

# 極超音速統合制御実験 (HIMICO) の計画概要

○ 佐藤哲也(早大)、田口秀之(JAXA)、津江光洋(東大)、土屋武司(東大)、松尾亜紀子(慶大)、藤川貴弘(東京理科大)、鈴木宏二郎(東大)、中谷辰爾(東大)、渡邊保真(東大)、森田直人(東大)、手塚亜聖(早大)、石村康生(早大)、宮路幸二(横国大)、増田和三(静岡理工科大)、廣谷智成(JAXA)、高橋英美(JAXA)、今村俊介(JAXA)、大木純一(JAXA)、西田俊介(JAXA)、本郷素行(JAXA)、小島孝之(JAXA)

## Plan of the High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO)

Tetsuya Sato (Waseda Univ.), Hideyuki Taguchi (JAXA), Takeshi Tsuchiya (Univ. of Tokyo), Akiko Matsuo (Keio Univ.), Takahiro Fujikawa (Tokyo Univ. of Science), Kojiro Suzuki (Univ. of Tokyo), Shinji Nakaya (Univ. of Tokyo), Yasumasa Watanabe (Univ. of Tokyo), Naoto Morita (Univ. of Tokyo), Asei Tezuka (Waseda Univ.), Kosei Ishimura (Waseda Univ.), Koji Miyaji (Yokohama National Univ.), Kazumi Masuda (Shizuoka Inst. of Science and Technology), Tomonari Hirotani, (JAXA), Hidemi Takahashi (JAXA), Shunsuke Imamura (JAXA), Junichi Oki (JAXA), Shunsuke Nishida (JAXA), Motoyuki Hongoh(JAXA) and Takayuki Kojima (JAXA)

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

### Abstract

High Mach Integrated Control Experiment “HIMICO” is proposed to demonstrate the airframe/propulsion integration technology in a hypersonic flight environment. The airframe, engine and flight trajectory design have been completed, and the test vehicle is being manufactured for the propulsion wind tunnel experiment planned in 2022. The safety review is also conducted from the viewpoint of carrying hydrogen gas and the separation of a winged aircraft.

## 1. はじめに

JAXA では液体水素を燃料とする高信頼性、低燃費、低環境負荷の極超音速予冷ターボエンジンの研究開発を進めてきた。これまでに、地上燃焼実験、Mach 2 飛行実験、Mach 4 推進風洞実験によりエンジン性能を取得し、残された課題は Mach 5 での推進性能実証と機体搭載性実証である。このようにエンジン開発では世界に先駆けて進めているものの、極超音速飛行実験手段が未整備で次のフェーズに進めていない。

この現状を打破すべく、「推進単体から、機体／推進統合へ」を着眼点とし、極超音速機の実現に最も重要で、飛行実験でしか取得することのできない機体／推進統合制御技術に絞り、実績のある国産観測ロケットを活用した HIMICO 計画 (High Mach Integrated Control Experiment) を提案した。

HIMICO 計画の目的を以下に示す。第一に、実飛行環境下での機体／推進統合制御技術の実証および付随する工学基盤技術の構築である。極超音速機の周りで発生する衝撃波や境界層の干渉を伴

う複雑な流れがエンジンに流入し、それが、飛行速度や機体の姿勢によって変化する。一方、エンジンの推力が機体に影響を及ぼす。このような環境下において、「機体の姿勢制御」と「エンジンの推力制御」を同時に行う飛行実験は前例がほとんど無い。また、極超音速機開発は、空力、軌道、推進、熱構造、制御等、広い学術領域に跨る。このような大型複雑システムに対するロバスト性の高い複合領域最適化が、研究目標となる。さらに、極超音速飛行時における熱流体现象は複雑で、従来の宇宙往還機で主因となる気流の断熱圧縮に加え、極超音速機特有の気流・機体間の粘性による加熱も考慮した熱解析手法を構築する。また、極超音速機の地球環境への影響を配慮し、排気ジェット中の窒素酸化物(NOx)が成層圏大気へ及ぼす影響解明すべく、大気モデルと光化学反応モデルを組み合わせた数値解析手法を構築する。

第二に海外に頼らない自立性、自在性の高い飛行試験インフラ (FTB: Flying Test Bed) を構築し、新たな理工学術領域 (他推進系の実験、地球観測、宇宙観測等) の発展に寄与することである。第三

に、次世代有人宇宙輸送機の実現を目指す学生や若手研究者にとっての希少な飛行実験の機会を提供することである。

HIMICO 計画は、2013 年より定期的な研究会を開き検討を進め、2018 年に観測ロケット実験に条件付き採択を得た。2020 年に科研費を獲得し、現在再提案中である。ここでは、提案の概要と進捗について示す。

## 2. 提案の概要

本提案では、2018 年度の提案<sup>1),2)</sup>に対して、ロケットの射角や軌道をこれまでの実績に基づいた値に変更している<sup>3)</sup>。それに伴い、機体形状を再設計した。図 1 に飛行実験シーケンスを示す。ロケットのノーズコーンに全長 1.7 m の HIMICO 実験機(図 2)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 5、動圧 50 kPa の軌道に投入される。実験機を背面飛行状態で引き起こし制御し、その後、ロール制御によって反転させる。最後にラムジェットエンジンを作動させ、着水させる。

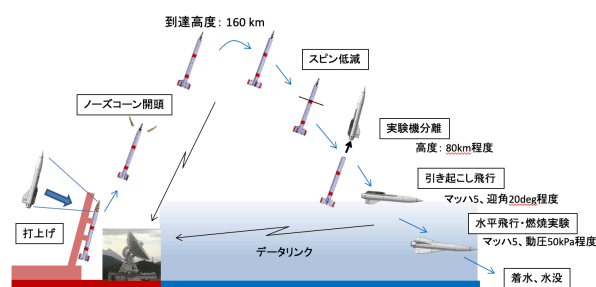


図 1. HIMICO 実験の概要

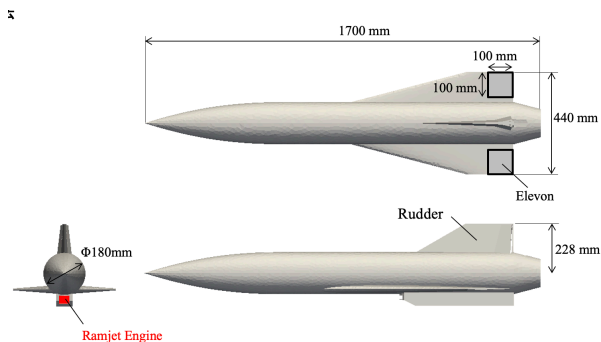


図 2. 実験機概形 (II-B 形状)

## 3. 現在の準備状況

### (1) 機体/推進システムの開発

極超音速統合制御実験機の推進風洞実験、飛行実験に向けた設計及び予備試験を進めている。機体形状は、Local Surface Inclination (LSI) 法による空力推算で、機体形状・軌道同時最適化解析を用いて設計された。本推算手法は、以前に風洞実験および CFD 解析の結果と比較し、妥当性を検証している。機体は、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。実験機の 25%サブスケール模型を用いて、Mach 5 の機体空力特性試験(図 3)を行い、飛行実験で想定される迎角と横滑り角に対応した六分力空力特性を取得した<sup>4)</sup>。



図 3. 機体空力特性試験 (Mach 5)

搭載エンジンは、予冷ターボジェットのサブスケールモデルで、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(図 4)。サイズは、幅 49 mm、高さ 110 mm、長さ 540 mm である。主構造はチタン合金で、ノズルプラグ部に C/C 複合材を使用している。2021 年度に、フライトモデルのエンジンを製作し、極超音速風洞で Mach 5 におけるインテーク単体性能実験(図 5)により、始動条件を確認し、基本性能及びバズ特性を取得した<sup>4)</sup>。また、Mach 4 飛行条件(気流全温度: 900 K)の水素ラムジェット燃焼実験(図 6)により、燃焼温度、燃焼効率等の基本特性を取得し、耐久性を確認した。

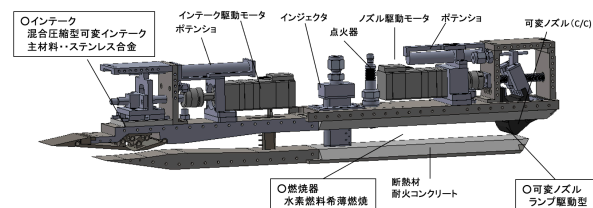


図 4. HIMICO ラムジェットエンジン



図 5. インテーク性能試験 (Mach 5)

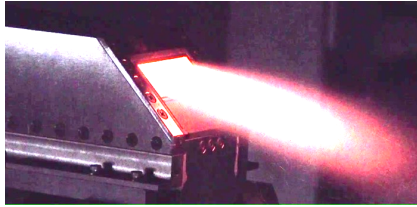


図 6. 水素ラムジェット燃焼実験

構造設計としては、打上げ荷重（ロケットの振動、加速度を含む）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、空力加熱解析と熱構造解析により、金属主構造まわりの TPS（コルクサンドイッチ構造）配置を検討し、飛行実験中に機体内部温度が 65℃以下となることを確認した。重心位置と慣性主軸は、艙装方法とダミーウェイトで調整する方式を採用した。その他、計測、制御を統合するフライトコンピュータの設計、製作、搭載機器の選定及び計測系、電装システム的设计、アンテナ、ADS の製作、艙装検討（図 7）、分離機構の検討を実施した。2022 年度より、機器の環境試験を実施する予定である。

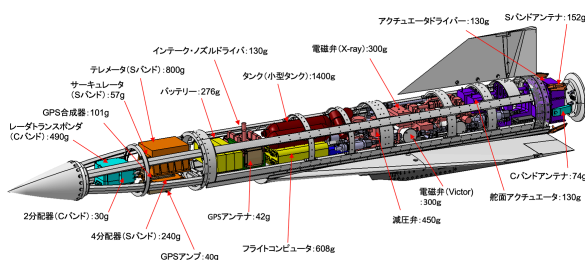


図 7. 艙装検討図

## (2) 飛行軌道解析

飛行軌道の解析には、Mach 4 での LSI 解析結果を空力モデルとし、縦の姿勢運動のトリムを考慮した 3 自由度運動方程式を用いた。ノミナル軌道設計では、射角と初期質量をパラメータとしたロケット軌道と分離後の HIMICO 有翼機の軌道解析を実施し、実験時間を最長化するようにした。飛行実験時の軌道分散について、打ち上げ仰角及び方

位角に  $3\sigma$  の誤差を持たせたロケット単体の落下分散解析をモンテカルロ法により実施した。その結果、ロケットの軌道に関して、従来の観測ロケットの実績と一致することを確認した。有翼機の落下分散解析では、操舵翼の固着等、各種故障モードを含めて検討した。ロケット打ち上げの安全性向上の観点から、途中段階で斜角と落下区域の変更がなされたため、それに対応した軌道再設計を実施した。10000 ケースのシミュレーションの結果、機体落下区域（半径 126 km の円）以内に機体を落着させられることを示した（図 8）。

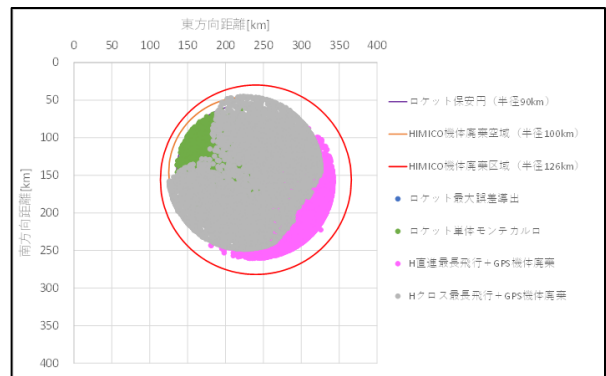


図 8. HIMICO 機体廃棄領域の解析結果

## (3) 推進風洞実験に向けての準備

飛行実験に先立ち、JAXA 角田のラムジェット試験設備 (RJTF) を用いた推進風洞実験を実施する。2020 年に、Mach 4 条件での実験を行い、超音速下でのエンジンの着火、保炎を確認した（図 9）<sup>3)4)</sup>。2022 年に、Mach 5 条件（空気全温: 1050℃）での実験を実施し、機体の操舵翼とエンジンの統合制御と性能取得、搭載機器の機能確認を行う。現在、供試体および計測、制御装置の製作を進めている。



図 9. 推進風洞実験 (Mach 4 条件)

#### (4) 安全に関する検討

HIMICO 計画は、従来の観測ロケット実験に対して新しい要素が加えられるため、HIMICO 特有のハザードを検討する必要がある。表 1 にハザード事例の概要を示す。第一に水素燃料を搭載することである。燃料タンク及び調圧弁上流側は圧力が 1 MPa 以上となるため、高圧ガス保安法に基づいて設計し、要件を満たす認定容器、バルブ、圧力計を使用する。水素の漏洩対策として、三重冗長の弁構成とし、電源系に分離スイッチを入れて誤作動を防止する。第二に有翼機を分離飛行させることである。機体の L/D が大きく飛行軌道を逸脱する可能性を排除するために、故障事象を考慮した落下分散解析に基づく回避区域を設定する。今後は、ロケットパイロード安全基準、無人機システム技術基準に準拠した安全プログラム活動および安全審査を実施する。

表 1. HIMICO 特有のハザード事例

No	ハザード項目	ハザード概要	ハザード原因	対処策
1	燃料(水素ガス)の漏洩	射場作業中に燃料(水素ガス)の漏洩し、爆発が発生。	・バルブ破損 ・バルブ誤動作	・充填系は封止ボルトにより遮断 ・供給系に3重の独立したバルブを設置
2	有翼機の飛行(飛行経路逸脱)	飛行経路逸脱により船舶等に機体が衝突。	・飛行制御不能 ・機体破壊	・故障事象も考慮した落下分散解析に基づく回避区域の設定
3	機体の海上浮遊	搭載機器の動作環境を保つため、機体は密閉していることから、着水後に海上浮遊し、船舶との衝突。	・機体密閉	・機体の平均密度を海水密度以上にする

#### (5) 学術基盤研究

ロバスト性を持つ複合領域最適化研究を実施し、その成果として、極超音速 FTB の解析環境を構築した。また、空力加熱を含めた熱構造 CFD コードを開発し、実験データと比較して、解析の妥当性を得た<sup>5)</sup>。ラム燃焼器については、燃焼器内圧力および火炎中の水蒸気から放出される近赤外発光計測結果に基づき、噴射器後流における保炎挙動の観察と種々の機械学習手法を用いた燃焼不安定性に着目した解析を実施した。当量比条件により、渦振動モードから熱音響振動モードへの遷移が起こることなどを捉えた<sup>6)</sup>。

今後は、複合領域最適化解析を発展させ、極超音速 FTB としての実現性の高い飛行方式を確立し、それを実現するための航法・誘導・制御アルゴリズムを構築し、飛行実験用制御装置に組み込む。また、熱・構造解析研究としては、化学反応コードを作成し、熱流体と構造の連成解析を行う。ラム燃焼器の研究では、排出ガスの NOx 濃度を FTIR

で計測し、各パラメタの NOx 排出特性に及ぼす影響及び不安定燃焼挙動との関連性を明らかにする。また、雲物理、放射、境界層、エアロゾル等の物理過程にかかわるパラメタの最適化等により大気モデルの高度化を試みる。

#### 6. まとめ

観測ロケット (S-520) を利用した、極超音速機の機体/推進統合制御実験(HIMICO)を提案する。機体、推進、軌道設計を完了し、実験機の製作と 2022 年度に計画されている推進風洞実験に向けた準備が進められている。観測ロケット実験採択に向け、安全性に対する検討をさらに進め、安全審査を受審する計画である。

付随する学術的基盤技術についても成果が出始め、大学院生等の活躍の場となっている。

今後とも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(S) 20J05654 の助成を受けたものである。

#### 参考文献

- 1) 佐藤哲也他、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。
- 2) 佐藤哲也他、極超音速統合制御実験機(HIMICO) 1 号機の設計状況、観測ロケットシンポジウム 2019 講演集。
- 3) 佐藤哲也他、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 2021 講演集。
- 4) Taguchi, H. et al., Mach 5 Flight Experiment Plan of High-Mach Integrated Control Experimental Aircraft (HIMICO), 33<sup>rd</sup> International Symposium on Space Technology and Science, 2022.
- 5) Coupling Simulation of Thermal Response to Exhaust Gas at External Nozzle, Fujii, K., Matsuo, A., Oki, J., Taguchi, H., and Ikeda, Y., Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 59, No. 1, pp. 260-270, 2022.
- 6) Instability and mode transition analysis of a hydrogen-rich combustion in a model afterburner, Nakaya, S., Omi, K., Okamoto, T., Ikeda, Y., Zhao, C., Tsue, M., Taguchi, H., Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 38(4), 2021, pp. 5933-5942.