

## 2. ATREXエンジンのシステム

## ATREXエンジンシステムについて

佐藤 哲也\*・小林 弘明\*・棚次 亘弘\*

### Description of the ATREX Engine System

By

Tetsuya SATO\*, Nobuhiro TANATSUGU\*, Hiroaki KOBAYASHI\*

**Abstract :** The ATREX engine has been developed by ISAS for the propulsion system of a fly-back booster of a future TSTO space plane. Summary of the engine system, current R&D status and plans on the ATREX are presented in this paper. Several studies on system optimization, precooled expander cycle, thermal-fluid performance, control and composite materials have been performed by the system firing tests and wind tunnel tests, etc. As the next step, we propose a development plan in the next decade, in which a half-scale prototype engine with the flight weight will be produced for the demonstration flight test.

#### 1. 序

我が国では、将来型宇宙輸送機として、コスト、安全性、信頼性、運用性の面で優れている完全再使用型二段式スペースプレーン (TSTO : Two Stage To Orbit) を提案し、研究開発を進めている。輸送システムの実証、実用化に関して、諸外国における例をみると、推進系開発が成否の鍵となっていることがわかる。推進系をできる限り単純かつ軽量化するためには、単一のエンジンで離陸から高々度、高マッハ数の領域までを飛行する必要がある。離陸時から高い推力を発生できるのが、ターボジェットエンジンの利点であるが、空力加熱によって取り込み空気的全温が上昇するため最大飛行マッハ数に限界がある。そこで、TSTOにおいては、ステージングマッハ数（初段と上段の切り離しマッハ数）の設定が重要である。すなわち、上段ロケットにおいては、構造面からステージングマッハ数が大きい方が望ましく、初段のジェットエンジンにとっては、小さい方が容易である。図1にステージングマッハ数とロケット段に必要な推進剤重量比を示す。単段式のVenture Starでは、離陸総重量の90%以上が推進剤

---

\*宇宙科学研究所

重量として必要になる。日本で検討中のTSTOにおいては、ターボジェットエンジンでマッハ数6まで加速するように設定された。

ジェットエンジンの飛行領域をマッハ数6まで拡大した場合、第1の技術的課題は、主流の全温への対応である。飛行マッハ数が6になると主流の全温は1,670 Kに到達し、従来の金属材料を用いたファン、圧縮機ではこれに耐えることができない。さらに、温度が上がると燃焼生成物の解離が激しくなり、推進エネルギーが取り出しにくくなる。対策として、ファンの前に燃料の液体水素を冷媒とした空気予冷却器（プリクーラ）を装着し、主流空気の温度を下げる方法や空気の通路を二重にして、低速ではファンから空気を吸い込み、高速時には、ファンをバイパスさせラムジェットとして作動する方法等がある。第2の技術的課題は、スペースプレーン用エンジンが巡航速度を持たない加速機用エンジンであることに起因する。すなわち、幅広く連続的に変化する外気条件に対応するために、エアインテークやノズルの可変機構、制御システムが複雑化する。ターボ部においても、非定常熱流束の影響を考慮した設計手法をとらねばならない。

宇宙科学研究所では、昭和61年より、TSTOスペースプレーン用エンジンとして、エキスパンダサイクル、エア・ターボ・ラムジェットエンジン（ATREXエンジン）の研究開発を進めている。本論文では、ATREXエンジンの特徴、サイクル、技術課題および今後の研究開発の計画について、説明する。

## 2. スペースプレーン用ターボジェットエンジンの種類

離陸からマッハ数6までの飛行が可能と考えられる、代表的なスペースプレーン用ターボジェットを図2に示す。性能、重量の面から比較を行っている文献[4]、[5]もあるが、各エンジンに明確な優劣を付けることはできず、今後は信頼性を含めた評価を進めていく必要がある。これらの中で、ATREXエンジンを選定した理由としては、エキスパンダサイクルの信頼性が高いところと、不具合が起きたときに、エンジンが暴走しないというアボート性の高いところである。また、ATRエンジンは、高マッハ数飛行時においてほとんど働かない、ターボ系をコンパクトにすることができ、構造の簡易性/軽量性の点でも優れている。

### (1) 予冷ターボジェット（Precooled Turbojet）

再燃器（アフターバーナ）付ターボジェットにプリクーラを搭載したエンジン形式。圧縮機によって昇圧された主流空気と燃料をガスジェネレータで希薄燃焼させて高温ガスを生成し、タービンを駆動する。低速飛行時の推力、比推力が高いことが特長である。

### (2) エアターボラムジェット（Air-Turbo-Ramjet：ATR）

取り込んだ空気ではなく、別系統の流体エネルギーによってタービンを駆動するエンジン形式。プリクーラや熱交換器によって加熱された水素ガスで、タービンを駆動するエキスパンダサイクルATR（図2）と小型のガスジェネレータで燃料と酸化剤を燃焼させタービンを駆動するガスジェネレータATRがある。主流の変化に対するターボ系への影響が小さいことが特長である。

### (3) ターボラムジェット（Turboramjet）

ターボジェットとラムジェットの複合エンジン。低速飛行時には、ターボジェットにより推力を発生し、空力加熱の厳しい高マッハ数ではターボ系の入口を機械的に閉鎖し、ラムダクト経由で空気を燃焼器に導く。プリクーラを必要としない。

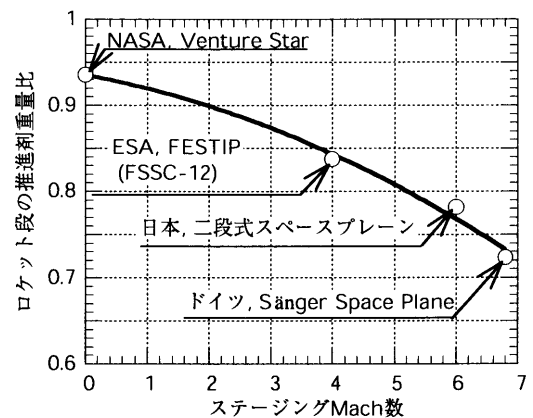


図1 TSTOのステージングMach数<sup>[1], [2], [3]</sup>

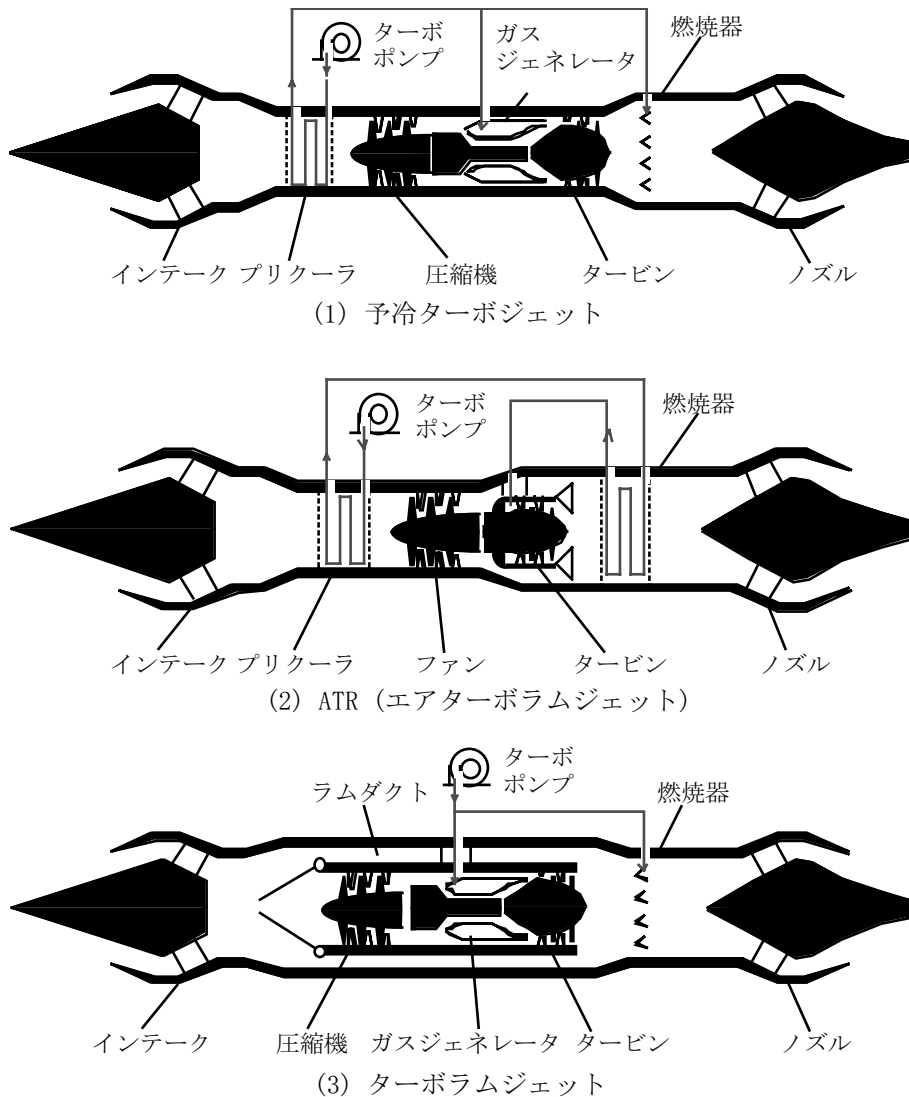


図2 スペースプレーン用エアブリージングエンジンの種類

### 3. ATREXエンジンサイクル

図3に現在検討を進めているATREXエンジンのフローダイアグラムを示す。ターボポンプによって昇圧された液体水素燃料は、プリクーラ、内部熱交換器、再生冷却燃焼器（プラグノズルの壁面も含む）を通過することによって再生加熱され、そのエネルギーによってタービンを駆動する。一方、エアインテークより吸気、減速された空気は、プリクーラによって冷却され、ファンを通過後、燃焼器内に送り込まれ、燃料水素と混合、燃焼し、ノズルから排気される。エアインテークおよび排気ノズルは、変化する主流空気のマッハ数に応じた可変形状を持つ。ATREXエンジンは、低マッハ数飛行時には主にファンによる圧縮により、高マッハ数飛行時には主にラム圧縮により空気を取り込む複合サイクルで、単一のハードウェアで地上静止状態から高度30 km、マッハ数6までの広い領域をカバーすることができる。また、エキスパンダサイクルを採用することで、液体水素の低温熱源としての大きな冷却能力と高い燃焼発熱量を最大限に発揮したシステムである。

地上からマッハ数6までを効率よく作動させるために、以下のような燃料システムの制御案が検討されている。

## (1) プリクーラバイパス

プリクーラ冷却管での着霜を防止するために、地上でのアイドリング時、及び低高度飛行（高度6 km以下）時には、プリクーラをバイパスして液体水素を供給する。ただし、空気予冷却を行わないと、エンジン性能（推力、比推力）が低下する。そのため、メタノール噴射などの着霜防止対策が有効な条件においては、プリクーラバイパスを使用しない。

## (2) タービンバイパス

ATREXエンジン（エキスパンダサイクル）の場合、低マッハ数飛行時（マッハ数3以下）には、タービン仕事を獲得するために大きな熱交換面積を必要とし、逆に、高マッハ数飛行時（マッハ数4.5以上）にはその熱交換器を冷却するために大量の液体水素を流す必要がある。液体水素を大量に流した場合に、それを全部タービンに流すとターボ系が過回転となるため、タービンをバイパスさせ途中から燃焼室内へとブリードする。

## (3) 二段燃焼方式

(2) の理由で、高マッハ数飛行時には大量の液体水素を必要とするが、この量を極力減らすために提案された方法。燃料を噴射する部分を熱交換器の前部と後部の2つの部分に分ける。その結果、空気は燃焼器内部で燃料の一部と混合、希薄燃焼した後、熱交換器において燃料と熱交換を行う。熱交換器を通過後、再燃器において残りの燃料と混合、燃焼させる。燃料を噴射する量を制御することによって、最適な運転状態を作り出す。

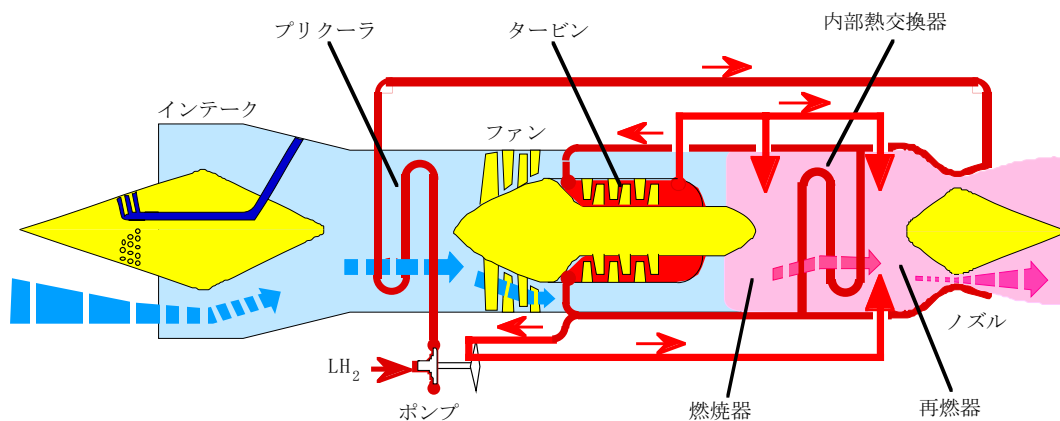


図3 ATREXエンジンフロー図

#### 4. ATREXエンジンの研究開発状況

宇宙科学研究所では、昭和61年より液体水素を燃料とするエキスパンダサイクルATRエンジン（ATREX）の開発研究を開始した。これまでに、表1に示すように地上システム燃焼試験、要素風洞試験、炭素／炭素複合材料のエンジンへの応用研究、飛行試験を含むシステム検討による開発研究を進めている。

表1 ATREXエンジン研究開発の履歴

	'88	'89	'90	'91	'92	'93	'94	'95	'96	'97	'98	'99	'00	'01	'02
ATREX-500 エンジン地上燃焼試験															
-設計、製作、基礎試験															
-燃焼システム試験（プリクーラ非装着）															
-プリクーラ付きシステム試験															
要素風洞試験															
-機体の予圧縮に関する研究															
-軸対称型エアインテークの開発研究															
-プリクーラの開発研究															
-ミキサーおよびラム燃焼器の研究															
-プラグノズルの開発研究															
炭素／炭素複合材料の研究															
ATREX飛行実験計画検討															
TSTOシステムの検討															

##### (1) サブスケールエンジンを用いた地上システム燃焼試験

エンジンシステムの確認および要素の実証を目的として、ファン入口直径30cm、推力500kgf級のATREX-500エンジンの地上システム燃焼試験（図4）を行っている。これまでに合計61回、3,220秒間の試験を行い、最大推力4,800N、最大比推力14,000N-sec/kgを達成した。ATREX-500エンジンはチップタービン形式を採用し、軸受け部には無潤滑、無冷却構造のセラミックベアリングを使用した。また、ファンとタービンの流路間はラビリンスシールとシールガス（窒素ガス）で隔てられている。この試験によって、エキスパンダサイクルATRシステムを実証し、運転方法、起動制御方法を確立した。また、ターボ系の振動、タービンとファンのシール問題を解決し、ミキサー、ラム燃焼器、内部熱交換器、再生冷却型燃焼器、プリクーラを開発した。ATREXエンジンの特徴であるプリクーラは、外径2mm、肉厚0.15mmのステンレス管を約1mmの隙間で環状に束ねたシェルアンドチューブ熱交換器である。プリクーラを用いて、ファン入口温度を180Kまで下げることによって、エンジンの推力、比推力をそれぞれ1.8倍、1.2倍に増加することを実証した。近年は、プリクーラチューブ表面での着霜防止を目的とした試験を行い、液体酸素を主流中に噴霧する方法やメタノールを混入する方法を提案、実証している。



図4 ATREX-500地上燃焼試験<sup>[6]</sup>

##### (2) 軸対称エアインテークの開発研究

ATREXエンジン用エアインテークは、機体の予圧縮効果を利用することによって、飛行マッハ数6のときのエ

アインテーク入口マッハ数は5.3となる。エンジンと機体を分離して開発ができること、可変機構が単純であること、構造重量を軽減できることから、軸対称型エアインテークを選択した。エアインテークの開発研究は、空力性能の向上、制御方法の構築、構造設計の3つの観点から進められている。空力性能向上に関する研究では、これまでに圧縮形態、抽気形状、先端部の形状をパラメータとした、10余種類のサブスケールモデルを製作し、風洞試験を行った。制御に関しては、主流の変化とエンジン内部の変化に対する制御手法を風洞試験によって検証した。その中で、スパイク表面の圧力計測による衝撃波位置の検出、不始動から再始動への制御に関する知見を得た。平成12年には、主流マッハ数を1.7～3.7まで連続的にスイープしたときのエアインテーク制御に成功し、外部圧縮から混合圧縮に移行するときの制御シーケンスを確立した。

### (3) プラグノズル開発研究

ATREXエンジン用ノズルは従来のエンジンと異なり、ノズル圧力比の範囲が3～400程度と広い。さらに、燃焼器内部の流量変化に追従して、スロート面積を変化させる可変機構が必要である。そこで、高度補償型ノズルの一種であるプラグノズルを選択した。但し、プラグノズルは、外部抵抗（ポートテールドラッグ等）が大きいこと、迎角特性が不安定であること、プラグの冷却構造が困難であることという問題点を持つ。ジェットエンジンはロケットと比較して、遷音速時の推力余裕が小さいため、抵抗低減は重要課題である。風洞試験により、混合膨張型、外部膨張型、先切りノズルに対する推力効率の調査、ポートテールドラッグの低減方法に関する研究を行ってきた。プラグの冷却に関しては金属または複合材料を用いた再生冷却方式を採る計画である。

### (4) 炭素/炭素複合材料のATREXへの適用研究

炭素/炭素複合材料(C/C)は、高比強度、高耐熱性、高クリープ性、低ノッチ感性という長所を持つ一方、低剪断強度(繊維の入っていない方向の強度)、低耐酸化性という短所を持つ。エンジン開発当初から、水素雰囲気であるチップタービンへの適用研究を進めており、熱機械特性基礎データの取得、スピントストによる回転強度の測定、タービンディスク形状と繊維強化配向の検討、高温回転時の振動特性に関する検討を実施してきた。3次元織物リングによるスピントストでは、繊維の飛散による振動問題、タービン翼との結合方法という課題を残しているものの、最高周速(破壊周速)516 m/sを達成し、強度的にはタービンディスクの要求を満たすレベルまで到達した。また、エアインテーク、熱交換器、プラグノズル等の静止部品への適応研究を行っている。その中で、水素ガスの漏洩防止対策、耐酸化コーティング、接合・接着技術に関する研究を進め、水素ガスの漏洩問題については、SiをC/Cの空孔中に含浸することによって、3オーダー程度の水素漏洩量の減少を確認した。

### (5) ATREXエンジンの飛行試験計画とTSTOシステム研究

地上試験で行うことのできない環境におけるエンジンデータの取得、制御技術の確立に関しては、飛行試験によって実証する。また、飛行試験によって、機体設計、航法誘導、再使用オペレーション等の超音速飛行試験技術を習得する。これまでに検討した飛行試験計画の一例を図5に示す。ATREXエンジンを搭載した飛行試験機(FTB: Flying Test Bed)は、小型固体モータを用いて、カタパルトよりマッハ数0.4で発射される。その後ATREXエンジンの自立飛行によりほぼ動圧50 kPa一定の軌道に沿って、高度27 km、マッハ数6に到達した後、降下減速する。FTBは、パラシュートおよびエアバッグによって、海上回収される。機体空力設計、軌道設計、構造耐熱設計、制御設計、サブシステム設計、地上設備、打ち上げ回収系等の一連の検討を行った。風洞試験によって、エンジンモデル(フロースルー)と結合した形態での6分力試験を行い、機体とエンジンの干渉抵抗、機体の安定性を調査した。飛行試験に用いるエンジンは、ファン直径50 cm程度のものを想定している。また、実証機として、ペイロード500 kg級及び3 ton級のTSTOスペースプレーンシステムの検討を行い、機体およびエンジンの概略形状を検討した。

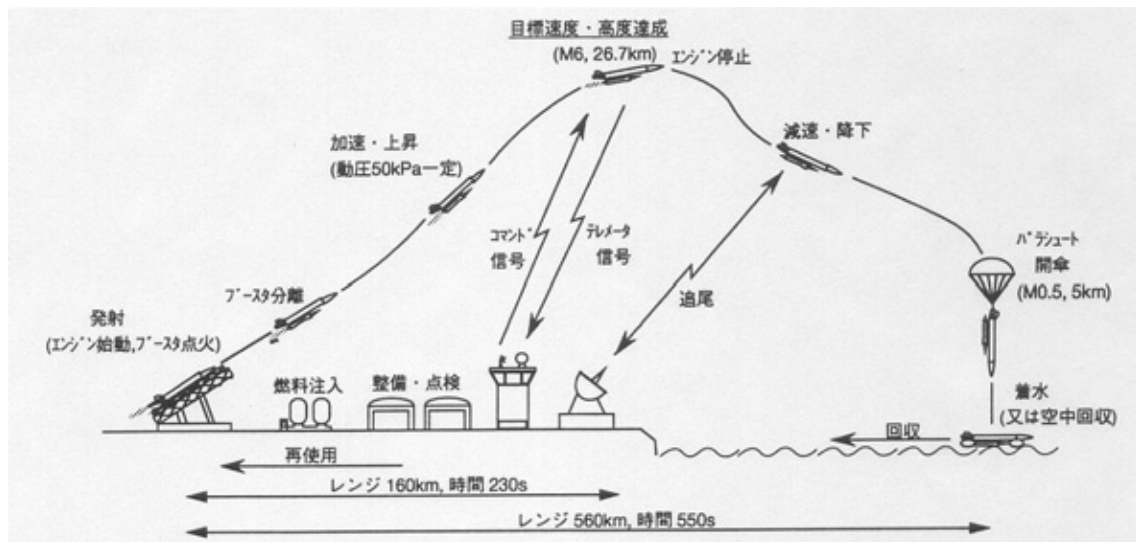


図5 飛行試験計画案

## 5. ATREXエンジンの開発計画案

### (1) 我が国の再使用型宇宙輸送システム開発とターボジェットエンジン開発研究の位置づけ<sup>[6]</sup>

我が国で提案しているTSTOシステムは、多段効果により単段式スペースプレーンに比べて推進剤の重量比が小さくなり、再使用のための構造重量を確保しやすいのが特長である。今年度より、宇宙3機関の融合プロジェクトとして、「再使用型宇宙輸送システムの研究」プロジェクトが立ち上がり、システム、エンジン等のチームに分かれ基盤技術の研究を行うとともに、将来の開発計画について検討を進めている。開発の流れを図6に示す。当初の10年間で「基盤技術実証フェイズ」と名付け、スペースプレーンの実現に必要な基盤技術を構築することを目指す。開発研究は、5年ごとに中期目標を定め、評価を受けることにより、研究開発の進捗および計画の方向性を確認する。

ATREXエンジンを含めたターボジェットエンジンの開発研究の中期目標を表2に示す。簡約すると、

第1期：実証プロトタイプエンジンの試作と主要基盤技術の構築、

第2期：飛行試験機（固体モータアシスト型）によるエンジンの飛行実証、

第3期～：TBCC（Turbine Based Combined Cycle）システム実証機の開発、を目標としている。

### (2) 実証用ジェットエンジンシステム<sup>[7]</sup>

第1期、第2期中期計画で実証用プロトタイプエンジンシステムの仕様を以下のように設定する。

[エンジン形態]

TBCC用ジェットエンジンは、様々な形式が存在するが、本計画では実証用エンジンの形式として空気予冷サイクルエンジンを選定した。この形式は、他のTBCCエンジンに比べて構造の簡易性/軽量性の点で優れている。また、地上燃焼試験による総合システム実証が既に行われているという経緯もあり、開発リスクの低減が期待できる。今後のシステム検討によってエンジン形式が変更される可能性はあるが、暫定的なベースラインとして空気予冷式ATREXエンジンを設定した。

[エンジンの規模、重量]

将来の実用型エンジンは、ファン直径にして1.1mの規模になると考えられている。この規模のエンジンを製作するためには、製造設備を新規に建設する必要があり、開発コストが増大する。技術実証の段階では既存の製造



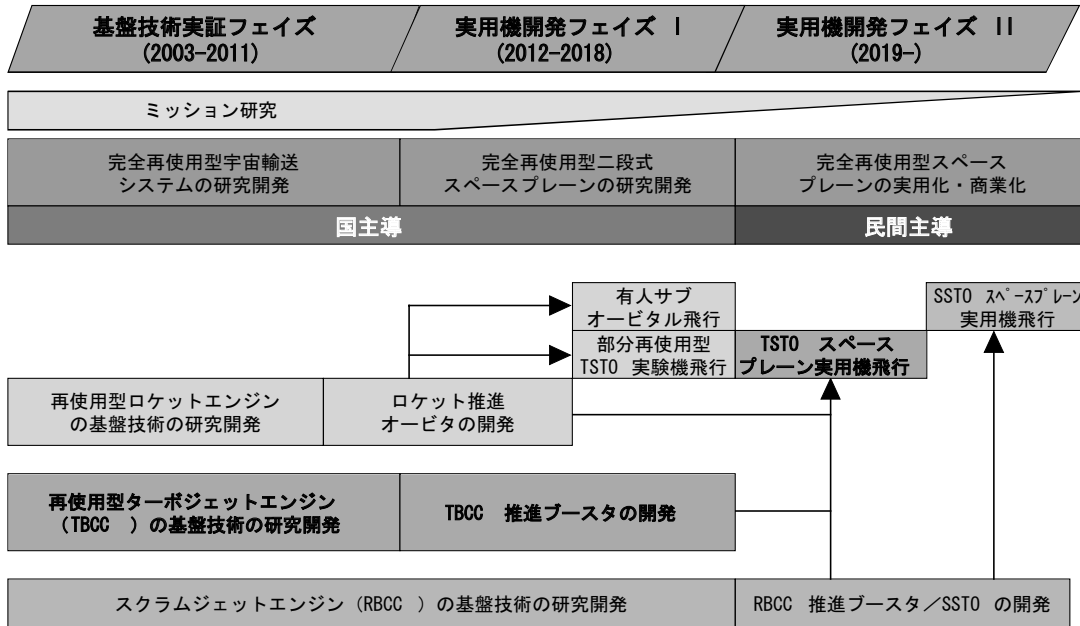


図6 我が国の reusable 宇宙輸送システム開発の流れ (案)

表2 TBCC用ターボジェットエンジン開発研究の流れ (案)

	基盤技術実証フェイズ		実用機開発フェイズ
	第1期 (2003~2007)	第2期 (2008~2012)	第3期 (2013~2018)
二段式スペースプレーンのシステム設計	エンジンの研究開発とリンクさせることを目的とした二段式スペースプレーンシステムの概念設計を行い、初段、二段目に要求される仕様および研究開発課題を明確にする。クリティカルな技術要素(機体エンジンの干渉、二段目の分離等)の課題を研究開発する。	第1期に引き続き、二段式スペースプレーンのシステム設計を行う。エンジン側からのデータを用いて、システム設計の精度を向上させるとともに空力、構造面から形状設計を行う。	基盤技術実証フェイズで得られた技術、データに基づいて、自立型飛行試験によるエンジン実証を行う。また、この機体に使い切りの小型固体モータを2段目として搭載したペイロード100Kg級のスペースプレーン実証機を開発する。その結果を基に、ロケット推進のオービターと組み合わせて、二段式スペースプレーンの実用機を開発する。
初段ターボ系エンジンの基盤技術研究開発	地上からMach数6までを飛行する空気吸い込み式エンジンにおいて、優先度の高い基盤技術を開発し、サブスケールの実証用エンジン(ファン直径50cm)を設計製作し、地上試験によって性能を取得する。	飛行試験によってエンジンの高マッハ数時のデータを取得し、エンジンシステムを実証する。エンジンの信頼性、再使用性を明確にする。	
飛行試験によるエンジンシステム実証	固体モータでアシストされたエンジン飛行試験機(EFTB)を開発し、エアインテーク、ノズル等のエンジン要素を搭載し、Mach2への要素飛行試験を行う。	EFTBによる飛行試験によって、初段空気吸い込み式エンジンのMach6までの作動を実証する。また、実用機に近い飛行環境でのエンジン実証を目的とした、自立飛行試験機の開発に着手する。	
耐熱材料の開発研究	エンジンの軽量化、耐熱性を目的とし、炭素/炭素複合材料等のエンジン要素への適用研究を行う。実際に、エアインテーク、再生冷却型燃焼器、ノズル等、要素の実証用エンジンサイズでの開発試作まで行う。エンジン性能向上を目的とした耐熱金属材料の研究を行う。	第1期で確立した技術を用いて、耐熱材料をエンジンに順次取り入れることによって、エンジンの性能向上、軽量化を図る。また、飛行試験によって、技術の実証を行う。	

設備を可能な限り流用し、開発に伴うリスクを低減するため、まずサブスケールの実証エンジンを開発する。性能および開発コストの観点から、図7に示すようにファン直径を実機の約1/2である0.5mと設定し、第1期のプロトタイプエンジンから第3期のTBCC実証機までを同一サイズとした。エンジン重量は、最終的には複合材料を駆使して、約1.1 ton（地上静止状態での推重比3.5）まで軽量化するが、プロトタイプとしてはメタルベースとする。

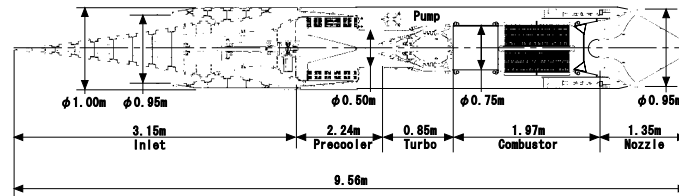


図7 実証用プロトタイプエンジン概念図

#### [エンジンの作動環境]

ジェットエンジンは大気圏内であれば原理的には作動可能であるが、温度/圧力上の制約から飛行範囲が制限される。本エンジンの作動範囲として、高度0～30 [km]、速度：0～6 [Mach] と設定した。これ以上の速度では、エンジン冷却のための燃料消費が飛躍的に増大するため、ロケットエンジンに対する比推力の優位を確保できない。また、エンジン薄肉構造部の圧力限界条件により、飛行動圧を10～80 [kPa] とした。Mach数6における外部温度は、静温が220 K、全温が1,670 Kとなる。空気側の温度は、インテーク入口で220 K、ラム圧縮によりインテーク出口で1,670 Kに上昇し、プリクーラで500 Kまで冷却された後、ファンの圧縮により600 Kまで上昇、さらに燃焼器で2,500 Kに加熱される。燃料側の温度は、20 Kで機体側から供給され、プリクーラで900 K、燃焼器内部熱交換器で1,200 Kまで加熱されたのち、タービンを駆動して燃焼器に噴射される。エンジン内部圧力は最大で1.0 MPa、エンジン最大圧力はターボポンプの出口圧で約6 MPaである。飛行迎角は、軸対称エアインテークの性能を鑑み、低速時（Mach数1.5以下）は±10度以内、それ以上では±4度以内とした。

#### [エンジン性能]

エンジンの比推力はマッハ数4以下では2,200～2,500 sec、それ以上では冷却に液体水素を使用するため低下し、マッハ数6では約800 secとなる。

### (3) ATREXエンジンの基盤技術

ATREXエンジンの基盤技術は、表3に示すように他の二段式スペースプレーン用ターボジェットエンジンとほぼ共通である。これらの技術は、以下に示す宇宙輸送システムの特徴に起因している。

- ・高速飛行状態での空力加熱が大きく、最大全温が1,670 Kに達する。
- ・宇宙輸送機用エンジンは、帰還を除くと常に加速飛行状態であるため、エンジン内部流れ場の非定常性が強い。

ジェットエンジンの作動領域をMach数3からMach数6に拡大した場合、最も大きな技術的相違点は、主流の全温への対応である。飛行Mach数が3から6に増加すると主流の全温は600 Kから1,670 Kに上昇し、従来の金属材料を用いたファンはこれに耐えうることができない。さらに、温度が上がると燃焼生成物の解離が激しくなり、燃料を加えても温度が殆ど上昇しなくなり、推進エネルギーが取り出しにくくなる。これを解決するために、ATREXエンジンでは、主流の空力加熱からファンや圧縮機を防護するシステムのひとつとして、ファンの前に燃料の液体水素を冷媒とした空気予冷却器（プリクーラ）を挿入し、主流空気の温度を下げることを提案している。プリクーラの装着によって、ジェットエンジンの飛行領域を拡大することが可能になり、さらに圧縮過程における中間冷却効果によって、低速飛行時においてもエンジン推力、比推力を向上することができる画期的なシステムである。エンジンの冷却と軽量化を考えると、スペースプレーン用ジェットエンジンの燃料は、ケロシンより、液体

表3 TBCC用ジェットエンジンの基盤技術

システム設計	・エンジンシステムの比較/評価/最適化 (性能、重量、信頼性、安全性、コスト)
制御	・加速環境下でのエアインテーク、コアエンジン、ノズルの制御 シーケンスの構築 ・エアインテーク不始動時の制御ロジックの構築
空力	・変化する条件下での、流路設計 ・エンジン/機体間の空力干渉の解明
構造	・軽量化設計 ・可変形状設計 ・非定常熱流束を考慮した変形解析(チップクリアランス等)
材料	・炭素複合材料(C/C, CMC)の適用技術の構築 (大型複雑構造物の製作、耐酸化、耐漏洩、技術) ・金属と複合材料の接続、接着技術の構築
熱設計	・再生冷却システムの検討 ・ブリクエラの着霜問題の解決
試験技術	・地上システム試験、風洞試験 ・飛行実証試験
その他	・高温軸受け、高温シール等の基盤技術

水素(ないしはメタン)の方が適している。

また、本エンジンは加速機用エンジンであり、幅広く連続的に変化する外気条件に対応するために、エアインテーク、ノズルが、従来のジェットエンジンと大きく異なる。すなわち、明確な設計点を持たないため、広範な動作環境に適応するための可変機構および制御システムが必要となる。さらに、エアインテークにおいては、コアエンジンに比べて大きな外径と、超音速流をできるだけ小さな圧力損失で減速するための長さが必要になってくるため、サイズが大きくなり、重量軽減のためには、比強度の高い複合材料の導入が不可欠である。また、連続的な熱的な条件の変化は、構造部材の熱変形に大きく影響するため、ターボ機械部においても、従来とは違った熱流体と構造の連成解析設計手法を必要とする。

ジェットエンジン自体は、航空機の世界では既に実証されているものの、宇宙機用として用いるまでには、課題が多い。また、これらのエンジン開発研究は、常に再使用宇宙輸送システムの観点から、性能のみならず重量、信頼性、安全性、運用性、コストを含めた評価を行う必要がある。

#### (4) 飛行試験計画

第2期中期計画以降に実施したいと考えている飛行試験計画の概要を以下に示す。TBCC用ジェットエンジンは、飛行環境の影響を大きく受ける。現在のところ、スペースプレーンの全ての飛行環境を模擬できる地上設備は存在しない。そこで、本計画においては、高空高速状態でのエンジンデータの取得および飛行試験技術の確立を目的とした2種類の飛行試験を行う。

第一番目の飛行試験は、固体ロケットモータでアシストされるエンジン飛行試験機(EFTB)を用いて、ある特定の飛行環境を再現し、試験を数回繰り返すことで各飛行条件におけるエンジンデータを取得するものである。この試験では、エンジンの推力がある程度不確かであっても、固体モータの推力でEFTBを飛行させることができる利点がある。図8に提案する飛行試験機の概観図を示す。試験機を二段式にすることによって、エンジンに適した動圧プロファイルを作り出す。また、EFTBに関して、できるだけ既存品、既存技術を流用し、開発コストを下げる。第一段はSB-735

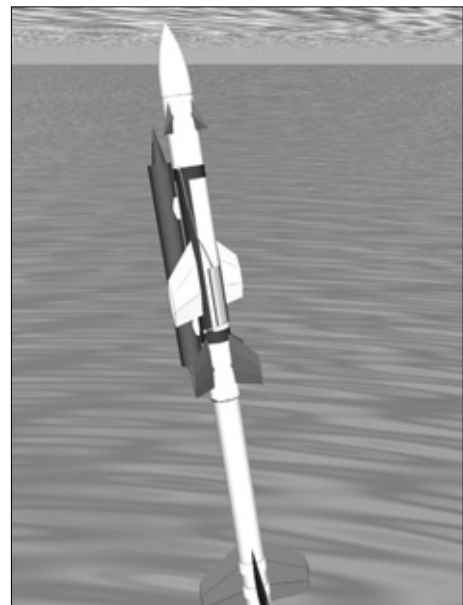


図8 飛行試験機概観図  
(EFTB: 第2期中期計画)

ロケットモータを利用する。第二段は新規開発であり、ATREXエンジンの他、安定翼、液体水素供給系、小型ロケットモータ（SS-520第二段と同一設計品）などから構成される。飛行プロファイルとしては、第一段モータでMach 2程度まで加速した後、5秒間動圧を合わせるためにコースティングし、その後、2段目に搭載の小型モータにより、Mach 3、動圧50 kPaまで加速、その状態からATREX推進モードに移行する。エンジンの燃焼が正常で、かつ推力特性が推定の範囲内であれば、機体はMach数6まで加速した後エンジン停止、滑空しながら空力抵抗により減速する。亜音速まで減速したところで、グライディング・パラシュートを開傘、着水する。試験は段階的に行い、最初の2回の飛行試験では、エアインテーク、ノズルのみの要素試験を実施し、EFTBシステムを確認する。第3回飛行試験からは、プロトタイプエンジンを搭載した試験を実施し、徐々に飛行領域を拡大する。飛行試験後、地上で回収したエンジンの内部を分解・点検し、地上燃焼試験に供することを予定している。

第二番目の飛行試験は自立飛行試験であり、供試エンジンの推力のみによって飛行試験機（FTB）を推進することで、スペースプレーンの実機飛行環境により近い状態でのシステム実証を行う。この試験によって、飛行軌道に依存してエンジンにかかる非定常的な熱負荷や空力荷重を定量的に確認する。本試験は、供試エンジンのデータがある程度整った時点で行う。また、この試験では、試験機が着陸に際して離陸点付近まで戻ってくる「フライバック」に関して、航法誘導系やエンジン制御系、エンジン熱設計などとの関連性を検証することを目的とする。試験回数は、10数回を予定しており、最大到達速度はMach 6を目標とする。製作する機体数は2機とし、再使用して試験に供する。また、本試験機の上段に、既存の固体モータ（SS-520）を搭載することによって、低軌道に100 kg程度の小規模衛星を投入し、1、2段の分離技術等、将来のスペースプレーン計画に必要な技術を実証することも念頭に置いている。

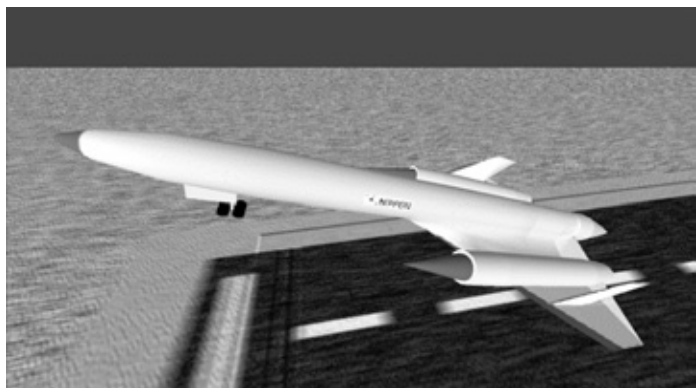


図9 飛行試験機概念図（EFTB：第3期中期計画）

## 6. まとめ

現在、将来型スペースプレーン開発研究の中で、最も戦略的な基盤となる初段ターボジェットエンジンは、早期の開発が必要であり、これまでに研究開発が進んでいるATREXエンジンをベースとした計画案を提案した。本計画は、多分野の技術が融合された大型のシステム研究であり、多くの開発研究、基礎研究課題が含まれている。これを実現するために、宇宙3機関が中心となって、大学、民間企業と密接に連携した研究開発体制を早期に確立し、国主導で強力に推進することを提案する。

## 参 考 文 献

- [1] Miller, J., The X-Planes X-1 to X-45, (2001), 349, Midland Publishing.
- [2] Tsuchiya, T., et al., AIAA-2001-1902 (2001) .
- [3] Weingartner, S., AIAA-93-5161, (1993).
- [4] 田口秀之他：二段式スペースプレーン用空気吸込式エンジンの比較検討，第40回航空原動機・宇宙推進講演会講演集，pp.233-238，(2000)。
- [5] 小林弘明他：極超音速空気吸い込み式エンジンのシステム最適設計，日本航空宇宙学会誌，第50巻第583号，pp.335-342 (2002)。

- [ 6 ] H. Taniguchi et, Al.: R&D Status and Future Plan of the Japanese Reusable Launch System, 23rd ISTS, ISTS2002-o-1-4v, (2002).
- [ 7 ] 空気吸い込み式推進系技術の開発研究提案書, 将来輸送系ワーキンググループ, (2002).