

# 極超音速統合制御実験 (HIMICO) の進捗状況

- 佐藤哲也(早大)、田口秀之(JAXA)、津江光洋、土屋武司(東大)、松尾亜紀子(慶大)、今村俊介、高橋英美、廣谷智成、本郷素行 (JAXA)、増田和三(静岡理工科大)、中谷辰爾、森田直人、瀧澤兼吾(東大)、手塚亜聖(早大)、藤川貴弘(東京理科大)、宮路幸二(横国大)、徳留真一郎、丸祐介、坂本勇樹(JAXA)

## Development Status of the High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO)

Tetsuya Sato (Waseda Univ.), Hideyuki Taguchi (JAXA), Mitsuhiro Tsue, Takeshi Tsuchiya (Univ. of Tokyo), Akiko Matsuo (Keio Univ.), Shunsuke Imamura, Hidemi Takahashi, Tomonari Hirotani, Motoyuki Hongo (JAXA), Kazumi Masuda (Shizuoka Inst. of Science and Technology), Shinji Nakaya, Naoto Morita, Kengo Takizawa (Univ. of Tokyo), Asei Tezuka (Waseda Univ.), Takahiro Fujikawa (Tokyo Univ. of Science), Koji Miyaji (Yokohama National Univ.), Shinichiro Tokudome, Yusuke Maru, Yuki Sakamoto

Key Words: HIMICO, Hypersonic flight experiment, Integrated control, Sounding rocket.

### Abstract

High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO) utilizing the S-520 sounding rocket has been proposed as the first step in the development of a hypersonic aircraft in collaboration between JAXA and universities. Presently, investigations into aerodynamics, thermal structures, orbital control, propulsion, instrumentation, and safety have been conducted, and the prototype model was nearly constructed. This paper reports the outline of the progress status and plans of HIMICO.

### 1. はじめに

現在 JAXA では、予冷ターボジェットエンジンを用いた極超音速機の開発構想が提案されている(図1)。本分野において、欧米と比べ我が国ではエンジン開発は先行しているものの飛行実験手段が未整備であるため、飛行実証フェーズに進めないという課題がある。そこで、飛行実証の第一段階として、最も重要でかつ飛行実験でしか実証することのできない「機体/推進統合制御技術」に絞り、S-520 観測ロケットを活用した HIMICO 計画 (High Mach Integrated Control Experiment) を提案している。



図1. JAXAにおける極超音速開発構想

本論文では、HIMICO 計画の概要と準備状況に

ついて紹介する。なお、これまでの HIMICO の開発研究経緯については、過去の観測ロケットシンポジウムの講演集を参照されたい(参考文献(1), (2)など)。

### 2. HIMICO 計画概要

HIMICO 実験のフライトシーケンスを図2に示す。S-520 観測ロケットの先端部に全長 2.0 m、重量 63 kg の HIMICO 実験機(図3)を搭載する。昨年度までのモデル(2B形状)と比較し、新しい2C形状では、飛行停止装置等が新たに加わった分、大型化している。ロケット打ち上げ後、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、大気圏再突入後に空力操舵によって高迎角の引き起こし飛行を行い、マッハ5、動圧 50 kPa の軌道に投入される。最後にラムジェットエンジンを作動させ、機体/推進統合実験を実施した後、着水する。

HIMICO 実験の目的は、(1) 実飛行環境での機体/推進統合制御技術等の実証、(2) 我が国独自の自在性の高い飛行試験インフラの獲得、(3) 若手研究者への飛行試験の機会の提供である。

ミッションのサクセスクライテリアを表 1 に示す。実験機の分離機構が鍵技術のひとつになっており、正常に実験機が分離されることをミニマムサクセス、実験機の制御完了をフルサクセス、極超音速飛行状態でのエンジンの作動と機体/推進統合制御の実証をエクストラサクセスとしている。

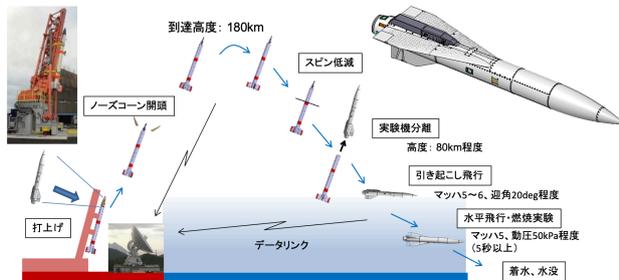


図 2. HIMICO 実験の概念図

表 1. ミッションのサクセスクライテリア

ミニマム	フル	エクストラ
HIMICO実験機が分離すること。	HIMICO実験機の制御を行い、位置、姿勢を確認できること。	エンジンの作動を確認し、機体/推進統合制御が行われること。

### 3. 準備状況

図 3 に HIMICO-2C 形状の概観図を示す。前の 2B 形状と比較して、飛行安全要求に対応するために胴体部を延長した他、ロケット射角要求 (73 deg 以上) に対応した引き起し飛行を実現するために主翼面積とエレボン面積を拡大し、方向安定性の向上のため垂直尾翼面積を拡大した。実験機の総質量は、ダミーウエイトを含め 63 kg で、着水後水没する設計となっている。

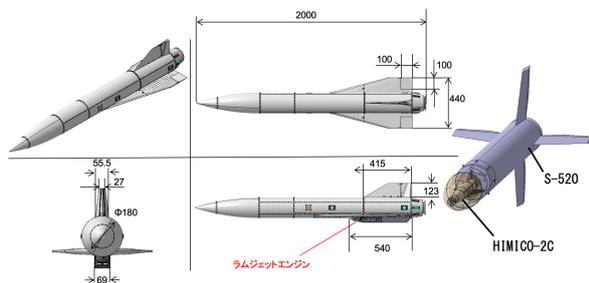


図 3. 実験機概形 (2C 形状)

飛行実験の前に JAXA 角田宇宙センターのラムジェット試験設備 (RJTF) を用いた推進風洞実験を想定しているため、熱構造設計としては実飛行環境と推進風洞実験の双方に対応するものとした。

まず、引き起こしを想定した Mach 5 程度の高迎角飛行について、輻射平衡状態での機体表面温度を推算し (図 4)、機体外殻構造と内部主構造の強度評価を実施した。

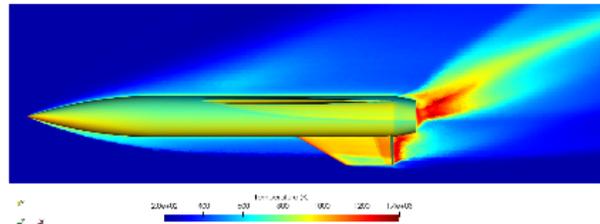


図 4. 輻射平衡状態での空力加熱解析結果

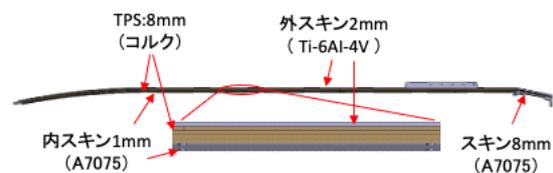


図 5. コルク TPS 断面

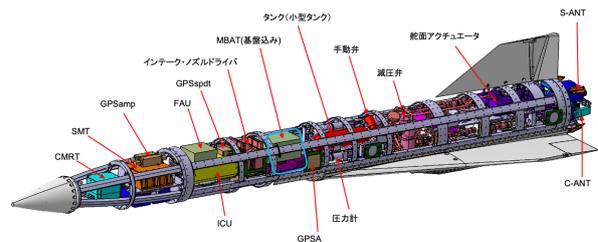


図 6. 艙装検討図



図 7. 極超音速風洞実験による衝撃波の可視化

機体の遮熱設計については、図 5 に示すコルク TPS を用いている。これは、コルク材を外スキンと内スキンの二つの薄い金属板で挟むサンドイッチ構造となっている。推進風洞実験条件で、機体の内部温度が 65°C 以下となっていることを確認した。その他、非定常熱伝導解析によるエンジン部遮熱設計の妥当性の評価、飛行時横向き落下条件に対応した熱解析および応力解析による機体構造の健全性の評価を行なった。

図 6 に艙装検討図を示す。実験機内部には、通信機器、搭載計算機、水素燃料供給系、操舵翼アク

チュエータ、エンジン可変機構アクチュエータ等を搭載する。また、飛行時の縦静安定及び方向静安定を得るために、先端部にバランスウェイトを配置して、重心位置を調整する。

空力検討としては、風洞実験と CFD の結果に基づき、低速から極超音速域までの空力モデルを作成した。Mach 5 で迎角及び横滑り角を変化させた時の 6 分力の計測、シュリーレン法による衝撃波の可視化 (図 7)、オイルフロー法によるエンジン周囲の表面流れの可視化を行なった。また、エレベータの風洞試験により、飛行実験で想定する迎角範囲 (-15~5deg) を実現することを確認した。

軌道設計については、観測ロケットの軌道解析と分離後の HIMICO 実験機の飛行解析を組み合わせ、基準軌道を得た。射点からの仰角の時間履歴を図 8 に示す。エンジン燃焼時の最小仰角が 4.0 となり、地上局においてテレメーターで受信可能であることを確認した。次に、飛行安全区域の設定を行った。基本的には実験機が飛行中に海上落下警戒範囲を逸脱しないような廃棄運用を行う。この時、通常飛行に用いる統合制御装置 (ICU) に加え、電源の独立した飛行停止装置 (FAU) からの廃棄運用をバックアップとして備える。モンテカルロシミュレーションにより、想定される故障 (操舵翼固着、主翼損傷、尾翼破壊、計算機故障) に対して、落下分散域を解析した結果を図 9 に示す。落下分散半径は進行方向に 105 km、直交方向に 90 km となり、従来の S-520 観測ロケットの最大海上落下警戒域半径 (126 km) と比べて小さいことを確認している。

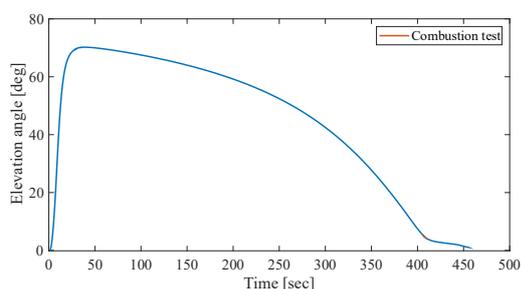


図 8. HIMICO 仰角の時間履歴

運用方法としては、過去に観測ロケット実験でも採用されているノミナル NoGo 方式を採用する。飛行分散解析の結果、HIMICO の落下分散領域が広がるのは、ロケット分離後に引き起こし制御を行い、水平飛行に遷移するときである。そこで、打上げ時には引き起こしを行わない設定とし、分離後に HIMICO の健全性を判断したのちに地上局からレ

ーダートランスポンダによってコマンドを送り、引起しモードに移行させる。また、飛行中、異常が確認された場合や地上局との回線が途絶えた場合には、ICU および FAU により廃棄運用に移行する。

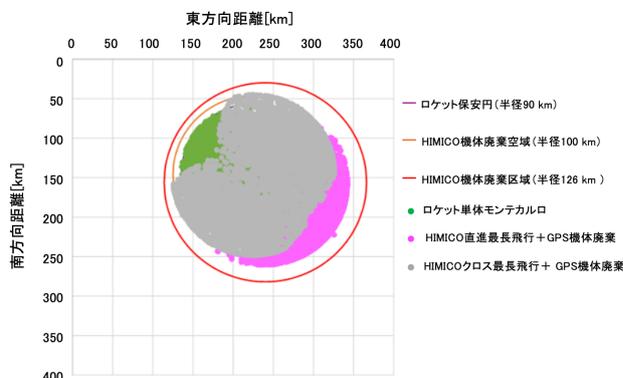


図 9. HIMICO 機体廃棄運用シミュレーション

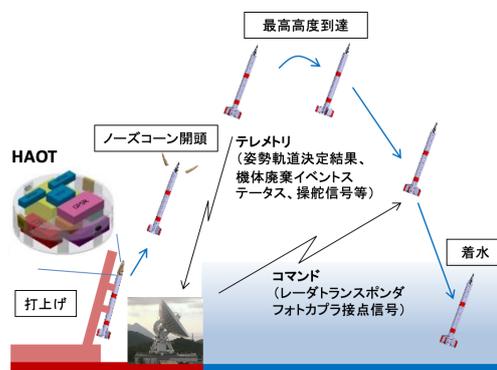


図 10. HIMICO 姿勢軌道制御系飛行実証 (HAOT) 概要

表 2. HAOT ミッションの概要

HAOT ミッション	
(1) 姿勢軌道決定系の検証	搭載GPS、姿勢センサにより常時実施
(2) 飛行安全系の検証	以下の機体廃棄イベントを検知。②~⑤検知時には機体廃棄用操舵信号出力。
①	ノミナルNoGo解除CMD受信 (Go)
②	主系機体廃棄CMD受信 (ABORT)
③	回線途絶 (LOSS)
④	従系機体廃棄CMD受 (BackUpABORT)
⑤	模擬的な機体廃棄許容空域逸脱
* 上記①~④は地上局からロケット搭載レーダトランスポンダ (CMRT) へのCMDによって発生する。	

HIMICO の事前実証として、HIMICO の姿勢軌道決定系および飛行安全系の動作確認を HIMICO と同じ観測ロケット S-520 の飛行環境を用いて実施する。この試験を HIMICO 姿勢軌道制御系飛行実証試験 (HIMICO Attitude and Orbit Control Subsystem Flight Test)、通称 HAOT と名付けている。HAOT は 2024 年夏頃打上げ予定の S-520-34 号機への相乗り搭載を想定している。HAOT の概要

を図 10、ミッション内容を表 2 に示す。S-520 打上げ後、HAOT は姿勢軌道決定を常時実行する。また、模擬的に機体廃棄許容空域逸脱や非可視状態等の HIMICO における機体廃棄条件となるイベントを作り出し、正常に機体廃棄用の操舵コマンドを出力できることを検証する。HAOT についての詳細は、参考文献(3)を参照されたい。

HIMICO の推進系は、図 11 に示すラムジェットエンジンを採用している。予冷ターボジェットのサブスケールモデルで、幅 49 mm、高さ 110 mm、長さ 540 mm である。主構造はチタン合金で、ノズル部に C/C 複合材を使用している。インテークおよびノズルが可変機構を有している。

これまでに、Mach 2.0, 3.4, 5.0 の風洞実験により、基本性能、迎角、横滑り特性、バズ特性を取得した。図 12 に、Mach 5.0 時の風洞実験と CFD 解析の結果を示す。また、水素ガスを用いた燃焼実験により、気流全温度 900 K (Mach 4 相当) の環境下で、燃焼温度、燃焼効率等の基本特性を取得し、耐熱性を確認した。その際、エンジン側方に設置した二色法光学系による排気温度場計測に加え、機体搭載用二色法光学系による温度計測も行った。

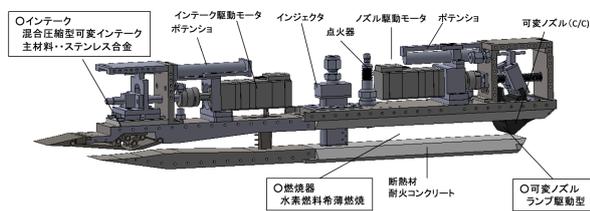


図 11. HIMICO ラムジェットエンジン

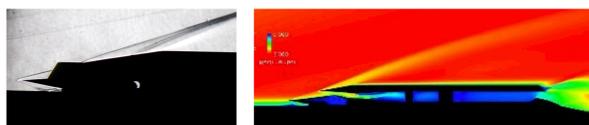


図 12. インテーク超音速風洞実験と CFD 解析

HIMICO では、水素ガス、高圧ガスを使用するため、爆発や火災などに対する安全対策を行う必要がある。水素漏洩対策として 3 つの遮断弁による三重シールに加え、電源系を 3 インヒビット構成 (タイマーからの信号、分離ピン、分離スイッチが全て来ない限り動作しない構成) とし誤作動を防止している。

飛行実験に先立ち、地上でシステムの確認を行うことを目的とし、推進風洞実験を実施する。2020 年 2 月には、JAXA が保有するラムジェットエン

ジン試験設備 (RJTF) を用いて、Mach 4 条件 (空気全温: 610°C) でのラムジェットエンジンの安定作動を確認した。2024 年度秋には、Mach 5 条件 (空気全温: 1050 °C) での推進風洞実験を行う計画である。そこでは、搭載計算機を用いて、機体の操舵翼とエンジンの統合制御を行い、飛行実験データと比較する。また、燃料供給系の確認も行う。

その他、分離機構やアンテナ等の検討を進めている。HIMICO 実験機は、PI 部の円筒内部の後端に設置される分離機構で固定される構造となっている (図 13)。これまでに、観測ロケット環境条件 (静荷重、衝撃荷重、振動荷重) に対する分離機構の構造成立性を確認しており、今後、静荷重試験、衝撃試験、振動試験、回転分離試験で成立性を確認する予定である。

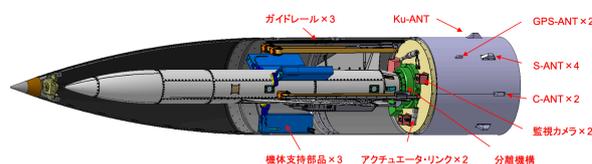


図 13. 実験機の観測ロケットへの搭載図 (案)

#### 4. 最後に

S-520 観測ロケットを利用した、極超音速機の機体/推進統合制御実験 (HIMICO) を実施する計画で進めている。現在までに機体構造がほぼ完成し、安全審査 (Phase-#1) に向けた検討を実施中である。JAXA 宇宙科学研究所のグループとの共同研究体制も固め、2024 年度は各種検討や試験が目白押しである。本研究は、JAXA 輸送系の他プログラムと対応し、我が国の極超音速機開発の大きな一歩になると考えている。

#### 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、極超音速統合制御実験 (HIMICO) の計画および進捗、観測ロケットシンポジウム 2022.
- 2) 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.
- 3) 今村俊介他、HIMICO 姿勢軌道制御系飛行実証 (HAOT)の進捗状況、観測ロケットシンポジウム 2024.