

令和 6 年 6 月 3 日現在

機関番号：17102

研究種目：国際共同研究加速基金（帰国発展研究）

研究期間：2019～2023

課題番号：17K20144

研究課題名（和文）将来型宇宙輸送に向けた革新的スクラムジェットの高熱空力解析と統合最適化

研究課題名（英文）Aerothermal Analysis and Multidisciplinary Design Optimisation of Innovative Scramjets for Future Space Transportation

研究代表者

小川 秀朗（Ogawa, Hideaki）

九州大学・工学研究院・准教授

研究者番号：30817565

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 31,500,000円

研究成果の概要（和文）：スクラムジェットエンジンは、極超音速域にて大気中の空気を吸込み圧縮燃焼し、効率的かつ柔軟な将来型宇宙輸送を実現する推進技術として注目されている。安定的な作動と推力発生のためには、衝撃波や化学反応といった複雑な熱流体力学的現象とその相互作用や性能に与える影響を正確に理解し、統合的な設計を行うことが不可欠である。

本研究では、数値解析・機械学習・進化計算を組み合わせた複合的アプローチにより、軸対称型内部圧縮式のスクラムジェットの多目的・多設計点最適化を行い、先進的な設計手法と知識ベースを構築した。また、統計的解析を施すことにより、現象・形状および性能に対する影響に関する有用な物理的洞察を獲得した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

世界初のスクラムジェットによる加速と上昇の実現に向け、広い速度・高度域における熱空力特性解析と性能評価を行い、必要な知識ベースと先進的な設計手法を構築した。また、様々な燃料噴射の方法や衝撃波構造を利用した燃料混合の促進、抵抗および全圧損失の低減といった革新的技術に関し、学術的に貴重かつ先駆的なデータを取得した。

スクラムジェット推進技術は、低コストの宇宙旅行や、環境への影響に配慮した持続可能な宇宙輸送、地球上での超高速2地点移動といった次世代輸送システムの鍵を握る。その実現により、科学技術的な価値に加え、資源・環境・経済・商業といった多義的な観点からの公益がもたらされることが期待される。

研究成果の概要（英文）：Scramjet engines are a promising hypersonic airbreathing propulsion technology for efficient and flexible space transportation. Reliable operation and sustained thrust production essentially require accurate understanding of complex aerodynamic and aerothermal phenomena including shock waves and chemical reactions as well as integrated design optimisation that takes their interactions and effects on scramjet performance into account.

This research has established an advanced design methodology and significant knowledge base by conducting multi-objective and multi-point design optimisation studies for internal-compression axisymmetric scramjet configurations in multi-directional approaches combining numerical simulation, machine learning and evolutionary computation. Useful physical insights have been gained into the phenomena and design factors as well as their impact on the performance for scramjet-powered access-to-space via effective datamining using various statistical approaches.

研究分野：宇宙輸送システム工学

キーワード：宇宙輸送 圧縮性流体力学 熱流体力学 最適化 機械学習 深層学習 極超音速 空気吸込式推進

1. 研究開始当初の背景

宇宙開発新時代が幕開け、科学技術・商用衛星ともに打上げが活発化し、低コストかつ環境への影響に配慮した将来型宇宙輸送システムに対する関心と需要はこれまでに高く高まっている。超音速燃焼ラムジェット(スクラムジェット)エンジンは、大気中の空気を取り込み燃焼することにより、酸化剤が必要な従来のロケットエンジンに比べ、極超音速飛行中の効率を飛躍的に高めることができ、また衝撃波により気流を圧縮するため可動部分がなく構造的にシンプルかつ軽量という利点を有し、効率的で柔軟な宇宙輸送を実現できる次世代の推進機関として注目され、これまで豪州・米国・日本・インドなどで超音速燃焼の飛行実証試験が実施されている。

スクラムジェットエンジンの作動は、インテークにおける空気取込みと圧縮、燃料の噴射・混合、燃焼器における着火・燃焼、ノズルでの膨張による推力発生という連続的過程に依存する。しかし、これら一連の現象が空気取入れから排気まで数ミリ秒という非常に短い時間フレームで完了する必要があり、エンジン表面の加熱を制御しつつ持続的な燃焼を実現するには、高度な技術が必要となる。また衝撃波や境界層、噴流・縦渦などの干渉、燃焼・化学反応・解離といった非常に複雑な熱空力的現象を伴い、スクラムジェットの作動はこれらの現象に依拠するため、流れ場の正確な理解とそれに基づく設計が不可欠である。さらに、極超音速流中での衝撃波による造波抵抗や超音速燃焼に伴う摩擦抵抗を超える推力を発生させて機体を加速・推進するには、インテークからノズルまでの全内部流路の流れ場の特性を考慮した統合的最適化が必須である。

図1に示される軸対称形状の気流を内部で圧縮・燃焼する形態のスクラムジェットは、外部/混合圧縮式や3次元形態のものに比べ、局所加熱と摩擦抗力が抑えられ、圧縮・燃焼効率が高く、またシンプルな構造のため設計や製造上の利点も大きい。一方で、この形式のインテークは自発的に始動する特性を有さず不始動に陥りやすいため、確実に始動し状態を維持する技術が安定的な作動にとって重要である。

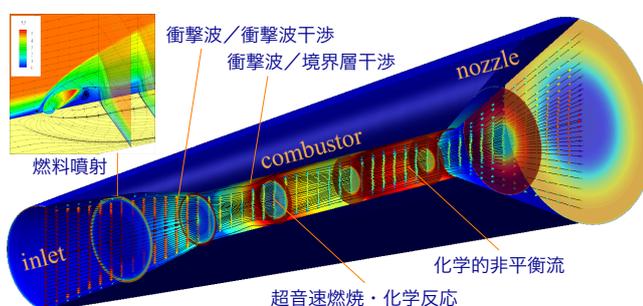


図1 軸対称スクラムジェットエンジン内部の流れ場

上述のように、物理現象の正確な理解と予測に基づく緻密な設計と運用が求められる。しかしながら、高精度な数値解析は膨大な時間を要し、風洞実験や飛行試験は多大な費用を要しつつも計測できる情報量は限定的なため、従来の設計・運用アプローチは限界を迎えている。その一方で、情報科学分野では機械学習や深層学習、最適化、データ分析といった領域で顕著な進展を遂げており、様々な分野との融合的研究が進んでいる。スクラムジェットエンジンの開発においても、最先端の情報科学的アプローチを融合し、複雑な熱流体力学的現象とその影響を正確に考慮した統合最適化を行うことが、革新的な宇宙輸送システムの開発における成功の鍵を握る。

2. 研究の目的

軸対称型内部圧縮式スクラムジェットエンジンについて、安定した作動にとって最重要要素である、超音速燃焼・推力発生・インテーク始動を特に考慮して、構成部位(インテーク、燃焼器、ノズル)の形態並びに燃料噴射の方式を解析・理論的アプローチで選定する。そして、飛行実証の経路を想定し、巡行及び加速上昇のための多目的統合最適化を行い、必要な形状を導出する。数値流体解析と機械学習による予測を用いて得られた内部の流れ場を精査して物理的洞察を獲得し、本質的な熱流体力学的現象を解明する。想定された条件以外の高度や飛行条件についても解析を行い、流れ場と性能に関する特性を正確に把握することが本研究の目的とする。

具体的には、衝撃波境界層干渉や超音速燃焼といった圧縮性粘性及び化学的非平衡流に起因する複雑な熱流体力学的特性について、数値計算・機械学習・最適化を組み合わせた複合的手法により、単体のアプローチでは達成が難しく、前例の少ない、スクラムジェット全体の流れ場に関する詳細な情報を獲得する。また、先進的アルゴリズムを非線形問題に適用し、持続的な推力発生を可能にするための多目的ロバスト最適化を行い、統計的解析を施すことにより、従来の手法では難しい、物理現象及び形状に関する有用な知見を抽出する。特に様々な燃料噴射の方法や衝撃波構造を利用した燃料混合の促進、抵抗および全圧損失の低減、化学種生成と燃焼性能の向上といった革新的技術に関し、学術的に貴重かつ先駆的なデータを取得する。さらに、広い速度・高度域における熱空力特性解析と性能評価を行うことで、将来型宇宙輸送の実現に向け、世界初のスクラムジェットによる加速と上昇に必要な技術の確立と知識・情報ベースの構築を目指す。

3. 研究の方法

本研究で用いた方法の概要を以下に記述する（詳細については文献を参照のこと）。

(1) 形状・気流条件

スクラムジェットエンジンは内部圧縮式・軸対称形態（図1）で、動圧一定（49.7 kPa）での加速上昇軌道を想定する。本研究では、特に高度 30 km・マッハ 7.7 と高度 33.5 km・マッハ 10 の2つの飛行条件に注目する。インテークへ流入する気流は、酸素と窒素から成る混合気体の空気を仮定する。燃料は、燃焼を含めた流れ場や性能を考慮する場合は水素、混合の評価や実験との比較を行う場合はヘリウムをそれぞれ音速で噴射した。

(2) 数値流体力学

インテーク・燃焼器内の流れは定常状態を想定し、圧縮性数値流体解析（CFD）コードを用い、非粘性の場合は Euler 方程式、粘性ありの場合は Navier-Stokes 方程式を解くことにより、流れ場を計算した。計算領域はインテーク・燃焼器について、それぞれ軸対称・2次元の空間を矩形の構造格子で表現し、格子感度解析に基づいて決定した解像度において計算格子を生成した。

(3) 最適化

多目的同時最適化（MDO）は、集合ベースの進化的アルゴリズムにより行なった。設計変数により定義される個体群で構成される集合を交叉・突然変異により進化させ、非劣解群が形成するパレート最適解群が収束するまで進化させた。インテークの最適化は、圧縮効率や抵抗・全圧損失を目的関数とし、CFD または後述の深層学習の予測から得られた流れ場を用いて評価した。

燃料噴射に関しては、勾配法に基づく最適化手法の1つである逐次二次計画法（SQP法）を用いて混合効率を目的関数として、深層学習で予測した流れ場を用いて局所的最適化を行なった。

(4) 代替モデル

CFD による計算負荷を軽減するため、基底放射関数・応答曲面法・多層パーセプトロン・Kriging 近似といった機械学習に基づく代替モデルで目的・制約関数を評価した。また、局所的最適化における目的関数の勾配は、深層学習過程において計算される自動微分を用いた。

(5) 流動予測

流れ場を予測するモデルは深層ニューラルネットワークの1つである多層パーセプトロン（MLP）を用いて生成した。MLP モデルは特徴量の入力を受け取る入力層、重み、バイアス項、活性化関数による非線型写像を行う隠れ層、出力層から構成される。CFD 計算から得られた圧力・温度・速度といった各格子点での流れに関する情報を出力とし、設計変数と格子点の座標から成る入力から予測した。燃料噴射流れ場においては、これに加えて燃料および空気を構成する窒素・酸素の質量分率も出力として予測した。

(6) 次元削減

CFD 計算で得られた流れ場のデータを格納したスナップショット行列に対して特異値分解（SVD）を適用して、主要な固有直交分解（POD）モードを抽出し、スナップショットベクトルを POD モードに投影して得られる投影係数で重み付けされた線形結合としてスナップショットを表現することで次元削減（データ縮約）を行なった。さらに投影係数を出力、設計変数を入力として、上記と同様の手法で MLP による学習を行い、低次元（ROM）モデルを作成した。

(7) 感度分析

流れの諸量（特徴量）の設計変数に対する局所的感度を MLP による深層学習の過程で計算される自動微分に基づき分析した。また種々の統計的データ分析手法と深層学習を複合的に活用し、流れ場や性能の設計変数に対する感度を定量的に解析した。設計空間における大域的な流れ場の変化は、順列特徴量重要度（PFI）および部分従属プロット（PDP）により分析し、特徴量およびその性質と局所的な流れ場の変化や現象との関係性は、個別条件付き期待値（ICE）と Shapley 貢献度（SHAP）に基づき調査した。

4. 研究成果

(1) 最適化

動圧一定の加速上昇軌道上で、マッハ 7.7 と 10 の2つの飛行条件において、圧縮効率と抵抗を同時にそれぞれ最大化・最小化すべく軸対称インテークの多設計点最適化を行なった結果を図2に示す^①。数値解析（CFD）と機械学習に基づく代替モデルからの予測により進化発見的な手法により最適化を実施した。大域的な感度分析を施すことにより、高性能なインテーク設計にとって主要な要因となる設計変数を同定した。得られた最適解群を分類した結果、インテークの長さや出口半径に関するクラスターを形成しており、例えば短いインテークは反射衝撃波が壁面に入射することにより境界層が剥離しやすいなど、設計変数間の相互的なトレードオフ、その原因となる現象に関する新たな洞察を獲得した^②。さらにインテークの圧縮効率や抵抗、出口での温度（＝燃焼器入口温度）といった性能変数間に介在する理論的な相関関係も明らかとなった^③。

また、目的・制約関数の評価に MLP モデルにより予測された流れ場を用い、圧縮効率の最大化と抵抗の最小化を目的とし、出口温度の下限に制約を課したインテークの多目的最適化を実施した。スカラー値を予測する代替モデルに比べ、目的関数と制約関数を正確に予測できるだけでなく、最適化の過程で実行された数値解析の回数は、従来の大域的最適化手法を用いた場合に比べて大幅に低減され、MLP モデルの深層学習や流れ場の予測に要する時間を考慮しても、性能関数の評価に MLP モデルによる予測を用いた最適化アルゴリズムは、計算の精度とコストの両観点から有益な手法であることを確認した。

燃焼器について、MLP モデルで予測された流れ場から性能変数を評価し、深層学習の過程で得られた自動微分を活用した最適化を行った。燃料の噴射圧と噴射角を設計変数として燃料の混合効率を最大にすべく、SQP 法により最適化した結果、大域的最適解を自動微分に基づく勾配に従って効率的に導出することができた。一方で、ある噴射角の領域では、CFD 結果では見られない谷状の変化が確認され、その結果、初期値によっては局所最適解に陥っている可能性が見受けられた。これはこの噴射条件付近における深層学習モデルによる予測の特性や精度低下に起因することが考えられ、ロバストに大域的最適解を同定するには、設計空間全域で精度良く流れ場を予測できる深層学習モデルを生成する重要性が示唆された。

(2) 流動予測

インテーク流れ場データに SVD を施し POD モードを抽出して次元削減後、投影係数を MLP で学習して得られた低次元モデル (ROM) による予測と数値解析 (CFD) による流れ場を図 3 に比較する。ROM 生成に MLP に基づく深層学習を行うことで、移動最小二乗法を用いた学習に比べ、斜め (円錐) 衝撃波やその干渉・反射が介在する流れでも、精細に現象を予測・再現でき、インテーク出口においても高い精度で CFD 結果と一致することが分かった^④。一方、ROM を用いず深層学習 (MLP) のみにより予測された流れ場は、全体的に良好に予測できることが視認できたものの、衝撃波や膨張波、境界層の付近で比較的誤差が大きく、主成分分析の結果、マッハディスクや境界層剥離といった急峻な変化を伴う流動現象が発生するような流れ場で誤差が生じやすいことが分かった^⑤。

燃焼器内における超音速気流への燃料噴射では、図 4 (上) に示されるように、衝撃波や噴流・境界層等の干渉の結果、非常に複雑な流れ場が形成される。MLP に基づく深層学習モデルで予測した燃料噴射の流れ場のマッハ数分布 (図 4 下) では、学習に使用しなかった噴射条件であるにもかかわらず、CFD による流体構造 (図 4 上) を精度良く予測できた。しかし、絶対誤差の分布を精査すると、やはり衝撃波やマッハディスク、境界層剥離などの特徴的な現象の付近において予測精度が低下することが確認された^⑥。

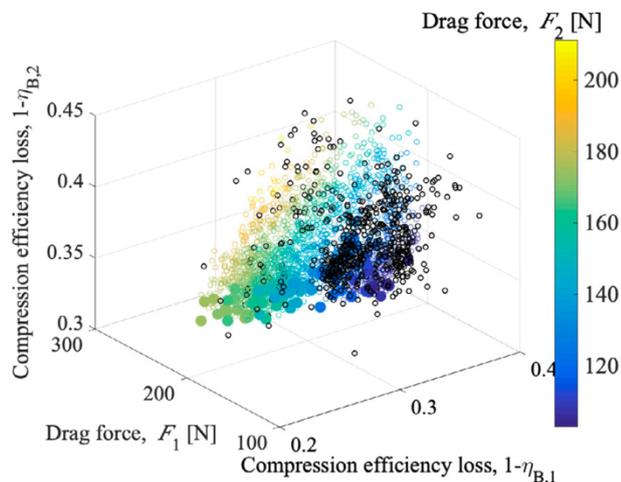


図 2 マッハ 7.7 (高度 30km) と 10 (高度 33.5 km) における軸対称インテークの多設計点同時最適化により得られた結果^①

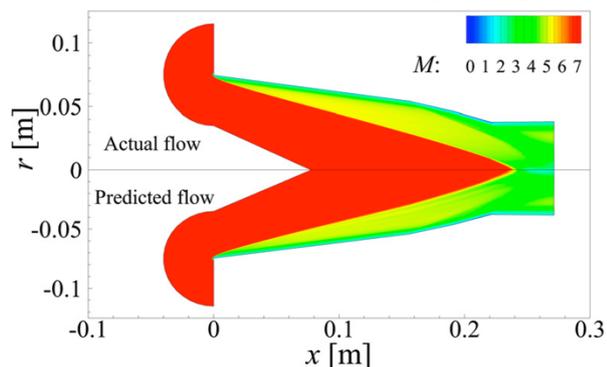


図 3 数値解析による軸対称インテーク内の流れ場 (上) と次元削減 (POD)・深層学習 (MLP) モデルで予測された流れ場 (下) の比較^④

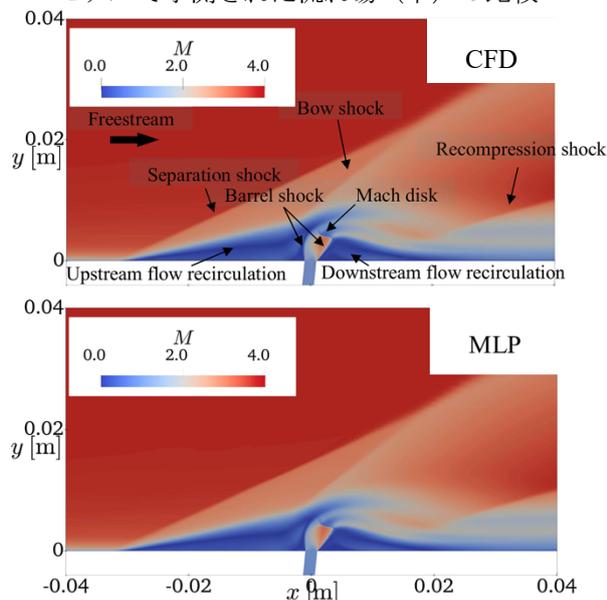


図 4 数値解析による燃料噴射流れ場・現象 (上) と深層学習 (MLP) モデルにより予測された流れ場 (下) の比較 (マッハ数分布)^⑥

(3) 感度分析

燃料の質量分率の設計変数（噴射圧・噴射角）に対する局所的な感度の分布を深層学習の自動微分に基づき可視化した結果、噴射圧を増加させた場合、噴射器上流の剥離領域では燃料の分布が減少し、下流の混合領域の境界周辺においても噴流の外縁付近を除き燃料分布が減少する傾向が見られた。一方、噴射角度を増大した場合、これらの領域において燃料の分布は全般的に増加することが分かる。このように、自動微分の情報からそれぞれの噴射条件において、設計変数が変化した際の各特徴量の局所的な変化量（感度）とその原因となる流体现象に関する具体的な知見を獲得することができるため、設計最適化や流動制御への活用が見込まれる^⑥。

インテーク内の流れ場に関しては、PFI・PDPに基づき大局的な感度を分析し、ICE・SHAPによって局所的な感度分析を実施した。PFIは重要度が高い変数、PDPは衝撃波や膨張波といった流体现象への影響の大きな設計変数を同定できるが、衝撃波反射形態の遷移や境界層の剥離など特定条件下で起き急激な変化を伴う現象に関する詳細な知見を獲得することは困難である。一方、ICEにより特徴量の干渉が予測に与える影響、SHAPにより各特徴量の予測値への寄与度を定量的に評価できるが、両者とも深層学習モデルによる流動予測に基づく手法のため、急激な変化を伴う現象への影響を調査する場合には、モデルの予測精度が低下する傾向に注意し、高精度の深層学習モデルとその予測に基づく多くの流れ場の分析が必要であることが示唆された^⑦。

(4) 総括

上述のように、スクラムジェットエンジンのインテークおよび燃焼器について、数値流体解析に深層学習や最適化、データ縮約・感度分析といったデータ駆動型の手法を融合して研究を行うことにより、効果的な知見の抽出と知識発見が可能となり、スクラムジェットを用いた将来型宇宙輸送にとって必要な物理現象・設計に関する正確かつ詳細な洞察を獲得することができた^⑧。

深層学習・データ縮約による流動予測は、スカラー量を予測する従来の代替モデルより性能変数を高精度に推定でき、また複数の初期値からの探索や自動微分を活用した勾配法により、効率的かつロバストな最適化が実現できる可能性が示された。その反面、衝撃波や境界層、噴流ならびにそれらの干渉に起因する急な変化を伴う流れ場では予測精度が低下し、感度分析や最適化の結果にも影響を与える傾向が確認され、学習方法の改善や学習データの補強により予測精度を向上する必要性が示唆された。上記の他にも、スクラムジェットとロケットを用いた2段式宇宙輸送システムの機体周りや分離時の流れ場の解析や飛行経路・制御の最適化も実施した^⑨。一方、風洞実験による検証・データ同化は新型コロナと設備的な事情により実施に至らなかった。

これらの課題を克服し、情報科学分野の手法を駆使した最先端の設計最適化フレームワークを確立することにより、柔軟・高速かつ大規模な最適化、不確定性を考慮したロバストな最適化の実現が期待され、これにより可能となる設計・最適化プロセスの高速化は、フロントローディング・初期設計に変革をもたらすことが見込まれる。また本研究は、オーストラリア・カナダ・イタリアの学術機関ならびにJAXA・企業との協力体制のもと実施され、これからの宇宙開発にとって必須となる国際連携および産官学連携体制の基盤の構築に寄与した。これらの枠組みを進展させ、次世代宇宙輸送に向けた科学技術の発展と国際的競争力の強化に努める所存である。

<引用文献>

- ① Brahmachary, S., Ogawa, H., Multipoint Design Optimization of Busemann-Based Intakes for Scramjet-Powered Ascent Flight, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 37, No. 6, 2021, 850-867
- ② Brahmachary, S., Fujio, C., Aksay, M., Ogawa, H., Design optimization and off-design performance analysis of axisymmetric scramjet intakes for ascent flight, *Physics of Fluids*, Vol. 34, No. 3, 2022, 036109
- ③ Fujio, C., Ogawa, H., Physical insights into multi-point global optimum design of scramjet intakes for ascent flight, *Acta Astronautica*, Vol. 194, 2022, 59-75
- ④ Brahmachary, S., Bhagyarajan, A., Ogawa, H., Fast estimation of internal flowfields in scramjet intakes via reduced-order modeling and machine learning, *Physics of Fluids*, No. 33, Vol. 10, 2021, 106110
- ⑤ Fujio, C., Ogawa, H., Deep-learning prediction and uncertainty quantification for scramjet intake flowfields, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 130, 2022, 107931
- ⑥ Akiyama, K., Ogawa, H., Fast Prediction of Two-Dimensional Flowfields with Fuel Injection into Supersonic Crossflow via Deep Learning, *Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 66, No. 5, 2023, 164-173
- ⑦ Fujio, C., Ogawa, H., Sensitivity analysis for knowledge discovery in scramjet intake design optimization using deep-learning flowfield prediction, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 150, 2024, 109183
- ⑧ 小川 秀朗、藤尾 秩寛、秋山 健人、スクラムジェットエンジンの全体最適化に向けたデータ駆動型アプローチ、第4回再使用型宇宙輸送系シンポジウム講演論文集、2023
- ⑨ 小川 秀朗、Brahmachary, S.、渡辺 大貴、藤尾 秩寛、Aksay, M.、桂 拓暉、秋山 健人、長 虎太郎、松長 真宣、重田 大画、スクラムジェット・ロケット推進による完全再使用型宇宙輸送の実現に向けた多目的最適化、第61回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集、2022

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計21件（うち査読付論文 21件 / うち国際共著 6件 / うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Fujio Chihiro, Ogawa Hideaki	4. 巻 194
2. 論文標題 Physical insights into multi-point global optimum design of scramjet intakes for ascent flight	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Acta Astronautica	6. 最初と最後の頁 59 ~ 75
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.actaastro.2022.01.036	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 Brahmachary Shuvayan, Fujio Chihiro, Aksay Mehmet, Ogawa Hideaki	4. 巻 34
2. 論文標題 Design optimization and off-design performance analysis of axisymmetric scramjet intakes for ascent flight	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Physics of Fluids	6. 最初と最後の頁 036109 ~ 036109
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1063/5.0080272	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 Fujio Chihiro, Ogawa Hideaki	4. 巻 130
2. 論文標題 Deep-learning prediction and uncertainty quantification for scramjet intake flowfields	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Aerospace Science and Technology	6. 最初と最後の頁 107931 ~ 107931
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.ast.2022.107931	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 Matsunaga Masanobu, Fujio Chihiro, Ogawa Hideaki, Higa Yoshitaka, Handa Taro	4. 巻 130
2. 論文標題 Nozzle design optimization for supersonic wind tunnel by using surrogate-assisted evolutionary algorithms	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Aerospace Science and Technology	6. 最初と最後の頁 107879 ~ 107879
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.ast.2022.107879	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 Fujio Chihiro, Brahmachary Shuvayan, Ogawa Hideaki	4. 巻 111
2. 論文標題 Numerical investigation of axisymmetric intake flowfield and performance for scramjet-powered ascent flight	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Aerospace Science and Technology	6. 最初と最後の頁 106531 ~ 106531
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.ast.2021.106531	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 Fujio Chihiro, Ogawa Hideaki	4. 巻 113
2. 論文標題 Physical insight into axisymmetric scramjet intake design via multi-objective design optimization using surrogate-assisted evolutionary algorithms	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Aerospace Science and Technology	6. 最初と最後の頁 106676 ~ 106676
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.ast.2021.106676	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 Roos Tim, Pudsey Adrian, Ogawa Hideaki	4. 巻 187
2. 論文標題 Numerical investigation of combustion characteristics of upstream crescent cavities in a scramjet combustor	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Acta Astronautica	6. 最初と最後の頁 43 ~ 60
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.actaastro.2021.05.027	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 該当する

1. 著者名 Brahmachary Shuvayan, Bhagyarajan Ananthkrishnan, Ogawa Hideaki	4. 巻 33
2. 論文標題 Fast estimation of internal flowfields in scramjet intakes via reduced-order modeling and machine learning	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Physics of Fluids	6. 最初と最後の頁 106110 ~ 106110
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1063/5.0064724	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 該当する

1. 著者名 Brahmachary Shuvayan, Ogawa Hideaki	4. 巻 37
2. 論文標題 Multipoint Design Optimization of Busemann-Based Intakes for Scramjet-Powered Ascent Flight	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 850 ~ 867
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B38383	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 Fujio Chihiro, Ogawa Hideaki	4. 巻 194
2. 論文標題 Physical insights into multi-point global optimum design of scramjet intakes for ascent flight	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Acta Astronautica	6. 最初と最後の頁 59 ~ 75
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.actaastro.2022.01.036	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 Brahmachary Shuvayan, Fujio Chihiro, Aksay Mehmet, Ogawa Hideaki	4. 巻 34
2. 論文標題 Design optimization and off-design performance analysis of axisymmetric scramjet intakes for ascent flight	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Physics of Fluids	6. 最初と最後の頁 036109 ~ 036109
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1063/5.0080272	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 Fujio Chihiro, Ogawa Hideaki	4. 巻 150
2. 論文標題 Sensitivity analysis for knowledge discovery in scramjet intake design optimization using deep-learning flowfield prediction	5. 発行年 2024年
3. 雑誌名 Aerospace Science and Technology	6. 最初と最後の頁 109183 ~ 109183
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.ast.2024.109183	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 Fujio Chihiro, Ogawa Hideaki	4. 巻 130
2. 論文標題 Deep-learning prediction and uncertainty quantification for scramjet intake flowfields	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Aerospace Science and Technology	6. 最初と最後の頁 107931 ~ 107931
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.ast.2022.107931	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 Fujio Chihiro, Ogawa Hideaki	4. 巻 130
2. 論文標題 Deep-learning prediction and uncertainty quantification for scramjet intake flowfields	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Aerospace Science and Technology	6. 最初と最後の頁 107931 ~ 107931
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.ast.2022.107931	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 Akiyama Kento, Ogawa Hideaki	4. 巻 66
2. 論文標題 Fast Prediction of Two-Dimensional Flowfields with Fuel Injection into Supersonic Crossflow via Deep Learning	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES	6. 最初と最後の頁 164 ~ 173
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/tjsass.66.164	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 Fujio Chihiro, Akiyama Kento, Ogawa Hideaki	4. 巻 35
2. 論文標題 Fast and reliable prediction of scramjet flowfields via Gaussian process latent variable model and deep learning	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Physics of Fluids	6. 最初と最後の頁 046120-046120
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1063/5.0148974	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34件（うち招待講演 2件 / うち国際学会 15件）

1. 発表者名 Fujio, C. and Ogawa, H.
2. 発表標題 Multi-Objective Design Optimization of Scramjet Intakes via Evolutionary Algorithms Assisted by Multi-Dimensional Predictive Modeling Based on Deep Learning
3. 学会等名 2nd International Conference on High-Speed Vehicle Science and Technology (HiSST 2022) (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 小川秀朗, 藤尾秩寛, 秋山健人, ブラウマチャリ・シュヴァヤン
2. 発表標題 深層学習によるスクラムジェット流れ場の予測と最適化
3. 学会等名 令和4年度航空宇宙空力シンポジウム
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 Ogawa, H., Fujio, C., and Akiyama, H.
2. 発表標題 Data-Driven Approach toward Full Flowpath Optimisation of Scramjet Engines
3. 学会等名 第4回再使用型宇宙輸送系シンポジウム
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 Fujio, C. and Ogawa, H.
2. 発表標題 Inverse Design and Sensitivity Analysis of Scramjet Intake Using Deep Learning
3. 学会等名 11th Asian Joint Conference on Propulsion and Power (AJCPP 2023) (国際学会)
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 藤尾秋寛, 小川秀朗
2. 発表標題 深層学習を用いたスクラムジェットインテーク内部流れ場の予測に関する研究
3. 学会等名 第53回流体力学講演会 / 第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Ogawa, H., Fujio, C., Matsunaga, M., Higa, Y., Handa, T. and Ohtani, K.
2. 発表標題 Investigation on Viscous and Base Effects in Supersonic Ring Wedge Intake Flowfield
3. 学会等名 21st International Symposium on Advanced Fluid Information (AFI 2021) (国際学会)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 松長真直, 藤尾秋寛, 小川秀朗, 比嘉良貴, 半田太郎
2. 発表標題 遺伝的アルゴリズムによる超音速風洞ノズルの形状最適化
3. 学会等名 日本航空宇宙学会西部支部講演会2021
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 長虎太郎, 小川秀朗
2. 発表標題 スクラムジェット推進を用いた将来型宇宙輸送システムの多目的ハイブリッド最適化
3. 学会等名 日本航空宇宙学会西部支部講演会2021
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 渡辺大貴, 小川秀朗
2. 発表標題 ロケット・スクラムジェット推進を用いた 再使用型宇宙輸送システムのための多設計点形状同時最適化
3. 学会等名 日本航空宇宙学会西部支部講演会2021
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 小川 秀朗, Shuvayan Brahmachary, 渡辺 大貴, 藤尾 秋寛, Mehmet Aksay, 桂 拓暉, 秋山 健人, 長 虎太郎, 松長 真宣, 重田 大画
2. 発表標題 スクラムジェット・ロケット推進による完全再使用型宇宙輸送の実現に向けた多目的最適化
3. 学会等名 第61回航空原動機・宇宙推進講演会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 藤尾 秋寛, 秋山 健人, 小川 秀朗
2. 発表標題 深層学習予測に基づくスクラムジェットインテーク流体挙動の感度解析
3. 学会等名 第61回航空原動機・宇宙推進講演会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 秋山 健人, 藤尾 秋寛, 小川 秀朗
2. 発表標題 深層学習の自動微分に基づく スクラムジェットエンジン燃料噴射の最適化
3. 学会等名 第61回航空原動機・宇宙推進講演会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 新本みゆ, 藤尾秋寛, 小川秀朗, Ekenechukwu Chijioke Okafor
2. 発表標題 スクラムジェット燃焼器の作動特性と性能に関する数値解析と多目的最適化
3. 学会等名 第61回燃焼シンポジウム
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 小川秀朗
2. 発表標題 宇宙工学×情報科学による将来型宇宙輸送・推進システムの最適化
3. 学会等名 13th スマートピークル研究センターシンポジウム (招待講演)
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 Fujio, C. and Ogawa, H.
2. 発表標題 Multi-Objective Design Optimization of Shock-Induced Mixing Enhancement via Evolutionary Algorithms Assisted by Data-Driven Approaches
3. 学会等名 74th International Astronautical Congress (IAC 2023) (国際学会)
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 Matsunaga, M., Hew, J. K. J., Shibakita, A., Ogawa, H. and Boswell, R. W.
2. 発表標題 Numerical analysis of viscous effects on transition of centreline shock reflection in supersonic ring intakes
3. 学会等名 21st Australian Space Research Conference (ASRC 2023) (国際学会)
4. 発表年 2023年

1 . 発表者名 Matsunaga, M., Ogawa, H., Hew, J. K. J., Boswell, R. W., Higa, Y., Handa, T. and Molder, S.
2 . 発表標題 Shape Characterisation of Curved Incident Shock Waves in Axisymmetric Ring Intakes with Curvature
3 . 学会等名 34th International Symposium on Shock Waves (国際学会)
4 . 発表年 2023年

1 . 発表者名 Hew, J. K. J., Boswell, R. W., Matsunaga, M. and Ogawa, H.
2 . 発表標題 Focussing of Weak Conical Shocks at Nearly Glancing Incidence
3 . 学会等名 34th International Symposium on Shock Waves (国際学会)
4 . 発表年 2023年

1 . 発表者名 Higa, Y., Matsunaga, M., Fujio, C., Ogawa, H., Ohtani, K. and Handa, T.
2 . 発表標題 Study on Reynolds-Number Dependence of Axisymmetric Shock Reflection in Supersonic Flow
3 . 学会等名 AJKFED 2023 (ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference) (国際学会)
4 . 発表年 2023年

1 . 発表者名 Characterization of Shock-Induced Mixing Enhancement for Transverse Injection in Scramjet Engines
2 . 発表標題 Fujio, C. and Ogawa, H.
3 . 学会等名 25th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (AIAA Hypersonics 2023) (国際学会)
4 . 発表年 2023年

1. 発表者名 藤尾秋寛, 小川秀朗
2. 発表標題 深層学習による流動予測を用いたスクラムジェットインテークの多目的最適化
3. 学会等名 日本航空宇宙学会第54期年会講演会
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 小川秀朗
2. 発表標題 軸対称超音速インテークの流動現象と多目的最適化
3. 学会等名 令和5年度航空宇宙空力シンポジウム
4. 発表年 2024年

1. 発表者名 小川秀朗
2. 発表標題 将来型宇宙輸送に向けたデータ駆動型アプローチによるスクラムジェット最適化と流動予測
3. 学会等名 解析・設計の代替モデリング研究会 (招待講演)
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 Nara, T., Fujio, C. and Ogawa, H.
2. 発表標題 Numerical Investigation of Shock Induced Mixing Enhancement in Cavity-Based Scramjet Combustor
3. 学会等名 3rd International Conference on High-Speed Vehicle Science Technology (HiSST 2024) (国際学会)
4. 発表年 2024年

1. 発表者名 Fujio, C., Palateerdham, S. K., Peri, L. N. P., Ogawa, H. and Ingenito, A.
2. 発表標題 Knowledge Discovery on Cavity-Based Scramjet Combustor Design via Stochastic-Surrogate-Assisted Multi-Objective Optimization
3. 学会等名 3rd International Conference on High-Speed Vehicle Science Technology (HiSST 2024) (国際学会)
4. 発表年 2024年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

<p>Pure Elsevier Profile (Hideaki Ogawa) https://kyushu-u.pure.elsevier.com/en/persons/hideaki-ogawa</p> <p>Space Transportation Systems Engineering Laboratory http://aero.kyushu-u.ac.jp/stsel</p>

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

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関			
オーストラリア	RMIT University	Australian National University	The University of Queensland	
カナダ	McGill University	Ryerson University		
イタリア	La Sapienza University of Rome			