

極超音速ターボジェットエンジンの研究開発

Development Study on the Hypersonic Turbojet Engine

エンジン試験技術開発センター、高速推進システム研究開発チーム

佐藤哲也、田口秀之、下平一雄、小林弘明、岡井敬一、岩瀬 譲、二村尚夫、森本哲也、

小島孝之、藤田和央、青木卓哉、八田博志、後藤 健、本郷素行、飯嶋一征

High Speed Propulsion System Team, Aeroengine Testing Technology Center

Tetsuya Sato, Hideyuki Taguchi, Kazuo Shimodaira, Hiroaki Kobayashi, Keiichi Okai,

Shiki Iwase, Hisao Futamura, Tetsuya Morimoto, Takayuki Kojima, Kazuhisa Fujita,

Takuya Aoki, Hiroshi Hatta, Ken Goto, Motoyuki Hongo and Issei Iijima

Abstract

Development studies on a hypersonic turbo jet engine have been conducted to be employed to the reusable space transportation. As this mid-term target, we propose that a subscale prototype engine will be produced and demonstrated under sea-level-static and supersonic conditions (Mach 6) for getting fundamental key technologies and valuable experiences. Engine system optimization analyses for an actual TSTO space plane by the precise components data on the performance and weight as well as the dynamic characteristics along the accelerating trajectory is also investigated. In this year, we got fundamental key results by a trade-off study to decide the prototype engine cycle, a study of the defrosting system on the precooler (a cryogenic heat exchanger), wind tunnel tests of air inlets and nozzles and an application study of the composite materials.

1. はじめに

完全再使用型宇宙輸送システムの形態および性能は推進システムによるところが大きく、革新的な再使用型推進システムを開発することが極めて重要となる。例えば、上昇飛行中に発生する故障に対して、機体とペイロードの喪失を防ぐためには、射点へ帰還する能力を備えることが望ましい。このような射点帰還能力を備えた再使用型宇宙輸送システムを実現するためには、比推力が高く、運用性に優れ、航空機で実績のあるジェットエンジンを適用

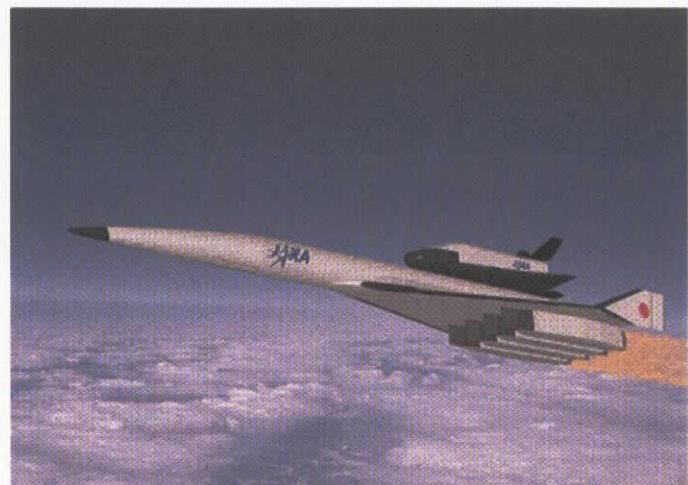


Fig. 1 TSTO (Two-Stage-To-Orbit) Space Plane

することが好ましい。この候補として、現在極超音速ターボジェットの開発研究を行っている。本件は、旧宇宙科学研究所および航空宇宙技術研究所において研究が進められ、平成14年度より3機関融合プロジェクトのひとつである「再使用型宇宙輸送システム研究プロジェクト」の中で継続された。従来の研究では、地上静止状態におけるエンジンシステムの実証と主要要素の流体的性能向上を進めてきたが、本年度からは、極超音速ターボジェットの最適化設計を実施するとともに、実証用サブスケールエンジンを開発し、性能面、重量面から成立性を明示する。

2. 研究概要

平成15年度は、以下の項目について研究を行った。

(1) 二段式スペースプレーン (TSTO) 用エンジンシステムの研究

エンジンサイクル、要素形態（ファンの形態、インテークの形状）等を比較検討し、プロトタイプエンジンの仕様を明示した。

(2) 予冷ターボエンジンシステム実証

空気予冷却器における着霜低減を実機A T R E X エンジンの地上燃焼試験で実証した。

(3) 極超音速要素技術の研究開発

矩形可変インテークおよび多列円盤構造インテークを設計し、Mach 5風洞試験によって空力データを取得した。また、ラム燃焼器、可変ノズルを燃焼試験し、技術課題を抽出した。

(4) 耐熱軽量材料のエンジンへの適用

炭素系複合材料 (C/C, CMC) を用いて、エンジン要素の構造部材を試作した。また、ガス漏洩防止、接合技術等の基礎技術を研究した。

3. 成果概要

(1) 二段式スペースプレーン (TSTO) (Fig. 1) 用エンジンシステム (Fig. 2) の研究

- ・ターボ系エンジンの総合性能評価ツールを開発した。
- ・トレードオフスタディによって、実機コアエンジンシステムの仕様を策定した（圧縮機段数、バイパス機構、翼列の空力設計等）。(Fig. 3)
- ・圧縮機の動的作動特性を含めたエンジン運転の最適化を行った。
- ・エAINテークの構造解析による駆動機構を含めた重量推算を実施し、矩形型に絞り込んだ。(Fig. 4)
- ・多段圧縮機の性能推算を行うためのCFDコードの高精度化を図った。(Fig. 5)

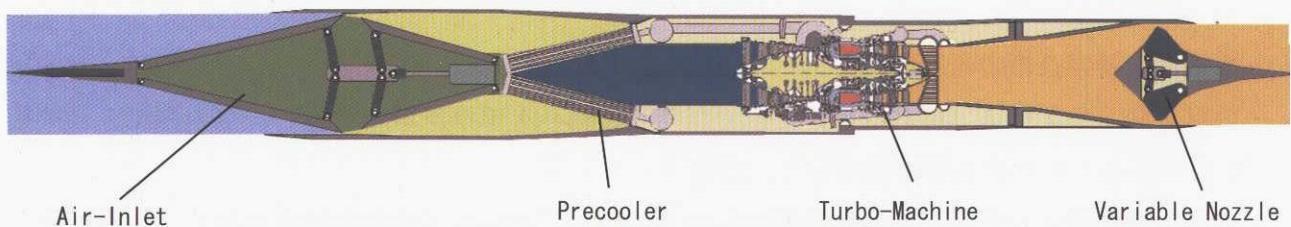


Fig. 2 Pre-Cooled Turbojet Engine



Fig. 3 Cross Section of Core Engine

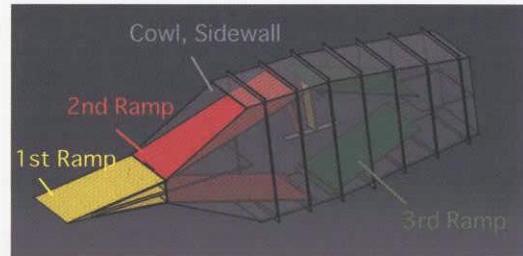


Fig. 4 FEM Model for Air Intake

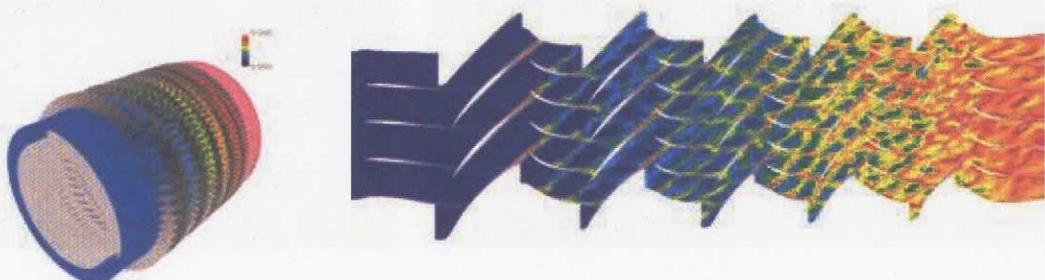


Fig. 5 Density Distribution (Left) and Entropy Distribution (Right) for Multi-Stage Compressor

(2) 予冷ターボエンジンシステム実証

- ・実機エンジン燃焼試験により、メタノールを微粒化して噴射することで、空気予冷却器外周部での着霜を完全に除去するとともに着霜による全圧損失の低下を 15%以下に抑えた（従来は 47%）。(Fig. 6, Table 1)

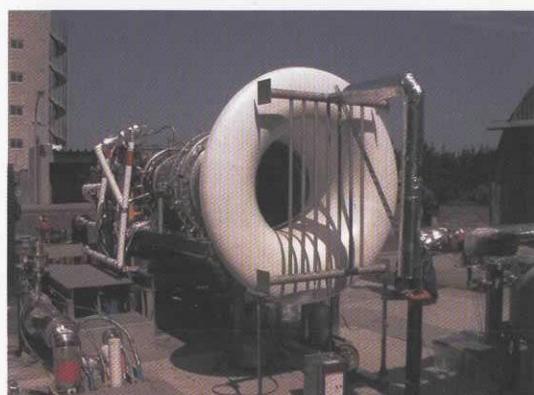


Fig. 6 ATREX Engine Test Model

Nozzle Type	Year	Averaged Particle Diameter, μm	Pressure Loss by Icing, %
Parallel	2001	300	72
Colliding	2002	100	47
Spray	2003	10	12
Vapor	2003	-	15

Table 1 Decrease of Pressure Loss by Methanol Injector

(3) 極超音速要素技術の研究開発

- ・矩形可変インテーク（特許取得）を設計試作し、Mach 5 風洞試験を実施し、空力性能データを取得するとともに改良案を明示した。（Fig. 7）
- ・多列円盤構造インテーク（特許申請中）の Mach 1.5 ～Mach 5 風洞試験を実施し、非設計点において約 10% の性能向上（全圧回復率で）を実証した。（Fig. 8）
- ・ラム燃焼器と矩形ノズルの結合燃焼試験を実施し、1900°C の燃焼環境下において、設計通りの耐久性を実証し、技術課題を抽出した。（Fig. 9）
- ・可変ノズルの風洞試験と CFD 解析を実施し、非設計点における外部流がある場合の膨脹流れ場の評価を行った。（Fig. 10）

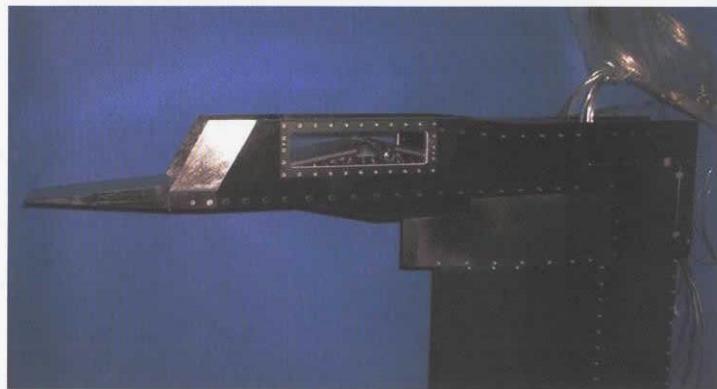


Fig. 7 Rectangular Variable Geometry Intake Model

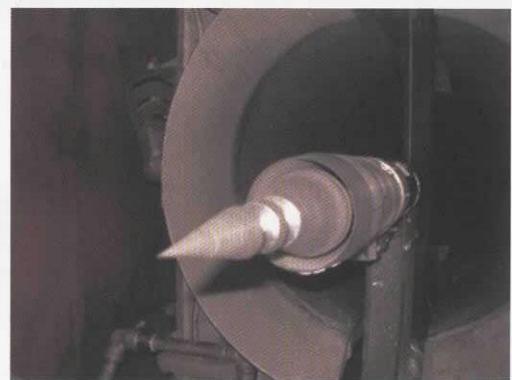


Fig. 8 Multi Row Disk Intake Model

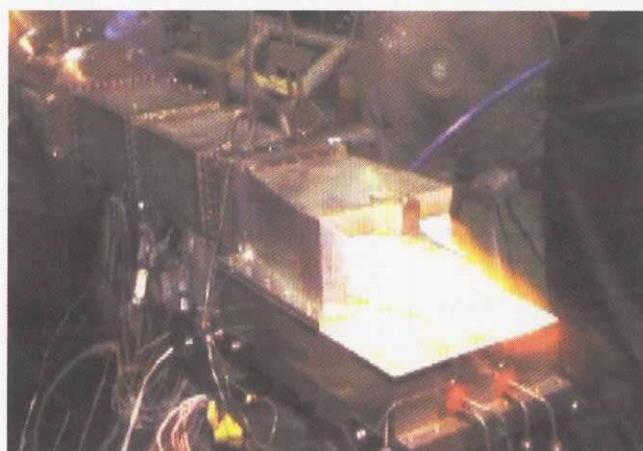


Fig. 9 Firing Test of Ram Combustor and Nozzle

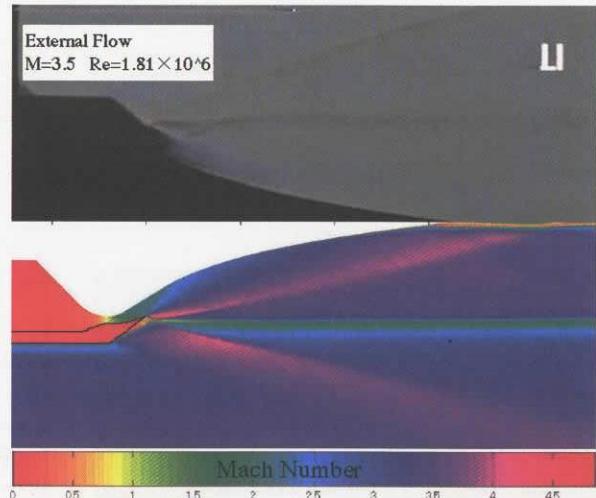


Fig. 10 Visualization of Nozzle Flow Field

(4) 耐熱軽量材料のエンジンへの適用

- CMC 複合材料を用いて、矩形インテーク先端部を一次試作し、風洞試験によって結合方法を確認した。(Fig. 11)
- 3 次元織りによる炭素／炭素複合材料 (3D-C/C) を用いて、ノズル、燃焼器を一次試作し、複雑構造物製作技術を構築中。(Fig. 12)
- 3D-C/C 材に Si を含浸させることによって、ガス漏洩のレベルを従来の 1/100 以下に抑えた。

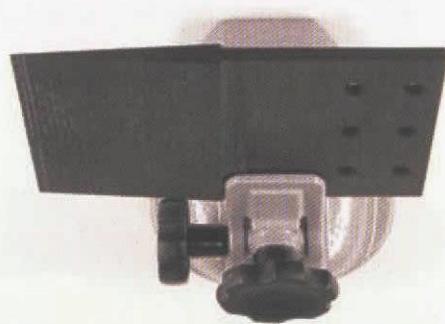


Fig. 11 CMC Intake Edge

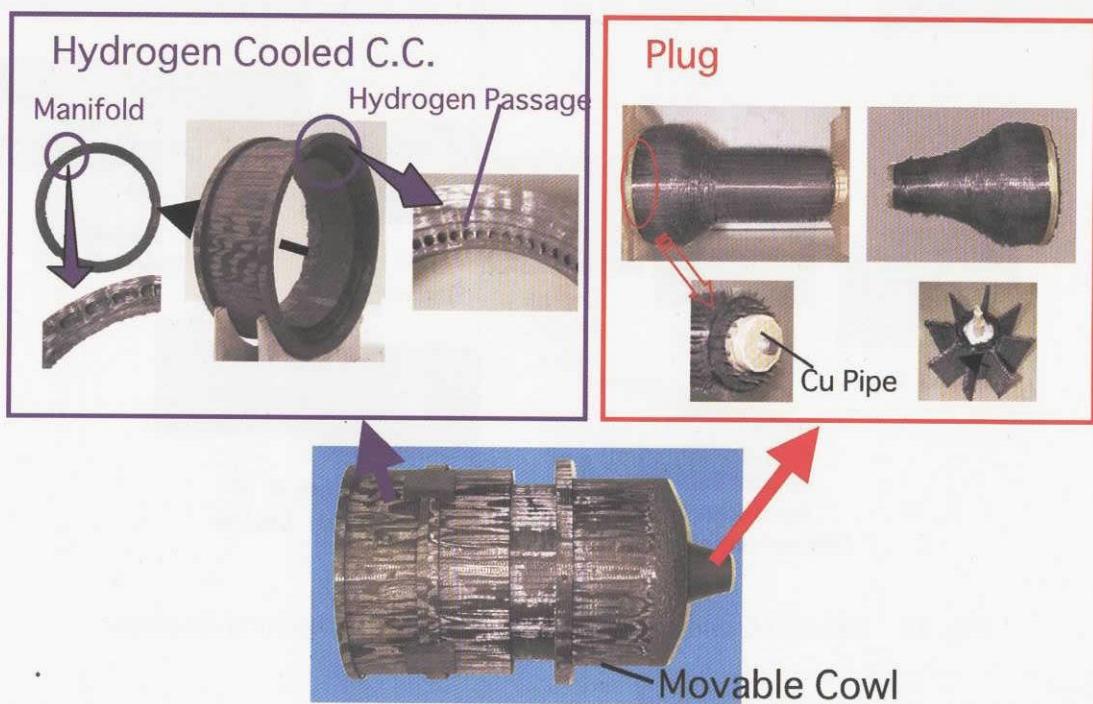


Fig. 12 Manufacturing Process of Ram Combustor and Nozzle by 3D-C/C Material

5. まとめ

今年度は、全体として、ほぼ期待通りの成果を得ることができた。システム面からは、現状の技術レベルに基づく要素データを導入したエンジンサイクル最適化研究の結果より、マッハ数 6 まで飛行する予冷ターボエンジンにより、二段式スペースプレーンが性能、重量の点から成立する目処をたてた。要素技術面からは、高空高速状態でのシステム実証に向けて、マッハ数 5 レベルの要素試験を行い、空力性能および熱構造性能を実証した。本研究で得られた成果、基盤技術は、我が国独自の貴重なデータベースとして活用され、将来の再使用型宇宙輸送システムの推進系開発研究を一層前進させるための基盤を形成する。

今後は、これまでに得られた要素技術を統合して、エンジンシステムとしての成立性を実証していく予定である。また、実用エンジンの開発過程においては、適切な規模の飛行実証により、高信

頼性とアボート運用の自在性を実証し、飛躍的な信頼性向上を目指した完全再使用型宇宙輸送システムに適用することを計画している。(Fig. 13)

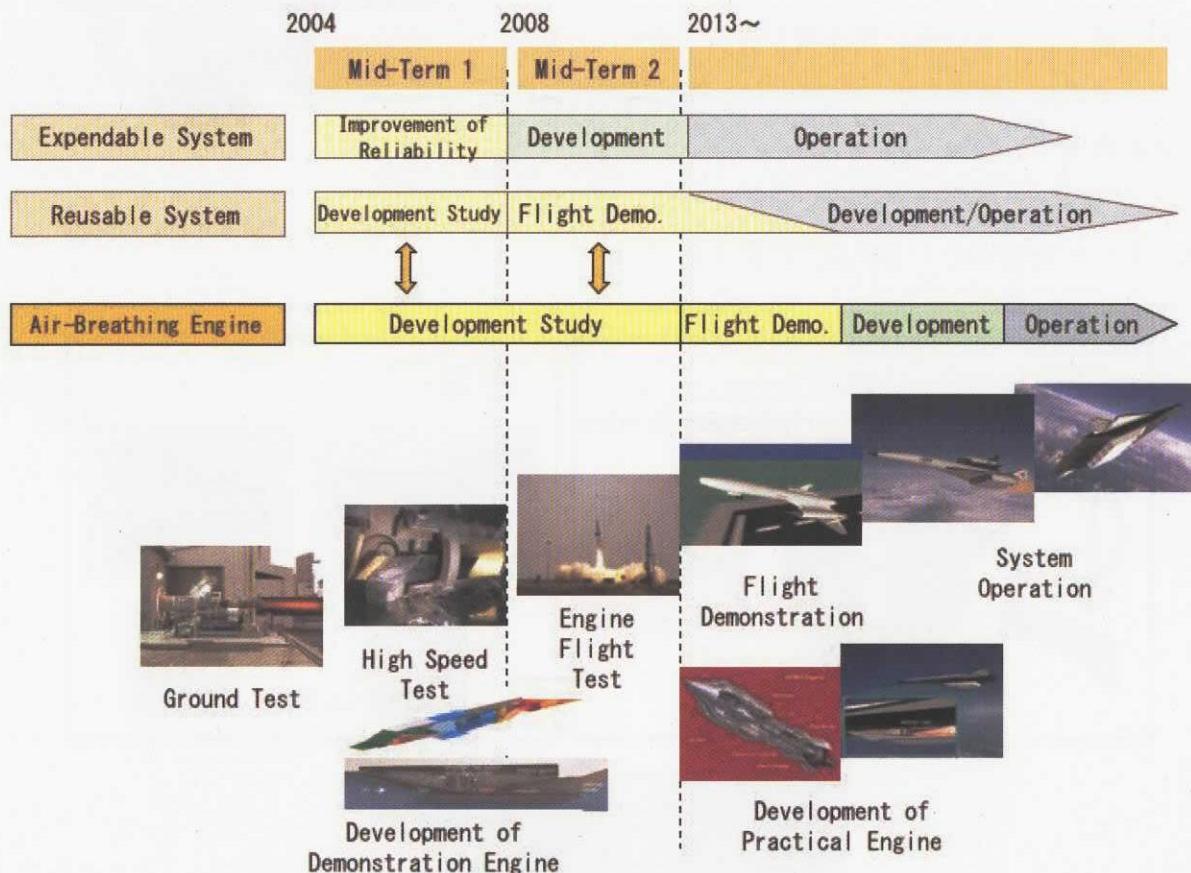


Fig. 13 Research and Development Plan of Air-Breathing Engines

[参考文献]

- Sato, T., Kobayashi, H. et. al, "Countermeasures against the Icing Problem on the ATREX Precooler", Acta Astronautica, Vol. 54, No. 9, pp. 671-686 (2004).
- H. Taguchi, H. Futamura, K. Shimodaira, T. Morimoto, T. Kojima and K. Okai, "Design Study on Hypersonic Engine Components for TBCC Space Planes," AIAA 2003-7006.
- Hatta, H., Goto, K et. al, "Applications of Carbon-Carbon Composites to an Engine for a Future Space Vehicle", ACM, 12(2-3), 237-259 (2003).

雑誌論文8件、口頭発表23件、特許2件