

極超音速統合制御実験機 (HIMICO) 1号機の設計状況

佐藤哲也(早大)、○田口秀之(JAXA)、土屋武司(東大)、津江光洋(東大)、鈴木宏二郎(東大)、中谷辰爾(東大)、手塚重聖(早大)、松尾重紀子(慶大)、宮路幸二(横国大)、藤川貴弘(東理大)、廣谷智成(JAXA)、本郷素行(JAXA)、小島孝之(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 Hirotoni, Motoyuki Hongoh, Takayuki Kojima (JAXA),

Key Words: hypersonic, sounding rocket, flight experiment

Abstract

The design of High Mach Integrated Control Experimental aircraft (HIMICO) for the 1st flight experiment has been progressed. The experiment aims to establish the design method of separation device, telecommunication devices, heat shield structure, and aerodynamic control devices. Length and weight of the aircraft are 1.2 m and 30 kg, respectively. Presently, the preliminary studies have been conducted on the aerodynamics, trajectory, and thermal-structure. The reference trajectory is defined with 24 second of the hypersonic flight duration. A freejet test of the HIMICO model at Mach 5 will be conducted in FY2019 to verify the system in advance of the flight experiment.

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軌道を選択し、飛行実験の提案⁴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、具体的な成立性を検討することになった。

本論では、HIMICO-1号機の機体形状、軌道、搭載機器等の設計状況について、概要を紹介する。



図1. 極超音速統合制御実験機 (推進風洞試験用)

2. HIMICO-1号機の概要

図2にHIMICO-1号機の実験概要を示す。観測ロケットS520観測ロケットの先端部のノーズコーン内部に実験機を搭載して、内之浦宇宙空間観測所から打ち上げることを想定している。ロケット上昇時の動圧が低くなったところで、ノーズコーンを開頭する。高度100km~200km以上の領域では、相乗りミッションの電離層観測実験が行われる。降下飛行で高度100km以下になったところで、デスピナーを用いてロケットの回転数を低減

し、実験機を分離する。分離後の実験機と地上局の間で、レーダ・トランスポンダとテレメータの通信を行う。高度 30km 程度から空力操舵によって引き起こし飛行を行い、マッハ 5 で動圧 50kPa 程度の水平飛行に投入することを旨とする。大気中を降下後に着水させる。

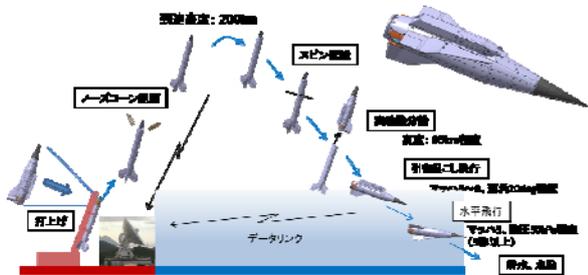


図 2. HIMICO-1 号機 実験概要

図 3 に HIMICO-1 号機の供試体を示す。実験機の胴体は、円錐と円柱を組み合わせた形状とした。観測ロケットのノーズコーン内部に搭載できるように、胴体全長を 1.2m 以下とし、主翼の幅をノーズコーンの内径よりも小さく設定した。胴体下面にラムジェットエンジンを搭載するが、1 号機では、燃料供給系を搭載せず、燃焼を行わないこととした。1 号機では、実験機分離、データ通信、引き起こし制御の機能確認を行うこととした。実験機の質量は 30kg 程度である。

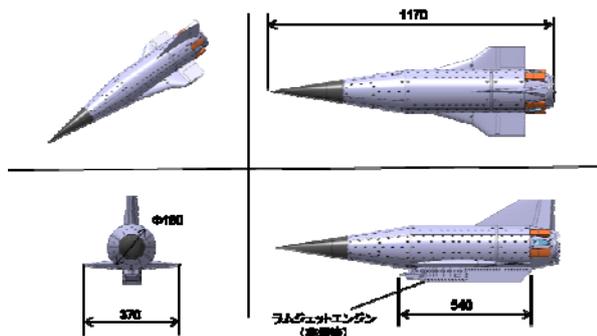


図 3. HIMICO-1 号機 (単位 : mm)

図 4 に HIMICO-1 号機を搭載した、S520 ロケット先端部を示す。実験機本体とロケットの側面にレーダ・トランスポンダテレメータとテレメータのアンテナが装着されており、実験機分離前には、ロケット側、実験機分離後には、実験機側のアンテナから電波が送信されるように計画した。

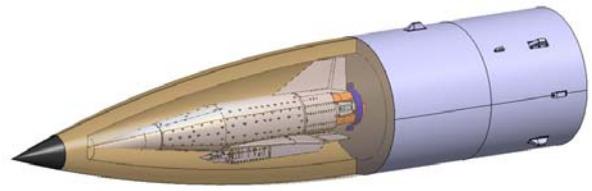


図 4. HIMICO-1 号機を搭載したロケット先端部

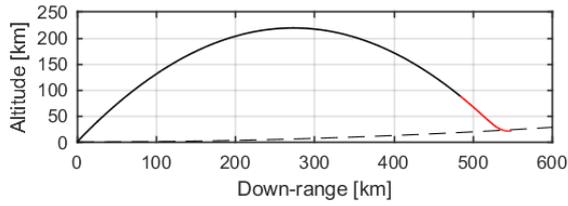
3. 軌道検討

図 5 に HIMICO-1 号機の飛行軌道を示す。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た。S520 観測ロケットの軌道解析については、過去の飛行実績データを用いて補正を行った。発射時の射角とロケット初期質量を変化させて軌道解析を行い、実験目的を達成できる軌道を絞り込んだ。結果として、射角 70deg、初期質量 2275kg を基準軌道として選定した。射角 70deg については、新型のランチャーで対応可能な角度であるが、地上風の影響による射角調整を考慮すると、もう少し射角を大きく設定することが好ましい。

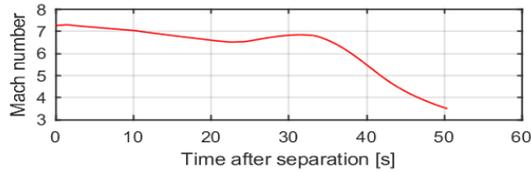
飛行軌道解析を行うにあたり、空力モデル (Mach 4~8、操舵有) を Local Surface Inclination (LSI)法による解析で作成した。実験機分離後の飛行軌道については、機体形状/軌道同時最適化手法⁵を用いて解析した。Mach 5 程度、動圧 50kPa 程度の飛行を 5 秒以上実現できるように機体形状と飛行軌道を設定した。

図 5 a)は高度とダウンレンジの関係である。電離層観測ミッションの要求から、高度 100km 以上の水平距離が 400km 以上となるようにした。最高到達高度は 220km 程度である。HIMICO-1 号機は、高度 100km 以下でロケット本体から分離し、自由飛行で高度を下げる。高度 30km 以下になると空気の動圧が高くなり、軌道の引き起こしが行われる。

図 5 b) は、実験機本体の Mach 数の時間履歴である。ロケットから分離した後、Mach 7 程度で飛行する。分離後 30 秒を過ぎると、動圧の上昇に応じてマッハ数が下がり始め、40 秒頃に Mach 5 程度となる。



a) 高度とダウンレンジ



b) Mach 数

図 5. HIMICO-1 号機 基準軌道

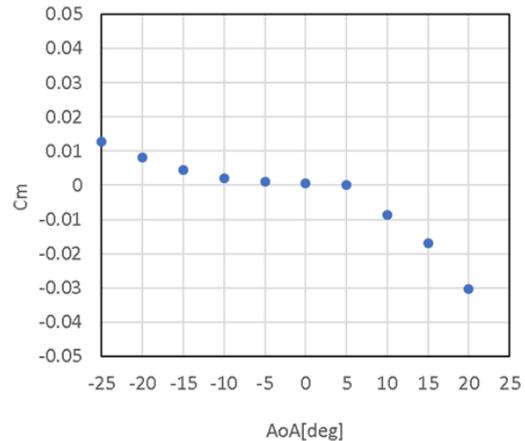


図 7. ピッチングモーメント係数 (Mach 5、舵角 0deg)

4. 空力性能解析

図 6 に CFD 解析 (FaSTAR⁶) 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 5 deg である。現在は、HIMICO-1 号機の飛行制御解析に用いるための CFD 解析による空力モデル (操舵有) を作成している。また、2019~2020 年度に、極超音速風洞試験 (Mach 5、7) の結果と比較して、CFD 解析の精度を確認する予定である。

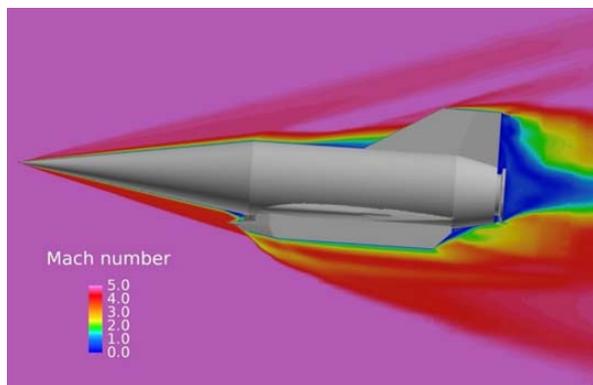


図 6. HIMICO-1 号機周囲流 (Mach 数分布)

図 7 に Mach 5 の舵角 0 deg 形状での CFD 解析で得られたピッチングモーメント係数 (C_m) を示す。モーメント中心を胴体先端から全長の 57%位置としたとき、 C_m の傾きは負となり、縦静安定が得られている。

5. 構造機装検討

図 8 に HIMICO の構造機装検討図を示す。構造様式については、観測ロケット打上げ時の加速度条件と引き起こし飛行時の空力荷重を想定して、構造最適化解析を行って設定した。胴体内部には、観測ロケット実験で使用実績のあるレーダ・トランスポンダ、テレメータを搭載することとした。実験機後方の胴体周囲にアンテナを配置し、機体姿勢に関わらず、地上局との通信を確保できるようにした。機体姿勢を制御して目標軌道に投入するためのフライトコンピュータ、操舵翼、アクチュエータを搭載することとした。

胴体表面には、空力加熱による熱の侵入を防ぐための TPS を配置した。TPS の材料は、外側からチタン、コルク、ジュラルミンとした。機体が迎角 90deg で飛行するケースを想定して空力加熱の推算を行い、飛行実験終了まで機体内部温度が 50℃以下となる断熱材厚さを設定した。胴体先端には、インコネル製の中実部品を配置し、縦静安定を実現できる重心位置となるように調整した。操舵翼として、主翼の後縁部にエレボン、垂直尾翼の後縁部にラダーを配置した。

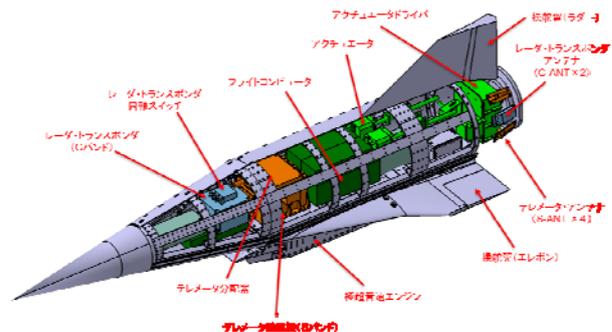


図 8. HIMICO 構造機装検討図

図9に分離機構の概念を示す。実験機後端部と分離機構をマルマンクランプで締結し、分離ボルトで固定する方式とした。分離ボルトを破断することで、マルマンクランプが開放され、分離スプリングの力でPushButtonが実験機を押し出すようにした。

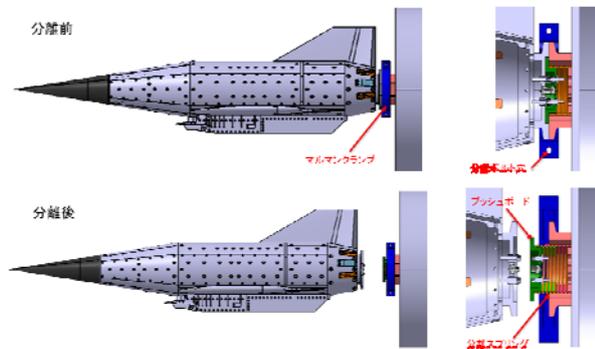


図9. 分離機構

6. 飛行制御シミュレーション

図10に飛行制御シミュレーション結果を示す。ロケット頭胴部の分離によるサイドジェット制御を想定せずに、姿勢角80degで実験機を分離した場合のシミュレーションを行った。シミュレーションの結果、ロケットから分離する時の姿勢角が80degでも、高度が低下して動圧が上昇すれば、空力操舵で目標姿勢角に制御して引き起こし飛行をできることを確認した。引き起こし飛行時は、垂直尾翼を下側にして方向安定を確保し、引き起こし完了後に、エンジンを下側にする姿勢制御を行うこととした。

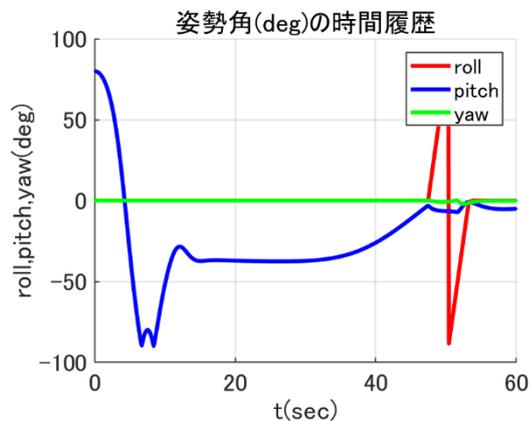


図10. 飛行制御シミュレーション結果

7. 結論

S520 観測ロケットを利用する、極超音速機統合制御実験機 (HIMICO) について、1号機的设计検討を行い、以下の結果が得られた。

- ・ 電離層観測実験と極超音速飛行実験の両方を実現できる飛行軌道を設計した。
- ・ 観測ロケットの打上げ荷重と空力操舵による引き起こし飛行を想定して、構造最適化解析を行い、構造様式を設計した。
- ・ 飛行制御シミュレーションを行い、ロケットからの分離後の姿勢が80degでも、引き起こしによって水平飛行に移行できる可能性を確認した。

謝辞

本研究を遂行するにあたり JAXA 技術実習生 (森田氏、晝間氏、香山氏、田中氏、深澤氏) の協力を受けた。ここに謝意を表する。

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) 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.
- 4) 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.
- 5) 藤川貴弘, 土屋武司, 田口秀之, 「観測ロケット利用による極超音速飛行実験に向けた実験機形状・飛行軌道の複合領域最適設計」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 64, No. 3, pp.182-188, 2016.
- 6) 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.