

# ジェット実験機の基本設計について

村上 哲（宇宙航空研究開発機構）

Preliminary Design of the Jet-Powered Supersonic Experimental Airplane

Akira Murakami (JAXA)

*Key Words : Aircraft Design, Experimental Vehicle, Supersonic Aircraft, Unmanned Vehicle*

## Abstract

We had promoted the “Supersonic Research Program” from 1997 to 2007 to establish the advanced technologies for the next generation supersonic transport. In this program, the Jet-Powered Supersonic Experimental Airplane (NEXST-2) project had been planned as a post project of the “NEXST-1” project. The “NEXST-2” project started in 2001, however, it was cancelled in 2003 after the failure of the first flight trial of the NEXST-1. This paper describes an overview of the “NEXST-2” project that we planned in 2001 and some preliminary design results of the NEXST-2 vehicle.

### 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループの前身である航空宇宙技術研究所において「次世代超音速機技術の研究開発」を平成9年から平成19年にわたって進めてきた。この研究開発においては、ロケットで打ち上げる無推力実験機であるロケット実験機（NEXST-1）に引き続き、ジェットエンジンを搭載した小型超音速ジェット実験機(NEXST-2)の開発と飛行実験を計画していたが、平成14年のロケット実験機の第1回飛行実験失敗に伴い、本研究開発計画を見直しを行い、ジェット実験機の開発・飛行実験については中止することとなった。ここでは、当時のジェット実験機の開発計画と、平成12年度末から平成15年上期までの約2年半にわたって実施したジェット実験機の基本設計の成果の概要を紹介する。

### 2. ジェット実験機開発計画

#### (1) 技術目的

ジェット実験機の開発及び飛行実験はロケット実験機開発成果を可能な限り活用しつつ、推進システムなどロケット実験機の開発成果の延長上にない技術も踏まえて、ジェット実験機の主たる技術目的を以下の通りとした。

①実機相当の設計要素・課題を有する形状を対象に、ロケット実験機で開発した空力設計法を核として逆問題・最適化設計法を適用して形状設計を行い、飛行実証すること。本研究開発においては空力抵抗を評価指標として、機体・ナセル統合形状最適化をその中心課題とした。

②超音速インテーク、ノズルを含む推進システム

設計技術の開発実証を図ること。特に超音速インテークについてはこれまで我が国に技術蓄積のない可変形状インテークを搭載して、インテーク可変制御を含む超音速推進システム制御の飛行実証を行うことを目的とした。

③熱可塑複合材による構造適用技術の開発実証を図ること。本研究開発においては桁・リブ構造も含めて複合材構造を主翼外翼に適用する計画とした。

④実験機開発を通して航空機システム統合技術の蓄積を図るとともに、無人機飛行実験技術の高度化を図ること。

#### (2) 飛行実験基本性能

上記の技術課題の実証或いは必要な技術データ取得のために、表1に示すジェット実験機形態及び飛行実験基本性能を目標とした。

表1 ジェット実験機形態及び基本性能目標

形態概要	無人双発ジェット機 ・機体サイズ：ロケット実験機相当 ・機体重量：2,750kg程度
実験機数	2機
飛行実験速度	・高度10km～15kmでのマッハ1.6～2.0での超音速飛行実験 ・遷音速飛行実験
飛行実験回数	30回（遷音速飛行実験含む）
主計測項目	ロケット実験機相当 ・空力性能計測 ・エンジン推力計測 ・構造データ計測 ・圧力/境界層計測 ・空力加熱計測

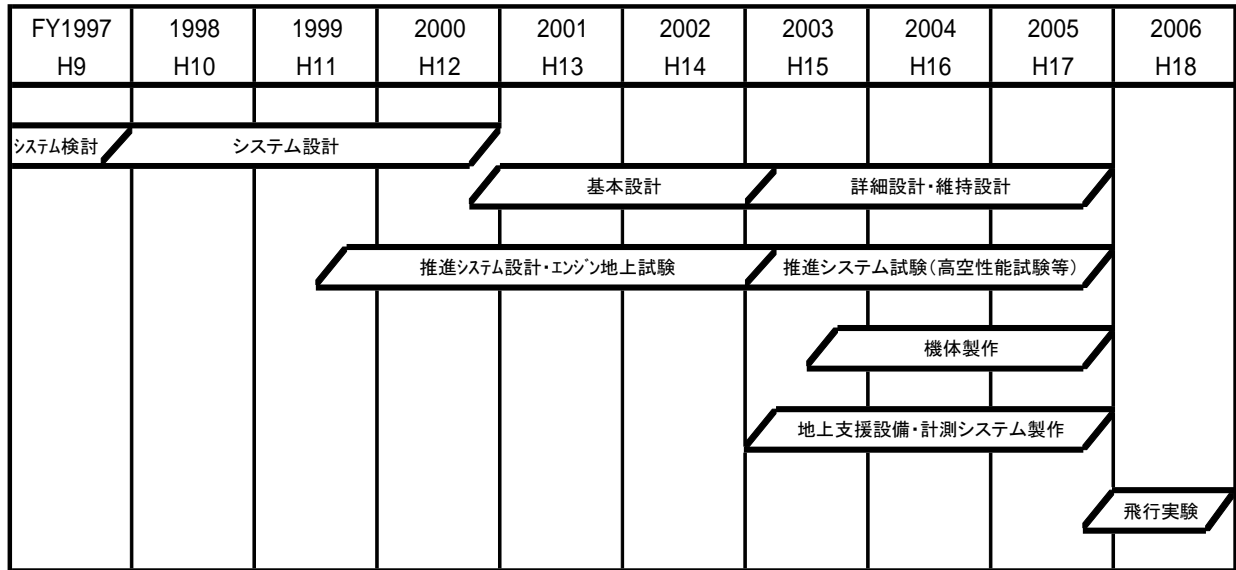


図1 ジェット実験機開発スケジュール(平成13年1月計画時点)

(3) 開発スケジュール

平成13年度計画時点におけるジェット実験機の開発スケジュールを図1に示す。平成12年度末から基本設計に着手、詳細設計を経て平成17年度に開発を完了し、飛行実験を平成18年度から実施する予定としていた。しかし、平成14年7月のロケット実験機の第1回飛行実験失敗を受け、ジェット実験機の開発については基本設計がほぼ完了した平成15年度上期をもって終了することとなった。

3. ジェット実験機飛行実験システム

ジェット実験機では機体規模などの関係から自立した離着陸による飛行は困難であるため、実験機の発進及び回収を支援するシステムが必要であった。このため、飛行実験基本性能目標を満足するこれらの方式の検討を進めた結果、図2に示すような大型航空機からの空中発進・パラシュート/エアバック回収方式による飛行実験システムを採用することとした。

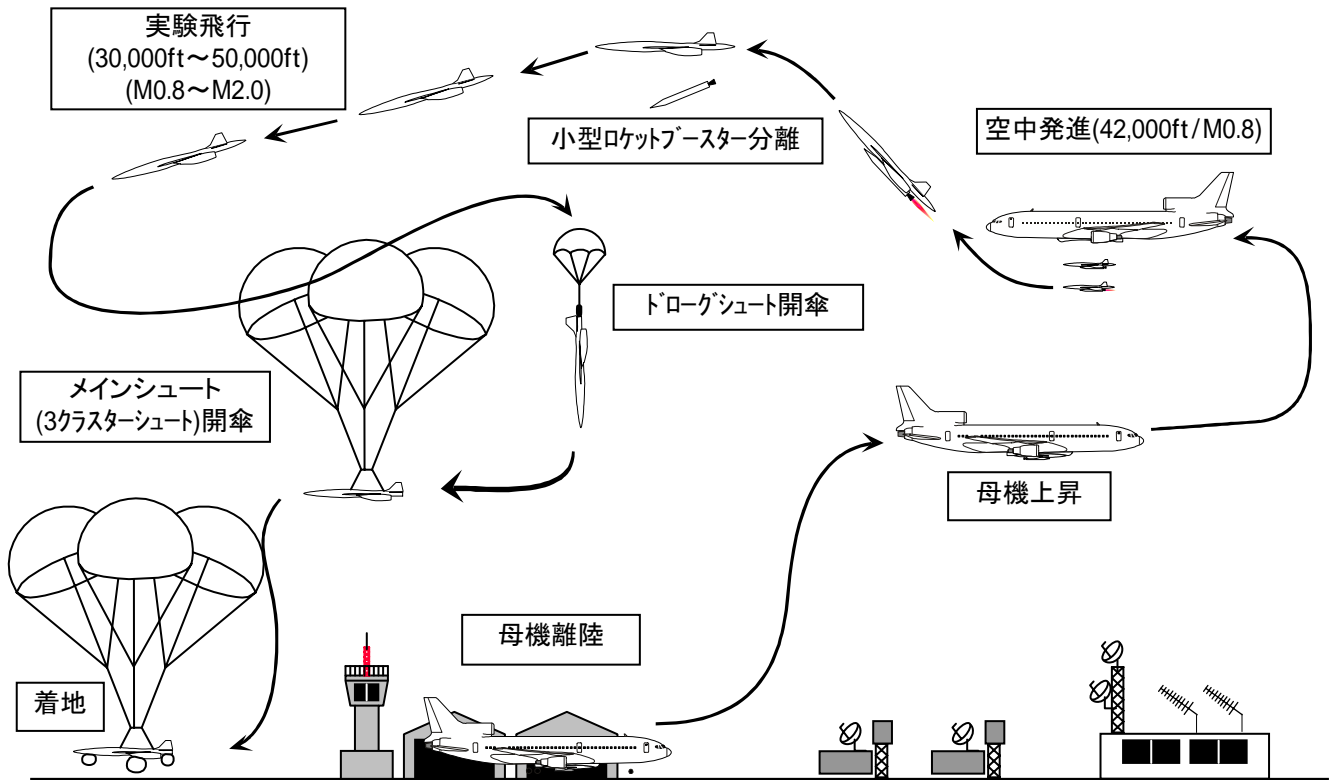


図2 飛行実験システム概要

(1) 発進システム

ジェット実験機は、大型航空機胴体下に搭載され、高度42kft、マッハ0.8で空中発進する。空中発進の後、自力或いは小型ロケットブースターにより所要の飛行実験条件まで加速し、実験飛行を行うこととした。このための運用シーケンス検討、実験機分離特性解析、リリースアダプタ機構設計を進める必要があった。

また、小型ロケットブースターについては、機体抵抗、利用有効推力及び搭載可能燃料等を考慮して、実験飛行条件により選択的に用いることとした。

(2) 回収システム

回収方式については、ロケット実験機と同様のパラシュート/エアバック方式を採用することとした。パラシュートシステムについてはロケット実験機と同様、パイロットシュート、ドロッグシュート及びメインパラシュートの3パラシュートシステムとし、メインパラシュートについては降下時安定性等の観点から3クラスターシュートを採用した。一方、エアバックシステムについてはロケット実験機に比べて接地衝撃加速度を半分以

下に抑える必要性があることから、ロケット実験機と異なる方式を採用した。図3に示すように、前胴、後胴及び両ナセル下部の4カ所にエアバックを配置し、前胴部及びナセル下部エアバック構造は衝撃吸収用インパクトバックと底付き防止用アンチボトムバックの2重エアバック構造を採用した。

4. ジェット実験機設計

ジェット実験機形状については概念設計における形状をベースとした機体形状を第1次形状とし、さらに機器等の搭載性を考慮しつつ、CFD逆問題・最適化設計を適用して空力形状を確定した。また、可変形状インテーク空力設計、可変機構設計を行うとともに、ナセル外径を最小限とするエンジン装備設計等を行った。また左翼外翼部については桁・リブも含めた複合材構造適用設計を進めた。図4に基本設計結果として設定した機体形状とこれに適用した先進技術を示す。以下に、ジェット実験機の空力設計、推進システム設計等についての基本設計結果の概要をまとめる。

(1) 空力設計

概念設計形状をベースとした第1次形状を基に、エンジン搭載性及び必要な燃料タンク容積、エアバック等搭載機器容積及び構造強度等を考慮して、空力抵抗を評価指標としてCFD逆問題設計及びCFD最適化設計による機体形状設計を行った。

平面形は超音速性能に特化したロケット実験機と異なり、遷音速域での空力性能を配慮してアスペクト比をロケット実験機よりも約10%大きくし、結果的に外翼部は超音速前縁となっている。

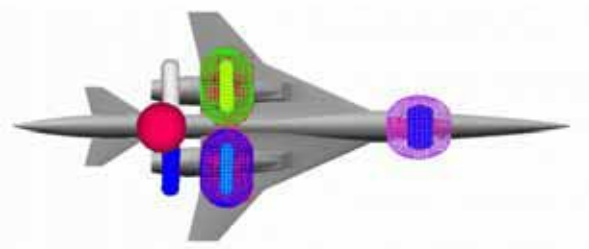


図3 エアバック配置

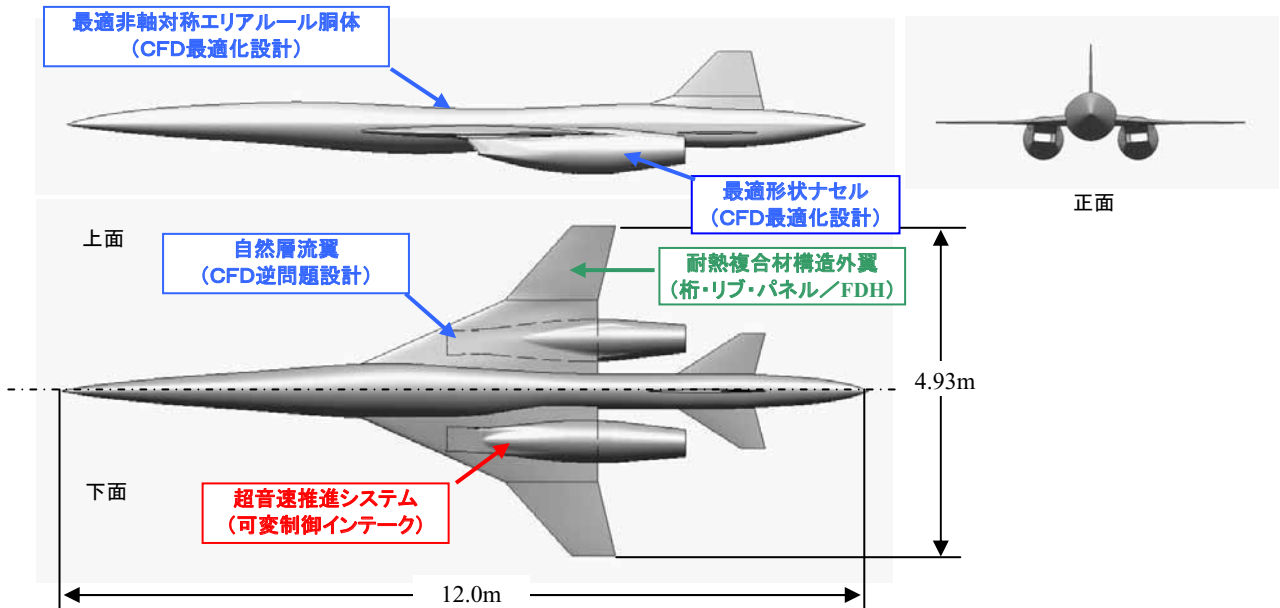


図4 ジェット実験機形状(第2.5次)

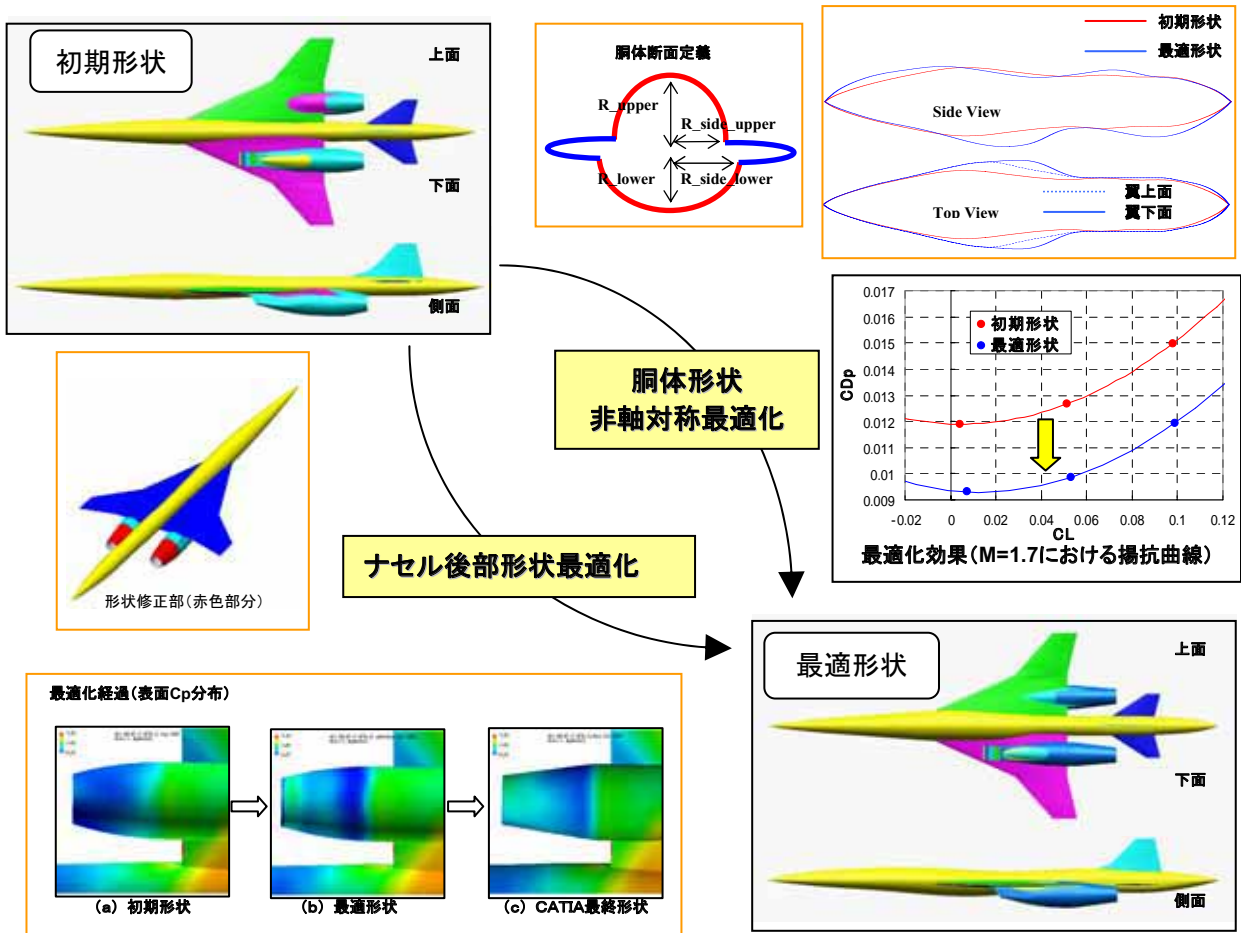


図5 ジェット実験機空力設計における最適化プロセス概要

主翼内翼について構造強度等からその厚みを5%ととし、翼上面にはロケット実験機と同様、CFD逆問題設計法により自然層流翼設計を適用した。胴体及びナセル形状設計にCFD最適化手法を適用し、特に胴体形状設計では非軸対称性も設計空間に取り込むことにより、相対的に大きなナセルを有する機体形状においても抵抗低減を実現した。図5に空力設計において行った最適化プロセスの概要を示す。なお、胴体については必要燃料タンク容積確保と重心移動適正化のため、ロケット実験機に比べて前胴部を0.5m延長して胴体全長を12mとするとともに最大径も増加させた。CFD解析及び風洞試験により空力抵抗については概ね良好な結果を得た一方、遷音速域における空力縦特性については非線形な特性が見られた。このため、尾翼位置等の変更などによる遷音速縦特性改善とバラストによる重心位置移動を行うとともに、突風等による擾乱に耐性があることを確認した上で帰投時5%RSSを許容することとした。

## (2) 推進システム設計

推進システムでは米国テレデザイン社製

YJ69-T406エンジン搭載を前提とした検討を進め、主要なシステム構成を設定した(図6)。エンジン本体については平成11年からエンジン地上試験において性能確認を行い、平成12年からは超音速エンジン試験施設を用いて高空性能の確認も行った。また、地上における母機懸吊時からエンジン始動させる計画であったため、インテークと統合した形態におけるエンジン始動性の確認も実施した。何れも良好な結果であった。

エンジン制御方式についてはFCUによる機械制御方式からFADECによる電子制御方式に変更してその開発を行った。また、超音速インテークについては風洞試験及びCFD解析により詳細な流路及び抽気形状の最適化を実施し、高速域での空力性能向上及びインテーク付加抵抗の低減を図り、良好な性能であることを風洞試験で確認した。エンジン作動適合点における総圧回復性能及びインテーク付加抵抗を図7に示す。インテーク可変制御システム設計についてはその検証のためエンジン動特性を組み込んだエンジンシミュレータを開発し、インテーク可変制御風洞試験を実施して制御設計の妥当性を確認した。



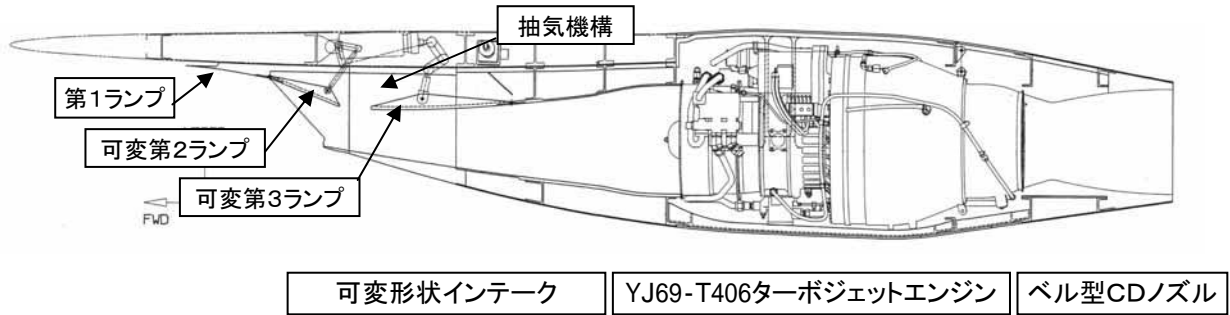


図6 推進システム概要（第2次）

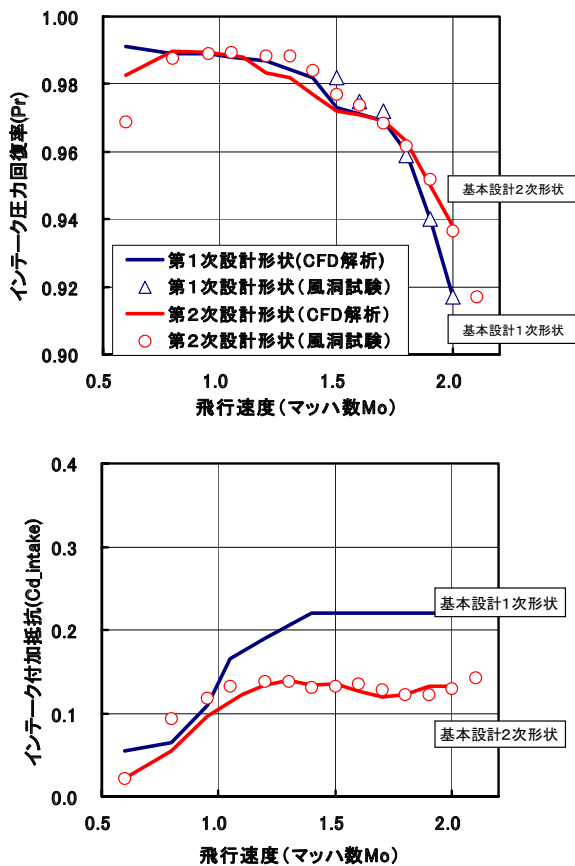


図7 インテーク空力性能

(3) 構造設計

アルミ構造を主体として、ジェット実験機の基本構造様式を確定した。複合材構造適用部位については左主翼外翼部（45%スパンより外側部）とし、前後縁部を除き桁・リブ構造を含めて複合材構造としている。また、翼厚が小さい70%以上ではフルデプスハニカムサンドイッチ構造とした（図8）。

複合材構造外翼の成形性について、桁・リブ構造はRTM製造手法による要素試作を行うとともに、耐熱複合材の曲面パネルの成形試験を実施、その製造手法と成形精度の技術見通しを得た。ま

た、フラッター特性を把握するためのフラッタ風洞試験を計画していたが、本計画の中断によって実施までは至らなかった。その後、フラッタ評価・予測技術の向上を目的としてエンジンナセル付きジェット実験機主翼形態模型によるフラッタ風洞試験を行い、試験技術・予測技術の研究に寄与している。またパラシュート・エアバックによる着地時衝撃予測と再使用性については解析を行い、解析レベルでは良好な結果であった。

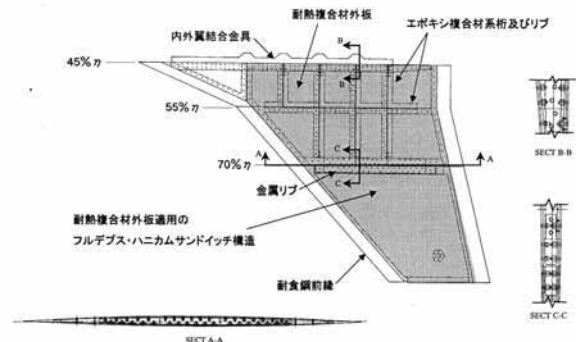


図8 複合材構造外翼の概要

5. 飛行性能と飛行実験計画

(1) 飛行性能

これまでの空力特性予測及びインテーク空力性能等に基づく予測正味推力から推定したジェット実験機の飛行エンベロップを図9に示す。現状の予測ではほぼマッハ2での自力水平飛行が可能な飛行性能となった。ただし、搭載燃料の制限からマッハ1.6以上の飛行についてはロケットブースターによる加速を用いることが必要であった。

(2) 飛行実験計画

表2に計画したジェット実験機の飛行実験内容を示す。システム確認のための飛行実験8回を含めて30回の飛行実験を目標としている。図10は豪州ウーメラ飛行実験場を前提に電波覆域等を考慮して策定した飛行実験における飛行経路（案）である。

表2 飛行実験内容

飛行実験目的	Mach.	高度 (ft)	回数	備考
システム確認	~ 0.8	~ 42,000	1	母機によるキャプティブ飛行試験
	~ 0.8	~ 42,000	1	発進/回収機能確認試験
	0.8-1.2	40,000	2	水平飛行
	1.7-1.8	40,000	4	動的/静的飛行による機体特性把握、および推進系統機能確認
空力/構造/推進系統計測	0.8-1.2	40,000	6	α スイープ、Re スイープを実施
	1.7-1.8	40,000	8	
	2.0	40,000	4	α スイープを実施
ソニックブーム計測 (provision)	1.4	33,000	4	水平飛行
合計			30	

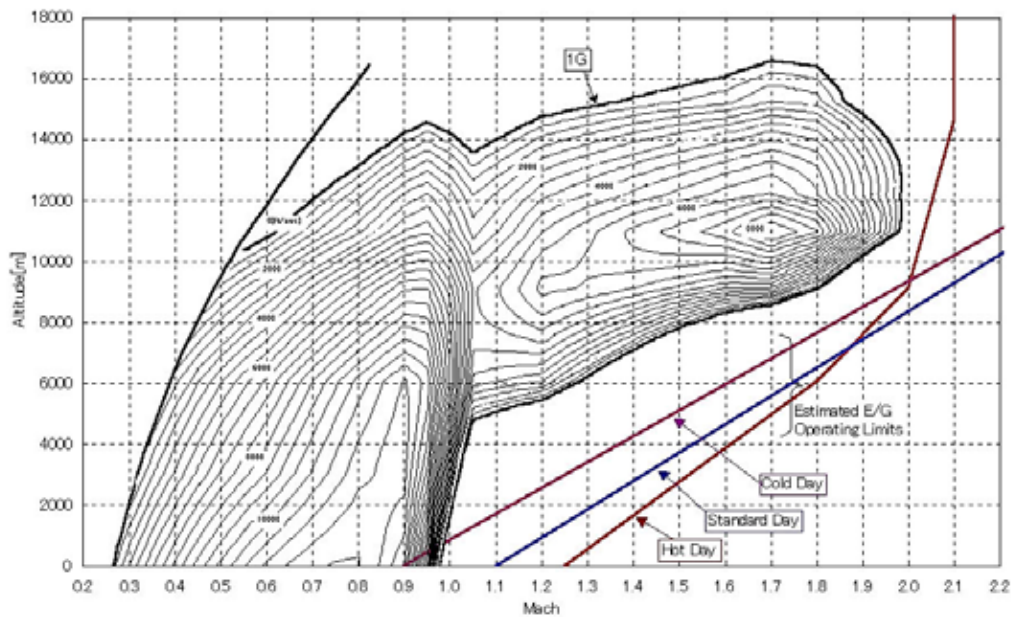


図9 飛行エンベロープ(ノミナル推定値)

6. おわりに

次世代超音速機技術の研究開発において計画していたジェット実験機プロジェクトの概要と基本設計結果の概要を紹介した。残念ながら、ジェット実験機は基本設計をほぼ完了した段階で中止することとなったが、そこで得た様々な知見は現在進めている静粛超音速研究機の設計検討に大いに役立っているし、ロケット実験機の開発・飛行実験成果とともに静粛超音速研究機の開発に反映させていく所存である。

最後に、基本設計段階までではあったがジェット実験機開発の主契約企業であった富士重工株式会社とその従契約者として参加した三菱重工業株式会社、川崎重工株式会社並びに I H I (当時、石川島播磨重工業株式会社) に謝意を表す。

なお、本稿は2002年10月の第40回飛行機シンポジウムにて発表した内容を基本とし、その後の設計結果等を反映させたものである。

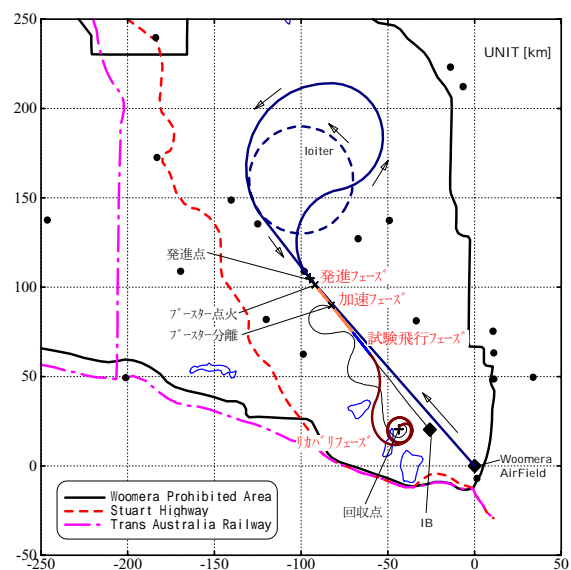


図10 飛行経路の例



# ジェット実験機の基本設計について



宇宙航空研究開発機構  
航空プログラムグループ  
村上 哲



## 内容



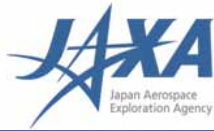
### ○ジェット実験機開発計画

- －技術目的と基本性能目標
- －スケジュールと体制

### ○ジェット実験機的设计成果

- －飛行実験システムの概要
- －ジェット実験機の概要
- －空力設計
- －構造設計
- －推進システム設計
- －予測飛行性能とノミナル飛行経路
- －発進／回収系統
- －小型ロケットブースター

### ○まとめ



## ジェット実験機開発計画(1)



### ジェット実験機の技術目的

#### (1) CFD逆問題・最適化設計法の開発実証

- － 実機相当の設計要素・課題を有する形状での空力設計法の開発  
(空力抵抗を評価指標とした機体・ナセル統合形状の最適化)

#### (2) 推進システム設計技術の開発実証

- － インテーク・ノズルを含む推進システムの開発  
(超音速可変インテークの適用)

#### (3) 複合材の構造適用技術の開発実証

- － 熱可塑複合材の構造適用技術の開発  
(主翼外翼への適用)

#### (4) 航空機システム統合技術の蓄積

#### (5) 無人飛行実験技術の高度化



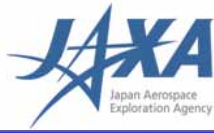
## ジェット実験機開発計画(2)



### 飛行実験基本性能目標

形態概要	無人双発ジェット機 ・機体サイズ: ロケット実験機相当 ・機体重量: 2,750kg程度
実験機数	2 機
飛行実験速度	・高度10km~15kmでのマッハ1.6~2.0での超音速飛行実験 ・遷音速飛行実験
飛行実験回数	30回(遷音速飛行実験含む)
計測項目	ロケット実験機相当 ・空力性能計測 ・エンジン推力計測 ・構造データ計測 ・圧力/境界層計測 ・空力加熱計測



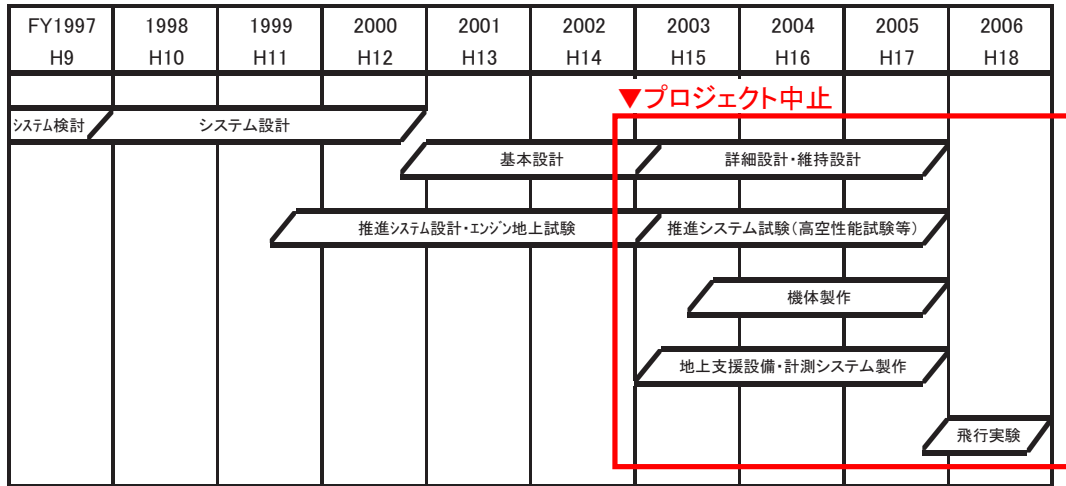


# ジェット実験機開発計画(3)



## ジェット実験機開発スケジュール(平成13年1月計画時点)

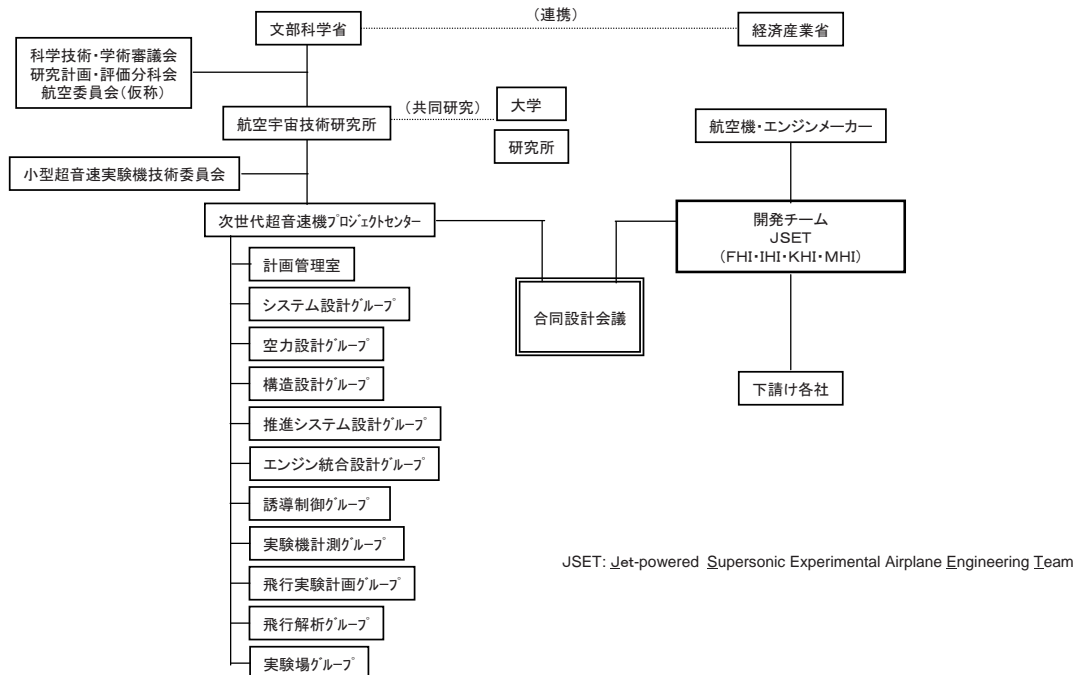
平成14年7月のロケット実験機失敗を踏まえた文部科学省航空科学技術委員会の提言にそって、ジェット実験機の開発計画についてはコンピュータ設計技術の飛行実証研究として計画を全面的に見直すこととし、事実上ジェット実験機の開発計画を中止。



# ジェット実験機開発計画(4)

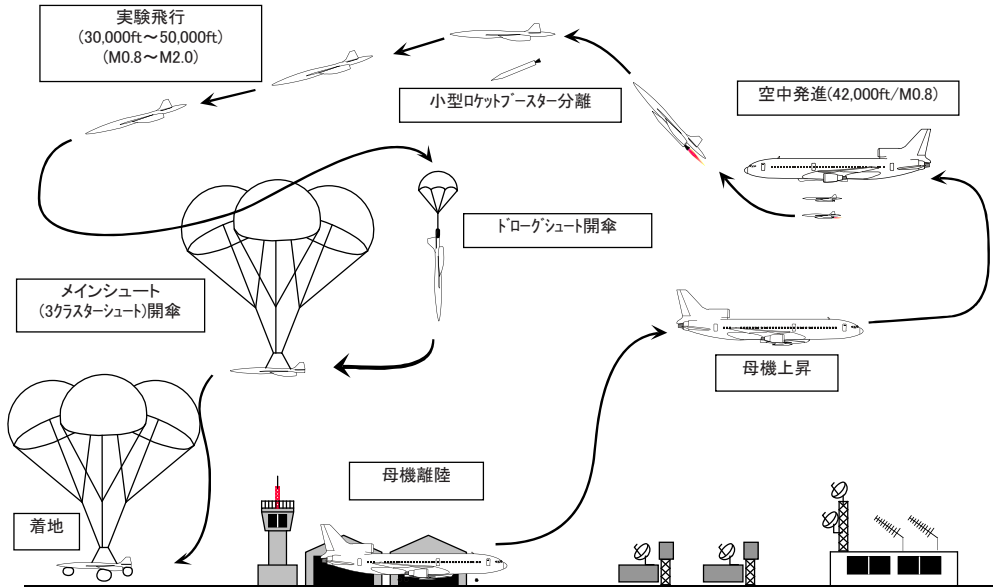


## ジェット実験機開発体制



# JAXA ジェット実験機の設計成果(1) APG Aviation Program Group

## 飛行実験システムの概要

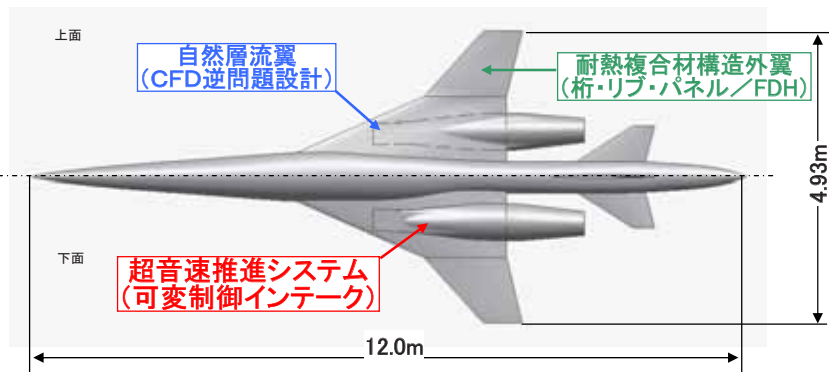


# JAXA ジェット実験機の設計成果(2) APG Aviation Program Group

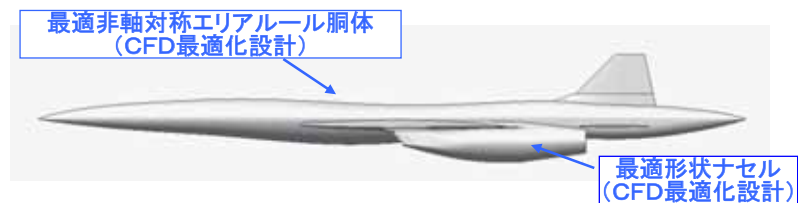
## ジェット実験機の概要

**機体諸元**

全長 (m)	12.00	
主翼面積 (m <sup>2</sup> )	10.12	
主翼span (m)	4.927	
重量 (kg)	実験機単体(全備重量)	2800
	実験機単体(燃料消費後)	2601
	ブースター	1500
	ブースター付全備重量	4300



正面



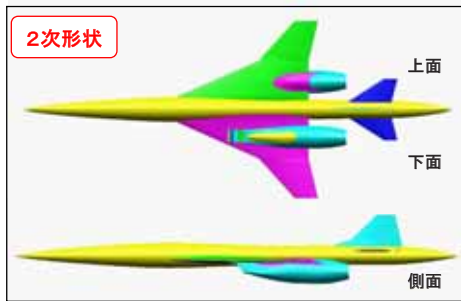
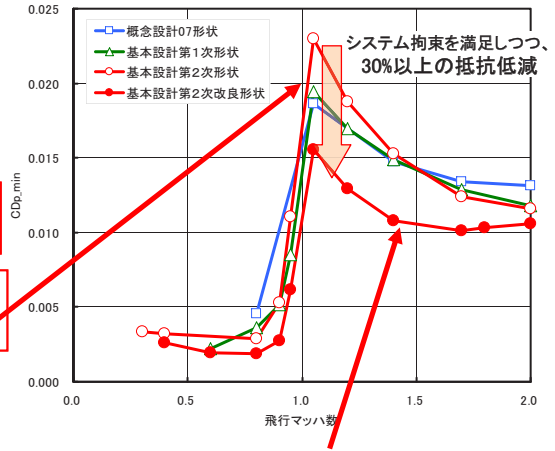
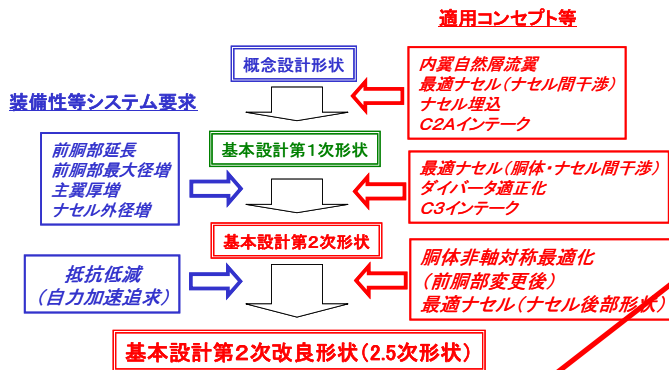
ジェット実験機第2. 5次空力形状



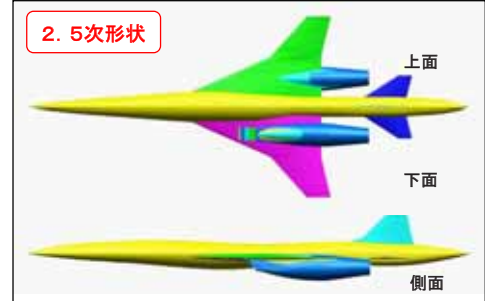
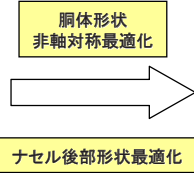
# ジェット実験機の設計成果(3)



## 空力設計



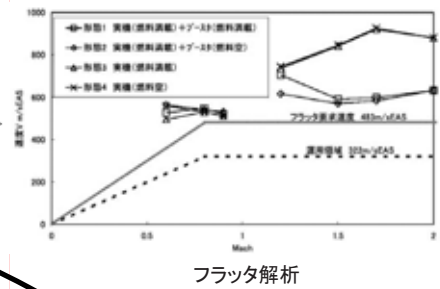
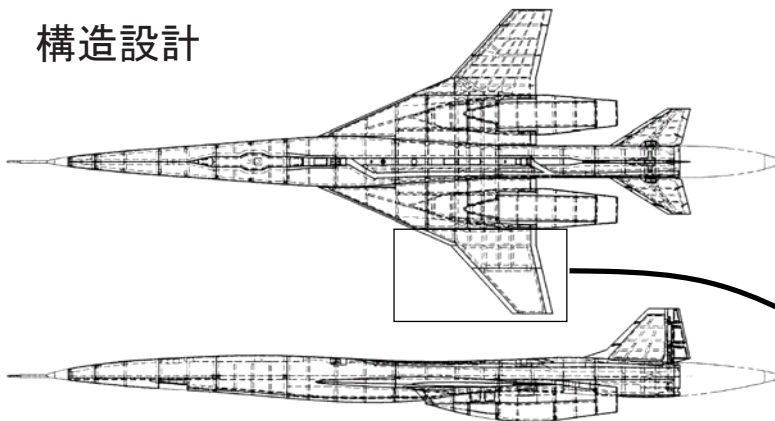
Adjoint法による最適設計



# ジェット実験機の設計成果(4)



## 構造設計



ジェット実験機全機構造図(第2.5-9-3次形状)

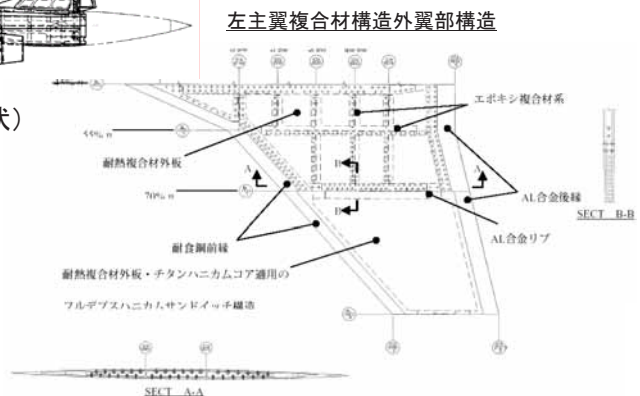


曲面パネル・FDH成型



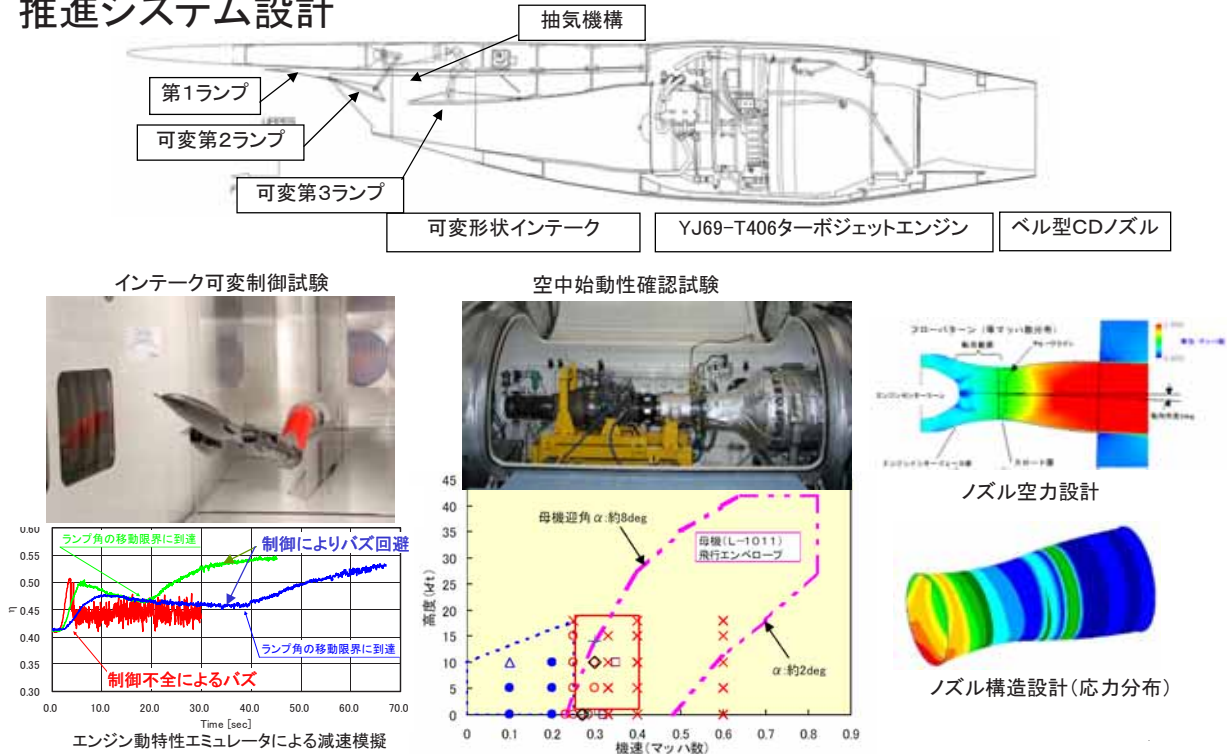
RTM成型(桁・リブ構造)

複合材構造成型性確認試験



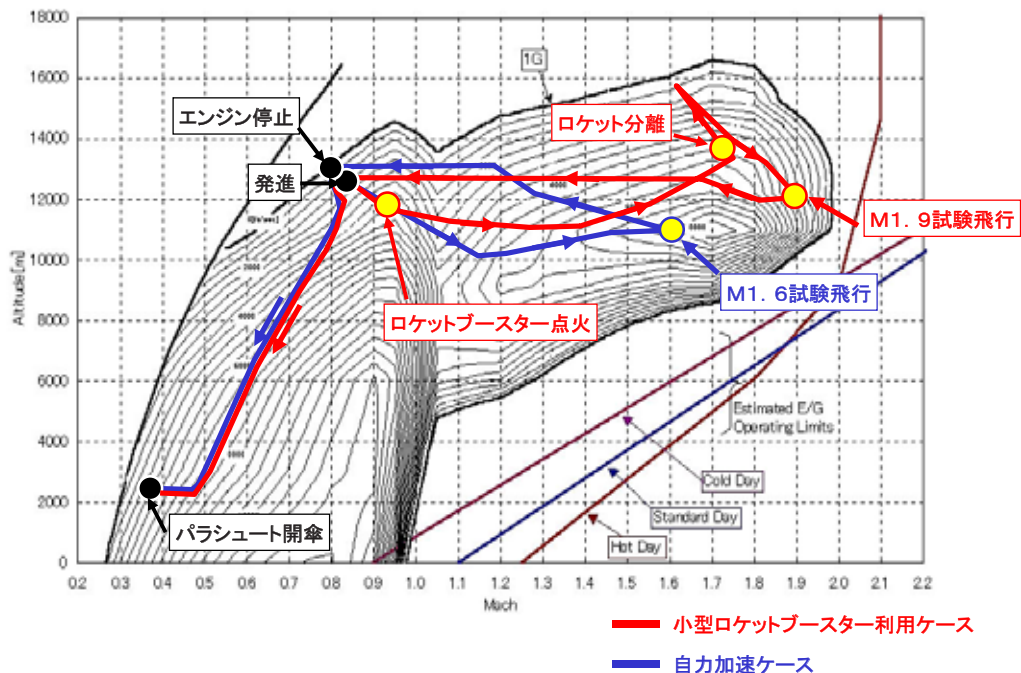
# JAXA ジェット実験機の設計成果(5) APG Aviation Program Group

## 推進システム設計



# JAXA ジェット実験機の設計成果(6) APG Aviation Program Group

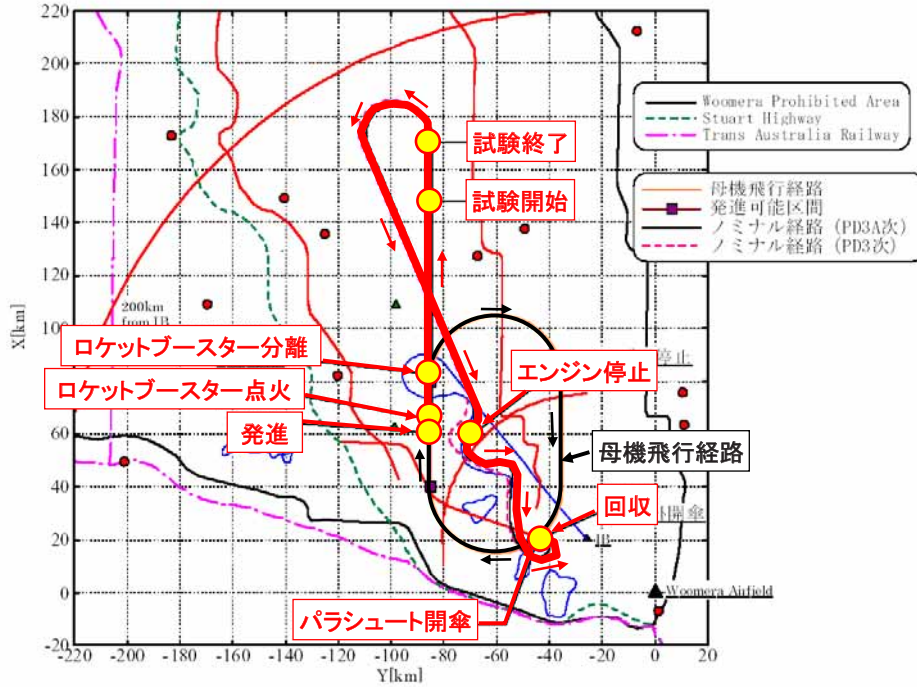
## 予測飛行性能とノミナル鉛直面経路





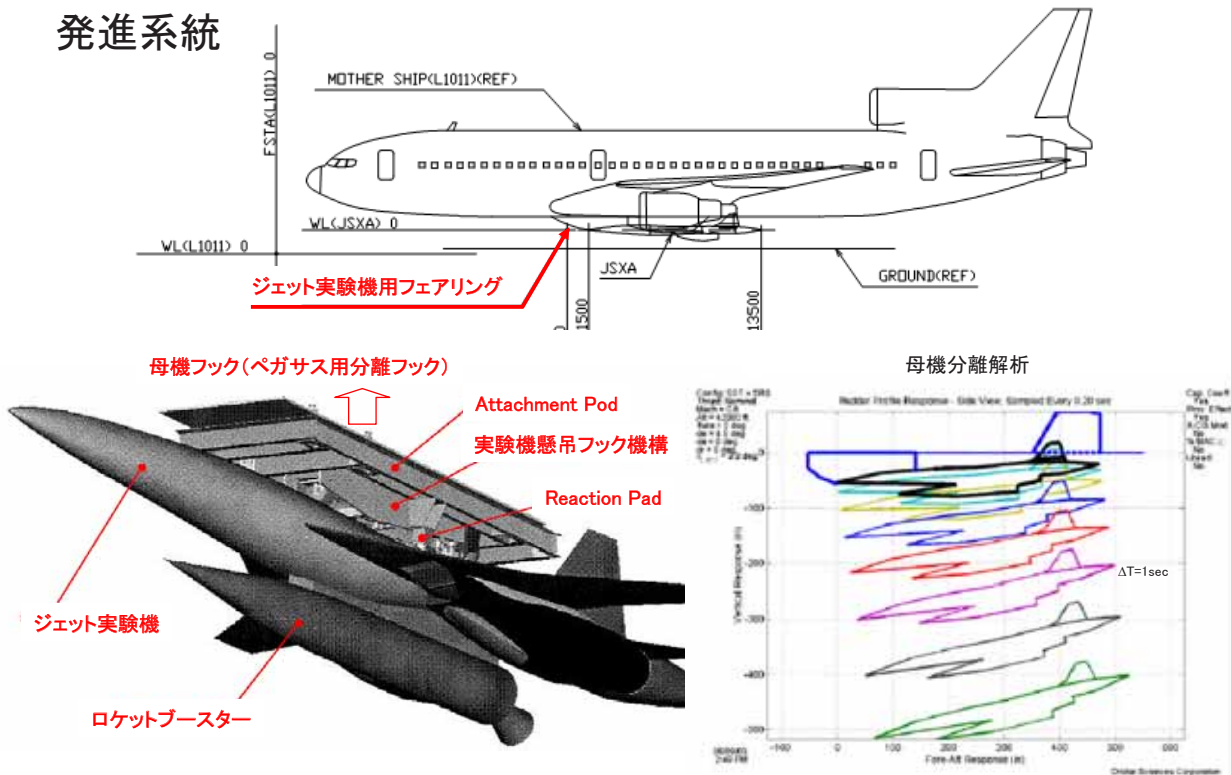
JAXA Japan Aerospace Exploration Agency **ジェット実験機の設計成果(7)** APG Aviation Program Group

ノミナル水平面経路(小型ロケットブースター利用ケース)



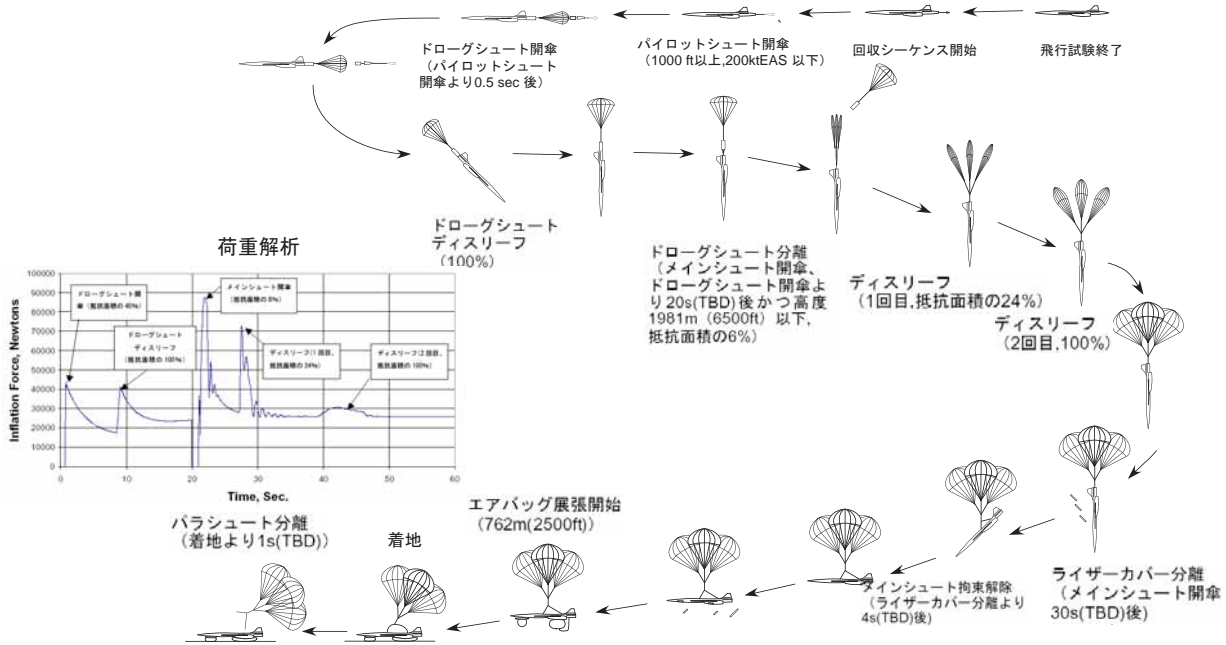
JAXA Japan Aerospace Exploration Agency **ジェット実験機の設計成果(8)** APG Aviation Program Group

発進系統



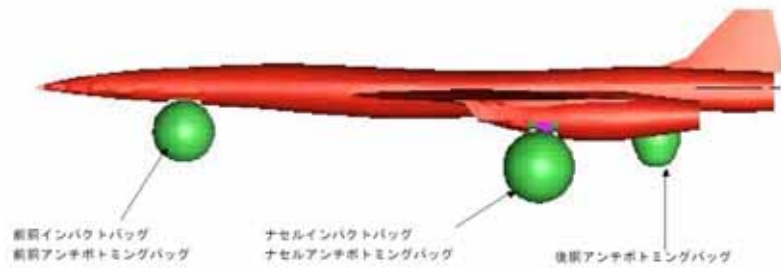
# JAXA ジェット実験機の設計成果(9)

## 回収システム: パラシュートシステム



# JAXA ジェット実験機の設計成果(10)

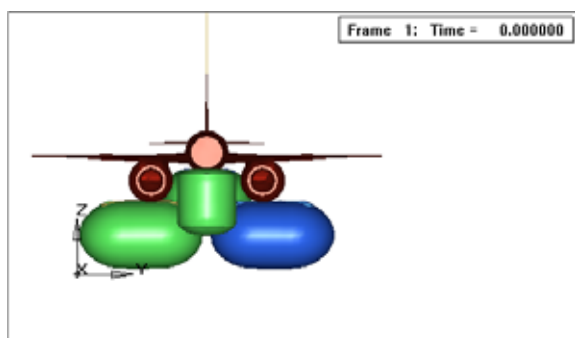
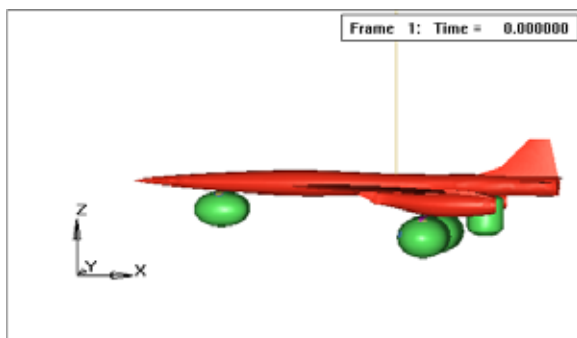
## 回収システム: エアバッグシステム



ナセルエアバック展開試験

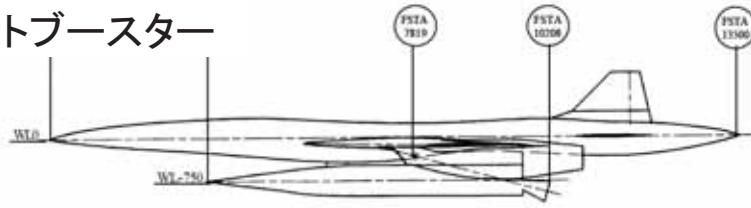


着地解析

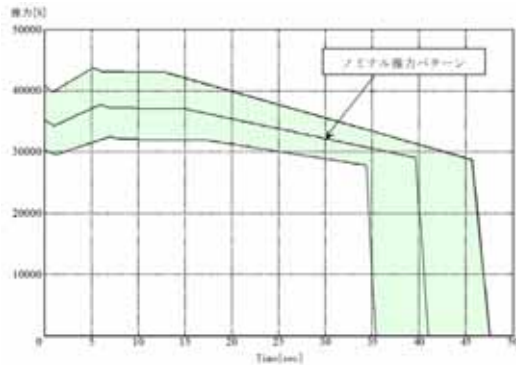


# JAXA ジェット実験機の設計成果(11) APG Aviation Program Group

## 小型ロケットブースター

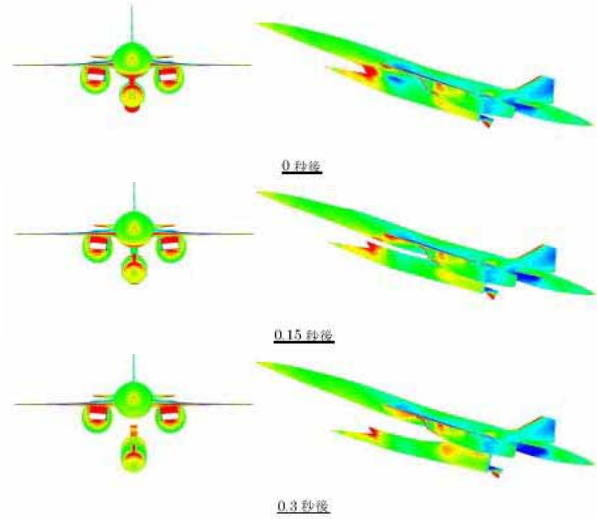


直径	約500mm
全長	6,000mm
ノズルcant角	15°
質量	1,500kg以下



要求推力パターン

### 分離解析



# JAXA ジェット実験機の設計成果(12) APG Aviation Program Group

## 各種関連試験 1



全機高速風洞試験



インテーク・エンジン結合形態試験  
(地上始動性確認試験)



インテーク・機体統合風洞試験



インテーク単体風洞試験



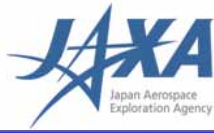
曲面パネル・FDH成形



RTM成形(桁・リブ構造)

複合材構造成形確認試験





## まとめ



- ・ロケット実験機に引き続いて開発する予定であったジェット実験機の設計成果を紹介。
- ・残念ながら、基本設計の終了を前にして本実験機の開発は中止。
- ・しかしながら、多くの知見・経験と技術をジェット実験機の設計プロセスにおいて蓄積。
- ・これらの知見・経験、技術を、現在計画している「静粛超音速研究機」の開発に活かしていくことが使命。

### 謝辞

ジェット実験機の設計成果は、その主契約企業である富士重工をはじめ、IHI、川崎重工、三菱重工各社殿の御協力、また設計チーム及び技術者の熱意と努力の賜物です。ここに改めて感謝の意を表します。



## 教訓



- ・設計技術の高度化は、具体的なシステム開発を伴って、初めて達成し得る。
- ・技術者／研究者の熱意と努力によって、システム開発における技術的困難は克服できる。
- ・期間を定めた集中した研究開発が、同じリソースでも多くの成果を生み出す。
- ・ひとつの研究開発計画で、並行して複数のプロジェクトを行うと、先行プロジェクトが後発プロジェクトの進捗をリソース面で阻害する。
- ・リソース管理の柔軟性は時として仇となる。