

# 宇宙航空研究開発機構特別資料

## JAXA Special Publication

---

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

2009年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

## 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

**Concluding Report of Flight Test Data Analysis on  
the Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)**

2009年2月  
February 2009

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency



## 目次

1. 「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」発行にあたって	1
2. 次世代超音速機技術研究開発の概要..... 坂田公夫，大貫 武	2
3. ロケット実験機の飛行実験に関する成果報告	
(1) ロケット実験機の飛行実験技術..... 町田 茂	25
(2) ロケット実験機の空力設計概要..... 吉田憲司	45
(3) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果	
①飛行実験による空力設計コンセプトの検証..... 郭 東潤	73
②飛行実験における力及び圧力特性解析..... 郭 東潤	92
③飛行実験における CFD 解析..... 石川敬掲	112
④飛行実験における遷移解析..... 徳川直子	136
(4) ロケット実験機の空力データベース概要..... 郭 東潤	162
(5) 小型超音速実験機第2回飛行実験時の空力弾性応答について..... 齊藤健一，町田 茂	186
4. ジェット実験機の基本設計について..... 村上 哲	189
5. 対外発表、論文等の総括..... 大貫 武	205
6. 今後の JAXA 航空における研究開発計画の紹介	
(1) 静粛超音速研究機の研究開発の概要..... 村上 哲	209
(2) 静粛超音速研究機の空力設計の概要..... 牧野好和	221

## 「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」発行にあたって

宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループが推進している次世代超音速機技術の研究開発の一環として実施した小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の飛行実験データの解析が完了した。また、小型超音速実験機の空力設計技術を広く提供し、日本における航空機の設計開発技術の向上および研究の発展に貢献するためのデータベース「NEXST-DB（<http://nexstdb.chofu.jaxa.jp>）」が完成した。そこで、2008年7月10日、社団法人日本航空宇宙学会との共催で、「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」を開催した。

本特別資料は、データ解析完了報告会にあたって作成した講演論文と、当日のプレゼンテーション資料をまとめ、また空力弾性解析の結果を加えたものである。講演論文には飛行実験やデータ解析結果が詳細に記述されているが、一部のデータはプレゼンテーション資料に更新されているので、あわせて参照して頂きたい。

# 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<sub>x</sub>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、「我が国が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。

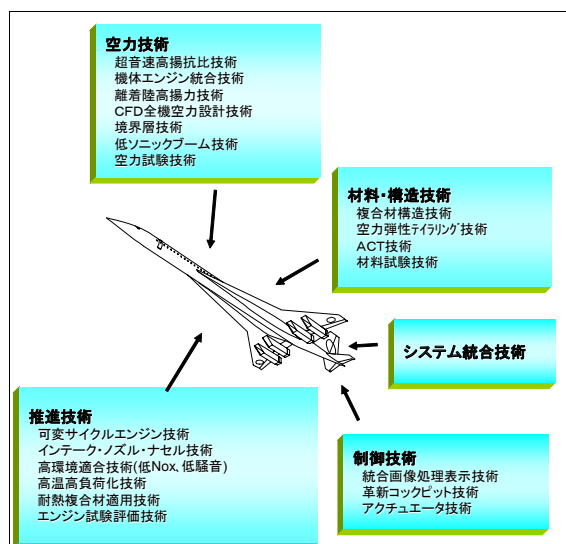


図1 次世代超音速機の技術課題

## 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）。

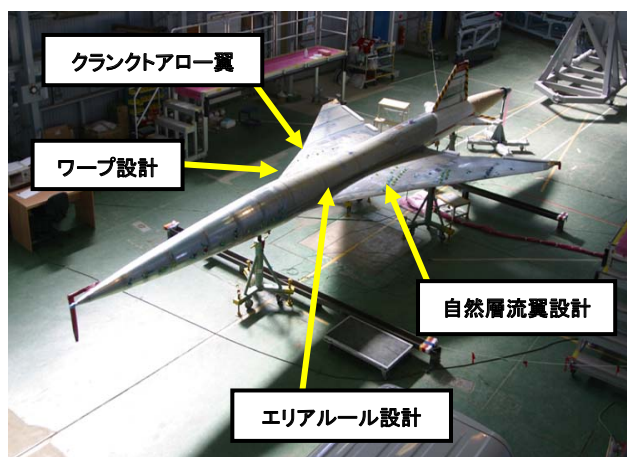


図2 ロケット実験機および空力設計概念

## 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。



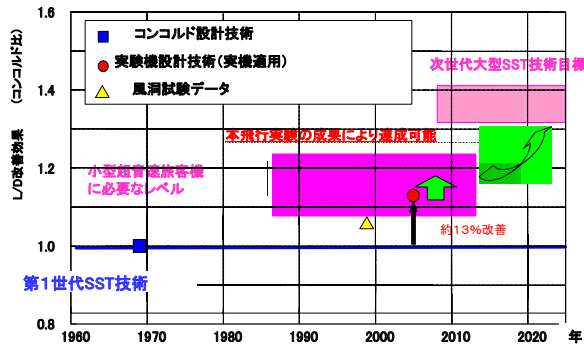


図4 揚抗比改善効果

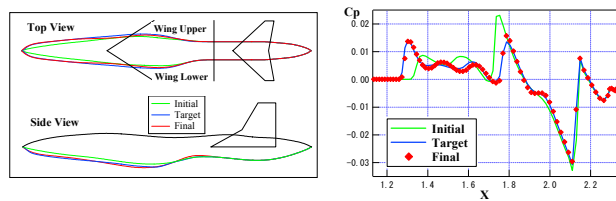


図5 近傍場低ブーム設計の一例

## 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。

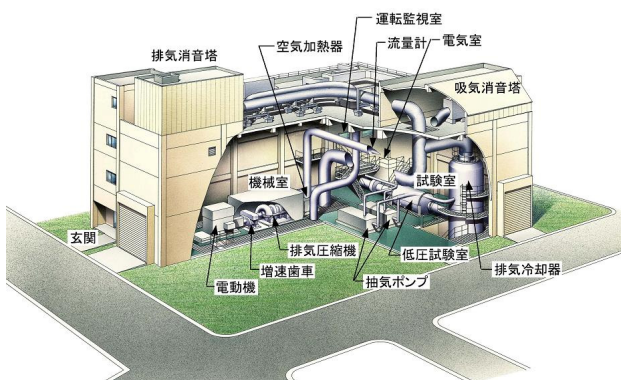


図6 超音速エンジン試験設備全体図

## 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ー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の回収できた。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%翼玄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、超音速自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、エアリアル胴体、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（エアリアル）を用いたこと、

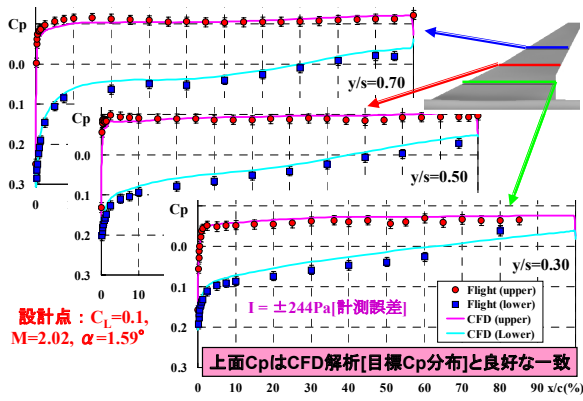


図8 各断面での主翼圧力分布の比較

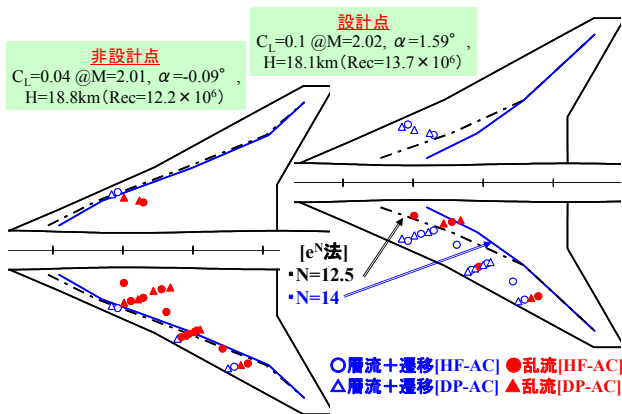


図9 自然層流効果の迎角比較

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。

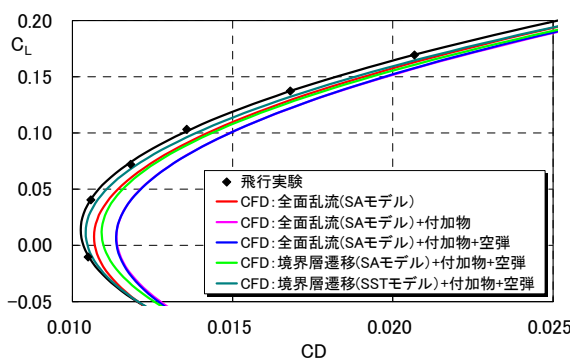


図10 抵抗極曲線（マッハ数2）

### 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

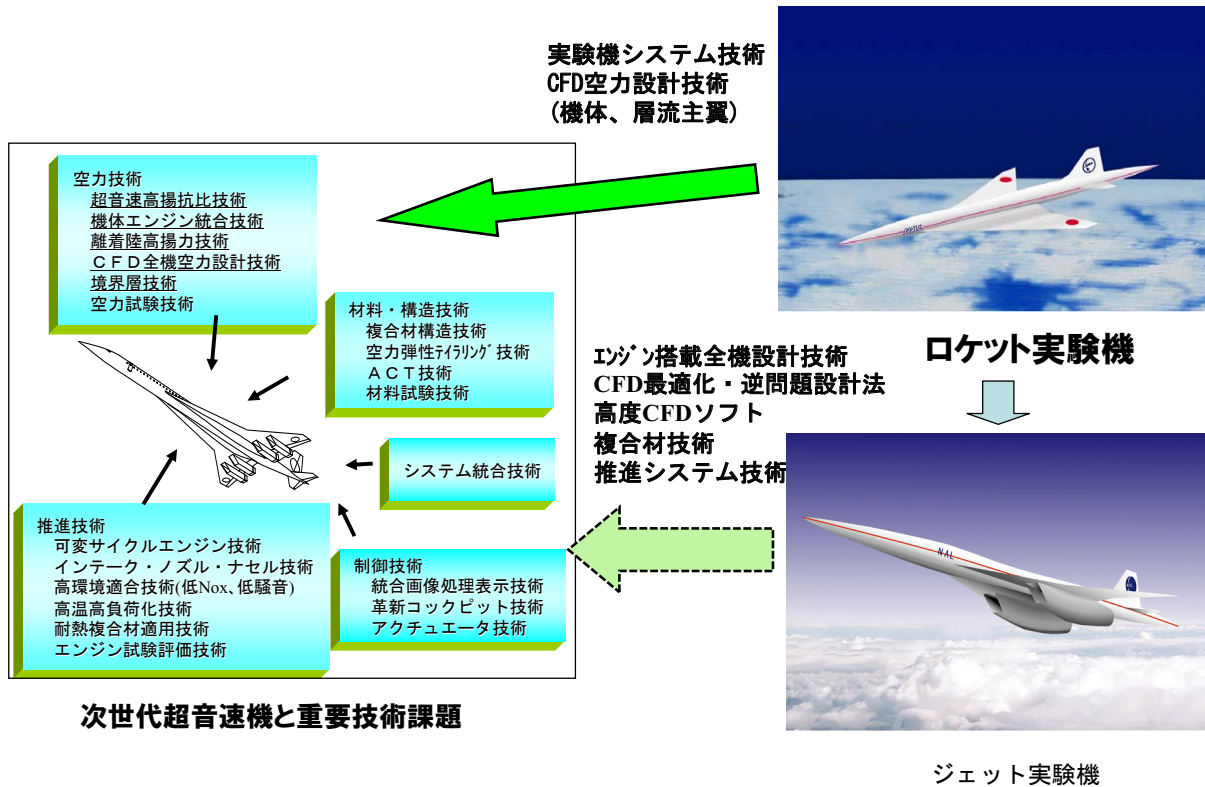
5. 成果の概要

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)



7

## 研究開発のアプローチ

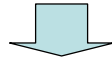
### 技術開発手順と実験機の開発・飛行実験

#### 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

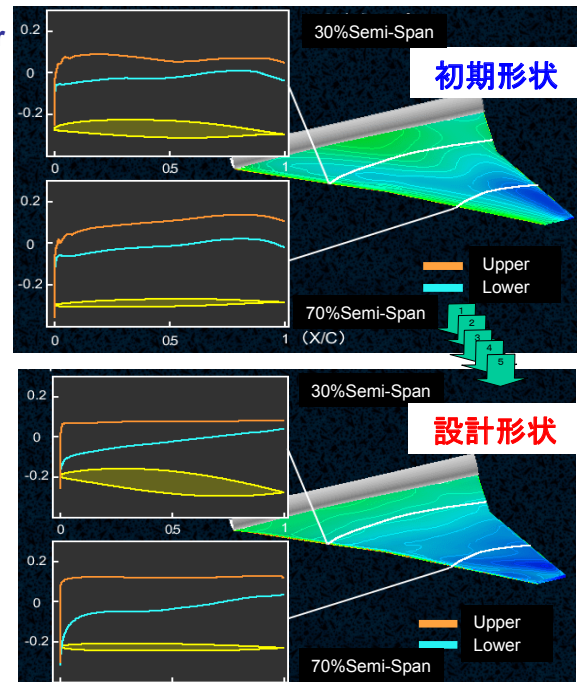
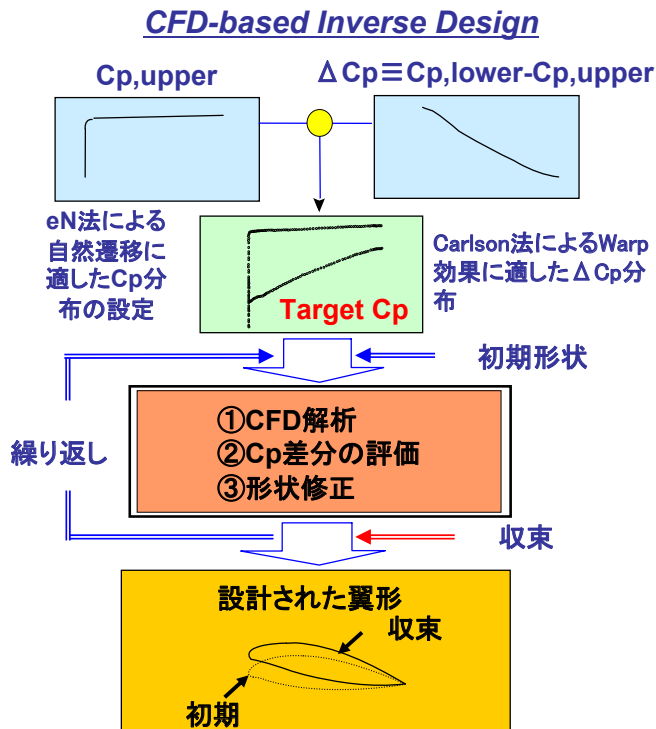
##### ・関連施設整備

次世代超音速機センター

超音速エンジン試験センター

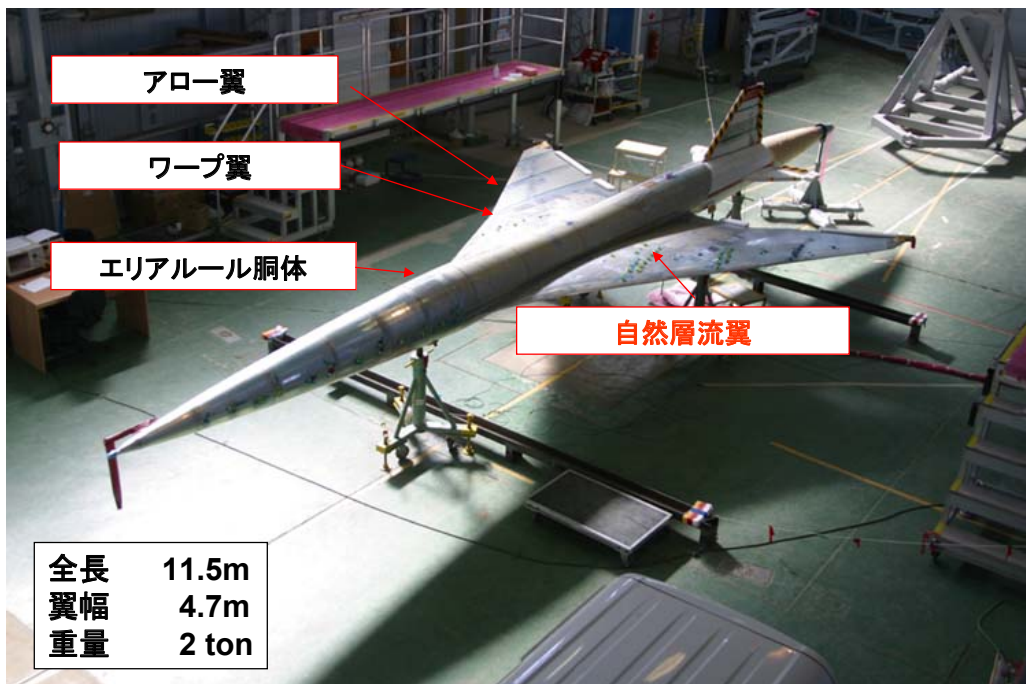
8

## CFD逆問題設計法による超音速自然層流翼設計



9

## ロケット実験機と空力設計コンセプト



10

## 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				豪州		
実験場整備					協定締結		原因調査／対策検討／機体改修		撤収／データ解析		
					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

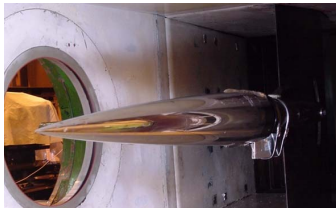
## 内容

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

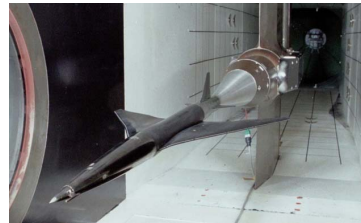
12



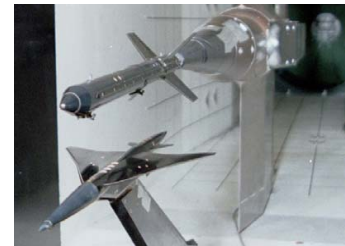
## 地上試験の一例(開発試験、確認試験): 風洞試験



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)

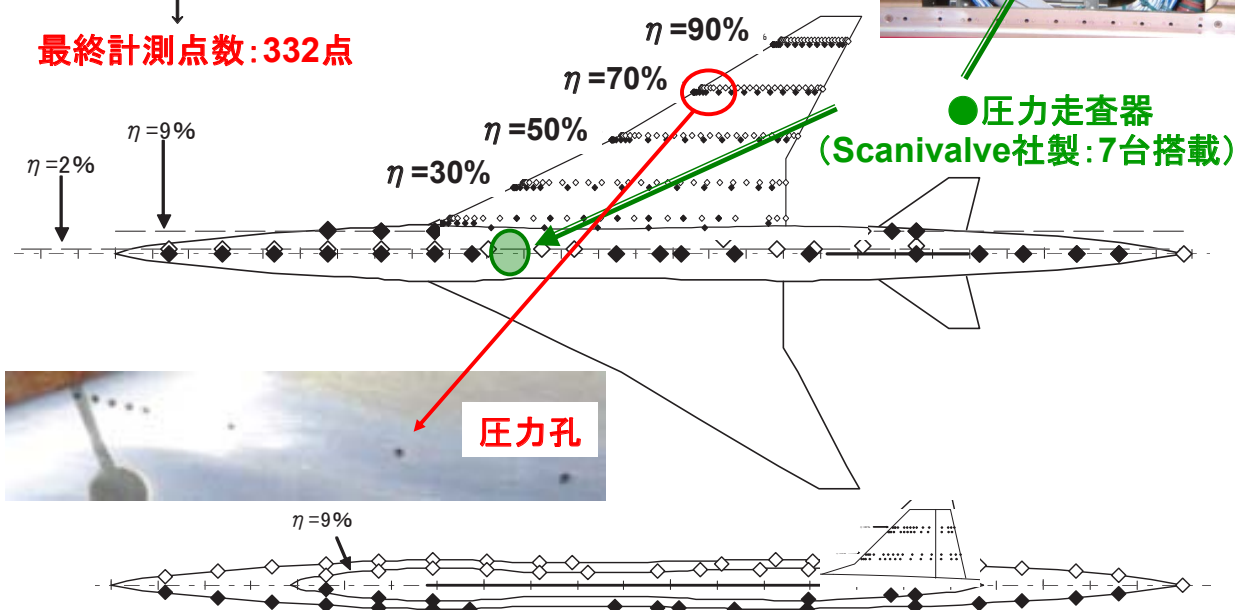
13

## 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)

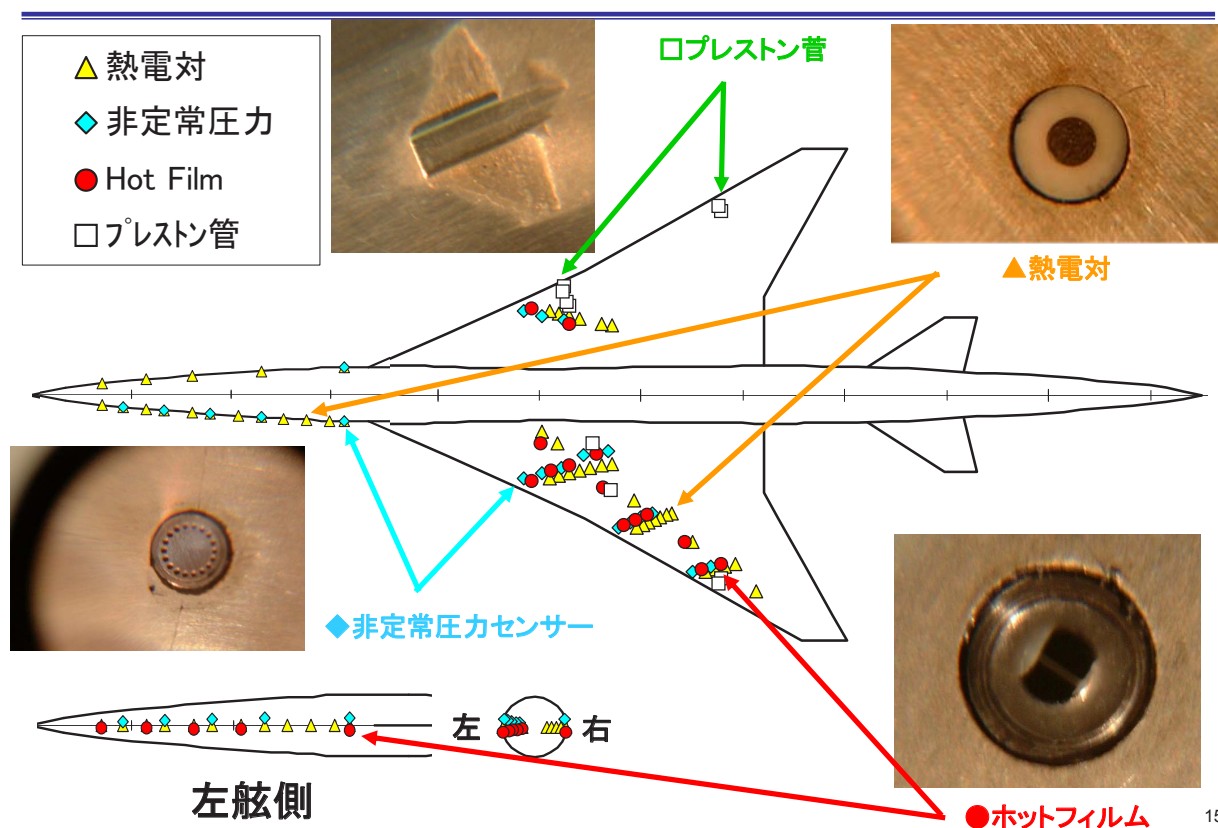
- ①圧力配管応答遅れ問題、②温度ドリフト問題  
③舵面構造補強問題、④パラシュートコンテナ断熱問題

最終計測点数: 332点



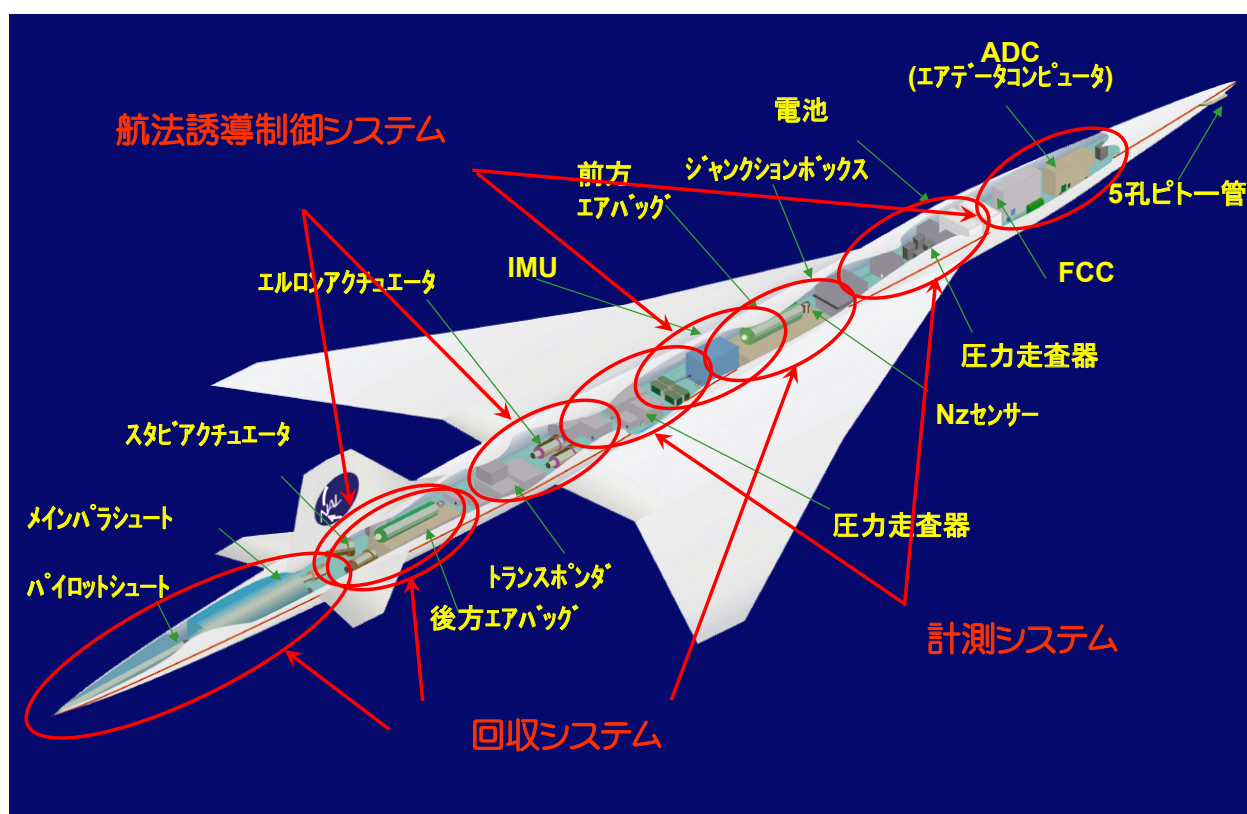
14

## 計測システム(2/2)ー境界層遷移計測



15

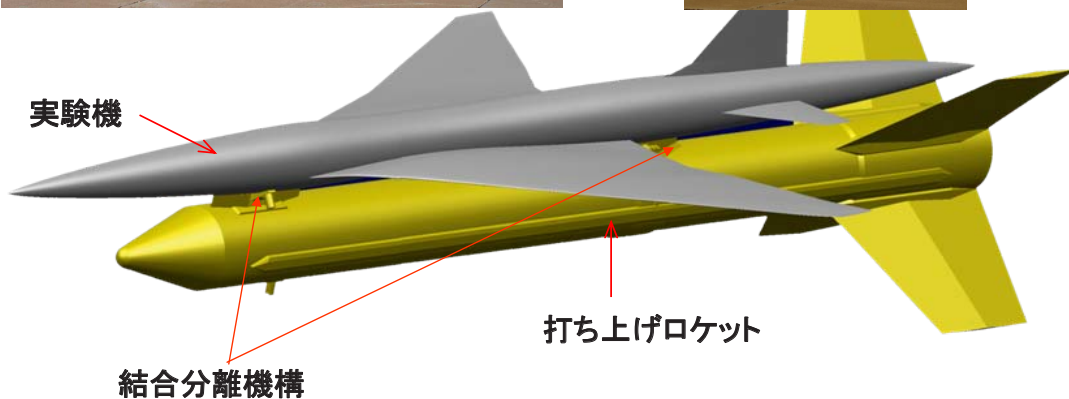
## 搭載機器概要



## 実験機・ロケット結合形態



ランチャに搭載



17

## 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



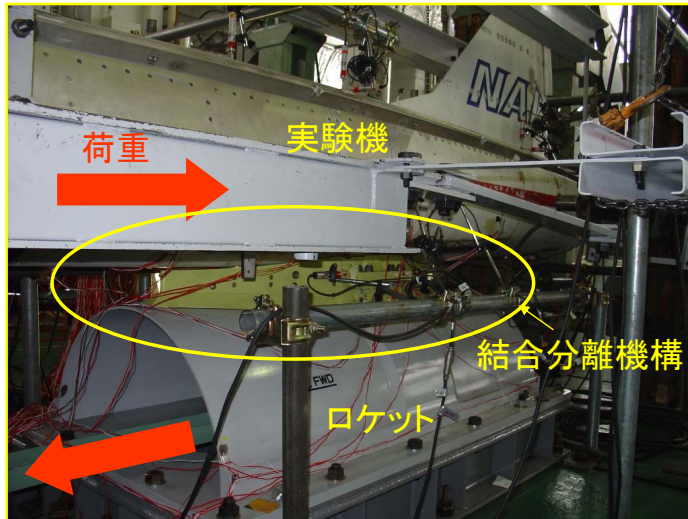
### 地上燃焼試験

18

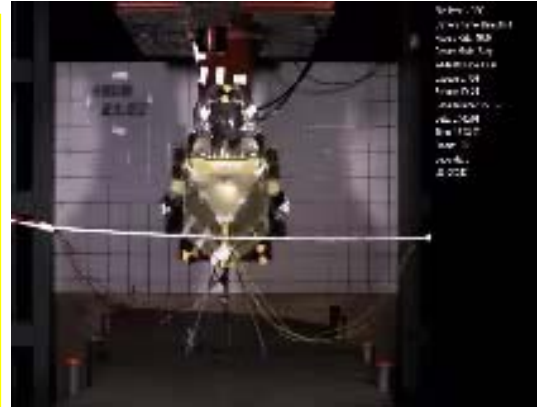


## 地上確認試験の一例：分離機能試験

後方機構荷重試験

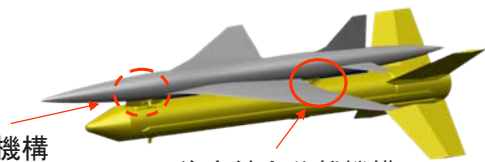


分離機能確認試験



前方結合分離機構

後方結合分離機構



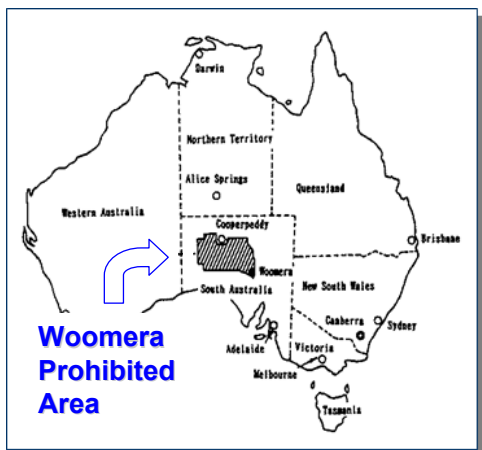
## 内容

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



## 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 km<sup>2</sup>

高度制限なし

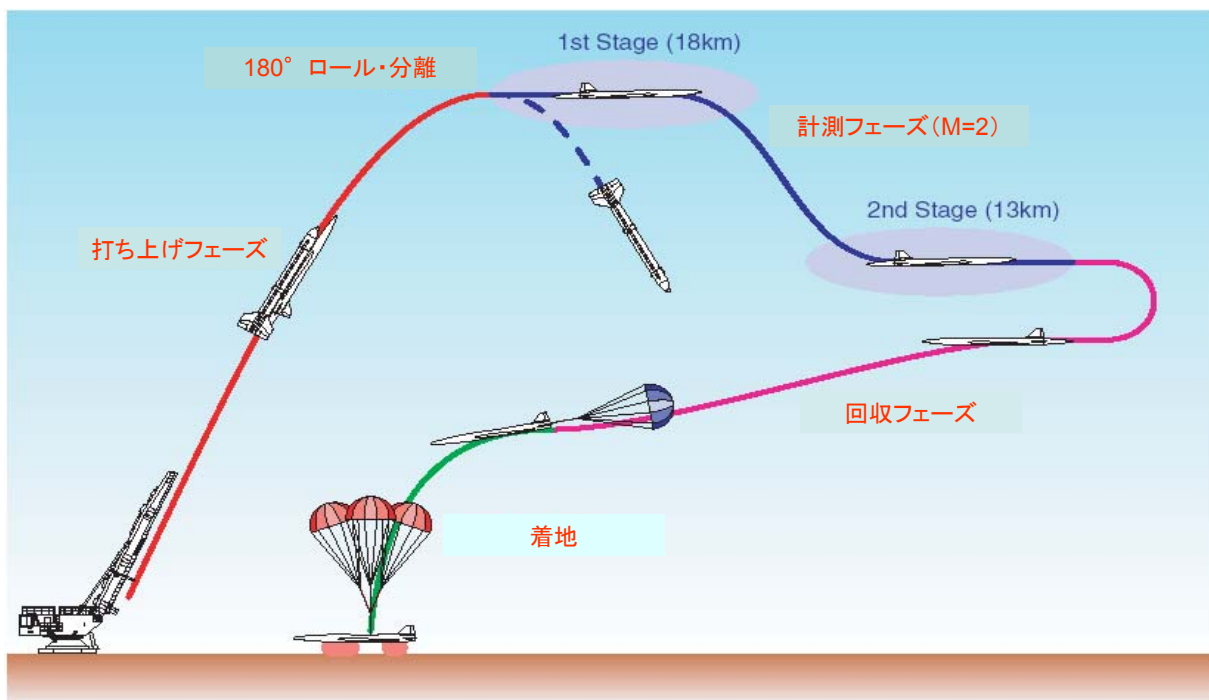
非常に少ない居住者

電磁的に隔離

良好な天候(高温、乾燥状況)

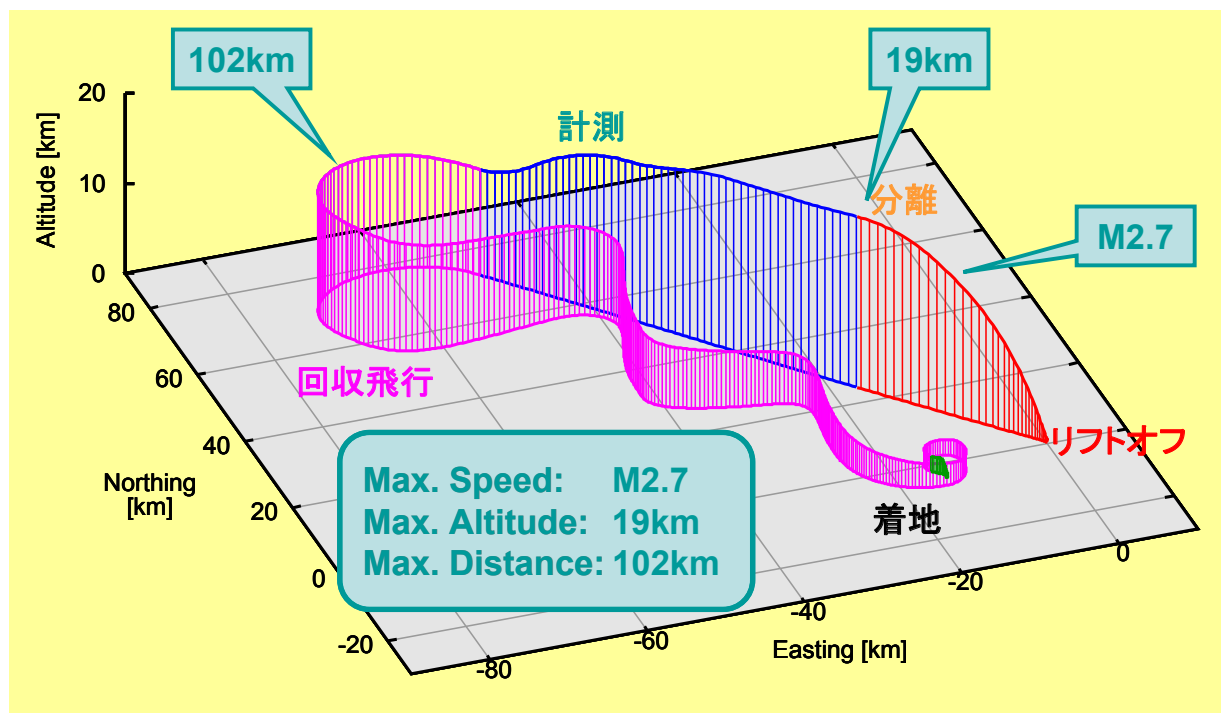
21

## 飛行実験の概要



22

## 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

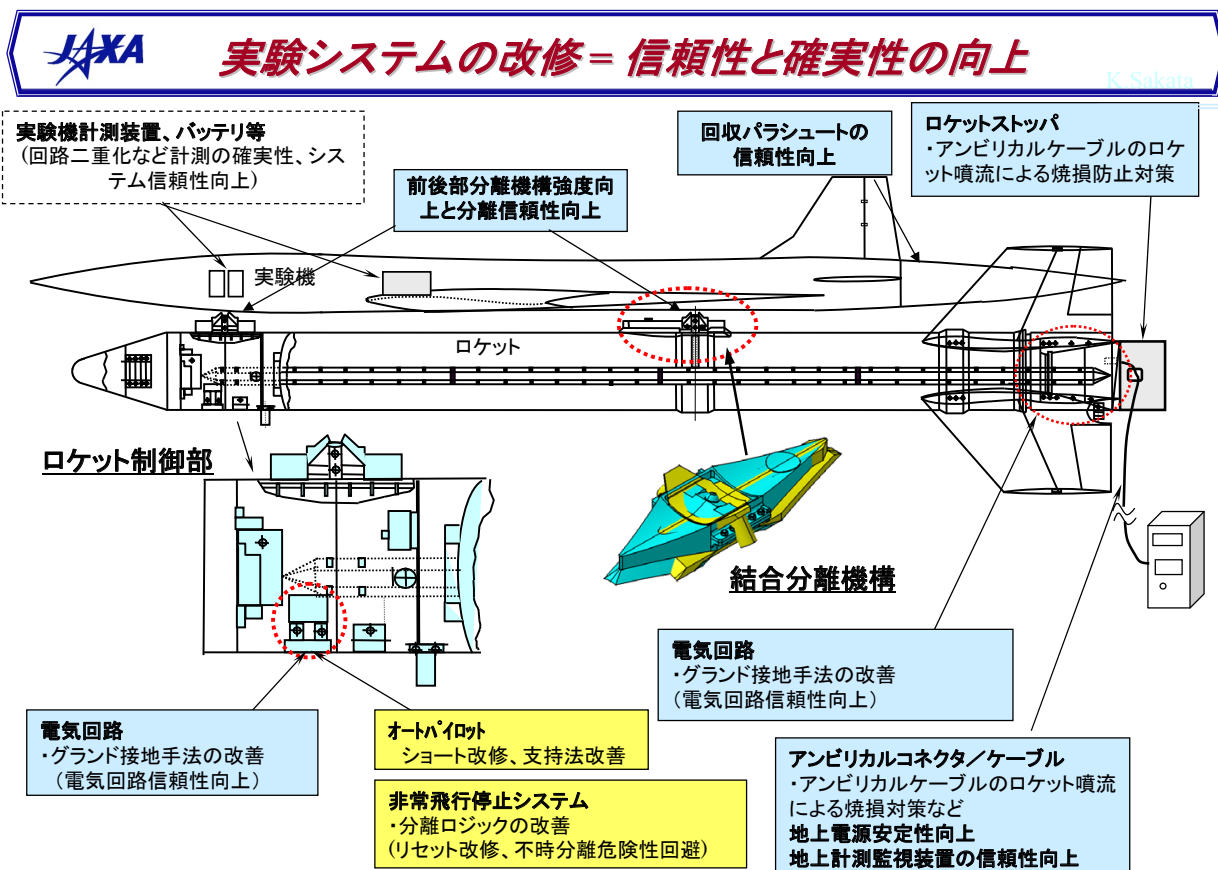


2002年7月14日

ロケットノズルの破損による火炎の拡大

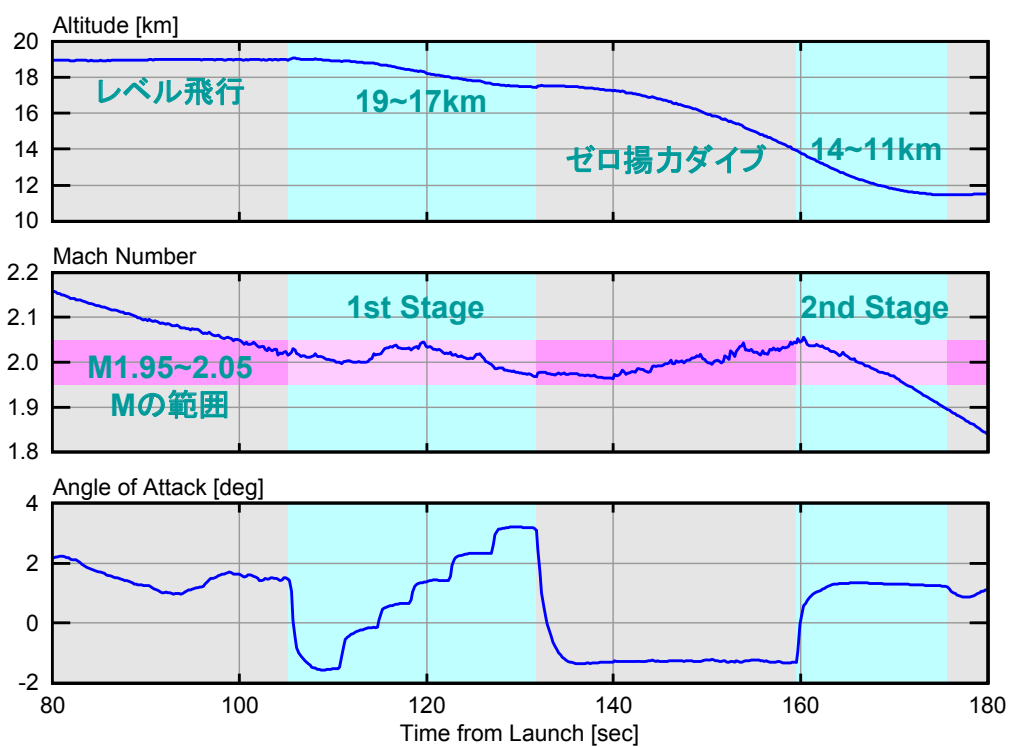


24





## 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)

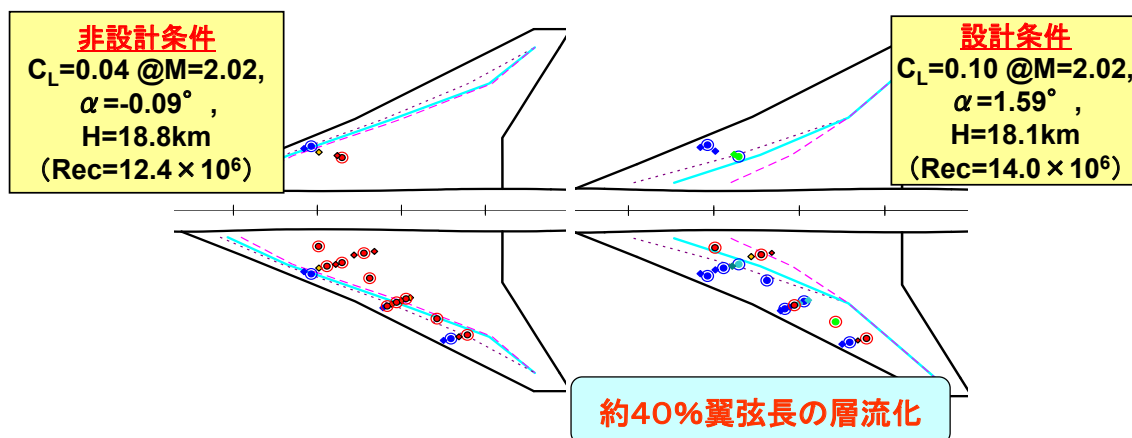
### 飛行実験の目的・目標

#### 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)

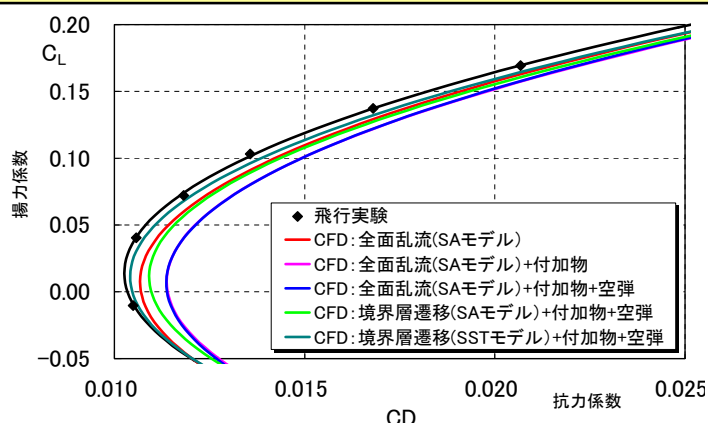
### 飛行実験の目的・目標

#### 目的2. クランクドアロー翼、エアールール胴体、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、エアールール胴体、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)

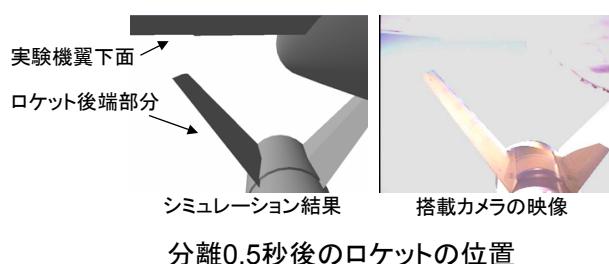
### 飛行実験の目的・目標

#### 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回収。無人機飛行実験技術を蓄積。



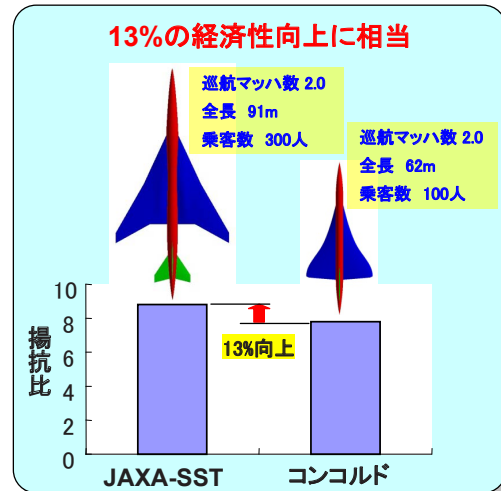
着地した実験機

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)

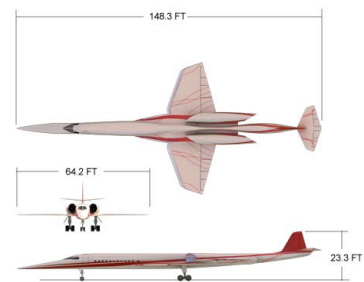
#### D) その他

- 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

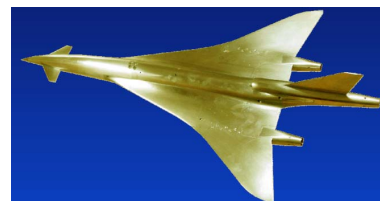
仏、蘭、独、英、露、西、伊などが参加。10人乗り前後の2000nM、M1.8の小型SST技術の研究開発プロジェクト。(－Ⅰ:2005-2008、－Ⅱ検討中)

#### (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

# ロケット実験機の飛行実験技術

○町田 茂（航空プログラムグループ運航・安全技術チーム）

System Design of Supersonic Experimental Airplane System  
Shigeru Machida  
(Operation and Safety Technology Team, Aviation Program Group)

Key Words : Design, Flight Testing, Supersonic Transport, Experimental System, Unmanned airplane

## Abstract

One of the goals of the flight test with the Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) is to substantiate supersonic drag reduction technology with a CFD-based optimum aerodynamic design procedure. Another goal is to establish experimental flight test technology with unmanned airplane. The second flight testing of the NEXST-1 has been successfully conducted on 10 October, 2005 at Woomera Test Range, Woomera Prohibited Area, South Australia. In this report, overview of the experimental system and design and the substantiation for system requirements from flight test data are reported.

## 1. はじめに

小型超音速実験機プロジェクトの重要な目的の一つは、次世代超音速輸送機のための最適空力設計技術（CFD逆問題設計法による自然層流翼設計およびクランクドアロー翼、エリアルール胴体、ワープ翼の設計技術）の開発とその飛行実験による実証である。もう一つの目的が「無人機による飛行実験技術の蓄積」であり、その目標は「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飛行実証する。」ことにあった。

平成14年7月に実施した第1回飛行実験の失敗を受け、改修設計・製造および各種地上試験を行った上、平成17年10月に第2回飛行実験に臨み成功裏に実験は終了した。<sup>1),2)</sup> 本報では、小型超音速実験機システムによる「無人機による飛行実験技術」概要と飛行実験によるシステムの妥当性実証について報告する。

## 2. システム要求

実験機の開発における基本要件は、以下の通りである。

- ・最適空力設計技術を飛行により実証出来ること。
- ・高度、マッハ数をほぼ想定実機に相当すること、及びレイノルズ数を近づけること。
- ・無人の実験機として実証目的に適切な論理的なシステムであること。
- ・これまでにない高精度のデータ取得が可能であること。

- ・技術目標以外は信頼性の高い要素、機器及びサブシステムで構成されていること。

これらの基本要件を満足するために、検討の結果設定したシステム要求の主な項目は、次の通りである。

### ① 実験機投入能力

- ・高度要求：15km以上
- ・速度要求：マッハ数2.0以上
- ・飛行制御要求：投入条件および飛行制限を満たすこと。

飛行制限 速度：マッハ数2.75以下、高度：21km以下、動圧：100kPa以下

### ② 実験機分離能力

- ・実験機に支障なく分離が安全確実であること。

### ③ 実験機飛行能力

- ・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。

### 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。
- ・回収：パラシュートおよびエアバックを使用し実験機を回収する。

### ⑤ 通信計測系統

- ・基礎データ、機体諸元、空力・構造関連のデータを計測すること。

### ⑥ 電気回路

- ・電源瞬断により誤作動する機器は、電源をピン冗長とすること。
- ・不要な電流ループを作らないよう1点接地を基本とすること。

### ⑦ 環境条件

・機器の搭載位置における温度、高度、湿度、正弦波振動、ランダム振動、衝撃の各要求を満足すること。

### 3. ロケット実験機システム概要

ロケット実験機は推進系を持たないので、固体ロケットにより高度18km/速度マッハ2の状態に投入される。この後、超音速滑空飛行を行い、圧力分布、揚抗比、遷移等を計測する。計測後は帰還飛行を行い、パラシュート／エアバッグにより回収するロケット打上げ型の無人／無推力超音速滑空の実験機である。（図1）ロケット実験機は地上の風洞試験では得られない静穏な気流状態と、大きなレイノルズ数での空力データを得ることが可能となる。

以下、ロケット実験機と固体ロケットが結合されたシステムを実験機システム、ロケット実験機本体を実験機と表記する。



図1 ロケット実験機システム

#### 3-1 実験機

実験機（図2）は、全長11.5m、全幅4.7m、全備重量約2,000kgの小型機で、胴体・主翼ともに空気力学的に最適な形状に設計したため、三次元的に複雑な形状を有している。

搭載された航法／誘導／制御系統は、慣性航法装

置（IMU）、エアデータシステム（ADS）、加速度



図2 ロケット実験機（第2回飛行実験直前）

センサー（Nzセンサー）および飛行制御計算機（FCC）からなる。FCCからの制御信号により電動アクチュエータを駆動し舵面（エルロン、スタビライザ、ラダー）による飛行制御を行う。

計測系統では、胴体および主翼の圧力分布、揚力／抵抗、遷移、歪み、温度等、500点以上のデータを計測する。計測されたデータは機上のデータレコーダに記録し、高周波データを除いてはテレメータによりダウンリンクされる。

機体に使用する構造材料は、アルミ合金をほとんどの部位で使用し、結合金具など局所的な強度が必要な部位にのみ鋼鉄を使用している。実験機の内翼はリブを桁に垂直に配置する多桁構造、外翼は翼厚が非常に薄いため中実一体構造となっている。胴体はマルチフレームのモノコック構造、尾翼および舵面も翼厚が薄いため中実一体構造である。構造設計に用いた安全率は、実験機と打上げロケットのいずれも打上げから回収に至るすべてのフェーズで1.5を採用した。

回収方式として、スペース効率の良いパラシュート／エアバッグ方式による陸上回収を採用した。回収系統は、引き出し用のパイロットシュート、減速降下用のメインシュート、最終着地衝撃を吸収するために胴体の前後に窒素ガスにより展張するエアバッグとからなる。実験機の主要装備品配置を、図3

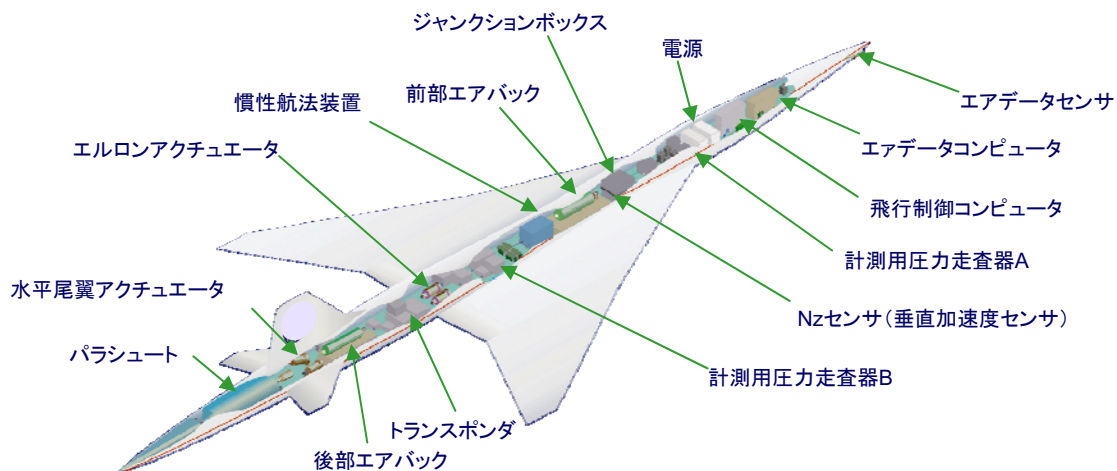


図3 主要装備品

に示す。

### 3-2 固体ロケット

打上げ用ロケット（NAL-735）は、開発費用、リスク低減の面から、実績のある既存の固体ロケット（宇宙研のラムダロケットのブースタ；SB-735）をベースに最小限の改修で行うこととした。既存ロケットのノズルを推力軸が重心を通る様にカント角をもって固定し、フィンに取り付けた空力舵面による姿勢制御を採用した。全長約10m、直径0.74m、推進薬を含め全備重量約5,900kg、ロケットモータの前方に誘導計測部、後方に制御部と四枚のフィンおよび舵面からなる。図4に固体ロケットを示す。ロケット点火からロケットと実験機の分離までの打上げ飛行段階における実験機の誘導制御は、ロケットの4枚のフィン後縁部にある舵面を駆動することにより行う。その間、実験機は誘導制御を行わない。

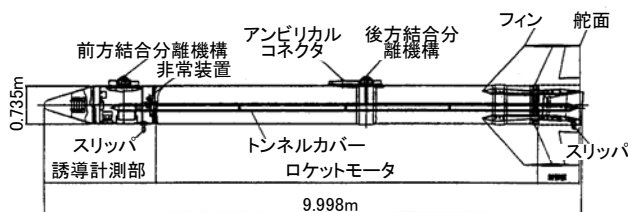


図4 固体ロケット

### 3-3 実験機システム

実験機と固体ロケットは前方および後方の結合分離機構において分離ボルトを使い結合され、所定の高度・速度に到達した後、火工品を用いて分離ボルトを破断させ分離する。

固体ロケットにて計測されている位置、速度、加速度等の飛行状態量およびステータスモニタ信号は、後方結合分離機構内のアンビカルコネクタを介し実験機側に送信され、実験機のデータレコーダに記録される他、一部はテレメータによりダウンリンクされる。

通信系統は、機上と地上を一對の通信系として飛行データ伝送系のテレメータ装置、非常指令系のコマンド装置、飛行追跡系のレーダ・トランスポンダ装置の3つの通信系で構成されている。設計要求は、飛行安全管理および飛行計測を可能とする電波リンクの覆域が、全ての飛行範囲を満足することである。

空力弾性安定に対する設計基準は、遷音速領域におけるフラッタ速度の落ち込みを考慮し、飛行シミュレーションの結果より設定した最高速度条件の1.5倍の速度まで空力弾性不安定が起らないことを線形フラッタ解析で示した。

## 4. システム設計の妥当性検証

システム要求を満足させるべく、実験機システムを日本から飛行実験場のあるオーストラリアに輸送する前に、改修設計の妥当性を地上試験等により確認した。

### ① 実験機投入能力

低速風洞試験、遷音速風洞試験および超音速風洞試験のデータに基づき作られた空力モデルを使った飛行シミュレーションを行い投入条件および飛行制限を満たすとともに、安全に飛行できることを確認した。飛行シミュレーションに使用する重量・重心データは、実機の計測および積み上げにより求めた数値を使用した。誘導制御系統の妥当性は、ソフトハード結合試験、機能確認試験、制御構造連成試験等により確認した。構造の強度要求については構造強度試験および試験結果に基づいた解析で、フラッタ要求については地上振動試験結果に基づいた解析で妥当性を確認した。

### ② 実験機分離能力

前項①と同様である。

### ③ 実験機飛行能力

計測系統の妥当性は、機能試験、空力精度確認試験、構造センサー較正試験等で確認した。その他の系統については、項目①と同様である。

### ④ 実験機回収能力

パイロットシュート放出試験、ライザ・収納袋切創性試験等、試験によりその妥当性を確認した。

### ⑤ 電源回路

電力系統機能試験、実負荷電流試験、ストレイ電圧測定、電磁干渉試験等の試験により、確認した。

## 5. 飛行実験による実証

本飛行実験の主要な目的は、次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証であるが、前述の通り次の目的も持ち合わせている。

無人超音速実験機に対して、

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

実験機システムの妥当性確認は、前章で触れたように可能な限り国内で地上試験若しくは試験結果に基づいた解析で行っている。しかしながら、一部のシステム要求項目については、飛行実験を行って



初めてその妥当性を実証するものも存在する。以下に、飛行実験により実証したシステム要求内容について説明する。

#### 5-1 実験機投入能力

システム要求と、事前の予測および飛行実験での計測結果を示す。

- ・高度要求：15km以上（予測19.0km）→19.065km
- ・速度要求：マッハ数2.0以上（予測2.06）→2.18
- ・飛行制御要求：投入条件および飛行制限を満たすとともに安全に飛行を完結すること

→計画通り実験機を投入した。（図5）

なお、飛行制限と実測値は次の通りである。

速度：マッハ数2.75以下→2.66

高度：21km以下→19.1km

動圧：100kPa以下→73.6kPa

図5に、打上から実験機と固体ロケットの分離までの高度、マッハ数、動圧を示す。

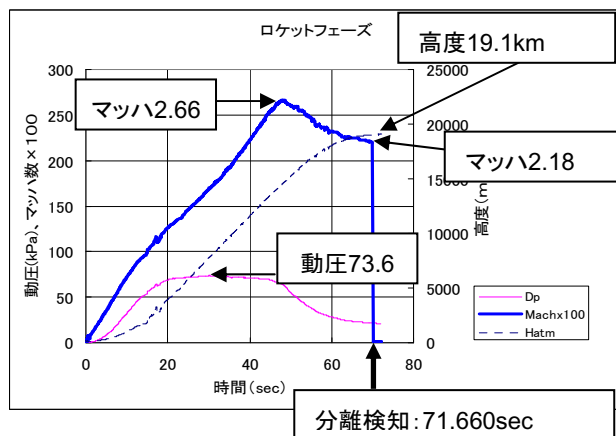


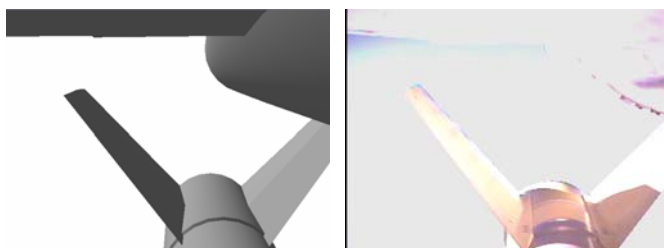
図5 打上から分離までの飛行状況

打上から分離まで、全てのシステム要求を満足した。

#### 5-2 実験機分離能力

同じく、システム要求と、事前の予測および飛行実験での結果を示す。

- ・実験機に支障なく分離が安全確実であること
- 接触なく安全な分離を行った。（図6）



シミュレーション結果

搭載カメラの映像

図6 実験機—固体ロケット分離（分離0.5秒後）

#### 5-3 実験機飛行能力

- ・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。

→2つの試験フェーズを計画通り行った。（図7）

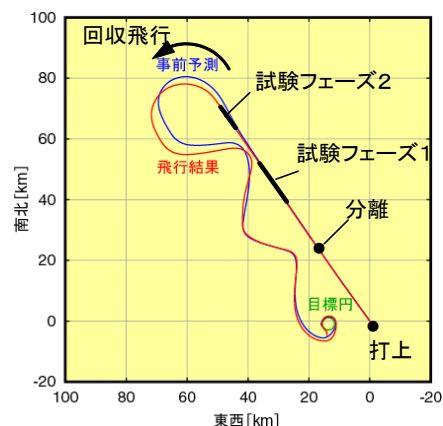


図7 打上から回収までの飛行軌跡

図7で示す通り、空力データを取得する2つの試験フェーズ（ $\alpha$  スイープ試験、Re スイープ試験）を計画通りに実施した。なお、図7の事前予測はノミナルケースである。

#### 5-4 実験機回収能力

図7に示すように、パラシュート開傘まで飛行制御を行い、パラシュートおよびエアバックを使用し回収することができた。なお、パラシュート開傘時加速度制限：6G（後方）に対し実測2.7G、構造に対するエアバックによる着地加速度制限：15G（上方）に対し実測9Gであった。

## 6. おわりに

飛行実験は成功裏に完了し各種データを計測できたことにより、次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証はもちろんのこと、無人超音速実験機システムの妥当性を実証することができ意義は大きいと考える。

最後に、小型超音速実験機の設計・製造・構造改修から飛行実験の成功までには、三菱重工業（株）名古屋航空宇宙システム製作所を始めとする各メーカーの協力・努力なくしては実現できませんでした。関係各位の多大なるご支援に、感謝の意を表します。

## 参考文献

- 1) 町田 茂、他：「小型超音速ロケット実験機」実験機システム、日本航空宇宙学会誌 特集「小型超音速実験機」、Vol.54 No. 631、2006、p.219-227.
- 2) 町田 茂、他：小型超音速実験機～実験機システム～、日本航空宇宙学会第37回期年会講演集、2006、p.34-37



## ロケット実験機の飛行実験技術

JAXA航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム  
町田 茂

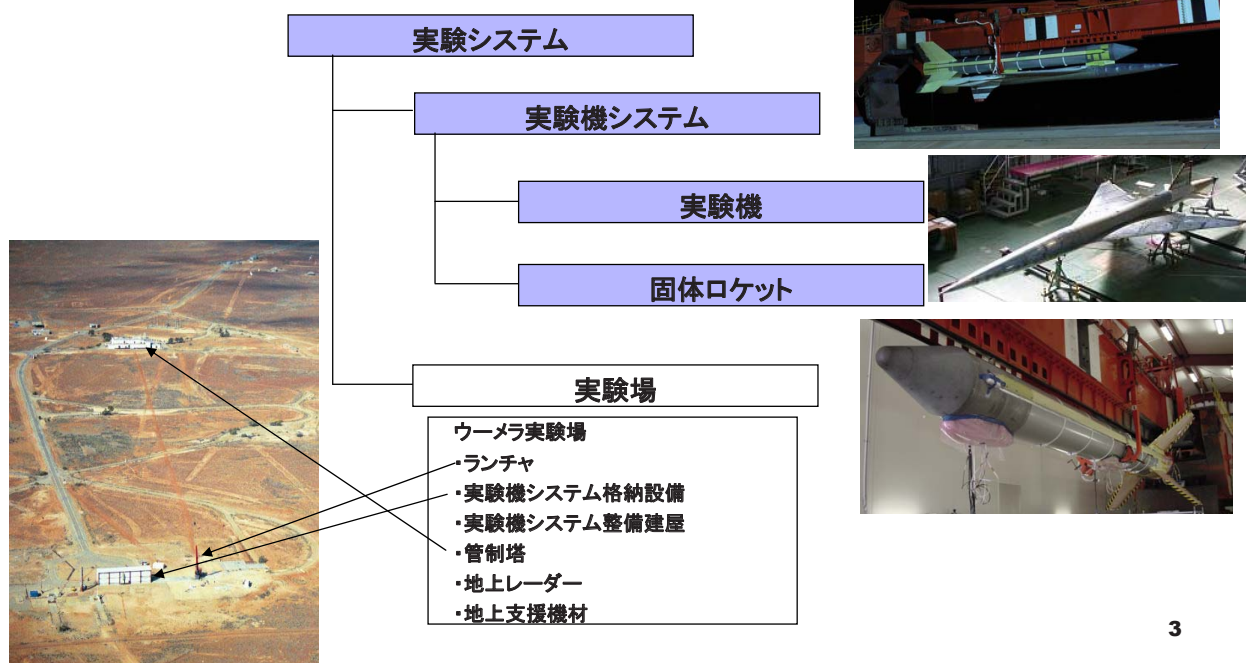
1. はじめに
2. システム要求
3. ロケット実験機システム概要
4. システム設計の妥当性検証
5. 飛行実験による実証
6. おわりに

JAXA Proprietary

## 1. はじめに

### 「次世代超音速機技術の研究開発」プロジェクト

#### 「小型超音速実験機(NEXST-1) ロケット実験機」



3

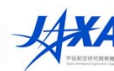
## 2. システム要求

### 実験機の開発における基本要

- ①最適空力設計技術を飛行により実証出来ること。
- ②高度、マッハ数をほぼ想定実機に相当すること、及びレイノルズ数を近づけること。
- ③無人の実験機として実証目的に適切な論理的なシステムであること。
- ④ これまでにない高精度のデータ取得が可能であること。
- ⑤ 技術目標以外は信頼性の高い要素、機器及びサブシステムで構成されていること。



4



### 3. ロケット実験機システム

#### 設計課題

- ペイロードが打上げロケットの同軸上にない親子方式であり、かつ大きな空力翼面を有すること

打上げ用ロケット(NAL-735)は、開発費用、リスク低減の面から、実績のある既存の固体ロケット(宇宙研のラムダロケットのブースタ;SB-735)をベースに最小限の改修を行った。

実験機の持つ大きな翼に生じる空気力及び推進剤の燃焼に伴う重心の移動を補正するために、ノズルを推力軸が重心を通る様にカント角をもって固定し、フィンに取り付けた空力舵面による姿勢制御とした。

- 超音速で打上げロケットと実験機を分離すること

空気力と重力による分離方式とし、ロケットの熱膨張による前後の結合部の間の延びを吸収する結合分離機構とした。

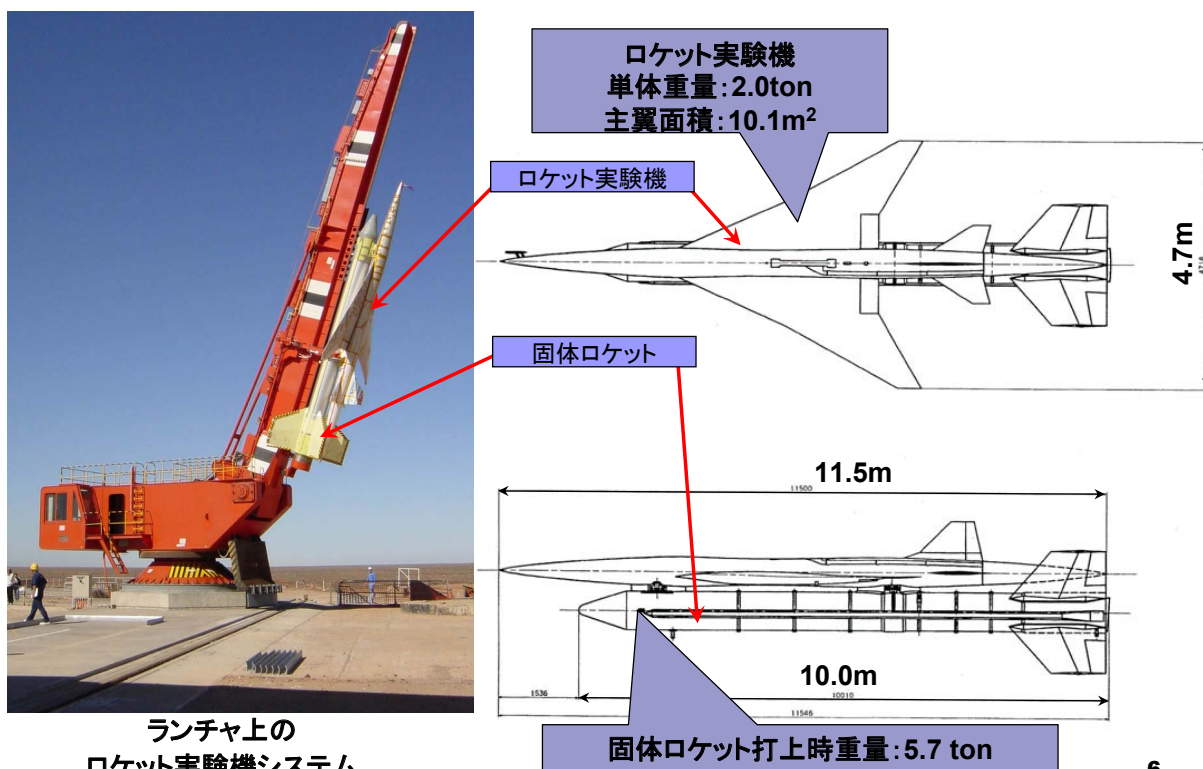
- パラシュート／エアバッグにより回収し、再使用すること

極力、既存の無人機等で開発実績のあるシステムを採用し新規開発を避け、かつ実物大供試体による部分システム試験で機能性能を確認しながら設計

5



### 3. ロケット実験機システム

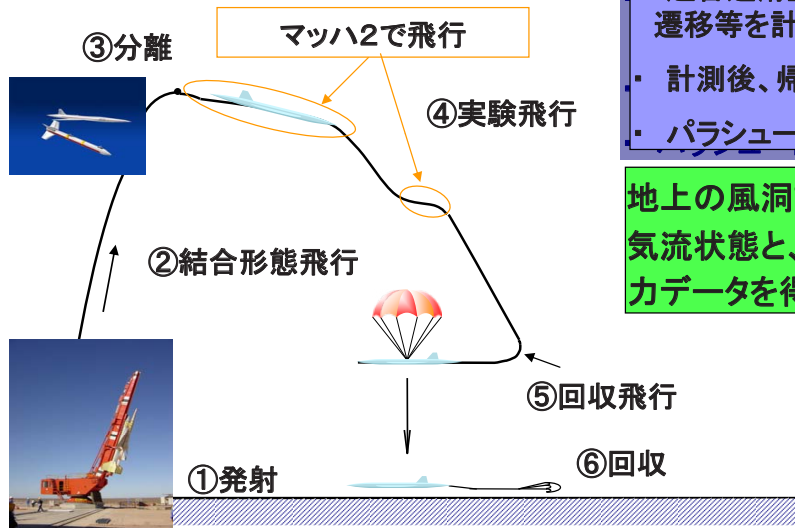


6



### 3. ロケット実験機システム

#### 無人／無推力超音速滑空の実験機



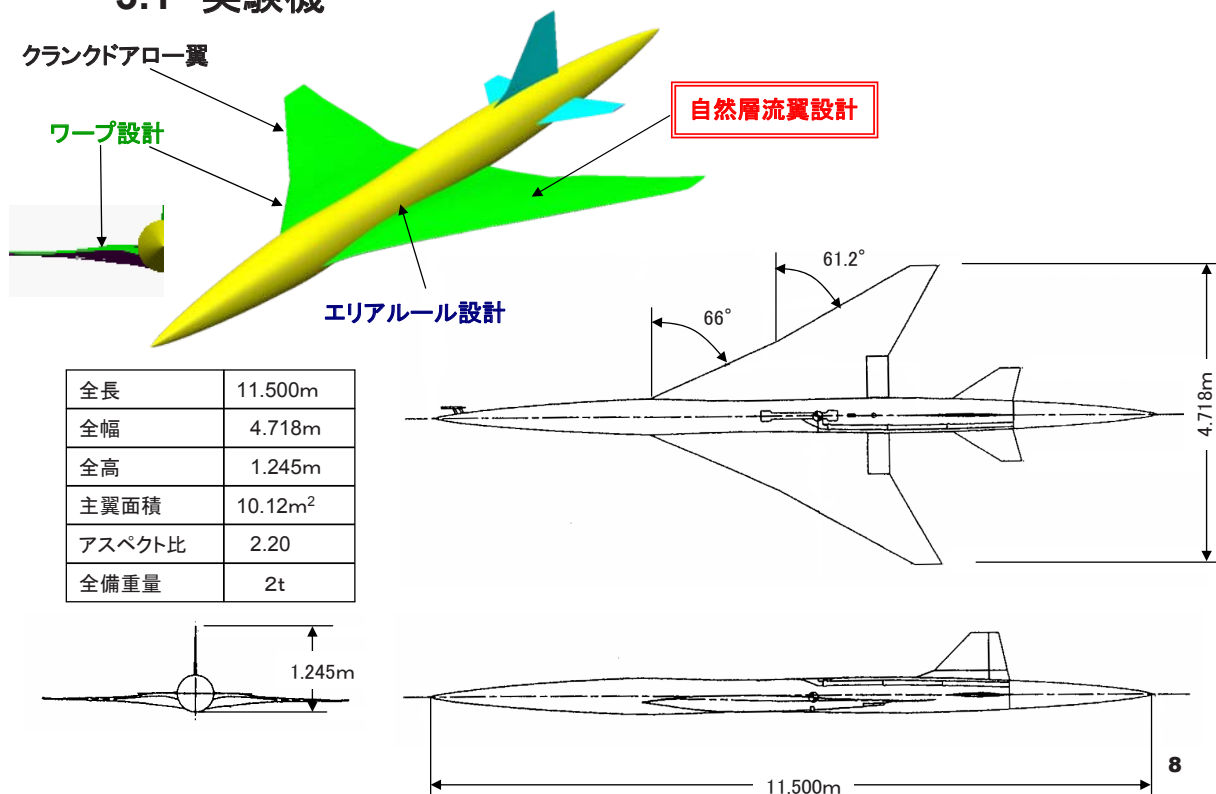
- ・ 固体ロケットによる打上(①)
- ・ 固体ロケットにより高度18km/速度マッハ2の状態に投入(②、③)
- ・ 超音速滑空飛行による圧力分布、揚抗比、遷移等を計測(④)
- ・ 計測後、帰還飛行(⑤)
- ・ パラシュート／エアバッグにより回収(⑥)

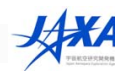
地上の風洞試験では得られない静穏な気流状態と、大きなレイノルズ数での空力データを得ることが可能となる。

7

### 3. ロケット実験機システム

#### 3.1 実験機





### 3. ロケット実験機システム

#### 3.1 実験機

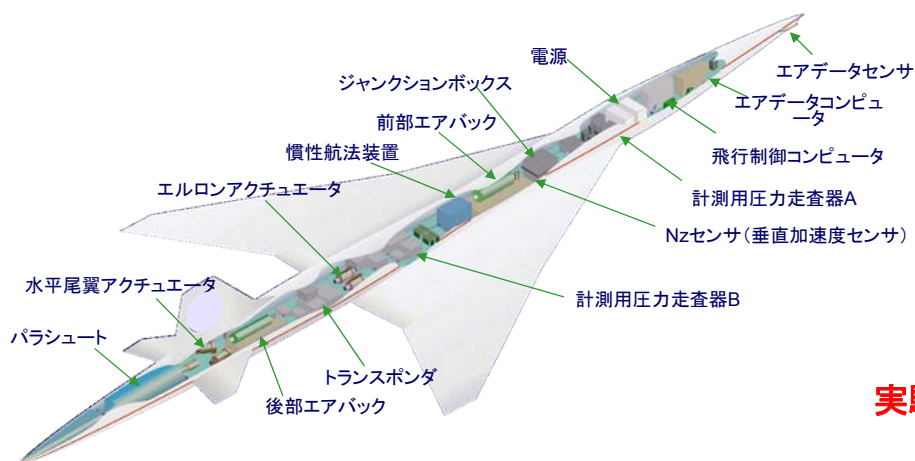


9

### 3. ロケット実験機システム

#### 3.1 実験機

- ・ 航法／誘導／制御系統： 慣性航法装置(IMU)、エアデータシステム(ADS)、加速度センサー(Nzセンサー)および飛行制御計算機(FCC)
- ・ FCCからの制御信号により電動アクチュエータを駆動し舵面(エルロン、スタビライザ、ラダー)による飛行制御
- ・ 計測系統： 胴体および主翼の圧力分布、揚力／抵抗、遷移、歪み、温度等、500点以上のデータを計測
- ・ 計測されたデータは機上のデータレコーダに記録し、高周波データを除いてはテレメータによりダウンリンク
- ・ 回収系統： 引き出し用のパイロットシュート、減速降下用のメインシュート、最終着地衝撃を吸収するために胴体の前後にエアバック

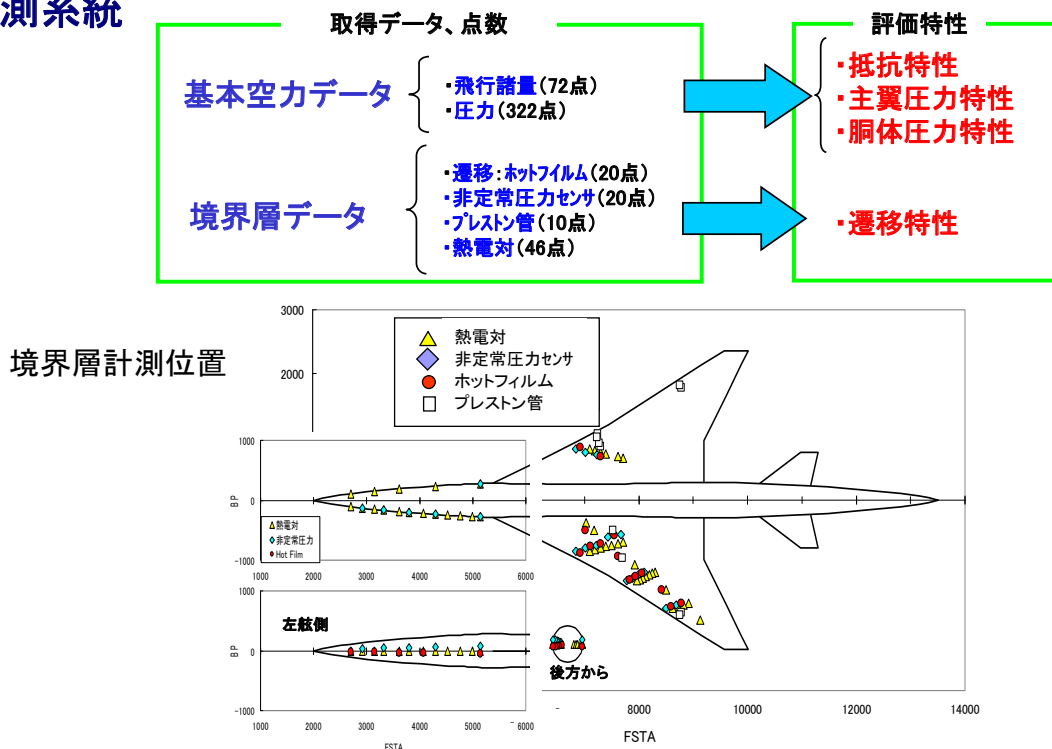


**実験機の搭載機器**

10

### 3. ロケット実験機システム

#### 3.1 実験機 計測系統



11

### 3. ロケット実験機システム

#### 3.2 打上用固体ロケット

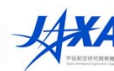
##### 打上げ方式の選定

- 実験計測を静穏な滑空状態で実施する事
- 実験機そのものは無推力機である事
- 高空でマッハ2の実験計測をする事など

1つの固体ロケットブースターで発進・上昇・加速を行い実験計測状態に投入する方式を採用した。



12



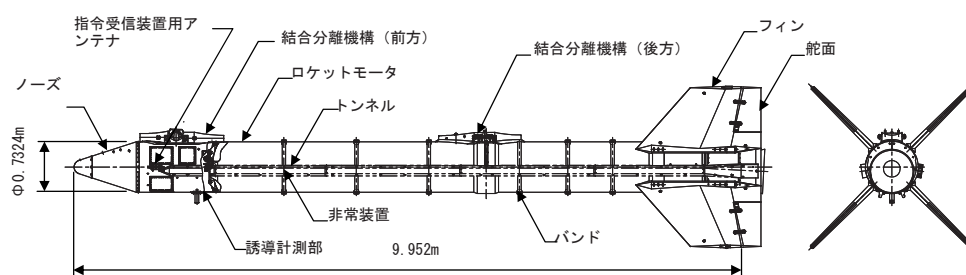
### 3. ロケット実験機システム

#### 3.2 打上用固体ロケット

##### 打上用固体ロケット(NAL735)

- 実績のある既存の固体ロケット(宇宙研のラムダロケットのブースタ;SB-735)をベースに最小限の改修
- 既存ロケットのノズルを推力軸が重心を通る様にカント角をもって固定
- フィンに取り付けた空力舵面による姿勢制御を採用
- ロケットモータの前方に誘導計測部、後方に制御部と四枚の安定翼およびフィンからなる。

寸法	全長	9.998m
	胴径	0.735m
重量	全備	5.7ton
	空虚	2.21ton
推力	推力パターン	2段推力パターン
	総推力	約934ton・sec
	燃烧時間	約50秒



13

### 3. ロケット実験機システム

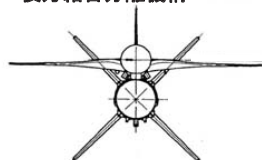
#### 3.3 実験機システム



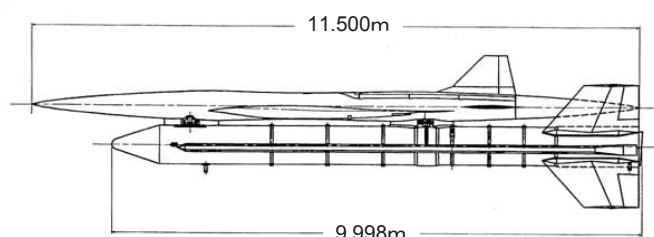
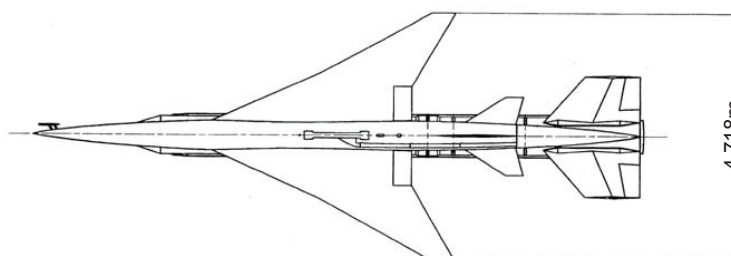
前方結合分離機構



後方結合分離機構



##### 改修設計後の打ち上げ形態(結合形態)






## 4. システム設計の妥当性検証

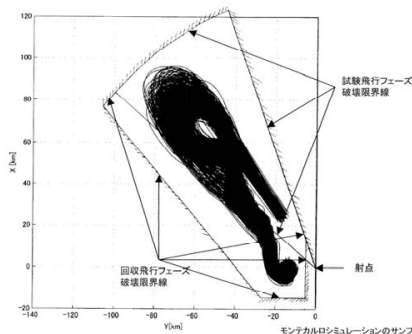
試験もしくは試験結果に基づく解析により、飛行実験の前に検証を行った。

システム要求項目と検証方法(何で検証をしたか) (1/3)

運用範囲	
投入速度	解析 ・飛行シミュレーション
投入高度	
最高速度制限	
最高高度制限	
最高動圧制限	
実験機/ロケット分離条件	
離脱特性	
可制御性	解析 ・飛行シミュレーション
初期姿勢角制限	
風速制限	
	

重量・重心		
機体 線束	全機重量	検査 ・重量計測
	全機重心	
	慣性性能率	
機体 形状 打上打	全機重量	計算 ・重量重心計算
	全機重心	
	慣性性能率	

環境条件	
搭載環境要求	試験 ・各搭載機器の環境試験 (QT, AT試験) ・全機システム振動試験
	解析 ・CLA解析



実験機飛行シミュレーション結果(飛行経路:3σ飛行解析結果)

モンテカルロシミュレーション1000サンプル

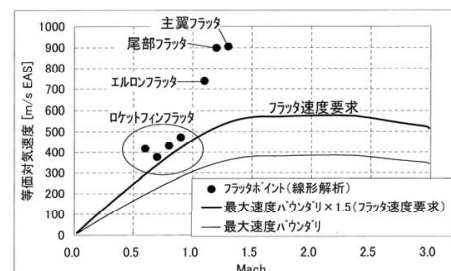
15

## 4. システム設計の妥当性検証

システム要求項目と検証方法(何で検証をしたか) (2/3)

構造強度・剛性		空力		
強度要求	試験 ・実験機構造強度試験 ・ロケット構造強度試験 ・前方・後方結合分離機構強度試験  解析（強度解析）	機全機 揚抗特性 舵効き能力  機体表面平滑度	試験 ・低速風洞試験 ・遷音速風洞試験 ・超音速風洞試験	
			解析	
フラッタ要求	試験 ・実験機地上振動試験 ・全機システム地上振動試験  解析（フラッタ解析）		製造時検査	
通信計測システム		機全機 揚抗特性 舵効き能力	試験 ・低速風洞試験 ・遷音速風洞試験 ・超音速風洞試験	
計測項目	試験 ・組立後機能試験 ・空力精度確認試験 ・構造センサー較正試験		揚抗特性	試験 ・低速風洞試験 ・遷音速風洞試験 ・超音速風洞試験
			舵効き能力	解析

機全機 揚抗特性 舵効き能力	安定性	試験 ・低速風洞試験 ・遷音速風洞試験 ・超音速風洞試験
	揚抗特性	試験 ・低速風洞試験 ・遷音速風洞試験 ・超音速風洞試験
	舵効き能力	解析






## 4. システム設計の妥当性検証

### システム要求項目と検証方法（何で検証をしたか）(3/3)

誘導制御		
制御則		
安定性	安定余裕 (線形解析)	試験 ・実験機操縦系統技術確認試験 ・全機システム振動試験
		解析
風モデル	定常風モデル	飛行シミュレーションに反映
	突風モデル	
	乱流モデル	



電気回路	
電源供給	試験 ・電力系統機能試験 ・実負荷電流試験 ・電力非常回収系試験
GND	試験 ・ストレイ電圧測定 ・実験機および打上形態電磁干渉試験
信頼性・安全性	
信頼性・安全性要求	解析 ・信頼度解析
射角	解析に反映



全機システム振動試験

17

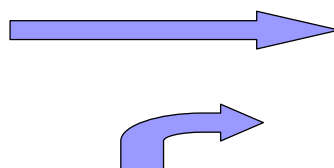


## 地上試験

### 実験機



構造試験  
地上振動試験  
電磁干渉試験  
GNC試験  
計測系試験  
非常系試験  
回収系試験  
機能試験



### 打上用固体ロケット



構造試験  
電磁干渉試験  
分離試験  
ランチャ結合試験  
地上燃焼

### 打上形態



システム機能試験  
地上振動試験  
電磁干渉試験  
計測系試験



地上燃焼試験

18



## 5. 飛行実験による検証

### ●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. クランクアロー翼、エアールール胴体、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アロー翼、エアールール胴体、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

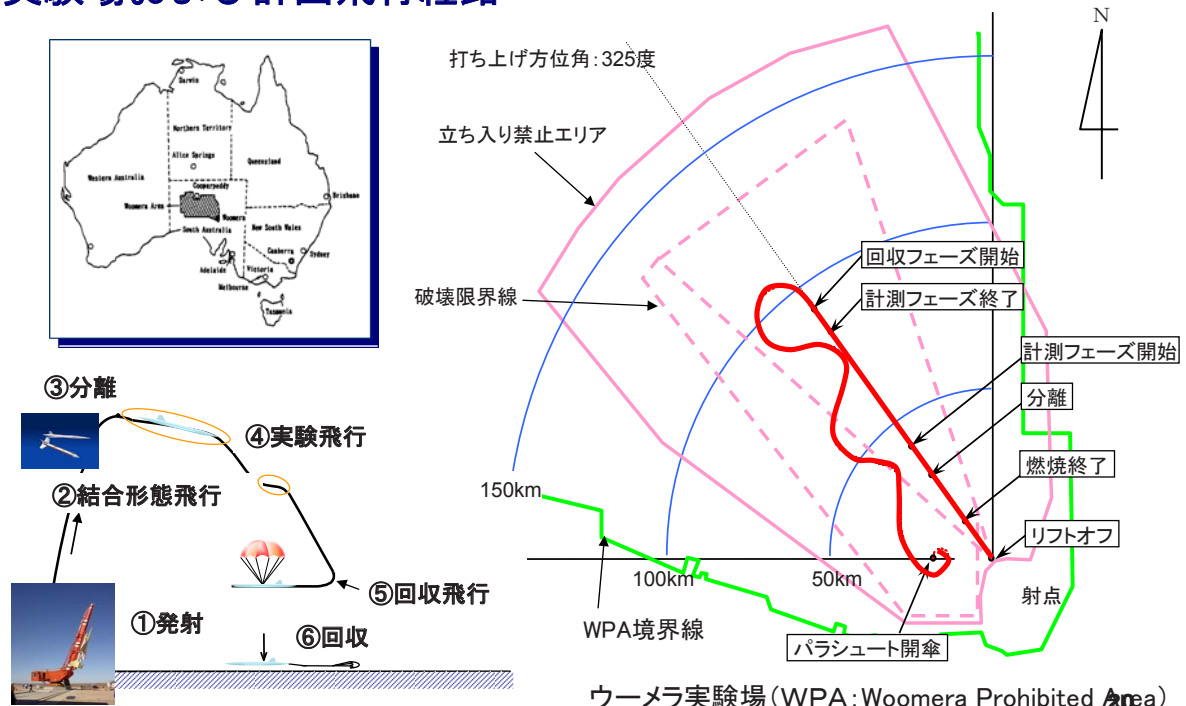
- 無人超音速機に対して、
- ・ピギーバック方式によるロケット打上・分離システム
  - ・所定の試験飛行条件における空力データ取得方法
  - ・パラシュート・エアバック方式による回収システム
- を開発し、システムの妥当性を実証する。

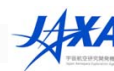
19

## 5. 飛行実験による検証

### 飛行実験結果概要

### 実験場および計画飛行経路





## 5. 飛行実験による検証 飛行実験結果概要

2006年10月10日午前7時6分(現地時間)第2回飛行実験実施

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。



## 5. 飛行実験による検証 5.1 実験機投入能力

### 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。

・高度要求: 15km以上(予測19.0km)→19.065km

・速度要求: マッハ数2.0以上(予測2.06)→2.18

・飛行制御要求: 投入条件および飛行制限を満たすとともに安全に飛行を完結すること

→計画通り実験機を投入した。

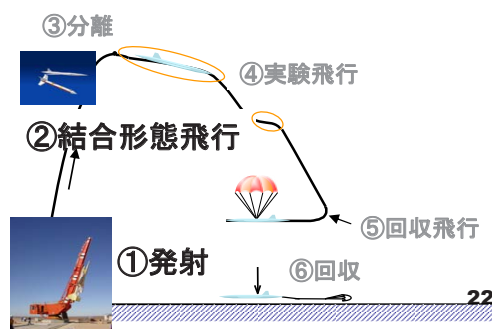
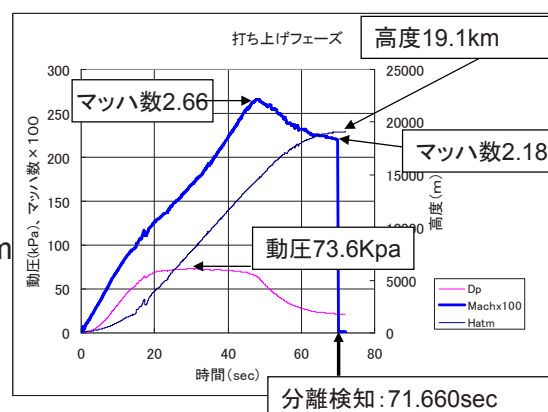
飛行制限 速度: マッハ数2.75以下→2.66

高度: 21km以下→19.1km

動圧: 100kPa以下→73.6kPa

→ 計画通り実験機を投入した。

打ち上げ時刻(現地時間) 2005年10月10日07:06:00  
天候: 晴れ 気温: 13℃ 地上風速: 5m/s



## 5. 飛行実験による検証

### 5.2 実験機分離能力

#### 2. 実験機分離能力

- ・実験機に支障なく分離が安全確実であること

→下記の分離条件下で安全な分離を行った。

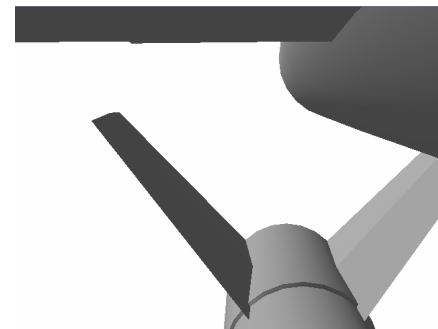
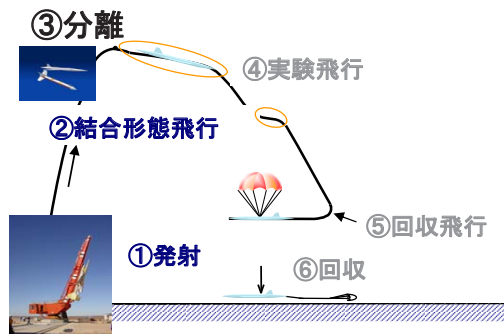
加速度要求(上下):  $0.3 \sim 0.7G \rightarrow 0.610 \sim 0.562G$

(左右):  $-0.1 \sim +0.1G \rightarrow -0.009 \sim +0.013G$

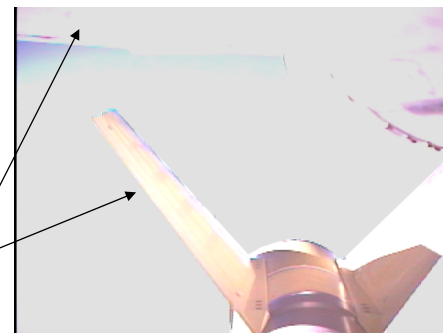
角速度要求(ロール):  $-3.0 \sim +3.0 \text{deg/sec} \rightarrow -0.297 \sim +0.286$

(ピッチ):  $-3.5 \sim +2.5 \text{deg/sec} \rightarrow -1.099 \sim -0.978$

(ヨー):  $-3.0 \sim +3.0 \text{deg/sec} \rightarrow -0.099 \sim -0.011$



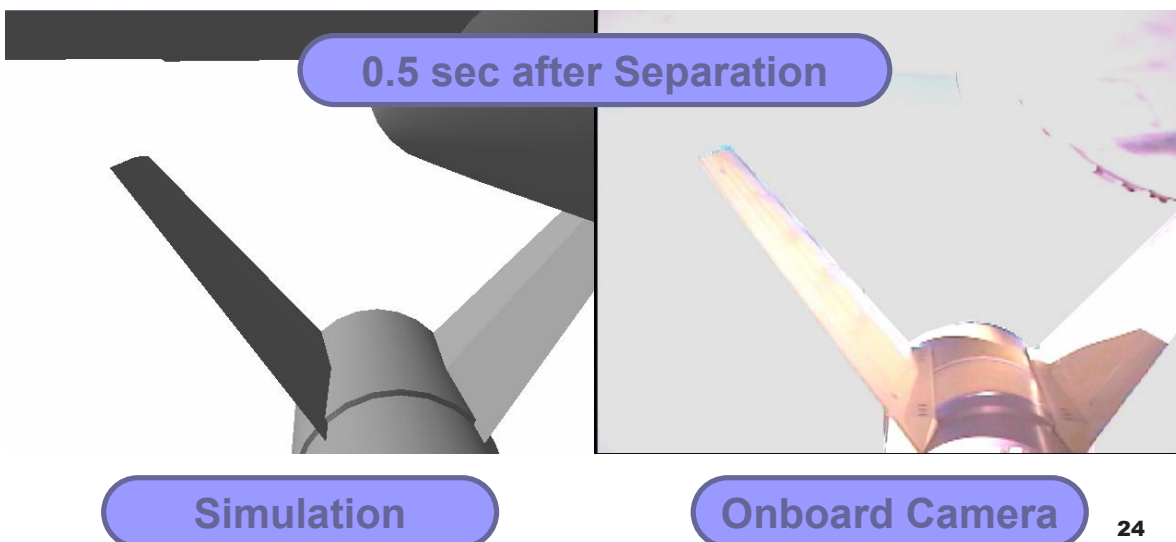
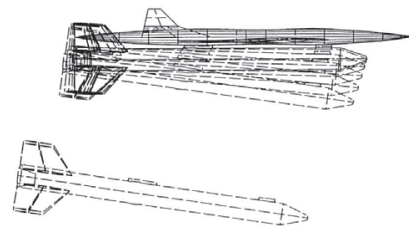
シミュレーション結果



搭載カメラの映像

分離0.5秒後のロケットの位置<sup>23</sup>

## ロケットからの分離



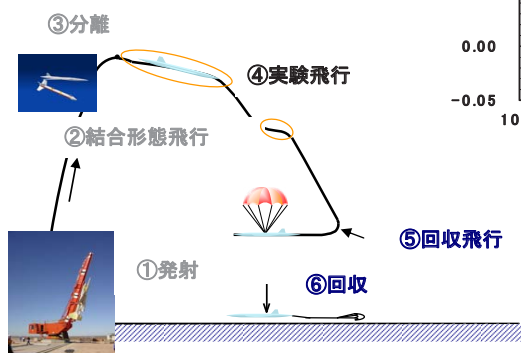
## 5. 飛行実験による検証

### 5.3 実験機飛行能力

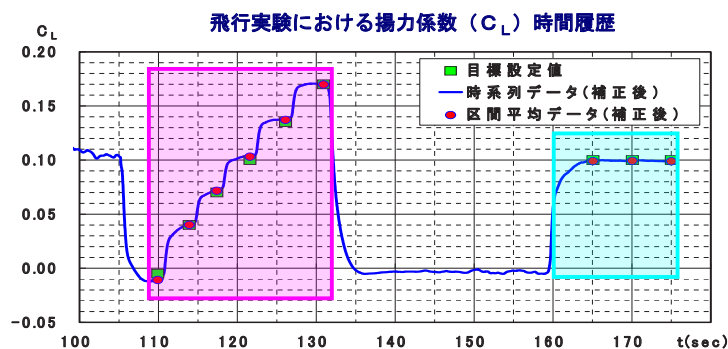
#### 3. 空力データ取得方法

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。



打ち上げ時刻（現地時間） 2005年10月10日 07:06:00  
 天候：晴れ 気温：13℃ 地上風速：5 m/s



25

## 5. 飛行実験による検証

### 5.4 実験機回収能力

#### 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。

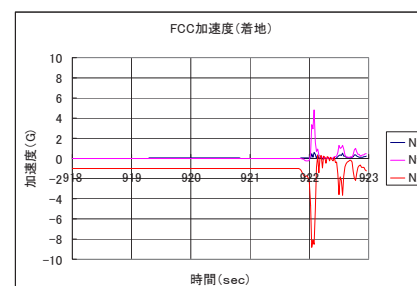
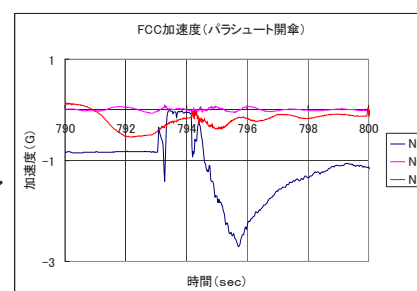
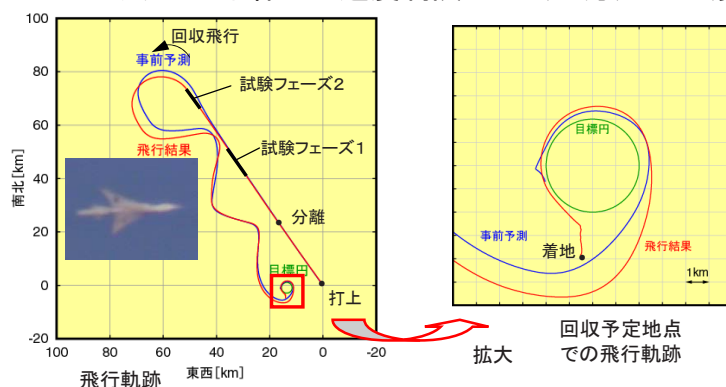
左図：緑円を目標として飛行し、最終的に緑円の周りを旋回しながら減速、パラシュート開傘となる。

・回収：パラシュートおよびエアバックを使用し回収する。

→計画通りに実験機回収を行った。

パラシュート開傘時加速度制限：6G(後方)→2.7G(実測)

エアバックによる着地加速度制限：15G(上方)→9G(実測)



26



## 6. まとめ

- ・ 改修設計・製造、国内地上試験にて設計妥当性を確認した上で、飛行実験場における準備作業を経て飛行実験を実施した。
- ・ 2006年10月10日午前7時6分(現地時間)第2回飛行実験実施
- ・ 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。
- ・ 次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証はもちろんのこと、無人超音速実験機システムの妥当性を飛行実験で実証できた

27

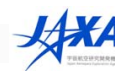


## 謝辞

小型超音速実験機の設計・製造・構造改修から飛行実験の成功までには、三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所を始めとする各メーカーの協力・努力なくしては実現できませんでした。関係各位の多大なるご支援に、感謝の意を表します。

28





29



## 2. システム要求

### システム要求(1/3)

運用範囲	
投入速度	2.0M以上(設計目標値)
投入高度	19.0km(設計目標値)
最高速度制限	2.75M以下
最高高度制限	21km以下
最高動圧制限	100kPa以下
実験機/ロケット分離条件	加速度Nz 0.5G±0.2G 加速度Ny 0.0G±0.1G ロール角速度 0.0deg/s±3.0deg/s ピッチ角速度 -0.5deg/s±3.0deg/s ヨー角速度 0.0deg/s±3.0deg/s
離脱特性	
可制御性	ロール舵角が飽和しないこと。
初期姿勢角制限	ピッチ角に関する破壊限界線を逸脱しないこと。 ピッチレートに関する破壊限界線を逸脱しないこと。
風速制限	ランチャレル長要求10m以上 発射時風制限平均6m以下

重量・重心		
実験機	全機重量	1900～2000kg
	全機重心	X軸 FSTA8025～8080mm Y軸 要求事項無し Z軸 WL-25～-45mm
	慣性能率	要求事項無し
	全機重量	4180～4280kg(空虚)
打上形態	全機重心	X軸 FSTA8650mm以下(全備) FSTA8520mm以下(空虚) Y軸 要求事項無し Z軸 WL-560～-540mm(全備)
	慣性能率	要求事項無し

環境条件	
搭載環境要求	搭載位置による下記環境要求項目を満足すること。 温度、高度、湿度、 ランダム振動(打ち上げ時、分離以降)、 衝撃(打ち上げ時、分離時)、加速度
	正弦波振動

30

## 2. システム要求

### システム要求(2/3)

強度・剛性	
強度要求	ミッション達成に必要な強度を有すること。 下記の基準を満足すること。 安全率は一律1.5とする。また、制限荷重は動荷重及び解析誤差を見込み、以下のとおりとする。 リフトオフ時：静荷重×3 飛しょう中：静荷重×2 速度：等価大気速度×1.5
フラッタ要求	ミッション達成に必要な剛性を有すること。 フラッタ解析は下記の基準で行うこと。 遷音速タイプを考慮した余裕を50%とする。また、フラッタ速度を評価する構造減衰の値は、機械加工品が多用されるという本実験機の特徴を考慮して、 $g=0.01$ とする。

通信計測システム	
計測項目	基礎データ、機体諸元、空力、構造関連のデータを計測すること。
飛行特性計測	抵抗係数 $\pm 0.0004$ 以内(目標値)
圧力分布計測	圧力係数 $\pm 0.01$ 以内(高度15km)
境界層遷移計測	層流と乱流の区別がつくこと。
構造関連計測	飛行中の荷重による構造変形の状態がモニター出来ること。

空力	
安定性	縦静安定については、飛行実験を行うマッハ2前後では安定であること。それ以外の速度域では飛行制御が可能な範囲での不安定を許容する。 上記以外の安定性については、分離～飛行実験～回収(開傘)の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な範囲に有ること。
揚抗特性	目標値8@マッハ2.0
舵効き能力	水平尾翼舵効き トリム能力：CL=0.25 Nz=-5G @マッハ2.0 Nz=+1.4G @200KEAS エルロン/ラダー舵効き： 分離～飛行実験～回収(開傘)の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な効きを有すること。
機体表面平滑度	遷移計測を行う部位およびその上流部分においては、遷移を促すラフネス(突起、段差など)を極力無くすること。 上記以外の部分についても、アンテナや各種センサーからの空力影響を出来るだけ少なくすること。影響を排除できないものについてはその位置・形状を記録すること。
安定性	縦静安定については、全ての速度域で安定であること。 上記以外の安定性については、打ち上げ～分離の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な範囲に有ること。
揚抗特性	重量約2トンの実験機をSB735ベースの固体燃料ロケットで分離条件に投入できる範囲に有ること。
舵効き能力	打ち上げ時に、10m/s迄の横風対処能力を有すること。 分離条件保持(迎角、横滑り角)の能力が有ること。 その他、打ち上げ～分離の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な効きを有すること。

## 2. システム要求

### システム要求(3/3)

制御則	
安定余裕 (線形解析)	・一次構造モード未満の周波数域 ゲイン余裕：6db以上 位相余裕：30deg以上 ・一次構造モード以上の周波数域 ゲインが-6db以下であること。
定常風モデル	射場における上空風計測データをもとにした定常風のノミナル及び1.64 $\sigma$ 分散の風モデルで設計すること。
突風モデル	耐空性審査要領Ⅱ部3-21節(FAR突風モデル)で設計すること。
乱流モデル	耐空性審査要領Ⅱ部3-21節(FAR乱流モデル：遭遇確率10 <sup>-5</sup> )で設計すること。

電気回路	
電源供給	電源断断により誤作動する機器は、電源をピン冗長とすること。
GND	不要な電流ループを作らないよう1点接地を基本とすること。

信頼性・安全性	
信頼性・安全性要求	飛行実験データを取得するために、システムとして十分な信頼度を有すること。また、飛行実験を安全に実施できるようにすること。 飛行安全システムを装備すること。飛行安全システムにより、打上ロケットあるいは実験機に異常が生じた場合には、飛行中断することで、人命や財産への危害発生を防ぐこと。 飛行安全システムは、打上ロケットや実験機の現在位置あるいは作動状態を監視する通信・計測システムと、強制落下等により打上ロケットや実験機の飛行を中断させるための非常系統等の機上システム、そしてトラックングレーダや飛行中断コマンド送信機をはじめとする地上システムで構成すること。 飛行安全システムとしては、十分な信頼度を有し、さらに飛行安全システムは基本的に1重システムであるが、機上でも異常飛行を自動判定する機能を有すること。これにより、飛行中断の実施判定については、地上からの指令によるものと、機上の自動判定によるもので冗長化されること。 設計目標値 ①飛行実験成功確率(狭義) 0.90 ②実験機回収確率 0.93 ③飛行安全システム信頼度 0.995 ④射場逸脱発生確率 0.0007
射角	65deg.以下

# ロケット実験機の空力設計概要

○吉田 憲司（宇宙航空研究開発機構）

Aerodynamic Design of the NEXST-1 Airplane

Kenji Yoshida (JAXA)

Key Words : SST, Drag Reduction, Arrow Planform, Warp, Area-rule, Natural Laminar Flow

## Abstract

JAXA developed a new aerodynamic design technology for a next generation SST in the National Experimental Supersonic Transport (NEXST) Program. In this program, four supersonic drag reduction concepts were applied into the aerodynamic design of the unmanned and scaled supersonic experimental airplane with no propulsion system called “NEXST-1”. These concepts consisted of arrow planform, warped wing (optimum camber and twist), area-ruled body and supersonic natural laminar flow wing. Former three design concepts were derived to reduce pressure drag and the last one was originally developed to reduce friction drag. The aerodynamic design of the NEXST-1 airplane was conducted using a “CFD-based inverse design method”, which was originally developed in this program. Present four design concepts were also validated in JAXA’s wind tunnel tests qualitatively. So, the flight test of the NEXST-1 airplane was expected to validate its design technology quantitatively. And good results were obtained as mentioned in present proceedings. Finally, the effect on applying the NEXST-1 aerodynamic design technology into the design of a real size SST was investigated. Consequently, improvement of about 13% of the L/D of the real size SST was predicted comparing with the L/D of a Concorde-like configuration with no propulsion system.

## 1. はじめに

小型超音速実験機プロジェクトの主目的は、次世代SST開発に向けた先進的空力設計技術の開発と、その技術のスケール実験機への適用を通しての飛行実証にある。一般に超音速機の開発における主要な空力的課題は、経済性の観点から揚抗比の向上による巡航性能の改善、環境適合性の観点から機体形状の工夫によるソニックブームの低減と離着陸性能の向上によるエンジン及び空力騒音の低減、安全性の観点から高揚力装置を利用した最大揚力の向上による失速特性の改善、などが挙げられる（図1参照）。本プロジェクトの当初計画では、要素技術研究と二種類の実験機による技術実証を通してそれらの課題に取り組み、新しい独自の先進的空力設計技術を開発し、実機適用を可能とする形にまとめることを目標としていた。その際、我が国の実機開発の経験不足を補う観点から、従来の統計データや経験に頼らない数値流体力学（CFD）を主体とした論理的な設計過程の追及と、コンコルド開発以降の革新的技術成果の積極的な適用を基本方針とした。

まず巡航時の揚抗比の向上については、超音速では衝撃波の発生に伴い機体/推進系干渉が複雑となるため、まず推進系の無い形態について最適な抗力低減設計技術を開発し、次に推進系の影響を考慮しつつ亜音速性能の改善も取り込んだ最適な抗力低減設計技術に発展させるステップを踏んだ。前者におい

ては空力的にクリーンな形状に対する超音速での抗力低減技術として、空力形状の詳細な修正を可能とするCFD逆問題設計法を開発し、最終的に世界初の超音速自然層流翼設計技術にまとめ上げた。後者については、推進系の影響を取り込むために幅広い設計変数に対して最適化が図れるようにCFDを用いた最適空力設計法を開発し、独自の非軸対称胴体コンセプトによる機体/推進系干渉抗力の低減設計技術にまとめた。次に高揚力装置の最適化等の離着陸性能改善技術とソニックブーム低減技術については、要素技術研究において風洞試験とCFD解析により継続的に開発を進めた。

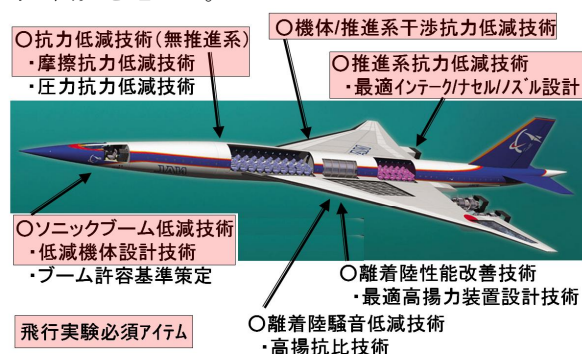


図1. 次世代SST開発における空力技術課題

無推進系での抗力低減技術の実証は、ロケット打上による無推力で滑空型の実験機（ロケット実験機あるいはNEXST-1と呼称）で、また機体/推進系干渉



抗力低減及び亜音速性能改善のための設計技術の実証は、ジェットエンジン搭載型の実験機（ジェット実験機あるいはNEXST-2と呼称）で行なう計画としたため、それらの設計技術は実際の実験機設計に適用された<sup>1)</sup>。（図2参照）その後、ロケット実験機の第1回飛行実験におけるロケット打上失敗により

（2002年7月14日）、ジェット実験機は基本設計の約70%の段階で凍結となったが、CFD最適空力設計技術は風洞試験とCFDによる検証を経て概ね開発を完了することはできた。

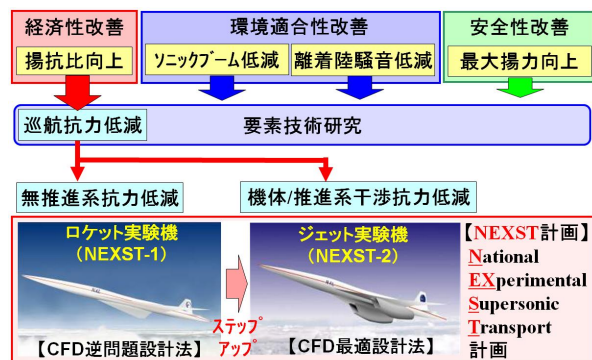


図2. 小型超音速実験機プロジェクト計画

打上失敗後は、ロケット実験機の飛行実験再開に向けての作業が主体となったが、それと並行して超音速機に限定しない“コンピュータを用いた革新設計技術及びその飛行実証プログラム”に関する研究会が立ち上がった。そして最終的に巡航性能向上に加えソニックブーム及び離着陸騒音低減を主目的とした“静粛超音速研究機構想”が策定された。この研究機はジェットエンジンを搭載し、離着陸から亜音速巡航、遷音速加速、超音速巡航までの全ての飛行領域をカバーし、約30回の飛行実験を行って空力、構造、誘導・制御、推進系、等に関する先進的な設計技術の効果を実証することを目的としたものである。これにより、当初計画の空力的課題への各種技術開発とそれらの飛行実証による確立が概ね可能になるものと期待されている。尚、ジェット実験機と静粛超音速研究機に関する空力設計技術の概要は、本報告会の他の講演内容にまとめられているので省略する。

そこで、本報告ではロケット実験機に限定し、まず今回独自に開発した超音速での抗力低減技術の特徴と実験機への適用結果を紹介し、合わせて想定実験機に適用した場合の効果についても報告する。尚、ロケット実験機の第2回飛行実験は2005年10月10日に行なわれ無事成功した。その後、飛行実験データの詳細な解析を経て今回開発した空力設計技術の妥当性は検証された。それらの成果については、他の講演で触れられているので、それらも割愛する。

## 2. ロケット実験機の空力設計技術

ロケット実験機の空力設計技術（便宜上、NEXST-1空力設計技術と呼称）では、超音速巡航時の抗力低減に主眼を置いている。本プロジェクトでは、実験機に特化した設計法の開発ではなく、実機への適用を想定した汎用性の高い設計技術の開発を目的とし、その適用対象としてスケール実験機を選定するという方針とした。以下にNEXST-1空力設計技術の概要をまとめる。ロケット実験機の詳細な空力設計結果については文献2にまとめた。

### 2. 1. 空力設計コンセプトと設計方針

#### （1）超音速での抗力分解と抗力低減方針

一般に航空機の抗力は摩擦抗力と圧力抗力に分けられるが、超音速の場合には圧力抗力はさらに衝撃波に起因する造波抗力と翼端渦に代表される翼後方に存在する渦分布に起因する誘導抗力に分けられる。また造波抗力には体積依存成分と揚力依存成分があり、後者と誘導抗力を合わせて揚力依存抗力と呼ばれる。この揚力依存抗力は亜音速同様、一般に揚力の2次関数（ドラッグポーラーと呼称）となるが、その曲線の特徴と上記の抗力分解は図3に模式的に示されるようなものとなる。

$$\text{抗力}(C_D) = \text{摩擦抗力}(C_{Df}) + \text{圧力抗力}(C_{Dp})$$

$$\bullet \text{圧力抗力}(C_{Dp}) = \text{体積依存造波抗力}(C_{Dw}) + \text{揚力依存抗力}(C_{Di})$$

$$\bullet \text{揚力依存抗力}(C_{Di}) = \text{揚力依存造波抗力}(C_{Dwi}) + \text{渦抗力}(C_{Dv})$$

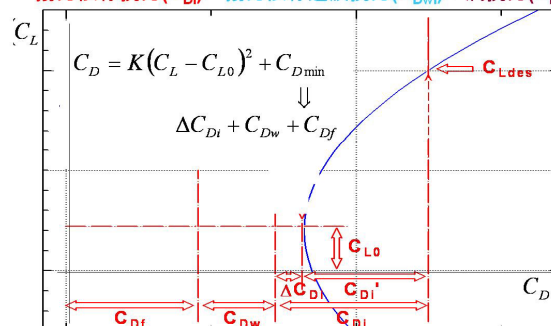


図3. 超音速における抗力の内訳

次世代SST開発に向けた抗力低減技術の開発に際しては、まず各抗力成分に最も効果的な手法を適用することを想定した。圧力抗力に対しては、コンコルド開発時から既知の設計コンセプトがあり、それらは、①主翼の前縁がマッハ円錐の内側に置かれるように大きな後退角を持つ矢型に似た平面形にすること（アロー型平面形と呼ばれる）、②翼のキャンバーと振り角分布の組み合わせを最適に調整すること（ワープ翼と呼ばれる）、③翼胴結合部の胴体断面積を削り、くびれた胴体にすること（エリア・ルール胴体と呼ばれる）、である。ここで①②は揚力依存抗力の低減に、また③は体積依存造波抗力の低減に有効な設計コンセプトである。

一方、摩擦抗力に対しては、自然層流化のコンセプトが有効であることは古くから知られていたが、上記の圧力抗力低減コンセプトと一緒に適用された例は皆無であった。そこで、本プロジェクトではそれに挑戦し、世界初の超音速自然層流翼設計技術の開発を試みた。図4はNEXST-1空力設計技術の設計コンセプトと各抗力成分の対応関係を、また図5は抗力特性における各コンセプトの低減効果の概説を、さらに図6は最終的に設計されたロケット実験機の形状と適用された空力設計コンセプトとの関係を示す。以下に各コンセプトの概要をまとめる<sup>1-3)</sup>。

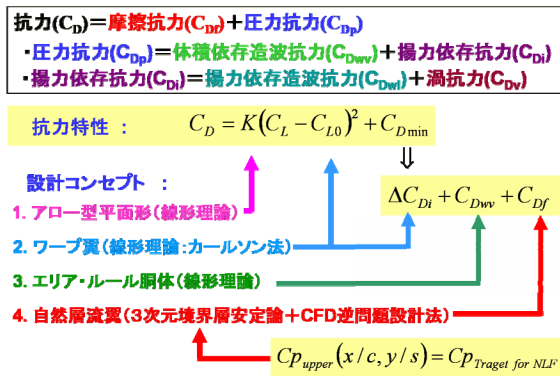


図4. 超音速機の抗力低減コンセプト

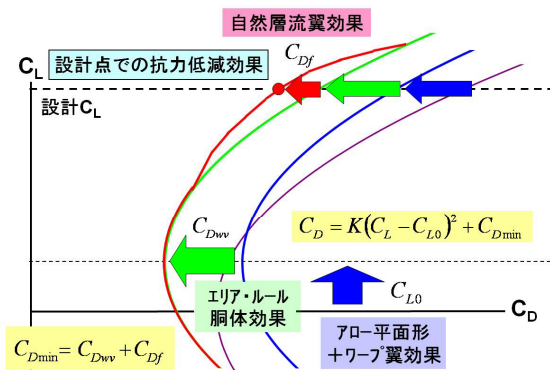


図5. 抗力低減効果の概要

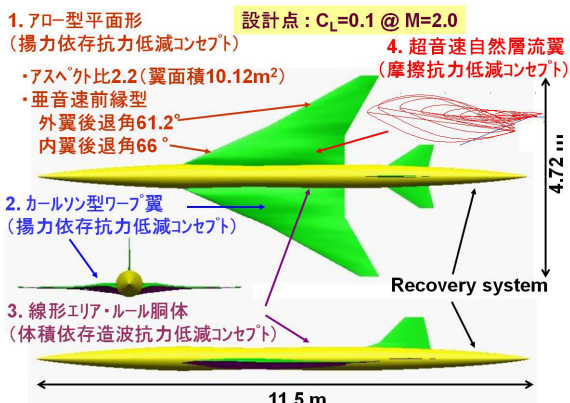


図6. 空力設計コンセプトの適用

## (2) 抗力低減コンセプトの概要

まずアロー型平面形とは、後退角の大きい前縁と後縁を有する“矢形”に似た平面形のことである。これは超音速線形理論による揚力依存造波抗力低減に有効な最適細長比の実現（流れ方向にできるだけ細長い翼）と、誘導抗力低減に有効なそれとは相反する高アスペクト比化の実現（横方向にできるだけ細長い翼）を両立させる最も有効な解として導かれたものである<sup>4)</sup>。

次にワーブ翼とは、揚力依存抗力の低減に適した翼面上の荷重分布（上下面の圧力差分布）を実現するように翼弦方向のキャンバー分布と翼幅方向の振り角分布を有効に組み合わせた3次曲面を有する翼のことである。その設計法としてはカールソンの方法<sup>5)</sup>が有用である。詳細は文献2に譲るが、ワーブ翼設計の物理的な着眼点は、後退角の大きい翼に特有の前縁剥離の抑制にあり、通常前縁を下方へ適度に折り曲げる（ドゥループさせる）ことによって達成される<sup>6)</sup>。

また胴体のエリア・ルール化とは、機体全体の断面積分布が細長物体理論による体積依存造波抗力の最小解（シアーズ・ハック体）に一致するように胴体の断面積分布を修正するというものである<sup>7)</sup>。一般に機体の断面積分布に対して最も支配的な構成部位は胴体と主翼であるが、その全体の断面積分布がシアーズ・ハック体のそれと一致するように調整する場合、主翼は揚力依存抗力低減の観点から形状を修正できないため、その差分を全て胴体形状で対応しようとするのが胴体のエリア・ルール化という手法である。通常、このようなエリア・ルール胴体の特徴は主翼及び尾翼取付位置付近で胴体が細く削られたものとなっている。

最後に自然層流翼とは、何らかの能動的な制御を行うことなく翼面上の境界層遷移を遅らせて層流域を増大させて摩擦抗力を低減させる翼のことである。一般に遷移の物理的機構として、2次元翼で支配的なトルミン・シュリヒティング不安定 (T-S不安定) と3次元翼特有の境界層外縁での主流方向に直角な方向の流れ成分に起因する横流れ不安定 (C-F不安定) の2種類がある<sup>8)</sup>。通常、SSTのような後退角の大きい翼の境界層の場合にはC-F不安定が卓越し、ほとんど前縁近傍で遷移が発生するため自然層流化は困難と考えられていた<sup>9)</sup>。

そこで本プロジェクトでは、翼面上の圧力分布を工夫することでC-F不安定を抑制する翼の設計に主眼を置いた。そのためには、まずC-F不安定の抑制に有効な圧力分布形を見い出す必要があり、 $e^N$ 法<sup>10)</sup>と呼ばれる遷移点予測手法を用いて広範囲な圧力分布形について検討を行なった。その結果、前縁近傍の加速領域を翼弦方向に短くすることが最も有効で、翼



弦方向の圧力分布としては急激に加速してその後緩やかに増速するステップ関数的な形が最適であることを導いた<sup>11)</sup>。

次に、その理想的な圧力分布を実現する翼を設計する手法として、いわゆる逆問題設計法を適用した。具体的には、理想的な圧力分布形を目標とし、ある初期形状のCFD解析結果による圧力分布との差分を基に形状修正量を算出する。次にその修正形状のCFD解析を再度行い、原理的には目標と一致するまで同様の修正を繰り返すというものである。CFD解析法としては、旧NALで開発されたNSソルバー<sup>12)</sup>が適用された。また今回の目的に合致した逆問題設計法としては、旧NALで遷音速翼設計用に開発された高梨の方法をベースに、その定式化を超音速版に改良して開発した<sup>13-14)</sup>。

## 2. 2. ロケット実験機の空力設計結果

ロケット実験機の空力設計においては、実機への適用技術実証の観点から、まず機体形態は想定される実機規模を基準とし、次にそれを幾何学的に相似の縮尺機体（スケール機体）とすることを考えた。次世代SSTの想定実機としては、日本航空機開発協会（JADC）の一連の検討<sup>15)</sup>から、本プロジェクトの開始当初は、設計マッハ数2.0、揚力係数0.1、翼面積9,000ft<sup>2</sup>(836 m<sup>2</sup>)、胴体長300ft(91 m)、胴体体積30,000ft<sup>3</sup>を選定し、垂直尾翼形状についてはコンコルドとほぼ相似で取り付け位置も相対的に同等なものとし、また水平尾翼形状について旧McDonnell-Douglas社の計画機を参照して実験機の機体諸元を設定した。尚、縮尺率については各種制限（予算規模、飛行実験計画、等）から最終的に11%に決められた。今回想定した次世代SSTの要求仕様（マッハ数M、乗客数Pax、航続距離R）と機体主要諸元（全長L、翼幅b、翼面積S、アスペクト比AR、最大離陸重量W）を図7にまとめる。

○第1世代SST: M=2, Pax=100, R=6000km  
(Concorde) L=62m, b=25.6m, S=412m<sup>2</sup>, AR=1.6, W=174ton



○次世代SST: M=2, Pax=300, R=11000km  
L=91m, b=42.9m, S=836m<sup>2</sup>, AR=2.2, W=360ton



○小型超音速実験機: M=2, 11% scale  
(NEXST-1) L=11.5m, b=4.72m, S=10m<sup>2</sup>, AR=2.2, W=2ton

図7. 次世代SSTの想定仕様

次に上述の抗力低減コンセプトを取り込んだ具体的な空力設計であるが、本プロジェクトでは図8に示

すような空力設計フローを考案した。本設計の主要なポイントは、圧力抗力低減設計と摩擦抗力低減設計を2段階で行ったことである。具体的にはまず前者を線形理論設計法を用いて行い、次にその全機形状を初期形状としてそれにCFD逆問題設計法を適用することで後者の設計を行う、という流れである。設計の進め方としては、各段階で設計結果を空力的に分析し、合わせて実験機成立性の確認や設計手法の改良、等を盛り込んで設計をグレードアップさせることによって、図9に示すような第0次形状から第4次形状まで設計を進化させ、最終的に第4次形状を実験機形状として確定した。以下にその設計過程の概要をまとめる。

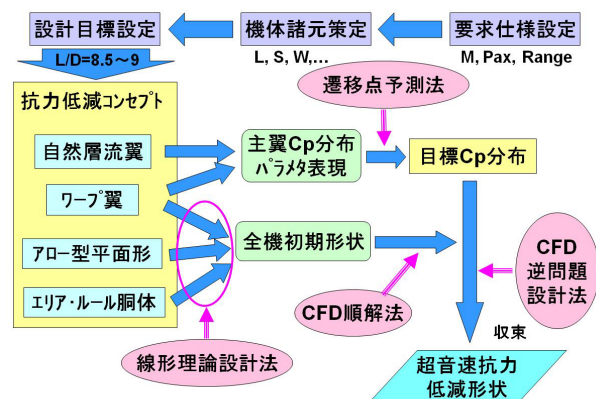


図8. CFD逆問題法による空力設計フロー

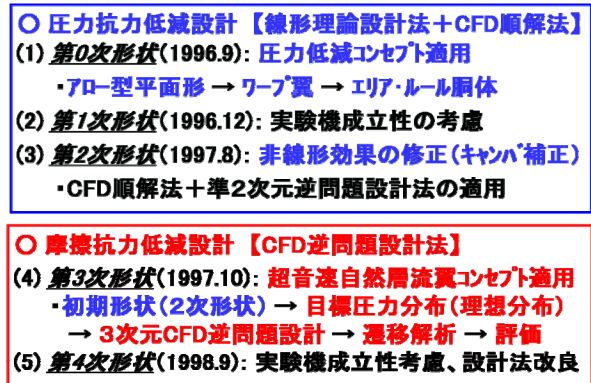


図9. ロケット実験機の空力設計の過程

### (1) 圧力抗力低減形状の設計

抗力低減形状の設計に際しては、今回採用した圧力抗力低減コンセプトが線形理論に基づくものであること、摩擦抗力低減コンセプトはCFD逆問題設計法を必要とすることから、前者は線形理論ツールで対応するものとしてまず初期形状を設計し、後者においてはその初期形状を基に自然層流翼設計を行うというアプローチを取った。そこで、以下ではまず線形理論設計の結果をまとめる。

まず平面形の設計では、旧Douglas社の平面形（図10）を参考に、平面形を規定する主要パラメタとし

てアスペクト比、細長比（半翼幅の最大翼弦長に対する比）、内/外翼の前縁後退角、後縁線キンの翼幅方向位置を選定した。細長比に関しては、線形理論と風洞試験データに基づく経験式<sup>16)</sup>を用いると最適値（マッハ数2.0の場合は約0.3程度）が存在することがわかっているので、その近傍を選定した。アスペクト比については次世代SSTの代表的な計画機例を参考に1.8～2.2の範囲を想定した。しかしながら、このように細長比、アスペクト比、翼面積を固定しても残りの主要パラメタの組み合わせで多種多様の平面形が可能となる。そこで、試行錯誤的に多数の平面形を考案し（99種類のアロー型平面形を候補とし）、超音速揚力面理論<sup>5)</sup>により揚力依存抗力特性を解析・評価し、最終的に図10にまとめられるような8種類の有効な平面形を選別した。

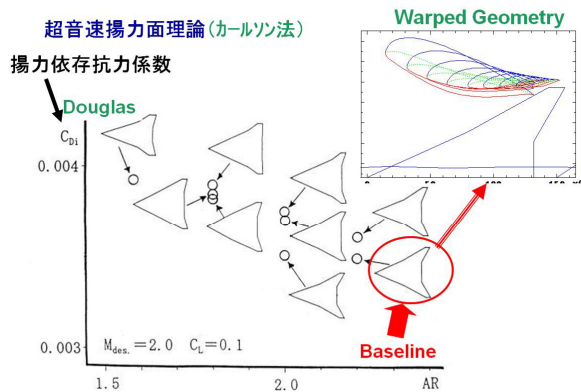


図10. 第1次形状の平面形及びWarp翼設計結果

次にワープ翼設計では、上記の8種類の平面形全てを対象にカルソソの方法<sup>5)</sup>を適用し、設計揚力係数0.1において最も抗力低減効果の優れたワープ付アロー翼を設計した。図10にその最適翼（Baselineと記載）を示す。尚、実際のワープ翼設計においては、カルソソの方法で得られる翼幅方向の振り角分布と翼弦方向のキャンパー分布で構成される3次曲面（ワープ面と呼称）に何らかの厚み分布を設定する必要がある。このうち最大翼厚比（ $t/c$ ）の翼幅方向分布については図11に示されるような次世代SST計画機の例を参考とした。図11には参考までにコンコルド及び最終的に得られた自然層流翼設計を取り込んだ場合のNEXST-1実験機の $t/c$ 分布も比較のために載せてある。（NEXST-1実験機の分布が次世代SST計画機の例と異なってしまった理由は後述する。）

また翼弦方向の厚み分布については、設計の初期段階として比較的簡単であることが望まれたため、厚み分布が数式で表現可能なNACA 4字翼型の厚み分布の表式を採用した。最終的に、このようにして設計されたワープ付アロー翼は、アスペクト比2.2、内/外翼の前縁後退角は $66^\circ/61.2^\circ$ 、後縁線のキンク

は40%半翼幅位置にあり、断面形は図10に示されるようなものとなった。

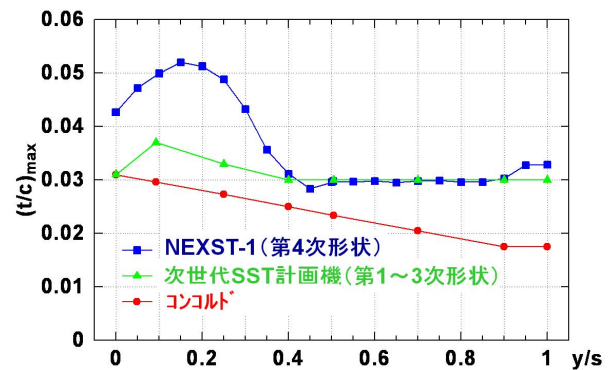


図11. 最大翼厚比の翼幅方向分布の例

一方、エリア・ルール胴体の設計であるが、それにはまず胴体全長と体積、主翼取り付け位置、尾翼形状とその取り付け位置が決定される必要があるため、初期形状設計の段階ではそれらは他機例を参考に決定した。（本来、尾翼については機体の飛行特性を考慮して設計されるべきであるが、本プロジェクトではまず次世代SSTとしての先進的な抗力低減技術の開発・実証を主としているため、基本空力形状設計においてはその点のみを考慮し、その後、製造メーカーによる実機成立性の検討段階で飛行特性を考慮して尾翼を修正する方針となっていた。しかしながら、結果として今回設定の尾翼形状で十分な飛行特性が確保されていることが判明したため修正は不要となった。）具体的には、まず胴体の前方部と後方部を放物型のコーン形状とし、次に両者の中間は円筒形で模擬し、そこに主翼と尾翼を取り付けた形状を基本形とした。その際、実験機の回収に必要なパラシュートを尾部に格納するための容積を確保する必要があることから、後部胴体長を0.5m延長した。次にその基本形状全体のマッハ数2.0における細長物体理論に基づく断面分布を求め、その全長及び全体積と同等のシアーズ・ハック体の断面分布から翼と尾翼の断面分布を差し引いて胴体みの断面分布を算出した。図12に各構成部位の断面分布を示す。最後に、これを基に軸対称近似を適用して胴体形状（半径分布）を設計した。このようにして設計されたワープ付アロー翼とエリア・ルール胴体、並びに尾翼から構成される全機形状を第1次形状とした<sup>2)</sup>。

以上からわかるように、第1次形状は純粋に線形理論に基づく設計形状であるため、まずその特性をCFD解析により分析し、抗力特性の検証を行う必要があった。それによると、ワープ翼効果はエリア・



ルール胴体の影響（翼胴結合部の胴体のくびれの影響）と翼厚の影響（前縁近傍の非線形効果）により、線形理論の予測の半分程度しか得られていないことが判明した。そこで、キャンパー分布を試行錯誤的に修正し、第2次形状（線形理論設計形状）として定義した<sup>2)</sup>。（図13参照）

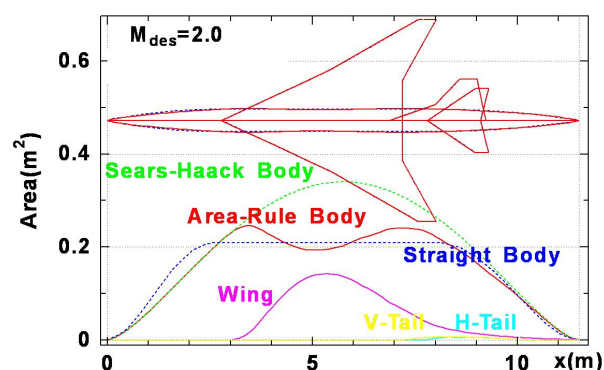


図12. 第1次形状の超音速断面積分布

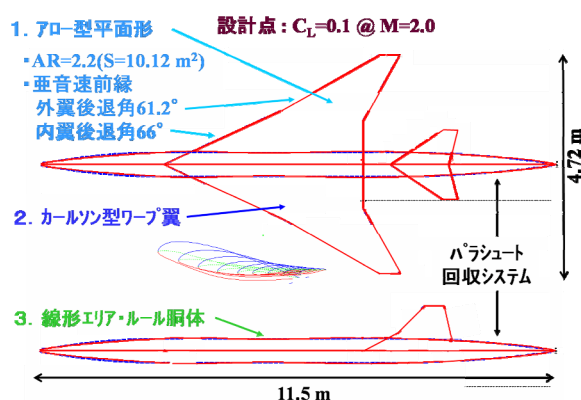


図13. ロケット実験機の線形理論設計形状

## （2）摩擦抗力低減形状の設計

次に摩擦抗力低減コンセプトの適用として自然層流翼設計を試みた。上述したように、本設計にはCFD逆問題設計法を適用したが、その初期形状に第2次形状を採用することで、基本的に圧力抗力低減コンセプトは自動的に組み込まれることになる。図14は今回開発したCFD逆問題設計法のフローと設計結果である。

上面の目標圧力分布は上述の自然層流翼設計コンセプトの圧力分布を用い、一方下面はワープ翼設計用の最適荷重分布を基に上面圧力分布から差し引いて求めた。各繰り返しサイクルでは翼形状は翼幅方向の14断面位置で修正され、CATIAを用いてスムージングが施されたが、その際、最大翼厚比の制限は極力守るよう調整した。その結果、空力設計に許された時間的制約の関係で繰り返しサイクル数に制限

が生じ、修正量に関して最終的な収束を得るには至らず、7回目の形状が最終形状となり、これを第3次形状とした<sup>2)</sup>。

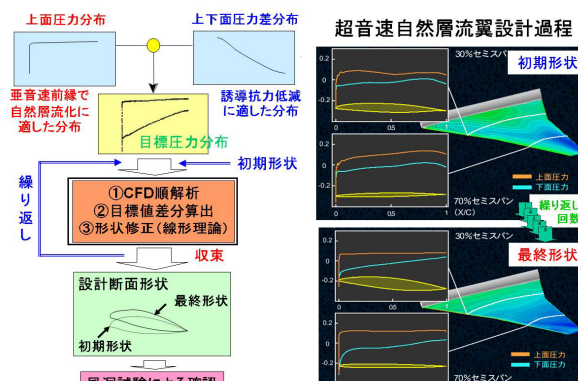


図14. ロケット実験機の超音速自然層流翼設計過程

その後、実験機システムに対する成立性検討の段階で、飛行特性の観点から水平尾翼面積の増加と装備性の観点から胴体径の増加が要求され、機体形状の再設計の機会を得ることができた。実は、第3次形状の設計では次の課題が内在していた。①前縁近傍の格子密度が低く、その解析精度が低下していたため、目標圧力分布への収束が思うように行かなかった。②本設計法では設計サイクルを進めると内翼は厚く、外翼は薄くなる傾向を持っていることが判明した。そこで再設計に際しては、前縁近傍の解析精度を向上させること、内翼では最大翼厚比の制限を緩めて目標圧力分布への一致度を高めることにし、一方外翼では構造的な問題があるため最大翼厚比の制限を遵守して薄翼化を防止すること、を考慮した。その結果、時間的制約の中で可能な限り設計サイクルをまわし、最終的に図15に示されるような圧力分布の収束結果が得られるに至った。図からわかるように内翼に関してはほぼ収束しており、外翼に関しては翼厚制限を守る立場から完全な一致には至っていないものの、概ね良好な収束状況であることを確認した。

また翼厚比分布は図11にNEXST-1と記載のものになった。内翼は目標圧力分布への一致を優先させたことにより大幅に厚くなってしまったが、今回の飛行実験では世界初の超音速自然層流翼設計コンセプトを飛行実証することの方に力点を置くという観点から、この内翼の厚みの増加による造波抗力の増加は許容できるものと考えた。（その後の要素研究により、現在では内翼の翼厚増加を抑えることも可能になっていることを付記しておく。）

最後に、この設計形状の圧力分布を基にe<sup>N</sup>法により遷移特性を検討した結果、概ね目標圧力分布による結果と同等であることを確認した。そこで、この

第4次形状をロケット実験機の最終空力形状（CFD逆問題設計形状と呼称）に選定した<sup>2)</sup>。（図6参照）

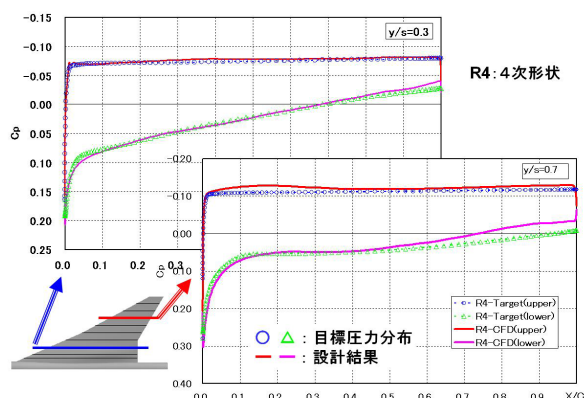


図15. ロケット実験機の超音速自然層流翼設計結果

## 2. 3. 空力設計結果の分析・検証

以上の空力設計結果については、その妥当性を風洞試験で確認する必要がある。また遷移特性に関しては、設計過程で用いた $e^N$ 法<sup>10)</sup>が非圧縮性理論に基づくものであるため定性的な検討しか有効ではなく、飛行実験計画、定量的な推定を行う必要性から、圧縮性理論に基づく $e^N$ 法の開発も必要となった。そこで、これらについては要素技術研究の中で実施した。以下にその結果をまとめる。

### （1）風洞試験による圧力及び力特性の検証<sup>17)</sup>

まず圧力分布特性の確認には、ロケット実験機4次形状の8.5%全機圧力計測試験模型と23.3%翼胴遷移計測試験模型を用い、前者の8.5%模型はJAXA研究開発本部の1m×1mの測定部を有する吹き出し式超音速風洞（SWT1）で、後者の23.3%模型はONERAの1.93m×1.75mの測定部を有する循環式超音速風洞（S2MA）で試験を行った。

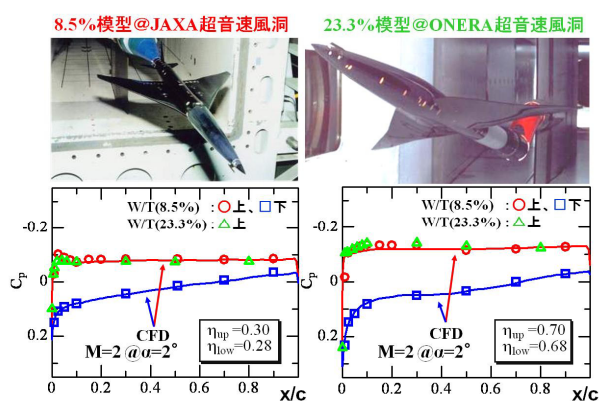


図16. ロケット実験機の圧力分布の実験的検証

模型と試験結果の一部を図16にまとめる。尚、図中に比較データとして載せたCFD解析結果はJAXA研究開発本部のNS解析コードUPACS<sup>18)</sup>によるもので、

計算条件としては全面乱流を仮定した。図より、両風洞試験とCFD解析結果との良好な一致が見られ、設計形状は設計点（ $M=2$ ,  $\alpha=2^\circ$ ）で目標圧力分布を実現していることが確認された。

次に力特性に関しては、ロケット実験機4次形状の8.5%単体全機力計測試験模型を用いて、JAXAの1m×1m超音速風洞（SWT1）で試験を行い、図17の結果を得た。図より、低迎角では揚力特性はCFD解析と風洞試験結果でよく一致しているが、迎角が大きくなるとCFD解析結果の方が揚力は大きくなっている。これは風洞試験がスティング支持の制約から後部胴体を切り欠いているのに対して、CFD解析は完全な全機の形態を対象としているためであると考えられる。

また、抗力に関してもドラッグポールの開き（図3-5のK）と最小抗力時の揚力オフセット（図3-5の $C_{L0}$ ）は概ね一致しているものの、抗力の絶対値はCFD解析の方が約5ドラッグカウント（ $C_D=0.0005$ ）程小さくなっていた。図4からわかるように、Kと $C_{L0}$ の一致度合いから、平面形及びワープ翼効果は概ね確認されたものと考えられるが、エリア・ルール胴体効果については、最小抗力にずれがあるため明確な検証はできなかった。尚、抗力の絶対値のずれは模型後部形状の違い、遷移条件の相違等に起因するため、その主要原因の分析は未完である。

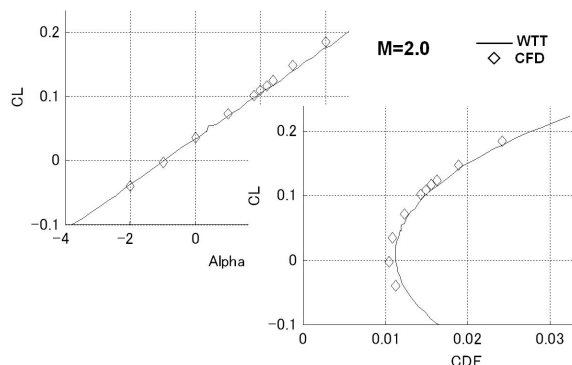


図17. 風洞試験による設計コンセプトの検証

### （2）風洞試験による遷移特性の検証<sup>19)</sup>

今回開発した自然層流翼設計技術は全く独自のものであるため、その妥当性を実験的に検証することは不可欠である。まず遷移試験に際して風洞の気流乱れがその遷移特性を大きく左右することから、現状で可能な限り気流乱れの小さい超音速風洞での試験を計画した。一般に吹き出し式風洞は気流乱れが大きいと言われているため、本プロジェクトでは比較的低乱れと期待される循環式の超音速風洞に範囲を限定し、かつその気流乱れ特性が入手可能な風洞を調査した結果、ONERA超音速風洞（S2MAと呼称）を選定するに至った。模型は、極力試験 $Re$ 数を高め



ることを前提に、ONERA超音速風洞の測定部の大きさを考慮して、翼幅を1.1mとする翼胴のみの形状模型（23.3%模型に相当）とした。本模型には遷移計測のため半翼幅30%と70%位置に多点型ホットフィルムを貼付し、また翼上面を断熱処理して赤外線（IR）カメラによる表面温度計測を通して遷移特性の把握を可能とする工夫も施した。

試験結果を図18にまとめる。まず圧力分布は先述した通りであるので（図16参照）、自然層流翼設計の実現条件は整っていることが確認された。次に図18に示されるように、非設計迎角（ $\alpha=1^\circ$ ）と設計迎角（ $\alpha=2^\circ$ ）における赤外線カメラの表面温度計測結果の比較から、設計点で確実に遷移点が後方に移動していることを確認した。またホットフィルムによる計測結果からも、風洞総圧が60KPaの場合、半翼幅30%位置では約37%翼弦長、また半翼幅70%位置では約44%翼弦長あたりまで遷移が後退していることが明らかとなった。しかしながら、その移動量は予測よりは小さかった。その主原因には気流乱れが低いとは言え有意なレベルであったこと、また模型表面の研磨状態が必ずしも十分でなかったことが推測される。

以上より、定性的には自然層流翼設計コンセプトは検証されたが、この風洞試験結果から飛行実験での遷移点を一義的に予測することは困難である。従って、今回の風洞試験の意義は、設計に用いた圧力分布が確かに横流れ不安定を抑制し、遷移点を後退させる効果を有することを定性的に実験で確認できたことにあるものと考える。

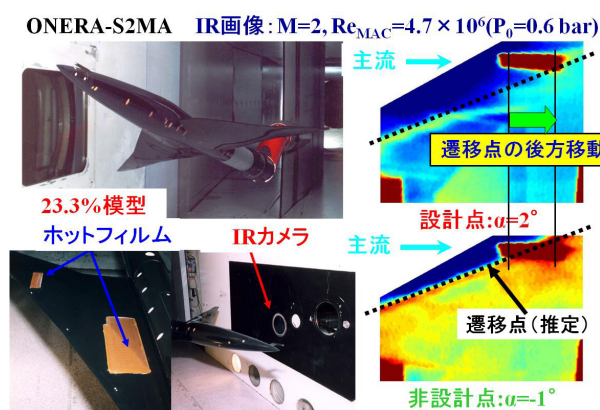


図18. ロケット実験機の遷移特性の実験的検証

### （3） $e^N$ 法による遷移特性の推定

先述したように、飛行実験における遷移点を風洞試験結果を用いて予測することは困難であるため、何らかの数値解析的手法による予測に頼るしかない。設計時に用いた $e^N$ 法<sup>10)</sup>は市販コードとして入手が可能なものであったが、問題点としてはそれが非圧縮

性理論に基づいたものであることが挙げられる。このコードは設計時の遷移特性の優劣の定性的な判断には十分有効と考えられたが、遷移特性の定量性を議論するには不十分で、圧縮性理論に基づく新たなコードが必要とされた。しかしながら、この場合には文献10のような市販コードが存在しなかったため、独自に $e^N$ 法による遷移解析コード（LSTABと呼称）を開発せざるを得なかった。その理論的背景と定式化等の詳細は文献20にまとめた。但し、遷移点予測という観点からは、我々には遷移判定に供する $N$ の閾値に関する有意なデータベースが無かったため、結局1990年代にNASAで開発された $M=3.5$ の低乱超音速風洞での一連の遷移試験の知見として得られた「 $N=14$ 」<sup>21)</sup>を採用することにした。

図19は各迎角状態の圧力分布を基にLSTABコードによる遷移特性解析と $N=14$ の判定基準を用いた場合の遷移点の挙動を予測したものである。但し、実際の飛行実験に際しては、実験機の表面粗さ、翼胴結合部の衝撃波の影響、胴体乱流境界層による汚染、等が考えられるため、本解析においては $N=14$ での予測位置か60%翼弦長位置のどちらか前方を遷移点として採用することにした。（ここで“60%翼弦長”という値には十分な物理的根拠はない。単に後方の舵面配置との制約を想定して設定したに過ぎない。）これにより設計迎角（ $\alpha=2^\circ$ ）においては、かなりの層流域が予測された。尚、図中には飛行実験における遷移計測センサー類の配置も参考までに載せた。

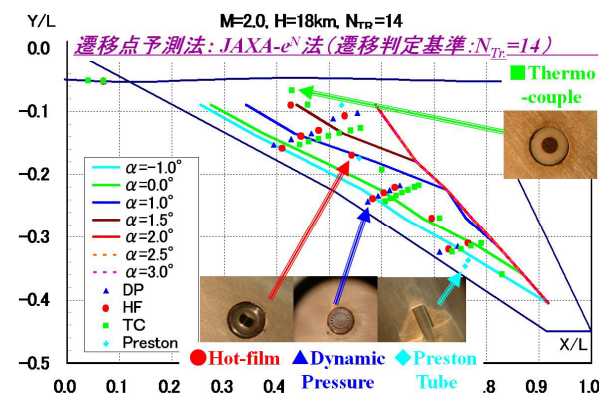


図19. ロケット実験機の飛行実験条件における遷移予測

### （4）抗力低減コンセプトの効果の推定

ロケット実験機の設計に際して盛り込んだ上述の設計コンセプトの個々の定量的な効果を検討するため、図20に示されるような各設計コンセプトを順次考慮して設計された形状群について、CFD解析を行ってその効果を分析した結果を図21にまとめた。図21より、アロー付ワープ翼効果は11.5カウント減（ $\Delta C_D=-0.00115$ ）、エリア・ルール胴体効果は6.7カウント減（ $\Delta C_D=-0.00067$ ）、自然層流翼効果は9.1カウ



ト減 ( $\Delta C_D = -0.00091$ ) であることがわかり、各コンセプトの個別の定量的効果の把握が可能となった。従って、もし図21の抗力特性と同等の飛行実験データが得られたならば、CFD解析による各抗力低減コンセプトの効果は概ね反映されているものと推測される。尚、この効果の推定に際して、設計点における自然層流翼効果としては全ての翼幅位置で上面60%翼弦長まで遷移点が後退するものと仮定した。

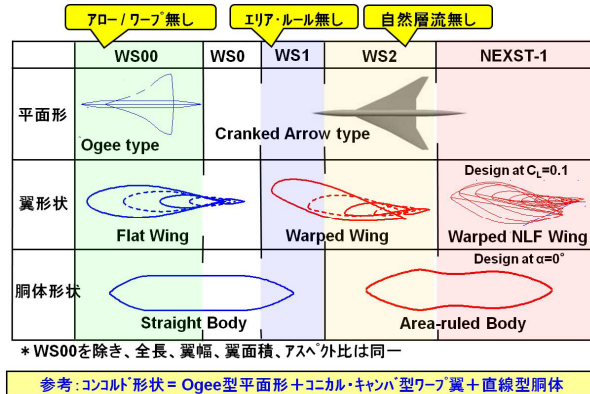


図20. 各抗力低減コンセプトの適用形状

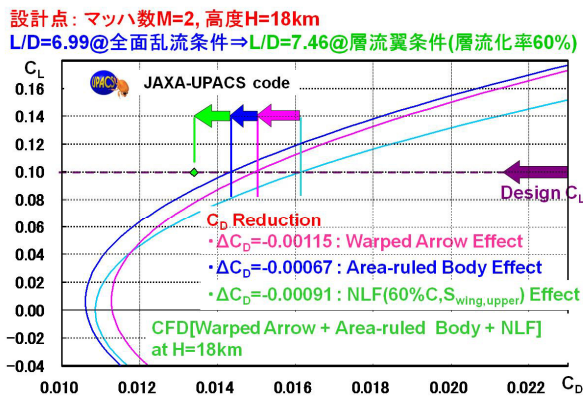


図21. 各抗力低減コンセプトの適用効果の推定

### (5) ロケット実験機の製造形状に対する考察

以上より、ロケット実験機の第4次空力形状は今回開発した抗力低減コンセプトを全て反映している。但し、抗力低減コンセプトの定量的効果の点で最も不確かな部分は遷移特性とそれに起因する摩擦抗力の低減効果であり、この点の確認こそ飛行実験の主目的であると考えられる。図22に今回の飛行実験の意義と目的をまとめる。

尚、実際に飛行する実験機は剛体ではないため、飛行時に常に静的な弾性変形を受ける。従って、製造に当たっては設計状態で空力形状となるようにあらかじめ弾性変形量を推測し、その影響分を差し引いておくことが必要となる。このような形状を治具形状と呼び、実験機はその形状データに基づき製造されることになる。但し、実際は製造誤差と組み立て誤差が加わり、最終的な製造形状はわずかながら

治具形状とも異なっていることが確認されている。図23はこれらの設計過程の流れを、また図24は最終的に製造された実験機の写真である。このような観点から製造形状は空力形状とは異なっており、飛行実験データと比較すべきCFD解析結果とは、空力形状の解析結果ではなく、製造形状の各飛行状態での弾性変形効果を加味した弾性変形形状に関する解析結果であるべきことがわかる。この点の詳細については文献2にまとめたので割愛する。

#### (1) 意義

- ① 自然層流翼設計の定量的効果は、原理的には気流乱れがない実飛行環境でしか検証不可
- ② 風洞試験より高Re数での効果確認が可能
- ③ 実用技術としての確立のために、実機飛行環境に近い状態（空弾、付加物、飛行性、等）での設計効果の確認が不可欠 ⇒ **スケール機による飛行実証は最適**

#### (2) 目的

- ① 飛行実験による**抗力低減コンセプトの効果確認**
- ② CFD逆問題設計法の妥当性の確認
- ③ **良質な遷移データの取得**  
⇒ 遷移判定基準値に対するデータベース構築  
⇒ **独自の遷移点予測法の確立**

図22. 飛行実験の意義と目的

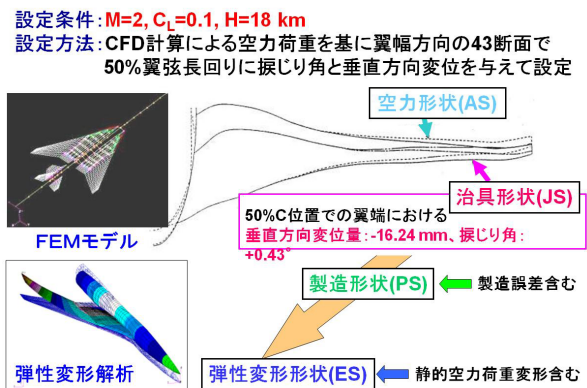


図23. 実験機製造形状における弾性変形効果の考慮



図24. ロケット実験機の製造形状

さらに飛行実験でのデータの取り扱いに関して考慮すべき点は、図25に示すように、実際の実験機に

は多くの突起物等（凹み、段差なども含む）が付随していることである。従って、これらも抗力特性に何らかの影響を与えることが予測される。飛行実験データ解析における以上の点を考慮した検討結果については、他の講演内容で触れられているのでそちらを参照頂きたい。

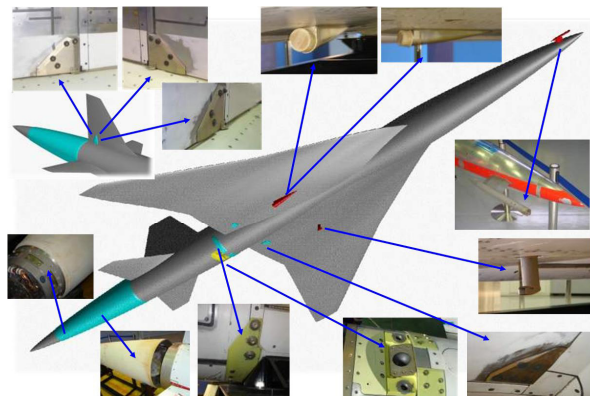


図25. ロケット実験機の製造形状における突起物類

### 3. 実機設計への適用効果の推定

ロケット実験機に適用した4つの設計コンセプトは大型の次世代SST設計への適用を想定したものであり、その適用効果は本来大型SSTの空力設計結果とコンコルドの空力特性との比較を通して評価されるべきものである。

そこで、まず比較基準とすべきコンコルド形状の空力特性の推定を行なった。現在、コンコルドの形状データは公開されていない。但し、文献22にコンコルドの空力特性の概要と形状に関する一部の情報が公開されており、また平面形はオーギー（Ogee）翼、ワープとしてはコニカル・キャンパー型が適用されていること、また胴体にはエア・ルール化は施されていないことなどは周知の事実である。

そこで、これらの情報を基にロケット実験機の初期形状の設計段階で用いた線形理論設計ツールを適用して仮想のコンコルド形状を設計し、その空力特性をCFDを用いて解析した。図26に設計形状の特徴をまとめる。尚、ロケット実験機は無推進系形態であるため、この仮想コンコルド形状も無推進系形態とした。

次にロケット実験機の設計に際して想定した実機についても設計を行ない、空力特性をCFDを用いて解析した。その際、ロケット実験機固有の修正点（装備上の制限による胴体径の増加、回収システム収納の制限によるテールコーンの延長）に起因する空力特性の変化分は補正した。また実機Re数における摩擦抗力係数の推定も行い、実験機Re数との相違も正確に考慮した。これらの推定結果を図27、28にまとめる。尚、図27における実験機の自然層流翼効果と

しては、図19の飛行実験前の予測結果ではなく、飛行実験後の遷移計測結果を考慮して上面の40%の層流化を前提とした。（“飛行実験における遷移データ解析結果“に関する報告を参照。）

\* 胴体全長:62 m, 翼幅:25.6 m, 巡航M=2.0, 巡航 $C_L=0.1$

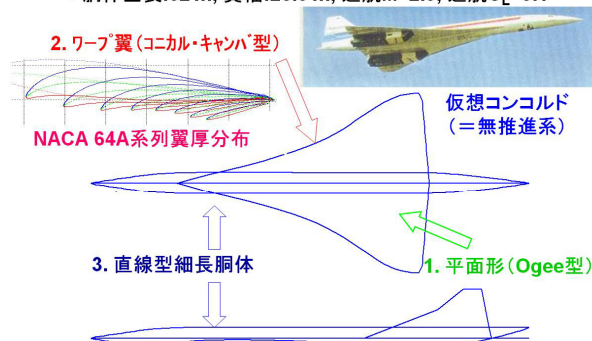


図26. 仮想コンコルド形状（無推進系形態）

### ONEXST-1設計技術を大型SST(300人乗)の空力設計に適用

M <sub>Des</sub> =2, CL <sub>Des</sub> =0.1 @H=18.3 km	コンコルド技術	NEXST-1技術	
	仮想コンコルド (無推進系)	NEXST-1 実験機	想定実機 (大型SST)
全長(m)	62.0	11.5	91.4
翼面積(m <sup>2</sup> )	412.2	10.1	836.1
アスペクト比	1.6	2.2	2.2
平均空力翼弦長(m)	21.6	2.8	25.0
Re <sub>MAC</sub> (10 <sup>6</sup> )	104.0	13.9	120.6
層流化率@主翼上面	0%	40%	30%
摩擦抗力	0.00463	0.00602	0.00421
圧力抗力	0.00818	0.00768	0.00714
全抗力	0.01281	0.01370	0.01135
L/D@設計点	7.81	7.30	8.81
改善率	(0%)	(-6.5%)	(12.9%)

⇒ 仮想コンコルド（無推進系）に比べ、約13%の揚抗比改善効果を推算

図27. NEXST-1技術の実機適用効果の推定

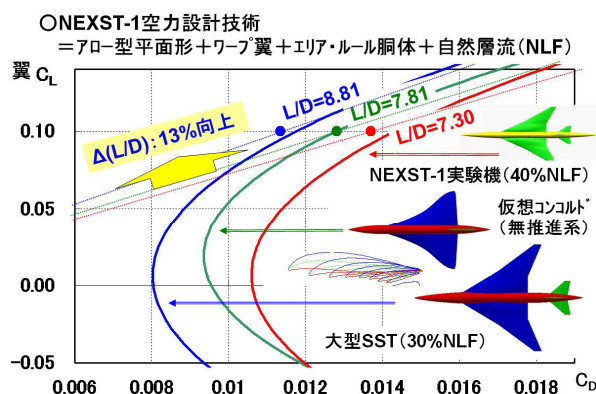


図28. NEXST-1技術の実機適用効果の推定

一方、想定実機のRe数ではロケット実験機で用いた目標圧力分布においても前縁近傍で遷移が生じることが要素研究において明らかとなった。（遷移判定条件としてN=14を用いた。）しかしながら、今回開発した自然層流翼の設計コンセプトの基本的考え方は高Re数状態でも原理的には有用であると考えら



れるため、目標圧力分布を見直し、実機 $Re$ 数状態でも有効な分布を見出すことを試みた。試行錯誤の結果、実機 $Re$ 数で $N=14$ の判定基準において、少なくとも上面の約30%の層流化の達成が可能となる分布を見出すことができたので<sup>23)</sup>、想定実機の空力特性としてはその効果を盛り込むことにした。

以上をまとめた図27より、今回開発したNEXST-1空力設計技術はコンコルドの空力設計技術に比べて揚抗比を約13%向上させることが可能な技術であると認められる。また図28は各形状のドラッグポラーを比較したものであるが、自然層流翼効果も加味した場合、NEXST-1空力設計技術による想定実機は設計 $C_L=0.1$ で $L/D$ が最大で約8.8まで増加することが予測された。尚、図28の設計 $C_L=0.1$ における揚抗比( $L/D$ )は図27の最下段の値に対応している。(但し、無推進系の場合の推算であることに注意。)

#### 4. まとめ

以上に示したようにNEXST-1空力設計技術は風洞試験においてその妥当性は概ね確認され、各抗力低減コンセプトの効果もCFDで分析可能であり、さらに想定実機へ適用した結果、揚抗比改善効果としてコンコルドの空力設計技術に比べて約13%の向上が期待できるものと推測される。この妥当性の最終確認は、飛行実験データと設計結果(CFD解析結果)との比較・検証で得られるものと考ええる。但し、飛行実験では設計時の理想的な空力形状ではなく、幾つかの補正項目があるため、その分析を通して各抗力低減コンセプトの効果を検証する必要がある。これらの成果については、他の講演内容で触れられているのでここでは割愛する。

但し、要点のみまとめると、飛行実験結果との比較の結論として、設計点の圧力分布が設計時の目標圧力分布と一致しており、設計点で有意な遷移点の後退を確認できたことから、自然層流翼効果は少なくとも実飛行環境において定性的には検証されたものと考えられる。但し、定量性の点では、表面粗さの影響により十分とは言えなかった。しかし、独自に開発した $e^N$ 法の有効性を確認できたこと(逆に $e^N$ 法を正とすると遷移判定基準 $N$ 値について貴重なデータが得られること)、また圧力抗力低減コンセプトについてはドラッグポラーの飛行実験とCFD結果との比較を通して有意な一致が得られたことから、概ね検証されたものと考えられる。

最後に、今回開発したNEXST-1空力設計技術は、超音速機の巡航時の抗力低減に主眼を置いたものであるが、CFD逆問題設計法における目標圧力分布に亜音速機を想定した自然層流翼コンセプトと亜音速機における翼断面設計(キャンバと厚み分布)と振

じり角分布の最適化を満足する最適荷重分布の設定を盛り込むことは可能であり、本技術は亜音速機の空力設計にも展開可能である。またロケット実験機の飛行実験データにはマッハ数2以下のデータも取得されており、飛行実験、風洞試験、CFD解析の3者の比較ができる貴重なデータベースの構築に貢献しており、今後の亜音速機設計におけるCFD解析ツールの検証データとして十分活用できるものと考ええる。

以上より、NEXST-1空力設計技術は超音速機以外の空力設計にも展開可能であり、またジェット実験機のNEXST-2技術、さらに現在進めている静粛超音速研究機構における要素研究成果の全ての組み合わせは、次世代SSTのみならず、次世代航空機全般の空力設計に活用可能な技術であることを強調しておきたい。

#### 謝辞

本研究は次の方々のご協力とご支援により実施致しました。この場をお借りして厚く御礼申し上げます。

真保雄一 氏 (現三菱重工)  
松島紀佐 氏 (現東北大学)  
鈴木健一郎 氏 (現関東自動車)  
高木亮治 氏 (現JAXA宇宙科学研究本部)  
岩宮敏幸 氏 (現JAXA/APG事業推進部長)  
野口正芳 氏 (JAXA/APG超音速機チーム)  
郭 東潤 氏 (JAXA/APG超音速機チーム)  
徳川直子 氏 (JAXA/APG超音速機チーム)  
杉浦裕樹 氏 (JAXA研究開発本部)  
石川敬掲 氏 (三向ソフトウェア開発)  
上田良稲 氏 (東京ビジネスサービス)  
黒田文武 氏 (元菱友システムズ)  
上原和恵 氏 (元三向ソフトウェア開発)

#### 参考文献

- 1) K. Yoshida and Y. Makino : Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan, ECCOMAS 2004, Jyväskylä, 24-28 July 2004
- 2) 堀之内茂、他：小型超音速実験機(ロケット実験機：NEXST-1)の基本設計結果について、宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-044、2006年6月、pp.19-41
- 3) 吉田憲司：小型超音速実験機(ロケット実験機)の空力設計、日本流体力学会誌ながれ18 (1999) 287-290
- 4) F. R. S. Kuchemann : The Aerodynamic Design of Aircraft. Pergamon Press, 1978.
- 5) H. W. Carlson and D. S. Miller : Numerical Method for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds.

- NASA TN D-7713, 1974.
- 6) Kulfan, R. M. and Sigalla, A.: Real Flow Limitations in Supersonic Airplane Design, AIAA-78-147, 1978
- 7) H. Ashley and M. Landahl : Aerodynamics of Wings and Bodies. Dover Publications Inc., 1965.
- 8) D. Arnal. Boundary layer transition prediction based on linear theory. AGARD Report No.793, 1993.
- 9) 吉田憲司、石田洋治、野口正芳：層流制御技術の現状と課題、日本航空宇宙学会誌、Vol. 48、No. 554、pp. 6-13、2000
- 10) A. J. Srokowski. Mass Flow Requirements for LFC Wing Design. AIAA 77-1222, 1977
- 11) 生越博景：超音速機の主翼断面設計について－自然層流化の試み－、第47回応用力学連合講演会（1998）341-342
- 12) R. Takaki, T. Iwamiya and A. Aoki : *CFD Analysis Applied to the Supersonic Research Airplane*. 1st International CFD Workshop on Supersonic Transport Design, Tokyo, March, 1998.
- 13) 岩宮敏幸、高木亮治、松島紀佐：小型超音速実験機（ロケット実験機）のCFD逆問題設計法、日本流体力学会誌ながれ18（1999）291-294
- 14) S. Jeong, K. Matsushima, T. Iwamiya, S. Obayashi and K. Nakahashi : *Inverse Design Method for Wings of Supersonic Transport*. AIAA 98-0602, 1998.
- 15) 日本航空宇宙工業会、“超音速輸送機開発調査”、平成2年度成果報告書、1991
- 16) 吉田憲司：超音速旅客機の空力形状に関する要素研究について－社内研究成果を例として－、日本航空宇宙学会誌42,486（1994）1-13
- 17) K. Yoshida, Y. Makino and Y. Shimbo : An Experimental Study on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane. AIAA-2002-2842, 2002.
- 18) 山本一臣、他：CFD共通基盤プログラムUPACSの開発、第14回数値流体力学シンポジウム講演論文集、2000.12
- 19) H. Sugiura and K. Yoshida and N. Tokugawa S. Takagi and A. Nishizawa : *Transition Measurements on the Natural Laminar Flow Wing at Mach 2*. Journal of Aircraft, Vol.39, No.6, pp.996-1002, 2002.
- 20) K. Yoshida and Y. Ishida and M. Noguchi and H. Ogoshi and K. Inagaki : *Experimental and Numerical Analysis of Laminar Flow Control at Mach 1.4*. AIAA 99-3655, 1999
- 21) R.D. Joslin : *Aircraft Laminar Flow Control*. Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.30, pp.1-20, 1998
- 22) J. Rech and C. S. Leyman : A Case Study By Aerospatiale and British Aerospace on The Concorde, AIAA Professional Study Series, 1981
- 23) 上田良穂、吉田憲司：超音速自然層流翼設計における最適圧力分布の考察、第32回流体力学講演会前刷集pp.271-274, 2000

**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(2008. 7. 10)**

## ロケット実験機の空力設計概要

<ol style="list-style-type: none"> <li>1. はじめに</li> <li>2. 空力設計技術</li> <li>3. ロケット実験機</li> <li>4. 飛行実験</li> <li>5. NEXST-1技術</li> <li>6. まとめ</li> </ol>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— 空力技術課題、NEXSTプロジェクト</li> <li>— 抗力低減コンセプト、CFD逆問題設計法</li> <li>— 空力設計過程、自然層流翼設計</li> <li>— 意義、目的、遷移点予測、抗力低減効果</li> <li>— 大型SSTへの適用効果</li> </ul>
---	--

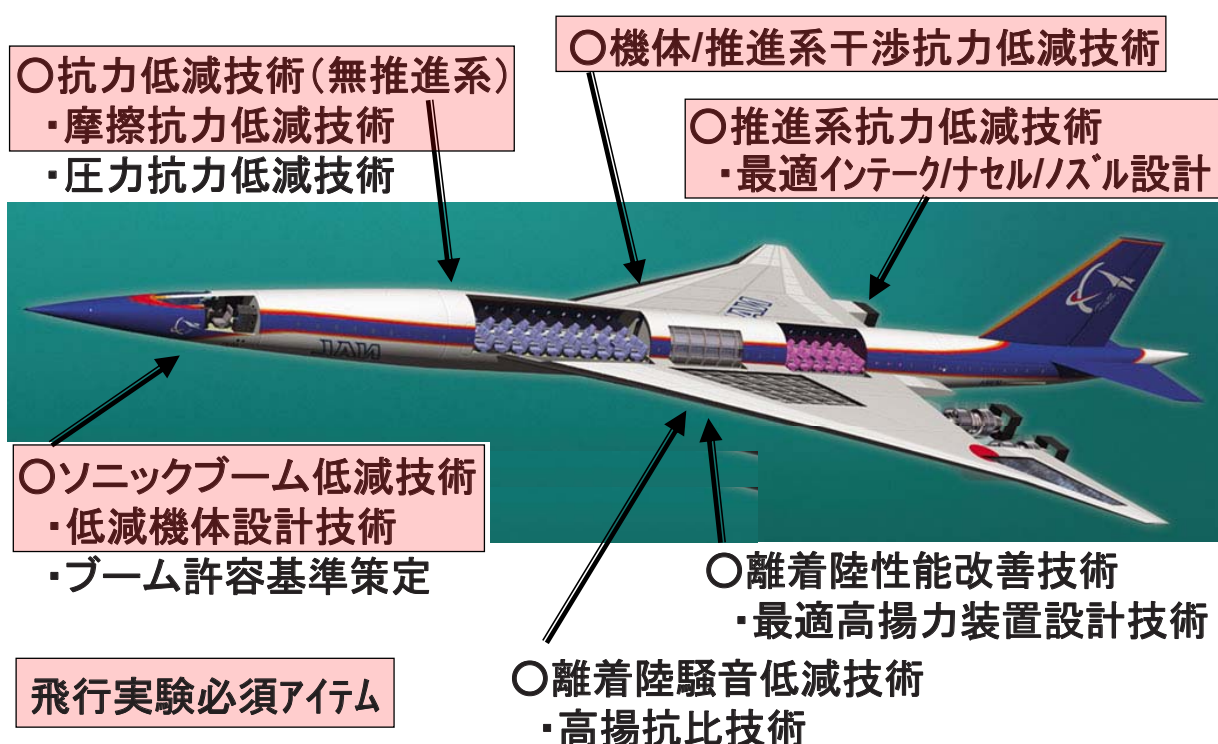
吉田憲司(JAXA航空プログラムグループ)



## 1. はじめに: 空力技術課題



### 【次世代SST開発における空力技術課題】





# JAXA 1. はじめに：次世代超音速機技術の研究



目的：次世代SSTの空力設計技術の開発

目標：飛行実証による設計技術の確立

手段：(1) 要素技術研究 ⇒ 先進技術の研究・開発

(2) 小型超音速実験機計画 ⇒ 主要技術の飛行実証  
(National **EX**perimental **S**upersonic **T**ransport: **NEXST**)

①ロケット実験機(無推進系)

超音速抗力低減  
CFD逆問題設計技術



②ジェット実験機(推進系付)

機体/推進系干渉抗力低減  
CFD最適設計技術



Step-up  
→



## 1. はじめに：NEXSTプロジェクト



○次世代SSTの空力設計課題と小型超音速実験機計画

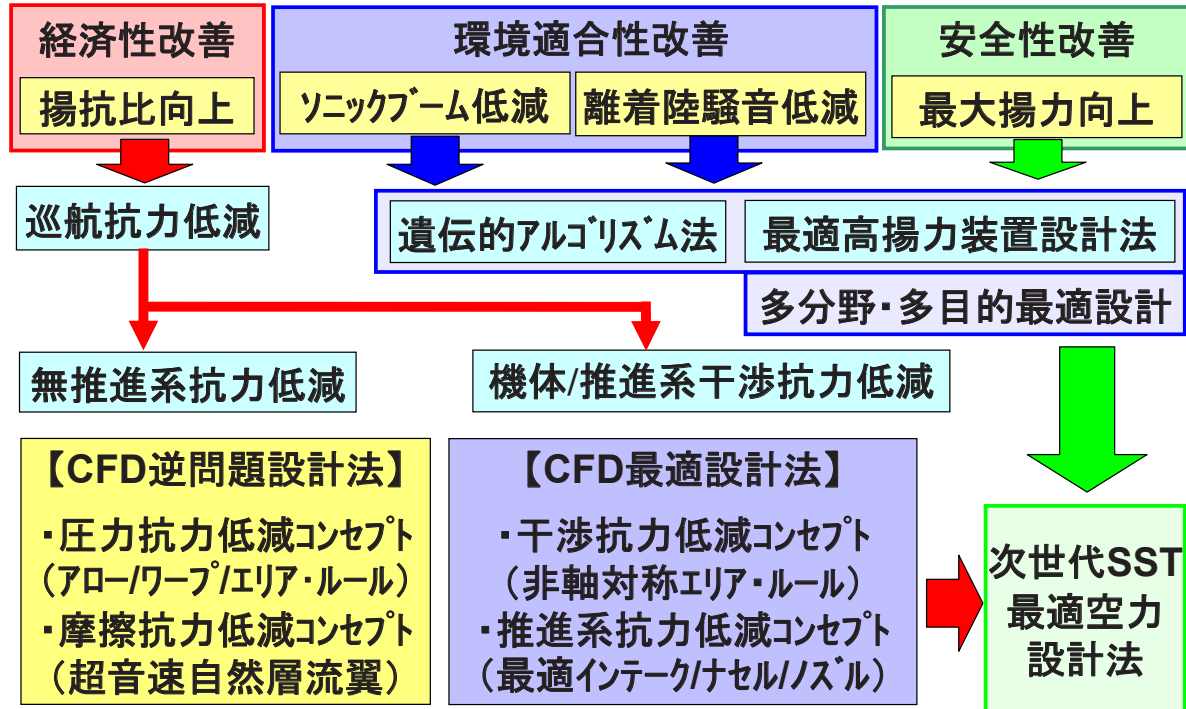




# 1. はじめに：NEXSTプロジェクト



## ○次世代SSTの空力設計課題と小型超音速実験機計画



# 2. 空力設計：超音速機の抗力低減コンセプト



抗力( $C_D$ ) = 摩擦抗力( $C_{Df}$ ) + 圧力抗力( $C_{Dp}$ )

- ・圧力抗力( $C_{Dp}$ ) = 体積依存造波抗力( $C_{Dwv}$ ) + 揚力依存抗力( $C_{Di}$ )
- ・揚力依存抗力( $C_{Di}$ ) = 揚力依存造波抗力( $C_{Dwl}$ ) + 渦抗力( $C_{Dv}$ )

抗力特性：
$$C_D = K(C_L - C_{L0})^2 + C_{Dmin}$$

設計コンセプト：

1. アロー型平面形（線形理論）
2. ワープ翼（線形理論：カールソン法）
3. エリア・ルール胴体（線形理論）
4. 自然層流翼（3次元境界層安定論 + CFD逆問題設計法）

$$\Delta C_{Di} + C_{Dwv} + C_{Df}$$

$$C_{p_{upper}}(x/c, y/s) = C_{p_{Target}} \text{ for NLF}$$

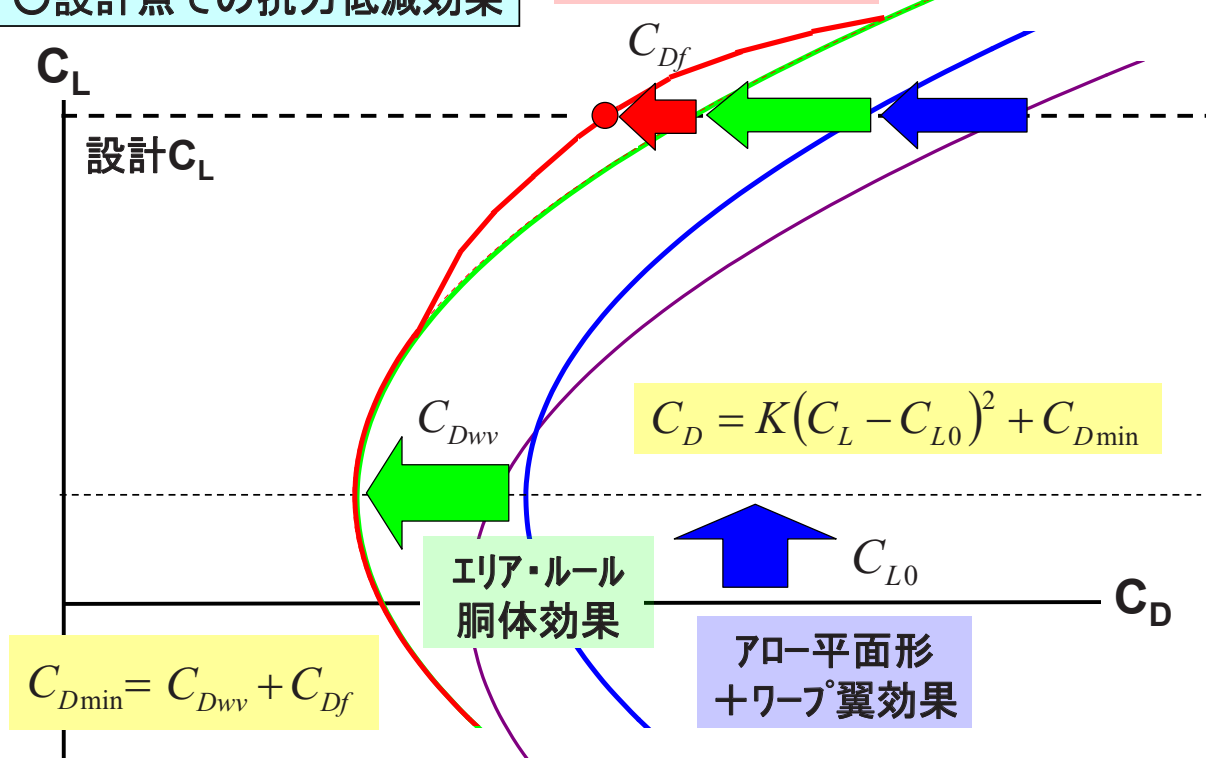


## 2. 空力設計：抗力低減効果の概要



○設計点での抗力低減効果

自然層流翼効果



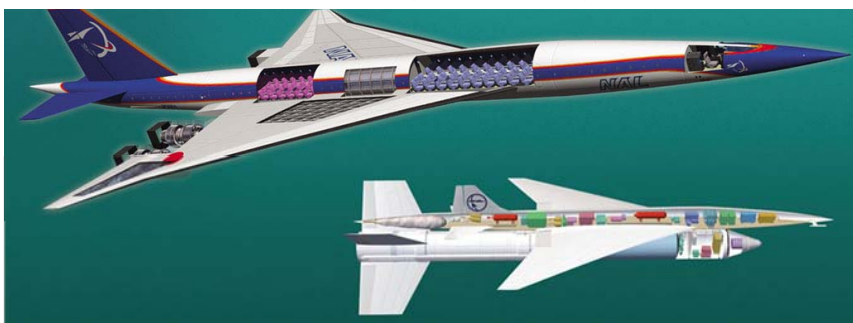
## 2. 空力設計：次世代SSTの想定仕様



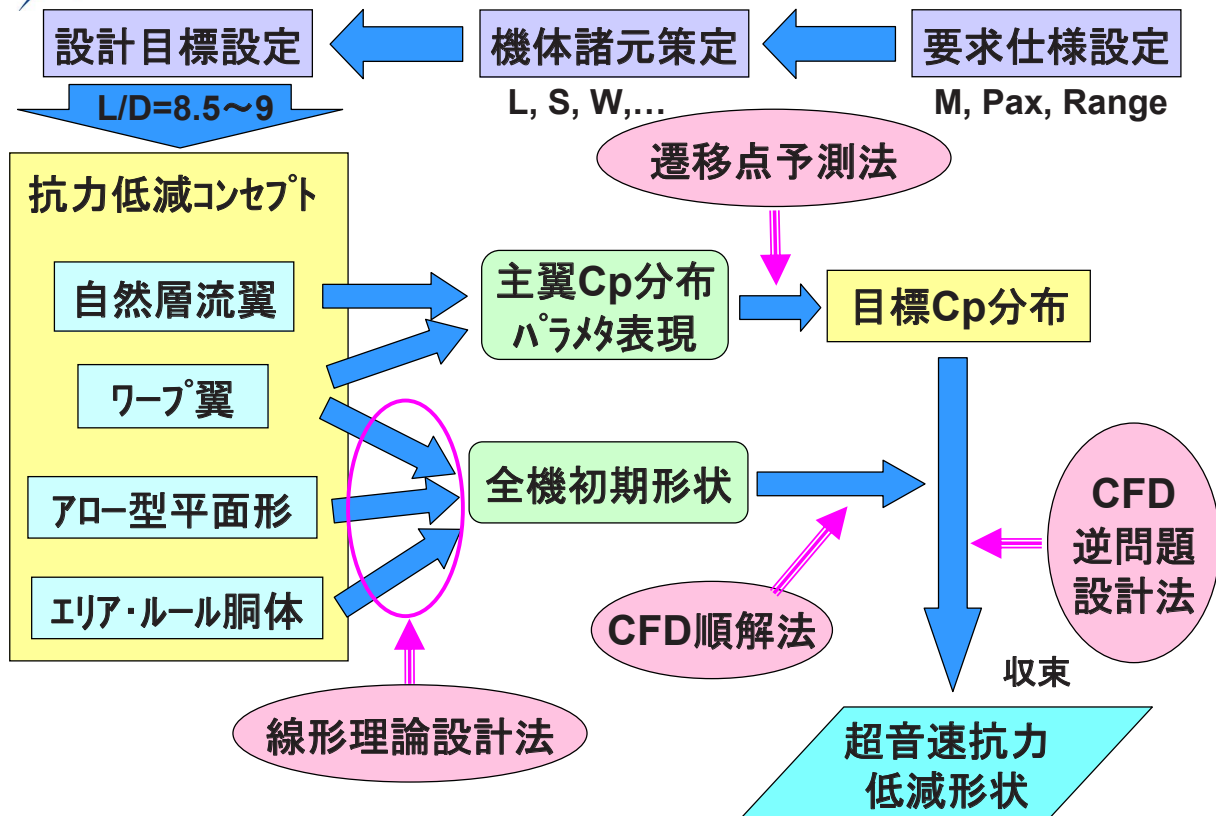
○第1世代SST :  $M=2$ ,  $Pax=100$ ,  $R=6000km$   
(Concorde)  $L=62m$ ,  $b=25.6m$ ,  $S=412m^2$ ,  $AR=1.6$ ,  $W=174ton$



○次世代SST :  $M=2$ ,  $Pax=300$ ,  $R=11000km$   
 $L=91m$ ,  $b=42.9m$ ,  $S=836m^2$ ,  $AR=2.2$ ,  $W=360ton$



○小型超音速実験機 :  $M=2$ , 11% scale  
(NEXST-1)  $L=11.5m$ ,  $b=4.72m$ ,  $S=10m^2$ ,  $AR=2.2$ ,  $W=2ton$



(1) 第0次形状(1996.9): 圧力低減コンセプト適用

- ・アロー型平面形 → ワープ翼 → エリア・ルール胴体
- (2) 第1次形状(1996.12): 実験機成立性の考慮
- (3) 第2次形状(1997.8): 非線形効果の修正(キャンバ補正)
- ・CFD順解法+準2次元逆問題設計法の適用

(4) 第3次形状(1997.10): 超音速自然層流翼コンセプト適用

- 初期形状(2次形状) → 目標压力分布(理想分布)  
→ 3次元CFD逆問題設計 → 遷移解析 → 評価
- (5) 第4次形状(1998.9): 実験機成立性考慮、設計法改良





### 3. ロケット実験機：線形理論設計形状

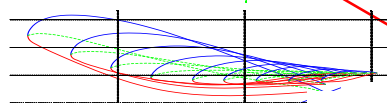


#### 1. アロ-型平面形

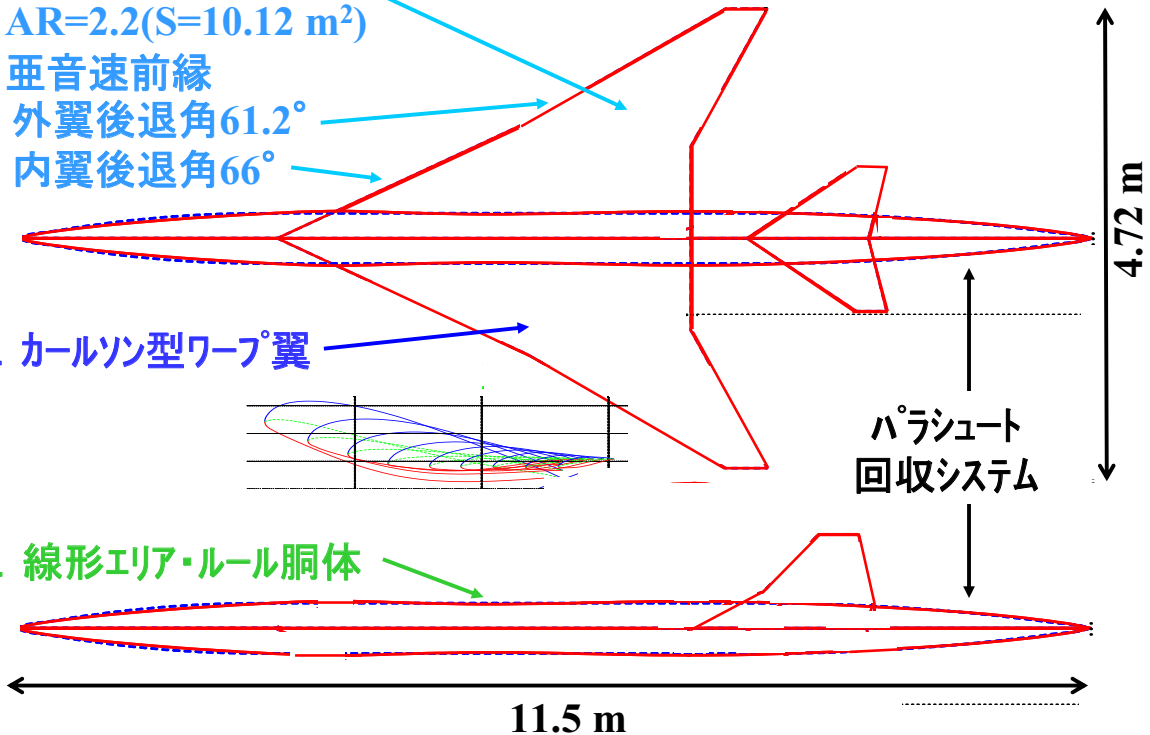
設計点 :  $C_L=0.1$  @  $M=2.0$

- ・AR=2.2( $S=10.12 \text{ m}^2$ )
- ・亜音速前縁
- 外翼後退角 $61.2^\circ$
- 内翼後退角 $66^\circ$

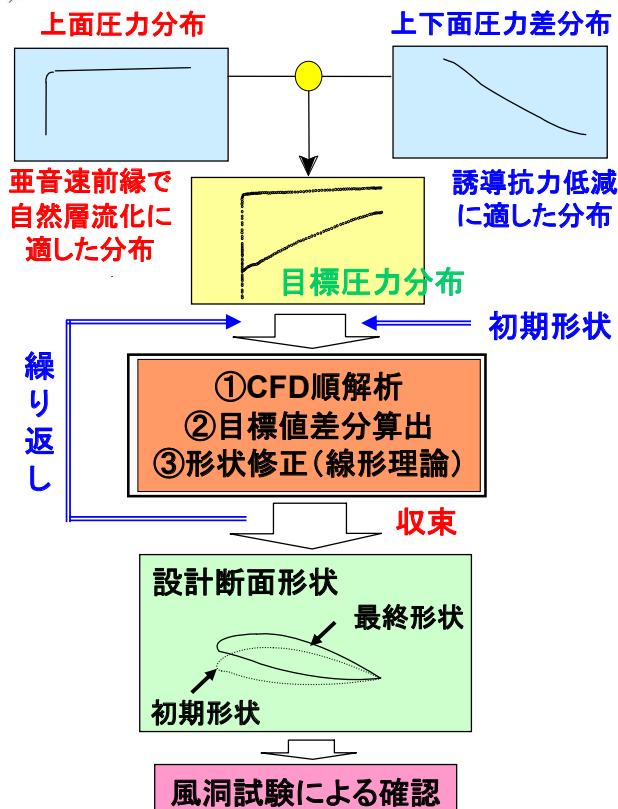
#### 2. カールソン型ワープ翼



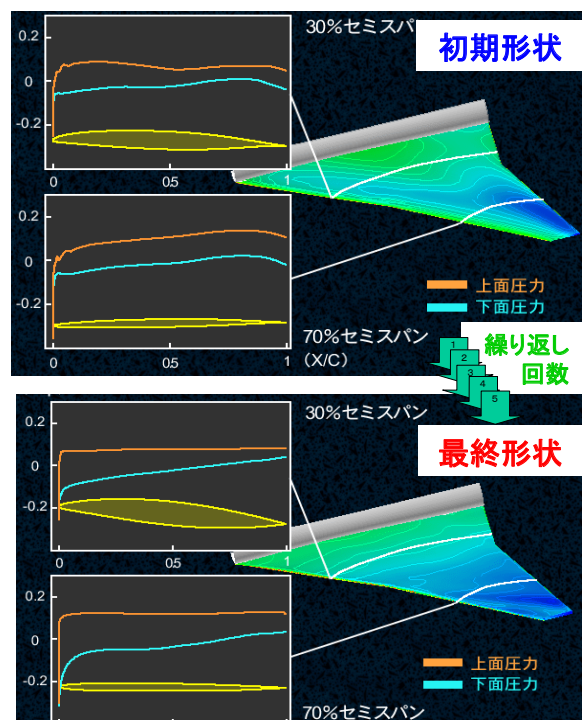
#### 3. 線形エリア・ルール胴体



### 3. ロケット実験機：自然層流翼設計①

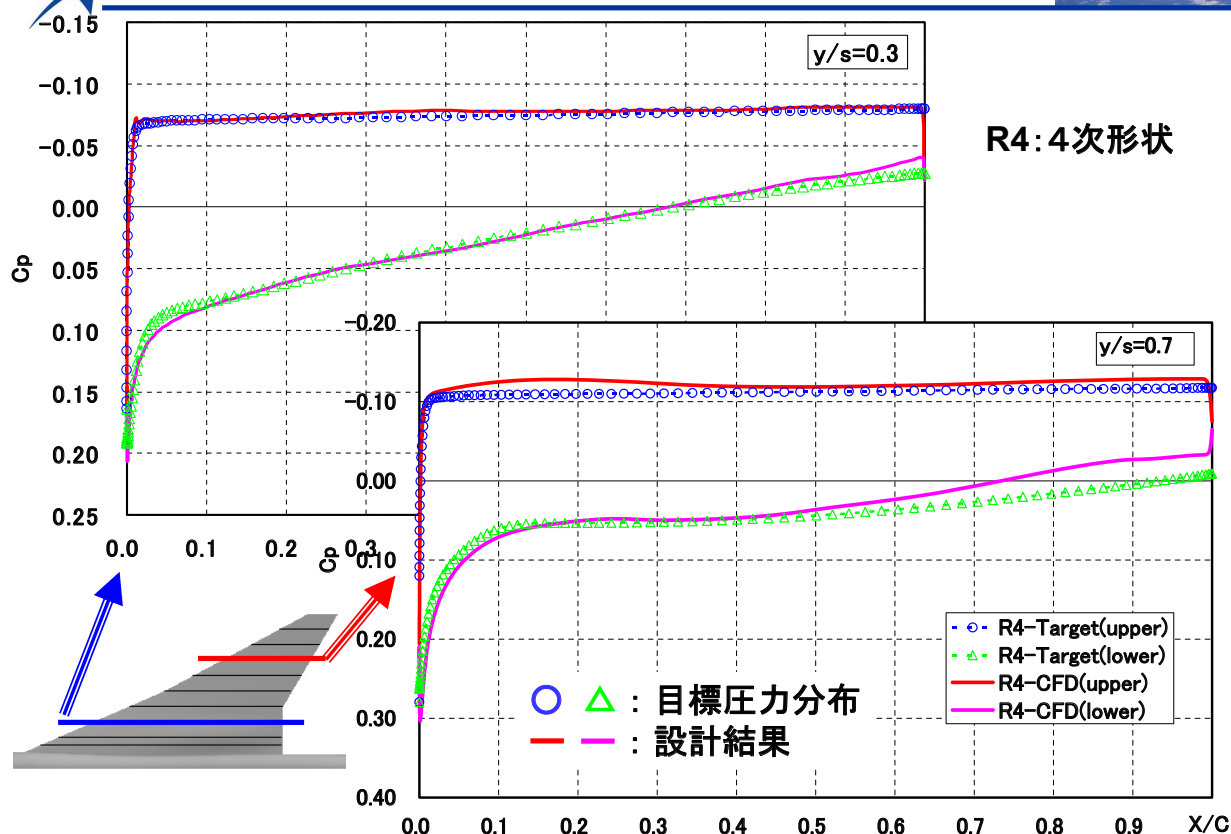


#### 超音速自然層流翼設計過程





### 3. ロケット実験機：自然層流翼設計②



### 3. ロケット実験機：CFD逆問題設計形状



#### 1. アロ-型平面形

・AR=2.2( $S=10.12 \text{ m}^2$ )

・亜音速前縁

外翼後退角 $61.2^\circ$

内翼後退角 $66^\circ$

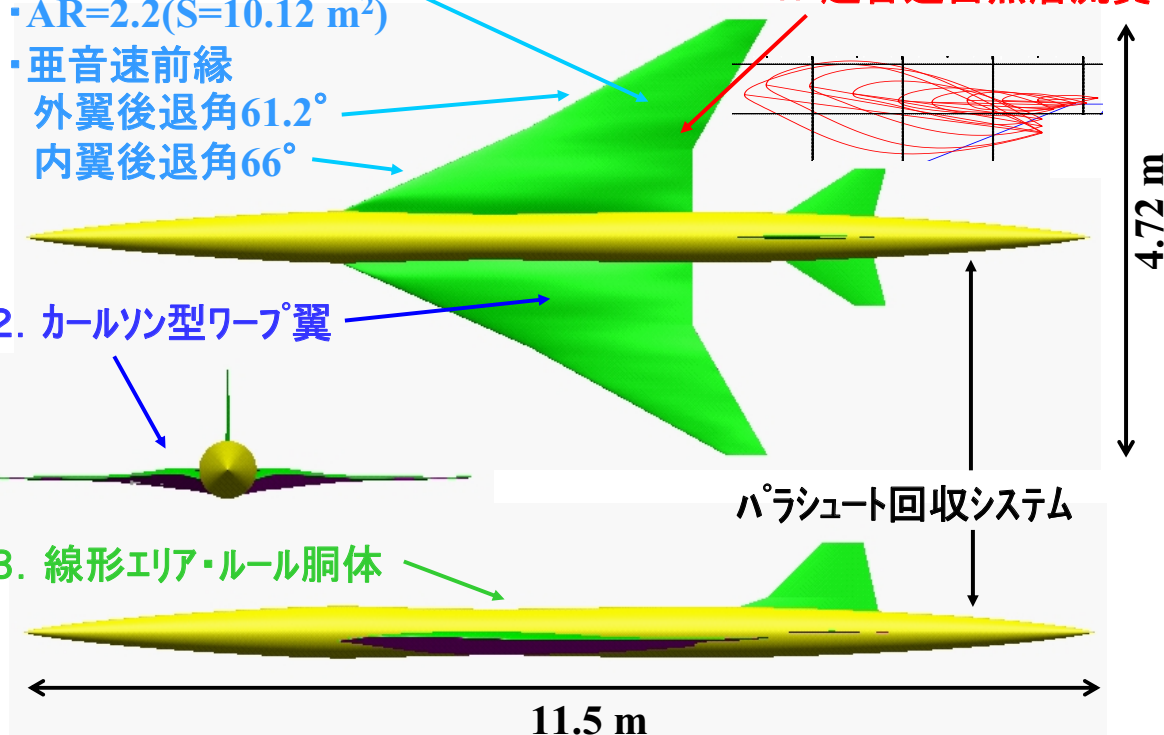
設計点 :  $C_L=0.1$  @  $M=2.0$

#### 4. 超音速自然層流翼

#### 2. カールソン型ワープ翼

#### 3. 線形エア・ルール胴体

パラシュート回収システム



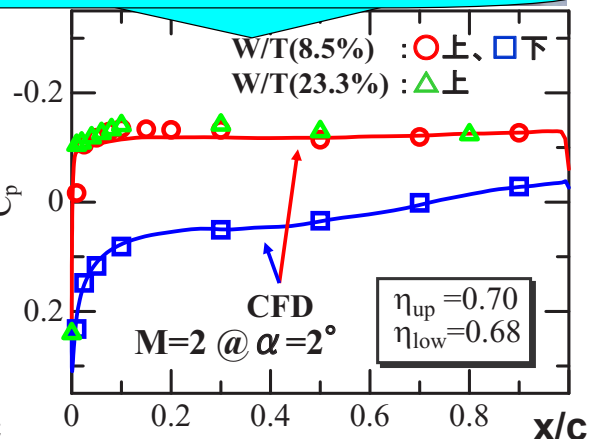
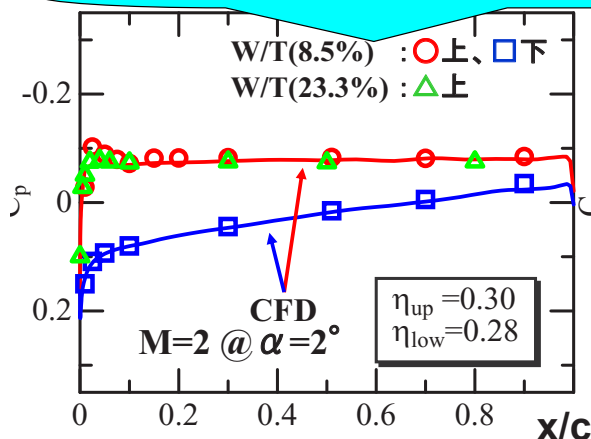
## JAXA3. ロケット実験機：圧力分布の実験的検証

8.5%模型@JAXA超音速風洞

23.3%模型@ONERA超音速風洞



CFDとの良好な一致⇒CFD逆問題設計形状の妥当性を確認



## JAXA3. ロケット実験機：遷移特性の実験的検証

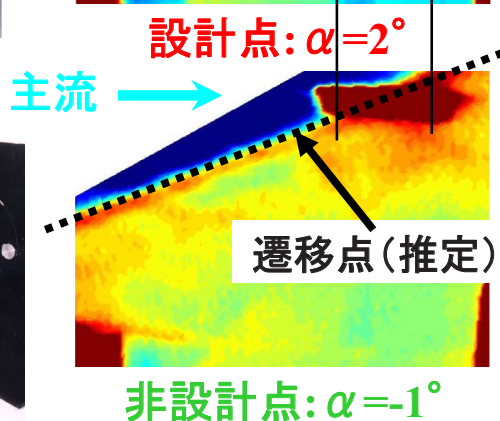
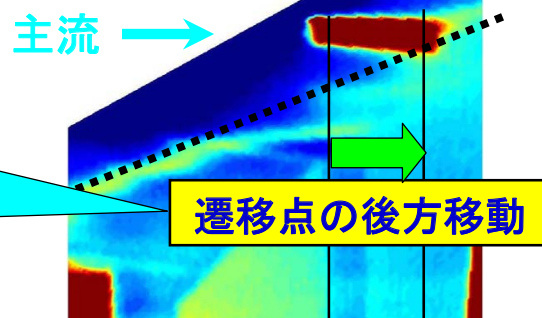
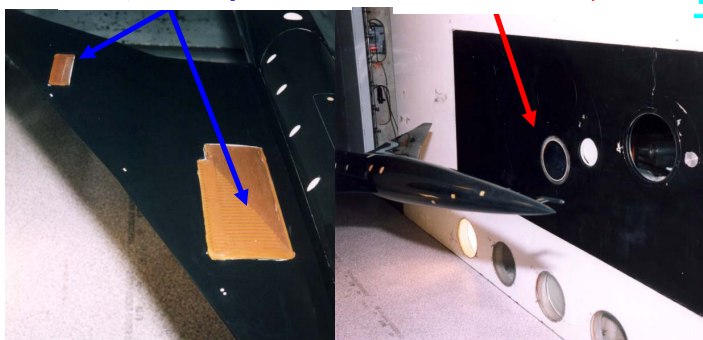
ONERA-S2MA IR画像:  $M=2$ ,  $Re_{MAC}=4.7 \times 10^6$  ( $P_0=0.6$  bar)

設計迎角において遷移点  
の有意な後退を確認  
⇒風洞気流乱れの影響に  
より定性的な検証と理解

23.3%模型

ホットフィルム

IRカメラ







## 4. 飛行実験：意義と目的



### (1) 意義

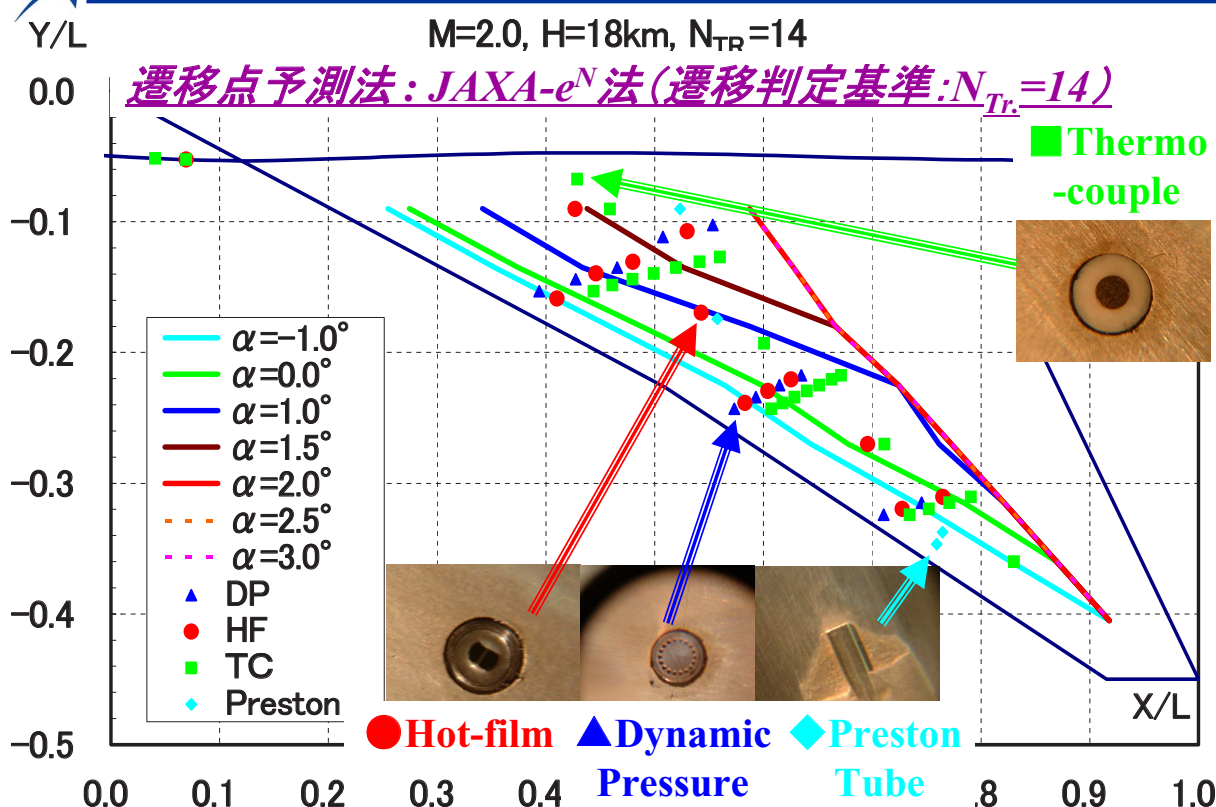
- ① **自然層流翼設計の定量的効果**は、原理的には  
気流乱れがない実飛行環境でしか検証不可
- ② **風洞試験より高Re数での効果確認**が可能
- ③ 実用技術としての確立のために、実機飛行環境に近い状態（空弾、付加物、飛行性、等）での設計効果の  
確認が不可欠 ⇒ **スケール機による飛行実証は最適**

### (2) 目的

- ① 飛行実験による**抗力低減コンセプトの効果確認**
- ② CFD逆問題設計法の妥当性の確認
- ③ **良質な遷移データの取得**  
⇒ 遷移判定基準値に対するデータベース構築  
⇒ **独自の遷移点予測法の確立**



## 4. 飛行実験：飛行実験での遷移予測







#### 4. 飛行実験：抗力低減効果①



	No Arrow/Warp WS00	No Area-rule WS0	WS1	WS2	NEXST-1
Plan-form	Ogee type	Cranked Arrow type			
Wing	Flat Wing	Warped Wing			Design at $C_L=0.1$ Warped NLF Wing
Body	Straight Body			Area-ruled Body	Design at $\alpha=0^\circ$

\* same length, span, aspect ratio, wing area except for WS00

Ref.: Concorde = Ogee Planform + Conical Camber Warp + Straight Body

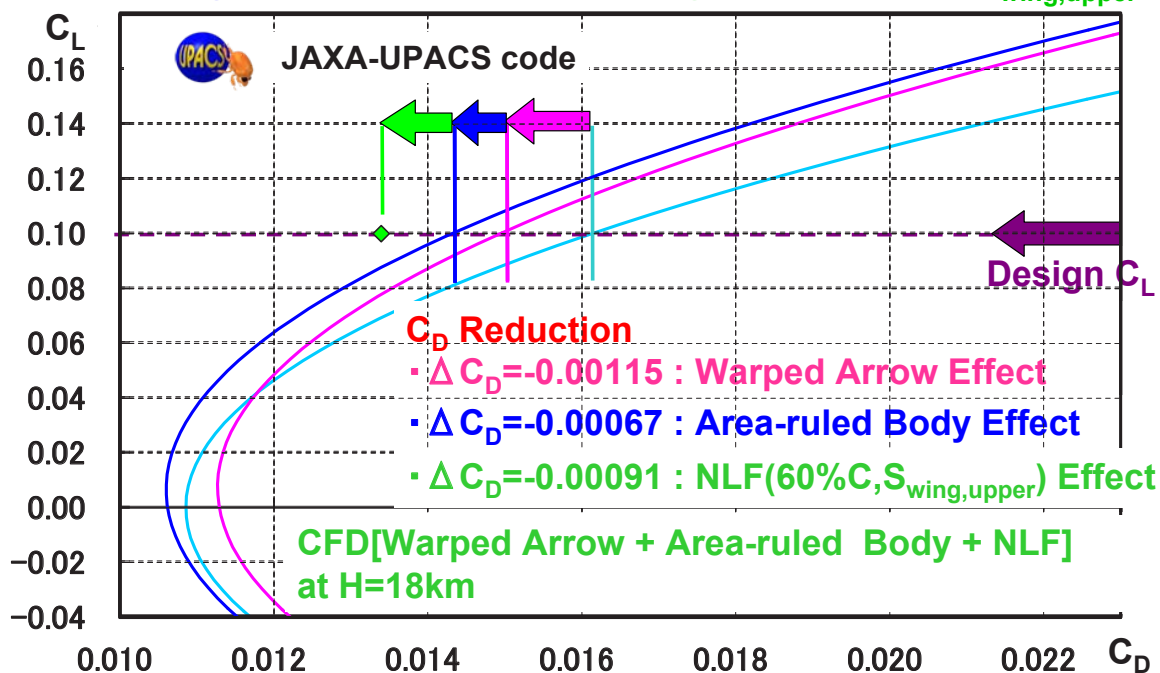


#### 4. 飛行実験：抗力低減効果②



Design Point for NEXST-1 Airplane :  $M=2$ ,  $H=18\text{km}$

•  $L/D=6.99$ @Full Turbulent,  $L/D=7.46$ @NLF(60% $C$  on  $S_{\text{wing,upper}}$ )





## 4. 飛行実験：ロケット実験機製造形状



抗力 ( $C_D$ ) = 摩擦抗力 ( $C_{Df}$ ) + 体積依存造波抗力 ( $C_{Dwv}$ ) + 揚力依存抗力 ( $C_{DL}$ )

●表面平滑度(目標) :  $0.3 \mu m$

自然層流翼  
(摩擦抗力低減コンセプト)

Cranked Arrow平面形  
(揚力依存抗力低減コンセプト)

●設計点 :  $C_L=0.1$  @  $M=2.0$   
●全長 : 11.5m, 翼幅 : 4.72m

Area Rule胴体  
(体積依存造波抗力低減コンセプト)

Warp翼  
(揚力依存抗力低減コンセプト)



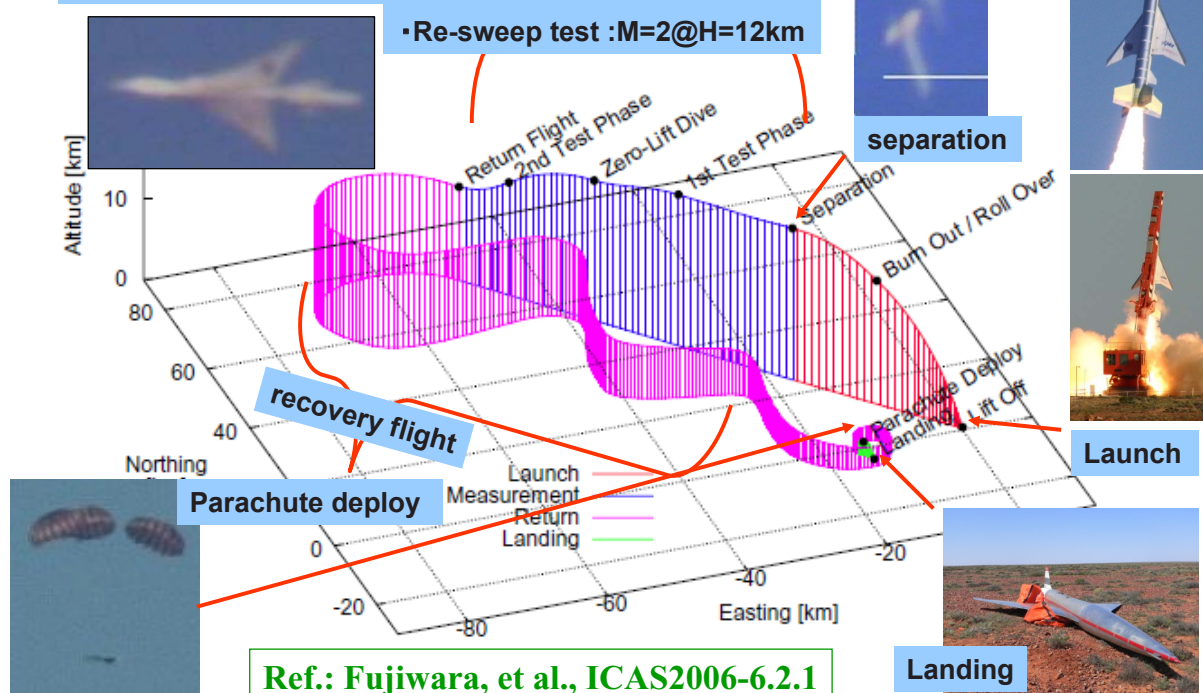
## 4. 飛行実験：フライト状況



**Flight test on Oct. 10, 2005 at Woomera**

Measurement phase

- ・  $\alpha$ -sweep test :  $M=2@H=18km$
- ・ Re-sweep test :  $M=2@H=12km$





## 4. 飛行実験：主要成果の報告内容



### (1) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果

- ① 飛行実験による空力設計コンセプトの検証 (by 郭東潤)
  - ・揚抗特性、圧力分布、遷移特性⇒抗力低減効果の確認
- ② 飛行実験における力及び圧力特性解析 (by 郭東潤)
  - ・計測計画、システム、精度、データ処理法、CFD比較
- ③ 飛行実験におけるCFD解析 (by 石川敬掲)
  - ・風洞試験による検証、静的空弾効果、乱流モデル、等
- ④ 飛行実験における遷移解析 (by 徳川直子)
  - ・計測計画、システム、データ処理法、遷移点予測比較

### (2) ロケット実験機の空力データベース概要 (by 郭東潤)



## 5. NEXST-1技術：経緯と目標



### (1) NEXST-1空力設計技術(超音速抗力低減技術)の開発

- ① 抗力低減コンセプト、CFD逆問題設計法の開発、NEXST-1設計
- ② 風洞試験：力/圧力風試⇒CFD逆問題設計法の定量的検証  
遷移風試⇒自然層流翼(目標圧力分布)の定性的検証

### (2) 飛行実験で得られた知見

- ① 力/圧力計測⇒圧力抗力低減コンセプトの検証
- ② 遷移計測⇒自然層流翼設計コンセプトの定量的検証  
遷移特性データの取得(遷移点予測法の確立)

### (3) NEXST-1空力設計技術の高度化(実用化に向けて)

- ① 高Re数における自然層流翼設計用目標圧力分布の創出
  - ・NEXST-1で開発した理想圧力分布探索手法の適用
- ② CFD逆問題設計法の改良
  - ・前縁形状解像度の向上、自動格子修正法による効率化
- ③ 大型SSTへの適用による揚抗比改善効果の推定



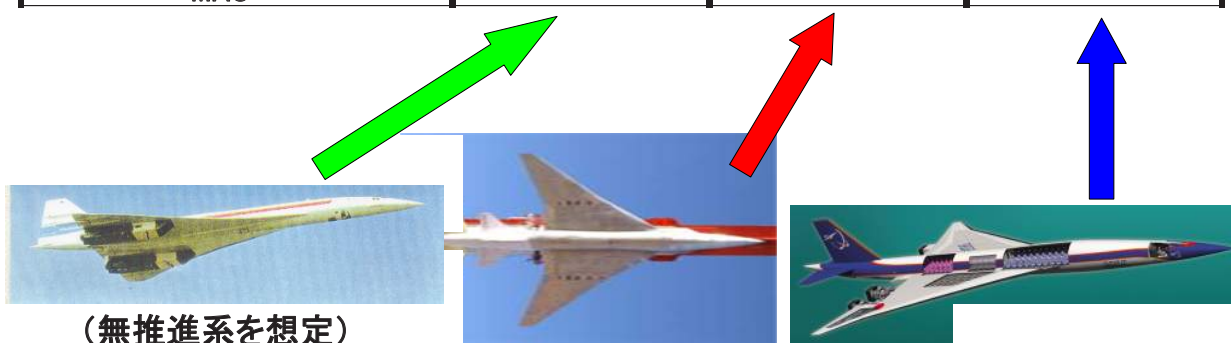


## 5. NEXST-1技術：実機適用効果②



### ONEXST-1設計技術を大型SST(300人乗)の空力設計に適用

M <sub>Des.</sub> =2, CL <sub>Des.</sub> =0.1 @H=18.3 km	コンコルト <sup>®</sup> 技術	NEXST-1技術	
	仮想コンコルト <sup>®</sup> (無推進系)	NEXST-1 実験機	想定実機 (大型SST)
全長(m)	62.0	11.5	91.4
翼面積(m <sup>2</sup> )	412.2	10.1	836.1
アスペクト比	1.6	2.2	2.2
平均空力翼弦長(m)	21.6	2.8	25.0
Re <sub>MAC</sub> (10 <sup>6</sup> )	104.0	13.9	120.6



## 5. NEXST-1技術：実機適用効果②



### ONEXST-1設計技術を大型SST(300人乗)の空力設計に適用

M <sub>Des.</sub> =2, CL <sub>Des.</sub> =0.1 @H=18.3 km	コンコルト <sup>®</sup> 技術	NEXST-1技術	
	仮想コンコルト <sup>®</sup> (無推進系)	NEXST-1 実験機	想定実機 (大型SST)
全長(m)	62.0	11.5	91.4
翼面積(m <sup>2</sup> )	412.2	10.1	836.1
アスペクト比	1.6	2.2	2.2
平均空力翼弦長(m)	21.6	2.8	25.0
Re <sub>MAC</sub> (10 <sup>6</sup> )	104.0	13.9	120.6
層流化率@主翼上面	0%	40%	30%

#### 【高Re数型自然層流翼設計技術の研究】

NEXST-1実験機の設計圧力分布⇒高Re数条件で効果減少

⇒高Re数型の理想的設計圧力分布を創出

⇒遷移点予測法により平均約30%翼弦長の遷移点後退を推定





## 5. NEXST-1技術：実機適用効果①



### ONEXST-1設計技術を大型SST(300人乗)の空力設計に適用

$M_{Des.}=2, CL_{Des.}=0.1$ @H=18.3 km	コンコルト*技術	NEXST-1技術	
	仮想コンコルト* (無推進系)	NEXST-1 実験機	想定実機 (大型SST)
全長(m)	62.0	11.5	91.4
翼面積(m <sup>2</sup> )	412.2	10.1	836.1
アスペクト比	1.6	2.2	2.2
平均空力翼弦長(m)	21.6	2.8	25.0
$Re_{MAC}(10^6)$	104.0	13.9	120.6
層流化率@主翼上面	0%	40%	30%
摩擦抗力	0.00463	0.00602	0.00421
圧力抗力	0.00818	0.00768	0.00714
全抗力	0.01281	0.01370	0.01135
L/D@設計点	7.81	7.30	8.81
改善率	(0%)	(-6.5%)	(12.9%)

⇒仮想コンコルト\*(無推進系)に比べ、約13%の揚抗比改善効果を推算

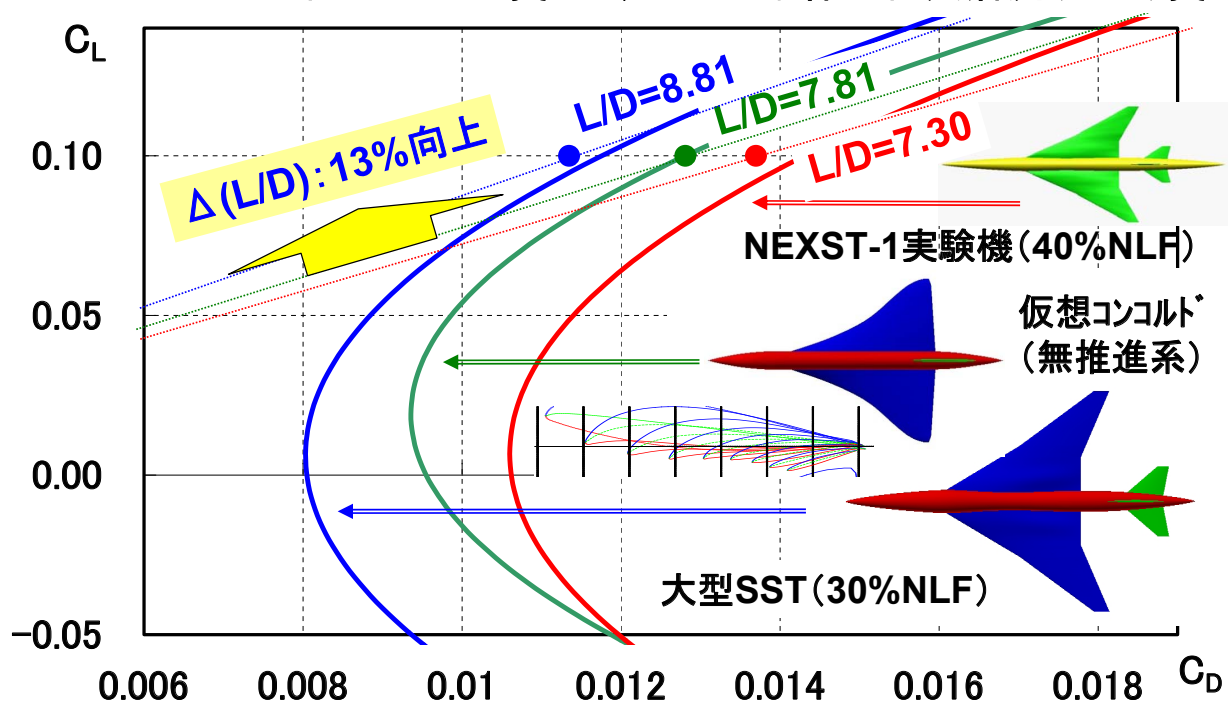


## 5. NEXST-1技術：実機適用効果②



### ONEXST-1空力設計技術

=アロー型平面形+ワープ翼+エリア・ルール胴体+自然層流(NLF)翼



## 6. まとめ：NEXST-1空力設計技術

### 1. 小型超音速実験機計画の目標

- (1) 次世代SST空力設計技術の開発⇒**CFD最適空力設計技術**
- (2) ステップアップによる技術レベル向上⇒2種の実験機の飛行実証

### 2. 次世代SST空力設計技術の開発方針

- 設計過程の論理性追求、先進的・革新的設計コンセプトの導入**

### 3. ロケット実験機の空力設計技術(NEXST-1空力設計技術)

- (1) 設計コンセプト: アロー型平面形、ワープ翼、エリアール胴体、**自然層流翼**
- (2) 設計法: 設計理論設計、非線形効果補正、**CFD逆問題設計**
- (3) 効果検証: 圧力分布及び**遷移特性を風洞試験で実験的に検証**
- (4) 実験機設計: **静的空弾効果**、表面平滑度要求、遷移計測法の選定

### 4. NEXST-1空力設計技術の実機適用効果

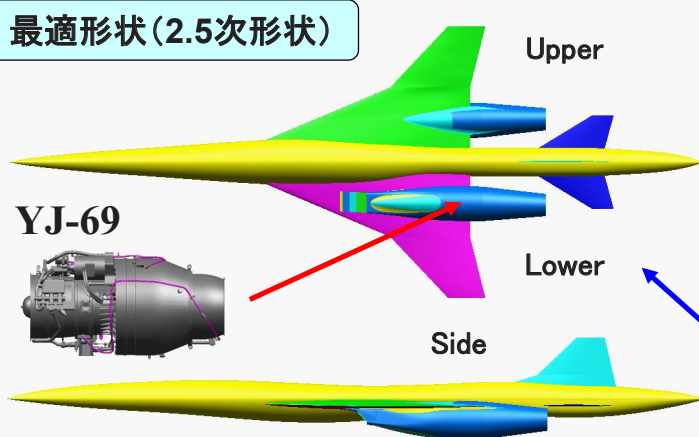
- 仮想コンコルト形状の空力設計、高Re数型自然層流翼設計法の開発**
- ⇒**約13%のL/D改善効果を予測**



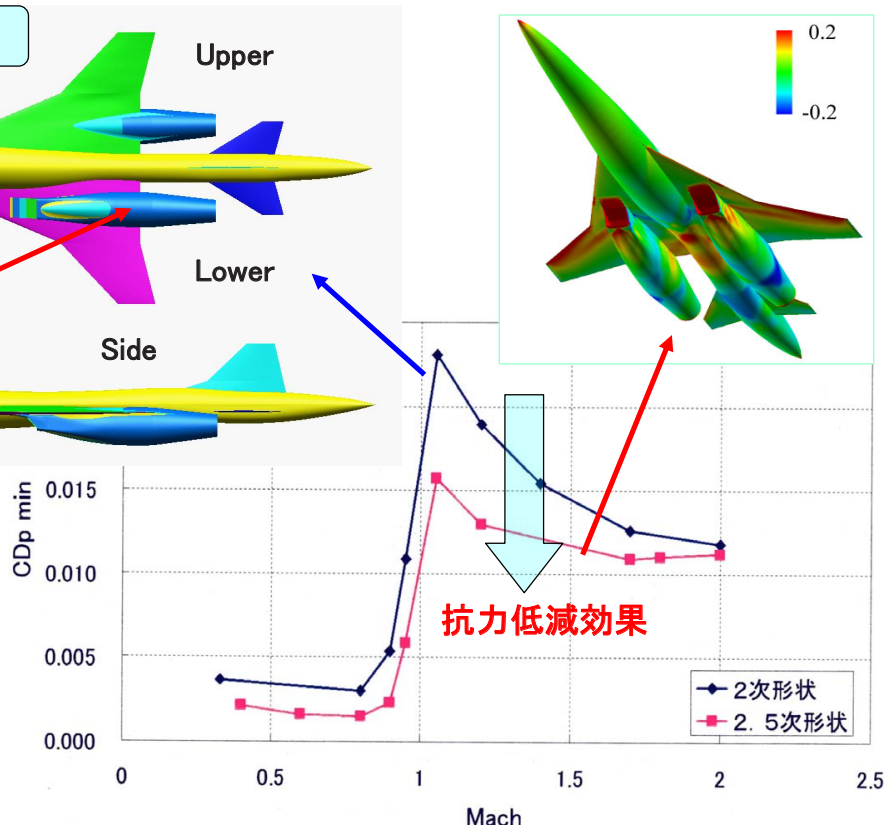
## ジェット実験機：CFD最適設計法概要



最適形状(2.5次形状)



最適空力設計技術  
↓  
非軸対称胴体形状  
最適設計法  
↓  
機体/推進系干渉  
抗力低減設計



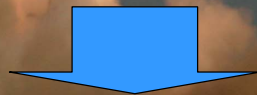
## 6. まとめ：次世代SST空力設計技術に向かって

### 1. NEXST-1空力設計技術の発展

- (1) 機体/推進系干渉効果の考慮：**NEXST-2空力設計技術の融合**
- (2) **高Re数型自然層流翼設計法の改良**：層流効果の拡大
- (3) **要素研究(ソニックブーム低減、離着陸性能改善、等)の組み込み**
- (4) **実機適用課題への対策**：表面平滑維持法、高揚力装置設計、...

### 2. NEXST-1空力設計技術の波及効果

- (1) **遷音速飛行データベースの活用**
  - ・ロケット実験機の遷音速飛行データのCFD検証等への有効利用
- (2) **亜音速機設計への適用**：理想的設計圧力分布の創出
  - ・亜音速型自然層流翼設計⇒摩擦抗力低減
  - ・衝撃剥離抑制設計⇒圧力抗力低減(造波抗力低減)⇒**高 $M_{DD}$ 設計**



「静粛超音速機技術の研究開発」で展開

[謝辞] 本空力関連作業は、次の方々のご協力とご支援により実施されました。この場を借りて厚く御礼申し上げます。

- ① 真保雄一（現三菱重工）
- ② 鈴木健一郎（現関東自動車）
- ③ 生越博景（川崎重工）
- ④ 海田武司（三菱重工）
- ⑤ 石田洋治（元NAL空力性能部）
- ⑥ 松島紀佐（現東北大学）
- ⑦ 高木亮治（現JAXA/ISAS）
- ⑧ 岩宮敏幸（現JAXA/APG事業推進部長）
- ⑨ 郭 東潤（JAXA/APG超音速機チーム）
- ⑩ 野口正芳（JAXA/APG超音速機チーム）
- ⑪ 徳川直子（JAXA/APG超音速機チーム）
- ⑫ 杉浦裕樹（JAXA研究開発本部）
- ⑬ 石川敬掲（三向ソフトウェア開発）
- ⑭ 上田良稲（東京ビジネスサービス）
- ⑮ 黒田文武（菱友システムズ）
- ⑯ 上原和恵（元三向ソフトウェア開発）



# 飛行実験による空力設計コンセプトの検証

郭 東潤, 吉田 憲司, 徳川 直子(宇宙航空研究開発機構), 石川 敬掲(三向ソフトウェア開発)

Validation of Aerodynamic Design Concepts of Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) by Flight Test  
Dong-Youn Kwak, Kenji Yoshida, Naoko Tokugawa (JAXA), Hiroaki Ishikawa (Sanko Soft Co. Ltd.)

Key Words : Aerodynamic Design, Supersonic Transport, Flight test

## Abstract

Flight test of a supersonic experimental airplane was performed by Japan Aerospace Exploration Agency to improve advanced aerodynamic design technologies for the next generation SST. The experimental airplane was designed to reduce the drag on a supersonic cruise condition. Surface pressure distributions, boundary layer transition locations and aerodynamic forces in the flight test were obtained to demonstrate the aerodynamic design methods and tools. The flight test results evaluated by comparing with the prediction results obtained by CFD based optimum design tools. The flight test results relatively corresponded to the CFD results. Aerodynamic design concepts for drag reduction were demonstrated qualitatively and quantitatively by the NEXST-1 flight test.

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(旧航空宇宙技術研究所)では次世代超音速旅客機の研究開発としてNEXST ( National Experimental Supersonic Transport ) プロジェクトを進めてきた<sup>1)</sup>。このプロジェクトでは超音速巡航時の抵抗低減を目標に、小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)を設計した(図1)。空力設計には①クランクトアロー翼平面形 ②ワーブ主翼 ③エアリアルール胴体、そして④自然層流翼の4つの抵抗低減コンセプトを適用し、CFDによる逆問題設計手法を用いた<sup>2)</sup>。さらに、これらの空力設計コンセプトや設計手法は飛行実験によりその妥当性を実証した。飛行実験では、風洞試験では取得が困難である高いレイノルズ数で、さらに、気流乱れの小さい空力データが取得できる。

飛行実験は2005年10月に行われ、①表面静圧分布 ②空気力、③境界層遷移の3種類の空力データを取得した。これらのデータは詳細な解析が行われた。また、比較評価に用いたCFD解析結果も飛行実験条件と一致させるため、高精度の解析や確認作業を行った。これらの結果を評価し、NEXST-1空力設計の妥当性を検証した<sup>3)</sup>。本稿は、詳細なデータ解析により得られた結果から空力設計コンセプトや設計ツールの検証の観点からまとめた最終結果について報告する。

## 2. 飛行実験

NEXST-1の空力設計では超音速巡航時を想定し、マッハ数 $M=2.0$ 、揚力係数 $C_L=0.1$ 、高度 $H=18\text{km}$ を設計点として設定している。図2に飛行実験の飛行パ

ターンを示す<sup>4)</sup>。飛行実験では空力設計検証のための空力データを取得する空力計測フェーズを設けた。表1には空力計測フェーズの各ステップでのデータ評価点とその時の飛行データを示す。空力計測フェーズでは、① $M$ 、 $H$ を固定して $\alpha$ を変化させる $\alpha$ -sweepフェーズと、② $M$ 、 $\alpha$ を固定して $H$ 変化よりレイノルズ数 $Re$ を変化させる $Re$ -sweepフェーズがある。 $\alpha$ -sweepの4step目( $\alpha_4$ )のステップが設計点である。これにより、 $M$ と $Re$ 固定で $\alpha$ が異なるデ

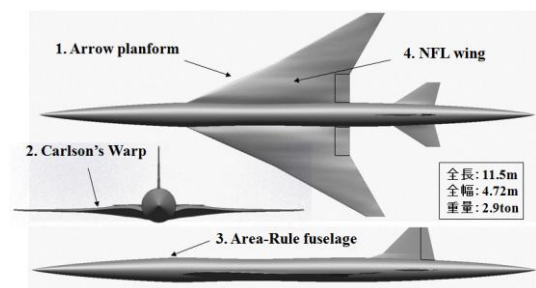


図1. NEXST-1の概略図

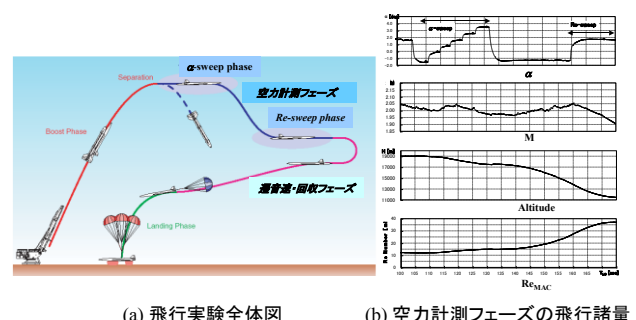


図2. 飛行実験パターン



表1. 空力計測フェーズデータ評価点の飛行条件

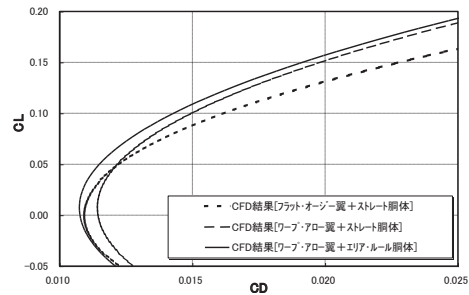
空力計測 フェーズ	打上からの 時刻 TLO [sec]	マッハ数 M	迎角 $\alpha$ [deg]	横滑り角 $\beta$ [deg]	静圧 Ps [kPa]	動圧 Q [kPa]	総圧 P0 [kPa]	気圧高度 H [km]	ReMAC [million]
$\alpha_1$	110.22	2.00	-1.57	-0.08	6.471	18.19	50.93	18.94	12.72
$\alpha_2$	114.22	2.04	-0.14	-0.14	6.500	18.85	53.74	18.91	13.37
$\alpha_3$	117.72	2.04	0.71	-0.01	6.930	20.18	57.68	18.51	14.25
$\alpha_4$	121.92	2.03	1.53	-0.08	7.388	21.30	60.50	18.10	14.93
$\alpha_5$	126.43	2.00	2.51	-0.08	7.888	22.08	61.70	17.68	15.54
$\alpha_6$	131.25	1.97	3.44	0.00	8.164	22.15	60.85	17.47	15.84
Re_1	167.35	2.01	1.56	-0.08	18.619	52.59	147.67	12.24	34.25
Re_5	171.35	1.96	1.58	-0.15	20.304	54.44	148.61	11.69	35.15
Re_9	175.33	1.90	1.56	-0.18	21.066	53.18	140.96	11.45	34.70

ータが、また、同一の $M$ と $\alpha$ で異なる $Re$ での空力データが取得できる。

### 3. 空力設計実証

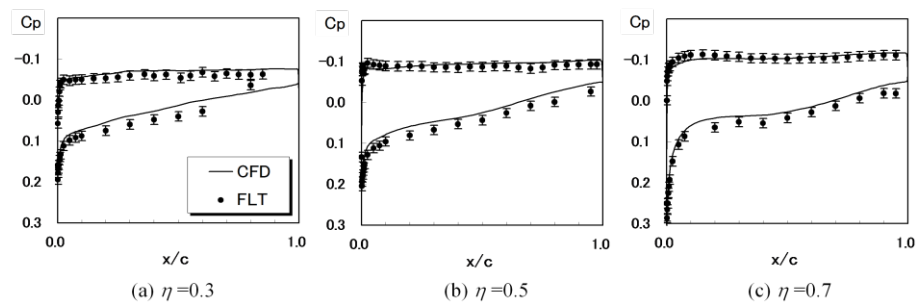
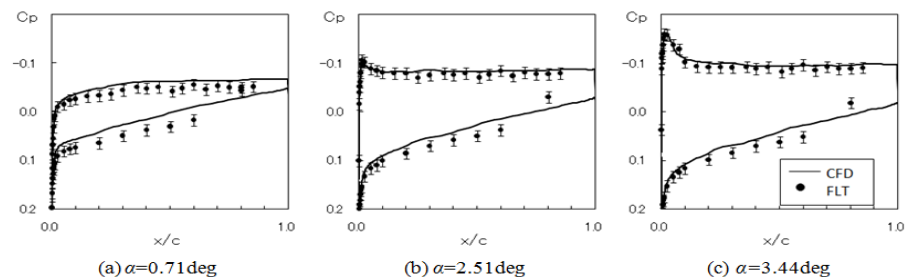
飛行実験による空力設計コンセプトや設計手法の実証は、飛行実験データ単独で実証できる項目と、CFDと比較することにより、その有効性が実証できる項目に分けられる。自然層流翼設計コンセプトの妥当性は主翼上面の境界層の状態を計測することで検証できる。すなわち、設計点と非設計点での境界層遷移位置を比較することで評価することができる。また、主翼上面の $C_p$ 分布が自然層流翼特有の分布を有することも必要条件となる。一方、主翼平面形やエアリアルール胴体、ワープ主翼の有効性は飛行実験データ単独での評価が難しい。これは、設計形状(NEXST-1)と非設計形状での飛行実験データが得られていないためである。しかし、CFD解析結果と比較することで実証できると判断される。CFDは機体の設計に用いているため、それぞれの設計コンセプトが効果的にNEXST-1形状に盛り込まれていることはCFD解析で確認していることを意味する。

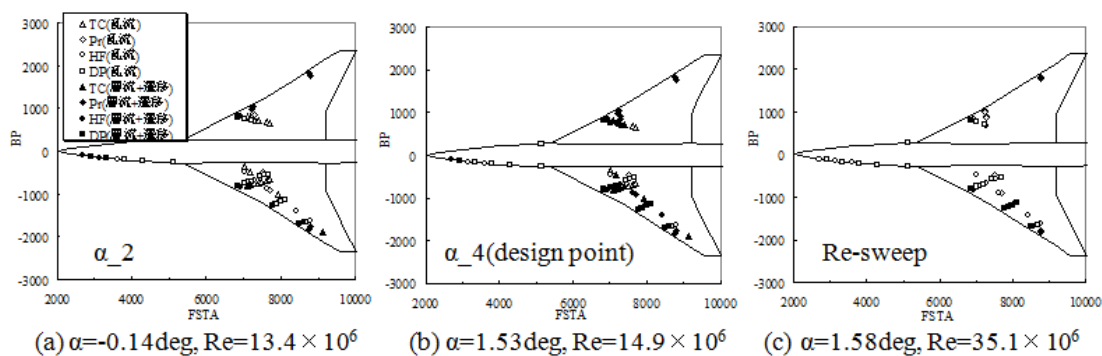
図3には空力設計において自然層流翼コンセプトを除く3つの設計コンセプトを取り入れた場合のCFD解析により求めた $C_L$ - $C_D$ 特性を示す。各設計コンセプトが有効に反映され、初期形状に比べ3つのコンセプトを取り入れた形状では設計点 $C_L=0.1$ において大幅な抵抗低減が得られていることが分かる。図3の3つの設計効果を取り入れた形状の結果に自然

図3. CFDによる抵抗低減設計効果( $M=2$ ,  $H=18\text{km}$ )

層流翼効果を反映させたものと飛行実験結果が比較対象である。また、自然層流翼設計により非自然層流翼に比べ圧力抵抗がほとんど変化していないことは確認している。したがって、飛行実験結果とCFD解析結果を比較することにより空力設計手法の妥当性を評価した。

飛行実験結果とCFD解析結果を比較・評価するためには両者の条件(姿勢や形状など)を一致させることが必要である。しかし、飛行実験では、①ADSプローブやTATセンサーなどの複雑形状であること、②空気力により機体に変形すること、③舵面操舵があること、そして④境界層遷移位置が変化していることが特徴である。そのため、CFD解析の高精度化、風洞試験結果、また飛行実験結果を補正することで、両者の計測条件を一致させた。データ解析の詳細については文献5)-9)に詳しい。

図4. 設計点における表面静圧分布特性( $\alpha=1.53\text{deg}$ ,  $M=2$ ,  $Re=14.9 \times 10^6$ )図5. 非設計点における表面静圧分布特性( $\eta=0.3$ ,  $M=2$ )

図6. 飛行実験による境界層遷移計測分布図( $M_\infty=2$ )

### 3.1 表面静圧分布特性

NEXST-1の主翼形状の設計には自然層流翼設計に基づき主翼上面の目標静圧分布 $C_p$ を与え、主翼下面形状と主翼ワープはスパン方向の目標荷重分布を満たすような形状に設計している。そのため、飛行実験の主翼上下面の $C_p$ 分布から自然層流翼設計とワープ設計の妥当性が確認できる。図4には設計点における $C_p$ 分布を示す。飛行実験とCFD結果では良好な一致が得られており、自然層流翼の $C_p$ 分布が得られていることを示す<sup>10)</sup>。また、それぞれのスパン位置 $\eta$ において上下面の $C_p$ 分布が一致しておりスパン方向に設計した荷重分布が得られていることが分かる。図5には非設計点での $C_p$ 分布を示す。飛行実験とCFDデータは比較的良好な一致が見られる。設計点(図4)に比べ、 $C_p$ 分布が自然層流翼の分布ではないことが確認できる。

### 3.2 境界層遷移特性

境界層遷移を計測は4種類の異なるセンサーを用いて計測した。それぞれのセンサーが境界層遷移を捉えた場合の出力の整合性はNEXST-1に実装したセンサーと同一センサー、システムを用いた風洞試験から確認している。図6には主翼上面の境界層遷移分布図を示す。同一の $Re$ では非設計点(図6-(a);  $\alpha = -0.14\text{deg}$ )に比べ設計点(図6-(b))では境界層遷移が後退している。また、ほぼ同一の $\alpha(C_L)$ において $Re$ が大きい $Re$ -sweepの場合(図6-(c))に比べ設計点である $\alpha_4$ で遷移位置が後退している。このことから自然層流翼設計コンセプトの妥当性を検証した<sup>11),12)</sup>。また、飛行実験による境界層遷移位置を算出し、自然層流翼による抵抗低減効果を定量的に評価した。高 $Re$ における境界層遷移データは世界的に貴重なデ

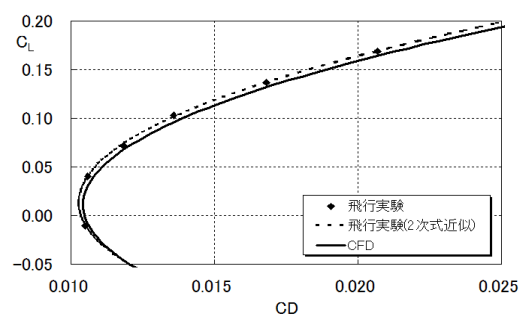
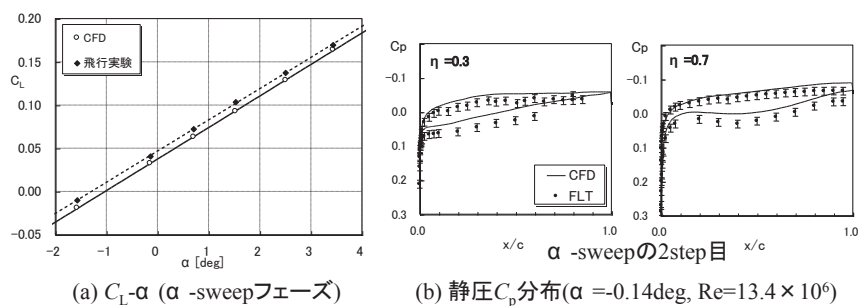
ータであり、飛行実験結果を境界層遷移予測技術にフィードバックすることにより遷移予測技術の精度向上に繋がる。

### 3.3 空気力特性

一般的に $C_L - C_D$ 特性を式1で近似した場合、 $C_L - C_D$ 曲線の形状を示す $K$ は平面形に

$$C_D = K(C_L - C_{L0})^2 + C_{Dmin} \quad \text{式1}$$

依存し、 $C_{L0}$ は主翼ワープに依存する。また、 $C_{Dmin}$ はエアリアルールによって変化する。図7には飛行実験とCFD解析により得られた $C_L - C_D$ 特性を示す。CFD結果には空力弾性変形の影響や主翼上面遷移位置を考慮した解析結果に、付加物の影響と乱流モデルの影響を反映した。付加物の効果は風洞試験とCFD解析から $C_D = 0.0007$ と判断し、また、乱流モデルの影響はTAS(Tohoku university Aerodynamic

図7.  $C_L-C_D$ 特性( $\alpha$ -sweepフェーズ)図8. 飛行実験とCFDの有意の差異( $M_\infty=2$ )

Simulation)コードによる全面乱流解析結果からSA(Spalart Allmaras)モデルに比べSST(Shear Stress Transport)モデルが $C_D = 0.0004$ 小さいことから、SAモデルの解析結果に一律 $C_D = 0.0004$ を引いた結果である<sup>13)</sup>。両者は比較的良好に一致している。このことから4つの抵抗低減設計コンセプトを取り込んだ設計手法の妥当性が検証できたと考える。

### 3.4 課題

以上のことから抵抗低減設計コンセプトや空力設計手法の妥当性を検証した。データ解析の高精度化により飛行実験とCFD解析精度は向上した。しかしながら、一部のデータでは依然、飛行実験とCFD結果に有意な差が見られる。図8に $C_L - \alpha$ と $C_p$ 分布を示す。 $C_L - \alpha$  (図8(a))では揚力傾斜は両者でよく一致しているが、 $0.24^\circ$ に相当するオフセットが見られる。また、 $C_p$ 分布(図8(b))からも主翼下面に不一致が見られる。現段階では差異の原因は不明であり、今後も検討を続けることが必要と考える。

## 4. 大型SST設計

NEXST-1空力設計技術の実機適用効果を明確に把握するため、第一世代SSTの代表実機であるコンコルドの空力性能と比較を行った。コンコルド形状の座標データは非公開であるため、技術文献などからコンコルド形状を再現させた。しかし、ここではJAXA独自で再現させた仮想コンコルド形状であることを明記する。この機体は無推進系としてCFD解析を行っている<sup>13)</sup>。仮想コンコルド形状(実機サイズ)の $L/D$ と比べて、NEXST-1設計技術を適用した想定実機では設計点において約13%の $L/D$ 改善効果があることが明らかとなった。これより、NEXST-1空力設計技術の実機適用の有効性が確認できたと考えている。

## 5. まとめ

NEXST-1の空力設計手法や抵抗低減設計コンセプトの妥当性を実証するため、飛行実験データの詳細なデータ解析を行い、飛行実験データやCFD解析結果の高精度化を行った。飛行実験結果と空力設計に用いたCFD解析結果は良好な一致が見られており、空力設計手法の妥当性を検証することができた。また、自然層流翼設計コンセプトの妥当性を確認し、効果の定量的な評価を行った。

## 参考文献

1) Ohnuki, T. et. al, "National Experimental Supersonic Transport Project," ICAS 2006-1.4.1, on CD-ROM 2006. 2) 吉田憲司, "小型超音速実験機(ロケット実験機)の空力設計," 日本流体力学学会誌な

18, pp287-290, 1998. 3) 郭東潤ら, "小型超音速実験機 (NEXST-1) 飛行実験による空力設計の検証", 宇宙航空研究開発機構報告 JAXA-RR-06-041, 2007. 4) Fujiwara, T. et. al, "Flight Plan and Flight Test Results of Experimental SST Vehicle NEXST-1," ICAS 2006-6.2.1, on CD-ROM 2006. 5) 吉田憲司ら, "小型超音速実験機 -空力及び計測系統設計," 第37回日本航空宇宙学会年会講演会講演集, pp.42-45, 2006. 6) 郭東潤ら, "小型超音速ロケット実験機飛行実験データ解析 - 空気力, 表面静圧分布 -, " 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A10, 2008. 7) 徳川直子ら, "小型超音速ロケット実験機の遷移計測," 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A11, 2008. 8) 川上浩樹ら, "小型超音速実験機 NEXST-1の全機静的空力弾性変形解析," 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A12, 2008. 9) Ishikawa, H, et. al, "CFD Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1", Jour. of Aircraft, submitted. 10) Kwak, D. Y. et. al, "Flight Test Measurements of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane," AIAA Paper 2006-3483, 2006. 11) Tokugawa, N, et. al, "Transition Measurement System of Experimental Supersonic Transport "NEXST-1", ICAS 2006-3.3.2, on CD-ROM, 2006. 12) Tokugawa, N, et. al, "Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)", Jour. of Aircraft, submitted. 13) 石川敬掲ら, "小型超音速ロケット実験機の CFD 解析," 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A13, 2008.





小型超音速実験機飛行実験データ解析完了報告会  
2008年7月10日 東京大学山上会館

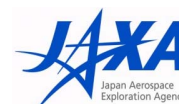


# 飛行実験による空力設計コンセプトの検証

郭 東潤 宇宙航空研究開発機構  
吉田 憲司 宇宙航空研究開発機構  
徳川 直子 宇宙航空研究開発機構  
石川 敬掲 三向ソフトウェア開発

P.2

## 飛行実験結果報告内容



### 3. (3) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果

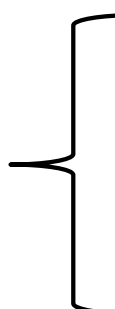
飛行実験結果を評価するために必要なデータ解析、評価、設計の妥当性検証

検証総括



- ① 飛行実験による空力設計コンセプトの検証  
空力設計に対する飛行実験による設計  
コンセプトや設計手法の妥当性検証

詳細内容



- ② 飛行実験における力および圧力特性解析  
飛行実験データの詳細解析および成果
- ③ 飛行実験におけるCFD解析  
高精度CFD解析および成果
- ④ 飛行実験における遷移解析  
飛行実験の境界層遷移データ詳細解析  
および遷移予測技術の成果



## P.3

## 飛行実験結果報告内容

## 3. (3) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果

飛行実験結果を評価するために必要なデータ解析、評価、設計の妥当性検証

## 検証総括



- ① 飛行実験による空力設計コンセプトの検証  
空力設計に対する飛行実験による設計  
コンセプトや設計手法の妥当性検証

## 詳細内容



- ② 飛行実験における力および圧力特性解析  
飛行実験データの詳細解析および成果
- ③ 飛行実験におけるCFD解析  
高精度CFD解析および成果
- ④ 飛行実験における遷移解析  
飛行実験の境界層遷移データ詳細解析  
および遷移予測技術の成果

## P.4

## NEXST-1 抵抗低減空力設計

## 目的

次世代超音速旅客機の開発における重要技術の向上させる

- ・ CFDを用いた空力設計技術の確立
- 小型超音速実験機(NEXST-1)の設計

## 空力設計目標

超音速巡航時の抵抗低減 →  $M=2.0$ ,  $C_L=0.1$ 

## 設計コンセプト

4つの抵抗低減設計コンセプトの適用

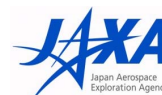
- ・ Arrow wing, Warp wing → 揚力依存抵抗低減
- ・ Area rule胴体 → 造波抵抗低減
- ・ 自然層流翼 → 摩擦抵抗低減

無推力, 無人, 小型超音速実験機  
(NEXST-1)

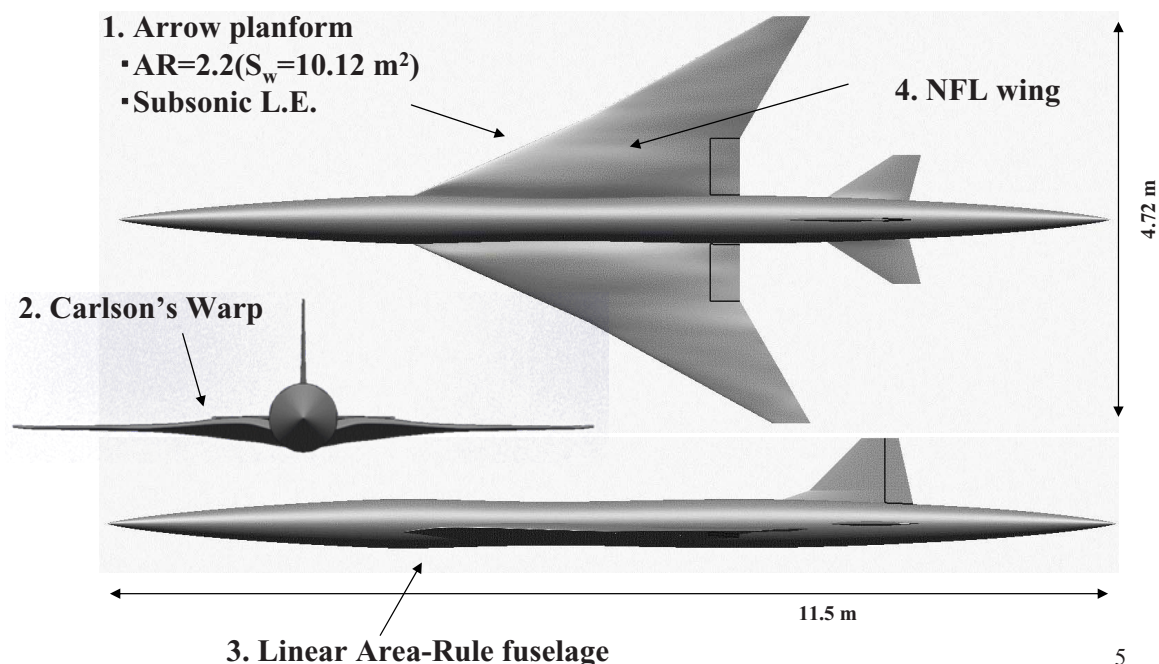
## 設計手法

4つの設計コンセプトを線形法やCFD逆問題設計手法を用いて設計

## 小型超音速ロケット実験機 (NEXST-1)

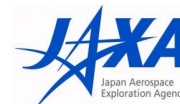


- Scale : 11% of a real scale SST
- Weight : 1900kgf



P.6

### 飛行実験による検証



#### 飛行実験の必要性

- ・高レイノルズ数の超音速データ取得
- ・気流乱れの小さい流れの境界層遷移データ取得
- ・飛行成立性のある機体の設計

#### 飛行実験により得られる成果

- ・高Re, 気流乱れの小さい条件の空力データ取得
- ・空力データ計測、データ解析技術の向上
- ・設計コンセプトの実証
- ・設計手法の妥当性検証

#### 飛行実験による検証方法

- ・空力設計のCFD結果と飛行実験結果を比較
  - 4つの抵抗低減設計コンセプトが効果的に取り込んだ設計手法の妥当性確認
- ・境界層遷移位置特性
  - 自然層流(Natural Laminar Flow:NLF)翼設計コンセプトの確認

## P.7

## 空力計測内容

## 1. 表面静圧分布

- ・各断面位置でのCp分布



静圧分布が設計と飛行実験で一致するか

- ・NLF翼のCp分布
- ・翼幅方向の荷重分布(Warp翼)

## 2. 境界層遷移位置

- ・主翼上面と前胴部の境界層状態を計測し、遷移位置を把握する



境界層遷移位置がどのように変化しているか

- ・NLF翼設計の妥当性
- ・予測技術への反映

## 3. 空気力

- ・空気係数特性を把握



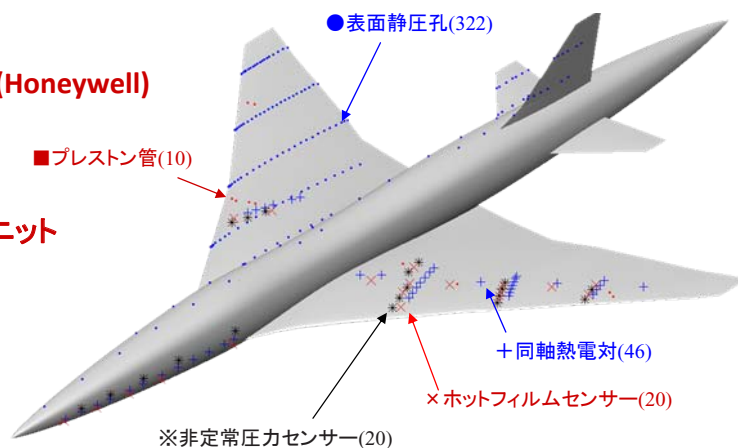
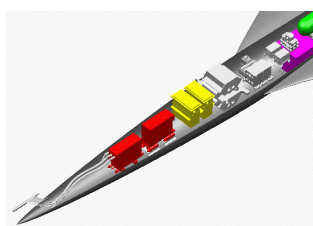
空力特性が設計と一致するか

- ・設計手法の妥当性確認

## P.8

## 計測センサー位置

- ・ 表面静圧分布 (332点)
  - 表面静圧孔 (圧カスキャナー :Scanivalve Corp.)
  - 絶対圧センサー(TKK)
- ・ 境界層遷移 (96点)
  - ホットフィルムセンサー (Dantec), シグナルコンディショナー(共和)
  - 非定常圧力センサー (Kulite), シグナルコンディショナー(共和)
  - 同軸熱電対 (Okazaki)
  - プレストン管 (Okazaki)
- ・ 空気力
  - Inertial Measurement Unit (Honeywell)
- ・ 飛行エアデータ
  - ADS:Air Data System (TKK)
  - 5孔ピトープローブ, 演算ユニット



## 飛行実験



P.9

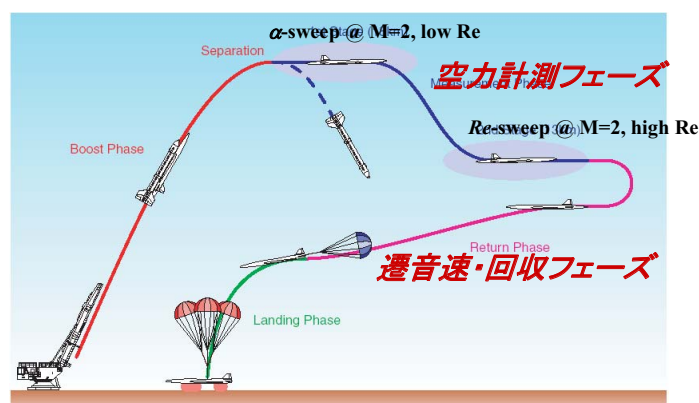
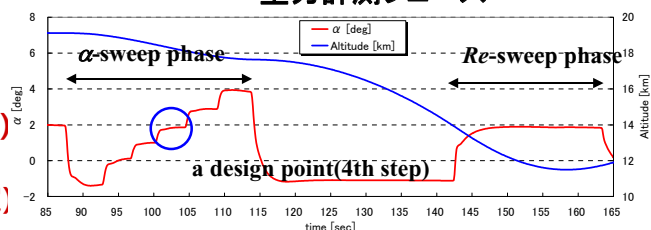
## 飛行実験の目的

- ・高Re, 気流乱れの小さい超音速の空力データ取得し、抵抗低減設計コンセプト, 設計手法の妥当性を実証する

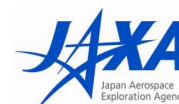
## 空力計測フェーズ

## 空力計測フェーズ

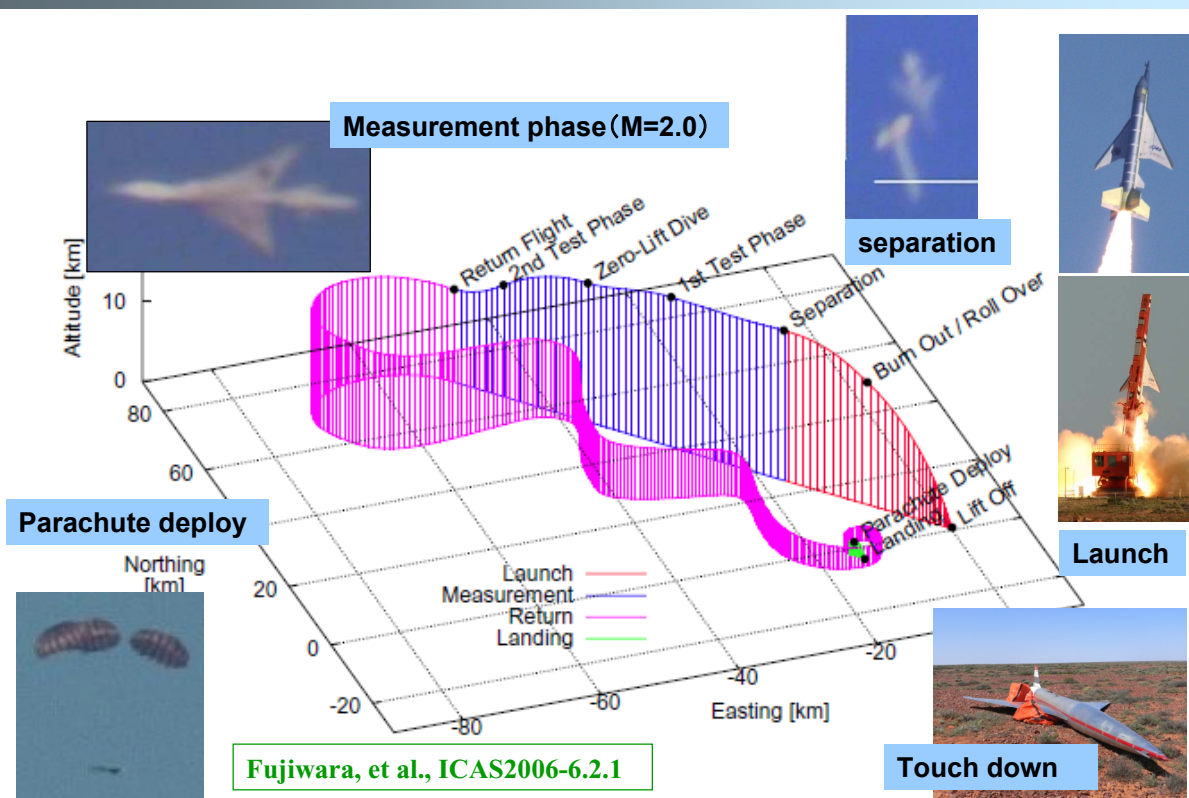
- ・ $\alpha$ -sweepフェーズ:  
異なる $\alpha$ のデータ取得(M, Re固定)
- ・Re-sweepフェーズ:  
異なるReのデータ取得(M,  $\alpha$ 固定)



## 飛行実験 @ Woomera 実験場 2005.10.10



P.10

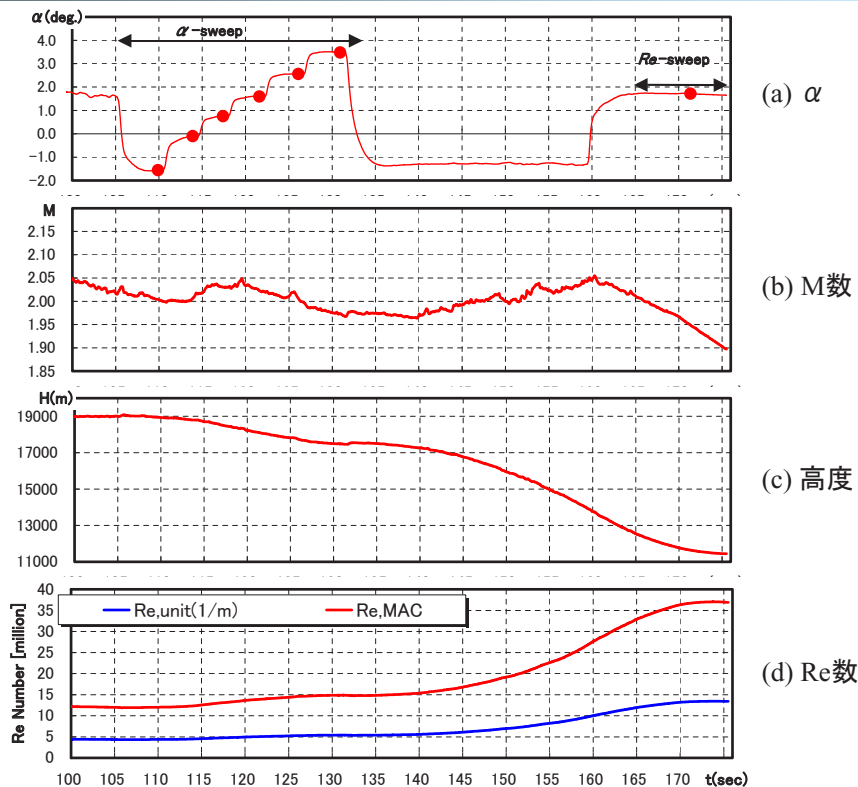


Fujiwara, et al., ICAS2006-6.2.1



## P.11

## 飛行履歴:空力計測フェーズ



## P.12

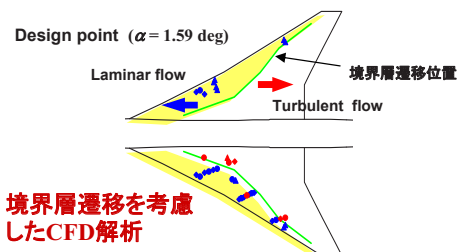
## 飛行実験データ評価における高精度データ解析

## 1. 飛行実験データ

- ・ 舵面操舵なし(補正)
- ・ 横滑り角 0deg
- ・ 機体弾性変形による迎角補正
- ・ エアデータマップ再構築(風洞試験)
- ・ 新しい解析手法の導入(間欠率,局所静圧)した境界層遷移位置判定

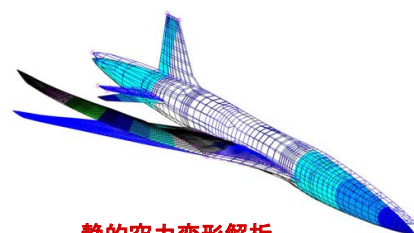
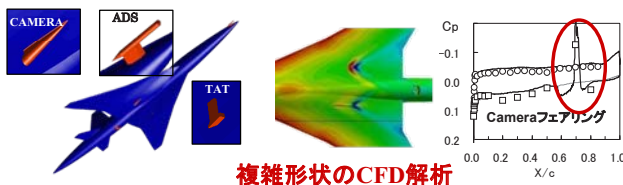


ADS風洞試験



## 2. CFD解析

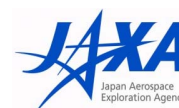
- ・ 機体の静的空力弾性変形修正
- ・ 付加物(ADS, TATなど)影響補正
- ・ 境界層遷移位置考慮(飛行実験結果使用)
- ・ 飛行実験条件と同一の条件で解析
- ・ 乱流モデルの影響調査



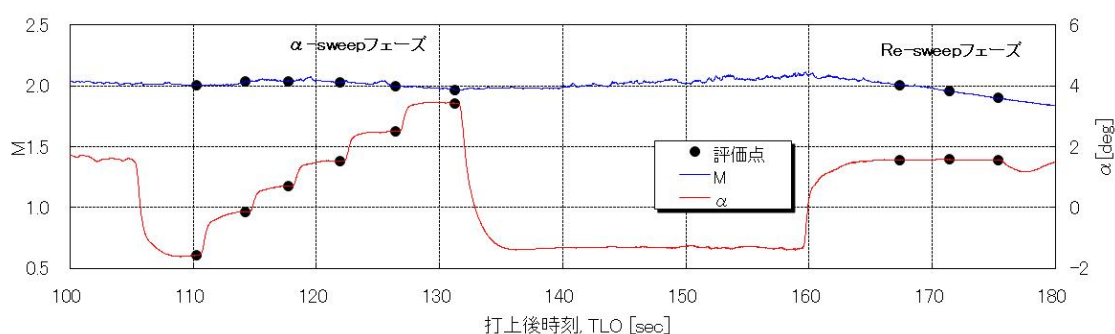
静的空力変形解析

P.13

## 飛行実験データ評価点

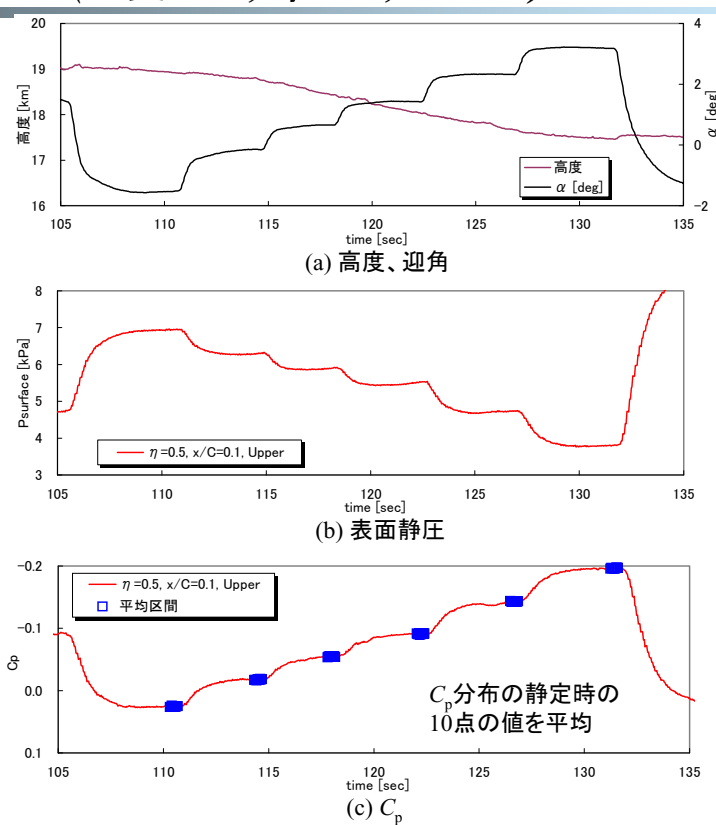
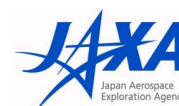


		打上からの時刻		動圧		高度		
phase		step No./ target $M_\infty$	$T_{LO}$ [sec]	$M_\infty$	$\alpha$ [deg]	Q [kPa]	H [km]	Re [ $\times 10^6$ ] based on MAC
空力計測 Phase	$\alpha$ -sweep phase	$\alpha_1$	110.22	2.00	-1.57	18.19	18.94	12.72
		$\alpha_2$	114.22	2.04	-0.14	18.85	18.91	13.37
		$\alpha_3$	117.72	2.04	0.71	20.18	18.51	14.25
		$\alpha_4$	121.92	2.03	1.53	21.30	18.10	14.93
		$\alpha_5$	126.43	2.00	2.51	22.08	17.68	15.54
		$\alpha_6$	131.25	1.97	3.44	22.15	17.47	15.84
	Re-sweep phase	Re_1	167.35	2.01	1.56	52.59	12.24	34.25
		Re_5	171.35	1.96	1.58	54.44	11.69	35.15
		Re_9	175.33	1.90	1.56	53.18	11.45	34.70



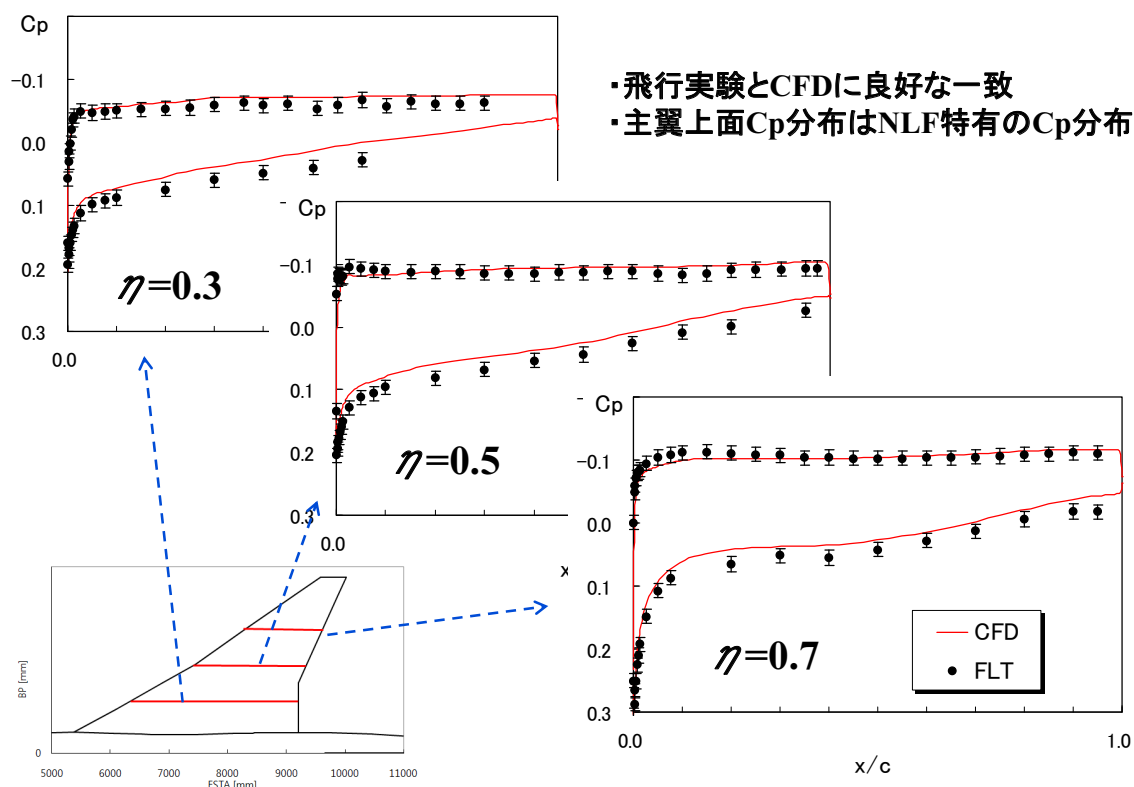
### Cp分布: 飛行実験の時系列データ (主翼上面, $\eta=0.5, x/c=0.1$ )

P.14



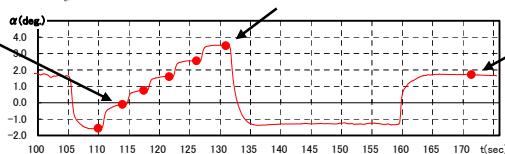
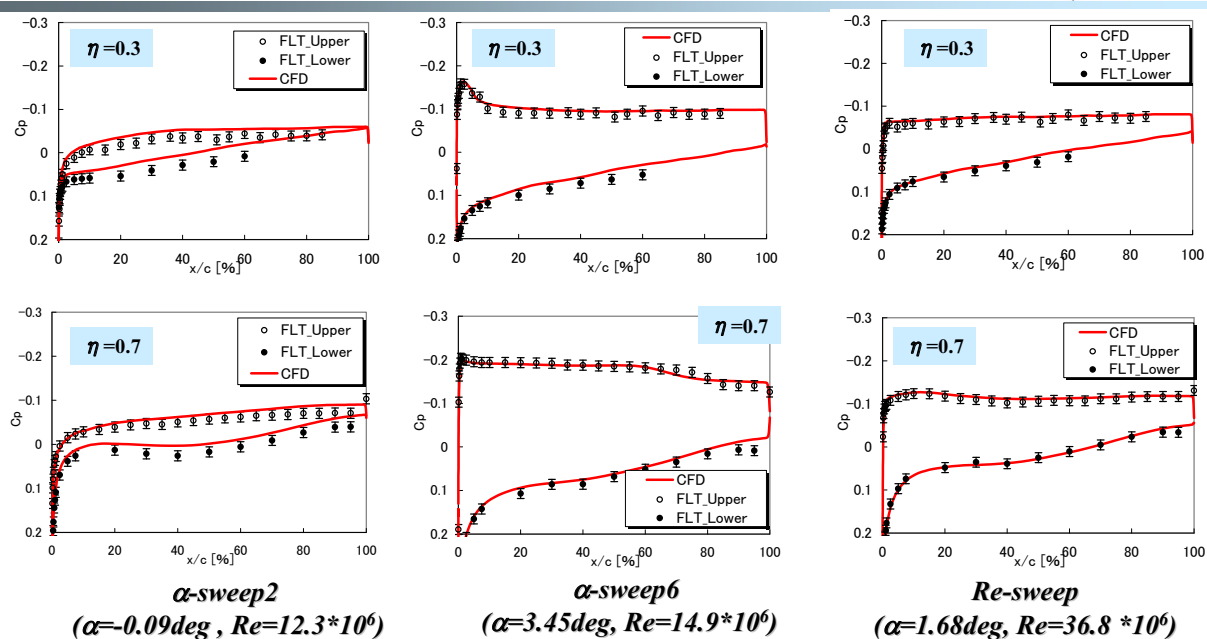
## Cp分布: 設計点

P.15 ( $\alpha$ -sweep4番目:  $\alpha=1.53\text{deg}$ ,  $Re=14.9\times10^6$ )



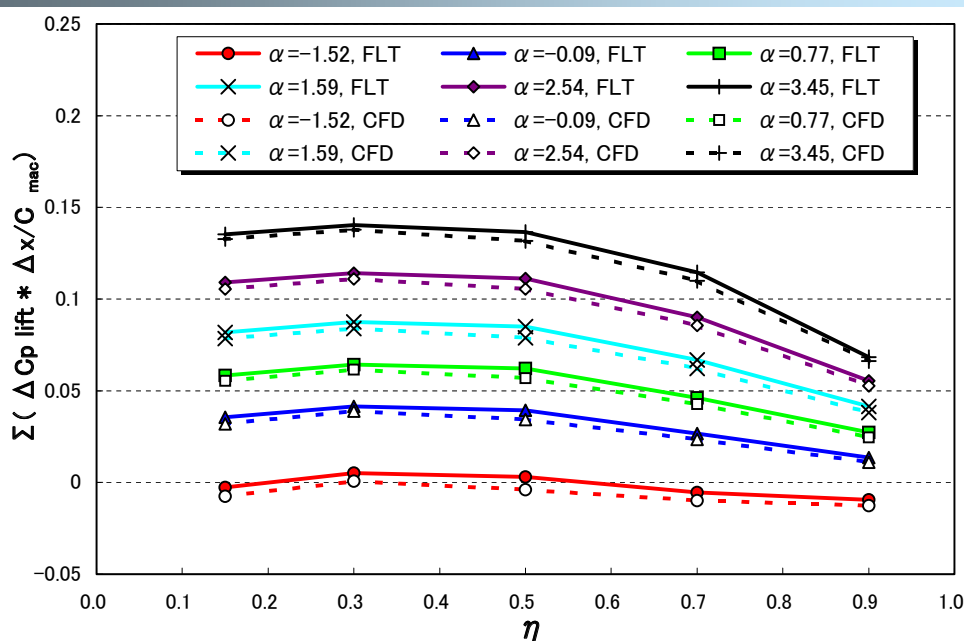
## Cp分布: 非設計点( $\alpha$ , $Re$ )

P.16



P.17

## 翼幅方向荷重分布



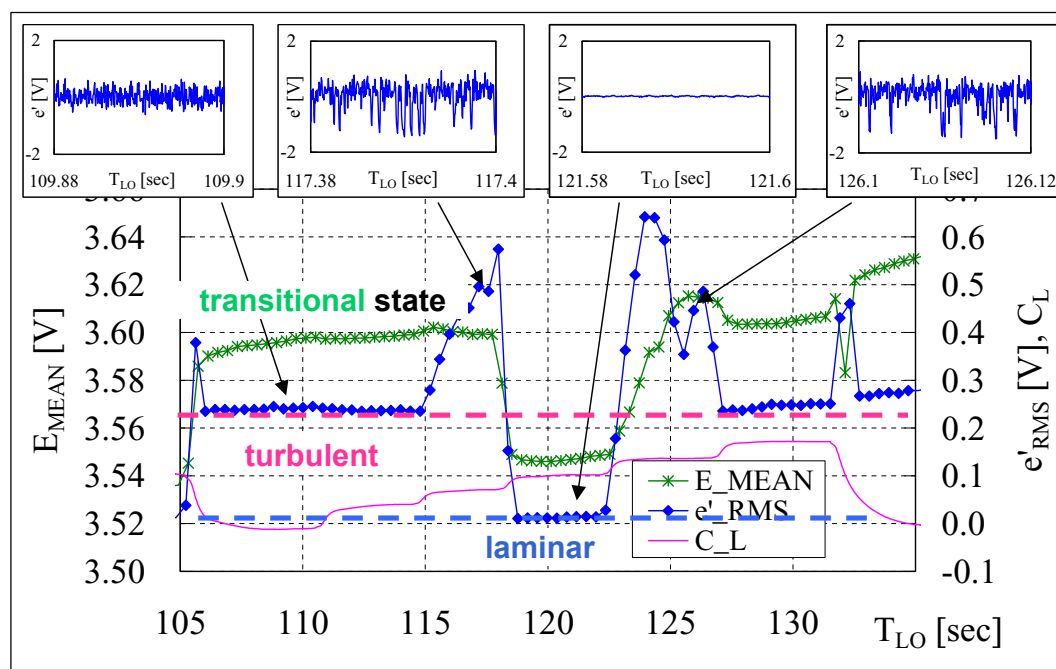
主翼の翼幅方向荷重分布が飛行実験とCFDで一致



ワープ設計による設計荷重分布が得られている

P.18

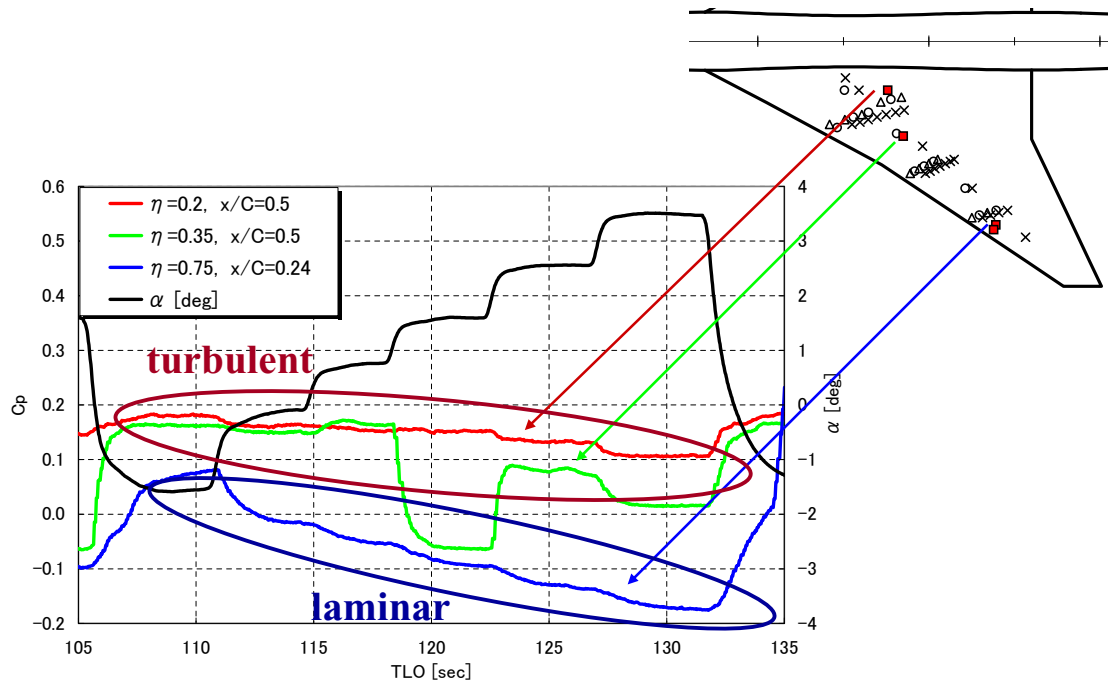
## 境界層遷移: 飛行実験時系列データ (Hot Film)



ホットフィルムセンサーにより境界層遷移を計測している



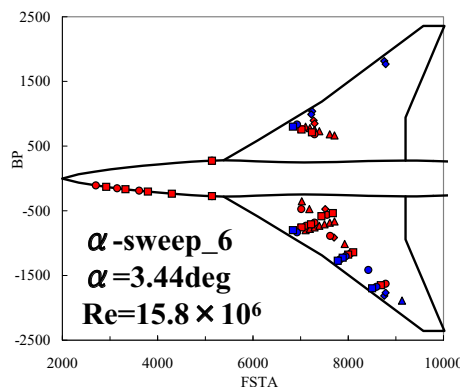
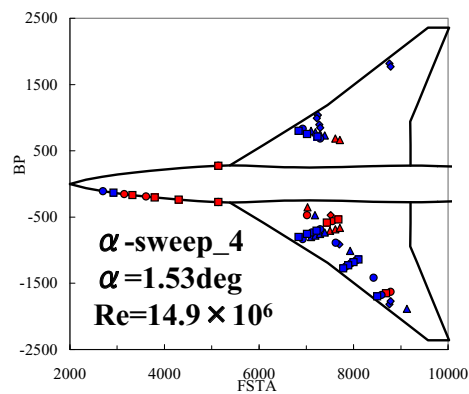
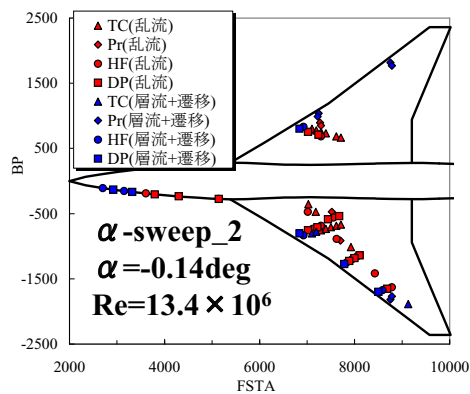
# P.19 境界層遷移: 飛行実験時系列データ (Preston Tube)



プレストン管により境界層遷移を計測している

## P.20

## 境界層遷移分布図: $\alpha$ -sweep



乱流、非乱流の区分

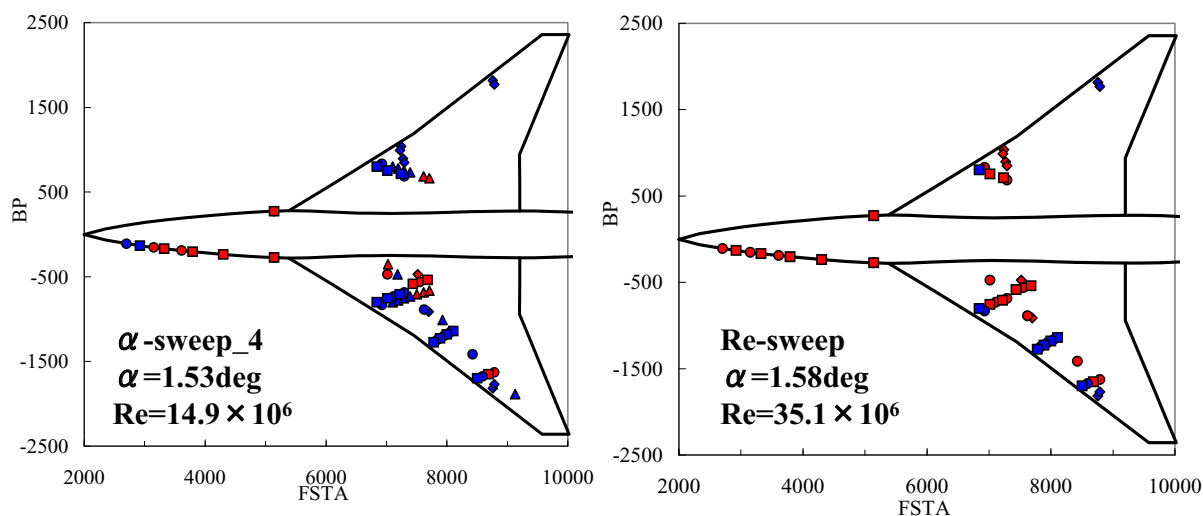
設計迎角において最も遷移が後退  
(同一のM, Re)



自然層流翼設計の妥当性検証

## 境界層遷移分布図: Re-sweep

P.21

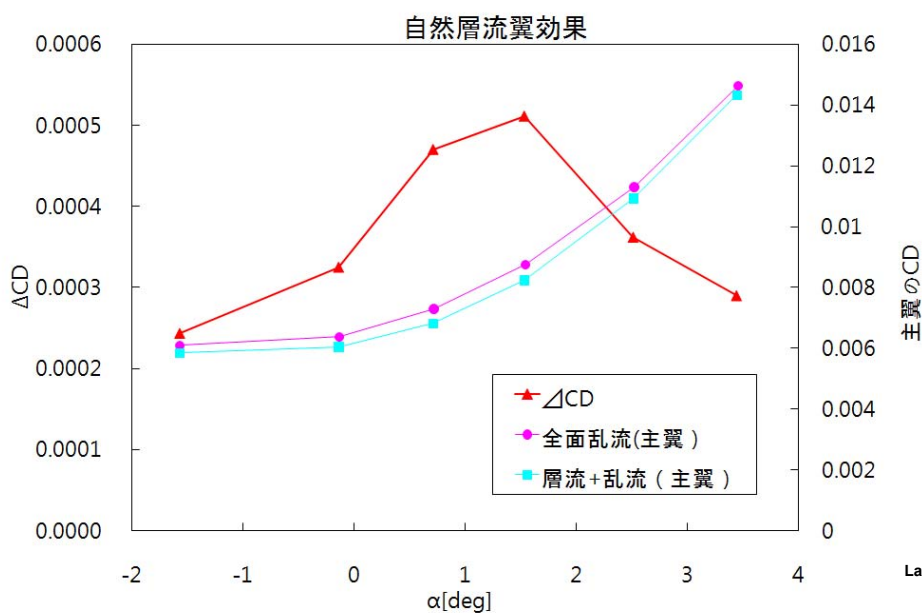
高Re数に比べ低Re数で遷移点後退 (同一のM,  $\alpha$ )

Re数の依存性が高い。

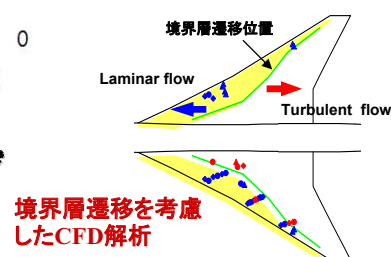
→ 機体表面粗さに関する研究への貴重なデータ取得

## 自然層流翼による抵抗低減効果

P.22

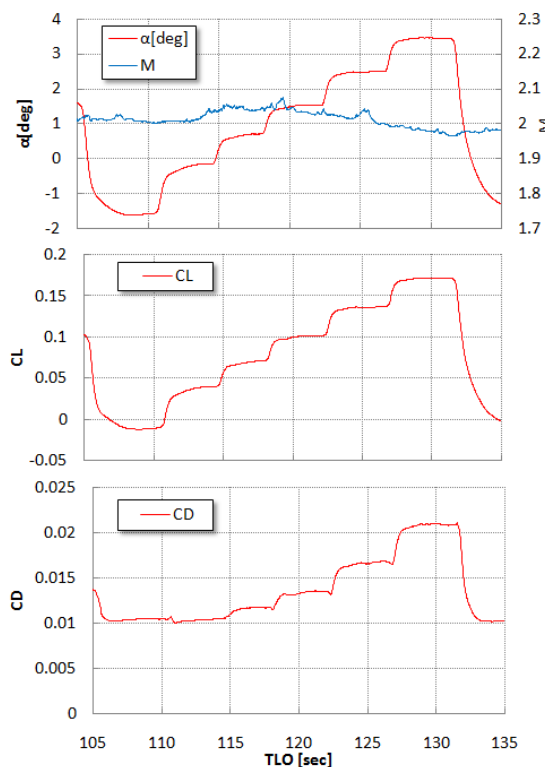


全面乱流解析に比べ、 $\Delta CD=5.3\text{counts}$ の抵抗低減  
(飛行実験による境界層遷移位置を使用)



P.23

## 空気力特性: 飛行実験時系列データ( $\alpha$ -sweep)

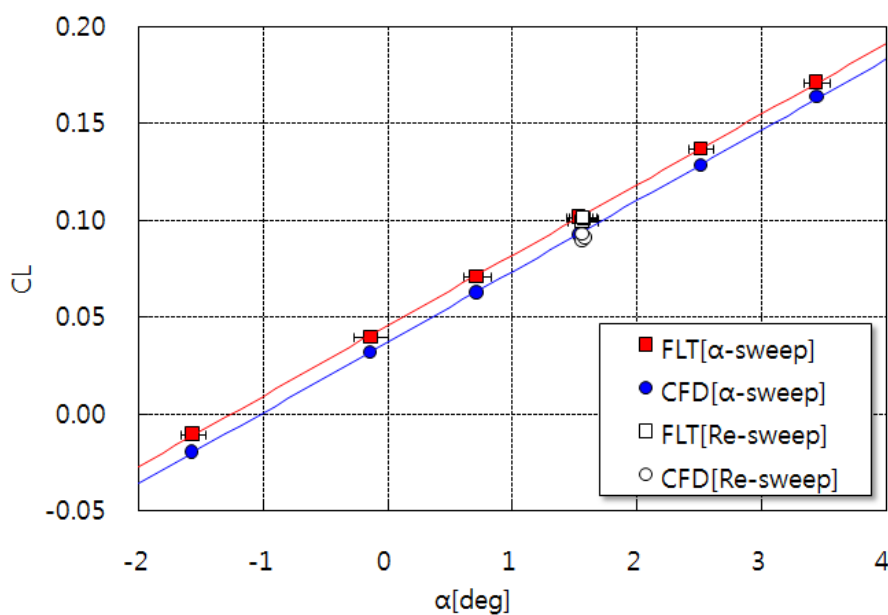


### 補正内容

- ・計測システムの時間遅れ補正
- ・機体の角速度による補正
- ・前胴たわみによる迎角補正
- ・舵面操舵補正( $\delta f=0\text{deg}$ )
- ・横滑り角補正( $\beta=0\text{deg}$ )
- ・動微係数の補正(空力モデル)

P.24

## 空気力特性: CL- $\alpha$

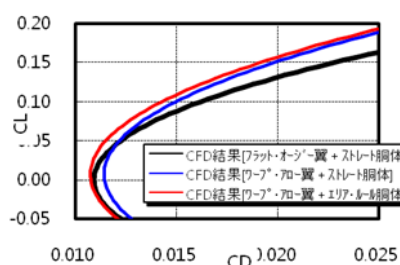
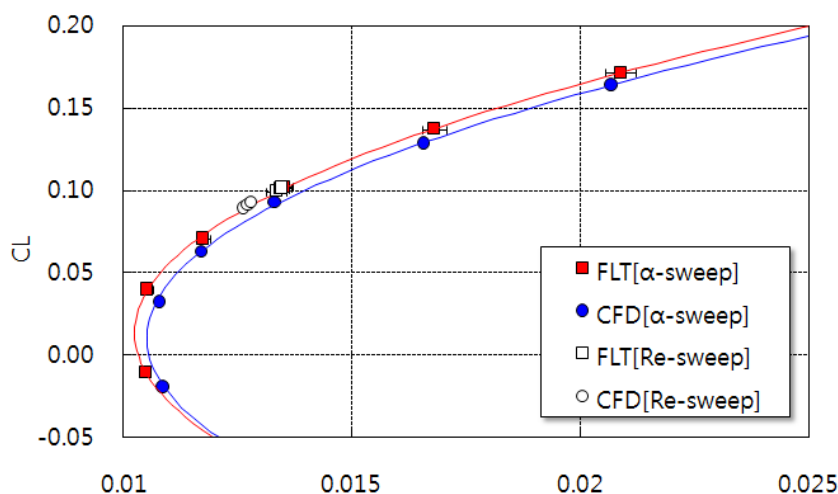


- ・飛行実験とCFDでCL  $\alpha$  は良好な一致
- ・オフセットあり:  $\Delta \alpha = 0.24\text{deg}$

24

## P.25

## 空気力特性:CL-CD



ベースになるCFD解析

- ・乱流モデル: SAモデル
- ・解析コード: UPACS
- ・静的空力変形
- ・境界層遷移考慮

①付加物の影響:  $\Delta CD = 0.0007$   
 ②乱流モデル: SAモデルに比べ SSTモデル  $\Delta CD = -0.0004$

## P.26

## 飛行実験による検証内容まとめ

## 1. 飛行実験により高Re数の空力データ取得

- ・高信頼性データ取得システムの構築
- ・高精度データ解析手法の確立

## 2. 空力設計コンセプトの検証

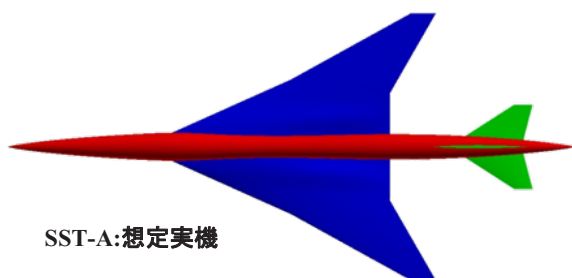
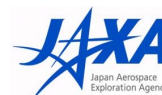
- ・境界層遷移位置の計測 → 自然層流翼設計コンセプト実証
- ・主翼上面の圧力分布

## 3. 抵抗低減設計コンセプトの検証

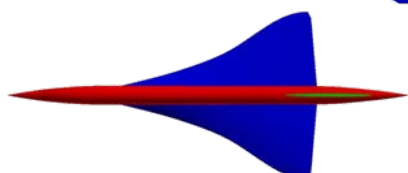
- ・設計結果と飛行実験結果の一致 (Cp分布, 空気力特性) → 抵抗低減設計手法の妥当性確認



## 想定実機形状設計



SST-A: 想定実機



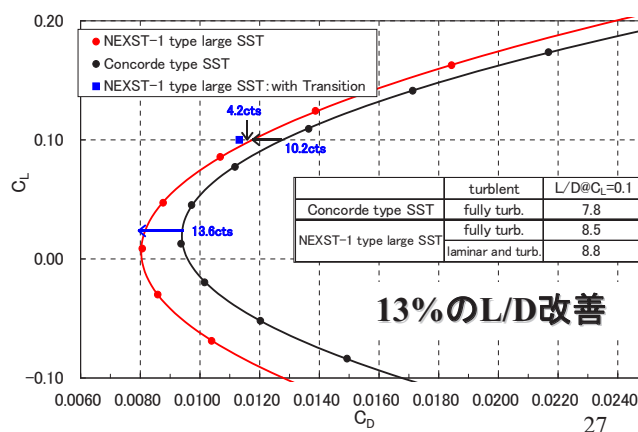
SST-B: コンコルド模擬形状

飛行実験により検証された抵抗低減設計手法を用いて想定実機を設計



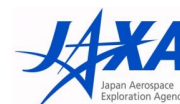
既存超音速機と比較し、L/D13%改善

	SST-A	SST-B
design concept	NEXST-1's design concept	Previous design concept like Concorde
Planform	Arrow wing	Ogee wing
Warp	Carlson's optimum	Conical Camber
wing section	Natural Laminar Flow Wing	NACA64A series
fuselage	Area-ruled body	straight body
passenger	300	100
Length(m)	91.4	62



P.28

## まとめ



### NEXST-1による飛行実験により

1. 高レイノルズ数, 気流乱れの小さい超音速の空力データを取得した。
2. 空力設計コンセプト/低抵抗設計手法の妥当性を検証した。
3. 検証された設計技術を用いて実機SSTの空力設計に適用し、抵抗低減効果を確認した。

### 今後の予定

飛行実験により取得されたデータを用いて、CFDや境界層遷移予測技術の高精度化を行う

## 謝辞

P.29

- ・NEXST-1の飛行実験において、計測系の設計、維持、改修など多くの関係者の多大な協力を得た。JAXA, APG/ ISTAの関係者にこの場を借りて深く感謝の意を表する。
- ・空力計測系の精度向上や機能確認など多くの実作業において関係者の多大なご協力があった。この場を借りて厚く御礼申し上げます。

三菱重工業株式会社  
川崎重工業株式会社  
富士重工業株式会社  
株式会社アイ・エチ・アイエアロスペース  
大手技研  
共和電業  
東京航空計器株式会社



# 飛行実験における力及び圧力特性解析

郭 東潤 (宇宙航空研究開発機構), 中畠 浩二, 石川 敬掲 (三向ソフトウェア開発),  
野口 正芳, 吉田 憲司 (宇宙航空研究開発機構)

Aerodynamic Forces and Pressure Distributions of the Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) on the Flight Test  
Dong-Youn Kwak (JAXA), Koji Nakahata, Hiroaki Ishikawa (Sankou Software Co. Ltd.), Masayoshi Noguchi (JAXA)

*Key Words : Aerodynamic Force, Pressure distribution, Flight test, Supersonic Transport*

## Abstract

A supersonic flight test was conducted by JAXA to validate the aerodynamic design technology of the supersonic transport. Surface static pressure distributions and aerodynamic forces of the supersonic experimental airplane (NEXST-1) were obtained by the flight test. Flight test data were analyzed with high accuracy, and were evaluated by comparing with the CFD analysis. Relatively good agreements were observed with the flight test results and the CFD results. The validity of the drag reduction design concepts and design tools were confirmed from the flight test.

## 1. はじめに

小型超音速実験機プロジェクト(NEXST)<sup>1)</sup>では空力設計技術の確立を目的に飛行実験による実証を行った。超音速巡航時の抵抗低減を目標に小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)を設計し<sup>2)</sup>、飛行実験により空力設計コンセプトや設計手法の妥当性を検証する<sup>3,4)</sup>。そのため、飛行実験<sup>4)</sup>では表面静圧分布、空気力、境界層遷移の3種類の空力データを計測した<sup>5-8)</sup>。計測された飛行実験データはCFD解析結果<sup>9)</sup>と比較することで、空力設計の妥当性を評価した。本稿では、表面静圧分布と空気力の飛行実験データ解析について述べることにする。

NEXST-1の空力設計は4つの抵抗低減設計コンセプトを適用して設計されている。クランクトアロー翼平面形、エリアルール胴体、ワープ設計コンセプトはその有効性を設計段階においてCFD解析により確認している。そのため、NEXST-1の飛行実験結果をCFD解析結果と比較することにより、空力設計の妥当性を確認することができると判断した。飛行実験とCFD解析結果を比較するためには、両者の条件(飛行条件や形状、レイノルズ数など)を一致させることがとても重要な要因となる。そのため、空力計測系の設計や飛行実験データ解析では計測精度向上を心懸けた。

## 2. 飛行実験概要

NEXST-1の空力設計では超音速巡航時を想定し、マッハ数 $M=2.0$ 、揚力係数 $C_L=0.1$ 、高度 $H=18\text{km}$ を設計点として設定した。飛行実験では空力計測フェーズを設け、このフェーズでは $M$ 、 $H$

を固定して $\alpha$ を変化させる $\alpha$ -sweepフェーズと、 $M$ 、 $\alpha$ を固定して $H$ 変化よりレイノルズ数 $Re$ を変化させる $Re$ -sweepを行う。 $\alpha$ -sweepの4step目( $\alpha_4$ )が設計点である。これにより固定された $M$ と $Re$ で異なる $\alpha$ でのデータを、また、同一の $M$ と $\alpha$ で異なる $Re$ 数での空力データを取得した。また、空力計測フェーズ後の帰還時(今後、遷音速・回収フェーズと呼ぶ)にも一部の空力計測は行っており、その中で $M=1.8\sim 0.6$ の空気力を評価対象とし解析を行った。詳細な飛行実験については文献4)に詳しい。

## 3. 空力計測システム

飛行実験で得られた表面静圧分布や空気力データは $M$ や $\alpha$ 、静圧などの飛行データを用いて無次元係数( $C_p$ 、 $C_L$ など)を求める。また、空力モデルによりそれぞれの飛行条件にあった補正を行うため、飛行データの精度は空力データの精度に深く関係する<sup>10)</sup>。

飛行データはADS(Air Data System)により計測した。ADSは機体の先端付近に取り付けた5孔ピトープローブ(図1)と演算部から構成される。飛行データは空力データの風洞試験により5孔プローブ圧と $M$ との関係、 $\alpha$ との関係式を求め、飛行実験での5孔ピトー圧から $M$ 、姿勢角を求める。また、 $M$ と5孔ピトー圧からピトー管の関係式より動圧や静圧を算出する。飛行実験後には空力計測フェーズの $M=2$ において再度、風洞試験を行い、飛行データを算出して、精度向上を図った。

飛行実験では空気力により機体に変形する。こ

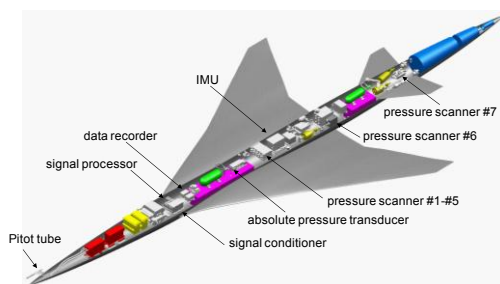


図1. NEXST-1装備品搭載状況

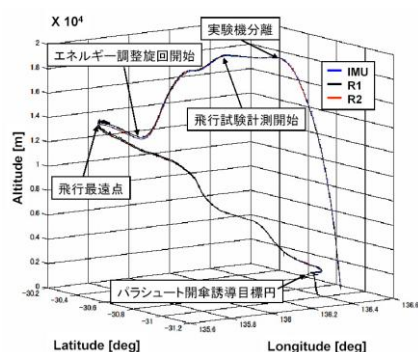
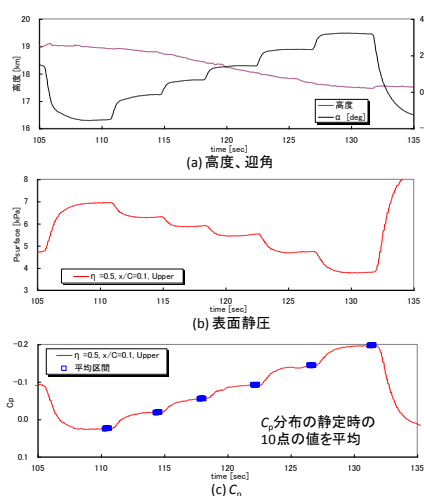


図2. 飛行経路比較

図3. 表面静圧の時系列データ（ $\alpha$ -sweep）

れにより、機体の先端付近に取り付けたピトープローブで計測する迎角は主翼の実迎角とは異なることが推測される。そこで、機体の構造モデルを製作し、静的空力弾性変形解析<sup>11)</sup>を行った。これにより迎角の補正量を求めた。機体の静的空力弾性変形による空力特性への影響は文献12に詳しい。

表面静圧係数 $C_p$ 分布はScani-valve社製の差圧型ZOC33により計測した<sup>8)</sup>。表面静圧計測においては313点の機体周りの圧力を計測するため、細くて長い圧力配管を用いている。そのため、圧力配管による圧力応答遅れがもっとも大きな課題であった

が、圧力応答遅れの推算手法を確立し、飛行パターンを工夫することにより高精度圧力計測を可能にした。なお、飛行実験まで徹底的な健全性管理を行うとともに、飛行実験後にもシステムの健全性確認を行い、計測データの信頼性を確認した。

空気力は機体の重心付近に搭載したIMU (Inertial Measurement Unit)により計測した(図1参照)<sup>4),5)</sup>。 $X, Y, Z$ の3方向の加速度を計測し、空気力を求めた。飛行実験結果をCFD解析結果と比較するため、飛行実験の空気力データは風洞試験により得られた空力モデルから横滑り角 $\beta=0\text{deg}$ 、操舵面の舵角を $\delta=0\text{deg}$ に相当する補正を行った。IMUによる加速度から機体の位置を求めることができ、図2に飛行経路を示す。また、図中にはレーダにより計測した飛行経路を重ねて示す<sup>13)</sup>。両者は比較的良好な一致が見られ、IMUにより計測した空力データの健全性を確認することができる。

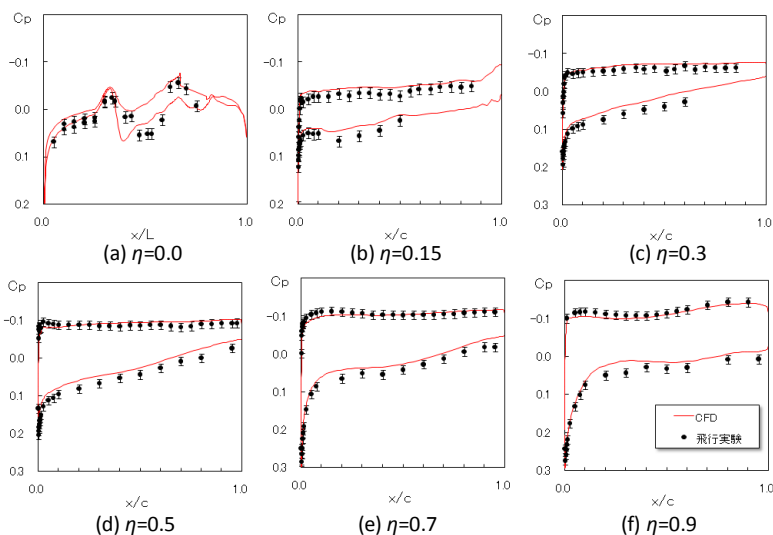
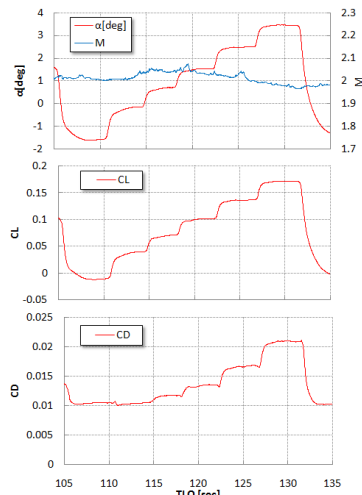
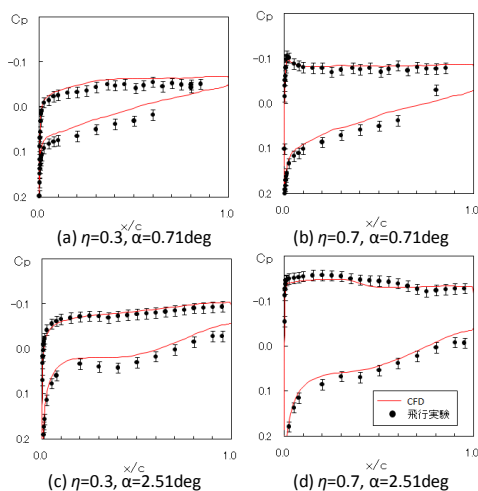
## 4. 飛行実験結果

### 4.1 表面静圧特性

図3には $\alpha$ -sweepフェーズでの表面静圧の時系列データを示す。機体の $\alpha$ 変化に比べ表面静圧は時間遅れを持って変化しており、圧力配管応答遅れがあることがわかる。また、 $\alpha$ が静定しても表面静圧はゆるやかに上昇している。これは機体が静定しても高度の変化により密度が変化しているため、結果として表面静圧が変化しているためである。しかしながら、飛行動圧と静圧で無次元化した圧力係数 $C_p$ では各ステップにおいて圧力は一定値に静定していることから応答遅れがなく静定された $C_p$ 分布が計測されていることがわかる。

図4には $\alpha$ -sweepの4ステップ目( $\alpha=1.53\text{deg}$ )の設計点における各スパン位置( $\eta$ )での上下面の $C_p$ 分布を示す。また、図中にはCFD解析結果を比較のため重ねて示す。両者は比較的に良好な一致が見られる。 $\eta=0$ の場合では両者で若干の違いは見られるが、エリアルール胴体による $C_p$ 分布の変化が見られる。主翼の $C_p$ 分布は、前縁付近で急激な $C_p$ の立ち上がり、その後部では緩やかな順圧力勾配になっており、自然層流翼特有の $C_p$ 分布であることがわかる。また、各スパン位置での上下面の $C_p$ 分布が両者で一致していることはスパン方向の荷重分布が一致することを意味しており、ワープ設計の目標荷重分布を満たしていることが言える<sup>3)</sup>。図5には $\eta=0.3, 0.7$ で異なる迎角での $C_p$ 分布を示す。設計点以外の $C_p$ 分布では自然層流翼の $C_p$ 分布から外れている。境界層遷移計測結果から設計点において遷移位置がもっとも後退して



図4. 設計点における $C_p$ 分布 ( $\alpha=1.53\text{deg}$ ,  $M=2$ ,  $Re=14.9\times 10^6$ )図6. 空気力の時系列データ ( $\alpha$ -sweep)図5. 非設計点における $C_p$ 分布( $M=2$ )

いることが確認できており<sup>7),14)</sup>、 $C_p$ 分布の結果と整合性が得られている。 $\eta=0.3$ の場合では $\eta=0.7$ に比べ飛行実験とCFDの結果に若干のずれが見られる。そのため、原因調査を行ってきたが、現状ではずれの原因は不明であり、今後の課題である。

$C_p$ 分布特性は飛行実験とCFDで全般的に良好な一致が得られており、飛行実験の $C_p$ 分布が設計時の目標 $C_p$ 分布を満たしていることが確認できた。

#### 4.2 空気力特性

空気力の飛行実験結果は以下のような補正を行い、空気力を求めた。まず、IMUとADS、舵角計測システムの時間遅れを補正し、機体の回転による各センサー位置による成分を補正した。また、静的空力変形による前胴たわみの影響を補正した

$\alpha$ によって揚力係数 $C_L$ 、抗力係数 $C_D$ 成分を算出し、舵面操舵補正と機体の回転による非定常空気力(動微係数)の補正、 $\beta$ の補正を行い、最終空気力を算出している。比較するCFD結果はJAXA UPACSコードによるN-S解析で、乱流モデルはSpalart-Allmarasモデルである。この結果にADSなどの付加物の影響として $\Delta C_D=0.0007$ を加え、乱流モデル(Shear Stress Transportを用いた場合)による影響で $\Delta C_D=0.0004$ を引いた値を使用した<sup>12)</sup>。

図6には $\alpha$ -sweepフェーズでの $C_L$ 、 $C_D$ の時系列データを示す。 $\alpha$ の変化に対応して空気力が変化している。また、機体の静定時には空気力も静定されている。図7には $C_L$ - $\alpha$ 特性を示す。飛行実験とCFD結果に加え、風洞試験(JAXA 1m超音速風洞)結果も重ねた。風洞試験結果は飛行実験やCFDに比べ $Re$ が異なるが、一般的に $C_L$ は $Re$ の影響が小さいと考えられる。飛行実験とCFDでは $C_L$ の傾きはよく一致しているが $\Delta \alpha=0.24\text{deg}$ のoff-setが見られる。風洞試験結果はCFDと良好な一致が見られる。図8には $C_D$ - $\alpha$ 特性を示す。飛行実験とCFDでは $C_{D\min}$ の値や $C_D$ 曲線は良好な一致が見られるが、 $C_L$ - $\alpha$ 特性と同様にCFD結果が飛行実験結果に比べ図中の横軸に沿って $\Delta \alpha=0.15\text{deg}$ だけ右側にoff-setしている。 $C_L$ 、 $C_D$ 特性の $\alpha$ 方向のoff-setから迎角の計測精度が原因の一つと考えられる。このようなCFDと飛行実験の差異は表面静圧の場合でも同様な傾向が見られる。すなわち、CFDに比べ飛行実験の方が上下面の圧力分布の差異が大きく、上下面の圧力差の積分値である空気力でも同一の迎角で飛行実験がCFDに比べ $C_L$ が大きい。表面静圧と空気力の計測システムは飛行データ以外の部分においては完全に独立している。このことから、

飛行実験とCFDで見られる若干の差異の原因は飛行データにあることが考えられた。そのため、先述したようにADSプローブの風洞試験を再度行った<sup>15)</sup>、 $\alpha$ の計測精度は $\Delta \alpha = \pm 0.1 \text{ deg}$ 以内であることを確認した。現状ではADSプローブと空気力を計測しているIMUの取付角度の差が原因の一つと考えられるが、今後の課題である。

図9には $C_L$ - $C_D$ 特性を示す。飛行実験とCFDで迎角の影響を取り除くと両者は良好な一致が得られている。 $C_D$ を $C_L$ の2次式で1式のように近似し、比較した。

$$C_D = K (C_L - C_{L0})^2 + C_{D \min} \quad \text{式 1}$$

$C_{D \min}$ は両者で $\Delta C_D = 0.0003$ であり、良好な一致が得られている。また、 $C_{L0}$ は飛行実験がCFDに比べ

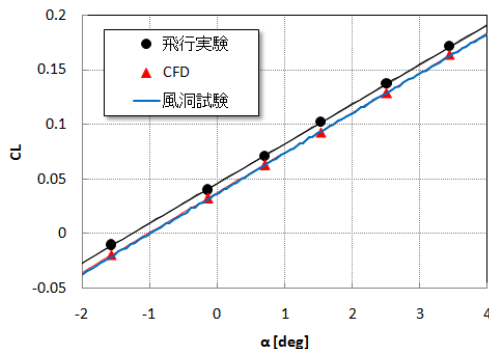


図7.  $C_L$ - $\alpha$  特性( $\alpha$ -sweep)

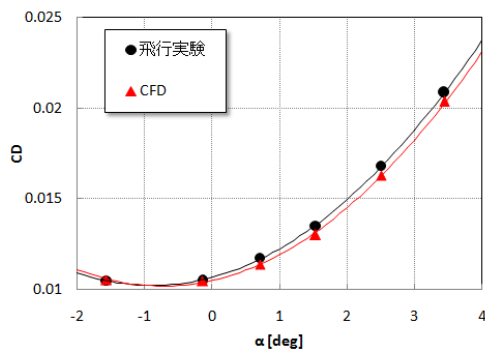


図8.  $C_D$  -  $\alpha$  特性( $\alpha$ -sweep)

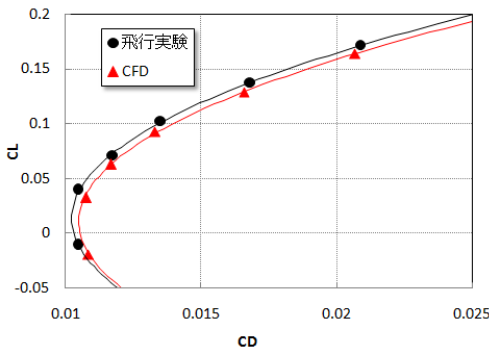


図9.  $C_L$  -  $C_D$  特性( $\alpha$ -sweep)

$\Delta C_{L0} = 0.003$ で大きく、主翼ワープの効果がわずかに大きいことを意味する。また、 $C_L$ - $C_D$ 曲線の傾きを表す $K$ は一般的に平面形に依存するが、飛行実験とCFDで良好に一致している。以上のように迎角の影響を取り払った $C_L$ - $C_D$ 特性では飛行実験とCFDはわずかな差異はあるが、文献2,3に示したそれぞれの設計コンセプトの効果に比べると、小さな差である。このことから飛行実験結果とCFD結果は良好な一致が得られており、抵抗低減設計コンセプトや設計手法の妥当性を確認することができた。

## 5. まとめ

NEXST-1による超音速飛行実験を行い、空力設計コンセプトや設計手法の妥当性を検証した。飛行実験では健全な表面静圧分布と空気力のデータを取得することができた。表面静圧分布はCFDと比較し全般的に良好な一致が得られた。主翼上面の $C_p$ 分布が自然層流翼特有の分布を示していることや、翼幅方向の荷重分布がワープ設計の分布と一致することから設計手法の妥当性を確認した。また、空気力結果では $C_L$ - $C_D$ 特性が飛行実験とCFDで良好な一致が得られ、ワープ主翼や翼平面形の設計の妥当性を実証することができた。

## 参考文献

- 1) Ohnuki, T. et. al, *ICAS* 2006-1.4.1. 2) 吉田憲司, 日本流体力学学会誌ながれ18, pp287-290, 1998. 3) 郭東潤ら, 宇宙航空研究開発機構報告 JAXA-RR-06-041, 2007. 4) Fujiwara, T. et. al, *ICAS* 2006-6.2.1. 5) 吉田憲司ら, 第37回日本航空宇宙学会年会講演会講演集, pp.42-45, 2006. 6) Tokugawa, N, et. al, *ICAS* 2006-3.3.2. 7) Tokugawa, N, et. al, *Jour. of Aircraft*, submitted. 2008. 8) Kwak, D. Y. et. al, *AIAA Paper* 2006-3483. 9) Ishikawa, H., et. al, *AIAA Paper* 2007-3925. 10) 進藤重美ら, 航空宇宙技術研究所, H12年度次世代超音速機技術の研究開発成果報告書, 2000. 11) Kawakami, H. et.al, *AIAA Paper* 2007-4174. 12) 石川敬掲ら, 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A13, 2008. 13) 村上義隆ら, 第44回飛行機シンポジウム, 大宮, 2006. 14) 徳川直子ら, 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A11. 2008. 15) 郭東潤ら, 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A9, 2008.



小型超音速実験機飛行実験データ解析完了報告会  
2008年7月10日 東京大学山上会館

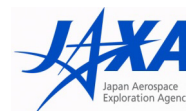


## 飛行実験における力及び圧力特性解析

郭 東潤 (宇宙航空研究開発機構)  
中畠 浩二 (三向ソフトウェア開発)  
石川 敬掲 (三向ソフトウェア開発)  
野口 正芳 (宇宙航空研究開発機構)  
吉田 憲司 (宇宙航空研究開発機構)

P.2

### 飛行実験結果報告内容



#### 3. (3) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果

飛行実験結果を評価するために必要なデータ解析、評価、設計の妥当性検証

検証総括



- ① 飛行実験による空力設計コンセプトの検証  
空力設計に対する飛行実験による設計  
コンセプトや設計手法の妥当性検証

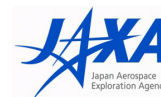
詳細内容



- ② 飛行実験における力および圧力特性解析  
飛行実験データの詳細解析および成果
- ③ 飛行実験におけるCFD解析  
高精度CFD解析および成果
- ④ 飛行実験における遷移解析  
飛行実験の境界層遷移データ詳細解析  
および遷移予測技術の成果

P.3

## 飛行実験の空力計測内容



### 1. 表面静圧分布

- ・各断面位置でのCp分布



静圧分布が設計と飛行実験で一致するか

- ・NLF翼のCp分布
- ・翼幅方向の荷重分布(Warp翼)

### 2. 境界層遷移位置

- ・主翼上面と前胴部の境界層状態を計測し、遷移位置を把握する



境界層遷移位置がどのように変化しているか

- ・NLF翼設計の妥当性
- ・予測技術への反映

### 3. 空気力

- ・空力係数特性を把握

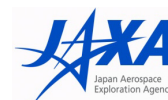


空力特性が設計と一致するか

- ・設計手法の妥当性確認

P.4

## 発表内容



### 1. 飛行エアデータ計測

- ・エアデータ精度改善

### 2. 表面静圧分布計測, 解析

- ・計測システム
- ・精度向上のための工夫
- ・健全性維持

### 3. 空気力計測, 解析

- ・計測システム
- ・解析内容

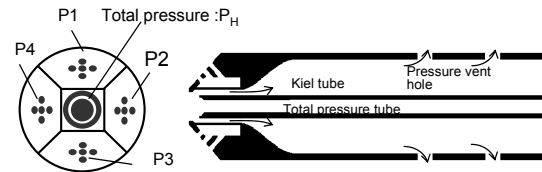


P.5

## エアデータ計測システム

### 4角錐型5孔ピトー管(ADS プローブ)による エアデータ計測

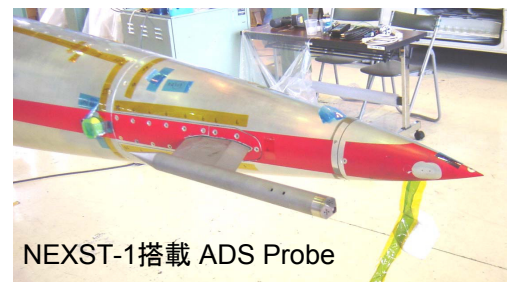
- ・風洞試験から、ADS圧と $M$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ の関係式を求め、飛行実験のADS圧からエアデータ取得
- ・JAXA-TWT, SWTの風洞試験で $M=0.3$ - $2.6$ のエアデータマップ作成



ADS Probe概略図



- ・広いマッハ数, 姿勢角に対応するエアデータマップ作成しているため近似誤差
- ・風洞の気流特性が改善
- ・ADSプローブが前胴付近に位置し、静的弾性変形するため、補正が必要



NEXST-1搭載 ADS Probe

P.6

## エアデータの精度向上

### 風洞試験を再度実施

- ・JAXA-SWT ( $M=1.9$ - $2.1$ )
- ・空力計測フェーズのエアデータマップ再構築 ( $M=2.0$ , 機体姿勢の範囲)
  - 近似による誤差改善
- ・風洞気流の影響考慮
  - 風洞気流偏角補正
  - 風洞測定部総圧分布補正

### 静的空力弾性変形による迎角補正

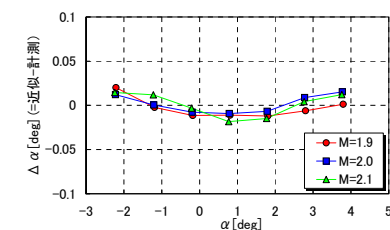
- ・胴体と主翼の構造解析/ CFD解析により迎角の補正量算出

### 風洞試験と飛行実験のRe数の影響

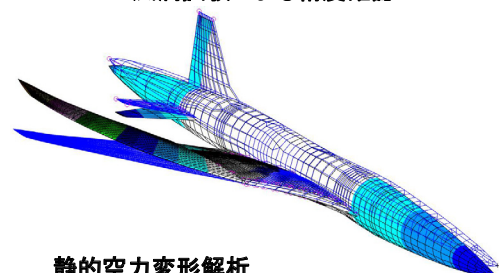
- ・Re数の異なる風洞試験とCFD解析実施
- ・Re数の影響はないことを確認



### 空力計測フェーズのエアデータの精度改善



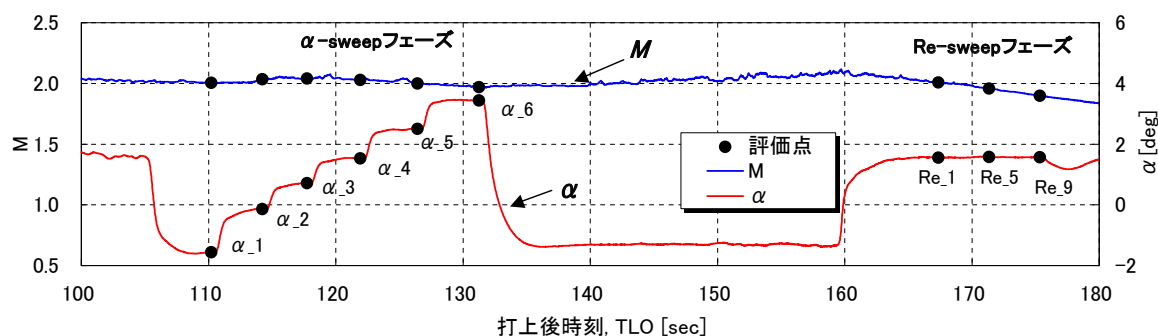
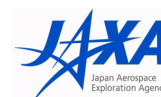
風洞試験による精度確認



静的空力変形解析

P.7

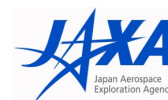
## 空力計測フェーズ飛行パターン, 評価点



phase		step No./ target $M_\infty$	$T_{LO}$ [sec]	$M_\infty$	$\alpha$ [deg]	$Q$ [kPa]	$H$ [km]	$Re[\times 10^6]$ based on MAC
Aero. Measure. Phase (design points)	$\alpha$ -sweep phase	$\alpha_1$	110.22	2.00	-1.57	18.19	18.94	12.72
		$\alpha_2$	114.22	2.04	-0.14	18.85	18.91	13.37
		$\alpha_3$	117.72	2.04	0.71	20.18	18.51	14.25
		$\alpha_4$	121.92	2.03	1.53	21.30	18.10	14.93
		$\alpha_5$	126.43	2.00	2.51	22.08	17.68	15.54
		$\alpha_6$	131.25	1.97	3.44	22.15	17.47	15.84
	Re-sweep phase	Re_1	167.35	2.01	1.56	52.59	12.24	34.25
		Re_5	171.35	1.96	1.58	54.44	11.69	35.15
		Re_9	175.33	1.90	1.56	53.18	11.45	34.70

P.8

## 発表内容



## 1. 飛行エアデータ計測

- ・エアデータ精度改善

## 2. 表面静圧分布計測, 解析

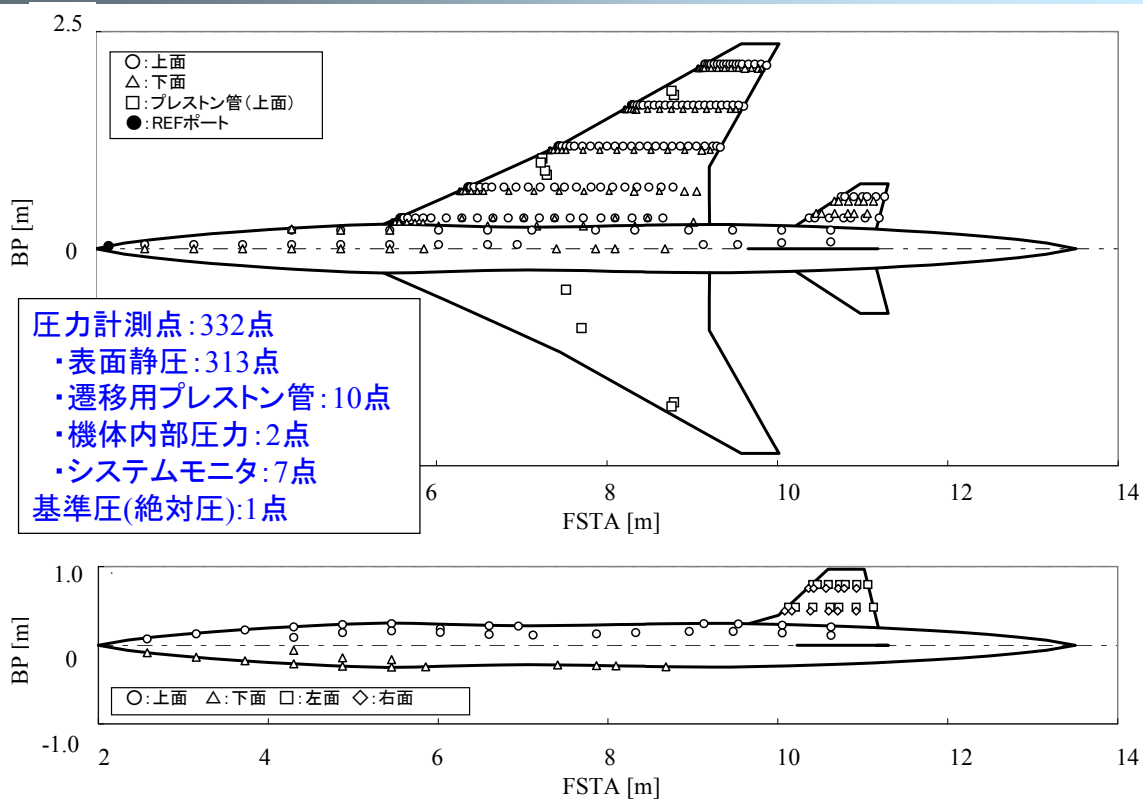
- ・計測システム
- ・精度向上のための工夫
- ・健全性維持

## 3. 空気力計測, 解析

- ・計測システム
- ・解析内容

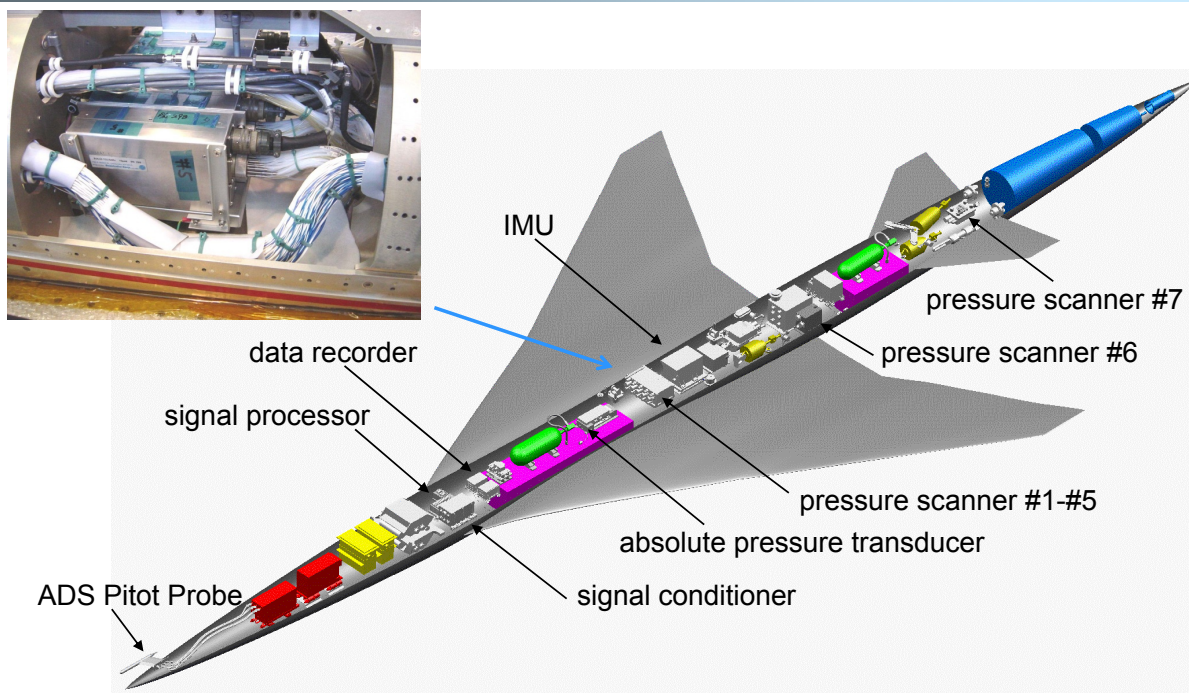
P.9

## 表面静圧計測位置



P.10

## 実験機装備品搭載状況

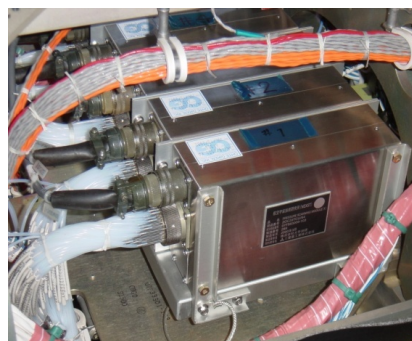


P.11

## 表面静圧分布計測

### 圧力走査器

- ・Scani-valve社製 ZOC33
- ・形式: 差圧型多点圧力変換  
(半導体ダイヤフラム型)
- ・計測レンジ:  $\pm 100$  kPa ( $\pm 55$  kPaで較正)
- ・精度:  $\pm 0.08\%$ FS ( $\pm 160$ Pa: カタログ値)



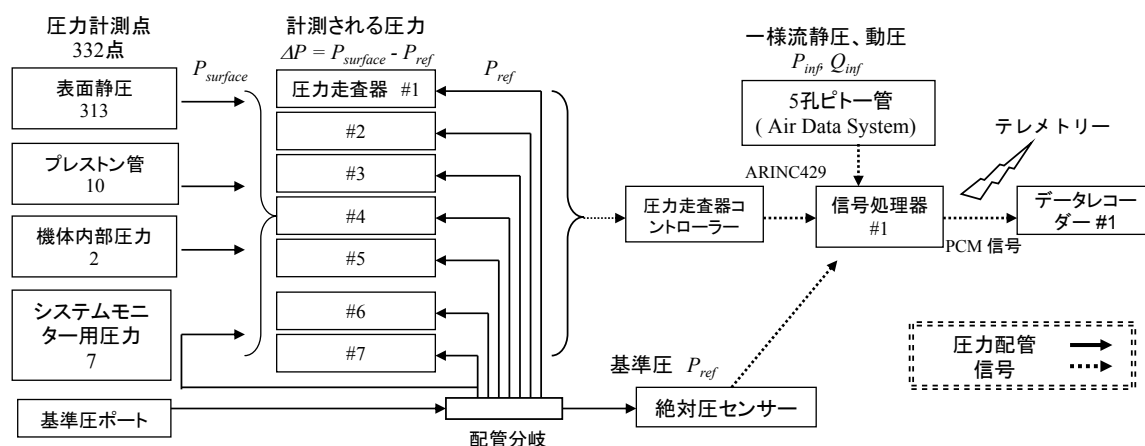
### 絶対圧センサー

- ・TKK社製 CAT-130-1改
- ・形式: 振動型(振動の共振周波数が歪により変化)
- ・計測レンジ:  $3 \sim 103$  kPa
- ・精度:  $\pm 165$ Pa (カタログ値)



P.12

## 表面静圧計測ブロック図



$$C_p = (\Delta P + P_{ref} - P_{inf}) / Q_{inf} = (P_{surface} - P_{inf}) / Q_{inf}$$





P.13

## 表面静圧分布計測

### NEXST-1飛行実験における圧力計測システムの課題

#### 1. 圧力配管応答遅れ

- ・飛行実験では332点の静圧を計測
  - 細くて長い圧力配管
- ・高度18kmの低い圧力を計測
- ・無推力であり、高度変化による表面静圧変化

#### 2. 圧力センサーのドリフト

- ・基準圧補正が困難
- ・温度変化が大きい
- ・NEXST-1着地によるセンサー故障の可能性

#### 3. 健全性維持管理

- ・配管系の漏えい、つまり
- ・機体のアクセスが困難
- ・健全性確認を効率化

P.14

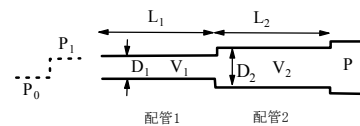
## 圧力配管応答遅れ



### 課題

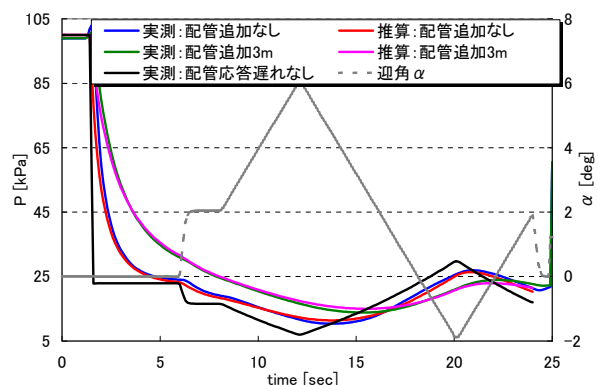
- ・飛行実験では332点の静圧を計測
  - 細くて長い圧力配管
- ・高度18kmの低い圧力を計測
- ・高度変化による表面静圧変化

$$t = t_1 + t_2 = \frac{128\mu L_1(V_1 + V_2)}{\pi D_1^4 P_1} \left( \ln \frac{P_1 + P}{P_1 - P} - \ln \frac{P_1 + P_0}{P_1 - P_0} \right) + \frac{128\mu L_2 V_2}{\pi D_2^4 P_1} \left( \ln \frac{P_1 + P}{P_1 - P} - \ln \frac{P_1 + P_0}{P_1 - P_0} \right)$$



### 対策

1. 圧力配管応答遅れ量推算  
(榊原による手法)
2. 風洞試験による検証,  
NEXST-1を用いた応答遅れ検証
3. 飛行実験での配管応答遅れ推算
4. 圧力応答遅れの許容値を満足する  
飛行パターン決定



P.15

## $\alpha$ -sweepフェーズ飛行パターン決定



$\alpha$ -sweepパターン選定条件

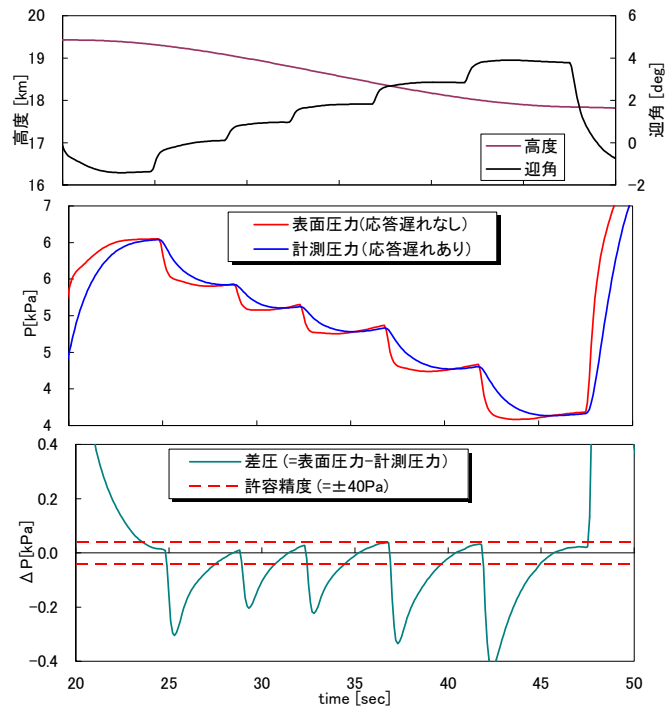
- ・計測優先順位: 主翼上面、前縁
- ・ $\alpha$ が大きい: 表面圧力(絶対圧)低い
- ・高度が高い: 表面圧力(絶対圧)低い
- ・機体静定時にも高度変化により表面圧力変化



$\alpha$  静定時間を含むフライトパターン決定

- ・ $\alpha$ -sweepは低い $\alpha \rightarrow$ 高い $\alpha$
- ・高い高度での高度変化を抑える

・圧力応答遅れの大きなポートで基準を満足するようにした。



代表点:  $\eta=0.7, x/C=0.025$

P.16

## センサーウォームアップ基準



### 課題

- ・飛行実験や地上確認試験ではウォームアップ基準の明確化が要求される
  - 通常のNEXST-1は機体電源OFF
  - 地上確認試験の時間的制限
  - 地上確認試験結果から精度評価

### 対策

- ・センサードリフト特性(ウォームアップ特性)を調査
- ・ドリフトによる誤差の許容値を決定:  $\pm 80\text{Pa}$
- ・ウォームアップ基準を明確化
  - 100分のウォームアップ実施
  - 30分間が精度が許容できる計測時間
  - 計測時間が30分を超える場合はzero-cal実施
- ・基準を満足する運用実施
  - 地上試験, 飛行実験

## 計測システム健全性維持管理

P.17

### 課題

1. 配管系の漏えい、つまり
2. 機体のアクセスが困難
3. 健全性確認を効率化

### 対策

1. 332点の圧力配管の漏えい・つまり確認(試験基準の明確化)
2. REFポートへのアクセスにより全点の圧力健全性確認
3. 確認必要項目を明確にし、全体のスケジュールで健全性確認実施
  - ・飛行実験前・後に健全性確認
  - ・センサー個々の履歴管理



REFポート



配管チェック



圧力孔へアクセス

## 地上確認試験内容

P.18

国内試験										Woomera試験									
試験名		改修内容 確認試験	バージ試験	漏洩試験	生死試験	データ処理 機能確認試験(DR試験)	空力精度試験	全システム 確認試験	EMI試験	線型性確認	バージ試験	漏洩つまり試験 線型性確認	データ処理 機能確認試験	全システム 確認試験	EMI試験	線型性確認	デیلی チェック	リハーサル	飛行実験 の健全性 確認
試験内容		各項目における改修内容確認試験	ニムマチックから加圧してポート確認	・ポート側を減圧し、漏洩確認	・ポート側を減圧し出力確認	DRとPFCの比較	・REFポートに圧力印加し線型性確認 ・ドリフト特性確認 ・つまり確認	圧力印加なしでデータ記録	REFポートの圧力印加しデータ取得	・REFポートに圧力印加し線型性確認	ニムマチックから加圧してポート確認	・ポート側を減圧し、漏洩確認 ・REFポートに圧力印加し線型性確認 ・つまり確認	DRとPFCの比較	圧力印加なしでデータ記録	REFポートの圧力印加しデータ取得	・線型性確認	圧力印加なしデータ確認(肉眼)	PFCで生死状況確認	REFポートに圧力印加しデータ取得
圧力センサー	組立確認		◎		◎			○			◎	○							
	漏れ			◎	○		◎				◎	◎							
	つまり		○		○		◎				○	◎							
	生死	◎			◎	◎	◎		◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎
	システム確認				○	◎	○	○	○	○		◎	◎	◎	◎	◎	◎	○	
	線型性						◎			◎		◎				◎			
	ドリフト特性						◎				◎								◎
応答遅れ	◎	◎									◎								
電磁干渉								◎											
試験内容			ニムマチックから加圧してポート確認	・REFポート側を減圧し、漏洩確認	・REFポート側を減圧し出力確認	DRとPFCの比較	・REFポート側を減圧し、漏洩確認 ・線型性確認 ・つまり確認	圧力印加なしでデータ記録	REFポートの圧力印加しデータ取得	・線型性確認	ニムマチックから加圧してポート確認	・REFポート側を減圧し、漏洩確認 ・線型性確認 ・つまり確認	DRとPFCの比較	圧力印加なしでデータ記録(BPIは常にover range)	REFポートの圧力印加しデータ取得	・線型性確認	handy pumpで圧力印加し出力確認(1回のみのみ)	大気圧計測	REFポートに圧力印加しデータ取得
絶対圧センサー	組立確認		◎		◎			○			◎	○							
	漏れ			◎	○		◎				◎	◎							
	つまり		○		○		◎				○	◎							
	生死	◎			◎	◎	◎		◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎
	システム確認				○	◎	○	○	○	○		◎	◎	◎	◎	◎	◎	○	
	線型性						◎			◎		◎				◎			◎
	ドリフト特性						◎				◎								
応答遅れ	◎										◎								
電磁干渉								◎							◎				

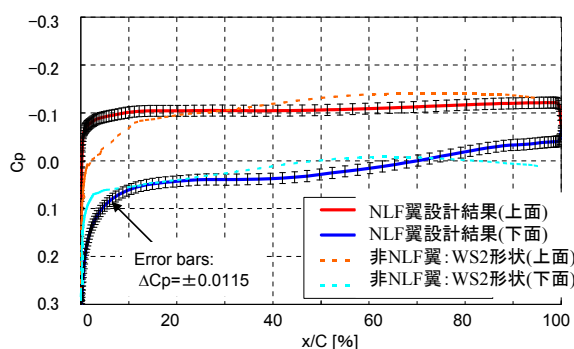


P.19

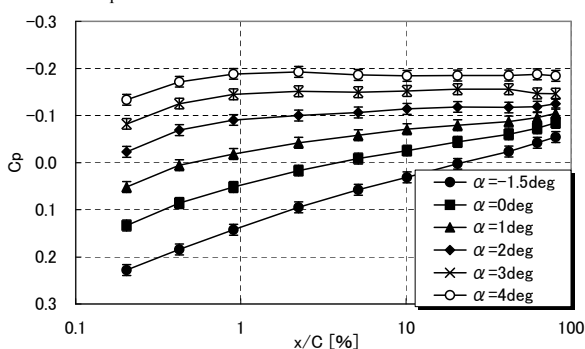
## 表面静圧計測精度

$$C_p = \frac{\Delta P + P_{\text{ref}} - P_{\infty}}{Q_{\infty}} \quad (\Delta P = P_{\text{surface}} - P_{\text{ref}})$$

- 圧力走査器の精度:  $\Delta P = \pm 214\text{Pa}$  計測システム実測:  $3\sigma$ , 配管応答遅れ, ドリフトによる誤差等)
- 絶対圧の精度:  $\Delta P_{\text{ref}} = \pm 80\text{Pa}$  (計測システム実測:  $3\sigma$ )
- 静圧の精度:  $\Delta P_{\infty} = \pm 64\text{Pa}$
- 動圧の精度:  $\Delta Q_{\infty} = \pm 21\text{Pa}$
- トータル精度:  $\Delta P = \pm 238\text{Pa}$  (高度18kmの場合:  $\Delta C_p = \pm 0.0115$ )



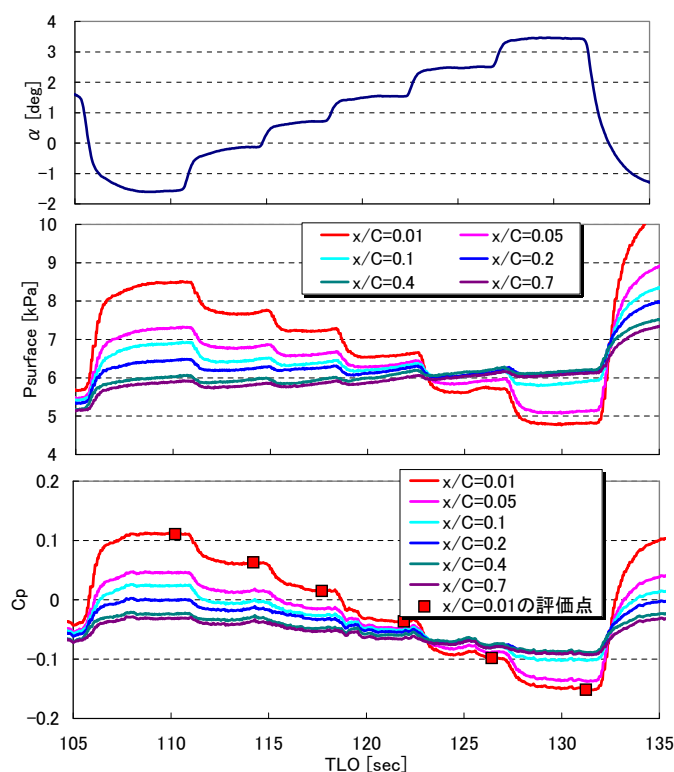
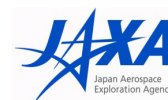
(a) 自然層流翼の主翼 $C_p$ 分布  
( $M=2.0$ ,  $\alpha=2.27\text{deg}$ ,  $\eta=0.7$ )



(b) 各迎角における主翼上面 $C_p$ 分布  
( $M=2.0$ ,  $\eta=0.7$ )

P.20

## 表面静圧時系列データ



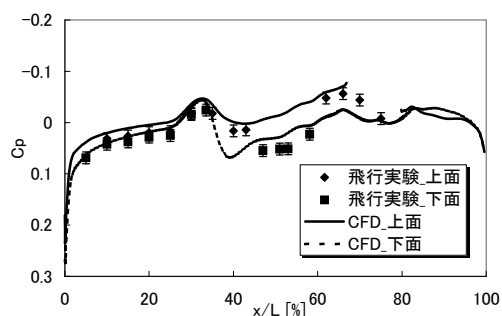
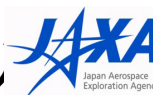
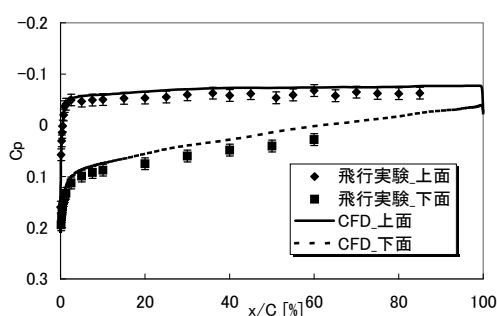
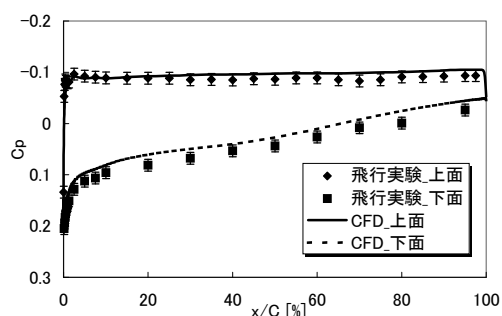
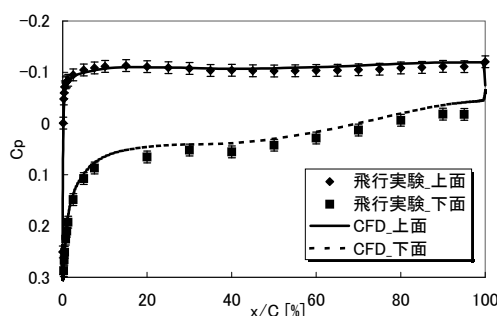
(a) 迎角

(b) 表面静圧

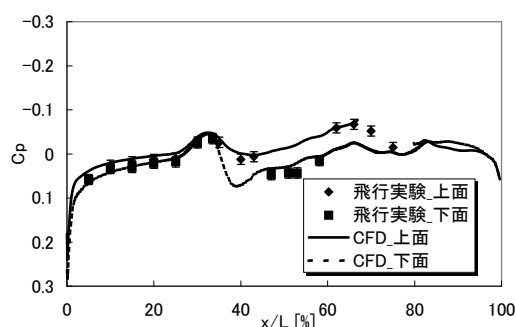
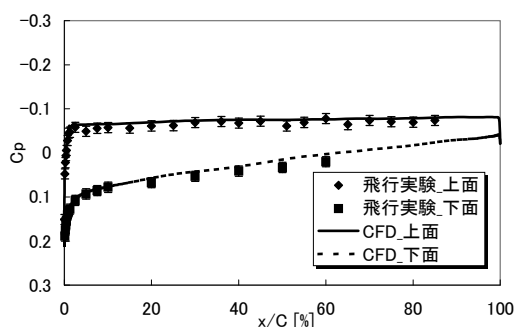
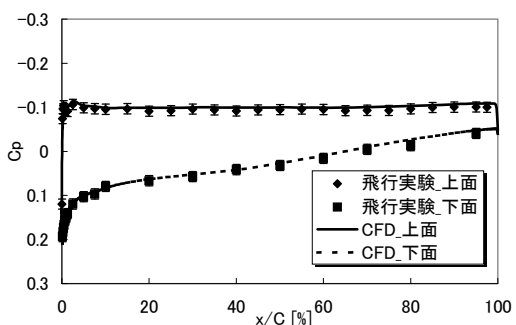
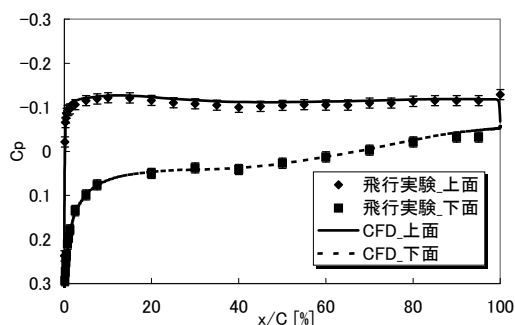
(c) 圧力係数



P.21

 **$C_p$ 分布:  $\alpha_4$  ( $\alpha=1.53\text{deg}$ ,  $Re=14.93\times 10^6$ )**(a) 上下面  $\eta=0.0$ (b) 上面  $\eta=0.3$ , 下面  $\eta=0.28$ (c) 上面  $\eta=0.5$ , 下面  $\eta=0.48$ (d) 上面  $\eta=0.7$ , 下面  $\eta=0.68$ 

P.22

 **$C_p$ 分布:  $Re_5$  ( $\alpha=1.58\text{deg}$ ,  $Re=35.15\times 10^6$ )**(a) 上下面  $\eta=0.0$ (b) 上面  $\eta=0.3$ , 下面  $\eta=0.28$ (c) 上面  $\eta=0.5$ , 下面  $\eta=0.48$ (d) 上面  $\eta=0.7$ , 下面  $\eta=0.68$



P.23

## 発表内容

### 1. 飛行エアデータ計測

- ・エアデータ精度改善

### 2. 表面静圧分布計測, 解析

- ・計測システム
- ・精度向上のための工夫
- ・健全性維持

### 3. 空気力計測, 解析

- ・計測システム
- ・解析内容



P.24

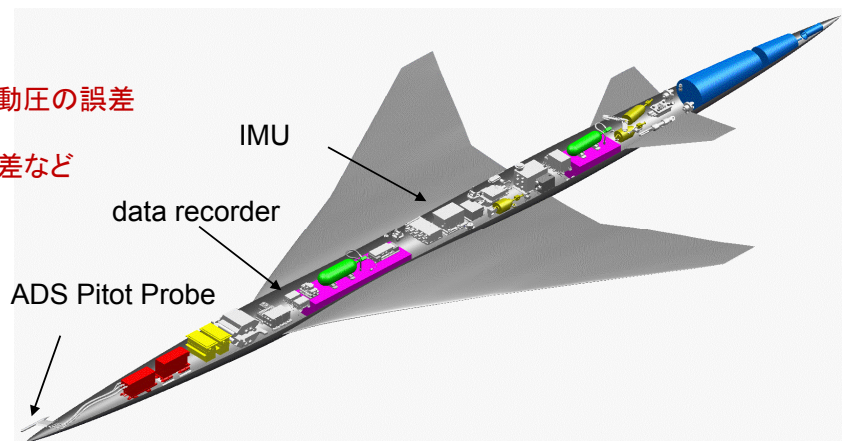
## 空気力計測システム

### 空気力計測

- ・慣性航法装置(IMU; Inertial Measurement Unit)
- ・IMUは機体の加速度を計測することにより空力荷重を算出
- ・H-764J/G (ハニウェル社製)
  - 航空機搭載実績が多い
  - 小型で高性能
- ・機体重心付近に設置

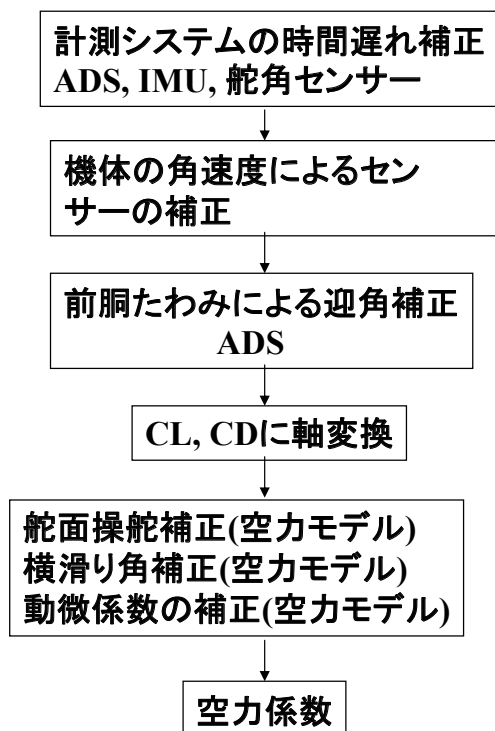
### 計測精度

- ・不確かさ要因
  - 1) IMU単体誤差
  - 2) ADSによる迎角、マッハ数、動圧の誤差
  - 3) 操舵面の舵角計測誤差
  - 4) 空力静的弾性変形による誤差など
- ・不確かさ(高度18km)
  - 揚力係数  $\Delta C_L=0.00073$
  - 抗力係数  $\Delta C_D=0.00036$



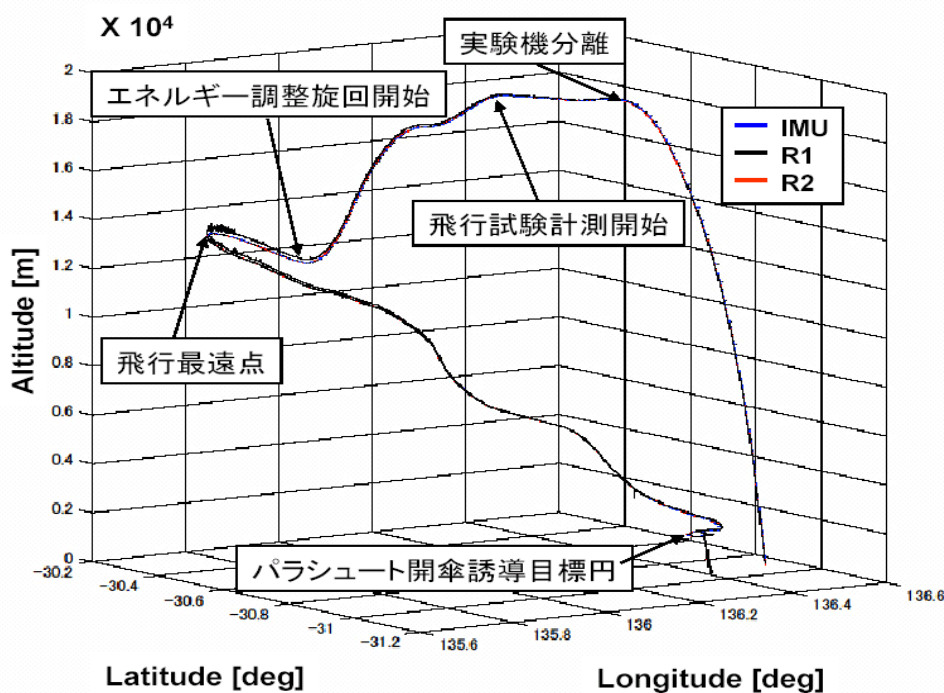
P.25

## データ処理流れ図: 空気力

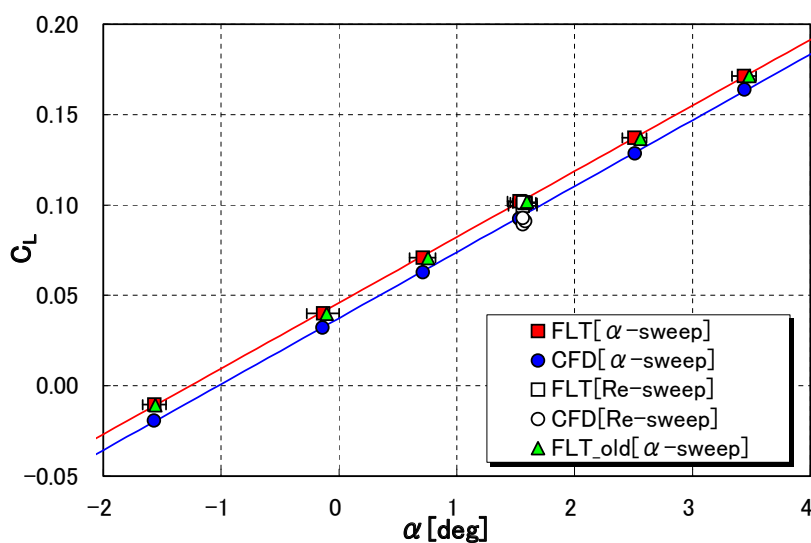
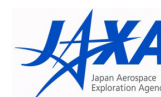


P.26

## 飛行経路比較: IMU, レーダ

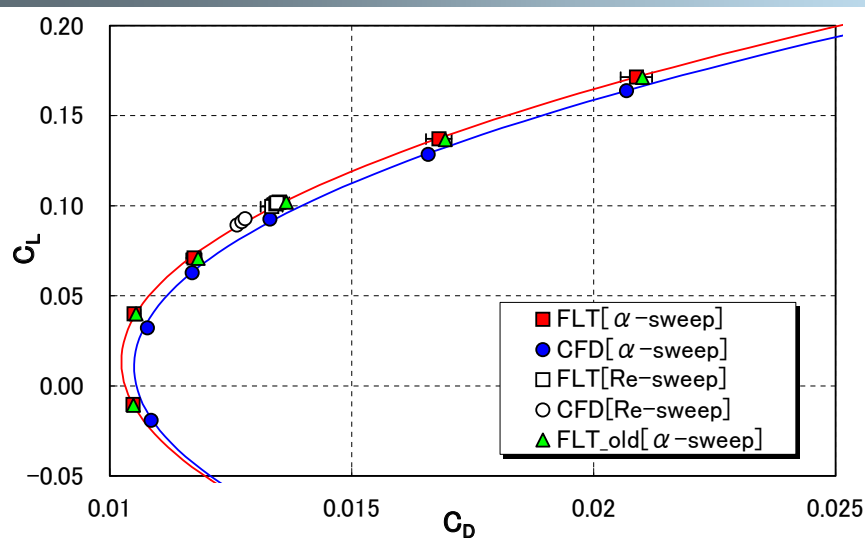
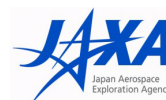


P.27

飛行実験結果 (空力計測フェーズ) :  $CL-\alpha$  特性

- ・ $CL-\alpha$  の良好な一致
- ・ $CL$  のオフセットあり  $\Delta \alpha = 0.24^\circ$
- ・ $\alpha$ -sweep時とRe-sweep時で同様な傾向

P.28

飛行実験結果 (空力計測フェーズ) :  $CL-CD$  特性

- ・ $CL-CD$  特性の良好な一致

ベースになるCFD解析

- ・SAモデル
- ・UPACS
- ・静的空力変形
- ・境界層遷移考慮

①付加物の影響:  $\Delta CD = 0.0007$ (風洞試験:  $\Delta CD = 0.0006$ , CFD:  $\Delta CD = 0.0008$ )

②乱流モデル:

28

SAモデルに比べ SSTモデル  $\Delta CD = -0.0004$



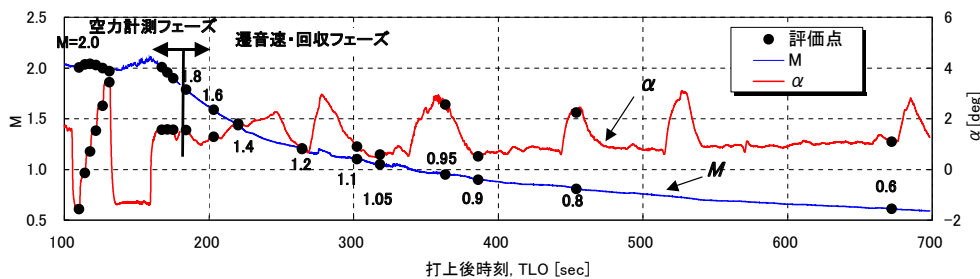
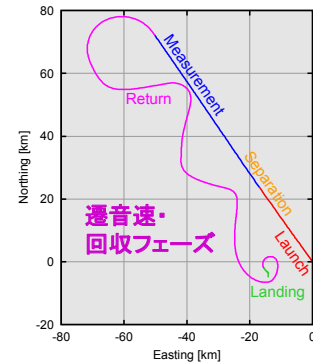
P.29

## 遷音速・回収フェーズデータ解析

### 遷音速・回収フェーズ

- ・空力計測フェーズ後から着地までの間のフェーズで主に $M < 2.0$ での超音速/遷音速領域
- ・目標 $M$ 数付近で、比較的機体が静定され、なおかつエルロンの操舵が小さい領域を選定し、0.4秒間のデータを平均して空気を算出
- ・飛行実験結果は空力計測フェーズの場合と同様な処理

phase	target $M_\infty$	$T_{LO}$ [sec]	$M_\infty$	$\alpha$ [deg]	$Q$ [kPa]	$H$ [km]	$Re[\times 10^6]$ based on MAC
transonic, recovery phase	1.8	184.10	1.79	1.56	45.57	11.68	31.62
	1.6	203.20	1.59	1.29	31.07	12.58	25.31
	1.4	220.18	1.44	1.80	24.20	12.91	21.94
	1.2	264.28	1.21	0.81	19.08	12.21	20.33
	1.1	302.36	1.10	0.90	19.31	10.98	21.58
	1.05	318.34	1.05	0.58	18.78	10.53	21.70
	0.95	363.48	0.95	2.55	19.75	8.90	24.11
	0.9	386.21	0.90	0.51	18.99	8.42	24.11
	0.8	454.01	0.81	2.24	19.40	6.78	26.20
	0.6	672.00	0.61	1.10	19.65	2.44	30.39



P.30

## CDmin 特性: 遷音速・回収フェーズ

### CDminの推算方法

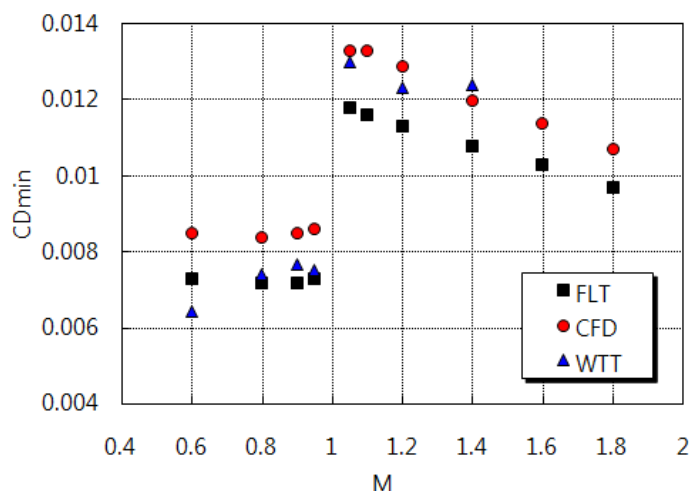
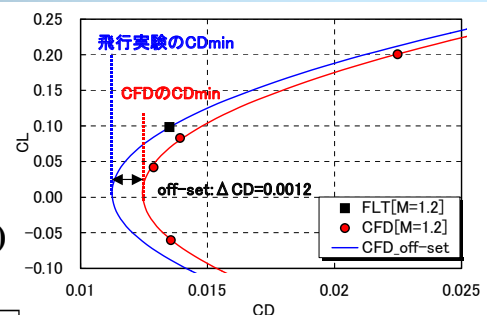
飛行実験: CFDのCL-CD特性を横軸方向に平行移動

前胴たわみによる迎角補正

CFD: UPACSによる飛行実験条件の全面乱流解析

風洞試験: JAXA-TWT結果,

飛行実験 $Re$ に補正(異なる $Re$ 数のCFD結果利用)



P.31

## まとめ



NEXST-1の飛行実験を行い、抵抗低減設計手法/コンセプトを検証する空力データを取得した。

- ・表面静圧計測システムを構築し、高精度表面静圧分布を計測した。
- ・空気力計測システムを構築し、高精度データ解析を行い、空力特性を計測した。
- ・遷音速領域の空気力データを解析に高レイノルズ数の遷音速空力データを取得した。

飛行実験結果からNEXST-1の低抵抗設計手法の妥当性を検証し、飛行実験の目的を達成することができた。今後、飛行実験データを用いて更なる研究を進める。

飛行実験の空力計測システムの構築、データ解析手法において重要な知見を与えることができた。

P.32

## 謝辞



- ・NEXST-1の飛行実験において、計測系の設計、維持、改修など多くの関係者の多大な協力を得た。JAXA, APG/ ISTAの関係者にこの場を借りて深く感謝の意を表する。

空気力解析: 藤原健, 平野弘人

空力弾性変形解析: 川上浩樹, 高戸谷健, 黒田文武

- ・空力計測系の精度向上や機能確認など多くの実作業において関係者の多大なご協力があった。この場を借りて厚く御礼申し上げます。

通信・計測系統担当: 川崎重工業株式会社

表面静圧計測機器対応: 大手技研

絶対圧センサー, ADSプローブ対応: 東京航空計器株式会社

機体管理, 全体とりまとめ: 三菱重工業株式会社

# 飛行実験におけるCFD解析

○石川敬掲（三向ソフトウェア開発），吉田憲司，郭東潤，川上浩樹，徳川直子（宇宙航空研究開発機構）

CFD Analysis on the Flight Test of Supersonic Experimental Airplane(NEXST-1)

Hiroaki Ishikawa(Sanko Soft Co. Ltd),

Kenji Yoshida, Dong-Youn Kwak, Hiroki Kawakami and Naoko Tokugawa (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words : SST, Computational Fluid Dynamics, Flight Testing

## Abstract

Flight test on supersonic experimental airplane(NEXST-1) was conducted successfully by Japan Exploration Agency on October ,2005. A lot of aerodynamic data on the flight test were obtained. In this study those flight test data were compared with the numerical analysis to validate the design technologies. The effect of the additional parts, the aeroelastic deformation and boundary layer transition were taken into account in the CFD analysis for higher accuracy. Then this comparison highlighted the quantitative benefit of the natural laminar flow wing design concept.

## 1. はじめに

2005年10月10日に宇宙航空研究開発機構(JAXA:Japan Aerospace Exploration Agency)によって小型超音速ロケット実験機(NEXST-1:National Experimental Supersonic Transport)の飛行実験が行われた<sup>1)</sup>。飛行実験では、空気力、表面圧力、境界層遷移に関するデータが取得されており、本研究ではこれらのデータとCFD(Computational Fluid Dynamics)解析を通し空力設計コンセプト<sup>2)</sup>の妥当性の明確化を試みた。CFD解析はMach数0.6~2.0の範囲でおこなった<sup>3)</sup>が、特にNEXST-1の設計Mach数である $M=2$ 付近については、CFD解析ソルバの検証<sup>4)</sup>、付加物の効果<sup>5,6)</sup>、空力弾性変形<sup>7)</sup>、境界層遷移<sup>8)</sup>を考慮することでCFD解析の高精度化を図った。自然層流翼の設計コンセプトを取り除いた比較用形状を作成し、CFD解析を通してNEXST-1の最も重要な設計コンセプトである自然層流翼の効果を定量的に把握することを試みた。

## 2. CFD解析手法

CFD解析はJAXAで開発されたマルチブロック構造格子ソルバUPACS(Unified Platform for Aerospace Computation Simulation)を用いた<sup>9)</sup>。UPACSによる数値計算はセル中心有限体積法で離散化し、対流項の計算はRoeスキームで行い、MUSCL3次精度で高精度化している。乱流モデルはSpalart Allmarasモデル(SAモデル)を用いた。また本研究では複雑形状の数値解析や乱流モデルの検証のために、東北大で開発されJAXAで改良された非構造格子用解析コードTAS(Tohoku university Aerodynamic Simulation)を検証用に用いた<sup>5)</sup>。TASでは、SAモデルとSST(Shear Stress Transport)モデルによる乱流解析が可能である。ここで、同条件、同形状、同乱流モデル(SA)におけるUPACSとTASの計算結果は、空気力および表面圧力分布ともにほぼ一致し

ており、TASでの推算結果をUPACSの計算結果の考察へ反映可能であることは既に検証済みである<sup>4,5,6)</sup>。

## 3. 飛行実験とCFDの比較

### 3-1 飛行実験結果と初期CFD解析の比較

“計測フェーズ”および“還音速・回収フェーズ”を含む飛行実験のMach数および迎角履歴を図1に、縦3分力の履歴および各代表点におけるCFD解析結果を図2に示す。CFD解析は付加物や操舵のない形状(以後、Clean形状)について全面乱流計算を行った。全体として定性的な傾向が良く一致しているが、図2(a)の揚力係数 $C_L$ は全てのケースにおいてCFDが飛行実験よりも低い値である。抗力係数 $C_D$ は $\alpha$ -sweepフェーズではCFDが飛行実験値より大きく、 $Re$ -sweepから帰還フェーズの $M=1.2$ までは小さく、その後 $M=1.1 \sim 0.6$ で大きくなる傾向がある(図2(b))。ピッチングモーメント係数 $C_m$ は全体的に飛行実験値よりもCFDが大きめであることがわかった。これらの誤差をもたらす要因について $Mach=2.0$ 付近の計測フェーズに関して以下に示す詳細な検証を行った。

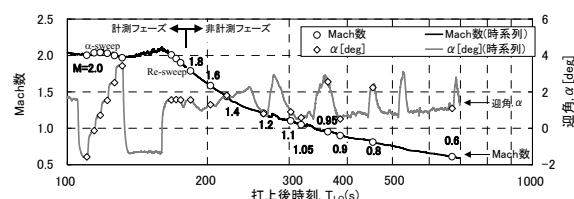
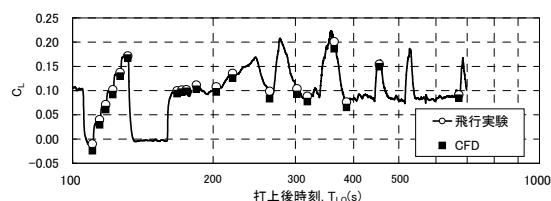


図1 飛行実験のMach数と迎角の履歴



a) 揚力係数,  $C_L$

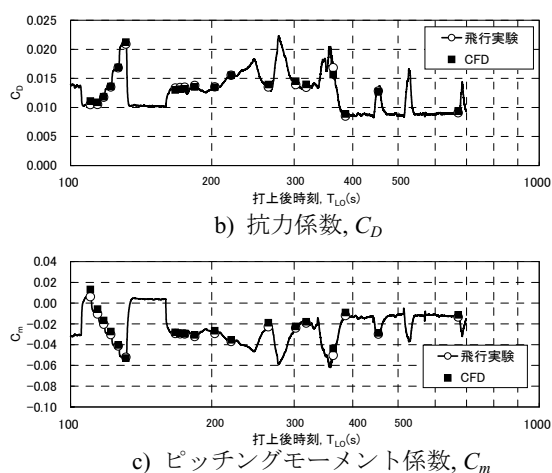


図2 飛行実験とCFDの空気力データ比較

### 3-2 CFD解析の高精度化

#### 1) CFD解析の高精度化への試み

2006年10月に“4<sup>th</sup> SST-CFD Workshop”<sup>4)</sup>が開催され、飛行実験の空気力データとCFD解析との比較および両者の差について議論され、概ね両者は一致するものの一部の表面 $C_p$ 分布、 $C_L$ - $\alpha$ の傾斜、 $C_D$ の絶対量に若干の差が見られその原因について活発な意見交換がされた。我々はワークショップで議論された内容をもとにさらなるCFD解析の高精度化を図った。以下に飛行実験の空気力データおよびCFD解析の高精度化のために、主にCFD解析を通して行われた検討項目を列挙する。

- 5孔ピトープローブ(ADS)の精度
- 尾翼・エルロン操舵の影響
- 機体形状（特に主翼形状）の再検討
- CFD解析ソルバの検討
- 付加物の影響
- 乱流モデルの違いによる影響
- 空力弾性変形の影響
- 境界層遷移の影響

a) ADSの精度については、気流特性が改善された改修後の風洞で再計測を行い、新たなエアーデータマップを作成することで精度を向上させた。同時にADSのCFD解析を行いRe数依存性がないことを確認、つまり風洞試験から得られたエアーデータマップが飛行実験にも適用可能であることを確認した。b) 尾翼やエルロン操舵を模擬したCFD解析を行いそれぞれの影響が $C_p$ 分布に影響を与えないこと、および風洞試験から得られた空気モデルを飛行実験の空気力データへ補正することに問題ないことを確認した。c) 機体形状に関しては、飛行実験後に実機形状の3次元計測を行うとともに、異なる翼厚(±7%まで調査)形状のCFD解析を行ったが、 $C_p$ 分布へ影響及ぼす原因がないことを確認した。c) CFD解析ソルバの検討については、“4<sup>th</sup> SST-CFD Workshop”にて、CFD解析手法の異なる四者の解析結果がほぼ一致しており<sup>4)</sup>、本CFD解析手法が妥当であったことが示されたため、ワ

ークショップで検討不十分であったe)~h)について以下で報告をする。

#### 2) 付加物の影響

実際の実験機には図3に示す付加物が存在するが、構造格子のCFD解析ソルバUPACSで付加物を含む計算は困難であるため、非構造格子のCFD解析ソルバ“TAS”によりその影響を推算した。本研究で注目した付加物は1)5孔ピトープローブ(ADS:Air Data System)、2)全温度センサー(TAT)、3)機体モニタ用カメラ(Camera)、4)後方結合部穴(ロケットと実験機の結合穴:Pit-joint)である。図4は表面 $C_p$ 分布を示したもので、カメラの影響で局所的な変化はあるものの全体的な $C_p$ 分布に差がないことがわかる。図5は付加物が空気力に与える影響を示しており、 $C_L$ ,  $C_m$ からは両者に有意な差は認められない。 $C_D$ 値に関してはDrag polar曲線の放物線の開きに差がないものの $C_D$ 方向のオフセットのみ確認でき、付加物により $C_D$ 値が約8cts(1cts= $10^{-4}$ )だけ増加している。また風洞試験からは6ctsの抵抗増加が見積もられており<sup>5)</sup>、この6~8ctsの増加量をClean形状のCFD解析は考慮しなければならない。

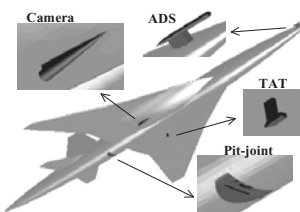


図3 飛行実験機の付加物

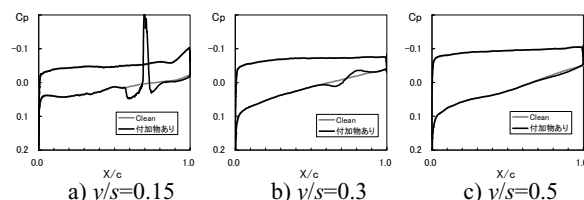


図4 付加物による表面圧力の影響

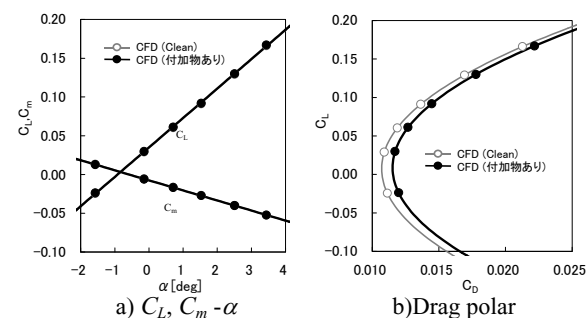


図5 付加物の空気力比較

#### 3) 乱流モデルの検討

図6は乱流モデルにSAモデルとSSTモデルを用いて $\alpha$ -sweepフェーズのCFD解析をした結果である。全ての迎角でSSTモデルのほうがSAモデルよりも抵抗が約4cts低く、この差が圧力抵抗によるものでなく摩擦抵抗の差



であることがわかった。局所的な摩擦係数を両者で比較し、この抵抗値の差が局所的な要因ではなく機体表面全体でSAモデルのほうが摩擦力が大きいことに起因することもCFD解析結果よりわかった。ここでは、乱流モデルの優劣に関する議論は避け、上記の差があることを念頭におき以後の詳細な解析を進めることとする。

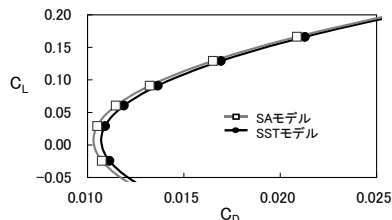


図6 乱流モデルによる $C_D$ 値の影響( $\alpha$ -sweepフェーズ)

#### 4) 空力弾性変形

ここまでのCFDで用いた形状は設計点で抵抗低減されるように設計された空力設計形状である。しかしながら実験機は飛行中に空気力を受け弾性変形しており、実験とCFDの詳細な比較を行うためには各飛行条件における空力弾性変形形状を用いる必要がある。そこで飛行実験条件におけるCFD解析から得られた空力荷重より静的弾性変形解析し空力弾性形状を求めた<sup>7)</sup>。これまでは胴体のみを考慮したものであったが、本解析では胴体と主翼を包含した構造モデルより弾性変形解析をおこないADSの迎角補正も行った。図7は最も変形量の大きい翼端における変位(図7-a)とねじり角(図7-b)を空力設計形状(AS)と弾性変形形状(ES)で比較したものである。弾性変形することで、低迎角では翼端が下方へ垂れ下がりねじり下げが緩和され、高迎角では翼端が上方へ変位しねじり下げが強くなることわかる。

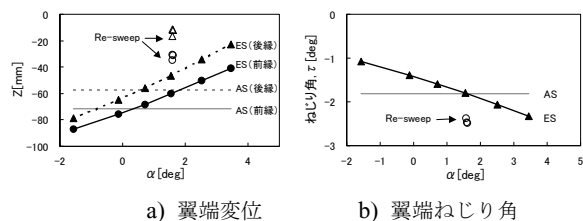


図7 空力設計形状と弾性変形形状の比較

#### 5) 境界層遷移の模擬

超音速自然層流翼を有するNEXST-1の抵抗値の詳細な検討を行うには遷移位置情報を得て層流域と乱流域を区別してCFD解析する必要がある。そこで、CFD解析における遷移位置を飛行実験の遷移に関する計測データより遷移境界線を胴体および主翼ともに決定し<sup>8)</sup>、それより前方を層流、後方を乱流となるように切り替えてCFD解析を行った。飛行実験の遷移データから、設計迎角に最も近い $\alpha_4$  ( $\alpha$ -sweep フェーズの4番目)の層流域が大きいことがわかってい

### 3-3 飛行実験結果と最終CFD解析の比較

#### 1) 表面圧力分布

図8は $\alpha_2$  ( $\alpha$ -sweep フェーズの2番目)、また図9は $\alpha_4$ における飛行実験とCFD解析の表面圧力分布の比較を示す。飛行実験データのエラーバーは計測誤差から算出した値で $\Delta C_p = \pm 0.0115$ である。 $\alpha_2$ の $C_p$ 分布(図8)を見ると、空力設計形状(AS)と弾性変形形状(ES)は翼端付近で差があり、ESが飛行実験に近くなる傾向がある。CFDと飛行実験を比較すると下面、および内翼側( $y/s=0.15 \sim 0.5$ )では上面においてもエラーバーを越える差が確認できる。一方、設計点に近い $\alpha_4$ の $C_p$ 分布(図9)を見ると、ASとESの差はほとんどない、これは空力設計形状(AS)が設計点付近で弾性変形形状に等しくなるように設計されているためである。 $\alpha_4$ におけるCFD解析結果は、ほとんどが実験計測値のエラーバーの範囲内に収まっており、主翼上面の前縁で $C_p$ が急激に立ち上がった後に平らになるという自然層流翼設計のターゲット $C_p$ 分布の傾向<sup>2)</sup>を捉えていることがわかる。飛行試験条件とCFDの差が生じる原因については、先に示したように付加物の影響の解明、また弾性変形解析の高度化、ADSのデータマップの精度向上、実機主翼形状の三次元計測等を行ったが原因究明に至っていない。

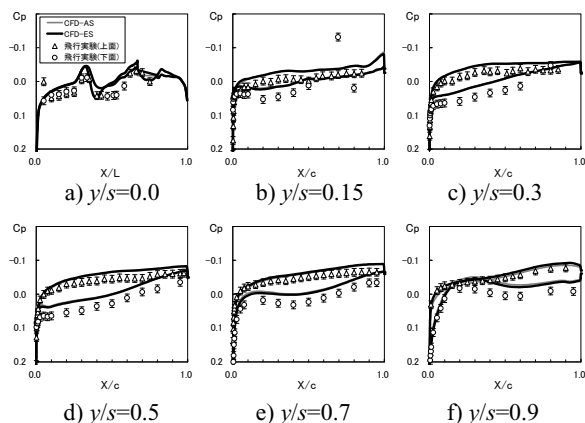


図8  $\alpha_2$ における表面 $C_p$ 分布 ( $\alpha = -0.14$ deg)

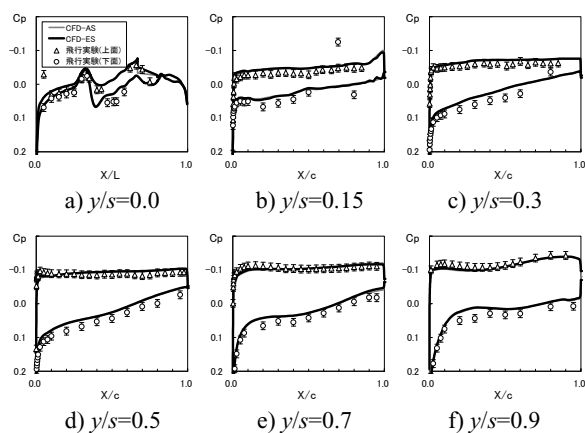


図9  $\alpha_4$ における表面 $C_p$ 分布 ( $\alpha = 1.53$ deg)

#### 2) 空気力

空気力の比較をする上で注意すべきことは、ここでのCFD解析は付加物のないClean形状であるということ

ある。先の検証により以後のClean形状のCFD解析は付加物ありの実機形状よりも6~8cts少ない $C_D$ 値である。図10は $C_L$ - $\alpha$ および $C_m$ - $\alpha$ の飛行実験とCFD解析の比較を示したもので、飛行実験には計測誤差によるエラーバー( $\Delta C_L=0\sim 11$ cts,  $\Delta \alpha \approx 0.1$ deg)が付記されている。空力弾性変形を考慮することでCFD解析の $C_L$ - $\alpha$ の傾きが飛行実験と一致している。遷移を考慮したCFD解析結果は全面乱流の計算結果と変化がなく $C_L$ および $C_m$ が圧力項に依存していることが確認できた。空力弾性変形を含む最終CFD解析は全体として定性的な傾向は一致するものの迎角で0.24degのオフセットがあり、この原因は明らかになっていない。図10内の拡大図は迎角1.5deg付近の $Re$ -sweep試験結果とCFD解析結果の $C_L$ 値を示す。

$Re$ -sweep条件の飛行実験とCFDのASは $\alpha$ -sweepのそれとは異なりオフセットは少ないが、空力弾性変形を考慮することで、 $\alpha$ -sweepと同等のオフセットが確認できる。これは $\alpha$ -sweepにおける動圧が21kPaであるのに対して $Re$ -sweep試験における動圧は54kPaであるため翼の変形量が大きいために原因である。図11はDrag polar曲線を飛行実験とCFD解析とで比較したもので、計測誤差による $C_D$ のエラーバーは1~3ctsである。弾性変形解析を考慮することで空力設計形状と差はあるものの同一のDrag polar曲線上を移動するのみで抵抗特性は変わらないことがわかる。飛行実験の遷移を模擬したCFD解析では全体に抵抗値が5ctsほど減少した。Clean形状のCFD解析は付加物つき形状の飛行実験の $C_D$ 値より6~8cts大きくなるべきであるが、両者はほぼ一致しており定量的な差はあるものの、Drag polar曲線の開きは良く一致しており定性的傾向は捉えられている。図11内の拡大図は $Re$ -sweep試験結果との比較を示しており、飛行試験結果は $Re$ 数が異なるにも関わらず $\alpha$ -sweepと $Re$ -sweepがほぼ一致している。これは、 $Re$ -sweep時の弾性変形量が大きいために、自然層流翼効果が $Re$ -sweepでは少ないことが起因していると推測できる。CFD解析結果からもこの定性的傾向は確認できるが、 $\alpha$ -sweepと $Re$ -sweepが一致するほどではないためこの定量的な差の原因究明は今後の研究課題である。

#### 4. まとめ

小型超音速実験機(NEXST-1)の空力設計効果を明確にするために計測データとCFD解析の比較を行った。 $M=2$ 付近の計測フェーズのみならず、帰還時の“遷音速・回収フェーズ”と呼ばれる $M=0.6\sim 1.8$ においてもCFD解析を行い両者の空気力の比較を行った。特に $M=2$ 付近の計測フェーズにおいては、付加物の効果、乱流モデルの検証、空力弾性変形の考慮、飛行実験の境界層遷移データによる遷移の模擬からCFD解析の高精度化を行い、それらが良好な結果を生み出すことを確認した。またCFD解析から実験機の自然層流翼設計の効果を定量的に示すこと（全面乱流に比べて5cts減）ができた。

また上記を含むCFD解析データベースを一般に公開<sup>3)</sup>することで、我が国における航空機開発およびCFD解析の発展に寄与するものと期待する。

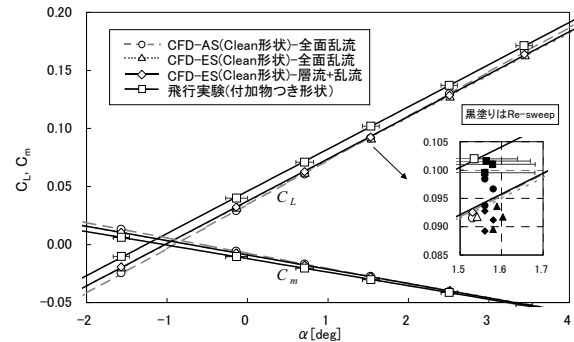


図10 飛行実験とCFD解析の $C_L$ - $\alpha$ ,  $C_m$ - $\alpha$ 比較

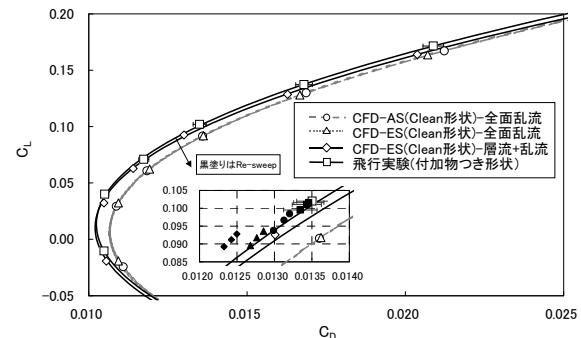
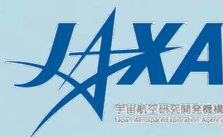


図11 飛行実験とCFD解析のDrag polar比較

#### 参考文献

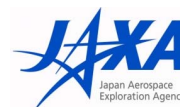
- 1) Ohnuki, T. et al., "National Experimental Supersonic Transport Project," Proceedings of ICAS, 2006-1.4.1, 2006.
- 2) Yoshida, K. et al., "Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan", ECOMAS 2004, 24-28 July 2004
- 3) 郭東潤, 他: 小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)空力データベースについて, 日本航空宇宙学会 第39期年會講演会, 2A9, 2008
- 4) "Proceedings of International Workshops on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport (SST-CFD Workshop)", JAXA-SP-06-029E, March 2007
- 5) Ishikawa, H. et al., "Numerical Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1", Journal of Aircraft, Vol.45, No.5, Sep.-Oct. 2008
- 6) 石川敬掲, 他: 小型超音速実験機NEXST-1のCFD解析, 日本航空宇宙学会 第39期年會講演会, 2A13, 2008
- 7) 川上浩樹, 他: 小型超音速実験機NEXST-1の全機静的空力弾性変形解析, 日本航空宇宙学会 第39期年會講演会, 2A12, 2008
- 8) 徳川直子, 他: 小型超音速ロケット実験機の遷移計測, 日本航空宇宙学会 第39期年會講演会, 2A11, 2008
- 9) Takaki, R. et al., "The Development of the UPACS CFD Environment," High Performance Computing, Proc. of ISHPC 2003, Springer, pp.307-319, 2003



## 飛行実験におけるCFD解析

- 石川敬掲(三向ソフト)  
吉田憲司 (JAXA)  
郭東潤 (JAXA)  
川上浩樹 (JAXA)  
徳川直子 (JAXA)

### 飛行実験結果報告内容



#### 3. (3) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果

飛行実験結果を評価するために必要なデータ解析、評価、設計の妥当性検証

#### 検証総括



- ① 飛行実験による空力設計コンセプトの検証  
空力設計に対する飛行実験による設計  
コンセプトや設計手法の妥当性検証

#### 詳細内容



- ② 飛行実験における力および圧力特性解析  
飛行実験データの詳細解析および成果
- ③ 飛行実験におけるCFD解析  
高精度CFD解析および成果
- ④ 飛行実験における遷移解析  
飛行実験の境界層遷移データ詳細解析  
および遷移予測技術の成果

## Contents

1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
  - CFD解析の高精度化
    - ー 付加物効果
    - ー 乱流モデル
    - ー 空力弾性変形
    - ー 境界層遷移
  - 自然層流翼効果
4. まとめ



## 目的

- CFD解析よりNEXST-1空力設計コンセプトおよび設計手法の妥当性を検証する。



### ＜CFD解析の高精度化＞

- 付加物の影響
- 乱流モデルの検証
- 空力弾性変形の考慮
- 境界層遷移の模擬



### ＜NEXST-1 設計コンセプトの妥当性＞

- 自然層流翼(NLF翼)効果の検証





# NEXSTプロジェクトにおけるCFD解析

1997	NEXST project start !	
1998	-1st SST-CFD Workshop →	次世代超音速機の数値シミュレーション 利用技術に関する国際ワークショップ
1999	風洞試験	
2000	-2nd SST-CFD Workshop JAXA 1m × 1m 超音速風洞改修 UPACS リリース	2000ケース以上のCFDを実施！ 内200ケースをNEXST-DBへ公開
2001	CFD解析 (vs. 風洞試験) -3rd SST-CFD Workshop →	Wind tunnel test vs. CFD
2002	FLIGHT TEST	
2005	CFD解析 (vs. 風洞試験) FLIGHT TEST !	→ 成功 !
2006	CFD解析 (vs. Flight Test) -4th SST-CFD Workshop →	Flight test(1 <sup>st</sup> data) vs. CFD
2007	風洞試験 CFD解析 (vs. Flight Test)	
2008	小型超音速実験機飛行実験データ解析完了報告会	



## Contents

1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
  - CFD解析の高精度化
    - 付加物効果
    - 乱流モデル
    - 空力弾性変形
    - 境界層遷移
  - 自然層流翼効果
4. まとめ



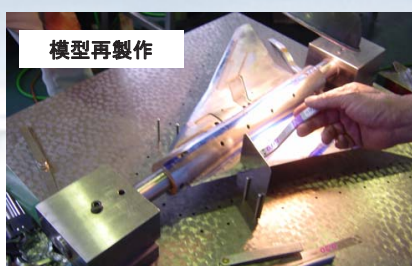
## 再風洞試験

- ・ 1999年 第1回目 風洞試験
- ・ 2007年 最終風洞試験 → 公開データベース用



### 最終風洞試験での主な変更点

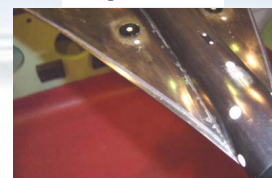
1. 2000年 JAXA 1m×1m 超音速風洞 ノズル改修
2. 風試模型再製作
3. データ解析 補正精度向上
4. ラフネス変更(Disk型→Tape型) Cp分布取得時はラフネスなし



模型再製作



ディスク・ラフネス



Tapeラフネス



## CFD解析方法

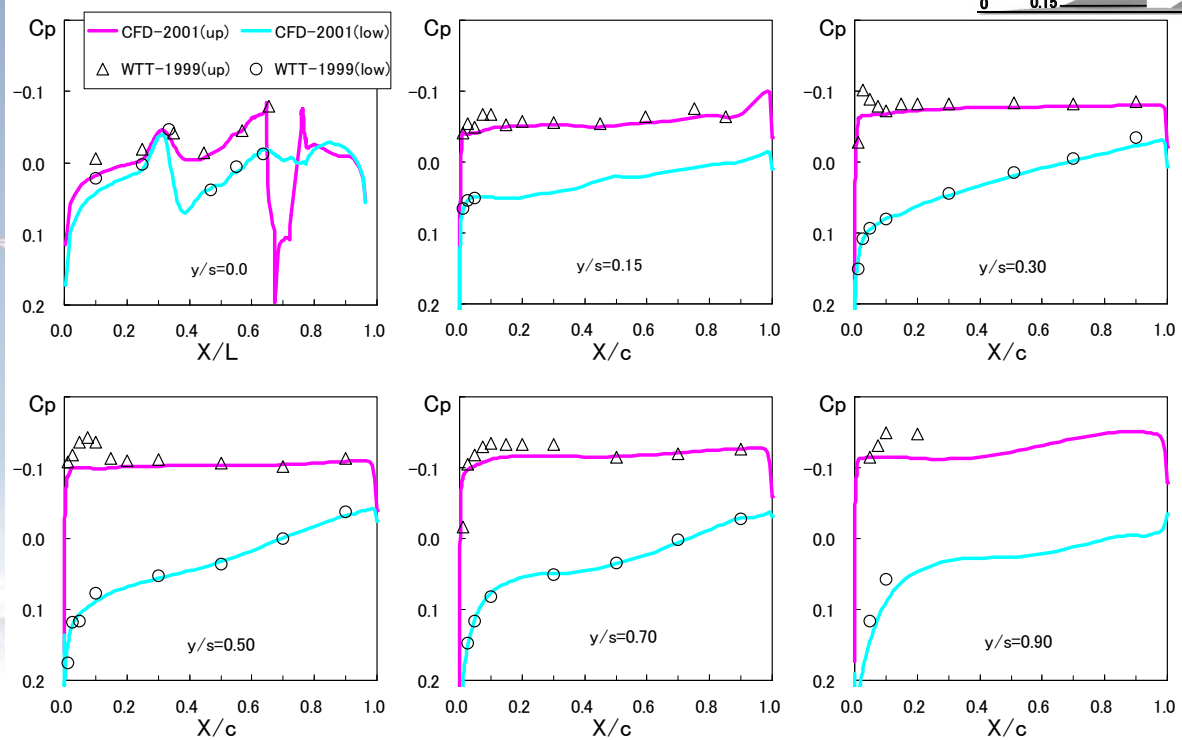
	2001年	2005年
CFD	UPACS	UPACS
格子	構造格子	構造格子
支配方程式	RANS	RANS
乱流モデル	BL	SA
Flux comp.	Roe 2 <sup>nd</sup> order	Roe 3 <sup>rd</sup> order
limiter	minmod	no
Time integration	MFGS	MFGS
Grid points	2.26 million	4.38 million (衝撃波解像度,翼格子数増)



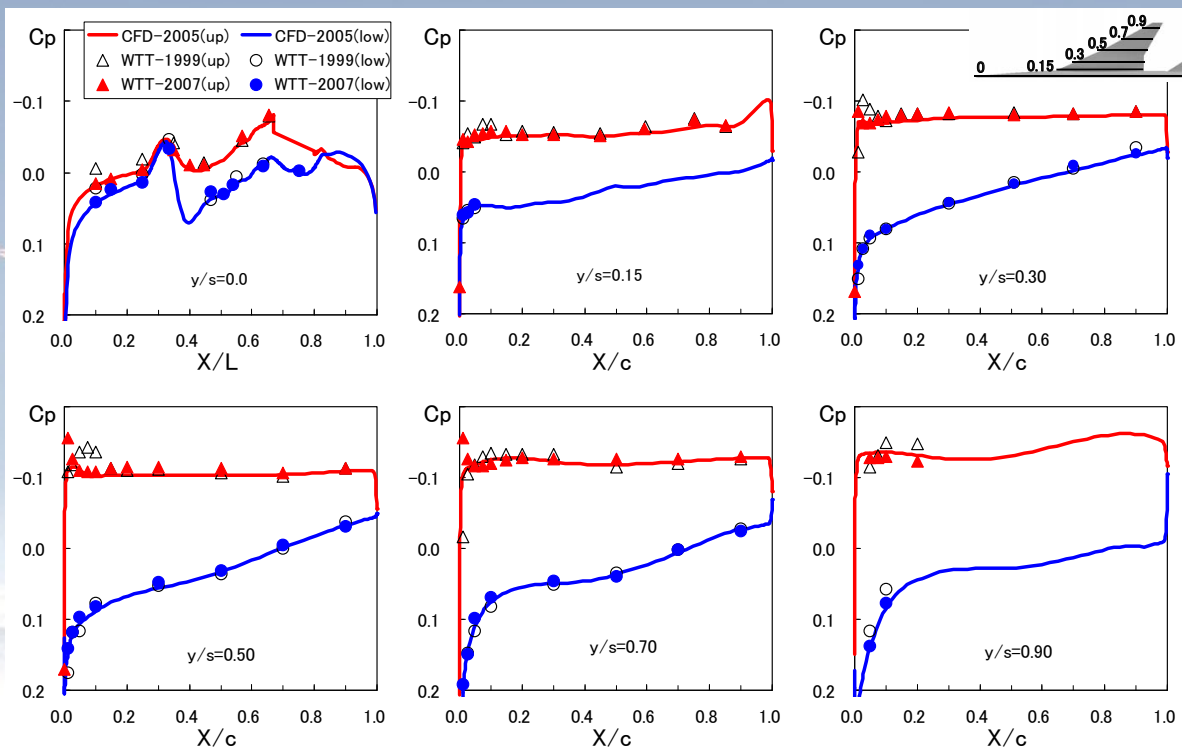
BL=Baldwin Lomax model

SA=Spartart Allmaras model



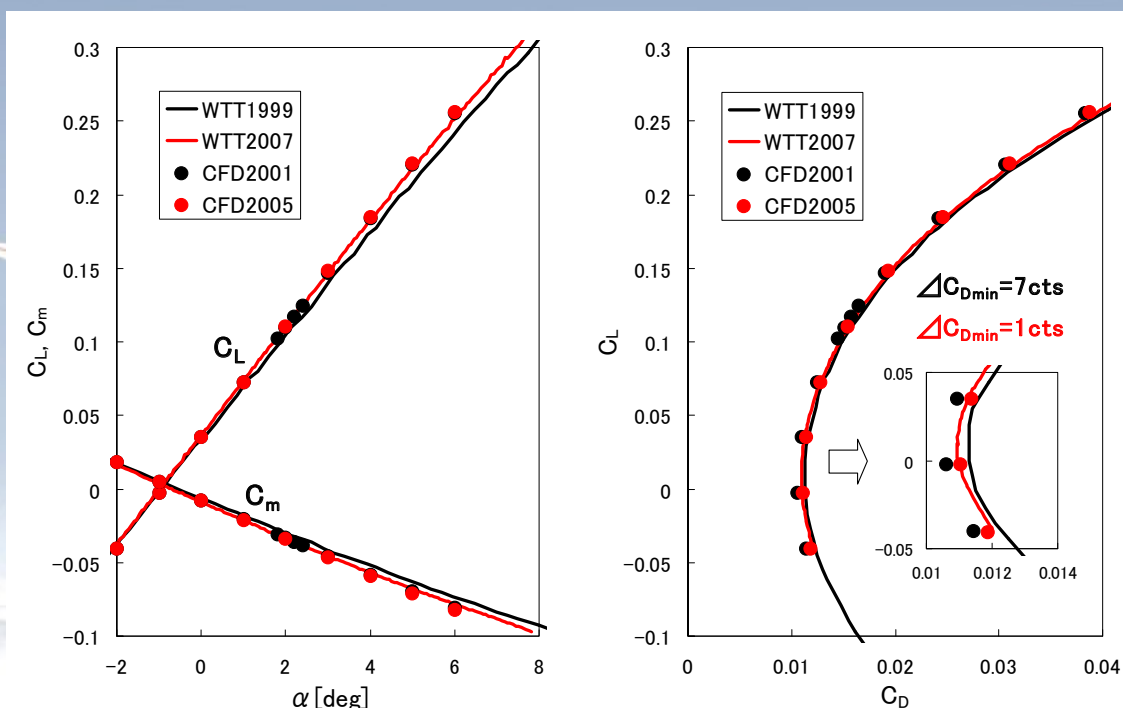
旧風洞試験vs.旧CFD  $C_p$  分布:  $M=2$ ,  $\alpha = 2^\circ$ 

- ・ 前縁部分および翼端付近で差があるが概ね一致

風洞試験vs.CFD(最終結果)  $C_p$  分布:  $M=2$ ,  $\alpha = 2^\circ$ 

- ・ 旧CFDと最終CFDの間に有意な差はない
- ・ 最終風洞試験結果がCFDに近い値となった



風洞試験 縦3分力:  $M=2$ ,  $\alpha = 2^\circ$ 

- 最新のCFDおよび風洞試験はほぼ一致
- $C_{Dmin}$ が旧解析では7ctsの差に対して新解析は1cts



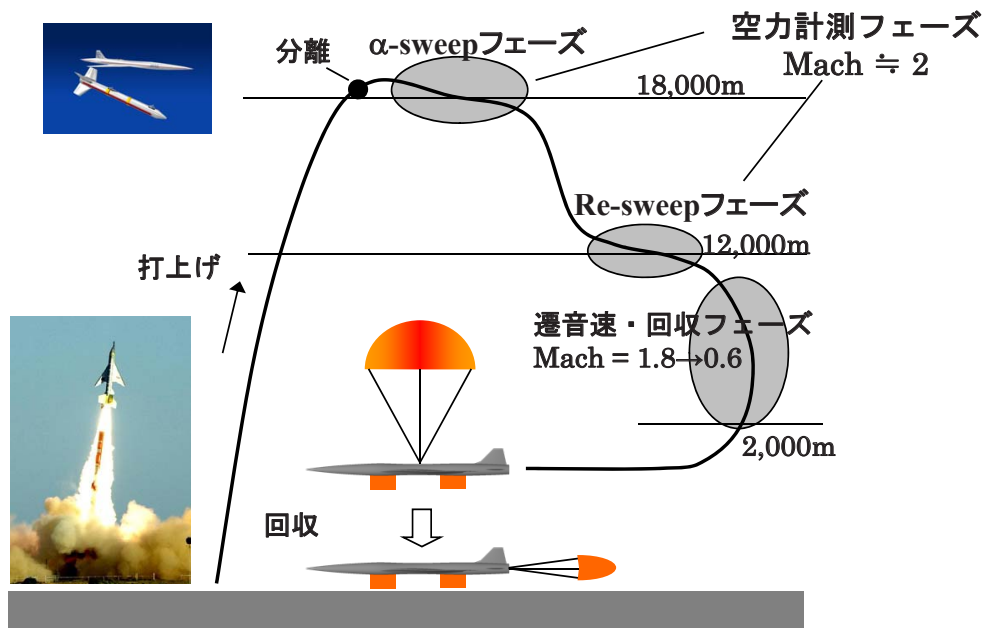
## Contents

1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
  - CFD解析の高精度化
    - 付加物効果
    - 乱流モデル
    - 空力弾性変形
    - 境界層遷移
  - 自然層流翼効果
4. まとめ

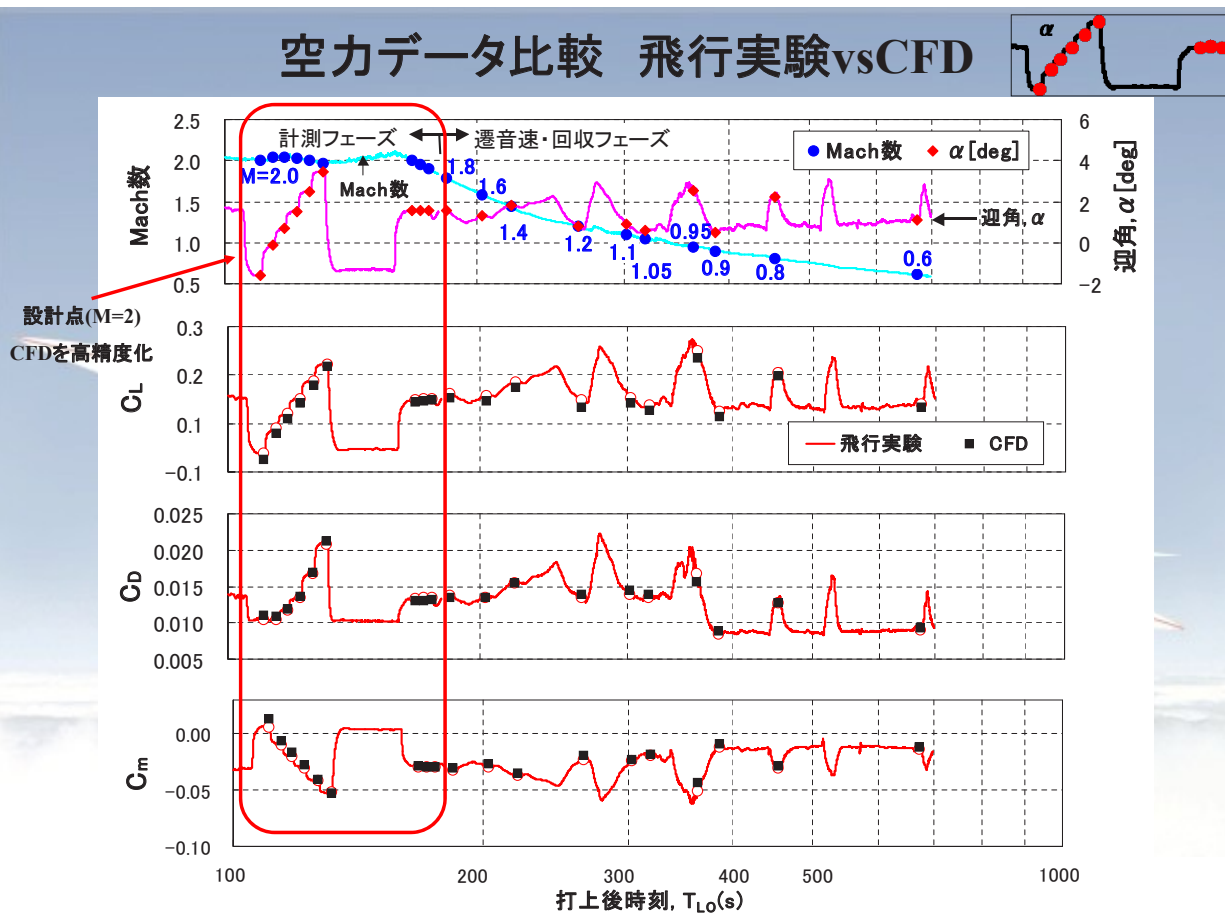




# Flight Test



## 空力データ比較 飛行実験vsCFD



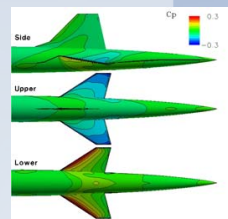
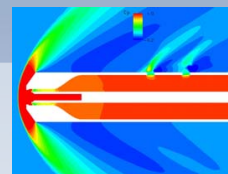
## Contents

1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
  - **CFD解析の高精度化**
    - ー 付加物効果
    - ー 乱流モデル
    - ー 空力弾性変形
    - ー 境界層遷移
  - 自然層流翼効果
4. まとめ



## CFD高精度化のための検討事項

- **CFD解析精度**
  - 風洞試験と一致, 4th SST-CFD Workshop検証済み
- **ADSの精度は？**
  - 風試およびCFD解析よりRe数効果がないことを確認
  - 再風試より計測フェーズにおけるAir data mapを再構築
- **尾翼・エルロン操舵の影響**
  - CFD解析より問題がないことを確認
- **機体形状は正しいか？**
  - 実機の3次元計測およびCFD解析より再確認
- **付加物(ADS,カメラなど)の影響は？**
- **乱流モデルの違いは？**
- **空力弾性変形解析の精度は？**
- **境界層遷移の精度は？**






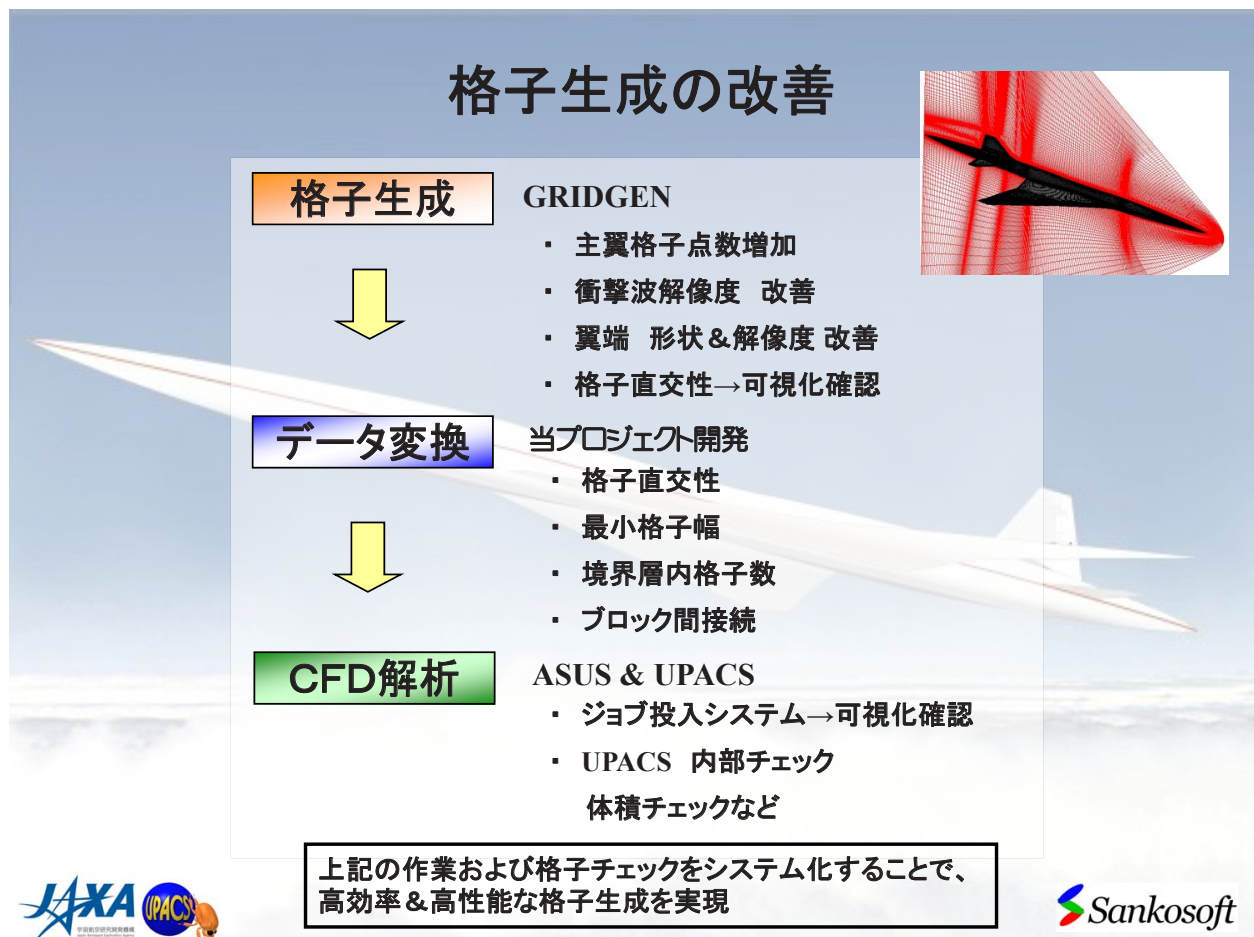
左記の4項目の検討結果を以下で報告



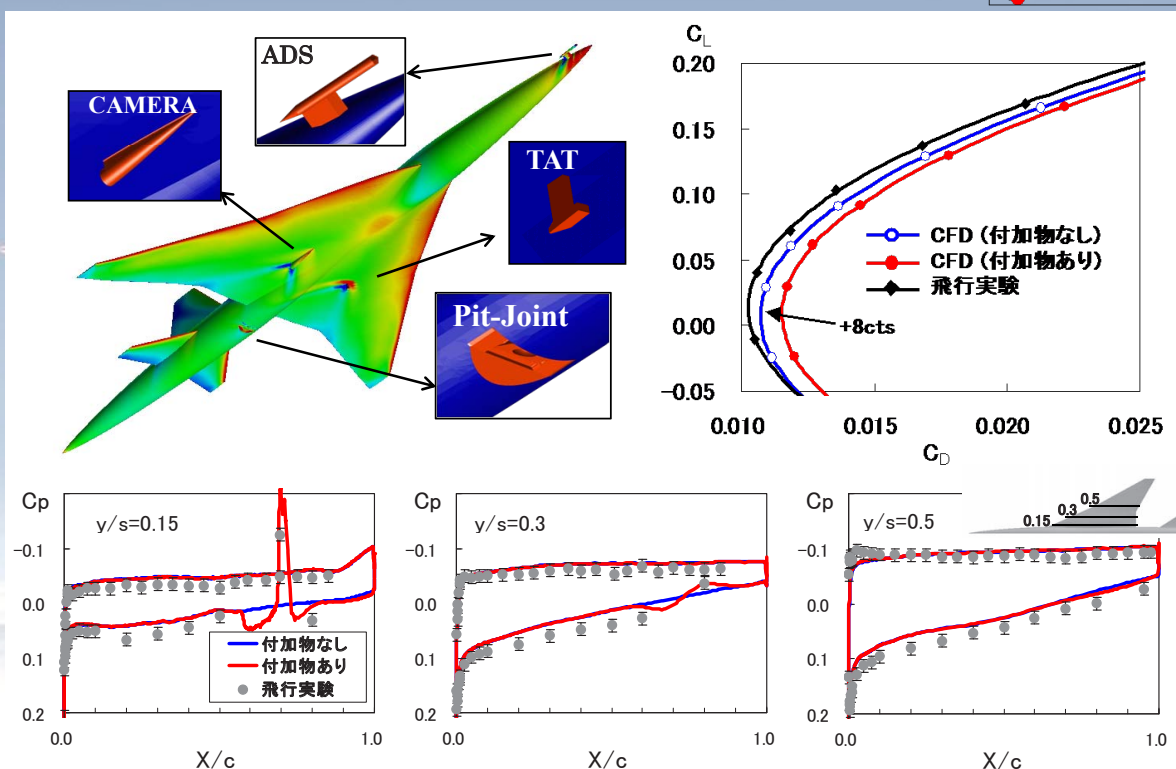
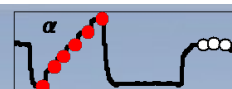
CFD code		
CFD	UPACS	TAS
格子	構造格子	非構造格子
支配方程式	RANS	RANS
乱流モデル	SA	SA or SST
Flux comp.	Roe 3 <sup>rd</sup> order	HLLEW 2nd order
limiter	No	Venkatakrishnan
Time integration	MFGS	LU-SGS
Grid points (clean)	4.38 million	7.66 million

SA=Spalart Allmaras model  
SST=Shear Stress Transport model



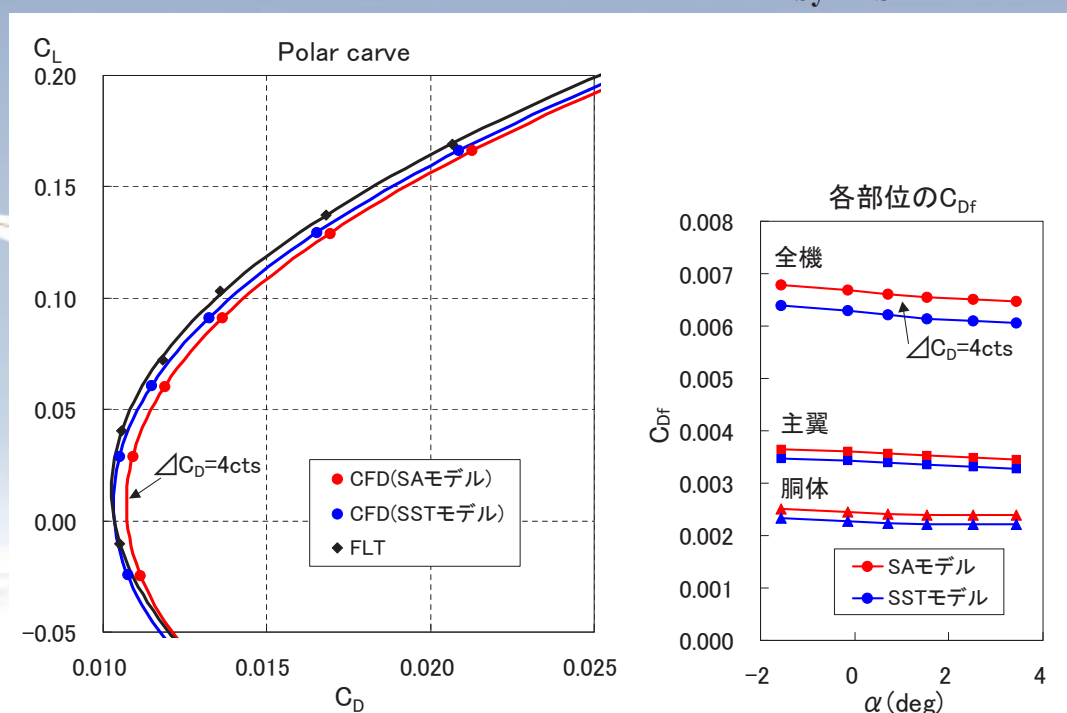
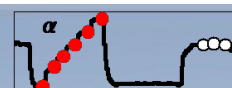
## 付加物の影響 by TAS



- ・ 付加物により $C_D$ が8cts増加
- ・  $C_p$ への影響は局所的で、全体の $C_p$ 分布への影響なし



## 乱流モデル比較 (SA vs. SST model) by TAS

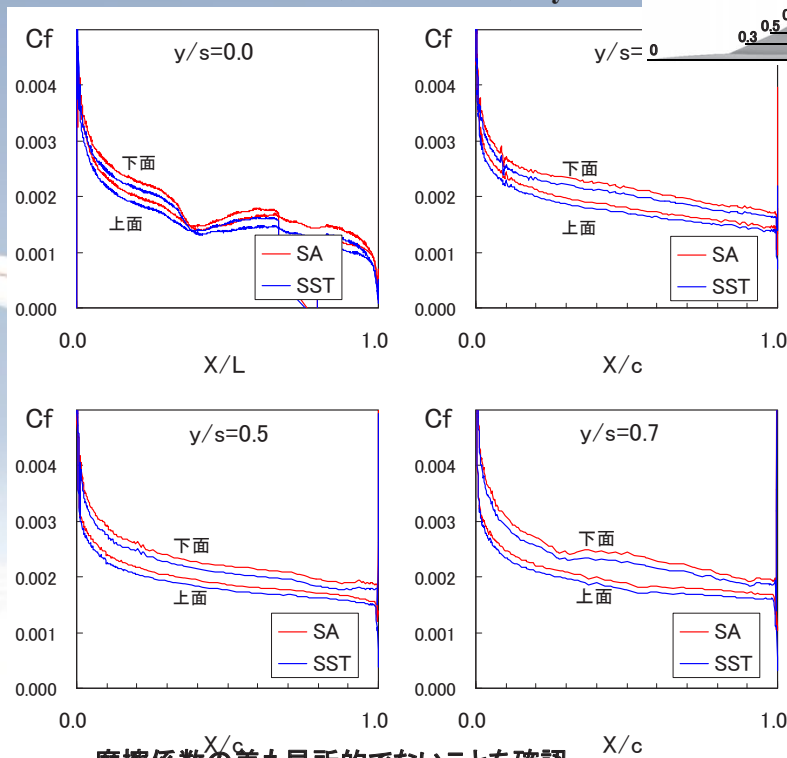
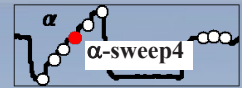


- ・ 乱流モデルにより4ctsの差を確認
- ・ その差は局所的な差ではない(部位に依存しない)





## 乱流モデル比較 (Cf分布) by TAS



- ・ 摩擦係数の差も局所的でないことを確認
- ・ つまり乱流モデルの特性により全体の $C_D$ に差が生じた



## 計測フェーズ(M=2) CFD解析

	付加物	層流・乱流の区別
飛行実験	あり	層流+乱流 (自然層流翼)
CFD <sub>UPACS</sub> (構造格子)	なし	全面乱流 / 層流+乱流 SAモデル
CFD <sub>TAS</sub> (非構造格子)	あり / なし	全面乱流 SA / SSTモデル
$C_D$ 値	付加物の $C_D$ 増加量 6~8cts	SAモデルはSSTより 4cts 大きい



## 計測フェーズ(M=2) CFD解析の高精度化

- ・ 空力弾性変形の効果 (NASTRAN+CFD)
- ・ 境界層遷移の効果(自然層流翼効果)

	形状	乱流計算
AS	空力設計形状 (Aerodynamic Shape)	全面乱流
ES	弾性変形形状 (Elastic Shape)	全面乱流
最終 CFD	弾性変形形状 (Elastic Shape)	層流＋乱流 (飛行実験遷移データより)



## 空力弾性解析の高精度化

- ・ 主翼および胴体の空力弾性解析を実施

主翼→表面Cp分布

胴体→ADS精度向上 ( $\angle\alpha=0\sim0.2^\circ$ )

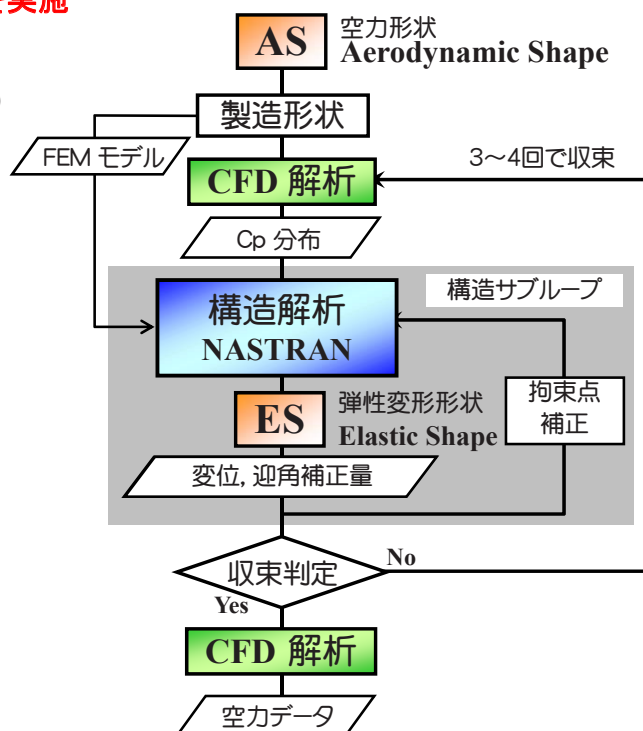
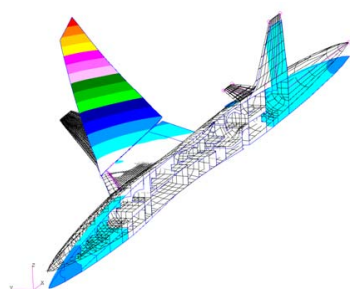
- ・ 構造モデルの検証 & 高精度化

全機構造強度試験(静荷重試験)

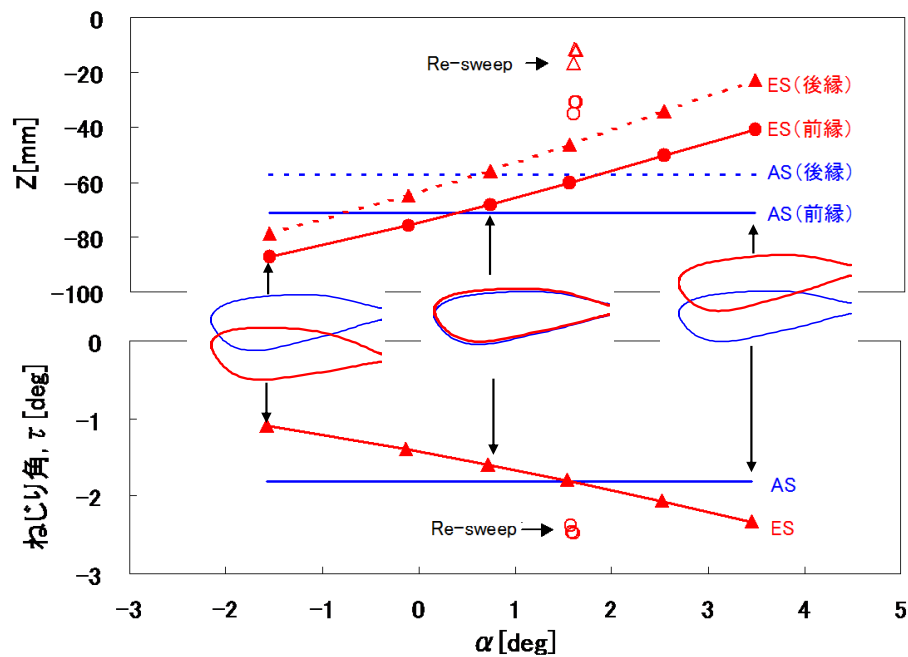
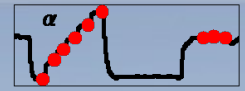
よりチューニング

- ・ 空力弾性解析の検証

飛行実験時の歪ゲージより検証

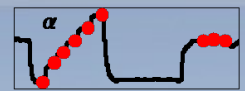


## 各ケースでの主翼翼端変位

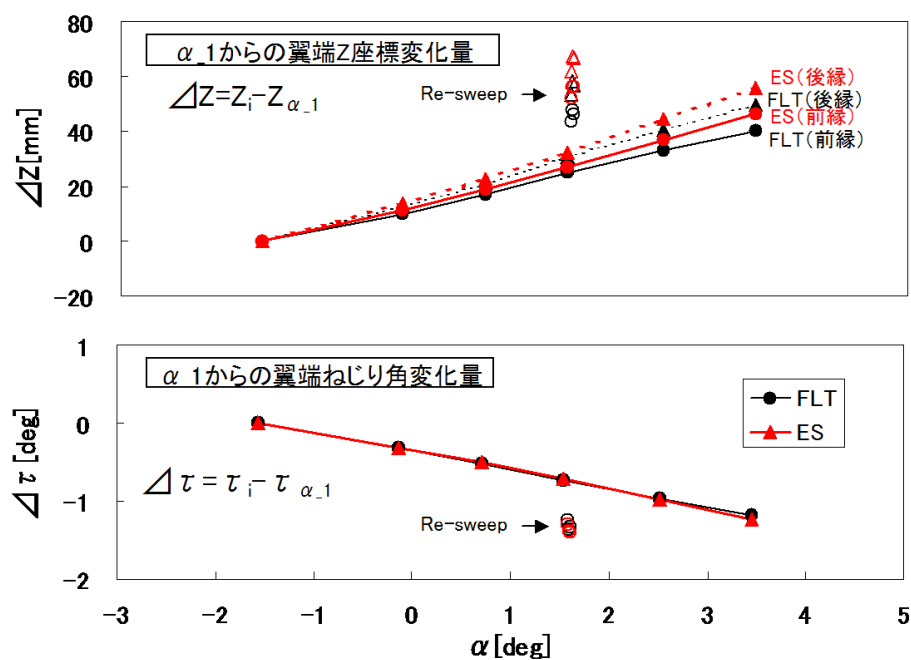


- ・ 低迎角では下方に変位しねじり下がる. 高迎角では上方に変位しねじり下げが弱くなる.
- ・ 設計点 ( $\alpha_4$ ) で, ASとESのねじり角の差が最も少ない  $\Rightarrow$  設計妥当

## 歪みゲージ出力と比較(翼端)

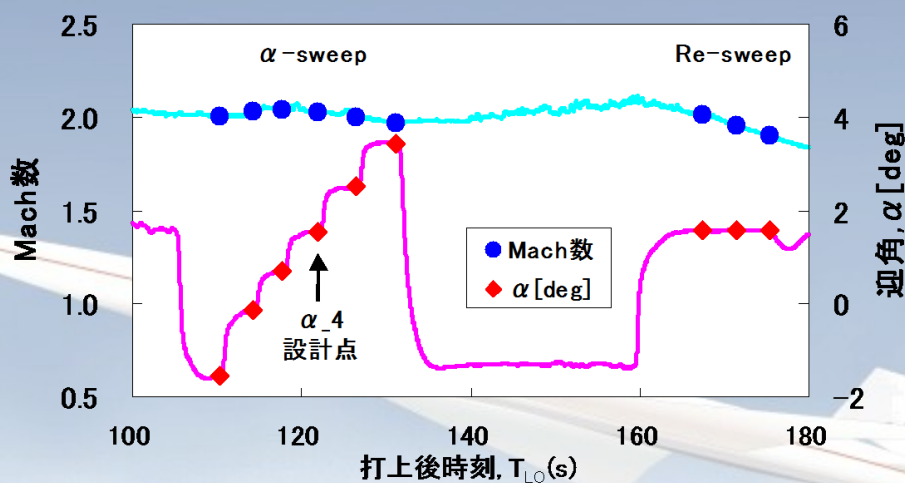
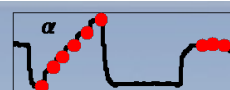


構造試験をもとに飛行中の歪みゲージ出力から算出



- ◆ 空力データに影響が大きいねじり角が一致  $\Rightarrow$  空弾解析妥当

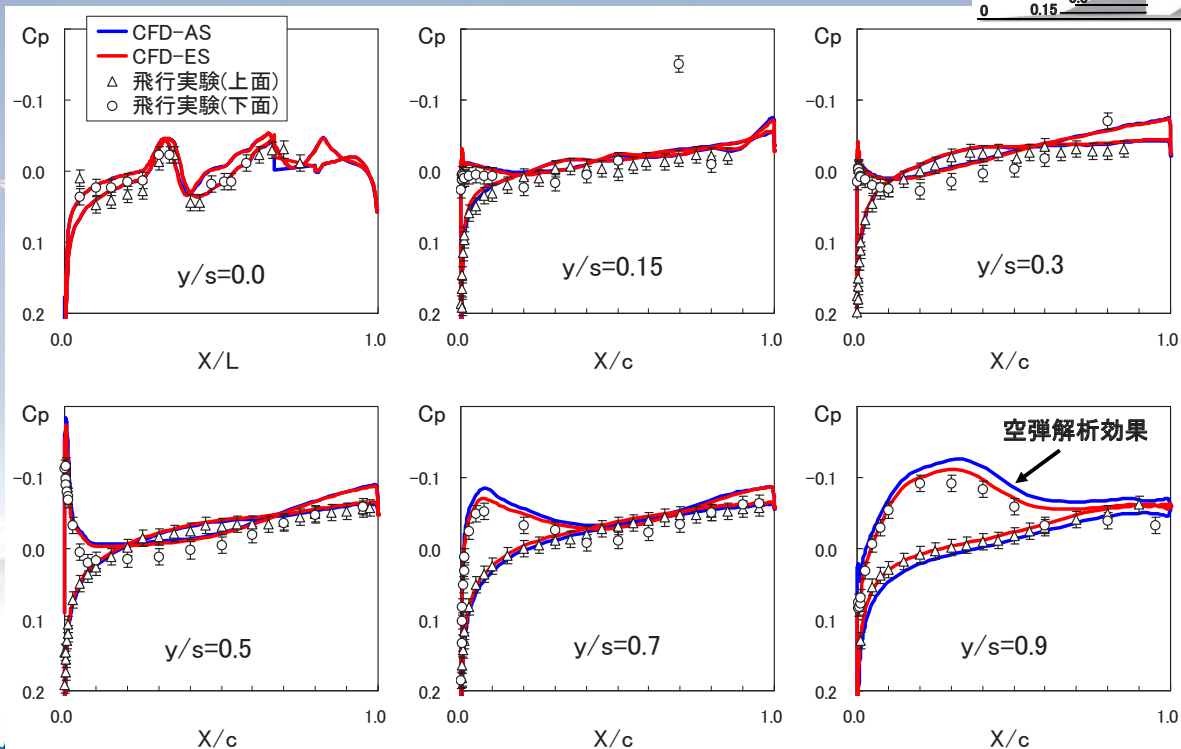
## 解析条件



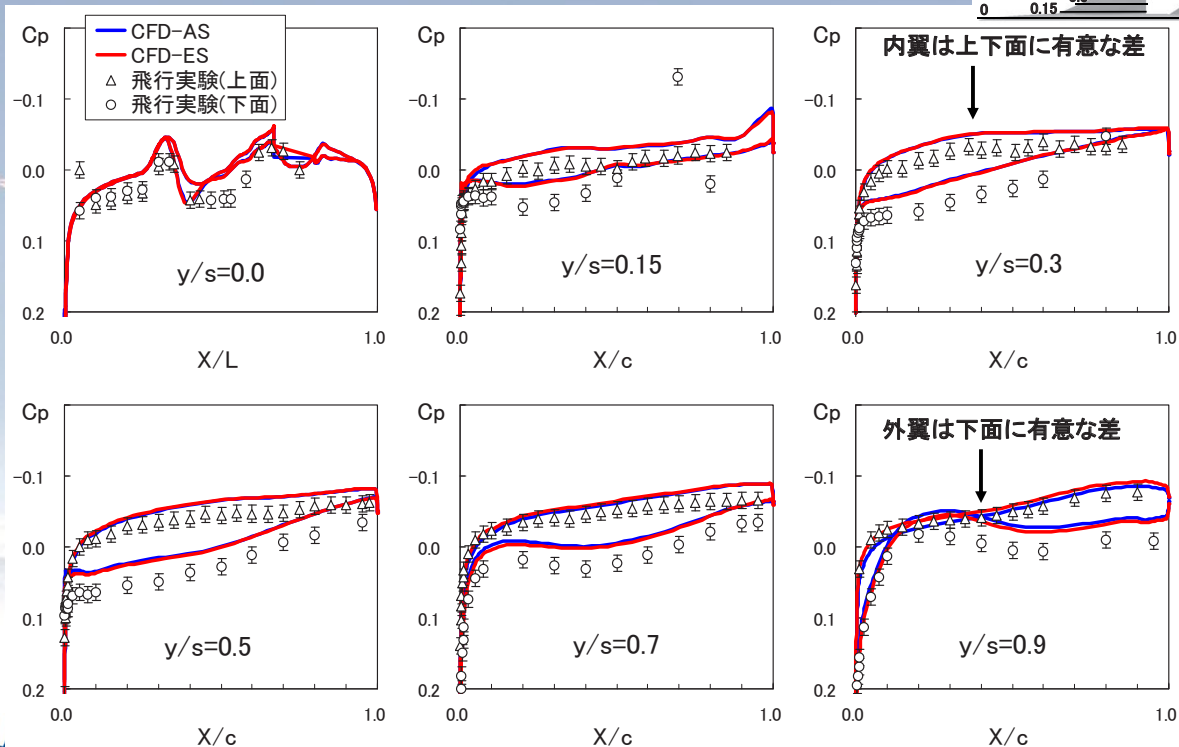
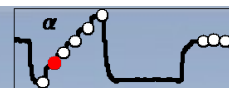
Case ID	$\alpha_1$	$\alpha_2$	$\alpha_3$	$\alpha_4$	$\alpha_5$	$\alpha_6$	Re_1	Re_5	Re_9
高度 $H$ [km]	18.94	18.91	18.51	18.10	17.68	17.47	12.24	11.69	11.46
Mach 数	2.00	2.04	2.04	2.03	2.00	1.97	2.01	1.96	1.90
$\alpha_0$ [deg] (補正前)	-1.56	-0.17	0.66	1.45	2.39	3.29	1.36	1.37	1.36
$\alpha$ [deg] (補正後)	-1.57	-0.13	0.72	1.54	2.52	3.45	1.58	1.60	1.59



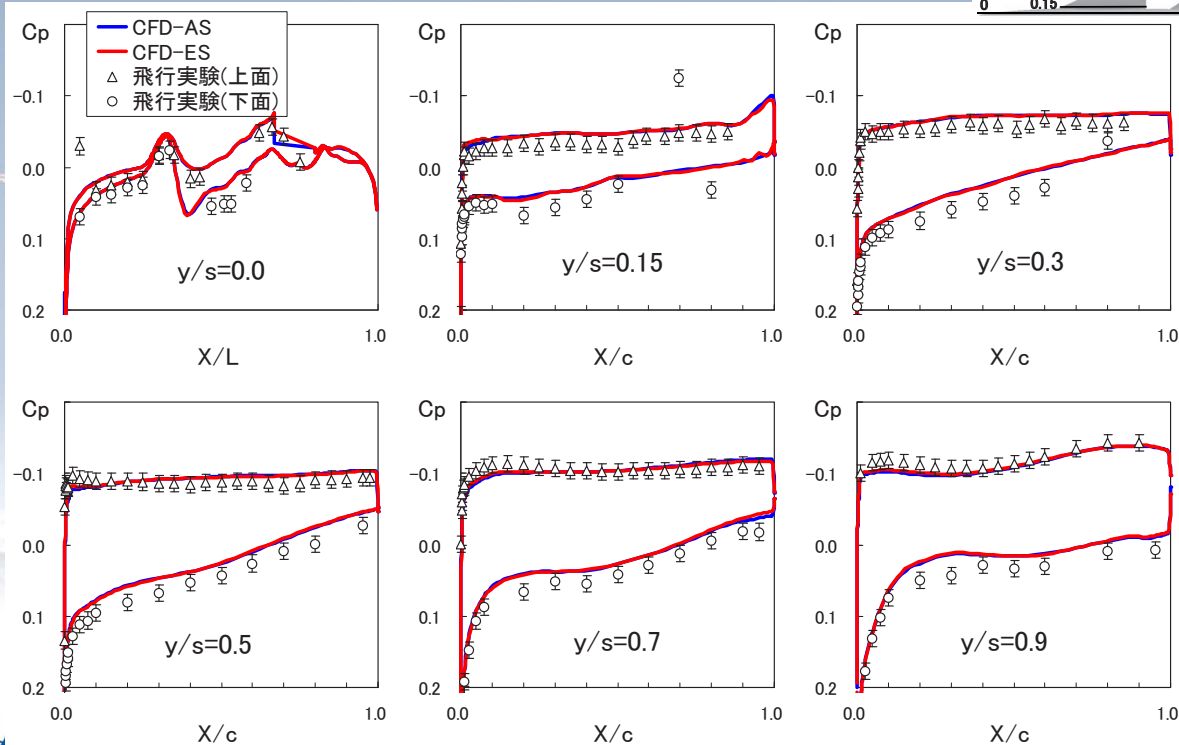
(注)  $\alpha$ は弾性変形解析結果より得られた IMU 部分の迎角

Cp 分布:  $\alpha_1$  ( $\alpha = -1.57^\circ$ )

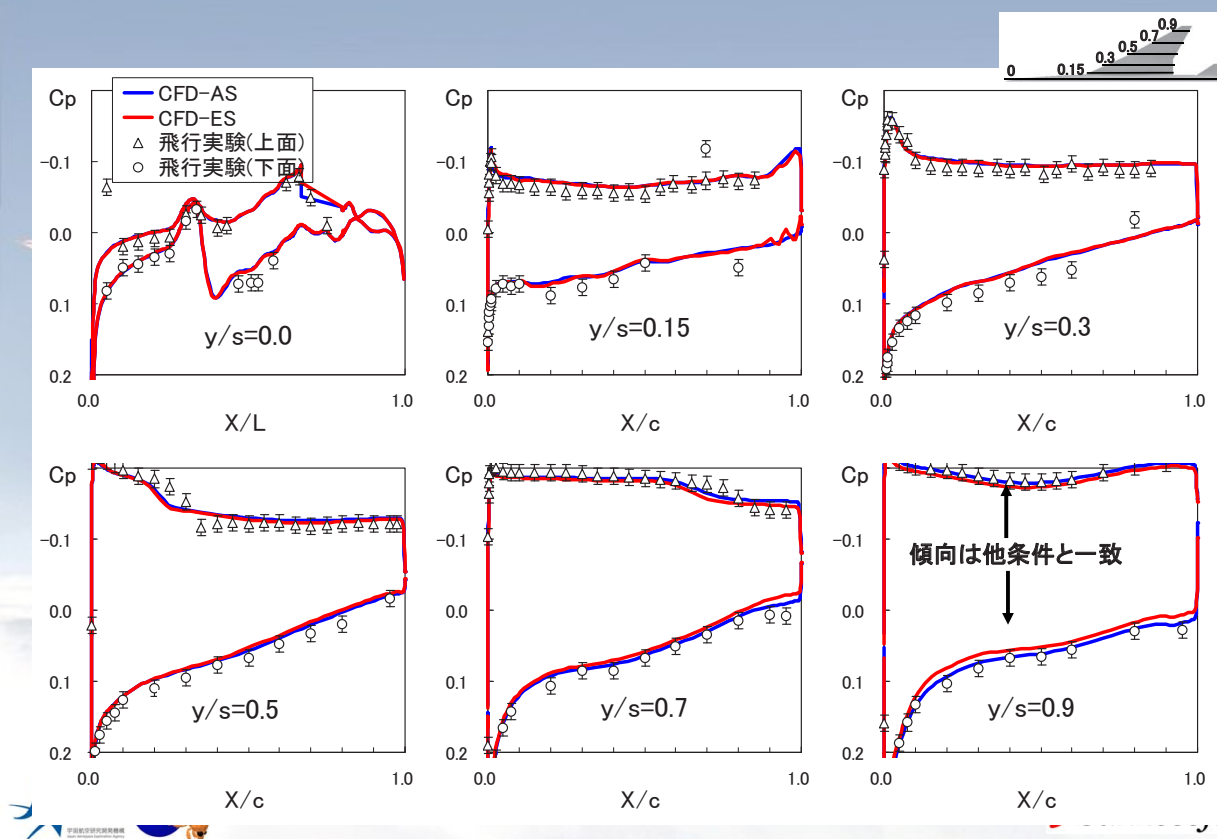


Cp 分布:  $\alpha_2$  ( $\alpha = -0.14^\circ$ )Cp 分布:  $\alpha_4$  ( $\alpha = 1.53^\circ$ )

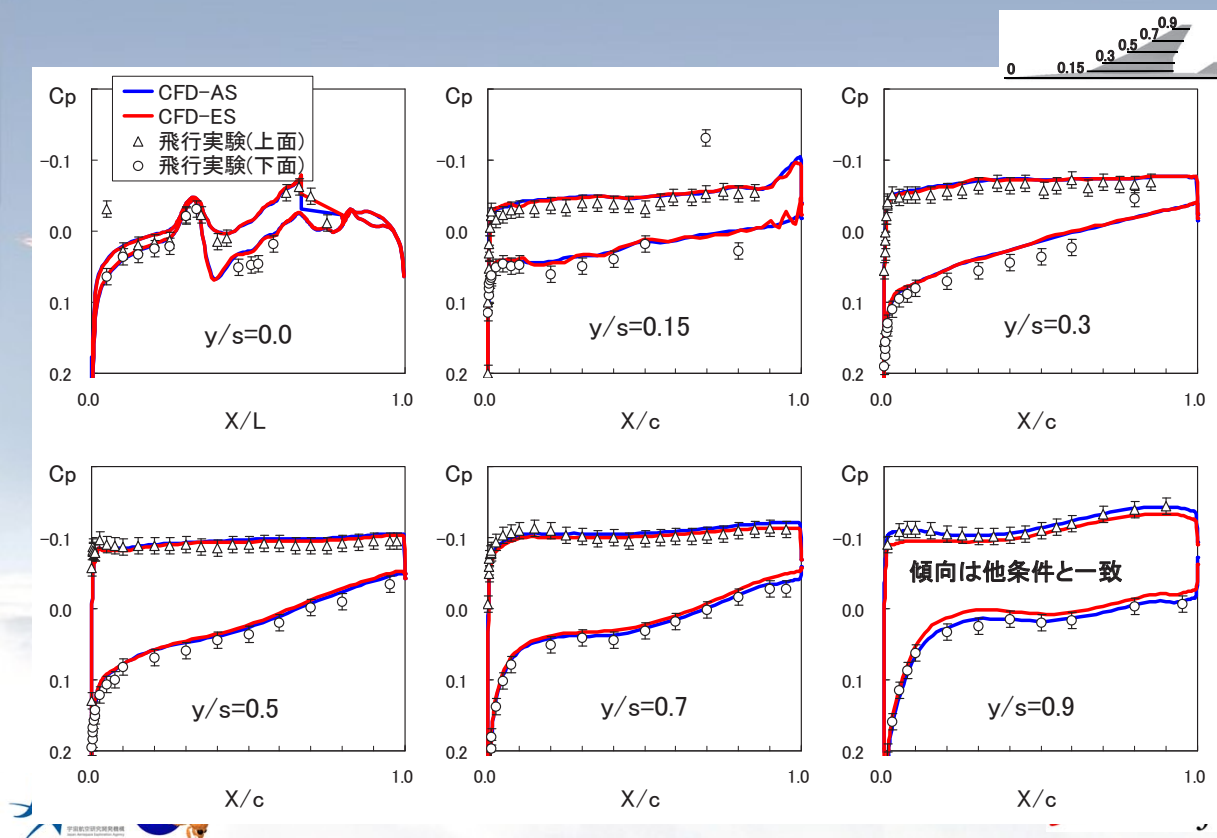
● ASとESが一致 ⇒ 設計妥当



# Cp 分布: $\alpha_6$ ( $\alpha = 3.44^\circ$ )



# Cp 分布: $Re_1$ ( $\alpha = 1.56^\circ$ )



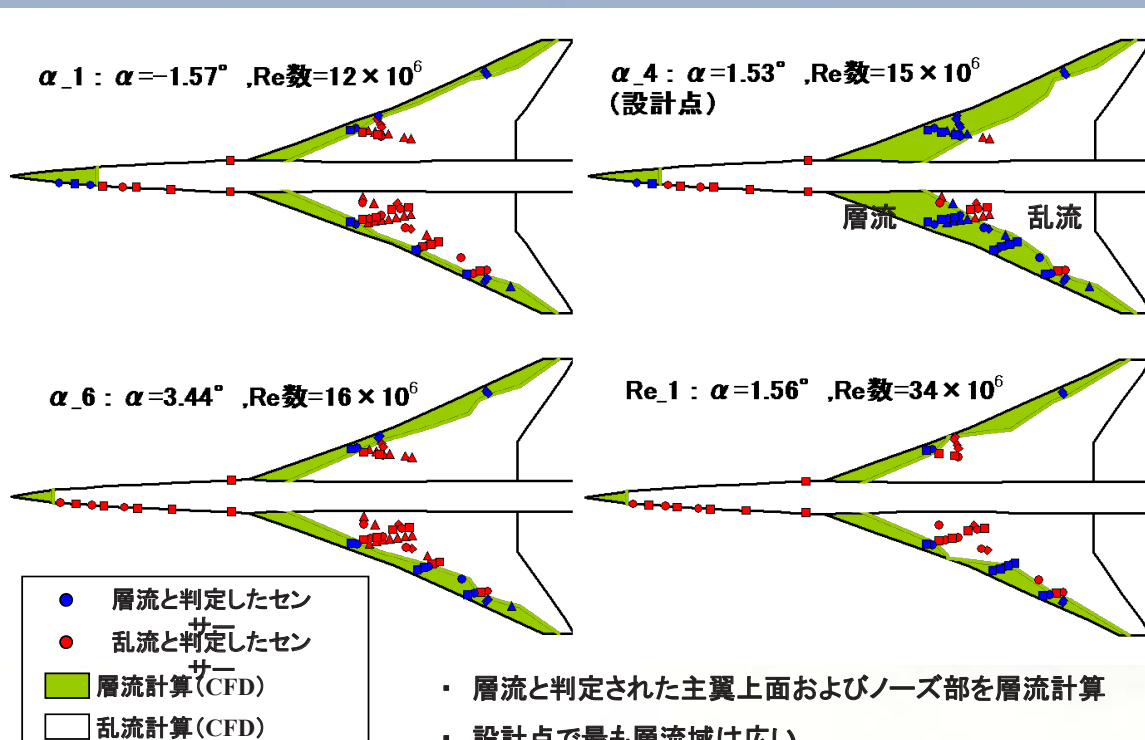
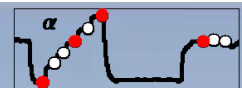
## 計測フェーズ(M=2) CFD解析の高精度化

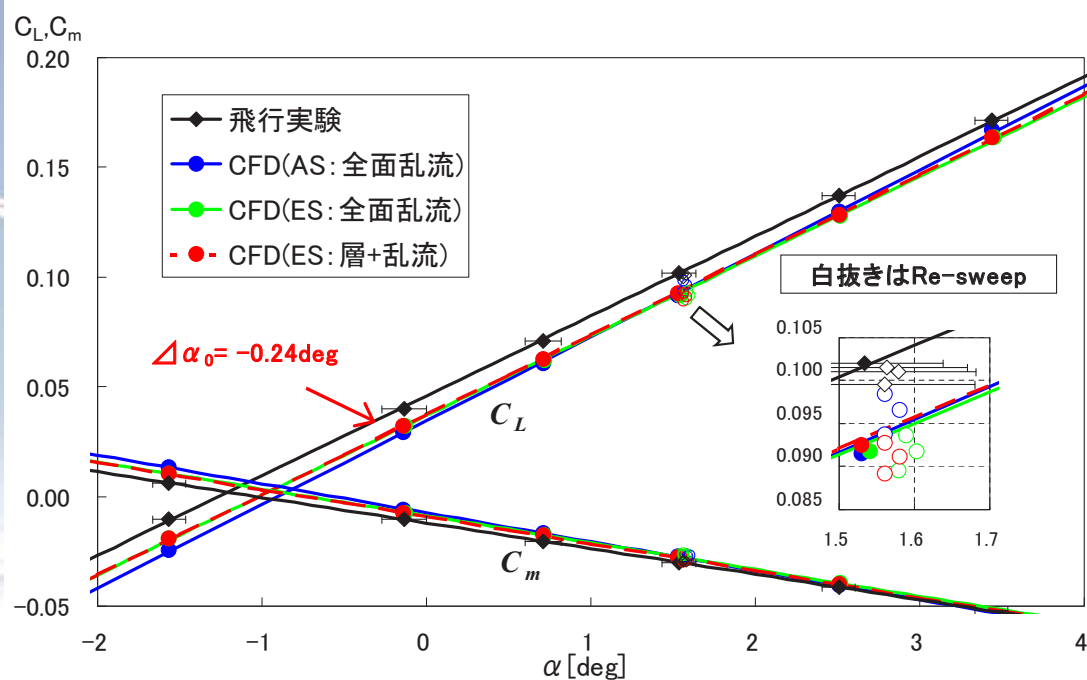
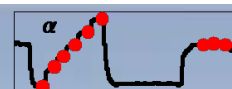
- ・ 空力弾性変形の効果 (NASTRAN+CFD)
- ・ 境界層遷移の効果(自然層流翼効果)

	形状	乱流計算
AS	空力設計形状 (Aerodynamic Shape)	全面乱流
ES	弾性変形形状 (Elastic Shape)	全面乱流
最終 CFD	弾性変形形状 (Elastic Shape)	層流 + 乱流 (飛行実験遷移データより)



## 遷移位置の指定

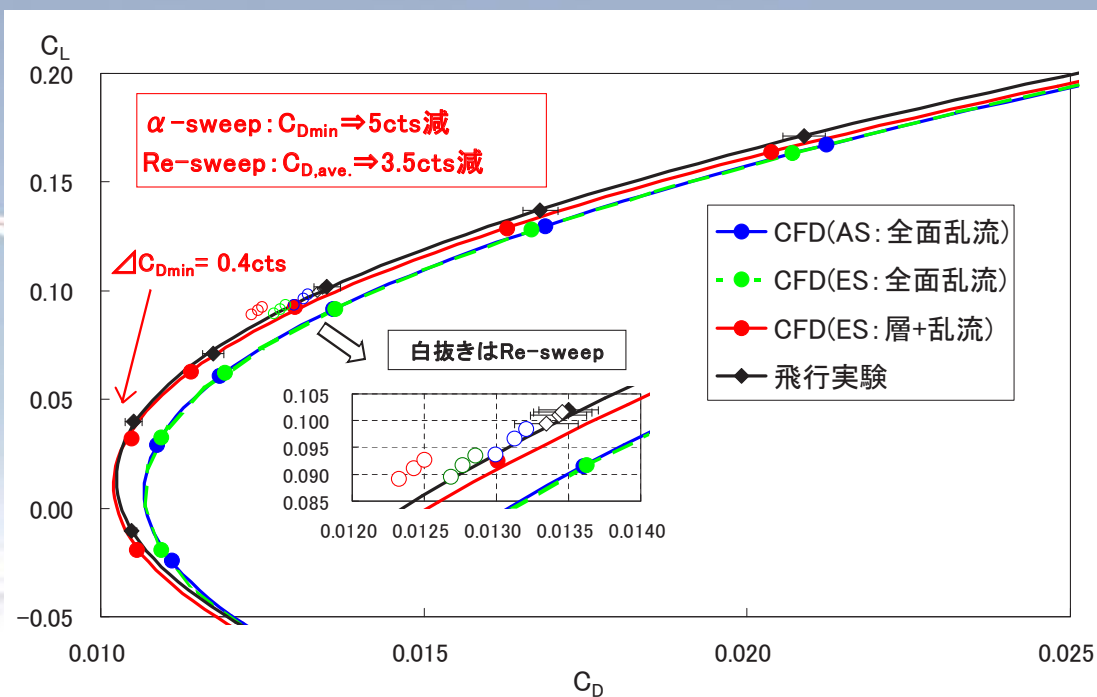


FLT vs. CFD ( $C_L$ ,  $C_m$ )

- 空力弾性解析の効果により揚力傾斜( $C_L$ - $\alpha$ )が改善
- $\Delta \alpha_0 = -0.24 \text{ deg}$ のオフセットあり



## FLT vs. CFD (Drag polar)

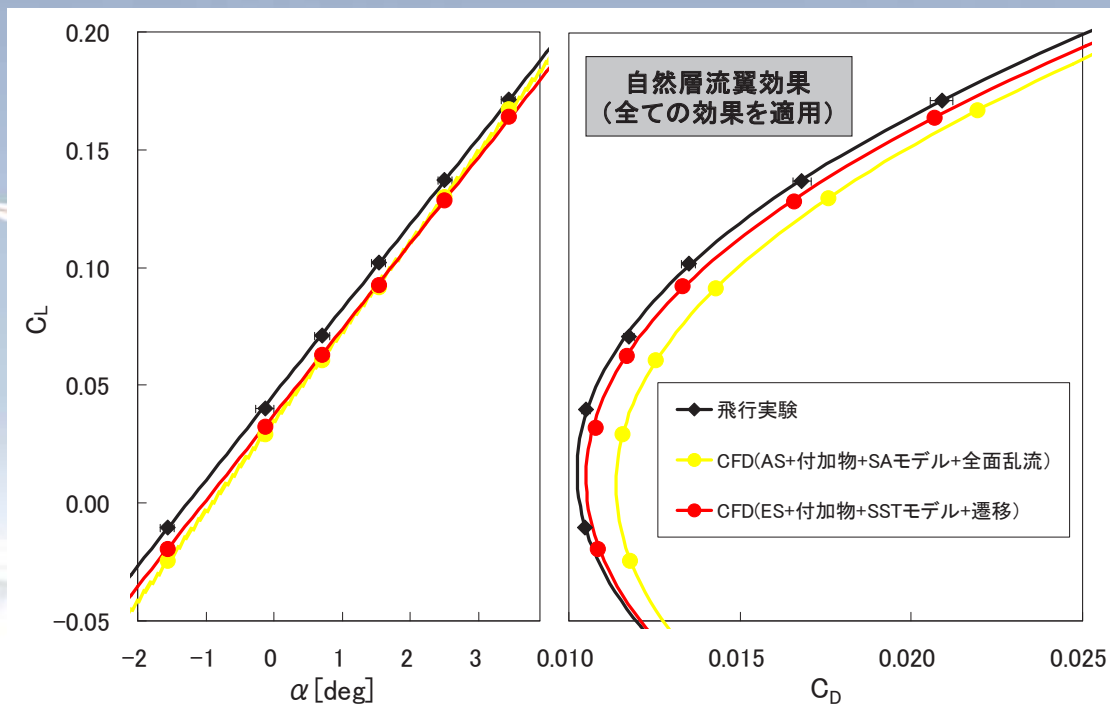


- 飛行実験の境界層遷移データを適用  $\Rightarrow C_D$  改善
- $\Delta C_{D,min} = 0.4 \text{ cts}$





# CFD高精度化まとめ

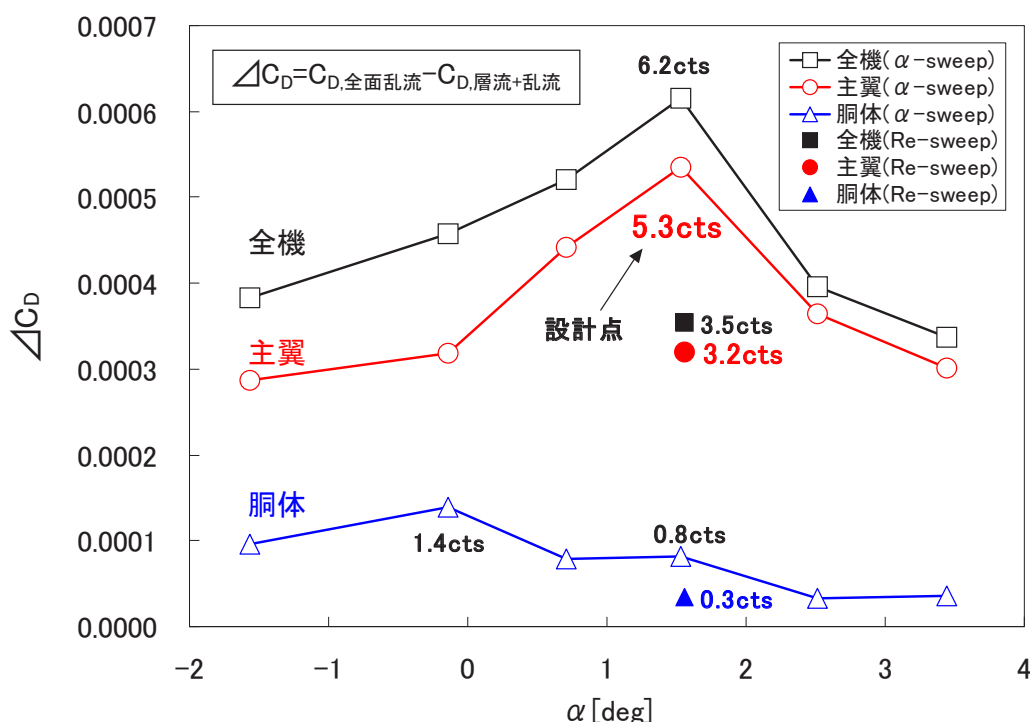
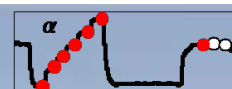


## Contents

1. 目的
2. CFD解析の検証
3. 飛行実験 vs. CFD
  - ・ CFD解析の高精度化
    - 付加物効果
    - 乱流モデル
    - 空力弾性変形
    - 境界層遷移
  - ・ 自然層流翼効果
4. まとめ



## 自然層流翼の効果(全面乱流比)



- ・ 全面乱流CFDと遷移模擬CFDの差分より自然層流翼の定量的効果を推算した
- ・ 自然層流翼効果は設計点で最も大きく主翼のみでも5.3ctsの低減



## 成果と今後の予定

### 成果

飛行実験条件のCFD解析を実施 (Mach=0.6~2.0)

### CFD高精度化を達成

- ・ 付加物の $C_D$ 増加量 = +6~8cts
- ・ 乱流モデルの $C_D$ 差: SAモデル→SSTモデル: -4cts
- ・ 弾性変形の考慮 ⇒  $C_L, C_m, C_D$ 分布改善
- ・ 境界層遷移の模擬 ⇒  $C_D$ 値改善

### 自然層流翼の効果

- ・ 設計点で 5.3ctsの $C_D$ 低減(全面乱流比)

### 今後の予定

- ・ 日本国内の研究者へ貢献するため得られたデータを一般に公開
- ・ 得られた知見を“静粛超音速実験機”へ適用
- ・ 自然層流翼設計手法の確立および高速化



# 飛行実験における遷移解析

○徳川 直子, 郭 東潤, 吉田 憲司(宇宙航空研究開発機構)  
 上田 良稲(東京ビジネスサービス株式会社)  
 石川 敬掲(三向ソフトウェア株式会社)

Transition Analysis for the Flight Test of Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)  
 Naoko Tokugawa, Dong-Youn Kwak and Kenji Yoshida (JAXA)  
 Yoshine Ueda (Tokyo Business Service Co., Ltd.)  
 Hiroaki Ishikawa (Sanko Soft Co. Ltd)

Key Words : Natural Laminar Flow, Boundary Layers, Transition Measurement, Transition Prediction, Flight Testing

## Abstract

Transition location of an unmanned and scaled supersonic experimental airplane (NEXST-1) is measured by the flight test. The wing of NEXST-1 is designed with our original CFD-based inverse design method to apply the natural laminar flow concept. It is the first challenge to apply the natural laminar flow wing concept to a supersonic vehicle. The concept is tried to validate by measuring the surface pressure and the transition location. In this paper, the flight data analysis to detect transition location by four kinds of sensors and the results are summarized. Also the development of numerical transition prediction and its results are summarized. The transition location at the design condition, which is detected experimentally, delays in contrast with that at the off-design point. Therefore the natural laminar flow effect is confirmed.

## 1. はじめに

次世代SSTの開発を睨み、宇宙航空研究開発機構では、最適空力設計技術を飛行実証によって確立することを目的として、小型超音速実験機(NEXST-1)を設計・開発した[1,2]。その主眼は超音速飛行の抗力低減技術であり、胴体にはエアリアルール、主翼にはアロー型平面形、ワープ翼および自然層流翼の概念を適用した。中でも最も斬新な設計は摩擦抵抗を低減するために適用した自然層流翼の概念である。この自然層流翼は、独自に開発したCFD逆問題設計技術[3]を用いて、横流れ不安定とTollmien - Schlichting不安定、両者の増幅を抑制するように設計された。超音速輸送機で亜音速前縁の主翼に自然層流翼の概念を適用したのは世界初の試みである。

逆問題設計法については、NEXST-1の全機模型および半裁模型を用いた超音速風洞実験で検証されているが[4]、風洞には固有の気流変動があることとレイノルズ数が低いことから、実機に適用された自然層流翼の設計技術を検証するには飛行実験を実施する必要があった。そこで、2005年10月10日に飛行試験を実施し、主翼および前胴の境界層遷移を計測することによって、自然層流翼の設計概念を実証することを試みた。

著者らは、飛行実験直後から、境界層の遷移位置を検出することを目的とし、データ解析を実施してきたが、このクイックな飛行実験データ解析では、境界層が層流なのか乱流なのか判別が困難な場合や、4種類の遷移計測用センサーから判断される境界層の状態が矛盾する場合などの課題があった[5-9]。また、遷移位置を数値に予測する技術についても、プロジェクト開始から様々な改良と検証を重ねて培っ

てきたが、予測と飛行実験結果が必ずしも一致しなかった[10]。そこで、自然層流翼概念の実証に対する確度を増すことを目的に、データ解析および数値遷移予測解析の方法を検討し、幾つかの改善を行ってきた[11]。本稿では、飛行実験データ解析および数値遷移予測手法の改善とその主要な結果を総括する。

## 2. NEXST-1および飛行実験の概要

NEXST-1およびその飛行実験の詳細は文献1,2などを参照頂き、ここでは概要のみを述べる。NEXST-1は全長11.5m、全幅4.7mの小型機である。空力設計の実証を行うため無推力のクリーン形状をとり、地上から固体ロケットによって打ち上げられた。高度約19kmでロケットから分離した後、マッハ数 $M \approx 2$ で滑空しながら、 $\alpha$ -sweep試験フェーズおよびRe-sweep試験フェーズと呼ばれる2つの試験フェーズを経て、パラシュートとエアバッグを用いて着地した。 $\alpha$ -sweep試験フェーズでは、揚力係数 $C_L$ が指定した6種類の値をとるように迎角 $\alpha$ を制御する試験フェーズで、設計点である $C_L=0.10$ となるのは、4番目の迎角ステップ( $\alpha_4$ ; n番目の迎角ステップを $\alpha_n$ と表記)である。一方、Re-sweep試験フェーズは、揚力係数が設計点における値( $C_L=0.10$ )をとりながら降下するため、レイノルズ数が増える試験フェーズ(フェーズ開始後ns目を $Re_n$ と表記)である。その変化は平均翼弦長に基づくレイノルズ数 $Re_c$ で $34.3 \times 10^6$ から $35.2 \times 10^6$ とあまり大きくないが、 $C_L$ が等しい $\alpha_4$ における $Re_c=14.9 \times 10^6$ に比べれば約3倍の差があるため、Re-sweep試験フェーズと $\alpha_4$ における諸量を比較すればレイノルズ数の増加による効果がわかる。

## 3. 遷移計測システム

主翼および前胴の境界層遷移位置は、ホットフィ

ルム(HF; 20点), 非定常圧力トランスデューサー(DP; 20点), プレストン管(Pr; 10点)および熱電対(TC; 46点)を用いて計測された[2,5-9,11,12] (図1). これらのセンサーは主として左舷側に配置された. 右舷側は, 機首先端付近にエアータシステムのピトー管があり, 下流の境界層が乱流に汚染される可能性があったためである. しかし実際に計測された右舷側の境界層の状態は, 左翼側とよく一致しており, 附着線汚染は無かったと考えられる.

### 3-1 ホットフィルム

HFは, 時間平均(DC)出力 $E$ (100Hz以下; 局所時間平均は $E_{\text{mean}}$ と表記)が壁面剪断応力に応じて変化するだけでなく, 時間変動(AC)出力 $e'$ (10Hz以上10kHz以下; 実効値は $e'_{\text{rms}}$ と表記)の高周波に対する応答性が優れているために遷移を検出する感度が最も高いと期待される. センサーは, DANTEC製55R45の特注形状であり, 本実験機用に開発された定温度型風速計(共和電業製; シグナル・コンディショナー#1と呼称)で, フィルム温度が220℃となるように駆動した. 打ち上げ中の急激な温度変化で切れることが無いよう, 最高高度で実験機とロケットが分離する際にブリッジ電源が入るように設計した. また定温度型風速計の過熱を防止するため, ブリッジ電源は投入後5分で自動的に停止させた. 出力は, 信号処理器によってPulse Code Modulationされた後データレコーダに記録された. DC出力については, テレメトリを用いて地上へ送信された. HFのACゲインは, 飛行実験を模擬した風洞実験結果に基づき, 2004年7月に20倍から60倍に変更した[9].

HFと, 次節で述べるDPの計測システムについては, 設計当初ノイズレベルが大きいこと, またAC出力にオフセットがのる, 圧力アンプに内蔵された電源が脆弱であるなどの不具合が多く発生したが, 飛行実験までには全て改良された[13]. 例えば, ノイズレベルは層流状態を正しく捉えるには不十分であるが本飛行実験の目的である遷移位置を検出するには十分なほど低減された. またACのオフセットは, モニターした結果, 飛行実験中ほとんど変化せず, 遷移計測には影響を及ぼさなかった.

### 3-2 非定常圧力トランスデューサー

DPもHFと同様に高周波応答に対する応答性に優れている. センサーは, 半導体ストレインゲージ型のKulite製XB44-093・0.7BARの差圧タイプであり, このセンサーを駆動するアンプ(共和電業製; シグナル・コンディショナー#2と呼称)も本機用に開発された. データ取得方法はHFと同一である.

DPのDCゲインも, HFと同様に飛行実験を模擬した風洞実験結果に基づき, 350倍から140倍に変更した. なお, DPのACゲインは100倍である[8].

### 3-3 Preston 管

Prは, 層流と乱流で境界層速度プロファイルが異なることから, 表面に添って総圧を計測し遷移位置を検出する伝統的な手法で, 最も信頼性が高い. 但し, 表面から突出し下流を乱すため, 表面にフラッシュマウントされる他の3種類のセンサーと異なり多数を配

置することはできず, 翼端や後縁側に配した. また周波数応答性が低い欠点がある. CFD解析によって決定された管の内外の短径は, それぞれ0.15mm および0.4mm で, 内長径は1.15mmである. 圧力は圧力スキャナー(スキャニバルブ社製ZOC 33)で計測された. なお, 背圧は, 東京航空計器の絶対圧センサー(CAT-130-1)で計測された[7].

### 3-4 熱電対

TCも伝統的な遷移計測手法である. TCで計測される表面温度 $T_{\text{TC}}$ の値は, 空力加熱によって局所的に異なるため, その絶対値から境界層の状態を判断することはできない. しかし層流と乱流では熱伝達特性が異なるために, 時間変化の勾配 $dT_{\text{TC}}/dT_{\text{Lo}}$ が変化すると予測される. また, 表面温度のモニターとしても機能することが期待された. センサーは, 岡崎製作所製の同軸のKタイプで, 電気的ノイズを軽減するために信号線には2重シールドを施した. しかし, 微弱な起電力を非常に大きなゲインで増幅しているため電気的なノイズを完全に除去することはできなかった.

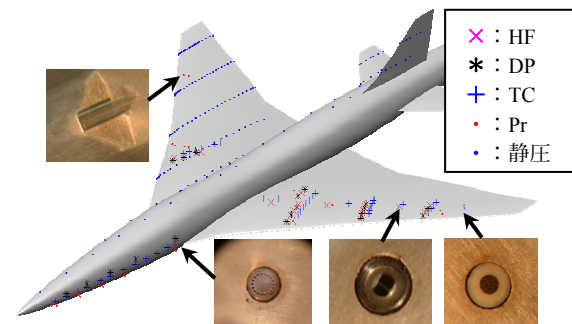


図1 遷移計測センサー.

## 4. 飛行実験データ解析および結果

### 4-1 ホットフィルム

遷移位置を明らかにするために, まず, 0.4sごとの平均値(mean), rms値, skewness, 最大値および最小値を求めた. 一方, 飛行試験の各イベントにあわせて瞬間波形を切り出し, 波形の特徴を調べた. またFFT解析を行い, スペクトラムを求めた.

代表的な計測結果として,  $\alpha$ -sweep試験フェーズにおける翼弦位置 $X/C=0.25$ ( $C$ は局所的な翼弦長), 翼幅位置 $Y/S=0.31$ ( $S$ は半翼幅)の $E_{\text{mean}}$ および $e'_{\text{rms}}$ の時間変化を示す(図2). 同図には実験機の飛行条件がわかるように, 揚力係数 $C_L$ の変化もあわせてプロットした.  $\alpha$ -sweep試験フェーズにおいて迎角の変化に合わせてステップ状に変化した. まず $\alpha$ -sweep試験フェーズが開始し $C_L=0.01$ になるリフトオフからの時刻 $T_{\text{Lo}}=105\text{s}$ で $E_{\text{mean}}$ は急激に増加した. 次に,  $\alpha_3$ ( $C_L=0.07$ )から $C_L=0.10$ の $\alpha_4$ に移る $T_{\text{Lo}}=118\text{s}$ で急激に減少し,  $\alpha$ -sweep試験フェーズに入る以前とほぼ同じ値に静定した.  $\alpha_4$ から $C_L=0.14$ の $\alpha_5$ に移る $T_{\text{Lo}}=123\text{s}$ から緩やかに増加を開始し,  $\alpha_5$ では揚力係数 $C_L$ が静定すると, 若干オーバーシュートした後,  $\alpha_6$ ( $C_L=0.17$ )では,  $\alpha_1$ から $\alpha_3$ とほぼ同じ値に静定した.  $E_{\text{mean}}$ は層流では低く乱流では高いことが知られており, 従って,



$\alpha_4$ では境界層は層流,  $\alpha_1 \sim \alpha_3$ および $\alpha_6$ では乱流であり,  $\alpha_5$ では層流と乱流の中間の遷移状態であると思われる. 遷移位置を客観的に決定するため,  $E_{\text{mean}}$ の変化を“遷移レベル”と称する新たな基準で整理することを試みた[5,6,9]. この遷移レベルは, 層流および乱流と思われる $E_{\text{mean}}$ を近似した一次関数を基準として決定し, 境界層の状態を1(層流)から7(乱流)の数値で表した.

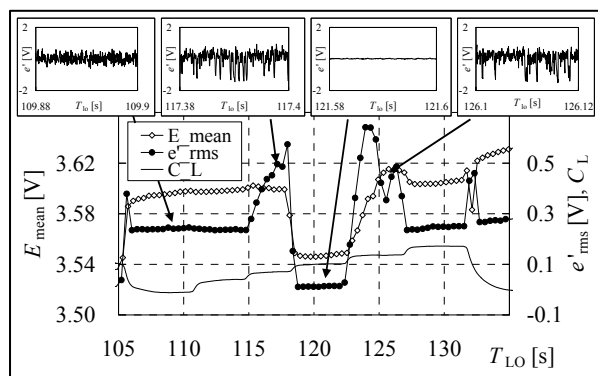


図2 HFのDC出力平均 $E_{\text{mean}}$ , AC出力変動 $e'_{\text{rms}}$ および瞬間波形( $X/C=0.25$ ,  $Y/S=0.31$ ).

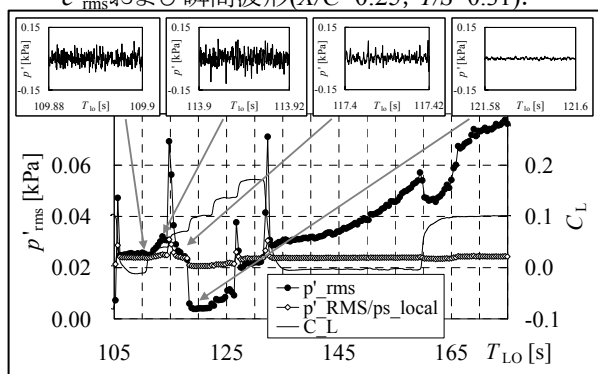


図3 DPのAC出力変動 $p'_{\text{rms}}$ および瞬間波形( $X/C=0.20$ ,  $Y/S=0.32$ ).

次に, 同図に示す $e'_{\text{rms}}$ の変化に着目する. その結果,  $E_{\text{mean}}$ から層流と思われた $\alpha$ -sweepの $\alpha_4$ に対応する $T_{Lo}=119\text{s}$ から $T_{Lo}=122\text{s}$ では出力変動は非常に小さい $e'_{\text{rms}}=0.02\text{V}$ 程度で安定しており, その前後の $\alpha_3$ および $\alpha_5$ で変動は非常に大きく,  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ および $\alpha_6$ ではやや高い $e'_{\text{rms}}=0.24\text{V}$ 程度で安定していることがわかった. これらの変化は, 風洞実験で観測された層流から乱流への変化によく一致しており[9], 第4ステップでは層流,  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ および $\alpha_6$ では乱流, それらの中間である $\alpha_3$ および $\alpha_5$ では遷移状態にあると思われる.  $e'_{\text{rms}}$ から推測される境界層の状態は,  $E_{\text{mean}}$ から推測される境界層の状態と定性的な傾向は一致した. しかし, 各ステップの状態を厳密に比較すると,  $\alpha_3$ では不一致が見られた. すなわち $E_{\text{mean}}$ からは乱流と思われるのに $e'_{\text{rms}}$ からは遷移状態であると推測された.  $e'_{\text{rms}}$ についても遷移レベルを算出したところ6となり,  $E_{\text{mean}}$ から決定された遷移レベル7と一致しなかった.

そこで, 次に瞬間波形(図2)およびスペクトラムを調

べた. 図から明らかなように,  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ および $\alpha_6$ , また $\alpha_3$ および $\alpha_5$ の瞬間波形はそれぞれ非常によく似ていた.  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ および $\alpha_6$ における瞬間波形は, ホワイトノイズ的であり, このような波形は境界層が乱流状態であることを示している. 一方,  $\alpha_3$ および $\alpha_5$ の瞬間波形には下向きのスパイクが観測され, このような波形は, 境界層が乱流に近い遷移状態にあることを示している. そして $\alpha_4$ では, 瞬間波形の振幅が非常に小さく, 境界層が層流状態であることを示している. 結論として, 瞬間波形から理解される境界層の状態は,  $e'_{\text{rms}}$ から推測される境界層の状態を正とすべきことがわかった.

このような遷移レベルの不一致は他のセンサーでも観測された. そして, この原因は, 多くの場合基準とした層流もしくは乱流の近似が不適切であったことがわかった. 層流もしくは乱流の近似直線は,  $E_{\text{mean}}$ もしくは $e'_{\text{rms}}$ が迎角の変化に伴ってステップ関数的に変化することを利用して決定したが, その決定方法には任意性がある. 従って遷移レベルが物理的に正しくなるよう変更することは妥当と考える. そこで, 層流および乱流の近似直線を変更した結果, 多くの場合, 遷移レベルが整合した. これらの改善が正しいのかを見極め, より客観的に遷移位置を求めるために, 間欠率 $\gamma$ を算出した. 間欠率 $\gamma$ はある信号の振幅が閾値を越えた場合を乱流( $\gamma=1$ ), 越えない場合を層流( $\gamma=0$ )として算出されるが, その信号としては $e'^2$ ,  $de'/dT_{Lo}$ , あるいは $d^2e'/dT_{Lo}^2$ (但し全てLPFで高周波変動を遮断)をとる方法がある[14,15]. これら3つの方法は定性的に一致した. また $\gamma=0$ と1をそれぞれ遷移レベル1と7に対応させた場合, 間欠率と遷移レベルは多くのセンサーで定量的にも一致した. 従って, 遷移レベルで表される境界層の状態は妥当であると言えることがわかった.

#### 4-2 非定常圧カトランスデューサー

次に, DPのAC出力変動 $p'_{\text{rms}}$ の変化について調べた. データ解析手順はHFと同様である.

図3に前節で結果を示したHFのやや上流 $X/C=0.20$ ,  $Y/S=0.32$ に位置するDPの $p'_{\text{rms}}$ を示す. 図から明らかなように,  $\alpha_4$ ,  $\alpha_5$ で,  $p'_{\text{rms}}=0.003\text{kPa}$ と非常に小さく層流状態であると思われる. それ以外の $\alpha_1 \sim \alpha_3$ および $\alpha_6$ では $p'_{\text{rms}}=0.02\text{kPa}$ と大きい, 以下の理由で $\alpha_2$ および $\alpha_3$ で境界層は遷移状態,  $\alpha_1$ および $\alpha_6$ では乱流状態であると思われる. その理由は,  $\alpha_2$ および $\alpha_3$ における出力変動は,  $\alpha_1$ および $\alpha_6$ における値よりやや高く, また遷移のちょうど中間で観測される非常に大きなピークが $\alpha_2$ から $\alpha_3$ へ移る途中で観測されているからである. 同様のピークは $\alpha_5$ から $\alpha_6$ へ移る途中でも観測されている.

HFと同じように, AC出力変動から推測される境界層の状態を確認するために, 瞬間波形を調べた(図3). 図から明らかなように,  $\alpha_1 \sim \alpha_3$ および $\alpha_6$ と,  $\alpha_4$ ,  $\alpha_5$ の瞬間波形はそれぞれ定性的に似ていた. まず $\alpha_4$ ,  $\alpha_5$ の波形を比較すると $\alpha_5$ の方が, 振幅がやや大きかった. そのスペクトラムを比較すると振幅の

違いはあるものの両者とも高周波成分が減衰しており、層流状態と判断できることがわかった。次に $\alpha_1 \sim \alpha_3$ および $\alpha_6$ の瞬間波形を比較すると、 $\alpha_2$ の瞬間波形にはHFに比べて振幅が小さいが下向きのスパイク信号が、 $\alpha_3$ には上向きのスパイク信号が観測された。一方、 $\alpha_1$ および $\alpha_6$ にはどちらのスパイク信号も観測されなかった。従ってAC出力変動から推測した通り、 $\alpha_2$ および $\alpha_3$ で境界層は遷移状態、 $\alpha_1$ および $\alpha_6$ では乱流状態であると言える。

迎角やレイノルズ数などの条件によって、境界層の遷移を捉えることができた。そこで、HFと同様に、境界層の状態を遷移レベルにより判断したが、推測される境界層の状態には、一部不整合や未解決な課題があった[8]。特に、 $\alpha$ -sweep試験フェーズ後は、 $p'_{rms}$ の振幅が大きく増大したが、この変化をどう解釈するのかが課題であった。図3に示す通り、 $T_{LO} \approx 132s$ 以降、 $p'_{rms}$ は大きく増大しており、これに基づく遷移レベルは6であるが、前後に位置するHFの遷移レベル7と一致しなかった。

センサー毎の出力をよく比較したところ、 $\alpha$ -sweep試験フェーズ後の $p'_{rms}$ の挙動は、すべてのセンサーで静圧の変動に定性的に類似していることがわかった。そこで、 $p'_{rms}$ を静圧 $p_s$ で無次元化することを試みた。主翼については右翼側の対称の位置で実測された局所的な表面静圧 $p_{s,local}$ で無次元化した。一方、前胴では、遷移計測用センサーと対称の位置に静圧孔がないため、一様流静圧 $p_s$ で無次元化した。その結果、無次元化した $p'_{rms}/p_{s,local}$ あるいは $p'_{rms}/p_s$ は、 $\alpha$ -sweep試験フェーズ後、ほとんど変化がなくなった。そして、これに基づく遷移レベルは7と判断され、前後のHF出力から算出された遷移レベルとの整合性が改善された。また、層流および乱流の近似を見直した結果、 $T_{LO} \approx 118s$ で観測された、不自然な遷移レベルの飛びが解消された。他のセンサーについても、同様の改善を施した。

ところで、境界層の遷移位置は、気流中に含まれる乱れや供試体の表面粗度の影響を受け変化することが知られている[16,17]が、超音速境界層に対する気流乱れは頂角 $10^\circ$ の円錐表面で計測された静圧変動を動圧で無次元化した $C_{prms}$ が用いられることが多い[16]。本飛行実験では、形状は異なるが円錐を用いた場合と同等と見なし、主翼上で計測された静圧変動 $p'_{rms}$ から、 $C_{prms}$ を算出した。その結果、 $C_{prms}$ は $0.006 \sim 0.02\%$ と算出された。これは、AEDCで計測された値に比べて低かった。

#### 4-3 プレストン管

Prで計測された局所総圧は、表面圧力と同様に処理し、一様流静圧で無次元化した[7]。得られた $C_p$ は、HFの $E_{mean}$ と同様に变化しており、 $C_p$ が小さい場合は層流、大きい場合は乱流と推測できる(図4)。

図から明らかなように、 $X/C=0.50$ ,  $Y/S=0.20$ では $C_p$ が大きく、 $X/C=0.24$ ,  $Y/S=0.75$ では $C_p$ が小さかった。これは、センサー位置における境界層が、それぞれ乱流および層流であることを示している。両者は、迎角 $\alpha$ の増加に伴い $C_p$ は減少したが、これは主翼上面の静圧が $\alpha$ の増加に伴い減少することと、境界層

の厚さ増加によりプレストン管圧が減少するためであると推測される。一方、 $X/C=0.37$ ,  $Y/S=0.39$ では、 $\alpha_4$ の $C_p$ は他の迎角に比べ急激かつ大幅に $C_p$ が低減した。これは流れが乱流から層流へ変化したためである。それに対して $T_{LO}=123s$ 付近では急激な $C_p$ の増大が見られ、これは層流から乱流への変化に対応すると推測される。

これらの推測を確認するために、センサー位置での境界層が層流、もしくは乱流と仮定したCFD解析をそれぞれ実施し、得られた境界層分布から $C_p$ の値を推算した。その結果、層流と推測される状態における $C_p$ の値は、CFDからの推算値とよく一致した。一方、乱流と推測される $C_p$ の値はCFDからの推算値より高い傾向にあった。これは、CFD解析から乱流状態の $C_p$ を推算する場合は全面乱流を仮定しているため、実際よりも境界層が厚いことが原因であることがわかっており、計測された $C_p$ から推測される状態は正しいと考えられる[7]。

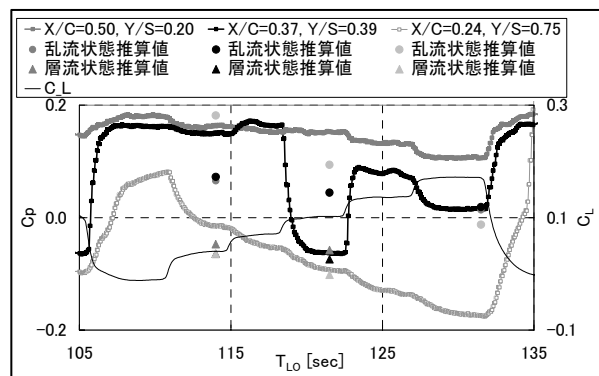


図4 Prで計測された無次元総圧 $C_p$ 。

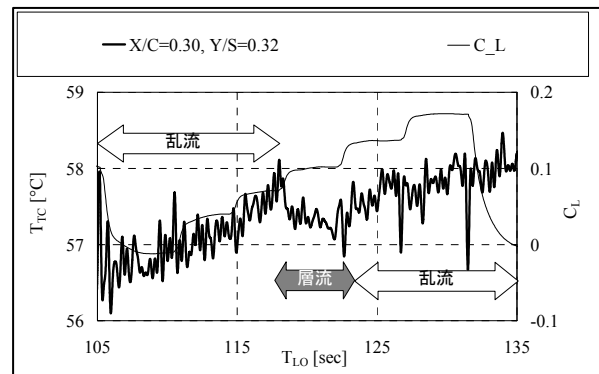


図5 TCで計測された表面温度 $T_{TC}$  ( $X/C=0.30$ ,  $Y/S=0.32$ )。

#### 4-4 熱電対

前述の通り、飛行実験で計測された機体の表面温度 $T_{TC}$ には電気的なノイズがのっていた。そこで、温度勾配 $dT_{TC}/dT_{LO}$ の時間変化を明確にするため、① $dT_{TC}/dT_{LO}$ の算出、②1次関数の減算もしくは加算、③LPF処理を試みた。その結果、①および②の手法では勾配の変化は明確化されず③のLPF処理が最適であることがわかった。遮断周波数は、主ノイズ成分周波数より $3.125Hz$ に決定した。このデータ処理方法により、境界層の状態が判別可能になった。

図5に、上記LPF処理を施した $X/C=0.30$ ,  $Y/S=0.32$ における $T_{TC}$ の時間変化を示す。図から、温度変化の勾配が迎角に依存して変化していることが分かる。 $\alpha_4$ である $T_{LO}=120\text{sec}$ 近傍の勾配は負で、 $\alpha$ -sweep直前の温度変化とよく一致していた。 $\alpha$ -sweep直前では機体の迎角が設計点での迎角と概ね一致していた。一方、 $\alpha$ -sweepの設計点以外の部分では温度勾配が正で変化していた。これらの温度勾配の変化は流れの層流、乱流に依存していたことから、境界層の遷移を捉えたものと考えられる。しかし、幾つかのセンサーについては、依然として判別が困難であった。

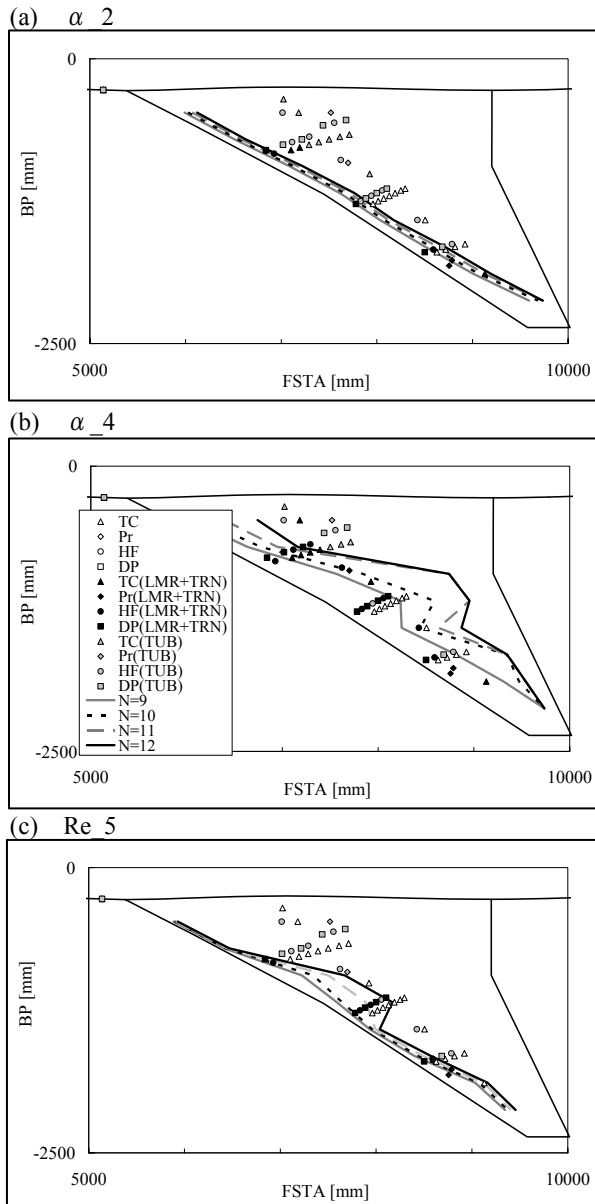


図6 遷移位置マップとconical flow近似に基づく等 $N$ 値線分布。

#### 4-5 境界層遷移位置

各センサー出力から判断される境界層の状態を、乱流状態とそれ以外(層流状態と遷移状態；遷移レベルが1～5)、あるいは判別不可能の3段階に大別した

(図6)。その結果、4種類のセンサー出力は流れ方向にほぼ整合していた。そして、設計点において層流領域が拡大しており自然層流効果が改めて確認できた。この遷移マップは、クイック的なデータ解析結果[5-9]に比べ源泉データの解析方法は改善によって境界層の状態に対する確度は増しているが、両者はほぼ一致していた。従って、クイック的な判断が妥当であったと言える。

次に判別された境界層の状態から、下記の方法で“遷移位置”を決定した。層流と乱流と近接する場合は、その中点とした。列を成す一連のセンサーが全て層流と判断される場合は遷移位置は最後端より100mm下流を、逆に一連のセンサーが全て乱流と判断される場合は遷移位置は最前端より100mm上流を遷移位置とみなした。センサーが近接していない領域では、上記の方法で決定された遷移位置を直線をつないだ。決定された遷移位置における翼弦長と一様流速度に基づく遷移レイノルズ数 $Re_T$ を算出したところ、 $C_L=0.10$ の設計迎角( $\alpha \approx 2^\circ$ )で最大で $Re_T \approx 8 \times 10^6$ が得られた(図7)。ONERAのS2MA風洞で実施した全機遷移試験では、 $Y/S=0.3$ および0.7に設置したマルチHFセンサーによって $Re_T \approx 1 \times 10^6$ から $2 \times 10^6$ が得られている。またFHIの高速風洞で実施した半裁模型遷移試験でも同様の結果が得られている(図7)[4]。従って、飛行実験では風洞実験結果に比べ、4倍程度の大きな遷移レイノルズ数が実現されたことがわかった。

#### 5. 遷移予測数値解析

NEXST-1の遷移位置を予測する数値解析手法の確立は、小型超音速実験機プロジェクトの目標の一つであった。著者らは、3次元圧縮性層流境界層における線形安定論に基づく $e^N$ 法を用いた遷移予測コードLSTABを開発し、妥当性を各種要素風洞実験においても確認してきた。その結果、予測された等 $N$ 値分布は、実験から検出された遷移位置と外翼側で、定性的な傾向が一致せず、また遷移位置における $N$ 値も低い傾向にあった。またクイック的な飛行実験結果に対する解析でも同様の結果が得られた[10,18]。

著者らの遷移予測手法では、一般の $e^N$ 法に基づく遷移予測手法と同様に、まず①表面静圧分布を求め、次に②層流境界層分布を算出する。そして、その層流境界層の③安定性を解析し、最後に④攪乱の増幅率を積分する。上記予測手法の中で、③の安定解析には、上述した安定解析コードLSTABを用いている。このコードは、線形安定論をベースに平行流近似を適用しており、物体表面や流線の曲率が大きくない場合には十分妥当である。また、④の増幅率の積分には、外部流線方向にenvelope法を適用した。④積分経路および積分方法には任意性があり、基礎的な研究課題であるが、設計を検証するツールとして用いるには、本仮定で問題ないとする。そこで、不一致の原因は、①と②(主に②)にあると考え、以下のような検討を行った。

①と②については、以下の2種類の方法に大別できる。まず1つ目の方法(A)では、CFD解析、あるいは実験的に計測された表面静圧分布に基づき、層流境界層分布を算出する方法である。この場合、層流境界



層分布はKaupsとCebeciのconical flow近似を適用することにより算出した。2つ目の方法(B)ではCFD(NS)解析によって層流境界層分布まで算出してしまいう方法である。AとBの方法で算出された境界層分布、攪乱の増幅特性や伝播方向、そして最終的に得られる等 $N$ 値分布を詳細に比較、検討した。その結果、conical flow近似(A)とNS解析(B)では境界層分布が大きく異なることがわかった。そしてNS解析の方が、精度が高いと推測された[10]。しかし、本節では、これまでの報告と比較するため、conical flow近似によって得られた等 $N$ 値分布を図6にプロットする。これまでの報告[5-10]とは攪乱の伝播方向に対する仮定を改善し、計算する翼幅断面も増やす改善を施してある。その結果、等 $N$ 値線分布はこれまでと大きく異なり、 $\alpha_2$ では前縁近くに集中し、 $\alpha_4$ では等 $N$ 値線の翼幅方向変化が単調ではなくジグザグになった。このジグザグパターンの原因は、表面静圧分布や境界層分布のわずかな差によって、横流れ不安定の増幅特性が大きく変化するためであると推測される[10]。しかし依然として、内外翼で遷移位置における $N$ 値が異なり、内翼側の方が遷移位置における $N$ 値が高かった。

内外翼において $N$ 値が異なる原因は不明であるが、内翼の方が表面粗度が小さい可能性がある。前述の通り、表面粗度が小さいと境界層の遷移位置は後退すると考えられる[17]。NEXST-1の表面は、遷移計測用の風洞模型の様に表面粗さが $0.3 \mu\text{m}_{\text{rms}}$ 以下となることを目標に研磨した。ファスナーやパネルの継ぎ目は、遷移を計測する領域では接着剤で、それ以外はシーラントで埋めた上で、表面を平滑化し段差をなくした。また、表面はバブルラップ等で保護し、露出は出来るだけ避けた。実際の粗さは、飛行試験直前および直後に、機体表面に速乾性の樹脂(レジン)を塗布、固化させて得たサンプルピースを合計117箇所採取し、そのサンプルピースの裏面に転写された粗度をレーザー変位計を用いて実測した。その結果、中心線平均粗さ( $Ra$ )は傷のない素材面で $2 \mu\text{m}_{\text{rms}}$ 以下で、このうち $Ra < 0.5 \mu\text{m}_{\text{rms}}$ であったのは $Y/S < 0.5$ の内翼側に多く、逆に $Ra > 2 \mu\text{m}_{\text{rms}}$ となる傷は外翼側に多かった(図8)。しかし、表面粗度によって $N$ 値が内外翼で不一致となるのかは未確認である。

## 6. まとめ

小型超音速実験機(NEXST-1)の自然層流効果を実証することを目的に、飛行実験により得られた貴重な実験データを解析した。4種類の遷移センサーによって、遷移過程を示す信号が観測された。遷移位置を客観的な基準で決定することができた。そして設計点( $\alpha_4; C_L=0.10$ )では、非設計点に比べ、遷移位置が大きく後退する自然層流効果が確認された。ただし、流れ方向の不整合や境界層の状態が判別できていない場合も残された。一方、検出された遷移位置に基づく遷移レイノルズ数は、風洞試験に比べ約4倍と高かった。一方、圧縮性境界層の遷移位置を数値的に予測する技術を確認したが、数値的に予測された等 $N$ 値線と、遷移位置が内外翼で一致しない傾向にあった。これら残された問題を解決するとともに、NEXST-1主翼の自然層流効果に対する物理的な理解を深める必要がある。また、今後は自然層流翼概念

を実機(大型SST)へ拡張する設計技術の確立や、自然層流翼が実機で実現された場合の表面粗度に対する検討が今後の課題である。

最後に小型超音速実験機の飛行実験成功と遷移解析に多大なご協力とご支援を下さった三菱重工業、川崎重工業、共和電業、大手技研、富士重工業殿、ならびにJAXA関係者各位に厚く御礼申し上げます。

## 参考文献

- [1] 大貫, 他, *JAXA-RR-06-049*, 2008.
- [2] 郭, 他, *JAXA-RR-06-041*, 2008.
- [3] S. Jeong et. al., *AIAA Paper* 98-0602, 1998.
- [4] H. Sugiura, et al., *J. Aircraft* **39**, 2002, pp.996-1002.
- [5] N. Tokugawa, et. al., *J. of Aircraft*, submitted.
- [6] N. Tokugawa & K. Yoshida, *AIAA Paper* 2006-3165, 2006.
- [7] D. -Y. Kwak, et. al., *AIAA Paper* 2007-4173, 2007.
- [8] 徳川, 吉田, *JAXA-RR-07-036*, 2008.
- [9] 徳川, 吉田, *JAXA-RR-07-037*, 2008.
- [10] 上田, 他, 第44回飛行機シンポジウム講演集, 3A6 on CD-ROM, 2006.
- [11] 徳川, 他, 日本航空宇宙学会第39期年会講演会講演集, 2A11, 2008.
- [12] N. Tokugawa, et. al., *Proceedings of ICAS*, 2006-3.3.2, [CD-ROM], 2006.
- [13] 堀之内茂, 他, *JAXA-RR-05-044*, 2006.
- [14] 西沢, 他, *NAL TR-1462*, 2003.
- [15] M. Matsubara, et. al., *ASME Paper* 98-GT-248, 1998, p.1.
- [16] N. S. Dougherty & D. F. Fisher, *AIAA Paper* 80-0154, 1980.
- [17] J. D. Crouch, *AIAA J.*, **38**, 2000, p.211.
- [18] R. D. Joslin, *Ann. Rev. of Fluid Mech.*, **30**, 1998, p. 1.

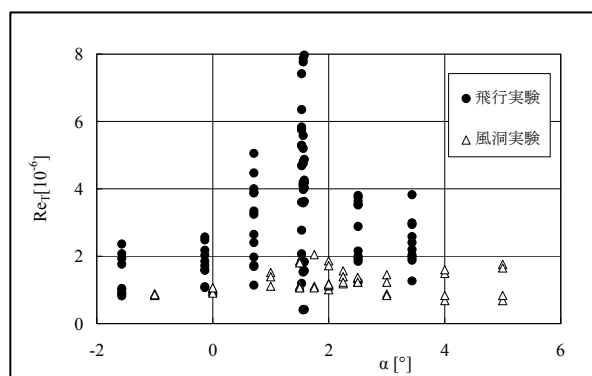


図7 遷移レイノルズ数 $Re_T$ .

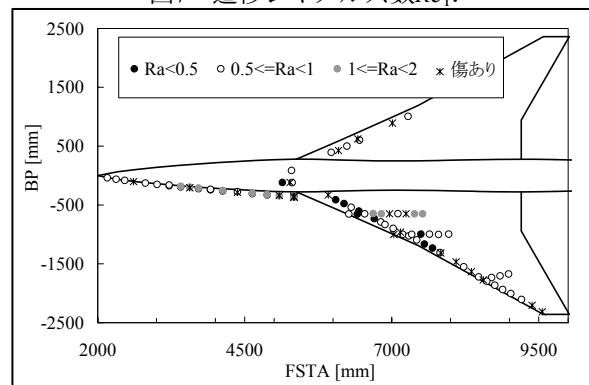


図8 飛行実験前に計測した表面粗度 $Ra$ の分布。



# 飛行実験における遷移解析

## Transition Analysis for the Flight Test of Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)

徳川直子<sup>\*</sup>, 郭 東潤<sup>\*</sup>, 吉田憲司<sup>\*</sup>, 上田良稻<sup>†</sup>, 石川敬掲<sup>‡</sup>

<sup>\*</sup>宇宙航空研究開発機構

<sup>†</sup>東京ビジネスサービス株式会社

<sup>‡</sup>三向ソフトウェア株式会社

N. Tokugawa<sup>\*</sup>, D.-Y. Kwak<sup>\*</sup>, K. Yoshida<sup>\*</sup>, Y. Ueda<sup>†</sup>, H. Ishikawa<sup>‡</sup>

<sup>\*</sup>JAXA

<sup>†</sup>Tokyo Business Service Co., Ltd.

<sup>‡</sup>Sanko Soft Co. Ltd



### 飛行実験結果報告内容



#### 3. (3) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果

飛行実験結果を評価するために必要なデータ解析、評価、設計の妥当性検証

#### 検証総括



##### ① 飛行実験による空力設計コンセプトの検証

空力設計に対する飛行実験による設計  
コンセプトや設計手法の妥当性検証

#### 詳細内容



##### ② 飛行実験における力および圧力特性解析

飛行実験データの詳細解析および成果

##### ③ 飛行実験におけるCFD解析

高精度CFD解析および成果

##### ④ 飛行実験における遷移解析

飛行実験の境界層遷移データ詳細解析  
および遷移予測技術の成果



## 目的



### ● 主翼に適用された**自然層流翼の概念を検証**する

#### ■ **飛行実験**で遷移位置を検出する

- 遷移計測システムを構築する
- 客観的に遷移位置を検出するデータ処理手法を開発する
- データ処理法を高精度化し、検出の確度を向上させる

飛行実験における出力が不明であった

飛行実験のように限られた条件下で、また客観的に遷移位置を検出するデータ解析法は確立されていなかった

#### ■ **数值的**に遷移位置を予測する

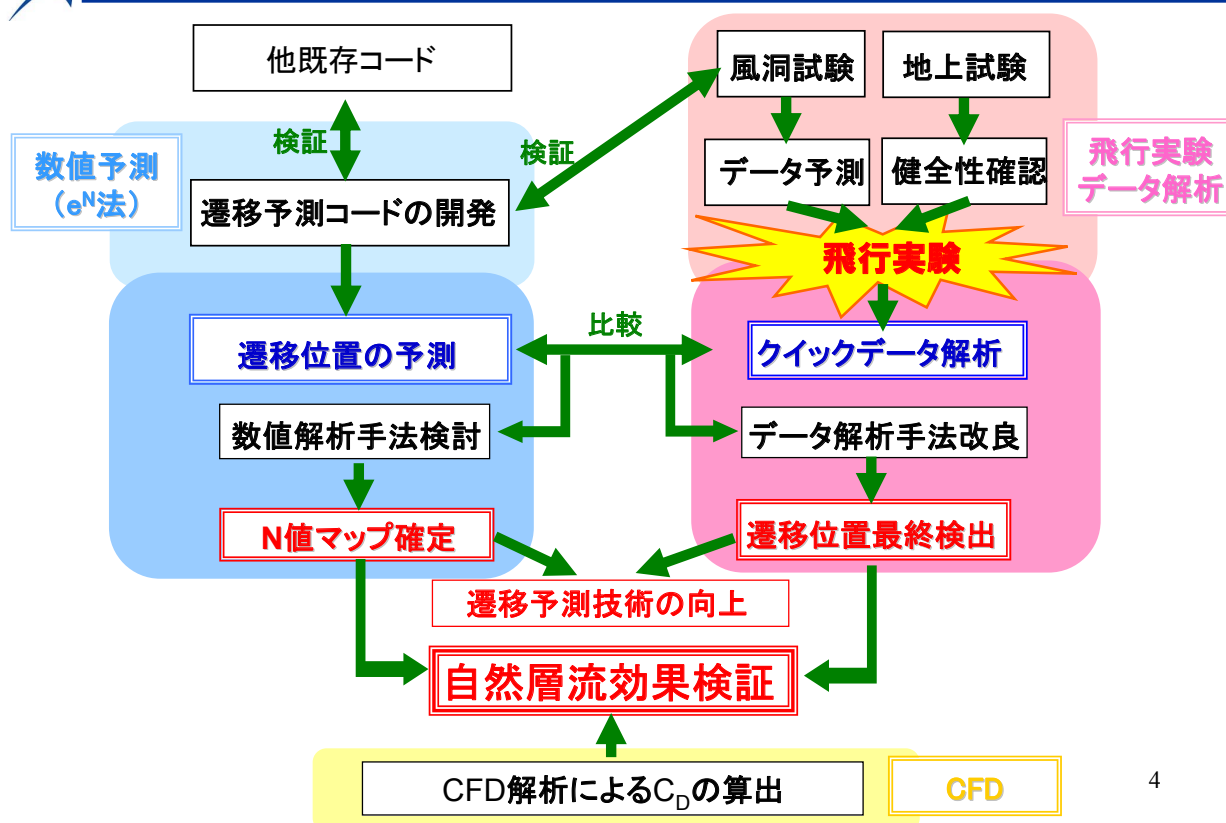
- 超音速三次元境界層の遷移予測システムを構築する
- 構築された予測システムの検証を行う
- 自然層流効果を検証する

超音速三次元境界層の遷移予測システムはなかった

3



## アプローチ



4



## 目次

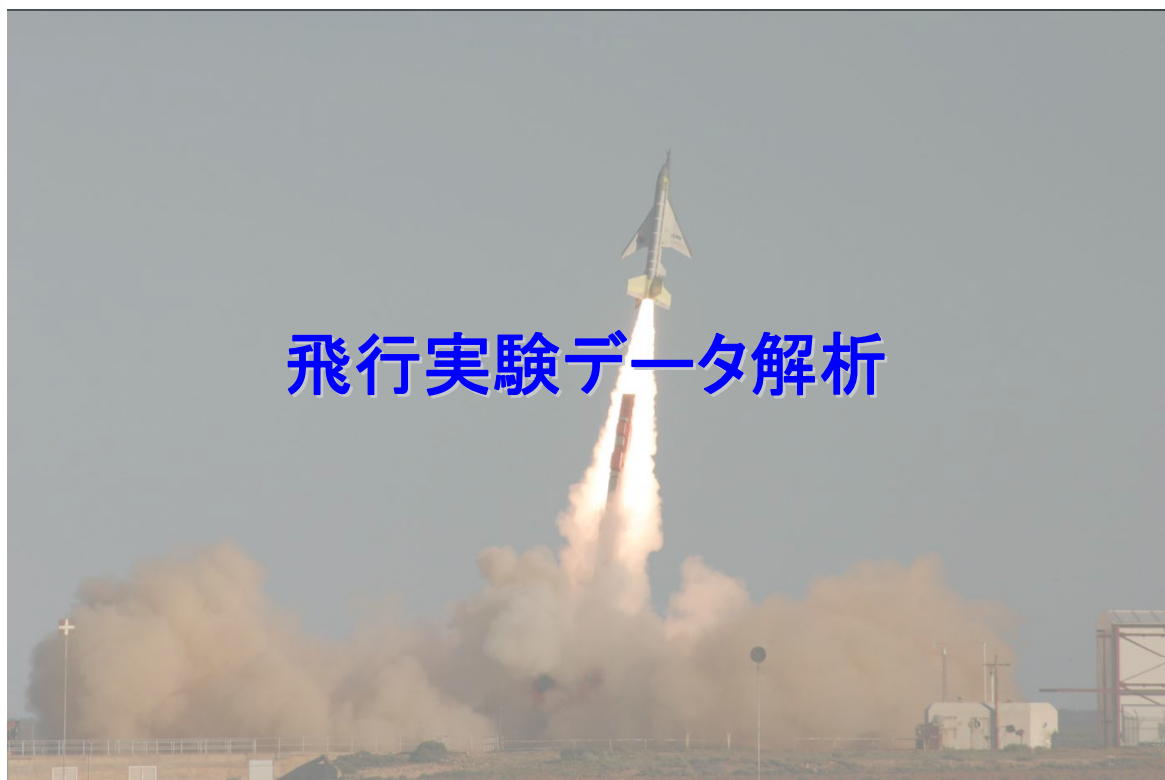


- 飛行実験データ解析
  - 計測システム
  - 計測結果およびデータ解析結果
    - HF: ホットフィルム
    - DP: 非定常圧力トランスデューサー
    - Pr: プレストン管
    - TC: 熱電対
  - 遷移位置の検出
- 数値遷移予測解析
  - 遷移予測解析システム
  - 予測結果
- 考察
  - 自然層流翼設計の検証
  - 遷移予測技術の向上につながる知見
- 得られた成果・知見と残された課題

5

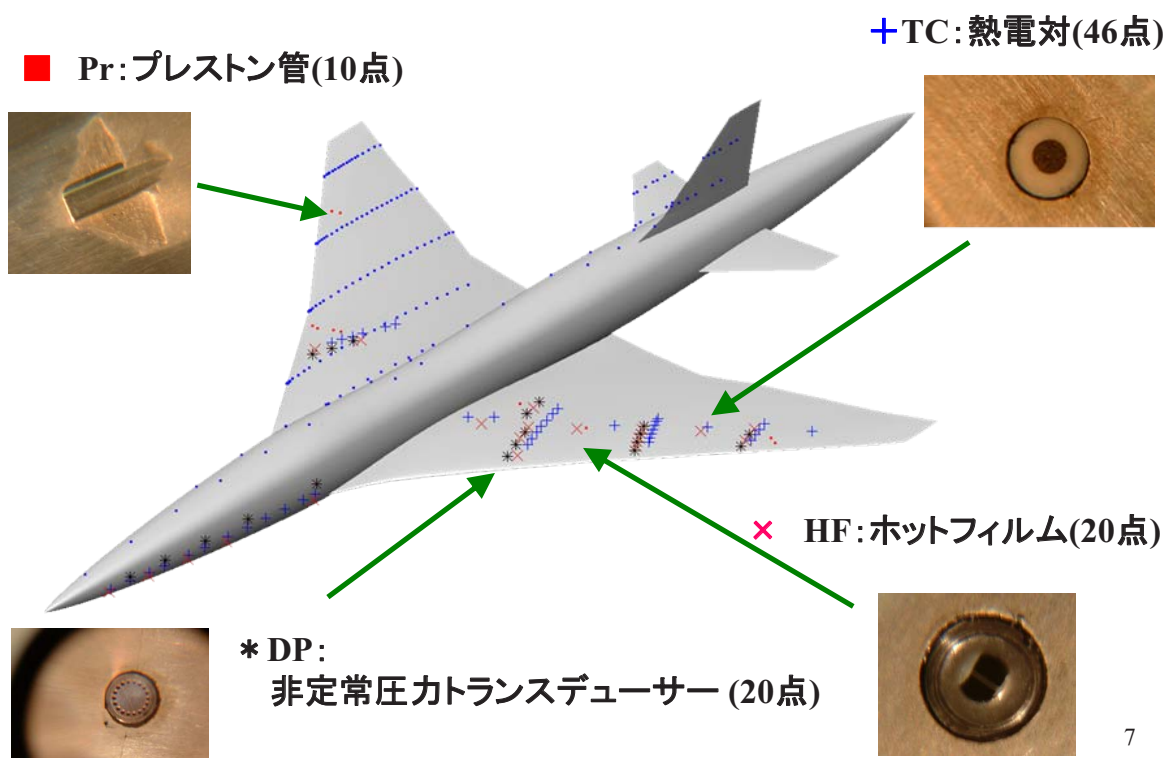


## 飛行実験データ解析





## 遷移計測センサー



7



## 遷移センサーの特徴



	長所	短所
<b>HF</b> ホットフィルム	<b>高周波応答性が高い</b> <b>情報量が豊富</b> (AC,DCともに遷移に高感度)	物理的脆弱性 電流消費量大 S/N比要求が高い
<b>DP</b> 非定常圧力 トランスデューサー	<b>高周波応答性が高い</b>	S/N比要求が高い
<b>Pr</b> プレストン管	<b>信頼性が高い</b>	下流を汚染
<b>TC</b> 熱電対	表面温度計測が可能	<b>GAINが高い</b> (S/N比要求が高い)

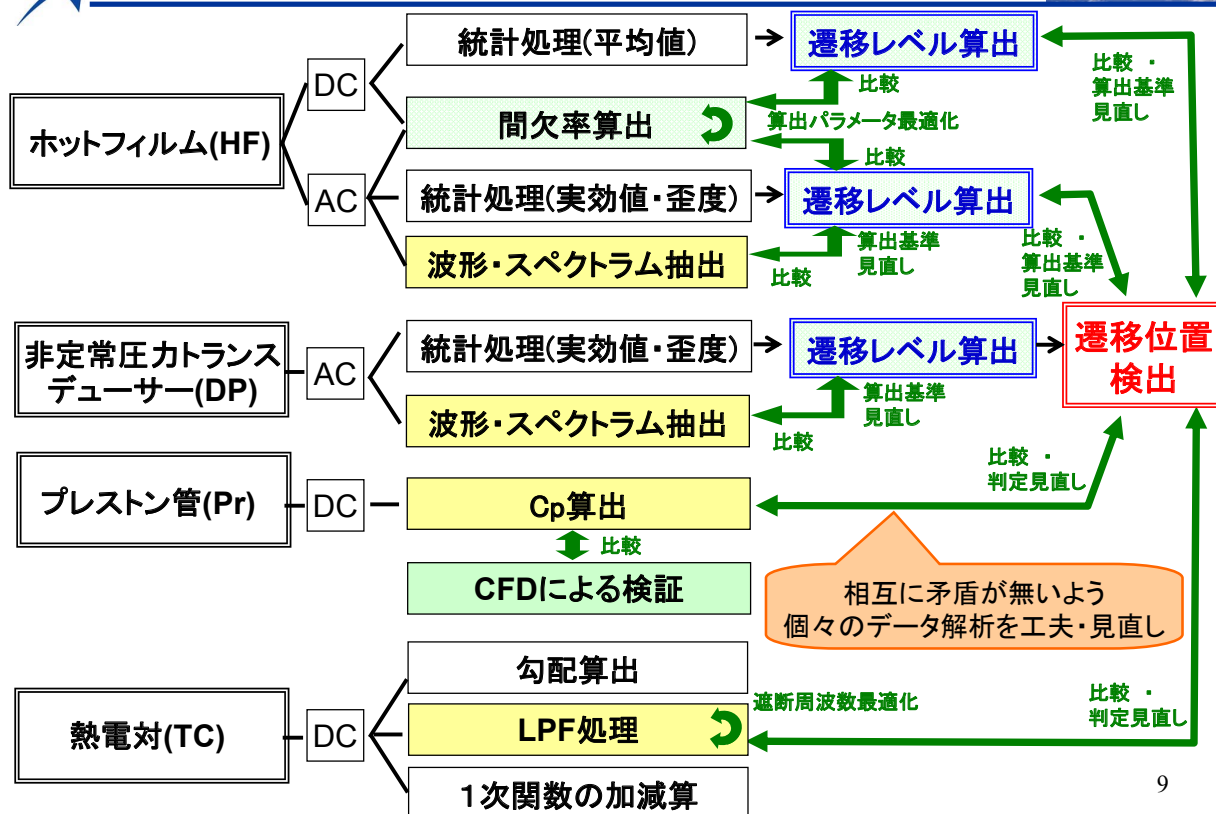
飛行実験後の所見は設計時の予測とほぼ一致

8

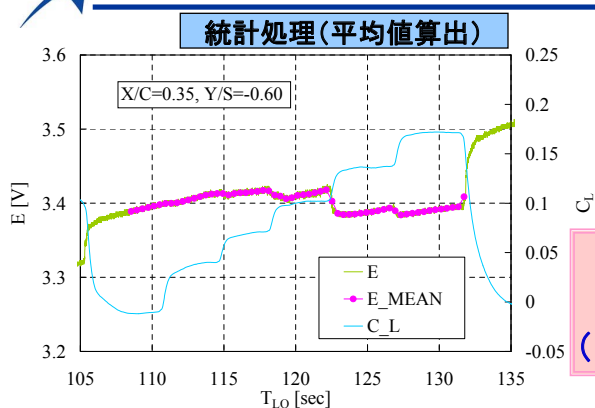




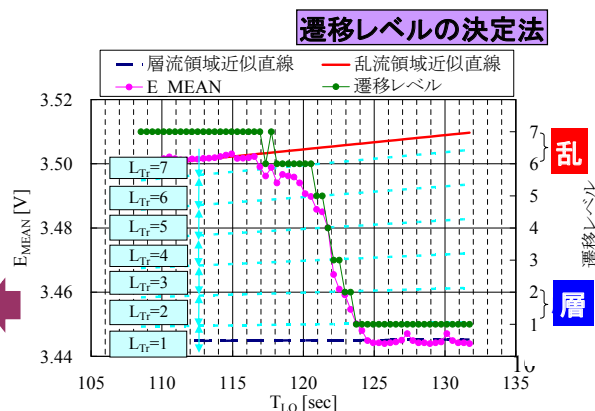
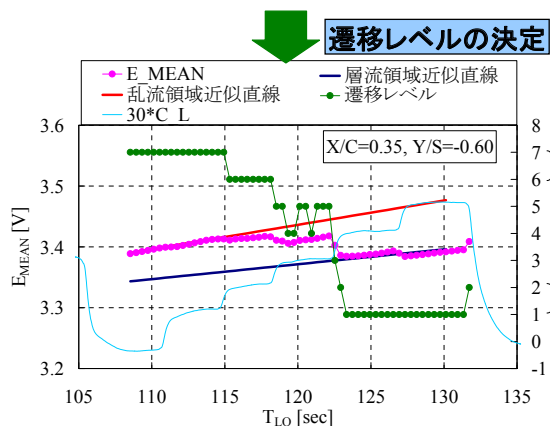
## 飛行実験データ解析の高精度化



## HF-DCのデータ解析-1

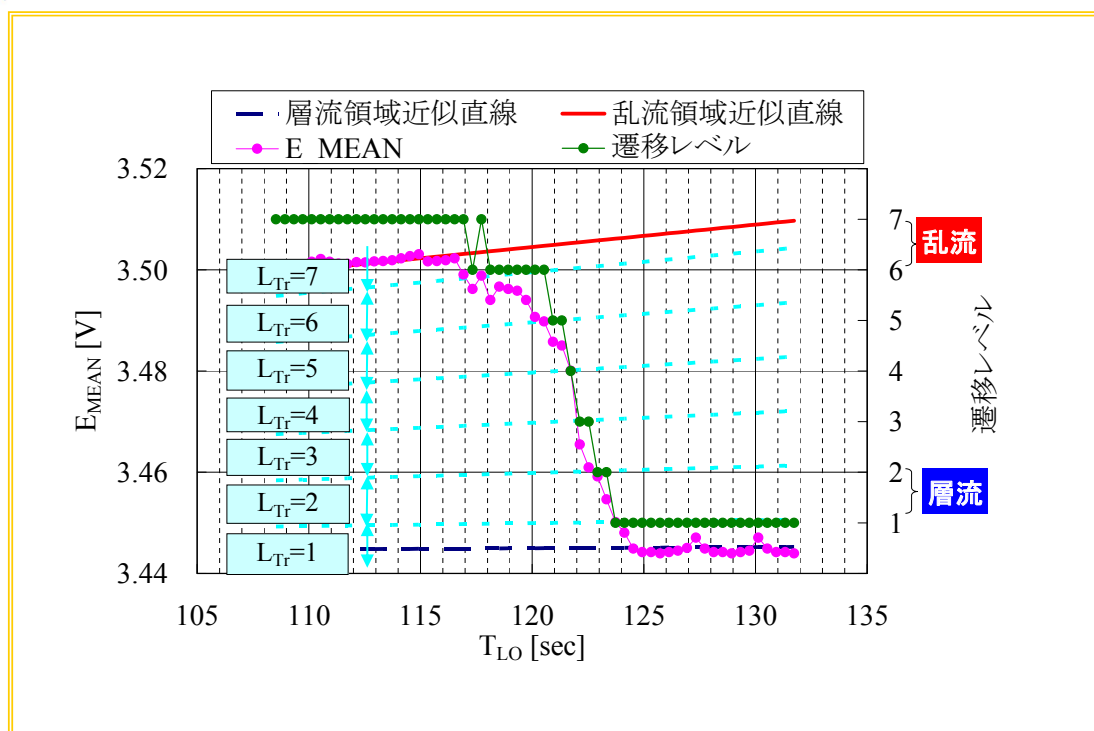


新規に提案した“遷移レベル”によって  
客観的に遷移位置を検出  
(時空間的に境界層の状態判断=遷移判定)





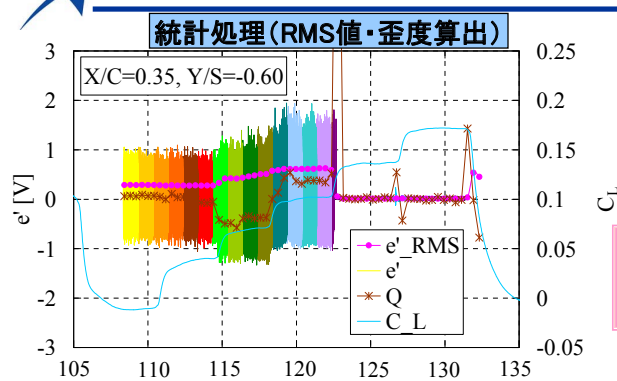
## HF-DCのデータ解析-2



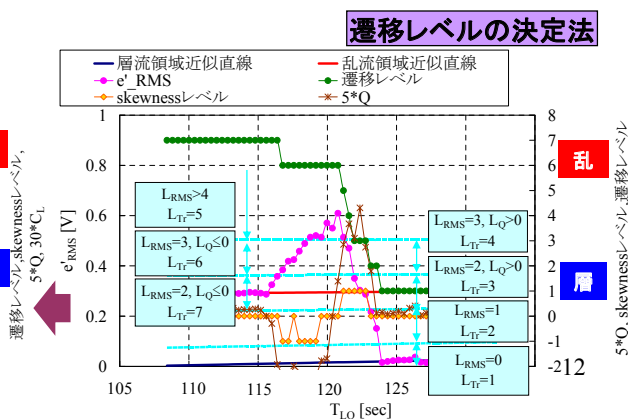
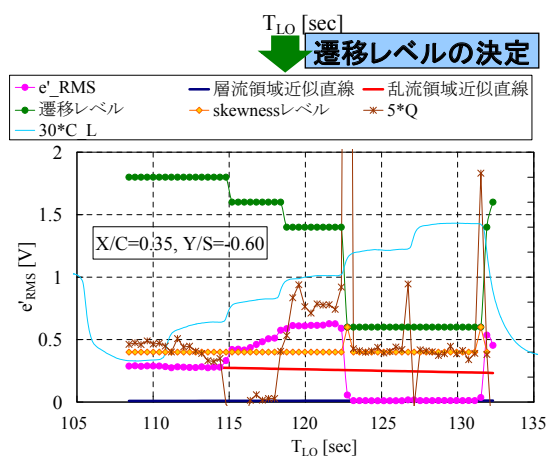
11



## HF-ACのデータ解析-1

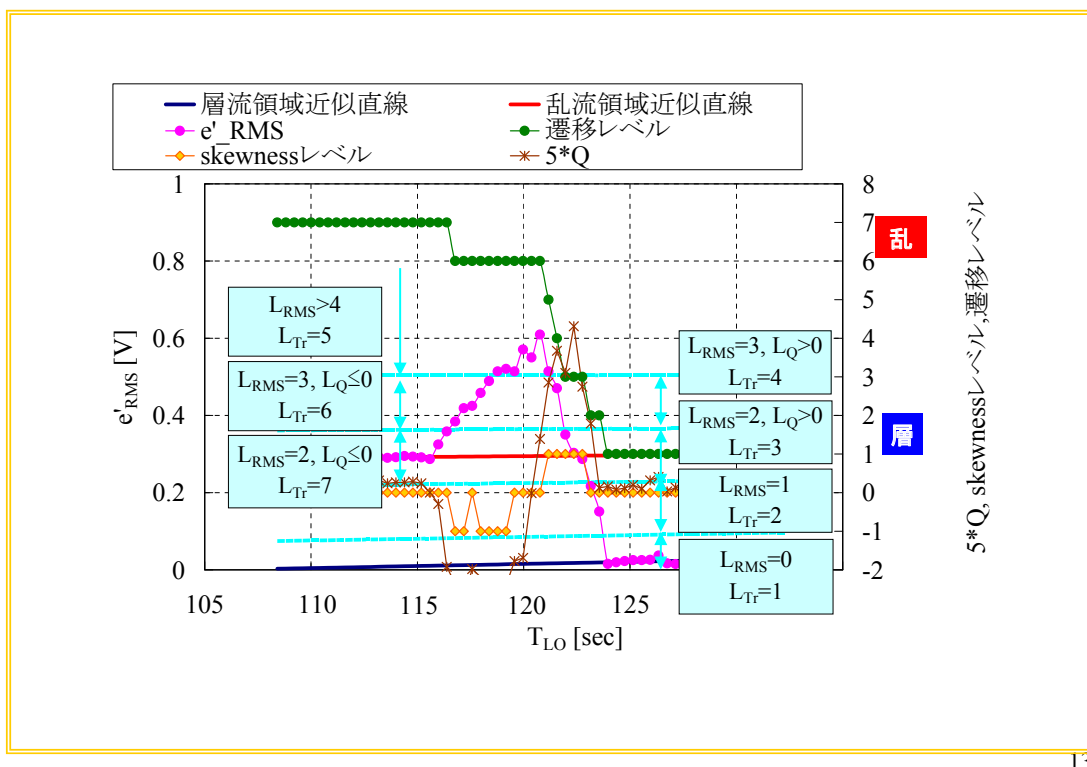


新規に提案した“遷移レベル”によって客観的に遷移位置を検出(遷移判定)





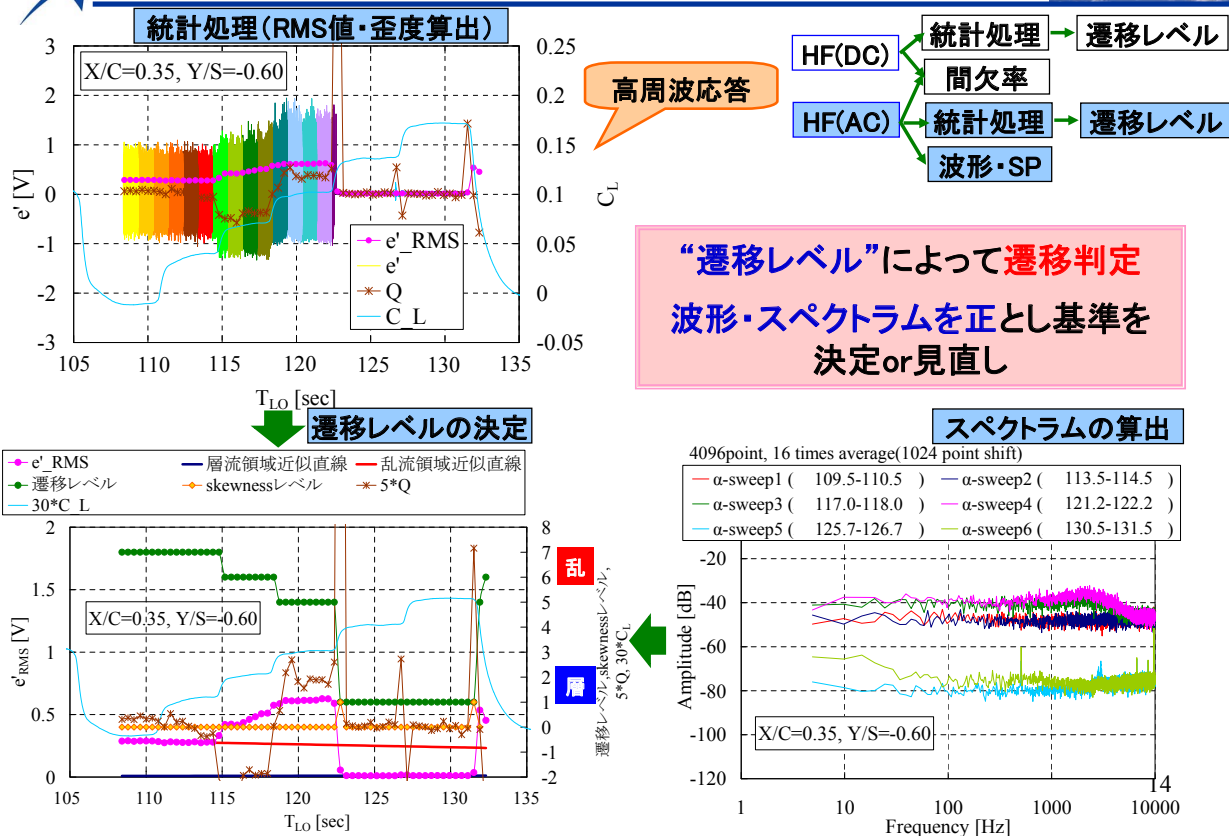
## HF-ACのデータ解析-2



13



## HF-ACのデータ解析-3

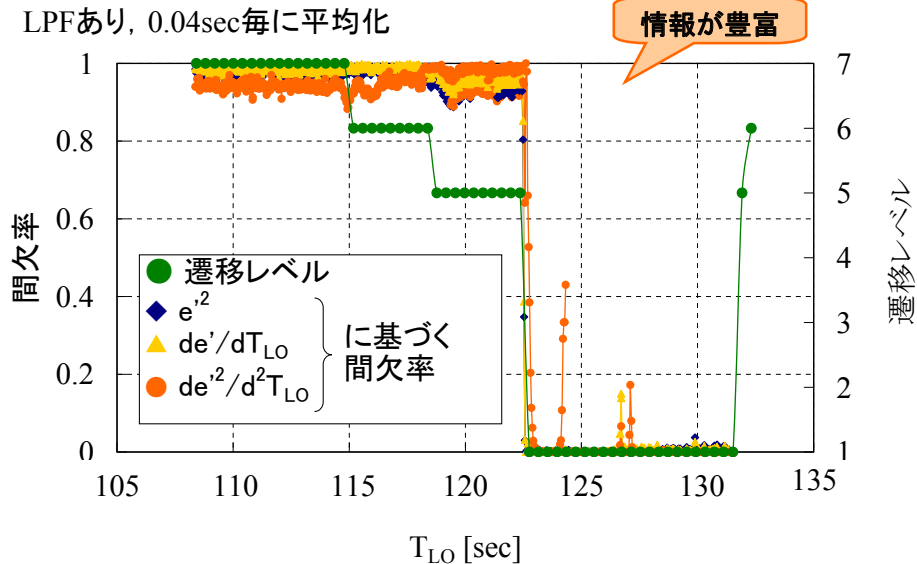
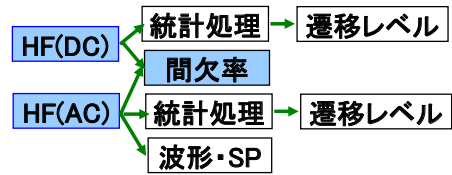




## HF: 遷移判定の確度向上



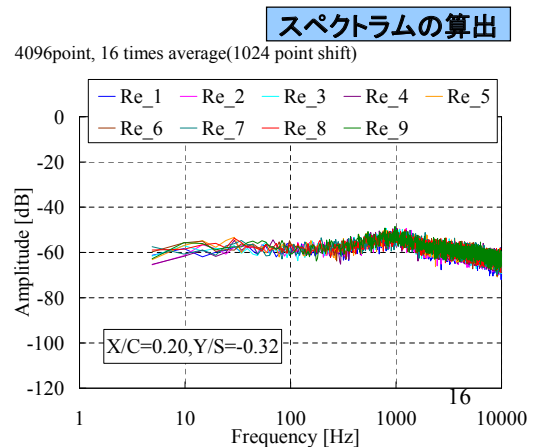
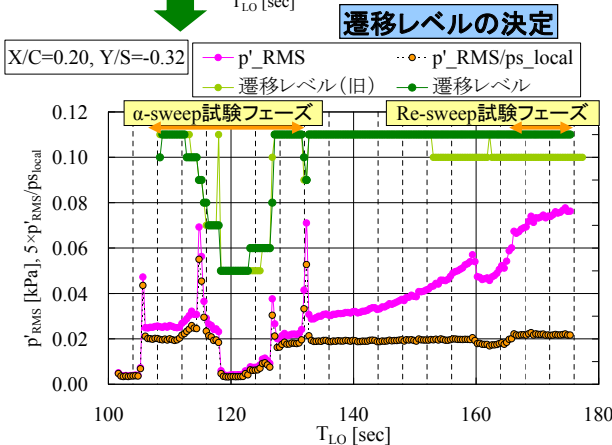
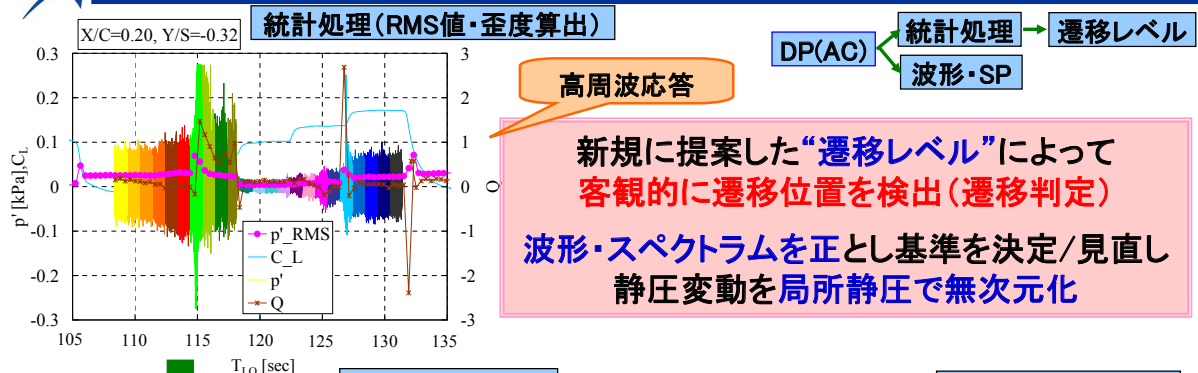
客観的に遷移位置を検出(遷移判定)  
の確度を向上させるため間欠率を算出  
“遷移レベル”とほぼ一致



15



## DP-ACのデータ解析





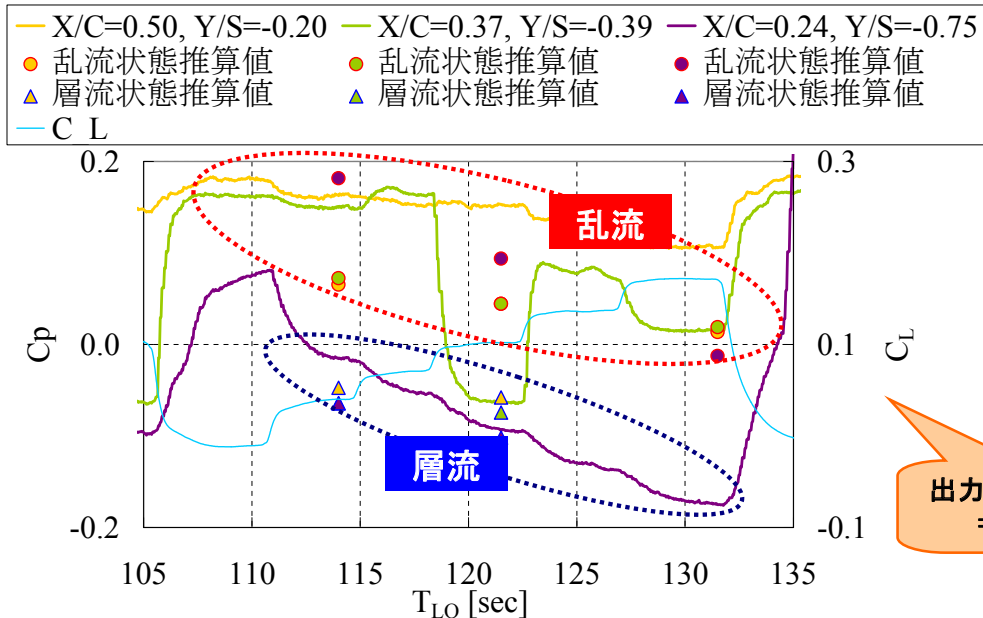
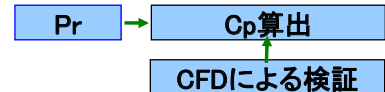


## Prのデータ解析

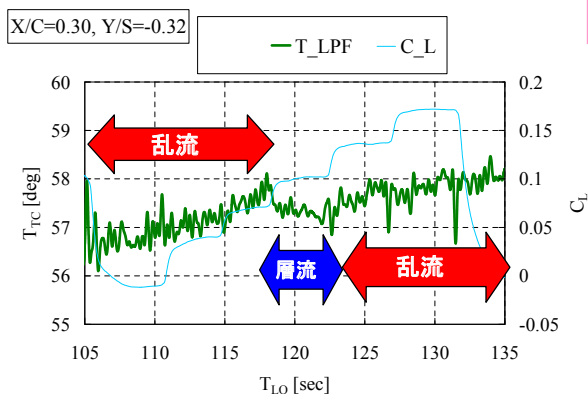
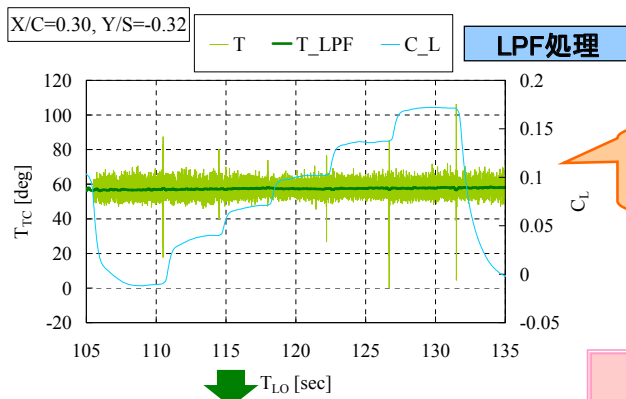


CFD解析により出力を推測

遷移位置検出(遷移判定)の確度が向上



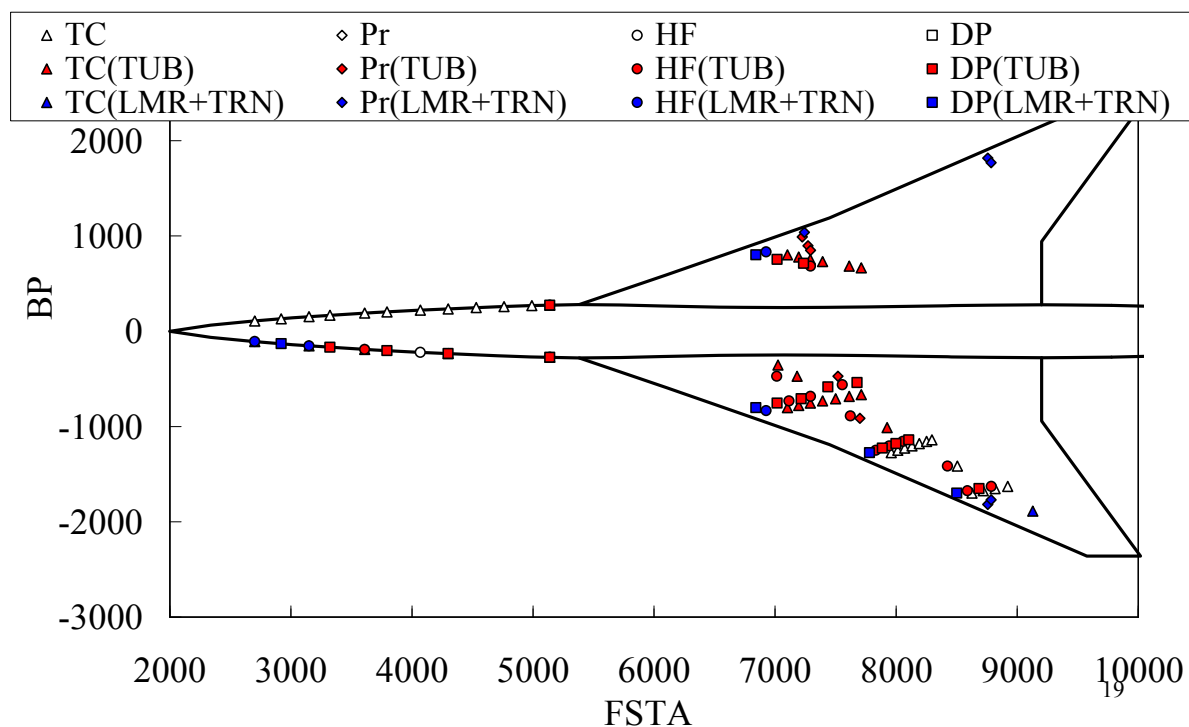
## TCのデータ解析



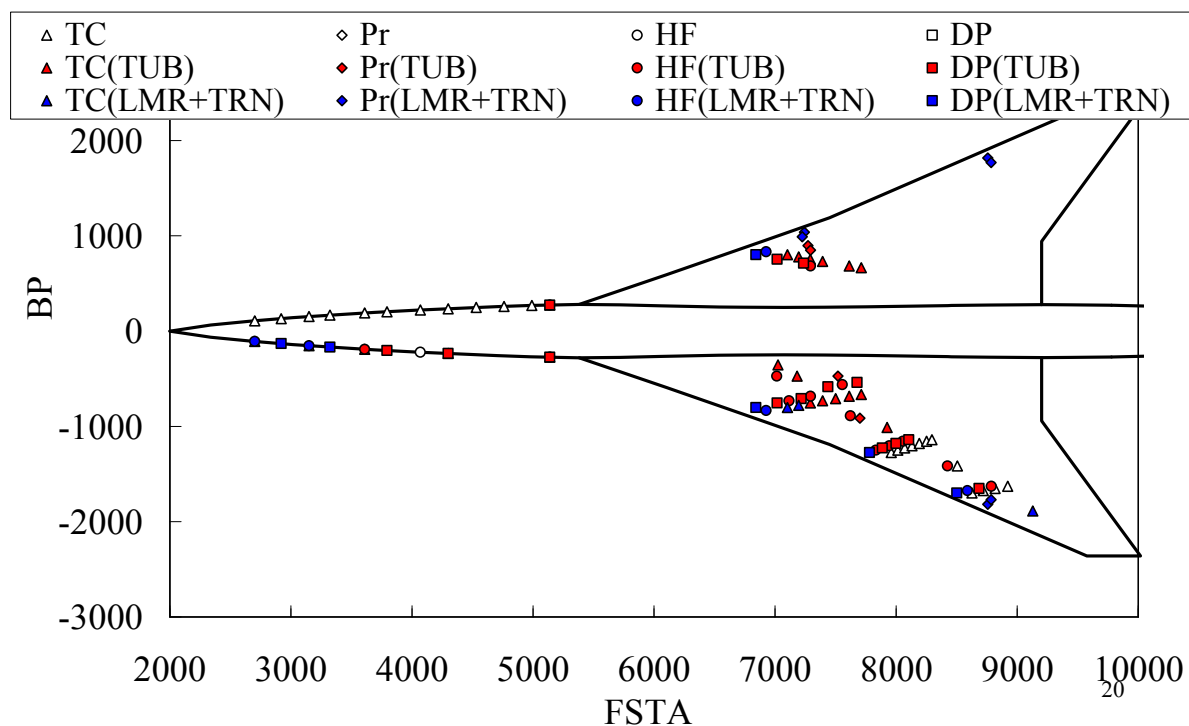
LPF処理により  
遷移位置の検出(遷移判定)が可能に



## 遷移マップ( $\alpha_1$ )

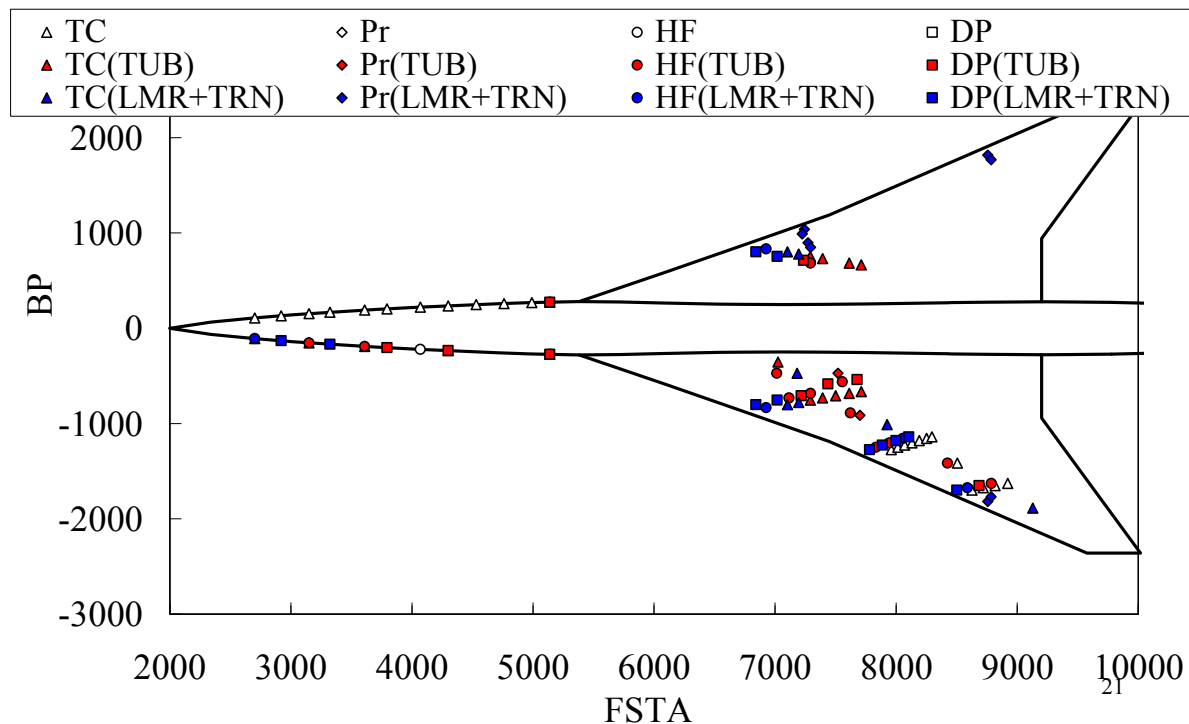


## 遷移マップ( $\alpha_2$ )





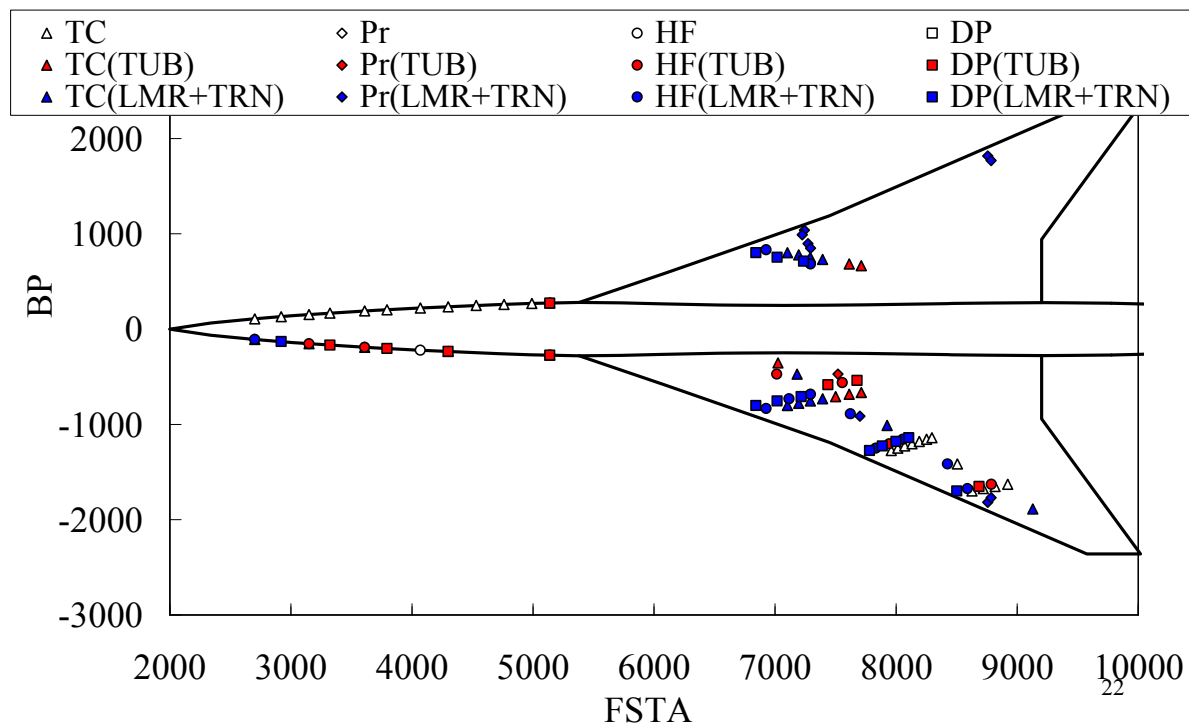
## 遷移マップ( $\alpha_3$ )



## 遷移マップ( $\alpha_4$ )

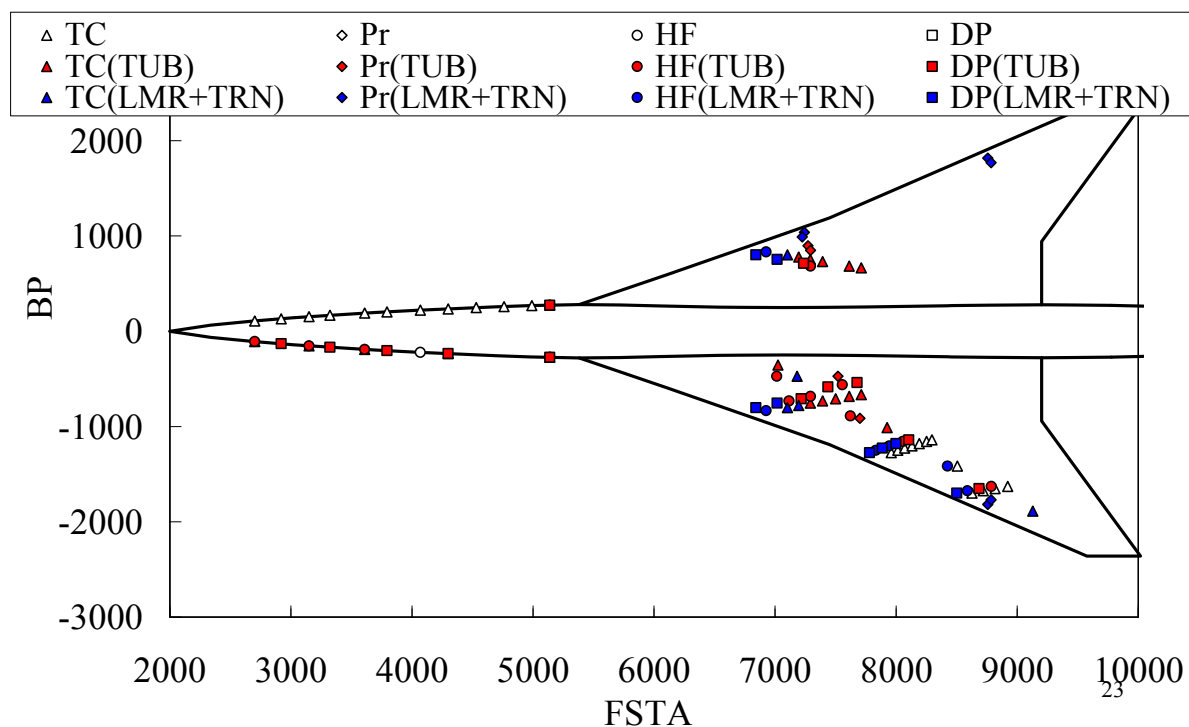


設計点で層流領域が最も拡大

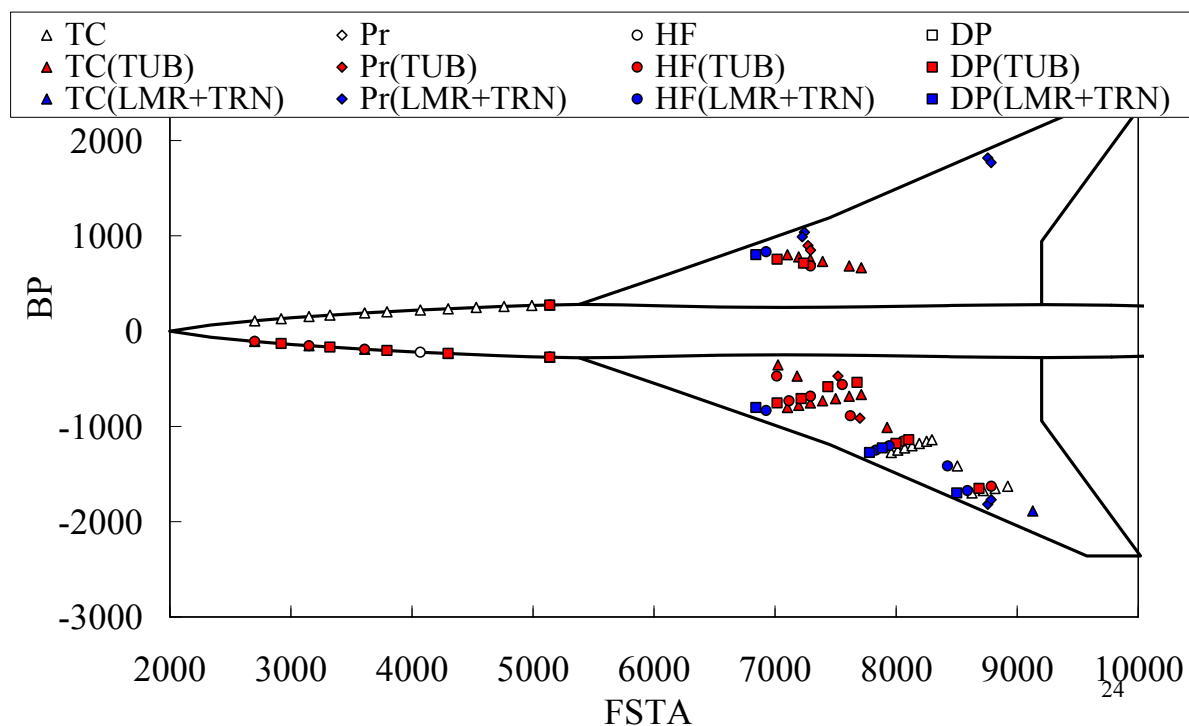




## 遷移マップ( $\alpha_5$ )



## 遷移マップ( $\alpha_6$ )



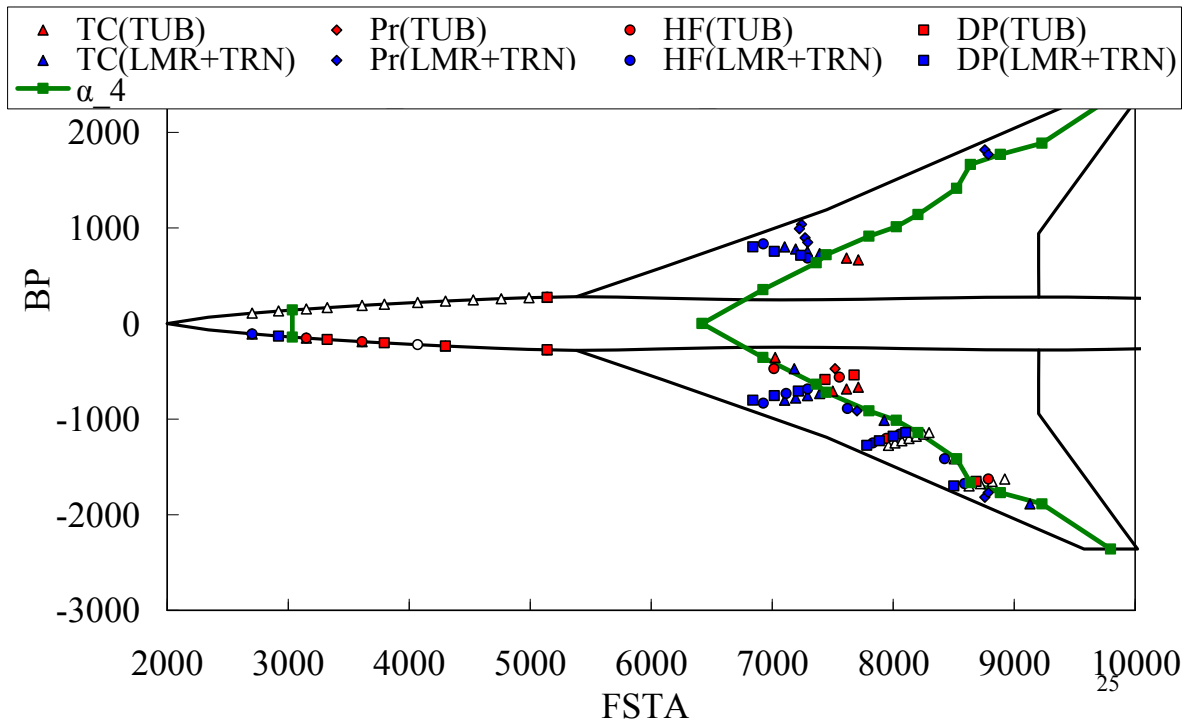




## 遷移位置の決定 ( $\alpha_4$ )



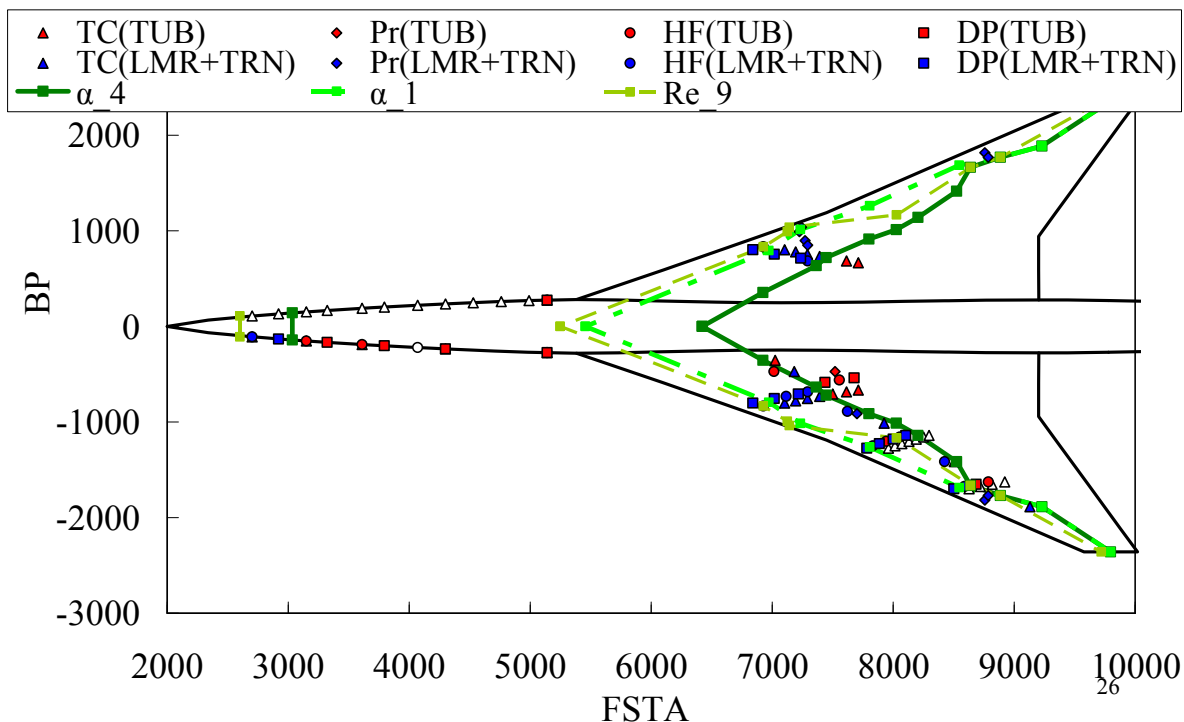
客観的基準を設け飛行実験データに基づき翼幅方向に遷移位置を決定

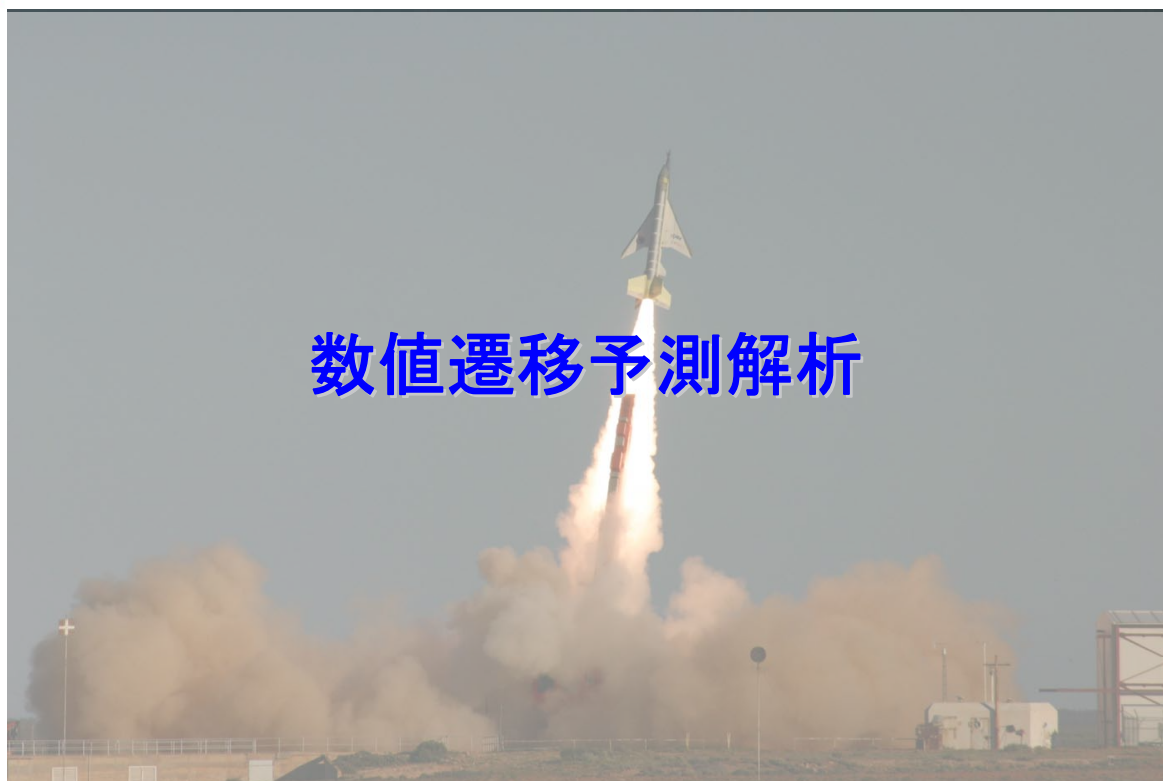


## 遷移位置の比較

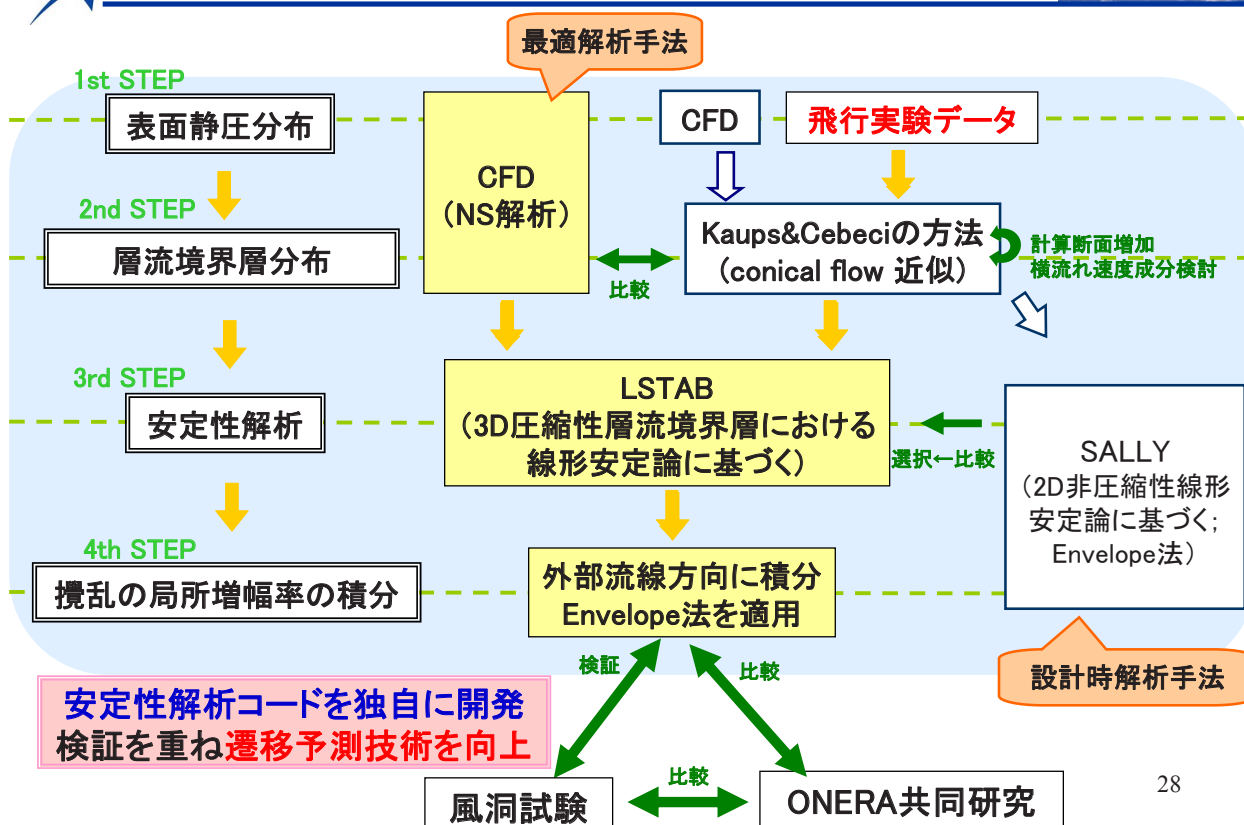


設計点で遷移位置が最も後退=自然層流効果を定性的に検証



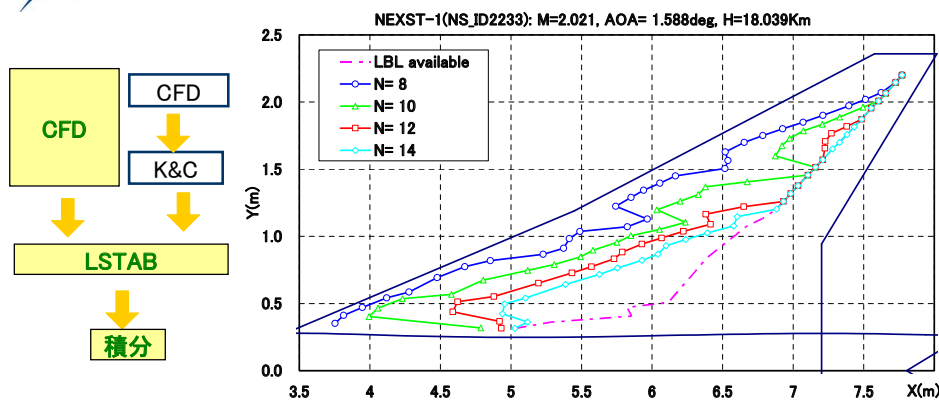


## 遷移予測解析システム





## NS解析とK&Cの方法によるN値マップの比較

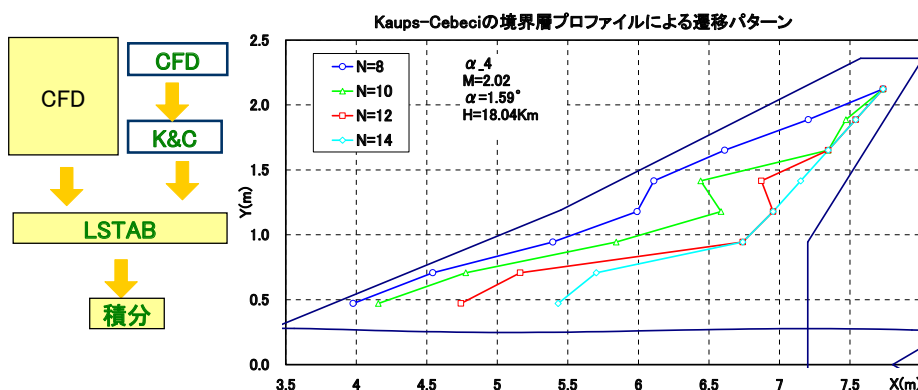


NS解析とK&C  
の方法による  
境界層計算で  
得られる  
N値マップは  
定性的に一致

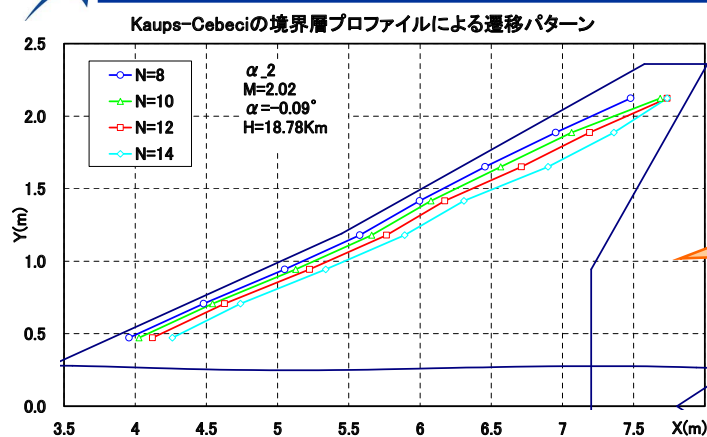
境界層分布の  
特性から  
NS解析が  
優位と判断

最近得られた知見

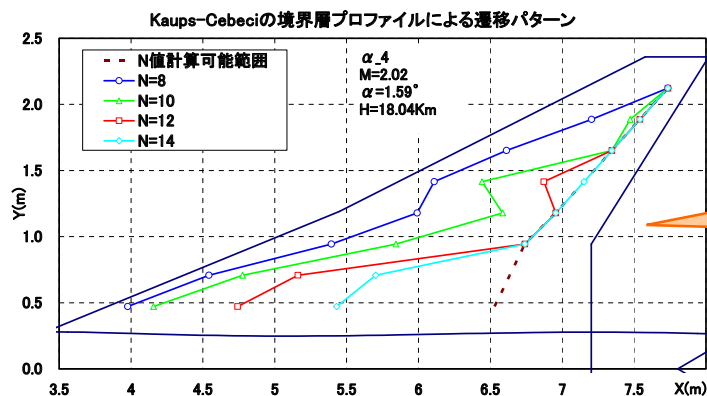
29



## N値マップの決定

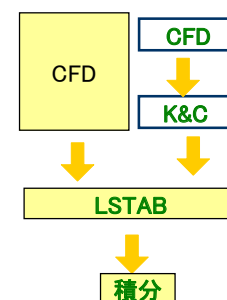


$\alpha_2$ ; 非設計点



$\alpha_4$ ; 設計点

設計点で遷移位置が最も後退  
||  
自然層流効果を定性的に検証



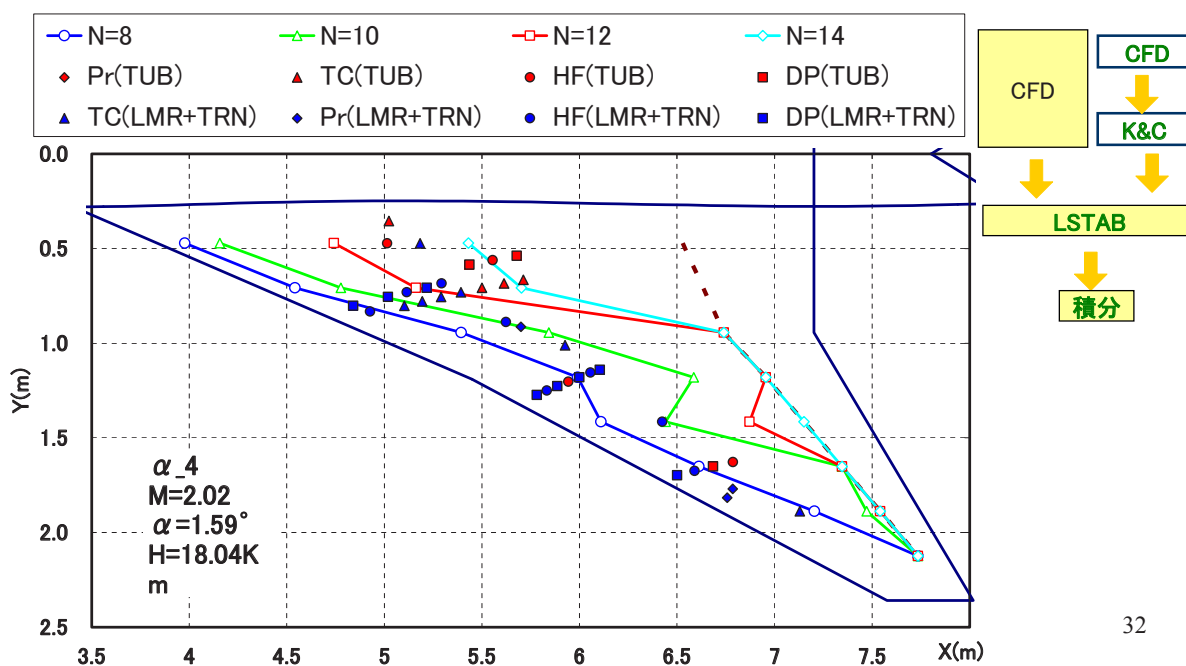
30



## 自然層流効果の検証



飛行実験データ解析でも数値遷移予測でも設計点で遷移位置が最も後退  
= 自然層流効果を定性的に検証



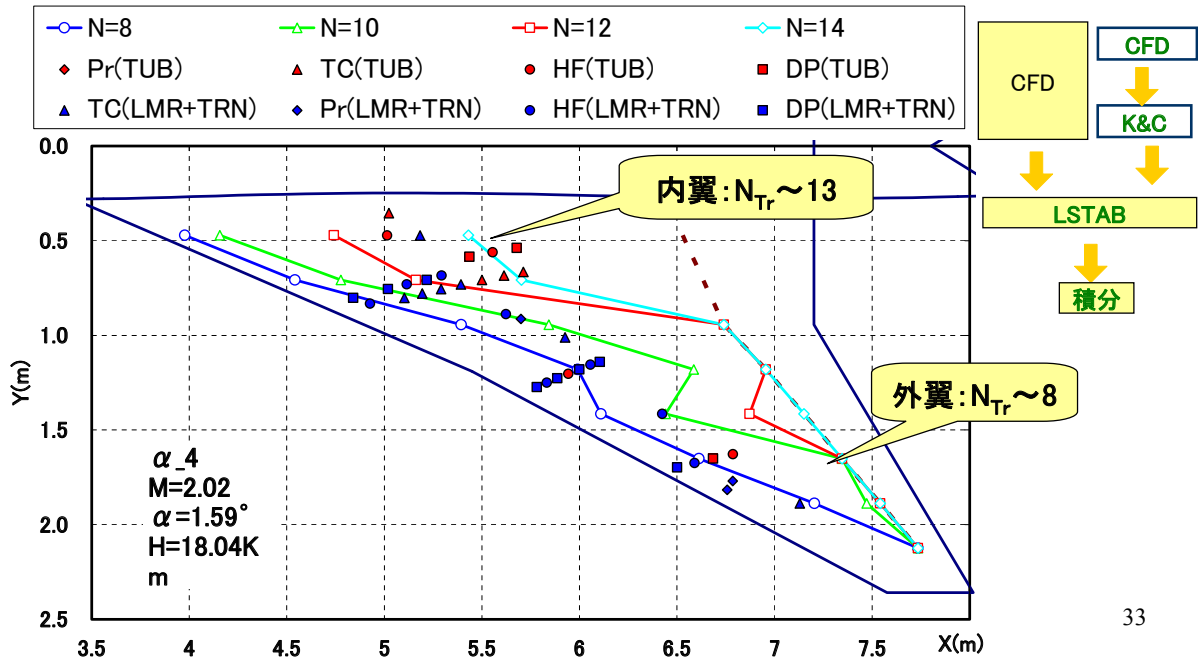




## 遷移位置におけるN値( $N_{Tr}$ )



内翼の遷移位置におけるN値( $N_{Tr}$ )は予測とほぼ一致  
 $N_{Tr}$ は部位によって異なり外翼ではやや小さい  
 原因は表面粗度, あるいは支配的な不安定機構にあると推測されるが未確認



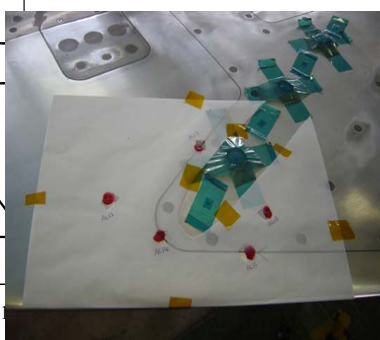
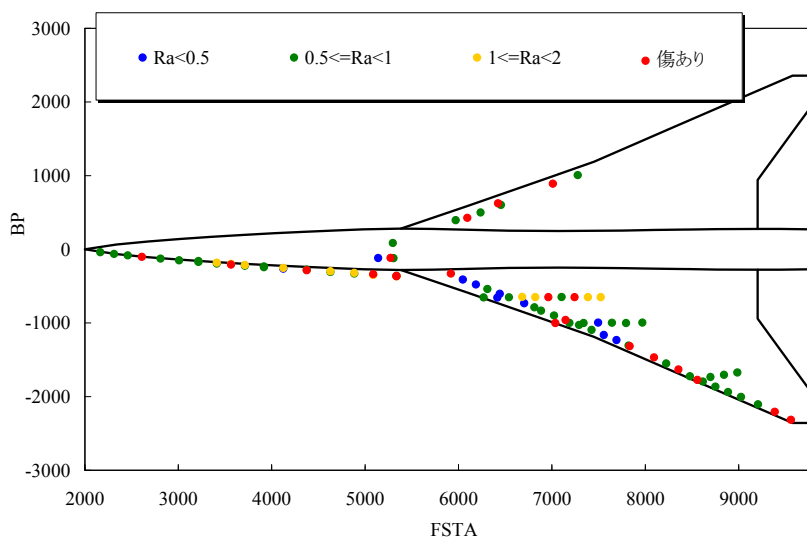
33



## 表面粗度

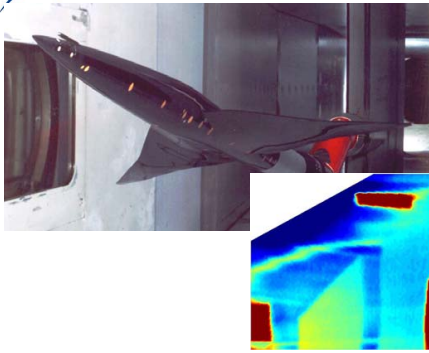


地上では機体表面を保護  
 飛行実験前に89点, 実験後に28点表面粗度を計測  
 表面粗度は期待よりやや大きく  
 外翼前縁に比べ内翼前縁の粗度が小さい傾向  
 ただし表面粗度と遷移位置( $N_{Tr}$ )の関係は不明確





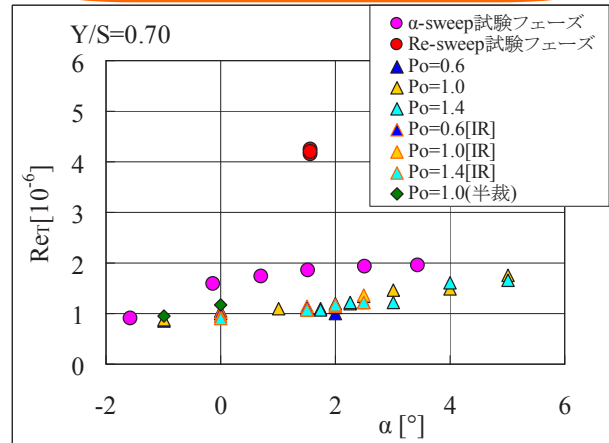
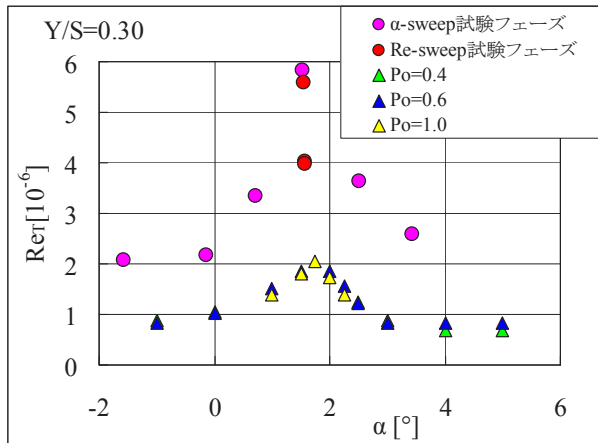
## 風洞試験比較



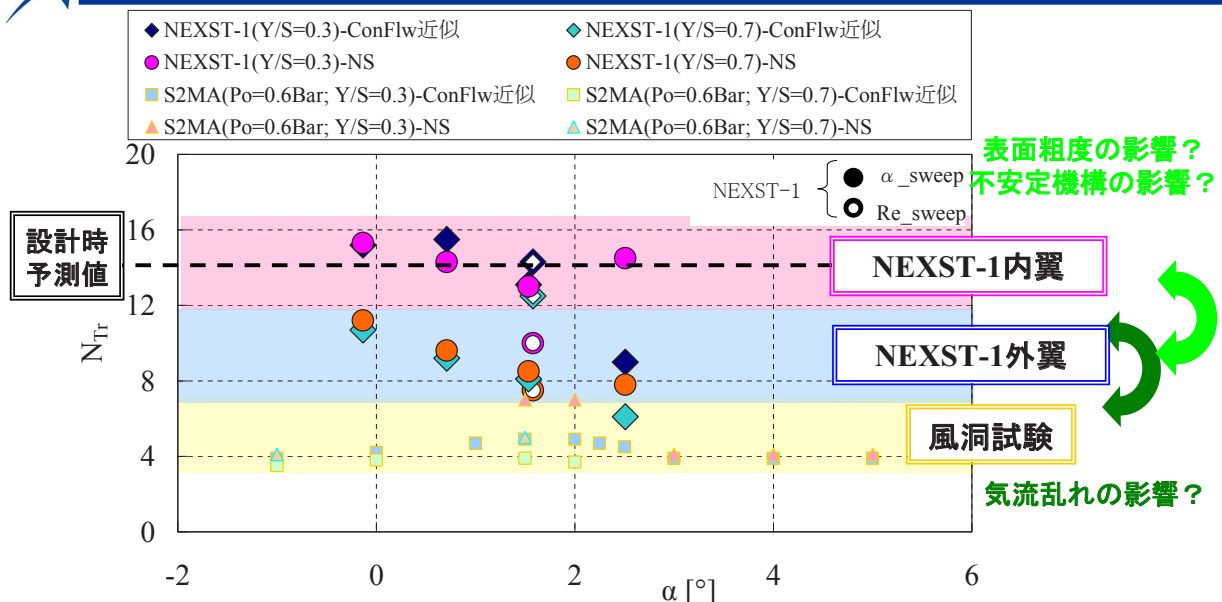
定性的な傾向は飛行実験と風洞試験で一致  
(自然層流効果は風洞試験でも定性的に検証可)

ただし定量的には差があり  
飛行実験における遷移レイノルズ数は  
飛行実験でないと得られないことがわかった

飛行実験における遷移位置を予測するのに  
有用なのはやはりN値分布



## $N_{Tr}$ に対する指針-1

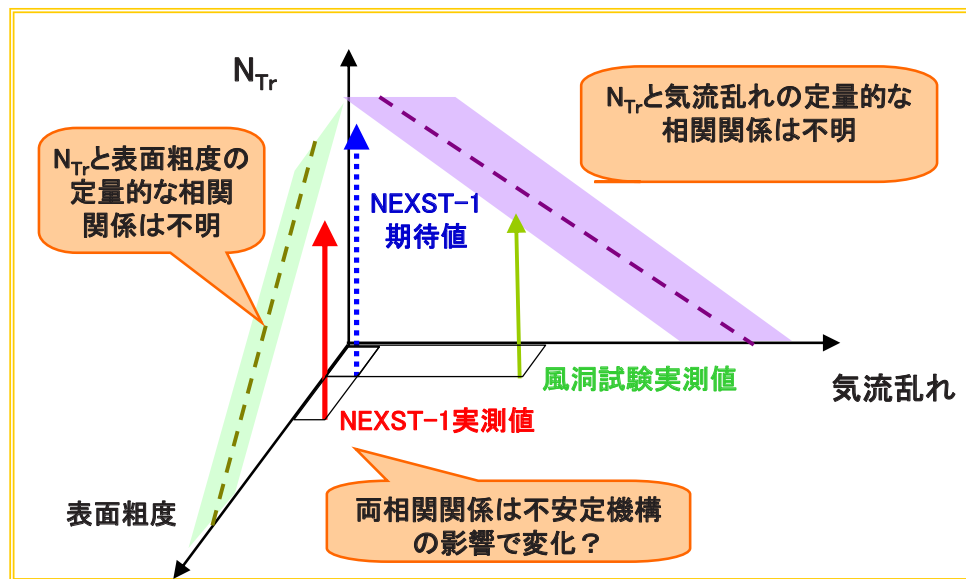


飛行実験における $N_{Tr}$ に対する指針を得た  
設計時の予測値( $N_{Tr}=14$ )は妥当と言える  
風洞試験に比べNEXST-1の $N_{Tr}$ は高い(←気流乱れの影響?)  
内翼に比べ外翼の $N_{Tr}$ は低い(←表面粗度/不安定性の影響?)  
気流乱れ、表面粗度および不安定機構の影響は未確認

飛行実験が必然な理由



## $N_{Tr}$ に対する指針-2



飛行実験における $N_{Tr}$ に対する指針を得た  
設計時の予測値( $N_{Tr}=14$ )は妥当と言える  
風洞試験に比べNEXST-1の $N_{Tr}$ は高い(←気流乱れの影響?)  
内翼に比べ外翼の $N_{Tr}$ は低い(←表面粗度/不安定性の影響?)  
気流乱れ、表面粗度および不安定機構の影響は未確認

飛行実験が必然な理由

37



## 得られた成果・知見と残された課題



### 得られた成果・知見

- 遷移計測システムを構築
- 超音速の飛行実験において貴重で良質な遷移データを取得
- 客観的に遷移位置検出するデータ処理法を確立(“遷移レベル”の提案)
- 全4種類のセンサーで遷移判定に成功
- 超音速機三次元境界層の数値遷移予測システムを確立
- 飛行実験条件で遷移位置におけるN値( $N_{Tr}=8\sim16$ )に対する指針を獲得

## 自然層流効果を検証!!

### 残された課題

- $N_{Tr}$ に対する気流乱れ、表面粗度および不安定性の影響の明確化
- 確立された自然層流翼設計技術の  
実機レイノルズ数環境および機首設計への拡張

38



## 謝辞



本飛行実験および遷移計測・遷移解析には三菱重工殿、川崎重工殿、富士重工殿、共和電業殿、大手技研殿、その他多くの方々の多大なるご協力がありました。<sup>39</sup>

心より厚く御礼申し上げます。



## ロケット実験機の空力データベース概要

郭 東潤(宇宙航空研究開発機構), 黒田 文武(菱友システムズ), 伊藤 健, 徳川 直子  
(宇宙航空研究開発機構), 石川 敬掲, 中島 浩二(三向ソフトウェア開発), 野口 正芳, (宇宙航空研究開発機構),  
上田 良稲 (東京ビジネスサービス株式会社), 吉田 憲司(宇宙航空研究開発機構)

Aerodynamic Database of the Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) in JAXA  
Dong-Youn Kwak (JAXA), Fumitake Kuroda (Ryoyu Systems), Takeshi Ito, Naoko Tokugawa (JAXA),  
Hiroaki Ishikawa, Koji Nakahata (Sanko Soft Co. Ltd.), Masayoshi Noguchi (JAXA),  
Yoshiine Ueda (Tokyo Business Service Co., Ltd.), Kenji Yoshida (JAXA)

Key Words : Database, Aerodynamics, Supersonic Transport

### Abstract

An aerodynamic database system named the NEXST-DB was constructed by JAXA to contribute on the aerospace research area in Japan. A number of aerodynamic data on the supersonic experimental airplane (NEXST-1) can be accumulated by the NEXST project. Three kinds of data of the pressure distribution, aerodynamic forces and boundary layer transitions were carried on the NEXST-DB. These aerodynamic data were obtained from the flight test, CFD analysis and wind tunnel tests. Furthermore, the geometry data of the NEXST-1 and the grid data for CFD analysis were also carried on the NEXST-DB. Those data can download on the website.

### 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA, 旧航空宇宙技術研究所)では次世代超音速旅客機の研究開発として小型超音速実験機(NEXST)プロジェクト<sup>1)</sup>を進めてきた。このプロジェクトでは空力設計技術の確立を目標に、超音速巡航時の抵抗低減に着目し、小型超音速実験機(NEXST-1)の空力設計を行った<sup>2)</sup>。また、飛行実験を行い空力設計手法や設計コンセプトの妥当性を検証<sup>3)</sup>した。

本NEXSTプロジェクトでは飛行実験データを含む多くの空力データを取得することができた。飛行実験では、風洞試験では得ることが難しい高レイノルズ数で、気流乱れの小さい超音速の空力データを取得した<sup>4)-6)</sup>。また、飛行実験データの評価においては、飛行実験条件と一致させるため空力による機体の変形<sup>7)</sup>や境界層遷移位置を考慮した高精度のCFD解析<sup>8)</sup>を行っている。空力設計においては多くのCFD解析結果や風洞試験データを取得している。抵抗低減設計コンセプトの有効性を確認する他に、飛行制御用の空力モデル製作のため、操舵面の効きを調べた空力データを取得した。このようにNEXSTプロジェクトではNEXST-1の同一形状で飛行実験、CFD、風洞試験による膨大な空力データが蓄積された。

そこで、JAXAではこれらの空力データを有効に利用することを考え、公開用のデータベース(NEXST-DB)を構築した<sup>9)</sup>。これらの空力データベースは日本の航空宇宙業界の技術発展において大

いに役立つことを期待している。本稿ではこのNEXST-DBの詳細について述べることとする。

### 2. データベース設計の基本方針

NEXST-DBの設計・製作においては社会への技術的な貢献を最優先とし、有効で効率的なデータベースを目指した。

- データの正確性：データの取得条件、データ、ダウンロード機能を集約し、データの間違っただけの利用がないようにした。
- データ利用の多様性：空力データの他に機体形状データやCFD解析の格子データも掲載した。CFD解析コード間の比較、風洞設備の比較など



図1. NEXST-DBトップページ

が可能である。

- ・利用の容易さ：必要なデータに正確で迅速に辿りつける、便利で分かりやすいシステムを心懸けた。
- ・システムの拡張性：将来的に空力データの追加や設計ツールの掲載を想定して拡張性のあるシステムにした。

空力データや形状データはテキスト形式や専用のデータ形式にダウンロードができる。そのため、空力設計における実験・解析結果の比較検証など幅広い利用者を想定した。利用者は日本に在住している研究者・学生を対象を限定した。

### 3. 内容

図1にはNEXST-DBのTOPページを示す。NEXST-DBには、飛行実験やCFD解析、風洞試験により得られた空力データを掲載している。また、これらの空力データを取得した機体や模型の形状データ、そしてCFD解析の場合の形状や格子データ、さらに空力データによる対外発表資料を掲載している。

#### 3.1 空力データ

表1にNEXST-DBに掲載した空力データの一覧表を示す。掲載データは主にNEXST-1単体形状のデータである。一部の風洞試験結果ではロケットと実験機(NEXST-1)が結合された結合形態(打上形

態)のデータもある。データの内容は表面静圧分布(圧力係数 $C_p$ 分布)、空気力(空力係数 $C_L$ ,  $C_D$ など)、流れ場の可視化データ、そして境界層遷移データを掲載している。

#### (1) 飛行実験データ

飛行実験では先述のように $C_p$ 分布、空気力、境界層遷移を計測した。図2に飛行実験でのマッハ数 $M$ 、迎角 $\alpha$ の時間履歴を示す。 $\alpha$ -sweepと $Re$ -sweepから成る空力計測フェーズと遷音速・回収フェーズ(マッハ数 $M=1.8-0.6$ )での空力データを掲載した(図2(a))。境界層遷移データはそれぞれのステップ(空力計測フェーズ内)での遷移計測センサーの出力から非乱流と乱流の境界を定義し表現している<sup>10)</sup>。また、ホットフィルムセンサーと非定常圧力トランスデューサーの生の波形図も掲載した。

#### (2) CFD解析データ

CFD解析は主にJAXAのUPACS(Unified Platform for Aerospace Computation Simulation)コードを用いた<sup>11)</sup>。CFDデータは大きく2種類ある。飛行実験データと比較評価する際のデータは飛行実験と解析条件を一致させることが重要であり、高精度CFD解析を行っている。例えば、空力設計形状(Aerodynamic Shape)での解析のほかに静的な空力弾性変形状(Elastic Shape)での解析や境界層遷移による摩擦抵抗の変化分を考慮した形状の解析<sup>8,12)</sup>を行っている。また、飛行実験のNEXST-1はADSプローブ(5

内容	機体形状	条件区分	M	単位Re数 [million]	$\alpha$ [deg]	種類	詳細	データ			
								Cp分布	空気力	遷移	可視化、 シュリーレン
設計手法、 設計コンセプト検証 (飛行実験検証)	単体形態	$\alpha$ -sweep フェーズ	2	46~5.8	-15~35	CFD	飛行実験	○	○	○	○
							空力形状	○	○		○
							弾性変形状	○	○		○
							遷移考慮	○	○		○
		遷移予測			○						
		風洞試験	○	○	○						
		CFD	空力形状	○	○		○				
			弾性変形状	○	○		○				
		遷移予測			○						
		設計手法、 コンセプト検証、 空力モデル	単体形態	遷音速・収収 フェーズ	0.6~1.8	7.4~11.5	飛行実験条件	飛行実験		○	
CFD	空力形状			○	○		○				
風洞試験	○			○	○	○					
CFD						○					
遷移予測					○						
風洞試験	○			○							
CFD	空力形状			○	○		○				
	遷移予測					○					
ONERA-S2MA	0.8~1.4			8	-2~3	風洞試験	○		○		
JAXA-TWT	0.8~1.4			10-12	-1~5		○				
空力モデル	打上形態	JAXA-SWT	1.4~2.2	27	-2~6	風洞試験		○		○	
						CFD	空力形状				
		JAXA-TWT	0.6~1.4	10-12	-2~6	風洞試験		○			
						CFD	空力形状				
		MHI-LWT	50m/s		-5~30 0	風洞試験		○			
								○			
空力モデル	分離形態	飛行実験	2.2	4~5	飛行実験条件	飛行実験		○			
		CFD	空力形状						○		
		風洞試験									
空力モデル	単体形態	JAXA-SWT	2.2	27	適切	CFD	空力形状		○		
		JAXA-SWT	1.4~2.2	27	適切	風洞試験		○		○	
						CFD	舵効き	○	○	○	
空力モデル	単体形態	JAXA-TWT	0.6~1.4	10-12	適切	風洞試験		○		○	
						CFD	舵効き				
		付加物効果	単体形態	$\alpha$ -sweep フェーズ	2	6	-2~6	CFD	付加物無	○	○
JAXA-SWT	2			27	-2~6	風洞試験	付加物有	○	○		○

表1. NEXST-DB掲載空力データ内容

孔ピートプローブ)や全温度センサー(TAT), 機体モニター用のカメラフェアリングなどの付加物と呼んでいるパーツが付いている。これらの付加物の影響をTAS(Tohoku University Aerodynamic Simulation)コードを用いたCFD解析により明らかにした<sup>11)</sup>。一方、NEXST-1の設計段階ではCFD解析結果を風洞試験結果と比較検証するため風洞試験と同一の $Re$ でCFD解析を行った。

### (3) 風洞試験データ

風洞試験データはCFD解析結果の比較検証や、飛行制御用の空力モデル作成(舵効きや横方向空力特性を含む)、付加物の効果など幅広く利用している。風洞試験はJAXA 2m×2m 遷音速風洞、JAXA 1m×1m 超音速風洞で行った。一部のデータはONERA S2MAの風洞試験結果も掲載した。風洞試験データにはシュリーレンによる流れ場の可視化画像も掲載した。風洞試験は空気力計測用の力模型と、圧力計測用の圧力模型で実施した。空力データは基本データと、差分で評価するデータに分けられる。これは数回にわたる風洞試験の間に風洞の改修や、模型のラフネスなど、試験条件が若干異なるためである。基本データが正のデータである。

### (4) 境界層遷移予測データ

飛行実験の境界層遷移データに対応するデータであり、線形安定論に基づく $e^N$ 法を用いた遷移予測コードLSTABを用いて予測した結果である。また、層流境界層分布はKaupsとCebeciのconical flow近似を適用している<sup>10)</sup>。将来的にはCFD解析(N-S)による境界層プロファイルを使用した結果も掲載する予定である。

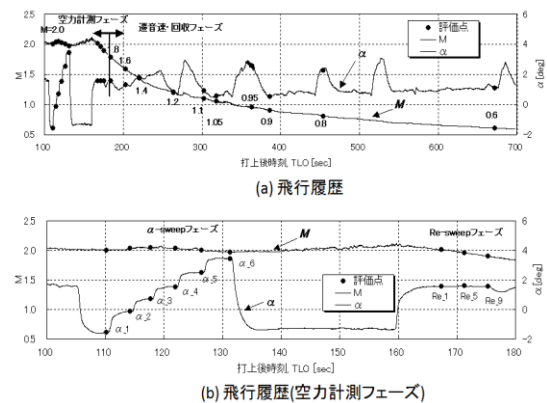


図2. 飛行実験の $M, \alpha$ の時間履歴

### 3.2 機体形状データ

本NEXST-DBの利用目的の一つとして、利用者が開発されたCFDコードとNEXST-DBの空力データとの比較することが考えられる。その際には両者の解析条件を一致させることが必要である。形状の違いはもちろん、解析の格子依存性もあることから、本NEXST-DBには機体の形状データや格子データを掲載した。機体形状はCATIA形式である。また、格子ファイルをPlot3D形式でダウンロードができるようにした。可能風洞試験では空気力による変形が小さいため、実機に比べ模型スケールは異なるものの空力形状で実施している。

### 3.3 対外発表論文

NEXST-1飛行実験に関連して対外発表した文献を掲載した。学会の転載許可を得ており、直接、資料のダウンロードができるようになっている。一方、転載許可を得てない文献は掲載されている所在を表記した。これらの文献を参照することで、NEXST-DBのデータがどのようにまとめられた



図3. 飛行実験データの樹形図 (NEXST-DB画面)

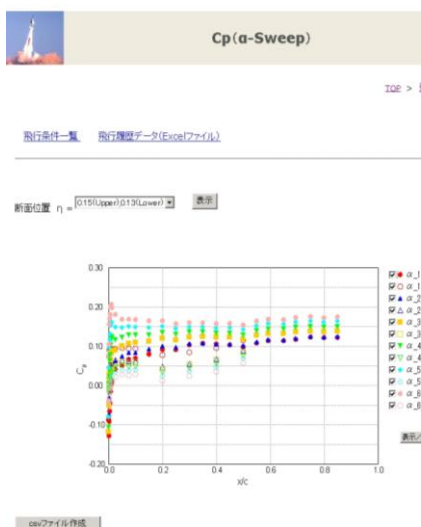


図4. 飛行実験データ $C_p$ 分布図 (NEXST-DB画面)



図5. CFD解析表示例 (NEXST-DB画面)

かがわかる。また、データの技術的な観点から参考になることが考えられる。

#### 4. 機能

NEXST-DBの主な特徴としては①掲載のデータの計測条件と計測データの図示、データダウンロードの機能が集約されている点である。そのため、利用者は図示化と計測条件から必要なデータを正確に把握でき、数値データが取得できるようになっている。また、②飛行実験データを掲載しているため通常の風洞試験では取得困難な高Re数のデータが掲載されている。飛行実験のケースとCFD解析のケースを例として説明していくこととする。

図3には飛行実験データの樹形図を示す。ここで $C_p$ のボタンをクリックすると計測した部位の全体図が表示される。下にある $\alpha$ -sweepやRe-sweep、遷音速・回収フェーズのボタンは飛行実験時の気流・姿勢などの飛行条件が見られる。次に図3の画面にて $\alpha$ -sweepのボタンをクリックするとあるスパン方向位置( $\eta$ )の各 $\alpha$ ステップ(全部で6ステップ)の上下面の $C_p$ 分布が図示される(初期画面では上面が $\eta=0.15$ 、下面 $\eta=0.13$ での $C_p$ 分布)(図4)。図示化にはデータを選択することができる。上方の $\eta$ の数値を変えることにより $C_p$ 分布の $\eta$ を変更できる。さらに下方にあるCSVファイル作成ボタンから $C_p$ 分布の数値ファイルがダウンロードできる。

図5にはCFD解析である解析ケースを選択した場合の画面を示す。解析の詳細な条件が表示され、格子名から格子図とPlot3D形式の格子ファイルがダウンロードできる。図5の画面では空気力データ表の他に $C_p$ 分布や圧力の表面図が見られる。また、可視化用のField View形式の解析結果の境界条件のファイルがダウンロードできる。

NEXST-DBで使用されている記号は別途記号表で定義し、用語集にて用語の説明を行っている。

#### 5. 利用方法

図6にNEXST-DB利用の流れ図を示す。まず、NEXST-DBのURLにて掲載内容(DEMO)や同意内容、動作環境などを確認し、申請用紙にて使用申請を行う。JAXAの担当者より申請者にメールで許可通知が配布される。セキュリティ上、申請者のメールアドレスには原則として公的なアドレスを使用する。申請書に記入された希望したIDやパスワード(JAXA担当者より変更依頼がなく、利用を許可された場合)でログインし、データベースを利用する。

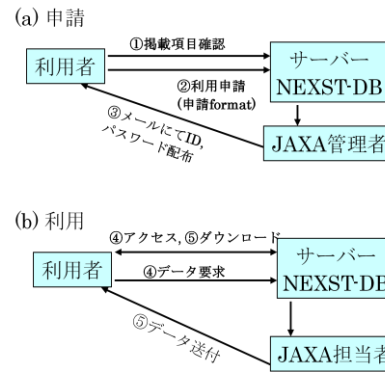


図6. NEXST-DB利用の流れ図

NEXST-DBのURL : <http://nexstodb.chofu.jaxa.jp/>

NEXST-DBのロゴ :



使用中、問い合わせなどがある場合は問い合わせ画面にて行う。技術的な部分のほかにもNEXST-DBシステムの改善など、多くのご意見を期待したい。なお、NEXST-DBは掲載内容の拡張やシステムの修正行い、バージョン管理を行う。

#### 6. まとめ

JAXAではNEXSTプロジェクトにおいて得られた空力データを用いて、データベースNEXST-DBを構築した。NEXST-DBには飛行実験やCFD解析、風洞試験結果を掲載し、Web上で図示することができ、なおかつ、テキストデータがダウンロードできるようにした。また、機体の形状データやCFD解析の格子データも掲載している。NEXST-DBは教育界や産業界において幅広く利用され、日本の航空宇宙業界の発展に貢献することを期待する。

#### 参考文献

- 1) Ohnuki, T. et. al, *ICAS* 2006-1.4.1, 2006.
- 2) 吉田憲司, 日本流体力学学会誌ながれ18, pp287-290, 1998.
- 3) 郭東潤ら, 宇宙航空研究開発機構報告 JAXA-RR-06-041, 2007.
- 4) 吉田憲司ら, 第37回日本航空宇宙学会年会講演会講演集, pp.42-45, 2006.
- 5) Kwak, D. Y. et. al, *AIAA Paper* 2006-3483, 2006.
- 6) Tokugawa, N, et. al, *ICAS* 2006-3.3.2, 2006.
- 7) Kawakami, H. et.al, *AIAA Paper* 2007-4174, 2007.
- 8) Ishikawa, H., et. al, *AIAA Paper* 2007-3925, 2007.
- 9) 郭東潤ら, 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A9, 2008.
- 10) 徳川直子ら, 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A11, 2008.
- 11) 石川敬掲ら, 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A13, 2008.
- 12) 川上浩樹ら, 第39期日本航空宇宙学会年会講演会. 2A12, 2008.





小型超音速実験機飛行実験データ解析完了報告会  
2008年7月10日 東京大学山上会館



## ロケット実験機の空力データベース概要

郭 東潤 (JAXA)  
黒田 文武 (菱友システムズ)  
伊藤 健, 徳川 直子 (JAXA)  
石川 敬掲, 中畠 浩二 (三向ソフトウェア開発)  
野口 正芳 (JAXA)  
上田 良稻 (東京ビジネスサービス)  
吉田 憲司 (JAXA)

P.2

### NEXST空力データベース



#### 目的

小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)プロジェクトにおいて得られた技術データを社会に提供することにより日本の航空宇宙科学技術向上に貢献する。

#### 対象

小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)データと関連資料

#### 名称

小型超音速実験機 空力設計技術データベース

URL: <http://nexstdb.chofu.jaxa.jp/>

ロゴ:



## P.3

## NEXST-DB製作に基本方針



NEXST-DBの設計・製作においては社会への技術的な貢献を最優先とし、有効で効率的なデータベースを目指した

**・データの正確性**

- データの取得条件、データ、ダウンロード機能を集約

**・データ利用の多様性**

- 空力データ, 機体形状データなどの多様なデータを掲載
- CFD解析コード間の比較、風洞設備の比較

**・利用の容易さ**

- 必要なデータに正確で迅速に辿りつける、便利で分かりやすいシステム

**・システムの拡張性**

- 将来的にデータの追加, 設計ツールの掲載を想定し, 拡張的なシステム

## P.4

## 掲載データ内容

**1. 空力データ**

- ・飛行実験
- ・CFD解析
- ・風洞試験(JAXA SWT, TWTなど)
- ・境界層遷移予測

**2. 機体形状データ**

- ・NEXST-1基本形態, 舵面操舵形態
- ・CFD解析格子データ

**3. 对外発表資料**

- ・学会、論文発表資料

**4. その他**

- ・飛行履歴、記号・用語集
- ・将来的には抵抗低減設計ツール



## P.5

## 空力データ内容

内容	機体形状	条件区分	M	単位Re数 [million]	$\alpha$ [deg]	種類	詳細	データ						
								Cp分布	空気力	遷移	可視化、 シュリーレン			
設計手法、 設計コンセプト検証 (飛行実験検証)	単体形態	$\alpha$ -sweep フェーズ	2	4.6~5.8	-1.5~3.5	CFD	飛行実験	○	○	○	○			
							空力形状	○	○	○	○			
							弾性変形形状	○	○	○	○			
							遷移考慮	○	○	○	○			
		遷移予測			○									
		Re-sweep フェーズ	12.6(評価点)	1.5	CFD	風洞試験	○	○	○					
						空力形状	○	○		○				
						弾性変形形状	○	○		○				
						遷移予測			○					
						飛行実験		○						
CFD 空力形状	○					○		○						
設計手法、 コンセプト検証、 空力モデル	単体形態	遷音速・回収 フェーズ	0.6~1.8	7.4~11.5	飛行実験条件	CFD	空力形状	○	○		○			
		JAXA-SWT	1.4~2.2	27	-2~6	風洞試験	○	○	○	○				
						CFD	○	○		○				
						遷移予測			○					
						風洞試験	○	○		○				
		JAXA-TWT	0.6~1.4	10~12	-2~6	CFD 空力形状	○	○		○				
						遷移予測			○					
						ONERA-S2MA	0.8~1.4	8	-2~3	風洞試験	○		○	
										JAXA-TWT	0.8~1.4	10~12	-1~5	○
		空力モデル	打上形態	JAXA-SWT	1.4~2.2	27	-2~6	風洞試験		○		○		
CFD 空力形状														
JAXA-TWT	0.6~1.4			10~12	-2~6	風洞試験		○						
						CFD 空力形状		○						
MHI-LWT	50m/s				-5~30 0	風洞試験		○						
						飛行実験		○						
空力モデル	分離形態	飛行実験	2.2	4~5	飛行実験条件	CFD 空力形状		○		○				
		JAXA-SWT	2.2	27	適切	風洞試験		○						
CFD 空力形状														
空力モデル	単体形態	JAXA-SWT	1.4~2.2	27	適切	風洞試験		○		○				
						CFD 舵効き	○	○		○				
		JAXA-TWT	0.6~1.4	10~12	適切	風洞試験		○		○				
						CFD 舵効き								
付加物効果	単体形態	$\alpha$ -sweep フェーズ	2	6	-2~6	CFD	付加物無	○	○		○			
							付加物有	○	○		○			
		JAXA-SWT	2	27	-2~6	風洞試験	付加物無	○	○		○			
							付加物有	○	○		○			

## P.6

## 空力データ

## 1. 飛行実験データ

- ・M=2.0の空力計測フェーズおよびM=0.6-1.8遷音速・回収フェーズデータ
- ・飛行履歴データ、飛行実験の画像・動画
- ・表面静圧分布：機体周りのCp分布
- ・境界層遷移データ：4つのセンサー時系列、遷移分布図
- ・空気力データ：縦方向3分力

## 2. CFD解析データ

- ・JAXA-UPACS, TASコードの解析結果
- ・機体形状：空力形状、空力弾性変形形状、遷移考慮した解析
- ・付加物効果：ADSプローブ、TAT、カメラフェアリング効果
- ・舵効きデータ：スタビライザー操舵
- ・可視化図はFieldView形式

## 3. 風洞試験データ

- ・JAXA-TWT, SWT, ONERA-S2MA, MHI-LWT
- ・単体形態、打上形態、ロケット・実験機分離試験
- ・基本形態および舵面操舵形態
- ・付加物の影響、ラフネスの影響

## 4. 境界層遷移予測データ

- ・e<sup>n</sup>法を用いた遷移予測コードLSTABを用いて予測した結果
- ・層流境界層分布はKaupsとCebeciのconical flow近似を適用

P.7

## 機体形状, および論文発表データ

NEXST-DB

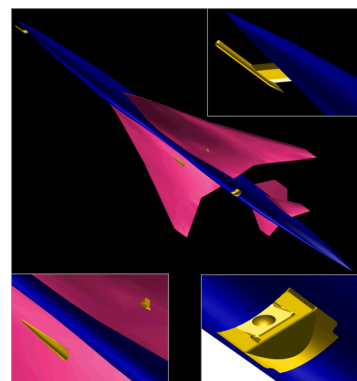
## 機体形状

## CATIA V4形式データ

- ・基本形態, 舵面操舵形状, 付加物あり形状
- ・空力形状, 空力静的弾性変形形状(NASTRAN解析)

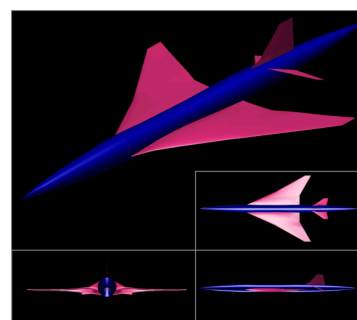
## CFD解析格子データ

- ・格子ファイルをPlot3D形式でダウンロード可能



## 対外論文発表データ

- ・NEXST-1飛行実験に関連して対外発表文献掲載
- ・学会の転載許可を得ており、ダウンロード可能, 転載許可がない文献は掲載の所在を表記
- ・学会 / 論文発表資料
- ・JAXA技術論文:JAXA-RR, RM, SP(CFD Work-shop, 遷移研究会)



P.8

## NEXST-DB機能 1/2

NEXST-DB

## 1. 空力データの他に形状データ、格子データを掲載

- CFD解析コードの比較, 風洞設備の比較
- 可視化用のField View形式の解析結果の境界条件のファイルがダウンロード

## 2. 掲載データの計測条件を表示

- 掲載データの誤使用防止



CFD解析結果詳細

[TOP](#) > [CFD](#) > [単体形態](#) > [NEXST-1\(飛行\)](#)

【解析条件】

ID	2353	代表長さ[m]	11.5
迎角	-0.09	基準面積[m <sup>2</sup> ]	10.1174
マッハ数	2.02	縦基準長さ[m]	2.754
高度[km]	18.775	横基準長さ[m]	4.716
単位Re数[E+6]	4.85	格子名	<a href="#">R4_wbT_AS6_M2_050419</a>
静温[K]	203.63	ソルバー	UPACS-1.4.1-40518

【解析結果】

$C_d$	0.0316
$C_d$	0.0109
$C_{dp}$	0.0067
$C_{df}$	0.0042
$C_m$	-0.0065
関連資料	
備考	


[ファイル形式について](#)



## P.9

## NEXST-DB機能 2/2

## 3. NEXST-DBでデータの図示、数値データのダウンロード

- 必要なデータを選択し、グラフ作成
- 図示後、必要なデータはテキスト形式でダウンロード可能
- CFDと風洞試験などの比較図作成可能

## 4. 掲載データ, 計測条件, 図示化機能、データダウンロード機能が集約

- ・図示化と計測条件から必要なデータを正確に把握でき、数値データが取得できる

## 5. NEXST-DBの記号は別途記号表で定義し、用語集にて用語の説明

## 6. 将来的には設計ツールを掲載し、NEXST-DBを用いてSST形態の抵抗低減空力設計ができる機能を備える予定



## 利用方法

## P.10

## 利用対象

- ・技術/学術的な有効利用に限る。
- ・輸出制限により日本国籍または日本滞在6か月以上方に制限
- ・会社・法人・大学・政府機関

## 利用方法

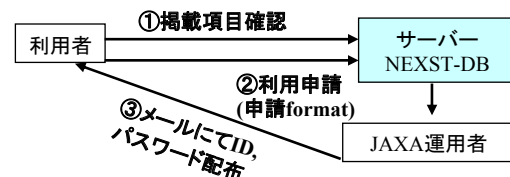
## 1. NEXST-DBのURLにて利用申請

- ・ID, Password管理: 申請時に希望ID, P/W記入
- ・職場のメールアドレス記入(基本的に個人メールアドレスの使用は禁じる)

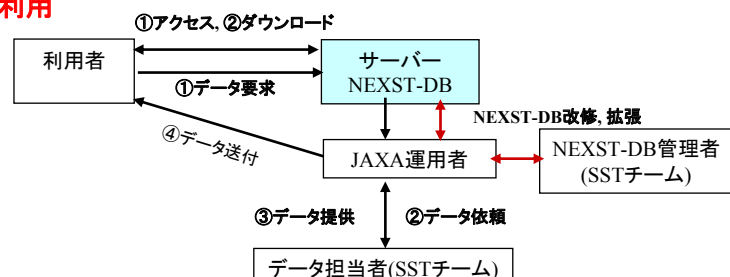
## 2. JAXA管理者より承認

- ・メールにて連絡

## 利用申請



## 利用



P.11

NEXST-DB デモ



<http://nexstdb.chofu.jaxa.jp>

P.12

まとめ



NEXSTプロジェクトにおいて得られた空力データを用いて、超音速航空機用のデータベースを構築した。

- ・飛行実験やCFD解析、風洞試験および境界層遷移予測結果を掲載した。
- ・データベース上でデータの図示ができ、なおかつ、テキストデータがダウンロードできる。
- ・空力データの計測条件を詳細に表示した。
- ・空力データ、計測条件、図示、ダウンロードが集約され、機能性の高いデータベースにした。
- ・機体の形状データやCFD解析の格子データも掲載し、多様性のあるデータベースにした。

NEXST-DBは教育界や産業界において幅広く利用され、日本の航空宇宙業界の発展に貢献することを期待する。

## NEXST-DB デモ



P.13

**JAXA** 宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

# NEXST-DB

## NEXST プロジェクト 空力設計技術データベース

ログインID:   
Password:

- [DEMO \(\\*分\\*\\*秒\)](#)
- [新規登録](#)
- [お問い合わせ](#)

「NEXST-DB」について

NEXST-DBは宇宙航空研究開発機構(JAXA)の航空プログラムグループ超音速機チームを中心として進められた小型超音速実験機プロジェクトで取得した空力データを整理したものです。これらのデータを広く公開することによって、日本における航空機の設計開発技術の向上、研究の発展に貢献することを目的としています。

NEXST-DBには、

- 飛行実験結果
- CFD解析結果
- CFD格子データ
- 風洞試験結果
- 機体・模型形状データ
- 関連論文

等が収録されています。

現在のバージョンは、Ver.08-01です。

初めてご利用の方へ

NEXST-DBをご利用になるには、**ユーザ登録(無料)**をする必要があります。登録がお済みでない場合は、[こちらから](#)新規登録ができます。また、データベースの内容については、[DEMO](#)をご確認ください。

## NEXST-DB デモ:登録フォーム



P.14

**JAXA** 宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

# NEXST-DB

## NEXST プロジェクト 空力設計技術データベース

- [DEMO \(\\*分\\*\\*秒\)](#)
- [ログインページ](#)

会員登録をいただくには、以下のサイトポリシーに同意の上、登録フォームのすべての欄にご記入ください。

サイトポリシー

2008年4月23日 更新

小型超音速実験機 空力データベース(以下、NEXST-DBおよび本システム)は、小型超音速実験機プロジェクトにおける空力分野の研究結果をまとめたデータベースです。NEXST-DBは、独立行政法人 宇宙航空研究開発機構(以下、JAXA)よりインターネット上で無償で提供されています。本利用条件におけるNEXST-DBの範囲は、NEXST-DBに含まれる全てのデータ及び公開サイトのシステム全体を指します。利用者

☐ 同意する ☐ 同意しない

### 登録フォーム

日本国籍を有する : ☐ はい ☐ いいえ  
または  
日本在住が6ヶ月以上

ログインID:  英数字と半角記号のみ、文字数は4～20文字です。既に登録されているIDは使用できません。

パスワード:  英数字と半角記号で記入ください。

パスワード(確認):  確認のため、もう一度ご記入ください。

お名前  
ふりがな

E-Mail:  検索用のメールアドレスを指定ください。検索用は本メールアドレスとは別に指定し、変更を通知する場合があります。

貴社・貴校名:  連絡されている場合、住所録を記入ください。

貴社・貴校URL:  ※所属先まで記入ください。連絡されている場合、住所録をも記入ください。登録申請の際に必要にさせていただきます。

ご所属部署・学科名:  連絡されている場合、住所録を記入ください。

ご住所:  郵便番号は半角数字7桁で記入ください。

TEL:  ※所属先まで記入ください。

ご利用目的:  5000文字以内



P.15

## NEXST-DB デモ:承認メール例



## 承認のメールの例

郭様

この度はNEXST-DBへのご登録のお申込みどうもありがとうございました。

当データベースは、JAXAの研究成果を外部の学術・研究機関や企業の方々にご活用頂く目的で公開させて頂いております。さて、今回のお申し込みについて、正式にIDを発行させて頂きますので、ご連絡申し上げます。なお、IDおよびパスワードについては、登録時にお申し込み頂いた通りとなっております。

当データベース運用ポリシーを再度ご一読頂きご理解頂いた上で、データを有効にご活用頂き、新たな研究成果が創出されることをNEXST-DB関係者一同心より期待しております。今後ともどうぞよろしくお願い致します。

JAXA NEXST-DB 管理担当者

P.16

## NEXST-DB デモ





P.17

## NEXST-DB デモ:飛行実験データ樹形図

NEXST-DB



P.18

## NEXST-DB デモ:表面静圧分布図

NEXST-DB



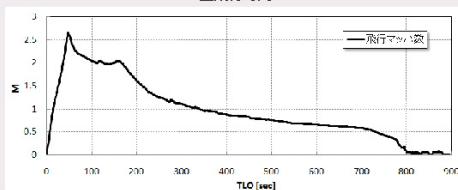
## NEXST-DB デモ:飛行履歴



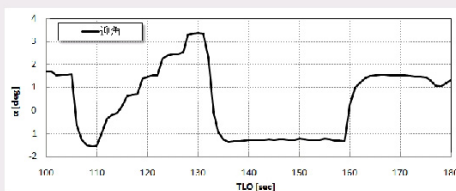
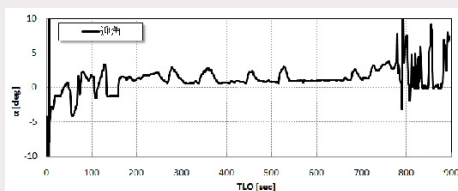
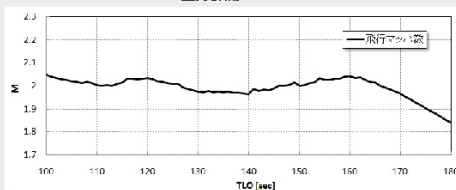
P.19

打ち上げからの時刻 TLO [sec]	イベント内容
0.00	リフトオフ
71.46	分離時機体姿勢安定制御(ロケット, 実験機分離)
73.46	分離後1G保持制御
76.46	試験開始点誘導
105.22	空力計測フェーズ飛行区間( $\alpha$ スweep試験)
131.54	OGダイブ加速区間
159.50	空力計測フェーズ飛行区間(Reスweep試験)
175.52	エネルギー調整区間
175.54	旋回区間
245.18	閉傘点誘導区間:初期誘導
267.24	閉傘点誘導区間:エネルギー調整
674.74	閉傘点誘導区間:最終エネルギー調整
772.18	閉傘準備区間
777.92	リーフ閉傘時姿勢保持区間
777.96	パイロットシュート閉傘指令
789.94	閉傘時0能力保持区間
799.96	ライザーカバー分離指令
805.96	パラシュート拘束解除指令
871.28	エアバック展張指令
922.10	着地機知信号

全飛行時間



空力計測フェーズ



## NEXST-DB デモ:CFDデータ樹形図



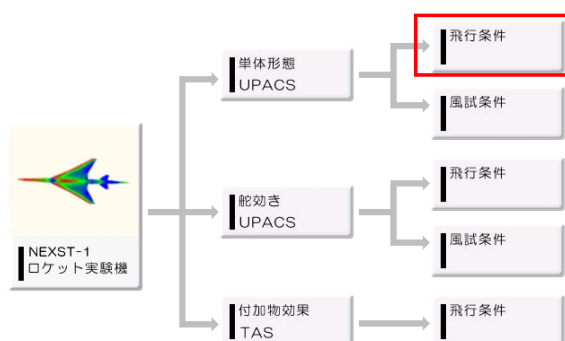
P.20



CFD

TOP &gt; CFD

TOP  
飛行実験  
CFD  
風洞試験  
遷移予測  
機体・模型形状  
設計ツール  
対外発表資料  
用語解説  
記号表  
リンク集



TOP &gt; CFD

[DEMO](#) [サイトポリシー](#) [お問い合わせ](#) [ログアウト](#)

Copyright 2008 Japan Aerospace Exploration Agency

## NEXST-DB デモ:解析ケース表



P.21



## NEXST-1(飛行実験)

TOP &gt; CFD &gt; 単体形態 &gt; NEXST-1(飛行実験)

解析方法

## 【a-Sweep】

形状	マッハ数	乱流計算	計測フェーズ						
			a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	
AS	飛行実験条件	全面乱流	2716	2717	2718	2719	2720	2721	3分カグラフ表示
ES	飛行実験条件	全面乱流	2746	2747	2748	2749	2750	2751	3分カグラフ表示
ES	飛行実験条件	層流+乱流	2752	2753	2754	2755	2756	2757	3分カグラフ表示

## 【Re-Sweep】

形状	マッハ数	乱流計算	計測フェーズ		
			Re_1	Re_5	Re_9
AS	飛行実験条件	全面乱流	2722	2723	2724
ES	飛行実験条件	全面乱流	2798	2799	2800
ES	飛行実験条件	層流+乱流	2801	2802	2803

TOP &gt; CFD &gt; 単体形態 &gt; NEXST-1(飛行実験)

DEMO サイトポリシー お問い合わせ ログアウト

Copyright 2008 Japan Aerospace Exploration Agency

## NEXST-DB デモ:解析条件



P.22



## CFD解析結果詳細

TOP &gt; CFD &gt; 単体形態 &gt; NEXST-1(飛行実験) &gt; CFD解析結果詳細

## 【解析条件】

ID	2716	代表長さ[m]	11.5
迎角	-1.57	基準面積[m <sup>2</sup> ]	10.1174
マッハ数	2.00	縦基準長さ[m]	2.754
高度[km]	18.94	横基準長さ[m]	4.716
単位Re数[E+6]	4.62	格子名	B4_wbT_AS6_M2_050419
静温[K]	206.30	ソルバー	UPACS-1.4.1-40518

## 【解析結果】

C <sub>L</sub>	-0.0243
C <sub>D</sub>	0.0111
C <sub>DP</sub>	0.0068
C <sub>DF</sub>	0.0043
C <sub>m</sub>	0.0132
関連資料	
備考	



ファイル形式について

TOP &gt; CFD &gt; 単体形態 &gt; NEXST-1(飛行実験) &gt; CFD解析結果詳細

DEMO サイトポリシー お問い合わせ ログアウト

Copyright 2008 Japan Aerospace Exploration Agency

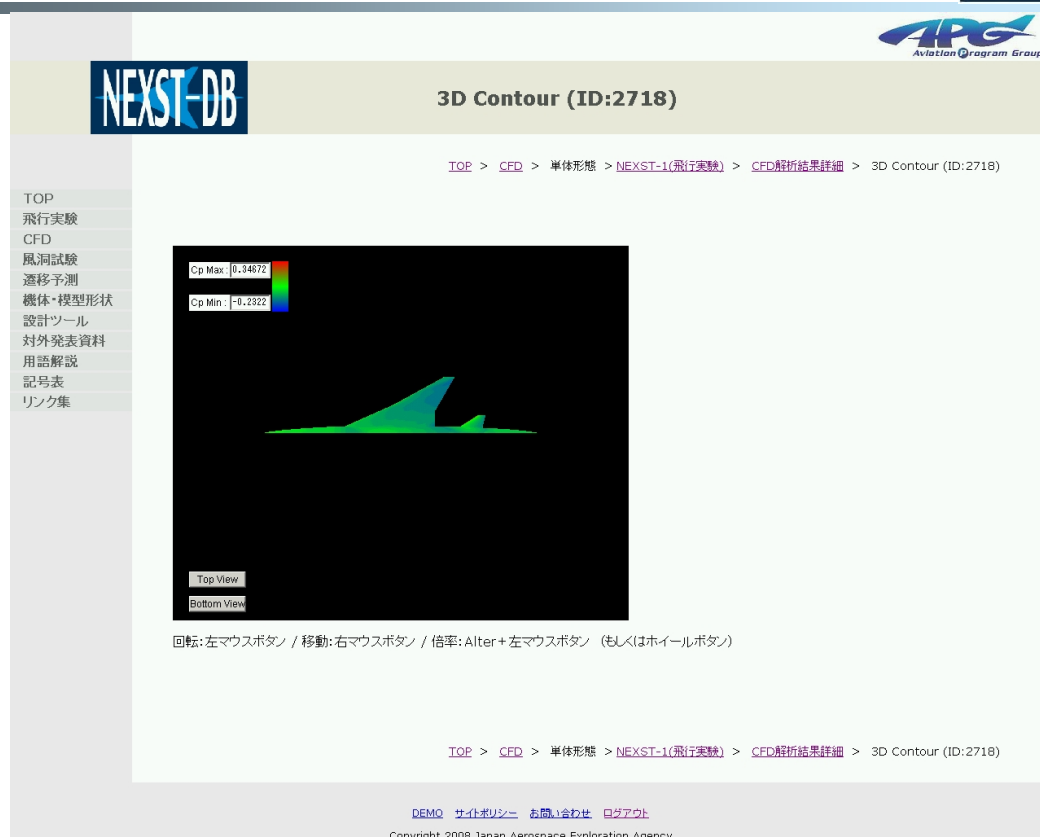
P.23

## NEXST-DB デモ:解析結果(表面静圧分布)



P.24

## NEXST-DB デモ:表面静圧分布図





## P.25

## NEXST-DB デモ:CFD解析格子図



TOP

飛行実験

CFD

風洞試験

遷移予測

機体・模型形状

設計ツール

対外発表資料

用語解説

記号表

リンク集

**NEXST-DB**

3D Grid (ID:302)

[TOP](#) > [CFD](#) > 単体形態 > [NEXST-1\(飛行実験\)](#) > [CFD解析結果詳細](#) > [格子情報](#) > 3D Grid (ID:302)

回転:左マウスボタン / 移動:右マウスボタン / 倍率:Alt+左マウスボタン (もしくはホイールボタン)

[TOP](#) > [CFD](#) > 単体形態 > [NEXST-1\(飛行実験\)](#) > [CFD解析結果詳細](#) > [格子情報](#) > 3D Grid (ID:302)

[DEMO](#) [サイトポリシー](#) [お問い合わせ](#) [ログアウト](#)

Copyright 2008 Japan Aerospace Exploration Agency

## P.26

## NEXST-DB デモ:風洞試験データ樹形図



**NEXST-DB**

風洞試験

[TOP](#) > 風洞試験

TOP

飛行実験

CFD

風洞試験

遷移予測

機体・模型形状

設計ツール

対外発表資料

用語解説

記号表

リンク集

CFD 解析結果あり

NEXST-1  
ロケット実験機

打上形態

低速(力)模型

MHI 低速風洞

高速(力)模型

TWT1 JAXA 超音速風洞

SWT1 JAXA 超音速風洞

分離形態

分離干渉(力)模型

SWT1 JAXA 超音速風洞

単体形態

高速(力)模型

TWT1 JAXA 超音速風洞

SWT1 JAXA 超音速風洞

高速(圧力)模型 8.5%

TWT1 JAXA 超音速風洞

SWT1 JAXA 超音速風洞

高速(圧力)模型 23.3%

TWT1 JAXA 超音速風洞

SZMA ONEFA 超音速風洞

[TOP](#) > 風洞試験

[DEMO](#) [サイトポリシー](#) [お問い合わせ](#) [ログアウト](#)

Copyright 2008 Japan Aerospace Exploration Agency

P.27

## NEXST-DB デモ:試験ケース表



単体形態-高速/圧力8.5%模型(SWT1)

TOP &gt; 風洞試験 &gt; NEXST-1 模型情報 &gt; 単体形態-高速/圧力8.5%模型(SWT1)

## 《 基本 》

ID	マッハ数	単位Re数[E+6]	$P_0$ [kPa]	$T_0$ [K]	$\alpha_0$ [deg]	$\beta_0$ [deg]	形態ID	写真
<a href="#">25119-1</a>	1.4	22.85	150.00	294.65	-2.0	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25119-2</a>	1.4	22.95	150.00	293.82	-0.1	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25119-3</a>	1.4	23.03	150.00	293.01	0.8	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25119-4</a>	1.4	23.11	150.00	292.27	1.8	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25120-2</a>	1.4	23.07	150.00	292.63	2.7	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25120-3</a>	1.4	23.11	150.00	292.27	3.6	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25120-4</a>	1.4	23.17	150.00	291.80	5.5	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25121-1</a>	1.61	24.92	170.00	292.97	-2.0	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25121-2</a>	1.61	24.96	170.00	292.76	-0.1	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25121-3</a>	1.61	24.99	170.00	292.43	0.8	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25121-4</a>	1.61	25.05	170.00	292.07	1.8	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25122-2</a>	1.61	24.78	170.00	294.24	2.7	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25122-3</a>	1.61	24.83	170.00	293.83	3.6	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25122-4</a>	1.61	24.91	170.00	293.31	5.5	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25123-1</a>	1.81	25.93	190.00	293.91	-2.0	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>
<a href="#">25123-2</a>	1.81	25.9	190.00	293.95	-0.1	0.0	<a href="#">18</a>	<input type="button" value="Op分布図表示"/>

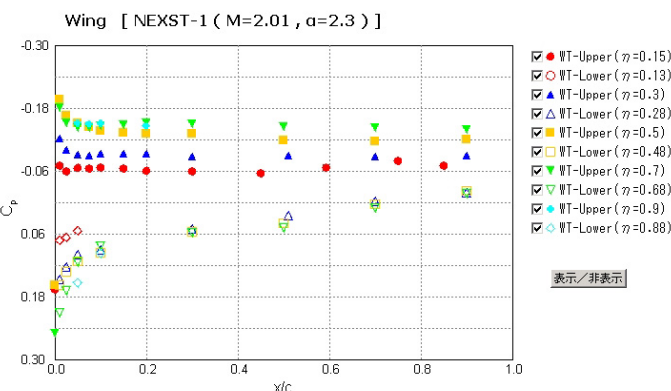
P.28

## NEXST-DB デモ:表面静圧分布



Cp分布図 [Run No.25116, Data No.3]

TOP &gt; 風洞試験 &gt; NEXST-1 模型情報 &gt; 単体形態-高速/圧力8.5%模型(SWT1) &gt; Cp分布図 [Run No.25116, Data No.3]



csvファイル作成

# NEXST-DB デモ:CFDと風洞試験結果の重ね合わせ

P.29



TOP

飛行実験

CFD

風洞試験

遷移予測

機体・模型形状

設計ツール

対外発表資料

用語解説

記号表

リンク集

**NEXST-DB**

CFD解析結果の重ね合わせ

TOP > 風洞試験 > NEXST-1 > 単体形態-高速/圧力8.5%模型(SWT1) > Cp分布図 [Run.No.25119\_Data.No.1] > CFD解析結果の重ね合わせ

**風試結果**

Run No.	Data No.	マッハ数	迎角[deg]
25119	1	1.4	-2.0

**CFD結果**

解析ID	マッハ数	迎角[deg]	C <sub>L</sub>	C <sub>D</sub>
C 1737	1.2	-2.0	-0.0601	0.0157
C 1738	1.2	-1.0	-0.0088	0.0147
C 1739	1.2	0.0	0.0418	0.0150
C 1746	1.4	-2.0	-0.0537	0.0137
C 1747	1.4	-1.0	-0.0062	0.0129
C 1748	1.4	0.0	0.0408	0.0131
C 1755	1.6	-2.0	-0.0481	0.0129
C 1756	1.6	-1.0	-0.0040	0.0121
C 1757	1.6	0.0	0.0397	0.0124

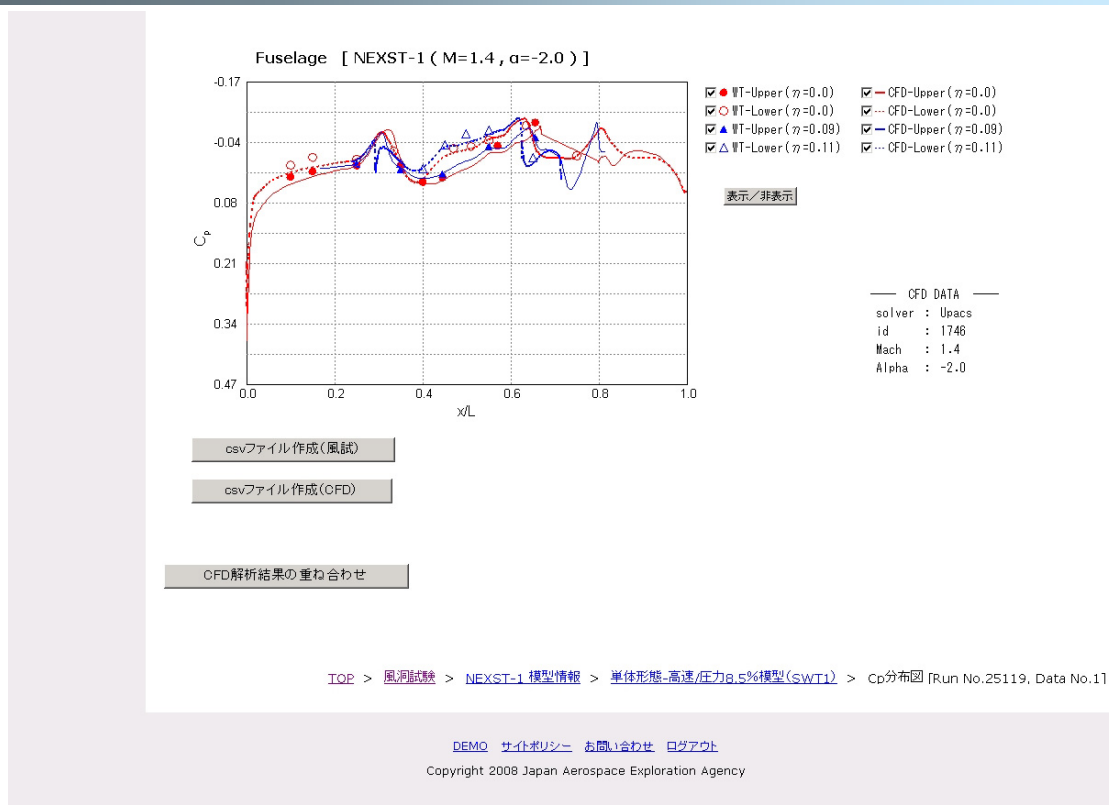
実行 リセット

TOP > 風洞試験 > NEXST-1 > 単体形態-高速/圧力8.5%模型(SWT1) > Cp分布図 [Run.No.25119\_Data.No.1] > CFD解析結果の重ね合わせ

[DEMO](#) [サイトポリシー](#) [お問い合わせ](#) [ログアウト](#)  
 Copyright 2008 Japan Aerospace Exploration Agency

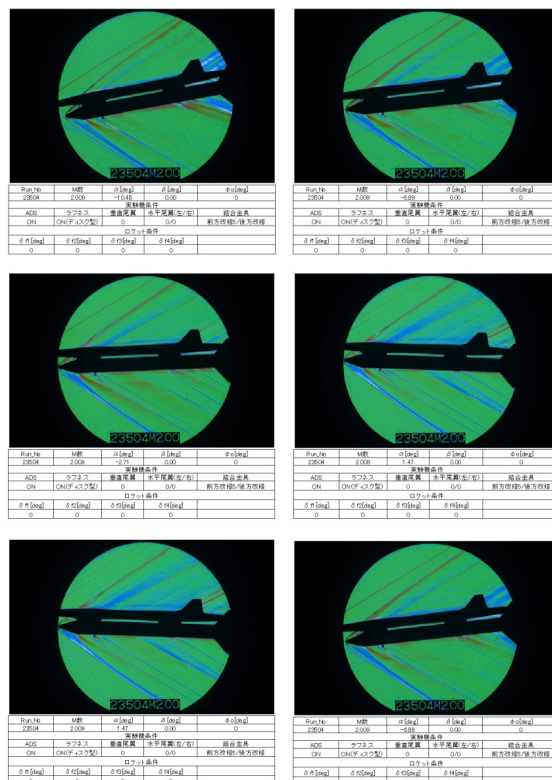
P.30

## NEXST-DB デモ:表面静圧分布(CFD, 風洞試験)



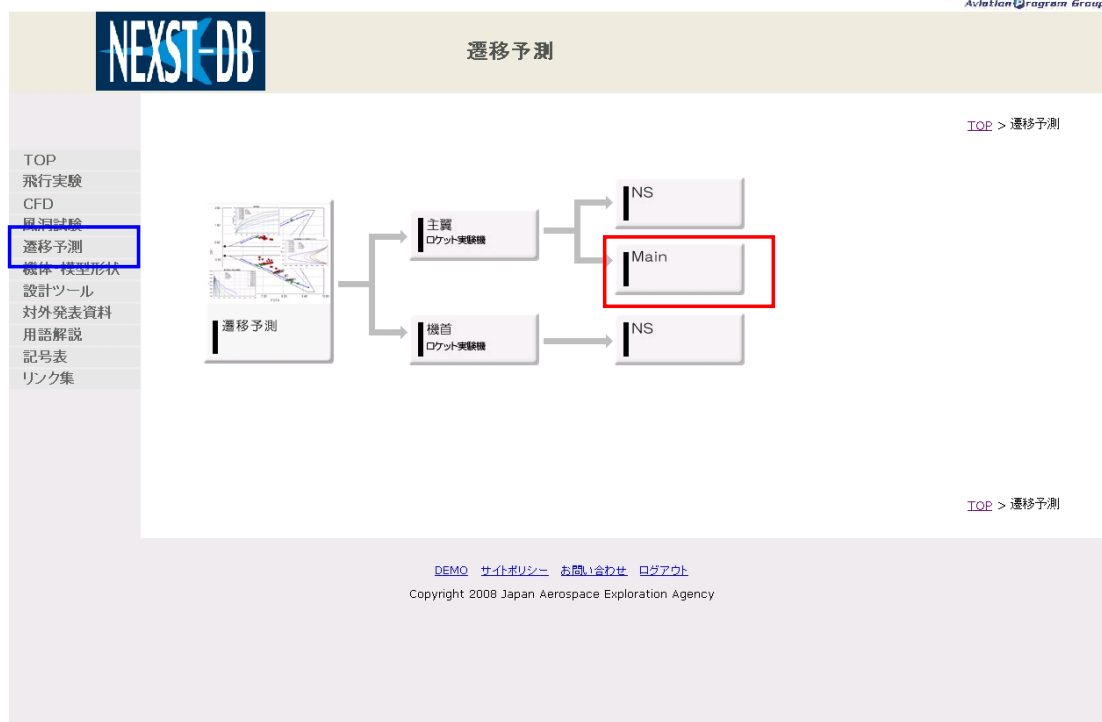
P.31

## NEXST-DB デモ:風洞試験シュリーレン画像



P.32

## NEXST-DB デモ:遷移予測樹形図

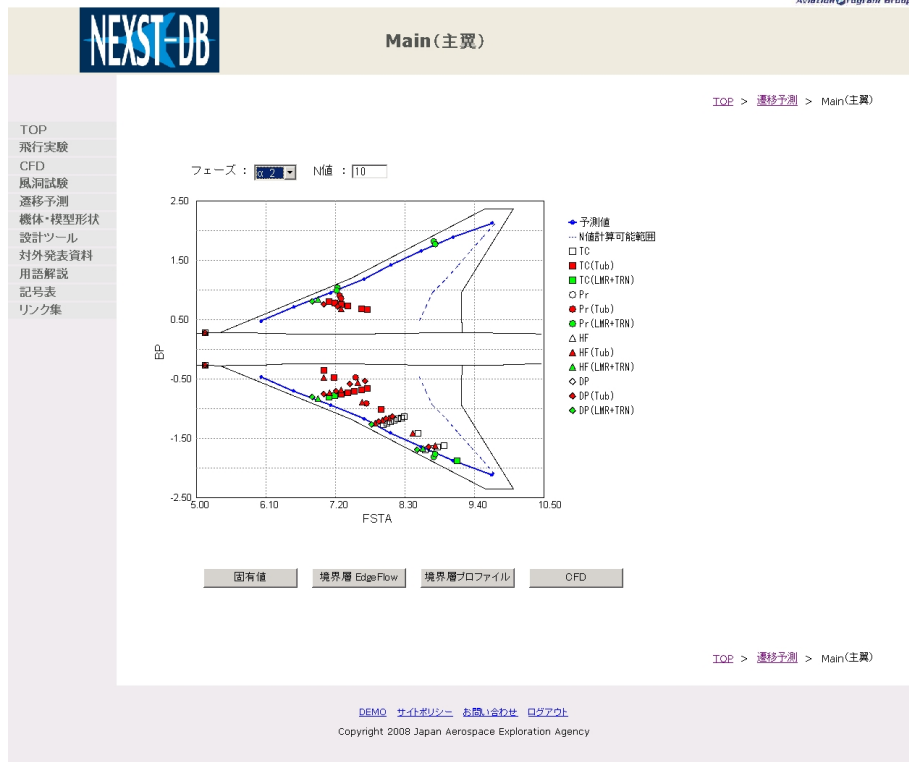




## NEXST-DB デモ:遷移分布図



P.33



## NEXST-DB デモ:機体形状一覧表



P.34

**NEXST-DB** 機体・模型形状

TOP > 機体・模型形状

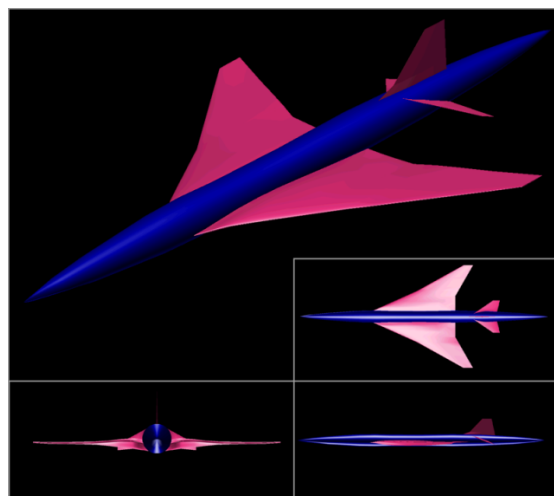
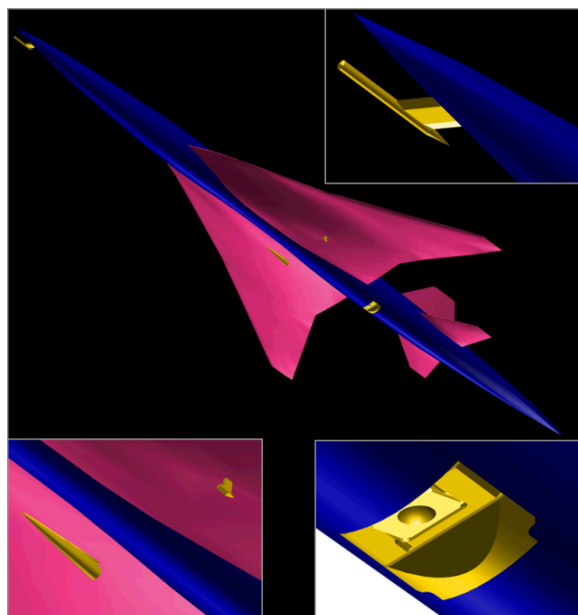
形状	備考	ダウンロード
<a href="#">8.5%模型</a>	ASの8.5%スケール	<a href="#">CATIA V4</a>
<a href="#">AS</a>	空力形状	<a href="#">CATIA V4</a>
<a href="#">ES</a>	静的空弾形状	
<a href="#">水尾+10</a>	ASの水平尾翼舵角10°	<a href="#">CATIA V4</a>
<a href="#">水尾+20</a>	ASの水平尾翼舵角20°	<a href="#">CATIA V4</a>
<a href="#">水尾-10</a>	ASの水平尾翼舵角-10°	<a href="#">CATIA V4</a>
<a href="#">AS 付加物あり</a>	空力形状(付加物あり)	<a href="#">CATIA V4</a>

TOP > 機体・模型形状

DEMOS サイトポリシー お問い合わせ ログアウト  
Copyright 2008 Japan Aerospace Exploration Agency

P.35

## NEXST-DB デモ:機体形状データ



P.36

## NEXST-DB デモ:発表論文リスト



対外発表資料

[TOP](#) > 対外発表資料

TOP  
飛行実験  
CFD  
風洞試験  
遷移予測  
機体・模型形状  
設計ツール  
**対外発表資料**  
用語解説  
記号表  
リンク集

	学術論文	<input type="checkbox"/> 頭発表論文	RR/RM	その他	検索
ID	題名		第一著者	学会・掲載誌	
17	小型超音速実験機の遷移計測(速報)		徳川直子	JAXA-SP	<a href="#">[ダウンロード]</a>
18	Flight Test Results of NEXST-1 Airplane		郭東潤	JAXA-SP	<a href="#">[ダウンロード]</a>
19	Outline of CFD Workshop on flight test results of NEXST-1 airplane		吉田憲司	JAXA-SP	<a href="#">[ダウンロード]</a>
20	JAXA's CFD analysis of NEXST-1		石川敬樹	JAXA-SP	<a href="#">[ダウンロード]</a>
21	Summary of CFD analysis of NEXST-1 flight test		吉田憲司	JAXA-SP	<a href="#">[ダウンロード]</a>
22	小型超音速実験機(ロケット実験機;NEXST-1)第2回飛行実験		大貫武	JAXA-RR	<a href="#">[ダウンロード]</a>
23	小型超音速実験機(NEXST-1)飛行実験による空力設計の検証		郭東潤	JAXA-RR	<a href="#">[ダウンロード]</a>
24	ホットフィルムを用いた小型超音速実験機の遷移点検出		徳川直子	JAXA-RR	<a href="#">[ダウンロード]</a>
25	非定常圧力センサーを用いた小型超音速実験機の遷移点検出		徳川直子	JAXA-RR	<a href="#">[ダウンロード]</a>

[TOP](#) > 対外発表資料

[DEMO](#) [サイトポリシー](#) [お問い合わせ](#) [ログアウト](#)

Copyright 2008 Japan Aerospace Exploration Agency

## NEXST-DB デモ:用語解説



P.37

TOP

飛行実験

CFD

風洞試験

遷移予測

機体・模型形状

設計ツール

対外発表資料

用語解説

記号表

リンク集

用語解説

TOE > 用語解説

あ か さ た な は ま や ら わ

A B C D E F G H I J K L M

N O P Q R S T U V W X Y Z

あ

**亜音速** subsonic speed

音の速さよりも速い速度。航空機に関連しては、航空機周りの気流の速度がどの部分においても音速に達しない。マッハ数が0.75以下の速度領域を指すことが多い。この速度では空気はほとんど圧縮されず、いわゆる完全流体（ただし粘性はある）と考えてよい。

**α<sub>n</sub>** αスweep試験フェーズのn番目ステップ(n=1~6)

**αスweep試験フェーズ** 小型超音速実験機の飛行実験で、表面気流の状態などを計測した1番目の試験フェーズ。高度約18kmにおいて、マッハ数をほぼ2に固定し、迎角を6段階に変化（スweep）させた。迎角を通常αと表記することから、機力係数CLが0.10となるαスweep試験フェーズの4番目のステップにおいて、自然層流翼となるように主翼が設計された。

**アローウィング** arrow wing

上から見て矢印に似た形をした翼。後退角が大きく、超音速飛行に適した翼型。

**アンピリカルケーブル穴** 小型超音速実験機と打ち上げロケットや地上設備を電氣的に結合するアンピリカルケーブルが、打ち上げおよびロケットとの分離によって外れた後の穴。空力的に影響を及ぼす可能性があるため、風洞試験で検討した。実際の飛行実験では、蓋で塞いだ。

**打上形態** 小型超音速実験機と打ち上げロケットが結合した形態。飛行実験の打ち上げ時の形態。実験機とロケットが結合した状態で空力特性を予め調べるため、この形態で風洞試験が実施された。

**エアータンシステム** ADS(Air Data System)  
ADSプロブ（ヒート管）によって計測された総圧と4方向の静圧から、姿勢角（迎角、横滑り角）、マッハ数および気圧

## NEXST-DB デモ:記号表



P.38

区分	記号	内容	単位	備考
基準時間	T <sub>Lo</sub>	打上時刻	sec	打上からの時刻

区分	記号	内容	単位	備考
模型, 機体	l	機体全長	m	
	b	機体全スパン長	m	横方向基準長
	Λ	翼後退角	deg	
	t	翼厚	m	
	c	翼弦長	m	
	MAC	平均空力翼弦長	m	縦方向基準長
	AR	アスペクト比	無次元	
	S <sub>w</sub>	翼面積	m <sup>2</sup>	基準面積
	η	スパン方向無次元位置	無次元	=y/(b/2)
	δ <sub>a</sub>	エルロン舵角	deg	左翼下げ方向が正
	δ <sub>s</sub>	スタビライザー舵角	deg	機首下げモーメント方向が正
	δ <sub>r</sub>	ラダー舵角	deg	機首左回転が正
	x	機軸方向距離	m	模型頂点を原点、後方を正
	y	スパン方向距離	m	機軸を原点に右翼方向を正
	z	xy面から垂直方向の距離	m	機軸を原点に上方を正
	X	機体座標軸 X方向	m	IMU基準位置から機軸前方を正
	Y	機体座標軸 Y方向	m	IMU基準位置から右翼方向を正
	Z	機体座標軸 Z方向	m	IMU基準位置から下方を正
	FSTA	Fuselage station	m	機体頂点から前方2mを原点、x方向
	BP	buttock plane	m	機軸を原点、y方向
	WL	Water level	m	機軸を原点、z方向

区分	記号	内容	単位	備考
	α	迎角(補正済み)	deg	
	β	横滑り角(補正済み)	deg	
	A	ドッジ角(補正済み)	deg	

P.39

## NEXST-DB デモ:問い合わせ



NEXST-DB

お問い合わせ

TOP

飛行実験

CFD

風洞試験

遷移予測

機体・模型形状

設計ツール

対外発表資料

用語解説

記号表

リンク集

[TOP](#) > お問い合わせ

お問い合わせ

ログインID	sst
お名前	<input type="text"/>
E-Mail	<input type="text"/>
TEL	<input type="text"/> - <input type="text"/> - <input type="text"/>
分類	<input type="checkbox"/> ご意見・ご要望 <input type="checkbox"/> データに関するお問い合わせ <input type="checkbox"/> 設計ツールに関するお問い合わせ <input type="checkbox"/> システムに関するお問い合わせ <input type="checkbox"/> その他
内容	<div style="border: 1px solid #ccc; height: 40px; width: 100%;"></div> <small>(全角500文字以内)</small>
<input type="button" value="確認"/> <input type="button" value="リセット"/>	

[TOP](#) > お問い合わせ

[DEMO](#) [サイト内検索](#) [お問い合わせ](#) [ログアウト](#)

Copyright 2008 Japan Aerospace Exploration Agency



# 小型超音速実験機第2回飛行実験時の空力弾性応答について

齊藤 健一, 町田 茂 (宇宙航空研究開発機構)

Aeroelastic Response of the Second Flight Experiment of the SST Experimental Aircraft

Kenichi Saitoh and Shigeru Machida (JAXA)

**Key Words:** Supersonic Transport, Flight test, Aeroelasticity

## Abstract

Aeroelastic response of the small experimental supersonic transport (NEXST-1) at the 2nd flight experiment was examined. Two accelerometers were equipped on the main wings to monitor those aeroelastic responses. Dampings of the structural modes were obtained by the Random Decrement Technique. Although the damping of the symmetric first wing bending mode slightly reduced while the aircraft passed through the transonic regime, aeroelastic instability was not observed. It seems that the flow separation occurred at about two degrees of angle of attack and it excited the wing vibration. These data are reported in this paper.

## 1. はじめに

遷音速領域において空力弾性系は翼面上に発生する衝撃波やそれに伴う剥離の影響を受け、遷音速ディップと呼ばれるフラッタ発生動圧の低下やリミットサイクル振動などの非線形現象が見られる。超音速機の場合は、遷音速領域を通過する際の空力弾性不安定現象に対する必要なマージンを確保するよう開発しなければならない。2005年10月に豪州ウーメラ実験場において第2回飛行実験を行った小型超音速実験機の開発においては、これらの要求を満たすため、線形空力弾性解析コードにより50%のフラッタ速度マージンを確保することとした。また風洞試験によりフラッタ特性を確認し開発を進めた。現在有人民間、軍用機ではフラッタ速度マージンとして15%を確保すれば良いが、遷音速領域では前述の非線形現象をとらえられる解析コードの利用等が前提である。本実験機では実機に対するスケール効果により実験機の重量軽減に対する要求が厳しくないことから、フラッタ設計においても高精度の解析等により速度マージンを最小限にすることは必要とされていない。このため類似のクランクトアロー翼<sup>1)</sup>における遷音速ディップを参考にフラッタ速度の低下量約20%を補うこととし、このような設計基準としている。一方これまで開発されてきたオイラーコードによる解析を並行して行い、信頼性を向上させていくこととした。

ここでは実験機主翼に搭載された振動計測用加速度計の飛行実験時データにより、飛行中の主翼の振動、空力弾性特性に対する評価、検討を行う。

## 2. 実験機について

### 2-1 1号機のフラッタ特性

第1回飛行実験に使用した小型超音速実験機2号機開発の際には、打上げ時のロケットフィンや実験機主翼、エルロンフラッタ境界が飛行範囲付近に存在し、必要なモードには改修が施された。第1回飛行実験の失敗後、更なる信頼性向上のための全実験機システムの見直しが行われ、エルロンモードなどに対してもさらに改修が加えられた。第2回飛行実験に使用した1号機では、当初設定した速度余裕50%(構造減衰1%, 線形解析)をはるかに上回るものとなった。

### 2-2 振動モード

1号機の振動試験により得られた主な振動モードを表1に示す。線形解析により最もフラッタ速度の低くなっているモードは、単体滑空飛行時の亜音速領域では主翼対称曲げ1次と胴体上下曲げ2次の連成モード、超音速領域では対称エルロン回転と主翼対称振り2次の連成モードとなっているが、これらはいずれも280%以上の速度余裕となっている。また、打上げ時にはロケットフィンの振り1次とロケットフィン舵面の連成モードとなっているが、60%以上の速度余裕となっている。

### 2-3 加速度計

表1に示すとおり、主な構造振動モードは100Hz以下となっている。これらをモニタするセンサとして左右主翼に取り付けられた加速度計(図1)はENDEVCO社製圧電型加速度計7240Bで、1~20,000Hzにおいて±1dBの振幅変動特性を有する。加速度計信号は信号処理機によりフルスケール±20G、分解能12bit、40kHzでサンプリングされた。図2に打上げ後15~25秒間の加速度計信号(後述のとおり対称および逆対称成分として処理したもの)のパワースペ

クトル密度(単位は  $G^2/Hz$ )を示す。サンプリング時にローパスフィルタは用いられていないが、10kHz 以上の振動成分は小さくなっており、ナイキスト周波数付近と比較すると100Hz 以下の信号は 20dB 程度の S/N 比が確保されていると考えられる。加速度計データはテレメトリでは送られず、機上データレコーダにのみ記録された。

### 3. 飛行試験データ

打上げから回収までの全フェーズの加速度計、マッハ数、迎角、等価大気速度のデータを図 3 に示す。これらのデータは飛行時に得られたままのもので、補正を加えていない。また、マッハ数—等価大気速度の飛行プロファイルを図 4 に示す。各マッハ数における飛行時の等価対気速度はおおむね設計ノミナル値以下となっており、この点ではフラッタ設計に対する問題は見られない。

データ処理時には主要な構造モード(表1)が 100Hz 以下であることから図 2 を除き 500Hz でダウンサンプリングしたデータを用いた。時間履歴データにおいては打上げ時刻を 0 秒としており、922 秒に着地衝撃が見られる。加速度計信号は対称・逆対称モードの様子がわかるよう左右の信号の平均(和の 1/2)、差分の 1/2 とした上で処理した。これにより対称モード、逆対称モードを明瞭に捉えることができる(図 5)。

実験機は 71.7 秒でロケットから切り離され、以降一切の動力を使わず滑空し 778 秒でパラシュートが開傘している。図 3 を見るとその間に振動レベルが大きくなっているところが見られるが、これらは迎角が大きくなったところに一致しているように思われる。加速度信号の二乗平均(RMS)を、迎角の平均値に対して 200-700 秒の間 1 秒ごとに処理しプロットしたものを図 6 に示す。これより  $1^\circ$  ないし  $2^\circ$  以上迎角をとったときに振動レベルが大きくなり相関性が見られる。この振動は迎角をとったときに主翼面上の流れの剥離が生ずることによる小規模なバフエッティングと考えられる。

また、飛行中の主翼の減衰を調べるため、ランダムデック法<sup>2)</sup>を用いて処理を行った。主翼対称曲げ 1 次モードに対するこれらの値を図 7 に示す。ランダムデック法を用いる際には 500Hz でリサンプリングしたデータ 10 秒分に対し、7~16Hz を通過帯域とするチェビシェフ型の 4 次のバンドパスフィルタを適用したデータを用いた。ランダムデック法のトリガとなる信号の大きさは標準偏差の 2 倍とし、100 回ないしそれ以下の場合は可能な限り多くの回数平均処理を行った。減衰データは 4~6 周期分の波形から対数減衰率を求めた。打上げ後 80~500 秒間のデータに対してこれらの処理を行っているが、遷音速付近では減衰が小さくなっているところが見られる。遷音速通過時には正の迎角となり、前縁からの剥離流による振動の励起と減衰低下の双方が生じていると考えられ、振動抑制の観点からは好ましくない状態となっている。

図 8 は対称成分として処理した加速度信号 10 秒分のデータを用い、5 秒ごとにパワースペクトル密度を求めその時間変化を濃淡で表現している。70Hz から始まり 30Hz 近くまで振動数が下がり続けているモードが見られるが、対称エルロン回転モードと思われる。ただし線形解析ではマッハ 0.8、等価大気速度 180m/s 付近(460 秒付近)で対称エルロン回転モードの振動数は固有振動数 62Hz とほぼ等しくなっており、実験データではこれより振動数が小さくなっている。幸いこのモードの減衰の低下はみられていない。

### 4. おわりに

小型超音速実験機第 2 回飛行実験時の主翼に取り付けられた加速度計信号等をランダムデック法などにより処理し、フラッタ設計健全性を確認した。飛行時に迎角が  $2^\circ$  程度となった際には剥離が翼の振動を励起していると思われる。また主翼対称曲げ 1 次モードは遷音速域通過時に減衰低下が見られる。振動抑制の観点からこれらが同時に起こる様な、すなわち遷音速域通過時に流れの剥離を生じるような飛行は避けることが望ましいと考えられる。

### 参考文献

- 1) D. F. Keller, E. P. Bullock, “Span Reduction Effects on Flutter Characteristics of Arrow-Wing Supersonic Transport Configurations”, 1991, NASA-TP-3077
- 2) H. A. Cole Jr., “On-line Failure Detection and Damping Measurement of Aerospace Structures by Random Decrement Signatures”, NASA-CR-2205
- 3) S. Machida, T. Takatoya, K. Saitoh, “Structural Design and Flight Verification of Unmanned Supersonic Experimental Airplane”, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2007, AIAA-2007-2118

表 1. 主なモードの振動数(振動試験値) 単位: Hz

モード		打上げ 形態	単体
機体 対称	対称曲げ1次	11.0	11.3
	対称曲げ2次	31.9	31.2
	対称曲げ3次	71.8	71.7
	対称振り1次	51.9	50.5
	対称振り2次	93.8	88.4
	対称エルロン回転	60.2	61.9
機体 逆対称	逆対称曲げ1次	19.0	17.2
	逆対称曲げ2次	38.6	37.6
	逆対称曲げ3次	76.4	70.4
	逆対称振り1次	53.6	53.8
	逆対称振り2次	111.1	93.6
	逆対称エルロン回転	65.8	60.8
胴体	胴体上下曲げ1次	12.5	15.0
	胴体上下曲げ2次	30.5	35.2
実験機/ロケット逆相ロール		9.3	-
実験機/ロケット前後		50.5	-

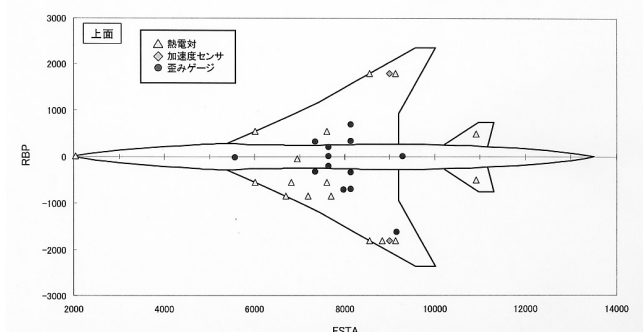


図1 構造センサ配置

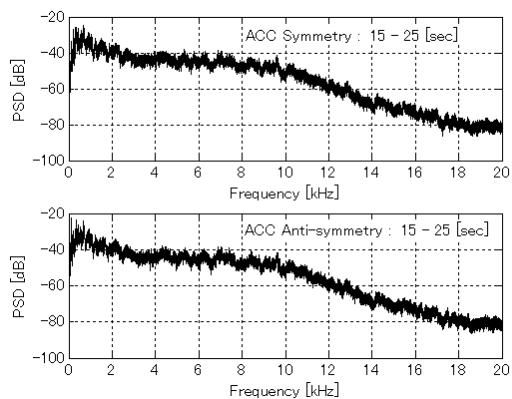
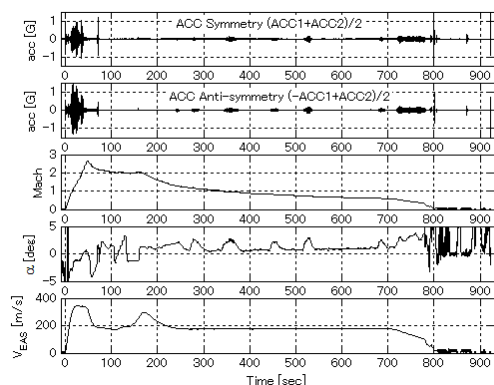
図2 加速度信号のパワースペクトル密度(15-25 秒)  
サンプリング周波数 40kHz

図3 飛行データの時間履歴

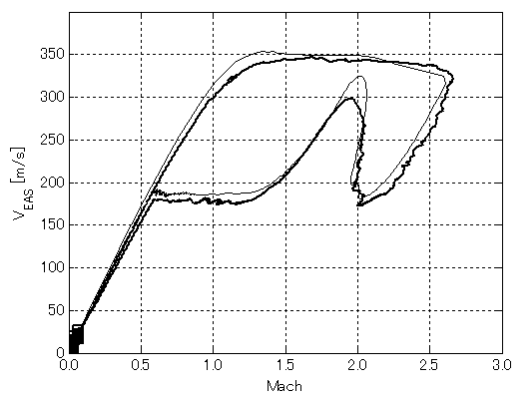
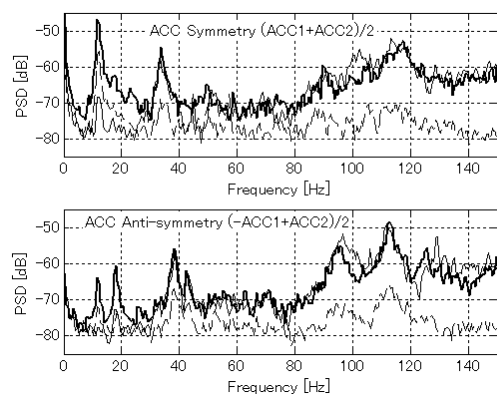
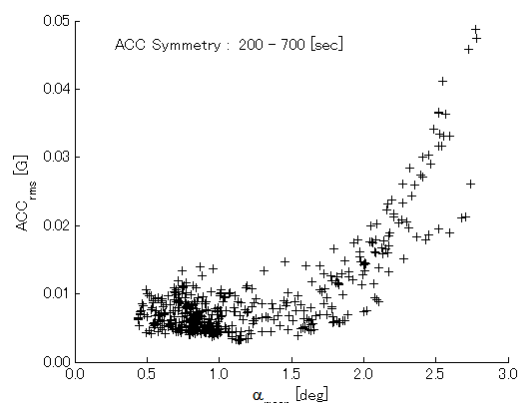
図4 飛行プロファイル(太線:飛行データ,  
実線:設計ノミナル値)図5 パワースペクトル密度(太線:355-365 秒 /  
実線:522.5-532.5 秒/ 破線:375-385 秒)

図6 振動レベルと迎角の相関

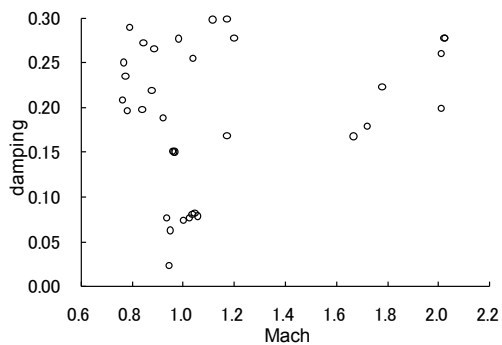


図7 対称曲げ1次モードの減衰 2ζの推移

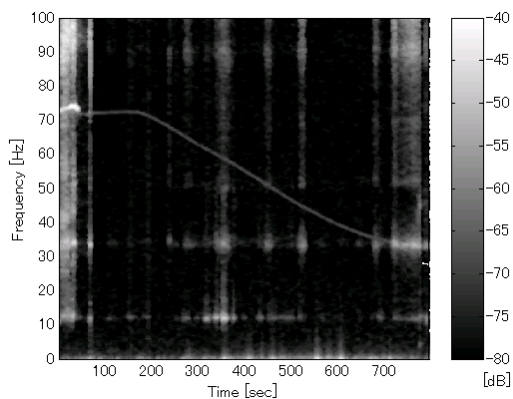


図8 振動数の推移

# ジェット実験機の基本設計について

村上 哲（宇宙航空研究開発機構）

Preliminary Design of the Jet-Powered Supersonic Experimental Airplane

Akira Murakami (JAXA)

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

## Abstract

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

## 1. はじめに

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

## 2. ジェット実験機開発計画

### （1）技術目的

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

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

②超音速インテーク、ノズルを含む推進システム

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

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

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

### （2）飛行実験基本性能

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

表1 ジェット実験機形態及び基本性能目標

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



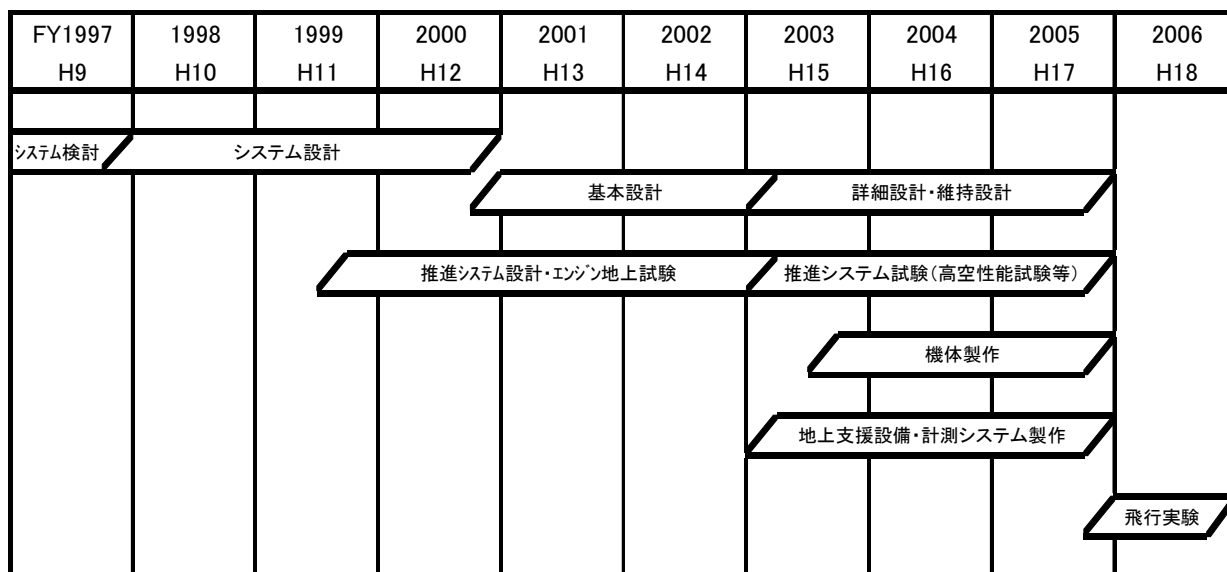


図1 ジェット実験機開発スケジュール(平成13年1月計画時点)

### (3) 開発スケジュール

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

### 3. ジェット実験機飛行実験システム

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

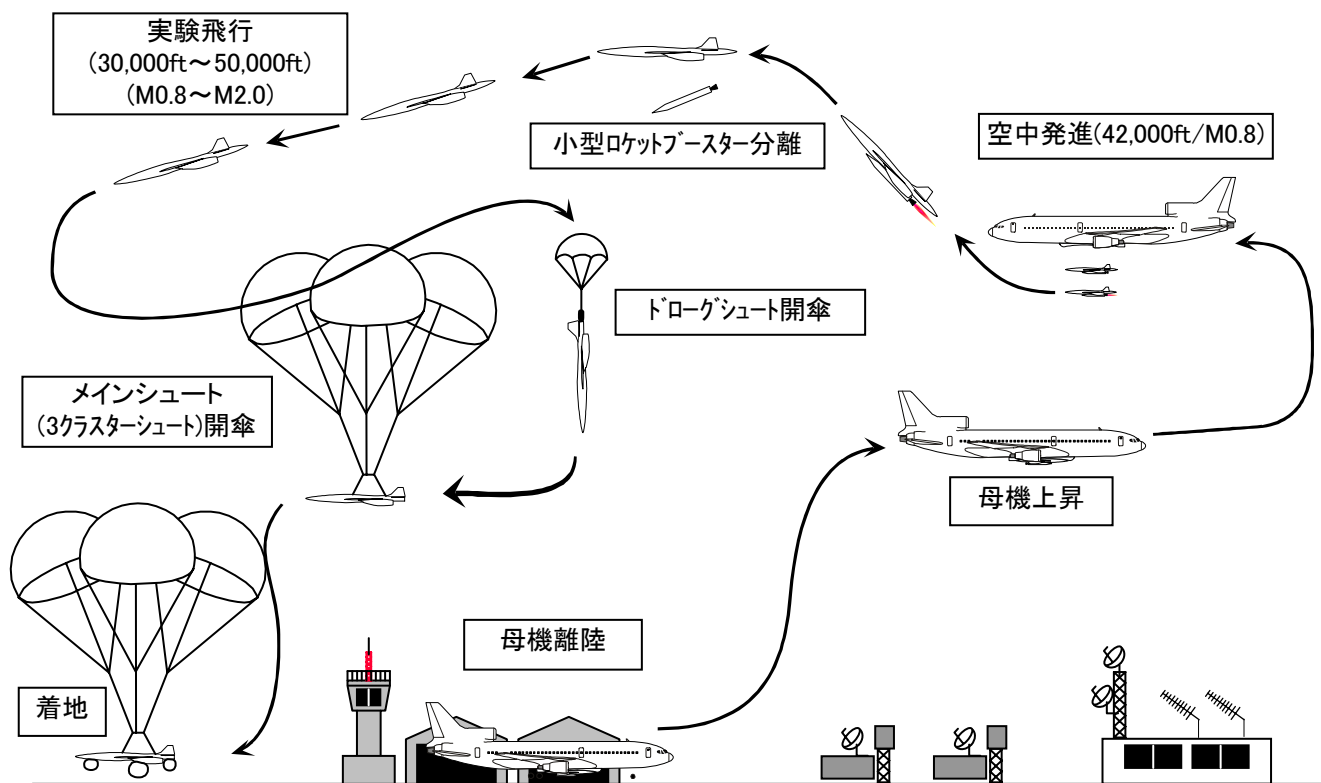


図2 飛行実験システム概要

### （１）発進システム

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

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

### （２）回収システム

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

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

## 4. ジェット実験機設計

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

### （１）空力設計

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

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

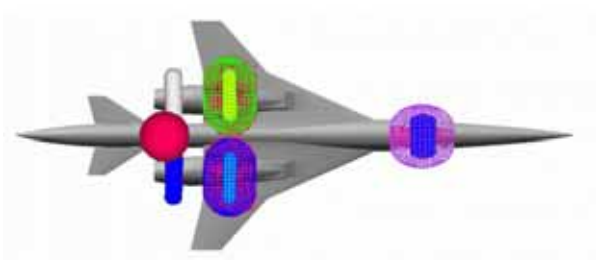


図3 エアバック配置

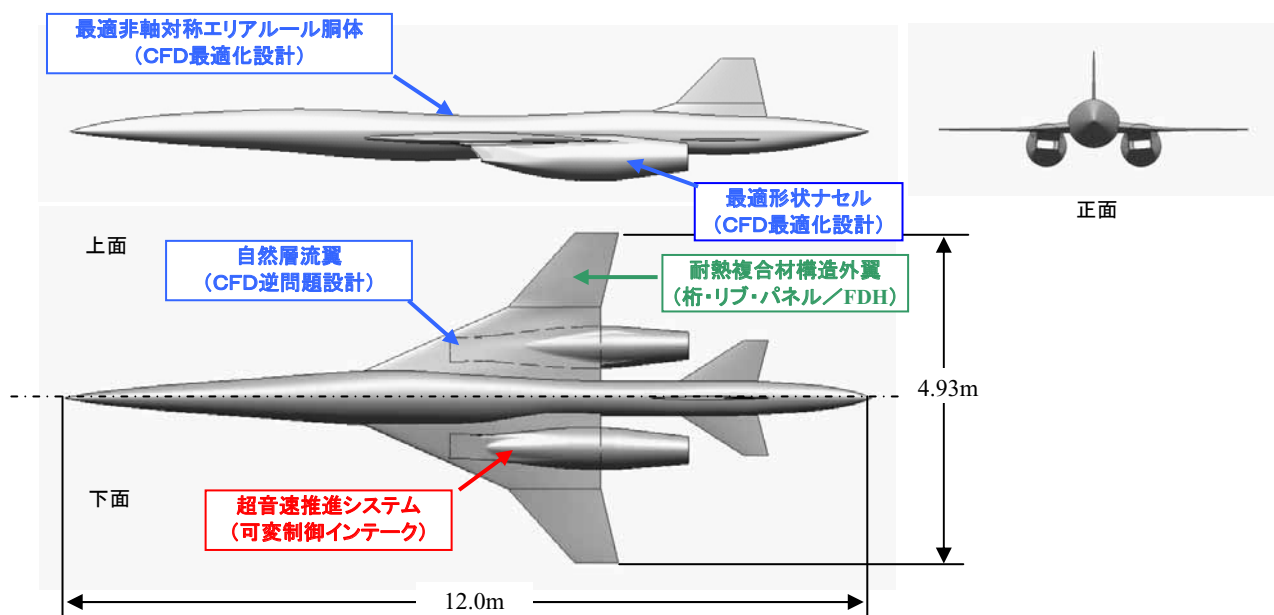


図4 ジェット実験機形状(第2.5次)

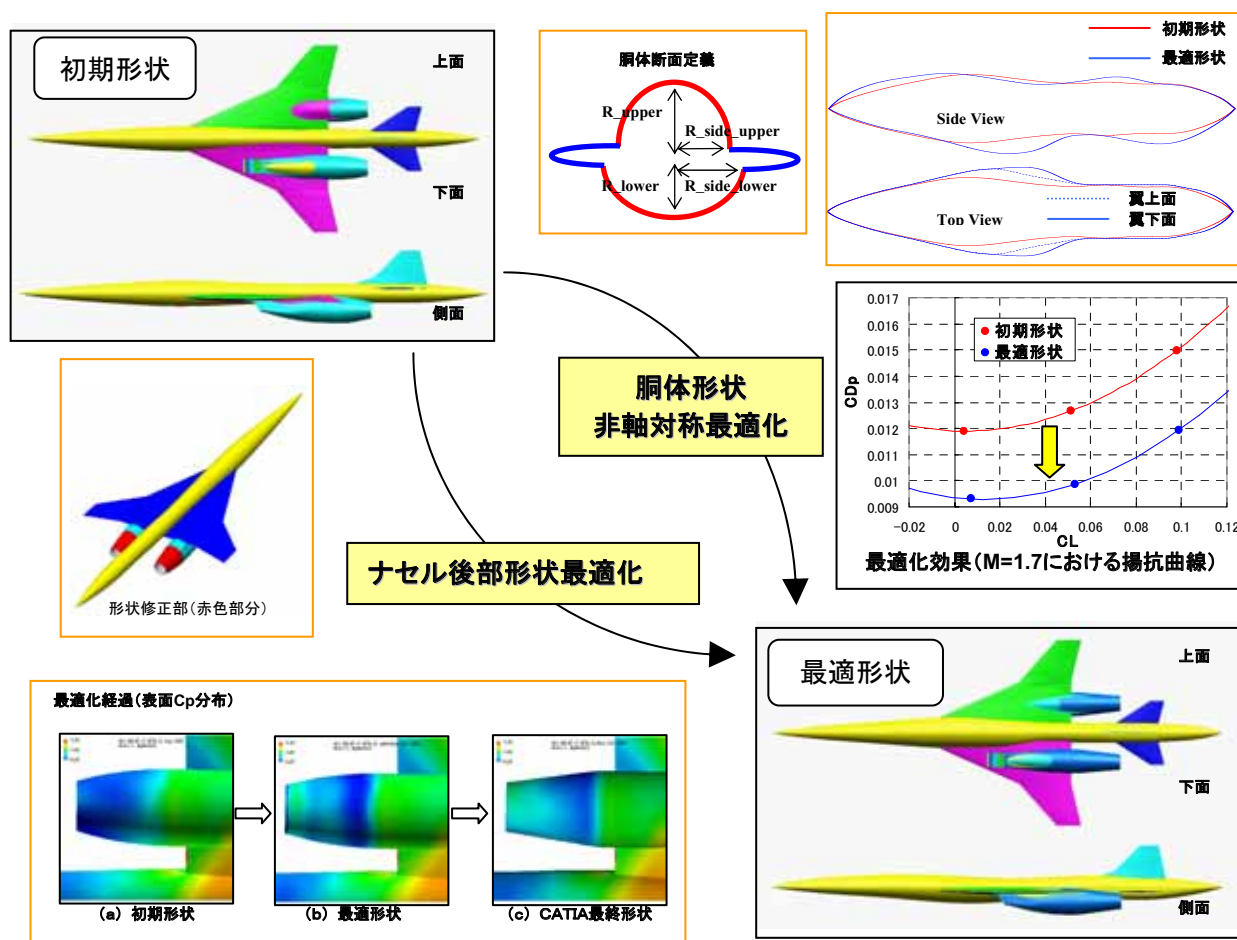


図5 ジェット実験機空力設計における最適化プロセス概要

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

## (2) 推進システム設計

推進システムでは米国テレデザイン社製

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

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

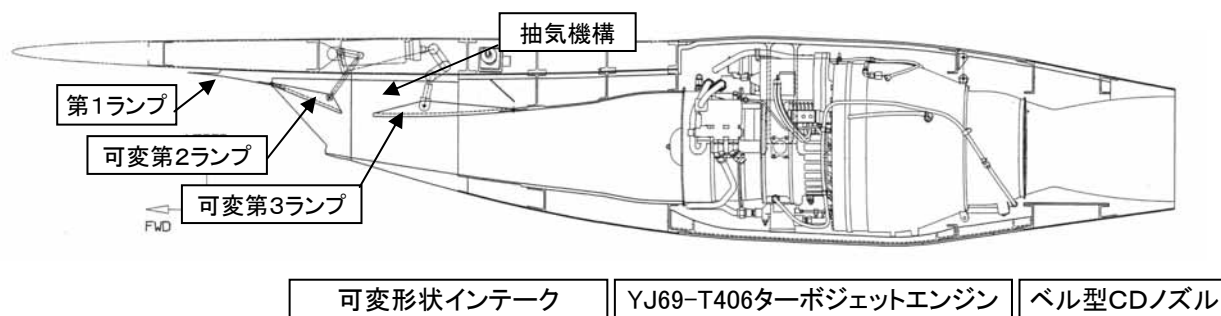


図6 推進システム概要（第2次）

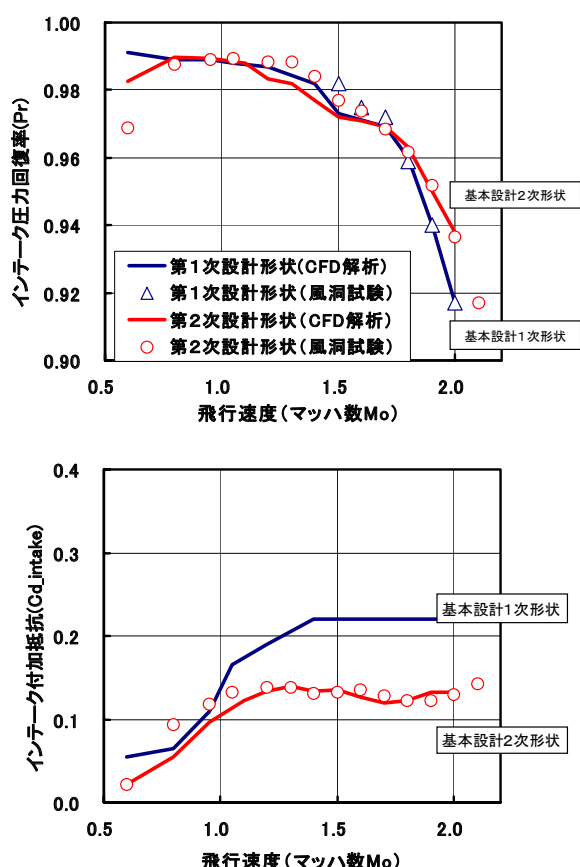


図7 インテーク空力性能

### （3）構造設計

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

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

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

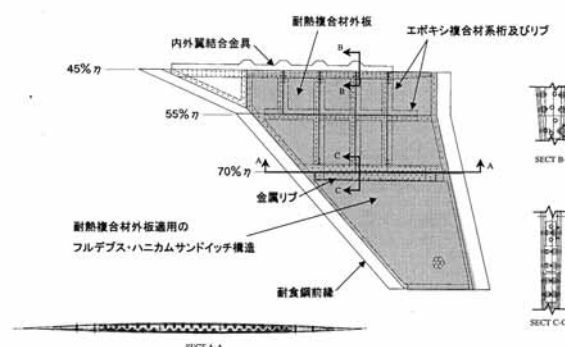


図8 複合材構造外翼の概要

## 5. 飛行性能と飛行実験計画

### （1）飛行性能

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

### （2）飛行実験計画

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



表2 飛行実験内容

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

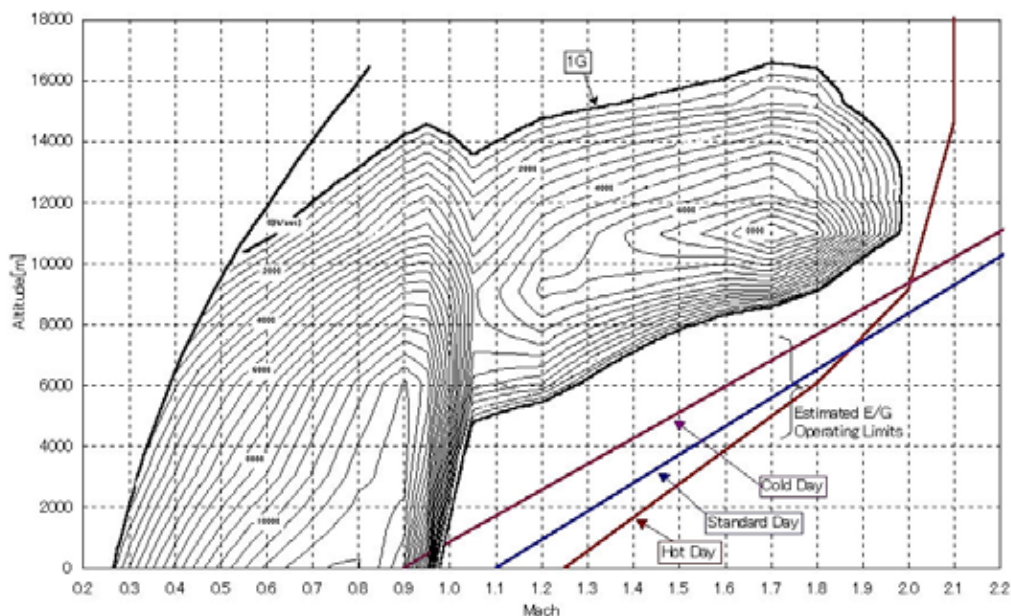


図9 飛行エンベロープ(ノミナル推定値)

## 6. おわりに

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

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

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

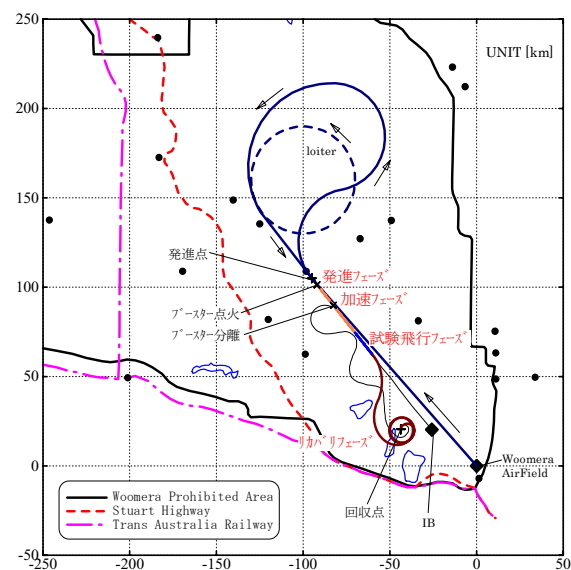


図10 飛行経路の例



# ジェット実験機の基本設計について



宇宙航空研究開発機構  
航空プログラムグループ  
村上 哲



## 内容



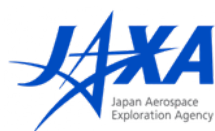
### ○ジェット実験機開発計画

- －技術目的と基本性能目標
- －スケジュールと体制

### ○ジェット実験機的设计成果

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

### ○まとめ



## ジェット実験機開発計画(1)



### ジェット実験機の技術目的

#### (1) CFD逆問題・最適化設計法の開発実証

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

#### (2) 推進システム設計技術の開発実証

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

#### (3) 複合材の構造適用技術の開発実証

- ー 熱可塑複合材の構造適用技術の開発  
(主翼外翼への適用)

#### (4) 航空機システム統合技術の蓄積

#### (5) 無人飛行実験技術の高度化



## ジェット実験機開発計画(2)



### 飛行実験基本性能目標

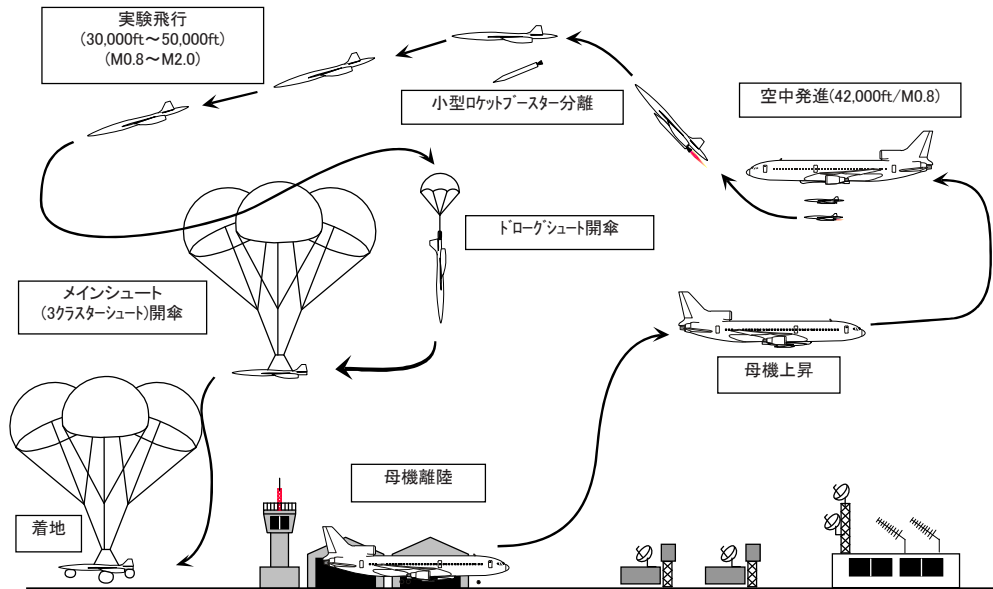
形態概要	無人双発ジェット機 ・機体サイズ: ロケット実験機相当 ・機体重量: 2,750kg程度
実験機数	2 機
飛行実験速度	・高度10km～15kmでのマッハ1.6～2.0での超音速飛行実験 ・遷音速飛行実験
飛行実験回数	30回(遷音速飛行実験含む)
計測項目	ロケット実験機相当 ・空力性能計測 ・エンジン推力計測 ・構造データ計測 ・圧力/境界層計測 ・空力加熱計測





# **ジェット実験機的设计成果(1)**

## 飛行実験システムの概要

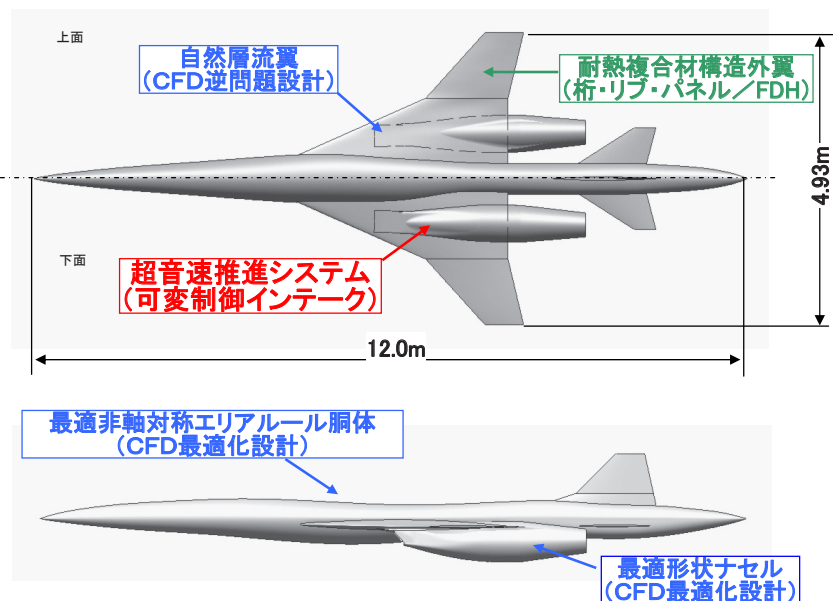


# **ジェット実験機的设计成果(2)**

## ジェット実験機の概要

機体諸元

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

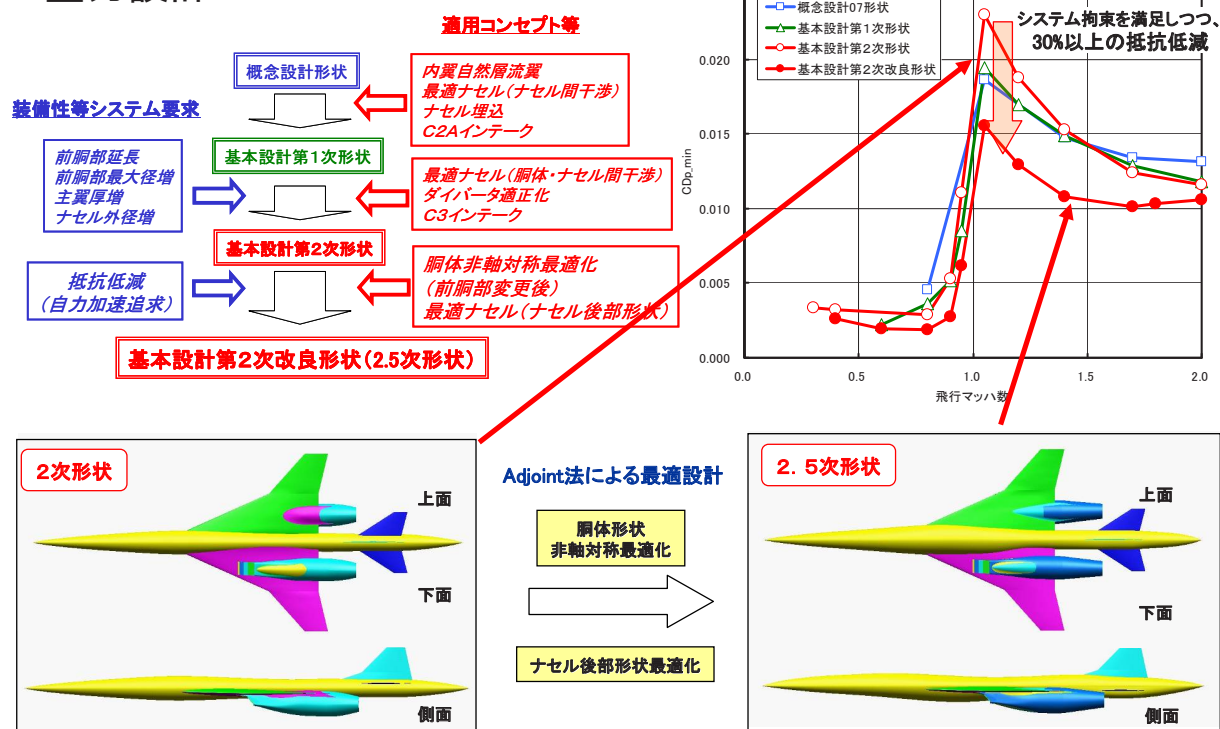


ジェット実験機第2. 5次空力形状

# JAXA ジェット実験機の設計成果(3)

Japan Aerospace Exploration Agency APG Aviation Program Group

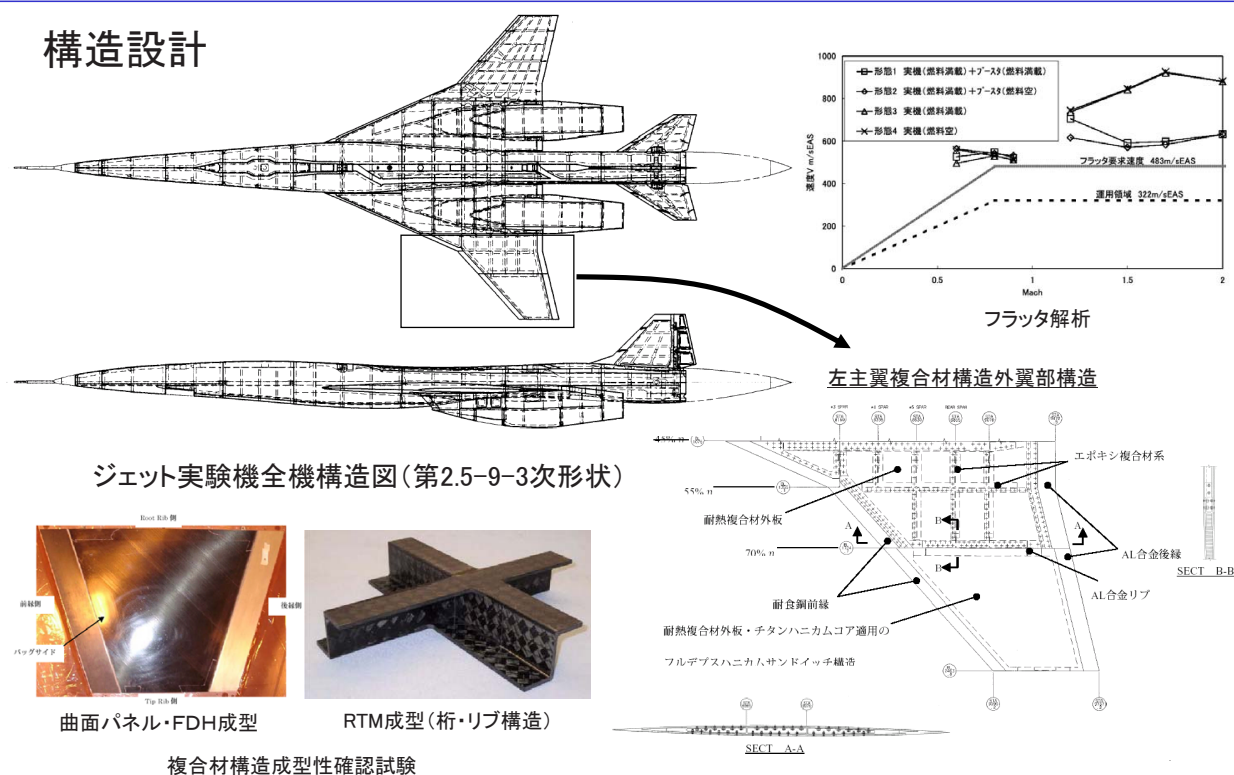
## 空力設計



# JAXA ジェット実験機の設計成果(4)

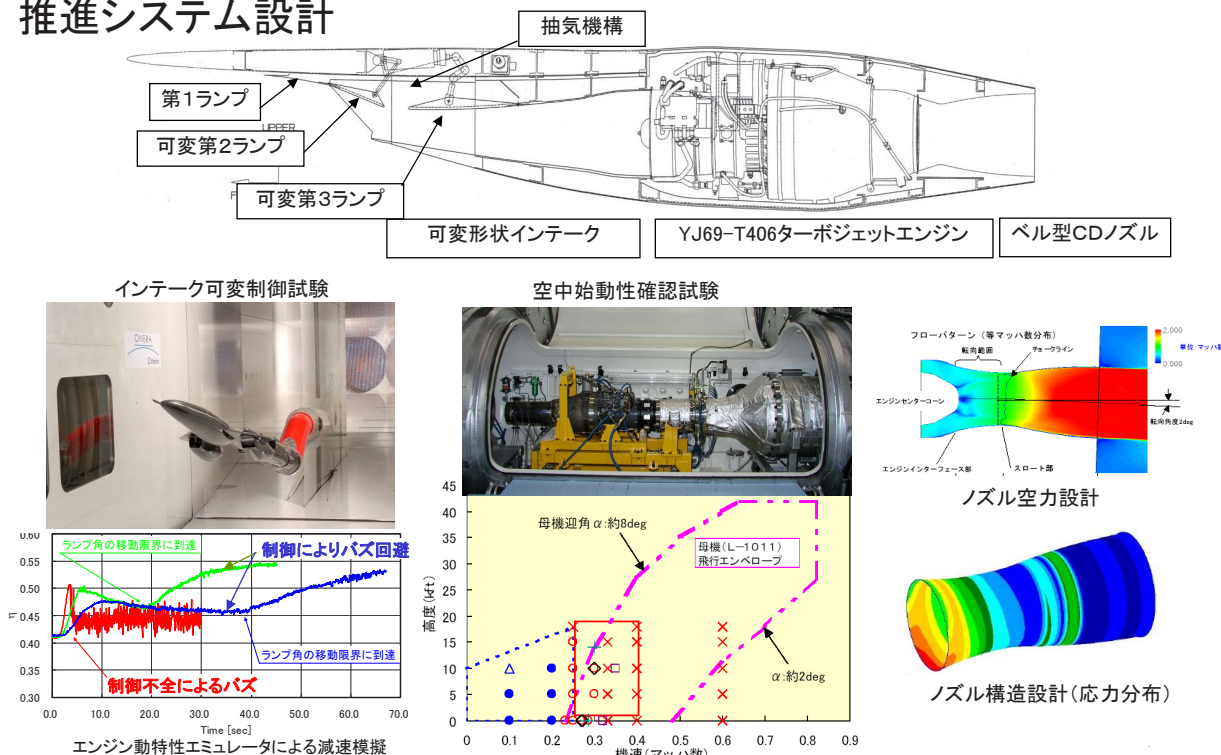
Japan Aerospace Exploration Agency APG Aviation Program Group

## 構造設計



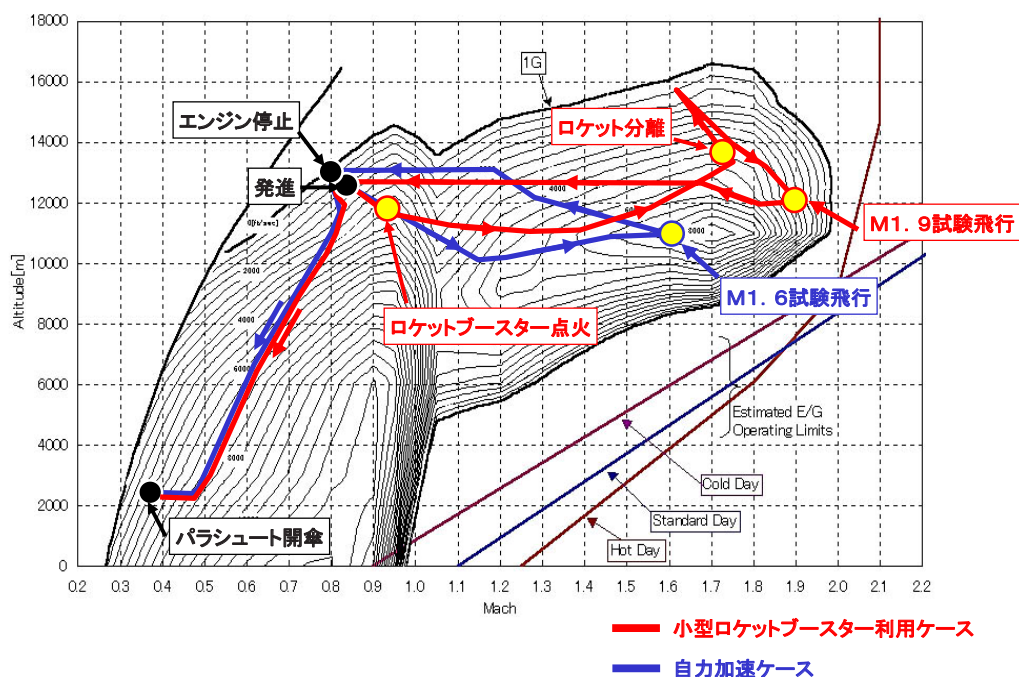
# **ジェット実験機的设计成果(5)**

## 推進システム設計



# **ジェット実験機的设计成果(6)**

## 予測飛行性能とノミナル鉛直面経路

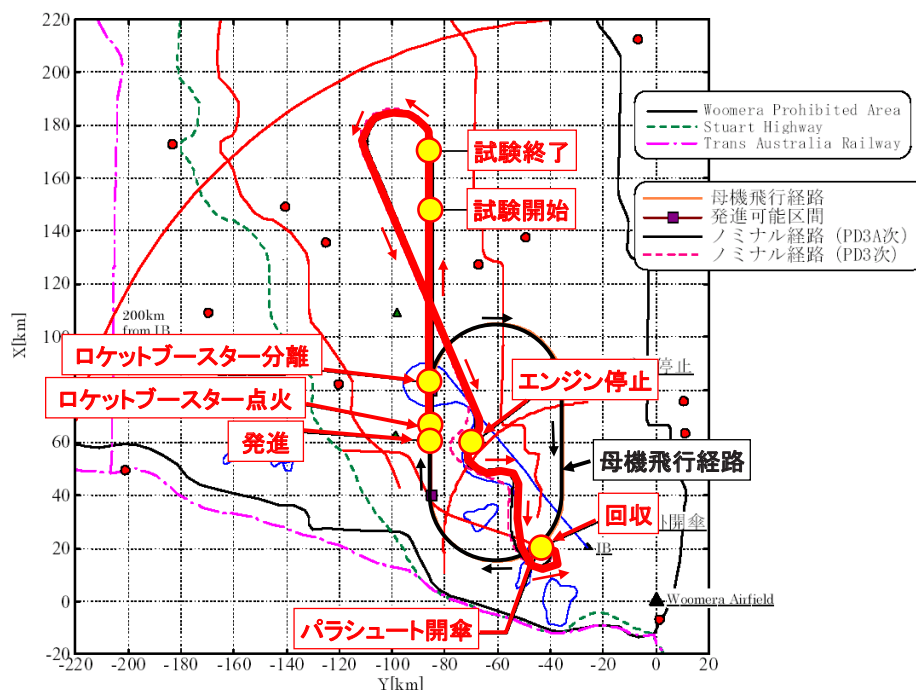




## ジェット実験機の実験成果(7)



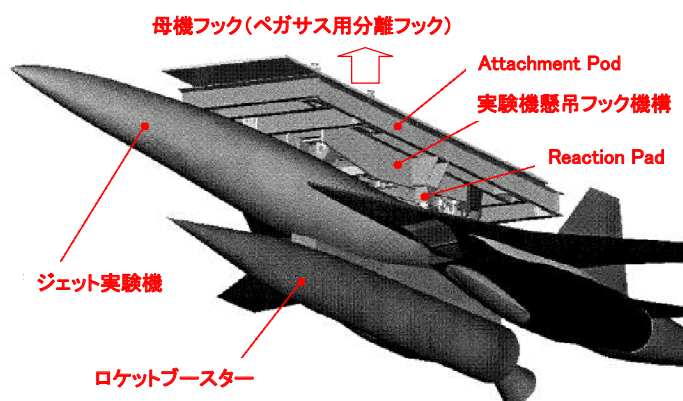
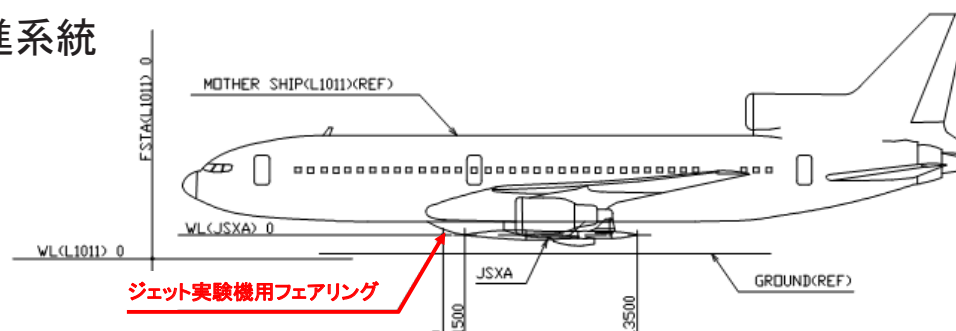
### ノミナル水平面経路(小型ロケットブースター利用ケース)



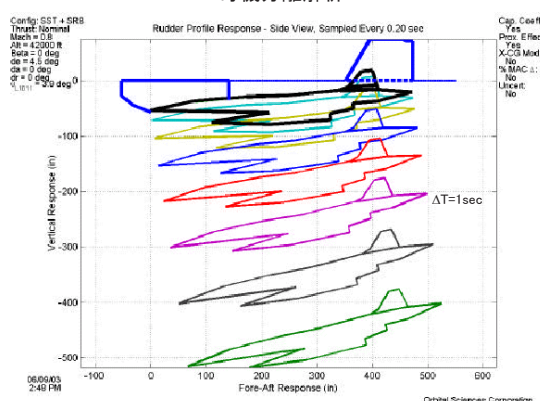
## ジェット実験機の実験成果(8)



### 発進系統



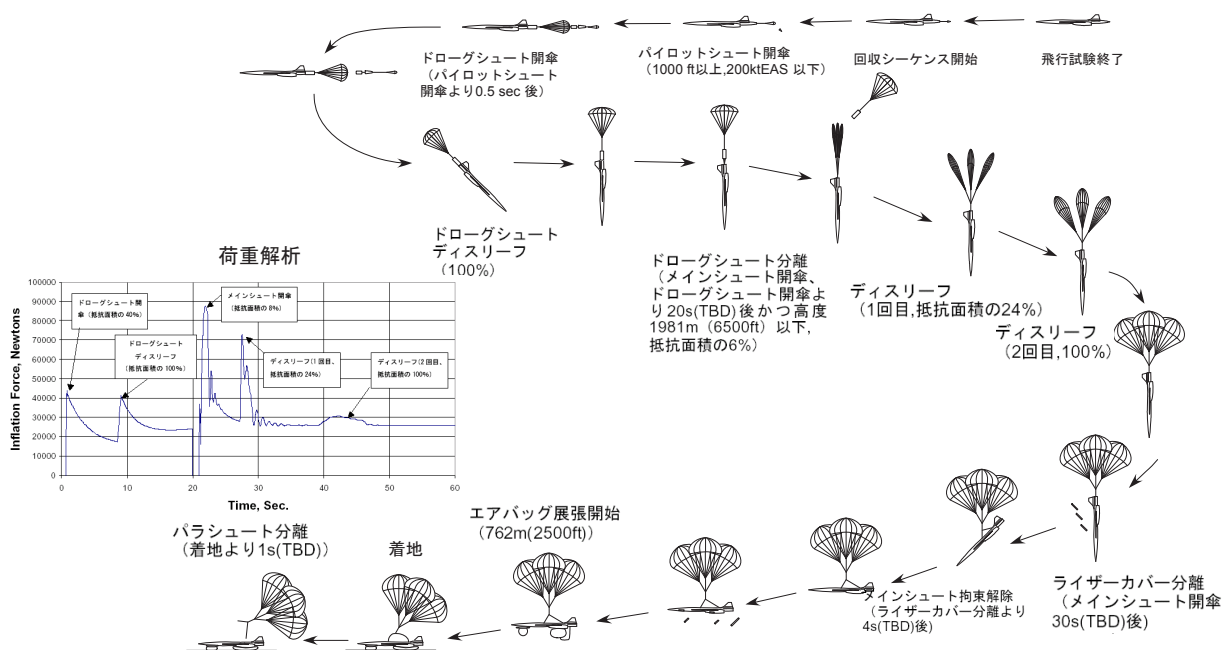
### 母機分離解析





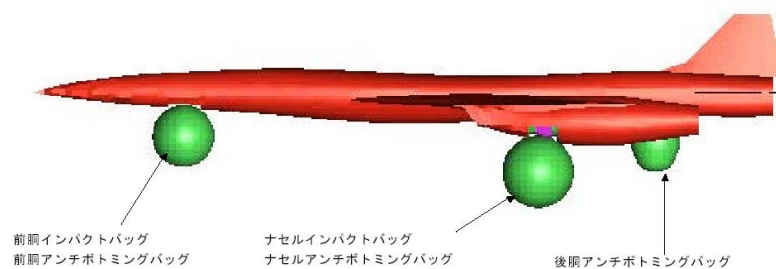
# **ジェット実験機的设计成果(9)**

## 回収系統: パラシュートシステム



# **ジェット実験機的设计成果(10)**

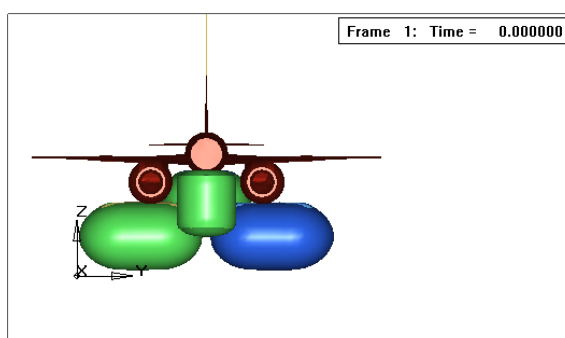
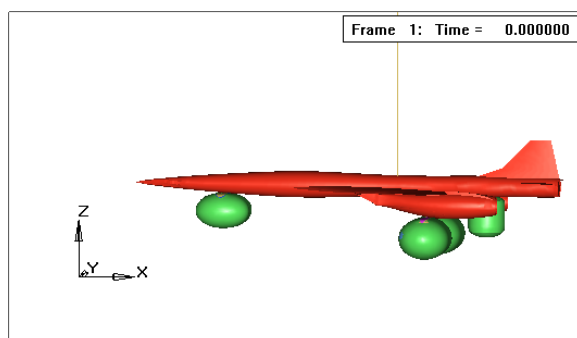
## 回収系統: エアバッグシステム

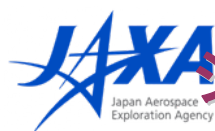


ナセルエアバック展開試験



着地解析

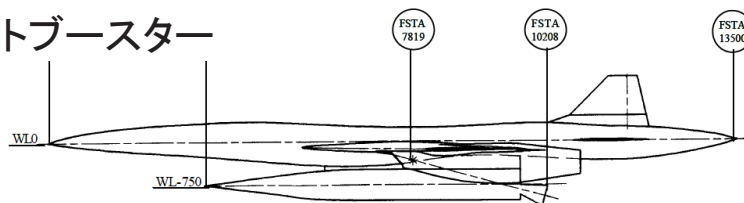




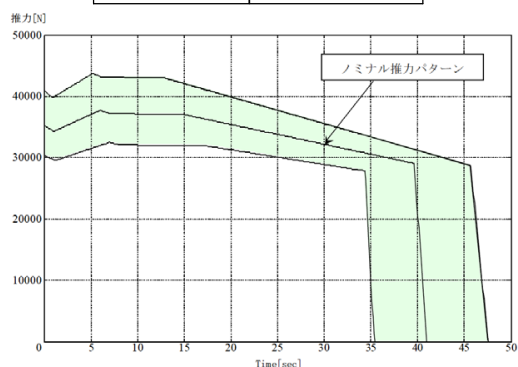
# ジェット実験機の設計成果(11)



## 小型ロケットブースター

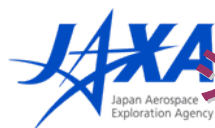
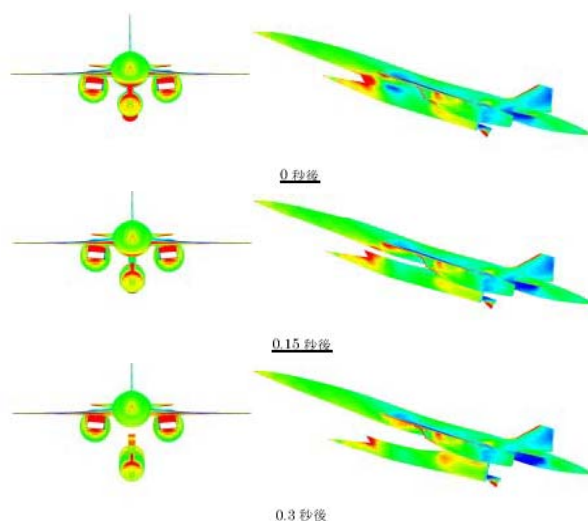


直径	約500mm
全長	6,000mm
ノズルcant角	15°
質量	1,500kg以下



要求推力パターン

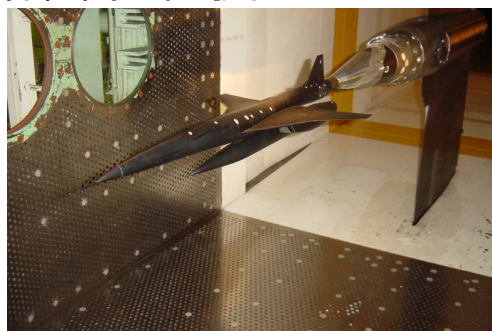
分離解析



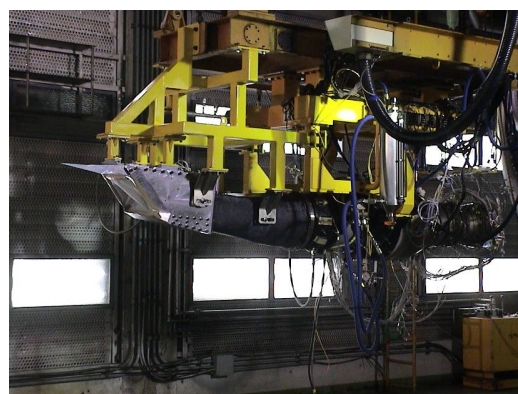
# ジェット実験機の設計成果(12)



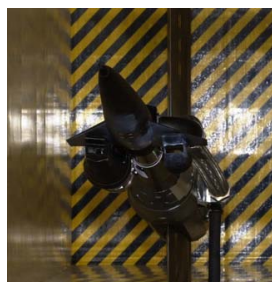
## 各種関連試験例



全機高速風洞試験



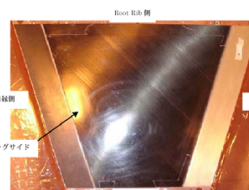
インテーク・エンジン結合形態試験  
(地上始動性確認試験)



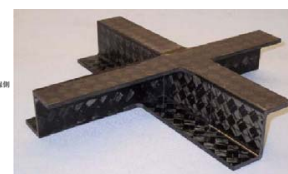
インテーク・機体統合風洞試験



インテーク単体風洞試験



曲面パネル・FDH成形



RTM成形(桁・リブ構造)

複合材構造成形確認試験



## まとめ



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

### 謝辞

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



## 教訓



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

## 対外発表・論文等の総括

大貫 武（宇宙航空研究開発機構）

Summary of output and papers of NEXST Project

Takeshi Ohnuki (JAXA)

Key Words : SST, Flight Experiment, Papers

### Abstract

National Experimental Supersonic Transport (NEXST) Project was commenced in 1997 and was finalized with the successful flight experiment in 2005. This paper overviews the summarize of the papers, oral presentations, and applications for patent.

### 1. はじめに

1997年（平成9年）に開始された次世代超音速機技術研究開発は、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）の2種類の実験機の開発・飛行実験を柱とし、将来の超音速旅客機開発に必要な要素技術研究および関連する設備整備からなる。

本報告は、本研究開発の中で行われた対外発表（国内画の口頭発表、論文発表）、および特許申請、共同研究、受賞等の概要をまとめるとともに、合計4回行われた国際SST-CFDワークショップの概要についても触れる。

### 2. 対外発表など

1997年度以降、当研究開発の成果として発表された、口頭発表および論文数の一覧を表1に示す。口頭発表は合計295件、論文数は合計55件に及び、それぞれ平均、年間25件および4件の発表となる。

表1 口頭発表と論文発表

年度	口頭発表	論文
H9 (1997)	48	4
H10 (1998)	70	9
H11 (1999)	16	
H12 (2000)	45	3
H13 (2001)	56	2
H14 (2002)	49	2
H15 (2003)	28	8
H16 (2004)	33	7
H17 (2005)	11	8
H18 (2006)	39	18
H19 (2007)	13	5
H20 (2008)	5	2
合計	295	55

2007年度（平成19年度）以降は、本研究開発における技術研究の一部は、「静粛超音速機技術の研究開発」において実施されているため、対外発表の見かけ上の数は減少している。

特許申請に関しては、低抵抗、低ソニックブーム特性に関する「超音速航空機の胴体形状の決定方法および胴体前胴部形状」など、合計8件の出願を行った。また、国内では、東京大学、東北大学、東京理科大学、（財）日本航空機開発協会、機体メーカーと合計18件の共同研究を実施、また、海外では、フランス国立航空宇宙研究所（ONERA）と、「超音速境界層の遷移に関する解析的および実験的研究」に関し、共同研究を実施した（2000年度-2008年度(平成12年度-平成20年度)）。

### 3. 受賞、表彰など

（社）日本航空宇宙学会より、「小型超音速実験機（ロケット実験機）の開発および飛行実験」（坂田公夫、高見光、大垣正信、越岡康弘、高崎政之）に対し、第16回技術賞受賞（2007年（平成19年））。

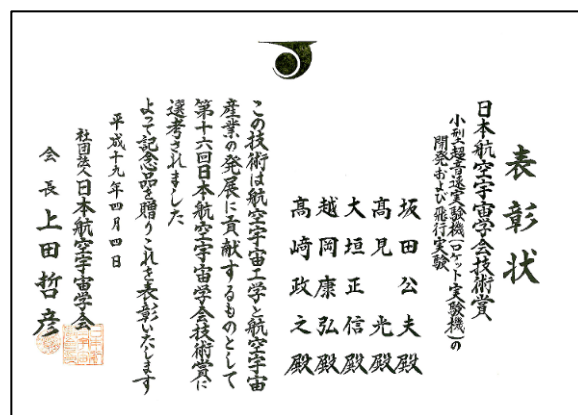


図1 日本航空宇宙学会第16回技術賞受賞



## 4. 海外との連携

### 4-1 SST-CFDワークショップ

ロケット実験機の飛行実験成果の公表と、設計手法検証の議論を目的とし、「次世代超音速機の数値シミュレーション利用技術に関する国際ワークショップ（略称：SST-CFDワークショップ）」をJAXA航空宇宙技術研究センターで開催した（2006年（平成18年）10月）。SST-CFDワークショップは、1998年（平成10年）から3回開催しており、今回が第4回となる（図2）。

海外からの講演として、NASA、ケンブリッジ大、ONERA、DLR等の研究者から講演がなされ、ロケット実験機飛行実験結果に対するCFD検証ワークショップを開催した。また、SSTに関するフリーディスカッション等、活発な討論が行われた。今後も、SSTネットワークの構築を目指すことが合意された。

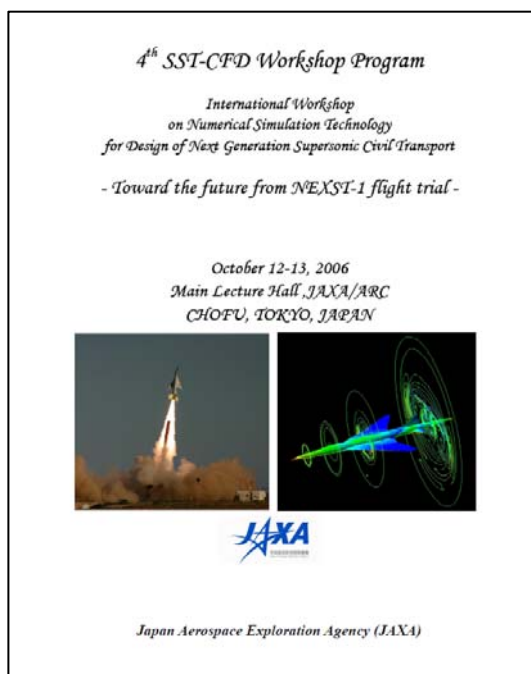


図2 SST-CFDワークショップ

### 4-2 海外における展示等

英国ファンボローにおける国際エアショー、および国際宇宙会議（IAC）バレンシア大会（2006年（平成18年））にて飛行実験成果の説明および静粛超音速研究機の模型展示を行った。また、第25回国際航空科学会議（ICAS）ハンブルグ大会（2006年（H18年））において、招待講演2件を含めてロケット実験機飛行実験結果を発表するとともに、プロジェクト全体の報告を行った。これらの活動を通じ、国際的に、高い評価を受けた。

## 5. データベースの構築

飛行実験データの解析が完了したことを受け、蓄

積されたデータのデータベース化を行った。空力データとして、飛行実験データ、CFD解析データ、風洞試験データ、境界層遷移予測データを集積し、ロケット実験機の機体形状データ、対外発表論文の一覧を掲載している。

### 主な参考文献—研究開発関連—

- 1)堀之内他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、JAXA-RR-05-044、2006
- 2)大貫他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）第2回飛行実験、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、JAXA-RR-06-049、2007
- 3)大貫：JAXAにおける超音速機技術の研究開発、ながれ25巻4号、日本流体力学会、2006.
- 4)吉田：小型超音速実験機（ロケット実験機）飛行実験結果、ながれ25巻4号、日本流体力学会、2006.
- 5)村上：静粛超音速研究機構想について、ながれ25巻4号、日本流体力学会、2006.
- 6)堀之内：次世代超音速機の将来展望、ながれ25巻4号、日本流体力学会、2006.
- 7)JAXA：Proceedings of International Workshops on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport, JAXA-SP-06-029E, 2007
- 8)Ohnuki, T.et. al, “National Experimental Supersonic Transport Project,” ICAS 2006-1.4.1, on CD-ROM 2006.
- 9)Fujiwara, T.et. al, “Flight Plan and Flight Test Results of Experimental SST Vehicle NEXST-1,” ICAS 2006-6.2.1, on CD-ROM 2006
- 10)平子他：「小型超音速実験機」飛行実験概要、日本航空宇宙学会誌、54巻630号、2006
- 11)町田他：「小型超音速実験機」実験機システム、日本航空宇宙学会誌、54巻631号、2006
- 12)中野他：「小型超音速実験機」地上システム、日本航空宇宙学会誌、54巻632号、2006
- 13)大貫他：「小型超音速実験機」豪州飛行実験、日本航空宇宙学会誌、54巻633号、2006
- 14)町田：飛行機の高高速化への挑戦、日本機械学会誌 109巻1054号、2006
- 15)平子他：小型超音速実験機～開発・飛行実験～、他7件、日本航空宇宙学会年會講演会、2006
- 16)郭他：小型超音速ロケット実験機（NEXST-1）空力データベースについて、他4件、日本航空宇宙学会年會講演会、2008



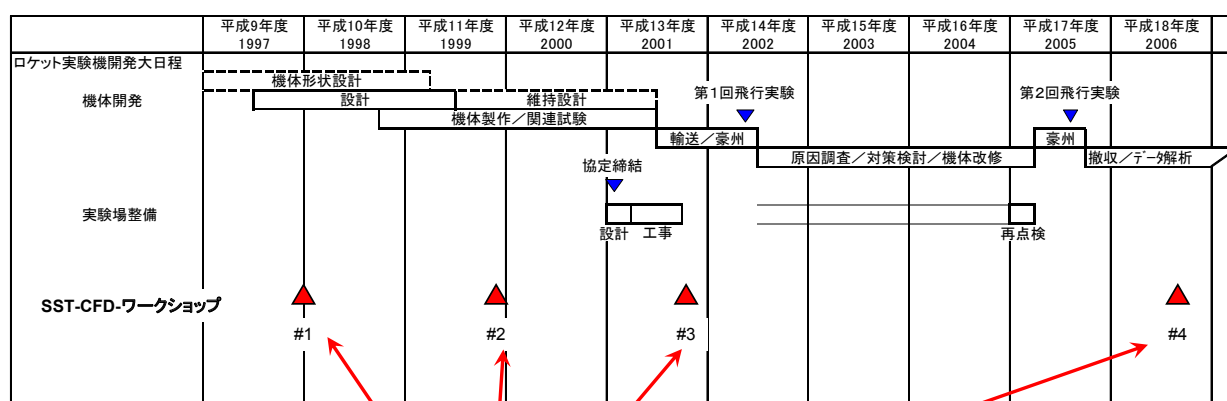
## 対外発表・論文等の総括

### 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

大貫 武  
宇宙航空研究開発機構  
航空プログラムグループ超音速機チーム

### ロケット実験機開発・飛行実験全体スケジュール



JAXA論文として取りまとめ  
本日、CDを配布

Proceedings of International Workshops  
on Numerical Simulation Technology  
for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport  
(SST-CFD-Workshop)  
JAXA-SP-06-029E

小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の  
基本設計結果について  
JAXA-RR-05-044

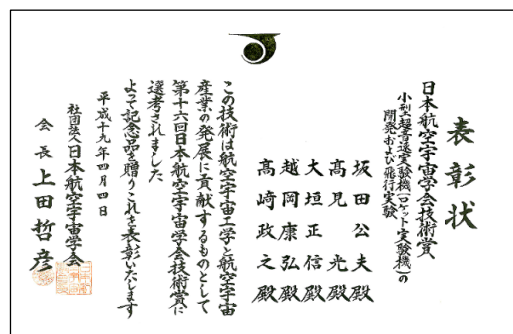
小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）  
第2回飛行実験  
JAXA-RR-06-049

## 対外発表のまとめ

年度	口頭発表	論文
H9 (1997)	48	4
H10 (1998)	70	9
H11 (1999)	16	
H12 (2000)	45	3
H13 (2001)	56	2
H14 (2002)	49	2
H15 (2003)	28	8
H16 (2004)	33	7
H17 (2005)	11	8
H18 (2006)	39	18
H19 (2007)	13	5
H20 (2008)	5	2
合計	295	55

論文発表のまとめ

口頭発表	295件
論文	55件
特許	8件
共同研究	18件
受賞	1件



日本航空宇宙学会第16回技術賞

3

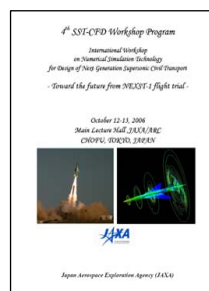
## その他の活動

### ●主な成果公表と国際ネットワークの構築(第2回飛行実験以降)

- H18年3～4月、日本科学未来館において豪州で飛行し回収したロケット実験機の機体を特別展示すると共に特別レクチャーを開催。
- H18年7月のファンボロー国際エアショー、及び10月のIAC(国際宇宙会議)バレンシア大会にて模型展示と実験成果を説明。
- H18年9月、第25回ICAS(国際航空科学会議)において、招待講演2件を含めてロケット実験機飛行実験結果を発表。
- H18年10月、第4回国際SST-CFDワークショップを開催し、ロケット実験機の飛行実験データの詳細解析結果を公表すると共に、CFD解析結果と設計技術の妥当性を確認。本ワークショップを通じて、今後の超音速機技術の研究開発における国際ネットワークを構築。
- ONERAとの共同研究を継続し、超音速における境界層遷移予測技術をさらに高度化。
- H17年に枠組合意がなされた日仏SSTワークショップに継続的に参画し、将来の超音速機共同開発につなげる。
- 国内では、飛行実験データを国産旅客機開発におけるCFD検証用として三菱重工業(株)に提供し、開発に貢献。

### ●データベース構築及び公開

- ロケット実験機プロジェクトで得られた超音速機設計・検証データのデータベースを構築。JAXA外部に公開し、設計技術の共有化を図る。



4

# 静粛超音速研究機の研究開発の概要

村上 哲（宇宙航空研究開発機構）

Silent Supersonic Technology Demonstration Program

Akira Murakami (JAXA)

Key Words : Shock wave, Sonic Boom, Supersonic Flow, Flight Demonstration

## Abstract

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) started the “Silent Supersonic Technology Demonstration Program” in 2006. In this program, JAXA is now pursuing R&D on supersonic technologies to improve not only economical efficiency but also environmental compatibility, and also planning the new flight demonstration project to validate the design tool and to demonstrate the low sonic boom technology. This paper describes the overview of this program and the current status of the R&D including the flight demonstrator design.

## 1. はじめに

超音速航空輸送は長距離航空輸送の飛躍的な時間短縮による利便性、快適性の向上、さらに高い経済拡大効果が見込まれ、社会に飛躍的な変革をもたらし得る航空輸送手段として期待されている。特に、我が国はその地理的特性から超音速航空輸送による時間短縮効果の最大恩恵国のひとつである。しかし、超音速航空輸送の実現にはソニックブームや騒音の低減等、解決しなければならない技術課題が多く、欧米においても長期的な視点にたって飛行実験を含む基礎研究・要素技術研究を推進している段階にある。

このような背景を踏まえて、宇宙航空研究開発機構（JAXA）は次世代超音速旅客機の実現の最重要課題のひとつであるソニックブームの低減等、超音速機の静粛性を飛行実証課題とする「静粛超音速研究機構想」をとりまとめ、これを中核とする研究開発計画を2006年度より進めている。本稿はその概要について紹介する。

## 2. 研究開発計画の概要

### 2.1 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を獲得し、航空機開発の先導役として、航空機製造産業の発展と将来航空輸送のブレークスルーに貢献することを目的としている。

### 2.2 目標

次世代超音速旅客機の実現に必要な重要技術課題を克服する技術を獲得することの一環として、2010年代中頃の本研究開発終了時に、小型超音速旅客機

の実現を可能とする表1に示す技術目標を達成することを目標としている。

表1 技術目標

技術課題	技術目標
ソニックブーム低減	ソニックブーム強度の半減 (比較対象:コンコルド技術)
離着陸騒音低減	ICAO Chap.4適合
低抵抗化	揚抗比8.0以上
軽量化	構造重量 15% 減 (比較対象:コンコルド技術)



乗客数 : 36-50人(全席ビジネスクラス)  
巡航速度 : マッハ1.6  
航続距離 : 3,500nm以上  
ソニックブーム : 従来設計に比べて強度半減  
空港騒音 : ICAO基準(Chap.4)に適合

図1 技術参照機体概念：小型超音速旅客機

これらの技術目標を端的に言えば、30～50人乗りの小型超音速旅客機（離陸重量70トン程度）規模において現在は禁止されている陸上超音速飛行が可能なレベルまでソニックブーム強度を下げるとともに、



乗客1人当たりの燃料消費をコンコルドに比べて約50%改善することに相当する。また、離着陸時の騒音については現行の亜音速旅客機と同程度以下にすることが目標となっている。なお、ここでの小型超音速旅客機は技術目標の達成レベルを実機レベルで示す観点からの技術参照機体である。そのイメージを図1に示す。

### 2.3 研究開発の内容

表1に示した技術目標を達成するため、本研究開発は静粛超音速研究機の開発・飛行実験と技術研究を併行して行うこととしている。

#### (1) 静粛超音速研究機飛行実験システムの開発と飛行実験

多目的最適設計技術等のコンピュータ設計技術を全機形状設計に適用して、低ソニックブームコンセプトの超音速ジェット機を設計・開発し、その飛行実験によりこれら機体コンセプトの実証（ソニックブーム強度半減する設計技術の実証）を行うとともに、システム統合技術の実証（離着陸～超音速飛行を自律飛行する無人機技術の実証）を行う。また複合材構造の同研究機への適用を図り、これらに関す

る飛行実験データ取得を試みる。図2に現段階のベースラインとしている研究機の概念を示す。ベースライン仕様については後述する。



図2 静粛超音速研究機概念

#### (2) 技術研究

技術研究では長期的な視点に立ち、超音速旅客機実現に不可欠な重要技術であって、我が国が得意とする技術に重点化した超音速機の要素技術研究を実施するとともに、先進的な機体概念に関する研究実施する。本研究開発で取り組むこととしている技術を図3に示す。

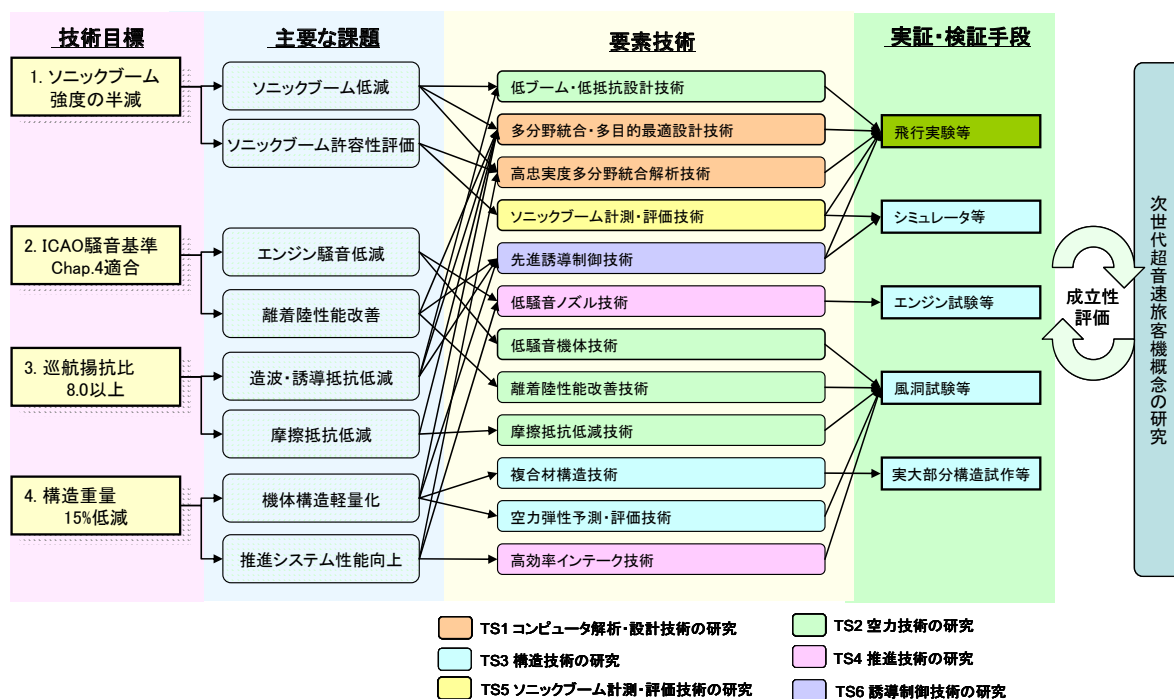


図3 技術目標と取り組む技術

### 2.4 スケジュール

現段階における暫定的な研究開発スケジュールを図4に示す。2010年代中頃までの静粛超音速研究機による飛行実証を目指して2008年度より要素技術開発研究を中心とした本格的な研究開発に着手する予定としている。ただし、研究機の開発・飛行実験に

ついては2009年度までを第1フェーズとして、それまでの要素技術開発研究及び研究機の設計検討の成果等を踏まえて、JAXA外部の事前評価や関係諸機関との調整等を経て2010年度から研究機の開発・飛行実験の第2フェーズに移行する段階的な研究開発計画としている。

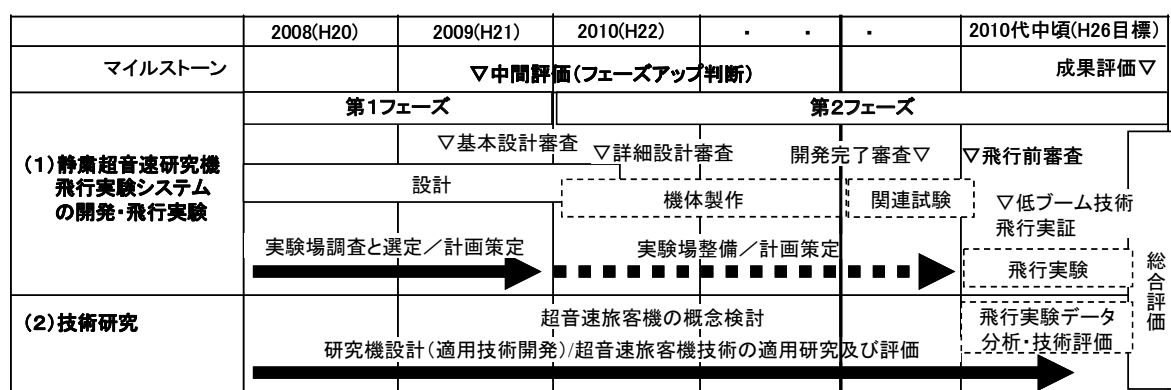


図4 研究開発スケジュール

### 3. 静粛超音速研究機の概要

#### 3.1 ベースライン仕様

研究機は、低ソニックブーム設計効果の地上計測による検証及び費用対効果等の観点から、マッハ1.4以上で1分以上の巡航が可能な機体重量3トン以上の無人単発ジェット機としている。現在、基本設計の着手した段階であるが、そのベースライン形状及び主要諸元をそれぞれ図5及び表2に示す。

表2 主要諸元

全 長	13.3m
全 幅	7.2m
翼 面 積	21m <sup>2</sup>
全 備 質 量	4,000kg
ゼロ燃料質量	2975kg
飛 行 速 度	M1.4@h≧11km以上
必要滑走路長	2,000m以下

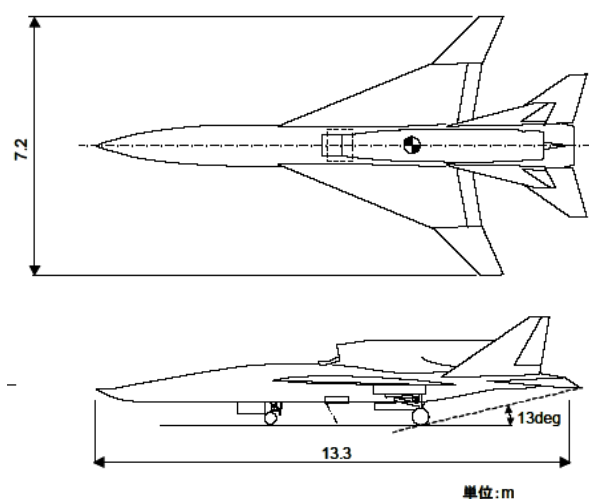
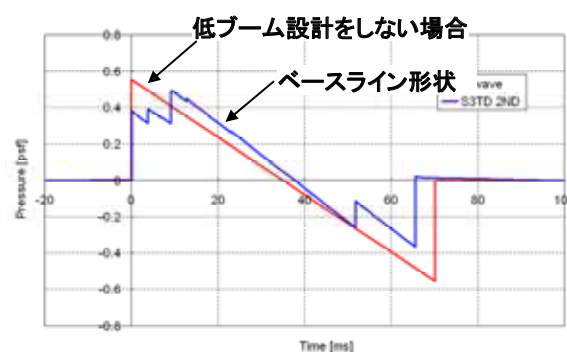


図5 ベースライン形状

#### 3.2 多目的最適設計手法による形状設計

研究機の形状設計においては、機器・降着装置等の装備性や離着陸距離等による制限を踏まえた上で、

ソニックブーム低減、抵抗低減、トリム特性、重量等を目的関数としてJAXAで開発したLow Fidelity多目的最適設計ツール及び空力・構造連成の2分野統合多目的最適設計手法等を用いて行っている。図6にベースライン形状における地上ソニックブーム波形の予測結果を示す。

図6 地上ソニックブーム予測波形  
(M1.6 H=14km水平飛行時)

### 4. 技術研究

図3に示すように、コンピュータ解析・設計技術、空力技術、構造技術、推進技術、ソニックブーム計測・評価技術及び誘導制御技術の各要素技術の研究を行っている。コンピュータ解析・設計技術では、機体・推進統合解析技術(図7)など高忠実度解析技術、空力・構造統合多目的最適設計技術などの最適設計技術の高度化研究のほか、形状定義から最適形状探索までをシームレスに行うMulti-Fidelityの設計システムの構築を目指したプロセス自動化の研究を進めている。空力技術では先進的な設計コンセプト創出を目指した低ソニックブーム・低抵抗設計技術(図8)を始め、騒音予測技術の高度化を含む低騒音機体技術、高揚力装置最適化を中心とした離着陸性能改善技術及び自然層流化を中心とした摩擦抵抗低減技術の研究に取り組んでいる。構造技術では、低コスト高精度複合材構造製造技術(図9)と空力弾性予測・評価技術、推進技術では低騒音ノ

ブル技術（図10）と低騒音化も含む高効率インテーク技術の研究を行っている。ソニックブーム計測・評価技術では屋内ブームも含めて、ソニックブーム再生技術や伝播解析手法を含むソニックブームモデリング、及びブームシミュレータ（図11）による許容性評価などを実施する。誘導制御技術ではダイナミックインバージョン・ニューラルネット等の先進的飛行制御技術に関する研究を進めている。

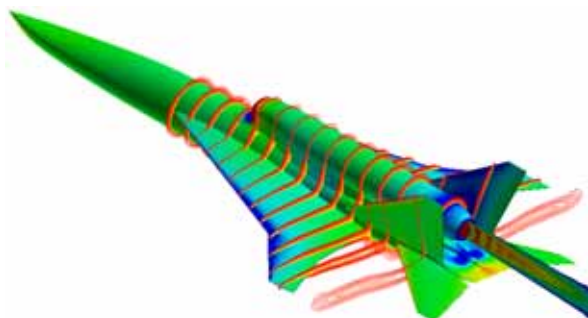


図7 エンジン作動による吸排気影響を含む機体・推進系統合CFD解析



図8 双スティング支持による後端低ブーム設計検証風試



図9 複合材構造研究機試作主翼の強度試験



図10 低騒音ノズルのエンジン試験



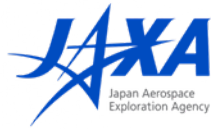
図11 JAXAソニックブームシミュレータ

## 5. まとめ

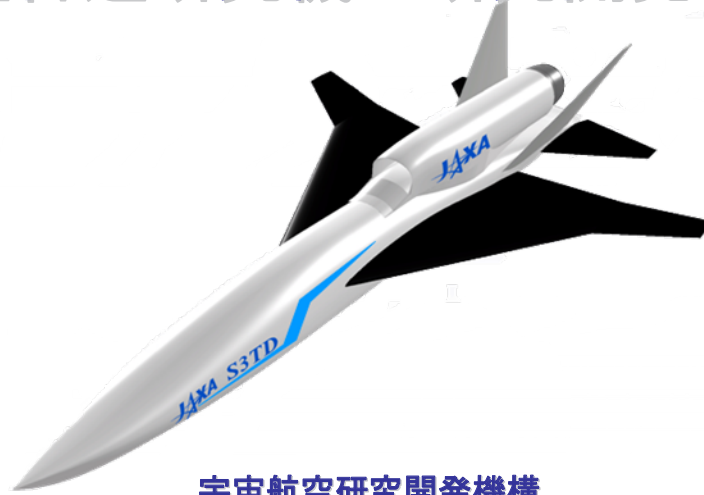
JAXAにおいて現在進めている静粛超音速研究機構想を中核とする研究開発計画の概要について紹介した。静粛超音速研究機については2010年度からの本格的な開発着手に向けて基本設計検討に着手した段階である。この設計検討においては富士重工業株式会社と協力して進めることとしている。一方、技術研究において取り組む課題は広範囲かつ先進的であることから、産業界や大学等関係機関との共同研究を進めているが、今後、さらに共同研究を拡大していく予定である。なお、本稿は2008年6月の第40回流体力学講演会2008にて発表した内容と同一であることを付記する。

## 参考文献

- 1)宇宙航空研究開発機構,「JAXA長期ビジョン - JAXA 2025 -」, 2005年
- 2)文部科学省科学技術・学術審議会研究計画・評価分科会,「静粛超音速機技術の研究開発の推進について」, 2007年
- 3)村上哲,「静粛超音速研究機構想について」, ながれ25(2006), pp.329-336, 2006年
- 4)村上哲,「JAXAにおける超音速旅客機技術の研究計画 - 静粛超音速機技術の研究開発 -」, 日本航空宇宙学会誌Vol.56, No.684, pp.4-7, 2008年

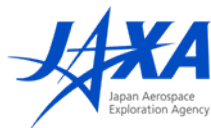


# 静粛超音速研究機の研究開発の概要



宇宙航空研究開発機構  
航空プログラムグループ  
村上 哲

Page 1



## 内容



### ○背景

### ○研究開発計画

- － 研究開発目標, スケジュール等

### ○研究開発状況

- － 静粛超音速研究機
- － 技術研究

### ○おわりに

Page 2





## 背景(1/2)



### ○超音速航空輸送の潜在的ニーズは高い

- ・運賃が現行の1.3倍までならば5割以上の人が超音速機を利用
- ・小型SST(36席)で800~1200機、大型SST(250席)で900機~1300機の需要予測(2025年)
- ・大型SST就航で約80兆円、世界GDP比で約1.3%の経済拡大効果の試算(2025年)

※三菱総合研究所調査研究による

### ○超音速旅客機実現には、解決しなければ課題が多い

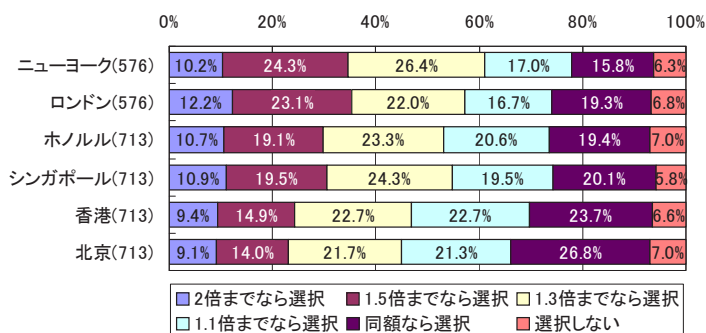
- ・経済性の向上: 低抵抗化、軽量化、エンジン低燃費化
- ・環境適合性の向上: ソニックブーム低減(陸上超音速飛行)、騒音低減、排ガス低減

### ○超音速旅客機技術は航空技術としてのフロンティアである

- ・先進的な航空技術の研究開発による技術波及効果(国際競争力強化)

利用者ニーズのインターネット調査の結果

(プレサーベイ: 17,883人(回答数) / 本調査: 1,042人(回答数))

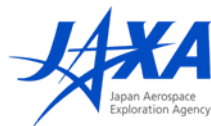


経済拡大効果試算の結果

(2025年 有望潜在需要の運賃比1.3倍のケース)

シナリオ	経済拡大効果(百万ドル) 下段()は世界GDP比
シナリオ1 小型SSTのみ就航	約127,323 (0.21%)
シナリオ2 大型SSTのみ就航	約781,606 (1.27%)
シナリオ3 小型SST就航後に 大型SST就航	約918,762 (1.50%)

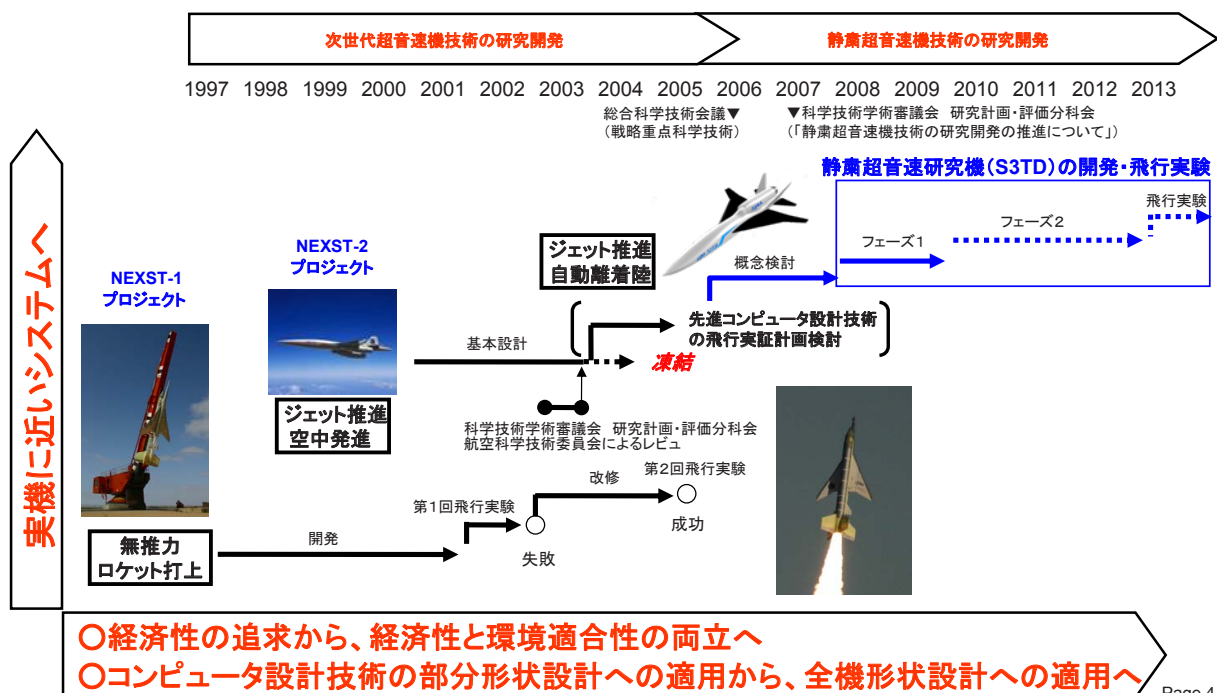
Page 3



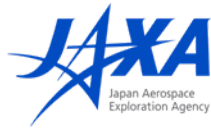
## 背景(2/2)



### JAXAにおける超音速機技術の研究開発



Page 4



## 研究開発計画(1/5)



### 研究開発目標

多目的最適設計技術等のコンピュータ設計・解析技術を活用して設計された低ソニックブーム機体形状の無人超音速ジェット機を開発し、その飛行実験により適用した低ソニックブーム設計技術の実証を行うとともに、並行して技術研究を行い、

**「次世代超音速旅客機の実現に必要な重要技術課題を克服する技術を獲得することの一環として、本研究開発終了時に、小型超音速旅客機\*1の実現を可能とする技術目標を達成する」**

ことを研究開発目標とする。

\*1 小型超音速旅客機：技術目標の達成レベルを実機レベルで示す観点からの技術参照機体として定義

#### 技術参照機体概念「小型超音速旅客機」



乗客数 : 36-50人(全席ビジネスクラス)  
巡航速度 : マッハ1.6  
離陸重量 : 3,500nm以上  
ソニックブーム : 従来設計に比べて強度半減  
空港騒音 : ICAO\*2基準(Chap.4)に適合

#### 技術目標

課題	技術目標
ソニックブーム低減 【最優先課題：飛行実証】	ソニックブーム強度の半減 (比較対象：コンコルド技術)
離着陸騒音低減	ICAO*2基準 Chap.4に適合
低抵抗化	揚抗比 8.0以上
軽量化	構造重量 15%減 (比較対象：コンコルド技術)

\*2 ICAO: International Civil Aviation Organization (国際民間航空機関)

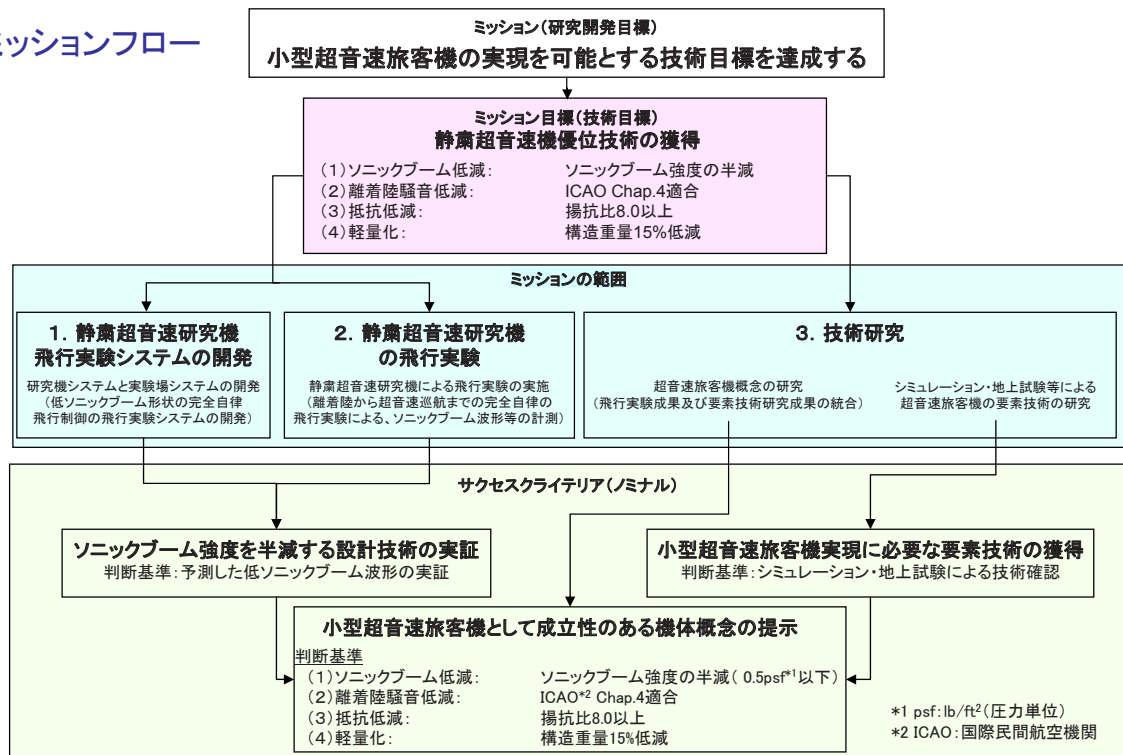
Page 5



## 研究開発計画(2/5)



### ミッションフロー



Page 6

## 研究開発計画(3/5)

### 静粛超音速研究機飛行実験システムの開発・飛行実験

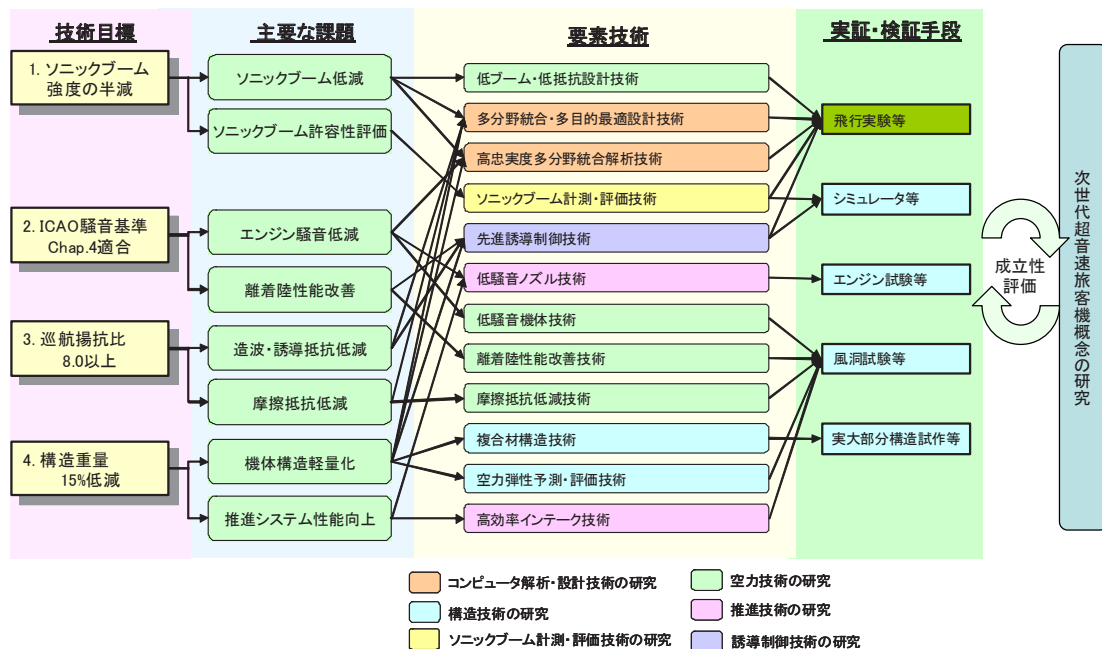
機体コンセプト(ソニックboom強度半減する設計技術)とシステム統合技術実証(離着陸～超音速飛行を自律飛行する無人機技術)の実証)



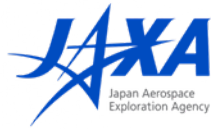
Page 7

## 研究開発計画(4/5)

### 技術研究



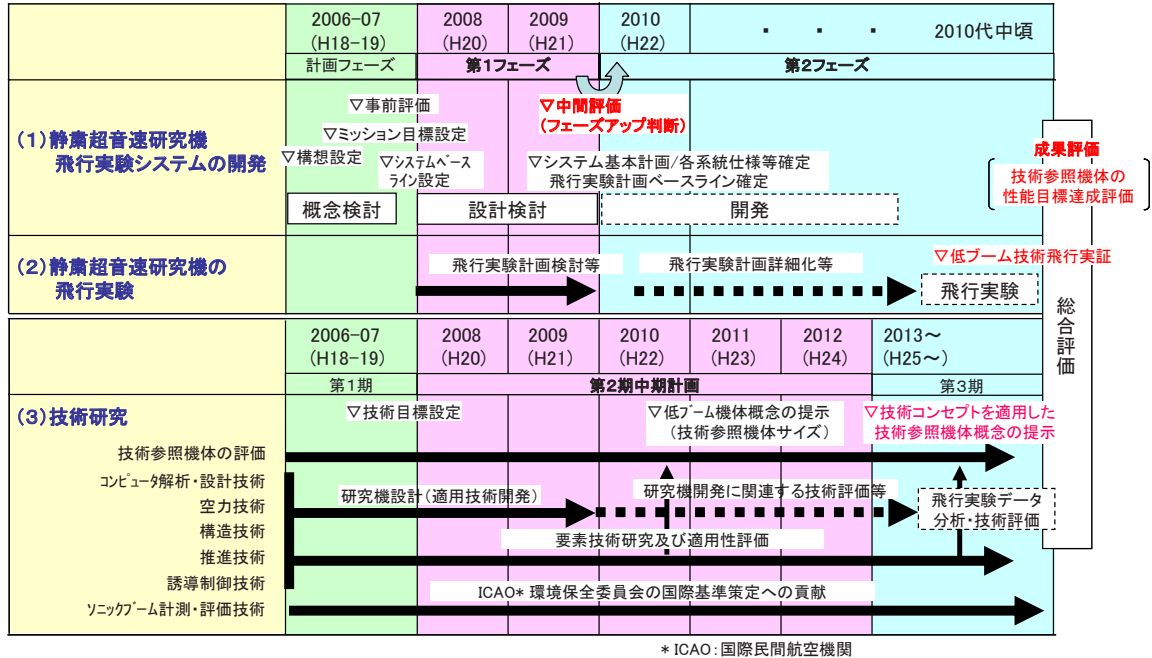
Page 8



# 研究開発計画(5/5)



## スケジュール



Page 9



# 研究開発状況(1/6)



## 静粛超音速研究機への適用技術



Page 10

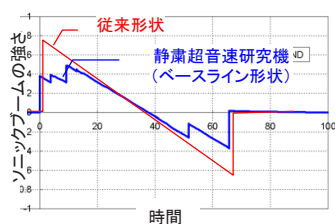


## 研究開発状況(2/6)

### 静粛超音速研究機(ベースライン)の概要

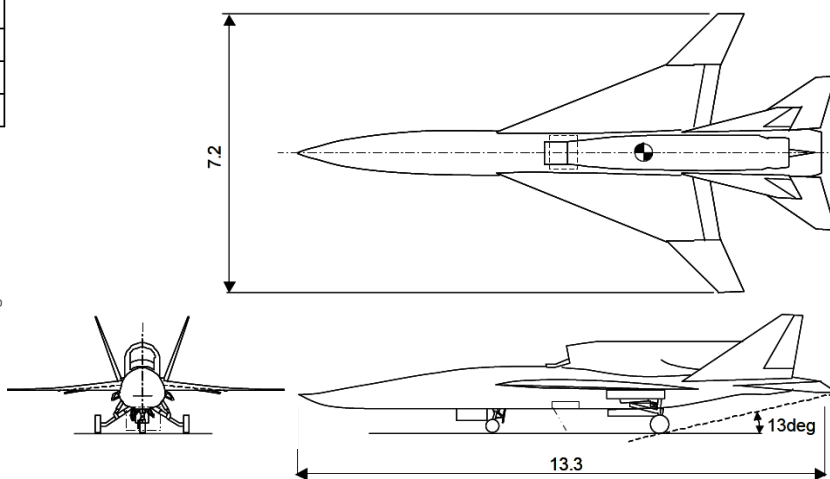
主要諸元

全長	13.3m
全幅	7.2m
翼面積	21m <sup>2</sup>
全備質量	4,000kg
ゼロ燃料質量	2975kg
飛行速度	M1.4@h≥11km以上
必要滑走路長	2,000m以下

ソニックブーム予測波形  
(M1.6, 高度14km, 水平飛行時)

### 完全自律飛行制御の無人超音速ジェット機

- ・低ソニックブーム機体形状
- ・マッハ1.4以上で1分間以上の超音速巡航
- ・完全自律飛行制御による離着陸から超音速巡航飛行

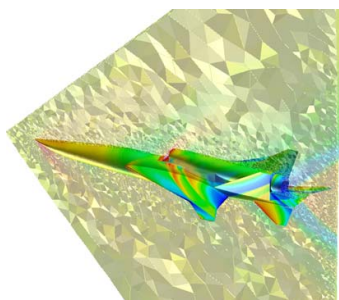


三面図(ベースライン形状)

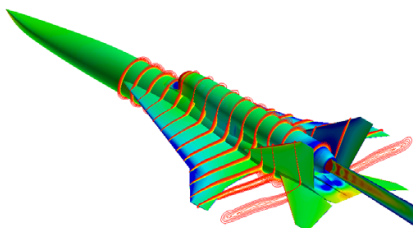
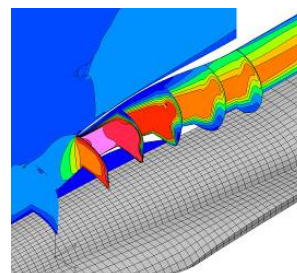
Page 11

## 研究開発状況(3/6)

### 静粛超音速研究機設計のための各種解析・風洞試験



CFD空力特性解析

機体・推進統合CFD解析  
(吸排気効果予測解析)

インテーク特性CFD解析



低速空力特性風洞試験

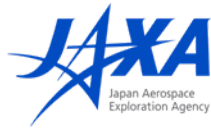


尾排干渉風洞試験



インテーク特性風洞試験

Page 12



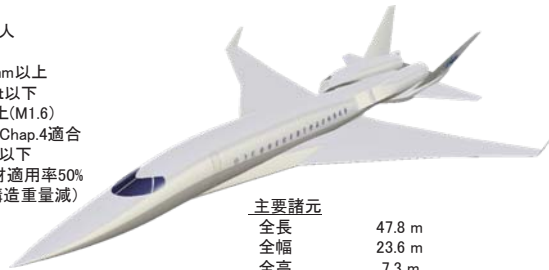
## 研究開発状況(4/6)



### 技術研究(1/3)

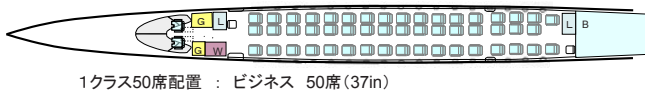
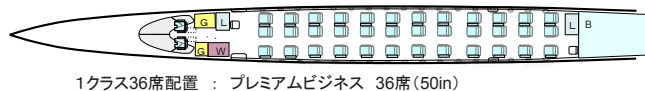
#### 超音速旅客機概念の研究

主要要求性能  
乗客 36-50人  
巡航マッハ数 1.6  
航続距離 3,500nm以上  
滑走路長 8,000ft以下  
巡航揚抗比 8.0以上(M1.6)  
離着陸騒音 ICAO Chap.4適合  
ソニックブーム 0.5psf以下  
構造重量 複合材適用率50%  
(15%構造重量減)

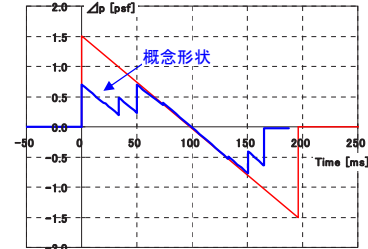


主要諸元  
全長 47.8 m  
全幅 23.6 m  
全高 7.3 m  
主翼面積 175 m<sup>2</sup>  
アスペクト比 3.0  
全備重量 70 トン  
エンジン 15 トン双発

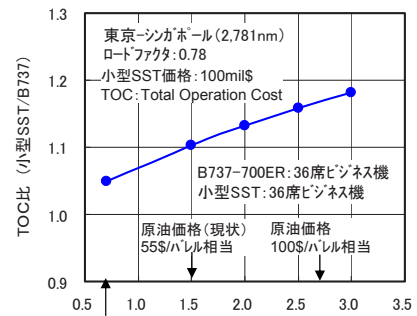
リージョナルジェット(GRJ700)、コンコルドとほぼ同等の客室幅と高さは確保可能



座席配置検討例



地上ソニックブーム予測波形



燃料価格の運航コストへの影響



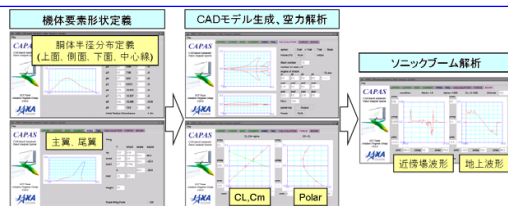
## 研究開発状況(5/6)



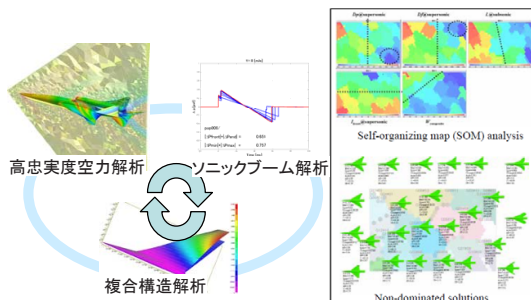
### 技術研究(2/3)

#### コンピュータ解析・設計技術の研究

##### 多分野統合・多目的最適設計技術の研究



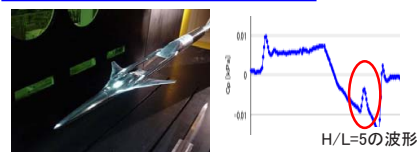
##### 機体形状定義から解析までシームレスなツールの開発



##### 複合材構造主翼の空力・構造統合多目的探査技術(MDE技術)の適用研究

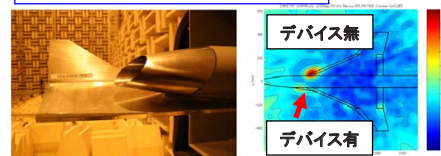
#### 空力技術の研究

##### 低ブーム・低抵抗設計技術の研究



##### 後端低ブーム設計コンセプト検証風試

##### 低騒音機体技術の研究

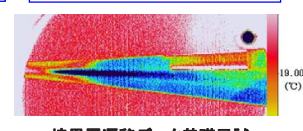


##### 騒音遮蔽効果の基礎試験

##### 騒音低減デバイス基礎風試

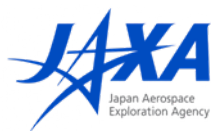
##### 離着陸性能改善技術の研究

##### 摩擦抵抗低減技術の研究



高揚力装置風試

境界層遷移データ基礎風試



## 研究開発状況(6/6)



### 技術研究(3/3)

#### 構造技術の研究

##### 複合材構造技術の研究



低コスト・高精度製造法による  
研究機主翼試作

##### 空力弾性予測・評価技術の研究



ジェット排気影響を伴う  
空力弾性評価試験

#### ソニックブーム計測・評価技術の研究

##### ソニックブーム計測技術の研究



屋外計測システムの開発

##### ソニックブーム評価技術の研究



ソニックブーム音響・構造振動試験装置の開発  
(左:全体図、右:窓サッシ試験体)

#### 推進技術の研究

##### 低騒音ノズル技術の研究

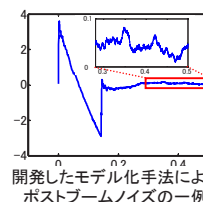


低騒音可変ノズル騒音評価試験

##### 高効率インテーク技術の研究

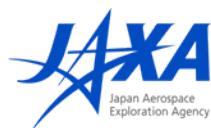


先進形状インテーク基礎風試



開発したモデル化手法による  
ポストブームノイズの一例

ソニックブームシミュレータと波形再生技術の開発 : 15



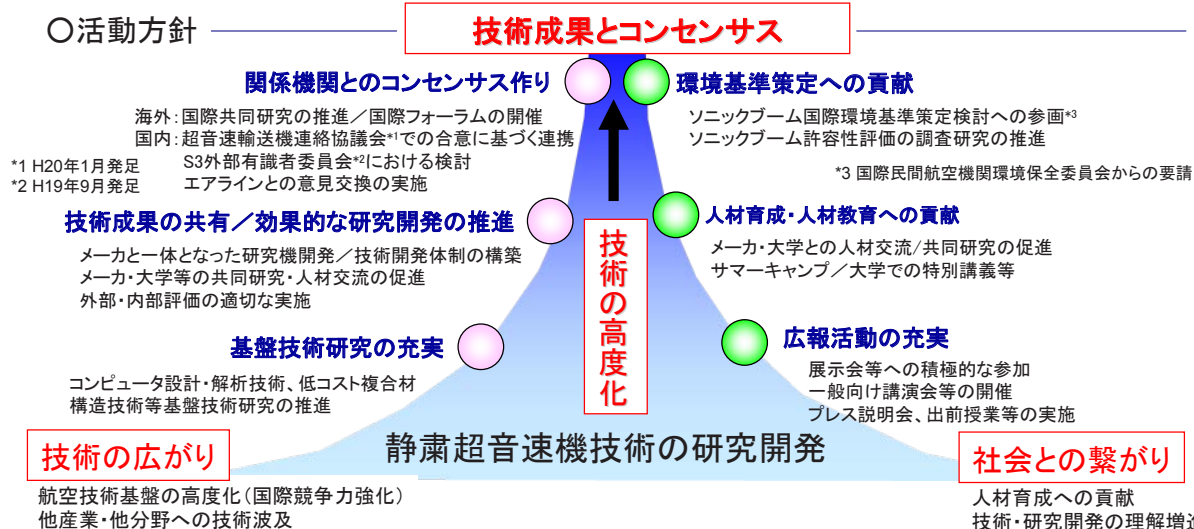
## おわりに



### 〇目指す姿

来るべき超音速輸送時代に向けて、日本としてもコアコンピタンスとなる革新技术を育て、国際競争におけるプレゼンスを確保・向上させる

### 〇活動方針





# 静粛超音速研究機の空力設計の概要

○牧野好和（宇宙航空研究開発機構）

Introduction of Aerodynamic Design of a Silent Supersonic Technology Demonstrator

Yoshikazu Makino (JAXA)

Key Words : Aerodynamic Design, Optimization, Supersonic Transport, Sonic-Boom

## Abstract

JAXA's planned scaled low-boom demonstrator project and its aerodynamic design in conceptual design phase are introduced. For the demonstration of low sonic-boom design concepts and design technology, this demonstrator named Silent SuperSonic Technology Demonstrator(S3TD) is designed using JAXA's computer-based aerodynamic design tools for low-drag and low-boom configuration. A multidisciplinary design exploration, in which the aerodynamic performance estimated by an unstructured Euler CFD code, sonic-boom intensity, and structural constraints are taken into account, is applied to the design of the demonstrator as well as an aerodynamic conceptual design tool based on a low-fidelity panel method. Several design cycles are conducted through the validation process for mission requirement with many CFD analyses and wind-tunnel tests.

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空プログラムグループ超音速機チームでは静かな超音速旅客機の実現を目指して要素技術研究を実施するとともに、ソニックブーム低減技術の飛行実証を第一の目的とする「静粛超音速研究機<sup>1)</sup>」プログラムの研究開発を進めている。研究機の開発においてはこれまでJAXAで培ってきたCFD解析を始めとするコンピュータによる解析・設計技術を積極的に活用すると同時に、要素技術研究の成果である多分野統合・多目的最適設計技術の適用を図ることにより研究機のミッション達成を目指している。ここでは低ブーム実証機としての研究機のミッション要求と、それに基づく概念設計フェーズにおける空力設計経緯の概要と今後の方針について述べる。

## 2. 研究機概要

静粛超音速研究機の飛行実験システム基本要求は、「低ソニックブームを考慮しない超音速機に対し、ブーム強度を半減し得る低ブーム設計技術の実証に必要な飛行環境を提供し、地上にてブーム強度を計測すると共に、再使用できる状態で機体を帰投させるシステムであること」であり、図1に示す様に地上（及び空中）に設置されたマイク列の上空をカットオフマッハ数より十分大きいマッハ数で超音速飛行し、マイク位置において低ブーム波形が観測されることが条件となっている。また再使用の条件を満たすため離着陸から超音速巡航まで完全自律飛行する無人機を選択し、既存エンジンの使用を前提として図2に示す機体規模で概念設計を開始した。

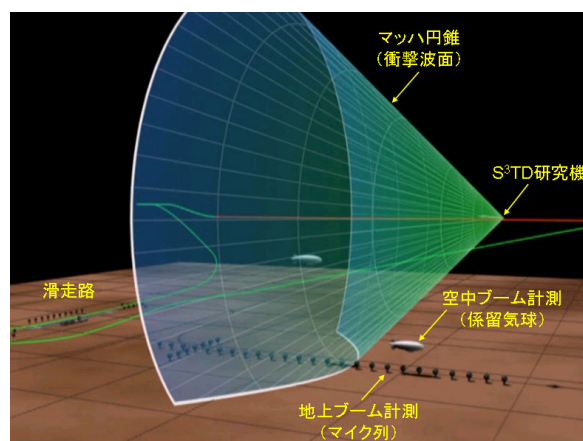


図1. 静粛超音速研究機ブーム計測イメージ

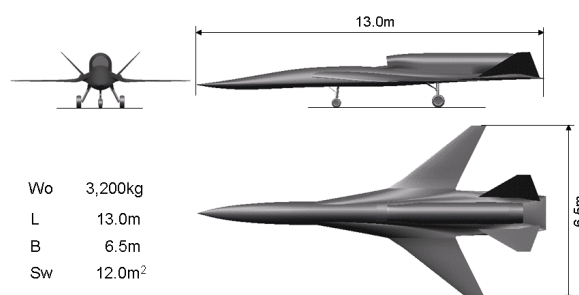


図2. 研究機初期概念図

## 3. 設計ツール

概念設計フェーズにおいて主として使用した空力設計ツールは、線形パネル法を用いた超音速機概念設計ツールCAPAS<sup>2)</sup>である。CAPASは、胴体形状や主翼形状等の要素形状定義からパネル法解析に必要な機体表面パネルを作成する過程を、CADソフト



トウェアCATIA v4及びCATIA v5のAPIを利用することにより自動化し、またJAVAをベースとしたGUI(図3)により機体要素形状定義作業を行い易くするとともに、縦3分力データの自動表示や超音速機のソニックブーム解析機能を組み込んだ空力設計ツールである。概念設計フェーズにおいてはCAPASの他にも線形理論に基づくCarlson Warp<sup>3)</sup>設計ツールや、Darden<sup>4)</sup>の低ブーム設計ツール等を用いている。またJAXAのCFD共通基盤プログラムUPACS<sup>5)</sup>や、非構造CFDコードTAS<sup>6)</sup>、重合格子CFDツール等を活用し設計検証を行うとともに、それら空力解析ツールを最適化ツールと組み合わせることで各種最適設計を実施している。

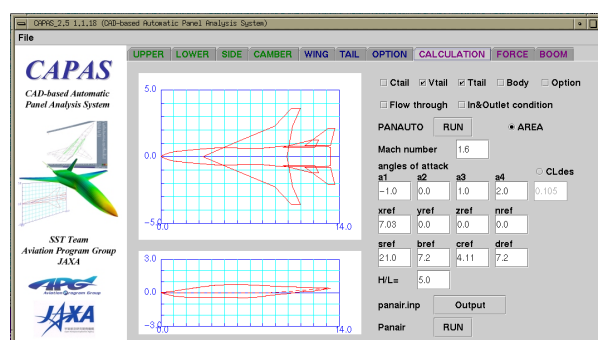


図3. 超音速機概念設計ツールCAPAS

## 4. 空力設計過程

### 4-1 第0次形状

概念設計フェーズの出発点として図4に示す第0次形状を定義した。第0次形状はこの機体規模でも地上での低ブーム波形が観測可能かどうかを主眼にCAPASによる低ブーム設計を進めた結果として得られた形状であり、機首には要素技術研究成果である低ブーム/低抵抗非軸対称機首コンセプト<sup>7)</sup>を採用し先端ブーム低減化を図った。一方後端低ブーム化は従来の低ブーム設計では主翼後端が機体後端と一致しなくてはならないが、研究機では機体の安定性を考慮して主翼を前方に移動した分、後胴部に幅を持たせた後胴揚力面により後端低ブーム化を図った。また、離着陸時の騒音遮蔽コンセプトを考慮して胴上エンジン配置とV尾翼を採用している。

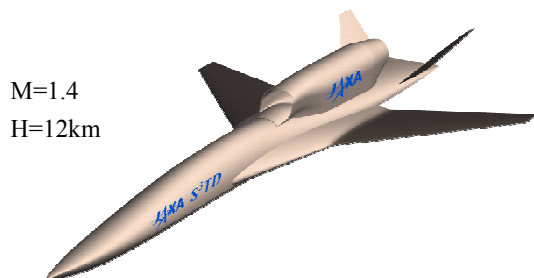


図4. 研究機第0次形状

第0次形状のソニックブーム特性はUPACS Euler CFD解析による近傍場圧力推算波形、及び遷音速風洞試験の近傍場圧力波形計測データをCAPAS解析結果と比較することで検証し、CAPASによる低ブーム設計が概ね正しいことを確認した(図5)。

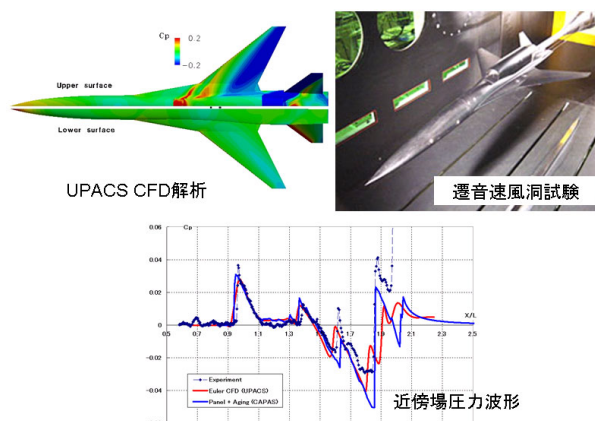


図5. 研究機第0次形状低ブーム特性検証

### 4-2 第1次形状

第0次形状の設計検証結果を受け、低ブーム特性改善、薄い後胴部の構造強度改善、及び縦トリム特性改善を目的として第1次形状(図6)の設計を実施した。Dardenの等価断面面積により近くなる様に前胴部を修正した他、特に後胴部形状とV尾翼平面设计には、CAPAS解析を遺伝的アルゴリズム(GA)最適化ツールに組み込んだ最適設計ツールを適用し、ブーム強度とトリム特性との多目的最適設計を実施することで、図7に示す通りソニックブーム特性の改善が見られた。

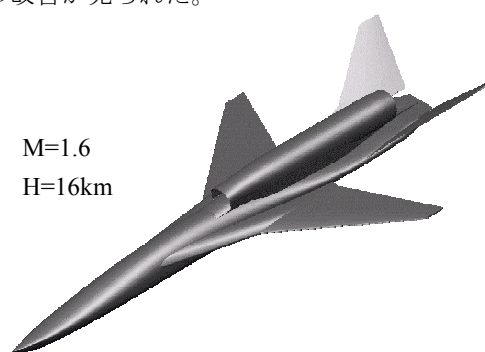


図6. 研究機第1次形状

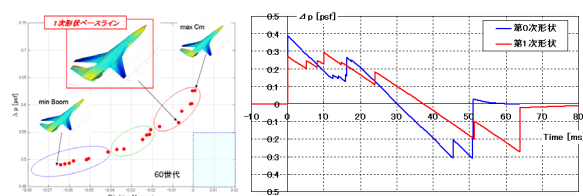


図7. CAPAS多目的最適設計とブーム改善効果

#### 4-3 第1次MDE設計

第1次形状設計と並行して第0次形状の翼胴形態をベースに多分野統合最適設計探索（MDE）を実施した<sup>8)</sup>。58個の設計変数を用いて主翼の平面形と翼型、捻り及びキャンバを変化させ、超音速巡航時の圧力抗力最小化／摩擦抗力最小化、ソニックブーム強度最小化、離着陸時揚力最大化、構造重量最小化を目的関数として多目的最適設計を行った。空力性能は非構造格子CFD解析ツールTASを用いたEuler解析により推算し、ソニックブーム強度は前述のCAPAS、複合材を想定した主翼の構造強度はNASTRANにより評価した。遺伝的アルゴリズムにより1世代16個体で12世代進化させた探索結果を自己組織化マップ（SOM）解析によりデータマイニングし（図8）、全ての目的関数の妥協解として1個体を選定した。さらに選ばれた個体の低速CFD解析結果から縦特性の非線形性を改善させるための主翼平面形修正（外翼後退角の低減）を施して第2次形状設計のベースラインとした。

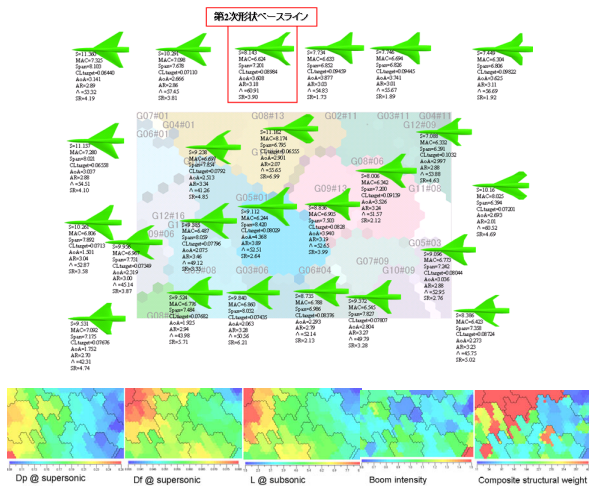


図8．第1次MDE設計結果（SOM解析）

#### 4-4 第2次形状

第1次MDE設計により得られた翼胴ベースライン形状に対して、第1次形状に対する機体成立性検討の結果から、低速ピッチアップの非線形特性の原因が主翼前縁渦とV尾翼との干渉であることが明らかとなったこと及び巡航トリム特性改善のため水平尾翼を追加した（図9）。また、構造上の強度要求から主翼及び尾翼翼厚を増加するとともに、脚や燃料タンク等の艤装性の要求から胴体容積も増加させ第2次形状を定義した（図10）。研究機搭載機器環境条件の緩和により飛行高度を下げたこともあり、推算ソニックブーム強度は大きくなったが、先端／後端ブームともに低ブーム波形は維持すべく胴体設計を実施した結果、図10に示す低ブーム波形となった。

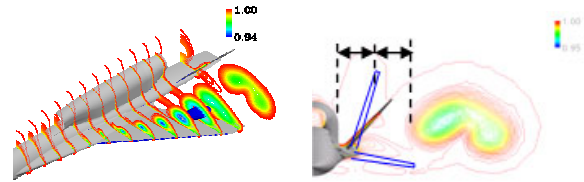


図9．低速性能改善検討例

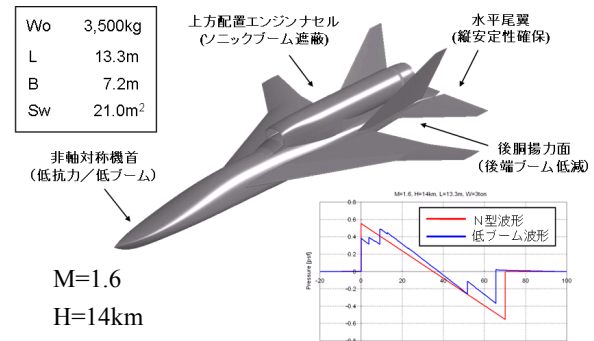


図10．研究機第2次形状とCAPAS推算波形

#### 4-5 第2.5次形状

第2次形状までに主として低ブーム設計に用いてきたCAPASは線形パネル法解析をベースとしており、超音速におけるエンジンナセルを考慮することができなかったため、CAPAS設計時の揚力に対してナセルを考慮したCFD解析結果の揚力は減少してしまい設計点での低ブーム波形が崩れてしまう課題があった。そこでCFD解析結果から得られる巡航迎角においてCAPASによる低ブーム再設計を行い第2.5次形状を定義した（図11）。さらに第2.5次形状では縦静安定性及びトリム特性改善のため主翼位置を前方に40cm移動させるとともに、干渉抗力低減及び尾排干渉を避ける目的で双垂直尾翼も前方移動し、その幅も20cm拡大した。その結果、UPACS推算で巡航時抗力が約30カウント低減され、先端ブームの崩れも改善された。ただしUPACSベースの後端ブーム推算がCAPAS推算値よりも大きくなる点について設計改善が必要である。

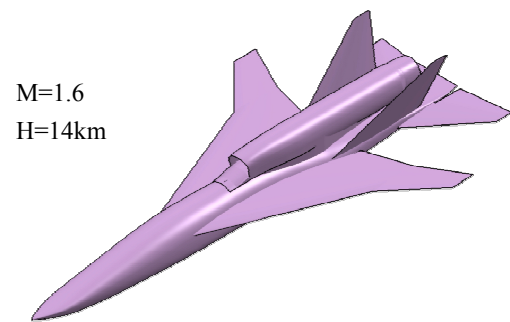


図11．研究機第2.5次形状

#### 4-6 第2次MDE設計

第2.5次形状をベースとして第2次MDE設計を実施した。今回は第1次MDE設計により決定した主翼平面形は固定として翼型設計に絞る一方、第1次MDE設計では翼胴形態であった機体形状を翼胴＋水平尾翼＋双垂直尾翼＋エンジンナセル（フロースルー）の全機形態としてTASによる空力評価を実施することでインターランプ／ダイバータ等から発生する衝撃波の主翼との干渉も考慮した。CAPASによるブーム評価においてはエンジンナセルは考慮できないが、TAS解析結果から得られる巡航迎角を用いることでブーム推算精度を高めている。設計目的関数としては巡航時圧力抗力最小化、ソニックブーム強度最小化、及び水平尾翼舵角を設計変数に加えた上で風圧中心と最後方重心位置を最小化することでトリム特性を考慮し、構造においてはNASTRANにより静強度と遷音速フラッタ要求を満たした上で構造重量の最小化を図った。構造モデルはより研究機の構造様式に近くするため、内翼部はアルミ材の多桁構造、外翼部は複合材のフルデプスハニカムサンドイッチ構造とし、内外翼の分割位置は設計変数によって定まる翼厚によって自動判定させている<sup>9)</sup>。1世代8個体で18世代進化させた後に前回同様データマイニングを行い、図12に示す様な非劣解について詳細検討を実施した。

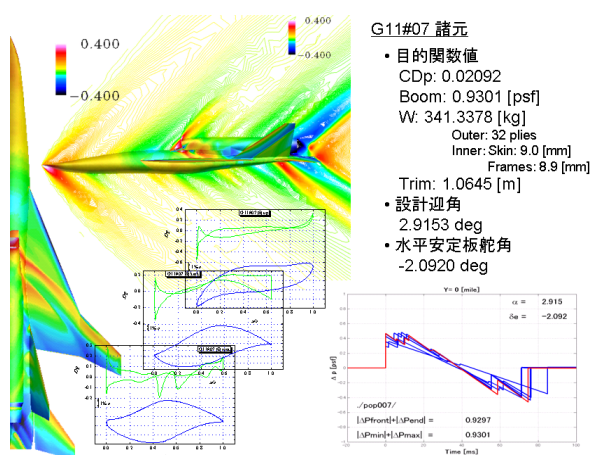


図12. 第2次MDE設計結果（非劣解の一例）

#### 4-7 第3次形状設計に向けて

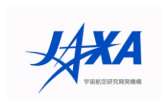
第2.5次形状設計及び第2次MDE設計の結果を受け、現在第3次形状設計を進めている。その課題としてはMDE設計結果の取り込みや、CFD解析に基づく低ブーム特性の改善、巡航時低ブーム性を維持したままの遷音速域における低抗力化、及び低速ピッチアップ特性改善等が挙げられ、現在主翼位置検討や単垂直尾翼の採用も含め検討を進めているところである。

#### 5. まとめ

低ソニックブーム設計技術の飛行実証を目的とした静粛超音速研究機の概要と、第0次概念形状から第1次形状、第2次形状、第2.5次形状への設計過程について述べた。概念設計フェーズにおける低ブーム設計のために開発したCAPASシステムによりスケール機であっても地上において低ブーム波形が観測できる可能性のある研究機形状を提示するとともに、空力性能／ソニックブーム特性／飛行特性（トリム）／構造強度を考慮した多分野統合最適設計探索技術を適用することにより、信頼性の高い推算ツールで機体成立性を高める設計が可能となった。今後の基本設計フェーズにおいては、CFD解析をベースとした低ブーム最適設計の適用により研究機のミッション達成確率を高めるとともに、多分野／多目的最適設計技術を始めとするコンピュータによる解析・設計技術の高度化を図る予定である。

#### 参考文献

- 1) A. Murakami: Silent Supersonic Technology Demonstrator Program. 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006-1.4.2 (2006)
- 2) 牧野好和、他、「超音速機概念設計ツールCAPASの開発」第40回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム2008
- 3) Carlson, H.W., Middleton, W.D., "A Numerical Method for the Design of Camber Surfaces of Supersonic Wings With Arbitrary Planforms," NASA TN D-2341, 1964.
- 4) Darden, C.M., "Sonic-boom Minimization with Nose-bluntness Relaxation," NASA TP-1348, 1979.
- 5) 山本一臣、他(航技研UPACSプロジェクトチーム). 並列計算CFD プラットフォームUPACS について. In Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium' 99, pp. 351-355. NAL SP-44, 1999.
- 6) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 39, Issue 1, pp. 75-96, 2002.
- 7) 牧野好和「超音速航空機の胴体形状の決定方法および胴体前胴部形状」特許第3855064号, 2006.
- 8) Chiba, K., Makino, Y., and Takatoya, T., "Multidisciplinary Design Exploration of Wing Shape for Silent Supersonic Technology Demonstrator," AIAA Paper 2007-4167, 2007.
- 9) 高戸谷健、他、「静粛超音速研究機の多目的最適形状設計（構造関連）」第40回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム2008



## 小型超音速実験機プロジェクト データ解析完了報告会



### 6(2)

## 静粛超音速研究機の空力設計の概要

Introduction of Aerodynamic Design  
of a Silent Supersonic Technology Demonstrator

牧野 好和

JAXA 航空プログラムグループ超音速機チーム



## 発表内容

1. はじめに
2. 研究機概要
3. 設計ツール
4. 空力設計過程
5. まとめ





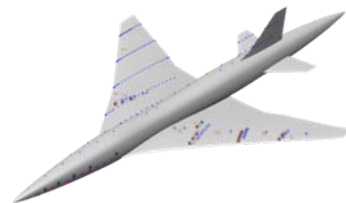
## 1. はじめに JAXAにおけるSST研究プログラム



### NEXSTプログラム

目標: 経済性に優れたSST設計技術の獲得

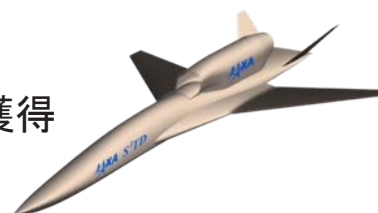
飛行実証機: 小型超音速実験機(NEXST-1)



### S-cube (Silent SuperSonic) プログラム

目標: 環境適合性に優れたSST設計技術の獲得

飛行実証機: 静粛超音速研究機(S<sup>3</sup>TD)



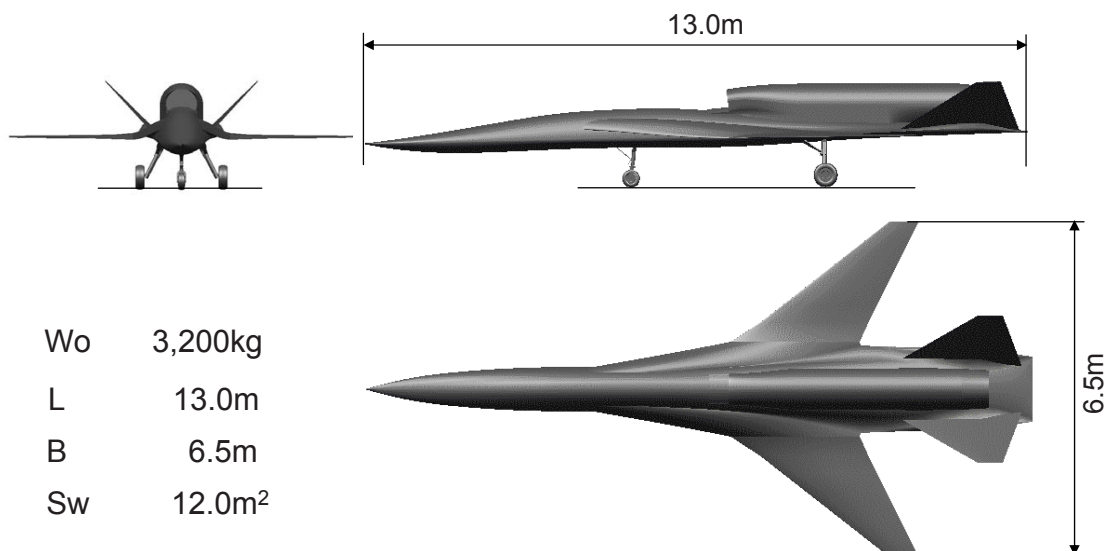
⇒ 低ソニックブーム設計技術実証機



## 2. 研究機概要 研究機概念設計3面図

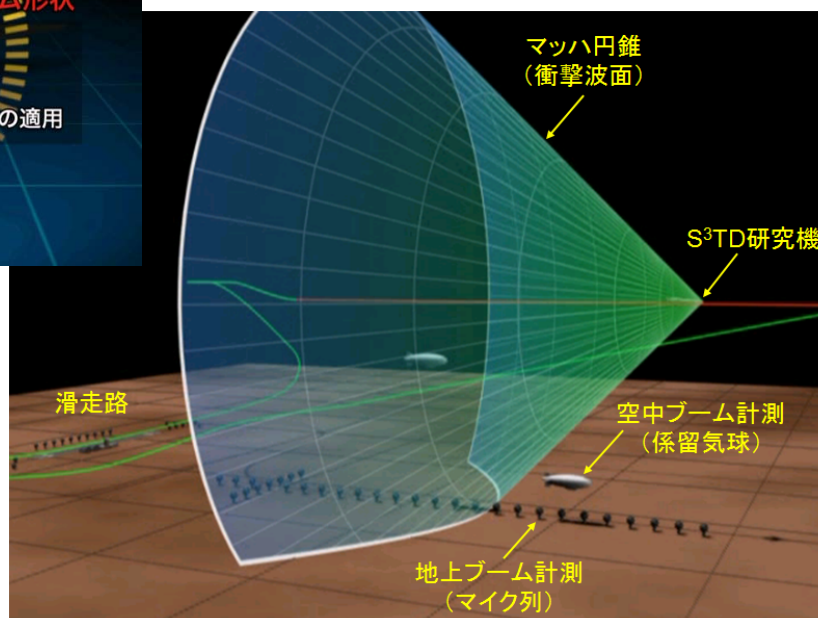
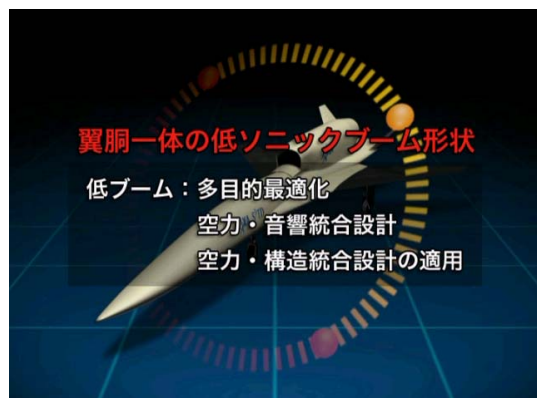


### Vehicle Configuration





## 2. 研究機概要 研究機の設計要求と飛行実証プラン

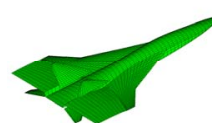
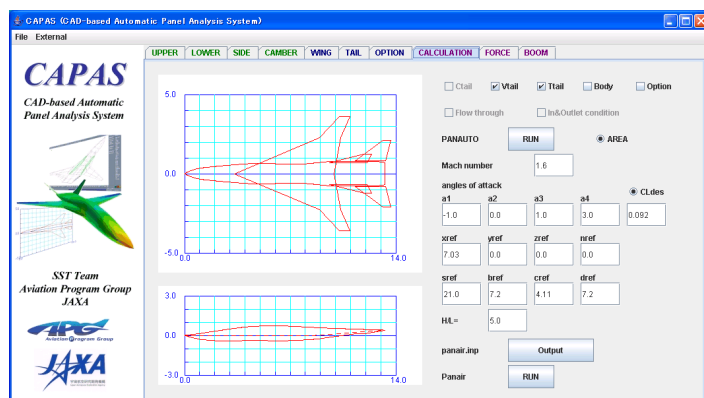


## 3. 設計ツール 超音速機空力概念設計ツールCAPAS

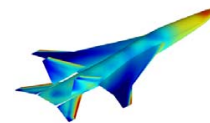


### CAPAS (CAD-based Automatic Panel Analysis System)

- 設計プロセスの自動化  
設計変数→機体(要素・全機)形状定義→パネル法解析→ソニックboom解析  
→性能評価(空力特性・ソニックboom)
- 機体形状表現の多様化  
CAD利用により形状表現の自由度を高め、形状データの汎用性を高める。



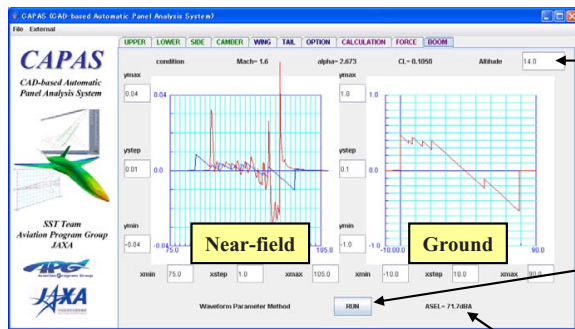
解析用パネル



パネル法解析結果



### 3. 設計ツール CAPASにおけるソニックブーム評価



#### ソニックブーム解析条件

マッハ数, 飛行高度, 高度方向大気分布

#### 入力データ

近傍場圧力波形(パネル法+Aging修正)

#### 解析手法

波形パラメータ法(Thomas法)

#### 評価

ASEL(dBA), 圧力ピーク値

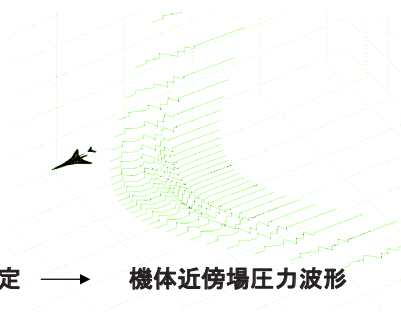
#### Aging修正

パネル法出力

$$F(x) = \sqrt{\frac{\beta r}{2}} C_p$$

$$\Delta x = -\frac{(\gamma + 1)}{\sqrt{2\beta^3}} \sqrt{r} F(x)$$

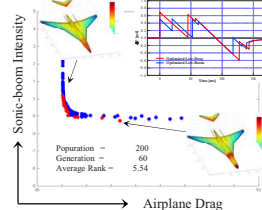
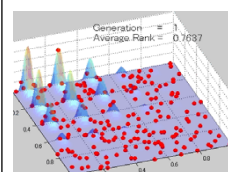
非線形的波形歪み量 → 面積則により衝撃波位置決定 → 機体近傍場圧力波形



### 3. 設計ツール CAPASの多目的最適設計への組み込み



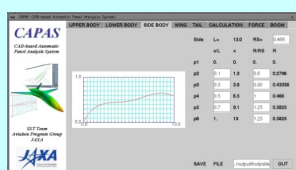
#### 最適化ツール(GA等)



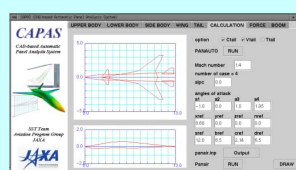
評価関数  
(空力性能)

設計変数  
(形状定義)

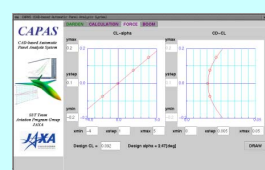
#### CAPAS



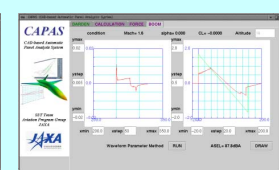
機体要素形状定義



CADモデル作成  
パネル法解析



カデータ取得



ソニックブーム解析

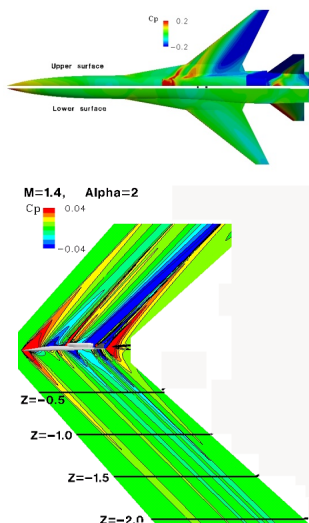


### 3. 設計ツール CFD解析ツール



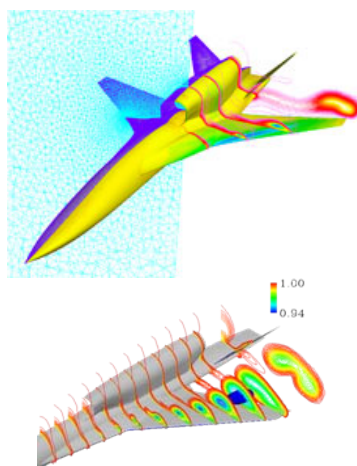
#### UPACS

マルチブロック構造格子  
Euler/NS CFD  
機体表面力／圧力推算  
近傍場圧力波形推算



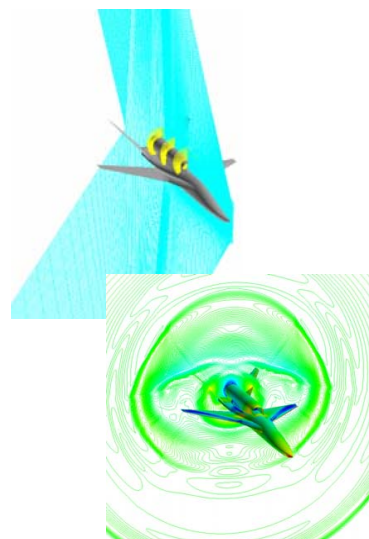
#### TAS

非構造格子  
Euler/NS CFD  
機体表面力／圧力推算  
低速非線形現象解析



#### Overset

構造重合格子  
Euler CFD  
機体表面力／圧力推算  
近傍場圧力波形推算



### 4. 研究機設計過程 研究機概念設計形状の変更経緯



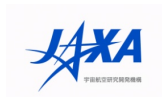
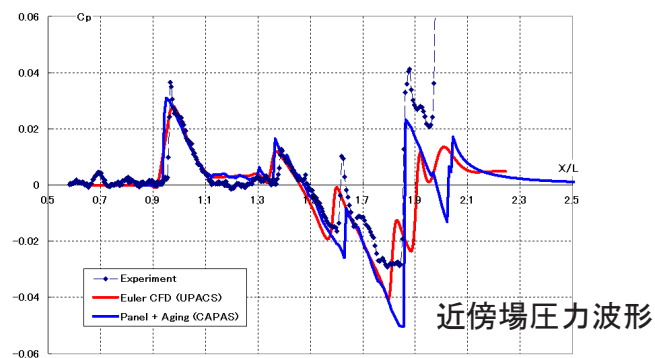
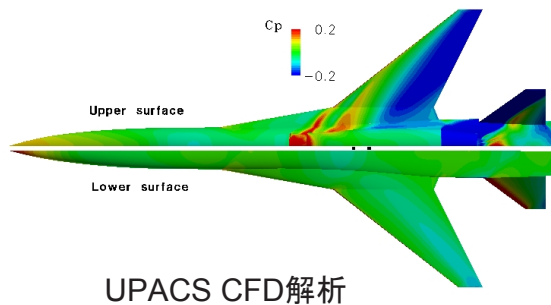
- 低ブーム特性改善
- V尾翼修正によるトリム特性改善
- 後胴部構造強度改善

- 主翼多分野統合最適(MDO)設計
- 主翼面積増による離着陸性能改善
- 水平尾翼追加によるピッチアップ特性改善
- 水平尾翼追加によるトリム特性改善
- 胴体容積増による装備性、重心制御特性改善





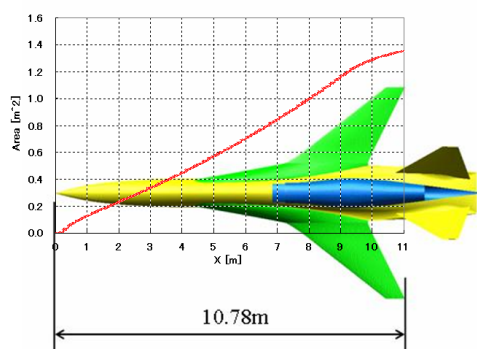
## 4-1 第0次形状 低ブーム設計と風試検証



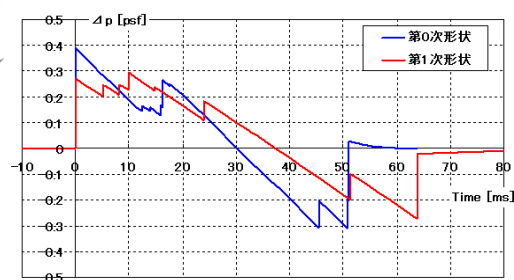
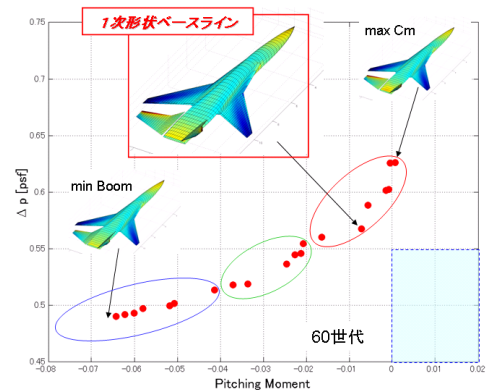
## 4-2 第1次形状



### 低ブーム断面積設計

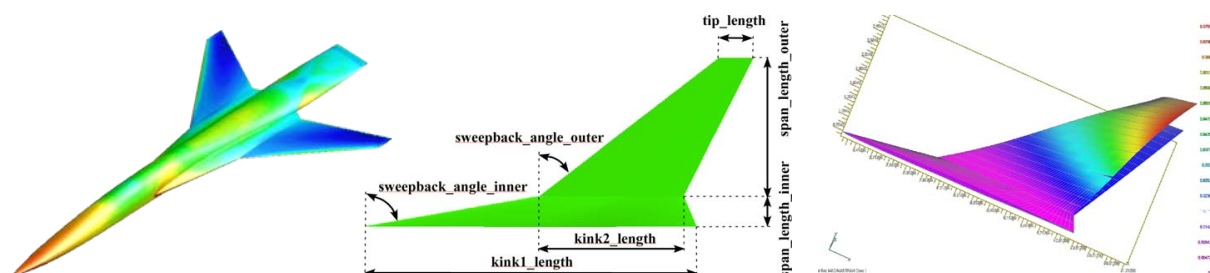


### ソニックブーム/トリム特性多目的最適設計例





## 4-3 第1次MDE設計 問題設定



### 空力評価

(TAS Euler CFD解析)  
離着陸時揚力最大化  
巡航時抗力最小化

### ソニックブーム評価

(CAPAS推算)  
地上圧力波形最大値－  
最小値の差分最小化

設計変数 58

平面形 7  
主翼位置 1  
翼根Root L.E. coordinate  
迎角  
上反角  
翼型定義X座標 14\*3  
翼厚分布 10  
キャンバ 4  
捻り角 6

### 構造評価

複合材構造重量  
(静強度／フラッター考慮)

設計変数 6

外翼(フルデプスハニカム構造)  
複合材の繊維配向角と積層数  
内翼(桁・リブ構造)  
複合材の繊維配向角と積層数

計算条件

運動荷重倍数 +6G  
安全係数 1.25



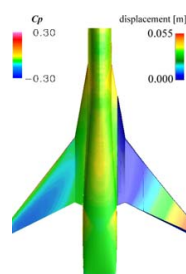
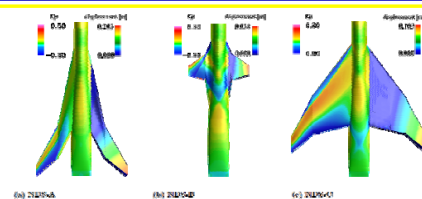
## 4-3 第1次MDE設計 最適形状の第2次形状への適用



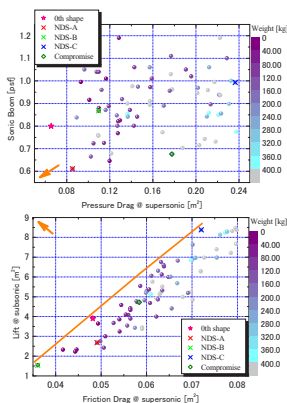
### 最適形状例(各目的関数の極限解)

Table 2. Geometrical characteristic values of the extreme solutions.

Individual	$C_{L,design}$	$\alpha_{cruise}[deg]$	AR	$S_{wetted}[m^2]$	$N_{ply_{out\_skin}}/N_{ply_{in\_skin}}/N_{ply_{in\_rib}}$
NDS-A	0.1300	3.94	2.92	10.81	16/88/24
NDS-B	0.3103	6.85	2.86	4.15	8/24/8
NDS-C	0.0632	1.76	3.08	22.52	56/48/56

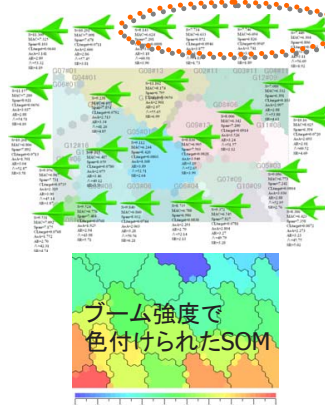


0th shape

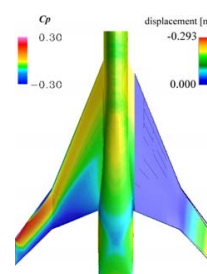


75個体から24個体に絞り込み

・速度/フラッター要致  
・音速速度による翼面制約  
・揚力/抵抗の実現性制約



ブーム強度で  
色付けられたSOM



Compromise

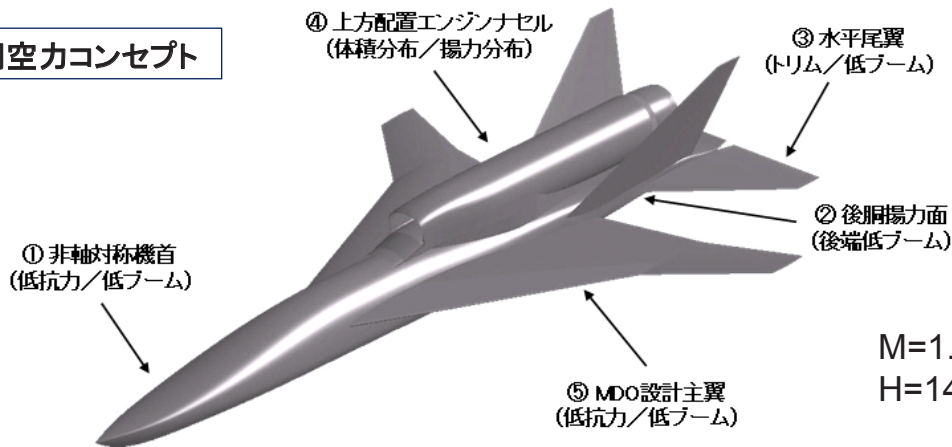
Table 3. Geometrical characteristic values of the zeroth shape and compromise solution.

Individual	$C_{L,design}$	$\alpha_{cruise}[deg]$	AR	$S_{wetted}[m^2]$	$N_{ply_{out\_skin}}/N_{ply_{in\_skin}}/N_{ply_{in\_rib}}$
0th shape	0.132	2.33	3.81	10.41	8/72/24
Compromise solution	0.0898	3.61	3.18	15.68	56/88/24



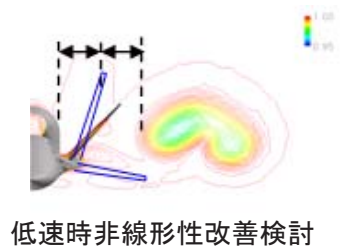
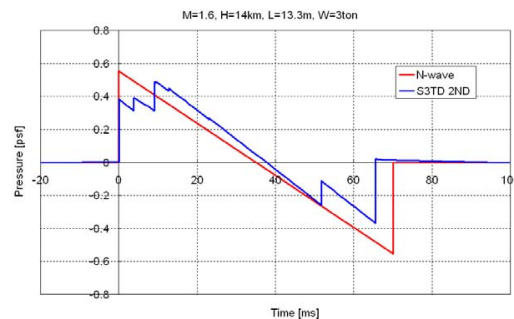
## 4-4 第2次形状

### 適用空力コンセプト



M=1.6  
H=14km

Wo	3,500kg
L	13.3m
B	7.2m
Sw	21.0m <sup>2</sup>



低速時非線形性改善検討



## 4-5 第2次MDE設計 問題設定



### 第1次MDE設計

主翼平面形決定したが、 $CL^*S$ 、 $CD^*S$ での空力評価のため  
主翼面積 $S$ が支配的で断面形状が決定できず  
胴体-主翼の簡易形態を対象としエンジンランプ・インテーク  
から発生する衝撃波の主翼への干渉等考慮されず、後端  
ブーム強度評価が曖昧  
トリムを考慮できず、結果トリムの取れない機体に



### 第2次MDOE設計

詳細形態に対する主翼断面形設計  
Stabilizer舵角を設計変数とする



### 空力特性評価

(TAS Euler CFD解析)

巡航時抗力最小化

トリム特性(重心-風圧中心距離最小化)

### 構造・空弾評価

(MSC. Nastran解析)

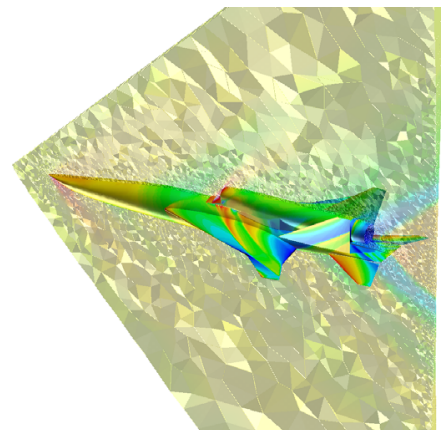
内翼アルミ材・外翼複合材構造重量最小化

(静強度/フラッター考慮)

### ソニックブーム評価

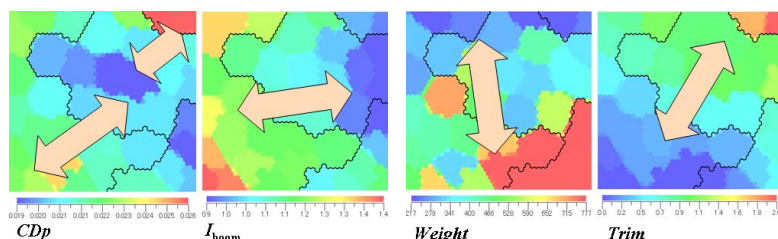
(CAPAS解析)

地上圧力波形最大値-最小値の差分最小化

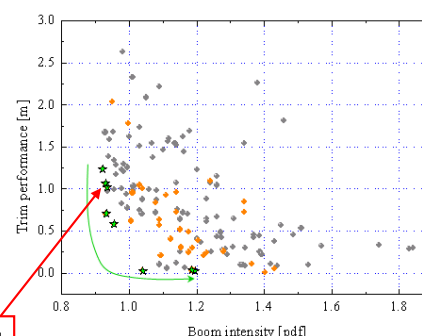




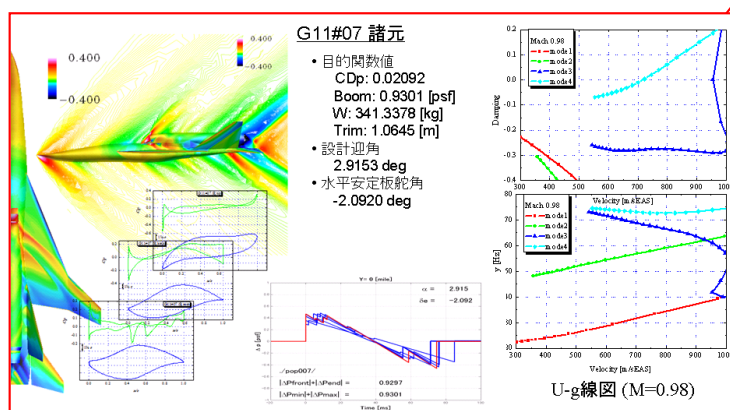
## 4-5 第2次MDE設計 設計探索結果



各目的関数同士の相関



Boom強度とTrim特性のパレート解



パレート解の一例



## 5. まとめ

- 低ソニックブーム設計技術の飛行実証を目的とした静粛超音速研究機の概要と、第0次概念形状から第1次形状、第2次形状への設計過程について述べた。
- CAPASによる設計により、スケール機であっても地上において低ブーム波形が観測できる可能性のある研究機形状を提示することができた。
- また、空力性能／ソニックブーム特性／飛行特性(トリム)／構造強度を考慮した多分野統合最適設計探索技術を適用することにより、信頼性の高い推算ツールで機体成立性を高める設計が可能となった。

### 今後の予定

- 現在第3次形状設計を進めており、その課題としてはCFD解析に基づく低ブーム特性の改善、巡航時低ブーム性と遷音速域における低抗力化の両立、低速ピッチアップ特性改善等が挙げられ、現在主翼位置検討や単垂直尾翼の採用も含め検討を進めているところである。
- 多分野／多目的最適設計技術を始めとするコンピュータによる解析・設計技術の高度化を図り、研究機のミッション達成確率を高めてゆく。



宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA-SP-08-008

---

発 行 平成 21 年 2 月 27 日

編 集・発 行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印 刷・製 本 株式会社 弘久社

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

---

© 2009 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工作することを禁じます。

