

極超音速統合制御実験機 (HIMICO) 1号機的设计検討

佐藤 哲也 (早大)、○田口 秀之 (JAXA)、
土屋 武司、津江 光洋、鈴木 宏二郎、中谷 辰爾 (東大)、手塚 亜聖 (早大)
松尾 亜紀子 (慶應大)、宮路 幸二 (横国大)、藤川 貴弘 (理科大)
廣谷 智成、本郷 素行、小島 孝之、大木純一 (JAXA)

Design Status of High Mach Integrated Control Experimental Aircraft (HIMICO) No.1

Tetsuya Sato (Waseda University), Hideyuki Taguchi (JAXA), Takeshi Tsuchiya, Mitsuhiro Tsue, Kojiro Suzuki, Shinya Nakaya (The University of Tokyo), Asei Tezuka (Waseda University), Akiko Matsuo (Keio University), Koji Miyaji (Yokohama National University), Takahiro Fujikawa (Tokyo University of Science), Tomonari Hirotani, Motoyuki Hongoh, Takayuki Kojima (JAXA),

Key Words: hypersonic, aerodynamics, heat shield

Abstract

The design of High Mach Integrated Control Experimental aircraft (HIMICO) for the 1st flight experiment has been progressed. The aerodynamic coefficients has been obtained both at hypersonic wind tunnel experiment and numerical simulation. The lift coefficient of the numerical simulation consisted with the experimental result. The drag coefficient of the numerical simulation has a difference with the experimental result. The heat shield structure at the exit of ramjet engine has been examined at a combustion experiment. A cork ablator was attached at the surface of airframe. The temperature increase at the surface of airframe was about 1K at the combustion experiment with 2000K exhaust gas and 5s duration.

1. はじめに

これまで、マッハ 5 クラスの極超音速旅客機¹の実現を目指して、極超音速予冷ターボジェット²の推進風洞実験²が進められてきた。また、極超音速予冷ターボジェットのインテークとノズルを模擬した小型極超音速エンジンについて、図 1 の極超音速統合制御実験機 (HIMICO: High Mach Integrated Control Experiment)³に搭載した状態での飛行環境実証の検討が進められてきた。その結果、観測ロケットの先端に小型実験機を搭載して、放物運動によって極超音速飛行を実現する飛行実験方法 (図 1) の提案をしてきた。また、飛行実験の課題を段階的に解決するために、実験機を燃料を搭載しない 1号機と、燃料を搭載する 2号機に分けることとした。1号機については、S520-32号機における相乗りミッションとして、具体的な成り立ちを検討することになった。

本論では、HIMICO-1号機の機体の空力特性とエンジン排気部の遮熱構造の設計検討および要素試験について、概要を紹介する。

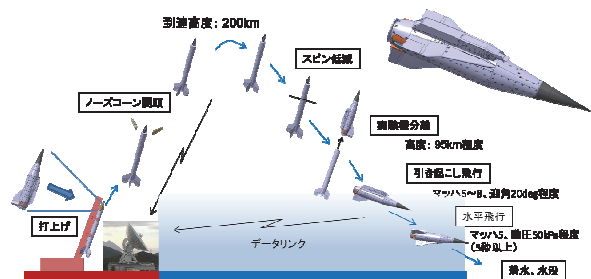


図 1. HIMICO-1号機 飛行実験概要

2. 極超音速風洞試験

HIMICO-1号機の機体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 2 に、極超音速風洞試験に用いた HIMICO-1号機の試験模型を示す。模型の大きさは S520 観測ロケットに搭載する想定実験機の 25%スケールと

し、全長を 300mm とした。胴体は、円錐と円柱を組み合わせた形状とした。胴体下部にダブルデルタ形状の主翼、胴体上部に台形の垂直尾翼を配置した。また、主翼の下部に極超音速エンジンを模倣するエンジン部品を配置した。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。これは、先行研究⁴において、流路を設けたところ、迎角によって内部流が超音速で通過する始動状態と亜音速で通過する不始動状態で変化し、機体の空力特性に影響を及ぼしたためである。風洞試験においては、飛行実験時の高迎角飛行に対応して、 -35deg ～ 35deg の六分力を取得した。



図 2. HIMICO-1 号機 試験模型

図 3 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。円錐状の前胴部の下側に強い衝撃波が形成されている。また、エンジンの少し上流の胴体付近に、2 個目の衝撃波と膨張波が形成されている。エンジン入口部には、離脱衝撃波が形成されている。これは、エンジン部品に流路が無いためである。

前胴部の上側には弱い衝撃波が形成されている。また、前胴部の円錐形状の下流部に、比較的強い衝撃波が形成されている。

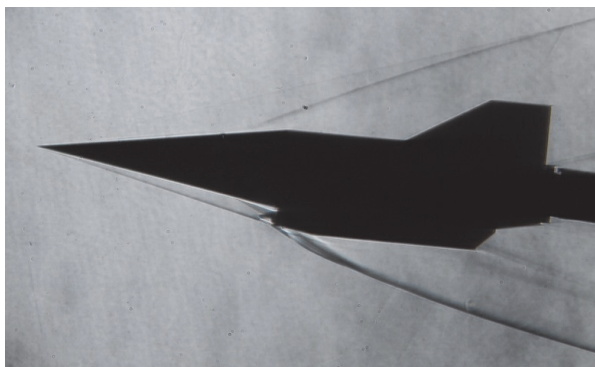


図 3. シュリーレン画像 (Mach 5, 迎角 15deg)

3. 空力性能評価

HIMICO-1 号機の空力特性推算して飛行制御解析に適用するために、数値解析を行った。数値解析は、JAXA 数値解析技術研究ユニットで開発された FaSTAR⁵ を用いて実施した。まず、数値解析結果の妥当性を確認するために、極超音速風洞試験と同じ条件で解析を行い、空力係数を比較した。

図 6 に数値解析の結果として得られた HIMICO-1 号機周囲流 (Mach 数分布) を示す。解析条件は Mach 5、迎角 15 deg である。

風洞試験結果のシュリーレン画像と同様に、前胴部の下側に衝撃波が形成されている。また、エンジンの少し上流の胴体付近にマッハ数の低い領域が形成されている。この原因としては、エンジン周囲の境界層の影響が上流に伝わっている可能性がある。胴体の上部については、円柱部の途中からマッハ数の低い境界層が発達し、その影響で、衝撃波が形成されている。図 3 のシュリーレン画像では、より上流の円錐部で同様の衝撃波が形成されている。従って、機体表面の境界層とその影響を受ける衝撃波の形成位置については、実験と数値解析で結果が少し異なっていると言える。

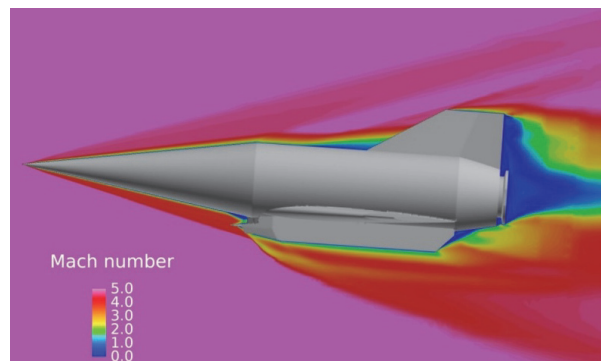


図 4. マッハ数分布 (Mach 5, 迎角 15deg)

図 5 に Mach 5 の風洞試験と数値解析で得られた揚力係数 (CL) の比較を示す。主翼後縁に装着する予定のエレボンの舵角は 0 deg とした。この図から、飛行実験で想定している迎角 -25deg ～ $+25\text{deg}$ の範囲では、揚力係数の違いは小さいことが判る。

図 6 に Mach 5 の風洞試験と数値解析で得られた抗力係数 (CD) の比較を示す。

抗力係数については、負迎角では風洞試験に対して、数値解析の数値が大きくなる結果となった。今後、エンジン周囲の表面流の違いを比較して、誤差要因を検討する予定である。

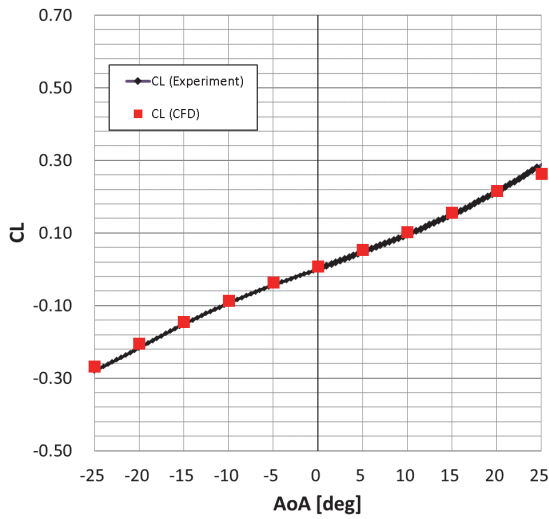


図 5. 揚力係数 (Mach 5, 舵角 : 0deg)

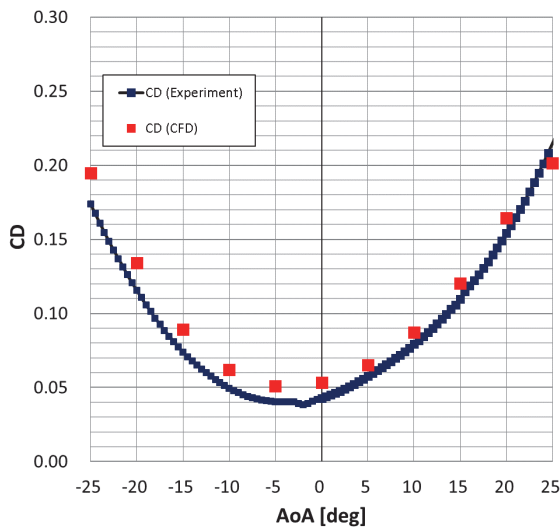


図 6. 抗力係数 (Mach 5, 舵角 : 0deg)

極超音速風洞試験において、オイルフロー法による機体表面流の可視化を行った。図 7 にオイルフローによる機体下面の表面流の可視化結果 (Mach 5、迎角-20deg) を示す。HIMICO-1 号機では、方向静安定の特性を得るために、垂直尾翼が下側となる負迎角で大迎角の引き起こし飛行を行うことを想定しており、図 7 の条件はこの飛行に対応している。

図 7 において、前胴部、主翼、エンジンの下面の広い領域で、オイルの流動が小さく、剥離が生じていることが判る。主翼前縁部では前縁から胴体方向に斜めの流れ場が形成されている。これは、高い負の迎角で主翼上面の圧力が上昇し、境界層の中で流動が起きていることが

原因と考えられる。この試験では、エレボンは図 2 に示すように機体下方向に 30deg 偏角している。これは負の高迎角で飛行するためである。エレボンの下面では、気流が強く当たって軸方向の表面流を形成している。

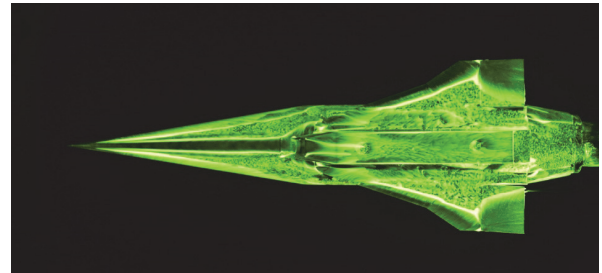


図 7. オイルフロー法による表面流の可視化 (Mach 5, 迎角 -20deg)

4. 遮熱特性試験

極超音速統合制御実験機(HIMICO)においては、水素燃料ラムジェットを搭載する予定である。エンジン作動時には、後胴部の表面を高温 (2000K 程度) の燃焼ガスが流れるため、胴体内部の搭載機器を保護するための遮熱構造が必要となる。そこで、燃焼試験に併せて、遮熱特性試験を行った。

図 8 に遮熱特性試験に用いた試験装置の写真を示す。試験は、東京大学柏キャンパスの極超音速高エンタルピー風洞で実施した。マッハ 4 飛行条件を模擬するためエンジンに供給する空気的全圧を 300kPa、全温を 900K 程度とした。エンジンから排出される燃焼ガスの熱から胴体を保護するために、胴体表面に相当する位置にコルク製のアブレータ (厚さ : 7mm) を配置した。アブレータの上面にインコネル製の胴体模擬部品、その上面に、断熱用のコルク板 (厚さ : 7mm) を配置した。

図 9 にエンジン燃焼試験時の供試体付近の写真を示す。燃焼ガスでアブレータの表面が赤熱し、破片が飛散している様子が判る。

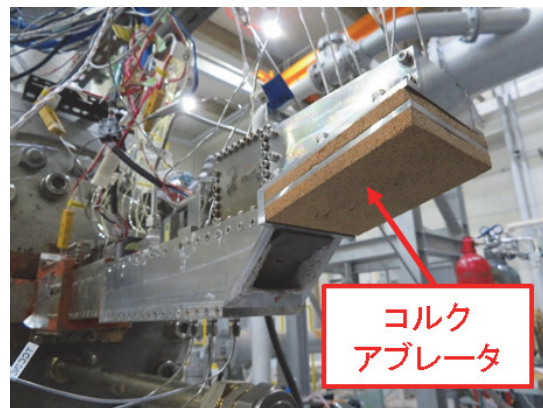


図 8. 遮熱特性試験セットアップ

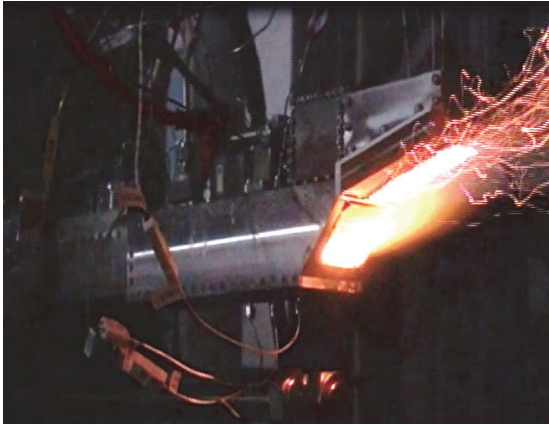


図 9. 遮熱特性試験（エンジン燃焼試験時）

図 10 に同試験時のラムジェット燃焼温度の履歴を示す。燃焼時間は約 5 秒間で、熱電対で計測された燃焼温度（TCCINL, TCCINC）は 1900～2100K 程度であった。入口空気温度と当量比から算出した断熱火炎温度は 2100K 程度であった。

図 11 に同試験時の機体構造温度の履歴を示す。コルクアブレータの上部の胴体模擬部品の表面温度（TNSU, TNSD）の温度上昇は、燃焼試験の前後で 1K 程度であった。これは、アブレータの吸熱反応の効果によって、燃焼ガスの熱が機体構造に伝わらないように遮熱されているためと考えられる。

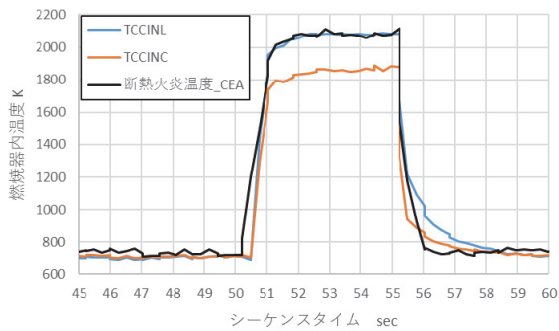


図 10. ラムジェット燃焼温度

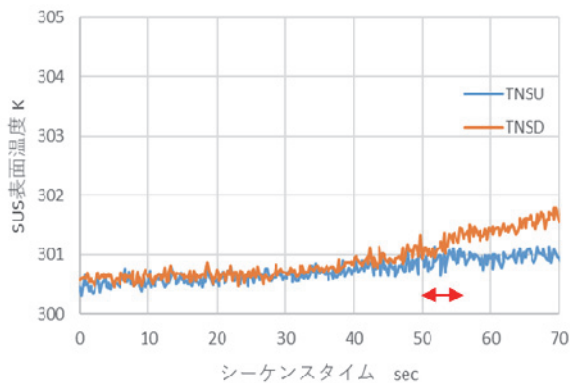


図 11. 機体構造温度

5. 結論

極超音速統合制御実験機 (HIMICO) 1号機の設計検討を行った。結果として、以下のことが分かった。

- ・ 極超音速風洞試験と数値解析を行いマッハ5における空力特性を評価した。抗力係数については、風洞試験と数値解析で差異があるため、表面流の違いが空力係数に与える影響等を考察する必要がある。
- ・ 水素燃料ラムジェットの燃焼ガス（約 2000K）が機体の後胴部を加熱するのを防ぐため、コルク製のアブレータを用いた遮熱構造試験を行った。5秒間の燃焼時間に対して、機体構造温度の上昇を 1K 程度に抑えられることを確認した。

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、千賀氏、小倉氏、藤井氏、香山氏、田中氏、深澤氏）、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。

参考文献

- 1) Taguchi, H., et. al., "Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines," Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012.
- 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) 佐藤哲也, 田口秀之, 土屋武司, 津江光洋, 中谷辰爾, 松尾亜紀子, 手塚亜聖, 小島孝之, 小林弘明, 鈴木宏二郎, 山下礼, 青木隆平, 横関智弘, 富岡定毅「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.
- 4) 田口秀之, 藤田和央, 進藤重美, 津田尚一, 平林則明, 小山忠勇, 伊藤良三, 「極超音速機のマッハ5空力特性試験」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-07-047, 2008.
- 5) 橋本敦他, 「高速流体ソルバ FaSTAR の開発」, 第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム講演集 pp.79-84, 2010.