

ISSN 0452-2982  
UDC 629.735.7  
629.7.036.22

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-662

スクラムジェット飛行実験の検討

スクラム実験機検討グループ

1994年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

スクラム実験機検討グループ  
Scramjet Flight Test Study Group  
執 筆 者 一 覧

まえがき	新野 正之
第 1 章 スクラムジェットエンジンの飛行実験計画	白水 正男
第 2 章 エンジン	升谷 五郎
第 3 章 スクラム飛行実験機の機体	宮本 義人
第 4 章 第 0 期飛行実験計画	森 隆茂
第 5 章 第 1 期飛行実験計画	安 昭八
	米本 浩一
第 6 章 第 2 期飛行実験計画	高橋 昭智
	永尾 陽典
第 7 章 国際協力について	新野 正之
第 8 章 まとめ	白水 正男
あとがき	白水 正男

新野 正之, 井上 安敏, 寺田 博之, 鈴木 誠三, 松島 弘一, 渡辺 顯, 宮本 義人, 白水 正男,  
升谷 五郎 (航技研)  
米本 浩一, 富家純一郎 (川崎重工業)  
森 隆茂, 外川 守人 (三菱重工業)  
高橋 昭智, 小野島 昇 (日産自動車)  
安 昭八 (石川島播磨重工業)  
永尾 陽典 (富士重工業)

Masayuki Niino, Yasutoshi Inoue, Hiroyuki Terada, Seizou Suzuki, Kouichi Matsushima, Akira Watanabe,  
Yoshito Miyamoto, Masao Shirouzu, and Goro Masuya (National Aerospace Laboratory)  
Kouichi Yonemoto and Junichiro Tomike (Kawasaki Heavy Industries Co., Ltd.)  
Takashige Mori and Morito Togawa (Mitsubishi Heavy Industries Co., Ltd.)  
Akitomo Takahashi and Noboru Onojima (Nissan Motor Co., Ltd.)  
Shouhachi Yasu (Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.)  
Yousuke Nagao (Fuji Heavy Industries Co., Ltd.)

## 目 次

まえがき .....	1
第1章 スクラムジェットエンジンの飛行実験計画 .....	2
第2章 エンジン .....	3
2.1 飛行実験の意義 .....	3
2.2 飛行実験が必要な事項 .....	4
2.3 地上試験の進行状況と予定 .....	4
2.4 飛行試験とエンジンの設計要求 .....	5
2.4.1 第0期エンジン .....	5
2.4.2 第I期エンジン .....	5
2.4.3 第II期エンジン .....	5
第3章 スクラム飛行実験機の機体 .....	6
3.1 第0期エンジン単体の弾道飛行試験 .....	6
3.2 第I期サブスケールエンジン用機体 .....	7
3.3 第II期大型サブスケールエンジン用機体 .....	8
第4章 第0期飛行実験計画 .....	8
4.1 第0期飛行実験に対する設計要求 .....	8
4.1.1 飛行実験環境 .....	8
4.1.2 サブスケール・スクラムジェットエンジン .....	8
4.1.3 供試実験機 .....	8
4.2 第0期飛行実験方法の候補 .....	10
4.2.1 地上発射方式 .....	10
4.2.2 空中発射方式 .....	10
4.3 第0期飛行実験機構想 .....	11
4.3.1 実験構想の概要 .....	11
4.3.2 設計仕様 .....	11
4.3.3 実験機設計 .....	13
4.3.3.1 エンジン設計 .....	13
4.3.3.2 機体設計 .....	13
4.3.4 飛行計画 .....	17
4.3.5 運用構想 .....	17
4.3.6 開発計画 .....	19
4.3.6.1 開発スケジュール .....	19
4.3.6.2 全体費用 .....	19
第5章 第I期飛行実験計画 .....	20
5.1 第I期飛行実験の位置づけ .....	20
5.2 第I期エンジンの構想 .....	21
5.2.1 エンジンに対する設計要求 .....	21
5.2.2 エンジン開発における技術課題 .....	22
5.2.3 エンジン技術獲得のための方策検討 .....	24

5.3 第Ⅰ期機体の構想 .....	28
5.3.1 機体に対する設計要求 .....	28
5.3.2 機体開発における技術課題 .....	28
5.3.3 飛行実験方法の検討 .....	30
5.3.4 飛行実験構想 .....	34
5.3.4.1 実験構想の概要 .....	34
5.3.4.2 設計仕様 .....	35
5.3.4.3 実験機設計 .....	36
5.3.4.4 飛行計画 .....	40
5.3.4.5 運用構想 .....	40
5.3.4.6 開発計画 .....	41
第6章 第Ⅱ期飛行実験計画 .....	42
6.1 第Ⅱ期飛行実験の位置づけ .....	42
6.1.1 開発シナリオ .....	42
6.1.2 飛行実験を実施するために予め解決すべきエンジン技術課題 .....	42
6.1.3 飛行実験で確認すべきエンジン技術課題の範囲 .....	43
6.2 飛行実験に対する要求条件 .....	43
6.2.1 シナリオ上の要求 .....	43
6.2.2 飛行実験環境に対する要求 .....	43
6.2.3 エンジンに対する要求条件 .....	44
6.2.4 実験機に対する要求 .....	44
6.2.5 加速手段に対する要求 .....	45
6.2.6 地上支援系に対する要求 .....	46
6.3 飛行実験構想 .....	46
6.3.1 実験構想概要 .....	46
6.3.2 エンジン概要 .....	46
6.3.3 実験機の概要 .....	48
6.3.4 加速手段概要 .....	50
第7章 国際協力について .....	53
7.1 全 般 .....	53
7.2 日一露共同開発の可能性 .....	53
7.2.1 スクラム実験機検討の経過 .....	53
7.2.2 時代的考察 .....	53
7.2.3 空中発射を主とするスクラムFTB実験の開発のステップ .....	54
7.2.4 開発体制 .....	54
第8章 ま と め .....	55
あとがき .....	55

# スクラムジェット飛行実験の検討\*

スクラム実験機検討グループ

## Study on Flight Test of Scramjet Engines\*

Scramjet Flight Test Study Group

### ABSTRACT

In the research and development of scramjet engines, flight tests are as important as ground tests and computer simulations. Extremely high stagnation temperature and pressure of the incoming air flow, which cannot be produced by ground test facilities, can be achieved in flight test. Thus, flight tests can be used to validate computer simulation codes. To achieve various technical breakthroughs, we propose three series of flight tests. Phase 0 is to establish a flight test system using a single sub-scale engine module attached on the top of a rocket booster and to compare the result with that of ground tests. In Phase I, effects of engine-airframe integration is tested at Mach 10. Larger engine modules are tested to investigate scale effects at Mach 16 in Phase II. Conceptual studies on the test vehicles and the engines for the three phases are conducted.

### 記号および略語

ADS : Air Data System  
APU : Auxiliary Power Unit  
C/C : Carbon/Carbon  
CFD : Computational Fluid Dynamics  
CIAM : Central Institute of Aviation Motors  
FGM : Functionally Gradient Materials  
FTB : Flying Test Bed  
GHe : 気体ヘリウム  
GPS : Global Positioning System  
h : 高度  
HE : ヘリウム  
HST : Hypersonic Transport  
HSTV : Hypersonic Test Vehicle  
IMU : Inertial Measurement Unit  
ISP : Specific Impulse  
L. E. : Leading Edge  
LH : 液体水素  
LH<sub>2</sub> : 液体水素  
LOX : 液体酸素

M : マッハ数  
MLS : Microwave Landing System  
NAL : National Aerospace Laboratory  
ND : 無次元  
q : 輻射率  
RCS : Reaction Control System  
RJTF : ラムジェットエンジン試験設備  
SRB : 固体ロケットブースタ  
T. E. : Trailing Edge  
TBD : 未定, to be determined  
TPS : Thermal Protection System

### まえがき

現在、航空宇宙技術研究所角田支所を中心に、将来のスペースプレーン実現に不可欠な技術であるスクラムジェットエンジンの研究が鋭意進められている。地上試験を終えたスクラムエンジンを遅滞なく飛行実験に供する目的で、平成2年度より、スクラム実験機検討会をNAL内に設け、定期的に検討を重ねてきた。作業の性質上、エンジン、機体双方の研究者をNAL内の関連部及び各メーカーより募り、幅広い技術課題について検討を重ねてきた。本報告書

\* 平成5年10月20日受付 (received 20 October, 1993)

はその成果を集大成したものである。

しかし、この3年間にスペースプレーンを取りまく状況は大きく変った。1990年12月のソ連崩壊とともに冷戦構造は消滅し、SDIの影響を色濃く落としていた米国のNASP開発もキャンセルになった。当面はスペースプレーンを将来の目標として標榜しつつも、スクラムエンジン自体としての技術を確立することに戦略を変えざるを得ないであろう。しかし、飛べるエンジンとして実証するには本報告書でいう第Ⅱ期飛行実験ですら2000年を越え、しかも膨大な費用がともなうものになる。そこで、本検討会では必要なら第0期飛行試験についても、国際協力を視野に入れて検討を行なった。その為、一部の委員は1990年12月政治的混乱のさ中、世界初のスクラムジェットエンジンの飛行試験を実施したロシアでの研究の現状を調査し技術交流を進めた。本報告では、これらの調査結果も加味し我が国のスクラムエンジン研究の順調な発展の方向性を示すとともに、今後の国際協力体制も念頭にいた幅広い提案を行なった。

## 第1章 スクラムジェットエンジンの 飛行実験計画

地球周回軌道と地上の間の人員/物資輸送手段として、従来の多段式使い捨てロケットに代わる輸送システム概念の研究が進んでいる。空気吸い込み式エンジンを持った単段式宇宙往還機、いわゆるスペースプレーンは、航空機の飛行領域を宇宙空間/軌道速度まで拡大したものである。それができ、その究極の形態のひとつと考えることができる。スペースプレーンは、空気吸い込み式エンジンを使用することにより、ロケットエンジンで必要な酸化剤の機内搭載を不要にし、機体の小型/軽量化により成立性の向上を目指すものである。そのため、機体の軽量化技術とともに、極超音速以上の速度域における空気吸い込み式エンジン技術がスペースプレーンの成立性を左右する主要技術課題である。

スペースプレーンで用いられるエンジン概念については多くのものが提案されており、当面はロケットエンジンを含む複数の概念のエンジンを組み合わせ、速度及び高度に応じて使い分ける可能性が高いと考えられる。スクラムジェットエンジンは、高極超音速領域における空気吸い込み式エンジンとして現時点では唯一の概念であり、その研究は国内外で精力的に進められている。

我が国においても、航空宇宙技術研究所角田支所を中心に、概念検討等の理論的検討、小型の実験装置を用いた要素研究、燃焼過程を含む数値シミュレーション等が進められてきていた。これらの成果を受けて、地上設備を用いた本格的な研究を可能とするラムジェットエンジン試験設備が平成5年度に完成するとともに、同設備を用いたサブスケールエンジンの試験計画が進められている。また、より高

速度領域に対応するエンタルピーの気流中でのエンジン試験を行う高エンタルピー衝撃風洞の構想も検討されている。

これらの地上試験設備による試験研究と併せて、次のような理由から、飛行実験による試験研究がスクラムジェットエンジンの研究開発の早期から不可欠であると考えられる。

一般の航空機用エンジンの開発においては、高空エンジン試験設備を含む各種の地上試験設備において、ナセルを装着した実機サイズエンジンの試験を、気流の速度、温度、密度等の主要条件を模擬した状態で実施することができる。一般の航空機用エンジンに対するいわゆるFTBを用いた空中試験は、機体の運動による影響の評価等を含むシステムの総合試験であり、エンジン開発の最終段階においてのみ必要とされるものである。

一方、スクラムジェットエンジンが作動する領域は、マッハ数~20、エンタルピー~20 MJ/kg程度まで広がっており、このような高マッハ数、高エンタルピーの気流を地上設備により再現することは、気流持続時間、試験可能な供試体の大きさ、化学組成等の気流の質等の観点から極めて大きな制約を受けたものをかろうじて実現できるに留まる。これらのパラメータはエンジン概念の確立、性能評価に本質的に関わっており、それらの影響を無視して研究開発を進め、その後に影響の補正を行うという手法は不可能である。

このような技術的背景から、スクラムジェットエンジンの研究開発においては、地上設備では模擬できないこれらのパラメータの影響の把握等を目的とした飛行実験を地上試験と同時並行的に併用することが、研究開発の極めて早期から必要になる。

また、地上試験における制約を補うもうひとつのアプローチとして、コンピュータを用いた数値シミュレーションの活用がある。数値シミュレーションについて深く言及することは本報告の目的ではないので、ここでは数値シミュレーション自身が飛行実験データによる検証めきにはその信頼性が確認できず、飛行実験の大きな目的のひとつに数値シミュレーション結果の検証のためのデータ提供があることを述べるにとどめる。

このようなスクラムジェットエンジンの研究開発における飛行実験の位置づけから、飛行実験は地上設備による実験的研究の進捗に合わせて段階的に進めることが必要となる。

本報告では飛行実験を3つのフェーズに分けたステップアップ方式が適切であると考えた。各フェーズの課題は端的には

- 第0期：スクラムジェットエンジンの着火・燃焼の確認
- 第Ⅰ期：機体/エンジン-インテグレーションの基本現象の確認

表 1-1 各期の飛行実験の概要

	第 0 期	第 I 期	第 II 期
主な課題	着火・燃焼の確認	機体／エンジン-インテグレーション基本現象の確認	実用化に向けた基本機能の確認
飛行エンジン／飛行形態	エンジン本体のみ、弾道飛行	前胴／外部ノズルを含む機体、滑空飛行	複数エンジンによる自力加速飛行
飛行マッハ数	$M \leq 8$	$M \leq 10$	$M \leq 16$
エンジン再使用	なし	あり	あり
エンジン作動	短時間非定常作動	短時間準定常燃焼	定常作動

年度	X	X+1	X+2	X+3	X+4	X+5	X+6	X+7	X+8	X+9	X+10
第 0 期エンジン	基本設計	詳細設計／製作	地上試験	飛行実験							
第 0 期機体			基本設計	詳細設計／製作	飛行実験						
第 I 期エンジン				基本設計	詳細設計／製作	地上試験	飛行実験				
第 I 期機体				基本設計	詳細設計／製作	飛行実験					
第 II 期										検 討	

図 1-1 スクラムジェットエンジン飛行実験開発スケジュール

第 II 期：スクラムジェットエンジン実用化に向けた基本機能の確認

であるということができよう。それぞれのフェーズの具体的なイメージを明確にできるように、本検討の成果として、各フェーズの飛行実験の技術課題、供試エンジン、飛行の概要、飛行速度域等をまとめたものを表 1-1 に示す。また、同様に各フェーズのエンジン及び実験機の開発、飛行実験の想定スケジュールを図 1-1 に示す。図 1-1 及び表 1-1 の基になった検討内容は第 2 章以降で詳しく述べる。

スペースプレーンは、必要とされる開発経費、運用される機数等を考えたとき、従来の使い捨てロケットのように宇宙開発を行う国がそれぞれ独自に開発／保有することが必ずしも適当であるとはいえず、なんらかの国際的な技術

／資金協力による共同開発を行うこととなる可能性がある。技術協力はそれぞれの技術的バックグラウンドに基づいて行うのが原則であり、21 世紀の宇宙開発における我が国の積極的、主体的活動を可能にするためには、基本的な技術については独自の技術蓄積を有する必要がある。スクラムジェットエンジンは 21 世紀の宇宙開発の中心になる技術のひとつであると予想され、飛行実験による裏付けを有する技術蓄積が望まれる。

## 第 2 章 エンジン

### 2.1 飛行実験の意義

スペースプレーン用エンジンとしてスクラムジェットは、性能を最大限に発揮できるよう機体と高度に一体化<sup>1)</sup>する

必要がある。開発を容易にするため、エンジンの本体はいくつかのモジュールに分割するのが妥当である<sup>1)</sup>。また、スクラムジェットは前章で述べたように極めて高温高速状態での作動が要求されるエンジンである。実機エンジンは全体システムと密接に関連する。スペースプレーンのシステム概念検討<sup>2),3)</sup>では、スクラムジェットはエンジン断面積が20~40 m<sup>2</sup>で6個程度のモジュールに分割され、作動上限マッハ数は16以上も想定されている。このようなエンジンの研究開発にあたっては、

- (イ) コンピュータを用いた解析 / 予測 / 設計
- (ロ) 地上設備を用いたエンジン要素及び全体試験
- (ハ) エンジンの実飛行試験

を適切に組み合わせて進めることが必要不可欠である。これらの手法は、スクラムジェットに限らず現在のエンジン全てに必要なではあるが、他のエンジンでは(ロ)の地上試験が大部分を占め、次いで(イ)の比重が増しつつあり、(ハ)は最終的な完成直前の試験である場合が多い。これに対して、スクラムジェットでは地上で再現可能な試験条件が速度、高度のみならず試験時間や寸法、さらには気流の質に至るまで種々の制限を受けている<sup>4),5)</sup>。また、地上試験が困難な範囲では、一般に実在気体効果が顕著となるため、コンピュータによる予測のために必要な新たなモデルの構築とその検証が迫られる。このため、スクラムジェットエンジンの開発に関しては、地上試験の可能範囲の不足を補い、CFD 用モデルの作成 / 検証に必要なデータを取得するために、エンジン飛行試験が比較的早い段階から必要不可欠な過程となる。スクラムジェットの設計における CFD の比重の大きさ<sup>6)</sup>を考えると、飛行試験を一つのシリーズで終わらせるのは困難であり、地上試験や CFD の進展に応じて複数のシリーズを設定するのが望ましい。

## 2.2 飛行実験が必要な事項

スクラムジェットエンジンに関して、実飛行で試験あるいは確認すべきと考えられる事項を以下に挙げる。

- (1) 実飛行状態におけるエンジン作動の実証
  - 1-a) 作動範囲までの加速に対する耐久性
  - 1-b) エンジン始動特性
    - 空気取入口始動性
    - エンジン予冷シーケンス
    - 燃料供給系始動シーケンス
    - 点火機構
    - 保炎機構
  - 1-c) 計測技術
    - 飛行状態
    - エンジン作動状態
  - 1-d) 機体搭載機器のみによる作動とその制御
    - 燃料流量制御

### 冷却制御

- (2) 地上試験データとの比較
- (3) 機体 / エンジン一体化状態での作動試験
  - 3-a) 機体 / エンジン一体化設計
    - 機体 / エンジン一体設計法の確立と検証
    - エンジン取付け方法
    - (推力受け, 熱変形対策)
  - 3-b) 機体前部及び空気取入口流れ
    - 衝撃波とカウルの相対位置
    - 機体前部による圧縮と境界層の発達
    - 機体前部の3次元流れの影響
  - 3-c) 機体後部のノズル性能評価
    - 外部流とノズル流の干渉
    - 機体後部の3次元流れの影響
  - 3-d) 一体形態でのエンジン性能評価
  - 3-e) エンジン作動による機体安定性への影響把握
- (4) 地上試験設備では達成困難な条件での試験
  - 4-a) 高マッハ数
  - 4-b) 高動圧
    - 50kPa 程度
  - 4-c) 長時間作動
    - マッハ 8 以上で数十秒間
  - 4-d) 化学的にきれいな空気
    - 水蒸気等 ( 燃焼加熱器で発生<sup>7)</sup> )
    - ダスト ( 蓄熱体加熱器で発生<sup>8)</sup> )
    - NOx ( アーク加熱器で発生<sup>9)</sup> )
    - 解離酸素 ( 反射型衝撃風洞で発生<sup>10)</sup> )
  - 4-e) 均一で乱れない流れ
- (5) 実機エンジンに近いスケールのエンジン試験
  - 5-a) 大型エンジン
  - 5-b) 複数エンジンモジュール

含まない

## 2.3 地上試験の進行状況と予定

平成元年度から整備に着手したラムジェットエンジン試験設備<sup>11)</sup>は、平成4年度後半から総合調整試験に入っており<sup>12)</sup>、平成5年度に完成予定である。平成5年度にはこれまでの要素研究の成果<sup>13-24)</sup>を取り入れた我が国最初の水冷サブスケールエンジン<sup>11)</sup>も完成予定であり、ラムジェットエンジン試験設備領収試験の最終段階でエンジン試験が実施される。このエンジンは入口が250mm×200mmの矩形断面、長さが2100mmで銅合金製である。エンジン試験は設備領収後さらに本格的に行い、その結果と要素研



究によって要素の設計変更等に取り組む予定である。

次のフェーズでは、水冷エンジンの試験データに基づいて液水冷却エンジンの設計 / 試作 / 試験に進む。水冷の場合には参考となるデータが極めて少ないため冷却設計をできるだけ安全側に取った<sup>11)</sup>。しかし、液水冷却に対して同じ熱負荷を適用するとエンジン内の化学量論比燃焼相当量をかなり上回る液体水素が必要な極めて厳しい冷却要求となることが予備的検討で判明した。このため、液水冷却エンジンの設計には水冷エンジンの試験で得られる結果を反映させて熱負荷をより正確に見積ることが極めて重要である。また、軽量化も進めなければならない。

この先の段階では、エンジンの大型化と高速化が重要となる。大型化に当っては、ラムジェットエンジン試験設備を改修してスケールアップが困難な燃焼器の大型模型の直結試験を可能とする必要がある。高速化のためには、高温衝撃風洞<sup>5,6,25)</sup>の整備が必須である。第Ⅱ期の飛行試験を行うためには、この段階で成果が得られている必要がある。

## 2.4 飛行試験とエンジンの設計要求

本検討では、2.3の地上試験の予定を考慮して、2.2で列挙した飛行試験が必要な事項を、以下に述べる第Ⅰ期～第Ⅱ期の3つのシリーズに分けて実施することを考えている。各シリーズの詳細は4～6章で検討されるが、以下に試験と用いられるエンジンに対する要求の概略を述べる。

### 2.4.1 第Ⅰ期エンジン

第Ⅰ期の試験は、地上試験によるエンジン・モジュールの作動が確かめられ、一応のデータが得られた段階で実施されるものである。第Ⅰ期の最大の試験目的は、「実飛行におけるエンジン作動が可能であることの実証」である。試験条件として地上設備で可能な条件から大きく踏出す必要はない。試験はエンジン単体で行われる。地上試験で作動が確認されている設計を可能な限り適用する。しかし地上設備に依存した部分は搭載可能な系とするため新たに設計する必要がある。主なものは、燃料供給系、冷却系（予冷を含む）、点火系、制御系、非作動時の保護処置等である。冷却は必ずしも燃料水素による完全な再生冷却である必要はない。これらはエンジンが飛行状態で確実に作動することを最優先条件として開発されねばならない。

詳細なエンジンデータの取得は必ずしも第Ⅰ期の目的ではない。しかし、実飛行における作動の実証に最低限必要な項目と、第Ⅰ期以降の飛行試験計画の具体化にとって必要な項目については、計測項目の選定、計測方法の開発と飛行実証をしなければならない。測定された飛行試験データと地上試験データの比較は第Ⅰ期の重要な技術成果となる。

### 2.4.2 第Ⅱ期エンジン

第Ⅱ期では「機体とエンジンの一体化した状態での作動試験」が最大の目的である。エンジン本体は第Ⅰ期のエンジンと基本的に同じである。エンジンの機体への取付けに考慮を払う必要がある。エンジンと機体のスケーリングでは、機体が発生する衝撃波がエンジン・カウル内に侵入しないこと、外部ノズルが十分働くこと、エンジン作動が機体安定性に深刻な影響を与えないこと等を念頭におくべきである。

機体とエンジンの一体化した状態における性能データを取得するために、機体の飛行状態、機体前部からエンジンに流入する空気流状態、燃料供給状態、エンジン作動状態、冷却状態等に関する適切な計測がなされなければならない。

### 2.4.3 第Ⅲ期エンジン

第Ⅲ期は50cmクラスのエンジンモジュールを複数個搭載した機体による「実機エンジンと同等機能を持つ小型エンジン試験」が目的となる。従って、種々の作動条件に対して、実機とはほぼ同等の作動を達成できることが試験されなければならない。第Ⅲ期用エンジンは、第Ⅰ期までの飛行試験と大型化・高速化のための地上試験結果に基づいて新たに設計・開発されねばならない。スクラムジェットエンジンによる機体の自力加速もこの段階では要求される。高速側に拡張された飛行範囲をカバーするために、必要な範囲の機体の再生冷却も実施される。ターボポンプや計測・制御等の機器は、実機型の搭載用が使われることになろう。冷却方式を含むエンジン構造も実機と同等の十分軽量化されたものとなる。

## 参考文献

- 1) Henry, J. R. and Anderson, G. Y. ; Design Considerations for Airframe-Integrated Scramjet, NASA TM X-2895 (1972).
- 2) 白水正男 ; 宇宙往還機の重量評価と感度解析(その1) SSTO 第1報, 航技研資料 NAL TM-598 (1989).
- 3) Maita, M. ; Space Plane Program in Japan, Proc. 10th Int. Sympo. Air Breathing Engines, Nottingham, Sep. 1-6, 1991, pp.62-70.
- 4) (社)日本航空工業会 ; ラムジェットエンジン試験設備に関する調査報告書 (1988).
- 5) Thomas, S. R. and Guy, R. W. ; Scramjet Testing from Mach 4 to 20 Present Capability and Needs for the Nineties, AIAA Paper 90-1388 (1990).
- 6) Anderson, G., Kumar, A. and Erdos, J. ; Progress in Hypersonic Combustion Technology with Computation and Experiment, AIAA Paper 90-5254 (1990).

- 7) 三谷 徹, 櫻中 登, 泉川宗男; スクラムジェットにおける燃焼研究, 燃焼研究, 第93号 (1993) pp.21-34.
- 8) 三谷 徹; スクラムジェットの着火におよぼす粉塵の影響, 航技研報告 (校閲中).
- 9) Thomas, S. C. and Guy, R. W.; Expanded Operational Capabilities of the Langley Mach 7 Scramjet Test Facility, NASA TP-2186 (1983).
- 10) Morgan, R. G., Stalker, R. J., Bakos, R. J., Tamagno, J. and Erdos, J. I.; Scramjet Testing-Ground Facility Comparisons, Proc. 10th Int. Sympo. Air Breathing Engines ISABE 91-194 (L), Nottingham, Sep. 1-6, 1991.
- 11) Miyajima, H. Chinzei, N., Mitani, T. Wakamatsu, Y., and Maita, M.; Development Status of the Ramjet Engine Test Facility and Sub-Scale Scramjet Engine, AIAA Paper 92-5094 (1992).
- 12) 三谷 徹, 若松義男; ラムジェットエンジン試験設備の領収実験—その1, マッハ4実験, 第50回風洞研究会議, 1993.
- 13) Kanda, T. et al.; Mach 4 Testing of Scramjet Inlet Models, J. Propulsion Power, Vol.7 (1991), pp. 275-280.
- 14) Tani, K. et al.; Flow Measurement in Scramjet Inlet, Proc. 17th Int. Sympo. Space Technology and Science, Tokyo, 1990, pp.831-836.
- 15) Tani, K. et al.; Aerodynamic Performance of Scramjet Inlet Models with a Single Strut, AIAA Paper 93-0741 (1993).
- 16) Tani, K., Kanda, T. and Tokunaga, T.; Starting Characteristics of Scramjet Inlets, Proc. 11th Int. Sympo. Air Breathing Engines, Tokyo, Sep. 20-24, 1993, pp.1071-1080.
- 17) Sato, Y. et al.; Effectiveness of Plasma Torches for Ignition and Flameholding in Scramjet, J. Propulsion Power, Vol.8 (1992), pp.883-889.
- 18) Masuya, G. et al.; Some Governing Parameters of Plasma Torch Igniter/Flameholder in a Scramjet Combustor, J. Propulsion Power, Vol.9 (1993), pp.176-181.
- 19) Masuya, G. et al.; Ignition and Combustion Performance of a Scramjet Combustor with a Fuel Injection Strut, Proc. 11th Int. Sympo. Air Breathing Engines, Tokyo, Sep. 20-24, 1993, pp.533-542.
- 20) Chinzei, N. et al.; Effects of Injector Geometry on Scramjet Combustor Performance, J. Propulsion Power, Vol.9 (1993), pp.146-152.
- 21) Mitani, T. et al.; Validation Studies of Scramjet Nozzle Performance, J. Propulsion Power, Vol.9 (1993), pp.725-730.
- 22) Hiraiwa, T. et al.; Off-Design Performance of Scramjet Nozzles, Proc. 11th Int. Sympo. Air Breathing Engines, Tokyo, Sep. 20-24, 1993, pp. 1103-1114.
- 23) Komuro, T. et al.; Combustion Test and Thermal Analysis of Fuel Injection Struts of a Scramjet Combustor, Proc. 10th Int. Sympo. Air Breathing Engines, Nottingham, Sep. 1-6, 1991, pp.1228-1233.
- 24) Ueda, S. et al.; Experiment and Analysis on Heat Transfer of a Scramjet Leading Edge Model, Proc. 18th Int. Sympo. Space Technology and Science, Kagoshima, 1992, pp. 823-830.
- 25) Miyajima, H., NAL Activity on High Enthalpy Shock Tunnel, Paper presented at EUROMECH 296 Colloquium, Real Gas Effects in High Enthalpy Flows (1992).

### 第3章 スクラム飛行実験機の機体

スクラムジェットエンジンの飛行実験計画はスクラムエンジンの技術開発が主たる目的であり, スクラムエンジンの設計技術を徐々にステップアップしていき最終的にはスペースプレーンの機体およびスクラムジェットエンジンの設計に必要な基礎技術を確認することを目指している。

このため飛行実験用の機体は, スクラムジェットエンジンの試験のための機体となり, エンジンの開発段階に合わせて機体の開発も3段階に分けられる。

第0期飛行実験はエンジン単体での実飛行環境下での着火および燃焼性能の確認実験であるのに対し, 第1期飛行実験では機体とエンジンとの一体化に関する実環境下でのデータ取得が主目的となり, また第2期飛行実験はそれまでに確立した開発技術を実証する意味で実用のスペースプレーンをめざしたハーフサイズのデモンストレータを開発するという技術目標が設定されている。

#### 3.1 第0期 エンジン単体の弾道飛行試験

サブスケールスクラムジェットエンジン第0期飛行実験は, 水素再生冷却方式の第1段階のサブスケールスクラムジェットエンジンを用いて, 地上燃焼試験と実飛行との作動状況の比較を行い本格的な飛行実験用スクラムジェットエンジンを設計・製作する際の基礎データを取得するために実施される。

第0期用サブスケールスクラムジェットエンジンは再生冷却エンジンであるが, 完全な再生冷却が達成されることについては確実ではなく, 過剰冷却サイクルでの飛行試験

が行なわれることも考えられる。

極端な過剰冷却用水素が必要となる場合には、実験機に搭載される液体水素量が大幅に変化することから機体サイジングに際してはこの点を考慮しておく必要がある。

サブスケールスクラムジェットエンジンの点火条件は、地上燃焼試験と飛行試験とで大きく変化すると想定される。

地上燃焼試験では風洞始動開始以前のエンジン周囲環境はほぼ真空であるが、飛行試験条件では大気中であり空力加熱、大気中の水蒸気の氷結等が発生すると想定される。特にエンジン燃焼開始前の予冷状況が大きく変化すると考えられる。

飛行試験におけるエンジン作動開始条件は、地上燃焼試験時と異なり地上での事前確認は困難であると考えられることから、この点に関して本格的な飛行試験を実施する第Ⅰ期の飛行実験の前に予め現象を把握することが第Ⅱ期の飛行実験での重要目的であると想定される。

以上から、第Ⅱ期サブスケールスクラムジェットエンジンの飛行実験目的としては次に示す項目が重要確認次項であると考えられる。

- (1) 地上燃焼試験と飛行燃焼試験との差異の把握
- (2) スクラムジェットエンジン飛行実験方法の確立
- (3) エンジン始動シーケンスの確認

第Ⅱ期サブスケールスクラムジェットエンジン飛行実験は地上燃焼試験と同等な条件を実現してエンジン特性の地上試験と飛行実験との差異を明らかにすることが第一目的である。

このことから地上実験での周囲圧力、気流流入速度、等を極力合わせる必要がある。

第Ⅱ期のスクラムジェットエンジン飛行実験は地上燃焼試験条件の実飛行での再現が主目的であり、飛行マッハ数8前後までの飛行を考慮すれば良いことから、機体への空力加熱条件もそれほど大きくなく、局部的に強制冷却を考慮する程度で良いと想定される。

第Ⅱ期飛行実験機の機体形状についても、限られた時間のスクラムジェットエンジン作動を確認することのみを考慮した場合には必ずしも有翼形態とする必要は無いと考えられる。

また、第Ⅱ期のスクラムジェットエンジン飛行実験の位置付けが、地上燃焼試験を終了したエンジンを取敢えず飛行させて実飛行時の作動状況を把握することに限定されるならば、機体の回収の必要性は少ないものと考えられる。

このため第Ⅱ期の機体としては経費/開発期間を極小にするためロケット形状を基本とし、ロケット構造設計技術に基づき設計された機体にエンジンを平行に取り付けた必要最小限の形態で、飛行はマッハ8までの弾道飛行としハードランディングによる機体回収<sup>1)</sup>が想定されている。

### 3.2 第Ⅰ期 サブスケールエンジン用機体

自力飛行が可能なスクラムエンジンを搭載したスペースプレーンのサブスケール機開発には、機体とエンジンの組合せ技術の実証が必須であり、これを克服するための実験機として、

- (1) 機体とスクラムエンジンのインテグレーションを最適化したエンジンシステム設計技術の検証。
- (2) 機体への最適化インテグレーションを行なったスクラムエンジンの性能評価と、設計データの取得。

という、機体とエンジンの一体化設計技術のための実飛行データ取得を目指した物が第Ⅰ期飛行実験の目標である。

機体も含めた総合的な設計評価を、それと同一サイズのサブスケールスクラムエンジンを用いた飛行実験を行なうことで、効率的な開発技術のステップアップを図ることが出来る。

第Ⅰ期の機体の胴体前部がスクラムエンジンに流入する空気の圧縮を行い、胴体後部が外部ノズルの役割を担っている。

従ってこの第Ⅰ期飛行実験計画では、実験機自身も開発目的の一つとして、サブスケールスクラムエンジンと同等の開発意義を持つことになる。

第Ⅰ期の機体は、スペースプレーン類似形状の有翼機とし小型航空機設計技術に基づき設計された機体に第Ⅱ期飛行実験と同一サイズのサブスケールスクラムエンジンを1基搭載し、ロケットにより所定軌道投入後、実験機単体の飛行によりマッハ10程度の準定常飛行を行なうものと考えられる。第Ⅰ期の飛行実験では機体の自力加速は必要とされないが、機体を回収して再利用することにより、複数回の飛行試験を行う。

第Ⅰ期飛行実験での機体設計は、CFDを駆使した形状設計が中心となり、その飛行実験の成果として空力設計方法の精度が評価確認されることになる。

特に供試スクラムエンジン性能に大きな影響をもたらす前胴（エンジン流入空気の予圧縮）と後部胴体（外部ノズル）の空力設計が評価の主な対象となる。

実験機の構造はアルミ材料を用いた通常の航空機の設計を適用し、熱負荷が大きい部位について部分的に受動的耐熱構造設計を行うものとする。革新的な新素材を用いた構造設計は第Ⅱ期以降の飛行実験機に適用する。計測技術は第Ⅰ期飛行実験で確立しておく必要がある。特に機体側ではエンジンの推力測定技術が大きな課題となる。

このため技術課題として、

- 有翼実験機で小型航空機設計技術の導入。
- CFDによる空力設計手法の確立。
- 受動型熱防衛システムの構築。
- 複数回の飛行試験
- 計測技術の確立

が考えられ、これらの問題を解決することが必要とされる<sup>2)</sup>。

### 3.3 第Ⅱ期 大型サブスケールエンジン用機体

第Ⅱ期はスクラム実験機の最終フェーズに当たり、複数の大型サブスケールエンジンをハーフサイズのスペースプレーンに取り付け、自力加速による総合システム試験を行なうことを目的としている。

従って、機体/エンジンとも将来のスペースプレーンのデモンストレータでもあり、実機開発に必要な主要な技術は大半が含まれる。

第Ⅱ期の機体は自力離陸は考慮せず、ロケットによる地上打ち上げあるいは空中発射を行い<sup>3)</sup>、その後ロケットブースタで所定の高度/速度に到達させてから搭載スクラムエンジンによる加速を行い、自動着陸をさせる。

第Ⅱ期飛行実験に使用されるスクラムジェットエンジンは現有設備での最大限の大きさの 50cm×50cm が考えられている。

第Ⅱ期の機体はこのスクラムジェットエンジンを複数搭載し、スクラムエンジンによる自力加速により、動圧 50 kPa 程度の条件のもとでマッハ16までの飛行が可能なが求められる。

このためマッハ16までの加速の間に曝される空力加熱環境下で機体を能動的に冷却することが重要となってくる。

また総合システム試験を行なうためには繰り返し飛行試験を実施する必要がある、このため機体には完全再使用の能力と自動着陸の能力が必要とされる。

従って第Ⅱ期の機体では、積極的アクティブクーリングが必要であり、航法誘導制御系として高精度センサ、空力系として空気取入口位置形状、外部ノズル位置形状、機体下面形状、推進薬タンク形状、主翼、尾翼の形状等の技術課題を解決する必要がある。

飛行実験機は、繰り返し飛行試験を実施することが可能なので、あらゆる飛行環境に供されることが予想される。また、国際協力で行なうことを考慮すると打ち上げ、着陸等の飛行試験は幅広い選択が可能である。

#### 参考文献

- 1) Kandebo, S. W. ; Russians Want U. S. to Join Scramjet Tests, AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, March 30, 1992.
- 2) Norris, R. B., Paris, S. W. and White, E. T. ; The Flying Wind Tunnel, AIAA-89-3378.
- 3) YUZHNOYE Design Office ; SPACE CLIPPER COMMERCIAL ORBITAL INJECTION SYSTEM, 1991.

## 第4章 第0期飛行実験計画

### 4.1 第0期飛行実験に対する設計要求

#### 4.1.1 飛行実験環境

第0期飛行実験の実験環境は以下の条件で実施される事。

- (1) 飛行マッハ数 ..... 8 以下
- (2) 飛行動圧 ..... 50 kPa 程度
- (3) エンジン作動秒時 ..... 10 sec 程度

地上燃焼試験と飛行実験の試験環境の比較を表4.1.1-1に示す。

#### 4.1.2 サブスケール・スクラムジェットエンジン

第0期飛行実験に供されるサブスケール・スクラムジェットエンジンは水素冷却を行うエンジンであるが完全再生冷却システムは実現されていない可能性が高い。サブスケール・スクラムジェットエンジンの開発フェーズは図1-1に示されている。平成4年度までのサブスケール・スクラムジェットエンジンの開発状況は、水冷却エンジンを試作し地上試験を計画している段階であり、第0期飛行実験に供される水素冷却エンジンについては水冷却エンジンの地上燃焼試験結果を踏まえて設計・試作が行われるものである事から、現時点では水素冷却エンジンに関する諸特性データは不明である。ただし、地上燃焼試験設備の制約からサブスケール・スクラムジェットエンジンの大きさについては試作が完了している水冷却エンジンと同じであると想定する。

第0期飛行実験用のサブスケール・スクラムジェットエンジンは地上燃焼試験を目的として設計製作されたものを、地上燃焼試験終了後に飛行試験に供される。従って地上燃焼試験終了後には飛行試験に対応させるための多少の変更が施される。主に、点火系と計測用センサの変更が行われるものと想定され、エンジンの基本的な部位については同一と考える。

図4.1.2-1にサブスケール・スクラムジェットエンジンの概略形状を示し、表4.1.2-1に推進薬の供給条件を示す。

#### 4.1.3 供試実験機

第0期サブスケール・スクラムジェットエンジンを搭載して飛行実験を実施する機体の設計要求をまとめる。

第0期サブスケール・スクラムジェットエンジン飛行実験は地上燃焼試験で使用された水素冷却サブスケール・スクラムジェットエンジンを使用する計画である。地上燃焼試験において燃料水素による完全再生冷却システムに近づける努力が行われると考えられるが、過剰冷却サイクルに留まる可能性があるとして想定される。サブスケール・スクラムジェットエンジン本体のハードウェアは地上燃焼試験で使用されたものをそのまま用いる計画であり、サブスケール

表 4.1.1-1 地上燃焼試験条件と飛行実験条件の比較

項 目	飛行実験			地上燃焼試験			
	M 4	M 6	M 8	M 4	M 6 S	M 6 V	M 8
1. 飛行条件							
(1) 飛行マッハ数 (—)	4	6	8	4	6	6	8
(2) 飛行高度 (km)	21.0	26.5	30.5	20.0	25.0	25.0	35.0
(3) 静温 (K)	217	223	227	217	222	222	237
(4) 静圧 (kPa)	4.73	2.03	1.11	5.53	25.5	25.5	5.8
(5) 沸点温度 (K)				880	1660	1580	2560
(6) 気流	空気	空気	空気	空気	空気	湿り空気	湿り空気
2. エンジン入口条件							
(1) マッハ数 (—)				3.4	5.3	5.1	6.7
(2) 静温 (K)				274	275	309	330
(3) 静圧 (kPa)	T B D	T B D	T B D	12.3	5.32	6.33	15.5
(4) 沸点温度 (K)				880	1660	1580	2560
(5) 沸点圧力 (MPa)				0.85	4.8	5.3	10.3

(TBD : to be determined)

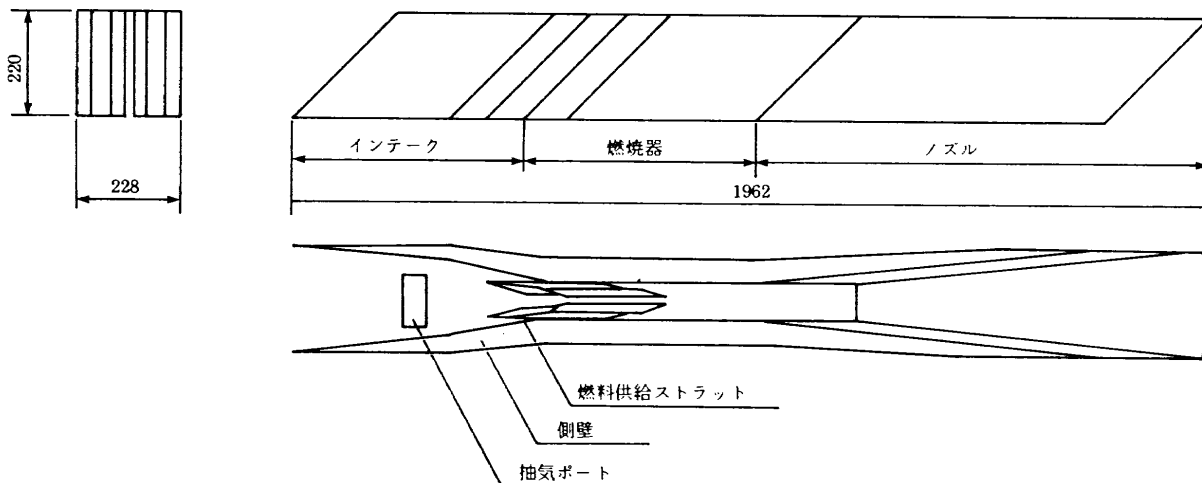


図 4.1.2-1 サブスケール・スクラムエンジン概略形状

表 4.1.2-1 推進薬供給条件 (飛行動圧 : 50 kPa)

項 目	飛行マッハ数 : 8
1. 供給圧力 (MPa)	TBD
2. 供給温度 (K)	20K
3. 流量	
(1) 燃焼用 (kg/s)	0.093
(2) 冷却用 (kg/s)	余剰冷却方式

(TBD : to be determined)

ル・スクラムジェットエンジンの再使用は考慮されていないことから、実験機は1飛行のみを考えれば良い。

飛行試験実施後に水素冷却サブスケール・スクラムジェットエンジンを研究・開発担当者が目視にて確認し、エンジン作動状況を推定する事はスクラムジェットエンジンの

開発過程において重要であると想定される。この事から、飛行実験後の水素冷却サブスケール・スクラムジェットエンジンを完全な形で回収する必要は無いが、ある程度原型を保った状態で回収する必要がある。

上記から、供試実験機に対しては以下に示す設計要求が課せられる。

- (1) 水素燃料の搭載量は充分余裕をもたせる。
- (2) 機体の回収を行う必要は無い。
- (3) 供試エンジンは回収する(ハードランディングによる変形は許容する)。
- (4) スクラムジェットエンジンは1基のみ搭載する。
- (5) 実験機は有翼形態にこだわらない。
- (6) エンジン推力計測は実施しない。

現時点では実験機に搭載されるサブスケール・スクラム

ジェットエンジンに関して、形状・寸度、重量及び推進薬供給インタフェースが明確とはなっていない事から、具体的な設計条件を提示する段階では無いが、実験機の構想をまとめるに当たっては上記の事項を考慮した飛行実験機構想をまとめる必要がある。

0期飛行実験機の機体形状については、限られた短時間のスクラムジェットエンジン作動を確認する事である場合には必ずしも有翼形態とする必要は無いと考えられる。

飛行マッハ数8前後までの飛行を行う事であるならば、機体周囲の流れ場は解離状態とはならないものと想定され、電波リンクが途絶するブラックアウトの現象は発生しないと考えられる。この事から、エンジン作動中のモニタ及びデータ取得はリアルタイムのテレメータ送信で実施可能であると考えられる。スクラムジェットエンジンを回収するに当たっては、ハードランディング状態でも許容されるとはいえかなりの低速まで減速する必要がある。このための減速システムが必要であり、減速システムを簡便なものとするには必要最小限の部分（エンジン部分のみ）を切り離すのが望ましいが、切離し機構の事を考慮した場合にはサブスケール・スクラムジェットエンジンのみを切り離して回収するのはかえって実現が困難であると考えられることから、機体の一部を含めて回収する必要があると想定される。

現時点研究されているサブスケール・スクラムジェットエンジンは2次元形態である事から、飛行実験機への搭載方法については注意が必要である。2次元形態の場合のスクラムジェットエンジンでは作動・非作動の状態で機体に作用する力が機軸に直角方向に大きく異なり、実験機を安定して飛行させる事について十分な配慮が必要と考える。

## 4.2 第0期飛行実験方法の候補

0期サブスケール・スクラムジェットエンジン飛行実験は地上燃焼試験と同等な条件を実現してエンジン特性の地上試験と飛行実験との差異を明らかにすることが第一目的である。このことから、地上実験での周囲圧力、気流流入速度、等を極力合わせる必要がある。

飛行実験機は供試エンジンの他にエンジンを搭載しないとした場合には、スクラムジェットエンジンが作動する飛行速度、高度までブースタにより加速・上昇させる必要がある。ブースタとしてはスクラムジェットエンジン飛行実験機を所定の飛行条件に投入できればどのような方法であっても良いと考えられる。

ブースタを選定する際の評価項目としては、

- (1) 飛行実験の簡便さ、
- (2) 飛行実験費用の低減、

の2点が重要と考えられる。

(1)の飛行実験の簡便さの観点からは必ずしも地上発射方

式が最良では無く、航空機を母機とした空中発射方式の利点についても考慮すべきと考える。

以下に地上発射方式と空中発射方式の特徴についてまとめる。

### 4.2.1 地上発射方式

0期のスクラムジェットエンジン飛行実験で所定の高度・速度まで加速する方法としては、取扱の容易な固体ロケットブースタを使用するのが望ましいと考える。固体ロケットブースタの発射方式としては通常のロケット打ち上げと同様に地上から発射する方式が一番に考えられる。地上発射方式の場合には、作業環境の良い地上で発射整備作業が行える事から作業性が良好である。特に、スクラムジェットエンジンの燃料として搭載される液体水素を取り扱うには地上で作業するのが望ましい。

固体ロケット・ブースタを地上から発射させるための装置としては比較的簡単な射点設備で良い事から、移動式射点とする事で試験条件に合わせた発射位置が選定できる。

### 4.2.2 空中発射方式

航空機を母機として、実験機とブースタを結合した状態で搭載し、空中から発射する方式も考えられる。空中発射方式の場合には、母機となる航空機の選定が鍵であると考えられる。我が国では飛行実験機を空中発射可能な航空機は現時点所有していない。将来的には国際協同により極超音速飛行実験機を搭載可能な航空機が使用可能となる事も想定される。極超音速飛行実験搭載母機としての候補機体として以下のものが想定される。

- (1) B-52
- (2) アントノフ An225
- (3) アントノフ An127
- (4) SR71
- (5) 大型民間機の改修型

航空機に搭載する事から、実験機に搭載される液体水素燃料の取扱いが問題になるものと想定される。液体水素燃料を地上で搭載した場合、母機の搭載から空中発射位置に付くまでの間で液体水素が気化しない様にするには、液体水素タンクの断熱性能を良くする必要がある。母機に搭載中に蒸発する水素ガスを安全に処理するためのシステムが必要である。これらの事から、空中発射方式の場合には、実験機の推進薬供給システムが複雑になる事が想定される。

第0期サブスケール・スクラムジェットエンジン飛行実験の場合には、一度の飛行実験を行うだけである事から、空中発射母機の改造費用を考慮するとコスト的に不利であると考えられる。

### 4.3 第0期飛行実験機構想

#### 4.3.1 実験機構想の概要

飛行試験終了後のサブスケール・スクラムジェットエンジン供試体を回収する事を考慮した場合、供試体の回収位置に自由度がある空中発射方式は魅力的であるが空中発射方式の要となる、母機の選定及び母機との適合性に関して要確認項目が多くコスト的にもメリットが少ないと想定される事から、現段階では第0期のサブスケール・スクラムジェットエンジン飛行実験は地上から発射する方式を基本として検討を進める。

実験機を所定の速度及び高度まで加速・上昇させるためには、取扱いの容易さの観点から、固体ロケットの使用を前提とする。

第0期サブスケール・スクラムジェットエンジン飛行実験機としては以下に示す飛行実験機構想を検討の基本とする。

- (1) 固体ロケットをブースタを使用する。
- (2) 固体ロケットをブースタは2段式とする。
- (3) 飛行実験機は第2段の上部に搭載する。
- (4) 第1段と第2段の燃焼により所定の飛行実験条件を達成する。
- (5) 第2段の燃焼中にサブスケール・スクラムジェットエンジンを作動させる。
- (6) サブスケール・スクラムジェットエンジンの燃焼時間は10秒程度とする。
- (7) 推進薬の供給方式はタンク加圧方式とする。
- (8) サブスケール・スクラムジェットエンジンの燃焼終

了後に2段を分離する。

- (9) 第2段との分離後、実験機の減速系を作動させる。

- (10) 減速系は完全な軟着陸のためのものではなく、スクラムエンジンの試験後の評価のために供試体の確認ができる程度とする。

- (11) サブスケール・スクラムジェットエンジン燃焼中の実験機の姿勢安定のための制御システムはブースタ第2段に搭載する。

上記の飛行実験機構想を図4.3.1-1に示す。

#### 4.3.2 設計仕様

サブスケール・スクラムジェットエンジン飛行実験機の基本設計仕様を以下にまとめる。

- (1) 供試エンジン

第0期飛行実験機は、別途地上燃焼試験に供せられた水素冷却方式のサブスケール・スクラムジェットエンジンを搭載する。

- (2) 機体冷却方式

飛行実験機には原則として強制冷却方式は採用しない。耐熱材料を使用した熱防護を行う。

- (3) 推進薬供給方式

タンク加圧方式により燃料水素及びエンジン冷却用水素をサブスケール・スクラムジェットエンジンに供給する。

- (4) 姿勢制御方式

空力舵面による姿勢制御を行う。ガスジェットシステムは搭載しない。

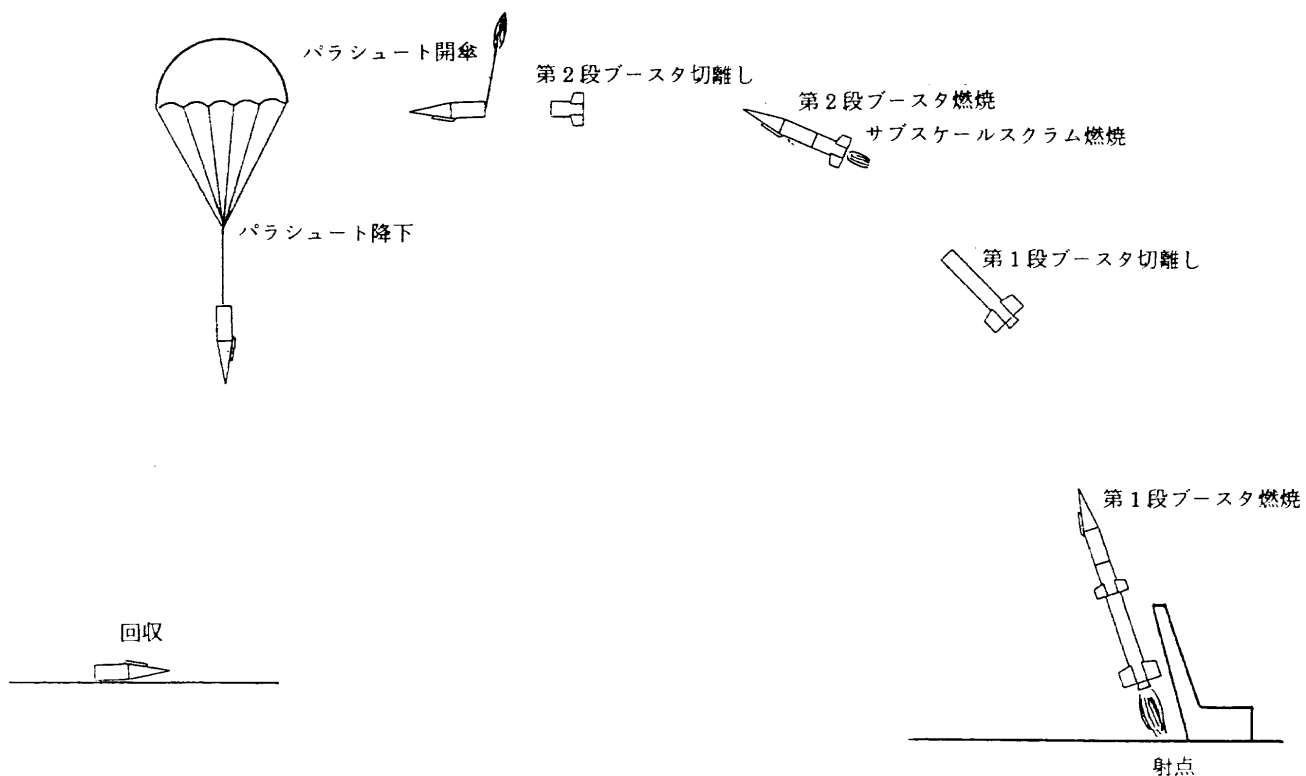


図4.3.1-1 第0期サブスケール・スクラムエンジン飛行実験機構想

空力舵面はブースタに装備する。

(5) 搭載電子機器

実験機には通信システム及びサブスケール・スクラムジェットエンジンの制御システムを搭載するが、飛行制御機器はブースタに搭載されているものを使用する。

(6) 分離方式

サブスケール・スクラムジェットエンジンの燃焼終了後

にブースタ第 2 段と実験機の分離を行う。

(7) 減速システム

ブースタ第 2 段と実験機の分離後にパラートを使用して減速し、供試サブスケール・スクラムジェットエンジンが損壊しない程度の衝撃に留める。

上記の基本設計仕様を盛り込んだ実験機について、以下の図表に機体主要諸元、概略三面図、機体構成案を示す。

表 4.3.2-1 第 0 期サブスケール・スクラム飛行実験機  
主要諸元

1. 全長	6.0 m
2. 胴体直径	1.2 m
3. 推進薬（液体水素）重量	2.8 Kg
4. 推進薬タンク容積	400 ℓ
5. 推進薬タンク直径	0.91 m
6. 推進薬タンク作動圧力	100 Kg/cm <sup>2</sup>
7. タンク加圧方式	GHe による調圧加圧
8. 供試エンジン	
(1) 搭載モジュール数	1 モジュール
(2) インテーク高さ	0.25 m/モジュール
(3) インテーク幅	0.20 m/モジュール
(4) エンジン長さ	2.10 m/モジュール
9. 機体回収方式	パラシュートを使用

表 4.3.2-2 第 0 期サブスケール・スクラム実験機  
機体構成

第 0 期サブスケールスクラム実験機

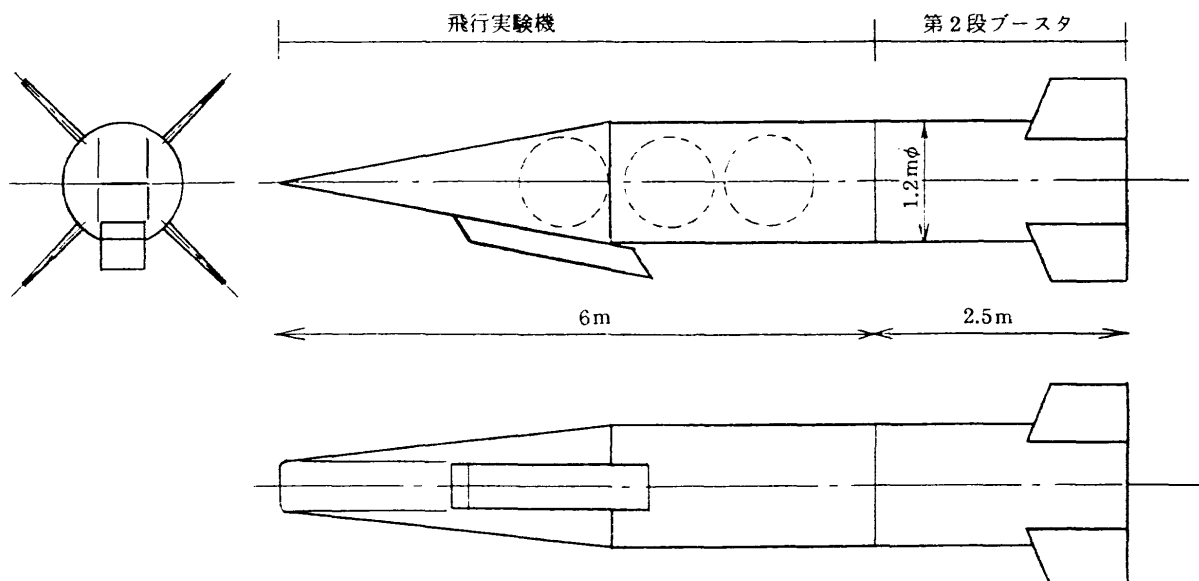
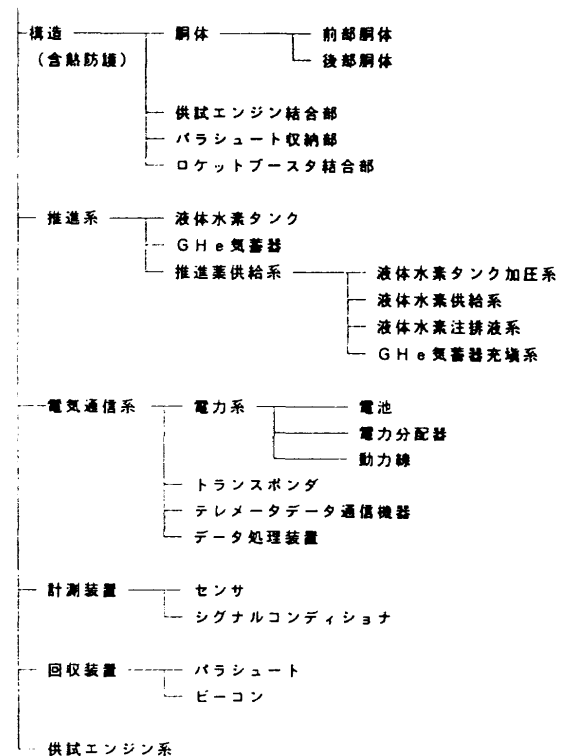


図 4.3.2-1 第 0 期サブスケール・スクラム実験機



### 4.3.3 実験機設計

#### 4.3.3.1 エンジン設計

第0期飛行実験に供するサブスケール・スクラムジェットエンジンは地上燃焼試験を行う事を目的に設計されたものである事から、飛行試験を実施するためには種々の改修を実施する必要があるものと考えられる。水素冷却によるスクラムジェットエンジンであるが完全再生冷却が実現されている事までは期待できないと想定される。

地上燃焼試験設備に取付けられていた事から、以下の項目について飛行実験機に装着するための改修が必要と想定される。

- 機械的インタフェースの変更点

- (1) エンジン取付け方法の変更
- (2) 燃料水素供給配管位置の変更
- (3) エンジン予冷配管位置の変更
- (4) 計測センサを飛行試験用のものに変更
- (5) 点火系を飛行試験用のものに変更
- (6) 計測センサ配管の取り回しの変更

- 電氣的インタフェースの変更点

- (1) 各種センサ出力をテレメータ装置に接続
- (2) 飛行実験用計測位置の選定

- 試験シーケンスの変更

- (1) 飛行実験時エンジン始動シーケンスの設定
- (2) 飛行実験時エンジン停止シーケンスの設定
- (3) エンジン予冷シーケンスの設定

上記以外については実験機側にて対応する事となる。ただし、現時点では第0期飛行実験に供する水素冷却エンジンについて具体的な検討がなされていない状況である事から、設計が明確となった時点で再度、飛行実験のための改修項目について実験機側と調整する必要がある。

サブスケール・スクラムジェットエンジンに装着されるセンサ類については、特殊な計測を地上燃焼試験で行っているものは飛行実験のために新たに開発する必要がある場合も想定される点について極力早期に目処付けを行っておく必要がある。これらのセンサとしては以下が考えられる。

- (a) 高温測定センサ
- (b) 高温状態での圧力センサ（静圧，脈動）
- (c) 振動センサ
- (d) ガスサンプリング
- (e) レーザーを使用したセンシング・システム

計測されたデータを地上に送信するためにテレメータ通信システムを使用するが、この場合にデータ・サンプリング間隔が問題となる。データ・サンプリング間隔が短い場合には、信号電送量はテレメータシステムで上限がある事からデータ数を減少させる必要がある。

飛行実験に際しては、計測システムは地上燃焼試験時と

大幅に異なったものになると想定されることから、飛行実験計画を検討する際にはこの点について十分に留意する必要があると考えられる。

#### 4.3.3.2 機体設計

第0期サブスケール・スクラムジェットエンジンの飛行実験を実施するための実験機体について、以下の項目についての構想をまとめる。

- ① サブスケール・スクラムジェットエンジン搭載方法
- ② 推進薬供給系
- ③ 空力加熱環境
- ④ 減速システム

- (1) サブスケール・スクラムジェットエンジン搭載方法

第0期サブスケール・スクラムジェットエンジン飛行実験では、エンジン前方のフォアボディ及びエンジン後方の外部ノズルはスペースプレーンを模擬せずにエンジン単体の作動を試験する事が主目的である。逆に機体の影響によりエンジン・インテークに流入する気流が乱されているのはエンジンを試験する目的から外れる事となる。

機体の影響を受けずにエンジンへ気流を流入させるには、機体先端にエンジンを取付ける事が考えられる。サブスケール・スクラムジェットエンジンは軸対称形状ではなく矩形断面形状である事から、機体先端に機軸と平行に取付けた場合には、エンジンからの排気の処理が問題となる。高温のエンジン排気が実験機外板に吹き付ける場合には、実験機外板を冷却する必要が出て来るものと想定され、極力簡素な実験機システムとする意向とは異なる。エンジン出口で排気流を偏向させる事についてはエンジン内部及び排気状態が超音速流れである事からエンジンの作動状況に影響を与えない。

実験機にエンジン排気が直接当たらない様にすれば実験機外板部の冷却を配慮する必要が無く、簡潔なシステムが組立られる。実験機にエンジン排気が直接当たらない様にするには、サブスケール・スクラムジェットエンジンを機体からオフセットして搭載する方法と、傾斜させて搭載する方法が考えられる。サブスケール・スクラムジェットエンジンをオフセットして搭載する方法の場合には機体外板に直接排気が当たらないようにするには外板から離して搭載する事になり、ブースタにより加速するフェーズでサブスケール・スクラムジェットエンジンが発生する空気抵抗により機体全体に作用するアンバランス・モーメントが大きくなり好ましい事では無い。

この事から、サブスケール・スクラムジェットエンジンは極力機体中心に寄せて搭載し、なおかつ機体にエンジン排気が直接当たらない様に配慮する必要がある。サブスケール・スクラムジェットエンジンを傾斜させて搭載した場合にはエンジン出口を機体外板から離す事ができ、またエンジンを機体中心に寄せることができ好都合である。

実験機の飛行状況を考えた場合、サブスケール・スクラムジェットエンジンを作動させる状況では、機体のピッチ姿勢はある程度の迎え角を持って飛行する事になると推定される。また、サブスケール・スクラムジェットエンジンの作動 / 非作動により機体に作用するモーメントが変化する事からピッチ迎角は変動する。サブスケール・スクラムジェットエンジンに流入する気流は地上燃焼試験においては常にエンジンに平行になっている。スペースプレーンの場合についても、フォアボディの形状に沿った流れ場となっている事から、エンジンに流入する空気は常に一定である。

飛行実験においてサブスケール・スクラムジェットエンジンに流入する気流の方向が変化することは、エンジン内部の流れ場が地上燃焼試験条件とは異なる事となり、飛行実験結果の評価の際に不都合であるばかりで無く、飛行実験本来の目的である地上燃焼試験との比較が行えなくなる事も想定される。

実験機の飛行姿勢によらず、サブスケール・スクラムジェットエンジンに流入する気流が常にエンジンと平行である様にするには、エンジン・インテーク前方に端板を設ける必要がある。スペースプレーン実機で想定されている様なフォアボディ圧縮は第0期飛行実験では要求されないものと考えるが、エンジンに流入する空気は地上燃焼試験と合わせるためのものは設置する必要がある。

上記から、第0期飛行実験におけるサブスケール・スクラムジェットエンジンの搭載方法は以下の様に設定した。

- (a) エンジンは機体前方に搭載する。
- (b) エンジン排気は実験機に直接当たらない。
- (c) エンジンは実験機機軸に傾斜させて搭載する。

- (d) 流入空気の方向をエンジンに平行にするための端板を設ける。

エンジン搭載方法についての概念を図4.3.3.2-1に示す。エンジンを傾斜させて搭載することにより発生する空気が機体全体の釣合いに及ぼす影響については別途評価する必要がある。必要な場合には固体ロケット・ブースタに取付けられる空力安定板の面積を大きくする必要があると考えられる。エンジン前方の端板先端で発生するバウショックは、飛行マッハ数及び飛行時機体姿勢を適切に設定する事でスクラムエンジンへ流入する事を防ぐものとする。

エンジンへ流入する気流はバウショックを通過した後の気流となり、エンジン作動条件を評価するには、飛行マッハ数、機体姿勢のデータが不可欠である。

端板の幅が有限であるための影響も考えられるが、本研究は飛行実験の概念を述べたものであるから、空力形状の詳細に関しては今後の検討に委ねる。

#### (2) 推進薬供給系

第0期飛行実験に供せられるサブスケール・スクラムジェットエンジンは水素冷却方式の第1段階のエンジンであり、ターボポンプを使用した燃料供給システムとはならないものと考えられる。地上設備から高圧の液体水素を供給する方式であると想定される。第0期サブスケール・スクラムジェットエンジン飛行実験では、地上燃焼試験で確認された事を飛行実験で確認することが目的である事から、推進薬供給システムについても地上燃焼試験で想定されるタンク加圧方式を飛行実験機にも適用する。

地上燃焼試験における設備からサブスケール・スクラムジェットエンジンへ供給される液体水素のインタフェース条件は不明であるが、再生冷却エンジンを目指したエンジ

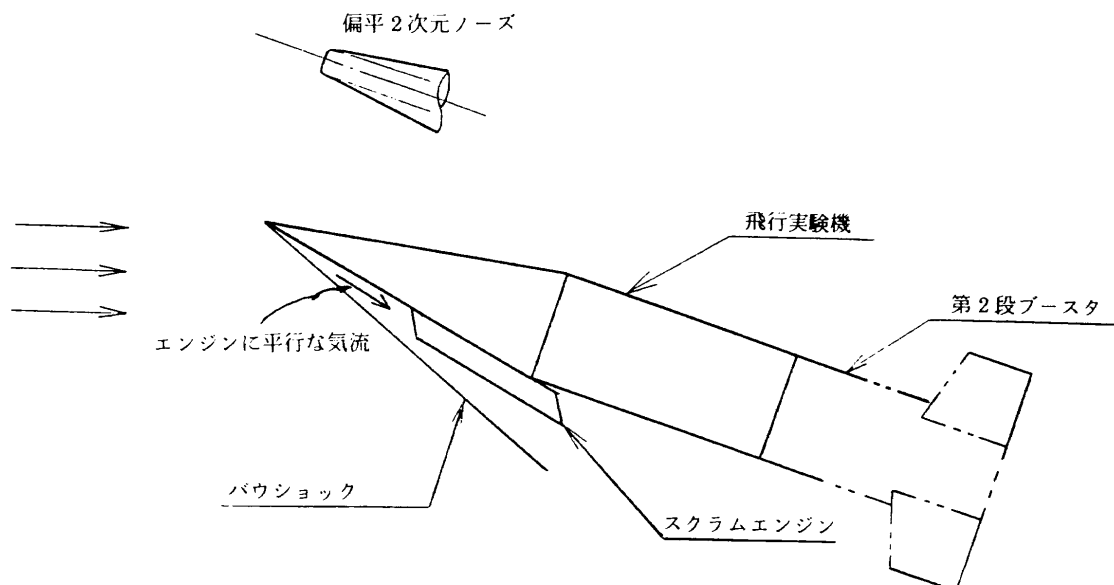


図4.3.3.2-1 サブスケール・スクラムエンジン搭載方法概念

ン・サイクルであることからかなりの高圧(100気圧程度)になるものと想定される。この様な高圧で液体水素を供給する場合には、推進薬タンクとは別に高圧ガスのボンベからタンク加圧ガスを供給する方式が一般的である。この場合の加圧ガスはヘリウム・ガスとなる。

地上で実施する液体水素燃料及び加圧用ヘリウム・ガスの充填のためのポートが機体外板に必要となる。

図4.3.3.2-2に推進薬供給系の概略系統を示す。

#### ＜推進薬タンク＞

飛行実験機に搭載される液体水素については、第0期飛行実験に使用されるサブスケール・スクラムジェットエンジンについて作動諸元が不明確であり、必要とされる液体水素量についても未定である。液体水素燃料による再生冷却サイクルを目指して地上燃焼試験が計画されるが、飛行試験を行う時点において完全再生冷却システムが実現されているかどうかについては不明確である。表4.1.2-1にサブスケール・スクラムジェットエンジンに供給される推進薬の供給条件が示されているが、エンジン冷却用の液体水素が別途必要になる可能性がある。

飛行実験では地上から発射され、エンジン作動条件となるまでの加速上昇飛行中にもエンジンは空力加熱条件に曝されており、この間にエンジン側で冷却が必要となる場合も想定される。エンジンのインテーク前縁及びエンジン内部のストラット前縁の曲率半径は実験機本体で使用されている曲率半径よりも小さいと考えられ、実験機体では冷却が必要ない場合でもエンジンは液体水素による冷却が必要となる場合が想定される。

液体水素の搭載量は機体サイズを決定する上で重要な要

素であり、実験機の初期計画時点から搭載水素量が大幅に増加した場合には、飛行実験計画そのものが成立しなくなる恐れがある。エンジンから要求される消費水素量に関しては現時点不確定である事から実験機計画においては十分な余裕を見込んでおく必要があるものとする。

表4.1.2-1に示されている水素燃料の消費率は、飛行マッハ数8の条件で0.093 kg/secであり30sec間で消費する水素量は以下の様になる。

水素燃料消費率	: 0.093 kg/sec
エンジン作動時間	: 10 sec
消費水素量	: 0.93 kg
消費液体水素体積	: 13 ℓ

上記の値はサブスケール・スクラムジェットエンジンで燃焼に使用される水素量であり、エンジン冷却に必要な量は含まれていない事から、この分を見込む必要がある。どの程度の余裕を見込めば良いのかについて根拠が無いものの、最悪の場合として、上記の30倍の液体水素を搭載できる様にするものとする。

タンク作動圧力としては、サブスケール・スクラムジェットエンジンとのインタフェース圧力に若干の余裕を加えた値となるが、現時点エンジンとのインタフェース圧力が不明である事から取り合えず、100kg/cm<sup>2</sup>をタンク作動圧力と設定する。

実験機に装備される液体水素タンクとしては球形とした場合、以下となる。

タンク容積	: 400 ℓ
タンク作動圧力	: 100 kg/cm <sup>2</sup>
タンク直径	: 0.914mφ (1個)

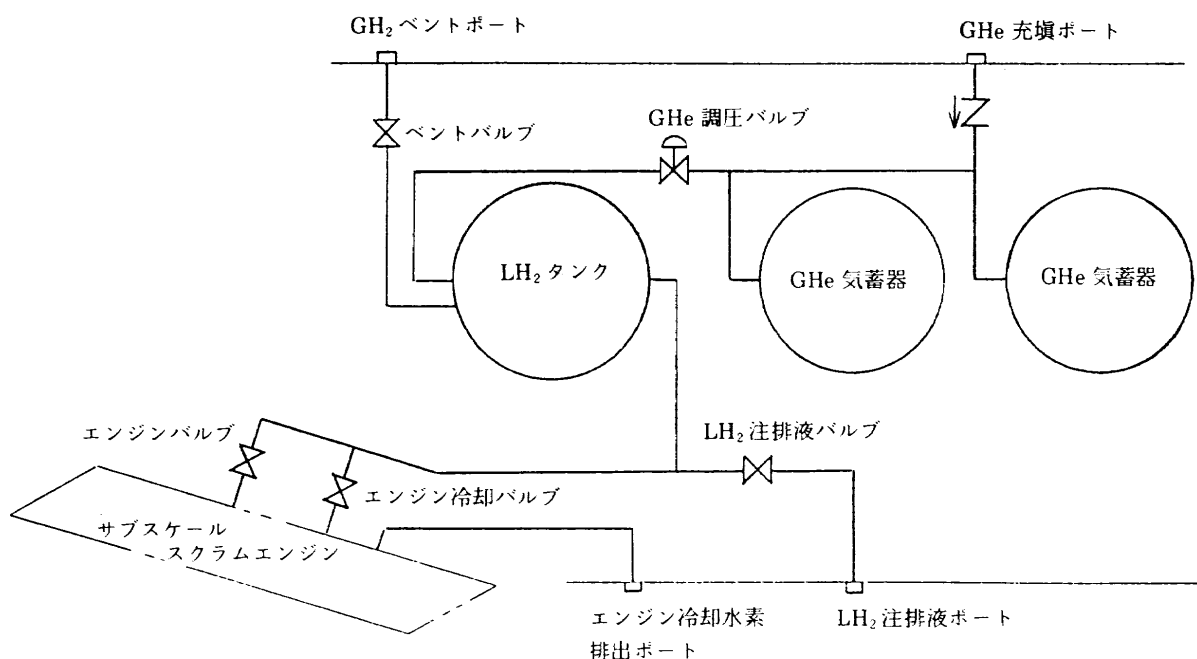


図4.3.3.2-2 推進薬供給系概略系統

### ＜タンク加圧ガス＞

水素タンクを加圧するのに必要となる、ヘリウム・ガス気蓄器について検討する。

燃料の液体水素タンクを高圧ヘリウム・ガス気蓄器から調圧バルブを通して加圧するシステムを想定する。調圧バルブの特性から、調圧バルブ上流の最小圧力は調圧圧力の1.2 倍程度を見込む必要がある。高圧ヘリウム・ガス気蓄器の充填圧力を  $300 \text{ kg/cm}^2$  と想定して気蓄器容積を求める。

ヘリウム・ガス気蓄器は常温で充填されるものとする。常温のヘリウム・ガスで液体水素タンクを加圧する場合には液体水素タンク内での温度低下を考慮して必要気蓄器容積を求める必要がある。加圧時間、加速度環境等によりタンク内加圧ガス温度は異なるが、タンク内での加圧ガス温度を  $150 \text{ K}$  と仮定する。

これらの条件から、必要ヘリウム・ガス気蓄器容積を求めると以下の様になる。

気蓄器充填圧力	: $300 \text{ kg/cm}^2$
最小使用圧力	: $120 \text{ kg/cm}^2$
タンク容積	: $400 \text{ l}$
タンク作動圧力	: $100 \text{ kg/cm}^2$
タンク内加圧ガス温度	: $150 \text{ K}$
気蓄器容積	: $651 \text{ l}$ (2 個分)
気蓄器直径	: $0.853 \text{ m}\phi$ (1 個)

タンク加圧用ヘリウム・ガス気蓄器としては水素タンクとほぼ同じ大きさのものが2 個必要である。

### (3) 空力加熱環境

第0 期飛行実験では飛行マッハ数が8 程度までの飛行を行う。この速度領域では空力加熱環境はさほど厳しい条件では無いが、小さな曲率半径部分では大きな加熱を受けるため最小曲率半径は制限される。

飛行動圧がエンジン作動条件で設定した  $50 \text{ kPa}$  とした場合の飛行マッハ数と飛行高度の関係を図4.3.3.2-3 に示す。

機体先端部が半球であるとした場合の淀点における輻射平衡温度の関係を図4.3.3.2-4 に示す。機体先端部の材料としてはC-C 材料を想定し、輻射率  $\epsilon$  は0.85 を想定している。

図4.3.3.2-4 から、飛行マッハ数が8 程度までの飛行を行うためには、機体先端の最小半径は  $0.05 \text{ m}$  程度以上とする必要がある。

### (4) 減速システム

飛行実験終了後に供試エンジンを回収するためには減速システムが必要となる。第0 期飛行実験で必要となる減速システム構想についてまとめる。

減速システムを搭載する目的は供試エンジンの回収であり、実験機本体については回収の要求は無い。減速システムを簡素化するには、回収部分の重量が軽量である必要がある。このためには、エンジン部分のみを分離して回収するのが望ましいが以下の事から実験機と供試サブスケールスクラムジェットエンジンは一体の状態で回収する事とした。

- (a) 実験機と供試サブスケール・スクラムジェットエンジンは配管、配線で結合されており、エンジン部分のみを分離するのは困難である。
- (b) 実験機からエンジンを分離するための分離機構が必要になる。
- (c) 供試サブスケール・スクラムジェットエンジンのみを分離した場合には、地上に着地する際の衝撃をエンジン自体が受ける事になり、エンジンを極力正常な状態で回収する目的と反する。
- (d) 実験機と供試エンジンを一体で回収する事により、

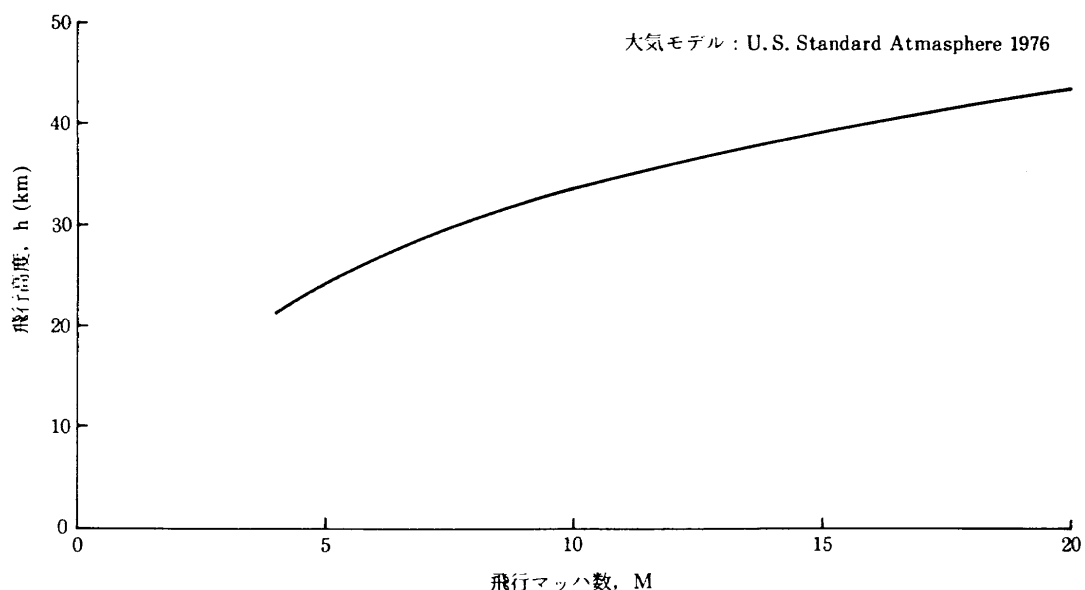


図4.3.3.2-3 飛行経路動圧50 KPa の飛行経路

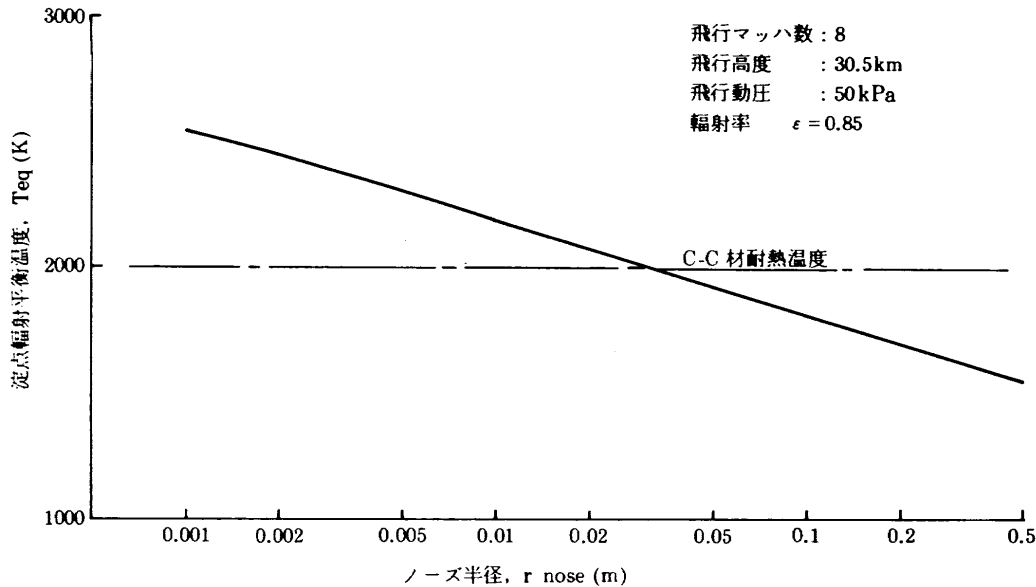


図 4.3.3.2-4 ノーズ部輻射平衡温度 (半球ノーズ)

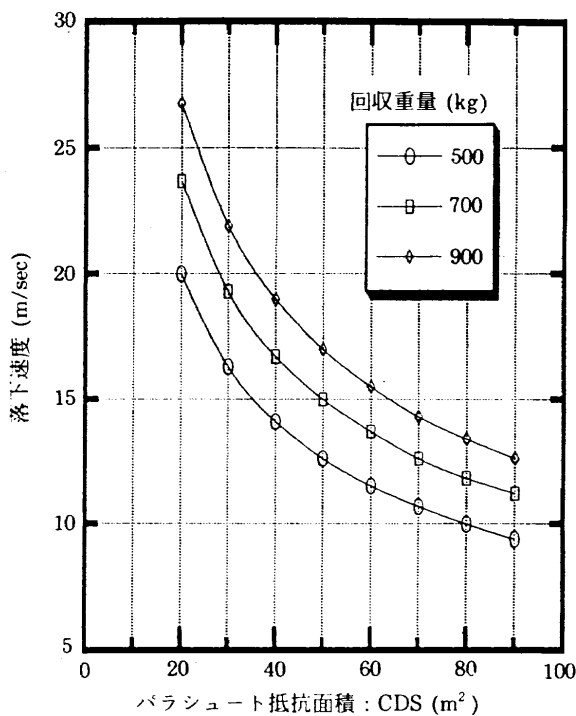


図 4.3.3.2-5 落下速度

実験機が衝撃緩和の効果を期待できる。

減速システムはパラシュート開傘による空気抵抗の増加による減速を行う方式とし、減速のための推進システムは考慮しない。極超音速飛行状態から作動させる必要があることから2段階もしくは3段階の開傘システムとする必要がある。

図4.3.3.2-5に回収重量をパラメータとした、パラシュート抵抗面積と落下速度の関係を示す。

落下速度と落下衝撃の関係については、回収する場所の状況及び落下する際の機体姿勢(どの部分が最初に接触す

るか)等により大きく変化するものと想定され現時点では検討ができない。今後、試験実施場所を選定し、回収場所についての諸データが得られた段階で、機体の設計内容と合わせた解析及び確認試験が必要である。

減速システムの一部として落下した位置を知らせるためのビーコン発信機が必要である。ビーコン発信機の作動寿命については、回収想定位置とエンジン回収要員の待機位置の関係、回収想定位置の地形等により決定される。地上での回収の場合には、比較的開けた場所が回収地点に選定されるものと考えられることから、ヘリコプタによる要員の移動が可能であると想定され、ビーコン発信機の作動寿命は数時間で良いものと考えられる。

#### 4.3.4 飛行計画

第0期サブスケール・スクラム実験機の飛行計画の概要を図4.3.4-1に示す。発射台上で固体ロケット・ブースタと実験機が組立られ、発射整備作業が終了した後固体ロケット・ブースタ第1段に点火されて飛行試験が開始される。飛行実験で想定されるシーケンス・オブ・イベントを表4.3.4-1に示す。

#### 4.3.5 運用構想

第0期サブスケール・スクラム飛行実験の運用構想について検討する。

##### (1) 飛行試験実施場所

第0期サブスケール・スクラム飛行実験を実施する場所については未定であるが、以下の条件を満足する必要がある。

- (a) 液体水素の充填が可能な地上発射場があるかもしくは整備可能であること。

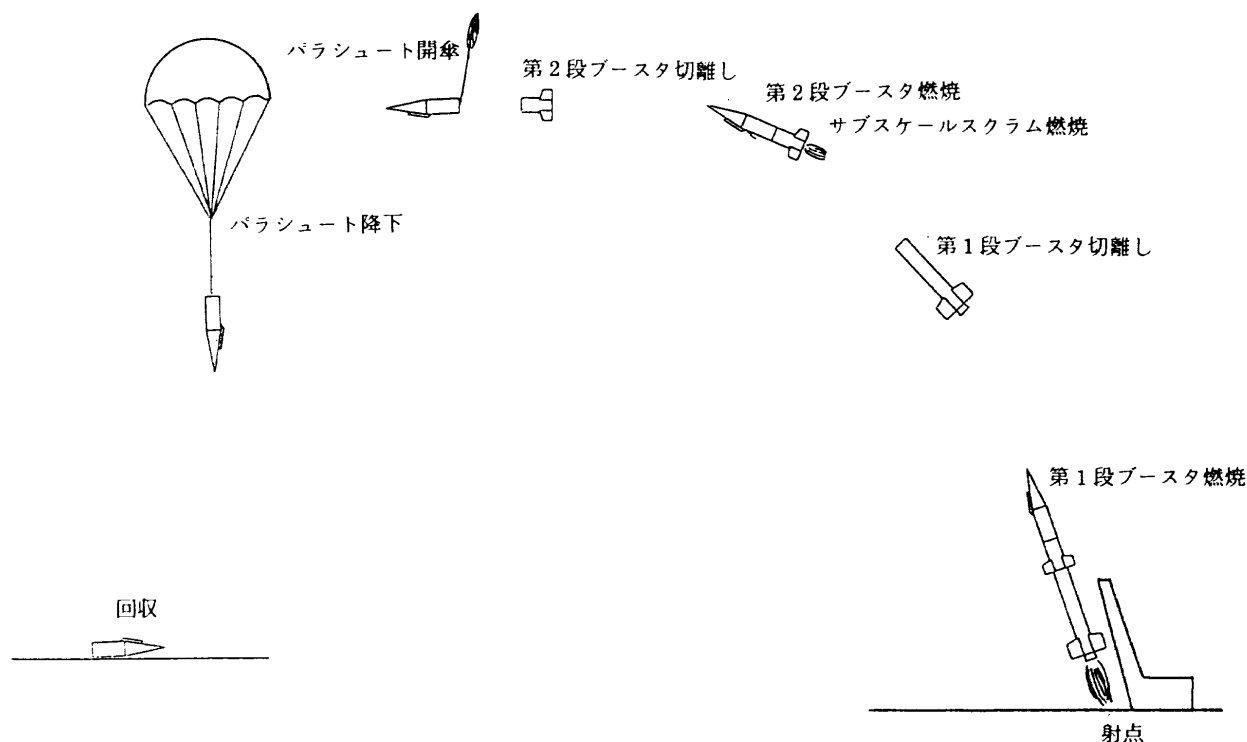


図4.3.4-1 第0期サブスケール・スクラムエンジン飛行実験構想

表4.3.4-1 第0期サブスケール・スクラムエンジン  
飛行実験シーケンス・オブ・イベント

時 間 (sec)	イ ベ ント
T	第1段固体ロケットブースタ点火
T + T B D	姿勢制御開始
T + T B D	第1段固体ロケットブースタ燃焼終了
T + T B D	第1段固体ロケットブースタ分離
T + T B D	第2段固体ロケットブースタ点火
T + T B D = S	サブスケール・スクラムエンジン点火
S + 3 0	サブスケール・スクラムエンジン燃焼終了
T + T B D	第2段固体ロケットブースタ燃焼終了
T + T B D	分離姿勢制御開始
T + T B D	第2段固体ロケットブースタ分離
T + T B D	パラシュート放出
T + T B D	ビーコン作動開始
T + T B D	着地
T + T B D	回収

(TBD : to be determined)

- (b) ブースタの予想落下域及び飛行実験機の着地域が誤差源を考慮した分散をカバーする広さが確保できること。
- (c) 飛行中に異常が発生した場合でも地上に対する安全を確保できること。

- (d) テレメータ受信設備が設置されているかもしくは整備可能であること。
- (e) 飛行実験終了後のサブスケール・スクラム実験機の回収に必要な機材を手配できること。
- (f) 飛行試験実施前後の機体、機材等の運搬に支障が無いこと。
- (g) 第0期サブスケール・スクラム飛行実験を実施するための手続きが比較的簡便であること。
- (h) 飛行試験要員のための移動、宿泊設備が整備されていること。

第0期サブスケール・スクラム飛行実験についてより詳細な検討を行うためには、飛行試験実施場所について具体的な情報が必要であり、制約条件を整理し実験機の設計条件に反映する必要がある。

## (2) 飛行試験実施体制

第0期サブスケール・スクラム飛行実験を実施するに当たっては、飛行試験実施体制を明確にする必要がある。飛行試験の計画段階と飛行試験実施段階では異なった体制が取られるものと考えられるが、計画段階から試験実施までの間、一元的に統括される必要がある。

第0期サブスケール・スクラム飛行実験はスクラムジェットエンジン開発の一環と実施されるものであることから、スクラムジェットエンジン開発担当機関が飛行実験計画の立案、実施の全てを統括する必要があると考えられる。飛行実験により得られる成果は、スクラムジェットエンジン開発に反映されなければならないことから、第0期サブスケール

ール・スクラム飛行実験のみでなく、後に引き続き計画される第Ⅰ期、第Ⅱ期の飛行実験とも整合性を計った全体計画の下で実施される必要がある。

試験計画段階及び供試体製作段階では各々のサブブルーに別れ、インタフェース調整を実施しながら作業範囲を明確化した作業体制が全体作業の効率化になると想定されるが、飛行試験実施に当たっては現地作業となり、参加者全員が協力して実施できる環境を整備する事が重要である。

#### 4.3.6 開発計画

##### 4.3.6.1 開発スケジュール

第0期サブスケール・スクラム飛行実験を実施するに当たって、飛行実験実施までの概略スケジュールを図4.3.6.1-1に示す。

図4.3.6.1-1の概略スケジュールを設定するに当たっての考え方を以下に示す。

- (1) サブスケール・スクラムエンジンについては別途開発が行われており、飛行試験に対する要求が確定した段階から飛行実験機についての開発を開始する。
- (2) 一回の飛行実験を行う機体である事から、概念設計、基本設計、詳細設計、維持設計のフェーズに分けた開発設計方法は採用しない。
- (3) 実験機の製作機数は1機のみとし、強度試験用の機体は製作しない。全機破壊強度試験は実施しない。
- (4) 搭載機器は極力既開発品を使用し、新規開発は行わない。
- (5) 固体ロケット第2段については、開発項目となる可

能性があるが、その場合でも既存技術の組合せとし、サブスケール・スクラムエンジンの飛行実験に合わせた最適化は実施しない。既存品の小改修による使用に留める。

##### 4.3.6.2 全体費用

第0期サブスケール・スクラム飛行実験の全体費用を推算するに当たっては以下の観点から、正確な推定を行うのは困難である。

- (1) スクラムエンジンからの要求事項が明確で無い。
- (2) 飛行試験実施場所が未定である。
- (3) 固体ロケット・ブースタが選定されていない。
- (4) 飛行試験実施体制が未定である。

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同で実施することが計画されている極超音速飛行実験機 (HYFLEX) と第0期サブスケール・スクラム飛行実験機を比較した場合、内容的には相違があるがどちらも固体ロケットにより加速される点で共通性がある。

第0期サブスケール・スクラム飛行実験に使用する供試エンジンは、スクラムジェットエンジン開発から流用されるものとする、第0期サブスケール・スクラム飛行実験に必要な全体費用は同等であると考えられる。

ただし、極超音速飛行実験機 (HYFLEX) はJ-1ロケットを使用する計画であるが、第0期サブスケール・スクラム飛行実験に使用する固体ロケット・ブースタはより小型のもので良いと考えられこの点に関しての費用は軽減されるものと考えられる。

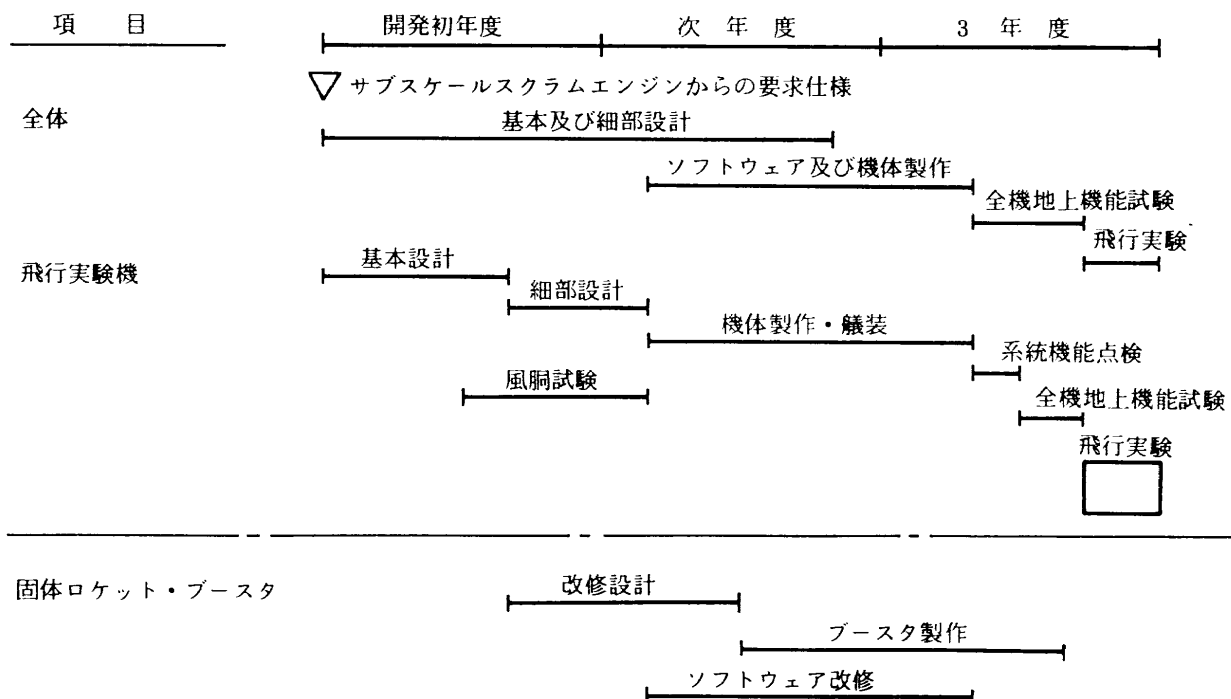


図4.3.6.1-1 第0期サブスケール・スクラム実験機概略開発スケジュール

## 第 5 章 第 I 期飛行実験計画

### 5.1 第 I 期飛行実験の位置づけ

図 5.1-1 は第 0 期から第 II 期に至るまでの、実験機の開発ステップの概略を示したものである。第 0 期飛行実験はエンジン単体での実飛行環境下での着火及び燃焼性能の確認実験であるのに対し、第 I 期飛行実験では機体とエンジンとの統合設計を図り実飛行により性能評価すること、また第 II 期飛行実験はそれまでに確立した開発技術を実証する意味で実用のスペースプレーンを目指した大型サブスケールのデモンストレータを開発するという技術目標が設定されている。

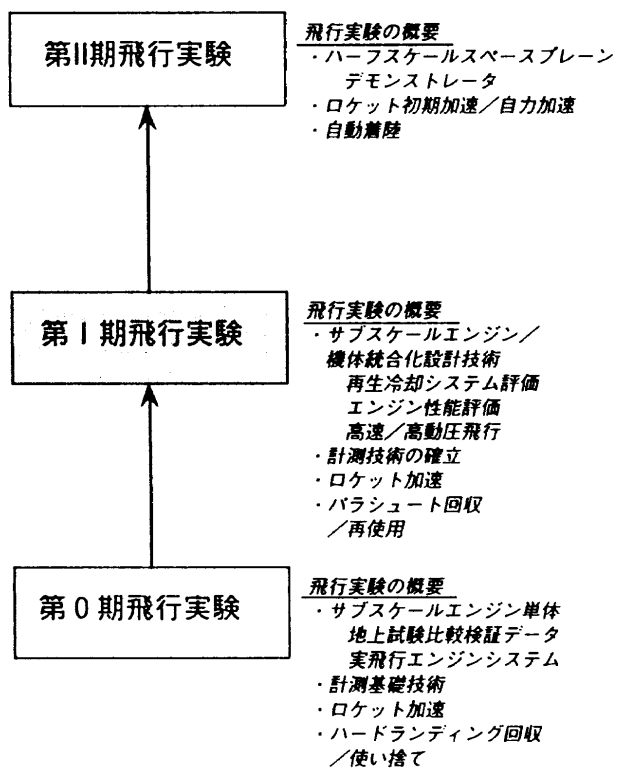


図 5.1-1 サブスケール・スクラムエンジン飛行実験のシナリオ

即ち、

第 0 期飛行実験：実飛行環境下でのエンジン単体の着火燃焼性能

第 I 期飛行実験：機体とエンジンの統合設計による性能評価

第 II 期飛行実験：大型サブスケールデモンストレータ開発による実用化への技術実証

がそれぞれの飛行実験に掲げられた開発シナリオである。

第 0 期飛行実験では地上燃焼試験と同様なシステムを用い、水素再生冷却方式を採らないサブスケールエンジンによる第一段階の飛行実験であり、

○実飛行を行うためのエンジンシステム設計に必要なデータ取得とその評価を行う

○地上燃焼試験と実飛行環境でのエンジン性能の比較検証用データを取得する

ことを目的としている。即ち、再生冷却システムを備えた実飛行用スクラムエンジンシステムを設計する為の基礎データを取得するものである。

これに対して第 I 期飛行実験では、スペースプレーン性能を最大限に引き上げるために必要な機体とエンジンの組み合わせ設計技術の評価を目標とするものである。これを克服するための実験機として、

○機体とスクラムエンジンとのインテグレーションシステムの技術評価と検証

○機体へのインテグレーションを行った組み合わせ状態でのスクラムエンジンの性能評価と、設計データの取得

という機体とエンジンの統合化設計技術の確立を目指す目標を持っている。

図 5.1-2 は機体とエンジンの統合化設計に関する概要図である。機体の胴体前部がスクラムエンジンに流入する空気の圧縮を行い、胴体後部が外部ノズルの役割を担っている。この様に機体胴体下面はエンジンの一部の機能を担っていることが分かる。従って、この第 I 期飛行実験計画で

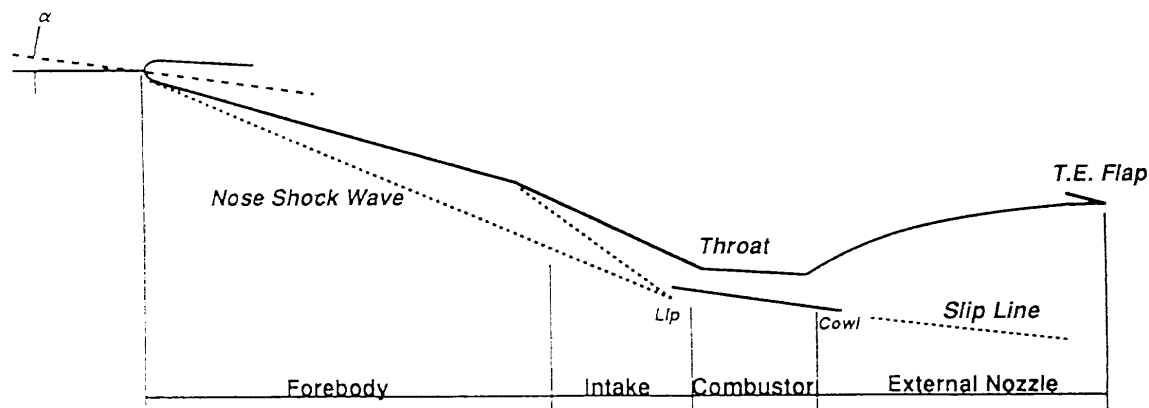


図 5.1-2 スペースプレーンの胴体形状とスクラムエンジン



は、実験機自身もまたサブスケールスクラムエンジンと同等の開発意義を持っていると言えよう。

ところで、この第Ⅰ期飛行実験の供試エンジンは第Ⅰ期飛行実験と同一サイズのサブスケールスクラムエンジンを用いる。このことによって、機体とエンジンとの統合設計技術に焦点をあてた開発となり、効率的な技術獲得のステップを踏むことができる。

第Ⅰ期飛行試験は、実飛行環境下におけるスクラムジェットエンジン単体の短秒時着火／燃焼性能の把握を目的とした第Ⅰ期飛行試験の成果を踏まえ、スペースプレーンの推進機の形態と考えられている機体とスクラムジェットエンジンとの組合わせを行った実験機により、実飛行環境下におけるスクラムジェットエンジン性能を把握することを主目的としたものである。

本試験で獲得したスクラムジェットエンジン性能の基礎データおよび機体とエンジンとの統合化設計技術は、自力加速を目指した大型サブサイズのスクラム実験機の設計に反映され、第Ⅱ期飛行試験により実証することになる。特に、第Ⅰ期飛行試験でエンジンシステムについて確認すべき項目は、

1) 機体に組合わされたスクラムジェットエンジンの性能評価

インテーク、ノズルと機体とのインテグレーション性能の調査

2) 再生冷却システムの性能評価

第Ⅰ期飛行試験では確認できないより高い飛行マッハ数域におけるエンジンの定常再生冷却性能を評価する

3) 高マッハ数におけるエンジン性能評価

地上試験設備で確認できない飛行マッハ数10におけるエンジン性能の調査

4) 長秒時燃焼および燃料流量を可変とした場合のエンジン性能評価

第Ⅰ期飛行試験では短秒時燃焼であるため、エンジンの燃焼および冷却性能の把握が困難である

5) エンジン性能計測技術の評価

基本的には第Ⅰ期飛行試験で開発した計測技術を採用することになるが、さらに飛行試験用の計測システムとしての技術の確立を図る

第Ⅰ期及び第Ⅱ期飛行実験によって獲得される実飛行環境下でのエンジンと機体の統合化設計開発技術は、自力加速を目指す大型サブサイズのスクラム飛行実験機によって初めて設計性能の実証確認を行うことになる。この大型サブサイズ実験機による飛行実験が第Ⅲ期としての位置づけである。

## 5.2 第Ⅰ期エンジンの構想

### 5.2.1 エンジンに対する設計要求

本節では、第Ⅰ期用スクラムジェットエンジンを機体に組合わせる際に必要なエンジンシステムに係わる技術要求条件について述べる。

#### ○エンジンサイズ

第Ⅰ期用スクラムエンジンの大きさは、第Ⅰ期用エンジンサイズと同程度とすることが基本であるが、第Ⅰ期試験結果を反映すると共に、第Ⅰ期飛行試験準備開始までの期間に、各部位の要素試験により最適な要素形状を見出す可能性があるため、表5.2.1-1に示すようなエンジンサイズを想定する。

但し、第Ⅰ期試験では、エンジンと機体との統合設計技術の評価を主目的とするため第Ⅰ期用の機体と異なり第Ⅰ期用の機体後部下面はノズル要素の一部を兼ねることになるので、エンジンのノズルランプ側下流端は機体後部下面に滑らかに接続できるようにする必要がある。

#### ○エンジン重量

エンジン長が多少短くなるものと想定されるので、エンジン重量については200kg程度を目標とする

#### ○消費水素量／液体水素供給圧力

第Ⅰ期試験に比べ空力加熱が無視出来ないような高マッハ数まで、大型ブースタで加速することになるため、ブースタ切り離し前から、エンジンの冷却を行う必要がある。従って、第Ⅰ期試験では、エンジンの冷却を燃焼前から開始し、冷却時間を60秒間、エンジンの性能評価に必要な燃焼時間を30秒間と想定すると必要な消費水素量は、マッハ数によっても異なるが、概ね表5.2.1-2のようになる。尚、

表 5.2.1-1 第Ⅰ期用スクラムエンジンサイズ

第Ⅰ期 スクラム エンジン サイズ	入口断面形状	エンジン長 (インテーク／燃焼器／ノズル)
	200×200mm	2m程度 (Ⅰ期用エンジンに比べ、 若干短くなるものと想定する)

表 5.2.1-2 第Ⅰ期用エンジン消費水素量

	＊冷却	燃料	エンジン全体
水素消費率	0.4 kg/s (M=6.8の平均)	0.1 kg/s (M=6.8の平均値)	-
消費時間	60秒	30秒	-
消費水素量	24 kg	3 kg	27 kg
消費液体水素体積	-	-	約 400 l
液体水素供給圧力	-	-	7 MPa (最大)

＊ 冷却水素消費率は、燃料の10倍程度必要であるとの検討結果もあるが、冷却構造の改良及び新材料導入により、冷却特性が向上するものとし、燃料流量の4倍と仮定した。

液体水素供給系は完全に実験機内に組み込まれるものとするが、液体水素供給のための加圧方式として、小型で軽量の酸素・水素プリアーナ付ポンプにより液体水素の昇圧を行うものとする。

#### ○計測制御系

機体とエンジンの統合性能を評価できるセンサとエンジン各要素の状態量が検出できるセンサがエンジンに装着されるものとし、信号処理系及び、遠隔制御系については、実験機内に組み込まれるものとする。

#### ○エンジン材料

エンジン使用材料は地上試験又は第0期飛行試験用エンジンと同じものとする。但し、新素材等が開発され実用化段階に達していた場合には、逐次エンジン部品に適用していくべきと考える。

#### ○ミッション条件

大型ブースタロケットで加速し、飛行マッハ数8, 10以上で実験機を、切り離し、ダイブを行うものとする。

動 圧 : 50 kPa

飛行マッハ数 : 8, 10

: 複数回 FTB 試験を実施する。

### 5.2.2 エンジン開発における技術課題

表5.2.2-1に、第I期飛行試験における概略性能と飛行試験によって評価すべき設計技術項目を示す。尚、本表にはスクラムジェットエンジンを組み込んだ実験機に対する評価技術項目も示してみた。

表5.2.2-2は、表5.2.2-1のエンジン固有の評価試験項

目をより詳細に分析するために、第I期飛行試験で確認すべきエンジン技術課題と試験内容を事前に確認できる試験範囲と飛行試験に依らざるを得ない試験内容をクラス分けした形で示す。

まず、第I期飛行試験で確認すべきスクラムジェットエンジンの技術課題のうち、飛行試験前に技術的に解決、或は確認する必要がある技術について、表5.2.2-2を参考にして、技術項目別に述べる。

#### ○エンジン / 機体統合設計技術

第I期飛行試験のメインテーマであるエンジン統合性能を事前に予測する技術を開発することは飛行試験でのエンジン性能評価する上で重要となろう。特に、機体前胴部下面に発達する壁面境界層がエンジンのインテーク性能にどのように影響を及ぼすかという問題、並びに、スクラムジェットエンジンの場合、ノズルからの高温燃焼流は機体後部下面（いわゆる外部膨張ノズル）に沿って膨張し、エンジンの推力増加に寄与しているため、当該流れ場のCFD解析技術を構築することは、実験機の推力バランスを見積るために不可欠である。

ロシアのCIAMで開発された二次精度の Explicit finite difference スキームで、二次元オイラー方程式を解き、機体後部まわりの流れより推力バランスを求めた結果<sup>1)</sup>によれば、飛行マッハ数により機体に加わる推力ベクトルが大幅に変化する。これは機体の制御を行なう上で、予めCFDによって予測することが重要であることを示している。さらにCFDの予測精度の確認或は向上させるためには、エンジン・機体干渉の検証用データが必要となり、地

表 5.2.2-1 スクラム実験機飛行試験の概略性能と試験項目

ブースト 方式	実験 速度域	実験 高度域	評価試験項目				
			空 力	構造・材料	制御・計測	エンジン (固有)	システム
地上よりロケットによる打ち上げ加速。  又は、空中発射よりロケットによる加速	Mach 8,10	0 ~ 40 km	1. 空力取入口 2. 胴体下面ノズル 3. 抵抗最小形状 4. 飛行安定 5. 空力加熱 6. 実在気体効果 7. 空力特性	1. 荷重評価 2. 温度分布評価 3. 熱防衛材評価 4. 耐熱構造評価	1. 遠隔操作 2. 制御 (燃料・機体姿勢) 3. 計測技術 4. データ収集・処理技術	1. インテグレーション 2. 広作動域性能 3. 冷却システム 4. 一体化技術	1. 飛行実験技術 2. システム統合化

表 5.2.2-2 第 I 期飛行試験で確認すべきエンジン技術課題と試験内容

技術課題	試験内容	RJTF試験で可能な試験範囲	FTB試験
1. エンジン/機体 インテグレーション、 及びエンジン統合性能	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ エンジンシステムの作動性確認 (着火・燃焼特性)</li> <li>・ 機体、インテーク、ノズルを含めたエンジン総合性能及び試験の確認</li> <li>・ 地上試験能力を超える性能、高度におけるエンジン作動確認及び性能確認</li> <li>・ エンジン性能と機体姿勢との相関の確認</li> <li>・ 推力作用の効果、ピッチングモーメントの発生効果と対策の確認 (第 II 期飛行試験への反映)</li> <li>・ エンジン燃料供給系統とエンジン冷却系統の総合一体化</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ Viuated Air での着火・保炎特性</li> <li>△ インテーク及びノズル (部分) を含めたエンジン性能</li> <li>△ <math>M = 4, 6, 8</math> のエンジン性能、燃料当量比可変性能確認</li> <li>×</li> <li>×</li> <li>○ Flyable な燃料供給系にシステムよる作動確認</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 実在空気での着火・保炎特性 (0 期試験再確認)</li> <li>○ 機体・インテーク・胴体下面ノズルを含めたエンジン統合性能確認</li> <li>○ <math>M = 6, 8, 10</math> のエンジン性能、燃料当量比可変性能確認</li> <li>○ 飛行中、機体姿勢可変により可能</li> <li>○ 機体空力中心及びトリムドラッグ特性</li> <li>○ 実証</li> </ul>
2. 広作動域性能技術	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ エンジンのトランジェント (高度、速度) 作動性能データの取得 unsteady → 自力加速用に必須</li> <li>・ エンジン流入空気の流れ確認</li> <li>・ インテーク部に流入する上流境界層の影響確認</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>× 離散的なマッハ数のみ</li> <li>△ 主流方向に対し斜めにエンジン据え付け</li> <li>△ インテーク上流部平板による境界層厚さ可変試験</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ ダイブ時のトランジェントデータ取得可</li> <li>○ 機体のヨー角可変により可能</li> <li>○ 機体前胴体下面境界層 (Mach 数により変化) の影響</li> </ul>
3. 冷却システム	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 燃料冷却システムの性能確認</li> <li>・ エンジン冷却性能確認</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ Flyable 冷却システム接続により性能確認</li> <li>○ 冷却水温度計測により確認</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 実証</li> <li>○ 実証</li> </ul>
4. エンジン軽量一体化 技術	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ エンジンと機体側フレームとの一体化軽量結合構造の確認</li> <li>・ 主構造へのエンジン負荷の最適分配技術の確認</li> <li>・ エンジン構造材料</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 構造設計手法の事前の確認</li> <li>○ 主構造への分配 (モーメント) 等の計測 (但し、<math>M \leq 8</math>)</li> <li>○ 新材料及び冷却性能は要素試験及び RJTF 試験にて確認</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 実証</li> <li>○ <math>8 \leq M \leq 10</math> まで実証</li> <li>○ 実証</li> </ul>
5. 計測技術	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 遠隔操作によるデータ収集・処理システムの作動確認</li> <li>・ 推力校正データの精度確認</li> <li>・ 搭載用センサの信頼性・精度確認</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ Flyable なシステムにより作動確認</li> <li>○ 搭載用センサからのデータと地上推力計との相関を確認</li> <li>○ 要素試験及び RJTF にて確認</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 遠距離での制御システム確認</li> <li>○ 実証</li> <li>○ 実証</li> </ul>

○: 十分試験可能    ○: 試験可能    △: 不十分    ×: 不可

上の極超音速風洞等の各種風洞による模型試験を行うべきである。

次に、エンジンシステムの作動範囲、性能については、地上試験設備の能力の限界まで利用して、十分確認しておく必要がある。例えば、エンジン性能に対する燃料当量比の影響等は、ラムジェット試験設備や要素試験設備を用いて、確認できる項目と考えられる。ロシア CIAM ではデュアルモードスクラムジェットエンジンの燃焼品性能に対して性能マップを得ている<sup>1)</sup>。このような性能マップに基づき、飛行試験時における最適な燃料制御スケジュールを決定すべきである。

#### ○広作動域性能技術

スクラムジェットエンジン飛行試験の開発シナリオにおける第Ⅰ期飛行試験の位置付けとして、第Ⅱ期の自力加速を目指した大型サブサイズ実験機の設計に必要な基礎データを得ることもミッションの1つになっているので、飛行高度や飛行速度の変化に対するスクラムジェット性能データを取得する必要がある。

しかしながら、地上試験設備 (RJTF) では、離散的な飛行マッハ数しか模擬できないので、当該性能の予測はCFD技術を駆使すると共に第Ⅰ期飛行試験における減速時にエンジンのトランジェント性能データを取得し、CFD予測精度を検証し、第Ⅱ期に続けていく必要がある。なお、機体の姿勢（主として迎角）の変化に対するエンジン性能の影響は、エンジンインテーク部に流入する境界層の変化として表れるので、上流境界層の厚さ等を変えた時のエンジン性能を地上試験により、確認しておく必要がある。

#### ○冷却システム設計技術

第Ⅰ期飛行試験では、地上試験設備の能力を越えた飛行マッハ数10を想定しているため、機体ならびにエンジンが受ける空力加熱は第0期より厳しいものとなる。したがって再生冷却エンジンの冷却システムの作動確認、冷却構造の性能確認を、十分行う必要がある。特に、インテークおよびカウル前縁部の冷却性能は要素試験において事前に調査すべきであり、エンジンに対しては、多少余裕をもたせた設計が必要となる。

#### ○エンジン構造 / 材料技術

エンジンと機体が統合された実験機であるため、エンジン側の構造フレームと機体側のそれとが一体化した構造となる必要がある。さらに材料的にも軽量で剛性が強いものを用いた一体化統合構造設計技術を確立しておくことが重要と思われる。なお、エンジンの高温部に使用すべき耐熱材料には、既存のものを用いることを基本とするが、新しい材料が開発、実用化された段階で、適宜採用する必要がある。

#### ○計測技術

飛行試験におけるエンジンの性能データ取得及びエンジ

ン状態をモニターするための高精度計測技術の確立は、飛行試験の評価をする上で、最も重要な技術項目の1つであると言える。地上試験での計測とは異なった飛行環境下での特有な計測技術（センサ、信号処理系、遠隔制御等）については、重点的に開発し、システムとしての作動及び精度確認を事前に行う必要がある。飛行試験用の計測技術については、第0期飛行試験に用いた技術を流用することを基本とするが、第0期に比べ、センサの数、種類も増えることが予想されるので、これらの計測器は、早い段階から開発する必要があると考える。

#### 5. 2. 3 エンジン技術獲得のための方策検討

本節では、前節で明らかになった飛行試験前に予め解決すべきエンジン技術課題をクリアするための方策とスケジュールについて検討する。

##### ○エンジン開発試験の検討

第Ⅰ期飛行試験では、機体エンジンの統合性能を評価することが主目的であるため、統合性能を確認するまでにどのようなプロセスが必要であるかを検討する場合には、スクラム実験機の形態に近い超音速機用ターボ系エンジン開発プロセスを参考にすることは有意義であると考えられる。

表5.2.3-1に、新規のターボ系エンジンの開発において実施されている開発プロセスを示す。本報告書で検討すべきスクラムジェットエンジンの開発フェーズは、現在のところ、ステップⅠの要素試験段階に相当していることが、表5.2.3-1の開発プロセスの比較から明らかであろう。

一般に、航空機用エンジン開発における要素試験の位置付けは、エンジンの目標性能に対し、各要素ごとに、性能の仕様が割り振られており、要素の目標性能を達成するための設計 / 試験 / 改良 / 評価のプロセスを要素試験において実施し、仕様を満足した要素を組み合わせエンジン全体性能の評価を行なう。

エンジンの推力計測用の推力スタンドは地上性能試験設備、高空性能試験設備のいずれにおいても、エンジンの推力方向がエンジン軸と同一であるため、多くはエンジン軸方向のみの推力計測に留まっている<sup>2)</sup>。

また、エンジンを支える架台と試験設備に固定された架台との間に板バネ等のフレクチャーが装備され、エンジン架台を自由端にする構造が必要となるため、二次元の推力計測を行なうためには、より複雑な構造と重量が必要となり、あまり採用されていない。最近、推力偏向ノズル付きエンジンの性能試験が開始されているが、その推力計測架台の重量はエンジン重量より重い構造となっており、飛行試験で二次元推力を計測することは非現実的と考える。

スクラムジェットエンジンのラムジェット性能試験は、ターボ系エンジンのエンジン試験では最終段階のフリージェット方式の高空性能試験に相当するものであり、スクラ

表 5.2.3-1 エンジン開発の手順

ステップ	試 験	ターボ系エンジン	スクラムジェットエンジン
I	要素試験	・ファン/圧縮器/燃焼器/タービン ノズルの各要素設計/性能試験 (要素試験設備)	・インテーク/燃焼器/ノズルの 各要素設計/性能試験 ・冷却性能試験 (要素試験設備)
II	エンジン試験	エンジン地上運転試験 ・各要素間マッチング性能/全体 性能/振動特性試験 (エンジン試験設備)	
		エンジン高空性能試験 ・高空条件をシミュレートした状態 でのエンジン性能試験 ・外部抵抗考慮せず (Direct Connect 方式の高空性能試験設備)	
		・外部抵抗を考慮したエンジン 高空性能試験 (Free-jet 方式の高空性能試験設備)	・エンジン正味推力データ取得 ・エンジンシステム成立性確認 (ラムジェット性能試験設備)
III	機体干渉試験	・エンジン/機体干渉抵抗取得試験 (各種風洞設備)	・同左
IV	実機試験	FTB試験 (単体エンジン) ・実推力/燃料消費率データ取得	FTB試験/飛行試験 ・実在気体効果確認 ・実推力データ取得 ・機体/エンジン総合性能確認
		飛行試験 (搭載予定の機体とエンジ ンの組合) ・全システム確認試験	

ムジェットエンジンの作動原理（静止状態からの自力加速は不可）から当然といえる。

エンジンを機体に組み込む場合に考慮しなければならないインストレーションドラッグ見積りのことは、エンジン機体の統合性能を評価する上で重要な項目である。Covert<sup>2)</sup>は飛行試験における機体エンジン全体性能評価プロセスと全体性能評価に必要なインストレーションドラッグ見積りのための風洞試験用模型を示した。スクラムジェットエンジンについても機体前胴部下面形状とエンジンインテークとの干渉および前節にも述べたように、エンジンノズルと機体後部ノズルとの干渉を明らかにすることは機体の推力バランスを見積る上で必要と考える。

#### ○計測技術の検討

実飛行環境下でのエンジン性能を評価するための計測シ

ステムは地上試験のものと異なり、以下のような制約を受ける。

- 1) 計測システム用の空間、重量の制限
  - 2) 大型及び特殊計測器の取付けは不可
- 従って、飛行試験に採用されるべき計測システムは、
- イ) 実飛行環境下で計測不確実性がないもの
  - ロ) よく慣れた計測システム
  - ハ) ハード/ソフト/計測支援システムは小型で簡単なもの

が必要となり、これらの計測システムは、第0期飛行試験前にある程度開発、実用化されるべきものである。

但し、第I期飛行試験は第0期に較べ、計測点数は数倍に増えること、信号処理能力、速度も数段高くなるものと想定されるので、第I期用の計測システムの開発は引続き

必要であるとする。計測の主な役割は、エンジンの性能評価をするための正確なデータを提供することと、エンジン全体または各要素の作動状態をモニターすることである。前項で述べたように機体の姿勢が変化するような飛行試

験時にエンジン推力を直接測ることは、非常に困難で非現実的である。従って、飛行試験でのエンジン性能を正確に評価するためには、地上試験でエンジン各部位の状態量とエンジン全体性能特に推力との相関を確実なものにしてお

表 5.2.3-2 エンジン性能計測技術獲得のための方策

ステップ		ステップ I	ステップ II	ステップ III
試験フェーズ		地上試験 (NAL 角田 RJTF)	地上試験 (FTB 事前確認試験) (RJTF)	FTB 試験
エンジン システム 形態	エンジン本体	・第 I 期エンジン (第 0 期エンジンの改良版)	・Flyable スクラムエンジン (地上試験エンジン形態と同等)	・同左
	燃料・冷却供給系	・地上液水供給設備利用	・Flyable 燃料・冷却システム	・同左
	計測系	・地上多点計測設備利用	・Flyable 計測システム利用	・同左
試験項目 及び内容		・各要素の状態量と推力との 相関データ取得 (多点データによる推力 校正曲線推定)	・限定されたセンサによる推力 推定法の精度確認 (地上推力計と各要素データ との相関を明確にする)	・実推力バランスの確認 (機体後部下面ノズル効果を 考慮)

表 5.2.3-3 スクラムエンジン用材料要求特性

		機 種 : SCRAM : MACH 6-10			
部 位		インテーク		燃焼器	ノズル
環 境 温 度 <sup>1)</sup> (K)		～ 2100		～ 3300	～ 3000
部 品		ダクト	センタストラット	ライナ	ノズル
強制冷却の可否		可	可	可	可
予想冷却表面温度 (K)		～ 1200	～ 1200	～ 1200	～ 1200
力 学 的 特 性	比 強 度	○	○	○	○
	比弾性係数	○	○	○	○
	比疲労強度	○	○	○	○
	比クリープ強度	○	○	○	○
	破壊靱性				
	耐衝撃性	○	○		
耐 環 境 性	耐酸化性	○	○	○	○
	耐エロージョン性				
	熱疲労	○	●	●	●
	耐水素脆性	○	●	○	○
特 性	熱伝導係数	●	●	○	○
	熱膨張係数	△	△	△	△

● 不可欠 ○ 必要 △ 設計 DATA として要

1) 飛行マッハ数 8 における温度

く必要がある。Covert<sup>2)</sup>は地上と飛行試験におけるエンジン性能を評価する校正プロセスをまとめている。特に飛行時には、少ない計測点数からエンジン推力を見積もる必要があるため、校正試験の精度はかなり厳しいものになるものと想定される。そのための校正プロセスを表5.2.3-2に示す。

校正試験の基本的な考え方として、地上試験と飛行試験の中間に、飛行試験に用いられるエンジンシステム形態及び計測システム形態をそのまま地上試験設備に装着し、作動確認と性能推定方法の精度確認をすることである。

#### ○エンジン材料技術開発の検討

スクラムジェットエンジン飛行試験の全体シナリオでも述べたように、第Ⅰ期飛行試験では、既存のエンジン材料を使用することを基本としているが、現在開発を進めている傾斜機能材料や他の新素材が実用化段階になれば、適宜、適用すべきと考える。

表5.2.3-3に、飛行マッハ数8～10のスクラムジェットエンジン用材料に対する要求条件を示す。本仕様以上の要求を満足するような材料開発には、スクラムジェットエンジン材料への適用という狭義な目標とするのではなく、より幅広い適用をも考慮し、材料技術の向上を図る必要がある。

傾斜機能材料を用いたスクラムジェットエンジンの冷却構造のコンセプトを図5.2.3-1に示す。

#### ○試験スケジュール

第Ⅰ期飛行試験を実施するにあたって、事前に解決しておかなければならない技術課題を明らかにするために必要な試験日程を表5.2.3-4に示す。表より明かなように、全

ての技術課題に対する技術獲得の方策を並行に進ませる必要がある。このことは、研究項目を分割し、効率よく計画を推進させていくことを意味している。

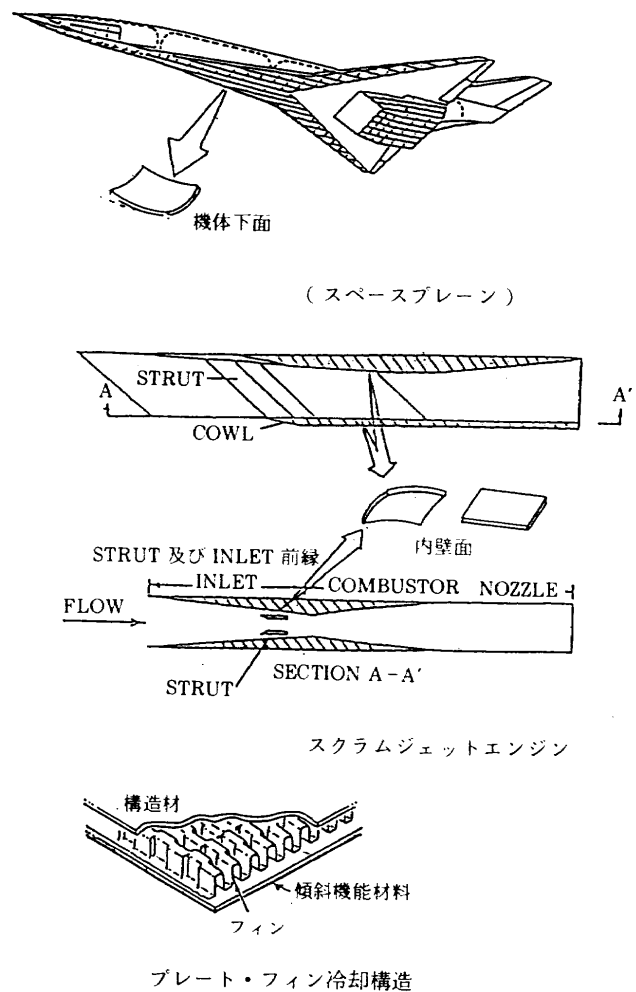


図5.2.3-1 エンジン冷却構造のコンセプト

表5.2.3-4 試験スケジュール

技術課題	方 策	日 程				
		1年目	2年目	3年目	4年目	5年目
	全 体 日 程		地 上 試 験			事前確認 FTB 試験 試験
エンジン・機体統合 性能設計技術	・統合性能予測CFD 解析 ・機体干渉試験 ・エンジン性能マップ取得試験	ソフト開発	検証/改良	予測		検証
		模型製作	風洞試験			解析
		再生冷却エンジン製作	性能試験	改良	総合試験	解析
広作動域性能予測 技術	・インテーク上流境界層、可変試験 ・トランジェント性能予測CFD 解析		CFD 予測	試験	予測	試験
		ソフト開発				検証
冷却システム設計 技術	・冷却性能試験/システム作動試験	設計	要素試験	エンジン試験	システム作動試験	解析
エンジン構造設計 技術	・一体化構造設計評価試験 ・新材料評価試験	設計	要素試験		構造評価試験	評価
			材料強度評価試験			
計測技術	・計測システム改良・能力向上化 ・エンジン推力校正試験	開発		改良	システム確認試験	評価
		予測法検討	試験	解析	試験	解析

### 5.3 第Ⅰ期機体の構想

#### 5.3.1 機体に対する設計要求

##### (1) 飛行実験環境

飛行環境要求を表5.3.1-1に示す。この飛行環境は、地上燃焼試験で実現可能な条件であり、その試験結果と比較検証を行なう目的である。但し、ロケットによる飛行環境投入後、実験機は自力加速できないので減速滑空飛行を行なうことになる。

##### (2) サブスケールスクラムエンジン

サブスケールスクラムエンジンの設計要求を表5.3.1-2に示す。

エンジンサイズは、地上燃焼試験及び第0期飛行実験で用いたものと同じで、飛行実験には1基搭載する。エンジン本体の使用材料は地上試験用と殆ど同じであるが、部分的に新素材を適用し改良を試みる。

尚、エンジンシステムは第Ⅰ期の飛行実験で初めて再生冷却方式となる。

エンジンの性能評価に必要な燃焼時間は暫定値であるが30秒間とする。

##### (3) 供試実験機

供試実験機に対する設計要求を表5.3.1-3に示す。実験機自身の形状は、エンジンに対する統合設計を図るためスペースプレーン類似形状とし、特にエンジン流入空気の前圧縮を担う前胴部分と外部ノズルの機能を持つ後部胴体に対してはCFDによる適正な空力設計を行なったものとする。

但し、この実験機に対しては特に自力加速要求はないので、機体構造はアルミ材料を中心とした通常の航空機の設計技術を適用して製作するものとする。しかし、部分的に熱負荷が厳しい部分に対しては受動的あるいは強制冷却による耐熱構造を用いるものとする。

#### 5.3.2 機体開発における技術課題

サブスケールスクラムエンジンの第Ⅰ期飛行実験を策定するに当たって、技術課題と実証の目標をまとめたものを表5.3.2-1に示す。これらの課題項目を反映して具体的な実験機の設計仕様を固める必要がある。

本項では、機体関連の技術課題について概略を述べる。

##### (1) システム

##### (a) 機体 / ブースタ規模最適設計

実験システム全体の課題は、供試エンジンとその要求される飛行環境を満たす為に、実験機と加速ブースタの適切な規模を策定することである。システム設計の手順としては、凡そ

○供試エンジンの規模決定

○エンジン試験環境条件と試験時間の設定

○機体とエンジンの統合化設計要求を満たす実験機スケ

表 5.3.1-1 実験飛行環境要求

項目	諸元	備考
マッハ数	8、10	ロケットによる投入
動圧	50 ± 10 kPa	飛行環境である。

表 5.3.1-2 サブスケール・スクラムエンジン設計要求

項目	諸元	備考
エンジン基数	1 基	地上燃焼試験用エンジンと同じで、使用
形式	TBD	材料も部分的な新素材適用を除き、極力同一材料とする。
エンジン諸元	全長	2 m
	インテーク	0.2 × 0.2 m <sup>2</sup>
燃焼時間	30 秒	

(TBD : to be determined)

表 5.3.1-3 供試実験機設計要求

項目	諸元／内容	備考
形状	スペースプレーン類似形状	新素材は極力採用しない。
スクラムエンジンインテグレーション	・前胴圧縮 ・外部ノズル	
構造様式	通常の航空機構造 ・アルミ材料 ・部分的に受動的、強制冷却による耐熱構造	

ール、及び機体重量の策定

○実験機を試験環境に投入するのに必要な加速ブースタ性能の見積

○候補ロケットの選定

○地上あるいは空中発射方式に依存した実験制約条件の検討

の順番になる。これらを総合して、実験目的に適ったシステムを策定する必要がある。

##### (b) エンジンインテグレーション技術

スクラムエンジンの大きな特徴は、機体の胴体下面をエンジン要素の一つと考えることである。つまり前胴はエンジン流入空気の前圧縮を行ない、後胴は外部ノズルとして圧力を推力に変換する機能を有する。従って、ノーズから発生するバウショックを避ける以外に飛行環境に応じた機体姿勢に対して、適切な前圧縮が行なわれ、かつ推力が発生できるような機体下面形状を設計するという最も重要な課題がここにある。

##### (c) 飛行軌道 / 飛行管制 / 計測データリンク

実験計画立案の観点で、実験機の飛行管制方法や計測データのリンク方法がシステム設計に与える影響は大きい。その理由は、飛行軌道が1000kmのオーダーになる事や、また実験機を回収する地点が陸地であるか海上であるかによって運用方法が変わり、そのためのシステム構成が大きく違ってくる可能性があるからである。特に、地上発射や空中発射による打ち上げ運用の違いは決定的である。

実験の場合、供試体以上にこうした周辺の設備や道具立



表 5.3.2-1 サブスケール実験機による第Ⅰ期飛行実験の技術課題／実証目標

系統	項目	技術課題及び実証目標内容
スクラム エンジン	システム	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 再生冷却システム</li> <li>○ 機体インテグレーション</li> <li>○ 着火作動シーケンス</li> <li>○ インレットディストネーション</li> </ul>
	性能	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 性能予測技術 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 計算空気力学</li> <li>・ 燃焼物理／化学</li> </ul> </li> <li>○ 計測技術／センサー技術 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 静温度、壁面静圧</li> <li>・ 熱流束</li> <li>・ 燃料流量</li> <li>・ 推力</li> </ul> </li> </ul>
機体	システム	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 機体／ブースター規模最適設計</li> <li>○ エンジンインテグレーション・ノーズ衝撃波干渉技術 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 前胴圧縮</li> <li>・ 外部ノズル</li> </ul> </li> <li>○ 飛行軌道／飛行管制／計測データリンク <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 飛行実験技術</li> </ul> </li> </ul>
	空力	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 空力設計技術 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 風洞試験技術</li> <li>・ 空力データベース</li> </ul> </li> <li>○ 計算空気力学 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 境界層遷移</li> <li>・ 実在気体効果</li> <li>・ 粘性干渉効果</li> <li>・ 衝撃波境界層干渉</li> <li>・ 空力加熱予測</li> </ul> </li> </ul>
	構造	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 熱防御システム <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 受動的耐熱構造</li> <li>・ 局部強制冷却</li> </ul> </li> <li>○ 設計解析技術 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 非定常熱伝導解析</li> <li>・ 局所的熱負荷／ギャップ熱流束</li> </ul> </li> </ul>
	航法 誘導／制御	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 複合航法技術 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ IMU-GPS</li> </ul> </li> <li>○ エアデータシステム <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 極超音速域計測技術</li> </ul> </li> <li>○ リアルタイム誘導 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 最適計算アルゴリズム</li> </ul> </li> <li>○ ロバスト制御</li> </ul>

てが重要な要素になる場合が多いと考えるべきである。

## (2) 空力

### (a) 空力設計技術

我が国は、まだ極超音速領域での飛行実績のない国である。従って、設計の為の実験設備である極超音速風洞を用いて得られる各種空力特性データと実際に飛行する機体特性との相関や、補正の方法、また空力データベースの作成方法等が十分には確立していない。

### (b) 計算空気力学

実飛行環境条件下で実機サイズの風洞試験は殆ど不可能であり、計算空気力学が設計データを得るための重要な役割を果たす。しかし、計算空気力学を用いても、境界層遷移、実在気体効果、粘性干渉効果、衝撃波と境界層の干渉や空力加熱の予測など高速飛行領域の空力現象を定量的に検証するための試験データが不足しているのが実情である。

従って、スクラムエンジン性能を最大限に発揮し評価す

ることを目的にする第Ⅰ期の実験機の設計と飛行データの解析の為にも、計算空気力学の開発が大きな技術課題であることは間違いない。

## (3) 構造

### (a) 熱防御システム

極超音速領域を飛行する機体の構造上の課題は、空力加熱に対する防御システムの設計である。

第Ⅰ期のスクラム実験機の設計が開始されるころには、受動的な耐熱構造設計はかなりの部分が明確になっているに違いないが、それでも局所的に大きな熱負荷を受ける部分や構造ギャップの耐熱構造様式等については、まだ様々な設計課題を抱えていることが予想される。

またスペースプレーンが是非獲得したい技術に、能動的耐熱制御技術がある。第Ⅰ期の飛行軌道と機体規模の想定から、局所的な強制冷却の必要性があり、そのためのシステム設計に関する技術課題を先取りした形で技術実証する

ことになる。

(b) 設計解析技術

空力設計に於ける計算空気力学の位置づけと同じように、構造設計に於ても精度の高い非定常伝熱解析や局所的な熱負荷 / ギャップ熱流束解析が必要である。現時点では有限要素法に代表される設計手法によってモデルさえ詳細に組み上げれば、要求に適う計算精度を得ることが出来る。しかし、技術課題の多くは熱伝達の境界条件の設定方法などに起因する推定誤差にあると考えられ、これらも実際の設計経験と飛行実証によって補わなければならない技術課題といえよう。

(4) 航法 / 誘導 / 制御

(a) 複合航法技術

スクラムエンジンの性能を最大限に高めるためには、精度の高い誘導による軌道制御を達成する必要があるが、その目的のためには IMU-GPS の複合航法が必須である。しかし、現在の宇宙機でこの複合航法を実証した例はなく、少なくとも第 I 期のスクラム実験機の飛行までには克服しておかなければならない重要課題である。

(b) エアデータシステム

極超音速時でも機体の対気姿勢を精度よく計測するエアデータシステムは、特に空気吸い込み型エンジンであるスクラムエンジンの性能評価のために必要な重要技術である。これまで、有人極超音速実験機 X-15 に用いられたボールノーズ型エアデータシステムの開発例や、スペースシャトルの開発時に考案されたフラッシュ型エアデータシステムなどの研究例はあるが、さらに応答性と精度の高い方式の出現が待たれている。

(c) リアルタイム誘導

現在の誘導方式は、クローズドフォームと言われる簡便な解析式に従った軌道の制御が主流である。想定された基準軌道から大きくはずれると、誘導性能が落ちるのが欠点である。この方式にとって変わると期待されている、搭載計算機で運動方程式を直接繰り返し解き軌道予測を行なうリアルタイム誘導方法は理想的である。しかし、計算処理が複雑で搭載計算機の演算に大きな負担となるために、ソフトウェア並びにハードウェア双方からの技術的な進歩が必要と言われている。最適な軌道を適宜リアルタイムで選択し、エンジンの性能を最大限に高めるよう飛行するスペースプレーンにとっていち早く克服したい技術課題の一つでもある。

(d) ロバスト制御

離着陸時の低速域から極超音速領域にかけて幅広く飛行するようになると、そのために姿勢制御則も飛行環境にあまり影響を受けないタフなものが必要である。近年は、様々な制御則設計手法が提案されているが、実機での実証経験を多く積む必要がある。

### 5. 3. 3 飛行実験方法の検討

供試スクラムエンジンを作動させる飛行環境まで加速する手段はロケットであるが、その運用の方法には、

○ 地上打ち上げ方式

○ 空中発射方式

の 2 通りが考えられる。

いずれの方式にも長所短所があり、実験の目的、規模、経費等をよく勘案して方式の策定を行なう必要がある。

(1) 地上打ち上げ方式

地上打ち上げ方式のブースタ候補には、

○ TR-1 A ロケット

○ M-3S

○ J-1 ロケット

○ Scout

があり、何れも固体燃料のロケットである。因みに、初めの 3 つは国産ロケットであり、最後のロケットは米国製である。

これまでに、地上打ち上げ方式により空気吸い込み式エンジンの飛行実験を行なった例が幾つか見られる。古くは、表 5.3.3-1a に示す様にフランスが 1954 年から 1961 年にかけて 100 回近く行なったラムエンジンの飛行実験例がある<sup>3)</sup>。また、最近の例では、1989 年から 1991 年にかけてロシアの CIAM がミサイルを加速ブースタに改造してスクラムエンジンの飛行実験を行なっている(表 5.3.3-1b)<sup>4)</sup>。

(2) 空中発射方式

地上発射方式による飛行実験では、比較的大きな機体を打ち上げることも可能であるが、長い飛行距離を必要とする実験の場合に射点の立地条件によっては大きな制約を受ける可能性がある。例えば、飛行到達地点が海上で機体の回収が困難になるとか、航空路や地上の安全が懸念される飛行経路を採らざるをえないとか、外国の領土を侵すとかいった場合である。その点、運用できる重量に地上発射方式ほど余裕はないものの、航空機を母機とする空中発射が飛行実験に適する場合もある。その利点とは、飛行経路選定の自在性にあると言えよう。但し、通常の航空機を実験用に改修する場合、相当の開発費がかかるので、費用対効果を良く勘案して計画を立案すべきと考える。

候補となる航空機には、

○ B52

○ アントノフ An225

○ アントノフ An127

○ SR71

○ B747

等の大型輸送機がある。

今までに空中発射により空気吸い込み式エンジンの飛行実験を行なった代表例の一つは、米国の X-7 計画である(表 5.3.3-2a)<sup>5)</sup>。これは世界初のフルスケールのラムエ

表 5.3.3-1a エンジン飛行実験方法の他機例調査

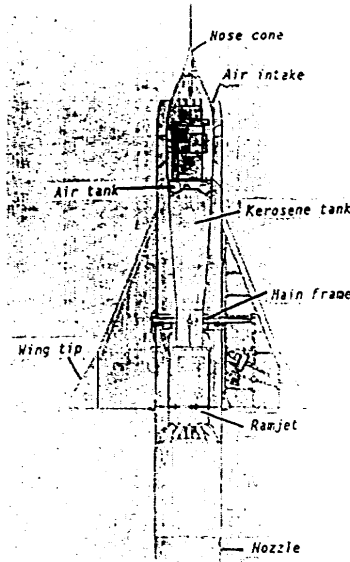
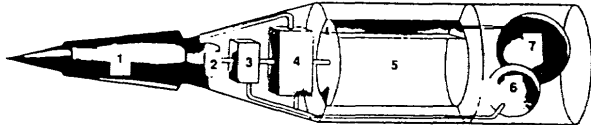
名 称	SNCASE社製 SE4400/4401実験機 (1/3)	国 名	フランス
実 施 年 度	1954年～1961年	概 要 図	
飛行実験の内容	<ul style="list-style-type: none"><li>・ 供試ラムエンジンを搭載した有翼機を固体ロケットで地上から打ち上げる飛行実験を行なった。</li><li>・ 最大速度は高度19 kmでマッハ数2と設計されている。</li><li>・ SE4401は供試ラムエンジンの替わりに固体ロケットを装備して、空力的予備試験を行なった機体名称である。</li><li>・ この機体には6つの試験形態が用意されていた。</li></ul>	P. Jung, "The SE4400/4401 Family: An Hypersonic Ramjet in the Fifties," IAF IAA-88-587, 1988	
供試エンジン概要	<ul style="list-style-type: none"><li>・ 供試ラムエンジンの燃料は50リッターのケロシンである。</li><li>・ 圧搾空気(180 kg/m<sup>2</sup>)を用いて、燃料を供給した。</li></ul>		
機体規模／諸元	<ul style="list-style-type: none"><li>・ 打ち上げ総重量は820 kg (STRIM Booster)、795 kg (SEPR505 Booster)、そして最終バージョンでは1225 kgになった。</li><li>・ 上段のラムジェット実験機は始め305 kgであったが、最終的に355 kgになった。</li><li>・ 全長が6.89 m (STRIM)、7.3 m (SEPR505)形態では直径2.48 m、最終形態はこれよりひと回り大きい。</li></ul>		

表 5.3.3-1b エンジン飛行実験方法の他機例調査

名 称	CIAM スクラムジェットエンジン飛翔体 (1/3)	国 名	C I S
実 施 年 度	1989年～1991年	概 要 図	Aviation Week & Technology/March 30, 1992
飛行実験の内容	<ul style="list-style-type: none"><li>・ ミサイルを加速ブースターとした地上打ち上げ方式で、頂点高度30 km、最高マッハ数8の弾道飛行においてスクラムジェットエンジンの燃焼実験を実施した。</li><li>・ 上昇加速時、マッハ数3.5～6の間に最初の燃焼が行なわれ、最後の5秒間で超音速燃焼を達成した。降下時に2回目の燃焼をマッハ数4.5～3.5の間に約20秒間行なった。</li></ul>		
供試エンジン概要	<ul style="list-style-type: none"><li>・ 液体水素/再生冷却方式の軸対称スクラムジェットエンジン(インレット径0.23 m、長さ1.28 m、材質はステンレス)で、実験では200～500 kgfの推力を発生した。</li><li>・ 試験装置は重量595 kg、長さ4.3 m、最大直径4.3 mで17 kgの液体水素を収納する。</li></ul>		
機体規模/諸元	<ul style="list-style-type: none"><li>・ 母機ミサイルは長さ9～11 mで、液体ロケットエンジンの回りに4本の固体ロケットブースターがストラップオンしている。</li><li>・ 固体ロケットが燃焼終了し切り離された後に、液体ロケットが燃焼を開始する。</li></ul>		

	
1. EXPERIMENTAL SCRAMJET 2. MEASUREMENT SYSTEM 3. CONTROL SYSTEM 4. REGULATOR	5. LIQUID HYDROGEN TANK 6. GAS NITROGEN CAPACITY 7. GAS HELIUM CAPACITY

Self-contained Russian ramjet/scramjet test apparatus (above and below) launched atop a ground-to-air missile was about 4.3 meters (14 ft.) long, weighed 1,309 lb. and carried 37.4 lb. of liquid hydrogen. The hydrogen-fueled engine performed two preprogrammed burns totaling 20 sec. during its Nov. 28 mission and achieved about 5 sec. of supersonic combustion near the end of its first burn. Air velocity in the combustion chamber during supersonic combustion was approximately Mach 3, and combustion chamber temperatures are estimated to have been 2,601-3,321°. The Russians hope to launch a second test of a similar unit this year atop a larger rocket capable of attaining Mach 10 flight speeds.

表 5.3.3-2a エンジン飛行実験方法の他機例調査

名 称	ラムエンジン実験機 Lockheed X-7 (1/3)	国 名	アメリカ												
実 施 年 度	1951年～1960年	概 要 図	Miller J., "The X-Planes" Orion Books.												
飛行実験の内容	<ul style="list-style-type: none"><li>・世界で最初のフルスケールのラムジェット飛行実験機である。</li><li>・B50、B52爆撃機より空中発射で運用され、試験記録としては、最大マッハ数4.31、最高高度106,000ftを達成した。</li><li>・実験の初期段階では、ブースター点火不良、機体破損、ラムエンジン不着火など多くの失敗を経験した。</li></ul>														
供試エンジン概要	<ul style="list-style-type: none"><li>・殆どがMarquardt社製のラムエンジンで、直径が20",28"と36"のシリーズがある。</li><li>・燃料は主としてオクタン価80の航空燃料である。</li><li>・推力重量比は約3:1。</li></ul>														
機体規模／諸元	<table><tr><td><u>X-7A-1</u></td><td><u>X-7A-3</u></td><td><u>XQ-B</u></td></tr><tr><td>全長:32'9"</td><td>全長:37'0"</td><td>全長:38'0"</td></tr><tr><td>翼幅:12'0"</td><td>翼幅:10'0"</td><td>翼幅:10'0"</td></tr><tr><td>総重量:8,300lb (8,000lb～)</td><td>総重量:8,000lb 以上</td><td>総重量:8,000lb 以上</td></tr></table>			<u>X-7A-1</u>	<u>X-7A-3</u>	<u>XQ-B</u>	全長:32'9"	全長:37'0"	全長:38'0"	翼幅:12'0"	翼幅:10'0"	翼幅:10'0"	総重量:8,300lb (8,000lb～)	総重量:8,000lb 以上	総重量:8,000lb 以上
<u>X-7A-1</u>	<u>X-7A-3</u>	<u>XQ-B</u>													
全長:32'9"	全長:37'0"	全長:38'0"													
翼幅:12'0"	翼幅:10'0"	翼幅:10'0"													
総重量:8,300lb (8,000lb～)	総重量:8,000lb 以上	総重量:8,000lb 以上													

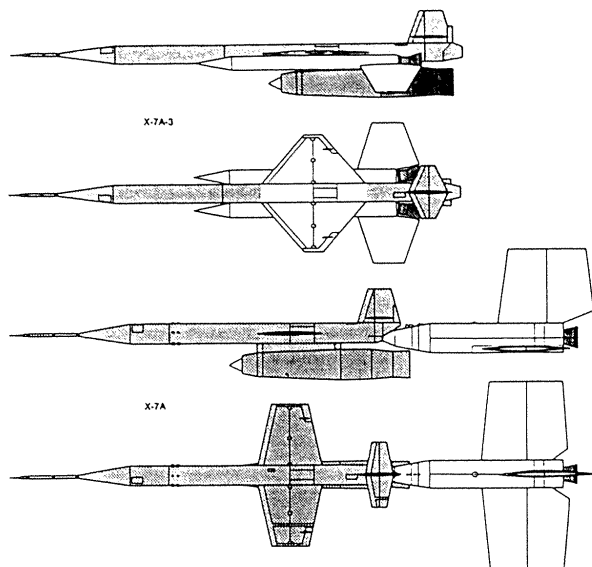


表 5.3.3-2b エンジン飛行実験方法の他機例調査

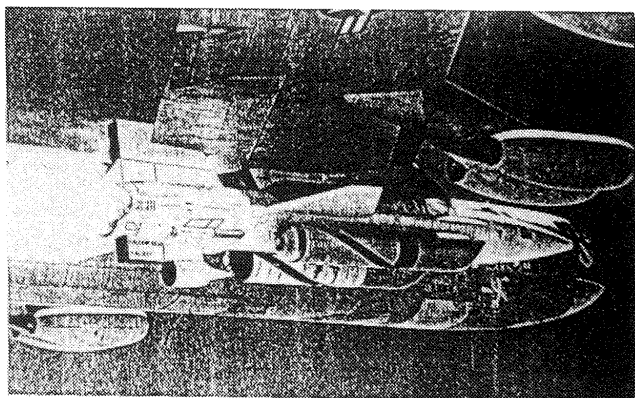
名 称	高速高々度 有人実験機 X-15 (1/3)	国 名	アメリカ
実 施 年 度	1959年～1968年	概 要 図	Aerofax Datagraph 2, "North American X-15/X-15A-2"
飛行実験の内容	<ul style="list-style-type: none"><li>・ B52爆撃機より空中発射で運用される高速高々度有人実験機X-15の188回目の飛行実験において、ダミーのスクラムエンジンを抱いて飛行した。</li><li>・ X-15は機体全体にアブレーターを装着し、マッハ6.7の速度記録（非公式）を樹立したが、スクラムエンジンは空力加熱のためパイロン部分から脱落破損した。</li></ul>		
供試エンジン概要	<ul style="list-style-type: none"><li>・ 供試エンジンはダミーで、局所的な流れ場の計測を行なう試験であった。</li><li>・ エンジン長さ211cm、後部底面の直径65.6cm。</li></ul>		
機体規模／諸元	<ul style="list-style-type: none"><li>・ X-15A-2</li><li>全長 : 15.9 m</li><li>スパン : 5.5 m</li><li>最大離陸重量 : 25.5 トン</li><li>最大速度 : 4.534 km/h</li><li>最大高度 : 108 km</li></ul>		

表 5.3.3-2c エンジン飛行実験方法の他機例調査

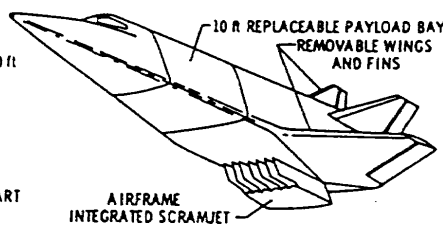
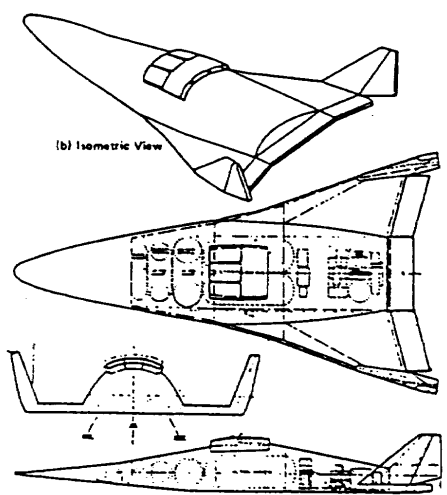
名 称	極超音速実験機	国 名	アメリカ
Hypersonic Research Airplane (1/2)			
実 施 年 度	概念設計段階	概 要 図	
飛行実験の内容	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ B 5 2 爆撃機より空中発射し、実験機に内蔵しているロケットエンジンにより極超音速領域まで加速して供試スクラムエンジンの飛行試験を行なう。</li> <li>・ 加速ロケットは LR-105 である。</li> <li>・ スクラムエンジン搭載時の巡航速度はマッハ 5.8 ~ 6.8</li> </ul>	<p>Weidner J.P., "Scramjet Integration on Hypersonic Research Airplane Concept," J. Aircraft, May 1977.</p>  <ul style="list-style-type: none"> <li>• B-52 LAUNCH WING SPAN = 24.0 ft FUSELAGE MAX. DEPTH = 9.0 ft GTOW = 60,000 lb</li> <li>• ROCKET BOOST</li> <li>• NEAR STATE-OF-THE-ART CONSTRUCTION</li> <li>• 10 ft REPLACEABLE PAYLOAD BAY</li> <li>• REMOVABLE WINGS AND FINS</li> <li>• AIRFRAME INTEGRATED SCRAMJET</li> </ul> <p>RESEARCH AIRPLANE REQUIREMENTS FOR SCRAMJET EXPERIMENT</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• DEMONSTRATE ESSENTIAL FEATURES OF INTEGRATED SCRAMJET</li> <li>• PROVIDE HYPERSONIC CRUISE ON SCRAMJET POWER AT <math>M \geq 6</math> AND <math>t \geq 40</math> SECS</li> <li>• MAINTAIN SUBSONIC LANDING SPEED &lt; 180 KNOTS AT <math>U_D &gt; 3.5</math></li> </ul> <p>Hypersonic research airplane.</p>	
供試エンジン概要	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 供試エンジンは高さ 18 inch の Langley Module (HRE AIM) を 6 機搭載する。</li> </ul>		
機体規模／諸元	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ ベースライン形状は X-24C である。</li> <li>スパン : 24 ft</li> <li>胴体幅 (最大) : 9 ft</li> <li>最大離陸重量 : 60,000 lb</li> </ul>		

表 5.3.3-2d エンジン飛行実験方法の他機例調査

名 称	Flying Wind Tunnel - FWT (1/4)	国 名	アメリカ
実 施 年 度	概念設計段階	概 要 図	
飛行実験の内容	<ul style="list-style-type: none"><li>・ B52爆撃機を空中発射運用母機とした飛行実験である。</li><li>・ 太平洋上で南東に空中発射し、固体ロケットで加速飛行の後エドワーズ空軍基地に着陸する。</li><li>・ 到達マッハ数8の試験をチェックアウト飛行、マッハ数16の飛行試験を本番フライトと考えている。</li></ul>	Norris R.B., et al., "The Flying Wind Tunnel," AIAA-89-3378, 1989.	 <p>(b) Isometric View</p> <p>(a) Three View</p> <p>FWT-2 Configuration</p>
供試エンジン概要	<ul style="list-style-type: none"><li>・ 実験機の背面に搭載したスクラムエンジンで、燃料は液体水素 (LH2)、再生冷却方式となっている。</li><li>・ 供試スクラムエンジンの作動域はマッハ数8から16を想定し、標準動圧1000psf、マッハ数12で約30秒燃焼する計画である。</li></ul>		
機体規模／諸元	FWT実験機 打ち上げ総重量 : 5,800lb * その他詳細は不明		

ンジンの飛行実験で、運用母機に B50、B52 爆撃機が利用された。もう一つの代表例は極超音速有人実験機 X-15 によるスクラムエンジン(ダミー)の飛行実験であろう(表 5.3.3-2b)<sup>6)</sup>。また、構想段階ではあるが、B52 を利用したスクラムエンジン飛行実験計画もある(表 5.3.3-2c, d)<sup>7,8)</sup>。

#### 5.3.4 飛行実験構想

##### 5.3.4.1 実験構想の概要

冒頭の飛行実験の位置づけについての検討で述べたように、サブスケールスクラムエンジンの第 I 期飛行実験は、スペースプレーン性能を最大限に引き上げるために必要な機体とエンジンの組み合わせ設計技術の評価を目標とする。即ち、

○機体とスクラムエンジンとのインテグレーションシステムの技術評価と検証

○機体へのインテグレーションを行った組み合わせ状態でのスクラムエンジンの性能評価と、設計データの取得

という機体とエンジンの統合化設計技術の確立を目指した実験構想となる。

従って、前章で検討した第 I 期飛行実験に対する設計要求条件を踏まえて、実験構想を策定する。

(1) 実験機は、供試エンジンの機体統合化技術の実証を目的として、前胴の圧縮効果や外部ノズル機能を備

えたスペースプレーン類似形状の有翼形態で、必要最小限の規模で設計する。

- (2) 機体は複数回の再使用性を有するものとする。
- (3) スクラムエンジンは、地上燃焼試験に用いられた規模と同じで、余剰再生冷却が施されたシステムとする。
- (4) 機体と同様に、エンジンも複数回の再使用性を有するものとする。
- (5) 打ち上げ加速手段は、2 段式以上の使い捨て固体ロケットを用いる。
- (6) ロケットにより、エンジンの飛行試験環境条件に投入されるものとする。
- (7) スクラムエンジンを含む実験機と加速用固体ロケットの全体システム重量は、約 20 から 30 トン程度が見込まれる。
- (8) 打ち上げの運用は、地上打ち上げ方式と空中発射方式のいずれも可能であると考えられるが、現段階で具体的な設定は不可能である。
- (9) スクラムエンジンの実験終了後、実験機は無推力滑空を行ない、回収可能地点まで飛行する。
- (10) 回収は、実験目的と運用の効率を考えてパラシュートによる回収とする。

図 5.3.4.1-1 は、米国製の 4 段式固体ロケット Scout を用いた地上打ち上げ方式の飛行実験構想を示したものである。

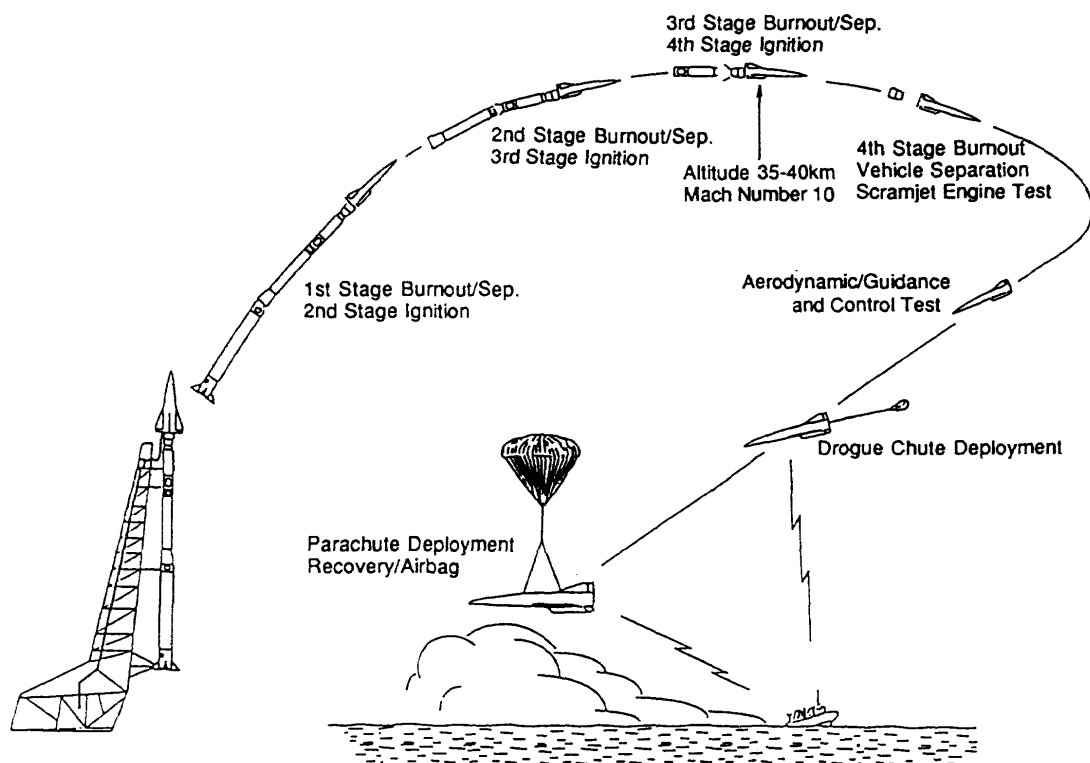


図 5.3.4.1-1 飛行実験構想

### 5.3.4.2 設計仕様

#### (1) 供試エンジン

- 供試サブスケールスクラムエンジンは、地上試験に用いられるエンジンと同じスケールである。
- 第0期飛行実験で得られた成果に基づいて、余剰再生冷却性能を有するエンジンシステムとする。
- 燃料の供給は、ガスジェネレータを用いて燃料ポンプを駆動する方式とする。
- エンジン基数は1基である。
- 強制着火用点火器も装備する。
- エンジン作動時間は約30秒とする。

図5.3.4.2-1に供試サブスケールスクラムエンジンのシステム概要図(3基搭載の場合の例)を示す。

#### (2) 実験機

- 機体形状はスペースプレーン類似形状とする。
- エンジンに流入する空気を予圧縮する機能を有する前胴形状と、エンジンからの排気流を推力に変換する機能を有する外部ノズル形状を備える。
- 機体は通常の航空機構造様式とし、主構造にはアルミ材料を用いる。
- 極力受動的な耐熱材料による熱防御システムとするが、局部的に熱負荷が大きいところでは、強制冷却を行なうものとする。
- 機体内部には、航法誘導制御系、電力系、通信制御系の他に強制冷却システムが搭載される。
- エンジンはモジュール化され、機体の腹部に装着され

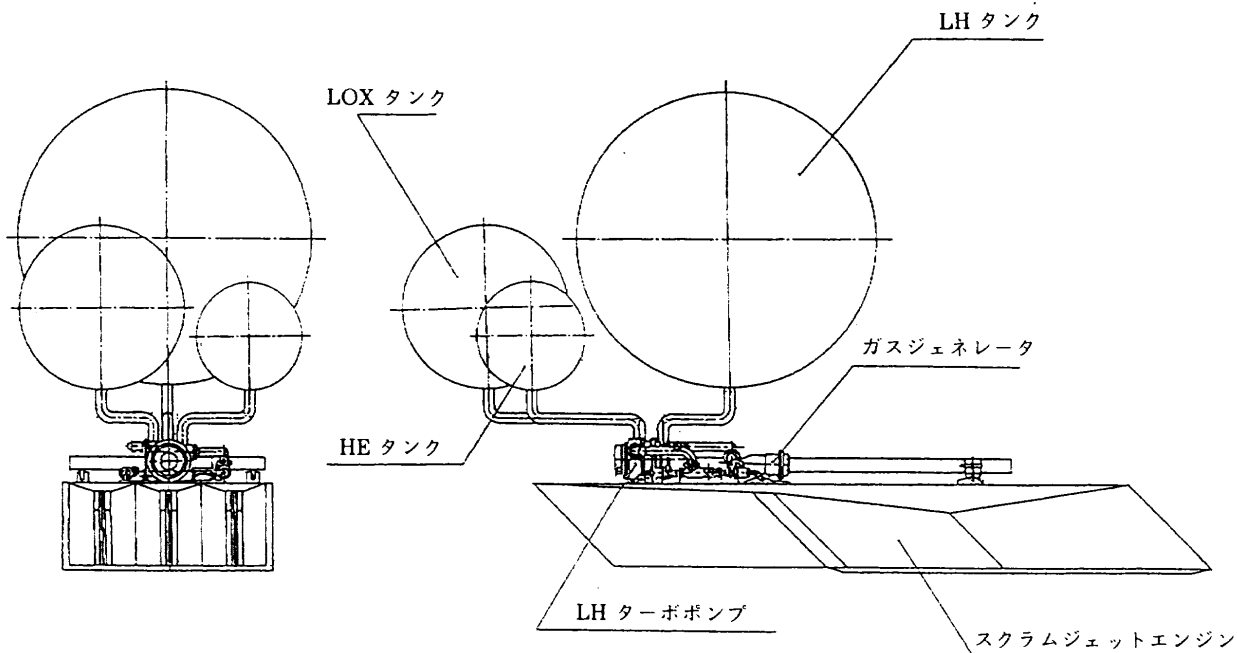


図5.3.4.2-1 サブスクラムエンジンのシステム概要図

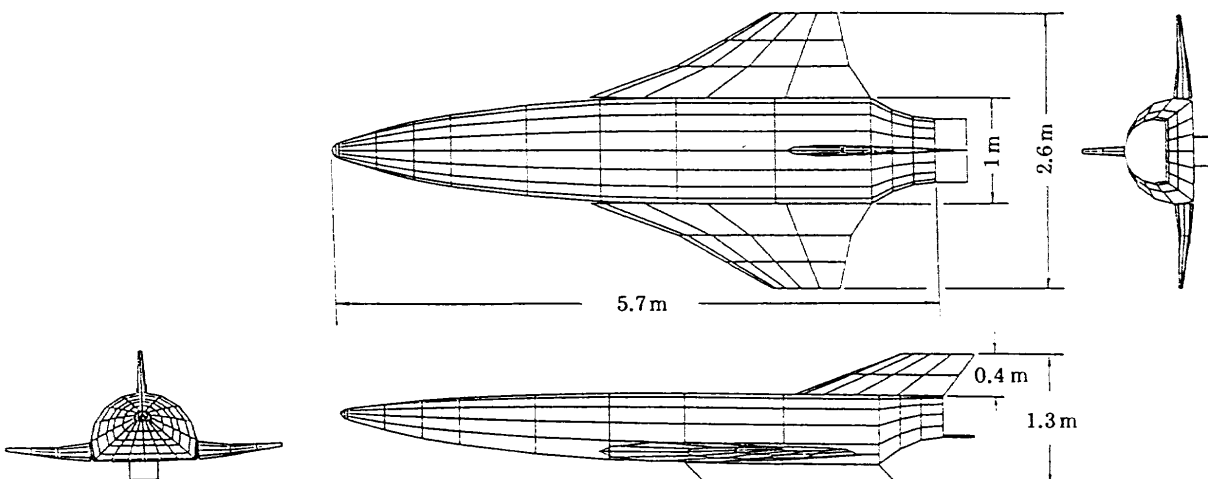


図5.3.4.2-2 実験機の三面図

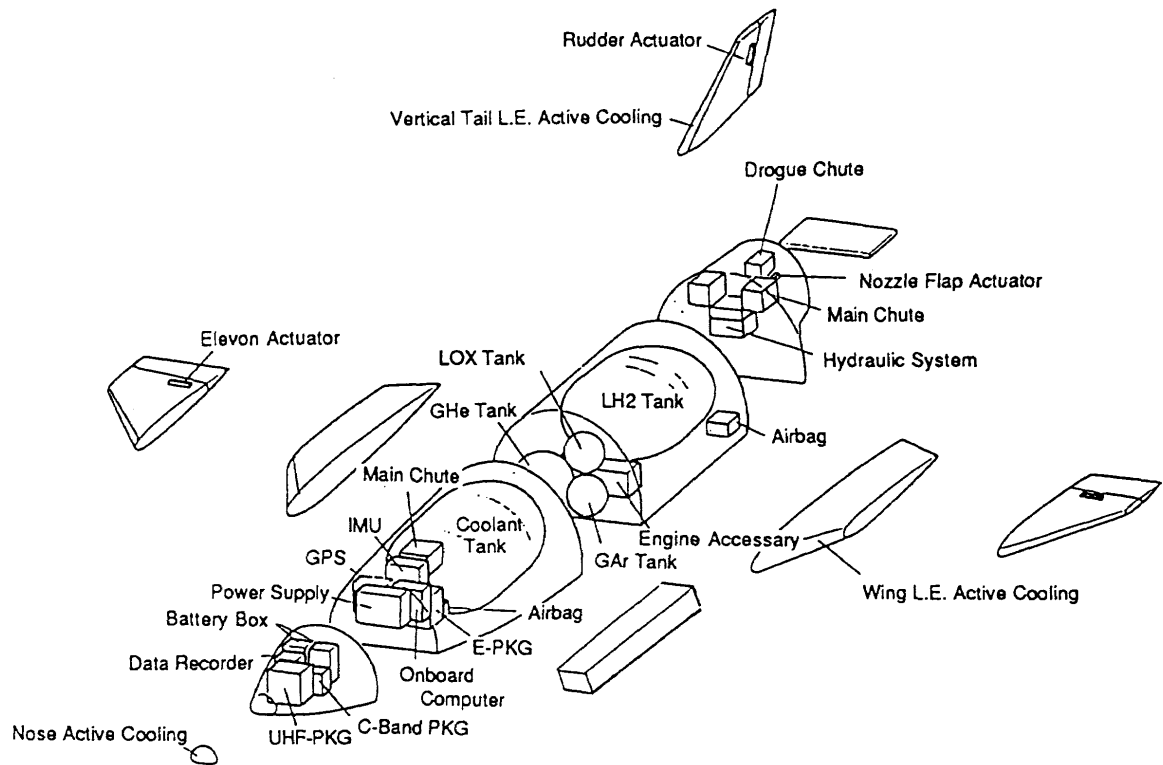


図 5.3.4.2-3 機体搭載概要図

る。エンジンの推力計測システムが必要な場合は、エンジン部に含める。

○ロケットによる機体の飛行環境投入条件によっては、RCS システムを搭載する。

図 5.3.4.2-2 に実験機の 3 面図を示し、表 5.3.4.2-1 には主要諸元を示す。図 5.3.4.2-3 は実験機の内部搭載状況の概要図である。

### 5.3.4.3 実験機設計

#### (1) エンジン設計

##### (a) エンジン構造

供試サブスケールスクラムエンジン本体の形状を図 5.3.4.3-1 に示す。エンジンの構造案は図 5.3.4.3-2 に例<sup>9)</sup>を示す通り、プライマリーサポートストラクチャーにハニカム構造を用い、流路表面は TPS (サーマルプロテクションシステム) で液体水素冷却を行なうものである。

##### (b) 燃料および冷却システム

燃料および冷却システムを図 5.3.4.3-3 に示す。供試サブスケールエンジンの燃料供給システムはガスジェネレータ方式である。

タンクシステムは、

#### ○燃料用液体酸素タンク

- ・タンク容積 0.428m<sup>3</sup>
- ・直径 0.935m

ただし、液体水素燃料の条件は

- ・圧力 0.345 MPa
- ・温度 20.7 K

表 5.3.4.2-1 実験機の主要諸元

	項目	単位	諸元
胴体	全長	m	5.7
	基準胴体幅	m	1.0
主翼	主翼基準面積	m <sup>2</sup>	4.52
	平均空力翼弦 (縦基準長)	m	2.19
	翼幅 (横基準長)	m	2.6
	アスペクト比	ND	1.496
	主翼前縁後退角	deg	60.0
	テーパー比	ND	0.194
尾翼	尾翼面積	m	0.42
	尾翼高さ	m	0.4

- ・比重 0.07

- ・重量 30 kg

#### ○燃料ラインバージ用ヘリウムタンク

- ・タンク容積 0.02 m<sup>3</sup>



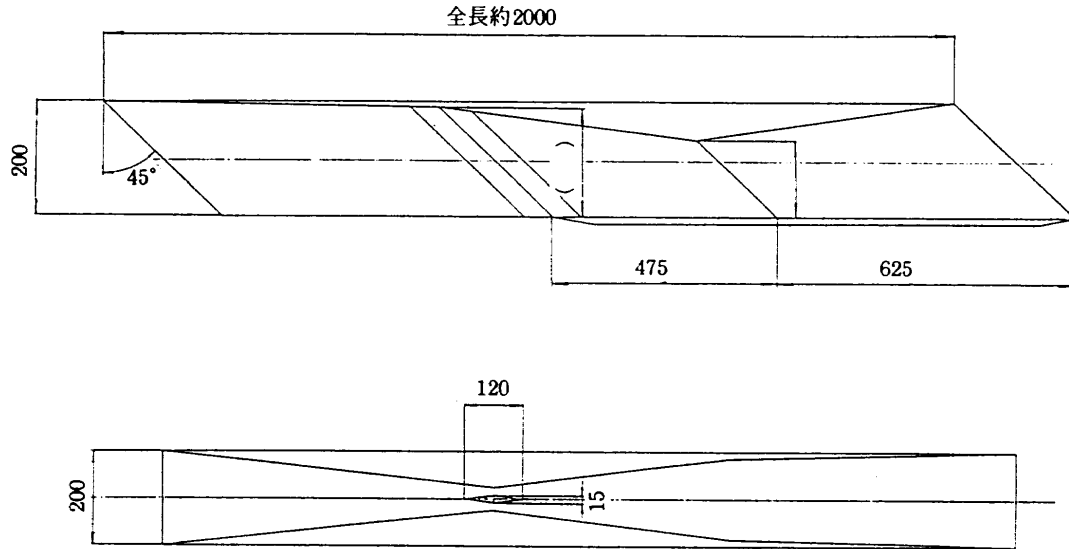


図 5.3.4.3-1 スクラムエンジンの全体形状

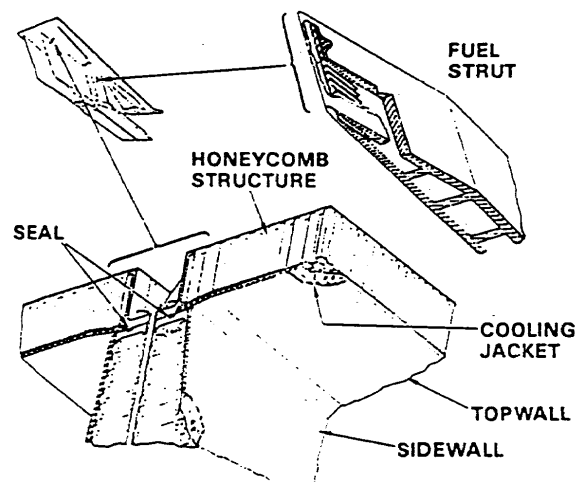
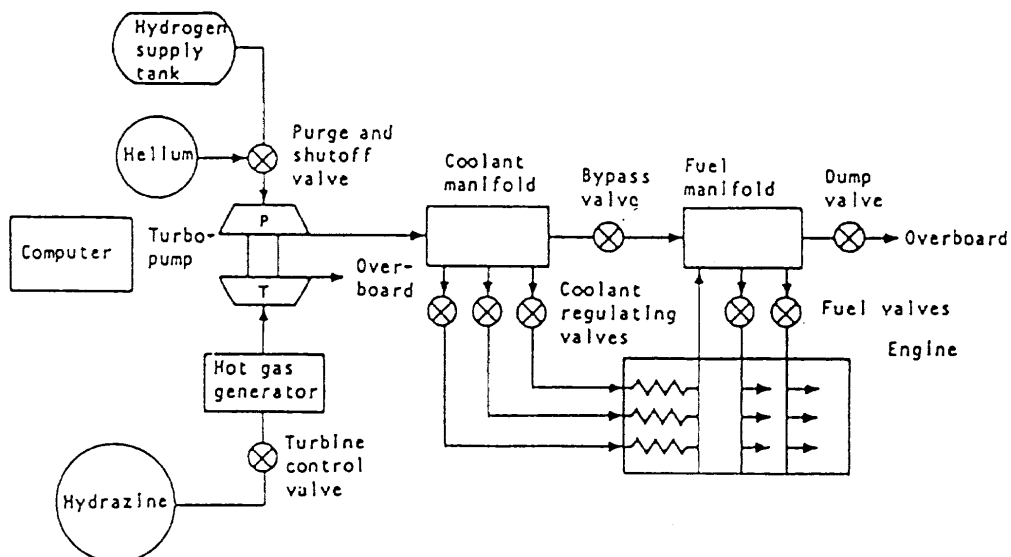
**COOLED SCRAMJET STRUCTURE**図 5.3.4.3-2 エンジン構造 (Buchmann<sup>9)</sup>)

図 5.3.4.3-3 燃料 / 冷却システム系統

- 直径 0.336 m

ただし、ヘリウムの条件は

- 圧力 34.5 MPa

○ターボポンプ駆動用液体ヒドラジンタンク

- タンク容積 0.428 m<sup>3</sup>

- 直径 0.935 m

ただし、ヒドラジンの条件は

- 圧力 2.73 MPa

- 温度 293 K

- 比重 1.008

- 重量 7.5 kg

からなる。

いずれのタンクも、機体側の容積が許せば、構造効率の良い球形タンクが望ましいと考えた。

## (2) 機体設計

### (a) 機体システム

機体搭載システムの構成概要は前節の図5.3.4.2-3に示されている。全機重量は約1.5トンで、その重量特性内訳を表5.3.4.3-1に示す。

### (b) 熱構造様式

想定される実験軌道から、アクティブクーリングを必要とする胴体ノーズ部や翼前縁部を除いて、胴体一部、主翼一部ともにアルミ主構造にセラミックタイル(耐熱温度1250°C)を接着するコンセプトで成立すると考えられる。

表 5.3.4.3-1 実験機システム構成

システム構成	重量	備考
機体構造系 胴体 主翼 垂直尾翼 T P S	390 kg 180 kg 100 kg 14 kg 96 kg	HASA [9] 推算値
電力系 電子分配器 計測用電池ボックス 制御用電池ボックス	46 kg 10 kg 18 kg 18 kg	他 機 例
誘導制御系 O B C I M U E - P K G ワイヤ・ハーネス	77 kg 15 kg 15 kg 32 kg 15 kg	
通信・データ処理系 U H F 系 C バンド系 データレコーダ・ユニット G S P 受信機	35 kg 22 kg 3.5 kg 3.5 kg 6 kg	
操縦系 アクチュエータ系 A P U 系 油 圧 系	250 kg 48 kg 102 kg 100 kg	
回収系 パラシュート ドローグシュート エアバック	73 kg	
アクティブクーリング系 機構 冷媒 (H <sub>2</sub> O)	300 kg 50 kg 250 kg	
供試エンジン系	200 kg	
合 計	1371 kg	

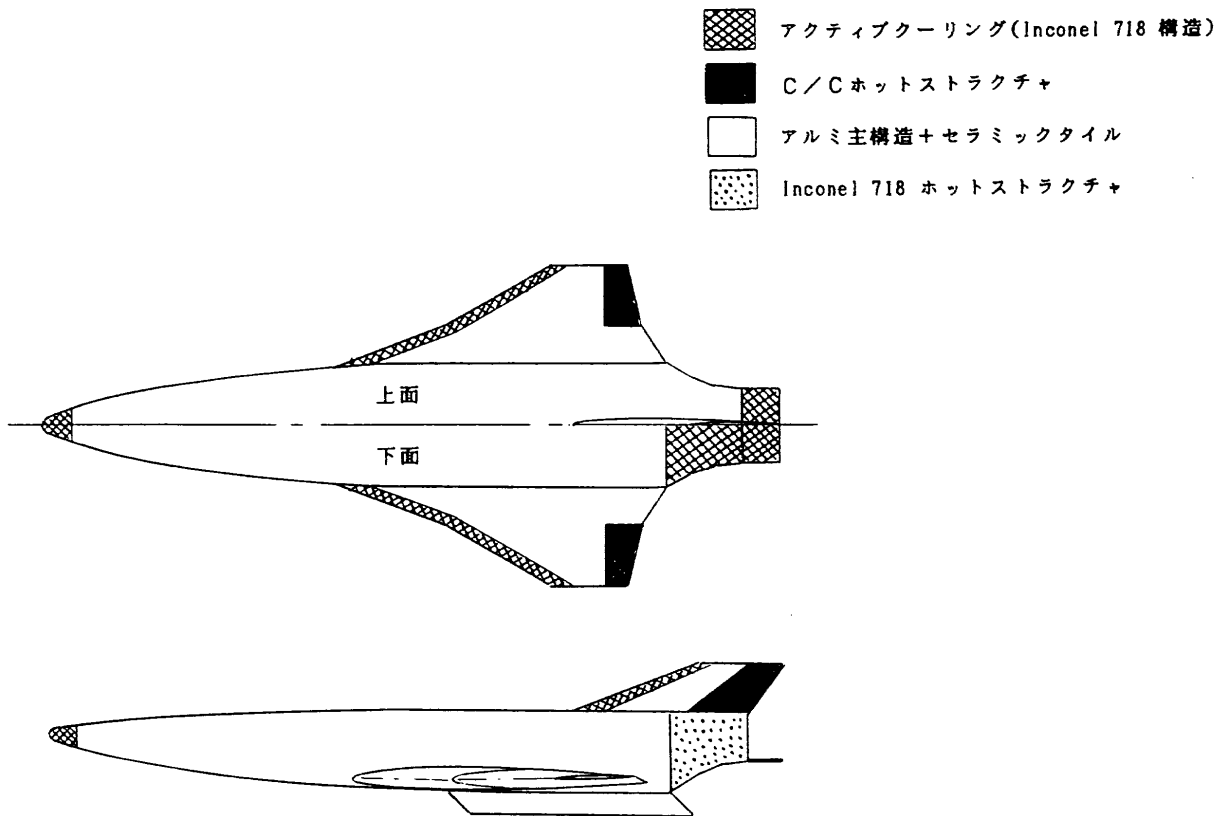


図5.3.4.3-4 スクラムエンジン実験機の熱構造概要

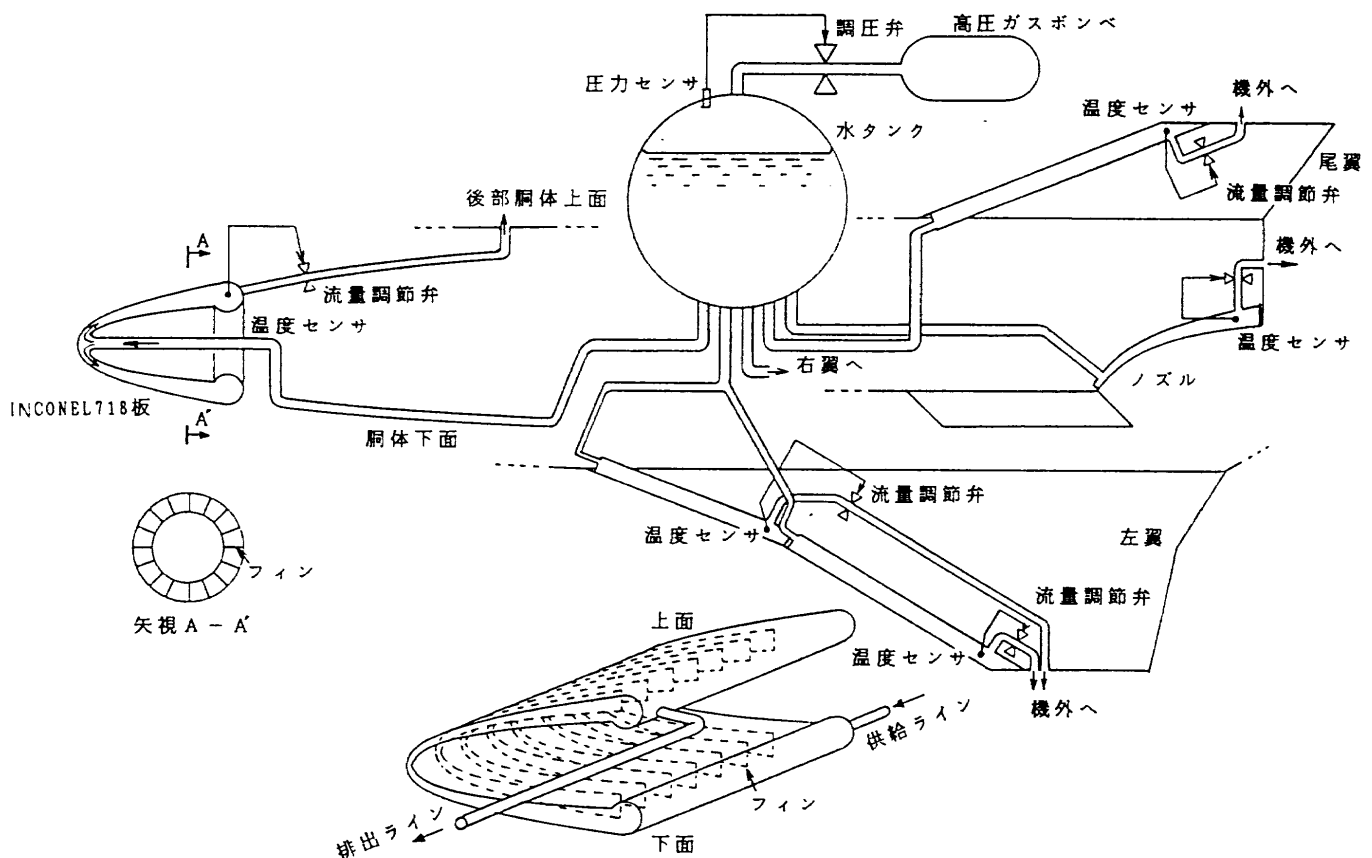


図5.3.4.3-5 実験機のアクティブクーリングシステムの概要

表 5.3.4.3-2 アクティブクーリング冷媒の見積

部位	半径 (m)	後退角 (deg)	最大加熱率 (MW/m <sup>2</sup> )	加熱量 <sup>△</sup> (MJ)	総加熱量 (MJ)	冷媒重量 (kg)	備考
ノーズ	0.125	—	4.2	0.28	17.8	53.8	
翼前縁 (1mスパン あたり)	0.015	60	4.4	0.17	10.8	32.5	主翼、尾翼
	0.015	70	3.0	0.13	8.3	25.1	主翼フレット

△ アクティブクーリング部位全体の加熱量（最大加熱率時 1 秒あたり）

アクティブクーリング構造部材は Super Alloy(Inconel 718)

ただし、舵面は局部的に高温になるため C/C ホットストラクチャ（耐熱温度 1700°C）とする必要がある。

図 5.3.4.3-4 は実験機の耐熱構造の概要を示したものである。

#### (c) アクティブクーリングシステム

強制冷却構造には、様々なコンセプトが考えられる。

○還流冷却構造

○ヒートパイプ冷却構造

○発散冷却構造

○相変化材料冷却構造

サブスケールスクラムエンジン実験機の機体規模や運用条件を検討すると、容積効率が優れた水を冷媒とし、冷媒使い捨て方式の還流冷却構造でシステムが成立する。

図 5.3.4.3-5 は、アクティブクーリングシステムの概要図を示す。

また、冷媒の見積を表 5.3.4.3-2 に示す。

#### 5.3.4.4 飛行計画

飛行実験のシーケンス・オブ・イベントは、米国性の 4 段式スカウトロケットを用いる地上打ち上げ方式を想定すると表 5.3.4.4-1 の様になる。

また、飛行軌道を図 5.3.4.4-1 に示す。

#### 5.3.4.5 運用構想

空中発射方式、地上打ち上げ方式を想定して運用構想を検討する。

○空中発射方式で実験を行なう場合の母機の離陸基地、

または地上打ち上げ方式を採用した場合の射場は、既存の設備を利用できる場所とする。

○地上設備には実験運用に必要な、燃料供給設備や実験運用要員の必要設備を整える。

- 滑走路 / 地上支援設備
- 射場
- 飛行前点検

表 5.3.4.4-1 スクラムエンジン飛行実験  
シーケンス・オブ・イベント

イベント	時間 (X タイム : 秒)
1. リフトオフ	X
2. 1 段燃焼終了 / 分離	X + 63
3. アクティブクーリング作動開始	X + 65
4. 2 段点火	X + 67
5. 2 段燃焼終了 / 分離	X + 93
6. 3 段点火	X + 97
7. 3 段燃焼終了 / 分離	X + 173
8. 4 段点火	X + 177
9. 4 段燃焼終了 / 分離	X + 183
10. 実験機分離	X + 187
11. 供試エンジン冷却開始	X + 189
12. エンジンインテークカバー開	X + 191
13. 供試エンジン点火 / 実験開始	X + 193
14. 供試エンジン実験終了	X + 223
15. 供試エンジンカバー閉	X + 225
16. 高迎角飛行フェーズ開始	X + 227
17. 高迎角飛行フェーズ終了	X + T B D
18. アクティブクーリング終了	X + T B D
19. 滑空誘導フェーズ開始	X + T B D
20. パラシュート開傘	X + T B D
21. 回収（海上、陸上）	X + T B D

- ロケットとの結合 / 組立

○飛行領域は広範囲に及ぶため、飛行安全領域を十分確保できる地域で飛行実験を実施する。

- 住民への安全対策と保証
- 定期航空路に対する安全対策
- 実験場所が海の場合、漁業保証対策
- 外国領土に対する侵犯の安全保証

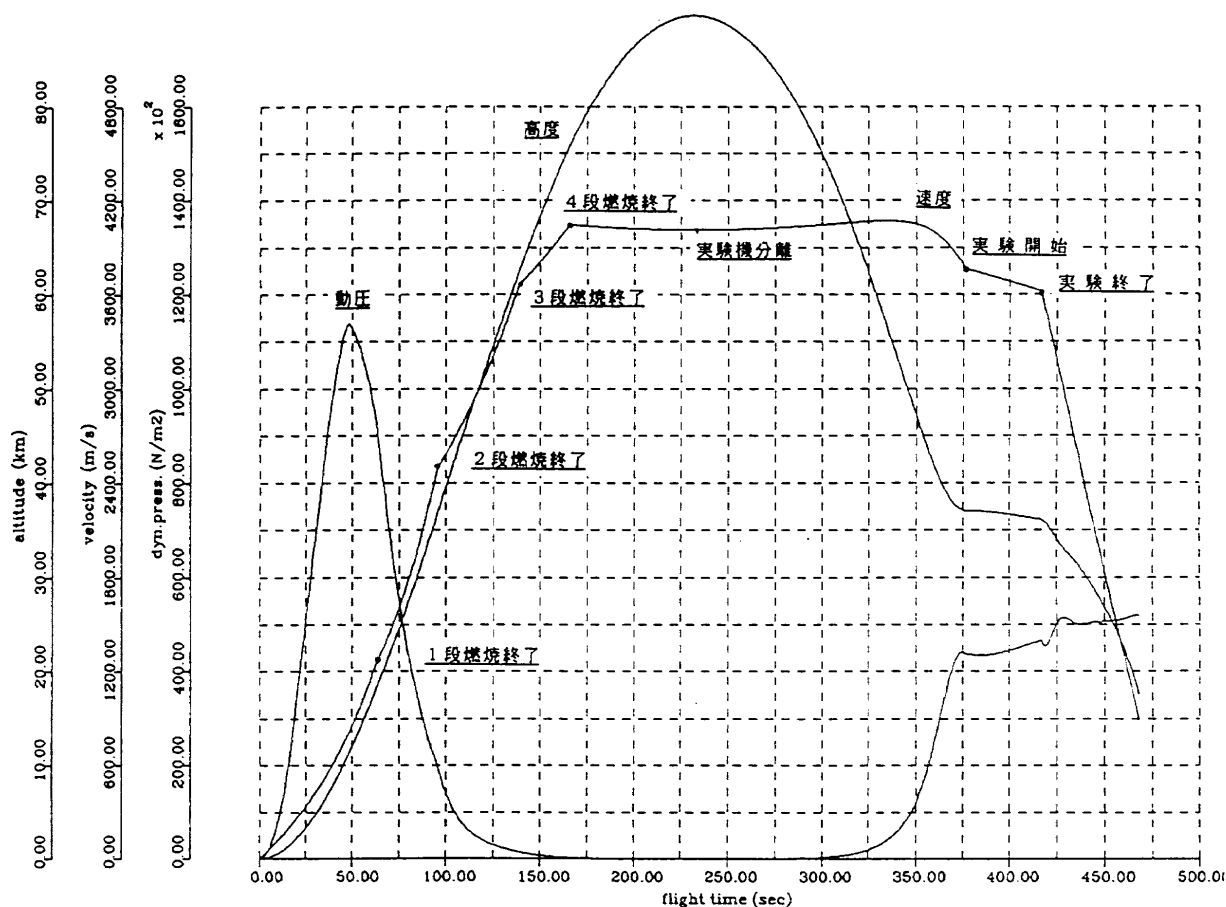


図 5.3.4.4-1 高弾道軌道フライトプロファイル例

○飛行官制や通信計測設備を実験領域で確保する。

- ・ダウンレンジ地上設備
- ・ダウンレンジ船

○回収場所が陸地の場合は、捜索用機材と専用車を配置する。

また、回収場所が海の場合は、捜索回収船を配置する必要がある。

○回収後、実験機の再整備を行なう工場設備を整える。

- ・洗浄
- ・分解
- ・点検
- ・機能試験
- ・再組立
- ・射場運搬

#### 5.3.4.6 開発計画

(1) 開発スケジュール

図1-1に開発スケジュールを示す。

現在の計画では、第I期飛行実験計画の基本設計はX+3年に行ない、詳細設計をX+4年から開始する。地上試験をX+6年に実施し、飛行試験をX+8年に行なう予定である。

(2) コスト見積

開発費と製造及び運用のコストを Deutsche Aerospace の Koelle が提唱するコストモデル “Trans-Cost”<sup>11)</sup>を用いて見積った所、開発費に予想外の膨大な額が見込まれる結果となった。その要因は Koelle のコストモデルが有人で機体規模の大きな宇宙機を対象としていることにありと考えられ、重量が1～2トン程度の機体には適用が難しいと思われる。但し、製品コストは十数億円と予測されることから、総開発費はエンジンも含めて100億円程度を目標とすることが望ましい。

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が実施する予定のHOPE 極超音速実験 HYFLEX の総開発費と比較すると、このコスト目標にさほど大きな無理はないだろう。但し、毎回の打ち上げにブースターロケットの費用約数十億円が加わることを忘れてはいけない。

#### 参考文献

- 1) (社)日本航空宇宙工業会；ロシア共和国における低温燃料航空機の技術動向調査報告書(資料編)，(1992/6).
- 2) Covert, E. E. ; Thrust and Drag : Its Prediction and Verification, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.98 (1985), AIAA.

- 3) Jung, P. ; The SE4400/4401 Family : A Hypersonic Ramjet in the Fifties, IAF IAA-88-587 (1988).
- 4) Kandevo, S. W. ; Russians Want U. S. to Join Scramjet Tests, Aviation Week & Space Technology, March 30, 1992, pp.18-21.
- 5) Miller, J. ; The X-Planes (1988), pp.74-79, Orion Books.
- 6) Aerofax Datagraph 2, North American X-15/X-15A-2.
- 7) Weidner, J. P., Small, W. J. and Penland, J. A. ; Scramjet Integration on Hypersonic Research Airplane Concepts, J. Aircraft, Vol.14, No.5 (1977/5), pp.460-466.
- 8) Norris, R. B., Paris, S. W. and White, E. T. ; The Flying Wind Tunnel, AIAA Paper 89-3378 (1989).
- 9) Buchmann, O. A. ; Thermal-Structural Design Study of an Airframe-Integrated Scramjet Summary Report, NASA CR-3141 (1979).
- 10) Harloff, G. J. and Berkowitz, B. M. ; HASA : Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles, NASA CR-182226 (1988).
- 11) Koelle, D. E. ; TRANSCOST Statistical-Anlytical Model for Cost Estimation and Economic Optimization of Space Transportation Systems, TN-91-180, MBB (1991).

## 第 6 章 第 II 期飛行実験計画

### 6.1 第 II 期飛行実験の位置づけ

#### 6.1.1 開発シナリオ

本書で検討するのは、スペースプレーン全体のシステムではなく、スクラムエンジンの開発シナリオである。したがってシナリオのゴールは、スペースプレーン用フルスケールスクラムエンジンを完成させることである。

しかしながら、現時点ではゴール（フルスケールスクラムエンジン）としての要求仕様が明確なものでない。またエンジン単体でもシステムとしての難易度が高いことなどから、最初からフルスケールを試作するのではなく、サブスケールからスタートし、周辺技術も含め、徐々にステップアップしていくことが好ましいと考えた。スペースプレーン全体システムについても、NASP 会議でサブ→大型サブ→フルスケールというステップでそれぞれの技術課題を解決していくことが提案されている。我々がここで開発を行うスクラムエンジンについても、技術課題を整理し、開発のシナリオを明確にすることが確実な開発を行うための第一歩と考える。

表 8-1 にはワーキンググループが作成した開発シナリオを示す。本書では、以下、このシナリオを基に各種検討を進めるものとする。また本書では開発ステップを表 6.1.1-1 のように定義して使用する。

#### 6.1.2 飛行実験を実施するために予め解決すべきエンジン技術課題

第 II 期飛行実験用には全く新たなスクラムエンジン（大型サブスケール）が開発される。このエンジンが飛行実験に供されるためには、第 I 期の飛行実験から得られる成果とは別に、以下のような技術課題を予め解決しておかなければならない。

- 1) エンジン複数搭載時のエンジン間干渉に対する解析
  - エンジン間の推力アンバランス
  - 単発時との推進性能の相違
  - 不作動モードと、不作動時の外乱モーメントの推定
  - 実験では解析の妥当性を評価することを目的とする。
- 2) 大型サブスケールエンジンの性能予測（フリージェットによる燃焼試験は実施不可）
  - 全体システムとして地上燃焼試験ができないエンジンの性能確認方法確立
  - インレット、外部ノズルの性能評価方法の確立
- 3) 点火器の開発（サブスケールエンジン用点火器の大型化）
  - 大型サブスケールエンジン用点火器の開発
  - 着火直後の燃焼特性
- 4) 燃料ポンプの開発（サブスケールエンジン用燃料ポンプの大型化）
  - 大型サブスケールエンジン用燃料ポンプの開発
- 5) 燃料流量自動調整機構
  - 所定の加速を目的とする燃焼制御を実行するための燃料流量調整機構の開発
  - 燃料流量制御アルゴリズムの開発
- 6) 機体の再生冷却システム
  - エンジン以外的高温部の冷却（再生冷却）システムの開発

表 6.1.1-1 開発ステップ

地上試験	飛行実験
サブスケールエンジン 原型	→ 第 0 期飛行実験 (ロケットタイプ)
サブスケールエンジン 再生冷却、飛行型	→ 第 I 期飛行実験 (小型有翼機に搭載)
大サブスケールエンジン 燃焼器部のみ地上試験可	→ 第 II 期飛行実験 (中型有翼実験機に搭載)
フルスケールエンジン 原型	→ スペースプレーン (原型) 飛行実験

## 7) FGM 等新材料の導入（フルスケールスペースプレーンの材料）

- 再生冷却部を最少にするための耐熱材料（FGM等）の導入
- 設計を可能とする基礎データの取得

### 6.1.3 飛行実験で確認すべきエンジン技術課題の範囲

第Ⅰ期飛行実験の成果としてフライアブルなサブスケールスクラムエンジンが完成した状態が第Ⅱ期飛行実験のスタートラインである。またエンジンは有翼機体に搭載され、エンジンと機体の統合状態でのエンジン性能についても評価がなされているものとする。但し、エンジン性能は機体を加速するに十分なものでなく、また有翼機体に搭載される数は1基のみで、エンジン複数搭載によるエンジン間の干渉も確認されていない。

このようなスタートラインから、シナリオ上のステップアップをはかってフルスケールスクラムエンジンの設計につなげるためには、第Ⅱ期で開発する大型サブスケールスクラムエンジンはフルスケールのスクラムエンジンと同等の機能を有する小型エンジンの位置づけとならなければならない。これを考慮すると、以下に示すような項目を第Ⅱ期技術課題として設定する必要がある。

- 自力加速できること
- 完全再使用できること
- サブスケールエンジンとの比較によりスケール効果が解明できること
- 複数エンジン搭載時のエンジン特性が明確にできること
- 飛行環境に応じた燃焼制御ができること
- フルスケールエンジンの設計データが取得できること

第Ⅰ期から第Ⅱ期への主な変更点と流用技術を表6.1.3-1に示す。

## 6.2 飛行実験に対する要求条件

### 6.2.1 シナリオ上の要求

シナリオ上のステップアップを図りフルスケールスクラムエンジンの設計を行うためには、第Ⅱ期で開発する大型サブスケールスクラムエンジンはフルスケールのスクラムエンジンと同等の機能を有する小型エンジンの位置づけとなる。したがって第Ⅱ期飛行実験としてのエンジン技術獲得のため、以下の様な方策が必要となる。

#### (1) 自力加速できること

自力加速するためにはエンジン1基当たりの推力を予め推定し、要求される加速度に応じてエンジン基数を設定するものとする。したがって複数回実施する飛行実験においてエンジン搭載数または作動するエンジン数は重要な試験パラメータとなる。

表6.1.3-1 第Ⅰ期から第Ⅱ期への変更点と流用技術

項 目	変更点と流用技術
エンジンシステム	大型化 パラレル複数基搭載
インレット、ノズル	C F Dに基づく設計（大型化）
燃焼器	フルスケールを考慮した最適設計
点火器	フルスケールにも流用できるユニット設計
燃料供給系	大容量ポンプの新規設計
燃料流量制御系	スロットリングが可能なバルブの新規設計
冷却系	機体も含む再生冷却
計測系	第Ⅰ期システムの流れ用及び一部改良
エンジン構造系	フルスケールと同じ材料系使用、新規設計

#### (2) 完全再使用できること

完全再使用するためには、所定の熱環境に曝されても機能上問題ないことが要求される。第Ⅱ期飛行実験用エンジンの材料系はフルスケールエンジンと一致させ、再使用回数（寿命）についても設計データを取得する。

#### (3) サブスケールエンジンとの比較によりスケール効果が解明できること

サブスケールエンジンから大型サブスケールエンジンへサイズが大きくなることによる各種特性の変化が評価できる計測システムを構築しなければならない。

#### (4) 複数エンジン搭載時のエンジン特性が明確にできること

複数のエンジンを搭載したときの各エンジンの燃焼状況のモニタリング及び、エンジン毎の制御が不可欠である。

#### (5) 飛行環境に応じた燃焼制御ができること

実験機として設定されたミッションプロファイル（例えば水平飛行で、マッハ6からマッハ8へ加速）を実行するために飛行制御と併せて、燃焼制御（推力コントロール）が不可欠となる。このため充分なシミュレーションと自律化技術が不可欠となる。

#### (6) フルスケールエンジンの設計データが取得できること

基本的な考えとして、第Ⅱ期飛行実験の後にはフルスケールでの飛行実験を想定しており、これに対する設計データの提供が第Ⅱ期飛行実験に要求される。したがってフルスケールの設計でどんなデータを必要とするか前もって明確にしておき、第Ⅱ期の実験項目に盛り込んでおく必要がある。

### 6.2.2 飛行実験環境に対する要求

飛行実験機の投入環境は現時点では決められてなく、ここで限定することはできないが、繰り返し飛行実験を実施することが可能なので、あらゆる飛行環境に供されること

が予想される。特に第Ⅱ期の飛行実験規模から燃料搭載量に制約が生じるものと考えられ、その結果として、加速度は要求値を満足できても、加速時間が短く、広いマッハ数領域を通じた加速実験は実施できない。例えば0.5G（約5 m/s<sup>2</sup>）の加速で60秒間燃焼としても、高々300 m/sの速度増で、マッハ数の増分も1程度にすぎない。したがって飛行実験としては以下の考え方で実験環境を設定しなければならない。

(1) マッハ数

マッハ5程度（第Ⅰ期飛行実験で作動が確認される最低のマッハ数）からマッハ16程度（同じく最高マッハ数）まで、あらゆる飛行マッハ数に投入できることが要求される。

(2) 動圧

10～100 kPa 程度の範囲であらゆる動圧に投入できることが要求される。

(3) 投入ポイント

完全再使用するためには、自動操縦で、所定の着陸場所に帰還しなければならない。したがって、実験を開始する場所も制約を受ける。

### 6.2.3 エンジンに対する要求条件

第Ⅱ期飛行実験に使用される機体は基本的にはミニスペースプレーンであり、スクラムジェットエンジンも、第Ⅰ期のサブスケールから大型化されている。具体的な大きさは、暫定的に、フルサイズとサブサイズの間中間的なサイズで、かつ現有の設備で燃焼試験が実施できる最大サイズとして、インテーク部の大きさが500 mm×500 mmになるものと設定した。

第Ⅱ期のエンジンとして基本的に以下の要求を満たすことがシナリオ上不可欠である。

(1) エンジンのシステム構成はフルサイズと同等であること

第Ⅱ期エンジンはフルスケールエンジンのデモンストレータであり、大サブスケールであるが故の特異性は極力排除しなければならない

(2) フルサイズの設計に有効なデータが取得できるエンジンであること

スケール効果が評価できること（サブスケール→フル

スケール）

(3) 推力制御ができるエンジンであること

様々な飛行環境の中で加速、上昇、減速、下降等ができるため、推力制御が可能なエンジンでなければならない

(4) 完全再使用可能なエンジンであること

フルスケールエンジンを想定すると、ある程度の耐久性が要求されることになる。スクラムエンジンの原動機としての単純さから、燃料供給系などを除きメンテナンスフリーで飛行できることが望ましい。

(5) 推進性能

第Ⅰ期飛行実験の結果などに基つき推進性能を規定する。但し現時点では表6.3.2-2に示したものを想定する。

### 6.2.4 実験機に対する要求

第Ⅱ期はスクラム実験機の最終フェーズに当たり、サブスケールエンジンによる自力加速 / 総合システム試験を行うことを目的としている。機体はハーフスケールのスペースプレーン形状であり、スクラムジェットのテストベッドの位置付けだけではなく、将来のスペースプレーン機体に必要となる要素技術の開発が求められる。以下に第Ⅱ期の機体に対する要求を示す。

(1) 機体運用要求

第Ⅰ期の機体の位置付けは有翼の機体を所定の軌道にロケットで投入後、実機単体で短時間飛行できる最小限の要求を満たす機能が求められた。これに対し、第Ⅱ期の機体は下記に示す通り、運用域が将来のHSTやスペースプレーンと共通のものが多くなる。従って、この実験機は将来のスペースプレーンの機体開発に必要な、主要な技術を開発 / 実証する機体ともなる。

- ・自動着陸が可能なこと。
- ・再使用が可能なこと。

表6.2.4-1 第Ⅱ期のエンジン諸元

インテーク	0.5 m <sup>2</sup> × 0.5 m <sup>2</sup> / 基
搭載基数	複数基並列搭載
燃焼時間	60秒程度 (ブースタ切離し後、所定の速度に達するまで。)

表6.2.4-2 第Ⅱ期飛行実験のミッション・プロフィール

打ち上げ／発射フェーズ	地上打ち上げロケットまたは空中発射母機
加速フェーズ（M8以上）	ロケットブースター加速／ロケット分離まで
スクラム燃焼フェーズ	複数スクラムジェット燃焼時（加速）
減速／帰還フェーズ	スクラムジェット燃焼終了後、着陸点への誘導制御
着陸／回収フェーズ	全自動着陸



- ・スクラムエンジンによる自力加速が可能なこと。
- ・空中発射もしくは地上打ち上げが行えること。
- ・複数のエンジンを並列に搭載できること。

自動着陸はこの実験機に必須ではない。しかし、第Ⅰ期の実験機は回収し再使用を前提とするが、その手段はパラシュートによるものである。第Ⅱ期では、自動着陸により再使用を容易にし、ターンアラウンド時間の短縮をはかることで、実験の回数を増やす事が可能となる。

#### (2) 搭載エンジン諸元

エンジンに対する要求条件は6.2.3項に示してあるが、ここでは機体側で想定する搭載エンジンの諸元を示す。これにより、機体の検討をより具体化する。

第Ⅱ期のエンジンは、第Ⅰ期のエンジンから若干大型化し、再生冷却システムも大型化したものとなる。エンジン性能のスケール効果の確認、複数エンジン間の干渉の確認、及び機体を含んだ全システムでの性能を確認する事が主たる目的となる。従って、表6.2.4-1の諸元を想定する。

#### (3) ミッション・プロファイル

実験機概念の設定、必要な機体技術の抽出および機体関連の費用概算を可能とするため、ミッション・プロファイルを表6.2.4-2のように想定する。

### 6.2.5 加速手段に対する要求

投入環境に対する要求は6.2.2項にも示した通り、ある決められた環境にのみ投入できれば良いのではなく、様々な

飛行環境パラメータの組み合わせ状態に投入することが予測される。したがって、加速手段としても、幅広い投入環境に対応しなければならない。

基本的に要求される投入環境条件は表6.2.5-1の通りである。

実験を開始する領域まで加速するための方法として、次のような方式が考えられる。

#### (1) 実験機自身で離陸、自力加速

スペースプレーン開発の中で、スクラムエンジン作動フェーズに移行するまでの低速領域の加速手段についても、開発が行われているものとする。したがって、第Ⅱ期飛行実験フェーズに移行する頃には、このシステムが運用または実験段階になっている可能性が強い。この場合はこのサブシステムを組み合わせ、実験機自身で自力加速していくシステムが成立する。

表6.2.5-1 第Ⅱ期飛行実験で要求される投入環境条件

投入マッハ数	1.6程度まで
投入高度	TBD（動圧とマッハ数に依存する）
経路角	0°
動圧	50kPa程度
投入点	着陸点より設定

(TBD : to be determined)

表6.2.5-2 第Ⅱ期実験機を航空機から空中発射する場合の母機への要求条件

搭載能力に関する要求	
ペイロード（実験機）	2 ton 以上
投入マッハ数	遷音速域（マッハ数0.8程度）
投入高度	10000m程度（30000ft）
投入経路角	0°程度（TBD）
機体構成に関する要求	
形態	高翼形式（実験機；翼吊下げ形態） 中／低翼形式（実験機；胴上搭載形態）
姿勢安定／制御に関する要求	
実験機搭載時	十分な姿勢安定および制御能力を有すること。
実験機分離時	分離時の重量変化／トリム変化に対応して母機が安定を保つまたは必要な運動を行える事。
その他の要求	
計測通信系	任意の場所で打ち上げを可能とするため、母機に通信リンクを確保できること。

(TBD : to be determined)

## (2) ロケット等による打上げ

(1)項が成立しない場合、その他の加速システムとしてロケット等による打上げが考えられる。ロケットによる打上げは最も現実的であるが、射場の制約や幅広い投入環境にはそぐわない点で不利な面もある。

## (3) 航空機から空中発射

航空機のみではスクラムエンジンの作動環境に投入することは困難であるが、ロケット等の加速装置を搭載した実験機を発射するシステムも現実的である。但し国内には大型の輸送機がなく、国際協力が不可欠である。

航空機から空中発射を行う場合、実験機を搭載する母機に対し、表6.2.5-2の条件が要求される。

### 6.2.6 地上支援系に対する要求

#### (1) ロケットによる地上打ち上げを行う場合

ロケットによる地上打ち上げを行う場合、地上支援系は現状のロケット射場設備が有する機能に特に追加する必要はない。但し、実験機のデータ/コマンドに関するものは新規となるが、機能としては人工衛星に対するデータ送受信機能と同じと考えられる。

#### (2) 航空機からの空中発射を行う場合

航空機からの空中発射を行う場合、通常の飛行場が有する機能に追加する物として地上燃料設備（液体水素）が要求される。

#### (3) 着陸場

第Ⅱ期の実験機は自動着陸を行う事を前提としており、MLS 地上局及び GPS 地上局の航法支援系が要求される。

### 6.3 飛行実験構想

#### 6.3.1 実験構想概要

実験構想の概要（ミッションプロファイル）を図6.3.1-1に示す。飛行実験は第Ⅰ期と同様、何らかの加速手段によって加速され、所定の高度付近（経路角概略0°）で分離さ

れたところから、スクラムジェットエンジンが作動を開始する。この時のマッハ数は加速手段及び運用方法で自由に選択できるものとする。

エンジンが作動すると、空気抵抗以上の推力が発生し、ピッチトリムを取った状態で加速を行う。エンジンの燃焼は60秒程度を想定するが、加速によって得られる速度増分は小さく、高々300m/s程度（加速度5m/s<sup>2</sup>想定）と考えられる。したがって、本実験ではスペースプレーンの運用時のような、大幅な加速は望めない。

エンジンの作動実験についてはいくつかのパラメータが考えられる。以下にその概略を示す。

#### (1) エンジン開度（スラストレベル）

1回の飛行実験で推力一定を確保する実験以外に、スロットリングを行い推力応答の時定数を評価することを目的とし、エンジン開度をパラメータとした試験を実施する。

#### (2) ピッチトリム（迎角）

スペースプレーンが上昇軌道を取るためにはある迎角範囲内で所定の推力を発生しなければならない。したがってピッチトリムをパラメータとした飛行実験を実施し、推進性能を確認する。

#### (3) 飛行速度、マッハ数、動圧

幅広い飛行速度レンジをカバーする必要がある一方、自力加速での速度増が限られてくると、飛行実験として実験機を投入する速度をパラメータとした試験が必要になってくる。

#### (4) 作動エンジン数

スペースプレーン実験機のエンジン搭載数を決定するため、第Ⅱ期飛行実験では作動させるエンジン数をパラメータにして、相互干渉等の飛行特性の評価を行うが、機体の制約上、選択の幅は大きく制限される。

#### 6.3.2 エンジン概要

第Ⅱ期飛行試験機に搭載する大型サブスケールスクラム

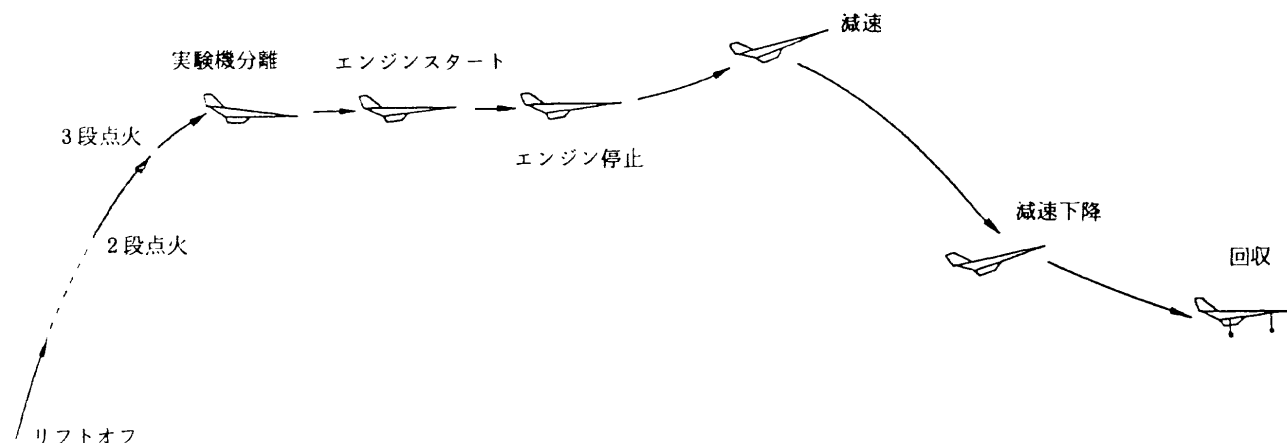


図6.3.1-1 飛行実験中のミッションプロファイル

ジェットエンジンのシステム構成を図6.3.2-1に、システム概要図を図6.3.2-2に、エンジン形状概要図6.3.2-3に示す。また、この概要に基づく重量・寸法諸元及び性能諸元を表6.3.2-1及び6.3.2-2に示す。

エンジンシステムはスクラムジェットエンジン本体の他、燃料供給系、点火系、エンジン/機体取付部、制御系、計測系から構成される。第Ⅱ期ではエンジン本体は実機原型のスケールモデルという位置付けであるため、それまでの試験成果をうけながら形状としてはかなり変更が加えられることも予想される。燃料供給系及びエンジン/機体取付部はエンジン本体形状を左右すると考えられる重要な要素である。

第Ⅱ期試験ではエンジンの完全再生冷却、更には機体を含んだ再生冷却を目指していることから、燃料供給系についてはエンジン及び機体内の冷却流路を含んだ設計の最適化が必要となる。また、飛行環境に基づく自律流量制御機

構やポンプ等の開発も必要であり、第Ⅰ期—第Ⅱ期の隔たりは比較的大きい。

エンジン/機体取付部についても、第Ⅰ期の成果を基に機体下面(インレット及び外部ノズル)形状を改良することになるが、エンジン上面形状との連続性を考慮する必要がある。即ち、エンジン性能面から規定されるエンジン入口/出口状態に適合させた外部インレット/ノズル形状が、エンジン端部で不要な衝撃波や膨張波、境界層剝離等の問題を生じない様に、機体下面とエンジン上面(エンジン内部形状)の双方を変化させて整合をとった後、CFDによる細部の最適設計を図る必要があると考えられる。

上述の機体との関係から、第Ⅱ期のエンジンでは左右方向の形状変化に上下方向の形状変化を加えることになると考えられる。図6.3.2-3はこうした形状の一案である。第Ⅱ期のエンジンサイズは入口部で500×500mmであり、第Ⅰ期までのエンジンの5倍程度の断面積を有しているが、

表 6.3.2-1 重量・寸法諸元

		寸 法 等	重 量
エンジン 4 基		W2000×H500×L3500mm	750kg
燃料供給系・制御系			150kg
エンジン/機体取付部・計測系		43	100kg
燃料系	燃料	4300 liter	300kg
	タンク	43 m <sup>3</sup>	550kg

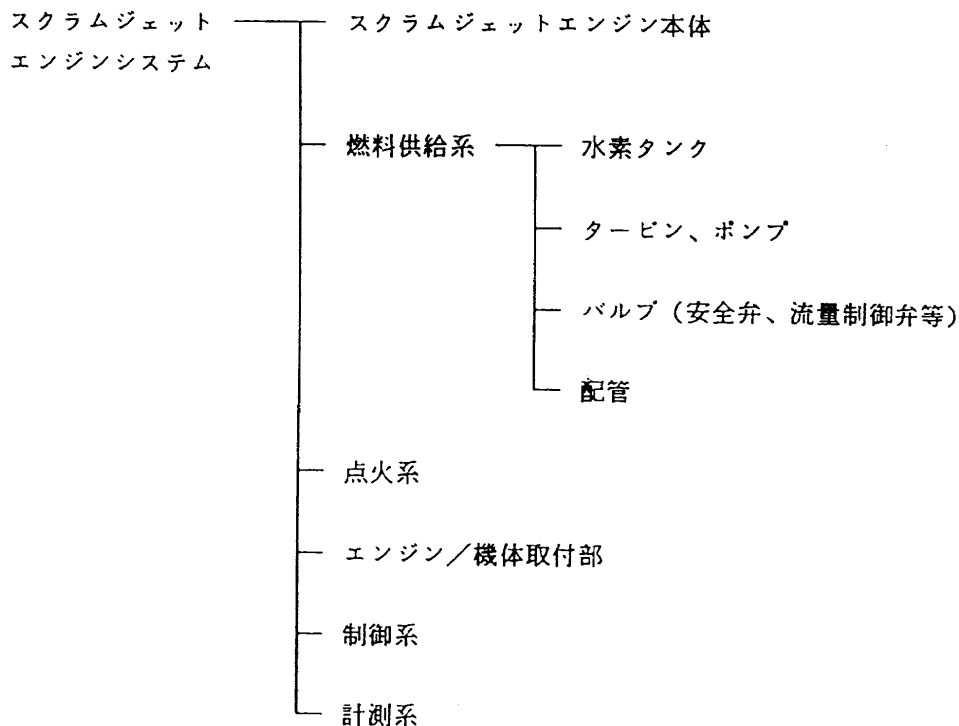


図 6.3.2-1 スクラムジェットエンジンシステム構成図

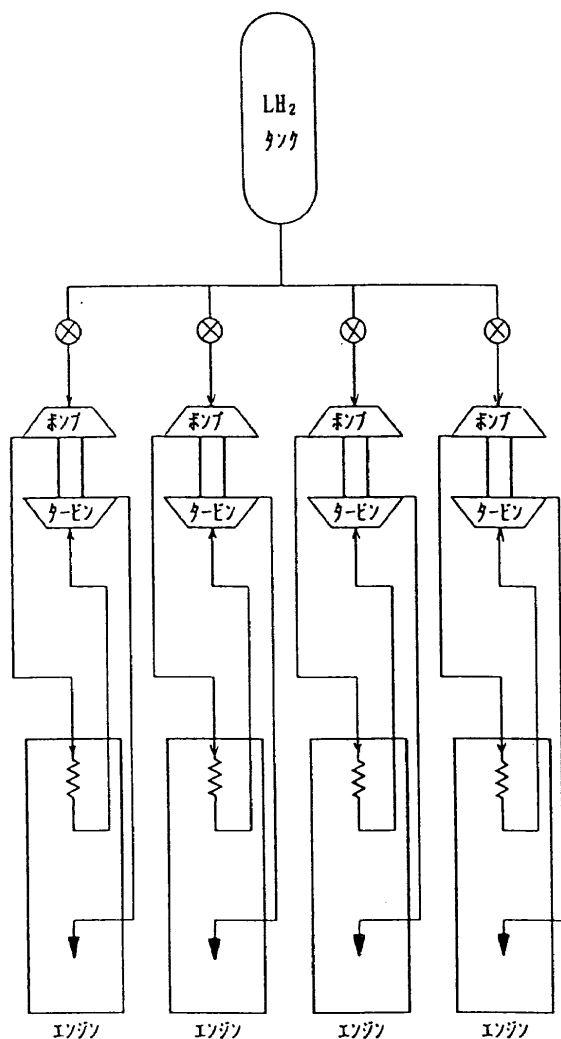


図 6.3.2-2 システム概要図

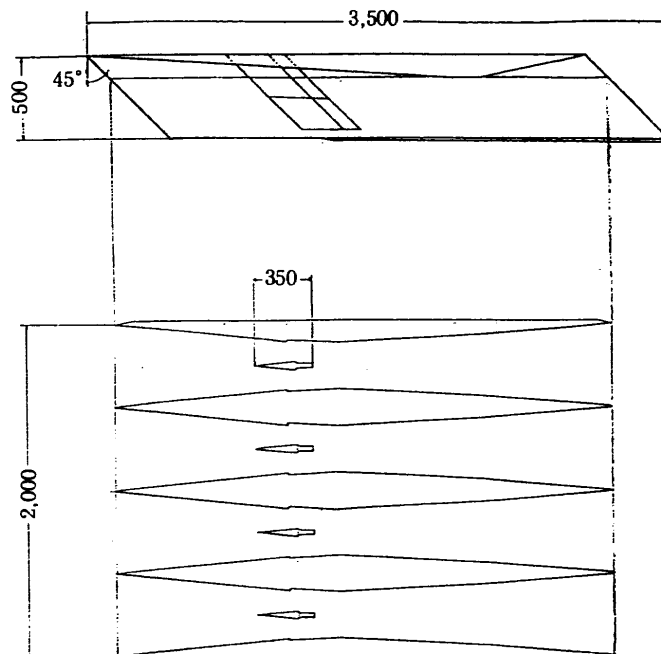
燃焼器部の長さを規定する主因は物理的 / 化学的着火遅れ時間（及び内部流速）であり、これは主流温度、燃料温度、当量比、燃料噴射方向、着火源の特性等により決まることから、第Ⅰ期までに比べて大きく変化（延長）することはないと考えられ、エンジン全体の長さを抑え得ると期待できる。

エンジンサイズが大きくなることで内部流路が拡大されると、エンジン断面内（軸に垂直な面内）における燃料分布改善の為に燃料噴射ストラットの複数化が必要になることも考えられるが、圧力損失の増大やストラット間の干渉等の問題が生じる可能性がある。ストラット数はこれらの問題を考慮した性能検討を行ったうえで決定すべきである。図6.3.2-3では第Ⅰ期までと同じくストラット1個の例を示している。この例では飛行環境に応じてストラットが収納可能な形態を想定している。

第Ⅱ期のエンジンに要求される作動領域はマッハ5程度からマッハ16までと広範な領域にわたり、同一エンジン形状で全域をカバーするのは難しいと考えられるが、エンジン内面を可変形状とするとしても、可変機構の付加による

表 6.3.2-2 性能諸元

項目	性能諸元
作動時間	600 sec
水素流量	1.7~4.6 kg/sec
ISP	1200~2600 sec
推力	35000~50000 N



注) 尚、エンジン形状は、概念検討の進捗状況により変更する可能性がある。

図 6.3.2-3 エンジン形状概要図

重量増や可動部のシール及び耐熱性、熱負荷の増大あるいは分布変化等の問題が生じてくる。また、実質的な形状変化の自由度を考えれば、最適形状への変形は困難であり有効性に疑問が残ることから、当面は固定形状を採らざるを得ない。可変形状への移行は、材料技術や潤滑技術等の進展に待つ部分が多い。

図6.3.2-3に示した案では同形状のエンジンを4基並列に配置しているが、エンジン間で干渉が生じることも考えられる。CFDによりエンジン間の干渉が予想される場合は、配置の変更が必要になることも考えられる。なお、表6.3.2-1及び6.3.2-2の数値は4基並列案によっている。

### 6.3.3 実験機の概要

第Ⅱ期の実験機のシステム構成を図6.3.3-1に、また形態の概念を図6.3.3-2にそれぞれ示す。

実験機の機体系はスクラムエンジンからの要求によって形状が制約される。すなわち、エンジンインレットおよび外部ノズルからの要求で前胴長さ及び後胴長さの最低長が

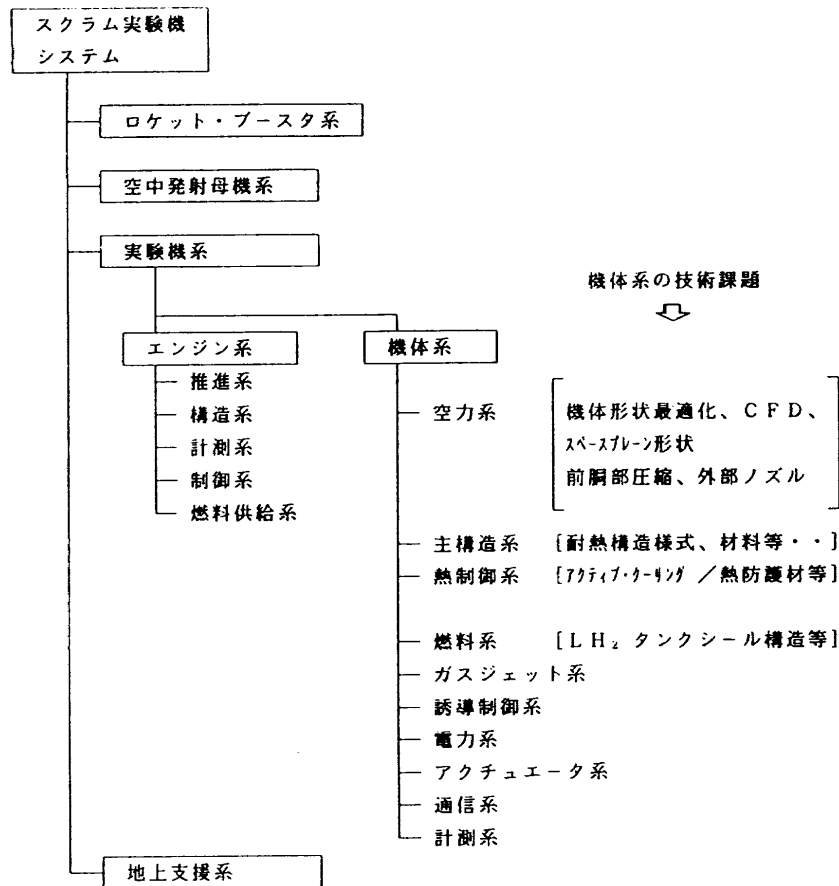


図 6.3.3-1 実験機システム構成

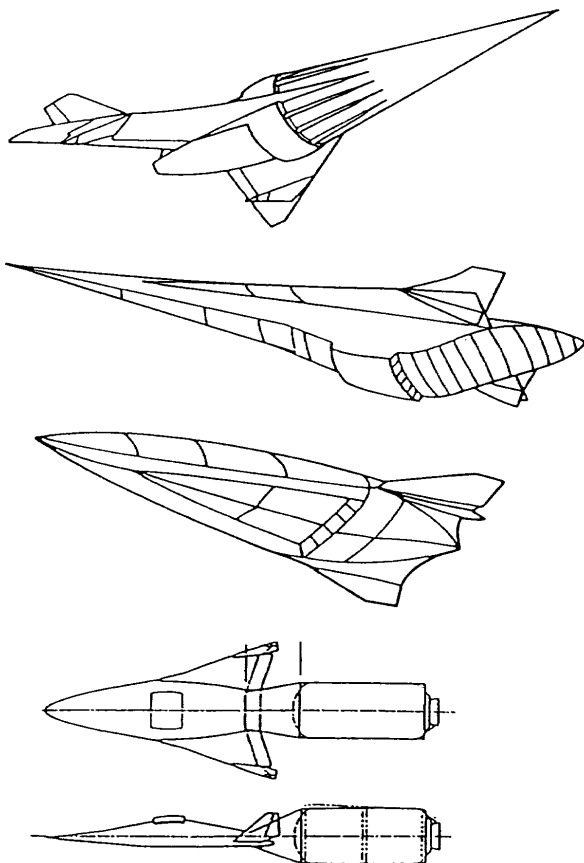


図 6.3.3-2 実験機の形態概要（出典；UCLA Extention）

決まることとなる。また、第Ⅱ期の機体は実験の最終フェーズであり、将来のスペースプレーン開発に備えて、解決すべき技術課題を含んだ機体システムともなる。

機体の形状はエンジン要求を含んだ、空力的な要求 / 制約から定まってくるが、機体の成立性は、構造系の技術課題を克服できるかが重要な鍵となる。

構造系に関する最も重要な課題は、空力加熱による極めて高い温度環境で構造材料の使用可能域まで温度を下げる耐熱構造に関する技術である。その方法としては、材料自身が耐熱温度の高い物を用いる方法と、冷却を行う事で温度を下げる2種類に大別することができる。また、この方法の組合せも考えられる。

ホットストラクチャ方式では、材料自身の耐熱特性が極めて優れている必要がある。高温特性に主眼を置いた材料開発が必要であり、既に研究が行われつつある、傾斜機能材料はこの分野への適用が大きく期待される候補の一つである。

材料の耐熱限界を越える機体部分では強制冷却構造の適用が必要である。第Ⅱ期の機体は、マッハ8近傍からマッハ16まで加速を行うことが想定されている。スクラムエンジンによる空気中での加速は、従来の宇宙往還機より空力加熱時間が長くなる可能性が高く、特に将来のスペースプレーンでは最も重要な、構造に関する技術課題である。

また、本実験機は液体水素を燃料として搭載するため、極低温推進剤の貯蔵タンク構造に関する技術開発が必要となる。従来の液体ロケットにも液体水素が推進剤として用いられている。しかし、液体ロケットの場合は空力加熱環境がスペースプレーンに比べ緩く、また燃料搭載後打ち上げ / 切離し投棄の時間も短く積極的な冷却は不要であったため、新規な技術開発が必要である。

#### (1) 設計概念

第Ⅱ期の機体の形状が設定されていないため、空力加熱温度の正確な値や分布領域は求まらないが、ここでは局所的に能動（強制）冷却を用いることを想定する。

能動冷却は材料の適用温度を越える部分に適用するが、更に層流から乱流への遷移位置推定の難しさによる設計温度の不確かさに対する設計余裕を確保する手段としての役割もある。

熱制御を行うには、全機レベルでの熱収支の最適化を行う必要がある。しかし、実験機の性格からデータの取得を優先し、むしろ積極的に広い範囲に適用することが望ましい。胴体先端部、主翼 / 尾翼前縁部、エンジン・インテークノズル等には必須となる。

#### (2) 能動冷却構造様式

能動冷却構造は次の 4 種類に大別できる。機体の部位毎に適した様式を採用することになる。

- 環流冷却構造 (Convection)
- ヒートパイプ冷却構造 (Heat Pipe)
- 発散（または水蒸気）冷却構造 (Transpiration)
- 相変化材料冷却構造 (Phase Change Material)

能動冷却は温度の均一化をはかることで局所的な高温部の温度を下げることを目的としている。各冷却構造様式の共通した長所、短所は次の通りである。

##### 〔長所〕

- 構造材料として、チタン合金、スーパーアロイ等の現有機材が使える温度域まで冷却できる。

##### 〔短所〕

- 構造が非常に複雑かつ緻密になり、部品・構造の加工・組立が難しい。これらは、重量増加の大きな要因ともなる。
- 検査が難しい。
- クーラントとの適合性に問題がある構造材料は使えず、材料選択に制約がある。
- 整備性が悪く、ターンアラウンド時間が長くなる。
- 小規模の破損も許されない。

#### (3) 能動冷却構造の適用

##### 〔胴体先端部への適用〕

相変化クーラント・リチウムを用いる環流冷却構造 (Convection) とヒートパイプ冷却構造が軽い。燃料の液体水素を用いる環流冷却構造は軽くはない。これは、エンジン性能を上げるためには、高圧高温の水素が必要である

のに対し、クーラントとして使用される水素は低圧高温であるため、直接燃料として使えずクーラント専用の液体水素として別途計上されるため、とされている。

##### 〔主翼前縁部への適用〕

胴体先端部では重量上有利であるリチウムを用いる環流冷却構造やヒートパイプ構造は、主翼前縁部では有利にならず、代わって液体水素を用いる環流冷却構造や発散冷却構造が有利とされている。

#### 6.3.4 加速手段概要

スペースプレーンの各コンポーネント開発の中で、本書はスクラムエンジンに限定して飛行実験計画を述べているが、別のコンポーネントとして、低速加速サブシステムについても同様な検討が行われるはずである。したがって、この低速加速サブシステムの飛行実験も兼ねれば、特に本試験として加速手段を考慮する必要はない。

しかしながら、これが不可能な場合は、何らかの加速手段を確保していなければ、本飛行実験は実現できない。そこでこれらに関する検討を行う。

加速手段として要求される投入環境条件は表 6.2.5-1 に示した通りである。

実験を開始する領域まで加速するための方法として、自力で加速して行けない場合、次のような方式が考えられる。

##### (1) ロケット等による打ち上げ

まず加速手段として利用できる既存ロケットの一覧を表 6.3.4-1 に示す。またロケット技術から派生する近未来的に有効な打ち上げシステムとして、フライバックブースタの概念を図 6.3.4-1 に示す。フライバックブースタは既存のものではなく、開発に多額の費用がかかるが、運用上のランニングコストは、使い捨てロケットと比べ、きわめて安価になるものと思われる。

##### (2) 航空機からの空中発射

次に簡便な打ち上げシステムとして航空機からの打ち上げ（空中発射）等も考えられる。

第Ⅱ期飛行実験は、第Ⅰ期と比較して、コストもスケールも大きくなる一方で、打ち上げ回数はできるだけ多く実施し、フルスケール開発のリスクを極力軽減することが予想される。したがって、加速手段としてはコスト最優先となる可能性が高い。

航空機からの空中発射は以下に示す長所がある。また、空中発射に関するパラメータの有効度について以下がわかっている。空中発射を行う場合はこれらを考慮して方法を設定する。

##### 〔空中発射の長所〕

- ペイロード能力の増加（加速能力）
  - 打ち上げのフレキシビリティの増加
- 打ち上げ時期が任意に選べる（公海上での打ち上げ）。

表 6.3.4-1 世界の主要ロケット一覧

主要型名	HL-1	HL-11	M-S11	M-V	J-1	Atlas	Delta	Titan	SCOUT	Pegasus	Taurus	Pacastro	Ariane	Soyuz	長征	備考
全長	40.3m	49m	27.78m	31m	32.9m	43.9m	38.1m	47.3m	22.9m	15.5m	27.5m	22.0m	50.4m	49.3m	51.2m	
直径	2.44m	4.0m	1.41m	2.5m	1.81m	3.05m	2.44m	3.11m	1.4m	1.27m	2.34m	1.6m	3.8m	2.6m	3.35m	
全備重量	140ton	264ton	61.7ton	130ton	87.1ton	164.7ton	230ton	680ton	21.75ton	19ton	81.65ton	26ton	420ton	290ton	464ton	
LEO打上げ能力	3200kg	10500kg	780kg	1950kg	1000kg	5580kg	5045kg	14510kg	255kg	455kg	1450kg	325kg	9600kg	7000kg	9265kg	
GTO打上げ能力	1100kg	4000kg	517kg	1215kg	---	2250kg	1820kg	5000kg	54kg	125kg	375kg	---	4200kg	---	3370kg	
GEO打上げ能力	500kg	2200kg	209kg	490kg	---	1140kg	---	2500kg	---	---	---	---	---	---	1500kg	
軌道投入精度	±1200m ±0.3° GEO	±250m ±0.03° GEO	---	---	---	±6.5km ±0.01° LE0 ±0.01° LE0 ±0.5° LE0	±18km ±0.01° LE0 ±0.5° LE0	±11km ±0.01° LE0 ±0.9° LE0	±110km ±0.03° LE0 ±0.2° LE0	±10km ±0.02° GEO	±37km ±0.2° LE0	±10km ---	±52km ±0.02° GEO	---	±6km ±0.15° LE0	
初回打上げ時期	1966	1994	1985	1995	1995	1990	1990	1989	1979	1950	1992	1996	1989	1993	1990	
ステータス	開発終了	開発中	運用中	開発中	開発中	運用中	運用中	運用中	運用中	運用中	開発中	開発中	運用中	運用中	運用中	
開発国	日本(NASDA)	日本(NASDA)	日本(ISA)	日本(ISA)	日本(NASDA)	USA	USA	USA	USA	USA	USA	USA	ESA	CIS	中国	
主な製造メーカー	MHI	MHI	日産	日産	日産	GD	MD	MM	LTV	OSC	OSC	Pacastro	CNES	Glavkosmos	COMIS	
主なミッション	LEO, GTO, GEO	LEO, GTO, GEO	LEO, GEO, GEO	LEO, GEO, GEO	LEO	LEO, GTO, GEO	LEO, GTO, GEO	LEO	LEO, GTO	LEO	LEO	LEO	GTO, GEO	LEO	LEO, GTO	
打上げ回数(成功/全)	7/7	0/0	6/6	0/0	0/0	1/1	1/1	2/3	13/13	1/1	0/0	0/0	6/6	566/7	1/1	
打上げ回数/年	2	2	1	1	2	4	10	1	10-12	12	3	---	10	40-45	---	
打上げ費用	\$90M	\$100-120M	\$11M	\$40M	---	\$65-75M	\$45-50M	\$130-150M	\$10-12M	\$7-12M	\$15M	\$5M	\$110-120M	\$14M	\$40M	1990 US\$ 換算値
ペイロード 最大	2180mm	3700mm	1400mm	2200mm	1400mm	3650mm	2794mm	3650mm	965mm	1170mm	1270mm	1500mm	3650mm	2850mm	3800mm	
平均部長さ	2689mm	3500-5000mm	2059mm	3343mm	2059mm	5258mm	1946mm	8049mm	840mm	914mm	2440mm	2000mm	2760mm	6720mm	6000mm	
アクセシブル期間	T-11hours	T-10hours	---	---	---	T-3hours	T-17hours	T-3hours	T-3hours	T-24hours	---	---	T-8or9days	---	---	
静荷重 燃焼	+9.3g ±2.0g	+5.0g ±2.0g	---	---	---	+6.0g ±2.0g	+6.0g ±2.0g	+2.5 -5.0g ±2.0g	+9.8g ---	+8.5g ±3.5g	+7.0g ---	---	+4.5g ±0.2g	---	---	
燃焼環境	141dB (full)	141dB (full)	---	---	---	138dB (1/3)	145dB (1/3)	142dB (full)	137dB (1/3)	136dB (?)	---	---	142dB (1/3)	---	142dB (full)	
燃焼環境	1500-10000Hz	800-2500Hz	---	---	---	2000g	4100g	4100g	30-80g	325g	---	---	2000g	---	2000g	
ペイロード 最小/最大	151kg/351kg	101kg/301kg	---	---	---	101kg/151kg	151kg/351kg	101kg/261kg	15-30kg/7	---	---	---	1500-4000g	---	101kg/261kg	
燃焼/機	0.28psi/s	0.34psi/s	---	---	---	0.8psi/s	0.5psi/s	1.0psi/s	2.0psi/s	---	---	---	0.5psi/s	---	---	
燃焼/機	Class 10000	Class 10000	Class 10000	Class 10000	Class 10000	Class 10000	Class 10000	Class 10000	Class 10000	---	---	---	Class 10000	---	Class 10000	
エンジン 数/配置	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	
エンジン 型名	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	RD-180	

出典: International Reference Guide to space Launch Systems, AIAA(1991)

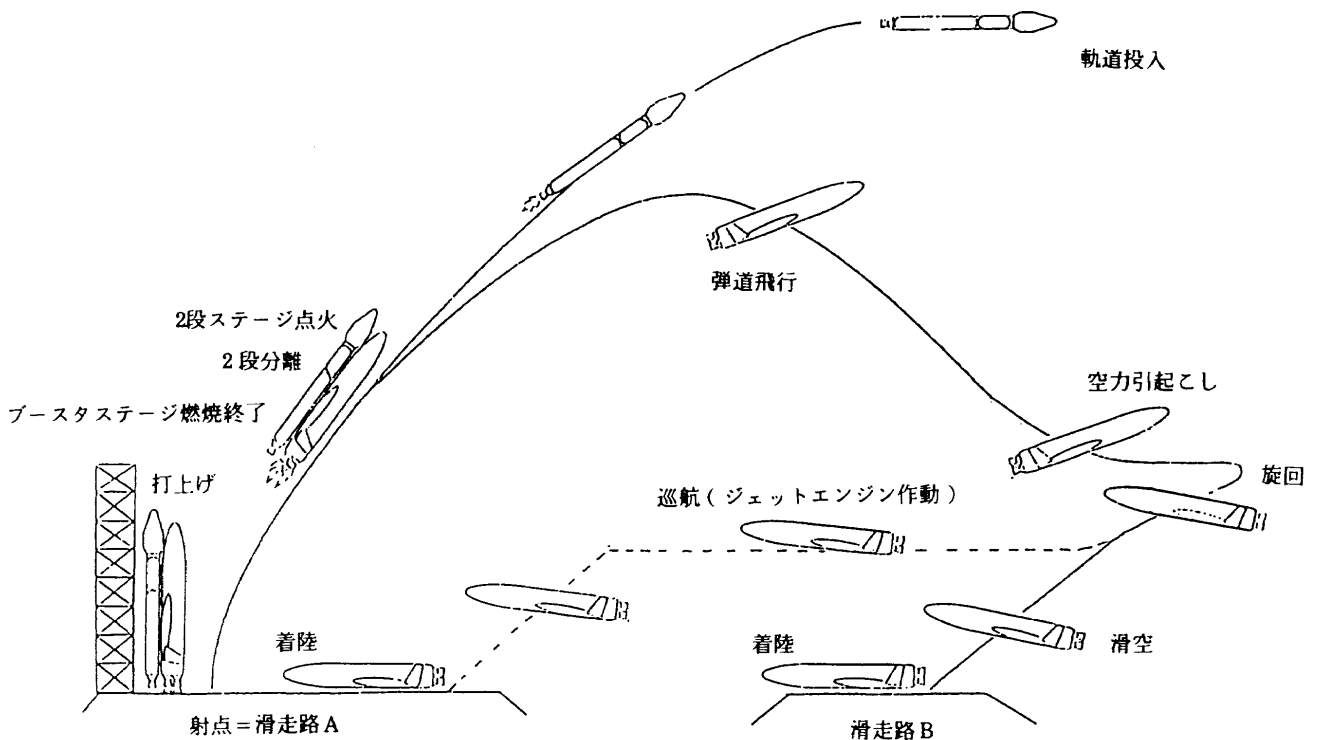


図 6.3.4-1 フライバックブースタの概念

打ち上げ位置が任意に選べる（赤道上、極地上、着陸場からの制限に対し最適の位置から打ち上げ）。

#### 〔空中発射パラメータの有効度〕

##### • 空中発射初期速度

初期速度の増加は頂点速度の増加になるが、さらに速度損失の減少にもなる。しかし、これは初期速度の増加によって動圧が増え、翼による引き起こしが早く行われる事ともなる。抵抗損失が若干増えても、その他の損失がそれ以上に減ることで、全体としては有利となる。すなわち、空中発射では初期速度が速いほどよい。

##### • 初期高度

重力損失は高度に相当する部分だけ減少する。高度が上がると抵抗損失とロケットモータの圧力損傷は減少する。但し高度が上がると動圧も下がるため、ある高度になると速度損失はほぼ一定になる。有翼の空中発射では、初期高度が 10km の場合に比べ 20km になると速度損失が 75% となるが、30 km にしても 5% 程度速度損失が減る程度である。以上から、初期高度は 10 km から 20km の間でよく、この間で可能な限り高度を高くする程よい。

##### • 初期経路角

初期経路角は  $20^{\circ} \sim 30^{\circ}$  が最適である。この角度より大きいと重力損失が増え小さいと抵抗損失、マニューバ損失が増え、全速度損失が増加する。母機から離脱後この範囲に早く入れる程よい。

#### 〔空中発射方式〕

母機が実験機を搭載して所定の位置、高度、速度に達する能力は当然求められるが、実験機の搭載形態には次の方式が想定される。

##### 〔翼下（胴下）吊り下げ / 分離〕

翼下吊り下げ方式は、最も実績の多い発射方法である。分離も実験機の自重落下によって母機から所定の距離にはなれた後ロケット等に点火し、所定の飛行を行うものである。但し、翼下に吊り下げる場合は搭載時の抵抗増加、分離時の不釣り合いに対する、母機側の制御能力が十分あることが求められる。

胴体下に搭載する場合は、左右の機体アンバランスに対する制御能力要求はない。しかし、一般に胴体下面と地面との距離は小さく、実験機の寸法が制限されることとなる。小型の実験機が対象となる。

##### 〔胴上搭載 / 分離〕

米国スペースシャトルなどで用いられている方法である。実験機の翼による空気力によって母機と実験機とが分離する。必要であれば、母機側は緩降下および旋回を行い、実験機は上方へ分離することで衝突を避ける。分離の事前検討を綿密に行う必要がある。

##### 〔胴体内搭載 / 引き出し / 分離〕

母機の胴体下面を切り欠き、実験機を搭載し重力落下により分離する方法と、実験機を胴体内に収納し後部ランプドアから空中へと投下する方法がある。胴体の後部から引き出す方法としては、物資の空中投下で行われる方法と同



じく、パラシュートを用いる手段があるが、速度が低下し空中発射の利点が減少する。

以上の各課題はいずれも実験機の形状 / 分離方法を設定した後、機体の空力特性データを求め、シミュレーション等により確認する必要がある。

## 参考文献

- 1) 昭和63年度 高度技術集約型産業動向調査, 「スペースブレン開発動向調査報告書」, 社団法人 日本航空宇宙工業会, 平成元年 3 月。
- 2) P. T. Harsha. ; Integrated Hypersonic Vehicle Design, UCLA Short Course Lecture Note (1987).
- 3) F. A. Hewitt, Aerospaceplane Propulsion, HOTOL SYMPOSIUM, 20th, The British Interplanetary Society, Nov. (1986).

## 第 7 章 国際協力について

### 7.1 全 般

冷戦構造の軍事体系にささえられて、発展したのが世界の宇宙開発である。しかし、これからは、1 国 1 国が同じ様な宇宙輸送システムを保有できる時代ではなくなる。すなわち宇宙開発は、もはや 1 国だけで、クローズする分野ではなく、世界的視野で、技術分業をはかり、補完しあい、開発リスクを共同分担し合う時代になりつつある。このような時代にあって今後、このスクラム FTB がどんな展開をするか展望してみたい。

HOPE HYFLEX の延長で第 0 期は TR-X ベースでの国内プロジェクトとしてクローズするものの、第 I 期の飛行 range は 2000 km, 第 II 期は地球を半周するような大規模な実験になり、第 I 期以降は、まちがいなく国際協調を前提とした計画になる。国際共同について暗示的な例は仏の SEP を始めとする企業群がロシアに資金援助をし、本計画でいう第 0 期相当の試験を実施しているものである。国際協力はいざ本番の SP で始めて実現するものではない。その前段階から、スラップ・バイ・ステップで進展し、規模、内容をスケールアップする必要がある。その過程で各国のシェアが明確になってくる。第 I 期での多数回の飛行実験を実現するには次項に述べてあるように空中発射方式のもつ魅力は大きい。飛行マッハ数に合せ、母機で発射位置を調整し、地上の着陸場及び航法設備を有効利用できる。この種の条件を満たす国は限られてくる。しかも実際に FTB 飛行の実績をもつとなるとロシアが最も有望になってくる。

しかし、組むとしてもその分担の仕方が問題になってくる。エンジンも FTB も全てがロシアが上である。しかし、我が国のスクラムエンジン開発計画では 1990 年代後半には液水エンジンが完成する。それを搭載する FTB を日-露共同設計とし、製作は露側とする事が考えられる。飛行実験

もカザフ、シベリアの広大な空域をつかう。現在の為替レートで推移すれば、日本側で開発する約 100 分の 1 の予算で済む事になる。ここでは当面日-露共同の構想を考えているが、米国あるいは他のヨーロッパ諸国もロシアを軸として国際共同で進む可能性が大きい。むしろ心配なのは、諸外国に比べて我が国は国際協力の経験も浅いし、とりわけロシア関係は、領土問題とからみ、非常に外交的な動きを鈍くしている。ただし通産のエクспレス計画にみられるように日-独を軸に間接的に独経由でロシアが入り込む可能性もあり、多面的協力体制を模索すべきであろう。

現段階からロシアの CIAM を始めとするスクラム関係機関と接触を取り、情報交換、研究者の交流、あるいはロシア側の豊富な設備の共同利用等を通じ、相互交流を進める事が肝心である。

### 7.2 日-露共同開発の可能性

#### 7.2.1 スクラム実験機検討の経過

現在 NAL で研究開発が進んでいるスペースブレン実現のための各種要素技術 (スクラムエンジン、空力、構造、制御 etc.) の飛行実証を目的に昭和 63 年よりスクラム実験機 (FTB) の概念検討を行ってきた。我が国領土内での実施を前提に、TR-1, TR-X 等のロケットブースターによる打ち上げ方式の可能性を検討してきた。しかし、飛行レンジが 1500~2000 km に及ぶため、種子島打ち上げとすると、落下地点が海上となり回収が困難で、かつ 1 回毎に機体も使い捨てとなり試験費用が膨大な額になる。また、FTB 実験を我が国領土、領空内で実施しようとする、過密な空域のため、飛行許可はまず取れない。また、多額の漁業補償等で多数回試験は困難が予想される。一方、スペースブレン設計用データを実験機プログラムで整備しようとする、多分マッハ数 [M] 10 以上の地上設備の建設は極めて高価になり、FTB でデータを取得する必要性が大きい、M 数、動圧、高度等をパラメータにふった多数回試験が不可避となる。また機体、エンジンの再使用性、構造健全性まで確認しようとする、数 10 回のフライトが必要となる。そこで今後のスペースブレン及び極超音速機 (HST) 開発のプロセスとしては、FTB フェーズは海外の広い領土、空域を活用し、データを取得することが現実的と考えられる。領土、領空の広さという点では距離的に近いオーストラリア、中国等が考えられるが、宇宙インフラが整備している旧ソ連の持つ魅力は大きい。

#### 7.2.2 時代的考察

ご承知のように、ソ連政治体制の崩壊に伴い、東西冷戦構造は消滅した。それとともに、宇宙開発の持つ軍事的意味合いも大きく薄れた。

その一方で、旧ソ連経済は悪化の一途をたどり、世界の不安定要因の一つになっている。西側先進国は好むと好ま

ざるとにかかわらず、対旧ソ経済支援を、しかも大規模に行わねばならない。日本一国にしても数兆円規模の支援を覚悟しなければならないだろう。しかし経済原理からいって一方的な無償援助ではありえず、旧ソ連サイドからの応分の還流が起きることになる。それは原油、木材、鉱物資源等の原材料が期待されるが、西側にとって見逃せないのが、旧ソ連宇宙インフラの活用である。このまま放置すると旧ソ連の宇宙インフラは間違いなくサビついてしまう。これからの宇宙開発をグローバルに考えようとする、これは大きな損失になりかねない。西側の宇宙開発予算削減が進む状況での現損縮小が決定的となった今、多分旧ソ連の宇宙インフラの国際的視野に立った有効利用という考え方は今後加速されることになる。その代表的事例として、米国の宇宙基地フリーダム、旧ソ連宇宙ステーション・ミールの国際共同利用ステーションとしての利用価値がクローズアップしてきている。

### 7.2.3 空中発射を主とするスクラムFTB実験の開発のステップ

さて、本件の極超音速飛行実験の観点から、旧ソ連の持つ魅力を考察してみよう。これまで我々が検討を進めてきたロケット打ち上げ方式だと、固定の発射地点から、異なるM数の試験を実施しようとする、高価な誘導設備を備えた回収地点が大きく移動することになり、効率が甚だ悪い。それに反し、空中発射方式だと上空での発射位置を調節することにより、一定の回収地点に着陸させることが可能になる。また、空中発射方式は、母機による初期速度の付加に加え重力損失の低下による効果が大きく、ブースタが小型になり、かつ試験費用も安価になる。日露共同実験を前提とした第Ⅰ期の実験機開発のステップは大づかみに以下のようなものになると考えられる。

#### ○第1ステップ……小型フライトモデルによる空中発射実験

この開発ステップの主目的は、次に続く本格的な極超音速実験を無駄なく、効率よく進めるためのトレーニングにある。低速ながら、空中切離しに係わる技術的課題をマスターし、ロシア側の有する誘導制御設備の習熟及びスタッフのコミュニケーションを円滑にすることが主である。

内容：小型キャリア&小型フライトモデルによる離発着施設整備、空中発射技術、地上回収技術、航法誘導設備整備

#### ○第2ステップ……極超音速飛行実験

この段階において初めて、ダミーエンジンを搭載した極超音速実験機 (HSTV : Hyper Sonic Test Vehicle) が登場する。多分 HSTV の全備重量は 2t 以下、試験速度に応じて 10 数 ton ~ 30 数 ton の SRB がそれに付加される。このペイロードに比べられる大型キャリアはアントノフ (最大搭載能力 200t) を初め多彩な航空機群が利用可能である。

以下の各種の飛行データを取得するために数回の試験が必要であろう。

内容：大型キャリア & 極超音速実験機の空中発射技術、飛行安定性、制御性、ADS の整備、航法誘導、各種センサ性能、抗力測定、CFD 検討、高空空力特性、実在気体効果、機体構造健全性

#### ○第3ステップ……エンジン搭載飛行実験

いよいよ日本側で試作されたスクラムエンジンの HSTV に組み込まれ、M=6~10 の広範な飛行実験に供されることになる。具体的試験項目は以下のようなものである。

内容：推力測定、空気捕獲性能、ノズル性能、CFD 検討、スロットリング、実在気体効果、各種センサ性能、飛行安定性、制御性、エンジン構造健全性

### 7.2.4 開発体制

これまでの旧ソ連の宇宙開発体制はグラブコスモス (宇宙総局) が一元的に管理している体制であった。しかしこれからは主要な宇宙インフラが各共和国に分散することになる。関係国の状況を示すと

ロシア共和国：グラブコスモスが解体し、エネルギア公団がロシア共和国に属する。それに伴い CIAM (航空エンジン中央研究所)、VIAM (材料中央研究所)、TSAGI (空気力学中央研究所) 等もロシアに属することになる。機体設計、エンジン設計を含め、共同開発しようとする際の窓口となり、主要なパートナーとなり得る。

ウクライナ共和国：キャリアとしてアントノフ等の大型機を旧ソ連側エンジン風胴で性能確認試験を終えた複数モジュールに使用するとき必要な交渉国となる。ドニエプロペトロフスクは、航空機工業が盛んでアントノフ等の大型キャリアが調達できる。また、ジェットエンジン、ロケットエンジン等の研究開発も盛んである。

カザフ共和国：バイコヌール基地があり、このプログラムの相手国として最も重要な共和国である。

バイコヌール宇宙基地の広さは、大まかに 100km × 100km といわれている。もちろんその周辺に広がる数 100km に及ぶ砂漠、草原地帯は着陸場として申し分のない環境を提供してくれることになる。地上設備も完備している。液体酸素、液体水素供給設備、慣性誘導設備、航法制御設備等、全てが利用可能である。

外交上の問題をより簡便にくぐり抜けるにはなるべく対象とする国を少なく抑える必要がある。その意味では、バイコヌール基地のみを活用するケースで、交渉国はカザフ共和国 1 ヶ国で済む。この場合は、機体、エンジンは全てわが国から持ち込むことになろう。最も複雑なケースは 3 ヶ国にまたがり、技術も幅広く導入し、共同開発を狙うケ

ースである。もちろんその中間の選択も有り得る。

## 第8章 ま と め

スクラムジェットエンジンの研究開発に不可欠な手段としての飛行実験構想についてステップアップ方式を基本とした検討を行った。

本検討ではスペースプレーン用実用エンジンの開発に先立つ飛行実験を3つのフェーズから構成した。第0～Ⅱ期におけるステップアップによる開発シナリオは表8-1にまとめたが、その概要は次の通りである。

第0期では実飛行状態におけるスクラム燃焼の実現を主要ターゲットとし、簡単なインレットと燃焼室から構成されるエンジンの試験を行う。飛行はマッハ8までの弾道飛行とし、地上燃焼試験と実飛行での燃焼の差異の把握が重要な技術成果として期待される。第0期の飛行実験用のエンジンは、ラムジェットエンジン試験設備による地上試験に供されたものに必要な改修を加えたものになり、空中における確実なエンジン始動シーケンスの確認や飛行中のエンジン状態の計測技術等も重要な課題となる。機体は経費/開発期間を極小にするため通常のロケット頭胴部にエンジンを平行に取り付けた必要最小限の形態を想定している。

第Ⅰ期では、スクラムジェットエンジンにおける主要課題のひとつであるエンジン/機体一体化技術に関する飛行試験を中心に、再生冷却等のエンジン制御系の基本的な機能の試験を実施する。そのためには前胴及び外部ノズル並びに姿勢制御を行うための主翼を有する実験機を必要とする。また、いわゆるスペースプレーン形状を有する機体の機首や翼前縁には能動冷却を必要とし、機体開発自身も技術的な課題となると考えられる。しかし、機体重量/姿勢制御能力への負荷/開発経費等の軽減のため搭載エンジンは1基に限定され、その結果飛行は高度、速度を一定にはできない準定常飛行に留まる。また、エンジン及び機体の開発経費が多額になることから機体、エンジンとも回収/再使用されることとなる。

第Ⅱ期では、実用エンジンの設計に必要なデータ取得を完了することを目指し、複数エンジンを搭載した機体による飛行となる。エンジンのスケール効果把握も重要な課題のひとつになり、サブスケール第0、Ⅰ期に比べて拡大されたエンジンを複数搭載することを想定している。第Ⅱ期では、自力加速及び定常運転を可能とする機体/エンジンのスケールが不可欠となり、エンジンの軽量化も主要課題となる。第Ⅱ期においては飛行速度も実飛行の大部分をカバーすることとなる。実験速度域までの加速については、実験機自身による加速の可能性もあるが機体の小型化のためには空中発射を含む打ち上げロケットの使用が現実的であるとえられる。

これらの飛行実験は、地上設備による試験や数値シミュ

レーションによる解析等と相互に技術的フィードバックを行いながら進められる必要があり、時期的にも地上試験と並行した進行が不可欠である。

今回の検討においては、3段階のステップアップ方式を採用したが、各フェーズのステップアップにかなりの時間を要すること、国際協力を想定すると既に外国においては初歩的な飛行実験が開始されていることなどから、我が国においても早期における計画開始が望まれる。

## あ と が き

航空宇宙の技術開発においては、リリエントール、ライト兄弟の例を引くまでもなく、飛行実験は不可欠のプロセスである。その後の技術進歩により、風洞試験をはじめとする試験設備による模擬「飛行実験」が可能になり、さらに近年ではコンピュータを用いた数値シミュレーションという有力な模擬「飛行実験」ツールの使用が可能となってきた。

しかし、航空宇宙に対する要請の高度化により、地上設備の模擬能力を超えた条件下での飛行技術の開発が必要とされ、その代表例がいわゆる空気吸い込み式エンジンにより軌道速度と同程度までの加速を目指すスペースプレーンである。とりわけスペースプレーンのエンジンの有力候補であるスクラムジェットエンジンの研究開発において、飛行実験は、種々の制約/限界をもつ地上試験を補うものとして極めて重要な位置を占める。

総合/統合技術としての航空宇宙技術は、その最終段階としての飛行実証を経て初めて完成したものとなる。冷戦構造崩壊により国際協力が一層加速されると予想される航空宇宙分野の技術開発において、自主技術に基づく参加を可能とするためには、独自の飛行実証手段の確立が重要となる。

このような観点からスクラム実験機による飛行実験は、今後の我が国の航空宇宙技術開発において重要な方向のひとつであるとの認識により、航空宇宙技術研究所及び関係航空宇宙メーカの協力で、スクラムジェットエンジン開発のための飛行実験について検討を行った成果をまとめたものが本報告である。スクラムジェットエンジンの飛行実験計画策定の一助となれば幸いである。

表 8-1 スクラムジェットエンジン飛行実験開発シナリオ

開発方針	地上試験	第0期 飛行実験	第1期 飛行実験	第2期 飛行実験
技術課題	リア・スクラムジェット単体の評価	リア・スクラムジェットの地上試験との比較 (ロケットによる打上げ)	リア・スクラムジェット・機体統合化 (所定軌道投入後、実験機単体で飛行)	大型リア・スクラムジェット (所定軌道投入後、実験機単体で加速)
エンジン設計	供試エンジン200mm×200mm	供試エンジン200mm×200mm	供試エンジン200mm×200mm	供試エンジン500mm×500mm
システム性能評価	基本性能、基本原理の確認	地上試験結果の確認	第0期エンジンを有翼機に取り込む 機体統合状態での性能評価	パラメータのエンジン間干渉を覆脱する
システム評価方法の確立	主要性能と代表計測項目の評価	実在機を用いた飛行実験	機体統合状態での性能評価	機体を含む全系での性能評価
システム性能	地上での性能評価方法の確立	飛行実験としての評価方法確立	評価技術の確立	評価技術の確立
推進性能	ダクト内推力性能確認	飛行実験としての推進性能確認	機体統合状態での推進性能評価	第1期評価技術の確立
冷却性能	無冷却または水冷却	再生冷却は行わない	フライトモデル再生冷却システムの評価	第1期再生冷却システムの大規模化
インレットの設計	C/FD解析と試験の比較	同左 (飛行形態での検証)	同左 (解析方法の確立)	C/FDに基づく設計
流れ場の影響	設備ノズルの主流境界層で固定	低乱れ状態、入り口境界層無し	実機類似形状	実機類似状態 (スケール効果の確認)
内部ノズルの設計	C/FD解析と試験の比較	同左 (飛行形態での検証)	同左 (解析方法の確立)	C/FDに基づく設計
ノズル形状	設計手法の確認	低動圧比ノズル	高動圧比ノズル	機体統合ノズル形状
燃焼器の設計	各種パラメータの評価	大気条件を考慮した設計	機体統合状態を考慮した設計	実機原型のスケールモデル
点火制御	地上設備支援型点火器 (アースポート)	搭載型点火器 (軽量型)	同左	実機搭載型点火器
燃焼制御	噴射方法などによる制御方法の確立	地上試験結果の飛行実験	同左	極超音速領域の飛行実験
燃料供給系の設計	地上設備による	ガス押しまたは小型ポンプ	同左	ポンプ開発 (ハーフスケーリング)
燃料流量制御	流量可変 (アリセット)	流量一定	流量可変	飛行環境による流量自動調整
燃料温度制御	地上設備または再生冷却による	無し (再生または余剰冷却)	同左	完全再生冷却
冷却系の設計	無冷却、水冷	水素再生冷却	エンジン再生冷却の飛行実験	機体を含む再生冷却性能の確認
耐熱材料	既存材料を用いた耐熱設計	同左	部分的に新材料採用	F/GM等新材料の積極的採用
計測系の設計	エンジン性能計測技術の確立	実飛行で計測できるシステム	計測システムの技術実証	同左
計測手法の確立、検証	計測項目、手段の絞り込み	計測技術の評価	計測システムの技術実証	同左
センサ開発	必要なセンサの開発	同左	同左	同左
実験機機体の設計		ロケット形状を基本とする	実験機は有翼とする	第1期より更に大きな有翼機とする
機体構造設計		ロケット構造設計技術に基づき設計	小型航空機設計技術の導入	中・大型航空機等の設計技術導入
主構造設計		アルミ合金等一般的な材料を使用する	同左、但し部位に応じ耐熱処理を実施	同左、但し部位に応じ新素材を使用
熱構造設計		短時間のため、特に積極的な冷却無し	受動型、能動型熱防衛システム構築	積極的なアクティブクーリング実施
機体計測技術		簡易的な計測システム	計測技術としては確立を目指す	同左
A/D		地上試験機A/D Sの改修品を搭載	O期技術を発展させ、小型軽量化を図る	第1期をそのまま流用
推力計測技術		地上用の改修 (推力、温度、圧力)	搭載型への改修 (小型軽量化)	同左
空力系		C/FDで検証するためのデータ取得	C/FDによる空力設計手法の確立	第1期で実証された設計技術の応用
インレット (前胴) 形状		適用せず	第0期の結果を受けて改良	第1期の結果を受けて改良
ノズル (外部ノズル) 形状		排気・外部流干渉及び実在機体効果確認	第0期結果を受けて改良	第1期の結果を受けて改良

---

## 航空宇宙技術研究所資料 662号

平成6年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊞182  
印刷所 株式会社三興印刷  
東京都新宿区西早稲田 2-1-18

---

Printed in Japan