

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

非定常圧力トランスデューサーを用いた超音速小型実験機の遷移計測

徳川 直子, 吉田 憲司

2008年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

Abstract	1
概 要	1
記 号	2
1. はじめに	2
2. ロケット実験機と計測システム	2
2.1. 自然層流翼	2
2.2. ロケット実験機	3
2.3. 境界層遷移計測システム	4
2.4. 非定常圧力トランスデューサー	5
2.5. 予備風洞実験	6
3. 飛行実験結果	7
3.1. 概要	7
3.2. 非定常圧力トランスデューサーの出力変動の波形とスペクトラム	8
3.2.1. 左舷 $Y/S \approx 0.3$	8
3.2.2. 左舷 $Y/S \approx 0.5$	49
3.2.3. 左舷 $Y/S \approx 0.7$	50
3.2.4. 右舷 $Y/S \approx 0.3$	50
3.2.5. 前胴	51
3.3. 非定常圧力トランスデューサーの出力変動の RMS 値	52
3.3.1. 左舷 $Y/S \approx 0.3$	52
3.3.2. 左舷 $Y/S \approx 0.5$	53
3.3.3. 左舷 $Y/S \approx 0.7$	53
3.3.4. 右舷 $Y/S \approx 0.3$	59
3.3.5. 前胴	59
3.4. “遷移レベル”	60
3.4.1. “遷移レベル”の決定方法	60
3.4.2. “遷移レベル”の時間変化	61
3.5. 遷移位置分布と自然層流効果の検証	61
4. まとめ	67
謝 辞	68
参考文献	68
Appendix : A : 非定常圧力トランスデューサーの仕様	69
Appendix : B : シグナル・コンディショナー #2 の仕様	69

非定常圧力トランスデューサーを用いた超音速小型実験機の遷移計測*

徳川 直子^{*1}, 吉田 憲司^{*2}

Transition Measurement Using Dynamic Pressure Transducer on Supersonic Experimental Airplane NEXST-1*

Naoko TOKUGAWA^{*1} and Kenji YOSHIDA^{*2}

Abstract

Boundary layer transition on natural laminar flow wing is measured using dynamic pressure transducer and other three kinds of sensors by the flight test of an unmanned and scaled supersonic experimental airplane. The main purpose of the flight test is experimental validation of the natural laminar flow wing designed with the original CFD-based inverse design method, which is applied to a supersonic vehicle as the first challenge in the world. Transition location is classified by using newly introduced quantity, called “transition level”, based on objective criteria. The transition location detected experimentally is in good agreement with numerically predicted location, and the natural laminar flow effect is confirmed at the design condition.

Keywords: SST, Flight test, Boundary layer, Transition, Dynamic Pressure Transducer

概 要

小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の主翼および前胴の境界層遷移を、非定常圧力トランスデューサーを初めとする 4 種類のセンサーで計測した。小型超音速実験機の設計には、超音速機の抵抗を低減するためワープ主翼やエアリアルール胴体などとともに、自然層流翼のコンセプトが世界初の試みとして適用されており、自然層流翼の実験的検証は飛行実験における最重要計測項目の一つに挙げられていた。2005 年 10 月 10 日、南オーストラリア州ウーメラで実施された飛行実験では、気流乱れの小さい飛行実験条件下で、貴重な境界層遷移のデータを健全に取得することができた。解析の結果、設計点において主翼上面の境界層遷移位置が非設計点と比べ最も後退していることが明らかになり、自然層流効果が確認された。本稿では、非定常圧力トランスデューサーに焦点を絞り、飛行実験で得られた非定常圧力トランスデューサー全 20 チャンネルのデータを詳しく解析して遷移位置を特定した結果を報告する。

* 平成 19 年 11 月 30 日 受付 (Received 30 November, 2007)

* 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 航空プログラムグループ 企画推進室 (Program Office, Aviation Program Group)

記号

BP	=buttock plane (機体固定軸機軸方向位置) [mm]
C	=翼弦長 [m]
C_L	=揚力係数
$FSTA$	=fuselage station (機体固定軸翼幅方向位置) [mm]
H	=高度 [km]
M	=マッハ数
L	=機体全長 [m]
p'	=非定常圧力トランスデューサーの出力変動 (AC 出力) [kPa]
Q	=非定常圧力トランスデューサーの出力変動 (AC 出力) の skewness (歪度)
Re_c	=平均翼弦長に基づくレイノルズ数
Re/m	=単位レイノルズ数
S	=翼幅 [m]
T_{Lo}	=リフトオフ時刻 [sec]
X	=翼弦, 前胴機軸方向位置 [m]
Y	=翼幅位置 [m]
α	=迎角 [°]
β	=横滑り角 [°]
θ	=前胴の周方向角度 [°]
RMS	=RMS 値
DP	=非定常圧力トランスデューサー

1. はじめに

2005 年 10 月 10 日, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では小型超音速実験機 (ロケット実験機; NEXST-1 と呼称) の飛行試験に成功した (図 1)。ロケット実験機は, 次世代超音速旅客機 (SST) の国際共同開発を想定して計画された「小型超音速実験機」プロジェクトの一環として, CFD を用いた航空機の設計技術の向上と確立を目的に設



図 1 実験機写真

計された [1-4]。設計にあたっては, 次世代 SST に科せられる最大の技術課題である燃料消費の削減を達成するため, 低抵抗の機体を目指した。低抵抗の機体を実現するため, 胴体にはエリアルール (Area-rule), 主翼にはアロー (Arrow) 型平面形, ワープ (Warp) 翼および自然層流翼の概念が適用されたが, その中で最も斬新な設計は, 主翼摩擦抵抗を低減するために適用された自然層流翼 [5-7] の概念である。これまで揚力依存抗力低減の観点から採用される亜音速前縁の後退翼では, 境界層の横流れ不安定に起因する遷移が卓越するので, 自然層流化は困難と考えられていた。しかし近年の CFD 並びに遷移点予測法の進展によって, 自然層流化が可能であることがわかった。超音速輸送機に自然層流翼の概念を適用したのは, 世界初の試みである。

逆問題設計法 [8] によって設計された翼の自然層流効果は, 全機模型を用いた超音速風洞試験で検証されているが [9,10], 風洞には固有の気流変動があることとレイノルズ数が低いことから, 実機に適用される自然層流翼が設計できたかを検証するには飛行試験を実施する必要がある。そこで無人の小型実験機を用いた飛行試験を実施した [3,4,11-12]。日本において超音速機を用いた飛行試験における境界層遷移の計測は, 史上初の試みである。そして, ロケット実験機の飛行試験では, 飛行試験フェーズは 70 秒に満たない非常に短い時間であるが, 自然層流翼検証のための貴重なデータを取得した。

遷移計測には, 後述するように, 非定常圧力トランスデューサー, ホットフィルム, プレストン管および熱電対の 4 種類のセンサーを用いた [13-18]。その中でも非定常圧力トランスデューサーは, 応答特性が高く, 不安定攪乱の増幅や乱流塊の通過も捉えることが出来るため, 遷移を検出する感度が高いと期待される。そこで本稿では, 非定常圧力トランスデューサーに焦点を絞り, 飛行試験で得られた非定常圧力トランスデューサー全 20 チャンネルのデータを詳しく解析して遷移位置を特定した結果を報告する。遷移位置を客観的に決定するために, 非定常圧力トランスデューサーの出力に基づき, 境界層の状態を“遷移レベル”と称する区分を導入した。以下に実験機の概要, 遷移計測システムを紹介した後, 飛行試験結果を示し, 最後に飛行試験で検出された遷移位置を数値的に予測された結果と比較する。

2. ロケット実験機と計測システム

2.1. 自然層流翼

ロケット実験機では, 低抵抗の機体を実現するために, 前述したように 4 つのコンセプトを適用した [5]。まず胴体にはエリアルール (Area-rule) [19] を適用し, 体積依存造波抗力を低減した。次に翼にアロー (Arrow) 型平面

形 [20] とキャンバーと振り角分布を最適に組み合わせたワーブ (Warp) 翼 [21] を適用することにより、揚力依存抗力を低減した。そして世界初の試みとして超音速輸送機に自然層流翼 [5-7] の概念を適用した。亜音速前縁で後退角の大きい三次元翼では、翼面上境界層の遷移は、通常、横流れ不安定に支配され、前縁近傍で遷移することが知られている。またサクション・ピークから後縁までにおける逆圧力勾配領域では、Tollmien-Schlichting (T-S) 波型の不安定波が増幅する。しかしロケット実験機では、前縁からサクション・ピークまでの距離を最小限に抑えることにより横流れ不安定の発達を、またサクション・ピークから後縁までの緩やかな正の圧力勾配を保つことによって T-S 波型の不安定を抑制し、自然層流効果が得られると予測した [22-24]。

上記の圧力勾配を達成する翼形状を得るために、逆問題設計法 [8] を適用した。逆問題設計法は目標となる圧力分布を達成するよう、翼形状を自動的に修正する CFD コードである。設計された翼面上境界層の遷移位置は、JAXA で開発された、3 次元圧縮性層流境界層における線形安定論に基づき攪乱の増幅率は外部流線に沿って積分した e^N 法を用いた遷移予測コード LSTAB を用いて予測した [22-24]。LSTAB を用いて設計された翼面上境界層の遷移位置を予測したところ、設計点である全機揚力係数 $C_L=0.10$ 、平均翼弦長に基づくレイノルズ数 $Re_c=14.0 \times 10^6$ の条件では、遷移位置が大きく後退するのに対し、それ以外の条件では遷移位置が前進することが確かめられた。従って、設計された翼型で自然層流効果が得られると期待される。

2.2. ロケット実験機

ロケット実験機の詳細は文献 [3,4,11-12,25-27] に詳しいので、ここでは簡単に紹介する。

実験機は、全長 11.5m、全幅 4.7m、全備重量約 2,000kg の小型機である (図 1)。機体に使用する構造材料は、アルミ合金をほとんどの部位で使用し、結合金具など局所的な強度が必要な部位にのみ鋼鉄を使用した。機体表面は、遷移計測用の風洞模型の様に表面粗さが $0.3 \mu m_{RMS}$ 以下となることを目標に研磨した。ファスナーやパネルの継ぎ目は、遷移を計測する領域では接着剤で、それ以外はシーラントで埋めた上で、表面を平滑化し段差をなくした。また、表面はバブルラップ等で保護し、露出は出来るだけ避けた。自然層流翼の設計を検証するためには、遷移を促進させる外乱は出来るだけ排除しなければならないからである。実際の粗さは、飛行試験直前および直後に、機体表面に速乾性の樹脂 (レジン) を塗布、固化させて得たサンプルピースを合計 117 箇所採取し、そのサンプルピースの裏面に転写された粗さをレーザー変位計を用いて実測した (図 2)。サンプルピースの取得位置をする際、まずサンプルピース取得箇所に穴の開いた実験機表面にトレーシングペーパーを貼り、トレーシングペーパーを一部含むように、レジンを固化させた (図 2 b, c)。トレーシングペーパーには、パネルの継ぎ目やファスナー位置も転写し、それらの位置からサンプルピースの位置を算出した。その結果、中心線平均粗さ (Ra) は素材面で $2 \mu m_{RMS}$ 以下であった。ファスナーおよびパネルの継ぎ目の段差については、サンプルピースによって接着剤が剥離する危険性があることから、飛行後のみに参考データとして計測した。

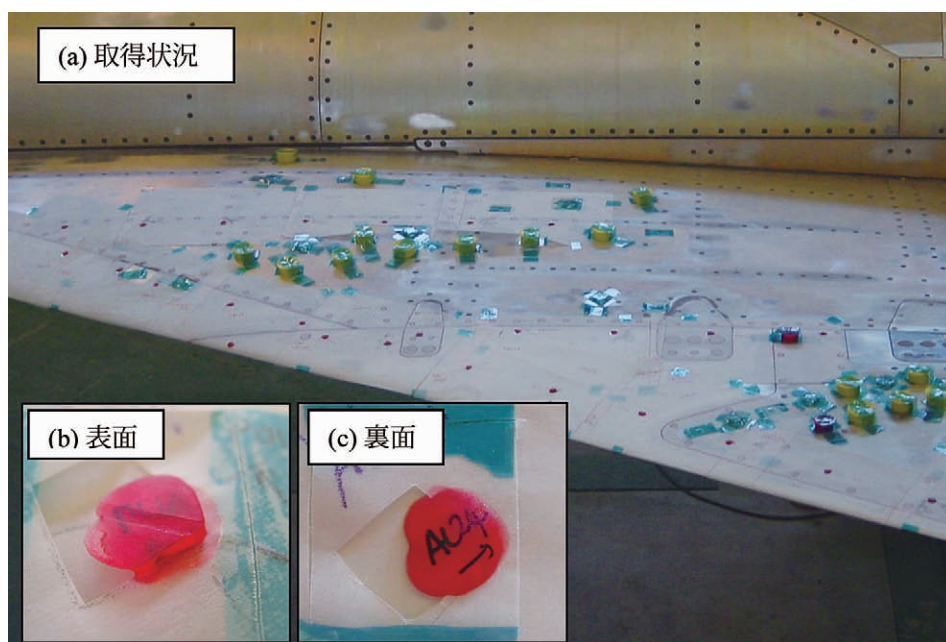


図 2 表面サンプルピース。黄色のキャップや青色のテープは遷移計測用センサーの保護

また、より明確に空力設計の実証を行うため、ロケット実験機は無推力のクリーン形状をとった。そこでロケット実験機は地上から固体ロケットによって打ち上げられ、分離したのち滑空し、マッハ数 $M \approx 2$ の条件で空力性能や表面圧力などの技術データを取得することとした。打ち上げ、および滑空時のロケット実験機およびロケットは、機体に搭載された慣性航法装置、エアデータシステム、加速度センサーからの信号に基づく飛行制御計算機 (FCC) からの制御信号により、電動アクチュエータを駆動し舵面によって姿勢制御された。実験を終えたロケット実験機の改修はパラシュートとエアバッグを用いた陸上回収を採用した [2,3]。

CFD 逆問題設計技術 [8] の検証のため、主翼および胴体の表面圧力分布 [28,29]、揚力および抵抗、機体の歪み、機体表面および内部の温度、そして境界層遷移の計測システムが搭載された。計測点数は 500 点以上であり、計測されたデータは機上のデータレコーダに記録するとともに、高周波データを除いてはテレメータによりダウンリンクされた [25-27]。

2.3. 境界層遷移計測システム

ロケット実験機では、遷移点を確実に検出するため、非定常圧力トランスデューサー (DP)、ホットフィルム (HF)、熱電対 (Tc)、プレストン管 (Pr) の 4 種類の計測方法を併用した [13-18,25-27]。非定常圧力トランスデューサーの出力のうち、時間平均 (DC) 成分は、翼面静圧分布にあたるため遷移位置の特定には供しないが、時間変動 (AC) 成分は、表面静圧の変化として遷移過程を

捉えることが出来る。非定常圧力トランスデューサーは高い周波数の変動に対する応答特性が高く、超音速流の境界層中に発達する不安定攪乱の増幅や乱流塊の通過も捉えることが出来るため、遷移を検出する感度が高いと期待される。ホットフィルムは、時間平均出力成分が境界層流れの壁面剪断応力に追従して変化し、さらに出力変動によっても遷移が捉えられる。プレストン管は、遷移計測手法として伝統的で信頼性は最も高いと言えるが、周波数応答性が低い欠点がある。また表面に突起となり下流の流れを乱すため、表面にフラッシュマウントされる他の 3 種類のセンサーと異なり多数を配置することはできない。熱電対も伝統的な計測手法で、プレストン管のように時間平均的にしか遷移を捉えることはできないが、表面温度のモニターとしても機能する。これら 4 種類の計測結果を互いに補うことによって遷移位置を検出することとした。

これらのセンサーは、主として左翼の $Y/S = -0.3, -0.5, -0.7$ 近傍および左舷前胴に配置した (図 3)。また実測した非定常圧力トランスデューサー全 20 チャンネルの位置は表 1 の通りである。各センサーは、表 1 に示すように DP01 から DP20 のようにセンサー番号を用いて呼称する。主として左舷側で遷移計測を実施したのは、右舷前胴先端にはエアデータシステム (ADS ; Air Data System) の 5 孔ピトー管がつきだしており、下流にあたる右舷前胴および主翼上の境界層は乱流に汚染される可能性があるためと推測されるためである。これらのセンサーは、表面との段差の許容値が $40 \mu\text{m}$ 以下となるように取り付けられ、さらに前方センサーが後方センサーの攪乱源となら

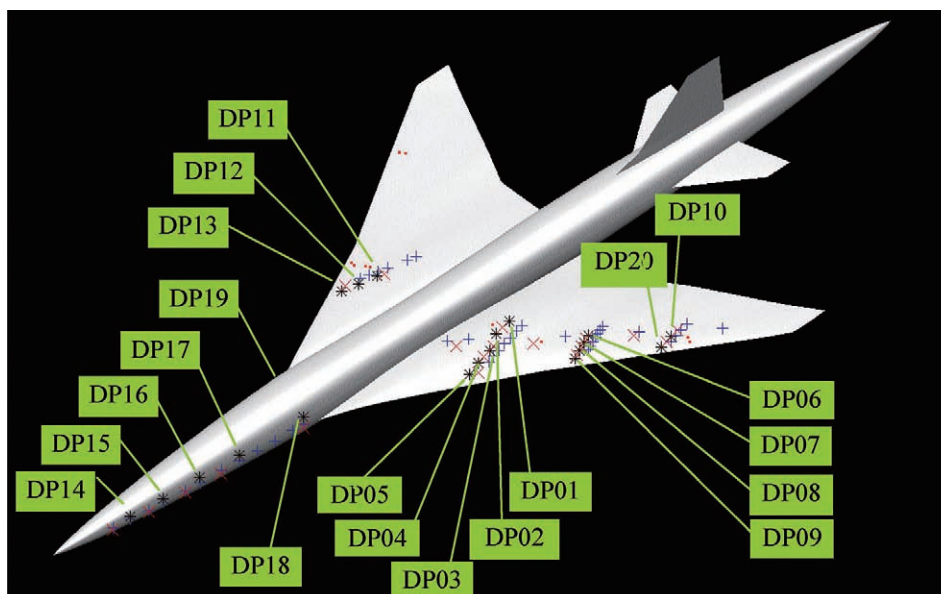


図3 遷移計測用センサーの位置. 非定常圧力トランスデューサーは黒色の“*”印, ホットフィルムはピンク色の“×”印, 熱電対は青色の“+”印, プレストン管は赤色の“・”印でそれぞれ表記. 非定常圧力トランスデューサーはセンサー番号を用いた呼称を表記.

表1 非定常圧力トランスデューサーの位置. センサー番号を用いた呼称で整理.

	X/C	η	X/L	θ
DP01	0.53	-0.23		
DP02	0.43	-0.25		
DP03	0.30	-0.30		
DP04	0.20	-0.32		
DP05	0.10	-0.34		
DP06	0.39	-0.48		
DP07	0.30	-0.50		
DP08	0.20	-0.52		
DP09	0.10	-0.54		
DP10	0.30	-0.70		
DP11	0.31	0.30		
DP12	0.20	0.32		
DP13	0.10	0.34		
DP14			0.08	-75
DP15			0.12	-75
DP16			0.16	-75
DP17			0.20	-75
DP18			0.27	-75
DP19			0.27	75
DP20	0.10	-0.72		

ないよう、翼面上では流れ方向に対して $15 \sim 20^\circ$ の傾きで配置された (図3). ほぼ等翼幅位置となるセンサーの配置は、4種類のセンサーがお互いに補完できるようにした. 例えば、左翼 $Y/S \approx -0.3$ のラインでは $X/C=0.1$, $Y/S=-0.34$ から $X/C=0.5$, $Y/S=-0.23$ までの範囲に非定常圧力トランスデューサーとホットフィルムが等間隔で互い違いになるように一列に設置し、熱電対はそれに沿って別の列を成すように設置した. 一方前胴では各センサーは、周方向角 θ を $10 \sim 15^\circ$ ずらした位置に設置された. センサーと機体の隙間から空気の流出入があると、気柱が遷移を促進させる攪乱源となる恐れがある. そこで漏

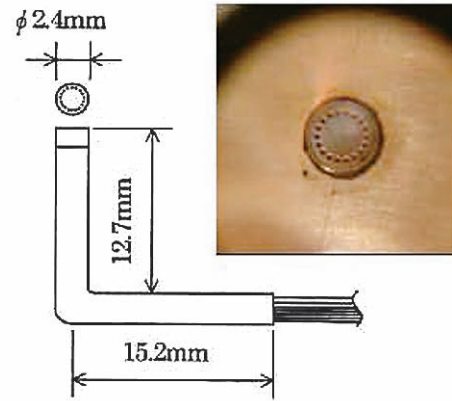


図4 非定常圧力トランスデューサー.

れを防ぐよう機体内側にシール材をもった. そして機体表面で圧力を吸引することにより漏れが無いことを確認した.

2.4. 非定常圧力トランスデューサー

非定常圧力トランスデューサーは半導体ストレングージ型の Kulite 製 XB44-093 で 0.7BAR の差圧タイプであり (図4), このセンサーを駆動するアンプ (シグナル・コンディショナー #2 と呼称; 共和電業製) も本機用に開発された [3,14,15,18,25-27]. 非定常圧力を計測する場合は、必ずオートバランス機能により、バランスを調整した. また、較正機能により \pm CAL および ZERO 信号を出力し、アンプの健全性を確認した. 出力は 100Hz 以下の DC (時間平均出力) 成分と 10Hz 以上 10kHz 以下の AC (時間変動) 成分に分離された. DC 成分は 140 倍, AC 成分は 100 倍のゲインをかけて増幅された. 出力された DC 成分は信

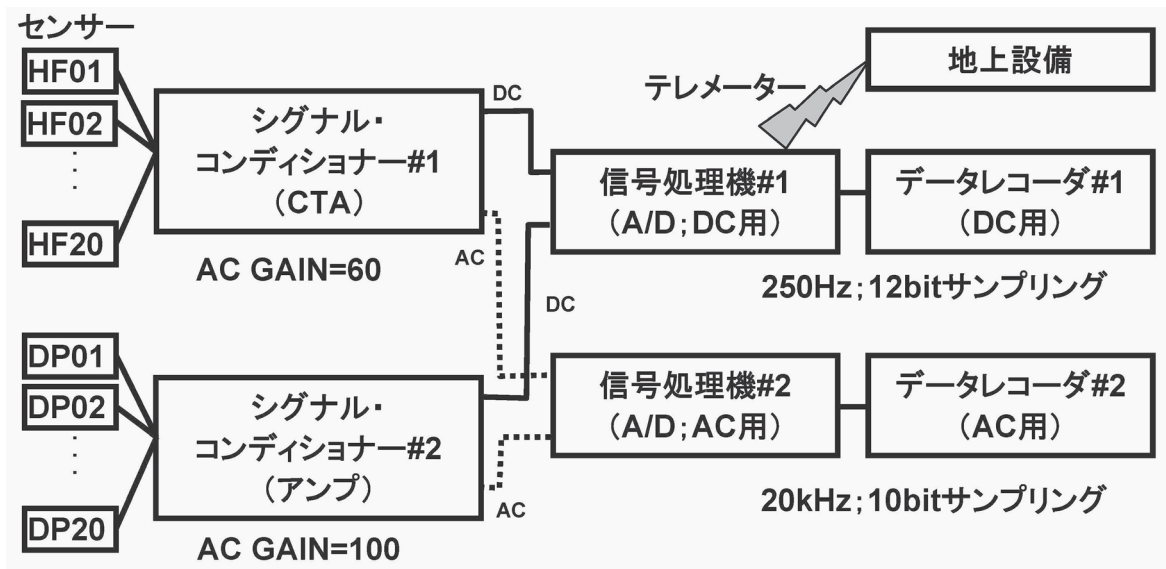


図5 計測システムブロック図.

号処理機 #1 で Pulse Coded Modulation (PCM 復調) された後、サンプル数 12bit、サンプリング周波数 250Hz でデータレコーダ #1 に記録されると同時に、テレメータを用いて管制塔 (Instrumentation building) へ送信された (図 5)。一方、AC 出力は信号処理機 #2 で PCM 復調された後、サンプル数 10bit、サンプリング周波数 20kHz で、データレコーダ #2 のみに記録された。なお、データレコーダ #2 への記録は、シグナル・コンディショナー #1 (ホットフィルム用定温度型風速計) のブリッジ電源が投入されるのと同じく、ロケットからの分離信号を受けて開始され、記録時間は 5 分間のみであった。従って、打ち上げ時および回収飛行時の AC データは記録されていない。なお、シグナル・コンディショナーと信号処理器間にはアンチ・エイリアジングフィルタが無いため、各シグナル・コンディショナーの出力端には、遮断周波数 10kHz の 1 次フィルターを設置した。

非定常圧力トランスデューサーの計測システムの精度は、DC アンプのゲインが 350 倍とするとカタログ値では、センサーの精度 $\pm 22\text{Pa}$ (0.1%FS) シグナル・コンディショナーの精度 $\pm 27.5\text{Pa}$ ($\pm 0.1\%$ FS) および信号処理器の精度 $\pm 68.8\text{Pa}$ ($\pm 0.25\%$ FS) からトータル $\pm 77.3\text{Pa}$ である。しかし、センサーに既知の圧力を印加し、その出力を実測することによって実測したところ、 $6.7\text{Pa}_{\text{RMS}}$ であることがわかった。この値はデータレコーダ #2 に記録される AC 出力の 1bit の値に対応している。AC 出力の最終的な無風時のバックグラウンドノイズは、地上試験において 2Pa_{RMS} 程度と計測された。が、1bit より小さな数値は原理的におかしいので、実際には、 $6.7\text{Pa}_{\text{RMS}}$ (=1bit) 程度と考えられる。

また、DP01 の AC 出力のオフセットを、DP17 の DC 出力の代わりに計測した。オフセットをモニターした理由は、地上試験を通じて、電源 - シグナル・コンディショナー間およびシグナル・コンディショナー - 信号処理器間の高抵抗の実機配線における電圧降下が原因となり、DC、AC 出力にはオフセットがのっていることがわかったからである。しかしオフセットを除去する回路の変更や追加は不可能であるため、オフセットをモニターした。また、オフセット・モニターに DP17 の DC 出力を充てたのは、このセンサーが右舷前胴後方に位置し、ほぼ全ての時間範囲で乱流領域にあると予測したためである。オフセットの絶対値はシグナル・コンディショナー #1 のブリッジ電源が入っているか、いないかによって多少変化した。飛行実験中その挙動に大きな変化はなく、遷移判定には影響はない、と判断した。また、設計後にロケットに関するデータ (分離ボルト着火モニターおよび分離指令インターロックタイマモニター) を新たに計測する必要が生じた。DP18 および DP19 の DC 出力に替わり、

上記ロケットデータの記録に提供したため、DP17 から DP19 の DC 出力は記録されていない。

得られた非定常圧力トランスデューサーの時系列データから遷移位置を検出するため、以下のような処理を行った。まず飛行試験の各イベントにあわせて瞬間波形を切り出し波形の特徴を調べた。また FFT 解析を行い、スペクトラムを求めた。スペクトラムは、4096 点のデータを 1024 点ずつずらして切り出し、それぞれに対して FFT 解析した結果を 16 回平均した。そして波形の変化を統計的に評価するために 0.4 秒ごとの平均値、RMS 値、skewness (歪度)、最大値および最小値を求めた。skewness Q は、時間変動出力の n 次のモーメント $\mu_n \equiv \langle (p' - \langle p' \rangle)^n \rangle$ を用いて、 $Q \equiv \mu_3 / (\mu_2)^{3/2}$ で定義される。ここで、ブラケット $\langle \rangle$ は時間平均を表す。また、定義から明らかなように、RMS 値 p'_{RMS} は 2 次のモーメント μ_2 の平方根である。

2.5. 予備風洞実験

設計したシステムによって超音速境界層の遷移位置が検出できるのかを検証するとともに、飛行実験で得られるデータを予測するため、実機に搭載するセンサーおよびアンプを用いた風洞実験を飛行実験に先駆けて実施した [14,15,18,25]。風洞試験は吸い込み式の超音速風洞で行った。この風洞はマッハ数 $M=2.0$ の場合の単位レイノルズ数が $Re/m=12.3 \times 10^6$ と比較的飛行条件に近く、また気流乱れである無次元静圧変動 Cp_{rms} が 0.04% と低いため、本試験に適している。模型はロケット実験機の胴と同一形状である Sears-Haack Body ($y = f_{\text{nose}}(x) = A[x/l(1-x/l)]^{1/4}$, $l=2692.308$, $A=217.59$) で、先端からの軸に沿った距離が 250mm の位置の周方向に 4 つのセンサーが分布してフラッシュマウントされている。センサー位置も風洞総圧も任意に変更することができないため、模型の迎角を連続的に変化させて境界層遷移をとらえた。アンプ (シグナル・コンディショナー #2) も実機に搭載するものであるが、DC アンプのゲインは設計時の設定値である 350 倍 (飛行実験時は 140 倍) に変更してある [2,3]。

まず実験結果を以下にまとめる。非定常圧力トランスデューサーがトップライン上にあった場合の出力変動と瞬間波形の変化を図 6 に示す。出力変動の振幅は、層流状態では非常に小さく、乱流状態では層流状態よりは大きくなった。そして層流と乱流の間の遷移状態では非常に大きく増加した。出力変動が遷移状態で極大値をとる原因は、境界中に発生する乱流スポットに関連した波形の変化に起因すると考えられる。遷移の初期段階においては、瞬間波形に正のスパイク信号が発生することによ

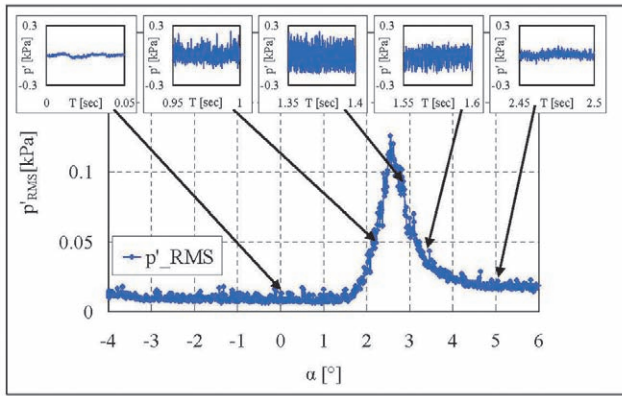


図6 風洞実験における非定常圧力トランスデューサーの出力変動および瞬間波形。

って出力変動が増加する。これは乱流塊の通過を示すと考えられる。遷移が進むに従って乱流塊の発生頻度が増加し、それに伴い出力変動も増加する。一方、出力変動のピークを過ぎてからは、乱流の中に層流が取り残されたようになり瞬間波形には負のスパイク信号が発生すると考えられる。同様の波形の変化はホットフィルムの出力変動でも観測された[14-16,18]。非定常圧力トランスデューサーの出力変動に見られるスパイク信号はホットフィルムのそれほど顕著ではないが、遷移の初期段階では skewness が正に、後期では skewness が負になる傾向は明らかである。

前述の通り、遷移状態では出力変動の RMS 値が極大をとるため、遷移初期において変動が増加する領域でも、変動の値が乱流状態と同程度になるからである。従って、ピークの前後で変動が同じ値をとった場合、その状態が、変動が増加する遷移の初期段階であるか、変動が減少する遷移の後期段階であるのかは RMS 値だけではわからない。どちらの段階にあるのかを判断するには、瞬間波形のスパイク信号の向き、つまり skewness の符号がわかれば良い。つまり遷移位置を特定する場合には、瞬間波形、その skewness、スペクトラムおよび RMS 値の変化から総合的に判断する必要があることがわかった。

ロケット実験機に搭載する4種類の遷移計測用センサーで検出された遷移位置はほぼ一致していた。この結果から、各センサーによって超音速の境界層遷移が計測可能であることが確認された。さらに、風洞試験結果から、飛行実験中の層流および乱流における出力を予測したところ、風洞実験中の層流状態における出力は、シグナル・コンディショナー #2 を実験機に搭載した場合の無風状態におけるノイズレベルとほぼ等しかった。従って、本飛行実験では層流状態における空力的な変動を正しくとらえることはできないが、層流と乱流状態もしくは遷移状態を分解することは可能であり、遷移位置を特定することが可能であることが確認された。また、DC アンプの

ゲインが設計時の設定値 350 倍 [2,3] では不適切であると推測されたため、設定値を 140 倍に変更した。

3. 飛行実験結果

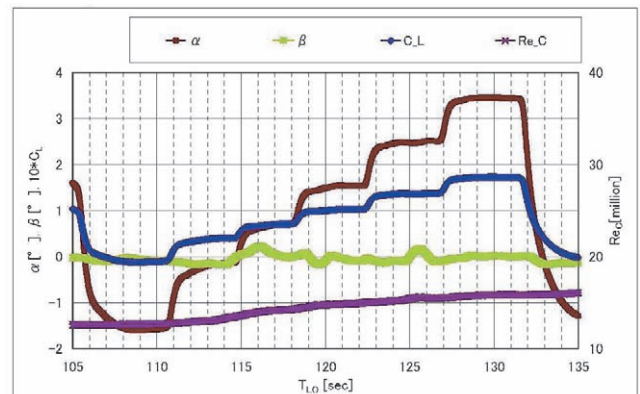
3.1. 概要

飛行実験全般の詳細は他 [3,4,11-12] に詳しいので、ここでは簡単に紹介する。

飛行実験は、2005 年 10 月 10 日に南オーストラリア州のウーメラ実験場で実施した。ロケット実験機は、午前 7 時 6 分に打上げられ、高度約 19km でロケットから分離した後、マッハ数 $M \approx 2$ で滑空しながらデータを取得する 2 つの試験フェーズを経て、パラシュートとエアバッグを用いて無事着地した。

2 つ試験フェーズは、 α -sweep 試験フェーズおよび Re (レイノルズ) -sweep 試験フェーズと呼ばれる。図 7 に、両試験フェーズにおける迎角 α 、横滑り角 β 、揚力係数 C_L の変化を示す [26]。横軸は、打ち上げ（リフトオフ）の時刻を基準とするリフトオフ時刻 T_{LO} である。リフトオフ時刻 $T_{LO}=0$ sec. は、Inter Range Instrumentation Group (IRIG) 時刻が 25561.646502sec. に対応する。なお、この揚力係数 C_L は慣性航法誘導装置 (IMU ; Inertial Measurement Unit) に対する ADS と舵角センサーの記録

(a) α -sweep試験フェーズ



(b) Re-sweep試験フェーズ

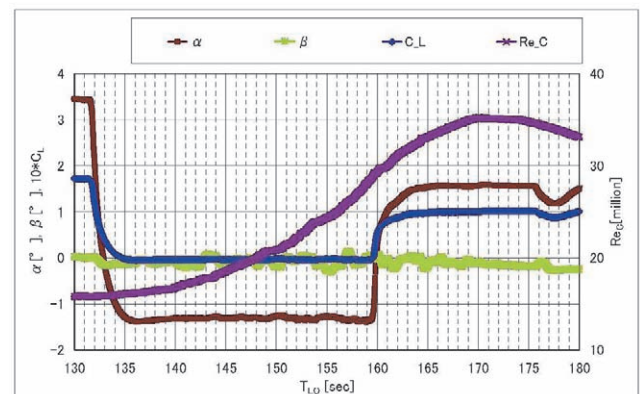


図7 飛行条件[26].

時間遅れの修正, 前胴のたわみ, ADS, IMU と基準点との距離, 舵効き, 動微係数, 静的空弾変形, 横滑り角に関する補正に加え, ADS の計測値から気流条件を算出するためのマップを 2007 年に実施した風洞実験に基づいてより正しい値に更新したことによる補正を行った値である [26].

α -sweep 試験フェーズは, 揚力係数 C_L が指定した 6 種類の値をとるように迎角を制御する試験フェーズで, n 番目のステップは記号では α_n と表示する. 設計点である $C_L=0.10$ となるのは, 4 番目の迎角ステップ (α_4) である (図 7a). なお, 迎角は各ステップで約 4 秒間保持された. また, 本実験機は超音速の滑空機であるため, α -sweep 試験においてマッハ数 $M=2$ を一定に保持することは不可能である. そこで風洞試験結果を基に $1.95 \leq M \leq 2.05$ を許容値としている. Re-sweep 試験フェーズは, 揚力係数が設計点における値 ($C_L=0.10$) をとりながら降下するため, レイノルズ数が変化する (図 7b). 実際には Re-sweep 試験フェーズ内でのレイノルズ数 Re_c の変化は 34.3×10^6 から 35.2×10^6 とあまり大きくないが, C_L が等しい α -sweep 試験フェーズの第 4 ステップにおけるレイノルズ数 $Re_c=14.9 \times 10^6$ に比べれば約 3 倍の差があるため, Re-sweep 試験フェーズと α -sweep 試験フェーズの第 4 ステップにおける諸量を比較すればレイノルズ数の増加による効果がわかる. Re-sweep 試験フェーズでは, 開始から終了までの時刻を 1 秒ごとに区切り, それぞれ Re_1 から Re_9 と記号表示する.

3.2. 非定常圧力トランスデューサーの出力変動の波形とスペクトラム

α -sweep 試験フェーズおよび Re-sweep 試験フェーズで観測された波形およびスペクトラムを, 全チャンネルについて示す (図 8). 波形の横軸はリフトオフ時刻 T_{Lo} であり, 見やすいように 1 秒毎に波形の色を分けている. 但し, IRIG 時刻に基づいてデータを解析した都合上, 色は IRIG 時刻の秒毎 (例えば IRIG 時刻 25680.0sec. から 25681.0sec. まで) に分類している.

またスペクトラムの横軸は周波数であり, α -sweep 試験フェーズの場合は各ステップを代表する 1 秒間 (α_1 は IRIG 時刻 25671.10sec. ~ 25672.10sec., α_2 は 25675.10sec. ~ 25676.10sec., α_3 は 25678.60sec. ~ 25679.60sec., α_4 は 25682.80sec. ~ 25683.80sec., α_5 は 25687.30sec. ~ 25688.30sec., α_6 は 25692.10sec. ~ 25693.10sec.) の, Re-sweep 試験フェーズでは試験区間 (IRIG 時刻 25728.0sec. から 25737.0sec. までの 9 秒間) を 1 秒毎について解析した結果を示し, 条件は前節で述べた記号で表示する. Re-sweep 試験フェーズのスペクトラムを表示する色は, 時刻ごとに波形と一致している.

3.2.1. 左舷 $Y/S \approx -0.3$

まず, 左舷 $Y/S=-0.3$ 付近で列をなす DP01 から DP05 の出力に着目する. $X/C=0.53$, $Y/S=-0.23$ に位置する DP01 では, α -sweep 試験フェーズの間, 波形に大きな変化は見られなかった. また, スペクトラムにも大きな変化はなかった. スペクトラムの振幅が, 低周波から高周波まで, ほぼ一定なホワイトノイズ的であることから, 境界層は乱流状態と推測される. Re-sweep 試験フェーズでは, α -sweep 試験フェーズに比べ, 波形の振幅が大きかった. 従って, 境界層は乱流状態ではなく, 遷移途中の状態であると推測される. 一方, 時々波形の振幅が飽和していたことから, スペクトラムは残念ながら正しく求められていない.

このセンサーの上流にあたる, 左舷 $X/C=0.43$, $Y/S=-0.25$ に位置する DP02 の出力に着目する. α -sweep 試験フェーズでは, 第 4 ステップにあたる $T_{Lo} \approx 118.4\text{sec.}$ から 122.4sec. にかけて, 波形の振幅が増大していた. またスペクトラムでは, 第 4 ステップで, 1kHz 付近の振幅が増大していたが, それ以外の時間帯では, スペクトラムの振幅が, 低周波から高周波まで, ほぼ一定であった. 第 4 ステップで, 1kHz 付近の振幅が増大した原因は不明であるが, 第 4 ステップでは境界層は乱流状態ではなく, 遷移状態に層流化していると推測される. 一方, 第 4 ステップ以外では乱流状態であると推測される. Re-sweep 試験フェーズでは, DP01 と同様に, α -sweep 試験フェーズに比べ, 波形の振幅が大きかったが, その増大は DP01 ほど大きくなく飽和したのは正側に限られた. しかし, スペクトラムは正しく求められなかった.

さらに, その上流にあたる, 左舷 $X/C=0.30$, $Y/S=-0.30$ に位置する DP03 の波形は, α -sweep の第 3 ステップから第 5 ステップを含む広い時間範囲で, 大きく変化した. まず, $T_{Lo} \approx 114.4\text{sec.}$ 付近から振幅が増大し, 117.4sec. 付近で更に大きくなった後, $118.4 \sim 122.4\text{sec.}$ の間は一旦振幅が減少した. そして 122.4sec. 付近で, 再度, 振幅が飽和するほど増大した後, 徐々に減少し一定値になった. 対応するスペクトラムを見ると, 第 3 ステップから第 5 ステップでは, DP02 と同様に, 1kHz 付近の振幅が増大していたことがわかる. しかも, 第 4 ステップでは, 高周波の振幅が減少していた. 一方, 波形で振幅の増大が観測されなかった第 1 ステップ, 第 2 ステップおよび第 6 ステップでは, スペクトラムの振幅が, 低周波から高周波まで, ほぼ一定であった. 従って, 境界層は, 第 1 ステップ, 第 2 ステップおよび第 6 ステップでは乱流状態で, 第 3 ステップから第 5 ステップにかけて遷移状態に層流化するが, 最も層流化が進むのが第 4 ステップであると推測される. Re-sweep 試験フェーズでは, DP01, DP02 と同様に, α -sweep 試験フェーズに比べ,

波形の振幅が大きかったが、その増大は前出の2つのセンサーほどではなく飽和はしていなかった。

その上流にあたる、左舷 $X/C=0.20$, $Y/S=-0.32$ に位置する DP04 の α -sweep 試験フェーズにおける波形は、DP03 の出力と定性的に類似していた。まず、 $T_{Lo} \approx 114.4\text{sec.}$ から振幅が増大し、 115.4sec. 付近からやや減少した後、 $118 \sim 122.4\text{sec.}$ 付近の間は一旦振幅が非常に小さく減少した。そして 122.4sec. 付近から徐々に増幅を開始し、 127sec. 付近で振幅が急激に増加した後、再び減少し一定値に落ち着いた。対応するスペクトラムを見ると、第2ステップでも 1kHz 付近の振幅が増大している。第3ステップでも、 1kHz 付近の振幅が増大したが、高周波の振幅は減少した。そして、振幅が非常に小さくなった第4ステップ、第5ステップでは、高周波だけでなく低周波の変動も小さくなったことがわかる。従って、境界層は第1ステップ、および第6ステップでは乱流状態であり、第2ステップから第5ステップの間では層流化しているが、最も層流化が進んでいるのは第4ステップであり、この第4ステップではほぼ層流状態であると推測される。なお、第5ステップでは、 5kHz 付近にピークが観測されたが、その原因は不明である。一般的に、スペクトラムにブロードバンドなピークが観測された場合、境界層を遷移に導く不安定波が検出されたことが期待されるが、本計測システムでは、エイリアジングが完全に除去されていないために、観測されたピークを安易に不安定波と結論することはできない。Re-sweep 試験フェーズでは、DP03 と同様の結果が得られた。

左舷 $Y/S=0.3$ 近傍で最も上流にあたる $X/C=0.10$, $Y/S=-0.34$ に位置する DP05 の波形は、 $T_{Lo} \approx 111\text{sec.}$ で急激に振幅が減少した後、 α -sweep 試験フェーズが終了するまで、振幅は非常に小さいままだった。対応するスペクトラムも第1ステップで振幅が大きい他は、低周波から高周波まで低振幅であった。第1ステップのスペクトラムに着目すると、高周波まで振幅が大きかった。従って、境界層は、第1ステップでは乱流に近い遷移状態であるが、それ以外では層流状態であると推測される。なお、 $T_{Lo} \approx 114.6\text{sec.}$, 118.1sec. , 122.4sec. , 126.9sec. に観測されるゆらぎは、迎角を変更するために操舵面を駆動させたことに起因するノイズと考えられる。同様のノイズは地上試験でも観測されていたが、大きなノイズが発生するのは操舵面を大きく動かした場合に限られ、試験フェーズでは、 α -sweep 試験フェーズで迎角を変更する場合のみであると想定されたため、ノイズを除去する対策は施していなかった。一方、Re-sweep 試験フェーズでは、全時間範囲にわたって、振幅が非常に大きく、ほぼ飽和状態であった。

以上の結果から、 α -sweep 試験フェーズにおける $Y/S=$

-0.3 付近では、各時刻において上流から下流に向かって境界層が層流から乱流へ遷移しており、層流領域は第4ステップで最も広がっていることがわかった。一方、Re-sweep 試験フェーズでは、そのセンサーについても α -sweep 試験フェーズよりも振幅が大きいことがわかったが、境界層の状態を推測させる明確な事象は観測されなかった。

3.2.2. 左舷 $Y/S \approx -0.5$

左舷 $Y/S=0.5$ 近傍で最も下流の $X/C=0.39$, $Y/S=-0.48$ に位置する DP06 では、 α -sweep 試験フェーズの第2ステップから第3ステップへ移行する $T_{Lo} \approx 114.4\text{sec.}$ から 115.4sec. の間と、第4ステップから第5ステップへ移行する 122.4sec. から 123.4sec. の間で、波形の振幅が増大していた。その間の第3ステップおよび第4ステップでは、振幅が減少していた。スペクトラムから、特に高周波成分が減衰していたことがわかる。左舷 $Y/S=-0.3$ 近傍のセンサー出力に対する考察から、第3ステップおよび第4ステップでは境界層は遷移状態であるが、それ以外では乱流状態と考えられる。一方、Re-sweep 試験フェーズでは、全時間範囲にわたって振幅が非常に大きく、完全に飽和状態であった。

次に、その上流の $X/C=0.30$, $Y/S=-0.50$ に位置する DP07 に着目すると、振幅の増大が開始する時刻が 111sec. 付近に早まっていた。そして、DP06 の出力が増大したのと同じ第2ステップから第3ステップへの移行区間で振幅が急激に増大した。第4ステップ終了後の $T_{Lo} \approx 124.4\text{sec.}$ から 126.4sec. の間に再び増大するまで、波形は α -sweep 試験フェーズに入る以前に比べやや小さい状態を保っていた。但し、第3ステップおよび第4ステップを含む 116.4sec. から 122.4sec. の間は、時折、正のスパイク信号が観測された。このスパイク信号は、これまでに行った風洞試験でも観測されており、境界層が遷移過程の前半にあることを示していると思われる。第5ステップの区間では、振幅は過渡的な変化をしていた。 125.4sec. 近傍では、振幅が増大した。この時刻では、横滑り角 β が変動しており (図 7a), 振幅が増大した原因である可能性があるが、未確認である。その後、振幅はまた急激に増大し、第6ステップを含む $T_{Lo} \approx 127\text{sec.}$ 以降は、振幅が飽和していた。スペクトラムは、この波形の変化に対応していた。すなわち、第3ステップおよび第4ステップでは前述の通り境界層は層流に近い遷移状態と推測される。第2ステップおよび第5ステップでも境界層は遷移状態であるが、第3ステップおよび第4ステップに比べ乱流に近い状態と思われる。一方、第1ステップでは境界層は乱流状態で、第6ステップでは振幅が飽和していることから、正しくスペクトラムは求めら

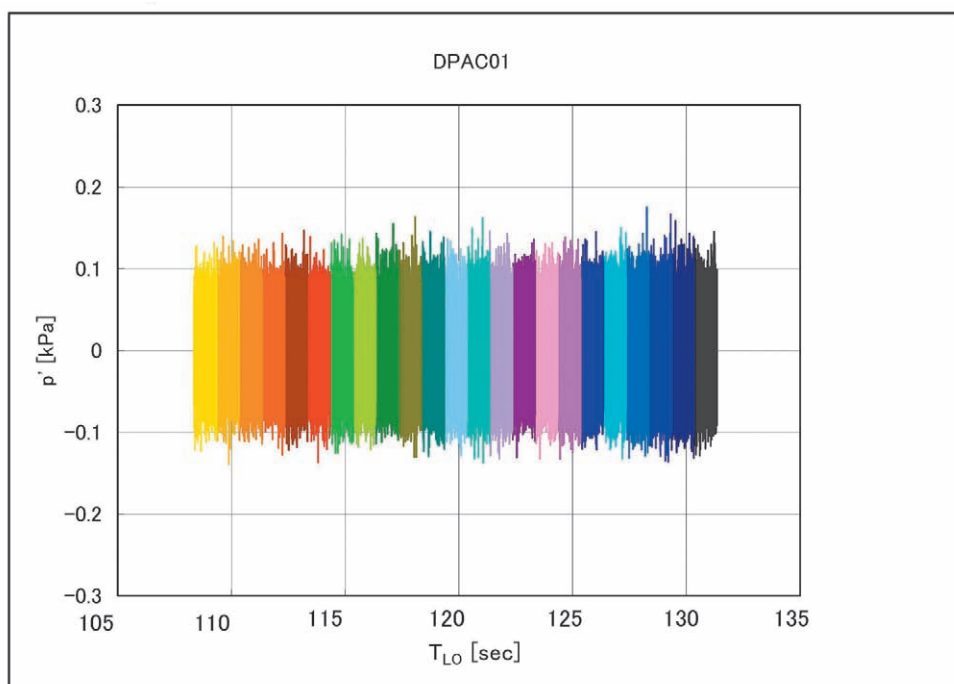
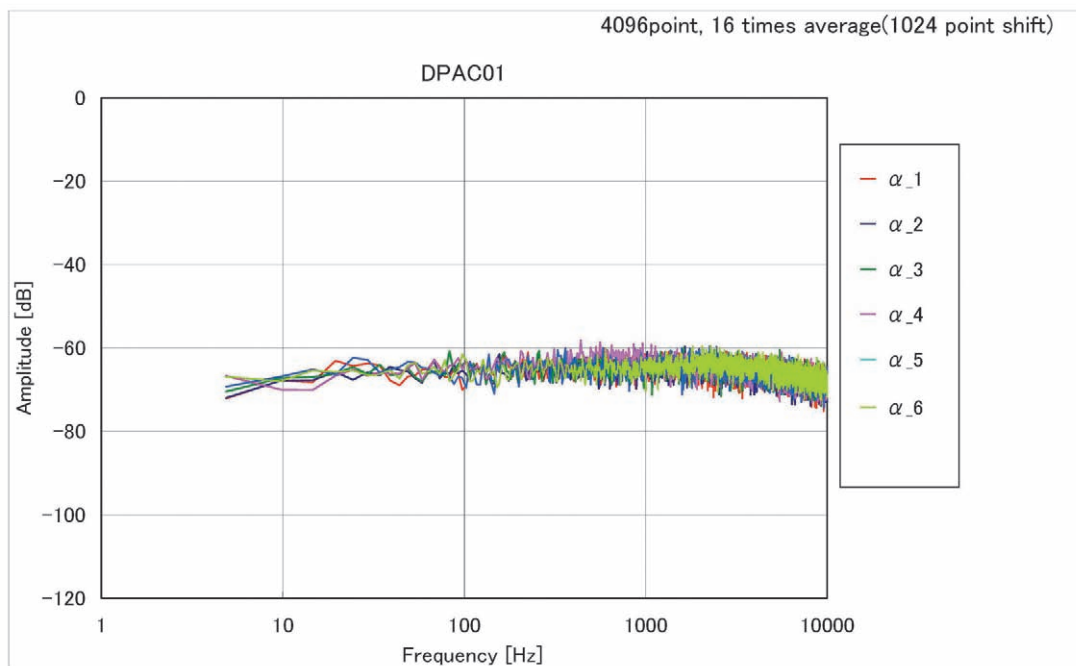
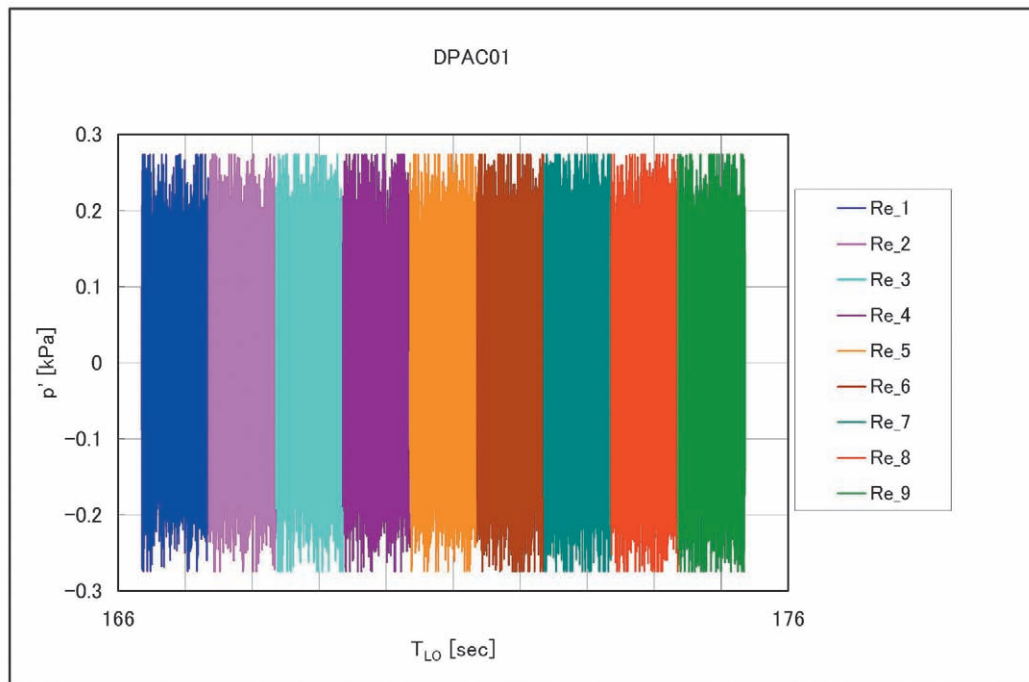
(a1) DP01 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b1) DP01 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (1/40)

(c1) DP01 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d1) DP01 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

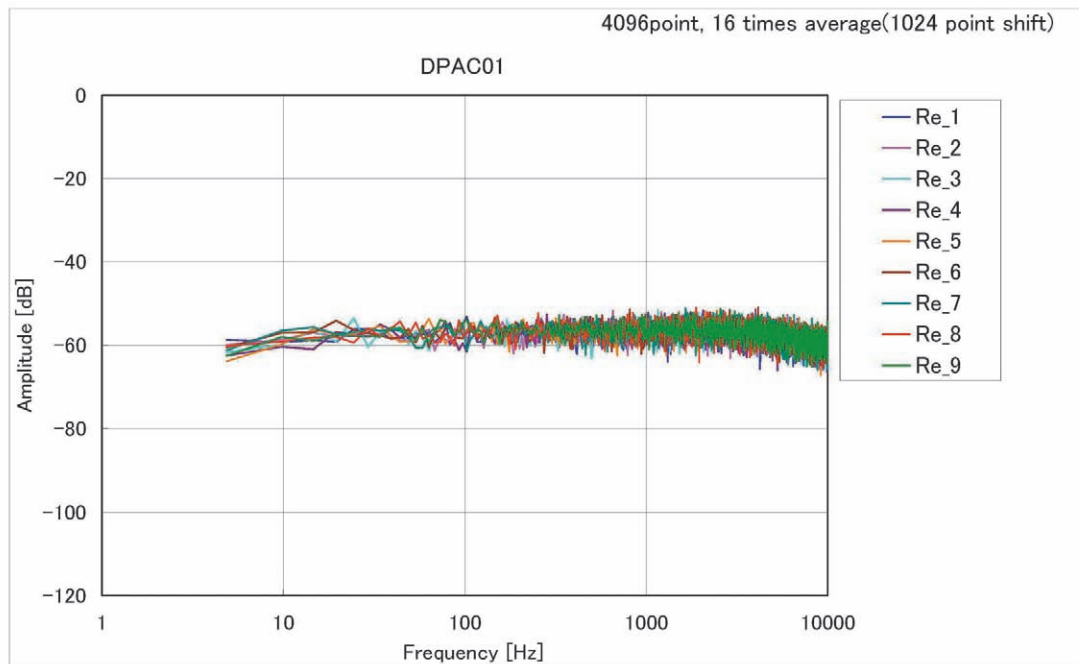


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (2/40)

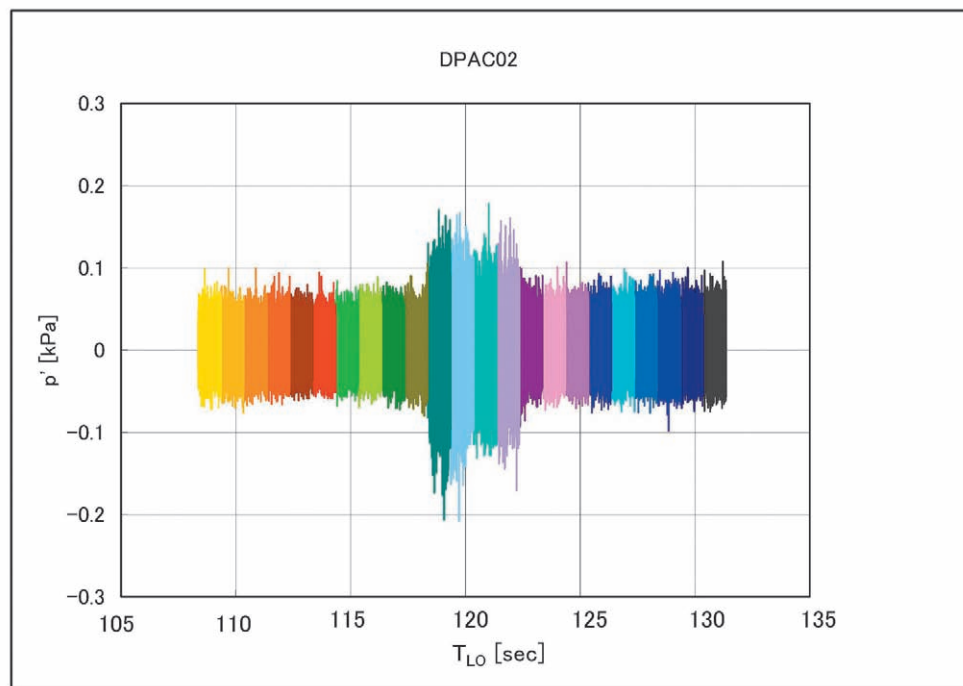
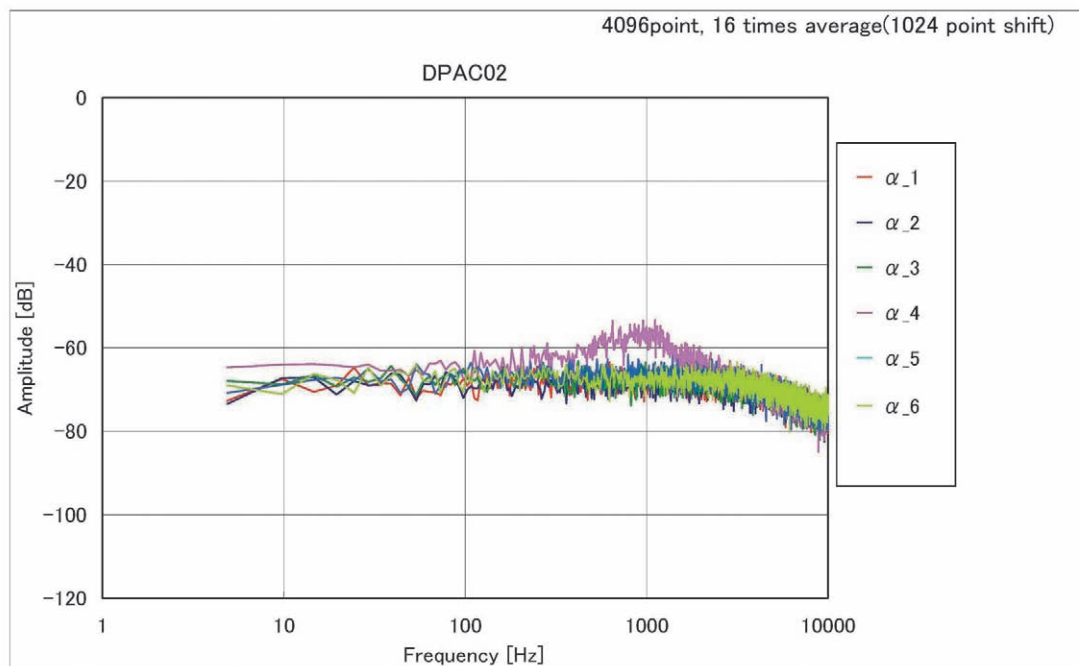
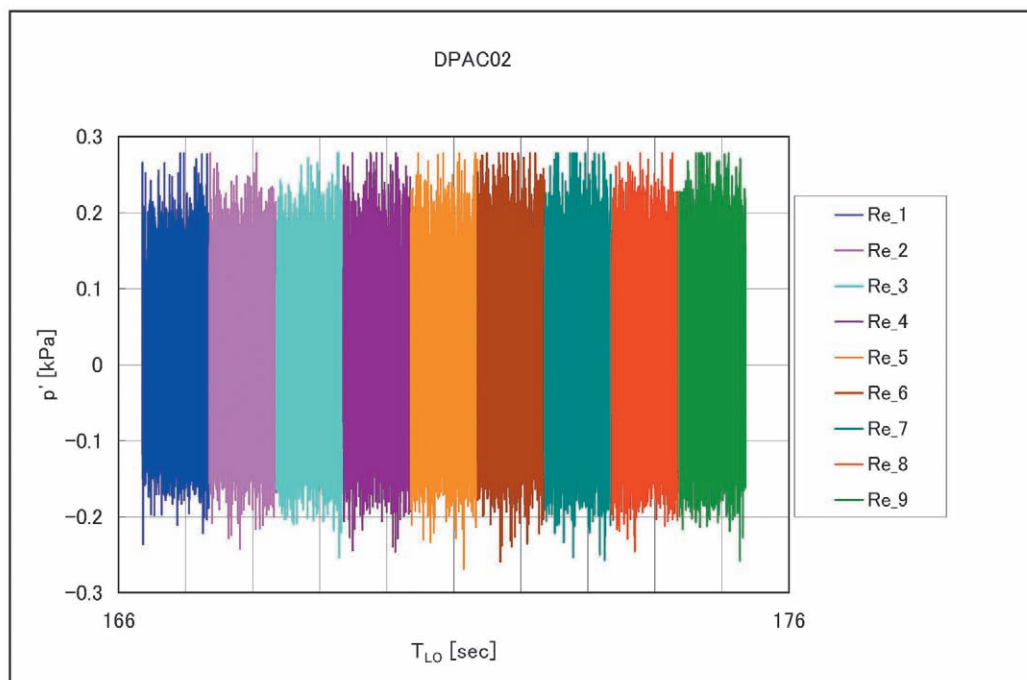
(a2) DP02 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b2) DP02 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (3/40)

(c2) DP02 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d2) DP02 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

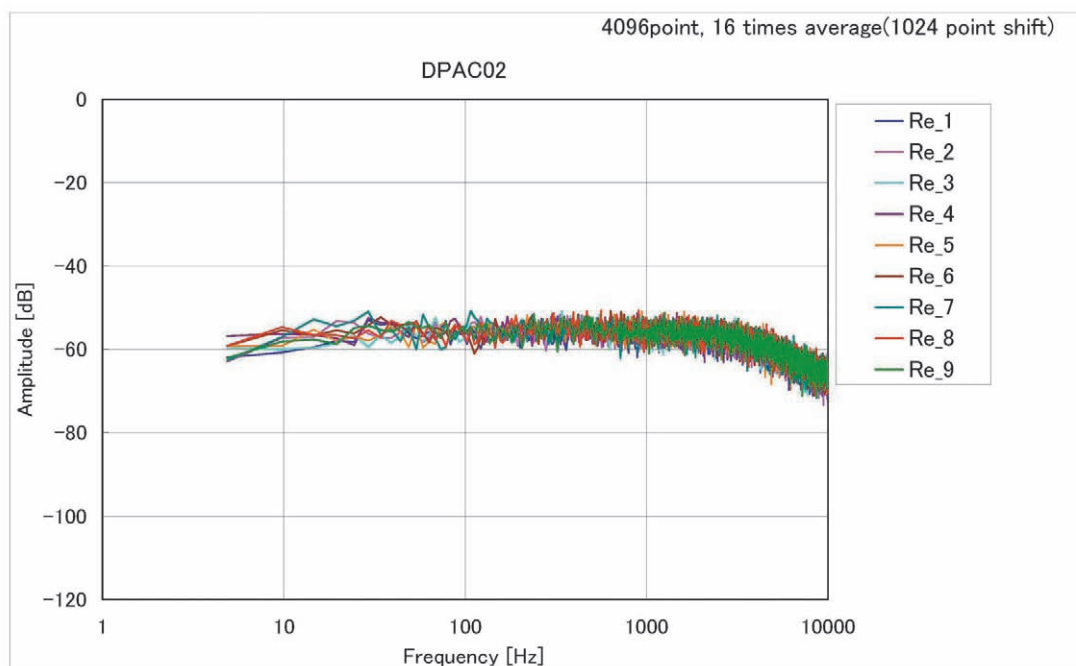


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (4/40)

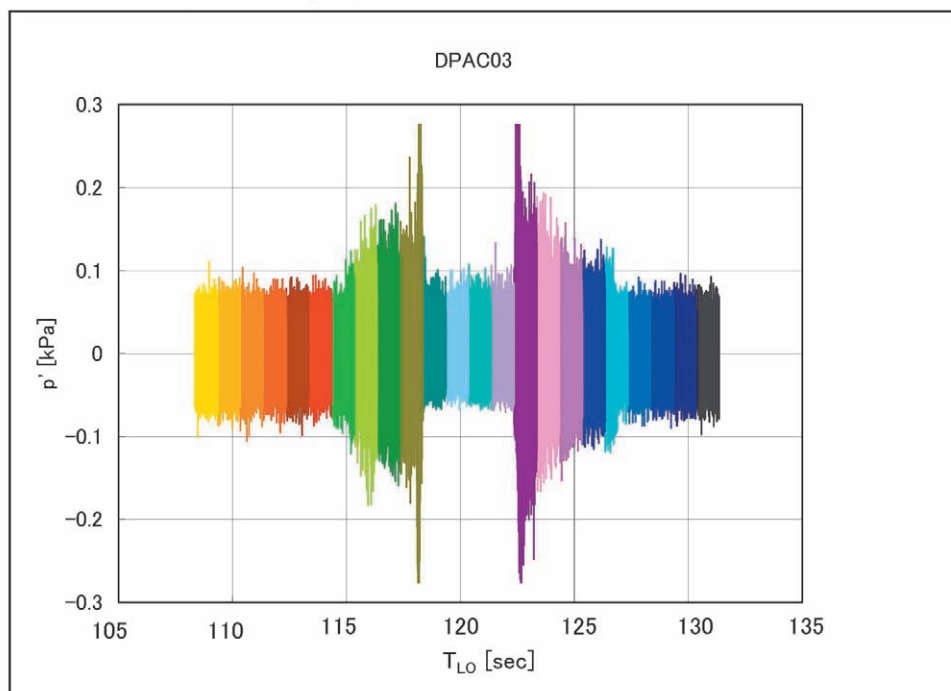
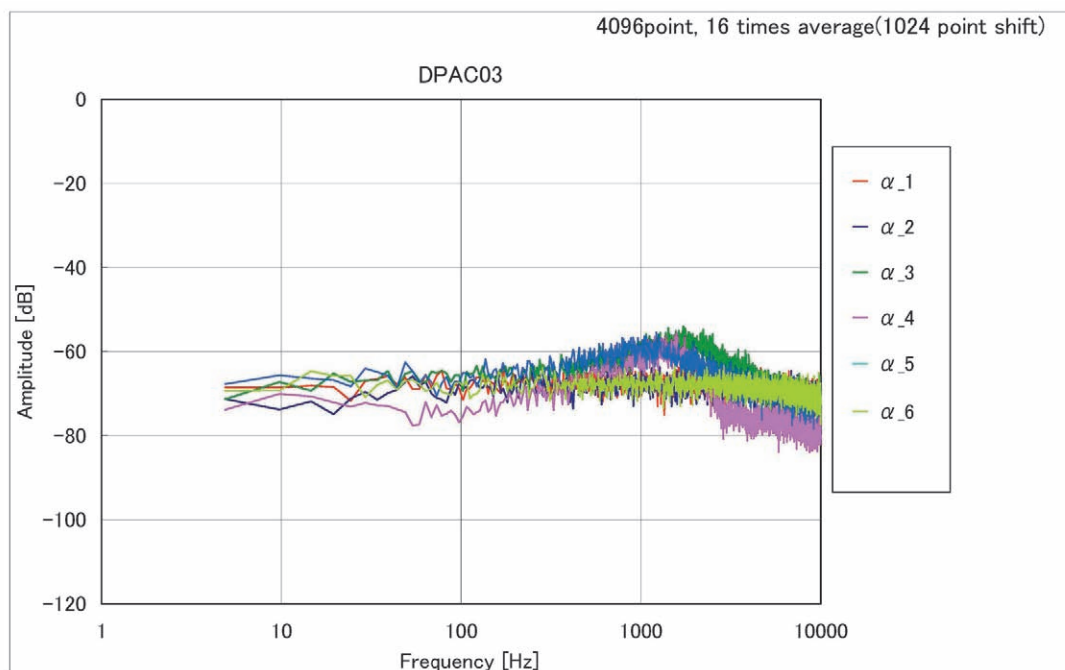
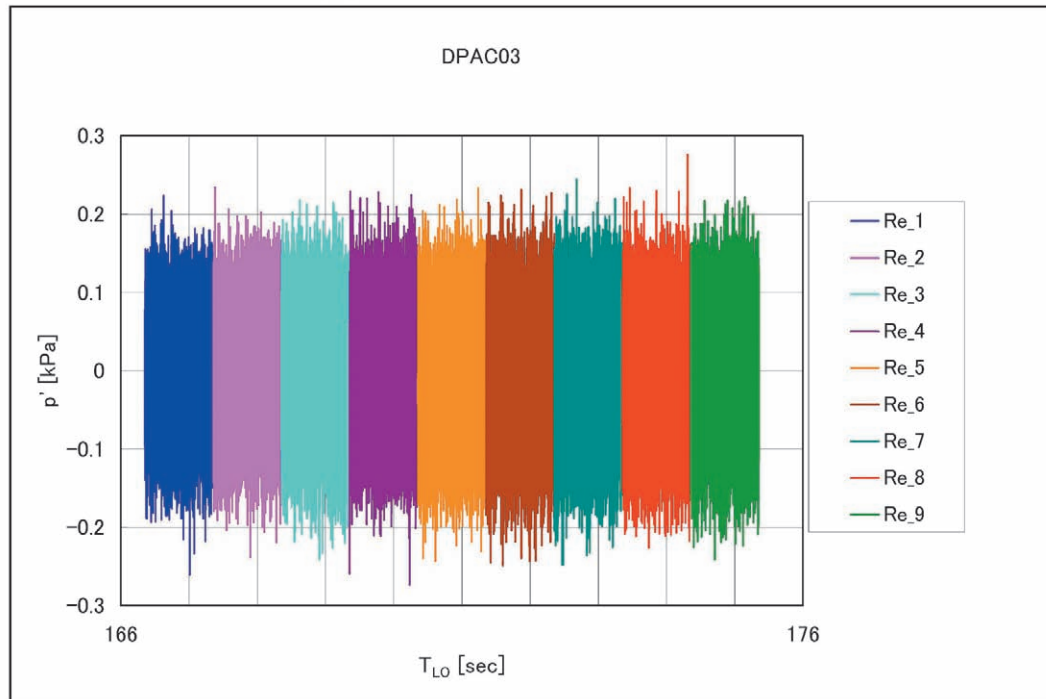
(a3) DP03 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b3) DP03 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (5/40)

(c3) DP03 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d3) DP03 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

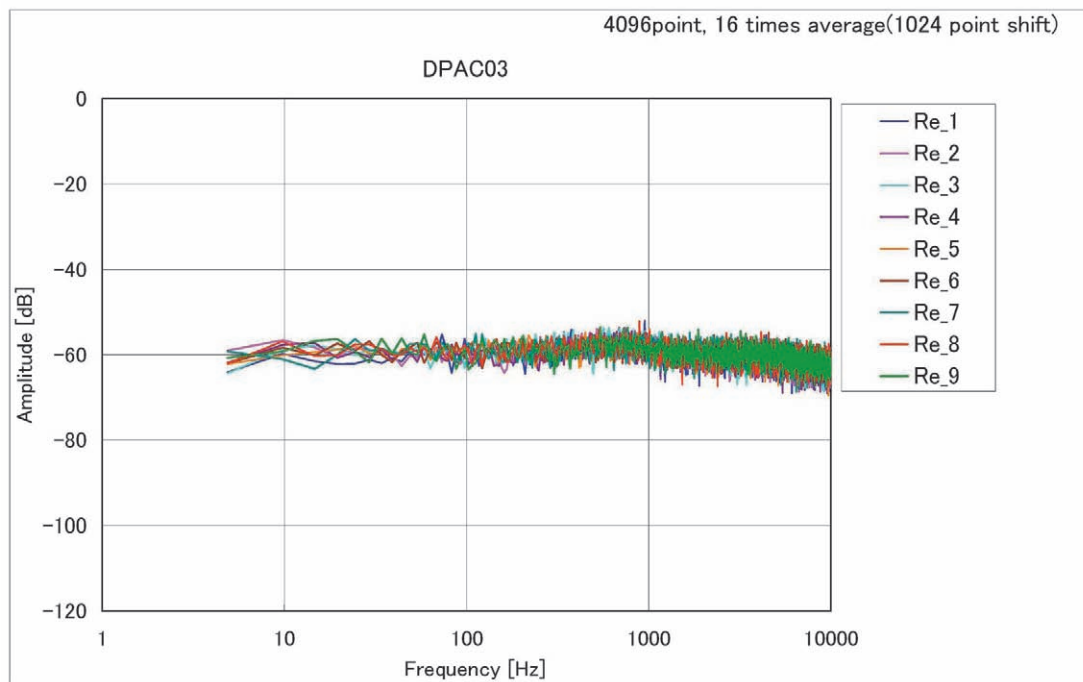


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (6/40)

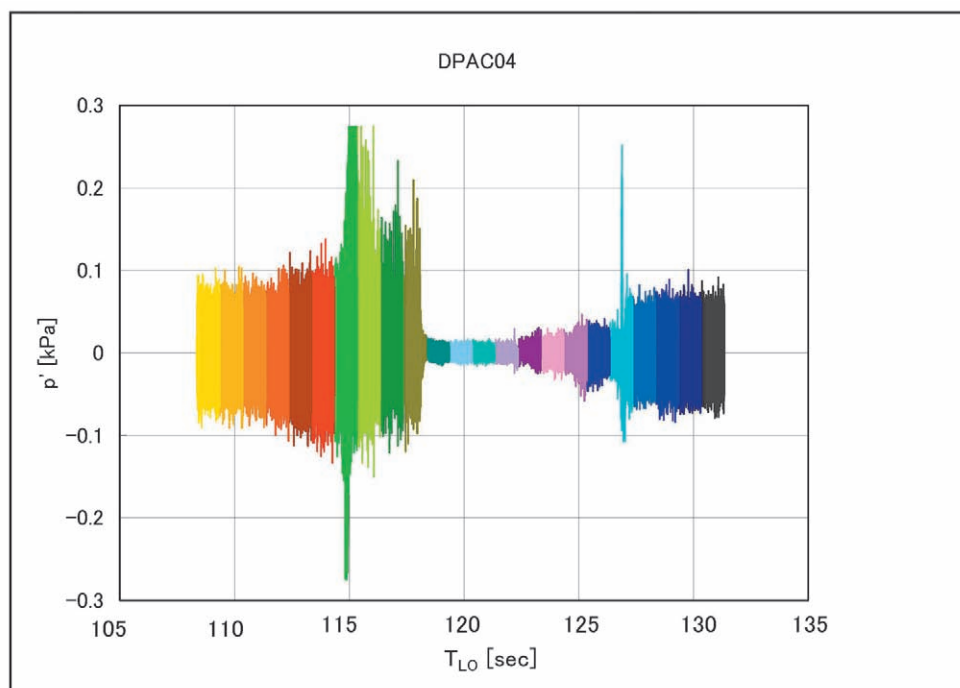
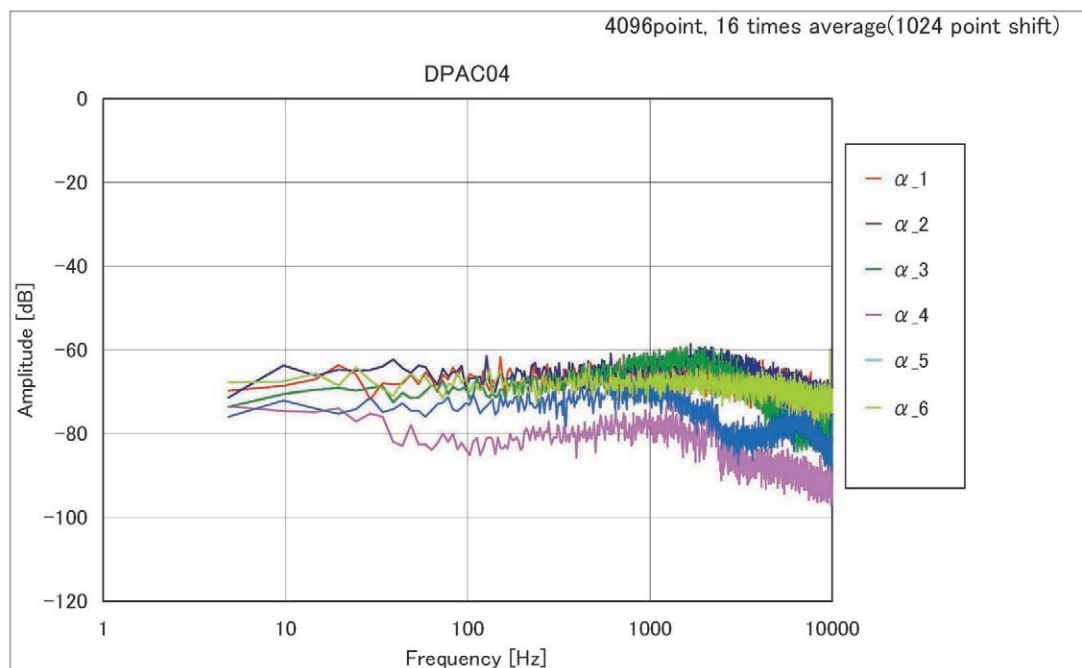
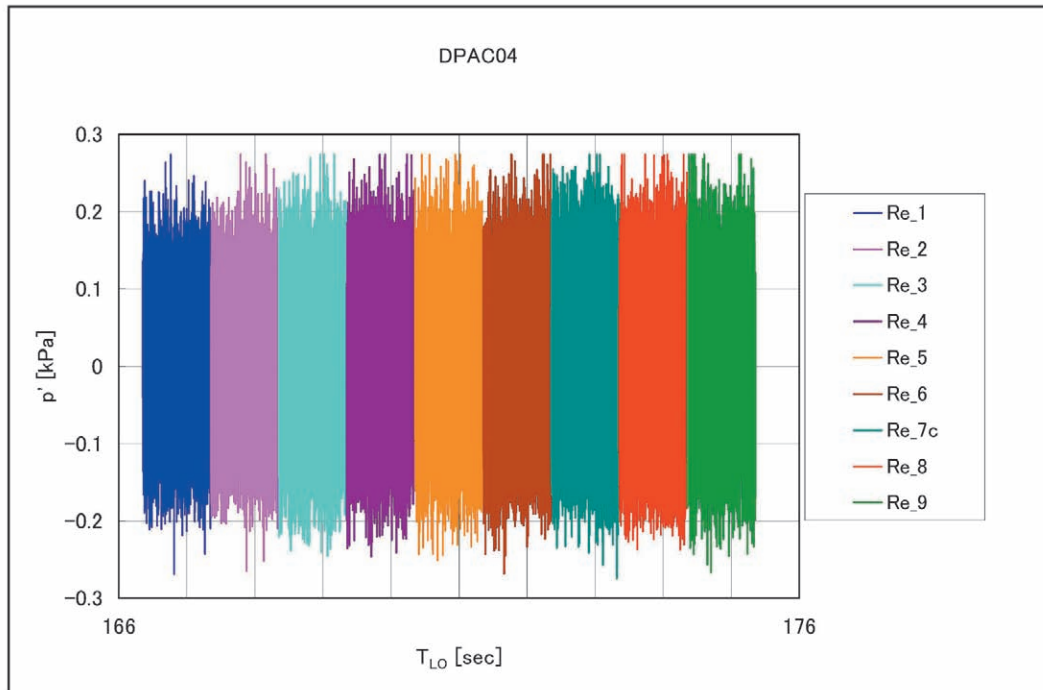
(a4) DP04 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b4) DP04 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (7/40)

(c4) DP04 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d4) DP04 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

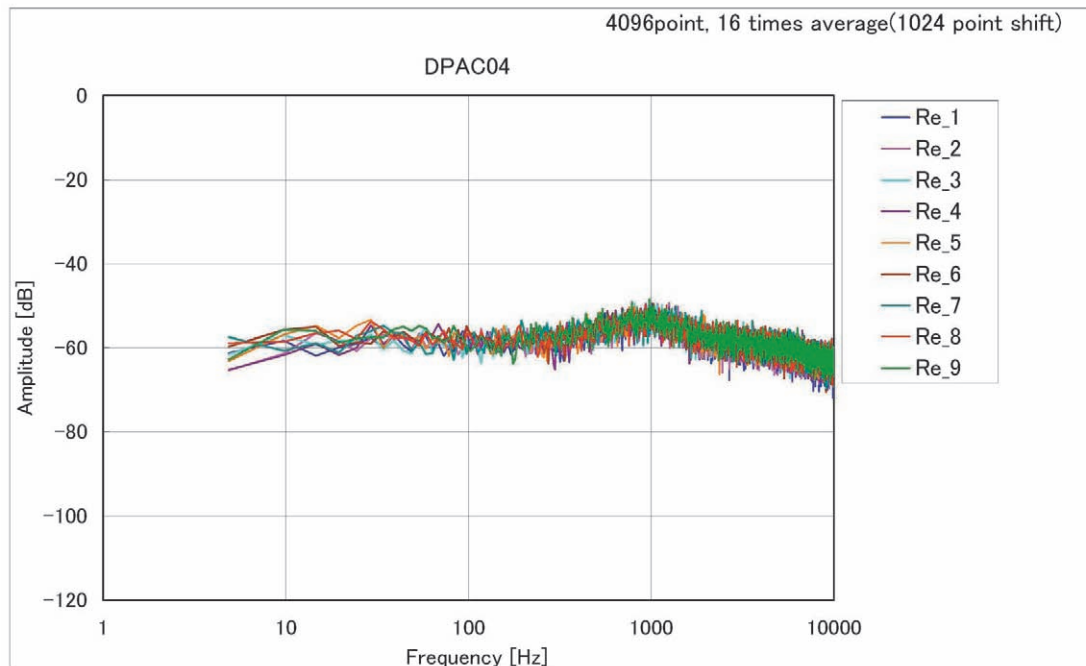


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (8/40)

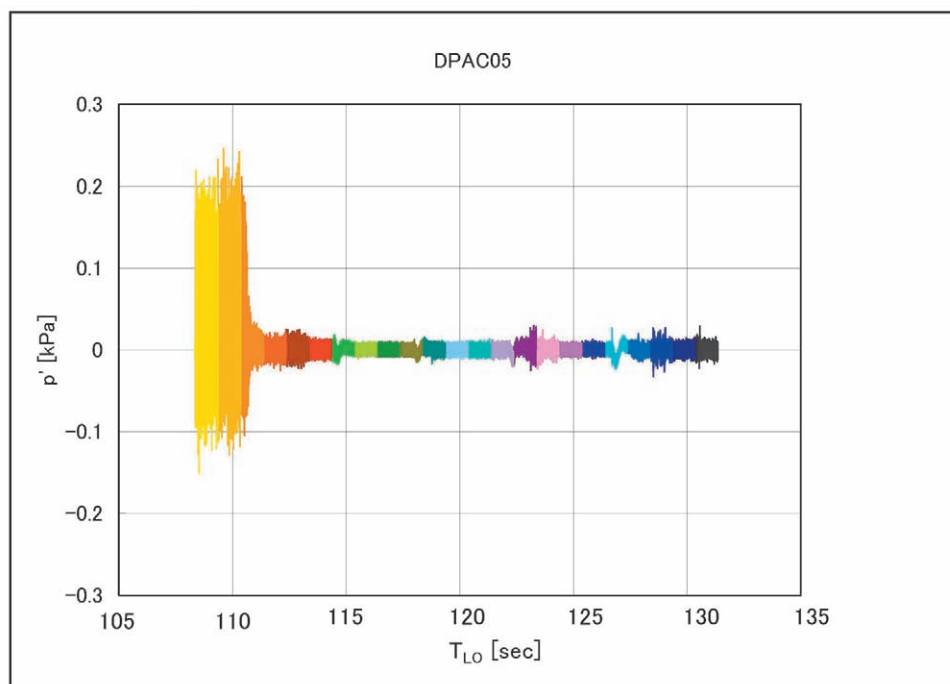
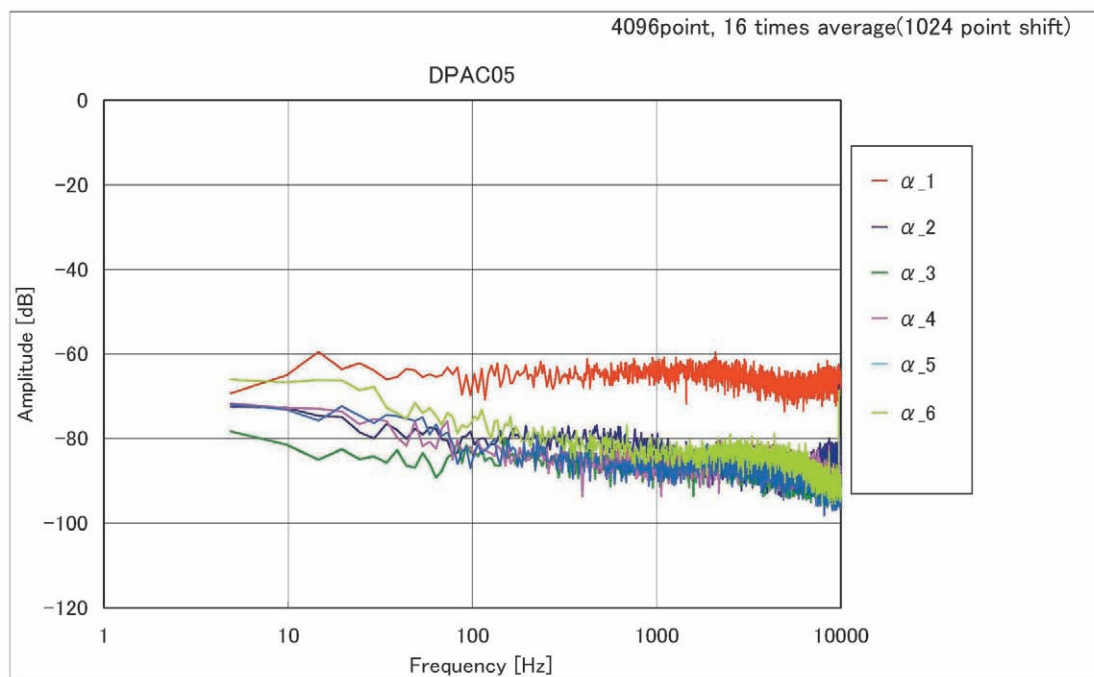
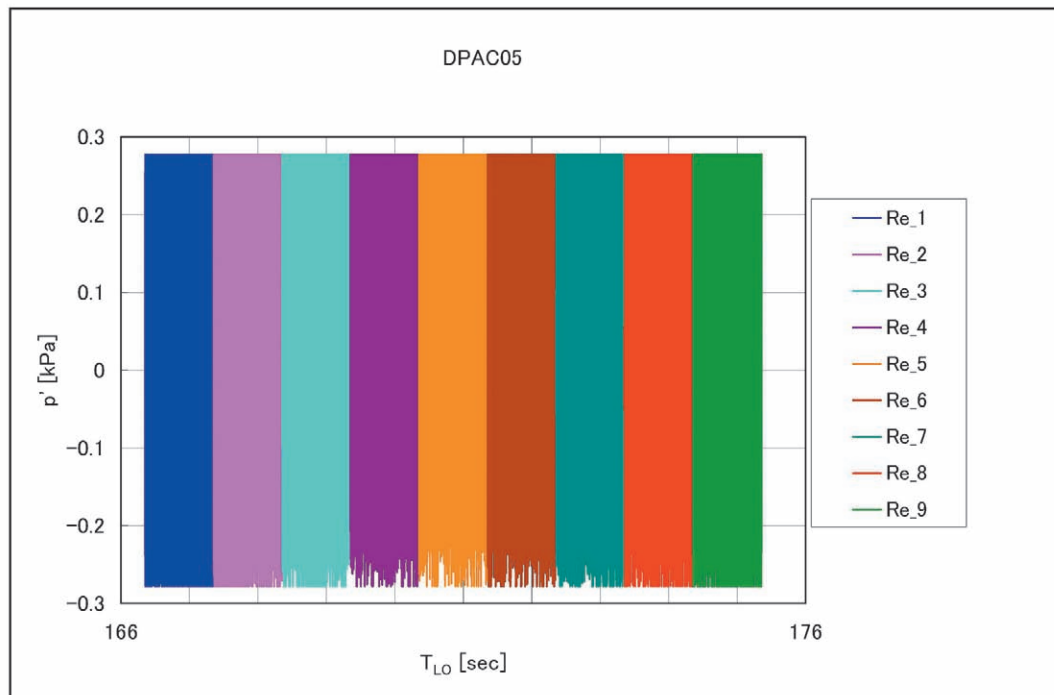
(a5) DP05 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b5) DP05 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (9/40)

(c5) DP05 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d5) DP05 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

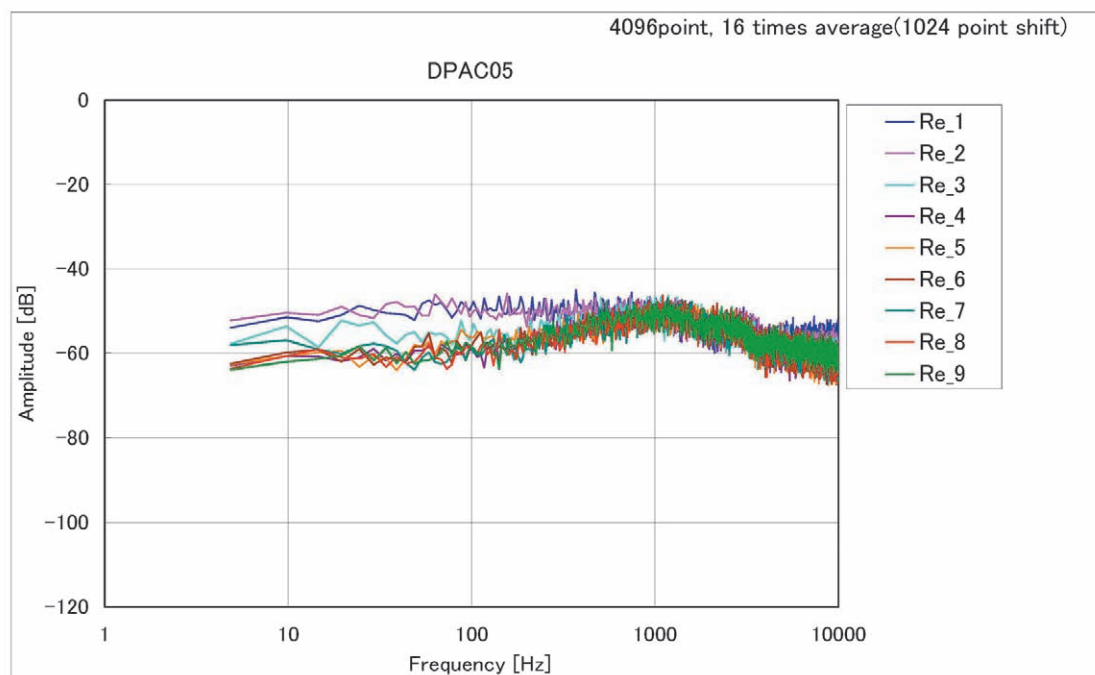


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (10/40)

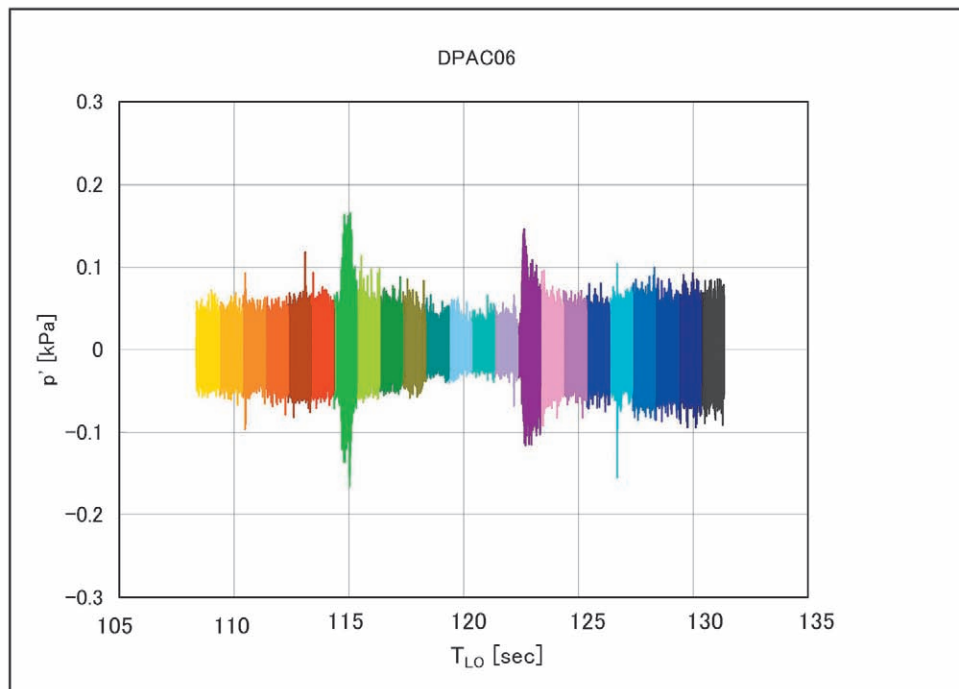
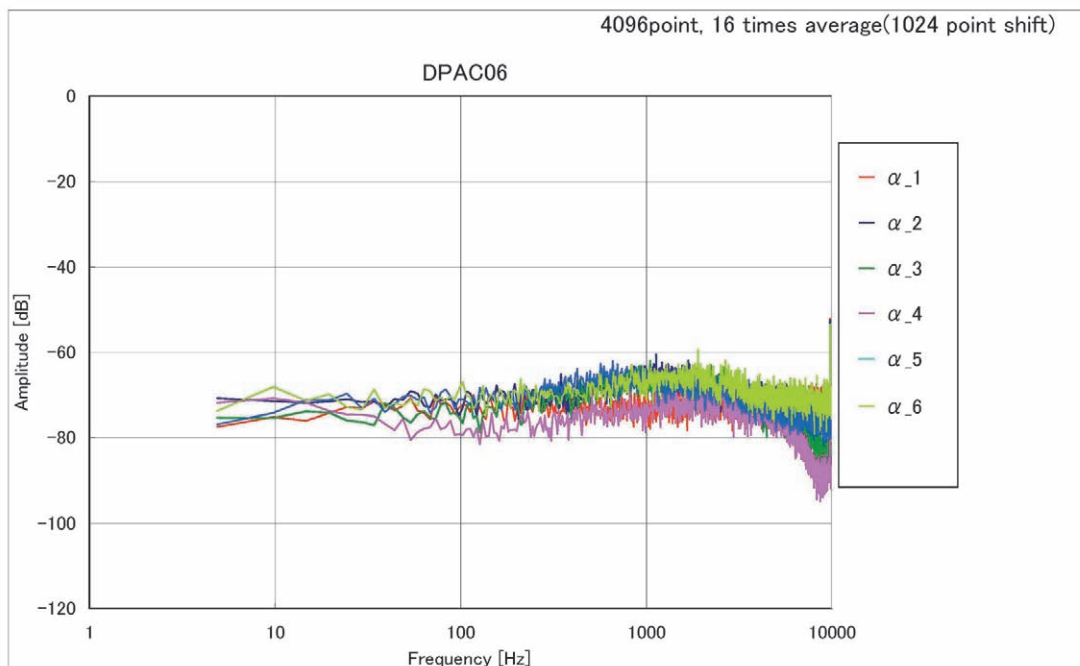
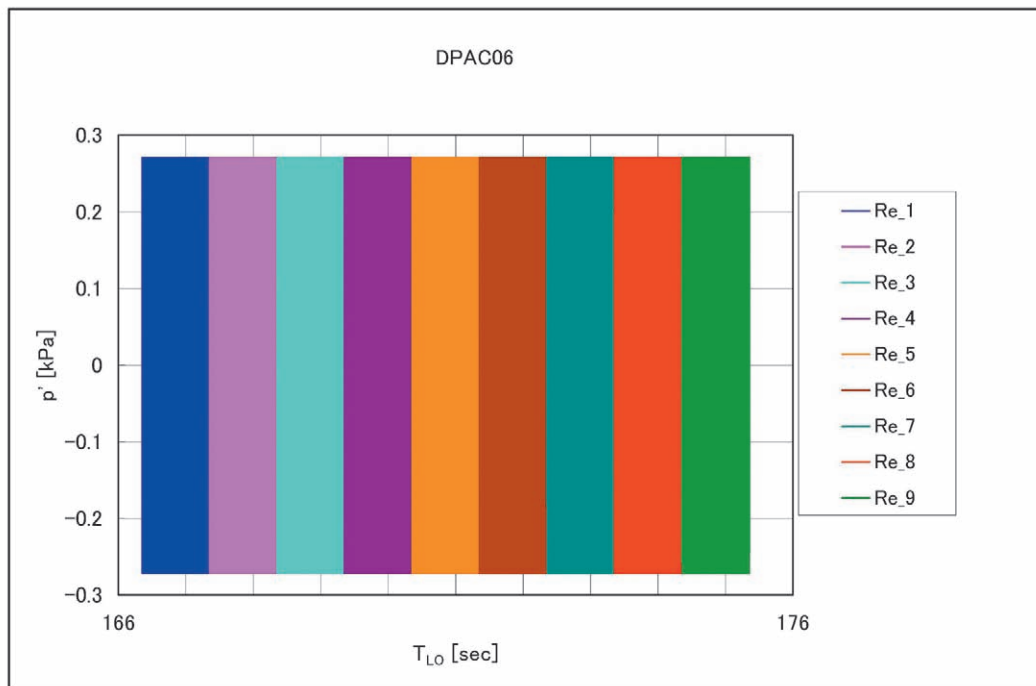
(a6) DP06 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b6) DP06 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (11/40)

(c6) DP06 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d6) DP06 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

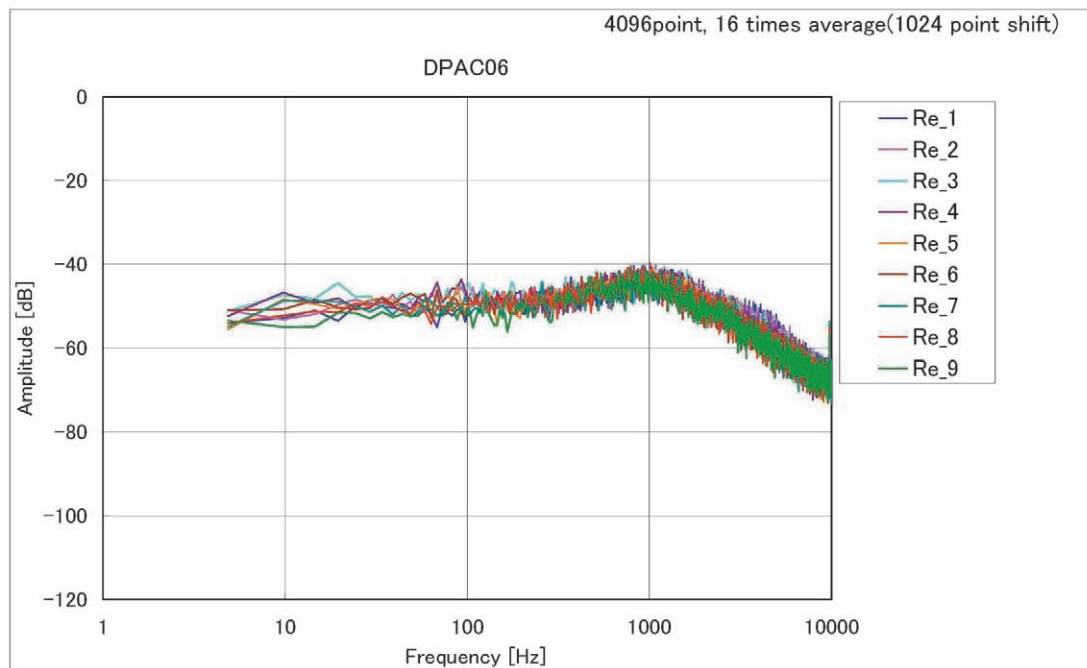


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (12/40)

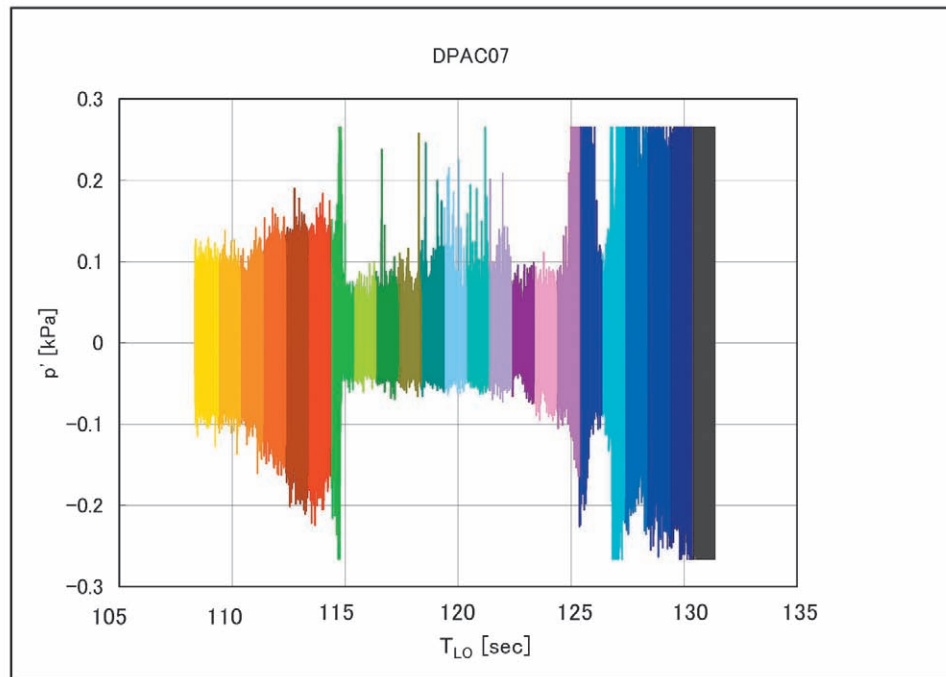
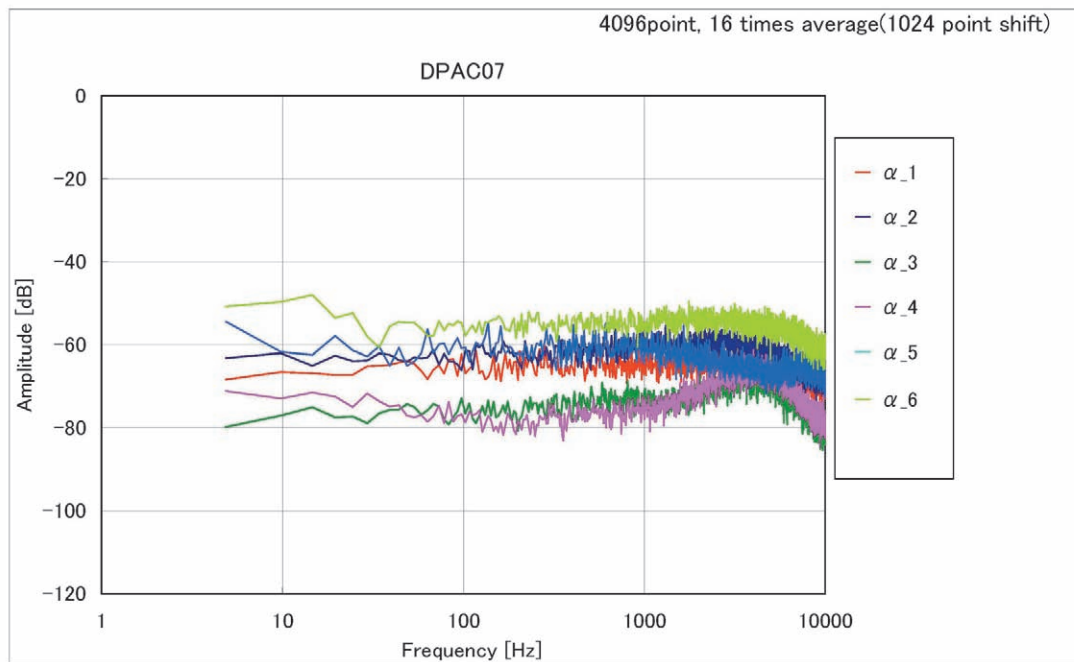
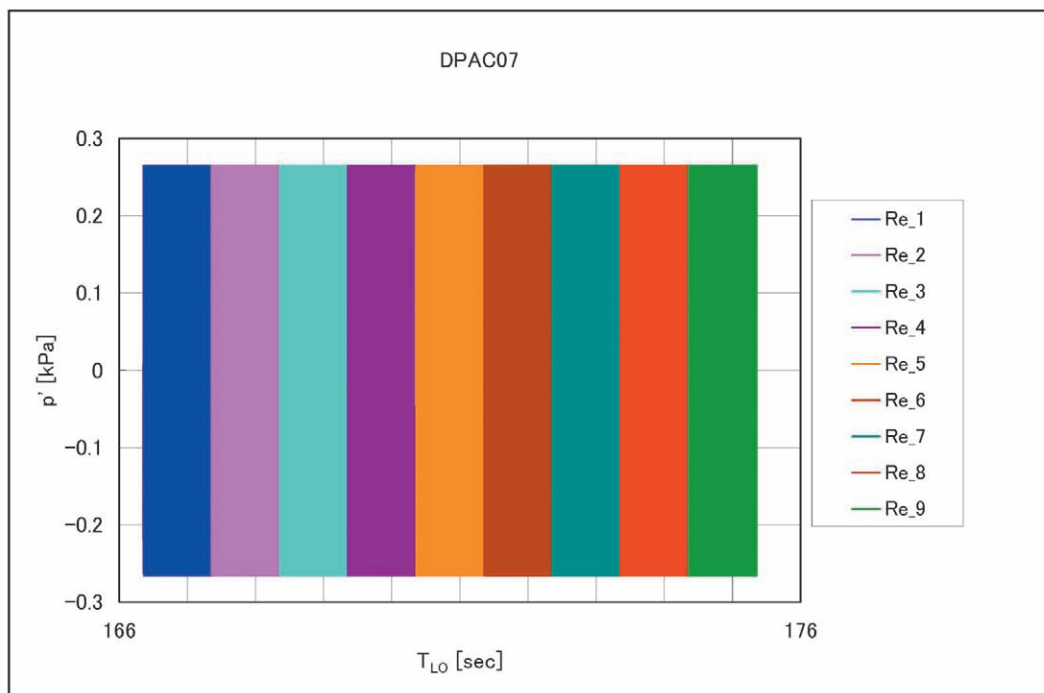
(a7) DP07 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b7) DP07 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (13/40)

(c7) DP07 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d7) DP07 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

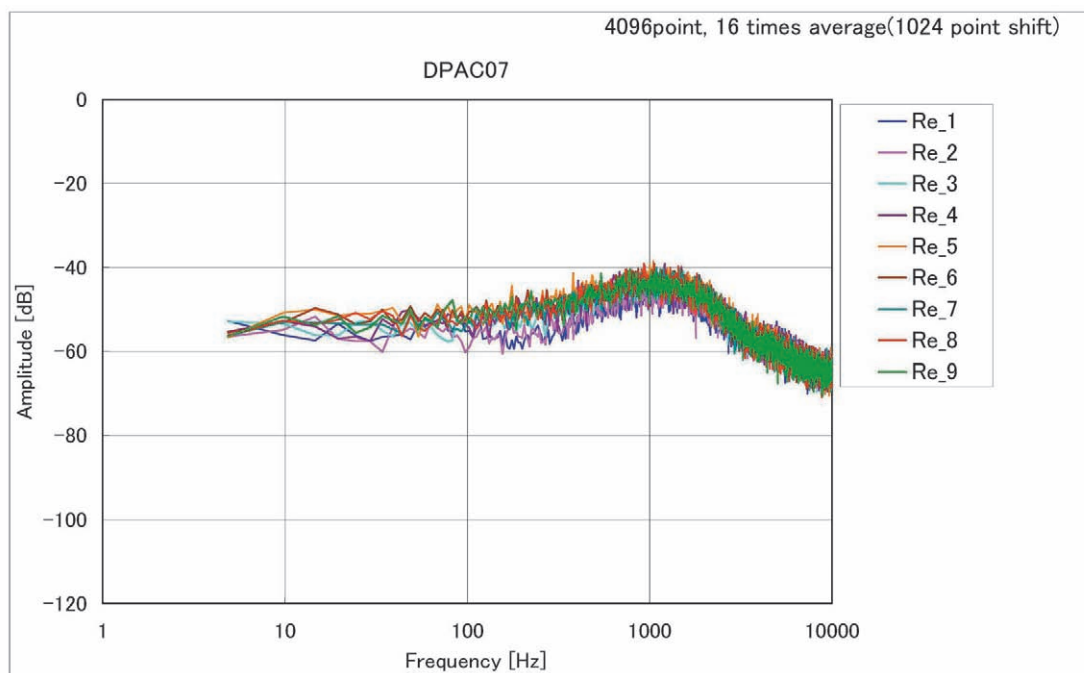


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (14/40)

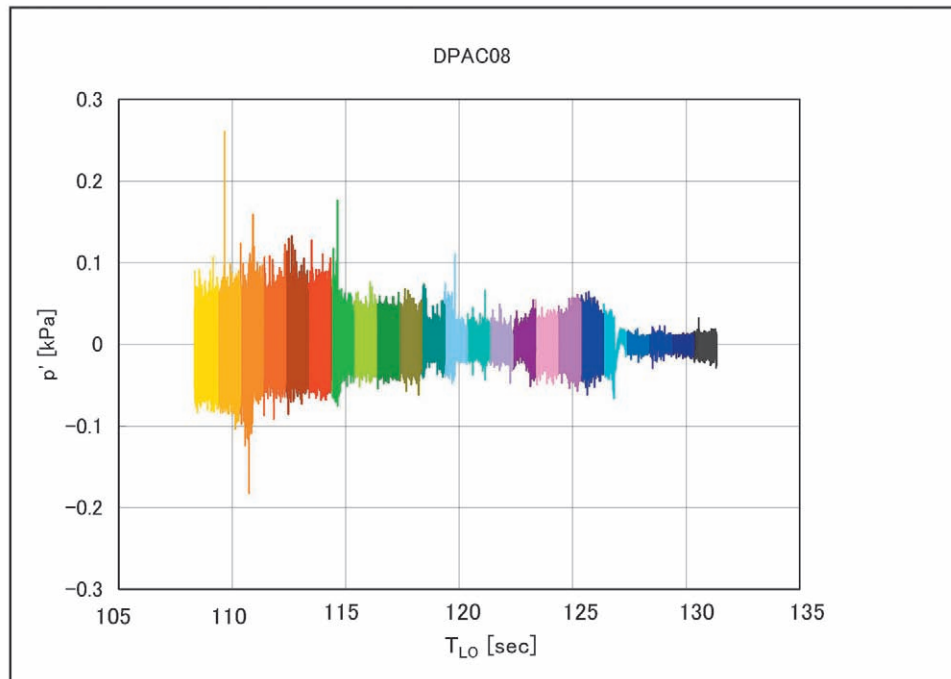
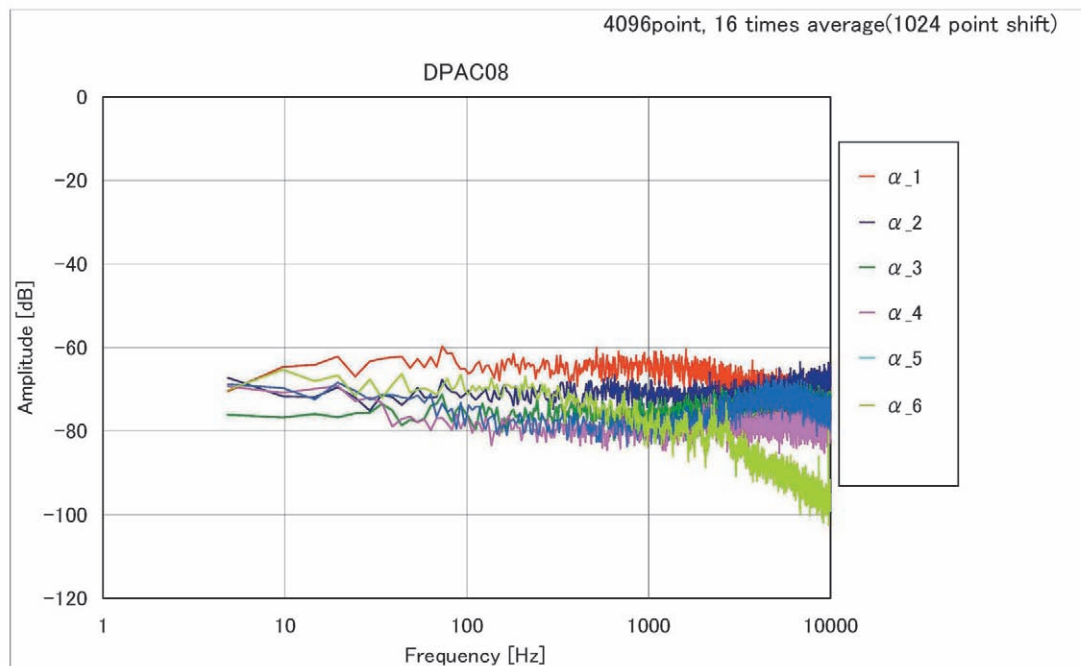
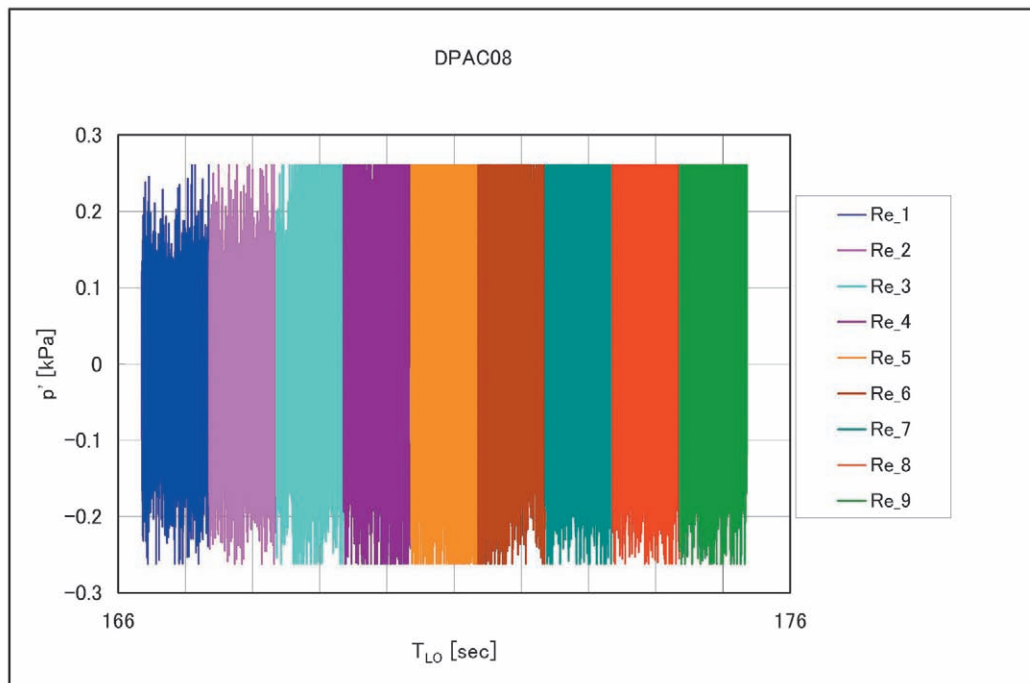
(a8) DP08 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b8) DP08 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (15/40)

(c8) DP08 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d8) DP08 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

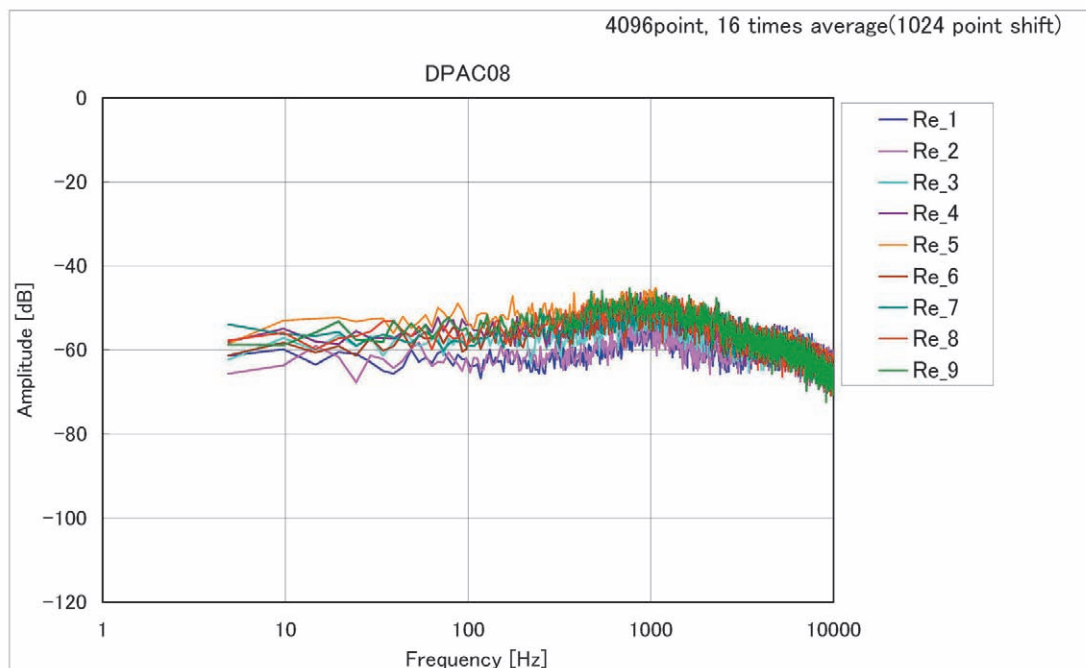


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (16/40)

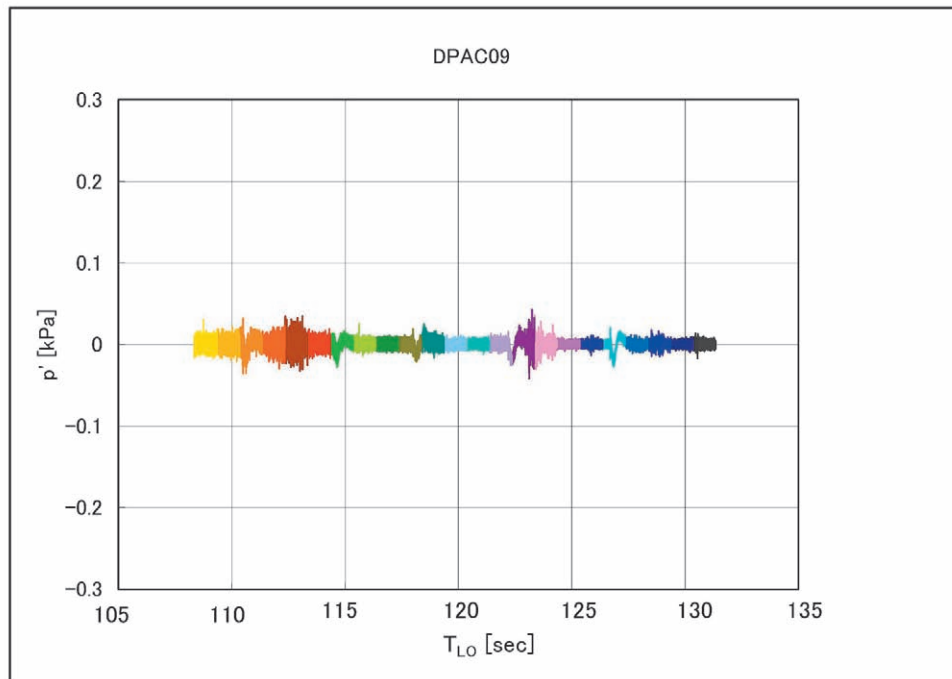
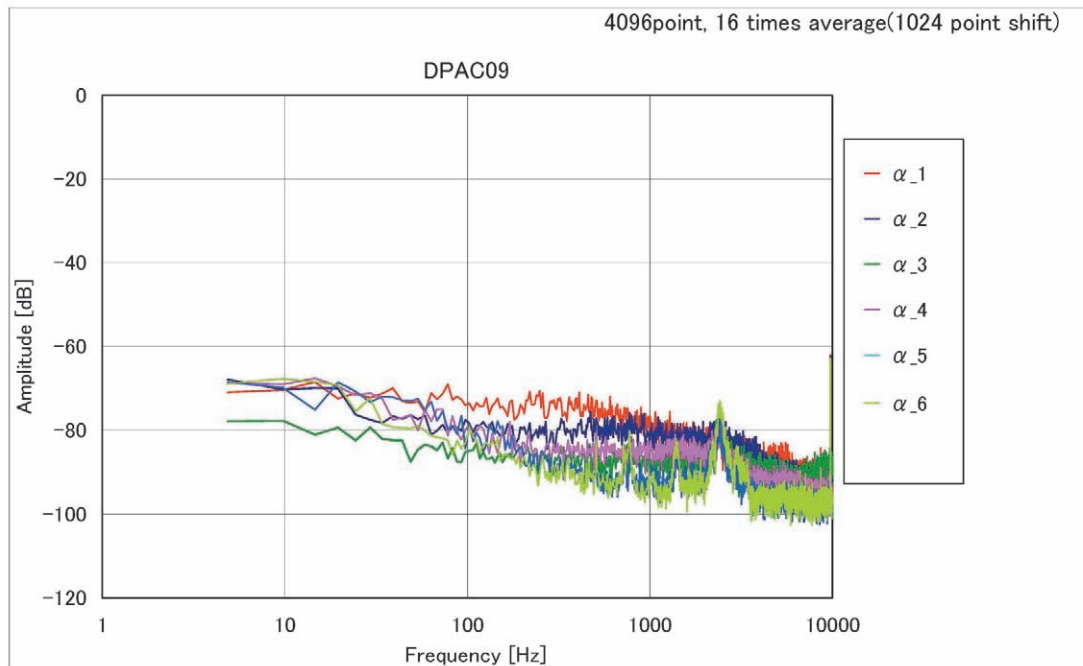
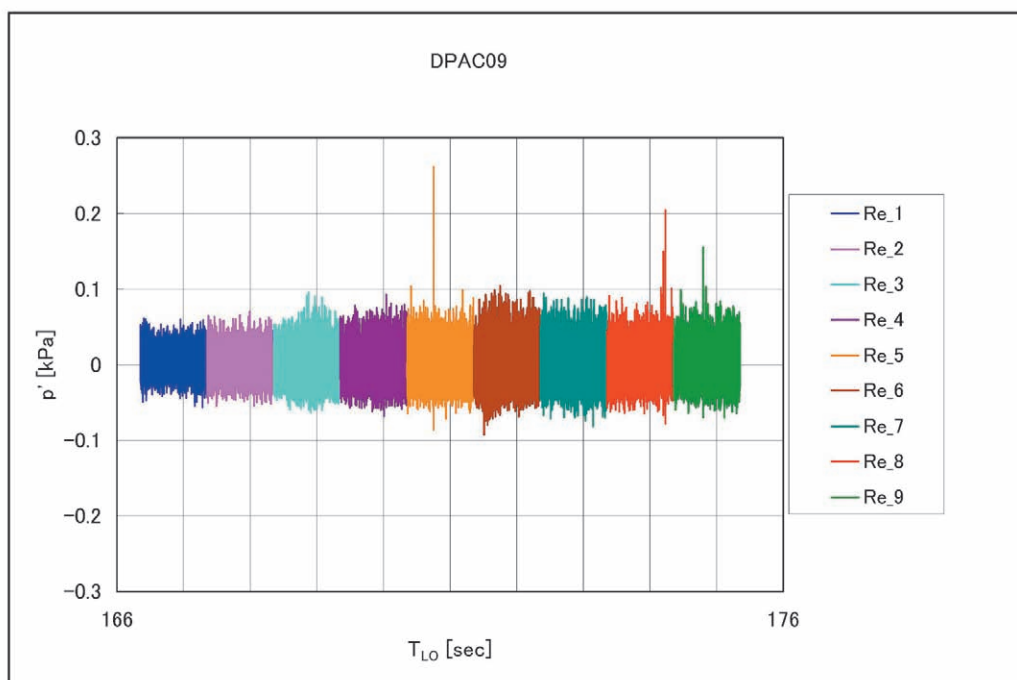
(a9) DP09 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b9) DP09 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (17/40)

(c9) DP09 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d9) DP09 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

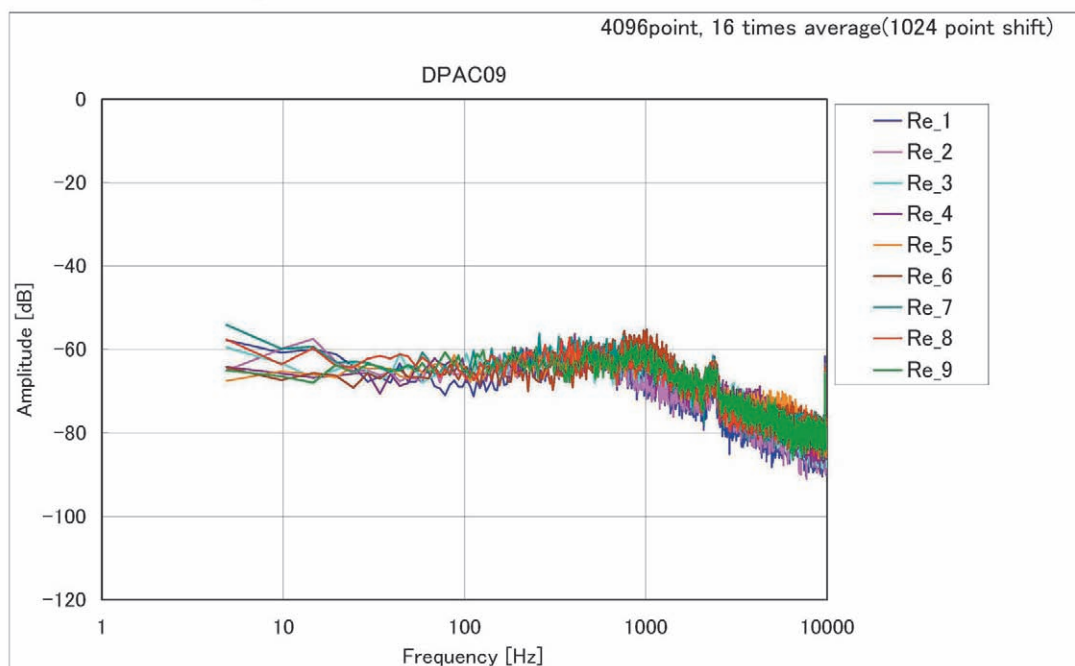


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (18/40)

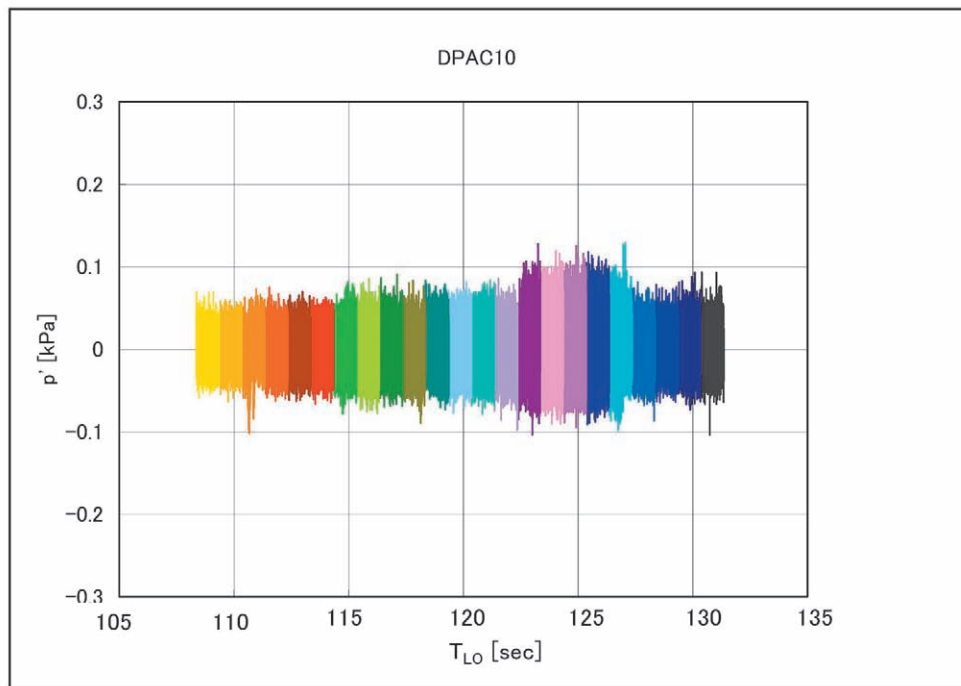
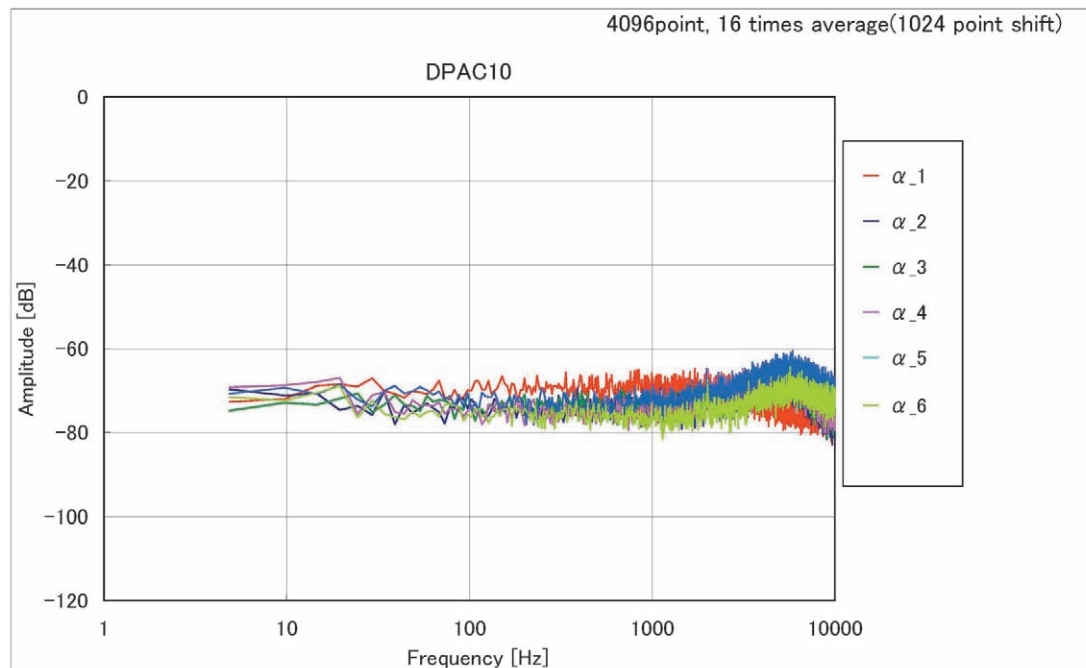
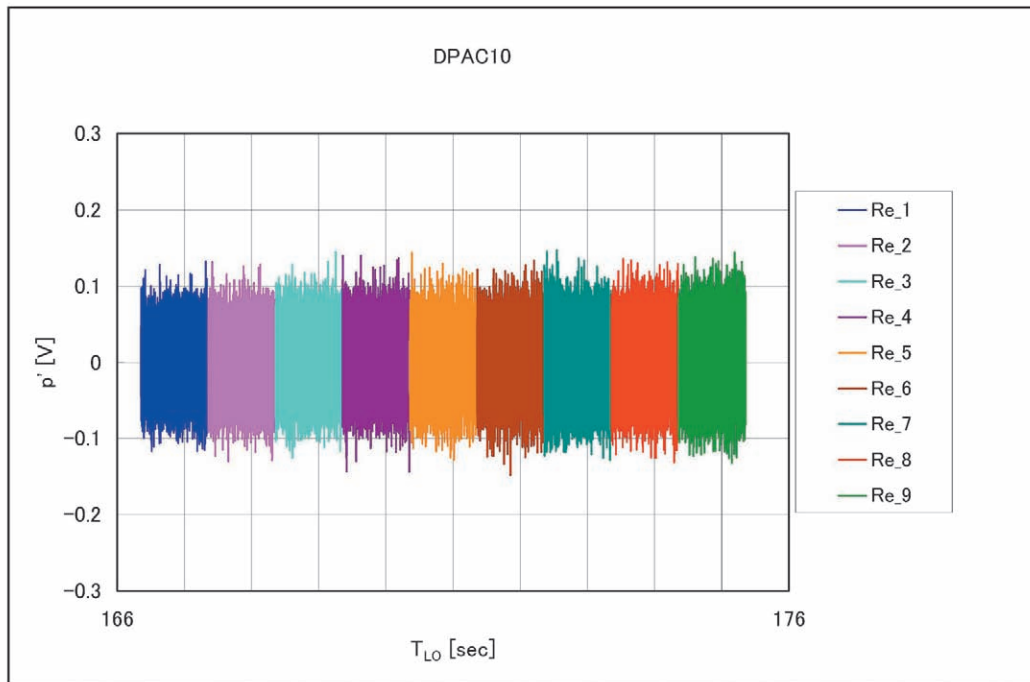
(a10) DP10 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b10) DP10 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (19/40)

(c10) DP10 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d10) DP10 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

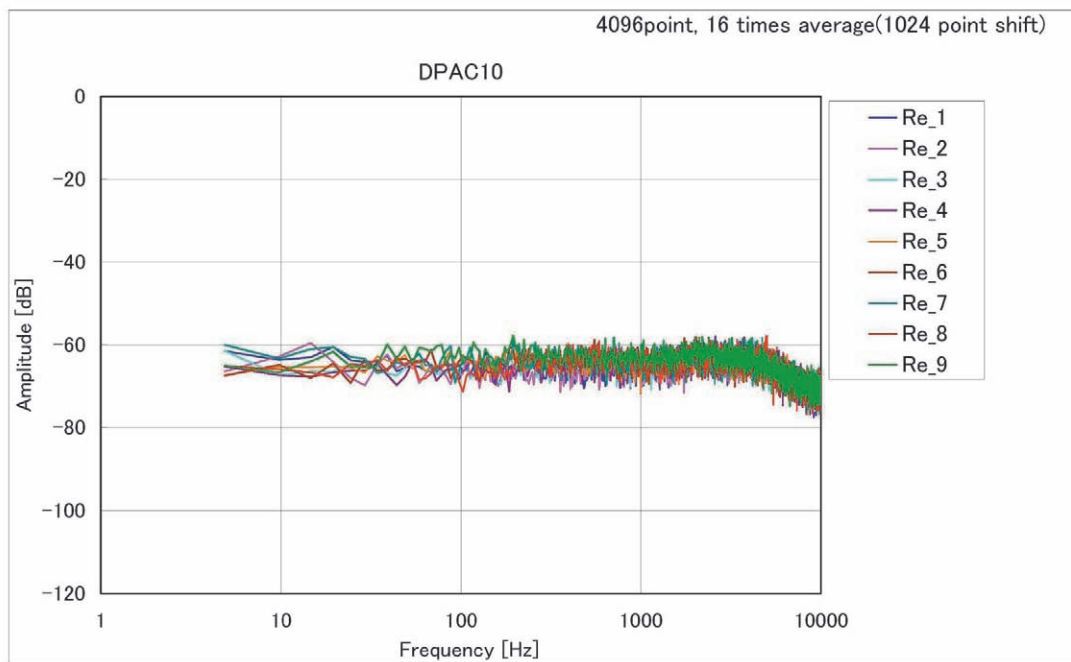


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (20/40)

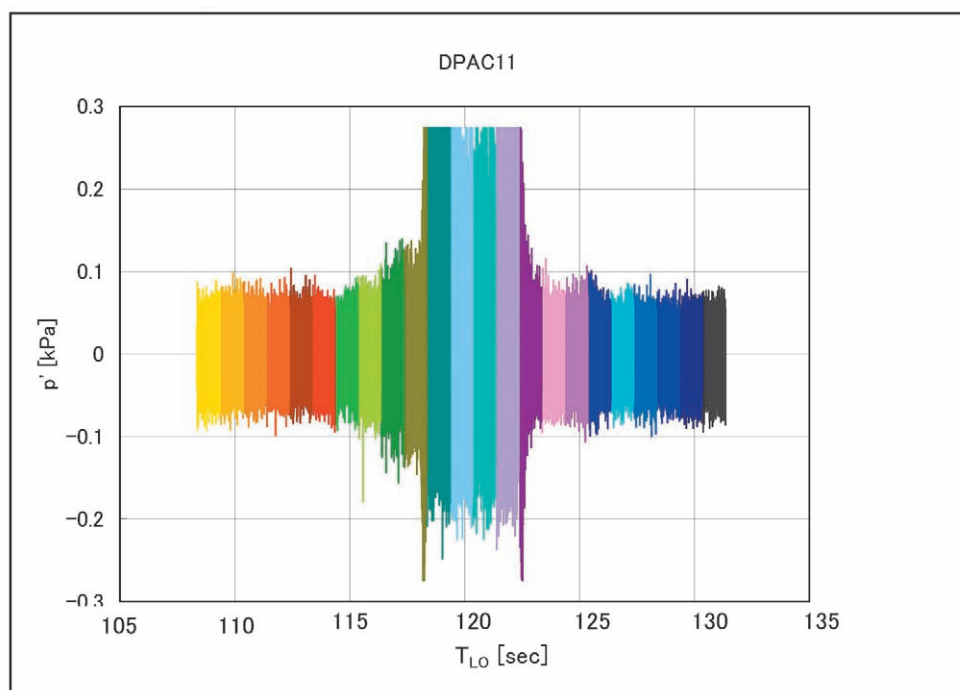
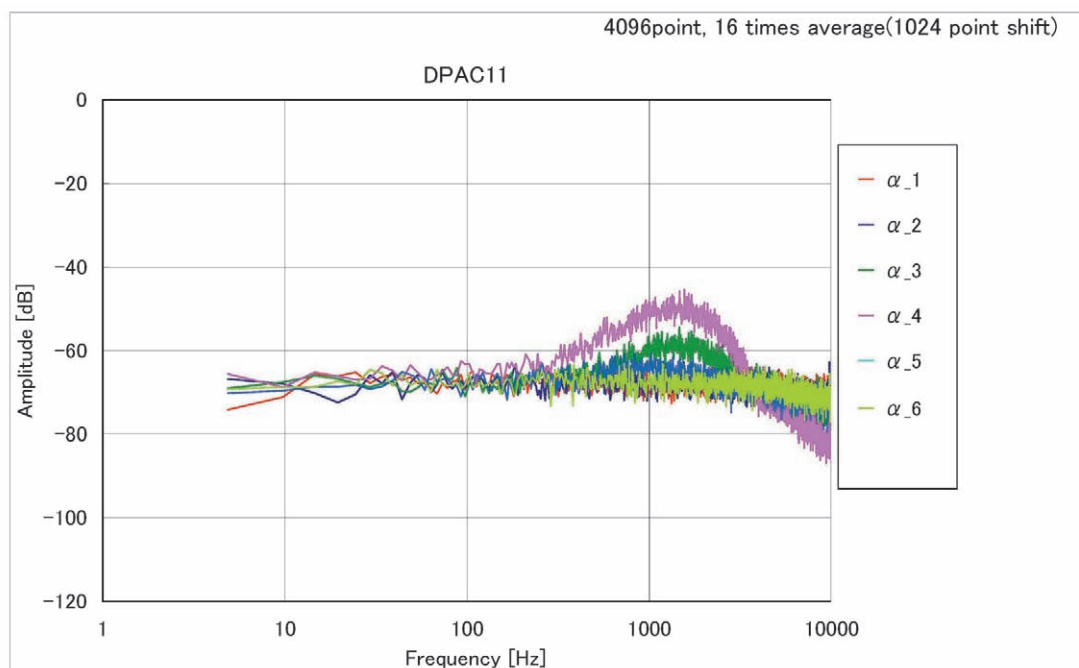
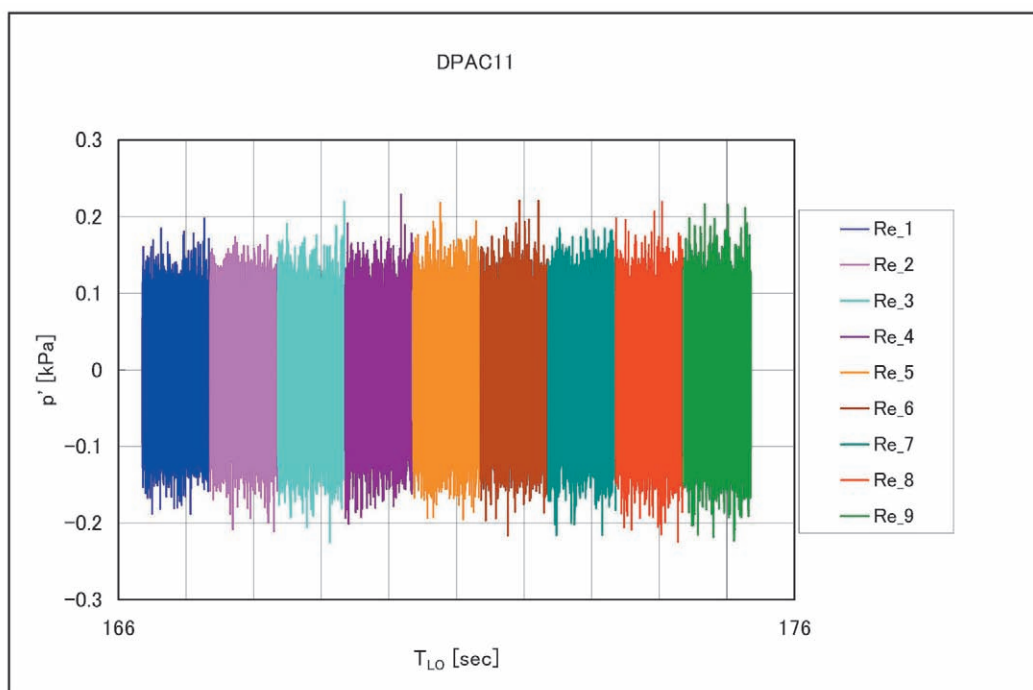
(a11) DP11 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b11) DP11 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (21/40)

(c11) DP11 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d11) DP11 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

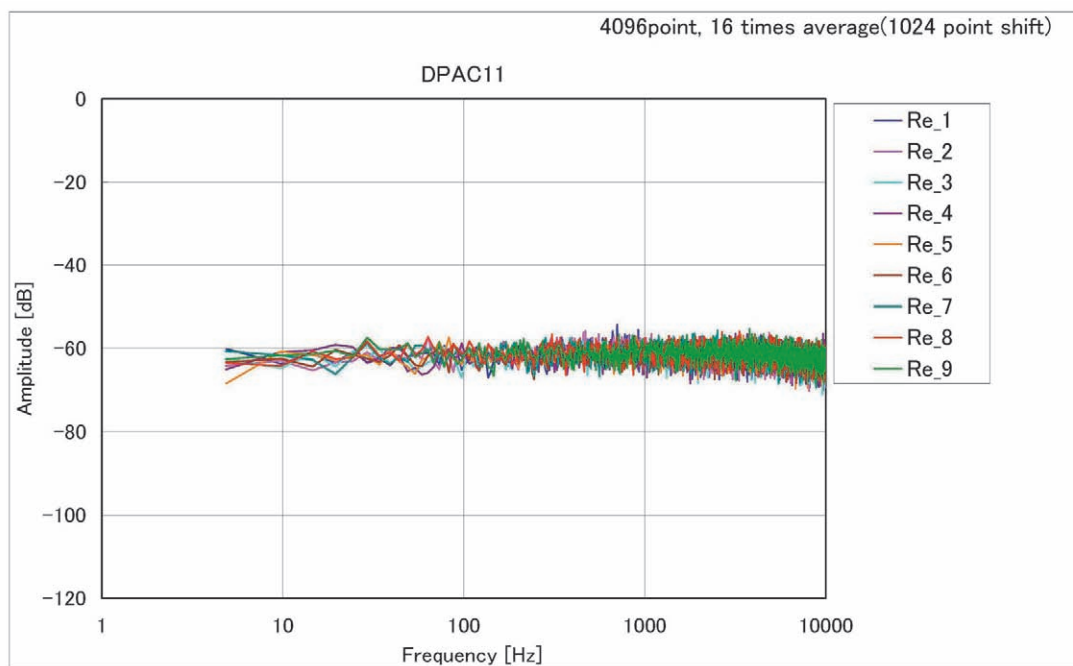


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (22/40)

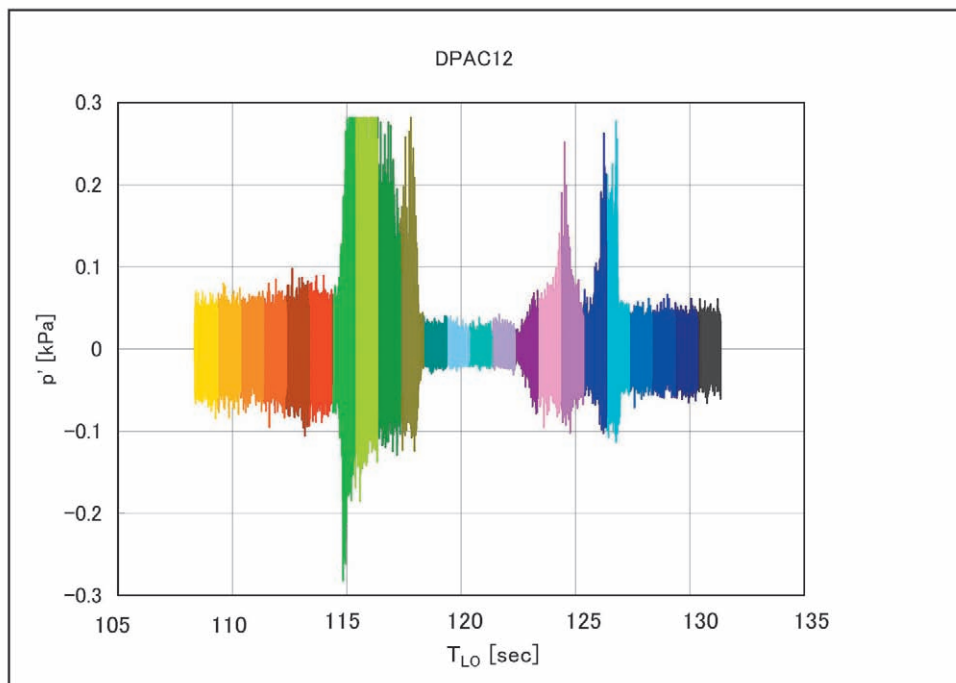
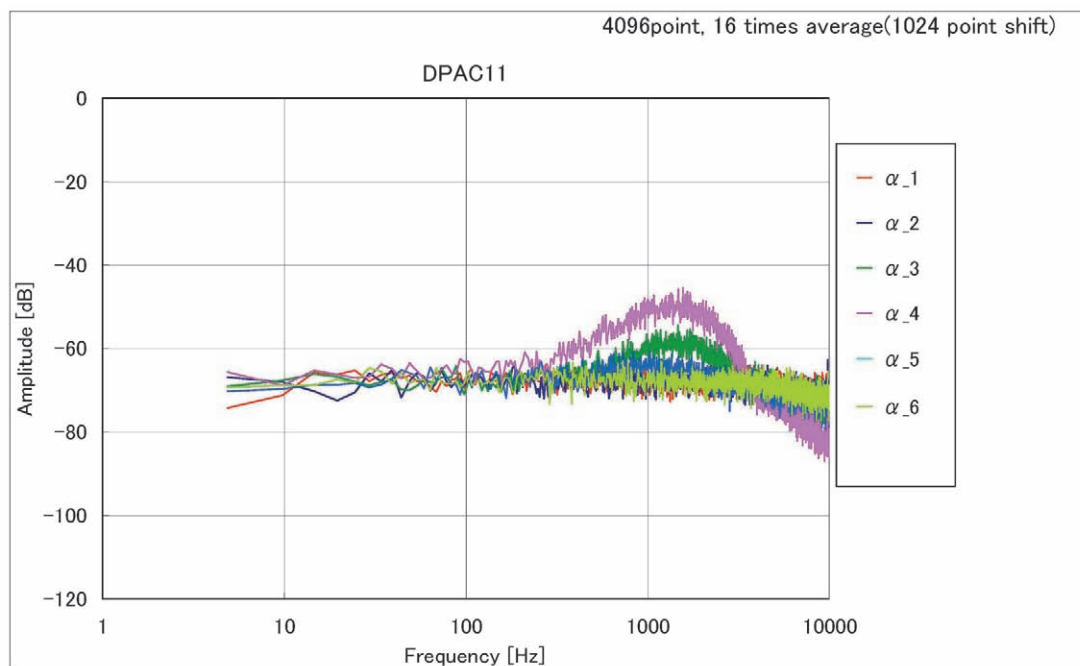
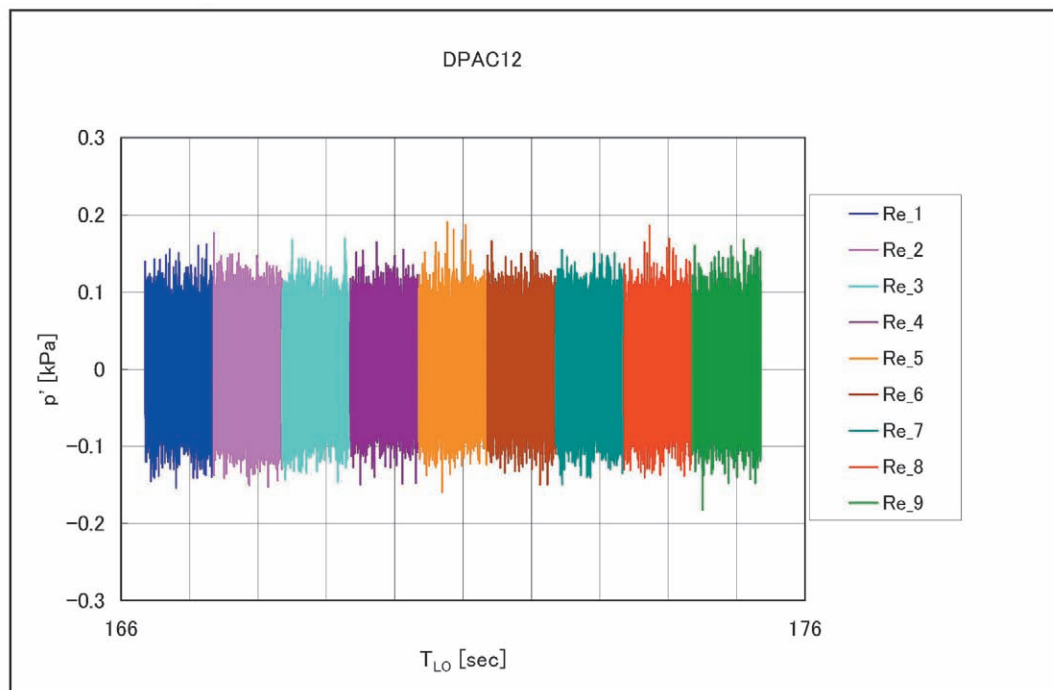
(a12) DP12 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b12) DP12 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (23/40)

(c12) DP12 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d12) DP12 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

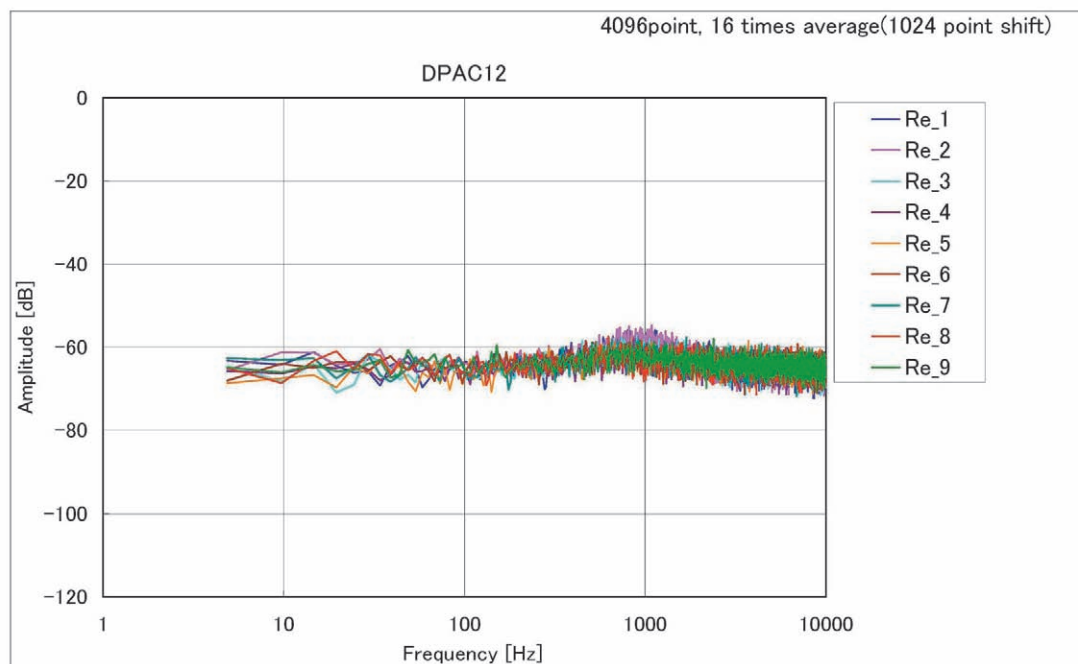


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (24/40)

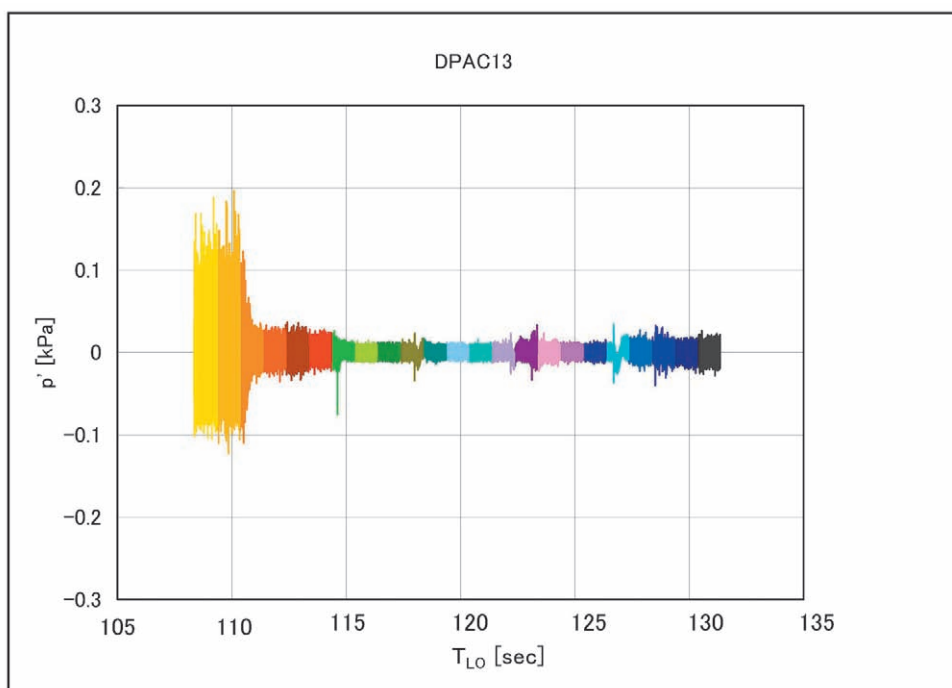
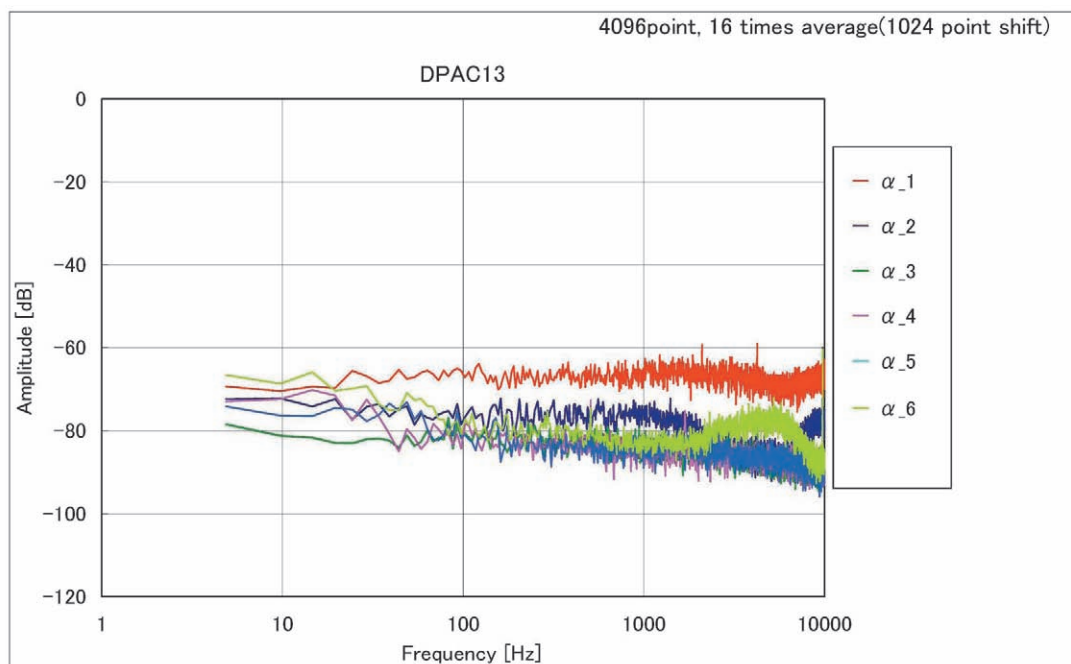
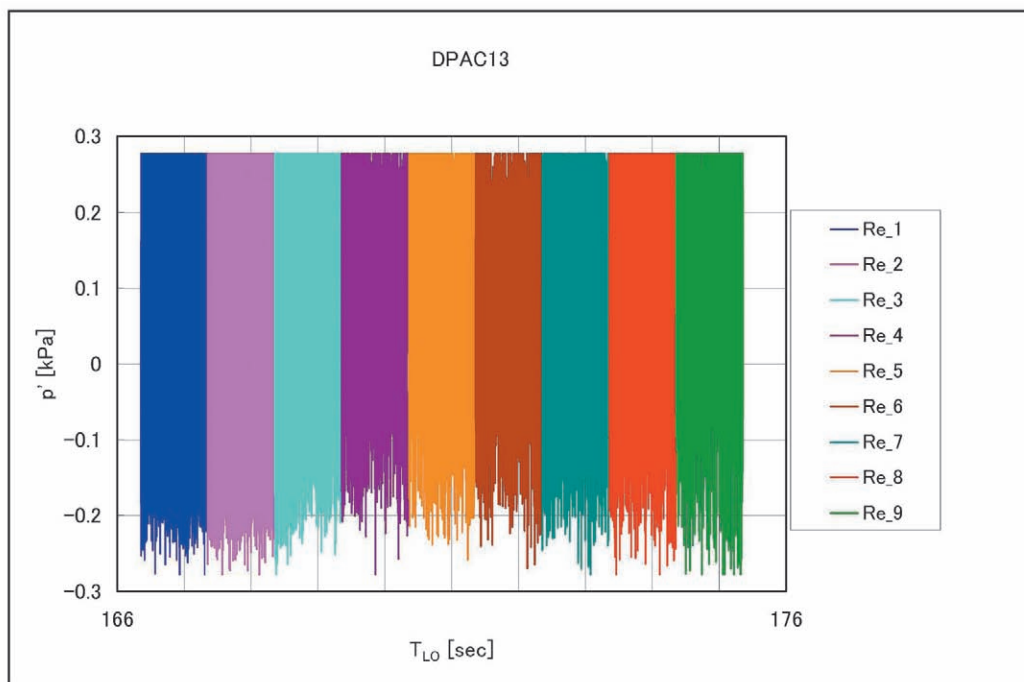
(a13) DP13 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b13) DP13 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (25/40)

(c13) DP13 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d13) DP13 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

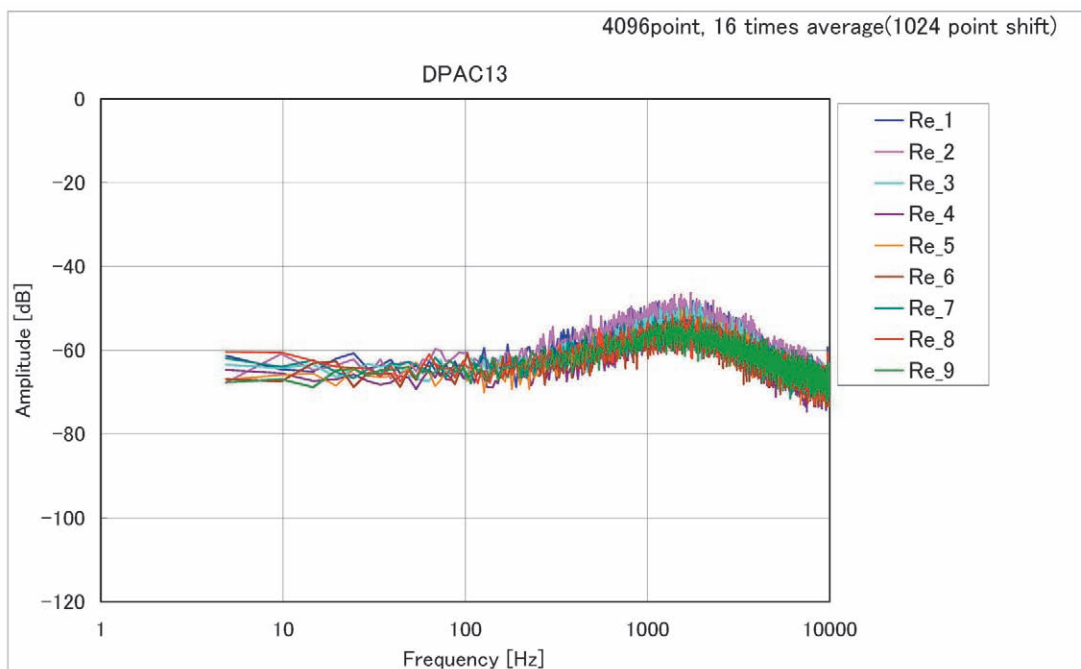


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (26/40)

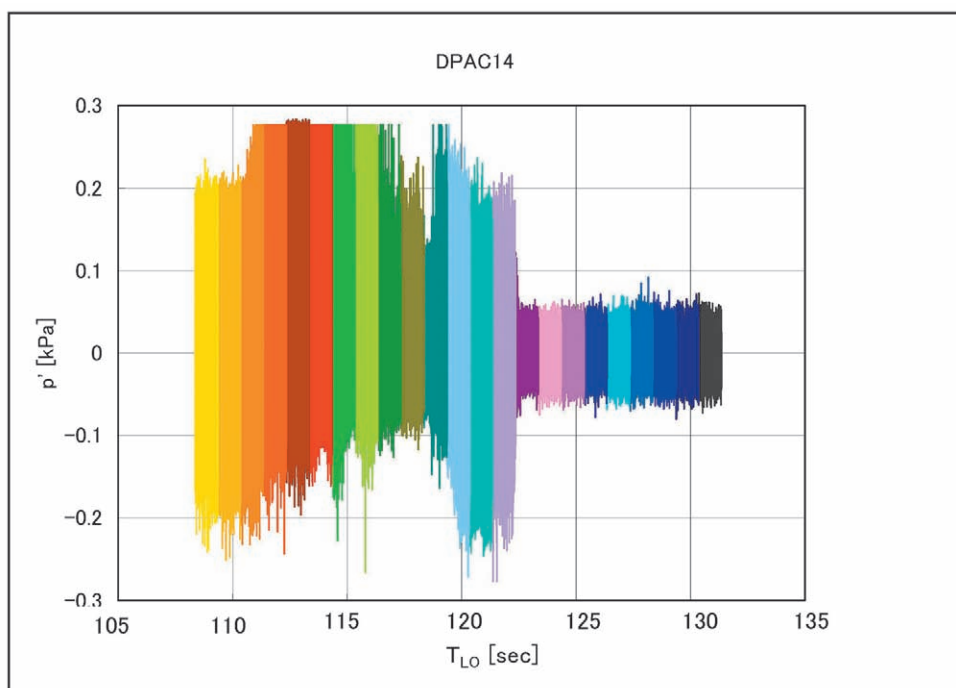
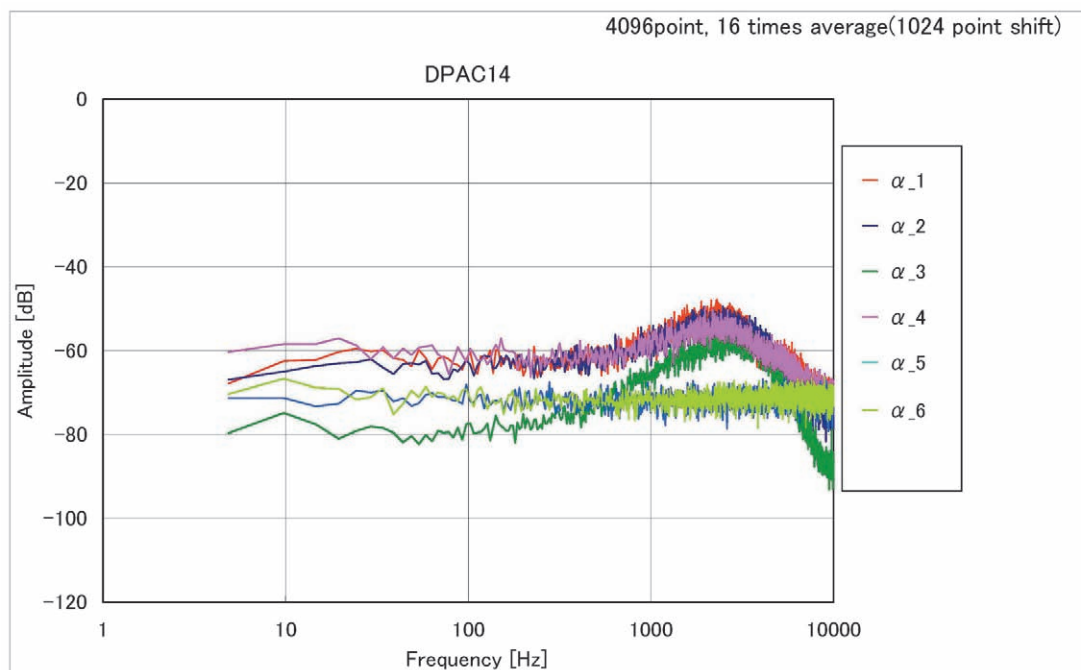
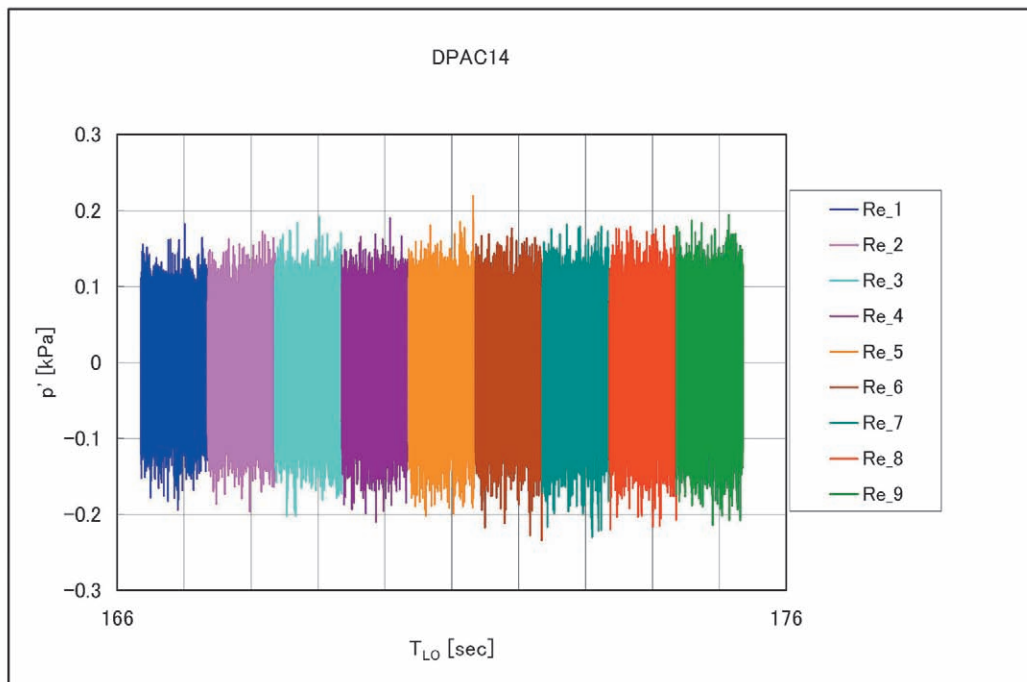
(a14) DP14 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b14) DP14 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (27/40)

(c14) DP14 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d14) DP14 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

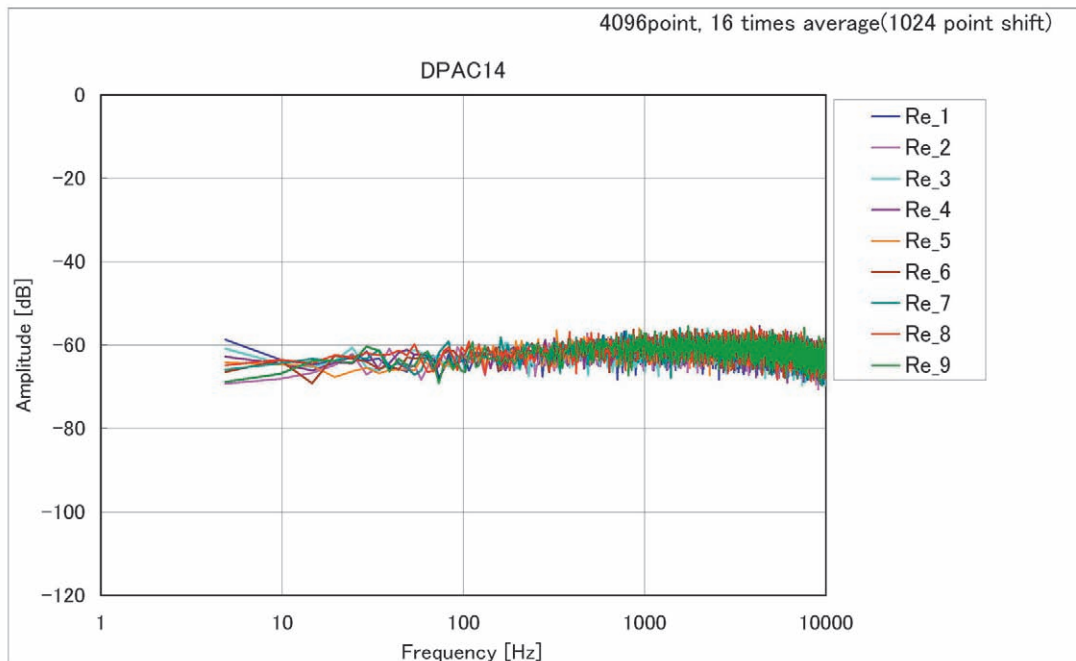


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (28/40)

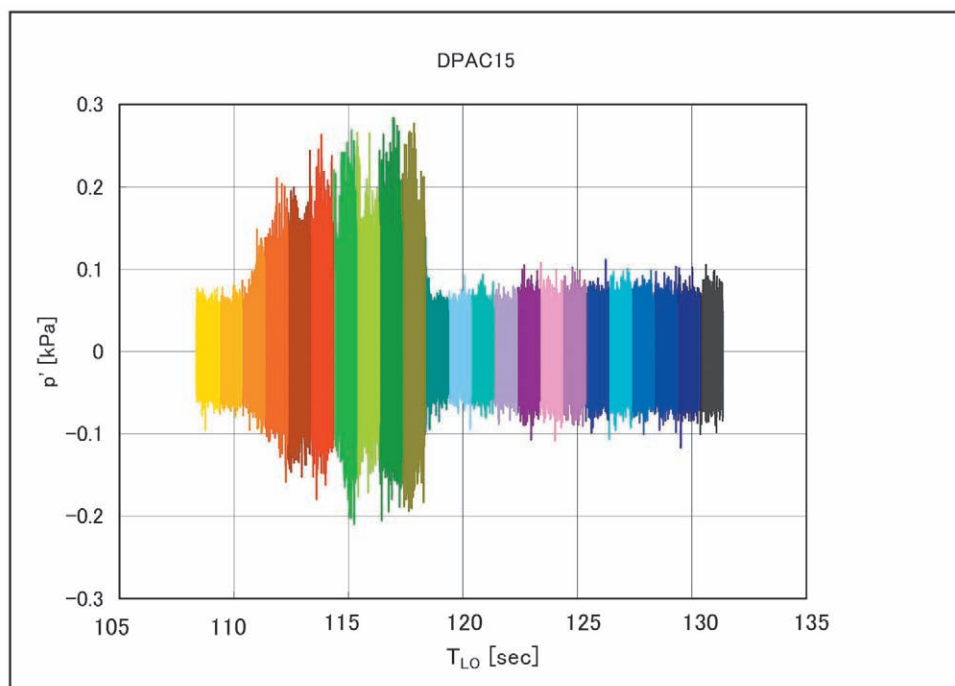
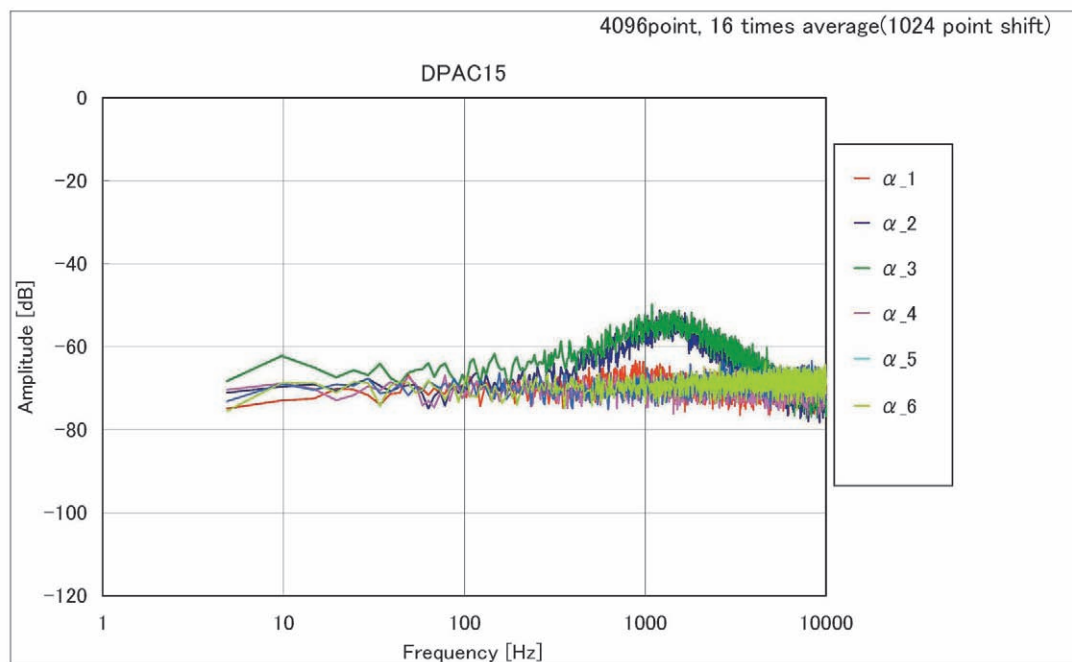
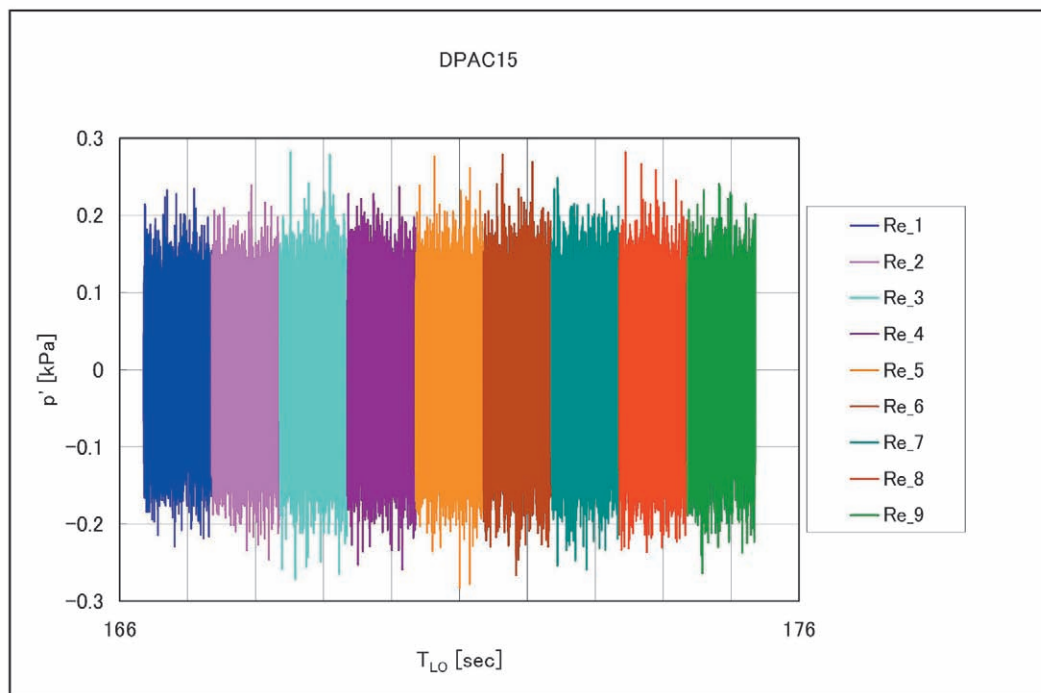
(a15) DP15 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b15) DP15 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (29/40)

(c15) DP15 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d15) DP15 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

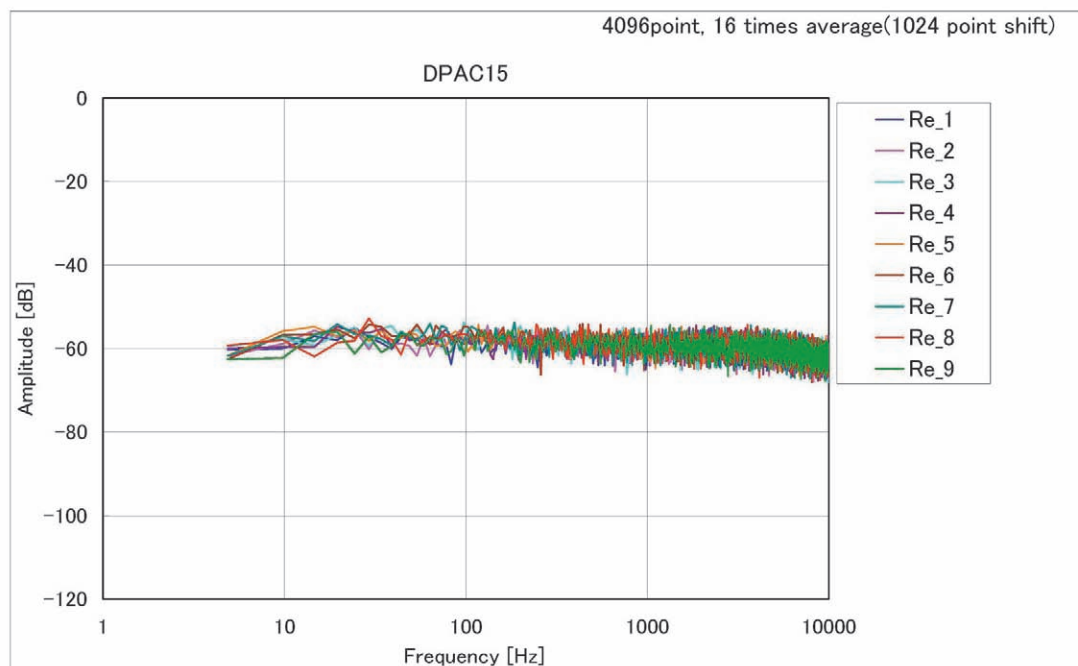


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (30/40)

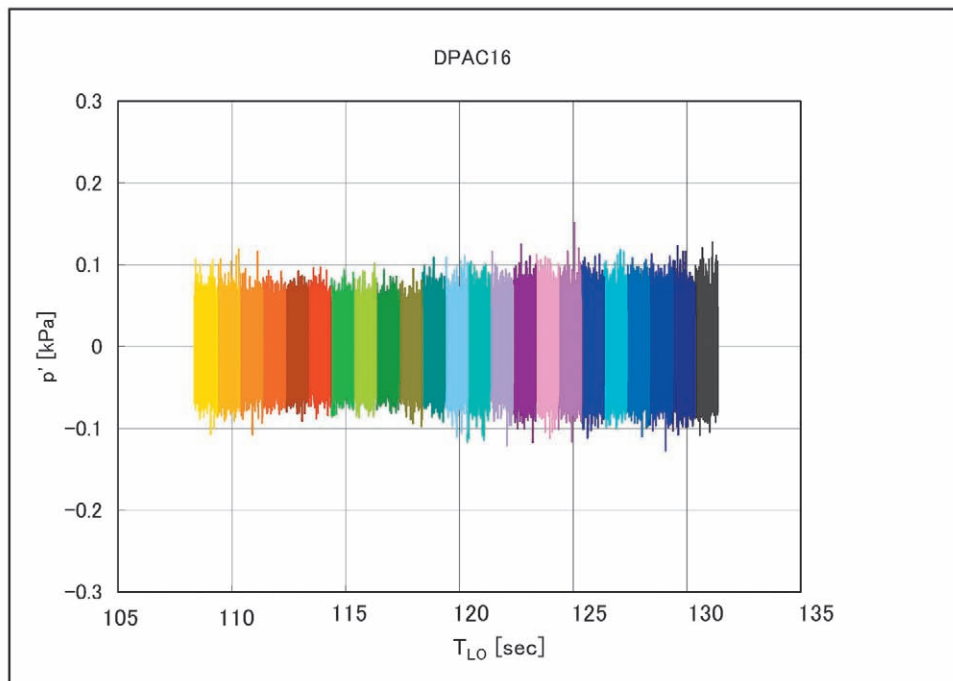
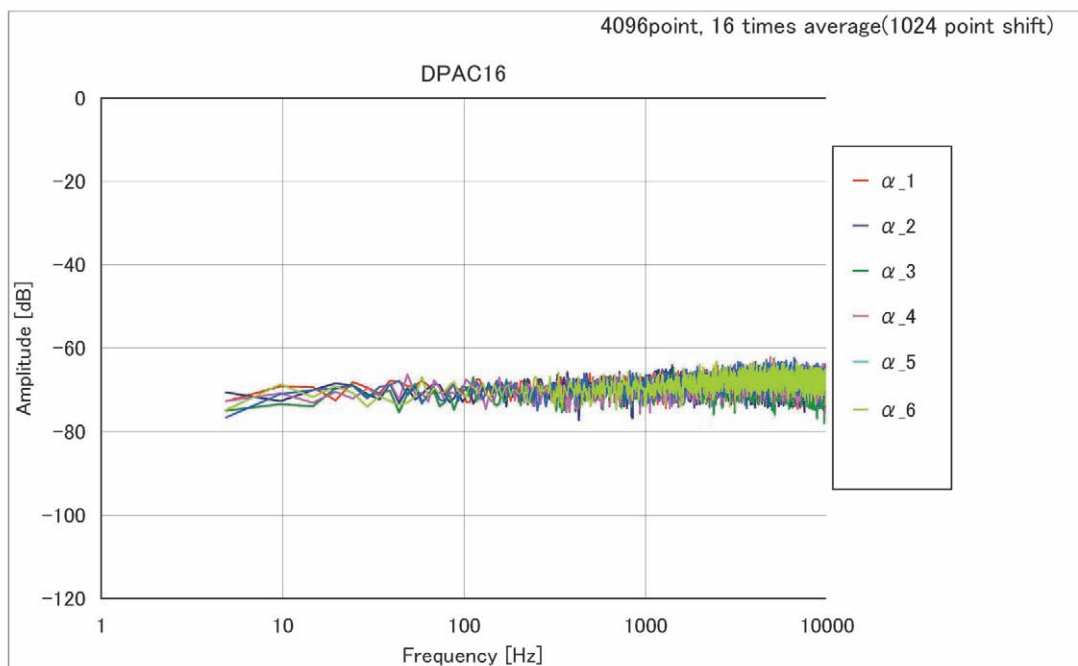
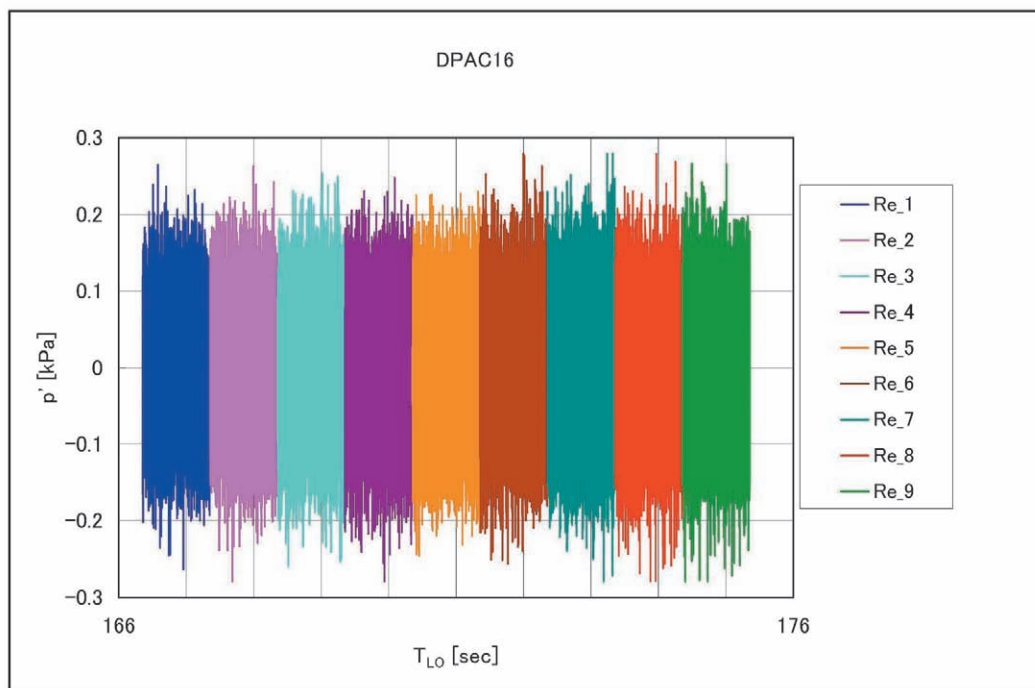
(a16) DP16 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b16) DP16 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (31/40)

(c16) DP16 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d16) DP16 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

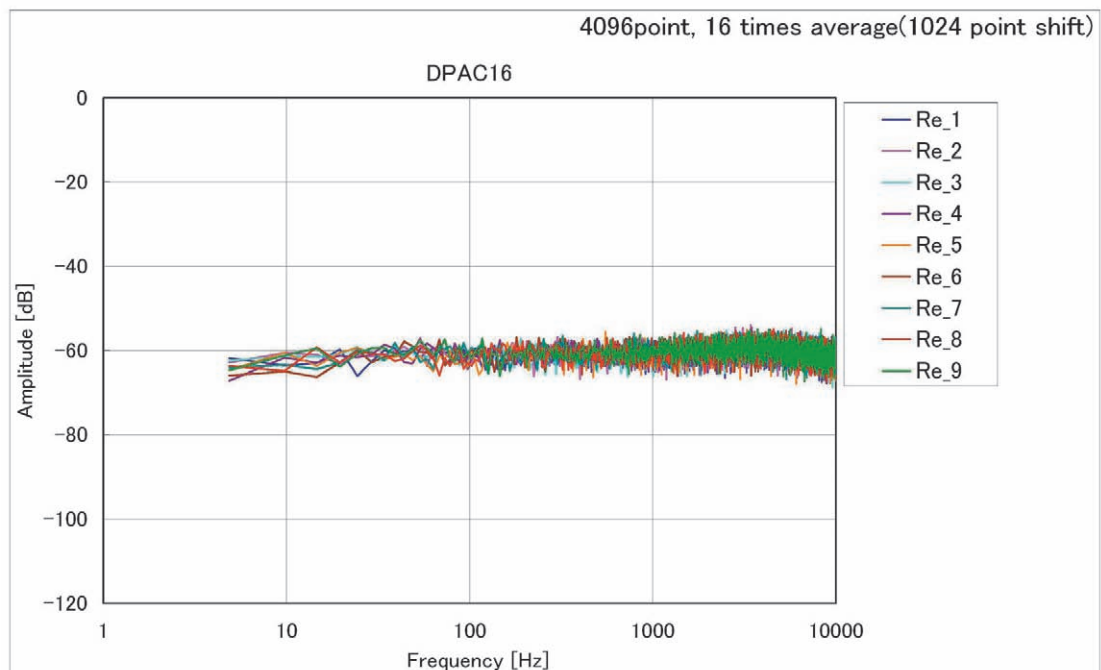


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (32/40)

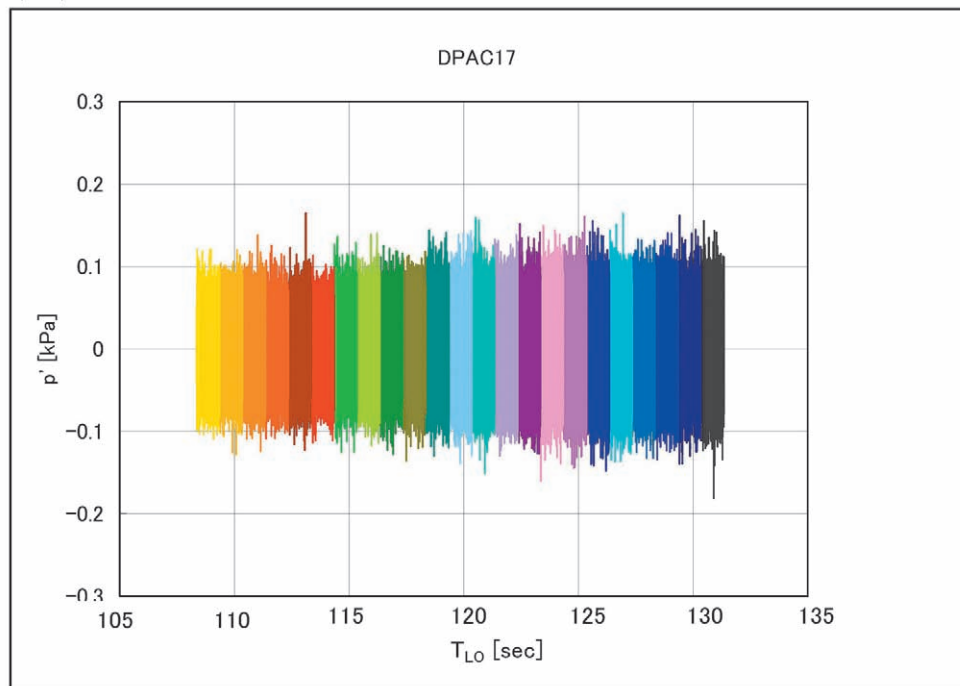
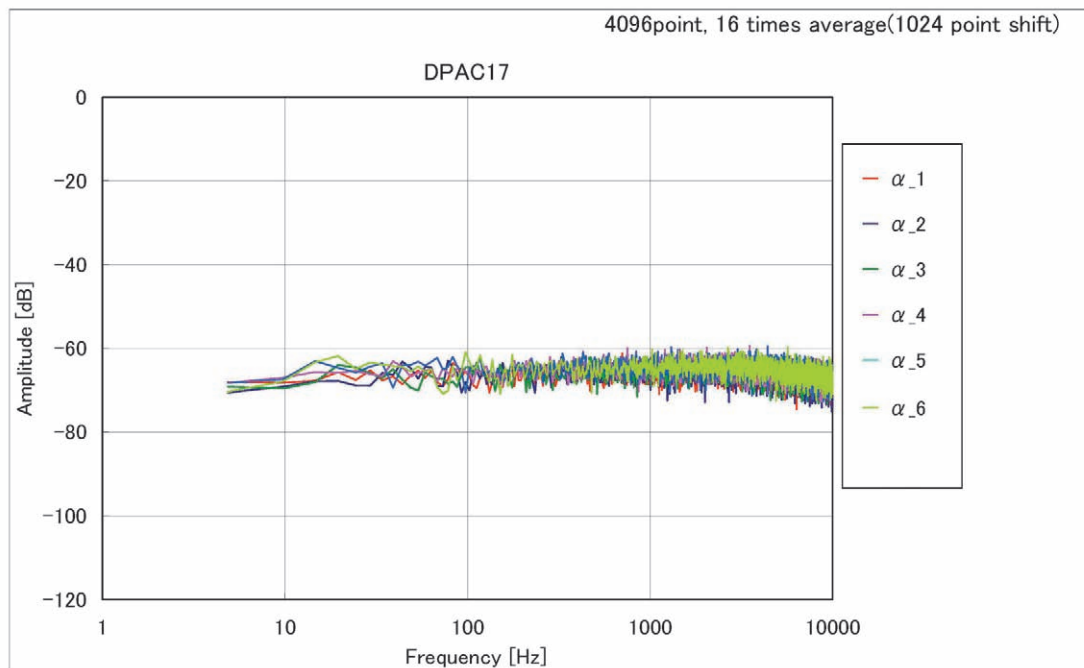
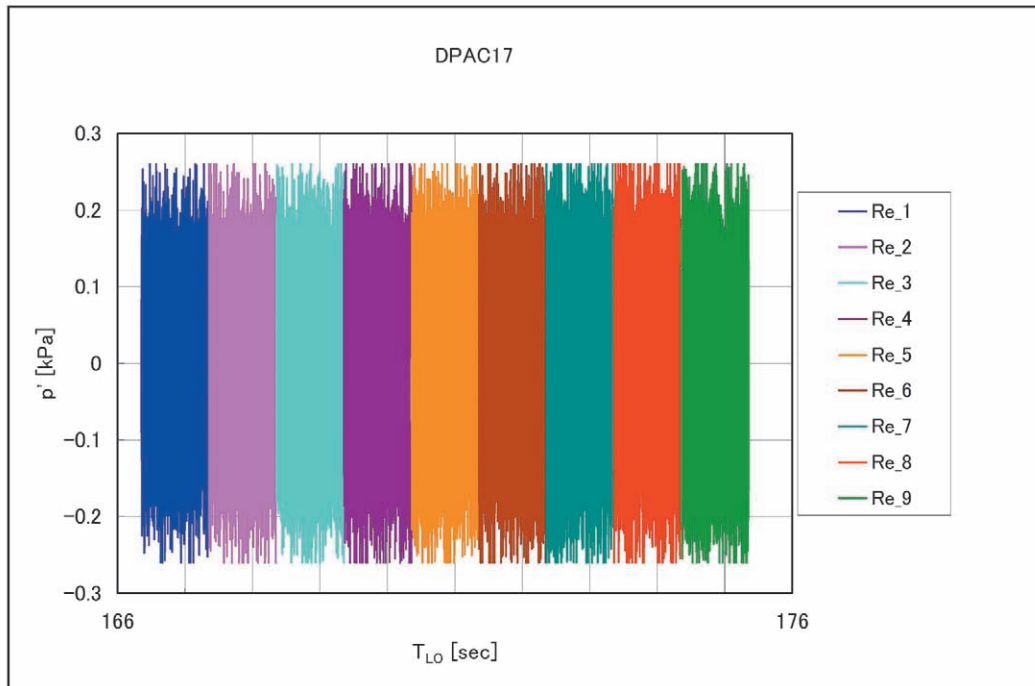
(a17) DP17 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b17) DP17 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (33/40)

(c17) DP17 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d17) DP17 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

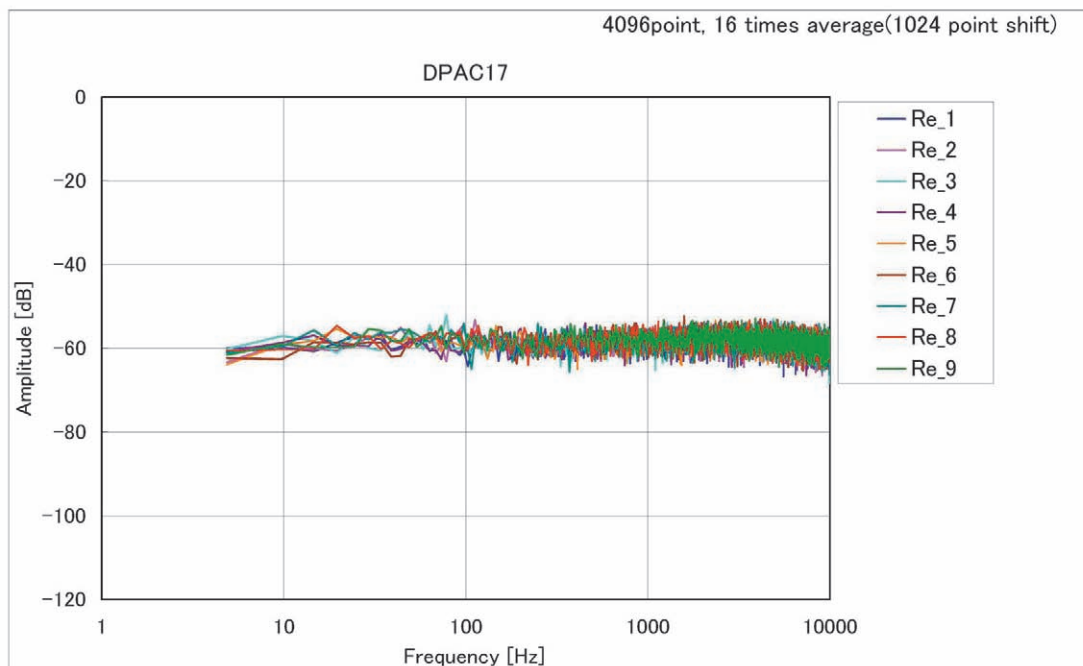


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (34/40)

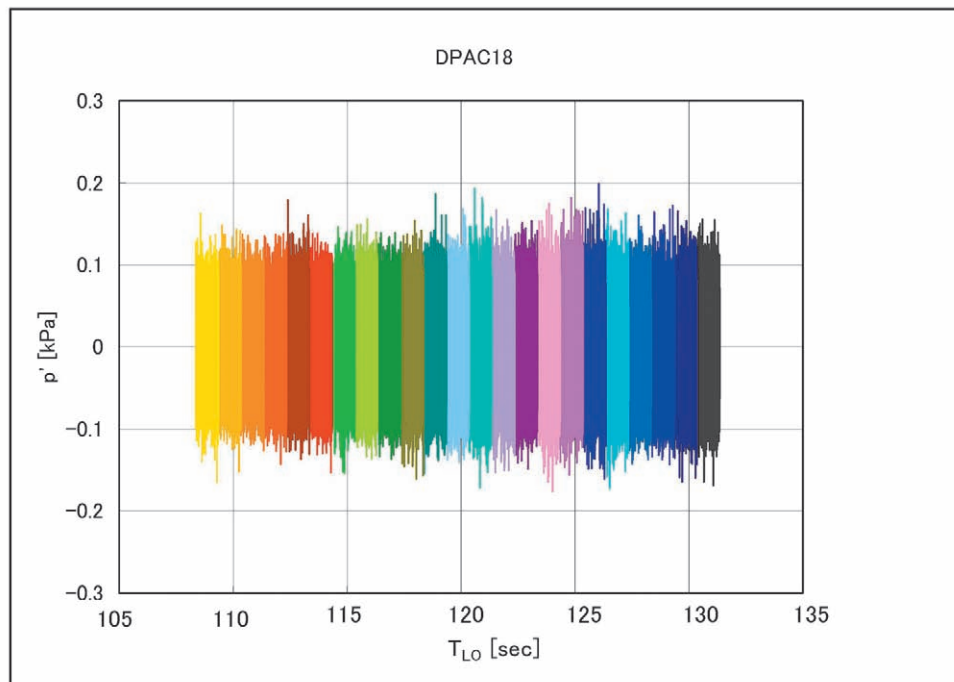
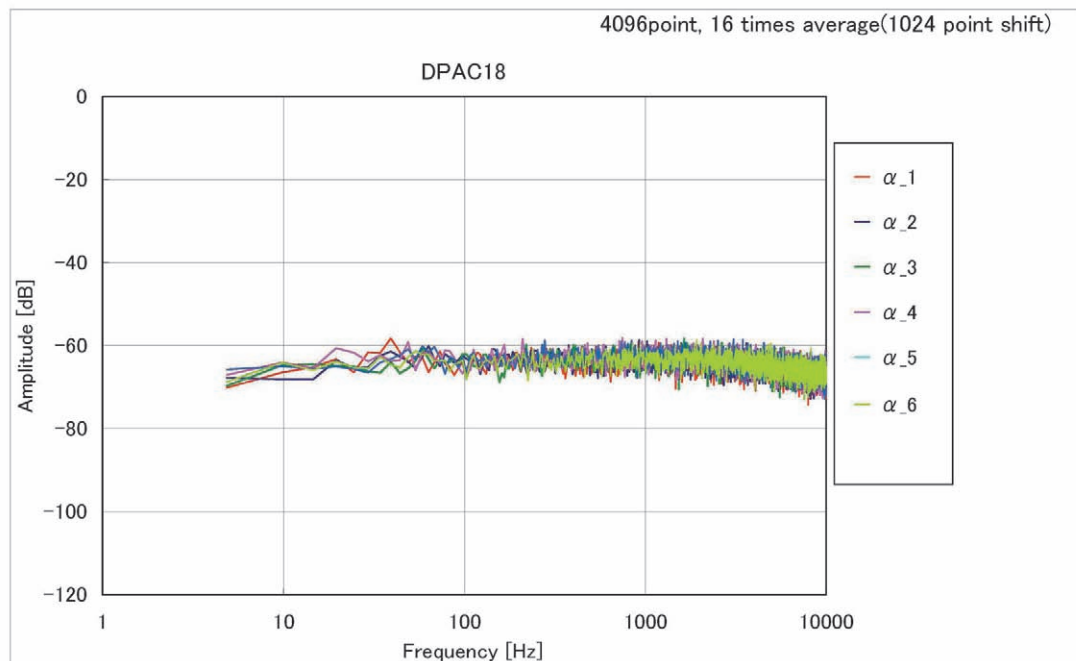
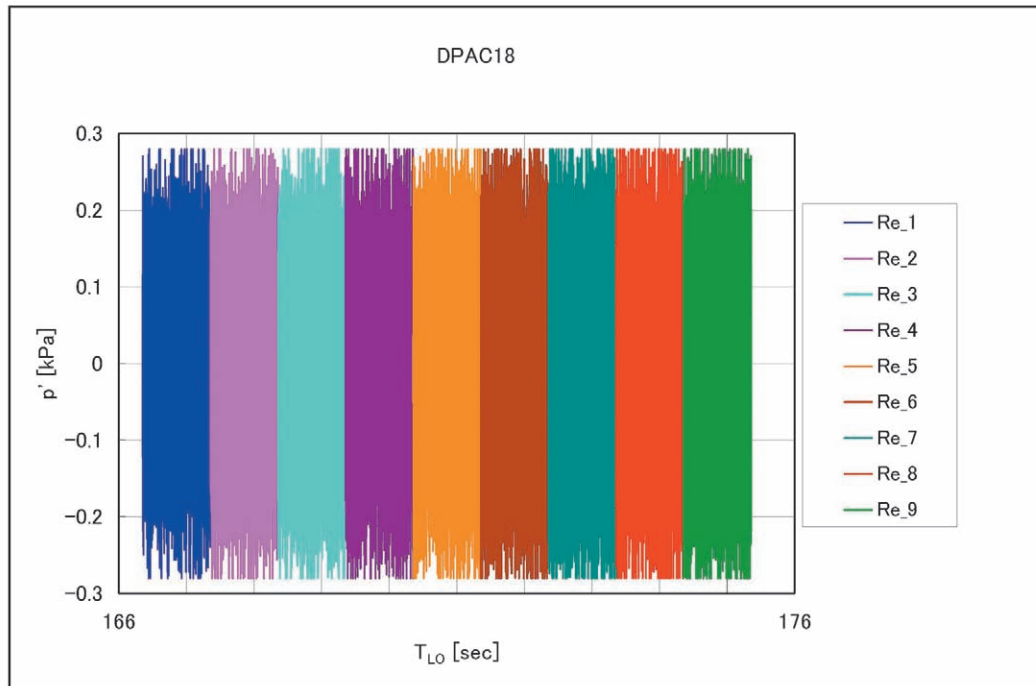
(a18) DP18 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b18) DP18 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (35/40)

(c18) DP18 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d18) DP18 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

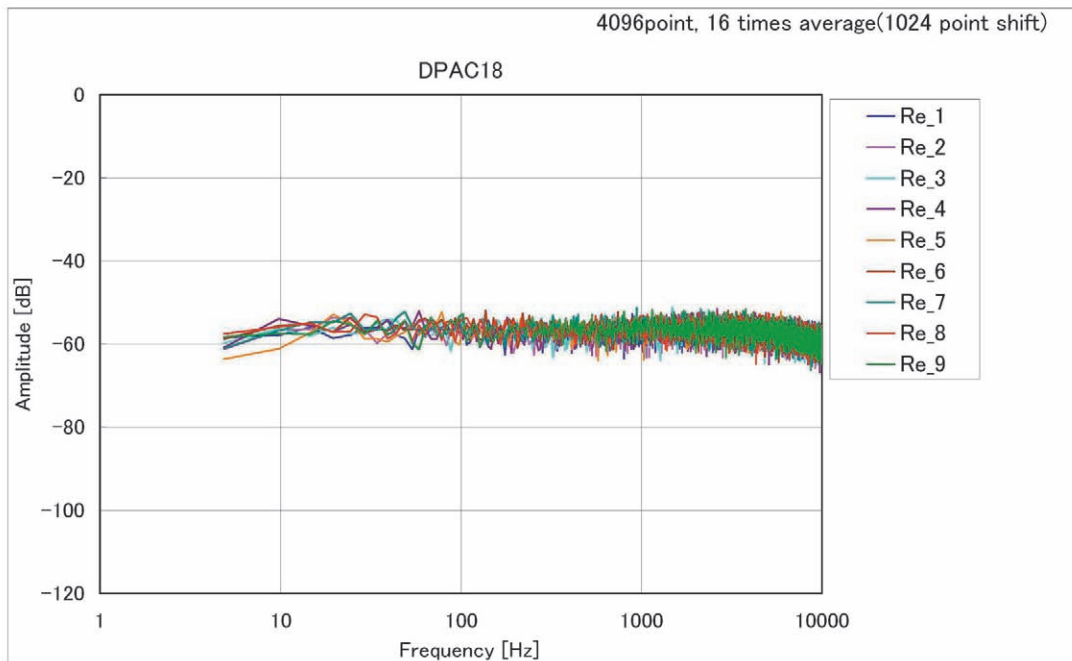


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (36/40)

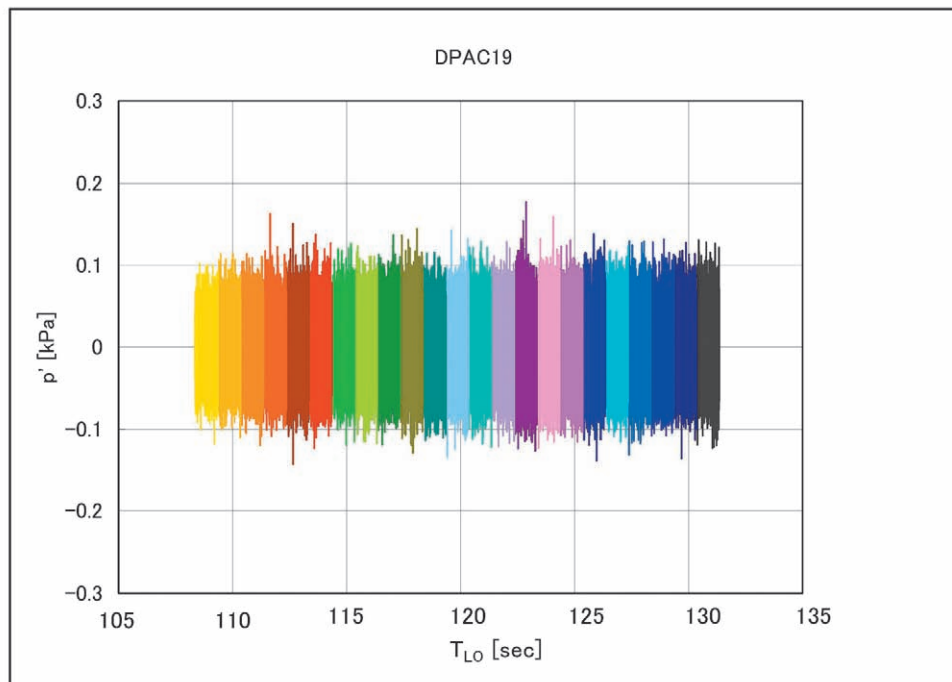
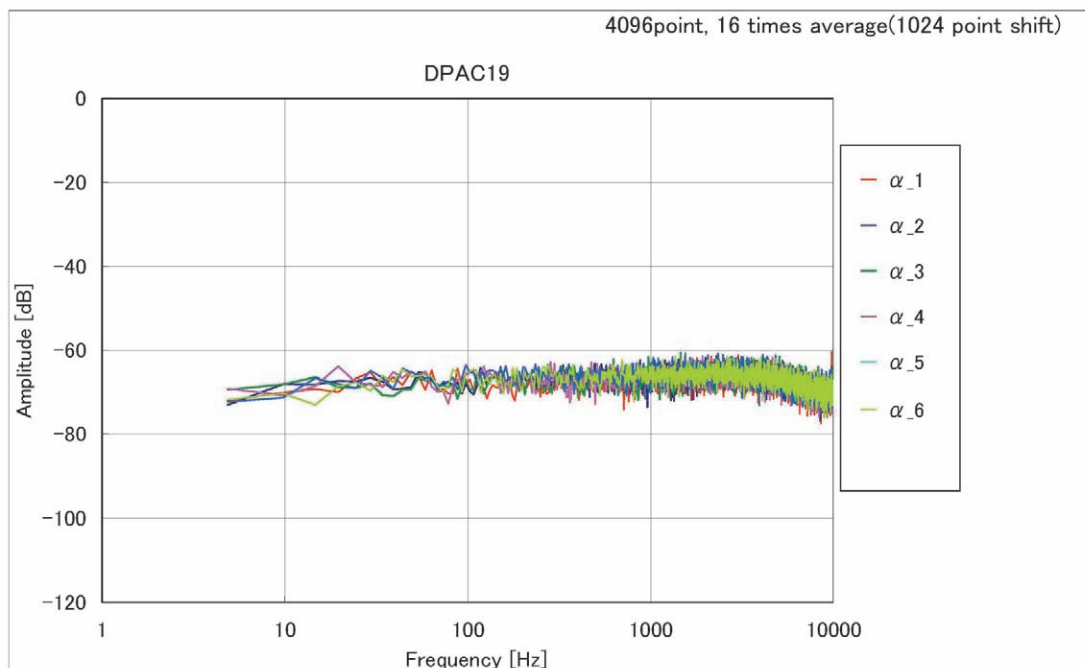
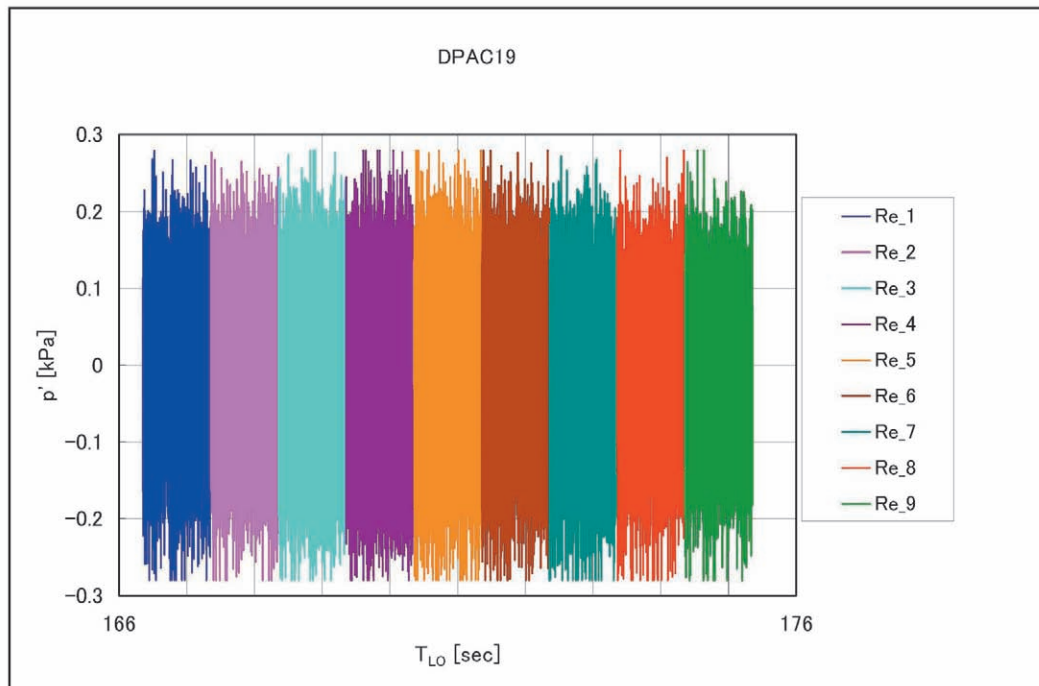
(a19) DP19 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b19) DP19 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (37/40)

(c19) DP19 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d19) DP19 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

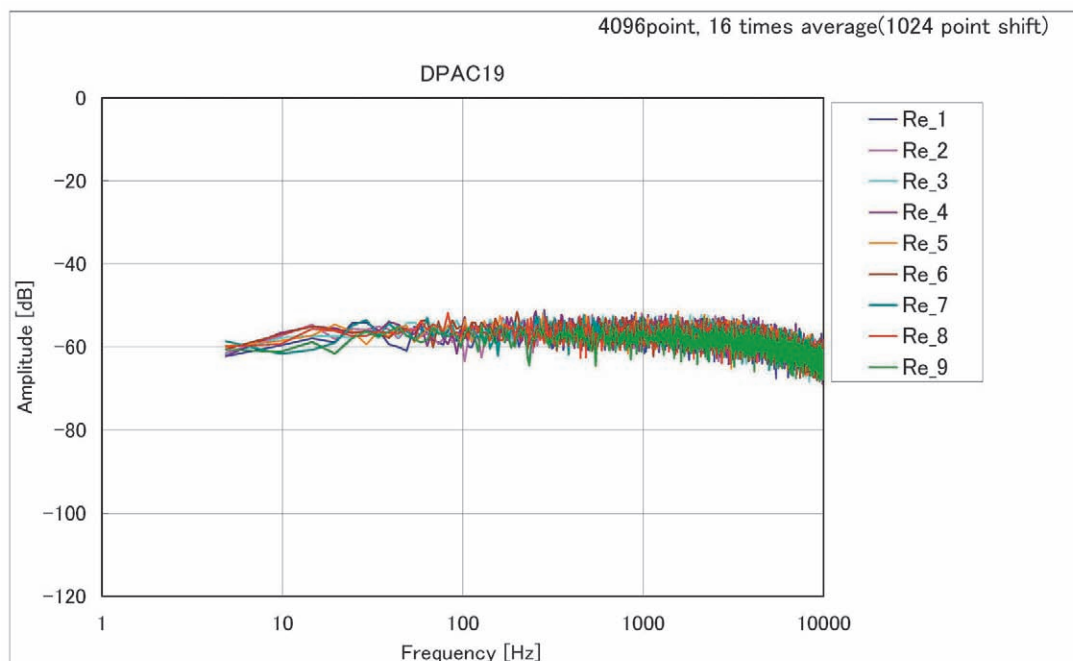


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (38/40)

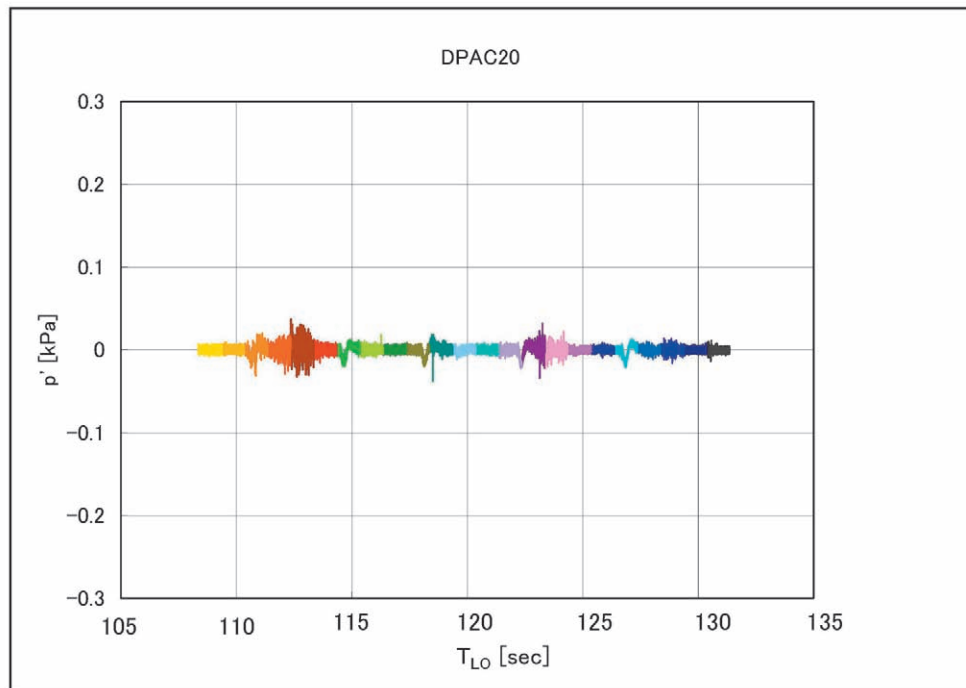
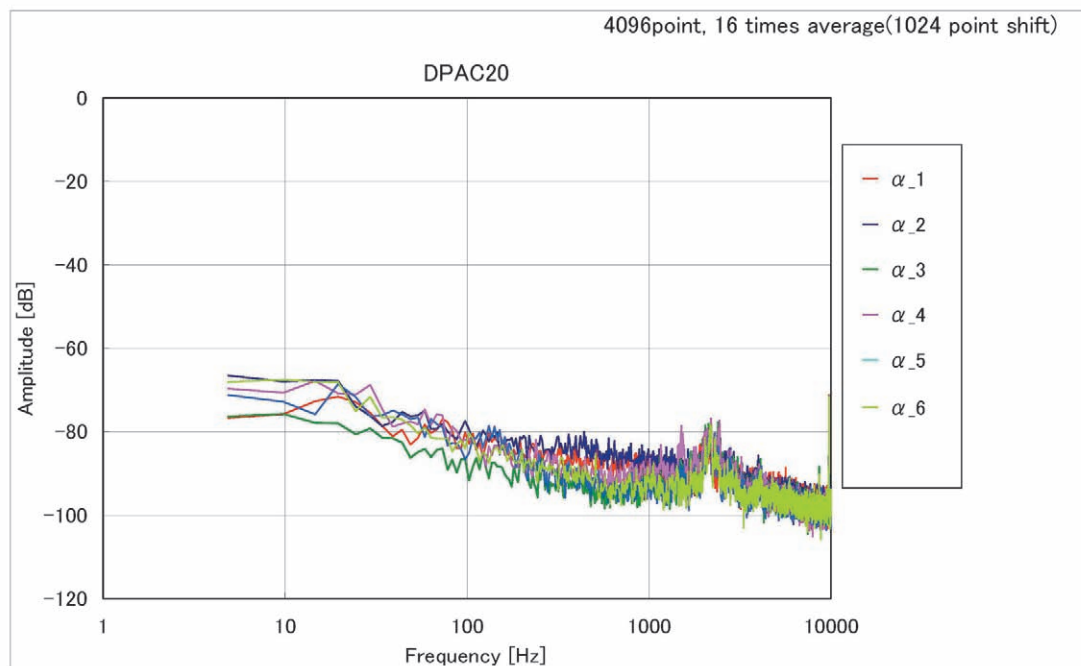
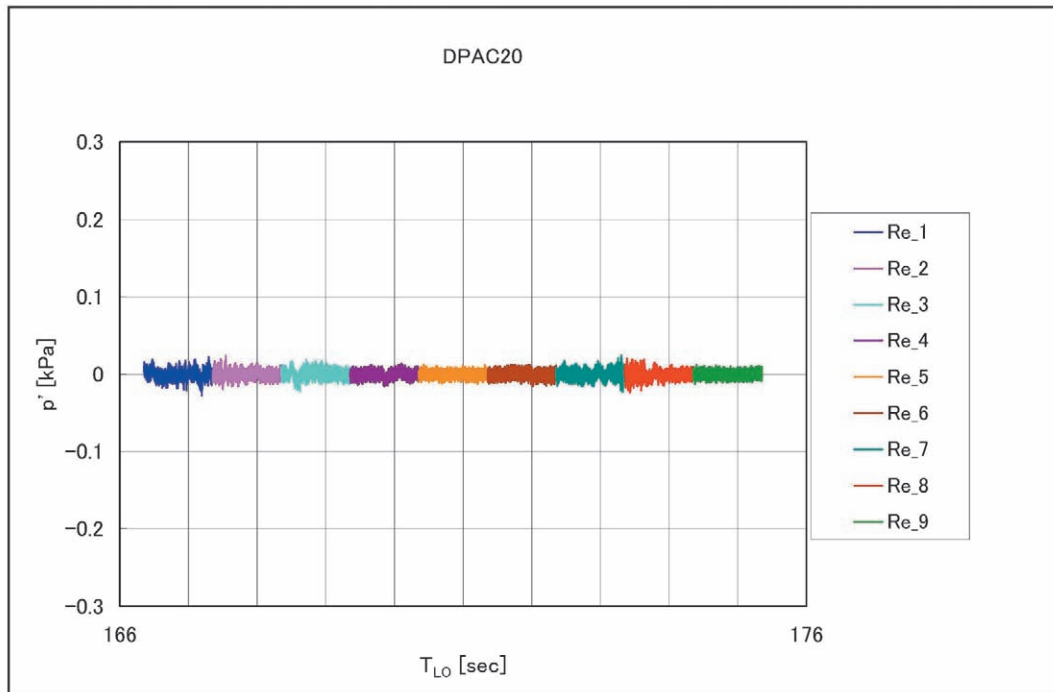
(a20) DP20 波形@ α -sweep 試験フェーズ(b20) DP20 スペクトラム@ α -sweep 試験フェーズ

図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (39/40)

(c20) DP20 波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d20) DP20 スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

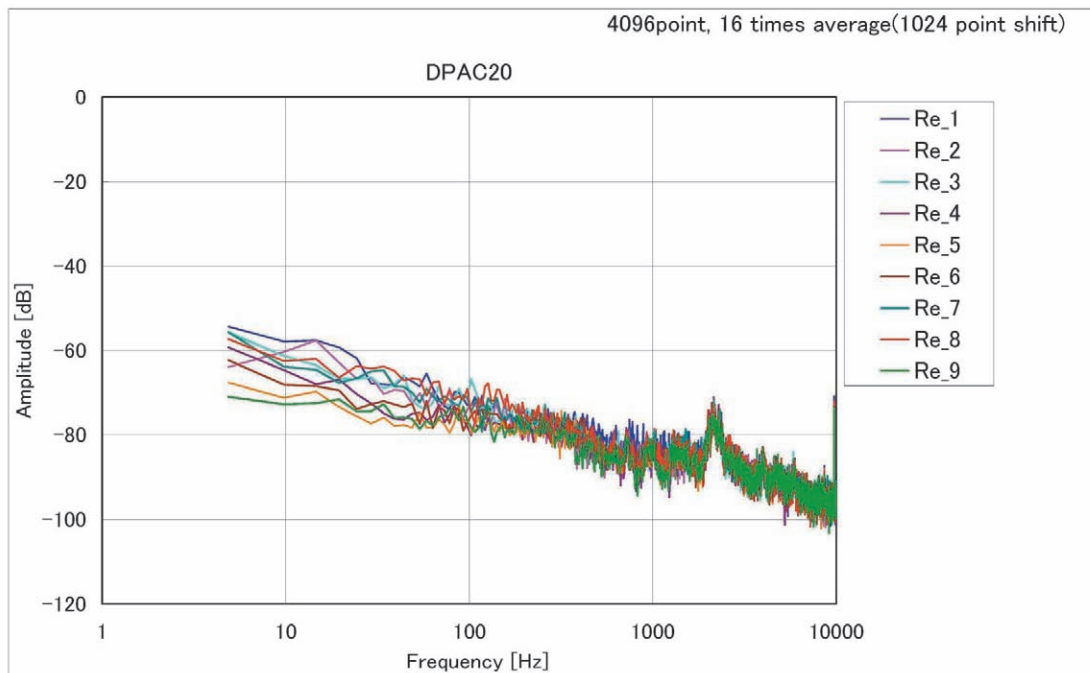


図8 非定常圧力トランスデューサーの波形およびスペクトラム (40/40)

れていない。Re-sweep 試験フェーズでは、DP05 および DP06 と同様に、全時間範囲にわたって振幅が非常に大きく、完全に飽和状態であった。

さらにその上流の $X/C=0.20$, $Y/S=-0.52$ に位置する DP08 では、時間が進むに従って、波形の振幅は段階的に減少した。大きな変化が観測されたのは、第 2 ステップおよび第 5 ステップが終了した、それぞれ $T_{L0} \approx 115\text{sec}$. および $T_{L0} \approx 127\text{sec}$. であった。この変化に伴い、スペクトラムも段階的に変化した。振幅が大きい第 1 ステップおよび第 2 ステップでは、境界層は乱流にもっとも近い状態で、振幅が中程度の第 3 ステップから第 5 ステップではやや層流化していると推測される。そして第 6 ステップでは高周波変動が大きく減衰していることから、ほぼ層流状態と推測される。やや層流化している第 3 ステップから第 5 ステップの間も、波形は変化しており、第 4 ステップへ移行したばかりの 118.4sec . から 119.4sec . の間では振幅が小さいことからその前後の時間帯に比べ層流化が進んだ状態、また第 5 ステップで機体が静定中の 124.4sec . から 126.4sec . の間には振幅が多少ではあるが一旦増大した後減衰していることから再遷移がおきた状態と推測される。これら波形の変化は、機体の姿勢の微妙な変化が境界層の状態に反映されたものと考えられるが、原因は特定できていない。Re-sweep 試験フェーズでは、DP06 および DP07 と同様に、振幅が非常に大きく、初期の 166.4sec . から 167.4sec . を除く広い時間範囲で飽和状態であった。

さらに上流の $X/C=0.10$, $Y/S=-0.54$ に位置する DP09 の出力は、 α -sweep 試験フェーズの間、非常に小さかった。スペクトラムもこの波形に対応し、全時間で高周波成分が大きく減衰していた。従ってこの位置では、 α -sweep 試験フェーズの間、境界層は層流状態であると推測される。なお、 2.1kHz 近傍にピークが観測されたが、原因は不明である。Re-sweep 試験フェーズでも、下流側の DP06 から DP08 に比べ、波形の振幅が非常に小さかった。スペクトラムも全時間範囲にわたって高周波成分が減衰しており、これまでの考察から、境界層は層流に近い遷移状態にあると推測される。

以上の結果から、 $Y/S=-0.5$ 付近でも、 $Y/S=-0.3$ 付近と同様に、各時刻において上流から下流に向かって境界層が層流から乱流へ遷移しており、層流領域は第 3 ステップおよび第 4 ステップで最も広がっていることがわかった。また、第 5 ステップおよび第 6 ステップでは、第 1 ステップおよび第 2 ステップに比べ層流化が進んでいると思われる。Re-sweep 試験フェーズでも、最も上流の DP09 のセンサー位置では境界層は層流に近い状態で、上流から下流に向かって遷移が進んでいると推測される。

3.2.3. 左舷 $Y/S \approx -0.7$

左舷 $Y/S=-0.7$ 近傍で最も下流の $X/C=0.30$, $Y/S=-0.70$ に位置する DP10 では、 α -sweep 試験フェーズの第 5 ステップにあたるリフトオフ時刻が 122.4sec . から 127sec . の時間範囲で波形の振幅が大きかったが、それ以外の時間範囲では第 5 ステップより小さい値でほぼ一定であった。スペクトラムでは、高周波成分の減衰は観測されず、境界層が乱流に近い状態であることを示しめしていると推測される。Re-sweep 試験フェーズでも、振幅は低い状態でほぼ一定であった。スペクトラムでは、 α -sweep 試験フェーズと同様に高周波成分の減衰は観測されず、やはり境界層が乱流に近い状態であることを示しめしていると推測される。

左舷 $Y/S=0.7$ 近傍で最も上流の $X/C=0.10$, $Y/S=-0.72$ に位置する DP20 の出力は、 α -sweep 試験フェーズの全時間範囲で振幅が非常に小さかった。スペクトラムも高周波成分が大きく減衰しており、境界層が層流状態にあることを示していると考えられる。Re-sweep 試験フェーズでも、振幅が非常に小さく、 α -sweep 試験フェーズと同様に境界層が層流状態にあると推測される。なお、前述の DP09 のセンサーと同様に 2.1kHz 近傍にピークが観測されたが、原因は不明である。

以上の結果から、 $Y/S=-0.7$ 付近でも、 α -sweep 試験フェーズおよび Re-sweep 試験フェーズの各時刻において、上流から下流に向かって境界層が遷移していることがわかった。

3.2.4. 右舷 $Y/S \approx 0.3$

右舷 $Y/S=0.3$ 付近で列をなす DP11 から DP13 の出力に着目する。 $X/C=0.31$, $Y/S=0.30$ に位置する DP11 の出力は、第 3 ステップに移行する 115.4sec . 付近から増幅を開始し、第 4 ステップにあたる 118sec . から 123sec . の間では飽和するほど大きな振幅をもった。その後再び減衰した。スペクトラムでは波形の振幅が非常に大きくなる第 4 ステップで高周波成分が減衰していた。従って、境界層は層流に近い遷移状態にあると推測される。また、 200Hz から 2kHz の範囲でブロードバンドな振幅の増大が観測された。左舷のほぼ同じ位置にある DP03 でも、同様のブロードバンドなピークが観測されているが、振幅は DP11 の方が大きかった。前述の通り、第 4 ステップでは波形が飽和しており、スペクトラムは正しく求められていないが、観測されたブロードバンドなピークは、波形の振幅が飽和していない第 3 ステップでも観測されており、何らかの空力的な現象を反映している可能性があるが、原因は不明である。第 4 ステップ以外のスペクトラムでは、高周波成分の減衰は観測されず、境界層は乱流状態にあると考えられる。Re-sweep 試験フェーズでは、振幅は中

程度の大きさで、ほぼ一定であった。スペクトラムの高周波成分が減衰していないことから、境界層はやはり乱流状態にあると考えられる。 α -sweep 試験フェーズと同様に、DP03 の出力と比較すると、Re-sweep 試験フェーズにおける波形およびスペクトラムは定性的に一致しており、境界層の状態はほぼ同じであると推測される。しかし、 α -sweep 試験フェーズの第 4 ステップにおいて、DP03 では波形の振幅が減衰しているが DP11 では振幅は減衰していなかった。従って、境界層の状態は DP11 に比べ、DP03 の方が層流に近い状態にあると推測される。その原因は、DP11 のセンサー位置が DP03 に比べ翼弦方向に 1% 下流側に位置するからか、あるいは左舷に比べ右舷は ADS の 5 孔ピトー管や静圧孔の影響を受け遷移が促進されているからかは不明である。

その上流である $X/C=0.20$, $Y/S=0.32$ に位置する DP12 では、第 3 ステップにあたる時間範囲で波形の振幅が非常に大きく増大したが、第 4 ステップへの移行と同時に大きく減衰した。第 4 ステップが終了してから第 6 ステップへ移行するまで、波形は過渡的に変化した。第 3 ステップおよび第 5 ステップの過渡的な変化では、上向きのスパイクが顕著に観測された。スペクトラムもこの波形の変化に対応し、第 4 ステップでは境界層は高周波変動が減衰した層流に近い遷移状態であるのに対し、第 3 ステップおよび第 5 ステップではそれよりも乱流に近い遷移状態、第 1 ステップ、第 2 ステップおよび第 6 ステップではほぼ乱流状態にあると推測される。Re-sweep 試験フェーズでは全時間範囲にわたって、境界層は乱流状態にあると考えられる。このセンサーの波形を左舷の同じ位置にある DP04 と比較すると、定性的によく一致した。但し、左舷の DP04 の出力の方が右舷の DP12 に比べ、境界層が層流に近い状態であることを示していた。この違いは、左舷に比べ右舷の方が、遷移が促進されていることを示していると思われるが詳細は未確認である。

右舷で最も上流の $X/C=0.10$, $Y/S=0.34$ に位置する DP13 の出力は、左舷の同じ位置にある DP05 の出力とほぼ一致していた。特に α -sweep 試験フェーズについては、波形、スペクトラムともによく一致していた。一方、Re-sweep 試験フェーズでは、DP13 の波形では振幅の飽和が正側のみで観測され、負側の振幅は飽和していなかった。この違いは、DP13 の方が、DP05 に比べ層流に近い状態であることを示唆していると考えられる。この結果は、下流側で推測された推測に反しており、必ずしも左舷に比べ右舷の方が、遷移が促進されていないことを示していると思われるが、詳細は未確認である。

以上の結果から、右舷の $Y/S=0.3$ 付近でも、 α -sweep 試験フェーズおよび Re-sweep 試験フェーズの各時刻において、上流から下流に向かって境界層が遷移しており、

最も層流域が広いのは α -sweep の第 4 ステップであることがわかった。また右舷と左舷の遷移過程は、定性的に一致していたが、定量的にはややずれていた。ずれの原因については不明である。

3.2.5. 前胴

前胴左舷側に列をなす DP14 から DP18、および右舷側にある DP19 の出力に着目する。左舷の最も上流である $X/L=0.08$, $\theta=-75^\circ$ に位置する DP14 の出力は、 α -sweep 試験フェーズに入った 108.4sec. から大きな振幅で変動していた。第 2 ステップから第 3 ステップにかけての 110.4sec. から 116.4sec. では振幅がさらに増大し、しかも上向きスパイク信号が観測された。第 4 ステップに移行した直後に一旦振幅が減少するが、再び第 1 ステップと同程度にまで振幅が増大した。第 5 ステップから第 6 ステップにかけては、振幅が中程度の状態で安定していた。対応するスペクトラムでは振幅が中程度の第 5 ステップおよび第 6 ステップでは低周波から高周波までほぼ一定の振幅をもち、それ以外では 2kHz 程度を中心とするブロードバンドなピークが観測された。従って第 5 ステップおよび第 6 ステップでは境界層は乱流状態、それ以外では遷移状態にあると推測される。特に第 3 ステップのスペクトラムは全周波数帯域にわたって振幅が小さく、最も層流に近い状態にあると示唆される。2kHz 程度を中心とするブロードバンドなピークの原因については不明である。一方、Re-sweep 試験フェーズでは、波形の振幅は中程度で、スペクトラムも全周波数帯域にわたってほぼ一定であることから境界層は乱流状態にあると示唆される。

次に 2 番目に下流の $X/L=0.12$, $\theta=-75^\circ$ に位置する DP15 に着目すると、110.4sec. から波形の振幅が増大を開始し、第 4 ステップに移行するまでやや大きな振幅の状態が続いた。第 4 ステップ以降は、波形の振幅は中程度で一定であった。波形の振幅がほぼ一定となっている第 1 ステップおよび第 4 ステップから第 6 ステップでは、スペクトラムにおいても周波数帯域にわたって振幅がほぼ一定で、境界層が乱流状態であると推測される。一方、振幅が増大していた第 2 ステップおよび第 3 ステップでは、DP14 と同様に 2kHz 程度を中心とするブロードバンドなピークが観測された。従って、境界層は、その他の時間帯に比べ層流化した遷移状態であると思われるが、2kHz 程度を中心とするブロードバンドなピークの原因についてはやはり不明である。Re-sweep 試験フェーズでは、境界層はやはり乱流状態にあると考えられる。

さらに下流の DP16 から DP18 (それぞれ $X/L=0.16$, 0.20 , 0.27 であり、 $\theta=-75^\circ$) の出力は、 α -sweep 試験フェーズでも Re-sweep 試験フェーズでも、波形の振幅は

ほとんど変化しなかった。その振幅の大きさは、概ね中程度であったが、Re-sweep 試験フェーズにおける DP17, DP18 では振幅が大きく飽和が観測された。いずれにしても、スペクトラムも全周波数帯域にわたってほぼ一定であることから、境界層は乱流状態にあると示唆される。

右舷側の DP18 と同じ $X/L = 0.27$, $\theta = +75^\circ$ に位置する DP19 の出力は、DP18 と定性的に一致した。

以上の結果から、前胴でも α -sweep 試験フェーズの各時刻において、上流から下流に向かって境界層が遷移しており、最も層流域が広いのは α -sweep の第 3 ステップであることがわかった。Re-sweep 試験フェーズについては、最上流である DP14 のセンサー位置から、境界層は乱流状態にあった。ただし、振幅が最も大きいのは最下流の DP18 および DP19 であった。この位置で振幅が増大した原因、およびどのような状態の変化を示しているのかは不明である。また右舷と左舷の遷移過程は、定性的に一致していた。

3.3. 非定常圧力トランスデューサーの出力変動の RMS 値

次に、非定常圧力トランスデューサーの出力変動の RMS 値と skewness である Q の変化について調べる。図 9 に α -sweep 試験フェーズおよび Re-sweep 試験フェーズにおける RMS 値の時間変化を、全チャンネルについて示す。横軸は図 8 の波形と同様にリフトオフ時刻である。なお、Re-sweep 試験フェーズについては、リフトオフ時刻 $T_{LO} \approx 116.4\text{sec}$. から 175.4sec . の試験フェーズだけでなく、 α -sweep 試験フェーズが終了した直後の 132sec . から Re-sweep 試験フェーズ終了後の 177.4sec . までのデータを載せた。

3.3.1. 左舷 $Y/S \approx -0.3$

まず、前節で考察した波形およびスペクトラムと同様に、左舷 $Y/S = -0.3$ 付近で列をなす DP01 から DP05 の出力に着目する。DP01 では、波形で観測されたように、 α -sweep 試験フェーズの間、RMS 値に大きな変化は見られなかった。また skewness も常に 0 に近い正の値をとっており、境界層の状態は変化しておらず、波形およびスペクトラムから推測されたように常に乱流状態であると考えられる。 α -sweep 試験フェーズが終了すると、RMS 値は徐々に増加し、Re-sweep 試験フェーズの間では、 α -sweep 試験フェーズに比べて大きい、ほぼ一定の振幅をとった。また skewness は、 α -sweep 試験フェーズの間と同様に、常に 0 に近い正の値をとった。従って、境界層の状態は、波形およびスペクトラムからの推測された通り、Re-sweep 試験フェーズの間は遷移状態であるが、乱流に近い状態と思われる。

その上流にある DP02 の RMS 値は、 α -sweep 試験フェーズの第 4 ステップであるリフトオフ時刻 $T_{LO} \approx 118\text{sec}$. から 122.4sec . にかけて増大した。RMS 値が増大すると、skewness は逆に減少し、負に転じることがあった。RMS 値がほぼ一定の値をとる時間帯では、skewness も 0 に近いほぼ一定の正の値をとった。Re-sweep 試験フェーズでは、DP01 と同様に变化した。skewness も常に 0 に近い正の値をとった。このセンサー出力についても、境界層の状態は、波形およびスペクトラムからの推測された通り、 α -sweep 試験フェーズの第 4 ステップでは境界層は遷移状態、第 4 ステップを除く時間帯は境界層は乱流状態と推測される。そして Re-sweep 試験フェーズの間は乱流に近い遷移状態であると思われる。

さらに、その上流の DP03 の出力変動の RMS 値は、 115sec . 付近から増大し、 117.5sec . 付近で更に大きくなった後、 $118.5 \sim 122.5\text{sec}$. の間は一旦が減少した。そして 122.5sec . 付近で、再度、増大した後、徐々に減少し一定値になった。対応する skewness を見ると、RMS 値が急激に増大する $117.5 \sim 118.5\text{sec}$. の間と $122 \sim 122.5\text{sec}$. の間ではやや負となり、RMS 値が低い $118.5 \sim 122\text{sec}$. の間では正の値をとった。特に RMS 値が低い値から急激に増大する 122sec . 付近では大きな正の値をとった。また、RMS 値がほぼ一定となる第 1 ステップ、第 2 ステップおよび第 6 ステップでは、skewness も 0 に近いほぼ一定をとった。従って、波形およびスペクトラムからの推測された通り、境界層は第 1 ステップ、第 2 ステップおよび第 6 ステップでは乱流状態で、第 3 ステップから第 5 ステップにかけて遷移状態に層流化するが、最も層流化が進むのが第 4 ステップであると推測される。Re-sweep 試験フェーズでは、RMS 値も skewness も DP01, DP02 のセンサーと同様に变化しており、乱流に近い遷移状態であると思われる。

その上流にあたる DP04 の α -sweep 試験フェーズにおける RMS 値の変化は、DP03 の出力と定性的に類似していた。RMS 値は、まず、 114.5sec . 付近から増大し、 115.5sec . 付近でやや減少した後、 $118 \sim 122\text{sec}$. の間は非常に小さく減少した。そして 122sec . 付近から徐々に増幅を開始し、 126.5sec . 付近で急激に増加した後、再び減少し一定値に落ち着いた。skewness は、RMS 値が急激に増加した場合に負となった。また α -sweep の第 3 ステップの間は正の値をとった。以上の結果から、波形およびスペクトラムからの推測された通り、境界層は第 1 ステップ、および第 6 ステップでは乱流状態であり、第 2 ステップから第 5 ステップの間では遷移状態であるが、最も層流化が進んでいるのは第 4 ステップであり、この第 4 ステップではほぼ層流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでは、DP01 から DP03 までのセ

ンサーと同様の結果が得られた。

左舷 $Y/S = -0.3$ 近傍で最も上流にあたる DP05 の RMS 値は、110.4sec. 付近で急激に減少し、 α -sweep 試験フェーズが終了するまで非常に小さかった。skewness は第 1 ステップでは非常に大きい正の値をとったが、それ以外では小さな振幅で変動し、境界層は、波形およびスペクトラムからの推測された通り、第 1 ステップでは遷移状態であるが、それ以外では層流状態であると推測される。一方、Re-sweep 試験フェーズでは RMS 値が非常に大きかった。また skewness も正の値をとっていた。従って、Re-sweep 試験フェーズでは境界層は遷移状態にあると推測される。なお、RMS 値の増大は、159.4sec. 付近から開始していた。この時刻は、迎角が大きく変化する時刻に対応している (図 7b)。

以上の結果から、左舷 $Y/S = -0.3$ 付近における境界層の状態は、波形およびスペクトラムからの推測された通りであることが確認された。

3.3.2. 左舷 $Y/S \approx -0.5$

左舷 $Y/S = -0.5$ 近傍で最も下流の DP06 では、 α -sweep 試験フェーズの第 2 ステップが終了した 114.4sec. から 115.4sec. の間と、第 4 ステップが終了した 122.4sec. から 123.4sec. の間で、RMS 値が増大し、その間の第 3 ステップおよび第 4 ステップでは、RMS 値が減衰した。skewness は RMS 値が増大開始してから再び減少する 114.4sec. から 123.4sec. の間で正の値をとり、それ以外の時間帯ではほぼ 0 であった。従って、波形およびスペクトラムからの推測されたように、第 3 ステップおよび第 4 ステップでは境界層は遷移状態であるが、それ以外では乱流状態と考えられる。一方、Re-sweep 試験フェーズでは、全時間範囲にわたって RMS 値が非常に大きかった。RMS 値の増大が開始するのは、DP05 とほぼ同様に、161.4sec. 付近であった。skewness は、RMS 値より遅れて、168.4sec. 付近から増大した。境界層は遷移状態と推測される。

その上流の DP07 では、DP06 に比べ、RMS 値の増大が $T_{Lo} \approx 110.4$ sec. に早まった。RMS 値は、その後 115sec. から 125sec. の間減少し小さい値をとった後、再び増大した。skewness は RMS 値が減少を開始し、その後増大してしばらくの間、概ね正の値をとっていた。従って、RMS 値が減少している第 3 ステップおよび第 4 ステップでは、層流に近い遷移状態であると推測される。またその前後で RMS 値の大きい第 2 ステップ、および第 5、第 6 ステップでは遷移状態、そして第 1 ステップでは乱流状態と思われる。この結果は、波形およびスペクトラムからの推測と一致する。Re-sweep 試験フェーズにおける RMS 値と skewness の変化は、DP06 と定性的に一致しており、

境界層は遷移状態にあると考えられる。

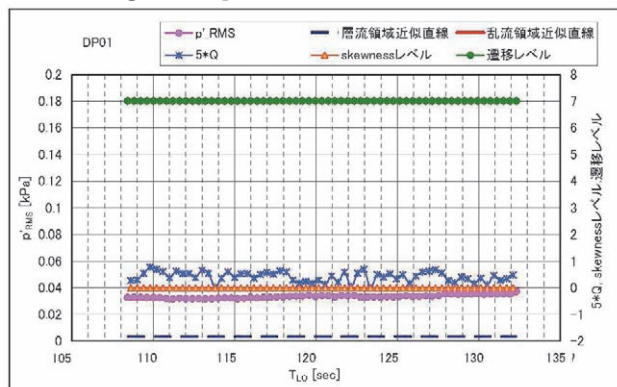
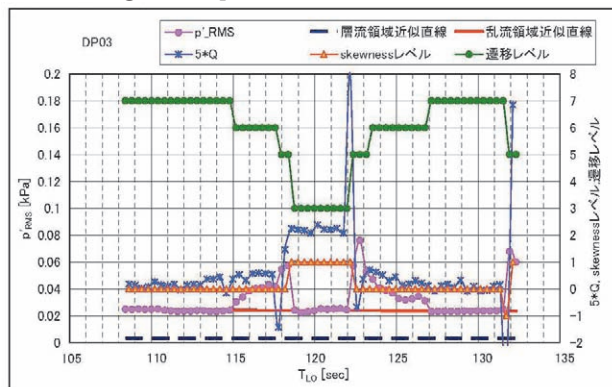
さらにその上流の DP08 では、第 2 ステップが終了した 115sec. 付近、第 3 ステップが終了した 118.4sec. 付近、また第 5 ステップが終了した 127sec. 付近で、それぞれ RMS 値は段階的に減少した。skewness は、第 2 ステップの間、また第 4 ステップへ移行した直後と第 6 ステップが終了した直後で正の値をとり、第 5 ステップから第 6 ステップへ移行した時刻は負の値をとった。それ以外の時間帯では、ほぼ 0 の値をとる傾向にあった。従って、境界層は、波形およびスペクトラムからの推測した通り、第 1 ステップでは、境界層は乱流にもっとも近い状態で、第 3 ステップから第 5 ステップではやや層流化している。そして第 6 ステップでは、ほぼ層流状態と推測される。しかし、第 2 ステップでは、波形およびスペクトラムからの推測と異なり、skewness が正であることから、層流に近い状態であると推測された。Re-sweep 試験フェーズでは、DP06 および DP07 と同様に、RMS 値が大きく増大していた。skewness は RMS 値が増大を開始した 158.4sec. から 168.4sec. まで負の値をとり、その後は正に転じた。RMS 値が非常に大きいことから、Re-sweep 試験フェーズでは、境界層は常に遷移状態にあると思われる。この結果は、波形およびスペクトラムからの推測と矛盾しない。

さらに上流の DP09 の RMS 値は、 α -sweep 試験フェーズの間、非常に小さかった。skewness は、常に変動しており、正の値も負の値もとったが、RMS 値が非常に小さいことから、境界層は層流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズにおいても、RMS 値は概ね小さい値をとった。skewness は変動しており、時折正の値をとった。RMS 値が非常に小さいことから、波形およびスペクトラムから推測された通り、境界層は層流に近い状態であると推測される。DP06 から DP08 の RMS 値が増幅を開始した 158.4sec. 近傍では、skewness は負の値をとった。これらの結果は、波形およびスペクトラムから推測された通りである。

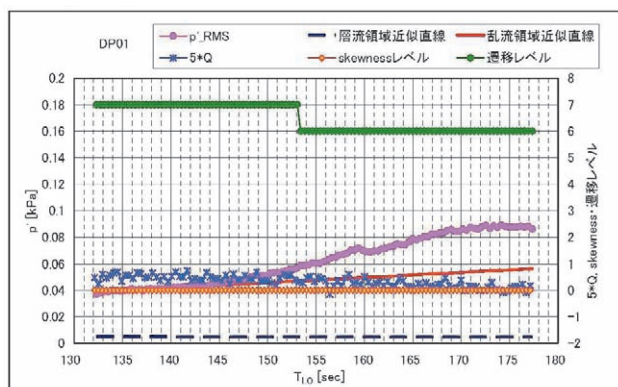
以上の結果から、左舷 $Y/S = -0.5$ 付近でも、 $Y/S = -0.3$ 付近と同様に、各時刻における境界層の状態は、波形およびスペクトラムから推測された結果とほぼ一致した。ただし、DP08 の第 2 ステップでは、波形およびスペクトラムからの推測との相違があった。

3.3.3. 左舷 $Y/S \approx -0.7$

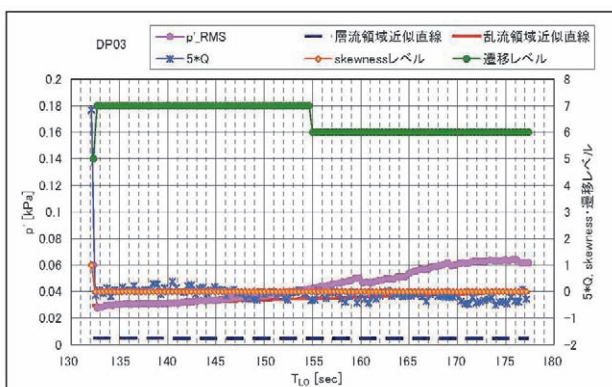
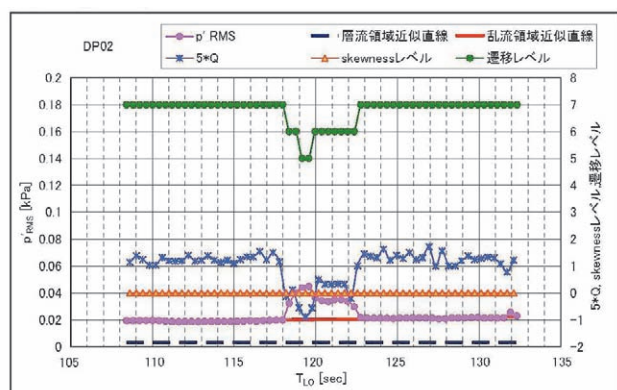
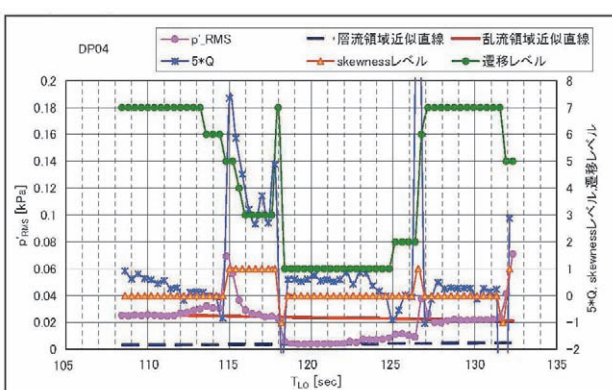
左舷 $Y/S = -0.7$ 近傍で下流側に位置する DP10 では、 α -sweep 試験フェーズの第 5 ステップにあたるリフトオフ時刻が 122sec. から 127sec. の時間範囲で波形の振幅が大きい、それ以外の時間範囲では第 5 ステップより小さい値でほぼ一定であった。skewness は、この第 5 ステ

(a1) DP01@ α -sweep 試験フェーズ(a3) DP03@ α -sweep 試験フェーズ

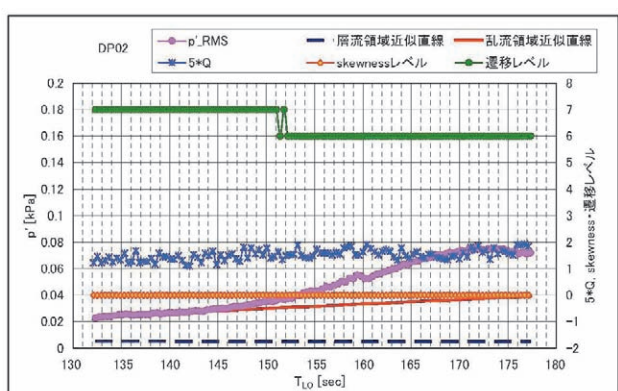
(b1) DP01@Re-sweep 試験フェーズ



(b3) DP03@Re-sweep 試験フェーズ

(a2) DP02@ α -sweep 試験フェーズ(a4) DP04@ α -sweep 試験フェーズ

(b2) DP02@Re-sweep 試験フェーズ



(b4) DP04@Re-sweep 試験フェーズ

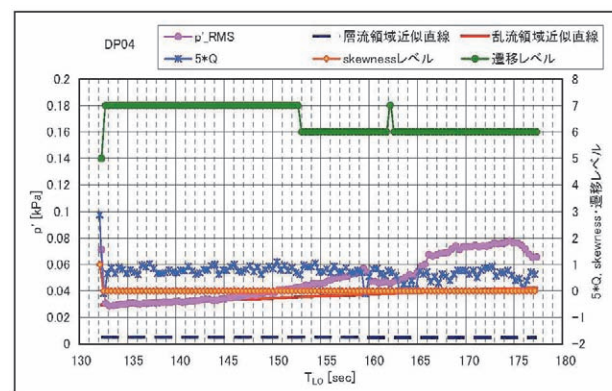
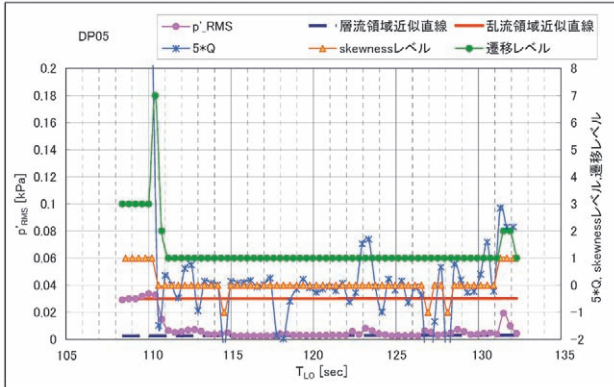
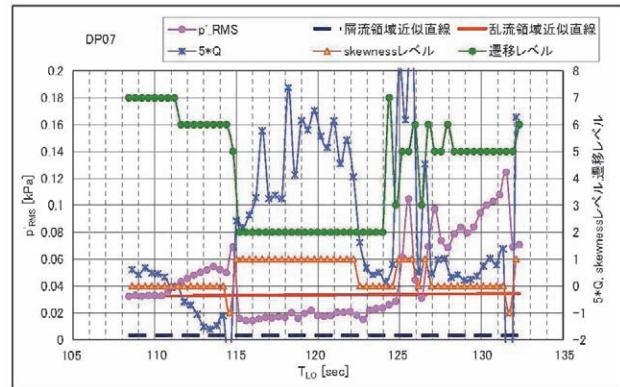
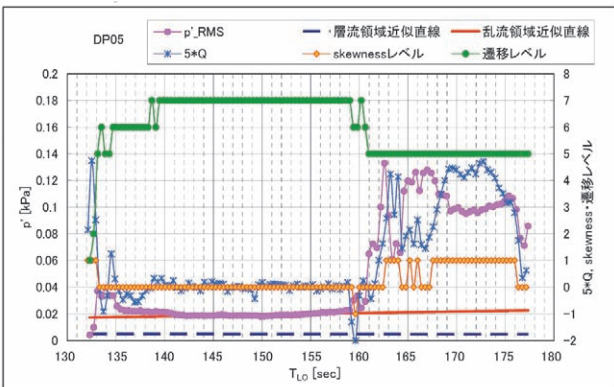


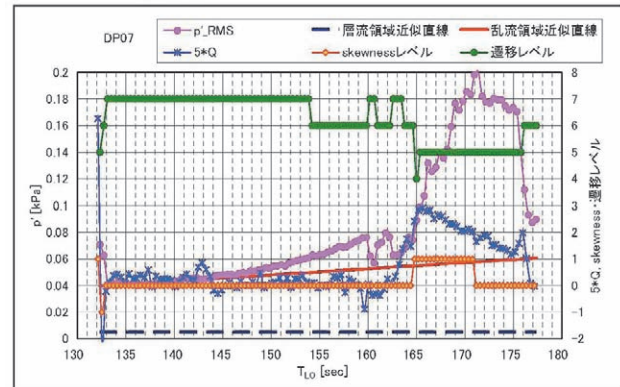
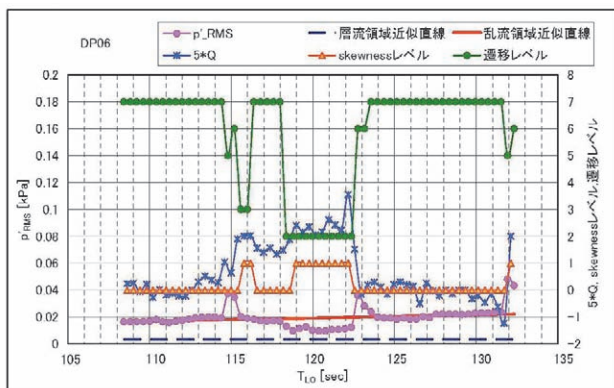
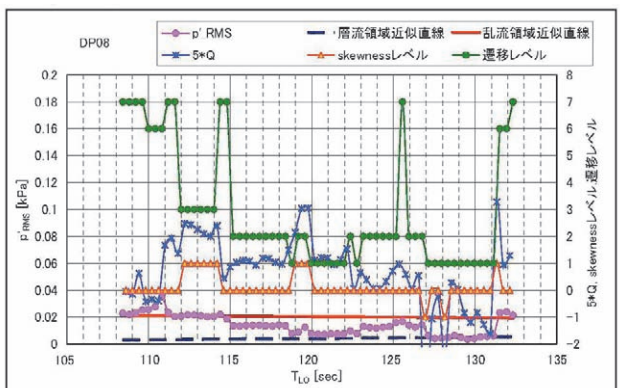
図9 非定常圧カトランスデューサーの出力変動(1/5)

(a5) DP05@ α -sweep 試験フェーズ(a7) DP07@ α -sweep 試験フェーズ

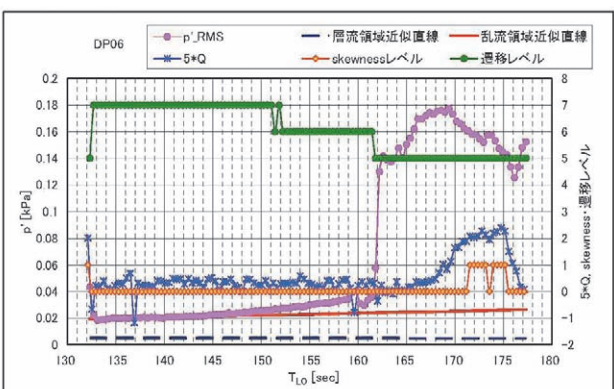
(b5) DP05@Re-sweep 試験フェーズ



(b7) DP07@Re-sweep 試験フェーズ

(a6) DP06@ α -sweep 試験フェーズ(a8) DP08@ α -sweep 試験フェーズ

(b6) DP06@Re-sweep 試験フェーズ



(b8) DP08@Re-sweep 試験フェーズ

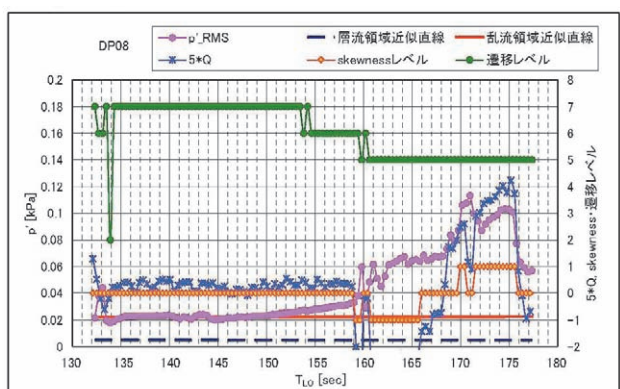
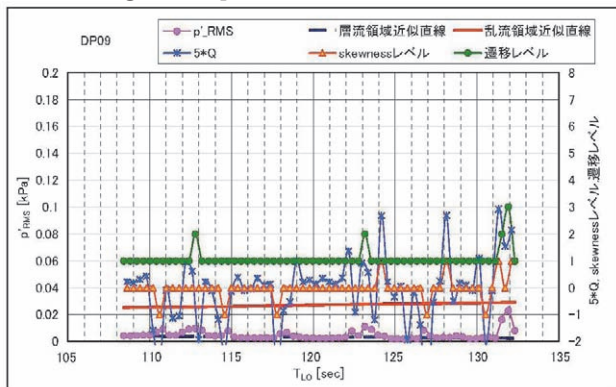
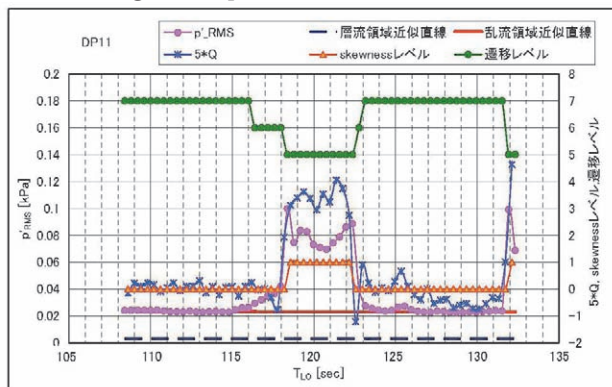
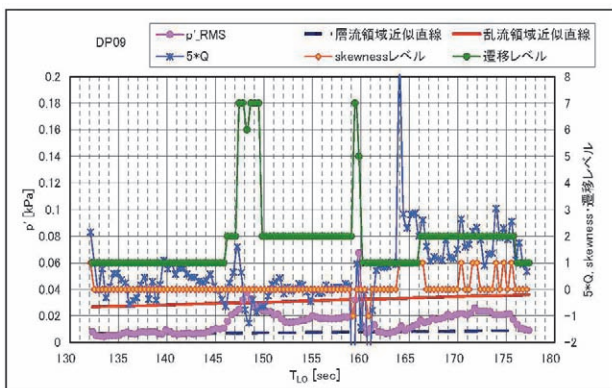


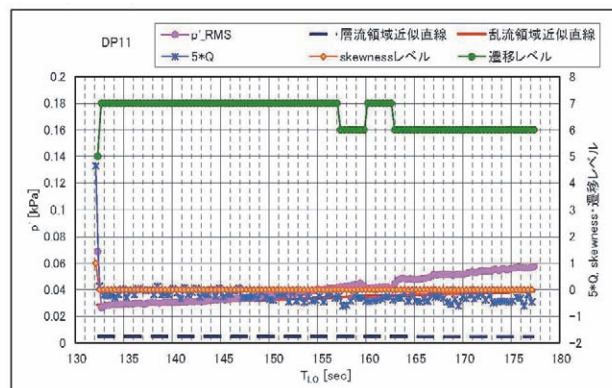
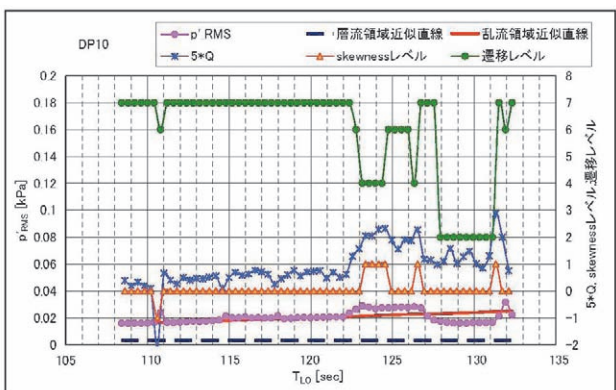
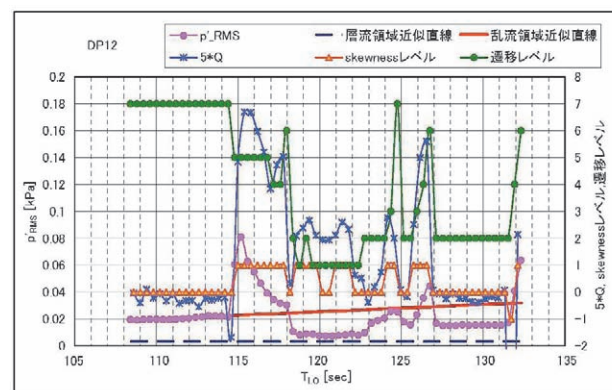
図9 非定常圧力トランスデューサーの出力変動(2/5)

(a9) DP09@ α -sweep 試験フェーズ(a11) DP11@ α -sweep 試験フェーズ

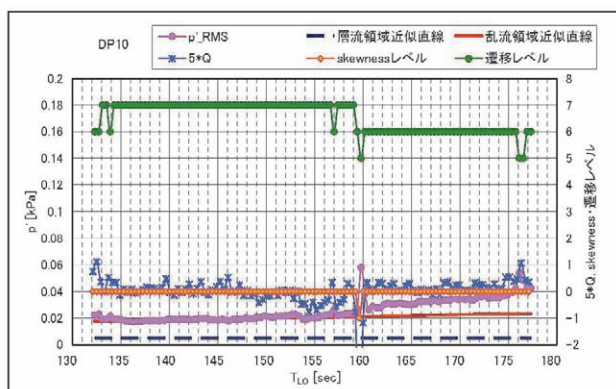
(b9) DP01@Re-sweep 試験フェーズ



(b11) DP11@Re-sweep 試験フェーズ

(a10) DP10@ α -sweep 試験フェーズ(a12) DP12@ α -sweep 試験フェーズ

(b10) DP10@Re-sweep 試験フェーズ



(b12) DP12@Re-sweep 試験フェーズ

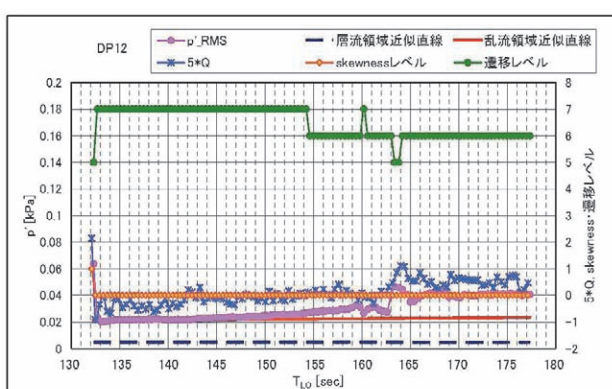
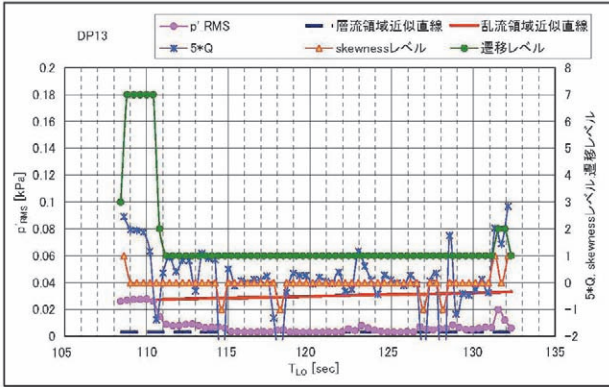
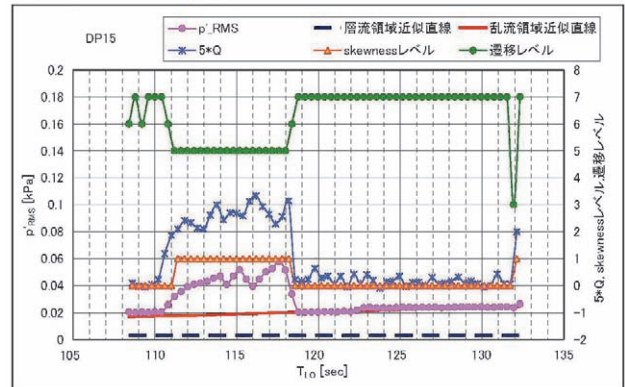
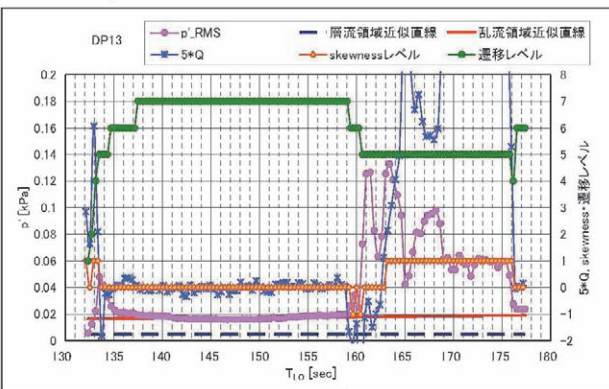


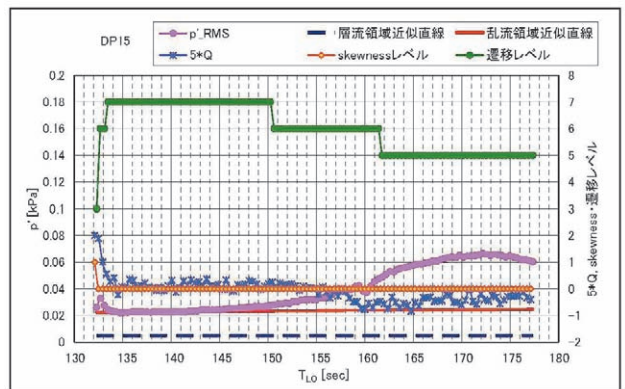
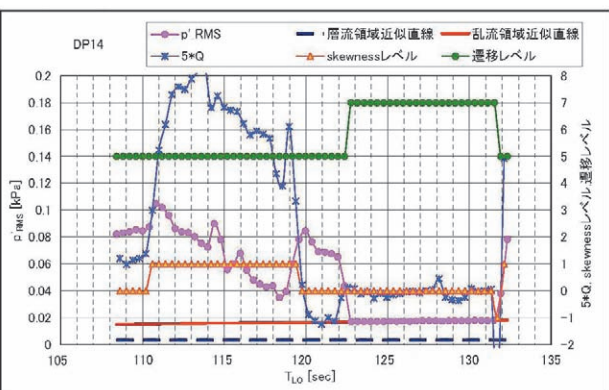
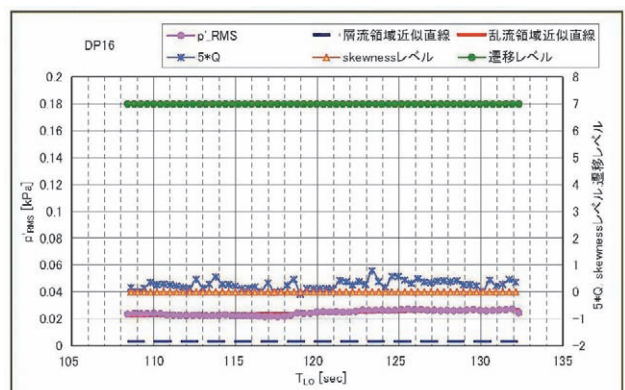
図9 非定常圧カトランスデューサーの出力変動(3/5)

(a13) DP13@ α -sweep 試験フェーズ(a15) DP15@ α -sweep 試験フェーズ

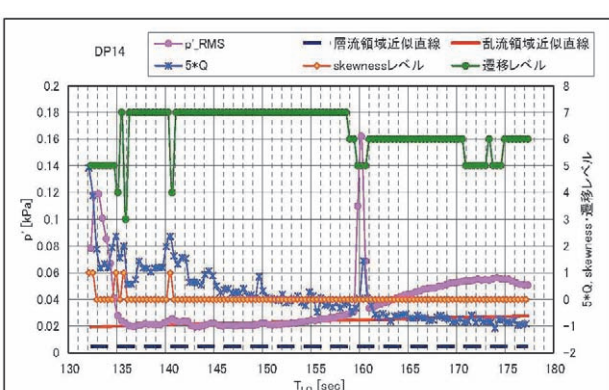
(b13) DP13@Re-sweep 試験フェーズ



(b15) DP15@Re-sweep 試験フェーズ

(a14) DP14@ α -sweep 試験フェーズ(a16) DP16@ α -sweep 試験フェーズ

(b14) DP14@Re-sweep 試験フェーズ



(b16) DP16@Re-sweep 試験フェーズ

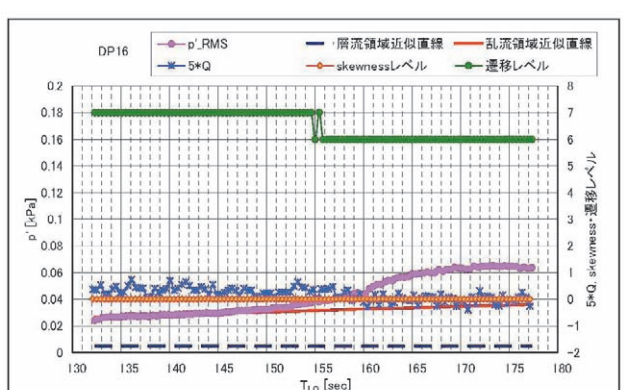
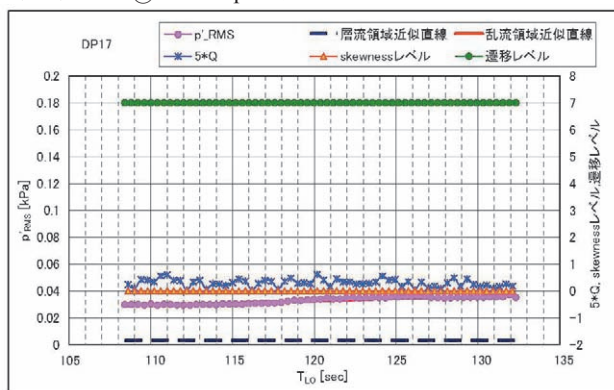
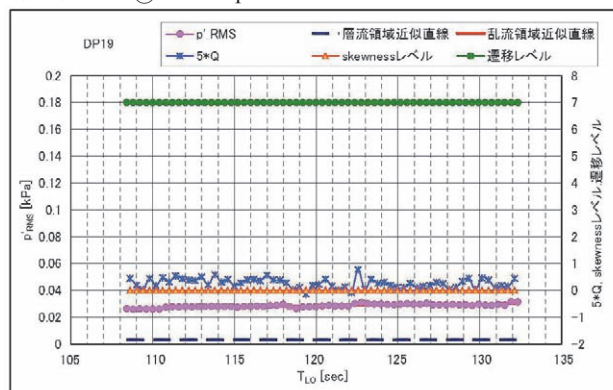
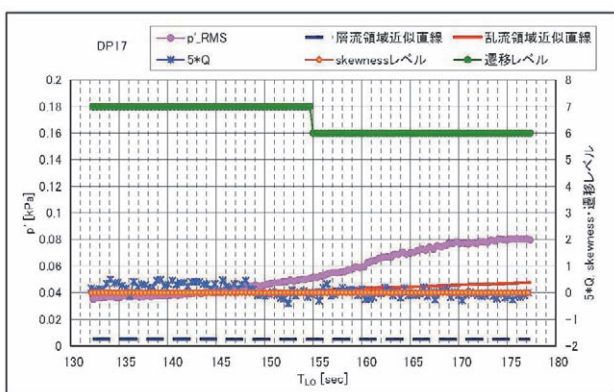


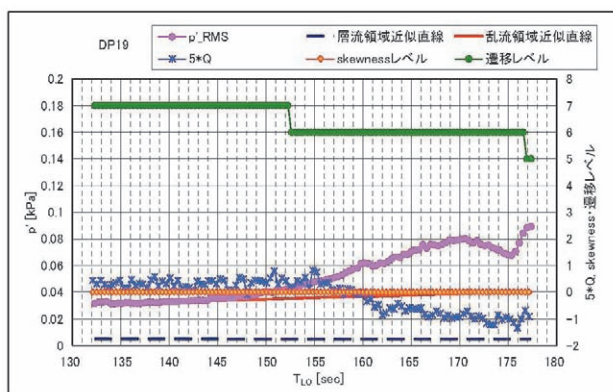
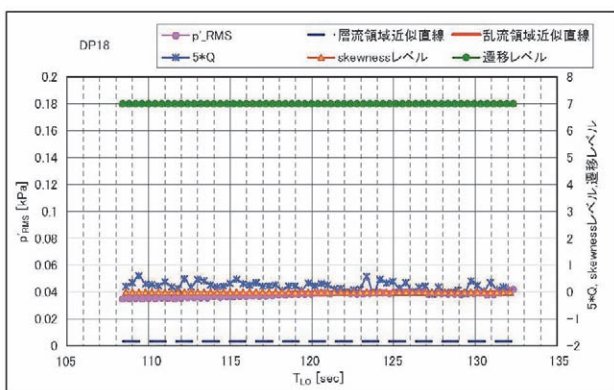
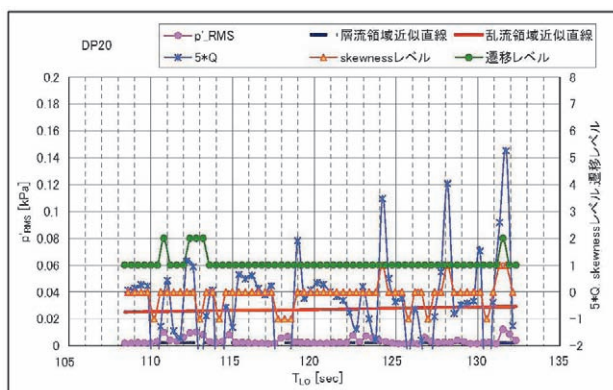
図9 非定常圧力トランスデューサーの出力変動(4/5)

(a17) DP17@ α -sweep 試験フェーズ(a19) DP19@ α -sweep 試験フェーズ

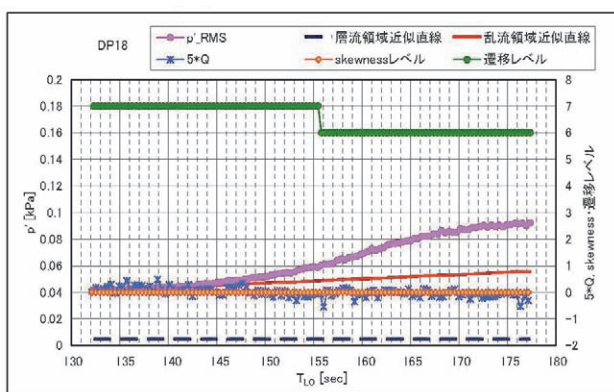
(b17) DP17@Re-sweep 試験フェーズ



(b19) DP19@Re-sweep 試験フェーズ

(a18) DP18@ α -sweep 試験フェーズ(a20) DP20@ α -sweep 試験フェーズ

(b18) DP18@Re-sweep 試験フェーズ



(b20) DP20@Re-sweep 試験フェーズ

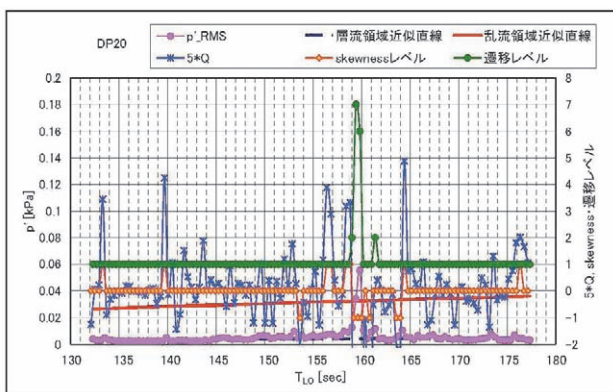


図9 非定常圧カトランスデューサーの出力変動(5/5)

ップの開始時から第6ステップの終了時までの間正の値で変動していた。また、第2ステップの開始時には負の値をとった。境界層は、 α -sweep 試験フェーズの間、乱流に近い状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズにおける RMS 値の変化は、DP05 から DP08 で観測された結果と定性的に一致し、159sec. 近傍から、徐々に増大した。skewness もほぼ0であることから、やはり境界層が乱流に近い状態であると思われる。これらの結果は、波形およびスペクトラムから推測された結果とほぼ一致する。

その上流の DP20 でも、 α -sweep 試験フェーズの全時間範囲で RMS 値は非常に小さかった。skewness は、常に変動しており、正の値も負の値もとったが、RMS 値が非常に小さいことから、境界層は層流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズにおいても、RMS 値は概ね小さい値をとった。skewness はやはり変動していたが、RMS 値が非常に小さいことから、境界層は層流に近い状態であると推測される。これらの結果は、波形およびスペクトラムから推測された通りである。

以上の結果から、 $Y/S = -0.7$ 付近でも、 α -sweep 試験フェーズおよび Re-sweep 試験フェーズの各時刻において、上流から下流に向かって境界層が遷移していることがわかった。

3.3.4. 右舷 $Y/S \approx 0.3$

右舷 $Y/S = 0.3$ 付近の最も下流にある DP11 の RMS 値は、第3ステップに移行する 115.4sec. 付近から徐々に増幅を開始し、第4ステップにあたる 118sec. から 123sec. の間では非常に大きくなった後、再び減衰した。skewness は RMS 値が大きい第4ステップの間正の値をとり、その後で負に転じた。境界層は、第4ステップ以外では乱流状態、第4ステップでは遷移状態にあると推測される。Re-sweep 試験フェーズにおける RMS 値の変化は、このセンサーの左右対称の位置にある DP03 とほぼ一致しており、境界層は乱流状態にあると考えられる。これらの結果は、波形およびスペクトラムから推測された通りである。

その上流である DP12 の RMS 値は、第3ステップにあたる 114.4sec. から 118sec. の間、非常に大きく増大したが、第4ステップへの移行した 118sec. 後は大きく減衰した。第4ステップが終了する 122.4sec. 付近から再び増大し、第6ステップが開始した 127sec. 以降はほぼ一定の値をとった。skewness は、RMS 値の増大が開始した 114sec. から、RMS 値が再び一定の値に戻る 127sec. まで、大きく変動したが、概ね正の値をとった。この間、境界層は遷移状態にあり、特に RMS 値が小さい第4ステップの間は層流に近い状態にあると思われる。一方、第3ステップ

および第5ステップでは遷移状態、第1ステップ、第2ステップおよび第6ステップではほぼ乱流状態にあると推測される。これらの結果は、波形およびスペクトラムから推測された通りである。Re-sweep 試験フェーズでは RMS 値はほぼ一定で、skewness もほぼ0であった。しかし、 α -sweep 試験フェーズと Re-sweep 試験フェーズの間の RMS 値と比較すると、Re-sweep 試験フェーズにおける RMS 値はやや高い。従って、境界層は遷移状態にある可能性がある。この推測は、波形およびスペクトラムから乱流状態と推測された結果と異なる。但し、左舷の対称の位置にある DP04 では、RMS 値および skewness の変化からだけでなく、波形およびスペクトラムからも、境界層が遷移状態にあると推測されていた。従って、DP12 についても、遷移状態にある、と推測する方が正しい可能性が高い。

右舷で最も上流にある DP13 の RMS 値および skewness は、左舷の対称の位置にある DP05 の出力とほぼ一致していた。特に α -sweep 試験フェーズの第2ステップ以降は、RMS 値および skewness の変化はよく一致していた。但し、第1ステップの skewness については、DP05 では大きな値をとったのに対し、DP13 では符号は正で一致するものの値は小さかった。従って、第1ステップでは、境界層が乱流状態の可能性がある。それ以外では、境界層は、波形およびスペクトラムに基づく推測と一致して、層流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでも、RMS 値および skewness の変化は DP05 のそれと定性的に一致したが、RMS 値は DP05 に比べて小さく、skewness は逆に大きかった。しかし、境界層の状態はどちらも遷移途中であると推測される。またこの結果は、波形およびスペクトラムからの推測と一致する。

以上の結果から、右舷の $Y/S = 0.3$ 付近でも、概ね波形およびスペクトラムからの推測と一致する結果が得られたが、幾つか不一致が見られた。また、右舷と左舷の遷移過程は、定性的に一致していたが、定量的にはややずれていた。

3.3.5. 前胴

前胴左舷の最も上流にある DP14 の RMS 値は、 α -sweep 試験フェーズに入った 108.4sec. から大きく、第4ステップに移行した 118.4sec. で一旦減少した後再び増大したが、第5ステップから第6ステップにかけては、中程度の状態で安定していた。skewness は、第1ステップから第3ステップにかけては正であった。但し skewness の値は、第1ステップでは小さく、第2および第3ステップでは大きかった。また skewness は、第4ステップの間は負、第5および第6ステップではほぼ0となった。以上の結果から、第1ステップから第4ステ

ップにかけて境界層は遷移状態で、第5および第6ステップでは乱流状態と考えられる。遷移状態の中では、skewnessが増大している第2および第3ステップで最も層流状態に近いと推測される。Re-sweep試験フェーズでは、これまでに考察した多くのセンサーと同様に、RMS値はほぼ一定であった。またskewnessもほぼ0であった。従って、境界層は遷移状態にあると考えられ、この推測は波形およびスペクトラムからの推測と一致する。

その下流側にあるDP15のRMS値は、DP14とほぼ同じように変化していた。但し、 α -sweepの第1ステップから第4ステップにおけるRMS値はDP14よりも小さく、特に第1ステップおよび第4ステップにおけるRMS値は、第5および第6ステップにおける値とほぼ同じであった。skewnessも、第1ステップおよび第4ステップではほぼ0となり、第1ステップおよび第4から第6ステップの条件では境界層は乱流になっていると考えられる。第2および第3ステップでは、DP14と同様に遷移状態であると推測される。Re-sweep試験フェーズにおけるRMS値とskewnessの挙動は、DP14とほぼ一致していた。従って、境界層は遷移状態にあると考えられる。以上の結果も、波形およびスペクトラムからの推測と一致する。

さらに下流のDP16からDP18と右舷側のDP19では、 α -sweep試験フェーズでもRe-sweep試験フェーズでも、RMS値はほぼ一定で、skewnessは常にほぼ0の値をとった。従って、これらのセンサー位置では、波形およびスペクトラムからの推測と一致して、境界層は常に乱流状態にあると考えられる。

以上の結果から、前胴でも、波形およびスペクトラムからの推測とほぼ一致する結果が得られた。すなわち、 α -sweep試験フェーズの第2および第3ステップでDP15のセンサー位置まで境界層は遷移状態であったが、それ以外のステップやRe-sweep試験フェーズについては、最上流であるDP14のセンサー位置から乱流状態にあった。

3.4. “遷移レベル”

3.4.1. “遷移レベル”の決定方法

これまでに述べたように、翼弦方向にならんだ非定常圧力トランスデューサーから明らかにされた境界層の遷移状態は、流れ方向に整合していることがわかった。しかしこれまでの議論は境界層の状態を層流、乱流もしくは遷移状態という非常に大まかな区分に定性的に分類しただけに過ぎない。従って、これまでの考察では本稿の目的である“遷移位置”を客観的に特定することは出来ない。一方、飛行実験に先駆けて行ってきた風洞試験では、1つのセンサーを用いその位置や気流条件を変化させることによって遷移位置を検出、あるいは、非定常圧力トランスデューサーの出力変動はセンサーにあまり依存し

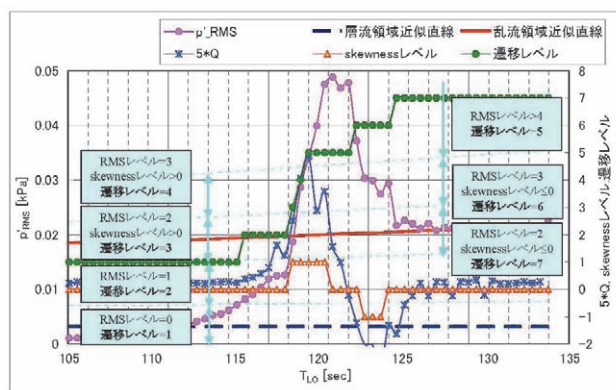


図10 “遷移レベル”の決定法

ないことを利用し複数のセンサー出力から遷移位置を検出してきた。しかし本飛行実験では、センサー間隔が広い。つまり空間的な分解能が低い。空間的な分解能を向上させるためには、センサー間における境界層の状態を、その前後のセンサー出力を補間することによって推測する必要がある。そこで、著者らは定量的な基準に基づく“遷移レベル”と称する概念を導入し、境界層の遷移状態を客観的かつ定量的に決定することを試みた。以下に“遷移レベル”の決定法を述べる(図10) [14]。

まず、完全に層流、あるいは乱流と見なす出力変動のRMS値の時間変化をそれぞれ1次関数で近似した。完全に層流、もしくは乱流と見なせる状態がないセンサーについては、他のセンサーの平均値を適用した。

次に、各時刻における出力変動のRMS値を、“RMSレベル”と称するランクに分類した。例えば、“RMSレベル”が0というのは、最も層流に近い状態で、層流として近似した値を中心に、その前後に層流と乱流として近似した値の差の1/2の範囲内に入るものである。一方、乱流として近似された値は、“RMSレベル”が2に分類されることになる。

また、各時刻における出力変動波形のskewness Q の符号を別途調べた。前述の通り遷移状態で出力変動のRMS値が極大をとるため、遷移初期において変動が増加する領域でも、変動の値が乱流状態と同程度になるからである。例えば、図10に示すように、“RMSレベル”が2に分類されるのは乱流状態だけでなく、層流状態から変動の極大に向かう途中にも存在する。ピークの前後で変動が同じ値をとった場合、その状態が、変動が増加する遷移の初期段階であるか、変動が減少する遷移の後期段階であるのかを判断するには、瞬間波形のスパイク信号の向き、つまりskewnessの符号がわかれば良いことがわかっていて。そこで、skewnessの値を“skewnessレベル”として、-1, 0, +1の3段階に分類した。skewness Q を分類する閾値は0.4と定め、 Q の絶対値が0.4よりも小さい場合を“skewnessレベル”が0とし、それ以外の場合

は Q の符号によって “skewness レベル” をそれぞれ -1 および +1 とした。

各時刻における “遷移レベル” は, “RMS レベル” と “skewness レベル” から判定した。例えば, “RMS レベル” が 0 であれば, “skewness レベル” に関係なく “遷移レベル” は, 層流状態を意味する 1 に一意的に決定した。一方, “RMS レベル” が 2 以上の場合, “skewness レベル” が +1 であれば遷移過程の前半であり, そうでなければ後半と見なした。従って, “RMS レベル” が 2 の場合, “skewness レベル” が +1 であれば “遷移レベル” を 3, そうでなければ乱流を示す “遷移レベル” を 7 とした。“RMS レベル” が, 乱流状態よりも高い場合も同様である。

3.4.2. “遷移レベル” の時間変化

図 9 に, 各センサーの RMS 値の時間変化に併せて, “遷移レベル” をプロットする。また, “遷移レベル” を算出する過程で用いた, 境界層が完全に層流もしくは乱流状態として RMS 値を近似した 1 次関数と, “skewness レベル” も併せてプロットした。“RMS レベル” については, 図が煩雑になるため, 割愛した。以降に, 上の手法で得られた “遷移レベル” と, 前節で RMS 値と skewness から境界層の状態を推測した結果を比較する。なお, 前節の繰り返しになるので, “遷移レベル” と前節の推測が異なる条件についてのみ考察する。

左舷 $Y/S = -0.3$ 付近における境界層の “遷移レベル” は, RMS 値および skewness から推測された通りであり, この結果は, 波形およびスペクトラムからの推測とも一致していた。

しかし左舷 $Y/S = -0.5$ 近傍の最も下流に位置する DP06 の α -sweep 試験フェーズ第 3 ステップにおける “遷移レベル” は 7 の乱流状態であったが, RMS 値および skewness からも波形およびスペクトラムからも遷移状態と推測されていた。その原因は skewness が正の値をとっているものの絶対値があまり大きくないため “skewness レベル” としては 0 と判定されたためである。もし “skewness レベル” が正であれば遷移状態を示す “遷移レベル” 2 となる。一方, DP08 の第 2 ステップでは, “遷移レベル” が非常に層流に近い遷移状態を示す 3 から乱流状態を示す 7 に急激に変化すると推測された。この急激な変化は, skewness が正で, 閾値を挟んで変化したためである。実際には迎角が静定している条件の下で境界層の状態が層流に近い遷移状態から乱流状態に急激に変化するとは考えられないことから, skewness の閾値の設定に課題があることが示唆される。DP07 および DP09 の “遷移レベル” は, RMS 値および skewness からも波形およびスペクトラムからも推測された通りであった。

左舷 $Y/S = -0.7$ 近傍では, 下流の DP10 の “遷移レベル”

が, α -sweep の第 6 ステップでほぼ層流状態の 2 と判定されたが, RMS 値および skewness からも波形およびスペクトラムからも境界層は乱流に近い状態であると推測された。この不一致の原因は, skewness ではなく乱流状態を近似した 1 次関数のとり方であり, 層流および乱流状態を近似した 1 次関数の設定にも課題があることを示している。上流側の DP20 の “遷移レベル” は RMS 値および skewness からも波形およびスペクトラムからも推測された通りであった。

右舷 $Y/S = 0.3$ 近傍では, 最も下流の DP11 および DP13 の “遷移レベル” は RMS 値および skewness からも波形およびスペクトラムからも推測された通りであった。しかし, DP12 の “遷移レベル” は α -sweep の第 6 ステップで非常に層流に近い遷移状態である 2 と判定されたが, RMS 値および skewness からも波形およびスペクトラムからも乱流状態と推測されていた。この不一致は DP10 の場合と同様に, 乱流状態を近似した 1 次関数のとり方が原因と考えられる。また, Re-sweep 試験フェーズにおける “遷移レベル” は 6 で乱流に非常に近い遷移状態であった。RMS 値および skewness からは遷移状態と推測されたが, 波形およびスペクトラムから乱流状態と推測され, 矛盾しているように考えられていたが, “遷移レベル” はその中間となった。RMS 値および skewness からの推測も, 波形およびスペクトラムからの推測も抽象的であるため, 実際には乱流に非常に近い遷移状態であり, 両者の推測に矛盾は無かったと考えられる。

前胴における境界層の “遷移レベル” は, RMS 値および skewness から推測された通りであり, この結果は, 波形およびスペクトラムからの推測とも一致していた。

以上の結果から, ほとんどの場合について “遷移レベル” は, 波形およびスペクトラム, また RMS 値および skewness から推測される境界層の状態と一致しており, 遷移位置を客観的に特定可能であると考えられる。いくつかの条件では必ずしも前節までの推測と “遷移レベル” が一致していなかった。skewness の閾値の設定, あるいは層流および乱流状態を近似した 1 次関数の設定については, 今後の課題である。

3.5. 遷移位置分布と自然層流効果の検証

前節で述べた方法で, 各条件および位置における境界層の “遷移レベル” を色で分類して, 実験機の平面上にプロットする。なお, 各条件では表示した時刻を中心に, 1.2 秒から 2.0 秒間の “遷移レベル” を平均してプロットする。図 11 に代表的な条件として, α -sweep 試験フェーズの各ステップと Re-sweep 試験フェーズ約 9 秒間のうち, 1, 5 および 9 秒目にあたるリフトオフ時刻 167.4sec., 171.4sec., 175.4sec. における遷移位置分布を示す。その

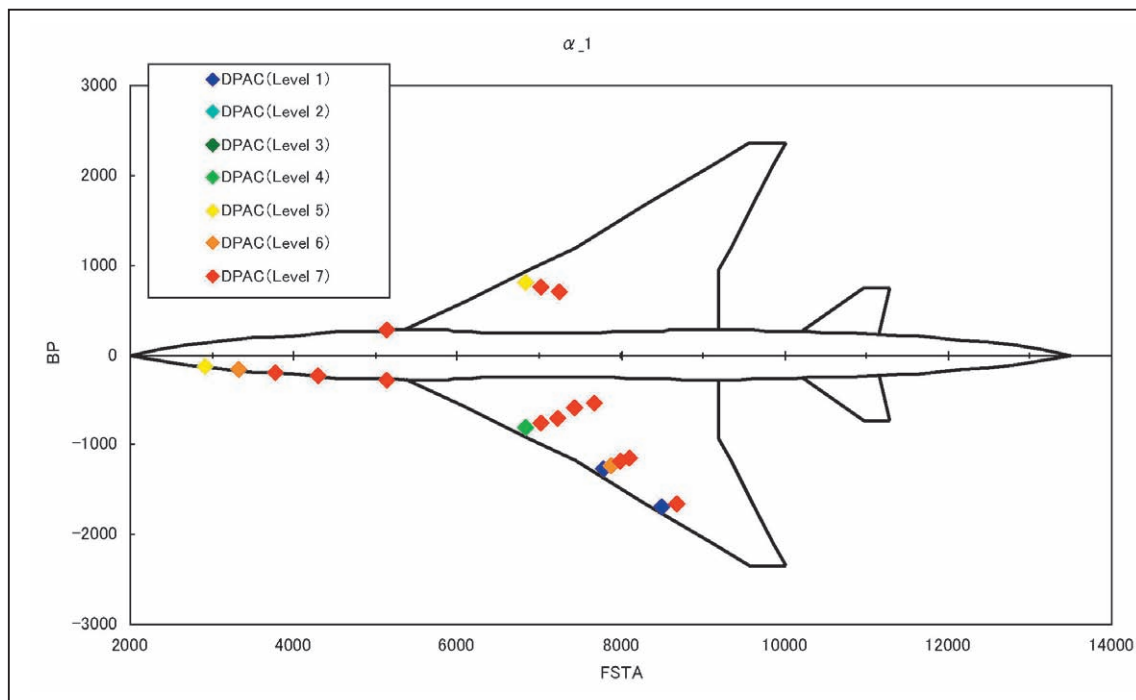
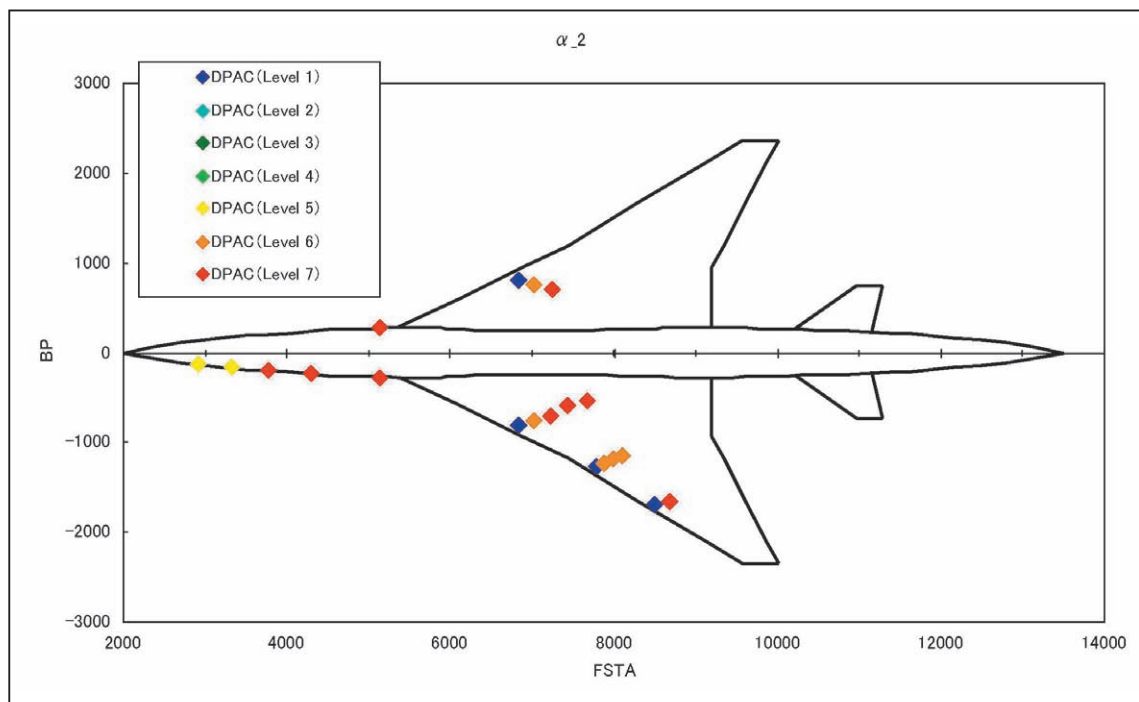
(a) α -sweep 試験フェーズ 第1ステップ ($T_{Lo}=110.4\text{sec}$)(b) α -sweep 試験フェーズ 第2ステップ ($T_{Lo}=114.4\text{sec}$)

図11 “遷移レベル”マップ(1/5)

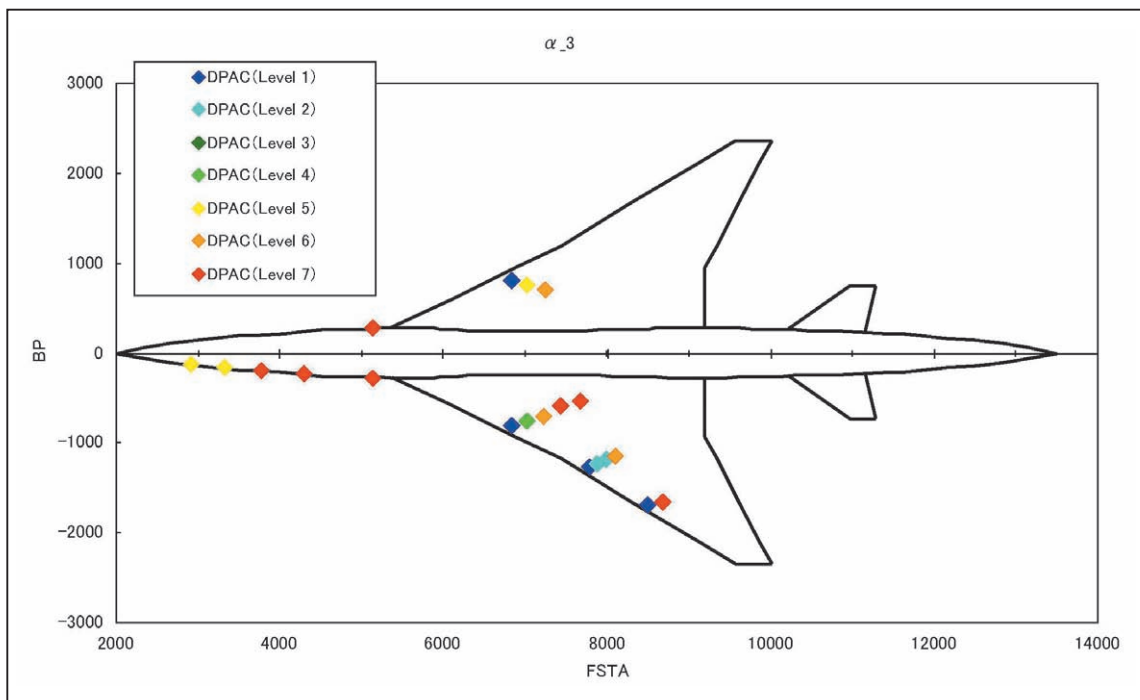
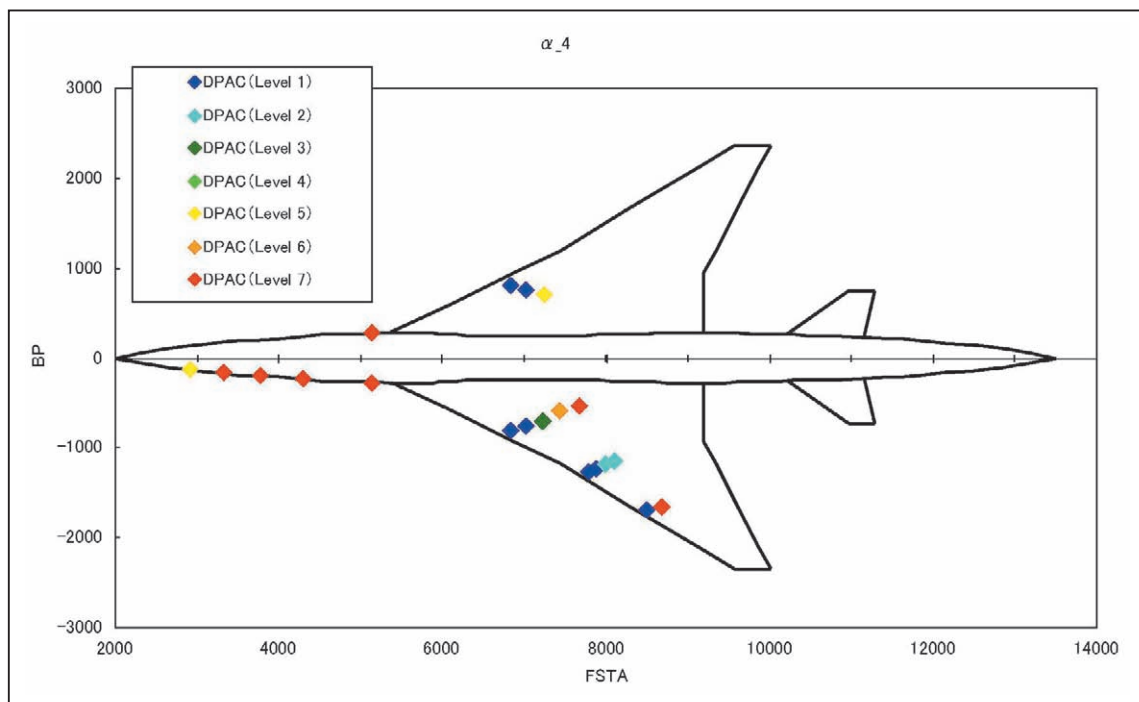
(c) α -sweep 試験フェーズ 第3 ステップ ($T_{Lo}=117.4\text{sec}$)(d) α -sweep 試験フェーズ 第4 ステップ ($T_{Lo}=121.4\text{sec}$)

図11 “遷移レベル”マップ (2/5)

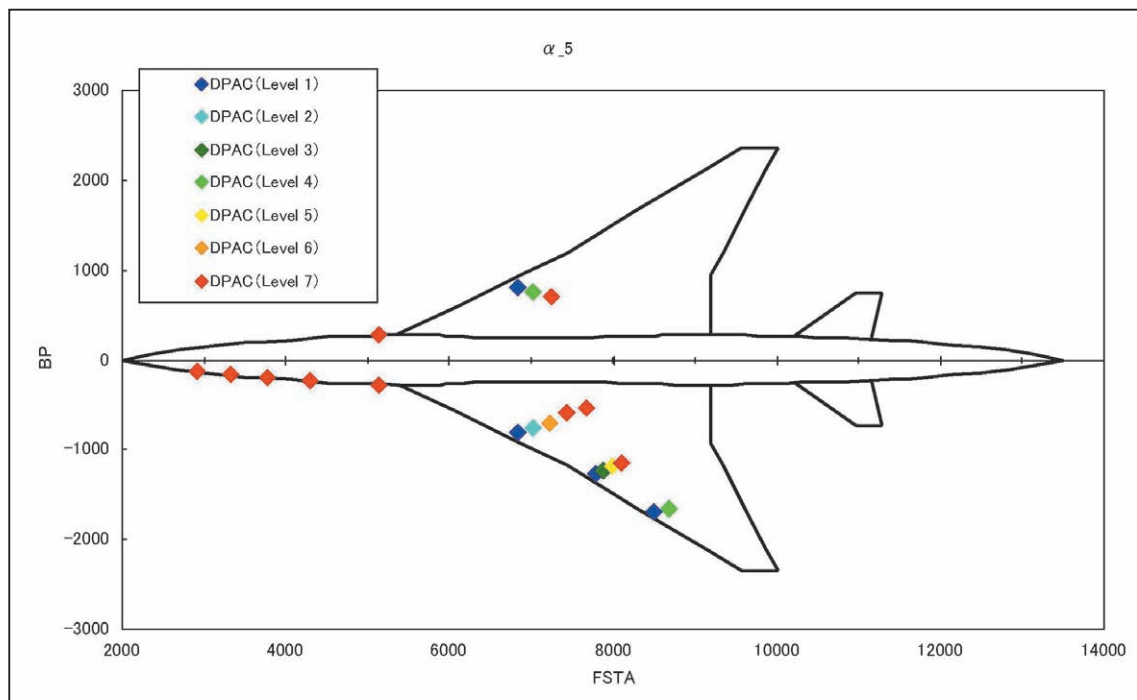
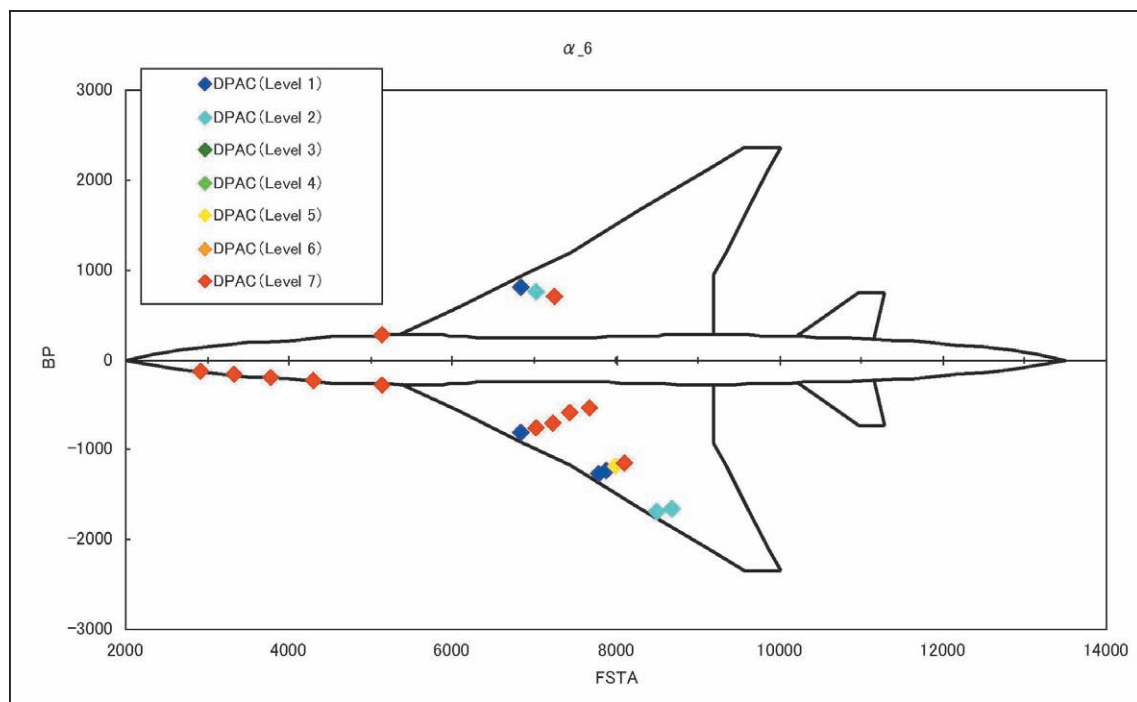
(e) α -sweep 試験フェーズ 第5 ステップ ($T_{LO}=125.4\text{sec}$)(f) α -sweep 試験フェーズ 第6 ステップ ($T_{LO}=130.4\text{sec}$)

図11 “遷移レベル”マップ (3/5)

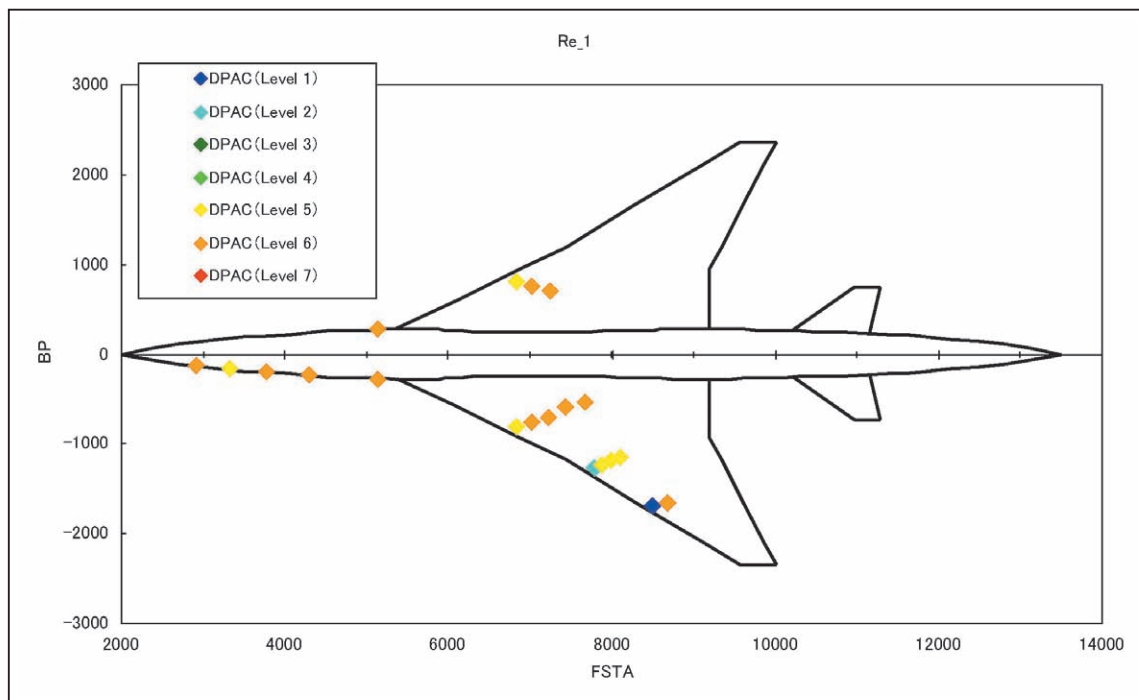
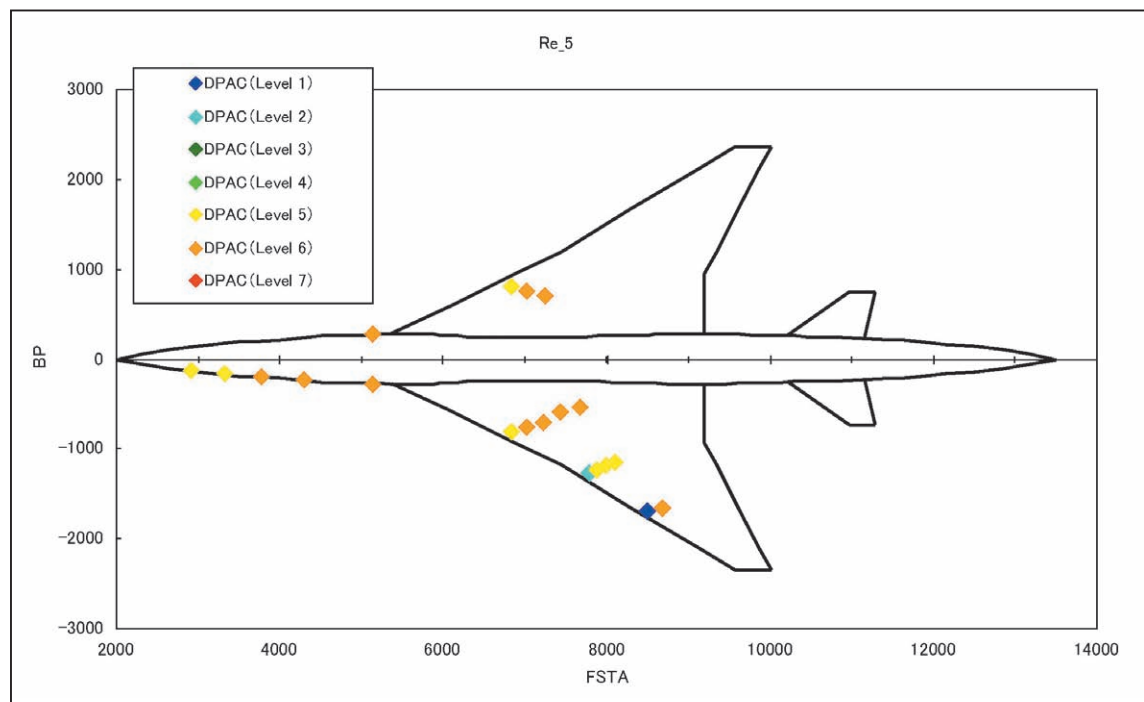
(g) Re-sweep 試験フェーズ 1 秒目 ($T_{Lo}=167.4\text{sec}$)(h) Re-sweep 試験フェーズ 5 秒目 ($T_{Lo}=171.4\text{sec}$)

図11 “遷移レベル”マップ (4/5)

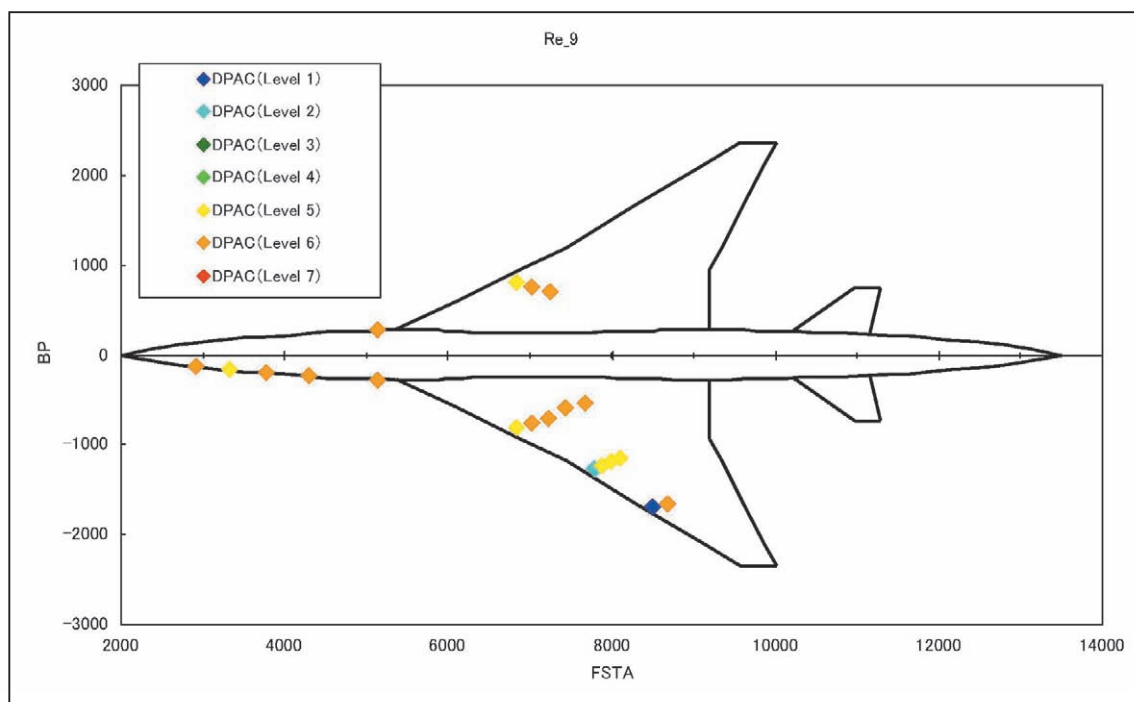
(i) Re-sweep 試験フェーズ 9 秒目 ($T_{Lo}=175.4\text{sec}$)

図11 “遷移レベル”マップ (5/5)

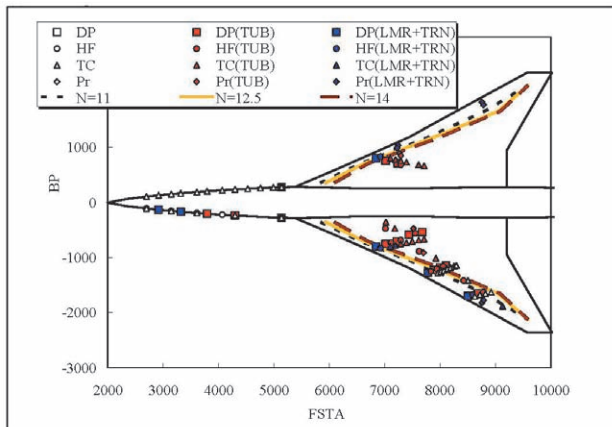
結果、各条件における“遷移レベル”は流れ方向にほぼ整合していることがわかった。主翼では、 α -sweep の第4ステップである設計点 $C_L=0.10$ の条件では (図 11d), それ以外の非設計点での条件 (図 11a-c,e,f) に比べ、乱流領域が大きく後退しており、自然層流効果が現れていることは明白である。次に、Re-sweep 試験フェーズにおける遷移位置分布を、揚力係数が設計値 $C_L=0.10$ で等しい α -sweep の第4ステップと比較する。図 11g から i に示した Re-sweep 試験フェーズでは平均翼弦長基準 Reynolds 数は α -sweep 試験フェーズにおける $Re_c=14.9 \times 10^6$ に比べ $Re_c=34.3 \times 10^6$ から 35.2×10^6 と高い (図 7)。その結果、層流領域が縮小した。但し、下流側は、 α -sweep の第4ステップでは乱流状態であったが、Re-sweep 試験フェーズでは遷移状態であるように推測された。前胴については、 α -sweep 試験フェーズにおいては第3ステップで最も遷移位置が下流であった。Re-sweep 試験フェーズでは、最も上流の DP14 に比べて、2 番目の DP15 の方が“遷移レベル”が低く算出されていた。一般的に考えて、DP15 の位置では、DP14 に比べて境界層が層流化しているとは考えにくい。前節で指摘されたように、skewness の閾値の設定、あるいは層流および乱流状態を近似した 1 次関数の設定について問題があると思われる。

非定常圧力トランスデューサーを用いて検出された主

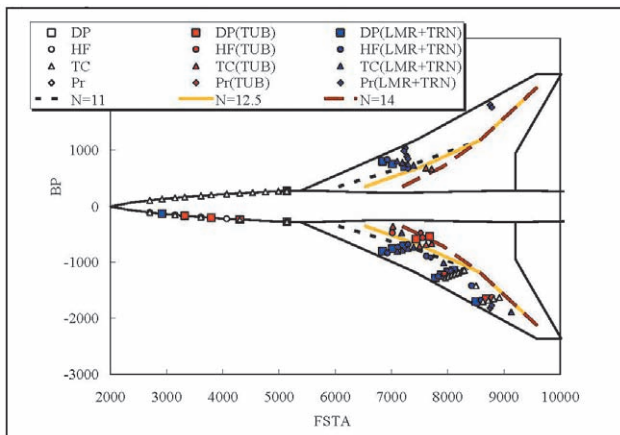
翼上の遷移位置を、他の 3 種類の遷移計測用センサーによって得られた結果 [14-18], および数値予測結果 [23,24] と比較する。ここで、非定常圧力トランスデューサーおよびホットフィルムを用いて検出された遷移位置は、“遷移レベル”が 5 と 6 の間で定義した。これは、境界層を遷移レベル 1 から 5 の層流および遷移状態と遷移レベル 6 と 7 の乱流領域の 2 段階に分類し、遷移位置を境界層が完全に乱流となる遷移の終了点で定義したということである。遷移位置の定義としては遷移の開始点を用いることが多い。本実験結果の α -sweep 試験フェーズでは、センサーの間隔に対し遷移状態が非常に短いため、遷移位置を遷移の開始点を“遷移レベル”2 と 3 の間で定義した場合と終了点で定義した場合の差はほとんど現れない。しかし Re-sweep 試験フェーズでは遷移状態、すなわち“遷移レベル”3 から 5 と判定されているが広く、遷移状態があるのかないのかが大きな違いとなる。そこで、遷移状態の存在を明確にするため、本稿では遷移位置を遷移の終了点で定義した。図 12 に、代表的な条件として α -sweep 試験フェーズの第2および第4ステップと Re-sweep 試験フェーズの 1 秒目であるリフトオフ時刻 167.4sec. について、各センサーによって検出された遷移位置分布を比較する。乱流状態を赤色の印で、層流および遷移状態を青色の印でプロットした。また、印の形状は、

センサーの種類を示している．なお層流か乱流かの判断が出来なかったセンサーについては、白抜きの印でプロットしてある．その結果、非定常圧力トランスデューサーによって検出された遷移位置は、他のセンサーによって検出された遷移位置とほぼ一致していた．この図からも、 α -sweep 試験フェーズの第4ステップにおける遷移位置は、他の条件に比べ大きく後退しており、自然層流効果は明確である．

(a) α -sweep 試験フェーズ 第2ステップ ($T_{Lo}=114.4\text{sec}$)



(b) α -sweep 試験フェーズ 第4ステップ ($T_{Lo}=121.4\text{sec}$)



(c) Re-sweep 試験フェーズ 1秒目 ($T_{Lo}=167.4\text{sec}$)

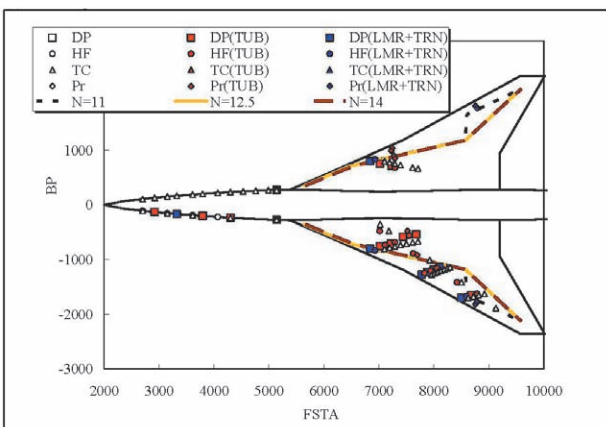


図12 遷移位置の比較

実験的に自然層流効果が確認できたので、次に、その効果を数値予測結果 [23,24,30] と比較する．1章で説明した LSTAB を用いて予測された遷移位置を図 12 に重ねてプロットする．よく知られているように、数値的な遷移予測は以下の4段階をとる．まず、第1段階として表面静圧分布を求める．次に、第2段階として、層流境界層分布を算出する．そして、第3段階として、その層流境界層の安定性を解析し、第4段階として増幅率を積分する．本稿に示した遷移予測では、飛行実験で実測された圧力分布 [28,29] を用い、層流境界層分布は Kaups と Cebeci の conical flow 近似を適用した．安定解析には、上述した3次元圧縮性境界層の安定解析コード LSTAB を用い、増幅率の積分は外部流線方向に envelope 法を適用した．また、 $X/C=0.6$ で強制的に飽和するように設定しているので、等 N 値線は $X/C=0.6$ より下流には現れない．

結果として得られた等 N 値線を、図 12 に重ねてプロットする．実験で得られた遷移位置と数値予測を比較した結果、 $N=12.5$ と予測とした場合、全ケースの $Y/S=0.6$ までの内翼側で、等 N 値線は実験的に検出された遷移位置とよく一致することがわかった．この $N=12.5$ は、これまでによく知られてきた $N=14$ [31] に比べてやや低かった．この差の原因は不明である．また、外翼側の一致はあまり良くなかった．この原因も不明であるが、これまでの遷移予測手法に対する研究・考察から、表面静圧分布や境界層分布の算出方法、すなわちわずかな誤差によって、 N 値分布が変化することがわかっている [30]．従って、等 N 値線と実験的に検出された遷移位置の不一致の原因として、表面静圧分布や境界層分布のわずかな誤差に起因する可能性がある．内翼における一致から、実験結果は数値予測と定性的に一致すると結論できる．

4. まとめ

ロケット実験機の飛行実験により、自然層流翼の概念を検証する貴重な実験データを取得した．非定常圧力トランスデューサーを用いて得られた信号を詳しく解析した結果、層流から乱流へ至る遷移過程が観測された．客観的に遷移位置を決定するために、“遷移レベル”と称する基準を導入した．主翼上面に配置した各センサーの出力を処理した結果、各時刻においてそれぞれのセンサー位置の境界層がどのような遷移状態にあるかが判定され、各時刻における遷移位置分布が得られた．そして設計 $C_L=0.10$ では、非設計点での $C_L=0.04$ などに比べ、遷移位置が大きく後退する自然層流効果が確認された．

しかし、境界層の状態を詳しく調べると、更なる解析を要する課題が残されていることがわかった．まず、左舷と右舷では同じ翼弦位置および翼幅位置であっても遷移過程に差が観測されたが、差の原因は不明である．次に、

いくつかの条件で、スペクトラムにピークが観測されたが、その原因は不明であった。いくつかの条件では“遷移レベル”が、波形およびスペクトラム、またはRMS値の時間変化から推測される境界層の状態と一致していなかった。“遷移レベル”を決定するためのskewnessの閾値の設定、あるいは層流および乱流状態を近似した1次関数の設定を変更する必要がある。また、最大の課題は遷移の物理的な機構を確認することで、これを解決するためには遷移機構に関する情報を抽出し解析する必要がある。

謝 辞

本飛行実験および空力計測の成功には、三菱重工殿、川崎重工殿、共和電業殿、富士重工殿の多大なるご協力がありました。この場をお借りしまして厚く御礼申し上げます。また遷移計測およびデータ解析につきましては、郭東潤主任研究員、上田良穂氏、石川敬掲氏、柳良二センター長、高木正平グループ長、野口正芳主任研究員、牧野好和主任研究員、藤原健研究員、横川譲研究員、鈴木健一郎氏（現・関東自動車）、黒田文武氏、中畠浩二氏、笥由里子氏はじめ、航空プログラムグループ 超音速機チームの関係者各位の多大なご支援を頂きました。ここに深く感謝の意を表します。

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, January, 2002.
- [2] 堀之内茂, 大貫武, 吉田憲司, 郭東潤, 徳川直子, 滝沢実, 進藤重見, 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”, *JAXA-RR-05-044*, 2006.
- [3] 大貫武, 町田茂, 吉田憲司, 岡範全, 郭東潤, 高戸谷健, 多田章, 本田雅久, 水野拓哉, 川村恭明, 村上義隆, 進藤重美, 藤原健, 平野弘人, 中野英一郎, 平子敬一, 坂田公夫 “小型超音速実験機（ロケット実験機 ; NEXST-1）第2回飛行実験”, *JAXA-RR-06-049*, 2008.
- [4] 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”, *ながれ* **25**, 2006, pp.321-328.
- [5] Yoshida, K., and Makino, Y., “Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan”, *Proceeding of ECCOMAS 2004* [online], <http://www.mit.jyu.fi/eccomas2004/proceedings/proceed.html>, Jyväskylä, Finland, July, 2004.
- [6] Yoshida K., “Overview of NAL’s Program Including the Aerodynamic Design of the Scaled Supersonic Airplane”, *Fluid Dynamics Research on Supersonic Aircraft* (RTO Educational Notes 4), 1998, NATO Research and Technology Organization, Paris, pp.15.1-15.16.
- [7] 生越博景, “超音速機の主翼断面設計について — 自然層流化の試み—”, 第47回理論応用力学連合講演会講演論文集, 1998, pp.341-342.
- [8] Jeong, S., Matsushima, K., Iwamiya, T., Obayashi, S., and Nakahashi, K., “Inverse Design Method for Wings of Supersonic Transport”, *AIAA Paper* 98-0602, January, 1998.
- [9] Sugiura, H., Yoshida, K., Tokugawa, N., Takagi, S., and Nishizawa, A., “Transition Measurements on the Natural Laminar Flow Wing at Mach 2”, *Journal of Aircraft*, **39**, No. 6, 2002, pp. 996-1002.
- [10] Yoshida K., Makino, Y., and Shimbo, Y., “An Experimental Study on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane”, *AIAA Paper* 2002-2842, June, 2002.
- [11] Ohnuki, T., Hirako, K., and Sakata, K., “National Experimental Supersonic Transport Project”, *Proceedings of 25th Congress of International Council of the Aeronautical Science*, 2006-1.4.1, [CD-ROM], 2006.
- [12] Fujiwara, T., Hirako, K., and Ohnuki, T., “Flight Plan and Flight Test Results of Experimental SST Vehicle NEXST-1”, *Proceedings of 25th Congress of International Council of the Aeronautical Science*, 2006-6.2.1, [CD-ROM], 2006.
- [13] 高木正平, “小型超音速実験機（ロケット実験機）の層流境界層課題と計測”, *ながれ* **18**, 2000, pp.298-301.
- [14] Tokugawa, N., and Yoshida, K., “Transition Detection on Supersonic Natural Laminar Flow Wing in the Flight”, *AIAA Paper* 2006-3165, June, 2006.
- [15] Tokugawa, N., Kwak, D.-Y. and Yoshida, K., “Transition Measurement System of Experimental Supersonic Transport “NEXST-1”, *Proceedings of 25th Congress of International Council of the Aeronautical Science*, 2006-3.3.2, [CD-ROM], 2006.
- [16] 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”, 日本航空宇宙学会年会 第37期年会講演会講演集, 2006, pp.171-174.
- [17] Kwak, D. -Y., Yoshida, K., Noguchi, M., Ishikawa, H., “Boundary Layer Transition Measurement using Preston

- Tube on NEXST-1 Flight Test”, *AIAA Paper* 2007-4173, June, 2007.
- [18] Tokugawa, N., Kwak, D. -Y., Yoshida, K., Ueda, Y., “Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)”, *Journal of Aircraft* (submitted) .
- [19] Ashley H., and Landahl, M., *Aerodynamics of Wings and Bodies*, Dover Publications Inc., New York, 1965.
- [20] Kuchemann F. R. S., *The Aerodynamic Design of Aircraft*, Pergamon Press, 1978.
- [21] Carlson H. W., and Miller, D. S., “Numerical Method for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds,” *NASA TN D7713*, 1974.
- [22] Arnal D., “Boundary Layer Transition Prediction based on Linear Theory”, *AGARD Report*, No. 793, 1993, pp.2-1-2-63.
- [23] 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, June, 1999.
- [24] Ueda, Y., Ishikawa, H., and Yoshida, K., “Three Dimensional Boundary Layer Transition Analysis in Supersonic Flow Using a Navier-Stokes Code”, *Proceedings of 24th Congress of International Council of the Aeronautical Science* 2004-2.8.2, [CD-ROM], 2004.
- [25] 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”, *JAXA-RR-06-041*, 2008.
- [26] 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～”, 日本航空宇宙学会年会 第 37 期年会講演会講演集, 2006, pp.42-45.
- [27] Kwak, D.-Y., Tokugawa, N., Yoshida, K., “Demonstration of Aerodynamic Design Technologies on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) by Flight Test”, *Proceedings of 2006 Korean Society for Aeronautical and Space Sciences - Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Joint International Symposium on Aerospace Engineering*, 2006, pp.176-182.
- [28] 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, June, 2006.
- [29] 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”, 日本航空宇宙学会年会 第 37 期年会講演会講演集, 2006, pp. 175-178.

- [30] 上田良稲, 石川敬掲, 吉田憲司, “小型超音速実験機の飛行実験に対する eN 法を用いた遷移特性解析”, 第 44 回飛行機シンポジウム講演集 on CD-ROM, 2006.
- [31] Joslin, R. D., “Aircraft Laminar Flow Control,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, **30**, 1998, pp. 1-20.

Appendix : A : 非定常圧力トランスデューサーの仕様

機能 :

- (1) 圧力計測信号を電気信号をして出力する.
- (2) 圧力変化を高応答で直接計測する (高応答).

性能 :

入力レンジ 0.7bar
 作動形態 : 差圧型
 励起電圧 : 10VDC/AC
 入力抵抗 : 800 Ω
 出力抵抗 : 1000 Ω (ノミナル)
 最大出力 (FS) : 100mV
 直線性 : 0.1%FS (Typ.)
 応答周波数 : 400 kHz (Typ.)

環境条件

温度 : -55 \sim +204 $^{\circ}$ C (作動)
 湿度 : 100%
 振動 (線形振動) : 10 \sim 2000Hz, 正弦波, 最大 100g
 加速度 : 最大 10,000g
 電磁適合性 : MIL-STD-461A 準拠
 重量 : 20g 以下

Appendix : B : シグナル・コンディショナー #2 の仕様

機能

非定常圧力トランスデューサーへの電圧供給
 非定常圧力トランスデューサーの電圧変化信号の取り込み

低周波成分のフィルター出力
 高周波成分の出力
 較正機能 (\pm CAL,ZERO) を有する (LOCAL)
 零点を自動的に設定

性能

チャンネル数 : 20ch
 使用センサー : 半導体ストレンゲージ型
 適用ゲージ抵抗 : 1k Ω

バランス調整方法：純電子式オートバランス（リモート
/ ローカル）

励振電源：10VDC

入力レンジ：14.3mV/FS

ゲイン調整：1~1/2, トリマ調整可能なこと

オフセット調整：± 20mV_{RTO}

較正信号：+CAL, ZERO, -CAL（リモート / ローカル）

出力電圧：-5~+5V（AC 成分と DC 成分がでること）

周波数特性：AC 成分 10~10kHz（+1dB, -3dB）
DC 成分 DC~100Hz（+1dB, -3dB）

非直線性：± 0.1%FS,

S/N：46dB

電源

28VDC ノミナル（MIL-STD-704D を満足すること）

消費電力：100W 以下

環境条件

温度：-10 ~ 100℃（作動）

高度：0 ~ 21000m

湿度：相対湿度 85% 以下（作動）, 相対湿度 95% 以下（非
作動）

振動（ランダム振動）：20 ~ 2000Hz, 12Grms, 120sec 各軸,
巡航時 15 ~ 2000Hz, 15Grms,
750sec 各軸

衝撃：打上時 60G, 11msec 半正弦波

ロケット分離時：50 ~ 1000Hz, +6dB/oct, 1000 ~ 5000
Hz, 1875G_{O-F}（各軸）

加速度：飛行時 -1.3 ~ +6.3G（X 軸）, ± 2G（Y 軸）, ±
6.3G（Z 軸）

パラシュート開傘時 -7.5G/7 秒間（X 軸）

接地時 -2.5G/0.5 秒間（X 軸）, ± 2.5G/0.5 秒間（Y 軸）,
-15G/0.5 秒間（Z 軸）

電磁適合性：MIL-STD-461A 準拠

重量：本体 3.0kg 以下