

# 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クラントアロー翼平面形 ②ワーブ主翼 ③エアリアル胴体、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

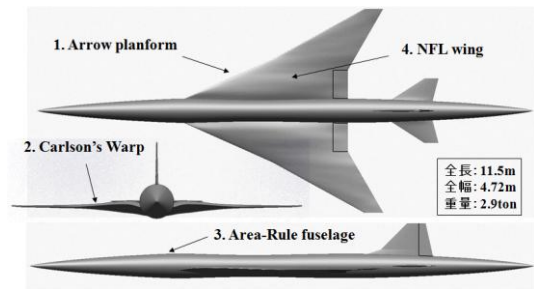
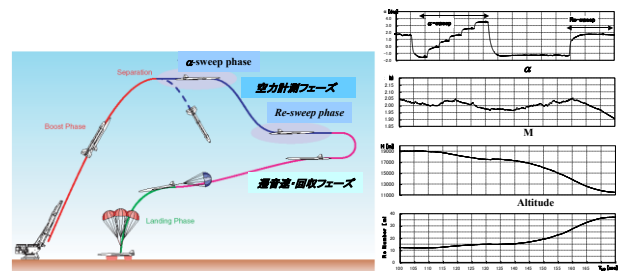


図1. NEXST-1の概略図



(a) 飛行実験全体図 (b) 空力計測フェーズの飛行諸量

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 $P_s$ [kPa]	動圧 $Q$ [kPa]	総圧 $P_0$ [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

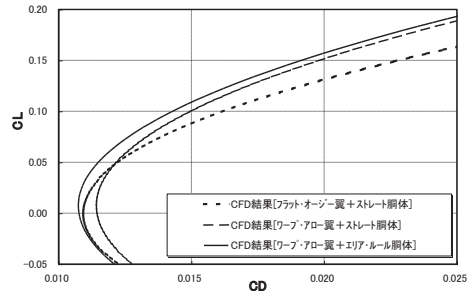


図3. CFDによる抵抗低減設計効果(M=2, H=18km)

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空気力により機体の変形すること、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。

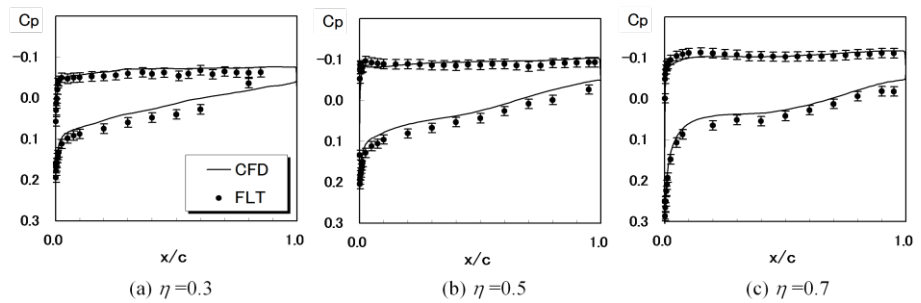


図4. 設計点における表面静圧分布特性( $\alpha=1.53\text{deg}$ ,  $M=2$ ,  $Re=14.9 \times 10^6$ )

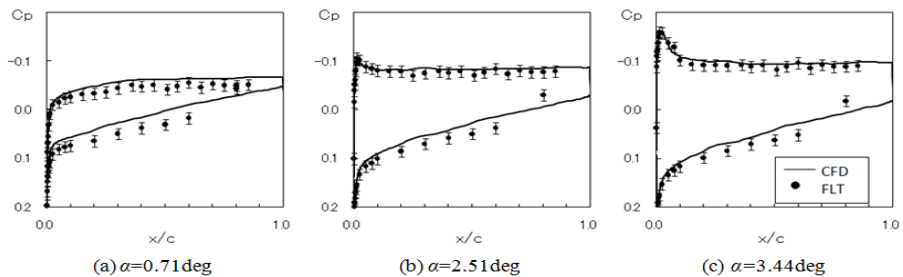


図5. 非設計点における表面静圧分布特性( $\eta=0.3$ ,  $M=2$ )

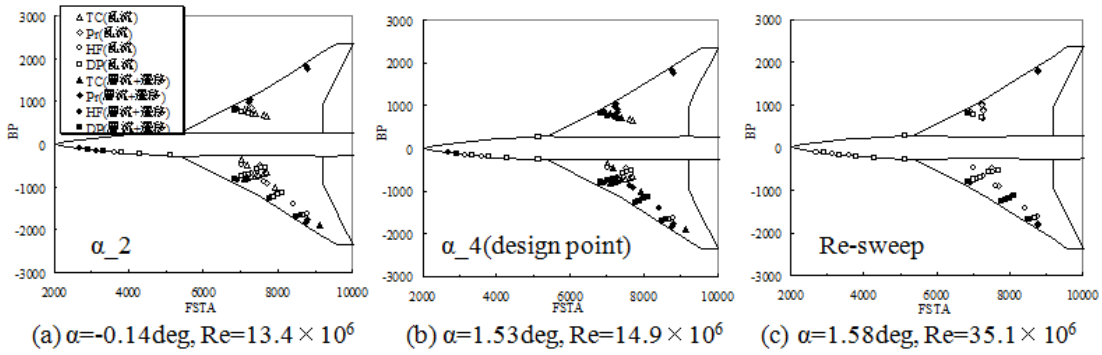


図6. 飛行実験による境界層遷移計測分布図( $M_\infty=2$ )

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);  $\alpha = -0.14$ 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

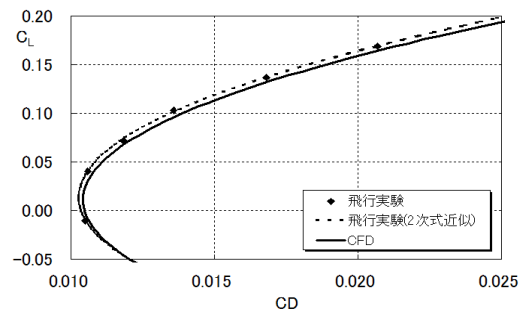


図7.  $C_L-C_D$ 特性( $\alpha$ -sweepフェーズ)

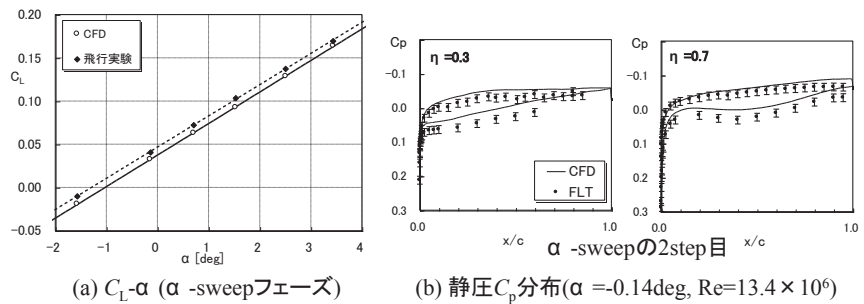


図8. 飛行実験とCFDの有意の差異( $M_\infty=2$ )

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、 $0.24\text{deg}$ 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がれ

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

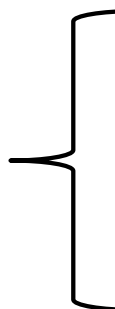
飛行実験結果を評価するために必要なデータ解析、評価、設計の妥当性検証

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

## 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

## 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)

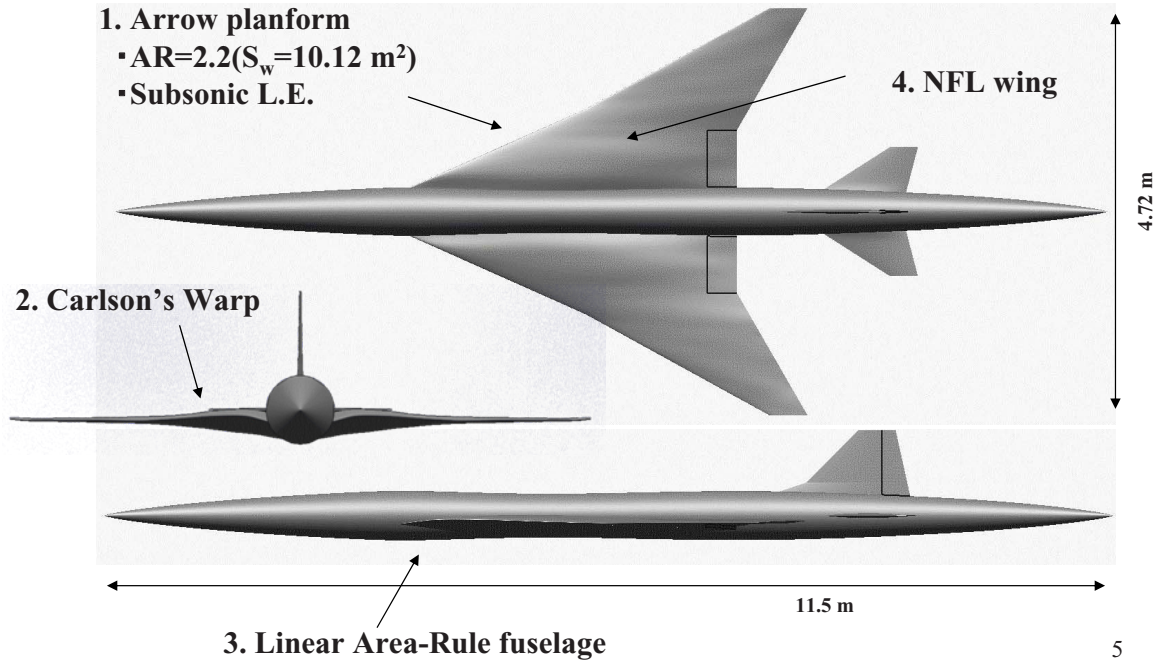
#### 設計手法

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

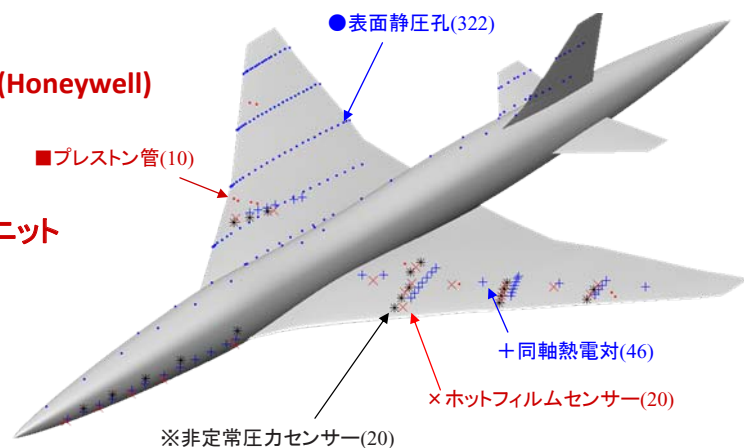
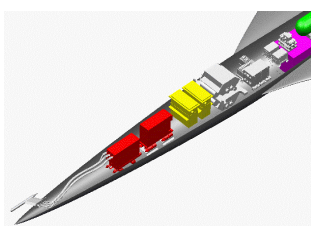
## 空力計測内容

- |  |   |  |
|--|---|--|
| <p><b>1. 表面静圧分布</b><br/>・各断面位置でのCp分布</p>                   | ➡ | <p>静圧分布が設計と飛行実験で一致するか<br/> <b>・NLF翼のCp分布</b><br/> <b>・翼幅方向の荷重分布(Warp翼)</b></p> |
| <p><b>2. 境界層遷移位置</b><br/>・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</p> | ➡ | <p>境界層遷移位置がどのように変化しているか<br/> <b>・NLF翼設計の妥当性</b><br/> <b>・予測技術への反映</b></p>      |
| <p><b>3. 空気力</b><br/>・空気係数特性を把握</p>                        | ➡ | <p>空力特性が設計と一致するか<br/> <b>・設計手法の妥当性確認</b></p>                                   |

## 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

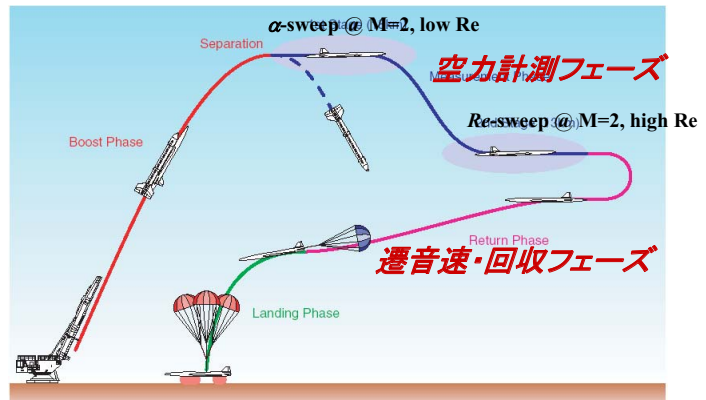
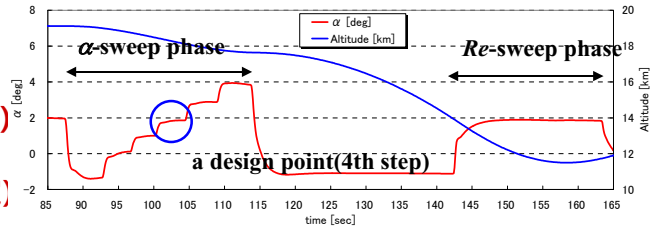
## 飛行実験の目的

- ・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

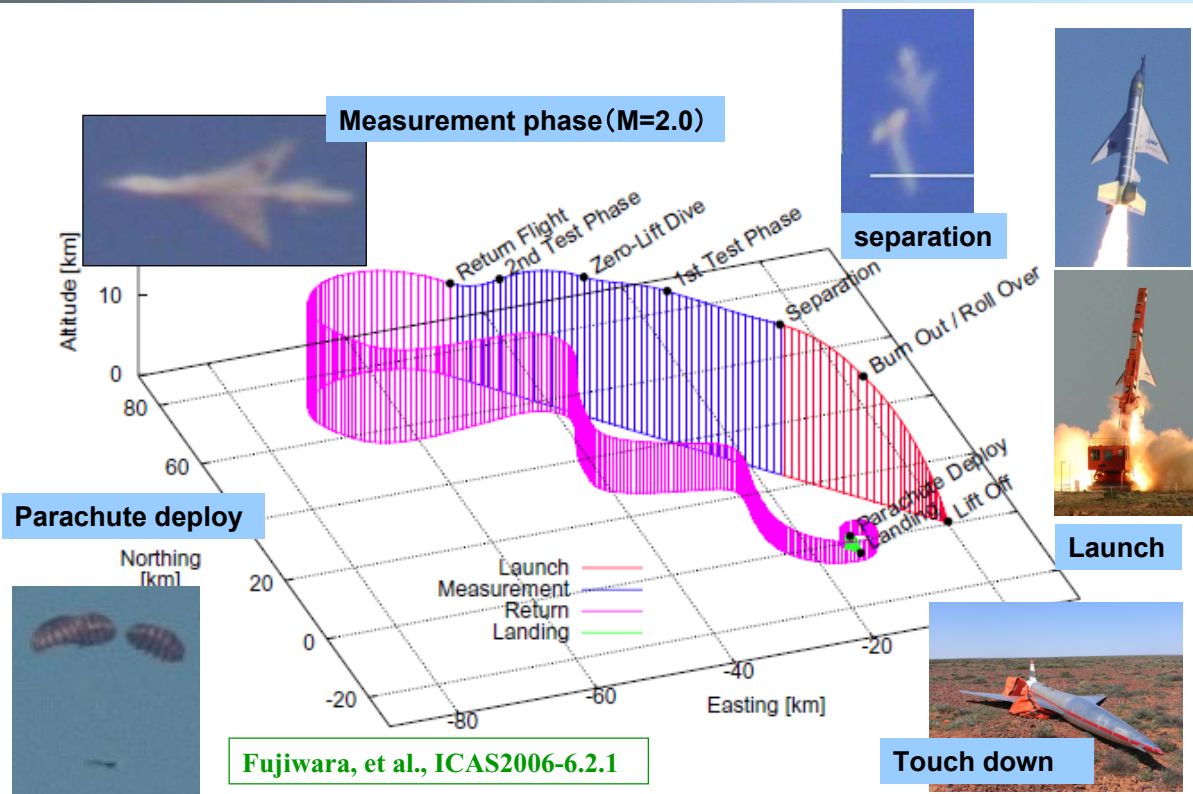
### 空力計測フェーズ

- ・ $\alpha$ -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)



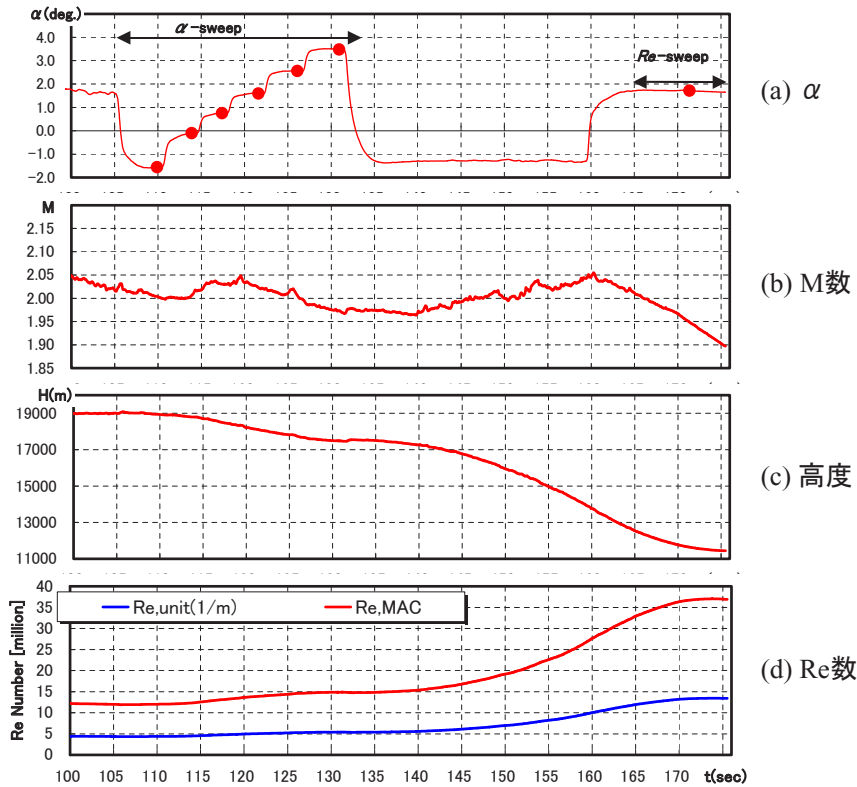
P.10

## 飛行実験 @ Woomera 実験場 2005.10.10



# 飛行履歴: 空力計測フェーズ

P.11



P.12

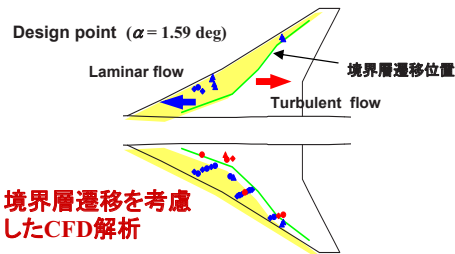
# 飛行実験データ評価における高精度データ解析

## 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

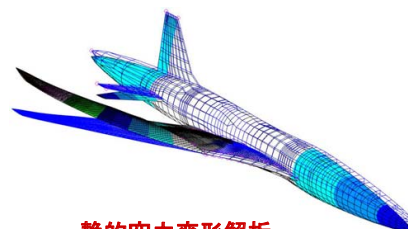


ADS風洞試験

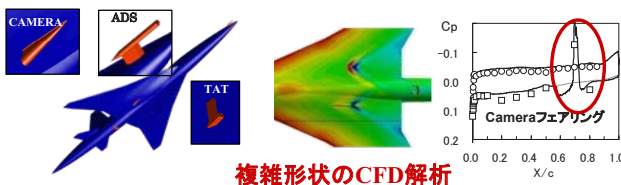


## 2. CFD解析

- ・ 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

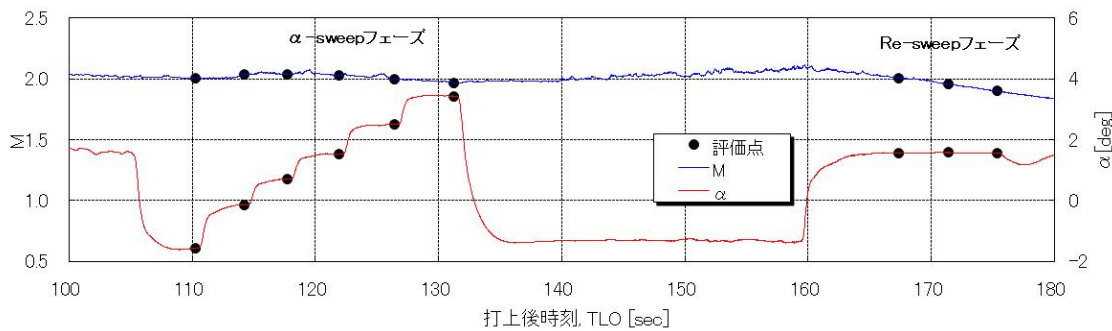




# 飛行実験データ評価点

P.13

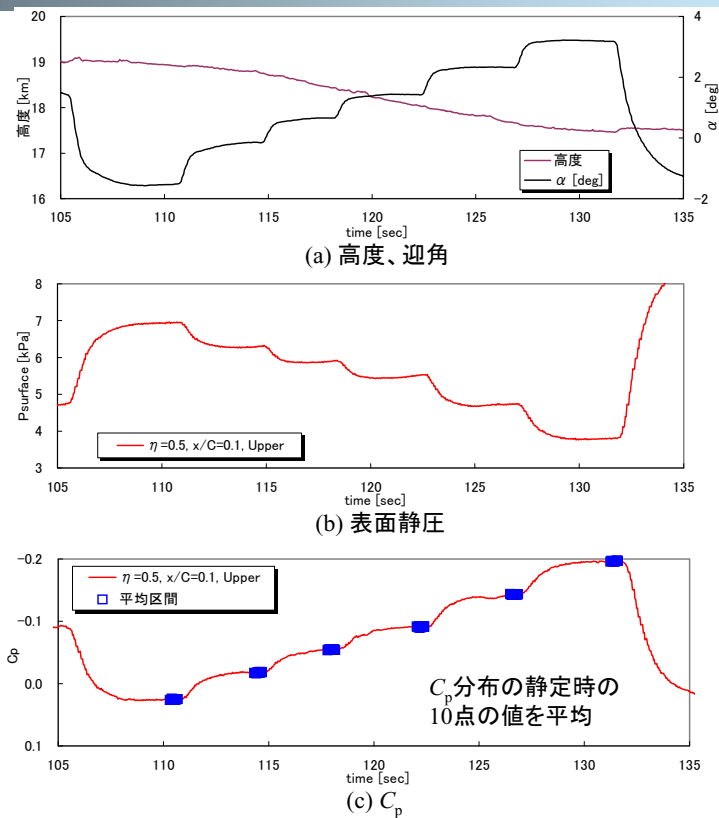
		打上からの時刻			動圧	高度		
phase	step No./ target $M_\infty$	$T_{LO}$ [sec]	$M_\infty$	$\alpha$ [deg]	Q [kPa]	H [km]	Re [ $\times 10^6$ ] based on MAC	
空力計測 Phase	$\alpha$ -sweep phase	$\alpha_1$	110.22	2.00	-1.57	18.19	18.94	12.72
		$\alpha_2$	114.22	2.04	-0.14	18.85	18.91	13.37
		$\alpha_3$	117.72	2.04	0.71	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, $\eta=0.5, x/c=0.1$ )

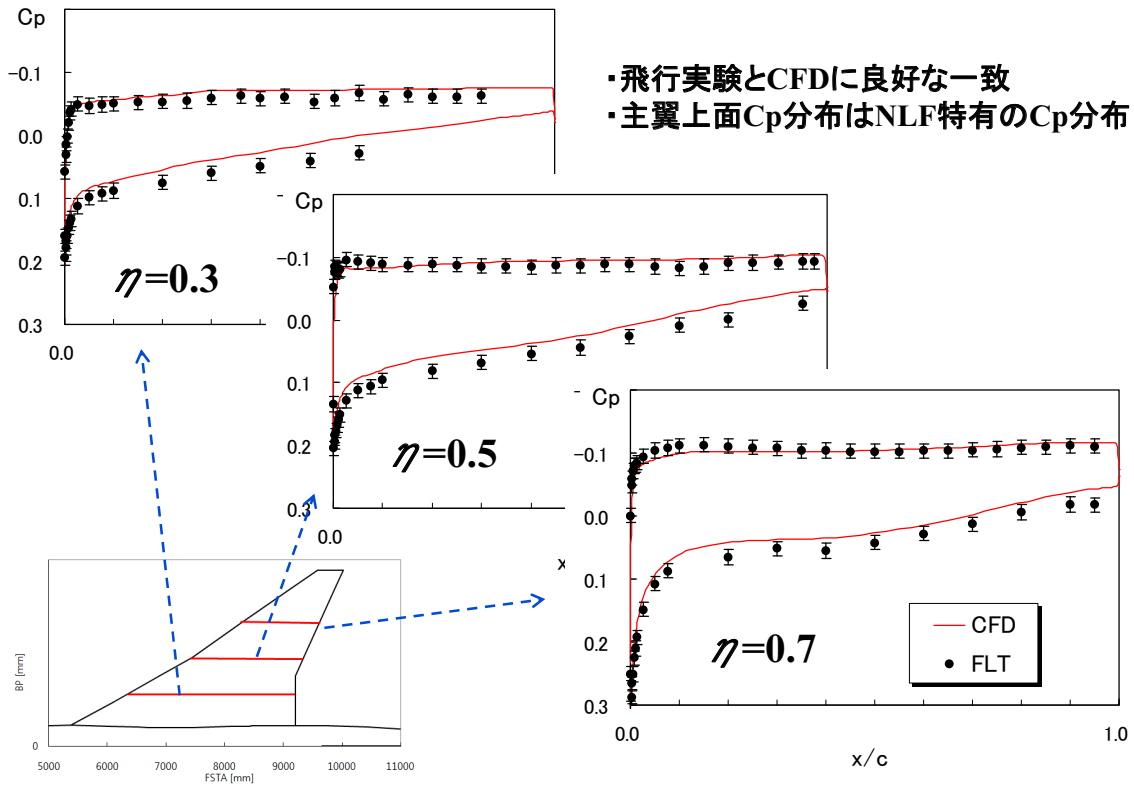


P.14

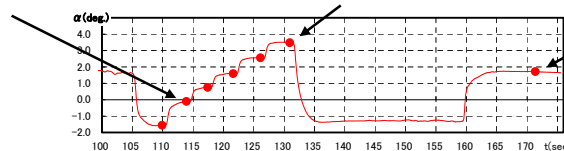
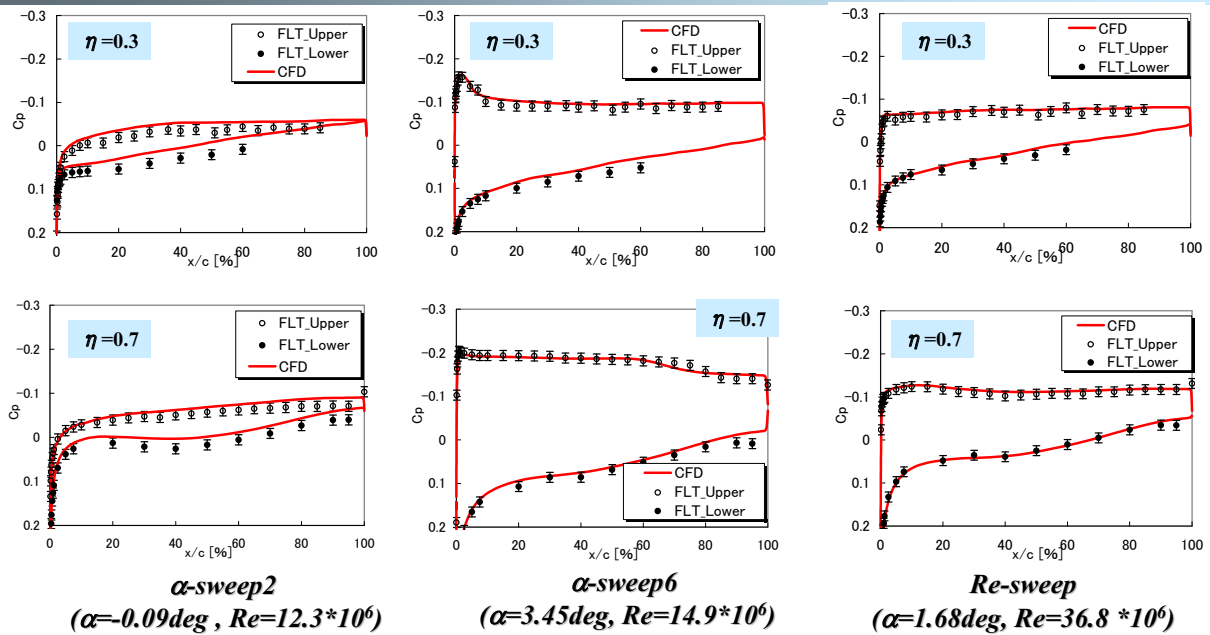




**Cp分布: 設計点**  
**P.15 ( $\alpha$ -sweep4番目:  $\alpha=1.53\text{deg}$ ,  $Re=14.9 \times 10^6$ )**



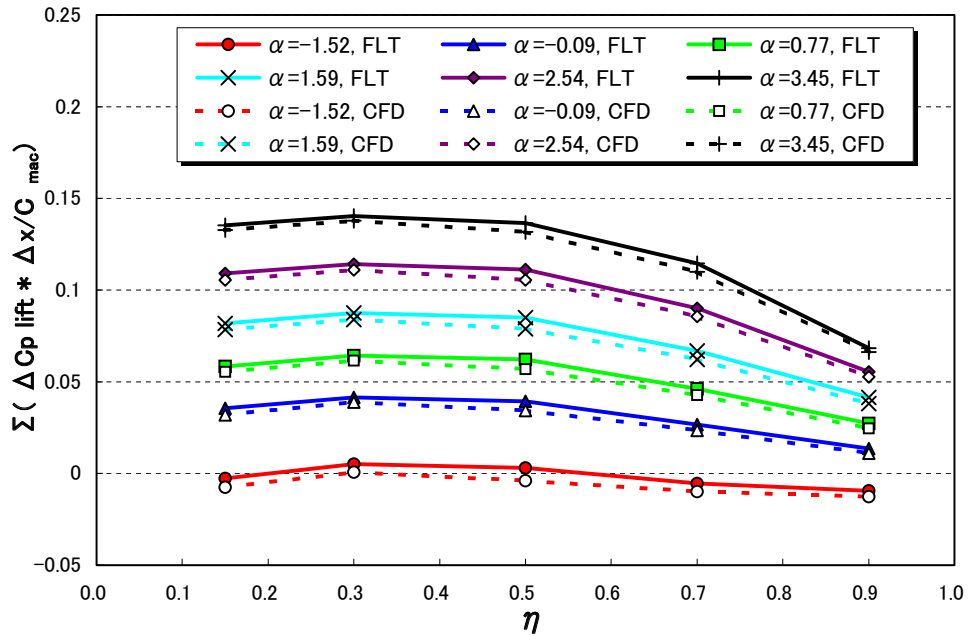
**P.16 Cp分布: 非設計点( $\alpha$ ,  $Re$ )**





P.17

### 翼幅方向荷重分布



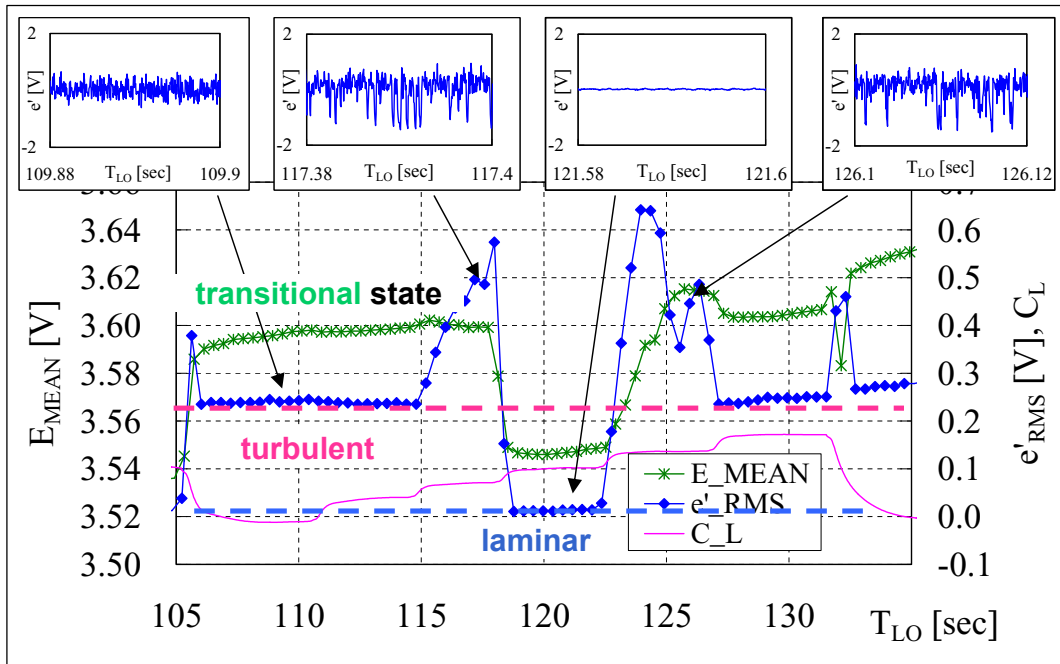
主翼の翼幅方向荷重分布が飛行実験とCFDで一致



ワープ設計による設計荷重分布が得られている

P.18

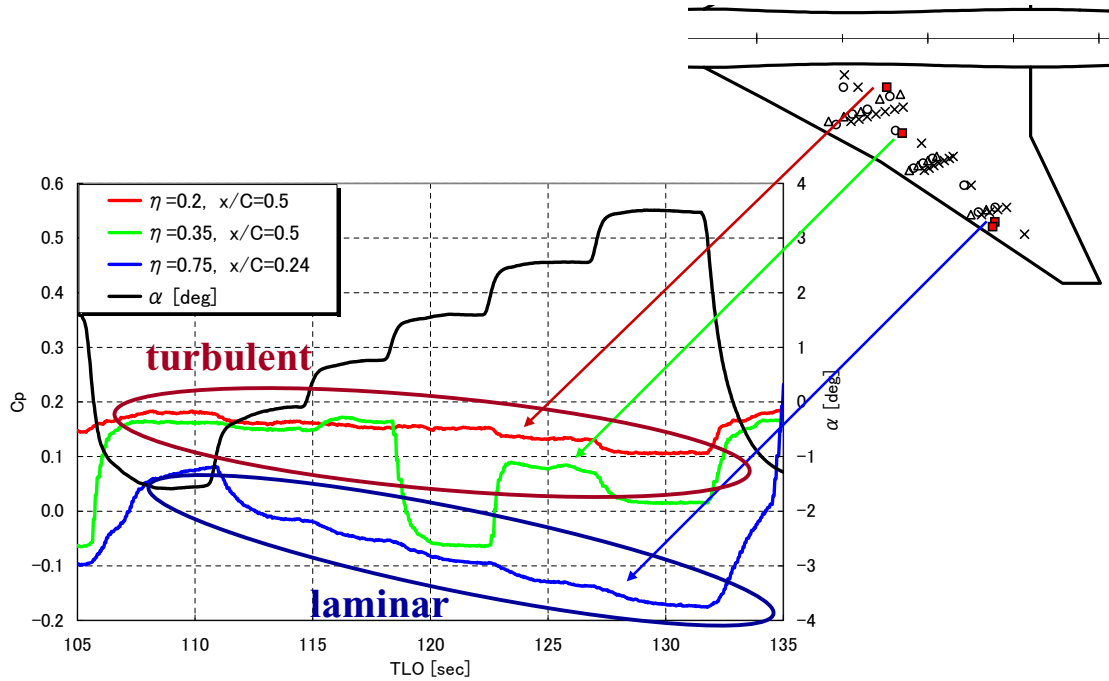
### 境界層遷移: 飛行実験時系列データ (Hot Film)



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



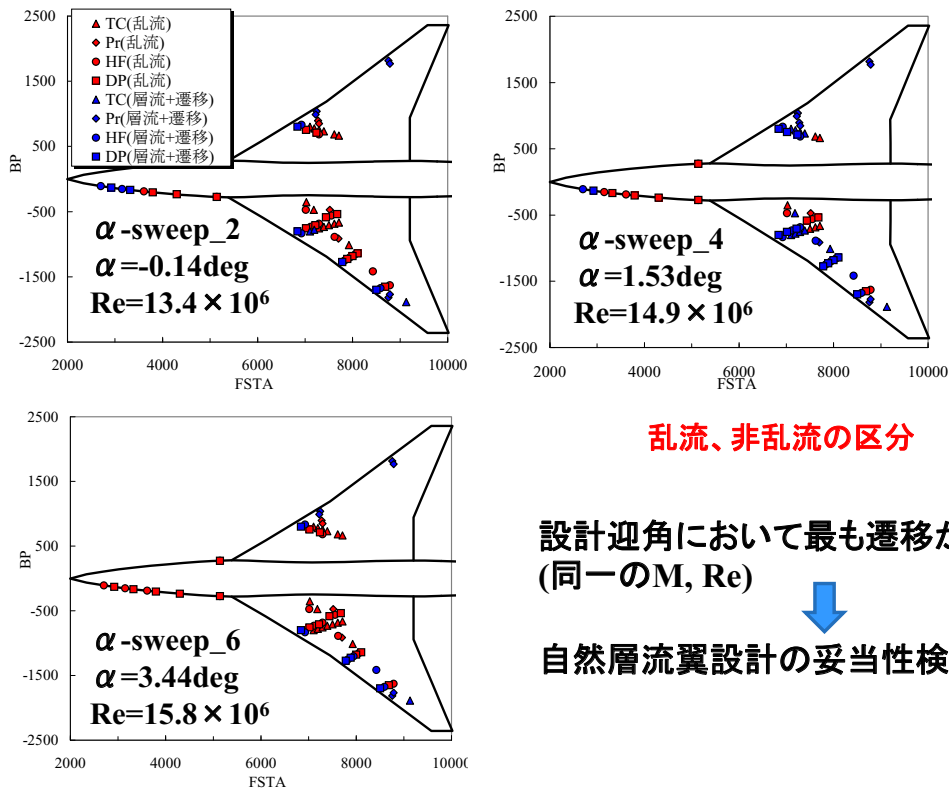
P.19 境界層遷移: 飛行実験時系列データ (Preston Tube)



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: α-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)

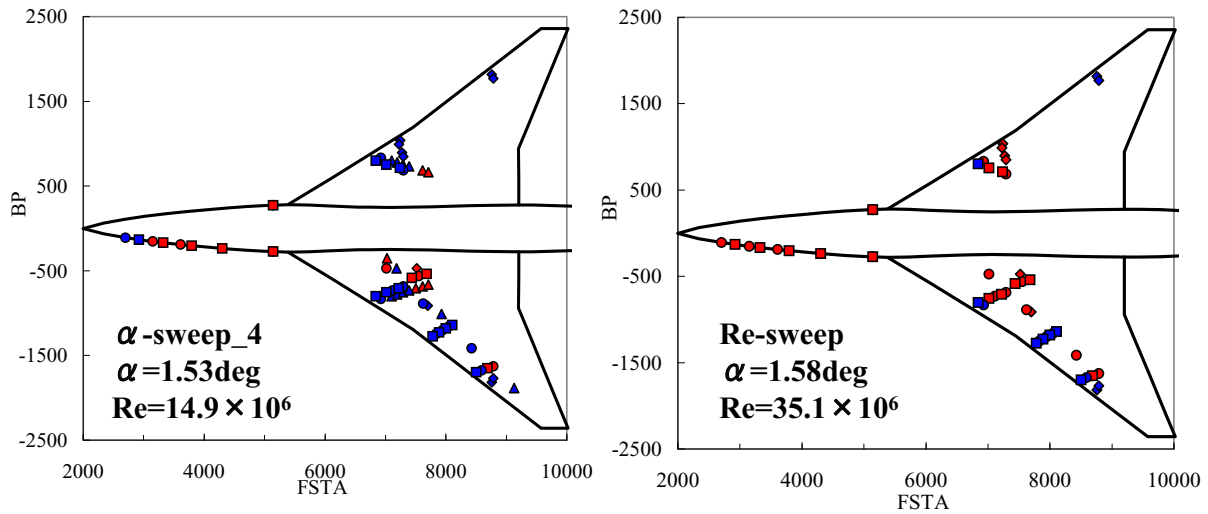


自然層流翼設計の妥当性検証



## 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,  $\alpha$ )



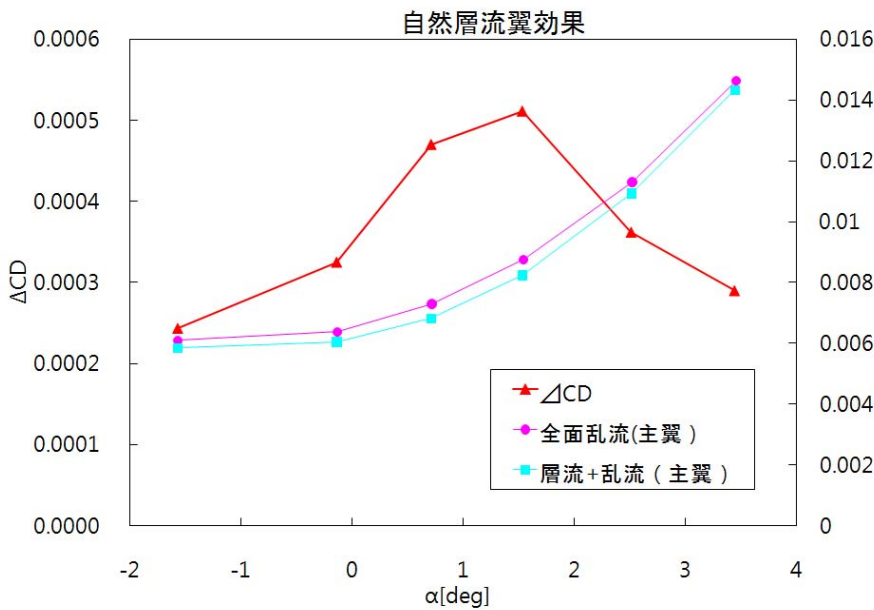
Re数の依存性が大きい。

→ 機体表面粗さに関する研究への貴重なデータ取得

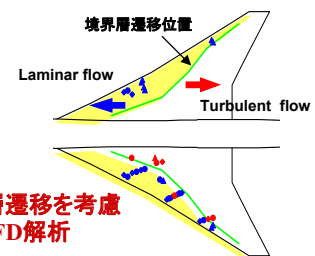
## 自然層流翼による抵抗低減効果



P.22

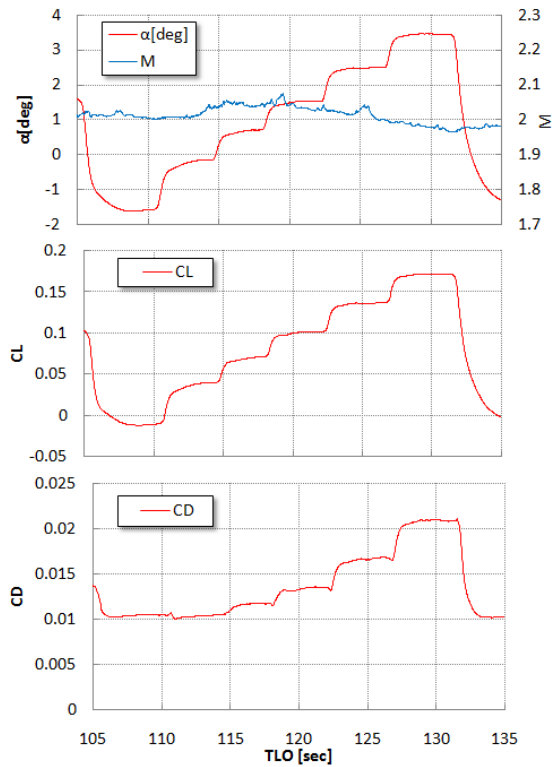


全面乱流解析に比べ、 $\Delta CD=5.3$ countsの抵抗低減 (飛行実験による境界層遷移位置を使用)



境界層遷移を考慮したCFD解析

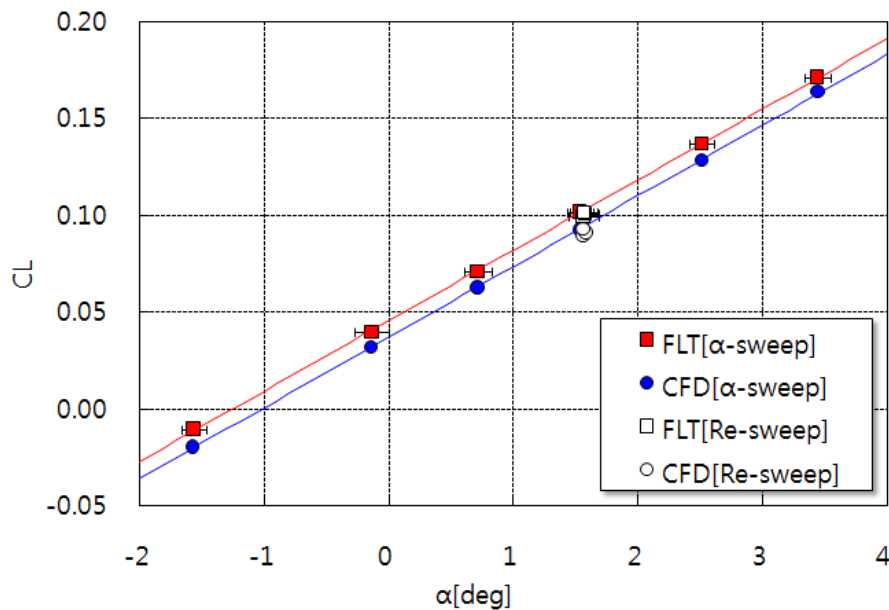
## P.23

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:  $CL-\alpha$ 

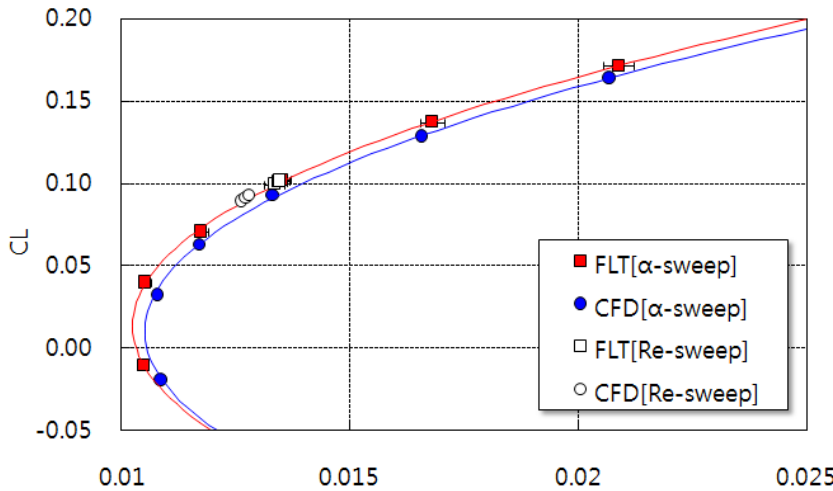
- ・飛行実験とCFDで $CL-\alpha$ は良好な一致
- ・オフセットあり:  $\Delta \alpha=0.24\text{deg}$





## 空気力特性:CL-CD

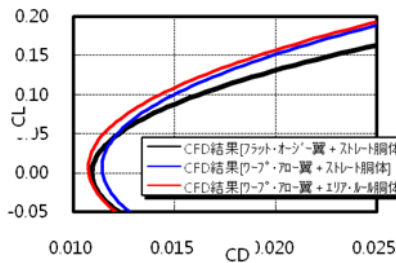
P.25



CL-CD特性は飛行実験とCFDで良好な一致



設計手法の妥当性を確認



空力設計時の設計コンセプトの有効性 (CFD解析結果)

- ・ワープ主翼
- ・翼平面形
- ・エアールール胴体

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  $\Delta CD= -0.0004$

## 飛行実験による検証内容まとめ

P.26



### 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

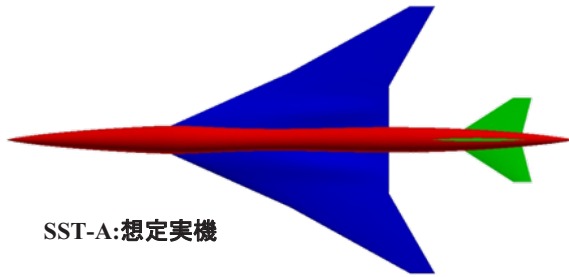
### 2. 空力設計コンセプトの検証

- ・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

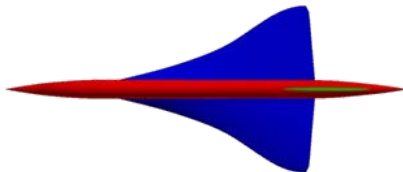
### 3. 抵抗低減設計コンセプトの検証

- ・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



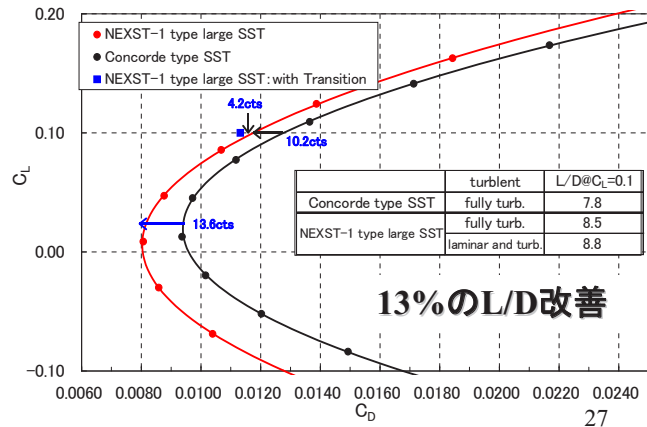
SST-B: コンコルド模擬形状

	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

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



## 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。
- ・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

