

第4回EFD/CFD融合ワークショップ

JAXA「次世代超音速機技術の研究開発」計画 におけるEFD/CFD連携と将来の課題

【内容】

1. はじめに

- ・JAXA「次世代超音速機技術の研究開発」計画について

2. 小型超音速実験機プロジェクトにおけるEFD/CFD連携

- ・CFDと風洞試験はどのように行われたか？(EFD/CFD連携の状況)
- ・課題・教訓として何が考えられるか？

3. EFD/CFD連携の将来の課題

- ・NEXST-1を踏まえ、どのような将来像と今後の課題があり得るか？

3. おわりに

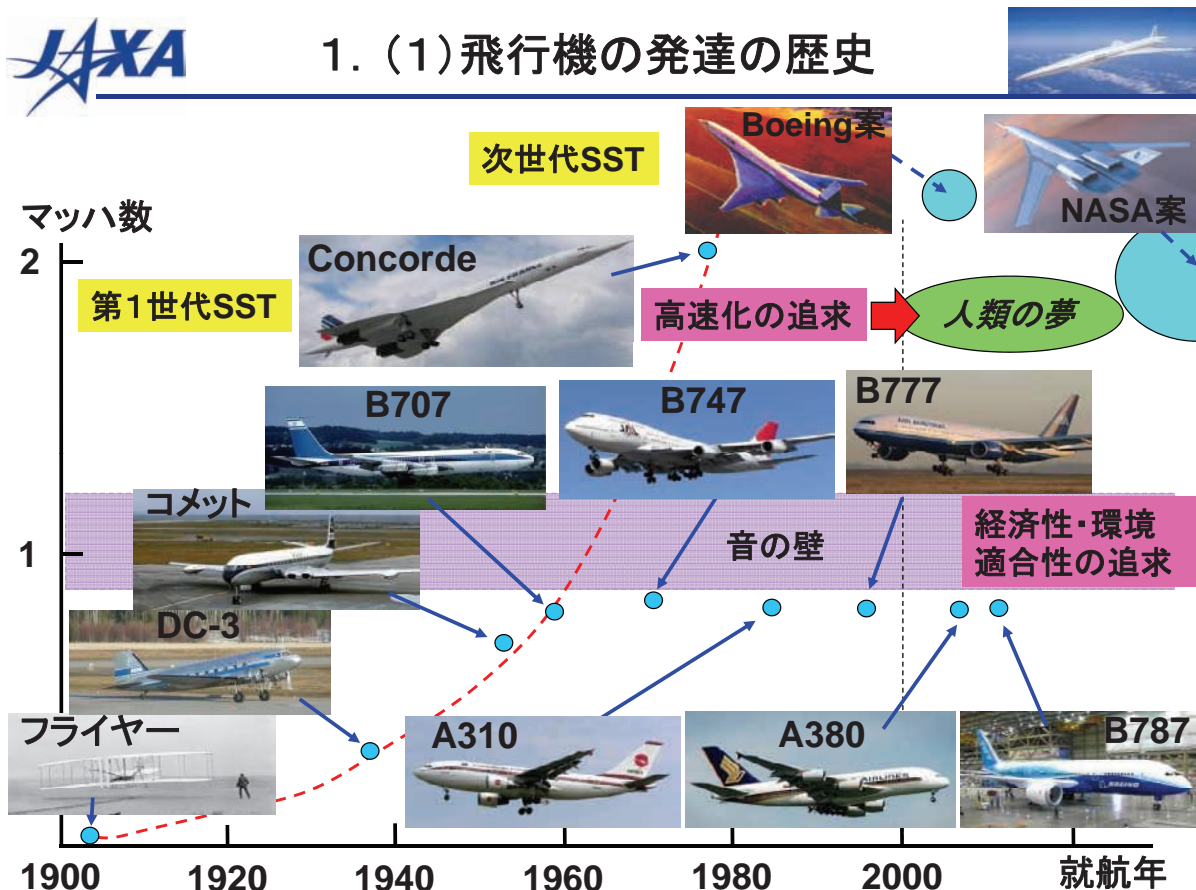
- ・JAXAの次期プロジェクト計画

平成23年 1月25日

(独)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



1. (1) 飛行機の発達の世界





1. (2) 超音速飛行の恩恵



マッハ2超音速飛行の時間短縮効果: 多くの地域間移動が6時間圏内

- ・日本-北米、日本-欧州間の旅客数拡大
- ・高齢・持病等で長距離旅行を躊躇う人々の旅行需要創出
- ・日帰り感覚のシンガポール出張が可能

日本は超音速
飛行の最大の
恩恵国!



1. (3) 次世代SSTの開発機運



○コンコルドの課題: 経済性、環境適合性

- ・経済性改善⇒空力性能改善(高L/D化)、軽量化、推進系高効率化
- ・環境適合性改善⇒ソニックブーム低減、離着陸騒音低減

○コンコルドの課題解決に向けた取り組み

- ・主にNASAの要素技術研究の継続的な進展、等: 大型SSTを対象
⇒第1次機運(80年代後半～90年代中): 8社国際会議(米英仏独伊日口)

○超音速ビジネスジェット(SSBJ)の可能性に注目

- ・各種SSBJ計画の提案: 2014年以降に市場投入予定
⇒第2次機運(2000年代後半～): 次世代SST構想(NASA研究目標)、他



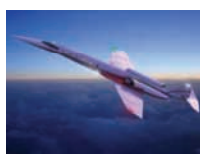
Aerospatiale計画機



JADC
検討対象



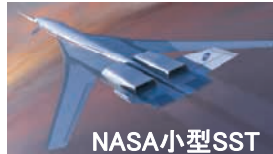
Boeing計画機



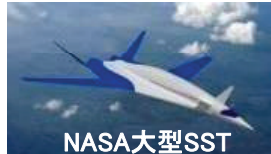
Aerion SSBJ(開発中)



SAI SSBJ(開発中)



NASA小型SST
(2020年目標)



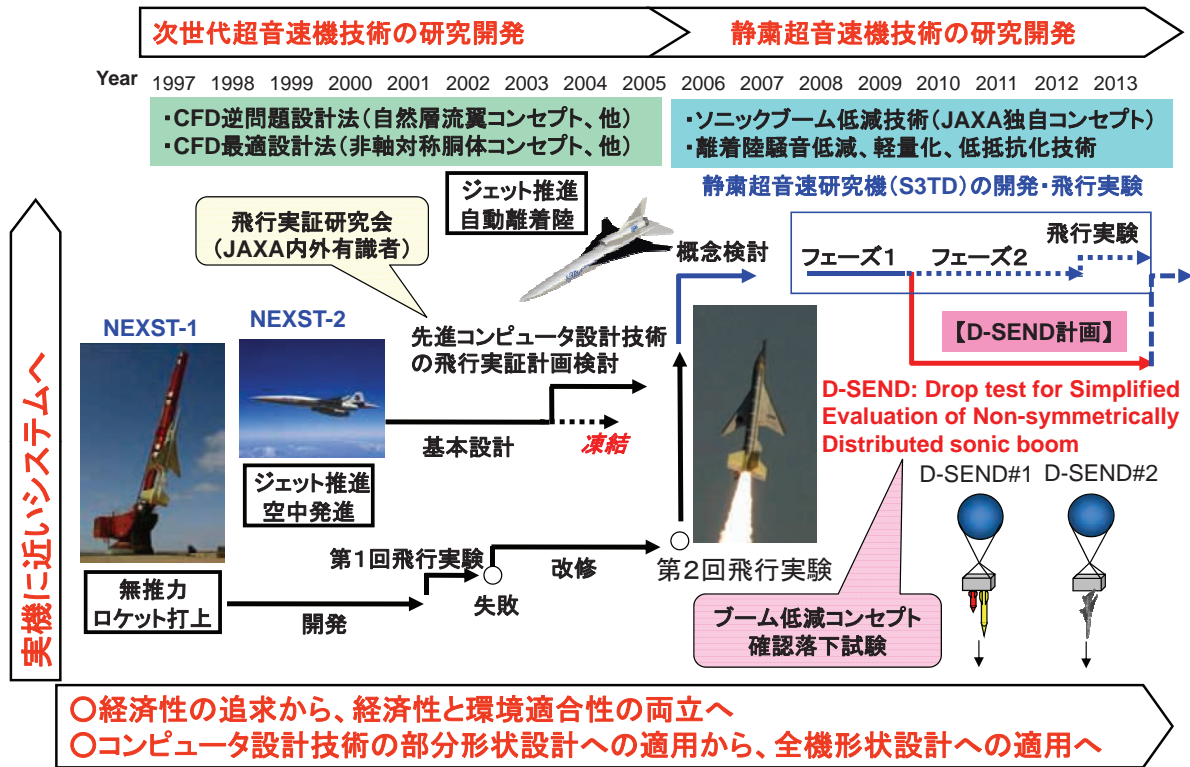
NASA大型SST
(2030年目標)



JADC SST(2025年目標)



1. (4) JAXA超音速機技術の研究計画



2. (1) 小型超音速実験機プロジェクト



目的：将来の次世代SST国際共同開発に際して我が国が応分の参画を可能とする中核技術の開発

NEXST(National EXperimental Supersonic Transport)計画

方針：我が国が得意とするCFDによる先進空力設計技術の開発に焦点を絞り、2段階の実験機による飛行実証を経て技術を確立

(1) ロケット実験機計画(2002～03年) 超音速抗力低減
(2) ジェット実験機計画(2005～06年) 機体/推進系干渉抗力低減

2002.7.14打上失敗⇒ジェット実験機凍結⇒2005.10.10ロケット実験機再打上



Step-up





2. (2) NEXST-1 空力設計コンセプト



【想定実機(300人乗)の11% scaleの実験機】

1. アロー型平面形

(揚力依存抗力低減コンセプト)

・アスペクト比2.2(面積10.12 m²)

・亜音速前縁

外翼後退角61.2°

内翼後退角66°

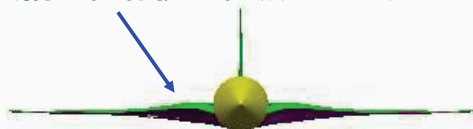
設計点 : $C_L=0.1$ @ $M=2.0$

4. 超音速自然層流翼

(摩擦抗力低減コンセプト)

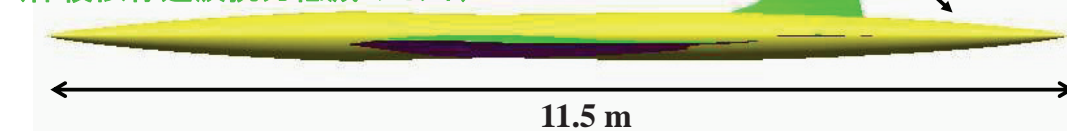
2. カールソン型ワープ翼

(揚力依存抗力低減コンセプト)



3. 線形エアールール胴体

(体積依存造波抗力低減コンセプト)



回収系(パラシュート収納)

11.5 m

4.72 m



2. (3) 空力設計コンセプトの効果



○設計点での抗力低減効果

自然層流翼効果

C_L

設計 C_L

C_{Df}

C_{Dwv}

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

$$C_{Dmin} = C_{Dwv} + C_{Df}$$

エアールール
胴体効果

C_{L0}

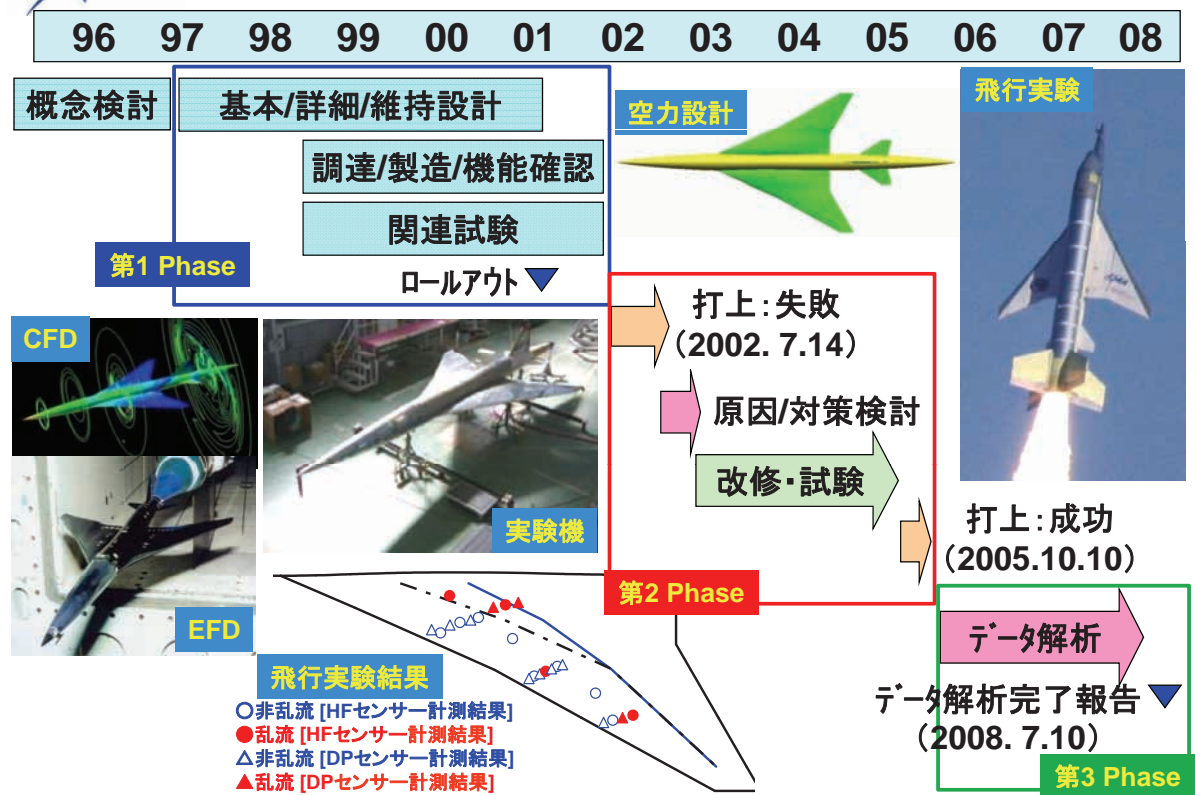
アロー平面形
+ワープ翼効果

C_D

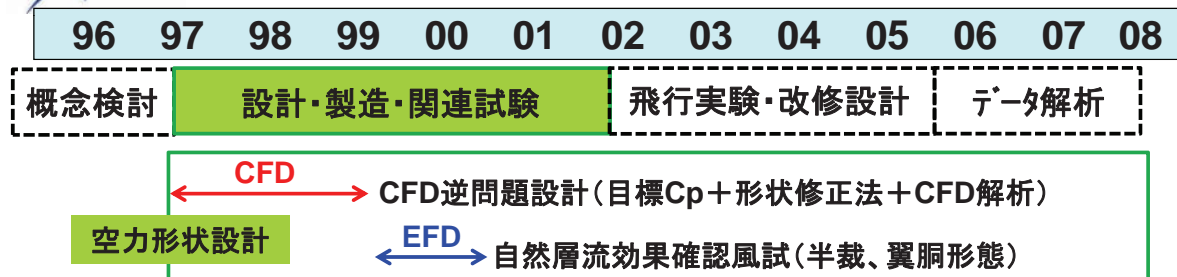
高L/D化



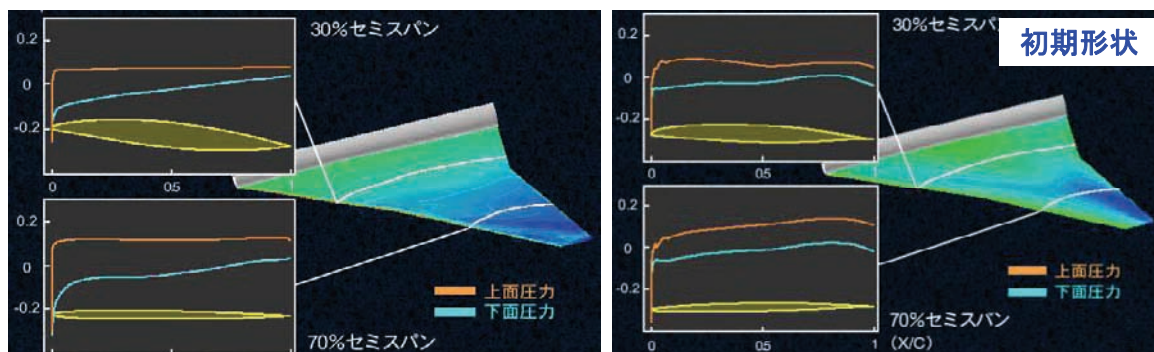
2. (4) NEXST-1プロジェクト概観



2. (5) 空力形状設計



超音速自然層流翼設計への適用

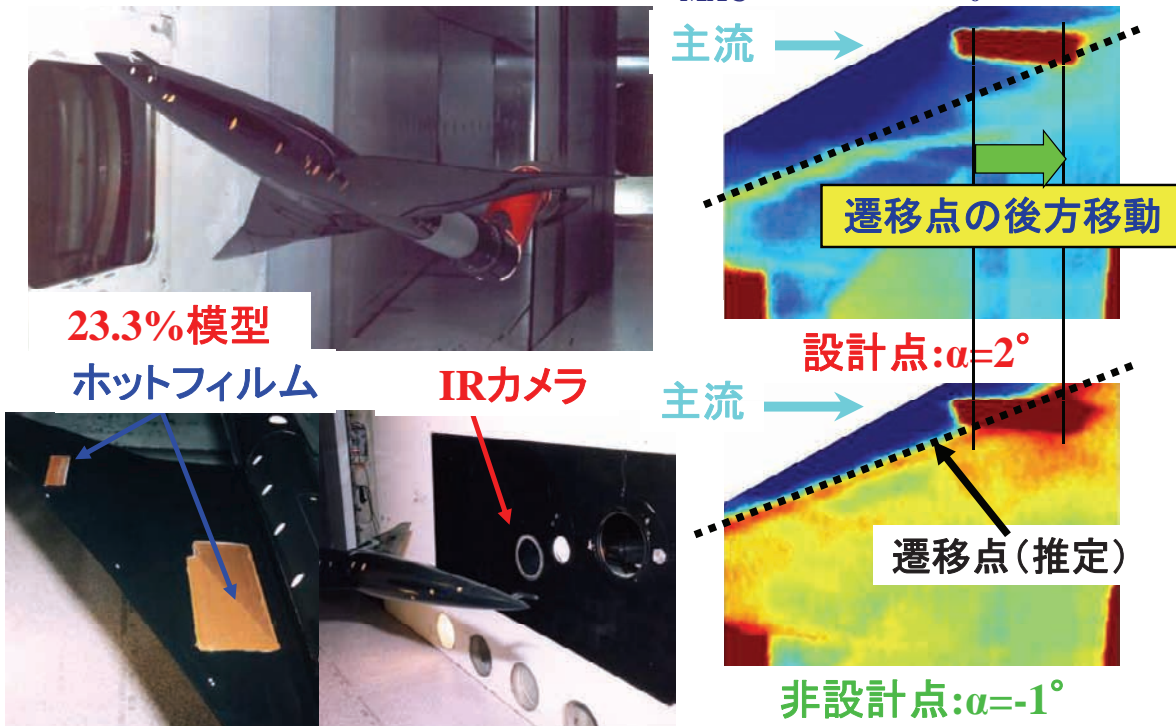




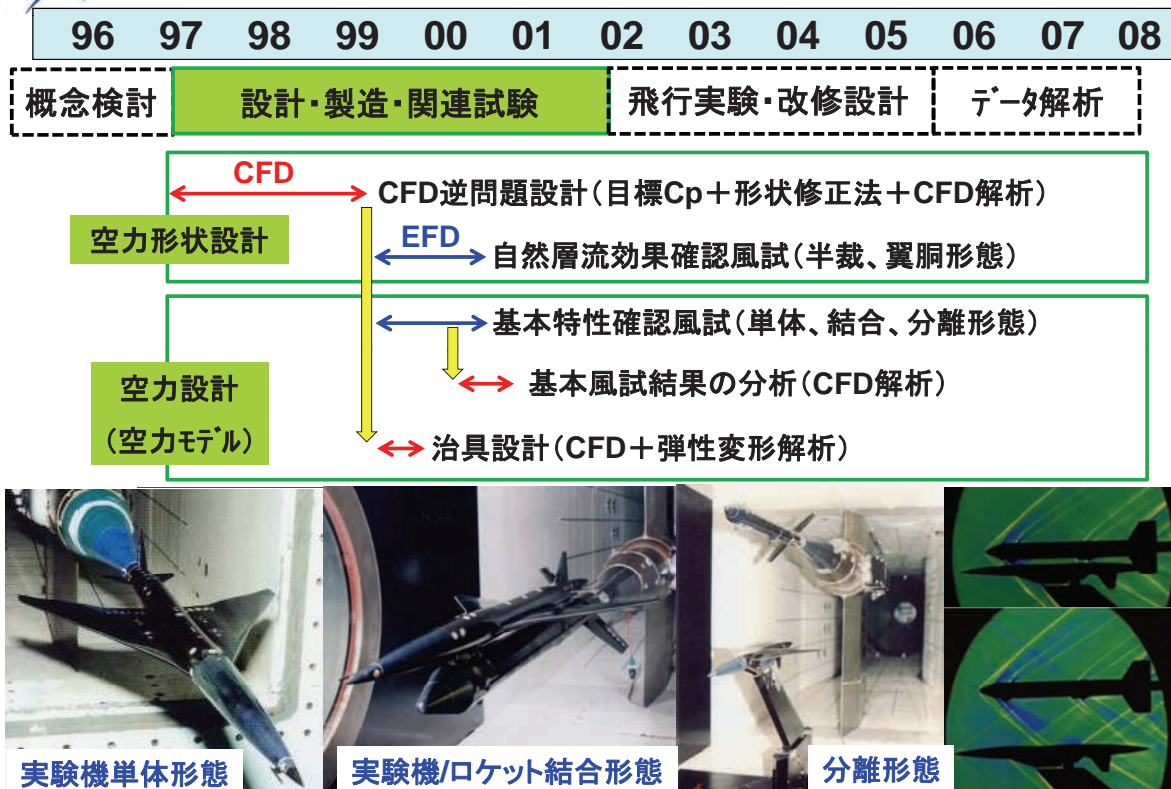
2. (6) 遷移特性の実験的検証



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



2. (7) 空力設計



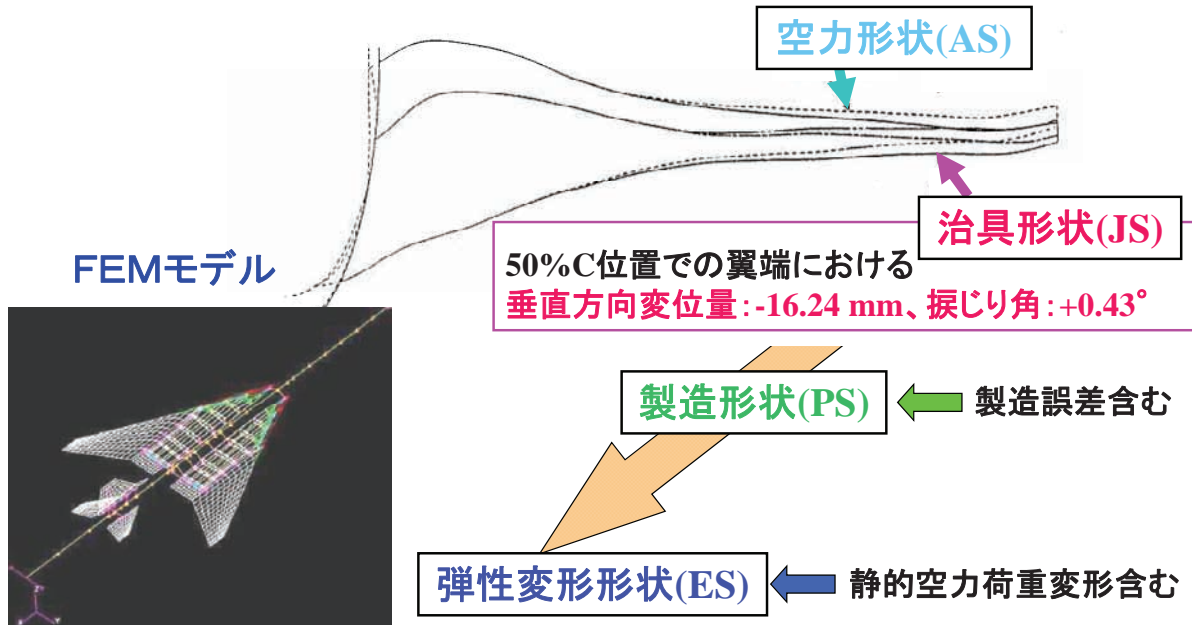


2. (8) 治具形状設計

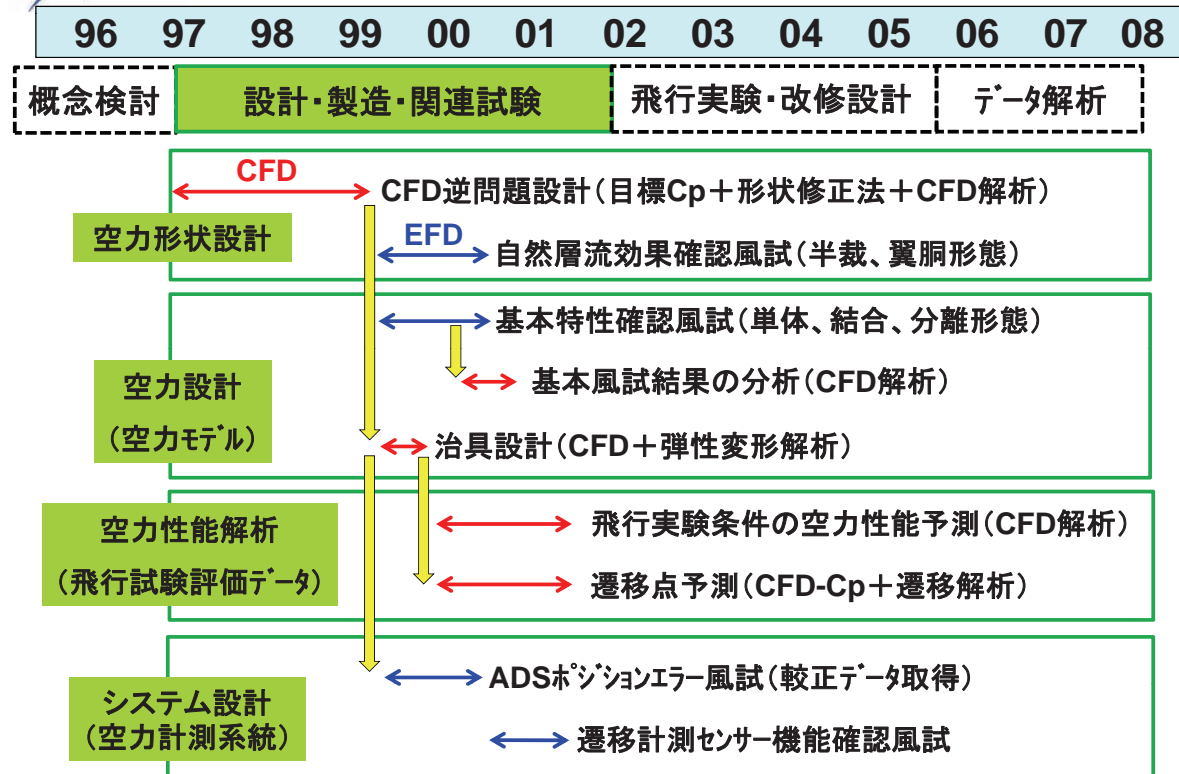


設定条件: $M=2$, $C_L=0.1$, $H=18$ km

設定方法: CFD計算による空力荷重を基に翼幅方向の43断面で
50%翼弦長回りに捩じり角と垂直方向変位を与えて設定



2. (9) 空力性能解析/システム設計

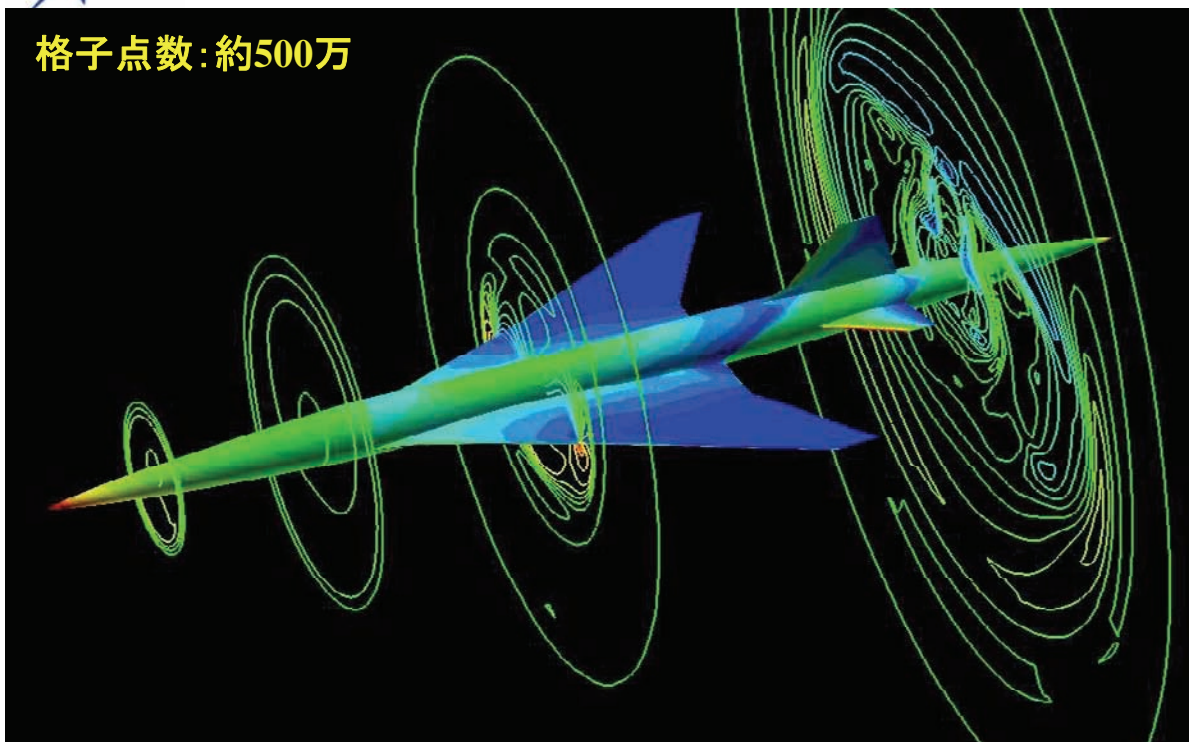




2. (10) 空力性能解析



格子点数: 約500万



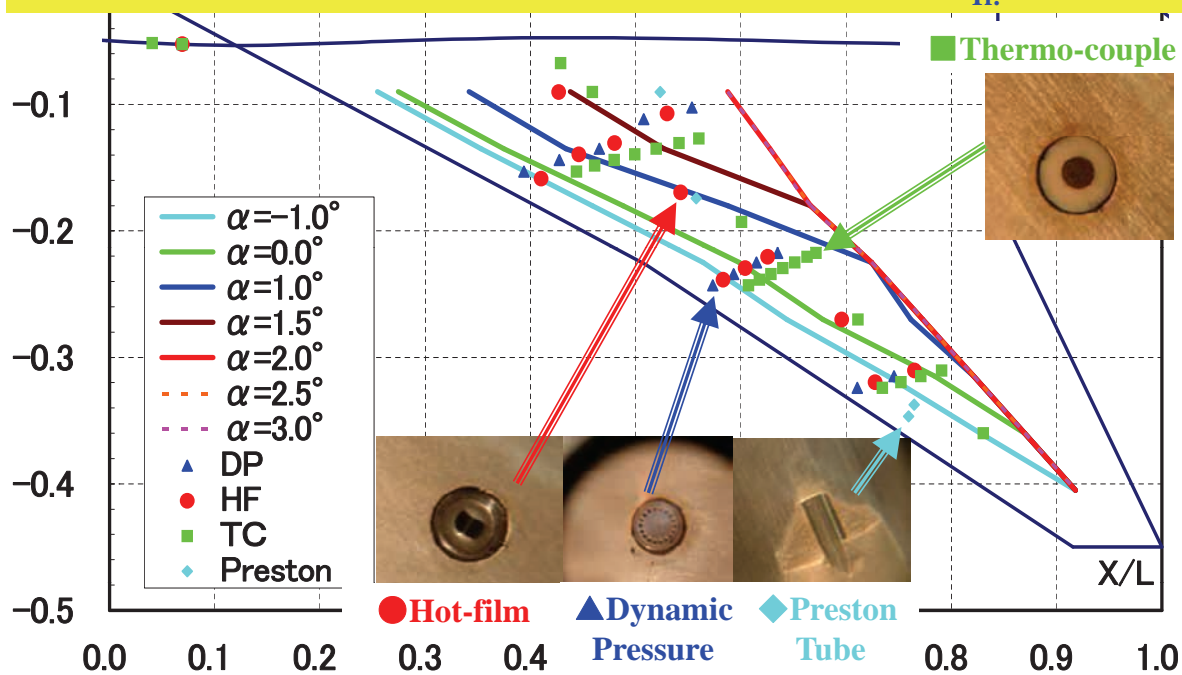
2. (11) 遷移点予測結果



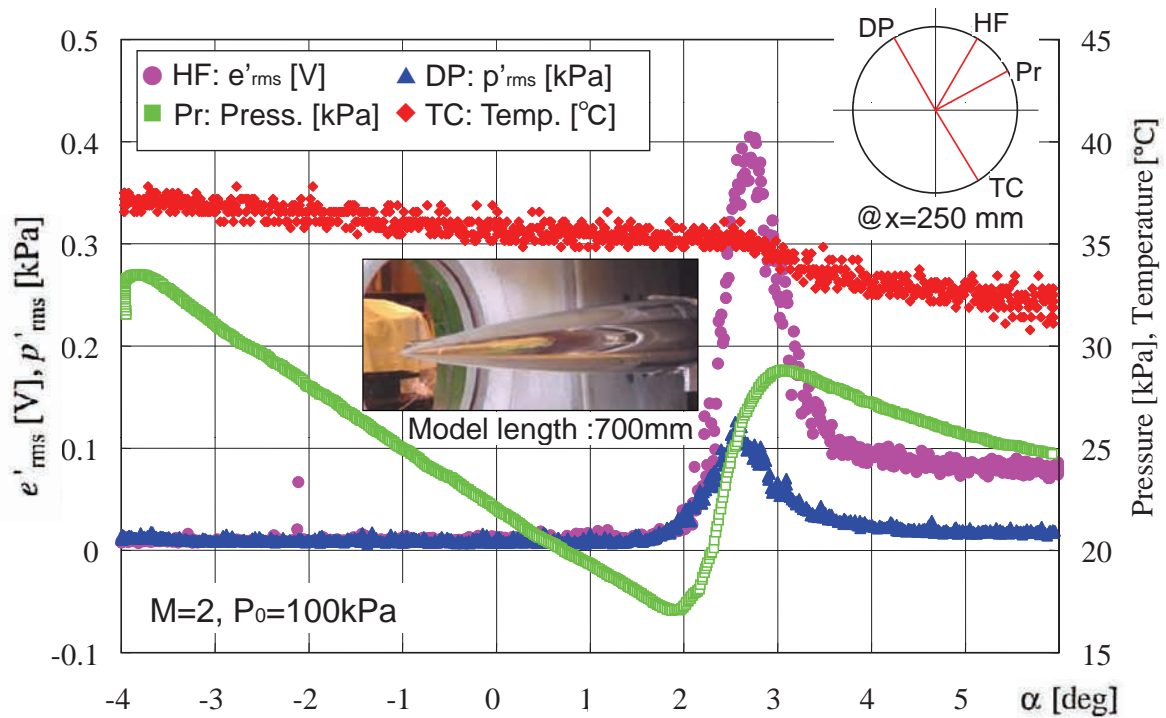
Y/L

M=2.0, H=18km, $N_{TR}=14$

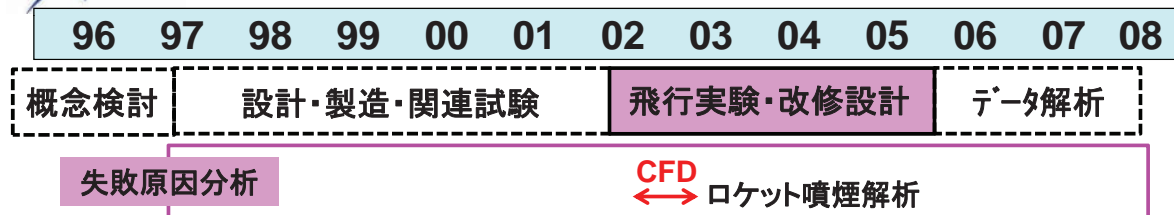
境界層の安定性理論に基づく e^N 法を適用(判定基準: $N_{Tr}=14$ 採用)



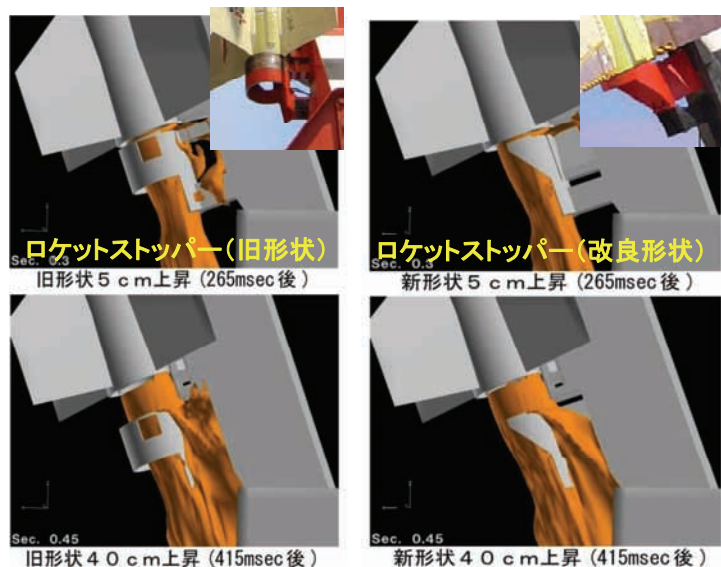
JAXA 2. (12) 遷移計測センサー機能確認風試



JAXA 2. (13) NEXST-1第2Phaseの概要

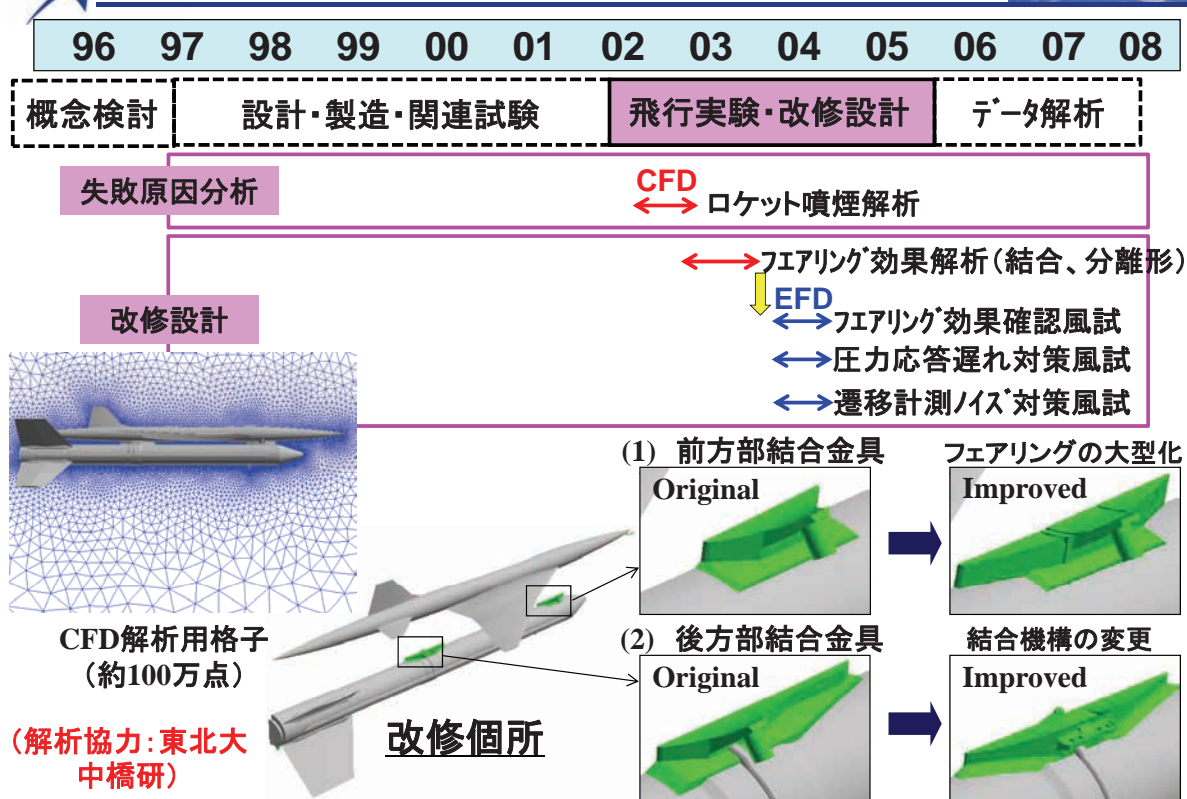


第1回飛行実験打上失敗(2002.7.14)

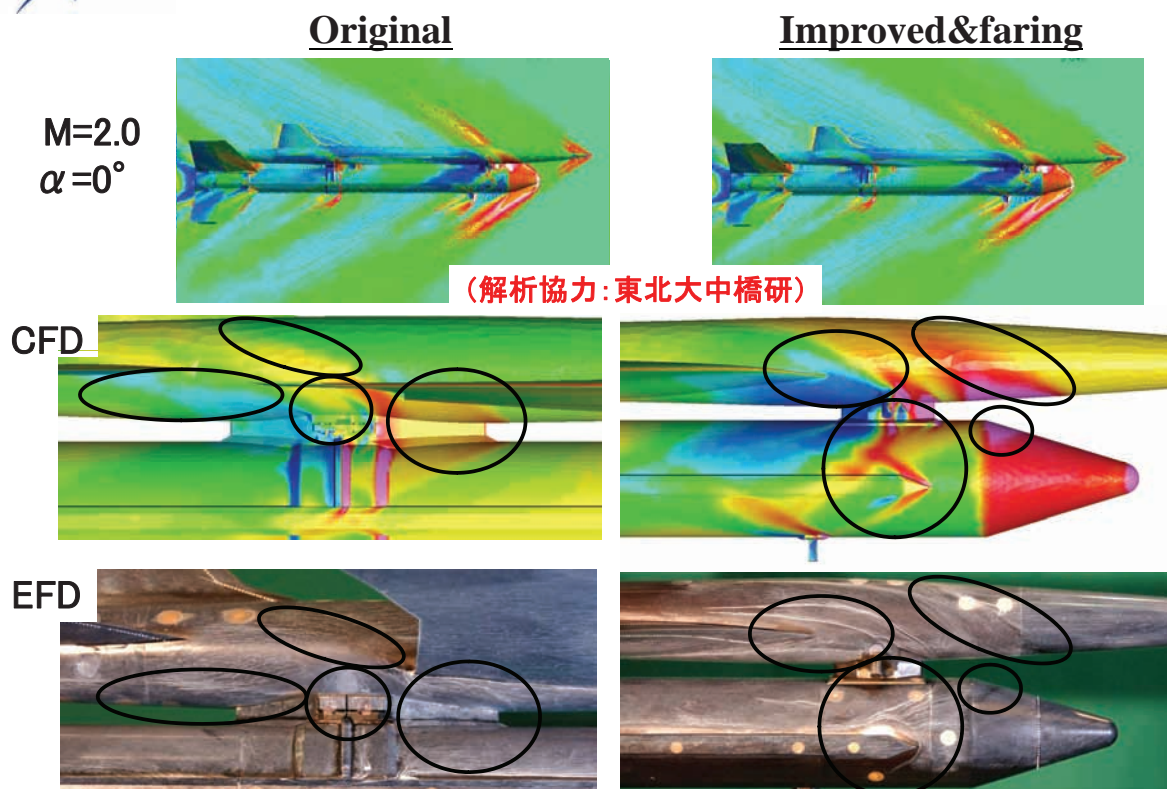




2. (14)改修設計



2. (15)結合部フェアリング改修CFD①



JAXA 2. (15) 結合部フェアリング改修CFD②



$M=2.1$, $\alpha=2^\circ$

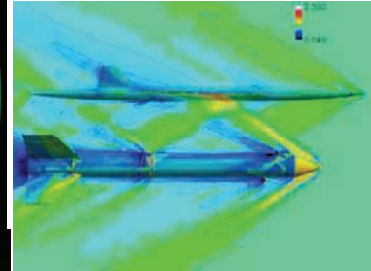
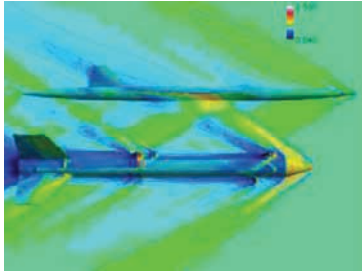
(CFD解析協力: 東北大中橋研)

改修前

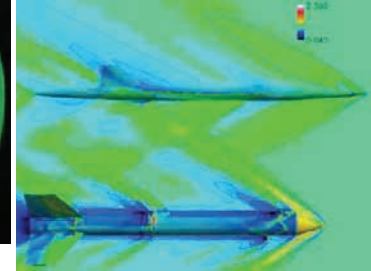
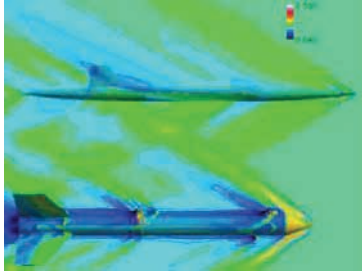
風洞試験(シュリーレン写真)

改修後

$\Delta z=1.8m$



$\Delta z=3.8m$



JAXA 2. (16) NEXST-1(ロケット実験機)



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)

クランクアロー平面形
(揚力依存抗力低減コンセプト)

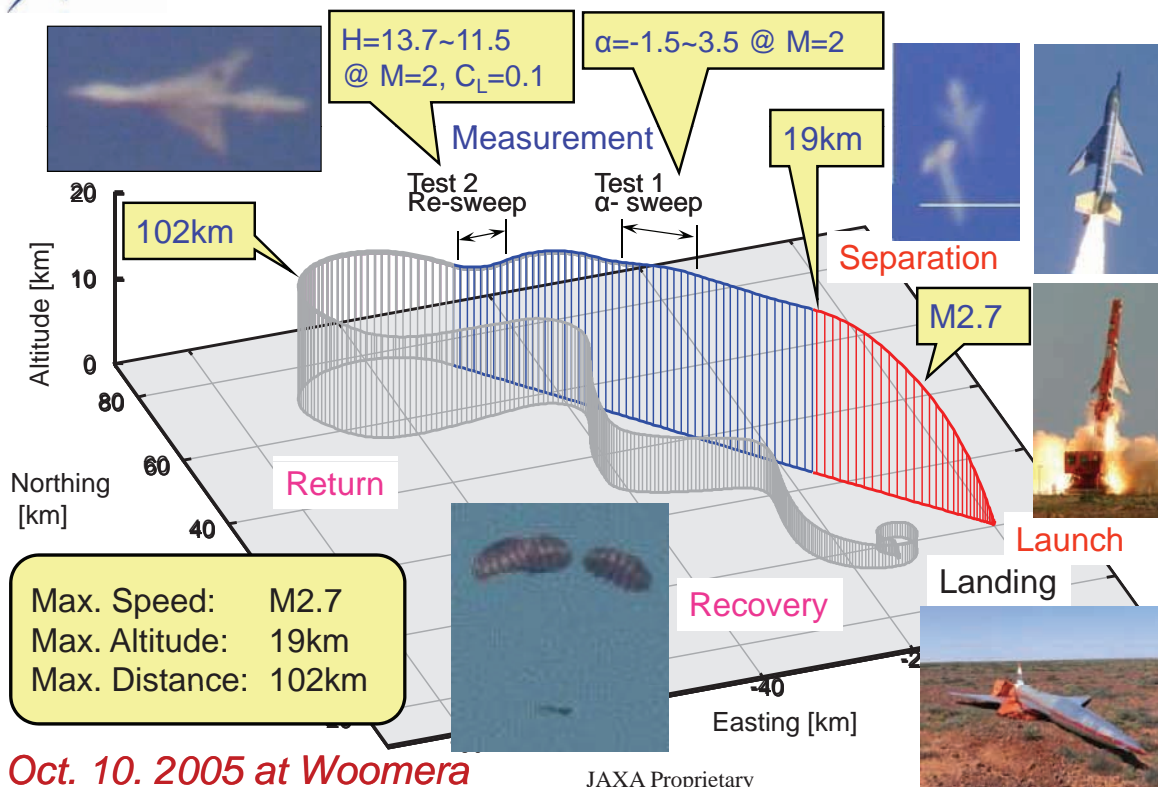
●設計点: $C_L=0.1$ @ $M=2.0$
●全長: 11.5m, 翼幅: 4.72m

エアリアルール胴体
(体積依存造波抗力低減コンセプト)

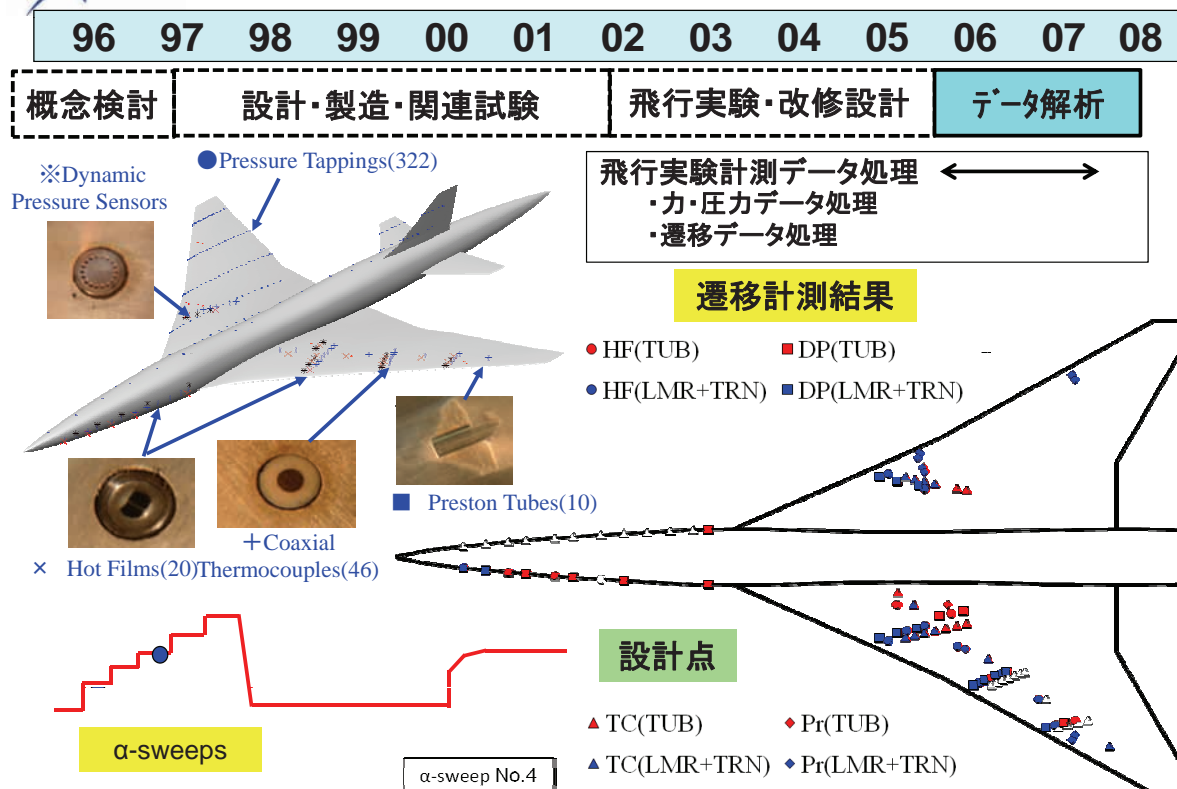
ワープ翼
(揚力依存抗力低減コンセプト)



2. (17) 第2回飛行実験状況

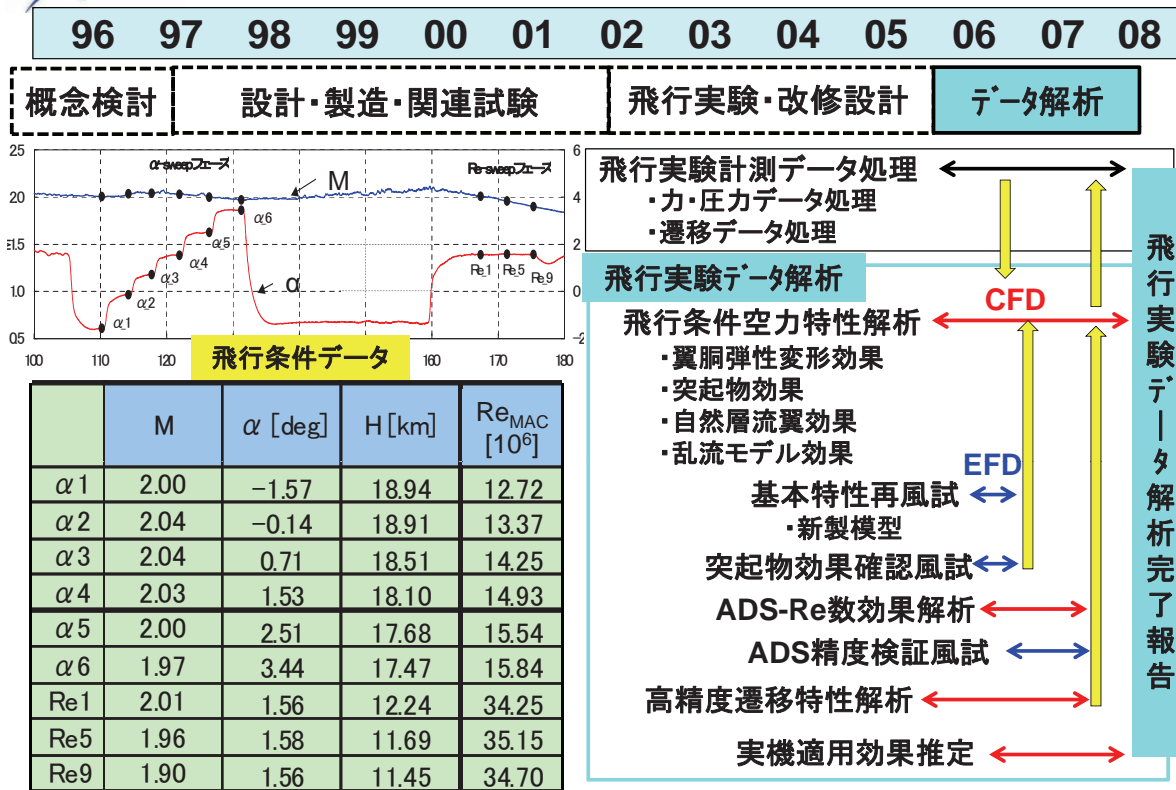


2. (18) NEXST-1 第3Phaseの概要





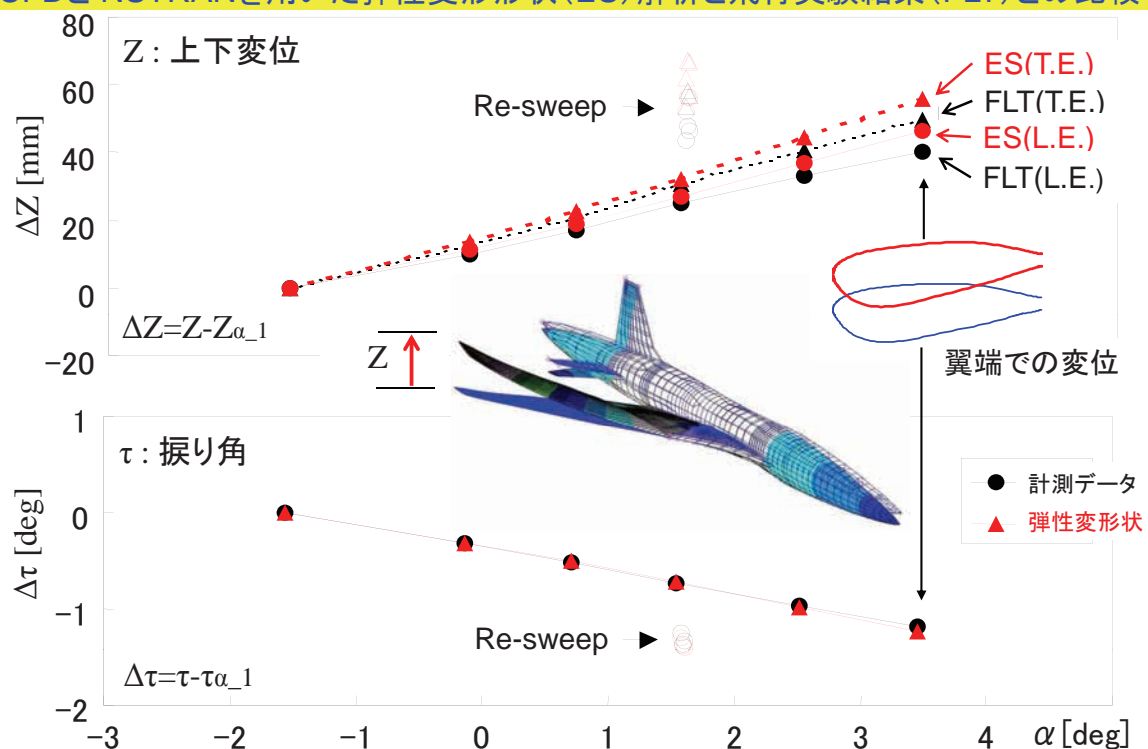
2. (19) NEXST-1第3Phaseの概要



2. (20) 主翼弾性変形効果の分析



CFDとNSTRANを用いた弾性変形形状(ES)解析と飛行実験結果(FLT)との比較

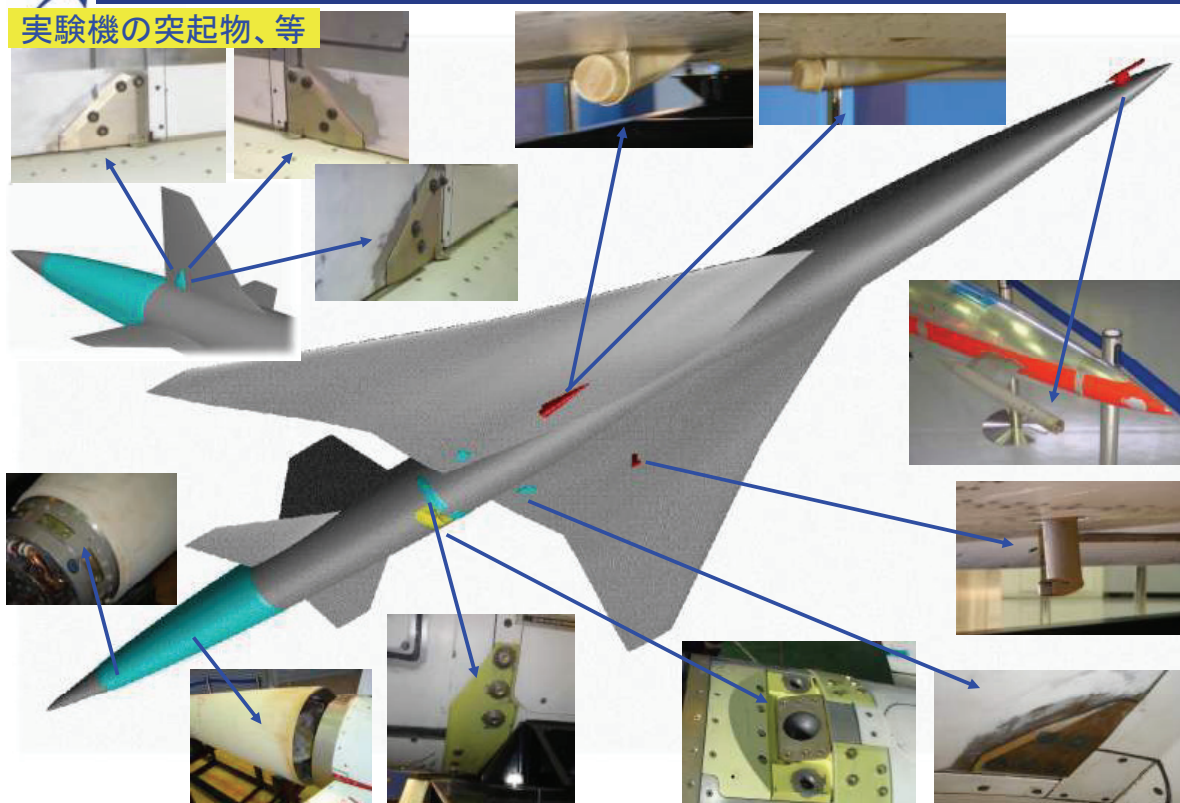




2. (21) 突起物効果の分析①



実験機の突起物、等

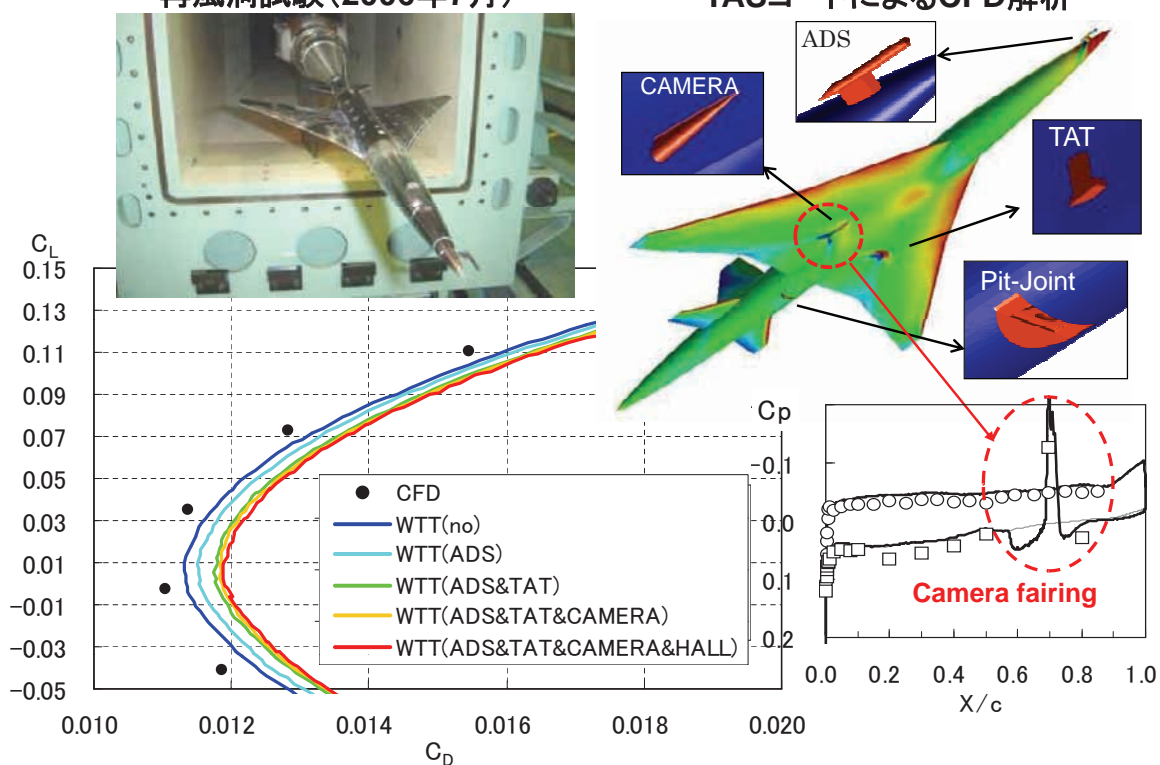


2. (21) 突起物効果の分析②



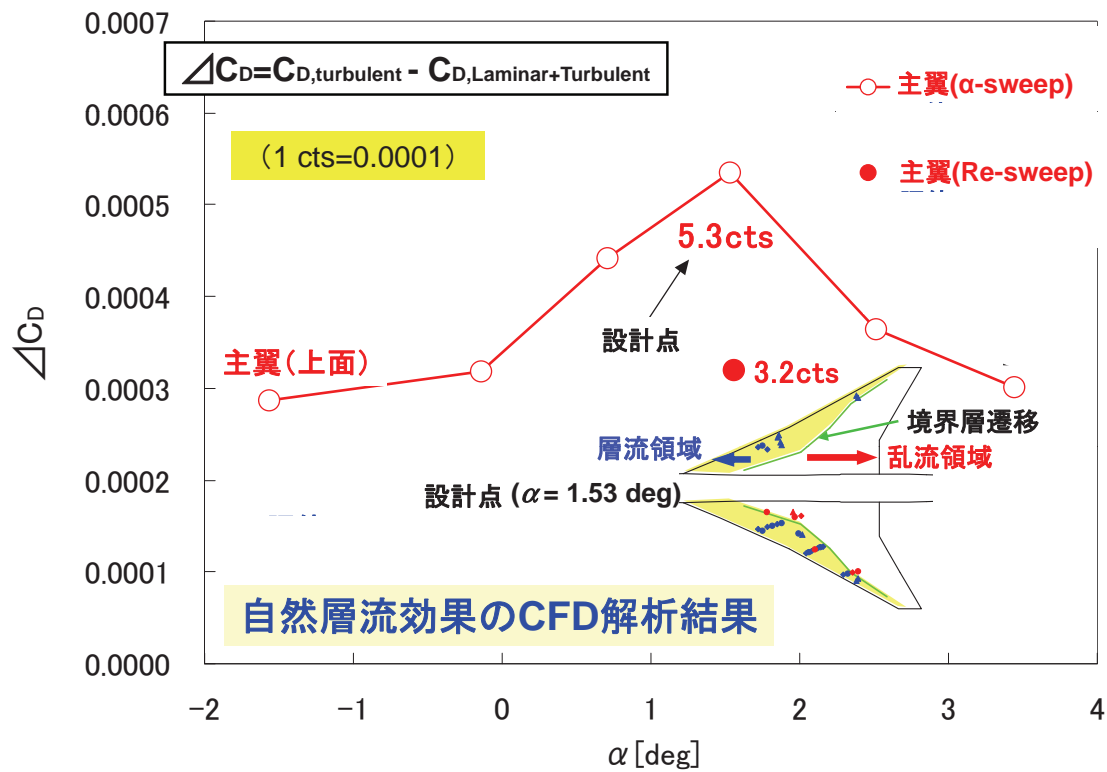
再風洞試験(2006年7月)

TASコードによるCFD解析

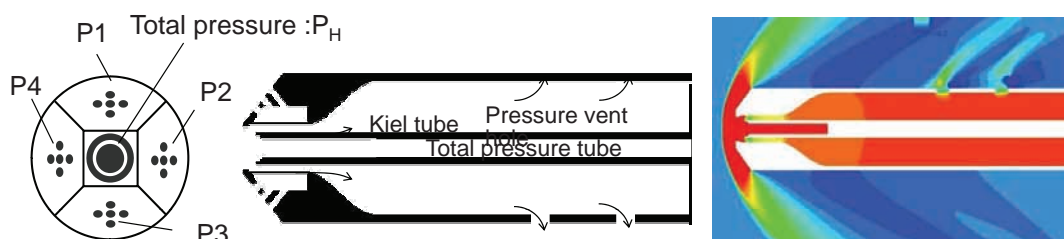
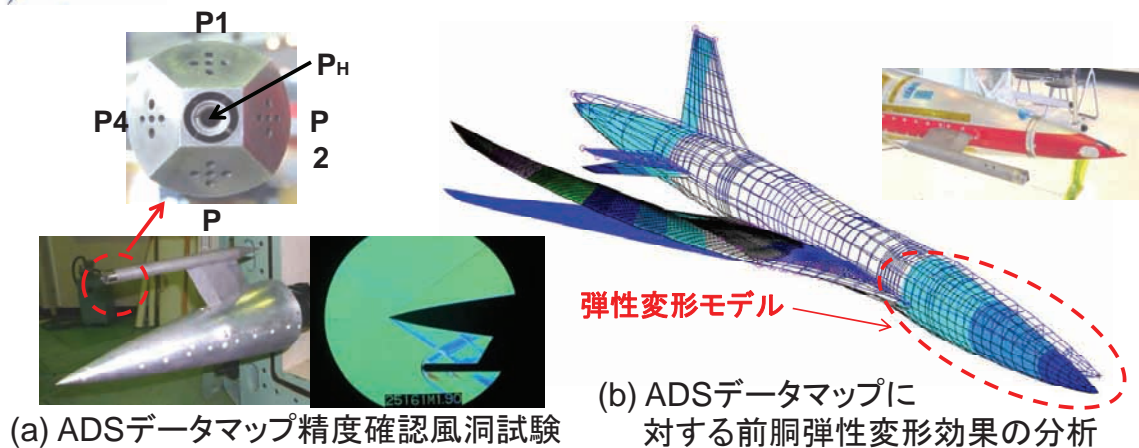




2. (22) 自然層流翼効果の分析



2. (23) その他の検討項目

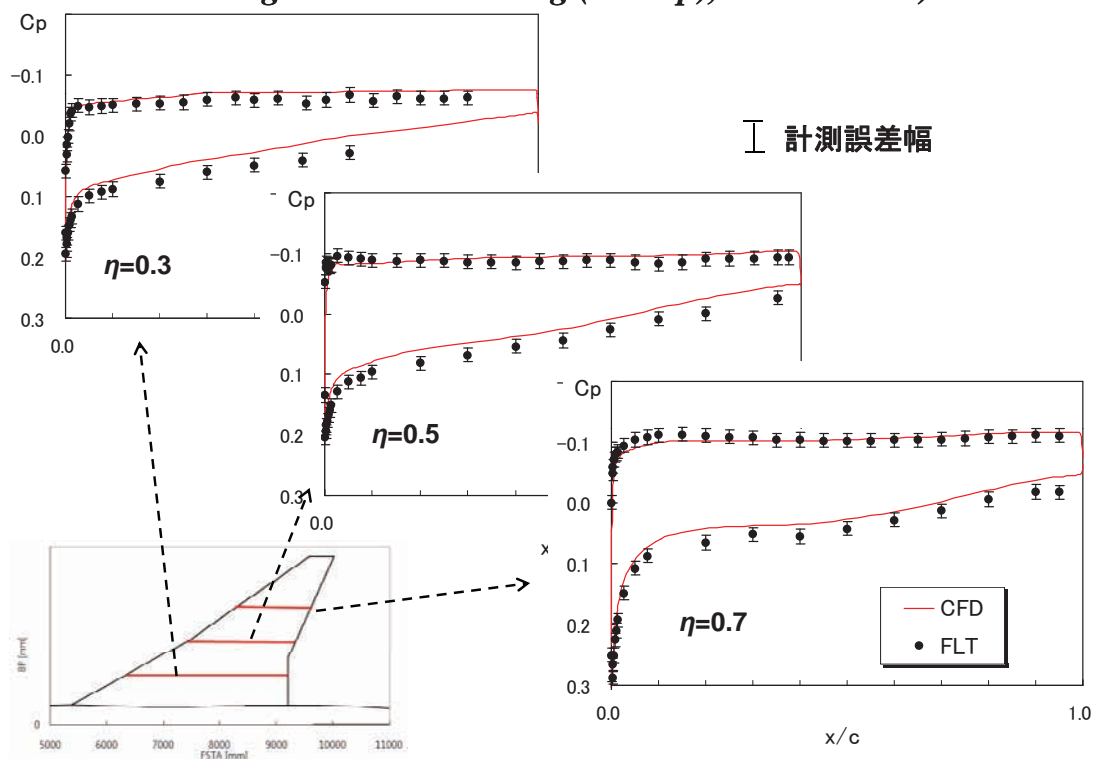




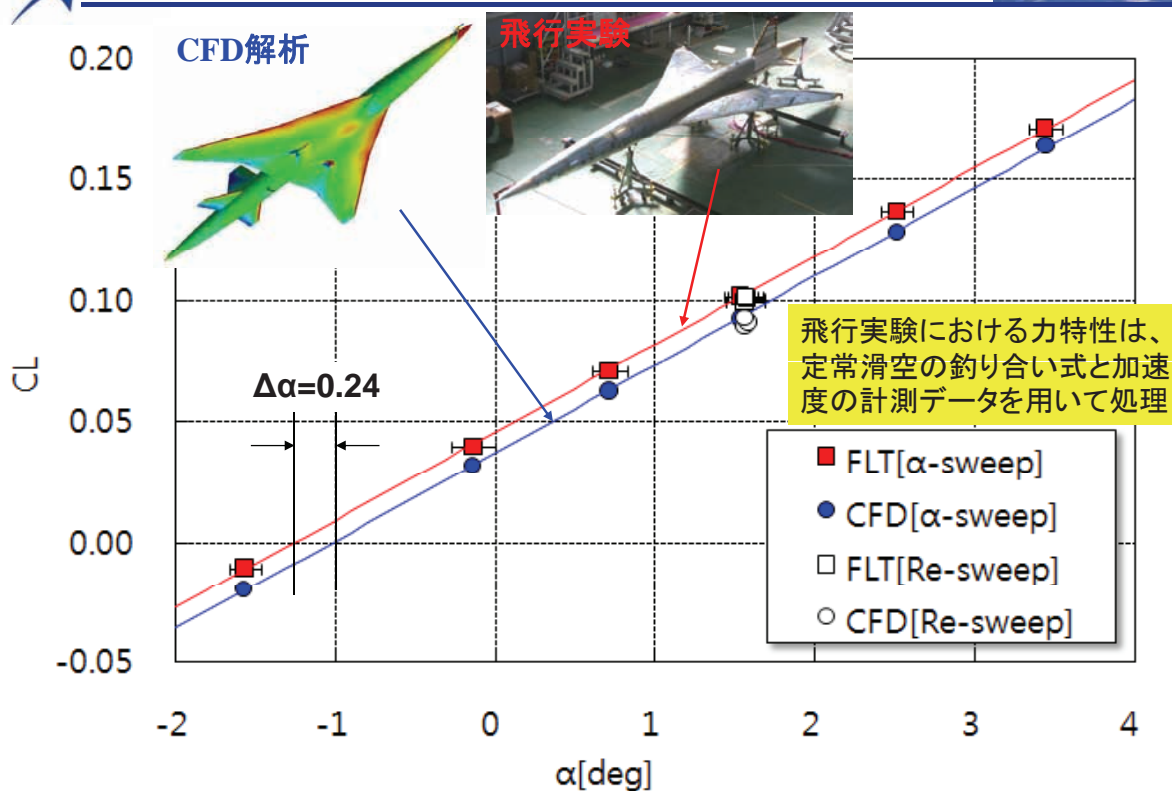
2. (24) 圧力分布の確認



Design Point: $\alpha=1.53\text{deg}$ (4th step), $Re=14.9\times10^6$

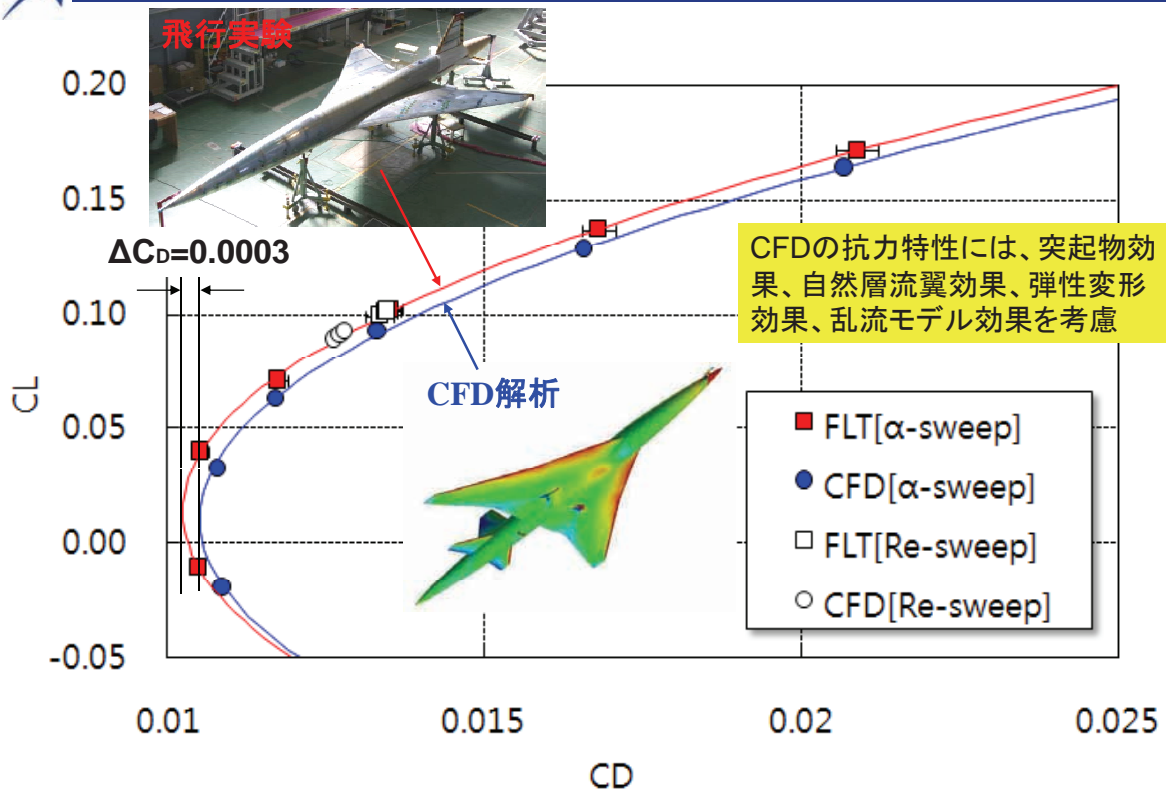


2. (25) 揚力特性の確認





2. (26) 抗力特性の確認



2. (27) 遷移計測結果の分析①

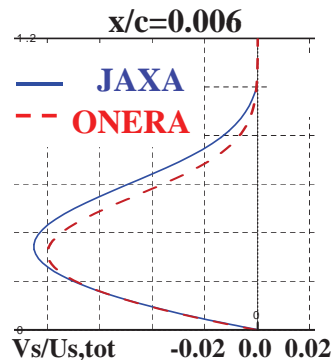


【ONERA-JAXA共同研究成果】

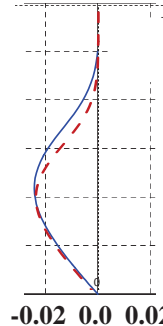
CFDを用いた境界層解析

飛行実験条件: $M=2.02$,
 $\alpha=1.59^\circ$, $H=18.04\text{Km}$

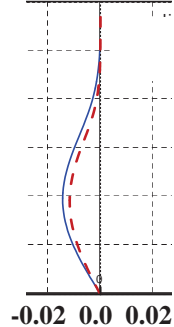
横流れ境界層速度プロファイル



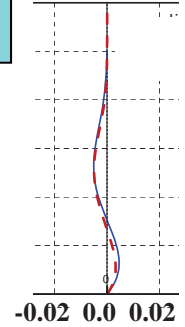
$x/c=0.059$



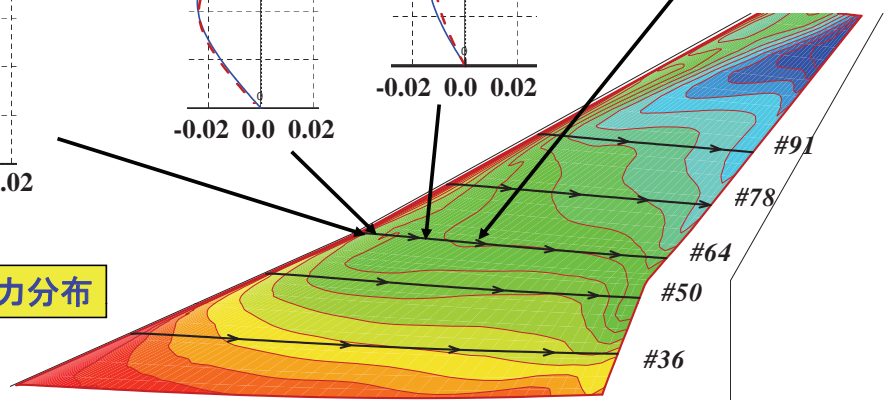
$x/c=0.165$



$x/c=0.302$



表面圧力分布





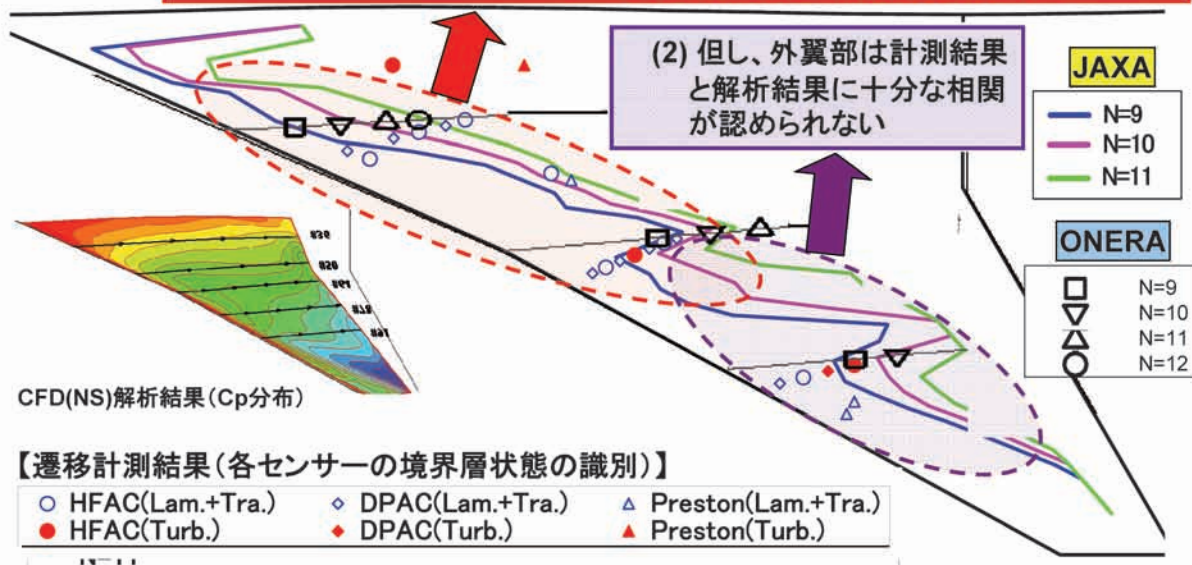
2. (27) 遷移計測結果の分析②



遷移解析: CFD(NS)解析による層流境界層情報を基に e^N 法を適用

【ONERA-JAXA共同研究成果】

(1) 両者の遷移解析結果は、良好な一致を示し、内翼から中ほどまでは計測結果とも良好な相関を有する ⇒ 遷移点判定基準として $N=11$ が妥当と推測



2. (28) 実機適用効果の推定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 ²)	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



(無推進系を想定)





2. (28) 実機適用効果の推定②



仮想コンコルド形状の空力設計コンセプトとCFD解析

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

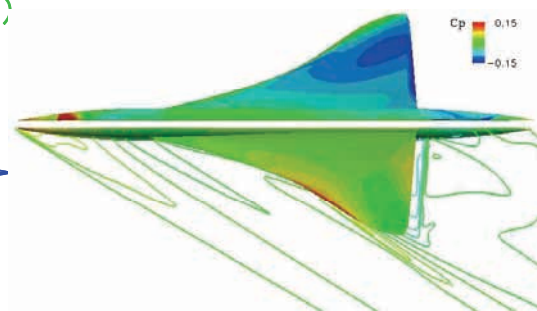
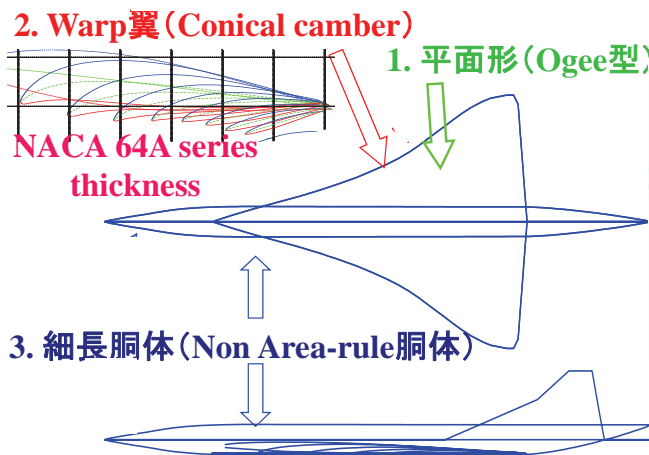
コンコルド実機



【仮想コンコルド形状＝無推進系形態】

<空力設計コンセプト>

<CFD解析結果>



2. (28) 実機適用効果の推定③



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 ²)	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%

【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

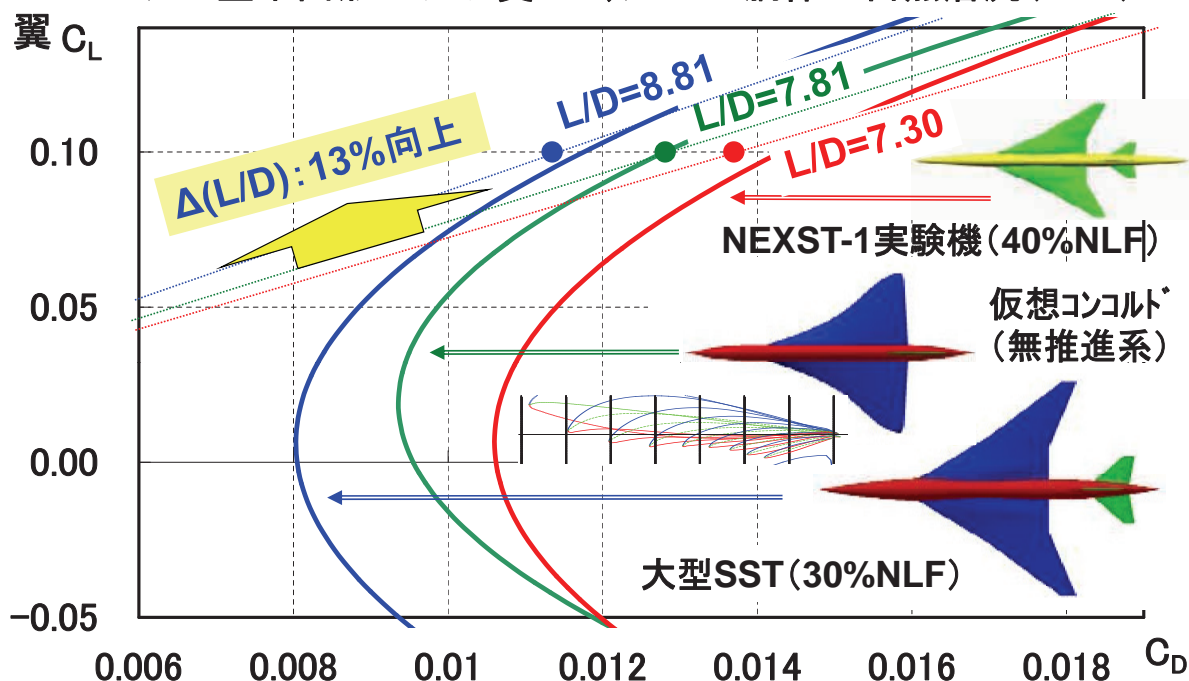


2. (28) 実機適用効果の推定④

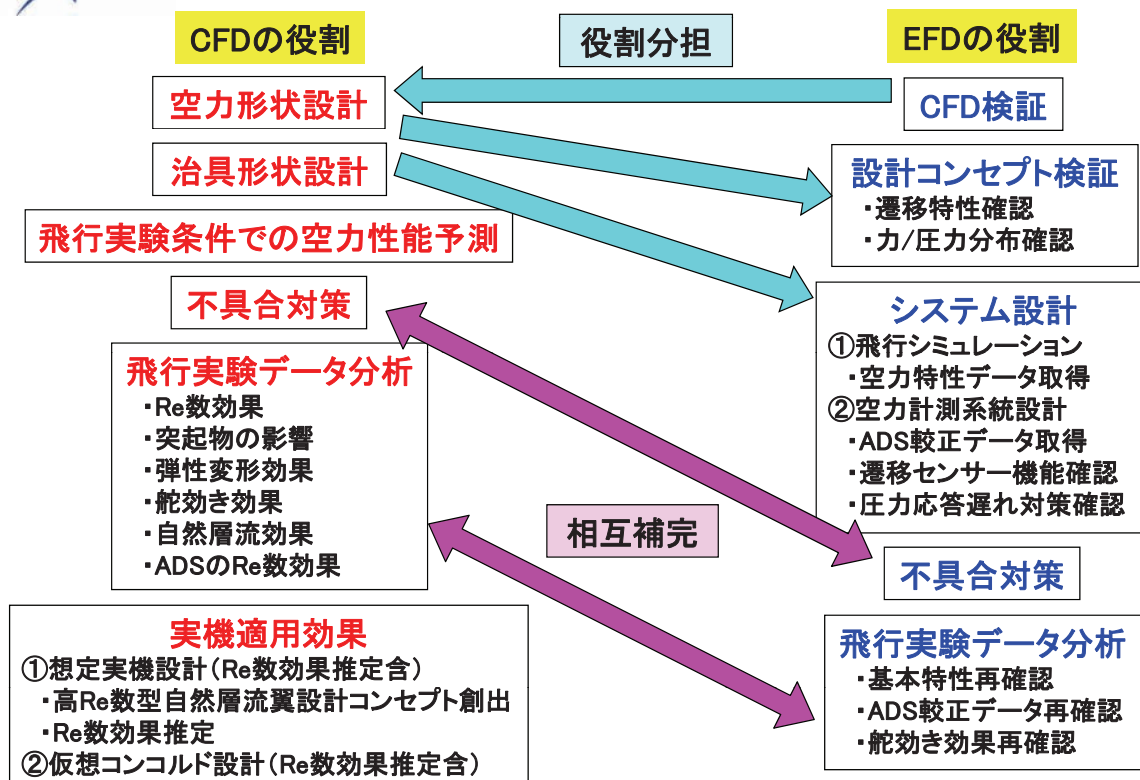


ONEXST-1空力設計技術

=アロー型平面形+ワープ翼+エリア・ルール胴体+自然層流(NLF)



3. (1) NEXST-1におけるCFD/EFD連携





3. (1) NEXST-1におけるCFD/EFD連携



【NEXST-1プロジェクトにおけるCFDと風試の役割分担】

1. 空力形状設計
 - ・CFD設計主体⇒風試は効果確認のみ
2. システム設計
 - ・空力特性関連のデータ取得は風試主体
3. 不具合対策
 - ・原因分析、対策案の初期的検討は時間・コストの効率性からCFD解析を主体
 - ・詳細確認は風試
(結合部フェアリング形状の改修に起因するM=1.6での横揺れ現象の発覚と対策は風試のみでしか対応不可！)
4. 飛行実験データ分析
 - ・実験機の飛行状態の模擬・補正は基本的にCFDで対応
(但し、舵効き補正は風試データを使用)



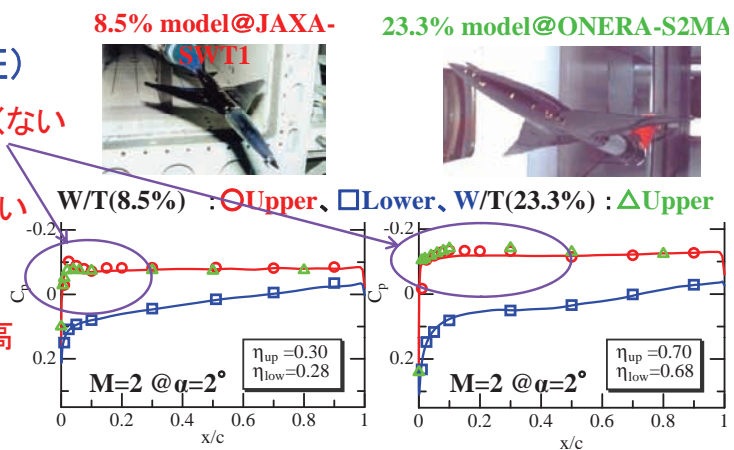
3. (2) NEXST-1のCFD/EFD連携の課題



1. CFD検証

(CFDと風試結果の比較・検証)

- ・前縁部 C_p 分布の一致度は高くない
⇒模型製作精度？
- ・ C_D の定量的な一致度は高くない
⇒乱流モデル検証
(特にRe数効果)
- ・低速大迎角特性の一致度は高くない
⇒剥離特性検証
(特にピッチアップ特性)



2. コンセプト検証

- ・遷移計測における定量性問題
⇒主流乱れ、表面ラフネスの影響把握
- ・ e^N 法における遷移判定基準設定問題
⇒判定基準データベース構築の必要性

これらの課題克服の一助として、
NEXST-1で蓄積したCFD、風試、
飛行試験結果をデータベース
化し、WEBで公開中



3. (3) 将来のEFD/CFD連携の姿



NEXST-1プロジェクトにおけるEFD/CFD連携の姿：役割分担と相互補完

実機空力設計の立場における連携のEFD/CFD連携の将来像(私案)

実機設計 =	CFD設計法 +	CFD実機空力効果推算法	+	確認風試
	・逆問題設計 ・最適設計 ・革新設計コンセプト	・Re数効果 (C_D , L/D , C_m) ・弾性変形効果 (治具設計) ・機体/推進系干渉効果 (C_D)		・標準風試 (力, C_p) ・高Re数風試 ・低乱風試 ・インテーク・プラグ風試 ・パワー模擬風試

【今後の課題】

(1) Re数効果

- ・流れ場検証：標準形状による比較・検証データの蓄積
- ・乱流モデル検証：CFD検証用高Re数風試データの蓄積
- ・遷移モデル検証：遷移予測用遷移試験データの蓄積

(2) 弾性変形効果

- ・構造モデル検証：実機構造データの蓄積
- ・解析手法の効率化：CFD+NASTRAN法 (形状修正、格子補間、等) の改善

(3) 機体/推進系干渉効果

- ・抗力推算の高精度化：内/外部流格子密度の最適化
- ・インテーク/機体干渉効果検証：インテーク・プラグ風試とCFD結果の比較・検証データの蓄積
- ・ジェット排気効果検証：パワー効果模擬風試とCFD結果の比較・検証データの蓄積

風試はCFDの補完(推算精度向上、複雑現象解明、等)として必要不可欠

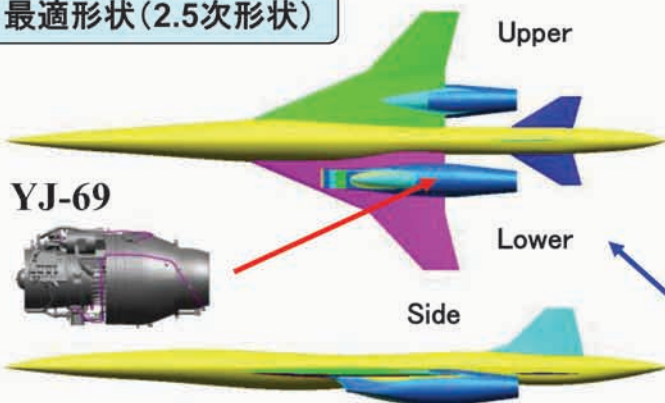
NEXST-2成果の有効活用



3. (4) NEXST-2空力設計技術①



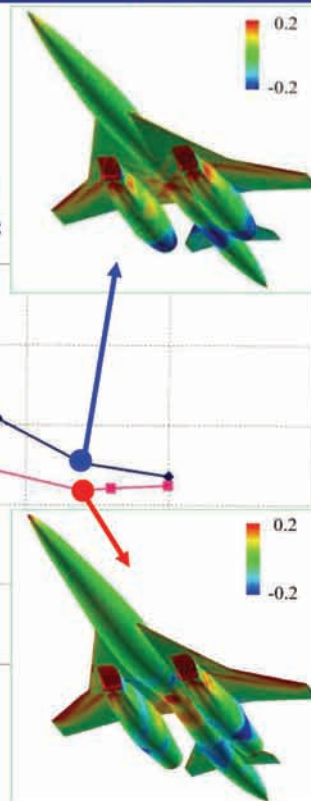
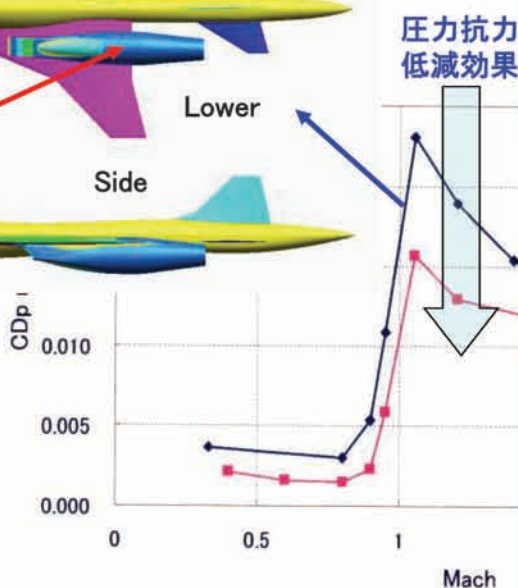
最適形状(2.5次形状)



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

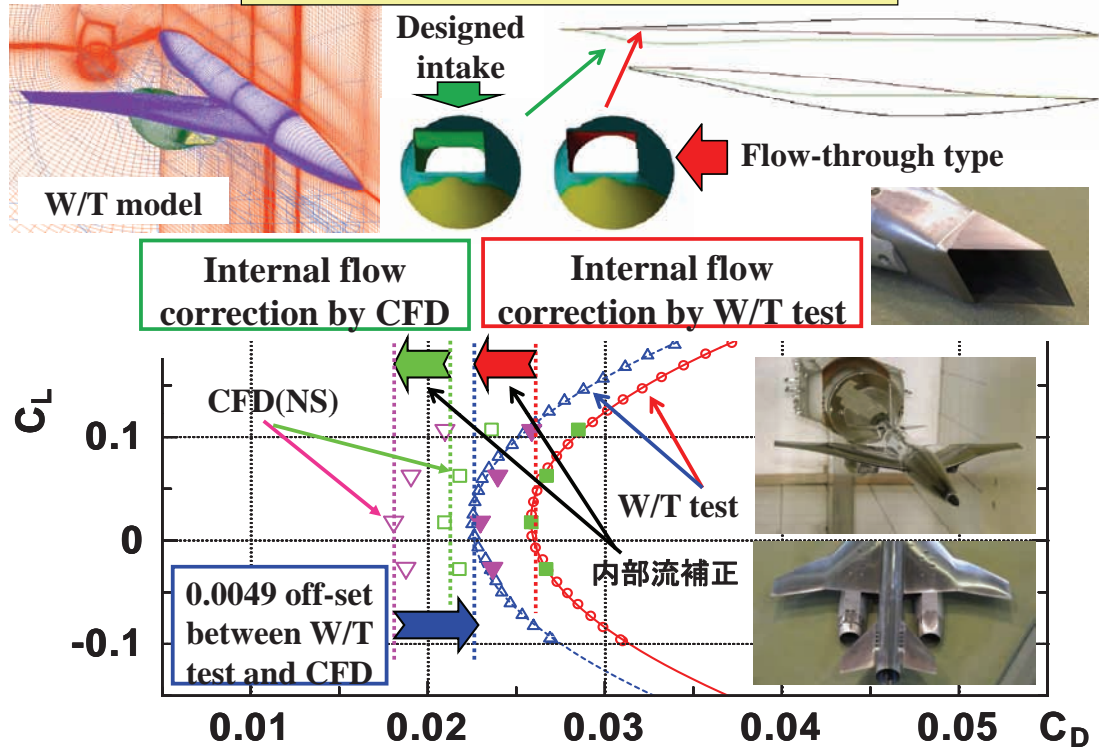




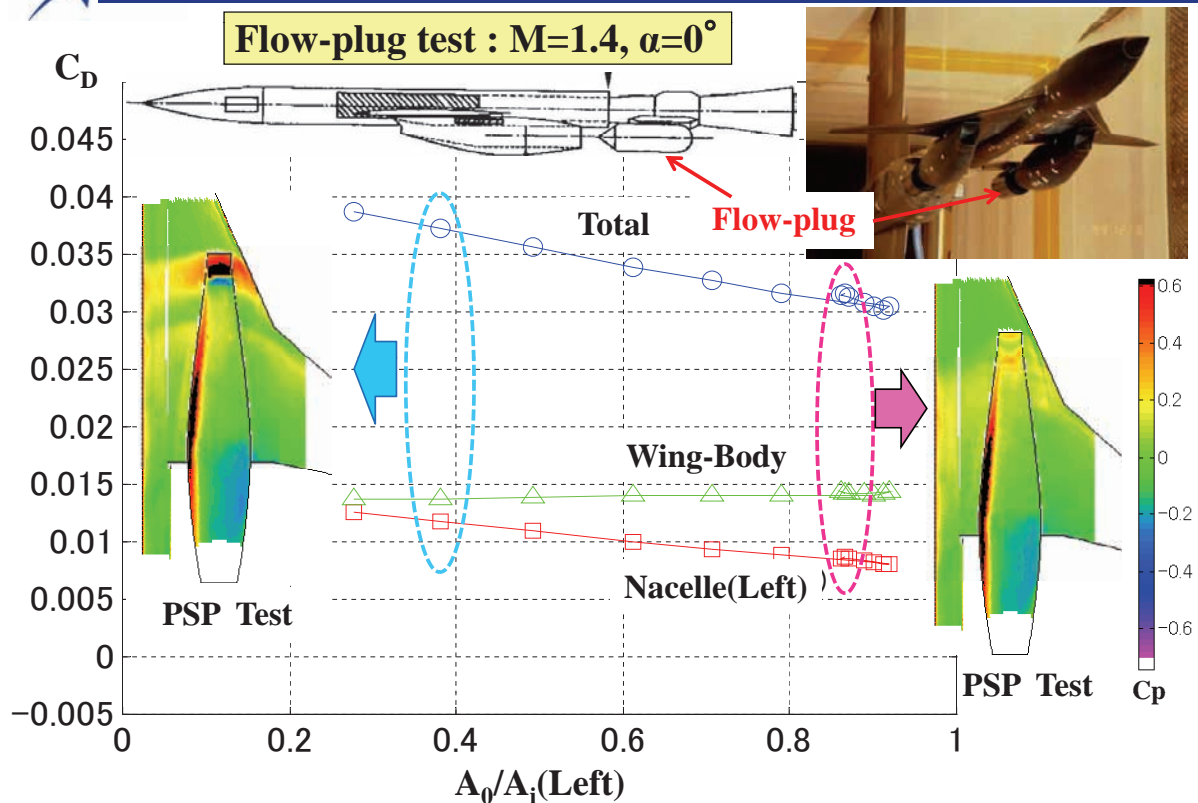
3. (4)NEXST-2空力設計技術②



フロースルーナセル風試とCFD解析値比較



3. (4)NEXST-2空力設計技術③

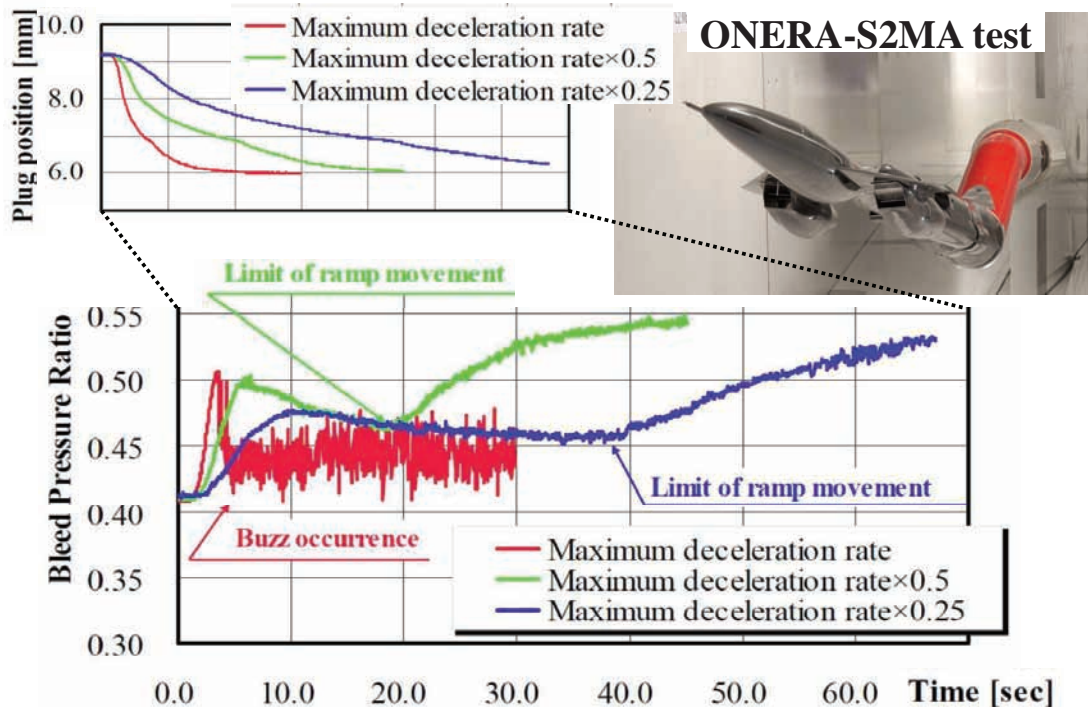




3. (4)NEXST-2空力設計技術④



フロープラグ風試@M=1.6



4. (1)JAXA次期プロジェクト①



①静粛超音速研究機構想

JAXA小型超音速旅客機案

全長:47.8 m
全幅:23.6 m
翼面積:175 m²
重量:70 トン
乗客数:36~50人
巡航M:1.6
航続距離:3,500nm以上
エンジン:15 トン双発



風洞試験模型

エンジン(F125を想定)



多分野統合・多目的最適設計(胴体形状設計)

インテーク最適CFD設計

高精度CFD解析による主翼/尾翼干渉効果の最適化

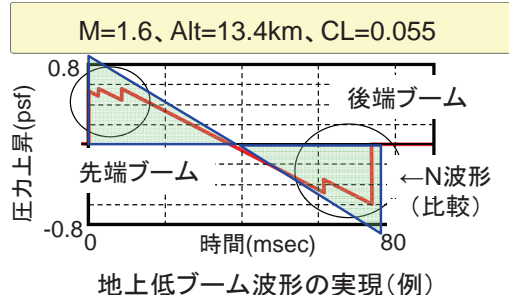
研究機の諸元


最大M:1.4~1.6
高度:14km

全備重量:4000kg
燃料:1050kg
全長:13.8m
全幅:7.055m


主翼断面

多分野統合・多目的最適設計(主翼形状設計)





4. (1) JAXA次期プロジェクト②




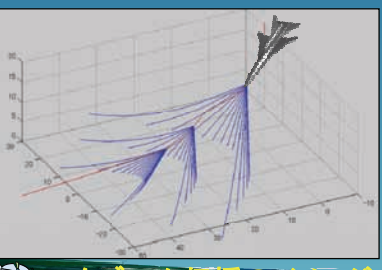
②低ソニックブーム設計概念実証(D-SEND)プロジェクト

D-SEND: Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom
 (非軸対称ソニックブーム場に対する簡易評価のための落下試験)

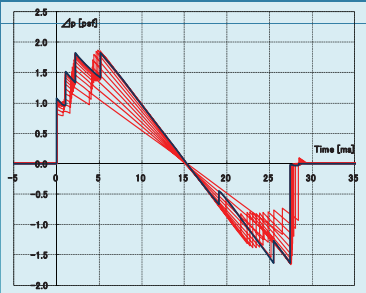
形状名: S3CM (S-cube Concept Model)

- 設計点: $C_L=0.12$ ($M=1.4$, $H=8\text{km}$)
- 重量: $W=1000\text{kg}$
- 主翼面積: $S=4.92\text{m}^2$
- 翼幅: $b=3.5\text{m}$
- 全長: $L=7.7\text{m}$
- 最大直径: $D=0.48\text{m}$

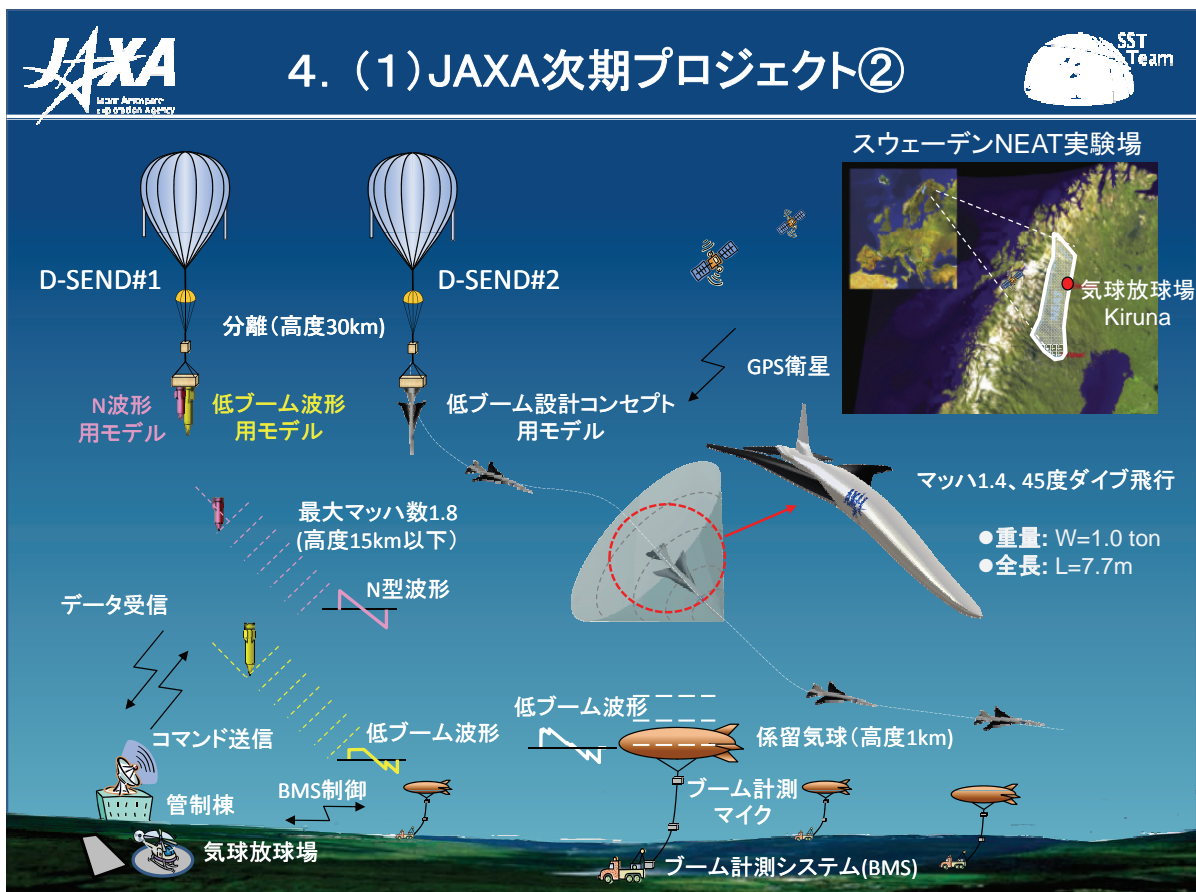




ソニックブーム伝播のイメージ



地上における低ソニックブーム波形





4. (2)まとめ



1. JAXAの次期プロジェクト

【静粛超音速機技術の研究開発】

(1) 静粛超音速研究機(S3TD)計画

- ・基本設計完了⇒CFD設計と風試比較データの蓄積

(2) 低ソニックブーム設計概念実証(D-SEND)プロジェクト

- ・CFD、風試、飛行試験の相互比較データが蓄積される予定

2. NEXST-DB

- ・NEXSTプロジェクトのCFD、風試、飛行試験結果のデータベース化

次頁

3. NEXSTプロジェクトにおけるEFD/CFD連携

- ・NEXST-1プロジェクトではEFD/CFDの有効な連携を実施
- ・実機設計への適用に向けてのEFD/CFD連携の将来像として、
高精度CFD設計・解析技術と確認風試による相互補完が不可欠
- ・今後の課題
 - ①CFD検証としてのEFDの役割が急務
 - ②飛行試験データによるCFD検証も有効

私案



NEXSTプロジェクト空力データベース



次世代超音速機技術の研究開発のためJAXAにより進められた小型超音速実験機(ロケット実験機)プロジェクトにおいて蓄積された空力データをまとめ、空力データベース(NEXST-DB)を構築しました。

データベースの目的

超音速航空機の空力データベースを提供することにより日本の航空宇宙業界の発展に貢献することを目的としています。本データベースでは飛行実験により取得された高いレイノルズ数のデータはもちろん、風洞試験やCFD解析結果も掲載しています。

掲載データ内容

1. 空力データ
 - ・NEXST-1飛行実験データ, CFD解析, 風洞試験データ
 - ・表面圧力分布, 空気力, 境界層遷移データ
 - ・超音速, 遷音速, 亜音速データ
2. 機体の形状データ
 - ・NEXST-1機体形状CATIAデータ
 - ・CFD解析格子データ
3. 関連学術論文 やその他

データベース機能

- ・空力データを簡単にグラフ表示
- ・同じ条件の実験結果とCFD結果を同時に表示可能
- ・必要なデータをテキスト形式でダウンロード可能
- ・計測条件を明確化

利用方法

- ・以下のURLにアクセスし, IDとPasswordを取得申請して下さい。
- URL: <http://nexstdb.chofu.jaxa.jp>
- ・申請の際には公的なメールアドレスを申請して下さい。



2008/08/25