

極超音速予冷ターボジェット機の飛行実験構想

○田口 秀之, 小林 弘明, 小島 孝之, 本郷 素行 (JAXA)
佐藤 哲也 (早稲田大学), 土屋 武司, 津江 光洋 (東京大学)

Flight Experiment Plan of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine
Hideyuki Taguchi, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Motoyuki Hongoh (JAXA)
Tetsuya Sato (Waseda University), Takeshi Tsuchiya, Mitsuhiro Tsue (The University of Tokyo)

Key Words: hypersonic, propulsion, hydrogen, turbojet

Abstract

Hypersonic pre-cooled turbojet engine has been investigated to realize Mach 5 class hypersonic transport aircraft. The engine has been demonstrated under sea level static condition, Mach 2 flight condition, and Mach 4 flight simulating conditions. Flight experiment plan has been discussed in order to demonstrate the propulsive capability using hypersonic pre-cooled turbojet engine. Step by step approach is proposed to demonstrate key technologies with reasonable schedule. A small hypersonic experimental aircraft with small ramjet is designed as the first step experiment. Medium size hypersonic experimental aircraft with hypersonic pre-cooled turbojet is studied as the second step experiment. A sub-orbital space plane is referred as the third step experiment.

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¹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。一方、欧州においても極超音速旅客機の検討²が進められている。その後、欧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)³が実施され、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、日欧で共有する将来の目標システムと研究開発ロードマップが作成された。

さらに、極超音速旅客機の実現に必要な主要技術を実証するための極超音速技術実験機の検討⁴も行われた。欧州においても、国際極超音速飛行実験⁵の計画が進められている。しかしながら、極超音速飛行実験は実施に必要な費用が高く、実験失敗のリスクも大きい傾向があるため、リスクを極力排除して効率的に技術実証を進められるような計画を立案することが重要である。

JAXAにおいては、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の研究開発が進められている。

このエンジンを実用化するためには、実飛行環境における技術実証が必須となる。本論では、極超音速予冷ターボジェット機の飛行実験構想の概要についてまとめる。

図1にエアブリーザ実験機⁶の概念を示す。「エアブリーザ」は、空気吸込式の極超音速エンジンの呼称である。この実験機では極超音速予冷ターボジェットを胴体に取り付けることを想定している。実験機の形状は、将来目標とする小型極超音速旅客機の形状に基づいて設定されている。この実験機はマッハ5で巡航できるように設計されている。



図1 エアブリーザ実験機

2. 極超音速予冷ターボジェットの研究開発状況

JAXA において極超音速予冷ターボジェット^{6,7}の製作と実験が進められている。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。また、極低温の液体水素を冷却剤および燃料として使用する。コアエンジンは、この予冷器によって熱的に保護される。また、予冷によって圧縮機の圧縮動力が低減するため、排気ジェットによる推力が向上する効果も得られる。

極超音速予冷ターボジェットの性能は、性能解析⁷と地上燃焼実験⁸によって検証されてきた。また、大気球を用いた実験機⁹を用いて、マッハ 2 で超音速飛行実験が実施された。

極超音速予冷ターボジェットの高温構造設計及びエンジン始動シーケンスを確認するために、マッハ 4 模擬環境実験¹⁰が行われた。

これらの研究成果を受けて、JAXA 角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備¹¹において、極超音速予冷ターボジェットのマッハ 4 推進風洞試験が進められている。図 2 にこの実験に使用したエンジン供試体を示す。これまで、エンジン外部構造がマッハ 4 の高温空気流に耐えること、マッハ 4 の飛行条件でのコアエンジンのウィンドミル始動を実現できること、コアエンジンを接続した状態で極超音速可変インテークを始動できること等が確認された。



図 2 マッハ 4 風洞実験用エンジン供試体

極超音速予冷ターボジェットの内部には 4 種類の制御対象がある。各マッハ数において最大の圧力回復率を得られるように、可変インテークの壁面角度を制御できる。予冷器における熱交換量およびアフターバーナにおける燃焼温度は、液体水素の流量調整弁で制御される。コアエンジンの回転速度は、コアエンジン燃料の流量制御弁で制御される。また、空気流量を変えて可変インテークとコアエンジンの作動点を最適にするために、可変排気ノズルの開度が制御される。

ターバーナにおける燃焼温度は、液体水素の流量調整弁で制御される。コアエンジンの回転速度は、コアエンジン燃料の流量制御弁で制御される。また、空気流量を変えて可変インテークとコアエンジンの作動点を最適にするために、可変排気ノズルの開度が制御される。

3. 極超音速飛行実験構想

極超音速推進技術を実用化するためには、実飛行環境における技術実証が不可欠である。一方、現在、マッハ 5 程度の極超音速で飛行できる飛行手段はロケットに限られており、飛行実証に必要なコストが高いという問題がある。そこで、小型実験機から段階的に実証する極超音速飛行実験構想(図 3)を立案した。



図 3 極超音速飛行実験構想

第 1 段階では、極超音速統合制御実験機 (High Mach Integrated Control Experiment: HIMICO)¹²による高動圧極超音速飛行技術の確立を目指している。この実験機は JAXA 宇宙科学研究所で運用している観測ロケット等で加速した後、動圧 50kPa 程度の一定動圧軌道で飛行することを想定している。また、実験機に全長 50cm 程度の小型ラムジェットや小型スクラムジェットを搭載して作動させることを想定している。

図 4 に極超音速統合制御実験機の飛行概要を示す。観測ロケットの標準ノーズコーンの内部に全長 1.5m 程度の小型実験機を搭載し、観測ロケットを発射する。その後、ヨーヨーデスピナーとサイドジェット (SJ) でロケットの回転を止める。ノーズコーン開頭後にノーズコーン内部の RCS でロケットの姿勢を制御する。そして、ロケット全体を実験機分離姿勢にした後、実験機を分離する。実験機は自由落下で加速され、大気圏再突入後に空力操舵によって引き起こされ、動圧一定軌道に投入される。続いて搭載された極超音速エンジンの燃焼実験を行う。飛行実

験はデータリンクを確保できる範囲で終了し、実験機を着水させる。

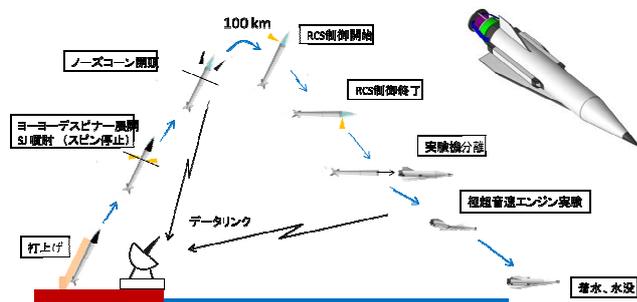


図4 極超音速統合制御実験機(HIMICO)の飛行概要

第2段階では、エアブリーザ飛行実験機によるエアブリーザ巡航飛行技術の確立を目指している。過去に小型超音速実験機(NEXSTI)¹³の飛行実験で使用された固体ロケット(NAL-735)等にエアブリーザ実験機を搭載し、動圧50kPa程度の一定動圧軌道に投入することを想定している。この実験機には、極超音速予冷ターボジェット(Pre-cooled Turbojet: PCTJ)や複合サイクルエンジン(Rocket-Based Combined Cycle engine: RBCC)(全長3m程度)を搭載することが可能である。

図5にエアブリーザ実験機の飛行概要を示す。固体ロケットの側部にエアブリーザ実験機(全長8m程度)を搭載し、ロケットを発射する。ロケットは大型の尾翼による空力操舵で飛行し、高度を上げる。実験機は動圧の低い高高度でロケットから分離し、自由落下飛行によってマッハ5程度まで加速される。その後、大気圏再突入後に空力操舵による引き起こし飛行を行い、動圧一定軌道に投入される。続いて搭載された極超音速予冷ターボジェットを動作させて、加速飛行を行う。飛行実験はデータリンクを確保できる範囲で終了し、超音速旋回飛行等を経て、実験機を着水または着地させる。

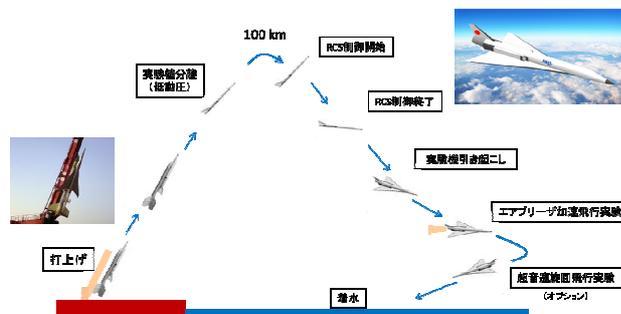


図5 エアブリーザ実験機の飛行概要

第3段階としては、サブオービタルプレーンによる宇宙観光/小型衛星打上げミッションの実現を目指している。

図6にサブオービタルプレーンの飛行概要を示す。サブオービタルプレーンは、エアブリーザの自力加速によって離陸、および加速飛行を行う。その後、ロケット加速によって到達高度100km程度のサブオービタル軌道に投入される。初期加速エンジンとしてエアブリーザを使用することにより、酸化剤の消費量を低減することが可能となり、有翼で水平離着陸できる機体を実現できる可能性がある。水平離着陸方式を採用することにより、頻繁かつ信頼性の高い運用が可能となる。サブオービタルプレーンに上段ロケットを搭載することにより、小型人工衛星を頻繁に打ち上げて、宇宙輸送コストを大幅に低減できる可能性がある。

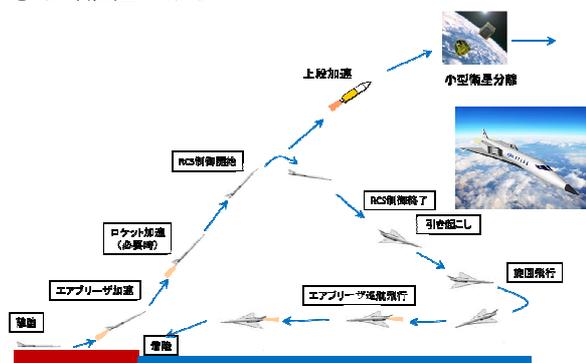


図6 サブオービタルプレーンの飛行概要

4. エアブリーザ実験機の概要

極超音速飛行実験の第2段階として構想しているエアブリーザ実験機の成立性検討¹⁴を行った。この実験機は、全長3m程度の極超音速予冷ターボジェットを実飛行環境で実験することを目的として、機体寸法と燃料タンク容量を設定した。エンジン1基の場合の実験機諸元を表1に示す。

表1 エアブリーザ実験機主要諸元

全長:	8100mm
全備重量:	585kg
タンク搭載量:	260L
液体水素搭載量:	18kg
エンジン作動時間:	300sec

図7にエアブリーザ実験機の概要、図8にエアブリーザ実験機の主要寸法を示す。この検討では、胴体下面にエンジン1基を搭載することを想定した。

エンジン本体の正面面積が、空気取り入れ口の正面面積より大きいため、エンジン本体の約半分は機体内部に装着される。この実験機では、実験機内部に搭載できる燃料タンクの容積が小さくなるため、マッハ5まで加速するために外部加速手段が必要となる。機体構造については、金属製の主構造と機体表面の遮熱壁を想定した。固体ロケットによる打上荷重と大気圏再突入後の引き起こし荷重の両方に耐える主構造様式(材質、肉厚、断面形状等)を、構造最適化解析を用いて導出した。実験機の前方にはデータ収集装置、慣性航法装置、測位装置等が搭載される。飛行実験中の姿勢を維持するために、垂直尾翼後縁のラダーと主翼後縁のエレボンが使用される。

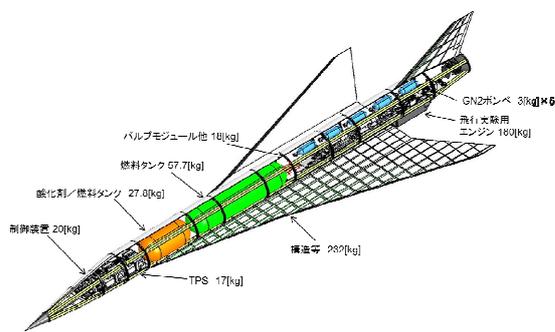


図7 エアブリーザ実験機の概要

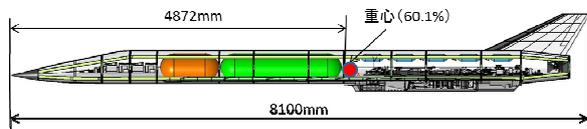


図8 エアブリーザ実験機の主要寸法

エアブリーザ実験機について、NAL735 ロケットを用いて弾道飛行させることを想定して軌道解析を行った。図9に軌道解析の結果として得られた高度履歴を示す。軌道解析においては、実験機をロケットの横に取り付けることを想定し、実験機を到達高度80kmの弾道軌道に投入することとした。ロケットで加速された後、実験機を分離し、ガスジェットと空力操舵による姿勢制御によって高迎角を維持し、軌道を引き起こして、動圧一定軌道に投入することとした。

図10に軌道解析の結果として得られた、実験機分離後の動圧履歴を示す。最高高度からの弾道飛行により、動圧が上昇し、120sにおいて、50kPaの動圧一定軌道に投入できている。

図11に軌道解析の結果として得られた、実験機分離後のマッハ数分布を示す。この解析においては、エンジンは推力を発生しないこととした。図9, 10で

示した弾道飛行を行う場合、最高マッハ数は4.6程度であり、軌道引き起こし後のマッハ数は4.4~4.0となった。

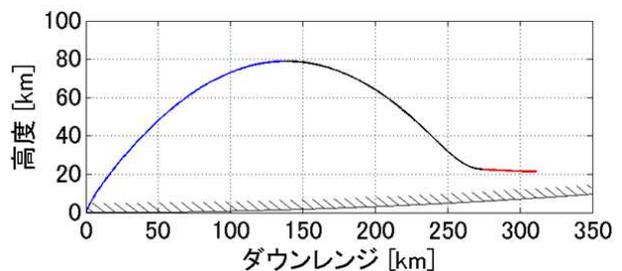


図9 高度履歴

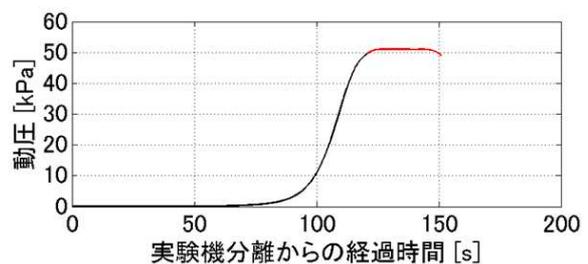


図10 動圧履歴

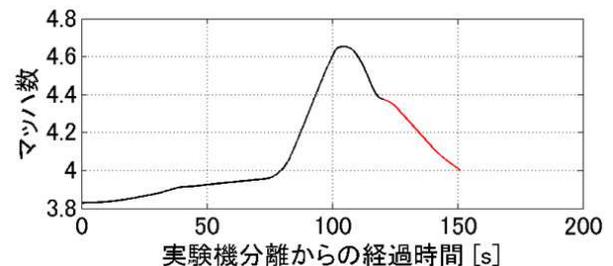


図11 マッハ数履歴

図12に実験機分離後の荷重倍数履歴を示す。荷重倍数の上限を7Gとして解析を行った。結果として、荷重倍数は120s付近で6.8G程度の最大値をとり、軌道の全域で7G以下になっている。

図13に実験機分離後の迎角履歴を示す。迎角は120s付近まで、引き起こし飛行に必要な10deg程度で維持されている。その後、動圧一定飛行に入ってから、2~4deg程度となっている。

図14に実験機分離後のエレボン舵角履歴を示す。エレボン舵角は、引き起こし飛行時には-15~-25degとなり、動圧一定飛行時には、-2~-4degになっている。

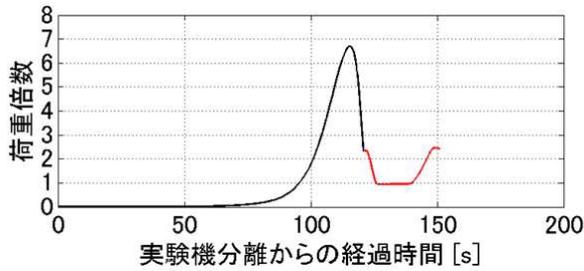


図 12 荷重倍数履歴

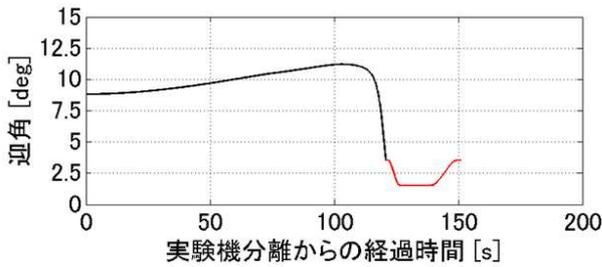


図 13 迎角履歴

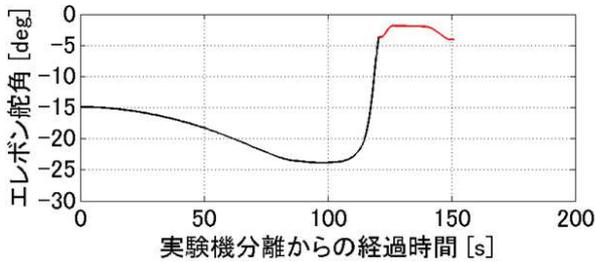


図 14 エレボン舵角履歴

続いて、エアブリーザ実験機の基本形状について、CFD による空力性能評価を行った。CFD には、JAXA 数値解析技術研究ユニットで開発された FaSTAR¹⁵ と HexaGrid¹⁶ を使用した。図 15 にエアブリーザ実験機周囲のマッハ 5、迎角 7.5deg におけるマッハ数分布を示す。機体下面のマッハ数が下がり、機体上面のマッハ数が上昇していることが判る。また、機体後方下面のマッハ数が上昇しており、低圧となるため、この領域がピッチングモーメントの上昇に寄与していると考えられる。

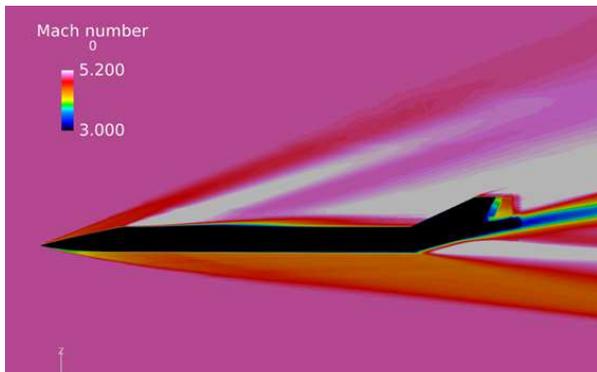


図 15 マッハ数分布 (Mach 5, 迎角 7.5deg)

図 16 にエアブリーザ実験機の機体表面における圧力係数分布を示す。胴体先端部および主翼前縁部の圧力係数が高くなっている。また、胴体上面と胴体後方の下面の圧力係数が低くなっている。

図 17 にエアブリーザ実験機の構造解析結果を示す。ロケット打上げ時の加速度と引き起こし飛行時の荷重倍数を与えて、両者を満たす構造様式を最適化解析によって求めた。

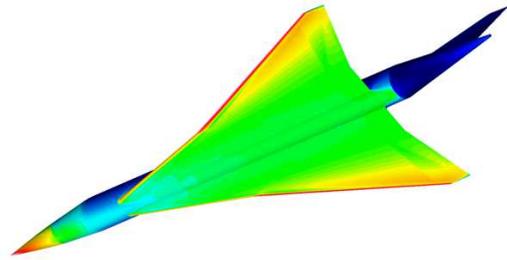


図 16 圧力係数分布 (Mach 5, 迎角 7.5deg)

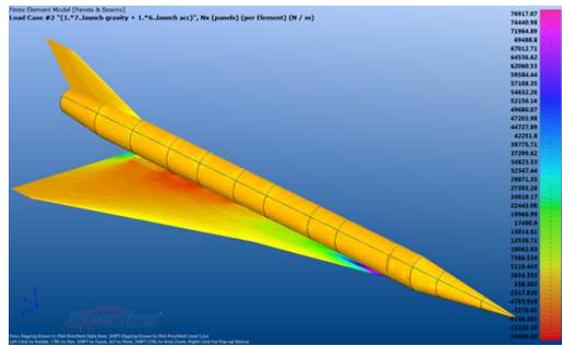


図 17 構造解析 (引き起こし飛行/上昇加速飛行)

6. 結論

極超音速予冷ターボジェットの研究開発状況と飛行実験構想の検討状況を紹介した。

- ・極超音速予冷ターボジェットの地上燃焼実験、マッハ 2 飛行実験、マッハ 4 模擬環境実験が完了し、現在は、マッハ 4 推進風洞実験を進めている。
- ・極超音速飛行実験の第 1 段階として、観測ロケットのノーズコーン内部に搭載する極超音速統合制御実験機の設計検討と風洞実験構想の検討を行った。
- ・極超音速飛行実験の第 2 段階として、固体ロケットの外部に搭載するエアブリーザ実験機の概念検討を行った。

今後は、極超音速予冷ターボジェットの極超音速風洞実験で推進性能の実証を行うとともに、第 1 段階の極超音速統合制御実験機の風洞実験において、機体/推進統合制御実証を行う予定である。

謝辞

本研究のエンジン風洞実験において、JAXA の富岡氏、齋藤氏、谷氏、植田氏、吉田氏、正木氏、西田氏、廣田氏の支援を受けた。極超音速実験機の検討においては、JAXA の藤井氏、廣谷氏、古賀氏、村上氏、橋本氏、石田氏、東京大学の藤川氏、要田氏、早稲田大学の手塚准教授、東野氏、晝間氏、佛圓氏、東京理科大学の松井氏の支援を受けた。ここに謝意を表する。

参考文献

- 1) Taguchi, H., Kobayashi, H., Kojima, T., Ueno, A., Imamura, S., Hongoh, M. and Harada, K., "Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines," Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012.
- 2) 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.
- 3) 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.
- 4) Taguchi, H., Murakami, A., Sato, T. and Tsuchiya, T., Conceptual Study on Hypersonic Turbojet Experimental Vehicle (HYTEX), Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences (JSASS), Space Technology Japan, 2009.
- 5) Steelant, J., Langener, T., Hannemann, K., Marini, M., Serre, L., Bouchez, M and Falempin, F., "Conceptual Design of the High-Speed Propelled Experimental Flight Test Vehicle HEXAFLY," 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2015-3539, 2015.
- 6) Taguchi, H., Futamura, H., Yanagi, R. and Maita, M., "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.
- 7) Taguchi, H., Sato, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Okai, K. and Fujita, K.: 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.
- 8) Taguchi, H., et. al., "Firing Test of a Hypersonic Turbojet Engine Installed on a Flight Test Vehicle," 16th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2009-7311, 2009.
- 9) Fujita, K., et. al., "Precooled Turbojet Engine Flight Experiment using Balloon-based Operation Vehicle," IAC-05-C4.5.01, 2005.
- 10) Taguchi, H., et. al., "Mach 4 Simulating Experiment of Pre-Cooled Turbojet Engine using Liquid Hydrogen," Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2014, AJCPP-2014-61, 2014.
- 11) Yatsuyanagi, N., Chinzei, N., Mitani, T., Wakamatsu, Y., Masuya, G., Iwagami, S., Endo, M. and Hanus, G. "Ramjet Engine Test Facility (RJTF) in NAL-KRC, JAPAN," AIAA-98-1511, 1998.
- 12) 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, 1F12, 2015.
- 13) 堀之内茂, 大貫武, 吉田憲司, 郭東潤, 徳川直子, 滝沢実, 進藤重美, 町田茂, 村上義隆, 中野英一郎, 高木正平, 柳良二, 坂田公夫: 小型超音速実験機 (ロケット実験機; NEXST-1) の基本設計結果について, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-044, 1-162, 2006
- 14) Kanameda, D., Tsuchiya, T. and Taguchi, H., "Experimental Aircraft of Hypersonic Air-breathing Engine Launched by Solid-propellant Rocket," Asia Pacific Interbational Symposium on Aerospace Technology, 2015.
- 15) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフールパウルス, 佐藤幸男, "高速流体ソルバ FaSTAR の開発", 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム講演集 pp.79-84, 2010.
- 16) Hashimoto A., Murakami K., and Aoyama T., "Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method", AIAA paper 2009-1365, 2009.