

2023年度 第16回宇宙科学奨励賞

2024年3月7日（木）

KKRホテル東京

端面燃焼式ハイブリッドロケットの 燃焼特性および推力制御特性の解明

対象論文

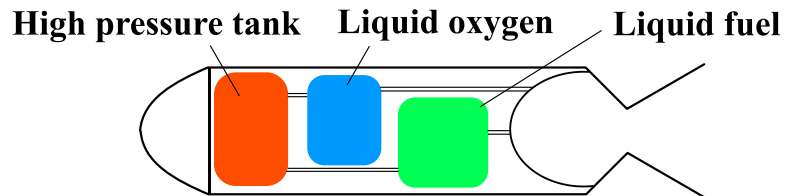
- ◆ Y. Saito *et al.*, Fuel Regression Characteristics of a Novel Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket, *J. Prop. Power*, Vol. 34, No. 1, pp. 247-259. 2018.
- ◆ Y. Saito *et al.*, High Pressure Fuel Regression Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets, *J. Prop. Power*, Vol. 35, No. 2, pp. 328-341. 2019.
- ◆ Y. Saito *et al.*, H. Nagata, Investigation of Throttling Response Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets, *Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan*, Vol. 16, No. 1, pp. 9-18, 2018.

東北大学・学際科学フロンティア研究所 助教
流体科学研究所（兼務）

齋藤勇士

1. 研究背景 -宇宙開発を支える化学ロケット

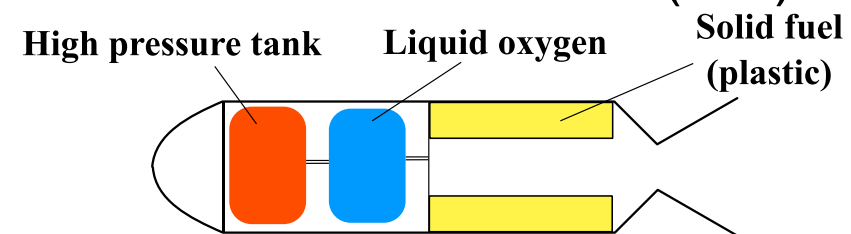
液体ロケット



固体ロケット



ハイブリッドロケット (HR)



Atlas/Agena 1962

Titan IV 1991

AMROC SET-1 1989

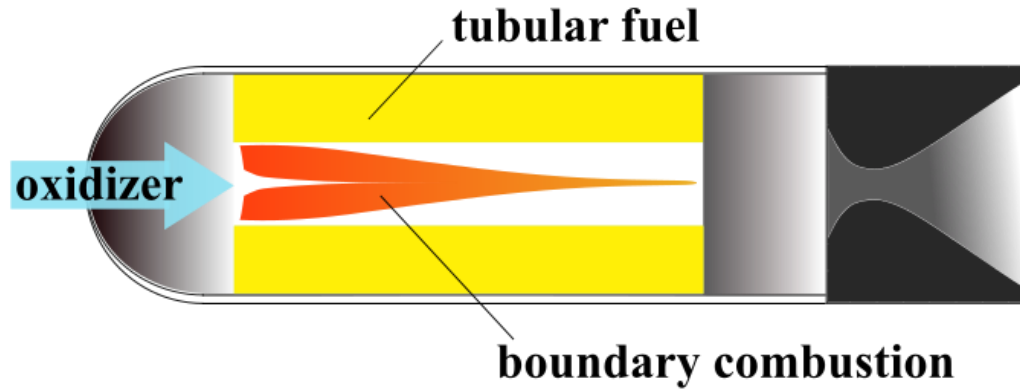
例) 異常時の様子 (Sierra Nevada Corporation)

- 燃料と酸化剤を別々に貯蔵
- 燃料を固相で貯蔵

することでHRは安全性を大幅に向上

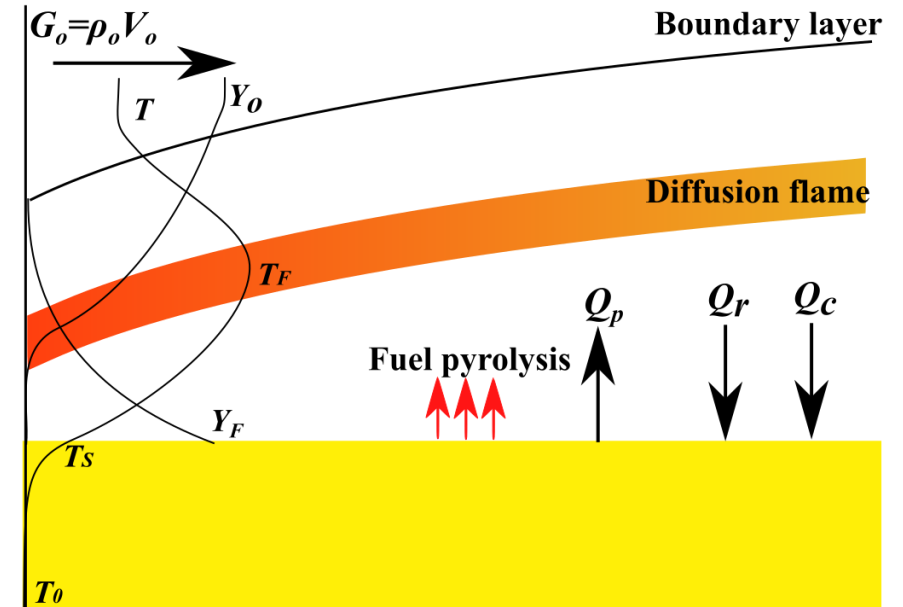
1. 研究背景 -従来式ハイブリッドロケット

2



□ 筒形燃料 + 液体 もしくは 気体酸化剤

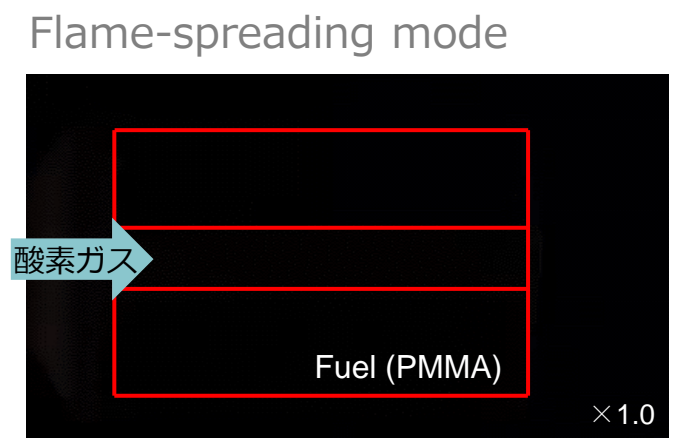
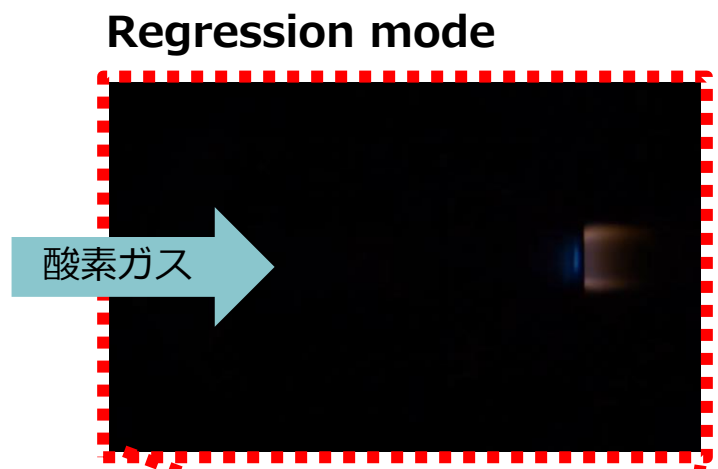
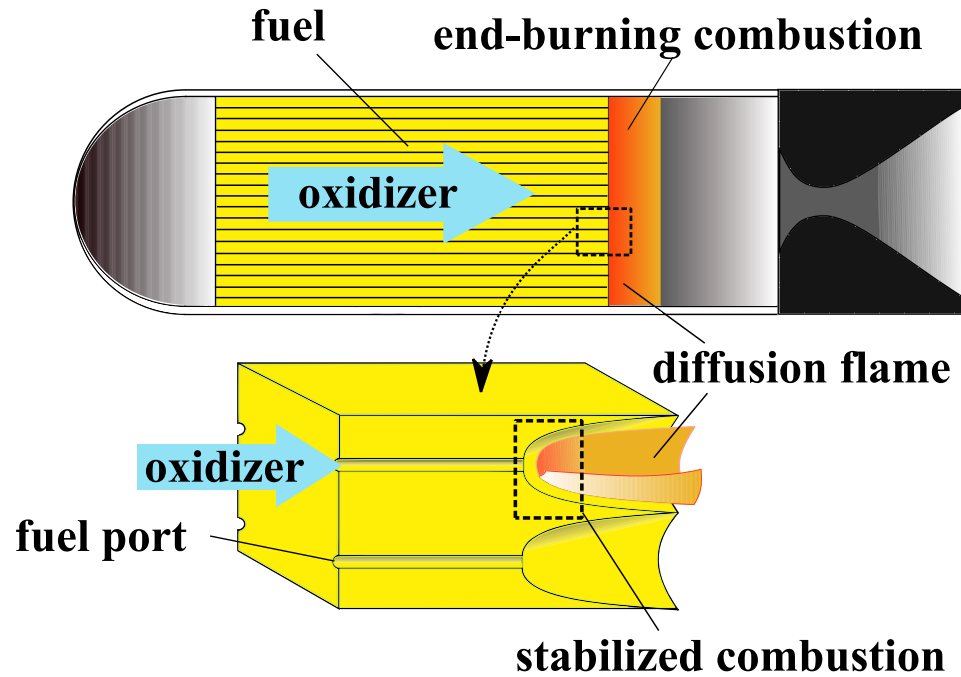
□ 境界層燃焼 → 燃料後退 $\dot{r} = \alpha G_o^n \quad n: 0.5-0.8$



従来型ハイブリッドロケットの欠点

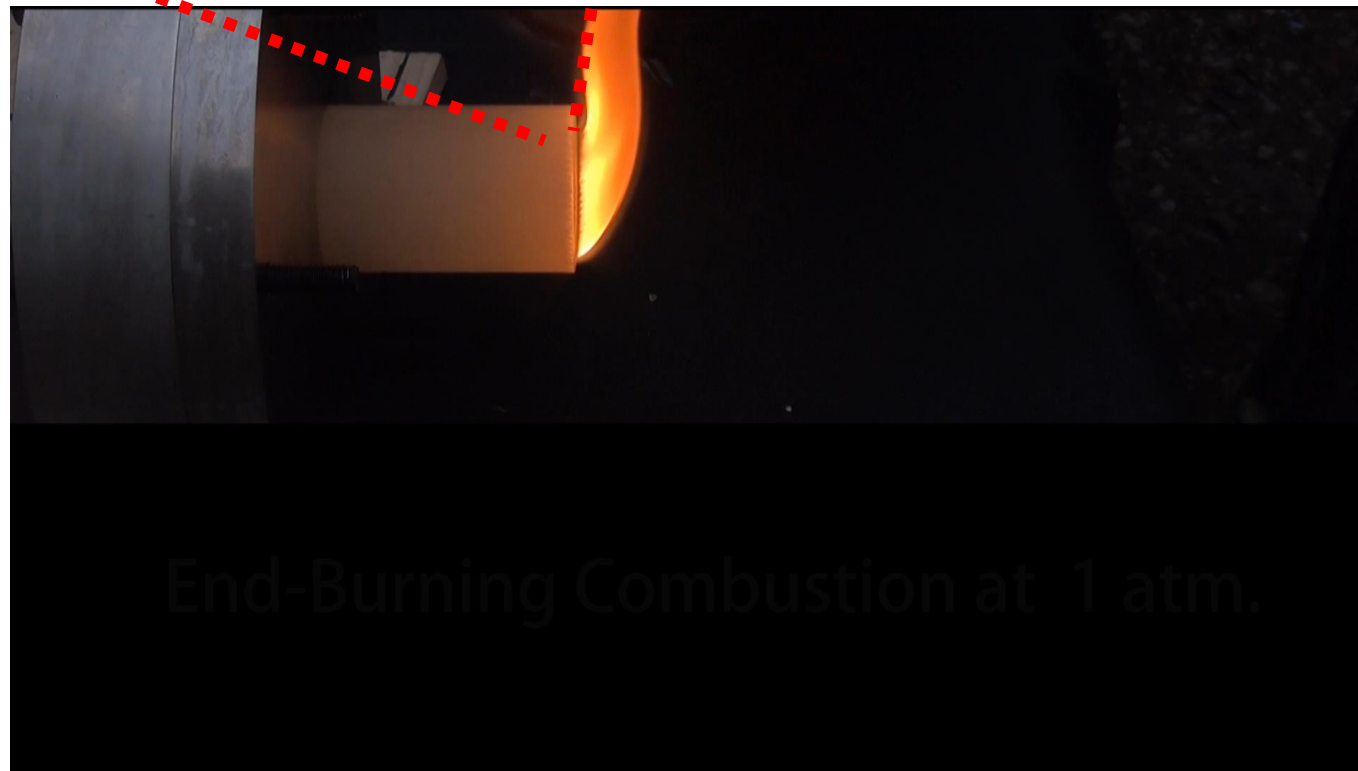
- ◆ 燃料後退速度が遅い : 乱流境界層が厚いことにより対流熱伝達が弱い
- ◆ 燃料後退速度が思ったほど上がらない : ブロッキング効果
後退速度の増加 → 気化燃料が増加 → 乱流境界層が厚くなる → 対流熱伝達が悪化
- ◆ O/Fシフト : 燃焼中および推力制御のロケット性能低下
燃焼中および推力制御中に著しい O/F シフトが発生

1. 研究背景 - 端面燃焼式ハイブリッドロケット

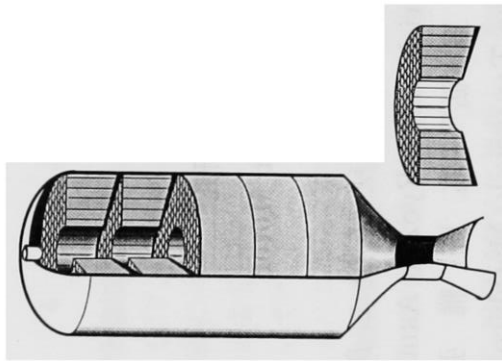


※当倍速再生

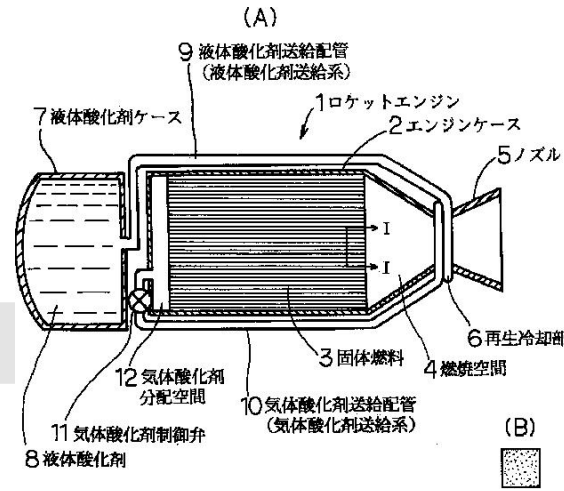
- 燃料に微小のポートを無数に配置
- 酸化剤がそのポート内部を流れる
- ポート出口で『Regression mode』を形成
- 隣接ポートがつながる
- 燃焼中の断面積は常に一定
- 燃焼中のO/Fシフトがない
- 安定燃焼火炎：移動速度 $\sim P_c$
- 推力制御中の O/F シフトがない



ウェットタオル式



ドライタオル式

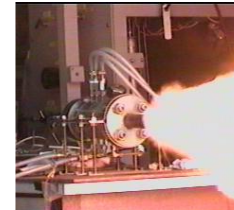


秋葉 鏡二郎, 特許番号: 1998-288091

Nagata *et al.*, Combustion characteristics of fibrous fuels for dry towel hybrid rocket motor, The Journal of Space Technology and Science, 1997.

端面燃焼式

ドリル加工



高精度光造形技術



橋本 望, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの研究, 博士論文, 北海道大学, 2004.

Nagata *et al.*, Verification firings of end-burning type hybrid rockets, Journal of propulsion and power, 2017.

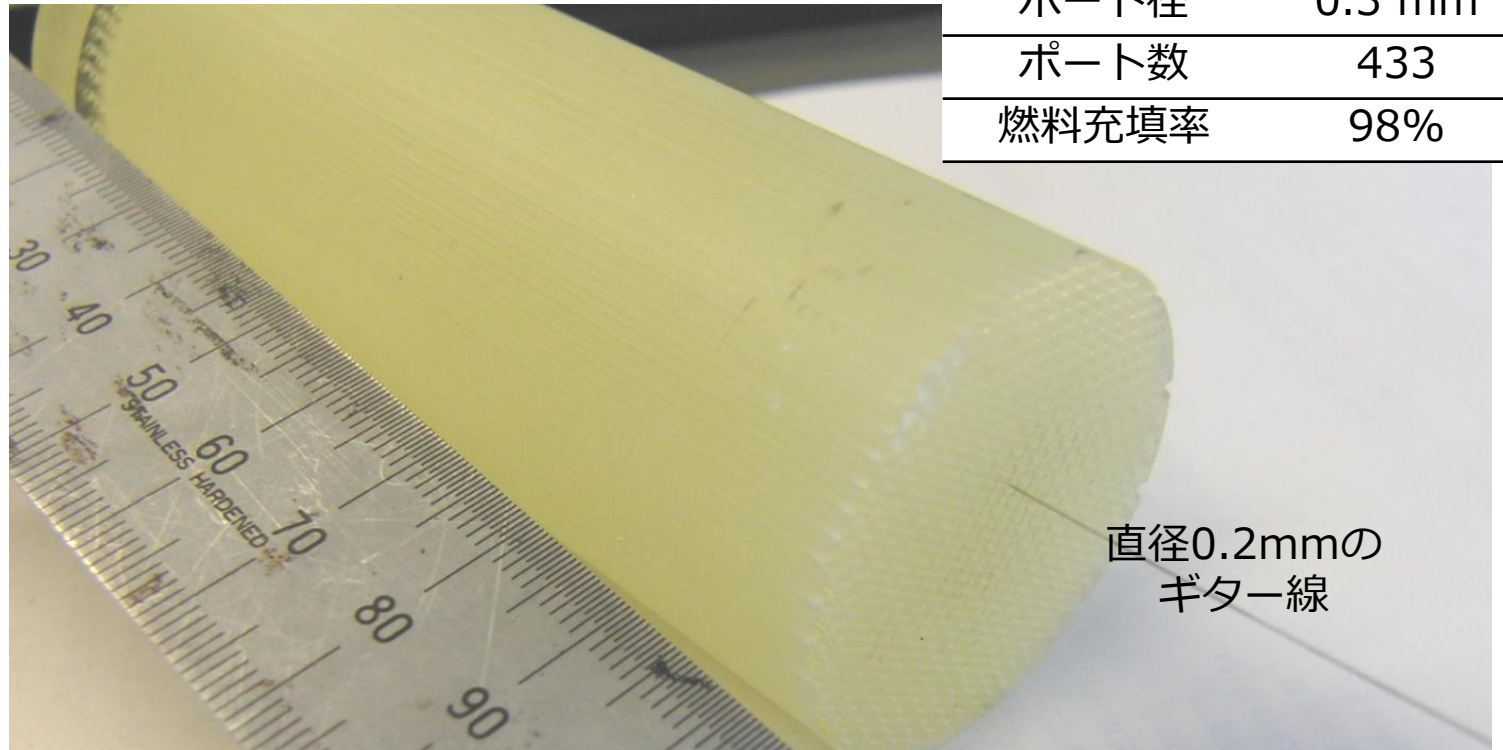
永田、秋葉ら, ウェットタオル式ハイブリッドロケットに関する基礎研究, 日本航空宇宙学会誌, 1997.

- 端面燃焼式HRのアイデアは、25年以上前（1997年の文献有）
- 燃料製造性に困難あり（微細な孔を多数必要）
- 高精度光造形技術（3Dプリンタ）によって、2017年に世界で初めて実証に成功
 - 北海道大学在学中の修士・博士研究が開始するタイミング
 - 米国、中国で追従研究グループが成果を出し始めた

端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼特性および 推力制御特性を明らかにする

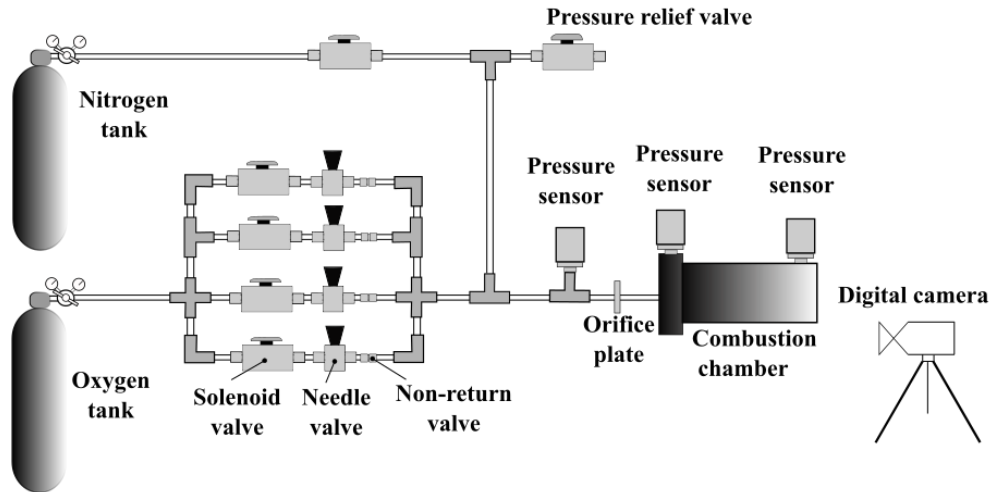
- 燃焼特性の解明
 - 燃焼安定性
 - 燃料後退特性
 - 逆火問題
- 推力制御特性の解明
 - 応答特性
 - ヒステリシス特性

燃料直径	38 mm
燃料長さ	80 mm
ポート径	0.3 mm
ポート数	433
燃料充填率	98%

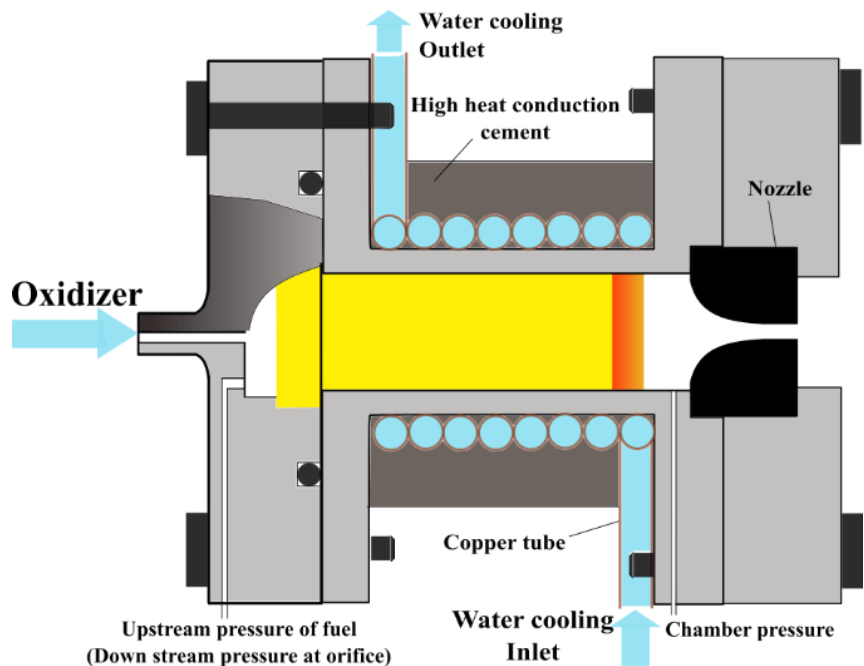


高精度光造形技術（3Dプリンタ）によって造形された燃料
（東京大学理学部との共同研究）

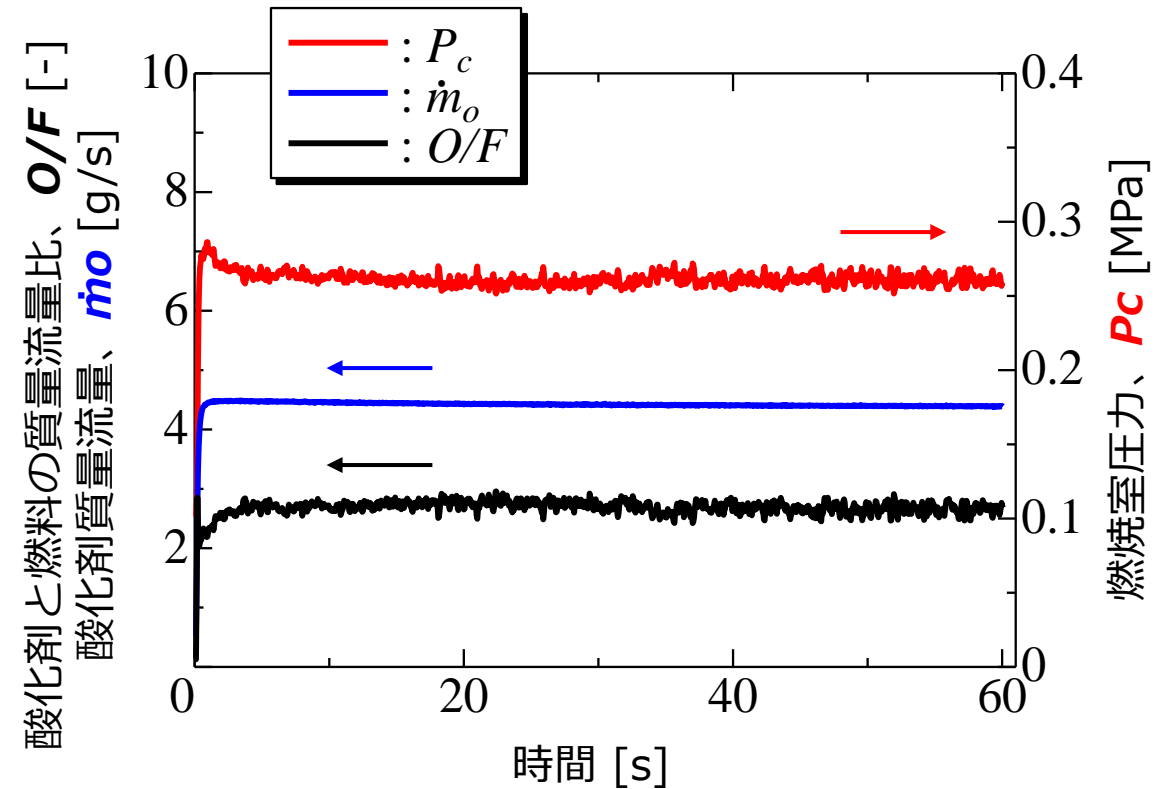
3. 燃烧特性 - 燃烧安定性



燃烧試験概要 (燃烧試験は北海道大学防爆実験棟で実施)

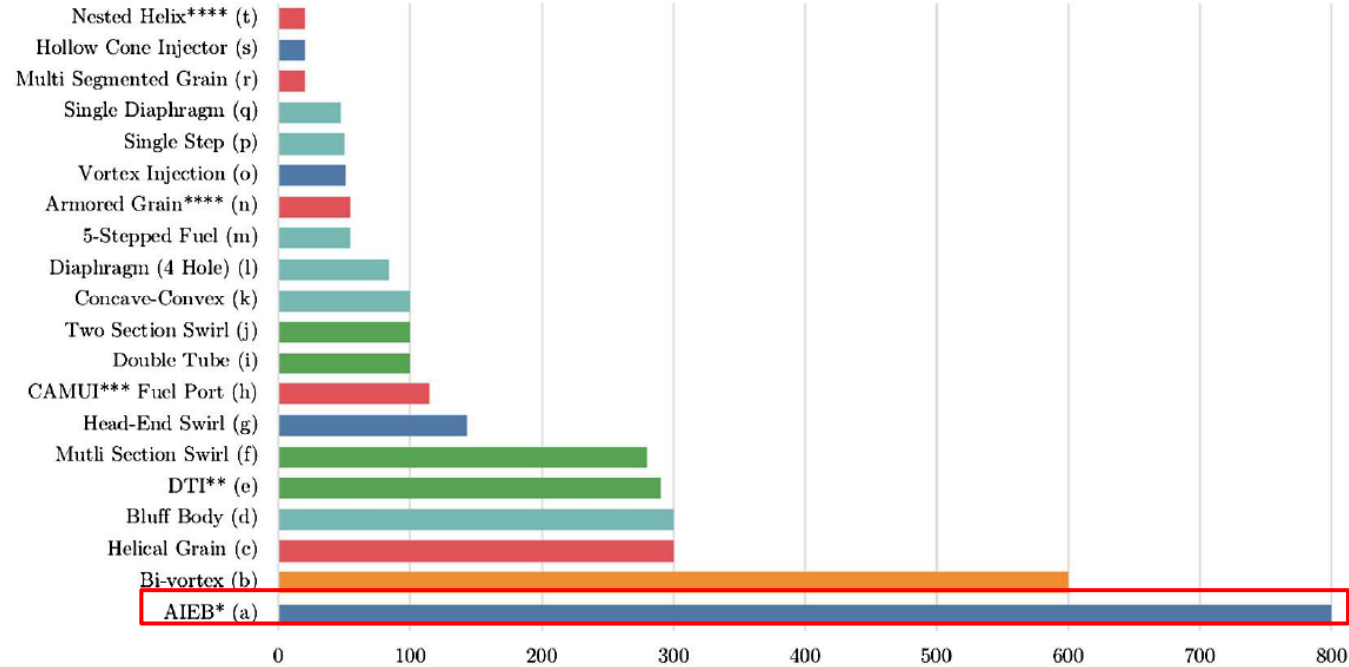
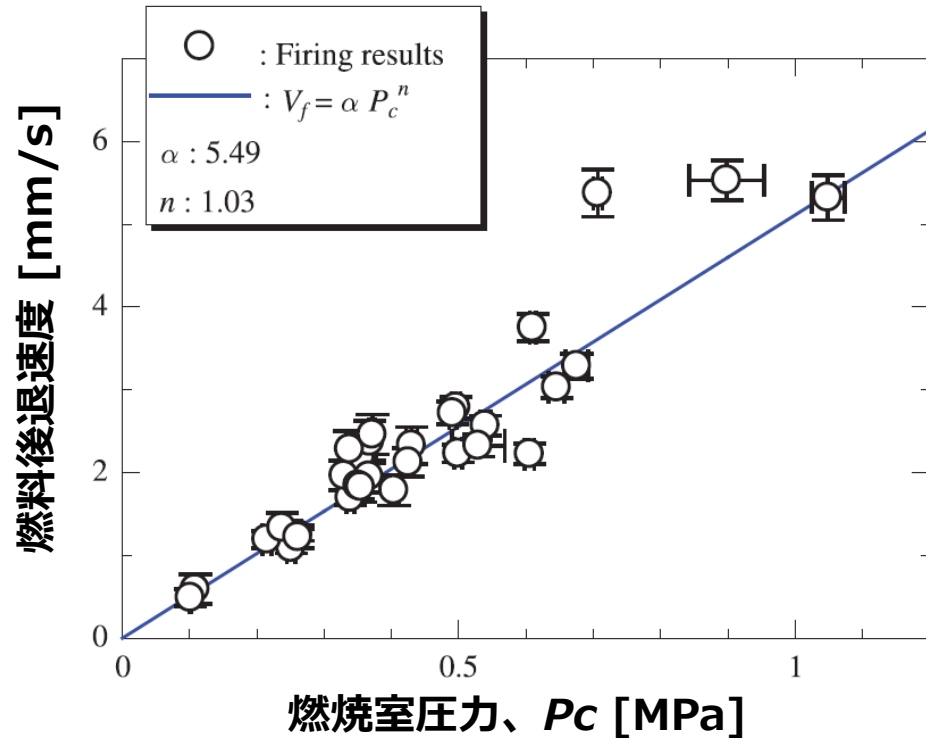


燃烧器概要 (水冷)



酸化剤質量流量の一定供給に対して

- 燃烧室圧力履歴：一定
→ 燃烧中のO/F：一定
- 燃料軸方向への熱バランス：安定



燃料後退速度の増加率 [%] の定性比較

※定性指標であり試験条件によって異なることに注意

Ashley Karp and Elizabeth Jens, Hybrid Rocket Propulsion Design Handbook, 2024.

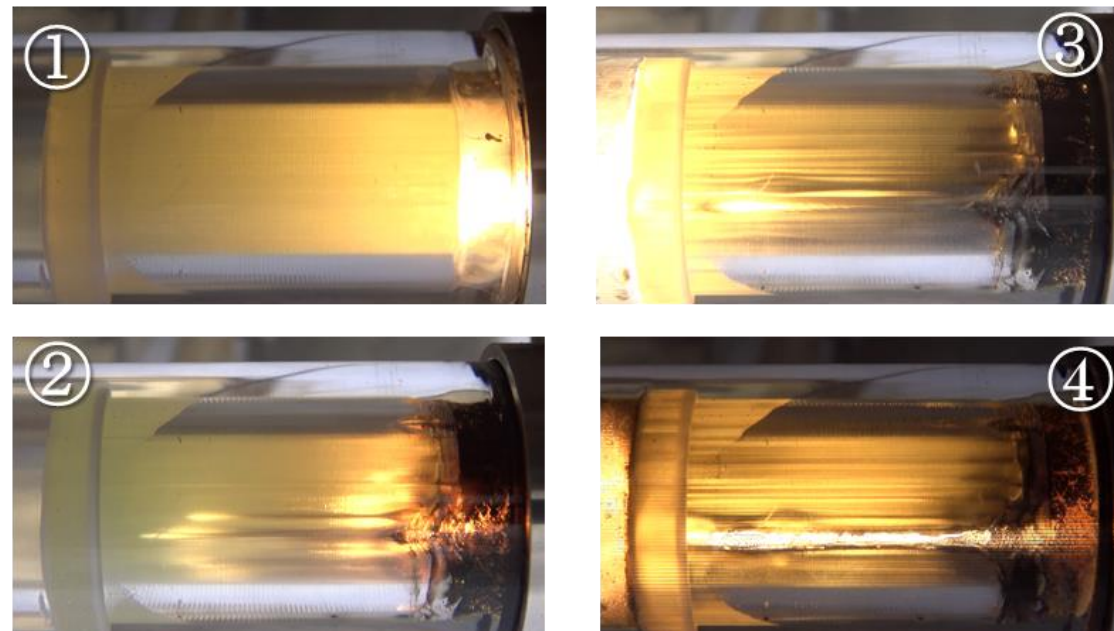
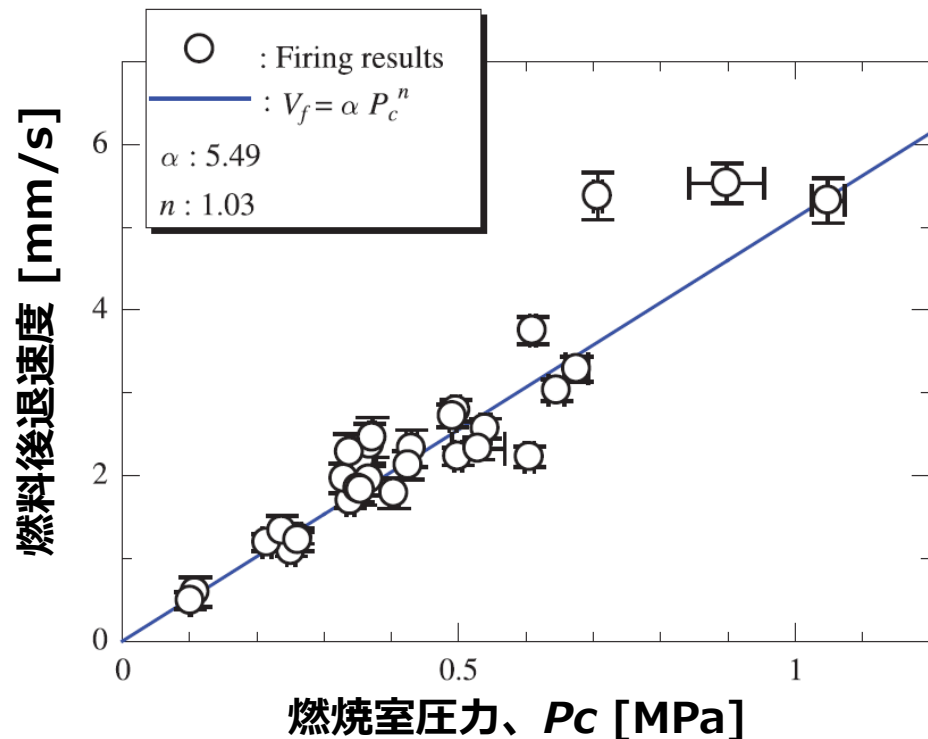
Y. Saito et al., “High Pressure Fuel Regression Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets,” *J. Prop. Power*, Vol. 35, No. 2, pp. 328-341. 2019.

■ 燃料後退速度が燃焼室圧力にほぼ比例

- 実測) 1 MPa: 6.0 mm/s

- 推定) 3 MPa: 18 mm/s (SRB-A*: 8.9 MPa → 8.7 mm/s)

■ 境界層燃焼から燃焼形態が変わることで、従来式で課題とされてきた「ブロッキング効果」を克服

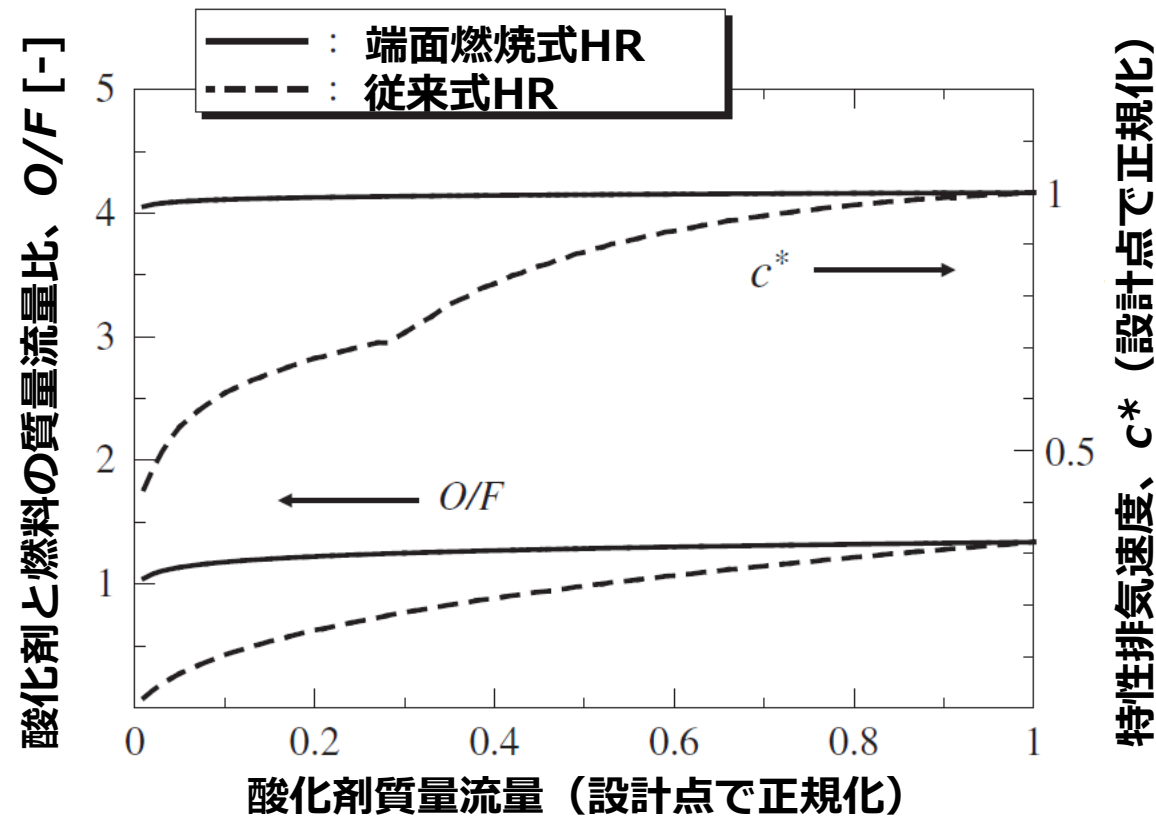
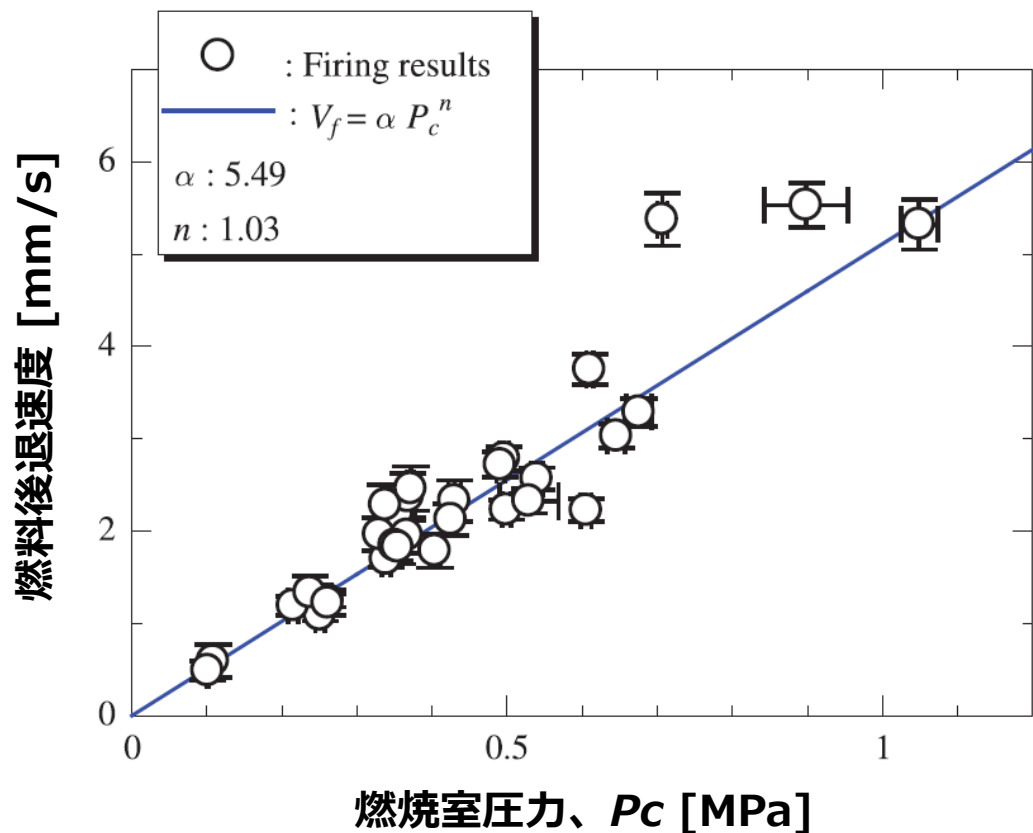


Y. Saito *et al.*, "High Pressure Fuel Regression Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets," *J. Prop. Power*, Vol. 35, No. 2, pp. 328-341. 2019.

燃焼中の様子：①着火、②複数ポートの火炎入り込み、③④前端面で燃焼
 齋藤ら，端面燃焼式ハイブリッドロケットの超小型衛星への応用，日本航空宇宙学会誌，2018

- 1.1 MPa 以上で、『逆火問題』で端面燃焼を維持できず
 - ポート精度のばらつきが原因と推定
 - ポート精度向上が求められる

3. 燃焼特性 - 燃料後退特性



■ 圧力指数~1.0

■ 期待される高い推力制御特性

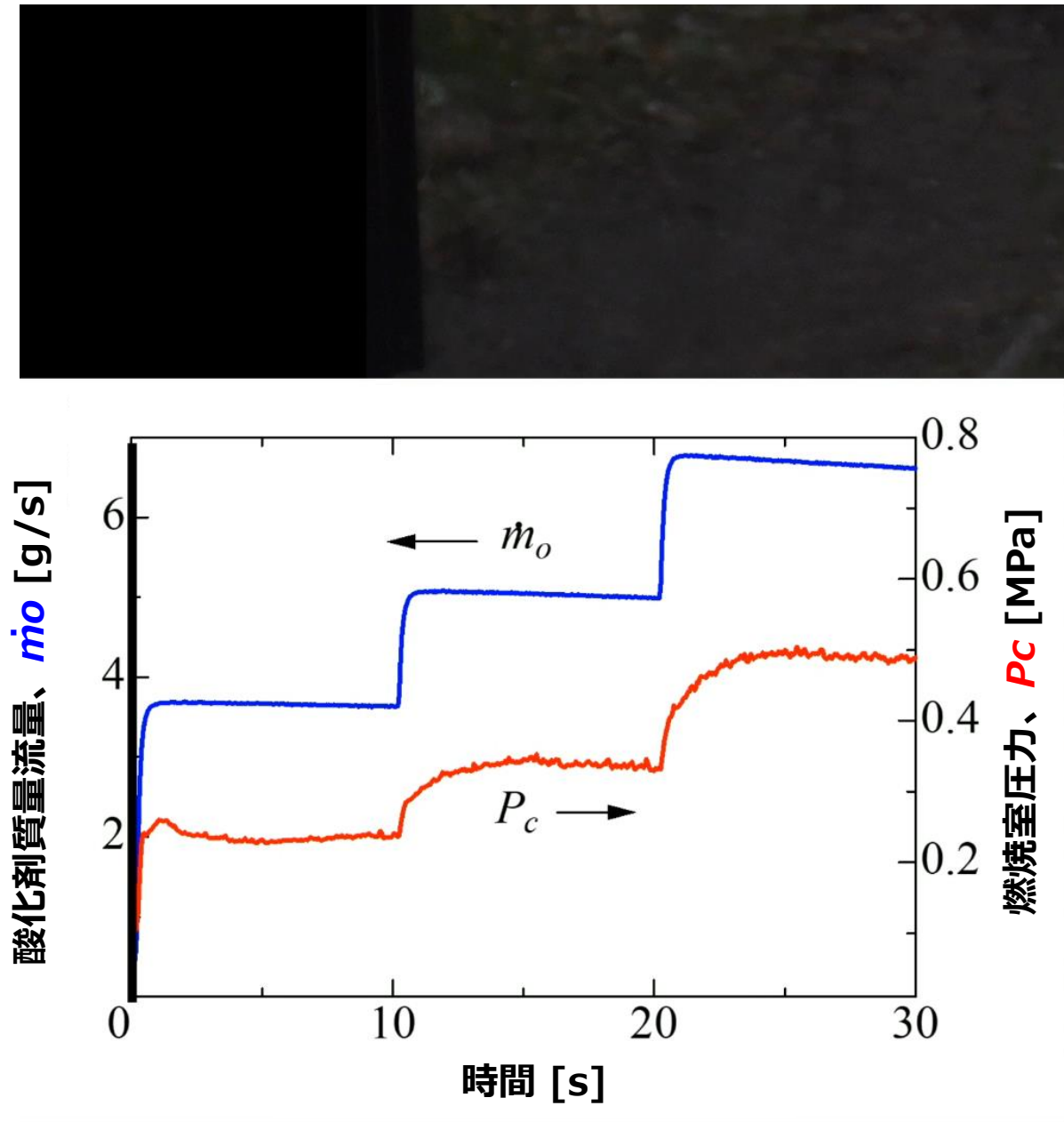
■ 酸化剤バルブの制御で推力を変更できる (cf. 液体ロケット)

※ 圧力指数が1を越えても、安定燃焼できる

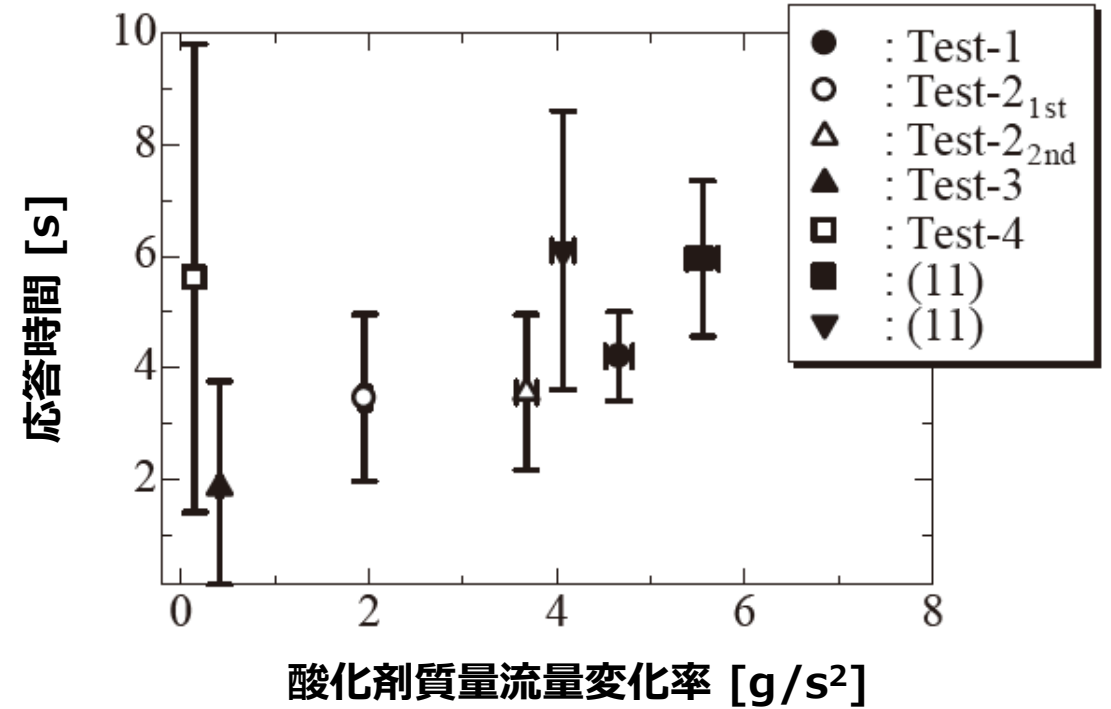
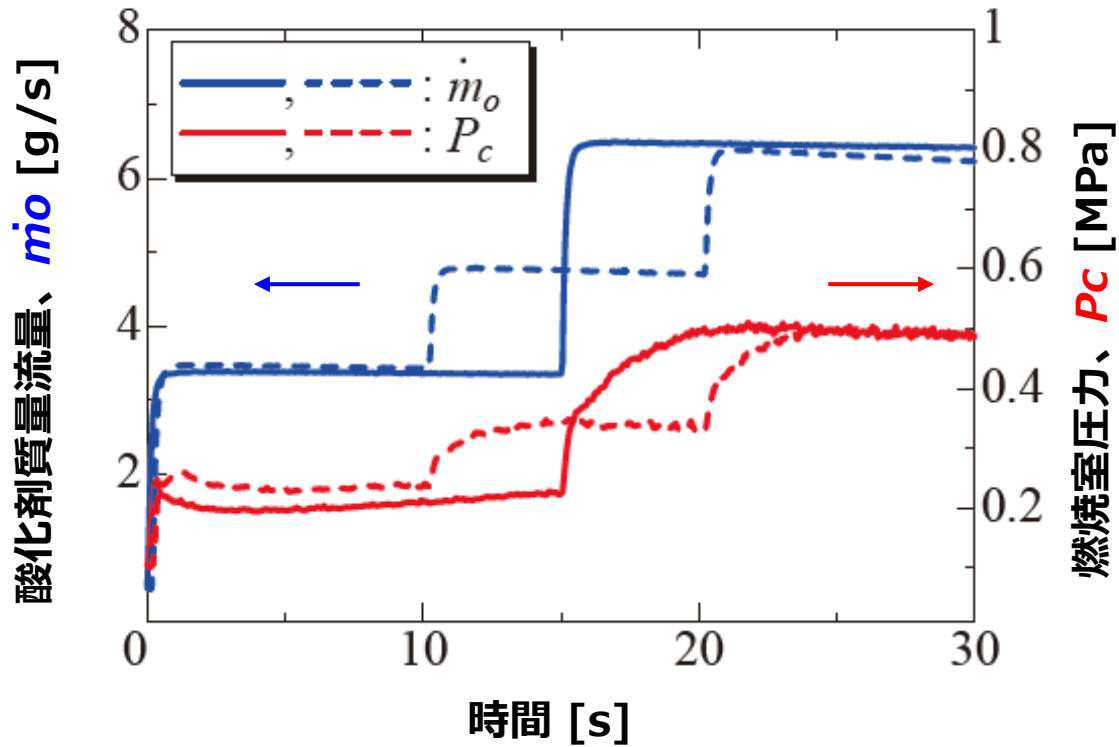
■ “燃料”後退速度、長時間燃焼および推力制御燃焼試験からも安定性を確認

4. 推力制御特性 - 応答特性

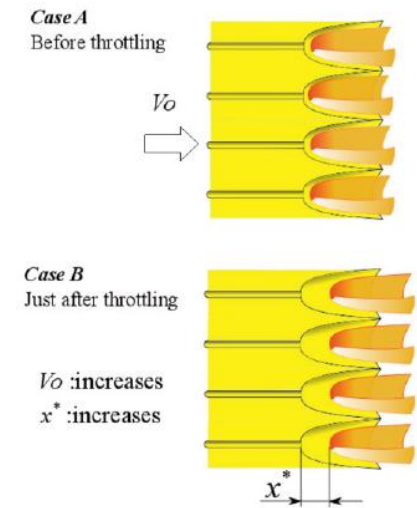
Y. Saito *et al.*, "Investigation of Throttling Response Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets," *Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan*, Vol. 16, No. 1, pp. 9-18, 2018.



4. 推力制御特性 - 応答特性



- 数秒オーダーの応答時間
 - 従来型：約 0.1 秒（固体燃料内の温度境界層発達）
 - 端面燃焼式：推力制御時の P_c 応答時間は特有の問題
- 酸化剤流量変化率にほぼ比例して、応答時間が増加
- ポート内流速に敏感な燃焼形態
 - ポート内流速の増加によって燃焼火炎が一時的に後退する可能性

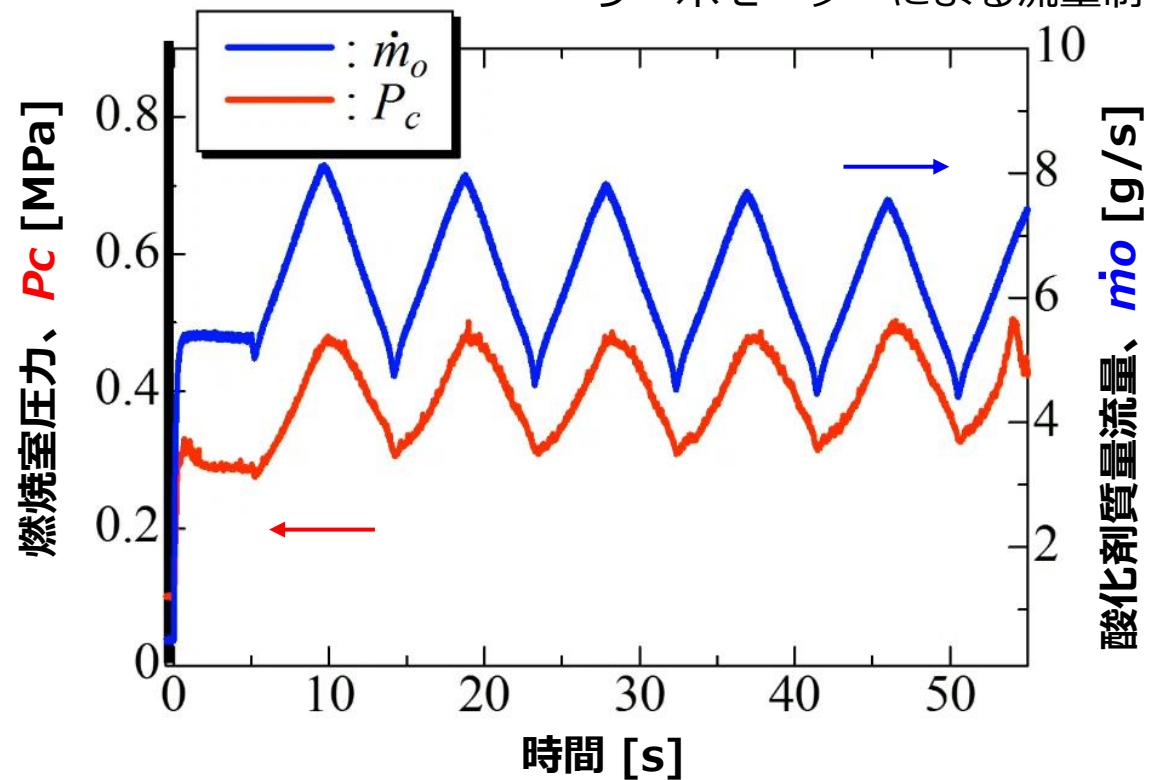


4. 推力制御特性 - ヒステリシス特性

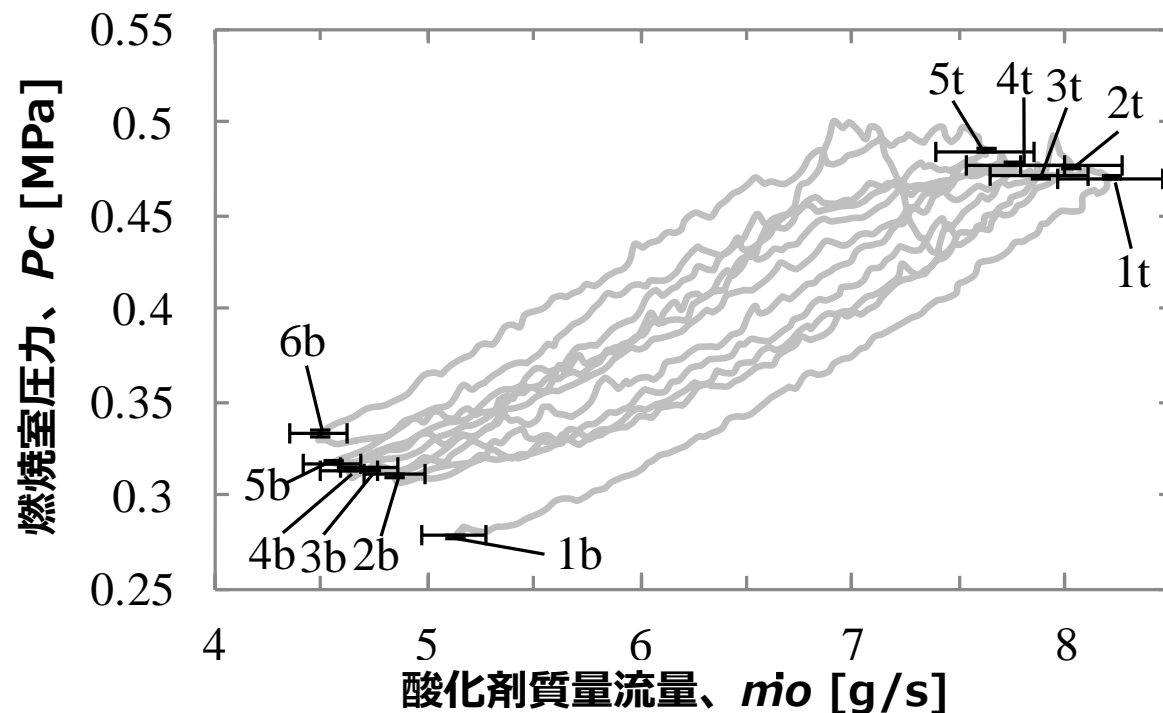
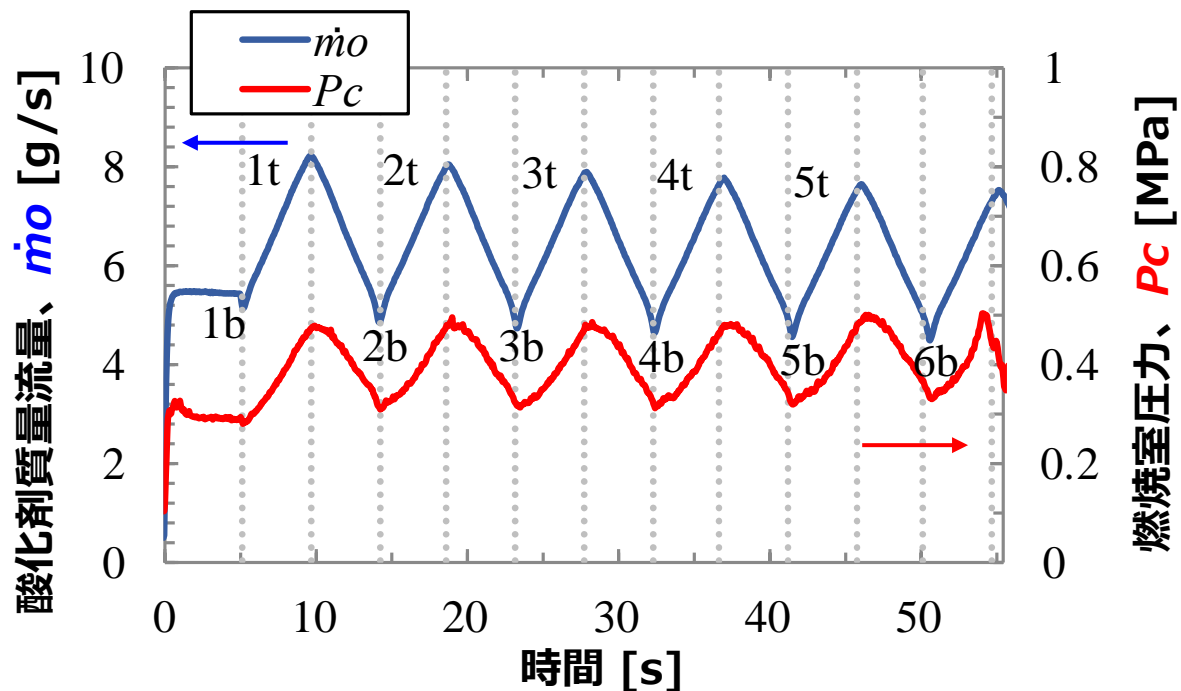
君野ら, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御時におけるヒステリシス特性に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集 67.4 (2019): 119-125.



サーボモーターによる流量制御



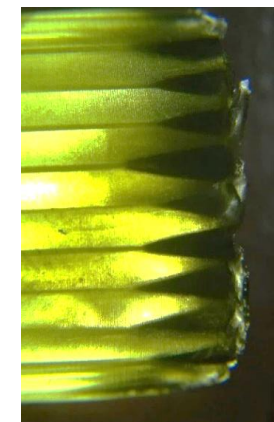
4. 推力制御特性 - ヒステリシス特性



- 酸化剤質量流量を決めれば燃焼室圧力は一意に定まるはず…

2種類のヒステリシス

- ✓ 酸化剤供給量の増減に対するヒステリシス特性 (= 応答時間)
- ✓ サイクルに対するヒステリシス特性
- 原因は現在追求中
- 推力制御中のポート形状変化に着目し現在研究中



燃焼後の燃料

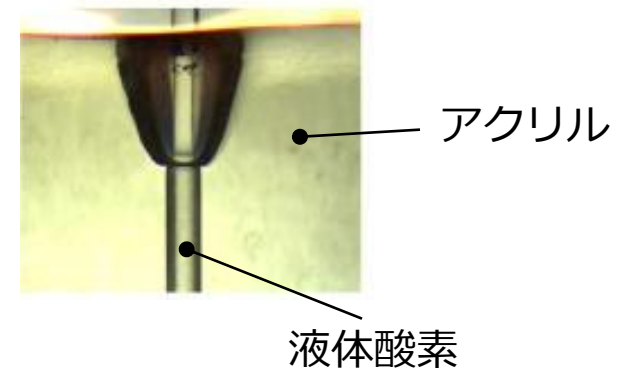
端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼特性および推力制御特性を明らかにした

小型ロケット燃焼試験によって

- 燃焼特性：長時間燃焼特性、燃料後退特性、逆火問題
- 推力制御特性：応答時間、ヒステリシス特性を明らかにした。

今後は

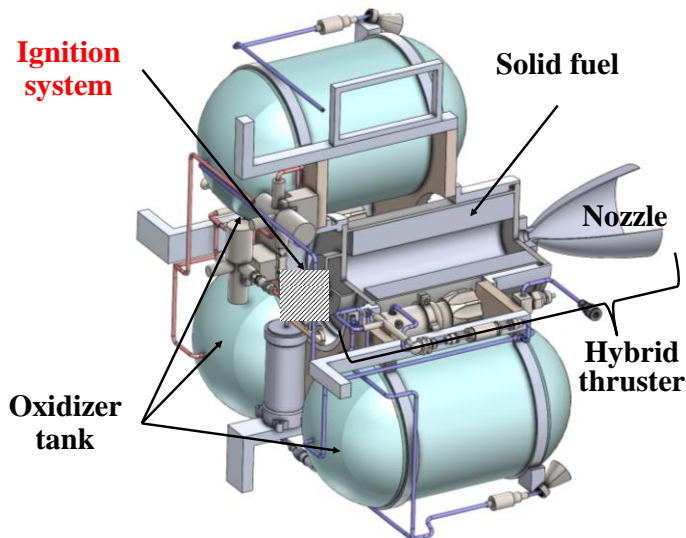
- 諸問題の原因究明／解決
- 実用化に向けた液体酸化剤を用いた燃焼特性解明
- 基礎燃焼機構解明に向けた燃料後退を伴う数値計算が求められる。



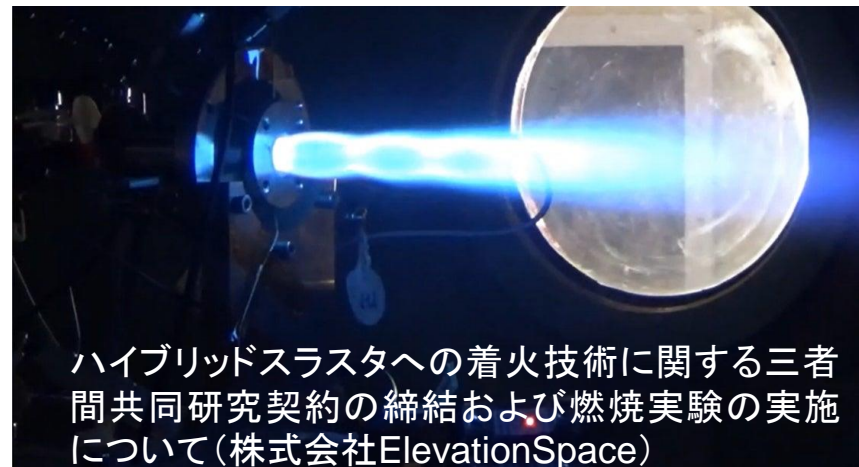
Tsuji *et al.*, Stabilized combustion of circular fuel duct with liquid oxygen, *Proceedings of the Combustion Institute*, 2021.

- 宇宙開発に貢献するべく（200回を超える）燃焼試験を通じて、端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃焼特性を明らかにしてきた。
- しかし、ハイブリッドロケットの技術成熟度レベル（TRL）が向上しない限りは、ミッションには利用されにくい
- 東北大学発ベンチャー企業*と共同研究を行い、ハイブリッドロケット（スラスタ）を用いた軌道離脱推進装置を開発中
- 宇宙科学研究所あきる野試験場にて燃焼試験を行わせていただいております。

研究と実用化の両輪を回しながら、宇宙開発に貢献して参ります

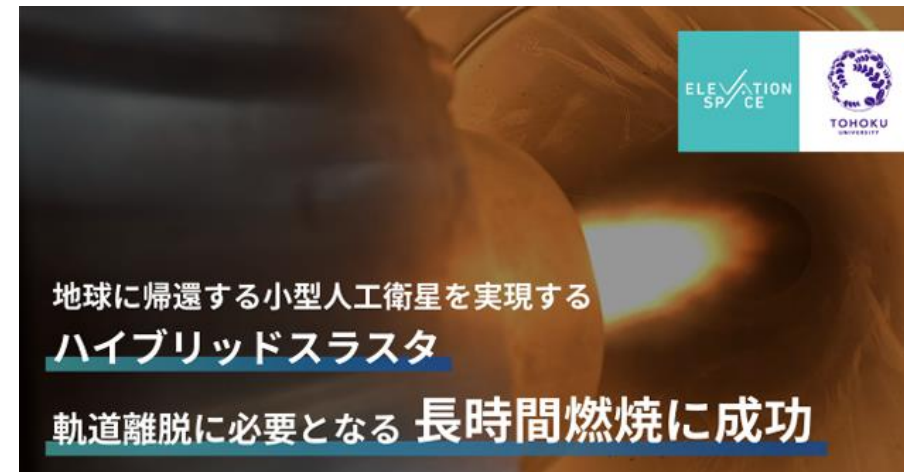


Yuji Saito et al., Proceedings. IAC 2023.



ハイブリッドスラスタへの着火技術に関する三者間共同研究契約の締結および燃焼実験の実施について(株式会社ElevationSpace)

プレスリリース(2023年3月23)



プレスリリース(2023年8月25日)

- 宇宙科学振興会、本賞選考委員およびご来賓の皆様
- 学士・修士・博士過程から現在に至るまで研究・教育への姿勢をお教えいただいた北海道大学・永田晴紀先生
- 温かく見守ってくださっております嶋田先生をはじめとするハイブリッドロケットワーキンググループの皆様
- 燃料造形でご支援いただきました東京大学・理学部の皆様
- 冬の厳しい寒さに負けずに燃烧試験を共に行ってきた北大・端面燃烧チームの皆様、事務支援をしてくださった事務補佐員の皆様
- ハイブリッドロケットの実用化に向けて支援いただいておりますJAXAおよび共同研究関係者の皆様
- 研究環境を支援してくださる丸田先生（メンター）、早瀬先生（学際研所長）
- これまで支えてくれた母、兄、妻をはじめとする家族の皆様

お力添えいただいた全ての皆様に、この場をお借りして厚く御礼申し上げます。