

6. エンジンの飛行実証

ATREXエンジンの飛行実証

澤井 秀次郎*・小林 弘明*・佐藤 哲也*・本郷 素行*
小松 信義**・東 伸幸**

Flight Test of the ATREX Engine

By

Shujiro SAWAI*, Hiroaki KOBAYASHI*, Tetsuya SATO*, Motoyuki HONGOH*
Nobuyoshi KOMATSU**, Nobuyuki AZUMA**

Abstract : The way to demonstrate the ATREX engine in flight is proposed. As the ATREX engine is the air breather, its running status is strongly affected by the atmosphere. So, it is crucial to evaluate the engine in flight condition, and we propose the flight tests consisted of 2 steps. At the first step, the ATREX engine will be carried to the specific test condition at each flight, via the solid rocket booster. At this phase, some of critical conditions, which are difficult to analyze without flight data, will be achieved using solid rocket boosters. 6 flights are planned in this phase to develop the ATREX engine itself. Generally, the engine and the vehicle have the mutual influences. So, at the second phase, the whole vehicle will be taken into account to see the interface conditions between the vehicle and the ATREX engine. 10 flights are planned in this phase and will demonstrate the capability to launch the payload of the order of 100kg to LEO.

1. はじめに

将来のTSTO（2段式スペースプレーン）の1段目に使用されるエンジンの候補のひとつとして、ATREXエンジンが提案されている。ATREXエンジンは、いわゆる空気吸い込み式のターボエンジンであり、そのため、ロケットエンジンと比較し飛行環境の影響を強く受ける。ところが、地上試験設備で、マッハ2を超えるような超音速域でのターボエンジンの作動状況を確認できるものは現有しない。更に、ATREXエンジンで使用を予定している水素燃料の場合、安全性の観点から地上試験はより難しくなる。

そこで、飛行環境下でのエンジンのデータを簡便に取得する方法として、固体ロケットを利用することで、供試

*宇宙科学研究所

**東京大学大学院

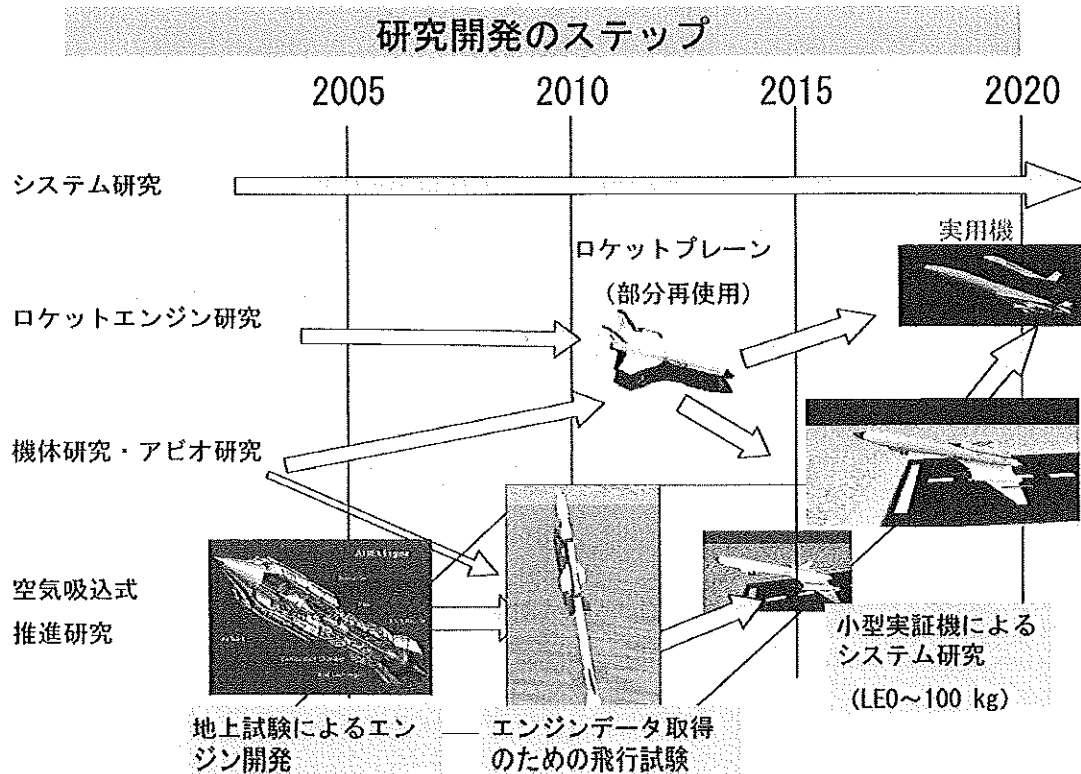


図1 本稿で想定するTSTO開発の流れ

体のエンジンを現実の飛行環境下に晒すことを考えた。これにより、効率的なエンジン開発が期待される。

具体的には、飛行試験は2段階で行うことを想定している。全体の流れを図1に示す。ここでは、2020年頃に実用段階のTSTOスペースプレーンが完成することを目標と設定し、それを実現するための第1段に使用される空気吸い込み式エンジンの開発の流れが図の下の方の流れである。

空気吸い込み式エンジンは、地上燃焼試験を主要な開発手段とするフェーズを経て2段階の飛行試験による開発を計画することとした。第1段階の試験は、固体ロケットにより飛行環境を再現することで、飛行中のエンジン動作に関するデータを取得するものである。この第1段階の飛行試験は後述するように全部で6回程度のフライトを計画している。この段階の試験は、ATREXエンジン単体の開発に必要なデータを取得することを主目的としている。その後に、空気吸い込み式エンジンを搭載した機体システムに関する知見を得る目的で、第2段階の飛行試験を計画している。具体的には、1/2段分離シーケンスや、着陸場所へのフライバックの方法、更には機体とエンジンの干渉に関する知見などを得ることを目的としている。この飛行試験を通じて重量100 kg程度のペイロードを地球周回低軌道に投入することにより、空気吸い込み式エンジンを用いたTSTOシステムの成立性を証明する。現在のところ、第2段階では10回程度のフライト試験を計画しているが、今後の検討で、再使用性の検証のために多くの実フライトが必要であると結論された場合には、そのためのフライト回数を加算する。すなわち、第2段階の機体開発は、それ自身に十分な実用性を持たせる、というよりもその次の段階の小型実用機開発を円滑に行うためのデータを取得することが目的である。

2. 供試体エンジン

本稿で提案する飛行試験で想定しているのは、ATREXエンジンである。このエンジンは、

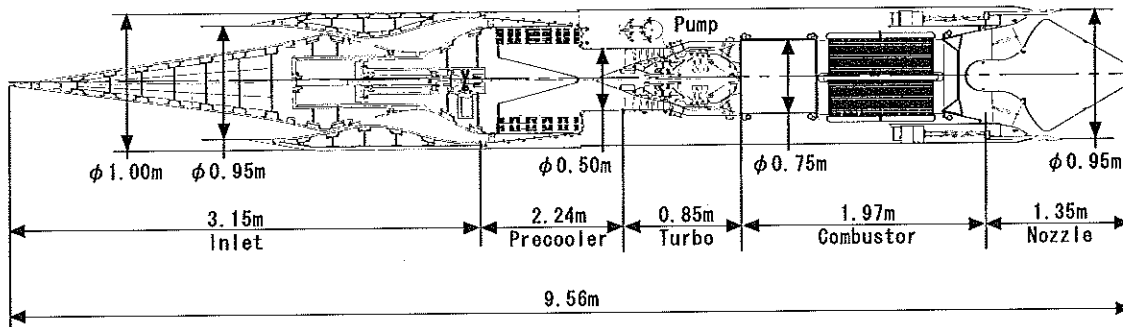


図2 飛行試験で供試体となるサブスケールエンジンの概略

- ・空気吸い込み式である
- ・地上静止からM6まで運転可能である
- ・液体水素を燃料として使用する

という特徴がある。空気吸い込み式エンジンは外界の影響をロケットエンジンより強く受けるため、その影響検討は重要である。そのため、飛行試験により飛行環境下でのエンジン動作データを得ることは、たとえ試験回数が少なくても、その意義は非常に大きい。このとき、供試体エンジンのサイズは必ずしも実機相当サイズである必要はない。本計画では、製作性、コスト、FTBサイズなどを勘案し、実用機の1/3程度のサイズを選定した。想定する供試体エンジンの概略寸法を図2に示す。第1段階の飛行試験では、このエンジンを1基搭載することで試験データを取得するが、後述する第2段階の実用的デモンストレータにおいては、同エンジンを2基搭載することを予定している。エンジンサイズの決定にあたっては、第1段階の飛行試験で高マッハ数域のデータが確実に取得できるのに十分な小ささとともに、第2段階の飛行試験でTSTOスペースプレーンシステムを実証できる十分な大きさがを勘案する必要がある。

飛行試験により得られる知見としては、たとえば以下のようなものが期待される。

- ・エンジン制御のためのデータ
- ・非定常熱入力の影響評価のためのデータ
- ・運用性に関するデータ

これらの知見は、いずれも実用機に搭載するエンジンを開発をする際に必要となる重要なデータであり、数値解析のみで開発を進めることが困難と考えられる項目である。たとえば、エンジン制御系は実際の流体運動のモデル化をどのようにするのが妥当かを知るためには、是非とも燃焼状態で高マッハ数域で変動する環境下でのエンジンデータを取得する必要がある。また、非定常熱入力に対する熱変形を正確に予測できないと、回転部に必要以上のクリアランスを持たせた設計をせざるを得なくなり、それはエンジンとしての性能低下を意味する。

3. 飛行試験の提案

飛行試験は2段階の形態にて実施する。供試体となるエンジンは、飛行システムの中核をなすサブシステムであり、その仕様の変化がシステム全体に与える影響は大きい。その一方で、このエンジンはまさに開発中のものであり、その仕様は必ずしも完全に決定しているわけではない。すなわち、現段階で最終的なTSTOシステムを具体的に意識した飛行試験機を設計しても、エンジンの仕様変更に伴う改訂が必要になる可能性が高く、必ずしも効率的ではない。

そのため、効率的な開発を行うため、初期段階では簡便な機体を用いて、供試体の性能に依存されずに、主にエンジン単体性能を取得する。この段階の飛行試験形態は、エンジンの単体性能の把握及びその改良を目的とすることから、特にEFTB (Engine Flying Test Bed) と名付けた。その後、第1段階で開発したエンジンを利用して、第

2段階の飛行試験形態へと移行するものとした。

4. 第1段階飛行試験 (EFTB) の概要

本章では、インテーク不始動時の迅速な再始動制御に関して研究を行う。インテーク不始動時に発生することが予想される燃焼器の温度変化やインテークバズは、インテークとコアエンジン密接に関連する現象である。このため、第3章において実験を行った超音速可変軸対称インテークに、さらにコアエンジン部の加わった超音速エアブリージングエンジンの制御を試み、再始動実験を行う。研究対象とする主流条件はM 2.5以上の不始動が明確に現れる領域とする。

第1段階飛行試験では、前節で述べた通り、EFTBと名付けたタイプの機体を開発し使用する。EFTBの機体概要を図3に、その重量見積もりを表1にそれぞれ示す。全体は2段式の機体であり、第1段には宇宙科学研究所の固体モータ「ST-735」を利用する。第2段の尾部にも小型の固体モータ「SS-520B2」が搭載されている。供試体の空気吸い込み式エンジンはアクセス性を考慮し、第2段の機体下部に取り付けられている。2個の固体モータを組み合わせることで、

- ・動圧制限；100 kPa以下（マッハ2以下のとき）、
50 kPa以下（マッハ2以上のとき）
- ・迎角制限；4 deg以下（マッハ2以上のとき）、
10 deg以下（マッハ2以下のとき）

を満たしつつ、供試体エンジンを試験データ取得初期条件への投入が可能となる。

この機体を用いた試験ケースの案を表2に掲げる。最初の2回のフライトでは、主にエンジンのインテーク部の特性取得を行う。次の2回は、金属製のエンジンにより、自力で加速させることで、加速環境下でのデータを取得する。最後の2回では、耐熱対策を施したエンジンにより、マッハ6までの領域でのデータを取得する。

飛行プロファイルの一例として、第3回フライトで計画されているシーケンスを図4に示す。この例では、2個の固体モータにより試験開始条件を創出し、その後にATREXエンジンそのものにより機体を加速させ、データを取得する。ただし、ATREXエンジンの点火そのものは、打ち上げ前に行い、固体モータフェーズ中は、アイドル状態を保持することとしている。また、試験データを取得する主要なフェーズである「ATREXエンジンフェーズ」終了後も、エンジン冷却のため、マッハ4程度に減速するまではATREXエンジンに水素供給を継続する計画である。

表2の飛行試験計画で、第5回および第6回の試験では試験マッハ数6に到達する計画であるが、これは「ATREXエンジンフェーズ」の開始マッハ数を引き上げるにより実現する。すなわち、主に第1段フェーズでの軌道を変更することにより、ATREXエンジンフェーズに至るまでの動圧履歴に変更を加え、最高マッハ数6を達成させる計画である。

第2段機体は新規開発となるが、搭載電子機器を含めて、なるべく既存品を流用することとする。それにより、開発リスクの低減を目指す。具体的な搭載機器選定は未了であるが、M-Vロケットでの実績品等から選定することは十分に可能である。ただし、今回、特殊な要求として、エンジン計測のためのデータ数が多いことが挙げられる。概略、200点のデータを200 Hz程度のサンプリングで取得する必要がある。そのため、これについてはテレメトリで10 Hz程度のデータを送出するとともに、搭載データレコーダに記録し、着水後にこのデータレコーダを回収することを想定している。

以下主要なサブシステムについての検討の現状を記す。

(1) 姿勢制御系；姿勢制御系は、慣性航法センサからの情報を元に操舵などを実施し、姿勢を所定の範囲内に抑える。機体の姿勢は迎角に影響を与えるのみならず、慣性座標系でのエンジン推力方向にも影響するため、機体の

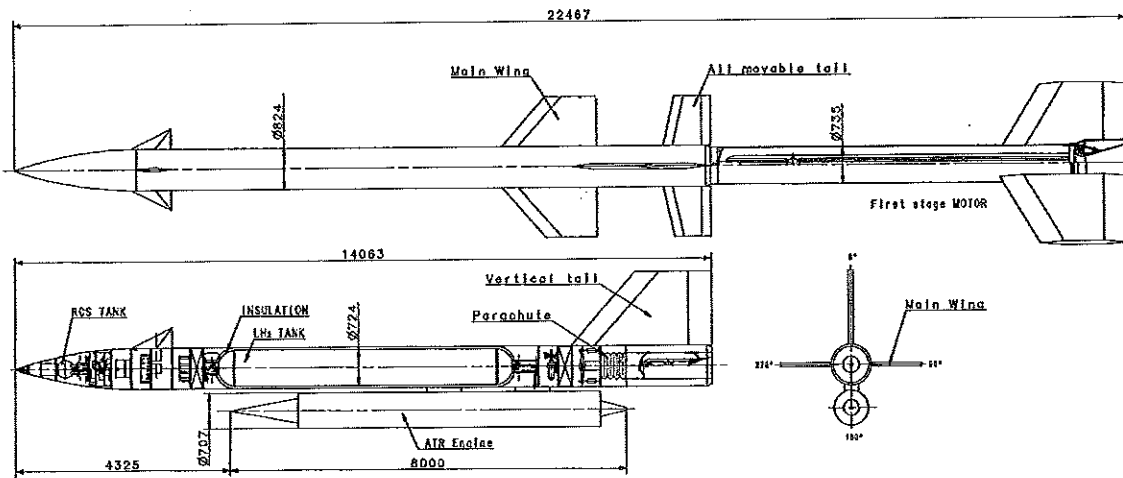


図3 EFTB (Engine Flying Test Bed; 第1段階機体) の概要

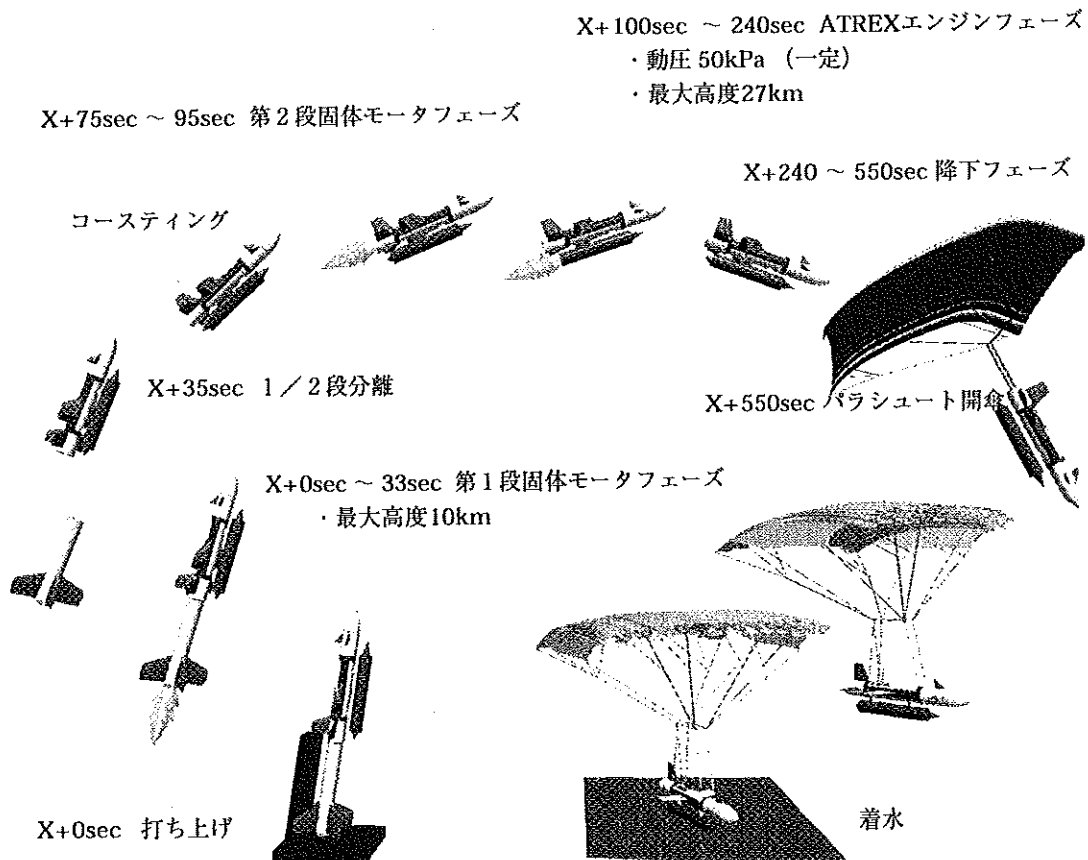


図4 EFTB (Engine Flying Test Bed; 第1段階機体) の飛行シーケンス例

表1 EFTB (Engine Flying Test Bed; 第1段階機体) の重量見積もり

1 段モータ	ドライ重量	1453	翼を含む
	固体推進	3490	
2 段機体	ドライ重量	816	
	IMU	18	
	RCS	60	
	通信系	63	
	I/Oパッケージ	7	
	電源系	40	
	パラシュート系	212	
	推進供給系	75	タンクを含む
	アクチュエータ系	45	
	構造系	296	翼を含む
	固体モータ	422	
	固体推進	329	
	ドライ	93	ケース重量など
ATREX エンジン	860		
液体水素推進	80		
TOTAL		7121	

表2 EFTBの飛行試験計画案

	ATREXエンジン 試験マッハ数域	試験時期	供試体概要	備考
#1	M3.0	FY5	ターボ無しエンジン	インテーク・ノズル部のデータ取得
#2	M3.0	FY6	ターボ無しエンジン	インテーク・ノズル部のデータ取得
#3	M3.0 (to M4.5)	FY7	金属エンジン	エンジン全系のデータ取得
#4	M3.0 to M4.5	FY8	金属エンジン	エンジン全系のデータ取得
#5	M3.5 to M6.0	FY9	耐熱材料使用エンジン	高マッハ数域までの加速データ取得
#6	M3.5 to M6.0	FY10	耐熱材料使用エンジン	高マッハ数域までの加速データ取得

姿勢制御系の機能としては、

- ・飛行中の迎角/滑り角を小さく抑える
- ・動圧やレンジ/高度といった飛行プロファイルを制御する

ために重要である。機体の姿勢制御は、機体前部にあるカナード、第2段機体後部の水平全動翼の舵角、および第1段尾翼先端についているSMSJのガスジェット噴射を制御することにより達成する。操舵翼は電動サーボアクチュエータにより駆動される。

姿勢制御指令は、慣性航法センサからの入力信号を元に姿勢制御計算機で計算される。この制御論理の設計方針そのものは従来のロケットでの手法と同一で、基本的に構造振動モードやなどを考慮しつつ空力振動モードに対する応答性が高くなるような論理を設計する。必要があれば適応制御系を構成するが、基本的には通常の線形ロバースト制御論理を用いての制御系設計を試みる。このように、姿勢制御系の設計は基本的に従来のロケットと同様であるが、注意すべきは空気吸い込み式エンジンの特性にマッハ数/動圧/迎角依存性があることである。よって、制御系設計と誘導(軌道制御)設計は相互関連を考慮して実施する必要がある。

なお、本試験の目的はエンジン試験のための飛翔であり、衛星を高い精度で軌道投入することではない。そのため、慣性航法センサの要求精度は通常のロケットよりも低く、たとえば安価な防衛用機器の利用も考えられる。慣性航法センサのドリフト量に対する暫定的な要求仕様は、1 deg/hourである。高度やレンジなどの位置情報は、GPSにより別途取得するものとする。

また、姿勢制御系と直接関係ないが、対気諸元（マッハ数、動圧、迎角、横滑り角）推定のための、センサ（ADS（エア・データ・システム）他）が必要である。

（2）熱制御系；機体は動圧が高い領域を高速で飛翔するため、空力加熱などが問題となり得る。ただし、この機体では積極的な耐熱対策は講じず、基本的に熱容量を大きくするなどのパッシブな対応に留める。これは、機体設計を簡便にすることを意図している。このため、機体の再使用性は損なわれている。ただし、機体の空力加熱に関するデータは計測し、後述する第2段階の機体設計へのフィードバック情報として活用する。

（3）構造系；第2段機体の構造は、水素タンクの外殻に円環で補強し、そこに各コンポーネントをぶら下げる形式を中心に詳細検討を行っている。

（4）ランチャー系；機体の打ち上げは、ランチャーを利用する。これには、NAL-735などの機体を打ち上げたランチャーの流用を想定している。ただし、今後の詳細検討の結果次第では、打上状態での加重条件などにより、既存ランチャーに改修を施す可能性もある。

（5）回収系；回収系は減速用のパラシュートおよび着水衝撃緩和用のエアバッグから成る。現在の所、通常の落下傘形式のものを想定しているため、着水時の沈下速度は15 m/secと想定しているが、パラfoil形式のものが利用できる場合、これが3～5 m/sec程度と軽減されることが期待される。なお、図4の飛行プロファイル例では、パラfoilの利用を前提とした。

（6）推進供給系；推進供給系は、簡単のため、調圧されたヘリウムガスにより液体水素を押し出す形式を選択した。押し圧は0.3MPaである。推進供給系は、機体の加速時のみならず減速時も適切に推進をエンジンに供給する必要があるためパッフル板や液取り出しポート部に気液分離機構が必要である。

（7）通信系；通信系に関しては、従来のM-Vロケットに搭載されている装置を流用し、機体後方の胴体円周上3カ所にオムニアンテナを配置する。アンテナ設置場所は、エンジンとの干渉を避けるため、左右のやや下寄りと機体後部の真上部である。コマンド受信は全アンテナから常に受け付ける。テレメータ送信は、3カ所のアンテナをアンテナ切替機により切り替える。切替のロジックは、機体のロール角度（姿勢制御センサ出力）を利用し、なるべくリンクが確保しやすいアンテナを選択するものとする。

（8）データ処理系；データ処理系に関しては、従来のM-Vロケットに搭載されている装置を流用する。ただし、詳細解析用データを蓄積するフライトデータレコーダに関しては、ロケットではなく、航空機搭載実績品もしくは衛星搭載実績品より選定するものとする。

（9）電源系；電源系に関しては、従来のM-Vロケットに搭載されている装置を流用する。また、舵面操作用の電力を得るためのバッテリーに関しては、リチウムアルミ系熱電池の利用が考えられる。飛翔時間にも依存するが、たとえば使用時間350秒の熱電池を2個搭載し、タイマで切り替えて使用することも検討する。

（10）飛翔保安；飛翔保安の確保のため、電波追跡により飛翔中、常に経路の監視を行う。万一、予定の軌道を大きく外れた場合には、適切な保安処置を講ずる。保安距離の定義や電波追跡方法などは、従来のロケット打ち上げの手法を採用する。保安処置であるが、

- ・第1段モータには自爆装置を組み込む
- ・第2段機体については、回収時の安全性確保のため、自爆装置は組み込まない
- ・空気吸い込み式エンジンへの推進供給カット機能、液体水素タンク緊急排液機能を組み込む

とする。すなわち、補助ブースタフェーズ後の第2段フェーズでは、滑空により保安範囲を逸脱する可能性が生じた瞬間に保安指令が出される。

なお、通信リンク途絶の可能性も考慮し、現実には機上にウォッチ・ドッグ・タイマーを配し、一定時間以上「飛翔続行可能」信号を受信していない場合には保安モードに入ることも考慮する。

（11）地上支援設備；本試験を実施するために必要な主な地上支援設備は、前述のランチャーを除くと

- ・レーダアンテナ
- ・テレメトリ受信機
- ・コマンド送信機
- ・飛行保安計算装置
- ・推進供給設備
- ・機体回収設備

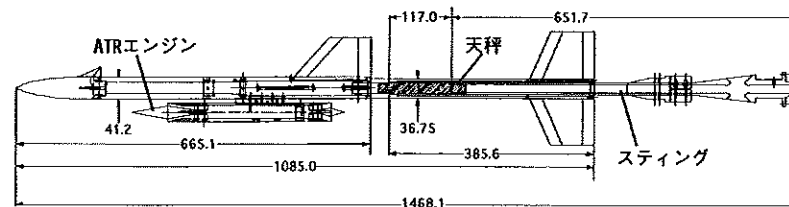
である。最初の4つについては、本試験を宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所（内之浦）で実施する場合、既存設備をそのまま利用できる。

5. EFTB（第1段階飛行試験用機体）の空力検討

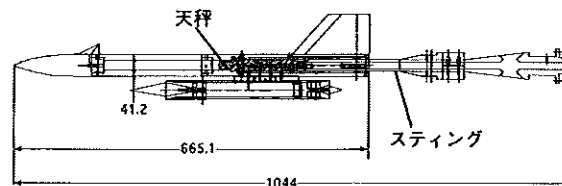
EFTBの機体は、各フェーズでミッション遂行に必要な空力特性、操舵性能を確保することが重要である。それに対して、前節の図3にあるような翼配置を設定している。その妥当性を検証するため、風洞を用いた予備的な試験を実施している。第2表に実施した試験ケース一覧を掲げる。使用した風洞模型は図3の1/20サイズである。また、模型を支えるスティングは模型後方に位置しているが、空気吸い込み式エンジンと機体の干渉効果を調べるために、エンジンと機体を別々に支えることも可能である。

表3に実施した風洞試験のケースを掲げる。表中のケース36で、「ATR干渉効果」というのは、エンジンを機体につなぐパイロンは外し、スティングでエンジンと機体を別々に支えることを意味する。機体単体の試験ケースであるケース7と比較することで、空力的な干渉効果を見積もることが可能となる。図5にスティング等の概略を示す。

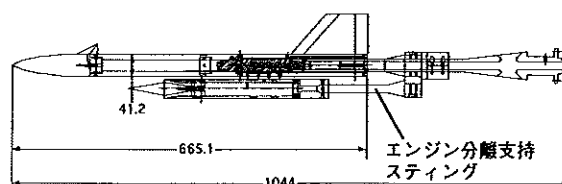
以下でこれらの試験の結果について、概略を述べる。これらの試験結果は、数値解析モデル構築のための基礎的データとなり、機体形状の調整に活用される。



(1) 1段/第2段階結合形態



(2) 第2段階



(3) 第2段階（エンジン分離支持）

図5 EFTB（Engine Flying Test Bed; 第1段階機体）の風洞試験模型

表3 EFTB風洞試験ケース一覧

Case No.	試験内容	Mach数	風洞全圧	迎角範囲 α [deg]	迎角範囲 β [deg]	迎角Step数	第1段	第2段	ATR	Strut	主翼	水平尾翼
1	↑	0.3	0.15MPa	-6~+6	0	7	○	○	○	○	○	○
2	↑	0.6	0.15MPa	-2~+2	0	5	○	○	○	○	○	○
3	↑	0.8	0.15MPa	-2~+2	0	5	○	○	○	○	○	○
4	↑	0.8	0.15MPa	-2~+2	0	5	○	○	○	○	○	○
5	↑	2.0	0.22MPa	-10~+10	0	11	×	○	○	○	○	○
6	↑	4.0	0.52MPa	-10~+10	0	11	×	○	○	○	○	○
7	↑	5.0	1.00MPa	-10~+10	0	11	×	○	○	○	○	○
8	↑	0.3	0.15MPa	0	-6~+6	7	○	○	○	○	○	○
9	↑	0.6	0.15MPa	0	-2~+2	5	○	○	○	○	○	○
10	↑	4.0	0.52MPa	0	-10~+10	11	×	○	○	○	○	○
11	↑	5.0	1.00MPa	0	-6~+6	7	×	○	○	○	○	○
12	↑	0.6	0.15MPa	-2~+2	0	5	○	○	○	○	○	+20deg/R+20deg
13	↑	5.0	1.00MPa	-6~+6	0	7	×	○	○	○	○	+20deg/R+20deg
14	↑	0.6	0.15MPa	0	-2~+2	5	○	○	○	○	○	+20deg/R-20deg
15	↑	0.8	0.15MPa	0	-2~+2	5	○	○	○	○	○	+20deg/R-20deg
16	↑	5.0	1.00MPa	0	-6~+6	7	×	○	○	○	○	+20deg/R-20deg
17	↑	0.6	0.15MPa	-2~+2	0	5	○	○	○	○	×	○
18	↑	2.0	0.22MPa	-10~+10	0	11	×	○	○	○	×	○
19	↑	2.0	0.22MPa	0	-10~+10	11	×	○	○	○	×	○
20	↑	4.0	0.52MPa	-10~+10	0	11	×	○	○	○	×	○
21	↑	4.0	0.52MPa	0	-10~+10	11	×	○	○	○	×	○
22	↑	5.0	1.00MPa	-6~+6	0	7	×	○	○	○	×	○
23	↑	0.6	0.15MPa	-2~+2	0	5	○	○	×	×	○	○
24	↑	0.8	0.15MPa	-2~+2	0	5	○	○	×	×	○	○
25	↑	0.9	0.15MPa	-2~+2	0	5	○	○	×	×	○	○
26	↑	1.2	0.15MPa	-2~+2	0	5	○	○	×	×	○	○
27	↑	2.0	0.22MPa	-10~+10	0	11	×	○	×	×	○	○
28	↑	2.0	0.22MPa	0	-10~+10	11	×	○	×	×	○	○
29	↑	4.0	0.52MPa	-10~+10	0	11	×	○	×	×	○	○
30	↑	4.0	0.52MPa	0	-10~+10	11	×	○	×	×	○	○
31	↑	5.0	1.00MPa	-10~+10	0	11	×	○	×	×	○	○
32	↑	5.0	1.00MPa	0	-6~+6	7	×	○	×	×	○	○
33	↑	2.0	0.22MPa	-10~+10	0	11	×	○	○	○	○	○
34	↑	4.0	0.52MPa	-10~+10	0	11	×	○	○	○	○	○
35	↑	5.0	1.00MPa	-6~+6	0	7	×	○	○	○	○	○
36	↑	5.0	1.00MPa	-6~+6	0	7	×	○	○	×	○	○

5.1. 機体の翼配置の考え方

既に述べているように機体は、2段式である。第2段には、

- ・垂直尾翼（固定翼）
- ・水平尾翼（全可動式）
- ・主翼（固定翼）
- ・カナード翼（3枚、全て、全可動式）

がついている。垂直尾翼で横安定性を、主翼と水平尾翼で縦安定性の確保を意図している。また、ピッチ方向、ロール方向の制御力は水平尾翼、ヨー方向の制御力はカナード翼により発生する。

第1段には、空力安定性の確保のため、更に4枚の尾翼がついている。ただし、1/2段が結合したコンフィギュレーションでのロール制御については前後翼干渉のため、制御力が不足することが考えられる。このコンフィギュレーションでのロール制御については、別途SMSJなどのガスジェット装置を利用することを検討する。

5.2. 第2段コンフィギュレーション時の空力特性

図6にマッハ2、マッハ4および5での縦方向迎角 α に対する揚力係数CL、図7にモーメント係数Cmを、また図8に抵抗係数CDを示す。図9には横方向迎角 β に対する空力係数の変化をプロットしている。ここで、モーメント中心は機軸上の全長の60%位置としている。これらの図より、機体は空力安定であることがわかる。ただし、図7からわかるようにマッハ5などの高マッハ数域では縦安定性が損なわれる傾向にある。

図10、図11には、制御舵の効果をみる試験として実施した、マッハ5での水平尾翼の効果を示す。ここでは、左右の水平尾翼を両方とも20度引き上げた場合と、左右で逆向きに20度切った場合を試験した。いずれも舵を切った向きにモーメントが発生しており、前後翼干渉などによるいわゆる「逆効き」はしていないことがわかる。

図12には、供試体のエンジンがついていない機体単独での空力係数とエンジンを分離支持した状態での機体側の空力係数を重ねてプロットした。機体下部にエンジンがあると、空力的な干渉効果により若干の揚力が発生していることがわかる。

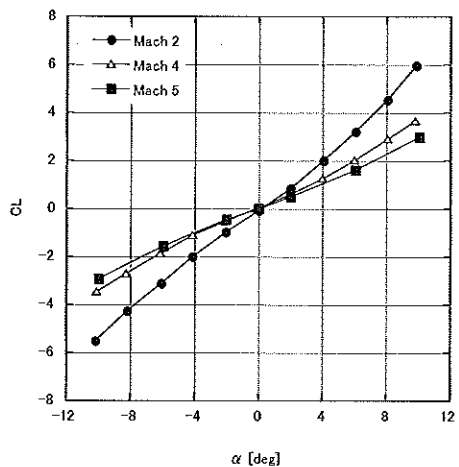


図6 風洞試験結果 (第2段機体のCL)

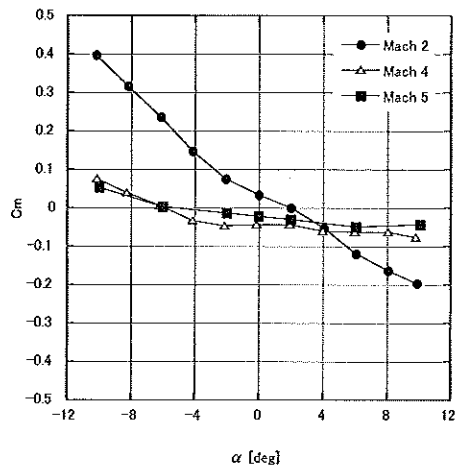


図7 風洞試験結果 (第2段機体のCm)

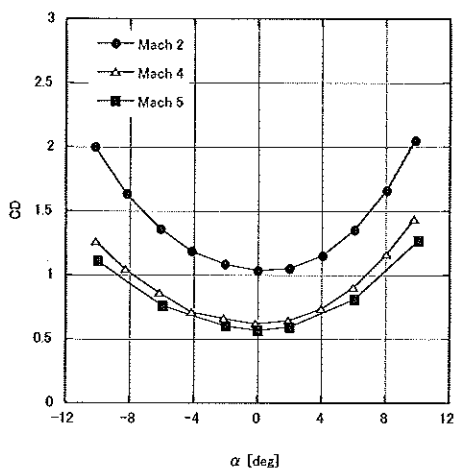


図8 風洞試験結果 (第2段機体のCD)

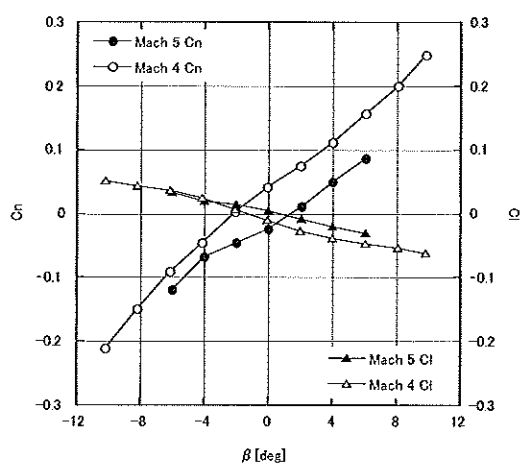


図9 風洞試験結果 (第2段機体の横迎角応答)

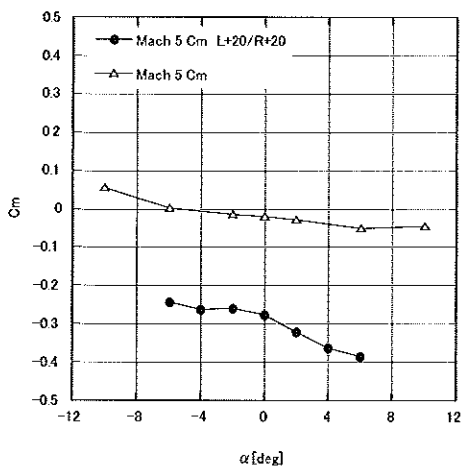


図10 風洞試験結果 (第2段機体のピッチ操舵特性)

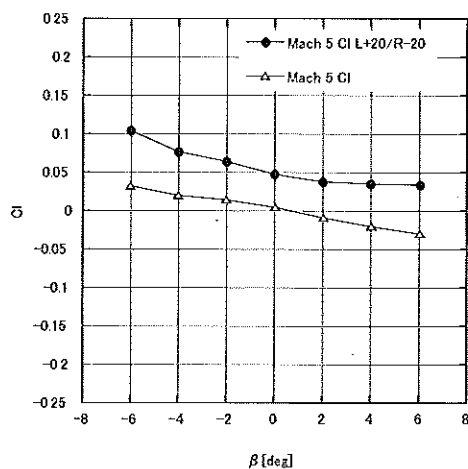


図11 風洞試験結果 (第2段機体のロール操舵特性)

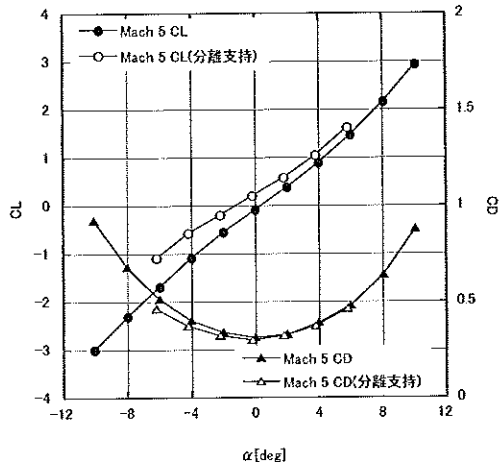


図12 風洞試験結果 (第2段機体のエンジン干渉効果)

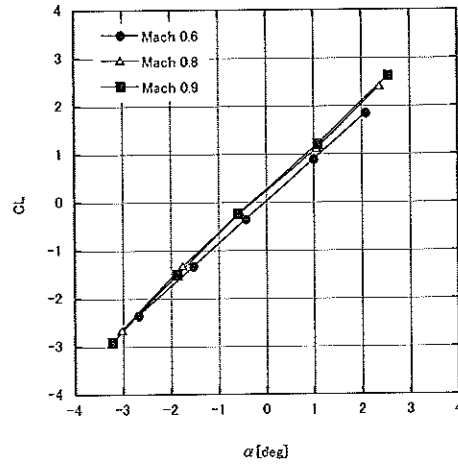


図13 風洞試験結果 (第1段機体のCL)

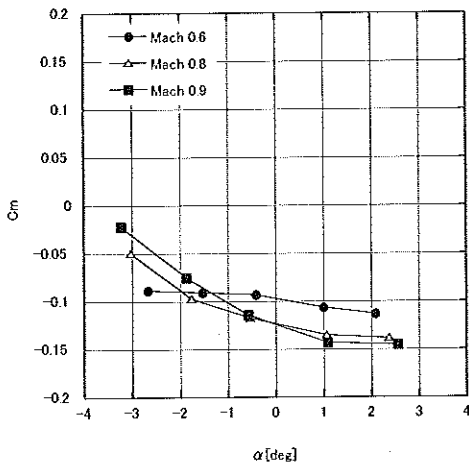


図14 風洞試験結果 (第1段機体のCm)

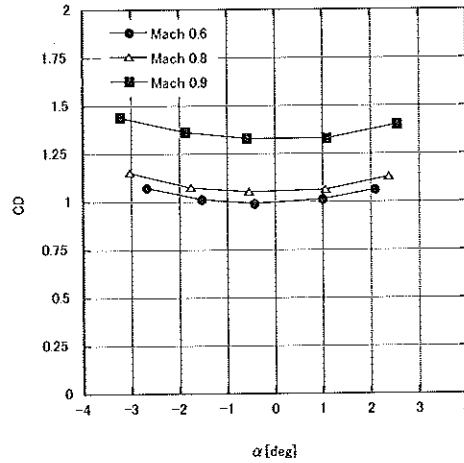


図15 風洞試験結果 (第1段機体のCD)

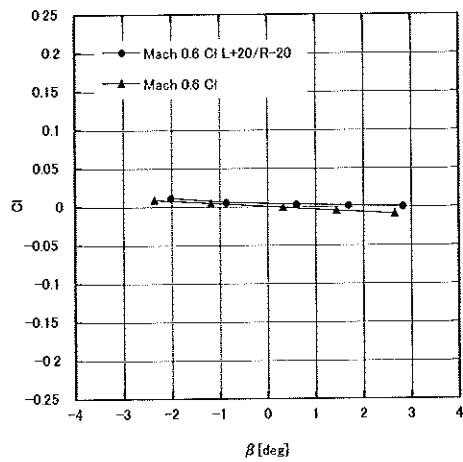


図16 風洞試験結果 (第1段機体マッハ0.6でのCI)

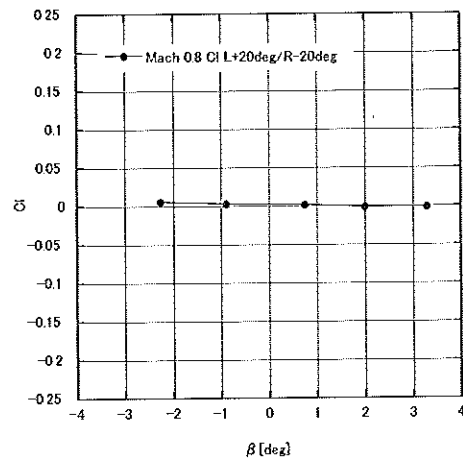


図17 風洞試験結果 (第1段機体マッハ0.8でのCI)

5.3. 第1段コンフィギュレーション時の空力特性

図13にマッハ0.6および0.8での縦方向迎角 α に対する揚力係数 CL 、図14にモーメント係数 Cm を、また図15に抵抗係数 CD を示す。また、マッハ0.6およびマッハ0.8でのロール方向舵効きの効果を図16および17に掲げる。遷音速域での空力特性については、更なるデータ取得が必要ではあるが、概ね期待通りの結果が得られた。図14のモーメント係数のプロットから、マッハ0.6辺りで若干縦安定性が少ない領域があるが、一応の空力安定性は確保されていると考えられる。

また、予想通り、操舵によって制御力はほとんど得られていないことがわかる。そのため、このコンフィギュレーションでのロール方向制御にはSMSJなどのサイドジェット装置を利用することとしている。

6. 第2段階飛行試験の概要

EFTBによる第1段階の飛行試験に続いて、第2段階の飛行試験を計画している。外観図を図18に示す。これは、第1段階のEFTBによる試験で開発された小型エンジンを2基搭載することで、低軌道への100kg程度の小型ペイロード投入能力を実証するものである。この段階では、エンジン単体の性能取得とともに、TSTOシステムに組み込まれたエンジンの総合実証が主要な課題となる。具体的には離陸、着陸やフライバックのための旋回や1/2段分離など各フェーズにおける誘導などが挙げられる。いずれも、迎角制限や動圧制限などエンジン側の制約条件を考慮することが重要であり、エンジンと機体システムのI/F条件を具体的なハードウェアを前提に検討する必要がある。また、複数基のエンジンの間の干渉効果も検証項目である。試験計画を表4に掲げる。全体で10回の飛行試験を計画している。基本的には徐々に試験条件を拡大していくことで、最後の2回である9回目と10回目の飛行試験で、固体モータベースの使い切り型の2段目を利用して地球周回低軌道にペイロードを運搬する能力を実証する。その一方で、第5回実験ではマッハ4程度の速度で巡航する能力の検証も併せて行う。巡航機体を考えた場合に推進として液体水素を利用するのが最適かどうかは必ずしも明らかではないが、ここでは開発の派生形として、(現実に使用する推進剤種類はともかく)ATREXエンジンを搭載した機体が、地上~地上、すなわち地上間の2地点を結ぶための輸送手段として応用する際の検証も併せて実施する予定である。

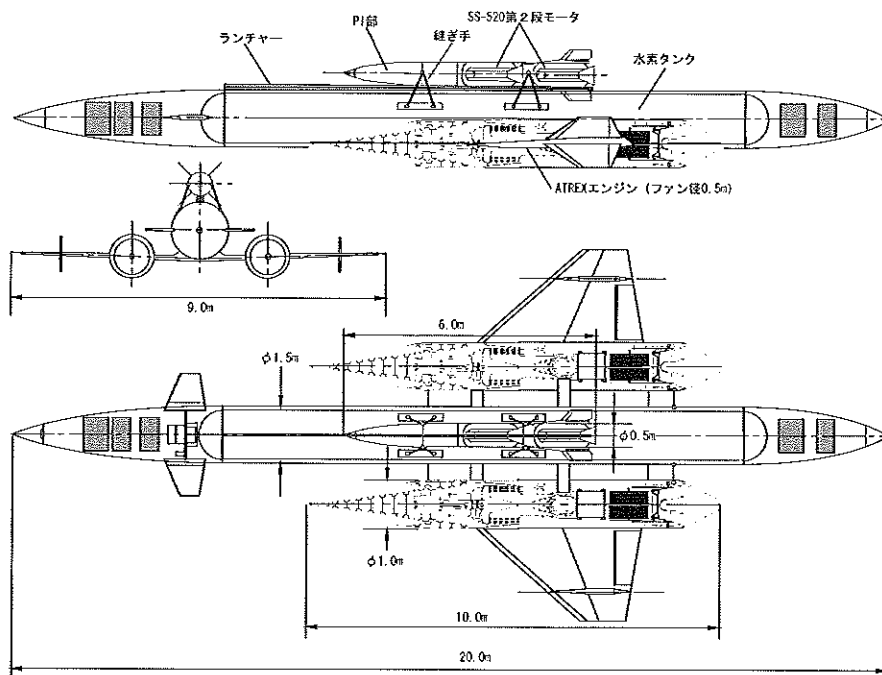


図18 第2段階EFTBの機体概略図

表4 第2段階FTBの飛行試験計画案

	到達マッハ数	帰還軌道	上段	試験概要	
# 1	M<1	フライフォワード	なし (ダミー)	・機体空力データの補正 (M<1) ・離陸方式の検証	
# 2	遷音速	フライフォワード		・機体空力データの補正 (遷音速) ・離陸・着陸方式の検証	
# 3	遷音速	フライフォワード		・# 2のばらつきデータ取得	
# 4	M2	フライフォワード		・機体空力データの補正 (M2)	
# 5	M4	フライフォワード		・機体空力データの補正 (M4) ・エンジン非定常負荷の検証 ・再使用運用 ・帰還軌道における機体制御検証	
# 6	M2	フライバック		・帰還時、M2で旋回しフライバック	
# 7	M4	フライバック		・帰還時、M2で旋回しフライバック	
# 8	M6	フライフォワード		・エンジン非定常負荷の検証 ・実機環境の再現によるエンジン検証 ・機体空力データの補正 (全飛行領域) ・機体空力加熱データ取得	
# 9	M6	フライフォワード		固体モータ (100kgを 低軌道に)	・# 8のばらつきデータ取得 ・低軌道ペイロード投入を実証
# 10	M6	(フライバック)			・帰還時、M2で旋回しフライバック軌道に入れる。ただし、推葉量の制約のため、完全なフライバックはせず。

7. まとめ

以上、ATREXエンジン開発のための飛行試験構想について、検討の概略をまとめた。将来の宇宙輸送系において、低コスト・高信頼性を実現するためには、空気吸い込み式エンジンの導入が重要である。その空気吸い込み式エンジンの中でも、ATREXエンジンは開発が進んでおり、飛行試験の供試体として最適であると考えられる。この試験により得られた知見は、ATREXエンジンのみならず、多くのタイプのエンジンに共通して利用可能であるのみならず、このような飛行試験体を開発すること自身が、将来の宇宙輸送系開発にとって、重要なステップになる。このような機体を、既存技術の延長から始めて段階的に開発していくことは、機体システムにとっても効率の良い開発となる。

現在の状況下では、将来輸送系の最終形態の予測は必ずしも精度が高いものではないが、その一方で、予測の精度を上げるためには何らかのリスクを冒して開発を進める必要がある。そのため、ここで提案する試験のように段階的な開発の実施が適当であり、また、そのような方針で開発を行うことにより、開発内容を修正する際のリスクを低減することが可能になる。

8. 謝辞

本稿をまとめるにあたり、三菱重工業(株)の小笠原宏氏には、数々の貴重なコメントを頂いた。また、EFTB試験供試体の機体形状データは、(株)IHIエアロスペースの大塚浩仁氏によりまとめていただいた。そのお陰で風洞試験モデルを設計製作することが可能となった次第である。更に、航空宇宙技術研究所の関根英夫氏を始めとする極超音速風洞グループの方々には、EFTBの風洞試験を実施するにあたって助力をいただいた。謝意を表する次第である。

