

# 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), 中島 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、エアリアルール胴体、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

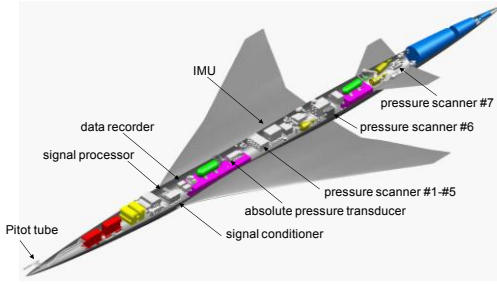


図1. NEXST-1装備品搭載状況

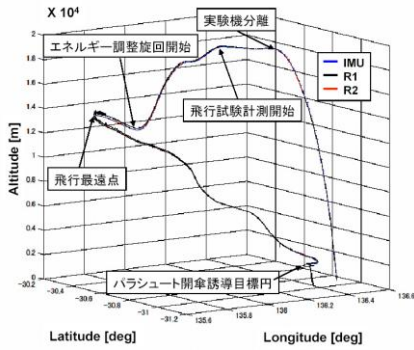


図2. 飛行経路比較

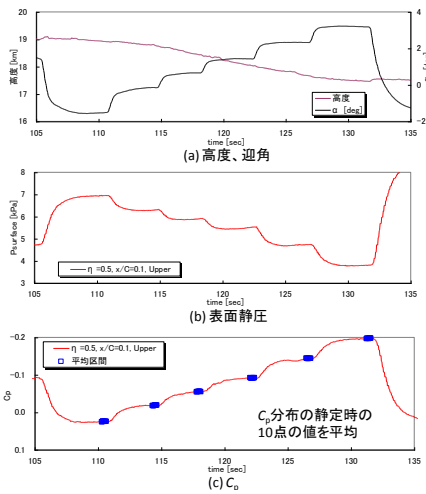


図3. 表面静圧の時系列データ( $\alpha$ -sweep)

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。

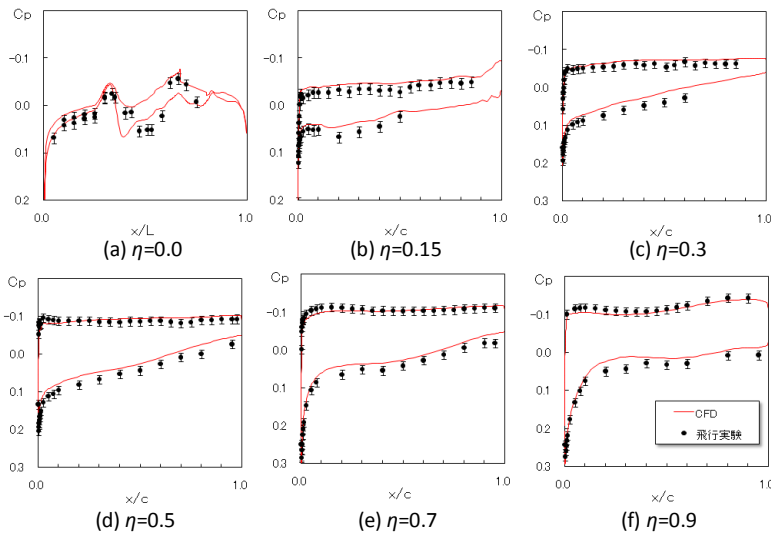
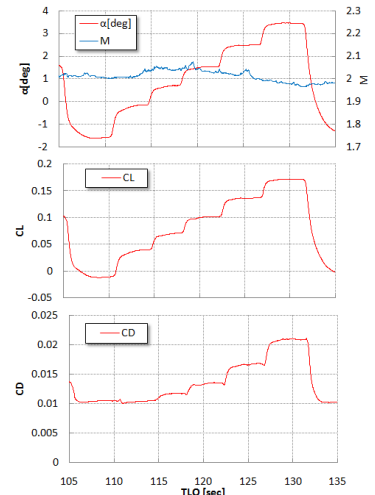
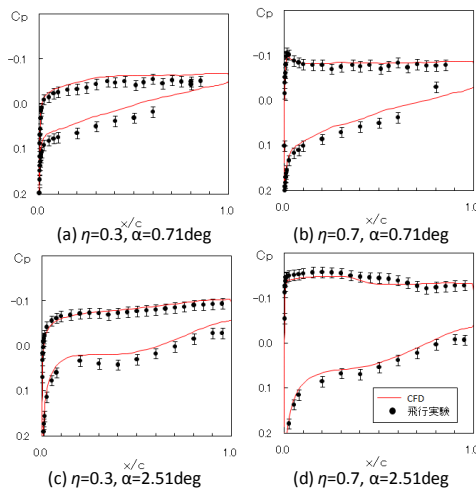
空気力は機体の重心付近に搭載したIMU (Inertial Measurement Unit)により計測した(図1参照)<sup>4),5)</sup>。 $X, Y, Z$ の3方向の加速度を計測し、空気力を求めた。飛行実験結果をCFD解析結果と比較するため、飛行実験の空気力データは風洞試験により得られた空力モデルから横滑り角 $\beta=0\text{deg}$ 、操舵面の舵角を $\delta=0\text{deg}$ に相当する補正を行った。IMUによる加速度から機体の位置を求めることができ、図2に飛行経路を示す。また、図中にはレーダにより計測した飛行経路を重ねて示す<sup>13)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

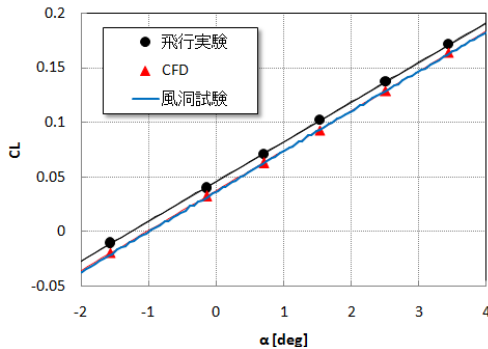


図7.  $C_L$ - $\alpha$  特性( $\alpha$ -sweep)

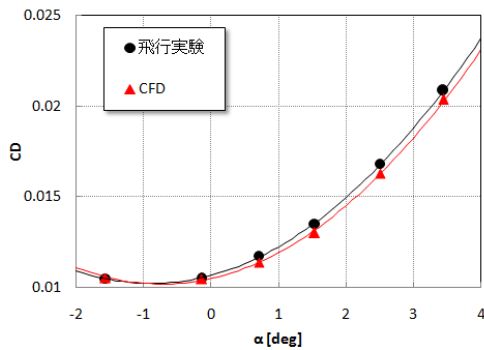


図8.  $C_D$  -  $\alpha$  特性( $\alpha$ -sweep)

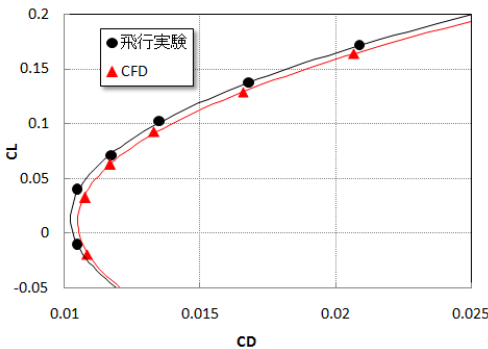


図9.  $C_L$  -  $C_D$ 特性( $\alpha$ -sweep)

$\Delta C_{L0} = 0.003$ 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的设计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

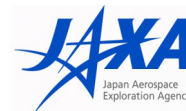


# 飛行実験における力及び圧力特性解析

- 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



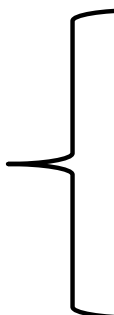
3. (3) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果  
飛行実験結果を評価するために必要なデータ解析、評価、設計の妥当性検証

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

## 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

## 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

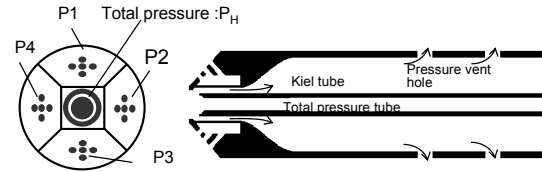
- ・計測システム
- ・解析内容

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

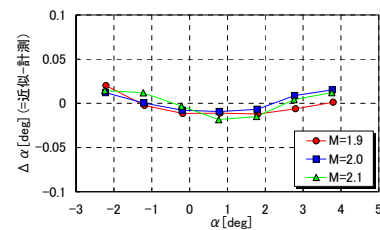
- ・Re数の異なる風洞試験とCFD解析実施
- ・Re数の影響はないことを確認



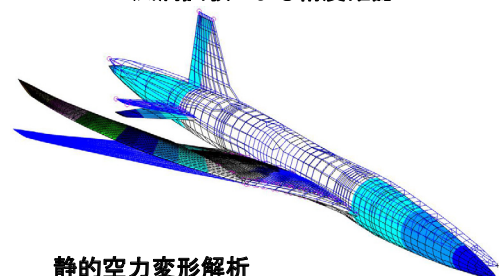
空力計測フェーズのエアデータの精度改善



ADS風洞試験(JAXA-SWT)



風洞試験による精度確認

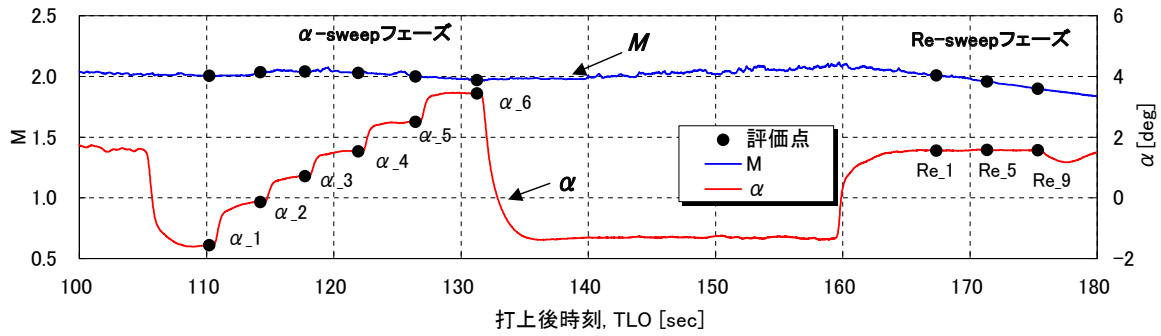


静的空力変形解析



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

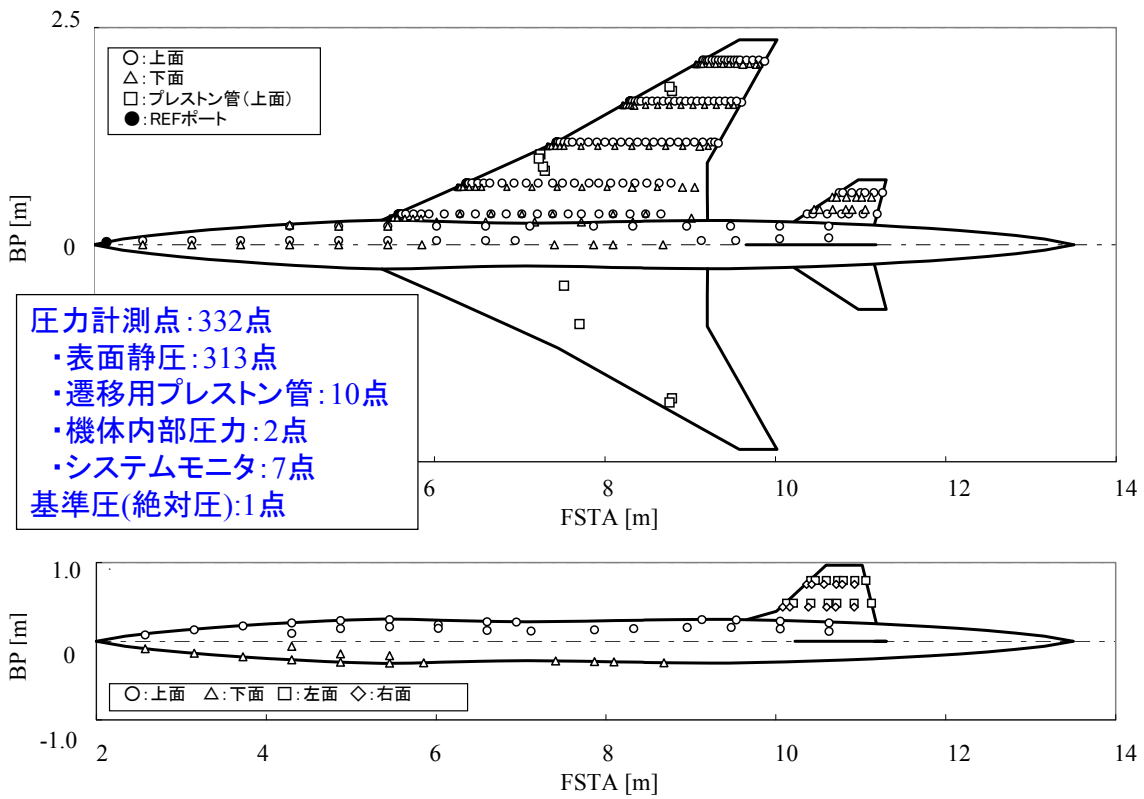
- ・計測システム
- ・解析内容





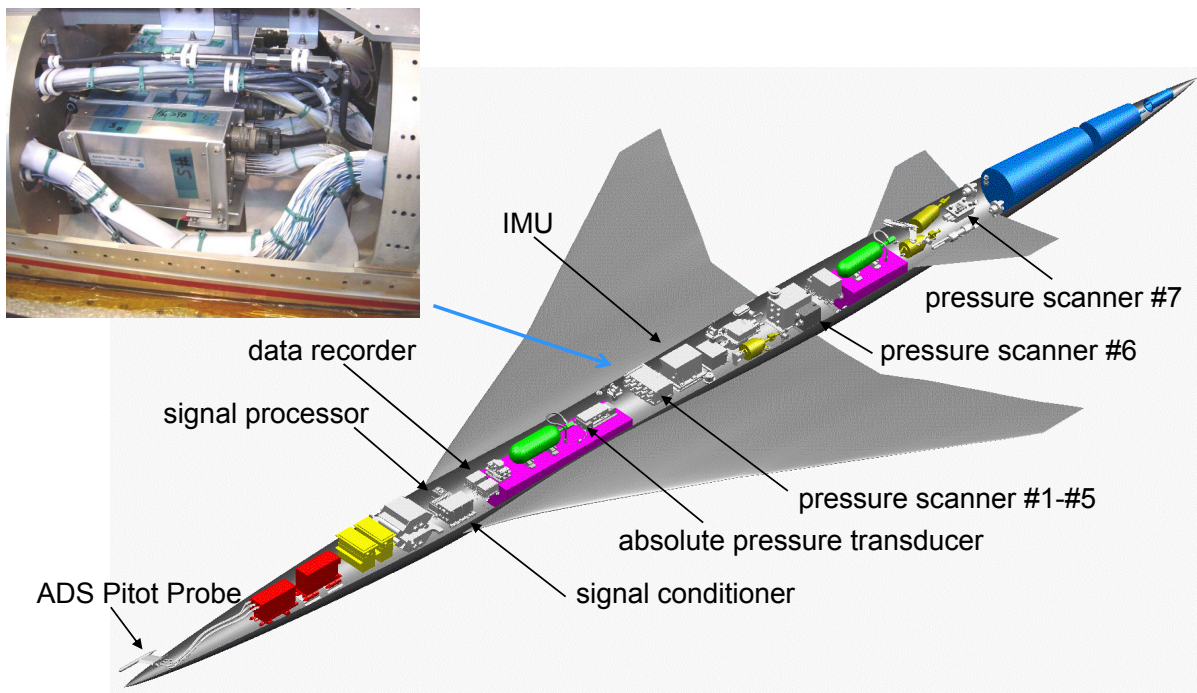
# 表面静圧計測位置

P.9



# 実験機装備品搭載状況

P.10



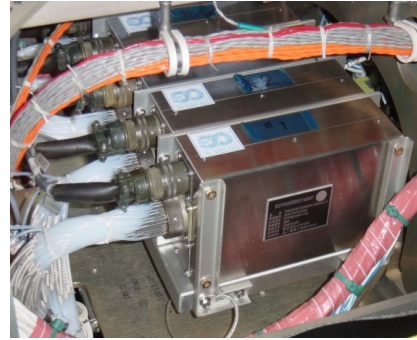


P.11

## 表面静圧分布計測

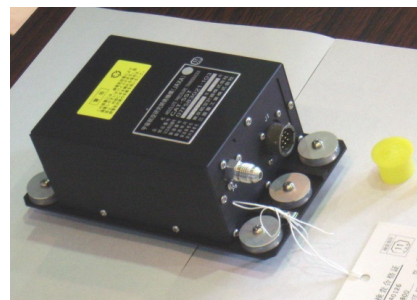
### 圧力走査器

- ・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: ±100 kPa (±55 kPaで較正)
- ・精度: ±0.08%FS (±160Pa: カタログ値)



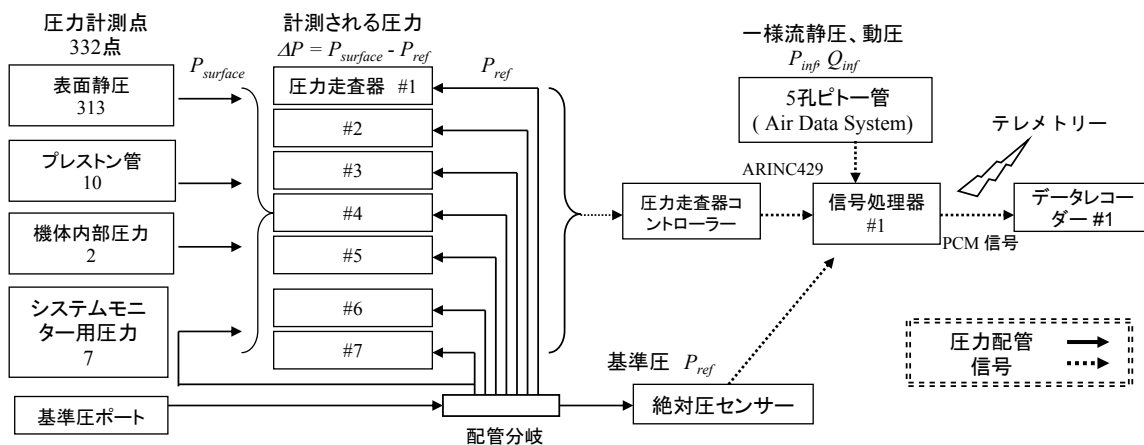
### 絶対圧センサー

- ・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: 3~103 kPa
- ・精度: ±165Pa (カタログ値)



P.12

## 表面静圧計測ブロック図



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



# 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

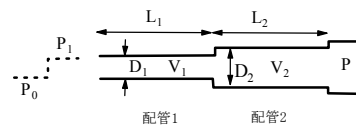
# 圧力配管応答遅れ



### 課題

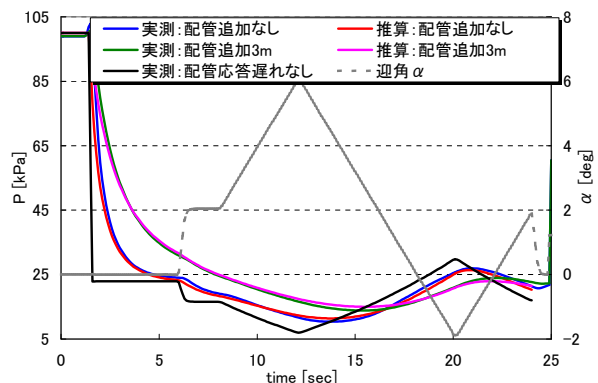
- ・飛行実験では332点の静圧を計測
  - 細くて長い圧力配管
- ・高度18kmの低い圧力を計測
- ・高度変化による表面静圧変化

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



### 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

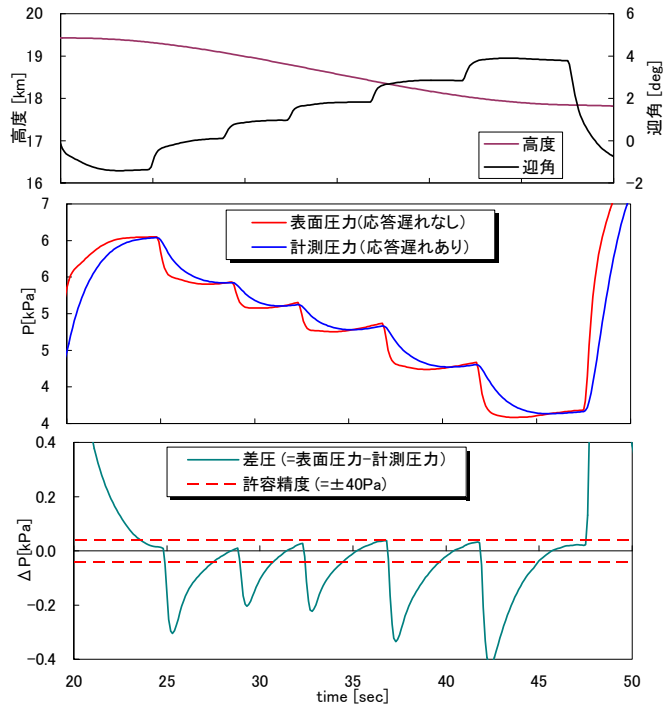
$\alpha$ -sweepパターン選定条件

- ・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 $\alpha$  → 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	パージ試験	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	パージ試験	漏洩つまり試験	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	デイリーチェック	リハーサル	飛行実験後の健全性確認
試験内容	各項目における改修内容確認試験	ニウ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	ニウマチックから加圧しポート確認	・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(BP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	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								◎						◎				
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								◎						◎				

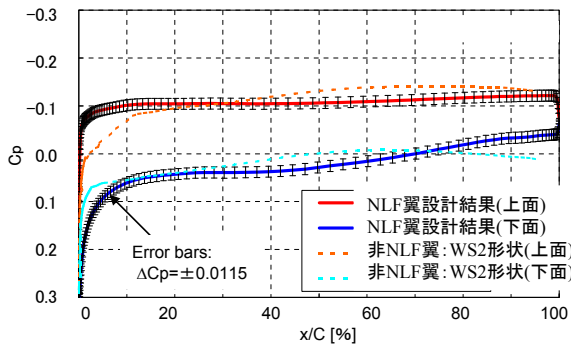


## 表面静圧計測精度

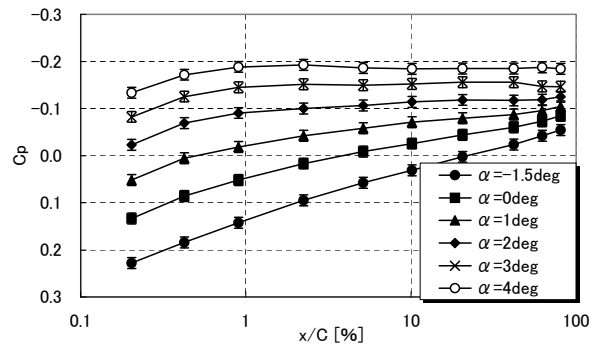
P.19

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

- 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:  $\Delta P_{ref} = \pm 80\text{Pa}$  (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  
( $M=2.0, \alpha=2.27\text{deg}, \eta=0.7$ )

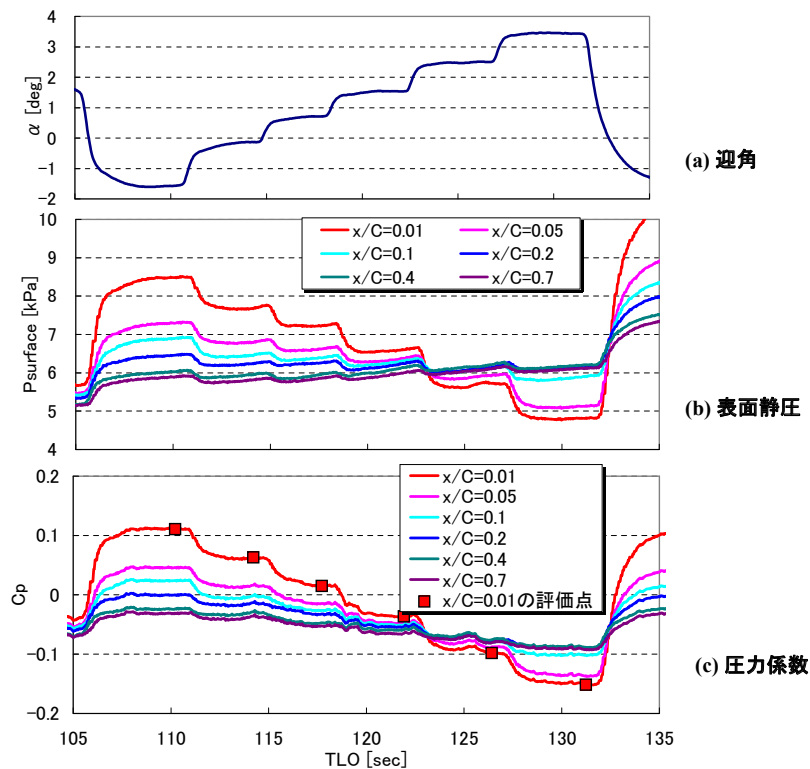


(b) 各迎角における主翼上面 $C_p$ 分布  
( $M=2.0, \eta=0.7$ )



## 表面静圧時系列データ

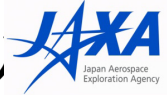
P.20



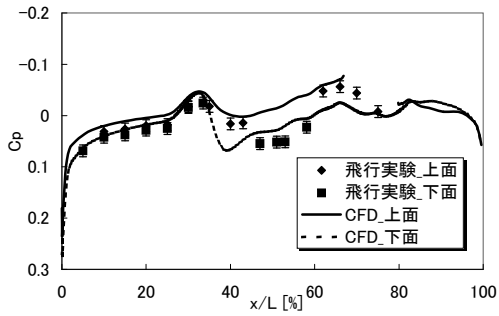
(a) 迎角

(b) 表面静圧

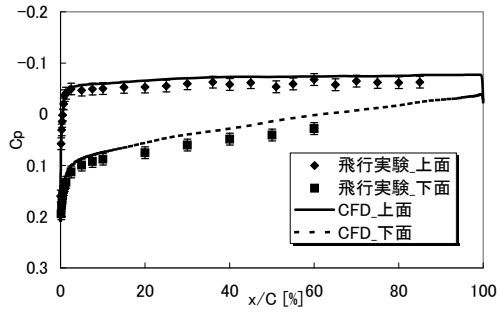
(c) 圧力係数



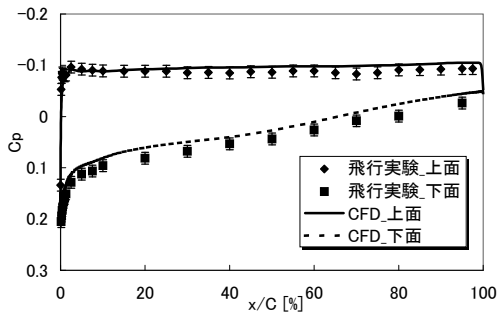
P.21  $C_p$ 分布:  $\alpha_4$  ( $\alpha=1.53\text{deg}$ ,  $Re=14.93\times 10^6$ )



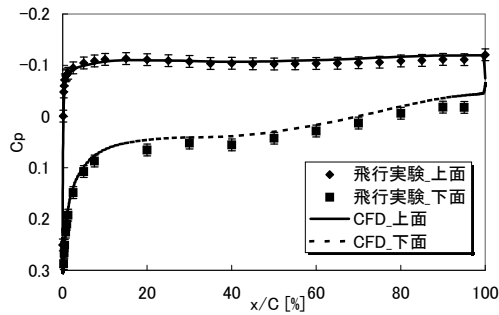
(a) 上下面  $\eta=0.0$



(b) 上面  $\eta=0.3$ , 下面  $\eta=0.28$

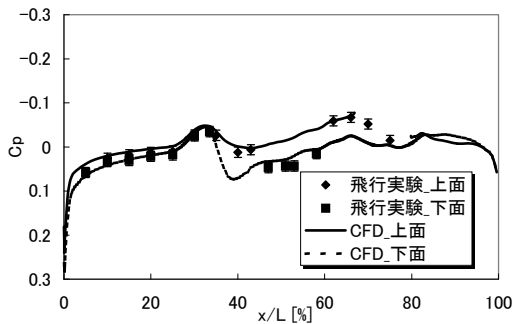


(c) 上面  $\eta=0.5$ , 下面  $\eta=0.48$

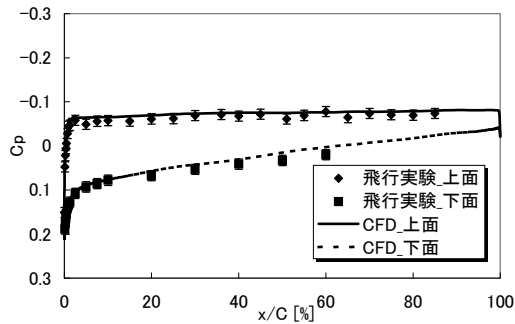


(d) 上面  $\eta=0.7$ , 下面  $\eta=0.68$

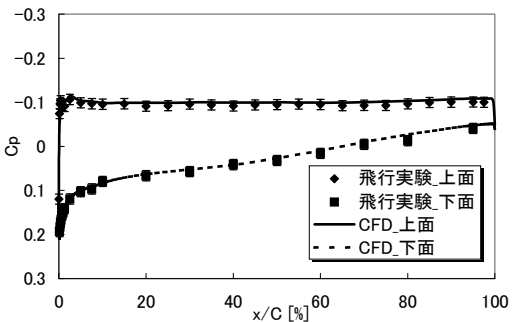
P.22  $C_p$ 分布:  $Re_5$  ( $\alpha=1.58\text{deg}$ ,  $Re=35.15\times 10^6$ )



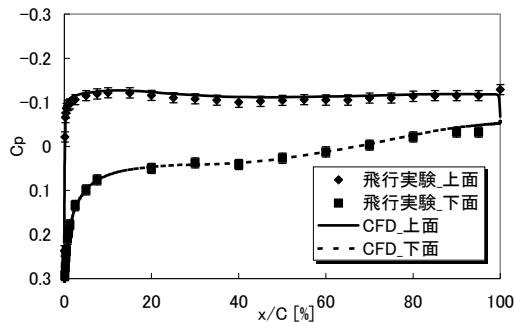
(a) 上下面  $\eta=0.0$



(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  $\eta=0.68$

## 発表内容



### 1. 飛行エアデータ計測

- ・エアデータ精度改善

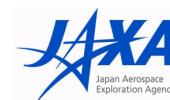
### 2. 表面静圧分布計測, 解析

- ・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

## 空気力計測システム

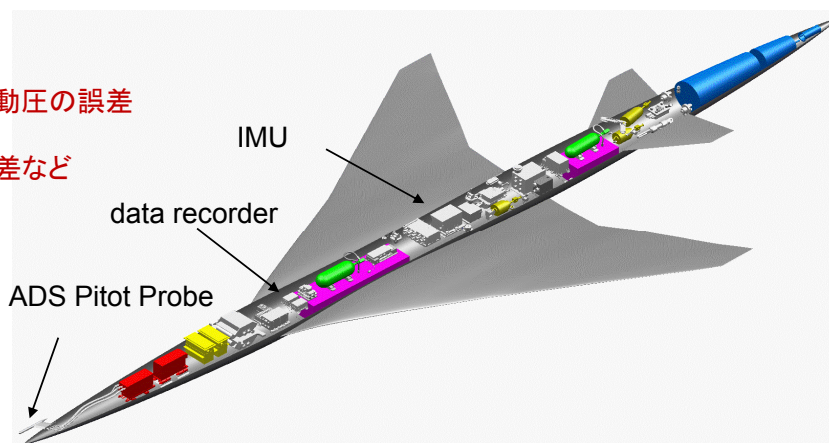


### 空気力計測

- ・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  $\Delta C_D=0.00036$

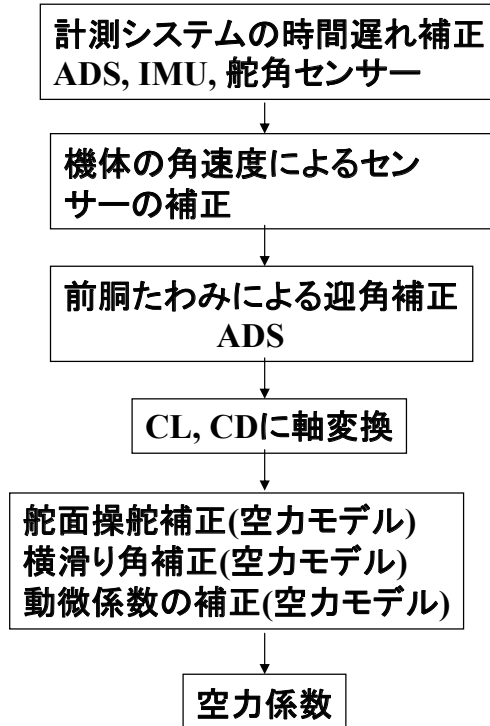






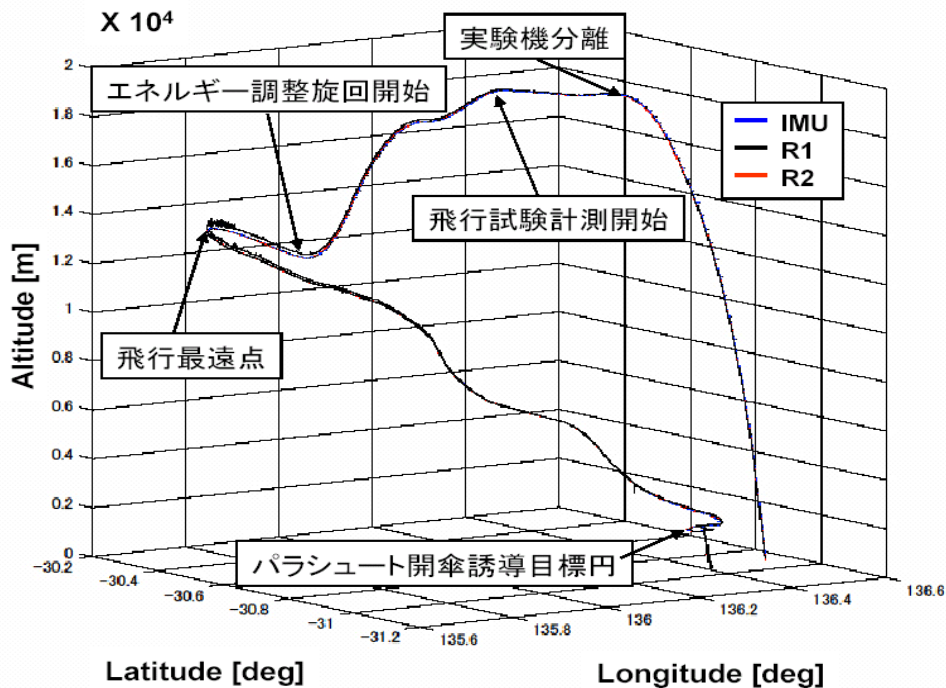
P.25

## データ処理流れ図: 空気力

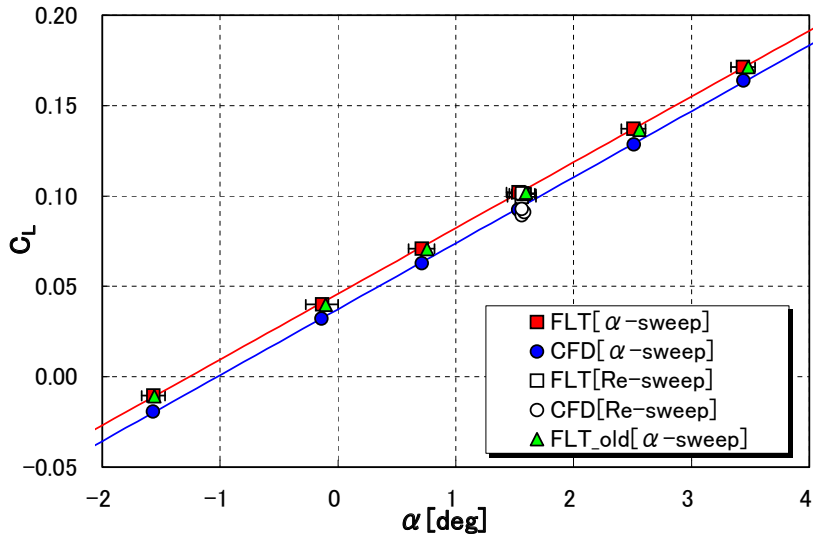


P.26

## 飛行経路比較: IMU, レーダ

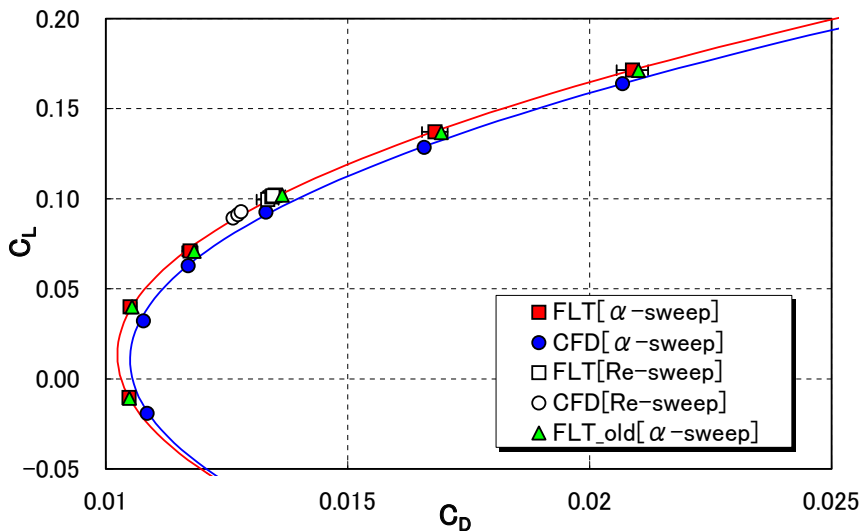
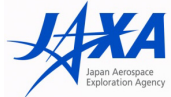


P.27 飛行実験結果 (空力計測フェーズ) :  $C_L$ - $\alpha$  特性



- ・ $C_L$   $\alpha$  の良好な一致
- ・ $C_L$  のオフセットあり  $\Delta \alpha = 0.24 \text{deg}$
- ・ $\alpha$ -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) :  $C_L$ - $C_D$  特性



- ・ $C_L$ - $C_D$  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:  $\Delta C_D = 0.0007$   
(風洞試験:  $\Delta C_D = 0.0006$ , CFD:  $\Delta C_D = 0.0008$ )
- ②乱流モデル: 28  
SAモデルに比べ SSTモデル  $\Delta C_D = -0.0004$



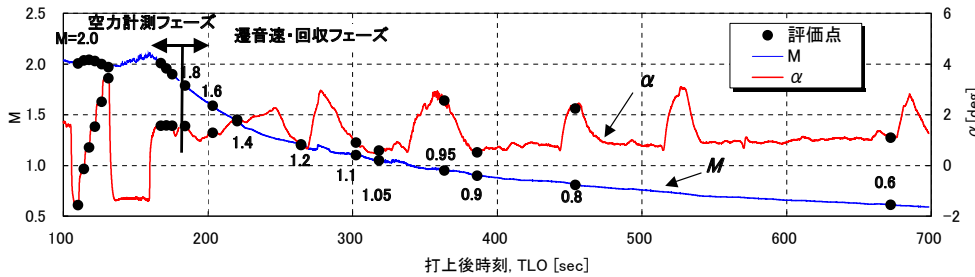
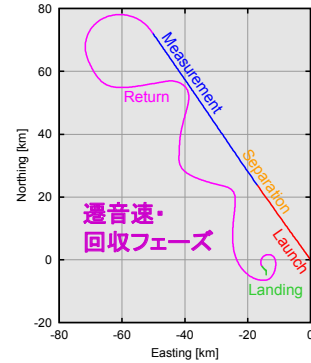
# 遷音速・回収フェーズデータ解析

P.29

## 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力を算出
- ・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



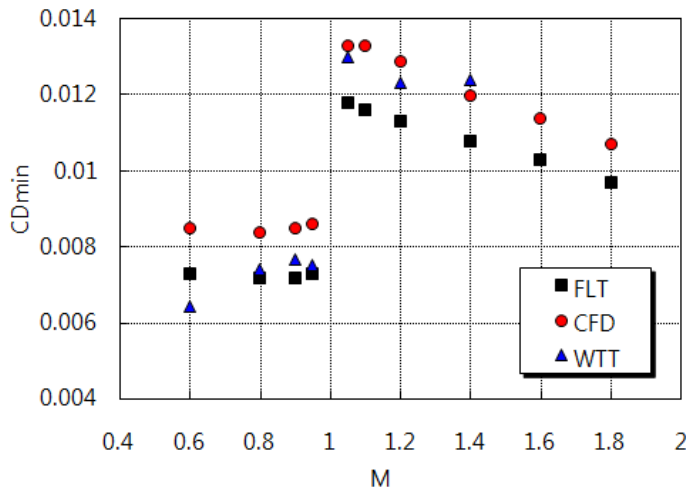
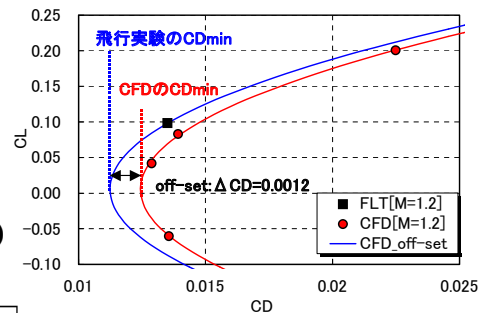
P.30

# 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。

空力解析: 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