

# 極超音速統合制御実験 (HIMICO) の進捗状況

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

佐藤哲也\*1、田口秀之\*2、土屋武司\*3、津江光洋\*3、松尾亜紀子\*4、藤川貴弘\*5、手塚亜聖\*1、宮路幸二\*6、中谷辰爾\*3、廣谷智成\*2、小島孝之\*2、本郷素行\*2、小林弘明\*2、大木純一\*2、鈴木宏二郎\*3、増田和三\*7

\*1 早稲田大学、\*2 宇宙航空研究開発機構、\*3 東京大学大学院、\*4 慶應義塾大学、\*5 東京理科大学、\*6 横浜国立大学、\*7 静岡理科大学

### 1. はじめに

本講演は現在 JAXA・大学連携で進めている極超音速統合制御実験 (HIMICO: High Mach Integrated Control Experiment) の進捗報告である。大気を機体の揚力やエンジンの酸化剤として活用するエアブリーディングエンジン (ABE) を宇宙機や極超音速航空機に適用することは古くから提案されており、近年の材料等の技術の向上に伴い現実味を帯びてきている。我が国でも、ATREX<sup>[1]</sup>や PCTJ<sup>[2][3]</sup>等の開発が進められ、推進系については国際的優位性を確保している。一方で、欧米と比べるとシステム飛行実証の機会が少ないことが問題となっている。

そこで、我々は、運用方法が確立している観測ロケット S520 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 (HIMICO) により、機体/推進統合制御技術の主要部分を実証することを提案している。

### 2. HIMICO 計画概要<sup>[4][5][6]</sup>

Fig. 1, Fig. 2 に HIMICO-#2 (最終形態) の飛行シーケンスおよび機体概念図を示す。観測ロケット S-520 のノーズコーン内部に全長 1.5 m 程度の小型実験機を搭載し、打ち上げる。ヨーヨーデスピナーとサイドジェットでロケットの回転を減速させた後、ノーズコーンを開頭し、ロケットに HIMICO 実験機が着いた状態で RCS で姿勢制御を行う。その後、実験機は分離され、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引き起こされ、マッハ数 4~5、動圧 50 kPa の軌道に投入される。ここでラムジェットエンジンを点火し、約 20 秒の極超音速統合制御実験を実施する。

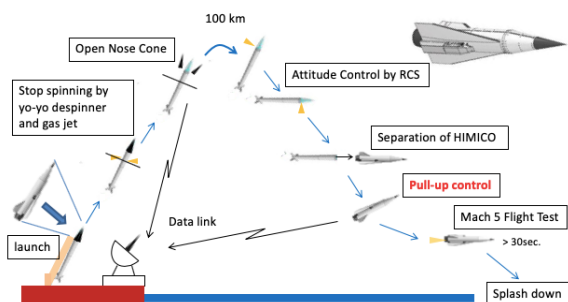


Fig. 1 Flight sequence of HIMICO-#2

HIMICO 実験の意義を以下に示す。第一に極超音速飛行環境下での機体/エンジンの統合制御技術の構築である。極超音速下での空力的に強い相互干渉を伴う状況での制御技術、大型複雑システムのロバスト性の高い複合領域最適化技術を確立することができる。その他の意義としては、国産技術による FTB (Flight Test Bed) 技術の確立、若手研究開発者の人材育成である。

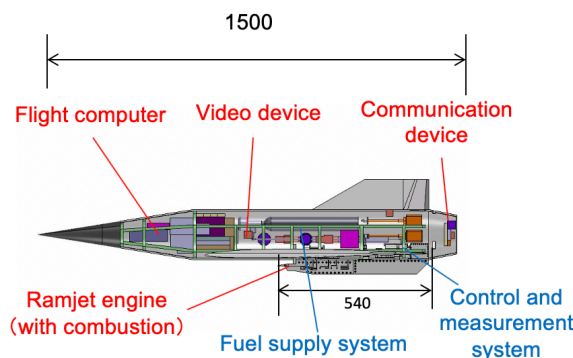


Fig. 2 Schematics of HIMICO-#2 Flight Model.

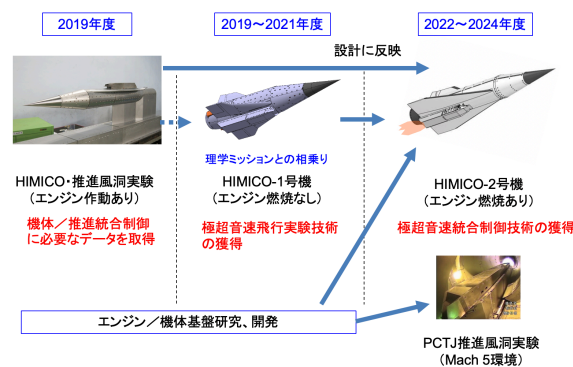


Fig. 3 Program of HIMICO.

これまでの計画の流れを以下に示す。2011年に観測ロケットを利用した極超音速飛行試験の検討を開始し、2014年に HIMICO 研究会を発足、2015年に科学研究費補助金に採択され、研究を加速した。2018年に JAXA 宇宙科学研究所観測ロケット委員会にて、理学ミッションとの相乗り、2段階での実証という形で仮採択され、最短で2021年度に予定されている飛行実験に向けて準備を進めている (Fig. 3)。

### 3. これまでの準備状況

これまでの検討、準備状況について、以下に示す。

#### (1) 機体システムの検討状況

- 空力
  - ・ Local Surface Inclination (LSI) 法による空力設計と風洞実験、CFD による検証
  - ・ 風洞実験によるエレボン、ラダーによる操舵性能の確認
- 軌道
  - ・ ロケットの射角と初期質量をパラメタとした軌道最適化設計
  - ・ 引き起こし制御について、分離後の初期状態（姿勢、角速度）をパラメタとした、飛行解析
  - ・ モンテカルロ法による飛行分散解析
- 構造および艙装
  - ・ 打ち上げ時と引き起こし時に耐えうる構造設計
  - ・ 主構造周りの TPS の配置の検討。
  - ・ 重心位置、慣性主軸の調整（艙装、ダミーウェイト等）

#### (2) 推進システムの検討状況

- 空力
  - ・ 予冷ターボと相似形状の流路を持つ可変エアインテーク、ノズルの設計
  - ・ 迎角、横滑り角をつけた、エアインテークの性能検証（超音速風洞実験、CFD）
- 構造
  - ・ 空力加熱、燃焼ガスに耐えうる構造検討（C/C ノズル、モータの熱防護など）
- 燃焼
  - ・ 高温燃焼器実験による性能、耐熱性の確認
  - ・ CFD による自己着火の可能性検討
- 制御
  - ・ 飛行試験を念頭に置いたインテーク、ノズル制御

#### (3) 機体/推進統合システムの検討状況

- 空力
  - ・ 統合型モデルのCFD 解析
- 構造
  - ・ ロケットへの搭載方法、分離機構の検討
- システム
  - ・ RJTF 燃焼風洞実験によるシステム実証(2020年2月予定、Fig.4、Table 1)

### 3. まとめ

本稿では、極超音速統合制御実験（HIMICO）についての進捗状況の概要を報告した。宇宙輸送機や極超音速航空機の高性能化、高信頼性化において、ABE は必要不可欠な技術であり、これを飛行実証することがわが国にとって重要であると考えている。本研究開発は、分野横断的なものであり、ご興味のある方は是非参加していただきたい。

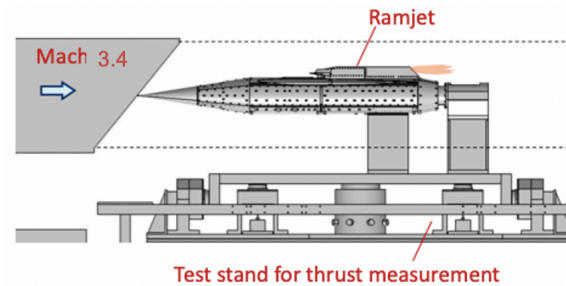


Fig. 4 Conceptual Drawing of Free-jet Test in RJTF.

Table 1 Condition of RJTF Test Comparing to Flight Test.

	Flight test	RJTF
Mach Number	5.0	3.4
Total temperature, K	1320	884
Total pressure, kPa	1340	870
Reynolds number	$7.35 \times 10^4$	$2.02 \times 10^5$

#### 参考文献

- [1] 棚次亘弘, 佐藤哲也, 小林弘明他: ATREX エンジンの研究開発, 宇宙科学研究所報告, 特集 第46号, pp.1-248 (2003) .
- [2] Sato, T., Taguchi, H., et . al., "Development study of Mach 6 Turbojet Engine with Air-Precooling, Journal of the British Interplanetary Society," Vol. 58, No. 7/8, pp.231-240 (2005).
- [3] Taguchi, H., et . al., " Mach 4 Experiment of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine", 23rd International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE-2017-22532 (2017).
- [4] Sato, T, Taguchi, H., Kojima, T., Tsuchiya, T., Tsue, M., Nakaya, S., Matsuo, A., Tezuka, A., Fujikawa, T. Miyaji, K.: Program of High Mach Integrated Control Experiment, "HIMICO" using S-520 Sounding Rocket, Proceedings of 32nd International Symposium on Space Technology and Science, (2019).
- [5] 佐藤哲也、田口秀之、土屋武司、津江光洋、鈴木宏二郎、中谷辰璽、手塚亜聖、松尾亜紀子、宮路幸二、藤川貴弘、廣谷智成、本郷 素行、小島孝之: 極超音速統合制御実験機(HIMICO)1号機的设计状況、第2回観測ロケットシンポジウム (2019).
- [6] 佐藤哲也、田口秀之、土屋武司、藤川貴弘、小林弘明、増田和三、鈴木宏二郎、松尾亜紀子、手塚亜聖、宮路幸二、青木隆平、横関智弘、津江光洋、中谷辰璽、廣谷智成、本郷 素行、小島孝之: 極超音速統合制御実験機(HIMICO)2号機の飛行実験提案、第2回観測ロケットシンポジウム (2019).