

# 極超音速推進技術の飛行実証構想

○田口秀之, 小島孝之 (JAXA) 佐藤哲也 (早稲田大学)  
津江光洋, 土屋武司 (東京大学)

Flight demonstration Plan of Hypersonic Propulsion Technology  
Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima (JAXA), Tetsuya Sato (Waseda University)  
Mitsuhiro Tsue, Takeshi Tsuchiya (The University of Tokyo)

## 1. はじめに

JAXA においてマッハ 5 クラスの極超音速旅客機<sup>1</sup>の研究が進められてきた。この研究において、極超音速旅客機のベースライン形状が設定され、機体の空力係数、構造重量、熱管理等の検討が行われた。また、極超音速機を母機とする再使用型宇宙輸送機の検討<sup>2</sup>も行われた。一方、欧州においても極超音速旅客機の検討<sup>3</sup>が進められた。州委員会と経済産業省の支援により国際極超音速共同研究 (HIKARI)<sup>4</sup>も実施され、極超音速旅客機の商業的成立性、環境適合性、運航安全確保等の検討を経て、将来の目標システムを実現するための日欧で共有する研究開発ロードマップが作成された。

## 2. 極超音速推進技術の飛行実証構想

JAXA は、極超音速予冷ターボジェット<sup>5,6</sup>の地上実験を中心にして極超音速推進技術の研究開発を進めてきた。また、将来の実用化に向けて、3段階の飛行実験構想<sup>7</sup>を提案している。

第1段階では、極超音速統合制御実験機 (High-Mach Integrated Control Experiment: HIMICO) による機体/推進統合制御技術の実証を目指している。観測ロケットのノーズコーン内部に実験機を搭載して打上げ、高度 100km からの自由落下飛行によってマッハ 5 程度の飛行環境に実験機を投入して飛行実証を行う計画<sup>8</sup>である。

第2段階では、極超音速巡航実験機 (Hypersonic Cruise Experiment: HyCruise) による巡航技術の実証を目指している。ロケットで実験機を打上げ、第1段階と同様の飛行軌道でマッハ 5 程度の飛行環境に実験機を投入して飛行実証を行う計画である。

第3段階では、極超音速無人機 (Hypersonic Unmanned Aircraft) による加速飛行技術および離着陸飛行技術の実証を目指している。

本論では、第1段階と第2段階の飛行実証に関連した研究開発状況をまとめる。

## 3. 極超音速統合制御実験機 (HIMICO)

### 3.1 実験機の基本設計

第1段階の飛行実証として極超音速統合制御実験機と超小型極超音速エンジンの設計、製作、要素実験を進めている。図1に極超音速統合制御実験機の外観を示す。JAXA 宇宙科学研究所で運用されている S520 観測ロケットのノーズコーン内部に搭載することを想定して、実験機の機体形状と寸法を設定した。機体全長は 1500mm、主翼の翼幅は 450mm 程度である。先端部、主翼、垂直尾翼は耐熱金属製の高温構造とした。胴体部は遮熱壁 (TPS) で外部からの熱侵入を遮断する構造とし、マッハ 5 飛行実験時に全温が 1300K 程度になっても胴体内部が 350K 以下で維持され、搭載機器が保護されることを設計条件とした。また、胴体下部に超小型極超音速エンジンを搭載して、機体/推進統合制御実験ができるように設計した。

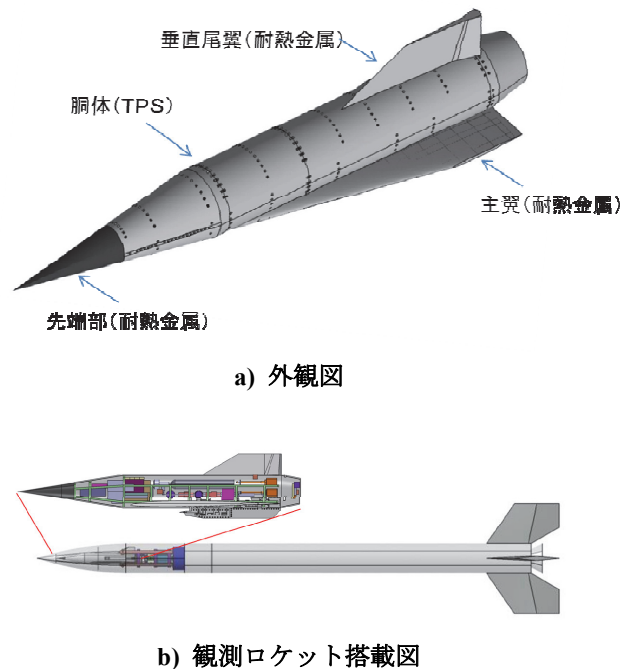


図1 極超音速統合制御実験機 (HIMICO)

図2に実験機搭載機器の艤装設計結果を示す。胴体内部には、燃料供給装置、操舵翼駆動装置、計測制御装置、通信装置、電源等が搭載される予定である。飛行時の空力静安定を得るために、重心位置が機首から全長の57%程度になるように搭載機器の配置と先端部の重量を調整した。観測ロケット搭載時の慣性主軸をロケットの中心軸と一致させるため、エンジン搭載位置の反対側の胴体部の肉厚を調整した。また、観測ロケットの基地局との通信に用いるアンテナは胴体後部に配置した。これは、軌道検討<sup>8</sup>において、実験機が基地局から常に遠ざかる飛行経路を想定しているためである。実験終了時刻まで、基地局から見た実験機は海面より上部になっていることを確認している。

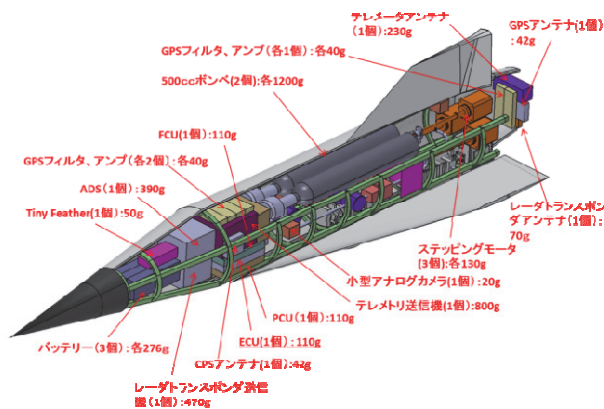


図2 実験機搭載機器の艤装設計結果

### 3.2 超小型極超音速エンジンの要素実験

図3は実験機に搭載することを想定した超小型極超音速エンジンの断面図である。このエンジンは全長500mm程度のラムジェットであり、可変インテーク、ラム燃焼器、可変排気ノズルで構成されている。これらの要素部品は、それぞれ、極超音速予冷ターボジェットの要素部品の縮小模型となっている。

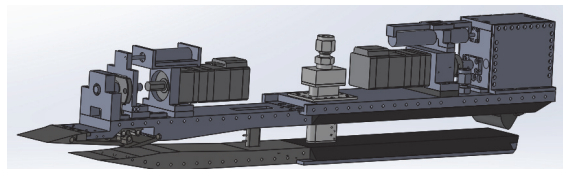


図3 超小型極超音速エンジン

図4に超小型極超音速エンジンを用いた可変インテーク風洞実験<sup>9</sup>の写真を示す。平成27~28年度にJAXA宇宙科学研究所の超音速風洞において風洞実験を実施し、可変インテークのスロート高さに対応

した全圧回復率、流量捕獲率等の性能データを取得した。実験はマッハ3.4を中心に行なった。これは、平成29年度に計画している推進風洞実験(マッハ4)のインテーク入口条件がマッハ3.4であるためである。

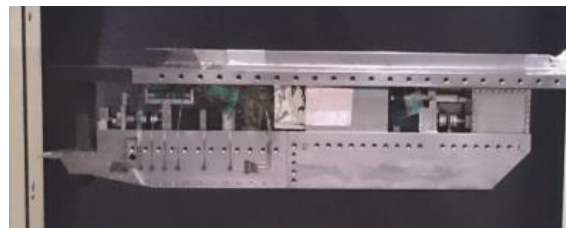


図4 可変インテーク風洞実験

図5にラム燃焼器の直結燃焼実験<sup>10</sup>の写真を示す。この実験は、平成27~28年度に東京大学柏キャンパスの極超音速高エンタルピ風洞で実施した。実験条件は推進風洞実験(マッハ4)に合わせて、全圧0.87MPa程度、全温900K程度とした。気体水素を燃料として供給し、燃焼器内部の圧力、温度を計測した。また、燃焼ガスに対する可変排気ノズルの耐熱性の確認も行なった。

実験の結果として得られた燃焼効率については、極超音速予冷ターボジェット用のアフターバーナ要素実験<sup>11</sup>に比べて低い値となった。この原因として、燃料流量が小さく、噴射動圧が低くなったことが考えられるため、燃料噴射孔の数を減らして噴射動圧を上昇させる等の改善が必要である。

可変排気ノズルの耐熱性についても課題があり、実験後に内部の遮熱壁が破損していた。このため、遮熱壁の材質変更等の対策が必要である。

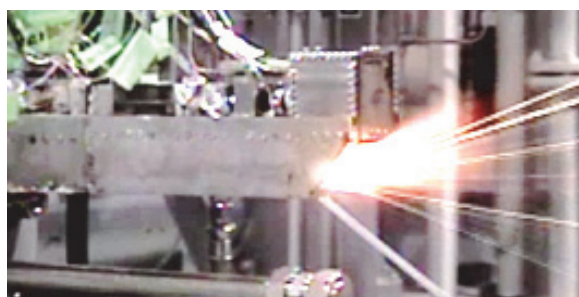


図5 ラム燃焼器直結燃焼実験

### 3.3 実験機の空力性能評価

図6に極超音速統合制御実験機の極超音速風洞実験の写真を示す。この実験は平成27~28年度にJAXA調布航空宇宙センターの極超音速風洞で実施した。実験条件は、全圧1.0MPa、全温700K、マッハ5である。極超音速統合制御実験機(全長1500mm)

の1/4縮尺模型（全長375mm）を用いて実験を行った。

想定する飛行軌道においては、自由落下飛行から機体を引き起こして、マッハ5程度、動圧50kPa程度の一定動圧軌道に投入するために、迎角15deg程度の高迎角飛行を想定している、このため、風洞実験においては、迎角0~35degの範囲での6分力特性を取得した。また、高迎角飛行の際に、制御不良によって機体が回転する可能性を考慮し、迎角-35~0degと横滑り角0~35degの範囲での6分力特性も取得した。左右対称の機体形状のため、横滑り角-35~0degの空力特性は0~35degの空力特性を利用して推算できる。

結果として、現在の機体形状で縦の静安定が得られていることが確認された。横・方向の静安定については、迎角-35~5degの範囲では得られていることが確認された。迎角5deg~35degの範囲では、垂直尾翼が気流に対して胴体の後方に隠れるため、横風に対して十分な復元力が発生しないことが判った。一方、垂直尾翼の高さは、観測ロケットのノーズコーン内部直径で制約されているため、これ以上は高くできない。そこで、飛行実験で軌道引き起こしのための高迎角飛行を行う際には、機体姿勢を上下反転させて、迎角-15deg程度で飛行させる必要がある。



図6 極超音速風洞実験

図7に迎角0degの時のヨーイングモーメント係数の実験値と解析値を示す。解析はLocal Surface Inclination法（LSI法）<sup>12</sup>で実施した。実験値から、モーメント中心が機種から全長の60%位置の場合は、横滑り角で24deg以下ではヨーイングモーメント係数が負となり、横風に対する復元力が発生しないことが確認された。一方、モーメント中心を全長の57%位置にすることで、ヨーイングモーメント係数が正になり復元力が発生することが判った。LSI解析では、実験値と誤差があるものの、同様の傾向が得られた。

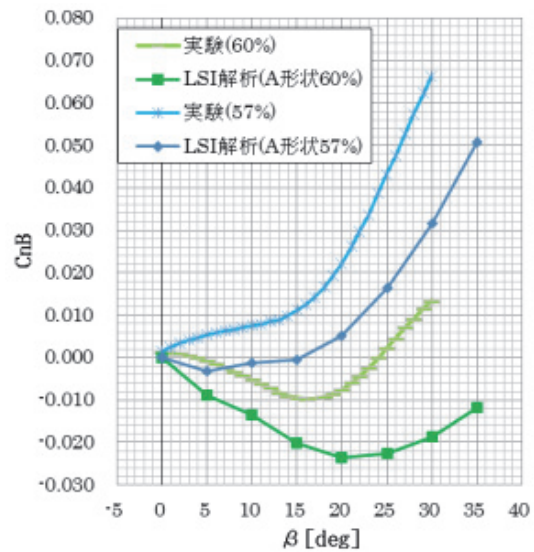


図7 ヨーイングモーメント係数

### 3.4 実験機の機体／推進統合制御実験

図8に風洞始動性確認試験の写真を示す。この実験は、平成28年7月にJAXA角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備・パイロット風洞で実施した。この実験の目的は、ラムジェットエンジン試験設備<sup>13</sup>において極超音速統合制御実験機の機体／推進統合制御実験を行う前に、ブロッケージ比の大きい模型を設置した際の風洞始動性を確認することである。ラムジェットエンジン試験設備の設備ノズル出口面積に対する極超音速統合制御実験機（正面面積）のブロッケージ比は約10%である。

パイロット風洞は、ラムジェットエンジン試験設備の1/5縮尺風洞であり、同設備の試験を行う前段階に、風洞始動性等の基本特性を取得するために設置されている。同風洞はラムジェット試験設備と同様の吹き出し吸込み式風洞で、高温高压の空気を供給する空気加熱器と試験室を低压に維持するためのエジェクター装置で構成されている。今回は、パイロット風洞に極超音速統合制御実験機の1/4縮尺模型を設置して、ブロッケージ比で約16%における風洞始動の可否を確認した。

実験条件は、ラムジェットエンジン試験設備のマッハ4条件（全圧：0.87MPa、マッハ3.4）に合わせた。この条件は、極超音速機がマッハ4で飛行する際に、胴体下面で発生する斜め衝撃波で圧縮された空気がエンジンに流入する際のエンジン入口条件に合わせて設定されている。ただし、全温については、ラムジェットエンジン試験設備の条件が900K程度



なのに対し、パイロット風洞ではレイノルズ数を上げるために常温とした。

結果として、ブロッケージ比が約 16%でも模型周囲の気流が超音速になり、風洞が始動することが確認された。



図 8 風洞始動性確認実験

図 9 に機体／推進統合制御実験の計画図を示す。平成 29 年度に、ラムジェットエンジン試験設備に極超音速統合制御実験機（全長 1500mm）を設置し、超小型極超音速エンジン（全長 500mm 程度）を作動させた状態で、機体の空力特性を取得する計画である。また、エンジン作動状態で機体姿勢を維持するために、燃料流量と操舵翼の角度を統合して制御する機体／推進統合制御実験を実施する予定である。現在は、実験実施に向けて、機体構造の製作、搭載機器の艤装設計、機体支持装置の設計等を進めている。

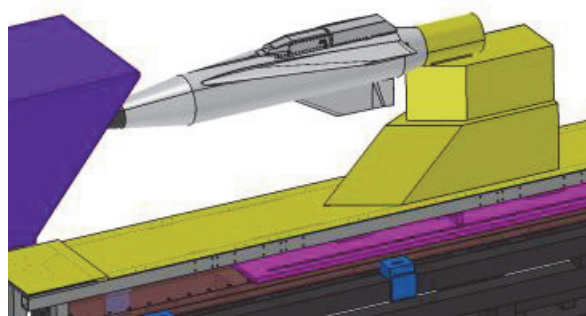


図 9 機体／推進統合制御実験

## 4. 極超音速巡航実験機（HyCruise）

### 4.1 実験機の基本設計

第 2 段階の飛行実証として、極超音速巡航実験機的设计検討と小型極超音速エンジンの推進風洞実験を進めている。図 10 に極超音速巡航実験機の構造検討図を示す。この実験機の全長は 8000mm 程度であり、極超音速予冷ターボジェット（全長 3000mm 程度）を搭載して、マッハ 5 で 200 秒程度の巡航飛行

実証を行うことを想定した仕様で設計し、空力性能推算、軌道解析、構造重量推算、艤装設計等を行った<sup>7</sup>。現在は、ウェーブライダー効果を取り入れた主翼形状の適用による揚抗比改善<sup>14</sup>の検討を進めている。

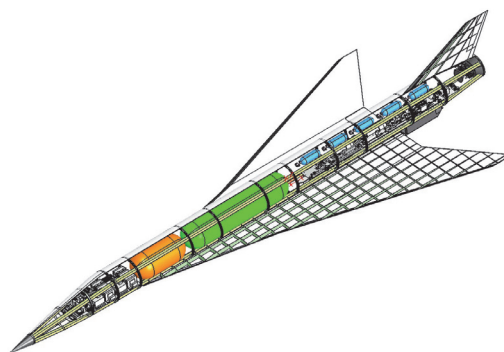


図 10 極超音速巡航実験機・構造検討図

### 4.2 極超音速予冷ターボジェットの推進風洞実験

JAXA において、極超音速旅客機への適用を想定して、離陸からマッハ 5 まで連続作動できる極超音速予冷ターボジェット（図 11）の研究開発が進められている。このエンジンは、可変インテーク、予冷器、コアエンジン、アフターバーナ、可変排気ノズルで構成されており、離陸からマッハ 5 まで連続して作動させることができる。このエンジンは、極超音速飛行時に高温となる流入空気を冷却するために、コアエンジンの上流に設置された予冷器を使用する。このために、極低温の液体水素を冷媒として使用し、吸熱した水素を燃料としても使用することを想定している。



図 11 極超音速予冷ターボジェット

現在、JAXA 角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備において、極超音速予冷ターボジェットのマッハ 4 推進風洞実験<sup>15,16</sup>を進めている。平成

27～28 年度に、液体水素燃料を用いた推進風洞実験を実施した。実験はマッハ4 飛行条件を模擬し、全圧 0.87MPa、全温 900K 程度で実施した。この実験では、液体水素燃料の供給方法、可変インテーク始動方法、コアエンジン始動方法、アフターバーナ始動方法等を確認し、インテーク始動状態でのエンジン運転性能を取得している。

図 12 に可変インテーク周囲に形成される衝撃波をシュリーレン光学法で可視化した写真を示す。可変インテークの底面には角度固定の第 1 ランプと角度可変の第 2 ランプ／第 3 ランプが装着され、上面にはカウルが装着されている。インテーク設計においては、流路が最も狭まる第 2 ランプと第 3 ランプの間に垂直衝撃波を形成することで、低い圧力損失で亜音速に減速する方針とした。可変インテークとコアエンジンの流量不整合を解消するためにバイパスドアを設置するとともに、スロートでの抽気方法を改善する等の工夫により、エンジン搭載形態での可変インテーク始動方法を確立した。



図 12 可変インテーク周囲流のシュリーレン写真

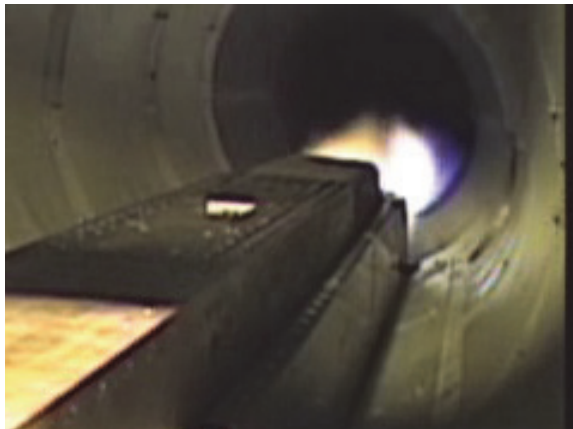


図 13 アフターバーナ作動時の外観

図 13 にアフターバーナ作動時のエンジン外観を示す。排気ノズル出口に薄いオレンジ色の発光が形成

されている。高温排気ガスにおいて空気中の不純物であるナトリウムが発光しているものと考えられる。また、外部ノズルの下部において、強い発光が見られる。この領域では、水素過濃燃焼の結果として排出された未燃の水素ガスが、外部ノズル後端面の循環領域で周囲の空気と反応して外部燃焼を起こしているものと推察される。

図 14 にアフターバーナ内部温度 (TAB-2, TAB-3) と排気ノズル出口温度 (TAB-5) の履歴を示す。アフターバーナ内部温度は、36 秒付近から上昇しているため、この時刻に点火したものと考えられる。マッハ4 気流が成立している間、アフターバーナ内部温度は 1500～2000K 程度、排気ノズル出口温度は 900～1200K 程度であった。極超音速巡航実験機の設計においては、エンジン出口で外部燃焼が発生して 2000K 以上に達する場合を想定して、機体後方の遮熱構造を設計する必要がある。

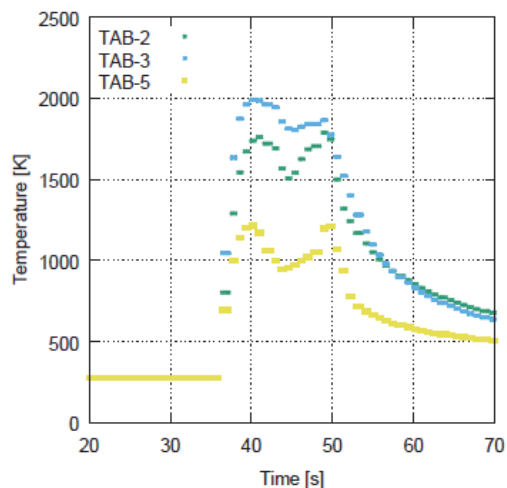


図 14 アフターバーナ内部温度 (TAB-2,3) 排気ノズル出口温度 (TAB-5)

#### 4. 結論

将来の極超音速旅客機や再使用型宇宙輸送機の実現に必要な極超音速推進技術の飛行実証構想を立案し、要素性能を評価した。

- ・第 1 段階として、機体／推進統合制御方法を実証するための実験機を設計し、風洞実験等で機体空力特性とエンジン要素特性を取得した。

- ・第 2 段階として、マッハ 5 巡航飛行を実証するための実験機を設計し、機体空力特性等の評価と、極超音速予冷ターボジェット運転方法の確認を行った。

- ・極超音速予冷ターボジェットのマッハ 4 推進風洞実験においてインテーク始動状態でのエンジン運転を実現した。

今後は、極超音速統合制御実験機の推進風洞実験において、機体／推進統合制御実証を行う予定である。また、極超音速予冷ターボジェットのマッハ4飛行環境における推力向上を図る予定である。

## 謝辞

本研究のうち、第1段階の飛行実証に関する部分は科学研究費補助金「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」を受けて実施した。

本研究の遂行に当たり、東京大学の鈴木宏二郎教授、中谷准教授、渡辺助教、早稲田大学の森野教授、手塚准教授、慶應義塾大学の松尾教授、JAXAの富岡氏、齋藤氏、谷氏、植田氏、吉田氏、正木氏、本郷氏、廣谷氏、古賀氏、西田氏、廣田氏、熊本氏およびJAXA技術研修生諸氏の支援を受けた。ここに謝意を表す。

## 参考文献

- 1) Taguchi, H., et. al., "Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines," Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012.
- 2) Fujikawa, T., Tsuchiya, T. and Taguchi, H., "Multi-Objective Design Optimization of a Two-Stage-to-Orbit Reusable Launch Vehicle with Pre-Cooled Turbojet Engines," Asia Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2015.
- 3) Steelant, J., "Sustained Hypersonic Flight in Europe: First Technology Achievements within LAPCAT II," 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.
- 4) Blanvillain, E. and Gallic, G., "HIKARI: Paving the Way towards High Speed Air Transport," 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2015-3676, 2015.
- 5) Taguchi, H., et. al., "Analytical Study of Pre-Cooled Turbojet Engine for TSTO Spaceplane," AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2001-1838, 2001.
- 6) Taguchi, H., et. al., "Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments," 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, AIAA 2005-3419, 2005.
- 7) 田口秀之, 小林弘明, 小島孝之, 本郷素行, 佐藤哲也, 土屋武司, 津江光洋, 「極超音速予冷ターボジェットの飛行実験構想」, 平成27年度宇宙輸送シンポジウム, 2016.
- 8) 藤川貴弘, 土屋武司, 田口秀之, 「観測ロケット利用による極超音速飛行実験に向けた実験機形状・飛行軌道の複合領域最適設計」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 64, No. 3, pp.182-188, 2016.
- 9) 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.
- 10) 若林祥, 佐藤彰, 岩崎遥, 吉田秀和, 佐藤哲也, 田口秀之, 小島孝之, 増田勇斗, 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実験研究」, 平成28年度宇宙輸送シンポジウム, 2017.
- 11) 喜多翔ノ介, George Ianus, 岩田和也, 榊和樹, 西田俊介, 田口秀之, 荒木幹也, 高橋周平, 今村宰, 中谷辰爾, 津江光洋, 「予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナにおける燃焼効率の計測」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 63, No. 1, 2015.
- 12) T. Tsuchiya, Y. Takenaka, H. Taguchi, "Multidisciplinary Design Optimization for Hypersonic Experimental Vehicle," AIAA Journal, Vol. 45, No.7, pp. 1655-1662, 2007.
- 13) Yatsuyanagi, N., et. al, "Ramjet Engine Test Facility (RJTF) in NAL-KRC, JAPAN," AIAA-98-1511, 1998.
- 14) 晝間正治, 手塚亜聖, 田口秀之, 本郷素行, 廣谷智成, 「ウェーブライダー エアブリーザ実験機におけるウェーブライダー翼適用の空力検討」, 平成27年度宇宙輸送シンポジウム, 2016.
- 15) Taguchi, H., et. al., "Mach 4 Wind Tunnel Experiment of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine," AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition 2014, AIAA-2014-2790, 2014.
- 16) Taguchi, H., et. al., "Performance Evaluation of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine," 20th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2015-3593, 2015.