

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

○ 佐藤哲也(早大)、田口秀之(JAXA)、土屋武司(東大)、津江光洋(東大)、中谷 辰爾(東大)、
松尾亜紀子(慶大)、手塚亜聖(早大)、小島孝之(JAXA)、小林弘明(JAXA)、
鈴木宏二郎(東大)、山下礼(ケンブリッジ大)、青木隆平(東大)、横関智弘(東大)、富岡定毅(JAXA)

Proposal of the Flight Experiment of High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO) Using a S520 Sounding Rocket

Tetsuya Sato (Waseda University), Hideyuki Taguchi (JAXA), Takeshi Tsuchiya, Mitsuhiro Tsue, Shinya Nakaya (The University of Tokyo), Akiko Matsuo (Keio University), Asei Tezuka (Waseda University), Takayuki Kojima, Hiroaki Kobayashi (JAXA), Kojiro Suzuki (The University of Tokyo), Rei Yamashita (The University of Cambridge), Takahira Aoki, Tomohiro Yokozeki (The University of Tokyo) and Sadatake Tomioka (JAXA)

Key Words: hypersonic, sounding rocket, flight experiment, HIMICO

Abstract

A High Mach Integrated Control Experiment, HIMICO, which is a flight experiment of the hypersonic vehicle with a ramjet engine launched by a S-520 sounding rocket, is introduced in this paper. The experiment aims to establish the integrated control method including the interference between the fuselage and engine under the actual unsteady Mach 4-5 flight condition. Length and weight of the vehicle are 1.5 m and 30 kg, respectively. Presently, the preliminary studies have been conducted on the aerodynamics, trajectory, thermal-structure, propulsion, control and outfitting structure. The reference trajectory is defined with 24 second of the hypersonic flight duration. A free-jet test of the HIMICO model at Mach 5 will be conducted in FY2018 to verify the system in advance of the flight experiment.

1. はじめに

JAXA では、マッハ 5 クラスの極超音速旅客機の研究が進められ、液体水素燃料を用いた極超音速予冷ターボジェットが鍵技術となっている。2003 年より、地上静止状態からマッハ 5 までの連続作動を実証するために、地上静止燃焼実験、マッハ 2 飛行実験、およびマッハ数 4 飛行環境実験を進めてきた。2016 年には JAXA 角田宇宙センターの RJTF 試験設備において、液体水素燃料を用いたマッハ 4 推進性能実証（世界初）を達成した^[1]。JAXA で掲げる極超音速飛行実験構想を図 1 に示す^[2]。マッハ 5 クラスの極超音速機について、機体／推進統合制御技術、巡航技術、加速技術を段階的に実証し、大陸間輸送の高速化に寄与する極超音速旅客機の実用化を目指す。本提案の極超音速統合制御実験（HIMICO: High Mach Integrated Control Experiment）は、その第 1 段階に位置づけられる。これまでの研究により、定常状態での極超音速エンジン単体性能や機体システムの成立性については、一定の知見が得られている。一方、極超音速飛行実験の困難さから、実飛行環境にお

ける機体／推進統合制御技術については、実証機会を得ることが難しい状況が続いている。そこで本提案では、運用方法が確立している観測ロケットを活用して、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手段を確立し、機体／推進統合制御技術の主要部分を実証することを目的とする。具体的には、非定常環境下における極超音速旅客機の機体姿勢制御、エンジンのインテーク制御、燃料制御、ノズル制御等、機体と推進の相互干渉を考慮した統合制御則の確立を目指す。その他、HIMICO 実験によって、我が国独自の FTB 技術の確立、航空宇宙分野（大型システム）の人材育成、教育等の効果も期待される。



図 1. 極超音速実験構想

2. HIMICO の概要および準備状況

図 2 に HIMICO の実験概要図を示す。観測ロケット S520 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、発射する。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止めた後、ノーズコーンを開頭し、ノーズコーン内部の RCS でロケットの姿勢を制御する。ロケットを実験機分離姿勢にした後、実験機を分離する。実験機は自由落下中に加速、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。その後、ラムジェットエンジンを着火させ、統合制御実験を行った後、着水させる。

図 3 に実験供試体を示す。本実験では機器の搭載性を考慮し、胴体を円筒形状とした。また、ロケットフェアリング内に搭載できるサイズとした。エンジンはラムジェットで、オプションとしてスクラムジェットエンジンに置き換えることも検討している。機体は、飛行軌道との統合最適化解析によって設計した形状を一部修正した。機体質量はおよそ 30 kg である。

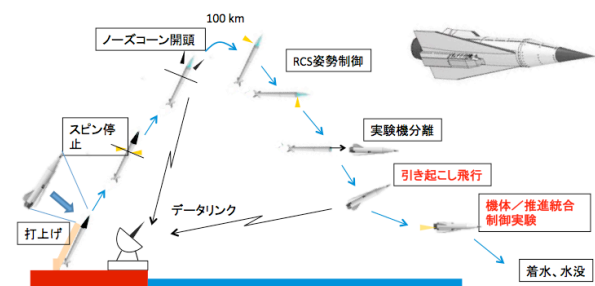


図 2. 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 構想

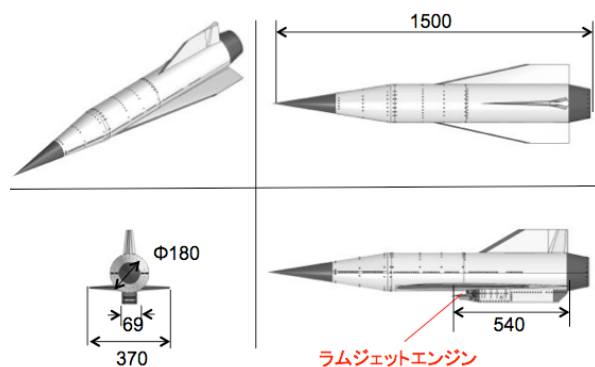


図 3. HIMICO 供試体 (単位 : mm)

運動モデルは鉛直面内の 2 自由度運動方程式とし、縦の姿勢運動のトリムを考慮している。また、エンジンの推力は小さいものとして無視している

(安全側の想定)。軌道設計の手順としては、S520 の軌道計算と分離後の実験機の軌道計算を別々に実施した。前者では射角とロケット初期質量を変化させて軌道解析し、後者では軌道最適化手法により実験時間を最長化させた。図 4 に解析結果の一例を示す。ロケット打ち上げ時の質量と射角をパラメタにとり、統合制御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) というを表している。図中の - 印の領域は、実験時間が 5 秒以下であることを表す。領域 A は再突入角度が深くなりすぎて軌道の引き起こしが不可能であり、領域 B は速度不足により実験ができない。その結果、打ち上げ時質量 2500 kg、打ち上げ射角 65 度のときを基準軌道に採用した。打ち上げ時質量の調節には、300 kg のダミーウェイトを搭載する。打ち上げ射角 65 度については、これまでの S520 としては経験がないため、さらなる検討が必要である。図 5 に飛行軌道の検討結果を示す。実験機は高度約 85 km で動圧がほとんどない状態 (10 Pa) で分離され、機体を引き起こした後、動圧 50 kPa、マッハ数 4 以上の領域でエンジンを着火し、統合制御実験を実施する。この他、飛行実験時の軌道分散についてモンテカルロ法を用いて検討している。

		ロケット打ち上げ時質量 [kg]													
		2200	2250	2300	2350	2400	2450	2500	2550	2600	2650	2700	2750		
射角 [deg]	62	-	-	39.6	39.8	36.7	30.1	23.7	17.5	11.6	6.1	-	-	B	
	63	-	-	39.8	36.4	30.2	24.4	18.6	13.1	7.9	-	-			
	64	-	A	39.8	35.6	29.9	24.4	19.1	14.0	9.2	-	-			
	65	-	-	-	34.1	29.1	24.0	19.1	14.3	9.9	5.6	-			
	66	-	-	-	-	31.6	27.7	23.2	18.6	14.3	10.2	6.2			
	67	-	-	-	-	-	25.7	21.9	17.8	13.8	10.0	6.4			
	68	-	-	-	-	-	20.9	20.1	16.6	13.0	9.6	6.2	-		

斜角 ー 5秒以下

- : 5秒以下

図 4. ロケット打ち上げ時質量と射角に対する実験時間 (単位 : 秒)

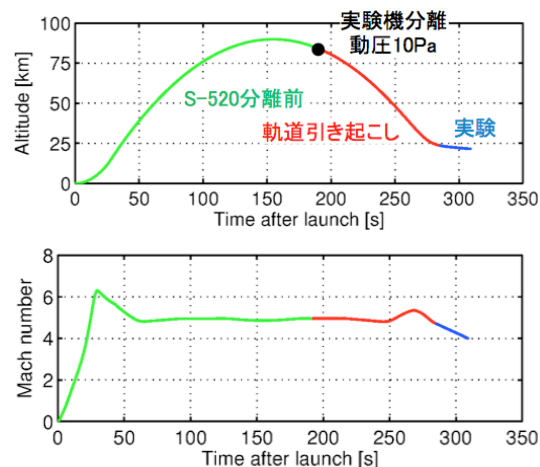


図 5 HIMICO 基準軌道の時間履歴

図 6 にサブスケール模型を用いた機体単体の極超音速風洞実験 (Mach 5, $\alpha=15$ deg) におけるシェリーレン写真と CFD 解析による等 Mach 線図を示す。また、図 7 に実験、CFD に加え、簡易解析手法 (LSI 法) による縦 3 分力の空力係数を示す。実験と CFD はほぼ一致しており、LSI 法も多少誤差があるものの十分に評価しうるツールであることがわかった。さらに、機体のヨー方向の安定性やエレベータによる操舵性を調査し、最適な尾翼形状を選定し、飛行実験で想定される迎角範囲 ($\alpha=15\sim5$ deg) で操舵可能であることを確認した。

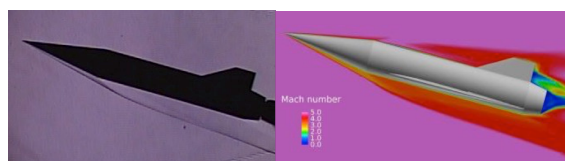


図 6. 機体周りの流れ場の様子

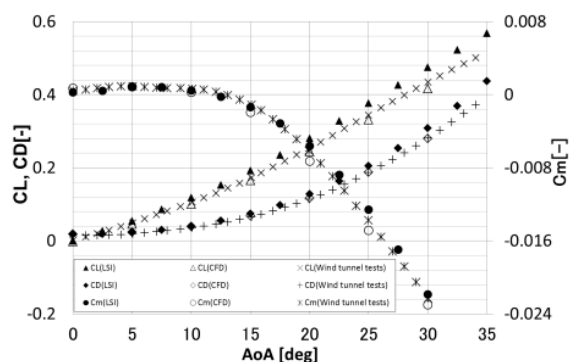


図 7. 空力係数の比較 (Mach 5、操舵なし)

図 8 に HIMICO 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、インテーク、燃焼器、可変ノズルの 3 つの要素に分けられる。飛行軌道と機体姿勢の変化に応じてインテークとノズルのスロート面積が変化できるようになっている。また、機体の境界層を排除するためにダイバータをつけている。図 9 にマッハ数 3.4 におけるインテーク性能マップを示す。ノズルスロート高さ (プロット横に書かれている数値、単位 mm) をパラメタとしている。図中、理論値は 2 次元でかつ粘性や剥離等の影響を考慮していないため、実験値とは定性的、定量的に異なる。当初行った隙間を考慮しない CFD 解析 (プロット黄色) に比べて、実験値 (赤色) の TPR, MCR が大きく低下した。検討した結果、インテーク可動部の隙間からの漏れが原因であることが判明した。そこで、隙間を考慮した CFD 解析 (プロット緑色) を実施し、実験値とほぼ一

致することを確認した^[3]。その他、ラムジェットのダイレクトコネクト燃焼実験を行なった (図 10)。高エンタルピー風洞から供給される全温 900 K の気流を風洞に直結したラム燃焼器内に流し、水素ガスを燃焼させることによって、着火特性、安定燃焼、燃焼効率、耐熱性、耐久性についての確認を行った。また、要素試験によって、SiC 粒子添加可視 2 色法を用いた燃焼器内の温度分布計測を行い、粒子濃度が計測精度に与える影響を調査した。

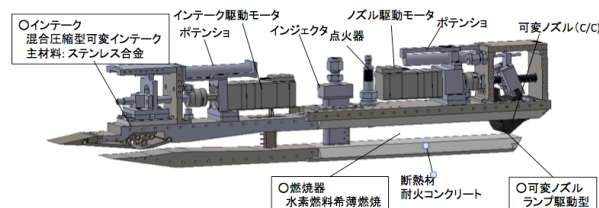


図 8. HIMICO ラムジェットエンジン

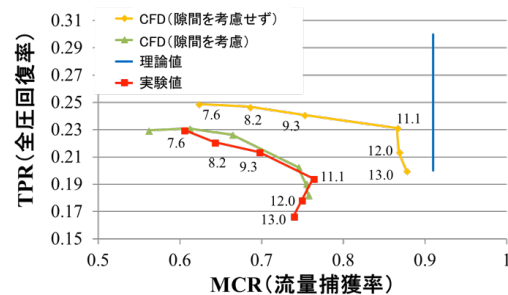


図 9. インテーク性能マップ (Mach 3.4)

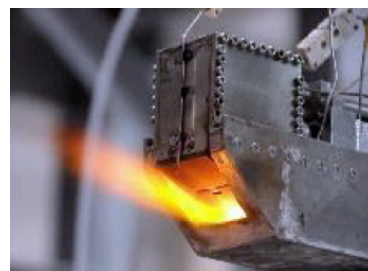


図 10. ラムジェットダイレクトコネクト燃焼実験

図 11 に HIMICO の構造機装検討図を示す。設計方法としては、まず、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。次に、金属主構造と胴体表面の TPS 配置を想定し、TPS の熱構造解析を実施した (機体内部が最大 65 °C 以下となることを確認)。さらに、搭載品の配置および前方ウェイトで、静安定を実現できる重心位置となる様調整した。最後に後方ウェイトにより、回転安定の観測ロケットと慣性主軸が一致するように調整した。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を行った。姿勢制御装置および射出ユニットの概念図を図 12 に示す。射出方式は、実績のある柔軟エアロシェルの大気圏突入実証試験を参考に検討している。

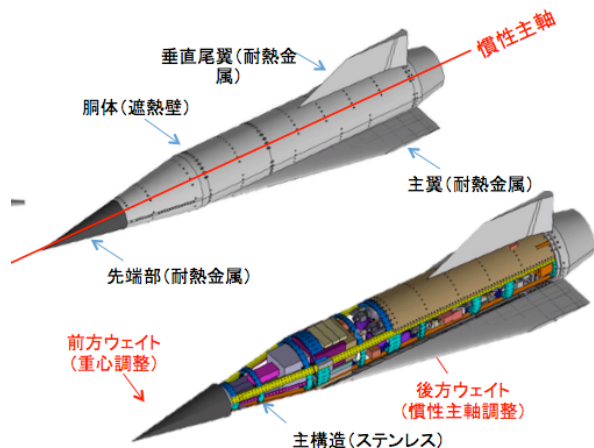


図 11. HIMICO 構造機装検討図

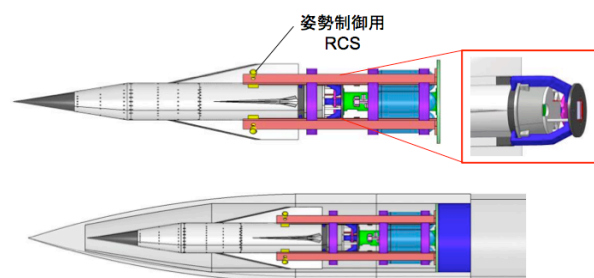


図 12. HIMICO 姿勢制御・射出ユニット

飛行実験に先立ち、JAXA 角田のラムジェット試験設備を用いた Mach 4 フリージェット燃焼実験 (RJTF 実験) を今年度実施する計画である。この実験では、要素実験および CFD 解析の結果を反映したモデルを使用する (図 13)。このモデルは、観測ロケットを用いた飛行実験と同じサイズで、機能等も飛行実験に対応するように設計されているが、一部コストを削減するために材料等は異なるものを用いている。機体の全長は 1.5 m で、架台には実験時の縦方向の力を計測するための天秤が内装されている。この実験では、非定常的な気流の変化は模擬できないが、機体とエンジンの干渉を含めた統合制御を実施する。

6. 結論

観測ロケット (S520) を利用した、極超音速機システムの機体／推進統合制御実験 (HIMICO) を

提案する。現在、システム検討、要素検討を進めており、今年度、統合実験模型を用いた Mach 4 フリージェット燃焼実験を行う予定である。本研究は、世界に先駆けて研究開発を進めてきた極超音速機／極超音速エンジンの技術実証であるとともに、独自の飛行試験インフラの開発にも繋がる点で意義があると考ええる。ご支援のほどよろしくお願いいたします。



図 13. RJTF 用 HIMICO 実験模型

謝辞

本研究は JSPS 科研費 基盤研究(A) 15H02323 の助成を受けたものである。

参考文献

- 1) Taguchi, H., Hongoh, M., Kojima, T. and Saito, T., “Mach 4 Experiment of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine”, 23rd International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE-2017-22532, 2017.
- 2) 田口秀之、小林弘明、小島孝之、本郷素行、佐藤哲也、土屋武司、津江光洋、”極超音速予冷ターボジェットの飛行実験構想”、平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム講演集、2016
- 3) Yoshida, H. Wakabayashi, S., Nagao, T., Sato, A., Sato, T., Hashimoto, A. and Takayuki Kojima, T., “Numerical Study of Inlet Performance with Airframe/Propulsion Interference”, proceedings of The 9th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, AJCPP2018-003, 2018.
- 4) 千賀崇浩、佐藤彰、若林祥、吉田秀和、佐藤哲也、田口秀之、小島孝之、岡本敏樹、池田有空、津江光洋、中谷辰爾、”極超音速統合制御実験 (HIMICO) 用ラムジェットエンジンの高エンタルピー燃焼実験”、平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム講演集、2018.