

# LOX を用いた A-SOFT ハイブリッドロケット実証実験

## —独立気化燃焼実験におけるノズルの状況—

櫻井 毅司<sup>\*1</sup>, 那賀川 一郎<sup>\*2</sup>, 北川 幸樹<sup>\*3</sup>, 水越 智一<sup>\*4</sup>, 倉知 航大<sup>\*4</sup>, 湯浅 三郎<sup>\*1</sup>, 嶋田 徹<sup>\*3</sup>

\*1 首都大学東京

\*2 東海大学

\*3 宇宙科学研究所/宇宙航空研究開発機構

\*4 首都大学東京大学院

## Combustion test of A-SOFT hybrid rocket engine using LOX-vaporization nozzle

Takashi SAKURAI<sup>\*1</sup>, Ichiro NAKAGAWA<sup>\*2</sup>, Koki KITAGAWA<sup>\*3</sup>, Tomokazu MIZUKOSHI<sup>\*4</sup>, Kodai KURACHI<sup>\*4</sup>,  
Saburo YUASA<sup>\*1</sup>, Toru SHIMADA<sup>\*3</sup>

\*1 Tokyo Metropolitan University

\*2 Tokai University

\*3 ISAS/JAXA

\*4 Graduate school, Tokyo Metropolitan University

### ABSTRACT

Combustion test of A-SOFT hybrid rocket engine using LOX-vaporization nozzle was conducted. The LOX-vaporization nozzle was a regenerative-cooling nozzle using liquid oxygen as coolant, and the coolant oxygen was vaporized by the transferred heat from the burned gas and supplied to the A-SOFT combustion chamber. The nozzle was designed to be suitable for the thrust throttling and O/F variation based on the heat transfer and structural strength analyses. The engine attained stable combustion and the performance almost agreed with the prediction, however the nozzle was deformed and a rupture occurred at the nozzle wall. This nozzle deformation event was discussed based on the experimental data.

**Keywords:** LOX-vaporization nozzle, A-SOFT hybrid rocket, regenerative-cooling nozzle

### 概要

A-SOFT ハイブリッドロケットの技術課題である液体酸化剤の気化技術実証実験として再生冷却方式ノズルを用いた燃焼実験を行った。ノズルの冷却剤は液体酸素 (LOX) であり, 冷却と同時に燃焼ガスの熱により LOX を気化し A-SOFT エンジンの燃焼に供する。LOX 気化ノズルは推力・O/F 制御に伴う酸化剤流量や燃焼ガス条件の変化を考慮し, 伝熱と構造強度の面で成立性を確認し製作した。燃焼実験はノズル熱負荷の点からは余裕のある条件で実施しエンジンは所定の燃焼性能を達成したもののノズルは破断を生じた。ノズル破断に至る事象を実験データより明らかとした。

### 1. はじめに

ハイブリッドロケット研究WGでは, 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<sup>1)</sup>。A-SOFTは軸方向と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することで推力・O/F制御を実現する。A-SOFT技術の実証及び成熟に向けて, これまで気体酸素 (GOX) を用いた研究が行われ, ①エンジン性能データの取得, ②燃焼現象の理解, が進められている<sup>2)</sup>。液体酸素 (LOX) に旋回を付与した燃焼実験では, 噴射されたLOXの霧化や燃焼中の気化過程において酸化剤の体積

が増加することで旋回付与によって与えられた角運動量が低下し、燃料後退速度やC\*効率が低下することが分かっている<sup>3)</sup>。よって、A-SOFTでは燃焼室に噴射される酸化剤は気相であることを要し、液体酸化剤を用いる場合には燃焼室の前になんらかの酸化剤気化装置が必要となる。筆者らはこの気化装置として液体酸素（LOX）を冷却剤に用いる再生冷却方式のノズル<sup>4)</sup>の利用を考えている。

本報告では首都大でA-SOFT用に新規に設計製作したLOX気化ノズルと、東海大で開発したA-SOFT燃焼器を組合せたエンジン燃焼実験の結果を報告する。設計計画値は燃焼室圧が最大0.5MPa、LOX供給圧力は最大3MPa、燃焼時間を最大30秒としている。エンジン燃焼用の酸化剤はGOXとし、ノズル冷却剤にはLOXを使用した。燃料はポリプロピレンである。点火器にはアルゴンガスを用いるプラズマジェットトーチを使用した。燃焼実験はJAXAあきる野試験場にて行い、供給系はLOX供給設備を増設した常設のハイブリッド酸化剤供給設備を用いた。エンジン燃焼のGOXとノズルの冷却用LOXとをそれぞれ別々に供給する独立気化燃焼実験を実施し、LOX気化ノズルの冷却・気化性能を調べた。

## 2. 実験装置および方法

### 2.1. 実験装置

#### 2.1.1. 酸化剤供給系統図と A-SOFT エンジン

図1に独立気化実験のガス供給系統図を示す。A-SOFT燃焼器側にはGOXが供給され、流量調節弁で供給流量の調節を行う。続いてGOXは軸噴射用配管と旋回噴射用配管とに分岐し、それぞれの流量配分はサーボモータ付きバルブにて行われる。燃焼器の点火はプラズマジェットトーチにて行い、プラズマ生成用にアルゴンガスが供給されるのに加えて、点火時の確実な着火を行うため少量のGOXが点火時のみトーチから供給される。LOX気化ノズルには再生冷却用にLOXが供給され、ノズル冷却出口配管は予冷用と燃焼器側供給用の2つの系統に分岐している。流路の切り替えは2つの遮断弁1と2の開閉動作にて行われる。A-SOFTではLOX気化ノズルで気化した酸素を燃焼器側へ供給するため、ノズル出口配管を燃焼室側へ接続し燃焼を継続して行うことになるが、今回の実験ではエンジン燃焼とLOX気化ノズルからの酸素を切り分けており、燃焼器側供給配管も実験室外へ排気される。系統図には圧力や温度の計測位置が示されている。

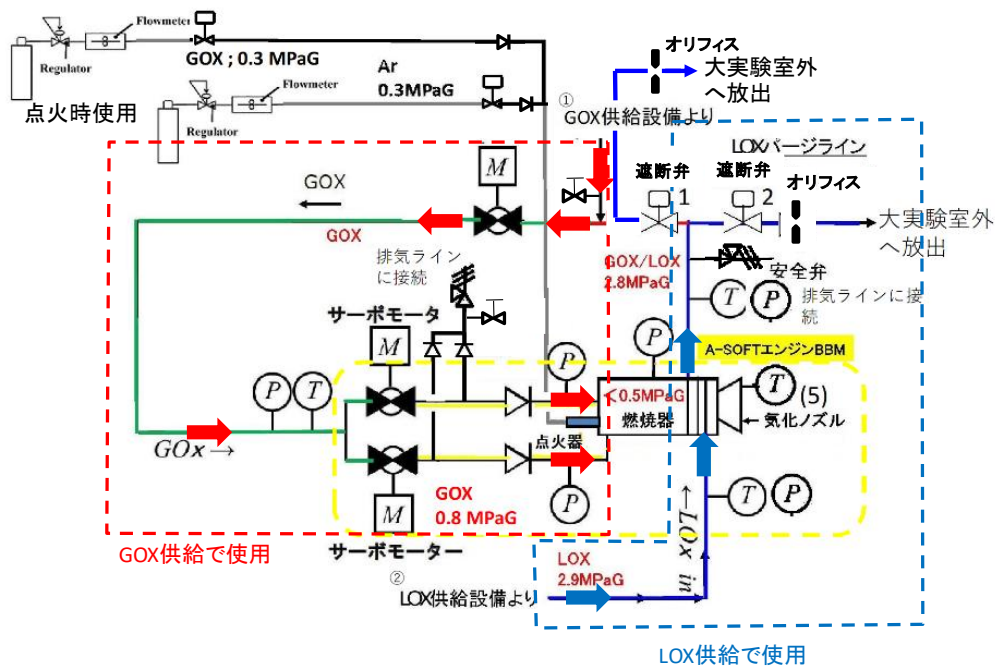


図1 独立気化燃焼実験のガス供給系統図

図2にはA-SOFTエンジンの概略図を示す。燃焼器には長さ410mm、外径84mm、内径40mmのポリプロピレングレインが挿入されている。燃焼器出口にはLOX気化ノズルが接続され、燃料グレインとノズルの間にはスペーサーとしてベークライトがある。LOX気化ノズルは当量比1.33 (O/F=2.56)、燃焼室圧0.5MPa、ノズル出口が大気圧において適正膨張するよう寸法を決め、図3に示すようにスロート径は23.8mm、膨張比を1.53とした。燃焼室圧の設計値が比較的小さい値であるのはA-SOFTの最初の実験として性能よりも安全性を優先したためである。LOX気化ノズルの再生冷却流路は36本とし、流路を隔てる壁の高さおよび幅はそれぞれ1mmとした。そのため流路の幅はノズル軸方向の径によって変化しており、スロート部で最小値の幅1mmとなっている。LOX流量の設計値は上述のエンジン燃焼条件から96g/sとしており、流路入口における供給圧力は2.9MPaとした。燃焼室圧に対してLOX供給圧力を高く設定したのは気化酸素を流量調節バルブでチョークさせ供給流量の変動を抑制することを想定したためであり、熱流体計算で予想されたLOX気化ノズルの再生冷却流路における圧力低下は0.2MPaほどであった。LOXは燃焼ガスの流れと逆向きに流れる向流方式を採用し、ノズル出口部側から供給されてスロートを経た後、入口側から流出する。

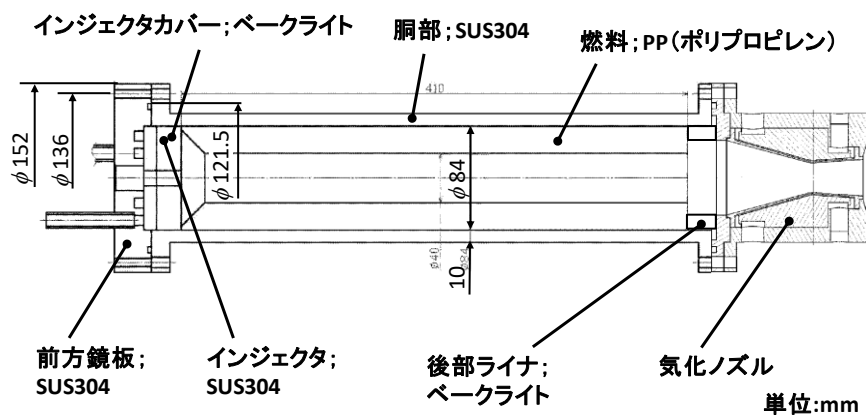


図2 A-SOFT エンジン概略図

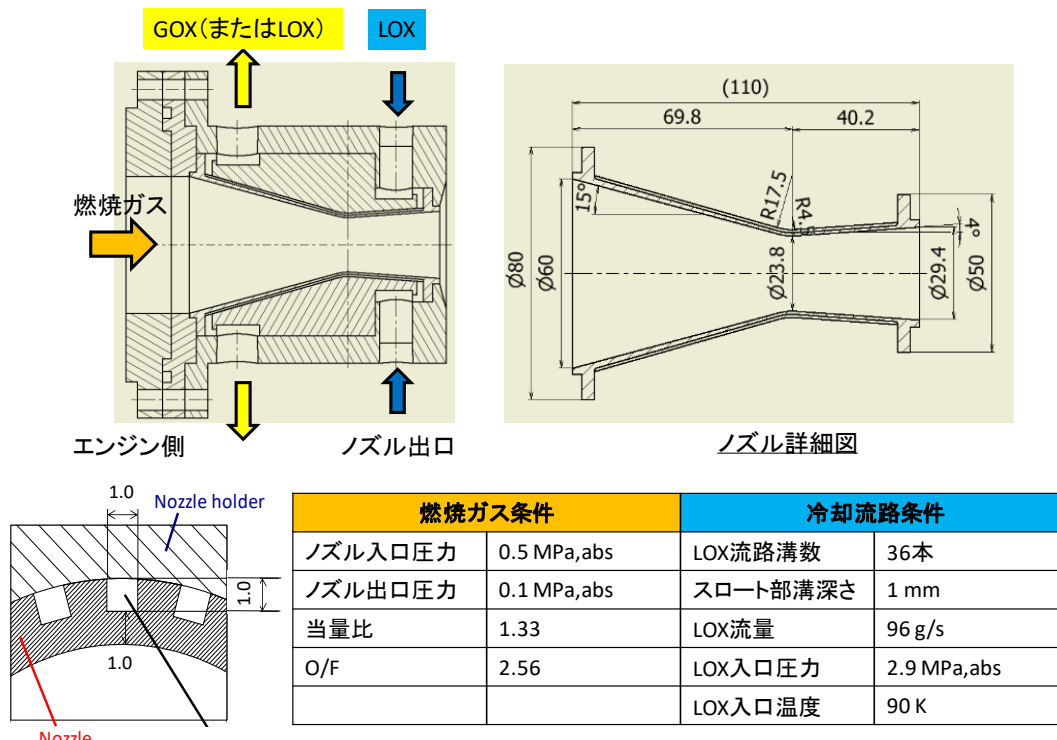


図3 LOX 気化ノズル概略図と設計条件

### 2.1.2. LOX 気化ノズルの設計

A-SOFT用LOX気化ノズルの設計にあたっては推力・O/F制御に伴う酸化剤流量や燃焼ガス条件の変化に適応することを念頭に熱流体計算と構造強度の評価を行い仕様を決定した。熱流体計算では再生冷却によるLOXの気化とノズル壁面冷却の両立を検討した。計算は湯浅，北川らが作成した定常一次元伝熱計算モデルを用いて行い<sup>4)</sup>，設計計画値の燃焼室圧0.5MPaにおける酸化剤流量を基準に，そのおよそ50%の流量でもLOXの気化とノズル冷却が成立するようにした。表1に燃焼ガス条件とLOX気化ノズルの流路形状を示す。なお，表中の推力はいずれの条件も適正膨張時の値であり，酸化剤流量を下げた50%流量時は燃焼室圧が低下しノズルが過膨張となるため推力値はこの値よりも低下することに注意されたい。また，O/Fと当量比がスロットリング時に同じ値となっていないのは，製作したノズルの燃焼試験を旋回強度を可変としないSOFTエンジンで行うことも想定したためである。

表1 A-SOFTエンジン燃焼ガス条件とLOX気化ノズルの流路形状

| $\dot{m}_{LOX}$ [%] | $\dot{m}_{LOX}$ [g/s] | O/F  | $\varphi$ | $P_c$ [MPa] | F [N] | F [%] | $d_c$ [mm] | $w_c$ [mm] | $t_w$ [mm] | $\theta_c$ [deg] | $\theta_n$ [deg] |
|---------------------|-----------------------|------|-----------|-------------|-------|-------|------------|------------|------------|------------------|------------------|
| 100                 | 96                    | 2.56 | 1.33      | 0.50        | 237   | 100   | 1.0        | 1.0        | 1.0        | 15               | 4                |
| 50                  | 48                    | 2.19 | 1.56      | 0.31        | 126   | 53    |            |            |            |                  |                  |

図4に熱流体計算による酸素温度，ノズル壁温，熱流束を示す。図横軸はノズルスロット位置を0mmとしており，左側がノズル入口，右側がノズル出口に対応する。冷却剤であるLOXはノズル出口側より流入するため温度が図右側で最も低い値を取っている。図中の黒破線は酸素の沸点を，赤破線は材料強度から定めた壁温度制限値をそれぞれ示している。スロットリング100%と50%のいずれにおいても壁温度は制限値以内に収まり，LOXはノズル通過後に気相まで温度上昇するよう冷却溝流路形状を定めた。

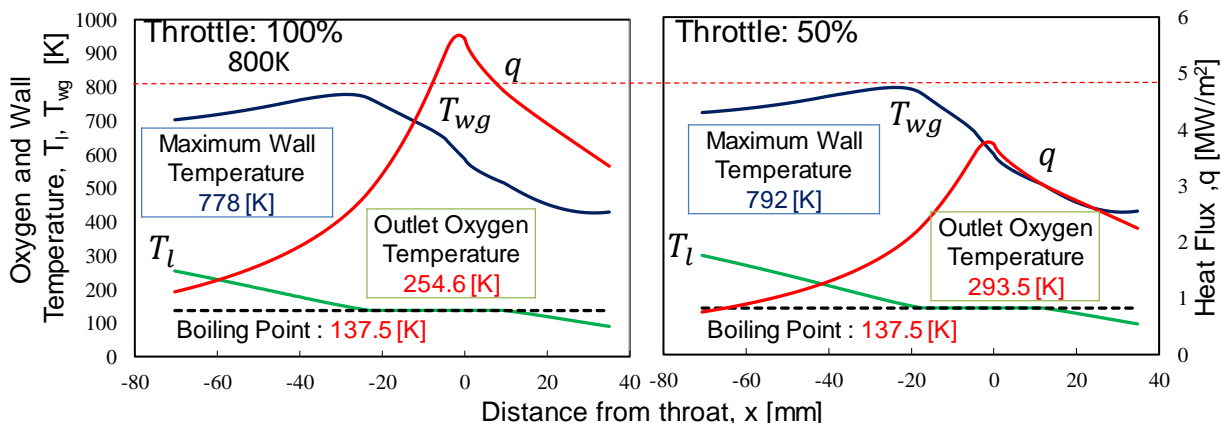


図4 熱流体計算による酸素温度，ノズル壁温，熱流束

熱流体計算と合わせてノズルの構造強度を評価した。今回のノズルでは先行研究<sup>4)</sup>を参考にして壁温度の制限値を800Kとした。強度計算に用いた耐力とヤング率のデータを図5に示す。ノズル材料の無酸素銅において800Kの高温時におけるデータは乏しく，ヤング率はデータを外挿して用いた。耐力も750Kを超えると急激な値の低下を示し，材料組織構造の大きな変化を生じると推定され，可能であればより制限温度を下げてもノズルを設計したいところであったが酸化剤流量が高々96g/sと小さいことやノズル冷却流路の製作精度の面から制限温度を下げることは困難であった。強度計算では熱的にも圧力も最も厳しくなる設計計画値で評価した。安全率は1.7とし，ノズル構造の代表的な部位における応力や曲げ，座屈を検討したところ，安全余裕が最も小さくなるのは座屈の場合であり，その値は2.2であった。小さい値ながらも構造強度面でも成立性が見出せたことからLOX気化ノズルの仕様を決定し，製作を行った。

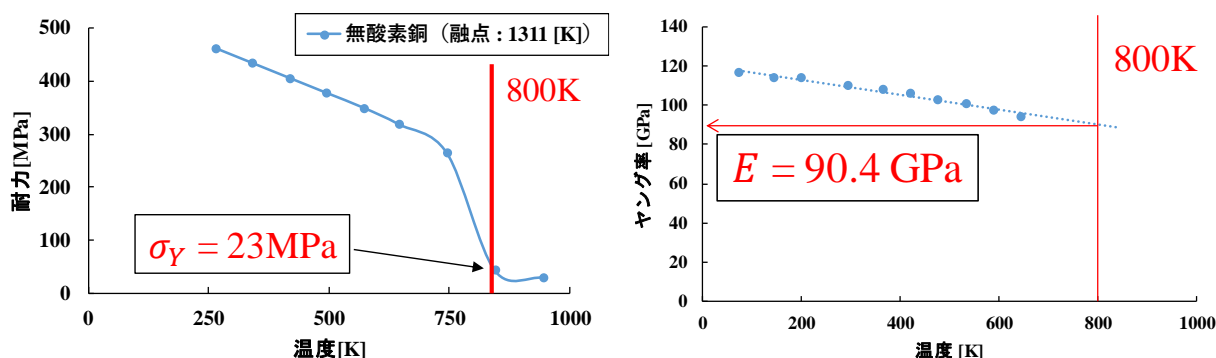


図5 強度計算に用いた無酸素銅 (C1020) の耐力とヤング率

図6(a)はLOX気化ノズルの外観写真である。再生冷却用の溝流路が見えている。再生冷却ノズルは電鋳加工により製作することが一般的である。近年では3D積層造形法によっても製作例が見られるようになってきているが、今回は製作コスト低減の観点から先行研究で経験のある分割型構造<sup>5)</sup>という形を採った。この分割型構造とは、図に示すように冷却溝の外周壁側を半割した円筒ホルダーでノズルを覆うことにより再生冷却流路を構成するものである。切削加工のみで製作出来るため費用を抑えられるのが利点である。一方、冷却流路にわずかな隙間を生じ易いことや、半割にしたホルダー同士のシールが困難であり、生じる隙間から冷却剤がホルダー外部へ流出する点などが課題である。気化ノズルの設計ではこれらのリークにも最新の注意を払った。図6(b)はLOX気化ノズルの組立図面である。無酸素銅製のノズルの外周にSUS製ホルダーがあり、これらをノズルケースに組み入れて構成している。それぞれの部品のすき間は出来るだけ小さくなるよう寸法公差を設定し、面シールにはニチアス製グラシールガスケットとケマーズ製クライトックスを用いることで、ノズルから外部へのLOXの漏出は無いことを気密試験によって確認した。また、燃焼実験の前に水を用いた耐圧試験を設計圧力において行い健全性を確認するとともに、その後の部品分解によっても各ノズル部品に変形が無いことを確認した。

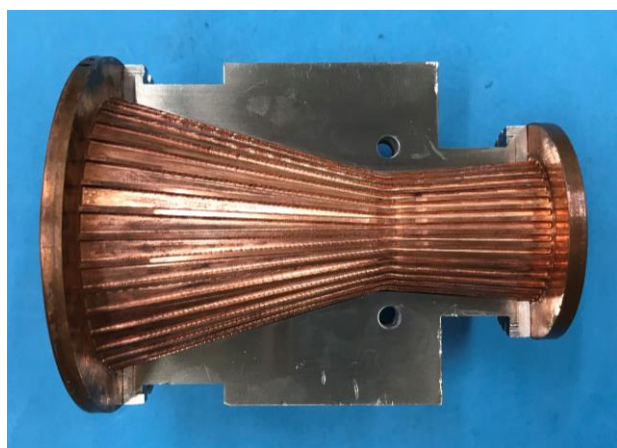


図6(a) LOX 気化ノズルの外観写真

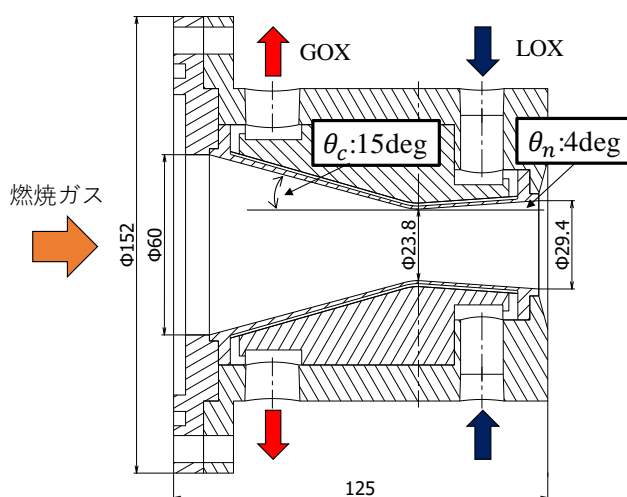


図6(b) LOX 気化ノズル組立図

## 2.2. 実験条件および方法

製作したLOX気化ノズルを酸化剤供給系統と組み合わせてLOX流量実験を行い、極低温時のノズルの気密性と耐圧性を確認するとともに所定のLOX流量を得るためのLOX供給条件を取得した。このデータに基づき、A-SOFT燃焼器とLOX気化ノズルを組み合わせた燃焼実験へ進むこととした。最初の燃焼実験はノズルにおけるLOX気化および冷却性能の評価と燃焼器の燃焼性能の評価を切り離

して行えるように燃焼器側には図1で示したGOXを供給しノズル側には冷却用のLOXを供給する独立気化燃焼実験とすることとした。表2は当初計画した独立気化燃焼実験の一連の実験条件である。No.1は燃焼用GOXを小さく、冷却用LOXは設計計画値とすることでノズルへの熱負荷を最小とすることとした。No.2からは燃焼時間の増加、No.3以降は徐々にノズル熱負荷を上げ設計計画値での試験データを取得する予定であった。

表2 独立気化実験の燃焼条件

| No. | GOX<br>流量<br>[g/s] | LOX<br>流量<br>[g/s] | O/F<br>制御 | 燃焼<br>時間<br>[s] | 目標<br>O/F | 燃焼圧<br>[MPaA] | 推力<br>[N] |
|-----|--------------------|--------------------|-----------|-----------------|-----------|---------------|-----------|
| 1   | 60                 | 100                | 有         | 3               | 2.6       | 0.3           | 300       |
| 2   | 60                 | 100                | 有         | 10              | 2.6       | 0.3           | 300       |
| 3   | 80                 | 100                | 有         | 10              | 2.6       | 0.4           | 400       |
| 4   | 100                | 100                | 有         | 5               | 2.6       | 0.5           | 500       |
| 5   | 100                | 100                | 有         | 10              | 2.6       | 0.5           | 500       |
| 6   | 100                | 100                | 有         | 20              | 2.6       | 0.5           | 500       |
| 7   | 100                | 100                | 無         | 20              | —         | 0.5           | 500       |
| 8   | 60                 | 60                 | 有         | 10              | 2.6       | 0.3           | 300       |
| 9   | 80                 | 80                 | 有         | 10              | 2.6       | 0.4           | 400       |

表3は実験計測項目である。LOX気化ノズルについてはLOX供給圧力と壁温度に制限値を設け、燃焼中にこれらの値を超えた場合は緊急停止が掛かりLOX供給が遮断されるシステムとした。なお、ノズル壁温の計測位置は図7に示す4か所であり、1か所は気密性のため封止した。温度はLOX冷却流路を隔てる凸部壁面の値である。スロートのほか、ノズル軸方向に3か所計測した。また、ノズル入口と出口のLOX供給配管では酸素の供給圧力と温度を計測した。

表3 燃焼実験における計測項目

| 名称  | 項目            | 制限値        | 名称  | 項目             | 制限値   |
|-----|---------------|------------|-----|----------------|-------|
| PL1 | LOXタンク圧       | -          | TL1 | LOXタンク内温度      | -     |
| PL2 | LOXタービン流量計上流圧 | -          | TL2 | LOXタービン流量計上流温度 | -     |
| PL3 | LOX主弁下流圧      | -          | TL3 | LOX主弁下流温度      | -     |
| PN1 | GN2一次圧        | -          | TL4 | LOX排気温度        | -     |
| PG1 | GOX一次圧        | -          | TG3 | GOXタービン流量計上流温度 | -     |
| PG2 | GOX二次圧        | -          | Tei | 気化ノズル上流温度      | -     |
| PG3 | GOXタービン流量計上流圧 | -          | Teo | 気化ノズル下流温度      | -     |
| PG4 | GOX主弁下流圧      | -          | Te1 | 気化ノズル-1 壁温度    | 527°C |
| PG5 | 点火用GOX供給圧     | -          | Te2 | 気化ノズル-2 壁温度    | 527°C |
| Pei | 気化ノズル上流圧      | 3.0 [MPaG] | Te3 | 気化ノズル-3 壁温度    | 527°C |
| Peo | 気化ノズル下流圧      | 3.0 [MPaG] | Te4 | 気化ノズル-4 壁温度    | 527°C |
| Pt  | 旋回強度制御バルブ上流圧  | -          | Te5 | 気化ノズル-5 壁温度    | 527°C |
| Pa  | 軸流インジェクタ上流圧   | -          | Tt  | 旋回強度制御バルブ上流温度  | -     |
| Ps  | 旋回流インジェクタ上流圧  | -          | QO1 | GOX体積流量        | -     |
| Pc  | 燃焼室内部圧        | 1[MPaG]    | QL1 | LOX体積流量        | -     |
| F   | 推力            | -          | LLT | LOXタンク液位       | -     |

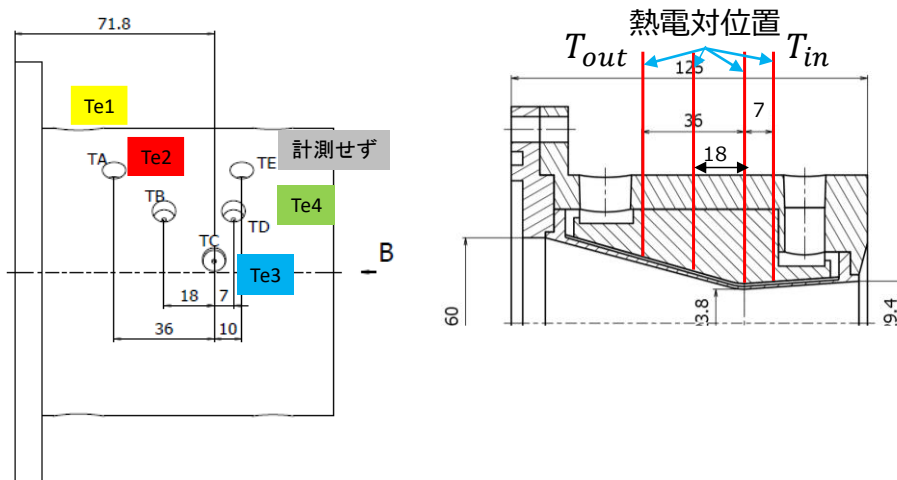


図7 LOX 気化ノズルの壁温計測位置

### 3. 実験結果および考察

No.1の燃焼実験結果を図8に示す。図は上から順に燃焼用GOX流量、燃焼室圧力、推力、LOX供給圧力、LOX流量、LOX気化ノズルの壁温と酸素温度を示している。また、図の上部には実験のシーケンスを表している。プラズマジェットトーチはエンジン燃焼前の-1sまで作動させている。ノズル出口をビデオ観察し確実に燃焼器が着火していることを確認した。-1sからはノズルにLOXを供給し始めている。この前からも配管予冷のためノズルには10g/s程度の少量のLOXを流している。0.5sから燃焼器にGOXが供給され始め1s手前で燃焼室圧と推力が増加しエンジンの燃焼が開始している。1.5sからはノズル壁温が階段状に上昇し始めている。3sでGOX供給を停止する信号がバルブに送られるが、バルブの機械的な動作遅れにより4.5s付近からバルブが閉じ始めている。表4は燃焼が安定している3.6sで読み取ったデータである。燃料流量は燃焼試験後のデータを用いて再現法で推定した値である。GOXやLOX流量および燃焼室圧は当初の計画値にほぼ近い値となっていることが分かる。ノズルへのLOX供給は冷却を重視してGOX供給よりも長い5sまで流すシーケンスとしていた。5sからはLOXパージとしてランタンクに貯めたLOXの加圧を停止して配管に残るLOXを窒素ガスで排出するようにしていた。ちょうどこのLOXパージが始まる5s付近で燃焼室圧と推力が急上昇した。同時にLOX流量も急上昇を示した。実験後のエンジン及びノズルの分解検査によって、ノズル壁に破断が生じて穴が開き、そこからLOXが燃焼ガス中へ噴出して意図しないタイミングで燃焼していたことが分かった。幸いなことにこの事象によってエンジンが爆発的に燃焼して燃焼器やノズルが破裂を生じることにはなく、また異常燃焼時の燃焼ガスもノズルから噴出したのみで意図しない場所からの火炎や燃焼ガスの噴出は目視の限りでは見られず、9sには燃焼が停止し実験はエンジン外部には危険を生じずに終了した。

ノズル破断に至った異常燃焼事象については次のように分析している。1.5sでTe2, Te1, Te4の順に温度が上昇し始めた。それぞれの温度上昇が階段状になっているのは、各熱電対がLOX冷却壁の凸部から少し外れてLOXにも触れる状態であり、LOXの流動状態が冷却溝においては流量計では観察されなかった局所的な流動の変動を生じていたため壁面からの加熱とLOXによる冷却で階段状に変化したと考えられる。スロート温度Te3は試験後のノズル分解検査によりLOX流路中に位置していたため温度上昇が燃焼開始よりもだいぶ遅れており温度も低かったと考えられる。Te2はGOXによる燃焼が継続していた3.5s付近で温度低下しており、この時点でノズルが大変形し始めてTe2の熱電対がノズル壁から離脱してLOXに触れるようになり温度低下を示したと考えられる。同時に変形によってスロート部熱電対Te3はノズル壁と接触するようになり温度が上昇を示した。ノズルの変形は5sにはTe1にも及んでいる。5s付近でLOX流量が急上昇し始めており、LOX気化ノズルの変形箇所に破断を生じた結果、ノズル内壁面からLOXが燃焼室側に噴出したと考えられる。このときエンジン内には高温燃焼ガスが残留していたと考えられ、LOXによって燃焼が継続した。LOXを加圧する主弁

が閉じるまでLOX流量はGOXの倍近くまで流出し、またノズル変形によりスロート面積が縮小したため燃焼室圧と推力が増大した。

図9は燃焼実験後のノズルである。ノズル入口側からスロートにかけてノズル内面側に大きく座屈を生じており、一部に破断を生じて切り欠き状の穴が開いている。また、ノズルの温度上昇による焼け具合は周方向に一様ではなく偏りがあり、焼け色からは破断箇所付近で最も壁温上昇が高かったことを示し、その値は壁温の計測値よりもずっと高かったものと推測される。4か所で計測していたノズル壁温の熱電対は実験前にはノズル壁に接していた跡が見られ、またいずれも大変形箇所に位置してために変形によってLOXに触れるような場所であったことを確認した。

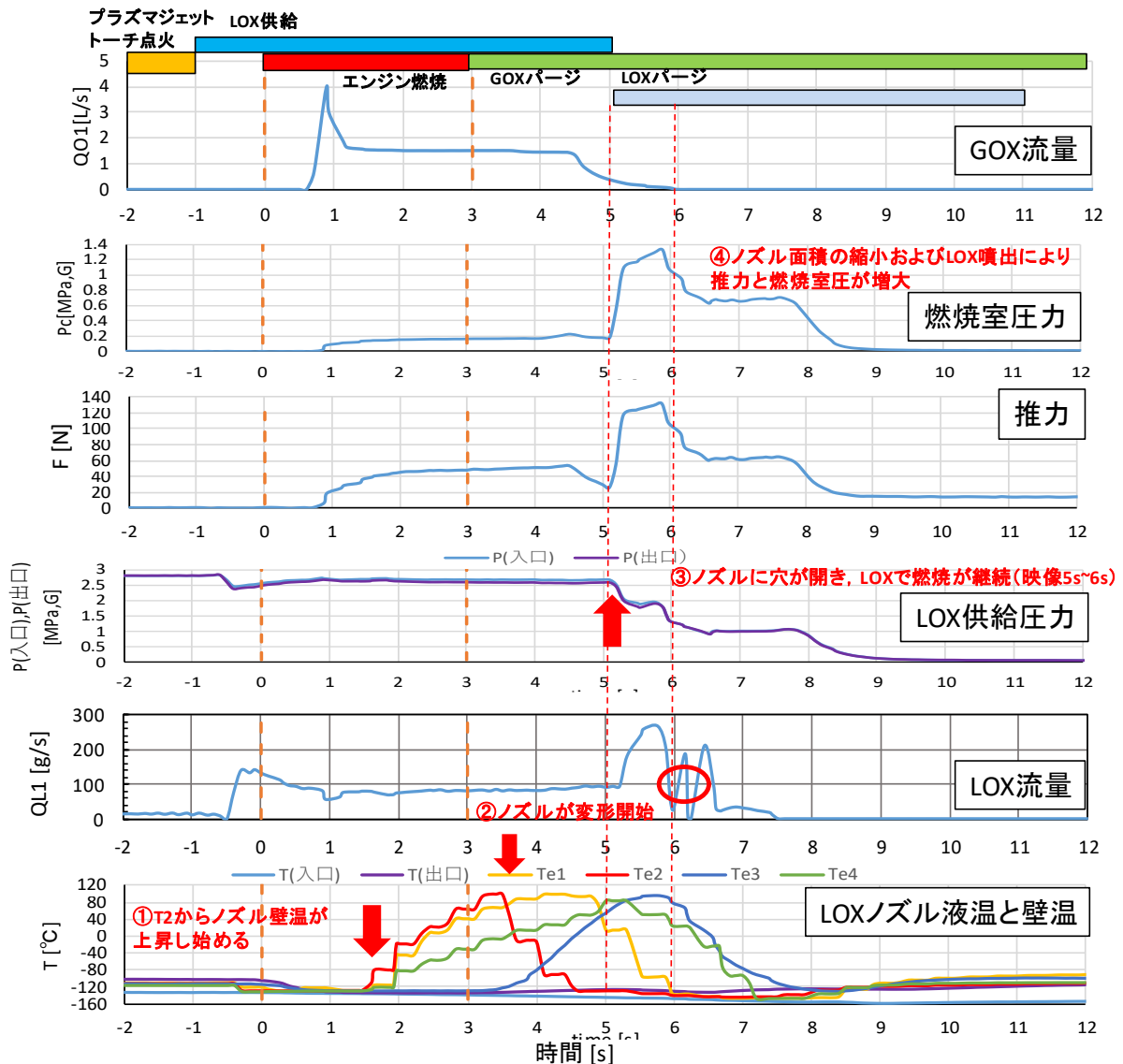
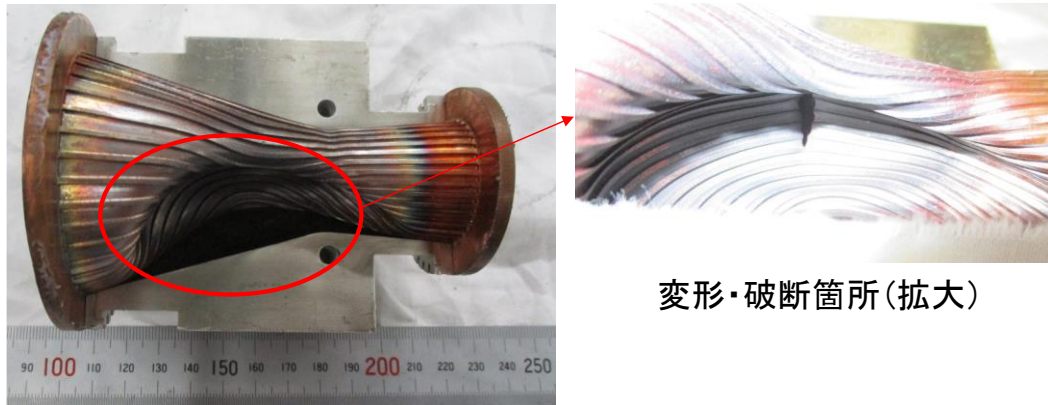


図8 独立気化実験 (No.1) の実験結果

表4 安定燃焼時の代表性能値

| 燃焼時間<br>$t$ [s] | 推力<br>$F$ [N] | 燃焼室圧<br>$P_c$ [MPa] | GOX流量<br>$\dot{m}_{GOX}$ [g/s] | 燃料流量<br>$\dot{m}_f$ [g/s] | 当量比<br>$\phi$ [-] | LOX流量<br>$\dot{m}_{LOX}$ [g/s] |
|-----------------|---------------|---------------------|--------------------------------|---------------------------|-------------------|--------------------------------|
| 3.6             | 46.2          | 0.263               | 54.8                           | 14.5                      | 0.90              | 83.6                           |





変形・破断箇所(拡大)

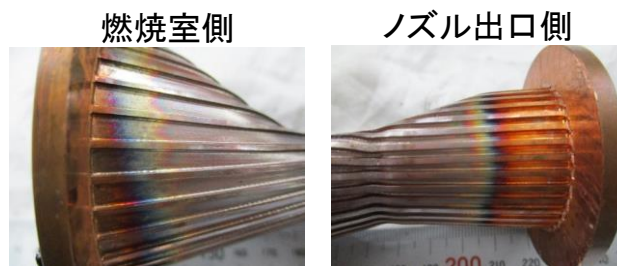


図9 燃焼実験後のノズル外観

#### 4. まとめ

A-SOFTハイブリッドロケットの技術課題であるLOX気化の技術実証実験として再生冷却方式のLOX気化ノズルを設計製作し燃焼実験を行った。ノズルの伝熱および構造強度の点からは余裕を大きく取った実験条件であったが、LOX気化ノズルは破断を生じた。ノズル破断に至るまでの事象は実験データより明らかにすることが出来たが、温度データはノズル変形時の壁温を正しく捉えることが出来ていなかったためその原因までは不明確である。

#### 謝辞

本研究はISAS/JAXA ハイブリッドロケット研究WGの活動として行われた。ここに記して感謝の意を表す。

#### 参考文献

- [1] Shimada, T., Usuki, T., Takahashi, A., Kitagawa, K. and Ozawa, K.: Mission Requirements for Highly-Functional Hybrid Rocket Demonstration, SP2016\_3125289, Space Propulsion 2016, Rome, 2016.
- [2] Kimura, N., Obata, K., Kitagawa, K., Shimada, T.: Image analysis for velocity profile estimation in A-SOFT hybrid rocket combustor, Journal of Fluid Science and Technology, 2018, Vol.13, No.4, , <https://doi.org/10.1299/jfst.2018jfst0029>
- [3] 北川 幸樹, 湯浅 三郎, 液体酸素旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼特性, 日本航空宇宙学会論文集, 2006, 54巻, 629号, pp. 242-249. <https://doi.org/10.2322/jjsass.54.242>
- [4] 北川 幸樹, 桜沢 俊明, 湯浅 三郎, 推力1500N級酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン用LOX気化ノズルの評価燃焼実験, 宇宙技術, 2007, 6 巻, pp. 47-54. <https://doi.org/10.2322/stj.6.47>
- [5] Ro, T., Mitsutani, T., Yuasa, S.: The Design of Regenerative Cooling Nozzle with Liquid Oxygen for Hybrid Rocket Engine, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2004, pp.293-298, 2004.