

観測ロケットを利用した極超音速統合実験 (HIMICO)

その1～実験概要

High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO) Using a Sounding Rocket

Part. 1: Summary

佐藤哲也^{*1}、田口秀之^{*2}、土屋武司^{*3}、津江光洋^{*3}

*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

1. はじめに

宇宙開発の発展を考えた場合、次世代の宇宙輸送機に対して、高い安全性、信頼性に加え、大幅なコストダウンが要求される。これらの要求を実現するため、従来の使いきりロケットから、大気を有効に利用できる空気吸込式エンジン(ABE)を搭載した再使用型スペースプレーンへの転換が有望視されている。また、航空輸送においても、21世紀の運輸・経済を支えるべく、超音速・極超音速機へと高速化していくことは必然の流れである。

このような背景から JAXA では極超音速輸送機用空気吸込み式エンジン (ABE) である ATREX エンジン、予冷ターボエンジン(PCTJ) (図1) を提案し、世界に先駆けて開発研究を進めてきた[1][2][3]。当該エンジンは、液体水素燃料を冷媒とした空気予冷システムの導入により、ターボジェットの飛行マッハ数の限界を従来のマッハ数 3.5 からマッハ数 6 程度まで拡大することができる。また、ブレイトンの熱効率を向上させ、エネルギー面においても飛躍的な効果を発揮する。さらに、エンジン最高圧力もロケットと比較して1オーダー低く、安全性、整備性の向上につながる。

これまでの地上燃焼実験や風洞実験の結果、定常飛行時におけるエンジン単体性能および要素性能に関しては、一定の知見が得られつつある。一方で、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/推進統合制御に関する技術が実証されおらず、空気吸込式エンジンの極超音速下での実用化の目処がたっていない。これは、世界各国で共通の状況であり、宇宙輸送は未だにロケットに依存している。近年、極超音速輸送機の完成を目指し、欧州では LAPCAT-2 計画が進んでおり、予冷システムを用いた推進システム (Scimitar エンジン[4]) の研究に予算を投資しており、国際協調、国際競争という面においても本エンジン開発は急務であると考えられる。

そこで、我々のグループは、極超音速統合制御実

験機 (HIMICO: High Mach Integrated Control Vehicle) を開発し、運用方法が確立している観測ロケット (S-520) を活用することで、短期間かつ低コストで、機体/推進統合制御技術を実証することを提案する。機体形状に関しては、極超音速旅客機を想定し、予冷ターボエンジンと並行して開発を進めてきた HYTEX 形状を採用する。ここ2年ほどかけて、軌道解析と実験機の概念設計、機器の選定を進めており、成立性を確認している段階である。

本稿では、提案する飛行実験の概要と現在の進捗状況について説明する。

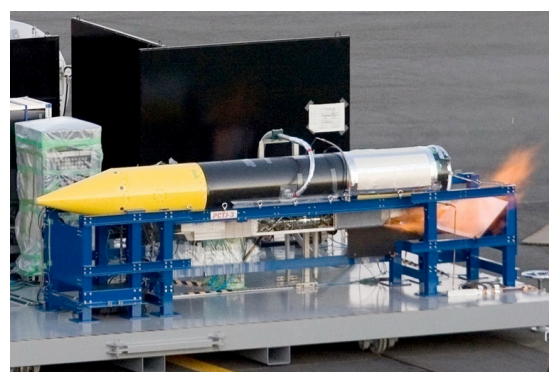


図1 予冷ターボジェットエンジンの燃焼試験

2. 提案の概要

2.1 試験概要

図2、図3、図4、図5に HIMICO 飛行試験の試験概念図、飛行軌道、供試体、機装検討案を示す。供試体をフェアリング部に搭載した S-520 ロケットは、射角約 65° で打上げられる。ヨーヨーデスピナーとサイドジェット (SJ) で回転を止めた後、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。その後、ロケットから実験機を分離し、大気圏再突入後に空力操舵による引き起こし飛行をし、動圧 50 kPa で極超音速試験を行う。エンジンの点火している時間はおよそ 30 秒

である。

供試体は、図4に示す様なHYTEX形状を小型化したものであるが、機装品を搭載するために胴体の厚みを増している。また、S-520のフェアリングサイズに応じて、全長1.2 m、全幅0.5 mとした。エンジンは、機体の下面に2基搭載される。エンジンサイズは、Sエンジンの1/3であり、サイズの予冷器およびターボを搭載することができないため、インテーク、ラム燃焼器、ノズルで構成されるラムジェット形態とした。

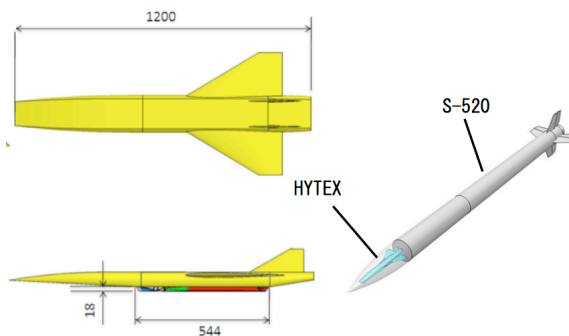


図4 試験供試体

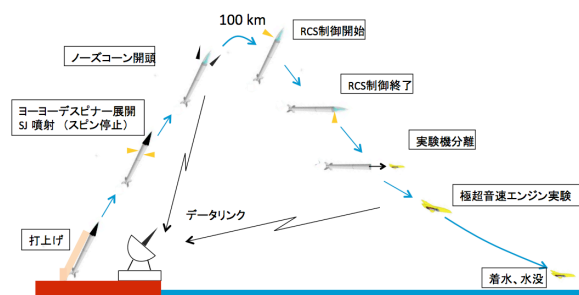


図2 HIMICO 試験概念図

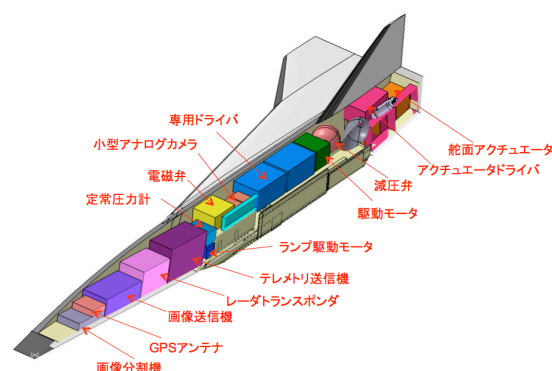


図5 機装検討案

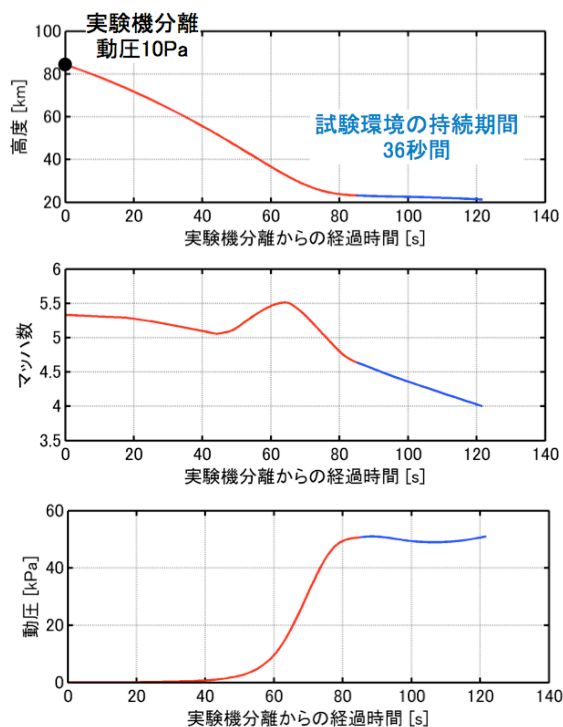


図3 HIMICO 飛行軌道

2.2 試験目的

本試験の主たる目的は以下の2点である。第一に、極超音速 ABE を実飛行環境で実証することである。ABE は、ロケットと比べ比推力が高く、また、作動圧力および温度が低いため信頼性が高い。さらに、空気を揚力として用いる水平飛行に適しており、アボート能力が高いという特長を持つ。JAXA では世界に先駆けて ATREX や PCTJ の開発をシステムレベルで実証しているが、機体系と比べて、推進系の開発期間が長くかかることを考えると実証試験を早急に着手する必要がある。

第二に、我が国独自の FTB 技術の構築である。単発のエンジンの飛行試験を実施するならば、海外の航空機やロケットを使用することも考える。しかし、試験の自立性、自在性を考え、また、繰り返し試験を行うためには、日本独自の FTB 技術を有する必要がある。また、ここで得られた FTB 技術は、他のエンジンへの転用も可能である。

HIMICO 飛行試験によって得られる技術を表1に示す。本試験では、これまで独立して開発を行ってきた機体とエンジンとを統合した技術を実証する。また、機体の耐熱構造設計技術およびシミュレーション技術を実飛行環境化で実証する。制御系としては、極超音速飛行制御ロジックおよび搭載型の航法

機器を実証する。推進系としては、機体からの影響を含めたインテークの始動および燃焼器での保炎等、ラム、スクラムジェットエンジン技術を実環境で実証する。

表1 HIMICO 試験で得られる技術

システム	★ 極超音速機のシステム統合実証 ★ 観測ロケットを用いた飛行試験手法 (FTB) の構築
空力	★ 機体/エンジン統合空力設計技術の実証
構造	★ 耐熱構造に関するシミュレーション技術の実証
制御	★ 極超音速機体/推進統合制御ロジックの実証 ★ 搭載航法機器の実証
推進	★ 極超音速 ABE の飛行環境での実証 (迎角、境界層吸い込み等の影響)

2.3 開発技術課題と現在の状況

現在、概念設計、基本設計を実施し、計画の第一次案を策定している段階である。克服すべき技術課題とその対策、現状について表2に示す。飛行軌道の構築に関しては、機体系推進系を含めた統合化解析を実施し、打上げ角と質量をパラメータとして最適な経路を検討した[5]。従来、機体とエンジンを分離して、設計、試験を行っていたが、飛行マッハ数や迎角の変化に応じて、機首衝撃波や機体の境界層がエンジンに与える影響やエンジンの排気が機体下部ランプに与える影響を考慮する必要がある。これまでに、低速～極超音速風洞試験 (Mach 0.3 - 5.0) によって、機体の空力特性を取得し、機体形状の最適化を行なった。

構造面では、空力加熱に対する耐熱構造設計が不可欠であるが、本試験は短時間でもあり、できるだけ簡単、軽量の遮熱構造を検討する。これまでに、極超音速風洞試験 (Mach 5.0) によって、機体表面の温度分布および熱流速分布を取得した。また、複数の遮熱材料を試験し、セラミックタイルとセラミックペイントが良好な遮熱特性と耐久性を示すことを確認した。ロケットとの分離機構に関しては、図6に示すようにエアシリンダによる射出機構を検討しており、RCSによって分離前の姿勢制御を行う予定である。

制御面では、極超音速での飛行制御ロジックを構築するとともに、搭載する航法/制御機器の開発を行う。これまでに、無人航空機用の小型 INS (3軸ジャイロ、加速度計) /GPS 複合航法装置を開発しており、高空 (真空)、振動等に対する対応検討を行う。

推進系では、極超音速気流を直接取り入れるエアインテークの検討を重点的に実施した[6]。風洞実験では、機体による迎角、横滑り角、境界層、外乱が

考慮されておらず、これらに対する始動マージンをどのように決定するかが課題となっている。理論解析と実験を組み合わせ、混合圧縮型のインテークの始動曲線を明示し、飛行軌道に応じた始動性の検討を行った。また、実機と比べて、境界層の影響が大きいので、ダイバーターや抽気機構の検討を行っている。ラムジェット関係では、短時間の試験の中で確実に着火、保炎を行うためのインジェクタの開発を小型燃焼器による要素実験により実施した。

表2 開発技術課題と対策

分野	技術課題	対策/現状
システム	★ 飛行軌道の構築	打上げ角、質量をパラメータとして、最適な経路を検討、第1次案を設定
空力	★ 機体/エンジン統合設計 (亜音速から極超音速まで)	システム統合最適化解析、風洞実験等により、機体形状を設定
構造	★ 耐熱構造設計	遮熱材料の選定 (耐熱材要素試験)、耐熱構造検討 (短時間)
構造	★ ロケットとの結合、分離機構	過去の方法を調査/分離機構案を策定
制御	★ 搭載航法/制御機器の選定	無人航空機技術からの転用、アビオ機器の高高度/極超音速飛行への対応検討中
	★ 極超音速飛行制御	飛行制御ロジックの開発 (検討中)
推進	★ インテークの始動制御	数値解析、実験によるインテーク始動性の確認、理論による迎角効果の検討を実施
	★ ラム/スクラム燃焼器の保炎	燃焼器の開発と小型燃焼器による要素試験を実施

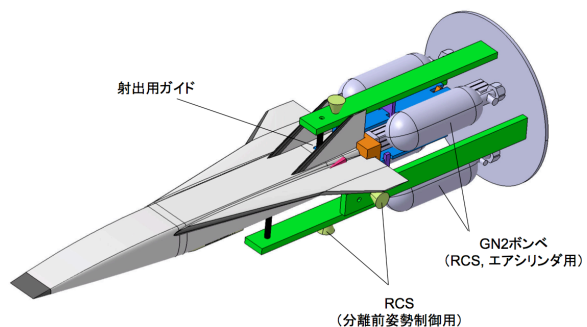


図6 分離機構およびRCS

飛行試験の前段階として、JAXA 角田宇宙センターのラムジェット試験設備 (RJTF) を用いた機体/エンジン統合実験を計画している (図7)。HIMICO の実験機をマッハ4 気流に挿入し、超音速下でエンジンを作動させるとともに、エンジン作動によって機体に負荷されるモーメントを尾翼で発生するモーメントと均衡させ、機体姿勢を維持するための統合制御則を確立する。また、実験供試体の熱、構造、機構面からの確認を行い、飛行実験機的设计に反映させる。飛行実験と比べ、主流の非定常変化は模擬できないが、インテークの不始動作動時も含めた詳細なデータ取得が可能である。また、この試験に先立ち、エンジン単体での RJTF 燃焼実験を実施する予定である。

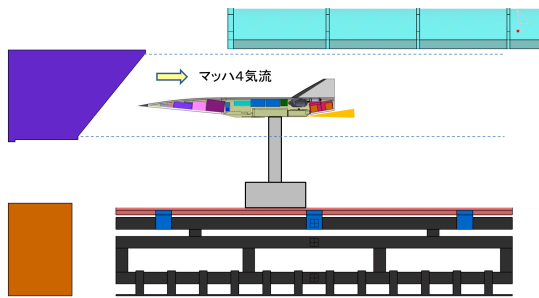


図7 RJTFを用いた超音速風洞試験

2.4 スケジュール

本計画のスケジュール案を図8に示す。申請が採択されてから3年目に飛行実験を行う予定である。また、並行してスクラム実験機の開発を進め、こちらに関しては、4年目に飛行実験を行う予定である。

3. まとめ

観測ロケット (S-520) を用いたエアブリーザ機 (ラム/スクラムジェット) の実証ミッションを提案した。これまでの事前検討によって、技術課題を抽出し、成立性を確認した。本試験は、今後の空気吸い込みエンジンの設計、開発に反映されるだけでなく、我が国のFTB技術開発にも貢献できると考える。

参考文献

- [1] Tanatsugu, N., et. al. "Development Study on ATREX Engine", Acta Astronautica, Vol. 41, No. 12, pp.851-862 (1997).
- [2] Sato, T. 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).
- [3] Taguchi, H., et. al., "Firing Test of a Hypersonic Turbojet Engine Installed on a Flight Test Vehicle," AIAA-2009-7311, 16th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (2009).
- [4] Jivraj, F., Varvill, R., Bond, A. and Paniagua, G.: "The Scimitar Precooled Mach 5 Engine", 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS) (2007).
- [4] Taguchi, H et. al., "Conceptual Study on Hypersonic Turbojet Experimental Vehicle (HYTEX)," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences (JSASS), Space Technology Japan (2009).
- [5] 藤川貴弘他, 「観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)その2~飛行軌道および誘導制御系の検討」, 平成25年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2013-024 (2013).
- [6] 葛貫泰弘他, 「観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)その3~インテーク形状の検討」, 平成25年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2013-025 (2013).

	平成25年度			平成26年度												平成27年度												平成28年度												平成29年度																																																								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	#	#	#	1	2	3	4	5	6	7	8	9	#	#	#	1	2	3	4	5	6	7	8	9	#	#	#	1	2	3	4	5	6	7	8	9	#	#	#	1	2	3																																													
全体スケジュール	※			↔												※												※												※																																																								
システム設計	提案書提出			概算要求									製作着手												環境試験飛行実験#1												環境試験飛行実験#2																																																											
機体(空力)	基本仕様決定			基本設計/機器選定									詳細設計												製作												環境試験												製作												環境試験																																			
構造(機体構造、耐熱構造など)	仕様決定			熱・構造設計									詳細設計												製作												環境試験												製作												環境試験																																			
飛行制御/計装	仕様決定			機器設計									製作												環境試験												製作												環境試験																																															
ラムジェット推進	仕様決定			機器選定/購入									製作												環境試験 飛行実験												※												※																																															
ラム燃焼器	仕様決定			機器選定/購入									詳細設計												製作												環境試験 飛行実験												※												※																																			
インテーク/ノズル	仕様決定			空力設計 機構設計、模型製作 風試									※												製作												環境試験 飛行実験												※												※																																			
燃料供給系	仕様決定			機器選定/購入									製作												環境試験 飛行実験												※												※																																															
計測	仕様決定			機器選定/購入									製作												環境試験 飛行実験												※												※																																															
スクラムジェット推進(オプション)	仕様決定			基本設計									詳細設計												製作												環境試験 飛行実験												※												※																																			
S-520																																																																																																

飛行実験#1: 亜音速燃焼飛行実験
飛行実験#2: スクラム飛行実験(オプション)

図8 試験スケジュール