

LOX を用いた A-SOFT ハイブリッドロケット実証実験の

計画および進捗状況報告

北川 幸樹^{*1}, 那賀川 一郎^{*2}, 櫻井 毅司^{*3}, 木村 永翔^{*4}, 岸里 大輝^{*2}, 濃沼 悠斗^{*2}, 嶋田 徹^{*1}

Plan and progress report on A-SOFT hybrid rocket

demonstration experiment using LOX

Koki Kitagawa^{*1}, Ichiro Nakagawa^{*2}, Takashi Sakurai^{*3}, Nobuhiro Kimura^{*4},
Daiki Kishizato^{*2}, Yuto Koinuma^{*2}, Toru Shimada^{*1}

ABSTRACT

Demonstration of A-SOFT hybrid rocket which controls the thrust and the mixing ratio with evaporating the liquid oxygen (LOX) before injecting to the combustion chamber using LOX vaporizing nozzle of regenerative cooling system is aimed. Its experimental plan, the experimental facility for the experiment and preliminary experiments (LOX flow rate test, ignition test using gaseous oxygen conducted so far are reported.

Keywords: LOX vaporizing nozzle, ignition test, LOX flow test

概要

酸化剤に LOX を用い、再生冷却方式の LOX 気化ノズルを用いて、LOX を燃焼室に噴射する前に気化させた上で推力および混合比 (O/F) を制御する A-SOFT ハイブリッドロケットの実証を目指している。その実験計画、実験実施のために構築した実験設備およびこれまでに実施した予備実験 (LOX 流量検定、GOX を用いた着火試験) について報告する。

1. はじめに

酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンを応用し、推力及び混合比 (O/F) の制御能力を持った Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type (A-SOFT) ハイブリッドロケットエンジンを提案している。A-SOFT は、軸・周方向の酸化剤インジェクタを持ち、酸化剤流量と旋回強度を同時に制御し、推力・O/F 制御を実現できる。

A-SOFT 技術の実証及び成熟に向けて、これまで気体酸素 (GOX) を用いた実験、研究が行われ、エンジン性能データの取得、燃焼現象の理解などが進められている。次のステップとして、より実用的な液体酸素 (LOX) を用い、再生冷却方式の LOX 気化ノズルを用いて、LOX を燃焼室に噴射する前に気化させた上で推力および混合比 (O/F) を制御する A-SOFT ハイブリッドロケットを実証する必要がある。

本論文では、計画している A-SOFT 実証実験について述べる。また、これまでに実施した、LOX 供給設備機能確認試験、LOX 気化ノズル流量検定、GOX を用いた着火試験の結果について報告する。

2. A-SOFT 実証実験計画

LOXを用いたA-SOFTハイブリッドロケットエンジンを実証するため、一連の実験を計画している。A-SOFTエンジンは東海大那賀川、LOX気化ノズルは首都大櫻井、LOX供給設備はJAXA北川がそれぞれ担当し、共同研究として進める。A-SOFT実証実験計画は5つのステップで進める予定である。以下にそのステップを示す。

①LOX供給設備機能確認試験（コールドフロー試験）

新規にLOX供給設備を設計製作し、LOX流し試験により、その機能および運用性の確認を行う。

②LOX気化ノズル流量検定（コールドフロー試験）

新規にLOX気化ノズルを設計製作し、LOX流し試験により、その機能および運用性の確認を行う。

③気体酸素(GOX)を用いた着火試験

プラズマジェットトーチを点火器としたA-SOFTエンジンをJAXAあきる野実験施設のGOX供給系と組み合わせた場合の着火パラメータ、着火性および運用性の確認を行う。

④独立気化燃焼実験

燃焼はGOX、LOX気化ノズルの冷却および気化はLOXを用いた実験を実施し、LOX気化ノズルの性能を把握する。

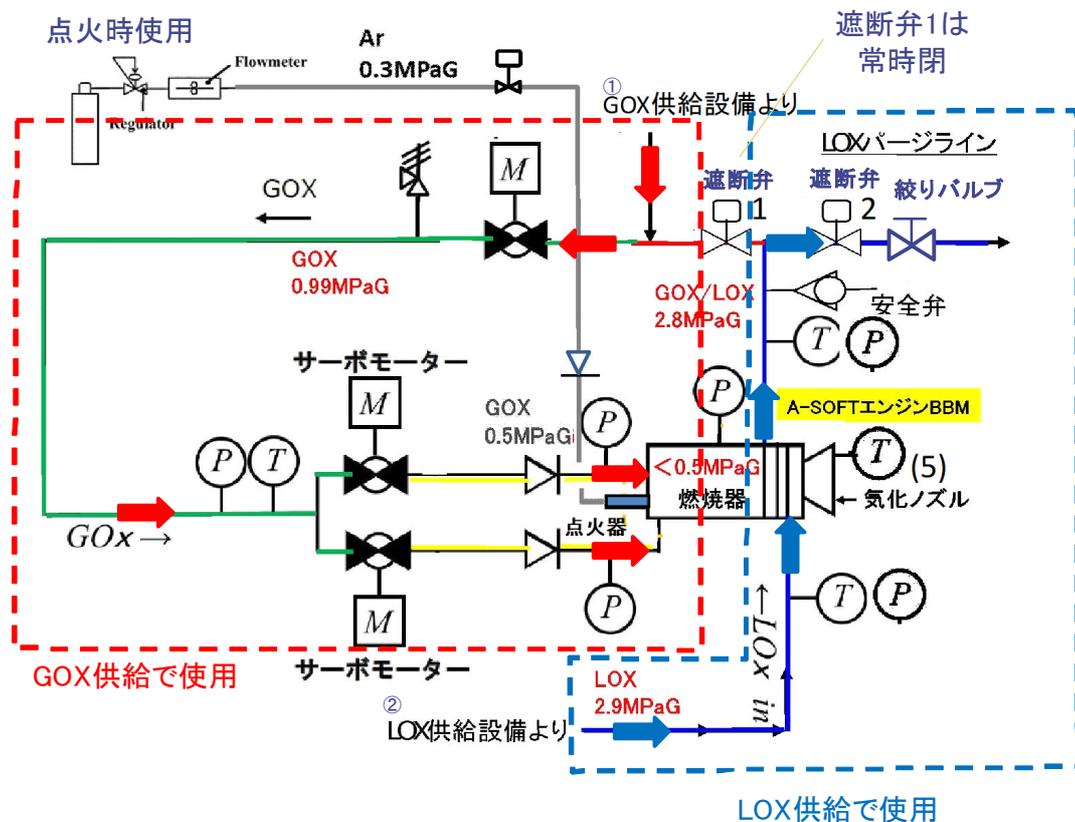


図1 独立気化燃焼試験系統図

⑤統合燃焼実験

LOX気化ノズルと燃焼器を組み合わせた最終形態での実験を実施し、LOXを用いたA-SOFTハイブリッドロケットエンジンの実証を行う。

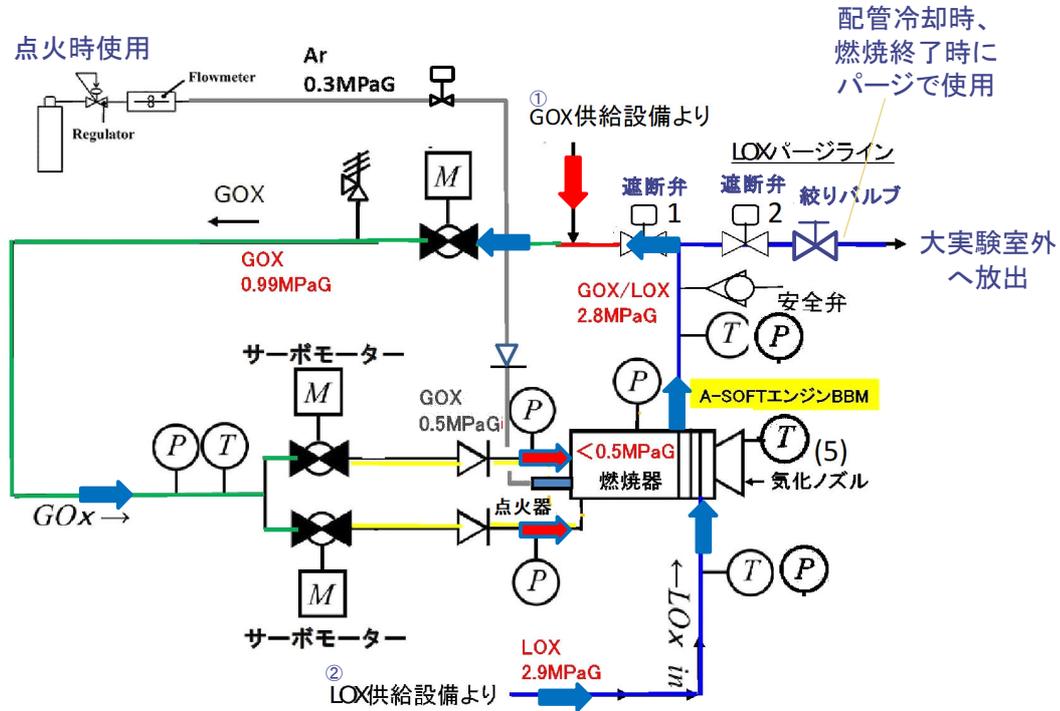


図2 統合燃焼試験系統図

これら一連の実験を行い、最終的にはLOXをLOX気化ノズルで気化した上で、軸流および旋回流の酸化剤流量割合および総酸化剤流量を調整し、一定の推力とO/Fを保つA-SOFTハイブリッドロケットエンジンを実証する。これまでに、①～③の実験実施を完了したので、その実験装置および実験結果を以下に記載する。

3. 実験装置

3.1. A-SOFT ハイブリッドロケットエンジン

図3にA-SOFTハイブリッドロケットエンジンの概略図を示す。点火器、前方鏡板、軸流/旋回流インジェクタ、インジェクタカバー、胴部（グレインケース）、燃料グレイン、後部ライナ、LOX気化ノズルで構成される。燃料はポリプロピレン（PP）を用いている。着火試験時は気化ノズルの代わりに、グラファイト製のノズルを使用した。インジェクタの端面写真を図4に示す。同じフランジ面に軸流の噴射孔4つと旋回流の噴射孔4つを備えている。点火器はアルゴンを用いたプラズマジェットトーチを用いている。プラズマジェットトーチの分解写真を図5に示す。ホルダー、カソード、アノード、ボディおよびアルゴン流入孔で構成される。アノードの先端には、着火補助燃料としてワックス燃料（FT-0070、日本精蠟製）を少量取り付けている。

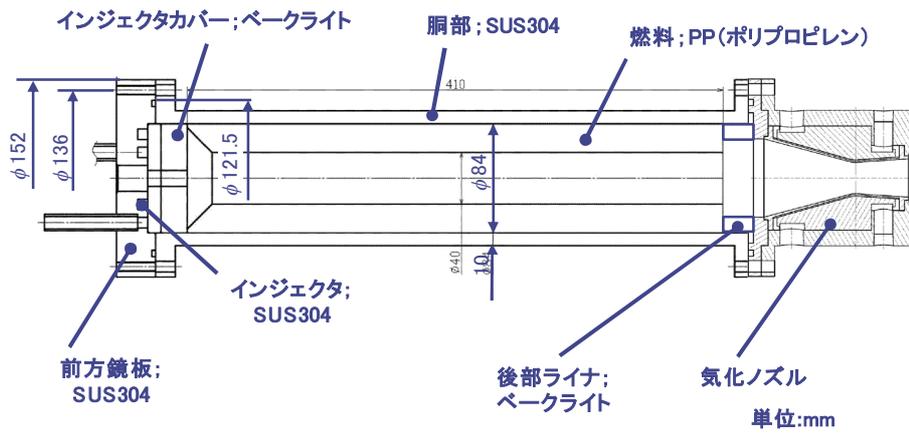


図3 A-SOFT ハイブリッドロケットエンジン概略図

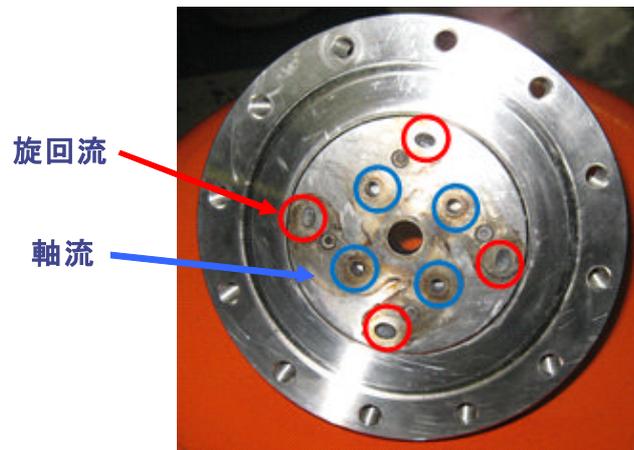


図4 インジェクタ



図5 プラズマジェットトーチ

3.2. LOX 気化ノズル

LOX気化ノズルは、ノズル外壁に沿ってLOXを流し、燃焼ガスの熱を利用してLOXを気化する再生冷却方式のノズルである。LOX気化ノズルの概略図を図6に示す。LOX気化ノズルは分割型となっており、無酸素銅製のノズル、ノズルホルダー、ノズルケース、フランジ、接続部品で構成される。ノズル以外はSUS304L製である。ノズルは、ノズル外壁に沿って軸方向にLOXが流れる矩形型の流路を設けた軸流溝構造となっている。スロート部は曲率をもつが、スロートよりも燃焼室側と開口部側は曲率の無い円錐形である。また、LOXの流れは、燃焼ガスの流れる方向と逆で、開口部側から燃焼室側へと流れる向流方式である。

設計時の燃焼ガス条件は、ノズル入口圧力0.5MPa、ノズル出口圧力0.1MPa、酸素とPPの当量比1.33 (O/F=2.56) とし、冷却流路条件は、LOX流路溝数36本、溝深さ1mm、LOX流量96g/s、LOX入口圧力2.9MPa、LOX入口温度90Kである。ノズル壁温が800Kを超えないように設計している。

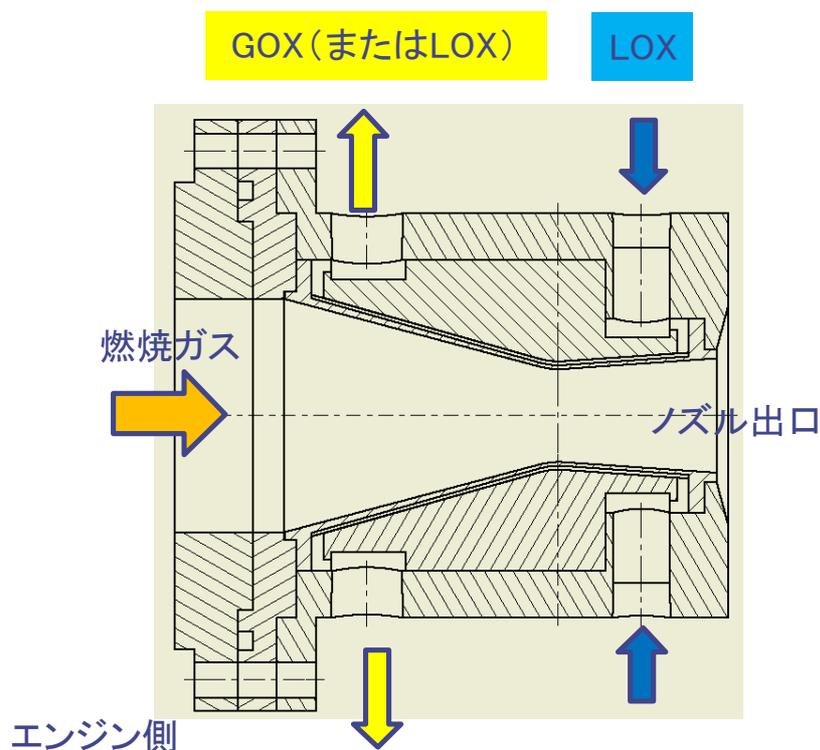


図6 LOX 気化ノズル概略図

3.3. LOX/GOX 供給設備

既存のGOX供給設備に追加接続する形で、新規にLOX供給設備を設計製作した。LOX/GOX供給設備の系統図を図7に示す。GOX供給系は、GOX供給ライン、窒素によるパージライン、点火用GOX供給ラインおよび新たに追加したLOXタンク加圧ラインへのインタフェースで構成されている。LOX供給系は、LOXタンク加圧ライン、LOXタンク、LOX供給ライン、LOX予冷戻りライン、LOX注液ライン、LOX排気ラインで構成されている。

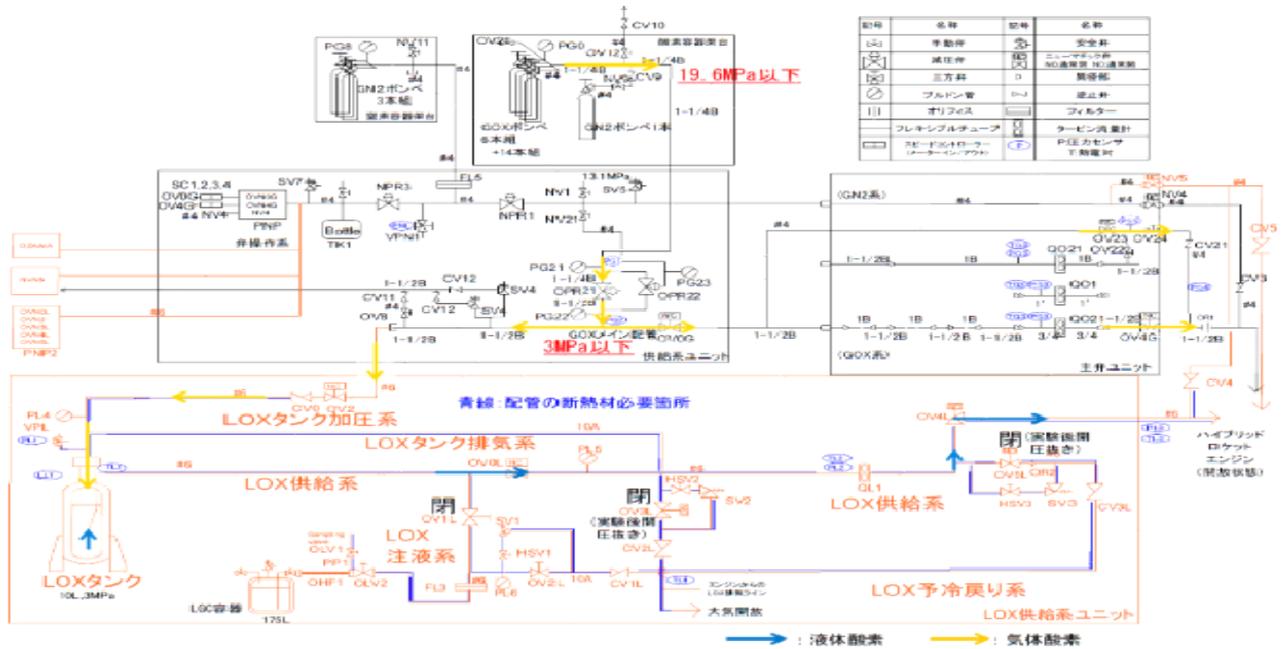
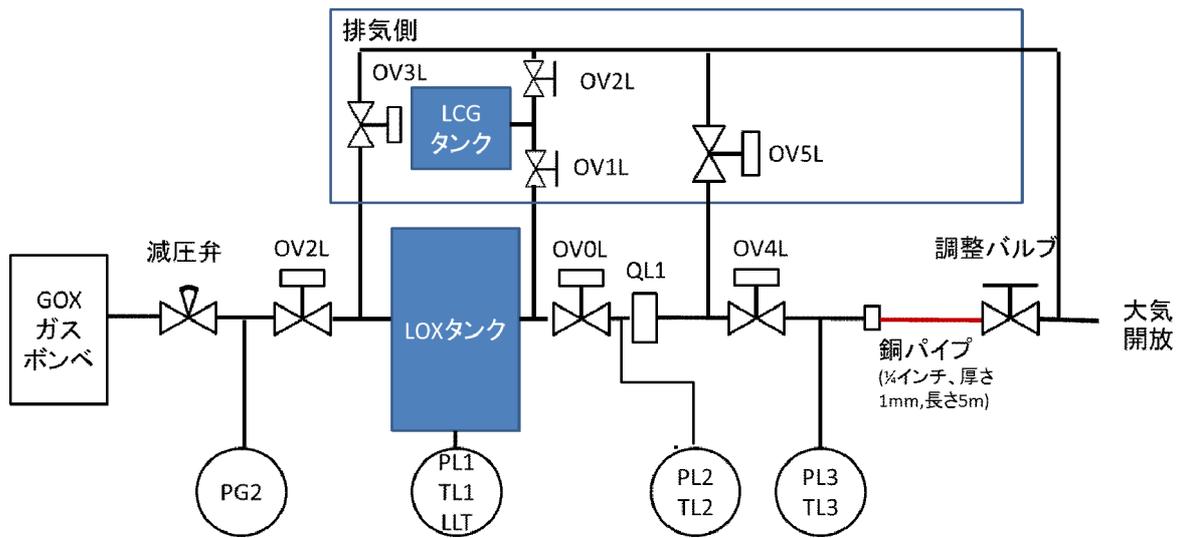


図7 LOX/GOX供給設備系統図

4. 実験結果および考察

4.1. LOX供給設備機能確認試験

図8にLOX供給系設備機能確認試験の系統図を示す。LOX気化ノズルの部分を銅配管に置き換えて、LOX流し試験を実施した。LOXタンクにLOXを注液中に、LOX供給設備の下流（LOX主弁下流）のTL3が、LOX温度に低下するまで予冷した。設定LOXタンク加圧圧力をパラメータとし、設定加圧圧力1.07MPa(No.1)、2.24MPa(No.2)、2.97MPa(No.3)の3条件でLOX流しを実施した。実験結果の一例として、No.3の圧力履歴、温度履歴、流量履歴をそれぞれ図9、図10、図11に示す。10～15秒程度で定常状態に達していることが分かる。圧力はタンク加圧圧力であるPG2がほぼ一定であるのに対して、LOXタンクより下流のPL1、PL2、PL3は若干右肩下がりである。これは、LOXタンク内のアレッジ部分が時間とともに増加すること起因していると考えられる。LOX主弁下流でタンク圧力に比較しての圧損は、14%程度であることが分かる。LOX温度は、定常時では全ての点で沸点を十分に下回っており、液体状態で流れたことが分かる。LOX流量は、定常状態では安定しており、ほぼ一定となっている。定常時の平均流量は、167.3g/sであり、目標流量の100g/s以上を目標時間の30s以上流せることが分かった。No.1、No.2の条件でも同様に、定常状態で液体状態であることが確認されており、平均LOX流量は、それぞれ、91g/s、139g/sであった。LOXタンクの注液、配管系の冷却、LOX供給などの運用手順を構築し、問題ないことが確認できた。



名称	項目
PG2	GOX二次圧
PL1	LOXタンク圧
PL2	LOXタービン流量計上流圧
PL3	LOX主弁下流圧

名称	項目
TL1	LOXタンク内温度
TL2	LOXタービン流量計上流温度
TL3	LOX主弁下流温度
LLT	LOXタンク液位
QL1	LOX体積流量(タービン流量計)

名称	項目
OV0L	LOX遮断弁
OV2L	LOXタンク加圧弁
OV3L	LOXタンク排気弁
OV4L	LOX主弁
OV5L	LOX予冷弁

図8 LOX供給系設備機能確認試験系統図

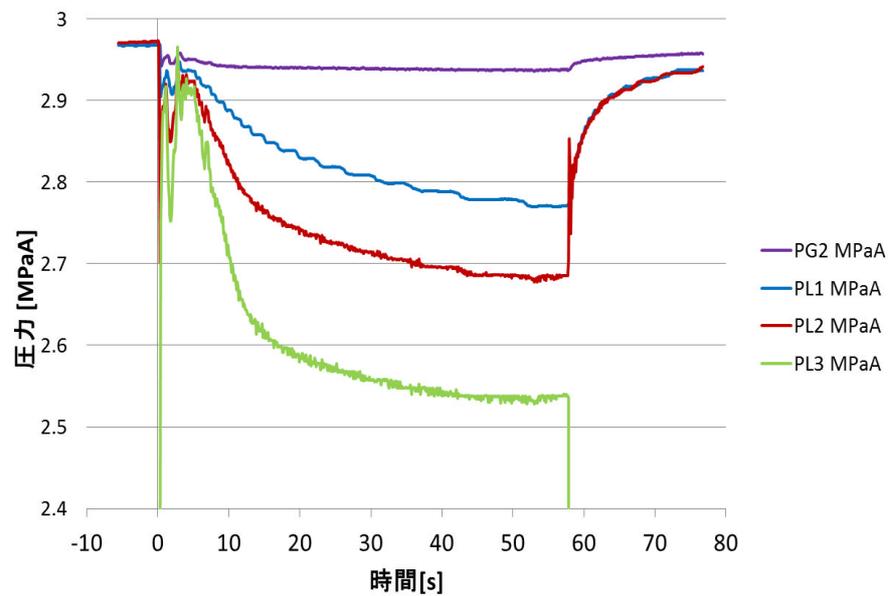


図9 圧力履歴 (LOX供給系設備機能確認試験 No.3)

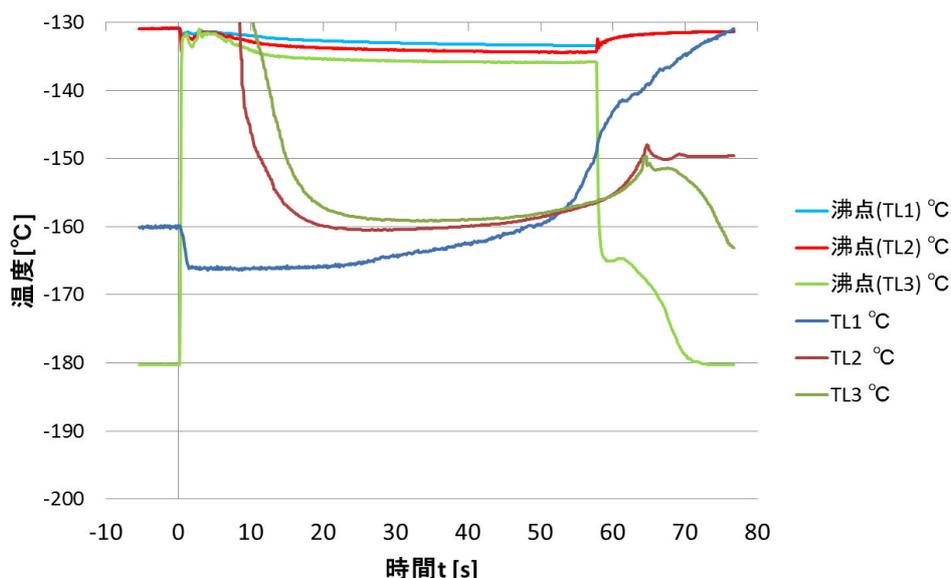


図 10 温度履歴 (LOX 供給系設備機能確認試験 No.3)

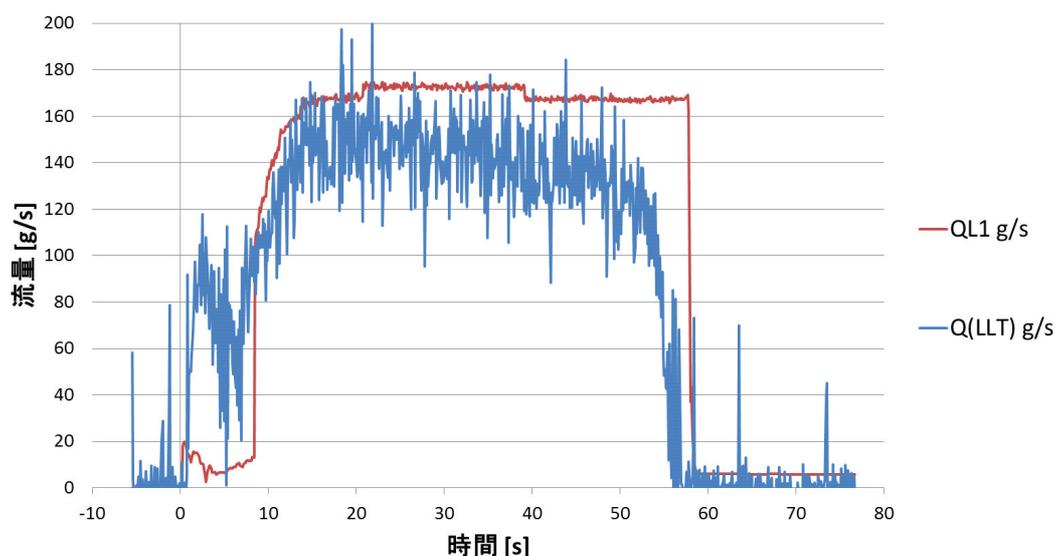


図 11 流量履歴 (LOX 供給系設備機能確認試験 No.3)

4.2. LOX 気化ノズル流量検定

LOX気化ノズル流量検定時の系統図を図12に示す。計測項目は、Pe1：気化ノズル上流圧、Pe2：気化ノズル下流圧、Tei：気化ノズル上流温度、Teo：気化ノズル下流温度、Te3：気化ノズル壁温（スロート部）、QL1：LOX体積流量である。LOXタンク加圧圧力設定値をパラメータとし、2.09MPa(No.1)、2.18MPa(No.2)、2.98MPa(No.3)の3回の流量検定を実施した。No.2とNo.3の試験では、LOX流し中に、LOX気化ノズル下流の絞りバルブの開度を調整しながら、流量を調整し、データを取得した。

No.1のLOX流量およびノズル周辺温度履歴を図13に、ノズル上流・下流圧力およびノズル周辺温度履歴を図14に示す。グラフ上の10秒時点でLOX主弁を開にしている。LOX主弁開後20秒程度で安定した流量が得られている。LOX気化ノズル上流圧力は、若干右肩下がりに低下傾向にある。これ

は、ノズルや配管が十分予冷されていないためと考えられる。また、ノズル上流、下流間では10%程度の圧損が発生していることが分かる。定常状態では、LOX温度は十分に低く、液体状態で流れていることが確認された。LOX流量は211g/sでおよそ20秒間定常に流せた。No.2のLOX流量およびノズル周辺温度履歴を図15に、ノズル上流・下流圧力およびノズル周辺温度履歴を図16に示す。段階的に絞りバルブの絞り量を変化させたため、各種履歴もステップ状になっている。絞りバルブを広げた条件で、LOX流量は118.5g/sを達成した。予冷を十分実施した効果もあって、LOX気化ノズル上流圧の低下は小さくなったことが分かる。No.3の実験もNo.3と同様の傾向で、絞りバルブを広げた条件でLOX流量は84.8g/sであった。流量特性データを取得でき、LOX流量100g/s以上流せることが確認できた。絞りバルブの調整精度が低いことが分かったため、今後はオリフィスに変更することとする。

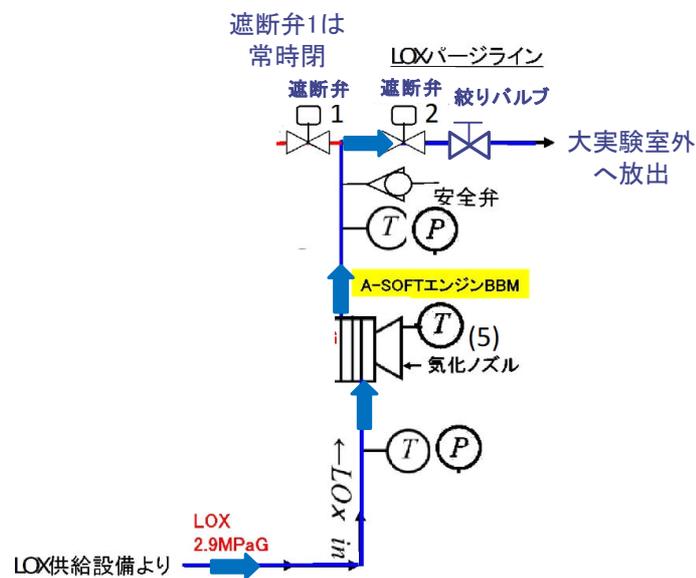


図 12 LOX 気化ノズル流量検定時系統図

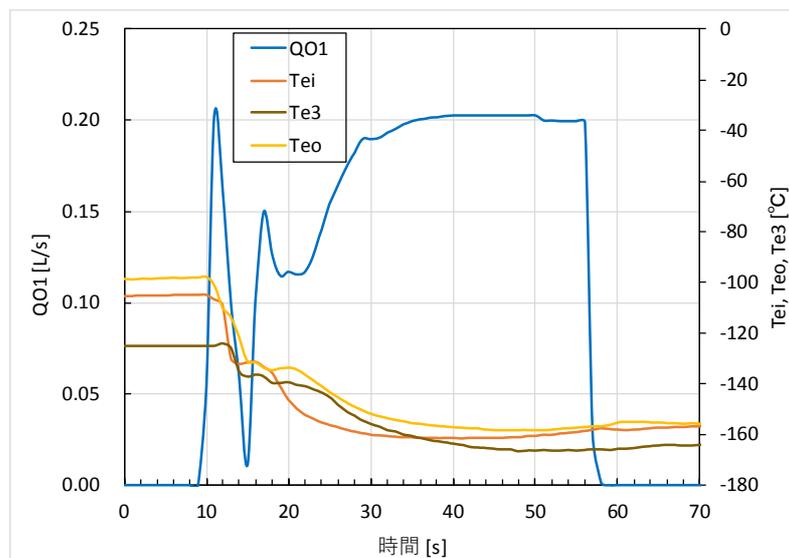


図 13 LOX 流量およびノズル周辺温度履歴 (LOX 気化ノズル流量検定 No.1)

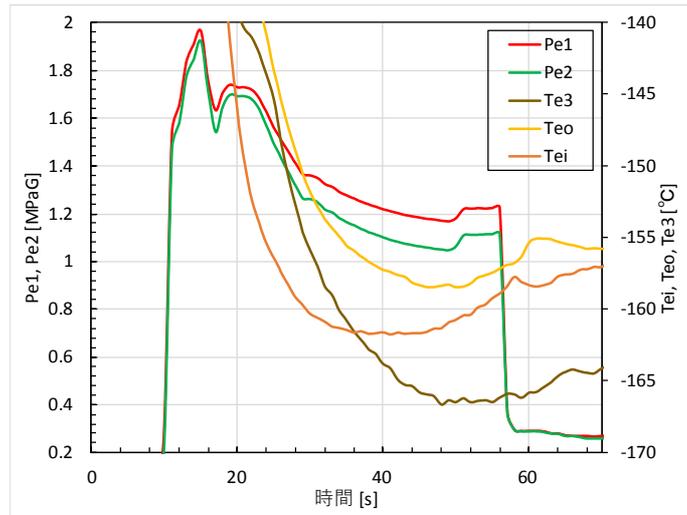


図 14 ノズル上流・下流圧力およびノズル周辺温度履歴 (LOX 気化ノズル流量検定 No.1)

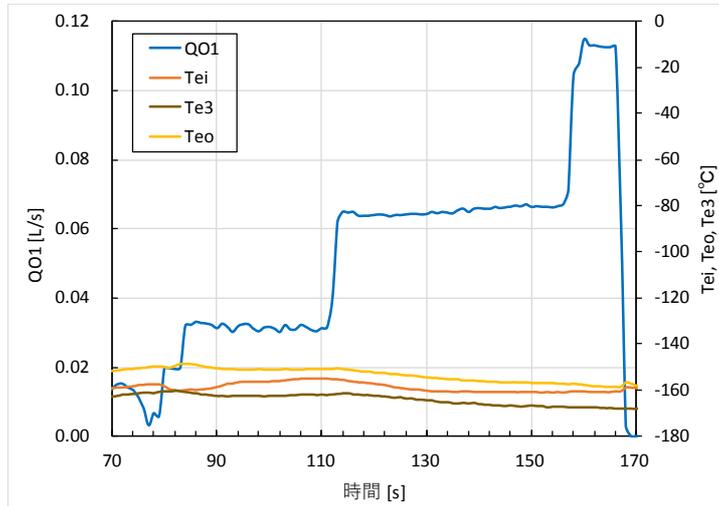


図 15 LOX 流量およびノズル周辺温度履歴 (LOX 気化ノズル流量検定 No.2)

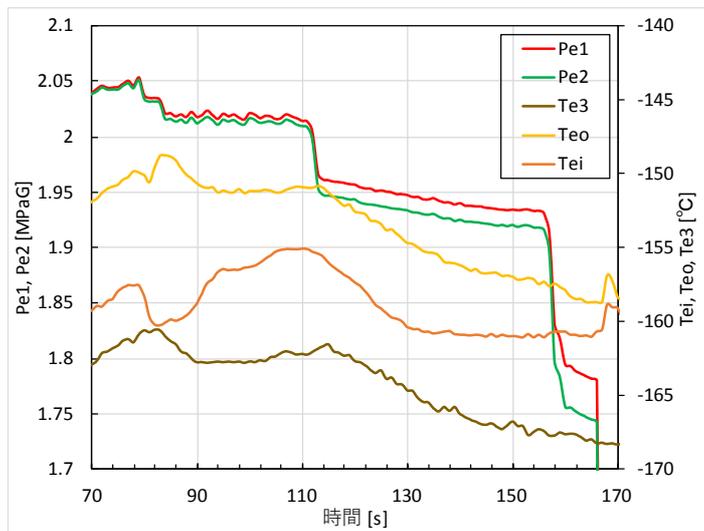


図 16 ノズル上流・下流圧力およびノズル周辺温度履歴 (LOX 気化ノズル流量検定 No.2)

4.3. 着火試験

着火試験時の供試体の概略図を図17、系統図を図18に示す。着火試験用に、ノズルはグラファイト製を用い、軸流インジェクタのみにGOXを供給した。着火時の内圧を上げるために、ノズルクロージャを用いた条件 (No.2) でも着火試験を実施した。3回の着火試験を実施した。実験条件と結果を表1に示す。点火用GOX流量が大流量の場合(No.1、2)は、ノズルクロージャの有無に関係なく不着火であった。流量が多いため、プラズマジェットトーチの火種が燃料グレイン表面に到達しなかったと思われる。GOX流量を小流量とし、トーチ通電タイミングを早くした結果 (No.3)、着火した。着火に成功したNo.3の実験結果を図19に示す。GOX供給圧力の立上りとほぼ同時に、燃焼室圧力が上昇しており、着火遅れなく着火し、約3.5sの安定燃焼が得られた。着火させるためには、着火用GOX流量を少量 (0.3g/s程度) とする必要があることが分かった。ビデオ画像より、プラズマジェットトーチの通電タイミングが-3s程度で良いと判断できた。インジェクタでの圧損が想定より大きく、燃焼実験時に上流配管での設計圧力を超える可能性があることが分かった。対策として、今後はインジェクタの内径を大きくすることとする。

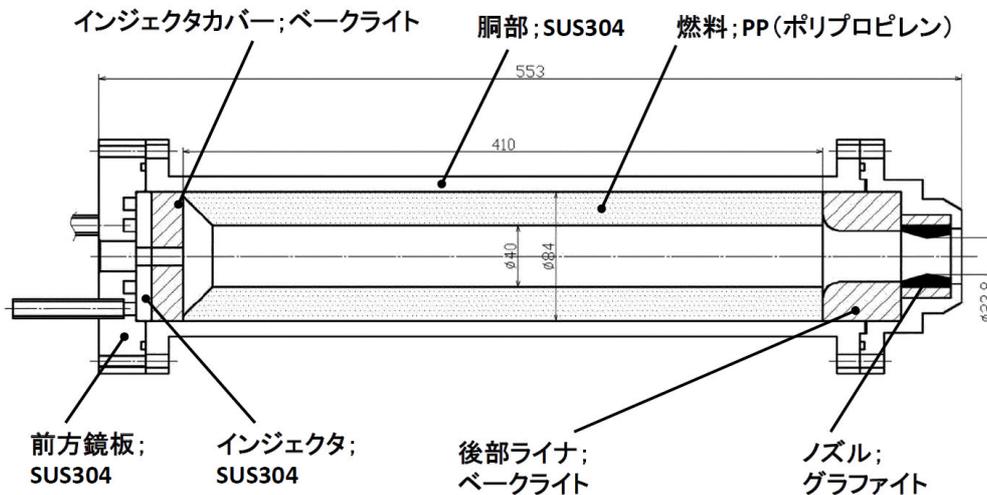


図 17 着火試験時の供試体概略図

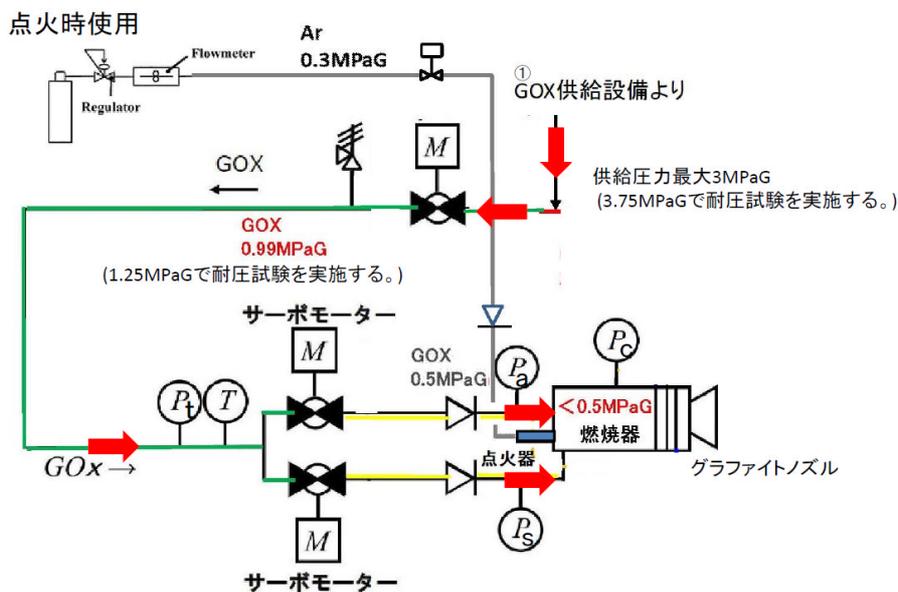


図 18 着火試験時の系統図

表1 着火試験条件および結果

No.	GOX流量 [g/s]	GOX供給弁開時間 [s]	点火用GOX流量 [g/s]	トーチ通電タイミング [s]	Ar流量 [NL/min]	ノズルクロージャ	結果
1	60	3	1.56	-3	70	無し	不着火
2	60	3	1.56	-3	70	有り	不着火
3	60	3	0.32	-10	70	無し	着火

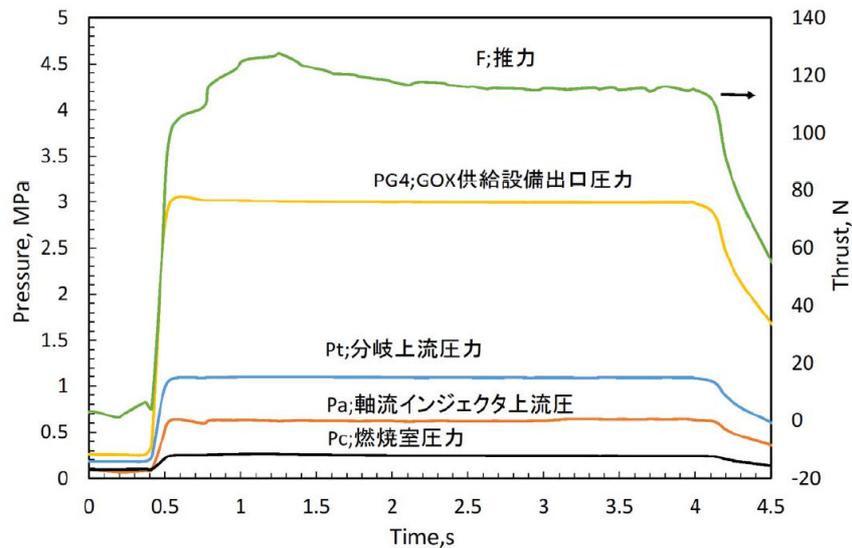


図19 推力および圧力履歴（着火試験 No.3）

5. まとめ

LOXを用いたA-SOFTハイブリッドロケット実証実験を計画した。これまでにLOX供給設備、LOX気化ノズル、A-SOFTハイブリッドロケットエンジンを設計製作し、LOX供給設備機能確認試験、LOX気化ノズル流量検定、GOXを用いた着火試験を実施した。いずれも良好な結果が得られ、改善点を明確にすることができた。今後、改善点を修正した後に、独立気化燃焼実験、統合燃焼実験を実施し、LOX気化ノズルの気化冷却性能の取得およびLOXを用いたA-SOFTハイブリッドロケットエンジンの実証を行う予定である。

- *1 宇宙航空研究開発機構
- *2 東海大学
- *3 首都大学東京
- *4 東京大学