \quad (3)$$

流量には(3)式よりスロートチョーク流量を使用する。図4に示す一例のように流量が求まる。

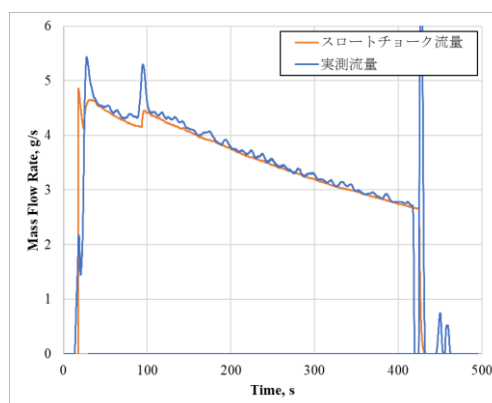


図4 スロートチョーク流量と実測流量の一例

課題2について、供給圧力・温度は同様のセンサ類を用いて計測を行う。性能の低下を観測するために必要な推力を板バネ式推力測定装置にて計測を行う。

2.2 コールドガススラストノズル設計

液化の検証を行うために、以下に示す2つの要求を満たすように設計を行った。

- ・膨張過程で飽和蒸気圧曲線を横切ること
- ・ノズルでの膨張時に剥離しないこと

噴射試験では、液化が生じることで性能へどのように影響するかを確かめる必要がある。そのため、ノズルでの膨張時に液化を起こすためプロパンの飽和蒸気圧曲線を気相から液相側へ横切る必要がある。また、ノズルで流れの剥離が起こると性能が不安定に変化するため、今回の目的にそぐわない。真空ポンプ性能は一定のため、背圧は流量、すなわちプロパン供給圧に比例する。よって、剥離余裕は膨張比のみによって一意に決まる。そのため、上記に示した2つの要求を満たすようにノズル設計を行った。

飽和ガスを噴射するにあたって、流量はノズルのスロート断面積で決まる。流量を変化させ温度低下傾向や液化の現象の確認を行うためにも、ノズルのスロート断面積が異なるノズルを製作する。以上の要求のもと表1に示す寸法で設計を行った。設計したノズルでの、膨張時の温度圧力低下傾向及び飽和蒸気圧曲線を図5に示す。

表1 ノズル寸法

膨張比 ϵ	8	36	144
スロート径, mm	12	4	2
ノズル出口径, mm	34	24	24

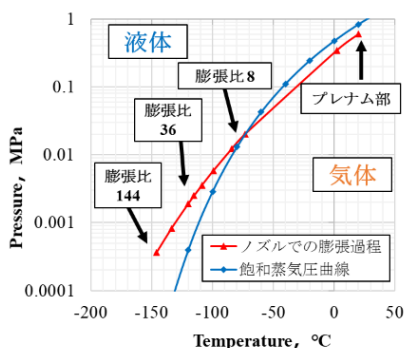


図5 ノズルでの膨張過程と飽和蒸気圧曲線

図5より表1の寸法で飽和蒸気圧曲線を横切っていることも確認でき、問題がないと判断したため、実際に3種類のノズルの製作を行った。図6にノズルの外観を示す。製作した3種類のノズルによって、3水準のデータから性能や液化の評価を行う。

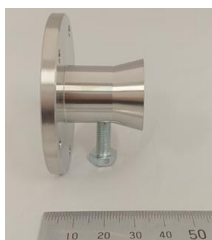


図6 ノズル外観(スロート径φ2)

3 プロパンコールドガスジェット飽和ガス噴射試験

3.1 試験概要

1.2で述べた、2つの課題に対し計5試験を実施した。まず、膨張比の異なる3種類のノズルを使用した短秒時噴射試験(噴射時間 10-50 秒程度)により流量による温度圧力低下のデータの取得を行う。

また、図7に示すように、高圧供給の方が高い温度で飽和蒸気圧曲線を横切るため、液化が発生しやすいと判断できる。そのため、液化の影響が最も出やすいε144のノズルを用い、供給圧を上げた高圧短秒時試験を行う。加えて、長秒時噴射試験(300-500 秒程度)を行い、その特性を取得する。試験名及び試験条件を表2にまとめる。各試験にて、定常状態が確認できれば供給を停止する。

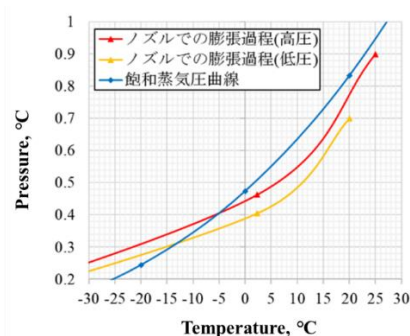


図7 高圧・低圧供給の差

表2 試験条件

#	試験名	膨張比	噴射時間, s	供給圧力, MPa
1	ε 8 短秒時	8	10-50	0.788
2	ε 36 短秒時	36		0.712
3	ε 144 短秒時	144		0.737
4	高圧短秒時	144	300-500	0.891
5	長秒時			0.660

液化の評価については、目視による観測と推力係数による評価を行う。本試験においては推進剤の質量流量が多量のため真空チャンバ背圧が高くなり、背圧上昇における推力減少が生じる。そのため、以下の(4)式を用いて推力の補正を行う。補正後推力を F 、背圧を P_a 、ノズル出口断面積を A_e とする。

$$F = F_{ex} + P_a A_e \quad (4)$$

推力係数を C_f 、推力を F 、供給圧力を P_c 、スロート断面積を A_t とすると推力係数は(5)式で求まる。

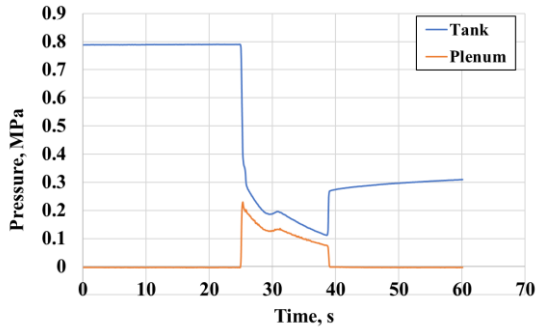
$$C_f = \frac{F}{P_c A_t} \quad (5)$$

理論的に、ガス単相での C_f は温度、圧力によらず一定となる³⁾。液化などの相変化が起こる場合、 C_f は変動すると考えられる。そのため、今回の実験において目視による確認と推力係数を用いて液化の判断を行う。

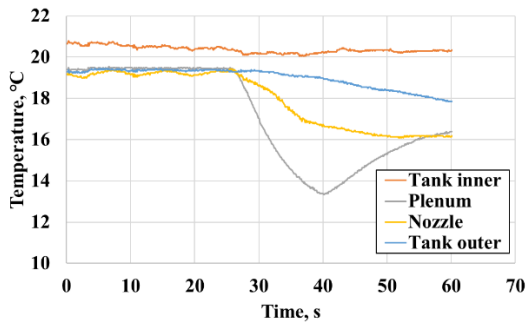
3.2 試験結果

(1) ε 8 短秒時試験結果

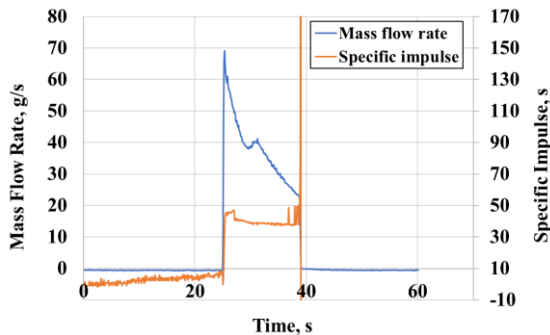
試験結果を図 8 に示す。供給開始後、大流量のアレッジガス供給により急激にタンク圧力が低下した。流量供給に十分な蒸発量が得られず、定常状態を得ることはできなかった。懸念されていた液化は目視では確認できなかった。



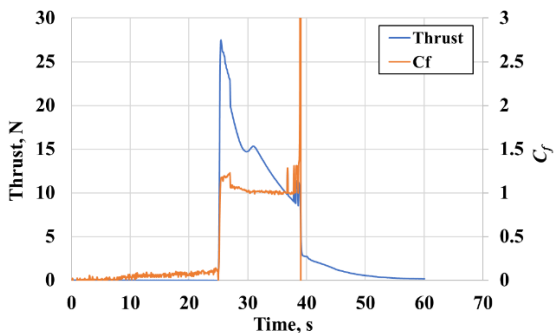
(a) タンク・供給圧力 vs. 時間



(b) 温度 vs. 時間



(c) 流量・比推力 vs. 時間

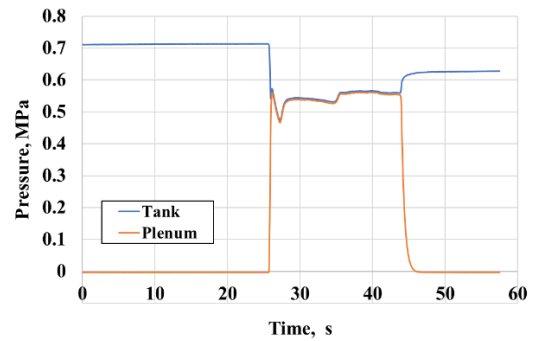


(d) 推力・推力係数 vs. 時間

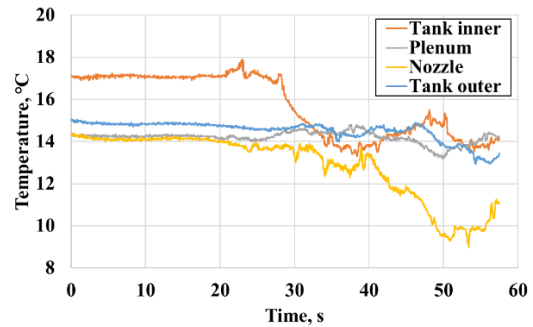
図 8 ε 8 短秒時噴射試験結果

(2) ε 36 短秒時試験結果

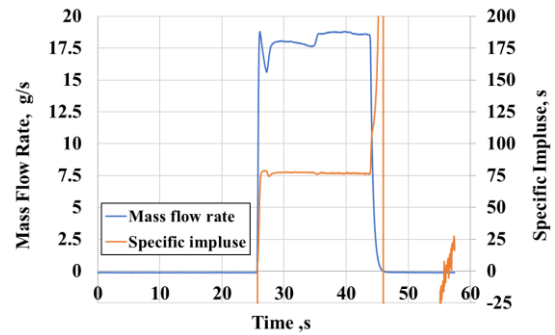
試験結果を図 9 に示す。ε 8 同様にアレッジガス供給による圧力低下後、ステップ状に変化しているが、これはタンク内の液相蒸発状況の変化によるものと考えている。概ね定常状態が得られたが、液化に関しては目視では確認することができなかった。



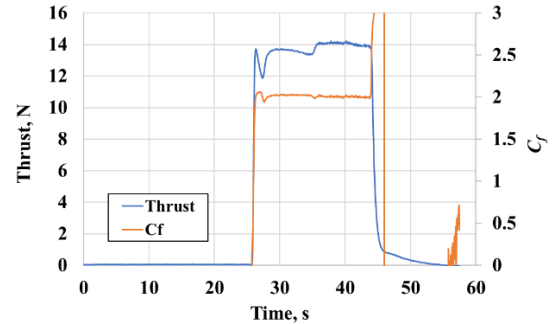
(a) タンク・供給圧力 vs. 時間



(b) 温度 vs. 時間



(c) 流量・比推力 vs. 時間

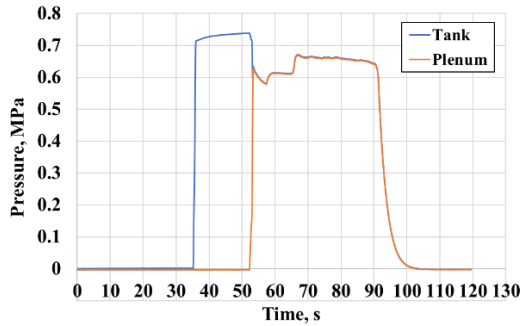


(d) 推力・推力係数 vs. 時間

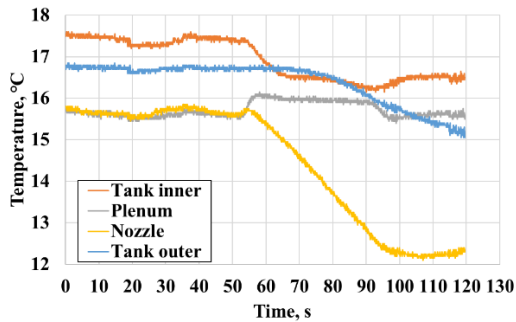
図 9 ε 36 短秒時噴射試験結果

(3) ε 144 短秒時試験結果

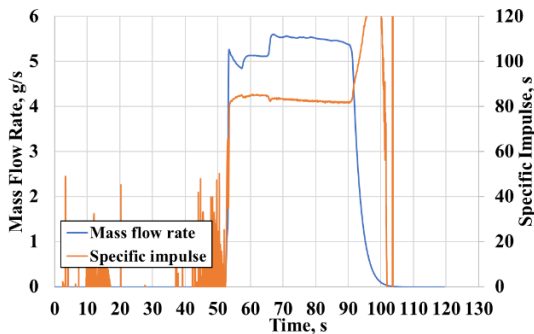
試験結果を図 10 に示す。ε 8,36 短秒時試験同様に、アレジガスの供給により急激に圧力が低下した。スロート径が小さくなり流量が制限されたことで、ε 36 短秒時試験と比べ供給圧力を高く保つことができています。この試験においても、目視では液化を確認することができなかった。



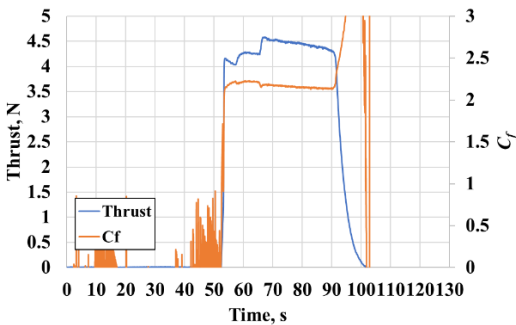
(a) タンク・供給圧力 vs. 時間



(b) 温度 vs. 時間



(c) 流量・比推力 vs. 時間

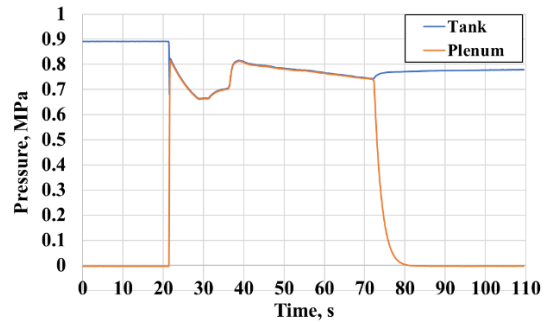


(d) 推力・推力係数 vs. 時間

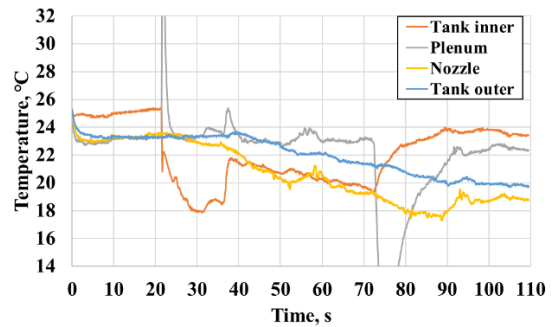
図 10 ε 144 短秒時噴射試験結果

(4) 高圧短秒時試験結果

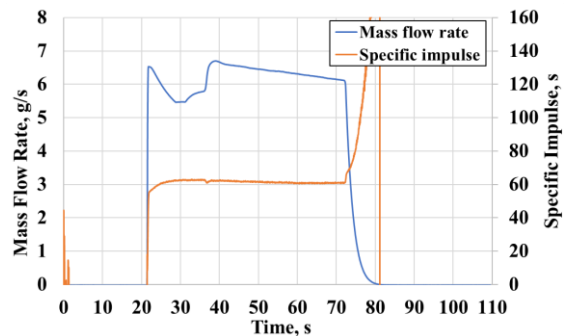
この試験以降、熱電対を応答性の良い補償導線に変更し試験を行った。試験結果を図 11 に示す。試験にて定常状態を確認した。目視での液化は確認できなかった。低圧供給時と同様の ε 144 のノズルで試験したにもかかわらず、 C_f が高圧供給の方が低い結果となった。



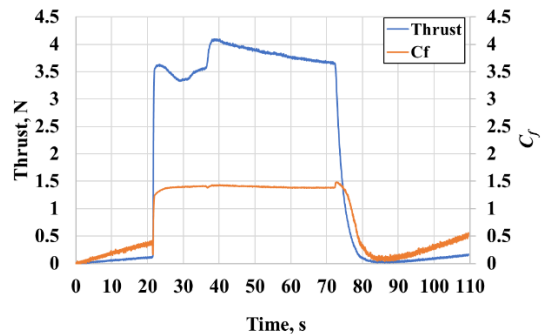
(a) タンク・供給圧力 vs. 時間



(b) 温度 vs. 時間



(c) 流量・比推力 vs. 時間

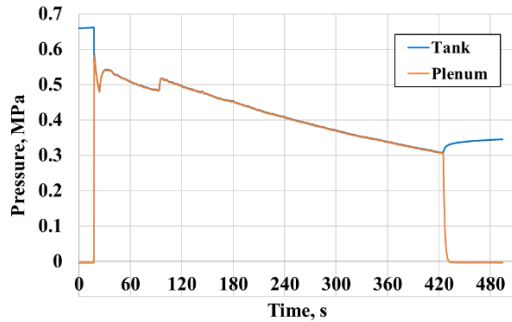


(d) 推力・推力係数 vs. 時間

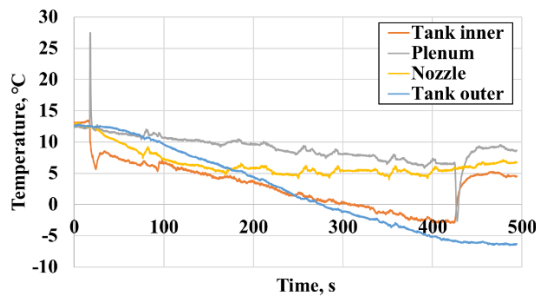
図 11 高圧短秒時試験結果

(5) 長秒時試験結果

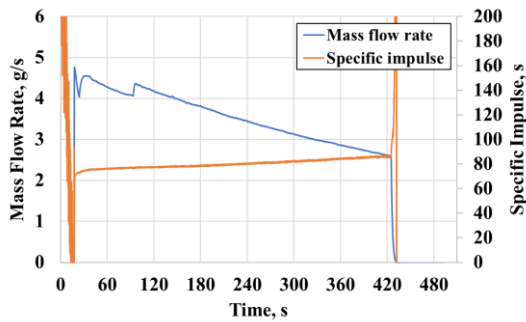
試験の結果を図 12 に示す。圧力や温度、推力は短秒時の試験よりも低下傾向がはっきりと確認できた。今回の試験において、推力係数 C_f は圧力の低下に対し上昇の傾向にあることが判明した。そのためノズル内での液化の発生が考えられるが、目視では液化を確認できなかった。



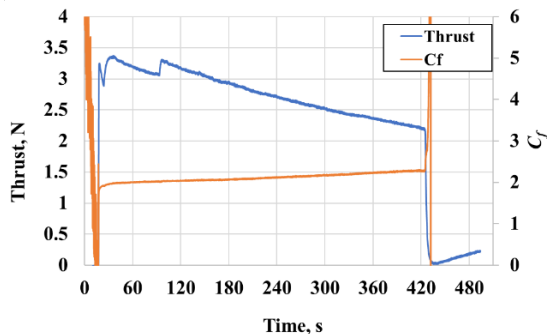
(a) タンク・供給圧力 vs. 時間



(b) 温度 vs. 時間



(c) 流量・比推力 vs. 時間



(d) 推力・推力係数 vs. 時間

図 12 長秒時試験結果

4 考察

4.1 タンク圧特性とその予測

LPG の供給流量は、タンク内の LPG 飽和液の蒸発量 m_{th} と等しくなる。蒸発量は飽和温度と液温の差に比例すると仮定する。噴射開始初期においては、初期温度を T_L 、液温を $T_{sat}(P)$ とすると以下の(6)式で簡易予測が可能となる。

$$m_{th} = \alpha \{T_L - T_{sat}(P)\} \quad (6)$$

(6)式に今回の短秒時の実験値を使用し、誤差が最小になるようにフィッティングを行った。 $\alpha=0.85\text{kg/s/K}$ 、 T_L =初期温度とすると、図 13 の曲線を得ることができ、この予測式にて、供給流量をタンク内圧力から予測可能となった。

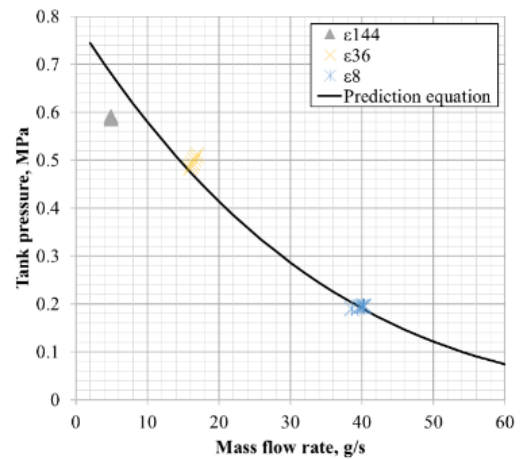


図 13 タンク圧力 vs. 流量

流量とタンク自体の温度低下に関しては、蒸発供給された分を液相とタンクから熱を奪っているということであり、蒸発に要した蒸発潜熱が液相とタンクの温度低下につながるという関係式が成り立つ。つまり液質量を W 、液相比熱を c_L 、タンク熱容量を C_{tank} 、蒸発潜熱を L 、液相およびタンクの温度を T とすると、(7)式のエネルギー保存式が得られ、(7)式より(8)式が得られる。

$$LdW = -(Wc_L + C_{tank})dT \quad (7)$$

$$T = \frac{L}{c_L} \ln \left(\frac{W + C_{tank}/c_L}{W_0 + C_{tank}/c_L} \right) \quad (8)$$

長秒時の試験結果を使用し、誤差が最小になるように C_{tank} をパラメータにフィッティングを行うことで、(8)式により求めた予測値と概ね一致した。予測式と試験結果のグラフを図 14 に示す。このとき $C_{tank}=10\text{kJ/K}$ であった。

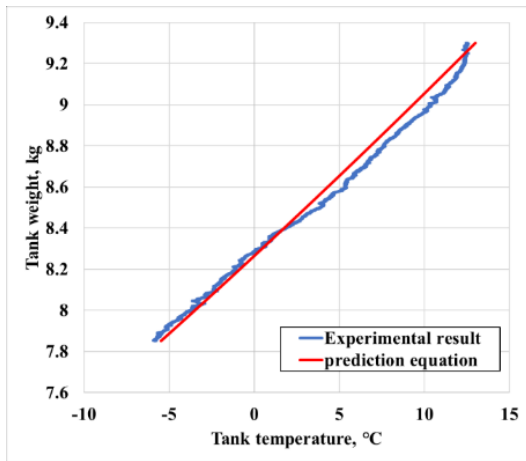


図 14 タンク圧力 vs. 流量

今回の試験結果より、「蒸発量は飽和温度と液温の差に比例する」、「タンク圧は蒸発潜熱と液温およびタンク温度の低下に費やされる」という2点の仮定のもと簡易予測が可能で見込みが得られた。しかしながら、(6), (8)式は外部入熱や温度分布等を考慮していないため、最終的にはこれらの式をベースに打ち上げ時における熱入力等を含めた詳細モデルを構築する必要がある。

4.2 液化についての検証

ノズルにおける等エントロピ膨張の過程で、プロパンガスは飽和蒸気圧曲線を横切るため理論上は液化が起こる。しかしながら今回の試験において目視で液化は確認することはできなかった。推力係数と供給圧力の関係を図 15 に示す。

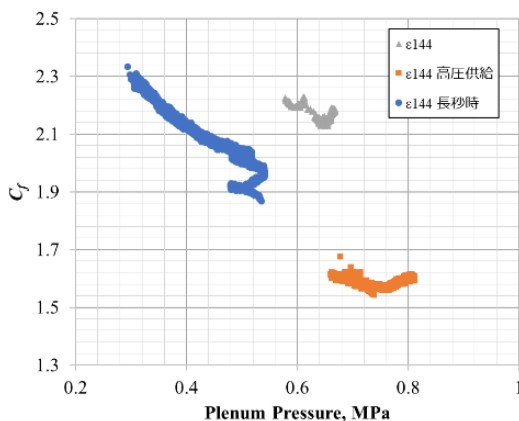


図 15 推力係数 vs. 供給圧力

理論的に推力係数 C_f は同一のノズル形状であれば圧力温度によらず常に一定である。しかしながら、今回の試験結果においては、 C_f が変動している傾向にあるため、ノズルにおける相変化が起こっている可能性があることが判明した。しかしながら、目視では液化は確認できなかった。これはノズルでの流れの一部が液化する(視認が困難なレベルでの液化が起こる)ことで、 C_f が低下した可能性があるが、ノズル壁等からの外部入熱により気相を維持した可能性もある。

1.3 で述べた、液化が発生したキセノンガスと比較を行う。今回使用したノズルにキセノンガスを使用することを仮定し、ノズルでの膨張過程でどの程度低温化するのか、見積もりを行った。図 16 にキセノンの飽和蒸気圧曲線と共にプロットしたグラフを示す。

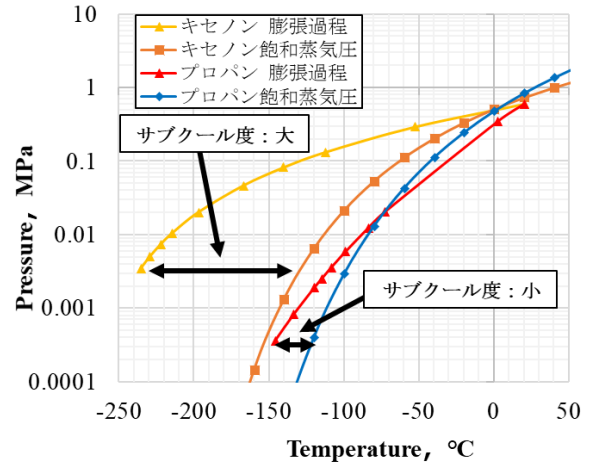


図 16 キセノンとプロパンの違い

図 16 より、プロパンガスに比べキセノンガスの方がノズルでの膨張時に急激に低温化してしまうことが確認できる。これは、プロパンとキセノンの比熱比の差が影響を及ぼしている。プロパンの比熱比は $\gamma=1.127$ 、キセノンの比熱比は $\gamma=1.66$ と大きく断熱変化時に温度変化が起こりやすい。そのため、プロパンの方が、サブクール度(飽和蒸気温度と流体温度との差)が小さくなっている。そのためプロパンはキセノンよりも気相を維持しやすい傾向にあると言える。

この結果より、プロパンガスは物性の観点からも、キセノンのような低温化による大きな性能低下は無いと考えられる。この特性は実用に望ましい特性であると判断できる。

4. 結論

本研究では再使用ロケットのRCSにプロパンガスを用いるシステムを提案し予測される2つの課題点に対して、実験的にアプローチを行った。

プロパンコールドガススラスタを用いる際の液化については、本試験で詳細なベースラインを明らかにするに至らなかった。そのため、今後より詳細な調査が必要である。また、本試験によりLPGタンク内圧力低下についての簡易的なモデルや供給流量の予測モデルを確立できた。今後、実用化に向けて外部入熱等の減少を考慮しモデルを高度化させる必要がある。以下課題に対する結論を示す。

(I) タンク圧特性について

「飽和温度と初期液温の差に比例した流量が供給される」「タンク圧は蒸発潜熱と液温およびタンク温度の低下に費やされる」という仮定で予測可能であり、その支配的なメカニズムを把握することができた。

(2) ノズルにおける液化について

目視観測では液化は確認できなかったが C_f の低下が確認された為、液化の可能性は否定できない。そのため、液化の詳細については追加で調査を行う必要がある。また、プロパンの比熱比は小さいことから、キセノンのような大きな性能低下はないと考えられ、実用に望ましい特性であることも判明した。

参考文献

- 1) 日本機械学会, 「熱力学(JSME テキストシリーズ)」(2002), 丸善出版本.
- 2) Kevin Neff, Moog Space and Defense, 58E163A, “COLD GAS THRUSTER TECHNICAL SUMMARY”, 716-687-5538, (2017).
- 3) 栗本恭一, 荒川義博, 「電気推進ロケット入門」(2003), 東京大学出版本.