

観測ロケットを利用した極超音速飛行試験 1～プログラム概要

Hypersonic Flight Test Plan 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、小林弘明*2、小島孝之*2、青木隆平*3、横関智弘*3、鈴木宏二郎*3、手塚亜聖*1、森野美樹*1

*1 早稲田大学基幹理工学部、*2 宇宙航空研究開発機構研究開発本部、*3 東京大学大学院工学系研究科

1. はじめに

本講演では、観測ロケット (S-520) を用いた極超音速機の飛行試験計画について概説する。現在、JAXA では、Mach 5 で飛行する極超音速輸送機[1]の実現を目指し、鍵技術である予冷ターボジェットエンジン (PCTJ) の研究開発を実施している[2][3]。本エンジンは、極超音速輸送機のみならず、二段式スペースプレーンのフライバックブースターや高速無人観測機等への用途が考えられている他、その基盤技術は地上産業用としての転用も可能である。

図 1 に、PCTJ の研究開発スケジュールを示す。1980 年代より先行研究として開発を進めていた ATREX エンジン (Air Turbo Ramjet Engine Expander Cycle) の基盤技術を反映し、2004 年度より、飛行実証を見据えたサブスケール PCTJ (S エンジン) を設計、製作し、地上燃焼試験 (図 2) を行った。並行して、エアインテークの超音速風洞試験 (図 3)、高温空気供給設備を用いた予冷器、コアエンジンの高マッハ数環境模擬試験を実施した。今後、エンジンの実環境試験として、JAXA 角田のラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) を用いたフリージェット試験等が計画されている。一方で、S エンジンを搭載した飛行実証用の機体として HYTEX の研究が進められている[4]。

将来的に、機体とエンジンを統合した形での実証を行う際、たとえ、S エンジン規模の試験であっても、かなり大型な加速システム (FTB) が必要となる。海外においては、空気吸込み式エンジン (ABE) の飛行試験として、輸送機で水平飛行した後、ペガサスロケットやミサイルで加速する方式 (X-43, X-51) や固体モータを利用した加速方式 (HyShot, HiFire) が実現しているが、我が国で確立した技術は存在しない。

このような背景のもと、我が国独自の FTB 技術を構築し、また、世界に先駆けて研究が進んでいる PCTJ の極超音速飛行試験を実施することは、非常に有意義であると考えられる。本提案は、その第一段階として、比較的安価な観測ロケット (S-520) を用いた極超音速飛行試験を行うものである。本 FTB 技術は、他エンジンへの転用が可能であり、スクラ

ムジェットの飛行試験に関しても、同時に検討を進めている。

ここでは、提案する飛行試験概要と現在の進捗状況について説明する。

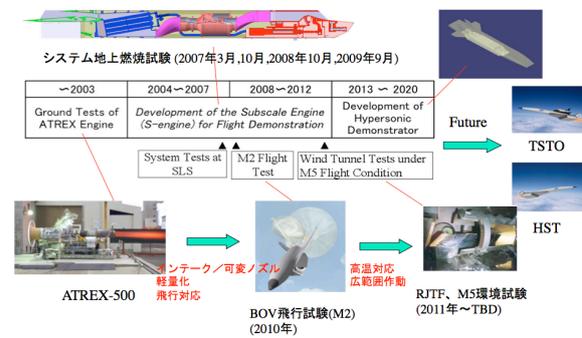


図 1 予冷ターボジェットエンジンの研究開発計画



図 2 予冷ターボジェットエンジンの燃焼試験

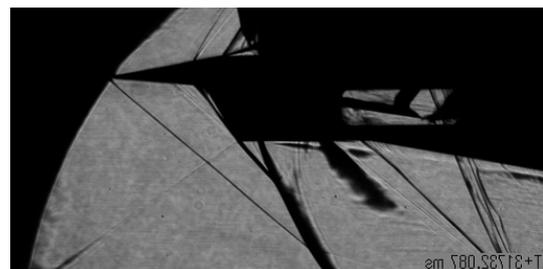


図 3 超音速エアインテーク風洞試験

2. 提案の概要

2.1 試験概要

図4、図5、図6に本試験計画の概念図および飛行軌道、供試体を示す。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70°で打上げられた後、最高高度に達したときに分離される。その後、下降過程で加速し、機体を引き起こしながらほぼ水平飛行に入り、動圧 50 kPa を保ちながら約1分間の極超音速試験環境を実現する。試験終了後には、パラシュートで減速し、洋上回収する。現在、軌道に関しては、エンジン性能、機体/エンジン統合設計、軌道最適化を含めた詳細解析を行っており、図5に示すよりも長秒時の水平飛行試験が実現する予定である。詳細な設計方法および軌道諸量に関しては、文献[5]に示す。

供試体は、HYTEX 形状を小型化したもので、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。機体の下面に小型のエンジン2基搭載する形態となっている。エンジンサイズは、S エンジンの 1/3 スケールであり、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。

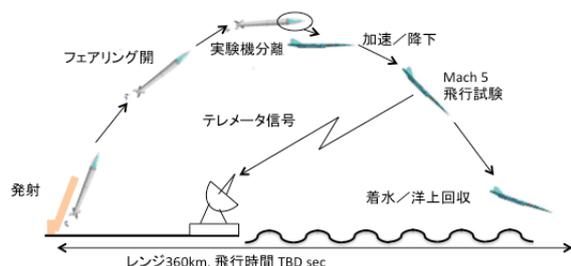


図4 試験概念図

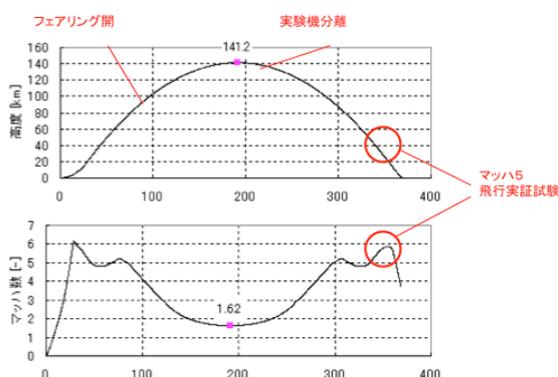


図5 飛行軌道

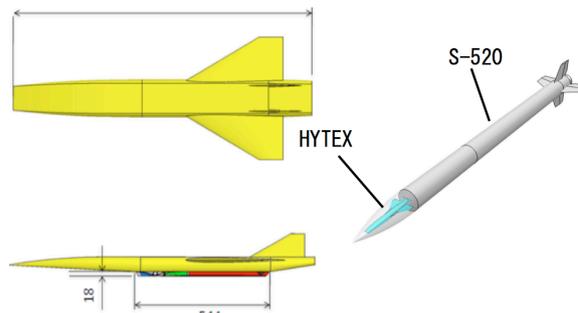


図6 試験供試体

2.2 試験目的

本試験の主たる目的は2つある。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、アポート能力が高いという特長を持つ。ATREX や PCTJ は、空気予冷却技術を導入し、システムレベルで実証した世界で唯一の革新的ターボジェットエンジンである。推進系の開発期間が長い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。エンジンの飛行試験のみを目的とするなら、海外の航空機やロケットを用いることも考えられる。しかしながら、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、本技術は、他のエンジンへの転用も可能である。

具体的な試験目的(本試験によって得られる技術項目)を表1に示す。システム系は、上述の通りである。空力(および構造)系として、機体とエンジンとを統合した設計技術を実証する。構造系としては、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、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 試験目的

システム	★ 極超音速機のシステム実証
	★ 飛行試験手法の確立
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	★ 極超音速飛行制御ロジックの実証
	★ 搭載航法機器の選定と実証
推進	★ ラム/スクラムジェットエンジンの実証(インテーク始動、燃焼器保炎等を含む)

2.3 開発技術課題と現在の状況

本試験を遂行するにあたり、克服すべき技術課題を以下に示す。全体システムとしては、上述した飛行軌道の構築に加えて、機体とエンジンの空力統合設計があげられる。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。また、機体の操舵性能に関するデータを取得した。

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。また、ロケットとの分離、結合方法に関しては、前例を調査して、機構を設計する予定である。

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 (図 7) 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が重要課題である。風洞実験では、迎角や横滑り角、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。また、実機と比べて、境界層の影響が大きく、ダイバーターや抽気機構の検討も必要となる。推進系のもうひとつの課題としては、ラムジェットのプロトタイプである。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が必須課題となる。エンジン関係の詳細な調査に関しては、文献[6],[7]に示す。

図 8 にシステム系統図を示す。本試験では、ガス水素を燃料とする予定であり、液体水素に比べて密度が小さく、タンク容量が大きくなるため、供給系、制御系、計測系の機器類の搭載に関しても検討を進める計画である。

2.4 スケジュール

本計画のスケジュール案を図 9 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する。これまでの事前検討によって、技術課題を抽出し、成立性を確認している段階である。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。

表 2 技術課題

分野	技術課題	対策
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
システム/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
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
	★ 極超音速飛行制御	飛行制御ロジックの開発
推進	★ インテークの始動制御	可変機構を含めたインテークの設計 機体への取り付け方法の検討
	★ ラム燃焼器の保炎	インジェクタの開発と小型燃焼器による要素試験



図 7 INS/GPS 装置

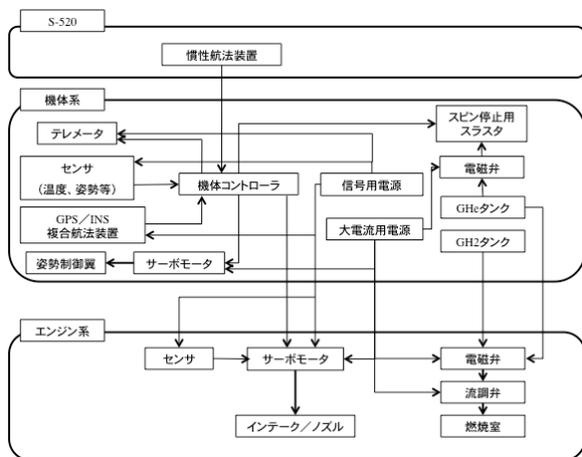


図 8 システム系統図

S-520観測ロケットを用いた極超音速飛行実験スケジュール案

	平成24年度			平成25年度												平成26年度												平成27年度												平成28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	※			←→												※												※												※																							
	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																							
システム設計	←→			←→												←→												←→												←→																							
	基本仕様決定			基本設計/機器選定												製作												環境試験												製作 環境試験																							
空力																																																															
構造(機体構造、耐熱構造など)	←→			←→												←→												←→												←→																							
	仕様決定			熱・構造設計												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																																			
ラムジェット推進																←→												※																																			
																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																																															
インテーク/ノズル	←→			←→												←→																																															
	空力設計			※												機器設計、模型製作 風試												詳細設計																																			
燃料供給系	←→			←→												←→																																															
	仕様決定			機器選定/購入												製作																																															
計測	←→			←→												←→																																															
	仕様決定			機器選定/購入												製作																																															
スクラムジェット推進	←→			←→												←→												←→												※																							
	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

図9 試験スケジュール

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] 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] 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飛行試験2～軌道検討」, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集(2013).
 [6] 葛貫泰弘他、「観測ロケットを利用した極超音速飛行試験3～エアインテーク、エンジン検討」, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集

(2013).

[7] 喜多翔ノ介他, 「観測ロケットを利用した極超音速飛行試験4～ラム燃焼器の検討」, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集(2013).