

# 極超音速統合制御実験機（HIMICO）の設計状況

○田口秀之（JAXA） 佐藤哲也（早大） 津江光洋（東大） 土屋武司（東大） 松尾亜紀子（慶大）  
手塚亜聖（早大） 中谷辰爾（東大） 藤川貴弘（東理大） 森田直人（東大）  
廣谷智成（JAXA） 高橋英美（JAXA） 今村俊介（JAXA） 大木純一（JAXA）

## Design Status of High Mach Integrated Control Experimental Aircraft (HIMICO)

Hideyuki Taguchi (JAXA), Tetsuya Sato (Waseda University), Mitsuhiro Tsue (The University of Tokyo),  
Takeshi Tsuchiya (The University of Tokyo), Akiko Matsuo (Keio University), Asei Tezuka (Waseda University),  
Shinji Nakaya (The University of Tokyo), Takahiro Fujikawa (Tokyo University of Science),  
Naoto Morita (The University of Tokyo), Tomonari Hirotoni, Hidemi Takahashi, Shunsuke Imamura, Junichi Oki (JAXA)

Key Words: hypersonic, ramjet, aerodynamics, trajectory

### Abstract

The design of High Mach Integrated Control Experimental aircraft (HIMICO) has been progressed. Propulsion wind tunnel test of the aircraft with hydrogen ramjet has been conducted under Mach 4 condition. Heat shield capability of the airframe and hydrogen combustion of the ramjet engine has been confirmed. The front shape of the airframe has been improved by adopting ogive shape to reduce drag and to increase the inner volume. The flight trajectory has been improved within the restriction of launch angle of the sounding rocket. The flight at about Mach 5 with nearly constant dynamic pressure will be obtained with the trajectory. The aerodynamic characteristics of the aircraft shape has been evaluated by hypersonic wind tunnel experiment.

### 1. はじめに

2020 年に閣議決定された宇宙基本計画<sup>1</sup>において、エアブリージングエンジン等を活用して二地点間輸送にも対応できる革新的な将来宇宙輸送システムの実現を目指す方針が示された。これまで、エアブリージングエンジンに関して、極超音速予冷ターボジェット<sup>2</sup>の推進風洞実験<sup>2</sup>や、マッハ 5 クラスの極超音速旅客機<sup>3</sup>の研究が進められてきた。高速二地点間輸送機である極超音速旅客機は、上段ロケットを搭載することで、将来宇宙輸送システムに発展させることができる。

極超音速旅客機を実現するためには、マッハ 5 程度の飛行領域での機体とエンジンの相互干渉による推進性能の低下を防ぎつつ、安定した飛行制御を実現するための機体／推進統合制御技術確立する必要がある。そこで、JAXA で運用されている観測ロケットを活用して同技術を実証するため、図 1 に示す極超音速統合制御実験機（HIMICO: High Mach Integrated Control Experiment）<sup>4</sup>の研究開発を進めてきた。この実験機は、S-520 観測ロケットの先端部に搭載され、通常の運用方法で高高度まで上昇した後、

ロケットから分離され、落下時に極超音速飛行を行うことを想定して設計されている。HIMICO 実験機の飛行軌道の概要を図 2 に示す。この実験機は、ロケットから分離した後、大気中の空力操舵によって引き起こし飛行を行い、マッハ 5 程度の動圧一定軌道に投入される。その後、搭載されたラムジェットエンジンが作動し、エンジン推力の最大化と、エンジン作動状態での機体制御の実現性を実証する計画である。本論では、HIMICO 実験機の設計および実証実験の状況について概説する。



図 1. 極超音速統合制御実験機（HIMICO）

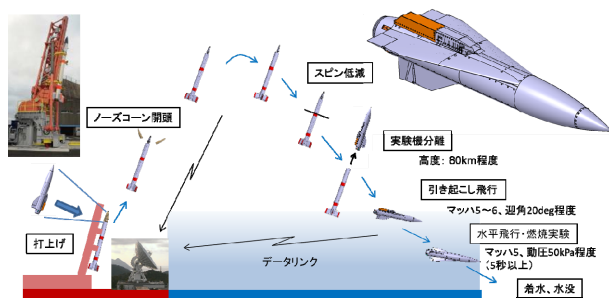


図 2. HIMICO 実験機・飛行軌道概要

## 2. 推進風洞実験

HIMICO 実験機について、試作機体を用いて、マッハ 4 飛行模擬環境での推進風洞実験を行った。この実験は、2020 年 2 月に JAXA 角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備において実施した。図 3 に推進風洞実験のセットアップを示す。実験機はラムジェットエンジンを上側にして、三分力天秤の上部に設置された。この実験では、迎角 0deg での縦三分力を計測した。

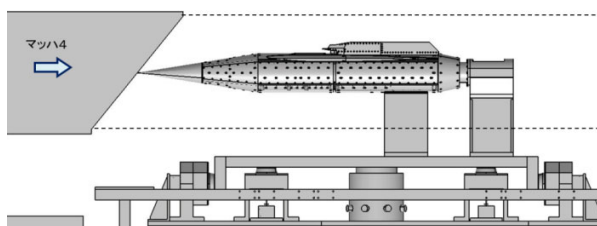


図 3. 推進風洞実験セットアップ

図 4 にマッハ 4 試験時の機体表面を撮影した、赤外線画像を示す。この画像から、機体およびエンジンの先端部の表面温度が上昇していることが判る。機体表面は金属製であるが、この内側に断熱層を配置しており、機体内部温度は、常温付近で保たれていることを確認した。

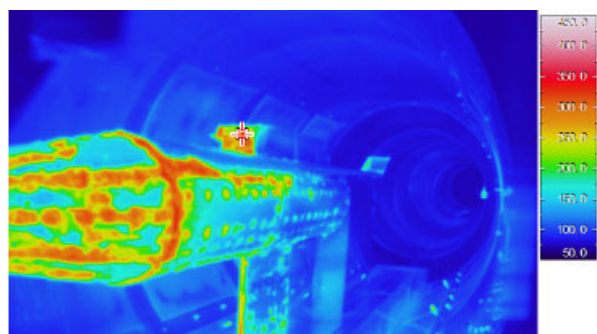


図 4. 機体表面温度分布

図 5 にラムジェット燃焼時の実験機外観を示す。推進風洞実験においては、マッハ 4 の気流が静定してからラムジェット燃焼器に水素燃料を噴射し、火花点火で燃焼を開始させた。燃焼状態でのエンジン内部の圧力と温度を計測し、インテークの圧力回復率の評価や発生推力の推算を行った。



図 5. ラムジェット燃焼時の実験機外観

図 6 にラムジェット燃焼時の燃焼器内部温度を示す。燃焼器内部温度は、マッハ 4 の気流が静定した 40 秒付近で 700K 程度、燃焼が安定した 47 秒付近で 1500K 程度となった。

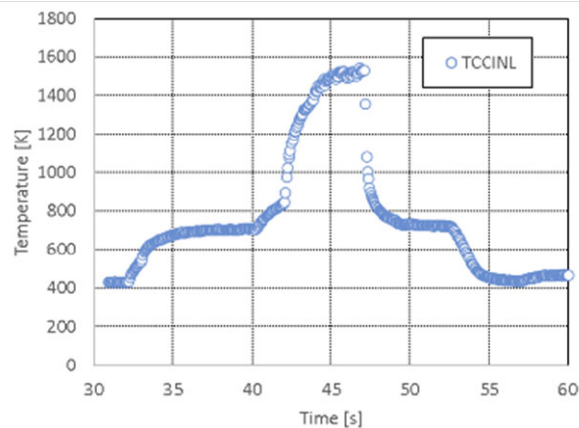


図 6. 燃焼器内部温度

エンジン排気部の胴体の遮熱については、実験条件に合わせた流体・伝熱連成解析<sup>5</sup>を行って評価した。ラムジェットのインテークについては、別途、インテーク単体の超音速風洞試験<sup>6</sup>を実施して圧力回復性能等を取得し、迎角、横滑り角の影響を調べた。

## 3. 実験機形状の改良

HIMICO 実験機の初期形状では、簡略化のため、胴体先端部に円錐形状を適用した。一方、胴体先端

部については、揚抗比やラムジェットエンジンの流入空気的全圧分布に影響を与える可能性があるため、改良設計を行った。

図 7 に HIMICO 実験機の改良形状を示す。先端部形状に関する先行研究<sup>7</sup>を参考にして、HIMICO 実験機の先端部にオジャイブ形状を適用し、揚抗比の改善を図った<sup>8</sup>。また、観測ロケット実験における打上げ射角の制限に対応して、大気中の引起し飛行を実現するために、主翼と操舵翼の面積拡大を行った。

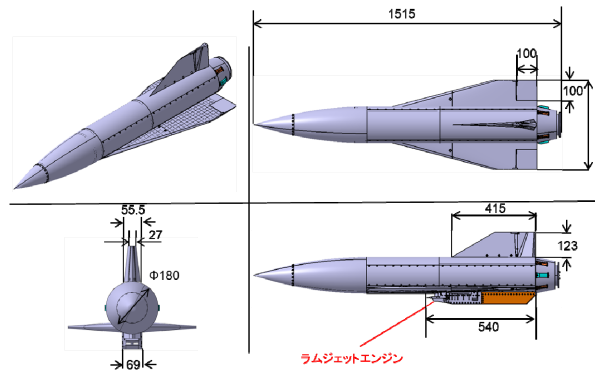


図 7. HIMICO 改良形状

図 8 に改良形状に対応した機装設計の結果を示す。実験機内部には、地上局と通信するための通信機器（レーダ・トランスポンダ、テレメータ、アンテナ）、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予定である。これらを搭載した上で、飛行時の縦静安定およ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、重心位置を調整した。

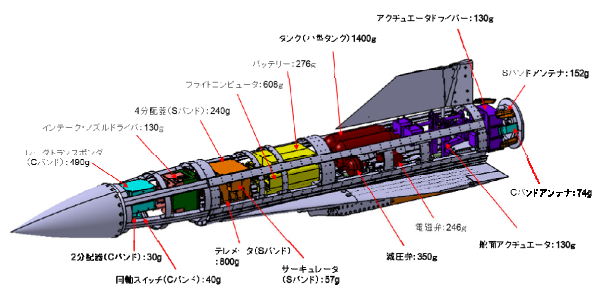


図 8. 搭載機器の機装設計

図 9 に、改良形状の空力特性と重量・重心を考慮した飛行解析結果（高度・マッハ数）を示す。横軸は、ロケットから分離した後の時間である。この軌道では、実験機は高度 80km 程度でロケットから分離し、約 40 秒後に水平飛行に近い軌道に移行する。この時の速度はマッハ 4～5.5 程度である。

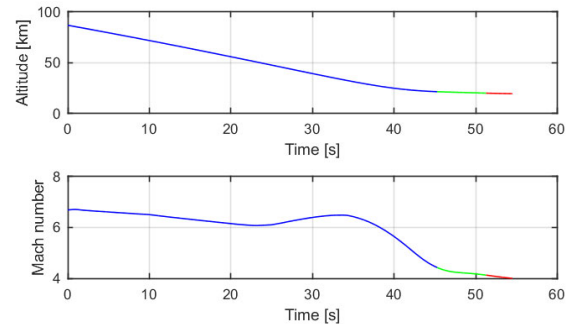


図 9. HIMICO 飛行軌道（高度、マッハ数）

図 10 に実験機と通信を行うための地上局アンテナの仰角と飛行動圧の履歴を示す。実験機が水平飛行に近い軌道に移行する分離後約 40 秒のアンテナ仰角は、0.5deg 程度である。この仰角での通信成立性については、事前検証が必要であると考えられる。分離後 40～55 秒の飛行動圧は 60～70kPa 程度で維持されており、ここでラムジェットエンジンの燃焼実験を安定して行うことができると考えられる。この軌道を基準にして、飛行実験時の保安区域を設定するための飛行分散解析<sup>9</sup>を実施した。

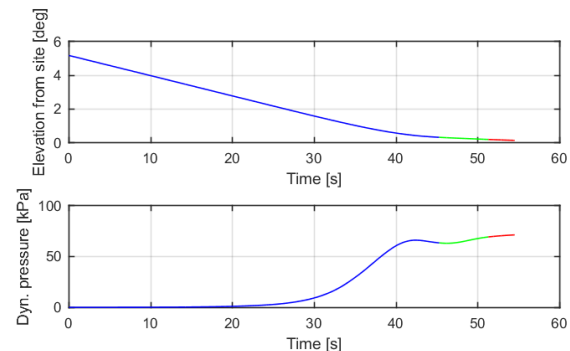


図 10. HIMICO 飛行軌道（仰角、動圧）

#### 4. 極超音速風洞試験

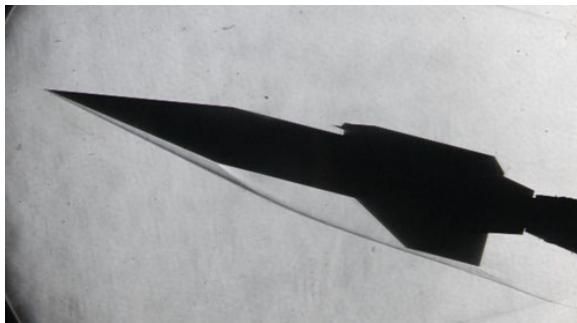
HIMICO 実験機改良形状の空力特性を取得するために、極超音速風洞試験を行った。試験は JAXA 調布航空宇宙センターの極超音速風洞で実施した。気流条件は、Mach 5、全圧 1MPa、全温 700K とした。図 11 に、極超音速風洞試験に用いた HIMICO 実験機改良形状の試験模型を示す。模型の大きさは実験機の 25%スケールとし、全長を 300mm とした。エンジン部品には、内部を空気が通過する流路は設けず、エンジン入口部に衝撃波が形成される不始動状態を模擬することとした。風洞試験においては、飛行実験時の高迎角背面飛行に対応して、-35deg～0deg の六分力を取得した。



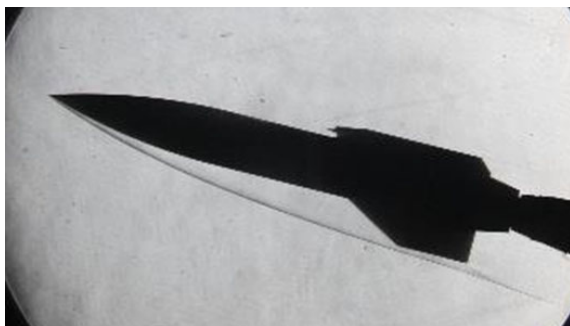


図 11. HIMICO 改良形状・風洞試験模型

図 12 に風洞試験で得られたシュリーレン画像 (Mach 5, 迎角-15deg) を示す。a) 初期形状では、胴体下部において、先端で発生する衝撃波と円筒部で発生する膨張波が干渉している。一方、b) 改良形状では前胴部の下側に湾曲した衝撃波が形成されている。胴体上部については、強い膨張波は観察されず、エンジン入口部に弱い離脱衝撃波が形成されている。



a) 初期形状



b) 改良形状

図 12. シュリーレン画像 (Mach 5, 迎角-15deg)

## 5. 結論

極超音速機と極超音速エンジンの相互干渉を調べる目的で設計している極超音速統合制御実験機の設計および実証実験の状況を概説した。

- ・マッハ4推進風洞実験において、設計した遮熱構造を適用することで、機体内部を常温付近に保てることを確認した。

- ・マッハ4推進風洞実験において、水素燃料ラムジェット燃焼実験を行い、推進性能の評価に必要なデータを取得した。
- ・観測ロケットに搭載することを想定した実験機の形状改良と艤装設計を行い、軌道解析で成立性を評価した。
- ・極超音速統合制御実験機の改良形状について、マッハ5風洞試験を行い、周囲流の変化等を確認した。

## 謝辞

本研究を遂行するにあたり JAXA 技術実習生 (池田氏、尾身氏、吉原氏、千賀氏、小倉氏、藤井氏、干谷氏、藤森氏、香山氏、田中氏、深澤氏、寺尾氏)、慶應義塾大学の藤井氏の協力を受けた。ここに謝意を表する。

## 参考文献

- 1) 宇宙基本計画 (令和2年6月30日閣議決定), <https://www8.cao.go.jp/space/plan/keikaku.html>
- 2) Taguchi, H., et. al., "Mach 4 Performance Evaluation of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine," 22nd International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2018-5203, 2018.
- 3) Taguchi, H., et. al., "Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines," Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012.
- 4) 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」, 第1回観測ロケットシンポジウム, 2018.
- 5) 藤井謙, 松尾亜紀子, 田口秀之「極超音速統合制御実験機排気流による内部ノズルの熱的応答に関する流体・伝熱連成解析」, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, 2021.
- 6) 藤森勇輝, 小倉彰悟, 藤井愛実, 干谷祐輔, 佐藤哲也, 田口秀之, 小島孝之, 大木純一「極超音速統合制御実験(HIMICO)用ラムジェットインテークに関する実験的研究」, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, 2021.
- 7) A. Hemateja, "NOSE CONE DESIGN AND ANALYSIS OF AN AVION," International Journal of Pure and Applied Mathematics, 2018.
- 8) 田中寛之, 田口秀之, 廣谷智成, 大木純一, 手塚亜聖「極超音速統合制御実験機(HIMICO)のノーズ形状がエンジン周囲流に及ぼす影響」, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, 2021.
- 9) 森田直人, 土屋武司, 田口秀之「任意ダイナミクスフライトシミュレータによる観測ロケット・HIMICO 統合シミュレーション環境と飛行分散解析」, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, 2021.