

平成 30 年 6 月 19 日現在

機関番号：32689

研究種目：基盤研究(A) (一般)

研究期間：2015～2017

課題番号：15H02323

研究課題名(和文) 空気吸込式エンジンを搭載した極超音速実証機の機体/エンジン統合制御

研究課題名(英文) Development Study of High Mach Integrated Control of the Hypersonic Demonstration Vehicle Installing the Air-Breathing Engine, "HICICO"

研究代表者

佐藤 哲也 (SATO, Tetsuya)

早稲田大学・理工学術院・教授

研究者番号：80249937

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 33,700,000円

研究成果の概要(和文)：空気吸込式エンジンをを用いた極超音速輸送機の鍵技術となる機体/推進相互干渉効果を解明し、小型実証機(HIMICO)によるマッハ4環境下での統合実証実験(RJTF実験)を行うことを目標とした。風洞実験および数値解析により、機体、推進系の単体性能、統合性能を取得し、データベースを構築した。その結果をもとに、全長1.5mの実験機および実験架台、燃料供給系、制御計測系を製作し、統合モデルを完成させた。その他、将来の観測ロケットを用いた飛行実証に向けた軌道、艀装、分離機構等を検討し、提案書としてまとめた。

研究成果の概要(英文)：The research targets are to clear the mutual interference effects of aircraft / propulsion of a hypersonic transportation using an air-breathing engine and to carry out the integrated control demonstration experiment under Mach 4 condition at the RJTF facility using a subscale vehicle "HIMICO". Each unit performance and integration performance of the aircraft and propulsion systems were acquired and its database was constructed. Based on the results, an experimental model with a total length of 1.5 m, experimental platform, fuel supply system and control measurement system were designed and manufactured. In addition, we summarized the future flight demonstration test of HIMICO using the sounding rocket by examining the orbit, outfitting, separation mechanism etc.

研究分野：航空宇宙推進工学

キーワード：極超音速機 極超音速エンジン 機体推進統合制御 超音速燃焼実験 SiC粒子添加可視2色法

1. 研究開始当初の背景

宇宙開発の大規模化、商業化を考えた場合、次世代の宇宙輸送機に対して、高い安全性、信頼性に加え、大幅なコストダウンが要求される。これらの要求を実現するため、従来の使いきりロケットから、大気を有効利用できる空気吸込式エンジン(ABE)を搭載した再使用型スペースプレーンへの転換が有望視されている。また、航空輸送においても、21世紀の運輸・経済を支えるべく超音速機、極超音速機へと高速化していくことは必然の流れである。このような背景から、申請者等は液体水素を燃料かつ冷媒としたエアターボラムジェット(ATREX)、極超音速予冷ターボジェット(PCTJ)を提案し、世界に先駆けて開発研究を進めてきた。PCTJは、空気予冷システムの導入により、ターボジェットの飛行マッハ数の限界を従来のマッハ数 3.5 からマッハ数 6 程度まで引き上げることができ、ブレイトンサイクルの熱効率を向上させ、エネルギー面においても飛躍的な効果を発揮する。その結果、従来のロケットエンジンと比較して燃費を 1/5~1/10 に低減することができる。また、エンジン最高圧力もロケットと比較して1オーダー低く、安全性、整備性の向上につながる。

これまでの地上燃焼実験や風洞実験の結果、定常飛行時におけるエンジン単体性能に関しては、一定の知見が得られている。一方で、極超音速飛行実験の困難さから、実飛行環境における機体/推進統合制御に関する技術が実証されておらず、空気吸込式エンジンの極超音速下での実用化の目処がたっていない。これは、世界各国で共通の状況であり、宇宙輸送は未だにロケットに依存している。近年、欧州ではLapcat-2, Skylon等の計画が進んでおり、空気予冷システムを用いた推進システム(SABRE, Scimitar)の研究に予算を投資している。また、米国においても、スクラムジェットを搭載したX-51A機の極超音速飛行実験が進められており、国際協調、国際競争という面においても本エンジン開発は急務であると考えられる。

2. 研究の目的

本研究では、申請者等が提案しシステム検討を進めている極超音速統合制御実験機(HIMICO: High Mach Integrated Control Experiment Vehicle)に関して、基盤となる熱空力、構造、制御技術を構築し、最終的に極超音速風洞内で燃焼実験を行うことによって、強い相互干渉をもつ機体/エンジンの統合制御を極超音速の実環境下で実証することを目的とする。機体形状は、PCTJと並行して開発を進めているHYTEX形状をベースとし、本研究の中で詳細設計を行う。HIMICOに関しては、本研究の終了後、観測ロケット(S-520)に搭載し、実飛行環境下での実証実験に繋げる計画である。飛行実験では、機体/エンジンの制御に加え、打上げ・分離後の

環境状況に応じ、ミッション達成度を最大化する飛行誘導制御を合わせた統一的な適応制御を実施する。本提案研究はこの計画の第一段階であり、長年にわたり膠着しているスペースプレーンや極超音速航空機の研究開発が促進されることが期待される。

極超音速エンジンの制御としては、従来の推力、比推力という性能の観点だけでなく、サーマルマネジメントを考えた熱的、構造的制御(燃焼器の壁温度制御)や対環境性に関しても配慮する必要がある。成層圏を飛行する際にエンジンの排気流が環境に与える影響、すなわち燃焼ガス中の水蒸気や窒素酸化物(NO_x)がオゾン層の破壊や気候の変動を引き起こす問題について調査し、 NO_x のリアルタイム計測に向けた基盤技術を構築する。

本研究では、これまで別々に研究が行われてきた極超音速機の機体系と推進系の相互干渉効果を解明し、統合制御実証することを目的とする。エンジン単体だけを考えても、極超音速下での可変インテーク、燃料流量、可変ノズルの非定常統合制御を実施した例はほとんどなく、実験データは極めて貴重である。

3. 研究の方法

本研究では、観測ロケットを用いたHIMICO飛行実験に向けて、必要となる基盤技術を構築し、実験的に実証する。研究の前半は、各要素技術(極超音速機体/推進の最適化設計、統合誘導制御則、可変インテークの非定常機体干渉効果、ラム燃焼器の形状最適化と排気ガス中の NO_x 計測)について、超音速風洞実験、燃焼実験、数値解析により研究し、基礎データを取得する。後半は、各要素を統合した全長 1.5 m のシステム実証機HIMICOを設計、製作し、JAXA保有のラムジェット試験設備(RJTF)を用いて燃焼実験を行い、機体の干渉効果を有するエンジンの統合制御を行う。さらに、研究を総括し、HIMICO飛行実験を立案する。

(1) 極超音速機システム、機体検討

機体空力に関しては、推算理論(LSI法)、CFD、超音速風洞実験(JAXA調布0.5m極超音速風洞)の結果を比較し、最終形状を決定する。Mach数、迎角、舵角による六分力および空力加熱率を詳細に調査する。飛行軌道に関しては、統合化解析手法を用いて、軌道と機体形状の同時最適化解析を行い、ロケット打上げ角と打上げ時質量をパラメータとして最適な経路を検討する。観測ロケットと実験機の切り離し状態にばらつきが存在することが予想されるため、6自由度シミュレーションによる軌道分散を評価し、ロバスタかつ簡便な誘導・制御則を構築する。それとともに、小型の機体の内部に搭載されるフライトコンピュータ等の航法制御機器についても開発する。構造に関しては、空力加熱に対する耐熱構造設計が不可欠であるが、機体サイズが小さいこと、試験が短時間であるこ

とより、できるだけ簡単、軽量の遮熱構造を検討する。極超音速風洞実験によって、複数の耐熱材料に対する機体表面の温度分布および熱流束分布を取得する。

(2) 推進システムの検討

極超音速エンジンにおいて、機体との干渉が最も強いと考えられるインテークとノズルについて、超音速風洞実験および CFD 解析を実施する。従来の研究では、一様定常流中でのインテーク単体性能を評価したものがほとんどであるが、本研究においては機体との干渉（機体予圧縮、ダイバータ、迎角、横滑り特性、境界層吸い込みの影響）を含めた非定常性能についても評価する。また、RJTF 実験、飛行実験に向けたエンジン制御シーケンスを構築する。

燃焼器については、小型風洞を用いた燃焼実験および数値解析によって噴射孔の孔径、噴射角、配置等の最適化を行い、水素噴射器の構造を決定する。風洞実験では、側壁に石英ガラスを設置した可視化燃焼器を用い、点火および保炎挙動を観察するとともに、可視化二色法による燃焼温度計測を行う。さらに、インテーク、ラム燃焼器、排気ノズルを組み合わせ合わせた供試モデルを製作し、高エンタルピ気流を流して燃焼実験を行う。

(3) 超音速燃焼風洞 (RJTF 設備) を用いた機体 / 推進統合制御実験

本研究課題の最終目標である機体 / エンジン統合制御実験を JAXA 角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) を用いて実施する。HIMICO の機体をマッハ数 4、全温度 884 K の気流に晒し、エンジンを燃焼させ、エンジンの作動によって機体に付加するモーメントを尾翼で発生するモーメントと均衡させることで機体姿勢を維持する推進統合制御則を確立する。この実験では、空力的な制御のみならず、推進系の熱や構造、機能面を含めた確認ができ、HIMICO 飛行試験に向けたシステム設計に反映させる。飛行試験と比べて、主流の非定常変化は模擬できないが、インテークの不始動作動時も含めた詳細なデータ取得が可能である。

(4) 観測ロケットを用いた飛行実験の検討

本研究で得られた基盤技術ならびに機体 / 推進統合制御実験の結果を反映して、S-520 観測ロケットを用いた統合制御実験 (HIMICO) の詳細計画を立案する。軌道検討、制御系検討、空力性能検討、機体構造検討、エンジン検討、艙装検討、分離機構および RCS モジュールの検討を実施し、観測ロケット実験に応募すべく、提案書を作成する。

4. 研究成果

以下に、主要な研究成果を示す。

(1) 極超音速機システム、機体検討

図 1 に HIMICO 機体の外形図を示す。外形は観測ロケット S-520 に搭載可能な最大のサイズとした。また艙装検討の結果、搭載体積を最大化するために、機体形状は当初考えていた扁平形状 (HYTEX 形状から) から円筒形状に変更した。飛行軌道との統合最適化解析結果を反映し、設計した機体形状を一部修正した。高超音速域で適用可能な簡易推算手法を用いて空力係数を算出し、飛行領域において縦の静安定性を確認した。

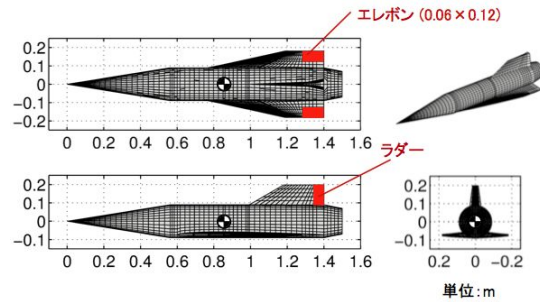


図 1. HIMICO 機体形状

図 2 にサブスケール模型を用いた機体単体の極超音速風洞実験 (Mach 5, $\alpha = 15 \text{ deg}$) におけるシュリーレン写真と CFD 解析による等 Mach 線図を示す。また、図 3 に実験、CFD に加え、簡易解析手法 (LSI 法) による縦 3 分力の空力係数を示す。実験と CFD はほぼ一致しており、LSI 法も多少誤差があるものの十分に評価しうるツールであることがわかった。さらに、機体のヨー方向の安定性やエレベータによる操舵性を調査し、最適な尾翼形状を選定し、飛行実験で想定される迎角範囲 ($\alpha = -15 \sim 5 \text{ deg}$) で操舵可能であることを確認した。

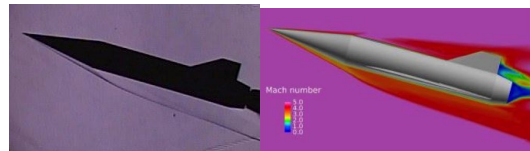


図 2. 機体周りの流れ場の様子

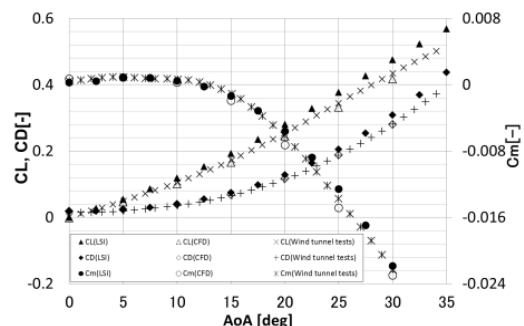


図 3. 空力係数の比較 (Mach 5、操舵なし)

図 4 に飛行軌道の検討結果を示す。縦の姿勢運動のトリムを考慮した鉛直面内での 2 自由度方程式を解いた。観測ロケットの軌道計算と分離後の HIMICO 実験機の軌道設計をそれぞれ行い、現実的なロケットの射角をもつこと、引き起こしが可能であること、20 秒以

上のエンジン燃焼実験が可能なることを条件に軌道を選定した。実験機は高度約 85 km で動圧がほとんどない状態で分離され、機体を引き起こした後、動圧 50 kPa、マッハ数 4 以上の領域でエンジンを着火し、統合制御実験を実施する。図 5 に、Mach 5 飛行実験時の軌道分散解析結果を示す。

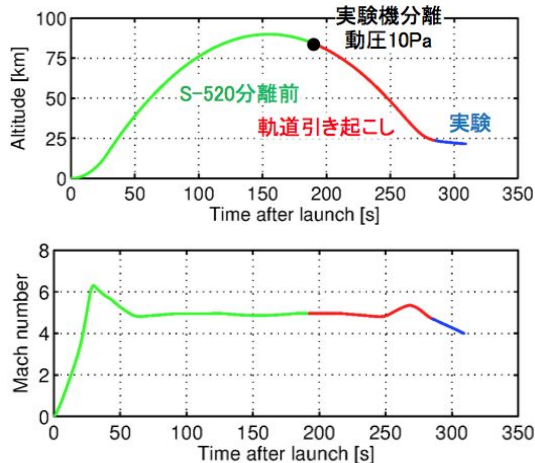


図 4 HIMICO 基準軌道の時間履歴

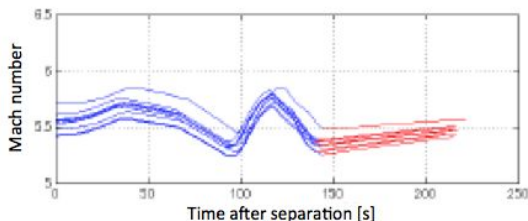


図 5 軌道分散解析結果

(2) 推進システムの検討

図 6 に超音速風洞に取り付けられたラムジェットエンジンの写真を示す。飛行軌道と機体姿勢の変化に応じてインテークとノズルのスロート面積が変化できるようになっている。また、機体の境界層を排除するためにダイバータをつけている（数値解析による設計）。図 7 に定常状態におけるノズルスロート高さ（プロット横に書かれている数値、単位 mm）を変化させたときのインテーク性能マップを示す。理論値は 2 次元を仮定し、粘性や剥離等の影響も入っていないため、実験値とは定性的に異なる。当初行った CFD 解析（プロット黄色）が、実験値と定量的に大きくずれていた点を検討した結果、可動部の隙間からの漏れが原因であることが判明した。隙間を考慮した CFD 解析（プロット緑色）を実施し、実験値とほぼ一致することを確認した。図 8 にラムジェットのダイレクトコネクト燃焼実験の写真を示す。高エンタルピ風洞から供給される全温 900 K の気流を風洞に直結したラム燃焼器内に流し、水素ガスを燃焼させることによって、着火特性、安定燃焼、燃焼効率、耐熱性、耐久性についての確認を行った。また、要素試験によって、SiC 粒子

添加可視 2 色法を用いた燃焼器内の温度分布計測を行い、粒子濃度が計測精度に与える影響を調査した。この結果、SiC 粒子濃度が低い領域下で計測を行うことで定量的温度計測が可能であることが確認され、安価で非接触な定量的温度計測手法を構築することができた。

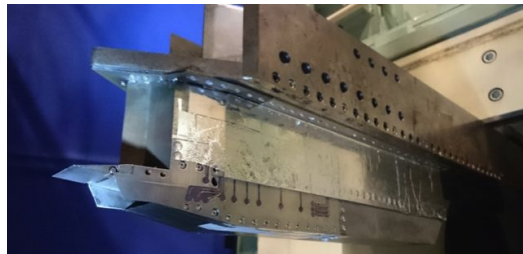


図 6 .HIMICO ラムジェットエンジン

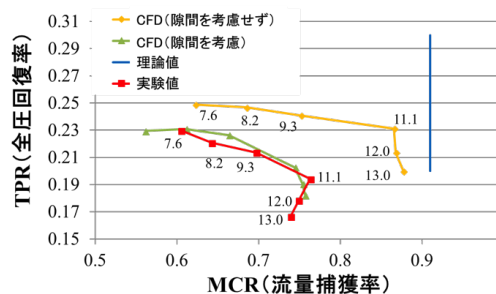


図 7. インテーク性能マップ

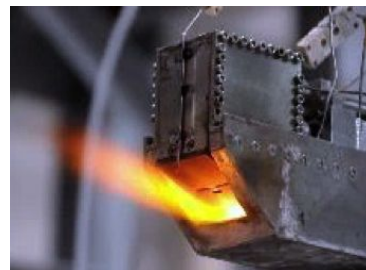


図 8. HIMICO ラムジェット燃焼実験

(3) 超音速燃焼風洞 (RJTF 設備) を用いた機体 / 推進統合制御実験

要素実験および CFD 解析の結果を反映し、RJTF 実験用の HIMICO 模型を製作した。構造概略図を図 9 に示す。この模型は、観測ロケットを用いた飛行実験にも対応するように設計されているが、一部コストを削減するために材料等は異なるものを用いている。打ち上げ荷重と引き起こし荷重に耐えうる構造を最適解析で導出し、熱構造解析によって金属主構造と導体表面の TPS 配置を決定した。その際、先端部や搭載品の配置を工夫し、空力的な静安定やロケット搭載時の回転安定を実現できるようにしている。

図 10 に HIMICO 模型と試験架台の写真を示す。機体の全長は 1.5m で、架台には実験時の縦方向の力を計測するための天秤が内装されている。当初の計画では、この模型を

用いて RJTF 設備での機体 / 推進統合制御実験を完了している予定であったが、研究の途中で機体形状および搭載エンジン基数の変更があり、また、試験設備の故障も重なり、計画が半年以上遅れてしまい、燃焼実験は 2018 年度に行うこととなった。

(4) 観測ロケットを用いた飛行実験の検討

上記を総括し、艀装検討、分離機構、テレメトリなどの検討を追加することで、S-520 観測ロケットを用いた統合制御実験 (HIMICO) に応募するための提案書を作成した。

以上、まとめると研究はほぼ予定通り進められた。期間内に RJTF 実験を実施することはできなかったが、事前解析等で実質的な研究成果は得られ、今年度の RJTF 実験で実証する予定である。今後は、得られた成果を学術雑誌に投稿するとともに、観測ロケットを用いた実証実験につなげていきたい。

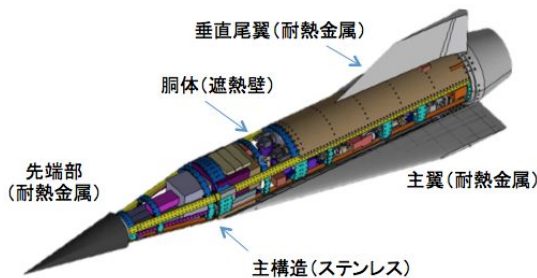


図 9. HIMICO 供試体構造概略図



図 10. HIMICO 供試体および試験架台

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕(計 2 件)

(査読あり) Nakaya, S., Funahashi, T., Asakami, Y., Fujio, I., Takahashi, S. and Tsue, M., Thermometry of combustion gas measuring two-band near-infrared emissions less than 1.1 μ m from water molecules, Experimental Thermal and Fluid Science 94 (2018), pp.1-8.

(査読あり) 山本姫子、立花繁、金井洸太、佐藤哲也、弱旋回燃焼器における燃焼振動の音響モード解析、日本ガスタービン学会

誌、Vol. 44、2016年、pp. 399-407 .

<http://www.gtsj.org/technical/contents/vol44no5-01.pdf>

〔学会発表〕(計 38 件、以下は代表的なもの)

Yoshida, H., Wakabayashi, S., Sano, M., Nagao, T., Sato, A., Sato, T., Hashimoto, A. and Kojima, T., Numerical Study of Inlet Performance with Airframe/Propulsion Interference for High Mach Integrated Control Experiment “HIMICO”, The 9th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2018.

Ishikawa, H., Okamoto, T., Zhao, C., Taguchi, H., Nakaya, S. and Tsue, M., Large Eddy Simulation of Turbulent Combustion in Pre-cooled Turbojet Model Afterburner using Eddy Dissipation Concept, The 9th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2018.

田口秀之、小島孝之、佐藤哲也、手塚亜聖、土屋武司、津江光洋、中谷辰爾、極超音速推進技術の飛行環境実験、平成29年度宇宙輸送シンポジウム、2018 .

千賀崇浩、佐藤彰、若林祥、吉田秀和、佐藤哲也、田口秀之、小島孝之、岡本敏樹、池田有空、津江光洋、中谷辰爾、極超音速統合制御実験(HIMICO)用ラムジェットエンジンの高エンタルピ燃焼実験、平成29年度宇宙輸送シンポジウム、2018 .

佐野正和、吉田秀和、長尾志、佐藤哲也、橋本敦、小島孝之、極超音速統合制御実験(HIMICO)用インテークにおけるサイドクリアランスの影響、平成29年度宇宙輸送シンポジウム、2018 .

若林祥、佐藤彰、千賀崇浩、吉田秀和、佐藤哲也、田口秀之、小島孝之、風洞試験による極超音速統合制御実験(HIMICO)用ラムジェットエンジンの横滑り特性の調査、平成29年度宇宙航行の力学シンポジウム、2017 .

森田直人、土屋武司、田口秀之、Adjoint法を用いた流体・軌道同時最適化による航空機設計ツールの開発とその極超音速航空機への適用、第61回宇宙科学技術連合講演会、2017 .

田口秀之、小島孝之、佐藤哲也、手塚亜聖、土屋武司、津江光洋、鈴木宏二郎、極超音速機の飛行実験から実用化までの研究開発構想、第61回宇宙科学技術連合講演会、2017 .

Yoshida, H., Nagao, T., Sato, A., Wakabayashi, S., Sato, T., Hashimoto, A., Aoyama T. and Kojima, T., Numerical Study of Hypersonic Air Intake Aerodynamics Performance for High Mach Integrated Control Experiment “HIMICO”, AIAA Propulsion and Energy Forum 2017.

Sato, A., Wakabayashi, S., Iwasaki, Y., Yoshida, H., Sato, T., Taguchi, H., Kojima, T., Masuda, Y., Tsue, M. and Nakaya, S.,

Experimental Study of Ramjet Engine for High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO), 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017.

三輪岳誠、松尾亜紀子、田口秀之、極超音速統合制御実験機HIMICOのアブレーション生成ガスを考慮した熱負荷数値解析、平成28年度宇宙輸送シンポジウム、2017.

田口秀之、小島孝之、佐藤哲也、津江光洋、土屋武司、極超音速推進技術の飛行実証構想、平成28年度宇宙輸送シンポジウム、2017.

増田勇斗、吉山智之、中谷辰爾、津江光洋、SiC粒子添加可視2色法の計測温度に及ぼす粒子濃度の影響、第54回燃焼シンポジウム、2016.

小島孝之、佐藤哲也、土屋武司、津江光洋、田口秀之、富岡定毅、小林弘明、空気吸い込み式エンジンの極超音速統合制御実験(HIMICO)計画、第60回宇宙科学技術連合講演会、2016.

晝間正治、手塚亜聖、廣谷智成、古賀星吾、田口秀之、本郷素行、極超音速巡航実験機の低速空力性能評価、第60回宇宙科学技術連合講演会、2016.

藤川貴弘、土屋武司、田口秀之、熱制約を考慮した極超音速統合制御実験機の飛行軌道設計、平成27年度宇宙輸送シンポジウム、2016.

Yoshiyama, T., Kita, S., Nishida, S., Taguchi, H., Nakaya, S. and Tsue, M., Temperature Measurement using Particle-Seeded Two Color Optical Pyrometry in an Afterburner for a Pre-Cooled Turbo Jet Engine, International Gas Turbine Congress, 2015.

中谷辰爾、藤尾一祐、浅上陽平、津江光洋、水蒸気からの1 μ m以下の近赤外光放射を用いた燃焼ガスの温度測定法、第53回燃焼シンポジウム、2015.

佐藤哲也、田口秀之、土屋武司、津江光洋、富岡定毅、小林弘明、小島孝之、藤川貴弘、天野雄祐、S-520観測ロケットを用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験(HIMICO)計画、第59回宇宙科学技術連合講演会、2015.

Kojima, T., Taguchi, H., Kobayashi, H. and Sato, T., Starting Characteristics of Hypersonic Pre-cooled Turbojet Inlet, 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2015.

6. 研究組織

(1)研究代表者

佐藤 哲也 (SATO, Tetsuya)
早稲田大学・理工学術院・教授
研究者番号：80249937

(2)研究分担者

津江 光洋 (TSUE, Mitsuhiro)

東京大学・大学院工学系研究科・教授
研究者番号：50227360

土屋 武司 (TSUCHIYA, Takeshi)
東京大学・大学院工学系研究科・教授
研究者番号：50358462

富岡 定毅 (TOMIOKA, Sadatake)
宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究領域主幹

研究者番号：50358553

田口 秀之 (TAGUCHI, Hideyuki)
宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究領域主幹

研究者番号：90358515

(3)連携研究者

小林 弘明 (KOBAYASHI, Hiroaki)
宇宙航空研究機構・宇宙科学研究所・特任准教授

研究者番号：50353420

鈴木 宏二郎 (SUZUKI, Kojiro)
東京大学・大学院新領域創成科学研究科・教授

研究者番号：10226508

松尾 亜紀子 (MATSUO Akiko)
慶應義塾大学・理工学部・教授
研究者番号：70276408

手塚 亜聖 (TEZUKA, Asei)
早稲田大学・理工学術院・准教授
研究者番号：50361506

森野 美樹 (MORINO, Yoshiki)
早稲田大学・理工学術院・特任教授
研究者番号：00371154

青木 隆平 (AOKI, Takahira)
東京大学・大学院工学系研究科・教授
研究者番号：00202466

横関 智弘 (YOKOZEKI, Tomohiro)
東京大学・大学院工学系研究科・教授
研究者番号：50399549

植田 修一 (UEDA, Shuichi)
宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究領域主幹

研究者番号：20358584

平岩 徹夫 (HIRAIWA, Tetsuo)
宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究領域サブリーダー

研究者番号：60358554

小島 孝之 (KOJIMA, Takayuki)
宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・主任研究開発員

研究者番号：00373449

中谷 辰爾 (NAKAYA, Shinji)
東京大学・大学院工学系研究科・准教授
研究者番号：00382234