

科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和 2 年 6 月 18 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2016～2019

課題番号：16H04594

研究課題名(和文)円筒燃料内への軸及び接線方向酸化剤噴射が成す旋回乱流燃焼場の解明

研究課題名(英文)Swirl Turbulent Combustion Field of Axial and Tangential Oxidizer Injection into Cylindrical Fuel

研究代表者

嶋田 徹 (Shimada, Toru)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・教授

研究者番号：10332149

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 12,500,000円

研究成果の概要(和文)：軸と接線の酸化剤噴射を用いたA-SOFT (Altering-intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type) ハイブリッドロケットを対象に、可視化燃焼実験とLES数値解析を実施し場の固有直交分解係数のピーク周波数と旋回強度の相関を得た。5kN級エンジンの燃焼試験を実施し数値解析の妥当性を検証した。A-SOFT用燃焼制御則を構築し抵抗型燃料後退速度センサーによるフィードバック制御性能を評価した。燃焼試験により同センサーの計測特性を調べた。固体燃料の強制破碎による粉塵爆発の安全性評価解析手法を構築した。宇宙旅行・宇宙経済発展へのハイブリッドロケットの役割を考察した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

将来の宇宙旅行や宇宙輸送の安全性が今の航空輸送並みになるには、今にない強靱な耐障害性の獲得が必須です。昨今注目されるハイブリッドロケットは、非爆発性の宇宙輸送系を実現し、これを獲得する手段と位置付けられます。本研究ではハイブリッドロケットの性能を向上させるA-SOFT方式における旋回乱流燃焼場を燃焼実験や数値解析等により解明し、得られた旋回強度と燃焼特性の関係から燃焼のフィードバック制御法を構築しました。将来さらなる広範囲推力制御能力を獲得することで宇宙旅行(有人サブオービタル飛行)、超小型衛星打ち上げ、宇宙デブリ除去、惑星軟着陸等への適用拡大が期待されます。

研究成果の概要(英文)：Visualized combustion experiments and LES numerical analysis have been carried out for A-SOFT (Altering-intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type) hybrid rocket using axial and tangential oxidizer injections. A correlation is found between the swirl strength and the peak frequency of the proper orthogonal decomposition coefficient of the field. A 5kN engine combustion test has been conducted to verify the validity of the LES analysis. The combustion control law for A-SOFT has been constructed and the feedback control performance by the resistance type fuel regression rate sensor is evaluated. The measurement characteristics of the sensor is examined by combustion tests.

A safety evaluation analysis method for dust explosion due to forced crushing of solid fuel has been constructed.

Discussion has been made on the role of hybrid rockets for space travel and space economy development.

研究分野：宇宙推進工学

キーワード：ハイブリッドロケット 境界層燃焼 旋回乱流燃焼 能動的燃焼制御 A-SOFT

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

(1) 航空輸送における機体損失率が百万分の 0.1 のオーダーであるのに対して、宇宙輸送のそれは過去 40 年間、百分の一のオーダーに高止まりを続けている。この問題に対して、従来、系の冗長化、機器の故障率の低減、品質管理の厳格化によってシステムの安全性と信頼性の向上が図られてきた。しかしながら統計値が示唆するのは、これらの手法が限界を迎えていること、そして今後の宇宙輸送の安全性が航空輸送のそれに近づくためには、ハザードに対する本質的な強靱性の獲得が必須であるということである。昨今高等教育・研究の場で注目されるハイブリッドロケットは、非爆発性の宇宙輸送系による宇宙輸送の強靱化の獲得手段として位置付けることができる。

(2) ハイブリッドロケットの従来研究においては、ロケットの構造効率を高めるという工学的要請に応えるため、主に燃料後退速度(固体燃料グレインの気化速度)を向上させ、かつ反応物の混合(或いは燃焼)を促進させる研究が活発に行われてきた。固体燃料表面に形成される火炎面近傍のミクロな伝熱現象といった燃料後退速度の支配要因については、ハイブリッドロケットの研究史の中では比較的早期に基礎的な理解が進んだ(Marxman, G.A., Gilbert, M., (1963), Ninth International Symposium on Combustion)。一方、流路内乱流燃焼場のマクロな系を解析的に取り扱う方法は確立されておらず、系全体として見れば理論と実際との隔たりは大きかった。今世紀初頭、国内の先達研究者らにより酸化剤流旋回型(SOFT: Swirling-Oxidizer-Flow-Type)に注目が集まり、燃料後退速度が流入酸化剤の旋回強度ならびに質量流束と強い相関を示すこと、旋回がない場合に比べて 3 倍程度まで燃料後退速度を増加できること、旋回によって反応物の混合が促進されることが示された(S. Yuasa, et al. (2001), International J. Energetic Materials and Chemical Propulsion)。

(3) 研究代表者らは 2008 年より JAXA と国内の研究者から構成される研究グループ(HRrWG: Hybrid Rocket research Working Group)としてハイブリッドロケットの研究を進め、ハイブリッドロケットが内包する以下の 3 つの主要課題の解決が有効であると判断した: 1) 燃料後退速度の向上、2) 酸化剤と燃料の混合促進、3) 推力制御に伴い酸化剤および燃料割合が最適値からシフトする現象の解決。これらの課題に対して、研究代表者らは酸化剤流量と内部流旋回強度の双方を独立に操作する旋回強度可変式酸化剤旋回流型(Altering-intensity SOFT)ハイブリッドロケットを提案し、具体的な機構として軸/接線方向酸化剤噴射方式を提案した(T. Shimada, et al. (2014), Space Propulsion 2014, 2980899)。

2. 研究の目的

(1) A-SOFT ハイブリッドロケットの旋回乱流燃焼場の火炎・渦構造に関する学術的研究によりその性質の理解を深める。軸/接線方向の二系統酸化剤噴射が行われる固体燃料円筒流路内に生じる旋回乱流燃焼場の火炎・渦構造の詳細を CFD と実験、データマイニング、理論解析を併用した統合的解析によって可視化し、旋回乱流燃焼場の機構や特性を理解する。

(2) A-SOFT ハイブリッドロケットの制御方法と、制御に要する燃料後退速度のリアルタイム計測と、酸化剤(液体酸素)の気化に関して知見を得る。

(3) 将来の宇宙輸送系とその経済発展に関わる考察や、非火薬の固体燃料を用いるハイブリッドロケットの安全性の評価に関する知見を得る。

3. 研究の方法

(1) アクリル製の燃焼室および燃料グレインを備えたハイブリッドロケットを設計・製作し、酸化剤質量流束や旋回方向酸化剤流量比、燃料グレインポート内径をパラメータとした際の燃焼の様子を高速ビデオに撮り、ムービーを固有直行分解(POD: Proper Orthogonal Decomposition)を用いて分析し、モードの固有周波数と旋回強度の関係について検討する。

(2) 5kN 級 SOFT ハイブリッドロケットエンジンを設計製作し、燃焼実験によって旋回燃焼時の燃料後退速度特性を把握する。また、軸および接線方向の酸化剤噴射量を変化させて A-SOFT の性能を評価する。さらに再生冷却式酸化ノズルの有効性を試験する。

(3) フレームレットモデル用いた Large Eddy Simulation (LES) による非定常燃焼 CFD 解析手法を用いて、A-SOFT ハイブリッドロケットの流れ場を解析し、実験との比較により数値結果の妥当性を評価する。

(4) A-SOFT ハイブリッドロケットの能動的燃焼制御のための制御則を構築し、リアルタイム燃料後退速度方法を確認し、A-SOFT のリアルタイム制御性能を計算により評価する。

(5) 固体燃料が強制的に粉砕された場合の粉塵爆発時の爆風圧伝播の評価手法を構築する。将来の宇宙旅行や宇宙経済の発展におけるハイブリッドロケットの役割を考察する。

4. 研究成果

(1) A-SOFT ハイブリッドロケットの透明な燃焼室の正面と側面の両方から高速ビデオで撮像したムービーの光度分布データに対して基本画像分析と POD 解析を適用し、二重噴射によって誘起された旋回火炎の縞の傾斜角度の軸方向分布を分析した。角度分布は軸方向に減少する 2 曲線で近似でき、曲線の交点を実効スワール数の増加と共に上流に移動することを確認した。可視画像から火炎帯の厚さを測定し (7mm ~ 10mm)、旋回強度の増加と共にそれが増加することを確認した。2 次の POD モードによって、明るい炎の筋の構造を捉えることができた(図 1)。次の 2 つの事が分かった。1) 実効スワール数(Se) = 1.8 および 0.0 の場合、境界層の発振周波数に対するモード係数のピーク周波数の比率は 1.0 に近く、この比率は Se 数と共に増加する。2) 接線方向の酸化剤噴射のみの場合、境界層遅延時間は最大で 4 倍も放射状酸化剤噴射のみの場合よりも短くなる。(ref.1)

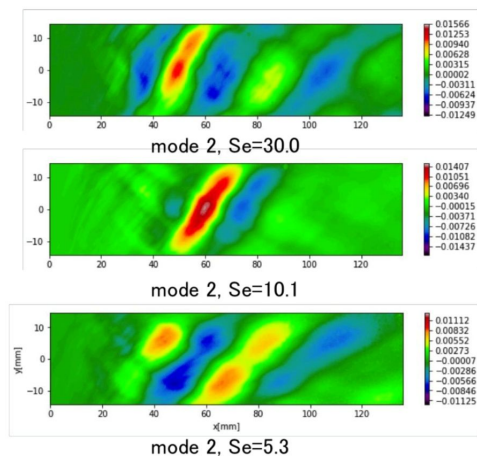


図 1 回転数と第 2 POD モード

(2) A-SOFT ハイブリッドロケット内部燃焼場への酸化剤の軸・旋回流量比の影響を理解するため、軸・旋回流量比のみが異なる 2 ケースについて非定常燃焼 LES 解析を実施した。また計算結果に対して POD 解析を実施した。解析によって得られた瞬時の渦構造比較を図 2 に示す。本計算によってエンジン性能や内部燃焼場の違いを確認した。さらに、ハイブリッドロケットの非定常燃焼解析技術の確立を目的として、Detached-eddy simulation (DES) と LES による解析を行い双方の結果を比較した。酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットに対する LES と DES によって予測された瞬時の燃料後退速度の軸方向分布と実験値との比較を図 3 に示す。他にも温度分布の比較と併せて、双方の解析結果が軸・旋回酸化剤噴射を伴うハイブリッドロケットの実験に対し妥当な解析を行えていることを確認した。(ref.2)

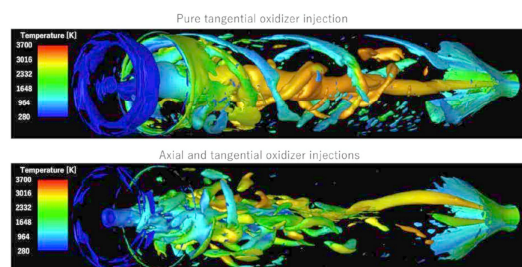


図 2 A-SOFT エンジン内部の渦構造 (上: 接線噴射のみ、下: 軸 + 接線噴射)

(3) 5kN 推力の SOFT 型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験を行い、燃料後退速度特性を得た。エンジンは、5 kN の推力条件下で、燃焼振動の無い安定した燃焼と C^* 効率 98% 以上を達成した。このエンジンの燃料後退速度は、燃料グレインの前縁付近の領域と、より下流で完全に発達した乱流となった領域に分けて特徴付けられた。流れ発達に要する軸方向の長さは、酸化剤の質量流量、燃料グレインの初期ポート直径、および旋回強度に依存することが分かった。完全に発達した乱流領域での燃料後退速度が、グレインのポート直径と相関することが分かった。これらの知見により、燃料後退速度予測の精度が向上した。(ref.3)

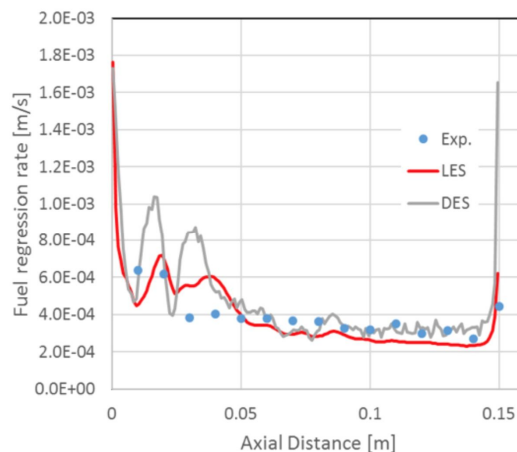


図 3 瞬時燃料後退速度分布の比較

(4) ハイブリッドロケット推進におけるいくつかの O/F 制御方法の特性について、推進剤の物理的特性と燃料後退特性から理論的に分析した。燃料後退速度の理論的分析により、A-SOFT には一定の O/F を維持できる推力制御の可能域に上限と下限があること、後方酸化剤付加 (AOIM) には O/F 一定での推力制御の下限がなく、旋回式 AOIM は A-SOFT と AOIM 両方のスロットル範囲をカバーすることが分かった。燃料後退速度特性から導出した燃料グレインの設計制約によって、パラフィンと酸素を使用する A-SOFT が、燃焼時間全体にわたり、50 ~ 100% のスロットル範囲を維持する可能性が示された。O/F 制御方法の採用に当たって生ずるペナルティについて、酸化剤気体噴射システムの複雑さ、構造質量、酸化剤噴射器での圧力降下増といった側面から議論した。酸化剤噴射器での圧力降下の分析により、気体酸素と 90% 過酸化水素の分解ガスとの間で利用可能な旋回強度に 5 倍の違いがあることが明らかになった。また、衛星打ち上げロケットの第 1 段のサイジングを行い、A-SOFT と旋回式 AOIM は、パラフィンと液体酸素

を使用する 1-100 トンの推進剤質量の小型エンジンが適しているのに対し、パラフィンと 90% 過酸化水素を使用する AOIM と回転式 AOIM は、全てのスケールのエンジンに適していることが分かった。(ref.4)

(5) A-SOFT ハイブリッドロケットの気体状酸素(GOX)とポリメチルメタクリレート(PMMA)の燃焼の可視化実験を、1 気圧の下で行い燃焼器内の燃焼ガスの流れを 30000 フレーム/秒の高速カメラで捉えた。可視化画像に画像解析を施して速度プロファイルを求めた。画像分析方法は直接相互相関法であり、平均速度プロファイルが、0.3 秒の実際の継続時間に対応する 10000 画像の計算結果を平均化することによって取得された。強い白色光を発する炎はハイブリッドロケットの特徴であり、これを画像分析の追跡可能なマーカーと見なした。発光炎の軸速度は、各位置 x の総混合質量流量に比例する。接線速度は、接線噴射によって与えられる角運動量に比例し、各位置 x の総混合質量流量に反比例する。これらより、軸方向と接線方向に噴射した GOX の量が速度プロファイルから推測され、両方向の GOX 質量流量比に関係なく、ほぼ一定の速度で両方向に噴射した GOX の混合が進むことが分かった。(ref.5)

(6) ハイブリッドロケットの内部弾道特性と過渡挙動の数値シミュレーションの手法を構築した。用いた数値モデルは、4 つのサブコンポーネント；1) オイラー方程式による準 1 次元気体力学モデル、2) 化学平衡燃焼モデル、3) 炎から燃料への熱フィードバックモデル、および 4) 固体燃料内部の 1 次元熱伝導モデルからなる。これらを用いた非定常数値解析により、燃料後退速度モデルの壁の熱流束に境界層内時間遅延を適用することで、系が不安定性を示すことを明らかにした。定常状態より初期擾乱を加えること無しに時間遅れ適用を開始すると、燃料後退速度と燃焼室圧力に周期的な振動とその振幅増加が観察され(線形レジーム)、その後、非線形リミットサイクル振動状態に達する。それと同時に、燃焼圧力に正の DC シフトが観察される。DC シフトは単純な非線形振動システムからの類推で説明が可能である。数値解析結果から分析できる異なる固有モードはハイブリッドロケット特有の振動モードを含み、各周波数は理論評価地とよく一致していた。燃料ガスが燃料表面から炎災領域に到達するのに必要な有限時間の影響も、燃焼熱の時間遅延を用いてモデル化された。これにより、振動の振幅が大きくなり、DC シフトが大きくなることが分かった。境界層時間遅れをパラメトリックに振って解析を実施し、境界層遅延の大きさが DC シフトと RMS 振幅の値に与える影響について評価した。(ref.6)

(7) O/F 制御有りの場合と O/F 制御無しの場合についてのハイブリッドロケットの 3 つのスケールの飛行シミュレーションを実施し、単段観測ロケットの飛行性能に対する酸化剤と燃料の質量比(O/F)シフトの影響について考察した。但しここでは、不確実性のない公称燃料後退特性を前提としている。飛行シミュレーションコードには、O/F に依存する 3 要素；燃焼ガスの熱力学的状態(理論 I_{sp})、特性排気速度 C^* 効率のシフト、およびノズルスロートエロージョンが扱われている。飛行シミュレーションにおいては、遠地点高度を増すために推力制御則を適用してスロットリングを伴う推力曲線を考え、それに対する O/F シフトの影響を評価した。各スケールの最良のケースでは、O/F 制御有りのハイブリッドロケットが平均比推力でパフォーマンスを 2.03~2.42% 改善した。しかし、特に O/F 制御に必要な酸化剤供給システムの質量と複雑さのわずかな増加を考慮した燃料後退速度が中央値の場合には、O/F 制御の観測ロケットの性能は、O/F 制御無しの場合のそれと本質的に同じだった。スロート・エロージョンと理論上の I_{sp} にかんがりのスケール効果が見られたが、 C^* 効率の効果は無視することができた。理論上の I_{sp} の改善が飛行性能改善の主要因であり、これが I_{sp} の合計増加の 70% 超を占める原因であった。次に大きな要因は、 C^* 効率の改善であり 21.8~24.3% を占めた。O/F を制御することによって、 I_{sp} 増加の 5.75% に相当するスロートエロージョンの改善が得られた。しかし、スケールが大きくなると、スロート面積増加率が小さくなり、スロート・エロージョン改善寄与が 1.21% に減少した。(ref.7)

(8) ハイブリッド推進力には大きな利点があるにもかかわらず、自然に酸化剤と燃料の比率が変化し、運転中にエンジンの性能に変化をもたらすなど、いくつかの課題がある。この課題を克服するために、宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、軸方向と接線方向の酸化剤噴射量の組み合わせの操作に基づく革新的なコンセプトを研究してきた。これは、強度可変式酸化剤旋回流型(A-SOFT)エンジンと呼ばれる。このタイプのモーターは、理論的には、フィードバック制御ループを使用して、推力と酸化剤対燃料比の両方を独立して瞬時に制御できる。そのようなエンジンが効果的であるためには、飛行中の瞬間的かつ正確な推力と酸化剤対燃料比の測定、および適応フィードバック制御則が必要となる。この研究の目的は、エンジン制御に対する測定誤差の影響を調査し、これらのモーターに適した制御則を提案することである。誤差伝搬解析と制御則を、ハイブリッドモーターの基本方程式に基づいて作成し、抵抗器ベースのセンサーを燃料後退速度測定に使用する場合に適用した。この研究により、ミッション要件に応じてエンジンと燃料後退率センサーを設計するいくつかの方法を提供し、ハイブリッドエンジンのフィードバック制御の理論的な実現可能性を証明した。(ref.8)

(9) ハイブリッドロケットが何らかの外的要因で固体燃料が破砕した場合の系の粉塵爆発に

対する安全性の合理的な評価方法を構築するための研究を行ない、爆風圧に対する安全距離の具体的な評価手法を構築した。まず、ハイブリッドロケット系の爆発につながる現象を抽出しモデル化した。爆風を引き起こす主要な現象として、燃料の断片化と粉塵爆発が抽出された。何らかの外的要因（衝突・外的爆発）による燃料粉碎時に生じる粒子径が 500 μm 以下の燃料ダストの量を評価するために、ダストの質量率 vs 印加工エネルギーの燃料による吸収量比率の無次元相関関係を導き、既存の実験データに対して適用したところ、良い相関を示すことを確認した。また、既存の爆破実験のデータを用いて、モデルにおける未定係数：爆発時の 4 つのエネルギー効率を同定し、さらにこれを用いて新たな実験設定に対して数値解析を実施し、実験結果と数値結果がよく一致することを確認した。これらによって、現在のモデルがハイブリッドロケット燃料破碎時の安全距離の評価に適用可能であることを確認した。(ref.9)

(10) ガス状酸素と微結晶ワックスベースの燃料を用いた実験室サイズのハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験を実施し、Milano 工科大学の協力によって作成された侵入型抵抗器ベースのセンサーを使用して燃料の後退速度をリアルタイムに測定することを試みその可能性を調べた。測定データと比較するためツールを構築するために、伝統的な弾道特性の再構築技術を改訂した。測定された後部チャンバー圧力と酸素質量流量の時間履歴を使用して、計算された燃料消費量と測定された燃料消費量が等しいという制約条件で燃焼効率を推定することにより、燃料後退速度と燃焼中のポート直径を再構築した。この手法は、最適な混合比の近くで燃料質量流量の複数解を提示するという問題に常に悩まされており、そのために新しい可変効率アプローチを提案した。再構成されたデータは、各時刻で燃料後退速度がほぼ一定であることを示しており、その質量流束以外にポート直径への依存を示唆している。抵抗器センサーの生データは、センサー支持部の局所流動特性によって見かけの燃焼速度の増加を示した。(ref.10)

<引用文献>

- 1) Kei Obata, Toru Shimada, and Koki Kitagawa, "Imaging analysis of boundary layer combustion with tangential and radial oxidizer injection in a cylinder," 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2017, DOI: 10.13009/EUCASS2017-491
- 2) Mikiro Motoe, Tomoki Matsuno, and Toru Shimada, "Numerical Analysis of Combustion Field in Hybrid Rocket Motor with Swirling and Axial Oxidizer Injection," 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2017, DOI: 10.13009/EUCASS2017-506
- 3) Takashi Sakurai, Saburo Yuasa, Hideyuki Ando, Koki Kitagawa and Toru Shimada, "Performance and Regression Rate Characteristics of 5-kN Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine," Journal of Propulsion and Power, 2017, 33:4, pp. 891–901, <https://doi.org/10.2514/1.B36239>
- 4) Kohei OZAWA, Toru SHIMADA, "A theoretical study on throttle ranges of O/F controllable hybrid rocket propulsion systems," Journal of Fluid Science and Technology, 2018, 13:4, JFST0031, DOI <https://doi.org/10.1299/jfst.2018jfst0031>
- 5) Nobuhiro KIMURA, Kei OBATA, Koki KITAGAWA, Toru SHIMADA, "Image analysis for velocity profile estimation in A-SOFT hybrid rocket combustor," Journal of Fluid Science and Technology, 2018, 13:4, JFST0029, DOI <https://doi.org/10.1299/jfst.2018jfst0029>
- 6) Goutham Karthikeyan and Toru Shimada, "Numerical Parametric Analysis of Combustion Instability in Axial-Injected Hybrid Rocket Motors," Journal of Propulsion and Power, 2018, 34:6, pp.1542-1552, <https://doi.org/10.2514/1.B36826>
- 7) Kohei Ozawa and Toru Shimada, "Performance of Mixture-Ratio-Controlled Hybrid Rockets for Nominal Fuel Regression," Journal of Propulsion and Power, 2020, 36:3, pp. 400-414, <https://doi.org/10.2514/1.B37665>
- 8) Jérôme Messineo and Toru Shimada, "Theoretical Investigation on Feedback Control of Hybrid Rocket Engines," Aerospace 2019, 6(6), 65, <https://doi.org/10.3390/aerospace6060065>
- 9) Akiyo Takahashi, Koki Kitagawa and Toru Shimada, "Evaluation of Safety Distance for Blast of Hybrid Rocket Propellants," 19-22 August 2019 AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, <https://doi.org/10.2514/6.2019-3917>
- 10) Jérôme Messineo, Koki Kitagawa, Carmine Carmicino, Toru Shimada, and Christian Paravan, "Reconstructed Ballistic Data versus Wax Regression-rate Intrusive Measurement in a Hybrid Rocket," submitted to Journal of Spacecraft and Rockets, AIAA (Manuscript ID 2019-11-A34695) on Nov.17, 2019, accepted for publication on May 12, 2020, AIAA, (Manuscript ID 2019-11-A34695.R2).

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計5件（うち査読付論文 5件/うち国際共著 0件/うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 OZAWA Kohei, SHIMADA Toru	4. 巻 13
2. 論文標題 A theoretical study on throttle ranges of O/F controllable hybrid rocket propulsion systems	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 Journal of Fluid Science and Technology	6. 最初と最後の頁 1-18
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1299/jfst.2018jfst0031	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -
1. 著者名 KIMURA Nobuhiro, OBATA Kei, KITAGAWA Koki, SHIMADA Toru	4. 巻 13
2. 論文標題 Image analysis for velocity profile estimation in A-SOFT hybrid rocket combustor	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 Journal of Fluid Science and Technology	6. 最初と最後の頁 1-15
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1299/jfst.2018jfst0029	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -
1. 著者名 Karthikeyan Goutham, Shimada Toru	4. 巻 34
2. 論文標題 Numerical Parametric Analysis of Combustion Instability in Axial-Injected Hybrid Rocket Motors	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 1542 ~ 1552
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.B36826	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -
1. 著者名 TAKAHASHI Akiyo, SHIMADA Toru	4. 巻 16
2. 論文標題 Essentially Non-explosive Propulsion Paving a Way for Fail-Safe Space Transportation	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN	6. 最初と最後の頁 1 ~ 8
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2322/tastj.16.1	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Sakurai Takashi、Yuasa Saburo、Ando Hideyuki、Kitagawa Koki、Shimada Toru	4. 巻 33
2. 論文標題 Performance and Regression Rate Characteristics of 5-kN Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine	5. 発行年 2017年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 891 ~ 901
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B36239	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計31件 (うち招待講演 0件 / うち国際学会 29件)

1. 発表者名 Shohei Saiga, Atsushi Shirahama, Shigeru Aso, Yasuhiro Tani, Toru Shimada
2. 発表標題 A Study on O/F Shift of Aft Counter-Swirl Oxidizer Injection with Multi-Section Swirl Injection Method for Hybrid Rocket
3. 学会等名 AIAA Scitech 2019 Forum (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 高橋 晶世, 北川 幸樹, 嶋田 徹
2. 発表標題 ハイブリッドロケット推進薬の爆風に対する保安距離の定量評価に関する数理モデルの構築
3. 学会等名 第62回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 嶋田 徹
2. 発表標題 レジリエントな宇宙旅行のためのロケット
3. 学会等名 第62回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Goutham Karthikeyan, Toru Shimada
2. 発表標題 Verification of CFD modeling of hybrid rocket combustion instability with experimental results
3. 学会等名 15th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Toru Shimada
2. 発表標題 Error Propagation Analysis in Mixture-Ratio-Controlled Throttling in Hybrid Rocket
3. 学会等名 15th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Jerome Messineo, Koki Kitagawa, Toru Shimada
2. 発表標題 O/F Ratio Measurement for Hybrid Rocket Engine Feedback Control
3. 学会等名 15th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 D Kishizato, Y Koinuma, I. Nakagawa, K. Kitagawa, N. Kimura, T. Shimada
2. 発表標題 Experimental study of O/F Control of A-SOFT Hybrid Rocket
3. 学会等名 15th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Koki Kitagawa and Toru Shimada
2. 発表標題 Proposal of Flight Demonstration of A-SOFT Hybrid Rocket Using Sounding Rocket
3. 学会等名 15th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Akiyo Takahashi, Koki Kitagawa, Toru Shimada
2. 発表標題 Quantitative Evaluation of Blast Safety Distance for Hybrid Rocket Propellants
3. 学会等名 15th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Akiyo Takahashi, Toru Shimada
2. 発表標題 Essentially Non-explosive Propulsion Paving a Way for Fail-Safe Space Transportation
3. 学会等名 31th International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Kei Obata, Toru Shimada
2. 発表標題 Flow Visualization in Combustion Chamber of Altering-intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine
3. 学会等名 31th International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Tomoki Matsuno, Toru Shimada
2. 発表標題 Thermo-fluid Analysis of Hybrid Rocket with LOX Regenerative Cooling System
3. 学会等名 31th International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Takahashi, A., Shimada, T.
2. 発表標題 Evaluation of Energy for Detonation Occurrence of Space Propulsion System
3. 学会等名 Asia Pacific Symposium on Safety 2017 (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Kei Obata, Toru Shimada and Koki Kitagawa,
2. 発表標題 Imaging analysis of boundary layer combustion with tangential and radial oxidizer injection in a cylinder
3. 学会等名 7TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Kei Obata, Toru Shimada and Koki Kitagawa
2. 発表標題 Relationship between Swirl Intensity of Flow and Low-frequency Combustion Instability based on Proper Orthogonal Decomposition
3. 学会等名 14th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Nobuhiro Kimura, Kei Obata, Koki Kitagawa and Toru Shimada
2. 発表標題 Image Analysis for Velocity Profile Estimation in A-SOFT Hybrid Rocket Combuster
3. 学会等名 14th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Goutham Karthikeyan and Toru Shimada
2. 発表標題 Parametric Analysis of Combustion Instability in Axial- Injected Hybrid Rocket Motors using Computational Fluid Dynamics
3. 学会等名 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Goutham Karthikeyan and Toru Shimada
2. 発表標題 Validation of Numerical Prediction of Hybrid Rocket Combustion Instability
3. 学会等名 14th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 T. Shimada , T. Matsuno, K. Obata, G. Karthikeyan, M. Motoe
2. 発表標題 Evaluation of Non-steady Combustion Characteristics for Tangential-Axial Injection Hybrid Rocket by Large Eddy Simulation
3. 学会等名 14th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Mikiro Motoe, Tomoki Matsuno and Toru Shimada
2. 発表標題 Numerical Analysis of Combustion Field in Hybrid Rocket Motor with Swirling and Axial Oxidizer Injection
3. 学会等名 7TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Tomoki Matsuno, Mikiro Motoe, Kei Obata, Nobuhiro Kimura, Koki Kitagawa, and Toru Shimada
2. 発表標題 Swirling Combustion Flow Field Evaluation of Tangential-Axial Injection Hybrid Rocket by Large Eddy Simulation
3. 学会等名 Asian Joint Conference on Propulsion and Power (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Krishan Yadav and Toru Shimada
2. 発表標題 Numerical Analysis of Entrainment Phenomena in Liquefying Hybrid, Rocket Fuels using CFD
3. 学会等名 14th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Kohei Ozawa, Toru Shimada
2. 発表標題 Effects of O/F Shifts on Flight Performances of Vertically Launched Hybrid Sounding Rockets
3. 学会等名 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Shigeru Aso, Yasuhiro Tani, Ryohei Arakawa, Toru Shimada
2. 発表標題 A Study on High Performance Hybrid Rocket Engine with Multi-Section Swirl Injection Method for Space Propulsion System
3. 学会等名 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Shigeru Aso, Yasuhiro Tani, Masato Yamashita, Satoru Komori, Tomohiro Yamasaki, Toru Shimada
2. 発表標題 Throttling Capability and LOX Vaporization for Hybrid Rocket Engine with Multi-Section Swirl Injection Method
3. 学会等名 International Astronautical Congress (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Kohei Ozawa, Toru Shimada
2. 発表標題 A Theoretical Study on Throttle Ranges of O/F Controllable Hybrid Rocket Propulsion Systems
3. 学会等名 Fourteenth International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Toru Shimada
2. 発表標題 Mission Requirements for Highly-Functional Hybrid Rocket Demonstration
3. 学会等名 Space Propulsion 2016 Conference (国際学会)
4. 発表年 2016年

1. 発表者名 Toru Shimada
2. 発表標題 Quasi 1-D Numerical Analysis of Combustion Instability in Hybrid Rocket Motor Incorporating Boundary Layer Lags
3. 学会等名 AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (国際学会)
4. 発表年 2016年

1. 発表者名 Toru Shimada
2. 発表標題 Conceptual Study on Flight Demonstration of Mixture-Ratio-Controlled Throttling of Hybrid Rocket
3. 学会等名 67th International Astronautical Congress (国際学会)
4. 発表年 2016年

1. 発表者名 Kei Obata and Toru Shimada
2. 発表標題 Flow Visualization in Combustion Chamber of Altering-intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket
3. 学会等名 13th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2016年

1. 発表者名 Tomoki Matsuno and Toru Shimada
2. 発表標題 An Attempt of Thermo-fluid Analysis of Hybrid Rocket with Lox Regenerative Cooling System
3. 学会等名 13th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2016年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究協力者	メッシネオ ジェローム (Messineo Jerome)		
研究協力者	カルミチーノ カルミネ (Carmicino Carmine)		
研究協力者	小畑 圭 (Obata Kei)		
研究協力者	松野 友樹 (Matsuno Tomoki)		
研究協力者	安藤 秀幸 (Ando Hideyuki)		
研究協力者	木村 永翔 (Kimura Nobuhiro)		
研究協力者	高橋 晶世 (Takahashi Akiyo)		

6. 研究組織（つづき）

	氏名 (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究協力者	ゴータム カルティケヤン (Karthikeyan Goutham)		
研究協力者	ヤダフ クリシャン (Yadav Krishan)		
研究協力者	パラバン クリスチャン (Paravan Christian)		
連携研究者	北川 幸樹 (Kitagawa Koki) (10575476)	宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・助教 (82645)	
連携研究者	湯浅 三郎 (Yuasa Saburo) (60123147)	首都大学東京・システムデザイン研究科・客員教授 (22604)	
連携研究者	麻生 茂 (Aso Shigeru) (40150495)	九州大学・工学系研究院・教授 (17102)	
連携研究者	那賀川 一郎 (Nakagawa Ichiro) (40514956)	東海大学・工学部・教授 (32644)	
連携研究者	櫻井 毅司 (Sakurai Takashi) (10433179)	首都大学東京・システムデザイン研究科・准教授 (22604)	

6. 研究組織（つづき）

	氏名 (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
連携研究者	本江 幹朗 (Motoe Mikiro) (20747076)	宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究員 (82645)	