

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

小型超音速実験機の第2回飛行実験における 表面静圧計測システム

郭 東潤, 吉田 憲司, 野口 正芳
田中 稔久, 安藤 敦

2008年8月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

小型超音速実験機の第2回飛行実験における表面静圧計測システム*

郭 東潤^{*1}, 吉田 憲司^{*2}, 野口 正芳^{*1}, 田中 稔久^{*3}, 安藤 敦^{*3}

Pressure Measurement System for the 2nd Supersonic Flight Test of the NEXST-1*

Dong-Youn KWAK^{*1}, Kenji YOSHIDA^{*2}, Masayoshi NOGUCHI^{*1},
Toshihisa TANAKA^{*3} and Atsushi ANDO^{*3}

Abstract

A flight test of a supersonic experimental airplane (NEXST-1) was performed by Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) to demonstrate advanced aerodynamic design technologies for the next generation supersonic transport (SST). Main issue of the aerodynamic design of the NEXST-1 is the drag reduction on the supersonic cruise conditions. Therefore, four aerodynamic design concepts were applied to the design of the NEXST-1. In the flight test, three kinds of aerodynamic data were obtained to validate the aerodynamic design concepts and design tools. The static surface pressure measurement systems, that is the one of the measurement items on the flight test were described in this report. Wind tunnel tests and functional tests were conducted to improve the accuracy of the measurement systems. Then, high quality pressure measurement system can be constructed on the NEXST-1. System checks were performed to maintain the high reliability before and after the flight test. Measured data from the flight test were also analyzed to confirm the measurement system reliability. From those results, high quality surface static pressure can be measured on the NEXST-1 flight test.

Keywords: SST, Flight test, Pressure Measurement

概 要

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では小型超音速ロケット実験機 (NEXST-1) の抵抗低減空力設計コンセプトや最適空力設計ツールの妥当性を検証するため飛行実験を行った。この飛行実験では空力設計の妥当性検証に必要な多くの空力データを取得している。この空力データは大きく、機体周りの表面静圧分布、全機空力、そして、主翼上面や前胴部の境界層遷移位置計測の三つに分けられ、本稿では表面静圧計測システムについてまとめる。飛行実験では高い信頼性、健全性をもつ計測システムを構築することが必要である。そのため、飛行実験において検証に必要な計測精度を明確にした上で、いくつかの工夫により必要計測精度を満たす圧力計測システムを構築した。さらに、飛行実験前まで徹底したシステムの健全性管理を行い、また、飛行実験後には再度計測システムの精度検証試験を行った。これにより高精度の飛行実験データを取得することができた。飛行実験で取得された表面静圧データを評価し、空力設計の妥当性を検証することができた。

* 平成 20 年 5 月 19 日受付 (received 19 May, 2008)

*1 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)

*2 研究開発本部 研究開発企画室 (Research and Development Planning Office, Aerospace Research and Development Directorate)

*3 川崎重工業株式会社 航空宇宙カンパニー 技術本部 (Engineering Division, Aerospace Company, Kawasaki Heavy Industries, LTD.)

第1章 序論

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では 1998 年から超音速実験機 NEXST (National Experimental Supersonic Transport) プロジェクトを進めてきた¹⁾。このプロジェクトは次世代超音速旅客機国際共同開発において日本が中心的な役割を果たすことを目標に当時の航空宇宙技術研究所 (旧 NAL, 現 JAXA) が立上げ、超音速機の空力設計技術向上を目標に研究開発を行ってきた。このプロジェクトでは第1世代超音速旅客機開発時からの課題について基礎研究を進めるとともに、実機設計に向けて空力設計技術の実証を進めた。空力設計技術の実証では、無人無推力の小型実験機 (小型超音速実験機: NEXST-1) を設計・製作し、飛行実験により設計の妥当性を検証することにより技術の実証を行った²⁾。NEXST-1 の空力設計では超音速巡航時の抵抗低減を目標に挙げ、1) クラント・アロー翼平面形 2) 主翼のワープ設計 3) エアリアルール胴体 4) 自然層流翼設計の 4 つの抵抗低減コンセプトを取り入れた³⁻⁵⁾。空力設計には線形法や CFD 逆問題設計ツール⁶⁾ を用いた JAXA 独自の設計手法により 4 つの抵抗低減コンセプトを効果的に取り入れた。

飛行実験ではこのような抵抗低減設計コンセプトや設計手法の妥当性を実証することが目的であり、そのため、飛行中の正確な空力データの取得が要求された。飛行実験で計測する空力データとして、1) 表面静圧分布^{7,8)} 2) 空気力⁹⁾、そして 3) 境界層遷移¹⁰⁻¹⁴⁾ の計測を行ったが、本稿では表面静圧分布の計測や計測システムについてまとめた。NEXST-1 の飛行実験ではロケットにより打上げることや、無推力の実験機であるため機体周りの多くの表面静圧分布を瞬時に計測する必要があることから、計測システムの構築には以下のような点が要求される¹⁵⁾。

- ・計測要求性能、飛行環境を満たすこと
- ・開発リスク、コスト低減を考慮すること
- ・計測データは記録、再生できると同時に一部のデータはリアルタイムで地上に送信すること

すなわち、高い信頼性を持つ計測システムを構築する必要がある。具体的には、ロケットの燃焼振動や急激な気圧、温度の変化に対応できる機器・機材の使用が要求される。また限られた空間や重量の制限により、小型で軽量の機器が必要とされる。さらに、搭載されているデータ記録装置が着地等により破損した場合を想定し、計測されたデータをリアルタイムで地上へ送信する機能を持つことが要求される。

NEXST-1 の表面静圧計測システムは多くの工夫や機能確認試験により、高精度の計測システムを構築することができた。また、飛行実験直前まで綿密な健全性確認

試験を行うことで健全なシステム維持、管理を行った。飛行実験後には再度健全性確認を行うことにより飛行実験中のデータの健全性を向上させた。

記号表

AR	圧力孔略号
b	翼半スパン長, m
C	局所翼弦長, m
C_D	抵抗係数
C_L	揚力係数
C_P	静圧係数 ($= [P_{measure} + P_{ref} - P_{inf}] / Q_{inf} = [P_{surface} - P_{inf}] / Q_{inf}$)
$FSTA$	Fuselage station (機体頂点から前方 2m を 0 とし、後方を正とする), m
H	高度, km
M	マッハ数
P_{inf}	静圧, kPa
$P_{measure}$	計測圧 ($= P_{surface} - P_{ref}$), kPa
P_{ref}	基準圧, kPa
$P_{surface}$	表面圧, kPa
Q_{inf}	動圧, kPa
Re	平均空力翼弦長によるレイノルズ数
T_{LO}	打上げからの時刻, sec
x	前縁から機軸方向の距離, m
y	機軸からスパン方向の距離 (右翼側を正とする), m
z	x-y 平面に垂直方向の距離 (上方を正とする), m
α	迎角, deg
β	横滑り角, deg
η	無次元スパン長, y/b

第2章 飛行実験計画

図1に NEXST-1 第2回飛行実験の全体飛行パターンを示す。無推力の NEXST-1 はロケットブースターを用いて打上げられ、実験機は高度 $H=19\text{km}$ 、マッハ数 $M=2.3$ でロケットから分離される。NEXST-1 は単体で滑空をはじめ、 $H=18\text{km}$ 、 $M=2.0$ で空力計測フェーズをはじめ、その後、高度を下げながら減速し、パラシュートとエアバックにより着地する。全飛行時間は約 21 分であり、表面静圧は打上げ約 30 分前から着地後まで計測する。

空力計測フェーズ (図2) では空力設計の妥当性を検証するための空力データ計測フェーズであり、 α -sweep フェーズと Re -sweep フェーズがある。 α -sweep フェーズでは $M=2$ を維持しながら迎角 α を 6 段階のステップ状に変化させる。 α をステップ状に変化するのは表面

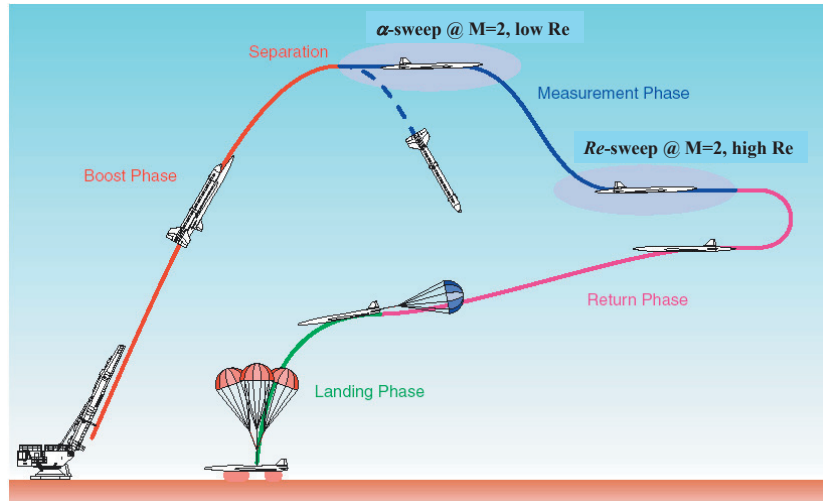


図1. NEXST-1 飛行パターン

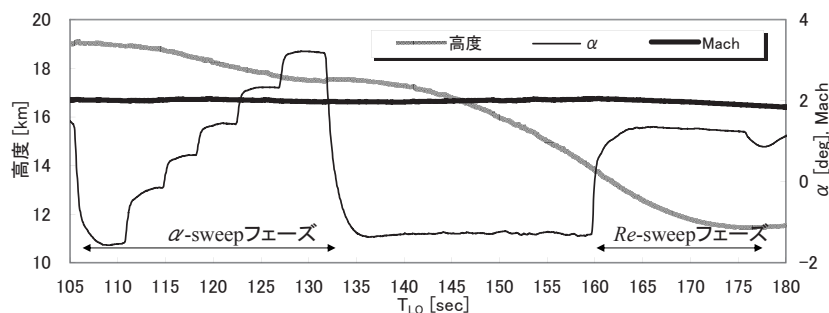


図2. 空力計測フェーズ 飛行パターン

静圧計測時に圧力を静定させるためである。 α -sweepフェーズでは同一のマッハ数、レイノルズ数 Re の条件で異なる6迎角の空力データが取得できる。 α -sweepフェーズの4番目のステップが揚力係数 $C_L=0.1$ に相当し、NEXST-1の超音速巡航時を想定した設計点である。NEXST-1はこの設計点 ($M=2.0$, $C_L=0.1$, $H=18\text{km}$) においてもっとも抵抗低減効果が最大になるように設計されている。 Re -sweepでは $M=2.0$ を維持しながら $H=12\text{km}$ 付近で高度を変化させレイノルズ数を連続的に変化させるフェーズである。 α -sweepフェーズの4番目（設計点, $H=18\text{km}$ ）と Re -sweepでの結果 ($H=12\text{km}$) から同一の M , α の条件で異なる Re 数の空力データが取得できる。 α -sweepフェーズの飛行経路は後述の圧力配管による圧力応答遅れの影響を小さくするため選定された経路である。飛行実験全体の飛行パターンについては文献16に詳しい。

図3には参考のためNEXST-1の3面図を示す。全長は11.5m、全幅は4.72mであり、重量は約2tonである。前述の4つの設計コンセプトが取り込まれており、クランク・アロー翼平面形、ワープ主翼、エーリアルルール胴体設計がされていることが分かる。

第3章 表面静圧計測システム

3.1 計測システムへの要求

飛行実験では機体周りの表面静圧分布を計測する。飛行実験により取得された表面静圧係数 C_p 分布を、CFD解析により得られた目標 C_p 分布と比較し、設計の妥当性を評価する。主翼上面の C_p 分布が自然層流翼特有の C_p 分布形状を有しているかで自然層流翼の必要条件を満たしているかが分かる。また、主翼上下面の C_p 分布からスパン方向の荷重分布が得られ、この荷重分布がワープ設計時の目標分布を満たしているかを確認する。すなわち、NEXST-1は独自の設計手法により4つの抵抗低減コンセプトが効果的に働くように設計された機体であり、設計段階においてその妥当性はCFDにより確認されている。そのためCFD解析結果と飛行実験結果を比較することにより設計手法の妥当性を検証することができる。

図4にはCFD解析結果を用いて飛行実験により計測される C_p の要求精度を検討した結果を示す。図中には、 C_p の不確かさとして $\Delta C_p = \pm 0.0115$ のエラーバーを記入した。図4(a)には自然層流翼設計を行った形状と行ってない形状でのCFDにより得られた主翼上面の C_p 分布を示す。自然層流翼設計がなされた C_p 分布（図

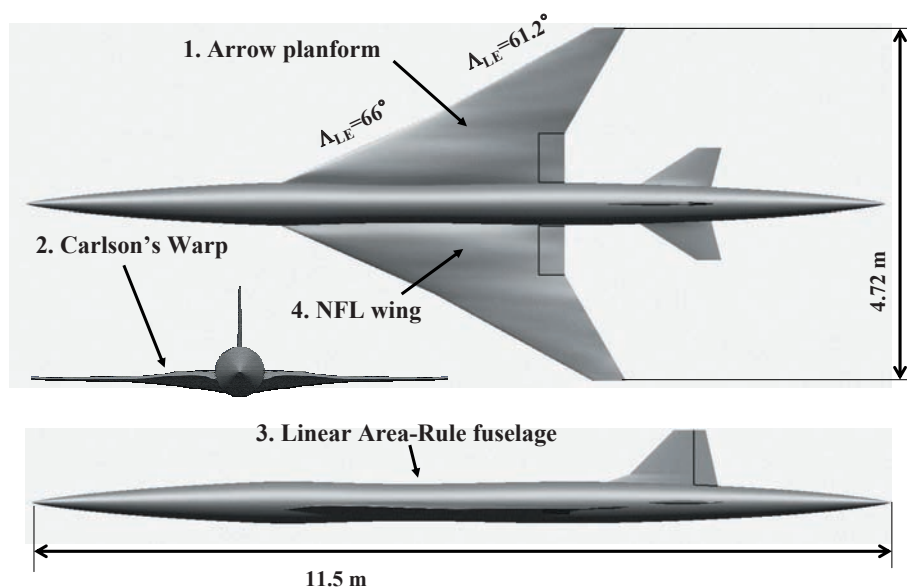
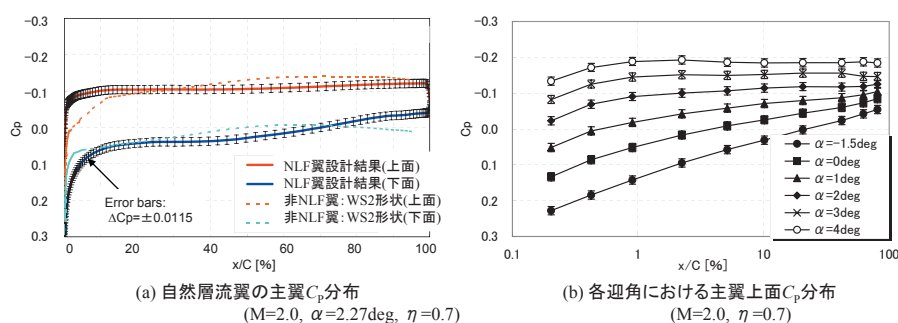


図3. NEXST-1の三面図

図4. CFDによる C_p 要求精度検討($M=2.0$, $\eta=0.7$)

中の実線)となされてない C_p 分布(図中の破線)では前縁付近に違いが顕著に表れる。自然層流翼の場合、前縁付近では急激な C_p の立ち上がりが見られ、その後、緩やかな順圧力勾配を持って変化する。この圧力分布はSSTのような後退角の大きい翼における自然層流翼特有の C_p 分布であり、本プロジェクトにおいて見出された成果である^{17,18)}。図4(b)には α -sweepフェーズにおいて想定される各迎角での主翼上面の C_p 分布を示す(横軸は対数スケールで表記)。NEXST-1の表面静圧計測システムでは少なくとも図4(a)に示す自然層流翼設計有無での C_p 分布が分解でき、なおかつ、図4(b)に示すように各迎角での C_p 分布が分解できる計測精度が必要である。そのため、 C_p の要求精度を数値的に表現することはせず、飛行実験により空力設計コンセプトを検証できる計測精度を有すること、また、空力計測フェーズ内の各迎角での C_p 分布が分解できる計測精度を有することを計測システム設計における要求精度とした。

以上のようなことから、表面静圧係数の要求精度には数値的な要求はないが¹⁵⁾、その後のCFD解析により、

$C_p=0.0115$ 程度の精度を有する場合、図4に示されたように2つの要求条件(空力設計コンセプトを検証でき、なお、 α -sweepフェーズの各迎角での C_p 分布が分解できる精度)を満たすことがわかる。

3.2 表面静圧計測システム設計

図5に計測点の位置を、表1には計測点を部位により分類した表を示す。機体の左側は主に境界層遷移を計測するセンサーが取付けてあり、表面静圧は機体の右側で計測する。主翼、胴体、尾翼に直径1mm(胴体)、0.7mm(主翼、尾翼)の静圧孔を設け、計313点の表面静圧を計測する。主翼はスパン位置5断面の上下面で計222点の表面静圧を計測する。圧力孔は前縁付近の急激な圧力変動を捉えるため前縁付近に密に設けてある。上面の静圧孔位置に対して下面の静圧孔は圧力配管の空間的な装備性の制限からスパン位置を $\Delta\eta=0.02$ ずらして位置させた。そして、胴体と尾翼の表面静圧も計測する。また、飛行中の静圧と動圧は前胴の右側に取付けた5孔ピトー管(ADSプローブ: Air Data System)により計

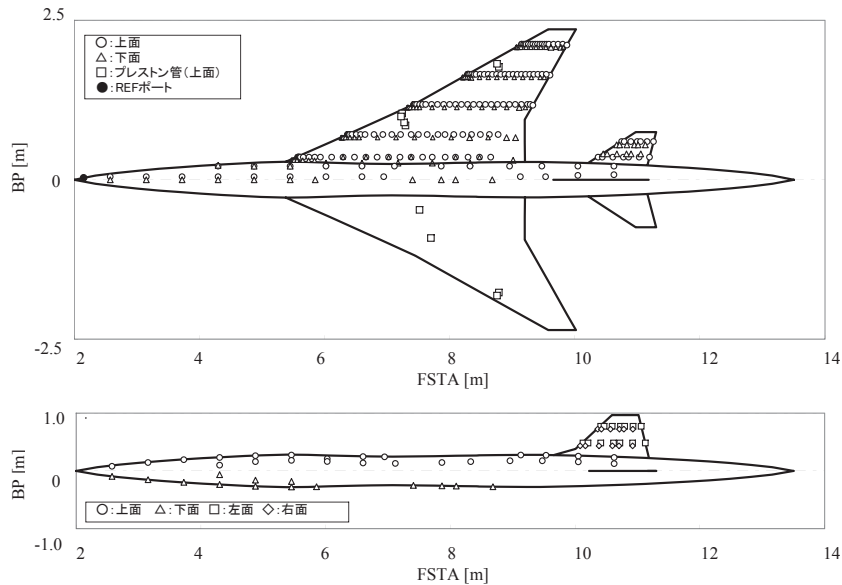


図5. 表面静圧計測位置

表1. 圧力計測点分類表

位置		η	計測点数		
			詳細	部位別小計	
胴体	上面	0.02	13	25	39
		0.09	12		
	下面	0.00	11	14	
		0.09	3		
主翼	上面	0.15	27	134	222
		0.30	27		
		0.50	31		
		0.70	30		
		0.90	19		
	下面	0.11, 0.13, 0.15	17	88	
		0.28	17		
		0.48	19		
		0.68	19		
		0.88	16		
水平尾翼	上面	0.50	7	14	26
		0.80	7		
	下面	0.45	6	12	
		0.75	6		
垂直尾翼	右面	0.47	7	14	26
		0.80	7		
	左面	0.54	6	12	
		0.73	6		
表面静圧小計			313		
プレストン管			10	10	19
配管分岐			7	7	
内圧計測点			2	2	
全体計測点数			332		

測する (図 6)¹⁹⁾。前胴右側には基準圧力用の静圧孔を設け、その絶対値を計測するとともに、配管を分岐して差圧型圧力走査器の背圧とした。その他に、圧力計測システムでは境界層遷移計測用のプレストン管 (10 点)¹⁴⁾や、システム健全性モニター用の圧力 (7 点)、機体内部圧 (胴体、主翼内部) 2 点を計測し、計 332 点の圧力を計測する。

図 7 には圧力計測のブロック図を示す。332 点の圧力は 7 台の差圧型圧力走査器 (Scani-valve 社製 ZOC33) により計測した。1 台の圧力走査器には 64 個の圧力変換センサーがあり、64 チャンネルの圧力が同時に計測

できる (図 8)。圧力走査器は 6 ヶ月ごとに較正が必要であり、較正時には定温槽にて異なる温度で較正係数を求める。これらの較正係数は圧力走査器コントローラーにインストールされ、温度補正を行う仕組みになっている。圧力走査器コントローラーは 7 台の圧力走査器の圧力走査をコントロールするほか、圧力走査器からの圧力データを受け取り、ARINC429 インターフェースを介して信号処理器に送られる。信号処理器では他のデータを含め PCM 信号化し、データレコーダーに記録されると同時にテレメトリーシステムによりリアルタイムで地上へ送信される。圧力走査器は 10Hz のサンプルレートで圧

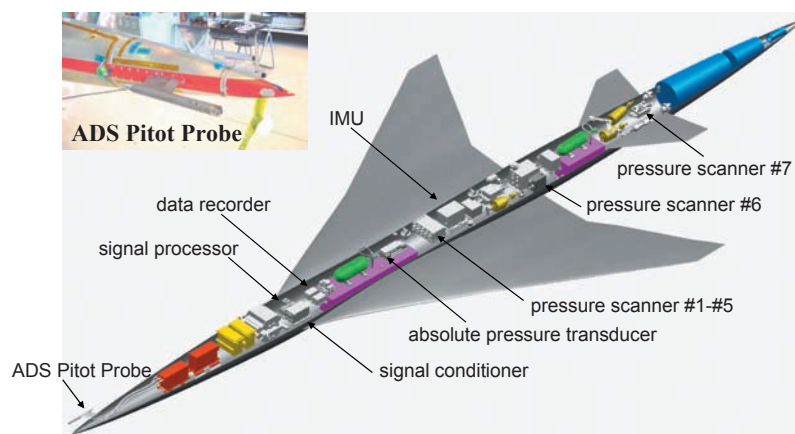


図6. 実験機装備品搭載状況

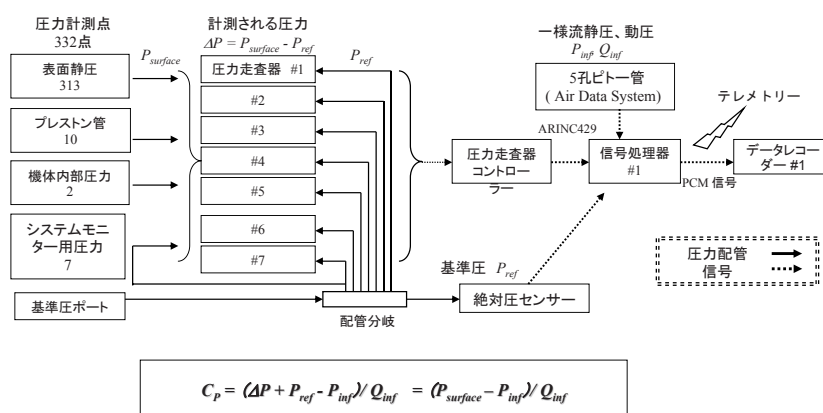


図7. 表面静圧計測ブロック図(表面静圧、プレストン管)



図8 圧力走査器(搭載状況)



図9 絶対圧センサー

力を計測し、信号処理にて 25Hz のサンプルレートで計測される。これは圧力走査器コントローラから信号処理器へのデータの受け渡しの際にデータのもれが無いようにするため、下流側の機器でサンプルレートを増やしてある。圧力走査器の背圧には、飛行静圧と同程度の圧力を示すであろうと考えられる部分(図5参照)の静圧を基準圧 P_{ref} とした。この基準圧を絶対圧センサー(東京航空計器製の CAT-SST)で計測する(図9)。基準圧用静圧孔からの配管は途中から8本に分岐され、7本

は7台の圧力走査器の背圧に、1本は絶対圧センサーに繋いだ。分岐後の8本の圧力配管は、圧力走査器や絶対圧センサーで同じ圧力が印加されるようにするため、同一の配管径、配管長を有するように設計した。圧力走査器の背圧に直接 ADS プロブの飛行静圧を繋ぐと計測システムはよりシンプルになるが、ADS プロブで計測される飛行データや機体の姿勢データは飛行制御に用いることから飛行の安全性、信頼性を向上させるため空力計測システムからは物理的に切り離している。圧力走査器により計測される圧力 $P_{measure}$ は基準圧 P_{ref} と表面静圧 $P_{surface}$ の差圧が計測される。これらの差圧は絶対圧センサーにより計測された P_{ref} と ADS プロブにより計測される飛行静圧 P_{inf} と飛行動圧 Q_{inf} を用いて静圧係

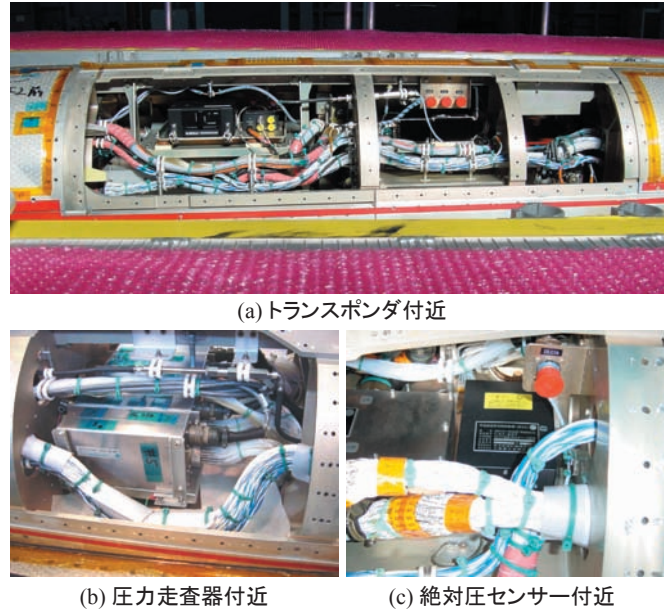


図10 機体内配管固縛状況(胴体内部)

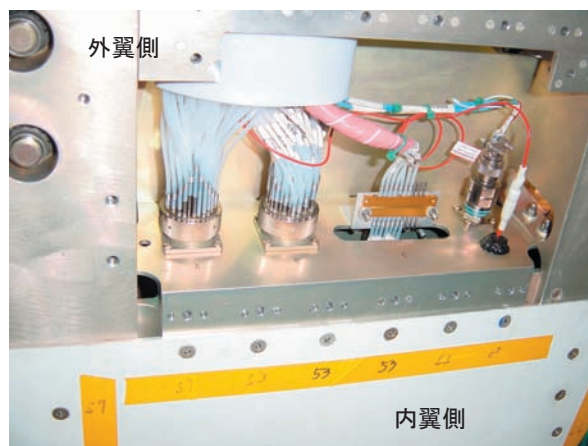


図11 内外翼結合部付近の配管, 配線

数 C_p を求める (図 7 参照)。システムモニター用の 7 点の圧力とは、圧力走査器背圧用の配管を圧力走査器直前で分岐し、圧力走査器の計測用チャンネルに繋いだものである。この圧力は背圧と同じ圧力が圧力走査器に印加されるため、圧力走査器が正常の場合では常に 0 を示すはずであり、圧力走査器の健全性をモニターしている。圧力走査器の計測レンジは機器の仕様は $\pm 15\text{psi}$ であるが、静圧計測精度を向上させるため $\pm 7\text{psi}$ の範囲で校正を行った。これは飛行実験中に印加されると予想される圧力 P_{measure} を事前に推定し、校正範囲を選定した。 P_{measure} の推定には後述する圧力配管の応答遅れも考慮した。絶対圧センサーの計測レンジは過去 10 年間の飛行実験場での気圧の変化を調査し、飛行実験や地上確認試験において計測レンジを越えないように絶対圧 $3\text{kPa} \sim 103\text{kPa}$ に設定した。このように圧力センサーの計測レンジを狭くすることで計測精度を向上させた。

図 6 には圧力計測機器の機体内の搭載様子を示す。5 台の圧力走査器は中胴付近に位置させ、主翼と胴体の一部の静圧を計測する。また、後胴部に 2 台の圧力走査器の位置させ、胴体後部と尾翼の静圧を計測する。各々の圧力孔から圧力走査器まではステンレス製、テフロン製およびウレタン製の圧力配管を組み合わせでつないだ。圧力配管は飛行実験時の衝撃に耐えられ、なおかつ、機体振動により他部と接触し擦れ、破損しないように細心の注意を払って図 10 に示すように固縛してある。圧力孔から圧力走査器までの圧力配管は非常に長く、最大で約 4m の配管長を有する場合もある。また、図 5 に示したように計測点が多いため細い配管を使用した。主に配管内径 1.25mm, 1.63mm の配管を用いている。但し、機体の分解に対応可能なように所々内径 1.07mm の配管継ぎ手を使用した (図 11)。

第4章 計測システムの精度改善

この章では NEXST-1 の表面静圧計測システムの計測精度をさらに向上させるために工夫した点について述べることにする。

4.1 圧力応答遅れ

図2に示したように α -sweep フェーズは高度 18km 付近を飛行する。そのため、とても低い絶対圧を持つ圧力が圧力孔に印加される。また、迎角などの機体の姿勢を固定した場合でも飛行高度が変化するため、表面静圧 P_{surface} は連続的に変化することになる。しかし、NEXST-1 の圧力計測システムは第3章にて記述したように細くて長い圧力配管を有する。そのため、圧力配管による応答遅れにより圧力走査器で計測される圧力は、同時刻の静圧孔での圧力（配管応答遅れが無い圧力）と異なることが推測され、飛行実験において正確な表面静圧分布の計測が困難になることが懸念された。この節ではこのような圧力配管応答遅れ問題をどのように対処したかについて述べる。対処法として、①圧力応答遅れの推算手法を確立し、②この手法により飛行実験での圧力

応答遅れを推算した。すなわち、NEXST-1 の圧力配管を通じ計測される圧力を推算した。③この推算値と応答遅れがない表面静圧との差異が計測精度として許容できる小さい値になるように飛行パターンを決定した。

4.1.1 圧力応答遅れ推算法

図12には圧力応答遅れ測定試験の概略図と試験の写真を示す。圧力配管の供試体に任意の初期圧 P_0 を印加しておく。貯気槽内の圧力は変化させたい圧力 P_1 に設定しておき、ソレノイドバルブを用いて瞬時に供試体への圧力を P_0 から P_1 に切り替え、供試体の先に取り付けた圧力変換器で時系列の圧力値を計測した。 P_0 から P_1 へ圧力切り替え後、供試体である圧力配管に圧力が供給されることにより体積が変化し、貯気槽の圧力 P_1 が変化するが、 P_1 の変化を極力小さくするように貯気槽はある程度の体積を有するものを使用した。 P_0 や P_1 、供試体の配管径、長さを変化させ、応答遅れを計測した。図13には試験結果の一部を示す。この結果から、配管径が小さくなるほど、配管長が長くなるほど配管応答遅れ時間が増大することがわかる。

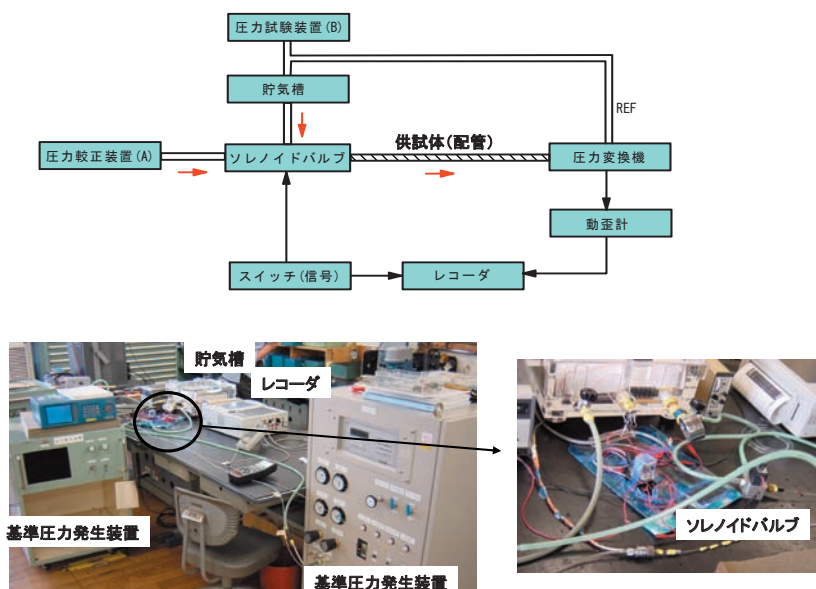


図12 圧力配管応答遅れリグ試験

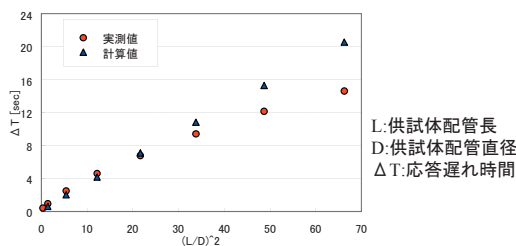


図13 圧力配管応答遅れ実測試験結果
(圧力変化7.5kPa→6.5kPa)

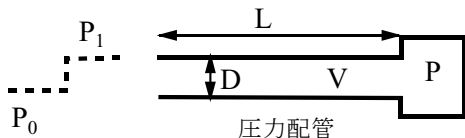
表2 NEXST-1を用いた圧力配管応答遅れ試験結果

圧力孔No	位置	x/L, x/C	η	No.	a	b	c	d	e	f	推算値 [sec]	実測値 [sec]	差分 (実測-推算) [sec]
				Material	SUS	SUS	TFL	CONN	TFL	圧力走査器			
				内径[mm]	0.7	1.25	1.37	1.079	1.37	1.079			
AR263	主翼上面	1	0.15		100	710	1850	65	1480	200	2.31	1.73	-0.58
AR294	主翼上面	1	0.3		100	310	1740	65	1480	200	1.66	1.25	-0.41
AR001	主翼上面	0	0.7		100	920	500	65	1480	200	2.7	2.24	-0.46
AR008	主翼上面	1	0.7		100	895	500	65	1480	200	2.6	1.72	-0.88
AR015	主翼上面	25	0.7		100	620	500	65	1480	200	2.14	2.03	-0.11
AR036	主翼上面	1	0.9		100	1425	720	65	1480	200	3.96	4.65	0.69
AR067	主翼下面	0	0.48		100	715	300	65	1680	200	2.38	2.32	-0.06
AR094	主翼下面	8	0.68		100	1215	300	65	1680	200	3.14	2.23	-0.91
AR116	主翼下面	40	0.88		100	1180	720	65	1680	200	3.66	2.76	-0.9

印加圧力変化: 7.5kPa → 6.5kPa (絶対圧)

圧力配管応答遅れの推算には榊原による手法(式1)を用いた。この手法は、配管内の容積を圧力が満たすまでの時間を連続の式から算出する手法であり、いくつかの手法^{20,21)}と比較した結果、もっとも図13に示す実測結果と良好な一致が得られたため、この手法を選択した。但し、残念なことに榊原による圧力応答遅れ推算式に関する文献はなく個人的に得られたものである。図13には推算結果を重ねて示す。両者は比較的に良好な一致が得られている。また、推算式が応答遅れを若干過剰評価している傾向がある。しかしながら、この傾向は圧力計測において安全側であるため、この推算法の結果を満たす場合、許容計測精度は維持できると判断した。

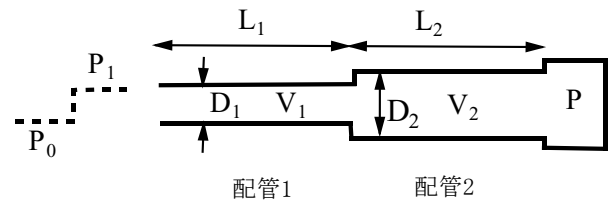
$$t = \frac{128\mu LV}{\pi D^4 P_1} \left(\ln \frac{P_1 + P}{P_1 - P} - \ln \frac{P_1 + P_0}{P_1 - P_0} \right) \quad \text{式1}$$



P : 測定圧力 P_0 : 初期圧力 P_1 : 定常圧力
 L : 配管の長さ V : 配管の体積 D : 配管の内径
 μ : 粘性係数

次に供試体を単純な圧力配管から飛行実験を行うNEXST-1の圧力配管に変え実測を行った。NEXST-1の配管では圧力配管の継ぎ手などにより配管径が複雑に変化する。このように多段の配管を有する場合は、それぞれの配管の応答遅れを推算し、足し合わせる方法で応答遅れを算出した。ただし、この場合、圧力配管の体積 V を、流量が満たすべき下流側(センサー側)の体積まで考慮しなくてはならない。表2にNEXST-1の圧力配管を用いた試験結果を示す。両者は比較的良好な一致が得られており、このようなそれぞれの圧力配管応答遅れの足し合わせが多段圧力配管に適用できることが分かる。

$$t = t_1 + t_2 = \frac{128\mu L_1(V_1 + V_2)}{\pi D_1^4 P_1} \left(\ln \frac{P_1 + P}{P_1 - P} - \ln \frac{P_1 + P_0}{P_1 - P_0} \right) + \frac{128\mu L_2 V_2}{\pi D_2^4 P_1} \left(\ln \frac{P_1 + P}{P_1 - P} - \ln \frac{P_1 + P_0}{P_1 - P_0} \right) \quad \text{式2}$$



先述の確認試験ではステップ状の圧力変化を与えた($P_0 \rightarrow P_1$)。しかしながら、飛行実験では表面に印加される圧力は連続的に変化する。そのため、このような連続的に変化する圧力において圧力応答遅れを推算しなくてはならない。まず、式2の t を短い時間間隔とし(例えば $t=0.1\text{sec}$)、 0.1sec 後の圧力 P を算出する。この P を次の時間間隔での P_0 に入力することによりさらに 0.1sec 後(初期時間からは 0.2sec 後)に計測される圧力を求める。このような時系列の推算を印加される表面圧力に対して行うことにより計測される圧力の時系列データを求めた(図14)。

この手法の妥当性を検証するためJAXAの $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞にてNEXST-1模型を用いて風洞試験を行った。この模型は圧力計測用の模型であり主翼上面や胴体に静圧孔を設けている。また、模型製作図面から模型内部の配管情報が把握できる。主翼上面任意位置の静圧孔(1点)の表面静圧を印加される圧力とし、圧力変換器までの配管を供試体とし、配管の長さを変化させた。連続的な圧力の印加には模型の迎角を連続的に変化させることにより模擬した。また、応答遅れがない表面静圧は模型の迎角を固定し表面静圧を十分に静定させ取得した。ちなみに気流のマッハ数は $M=2.0$ 、気流総圧は 220kPa である。図15には試験結果を示す。2秒後から圧力は急激に減少し、約 100kPa から 23kPa へ変化する。これは2秒から風洞の通風が始まったためであり、通風前は大気圧だったのが通風とともに $M=2.0$, $\alpha=0\text{deg}$ での

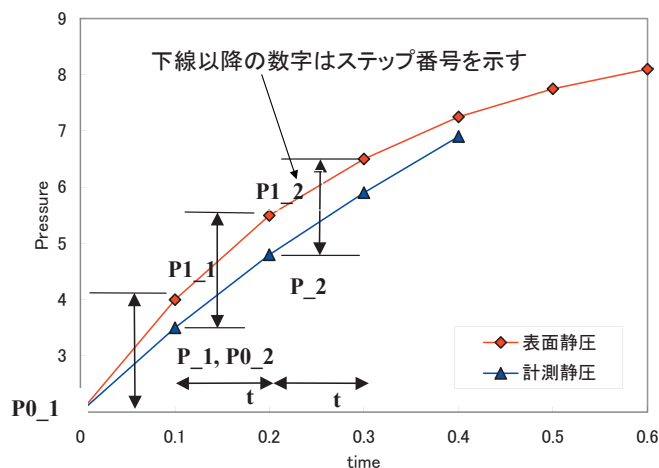


図14 連続的に変化する圧力の応答遅れ推算方法

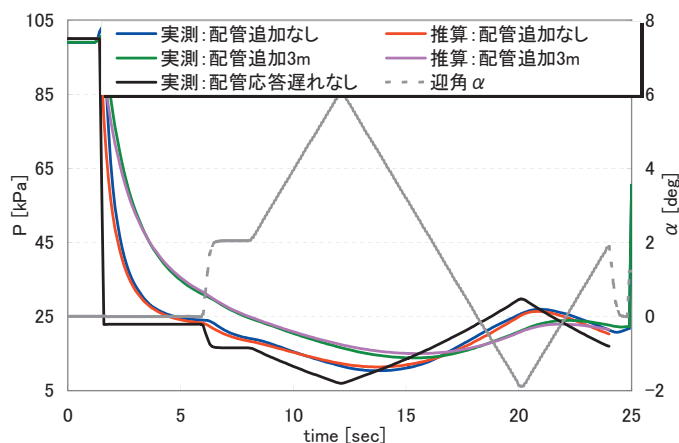


図15 圧力配管応答遅れ推算手法検証風洞試験

主翼上面任意位置での表面静圧に変化したためである。さらに圧力は時間とともに迎角に依存して変化する。図中には上記の方法での推測結果も重ねて示す。応答遅れが無い場合の圧力に対して、圧力配管による応答遅れをもって変化するのが分かる。推算結果は実測結果と比較的良好な一致を示していることから、上記のような、連続的に変化する圧力に対する応答遅れ推算手法が妥当であることが確認できる。

以上のことから、連続的に変化する圧力に対する多段の圧力配管の応答遅れを推算する手法を確立した。

4.1.2 飛行パターン

α -sweep フェーズの飛行パターンは、圧力配管応答遅れが小さくなるように設定した。まず、飛行実験による空力設計の妥当性検証の観点から、主翼上面の前縁付近(前縁からコード長 30%位置)をもっとも重要な最優先計測部位とした。そして、この優先部位において応答遅れが小さくなるような飛行パターンを決定した。また、圧力計測の全体の精度から圧力配管応答遅れによる誤差の許容値を $\pm 40\text{Pa}$ 以内とした。さらに応答遅れの無い

表面の静圧に対して、配管応答遅れをもって計測される圧力との差が $\pm 40\text{Pa}$ 以内を維持する時間が α -sweep の各ステップで 1 秒以上確保できることを条件とした。

まず、 α -sweep フェーズ間の高度変化である。高度変化が大きいと大気圧が変化するため、NEXST-1 の姿勢が変化しない場合でも表面静圧は変化し、配管応答遅れの影響が減少しない可能性がある。そのため、 α -sweep フェーズ間、なるべく高度変化が小さくなるようにした。このことは α -sweep 間の Re の変化も抑えることができる。しかし、NEXST-1 は無推力の機体であるため、ある程度の高度変化は避けられない。高度が高い場合、大気圧が低くなるため、表面静圧の絶対値も低くなり、応答遅れは大きくなる。逆に高度が低くなると、応答遅れも減少する。次に α -sweep パターンを考える。空力設計検証のためには先述の設計点を含む 6 迎角での表面静圧が必要になる。そこで、同一の高度において迎角が増加させた場合を考えると、迎角増加により圧力は主翼上面では減少、逆に下面では増加する。すると、圧力が低いほど圧力配管応答遅れは大きくなるので、上面では迎角増加とともない応答遅れは増大し、逆

に下面では減少する。このことから、高度が高い場合では小さい迎角を、高度が低くなると高い迎角にすると、最優先部位である主翼上面の圧力応答遅れは6ステップ間 (α -sweep 間) で比較的に均等になることが考えられる。以上のことから、 α -sweep パターンは低い迎角から高い迎角へ変化させることにした。

次のステップでは、フライトシミュレーションにより α -sweep の飛行パターンを決め、この飛行パターンでの圧力配管応答遅れを推算した。CFD 解析により表面に印加される圧力 (応答遅れがない) を求め、次は NEXST-1 の配管を再現し、配管応答遅れを含む計測圧力を推算した。圧力応答遅れを含む推算値と応答遅れがない圧力値との差が $\pm 40\text{Pa}$ 以内である時間が各 α ステップで1秒以上確保できるかを確認する。このことを繰り返し行うことにより基準を満たす飛行パターンを見出した。図 16(a) に α -sweep の飛行パターンを示す。図 16(b) には主翼上面 $\eta = 0.7$, $x/C = 0.1$ での配管による応答遅れのない表面圧力 (ここでは真圧力と呼ぶこととする)、配管応答遅れを含む計測圧力 (ここでは計測圧力と呼ぶこととする) の時系列の推算結果を重ねて示す。機体の姿勢が変化すると計測圧力は応答遅れをもって変化していることがわかる。機体の α が静定すると時間が経つにつれて計測圧力は応答遅れがない真圧力に近づくように変化していく。しかし、ある時刻から今度は計測圧力

が真圧力より低い値を示す。これは α が静定されているにも関わらず高度が変化することにより真圧力が変化するためである。図 16(c) には真圧力と計測圧力の差分を示す。これを見ると、全てのステップにおいて真圧力と計測圧力の差分が許容範囲 ($\Delta P = \pm 40\text{Pa}$) を満たす区間が1秒以上確保できていることが分かる。さらにその他の部位についても同様な解析を行った結果、 $\eta = 0.9$ の前縁付近の一部を除いた全ての計測位置で圧力配管による圧力応答遅れの許容基準を満たすことを確認した。 $\eta = 0.9$ の主翼上面では他の部位に比べ最も圧力配管長が長いからである。主翼下面の圧力は上面に比べ圧力が高いため、高度が高く、迎角の低い α -sweep の初期でも上記の条件を満たしていることを確認した。

一方、*Re-sweep* の場合では機体の姿勢はほぼ固定しているが α -sweep に比べ高度変化が大きい。しかし、 $H=12\text{km}$ 付近であることから機体表面の静圧は3倍以上高く、応答遅れは比較的小さいことから、上記の条件を満たすことを確認した。

4.2 ウォームアップやドリフト基準

飛行実験では準備の段階でシステム機能確認など数多くの地上確認試験を行う。そのため、多くの時間が必要になる。一般的に計測機器は、安定した測定を実施するために十分なウォームアップが必要であり、常時、機器の電源を入れることが望ましい。しかしながら、作業者の安全性を確保するために計測システムはもちろん、機体の電源も必要な場合のみ入れるように管理しなければならない。そのため、例えば昼休みの場合でも機体や搭載機器の電源は遮断する。そのため、機器のウォームアップ時間をどの程度確保するかを明確にする必要がある。飛行実験時には打上げの5,6時間前から計測機器の電源を入れるため、十分なウォームアップ時間を確保することができる。地上確認試験ではセンサーの健全性や精度確認を行うため、計測システムは地上試験でも飛行実験時と同じような機器の状態で試験を行う必要がある。そのため、計測機器のウォームアップ特性を明確に調べ、対処することは表面静圧の健全性を向上させることになる。また、圧力走査器のセンサーには、パワーオンドリフトが生じることが確認されているため、個々のセンサーのドリフト特性を把握することはセンサーの信頼性を向上させることになる。

ウォームアップの基準を決めるにあたり、まず、センサーのドリフト基準を明確にすることが必要である。すなわち、各々のセンサーがドリフト基準を満たすようになるまでの時間がウォームアップに必要な時間を意味する。圧力走査器製作メーカーのウォームアップ基準は明確ではなく、約30分から1時間程度という見解があ

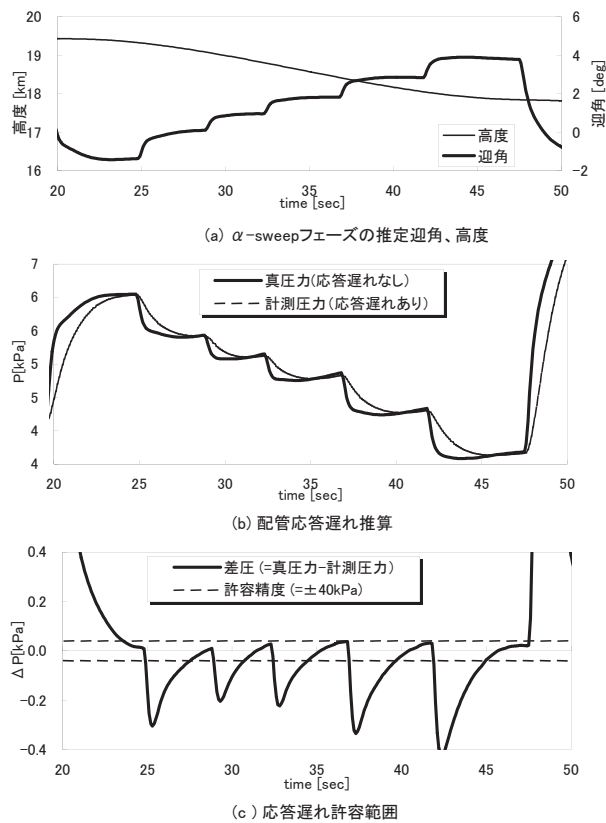


図16 α -sweep 飛行パターン決定

った。また、ドリフトの基準は計測精度を満たすべく独自の基準を実測試験結果から設けた。ドリフトの基準は表面静圧の計測精度から許容できる誤差値であること、また、圧力センサーの実績値から十分に達成できる値として± 80Pa とした。また、± 80Pa 以内のドリフト量を維持しなくてはならない時間を 30 分とした。これは、飛行実験を想定し、空力計測フェーズの時刻からさかのぼり CAL-0 (圧力センサーの値をすべて強制的に 0 にする操作) を行う時刻から決定している。すなわち、飛行実験の打上げシーケンスでは、CAL-0 操作後 30 分以内に空力計測フェーズが終了するようなタイミングで CAL-0 操作を行うようにした。つまり、打上げ直前の圧力走査器の CAL-0 操作後、確実に 30 分以内に打上げを行い、なおかつ空力計測フェーズが終了するようにしなくてはならない。飛行実験では打上げ前から圧力データを取得しており、打上げ直前の値で補正を行う手法もあるが、NEXST-1 の圧力孔は大気中に開放されている状態であり、打上げ直前に風などの影響により局所的に圧力が 0 にならないことを想定し、打上げ直前の値で zero 補正は行っていない。

上記のようなドリフト基準を満たすために必要なウォームアップの基準を NEXST-1 の計測システムを用いて実測した。NEXST-1 の圧力孔を全て大気開放した状態で計測機器に電源を投入し、同時に圧力走査器の出力を 2 時間 30 分記録した。機体の計測器への電源投入は 12 時間以上の電源 Off 後（十分にクールダウンされた状態）に電源投入するケースと、昼休みを想定した 1 時間の電源 Off 後（ある程度ウォームアップされた状態）

に電源を投入するケースを各々 2 回ずつ計 4 回実施した。以上の結果からウォームアップの基準を以下のように設定した。計測機器の電源投入後、100 分のウォームアップを実施すること。また、ウォームアップ実施後、30 分間が± 80Pa 以内のドリフトが保証できる時間であり、この時間を有効な計測時間とした。地上確認試験において計測時間が 30 分以上となる場合には再度 CAL-0 を実施して 30 分間計測することとした。

以上のようにウォームアップとドリフトの基準を設定した。このような基準を満たさないセンサーはメーカーの同意のもと異常なセンサーと見なし、正常なセンサーと交換した。また、センサーを交換した場合は必ず上記のようなドリフト確認試験を 3 回実施し、基準を満たすことを確認している。このような方法でセンサーのドリフトによる誤差± 80Pa 以内を確保した。

第 5 章 計測システムの維持・管理

飛行実験前の地上確認試験は、国内と豪州での試験に分けられる。NEXST-1 は国内で組立、確認試験を実施した後、分解して現地に輸送し、現地にて再度組立を行った。なお、組立後にも現地にて確認試験を行っている。計測システムの構築においてシステムの妥当性を確認する試験は国内にて実施した。圧力配管の漏洩、つまり確認やセンサー系統機能確認試験は国内と豪州にて実施した。計測精度評価に関連するような技術試験は国内で実施し、現地でも再度確認を行っている。なお、打上げ直前、直後に計測システムの健全性確認を行っている。表 3 に現地にて実施した各種地上確認試験の一覧を

表3 地上確認試験一覧

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	ニュ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	ニュ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 ・出力確認 ・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
圧力走査器	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	◎					○												
試験内容									◎						◎				
試験内容			ニュ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(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	ニュ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)	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	◎					○												
試験内容									◎						◎				

示す。計測システムの精度維持のため必要な確認項目と、試験により確認される項目を整理し、試験内容に反映させた。これらの結果はセンサーカルテと呼んでいる322点の圧力センサー個々に記録され、センサーの履歴管理を行った。表4にセンサーカルテの一部を示す。センサーの健全性履歴が把握できる。

5.1 機能確認試験

機能確認試験では表3に示したように、圧力配管系に異常がないかを確認する試験、データ処理機能確認試験や電磁干渉確認試験などがある。

① パージ試験

現地にてNEXST-1の再組立後、配管のコネクターなどの繋ぎ間違いがないかを確認した。これは圧

力走査器側の配管のPneumaticコネクター側から0.6Mpaの高圧空気を印加し、表面静圧孔からの空気の噴出を見ることで、配管と表面静圧孔の一対一の対応を確認した。同時に輸送・組立において圧力配管内部の異物の混入があった場合、異物を配管の外部へ除去する役割もある。また、圧力孔側から圧力を印加し、圧力走査器の出力を確認することでPneumaticコネクターと圧力走査器の結合が正常であるかを確認した。

② 圧力配管の漏洩、つまり確認

表面静圧孔から既知の差圧-90kPaを印加し、圧力センサーの出力の変化が30秒間で1kPa以内であることを基準にして圧力配管の漏洩を確認した。また、表面静圧孔から差圧-50kPaの圧力を印加し、センサー出力を記録して基準値を満たしているかを確認

表4 センサーカルテ

S/N	290.#2																			
時期	AR	2004	較正前点検1			交換センサー決定1	交換後1	較正前点検2				交換センサー決定2	交換後2	較正前点検3	交換センサー決定3	交換後3	較正前点検4	交換センサー決定4	交換後4	納入検査
			2005.5.31	6.1	6.2			6.24	6.27	6.30	7.6	(7/8)	(7/18)	7.21	(7/21)	(7/21)	7.24	(7/24)	(7/24)	(7/26)
1ch	AR065																			
2ch	AR066																			
3ch	AR067						AR201(297-9)													
4ch	AR068																			
5ch	AR069																			
6ch	AR070																			
7ch	AR071						AR202(297-10)													
8ch	AR072						AR206(297-14)													
9ch	AR073																			
10ch	AR074																			
11ch	AR075																			
12ch	AR076																			
13ch	AR077																			
14ch	AR078																			
15ch	AR079																			
16ch	AR080																			
17ch	AR081																			
18ch	AR082																			
19ch	AR083						AR088(290-24)													
20ch	AR084																			
21ch	AR085																			
22ch	AR086																			
23ch	AR087																			
24ch	AR088						AR083(290-19)													
25ch	AR089																			
26ch	AR090																			
27ch	AR091																			
28ch	AR092																			
29ch	AR093						AR209(297-17)													
30ch	AR094																			
31ch	AR095																			
32ch	AR096						AR210(297-18)													
33ch	AR097																			
34ch	AR098																			
35ch	AR099																			
36ch	AR100																			
37ch	AR101																			
38ch	AR102																			
39ch	AR103																			
40ch	AR104																			
41ch	AR105																			
42ch	AR106																			
43ch	AR107																			
44ch	AR108																			
45ch	AR109						AR212(297-20)													
46ch	AR110																			
47ch	AR111																			
48ch	AR112																			
49ch	AR113						AR217(297-25)													
50ch	AR114																			
51ch	AR115																			
52ch	AR116																			
53ch	AR117																			
54ch	AR118																			
55ch	AR119						AR120(290-56)													
56ch	AR120						AR119(290-55)													
57ch	AR121																			
58ch	AR122																			
59ch	AR123																			
60ch	AR124																			
61ch	AR125																			
62ch	AR126																			
63ch	AR127																			
64ch	AR128																			

 非計測ポート
 不良ポート
 交換推奨ポート

することによりセンサー系統の健全性を確認した。なお、その後、印加した圧力を大気開放し、センサー出力の変化履歴から配管のつまり確認を行った。つまり試験における基準値は第 4.1.1 節で述べた配管応答遅れ推算ツールにより推測される応答遅れに対して 1 秒以下の戻り時間を満たす場合とした。なお、圧力配管の漏洩、つまり確認は機体表面パネルをはずしたりして、圧力配管を繋ぎ直した場合には必ず確認するようにした。このため、飛行実験時の全ての圧力配管は異常ないことを確認した。

③システム確認試験

圧力センサーからデータレコーダーまでの計測システムの機能確認として、印加した圧力の値がデータレコーダーに正常に記録されているかを確認するデータ処理機能確認試験を行った。また、全システムにおける圧力計測システムの機能確認は地上において飛行実験と同様なシーケンスを流し、その中で圧力計測システムが正常に作動し、記録されていることを確認した。また、電磁干渉確認試験 (EMI 試験) として、他系統のシステムを圧力計測システムと同時に動作させた時に、圧力計測システムに電磁干渉がなく、正常な計測が可能であることも確認した。以上の試験において圧力計測システムは正常に作動していることを確認している。

5.2 精度確認試験

表面静圧計測システムの不確かさは NEXST-1 を用いた精度確認試験から求めた。NEXST-1 の Ref ポートに基準圧力発生器から既知の圧力を印加し、飛行実験と同様に圧力センサーからの出力を機体に搭載されたデータレコーダーに記録した。印加された圧力と記録された値との差分から不確かさを評価した。このような精度確認試験は国内と豪州にて合計 4 回実施した。なお、飛行実験後にも同様な確認試験を実施し、飛行実験前の計測精度を比較し健全性を確認している。図 17 に基準圧力発

生装置を示す。この装置は制御部 (DHI 社製の PPC2+)、コンプレッサーと真空ポンプから構成されており、発生圧力の精度は $\pm 24\text{Pa}$ 以内である。地上確認試験での基準圧力はこの基準圧力発生器により発生させた。

試験結果の評価は全ての計測結果において印加値と計測値との差分 (図 18) から標準偏差 σ を求めた。圧力計測システムの不確かさは標準偏差の 2 倍 (2σ) の値とした。すなわち、計測値が印加値に対して正規分布をもって分布されると仮定すると、95% の割合で 2σ 以内の不確かさをもつことを意味する。表面静圧計測システムの不確かさは $2\sigma = 154\text{Pa}$ である。飛行実験結果を評価する場合は表面静圧係数 C_p の不確かさを算出する必要があり、今回の精度確認試験で考慮された不確かさのほかに、圧力配管応答遅れなどの誤差要因も考慮しなくてはならない。表面静圧係数の精度は 5.4 節にて評価する。

5.3 健全性確認試験

NEXST-1 の表面静圧計測システムの機能確認試験や精度確認試験を行った後も、多くの他系統の試験を行う。そのため、飛行実験までには多くの時間も必要であり、実際、精度確認試験を行ってから約 1 ヶ月後に飛行実験を行っている。この間、圧力センサーなどの機器の劣化などが懸念される。また、他系統の試験において電気的なトラブルなどにより、もっとも繊細な計測系統が故障にいたるケースも過去にあったことから、打上直前までに計測系の健全性を確認していく必要がある。但し、打上形態に組み立てていくにつれ、健全性確認はその方法に多くの制限が生じる。例えば、NEXST-1 にパラシュートやエアバック作動用の火工品が装着されると、安全面から機体へのアクセスが制限される。さらに、打上ロケットに結合されると電気機器の使用が制限されなどその制限はさらに厳しくなる。しかしながら、このような制限の中でも空力計測系の健全性確認は必要であり、飛行実験までに以下のような圧力計測システムの健全性確



図17 基準圧力発生装置

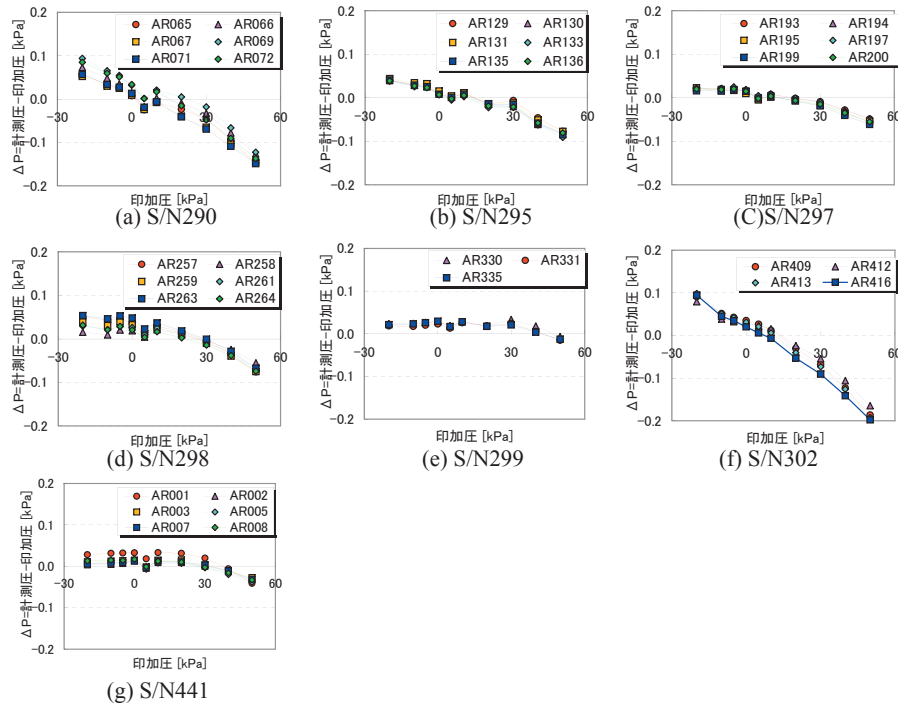


図18 精度確認試験結果(豪州)

認を行った。また、飛行実験後にも健全性確認試験を行っている。

NEXST-1は打上ロケットと結合していない単体の形態でTS1(Test Shop 1)と呼ばれる建物で組立、確認試験等を行い、その後、射点であるLA1(Launch Area 1)に移動し、打上ロケットと結合する。打上形態の状態で行ハーサルを行い、飛行実験を行う。また、飛行実験後には回収されたNEXST-1単体がTS1に移動され、飛行実験後の健全性確認試験を行った。

①健全性確認

健全性確認試験はLA1に移動する直前にTS1にて実施された。ノーズ付近のRefポート用の圧力孔に既知の圧力を印加し、表面静圧計測システムからの出力を評価する。表面静圧の全ての計測点と絶対圧センサーの出力が規定された基準を満たすことで確認している。

②デイリチェック

デイリチェックはLA1にて打上形態で行った。安全面から機体へのアクセスが困難であるため、ここではRefポートと表面静圧孔を大気開放し、表面静圧の出力が0を示すかで健全性を確認した。また、絶対圧センサーは大気圧との比較を行い、健全性を評価した。

③リハーサル

リハーサルは打上シーケンスと同じ手順で実施される。ここでは各圧力走査器7台の代表点の出力を確

認している。絶対圧センサーは大気圧との比較で評価している。

④打上シーケンス

打上シーケンスの中では2つの計測系点検手順を盛り込んでいる。まず、計測系統点検では表面静圧全点の0値を確認する。打上直前には前述のドリフト基準を満たすべく、空力計測フェーズ終了時刻から逆算して30分以内にCAL-0を送信し、代表的な数点の計測点の値を確認する。この手順で全点の圧力値の確認をせず、代表数点の確認のみにしたのは、ドリフトの観点から打上までの時間を短縮するためである。

⑤飛行実験後健全性確認

健全性確認は飛行実験の着地により配管のつまりや破損が懸念されたため、圧力走査器に直接圧力を印加する方法にて行った。Refポートに既知の圧力を印加し、その出力を評価した。その結果は飛行実験前の健全性確認試験(5.3.①)結果と同等であり、飛行実験前後で表面静圧計測システムの健全性は変わらず、飛行実験中も健全であったことが推測される。

5.4 計測精度

飛行実験における表面静圧計測システムの不確かさは圧力係数 C_p の値で評価した。不確かさの推定には5.2節にて述べたNEXST-1を用いた精度確認試験結果と、圧力配管応答遅れの許容値、ウォームアップ基準による許容値の他に、絶対圧センサーやADSによる飛行静圧、飛行動圧から算出した。

- ① 表面静圧計測システムの誤差：表面静圧計測システムの不確かさは5.2節で計測したように154Paであった。さらに、ドリフトによる許容値が80Paであったので、これらのRSS(Root Sum Square)値は174Paである。
- ② 圧力配管応答遅れによる誤差：圧力配管の応答遅れによる許容値は圧力応答遅れ推算値から40Pa以内であることを確認している。そのため、圧力配管応答遅れによる不確かさは40Paとした。
- ③ 絶対圧センサーの誤差：絶対圧センサーの精度は5.2節の精度確認試験結果から80Pa以内である。
- ④ 静圧、動圧の誤差：ADSより計測される静圧、動圧の精度はマッハ数の精度やADSの圧力センサーの精度から推算した。静圧の不確かさは64Pa、動圧の不確かさは21Paである。
- ⑤ 圧力係数 C_p の全体不確かさ： C_p の不確かさは以下の方法で算出した。上記の②は飛行実験の際に生じる誤差要因であり、①に対して独立した要因である。そのため、①+②で表面静圧システムの不確かさとした。そこに、③、④の不確かさをRSSから圧力係数 C_p の全体不確かさを算出した。圧力システムの不確かさは $\Delta P = \pm 238\text{Pa}$ である。これは、高度18kmにおける C_p の不確かさにすると $\Delta C_p = \pm 0.0115$ である。高度が低くなると動圧が増加するため不確かさは低減する。

以上のように飛行実験における表面静圧係数 C_p の不確かさを求めた。 C_p は動圧で無次元化しているため、高度が高く動圧に小さい α -sweepフェーズにおいてもっとも厳しい。そのため、高度18kmで不確かさ $\Delta C_p =$

± 0.0115 は図4で示されたように空力設計コンセプトや手法の妥当性検証において十分な精度であると判断した。

第6章 飛行実験

第2回目の飛行実験は2005年10月に豪州ウーメラ実験場にて実施された^{2,16,22)}。飛行実験は予定していた全てのシーケンスを正常に飛行し、NEXST-1は大きな破損なく回収することができた。この章では飛行実験により計測された表面静圧データの健全性を計測システムの観点から評価した。

6.1 飛行経路

図19に飛行実験でのNEXST-1の飛行経路を示す。また、図中には予測していた飛行経路も重ねてプロットしている。定量的な差は見られるが全般的に計画どおりの飛行を行っており、空力モデル、誘導制御などが全て正常であることが分かる。文献16には飛行実験全般や誘導制御に関して詳しく述べられている。図20には空力計測フェーズにおける M 、 α 、 H 、レイノルズ数 Re の時系列データを示す。空力計測フェーズ区間でマッハ数は $M=2.0 \pm 0.05$ を維持している。また、迎角の時間履歴を見ると α -sweepフェーズでは6段階のステップ状の変化をしており、一つの α ステップでは約3.5秒以上の静定時間を維持していることが分かる。 Re -sweepでは迎角とマッハ数をほぼ一定値を維持しながら、 α -sweepフェーズに比べ飛行高度を大きく変化させ、異なる Re で飛行していることが確認できる。図20には空力計測フェーズでのデータ評価点を■シンボルで

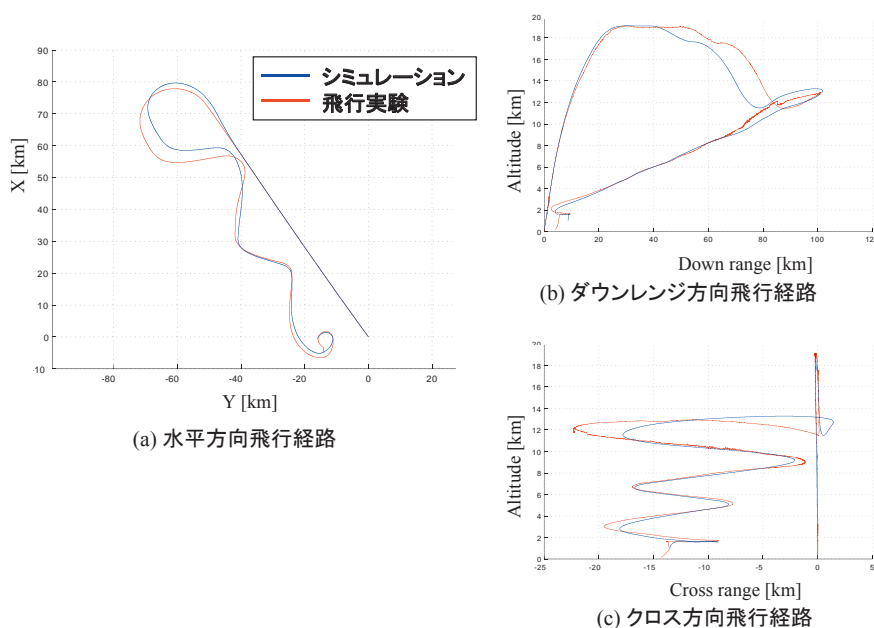


図19 飛行経路

重ねて示し、表5にはそれぞれの値を示す。評価する点は α -sweepの各 α での6点($\alpha_1 \sim 6$)とRe-sweepの3点(Re_1,5,9)である。 α -sweepフェーズでは、機体の姿勢が静定し圧力配管応答遅れがもっとも小さくなると推測される各ステップの後半0.4秒間のデータを平均し、評価点とした。表面静圧データの他に飛行中のエアデータや空気力データは同一の時刻のデータである。これらの結果から、空力計測フェーズにおける飛行条件は要求を十分に満たすものであると判断される。すなわち、空力設計コンセプトが検証できる飛行が行われたことが確認できる。

6.2 飛行実験データ評価

図21には α -sweepフェーズにおける表面静圧の値

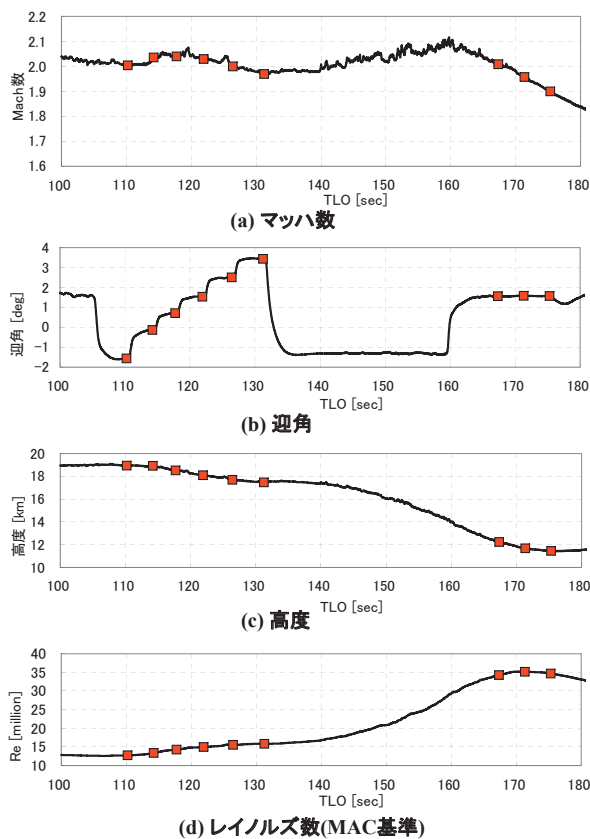


図20 飛行経路(空力計測フェーズ)

(P_{surface} : 図21(b))、飛行静圧や動圧を用いて無次元化した圧力係数 C_p の時系列データ(図21(c))を示す。迎角のステップ状の変化に伴い主翼上面の静圧もステップ状に変化しているのが分かる。しかしながら、迎角の変化に比べ、静圧の変化は多少の時間遅れをもって変化している。これは圧力配管に起因する圧力応答遅れによるものである。また、迎角が静定した時刻でも表面静圧が緩やかに変化している。これは機体が静定しても高度が変化(図20(c))するため、表面の圧力値が変化するためである。しかしながら、圧力係数を見るとそれぞれの α ステップで一定値を示す区間が存在しており評価点(図中の■印)付近ではほぼ一定値を示している。このことから、圧力配管の応答遅れがほぼ無視できるようなデータが取得されていることがわかる。図22には各 η

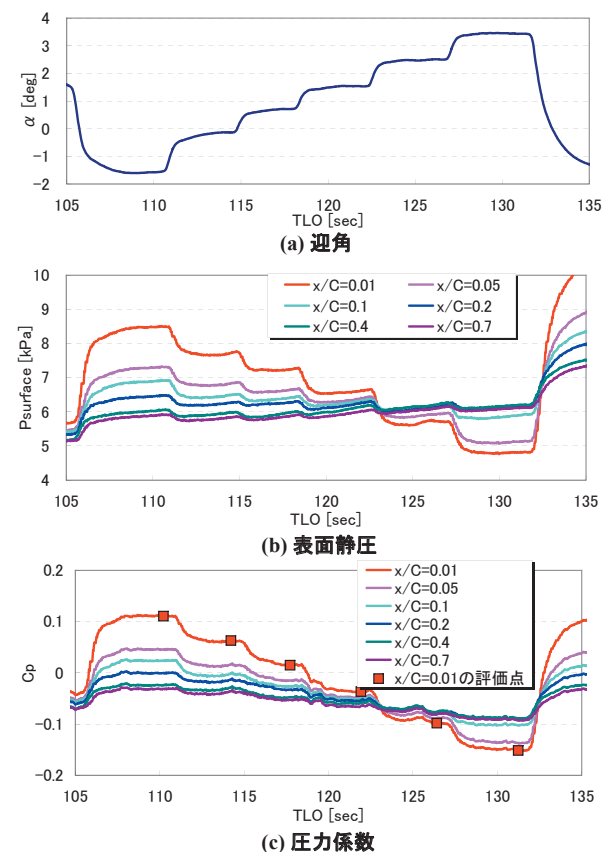


図21 表面静圧時系列データ
(α -sweepフェーズ, 主翼上面, $\eta=0.3$)

表5 空力計測フェーズ評価点

フェーズ	TLO [sec]: 平均時刻	M	α [deg]	β [deg]	Ps [kPa]	Q [kPa]	P0 [kPa]	H [km]	Re[million]
α_1	110.22	2.00	-1.57	-0.08	6.471	18.189	50.934	18.940	12.72
α_2	114.22	2.04	-0.14	-0.14	6.500	18.850	53.745	18.911	13.37
α_3	117.72	2.04	0.71	-0.01	6.930	20.182	57.683	18.505	14.25
α_4	121.92	2.03	1.53	-0.08	7.388	21.296	60.500	18.099	14.93
α_5	126.43	2.00	2.51	-0.08	7.888	22.082	61.696	17.684	15.54
α_6	131.25	1.97	3.44	0.00	8.164	22.151	60.853	17.466	15.84
Re_1	167.35	2.01	1.56	-0.08	18.619	52.588	147.670	12.238	34.25
Re_5	171.35	1.96	1.58	-0.15	20.304	54.436	148.614	11.688	35.15
Re_9	175.33	1.90	1.56	-0.18	21.066	53.185	140.964	11.455	34.70

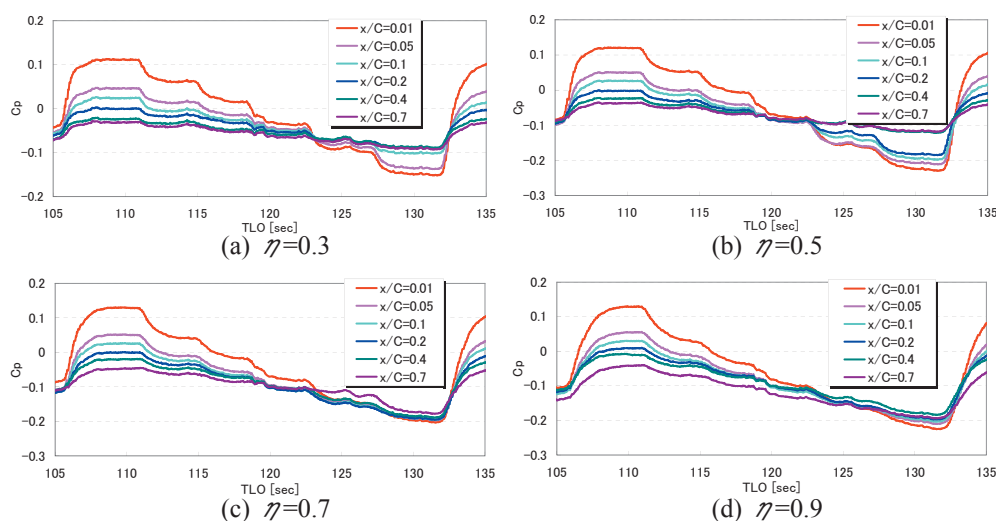
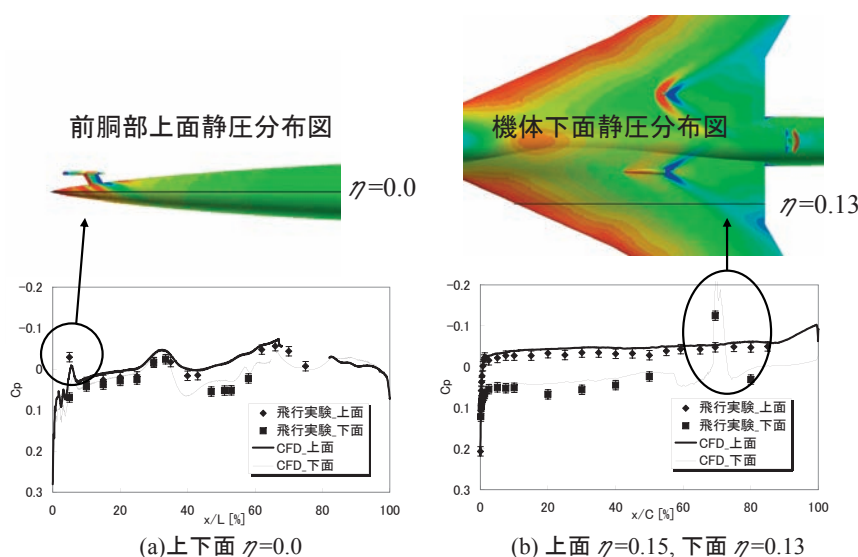
図22 表面静圧時系列データ(α -sweepフェーズ, 主翼上面)

図23 付加物による空力的な影響

で、各 x/C 位置での C_p の時系列データを示す。 $\eta = 0.3$ (図 22(a)) では C_p の履歴が迎角の変化に対応し、比較的にステップ状に変化していることがわかる。しかし、 $\eta = 0.9$ (図 22(d)) になるにつれ C_p の変化はステップ状ではなく連続的に変化する。これは $\eta = 0.3$ から $\eta = 0.9$ になると圧力配管が長くなり、配管応答遅れが大きくなるためである。すなわち、 $\eta = 0.9$ では α -sweep フェーズ中、 C_p が静定せず、圧力配管の応答遅れが大きく影響していることがわかる。しかしながら、 $\eta = 0.3 \sim 0.7$ では C_p が静定されている区間が存在し、圧力配管応答遅れの影響が小さくなっていることがわかる。また、全ての計測点において圧力配管のつまり、漏洩が推測されるような不自然なデータは見られなかった。以上のことから、飛行実験により計測された表面静圧のデータは $\eta = 0.9$ の一部を除いて空力的な観点から妥当なデータ

であると判断される。

時系列データを先述したように 0.4 秒間のデータを平均して得られた結果を空間的に表示し、それぞれの条件での C_p 分布を求めた。図 23 には胴体 (スパン方向位置 $\eta = 0$) の C_p 分布と $\eta = 0.15, 0.13$ (主翼上面 $\eta = 0.15$, 主翼下面 $\eta = 0.13$) での C_p 分布を示す。 $\eta = 0$ ではノーズ付近に C_p が急激に変化する箇所が存在する。同時に $\eta = 0.13$ でも主翼下面 $x/C = 0.7$ 付近で急激な C_p の変化が見られる。ノーズ付近には ADS プロブ、主翼下面には飛行実験モニター用カメラフェアリングがある (図 24)。図 23 には ADS プロブやカメラ用フェアリング (付加物) を模擬した NEXST-1 形態の非構造格子解析ソルバーである TAS コードによる CFD 解析結果を示す²³⁾。機体表面の C_p 分布 (図 23 の上) から分かるように付加物により表面静圧が局所的に大きく変化している

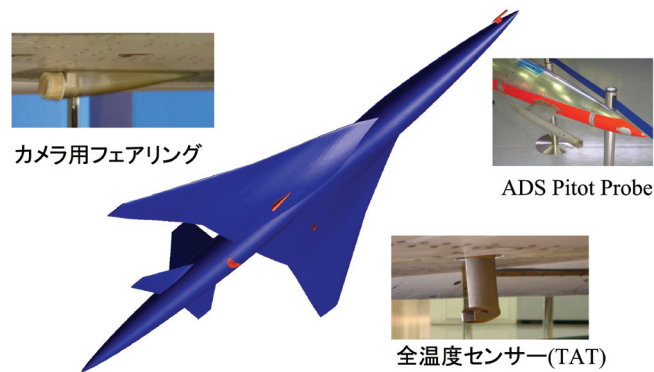
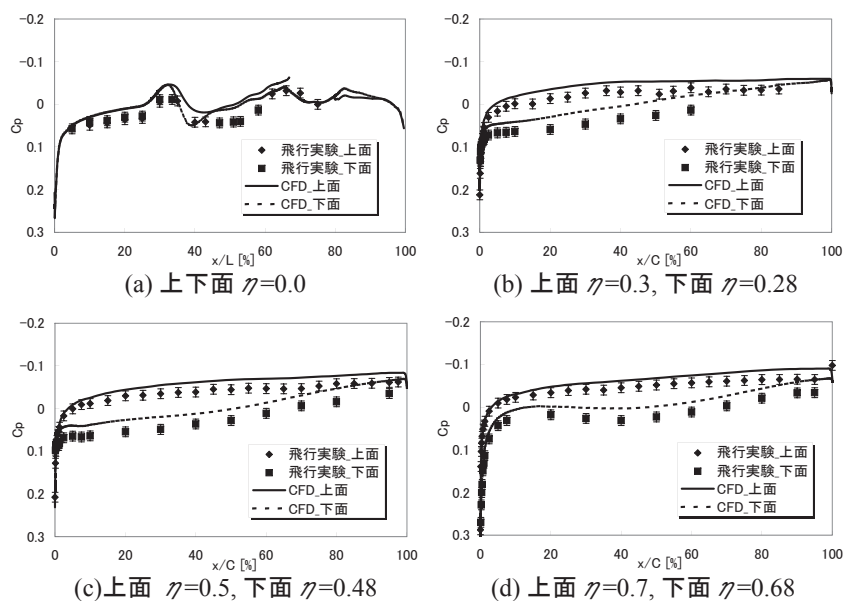


図24 NEXST-1の各種付加物

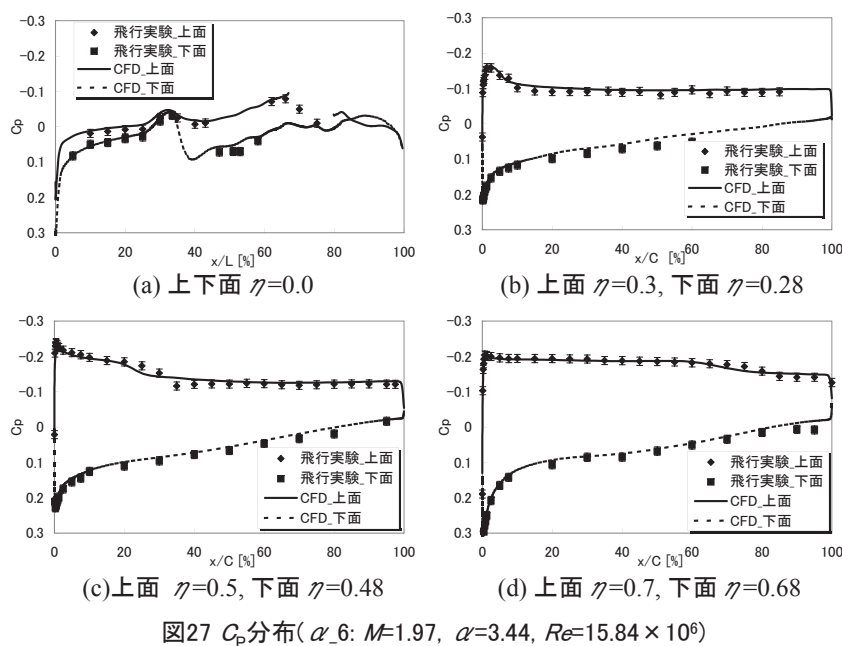
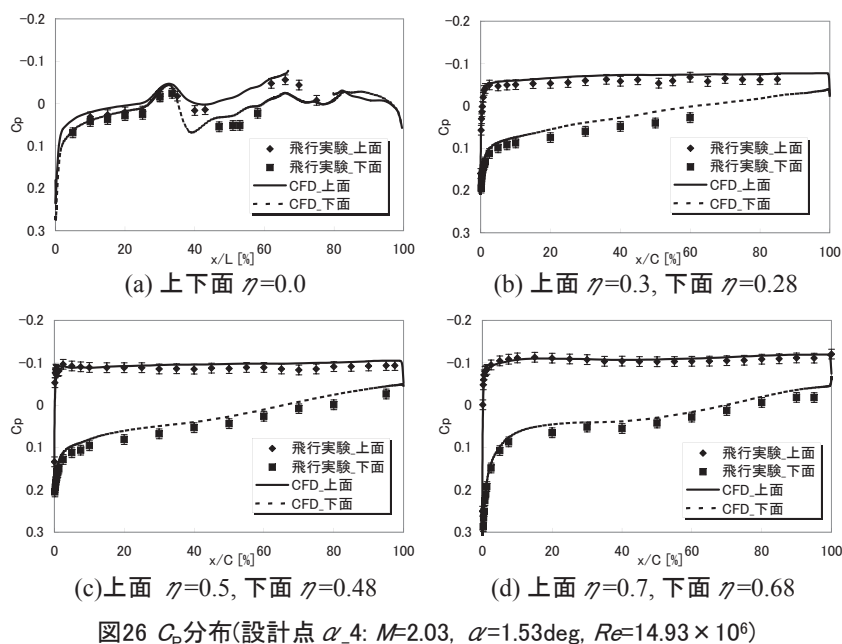
図25 C_p 分布(α : $M=2.04$, $\alpha=-0.14$ deg, $Re=13.37 \times 10^6$)

ことが分かる。以上のことから飛行実験結果から見られた局所的で急激に変化する C_p の特性はADSプローブやカメラ用フェアリングによって起因されたことが分かる。これらの付加物の影響は局所的であり、全体の空気力特性には影響を及ぼさないことは風洞試験やCFD解析から確認している。飛行実験結果の C_p 分布は高精度CFD解析結果と比較することで評価を行っている。しかし、我々が比較に用いたUPACS(Unified Platform for Aerospace Computation Simulation)コードによる高精度CFD解析はADSプローブのような複雑形状の解析が困難である。そのため、上記のような付加物による局所的に変化する C_p 値は空力的な評価の対象から外した。

図25~28には飛行実験で得られた C_p 分布を示す。飛行実験結果には5.4節にて示された C_p の不確かさ $\Delta C_p = \pm 0.0115$ をエラーバーとして記入した。また、

図中にはCFD解析結果を重ねて示す。CFD解析は文献23-25に詳しい。JAXAのUPACSコードによるN-S解析結果であり、乱流モデルはSpalart-Allmarasモデルの解析である。また、CFD解析では飛行実験中の空気力による静的空力変形の影響を考慮した結果^{26,27)}である。飛行実験結果とCFD解析結果を比較すると概ね良好な一致が見られる。また、設計点(図26)では主翼上面の C_p 分布が自然層流翼特有の C_p 分布であることが確認できる。

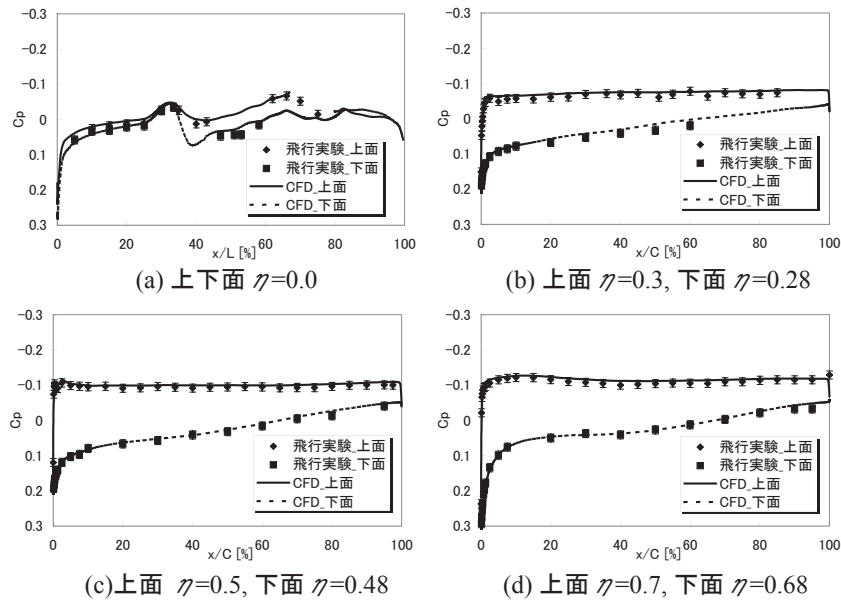
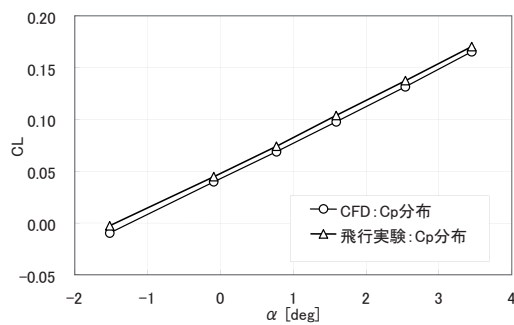
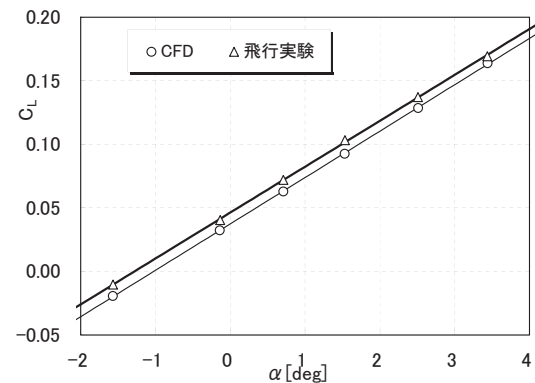
しかしながら一部のデータでは有意な不一致も見られる。図25に示すように迎角の小さい領域において、胴体や主翼内側の C_p 分布が飛行実験とCFDで差異が見られる。これらの不一致はCFDに比べ飛行実験結果が高い C_p (図中では下)を示す傾向がある。さらに、主翼上面より主翼下面の方でずれが大きい。そのため、それぞれの圧力を積分し揚力成分を求めたと仮定すると、



同一の迎角で飛行実験結果が CFD 結果より大きな揚力を示すことが考えられる。図 29 には C_p 分布から求めた揚力成分を示す。CFD 結果からも飛行実験と同様に表面静圧孔位置の値から揚力成分を求めた。図 30 には飛行実験により IMU で計測した揚力係数 C_L を示す。図中には CFD による求めた揚力特性も重ねて示す。図 29 と図 30 では同様な傾向が見られる。同一の迎角で比較した場合、CFD に比べ飛行実験が大きな C_L を示す。表面静圧計測システムと空気力計測システムは独立したシステムである。しかしながら、 α や M 、また C_p や C_L の無次元化に用いる動圧や静圧は ADS プロブによって得られたエアデータを用いている。そのため、エアデ

ータの精度を風洞試験や確認試験により調査したが、 C_p の不一致を説明できる原因は見当たらなかった。その他にも多くの原因調査^{24,27,28)}を行ったが一部データの不一致の理由は不明である。

以上のように NEXST-1 の飛行実験で得られた C_p 分布の評価を行った。その結果、飛行実験では健全な表面静圧係数を取得することができたと考えられる。今回の飛行実験結果と CFD 解析結果は比較的に良好な一致が見られ、これらの結果から、飛行実験の目的である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²⁹⁻³¹⁾。

図28 C_p 分布($Re_5: M=1.96, \alpha=1.58\text{deg}, Re=35.15 \times 10^6$)図29 α -sweepフェーズの C_p 分布から求めた C_L - α 成分図30 α -sweepフェーズの C_L - α 特性

第7章 結論

小型超音速ロケット実験機 (NEXST-1) の第2回飛行実験において機体周りの表面静圧分布を計測した。飛行実験では健全で高精度の表面静圧データを取得することができた。これらの飛行実験データから飛行実験の目的であった抵抗低減設計コンセプトや設計手法の妥当性を検証することができた。

- ・飛行実験において機体周りの表面静圧を取得するための高精度表面静圧計測システムを構築した。
 - － 圧力配管応答遅れを推算する手法を確立し、圧力配管応答遅れによる誤差が許容範囲になるように空力計測フェーズの飛行パターンを選定した。
 - － NEXST-1の圧力計測システムのウォームアップ基準を明確にし、飛行実験や地上確認試験において基準を満たすような運用を行い、計測システムの精度を向上させた。
 - － NEXST-1を用いた精度確認試験を行い表面静圧

係数の不確かさを算出した。

- ・各種機能確認試験、健全性確認試験を行い、飛行実験まで健全な表面静圧計測システムを維持・管理した。また、飛行実験後にも健全性確認を行い、飛行実験データの信頼性を向上させた。
- ・飛行実験データを解析し、飛行データの健全性を確認した。

謝辞

NEXST-1の表面静圧計測システムを構築にあたり、計測系の設計、維持、改修、確認試験において多くの関係者の多大な協力を得た。宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 超音速機チームの関係者にこの場を借りて深く感謝の意を表する。また、表面静圧計測系の精度向上や機能確認などにおいて多くの実作業を担当していただいた川崎重工業株式会社の関係者に心から敬意と感謝いたします。大手技研の関係者には圧力センサ

一、基準圧力発生装置に対する誠心誠意な技術のご対応に深く感謝いたします。

参考文献

- [1] Sakata, K., “Supersonic Experimental Airplane (NEXST) for Next Generation SST Technology – Development and Flight Test Plan for the Unmanned Scaled Supersonic Glider -”, AIAA Paper 2002-0527, 2002.
- [2] Ohnuki, T., Hirako, K., and Sakata, K., “National Experimental Supersonic Transport Project,” International Congress of the Aeronautical Science, 2006-1.4.1, 2006.
- [3] Yoshida, K., and Makino, Y., “Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan,” ECCOMAS 2004, Jyväskylä/Finland, July, 2004.
- [4] 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.
- [5] Yoshida, K., “Overview of NAL’s Program Including the Aerodynamic Design of the Scaled Supersonic Airplane,” held at the VKI, RTO Educational Notes 4, 15.1-16, 1998.
- [6] Jeong, S., Matsushima, K., Iwamiya, T., Obayashi, S., and Nakahashi, K., “Inverse Design Method for Wings of Supersonic Transport,” AIAA Paper 98-0602, 1998.
- [7] Kwak, D. Y., Yoshida, K., Ishikawa, H. and Noguchi, M., “Flight Test Measurements of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane,” AIAA Paper 2006-3483, 2006.
- [8] 郭東潤, 吉田憲司, 野口正芳, “小型超音速実験機飛行実験における表面圧力計測システム,” 第37回日本航空宇宙学会年会講演会講演集, pp.175-178, 2006.
- [9] 吉田憲司, 郭東潤, 徳川直子, 牧野好和, “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.
- [10] Tokugawa, N., and Yoshida, K., “Transition Detection on Supersonic Natural Laminar Flow Wing in the Flight”, AIAA Paper 2006-3165, 2006.
- [11] 徳川直子, 吉田憲司, “超音速自然層流翼のホットフィルム計測,” 第37回日本航空宇宙学会年会講演会講演集, pp.171-174, 2006.
- [12] Tokugawa, N., Kwak, D.Y. and Yoshida, K., “Transition Measurement System of Experimental Supersonic Transport “NEXST-1”, International Congress of the Aeronautical Science, 2006-3.3.2, 2006.
- [13] 徳川直子, 郭東潤, 吉田憲司, 上田良穂, “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.
- [14] Kwak, D. Y., Yoshida, K., Noguchi, M. and Ishikawa, H., “Boundary Layer Transition Measurement using Preston tube on NEXST-1 Flight Test”, AIAA Paper 2007-4173, 2007.
- [15] 堀之内茂, 大貫武, 吉田憲司, 郭東潤, 徳川直子, 滝沢実, 進藤重美, 町田茂, 村上義隆, 中野英一郎, 高木正平, 柳良二, 坂田公夫, “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, 2006.3.
- [16] Fujiwara, T., Hirako, K., and Ohnuki, T., “Flight Plan and Flight Test Results of Experimental SST Vehicle NEXST-1,” International Congress of the Aeronautical Science, 2006-6.2.1, on CD-ROM 2006.
- [17] Yoshida, K., Ishida, Y., Noguchi, M., Ogoshi, H., and Inagaki, K., “Experimental and Numerical Analysis of Laminar Flow Control at Mach 1.4,” AIAA Paper 99-3655, 1999.
- [18] Ueda, Y., Ishikawa, H., and Yoshida, K., “Three Dimensional Boundary Layer Transition Analysis in Supersonic Flow Using a Navier-Stokes Code,” International Congress of the Aeronautical Science, 2004-2.8.2, 2004.
- [19] 進藤重美ら, “エアデータシステムの研究開発”, 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.
- [20] Benedict, Robert. P., “Fundamentals of Temperature, Pressure, and Flow Measurements, John Wiley & Sons, Inc., pp. 253-261., 1969.
- [21] 社団法人 日本機械学会, “技術資料 - 流体計測法 -”, pp.47., 1991.
- [22] 大貫武, 吉田憲司, 岡範全, “小型超音速実験機” 豪州飛行実験,” 日本航空宇宙学会誌, 第54巻, 第631. 2006.

- [23] Ishikawa, H., Kwak, D. Y., Yoshida, K., “CFD Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1”, AIAA Paper 2007-3925, 2007.
- [24] 石川 敬掲、郭東潤、吉田憲司, “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.
- [25] 石川敬掲, 郭東潤, 吉田憲司, 川上浩樹, “小型超音速実験機の飛行実験成果に関する CFD 解析,” 第 44 回飛行機シンポジウム, 大宮, 2006.
- [26] Kawakami, H., Takatoya, T., Ishikawa, H., “Static Aeroelastic Analysis of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1 Flight Test,” AIAA Paper 2007-4174, 2007.
- [27] 川上浩樹、高戸谷健、石川敬掲, “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.
- [28] 郭東潤, 中畠浩二, 石川敬掲, 野口正芳, “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.
- [29] 郭 東潤, 徳川 直子, 吉田 憲司, 石川 敬掲, 野口 正芳, “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
- [30] 吉田憲司, “小型超音速実験機 (ロケット実験機) 飛行実験結果”, 日本流体力学会誌, ながれ第 25 巻、No.4、pp.321-328, 2007.
- [31] 大貫武ら, “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.