



# JAXAにおける超音速機関連研究開発の成果について

---

科学技術・学術審議会  
研究計画・評価分科会 航空科学技術委員会  
第1回 静粛超音速機技術の研究開発 推進作業部会

平成18年10月16日  
宇宙航空研究開発機構

# 1: 小型超音速実験(無推力)に係る 研究開発の成果について

---



# 研究開発の概要 (1/3)

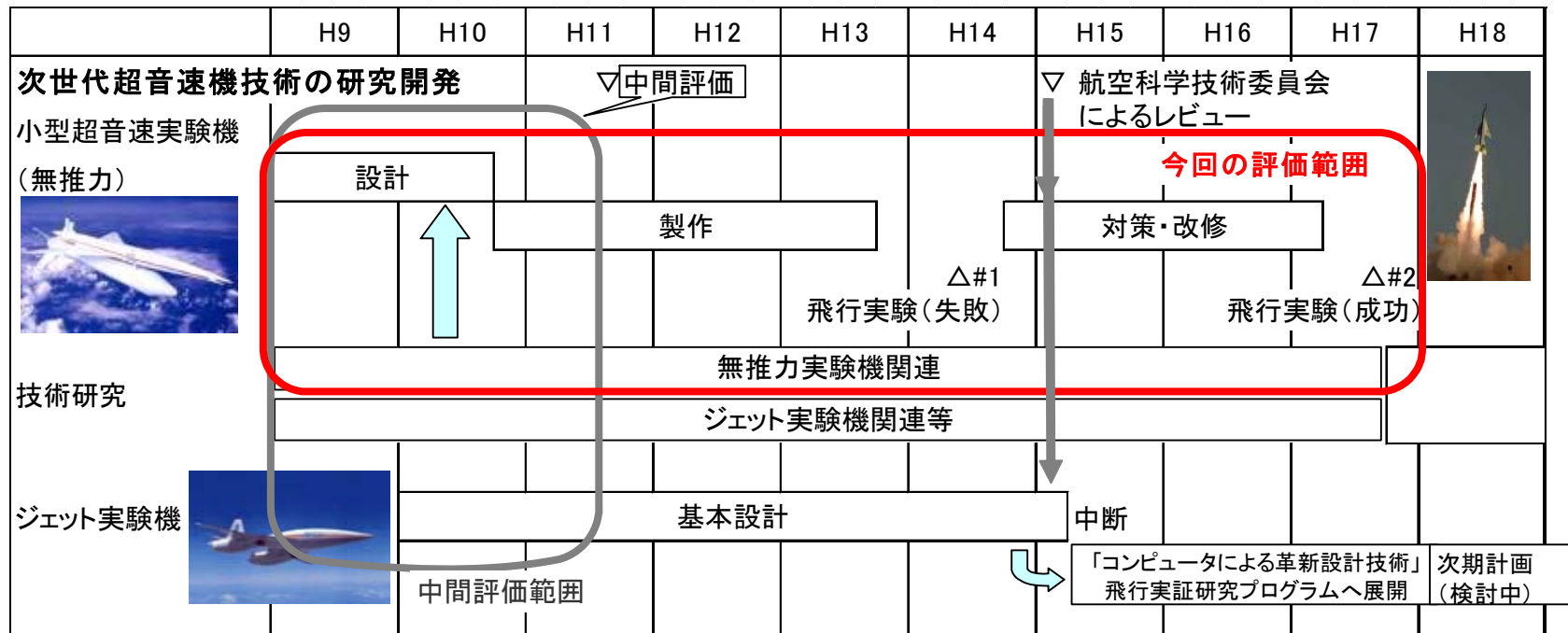
## — 次世代超音速機技術の研究開発 —

### ●研究開発のねらい

高度な先端技術を統合して高い付加価値を生み出し、かつ技術波及効果の高い航空技術の基盤の整備拡充を図り、画期的な新しい航空機開発として21世紀に見込まれる次世代超音速輸送機の国際共同開発への主体的参加を目指すため、産学官の連携による小型超音速実験機の開発、飛行実験及び関連施設・設備の整備を推進して次世代超音速機技術の向上を図る。

### ●事後評価対象範囲

小型超音速実験(無推力)に係る研究開発(関連技術研究を含む)



## 研究開発の概要 (2/3)

---

### ●研究開発の方針

- (1) 科学技術庁航空・電子等技術審議会航空技術部会「次世代超音速機技術研究開発評価分科会」など外部諮問機関に研究開発状況を報告して助言等を受けて研究開発を進める。
- (2) 民間に設計チームを発足させ、密接に共同作業を進める。また、メーカー、研究機関、大学の参加を得て開発を進め、各専門分野での知識を集約させる。
- (3) 実験機システムの開発に当たっては、極力実績品の使用、既存技術の利用に努め、コストを抑える。
- (4) 仏国航空宇宙研究所(ONERA)との共同研究、豪州の実験場の使用など海外との連携は積極的に行う。

# 研究開発の概要 (3/3)

---

## ● 小型超音速実験(無推力)に係る研究開発の目的・目標

### 目的1. CFD逆問題設計法による自然層流翼設計とその実証

#### 目標

- a. 超音速三次元翼のCFD逆問題設計ツールを開発し、設計ツールの妥当性を検証する。
- b. 空気抵抗(摩擦抵抗)を低減する自然層流翼設計法を開発し、効果を確認する。

### 目的2. クランクドアロー翼、エアルール胴体、ワープ翼の設計技術の獲得

#### 目標

空気抵抗(圧力抵抗)を低減するクランクドアロー翼、エアルール胴体、ワープ翼の各設計法を実験機に適用し、効果を確認する。

### 目的3. 無人機による飛行実験技術の蓄積

#### 目標

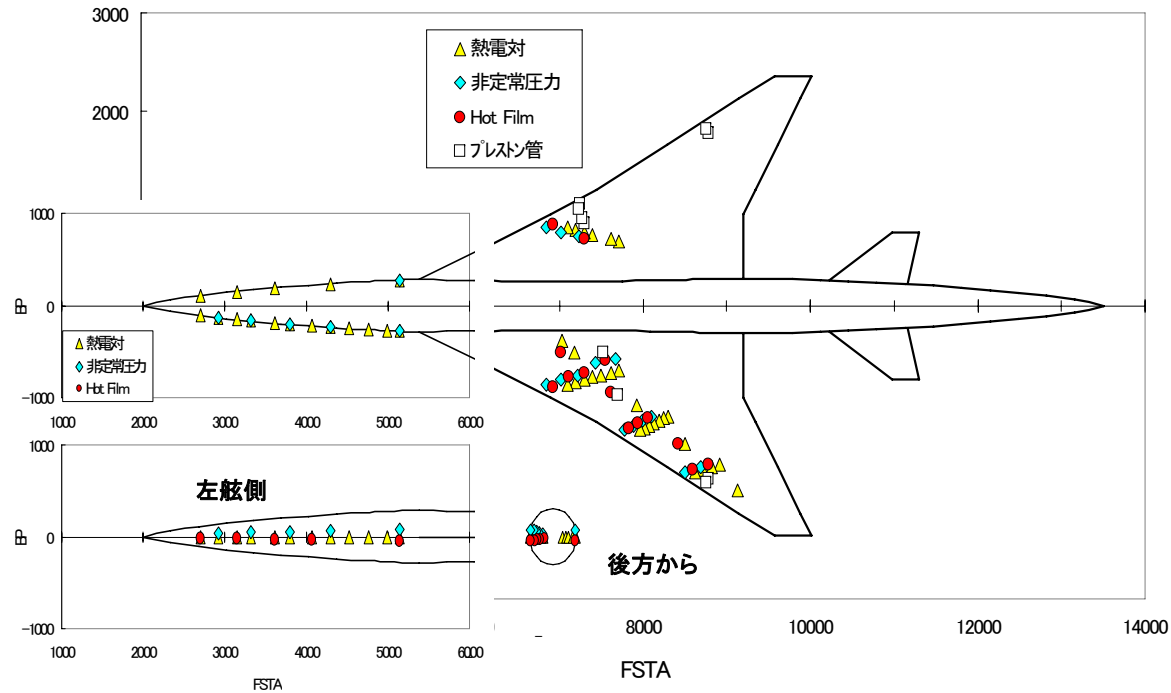
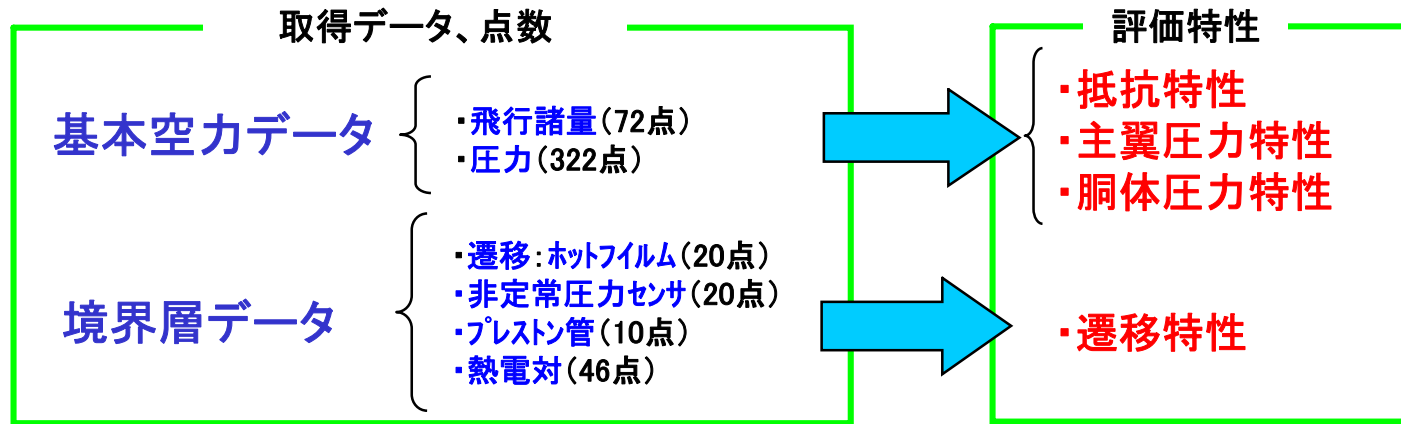
無人超音速機に対して、

- ・ピギーバック方式によるロケット打上・分離システム
- ・所定の試験飛行条件における空力データ取得方法
- ・パラシュート・エアバック方式による回収システム

を開発し、システムの妥当性を実証する。

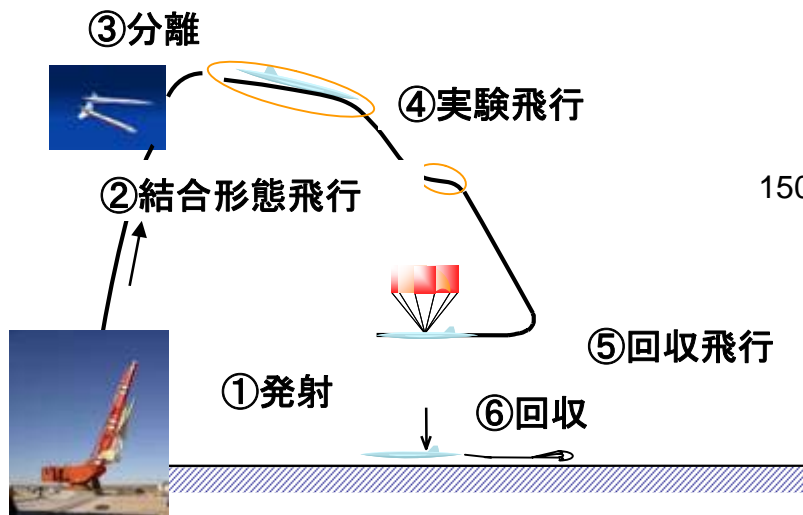
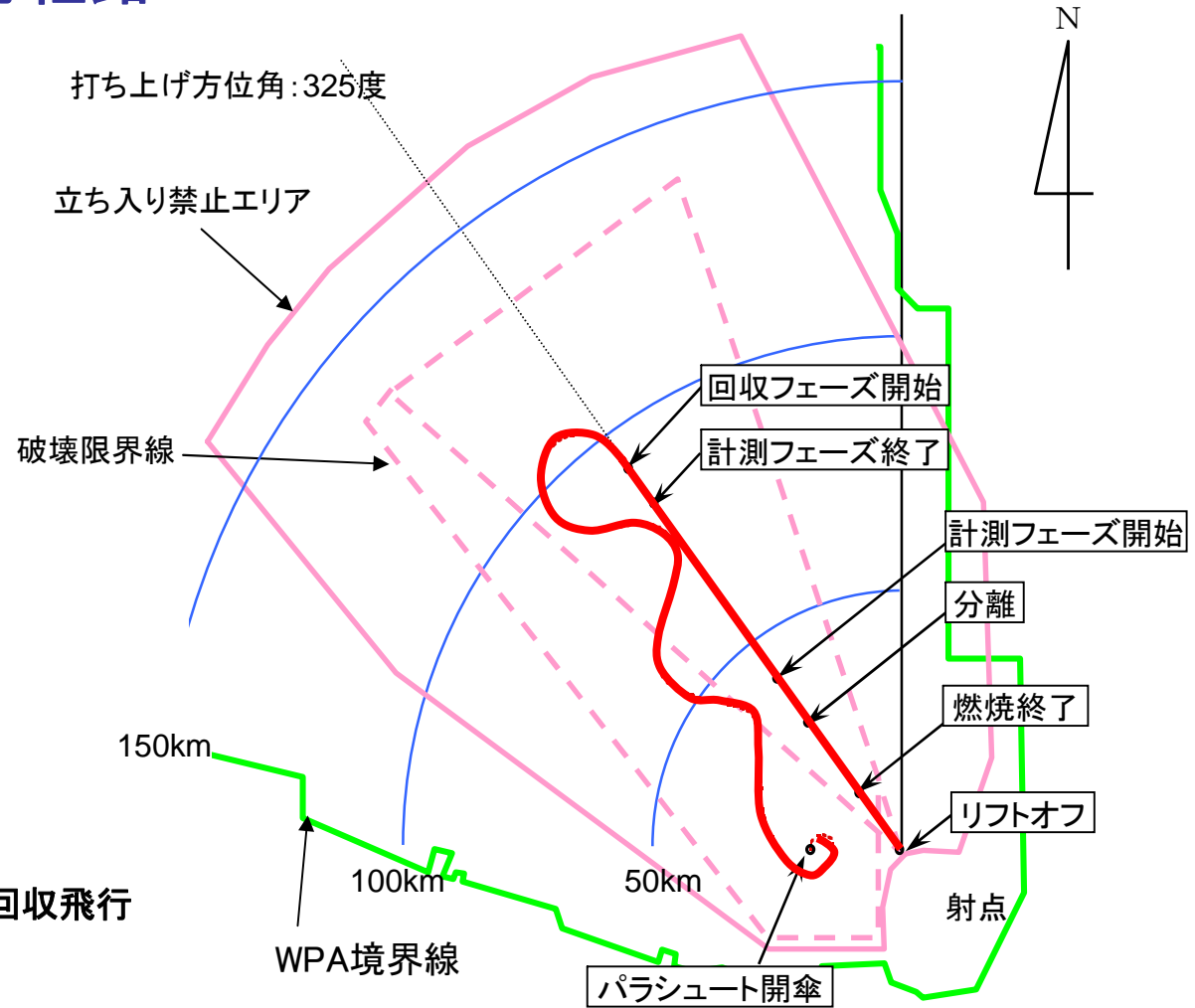
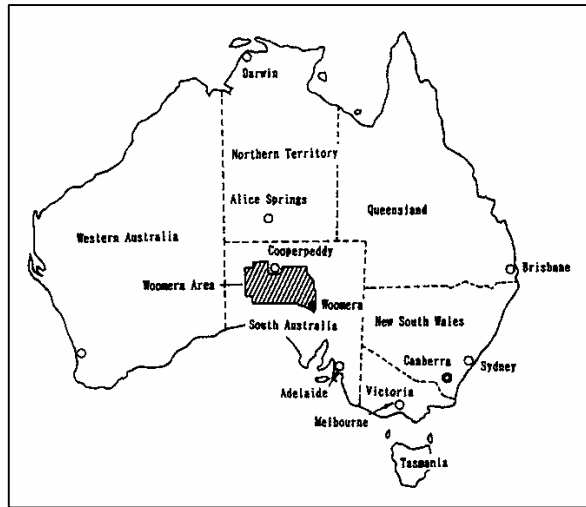
# 飛行実験 (1/3)

## 計測計画



# 飛行実験 (2/3)

## 実験場および計画飛行経路



ウーメラ実験場 (WPA: Woomera Prohibited Area)

# 飛行実験 (3/3)

計画通りの飛行シーケンスをすべて終了し、予定通り着地。  
機上データレコーダを回収し、計画されたすべてのデータを取得。

## ○基本空力データ

翼面上および胴体表面上における合計322点において圧力データを取得。速度、加速度など飛行諸量72項目を計測。

⇒設計点 ( $M=2$ ,  $C_L=0.1$ ) におけるCFD逆問題設計の目標圧力分布を実現。

## ○境界層データ

主翼表面上の96点において、境界層データを取得。

⇒境界層の遷移特性を確認。

## 達成レベル

○レベル4(エクストラサクセス)を達成



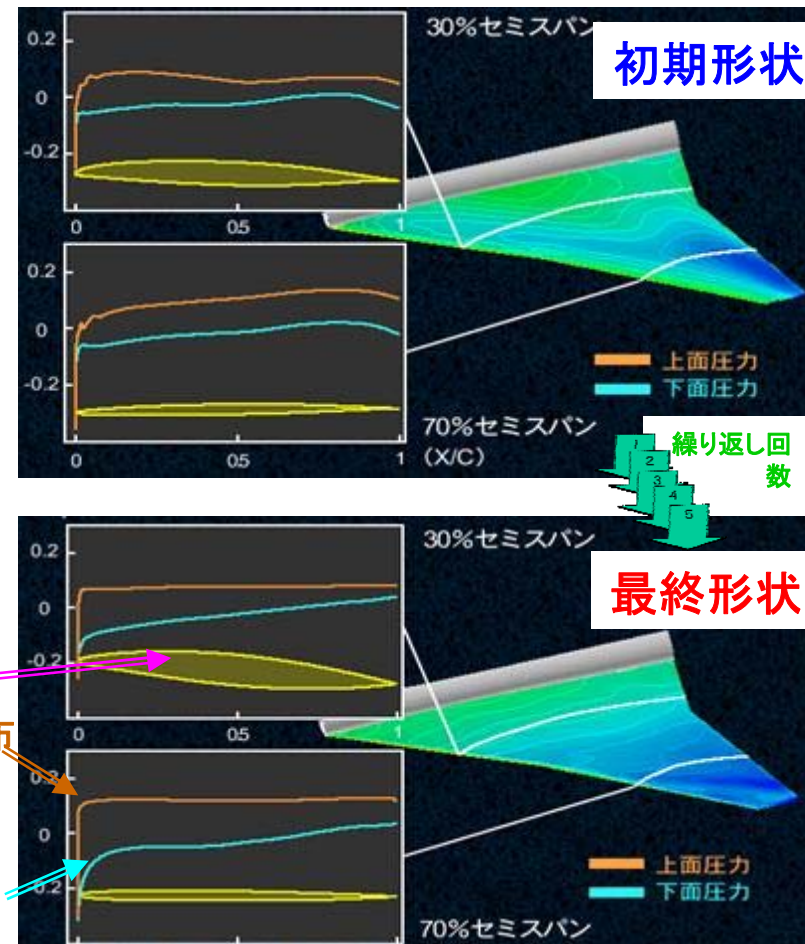
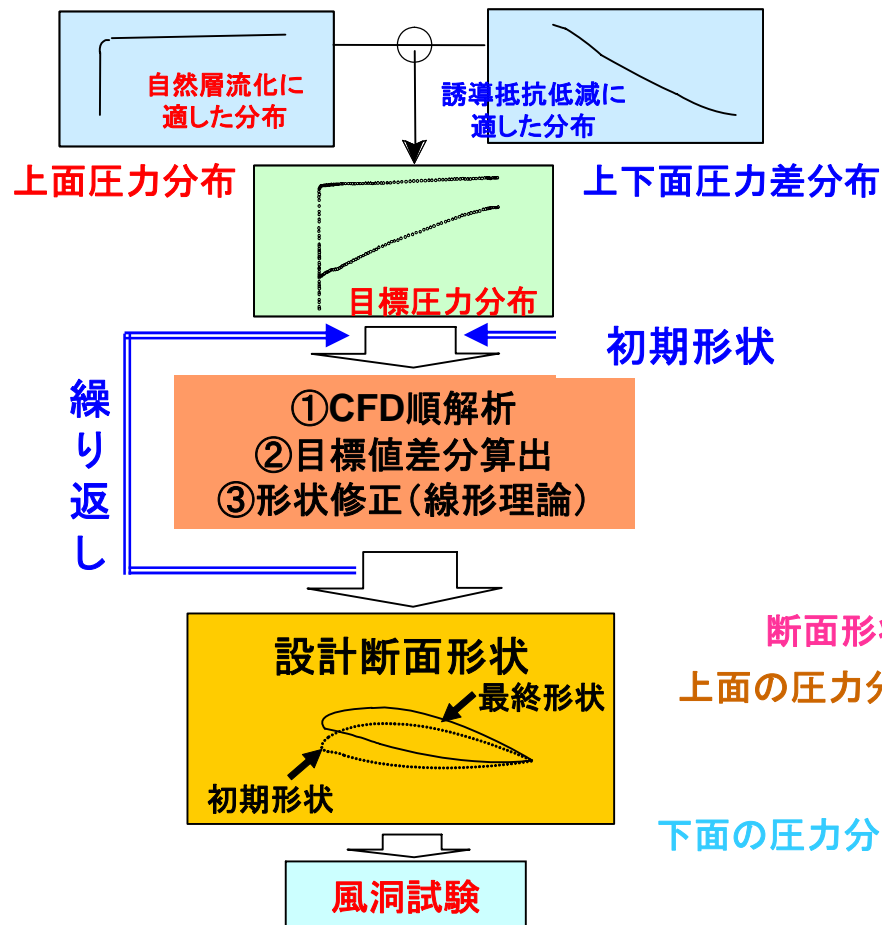


# アウトプット (1/9)

目的1a: 超音速三次元翼のCFD逆問題設計ツールを開発した。

目標圧力分布を実現する翼形状を自動的に設計する技術を確立

[CFD逆問題設計技術の研究] (技術研究①) の成果

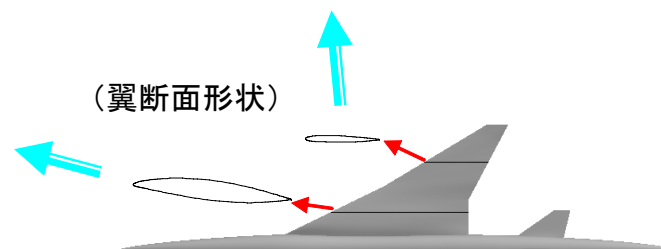
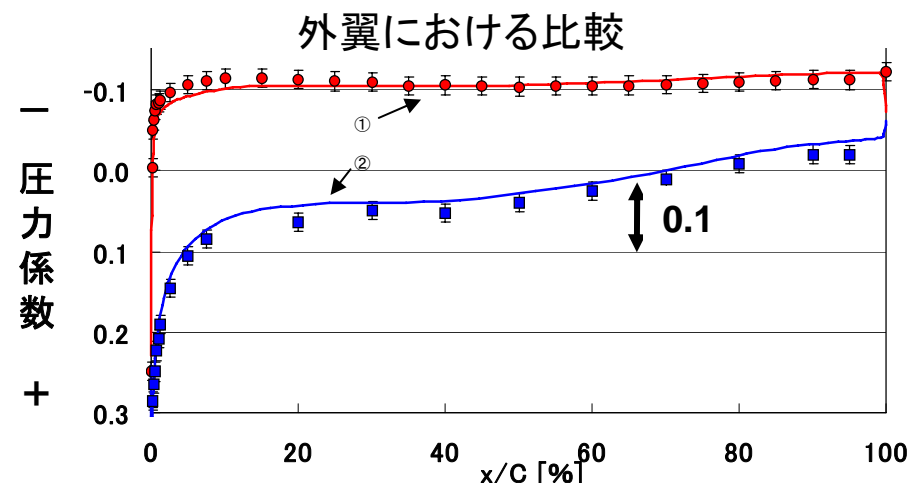
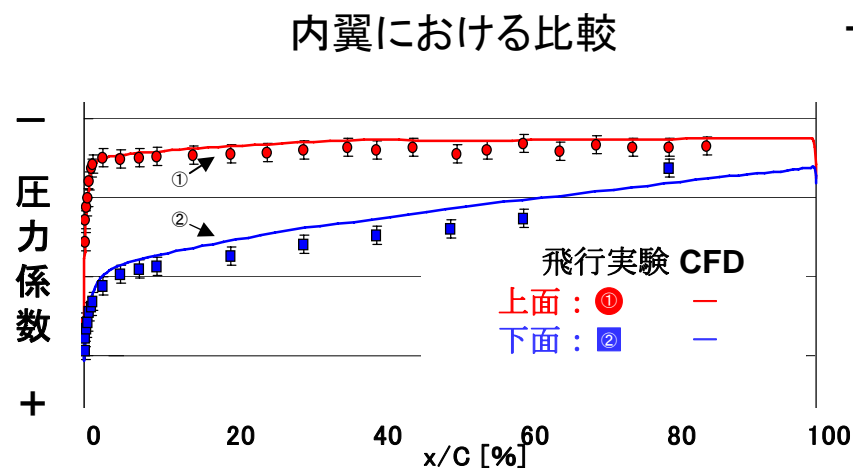


## アウトプット (2/9)

目的1a: 超音速三次元翼のCFD逆問題設計ツールの妥当性を飛行実験で検証した。

圧力計測結果: CFDにより設計した圧力分布と良好な一致を確認

計算値(青線、赤線)と飛行実験データ(①、②)の比較

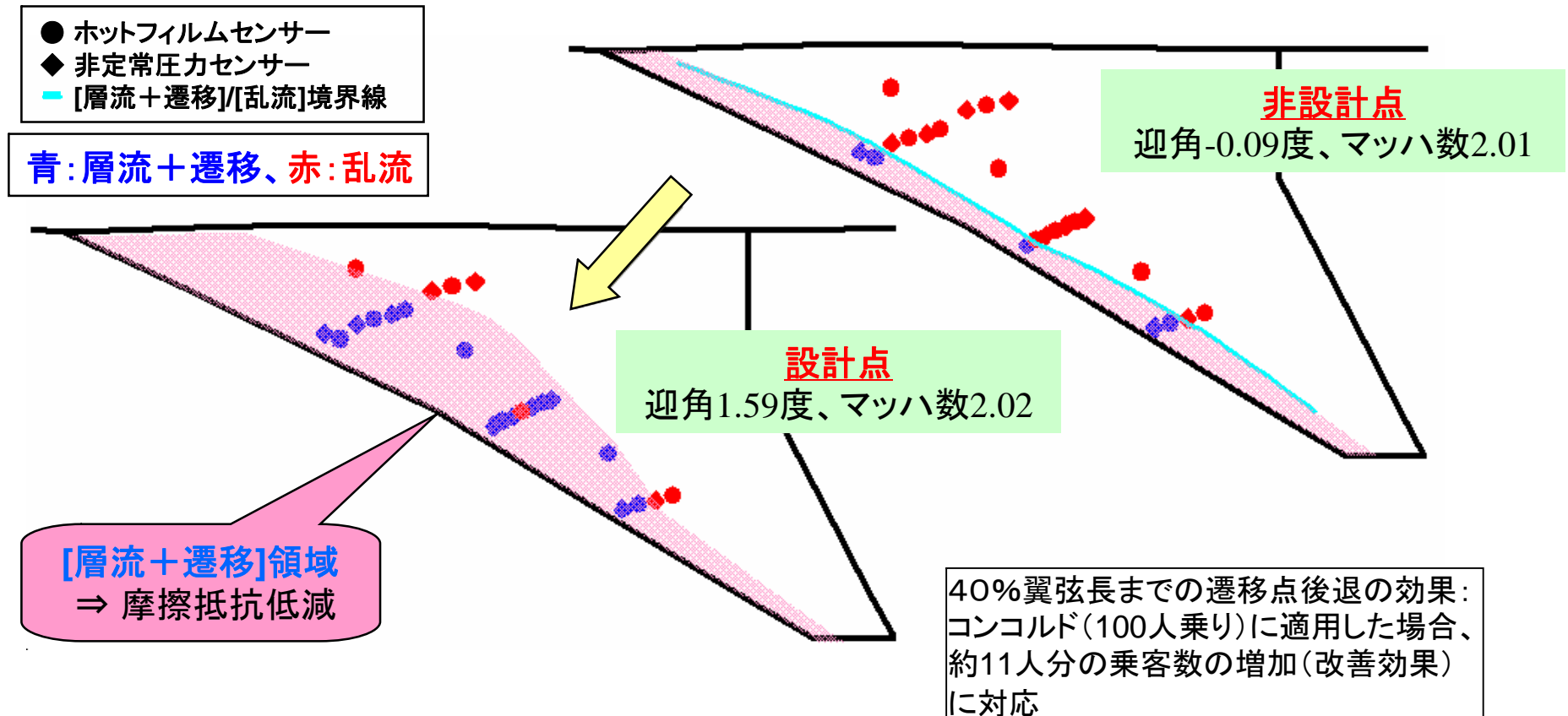


主翼表面上の圧力分布 設計点: マッハ数2.0, 揚力係数0.1 (迎角1.6°)

# アウトプット (3/9)

目的1b: 層流域拡大効果により空気抵抗(摩擦抵抗)低減設計\*の  
効果を確認した。 (\*世界初)

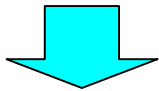
境界層計測結果: 設計点( $C_L=0.1$ )において約40%翼弦長までの遷移点の後退を確認



## アウトプット (4/9)

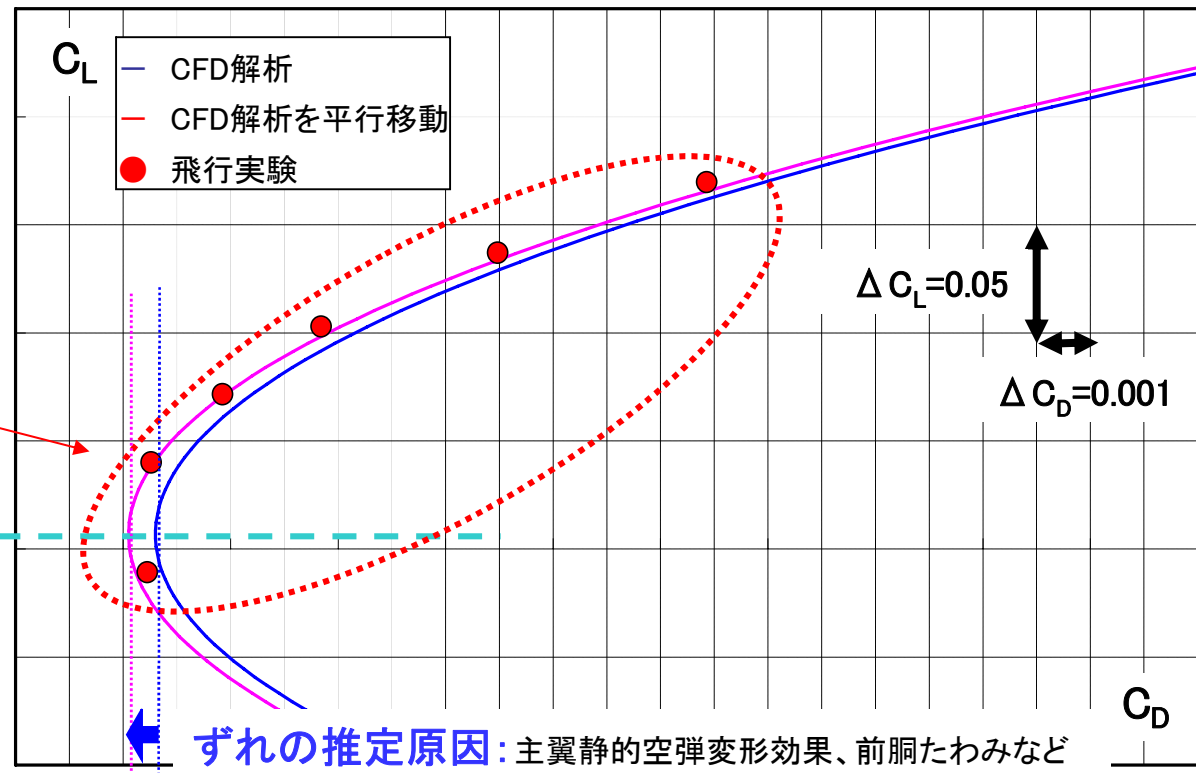
目的2: クランクドアロー翼、エリアルール胴体、ワープ翼の空気抵抗(圧力抵抗)低減設計の効果を確認した。

力計測結果: 飛行実験データは、CFD解析を平行移動した結果と一致。すなわち、揚力に依存する抵抗は同等であり、圧力抵抗は解析と一致。



空気抵抗(圧力抵抗)低減設計の効果を確認した。

CFD(赤線)と一致  
上下への移動はなし



# アウトプット (5/9)

## 目的3: 無人超音速機システムの妥当性実証

### 1. 実験機投入能力

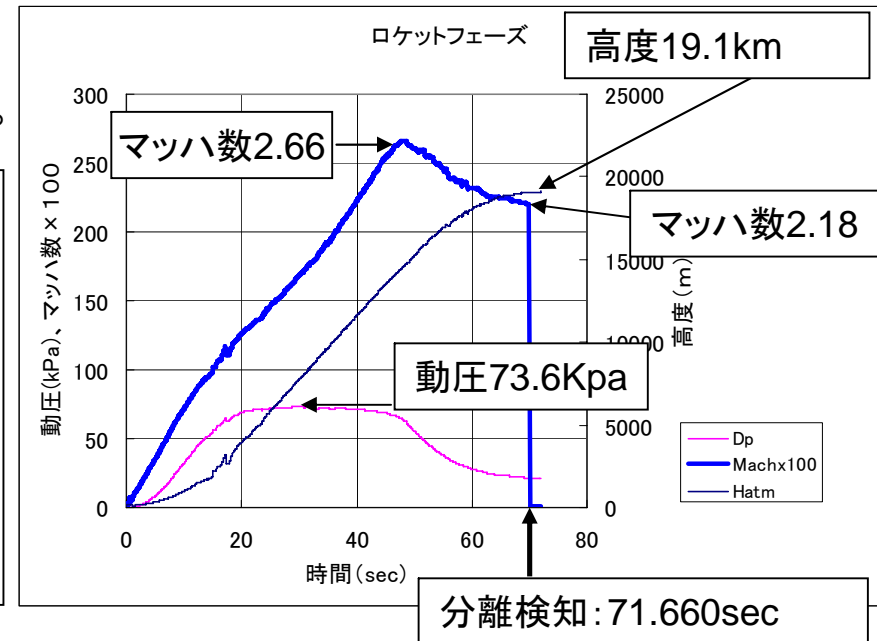
飛行制限を満たしつつ、実験機を投入条件へ入れる。

#### 飛行制限

速度: マッハ数2.75以下: 実績 **2.66**  
高度: 21km以下: 実績 **19.1km**  
動圧: 100kPa以下: 実績 **73.6kPa**

#### 投入条件

高度要求: 15km以上: 実績: **19.1km**  
速度要求: マッハ数2.0以上: 実績: **2.18**

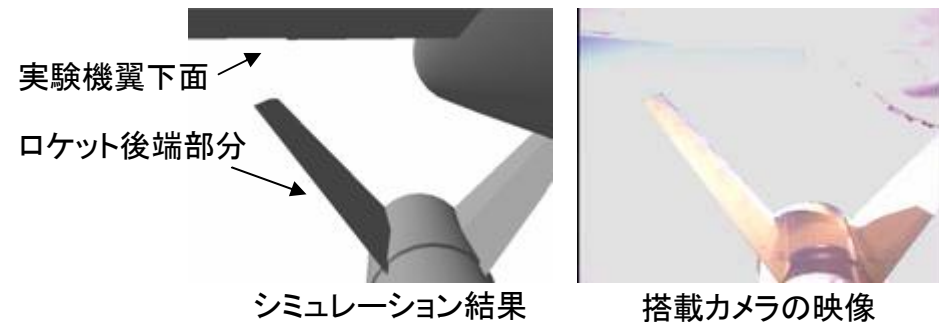


→ 計画通り実験機を投入した。

### 2. 実験機分離能力

実験機とロケットの接触なく分離できること。

→ 接触なく分離を行った。



分離0.5秒後のロケットの位置

# アウトプット (6/9)

## 目的3: 無人超音速機システムの妥当性実証

### 3. 空力データ取得方法

投入後、必要な性能・空力等データ取得を可能とする  
実験飛行ができること。

→計画通りマッハ数2の試験を2回行い、  
空力データを取得した。

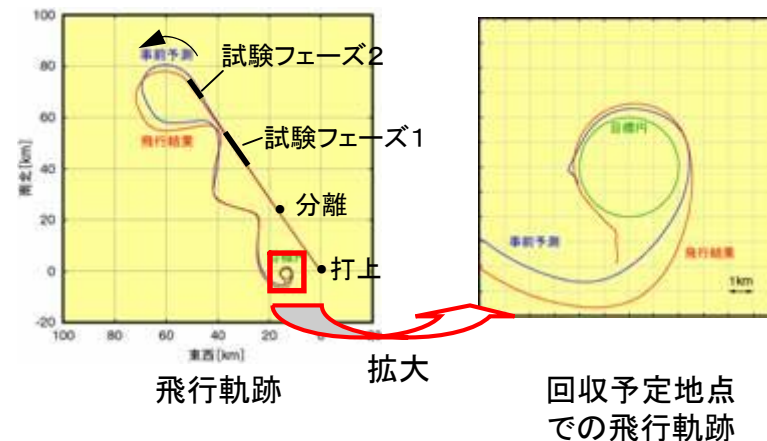
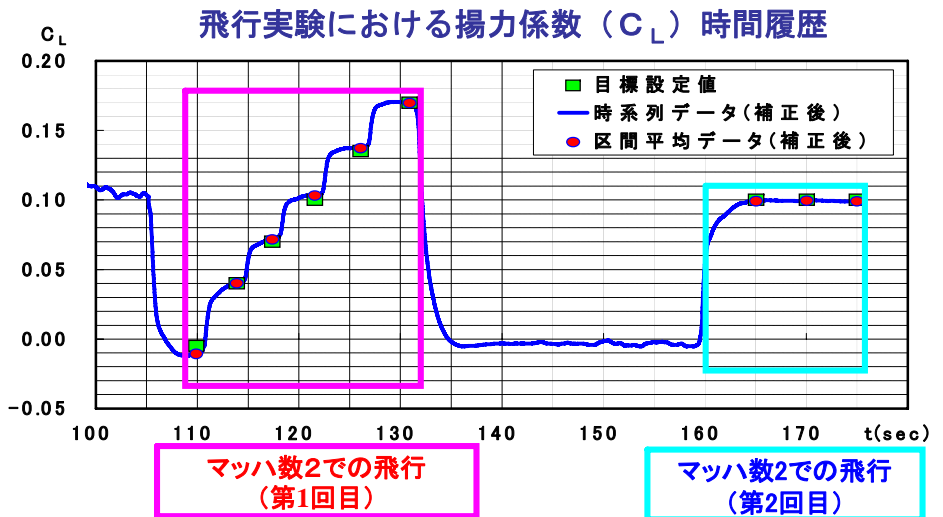
### 4. 実験機回収能力

回収飛行: パラシュート開傘まで飛行制御が可能  
であること。

→計画通り回収飛行を行った。

回収: パラシュートおよびエアバックを使用し回収する。

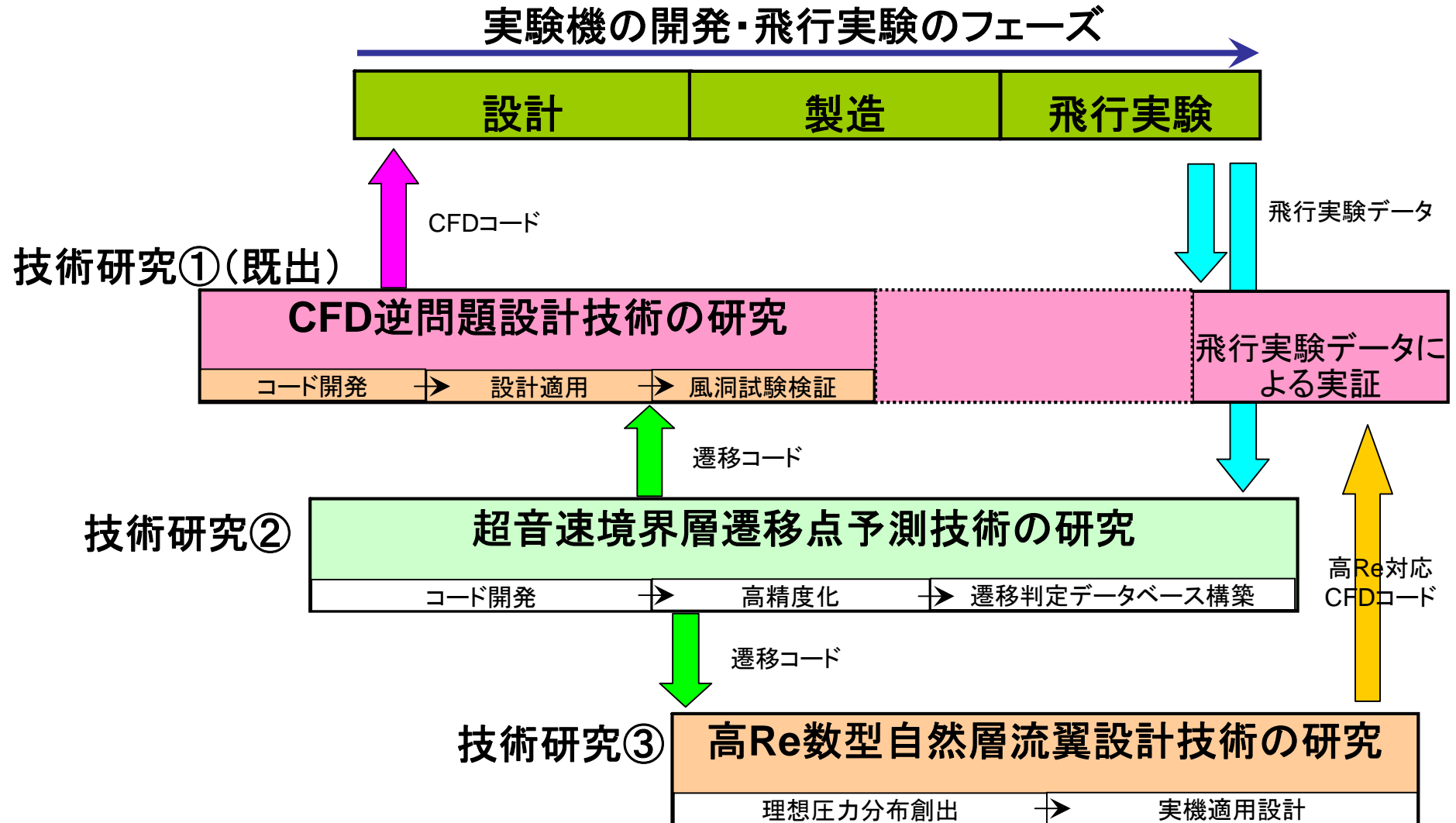
→計画通りに実験機を回収した。



無人超音速機システムの妥当性を実証した。

# アウトプット (7/9)

## 技術研究と小型超音速実験機開発飛行実験との関係



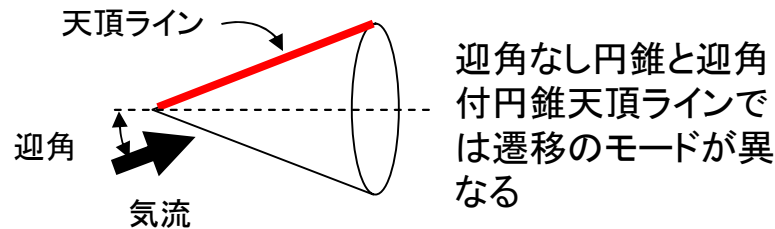
# アウトプット (8/9)

## 技術研究②

[超音速境界層遷移点予測技術の研究]

目標: 超音速機の機首部分を想定した3次元的な境界層の遷移機構の解明と風試による検証

⇒ 風洞試験による遷移データベースを基に、気流乱れと円錐天頂ラインの遷移判定基準パラメタとの相関を **JAXA独自に定式化**。3次元境界層遷移点予測システムの構築に貢献



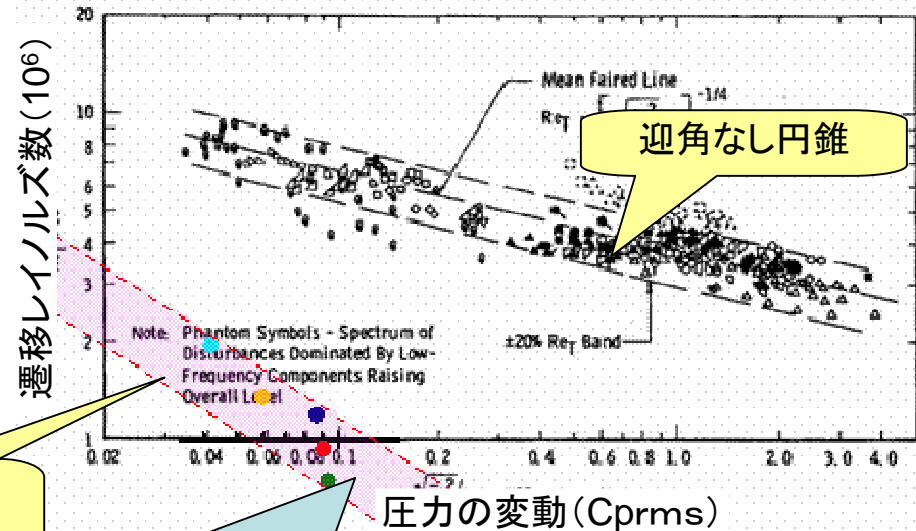
[風洞試験条件]

1. JAXA小型超音速風洞試験

- (1) マッハ数: 2, 2.5
- (2) 総圧: 55~90 KPa
- (3) 総温: 332~343 K
- (4) 単位レイノルズ数:  $4 \sim 8 \times 10^6$  (1/m)

2. 高速風洞(富士重工業)

- (1) マッハ数: 2
- (2) 総圧: 100 KPa
- (3) 総温: 300 K
- (4) 単位レイノルズ数:  $12 \times 10^6$  (1/m)



迎角付き円錐天頂ラインについて定式化に成功  
遷移判定パラメタ :  $N = -0.998 \times \ln(C_{prms}) + 1.1971$



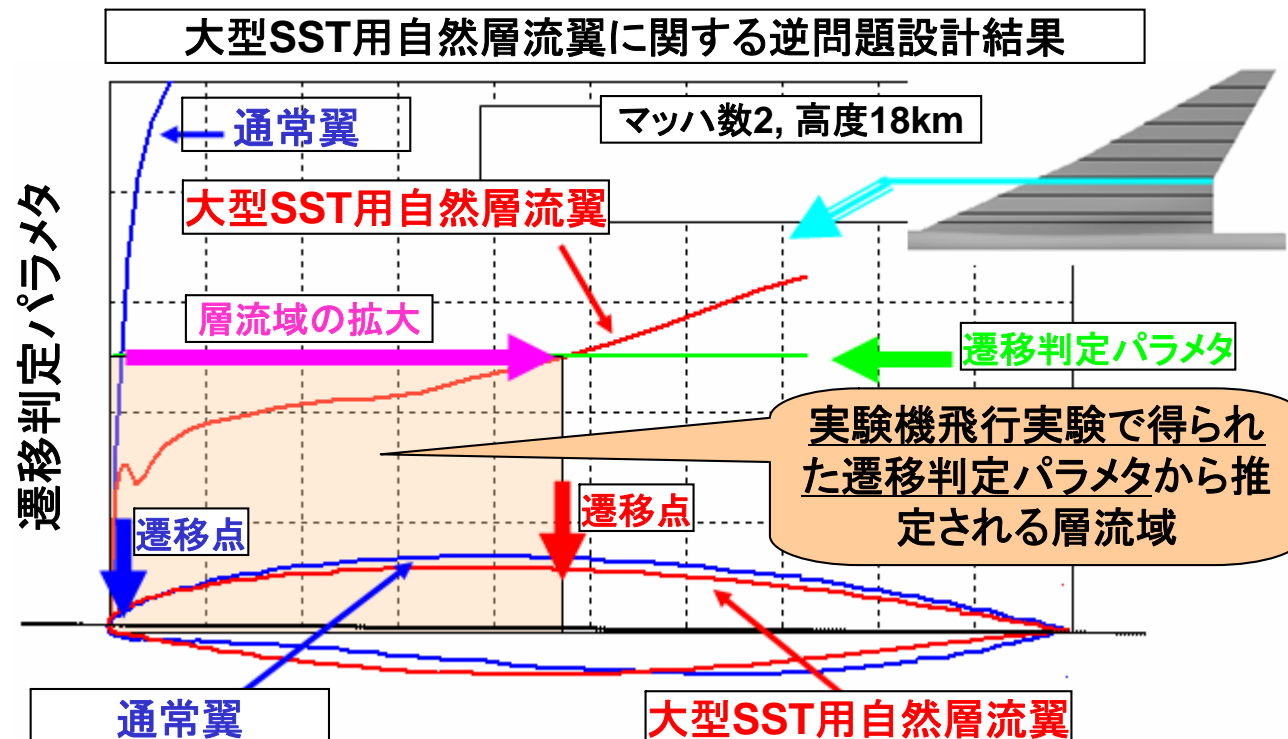
# アウトプット (9/9)

## 技術研究③

[高Re数型自然層流翼設計技術の研究]

目標: 大型SST実機への逆問題適用法の構築と試設計

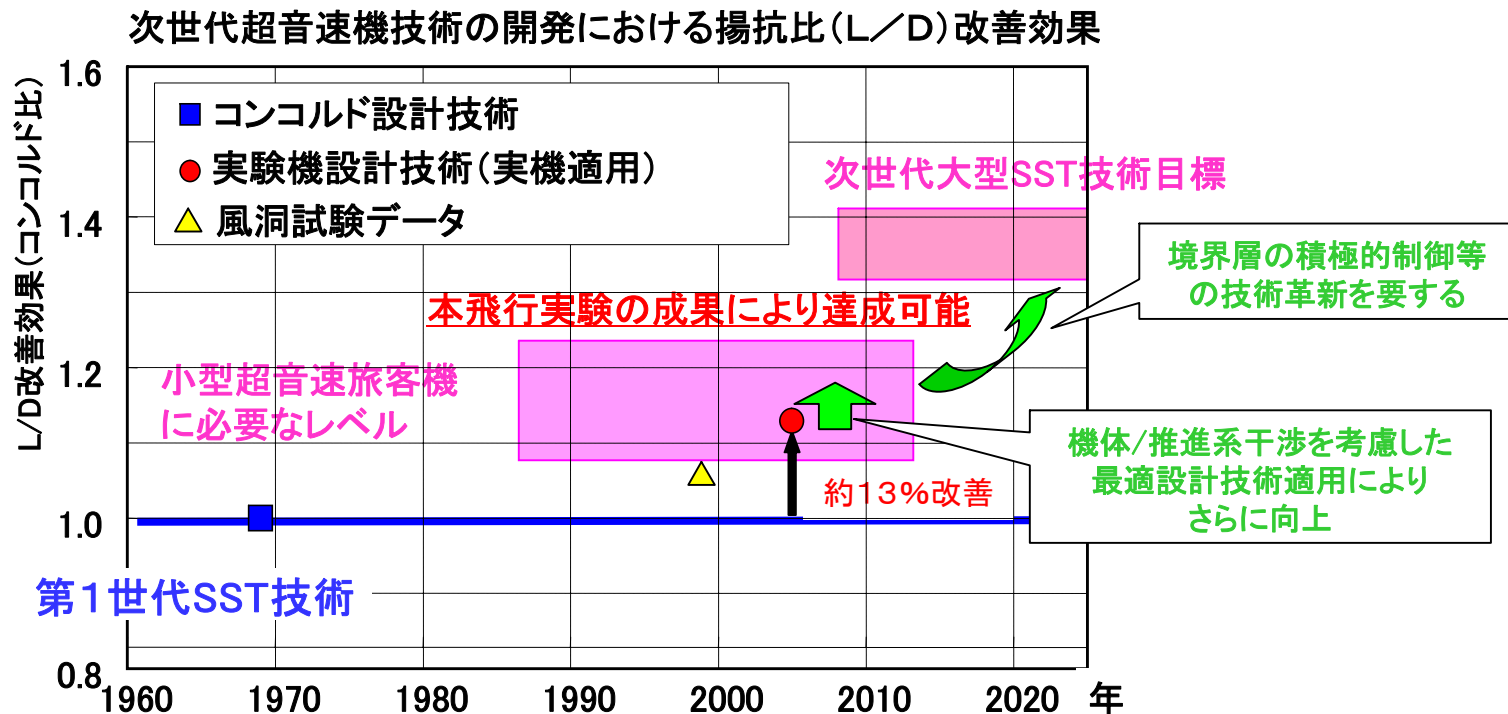
⇒ 実験機の主翼設計と同じ手法に基づいて独自に考案した理想的目標圧力分布を基に、大型SSTの主翼に対しCFD逆問題設計法を用いて試設計を行ない、代表断面( $y/s=0.4$ )においてその有効性(層流域の拡大)を確認した。



# アウトカム・波及効果 (1/4)

## 今回開発・実証した空力設計技術の効果:

- ・コンコルド開発時の技術レベルに対し、揚抗比の約13%改善(無推進系状態での比較)に相当。本技術は、現状世界トップレベル。
- ・本飛行実験の技術により、50人乗りクラスの小型超音速旅客機の実現に要求される揚抗比改善目標をクリア。
- ・本技術と機体/推進系干渉を考慮した最適設計技術(技術研究)を適用することにより、さらに航続距離を伸ばすことが可能(太平洋ノンストップ)。
- ・大型SST開発の目標となる揚抗比に対しては、境界層制御等の技術革新を要する。



## アウトカム・波及効果 (2/4)

### アウトカムの概要

#### ●他機への適用

飛行実証したCFD逆問題空力設計技術は、**超音速輸送機以外の航空機**へも適用できる技術であり、今後の航空機開発にも波及効果が得られる。

適用可能性の例: 亜音速機の主翼およびノーズの摩擦抵抗軽減

#### ●データの蓄積

低速、遷音速、超音速における**すべての速度域**において、一連の空力特性、空力加熱、構造、並びに誘導制御に関する**データを取得**。航空機設計時の参照データとなるなど、将来の航空機開発の際に有効となる**データを蓄積**した。

#### ●海外からの評価

国際ワークショップの開催、仏国航空宇宙研究所(ONERA)との共同研究の実施、豪州との連携による飛行実験の実施等、**国際的な協力関係**を確固なものとした。飛行実験成果についてボーイング社、エアリオン社など**海外企業**から本プロジェクトの低抵抗技術、飛行実験技術などに関する**技術的な問い合わせ**を受けており、**国際的にも注目**されている。なお、米国研究会議(NRC)のSST報告(2002年)で本研究開発による技術が**有望技術の一つ**として言及されている。

# アウトカム・波及効果 (3/4)

---

## アウトカムの概要

### ●世界的な地位

本プロジェクトの成果は、海外からも注目されており、本プロジェクトの目的であった、「今世紀に見込まれる次世代超音速輸送機の国際共同開発への主体的参加を目指す」ための、**世界的な地位の礎**を築くとともに、次世代超音速機技術を確実に向上させた。

### ●将来への継承

本プロジェクトで得られた成果(無人飛行実験技術、飛行制御技術、CFD逆問題設計技術など)を次のステップへ**効果的に継承**する。

### ●啓発活動

実験機を展示すること、成果を公表することなどにより、一般に対する**啓発、教育活動**に資する。

## アウトカム・波及効果 (4/4)

---

### 研究発表、特許出願、共同研究の件数

項目	件数
研究発表	402件
特許出願	9件
共同研究	58件(うち外国4件)

# 成否の原因に対する分析（1／5）

## 技術課題、生じた事故・不具合への対処

### ●第1回飛行実験失敗に対する対処：

- ・外部有識者による**原因調査/対策検討委員会**により、原因調査、対策検討を実施
- ・対策検討委員会の提言に基づき、**開発体制**を見直し**設計の総点検**を実施し、設計、製造、試験の過程における**品質・信頼性**を確保
- ・**外部有識者**を交えて改修内容を順次確認し、飛行実験システムの信頼性を向上

### ●改修設計・製造時の不具合に対する対処：

- ・スケジュール・コストにインパクトのあった不具合については、プロジェクトの外部に**独立評価チーム**や**検討対策チーム**を編成し、原因究明と対策の妥当性について評価を実施

 **提言・教訓を研究開発に活かしたことが、第2回飛行実験成功に結びついた。**

### ●教訓の抽出：

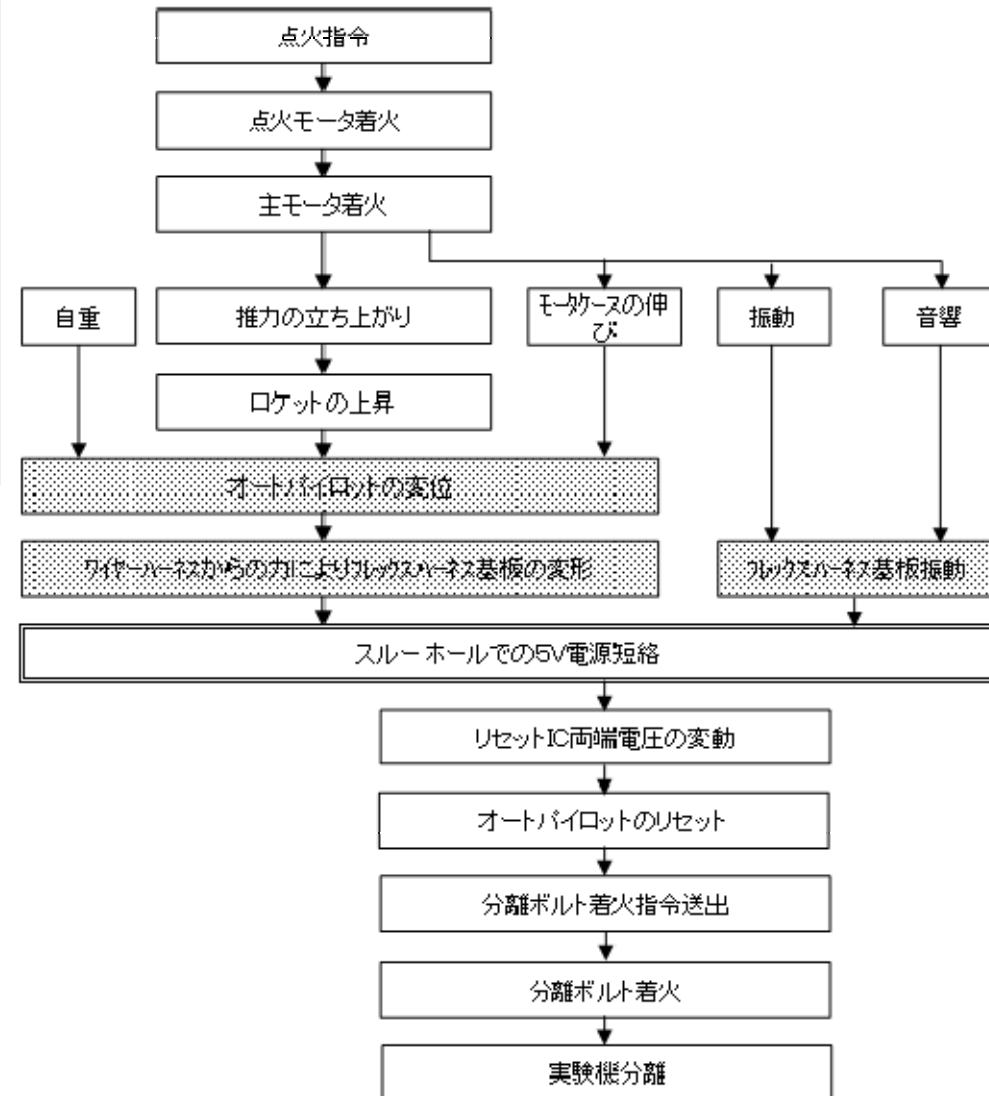
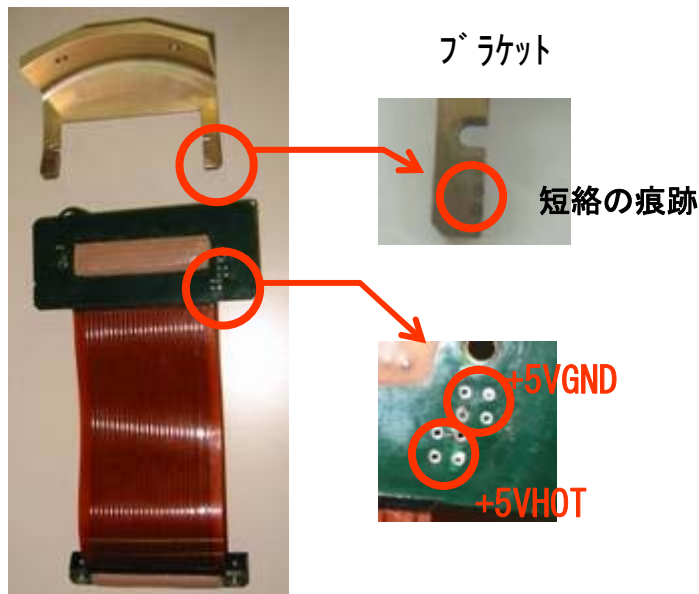
- ・**JAXA安全・信頼性推進部**と連携し、実験機の開発・飛行実験を通し得られた**教訓を抽出**し、他プロジェクトの教訓とともに、JAXA全体として今後のプロジェクト推進の参考とするデータベースを作成

# 成否の原因に対する分析 (2/5)

## 第1回飛行実験失敗に対する対処

### 直接の原因

ロケットの誘導制御コンピュータ (オートパイロット: AP) のフレックスハーネス基板上的スルーホールと、**ブラケット部**との発射振動等による一時的な**短絡**によって供給電源異常が生じ、これによりAPがリセットを起し、結果的に分離ボルトが作動したことが直接の原因。



# 成否の原因に対する分析 (3/5)

## 第1回飛行実験失敗に対する対処

原因調査委員会 平成14年7月～10月

対策検討委員会 平成14年11月～平成15年1月



### マネジメントに関する提言

- 開発体制整備
- 品質・信頼性の確保

### 技術に関する提言

- 直接原因対策: カテゴリー I
- 技術的留意事項対処: カテゴリー II
- 信頼性安全性向上設計総点検: カテゴリー III



改修設計・製作

品質・信頼性の向上／確保

### マネジメントに関する提言に対して:

- 開発体制の見直し
- 信頼性・品質管理チームの設置
- 受注者に対し、品質・信頼性保証を要求

### 技術に関する提言に対して:

- カテゴリー I および II : 全項目実施
- カテゴリー III : リスク回避事項は採用、性能向上に関する事項はリソース／スケジュールを勘案し総合的に判断

### 改修設計・製作の進め方、教訓:

- 改修設計の各段階において、外部およびJAXA全体から有識者・経験者を交えた改修設計会議を逐次開催。審査会、確認会で各ステップごとに改修内容を**確実に確認・確定**し、信頼性を向上した。
- 地上確認試験においては、実運用条件を模擬した機器単体から全機システムへの**ステップを踏んだ試験**を実施。**ハードウェアの確認の強化、試験立会の強化**を実施した。



# 成否の原因に対する分析 (4/5)

## 改修設計・製造時の不具合に対する対処(搭載機器振動環境問題)



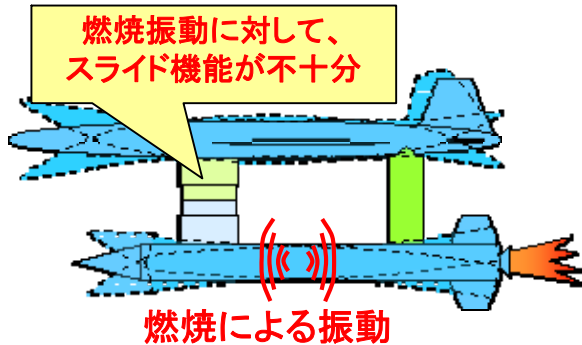
打上形態振動試験

実機を使った試験結果を基に搭載機器の振動レベルを推定したところ

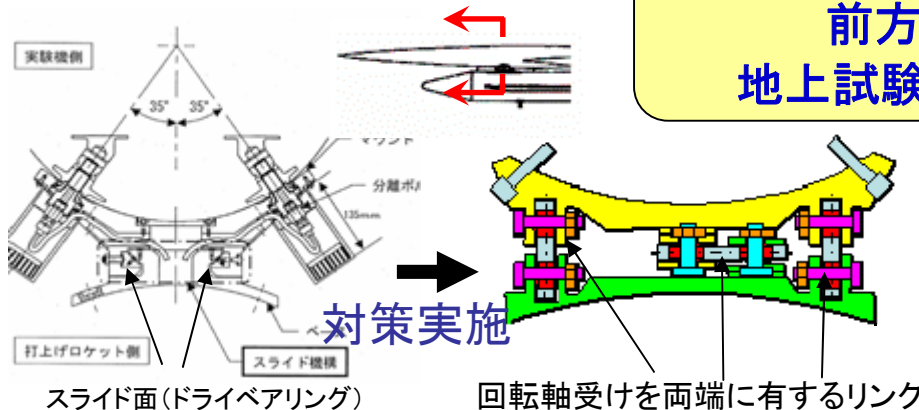
**問題点**  
一部の搭載機器で、振動環境要求を満たさないことが判明

### 問題が生じた原因

前方結合分離部のスライド機能が不十分なため、燃焼振動により構造が共振し、搭載機器の振動レベルが環境要求を逸脱した。



**問題点を解決するための方策**  
前方結合分離機構を回転軸受方式に変更  
地上試験および解析で効果が十分であることを確認



**飛行実験結果：計測した振動データより搭載機器振動レベルは予想以下であった。**

# 成否の原因に対する分析 (5/5)

## 改修設計・製造時の不具合に対する対処(搭載機器振動環境問題)

事象確認:地上試験の結果一部の搭載機器で、振動環境要求を満たさないことが判明

技術面での対処

プロジェクト外部に経験者による「環境問題検討会」発足。  
原因の究明、対策案のトレードオフ検討など実施

対策検討に対する「設計確認会」開催(平成17年3月17日)。  
対策設計の妥当性を確認

対策実施

確認試験(部分および全機)

「独立評価チーム」による独立評価会(平成17年6月21日)  
振動環境条件問題への対策の妥当性の評価を実施

## マネジメントの面での対処(プロジェクト管理の強化)

- ①総合システム担当の強化
- ②複数関門を設定し早期判断・対処の実施
- ③コンティンジェンシープラン作成

リスク管理、スケジュール管理、資金管理の強化

# 研究開発スケジュール（1／2）

## －計画の変更について－

---

### ①中間評価時の変更

- 技術的課題への対処のため設計段階で約1年の遅れ。
- 飛行実験の効率化等により飛行実験完了時期は遅れない見通し。
- 4回の飛行実験を計画（当初計画の通り）。

### ②第1回飛行実験失敗による変更

- 原因調査・対策検討委員会の提言を受け改修設計・製作の方針を決定。
- 2回の飛行実験を計画。
- CFD技術実証の重要性から引き続き飛行実験を行うことを確認するとともに、対策検討委員会の提言を忠実に実行するよう勧告される。（航空科学技術委員会）
- 対策検討委員会の提言に従い、技術リスクを洗い出すため設計の総点検を行う。

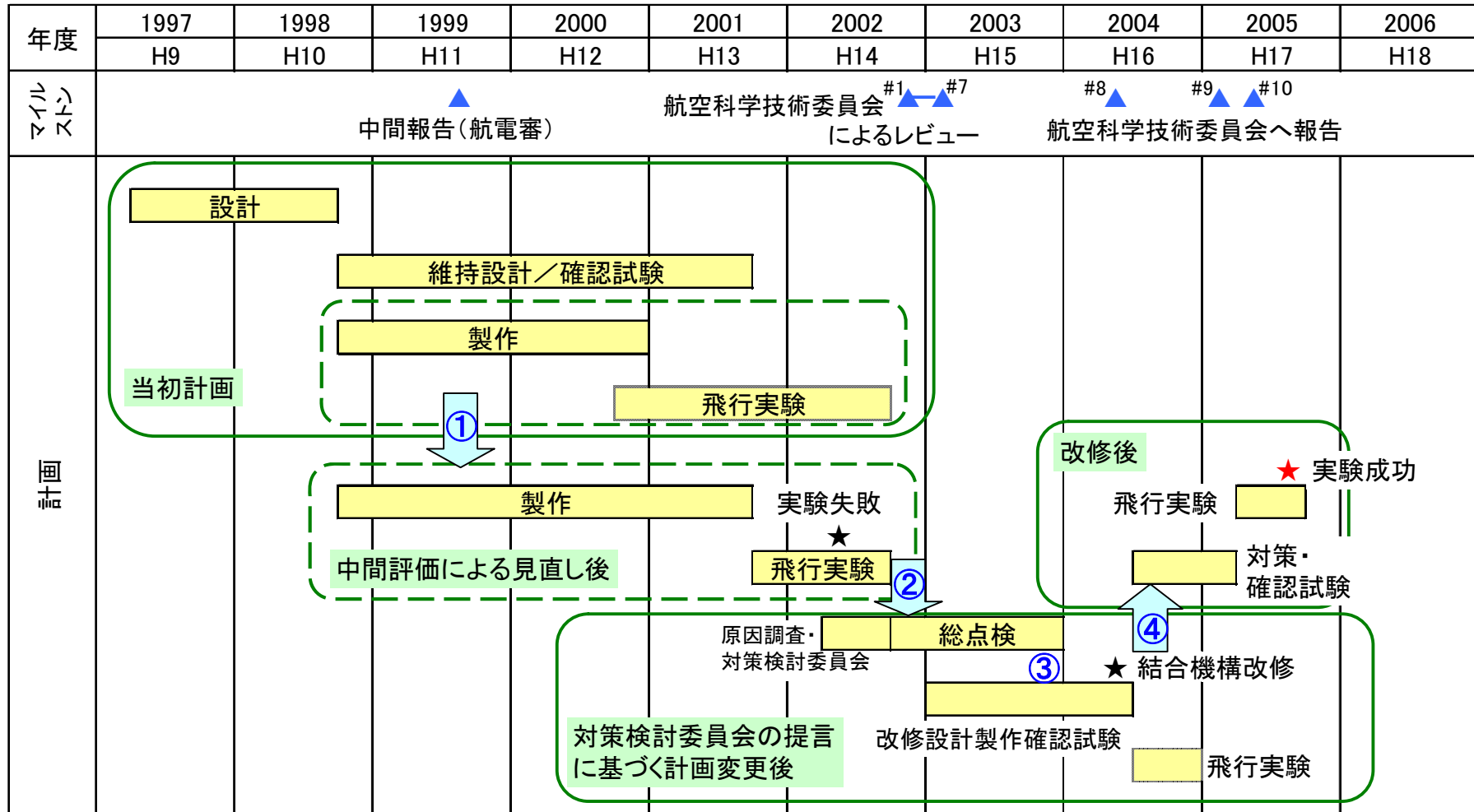
### ③改修内容検討による飛行実験計画の見直し

- 総点検の結果を受け、確実な飛行実験成功・空力データの取得を目指す。
- 限られたリソースで上記を達成するため、信頼性・計測精度の向上を図った上で飛行実験回数を1回とする。（第8回航空科学技術委員会に報告）

### ④前方結合機構改修にともなう変更

- 搭載機器振動環境問題対策に約半年を要する。
- 実験場使用可能期間に制限があり、これを超えると次に実験可能となるまでに大幅な延期が必要となることから、実験器材の空輸、地上系設備確認の先行作業化などにより日程リスクに対応する。

# 研究開発スケジュール (2/2)



①中間評価時、②第1回飛行実験失敗後、③改修内容検討による見直し時、④前方結合機構改修時に計画を変更

# 研究開発資金

## 小型超音速実験(無推力)開発・飛行実験経費

時期	プロジェクト資金総額	増額の理由
当初計画時 (平成9年4月)	約56億円	
中間評価時※ (平成11年10月)	約99億円	設計で明らかになった技術課題への対処
第1回飛行実験後 (平成15年4月)	約113億円	ジェット実験機の開発を中断し、その費用を失敗原因調査・対策改修費に充当
最終総経費 (平成17年10月)	約125億円	更なる信頼性の向上等

※中間評価報告書要約より

ロケット実験機の技術的問題点の解決に必要な資金の増額も含めて、本研究開発の資金規模は研究開発の内容から判断して妥当である。追加資金については所定の成果を得るための必要最小限であって技術開発上の不確実性の範囲内であり、やむを得ないものである。ただし、できる限りの努力と最大限の工夫を絶えず行い、費用対効果の向上に努めるべきである。

# 研究開発の推進体制（1／2）

対策検討報告書にてプロジェクトに関する提言：

設計、製造、試験の過程における品質・信頼性を確保し、飛行実験システムの信頼性を向上

受注者に対して：

(1) 信頼性保証要求を付加：

- ・旧NASDAの標準に基づき、「品質保証計画書」を策定させ、信頼性確保の活動を改善。
- ・品証審査：受注者の品質保証活動内容の確認を行い、是正すべき点等を明確化／改善。

JAXAにおいて：

(1) 開発体制を強化：プロジェクトマネージャ機能の充実

信頼性・品質管理チームを設置し、総合技術研究本部品質保証室と連携

ロケットシステム担当者を外部（IHIエアロスペース）より招聘

ロケット・宇宙機における電気システム経験者の参画

(2) 宇宙関係経験者、宇宙機器専門のメーカーの技術者も改修設計会議に参画

(3) ハードウェアの確認強化：宇宙機経験者を交えた、実験機、ロケット内部の搭載機器、配線（固縛方法）等の艤装状況を確認

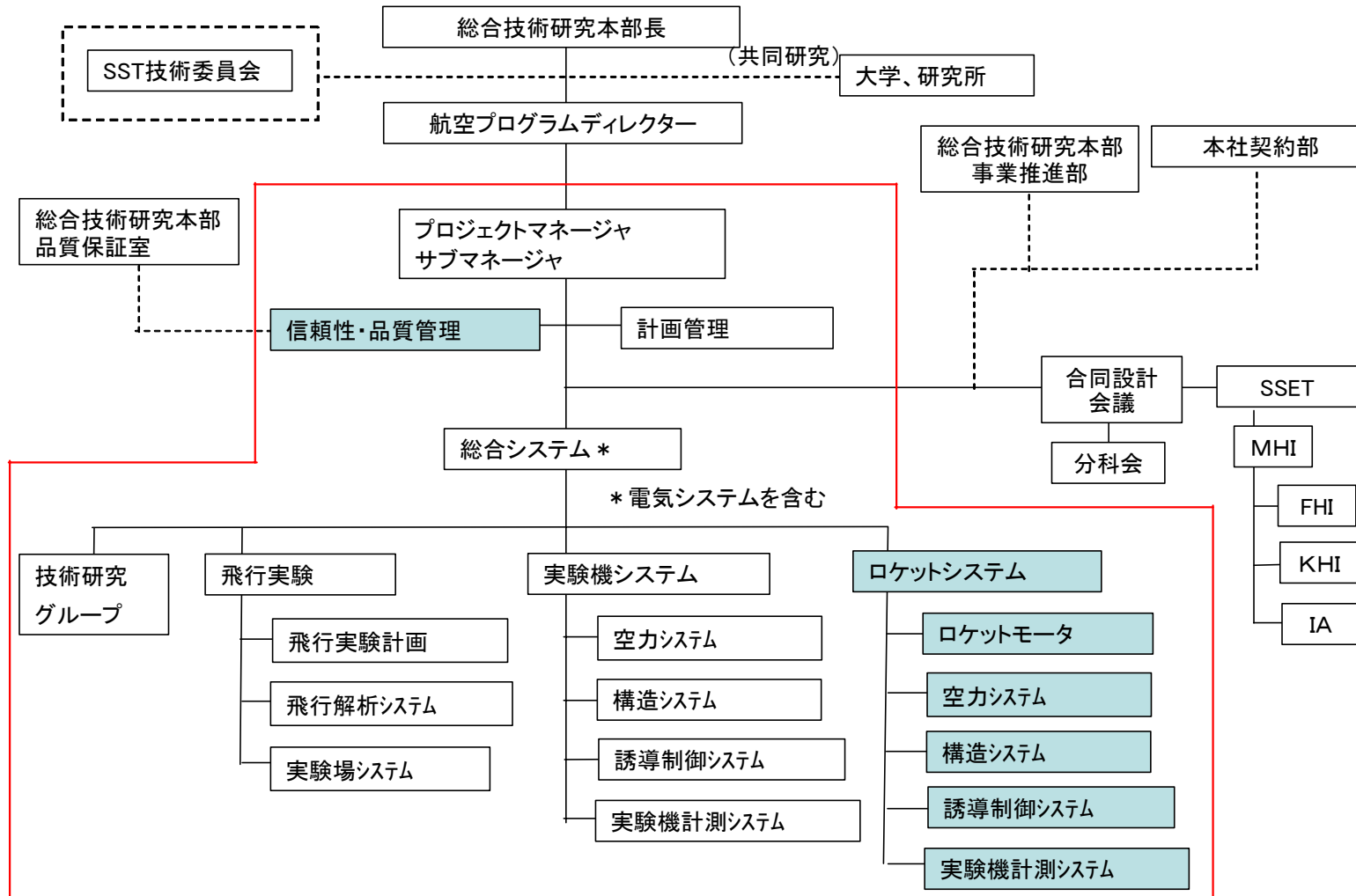
(4) 試験立会いの強化：技術確認試験、環境試験、機能試験に対し、JAXA技術担当者および受注者側技術担当者が立会い

なお、民間に設置された設計チームと合同で設計会議、分科会を開催し、改修設計、製作、確認試験における責任分担を明確にして作業を進めることとし、また、大学、海外研究機関と共同研究を結び、専門分野の知識を効果的に集約。

# 研究開発の推進体制 (2/2)

## — 見直された推進体制 (JAXA) —

### 見直された推進体制 (JAXA)



## 2: ジェット実験機及び関連技術研究の主要成果

---





# ジェット実験機関連の研究開発の概要 (1/2)

## ◆ジェット実験機の概要

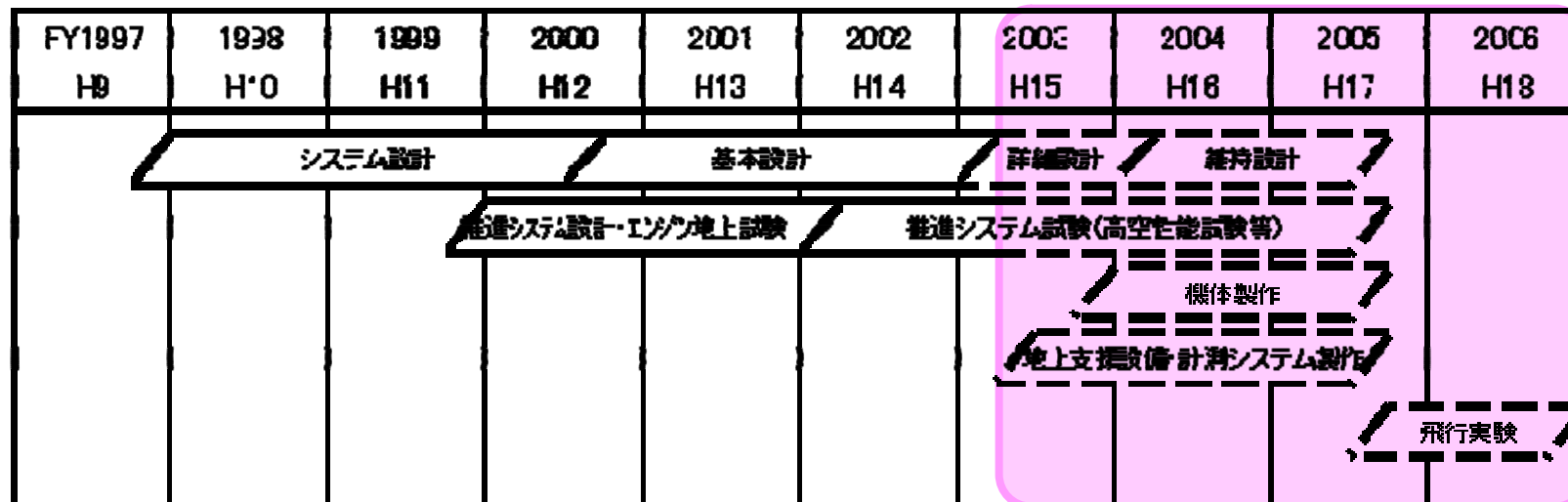
➤ 双発無人小型超音速実験機

➤ 技術目的

- (1) CFD逆問題・最適化設計法の開発実証
- (2) 推進システム設計技術の開発実証
- (3) 複合材構造適用技術の開発実証
- (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スケジュール

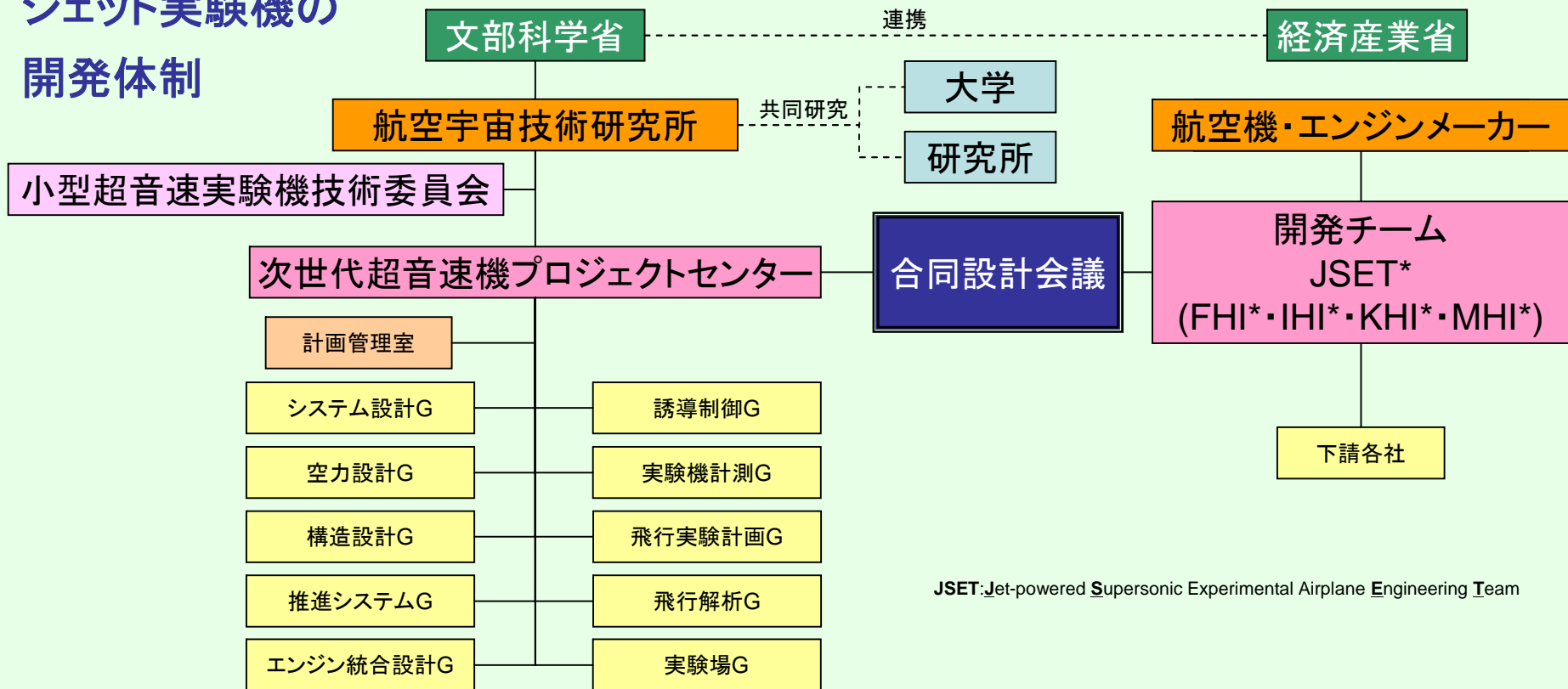


▲ ジェット実験機開発を凍結

# ジェット実験機関連の研究開発の概要 (2/2)

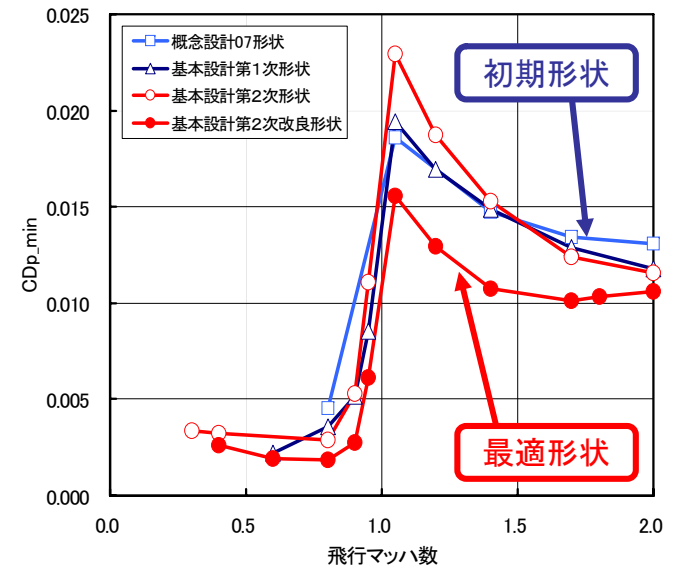
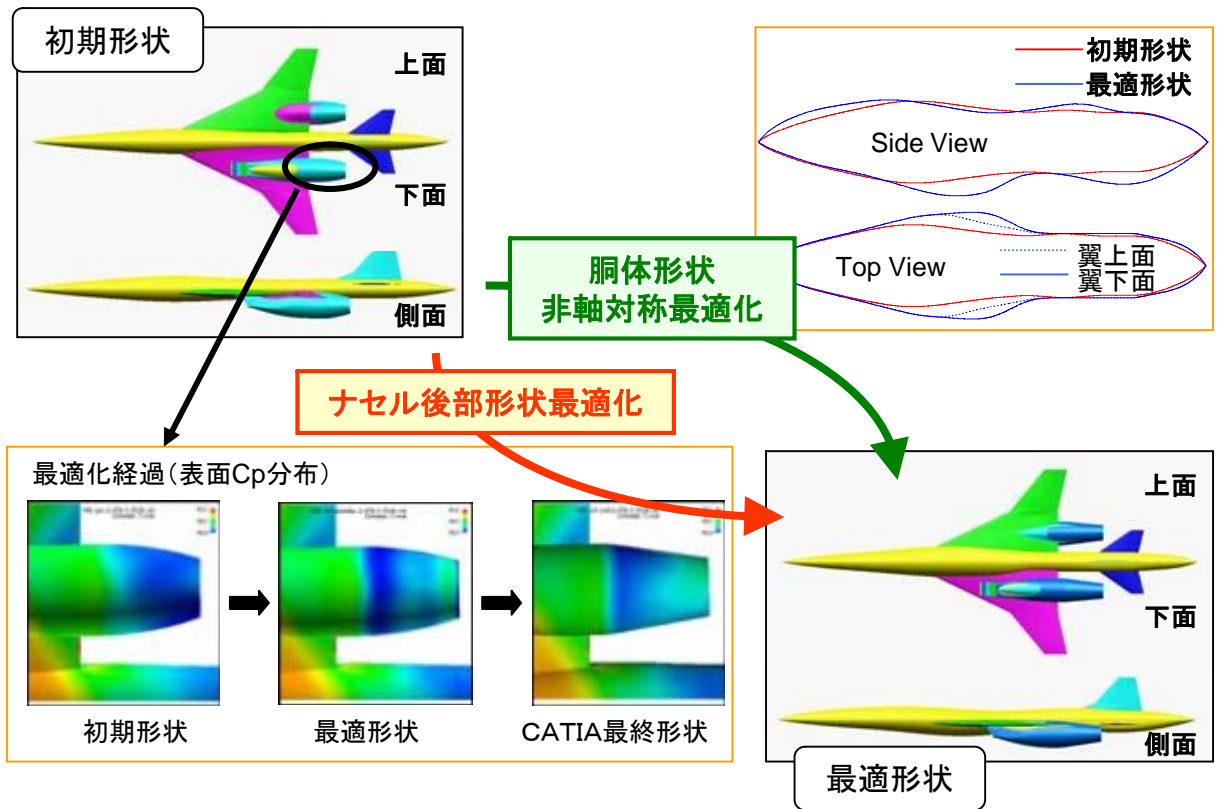
- ◆ジェット実験機 : 約20億円 (基本設計／エンジン調達／関連試験)
- ◆技術研究 : 約 9 億円
- ◆設備整備 : 約30億円 (超音速エンジン試験設備)

## ジェット実験機の 開発体制



# ジェット実験機基本設計主要成果概要 (1/6)

## CFD空力設計による形状最適化と抵抗低減

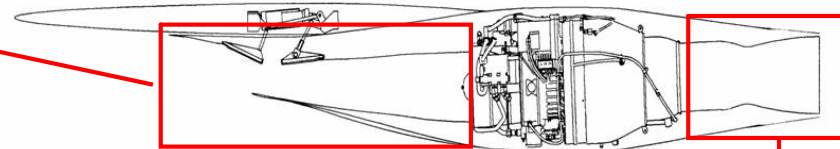
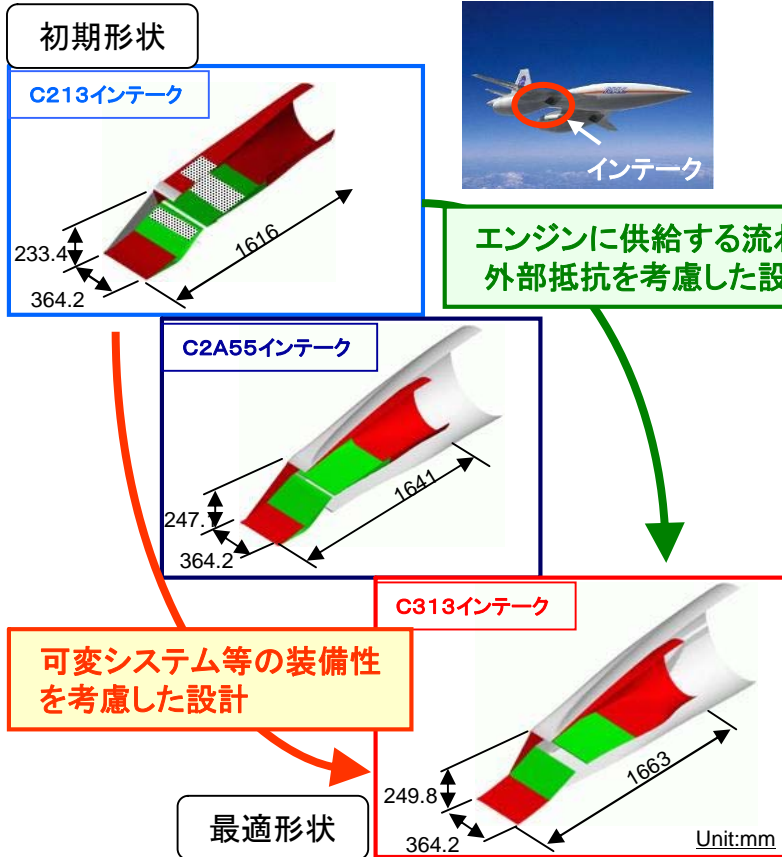


機体・エンジン統合設計と空力最適化設計による空力抵抗低減を解析及び関連試験により確認、装備性等も含めて機体成立の見通しを得て低抵抗形状設計を完了 (技術目的(1)の基本設計レベルでの達成)

# ジェット実験機基本設計主要成果概要 (2/6)

## インテーク改良設計による推進性能向上とノズル設計

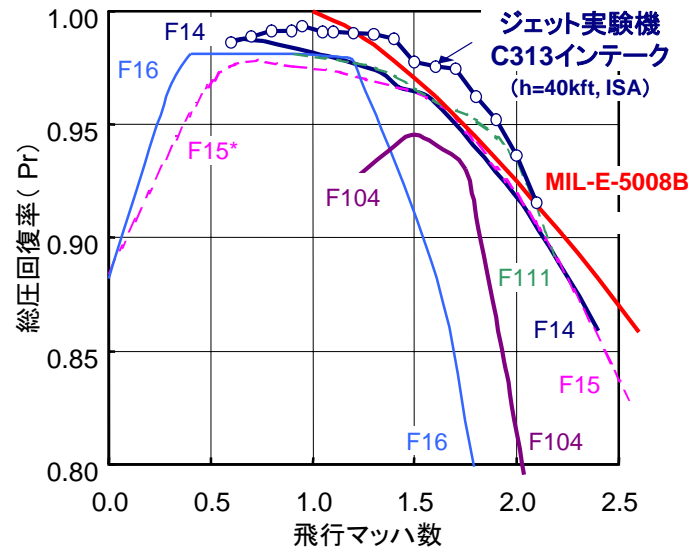
### インテーク改良設計



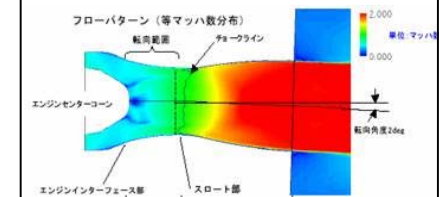
ジェット実験機推進システム概要

### ノズル設計

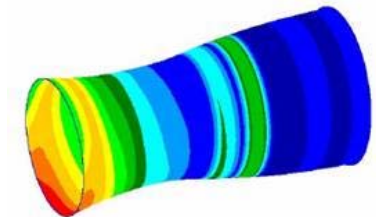
ジェット実験機インテーク性能  
～他機例との比較～



### ノズル空力設計



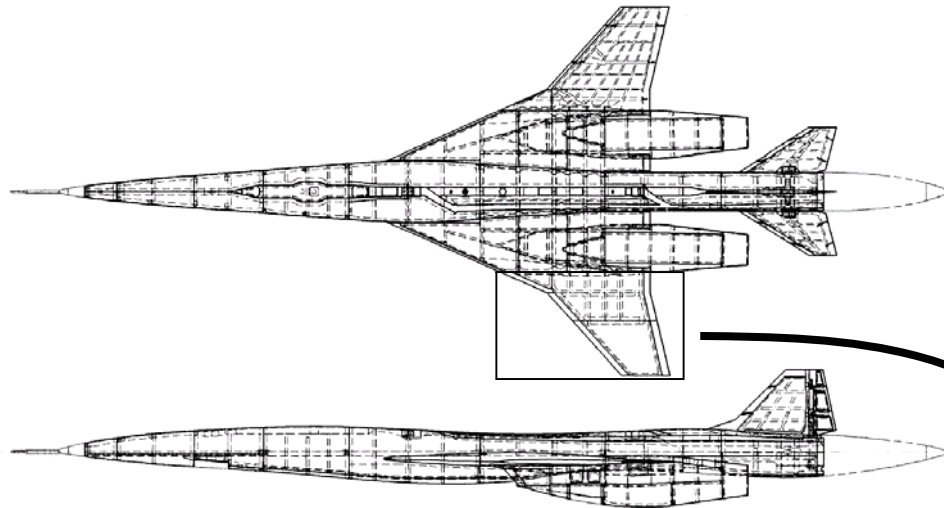
### ノズル構造設計 (応力分布)



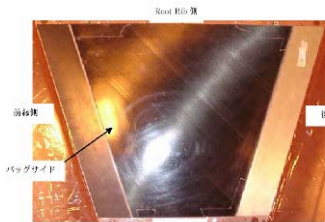
推進システム設計の核であるインテーク設計及び可変制御設計について良好な性能・特性を解析・関連試験で確認、機体成立の見通しを得て、推進システムの基本設計を完了 (技術目的(2)の基本設計レベルでの達成)

# ジェット実験機基本設計主要成果概要 (3/6)

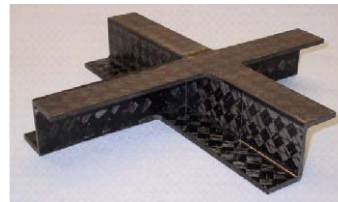
## 主翼への複合材構造適用



ジェット実験機全機構造図

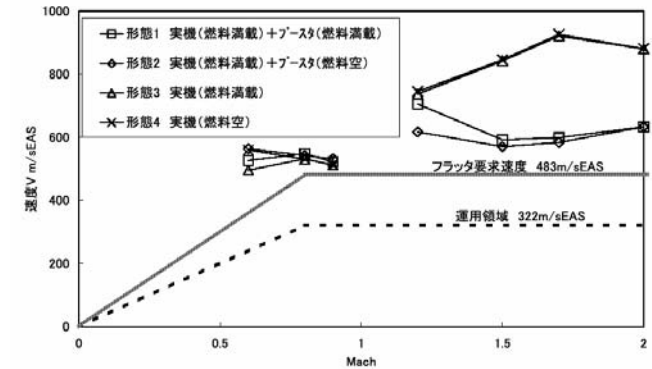


曲面パネル・FDH成型



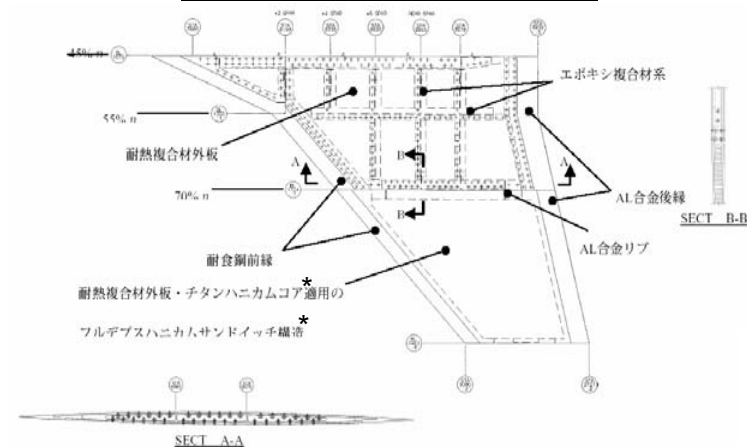
RTM成型(桁・リブ構造)

複合材構造成型性確認試験



フラッタ解析

## 左主翼複合材構造外翼部構造

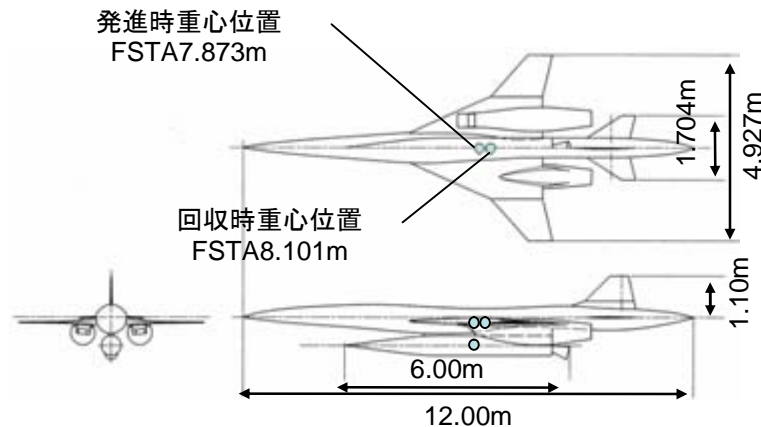


主翼への複合材構造適用設計を実施、静強度、空弾特性(フラッタ)、また複合材構造成型性等を解析及び関連試験で確認、機体成立の見通しを得て、構造基本設計を完了(技術目的(3)の基本設計レベルでの達成)

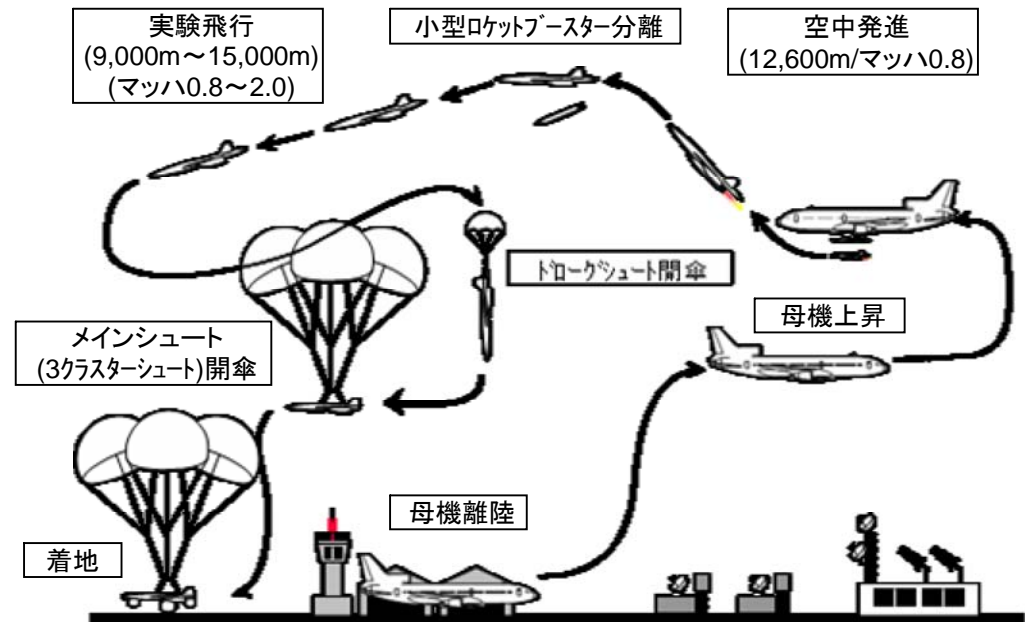
# ジェット実験機基本設計主要成果概要 (4/6)

## ジェット実験機の機体および飛行実験システムの設計

全長(m)	12.00	
主翼面積(m <sup>2</sup> )	10.12	
主翼span(m)	4.927	
機体重量(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



ジェット実験機三面図

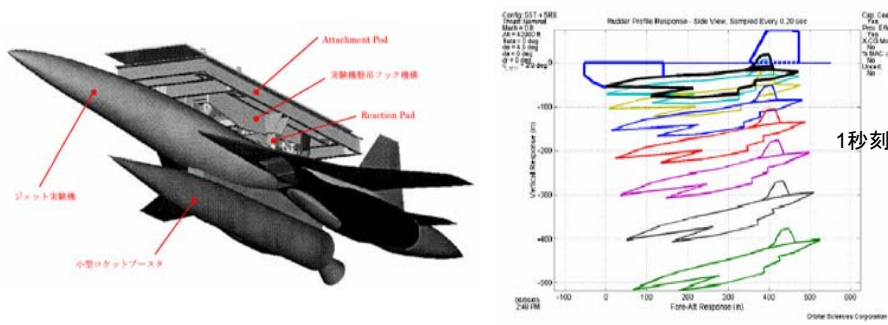


飛行実験概要

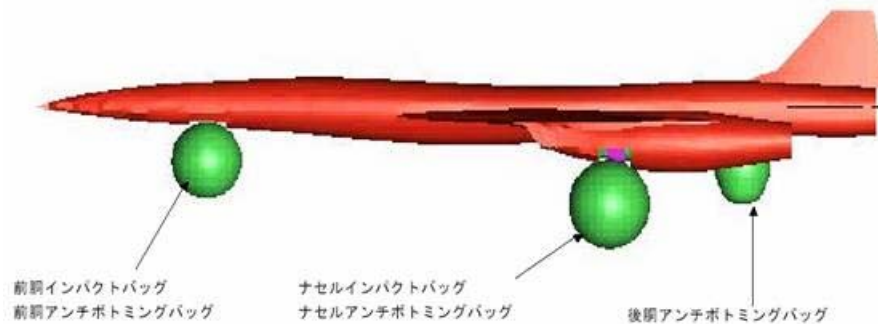
母機上昇▶ 空中発進▶ ブースター加速▶ 試験飛行▶ パラシュート・エアバッグ着地を可能とする  
**実験機システム及び飛行実験システムの基本設計の完了**  
 (技術目的(4)・(5)の基本設計レベルでの達成)

# ジェット実験機基本設計主要成果概要 (5/6)

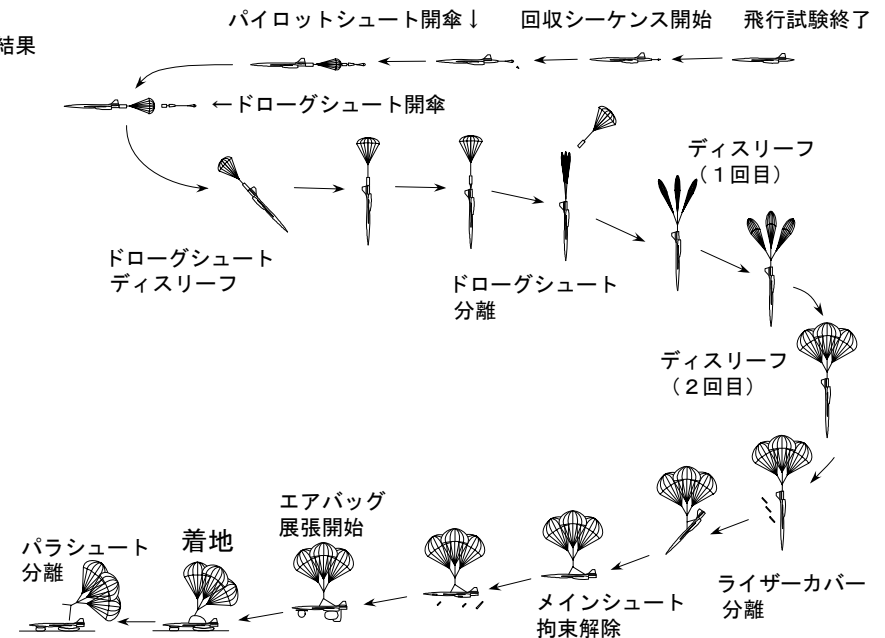
## 実験機システム設計



## 母機からの発進システム検討



## 回収システム設計(エアバッグ)

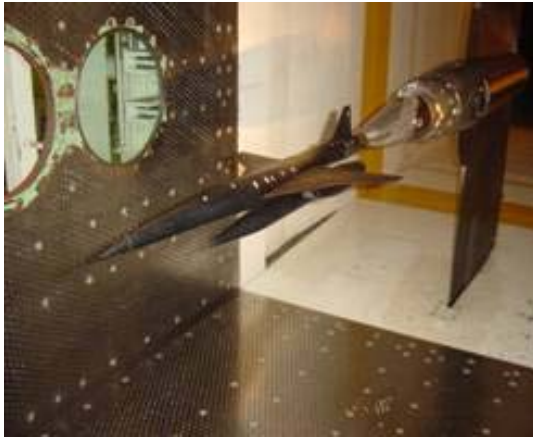


## 回収システム設計(パラシュート)

母機からの発進システムと、パラシュート・エアバッグによる回収システムを設計  
 飛行実験ミッションの成立の見通しを得て、実験機システム基本設計を完了  
 (技術目的(5)の基本設計レベルでの達成(地上支援設備を除く))

# ジェット実験機基本設計主要成果概要 (6/6)

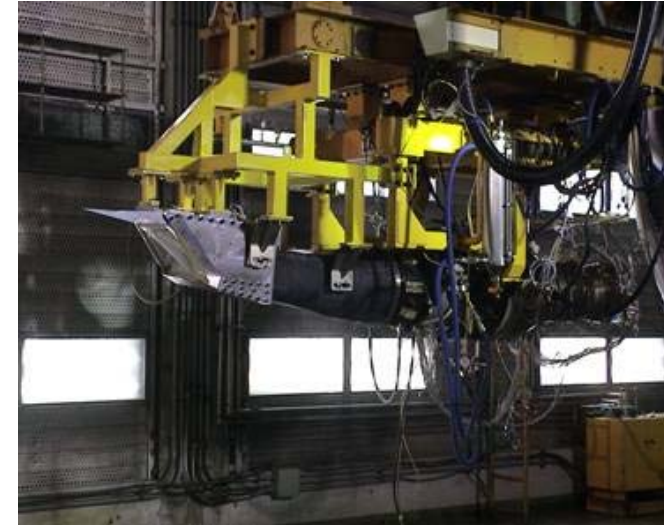
## 関連試験



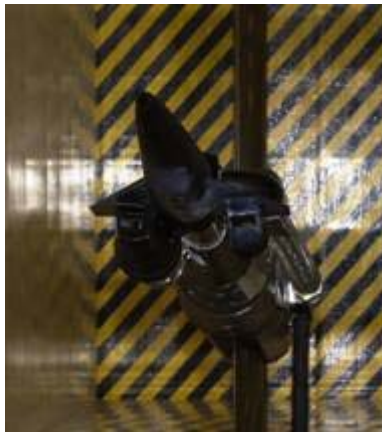
全機高速風洞試験



エンジン高空性能試験



インテーク・エンジン結合形態試験  
(地上始動性確認試験)



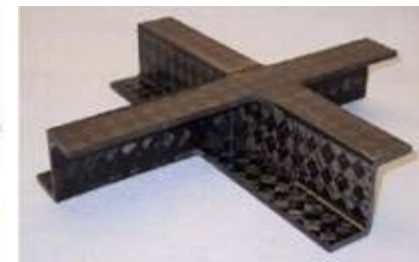
インテーク・機体統合風洞試験



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



# 技術研究主要成果概要 (1/4)

## ◆技術研究

### ➤空力技術分野

#### ①低ソニックブーム設計技術の研究:

- 低ソニックブーム機首形状の提案、風洞試験による検証、特許出願
- 低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプトの創出、設計法の開発

#### ②離着陸性能改善技術の研究:

- 高揚力装置つきSST形態のCFD解析技術の開発
- 最適化設計技術の開発

### ➤構造技術分野

#### ①空力弾性評価技術の研究:

- エンジンナセルを有する翼の非定常空力弾性解析ツールの検証
- SST形態主翼の遷音速フラッタ特性の評価

#### ②3次元耐熱複合材設計技術の研究:

- SST機体適用を考慮した耐熱複合材の熱的、力学的特性評価

### ➤推進技術分野

#### ①超音速インテーク技術の研究:

- インテークの空力設計技術の開発、可変制御技術の実証、衝撃波位置検出装置の特許出願

#### ②ノズル技術の研究

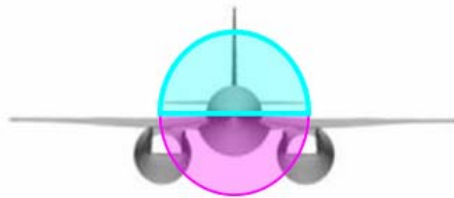
- 低騒音可変ノズル技術の開発、エンジン騒音特性データ取得

# 技術研究主要成果概要 (2/4)

## 空力技術分野

### 低ソニックブーム設計技術

非軸対称胴体を利用した  
低ソニックブーム・低抵抗機体設計

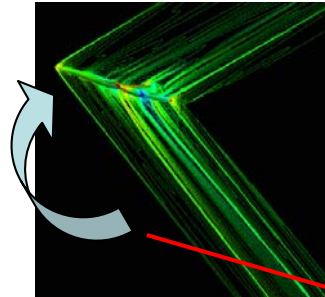


### 特許出願



特願2003-420316:  
超音速航空機の胴体形状の決定方法及び  
胴体前胴部形状

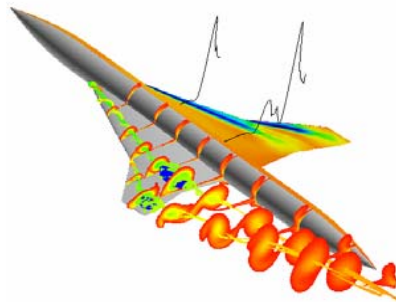
機体下面形状の  
逆問題設計法



- 低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプトの創出 ➡静粛超音速機の機体コンセプトへ
- 低ソニックブーム・低抵抗機体設計技術の開発 ➡多分野統合解析技術・多目的最適化設計技術へ

### 離着陸性能改善技術

低速高迎角CFD技術の開発



風洞試験による検証



解析技術の高精度化  
➡最適化設計技術の開発へ

### 数値解析技術

- ・高い信頼性
- ・複雑形状に対応
- ・格子自動生成

### CFD設計システム

- ・数値解析
- ・最適化設計法

### 最適化設計

- ・高揚力装置\*最適形状設計

- 低速性能解析技術の向上と高揚力装置設計技術の開発 ➡離着陸性能改善技術へ

# 技術研究主要成果概要 (3/4)

## 構造技術分野

### 空力との連成解析

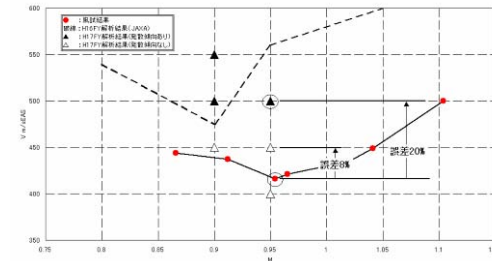
弾性スケール模型を用いた遷音速フラッタ風洞試験実施



ジェット実験機のフラッタ模型

(左:フロースルーなしエンジンナセル、右:フロースルーありエンジンナセル)

非線形空力弾性\*解析ツール結果との比較・検討



- エンジンナセルを有する超音速機形状の解析ツール検証用データを取得し、非線形空力弾性解析ツールの検証を行った。⇒複雑な形状を対象とした高忠実度解析へ
- フラッタバウンダリの下に不安定領域が存在する2重構造であることを確認し、各パラメータの影響を明確にした。(世界的にも貴重) ⇒超音速機設計に重要な課題の解決へ

### 耐熱複合材・構造

3次元耐熱複合材による桁・結合金具の一体成形試作と強度評価



構造解析により予め変形を予想

3次元耐熱複合材の機械的特性の取得



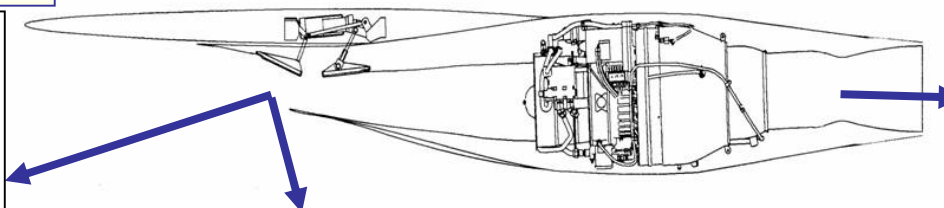
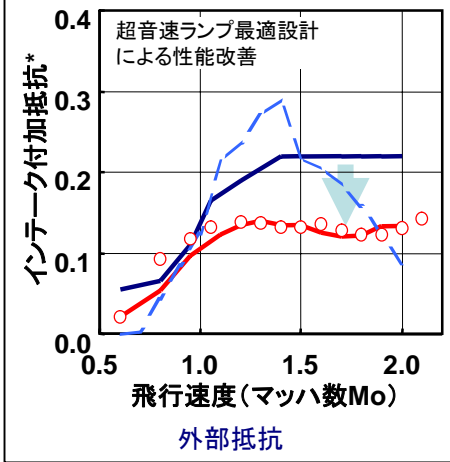
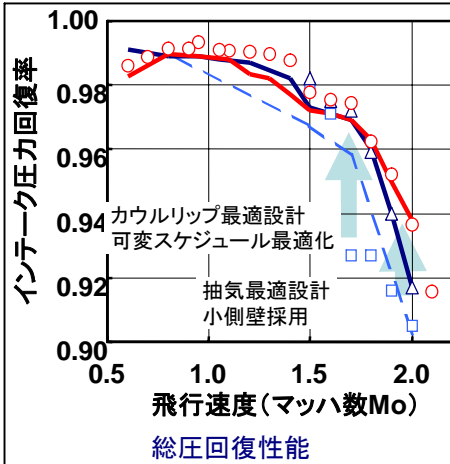
ポリイミド系樹脂三次元複合材料試験片

- 3次元耐熱複合材の桁・結合金具の一体成形技術と機械的特性の取得⇒機体軽量化技術へ

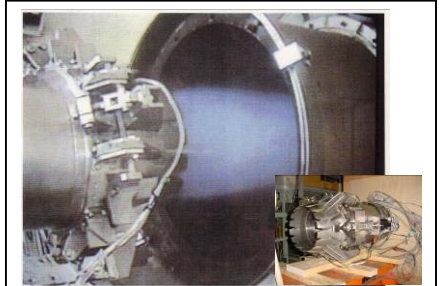
# 技術研究主要成果概要 (4/4)

## 推進技術分野

### インテーク 空力設計技術



### 低騒音ノズル 技術



低騒音可変ノズル技術開発 (特許出願準備中)



エンジン騒音データ取得試験

安定作動

高い性能

適正な作動状態からエンジンを減速すると

制御しない場合

制御した場合

衝撃波\*の振動

性能悪化

振動(バズ)が発生しエンジンの故障につながる

安定作動

高い性能を維持

制御によりバズ回避が可能

衝撃波位置検出方法(特願2004-341854)

### インテークの可変制御技術

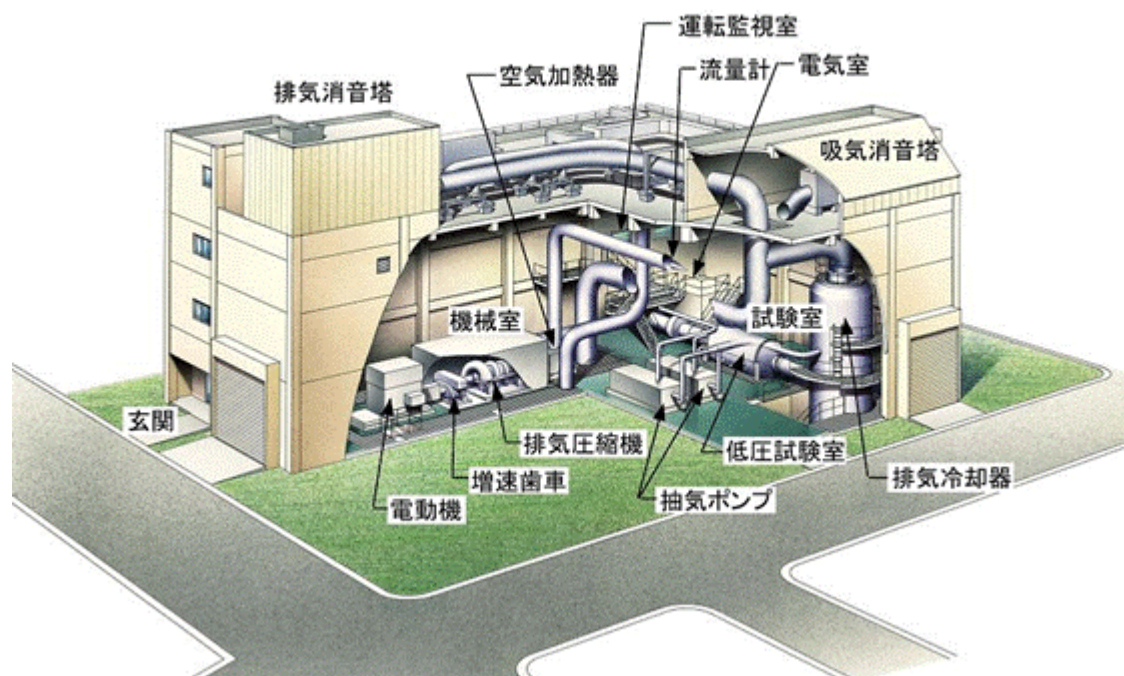
●高性能なインテーク・ノズルの設計技術の開発 ➡ エンジン騒音低減技術・機体軽量化技術へ

# 試験施設設備整備と主要成果

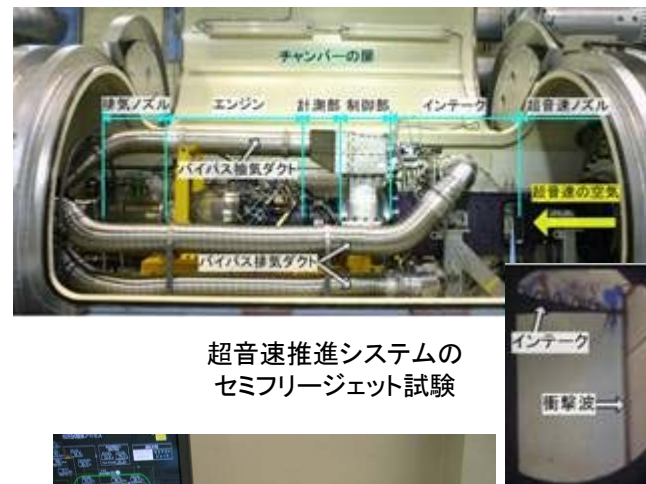
## ◆試験施設設備整備

➤超音速エンジン試験設備 : 超音速エンジンの高空性能試験設備

- 超音速エンジン試験法（含：セミフリージェット試験法）獲得
- 超音速エンジン燃料制御装置の開発



超音速エンジン試験設備全体図  
(平成13年3月完成)



超音速推進システムの  
セミフリージェット試験



超音速エンジンの燃料制御装置開発  
(超音速エンジン試験での機能確認)