

# 次世代超音速機技術の研究開発

## — 静粛超音速機技術研究開発プロジェクトについて —

---

次世代超音速機技術の研究開発  
中間評価説明用資料

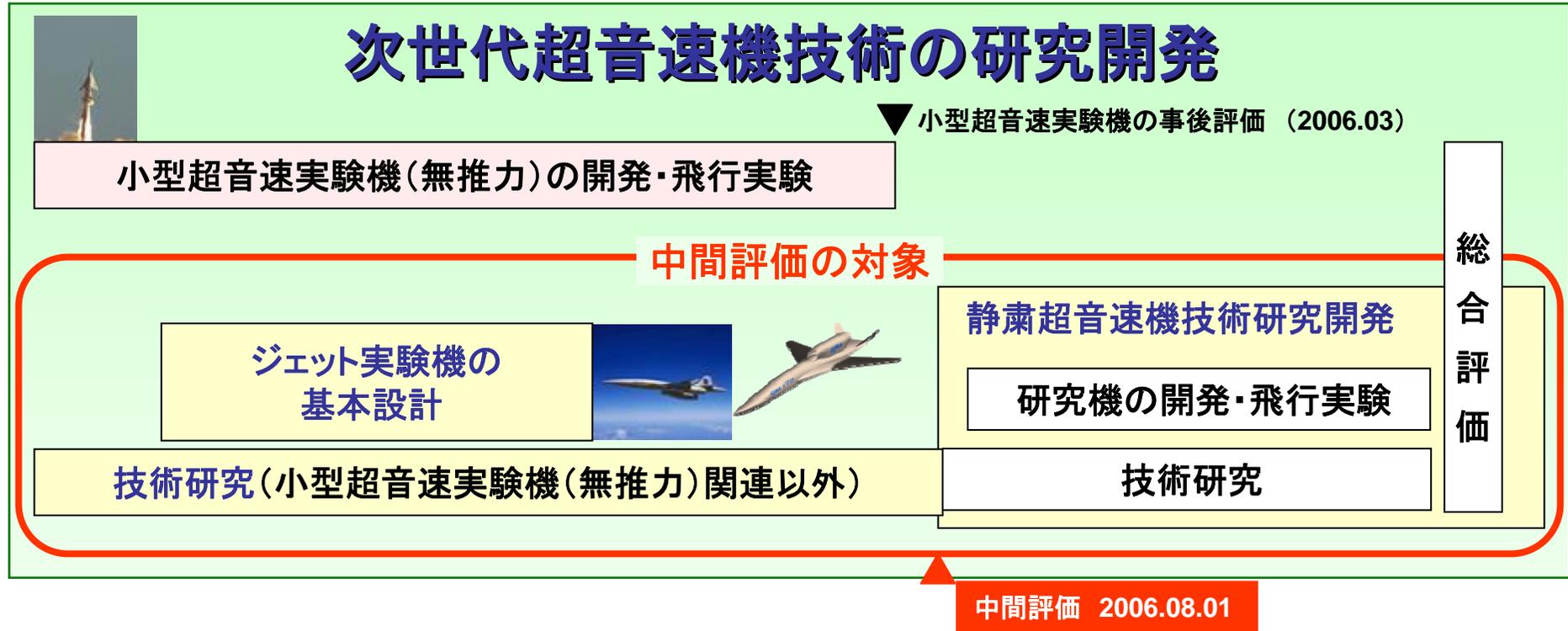
平成18年8月1日

宇宙航空研究開発機構

第18回航空科学技術委員会

# 「次世代超音速機技術の研究開発」全体像

1997 1998 1999 2000 2001 2002 2003 2004 2005 2006



## 「次世代超音速機技術の研究開発」の目的

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。

## 中間評価の対象

- ◆ ジェット実験機の基本設計および技術研究成果の静粛超音速機技術研究開発プロジェクトへの反映
- ◆ 静粛超音速機技術研究開発プロジェクト

# 静粛超音速機技術研究開発への変更

## (1) 動向の変化

### ○ 2003年を前後して欧米において超音速機に関する研究開発に再着手

米国: 超音速ビジネスジェット\*の具体的開発計画を発表(2004年)

NASA\*では静かな小型超音速旅客機構想(Silent Small SuperSonic Transport: S4T)を発表(2003年)

連邦航空局(FAA\*)を中心として、超音速機騒音であるソニックブーム受容性評価\*に着手(2005年)

欧州: 小型超音速旅客機を対象とした欧州統合研究プログラム(HISAC計画: High Speed AirCraft)に着手(2002年)

### ○ 国際的な研究協力の機運

日仏共同研究: 基礎研究レベルであるが日仏間での超音速旅客機技術に関する共同研究に着手(2005年)

国際民間航空機関(ICAO): 超音速旅客機の基準策定検討において研究窓口担当を新たに設置(2005年)

(米国、欧州、日本の各域から1名: 日本はJAXA\*が担当)

### ○ 国内における産学官連携による超音速機技術研究推進の機運

経済産業省、文部科学省、SJAC\*、JADC\*、JAXA、NEDO\*、ESPR\*組合等からなる超音速機調整会議が発足(2005年)

航空宇宙学会に産学及び公的研究機関等の50名を越える専門家で構成される「サイレント超音速旅客機研究会」が発足(2005年)

大学・JAXA及び産業界・JAXAの共同研究の推進

## (2) 技術進歩の反映

### ○ 技術目標の高度化

当初2005年を達成時期とした技術目標からの高度化(経済性から経済性と環境適合性の両立の視点へ)

小型超音速実験機(無推力)及びジェット実験機、技術研究等の研究成果の適切な反映による達成目標の高度化

### ○ コンピュータによる先進設計技術の飛行実証研究検討の反映

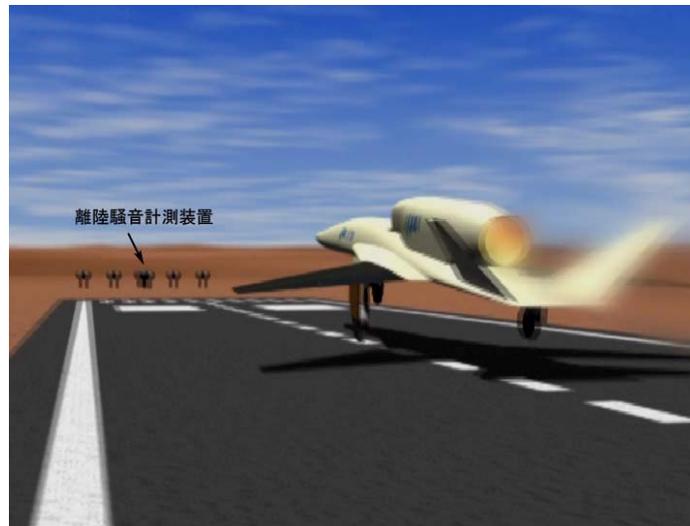
平成15年5月に策定された推進方策に沿って検討したコンピュータによる先進設計技術の飛行実証研究計画に関する検討結果の技術目標への適切な反映

## 目次

1. 研究開発の目的	・・・P.5
2. 研究開発の目標	・・・P.12
3. 研究開発により期待される効果	・・・P.20
4. 研究開発方針	・・・P.22
5. 研究開発計画	・・・P.32
付録1 ージェット実験機基本設計概要ー	・・・P.37
付録2 ー静粛超音速機研究開発プロジェクト補足資料ー	・・・P.51
付録3 ー研究機のシステム要求設定等の考え方ー	・・・P.64
付録4 ー外部機関の検討のまとめー	・・・P.76

# 1. 研究開発の目的

---



# 研究開発の目的

---

将来航空輸送のブレークスルーとしての  
超音速旅客機の実現

を目指して

静かな超音速旅客機の実現に必要な  
鍵技術の技術レベルを向上させる

# 超音速機実現による将来航空輸送のブレークスルー

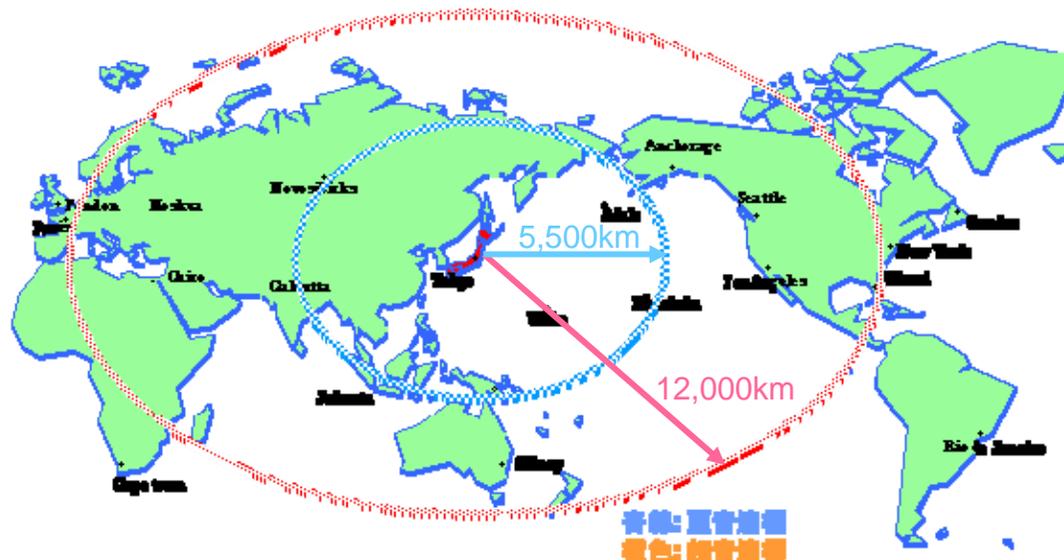
## ◆多様化する将来航空輸送ニーズの中での「高速化」への対応

- 時間短縮による利便性向上（アジア圏内が日帰り可能）
- 快適性向上（飛行時間短縮の効果）
- 航空輸送需要増大に対する一つの解（エアラインの必要機材は速度が2倍になれば半減）
- 緊急時への対応（災害派遣や臓器移植等の緊急時における対応範囲を拡大、時間を短縮）
- 国家安全保障への高い寄与

## ◆日本及び世界経済の発展に寄与

- 製造業のみならず、商業、観光等の発展に寄与し、高い経済効果が見込まれる  
世界全体で約40兆円／年の経済効果があり、世界のGDPの約1.5%増に相当  
日本国内で約3.8兆円／年の経済効果があり、日本のGDPの約1.0%増に相当

日本航空宇宙工業会\*調べ



飛行時間6時間の圏内

# 日本における超音速機技術開発の意義

## ◆民間航空機分野におけるフロンティア

- 独自の機体コンセプト及び得意技術の実証で日本の技術力を効果的に示し、日本が確固たる地位を占めることができる分野（複合材\*、低抵抗設計、低ソニックブーム設計\*、低NOx\*燃焼器等）
- 技術波及効果により航空技術基盤の高度化に資する分野

### ➤日本の航空機産業の基幹産業化に貢献する分野

- 次世代SST\*開発に10～15%程度の参画で、事業としては売上高で1600～2400億円／年、雇用創出は10,000人と予測

日本航空宇宙工業会\*調べ

## ◆日本は超音速輸送機の最大恩恵国

- 欧米の何れからも離れている日本、移動時間短縮の恩恵を最も受ける国

### ➤日本こそ、その実現に貢献していくべき分野

- 技術先進性と規模の大きさのため開発リスクが高く、  
国が先導的な研究開発を推進するべき

国が先導すべき分野としての認識

# 本研究開発の施策的な位置付け(1)

## —背景となる政策—

第3次科学技術基本計画 分野別推進戦略 社会基盤分野 (平成18年 3月)

### ◇超音速航空機技術

#### 「静粛超音速研究機の研究開発」: 戦略重点科学技術

◇研究開発目標: 2012年度までに超音速機のソニックブーム\*を半減する機体設計技術等を実証し、超音速機開発における世界的な優位技術を獲得する【文部科学省】

「超音速輸送機実用化開発調査」

◇研究開発目標: 2020年度頃までに超音速輸送機を実用化する【経済産業省】

◆成果目標: 2012年度までに超音速旅客機開発のための優位技術の獲得を図り、国際共同開発開始時に我が国の主体的参加を可能とする。【文部科学省、経済産業省】

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

「航空科学技術に関する研究開発の推進方策について」(平成18年 6月)

### ◇次世代を切り拓く先進技術の研究開発 「次世代超音速機技術の研究開発」

◇先の飛行実験で獲得した技術を更に強力に展開し、将来可能性のある国際共同開発を視野に、超音速機の実現にネックとなっているソニックブームや騒音等の課題の解決を図るための研究開発を行い、次世代超音速機開発における世界的に優位な技術を獲得することを目指す。

# 本研究開発の施策的な位置付け(2)

## －政策との整合性－

組織	総合科学技術会議*	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	宇宙航空研究開発機構
文書名	第3次科学技術基本計画 分野別推進戦略(社会基盤分野)	航空科学技術に関する研究開発の 推進方策について	静粛超音速機技術研究開発プロジェクトについて (本資料)
課題名	戦略重点科学技術: 「静粛超音速研究機の研究開発」	重点的に進めるべき研究開発: 「次世代超音速機技術の研究開発」 静粛超音速研究機の研究開発	静粛超音速研究機の研究開発
目標及び実施内容	2012年度までに超音速機のソニックブーム*を半減する機体設計技術等を実証し、超音速機開発における世界的な優位技術を獲得する【文部科学省】	ソニックブームや騒音等の課題の解決を図るための研究開発を行い、次世代超音速機開発における世界的に優位な技術を獲得	<p>① <b>静かな</b>超音速旅客機の実現に必要な鍵技術の<b>技術レベルを向上</b>させる ②</p> <p>①「静かな」:ソニックブームの<b>低減</b>技術、騒音の低減技術を実証</p> <p>②「技術レベルを向上」:<b>世界初</b>のコンセプト、世界<b>同等</b>／<b>優位</b>技術、世界に<b>先駆けて</b>飛行実証</p> <p style="text-align: center;"><b>世界的な優位技術</b></p>

# 本研究開発の技術目的

## — 小型超音速実験機からの技術目的の高度化 —

### (1) 経済性と環境適合性の両立

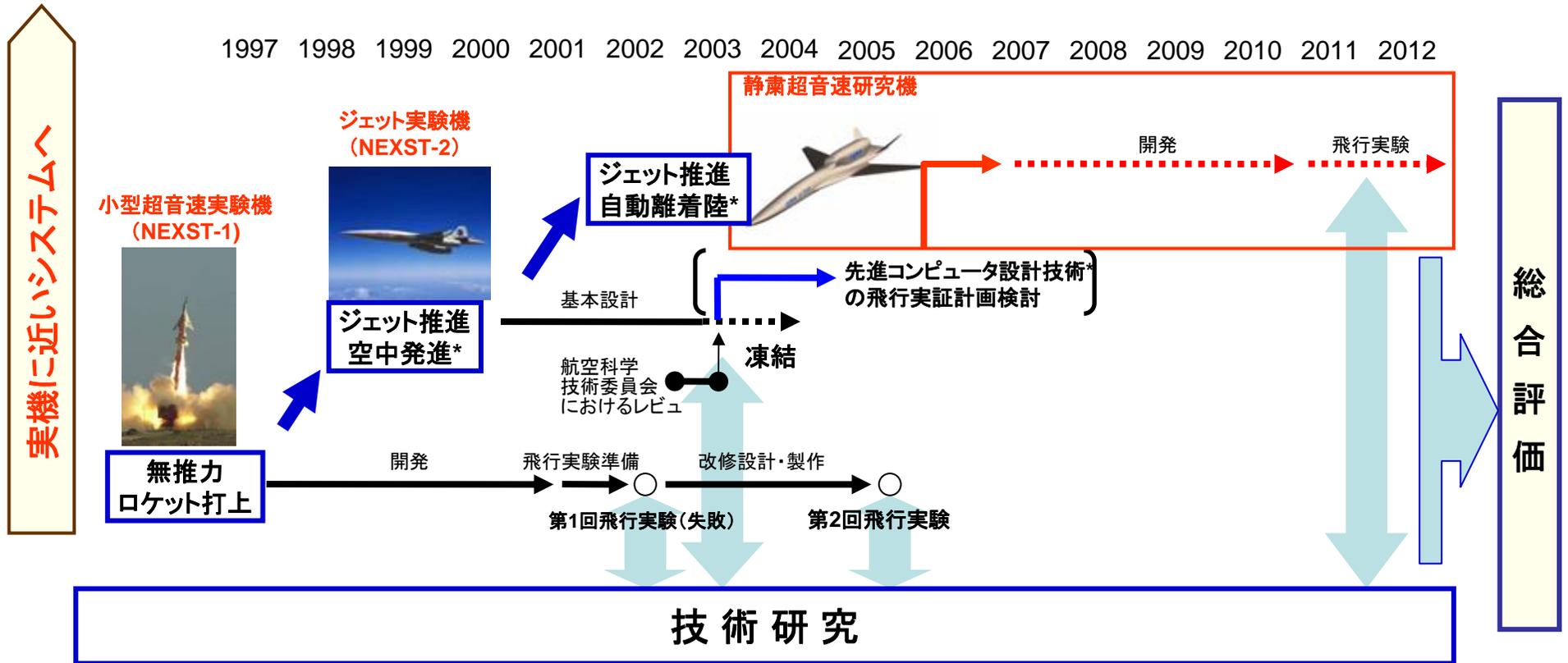
低抵抗最適機体コンセプト\* (単一目的最適化\*) ⇒ 低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト\* (多目的最適化\*)

### (2) 実機に近いシステムでの実証

超音速\*に特化したシステムによる実証 ⇒ 航空機としてほぼ全ての機能を有する機体システムによる実証

### (3) コンピュータ設計技術\*の全機形状設計\*への適用

主翼等部分形状設計への適用 (小型超音速実験機) ⇒ 全機形状設計への適用

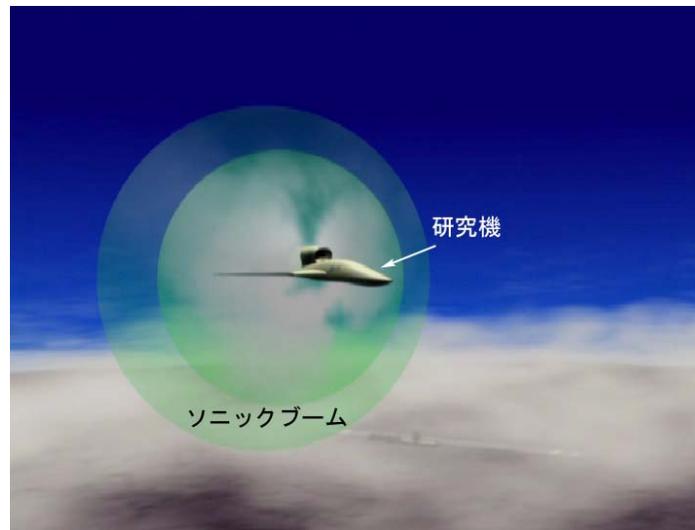


○経済性の追求から、経済性と環境適合性の両立へ

○コンピュータ設計技術の部分形状設計への適用から、全機形状設計への適用へ

## 2. 研究開発の目標

---



# 超音速航空輸送実現への技術課題

## 経済性



## 環境適合性

### 本研究開発プロジェクトで取り組む課題

#### 静粛超音速研究機の重点課題

#### 軽量化

コンコルド\*は金属構造 ▶  
複合材\*構造の適用が必須

#### 小型超音速実験機の重点課題

#### 低抵抗化

高揚抗比\*機体形状の適用が必須  
(抵抗を1%下げると3%乗客を多く乗せることができる)

#### エンジン低燃費化

超高温・軽量推進システム技術の適用が必須

#### ソニックブーム\*低減

ソニックブームのために、陸上超音速飛行が禁止 ▶  
経済性を確保した上でソニックブーム低減が必要

#### 離着陸騒音低減

コンコルドでは騒音のために、乗り入れ空港が制限 ▶  
排気騒音低減、騒音遮蔽と低騒音運航方式適用

#### 排ガス清浄化

高層での排ガスがオゾン層を破壊する可能性から、  
1970年代に米国SST\*は中止に追い込まれた ▶  
低NOx\*燃焼器技術の適用

技術の重要性と我が国が蓄積した技術ポテンシャルを考慮した上で、  
技術優位性確保による国際共同開発への主体的参画の観点から、  
ソニックブーム低減技術を重点課題として設定

# 研究開発の目標

大型SST\*の実現に必要な重要技術課題の克服を視野に入れつつ  
本プロジェクト終了時に小型SSTの実現を可能とする技術目標を達成し、  
小型SSTの実用化判断を可能にする。

## 優先順位①: 飛行実証課題 (目標技術成熟度\*: TRL6)

TRL6: 適切な環境下で実証/検証されたシステム/サブシステムのモデル/プロトタイプ

課題の区分	技術課題名	技術目標	課題解決のための適用技術
環境適合性/ 経済性	ソニックブーム*低減 (低ソニックブーム・低抵抗機体形状*)	ソニックブーム強度*半減	多目的最適化設計*技術 多分野統合解析*技術
超音速機技術	高度システム統合技術	離着陸~超音速飛行を 可能とする無人機システム*	機体システム統合技術* 誘導飛行制御技術*等

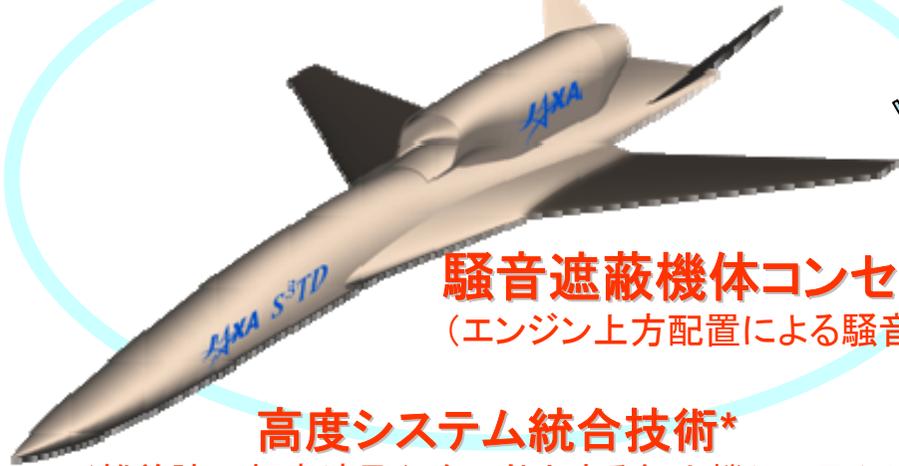
## 優先順位②: 技術研究課題 (目標技術成熟度: TRL4~5)

TRL5: 適切な環境下で検証された要素/試作品  
TRL4: 実験室環境下で試験された要素/試作品

課題の区分	技術課題名	技術目標	課題解決のための適用技術
環境適合性	離着陸騒音低減	ICAO*基準 Chapter4*をクリア (騒音遮蔽効果による3dB低減: 騒音遮蔽機体コンセプト*は研究機へ適用)	騒音遮蔽設計技術* 離着陸性能改善技術*、 ノズル*技術 多分野統合解析*技術等
経済性	低抵抗化	揚抗比*7.3 ⇒ 8.0~8.7	層流化技術* 翼胴・推進系統合設計技術*等
経済性	軽量化	構造・装備重量 12% 減	複合材構造適用技術* インテーク*・ノズル*技術 多分野統合解析*技術等

# 静粛超音速研究機の開発・飛行実験に係る技術目標

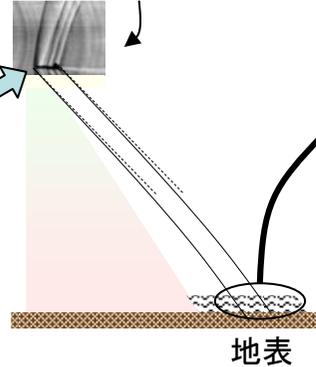
**翼胴一体の低ソニックブーム・低抵抗機体\***  
(ソニックブーム強度\*半減)



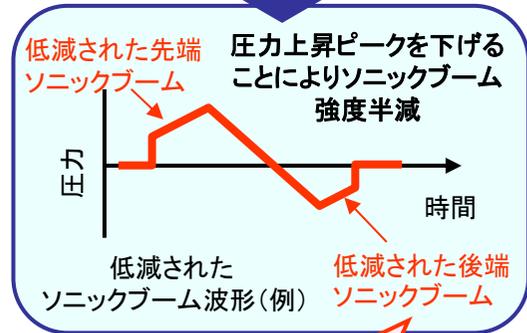
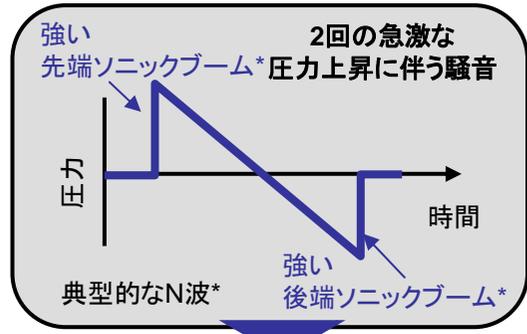
**騒音遮蔽機体コンセプト\***  
(エンジン上方配置による騒音遮蔽)

**高度システム統合技術\***  
(離着陸～超音速飛行を可能とする無人機システム\*)

超音速で飛行する航空機 (NASA)



**ソニックブーム:**  
機体から発生する多数の衝撃波\*が地上に伝わるまでに統合し、2回の大きな爆音として聞こえる超音速機特有の騒音



世界初の飛行実証を目指す

**翼胴一体の低ソニックブーム・低抵抗機体**  
技術目標: ソニックブーム強度半減

◆ 解決すべき課題

- 抵抗増を抑え、良好な飛行特性を実現する全機形状設計\*

◆ 課題解決のための適用技術

- 多目的最適化設計技術: 経済性と環境適合性の両立といった異なる複数の目的に対して、設計対象の性能の総合評価が最適となるよう設計する技術
- 多分野統合解析技術: 空力・構造、空力・音響といった異なる分野が組み合わさった現象を、連成して解く手法であり、それぞれの分野の物理現象により忠実で、高速に解析することが課題

※ 従来の設計技術ではソニックブームを低減することにより、抵抗の増加と飛行特性の悪化を伴うことを解決することが極めて困難であった

小型超音速実験の事後評価における指摘、全機形状周りの流れの解析と空力性能の最適化等を一層考慮する必要のある技術課題

# 技術目標の技術レベル

NEXST-1 : 小型超音速実験機 ('97~'05)

NEXST-2 : ジェット実験機 ('97~'03)

HYPR : 超音速輸送機用推進システム研究開発 ('89~'98)

ESPR : 環境適合型推進システム研究開発 ('99~'03)

S3 : Silent Super Sonic Technology  
静粛超音速機技術  
(本プロジェクトの略)

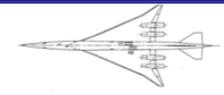
SVS : 人工視界を含む統合表示  
コックピットシステム

NOx : 窒素酸化物

**重点課題**  
低抵抗化  
ソニックブーム\*低減

技術レベルの  
指標となる  
機体のイメージ

必要となるエンジン

低	必要となる技術レベル		高
 <b>SSBJ* (8席)</b> 重量: 40トン 速度: マッハ 1.6-2.0 航続距離: 6,300 km	 <b>小型SST* (30-50席)</b> 重量: 70トン 速度: マッハ 1.6-2.0 航続距離: 6,300-8,100 km	 <b>大型SST (~300席)</b> 重量: ~400トン 速度: マッハ 1.6-2.0 航続距離: 10,000 km	
既存エンジンで対応可能	既存エンジン多発化で可能	新規エンジン開発が必要	

	日本の現在技術レベル	中間目標 2012JAXA*目標(暫定)	最終目標 2017目標(暫定)
●空力技術			
・揚抗比* L/D (経済性)	NEXST-1 L/D = 7.3	S3 (飛行実証 / 技術研究) L/D = 8.0~8.7	層流制御・可変翼化等 L/D = 9.5~10.5
・ソニックブーム強度*(環境適合性)	NEXST-1,2	S3 (飛行実証) ソニックブーム強度*半減(陸上超音速飛行可)	ソニックブーム低減装置等 TBD (飛行回廊設定)
●構造技術 装備技術			
・構造・装備重量 (経済性)	NEXST-1 構造・装備重量5%減	S3 (技術研究) 構造・装備重量12%減	SVS/複合材*脚等 構造・装備重量20%減
●推進技術			
・推重比* (経済性)	HYPR/ESPR、NEXST-2 推重比2.8、SFC 1.2 kg/kgf・h	S3 (技術研究) 推重比3.0、SFC 1.2 kg/kgf・h	軽量エンジン材料等 推重比4.0-6.0、SFC 1.1
・燃料消費率* SFC (経済性)			
・騒音 (環境適合性)	HYPR / ESPR	S3 (技術研究)	革新エンジン・超高温化技術等
・Nox* 排出量 EI (環境適合性)	Chapter4*, EI<5.0	Chapter4-αdB(騒音遮蔽効果), EI<5.0	Chapter4-αdB, EI (TBD)

第一世代SST(コンコルド\*)の技術レベル

本プロジェクトの目標

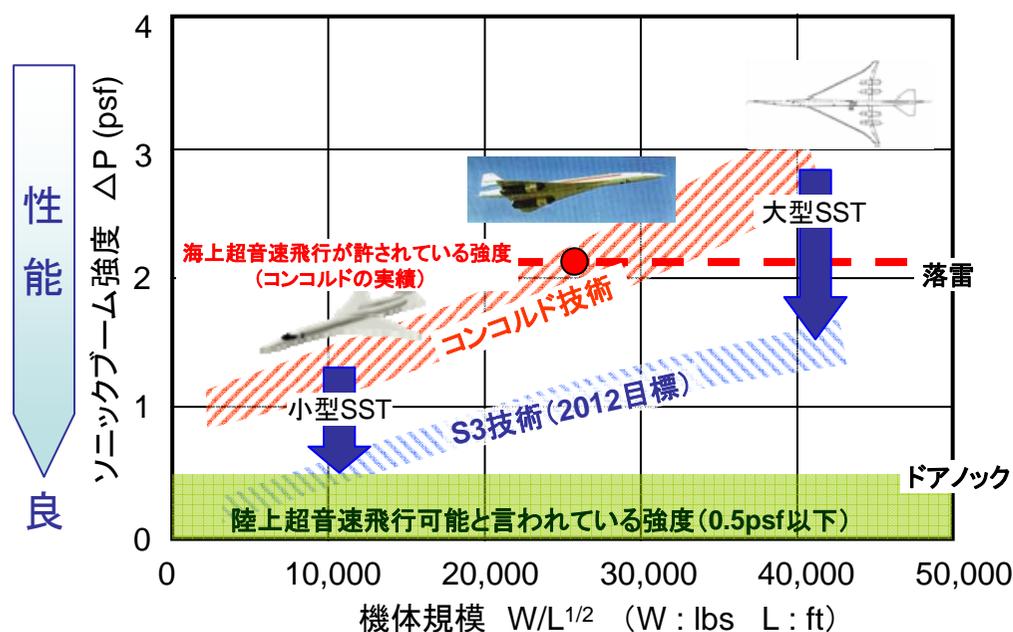
最終目標

技術目標の達成により、小型SSTに必要な技術レベルに到達し、小型SSTの実用化判断を可能にする

# 技術目標の技術レベル(コンコルド\*との比較)

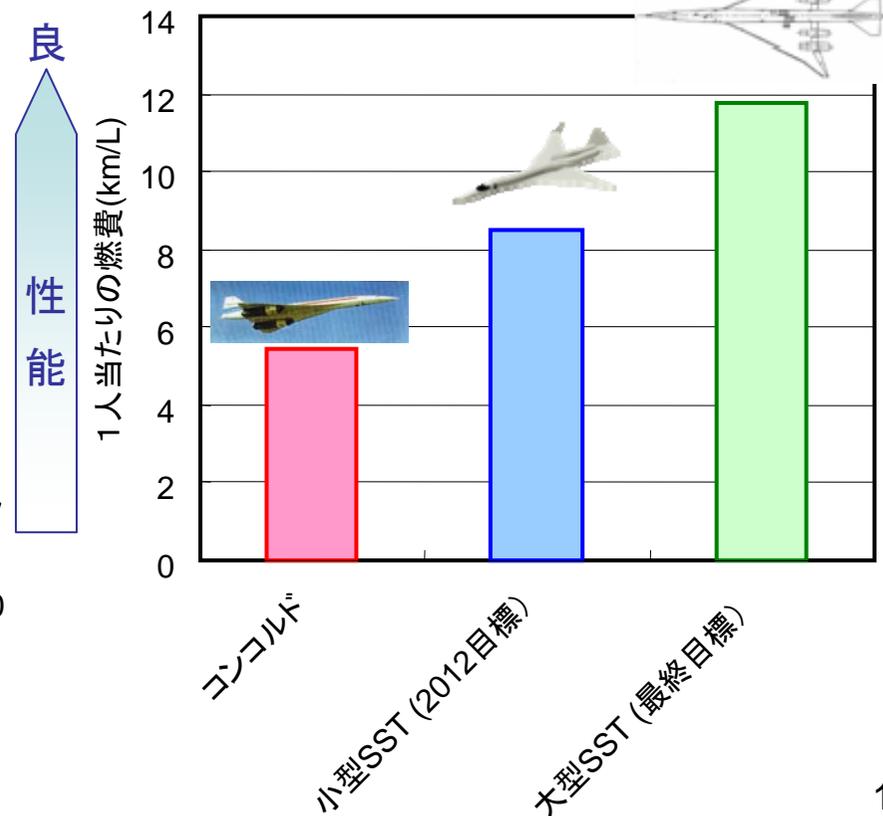
## ソニックブーム\*

- ◆コンコルド\*に比べて**半分以下のソニックブーム強度\***(2012年目標)
- ◆小型SST\*の**陸上超音速飛行禁止を解決**
- ◆大型SSTの**海上超音速飛行を保証**



## 燃費

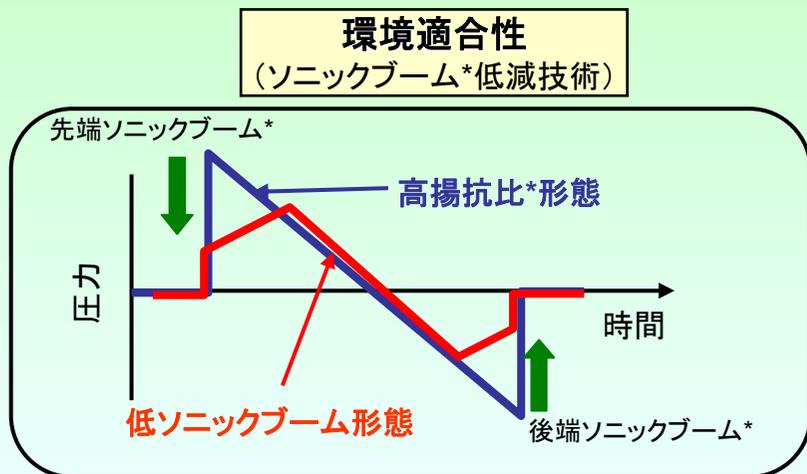
- ◆空力、構造、推進性能全体を考慮して算出した航空機の燃費性能
- ◆コンコルドの**燃費性能を1.5倍向上**(2012年目標)



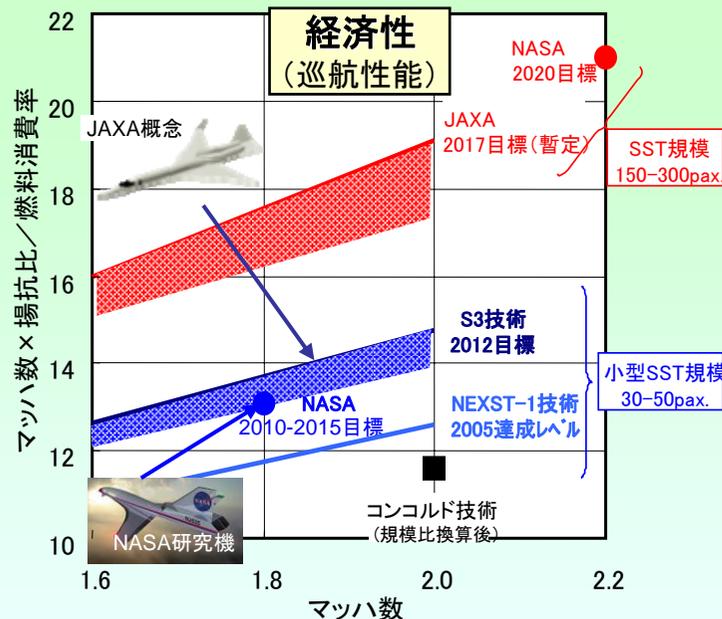
S3 : Silent Super Sonic Technology  
 静粛超音速機技術(本プロジェクトの略)

# 目標設定の妥当性

## ①技術レベル： 米国NASA\*との技術目標レベルの比較



後端ソニックブームを低減する静粛機体コンセプトの飛行実証は世界初  
巡航性能の目標技術レベルは、米国(NASA)目標とほぼ同等もしくはやや優るレベル



## ②技術実証時期： 米国メーカーの開発計画との技術実現時期の比較

SAI社\*

市場投入: **2013年**

速度 : マッハ1.6~1.8  
乗客 : 12席



低ソニックブーム技術 **有**  
低抵抗技術 **不明**

Aerion社\*

市場投入: **2012年**

速度 : マッハ1.6  
乗客 : 12席



低ソニックブーム技術 **無**  
低抵抗技術 **有**

JAXA\* 研究機

実証時期: **2012年**

速度 : マッハ1.4以上  
無人機



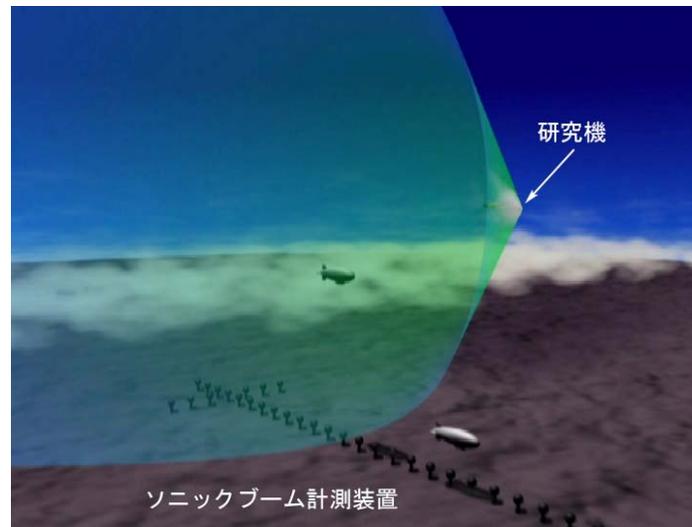
低ソニックブーム技術 **有**  
低抵抗技術 **有**

低ソニックブーム・低抵抗機体設計技術\*を世界に先駆けて実証し、技術優位を獲得する

## 期待される主なプロジェクト成果(アウトプット)

技術項目	成果の内容
低ソニックブーム・低抵抗設計技術*	飛行実験結果等に基づき実機適用評価された、後端ソニックブーム*も含めてソニックブーム強度*を半減し、かつ抵抗増を抑えた、離着陸から超音速巡航までを可能とする機体形状(実機形状として提示)
騒音遮蔽設計技術*	技術研究結果等に基づき実機適用評価された、離着陸時のエンジン騒音を機体により遮蔽して騒音低減(-3dB)する機体形状(実機形状として提示)
低抵抗化技術	技術研究結果等に基づき実機適用評価された、揚抗比*8.0以上を可能とする、摩擦抵抗*低減技術、及び造波抵抗*・誘導抵抗*低減技術(翼洞・推進系統合設計*、主翼ワープ設計*等)
軽量化技術*	技術研究結果等に基づき実機適用評価結果された、構造・装備重量の12%低減(TBD)を可能とする、複合材構造適用技術*、高性能軽量なインテーク*・ノズル*技術
騒音低減技術	技術研究結果等に基づき実機適用評価された、Chapter4*を満足する軽量な低騒音可変ノズル*技術(可変機構)、離着陸性能改善技術*(フラップ技術)
システム統合技術*	離着陸から超音速巡航を可能とする超音速機システム技術及び無人機システム*技術が適用された研究機および飛行実験結果
多目的最適化設計*ツール	飛行実験や技術研究により検証された、低ソニックブーム・低抵抗機体形状設計*を行う多目的空力最適化設計*ツール(含:ソニックブーム伝播解析*ツール)
多分野統合解析*ツール	飛行実験や技術研究により検証された、空力・構造、空力・音響の2分野連成解析ツール(含:プロセス自動化の統合解析環境*)

### 3. 研究開発により期待される効果



# 期待される効果

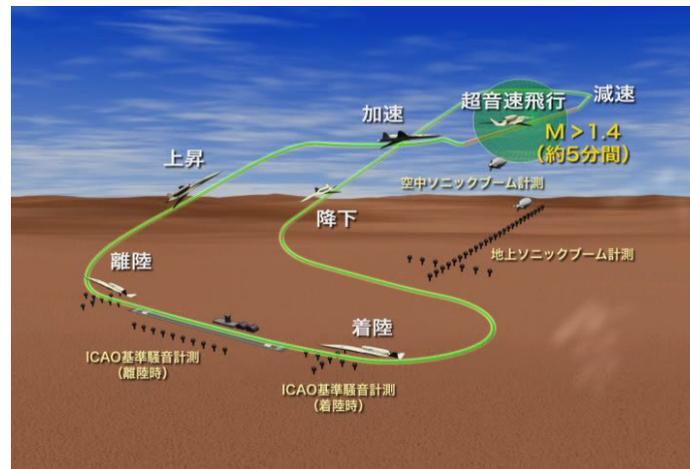
## ◆超音速旅客機実現への効果

- **小型超音速旅客機の陸上超音速飛行と、大型超音速旅客機の海上超音速飛行を可能にする**
  - 低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト\*とそれを実現する技術により超音速輸送機実現の最大の課題を解決する
  - 技術成熟度\*の向上により、実用化判断を可能にする（小型SST\*）
- **日本の国際競争力の確保に資する**
  - 静粛超音速機実現の「鍵」技術を世界に先駆けて飛行実証し、日本が技術優位性を確保することで、国際競争力を確保し、次世代超音速旅客機の国際共同開発へ主体的な参画を可能にする

## ◆技術波及効果

- **日本における航空技術基盤の高度化に資する**
  - 解析技術、低騒音化技術\*、複合材構造適用技術\*等は超音速機のみならず、航空技術基盤の高度化に資する
  - 日本に不足していると言われるシステム統合技術\*の蓄積と日本の航空機産業や関連産業の技術継承・技術者育成に大きく寄与する
- **他の「ものづくり」産業に貢献する**
  - コンピュータ設計技術\*のコアとなる多分野統合解析\*技術、多目的最適化設計\*技術は他産業にとっても今後不可欠になる
  - 設計初期段階での詳細な検討・評価を可能にすることで、設計サイクル数を削減し、開発コスト・期間の削減を可能にする
  - 技術先導性の高い航空機分野における実用化は他産業にも波及し、日本の産業基盤と競争力の強化に繋がる

## 4. 研究開発方針



# 研究開発方針

---

## (1) 飛行実証と技術研究の併用

飛行実証が不可欠な低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト\*の研究機開発・飛行実験及びその開発支援と静粛超音速機技術の高度化のための技術研究を併用した研究開発

## (2) これまでの成果の反映

これまでの蓄積した超音速機技術及び無人飛行実験機技術等の成果を活用した研究開発

## (3) 他機関との積極的な連携

大学等他機関の積極的な参画を促し、各機関の技術能力・ポテンシャルを有効活用する研究開発

JAXA\*とメーカーのマネージャによるプロジェクト推進のための「プロジェクト会議」を定期的に開催し、プロジェクト運営と技術の間の乖離を防止

## (4) 実証技術に関する時間的優位の確保

国際競争下にある技術課題に関して、技術実証時期を早期に実現することに留意してプロジェクトを推進

# (1) 飛行実証と技術研究の併用

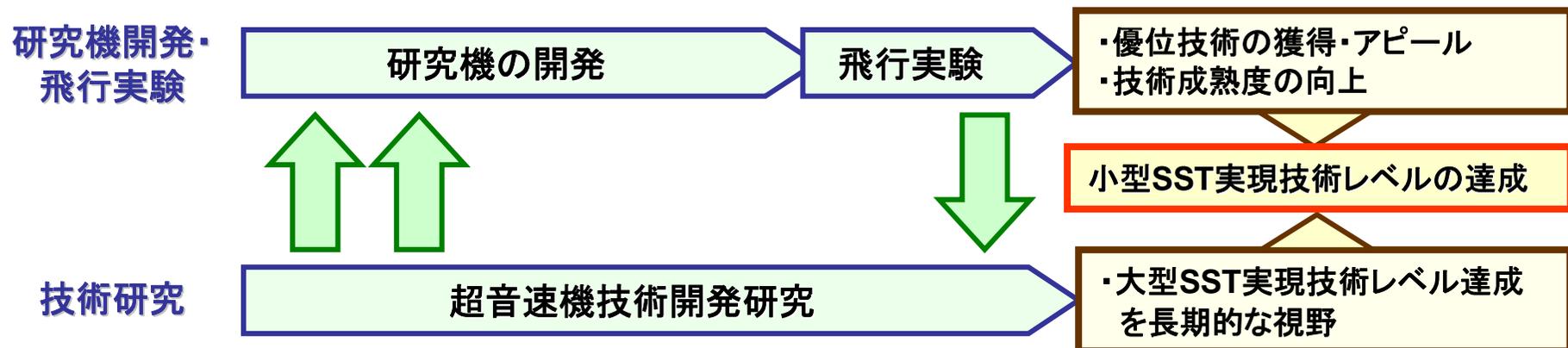
次世代超音速機の実現に不可欠な鍵技術を対象とした技術開発を行い、技術成熟度\*TRL\*4~6を達成することによって当該技術の優位性を示す

## 1. 飛行実験による技術実証

- 低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト\*および騒音遮蔽機体コンセプト\*の適用、システム統合技術\*を静粛超音速研究機の飛行実験により実証する

## 2. 技術研究による技術開発

- 研究機の開発支援及び静粛超音速機技術の高度化を技術研究により推進
- 静粛超音速機技術ではJAXA\*基盤技術を有効活用できるSST\*の重要技術に重点化  
(空力設計技術\*、複合材構造適用技術\*、エンジンシステムの軽量化・低騒音化技術\*)



### ●本研究開発プロジェクトでは対象としない技術

- エンジン本体 ▶ JAXA内外の他プロジェクトにおいて推進

# 研究機の開発・飛行実験の方針①

## －研究機の開発方針－

### (1) 低ソニックブーム設計技術\*の実証に必要な最小限の規模・システム

- 無人機
  - ▶ プロジェクトの対象とする課題の実証は有人／無人どちらでも可能
  - ▶ 開発コストの削減に有効
- 自力推進\*
  - ▶ 離着陸騒音低減技術、コンピュータ設計技術\*の全機形状設計\*への適用に不可欠
- 自律飛行\*
  - ▶ 自動離着陸\*～超音速飛行を可能とするシステム統合技術は技術課題の一つ

### (2) コンピュータ設計技術を積極的に活用した機体設計

### (3) 開発リスクの高い技術或いはJAXA\*得意技術ではJAXAが設計を直接実施

- 空力設計技術\*
  - ▶ 低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト\*、騒音遮蔽機体コンセプト\*を実現する機体形状設計
- 推進システム設計技術\*
  - ▶ 高効率化・軽量化を目指したインテーク\*設計
- 複合材構造適用技術\*
  - ▶ 複合材\*主翼構造の適用
- 飛行制御技術
  - ▶ 誘導飛行制御技術\*の適用

### (4) JAXAの無人機開発成果(小型超音速実験機、高速飛行実証機等)を反映

### (5) JAXAの無人機安全基準を満足するシステム

# 研究機の開発・飛行実験の方針②

## －飛行実験計画の方針－

### 低ソニックブーム設計\*効果とそのロバスト性\*の確認を行う飛行実証の実施

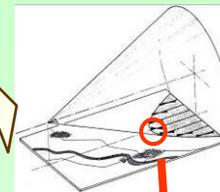
飛行実験概要：離陸～超音速飛行～着陸までの自律飛行\*

主計測内容：ソニックブーム計測\*、離着陸騒音計測

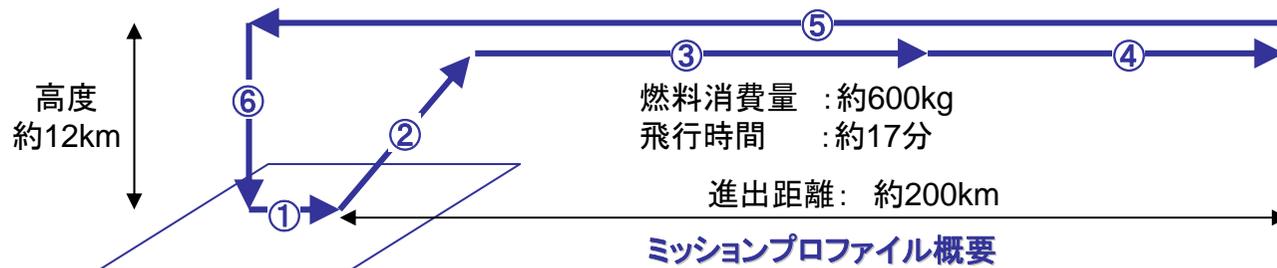
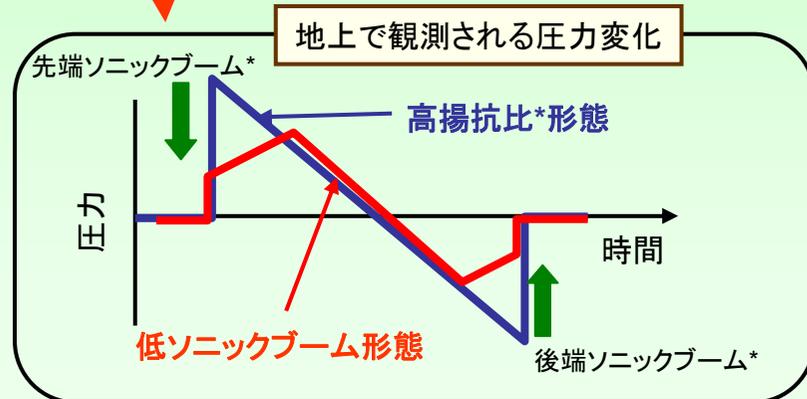
飛行実験回数：大気状態、マヌーバ\*等による影響確認および他形態のソニックブーム\*波形の直接比較に最低限必要な回数(20～30回)を確保



### 低ソニックブーム設計技術の実証方法案

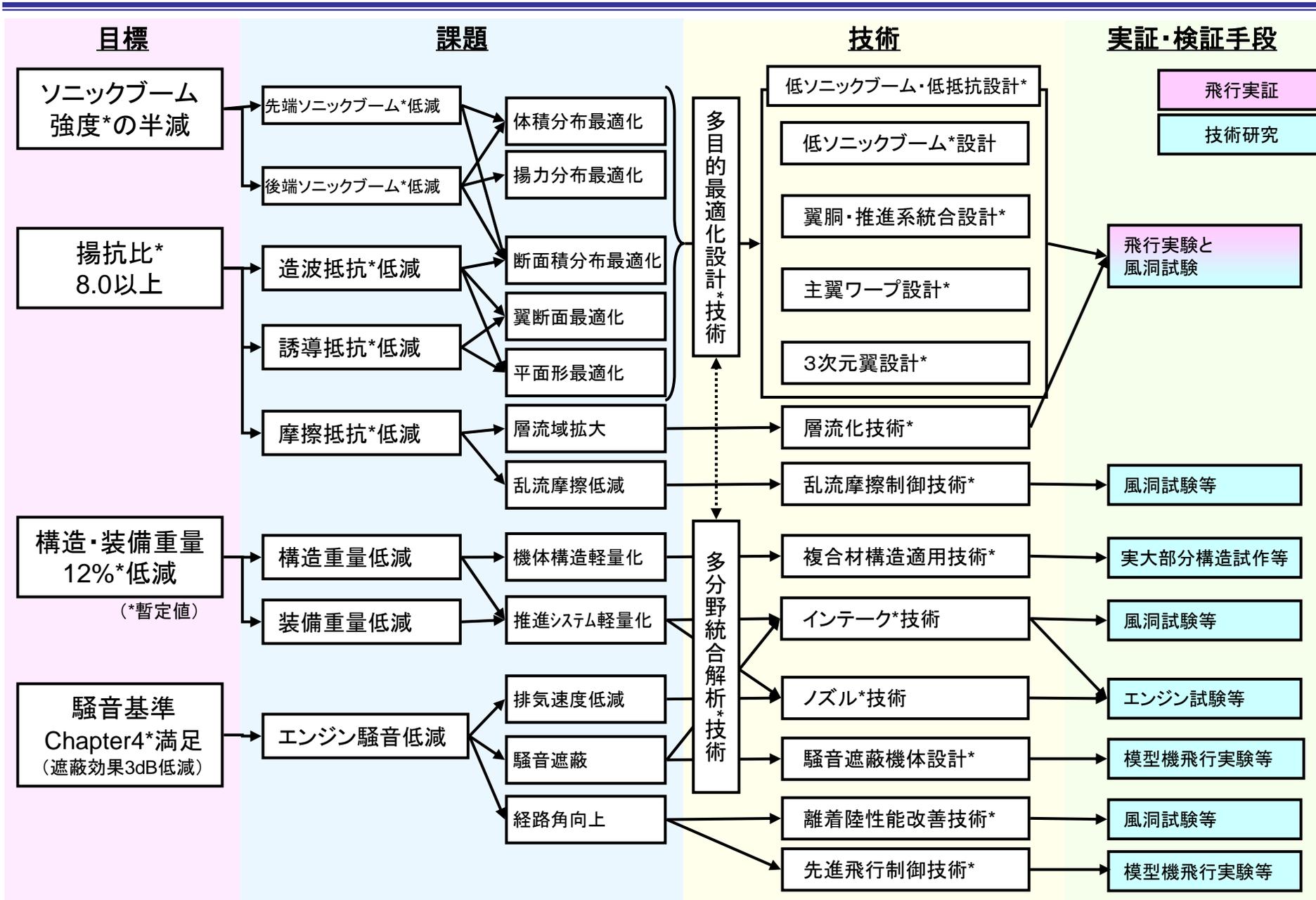


- ・研究機の形態を変えて圧力の差分(下図の矢印分)を見る
- ・大気状態等の変化に対して強靱なソニックブームの低減効果を示す



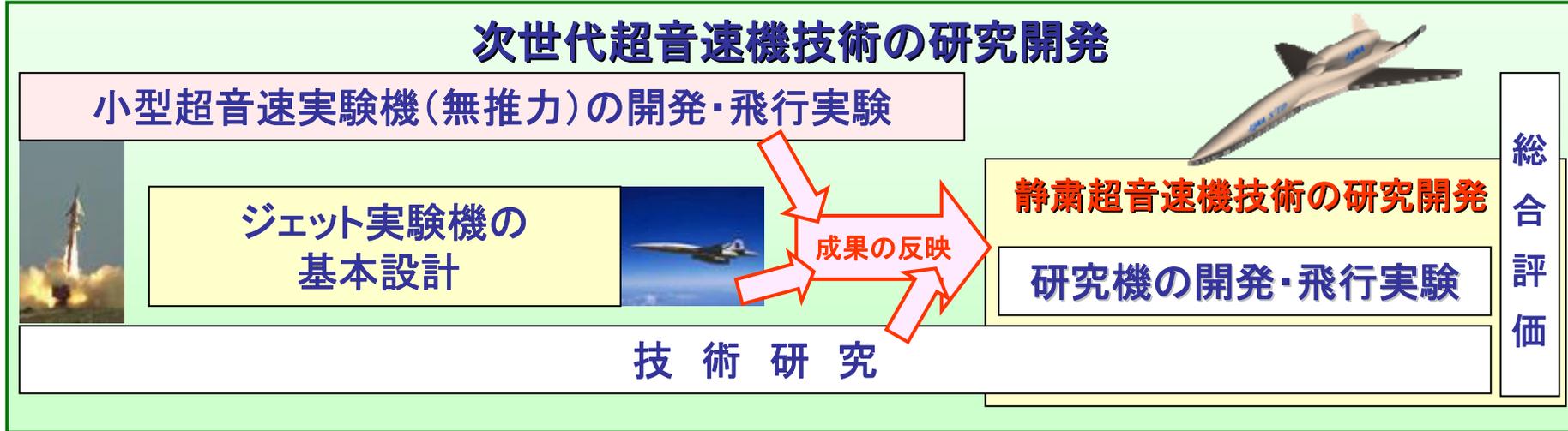
- ①離陸
- ②上昇
- ③加速
- ④試験
- ⑤巡航
- ⑥降下・着陸

# 技術研究の方針(技術項目と実証・検証手段)



## (2)これまでの成果の反映

1997 1998 1999 2000 2001 2002 2003 2004 2005 2006 ……



### 機体コンセプト

- ◆ 自然層流翼\*等の層流化技術\*(技術研究・小型超音速実験機)
- ◆ 非軸対称エアリアルール胴体\*(技術研究・ジェット実験機基本設計成果)

反映

低ソニックブーム設計技術\*の付加による  
低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト\*への発展

### コンピュータ設計技術\*

- ◆ 逆問題設計\*技術(技術研究・小型超音速実験機)
- ◆ 最適化設計\*技術(技術研究・ジェット実験機基本設計成果)

反映

多分野統合解析\*技術、  
多目的最適化設計\*技術への発展

### システム統合技術\*

- ◆ 超音速誘導飛行制御\*システム(小型超音速実験機)
- ◆ 推進系も含む飛行制御システム(ジェット実験機基本設計成果)

反映

ジェット推進、自動離着陸\*システム等  
航空機システムへの発展

### 低ソニックブーム・低抵抗機体設計技術\*

- ◆ 低ソニックブーム・低抵抗設計技術・コンセプトの研究(技術研究)
- ◆ ソニックブーム計測技術\*の研究(技術研究)

反映

飛行実証による技術成熟度\*の向上

機体要素設計、単分野解析、単一目的最適化\* ▶ 全機統合設計\*、多分野統合解析\*、多目的最適化\*

# ジェット実験機基本設計および技術研究成果

## ◆ジェット実験機基本設計

- 主要部分の基本設計完了。
- 技術目的の達成(推進系を含む全機統合最適設計とその飛行実証)の見通しを得た。

- ①CFD\*最適化設計\*手法 : エンジンナセル\*を含む全機形状設計\*に適用。
- ②推進システム設計技術\* : 高効率可変インテーク\*の基本設計完了。
- ③複合材構造適用技術\* : RTM\*による桁\*・リブ\*一体成形と曲面パネル・FDH \*構造成形の見通し。
- ④航空機システム統合技術\* : マッハ1.6まで自律飛行\*するシステム(航法誘導・飛行制御\*システム)の基本設計完了。
- ⑤無人飛行実験技術 : 空中発進\*システム、回収\*システム、非常系\*システムの基本設計完了。

## ◆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
- ②離着陸性能改善技術\*の研究

### ➤構造技術分野

- ①空力弾性\*評価技術の研究
- ②3次元耐熱複合材\*設計技術の研究

### ➤推進技術分野

- ①超音速インテーク\*技術の研究
- ②ノズル\*技術の研究

## ◆試験施設設備整備

- 超音速エンジンの高空性能試験\*が可能な超音速エンジン試験設備

得られた成果は静粛超音速機技術の研究開発プロジェクトへ反映

▶▶▶ジェット実験機基本設計、技術研究等の説明は付録1 (p.37-50)参照

# 静粛超音速研究機への技術反映

## 小型超音速実験機 (無推力)

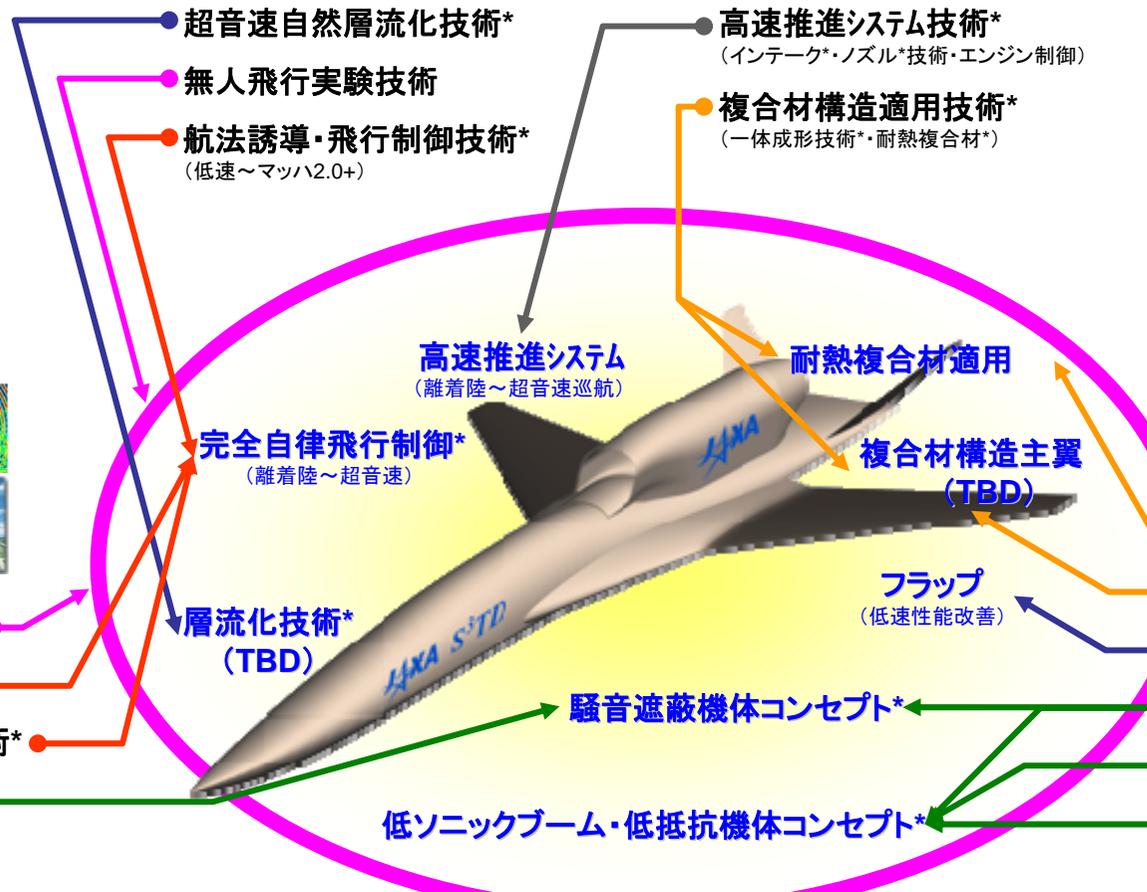


- : 空力技術
- : 環境適合技術(騒音)
- : 構造・材料技術
- : 航法誘導・飛行制御技術\*
- : 推進システム技術
- : 機体システム・実験技術

## その他の JAXA\*技術



- 無人飛行実験技術
- 自動離着陸\*技術
- 高精度誘導航法技術\*
- 音源探査技術\*



## 技術研究



## 静粛超音速研究機概念

(無人ジェット機)

# (3) 他機関との積極的な連携 ～超音速機技術に関する産学官との連携～

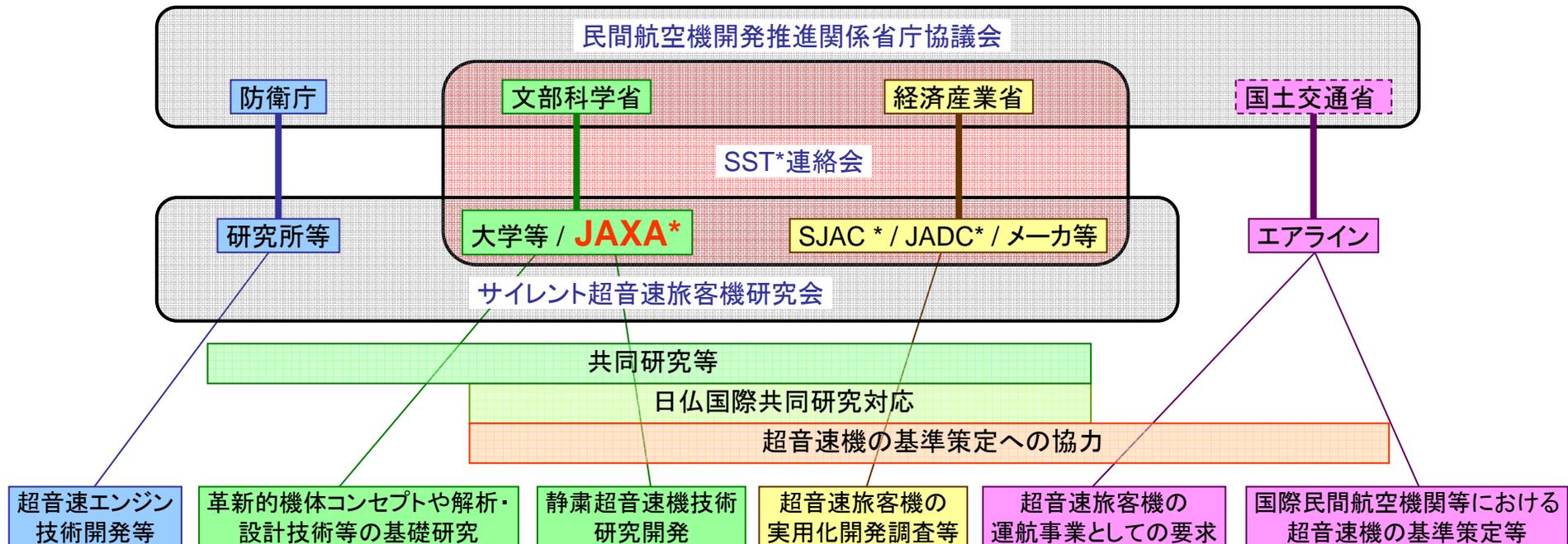
## (1) 国内における産学官との連携

- SJAC\* / JADC\*等産業界との研究開発連携(SST\*連絡会や共同研究推進)
- 学会及び大学との研究開発連携(研究会や共同研究推進)
- 防衛庁技術研究本部との協力検討(汎用技術や試験技術に関する研究協力等)
- エアラインの視点の反映(運航事業の視点からの要求)

## (2) 国際的な協力体制構築に向けた産官との連携

- 日仏共同研究等国際共同研究推進に向けた活動(経済産業省、産業界との連携)
- ICAO\*環境基準策定等への積極的な参画(国土交通省航空局・エアライン等との連携)

超音速機技術研究開発に関する産学官の連携体制



## 5. 研究開発計画

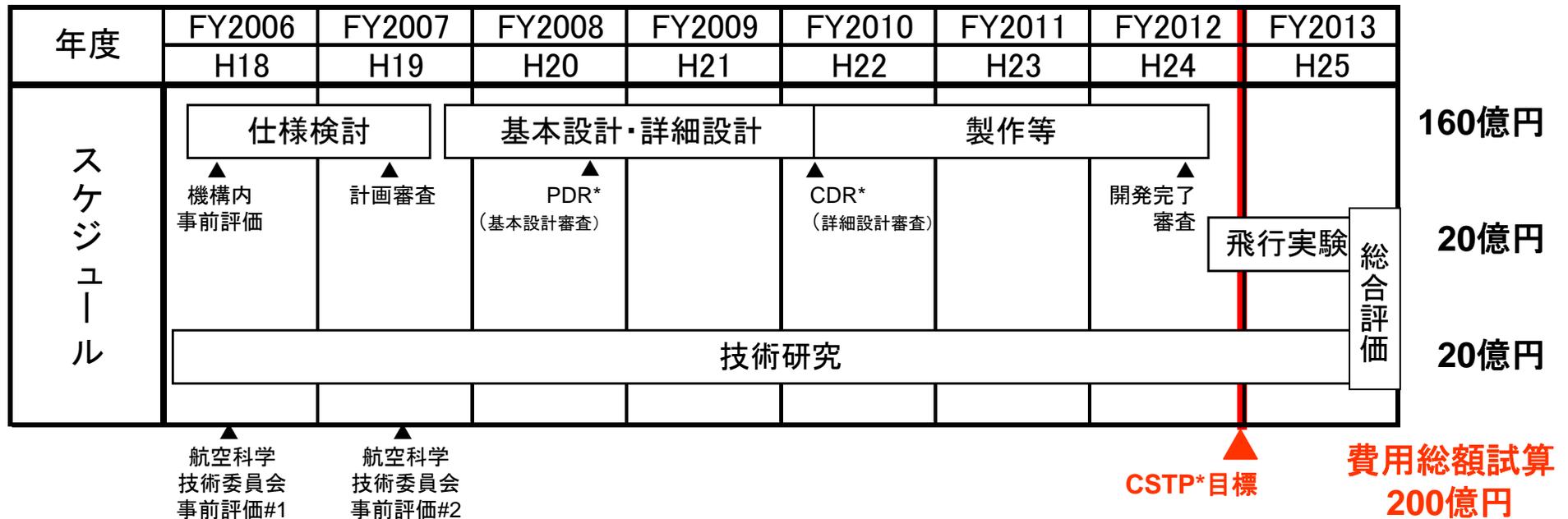


# プロジェクトスケジュールと資金総額（案）

## ◆第3次科学技術基本計画 分野別推進戦略の実現目標を達成するためのスケジュール

◇研究開発目標：2012年度までに超音速機のソニックブーム\*を半減する機体設計技術等を実証し、超音速機開発における世界的な優位技術を獲得する【文部科学省】

## ◆基本設計(平成19年度下期予定)は航空科学技術委員会における評価を受けて着手する予定



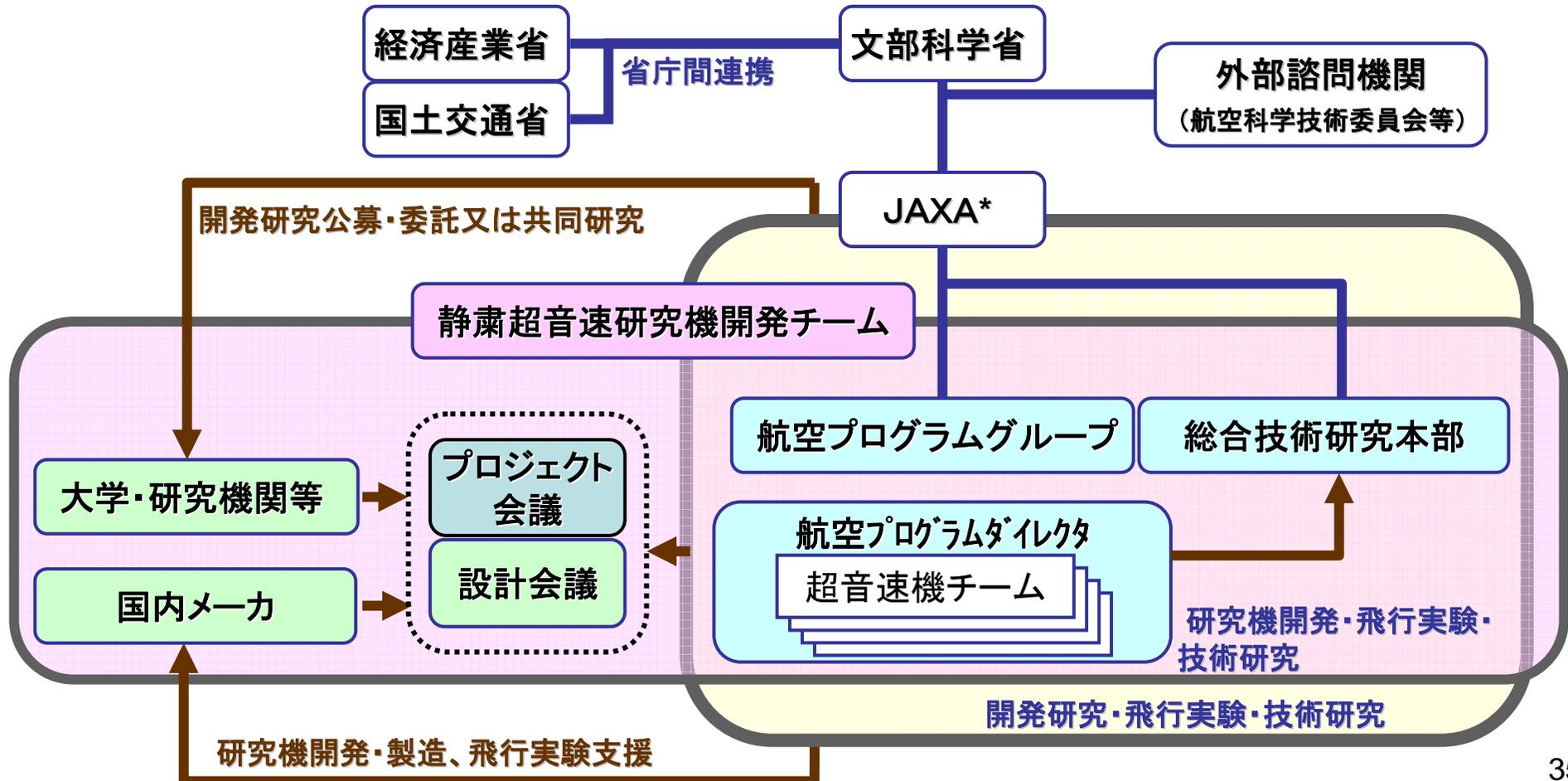
# 技術研究計画(案)

技術項目	研究項目	研究概要
低ソニックブーム・低抵抗機体設計技術*	①低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト* ②ソニックブーム計測技術* ③ソニックブーム伝播解析技術* ④ソニックブーム受容性評価*	低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプトの適用設計を行い、その効果をシミュレーション及び風洞試験により検証するとともに、最終的には研究機による飛行実験結果を反映させてSST*実機での性能評価(予測)を行う。併行して飛行効果や大気影響を含む伝播解析ツールの開発・高度化、ソニックブーム計測技術開発、及びソニックブームシミュレータ整備とこれを用いたソニックブーム受容性評価に関する研究を行い、ICAO*における基準策定作業に反映する。
騒音遮蔽設計技術*	①騒音遮蔽機体コンセプト* ②騒音予測技術	騒音遮蔽機体コンセプトの適用設計を実施してその効果をシミュレーション、小型模型機・研究機による飛行実験等によって、騒音遮蔽設計*効果の検証を行う。また騒音予測(騒音特性・伝播特性)ツールの開発・高度化を行い、これを用いてSST実機での騒音遮蔽性能評価を行う。
抵抗低減技術	①層流化技術* ②乱流摩擦制御*技術	自然層流翼設計*・解析ツールの高度化・汎用化、自然層流機首・胴体*設計コンセプト研究及びその設計・解析ツールの開発・高度化を行うとともに、これらツールによるシミュレーション及び風洞試験等によりSST実機での性能評価を行う。またリブレット*等乱流摩擦制御については超音速域における効果検証を風洞試験等により行い、SST実機への適用性評価を行う。
離着陸性能改善技術*	①高揚力装置*技術 ②低速高迎角CFD技術*	SSTの低速性能改善を目的として前・後縁フラップの形状設計を実施し、シミュレーション及び風洞試験により検証する。またこれに必要な低速高迎角状態のSST周りの流れを高精度に解析するツールの開発・高度化を行い、これを用いてSST実機での低速性能評価を行う。
複合材構造適用技術	①耐熱複合材*特性評価 ②複合材構造製造技術 ③空力弾性予測技術*	耐熱複合材(ポリイミド系樹脂*)について180℃までの耐熱性・機械特性データベースを構築するとともに、SST実機の複合材構造様式検討及び製造技術開発を実大部分構造試作試験等により技術実証を行う。また、フラッタ特性等の空力弾性予測ツールの開発・高度化、風洞試験等によりツール検証を行い、SST実機のフラッタ特性評価を行う。
インテーク*技術	①インテーク可変制御技術*	実機SST用の混合圧縮型可変制御インテーク*設計を行い、シミュレーション・風洞試験等により空力性能評価及び制御技術実証を行い、実機SSTにおける性能評価を行う。
ノズル*技術	①低騒音可変ノズル*技術	軽量の低騒音可変ノズル設計を行い、シミュレーション及び地上エンジン試験等により性能評価及び可変機構・制御技術の実証を行い、シミュレーション及び試験データ補正等により実機性能を評価する。
飛行制御技術	①高精度航法誘導制御技術*	離着陸から超音速巡航の完全自律飛行制御*を可能とする航法誘導制御技術の開発を行い、特に不安定な低速域での制御能力を小型模型機の飛行実験により実証する。
多目的最適化設計*技術	①多目的最適設計ツール	遺伝的アルゴリズム*・応答曲面法*等を組み合わせたツールの開発・高度化を行い、研究機・実機SSTの低ソニックブーム・低抵抗設計に適用して風洞試験・飛行実験によりツールの実用性評価を行う。
多分野統合解析*技術	①空力・構造統合解析ツール(含:プロセス自動化環境) ②空力・音響統合解析ツール	空力・構造、空力・音響の2分野統合解析ツールの開発・高度化を行い、研究機・実機SSTの機体設計に適用して風洞試験・飛行実験等によりツールの検証を行うとともに、空力・構造統合解析の高効率化に必要な構造モデル自動生成等のプロセス自動化の統合解析環境*を構築する。

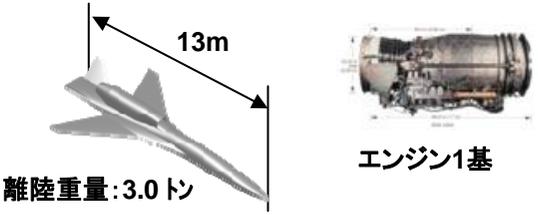
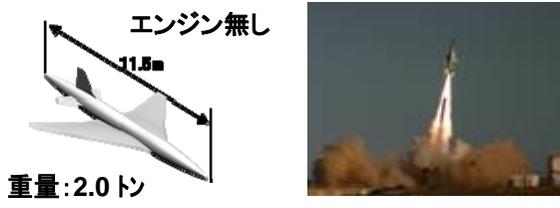
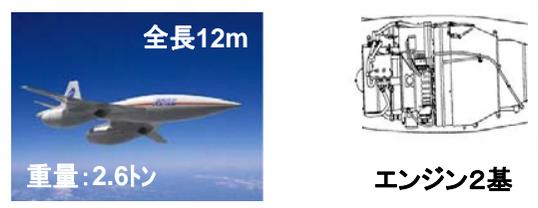
# 研究開発の推進体制

## 基本方針

- ◆ All JAPAN 体制で各機関の技術能力・ポテンシャルを有効活用
- ◆ 大学等他機関の積極的参画を促す
- ◆ 責任分担の明確化
- ◆ プロジェクト会議、設計会議による推進、QCD\*（品質、コスト、期限）のバランス管理



# 研究機開発と飛行実験に係る費用（案）

	機体規模と搭載候補エンジン	主要性能と特徴	費用試算
静粛超音速機	 <p>13m 離陸重量: 3.0トン エンジン1基</p>	<p>飛行速度: マッハ1.4以上 超音速飛行時間: 約5分(マッハ1.4以上) 完全自律飛行* 自動離着陸* 静粛性に係る飛行実証課題達成を優先</p>	<p><b>約200億円</b></p> <p>&lt;参考&gt; NASA*の開発経費 推算法によると 280億円</p> <p>機体開発 : 約160億円 飛行実験 : 約20億円 技術研究 : 約20億円</p>
参考 小型超音速 実験機	 <p>エンジン無し 11.5m 重量: 2.0トン</p> 	<p>飛行速度: マッハ2.0 超音速飛行時間: 約1分 完全自律飛行 ロケット打上・パラシュート/エアバック回収* 非常系*のみ2重系</p>	<p>機体開発 : 105億円(改修含む) 飛行実験 : 20億円(2回分)</p>
参考 ジェット 実験機	 <p>全長12m 重量: 2.6トン エンジン2基</p>	<p>飛行速度: マッハ2.0 超音速飛行時間: 約1分 完全自律飛行 空中発進*・パラシュート/エアバック回収 非常系のみ2重系</p>	<p>機体開発 : 20億円(計画予算 95億円) 飛行実験 : 0 (計画予算 約20億円)</p> <p>基本設計実施後、計画は凍結</p>

◆プロジェクト資金のNASAの開発経費推算法による試算：280億円（有人の場合：400億円）

## ◆NASAの開発費推算法の概要

- 1960年から1978年に米国で開発された機体のデータベースに基づき作成された推算式
- 開発費用の見積りには、基本構成(翼、胴体、尾翼、ナセル\*)だけでなく、航空機として成立するためのサブシステム構成を考慮
- 開発費用は機体規模(重量)、飛行性能(マッハ数\*)、機体システム(有人/無人)を基に算出
- プロジェクトの初期段階における検討で利用できる試算式

## 付録1： ジェット実験機及び関連技術研究の主要成果



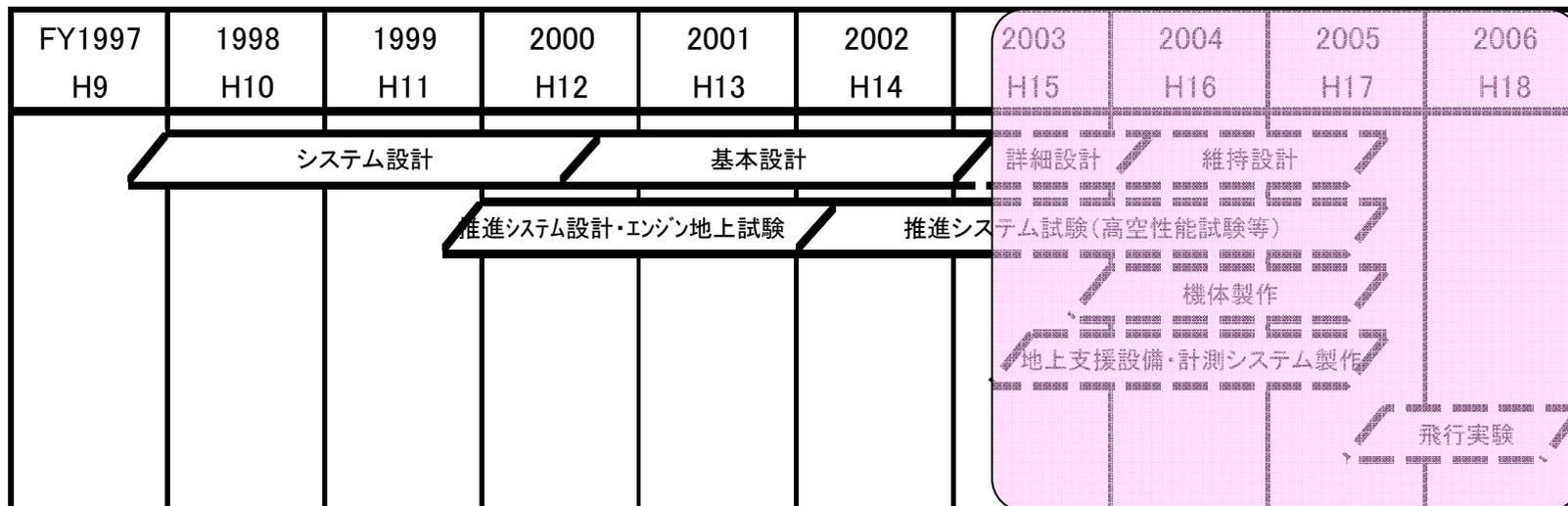
# (参考)ジェット実験機関連の研究開発の概要(1/2)

## ◆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

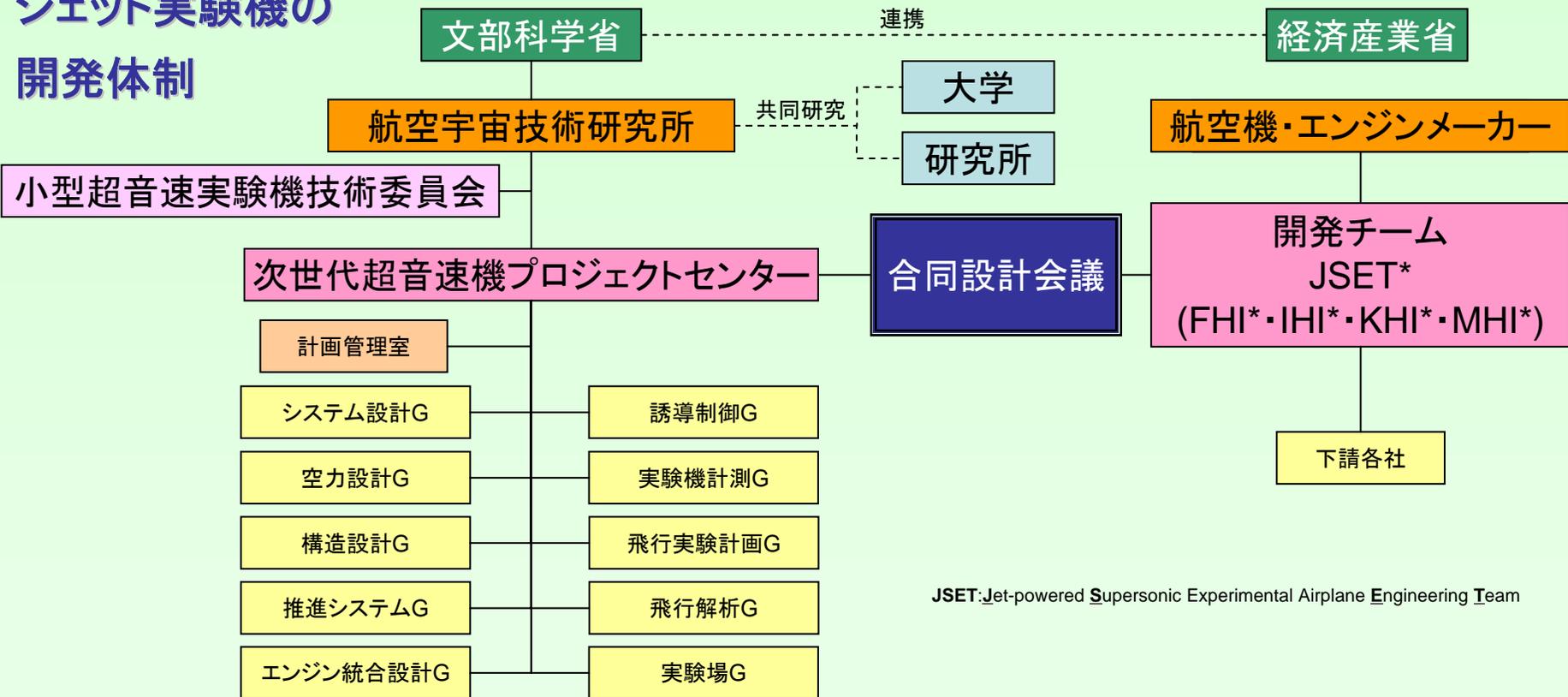


▲ ジェット実験機開発を凍結

# (参考)ジェット実験機関連の研究開発の概要(2/2)

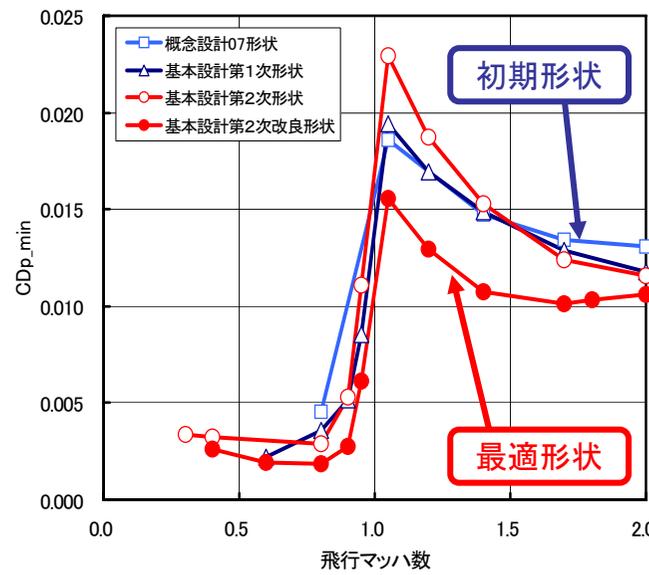
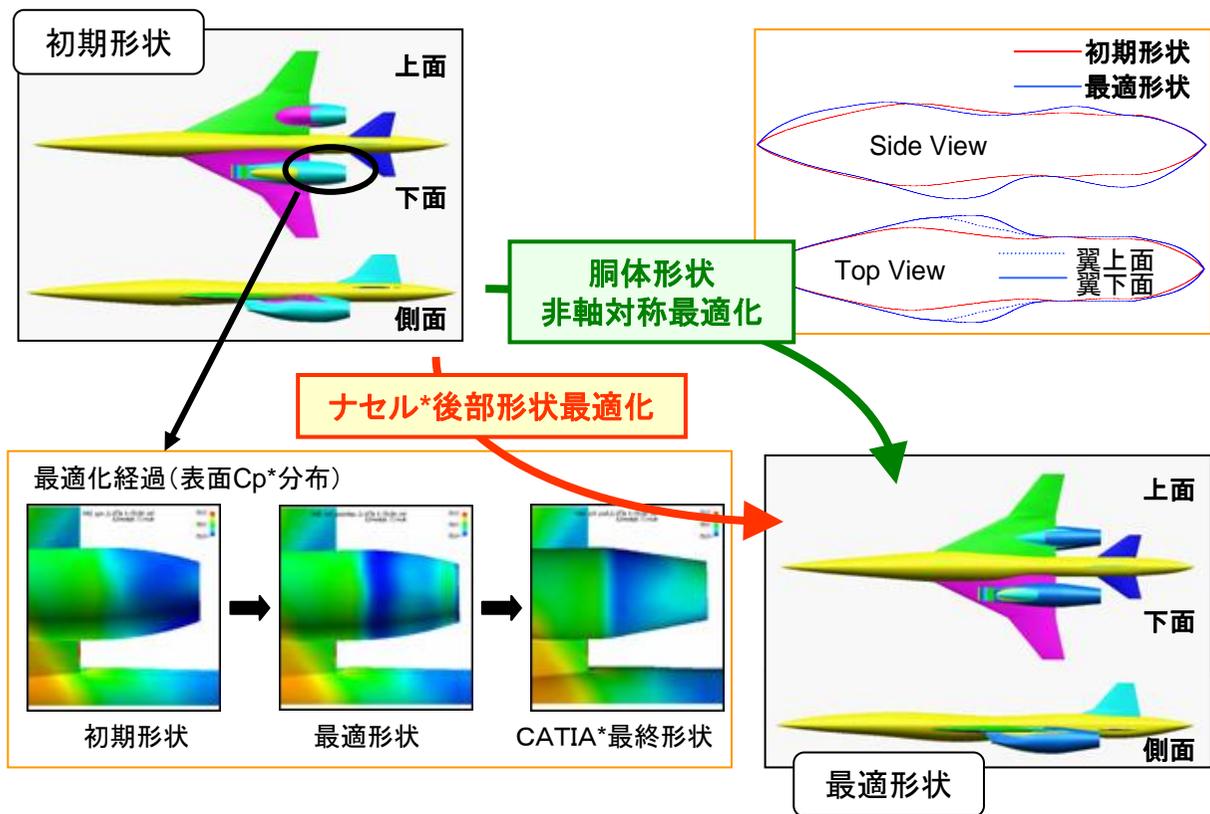
- ◆ジェット実験機 :約20億円 (基本設計／エンジン調達／関連試験)
- ◆技術研究 :約 9 億円
- ◆設備整備 :約30億円 (超音速エンジン試験設備)

## ジェット実験機の 開発体制



# (参考)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



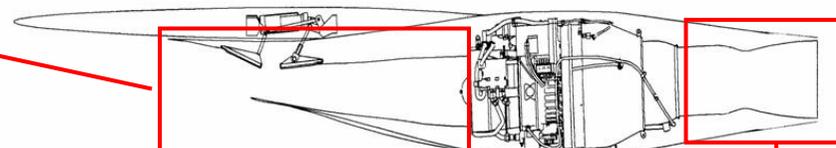
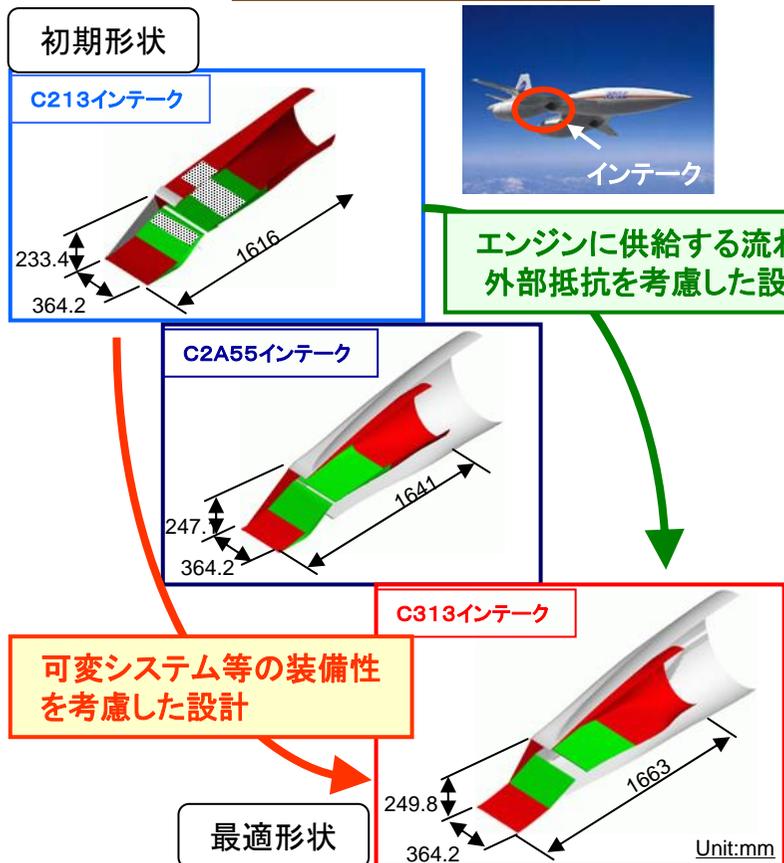
最優化による抵抗低減の経過

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)

# (参考)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

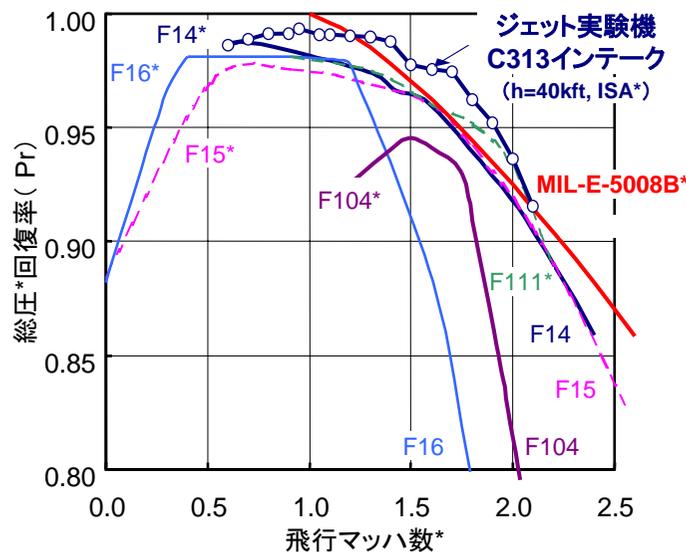
### インテーク改良設計



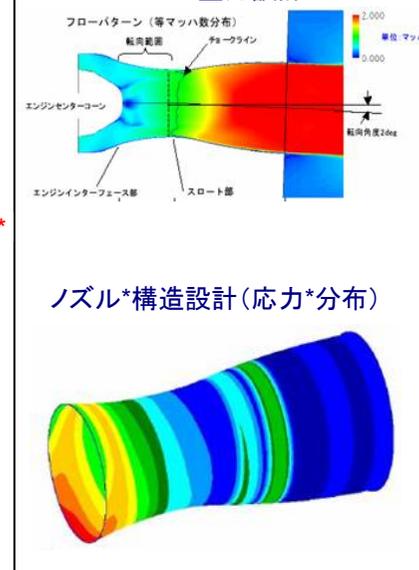
ジェット実験機推進システム概要

### 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～



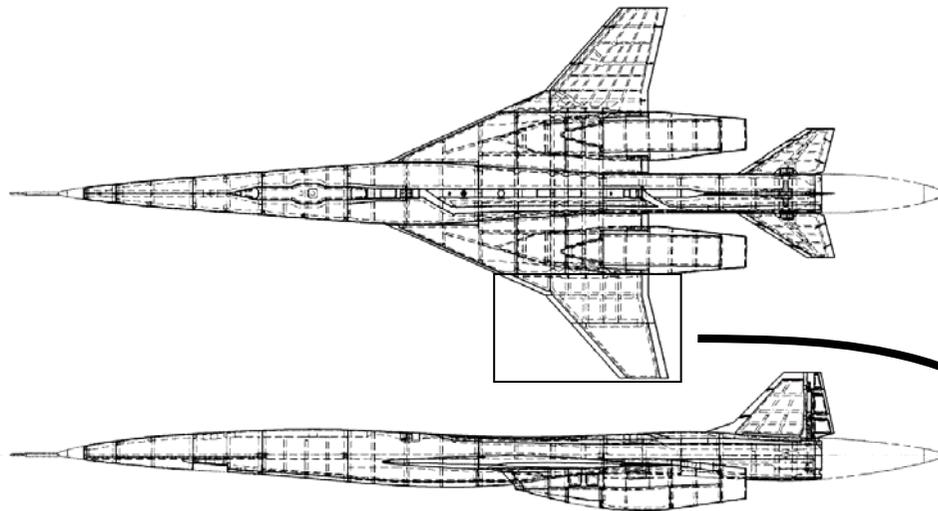
### ノズル空力設計



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)

# (参考)ジェット実験機基本設計主要成果概要(3/6)

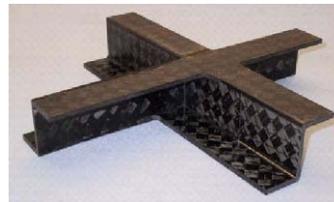
## 主翼への複合材\*構造適用



ジェット実験機全機構造図

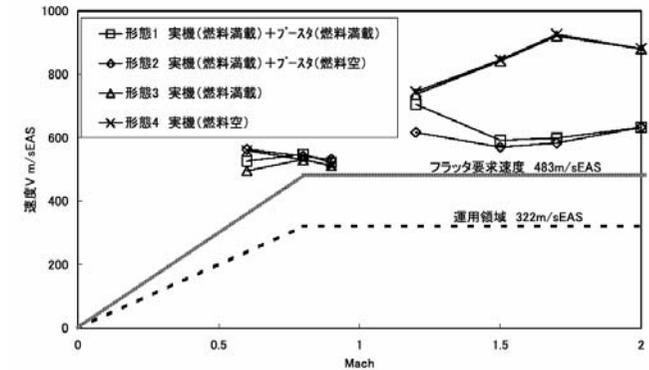


曲面パネル・FDH\*成型



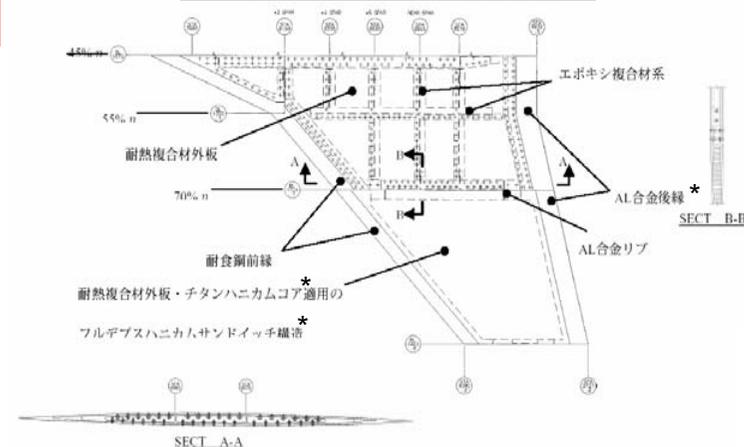
RTM\*成型(桁\*・リブ構造)

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

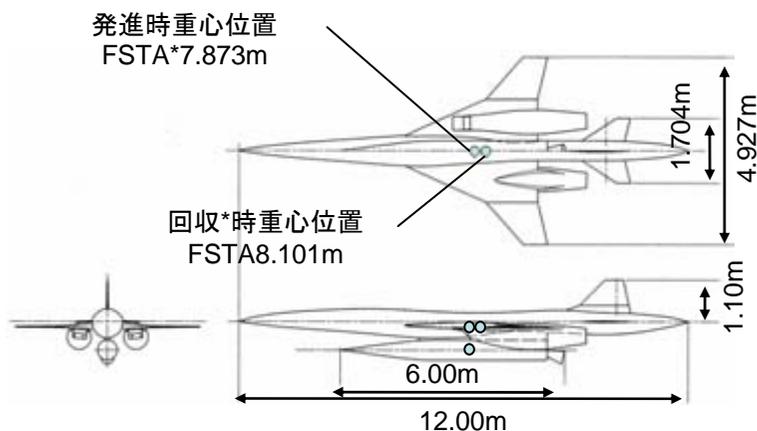


主翼への複合材構造適用設計を実施、静強度、空弾特性(フラッタ)、また複合材構造成型性等を解析及び関連試験で確認、機体成立の見通しを得て、構造基本設計を完了(技術目的(3)の基本設計レベルでの達成)

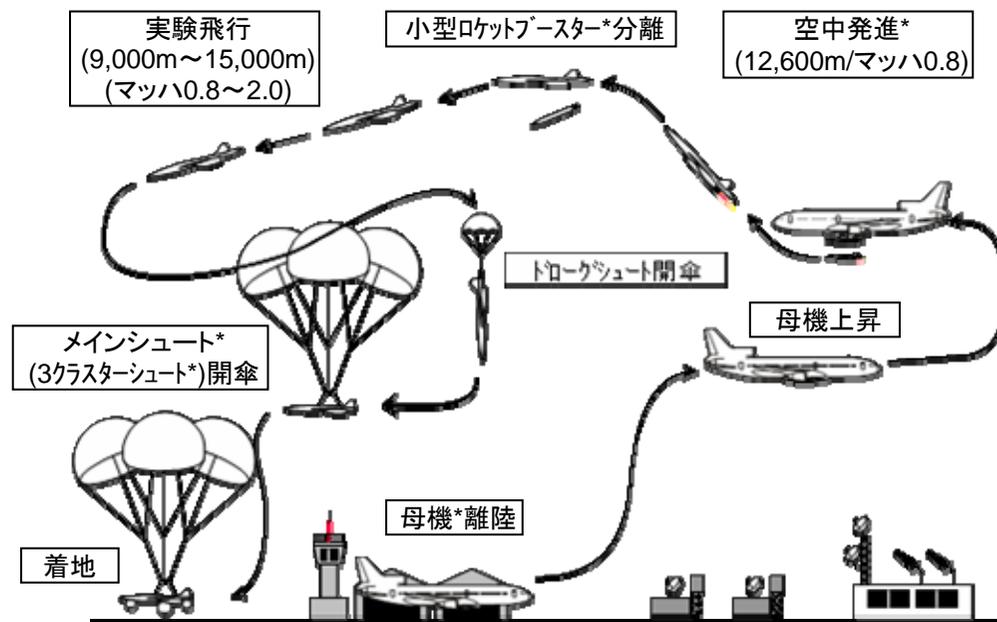
# (参考)ジェット実験機基本設計主要成果概要(4/6)

## 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

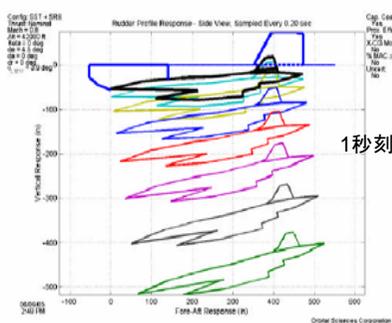
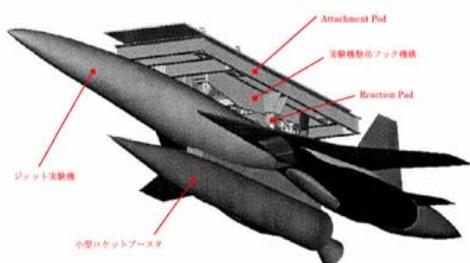


飛行実験概要

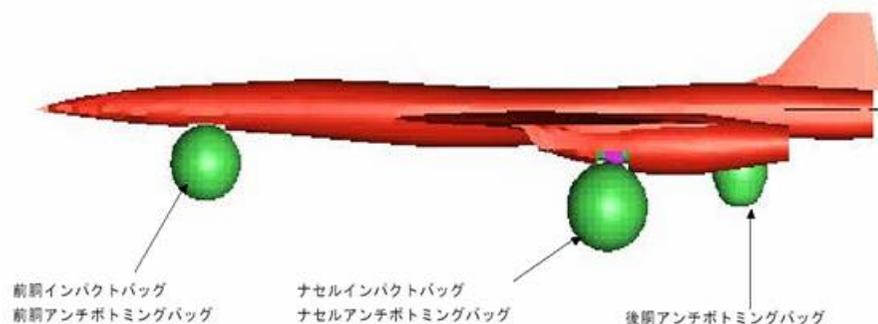
母機\*上昇▶ 空中発進▶ ブースター加速▶ 試験飛行▶ パラシュート・エアバッグ\*着地を可能とする  
**実験機システム及び飛行実験システムの基本設計の完了**  
 (技術目的(4)・(5)の基本設計レベルでの達成)

# (参考)ジェット実験機基本設計主要成果概要(5/6)

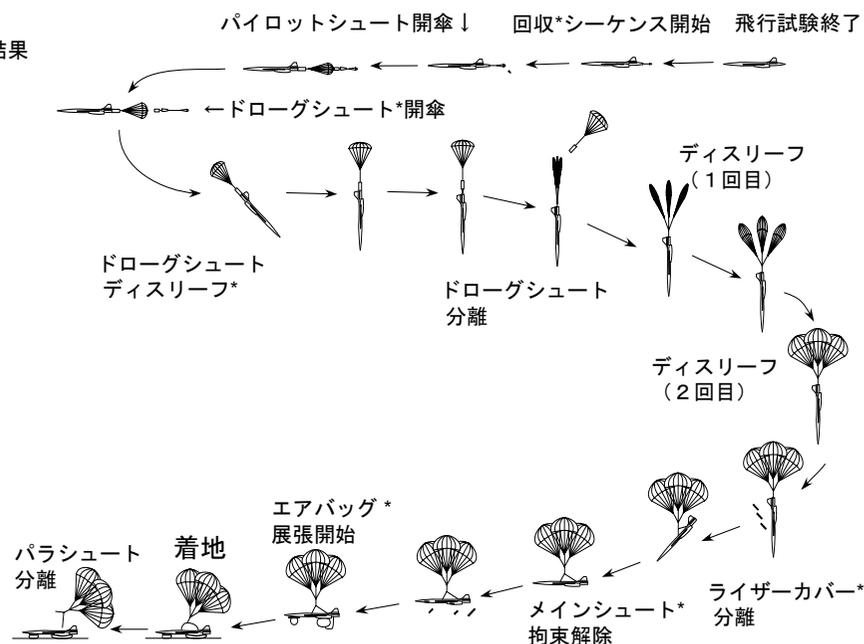
## 実験機システム設計



### 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\*)

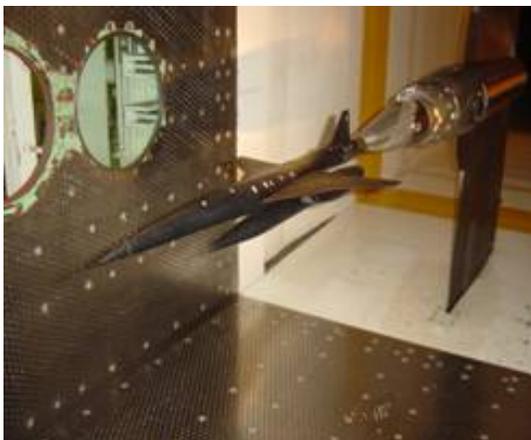


### 回収システム設計(パラシュート)

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))

# (参考)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



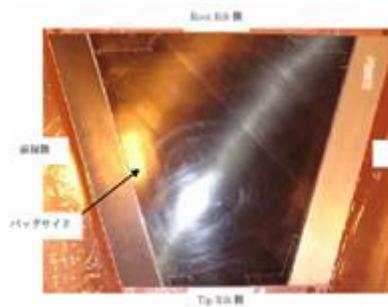
インテーク・エンジン結合形態試験\*  
(地上始動性確認試験\*)



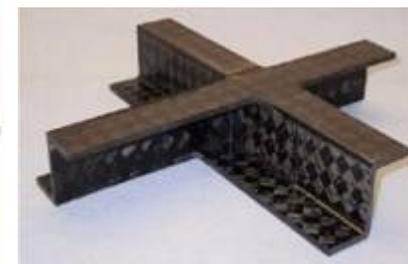
インテーク・機体統合風洞試験\*



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\*

# (参考)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

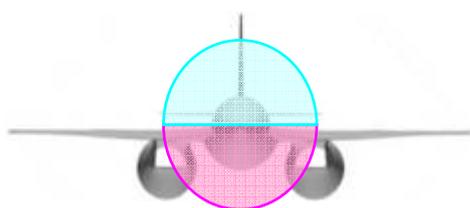
- 低騒音可変ノズル\*技術の開発、エンジン騒音特性\*データ取得

# (参考) 技術研究主要成果概要 (2/4)

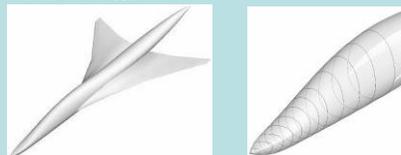
## 空力技術分野

### 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\*

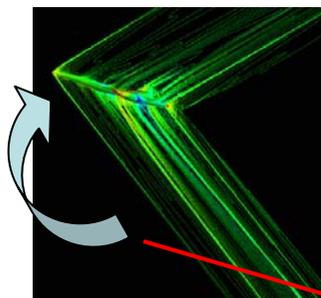


#### 特許出願

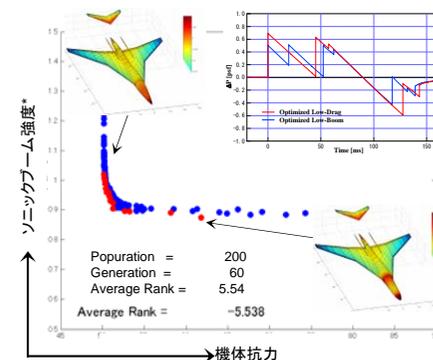


特願2003-420316:  
超音速航空機の胴体形状の決定方法及び  
胴体前胴部形状

機体下面形状の  
逆問題設計\*法



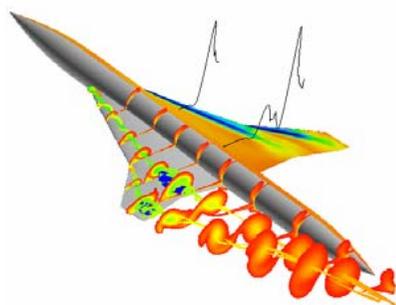
多目的最適化設計\*手法の開発



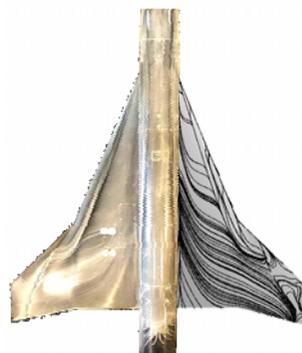
- 低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト\*の創出 ⇒ 静粛超音速機の機体コンセプトへ
- 低ソニックブーム・低抵抗機体設計技術\*の開発 ⇒ 多分野統合解析\*技術・多目的最適化設計\*技術へ

### 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

# (参考)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

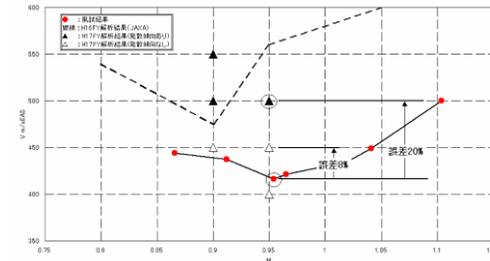
弾性スケール模型を用いた遷音速\*フラッタ\*風洞試験実施



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

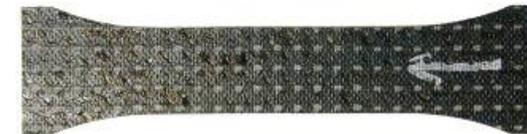
### 耐熱複合材\*・構造

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



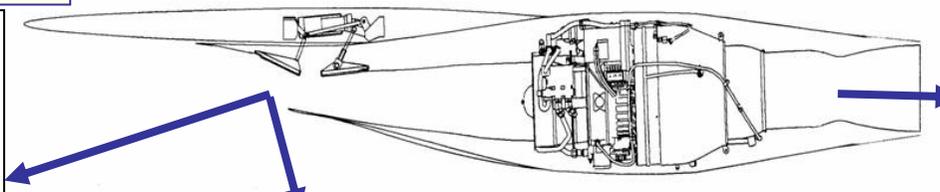
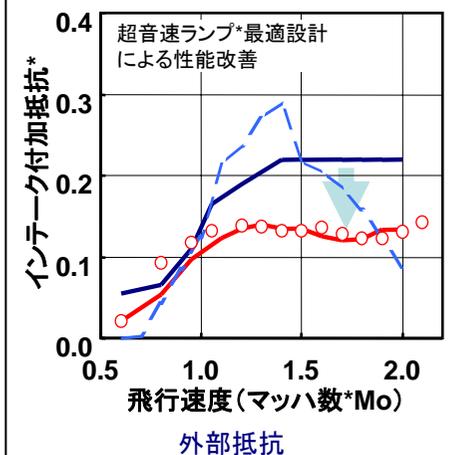
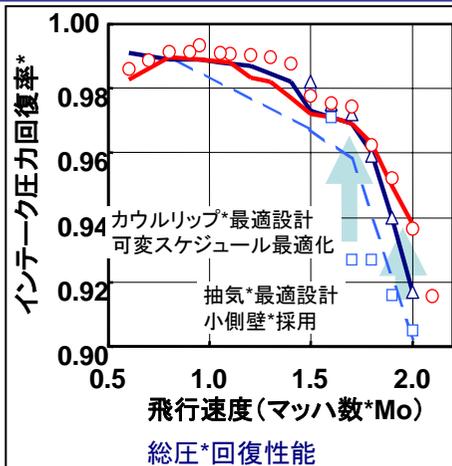
ポリイミド系樹脂\*三次元複合材料試験片

- 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

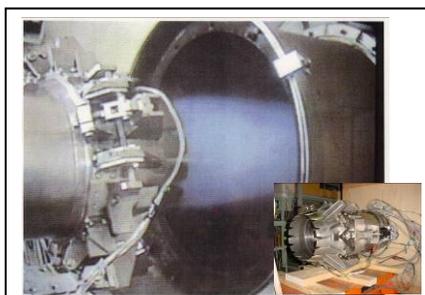
# (参考) 技術研究主要成果概要 (4/4)

## 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

適正な作動状態からエンジンが減速すると

制御しない場合

制御した場合

安定作動

高い性能

衝撃波\*の振動

性能悪化

安定作動

高い性能を維持

振動(バズ\*)が発生しエンジンの故障につながる

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\*

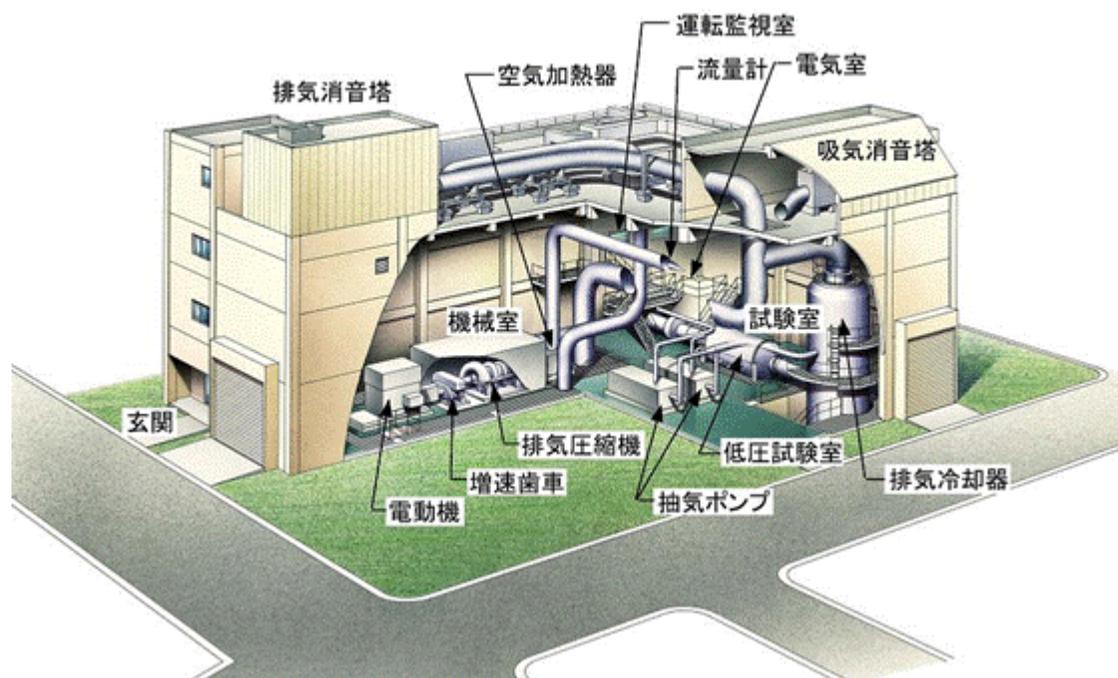
● 高性能なインテーク・ノズルの設計技術の開発 ➡ エンジン騒音低減技術・機体軽量化技術\*へ

# (参考) 試験施設設備整備と主要成果

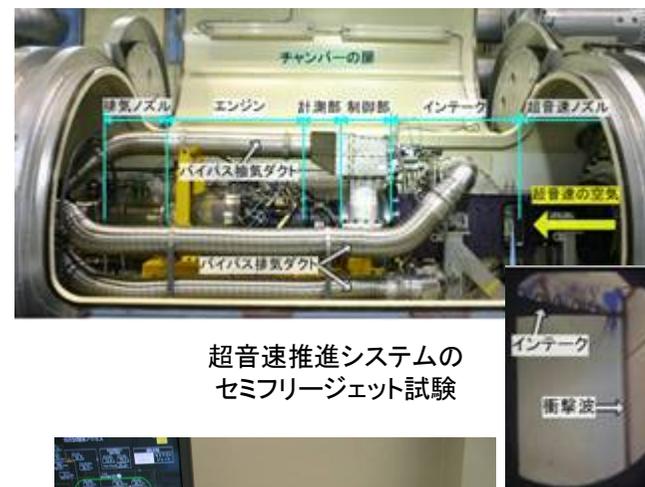
## ◆ 試験施設設備整備

➢ 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



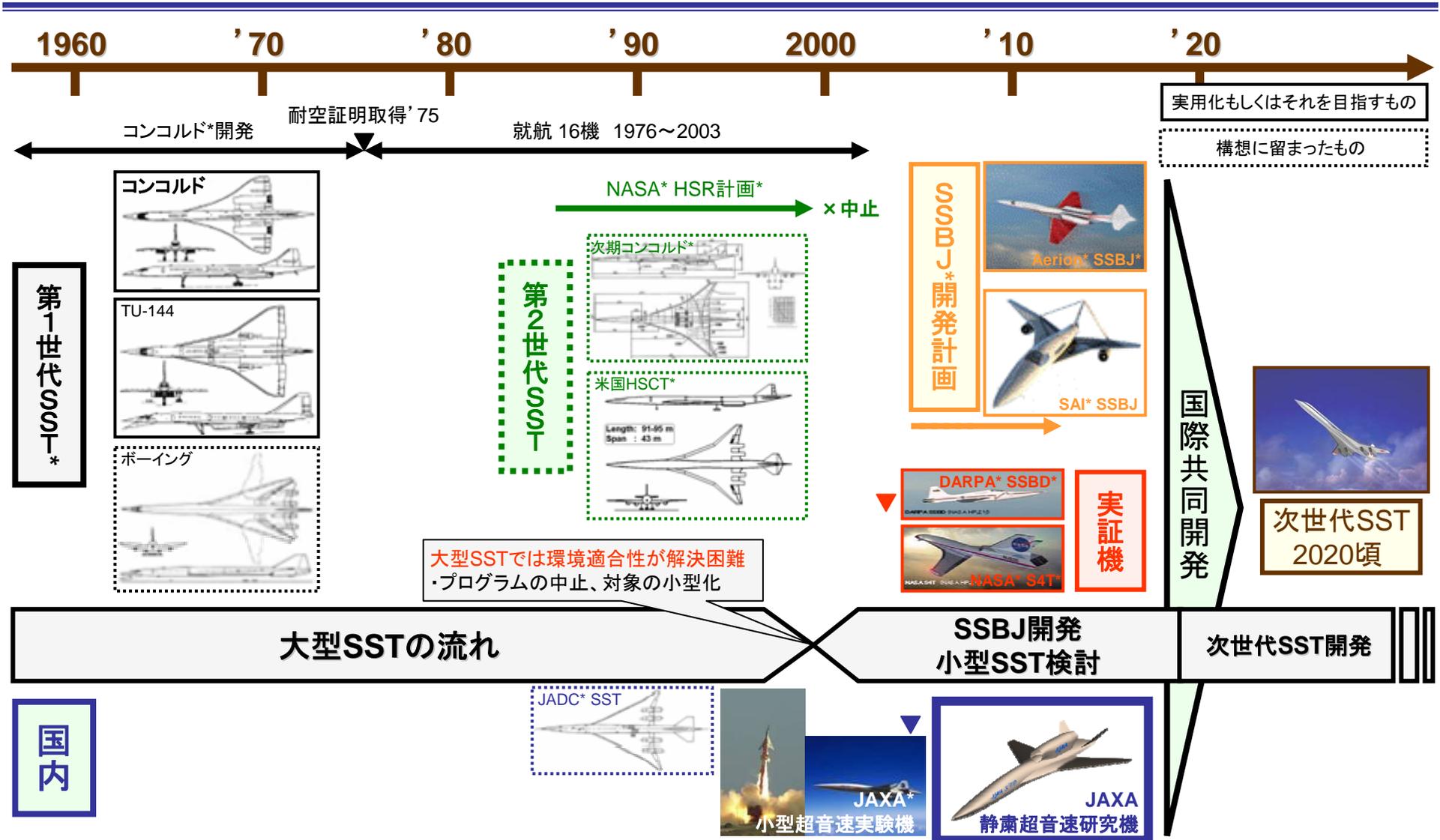
超音速エンジンの燃料制御装置開発  
(超音速エンジン試験での機能確認)



## 付 録 2: 静粛超音速機技術研究開発プロジェクト補足資料

---

# (参考) 超音速旅客機の技術開発の経緯・動向



- 大型SSTでは経済性と環境適合性の両立が困難 ▶ 大規模な研究開発プログラムは中止 (1999頃)
- 大型SSTを長期的な視野に、SSBJ、小型SST等の検討が活性化 (2002頃～)

# (参考)日本における超音速機技術研究開発の経緯・動向

主な実施機関

	85	86	87	88	89	90	91	92	93	94	95	96	97	98	99	00	01	02	03	04	05	06	07	
M E T I / 産 業 界	SST/HST動向開発調査→																							
	超音速輸送機動向開発調査↑			超音速輸送機開発調査 Phase1						Phase2 (その1)			Phase2 (その2)			超高速輸送機実用化開発調査								
	超耐環境性先進材料						輸送用先進複合材料設計製造技術						日仏共同研究											
	超音速輸送機用推進システム研究開発 (HYPR)									環境適合型 (ESPR)														
J A X A													小型超音速実験機開発・飛行実験計画 (NEXST)										S3	
大 学																						サイレント超音速旅客機研究会		

## 産業界 (SST\*開発調査、エンジン技術開発等)

- ・経済産業省の支援の下、SJAC\*・JADC\*は次世代SSTの開発調査を実施(1989-2001)
- ・超高速輸送機実用化開発調査(2002-)が進行中。

- ・経済産業省/NEDO\*の超音速輸送機用推進システム研究開発(HYPR\*:1989-1998 ESPR\*:1999-2003)
- ・2004年度に超音速輸送機用エンジン基盤調査及び機体エンジン統合に関する技術調査を実施。

## JAXA\* (基盤技術研究、空力技術開発、飛行実験等)

- ・超音速機の低抵抗技術の実証を目的として開発した小型超音速実験機の飛行実験に成功(2005年10月)

## サイレント超音速旅客機(S3T)研究会 (概念研究、解析技術等)

- ・超音速輸送機の実現に向けて、その最重要課題である静粛性を研究目標として、日本航空宇宙学会に大学、産業界、研究機関の約50名の研究者、技術者を構成員とする「サイレント超音速旅客機研究会」が発足(2005年10月)

## 超音速輸送機についての日仏共同研究の開始 (国際協力体制の確立)

- ・日本航空宇宙工業会\*と仏航空宇宙工業会が超音速旅客機に関する共同研究に調印(2005年6月)

## AII JAPAN体制の連絡会 (各機関の役割分担と密接な連携)

- ・経済産業省、文部科学省、SJAC、JADC、JAXA、NEDO、ESPR組合等からなる超音速機調整会議が発足し、(2005年)密接な連携の下、各機関の役割を明確化した研究開発体制



(出典: NEDO)

ESPR 環境適合型超音速エンジンデモンストレータ



JAXA  
小型超音速実験機  
(ロケット実験機)



JAXA  
静粛超音速研究機



S3T研究会  
複葉ブームレス  
コンセプト

# (参考)過去の超音速旅客機開発のまとめ

## ◆第一世代SST\*: コンコルド\*開発の過程

- 風洞試験を主体にした機体設計
- 4種類の実験機 ▶ プロトタイプ ▶ 試作機 ▶ 量産機 ▶ 型式証明取得
- 事業として失敗の理由 ▶ **経済性と環境適合性**の要求のどちらも満足できなかった
  - ▶ペイロード\*が小さく、航続距離が短い
  - ▶ソニックブーム\*、離着陸騒音による飛行経路、乗り入れ空港の制限

## ◆第二世代SST: 経済性と環境適合性向上技術の開発努力

- 亜音速機に対して競争力を持つため経済性、環境適合性の仕様設定  
⇒**要求仕様を満足するための技術が未成熟**なため計画は中止に
- NRC\*による事後評価と研究への提言(2001)
  - ▶最重要な5分野の研究開発によりブレークスルーが導かれる (赤字は本構想の対象とする技術)
    - ①低ソニックブーム機体
    - ②層流化技術\*等の空力性能の改善
    - ③操縦性に関する飛行制御・構造モード制御\*
    - ④高い忠実度の多目的最適化\*ツール
    - ⑤低い燃料消費率\*、高い推重比\*、低騒音の可変サイクルエンジン\*
  - ▶民間開発への移行が合理的でふさわしい**技術成熟度\*(TRL6\*)**まで技術を先導していくべき

\* TRL6 : 適切な環境下でシステム/サブシステムの模型もしくはプロトタイプで実証された技術段階

## (参考)「次世代超音速機技術の研究開発」の目的

---

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。

### (1) 小型超音速実験機の開発・飛行実験

航空機システム統合技術の獲得ならびにCFD技術を用いた空力設計技術の開発と技術確立

### (2) 技術研究

次世代超音速機に必要とされる重要技術の高度化

### (3) 関連施設設備整備

小型超音速実験機の研究開発に必要な超音速エンジン試験施設等の整備

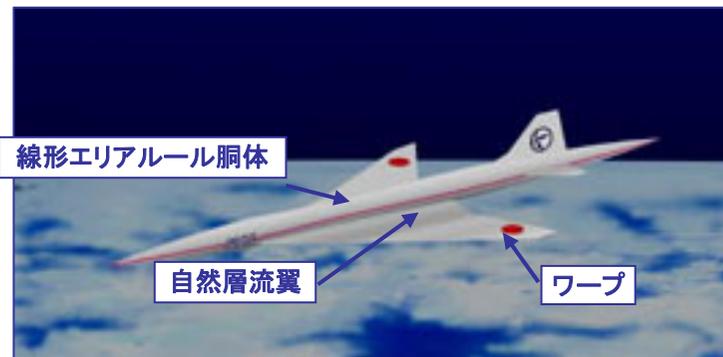
# (参考) 小型超音速実験機の開発・飛行実験

## ロケット実験機概要

機体(クリーン形態)CFD空力設計技術の  
実証・確立  
(低抵抗を実現するCFD逆問題空力設計法)

### 技術目的

- (1)CFD逆問題空力設計法の開発・実証  
-低抵抗設計(自然層流翼設計)の実証
- (2)超音速抵抗低減技術の実証  
-エアリアルール設計による抵抗低減効果実証  
-ワープ設計による抵抗低減効果実証
- (3)システム統合技術の蓄積
- (4)無人飛行実験技術の高度化

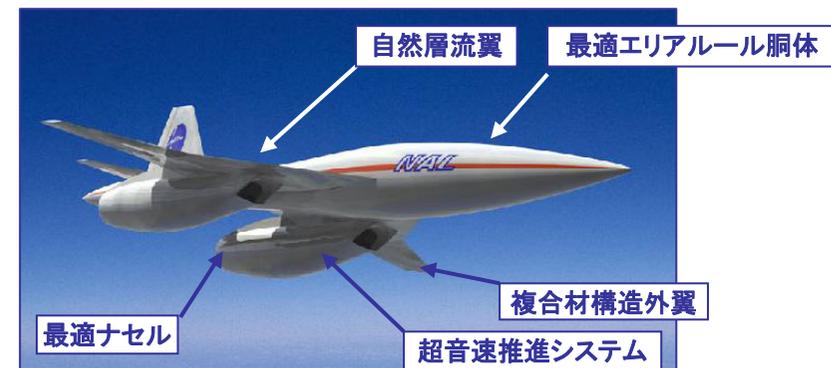


## ジェット実験機概要

エンジン搭載形態での  
全機CFD空力設計技術の実証・確立  
(低抵抗を実現するエンジン・機体統合を含む  
CFD逆問題・最適化空力設計法)

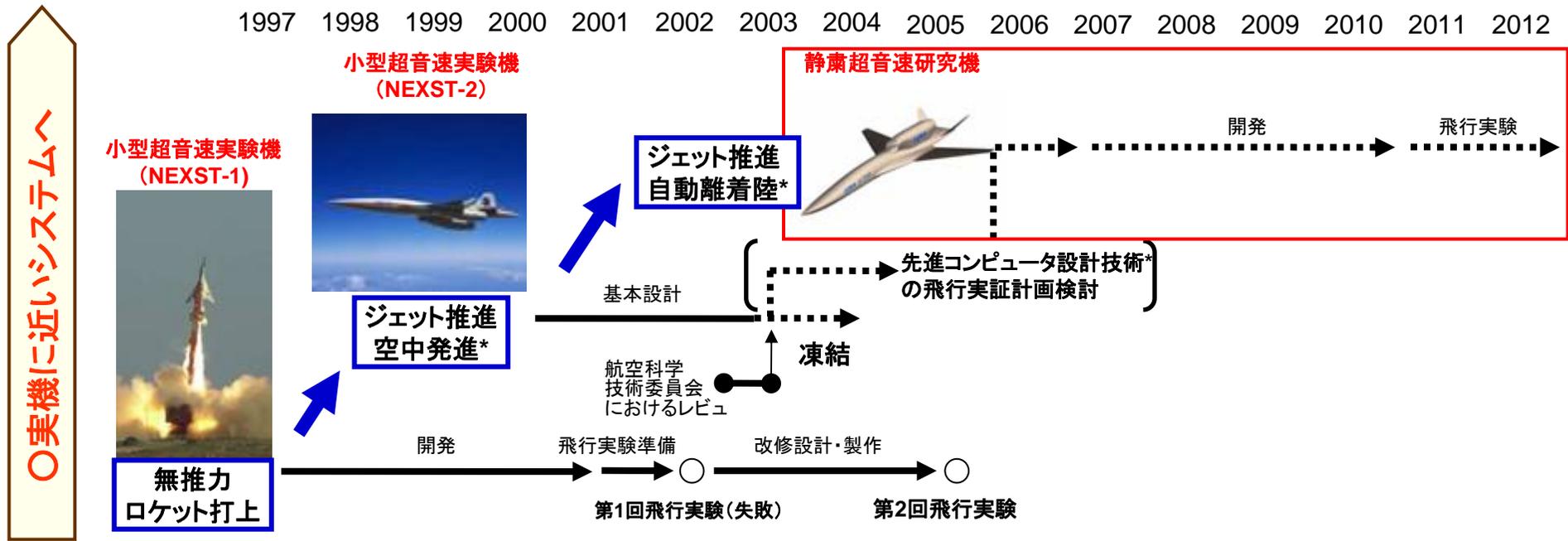
### 技術目的

- (1)CFD逆問題・最適化空力設計法の開発・実証  
-低抵抗(ナセル・翼胴)機体最適化設計
- (2)超音速推進システムの開発・実証  
-可変制御インテークの開発・実証  
-推進システム統合制御の開発・実証
- (3)複合材構造適用技術の開発・実証  
-複合材構造(含:1次構造)の外翼部適用と実証
- (4)システム統合技術の蓄積
- (5)無人飛行実験技術の高度化

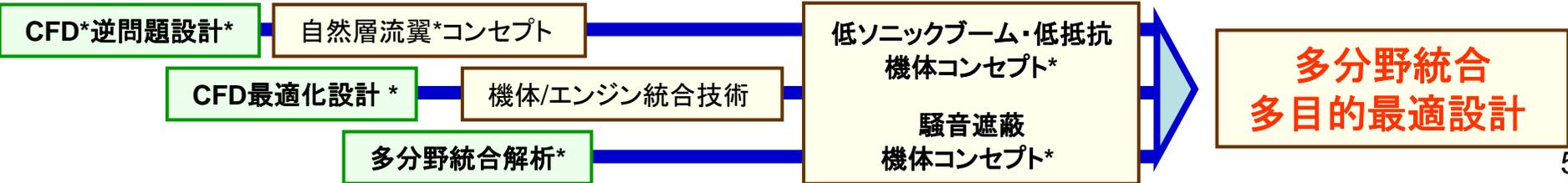


# (参考) JAXAにおける次世代超音速機技術の研究開発

航空・電子等技術審議会\*「第18号答申」(1994)  
 「来るべき次世代超音速機の国際共同開発に欧米と遜色の無い立場で参加が可能となるよう、技術能力を高めておくべき」



〇経済性の追求から、経済性と環境適合性の両立へ  
 〇コンピュータ設計技術の部分形状設計への適用から、全機形状設計への適用へ



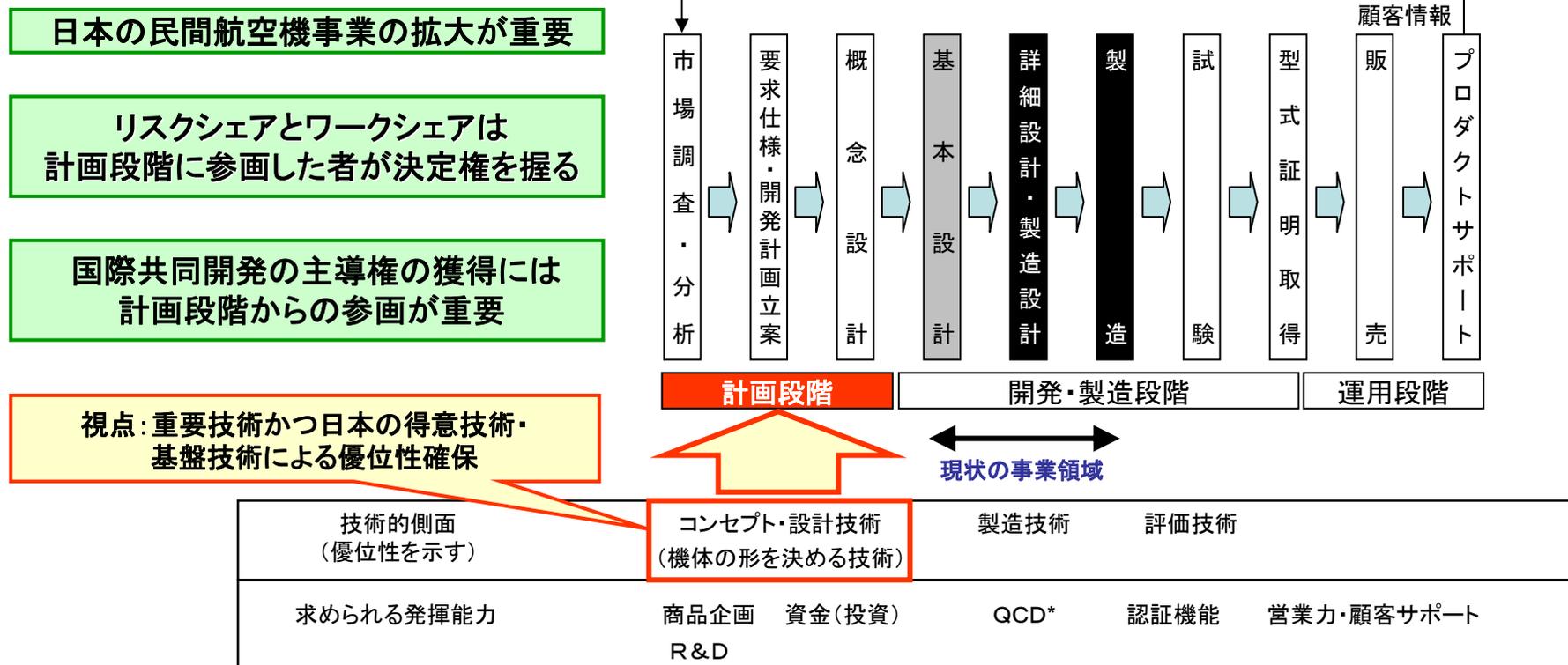
# (参考) 国際共同開発へ主体的に参画するために求められる技術

## ◆市場への参入拡大を狙うための条件

SST\*開発において、リスクシェアとワークシェアの決定権を握るためには、現状の事業領域を拡大し、**計画段階で必要な技術に優位性があることを示しておく必要がある。**

機体コンセプトとそれを実現する技術、  
すなわち機体の形を決める技術で勝負する必要がある

### 民間航空機のビジネスプロセス



## (参考)機体を形作る技術に関する日本のポテンシャル

---

### ◆日本が優位性を確保できる機体コンセプト・設計技術

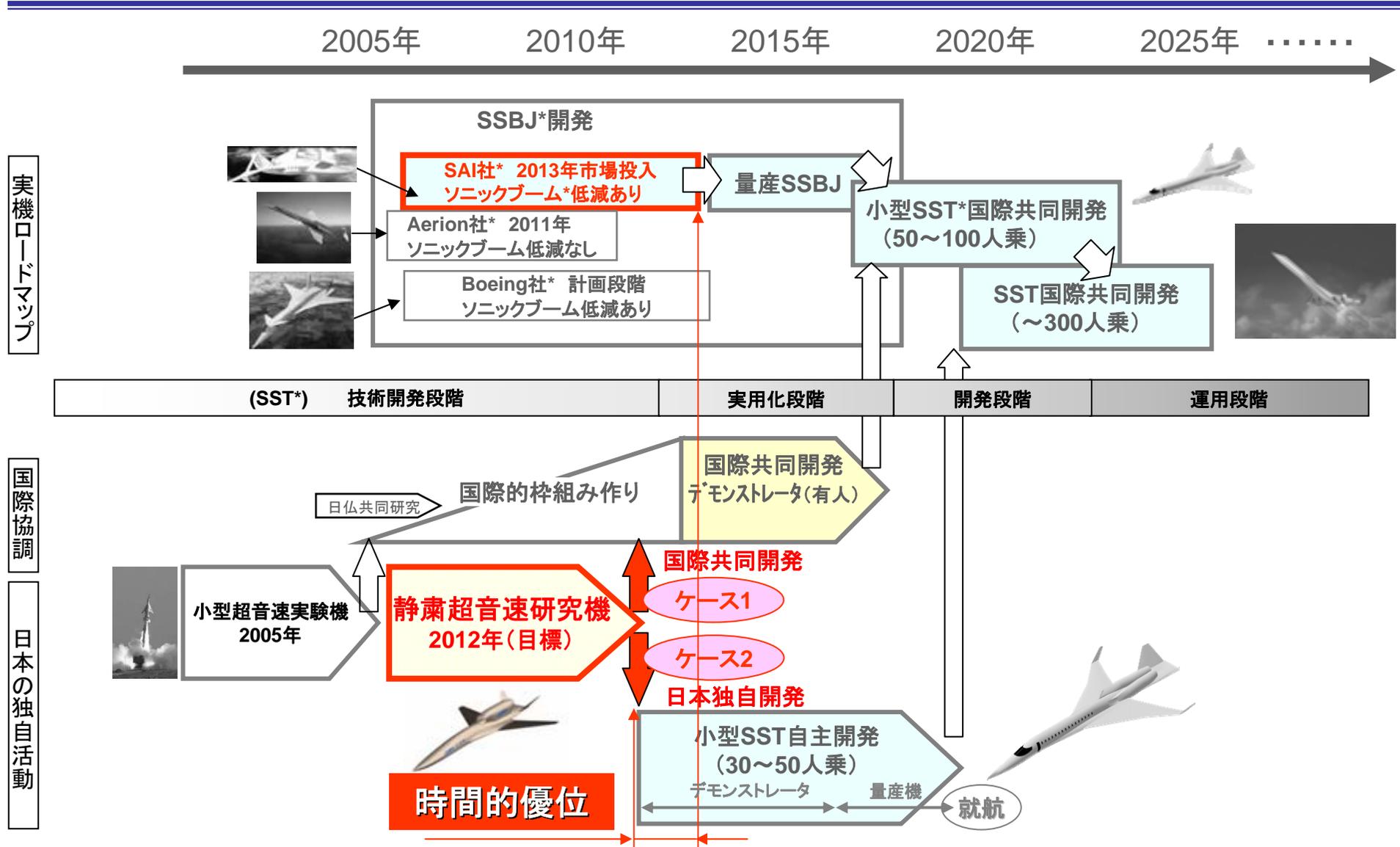
- 世界において研究段階にある新しいコンセプトである経済性と環境適合性を両立するコンセプト
  - 低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト\*
- 日本が得意とし、技術ポテンシャルのある基盤技術としてのコンピュータ設計技術\*
  - 多分野統合解析\*技術 (異なる分野を統合して解析する技術)
  - 多目的最適化設計\*技術 (異種の目的に対して最適な形状を導く設計技術)

### ◆優位性を示すための方法

- 新しいコンセプトの優位性確保には世界に先駆けて飛行実証することが重要。
- 設計技術の実用性は適用対象のシステムを成立させた上で示すことが必要。

➤実験機による飛行実証が最も効果的な手段

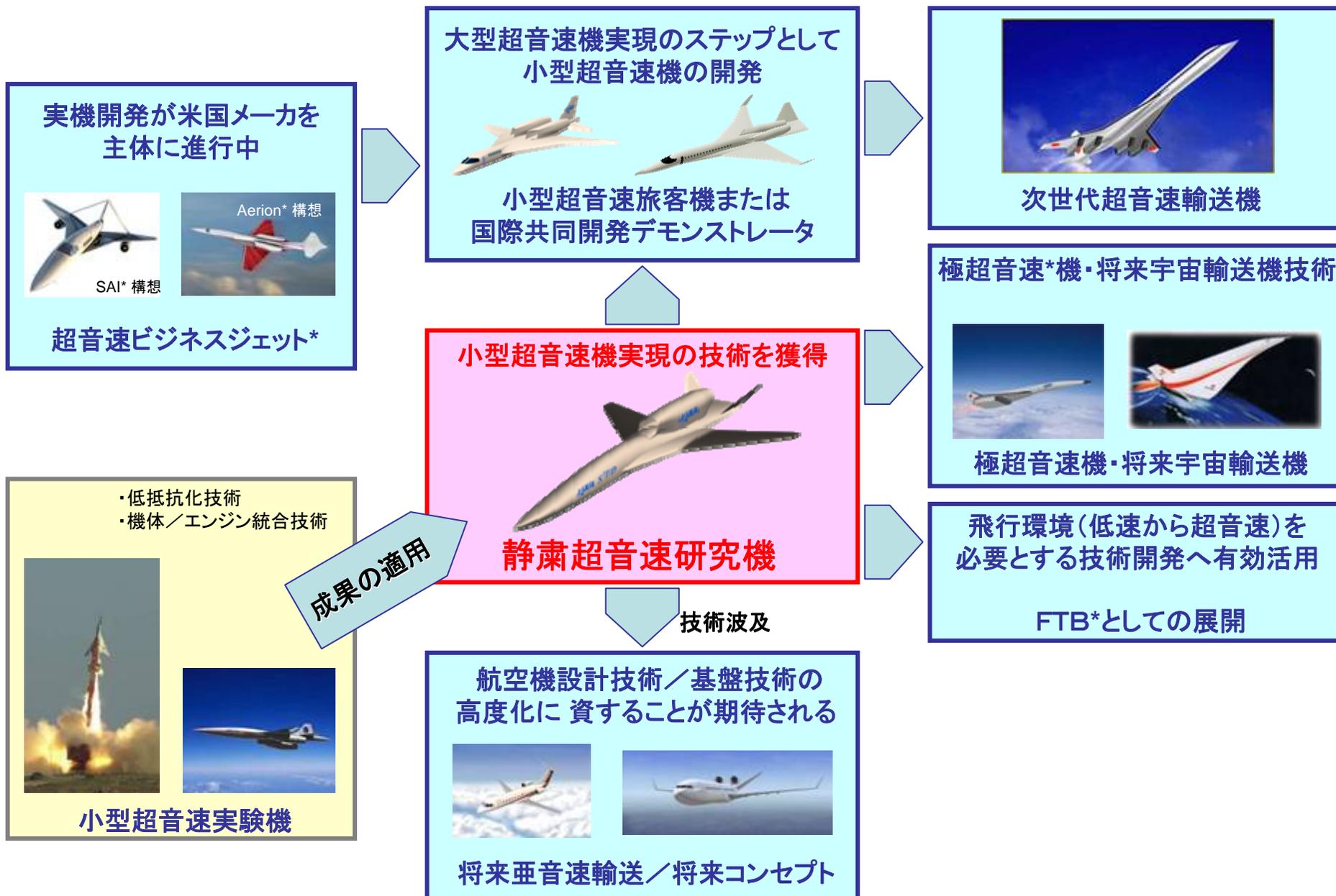
# (参考) 超音速輸送機の開発シナリオ



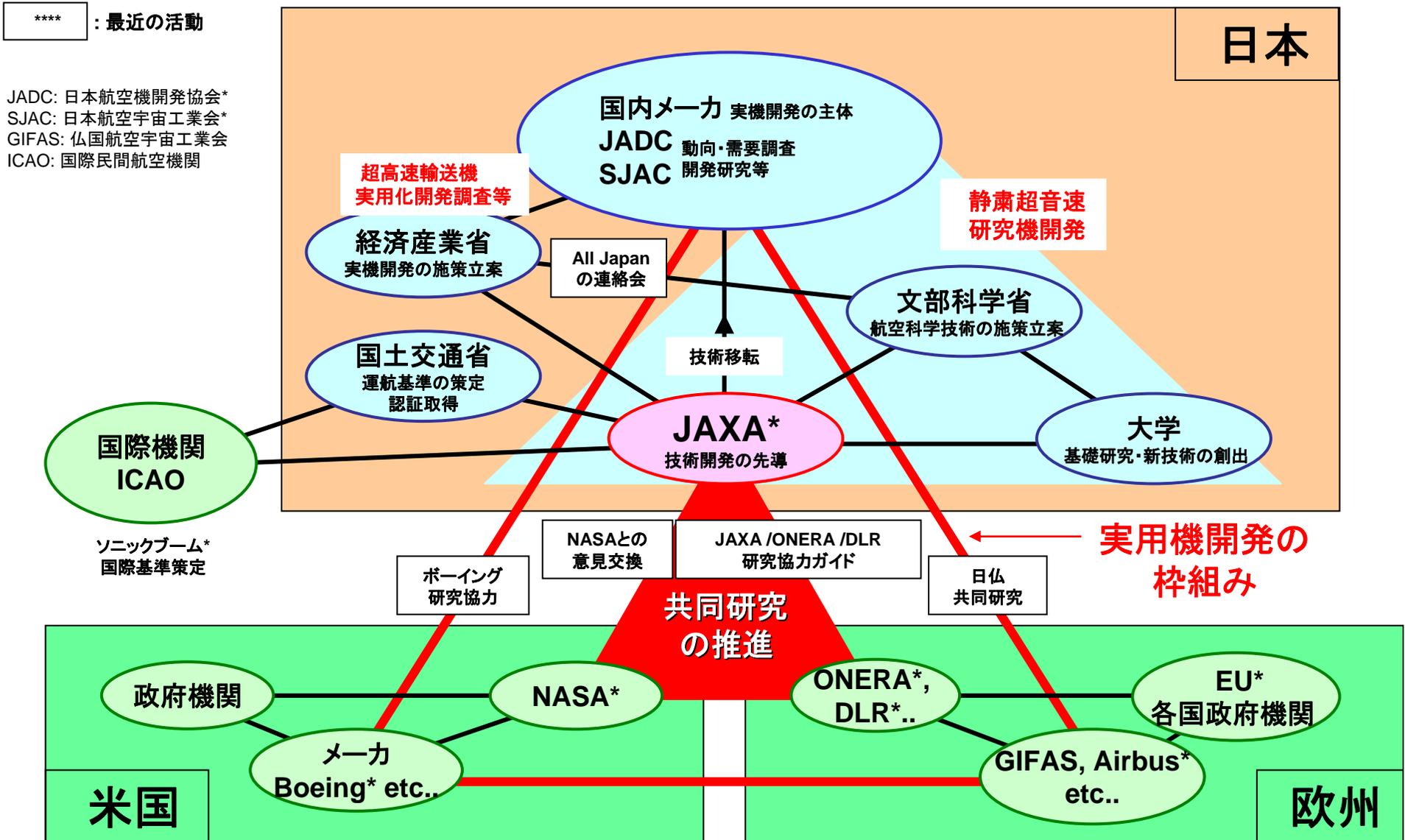
海外(米国)の実機開発に対する時間的優位が重要

⇒ 静粛機の成果をベースに、我が国の主体性を確保しつつ、国際共同開発(または自主開発)の小型SST、大型SSTへとつなげる

# (参考) 超音速機技術の展開

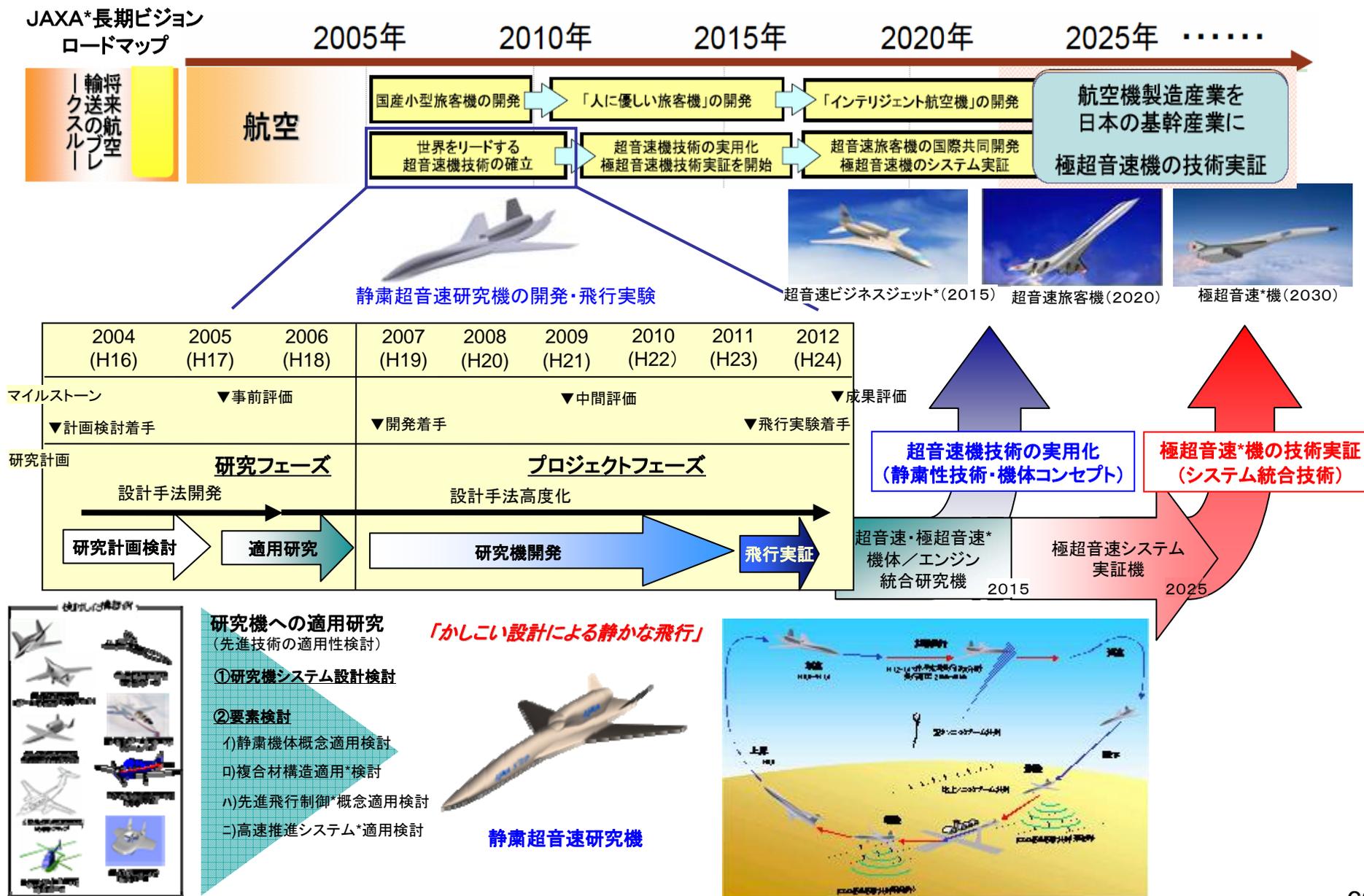


# (参考) 国際共同開発における国際協力の枠組み(案)



JAXA\*の役割: 技術開発を先導し、実機開発では国内メーカーへの技術移転・技術評価により貢献

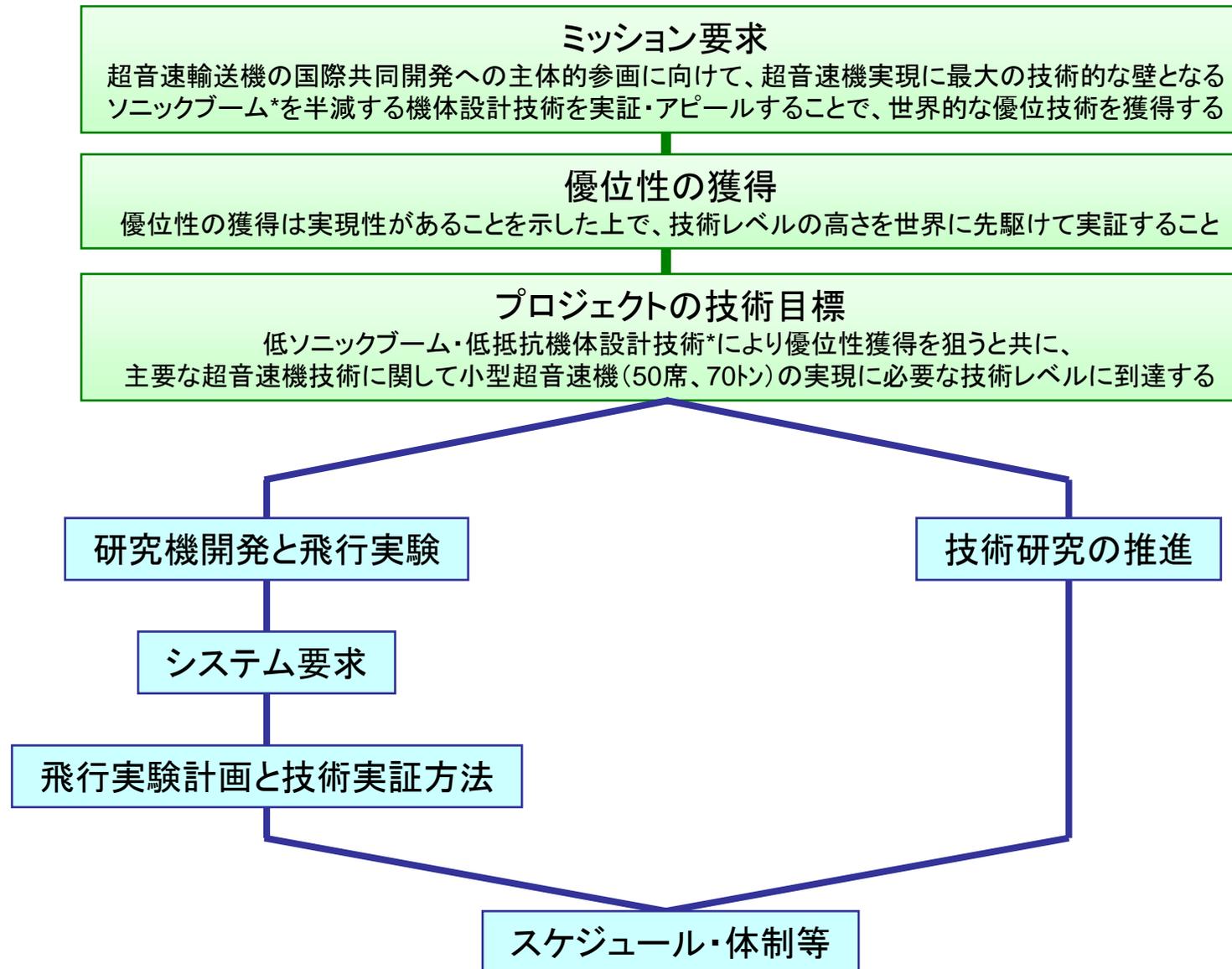
# (参考)JAXA長期ビジョンにおける位置づけ





## 付 録 3: 研究機のシステム要求設定等の考え方

# (参考)ミッション要求～システム要求までのながれ



# (参考)研究機のシステム要件の検討

## ミッションに対する要求項目

▶ 必要な要件

### ● 低ソニックブーム・低抵抗機体コンセプト\*の実現

#### ●ソニックブーム伝播解析技術\*の向上

- ✓N波は実飛行による検証済みで、低ソニックブーム\*波形の検証が必要
- ✓飛行条件等の統計データが不可欠なため多数回の実験が必要

▶ 低ソニックブーム設計\*された機体  
▶ 繰り返し実験のコスト削減には離着陸能力

#### ●ソニックブームの低減設計

- ✓先端、後端ブームの低減には機体成立性の著しい悪化を伴う
- ✓ソニックブーム計測\*には、ある程度以上の機体重量が必要

▶ 成立性を確保するための新規設計機体  
▶ ソニックブーム計測を可能とする機体重量

#### ●低抵抗技術の付加

- ✓ソニックブーム低減による抵抗の増加を抑えることが重要

▶ 低抵抗技術を適用した機体

### ● システム統合技術\*

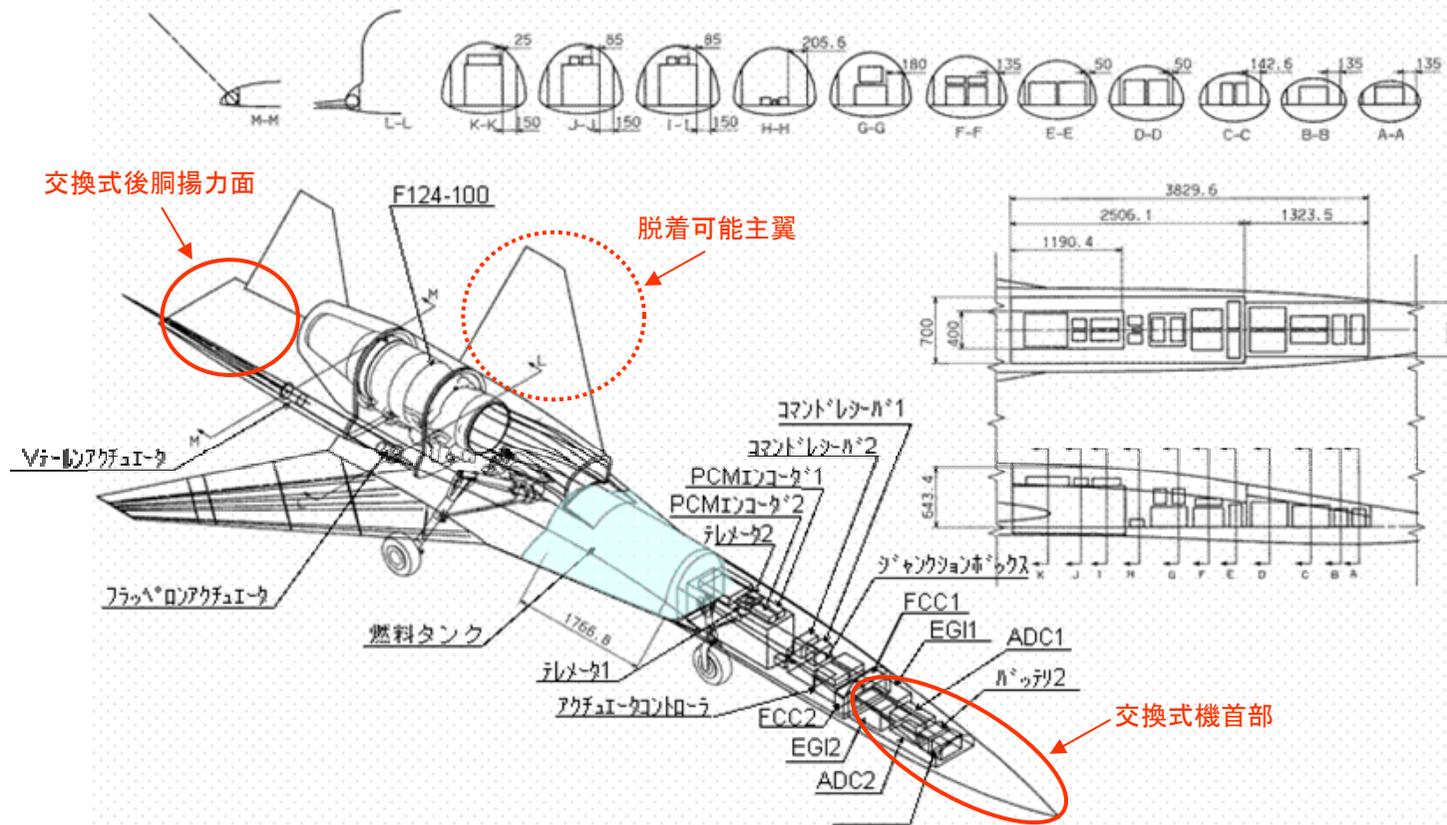
#### ●システム統合技術

- ✓航空機として最小限のレベルの確保が重要

▶ 離着陸～超音速飛行を実現する無人機

静粛超音速研究機に対する  
概念検討レベルのシステム要求を設定

# (参考) 研究機の機体システム検討例



## 機体諸元

全長 : 13 m  
離陸重量: 約 3 トン

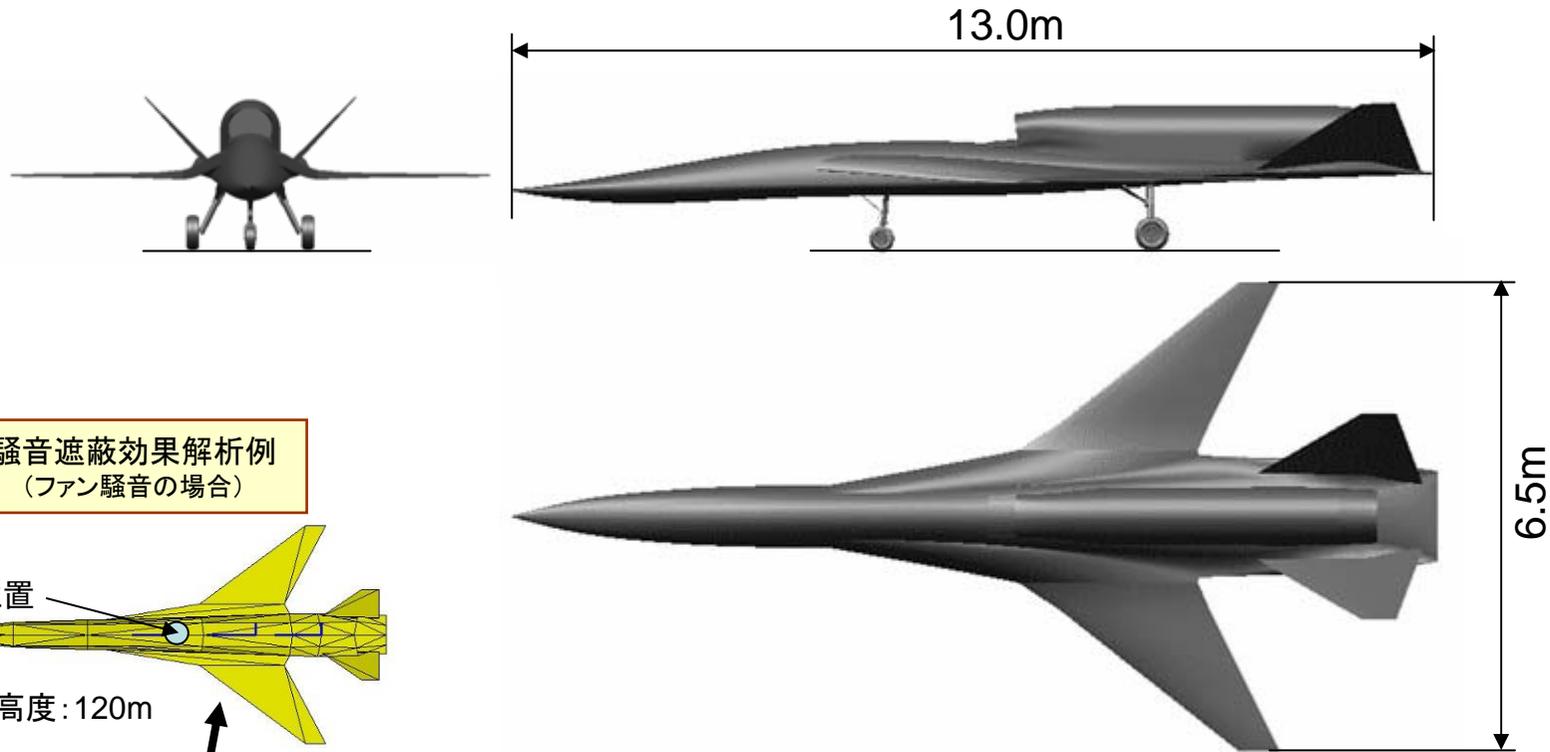
## 主要性能、能力

試験最大速度 : マッハ1.4以上  
超音速飛行時間 : 2~5分  
完全自律飛行\*  
自動離着陸\*

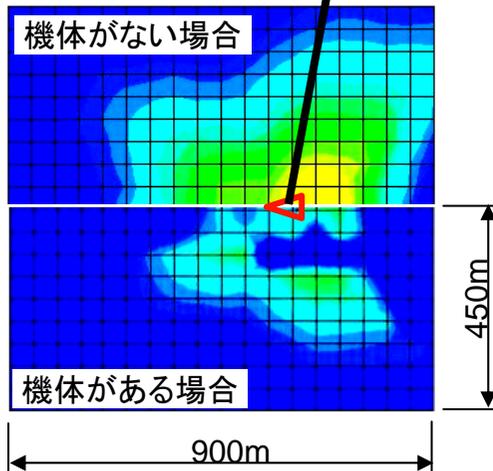
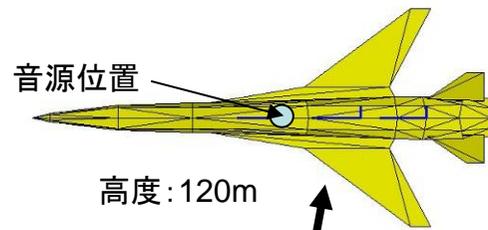
## 特徴

ソニックブーム\*低減効果の  
直接比較を可能とする機体  
形状の一部取替えが可能

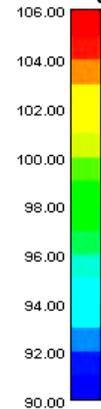
# (参考) 研究機形状設計検討例



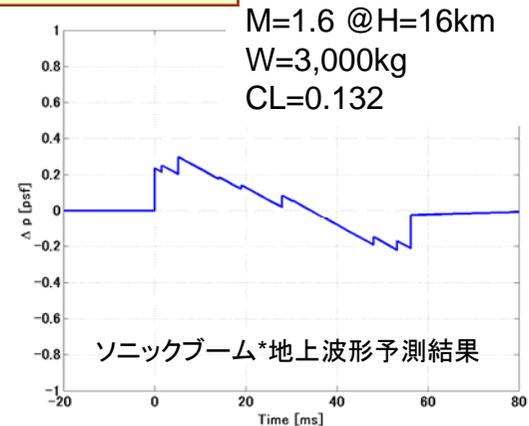
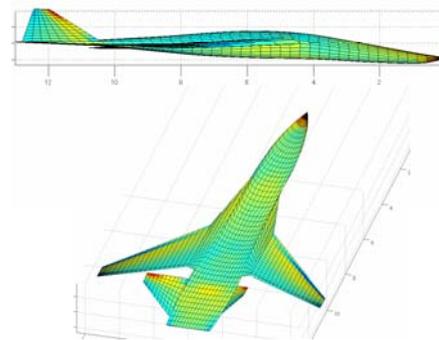
騒音遮蔽効果解析例  
(ファン騒音の場合)



SPL\* (dB)



低ソニックブーム設計\*結果

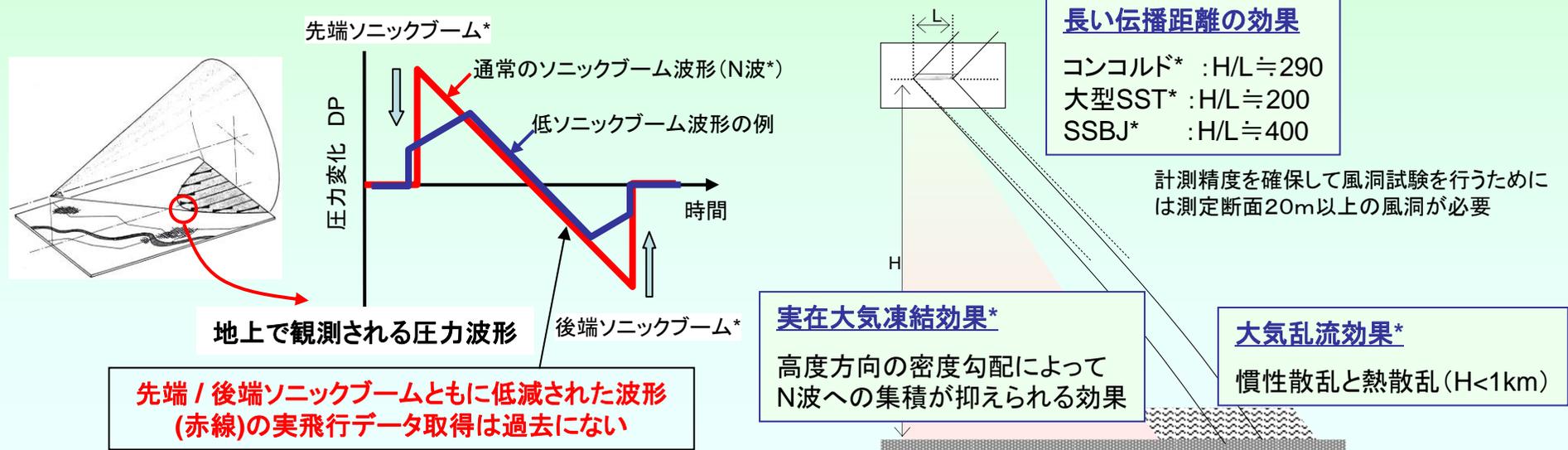


# (参考) 飛行実証の必要性

## ● 低ソニックブーム\*の飛行実証

- 大気条件により低ソニックブーム\*性が損なわれないことを示す必要  
(大気乱流効果\*、夏冬の大気温度差、実在大気凍結効果\*)
- さまざまな飛行条件下でも低ソニックブーム\*性が損なわれないことを示す必要  
(加速時、旋回時、飛行マッハ数\*、飛行高度、飛行迎角\*・・・)

**風洞試験やシミュレーションでは信頼性を確保した上で模擬することが事実上不可能**



## ● 高度システム統合技術の飛行実証

- 技術成熟度\* (TRL\*6)の達成には飛行実証が不可欠
- システム統合技術の実証には、離着陸～超音速飛行の実現が必須

# (参考)研究機のシステム仕様に対する要求

ミッション要求の達成に対して、コスト、開発期間、安全性等を考慮してシステム要求を明確化

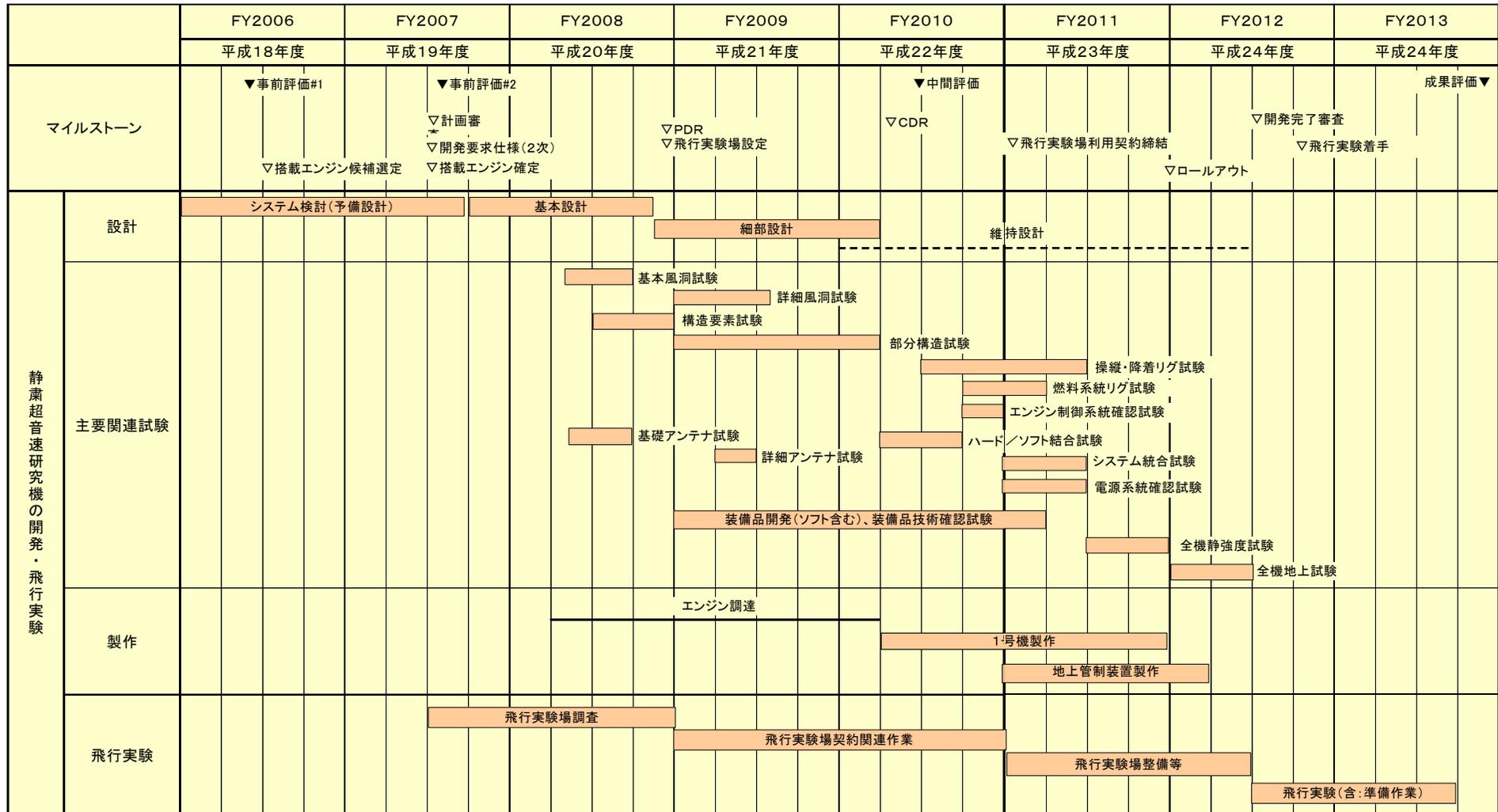
研究機システム要求仕様(暫定)	
機体形式	無人ジェット機
最大離陸重量	ソニックブーム計測*を可能とする重量以上であること
エンジン	入手可能な既存エンジンであること
機体形状	JAXA*設計形状(低ソニックブーム*/低抵抗/騒音遮蔽機体設計形状)
	適用技術の効果把握のために機首部・後胴揚力面が脱着交換式であること (ex. 低ソニックブーム*・低抵抗形状と通常形状の差分が直接的に計測できること)
超音速巡航性能	マッハ1.4 以上で水平定常飛行ができること(高度12,000m 以上で1 分以上)
離着陸性能	離着陸距離 1,200 m 以下であること
	(離陸速度 300km/h 以下/着陸進入速度 250km/h 以下)
飛行システム	完全自律飛行*(含:自動離着陸*)ができること
	待機/Return-To-Base*の飛行モードを有すること
	機体廃棄能力を有すること(地上コマンドによる廃棄指令ができること)
	非常系*は冗長系となっていること

## (参考)研究機の地上系システム仕様に対する要求

ミッション要求の達成に対して、コスト、開発期間、安全性等を考慮してシステム要求を明確化

研究機の地上系システム要求仕様(暫定)	
飛行空域	250km×80km+飛行分散*(TBD) (実験場としてオーストラリアのウーメラ地域を想定)
滑走路	1200m以上
地上設備	<ul style="list-style-type: none"><li>・機体整備設備(エンジン含む)があること</li><li>・研究機との通信(非常系*含む)が、可能</li><li>・光学追跡が可能</li></ul>
計測系	ソニックブーム*低減効果が計測可能 空港騒音計測が可能
その他の要求	<ul style="list-style-type: none"><li>・機体、エンジン等が保管可能</li><li>・危険物(火工品含む)の保管が可能</li></ul>

# (参考)研究機開発・飛行実験スケジュール案詳細



# (参考)技術研究スケジュール詳細(1/2)

	FY2006	FY2007	FY2008	FY2009	FY2010	FY2011	FY2012	FY2013				
	平成18年度	平成19年度	平成20年度	平成21年度	平成22年度	平成23年度	平成24年度	平成25年度				
マイルストーン	▼事前評価#1	▼事前評価#2	▽PDR		▽CDR	▼中間評価	▽開発完了審査	成果評価▼				
	研究機・飛行実験システム開発						飛行実験(含:準備作業)					
	実機概念研究(機体コンセプト設定・適用先進技術効果検証等)						技術目標達成評価					
空力技術分野	<b>低ブーム・低抵抗設計技術</b>			研究機開発対応			技術目標達成評価					
	研究機コンセプト評価(形状設計・風試等による検証)			計測手法開発(計測システム・伝播解析技術開発)					計測手法・解析技術検証と改良(シミュレータ・既存機を用いた飛行実験)			
	実機コンセプト検討(形状設計と解析)			実機コンセプトの適用評価(地上試験・シミュレーションによる検証評価)					受容性評価分析			
	ソニックブーム受容性評価手法開発(シミュレータ整備等)			ソニックブーム許容性評価試験					受容性評価分析			
	<b>騒音遮蔽設計技術</b>			研究機開発対応					技術目標達成評価			
	研究機コンセプト評価(形状設計と地上試験/模型機飛行実験での検証)			計測システム検証と改良(既存機を用いた飛行実験)							技術目標達成評価	
	予測・計測手法開発(騒音計測システム・予測技術開発)			実機コンセプトの適用評価(地上試験/模型機飛行実験・シミュレーションによる検証・評価)							技術目標達成評価	
	実機コンセプト検討(形状設計と解析)			実機への適用評価(風試/シミュレーション等による検証・評価)							技術目標達成評価	
	<b>抵抗低減技術</b>			乱流摩擦制御の調査・適用研究							実機への適用評価(風試/シミュレーション等による検証・評価)	
	自然層流翼設計手法の高度化・汎用化/自然層流機首・胴体コンセプト研究機への適用			実機への適用評価(風試/シミュレーション等による検証・評価)							技術目標達成評価	
	3次元後縁フラップ効果検証(風試等)			実機への適用評価(形状設計・風試/シミュレーション等による検証・評価)							技術目標達成評価	
	低速高迎角流れ解析技術の高度化			フラップ等形状設計最適設計ツール開発 高度化							実機への適用評価(風試/シミュレーション等による検証・評価)	
<b>離着陸性能改善技術</b>			フラップ等形状設計最適設計ツール開発 高度化			実機への適用評価(風試/シミュレーション等による検証・評価)						
3次元後縁フラップ効果検証(風試等)			実機への適用評価(形状設計・風試/シミュレーション等による検証・評価)			技術目標達成評価						
低速高迎角流れ解析技術の高度化			フラップ等形状設計最適設計ツール開発 高度化			実機への適用評価(風試/シミュレーション等による検証・評価)						
構造・材料技術	<b>複合材構造適用技術</b>			研究機開発対応			技術目標達成評価					
	研究機適用評価(適用部位検討・構造要素試作評価)			実機コンセプトの適用評価(実機実大部分構造試作・評価による実証)					技術目標達成評価			
	耐熱複合材料特性データ取得(試験片/構造要素試作)			研究機フラッタ特性評価(解析・風試等)					技術目標達成評価			
	実機構造様式検討			研究機フラッタ特性評価(解析・風試等)					技術目標達成評価			
	複合材低コスト製造/成形技術開発(構造要素試作等)			フラッタ予測技術開発(高精度化)					実機フラッタ特性予測(解析・風試等)			

# (参考)技術研究スケジュール詳細(2/2)

	FY2006 平成18年度	FY2007 平成19年度	FY2008 平成20年度	FY2009 平成21年度	FY2010 平成22年度	FY2011 平成23年度	FY2012 平成24年度	FY2013 平成25年度
マイルストーン	▼事前評価#1	▼事前評価#2	▽PDR		▽中間評価		▽開発完了審査	成果評価▼
	実機概念研究(機体コンセプト設定・適用先進技術効果検証等)						飛行実験(含:準備作業)	
	研究機・飛行実験システム開発						技術目標達成評価	
制御技術分野	飛行制御技術			研究機開発対応			技術目標達成評価	
	研究機航法誘導制御技術開発(解析・模型機飛行実験での検証)			研究機開発対応			技術目標達成評価	
	飛行解析ツール開発		研究機飛行実験/シミュレーション					
	実機適用性検討		実機コンセプトの適用評価(シミュレーションによる検証・評価)					
推進技術分野	インテーク技術			研究機開発対応			技術目標達成評価	
	研究機インテーク設計評価(形状設計・解析・風洞試験等による評価)			研究機開発対応			技術目標達成評価	
	可変制御インテーク・エンジン統合制御技術開発(シミュレーション・基礎試験等)			実機への適用評価(解析・風試・ATFエンジン統合試験等による実証・評価)			技術目標達成評価	
	実機インテークコンセプト検討(設計・解析等)			低騒音インテーク技術開発(解析・風試・屋外エンジン試験等による検証・評価)			技術目標達成評価	
	ノズル技術			実機への適用評価(ノズル設計・解析・ATF試験・屋外試験等)			技術目標達成評価	
	可変機構付低騒音ノズル概念検討(地上試験・シミュレーション等)			実機への適用評価(ノズル設計・解析・ATF試験・屋外試験等)			技術目標達成評価	
コンピュータ設計・解析技術	多目的最適化設計技術			設計空間の拡大			コアソフトウェアパッケージ化	
	多目的最適化ツールの高度化			設計空間の拡大			コアソフトウェアパッケージ化	
	(高忠実度化:パネル法→オイラー解析)			(汎用化:汎用ソフト構築)			コアソフトウェアパッケージ化	
	多分野統合解析技術			解析ツール汎用化			コアソフトウェアパッケージ化	
	多分野統合解析ツール(空力・構造/空力・音響)の高度化			解析ツール汎用化			コアソフトウェアパッケージ化	
	MDOシステム検討			MDOシステム開発(CAD・シミュレーションインターフェース構築)			▽基本システム構築 (CAD/CFD/GSD自動解析ツール+最適化ツール)	
	研究機形状設計への適用作業(設計・解析・データ生成等)			研究機開発対応(ex.ジグ形状生成等)			コアソフトウェアパッケージ化	

## (参考)プロジェクト管理方針

---

本プロジェクト管理においては、

- (1) 静粛超音速研究機の開発
- (2) 飛行実験
- (3) 技術研究

の3つの活動について、それぞれの特性に応じて内規で定めるところの要領等に沿って以下のプロジェクト管理を実施。特に、静粛超音速研究機の開発においてはハードウェア開発に対応したプログラム管理を適用。具体的な管理方式等については基本設計着手前の計画審査までに確定。

- ・システムエンジニアリング管理
- ・プログラム管理
- ・進行管理
- ・信頼性管理
- ・品質管理
- ・コンフィグレーション管理
- ・安全管理
- ・資金管理
- ・情報管理
- ・文書管理
- ・システム技術管理
- ・リスク管理

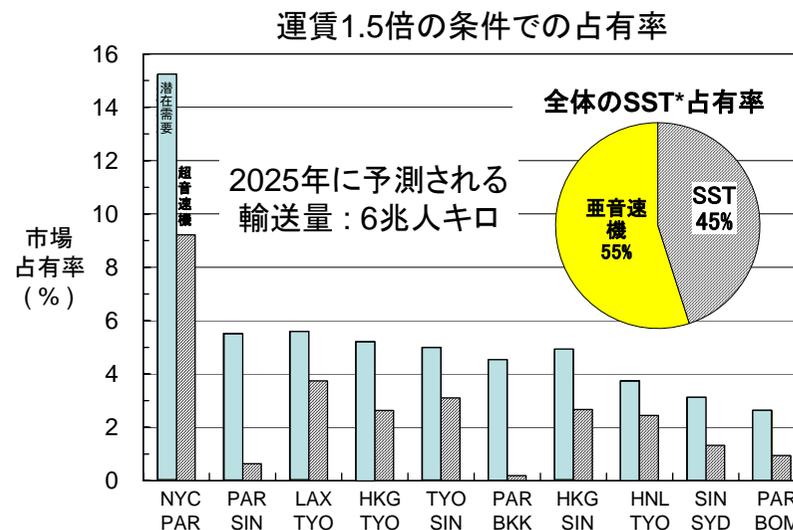
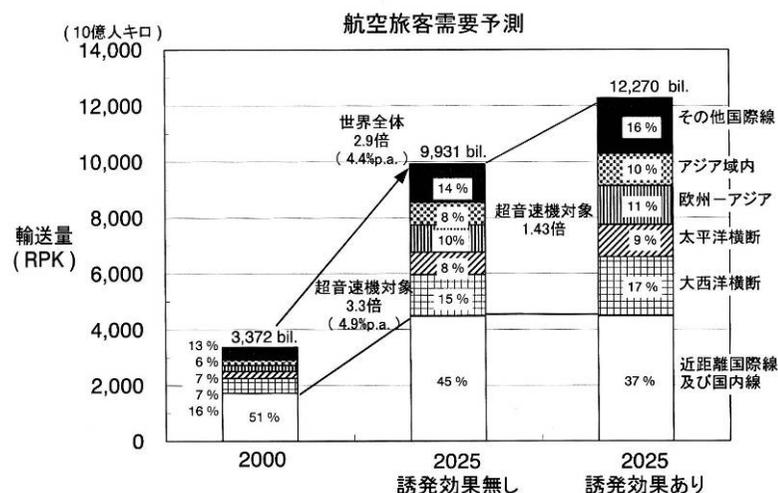
## 付 録 4： 外部機関の検討のまとめ

---

### 他プロジェクトとの比較

# (参考) 超音速旅客機の需要予測

	条件	需要予測	具体的計画	根拠
大型超音速旅客機 (200~300席クラス)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・マッハ2.2</li> <li>・陸上超音速飛行はしない</li> <li>・40以上の長距離路線を対象</li> </ul>	<b>500~800機/20年</b> 市場占有率 45% (運賃1.5倍) 70% (運賃1.3倍)	なし	日本航空宇宙工業会*調べ (2000年)
小型超音速旅客機 (50~80席クラス)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・マッハ2.2</li> <li>・航続距離6300km</li> <li>・機体価格170億円</li> <li>・運賃は亜音速機の2.05倍</li> </ul>	850機/20年	なし	日本航空宇宙工業会調べ (2002年)
超音速ビジネスジェット* (6~12席クラス)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・マッハ1.6~2.0</li> <li>・航続距離7000km</li> <li>・機体価格90~110億円</li> </ul>	200~500機/10年	有 ・Aerion社* ・SAI社*	<ul style="list-style-type: none"> <li>・Gulfstream*</li> <li>・Boeing*</li> <li>・Aerion</li> <li>・Bombardier*</li> </ul> の需要予測



大型超音速旅客機の路線ごとの市場占有率

機体規模によらず需要有: 大型機では運賃1.5倍でも45%が亜音速機にとって替わる予測

# (参考)超音速旅客機の事業成立性

平成12年度 超音速輸送機開発調査成果報告書(H13. 3) (社)日本航空宇宙工業会\*

ROI: Return On Investment		超大型機 (600席)	超音速機 (300席)				(参考) B747 (400席)
			ケース1	ケース2	ケース3	ケース4	
条件	開発・生産コスト 注1		High	Low	High	Low	
	開発費 (\$B)	7.5	22	17	22	17	(5)
	400機平均生産費 (\$M) 注2	140	250	200	250	200	(90)
	旅客誘発効果		なし	なし	1.4倍	1.4倍	
需要機数(2006~2015年) 注3							
超音速機		0	300	500	600	800	
亜音速機 注4		850	610	450	610	450	(1300)
販売価格 (\$M)		(190)	490	310	350	250	(120)
平均生産原価 (\$M) 注2			260	195	230	180	
超音速機売上高 (\$B)			147	155	210	200	
運賃比率		ベース	1.9倍	1.5倍	1.6倍	1.4倍	
旅客シェア		100%	27%	44%	56%相当	76%相当	(100%)
成立性 (ROI=15%)		—	Marginal	OK	OK	OK	

注1: 開発費HighはLowの1.3倍

注2: 400機平均生産費および平均生産原価 (需要機数によって変化する) には間接経費を含む

注3: 需要の対象市場は2015年で世界全体の旅客数で7%、旅客人キロで24%を占める

注4: 超音速機が高運賃の旅客を奪うため、亜音速機は低運賃旅客のみとなるが、それが販売機数に与える影響は考慮せず

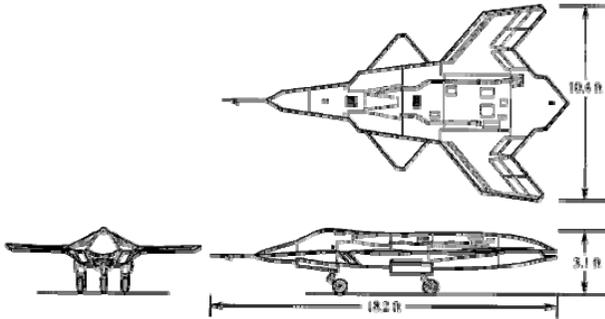
条件として厳しい場合でも事業成立性があるという結果

# (参考)国内の他研究開発プロジェクトとの比較

宇宙往還機に関する重要技術の飛行実証

プロジェクト名	目的	システム	機体規模	資金	イメージ	
飛鳥	短距離離着陸技術の実証 FJRエンジン開発	有人 既存機改修	C1輸送機規模 29m 38700kg	356億円		飛行実証 (1985)
超音速輸送機用推進システム研究開発 HYPR*/ESPR*	超音速輸送機用環境適合エンジン技術の実証	実エンジンシステム		360億円		(2003)
軌道再突入実験機 OREX	再突入時の空力、空力加熱データの取得等	無人 軌道再突入 H-IIロケット打ち上げ	3.4m 865kg	20億円 (打上費用含まず)		飛行実証 (1994)
極超音速*飛行実験機 HYFLEX	極超音速*揚力飛行に関する基礎データの取得	無人 M14.1、無推力 J-1ロケット打ち上げ	4.4m 1073kg	64億円 (打上費用含まず)		飛行実証 (1996)
小型自動着陸実験機 ALFLEX	自動着陸技術の実証	無人 低速、無推力 ヘリによる切り離し	6.1m 760kg	54億円		飛行実証 (1996)
高速飛行実証 HSFD-I	再使用型宇宙輸送系用進入・着陸システムの検証	無人 低速 エンジン有	3.8m 735kg	35億円		飛行実証 (2002)
高速飛行実証 HSFD-II	遷音速*飛行データの取得と誘導制御機能確認	無人 M0.8-1.2、無推力 気球による落下	3.8m 500kg			飛行実証 (2003)
小型超音速実験機 NEXST-1	超音速巡航時の低抵抗化技術の実証	無人 M2.0、無推力 ロケット打ち上げ	11m 2000kg	125億円		飛行実証 (2005)
静粛超音速研究機 S3TD	低ソニックブーム*・低抵抗技術の実証 高度システム統合技術の実証	無人 M1.4、エンジン有 離陸-超音速飛行-着陸	13m 3000kg	200億円		飛行実証

# (参考) 米国の研究開発プロジェクトとの比較

プロジェクト名	目的	システム	機体規模	資金	開発期間
McDonnell-Douglas X-36	高機動性技術の飛行実証 ・カナード制御 ・スプリットエルロン ・スラストベクタリング	無人 遠隔操作単発ジェット機 M<0.3	5.8m 590kg	約20億円	10ヶ月 初飛行:1997
			 <p>Dryden Flight Research Center EC97-44064-11 17 May 1997 A technician prepares the X-36 subscale tailless fighter demonstrator for its first flight from Rogers Dry Lake. The X-36 flew eight times in the first phase of its flight tests. (NASA/Carla Thomas)</p>		
プロジェクト名	目的	システム	機体規模	資金	開発期間
Boeing X-45	無人戦闘攻撃機の技術実証	無人 単発ジェット機 M=0.8	7.9m 5500kg	約160億円	52ヶ月 初飛行:2002
			 <p>courtesy of Bernardo Maillano Airshowfan.com</p>		

# 実験機プロジェクト経費の比較

## NASAの開発費推算法の概要

開発費用の見積りには、基本構成(翼、胴体、尾翼、ナセル\*)だけでなく、航空機として成立するためのサブシステム構成を考慮  
 開発費用は機体規模(重量)、飛行性能(マッハ数\*)、機体システム(有人/無人)を基に算出  
 開発費用は重量及びマッハ数が大きくなるほど高くなる

