

# 極超音速統合制御実験（HIMICO）の提案

○ 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)

## Proposal of the High Mach Integrated Control Experiment Vehicle (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

This paper describes the development status of High Mach Integrated Control Experiment, HIMICO, using the S-520 sounding rocket, which has been re-proposed to demonstrate the airframe/propulsion integration technology in a hypersonic flight environment. By reviewing the design of the airframe shape and flight trajectory from the previous plan, the system can match the requirements for the S-520 such as the launch angle. In our plan, a Mach 5 combustion wind tunnel experiment and a flight experiment will be conducted in FY2022 and FY2024, respectively.

## 1. はじめに

「信頼性の高い航空宇宙機の実現には、革新的なエンジンが必要」という理念のもと、JAXA では世界に先駆けて高信頼性、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、地上静止状態から Mach 4 までのエンジン性能を取得し、現在、Mach 5 での推進性能実証と機体搭載性実証が残された課題である。

そこで、「推進単体から、機体／推進統合へ」を着眼点とし、我が国が先行している極超音速エンジン技術と国産観測ロケット技術を活用して、キーとなる機体／推進統合制御技術を実証する HIMICO 計画（High Mach Integrated Control Experiment）を提案した。HIMICO は、2013 年より検討を進め、2018 年に観測ロケット実験に条件付き採択を得たものの、予算面での目処が立たず、中断されていた。今回、科研費を獲得し、再提案することとなった。

本稿では、提案の概要と準備状況について示す。

## 2. 提案の概要

本提案では、2018 年度に提案したもの<sup>1),2)</sup>と大きな変更点はないが、機体システム、軌道等をロケット側との調整に基づき再検討した。図 1 に飛行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 1.7 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。実験機は背面飛行の際に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 5 秒間ラムジェットエンジンを作動させ、着水させる。

HIMICO 実験の目的と意義を示す。第一に極超音速飛行環境下での機体／推進統合制御技術の実

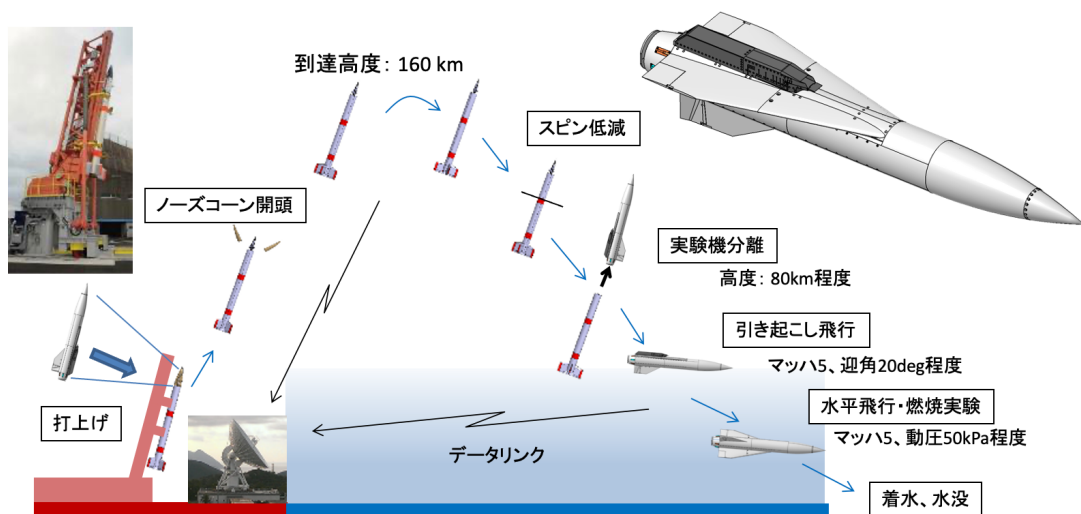


図 1. 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 飛行シーケンス

証である。機体とエンジン周りの衝撃波や境界層の干渉の中、「機体の姿勢制御」と「エンジンの推力制御」を同時に行う統合制御の実証を目的とした飛行実験は前例が無い。JAXA では、極超音速機の開発を機体／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することを掲げており、本 HIMICO 計画はその第 1 段階に位置付けられる。第二に我が国独自の飛行試験インフラの獲得である。海外に頼らない自立性、自在性の高い我が国独自の飛行試験インフラ (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) の発展に寄与したいと考えている。第三に教育効果で、次世代有人宇宙輸送機の実現を目指す多分野の学生達にとって、希少な飛行実験の機会を提供する。

今回の提案と 2018 年度の提案の相違点について示す。図 2 に実験機の概形、表 1 に主要諸元を示す。大きな変更点としては、打ち上げ射角の見直しである。2018 年計画では、斜角 65 度を想定していたが、より確実な打ち上げを目指すため、S-520 で実績のある 77 度とした。それによって、ダウンレンジも短くなり、仰角が大きくなったためアンテナでの追尾が容易になった。一方、引き起こしが難しくなったために、翼面積を大きくするなど、機体形状の見直しを行なった。また、引き起こし時のマッハ数が減少している。

HIMICO のスケジュールとしては、2024 年度夏季の打ち上げを目指しており、2021 年度にプロトタイプ実験機の製作、2022 年度に推進風洞実験に

よる Mach 5 環境下での実証、2023 年度にフライトモデルの製作と環境試験を実施する予定である。

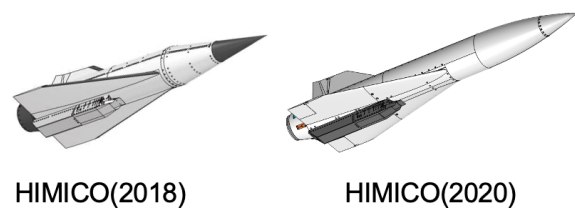


図 2. 実験機概形

表 1. 主要諸元の比較 (2018 年モデル, 2020 年モデル)

	HIMICO(2018)	HIMICO(2020)
<b>Geometry of HIMICO</b>		
Length, m	1.5	1.7
Width, m	0.37	0.44
Weight, m	35	50
<b>Trajectory</b>		
Elevation angle of the rocket, deg	65	77
Initial mass of the rocket, kg	2500	2550
Max. altitude	90	160
Down range, km	~ 350	~ 280
Mach number during the pull-up operation	5 - 5.5	4.3 - 4.5

### 3. 現在の準備状況

(空力設計)

HIMICO の機体は、従来と同様 Local Surface Inclination (LSI) 法によって設計された (図 3)。本手法は、これまでに実験、CFD 等と比較され、縦方向の特性では実績がある。観測ロケットへの

搭載、内部機器の收容能力、空力性能、飛行軌道に対する要求を全て満足している。主翼、尾翼はスパン方向に最大限拡大し、先端部は、円錐形上からオジャイブ形状に変更した。

設計された機体（図 3）は、JAXA 調布極超音速風洞における風洞実験と CFD (FaSTAR) によって、大気圏飛行環境下で想定する迎角の範囲で評価された（図 4、図 5）。機体のヨー方向の安定性やエレボンによる操舵性についても、新形状機体で今後確認していく。

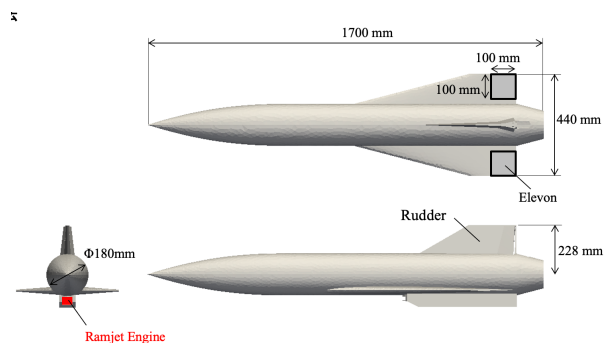


図 3. HIMICO 供試体（II-B 形状）

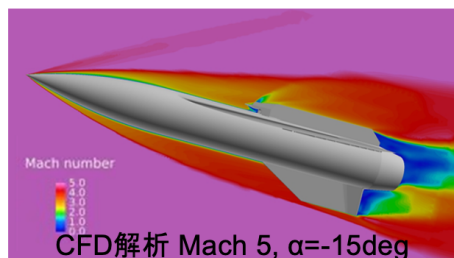


図 4. 風洞実験と CFD 解析（II-A 形状）

#### （軌道設計）

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。この際、エンジン推力は無視している（安全側の想定）。軌道設計の手順としては、ロケットと分離後の実験機の軌道を別々に解析した。前者は、射角と初期質量をパラメタとして解析し、後者は、軌道最適化手法によって、実験時間を最長化するようにした。

図 6 に解析結果を示す。図中の数字は、燃焼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）ということを示している。斜角を 77 度と変更したことにより、実験時間が短くなったため、現在、姿勢制御のシーケンスを見直すなどして長秒時化を図っている。また、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検討している（図 7）。本図は、制御が正常に作動した場合のものであり、今後、故障モード解析を行い、色々なケースにおいて、詳細に落下位置分散を検討する。

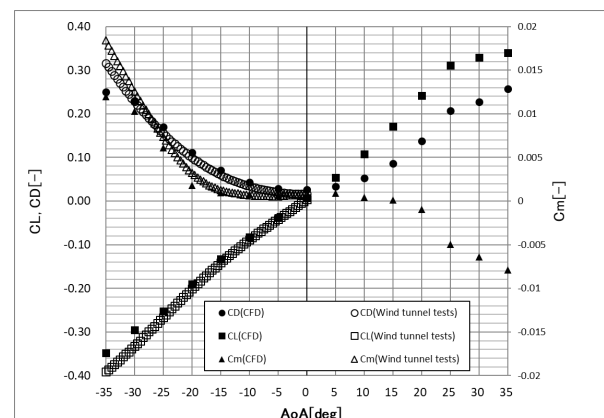


図 5. 空力係数の比較（Mach 5、操舵無、II-A 形状）

		打ち上げ時質量 [kg]												
		2150	2200	2250	2300	2350	2400	2450	2500	2550	2600	2650	2700	
射角 [deg]	73	-	-	-	-	-	-	-	-	1.1	1.4	2.1	1.5	
	74	-	-	-	-	-	-	-	-	1.1	1.6	1.8	1.2	
	75	-	-	-	-	-	-	-	-	1.2	1.8	1.3	-	
	76	-	-	-	-	-	-	-	1.1	1.5	1.6	1.1	-	
	77	-	-	-	-	-	-	-	1.3	1.7	1.1	-	-	
	78	-	-	-	-	-	-	1.3	2.0	1.3	-	-	-	
	79	-	-	-	-	-	1.1	2.2	1.5	-	-	-	-	
	80	-	-	-	-	-	2.5	1.7	-	-	-	-	-	

図 6. ロケット打ち上げ時質量と射角に対する燃焼時間（実験機質量 45 kg の場合、単位：秒）

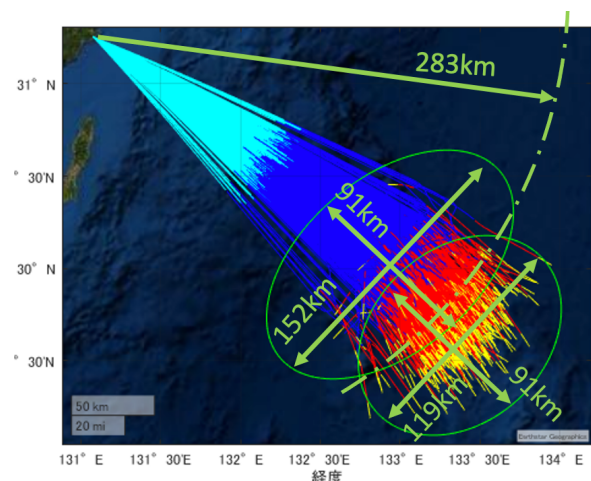


図 7. HIMICO 落下位置分散

構造設計としては、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。重心位置と慣性主軸は、艀装方法とダミーウェイトで調整する。次に、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、機体内部が 65℃以下となることを確認した。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、艀装検討（図 8）、分離機構の検討を行っている。

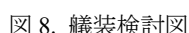
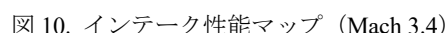
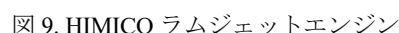


図 9 にラムジェットエンジンの構造図（内部が見えるように側壁を外した状態）を示す。エンジンは幅 49 mm、高さ 110 mm、長さ 540 mm の矩形形状で、可変インテーク、燃焼器、可変ノズルの 3 つの要素で構成される。主構造はステンレスで、ノズルプラグ部に C/C 複合材を使用している。これまでに、超音速風洞実験、燃焼実験、CFD 解析により性能、機能を評価している。2018 年度形状については、エンジンと機体が統合した形態での CFD 解析を実施し、統合解析によるインテーク入口部のマッハ数と圧力分布の結果をインテーク単体解析の入口境界条件としたときのインテーク性能が、統合解析による性能とほぼ一致していることがわかった。現在、機体とエンジンの間にあるダイバータの位置の最適化を実施中である。

飛行実験に先立ち、JAXA 角田のラムジェット試験設備（RJTF）を用いた機体／推進統合実験を実施する。2020 年 2 月には、マッハ 4 気流条件（気流全温 610 °C）での実験を実施し、ラムジェットエンジンの安定燃焼を確認した（図 10）。2022 年には、マッハ 5 条件（気流全温 1050 °C）で、機体の操舵翼とエンジンの統合制御を実施し、性能取得及び搭載機器の機能確認を行う。



- ・観測ロケット (S-520) を利用した、極超音速機体の機体／推進統合制御実験 (HIMICO) を再提案する。
- ・機体、軌道等の見直しにより、S-520 の射角を満たすシステムを実現した。
- ・2024 年の飛行実験に先立ち、2022 年に統合実験模型を用いた Mach 5 推進風洞実験を行う予定である。

ご支援のほどよろしくお願いいたします。

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。

- 1) 佐藤哲也、田口秀之他、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、田口秀之他、極超音速統合制御実験機(HIMICO) 1号機的设计状況、観測ロケットシンポジウム 2019 講演集。