



ISSN 1349-1121  
JAXA-RM-12-011

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

## JAXA Research and Development Memorandum

---

超音速流中に置かれた軸対称物体の表面静圧変動

徳川 直子

2013年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 目 次

Abstract.....	1
概要 .....	1
1. はじめに .....	1
2. 試験装置および方法.....	3
2.1. 風洞.....	3
2.2. 供試体.....	3
2.3. 計測システム.....	3
3. 数値解析 .....	4
4. 結果 .....	6
4.1. 迎角を持たない円錐の表面静圧変動 .....	6
4.2. トップライン境界層の遷移過程 .....	7
4.3. 不安定波の特性.....	10
5. まとめ .....	13
謝辞 .....	14
参考文献 .....	14
Appendix A：円錐における表面静圧変動のスペクトラムと瞬間波形 .....	17
Appendix B：フレア型円錐における表面静圧変動のスペクトラムと瞬間波形.....	27

# 超音速流中に置かれた軸対称物体の表面静圧変動\*

徳川 直子\*<sup>1</sup>

## Surface pressure fluctuation on axisymmetric bodies in supersonic flows

Naoko TOKUGAWA

### Abstract

Experimental results of surface pressure measurements on axisymmetric bodies in supersonic flows, which were obtained from 2003 to 2012, are summarized. It aims to improve numerical technique to predict laminar-turbulent transition in boundary layer with understanding of transition mechanism.

**Keywords:** surface pressure fluctuation, supersonic, boundary layer transition, experiment

### 概要

境界層の遷移機構を正しく理解した上で遷移位置を予測する精度をより高めていくために、超音速流中に置かれた軸対称物体を対象として2003年3月から2012年12月に著者らが実施した試験結果のうち、表面静圧変動計測に関する結果をまとめる。

### 1. はじめに

地球環境を保全し化石燃料の消費量を低減するために、航空機の抵抗低減が求められている。特に超音速機では全抵抗の約半分を摩擦抵抗が占めるため、特に摩擦抵抗の低減が必要となる。宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、NEXST(National EXperimental Supersonic Transport; NEXST)プロジェクトにおいて、自然層流翼の概念を、亜音速前縁の翼としては世界で初めて、無推力のロケット実験機NEXST-1の主翼に適用し、その効果を飛行試験で実証した[1,2]。また近年では機首の自然層流化も進めている[3-7]。

これらの自然層流設計を始めとする摩擦抵抗低減を進めて行くには、高精度に境界層が層流から乱流へ遷移する位置を予測する技術の整備が必須である。JAXAでは、線形安定論や放物型安定性方程式(Parabolized Stability Equations; PSE)に基づく遷移予測コード[8, 9]、あるいは運動学的波動論に基づく複素特性曲線法を用いた遷移解析コード[10]を独自に開

---

\* 平成25年1月15日受付 (Received 15 January 2013)

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

発し、様々な流れ場における遷移解析を実施するとともに、ONERA や NASA との国際共同研究を通じそれらの有用性を確認してきている[11-14]。しかし、新たな自然層流化コンセプトを創出するとともに、それを適用した機体を設計するには、境界層の遷移機構を正しく理解した上で、遷移位置を予測する精度をより高めていく必要がある。

境界層の遷移機構の理解を促進し、また予測手法の検証を行う方法としては、遷移位置のみを議論するのではなく、境界層を遷移に導く不安定波の特性（例えば、中心周波数や波長、位相、増幅率など）についても実験的に計測し数値予測結果と比較することが必要である。実験的に計測される不安定波の特性が数値予測と一致すれば、予測した不安定機構がほぼ正しいと考えられる。逆に、実験的に計測される特性が数値予測と一致していなければ、不安定機構が正しく理解されていない、あるいは特性値を算出する方法や算出に至るまでの仮定などに問題があることを示していると考えられる。低速流については、不安定波の特性はいろいろな流れ場において非常に詳しく調べられているが、超音速中における検証はまだ十分とは言えず、実験的な検証用データが必要である。

また境界層の遷移位置を予測する上で、自由流中の乱れや表面粗さなどの外乱の影響を無視することは出来ない。境界層の遷移位置は、外乱の影響を強く受けて変化するが、その影響は遷移機構や速度域によって大きく異なることが知られている[15-23]。しかし外乱の大きさと遷移位置の関係は、ある程度評価されているものの、未だに明確な関係性が示されているとは言えず、外乱と遷移位置に関する実験的な相関データを蓄積している段階である。

以上の観点から、本稿では超音速流中に置かれた軸対称物体を対象とし、2003年3月から2012年12月に著者らが実施した試験結果のうち、表面静圧変動計測に関する部分をまとめる。実験データは膨大な量があるため、詳細は他の文献24から27に譲り、本稿では要点のみをまとめる。

軸対称物体を対象とする理由の一つは、迎角がない場合にその境界層流れが極めて単純な2次元的な流れとなり、その表面静圧変動は気流乱れとして評価されるためである[20, 21]。前述の通り、外乱と遷移位置に関する実験的な相関データの蓄積は、本稿の目的の一つである。

軸対称物体を対象とするもう一つの理由は、形状が非常に単純であるのに反し、その境界層遷移の機構は非常に複雑だからである。まず迎角がない軸対称境界層の遷移は1st-mode不安定に支配されると考えられる。一方、迎角がある場合は、トップライン (leeward ray) 側とボトムライン (windward ray) 側には圧力差が生じるため、流線が曲げられ、境界層流れは3次元となる。その結果、ボトムライン境界層は依然として1st-mode不安定に支配されるが、側面では横流れ (crossflow ; CF) 不安定が卓越することが知られている。そして、トップラインでは、軸方向の圧力勾配がない、あるいは逆圧力勾配を持つ場合には、側面から寄せ集められた低速流が壁から上方に持ち上げられ、境界層分布に変曲点が発生

することにより遷移が促進されると予測されているが、その実験的な検証は十分とは言えない[8, 13, 14, 20, 28, 29]. このような複雑な遷移機構をもつ軸対称物体の境界層において、発達する不安定波の特性を調査することは、本稿の目的である遷移機構の理解の促進および予測手法の検証に供すると考えられる.

## 2. 試験装置および方法

### 2.1. 風洞

試験は、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が所有する 0.2m×0.2m 超音速風洞および富士重工業株式会社所有の高速風洞において、著者らが実施した.

0.2m×0.2m 超音速風洞 (SWT2) は、0.2m×0.2m の矩形測定部断面を持つマッハ数  $M_\infty = 1.5$  から 2.5 の連続循環式風洞である[30]. 試験では、マッハ数  $M_\infty = 2.0$  および 2.5 とし、風洞総圧  $P_0$  は 55kPa から 90kPa で、風洞総温  $T_0$  はほぼ 335K で行った.

富士重工業株式会社所有の高速風洞 (FHWT) は、0.6m×0.6m の矩形測定部断面を持つ吸い込み式風洞である. マッハ数  $M_\infty = 2.0$ , 風洞総圧  $P_0$  はほぼ 100kPa で、風洞総温  $T_0$  はほぼ 335K で行った.

### 2.2. 供試体

試験に用いた供試体は、頂角 10 度の円錐 (SC) およびフレア型円錐 (FC) [31]である.

図 1 に頂角 10 度の円錐模型の諸元を示す. 模型の後半部は、他風洞に取り付ける際、変換アダプタの内部に納めるために逆勾配のテーパとなっている. 模型先端から軸方向距離  $X = 170 \text{ mm}$  の位置に非定常圧力センサー (Kulite 製 XCS-062) が表面に対しフラッシュマウントしてある. 模型は製作上の都合から計測部の上流側と下流側の二つの部位からなるが、その繋ぎ目はセンサー上の境界層への攪乱導入を避けるためセンサーより 20mm 下流とした. また二つの部位を接続するためのネジ穴はパテを用いて成型した. 模型表面の算術平均粗さ  $R_a$  は、波長が 0.25mm 以下の成分で  $0.8 \mu\text{m}$  以下であった.

次にフレア型円錐模型の諸元を図 2 に示す. 形状は文献 31 中で定義される. こちらの模型では、後半部はストレートである. フレア型円錐模型でも、先端から軸方向距離  $X = 170 \text{ mm}$  の位置に非定常圧力センサー (Kulite 製 XCS-062) が表面に対しフラッシュマウントしてある. 模型の主材はポリサルフォン樹脂であり、先端を加工する都合上、先端から 60mm まではステンレス製であるが、その繋ぎ目は段差を生じないように加工した. 模型表面の算術平均粗さ  $R_a$  は、波長が 0.25mm 以下の成分で  $0.6 \mu\text{m}$  程度であった.

### 2.3. 計測システム

円錐模型を用いる場合の計測システムは図 3 の通りである. このシステムでは、ノイズを最小に押さえるため、圧力アンプを模型内部に設置した. そのためアンプは、手製であり、金属模型の内部で試験中に移動しショートなどが起きないようにアクリル製のハウジ

ングに入れてある。電源は、ノイズを最小に押さえるため風洞測定部近くに設置したバッテリーを使用した。一方、フレア型円錐模型では、アンプは模型内部に内蔵せず、風洞外に外置きにした（図4）。

出力は、FFTアナライザ（ONO-SOKKI 製 CF5201；16bit100kHz サンプリング）を用いて取得した。

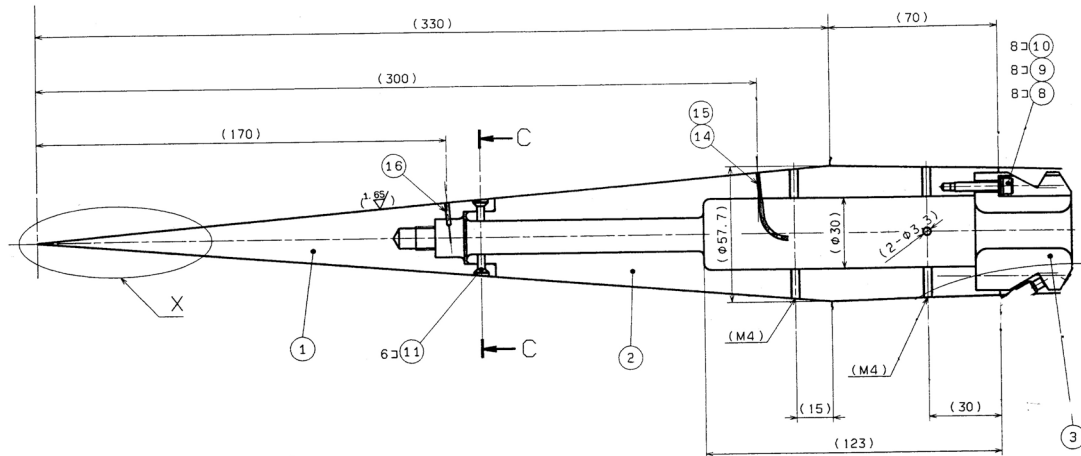


図1 円錐模型

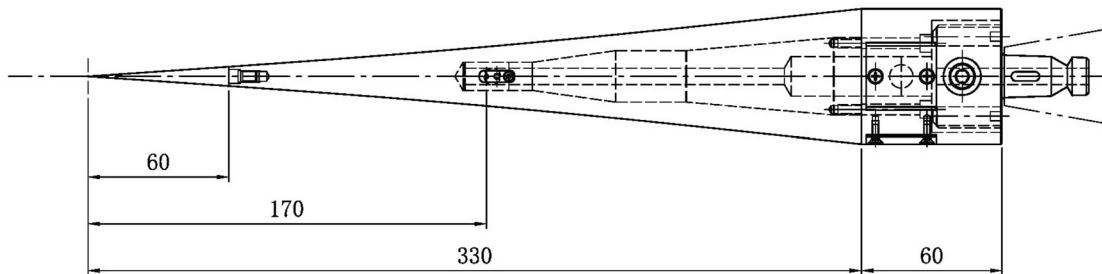


図2 フレア型円錐模型

### 3. 数値解析

実験結果と比較するため、数値解析を行った。

境界層プロファイルを算出するための数値流体解析（Computational Fluid Dynamics；CFD）に用いる計算格子は、JAXA で開発されたコードで生成した。計算格子の格子点数は、軸方向に 120 点、径方向に 150 点、周方向に 193 点以上の約 450 万点とった。機首全長を 1 とした場合の無次元最小格子幅は  $0.01/\sqrt{\text{Re}_L}$ （ここで  $\text{Re}_L$  は全長  $L$  に基づく一様流 Reynolds 数）に相当し、境界層内には 40 から 80 の格子点が入っている。本計算格子点数が十分であることは、別途確認されている[8, 13, 14]。

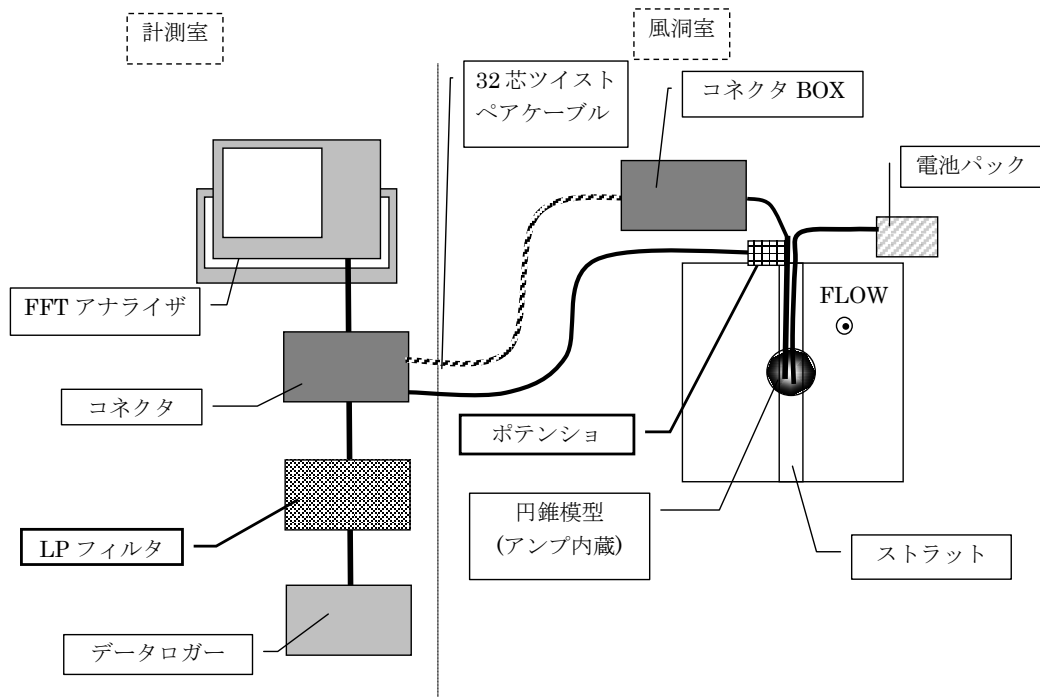


図3 円錐模型の場合の計測システム

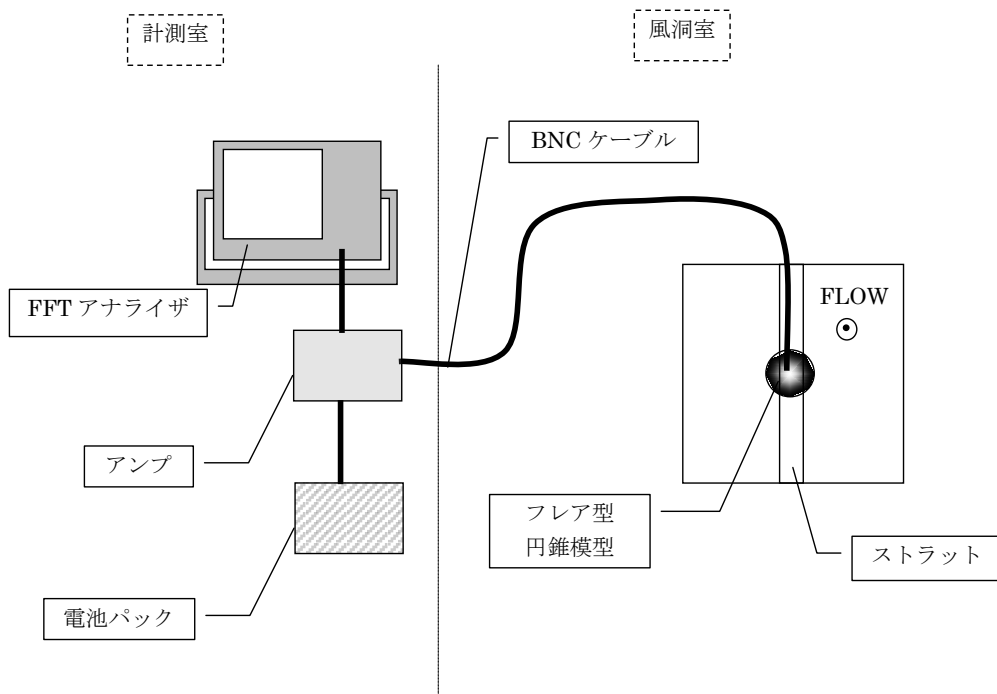


図4 フレア型円錐模型の場合の計測システム

CFD の解析ソルバは JAXA の UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) [32]を用いた。支配方程式は、Navier-Stokes 方程式である。本稿では、後に述べる遷移解析において層流状態の攪乱増幅から遷移を予測する為、全面層流を仮定した。離散化には Cell Center 型有限体積法を、時間積分には、局所時間刻み CFL を 100 とした MFGS 陰解法を用いた。対流項には Roe スキームを用いた。

不安定波の特性や遷移位置を予測する遷移解析には、JAXA で開発した  $e^N$  法遷移予測コード LSTAB を用いた。LSTAB は、3次元圧縮性層流境界層における線形安定論を基準に平行流近似を適用しており、物体表面や流線の曲率が大きくない場合には十分妥当であることを確認している[8]。また、増幅率の積分には、外部流線方向に envelope 法を適用した。

数値解析は、主として二つの代表的何風洞試験条件にあわせ、自由流マッハ数  $M_\infty = 2.0$ 、総圧  $P_0 = 99.0 \text{ kPa}$ 、総温  $T_0 = 297.0 \text{ K}$ 、単位 Reynolds 数  $Re_{\text{unit}} = 12.08 \times 10^6 \text{ [1/m]}$  (全長  $L$  に基づく Reynolds 数  $Re_L = 4.0 \times 10^6$ ) および、自由流マッハ数  $M_\infty = 2.0$ 、総圧  $P_0 = 70.0 \text{ kPa}$ 、総温  $T_0 = 335 \text{ K}$ 、単位 Reynolds 数  $Re_{\text{unit}} = 7.32 \times 10^6 \text{ [1/m]}$  (全長  $L$  に基づく Reynolds 数  $Re_L = 2.42 \times 10^6$ ) とした。また、迎角は  $\alpha = 2.0 \text{ deg}$  とした。

## 4. 結果

### 4.1. 迎角を持たない円錐の表面静圧変動

SWT2 および FHWT において計測された、迎角を持たない円錐の表面静圧変動を示す。

図5に SWT2 において風洞総圧  $P_0$  を変化させた場合のマッハ数  $M_\infty$  に対する表面静圧変動の変化を示す。次節でも示すが、このマッハ数および風洞総圧の条件下では、迎角を持たない円錐の境界層は全て層流状態であることを確認している。なお表面静圧変動は動圧で無次元化してある。

風洞総圧によらず、 $M_\infty = 1.9$  付近で最も表面静圧変動が小さかった。またマッハ数が小さい領域では風洞総圧が小さいほど、マッハ数が大きい領域では風洞総圧が大きいほど表面静圧変動が小さかった。これは圧縮機の効率と、風洞の壁面境界層が層流から乱流へ遷移することにより発生する圧力波のマッハ放射が強くなるためである。

図6に代表例としてマッハ数  $M_\infty = 2.0$ 、 $P_0 = 55, 70$  および  $80 \text{ kPa}$  における瞬間波形とスペクトラムを示す。スペクトラムは 30 個のデータを平均してある。図からわかるように、このマッハ数では風洞総圧の影響が小さいため瞬間波形およびスペクトラムに大きな変化は観測されなかった。表面静圧変動はそれぞれの風洞総圧において  $p'/[(1/2)\rho U^2] = 0.0654, 0.0613, 0.0603\%$  であった。

FHWT の  $M_\infty = 2.0$ 、 $P_0 = 100 \text{ kPa}$  における瞬間波形とスペクトラムを図7に示す。通風時間が短いため、スペクトラムは 5 個のデータを平均してある。 $p'/[(1/2)\rho U^2] = 0.0425\%$  であった。

両風洞とも表面静圧変動が小さく、静粛であると考えられる。



### 4.2. トップライン境界層の遷移過程

第1節でも述べた通り、本稿では軸対称物体のトップライン境界層の遷移過程に着目している。軸方向の圧力勾配がない、あるいは逆圧力勾配を持つ場合には、側面からトップラインに寄せ集められた低速流が壁から上方に持ち上げられ、境界層分布に変曲点が発生し、遷移が促進されると予測されているが、その実験的な検証は十分とは言えない[13, 14, 29, 32]からである。

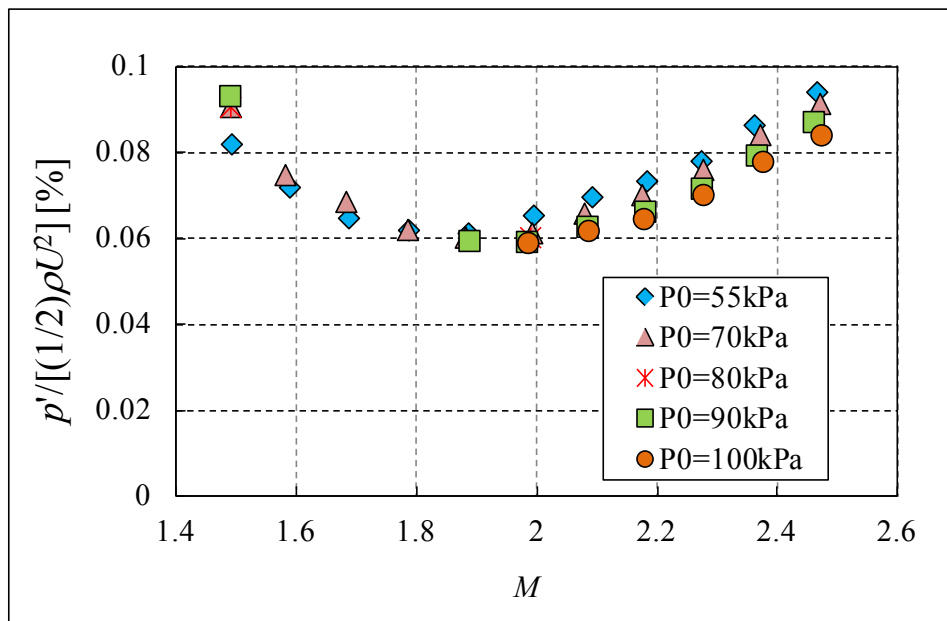


図5 SWT2における表面静圧変動のマッハ数に対する変化

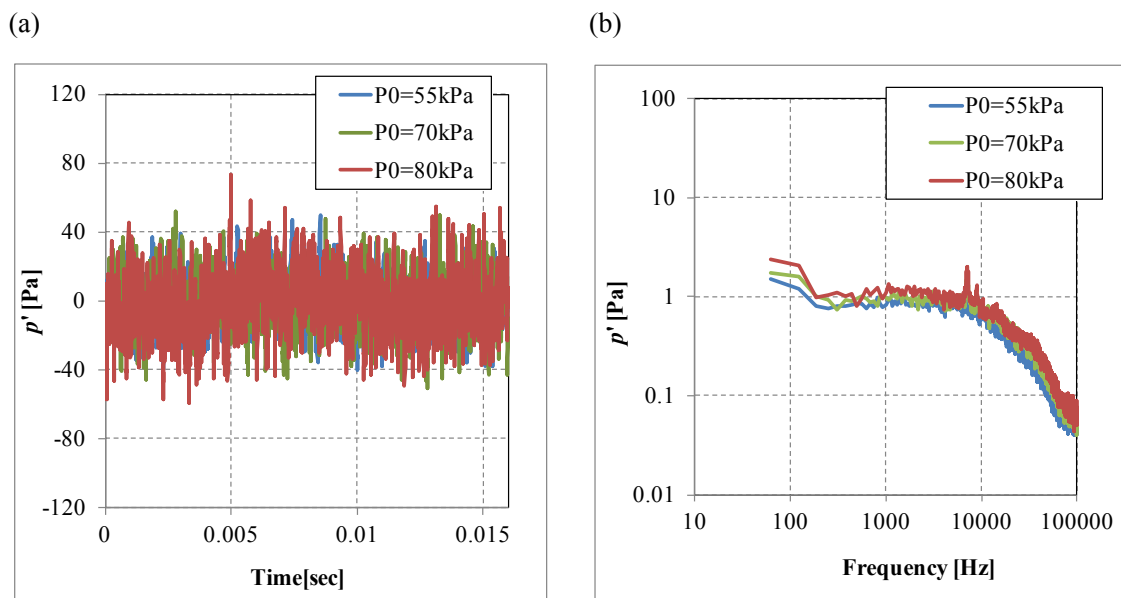


図6  $M_\infty = 2.0, \alpha = 0.0 \text{ deg}$  の SWT2 における表面静圧変動の瞬間波形およびスペクトラム

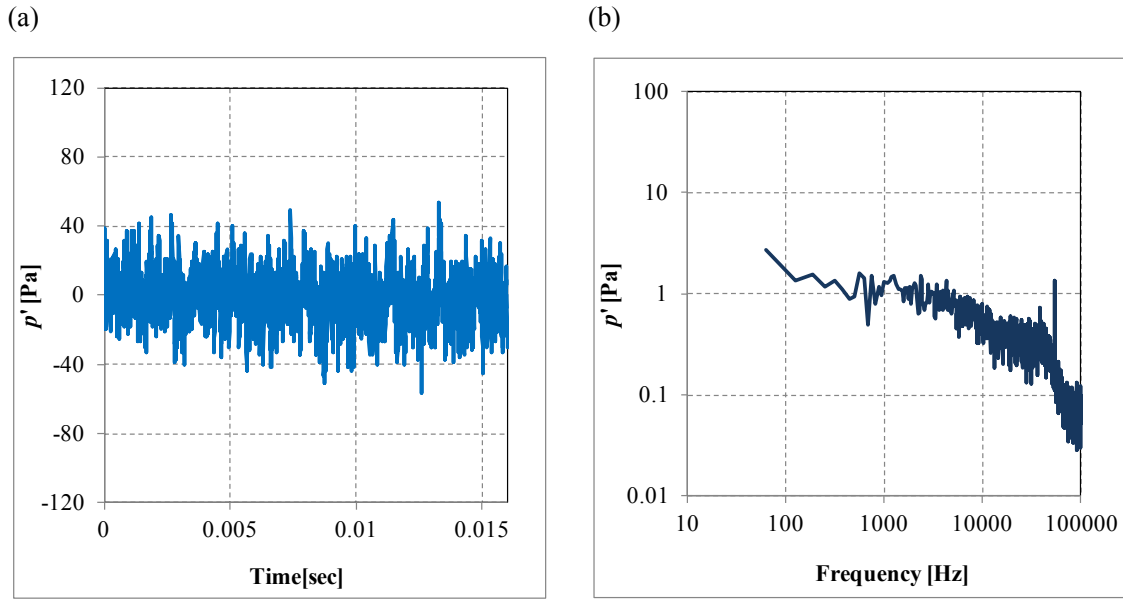
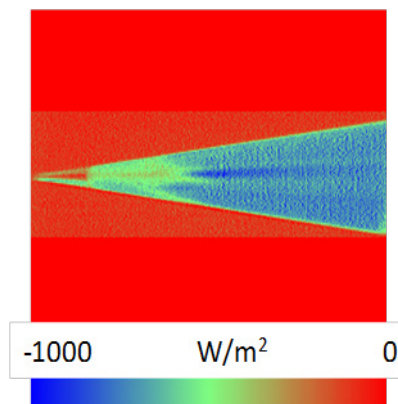


図7  $M_\infty = 2.0, \alpha = 0.0 \text{ deg}$  の FHWT における表面静圧変動の瞬間波形およびスペクトラム

図8および9に、FHWTにおいて計測された、軸方向に圧力勾配のない円錐と逆圧力勾配を持つフレア型円錐の、熱伝達率と対応する遷移予測マップを示す。図に示す通り、実験で計測された表面温度分布から算出された熱伝達率のパターンと、遷移予測マップのパターンは、定性的には一致した。しかし、トップラインにおける遷移位置の促進は、実験では予測より小さかった[13]。

一方で、軸方向に順勾配勾配を持つ Sears-Haack 体[8, 13]では、側面から寄せ集められた低速流は、加速により軸方向（下流方向）に流されてしまい、上方に持ち上げられないことがないため、遷移は促進されないと予測される。実験結果も予測と整合した（図10）[13]。

(a) 熱伝達率



(b) 遷移予測マップ

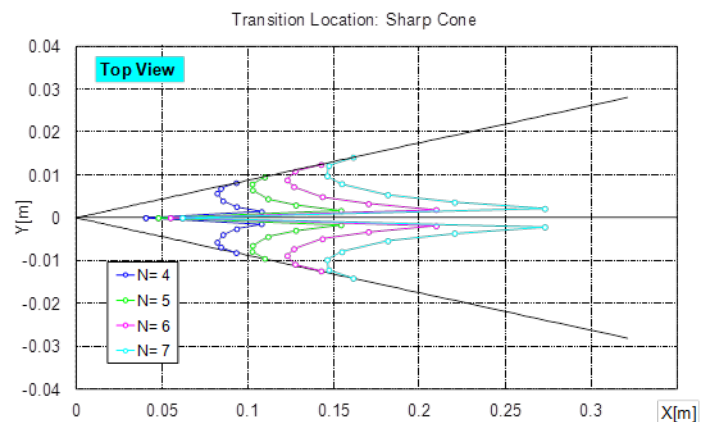
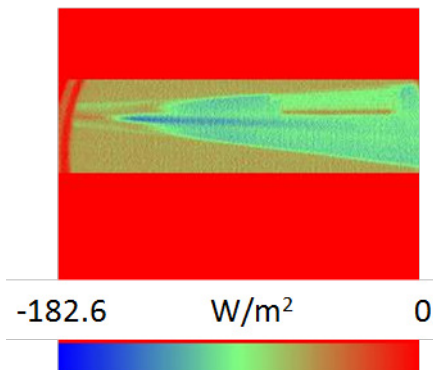


図8 FHWT における円錐の熱伝達率および遷移予測マップ

(a) 熱伝達率



(b) 遷移予測マップ

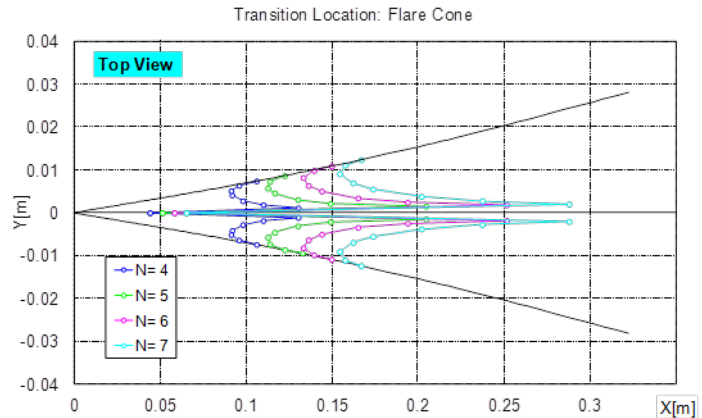
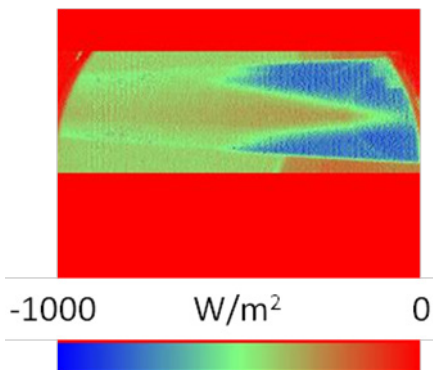


図9 FHWTにおけるフレア型円錐の熱伝達率および遷移予測マップ

(a) 熱伝達率



(b) 遷移予測マップ

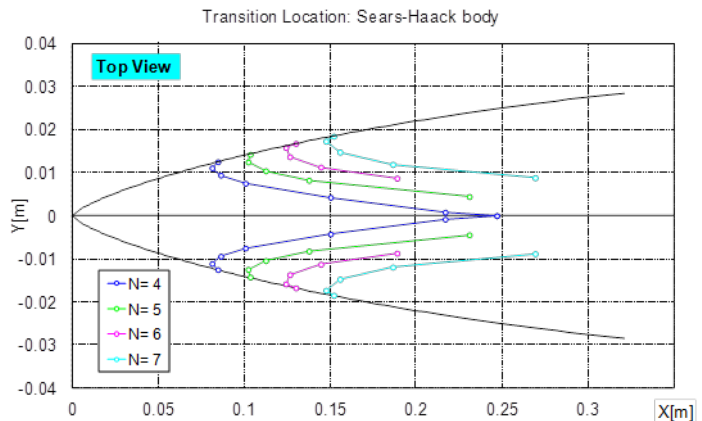


図10 FHWTにおけるSears-Haack体の熱伝達率および遷移予測マップ

この現象に着目し、軸方向に圧力勾配のない円錐と逆圧力勾配を持つフレア型円錐[31]のトップラインで観測される表面静圧変動を図11から13に示す。Appendix AおよびBに図12および13に対応するスペクトラムと瞬間波形を示す。本来であれば、迎角を固定し、センサー位置を変化させた計測を行いたいが、表面にフラッシュマウントしたセンサー位置は容易に変更できないため、実際の計測では固定し迎角に応じて境界層の状態を変化させた。

図から明らかなように、迎角を変化させた場合の表面静圧変動の変化は、供試体の形状や風洞総圧に依らず定性的によく似ていた。迎角が負の場合は、表面静圧変動は非常に小さかった。迎角が負の場合は、センサーがボトムラインにある場合に等しいため、これはボトムライン境界層がセンサー位置において層流であることを示している。迎角が $\alpha = 0.0$  degを超えて大きくなるに従って、表面静圧変動も増加する。これはトップライン境界層が、層流から乱流へと遷移を開始したことを意味する。さらに迎角が大きくなると、表面静圧変動は、一旦ピークをとった後、減少する。その後、ほぼ一定の値に収束していれば、完

全に乱流状態に入ったと見なせる。つまり FHWT における円錐の表面静圧変動は、 $\alpha = 5.0$  deg でほぼ一定の値をとっており乱流状態と見なせる (図 11)。しかし、SWT2 では Reynolds 数が小さいため、同じ  $\alpha = 5.0$  deg でも、一定の値に収束しておらず、まだ遷移途中であると考え (図 12)。ここで興味深いのは、表面静圧変動の変化がなめらかではない、つまり大きなピークの途中で小さな山や谷をもつ点である。フレア型円錐に至っては、高いピークが二つあった (図 13)。

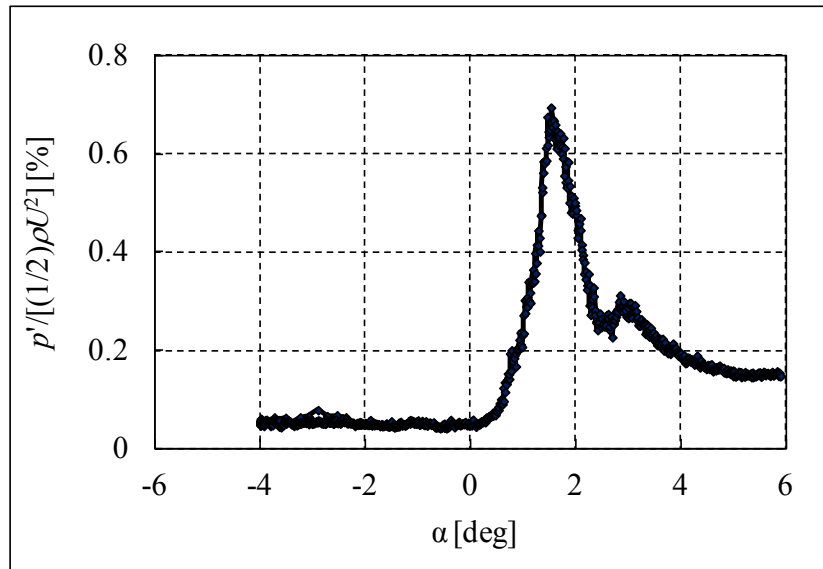


図 11 FHWT における円錐の表面静圧変動の迎角に対する変化

この小さな山や谷の再現性はよく、遷移過程における何らかの過程を表していると推測される。しかし Appendix A および B に示すスペクトラムや瞬間波形を見ても、その差は不明確であり、詳細は不明である[村山流力年会]。

超音速流中におかれた軸対称物体のトップライン境界層の遷移過程については、迎角を変化させた場合の表面静圧変動の変化は、供試体の形状や風洞総圧に依らず定性的によく似ているが、多くの研究課題が残されていることも明確になった。

### 4.3. 不安定波の特性

図 14 に、マッハ数  $M_\infty = 2.0$ 、風洞総圧  $P_0 = 100$  kPa の FHWT において、迎角  $\alpha = 2.0$  deg の円錐で計測された表面静圧変動のスペクトラムおよび、対応する数値予測結果を示す。側面の  $\phi = 120, 135$  および  $150$  deg ( $\phi$  はトップラインからの周方向角度) では CF 進行波を観測した。CF 進行波の中心周波数は、周方向角度によらずほぼ  $50$  kHz であった。この結果は、数値予測とよく一致することを確認した。

次に、 $M_\infty = 2.0$ 、 $P_0 = 70$  kPa の SWT2 において、迎角  $\alpha = 2.0$  deg の円錐で計測された表面静圧変動のスペクトラムおよび、対応する数値予測結果を図 15 に示す。SWT2 でも  $\phi = 45$

および 90deg で CF 進行波を観測し、その中心周波数はそれぞれほぼ 30 および 40kHz と予測とよく一致することを確認した。なお、SWT2 と FHWT で不安定波が観測される周方向角度が異なるのは、Reynolds 数（また、後述するように供試体の形状や迎角）に依りセンサー位置と境界層の状態との関係が変化するためである。

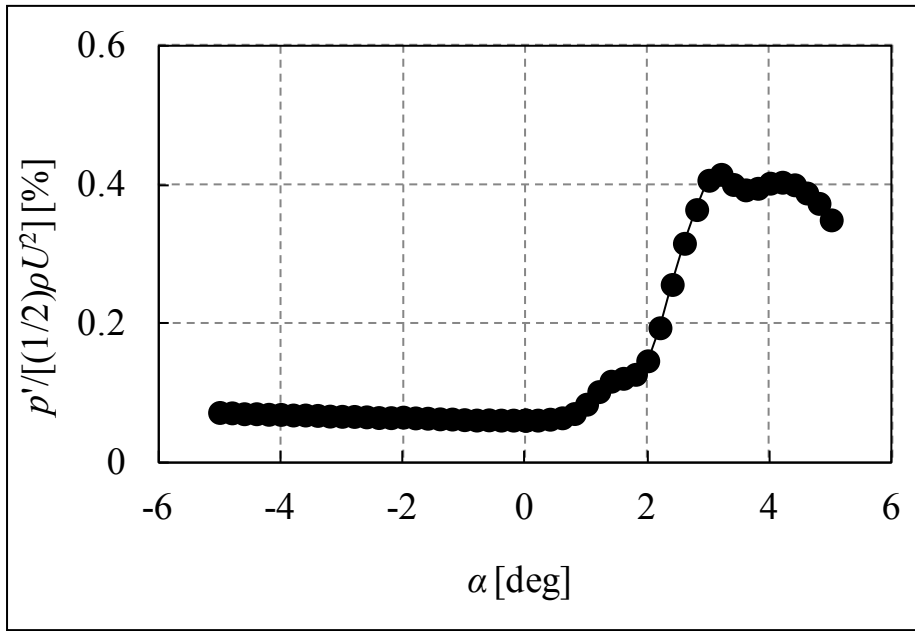


図 12 SWT2 における円錐の表面静圧変動の迎角に対する変化

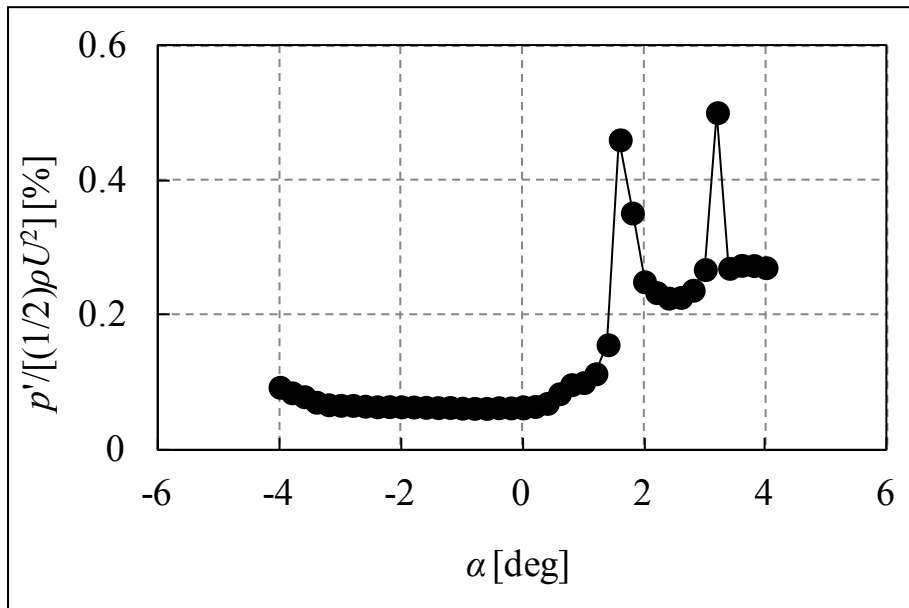


図 13 SWT2 におけるフレア型円錐の表面静圧変動の迎角に対する変化

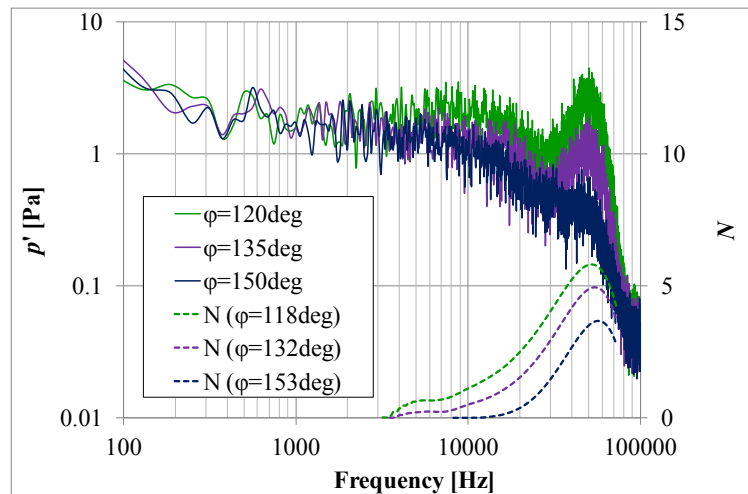


図 14  $\alpha = 2.0 \text{ deg}$  の円錐の FHWT における表面静圧変動スペクトラム

図 16 および 17 に、同じく SWT2 において観測されたフレア型円錐上の迎角  $\alpha = 2.0 \text{ deg}$  および  $\alpha = 1.0 \text{ deg}$  における表面静圧変動のスペクトラムをおよび、対応する数値予測結果を示す。迎角  $\alpha = 2.0 \text{ deg}$  のフレア型円錐でも  $\phi = 45 \text{ deg}$  で CF 進行波を観測し、その中心周波数はそれぞれほぼ  $30 \text{ kHz}$  で予測とよく一致した。

迎角  $\alpha = 1.0 \text{ deg}$  のフレア型円錐では、 $\phi = 10, 15, 20, 30$  および  $45 \text{ deg}$  で CF 進行波を観測し、その中心周波数は  $20$  から  $30 \text{ kHz}$  で予測とよく一致した。 $\phi = 0 \text{ deg}$  のトップラインでも不安定波を観測したが、その中心周波数はほぼ  $20 \text{ kHz}$  で予測された  $30 \text{ kHz}$  よりやや低いようであった。前節でも述べたように、トップライン境界層の遷移機構については、実験と数値予測の間で一致しない点や未解明な点も多く、不安定波の中心周波数までは正しく予測されていないと思われる。

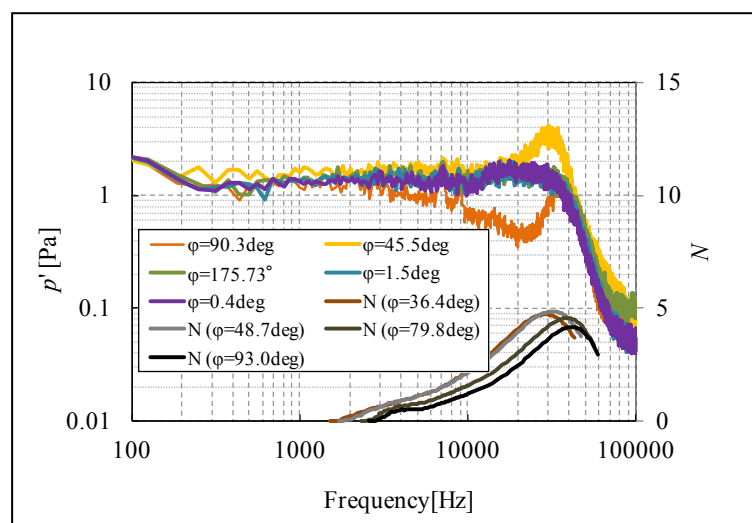


図 15  $\alpha = 2.0 \text{ deg}$  の円錐の SWT2 における表面静圧変動スペクトラム

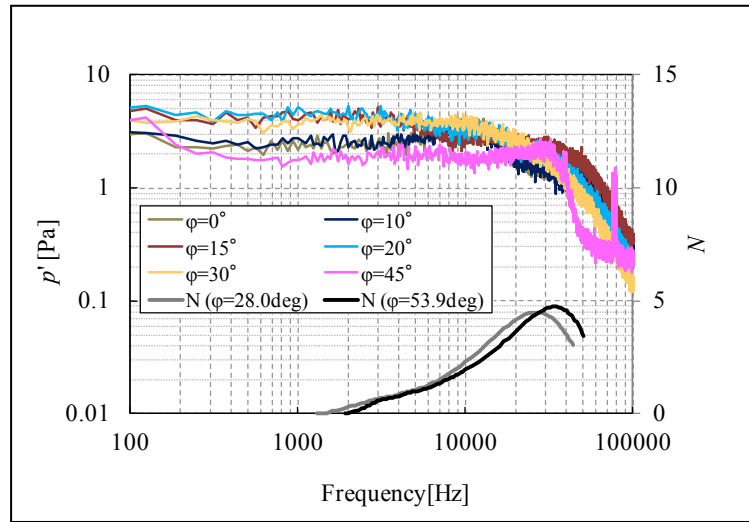


図 16  $\alpha = 2.0 \text{ deg}$  のフレア型円錐の SWT2 における表面静圧変動スペクトラム

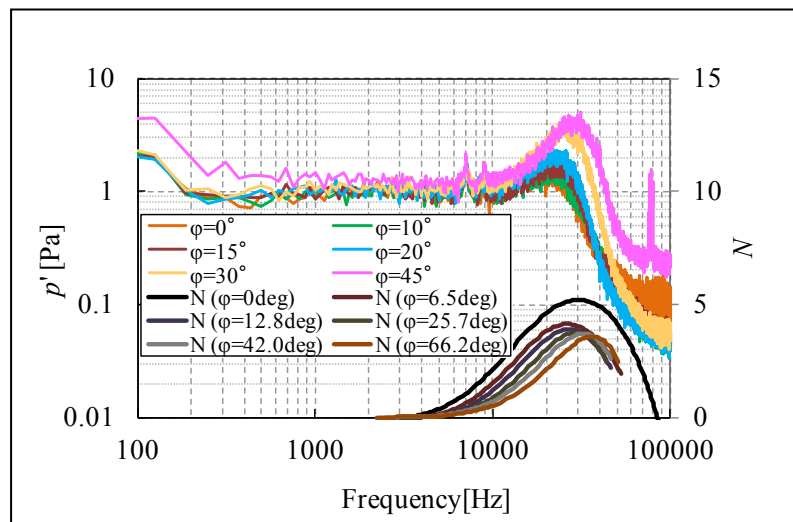


図 17  $\alpha = 1.0 \text{ deg}$  のフレア型円錐の SWT2 における表面静圧変動スペクトラム

しかし、側面境界層においては、Reynolds 数や供試体の形状や迎角に依らず、CF 進行波の中心周波数が実験的な観測値と数値予測でほぼ一致していることが検証できた。

## 5. まとめ

境界層の遷移機構を正しく理解した上で遷移位置を予測する精度をより高めていくために、超音速流中に置かれた軸対称物体を対象として 2003 年 3 月から 2012 年 12 月に著者らが実施した試験結果のうち、表面静圧変動計測に関する結果をまとめた。

迎角  $\alpha = 0.0 \text{ deg}$  の円錐 (SC) において計測された表面静圧変動は、試験を行った宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が所有する  $0.2\text{m} \times 0.2\text{m}$  超音速風洞 (SWT2) および富士重工業株式会社所有の高速風洞 (FHWT) 両者において低く、ともに静粛であると考えられる。

トップライン境界層の遷移過程については、軸方向の圧力勾配がない、あるいは逆圧力勾配を持つ場合には、側面からトップラインに寄せ集められた低速流が壁から上方に持ち上げられ、境界層分布に変曲点が発生し、遷移が促進されると予測されている。遷移の促進は実験的にも確認され、迎角を変化させた場合の表面静圧変動の変化は、供試体の形状や風洞総圧に依らず定性的によく似ていることがわかった。

また、側面境界層においては、Reynolds 数や供試体の形状や迎角に依らず、CF 進行波の中心周波数が実験的な観測値と数値予測ではほぼ一致していることが検証できた。

ただし、やはり、トップライン境界層の遷移機構については、実験的に観測された不安定波の中心周波数が数値予測より若干低かった。トップライン境界層の遷移機構については、実験と数値予測の間で一致しない点や未解明な点も多く、不安定波の中心周波数までは正しく予測されていないと思われる。多くの研究課題が残されていることも明確になった。

### 謝辞

本研究を始めるにあたり、一連の試験を行うきっかけをいただいた室蘭工業大学高木正平教授（元・研究開発本部流体グループ長）、航空プログラムグループ超音速機チーム吉田憲司チーム長に感謝の意を表します。

また試験の実施および検証用数値解析データの提供に協力していただいた宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループ超音速機チーム上田良稲氏、石川敬掲氏、研究開発本部流体グループ西沢啓主任研究員、風洞技術開発センター藤井啓介セクションリーダーならびに関係各位、そして歴代の研修生の皆さんに深く感謝の意を表します。

### 参考文献

- [1] Yoshida, K., Kwak, D. Y., Tokugawa, N., and Ishikawa, H., “Concluding Report of Flight Test Data Analysis on the Supersonic Experimental Airplane of NEXST Program by JAXA”, *Proceedings of 27th Congress of International Council of the Aeronautical Science*, Nice, September 19-24, 2010-2.8.2, [CD-ROM], 2004.
- [2] Tokugawa, N., Kwak, D. Y., Yoshoda, K., and Ueda, Y., “Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane NEXST-1,” *Journal of Aircraft* **45**, , 2008, pp. 1495-1504.
- [3] 川井太朗, “超音速流中における自然層流機首の設計”, 青山学院大学大学院修士論文, 2010.
- [4] 戸塚絢子, “超音速流中における自然層流機首の設計”, 学習院大学卒業論文, 2011.
- [5] Tokugawa, N., Ishikawa, H., and Ueda, Y., “Design of Natural Laminar Flow Nose for Supersonic Transport by Sinusoidal Deformation”, submitted to *Journal of Aircraft*.



- [6] Tokugawa, N., Ishikawa, H., Tozuka, A. and Ueda, Y., “Natural Laminar Flow Nose for Supersonic Transport Designed by Use of Local Non-axisymmetric Deformation”, submitted to *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*.
- [7] Tokugawa, N., Kawai, T., Tozuka, A., Ishikawa, H. and Ueda, Y., “Design of Natural Laminar Flow Nose for Supersonic Transport”, submitted to *JAXA-RR*.
- [8] 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*, Yokohama, August 29- September 3, 2004-2.8.2, [CD-ROM], 2004.
- [9] Ide, Y., Yoshida, K. and Ueda, Y., “Stability Characteristics of Supersonic Natural Laminar Flow Wing Design Concept”, *AIAA paper 2012-0021*, 2012.
- [10] 跡部隆, “複素特性曲線法による超音速境界層の遷移解析”, *NAL TR-1463*, 2003.
- [11] Yoshida, K., Sugiura, H., Ueda, Y., Ishiawa, H., Tokugawa, N., Atobe, T., Takagi, S., Arnal, D., Archambaud, J.-P. and Séraudie, A., “Experimental and Numerical Research on Boundary layer Transition Analysis at Supersonic Speed : JAXA-ONERA cooperative research project”, *JAXA-RR-08-007E*, 2009.
- [12] Yoshida, K., Ueda, Y., S., Vermeersch, O. and Arnal, D., “Experimental and Numerical Research on Boundary Layer Transition Analysis at Supersonic Speed: JAXA-ONERA Cooperative Research Project (Part 2)”, *JAXA-RR-12-009E*, 2012.
- [13] Tokugawa, N., Choudhari, M., Ishikawa, H., Ueda, Y., Atobe, T., Fujii, K., Li, F., Chang, C.-L., and White, J. A., “Transition along Leeward Ray of Axisymmetric Bodies at Incidence in Supersonic Flow,” , *AIAA paper 2012-3259*, 2012.
- [14] Choudhari, M., Tokugawa, N., Li, F., Chang, C.-L., White, J. A., Ishikawa, H., Ueda, Y., Atobe, T., and Fujii, K., “Computational Investigation of Supersonic Boundary Layer Transition over Canonical Fuselage Nose Configurations,” *Proceedings of 7th International Conference on Computational Fluid Dynamics*, Hawaii, July 9-13, ICCFD7-2306, [online], 2012.
- [15] 徳川直子, 高木正平, 跡部隆, 井門敦志, 小濱泰昭, “二次元翼境界層の自然遷移に対する外乱の影響”, *ながれ* **22**, 2003, pp. 485-497.
- [16] 徳川直子, 高木正平, 上田良稲, 井門敦志, “矩形翼境界層の自然遷移に対する外乱の影響”, *ながれ* **24**, 2005, pp. 629-639.
- [17] 徳川直子, 高木正平, 上田良稲, 井門敦志, “NACA0012 翼境界層の自然遷移に対する外乱の影響”, *JAXA-RR-05-017*, 2005.
- [18] 徳川直子, 高木正平, “実効的なレベルを用いた境界層遷移に対する外乱の影響の評価”, *ながれ* **26**, 2007, pp.385-392.

- [19] Mack, L. M., “Transition Prediction and Linear Stability Theory”, *AGARD Conf. Proc.* No.224, 1977, pp. 1-1-1-22.
- [20] King, R. A., “Three-Dimensional Boundary-Layer Transition on a Cone at Mach 3.5,” *Experiments in Fluids* **13**, 1992, 305-314.
- [21] Dougherty, N. S. and Fisher, D. F., “Boundary Layer Transition on a 10-degree Cone: Wind Tunnel/Flight Data Correlation”, *AIAA paper* 80-0154, 1980.
- [22] Crouch, J. D., “Variable N-Factor Method for Transition Prediction in Three-Dimensional Boundary Layers”, *AIAA Journal* **38**, 2000, pp. 211-216.
- [23] Crouch, J. D., Kosorygin, V. S., and Ng, L. L. “Modeling the effects of two dimensional steps on boundary-layer transition”, in *Sixth IUTAM Symposium on Laminar – Turbulent Transition*, edited by Govindarajan, R., Springer-Verlag, 2006, pp.37-44..
- [24] 村山卓弥, “超音速境界層遷移に対する気流乱れの影響”, 学習院大学卒業論文, 2006.
- [25] 長谷川隆哉, “円錐、フレア型模型のトップライン上における遷移計測”, 学習院大学卒業論文, 2007.
- [26] 村山卓弥, “迎角をもつ軸対称物体上の圧縮性境界層の遷移に関する実験的研究”, 学習院大学大学院修士論文, 2008.
- [27] 藤崎啓示, “迎角付き軸対称物体上に発達する圧縮性境界層遷移の研究”, 学習院大学卒業論文, 2009.
- [28] Malik, M. and Balakumar, P., “Instability and Transition in Three Dimensional Supersonic Boundary Layers,” *AIAA Paper* 92-5049, 1992.
- [29] 野瀬現太, 石川敬掲, 上田良稲, 村山卓弥, 徳川直子, “迎角をもつ軸対称物体の圧縮性境界層遷移に対する圧力勾配の影響”, 日本流体力学会年会 2005 講演論文集, [CD-ROM], 2007.
- [30] Hideo Sawada, H., Takashi Kohno, T., and Kunimasu, T., “Pressure fluctuation measurements in the NAL 0.2-m supersonic wind tunnel”, *AIAA Paper* 98-0636, 1998.
- [31] 野瀬現太, “トップライン上の圧縮性境界層遷移を促進させる軸対称模型の設計”, 学習院大学卒業論文, 2006.
- [32] Yamazaki, H., Enomoto, S. and Yamamoto, K., “A Common CFD Platform UPCAS,” *High Performance Computing, Lecture Notes in Computer Science*, **1940**, 2000, pp. 182-190.

Appendix A : 円錐における表面静圧変動のスペクトラムと瞬間波形 [24]

SWT2 ( $M_\infty = 2.0$ ,  $P_0 = 70$  kPa)

Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP\_AC

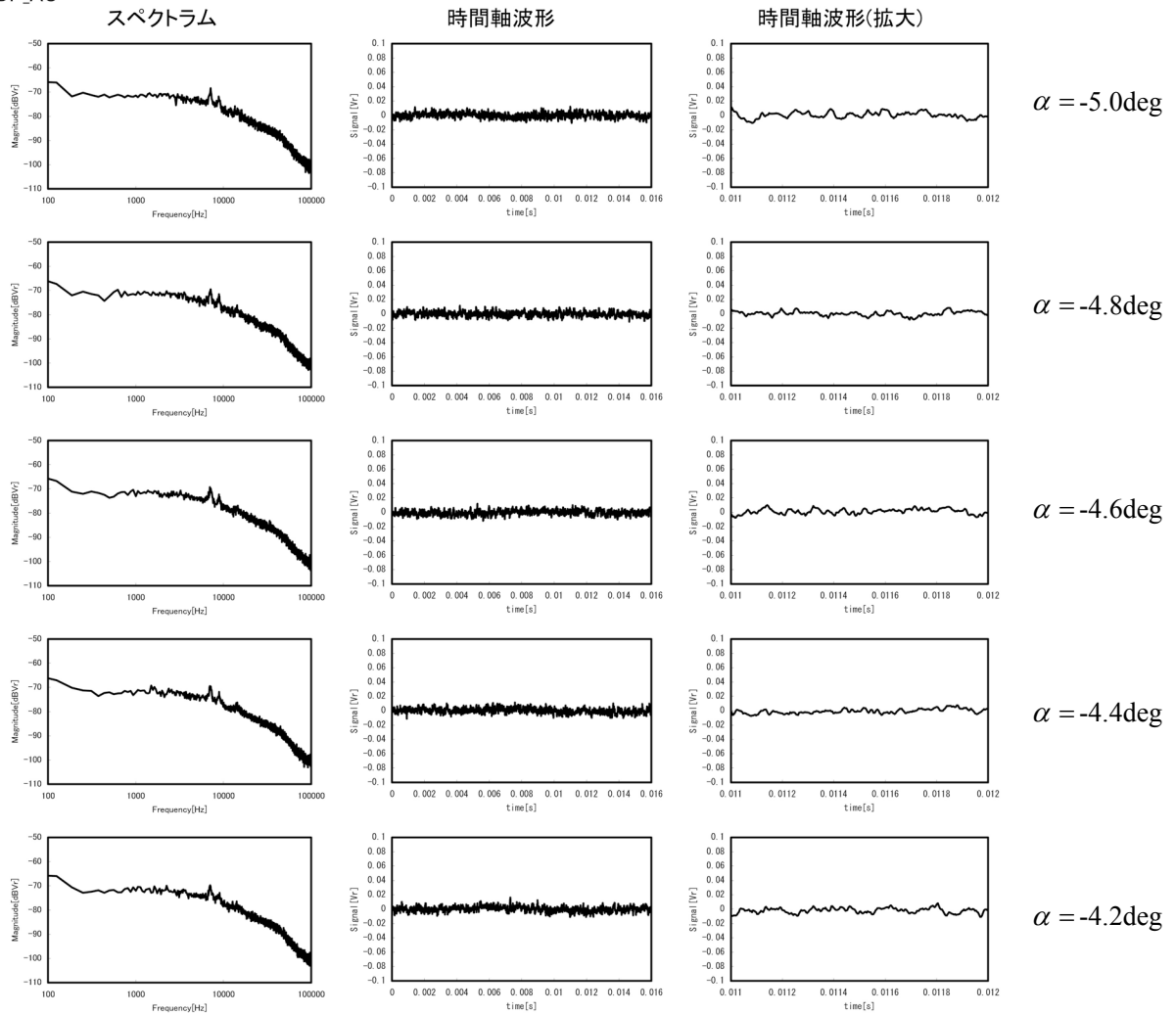


図 A-1

Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP\_AC

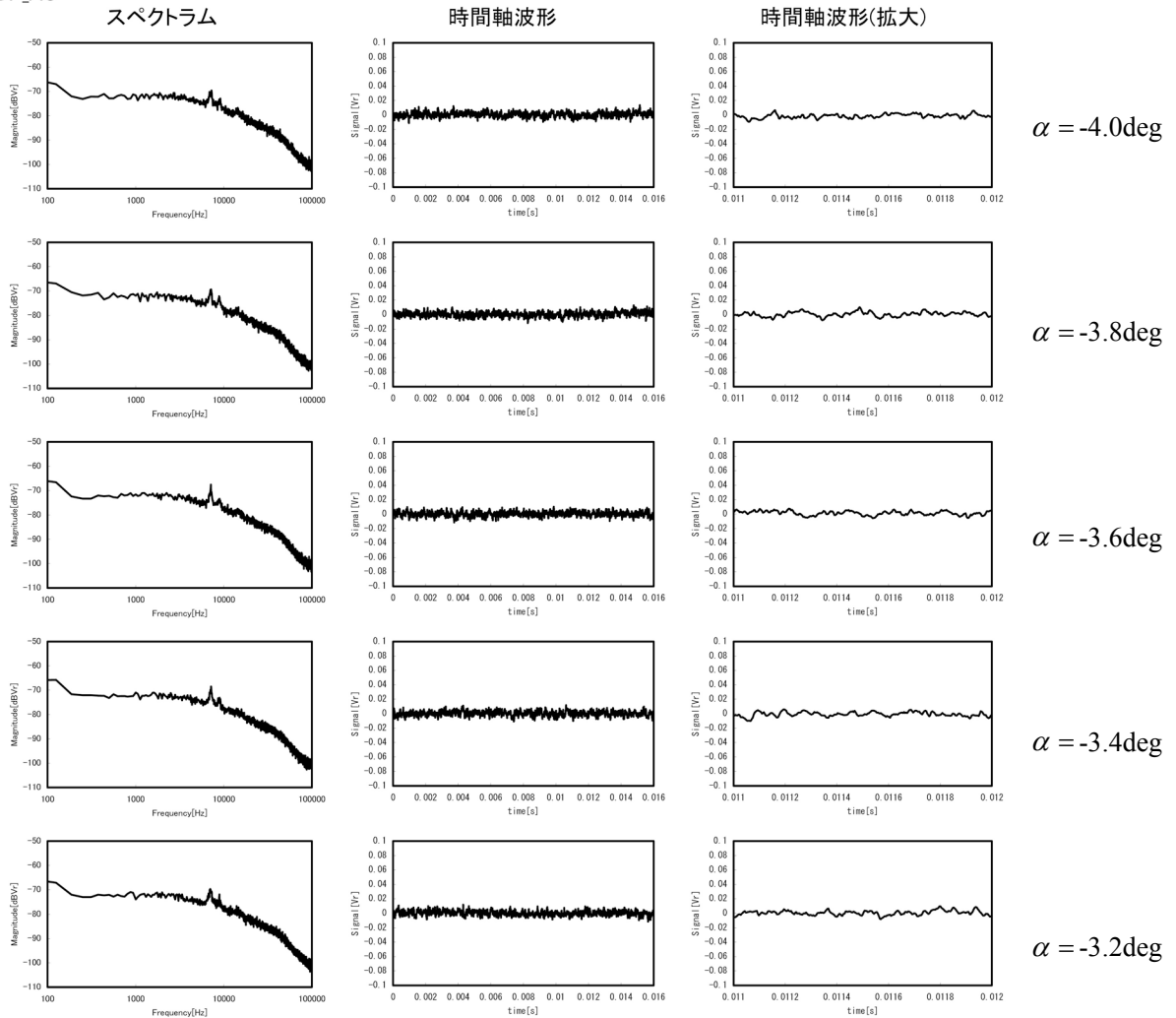


図 A-2

Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP\_AC

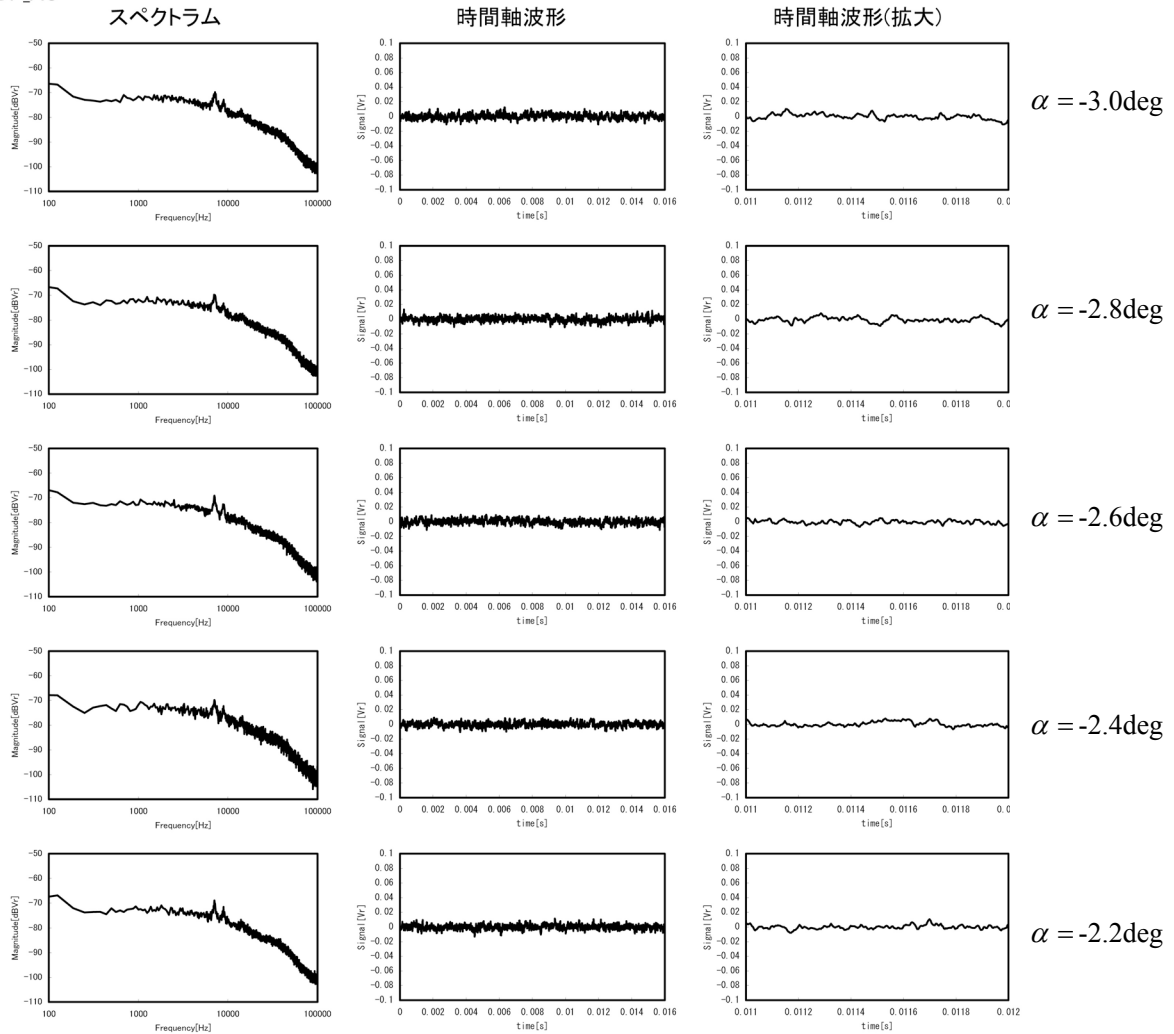


図 A-3

Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP\_AC

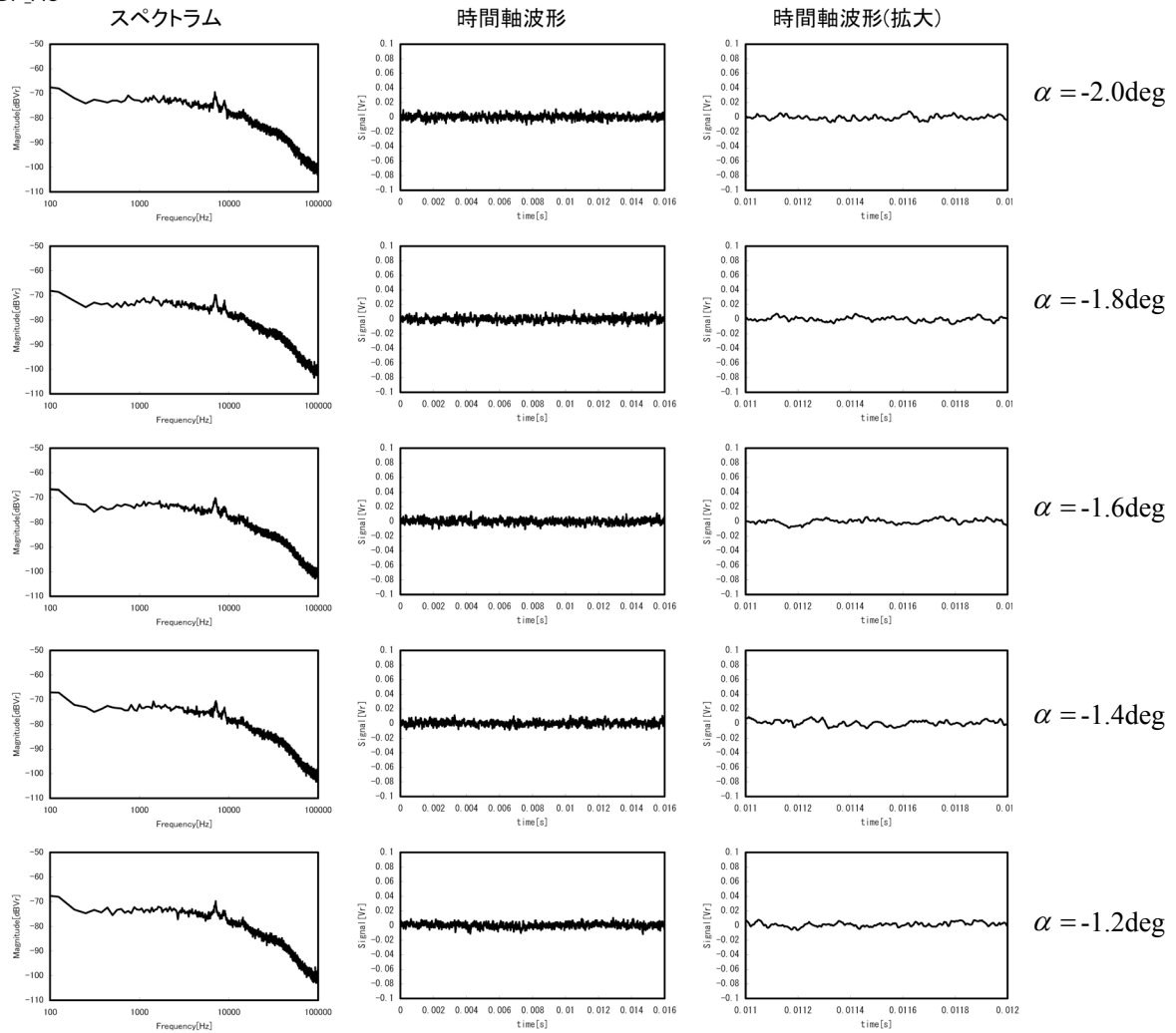


図 A-4

Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP\_AC

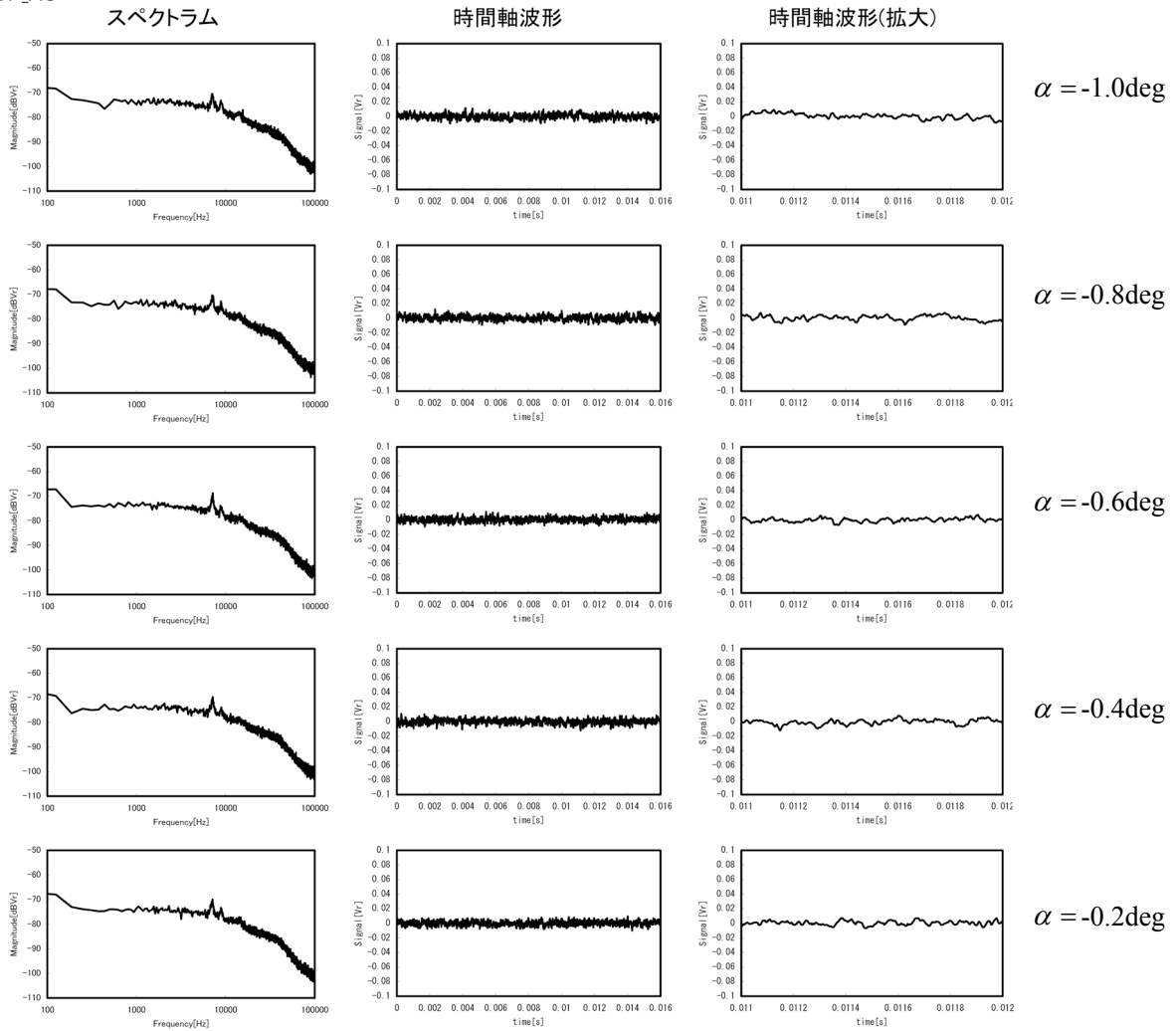


図 A-5

Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP\_AC

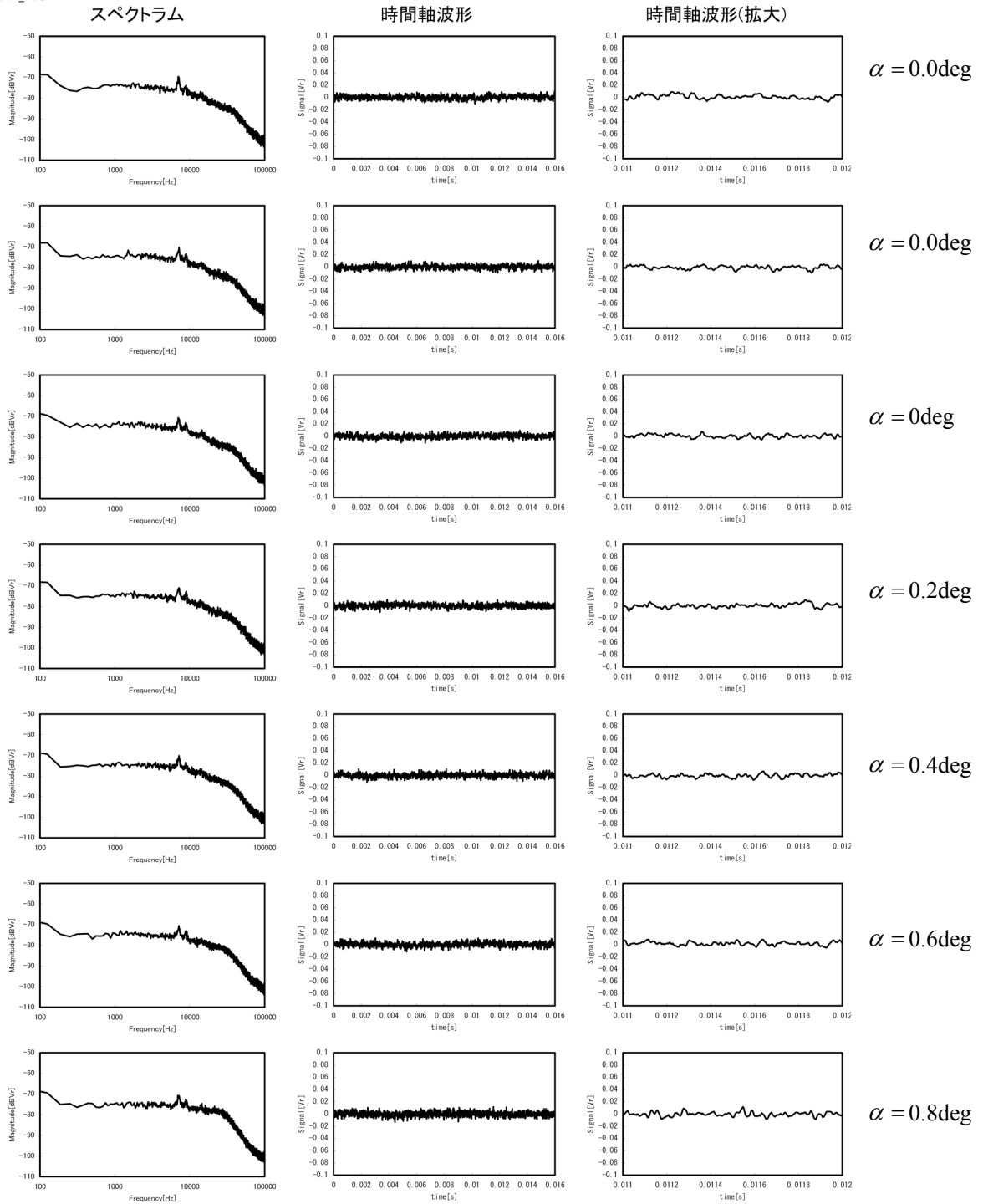


図 A-6



Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP\_AC

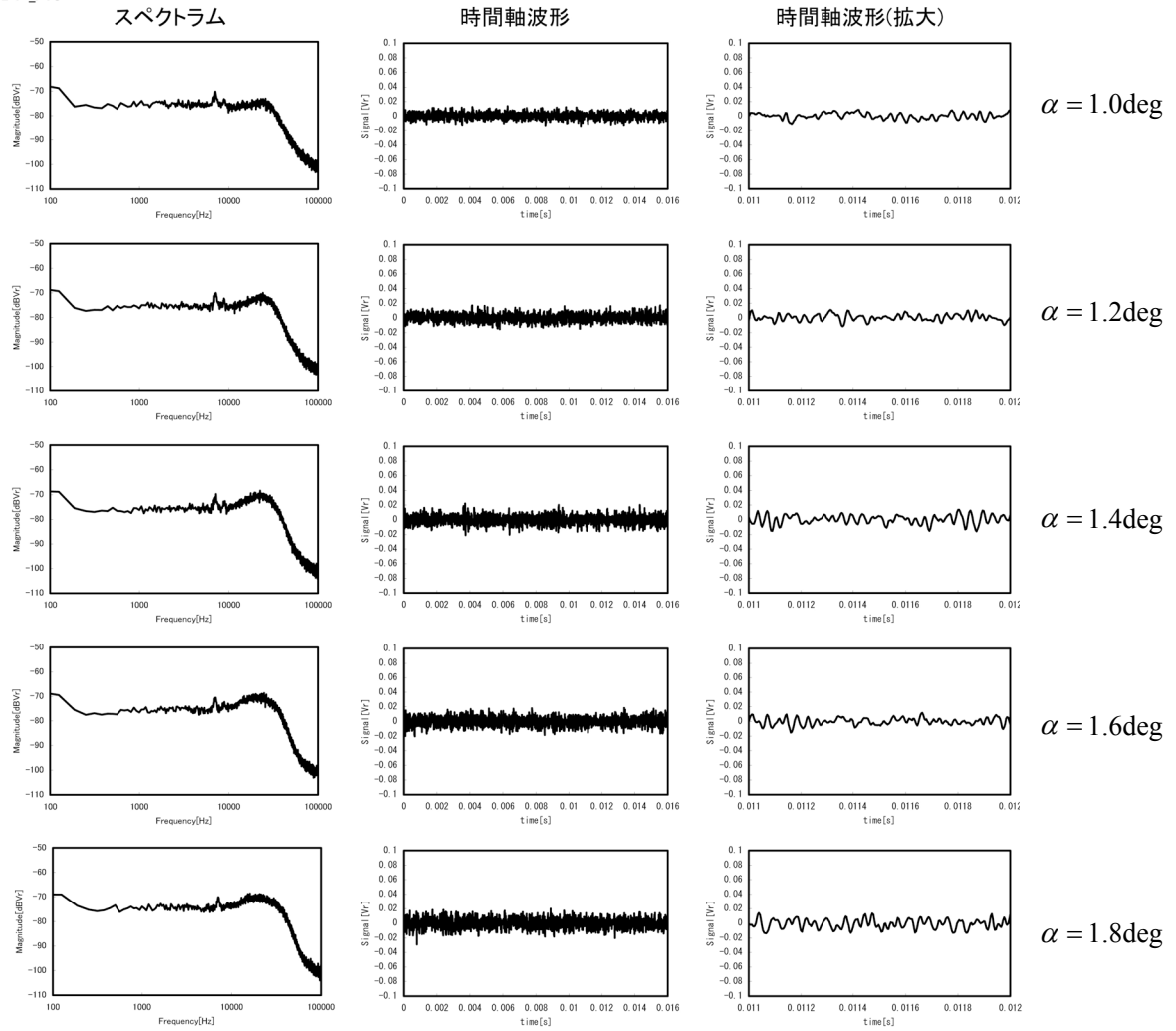


図 A-7

Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP\_AC

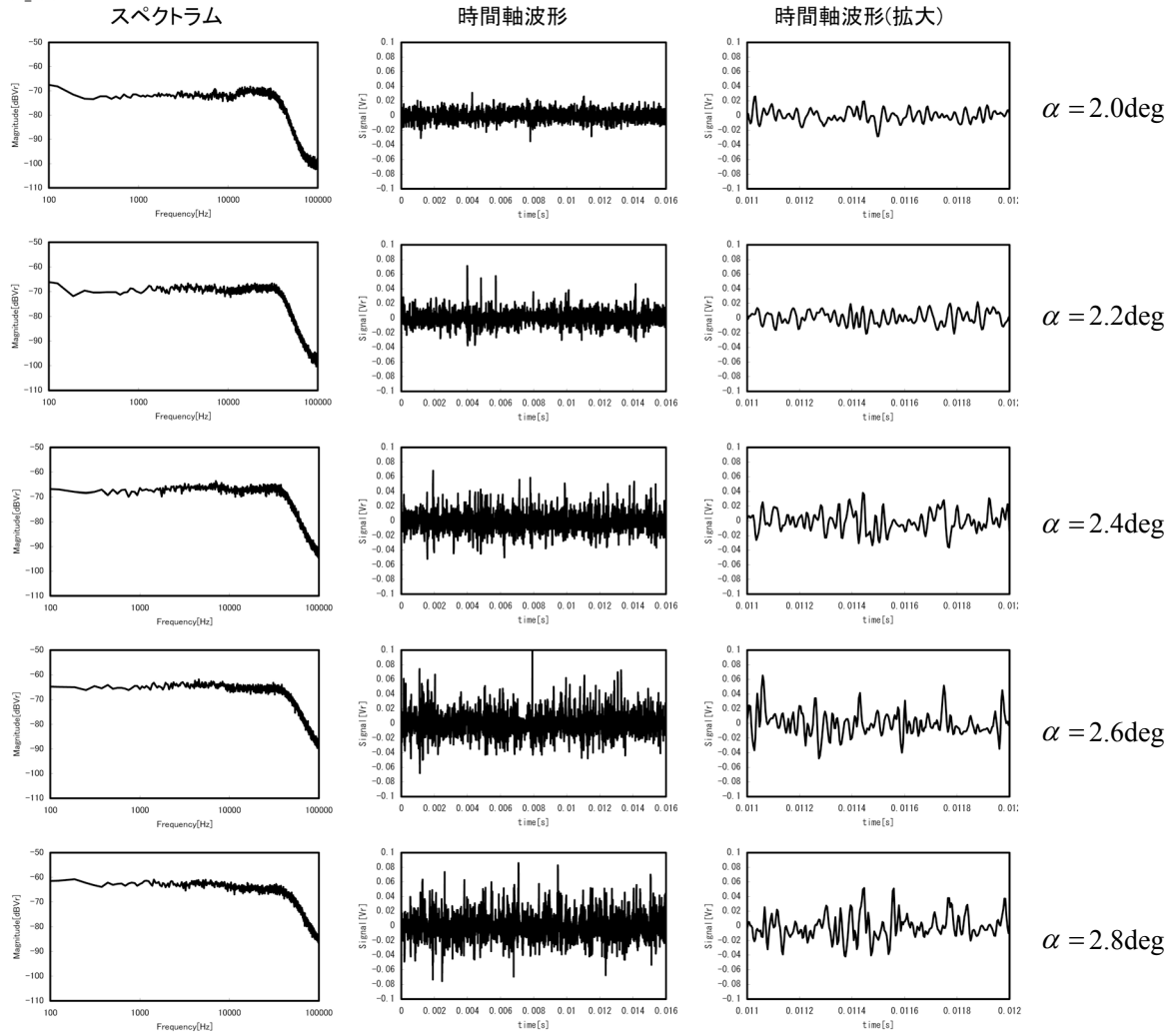


図 A-8

Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP\_AC

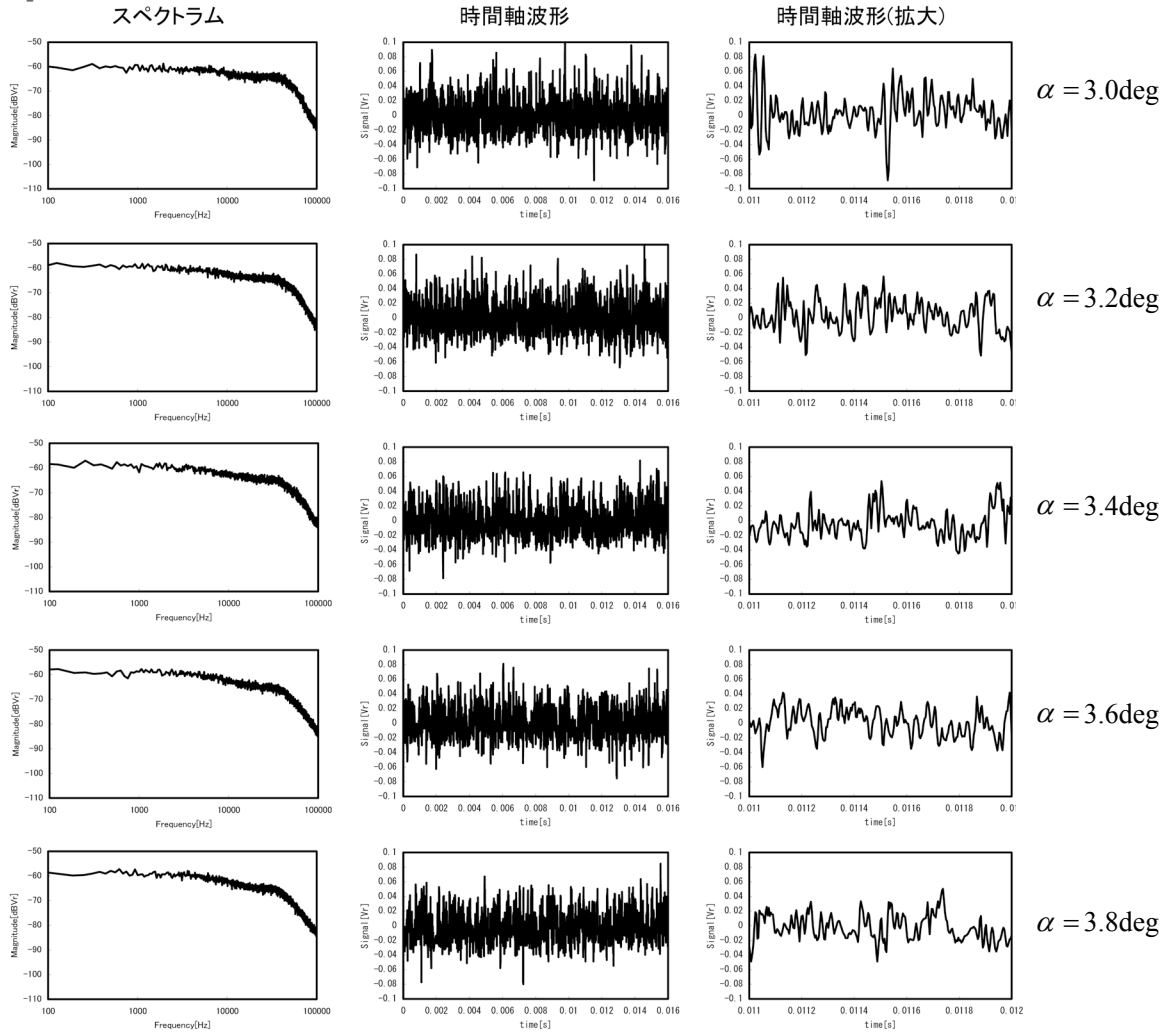
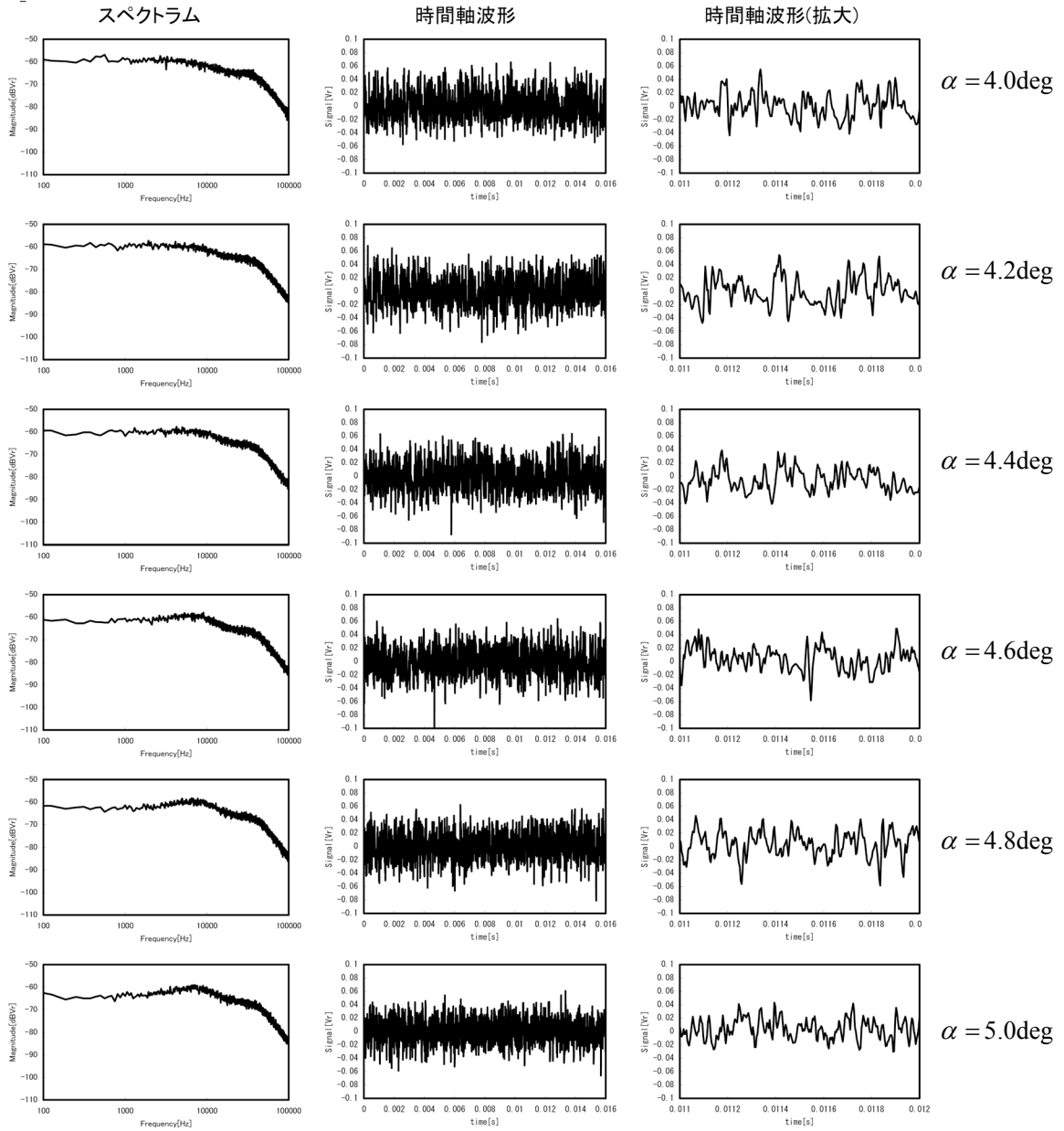


図 A-9

Mach2.0  
 P0=0.07MPa  
 $\phi=179.7^\circ$   
 DP.AC



☒ A-10

Appendix B : フレア型円錐における表面静圧変動のスペクトラムと瞬間波形 [25]

SWT2 ( $M_\infty = 2.0$ ,  $P_0 = 70$  kPa)

フレア型円錐  
 $M_\infty=2.0$   
 $P_0=0.07$ MPa  
 $\phi=0^\circ$   
 DP\_AC

(7/5)

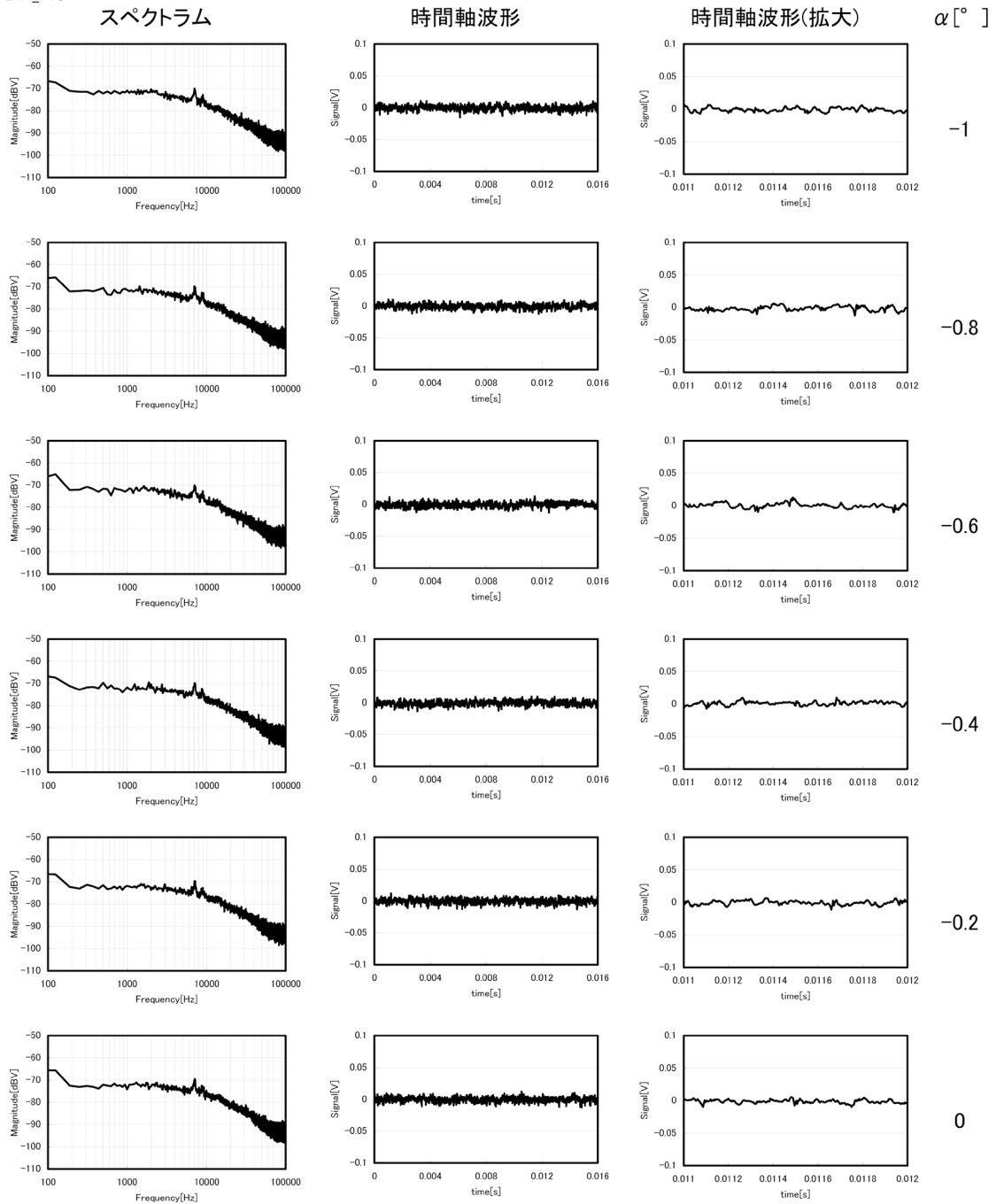


図 B-1

フレア型円錐  
 $M_\infty=2.0$   
 $P_0=0.07\text{MPa}$   
 $\phi=0^\circ$   
 DP\_AC

(7/5)

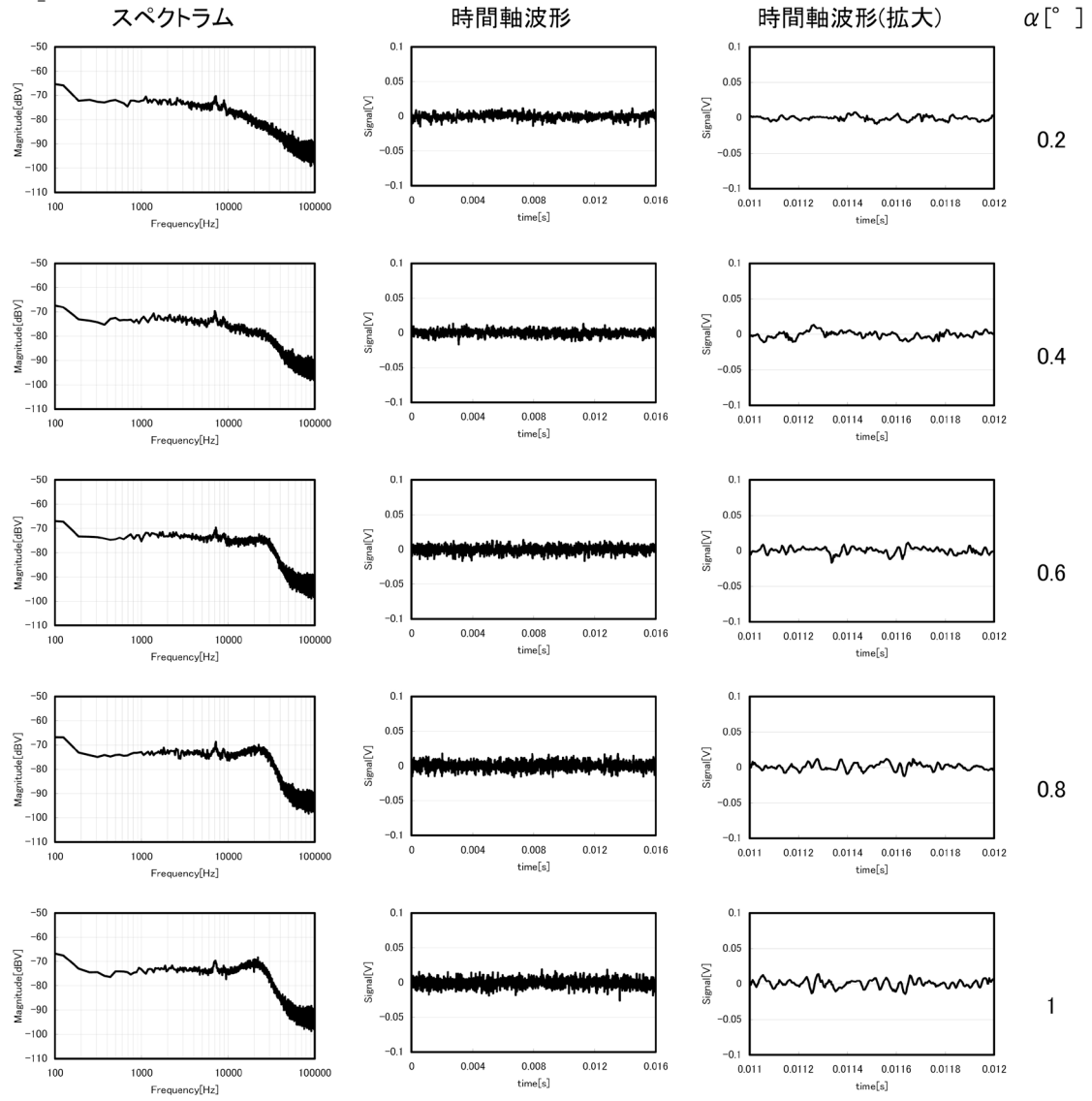


図 B-2

フレア型円錐  
 $M_\infty=2.0$   
 $P_0=0.07\text{MPa}$   
 $\phi=0^\circ$   
 DP\_AC

(7/5)

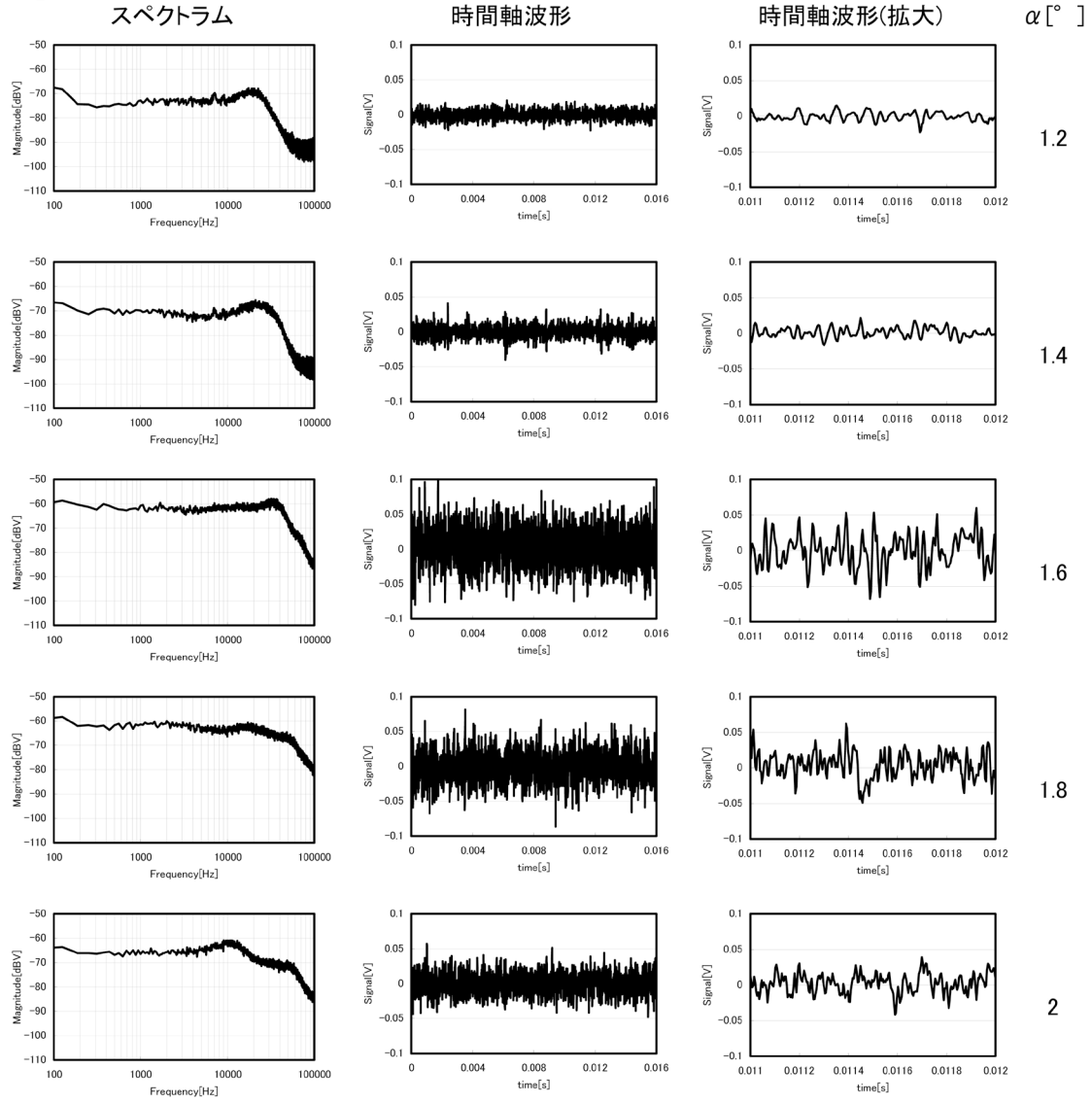


図 B-3

フレア型円錐  
 $M_\infty=2.0$   
 $P_0=0.07\text{MPa}$   
 $\phi=0^\circ$   
 $DP\_AC$

(7/5)

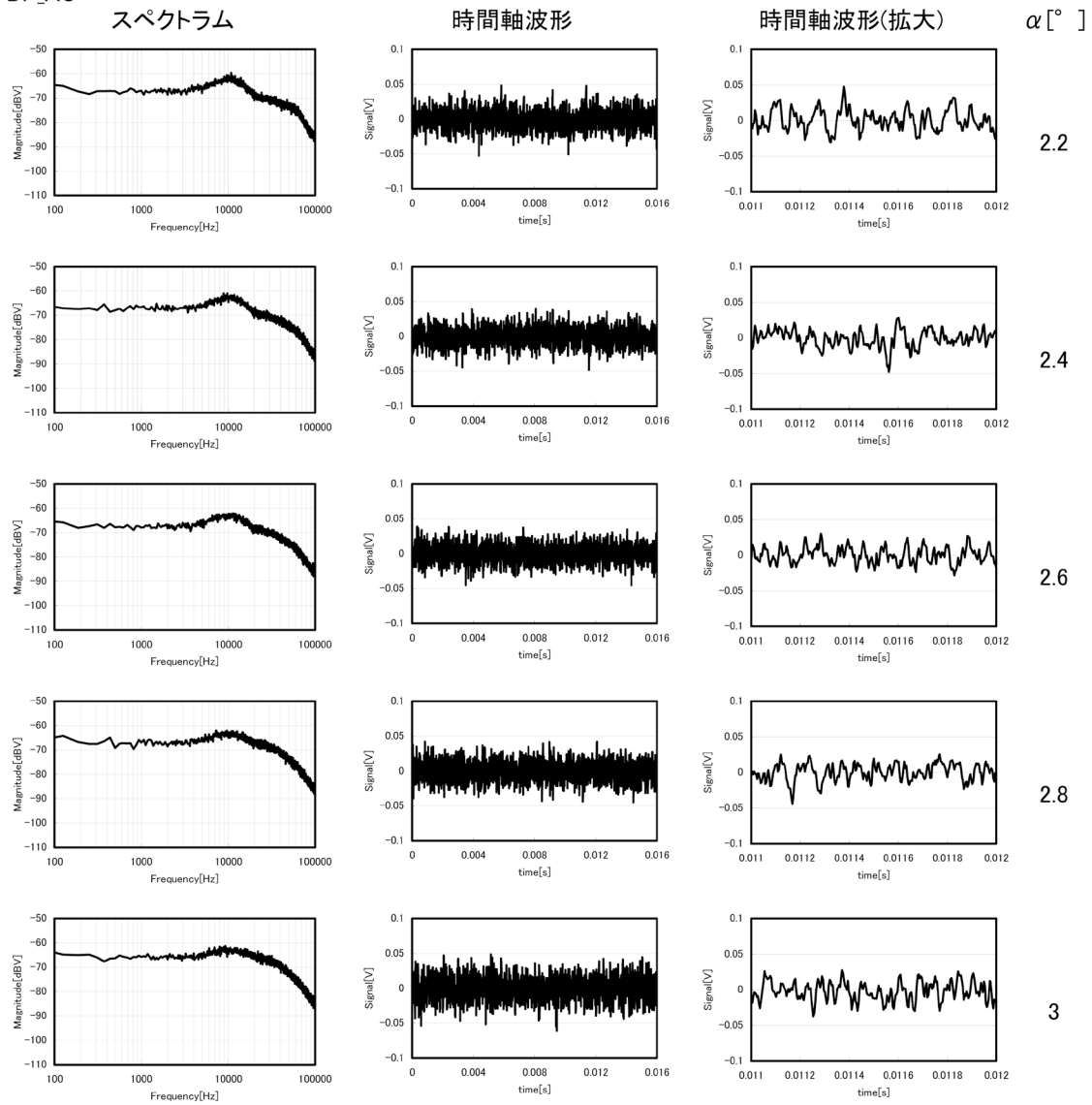


図 B-4



フレア型円錐  
 $M_\infty=2.0$   
 $P_0=0.07\text{MPa}$   
 $\phi=0^\circ$   
 DP\_AC

(7/5)

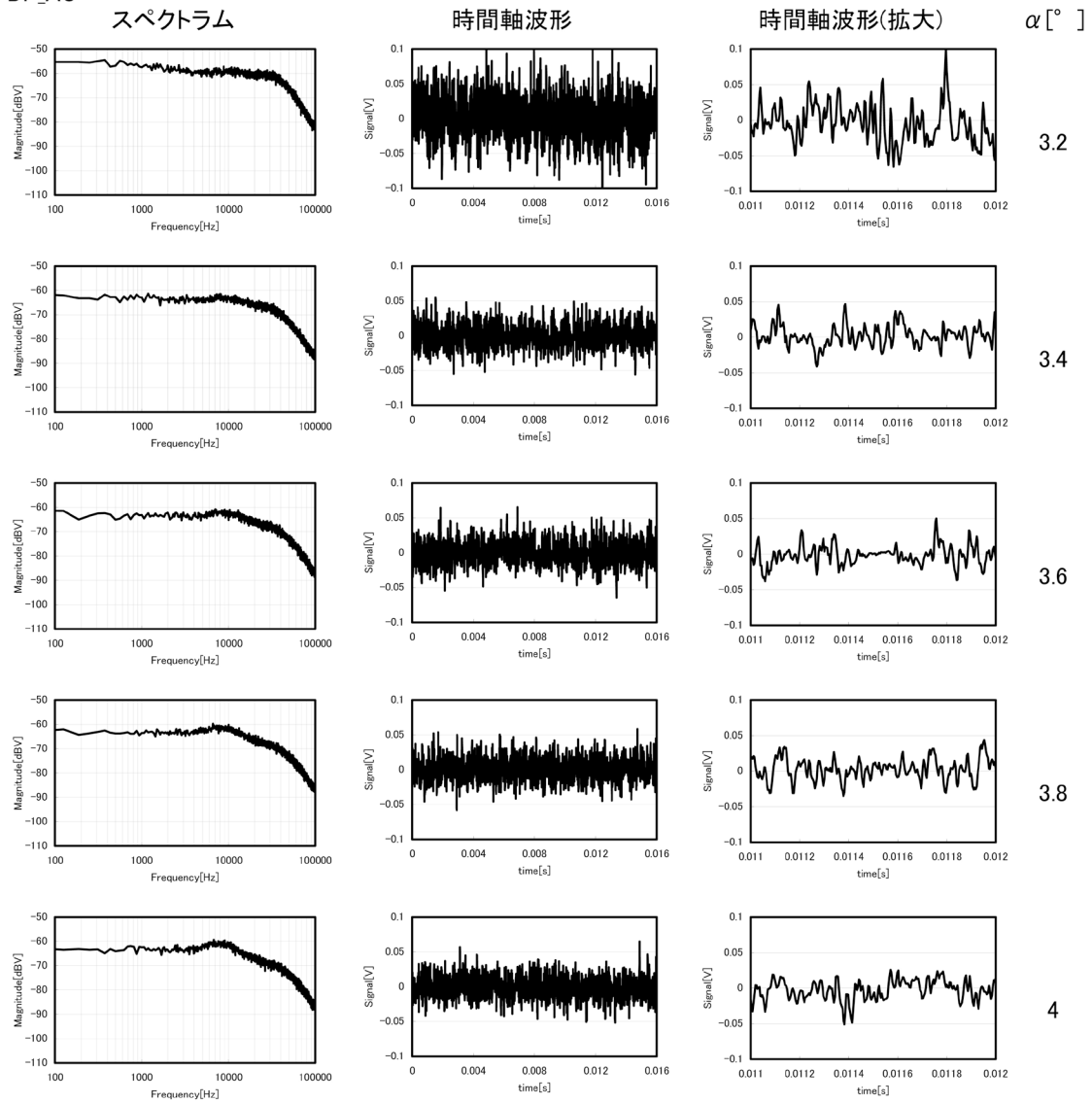


図 B-5

