

極超音速統合制御実験機 (HIMICO) の設計検討

Design Study 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、藤川貴弘*4

*1 早稲田大学基幹理工学部、*2 宇宙航空研究開発機構航空本部、*3 東京大学大学院工学系研究科、*4 九州工業大学大学院工学系研究科

1. はじめに

JAXA では、将来の再使用型スペースプレーンおよび極超音速輸送機用エンジンとして、地上静止状態からマッハ数 5 まで連続的に作動する予冷ターボジェットの開発研究を進めている[1] [2]。今後は飛行実験によって、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(図 1)。極超音速統合制御実験 (HIMICO: High Mach Integrated Control Experiment) は、その第 1 段階に相当し、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目的とする。HIMICO 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。ここ 5 年ほどかけて、要素実験と数値解析を実施し、軌道設計、空力設計、構造設計、機器の選定、艀装等を検討し、成立性を確認した[3]。2018 年 8 月に実施された JAXA 宇宙科学研究所、観測ロケット専門委員会の指摘により、本実験の技術的な困難さを低減するために飛行実験を 2 段階に分けて行うこととなった。第 1 号機では、エンジンを作動させず、実験機の引き起こし飛行制御と安全性を確認することを目的とし、さらには、理学ミッションとの相乗りを検討することとなった。第 1 号機の実験結果に基づいて、これまで提案してきたエンジンを作動させる第 2 号機の実験に進むこととなった。本講演では、第 1 号機的设计検討結果について報告する。

2. HIMICO 1 号機的设计検討状況

図 2 に HIMICO 第 1 号機の実験概要図を示す。観測ロケット S520 のノーズフェアリング内部に全長 1.2 m 程度の実験機を搭載し、発射する。ヨーヨーデスピナーによりロケットのロール回転を低減したあとノーズコーンを開頭し、まず理学ミッションを実施する。その後、サイドジェットで姿勢制御した後 (オプション) に実験機を分離する。実験機は自由落下により加速し、大気圏再突入後に空力操舵によって引き起こされ、予定していた軌道に投入され、着水する。第 1 号機においては、実験機の分離、データ通信、引き起こし制御の確認をすることを目

的とする。

第 1 号機は、理学ミッションとの相乗りミッションであるため、サイズ、重量および軌道における制約がある。軌道については、高度 100 km 以上の領域をダウンレンジ 400 km 以上で飛行するという理学ミッションの条件を満たす必要がある。従来の提案 (第 2 号機) では、実験機の最適軌道である Mach 4~5、動圧 50 kPa 一定で 30 秒程度の実験時間を確保するため、ロケットの射角を小さく (65 度)、全備質量を大きく (2500 kg) していたが、第 1 号機では射角 70 度、全備重量 2275 kg とし Mach 6~8、最大動圧 60 kPa で高々度を飛行することにより、理学ミッションと相乗り可能な軌道を見つめることができた。

図 3 に実験供試体を示す。HIMICO では機体内部の機器の搭載性を考慮し、胴体を円筒形状としている。今回は PI 部として許容されている全長 1.2 m に収めるため胴体部と主翼を短縮した。ラムジェットエンジンは搭載するが、燃焼は行わず、インテーク、ノズルは固定形状とする。



図 1. JAXA における極超音速実験構想

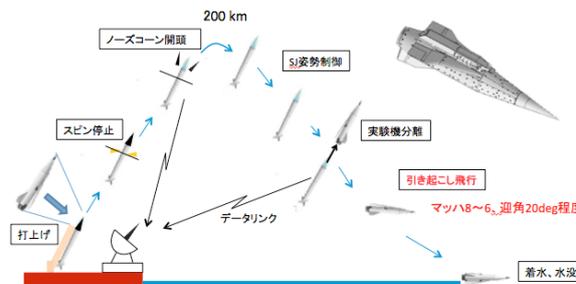


図 2. 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 第 1 号機

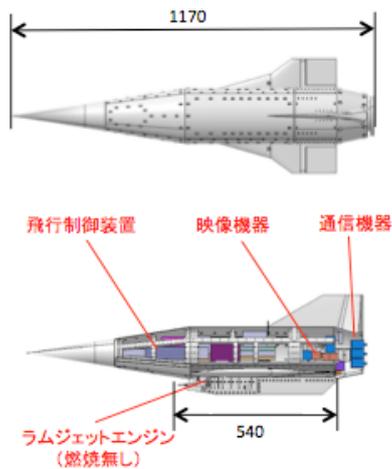


図3. HIMICO 第1号機供試体 (単位:mm)

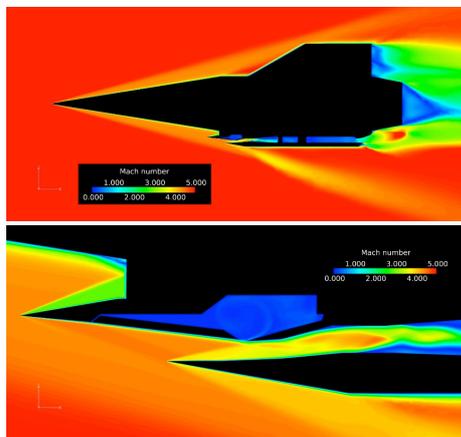


図4. CFD 解析結果 (等 Mach 線)
(図上: 機体周囲、図下インテーク内部)

図4に第1号機(プロトタイプ)のCFDによる解析結果を示す。主流マッハ数は5である。胴体短縮により先端で発生した衝撃波が垂直尾翼に近くなったため、最新の形状では垂直尾翼を後方に移動している。また、インテークの先端部が、胴体の膨張領域に入っているが、インテーク内部の流れを見る限り問題はない。今後、実際の飛行マッハ数や機体の姿勢に合わせた解析を実施する予定である。

図5に姿勢制御のシミュレーション結果を示す。今回の実験では、ロケットから分離したときの姿勢を制御することが難しいため、その後の空力制御によって目標とする姿勢角に合わせることを想定している。図上は、分離時の姿勢角が80度で、初期加速度がない場合である。およそ16秒で目標の姿勢角に制御され背面飛行する。44秒時にロール回転をすることで、上下を反転している。図下は、分離時の姿勢角が80度で、初期加速度がある場合(ロール0 rad/s、ピッチ3 rad/s、ヨー3 rad/s)を示す。17秒くらいまでは、動圧がほとんどないためそれ

ぞれの姿勢角は振動し、機体が回転しているが、動圧が上がり始める(およそ0.5 kPa)と目標姿勢角に制御される。以上、ピッチ、ヨー3 rad/sの範囲内では、SJ制御がなくても空力操舵で引き起こし飛行が可能なことを確認した。

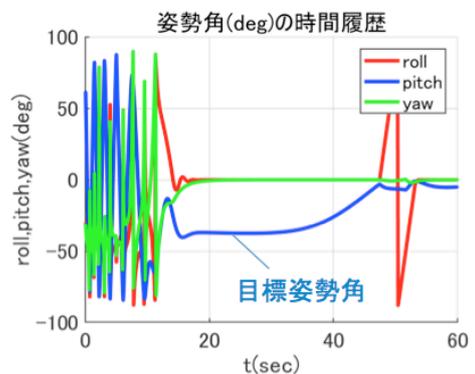
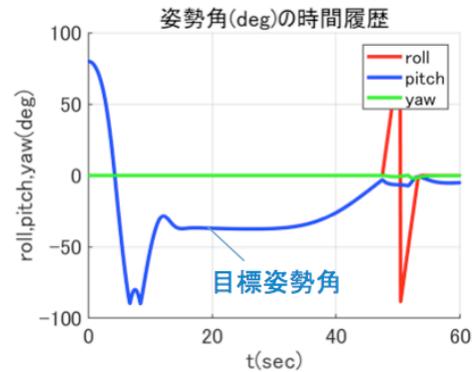


図5. 姿勢制御シミュレーションの例 (分離時姿勢角80度)
(図上: 初期加速度なし、図下: 初期加速度あり)

3. まとめ

極超音速統合制御実験機(HIMICO)を相乗りミッションに対応させるため、機体全長を短縮した第1号機的设计検討を実施した。軌道検討、空力検討、艤装検討、制御シミュレーションにより、目標を達成できる目処を立てることができた。今後は、詳細設計を進めていく。

参考文献

- [1] 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).
- [2] Taguchi, H., et . al., "Mach 4 Experiment of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine", 23rd International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE-2017-22532 (2017).
- [3] 佐藤哲也、田口秀之、土屋武司他、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、観測ロケットシンポジウム2018講演集 (2018).