

次世代超音速機技術研究開発の概要

○坂田公夫, 大貫 武 (宇宙航空研究開発機構)

National Experimental Supersonic Transport (NEXST) Project

Kimio Sakata and Takeshi Ohnuki (JAXA)

Key Words : SST, Flight Experiment, CFD

Abstract

National Experimental Supersonic Transport (NEXST) Project was commenced in 1997 and was finalized with the successful flight experiment in 2005. A scaled supersonic aircraft was developed to verify the aerodynamic design technology using Computational Fluid Dynamics (CFD) method. It showed that it would be expected more than 10% improvement in aerodynamic efficiency compared with the Concord technology.

1. はじめに

航空宇宙技術研究所 (宇宙開発事業団、宇宙科学研究所と合併し、現在は宇宙航空研究開発機構: Japan Aerospace Exploration Agency: JAXA) は、1997年 (平成9年) に「次世代超音速機技術研究開発」プロジェクトに着手した。当時、英国とフランスの共同開発による超音速旅客機コンコルドが、唯一商用運航していたものの、多くの課題を抱えたまま運航を続けており、2003年 (平成15年) に引退した。次の世代の超音速旅客機の開発に向けては、80年代から米国のHSR計画を中心とする調査、研究計画が開始されていたが、1999年 (平成11年) をもってHSR計画は中断された。しかしながら、フェーズIの検討の結果、特に離着陸時の低騒音化技術、低NO_x化技術、低ソニックブーム化技術などの環境適合性技術、および、高揚抗比技術、軽量化技術などの高効率化技術が重要とされ、現在もPARTNERプログラム (Partnership for Air Transportation Noise and Emissions Reduction) などにおいてソニックブームなどの環境性適合技術の研究が継続的に行われている。

本報告は、本研究開発の概要を述べるとともに、今回の「小型超音速実験機 (ロケット実験機) 飛行実験データ解析完了報告会」の趣旨に触れ、本研究開発の成果、およびその評価について総括するものである。

2. 次世代超音速機技術の研究開発

2-1 全体の概要

本研究開発は、科学技術庁航空電子等技術審議会 (当時の) の18号答申および「小型実験機研究会報告」に基づいて開始された。1994年 (平成6年) の航空電子等技術審議会第18号答申では、「(前略) 21世紀に向けて我が国が取り組むべき重要な技術分野は、システム統合技術、高速航空機技術、安全性・環境適

合性技術、飛行実証技術の4本柱」と述べられ、システム統合、高速航空機、飛行実証などの技術目標が、本計画の基盤となっている。さらにこれを受けた1996年 (平成8年) の「小型実験機研究会報告」では、「我が国に限られた資金及び関連する高度な技術基盤を有効に活用して、次世代超音速機技術の研究を効果的に推進する方策として、我が国が得意とするCFD空力設計技術等を活用した超音速実験機の開発を提案する。」とされ、図1に示す技術課題のうち、CFD空力設計技術の確立を柱とする「次世代超音速機技術研究開発」プロジェクトの進め方が具体化された。

本研究開発計画は実験機開発・飛行実験、要素技術研究および設備整備からなり、実験機としてロケット打上げ型の無人無推力実験機 (ロケット実験機と呼称) とジェットエンジンを搭載した無人実験機 (ジェット実験機と呼称) の2種類を開発し、航空機システム技術とCFDを中核とする新しい設計技術を実証することを目的としている。実験機開発は1997年度 (平成9年度) に着手した。また、要素技術研究は、実験機には採用されない需要技術として、空力、構造、推進、制御の各分野の研究を進めた。

ロケット実験機の第1回飛行実験は、2002年 (平成14年) 7月14日に実施したが、ロケット制御コンピュータ周辺の回路に不具合があり、実験は失敗した。直ちに、原因調査委員会が設けられ、それに続く対策検討委員会での審議を経て、原因とその背景、施すべき対策の基本方針が明らかとなった。その後、文部科学省科学技術・学術審議会研究計画・評価分科会航空委員会において本研究開発計画の中間評価が行われ、ロケット実験機に関しては対策検討委員会の提言に従い、適切な改修を施した後、飛行実験を再開することとした。

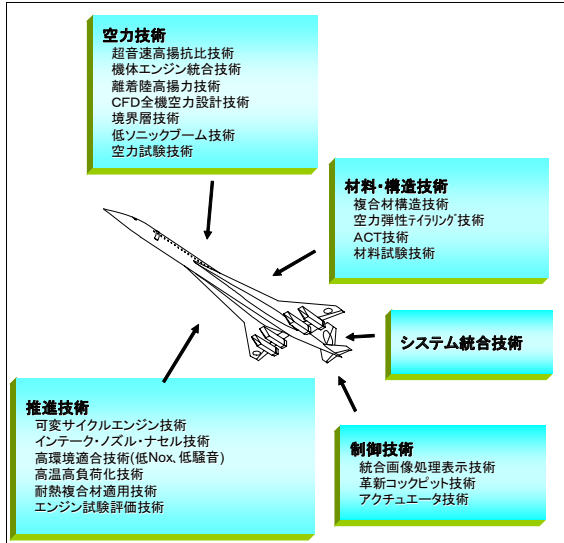


図1 次世代超音速機の技術課題

2-2 ロケット実験機の概要

ロケット実験機の開発は、逆問題設計手法の実証を主目的とする。逆問題は、具体的に定めた設計目標値を実現する形状を計算機利用で設計する技術であるが、本研究開発においては粘性抵抗を低減し、高揚抗比を実現する主翼の層流化を採用した。具体的には主翼上面流を層流化させるための翼胴結合を含めた主翼の圧力分布の目標値を実現するキャンバー及び翼厚分布を求めることである。また、実験機の設計に際しては、主翼上面への自然層流翼の適用のほか、主翼の設計にワープを施したこと、平面形をアロー翼としたこと、および胴体形状にエアリアルールを適用したことなどの空力設計の概念を適用した。この効果の検証には高精度の飛行実験データが必要と考え、力学的に慣性力と重力および空力抵抗とで成り立つ単純な力学条件を考慮し、実験機は推進力のない、いわゆる超音速機の無人グライダー形態とした(図2)。

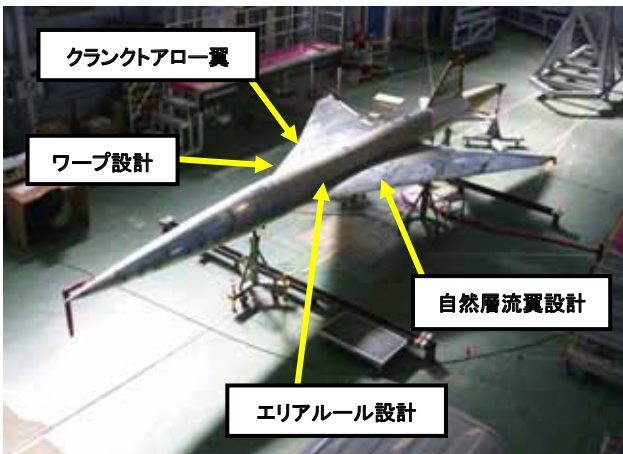


図2 ロケット実験機および空力設計概念

2-3 ジェット実験機計画

ジェット実験機の設計においては、逆問題空力設計手法を発展させ最適化手法を取り入れた、逆問題・最適化設計技術を開発、適用した。エンジン搭載部の複雑流れを計算機設計に取り込むことを中心に、最適化の手法を導入した。また、フライングテストベッド(FTB)として複合材構造技術およびインテークなどの推進技術の一部適用実証を予定していた。図3に、ジェット実験機の飛行実験状態の構想図を示す。実験機寸法に比較して多少大きめのエンジンナセルとなったが、研究目的に対しては実機と同等の技術課題を扱えるものである。



図3 ジェット実験機飛行実験構想図

2-4 技術研究

実験機の開発計画と並行して進めた要素技術の研究は、空力、構造、推進の各技術分野における重点技術を取り上げた。これらは実験機に適用する技術ばかりではなく、将来の超音速輸送機開発へ向けて、重要性も高いものである。主な成果を紹介する。

(1) 揚抗比の改善

空力分野においては、実験機に適用した逆問題空力設計法の開発のほか、超音速境界層遷移点予測技術の研究、高Re数型自然層流翼設計技術の研究を実施している。図4に、ロケット実験機飛行実験の成果を大型の超音速輸送機に適用した場合の揚抗比の改善効果を示す。コンコルド世代の技術に対し、約13%の改善が見込まれる。

(2) ソニックブームの低減

ソニックブームの低減技術はSST実現のキーとなると考えて研究を進めており、現在計画している静粛超音速研究機の核の技術でもある。図5には、非軸対称胴体設計による低ブーム機体の低抗力化を目指し、CFD最適設計技術を近傍場逆問題設計に拡張し、代表的な低ブーム近傍場目標圧力波形で設計ツールの確認を行った例を示す。設計結果は目標圧力波形とよく一致している。

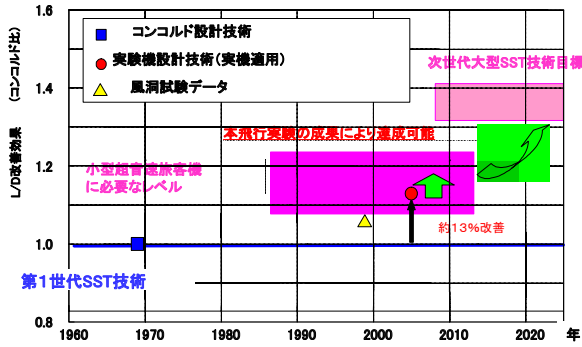


図4 揚抗比改善効果

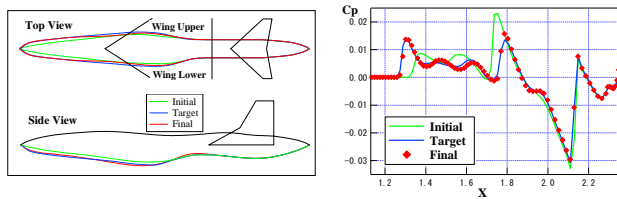


図5 近傍場低ブーム設計の一例

2-5 設備整備

本研究開発プロジェクトに必要な試験設備として、超音速エンジン試験施設の整備（2001年）ならびに設計室を含んだ「次世代超音速機研究センター」

（1999年）の建設を行った。超音速エンジン試験施設は、ジェット実験機の推進システムの設計に資するための、マッハ数2における推力1トン級のインテークを含む高空条件でのエンジンのシステム性能の評価を可能とする設備で、概観を図6に示す。また、JAXA調布航空宇宙センター飛行場分室内に建設した次世代超音速機研究センターは、プロジェクトチームが一堂に会する研究棟で、実験機の設計開発と要素研究、実験結果の検証やデータベース化等次世代超音速機研究開発の推進センターとしての研究棟である。



図6 超音速エンジン試験設備全体図

3. 成果

3-1 ロケット実験機第2回飛行実験と成果

飛行実験は、無推力実験機を超音速で高空飛行させるため、固体ロケットモータを使用し実験条件へ投入した。飛行実験場は南オーストラリアのウメラ実験場を使用し、試験場の地理条件（空域、地上回収に適したエリア）に適合するように飛行パターン等を決定した。実験は、ロケットで高度約23kmまで打ち上げた実験機を高度18kmと12kmでマッハ2の水平滑空をさせて実験データを取得し、パラシュートおよびエアバッグで地上回収するものである。第2回飛行実験は、2005年（平成17年）10月10日に行った（図7）。この飛行実験で、予定通りのシーケンスで飛行を完了し、計画されたすべてのデータを取得し、機体もほぼ無傷の状態でも回収できた。2002年の失敗から関係者一同の努力により改修された実験システムが、その技術成果を十分に発揮して殆ど完全な計画飛行を完了した。後日のデータ解析でもその完成度の高い成功が確認された。



図7 飛行実験の様子（リフトオフ直後）

本飛行実験の目的は以下の3項目である。

(1)CFD逆問題設計法による自然層流翼設計とその実証

前述のように自然層流翼を目標とした圧力分布を与え、CFD逆問題設計手法を用いて形状を求めた。図8、図9にマッハ2における圧力分布と翼上面の境界層状態の比較を示す。これらにより、設計点 ($M=0.2$, $\alpha=1.6^\circ$) において、計画した圧力分布が実現できていること、そして、層流境界層の状態が最大40%翼長まで実現されていることが確認できCFDを使、主翼の設計において、超音速つった自然層流翼設計が妥当であることが立証された。

(2)クランクアロー翼、エアール胴体、ワープ翼の設計技術の獲得

機体の設計コンセプトとして、主翼の平面形をキンク付のアロー翼（クランクアロー翼）としたこと、胴体形状の設計において面積則（エアール）を用いたこと、

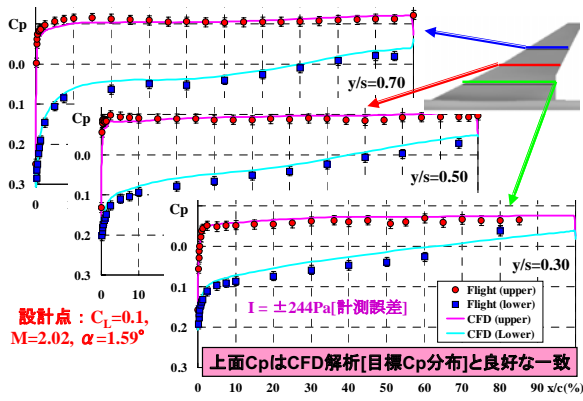


図8 各断面での主翼圧力分布の比較

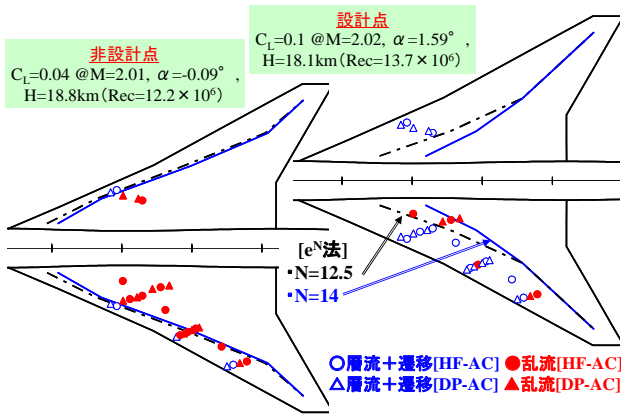


図9 自然層流効果の迎角比較

また、主翼の設計にワープを施したこと、などの低抵抗概念を採用した。図10に抵抗と揚力の関係を示す。CFD解析結果と飛行実験結果はよく一致しており、採用した空力低減コンセプトの効果が確認された。

(3)無人機による飛行実験技術の蓄積

飛行実験においては、ロケットモータ結合形態による上昇加速、高度および速度要求範囲内での機体とロケットの安全な分離、無推力機の超音速での飛行とデータ取得、指定改修地点までの誘導飛行、減速、パラシュートおよびエアバッグを用いた機体の回収のすべてを計画通り遂行し、飛行実験を終了させたことにより、飛行実験技術を獲得した。

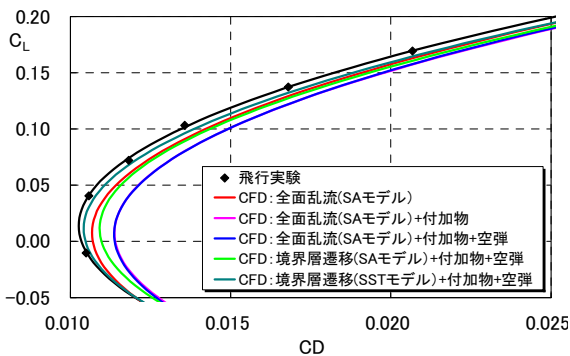


図10 抵抗極曲線（マッハ数2）

3-2 小型超音速実験機（ロケット実験機）飛行実験データ解析完了報告会

飛行実験のデータ解析作業に約2年費やした。その間、NASA、DLR、スタンフォード大学などの海外の研究、教育機関などの研究者を集め、国内の研究者も参加してSST-CFDワークショップを開催、飛行実験結果やSST研究の将来について活発に議論した。今回の報告会はそれらの有益な議論が反映されており、また、議論の過程において、有益な国際的な研究ネットワークも構築された。本報告会をもって、本研究開発の完了の締めくくりとする。

3-3 外部の評価

(1)科学技術・学術審議会研究計画・評価分科会

2006年（平成18年）、標記委員会において「小型超音速実験（無推力）に係わる研究開発」を対象とした評価が行われた。その結果、総合評価として、『小型超音速実験（無推力）に係わる研究開発は概ね適切に行われた』と評価された。また、波及効果を含むアウトカムについては、『次世代超音速機の開発におけるCFD空力設計手法の有効性の認識に貢献したといえる』、あるいは『一般への公表の視点では、必ずしも具体的な成果が分かりやすく伝えられていないため、一層の努力が必要である』等の評価を得た。

(2)独立行政法人評価委員会

2004年度（平成16年度）、2006年度（平成18年度）の文部科学省独立行政法人評価において、次世代超音速機技術の研究開発を含む「次世代航空技術の研究開発」は、『特に優れた実績をあげた』として『S』評価を得た。

謝辞

第1回飛行実験の失敗にもかかわらず、対策改修を行い、結果として世界初の飛行実験システムを完成させ、その評価として『概ね適切に行われた』との評価を得ることができた。ひとえに、三菱重工業(株)、川崎重工業(株)、富士重工業(株)、(株)IHIエアロスペースを始めとする関係各位の「飛行実験を成功させよう、我が国の航空技術レベルを世界にアピールしよう」という強い不屈の意志の賜物と考える。この場で深く敬意を表し、同時に厚く感謝を申し上げたい。



次世代超音速機技術研究開発の概要

小型超音速実験機(ロケット実験機)飛行実験データ解析完了報告会

平成20年7月10日
東京大学山上会館

坂田公夫
大貫 武
宇宙航空研究開発機構

内容

1. 我が国が行う研究開発の意義
 2. 研究開発の技術目標とプロジェクト形態
 3. ロケット実験機及び実験システムの開発
 4. 飛行実験の実施とシステム改修、再実験
 5. 成果の概要
 6. 最近の状況など
- まとめ

内容

1. 我が国が行う研究開発の意義
 2. 研究開発の技術目標とプロジェクト形態
 3. ロケット実験機及び実験システムの開発
 4. 飛行実験の実施とシステム改修、再実験
 5. 成果の概要
 6. 最近の状況など
- まとめ

3

研究開発の意義－1

1. 我が国の航空機産業・活動の拡大には
 - ① 優位技術を活用した自主開発・販売(日本ブランドの確立とライフサイクルの完結)
 - ② 産業の主流である国際共同開発における参加度合の拡大、主体的担い手への脱皮が求められ、そのために競争力のある先端技術が不可欠。
2. (新輸送システム)超音速機はビジネスや政治における国際交流が不可欠な我が国にとって海外との距離を縮める最良の手段であり、人類のモビリティの向上に大きな効果があり、その実現の恩恵を最も大きく受ける国である。また、その開発に主体的役割を果たす事が、任務として合理的である。

4

研究開発の意義－2

3. (技術波及と先導)

経済性、省エネ性、低騒音、低NOx等が求められる次世代の超音速機のための技術は、その波及効果も極めて高く、他の技術を牽引するとともにヘリコプタ・亜音速機など他の航空機の高度化に資する。

4. (国際連携研究) これからの分野であり、将来国際共同が必須となる超音速機の開発に先んじて、研究開発段階における国際連携の主導的役割を果たす意義は大きい。

5

内容

1. 我が国が行う研究開発の意義

2. 研究開発の技術目標とプロジェクト形態

3. ロケット実験機及び実験システムの開発

4. 飛行実験の実施とシステム改修、再実験

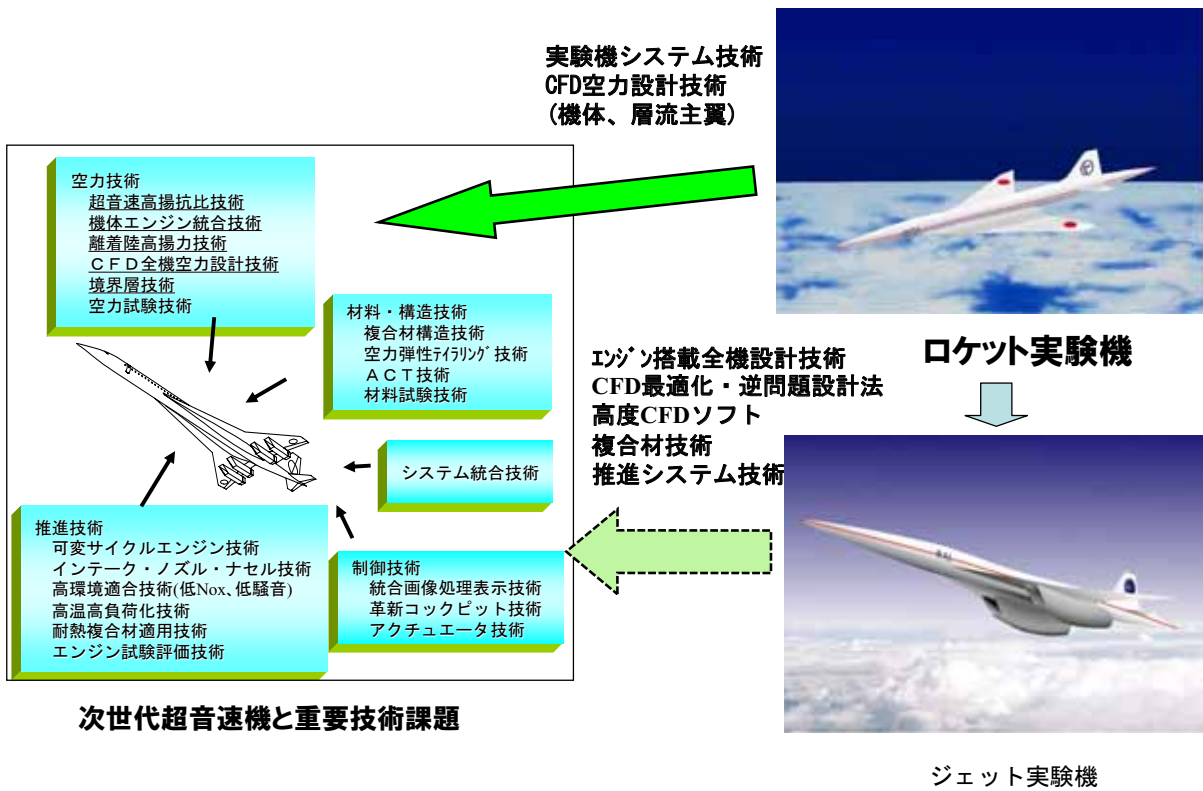
5. 成果の概要

6. 最近の状況など

まとめ

6

技術目標とプロジェクト形態 (1997-2002)



研究開発のアプローチ

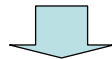
技術開発手順と実験機の開発・飛行実験

技術目的の進化

・無推力(ロケット)実験機 (NEXST-1)

技術内容: **CFD逆問題設計法(層流翼、アローウイング、ワープ、翼胴結合)**

実証方法: エンジンのない機体の空力設計に適用して超音速高揚抗比を実現することにより技術実証。



・ジェット実験機 (NEXST-2)

技術内容: ①エンジン搭載の**複雑流れ高精度CFD開発**

②**逆問題・最適化設計技術**(上記概念+推進システム)

③**推進システム設計技術、複合材適用技術**

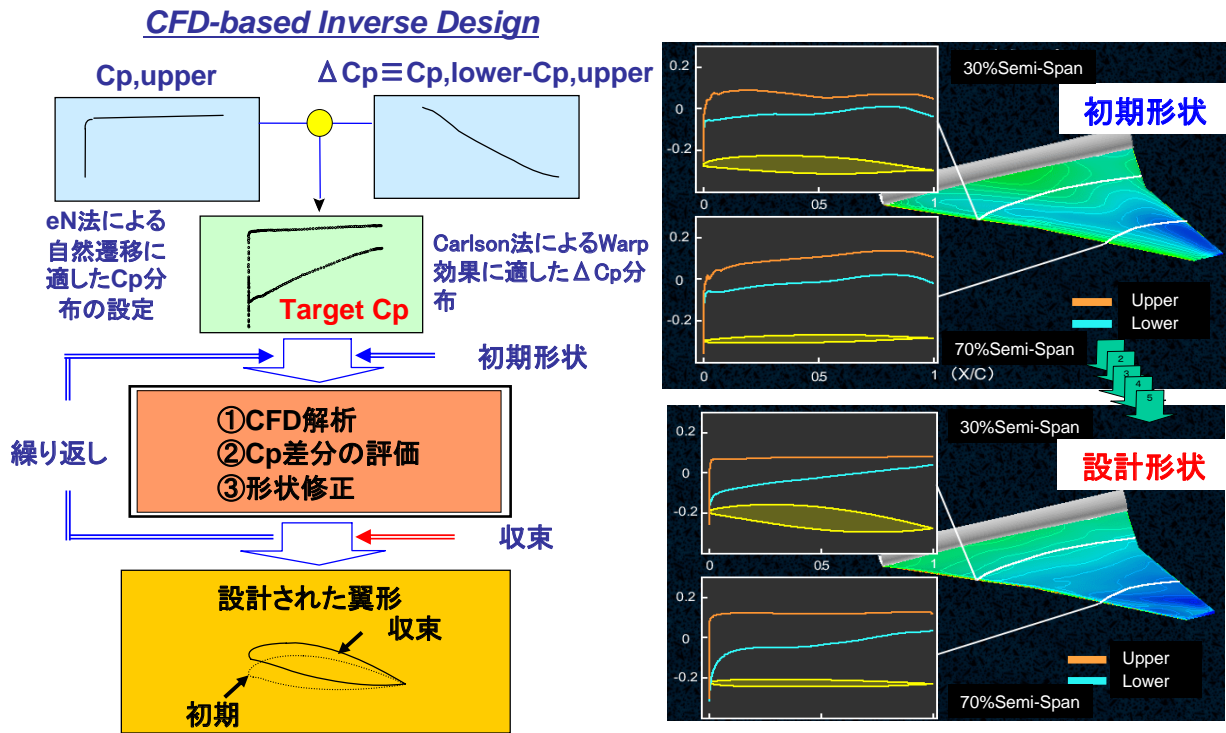
実証方法: エンジン機体統合を含む全機形状設計の適用、外翼(複合材)などの実験機要素への技術適用→飛行実証

・関連施設整備

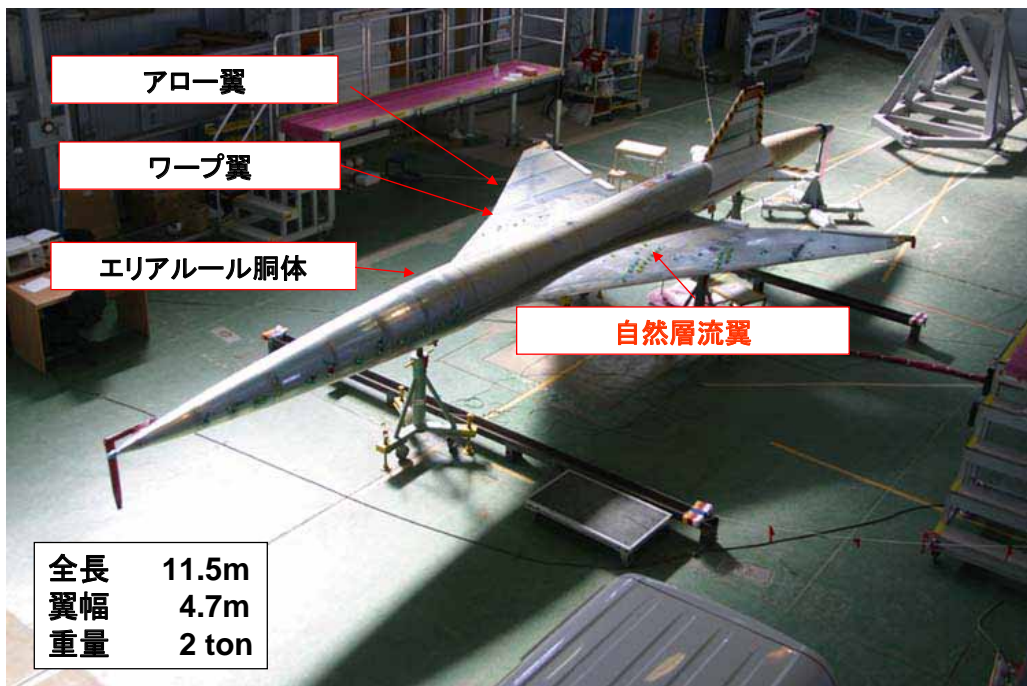
次世代超音速機センター

超音速エンジン試験センター

CFD逆問題設計法による超音速自然層流翼設計



ロケット実験機と空力設計コンセプト



ロケット実験機開発・飛行実験全体スケジュール

	平成9年度 1997	平成10年度 1998	平成11年度 1999	平成12年度 2000	平成13年度 2001	平成14年度 2002	平成15年度 2003	平成16年度 2004	平成17年度 2005	平成18年度 2006
ロケット実験機開発大日程	機体形状設計									
機体開発	設計		維持設計			第1回飛行実験	第2回飛行実験			
	機体製作／関連試験			輸送／豪州		原因調査／対策検討／機体改修				撤収／データ解析
実験場整備					協定締結					
			設計 工事					再点検		



豪州との協定調印風景
2001年4月20日キャンベラにて



第2回飛行実験終了後、記念パネル寄贈される
2007年10月

11

内容

1. 我が国が行う研究開発の意義
 2. 研究開発の技術目標とプロジェクト形態
 - 3. ロケット実験機及び実験システムの開発**
 4. 飛行実験の実施とシステム改修、再実験
 5. 成果の概要
 6. 最近の状況など
- まとめ

12

地上試験の一 1 (開発試験、確認試験): 風洞試験



機首部遷移特性試験



実験機単体空力特性試験



分離空力特性試験



半裁主翼遷移特性試験



打ち上げ形態空力特性試験



回収系統



ADS (エアデータシステム)
較正データ取得試験



回収系統機能確認試験

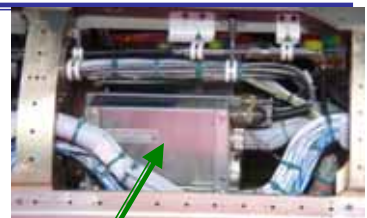
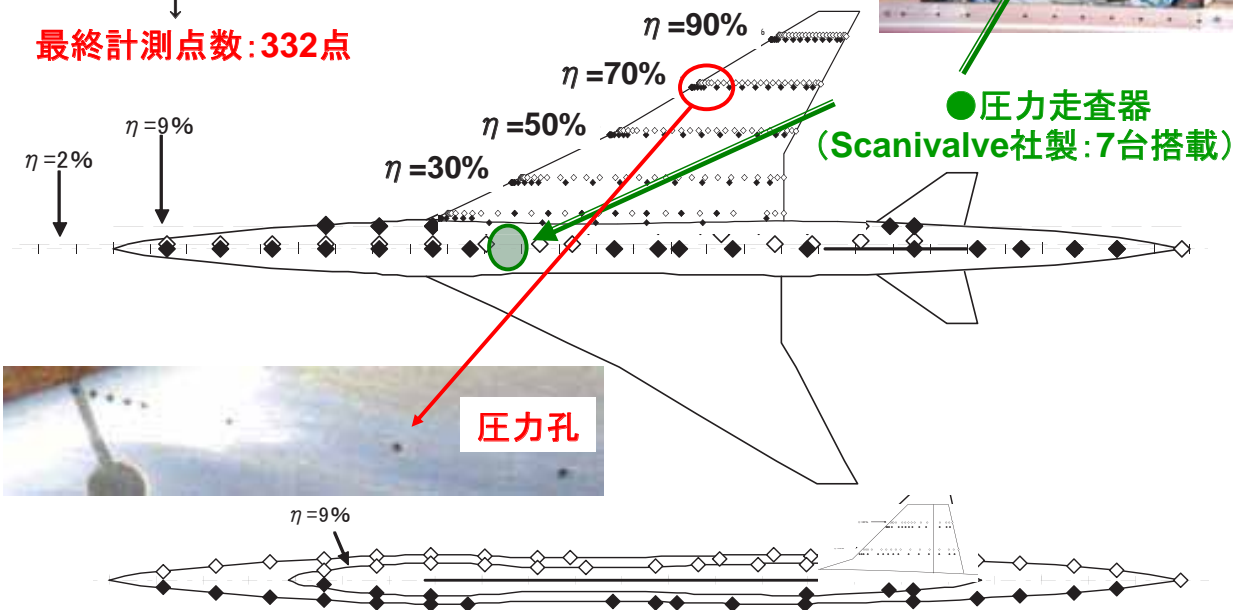
合計: 205 日 (766ブロー+198 ラン)

計測システム(1/2)ー圧力計測

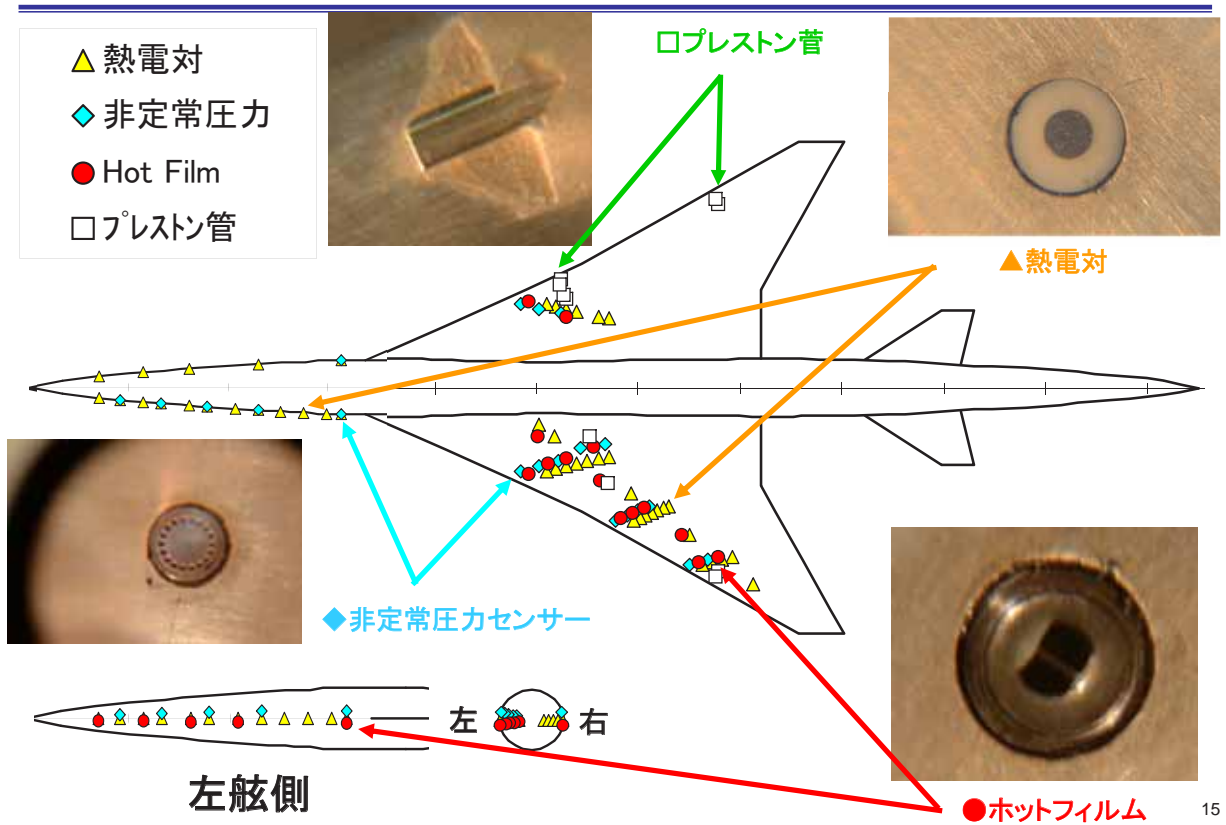
計測点数: 448点 (プレストン管: 当初計画)

- ① 圧力配管応答遅れ問題、② 温度ドリフト問題
- ③ 舵面構造補強問題、④ パラシュートコンテナ断熱問題

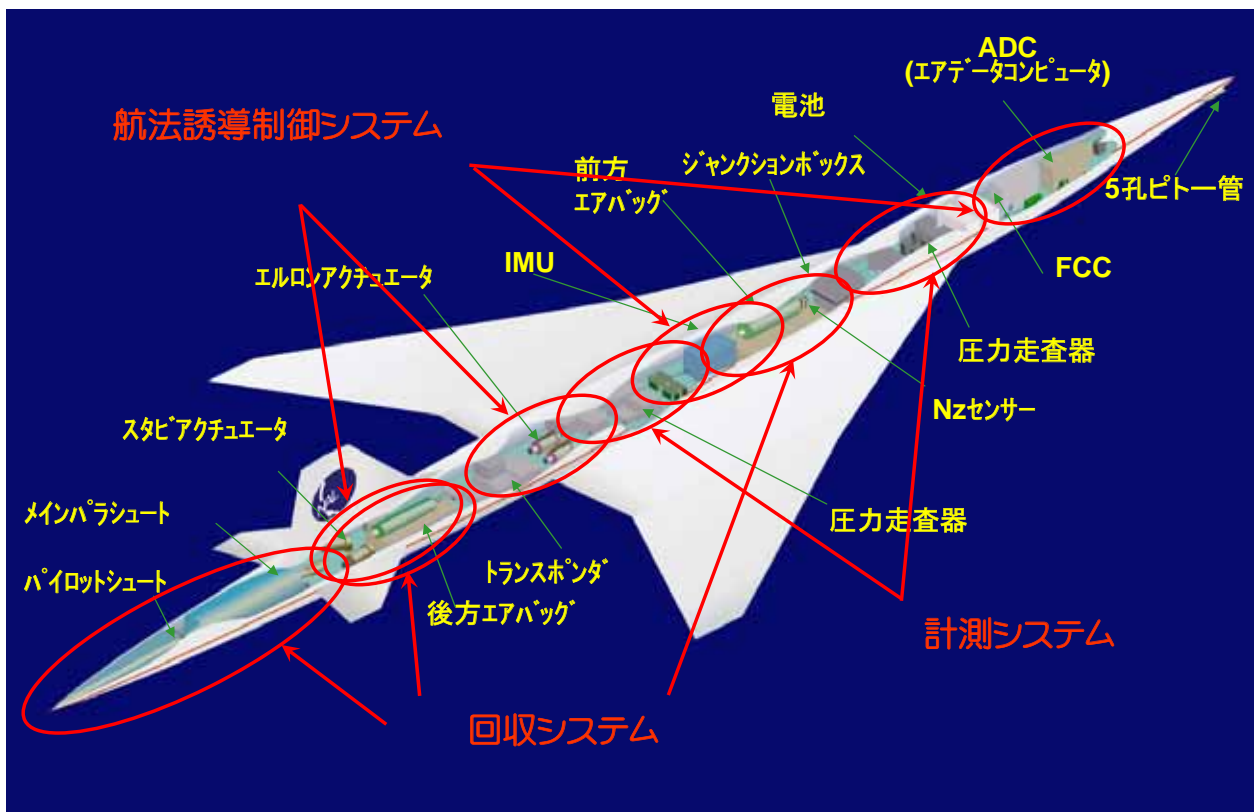
最終計測点数: 332点



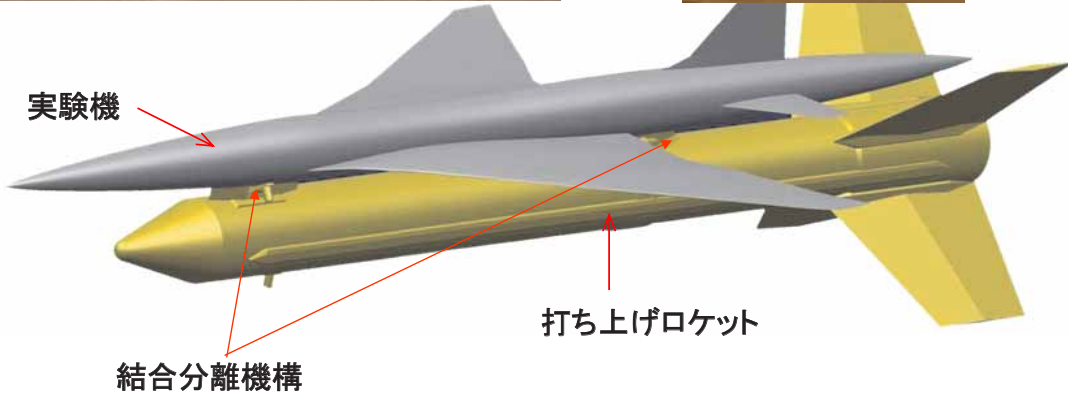
計測システム(2/2)ー境界層遷移計測



搭載機器概要



実験機・ロケット結合形態

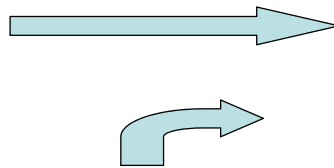


地上確認試験

実験機



- 静強度試験
- 振動試験
- 電磁干渉試験
- GNC試験
- 計測システム試験
- 非常系試験
- 回収系試験
- 機能試験



打ち上げロケット



- 強度試験
- 電磁干渉試験
- 分離機能試験
- ランチャ結合試験
- 地上燃焼試験

結合形態



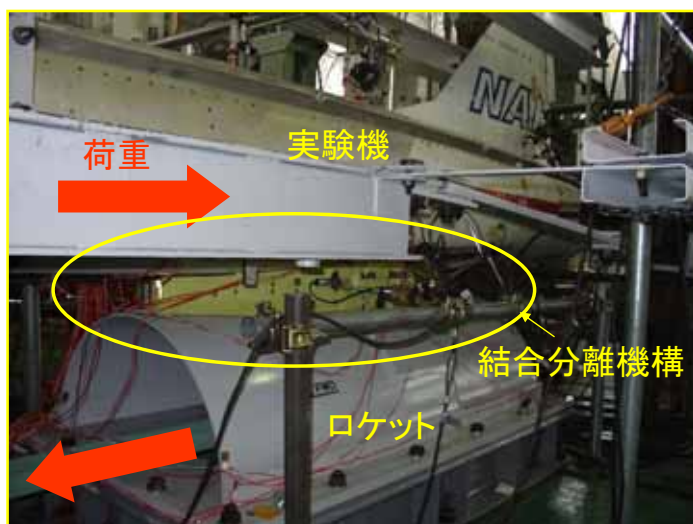
- システム機能試験
- 振動試験
- 電磁干渉試験
- 計測システム試験



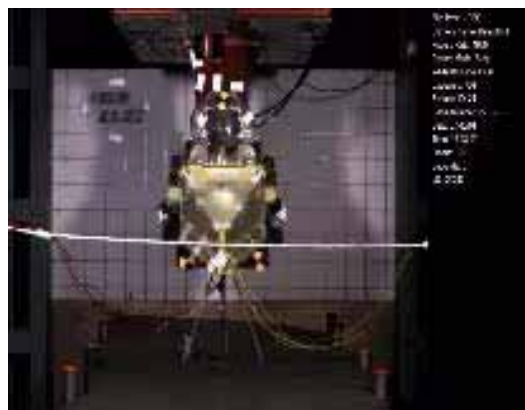
地上燃焼試験

地上確認試験の一 1 : 分離機能試験

後方機構荷重試験



分離機能確認試験



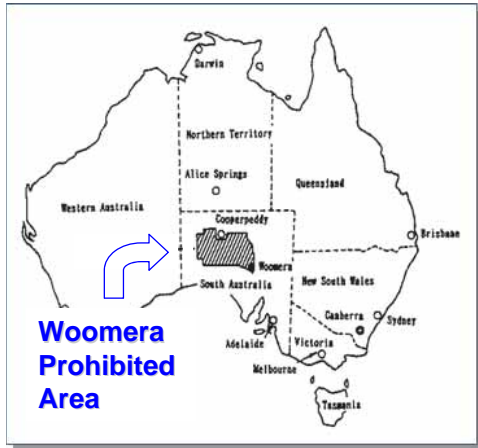
19

内容

1. 我が国が行う研究開発の意義
 2. 研究開発の技術目標とプロジェクト形態
 3. ロケット実験機及び実験システムの開発
 - 4. 飛行実験の実施とシステム改修、再実験**
 5. 成果の概要
 6. 最近の状況など
- まとめ

飛行実験場

ウーメラ実験場、南オーストラリア州



Woomera Prohibited Area

広大な敷地面積 127,000 km²

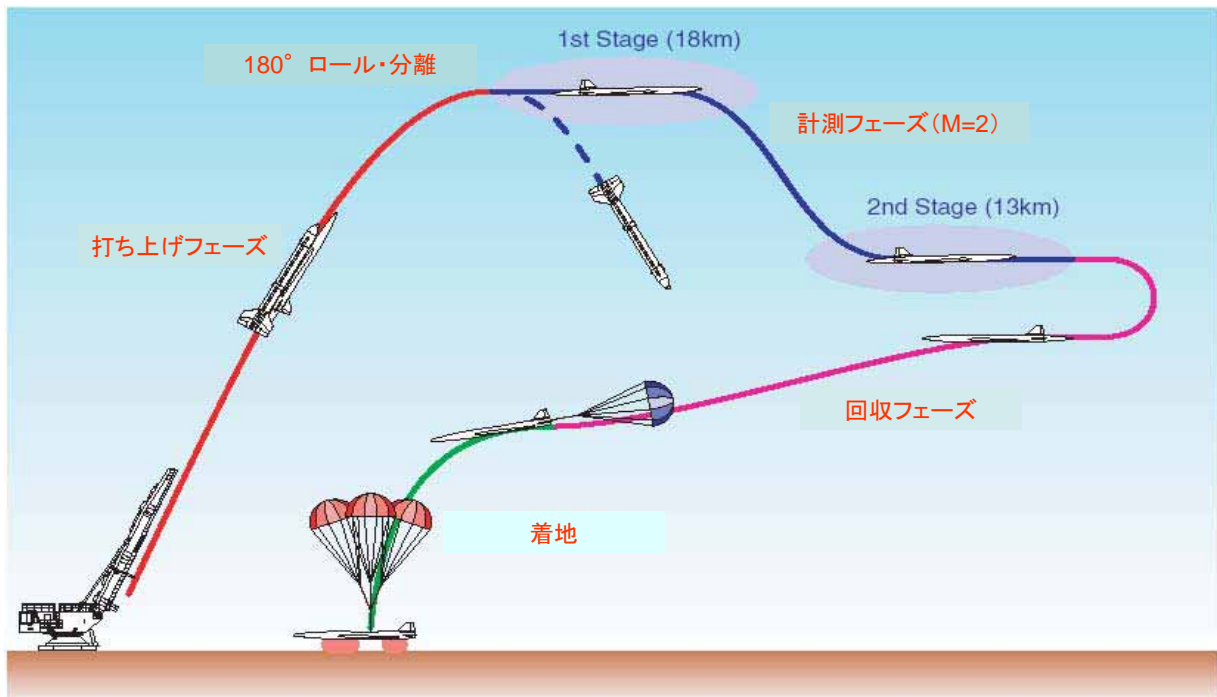
高度制限なし

非常に少ない居住者

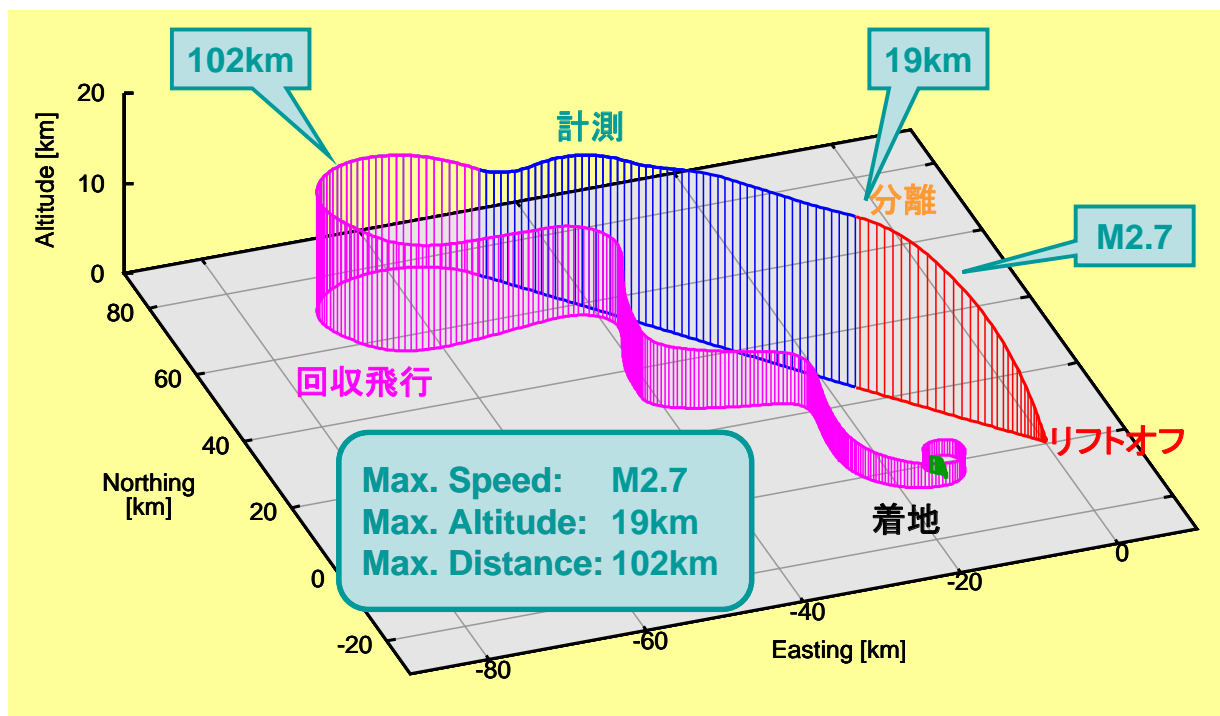
電磁的に隔離

良好な天候(高温、乾燥状況)

飛行実験の概要



飛行実験の概要



23

第1回飛行実験—その失敗とシステム改修



2002年7月14日

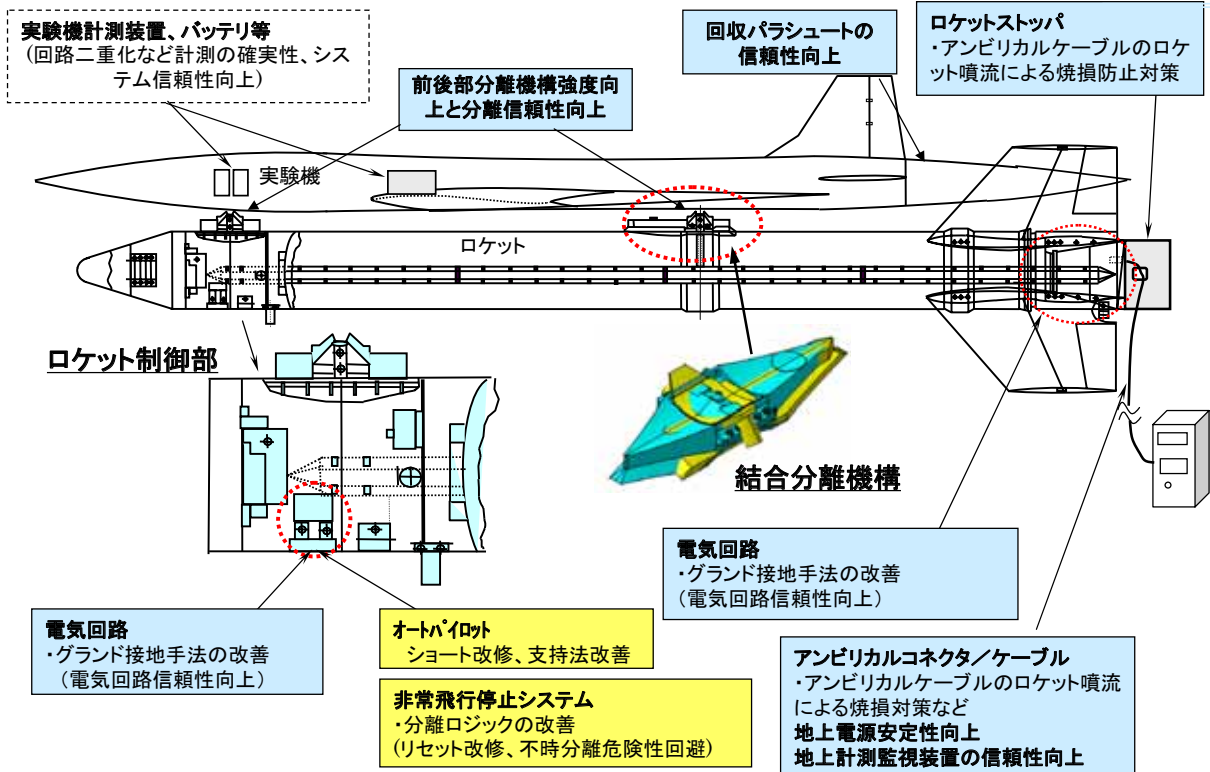
ロケットノズルの破損による火炎の拡大



24

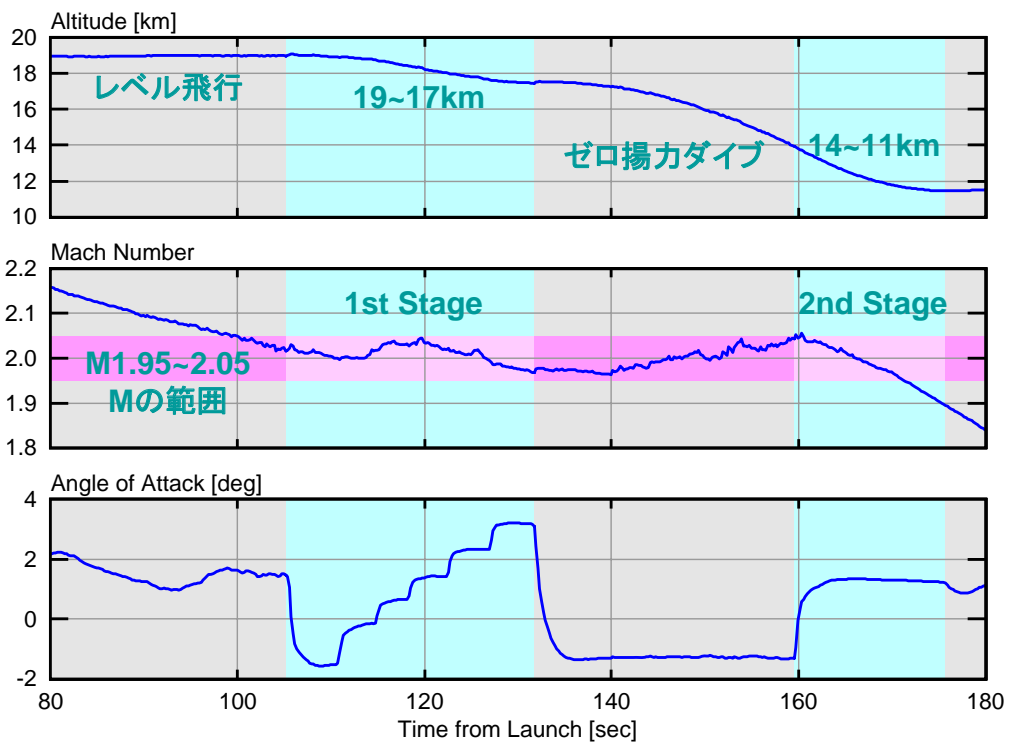


JAXA 実験システムの改修 = 信頼性と確実性の向上





計測フェーズ



内容

1. 我が国が行う研究開発の意義
 2. 研究開発の技術目標とプロジェクト形態
 3. ロケット実験機及び実験システムの開発
 4. 飛行実験の実施とシステム改修、再実験
 - 5. 成果の概要**
 6. 最近の状況など
- まとめ

29

飛行実験結果の概要(1/3)

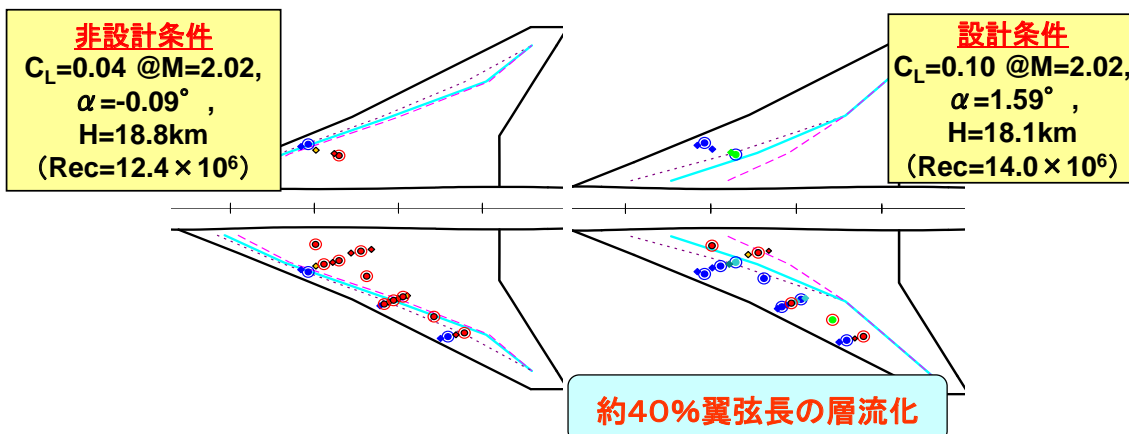
飛行実験の目的・目標

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。

CFDにより設計した圧力分布と良好な一致を確認、また、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し、目標は達成された。



30

飛行実験結果の概要(2/3)

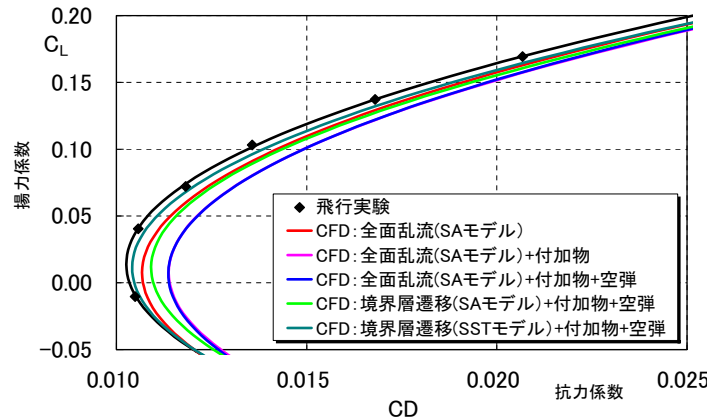
飛行実験の目的・目標

目的2. クランクドアロー翼、エアリアルール胴体、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、エアリアルール胴体、ワープ翼の各設計法を実験機に適用し、効果を確認する。

飛行実験データは、CFD解析結果とよく一致。従って、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。



31

飛行実験結果の概要(3/3)

飛行実験の目的・目標

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。

すべてのシーケンスを計画通り遂行し、すべてのデータを取得。機体はほぼ無傷の状態での回収。無人機飛行実験技術を蓄積。



分離0.5秒後のロケットの位置



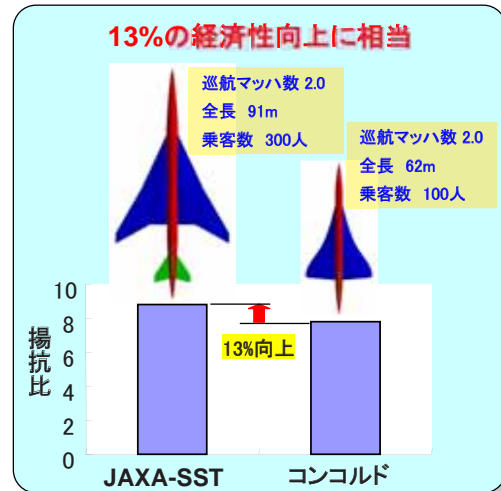
着地した実験機

32

成果の概要

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。
- ・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。



(取得データの解析結果については、午後のセッションで報告する予定)

33

成果の概要

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。

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、構造、並びに誘導制御に関するデータを取得。風洞試験結果、CFD解析結果などを取りまとめたデータベース(NEXST-DB)は、今後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。

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た。静粛超音速機技術の研究開発に関して、米国NASAと共同研究を締結。さらに締結の拡充を検討中。

34

最近の動き－1

1. 我が国

A) JAXA

- ① ロケット実験機の成果により日本航空宇宙学会技術賞、S評価など
- ② CFD-ワークショップ開催にて国際情報交換
- ③ 国際連携
 - ・ ONERAとの共同研究(主翼境界層)
 - ・ **NASAとの共同研究締結(2008.05:ソニックブームモデリング)**
さらに空力設計法、概念研究
- ④ 静粛超音速機(S3TD)メーカーと共同で設計研究開始

B) JADCなど民間： M1.6機体概念研究、複合材適用研究など JAXAとの共同研究

C) 日-仏共同研究 (SJAC-GIFAS/JAXA-ONERA) 第1期 (2005-2008) 第2期(2008-2011)

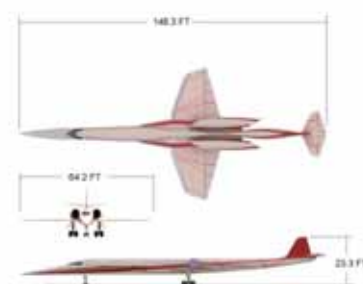
D) その他

- ① 文科省航空科学技術委員会
- ② 超音速輸送機連絡協議会 (METI、JAXA、大学、民間)
- ③ 日本航空宇宙学会「サイレント超音速旅客機研究会」(2005～)
- ④ 国際フォーラムの試み (Paris, Farnborough-Airshow, Tokyo2008)

最近の動き－2

1. 米国

- A) NASA: SSBJ概念研究(2015就航)、2030頃の大型SST研究着手
- B) Aerion: 10人乗りSBJ(Aerion Jet@80M\$) 2007技術段階終了→開発着手、2008年欧州販売拡大、全体で52機の仮受注。2012年初飛行、2015年完成。
- C) SAI: LockheedがSkunk worksで着手した低ソニックブーム概念を基にしたQSST(Quiet Supersonic Transport: 2000-2006): 小型超音速機計画。4000nM、M1.6の小型機。



2. 欧州、ロシア

(1) EU- HiSAC Project

仏、蘭、独、英、露、西、伊などが参加。10人乗り前後の2000nM、M1.8の小型SST技術の研究開発プロジェクト。(－ I :2005-2008、－ II 検討中)

(2) フランス

ONERA基礎研究、運輸省資金による官民の研究、日仏共同研究など実施中。

(3) ロシア

現在は資金不足などで研究活動は一時より低調か。



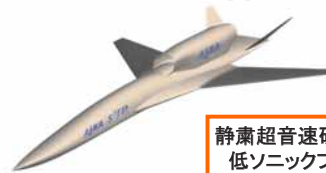
まとめ

次世代超音速機技術研究開発の概要を紹介するとともに、小型超音速実験機(ロケット実験機)の飛行実験の概要を紹介した。

ロケット実験機の飛行実験は、空力設計技術の確立、実証、飛行実験技術の蓄積を目的としたものであり、飛行実験の成功とともに次世代超音速機設計技術の確立に関する大変貴重な空力データを取得し、大きな成果を挙げた。

ひとえに、三菱重工業(株)、川崎重工業(株)、富士重工業(株)、(株)IHIエアロスペースを始めとする関係各位の「飛行実験を成功させよう、我が国の航空技術レベルを世界にアピールしよう」という強い不屈の意思の賜物と考える。この場で深く敬意を表し、同時に感謝の意を表する次第。

今後さらに実験機による実証研究を目指している。「静粛超音速研究機」皆様のご支援と参加をお願いしたい。



静粛超音速研究機
低ソニックブーム・
低抵抗機体コンセプト