

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

ホットフィルム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	3
2.4. ホットフィルム	4
2.5. 予備風洞実験	5
3. 飛行実験結果	7
3.1. 概要	7
3.2. HF04	7
3.3. ホットフィルムの平均出力	8
3.4. ホットフィルムの出力変動の RMS 値	14
3.5. ホットフィルムの出力変動の波形とスペクトラム	20
3.6. “遷移レベル”	61
3.6.1. “遷移レベル” の決定方法	61
3.6.2. “遷移レベル” の時間変化	62
3.7. 遷移位置分布と自然層流効果の検証	62
4. まとめ	68
謝辞	69
参考文献	69
Appendix : A : ホットフィルムの仕様	70
Appendix : B : シグナル・コンディショナー #1 の仕様	70

# ホットフィルムを用いた超音速小型実験機の遷移計測\*

徳川 直子<sup>\*1</sup>, 吉田 憲司<sup>\*2</sup>

## Transition Measurement Using Hot-film on Supersonic Experimental Airplane NEXST-1 \*

Naoko TOKUGAWA <sup>\*1</sup> and Kenji YOSHIDA <sup>\*2</sup>

### Abstract

Boundary layer transition on natural laminar flow wing is measured using hot-film 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, Hot-film

### 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、ホットフィルムを初めとする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、ホットフィルムに焦点を絞り、飛行実験で得られたホットフィルム全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
$E$	= ホットフィルムの局所時間平均出力 (DC 出力) [V]
$e'$	= ホットフィルムの出力変動 (AC 出力) [V]
$FSTA$	=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]
$Q$	= ホットフィルムの出力変動 (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]
$\alpha$	= 迎角 [°]
$\beta$	= 横滑り角 [°]
$\theta$	= 前胴の周方向角度 [°]

RMS	=RMS 値
HF	= ホットフィルム

## 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。ロケット実験機は, CFD を用いた航空機の設計技術の向上と確立を目的に, 低抵抗の機体を目指して設計された [1-4] (図 1)。低抵抗の機体を実現するため, 胴体にはエアリアルール (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] の概念であり, 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, 飛行実験フェ



図 1 実験機写真. 飛行実験前日に撮影. 前胴および主翼表面に青く見えるのは遷移計測用センサーと静圧孔を保護するテープ。

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, ホットフィルム, 非定常圧力トランスデューサー, 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]。その中でもホットフィルムは, 局所時間平均 (DC) 成分が壁面剪断応力に付随して変化するため遷移点の検出が可能であるとともに, 時間変動 (AC) 成分の応答特性が高く, 不安定攪乱の増幅や乱流塊の通過も捉えることが出来ため, 遷移を検出する感度が最も高いと期待される。そこで本稿では, ホットフィルムに焦点を絞り, 飛行実験で得られたホットフィルム全 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, ホットフィルムの出力に基づき, 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, 飛行実験結果を示す。最後に飛行実験で検出された遷移位置を, 非定常圧力トランスデューサーを用いた遷移計測結果 [19] および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

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。ロケット実験機の胴体にはエ

リアールール (Area-rule) [20] を適用した。主翼には、アロー (Arrow) 型の平面形 [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プ (Warp) 翼 [22] とともに、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。主翼の前縁からサクシオン・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、またサクシオン・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 Tollmien-Schlichting (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 [23-25]。

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。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 [23-25]。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 [3,4,11-12,26-28] 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、速乾性の樹脂 (レジン) に転写し、レーザー変位計用いて実測したその結果、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 [19]。

ロケット実験機は無推力のクリーン形状をとるため、地上から固体ロケットによって打ち上げられ、ロケットから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 [29,30] などの技術データを取得した [2,3]。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 [26-28]。

## 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、ホットフィルム (HF)、非定常圧力トランスデューサー (DP)、熱電対 (Tc)、プレストン管 (Pr) の 4 種類の計

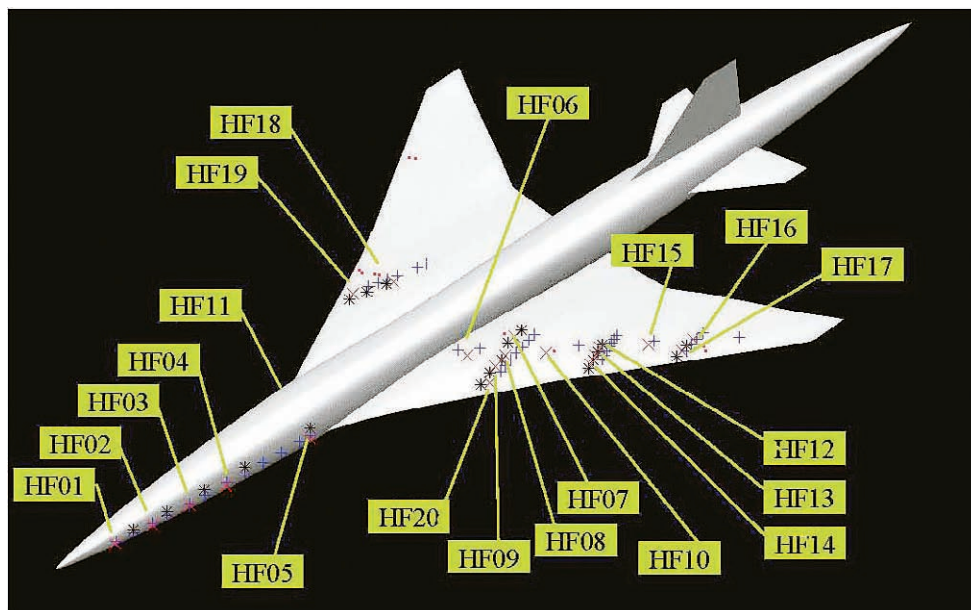


図2 遷移計測用センサーの位置. ホットフィルムはピンク色の“×”印, 非定常圧力トランスデューサーは黒色の“\*”印, 熱電対は青色の“+”印, プレストン管は赤色の“.”印でそれぞれ表記. ホットフィルムはセンサー番号を用いた呼称を表記.

表1 ホットフィルムの位置. センサー番号を用いた呼称で整理.

	X/C	Y/S	X/L	$\theta$
HF01			0.06	-100
HF02			0.10	-100
HF03			0.14	-100
HF04			0.18	-100
HF05			0.27	-100
HF06	0.35	-0.20		
HF07	0.45	-0.24		
HF08	0.34	-0.29		
HF09	0.25	-0.31		
HF10	0.32	-0.38		
HF11			0.27	100
HF12	0.35	-0.49		
HF13	0.25	-0.51		
HF14	0.15	-0.53		
HF15	0.35	-0.60		
HF16	0.40	-0.69		
HF17	0.20	-0.71		
HF18	0.34	0.29		
HF19	0.15	0.35		
HF20	0.15	-0.35		

測方法を併用し、それぞれ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 [13-18,26-28]. ホットフィルムは、局所時間平均 (DC) 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 (AC) 成分によっても遷移が捉えられる. 特に、時間変動成分は、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ため、遷移を検出する感度が最も高いと期待される.

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2). 実測したホットフィルム全 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 HF01 から HF20 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2). 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  $X/C=0.5$ ,  $Y/S=-0.23$  までの範囲にホットフィルムと非定常圧力トランスデューサー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

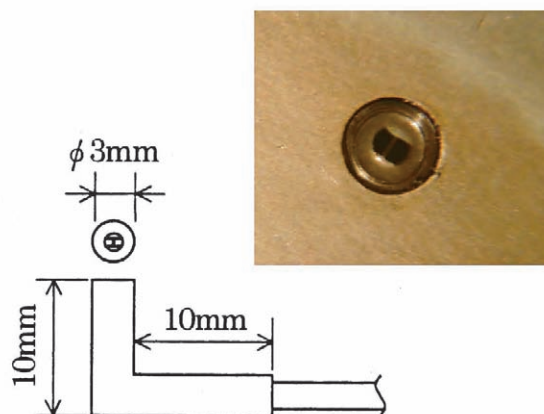


図3 ホットフィルム.

角  $\theta$  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. ホットフィルム

ホットフィルム (HF) センサーは DANTEC 製 55R45 と同等であるが、機体表面にマウントしやすいように先端形状を L 字型にした特注品である [3,14,15,26-28] (図3). そして、本実験機用に開発されたシグナル・コンディショナー #1 と呼称される定温度型風速計 (共和電業製) でフィルム温度が  $220^\circ\text{C}$  となるように駆動した. センサーとシグナル・コンディショナーの仕様は以下の通りである.ブリッジ回路の周波数応答は、矩形波テストによって最適な状態に、かつ各センサーの応答特性が一致するように調整し、センサーを交換した場合には再調整を実施した. 打ち上げ中の急激な温度変化で切れることが無いよう、最高高度で実験機とロケットが分離する際にブリッジ電源が入るように制御した.

出力の変動を明確に捉えることができるよう、 $100\text{Hz}$  以下の DC 成分と  $10\text{Hz}$  以上  $10\text{kHz}$  以下の AC 成分に分離された. AC 成分は 60 倍のゲインをかけて増幅された. 境界層を遷移に導く不安定波の中心周波数は数十  $\text{kHz}$  であると予測されるため、 $10\text{kHz}$  以下の計測では捕捉ができないが、遷移位置を検出は  $10\text{kHz}$  以下の計測で可能であることが風洞試験結果から確認されている [13]. この AC ゲインは、2.5 節に述べる風洞試験結果から推測された飛行実験データの予測に基づいて 2004 年 7 月に 20 倍から 60 倍に変更した. 出力された DC 成分は信号処理機 #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  $250\text{Hz}$  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 4)。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 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は、ホットフィルムのデータがない。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。

ホットフィルムの計測システムの精度は、カタログ値では、シグナル・コンディショナーの精度  $\pm 0.01V$  ( $\pm 0.1\%FS$ ) および信号処理器の精度  $\pm 0.025V$  ( $\pm 0.25\%FS$ ) からトータル  $\pm 0.027V$  である。しかし、実測したところは  $10mV_{RMS}(=1bit)$  程度の分解能があった。また AC 出力の最終的な無風時のバックグラウンドノイズは、後述する地上試験結果から  $4mV_{RMS}$  と求められた。しかし 1bit 以上の値は原理的に取り得ないので、実際には  $10mV_{RMS}(=1bit)$  程度と考えられる。

また、HF01 (1 番センサー) の AC 出力のオフセットを、HF11 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 HF11 を充てたのは、このセンサーが前胴後方に位置し、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。

得られたホットフィルム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時間変動出力の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。さらに時間平均出力についても、0.4 秒ごとの平均値を求めた。skewness  $Q$  は、時間変動出力の  $n$  次のモーメント  $\mu_n \equiv \langle (e' - \langle e' \rangle)^n \rangle$  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  $e'_{RMS}$  は 2 次のモーメント  $\mu_2$  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定温度型風速計を用いた風洞実験を飛行実験に先駆けて実施した [14,15,26]。風洞試験は吸い込み式の超

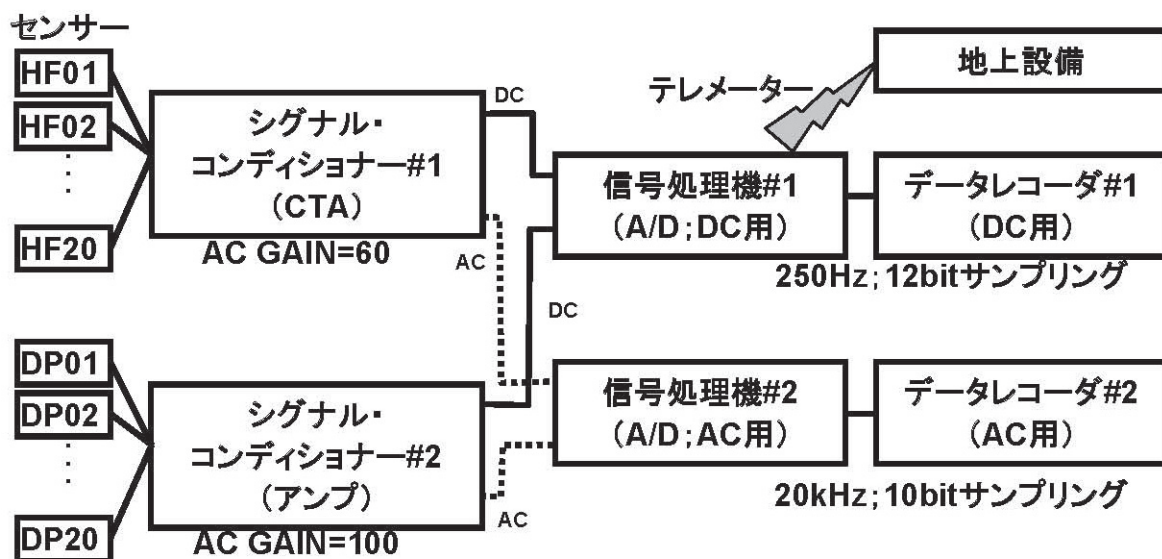


図4 計測システムブロック図.

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前胴と同一形状である Sears-Haack Body ( $y = f_{nose}(x) = A[x/l(1-x/l)]^{3/4}$ ,  $l=2692.308$ ,  $A=217.59$ ) 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。定温度型風速計（シグナル・コンディショナー #1）も実験機に搭載するものであるが、AC アンプのゲインは設計時の設定値である 20 倍（飛行実験時は 60 倍）に変更してある [2,3]。

実験結果を以下にまとめる。ホットフィルムがトップライン上にあった場合の、迎角  $\alpha$  に対する時間平均出力 ( $E_{MEAN}$ )、出力変動 ( $e'_{RMS}$ ) と瞬間波形の変化を図 5 に示す。平均出力は、境界層が層流状態の  $-4^\circ < \alpha < 2^\circ$  の範囲では、3.75V 以下の低い値で、迎角を増加するに従ってなだらかに減少した。一方、境界層が乱流の  $4^\circ < \alpha < 6^\circ$  の範囲でも、迎角を増加するに従ってなだらかに減少したが、平均出力の値は 3.8V 以上で層流状態の場合に比べて高かった。その中間の境界層が遷移状態の場合には、平均出力の値が急激に増加した。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る。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非定常圧力トランスデューサーの出力変動でも観測された [14-16,18,19]。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。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計測された出力を図 6 に比較する。非定常圧力トランスデューサーの出力変動  $p'_{RMS}$  の迎角に対する変化の様子は、ホットフィルムの出力変動と定性的に一致しており、遷移位置も同様に決定される [9]。一方、無次元化したプレストン管の出力  $Cp_{Pr}$  の変化はホットフィルムの時間平均出力と定性的に一致し、やはり遷移位置はホットフィルムの時間平均出力と同様に決定される。熱電対で計測される温度  $T_{Tc}$  は、境界層が層流の場合と乱流の場合では熱伝達特性が異なるため、迎角を連続的に変化させた場合に、異なった勾配で変化する。従って、遷移位置は、温度勾配が変化する条件で決定される。図から明らかなように、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 #1 を実験機に搭載した場合の無風状態に

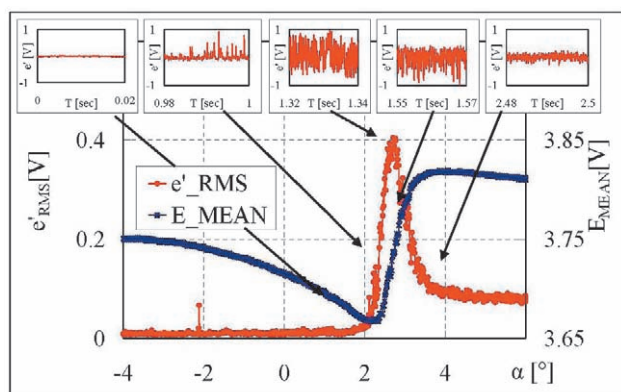


図5 風洞実験におけるホットフィルムの時間平均出力、出力変動および瞬間波形。

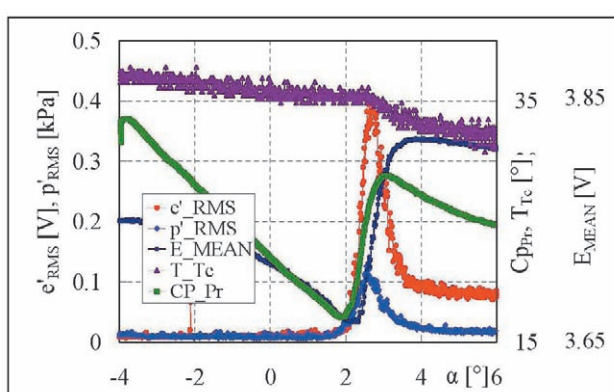


図6 風洞実験における遷移計測用センサーの出力比較。

おけるノイズレベルとはほぼ等しかった。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、AC アンプのゲインが設計時の設定値 20 倍 [2,3] では不適切であると推測されたため、設定値を 60 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。

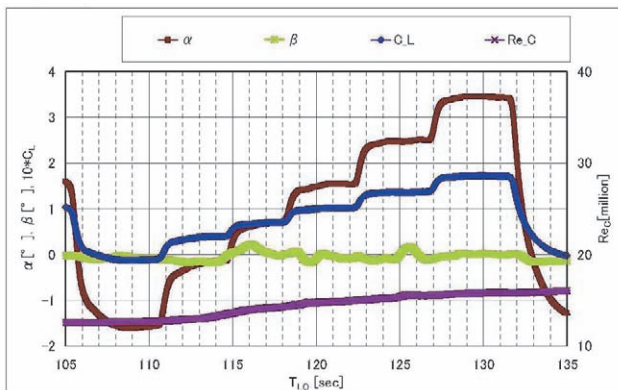
飛行実験は、2005 年 10 月 10 日に南オーストラリア州のウーメラ実験場で実施した。ロケット実験機は、午前 7 時 6 分に打上げられ、高度約 19km でロケットから分離した後、マッハ数  $M \approx 2$  で滑空しながらデータを取得する 2 つの試験フェーズを経て、パラシュートとエアバッグを用いて無事着地した。

2 つ試験フェーズは、 $\alpha$ -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  $\alpha$ 、横滑り角  $\beta$ 、揚

力係数  $C_L$  および  $Re_c$  の変化を示す [27]。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  $T_{LO}=0\text{sec}$  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 [27]。

$\alpha$ -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  $\alpha\_n$  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 ( $\alpha\_4$ ) 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、 $\alpha$ -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  $34.3 \times 10^6$  から  $35.2 \times 10^6$  とあまり大きくないが、 $C_L$  が等しい  $\alpha$ -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  $\alpha$ -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見える。  $Re$ -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。

(a)  $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(b)  $Re$ -sweep 試験フェーズ

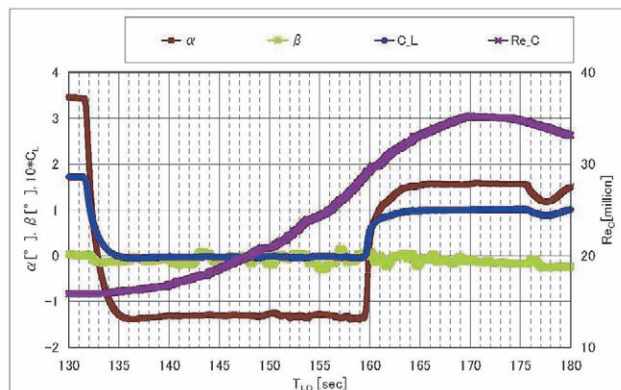


図7 飛行条件[27].

#### 3.2. HF04

まず、図 8 に  $X/L=0.18$ 、 $\theta=-100^\circ$  の HF01 と  $X/L$

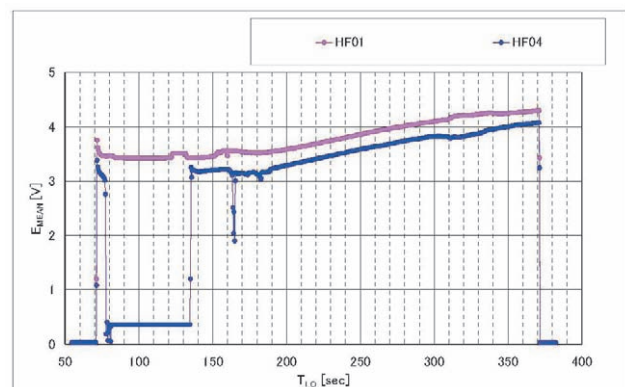


図8 HF01 と HF04 の平均出力の比較.

$=0.18$ ,  $\theta = -100^\circ$  の HF04 の出力を比較する。HF01 は、ロケットと NEXST-1 が分離した時刻 ( $T_{LO}=71.66\text{sec.}$ ) でブリッジ電源が入ることによって平均出力が  $E \approx 0\text{V}$  から  $E \approx 3.4\text{V}$  に変化し、その 5 分後 ( $T_{LO}=371.66\text{sec.}$ ) にはブリッジ電源が切れ再び  $E \approx 0\text{V}$  に戻っており、正常に動作していたことがわかる。HF04 を除く他のセンサーも、HF01 と同様にブリッジ電源が入り、正常に動作していた。しかし HF04 は図 8 に示すようにロケットと NEXST-1 の分離時刻にブリッジ電源が投入されたものの、 $T_{LO} \approx 78.4\text{sec.}$  から  $134.4\text{sec.}$  では  $E \approx 0.36\text{V}$  となった。その後  $E \approx 3.2\text{V}$  に回復したものの、 $163.4\text{sec.}$  近傍では  $E \approx 2\text{V}$  までスパイク信号的に変化し、動作が異常であった。試験フェーズのうち、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズは、平均出力が  $E \approx 0.36\text{V}$  となり動作が特に異常であった時間範囲に含まれており、境界層の状態を判定できない。そこで、今後は HF04 の出力については議論しない。なお、出力に異常があったのは HF04 のみであり、この異常動作の原因はシグナル・コンディショナーや信号処理機、データレコーダではなくセンサーに起因していると推測される。しかし、回収後に、センサーの外観や抵抗値を調べたが、特定出来なかった。

### 3.3. ホットフィルムの平均出力

図 9 に、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズおよび Re-sweep 試験フェーズにおける、HF04 および HF11 を除く全チャンネルの局所時間平均出力を示す。HF11 の平均出力は、前述の通り、オフセット・モニターに充てており、記録されていない。なお、図の番号は、わかりやすいように、センサーの番号に合わせたため (a4), (b4), (a11) および (b11) が欠番である。

まず、前胴  $X/L = 0.06$ ,  $\theta = -100^\circ$  の HF01 の出力に着目する。 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップが終了する  $T_{LO} \approx 122.4\text{sec.}$  の前後で出力がステップ状に変化しており、境界層の状態が層流から乱流に変化していると推測される。一方、Re-sweep 試験フェーズであるリフトオフ時刻  $167.4\text{sec.}$  から  $175.4\text{sec.}$  までは、時間とともになだらかに減少していたが、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズに見られたようなステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

HF01 の下流にあたる  $X/L = 0.10$ ,  $\theta = -100^\circ$  の HF02 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 2 ステップにあたるリフトオフ時刻が  $110.4\text{sec.}$  から  $115.4\text{sec.}$  の間、平均出力がステップ状に減少していた。この間は境界層が層流状態であり、それ以外の時間帯では乱流状態であると推測される。HF02 でも Re-sweep 試験フェーズでは、平均出力は時間とともになだらかに変化し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持

続されたと推測される。

さらに下流の HF03 ( $X/L = 0.14$ ,  $\theta = -100^\circ$ ) および HF05 ( $X/L = 0.27$ ,  $\theta = -100^\circ$ ) では、平均出力は時間とともになだらかに増加していたが、HF01 や 02 に見られたようなステップ状の変化はしなかった。従って、境界層はこの時間範囲で、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。HF03 および HF05 でも Re-sweep 試験フェーズでは、平均出力は時間とともになだらかに変化し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

次に左舷主翼  $X/C = 0.35$ ,  $Y/S = -0.20$  の HF06 に着目する。HF06 も HF03 および HF05 と同様に、時間とともになだらかに変化しており、ステップ状の変化はしなかった。Re-sweep 試験フェーズでもステップ状の変化はしなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

$X/C = 0.45$ ,  $Y/S = -0.24$  の HF07 も HF06 と同様であった。

HF07 の上流にあたる  $X/C = 0.34$ ,  $Y/S = -0.29$  の HF08 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップにあたるリフトオフ時刻が  $118.4\text{sec.}$  から  $122.4\text{sec.}$  付近の間で、平均出力がステップ状に減少していた。この間は境界層が層流状態であり、それ以外の時間帯では乱流状態であると推測される。HF08 でも Re-sweep 試験フェーズでは、平均出力は時間とともになだらかに減少し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

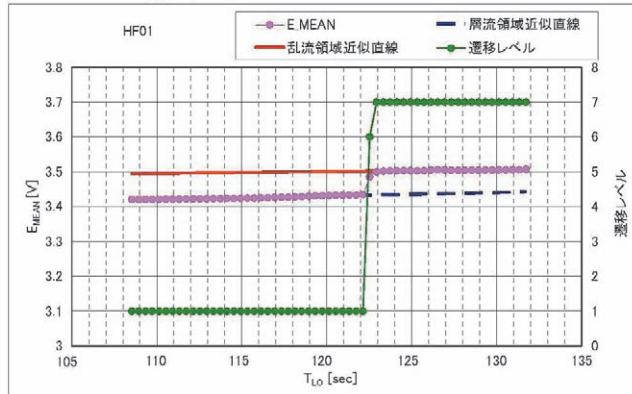
さらに上流にあたる  $X/C = 0.25$ ,  $Y/S = -0.31$  の HF09 でも HF08 とほぼ同じ変化をしたが、平均出力が減少する時間範囲が後ろにやや広がった。境界層の状態は、HF08 と同様に、平均出力が減少している第 4 ステップでは層流状態であり、それ以外では乱流状態であると推測される。HF09 でも Re-sweep 試験フェーズでは、平均出力は時間とともになだらかに減少し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

$X/C = 0.32$ ,  $Y/S = -0.38$  の HF10 の平均出力も HF08, HF09 と同様に変化した。

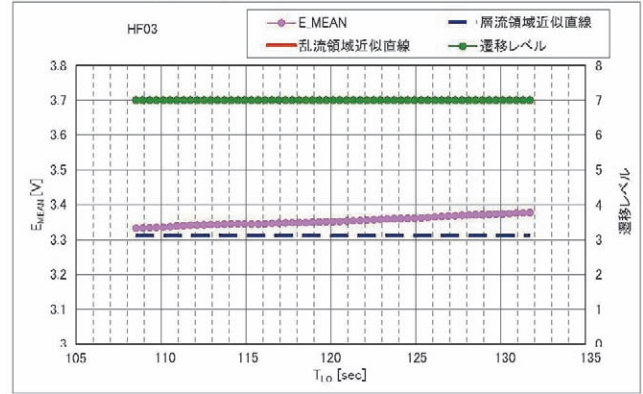
$X/C = 0.35$ ,  $Y/S = -0.49$  の HF12 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 3 および 4 ステップにあたるリフトオフ時刻が  $114.4\text{sec.}$  から  $124\text{sec.}$  付近の間で、平均出力がステップ状に減少していた。これまでと同様に、この間は境界層が層流状態であり、それ以外の時間帯では乱流状態であると推測される。HF12 でも Re-sweep 試験フェーズでは、平均出力は時間とともになだらかに減少し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

HF12 の上流にあたる  $X/C = 0.25$ ,  $Y/S = -0.51$  の HF13 では、

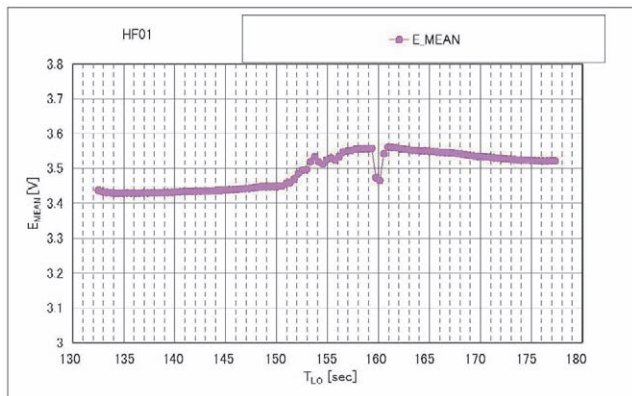
(a1) HF01@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



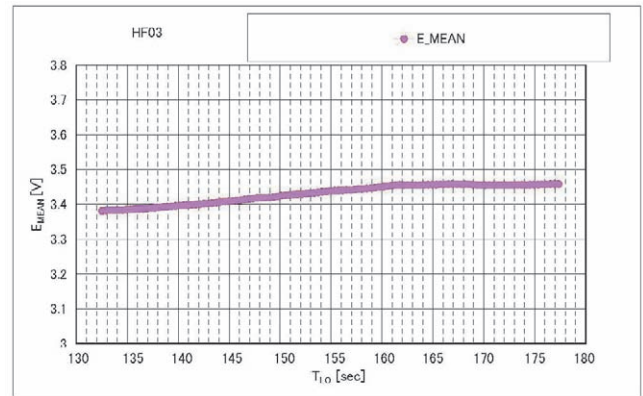
(a3) HF03@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



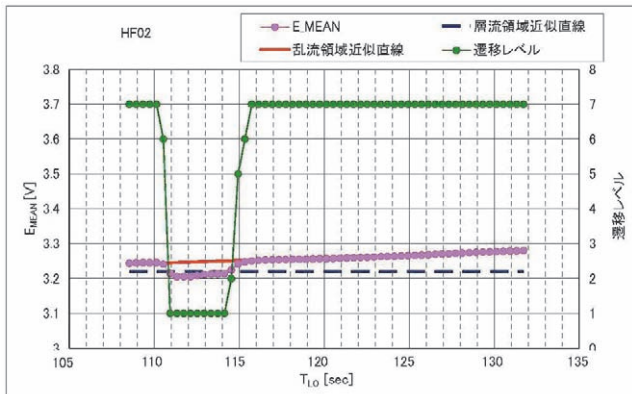
(b1) HF01@Re-sweep 試験フェーズ



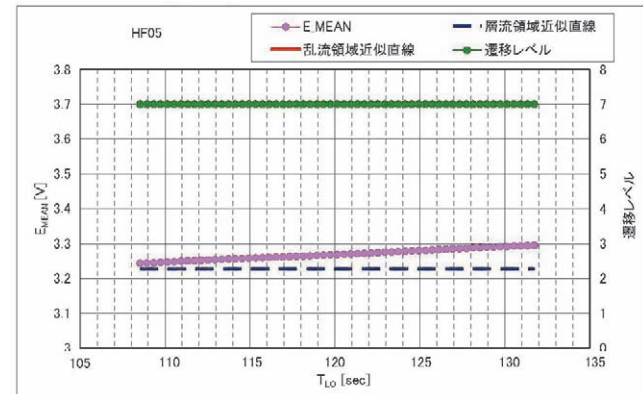
(b3) HF03@Re-sweep 試験フェーズ



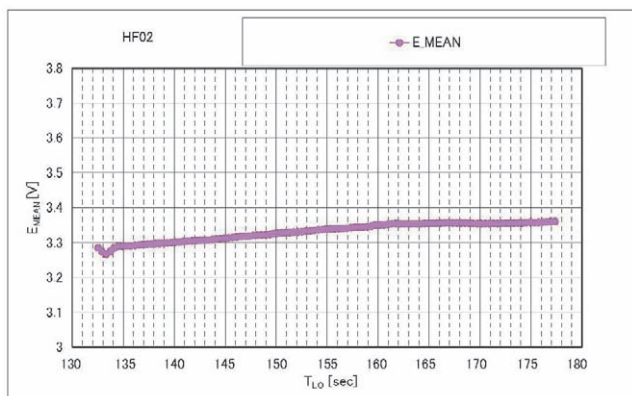
(a2) HF02@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(a5) HF05@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(b2) HF02@Re-sweep 試験フェーズ



(b5) HF05@Re-sweep 試験フェーズ

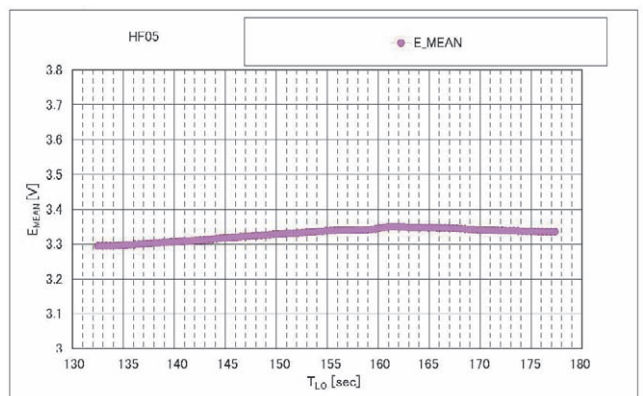
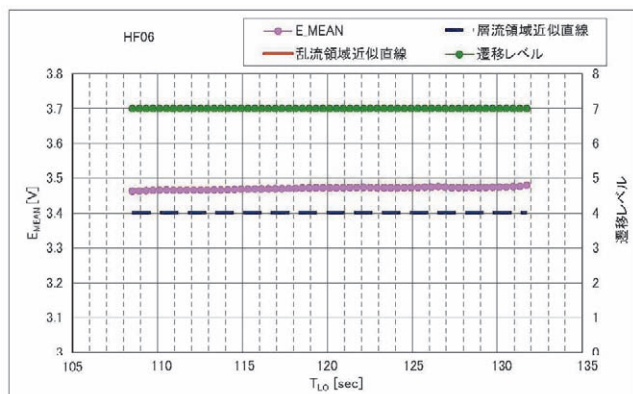
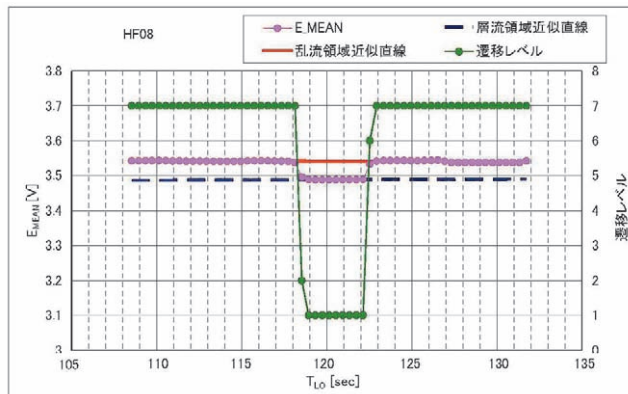
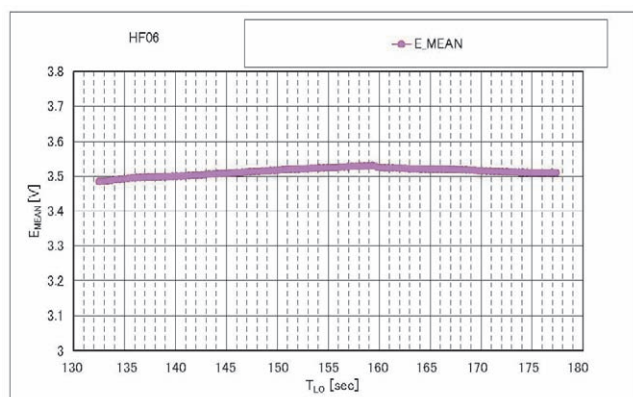


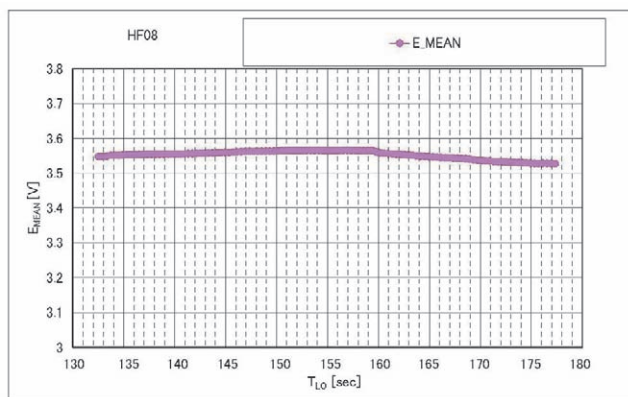
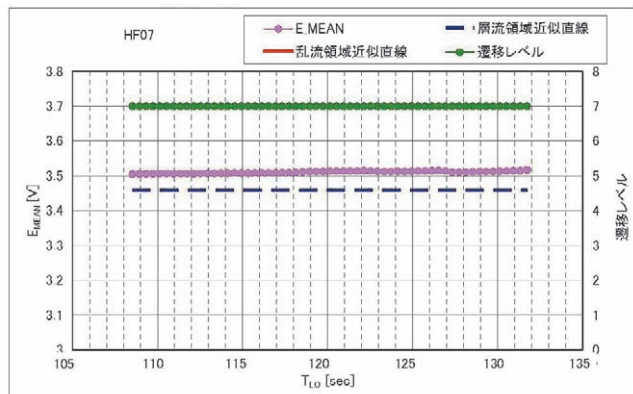
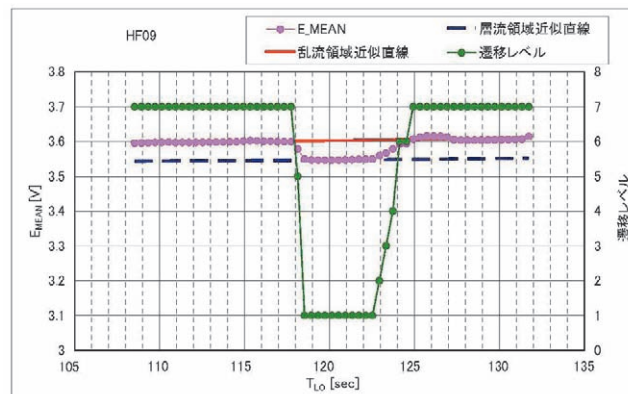
図9 ホットフィルムの平均出力

(a6) HF06@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(a8) HF08@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

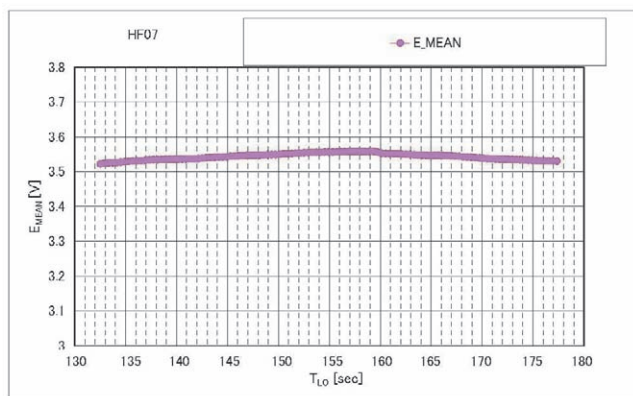
(b6) HF06@Re-sweep 試験フェーズ



(b8) HF08@Re-sweep 試験フェーズ

(a7) HF07@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(a9) HF09@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

(b7) HF07@Re-sweep 試験フェーズ



(b9) HF09@Re-sweep 試験フェーズ

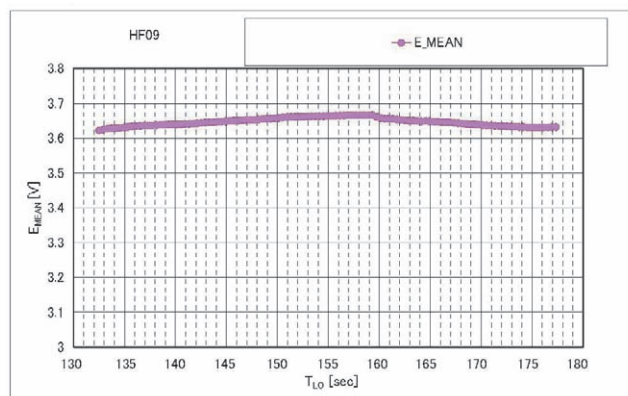
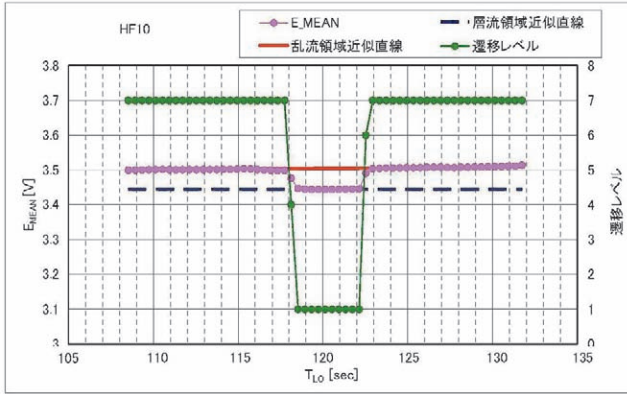
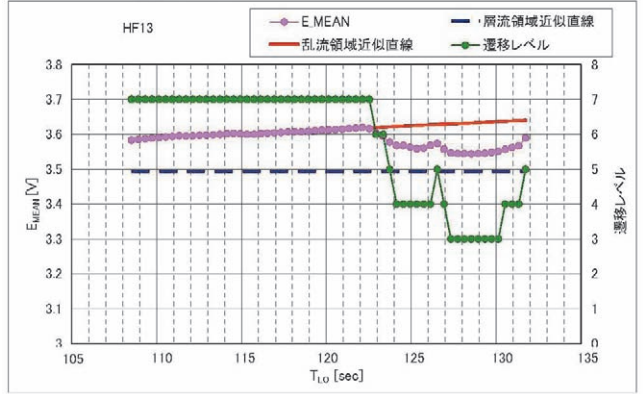


図9 ホットフィルムの平均出力(つづき)

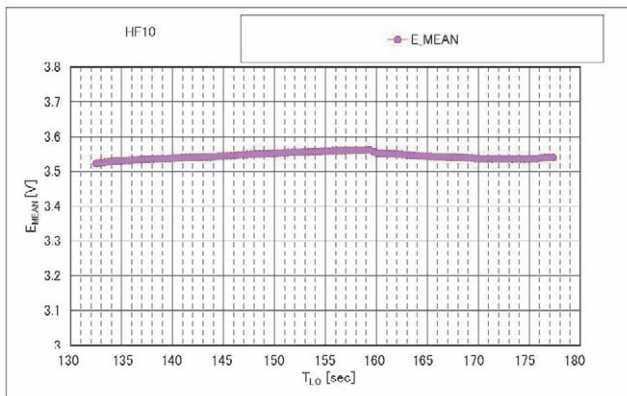
(a10) HF10@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



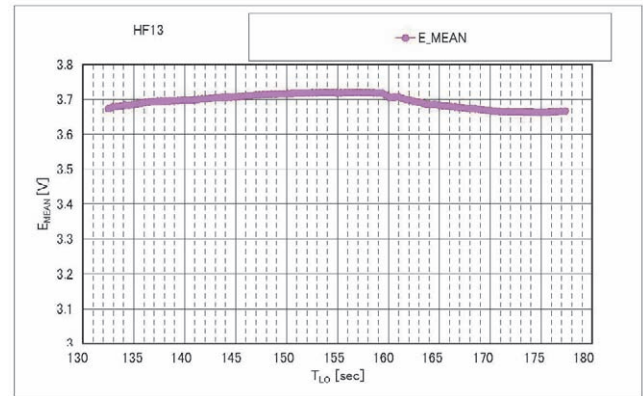
(a13) HF13@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



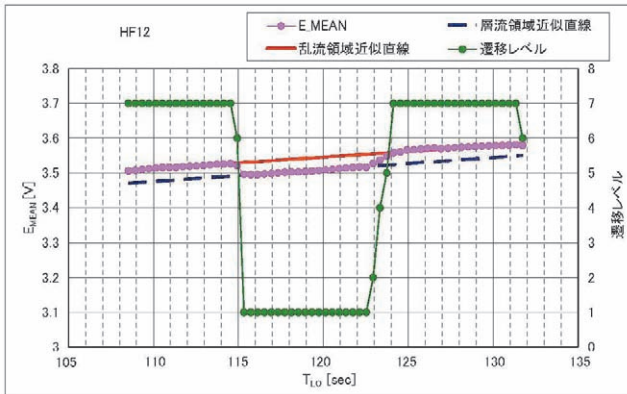
(b10) HF10@Re-sweep 試験フェーズ



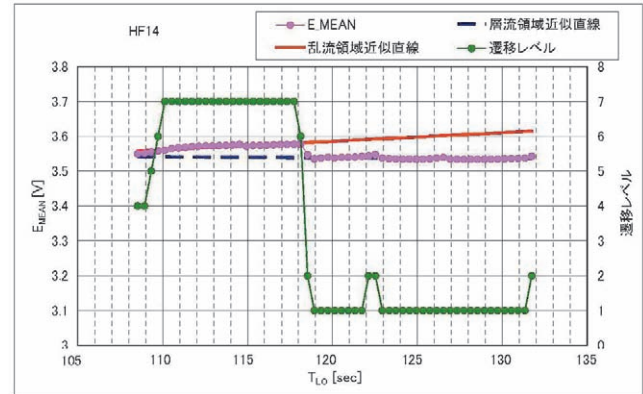
(b13) HF13@Re-sweep 試験フェーズ



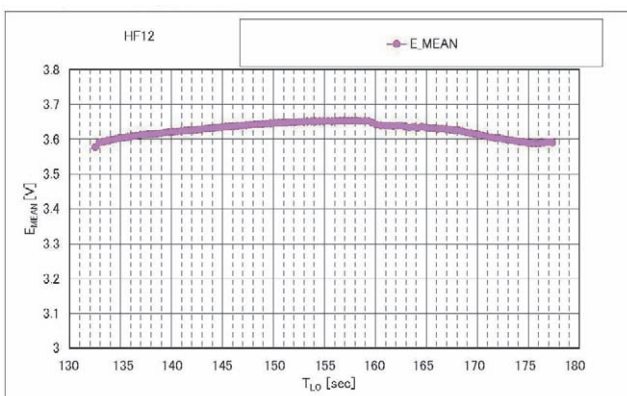
(a12) HF12@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(a14) HF14@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(b12) HF12@Re-sweep 試験フェーズ



(b14) HF14@Re-sweep 試験フェーズ

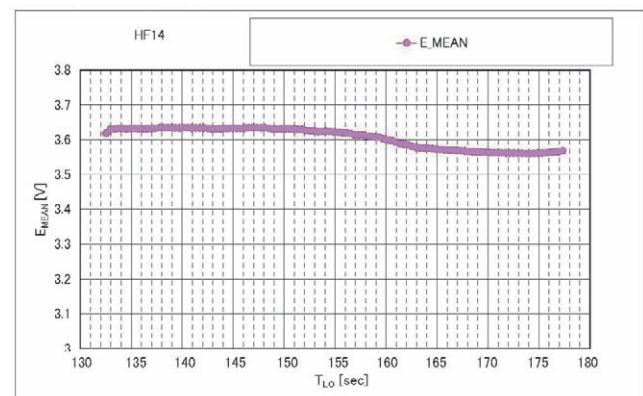
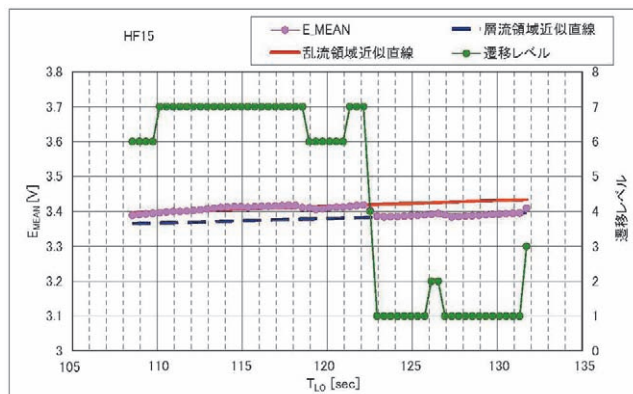
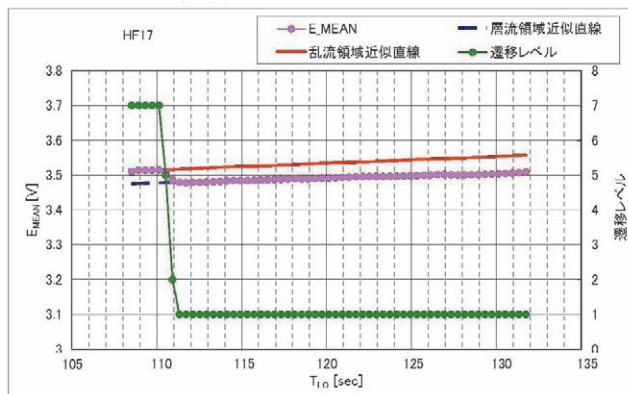
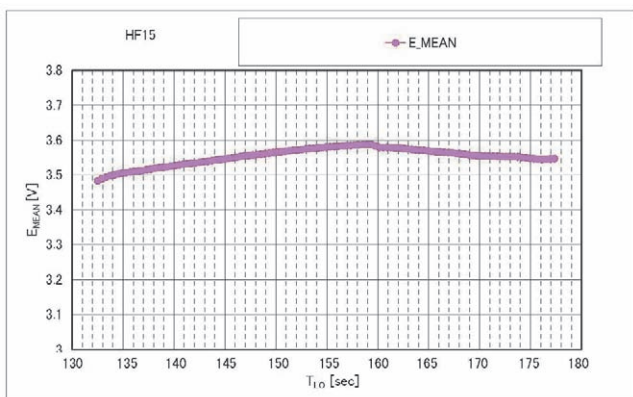


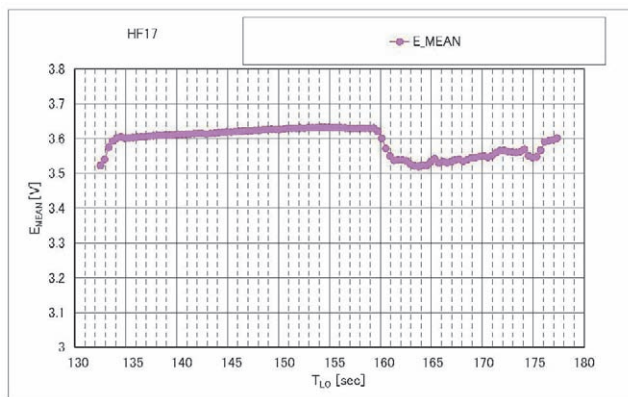
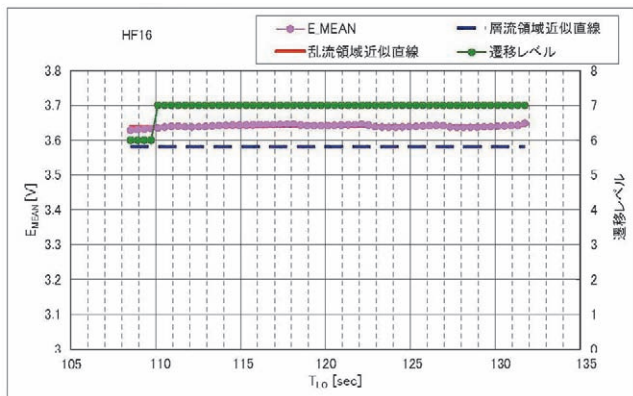
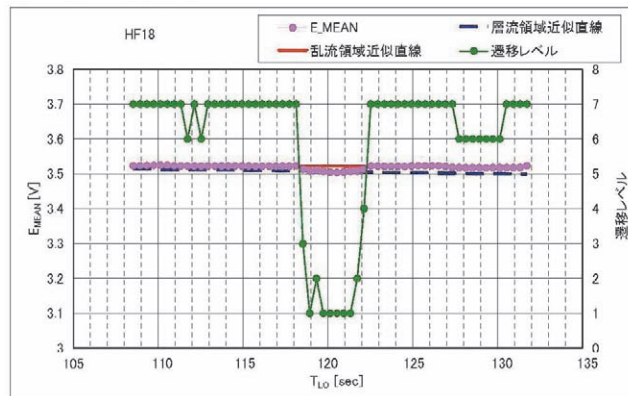
図9 ホットフィルムの平均出力(つづき)

(a15) HF15@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(a17) HF17@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

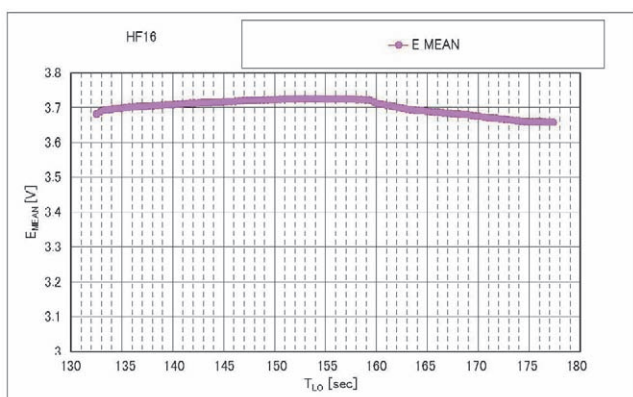
(b15) HF15@Re-sweep 試験フェーズ



(b17) HF17@Re-sweep 試験フェーズ

(a16) HF16@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(a18) HF18@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

(b16) HF16@Re-sweep 試験フェーズ



(b18) HF18@Re-sweep 試験フェーズ

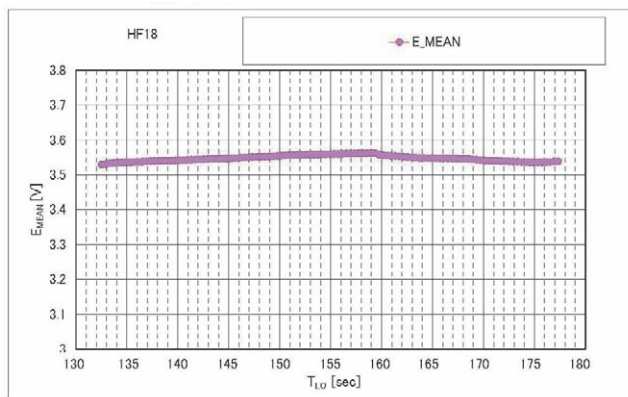
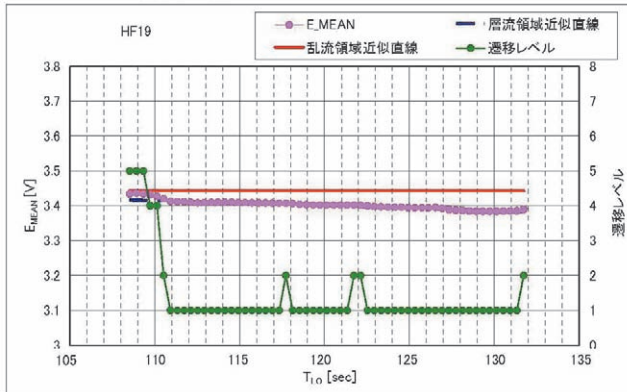
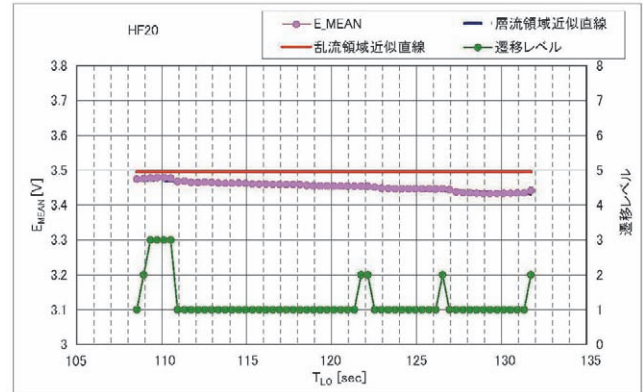


図9 ホットフィルムの平均出力(つづき)

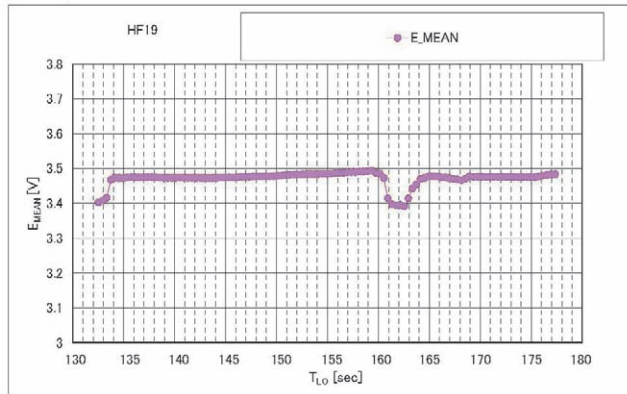
(a19) HF19@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(a20) HF20@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(b19) HF19@Re-sweep 試験フェーズ



(b20) HF20@Re-sweep 試験フェーズ

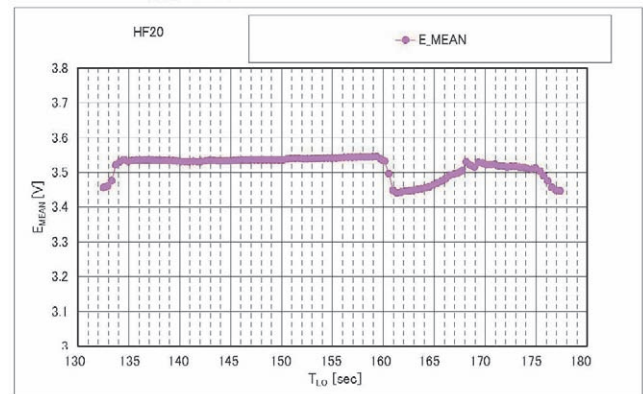


図9 ホットフィルムの平均出力(つづき)

$\alpha$ -sweep 試験フェーズの第5および6ステップにあたるリフトオフ時刻が122.4sec.以降で、平均出力が2段階にわたって減少していた。122.4sec.までは境界層が乱流状態であり、それ以降は層流状態に近づいたものと推測される。HF13でもRe-sweep試験フェーズでは、平均出力は時間とともにだらかに減少し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

さらにその上流にあたる $X/C=0.15$ ,  $Y/S=-0.53$ のHF14では、 $\alpha$ -sweep試験フェーズの第4ステップの開始にあたるリフトオフ時刻が118.4sec.以降で、平均出力がステップ状に減少していた。118.4sec.までは境界層が乱流状態であり、それ以降は層流状態であると推測される。HF14でもRe-sweep試験フェーズでは、平均出力は時間とともにだらかに減少し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

$X/C=0.35$ ,  $Y/S=-0.60$ のHF15では、 $\alpha$ -sweep試験フェーズの第4ステップの開始と終了にあたるリフトオフ時刻が122.4sec.以降で、平均出力がステップ状に減少していた。122.4sec.までは境界層が乱流状態であり、それ以降は層流状態であると推測される。HF15でもRe-sweep

試験フェーズでは、平均出力は時間とともにだらかに減少し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

$X/C=0.40$ ,  $Y/S=-0.69$ のHF16では、HF03, HF05およびHF06と同様に時間とともにだらかに変化しており、ステップ状の変化はなかった。境界層はこの時間範囲で、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。HF16でもRe-sweep試験フェーズでは、平均出力は時間とともにだらかに減少し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

その上流にあたる $X/C=0.20$ ,  $Y/S=-0.71$ のHF17では、 $\alpha$ -sweep試験フェーズの第2ステップの開始にあたるリフトオフ時刻が110.4sec.以降の広い時間範囲で、平均出力がステップ状に減少していた。110.4sec.までは境界層が乱流状態であり、それ以降は層流状態であると推測される。HF17でもRe-sweep試験フェーズでは、平均出力は時間とともに変動したが、 $\alpha$ -sweep試験フェーズのようなステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

HF08と対称の右舷主翼 $X/C=0.34$ ,  $Y/S=0.29$ のHF18では、HF08と同様に $\alpha$ -sweep試験フェーズの第4ステッ

ブにあたるリフトオフ時刻が 118.4sec. から 122.4sec. 付近の間で、平均出力がややステップ状に減少していた。この間は境界層が層流状態であり、それ以外の時間帯では乱流状態であると推測される。HF18 でも Re-sweep 試験フェーズでは、平均出力は時間とともになだらかに減少し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

同じく右舷主翼  $X/C=0.15$ ,  $Y/S=0.35$  の HF19 でも、HF17 と同様に  $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 2 ステップの開始にあたるリフトオフ時刻が 110.4sec. 以降の広い時間範囲で、平均出力がステップ状に減少していた。110.4sec. までは境界層が乱流状態であり、それ以降は層流状態であると推測される。HF19 でも Re-sweep 試験フェーズでは、平均出力は時間とともになだらかに変化し、ステップ状の変化はなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

HF09 の上流にあたる左舷主翼  $X/C=0.15$ ,  $Y/S=-0.35$  の HF20 でも、右舷側の対称の位置にある HF19 と同様に  $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 2 ステップの開始にあたるリフトオフ時刻が 110.4sec. 以降の広い時間範囲で、平均出力がステップ状に減少していた。これまでと同様に、110.4sec. までは境界層が乱流状態であり、それ以降は層流状態であると推測される。HF20 では、Re-sweep 試験フェーズの間、平均出力は時間とともになだらかに減少したが、その前後では出力が大きく変化した。しかし、 $\alpha$ -sweep で観測されたようなステップ状の変化ではなかった。従って境界層は、層流あるいは乱流の状態が持続されたと推測される。

### 3.4. ホットフィルムの出力変動の RMS 値

図 10 に、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズおよび Re-sweep 試験フェーズにおける、HF04 を除く全チャンネルの出力変動の RMS 値の変化を示す。なお、図の番号は、前節と同様に、わかりやすいように、センサーの番号に合わせたため (a4), (b4) が欠番である。

HF01 の出力変動の RMS 値は、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップである  $T_{10} \approx 120$ sec. から増幅を開始し、第 4 ステップの終了時刻 122.4sec. で非常に大きな値を取った。その後、123sec. から  $\alpha$ -sweep 試験フェーズが終了する 131.4sec. まではほぼ一定の値を取った。第 3 ステップまでは境界層は層流状態であり、その後遷移を開始し、第 5、第 6 ステップでは乱流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズにおける出力変動の RMS 値は、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 5、第 6 ステップにおける値とほぼ一致した値を一定してとっており、境界層は乱流状態であると推測される。

HF02 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 1 から第 3 ステ

ップまでに大きな RMS 値をとり、その後は、ほぼ一定の値をとった。特に RMS 値が大きかったのは第 2 ステップであった。第 3 ステップまでは境界層は遷移状態であり、その後は乱流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズにおける出力変動の RMS 値は、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 5、第 6 ステップにおける値とほぼ一致した値でなだらかに増加しており、境界層は乱流状態であると推測される。

HF03 および HF05 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズでも、Re-sweep 試験フェーズでも RMS 値の変化は非常に緩やかで、境界層は乱流状態であると推測される。

HF06 の出力変動も HF03 および HF05 とほぼ同じであった。

HF07 の出力変動も HF03, HF05 および HF06 とほぼ同じであった。

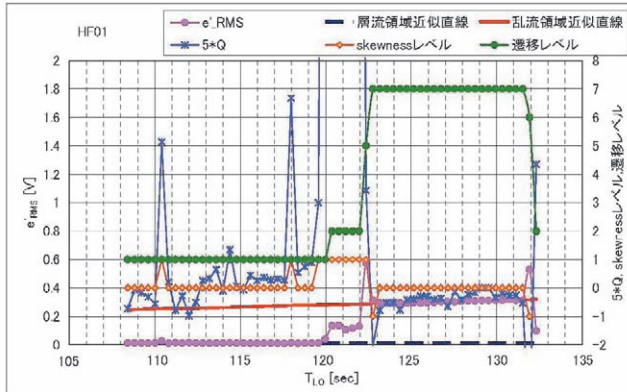
HF08 の出力変動の RMS 値は、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 1 から第 3、および第 5、第 6 ステップではほぼ一定であった。第 4 ステップの開始および終了時刻で非常に大きくなり、第 4 ステップの間は比較的小さい値をとったが、十分小さい状態が持続することはなかった。そこで、境界層は第 4 ステップでは層流に近い遷移状態であり、それ以外のステップでは乱流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでは RMS 値はほぼ一定であり、境界層は乱流状態であると推測される。

HF09 でも、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップでは変動が非常に小さかった。その前後である第 3 および第 5 ステップでは、RMS 値が非常に大きくなった。第 1、第 2 および第 6 ステップでは変動は 0.2V 程度の大きさでなだらかに変化した。境界層は、第 4 ステップでは層流、第 3 および第 5 ステップでは遷移状態、第 1、第 2 および第 6 ステップでは乱流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでは他のセンサーと同様に RMS 値は非常に緩やかに増加しており、境界層は乱流状態であると推測される。

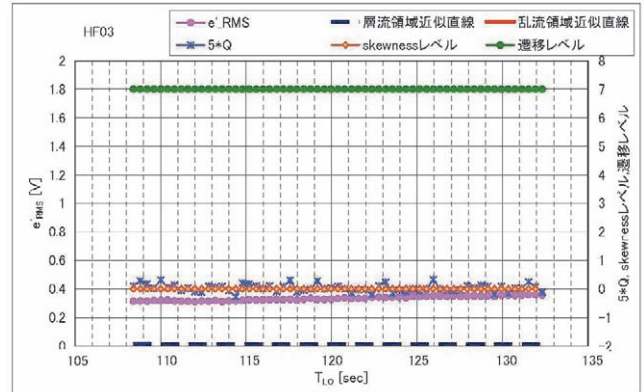
HF10 でも、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップでは変動が非常に小さかった。変動が大きくなったのは、その前の第 3 ステップのみで、第 5 ステップを含むその他のステップでは変動は 0.2V 程度の大きさでなだらかに変化した。境界層は、第 4 ステップでは層流、第 3 ステップでは遷移状態、それ以外のステップでは乱流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでは他のセンサーと同様に RMS 値は非常に緩やかに増加しており、境界層は乱流状態であると推測される。

右舷前胴  $X/L=0.27$ ,  $\theta=100^\circ$  にある HF11 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズでも、Re-sweep 試験フェーズでも RMS 値はほぼ一定であった。左舷の対称の位置にある HF05 とほぼ一致した。この変化は、境界層は乱流状態で

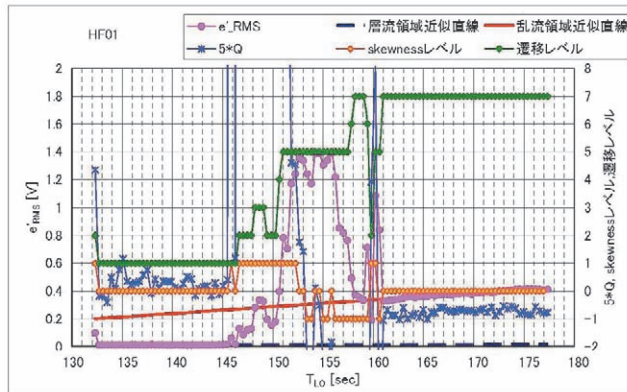
(a1) HF01@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



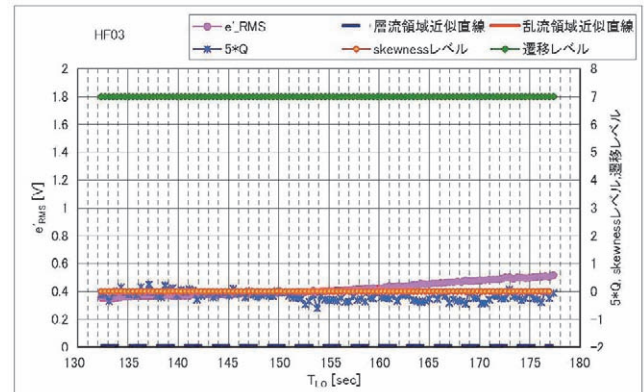
(a3) HF03@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



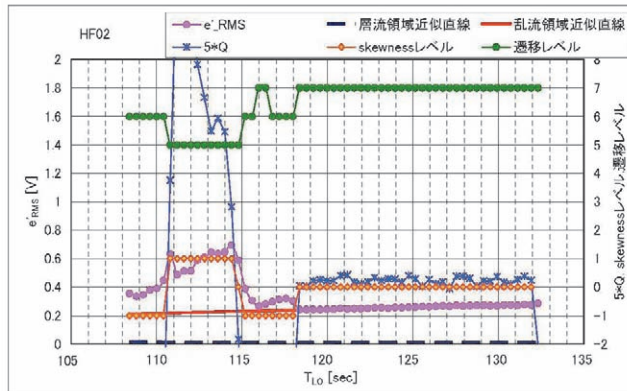
(b1) HF01@Re-sweep 試験フェーズ



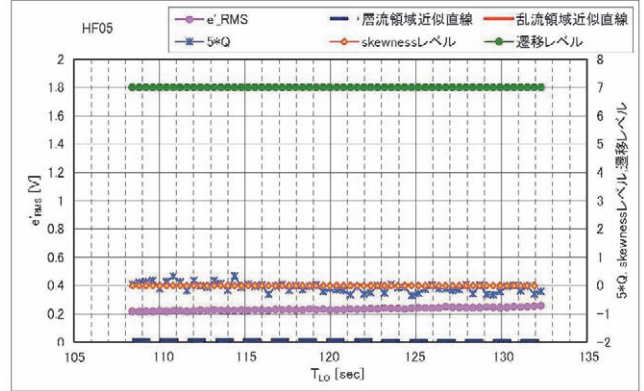
(b3) HF03@Re-sweep 試験フェーズ



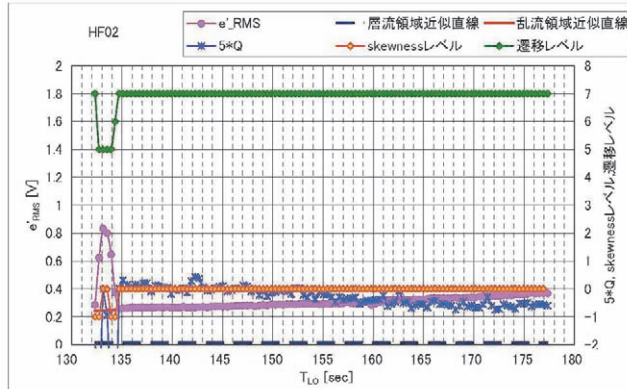
(a2) HF02@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(a5) HF05@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(b2) HF02@Re-sweep 試験フェーズ



(b5) HF05@Re-sweep 試験フェーズ

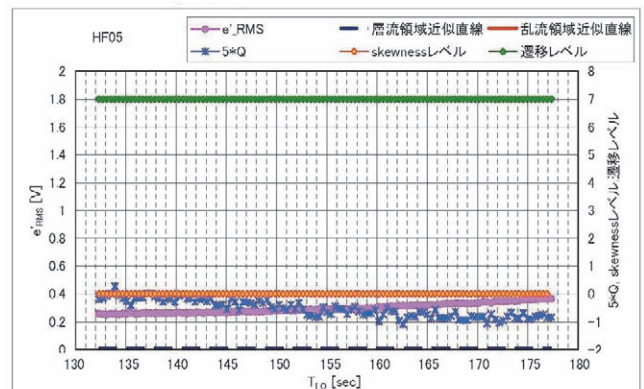
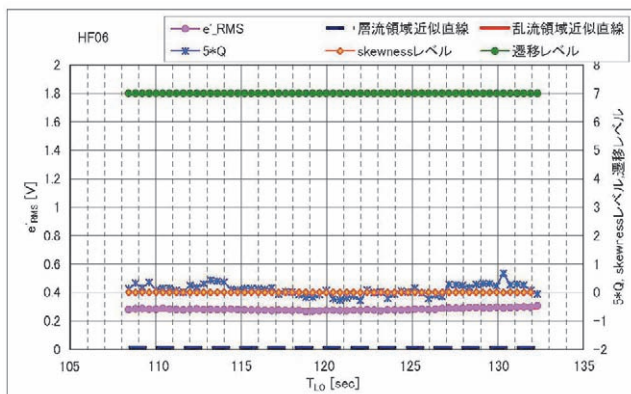
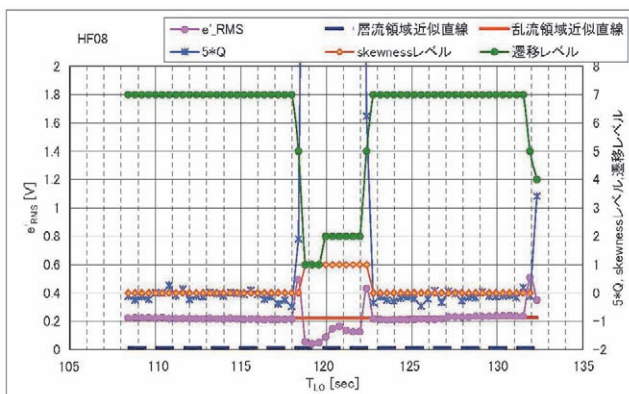
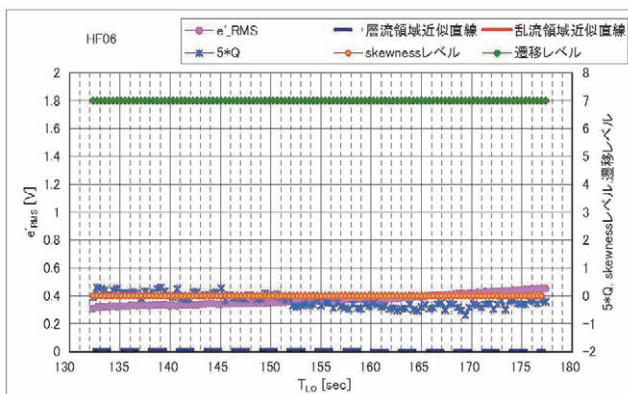


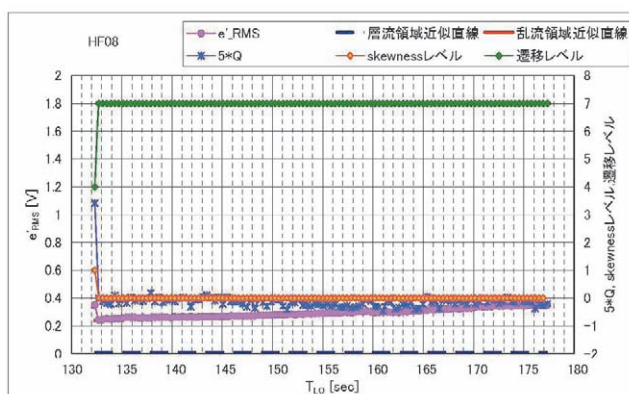
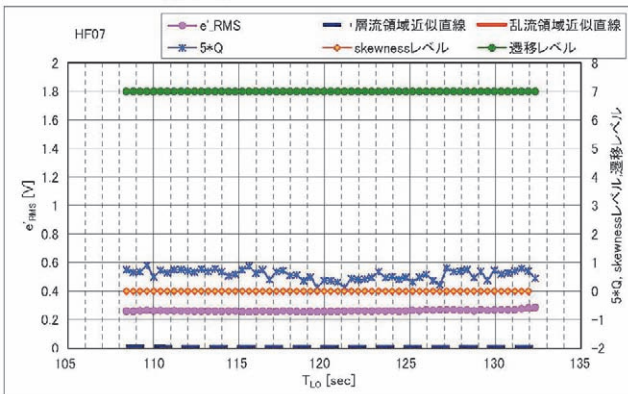
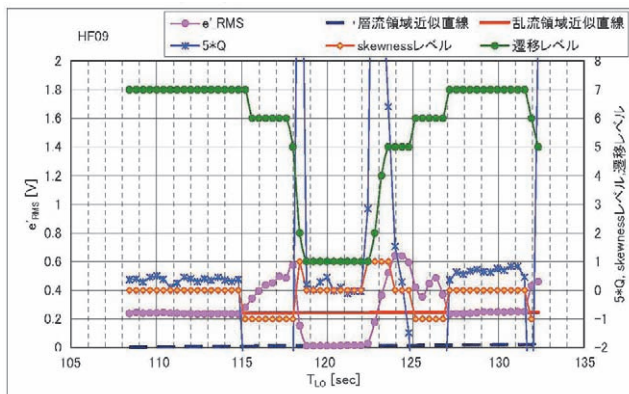
図10 ホットフィルムの出力変動(1/6)

(a6) HF06@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(a8) HF08@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

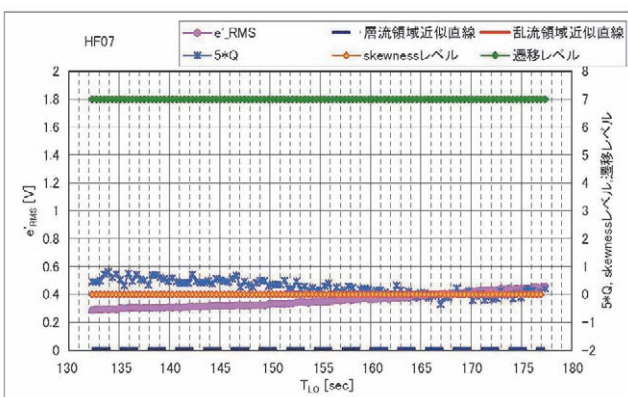
(b6) HF06@Re-sweep 試験フェーズ



(b8) HF08@Re-sweep 試験フェーズ

(a7) HF07@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(a9) HF09@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

(b7) HF07@Re-sweep 試験フェーズ



(b9) HF09@Re-sweep 試験フェーズ

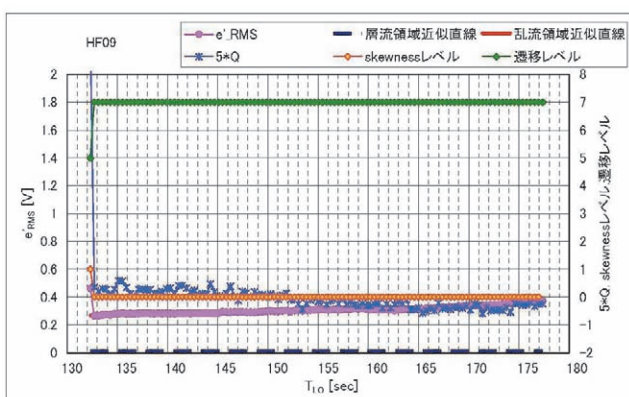
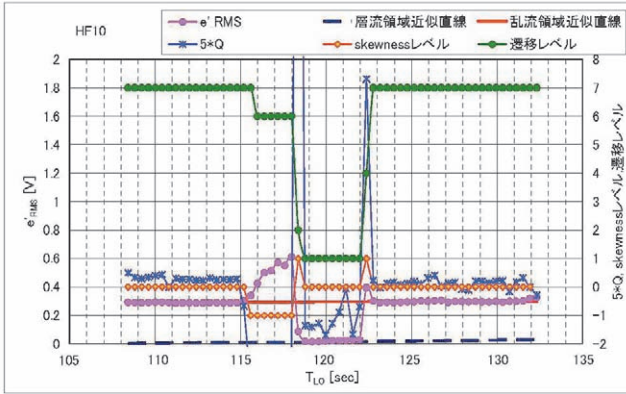
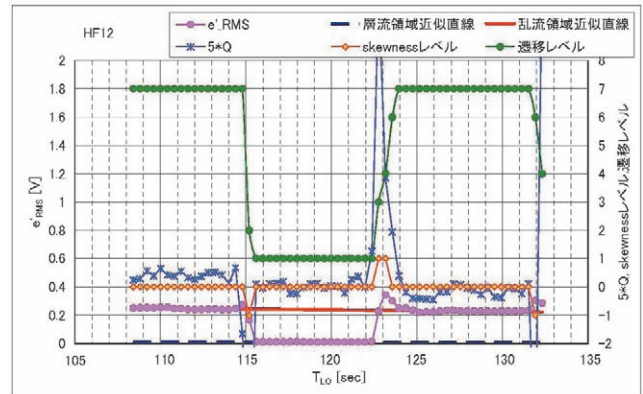


図10 ホットフィルムの出力変動 (2/6)

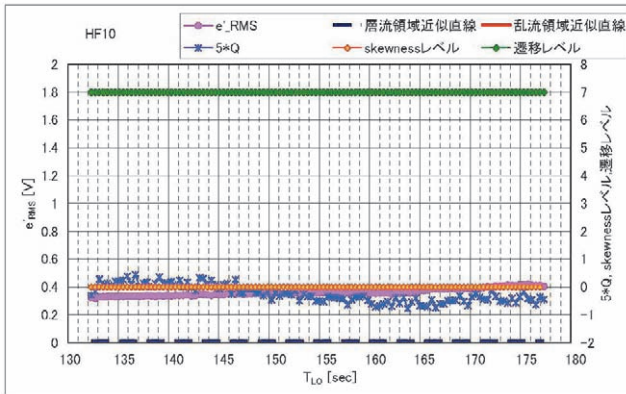
(a10) HF10@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



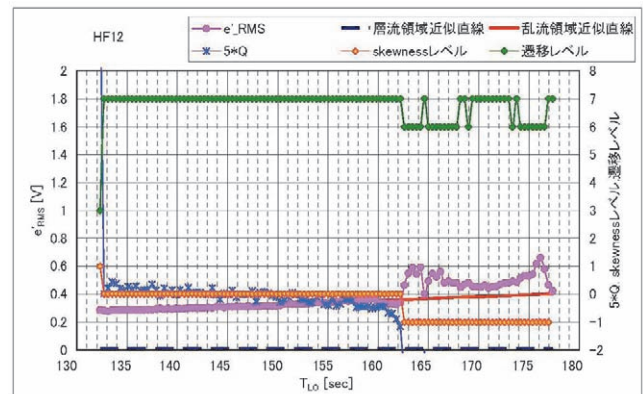
(a12) HF12@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



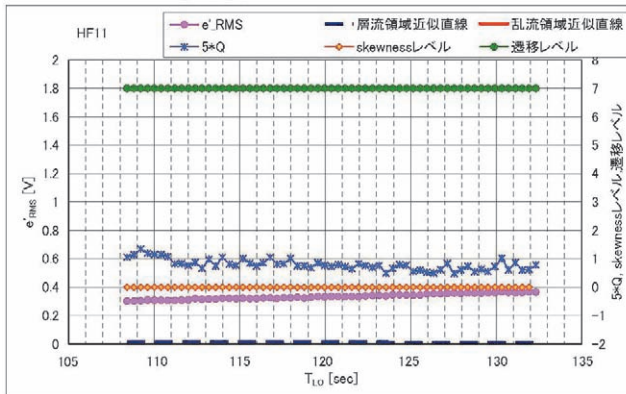
(b10) HF10@Re-sweep 試験フェーズ



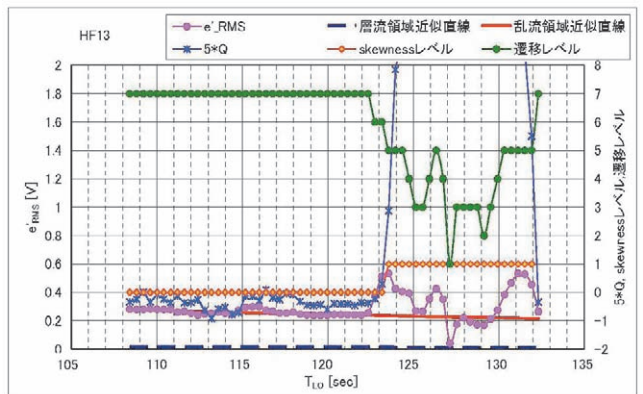
(b12) HF12@Re-sweep 試験フェーズ



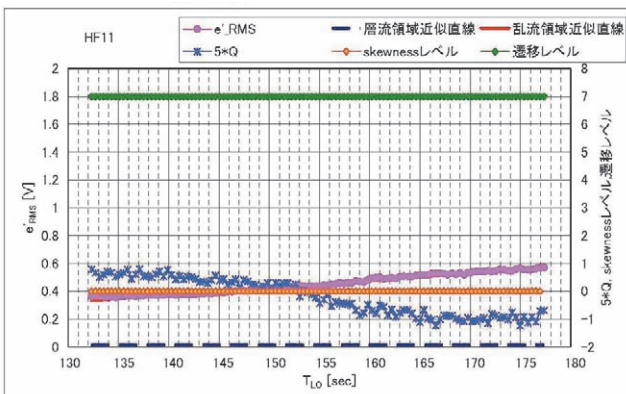
(a11) HF11@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(a13) HF13@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(b11) HF11@Re-sweep 試験フェーズ



(b13) HF13@Re-sweep 試験フェーズ

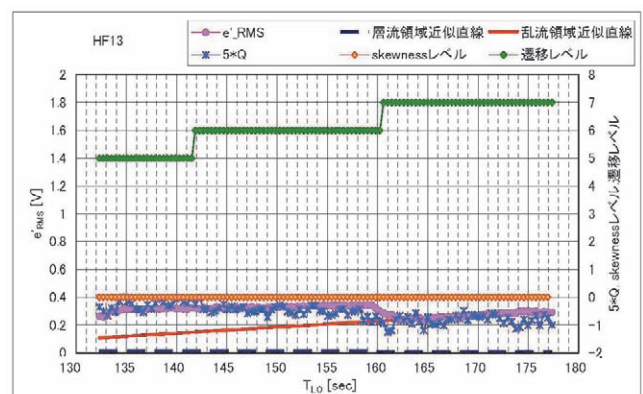
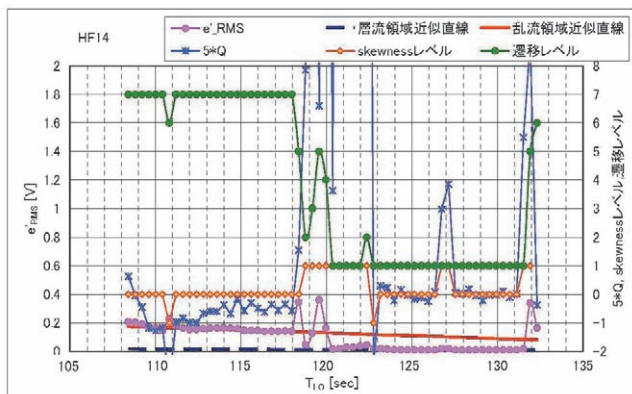
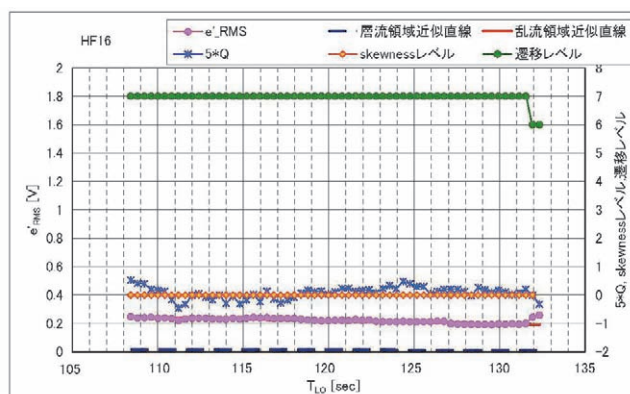
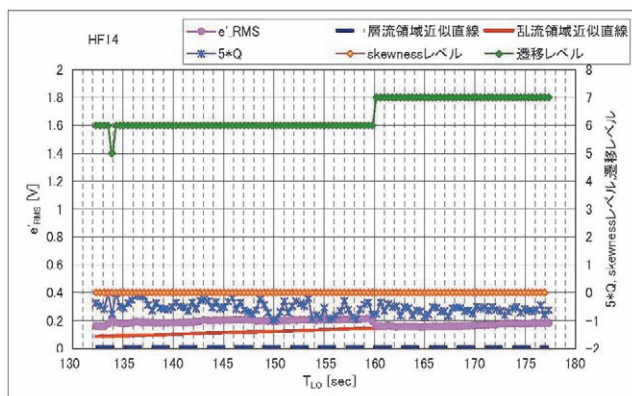


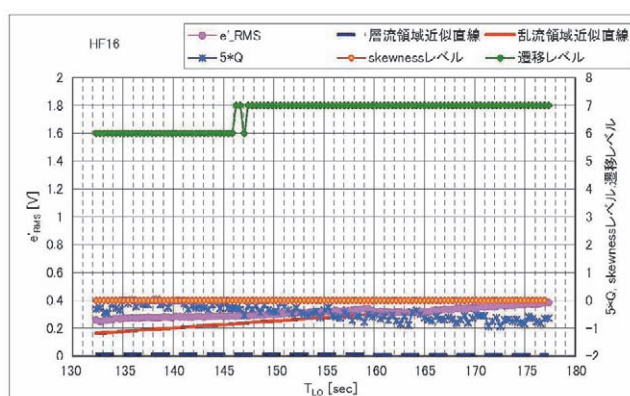
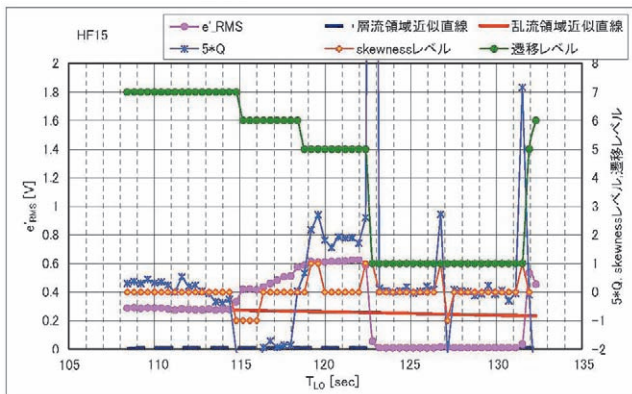
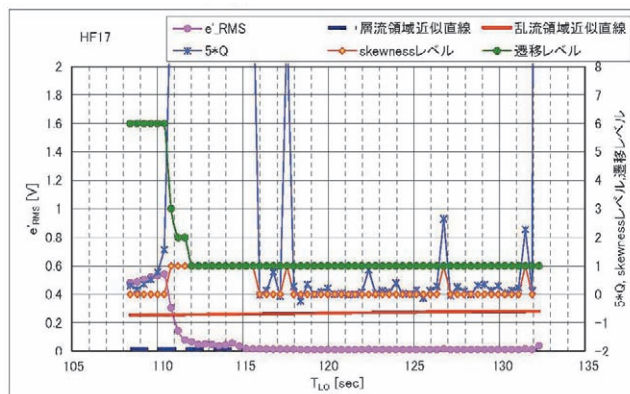
図10 ホットフィルムの出力変動(3/6)

(a14) HF14@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(a16) HF16@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

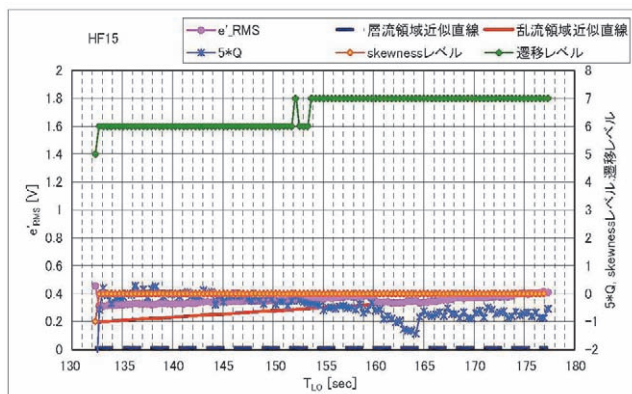
(b14) HF14@Re-sweep 試験フェーズ



(b16) HF16@Re-sweep 試験フェーズ

(a15) HF15@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(a17) HF17@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

(b15) HF15@Re-sweep 試験フェーズ



(b17) HF17@Re-sweep 試験フェーズ

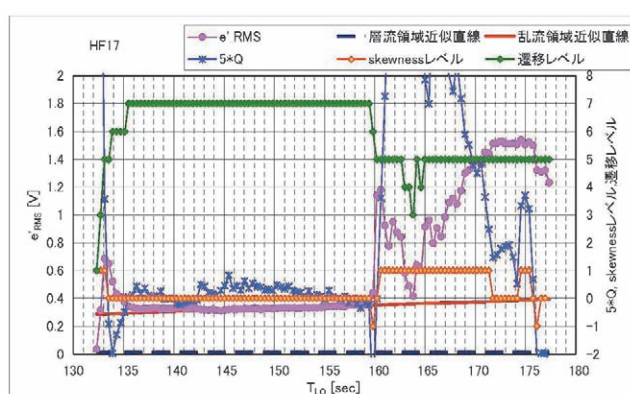
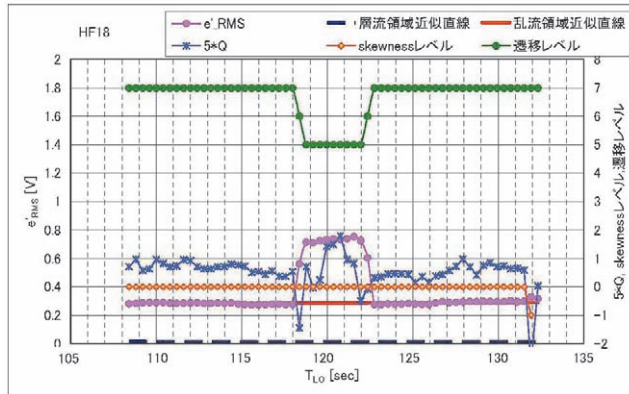
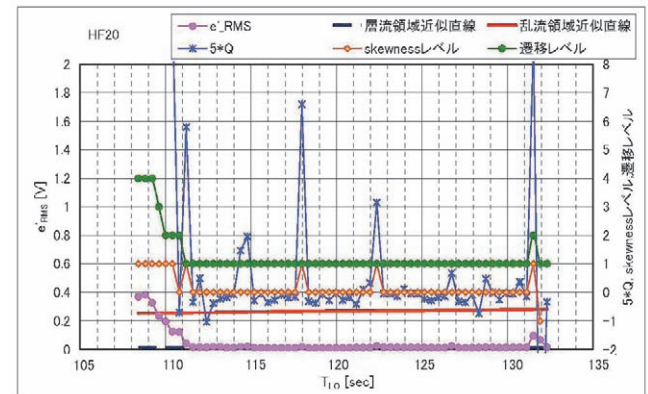


図10 ホットフィルムの出力変動(4/6)

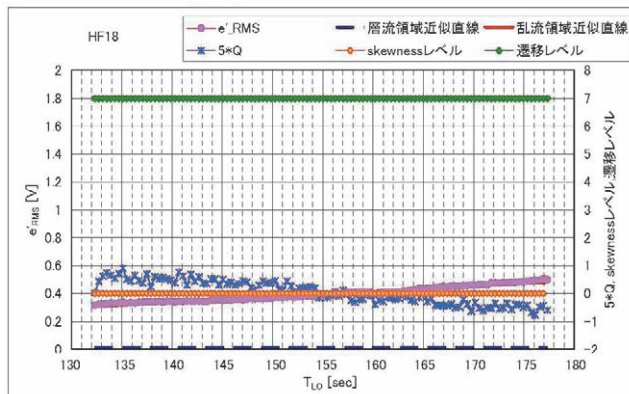
(a18) HF18@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



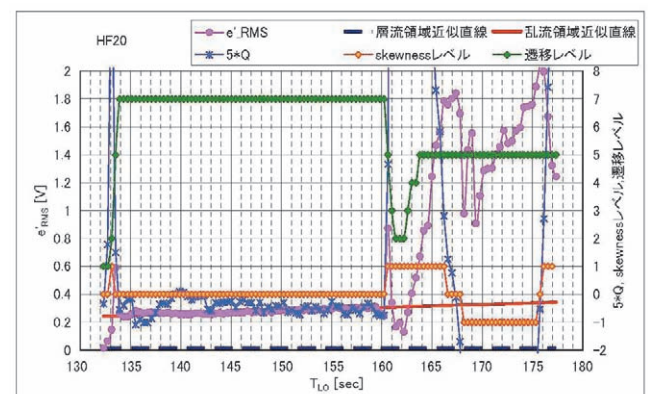
(a20) HF20@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



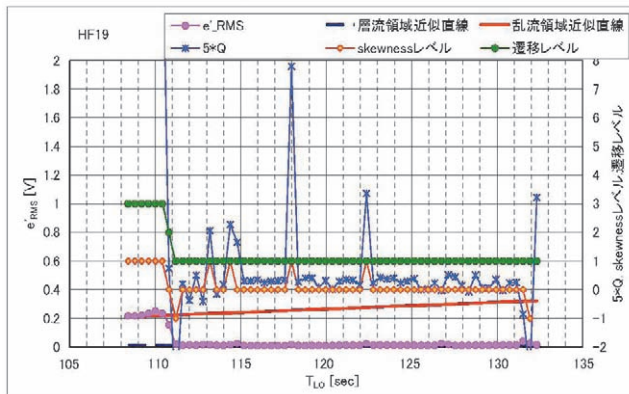
(b18) HF18@Re-sweep 試験フェーズ



(b20) HF20@Re-sweep 試験フェーズ



(a19) HF19@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ



(b19) HF19@Re-sweep 試験フェーズ

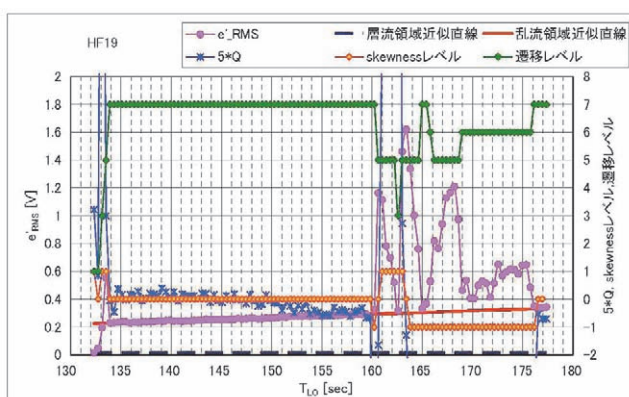


図10 ホットフィルムの出力変動(6/6)

あとと推測される。

HF12では $\alpha$ -sweepの第3および第4ステップで出力変動のRMS値が非常に小さな値をとり、境界層は層流であると推測される。その前後ではRMS値は0.2V程度でほぼ一定の値をとり、境界層は乱流であると推測される。Re-sweep試験フェーズでは、出力変動のRMS値は、やや増大傾向にあった。従って、境界層は遷移状態であると推測される。

HF13では、 $\alpha$ -sweepの第4ステップまで、変動は0.2V程度でほぼ一定の値をとっており、境界層は乱流状態であると推測される。その後、第5および第6ステップでは、変動は大きく変化し、非常に大きな値もとった。従ってこの条件では、境界層は遷移状態であると推測される。Re-sweep試験フェーズでは、出力変動は安定しており、境界層は乱流状態であると推測される。

HF14では、 $\alpha$ -sweep試験フェーズの第3ステップまで、出力変動は0.2V程度のほぼ一定の値をとっており、境界層は乱流状態であると推測される。その後、非常に大きな値を取った後、第4ステップが安定する120.4sec.近傍から非常に小さい値をとった。第4ステップから第6ステップまでは境界層は層流状態であると推測される。Re-sweep試験フェーズでは、出力変動は安定しており、

図10 ホットフィルムの出力変動(5/6)

境界層は乱流状態であると推測される。

HF15 では  $\alpha$ -sweep の第 1 および第 2 ステップでは、出力変動は 0.3V 程度のほぼ一定値をとっており、境界層は乱流状態であると推測される。その後 RMS 値は増大し、第 4 ステップの間は非常に大きな値をとった。第 3 および第 4 ステップでは境界層は遷移状態であると推測される。第 5 および第 6 ステップでは、出力変動は大きく減少し、境界層は層流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでは、他のセンサーと同様に出力変動はなだらかに変化し、境界層は乱流状態であると推測される。

HF16 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズでも Re-sweep 試験フェーズでも出力変動は 0.2V 程度でなだらかに変化しており、境界層は乱流状態が持続していると推測される。

HF17 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 1 ステップにあたる 110.4sec. までは出力変動の RMS 値が大きな値をとっており、境界層は遷移状態にあると推測される。それ以降は、出力変動は非常に小さく減少し、境界層は層流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでも出力変動は非常に大きな値をとっており、境界層は遷移状態にあると推測される。

HF18 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップにあたる 118sec. から 122.4sec. までは出力変動の値が大きかったが、それ以外のステップでは中間の一定値をとった。従って、境界層は、第 4 ステップでは遷移状態、それ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、その他の多くのセンサーと同様に、出力変動は 0.2V 程度でなだらかに増加したており境界層は乱流状態であると推測される。

HF19 でも、HF17 と同様に、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 1 ステップにあたる 110.4sec. までは出力変動の RMS 値が大きな値をとっており、境界層は遷移状態にあると推測される。それ以降は、出力変動は非常に小さく減少し、境界層は層流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでも、HF17 と同様に出力変動は非常に大きな値をとっており、境界層は遷移状態にあると推測される。

HF19 と対称の位置にある HF20 における出力変動の変化は、HF19 と定性的によく一致した。 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 1 ステップでは境界層は遷移状態にあり、それ以外のステップでは境界層は層流状態であると推測される。また Re-sweep 試験フェーズでも、HF19 でも、HF17 と同様に、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 1 ステップにあたる 110.4sec. までは出力変動の RMS 値が大きな値をとっており、境界層は遷移状態にあると推測される。それ以降は、出力変動は非常に小さく減少し、境界層は層流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでも、HF17 と同様に出力変動は非常に大きく、境界層は遷移状態にあると推測される。

### 3. 5. ホットフィルムの出力変動の波形とスペクトラム

$\alpha$ -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 11)。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、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの場合は各ステップを代表する 1 秒間 ( $\alpha_1$  は IRIG 時刻 25671.10sec. ~ 25672.10sec.,  $\alpha_2$  は 25675.10sec. ~ 25676.10sec.,  $\alpha_3$  は 25678.60sec. ~ 25679.60sec.,  $\alpha_4$  は 25682.80sec. ~ 25683.80sec.,  $\alpha_5$  は 25687.30sec. ~ 25688.30sec.,  $\alpha_6$  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、条件は前述した記号で表示した。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。なお、前 2 節と同様に、わかりやすいように、図の番号はセンサーの番号に合わせたため (a4) から (d4) が欠番である。

まず HF01 の瞬間波形に着目する。 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップが開始するリフトオフ時刻が 119.4sec. までは振幅が非常に小さいが、119.4sec. から急激に増大し、第 5 ステップが開始する 123.4sec. 以降は中程度でほぼ一定となる。この変化の様子は、当然であるが、前節で述べた変動の RMS 値の変化に一致している。瞬間波形でもっとも興味深いのは、振幅が非常に大きくなる 119.4sec. から 123.4sec. までのうち、前半の 119.4sec. から 122.4sec. までは正のスパイク信号が観測され、後半の 122.4sec. から 123.4sec. までは負のスパイク信号が観測される点である。このような波形の変化は、図 10(a1) に skewness  $Q$  として示されている。すなわち、119.4sec. から 122.4sec. では  $Q$  が正の大きな値をとり、122.4sec. から 123.4sec. では  $Q$  が負に転じている。2.5 節で述べた風洞試験結果から明らかなように、境界層が層流から乱流へ遷移する場合、遷移の初期段階では出力変動の skewness  $Q$  が正に、終了段階では skewness が負になる。従って、119.4sec. から 123.4sec. までは観測される振幅の増大は境界層の遷移に伴うものといえる。また、瞬間波形の変化からも、平均出力や出力変動の RMS 値の変化から推測されたように、119.4sec. までは境界層が層流であり、123.4sec. 以降は境界層が乱流であると推測される。なお、110.5sec., 114.4sec. および 118sec. 近傍にスパイク信号が観測されたが、これは迎角を変更するために操舵面を駆動したことに起因する電氣的ノイズと考えられる。同様のスパイク信号は他のセンサーでも非定常圧力トランスデューサーでも、瞬間波形の振幅が非常に小さい場合に

は観測された。スペクトラムは、第1ステップから第3ステップでは低周波から高周波まで振幅が低いほぼ一定値であり、第5および第6ステップでは低周波から高周波まで振幅が高いほぼ一定値であった。従って、それぞれ境界層が層流および乱流状態にあることを示していると考えられる。第4ステップでは低周波成分の振幅は乱流状態とほぼ等しいが、高周波成分の振幅が小さく、過渡的な遷移状態にあることを示している。なお、層流状態では508Hz近傍に鋭いピークが観測されたが、この原因は不明である。一方、Re-sweep試験フェーズでは、瞬間波形は一定であり、その振幅が $\alpha$ -sweep試験フェーズの第5および第6ステップとほぼ同じであることから、境界層は乱流状態を維持していると考えられる。スペクトラムも、低周波から高周波成分まで一定の高い振幅をとっており、やはり境界層は乱流であると推測される。これは、平均出力および出力変動のRMS値から推測される結果と一致する。

HF02では $\alpha$ -sweepの第1および第3にあたるリフトオフ時刻が108.4sec.から110.4sec.と、114.4sec.から118.4sec.で下向きのスパイク信号を伴う(図10(a2))に示すskewness  $Q$ は負)大振幅の変動が観測された。従って、境界層は乱流に近い遷移状態であると推測される。一方、その中間の第2ステップでは、スパイク信号は正方向(図10(a2))に示すskewness  $Q$ は正)に転じており、境界層は層流に近い遷移状態であると推測される。そして第4ステップ以降、境界層は乱流状態であると推測される。スペクトラムは、第4から第6ステップでは低周波から高周波まで振幅が高いほぼ一定値であった。従って、それぞれ境界層が乱流状態にあることを示していると考えられる。第1から第3ステップでは、高周波成分の振幅は乱流状態とほぼ等しいが、低周波成分の振幅が大きく、HF01の第4ステップにおけるスペクトラムとは異なるが、やはり過渡的な遷移状態にあることを示している。Re-sweep試験フェーズでは、波形もスペクトラムもHF01とほぼ一致しており、境界層は乱流状態が持続されると推測される。これらは、出力変動のRMS値から推測される結果と一致する。

HF03の波形とスペクトラムは、 $\alpha$ -sweep試験フェーズでもRe-sweep試験フェーズでも、HF01およびHF02のRe-sweep試験フェーズにおける波形とスペクトラムと定性的に一致しており、境界層は乱流状態であると推測される。この結果は、平均出力および出力変動のRMS値から推測される結果とほぼ一致する。

HF05も、HF03と同様である。

HF06も、HF03およびHF05と同様である。

HF07も、HF03、HF05およびHF06と同様である。

HF08では、 $\alpha$ -sweepの第4ステップ以外では、瞬間波

形の振幅はほぼ一定であり、これまでと同様に境界層は乱流であると推測される。第3ステップから第4ステップへ移行するリフトオフ時刻118sec.付近から、波形の振幅は急激に増大した。しかも、その変動はこの過渡的な変化を開始した時は下向きのスパイクを伴うが、過渡的な変化の後半では上向きのスパイクを伴った。リフトオフ時刻が118.4sec.から119.4sec.の間、変動の振幅は一旦減少した。しかし、119.4sec.から123.4sec.までは再び振幅が増大した。ここでも、振幅が小さい状態から大きい状態へ移る過渡変化の前半では正のスパイク信号を伴い、後半では負のスパイク信号を伴った。従って、振幅が最も小さい118.4sec.から119.4sec.の間では、境界層はほぼ層流状態であり、その前後では境界層が遷移過程にあると推測される。スペクトラムからも同じ結果が導き出される。Re-sweep試験フェーズでは、他のセンサーと同様に、境界層が乱流状態を維持していると推測される。また、これらの結果は、出力変動のRMS値から推測される結果とほぼ一致する。

HF09の波形は、 $\alpha$ -sweep試験フェーズの第4ステップにあたる118.4sec.から122.4sec.では振幅が非常に小さく、境界層は層流状態であると推測される。その前後では波形の振幅は非常に大きかった。第3ステップにあたる115sec.から118.4sec.付近では、skewness  $Q$ が負に偏っていることがわかる。一方、第5ステップにあたる122.4sec.から126.9sec.付近では、 $Q$ の偏りが正から負へながらかに変化した。この第3ステップと第5ステップでは、境界層は遷移状態にあると推測される。第1、第2および第6ステップでは、これまでの類推から境界層は乱流状態であると推測される。スペクトラムからも同じ結果が導き出される。Re-sweep試験フェーズでは、他のセンサーと同様に、境界層が乱流状態を維持していると推測される。また、これらの結果は、出力変動のRMS値から推測される結果とほぼ一致する。

HF10の $\alpha$ -sweep試験フェーズにおける瞬間波形は定性的にHF09と一致していた。但し第5ステップにおける振幅は第6ステップと一致したほぼ一定値であった。従って、境界層は既に乱流へ遷移しており、HF09の第5ステップで観測されたような層流から乱流への遷移過程は第4ステップから第5ステップへの移行過程に凝縮されたと推測される。スペクトラムからも同じ結果が導き出される。Re-sweep試験フェーズでは、他のセンサーと同様に、境界層が乱流状態を維持していると推測される。また、これらの結果は、出力変動のRMS値から推測される結果とほぼ一致する。

HF11の波形とスペクトラムは、 $\alpha$ -sweep試験フェーズでもRe-sweep試験フェーズでも、これまでに境界層が乱流状態である推測された場合の波形とスペクトラムと定

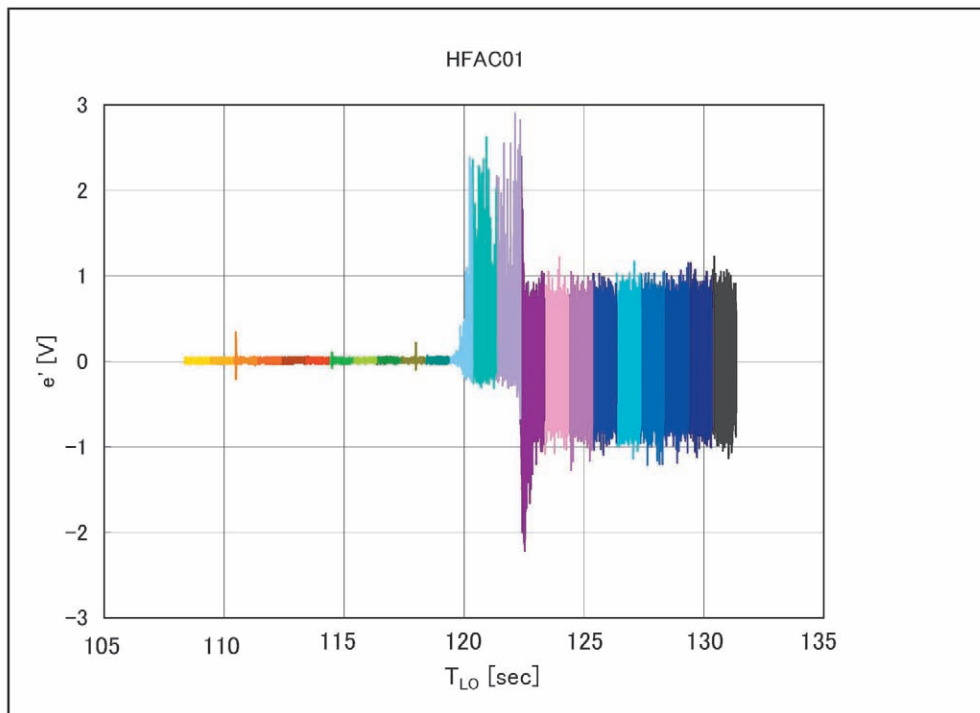
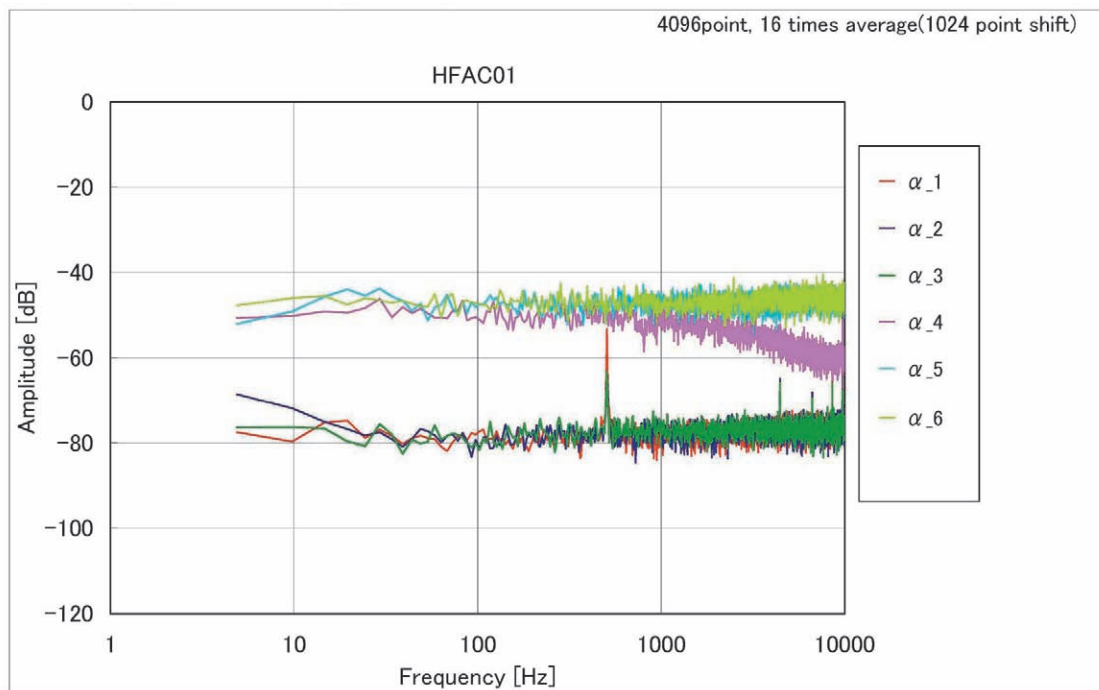
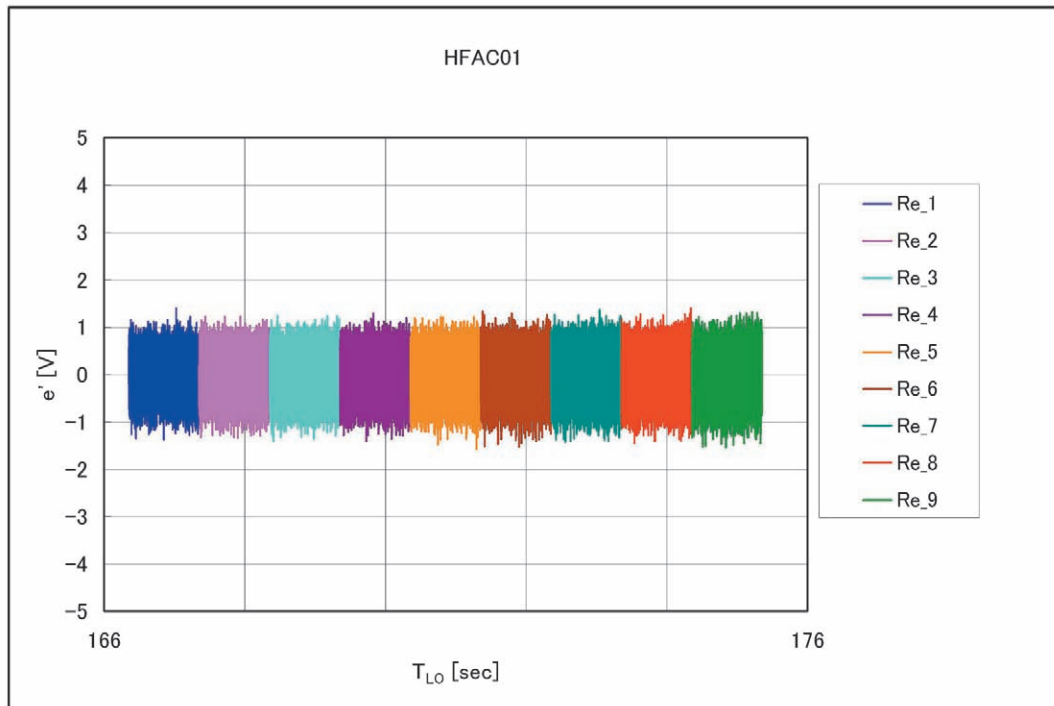
(a1) HF01(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b1) HF01(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (1/38)

(c1) HF01(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d1) HF01(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

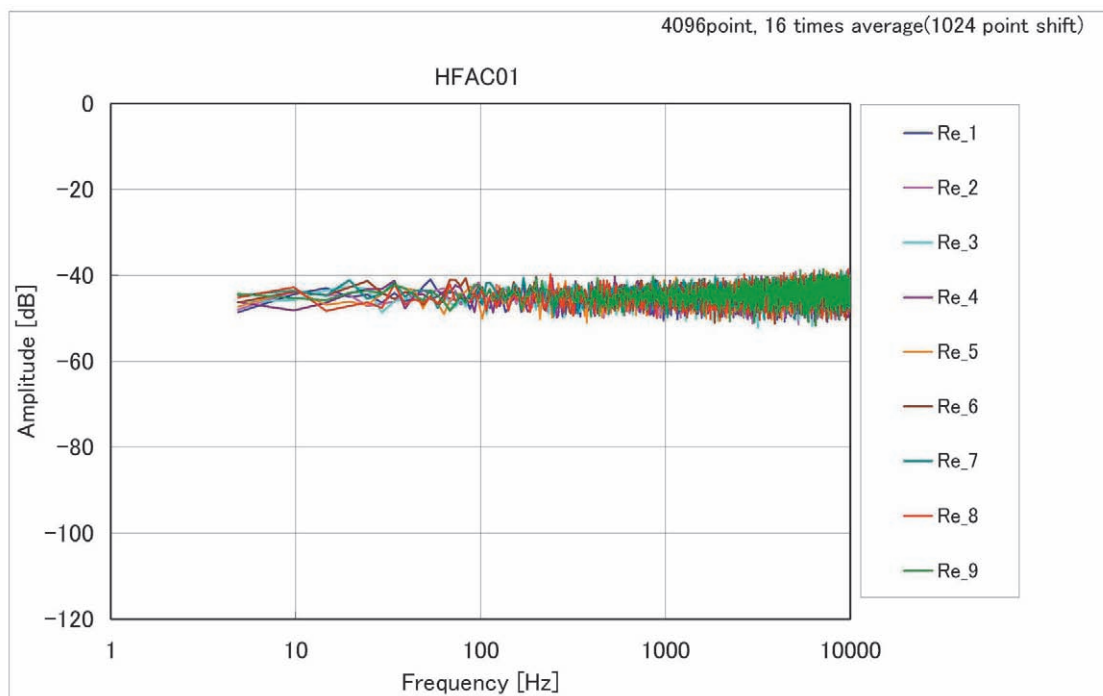


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (2/38)

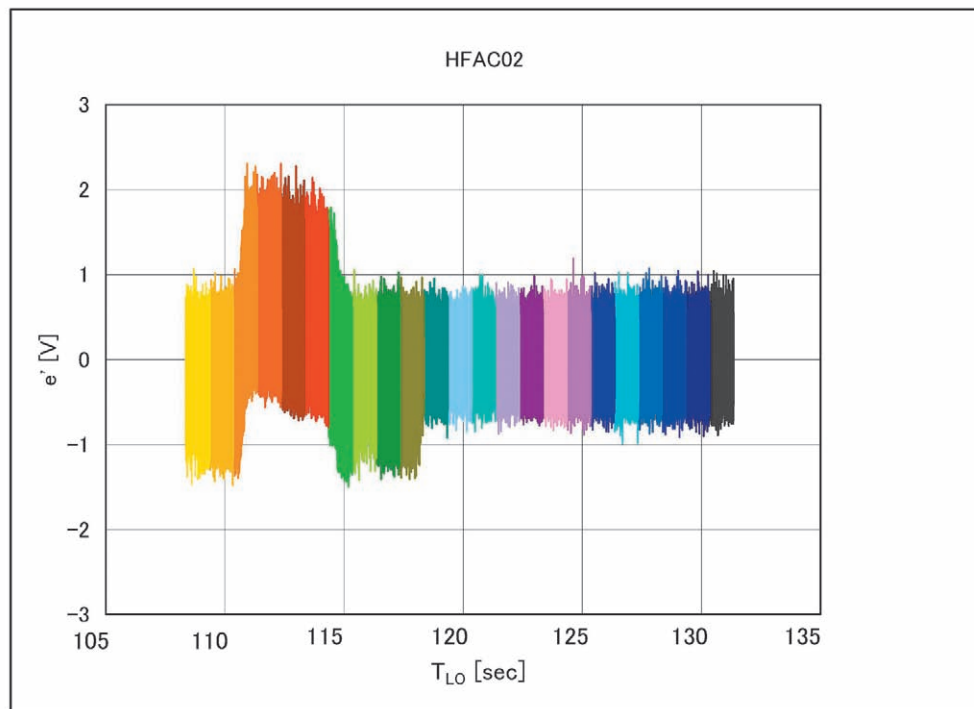
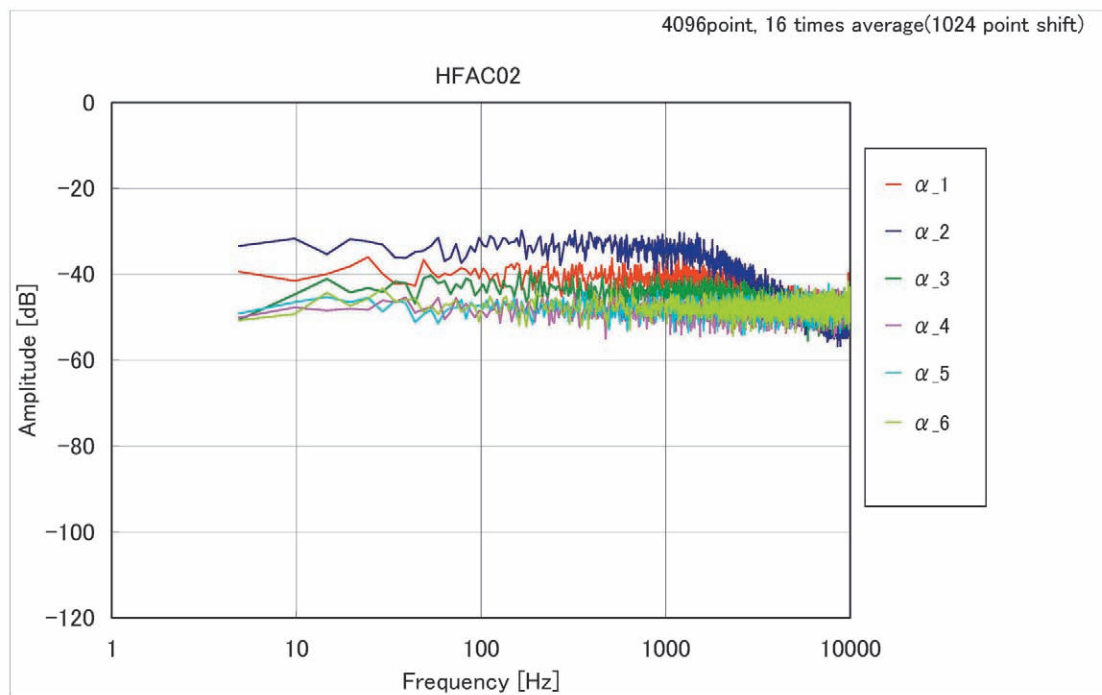
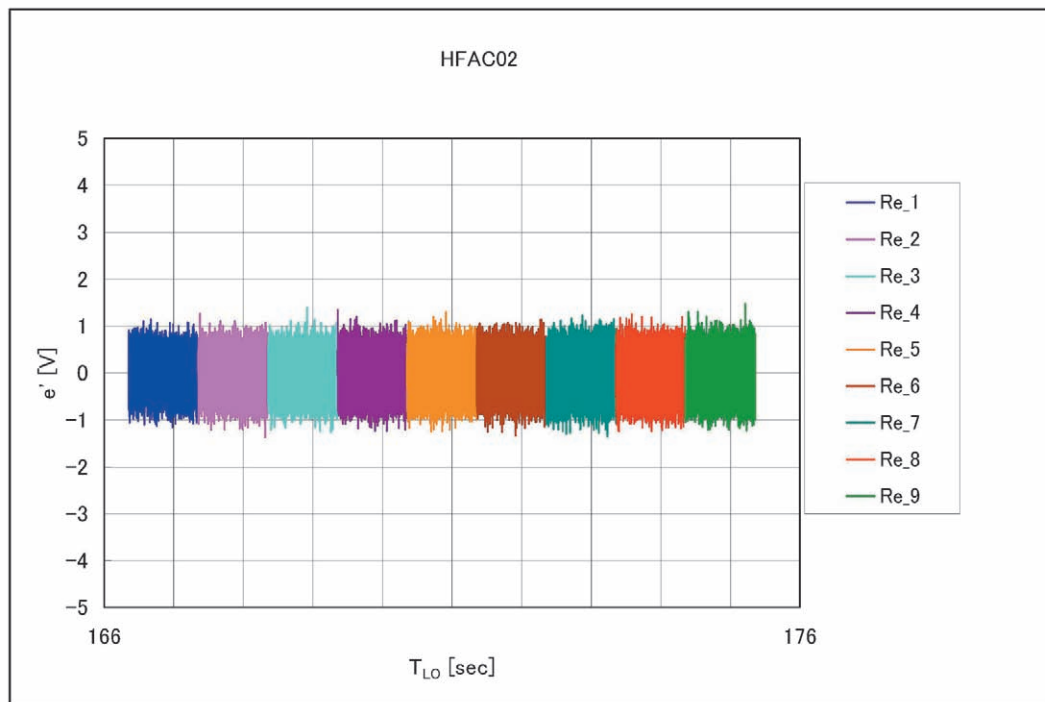
(a2) HF02(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b2) HF02(AC) スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (3/38)

(c2) HF02(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d2) HF02(AC) スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

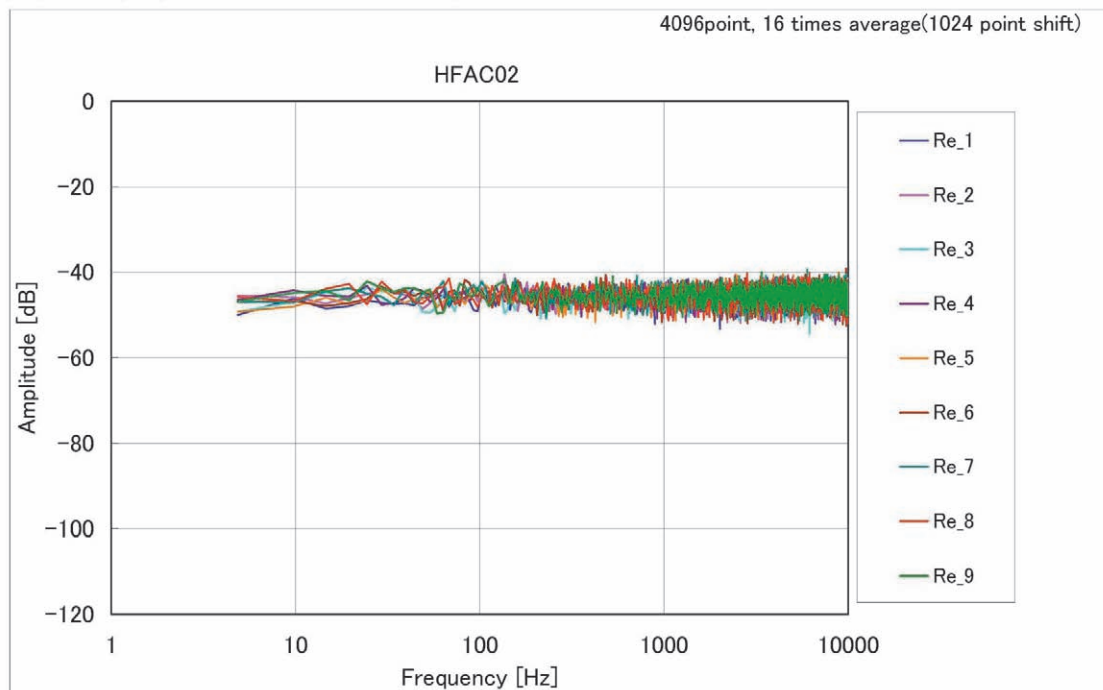


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (4/38)

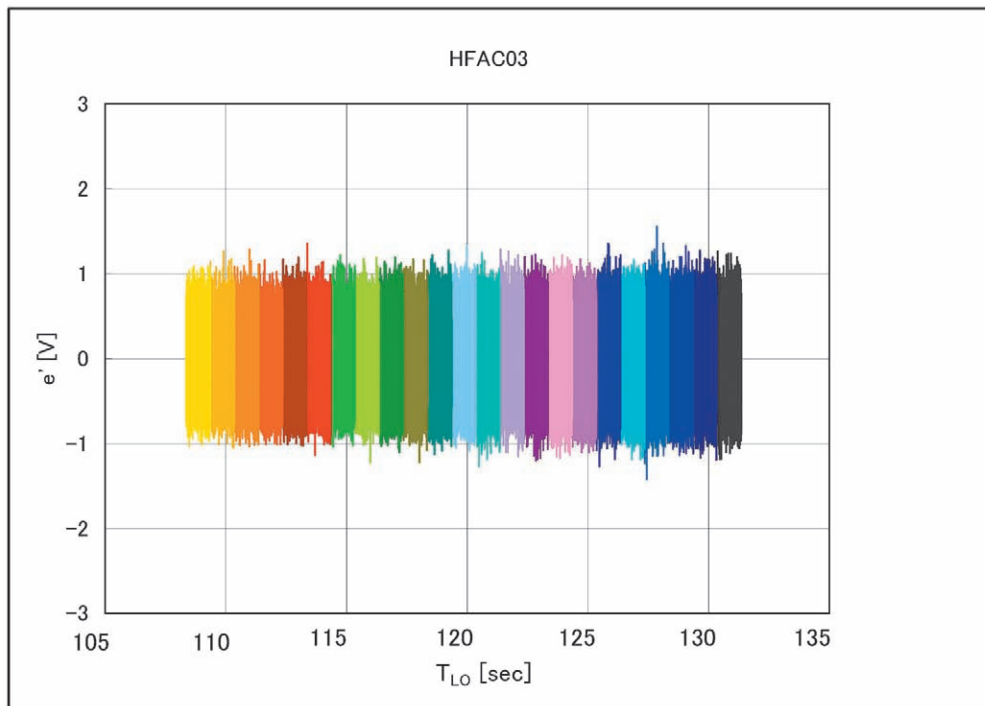
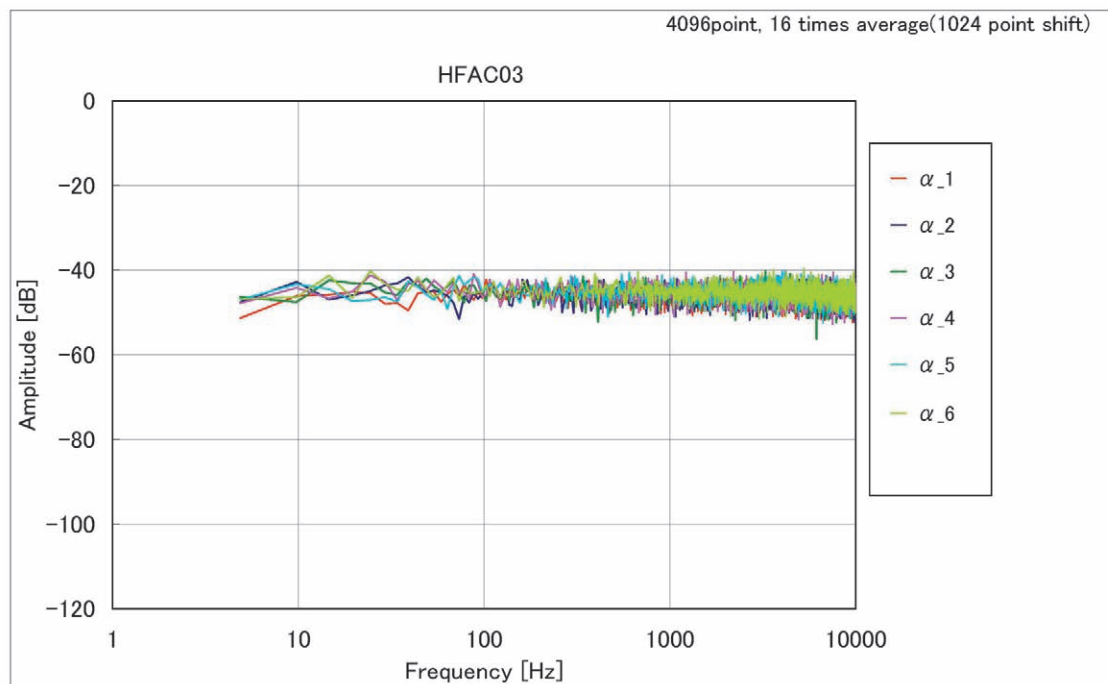
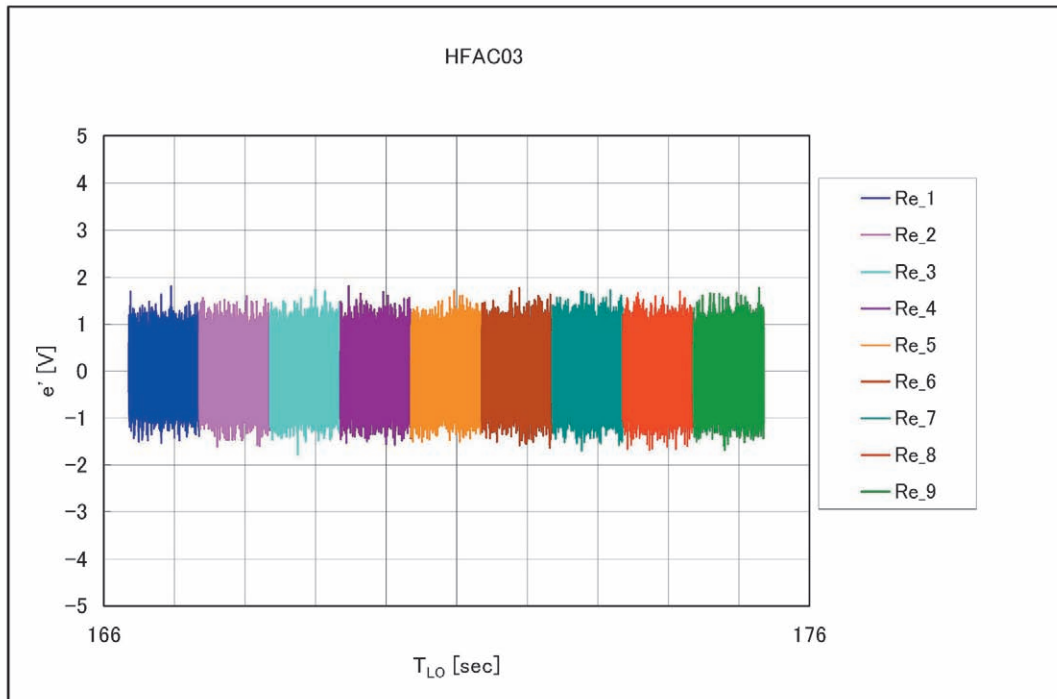
(a3) HF03(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b3) HF03(AC)スペクトラム @ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (5/38)

(c3) HF03(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d3) HF03(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

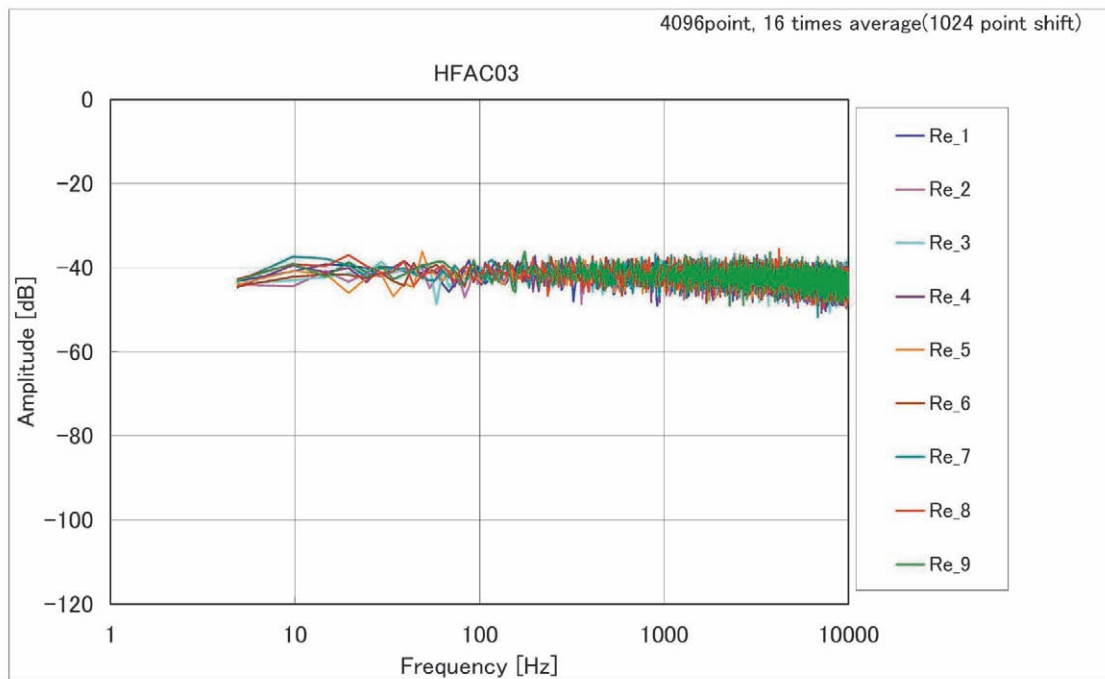


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (6/38)

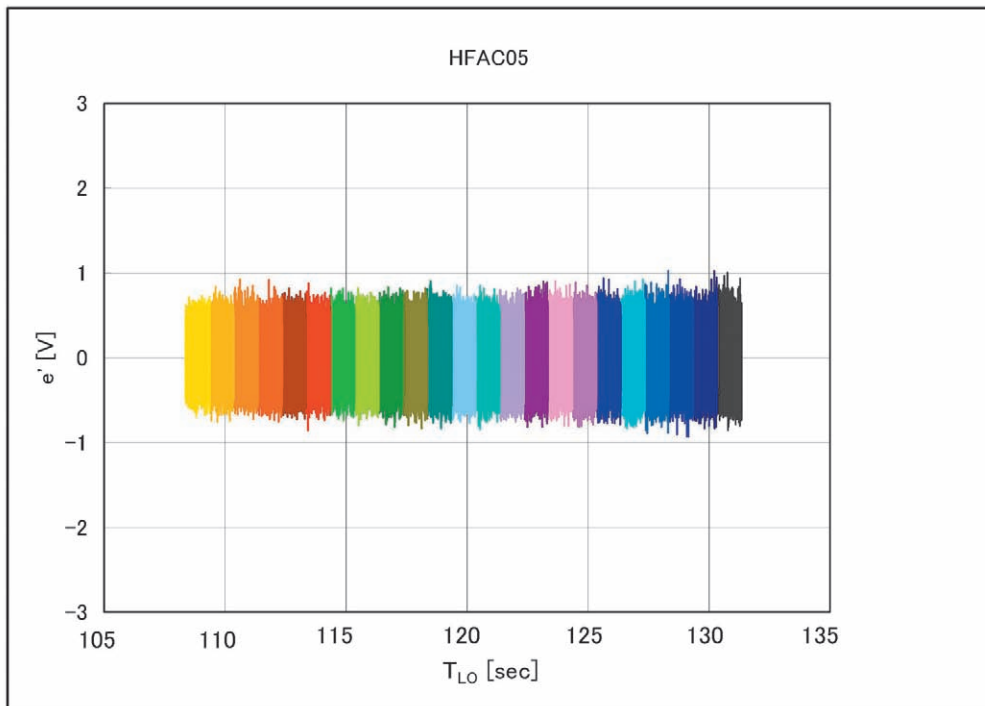
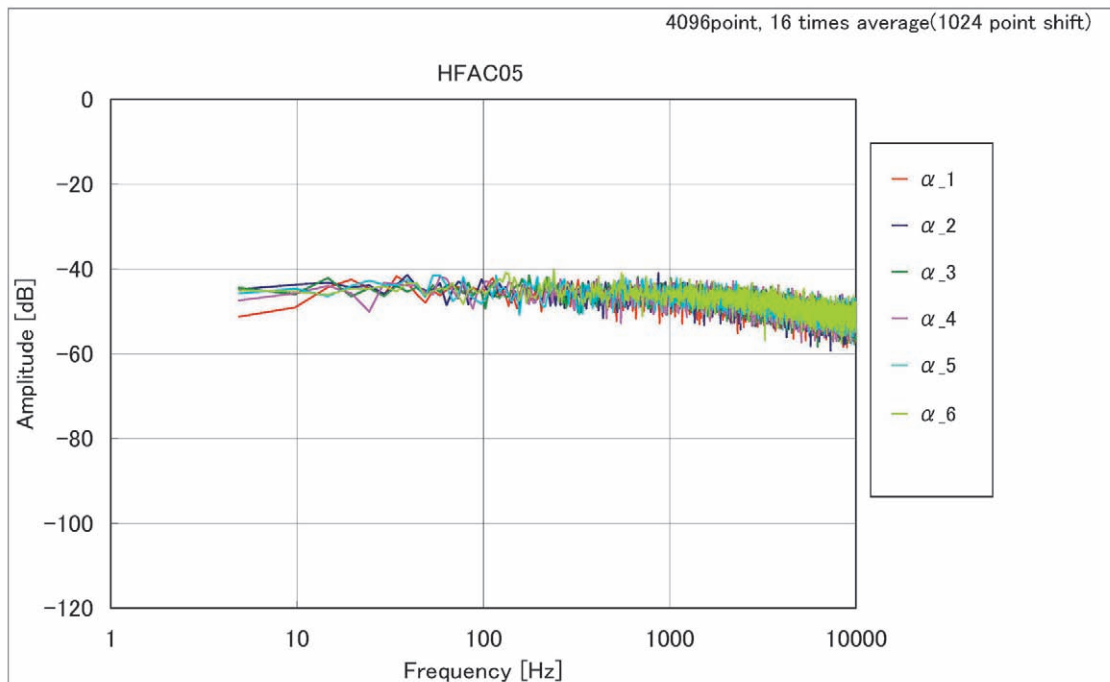
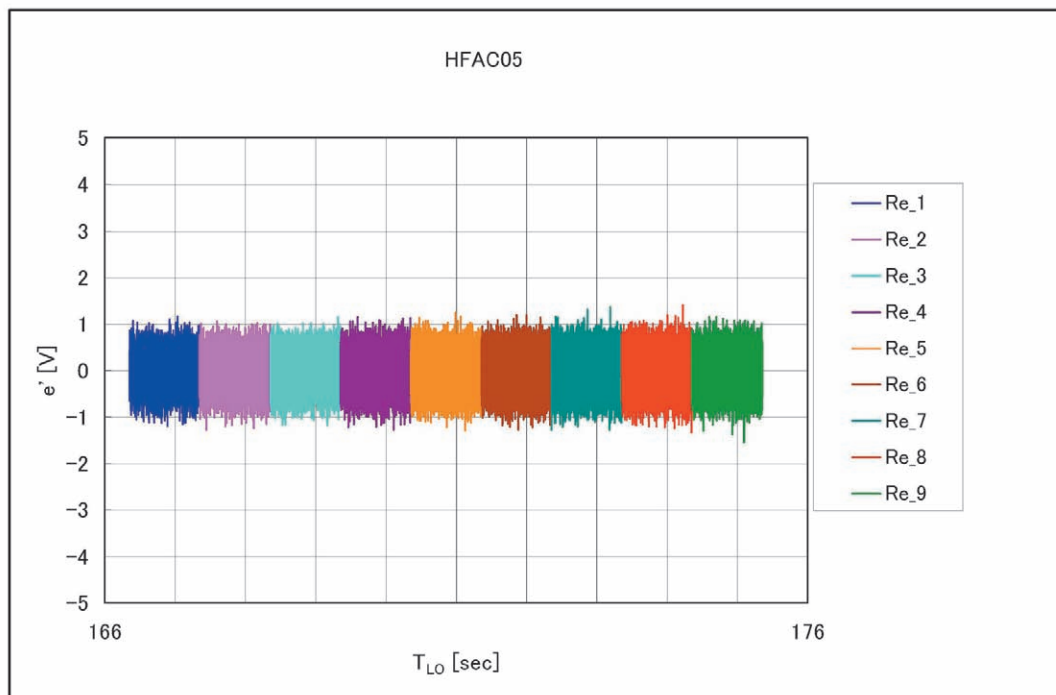
(a5) HF05(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b5) HF05(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (7/38)

(c5) HF05(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d5) HF05(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

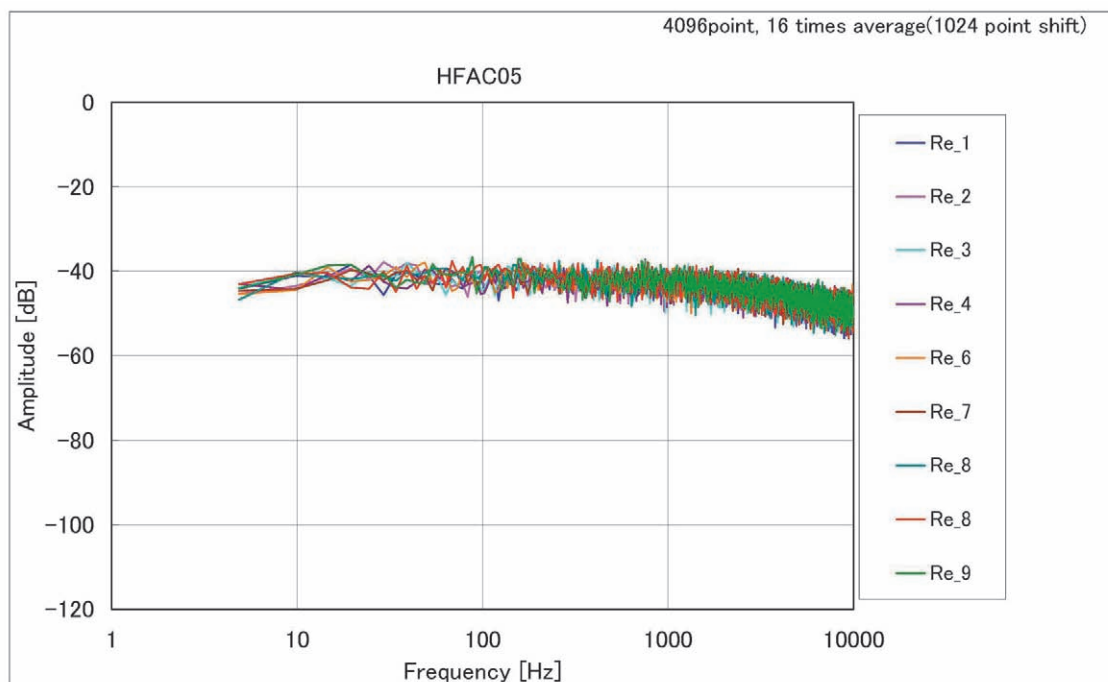


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (8/38)

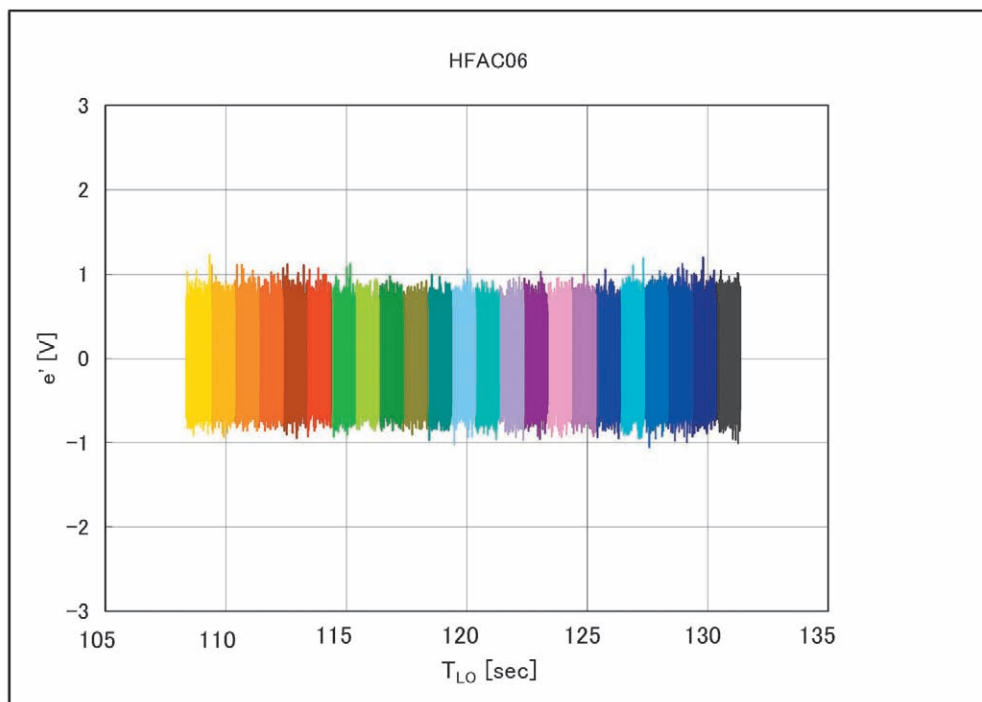
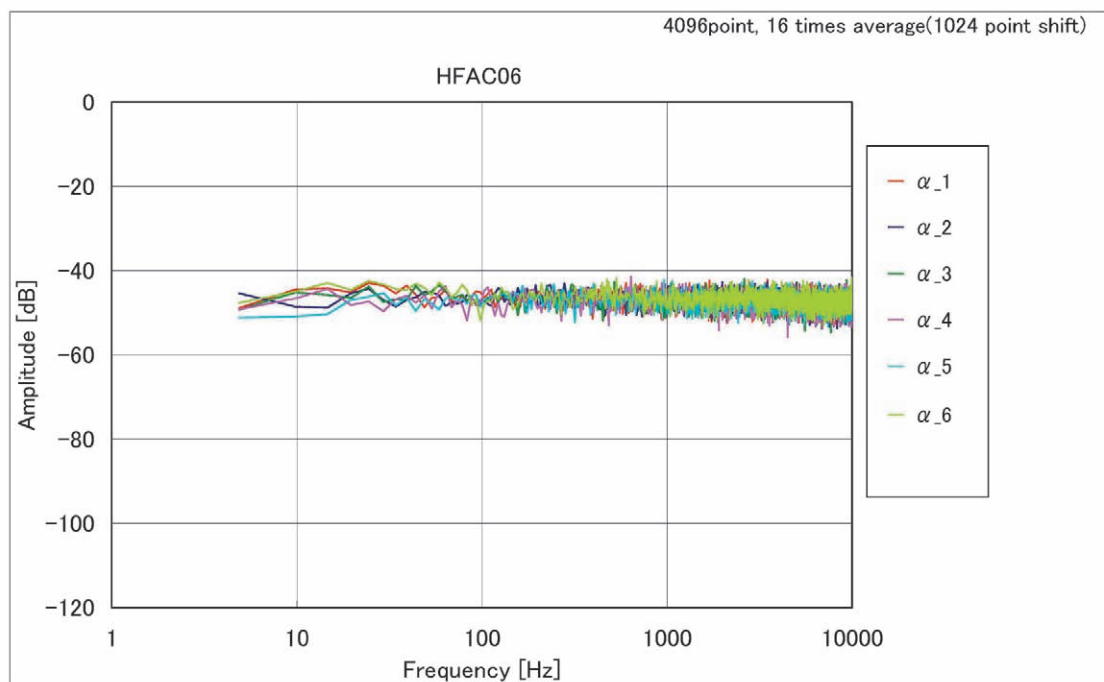
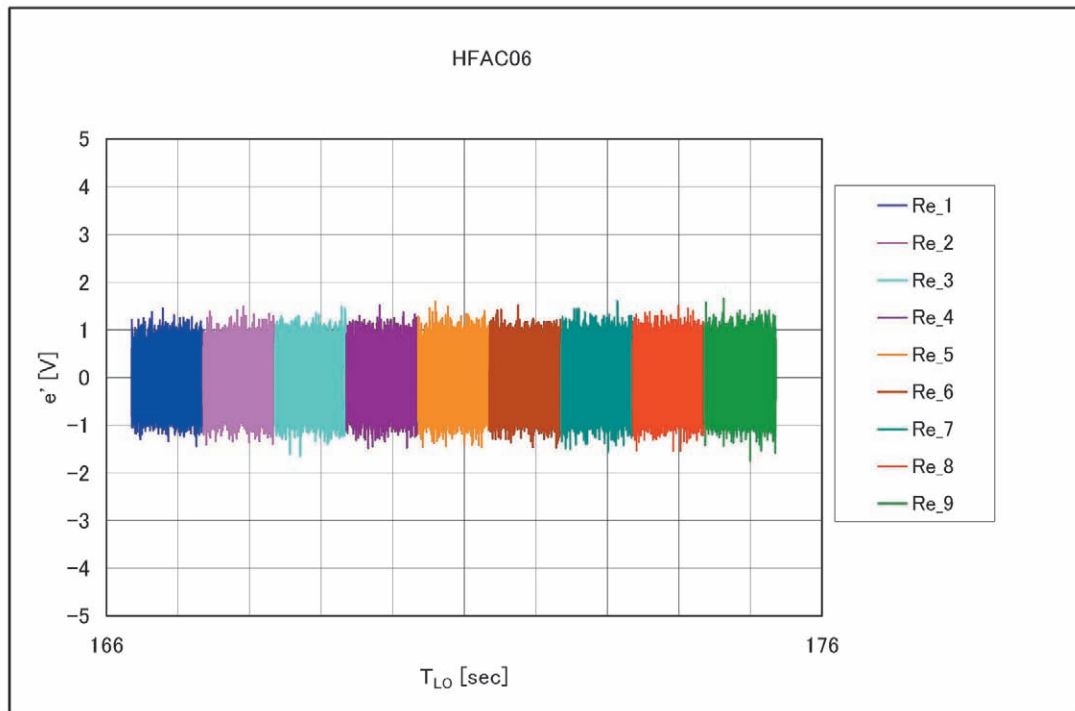
(a6) HF06(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b6) HF06(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (9/38)

(c6) HF06(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d6) HF06(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

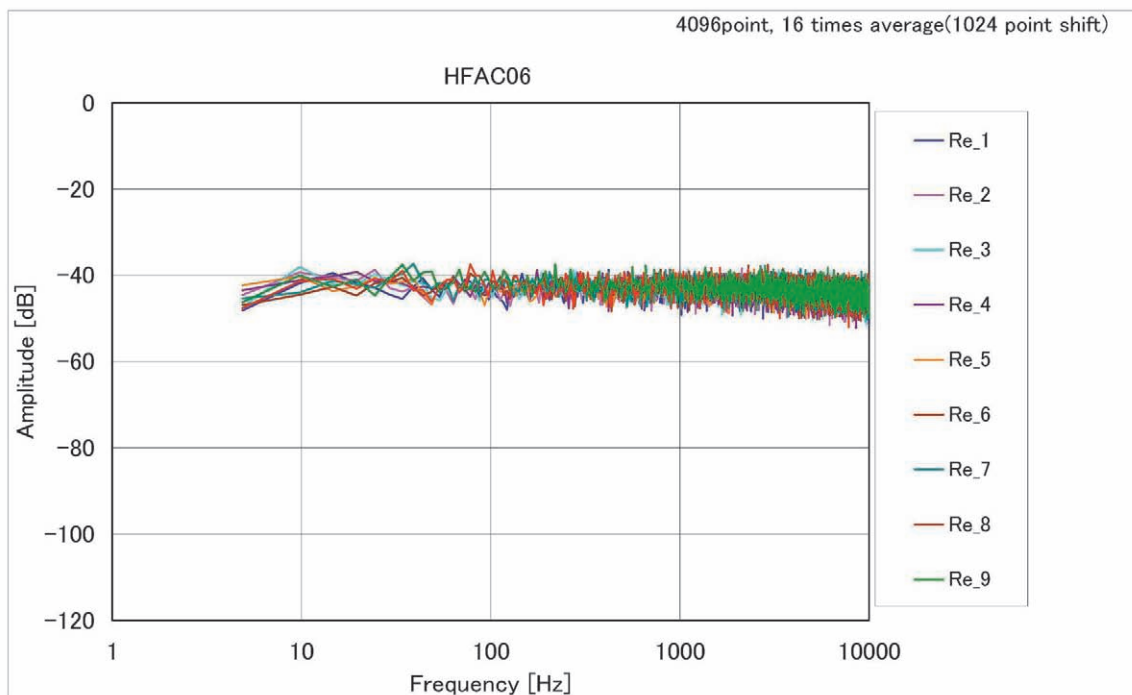


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (10/38)

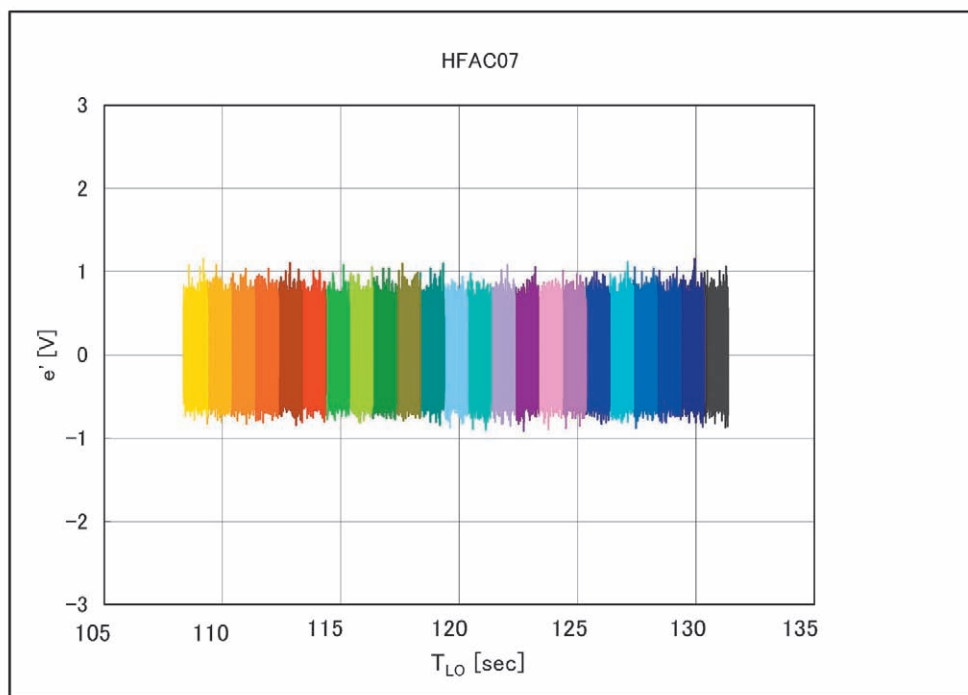
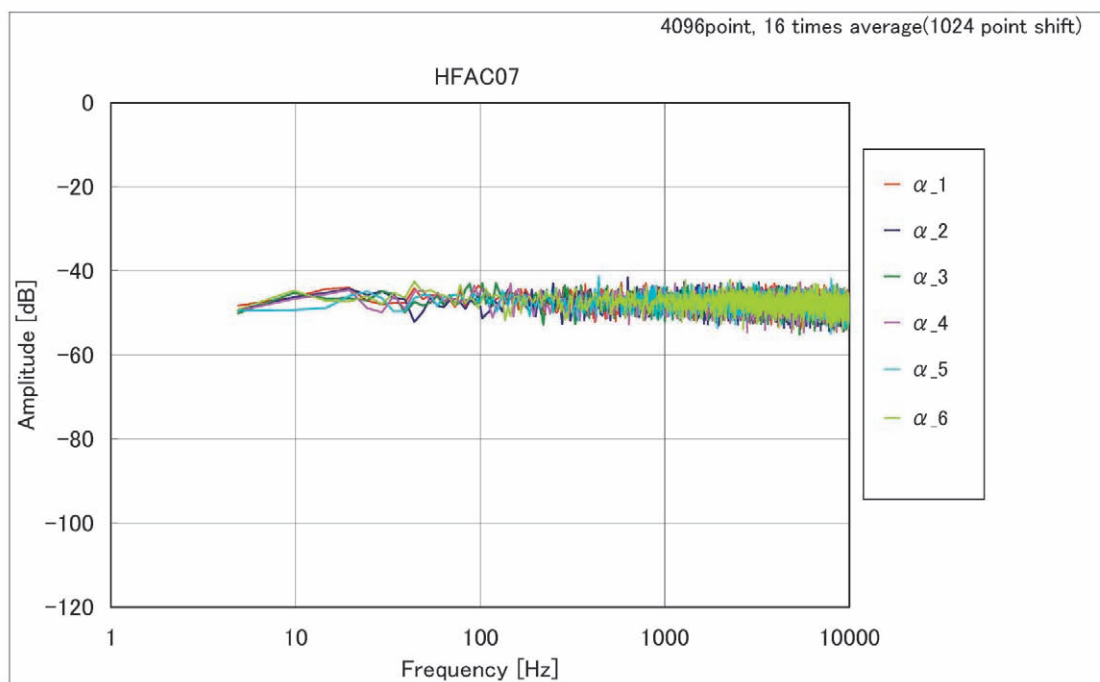
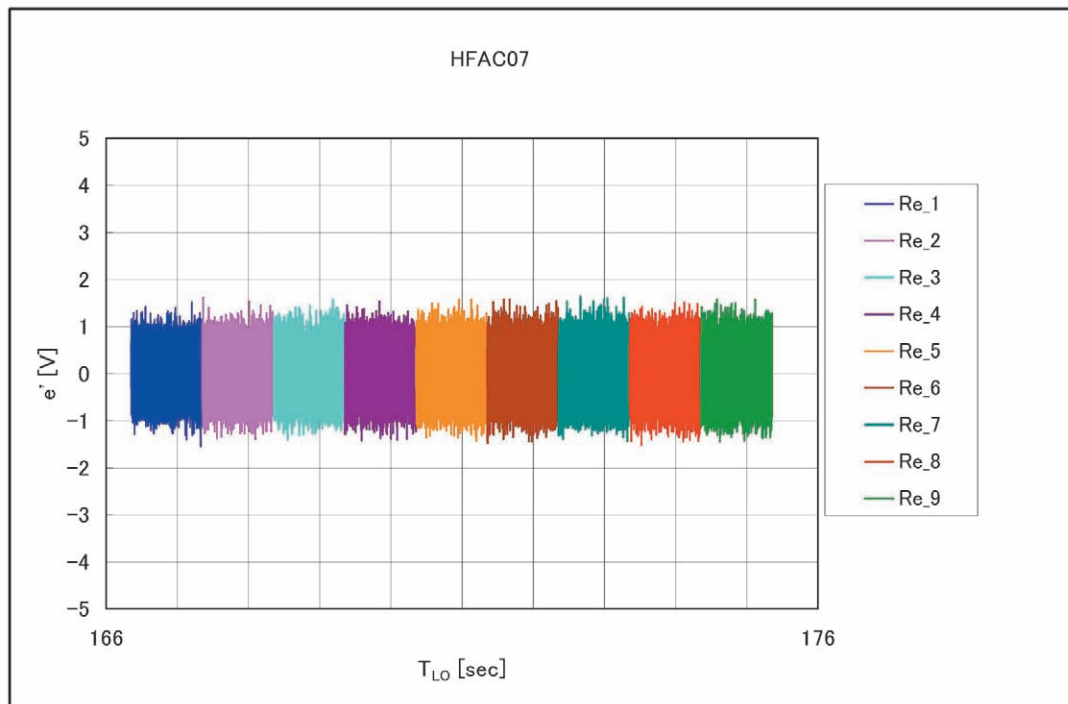
(a7) HF05(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b7) HF07(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (11/38)

(c7) HF07(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d7) HF07(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

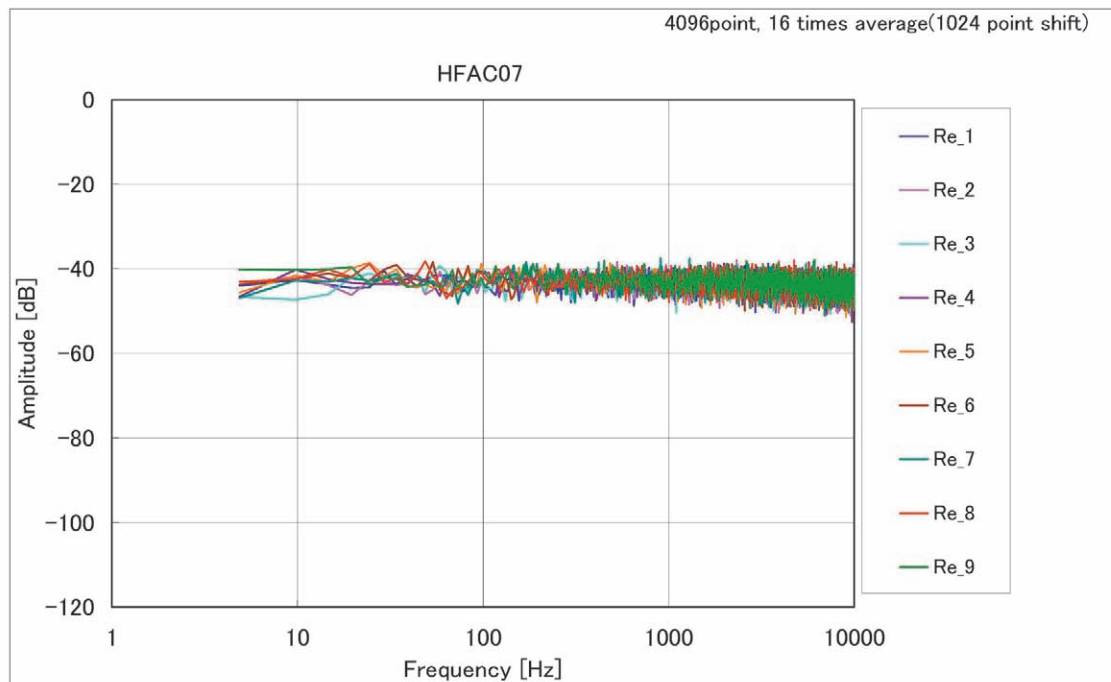


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (12/38)

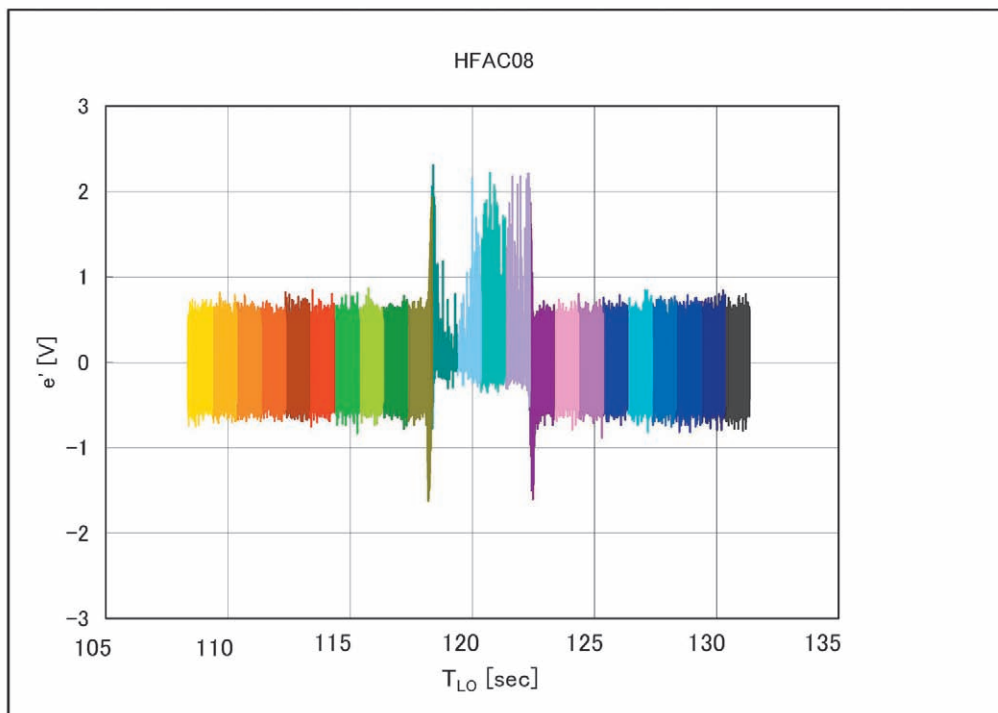
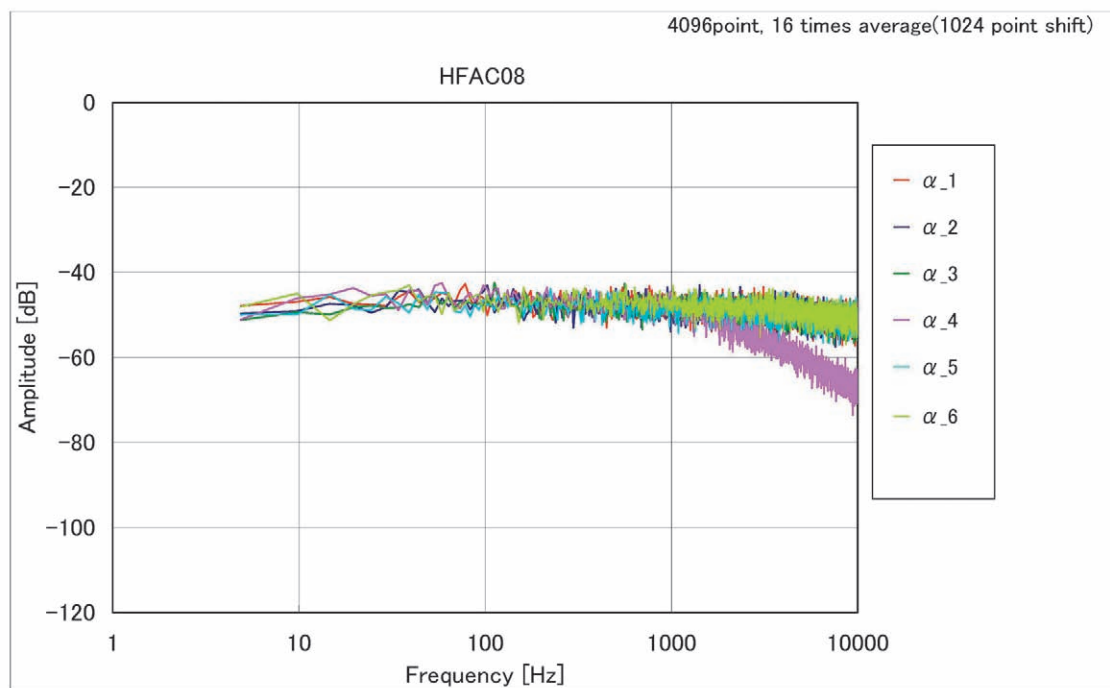
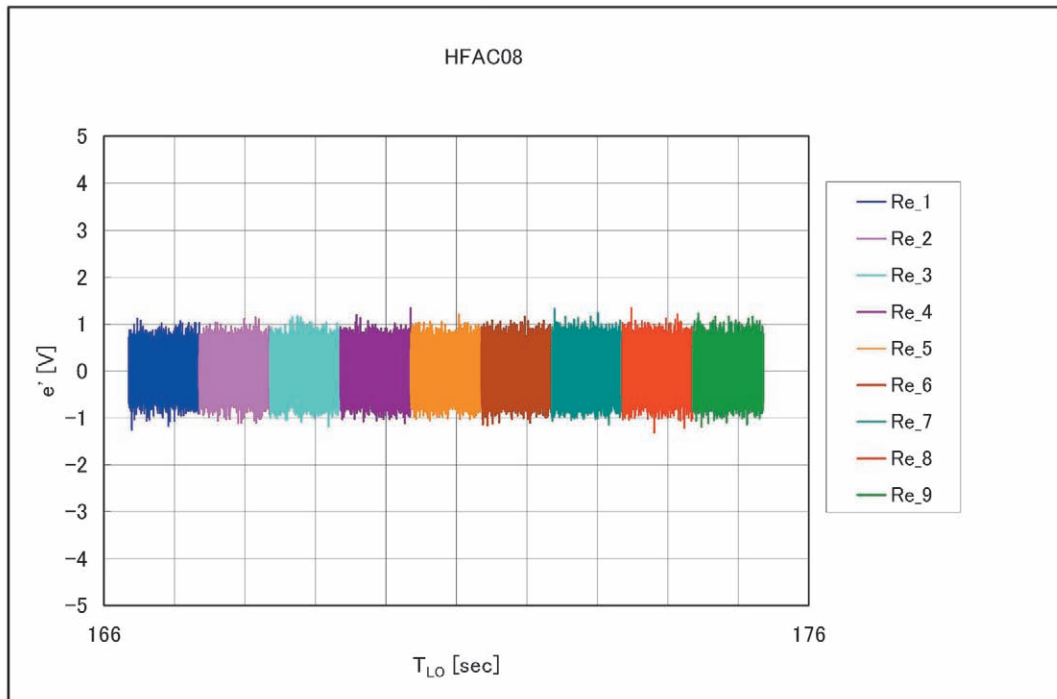
(a8) HF08(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b8) HF08(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (13/38)

(c8) HF08(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d8) HF08(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

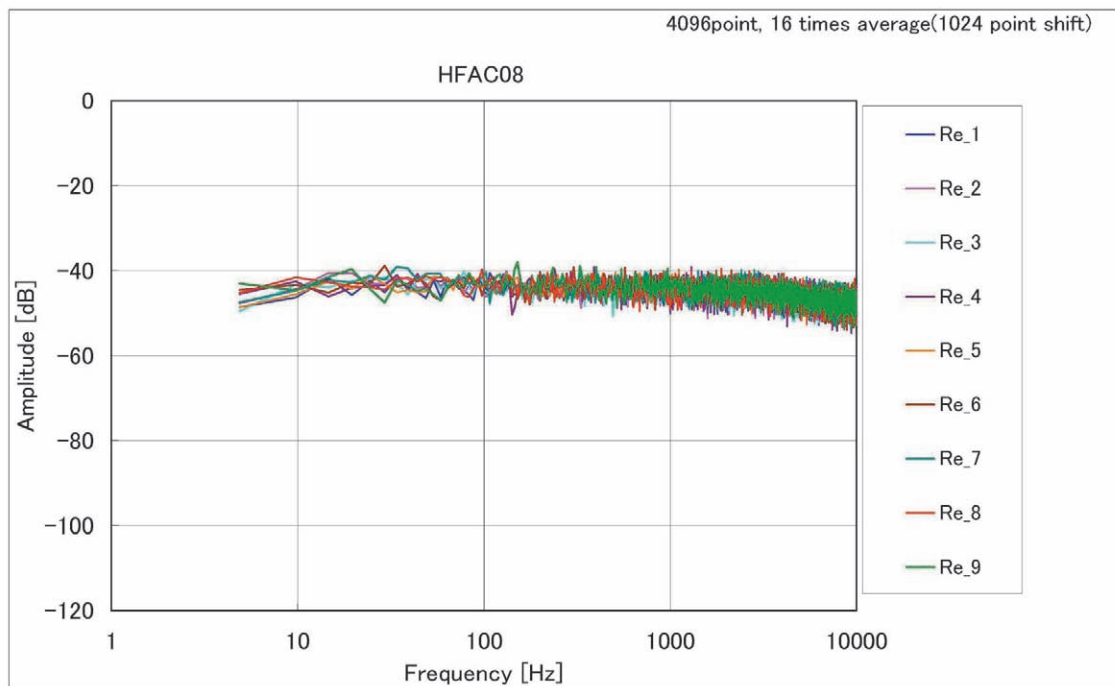


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (14/38)

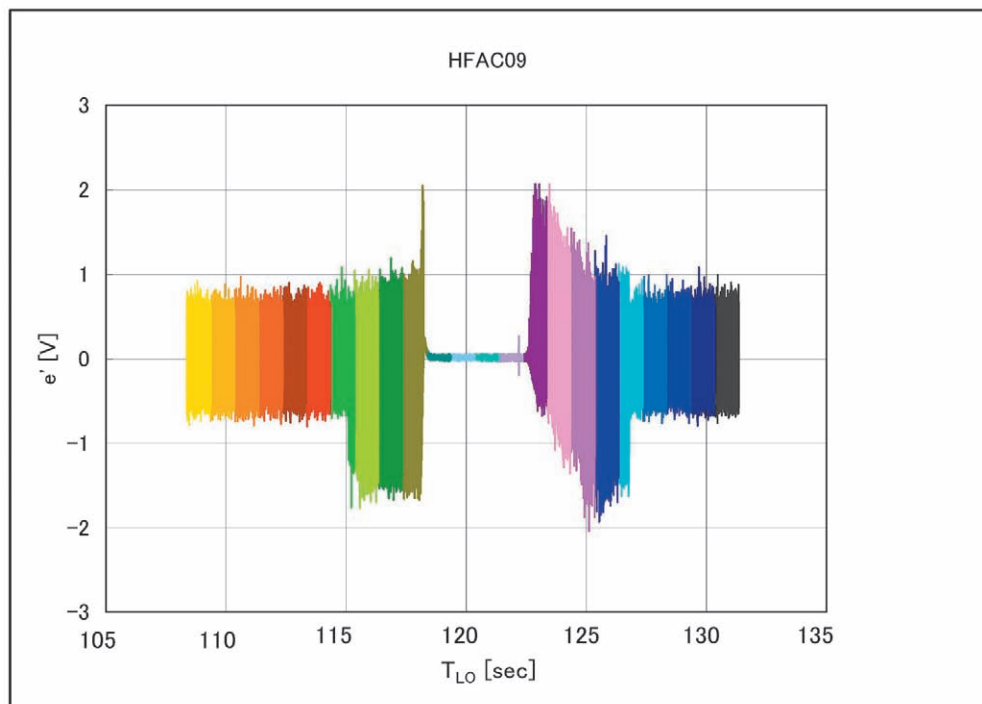
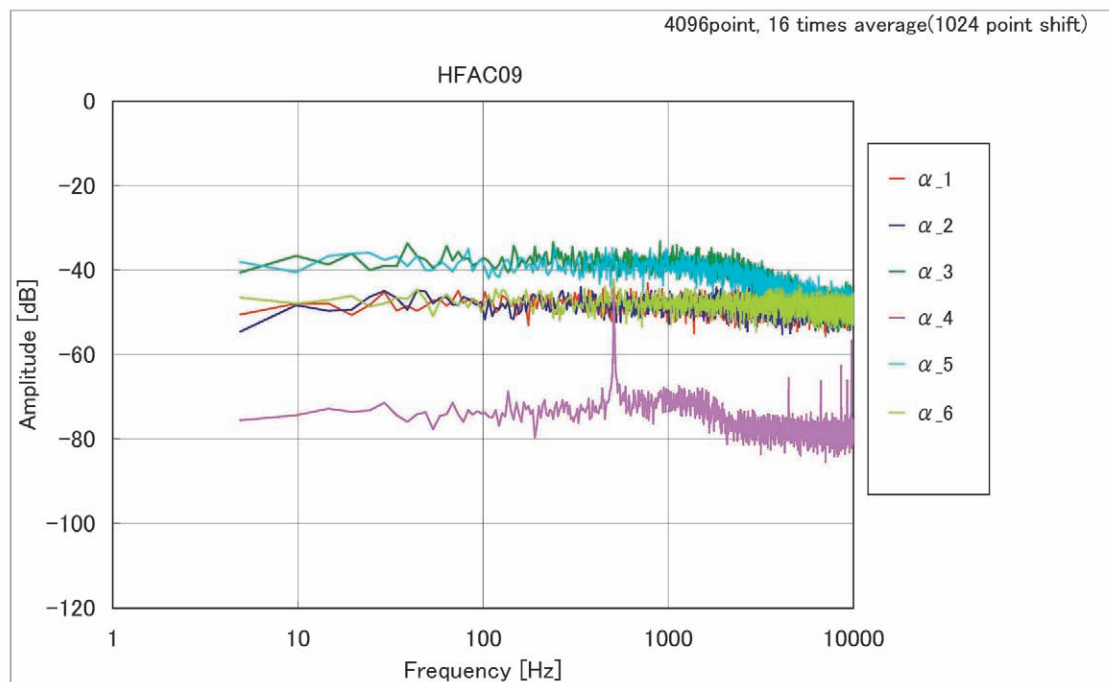
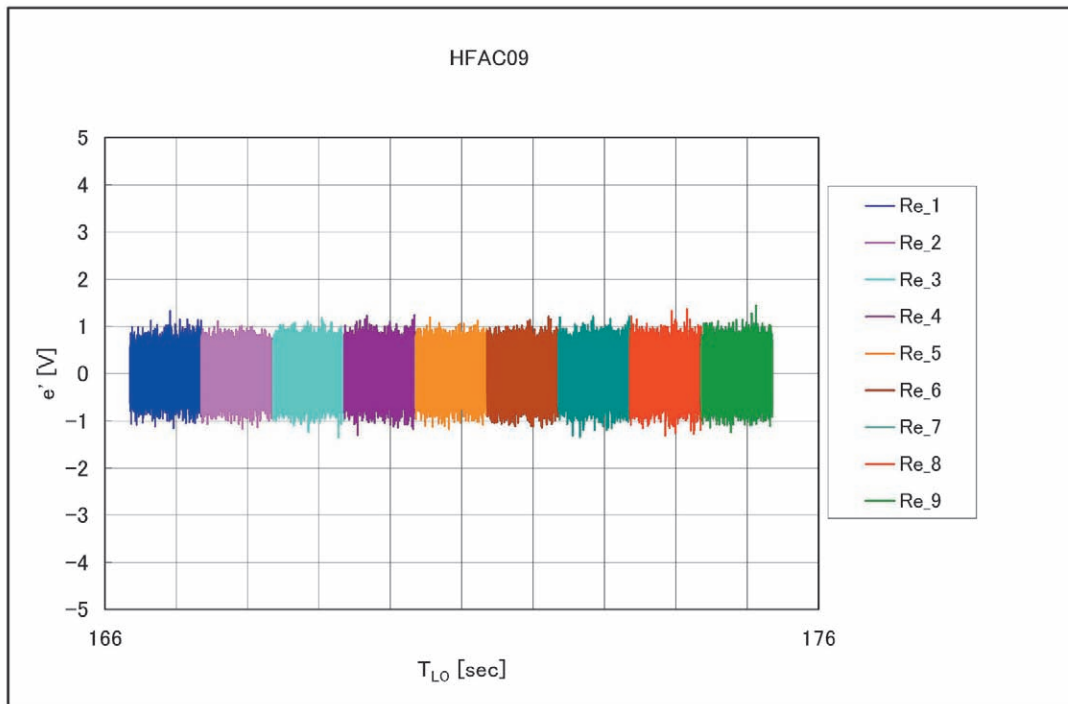
(a9) HF09(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b9) HF09(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (15/38)

(c9) HF09(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d9) HF09(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

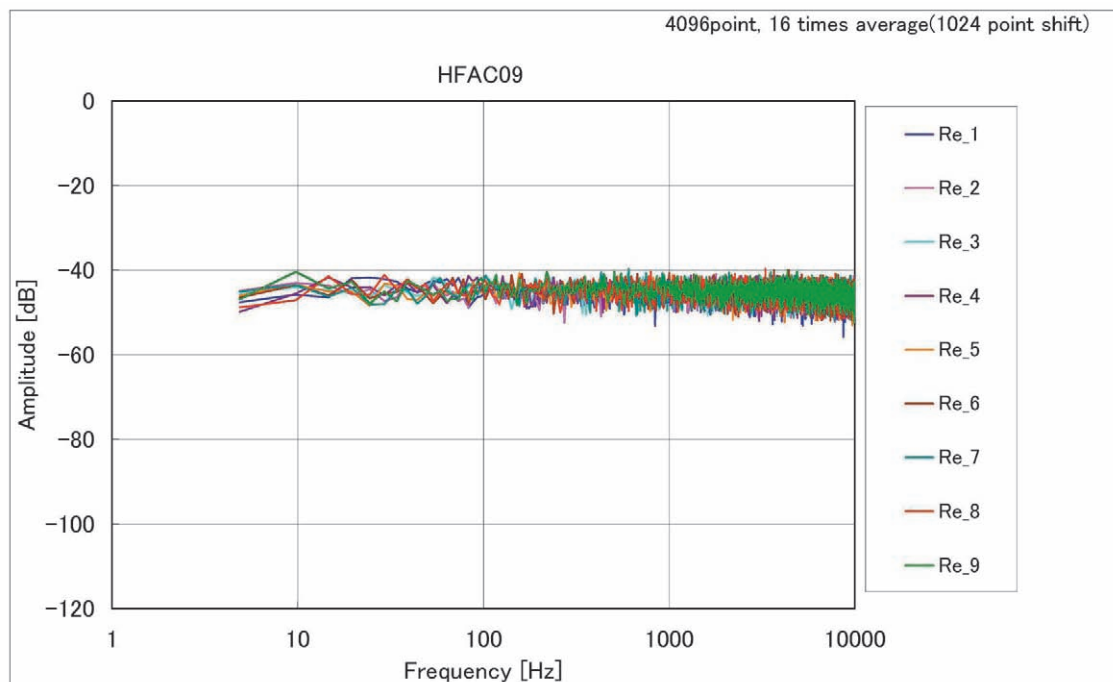


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (16/38)

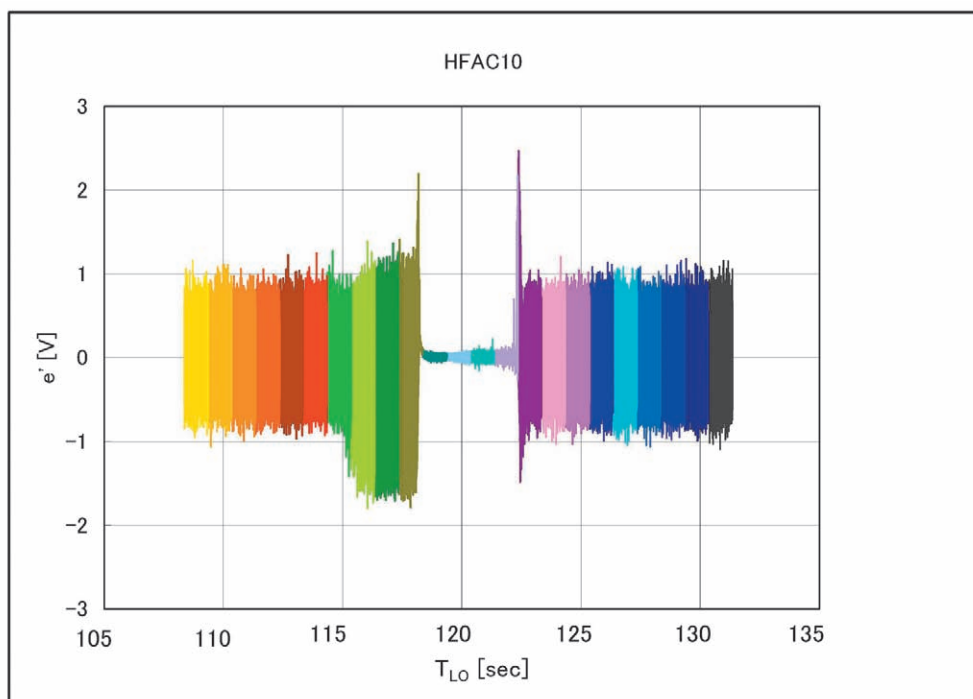
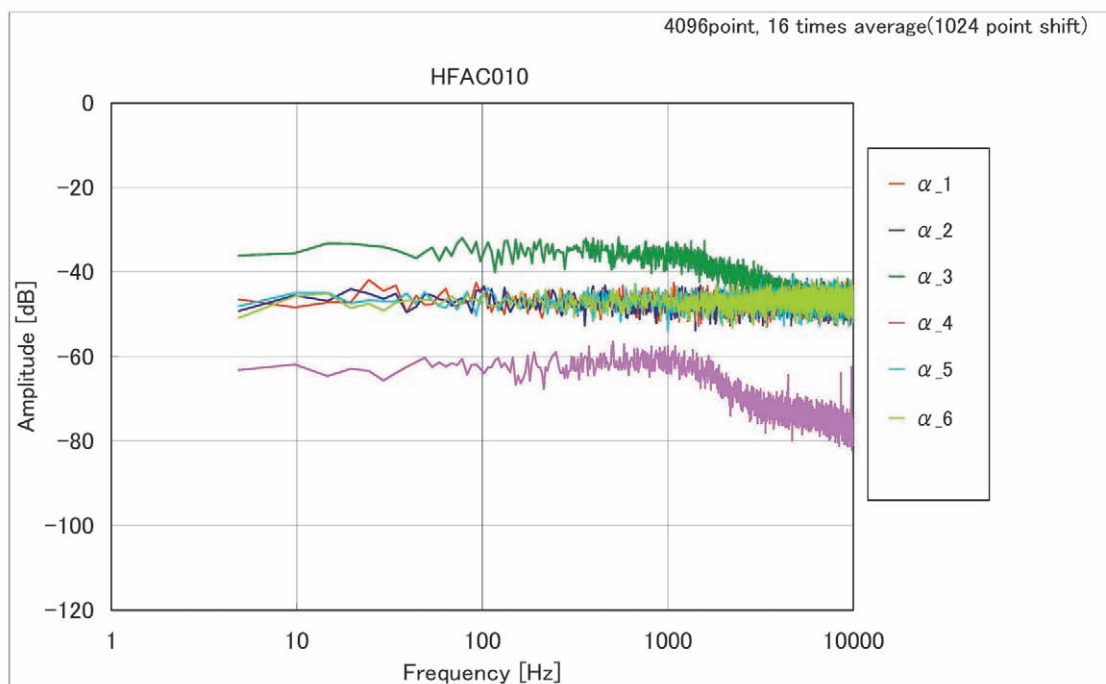
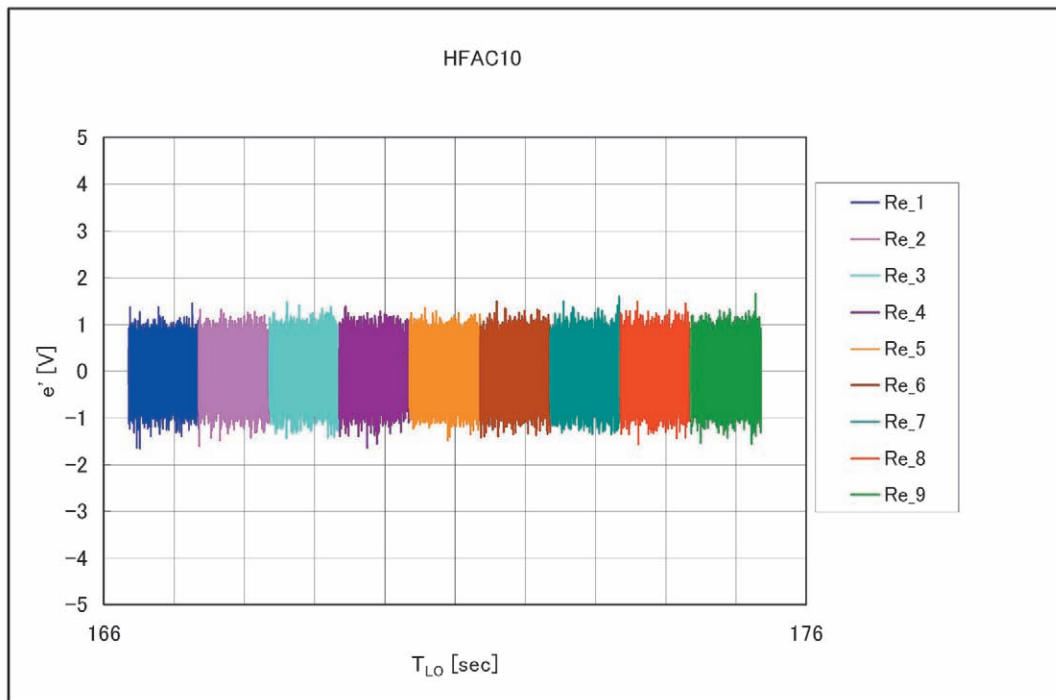
(a10) HF10(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b10) HF10(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (17/38)

(c10) HF10(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d10) HF10(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

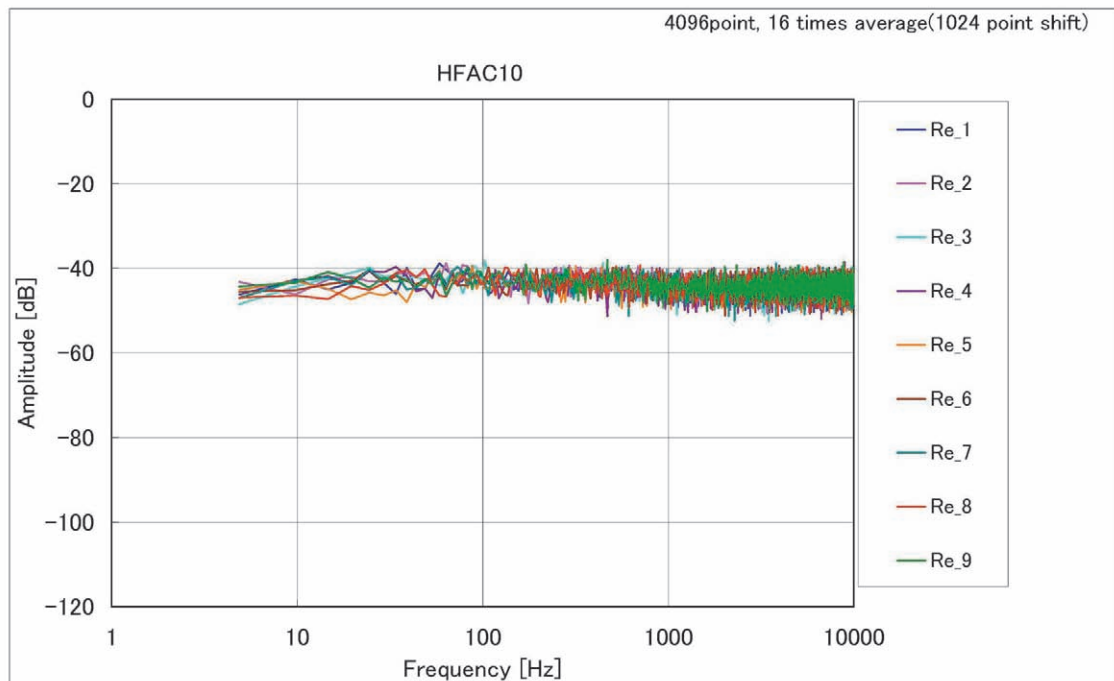


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (18/38)

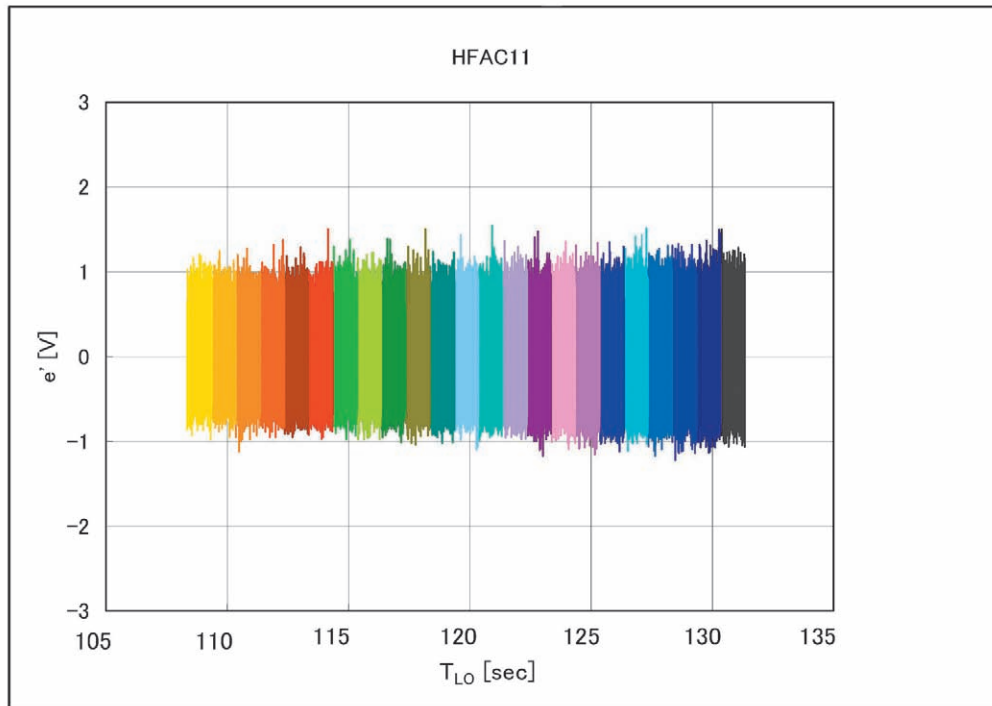
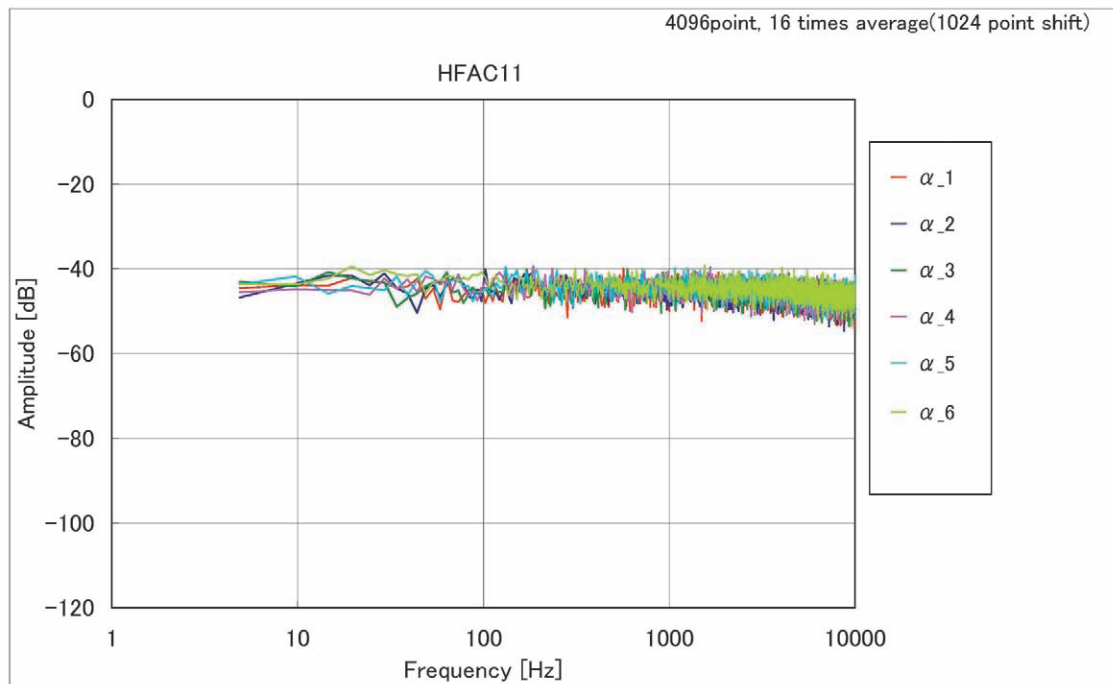
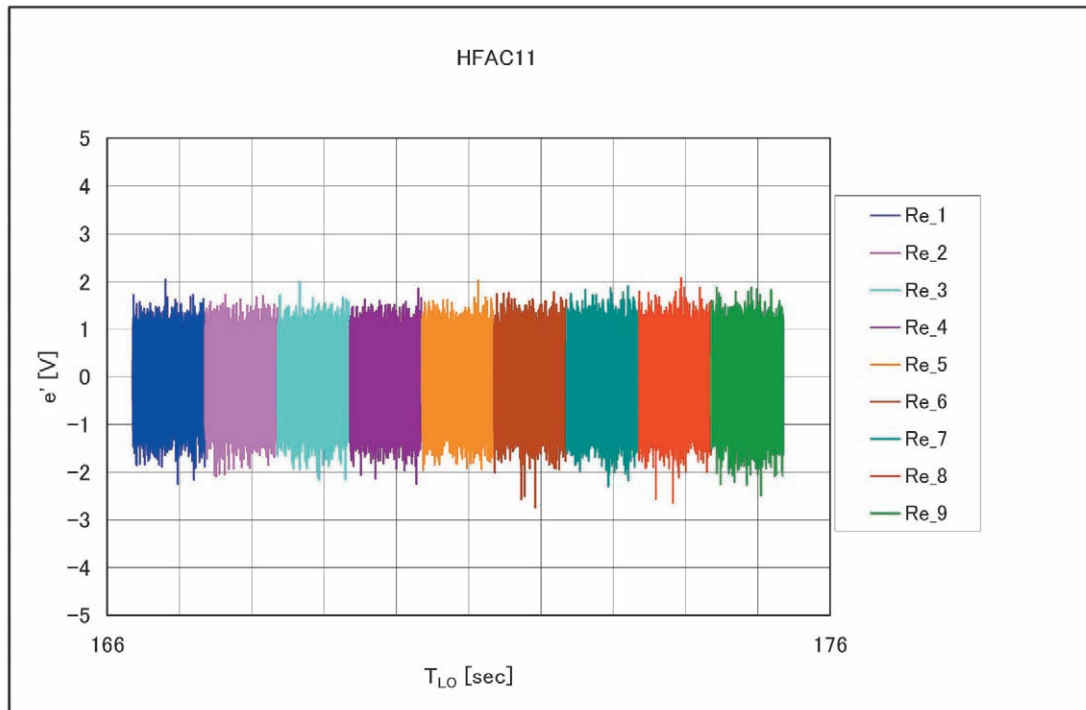
(a11) HF11(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b11) HF11(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (19/38)

(c11) HF11(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d11) HF11(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

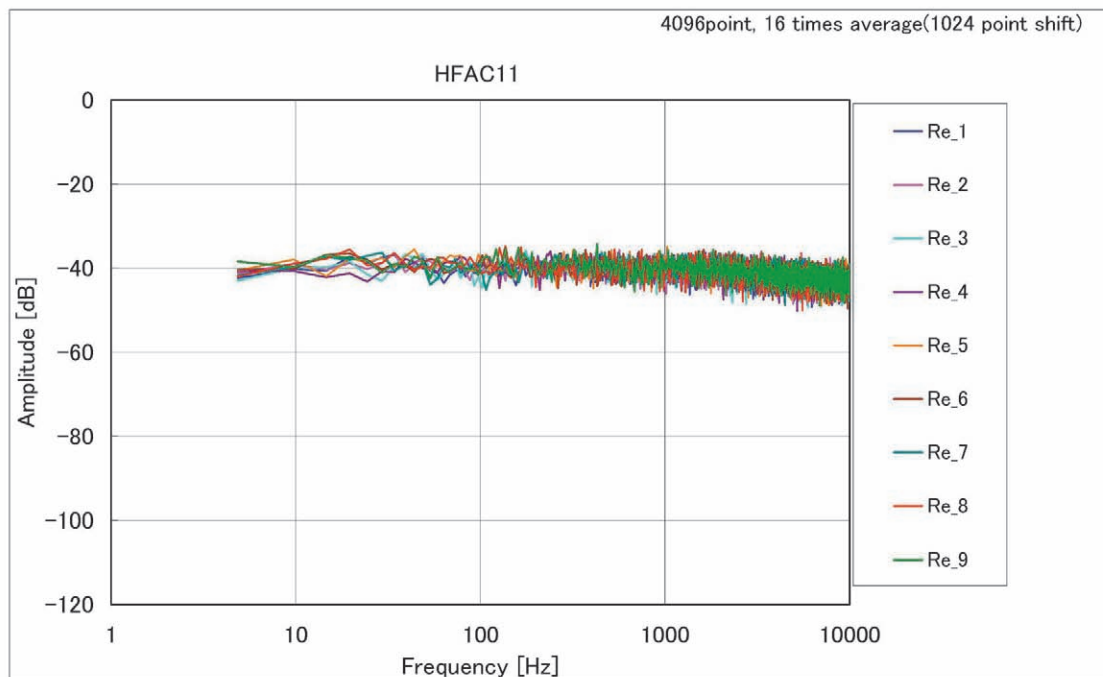


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (20/38)

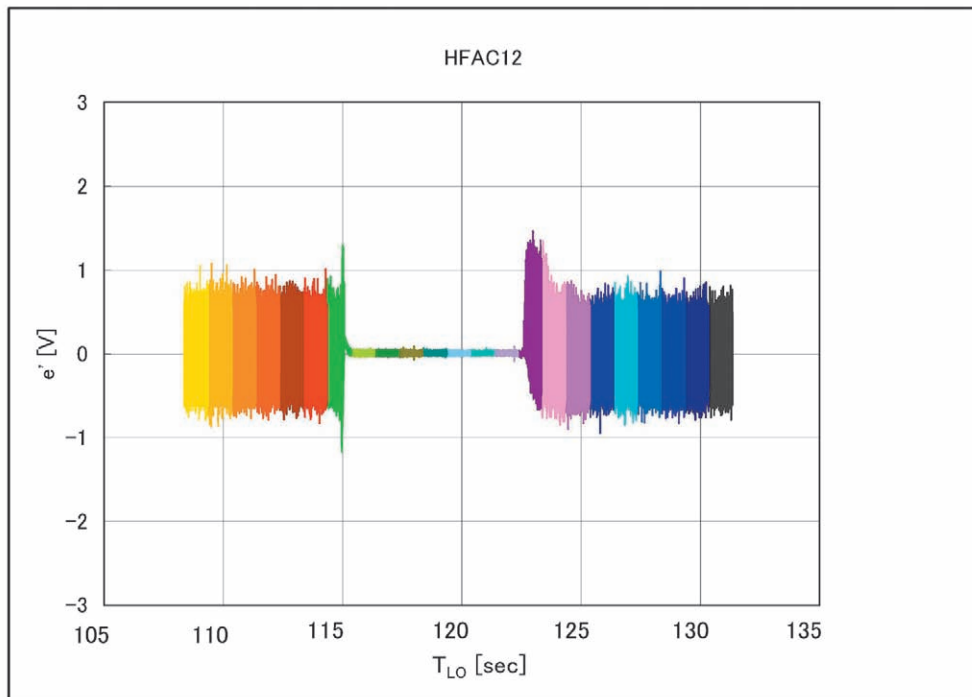
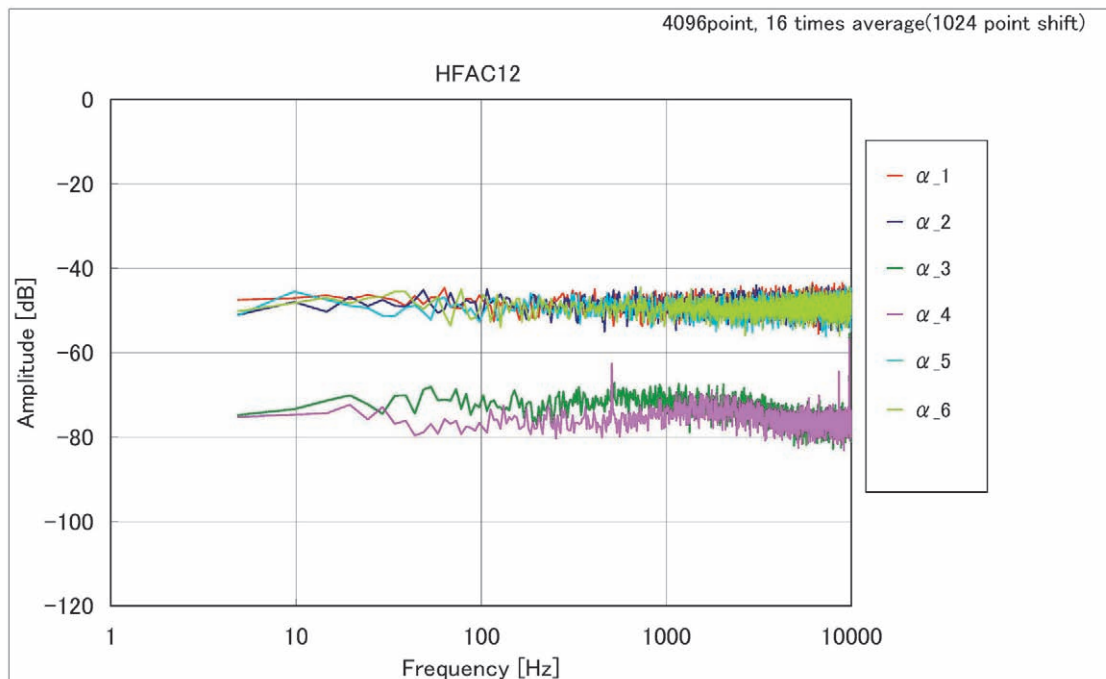
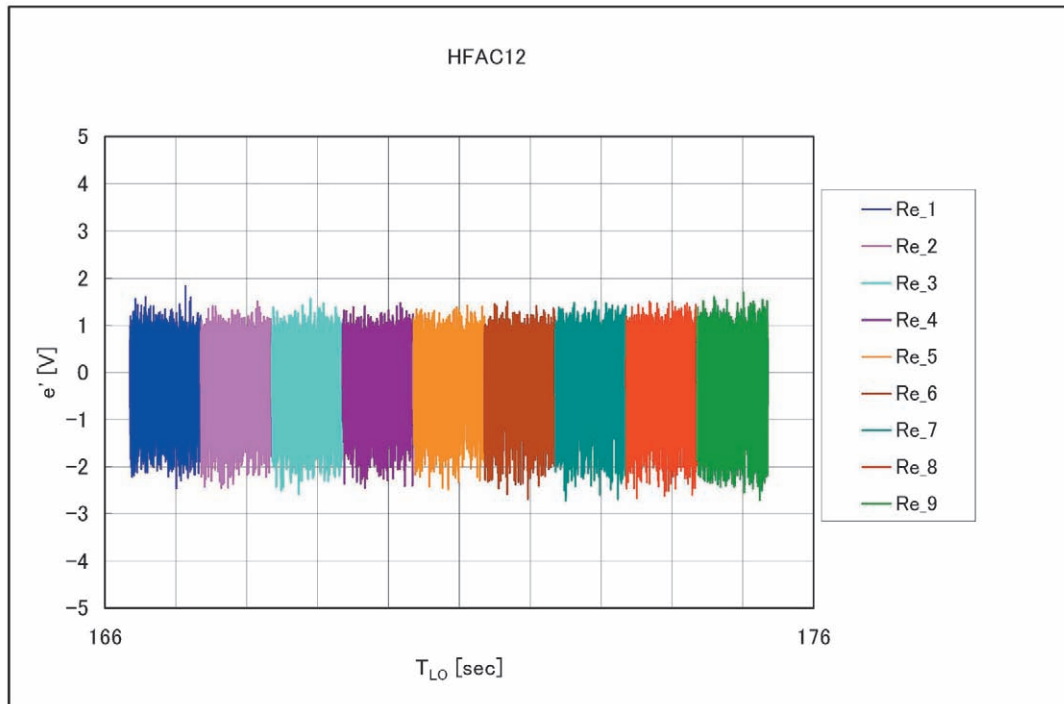
(a12) HF12(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b12) HF12(AC)スペクトラム @ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (21/38)

(c12) HF12(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d12) HF12(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

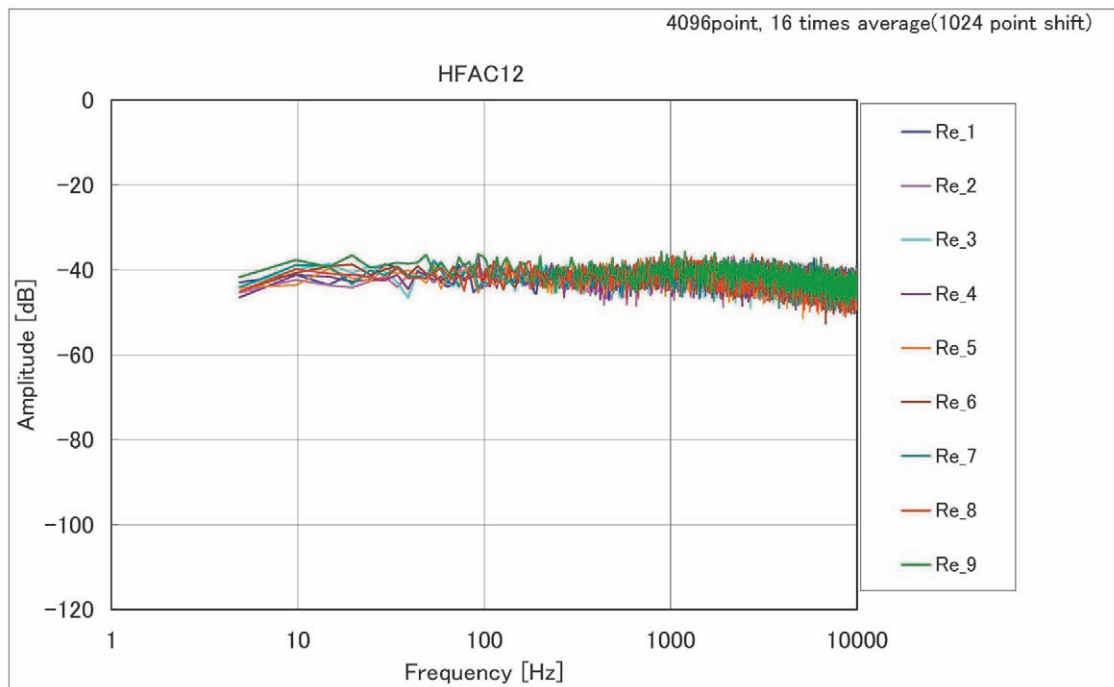


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (22/38)

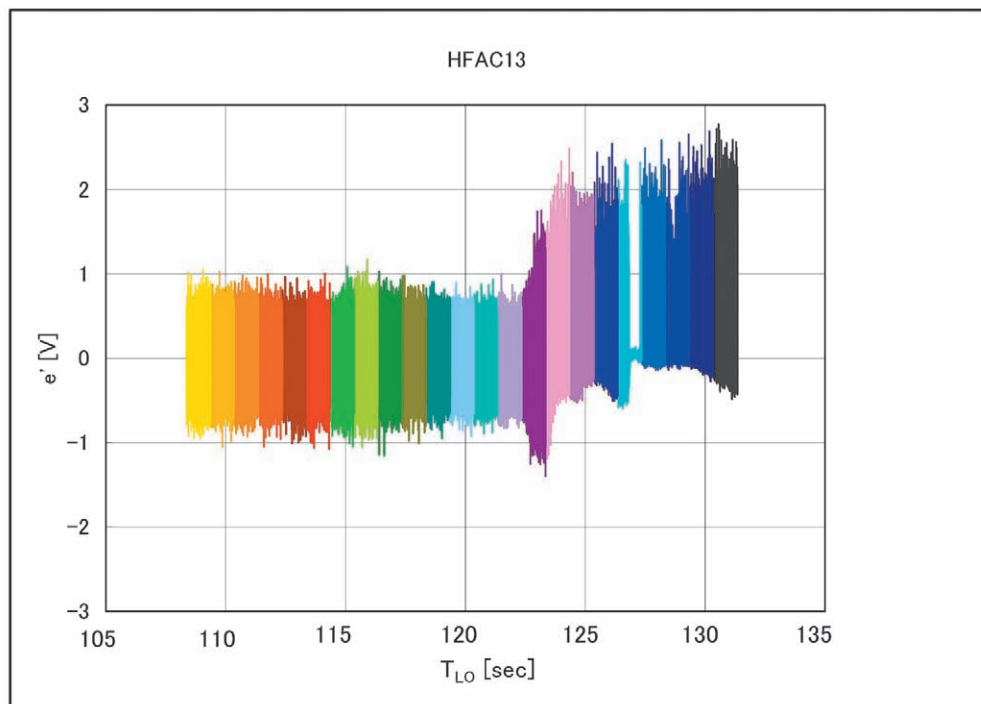
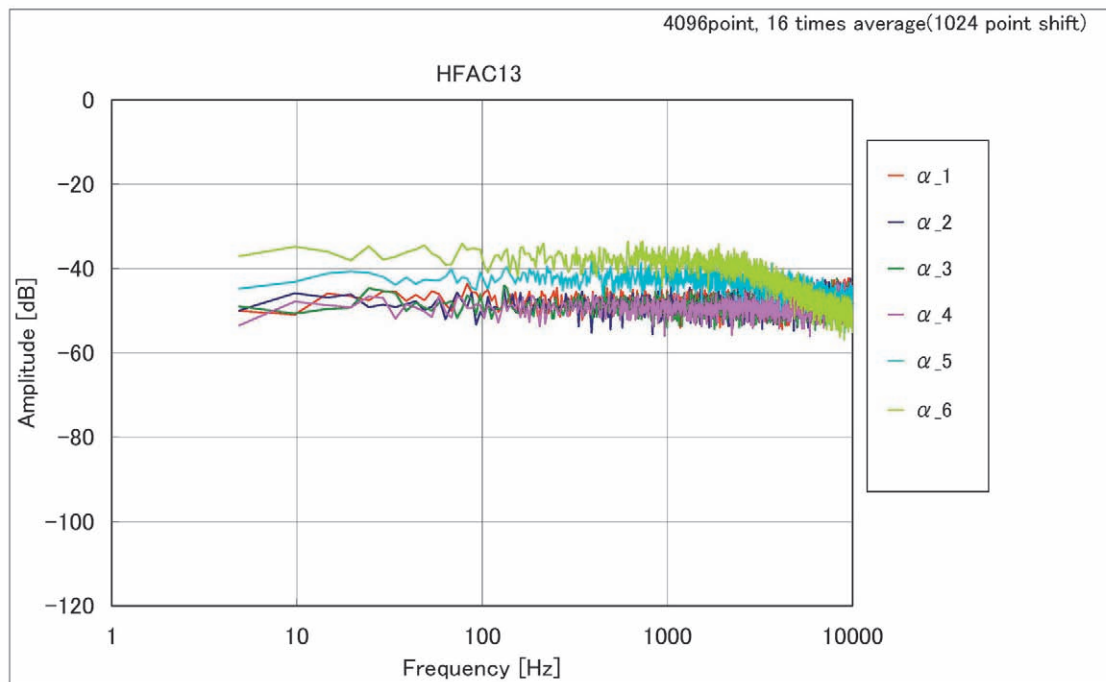
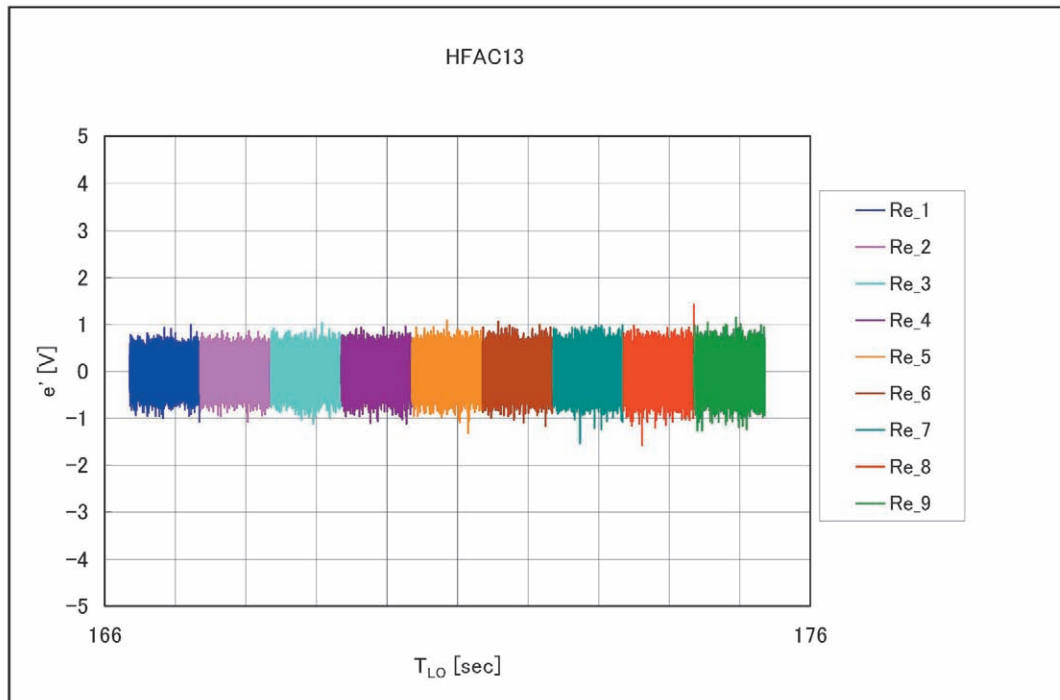
(a13) HF13(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b13) HF13(AC)スペクトラム @ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (23/38)

(c13) HF13(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d13) HF13(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

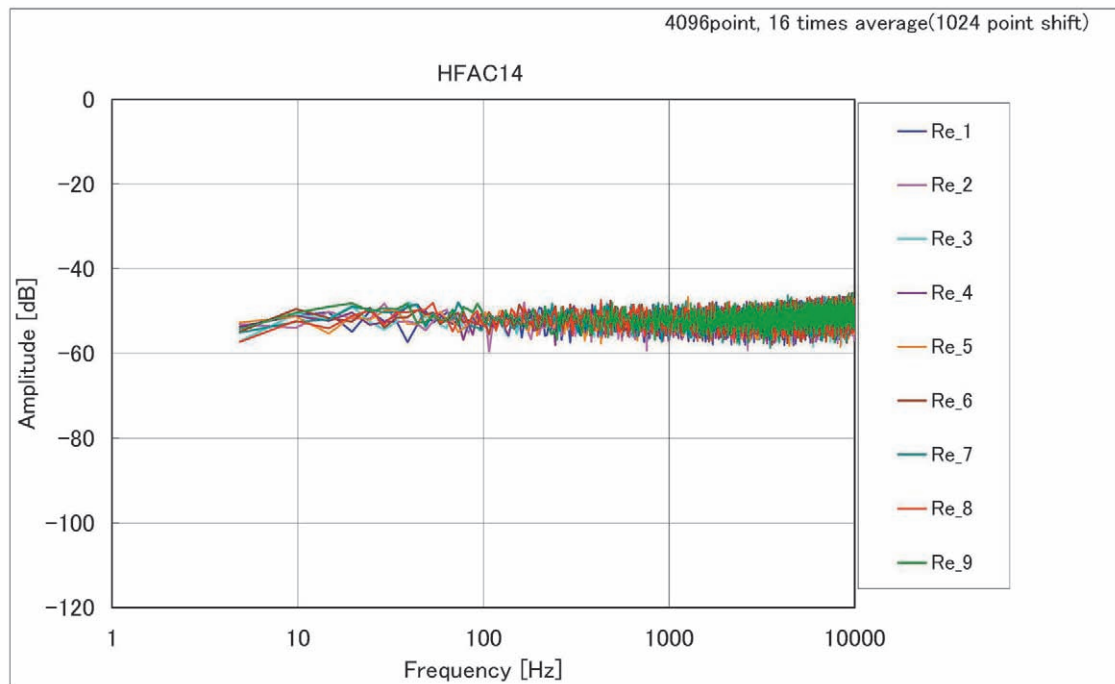


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (24/38)

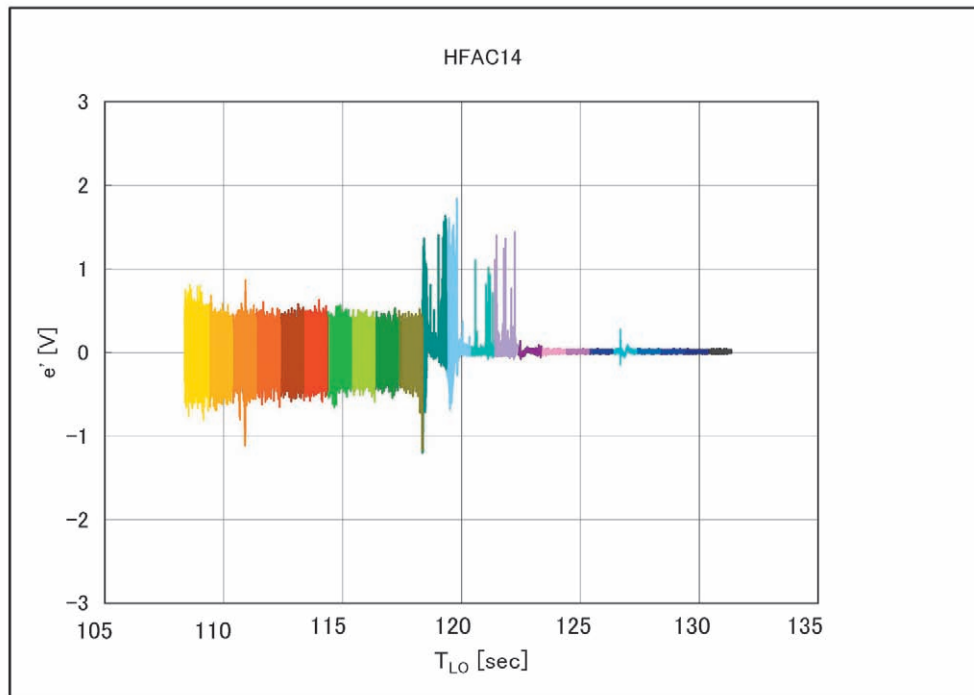
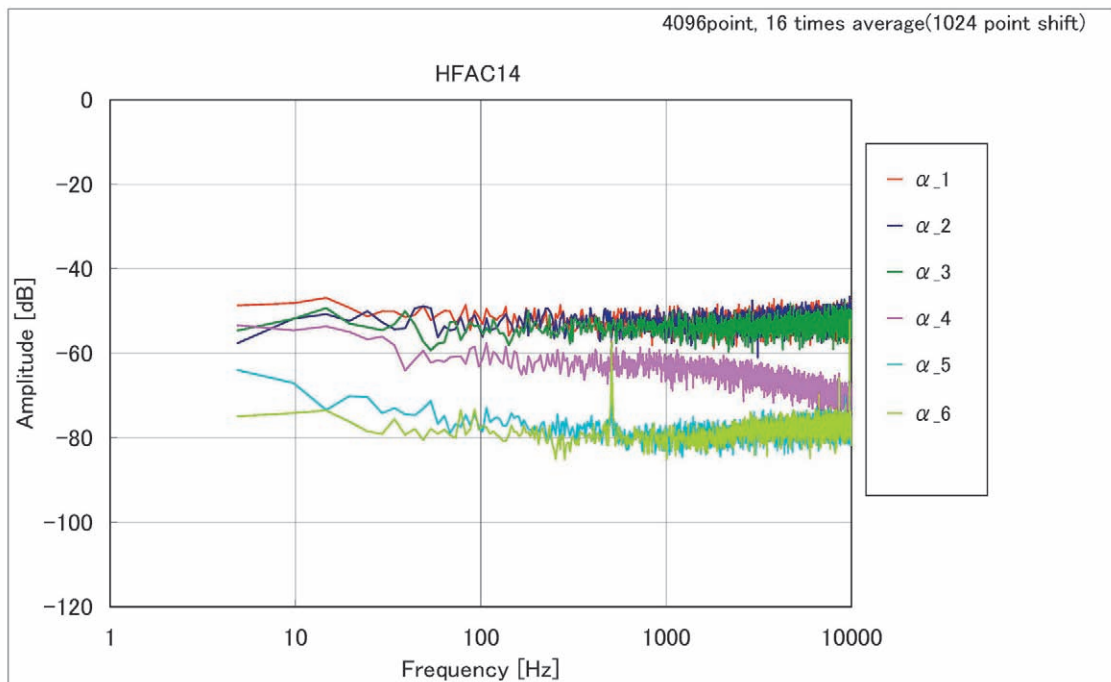
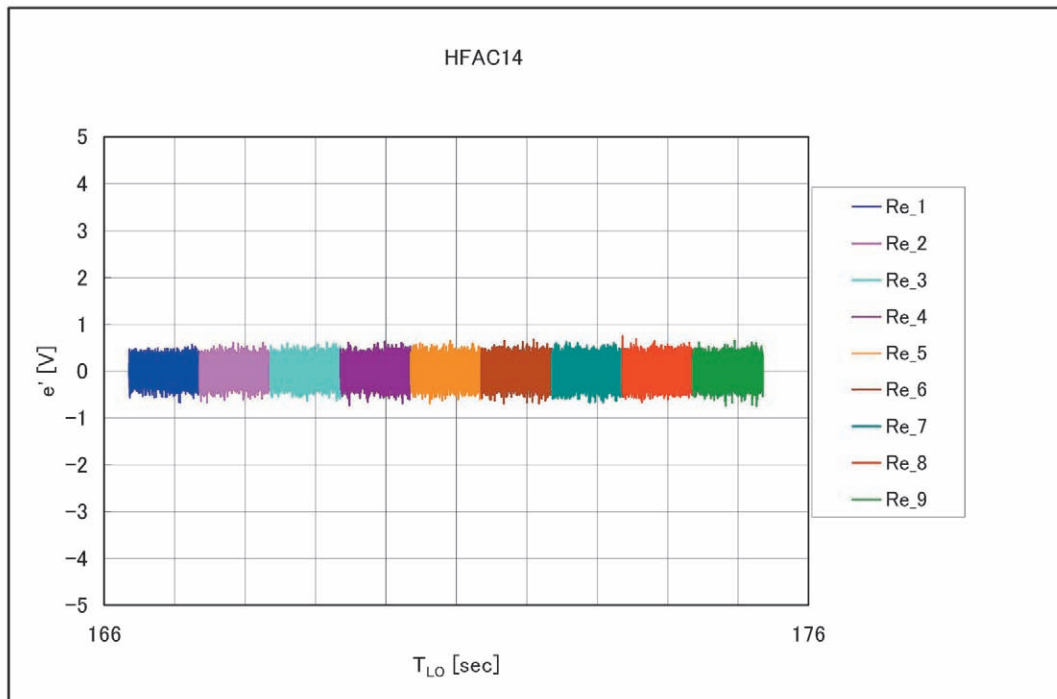
(a14) HF14(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b14) HF14(AC)スペクトラム @ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (25/38)

(c14) HF14(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d14) HF14(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

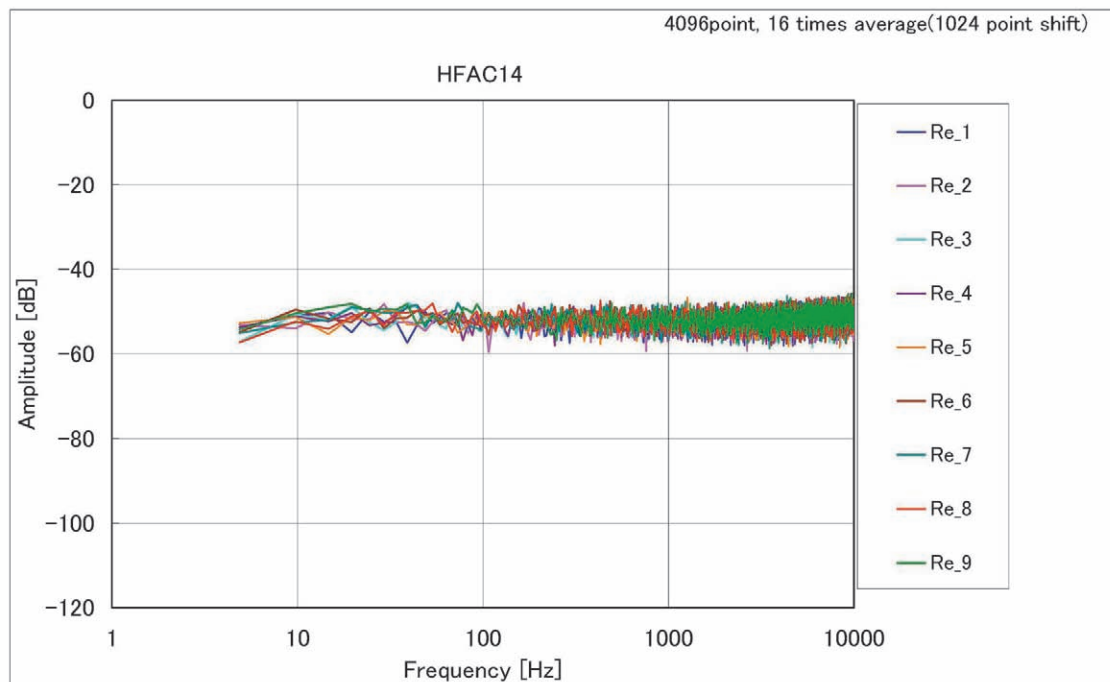


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (26/38)

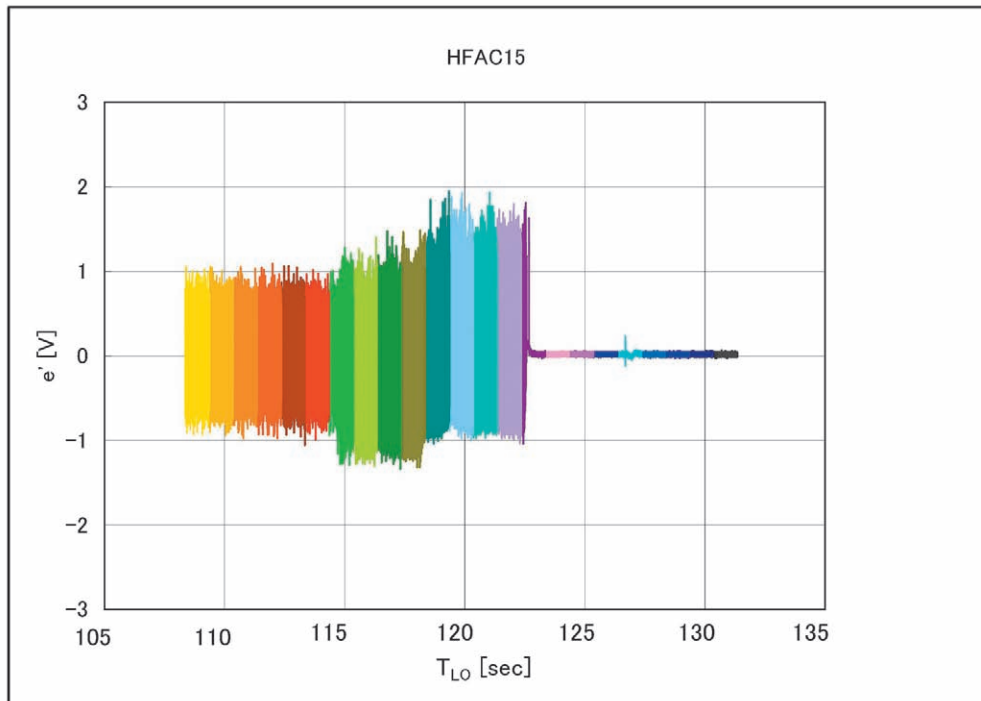
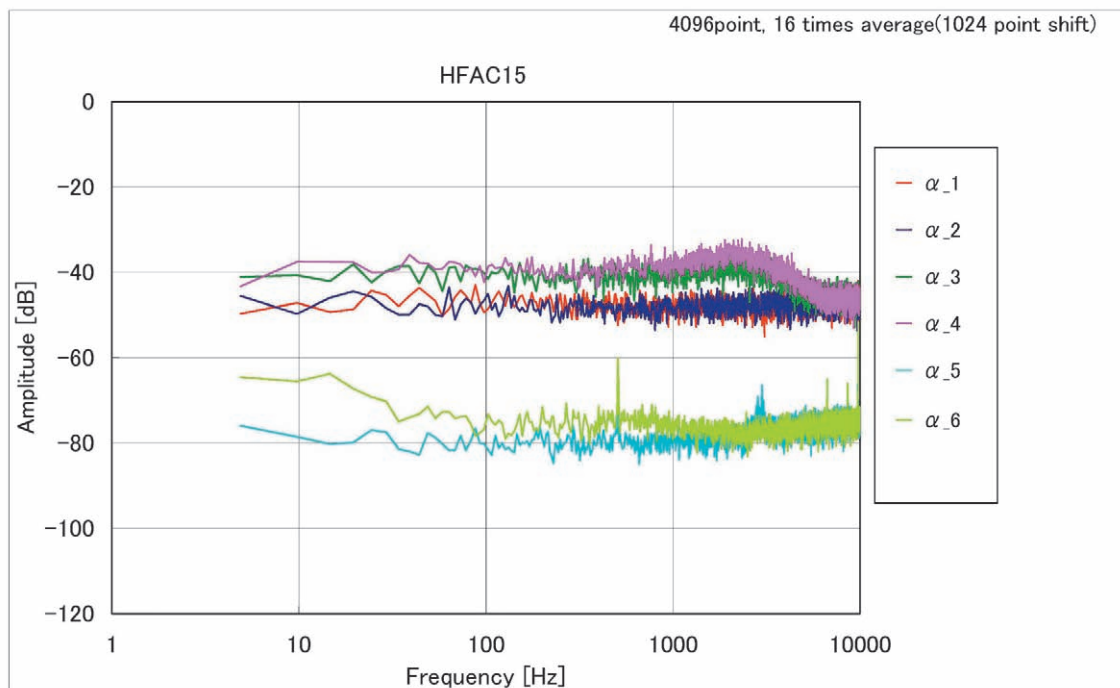
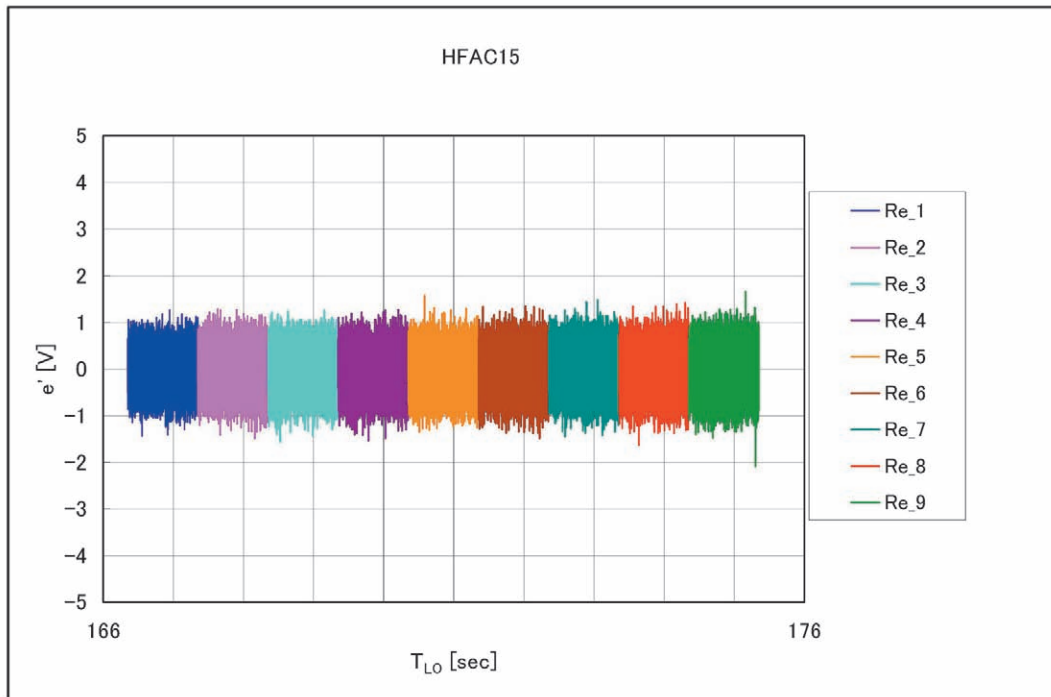
(a15) HF15(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b15) HF15(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (27/38)

(c15) HF15(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d15) HF12(AC)スペクトラム @Re-sweep 試験フェーズ

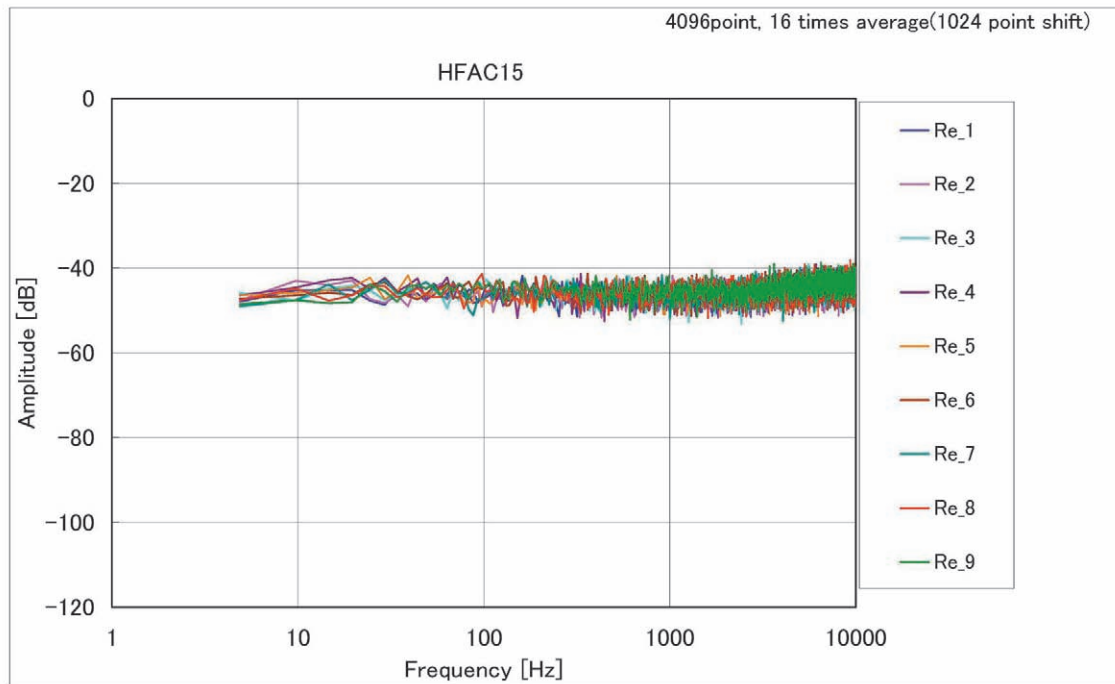


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (28/38)

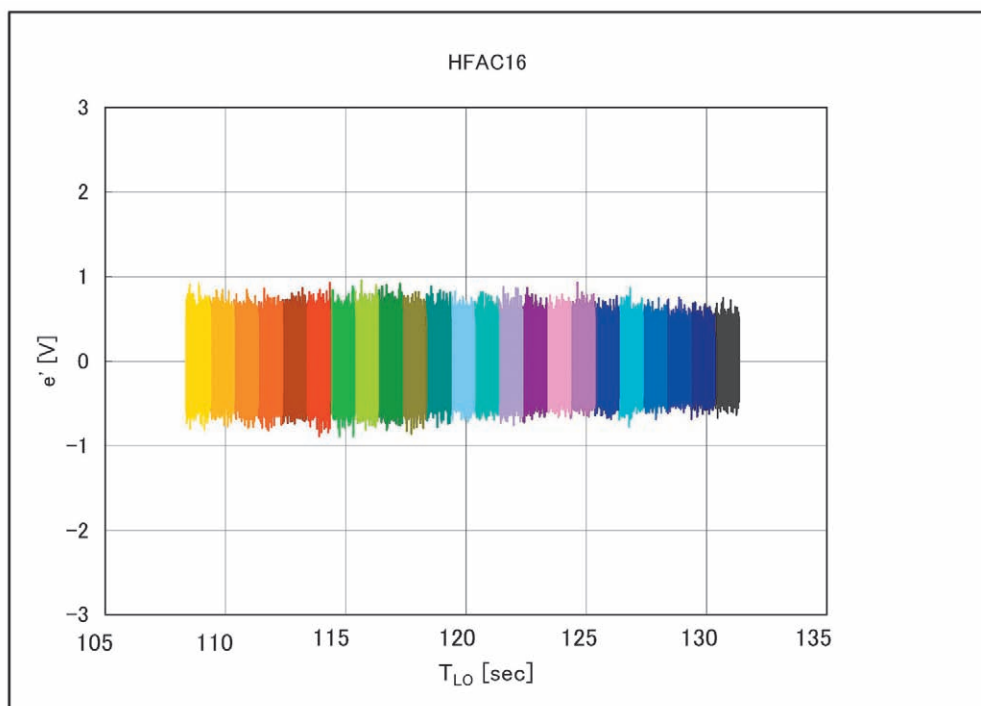
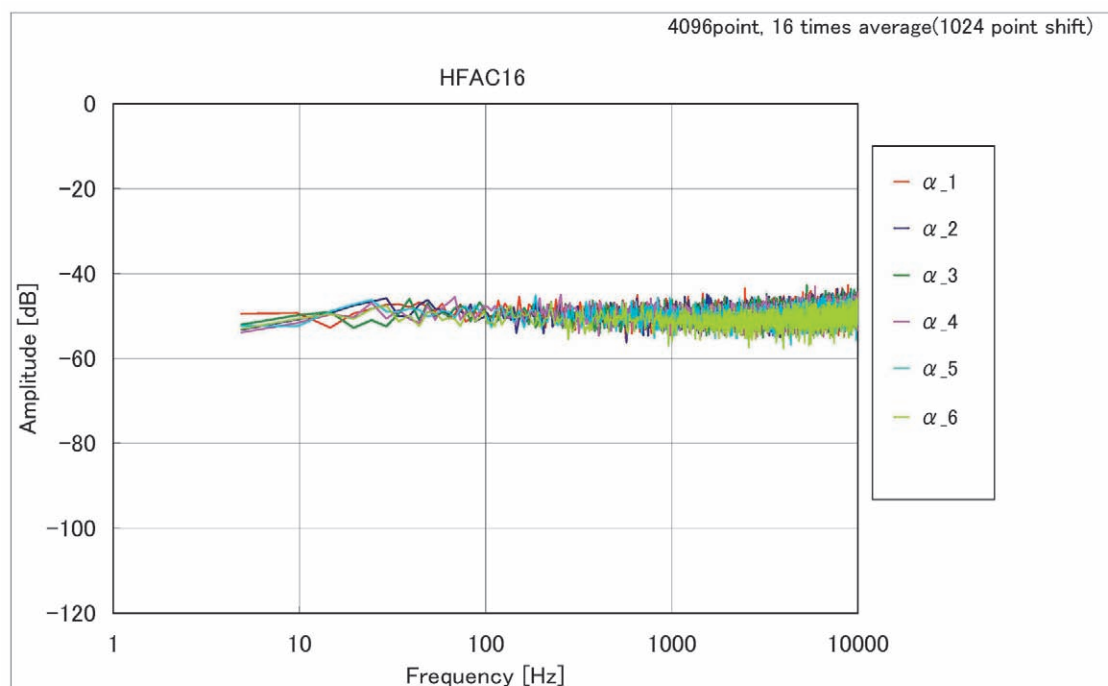
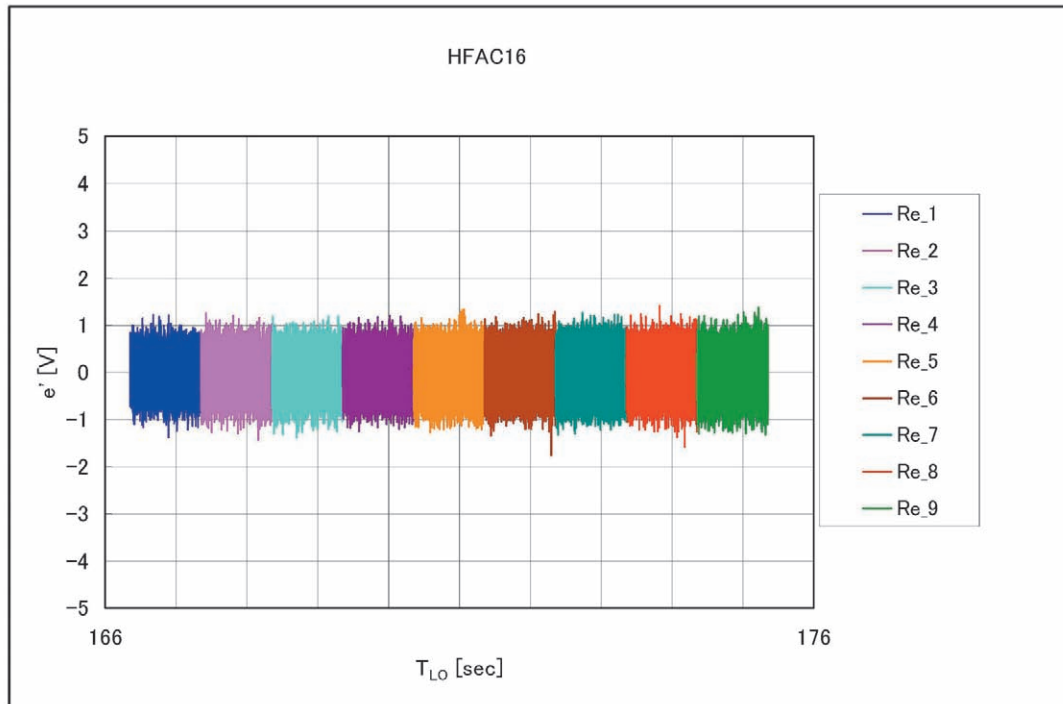
(a16) HF16(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b16) HF16(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (29/38)

(c16) HF16(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d16) HF16(AC)スペクトラム@Re -sweep 試験フェーズ

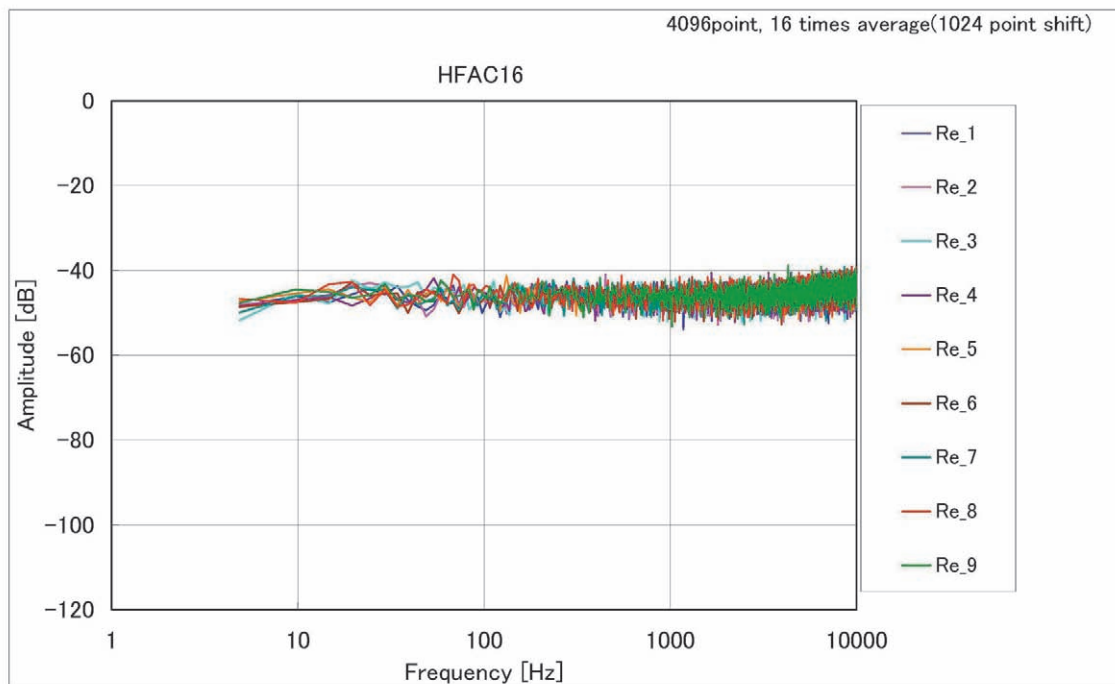


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (30/38)

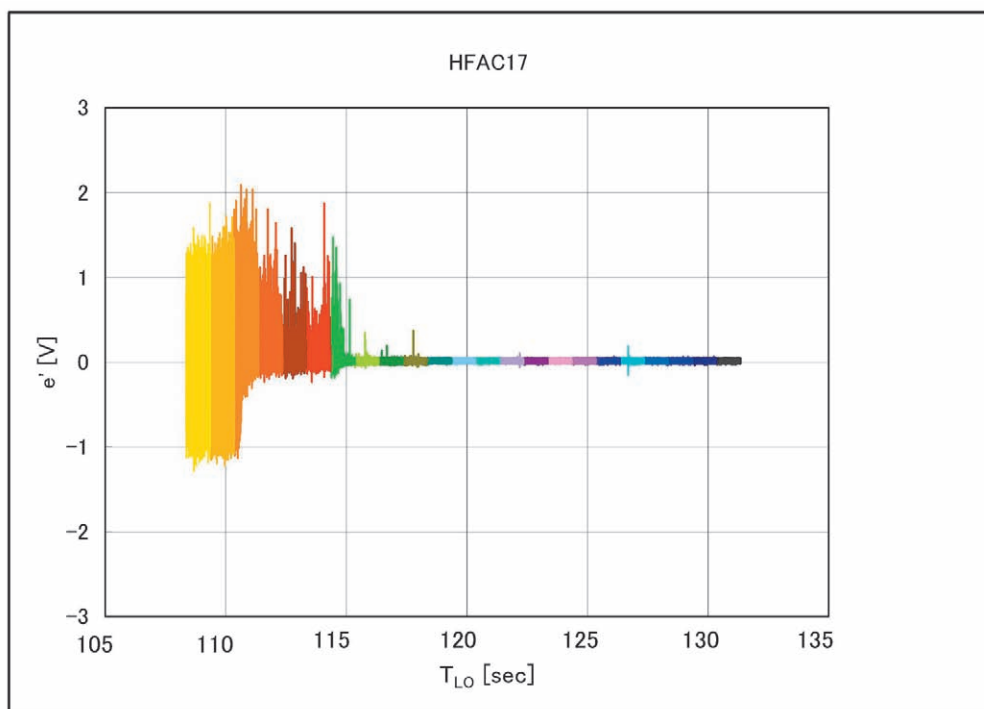
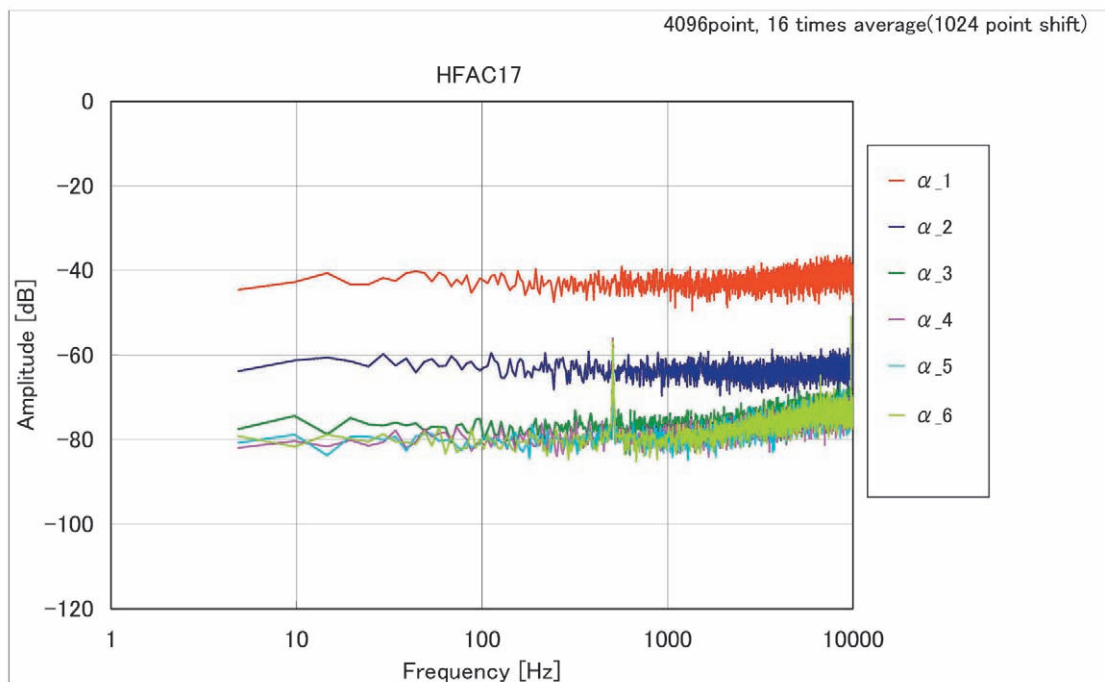
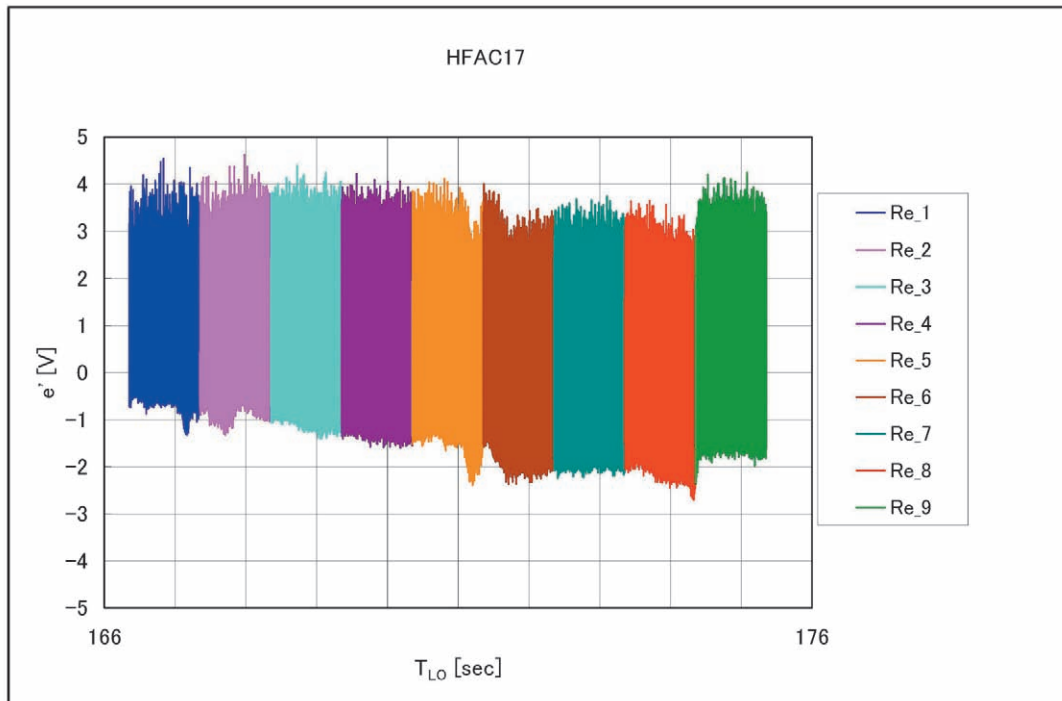
(a17) HF17(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b17) HF17(AC)スペクトラム @ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (31/38)

(c17) HF17(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d17) HF17(AC)スペクトラム @Re-sweep 試験フェーズ

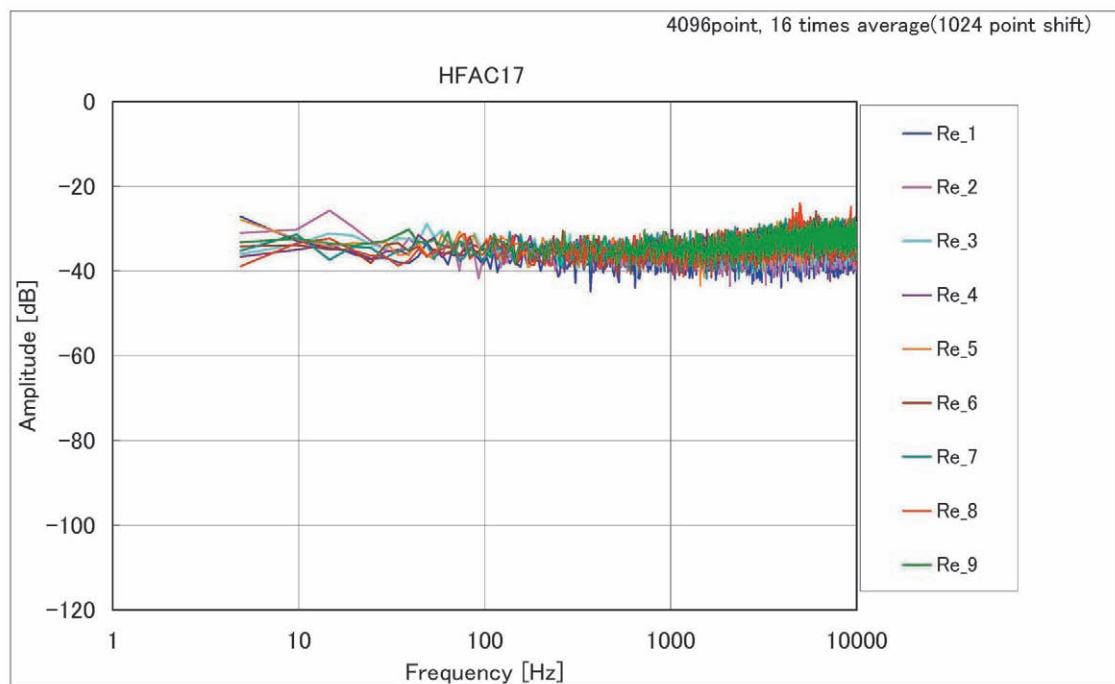


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (32/38)

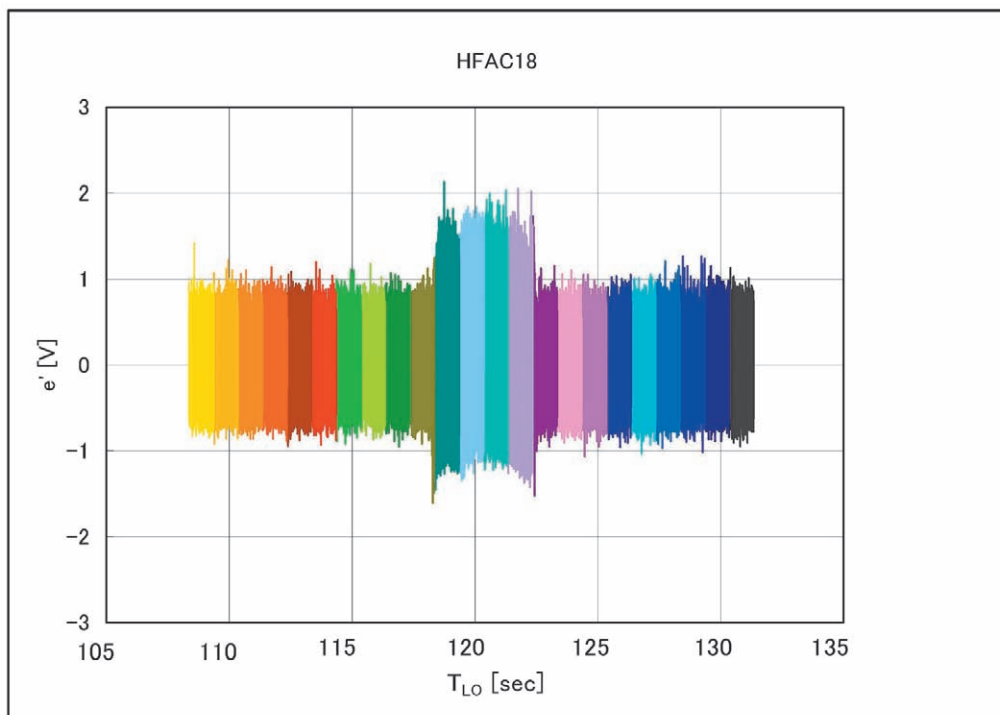
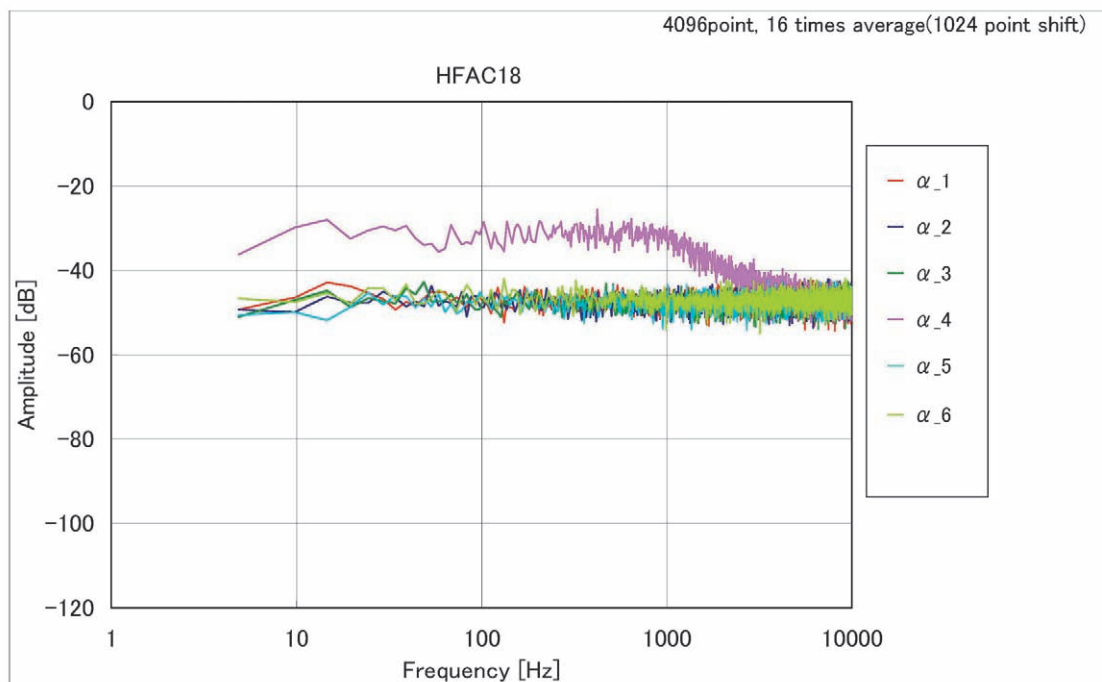
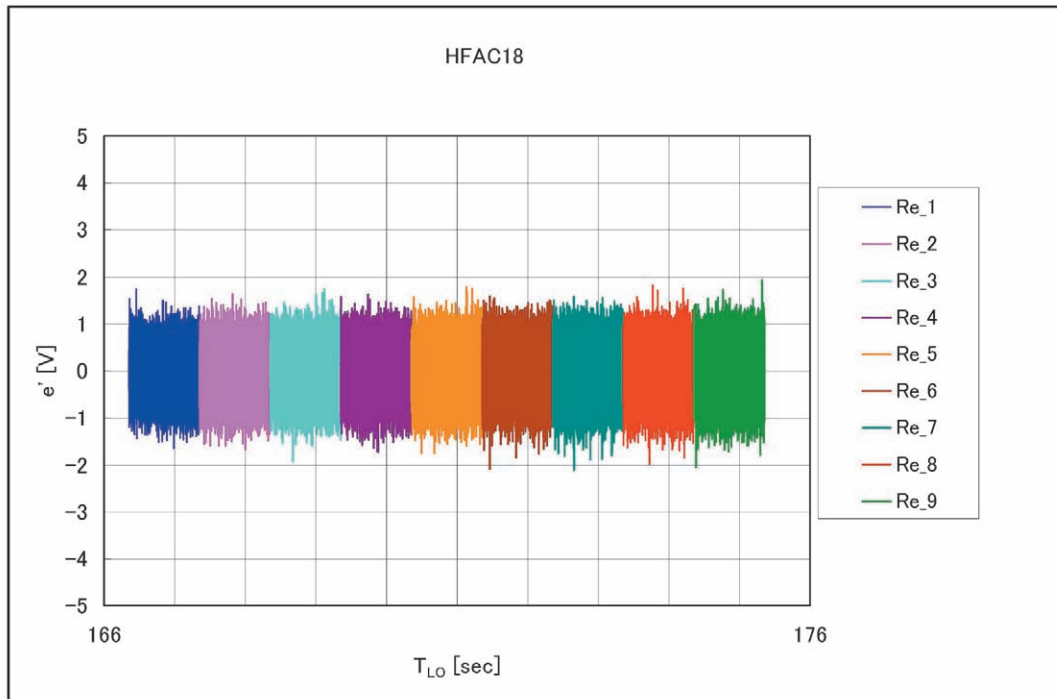
(a18) HF18(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b18) HF18(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (33/38)

(c18) HF18(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d18) HF18(AC)スペクトラム@Re-sweep 試験フェーズ

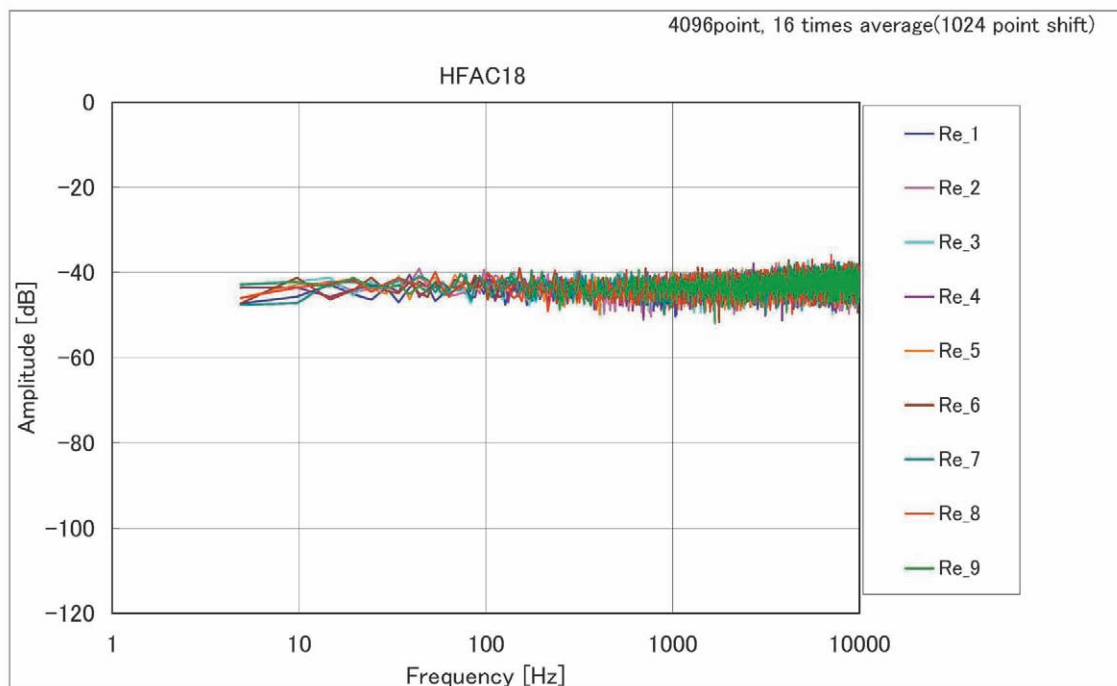


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (34/38)

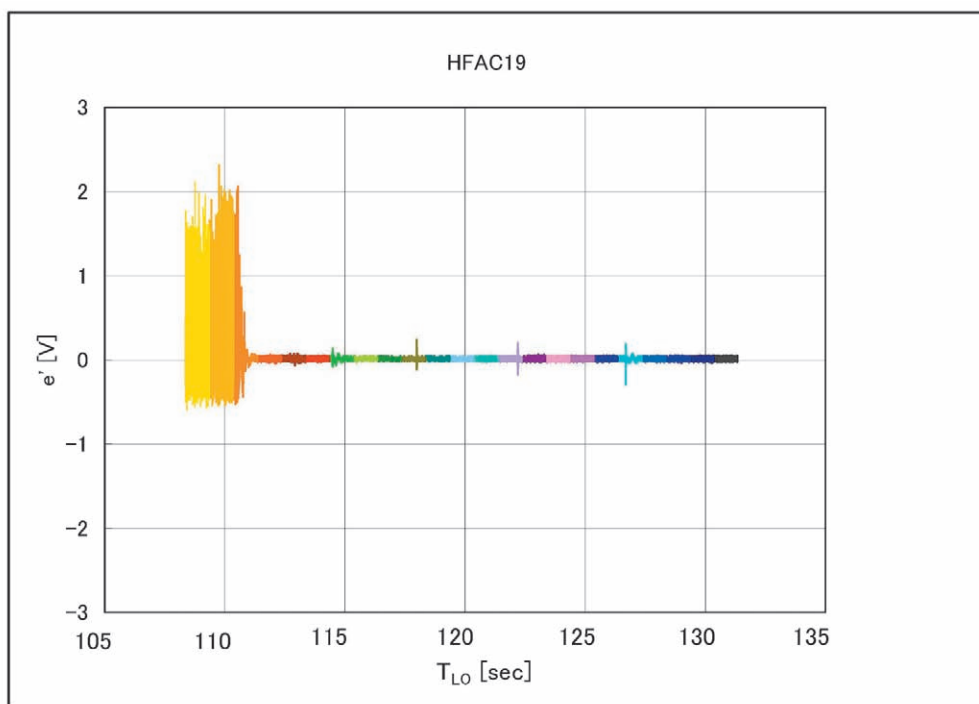
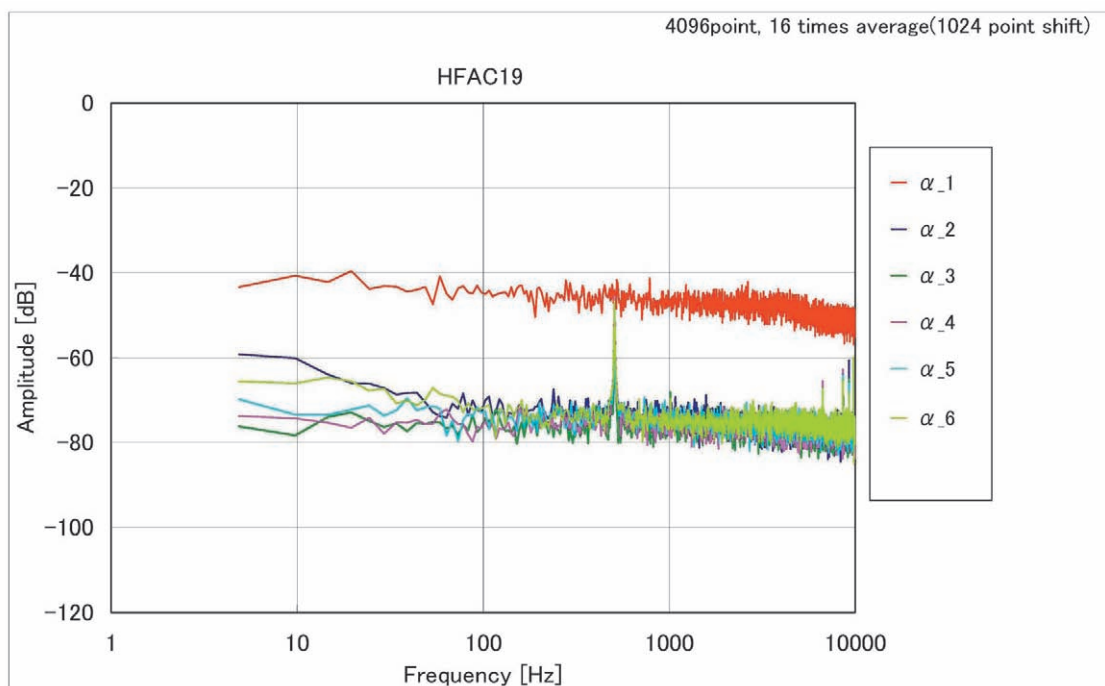
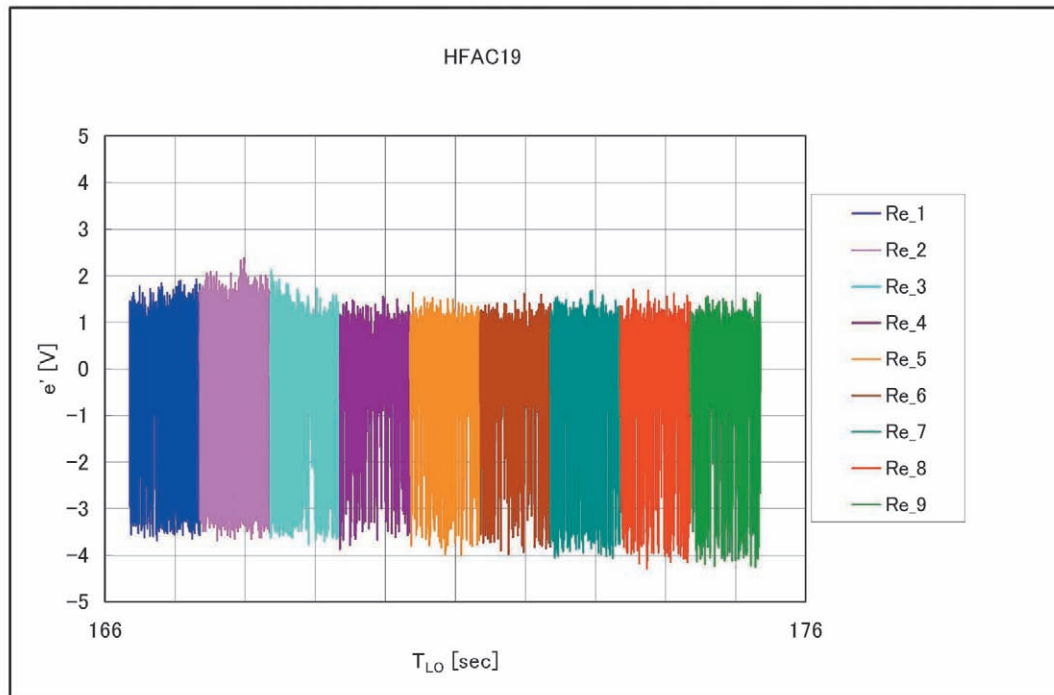
(a19) HF19(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b19) HF19(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (35/38)

(c19) HF19(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d19) HF19(AC)スペクトラム @Re-sweep 試験フェーズ

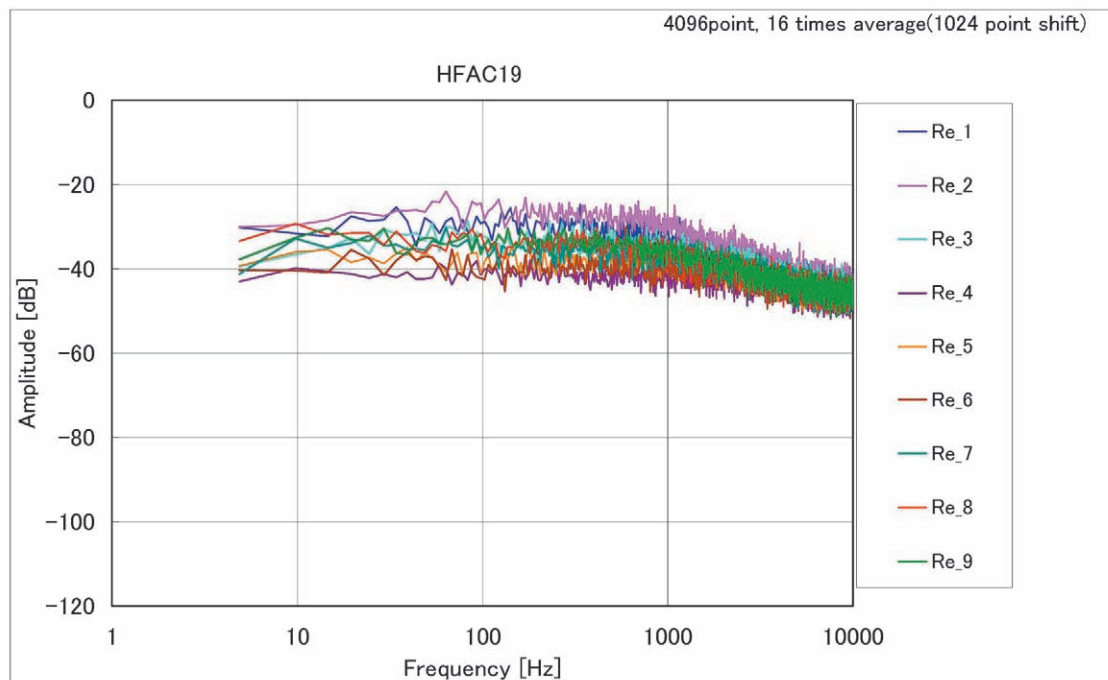


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (36/38)

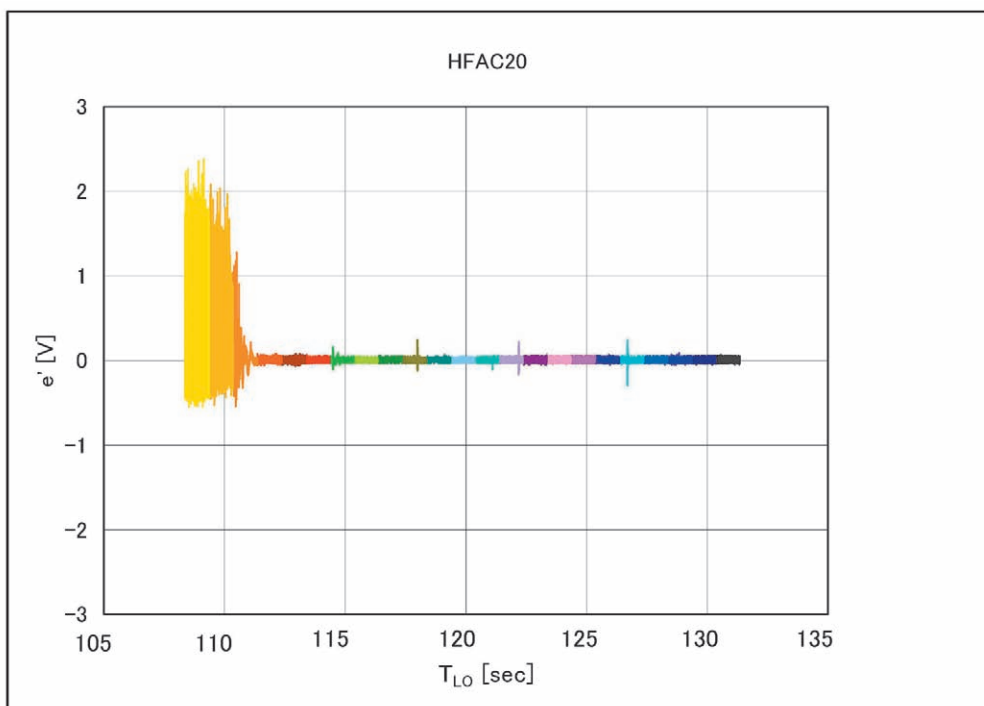
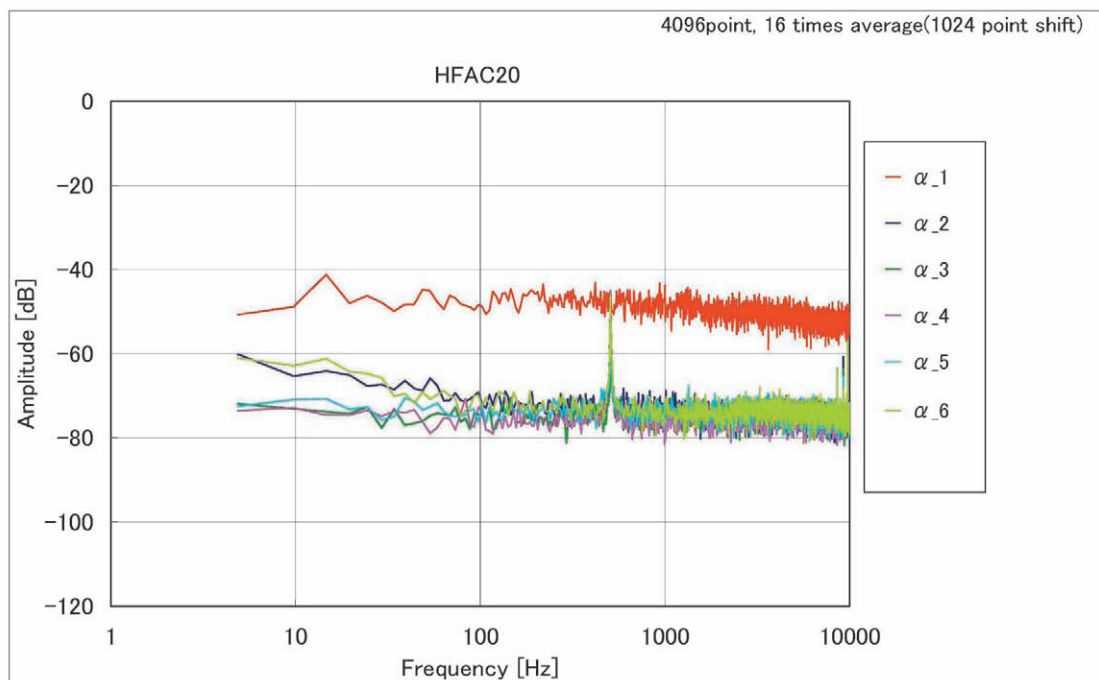
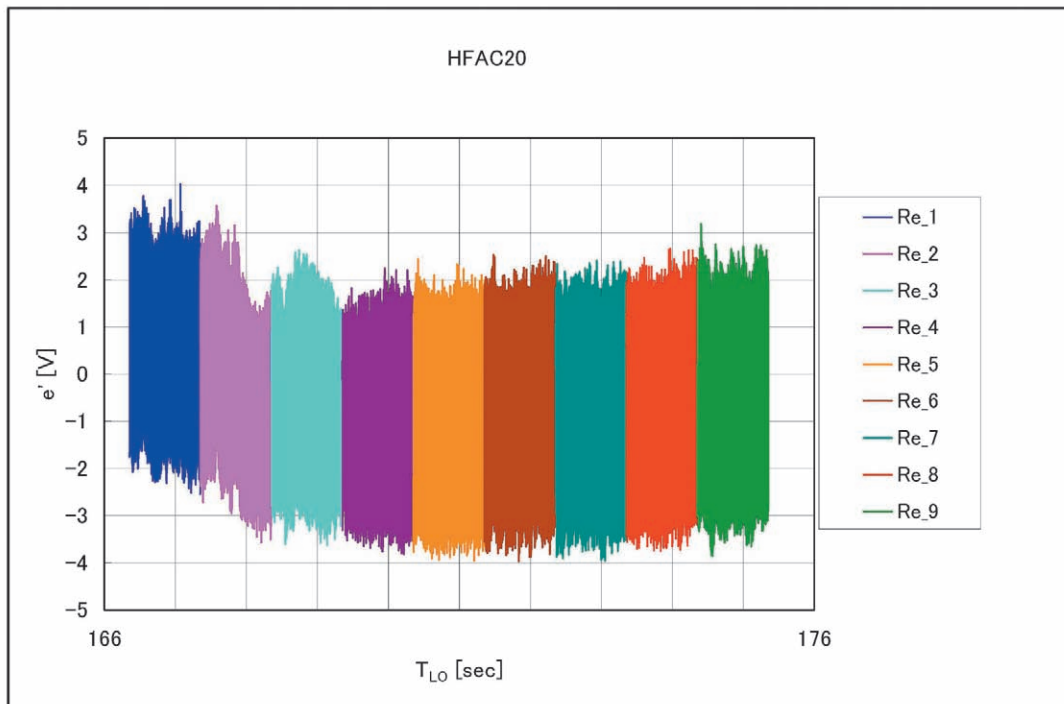
(a20) HF20(AC)波形@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ(b20) HF20(AC)スペクトラム@ $\alpha$ -sweep 試験フェーズ

図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (37/38)

(c20) HF20(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ



(d20) HF20(AC)波形@Re-sweep 試験フェーズ

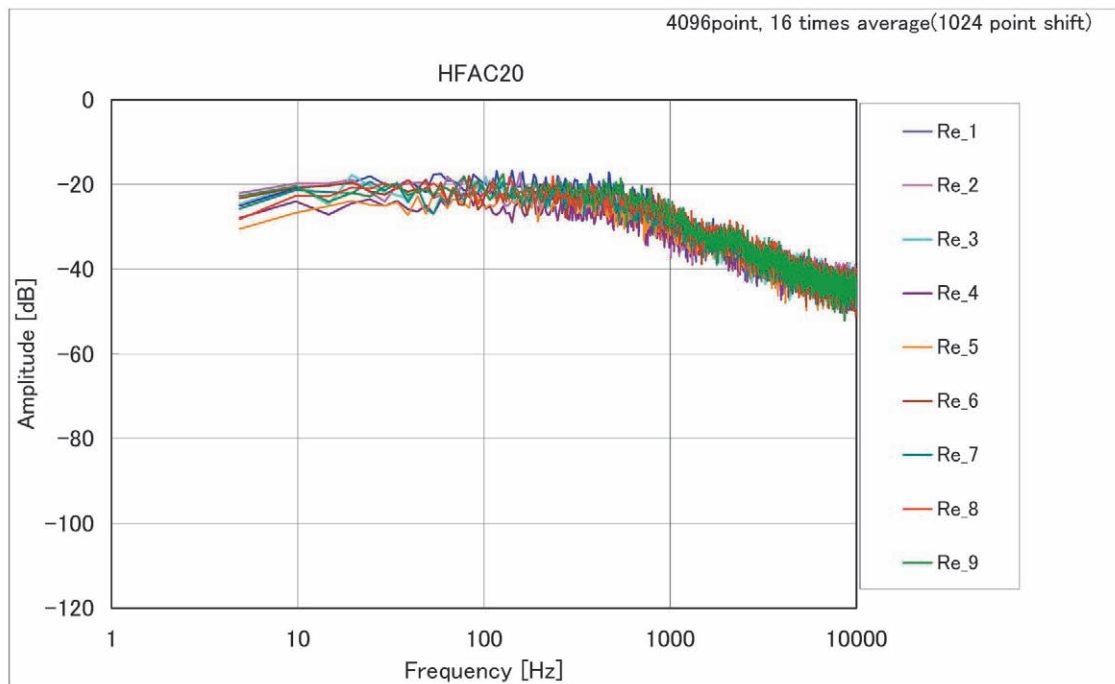


図11 ホットフィルムの波形およびスペクトラム (38/38)

性的に一致しており、同じく境界層は乱流状態であると推測される。この結果は、出力変動の RMS 値から推測される結果と一致する。

HF12 の波形は、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 3 および第 4 ステップにあたる  $T_{10} \approx 115.4\text{sec.}$  から  $122.5\text{sec.}$  では振幅が非常に小さく、境界層は層流状態であると推測される。その以外のステップでは波形の振幅は中程度でほぼ一定であり、境界層は乱流状態であると推測される。スペクトラムからも同じ結果が導き出される。第 4 ステップから第 5 ステップへ移行する  $122.5\text{sec.}$  から  $124\text{sec.}$  の間、正のスパイク信号を伴い振幅が増大しており、遷移状態と推測される。Re-sweep 試験フェーズでは、他のセンサーと同様に、境界層が乱流状態を維持していると推測される。これらの結果は、平均出力および出力変動の RMS 値から推測される結果とほぼ一致する。

HF13 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップが終了するリフトオフ時刻  $122.4\text{sec.}$  までは、変動の振幅が中程度の一定値をとっており、境界層は乱流状態であると推測される。その後振幅が増大し、 $122.4\text{sec.}$  以降は上向きのスパイク信号を伴う大振幅の状態が持続した。第 5 ステップから第 6 ステップへ移行する  $127\text{sec.}$  付近で、振幅は一旦非常に小さく減少するが、第 6 ステップでは再びスパイク信号を伴う大振幅の状態に戻った。スペクトラムも第 4 ステップまでは低周波から高周波まではほぼ一定の振幅を持ち、境界層は乱流状態であると推測される。一方、第 5 および第 6 ステップでは、低周波成分が増大しており、境界層は層流に近い遷移状態であると推測される。振幅が非常に小さく減少した第 5 ステップから第 6 ステップへの移行区間では、境界層は層流化していたものと推測される。Re-sweep 試験フェーズでは、他のセンサーと同様に、境界層が乱流状態を維持していると推測される。これらの結果は、平均出力および出力変動の RMS 値から推測される結果とほぼ一致する。

HF14 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 3 ステップが終了するリフトオフ時刻  $118.4\text{sec.}$  までは、境界層が乱流状態であると推測される中程度の変動が続いた。その後変動の振幅が増減する過渡的な変化をした後、変動の振幅は非常に小さくなった。但し、 $122.4\text{sec.}$  までの第 4 ステップの間は、上向きのスパイク信号が観測され、境界層は層流状態にかなり近い遷移状態であると推測される。第 5 および第 6 ステップでは、境界層は層流状態であるといえる。スペクトラムからも同じ結果が導き出される。Re-sweep 試験フェーズでは、他のセンサーと同様に、境界層が乱流状態を維持していると推測される。また、これらの結果は、平均出力および出力変動の RMS 値から推測される結果とほぼ一致する。

HF15 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 2 ステップが終

了するリフトオフ時刻  $114.4\text{sec.}$  までは、境界層が乱流状態であると推測される中程度の変動が続いた。その後変動の振幅が増大した。 $\alpha$ -sweep の第 3 ステップでは下向きのスパイクを伴い、第 4 ステップでは上向きのスパイク信号を伴った。従って、境界層は第 3 ステップでは乱流に近い遷移状態、第 4 ステップでは層流に近い状態であると推測される。 $122.5\text{sec.}$  以降の第 5 および第 6 ステップでは、境界層は層流状態であるといえる。スペクトラムからも同じ結果が導き出される。Re-sweep 試験フェーズでは、他のセンサーと同様に、境界層が乱流状態を維持していると推測される。また、これらの結果は、出力変動の RMS 値から推測される結果とほぼ一致する。

HF16 の波形とスペクトラムは、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズでも Re-sweep 試験フェーズでも、これまでに境界層が乱流状態である推測された場合の波形とスペクトラムと定性的に一致しており、同じく境界層は乱流状態であると推測される。この結果は、出力変動の RMS 値から推測される結果と一致する。

HF17 では、 $\alpha$ -sweep の第 2 ステップにあたるリフトオフ時刻  $110.4\text{sec.}$  からは正のスパイク信号を伴う変動が観測されたため、境界層は遷移状態であると推測される。それ以前の第 1 ステップでは変動の振幅が大きいが、skewness に偏りがなく、スペクトラムからも境界層は乱流状態であると推測される。第 3 ステップが開始した  $115\text{sec.}$  以降は、波形とスペクトラム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、変動の振幅は非常に大きく、また skewness も明らかに正であった。従って境界層は遷移状態であると推測される。この結果は、出力変動の RMS 値から推測される結果とほぼ一致する。

HF18 では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップにあたる  $118.4\text{sec.}$  から  $122.4\text{sec.}$  までは、振幅が大きく skewness が正にやや偏った変動が観測され、境界層は層流に近い遷移状態であると推測される。それ以外では他のセンサー出力からの類推で、境界層は乱流状態であると推測される。Re-sweep 試験フェーズでも、他のセンサーと同様に、境界層が乱流状態を維持していると推測される。また、これらの結果は、出力変動の RMS 値から推測される結果と一致する。

HF19 の  $\alpha$ -sweep 試験フェーズにおける波形の変化は、HF17 と定性的に一致していた。但し、HF17 の第 1 ステップでは境界層は乱流、第 2 ステップでは遷移状態と推測されたが、HF19 では第 1 ステップで層流に近い遷移状態、第 2 ステップ以降で層流状態と推測される。一方、Re-sweep 試験フェーズでは下向きのスパイク信号を伴う大振幅の変動が観測され、境界層は乱流に近い遷移状態であると推測される。これらの結果はスペクトラムから

も推測され、平均出力および出力変動の RMS 値から推測される結果とほぼ一致する。

HF20 の  $\alpha$ -sweep 試験フェーズにおける波形およびスペクトラムの変化は、HF19 と定性的によく一致していた。Re-sweep 試験フェーズでも、リフトオフ時刻 168.4sec. 以降は一致していた。しかし、166.4sec. から 168.4sec. までは、HF19 では下向きのスパイク信号を伴う大振幅の変動が観測されたのに対し、HF20 では skewness が正から負へ移行する過渡的な変化が観測された。境界層が遷移状態にあることは共通するが、HF19 は乱流に近い状態にあるのに対し、HF20 では層流に近い状態から乱流へ近い状態へ移行したものと推測される。これらの結果はスペクトラムからも推測され、平均出力および出力変動の RMS 値から推測される結果とほぼ一致する。

### 3. 6. “遷移レベル”

#### 3. 6. 1. “遷移レベル”の決定方法

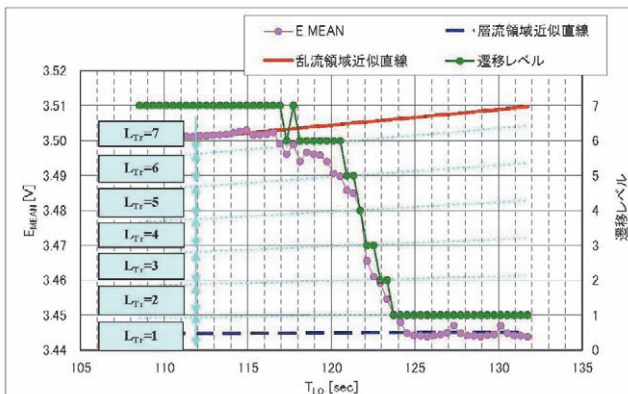
翼弦方向にならんだホットフィルムの出力から明らかにされた境界層の遷移状態は、流れ方向に整合していることがわかった。しかしこれまでの議論は境界層の状態を層流、乱流もしくは遷移状態という非常に大まかな区分に定性的に分類しただけに過ぎず、本稿の目的である“遷移位置”を客観的に特定することは出来ない。そこで、著者らは定量的な基準に基づく“遷移レベル”と称する概念を導入し、境界層の遷移状態を客観的かつ定量的に決定することを試みた。以下に“遷移レベル”の決定法を述べる [14,18,19]。

初めに、ホットフィルムの平均出力に基づく“遷移レベル”の決定方法を図 12a に例を图示しながら説明する。まず、完全に層流、あるいは乱流と思われる平均出力の絶対値の時間変化をそれぞれ 1 次関数で近似した。次に、各時刻において 1 次関数で近似した層流、乱流状態の値を 6 等分し、各瞬間で計測された時間平均出力の値と比

較し、層流状態における近似値に最も近ければ”遷移レベル”( $L_{Tr}$ )を 1, 乱流状態における近似値に最も近ければ”遷移レベル”を 7 とした。そして層流と乱流の間であれば、6 等分した各閾値のどこに近いかによって、層流に近い方から順に”遷移レベル”を 2 から 6 とした。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、以下のような手順で層流、もしくは乱流状態における値を推測した。層流状態を例にとりて説明する。まず、層流状態と見なせる出力と、地上試験で得られた無風状態の出力の比を求めたところ、その値は 0.89 程度であった。そこで、層流状態と見なせる状態がないセンサーについても、地上試験で得られた無風状態の出力に 0.89 を乗じた値を算出した。一方、完全に層流と見なせるセンサーについて、乱流状態と層流状態の出力比を求め、平均したところ 1.01 程度であった。そこで、層流状態と見なせる状態がないセンサーについても、乱流状態と見なせる出力を上記の平均値で割った値を算出した。このように無風状態の出力から算出した値と、乱流状態から算出した値を比較し、小さい方の値を層流状態における出力とした。乱流と見なせる状態がない場合は、無風状態の出力に 0.91 を乗じた値と層流状態から算出した値を比較し、大きい方の値を乱流状態における出力とした。平均出力は、センサー毎に大きく異なるため、後述する出力変動の場合と異なり、他のセンサー出力の平均値を適用することが出来ない。

出力変動については、非定常圧力トランスデューサーの出力と同様の方法で決定した [19]。まず、時間平均出力の場合と同様に、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。次に、各時刻における出力変動の RMS 値を、“RMS レベル”( $L_{RMS}$ )と称するランクに分類した(図 12b)。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

(a) 平均出力



(b) 出力変動

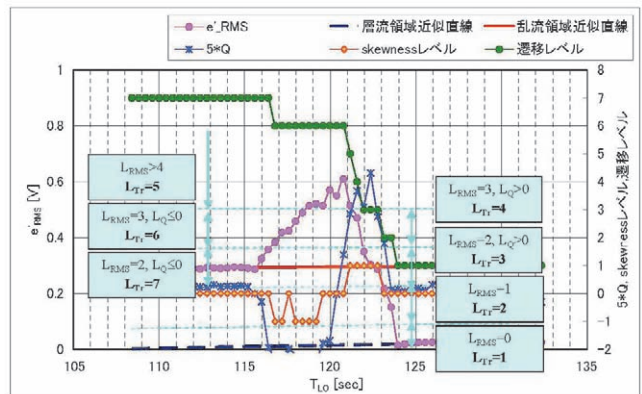


図12 “遷移レベル”の決定法

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。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。閾値を 0.4 とし、 $Q$  の絶対値が 0.4 よりも小さい場合を “skewness レベル” ( $L_Q$ ) 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 “RMS レベル” と “skewness レベル” から “遷移レベル” を判定した。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、センサー毎の差が小さいため、他のセンサーの平均値を適用した。

### 3.6.2. “遷移レベル”の時間変化

図 9 および 10 に、各センサーの平均出力および出力変動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平均出力および出力変動を近似した 1 次関数を併記した。また、出力変動については、“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。また、Re-sweep 試験フェーズにおける平均出力では、どのセンサーでも、 $\alpha$ -sweep で観測されたようなステップ状の変化がなく、層流状態と乱流状態の両者が捕捉されていない。従って “遷移レベル”を算出することができなかった。出力変動でも、同様であったが、センサー毎に出力の差が少ないことを利用して算出した。

平均出力および出力変動に基づき、前節の手法で算出された “遷移レベル”を比較したところ、両者には多くのセンサーで差が見られた。例えば、HF01 の平均出力では、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズの第 4 ステップ終了時刻の前後に出力が大きく変化したため、第 4 ステップまでは層流状態、第 5 ステップ以降は乱流状態と推測され、“遷移レベル”もそれに対応して第 4 ステップまでは 1、第 5 ステップ以降は 7 と算出された。しかし、出力変動は、第 4 ステップにおいて、第 3 ステップまでに比べ増大しており、第 4 ステップが遷移状態であり “遷移レベル” が 2 であると算出された。一方、HF08 では、平均出力が低下した第 4 ステップを層流状態と見なしたため、“遷移レベル” が 1 と算出されたが、出力変動では大半の時間帯で十分に変動が減少していないことから、境界層は層流に非常に近い遷移状態である “遷移レベル” 2 と算出された。このような差異が、HF02, HF09, HF10, HF14, HF15, HF17, HF18, HF19, HF20 で観測された。

差異の原因の一つは、遷移の開始あるいは終了点近傍

では、出力変動は敏感に層流状態あるいは乱流状態の値から変化するが、平均出力の変化は出力変動の変化より鈍感であったことである。この差異はホットフィルムの特性に起因するため、解消することは非常に困難である。もう一つの原因は、平均出力と出力変動で、層流と見なした状態が異なることである。この差異を解消するには、平均出力の層流と見なせる状態の出力を補正すべきであると考えられる。なぜなら、出力変動の方が、平均出力に比べ、境界層の状態に対して敏感に変化し、また波形およびスペクトラムから推測される状態との一致も良いからである。しかし、この問題を解消するため、平均出力に基づいて算出される “遷移レベル” が、出力変動に基づいて算出される “遷移レベル” が一致するように、実際には観測されていない平均出力を推測しては、主観が入り客観性に欠ける。客観性を失わず、出力を補正する指針は未だに得られていない。そこで、本稿では、“遷移レベル”の補正は行っていない。

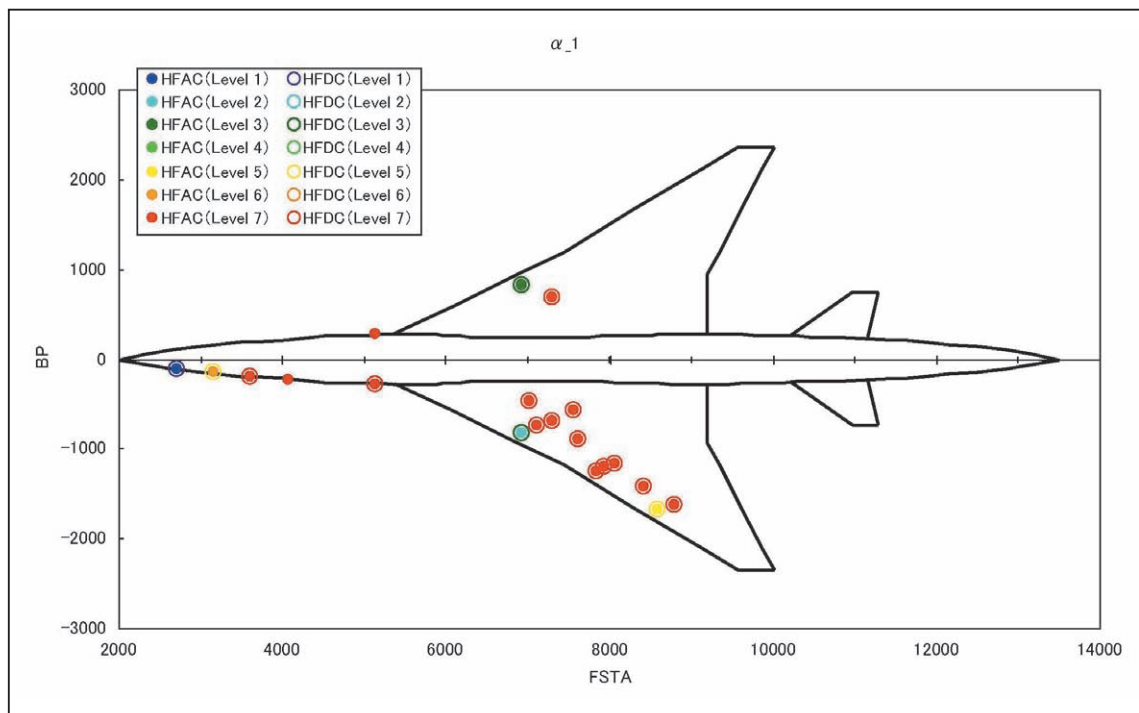
### 3.7. 遷移位置分布と自然層流効果の検証

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。図 13 に代表的な条件として、 $\alpha$ -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。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した。また、前節で述べた通り、平均出力および出力変動に基づき算出された “遷移レベル”には差異があるが、差異が解消されるような補正は行っていない。

その結果、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。ただし  $\alpha$ -sweep の第 3 ステップでは左舷主翼  $Y/S \approx -0.5$  の最も下流に位置する HF12 が、その上流側の HF13 および HF14 の遷移レベルが 7 であるにも関わらず 1 の層流状態を示していた (図 13c)。また、第 4 ステップでは、HF12 と HF14 が層流状態である遷移レベル 1 であるのに対し、その中間にある HF13 の遷移レベルが 7 であった (図 13d)。これらの不整合の原因は不明である。

若干不整合は観測されたものの、主翼では、 $\alpha$ -sweep の第 4 ステップである設計点  $C_L=0.10$  の条件では (図 13d)、それ以外の非設計点での条件 (図 13a-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  $\alpha$ -sweep の第 4 ステップと比較した結果、層流領域が縮小していた。図 13g から i に示した Re-sweep 試験フ

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



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

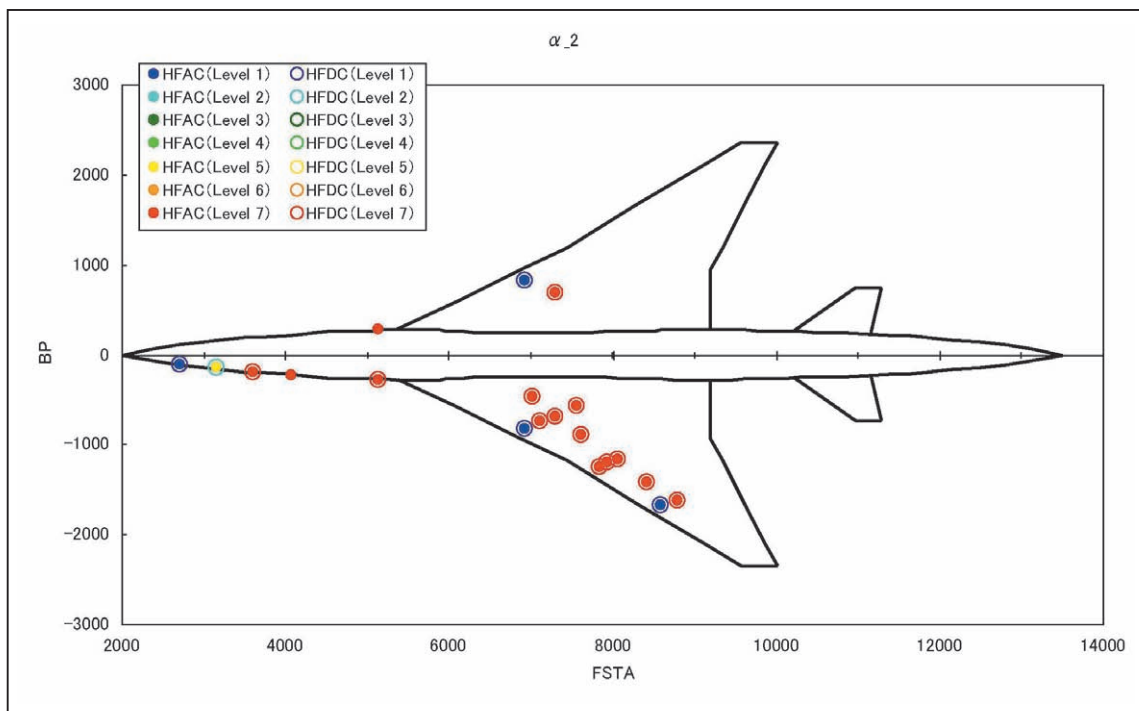


図13 “遷移レベル”マップ (1/5)

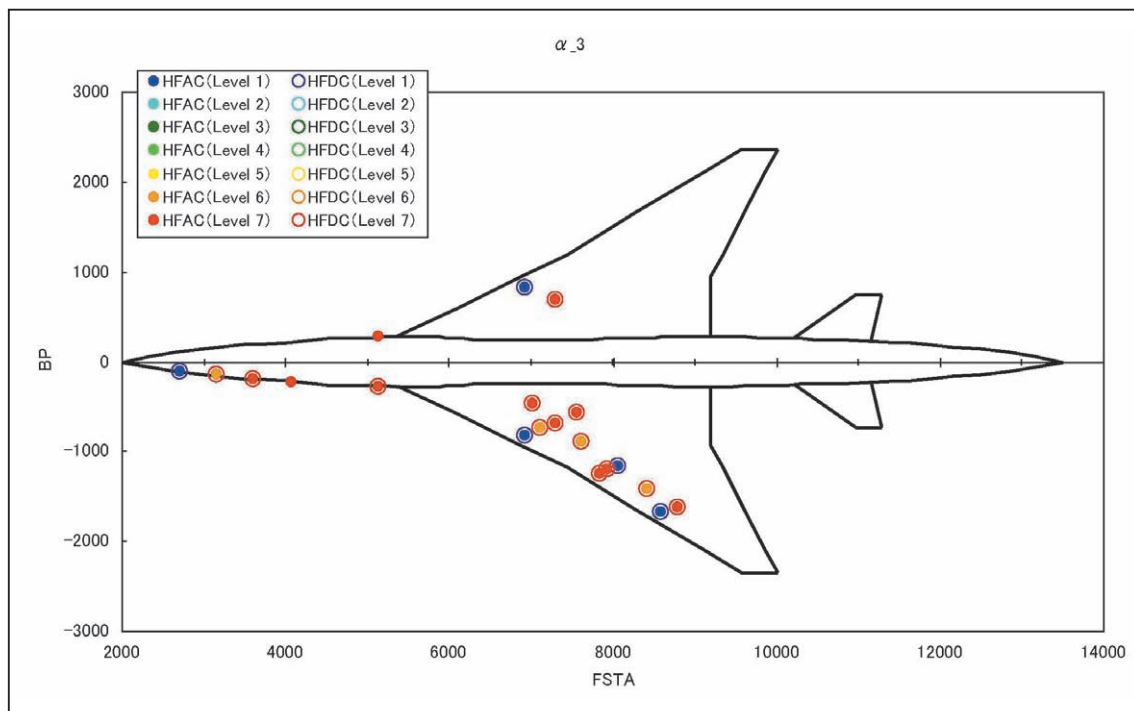
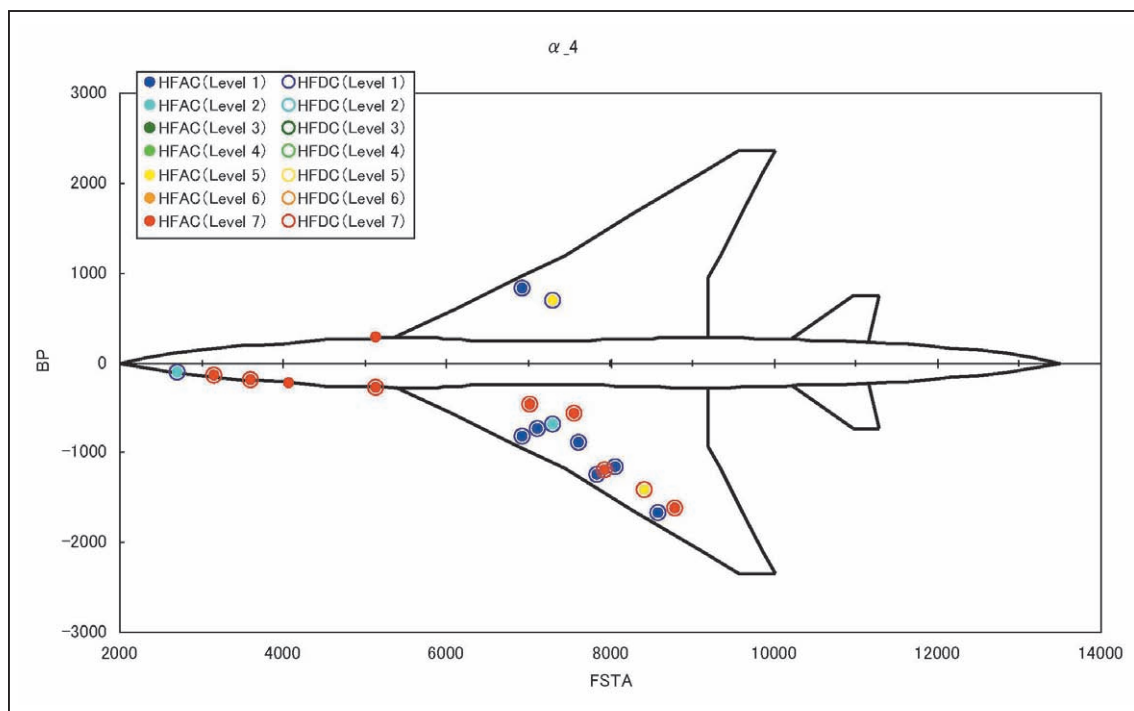
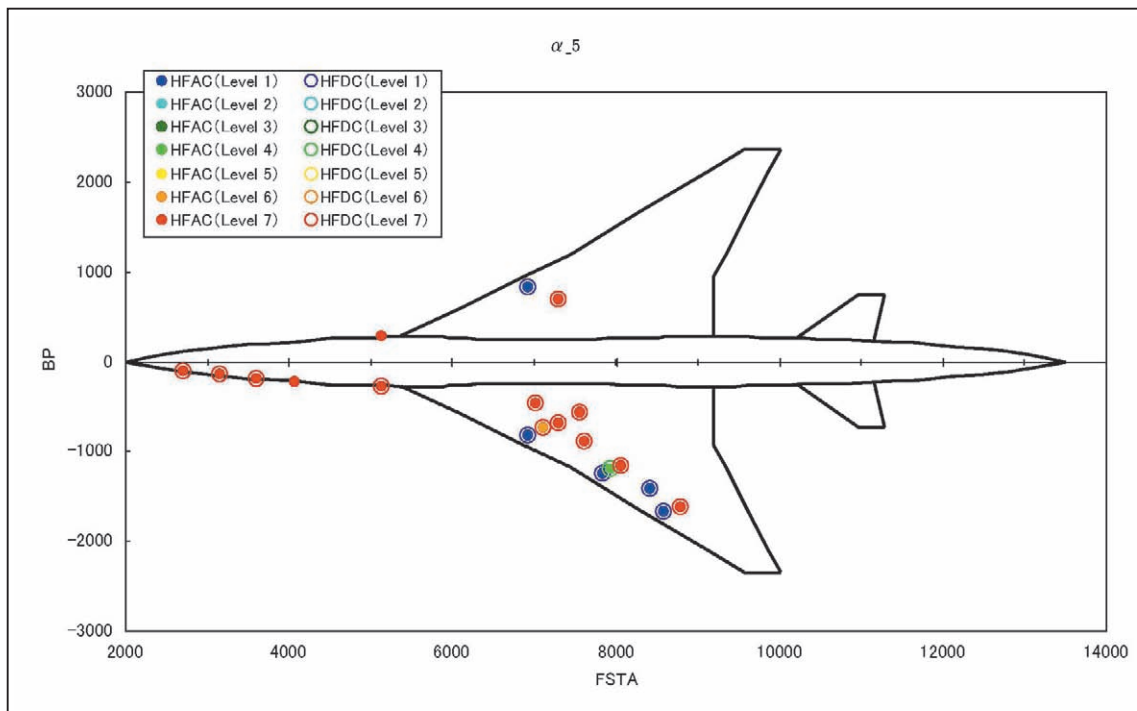
(c)  $\alpha$ -sweep 試験フェーズ 第3 ステップ ( $T_{LO}=117.4\text{sec}$ )(d)  $\alpha$ -sweep 試験フェーズ 第4 ステップ ( $T_{LO}=121.4\text{sec}$ )

図13 “遷移レベル”マップ (2/5)

(e)  $\alpha$ -sweep 試験フェーズ 第5 ステップ ( $T_{L0}=125.4\text{sec}$ )



(f)  $\alpha$ -sweep 試験フェーズ 第6 ステップ ( $T_{L0}=130.4\text{sec}$ )

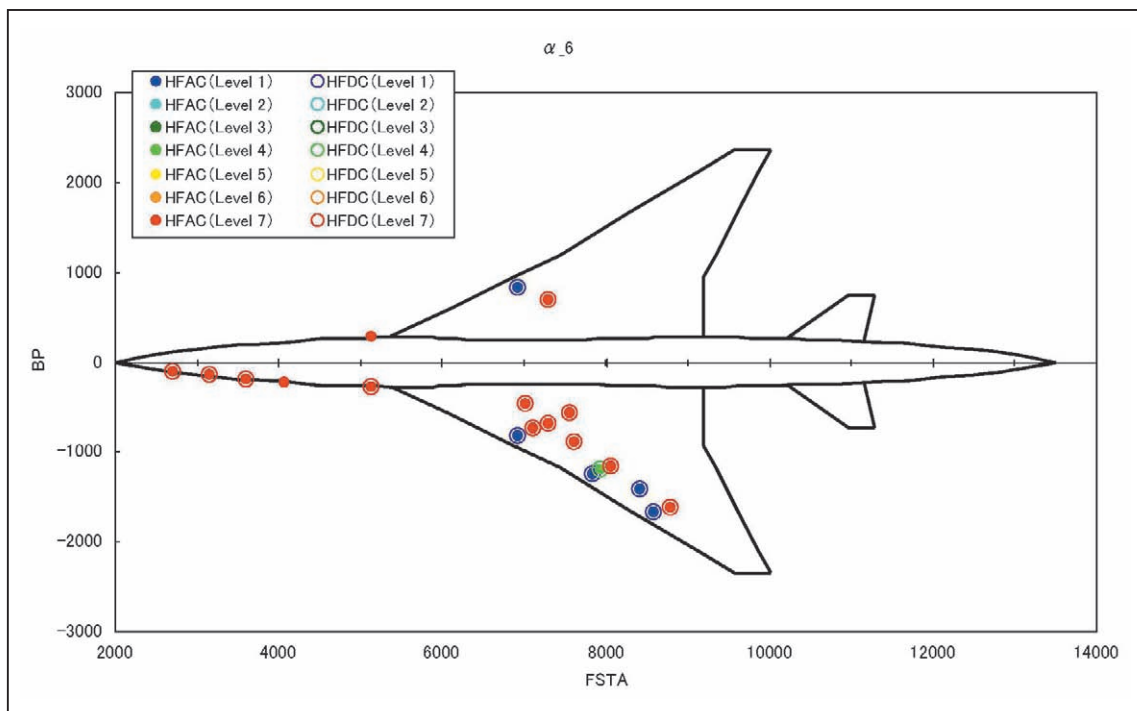


図13 “遷移レベル”マップ (3/5)

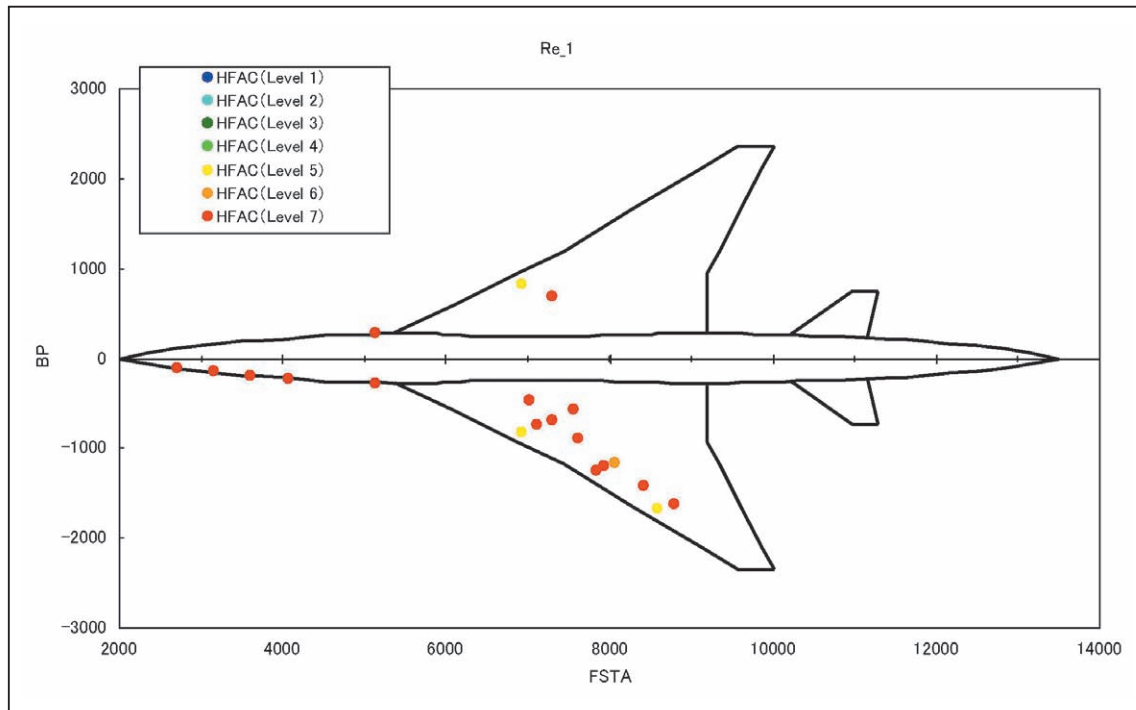
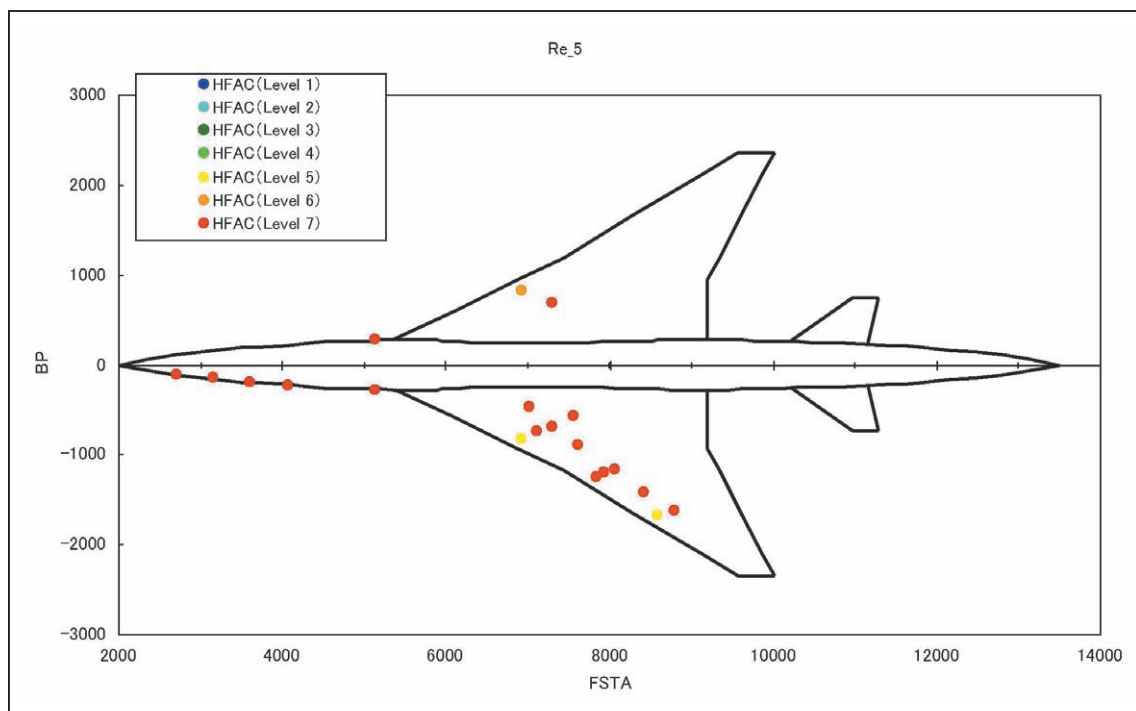
(g) Re-sweep 試験フェーズ 1 秒目 ( $T_{Lo}=167.4\text{sec}$ )(h) Re-sweep 試験フェーズ 5 秒目 ( $T_{Lo}=171.4\text{sec}$ )

図13 “遷移レベル”マップ (4/5)

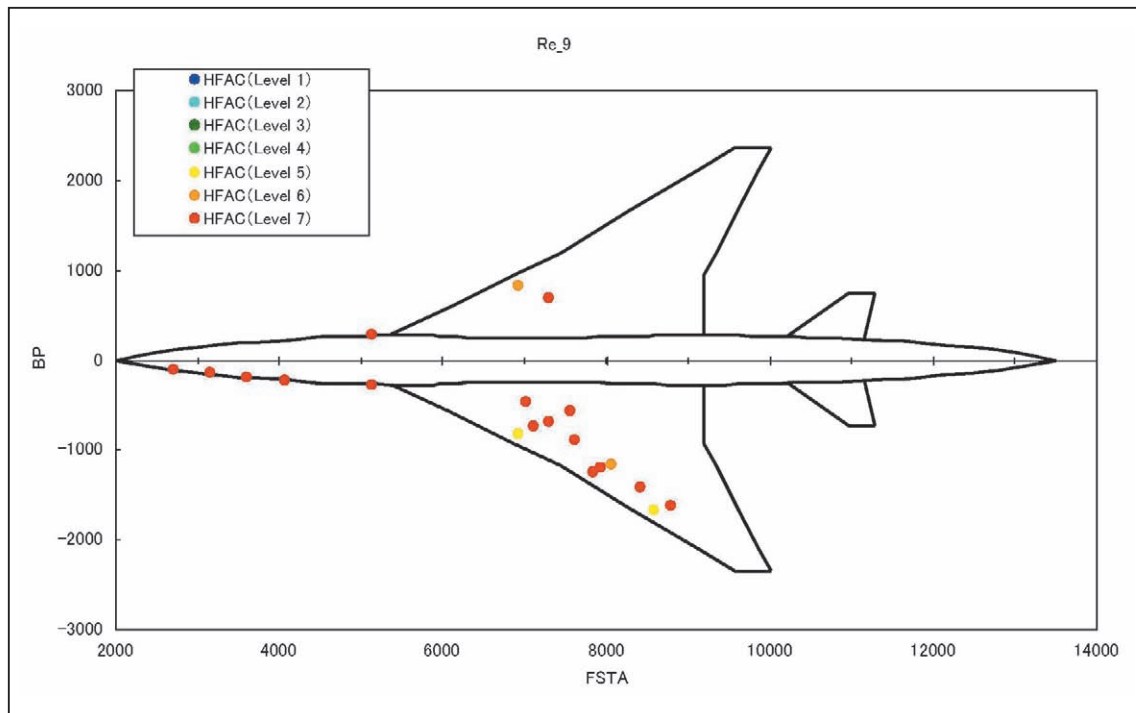
(i) Re-sweep 試験フェーズ 9 秒目 ( $T_{Lo}=175.4\text{sec}$ )


図13 “遷移レベル”マップ (5/5)

フェーズでは平均翼弦長基準 Reynolds 数は  $\alpha$ -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  $35.2 \times 10^6$  と高い (図 7) ことが原因と考えられる。前胴については、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズにおいては第 2 ステップで最も遷移位置が下流へ移動した。

ホットフィルム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 [14-19]、および数値予測結果 [24,25] と比較する。ここで、ホットフィルムを用いて検出された遷移位置は、出力変動 (AC) 成分に基づく“遷移レベル”のみに着目し、その値が 5 と 6 の間で定義した。出力変動成分のみに着目したのは、前述の通り、平均出力に基づく“遷移レベル”と出力変動に基づく“遷移レベル”には若干不整合があり、出力変動に基づく“遷移レベル”の方が正しいと考えられるからである。また、遷移位置を“遷移レベル”が 5 と 6 の間で定義したのは、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  $\alpha$ -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わからないの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。非定常圧力トランスデューサーについても、遷移の終了点である“遷移レベル”が 5 と 6 の間で定義した。図 14 に、代表的な条件として  $\alpha$ -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、ホットフィルム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、 $\alpha$ -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。

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 [24,25,31] 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 14 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 [29,30] 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あるので、等  $N$  値線は  $X/C=0.6$  より下流には現れない。

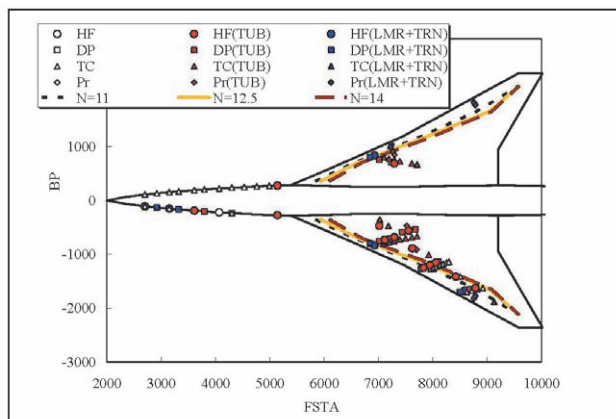
結果として得られた等  $N$  値線を、図 14 に重ねてプロットした。実験で得られた遷移位置と数値予測を比較した結果、 $N=12.5$  と予測とした場合、全ケースの  $Y/S=0.6$  までの内翼側で、等  $N$  値線は実験的に検出された遷移位置とよく一致することがわかった。この  $N=12.5$  は、これまでによく知られてきた  $N=14$  [32] に比べてやや低かった。この差の原因は不明である。また、外翼側の一致はあまり良くなかった。この原因も不明であるが、これまでの遷移予測手法に対する研究・考察から、表面静圧分布や境界層分布の算出方法、すなわちわずかな誤差によって、 $N$  値分布が変化することがわかっている [31]。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

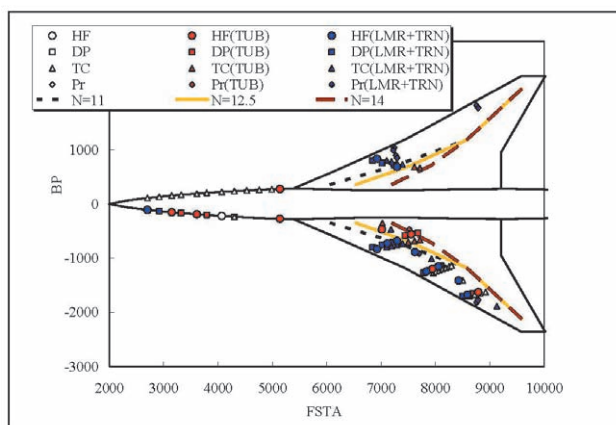
ロケット実験機の飛行実験により、自然層流翼の概念を検証する貴重な実験データを取得した。ホットフィルムを用いて得られた信号を詳しく解析した結果、層流から乱流へ至る遷移過程が観測された。客観的に遷移位置を決定するために、“遷移レベル”と称する基準を導入した。主翼上面に配置した各センサーの出力を処理した結果、各時刻においてそれぞれのセンサー位置の境界層がどのような遷移状態にあるかが判定され、各時刻における遷移位置分布が得られた。そして設計  $C_L=0.10$  では、非設計点での  $C_L=0.04$  などと比べ、遷移位置が大きく後退する自然層流効果が確認された。検出された遷移位置は、非定常圧力トランスデューサーの出力から決定された遷移位置と、定性的に一致していた。

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、ホットフィルムと非定常圧力トランスデューサーによって検出される“遷移レベル”に不一致や不整合があった。また、ホットフィルムの出力だけに着目しても、左舷と右舷の不一致や翼弦方向の不整合、“遷移レベル”と波形およびスペクトラム、または平均出力や出力変動の時間変化から推測される境界層の状態の不一致があった。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、

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



(b)  $\alpha$ -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 ( $T_{Lo}=167.4\text{sec}$ )

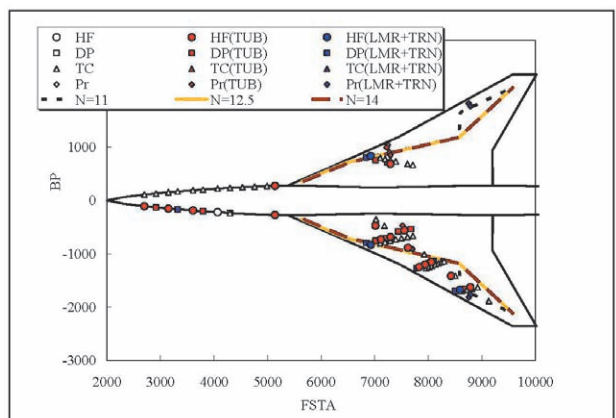


図14 遷移位置の比較

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、上田良稲氏、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、中嶋浩二氏、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 4 7 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] 徳川直子, 吉田憲司, “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”, *JAXA-*

- RR-07-036, 2008.
- [20] Ashley H., and Landahl, M., *Aerodynamics of Wings and Bodies*, Dover Publications Inc., New York, 1965.
- [21] Kuchemann F. R. S., *The Aerodynamic Design of Aircraft*, Pergamon Press, 1978.
- [22] Carlson H. W., and Miller, D. S., “Numerical Method for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds,” *NASA TN D7713*, 1974.
- [23] Arnal D., “Boundary Layer Transition Prediction based on Linear Theory”, *AGARD Report*, No. 793, 1993, pp.2-1-2-63.
- [24] 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.
- [25] 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.
- [26] 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.
- [27] 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.
- [28] 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.
- [29] 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.
- [30] 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.
- [31] 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.
- [32] Joslin, R. D., “Aircraft Laminar Flow Control,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, **30**, 1998, pp. 1-20.

## Appendix : A : ホットフィルムの仕様

### 機能

風速による抵抗変化を利用して電気信号を出力する.

### 性能

センサ材 : ニッケル

センサ寸度 :  $1.4 \times 0.1\text{mm}$

表面コーティング :  $0.5 \mu\text{m}$

センサ抵抗 :  $15 \Omega$  (ノミナル)

抵抗温度係数 :  $0.4\%/^{\circ}\text{C}$  (ノミナル)

最大加熱温度 :  $200^{\circ}\text{C}$

最大環境温度 :  $120^{\circ}\text{C}$

応答周波数 :  $0.2\text{Hz}$  以上

最大環境圧力 :  $70\text{bar}$

### 環境条件

温度 :  $-20 \sim +240^{\circ}\text{C}$  (作動)

高度 :  $0 \sim 21000\text{m}$

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) :  $20 \sim 2000\text{Hz}$ ,  $32.1\text{G}_{\text{rms}}$ ,  $120\text{sec}$  各軸, 巡航時  $15 \sim 2000\text{Hz}$ ,  $15\text{G}_{\text{rms}}$ ,  $750\text{sec}$  各軸

衝撃 : 打上時  $155\text{G}$ ,  $11\text{msec}$  半正弦波

ロケット分離時  $50 \sim 1000\text{Hz}$ ,  $+6\text{dB/oct}$ ,  $1000 \sim 5000\text{Hz}$ ,  $1875\text{G}_{\text{O-F}}$  (各軸)

加速度 : 飛行時  $-1.3 \sim +6.3\text{G}$  (X 軸),  $\pm 2\text{G}$  (Y 軸),  $\pm 6.3\text{G}$  (Z 軸)

パラシュート開傘時  $-7.5\text{G}/7$  秒間 (X 軸)

接地時  $-1.5\text{G}/0.5$  秒間 (X 軸),  $\pm 2.5\text{G}/0.5$  秒間 (Y 軸),  $-15\text{G}/0.5$  秒間 (Z 軸)

電磁適合性 : MIL-STD-461A 準拠

重量 :  $60\text{g}$  以下

## Appendix : B : シグナル・コンディショナー #1 の仕様

### 機能

(1) ホットフィルム・センサーへの電源供給

(2) 供給電流変化信号の取り込み

(3) 低周波 (DC) 成分のフィルター出力

(4) 高周波 (AC) 成分の出力

(5) ホットフィルムへの帰還電流の制御 (固定抵抗)

(6) 定温度型制御用オフセット信号調整 (周波数特性)

(7) オフセット調整

## 性能

チャンネル数：20ch

励振電源：12VDC

入力レンジ：0~360℃，ブリッジ電源 ON/OFF の 2 段切換  
ゲイン調整：1~1/2，トリマ調整，定温度型制御用オフセ  
ット調整（周波数特性）

出力電圧：AC 成分 -5~+5V・DC 成分 -0.2~+5V，

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：150W 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, 12G<sub>rms</sub>, 120sec 各  
軸，巡航時 15 ~ 2000Hz, 15G<sub>rms</sub>,  
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 ~  
5000Hz, 1875G<sub>O-F</sub>（各軸）

加速度：飛行時 -1.3 ~ +4.5G（X 軸），± 1.3G（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 -1.5G/0.5 秒間（X 軸），± 2.5G/0.5 秒間  
（Y 軸），-6.5G/0.5 秒間（Z 軸）

電磁適合性：MIL-STD-461A 準拠

重量：本体 3.0kg 以下，取付台 1.0kg 以下