

1. 序 論

序 論

宇宙輸送とミッション

宇宙輸送システムは、宇宙活動を推進する上で最も基本的なインフラストラクチャーの一つであり、特に地上から低軌道（LEO）への宇宙輸送システムが底辺にある。宇宙活動が始まって半世紀近くになるが、初期の15年位はLEOへ飛行するロケットの開発そのものが宇宙開発であり、東西冷戦の中で軍事目的と米国の有人月探査（アポロ計画）によってロケット技術は急速に進展した。ロケット開発が一段落したところで、軍事以外の分野（科学観測・探査、通信、地球観測等）の宇宙活動が盛んになってきたが、通信の分野を除けばこれらのほとんどが政府主導のものであり、宇宙活動の進展は鈍い。

地上輸送（鉄道、船舶、自動車、航空機）の歴史を見ると、既に存在していた地上活動の拠点間を結ぶ交流（通商、技術、文化等）によって相互の拡大・発展を期待して輸送網が発展してきたところが大きく、政府の支援（特に軍事面から）はあったものの、主に民間主導で大きく進展してきた。一方、宇宙活動を見ると、それは未だフロ

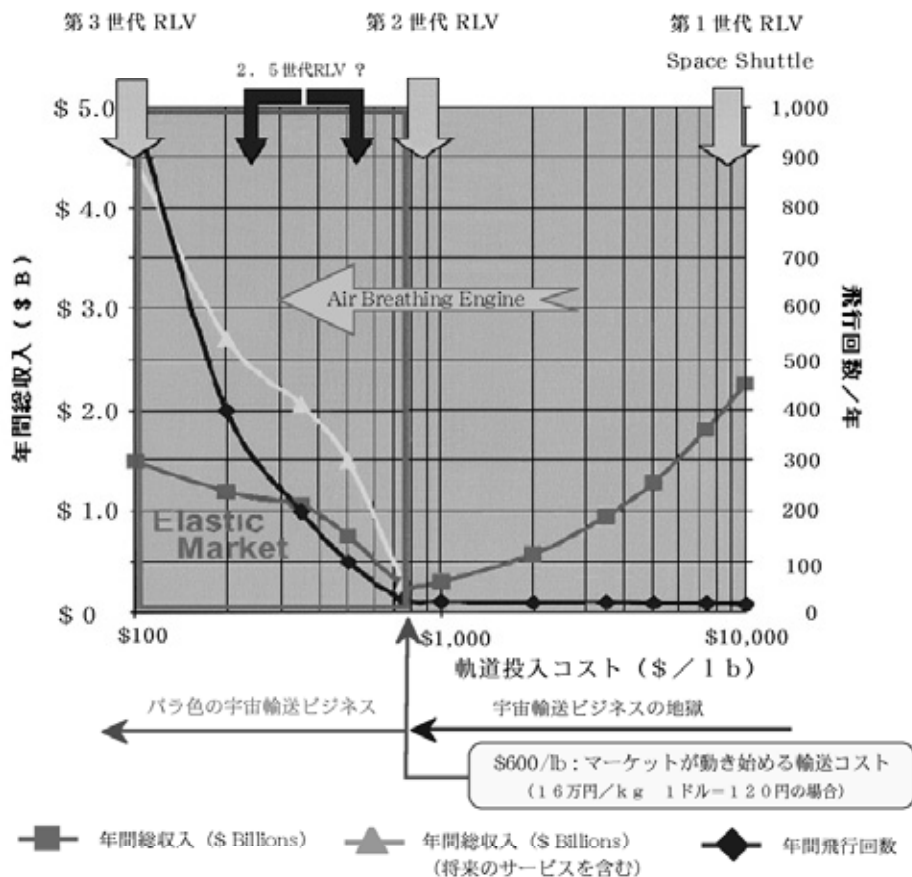


図1 輸送コストと需要の予測分析 (NASA CSTS 参照)

ンティア活動であり、そこには既存の人間活動が存在しないことから、宇宙輸送は、常に宇宙活動（ミッション）とセットで展開する必要がある。フロンティア活動によって拠点が建設され、有人活動が展開されて行くことによって地上の活動が宇宙へと広がっていくものであり、現在建設中の国際宇宙基地はその取っ掛かりの一つである。このことは地上にも未だ大きなフロンティアが存在したアメリカ大陸開拓と擬えられることが多く、このようなフロンティア活動の展開は民間の活力によって行われたところが大きい。宇宙活動において民間の進出を促すにはリスクの低減が必要であり、そのリスク低減の大きな要素は、コスト低減と信頼性・安全性の向上である。

図1に示すようにNASAが1994年に行ったCommercial Space Transportation Study (CSTS)によると、地上からLEOへの輸送コストが\$ 600 / 1b以下になったとき、Elastic Market（経済要因の変化に呼応して変動するマーケット）が始動すると分析している。この輸送コストは現状の約1 / 10であり、この値に低減されるまでは、輸送コストの低下によっても需要は増えず、ほぼ現状のまま横這い状態が続き、宇宙輸送ビジネスの総収入は減少する結果となり、極めて厳しいビジネスが強いられる。輸送コストが現状の約1 / 10以下になったとき、今までとは異なったユーザーの参入によって宇宙活動が拡大・発展すると予測している。現在、世界の宇宙輸送は供給過剰の状態にあり、世界で最も多くの顧客を抱えるアリアンスペース社においても赤字の状態に陥っている。

輸送コストを現状の約1 / 10以下に低減するには、現在の使い切りロケットでは困難であり、完全再使用型の宇宙輸送システムの導入が必要であることは世界的な共通認識になっている。

また、最近、地球軌道上においてデブリとの衝突の危険が増してきているが、デブリは打ち上げロケットによって廃棄されるゴミ（最終段のロケットやボルト類の小物等）であり、新たなデブリを生み出さないためにも完全再使用型の輸送システムが望まれる。

完全再使用型宇宙輸送システムへの空気吸い込み式推進の導入

宇宙輸送が地上輸送と大きく異なる点は、地上の輸送は主に距離を移動するのに対して、宇宙の輸送はエネルギーを移動することにある。地上からLEOへの飛行では、7.9 km/sの速度増分に相当するエネルギーを移動するため、出発地から目的地までほとんど加速状態にあると言える。このことから宇宙機の特徴は、機体の質量と推進機関の推進剤利用効率（比推力）に依存し、特に、加速機であることから、機体の質量に対する感度は大きく、地上の輸送機と大きく異なる。

地上から宇宙空間に飛行する場合、技術的に大きく異なる二つの道が考えられる。一つは「弾道軌道」であり、Tsiolkovsky, Oberth, Goddard等によって提案され、現在のところこの方法が主流になって実現している。もう一つは「空力軌道」であり、Sanger, Valier, von Hoefft等によって提案され、航空機のような形態で宇宙に行く方法であるが未だ実現していない。1933年ゼンガーは空気力（揚力）を利用した単段式のロケット機を提案し、その後空気を酸化剤とする推進機関（ラムジェット）の利用を提案して空力軌道による宇宙への道を示唆した。その後、フェリーはスクラムジェットを用いてマッハ10以上の飛行速度まで加速することを提案した。米国では宇宙開発の初期にX計画で空力軌道による宇宙への飛行試験が試みられ、その成果はスペースシャトル計画に生かされたが、現在のスペースシャトルは軌道からの帰還時に空気力を利用しているに過ぎない。

この二つの道の大きな相違点は地球の大気を積極的に利用するかどうかである。前者は大気の影響が出来るだけ少ない道を選んでいるのに対して、後者は大気を機体の揚力に利用し、また、推進機関の酸化剤として利用している。

弾道軌道に乗って宇宙に飛行する従来のロケットでは、高度50 kmまでの大気圏内で対地相対速度で2.0 km/s程度まで加速するのに全推進剤の約60～80%を消費している。液体水素と液体酸素を推進剤に用いているスペースシャトルの場合、全重量の約3分の2が液体酸素で占められている。このことから空力軌道で飛行中に大気から空気を吸い込み酸化剤にすることによって宇宙輸送機の重量を大幅に軽減でき、この軽減できた重量をペイロードや機体に振り向けることによって輸送性能、安全性、信頼性の向上が図れる。また、航空機と同じように翼の揚力で機体を支えることによって小さな加速度で飛行することができ、乗り心地の向上も期待できる。

空気吸込式推進システムは空気を酸化剤として取り込むため、推進剤利用効率（比推力）はロケット推進に比較して2～10倍程度向上できる。

一方、ロケット推進機関の性能は基本的には推進剤の化学反応（酸化燃焼，分解）によって決まるが，反応生成物をノズルから噴射してその反力で推力を得る場合，ノズルの膨張比をできるだけ大きくすることで高い性能を引き出せる。しかし，ロケットエンジンを大気中で作動させた場合，ノズル出口の大気圧力のため大きな膨張比のノズルでは正常にガスが流れず，大きな推力が引き出せない。これを解決するには，ノズルの入口圧力を高くするしかなく，現在世界で実用化されているロケットの1段目のエンジンの燃焼圧力は10～20 Mpaの高圧になっている。しかし，このような高圧燃焼は地上から高度20 km程度までの大気圧力の高いところで必要なもので，高度20 km以上では大気圧力は低くなることから燃焼圧力を高くしなくてもノズルの膨張比は大きくでき，ほぼ真空中と同程度の性能を引き出せる。

従って，離陸から高度30 km程度までは，空気吸込式推進エンジンを用い，その後ロケットエンジンを用いる輸送システムが理想である。また，最初に述べたように宇宙輸送機は加速機であることからその特性は機体の質量に対する感度が大きく，不要になった機体を分離して飛行する多段化は有効であり，空気吸込式推進による下段部分（フライバックブースター）とロケット推進による上段部分（オービター）から成る2段式の宇宙輸送機が効率が良いことが分かる。（図2）フライバックブースターは極超音速飛行の航空機であり，オービターを所定の速度まで加速した後，発射点まで自力で帰還できる。オービターは目的の地球周回軌道まで飛行し，ミッションを果たした後現在のスペースシャトルと同様に発射点まで帰還する。フライバックブースターは離陸後発射点に帰還するまでの運用時間は1時間以内であることから，複数のオービターの輸送に対応できコストの低減にもなる。

一般的に熱機関の安全性や信頼性はそのシステムで用いられている作動流体の圧力と温度に依存しており，技術レベルが同じであれば，圧力と温度が低い程，信頼性と安全性は高い。空気吸込式エンジンはロケットエンジンに比較して，作動流体の圧力を1/10以下に減少でき，また，作動流体の温度を1000 K近く減少できることから，空気吸込式エンジンの方が信頼性と安全性が高い推進システムが構築できる。

「推進系に革新がない限り、輸送系に革新はあり得ない！」

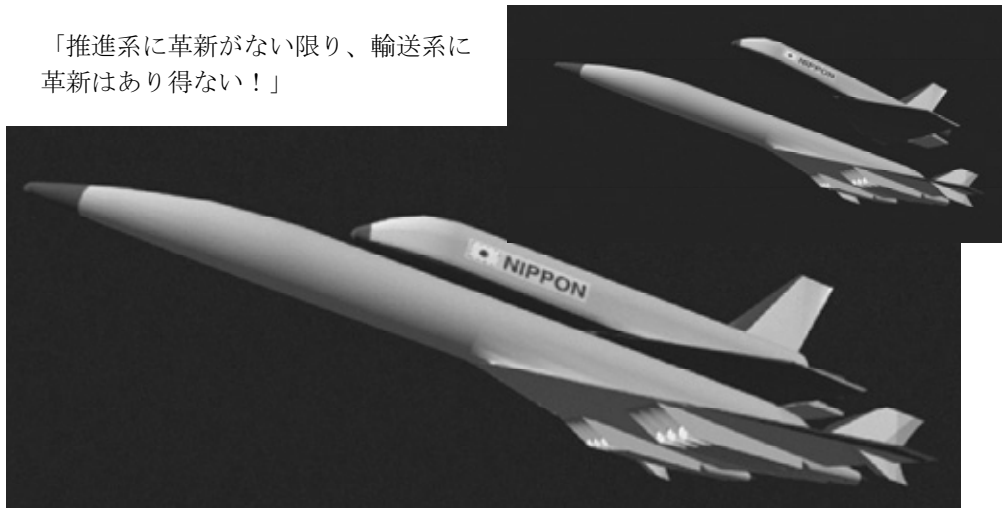


図2 空気吸込式エンジンATREXを用いた2段式の完全再使用型宇宙輸送機概念図

宇宙科学研究所で開発研究を進めているATREXエンジン

上に述べたように，完全再使用型の宇宙輸送システムにおいては空気吸い込み式推進システムの優位性は明らかであり，宇宙研では多くの空気吸い込み式推進システムの中からトレードオフの結果，地上・静止状態からマッハ6程度の速度まで単一のエンジンで飛行できるエアーターボラムジェット（ATR）エンジンを選定し，これを宇宙

輸送機に適用することを目的に基礎開発研究を進めてきた。宇宙研のATRエンジンでは燃料に液体水素を用い、これを冷媒としても利用して大気から吸い込んだ空気を冷却し、熱機関の圧縮過程における中間冷却効果による効率の改善と推力の増強を図るシステムを採用している。詳細は本文で述べるが、吸入した空気およびエンジン各部を再生冷却することによって水素に与えられた熱エネルギーでターボファンを駆動し、大気から吸い込んだ空気を昇圧するエキスパンダーサイクルが採用しており、世界に前例のないエンジン形式である。エキスパンダーサイクルのATRエンジンであることから、「ATREXエンジン」と呼んでいる。

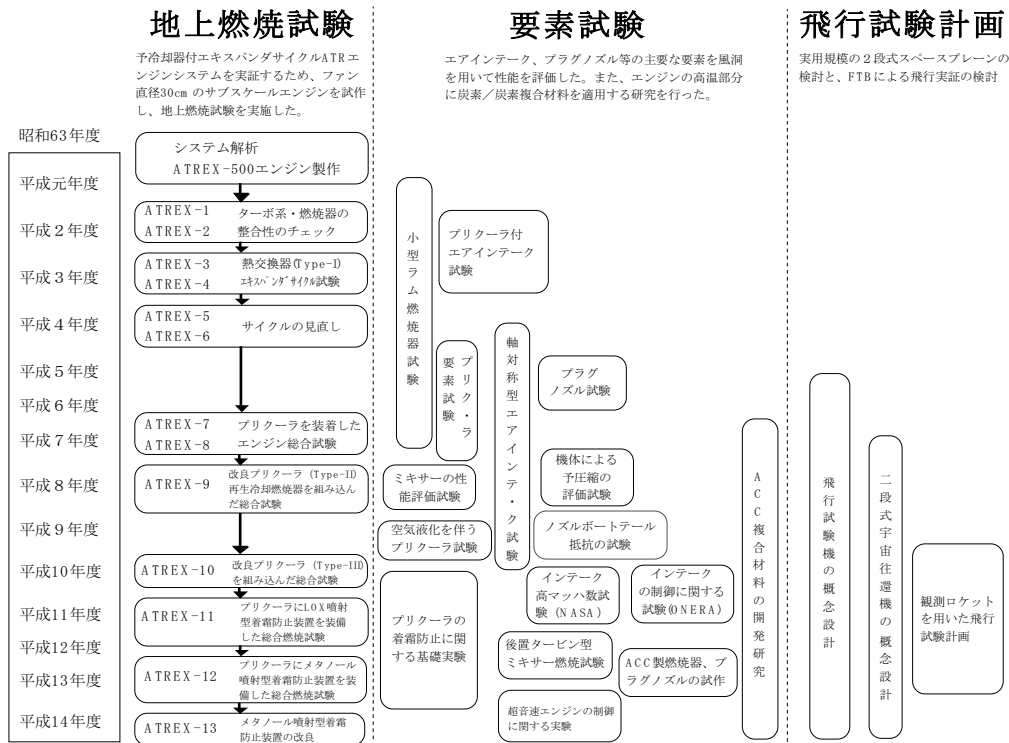
表1に示すように宇宙研では昭和50年から日本で最初の液体水素/液体酸素ロケットエンジンの研究開発を行い、これが一段落した昭和62年頃からATREXエンジンの研究開発を開始した。この研究開発は、民間との共同研究として行い、ファン直径30cmの試作エンジンを用いたシステムの実証、エアークラウド、プラグノズル、ブリクローラ、燃焼器等の主要なコンポーネントの開発研究、炭素・炭素複合材料をエンジンの高温部に適用する開発研究を行った。また、ATREXエンジンの飛行実証計画や実用機の概念研究も実施した。

本特集号の構成

宇宙三機関の統合を機に再使用型宇宙輸送機の実現に向けてこれまでの研究成果を以下のような章立てで特集号としてまとめた。

1. 序論
2. ATREX エンジンのシステム
3. コアエンジンシステムの実証研究
4. エンジン空力要素（インテーク、ノズル）の研究
5. エンジン材料の研究
6. エンジンの飛行実証

表1 ATREXエンジン開発研究の経過



第2章では、ATREXエンジンのシステムについて述べ、空気吸込み式エンジンを宇宙輸送機に適用する場合のエンジン、機体、飛行経路を統合して最適化する手法の開発およびこれを用いて得られたATREXエンジンの飛行性能の結果をまとめた。第3章では、試作したサブスケールのATREX-500エンジンを用いたエンジンシステムの地上・静止状態での実証を中心に、最も重要なエンジン要素である空気予冷却システム（プリクーラ）の開発とこれに関連する着霜低減に関する研究の結果をまとめた。また、エンジンの地上燃焼試験設備についてもまとめた。第4章では、エンジンのエアークリーパーやプラグノズルのような空力に関連する要素の開発研究の結果をまとめた。第5章では、炭素・炭素複合材料をエンジンの高温部材に適用する開発研究の結果をまとめた。第6章では、ATREXエンジンを実際の飛行環境で実証するための飛行試験計画をまとめた。

この開発研究を大過なく実施できたのは、参加された方々の努力の賜であり、それは世界最先端技術への挑戦に対する情熱によるものと確信する。

この開発研究では、ここに執筆頂いた著者以外にも多くの方々にご協力頂きました。ご協力頂いた主な関係者のお名前を巻末に銘記し、感謝の意を表します。

柵次巨弘