

# 極超音速統合制御実験機（HIMICO）2号機の飛行実験提案

○ 佐藤哲也(早大)、田口秀之(JAXA)、土屋武司(東大)、藤川貴弘(東京理科大)、小林弘明(JAXA)、増田和三(静岡理科大)、鈴木宏二郎(東大)、松尾亜紀子(慶大)、手塚亜聖(早大)、宮路幸二(横国大)、青木隆平(東大)、横関智弘(東大)、津江光洋(東大)、中谷 辰爾(東大)、廣谷智成(JAXA)、本郷素行(JAXA)、小島孝之(JAXA)

## Proposal of the Flight Experiment of High Mach Integrated Control Experiment Vehicle (HIMICO-#2)

Tetsuya Sato (Waseda Univ.), Hideyuki Taguchi (JAXA), Takeshi Tsuchiya (Univ. of Tokyo), Takahiro Fujikawa (Tokyo Univ. of Science), Hiroaki Kobayashi (JAXA), Kazumi Masuda (Shizuoka Inst. of Science and Technology), Kojiro Suzuki (Univ. of Tokyo), Akiko Matsuo (Keio Univ.), Asei Tezuka (Waseda Univ.), Koji Miyaji (Yokohama National Univ.), Takahira Aoki, Tomohiro Yokozeki, Mitsuhiro Tsue, Shinji Nakaya (Univ. of Tokyo), Tomonari Hirotani, Motoyuki Hongoh, and Takayuki Kojima (JAXA)

Key Words: Flight experiment, Integrated control, Sounding rocket, HIMICO

### Abstract

High Mach Integrated Control Experiment, HIMICO, using a S-520 sounding rocket has been proposed to demonstrate the airframe/propulsion integration technology in a hypersonic flight environment. As a result of the investigation, it was decided to carry out the flight experiments in two steps to reduce the technical risks. This paper shows the second experiment, “HIMICO-#2” that performs the full missions. Length and weight of the vehicle are 1.5 m and 30 kg, respectively. Presently, the preliminary studies have been conducted on the aerodynamics, trajectory, thermal-structure, propulsion and integration technology. An integration test of the HIMICO in the Mach 4 combustion wind tunnel will be conducted in FY2019 to verify the system in advance of the flight experiment.

## 1. はじめに

これまで、JAXA を中心として、極超音速で作動する空気吸込式エンジンの実証研究と同エンジンを用いた二段式スペースプレーン及び極超音速旅客機の概念検討が進められてきた。その結果、定常状態におけるエンジン単体性能や機体システムの成立性については、一定の知見が得られている。一方、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／推進統合制御技術については、実証機会を得ることが難しい状況が続いている。そこで、本グループでは、運用方法が確立している観測ロケットを活用して、短期間で低コストに実現できる極超音速統合制御実験（HIMICO）を提案している<sup>1)</sup>。検討の結果、本実験の技術的なリスクを軽減するために、飛行実験を2段階に分けて実施することが決定した。

本提案は、現在 2021 年度の飛行実験に向けて開発を進めている第 1 号機（HIMICO-#1）の後継実験である第 2 号機（HIMICO-#2）の提案である。HIMICO-#1 では、エンジンの制御を行わず、極超音速機の制御と観測ロケットを用いた FTB の構築に主眼が置か

れている。また、理学ミッションとの相乗りミッションであるため、サイズ、重量および軌道における制約がある。1 号機に引き続き HIMICO-#2 を実施し、エンジン燃焼を含めたフルミッションの実験を行うことによって、機体／推進統合制御技術の実証ということができる。

本稿では、提案の概要、国内外での動向、現在までの準備状況について示す。

## 2. 提案の概要

図 1 に HIMICO-#2 の実験シーケンスを示す。S-520 観測ロケットのノーズコーン内部に全長 1.5 m 程度の HIMICO 実験機を搭載し、JAXA 内之浦宇宙空間観測所より打ち上げる。ロケットのロールスピンをヨーヨーデスピナーとサイドジェットで止めた（または減速した）後、ノーズコーンを開頭する。その後、RCS でロケットの姿勢を制御し、実験機を分離する。実験機は自由落下中に加速し、大気圏再突入後に動圧が上がった後、空力操舵によって制御され、マッハ数約 5.0、動圧 50 kPa の軌道に投入される。実験機は背面飛行した時に、

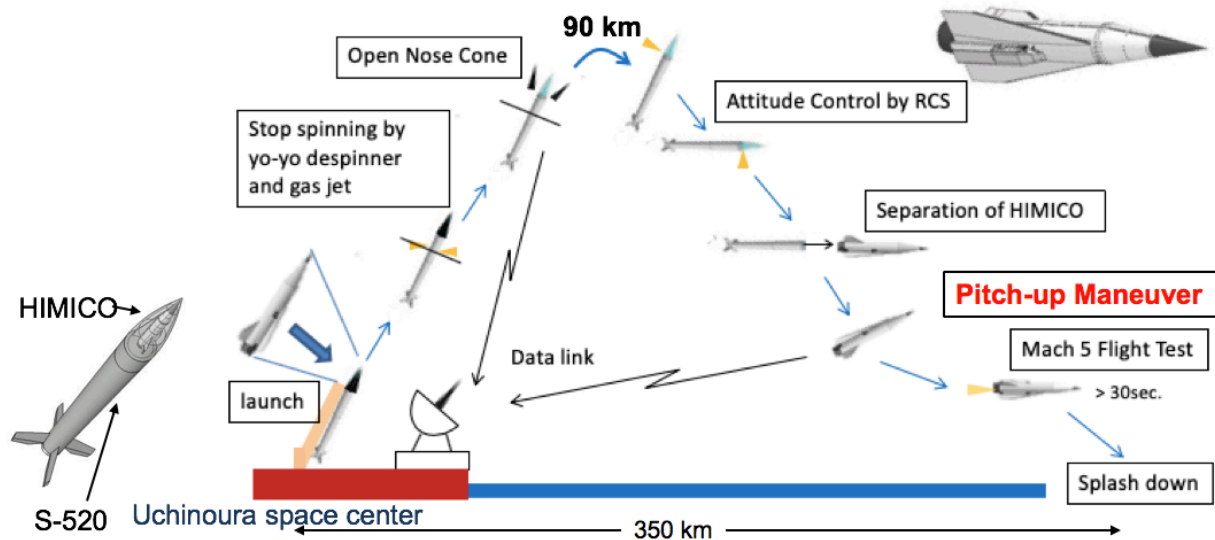


図 1. 極超音速統合制御実験 (HIMICO-#2) 飛行シーケンス

空力安定であるため、背面飛行時に引き起こし制御し、その後、ロール制御によって反転させる。所定のマッハ数と動圧になった後、およそ 30 秒間ラムジェットエンジンを作動させ、統合制御実験を行い、着水させる。

HIMICO 実験の目的を以下に示す。第一に極超音速飛行環境下で、機体とエンジンが相互に干渉する状態での統合制御技術の実証である。機体はエンジン推力のある条件下で、軌道と姿勢の制御を行う必要がある。一方、エンジンは、飛行マッハ数や機体の姿勢が変化の中で、機体から生じる衝撃波や境界層の影響を受けながら、可変インテーク、ノズルを制御する。第二の目的は、観測ロケットを利用したエアブリージングエンジン (ABE) 用フライトテストベッド (FTB) 技術の確立である。本提案では、長年の経験により運用方法が確立している観測ロケットを活用して、比較的短期間で低コストに実現できる極超音速飛行実験手段を確立することを目指す。観測ロケットを ABE の FTB として使用するには、これまでの理工学ミッションに比べて、射角が小さいこと、ダウンレンジが長いこと、着水領域が広いことなどの課題を解決しなければならない。その他、HIMICO 実証機の開発研究を通じて、航空宇宙分野 (大型システム) の人材育成、教育等の効果も期待される。

次に本提案の位置付けについて示す。JAXA では、マッハ 5 クラスの極超音速機について、機体/推進統合制御技術、巡航技術、加速技術を飛行実験によって段階的に実証し、大陸間輸送の高速化に寄与する極超音速旅客機の実用化を目指している

(図 2)。本 HIMICO 計画はその第 1 段階に位置付けられる。HIMICO 計画のスケジュールを図 3 に示す。HIMICO-#2 は、機体/推進統合制御を行うフルミッションの実験であり、ロケットの制御、分離、機体の引き起こし制御、通信、推進系の制御など、新規技術が多い。そこで、リスク軽減の観点から、まず、エンジン燃焼のない HIMICO-#1 の実験を行い、ロケットの制御、通信、HIMICO の極超音速飛行実験技術を獲得する。次に、その結果を反映して、HIMICO-#2 で統合制御技術を獲得するという段階的な実証方法を採用した。このとき搭載機器はできるだけ共通化する。

HIMICO-#1 と #2 の機体概念図を図 4 に、2 つを比較したものを表 1 に示す。HIMICO-#1 では、コスト削減のために理学ミッションとの相乗りミッションとなっている。そのため、飛行マッハ数や動圧、高度、ダウンレンジなどの飛行軌道が、理想と異なる。一方、打ち上げ射角は大きく、打ち上げる際のリスクは比較的小さい。



図 2. JAXA における極超音速機の実証構想

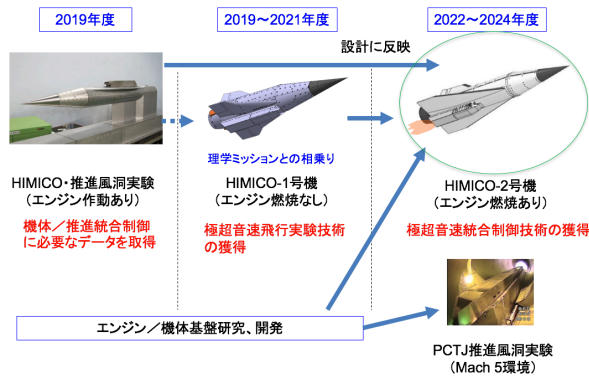


図 3. HIMICO 計画のスケジュール

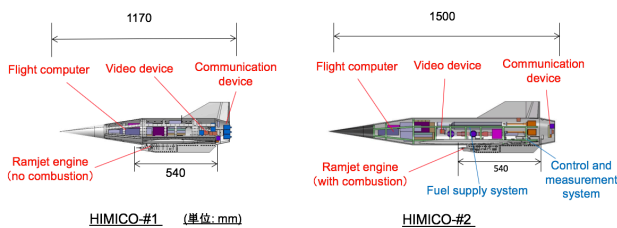


図 4. HIMICO 機体形状（1号機と2号機）

図 4. 1号機と2号機の比較

	HIMICO-#1	HIMICO-#2
ミッション	部分的、理学ミッションとの相乗り	フルミッション、単独
ロケットの姿勢制御、分離、HIMICOの姿勢制御、通信	○	○
統合制御、推進制御（燃料、インテーク、ノズル）	×	○
主要諸元		
ロケットの打ち上げ角	70 deg.	65 deg.
打ち上げ質量	2275 kg	2500 kg
最大高度	220 km	90 km
ダウンレンジ	550 km	350 km
引き起こし制御時のマッハ数	6~8	5~5.5

### 3. 極超音速機開発における国内外の動向

極超音速旅客機開発における国内外の技術動向について示す。米国においては、ボーイング社が極超音速旅客機の概念検討に着手していることが報告された<sup>2)</sup>。欧州においては、2012年より極超音速旅客機 ZEHST<sup>3)</sup>のシステム設計および飛行実験構想検討が進められた。さらに、日欧極超音速共同研究や ONERA-DLR-JAXA 共同研究（2015-2019）で、極超音速飛行実験が検討されている。我が国では、JAXA 長期ビジョン(2005)において、2025年までに「マッハ5クラスの極超音速実験機の実証を行う」ことを目標として掲げ、極超音速エンジンの研究開発を進めてきた。エンジン開発

においては、米国はスクラムジェット、日本と英国（SABRE Engine<sup>4)</sup>）は予冷サイクルエンジンの開発に注力してきた。JAXA は、極超音速予冷ターボジェット（PCTJ）のシステム実証試験に成功しており<sup>5)</sup>、推進系の開発という面では国際的に優位に立っている。

一方、飛行実証に関しては、米国は X-43, X-51A 等の飛行実験で、極超音速エンジンの飛行実験技術を蓄積している。また、オーストラリアにおける HySHOT, HiFIRE の飛行実験など、世界各国で自国のロケットを活用した極超音速飛行実験が実施または計画されている。このような観点から、国産観測ロケットを用いた極超音速飛行実験手段（FTB）を構築し、独自の極超音速エンジンの飛行実証を進めることは、国際競争および将来の国際共同開発という意味で重要である。

### 4. 現在の開発状況

現在、本研究グループでは、HIMICO-#1 についての検討に注力しているため、HIMICO-#2 の開発状況は前年度の報告<sup>1)</sup>とほぼ変わっていない。以下に、開発状況を示す。

（空力設計）

HIMICO の機体は、パネル法的一种である Local Surface Inclination (LSI) 法によって設計された(図5)。観測ロケットへの搭載、内部機器の収容能力、空力性能、飛行軌道に対する要求を全て満足する。空力設計の検証は、Mach5 風洞実験および CFD 解析により行なった。図6に縦3分力の空力係数を示す。実験と CFD の結果はほぼ一致しており、LSI 法による値は少し誤差を持つものの、設計ツールとしては十分であることを確認した。さらに、機体のヨー方向の安定性やエレボンによる操舵性を実験と CFD で調査することにより、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。

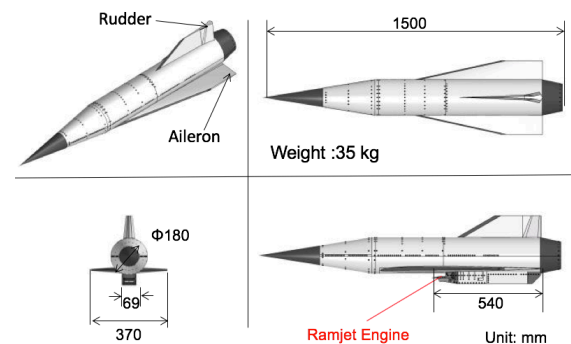


図 5. HIMICO 供試体（単位：mm）

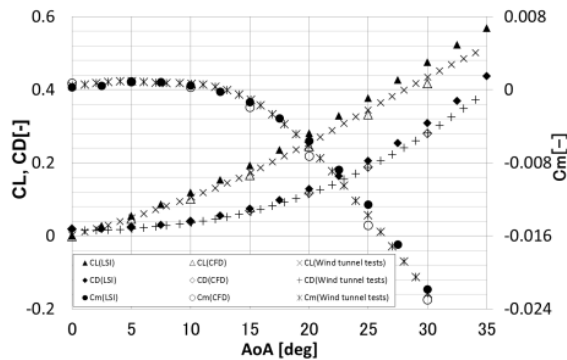


図 6. 空力係数の比較 (Mach 5、操舵なし)

#### (飛行軌道の検討)

飛行軌道の解析は、縦の姿勢運動のトリムを考慮した鉛直面内の 2 自由度運動方程式を解くことで行なった。この際、エンジン推力は無視しているが、これは安全側（加速しない側）の想定となる。軌道設計の手順としては、まず、ロケットの軌道を射角と初期質量をパラメタとして解析する。次に、分離後の HIMICO 実験機の軌道を軌道最適化手法により解析し、分離後の実験時間（統合制御実験時間）が最長化するように決定した。図 7 に解析結果を示す。図中の数字は、統合制御実験が何秒間できるか（マッハ数 4 以上、動圧 50 kPa、迎角変化 2 度以下が条件）というを示している。図中の一印の領域は、実験時間が 5 秒以下となり実験が成立しないことを表す。領域 A は再突入角度が深くなりすぎて、軌道の引き起こしが不可能な領域である。射角を小さく取れば、実験秒時を長く取ることはできるが、これまでの S-520 においては射角 70 度以下で打ち上げた実績はなく、ランチャーやロケットの強度、安全性等の確認が必要である。領域 B は質量が大きく、速度不足により実験ができない領域である。解析の結果、打ち上げ時質量 2500 kg、打ち上げ射角 65 度のときを基準軌道に採用した。打ち上げ時質量の調節には、300 kg のダミーウエイトを搭載する。

図 8 に基準軌道を示す。ロケットは、最初、空気密度の高い領域を通過する時に最大動圧 380 kPa となる。上昇途中にノーズコーンを開頭し、RCS により姿勢制御する。高度約 85 km で動圧がほとんどない状態（10 Pa）で分離される。実験機は下降中において、尾翼を下に向けているときに空力安定が取れることがわかっているため、背面飛行状態で引き起こし制御する。その後、動圧 50 kPa、マッハ数 4 以上となったときにエンジンを着火し、

統合制御実験を実施する。飛行実験時の軌道分散については、モンテカルロ法を用いて解析、検討している。HIMICO は有翼機であるため落下位置の分散が、従来のロケット実験に比べて大きいのが特徴である。

		ロケット打ち上げ時質量 [kg]											
		2200	2250	2300	2350	2400	2450	2500	2550	2600	2650	2700	2750
62	-	-	-	39.6	39.8	36.7	30.1	23.7	17.5	11.6	6.1	-	-
63	-	-	-	39.8	36.4	30.2	24.4	18.6	13.1	7.9	-	-	B
64	-	-	-	39.8	35.6	29.9	24.4	19.1	14.0	9.2	-	-	-
65	-	-	-	-	-	34.1	29.1	24.0	19.1	14.3	9.9	5.6	-
66	-	-	-	-	-	31.6	27.7	23.2	18.6	14.3	10.2	6.2	-
67	-	-	-	-	-	-	25.7	21.9	17.8	13.8	10.0	6.4	-
68	-	-	-	-	-	-	20.9	20.1	16.6	13.0	9.6	6.2	-

— : 5秒以下

図 7. ロケット打ち上げ時質量と射角に対する実験時間（単位：秒）

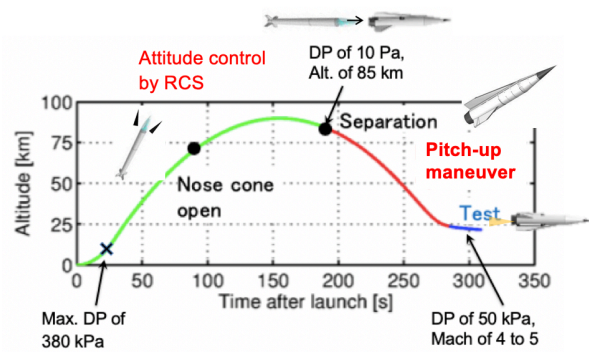


図 8. HIMICO 基準軌道の時間履歴

#### (構造、艤装検討)

図 9 に HIMICO の構造及び艤装検討図を示す。設計方法としては、まず、打上げ荷重と引き起こし荷重の両方に耐える構造様式を構造最適化解析で導出した。次に、熱構造解析により、金属主構造まわりと胴体表面の TPS 配置を検討し、機体内部が 65 °C 以下となることを確認した。重心位置は、内部の艤装配置及びノーズ部にダミーウエイトを設置することによって、静安定が取れる様調整した。最後に、慣性主軸をロケットと一致するように後部のダミーウエイトによって調整した。その他、搭載機器の選定及び計測系、電装系システムの設計を行なった。射出ユニットは、実績のある柔軟エアロシエルの大気圏突入実証試験を参考としている。

#### (推進検討)

図 10 にラムジェットエンジンの構造図（内部が見えるように側壁を外した状態）を示す。エンジンは幅 49 mm、高さ 110 mm、長さ 540 mm の矩形形状で、基本的には PCTJ の形状を縮小したものであるが、サイズが小さいため予冷器及びターボ機械はない。エンジンは、可変インテーク、燃焼器、可変ノズルの 3 つの要素で構成される。機体



の境界層を排除するためにダイバータを設けている。主構造はステンレスで、ノズルプラグ部に C/C 複合材を使用している。これまでに、超音速風洞試験、燃焼試験により性能、機能を取得している。

図 11 にマッハ数 3.4 におけるインテーク性能マップ（全圧回復率と流量捕獲率）を示す。図中、Theory は理論値、CFD は数値解析（解析コードは JAXA で開発した FaSTAR による RANS 解析）による結果、EFD は実験結果である。インテークの可動ランプと側壁の間には隙間（サイドクリアランス）があり、隙間の大きさにより Type-C1.0（1 mm）、C0.25（0.25 mm）、C0（0 mm）と名付ける。図 11 は、インテークスロット高さを全開（7.6 mm）に固定し、ノズルスロット高さ（プロット横に書かれている数値、単位 mm）をパラメタとして、実験または解析したものである。2015 年に製作した Type-C1.0 は、理論値と比べて著しく流量捕獲率（MCR）が低かった。数値解析で確認したところ、クリアランス幅がインテーク性能に大きく影響することが判明した<sup>9</sup>。図 12 に数値解析による Mach 数分布を示す。クリアランス 1 mm のとき、第 2 ランプ下面に大きな剥離領域が観察される。これは、第 2 ランプの上部にある抽気プレナム室から、クリアランスを通して主流側に漏れていることが原因であることがわかった。この結果を受け、2018 年にはクリアランスを 0.25 mm に狭めたモデルを製作し、性能向上を確認した。

その他、ラムジェットダイレクトコネク燃烧実験では、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烧器内に流し、水素ガスを燃烧させることによって、着火特性、安定燃烧、燃烧効率、耐熱性、耐久性についての確認を行った。

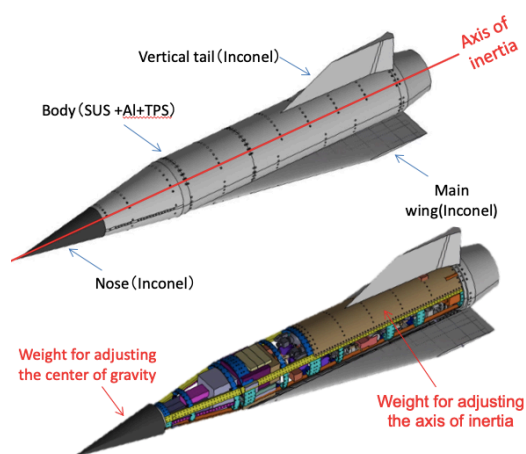


図 9. 構造機装検討図

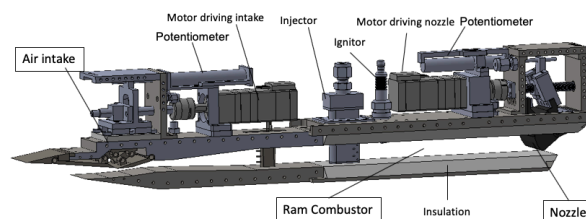


図 10. HIMICO ラムジェットエンジン

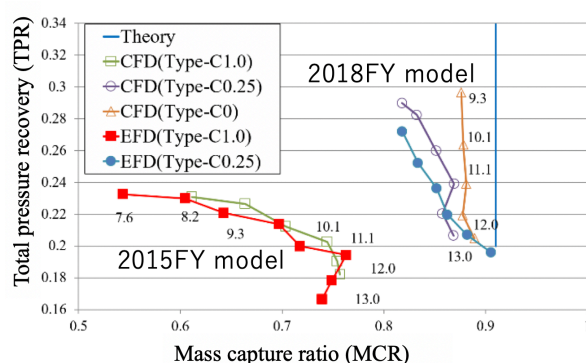


図 11. インテーク性能マップ（Mach 3.4）

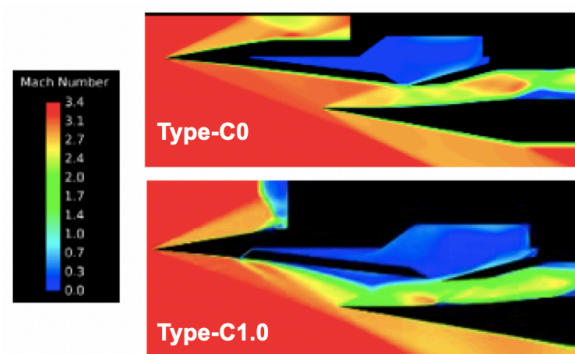


図 12. Mach 数分布（主流マッハ数 3.4）

（機体／推進統合検討）

インテーク単体解析と同様の CFD 手法で、機体推進統合形状における流れ場の様子を解析した（図 13）。主流 Mach 数と迎角をパラメタとしている。統合解析によるインテーク入口部のマッハ数と圧力分布の結果をインテーク単体解析の入口境界条件としたときのインテーク性能が、統合解析による性能とほぼ一致していることがわかった。また、1 号機と 2 号機で、迎角 0 度のときには、エンジン内部の状況がほとんど同じであることを確認した。

飛行実験に先立ち、JAXA 角田のラムジェット試験設備を用いた Mach 4 フリージェット燃焼実験（RJTF 実験）を 2019 年度に実施する計画である。この実験では、HIMICO-#2 と形状、サイズが

同じ模型を使用する(図14)。機能等も飛行実験に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。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。機体のラダーとエレボンを動かし、モーメントバランスをとる。エンジンは、水素ガスを燃焼させ、インテークとノズルを制御する。この実験では、非定常的な気流の変化は模擬できないが、尾翼やエレボンの制御、エンジンの燃焼やインテーク、ノズルの制御を実施することで、機体とエンジンの干渉を含めた統合制御を実施することができる。

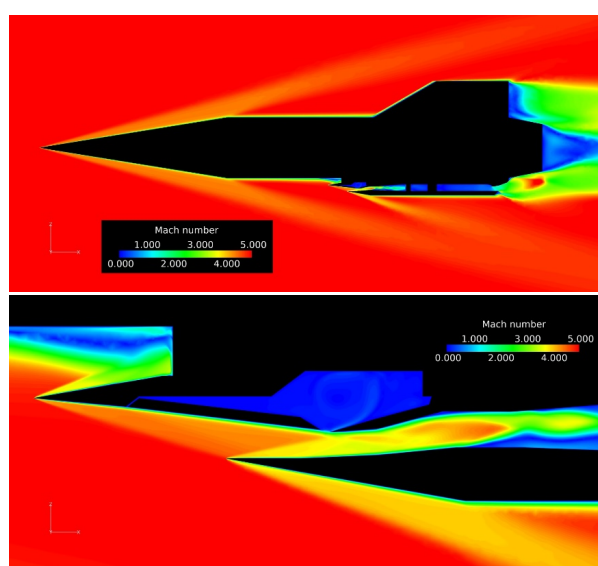


図13. 機体／推進統合形態における Mach 数分布（主流マッハ数3.4）



図14. RJTF 用 HIMICO 実験模型

## 6. 結論

観測ロケット（S-520）を利用した、極超音速機システムの機体／推進統合制御実験（HIMICO）の2号機を提案する。現在、エンジンを燃焼させない1号機の詳細検討を進めており、あまり時間をおかずに後継実験をする必要があると考える。今年度、統合実験模型を用いた Mach 4 フリーゼット

燃焼実験を行う予定である。本研究は、世界に先駆けて研究開発を進めてきた極超音速機／極超音速エンジンの技術実証であるとともに、独自の飛行試験インフラの開発にも繋がる点で意義があると考ええる。ご支援のほどよろしくお願いいたします。

## 謝辞

本研究は JSPS 科研費 基盤研究(A) 15H02323 の助成を受けたものである。

## 参考文献

- 1) 佐藤哲也、田口秀之、土屋武司他、S520 観測ロケットを用いた極超音速統合制御実験(HIMICO)の提案、観測ロケットシンポジウム2018 講演集。  
<https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/handle/a-is/897518>.
- 2) Boeing's Hypersonic Vision: A Sleek Passenger Plane That Can Hit Mach 5. <https://www.space.com/41042-boeing-hypersonic-passenger-plane-concept.html> (2018.7)
- 3) The ZHEST is the 3,000 MPH, Zero Emissions Airplane of 2050.  
<https://techcrunch.com/2011/06/20/zehst/> (2011.6)
- 4) Varvill, R., and Bond, A.: The SKYLON Spaceplane, *J. British Interplanetary Society*, **57**(2004), pp.22-32.
- 5) Taguchi, H., Hongoh, M., Kojima, T. and Saito, T., "Mach 4 Experiment of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine", 23rd International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE-2017-22532, 2017.
- 6) Yoshida, H. Wakabayashi, S., Nagao, T., Sato, A. , Sato, T., Hashimoto, A. and Takayuki Kojima, T., "Numerical Study of Inlet Performance with Airframe/Propulsion Interference", proceedings of The 9th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, AJCPP2018-003, 2018.