

## No.14

## 実機搭載型飛行速度ベクトル計測装置に適用する動的検証装置の試作

航空宇宙技術研究所 ○中谷輝臣 桑野尚明

Dynamic Inspection System for Active Control Aircraft with Air Data System.

Key Words: Air Data sensor, Velocity measurement, Wind tunnel, Multi-hole probe  
and Aircraft Instrument

要 約

航空機に搭載した飛行速度ベクトル計測装置の四角錐台型5孔プローブの先端に3次元気流を発生させる小型の気流発生装置を置くことによって、飛行速度ベクトル計測装置の単体機能と当該計測装置の出力信号による飛行制御系の機能検証・評価及び演算処理に複数の処理式を適用するミキシング技術の検証・評価を可能とする動的検証装置の構成と性能及び適用例等について報告する。

## 1. まえがき

近年、飛行制御コンピュータや操舵面アクチュエータの発達に伴い、各操舵面を積極的に制御し、飛行性能を向上させる能動制御航空機の研究開発が行われている。なかでも、航空機に飛行速度ベクトルを計測する装置を搭載して、その対気情報をもとに飛行制御を行う対機能動制御航空機に関する研究が顕著となっている。航空宇宙技術研究所（航技研）では、「多角錐台型ピトー管型プローブ」<sup>1)</sup>を発展させた実機搭載型の四角錐台型5孔プローブを組み込んだ飛行速度ベクトル計測装置（Air Data System : ADS）の研究開発<sup>2)</sup>を行ってきており、ADSの測定原理<sup>3)</sup>や、各種風洞における広速度域校正試験<sup>4)</sup>、さらに航技研の実験用航空機（ビーチクラフト機<sup>5)</sup>とドルニエ機）、HOPPE着陸小型実験機(AlfFlex)風試<sup>6)</sup>と飛行試験に搭載して実環境下で使用してきた実績がある。

しかし、ADSを実機に装着した状態では、ADSの機能検証（プローブの取付基準決定、配管応答、速度ベクトル情報の把握等）

を行うことが難しく、特に航技研における飛行試験でも飛行前の装置の動的機能チェックに大変苦労した経緯があり、実用上、静的から動的までの機能検証ができる簡便な装置の開発が必要になった。

そこで、動的検証技術の選択肢の一つとしてADSの5孔プローブに3次元気流を発生することができる小型で可搬型の気流発生装置（パッシブ型）<sup>7)</sup>の試作を行ってきた。その後、後述の適用に合わせて装置を自動化してきた。本装置の適用例を下記に示す。

- (1) ALFLEX搭載前のADS単体機能検証（ソフトウェアの機能確認、配管の長さを変えた配管応答特性、対外乱応答性能等）。
- (2) ALFLEX懸吊風試模型におけるADS機能検証（単体機能、当該出力信号による飛行制御系機能確認等）。
- (3) 複数の演算処理式ミキシング技術の機能検証（ROM化してある2つの演算処理式の切り替え確認）等への実績がある。

特に、ALFLEXの懸吊風試で問題になった微小角領域の測定精度向上対策として、あらたに採用した2つの演算処理式を切り替えて使用するミキシング技術に関するソフトウェアの検証等に威力を発揮した。

そこで、完成した動的検証装置の構成と動作性能及び適用例等について報告する。

## 2. 装置

本動的検証装置の全体構成を図1に示す。本装置は、3次元気流を発生させる気流発生装置（小型風洞部、2軸駆動機構部）と各機構部を動かすコントローラ及び情報処理装置（計測・制御計算機、インタフェース及びソフトウェア等）からなっている。

### 2.1 気流発生装置

#### 2.1.1 小型風洞部

小型風洞部の構造は図2と写真1、2、に示すようにブローダウン方式の風洞で、エアー・インテイク、送風機部（1段の軸流ファン・静翼、電動モータ、回転計）、整流部（ハニカム、網）及びノズルの各要素が一体形成されたFRP製の軽量構造体（22kg）である。その仕様概要を表1に示す。

#### 2.1.2 2軸駆動機構部

2軸（迎角 $\alpha$ ・横滑り角 $\beta$ ）駆動機構部の構造を図3と写真3、4に示す。

$\alpha$ 角駆動機構部は小型風洞部を挟むようにした左右一対のボールねじ機構を有し、ノズル吹口を回転中心として垂直面内で扇状に変角させる電動サーボ設定機構である。

$\beta$ 角駆動機構部は当該 $\alpha$ 角駆動機構部を乗せて、重量を支えるローラ機構と1本のボールねじ機構を有し、ノズル吹口を回転中心として水平面内で扇状に変角させる電動サーボ設定機構である。その仕様を表2に示す。

また、2軸駆動機構部の軸角度検出器には、ポテンショ・メータとパルス・エンコーダとによる2重構成である。

## 2.2 コントローラ

本コントローラは前節2.1の気流発生装置の各機構部をアクティブに制御するものである。コントローラの設定パネル部分を写真5に示す。制御は設定パネルの機側と外部情報処理装置（計算機）方式が選択できる。また、情報処理装置には各機構部の動作とADSの出力情報が計測できるようにしてある。その制御ブロックの概要を図4に示す。

#### 2.2.1 小型風洞部

小型風洞部における軸流ファンの電動モータにはインバータ・モータが使用され、周波数制御となっていてファン回転数と風速との関係がほぼ線形になるように設計してある。

風速設定はノズル差圧、温度、大気圧から算出する方式を用いるが、簡便な近似設定法としてあらかじめ求めてある供給周波数と速度に関するテーブル・サーチから出すことができる。実際の操作はパネルに設けた周波数表示器を見ながら速度制御用ポリューム（ポテンショメータ）を回すか、スイッチを外部情報処理装置側にして計算機（パソコン）上で周波数を設定する2方式から選択する。

#### 2.2.2 2軸駆動機構部

$\alpha$ 角駆動機構部と $\beta$ 角駆動機構部の制御は同一仕様となっており、サーボモータ、位置検出器、比較回路部、電源部からなる電動サーボ・フィードバック方式である。

各制御には、角度設定モードと振動（揺動）設定モード及び外部計算機制御モードの3つのモード選択が可能である。

角度設定モードはコントロールパネルに設けてある角度設定用デジタルスイッチで角度を設定し、起動スイッチで作動させ、設定値と比較（比較回路）して停止するシーケンス回路を構成している。

振動（揺動）設定モードは振動周波数設定用デジタルスイッチと振幅（角度）設定用デジタルスイッチで周波数と角度を設定し、起動スイッチで作動させ、各設定値（周期・角

度)と比較(比較回路)して周期(正弦波)運動を行うシーケンス回路を構成している。

外部計算機モードはパネル上のスイッチを外部情報処理装置側に切り替えて、あらかじめパソコン上で作成しておいた模擬対気情報等の信号をもとに $\alpha$ 角・ $\beta$ 角駆動機構部を動かす制御回路を構成している。

### 2.3 情報処理装置

本情報処理装置は計算機(ノート型パソコン:NEC PC-9821Na9)、中継ボックス(信号中継)、インターフェースボックス(A/Dボード,D/Aボード)、ソフトウエア(計測・制御用)で構成している。

本情報処理装置は前節2.2のコントローラに接続して、機側モード及び計算機モードで各機構部の動きの計測と制御を行うとともに、ADS情報を時系列で表示とデータ取り込みが可能である。

計算機制御モードでは、動作内容を組み込んで置くことが必要であり、組み込み信号として正弦波・三角波・台形波の周期関数情報がROM化され、選択できるようになっていて振幅と周期を決定すればよい。

そのほか、離着陸時に起こり得る横風突風等の対気変化情報をテーブル・サーチとしてROM化しておき、その信号通りに気流発生装置を動作させることができる。

なお、本情報処理装置上で稼動中のソフトウエアは、可読性の良い高級言語を使用している。

## 3. 性能

### 3.1 小型風洞部の特性

小型風洞部の各特性試験、①供給周波数(回転数)と風速、②ノズル吹口の風速分布、③風速と気流乱れの結果を図5a, 5b, 5cに、その他の関連試験データを表3に示す。なお、出口の風速計測は超小型ピトー管(外径2mm)を用い、総圧孔と静圧孔をそれ

ぞれノズル吹口上で、上下・左右に移動させて行った。

供給周波数と風速の関係は図5aに示すように、Max 60Hzで約38m/sの速度である。吹口の風速分布は図5bに示すように、各風速でほぼ一定の速度プロフィルが得られている。風速と気流乱れの関係は図5cに示すように、Full Scaleに対して風速3m/sで乱れ1.1%、6~38m/sで0.6~0.8%で乱れが大きい。この乱れの大きさは小型軸流ファンの能力で、より高い風速を得るために低乱化機能(ハニカムの長さ、網の枚数)を犠牲にしているためである。

### 3.2 2軸駆動機構部の特性

$\alpha$ 角設定機構部と $\beta$ 角設定機構部の制御能力は同一仕様であるが、 $\alpha$ 角設定機構部と $\beta$ 角設定機構部の重量差と機構上の違いから適用できる動作の許容範囲が異なる。実際の動きから得られた動作許容範囲を図6に示す。

$\alpha$ 角設定機構部は軽重量の小型風洞部を、左右一対のネジ機構で上下駆動するために周波数応答に優れている。また、 $\beta$ 角設定機構部は小型風洞部と $\alpha$ 角設定機構部の両方の重量物をローラで受けて1本のネジ機構(片持ち機構)で左右に駆動するために、強度上、周波数応答を低く抑える必要がある。

## 4. 適用例

航技研での飛行試験に用いたADS演算処理器内にROM化した飛行速度ベクトル解析式は、微小角から高角度まで一貫してニュートン・ラフソン法を適用していた。

ニュートン・ラフソン法は複数の未知数を繰り返し計算で一度に解く方式で、5つの圧力情報から速度ベクトル(速度と方向)を算出するには有用な方法に一つである。しかし、差圧変化が極端に小さくなる微小角領域では問題があった。 $\gamma$ 角(プローブ軸と気流軸がなす角)が小さい、 $\gamma = 0.5$ 度以下にな

ると、繰り返し計算における収束するまでの回数が4回（通常の回数）以内から10回以上へと極端に悪くなり、実時間処理（更新率32回／秒を確保）と精度に影響があった、そこで運用面から従来は、 $\gamma = 0\text{.}5$ 度以下を $\gamma = 0$ 扱いとしていた。

飛行試験では揚力による大きな循環で、プローブ（機軸と一緒に）に対して常に吹上が存在し、ほとんど $\gamma = 0\text{.}5$ 度以下にならない。しかし、失速試験や $\alpha$ -Sweep試験では一瞬、 $\gamma = 0\text{.}5$ 度以下になり $\gamma = 0$ に置き換わった例があった。

ALFLEX懸吊風試では動的検証装置を大型低速風洞内に導入して、模型に搭載した5孔プローブ（Φ7）に3次元気流をあててADS単体機能とADS信号による飛行制御系（制御則、操舵方向等）の機能検証を実施した。その試験状況を写真6に示す。

懸吊風試では揚力が小さく、 $\gamma = 0\text{.}5$ 度以下の値が頻繁に発生して飛行制御系の検証に影響を与えて問題になった。

そこで、以前より考慮中であった微小角から高角度まで精度向上の方法として、微小角と高角度域に分けて、複数の演算処理式を適用するミキシング技術に関するソフトウェアの機能検証等を行うことにした。

微小角域に適用した上下差圧（P1-P3）・左右差圧（P2-P4）を用いた線形の処理式を下記に、概念の説明を図7に示す。

$$\alpha = k \alpha (P1 - P3) / PH$$

$$\beta = k \beta (P2 - P4) / PH$$

ただし、 $\alpha \cdot \beta$ ：測定角度

$k \alpha \cdot k \beta$ ：角度圧力係数

PH, P1, P2, P3, P4：プローブの圧力  
上記の差圧解析法とニュートン・ラフソン法に適用する各係数は、あらかじめ演算処理器にROM化しておくことにする。なお、処理式切り替えの角度境界を $\alpha$ と $\beta$ 角共に2度とした。

次に、本動的検証装置を用いて実機搭載型

ADSのミキシング技術の検証・評価を実施したので報告する。

図3に示すように実機搭載型5孔プローブをノズル吹口に取り付け、気流発生装置を動かし、5孔の圧力情報を演算処理器を介して出力信号（アナログ信号）を計算機とペンレコーダに記録した。

ミキシング機能の試験結果を図8a, 図8bに示す。設定条件は風速38m/s、振幅を $\alpha$ 角と $\beta$ 角共に±4度とした。図8aは $\alpha$ 角が0.5Hz、 $\beta$ 角が0.3Hzである。図8bは $\alpha$ 角が1Hz、 $\beta$ 角が0.3Hzである。

ペンレコーダ波形に示すように角度±4度で振動させて、角度2度のミキシング境界での処理が、スムーズに切り替わっているのを確認できている。しかも一定の乱れた気流のもとでも毎秒32回（段差波形）の高更新率で機能しているのが確認できた。

## 5. あとがき

本動的検証装置は超小型から実機搭載型までの5孔プローブに3次元気流をあてて、ADSの単体機能とADSの出力信号による飛行制御系の機能検証及び複数の演算処理式ミキシング技術等の動的機能検証等に適用できることが確認できた。

特に、実施例で取り上げた微小角から高角度域までを補うことができる複数（2つ）の速度ベクトル演算処理式ミキシング技術の確立に活躍することができた。現在は、この方式が演算処理器にROM化してある（航技研のドルニエ実験機とALFLEX）。

他の用途として、本動的検証装置とADS及び飛行モーションシミュレータの各技術を結合させた新しい飛行シミュレーション技術が考えられる。

また、本動的検証装置は設定角（Max 30°）や精度（最小角度 0.1°）及び取扱面から低速風試用小型プローブの校正試験等の静的試験装置としても利用できる。

なお、本装置には改良すべき問題点もあることがわかった。

- (1) 小型風洞部の能力は最大風速が 38 m/s と低く、乱れも大きい風洞である。
- (2)  $\beta$  角設定機構部には支持強度に問題があり高い振動数が得られなかった。
- (3) 実機搭載型 5 孔プローブ ( $\phi 28$ ) の角度検証にはノズル吹口 ( $\phi 80$ ) が小さく、高角度域への精度が落ちる。
- (4) プローブを機体に搭載した状態での位置合わせが難しく簡易な 3 軸位置決め装置が必要である。

これらの問題点を解決すれば、さらに簡便で使い勝手の良い校正風洞装置の一つとして利用範囲が広がる。

なお、本動的検証装置については、特許権 3 件（日本 1 件、米国 2 件）<sup>8)</sup>が成立している。

最後に、本装置を開発するに対して、ご協力並びにご指導を戴いた H O P E 空力チーム（A L F L E X）の方々並びに東京航空計器株式会社殿に感謝の意を表します。

### 【参考文献】

- 1) 中谷、林：特許「多角錐台型ピトー管型プローブ（番号：1454343, 63.8.25）
- 2) 中谷、桑野他：実機搭載型エアー・データ・システムの試作試験  
(第37回宇宙科学技術連合講演会)
- 3) 中谷、桑野他：航空機の速度ベクトル計測用ピトー管  
(日本航空宇宙学会：第23期年会講演会)
- 4) 桑野、中谷他：A D S プローブの高速特性試験（第33回飛行機シンポジウム）
- 5) 斎藤、桑野他：多角錐台型ピトー管の飛行試験（第32回飛行機シンポジウム）
- 6) 桑野、中谷他：A L F L E X 搭載用エアー・データ・センサの精度検証試験  
(第32回飛行機シンポジウム)
- 7) 中谷、桑野他：実機搭載型エアー・データ・システムの動的検証システムの試作（その 1）（第32回飛行機シンポジウム）
- 8) NAL, NASDA：3 次元気流発生装置、及び該装置を使用した航空機の飛行制御系検証方法並びに飛行モーションシミュレータ  
(尚、米国は分割出願とした)  
(日本特許、番号：2694263, 9. 9.12)  
(米国特許、番号：5627311, 9. 5. 7)  
(米国特許、番号：未定, 9.10.10)

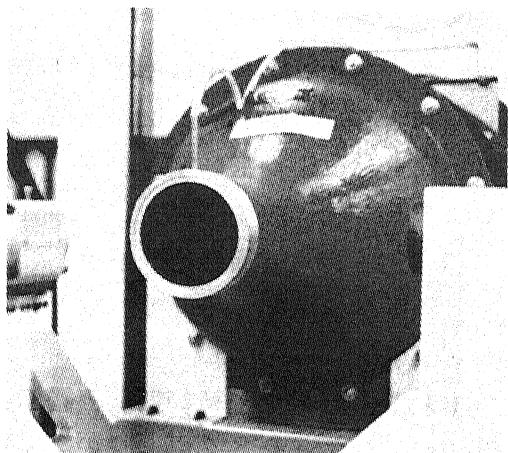


写真1 小型風洞部の吹口（ノズル）

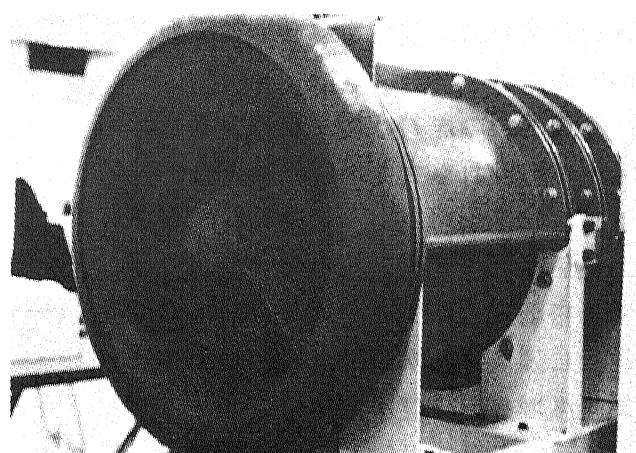


写真2 小型風洞部の後方（インテーク）

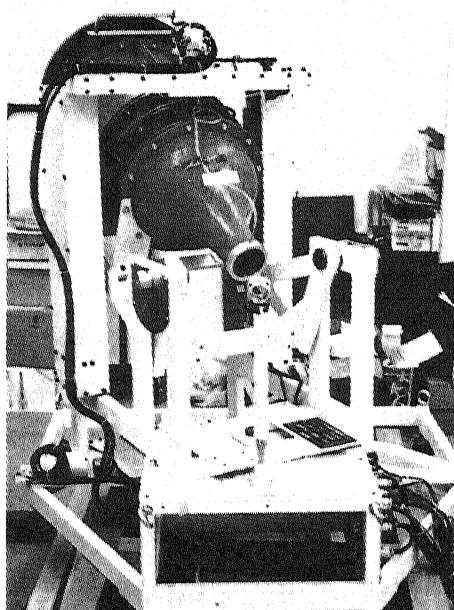
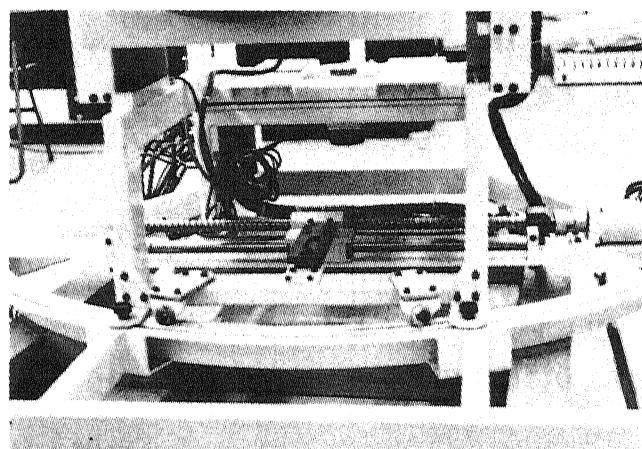
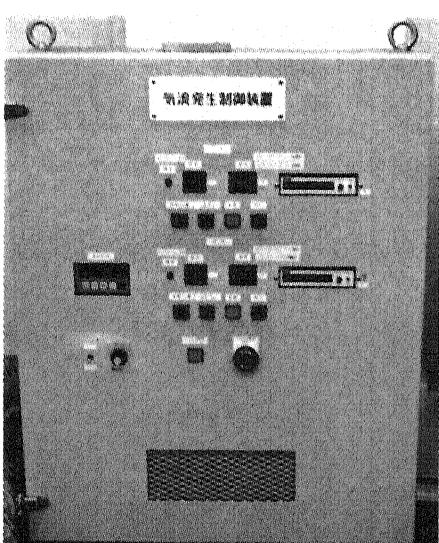
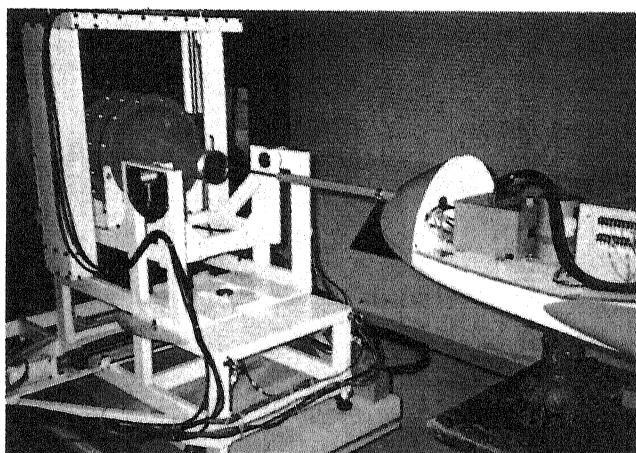
写真3 2軸（ $\alpha/\beta$ ）駆動機構部  
(小型風洞部を $\alpha/\beta$ 変角中)写真4  $\beta$ 角駆動機構部（後方下部）

写真5 コントローラ（正面パネル）

写真6 本動的検証装置を大型低速風洞内の  
ALFLEX模型に適用  
(ADS単体と飛行制御則の機能検証)

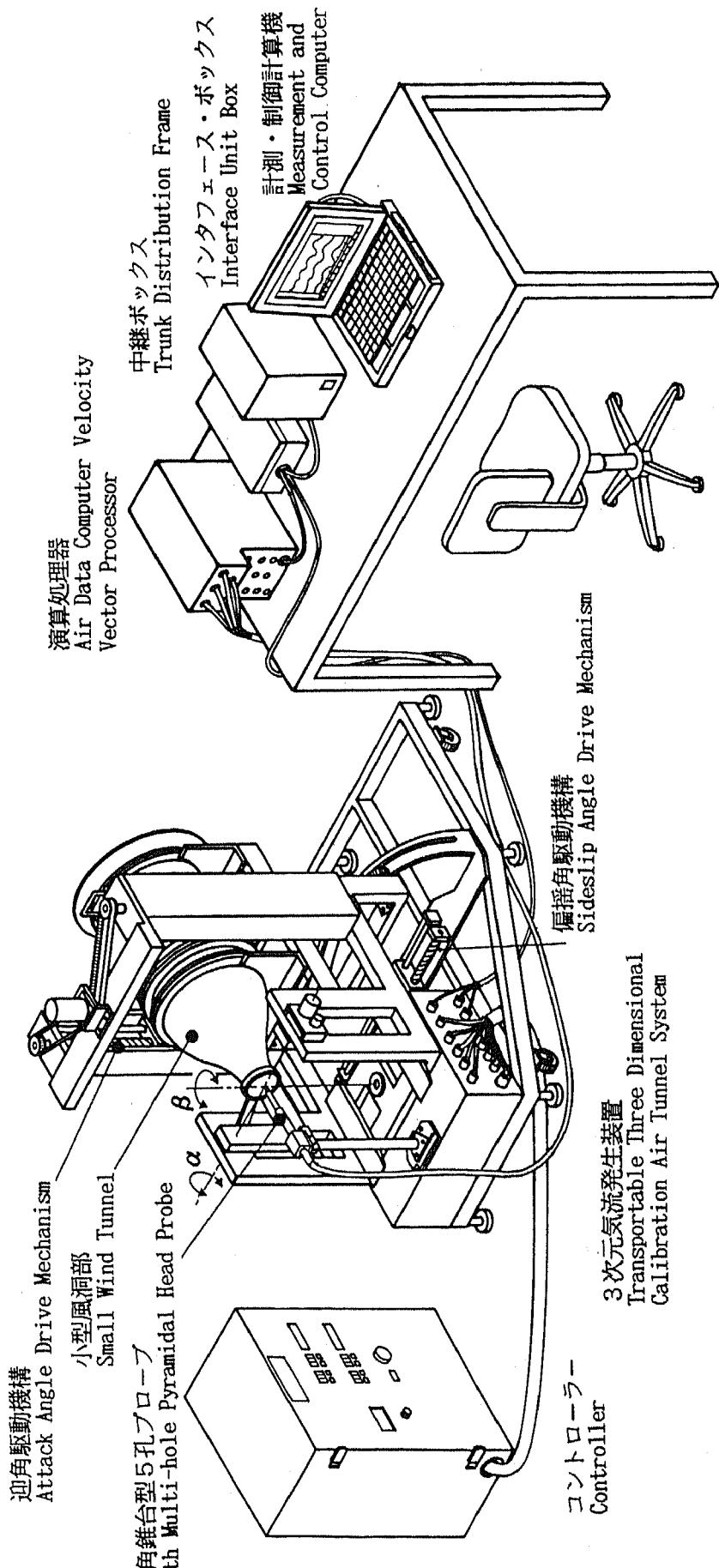


図1 A/D Sに適用する動的検証装置の構成図

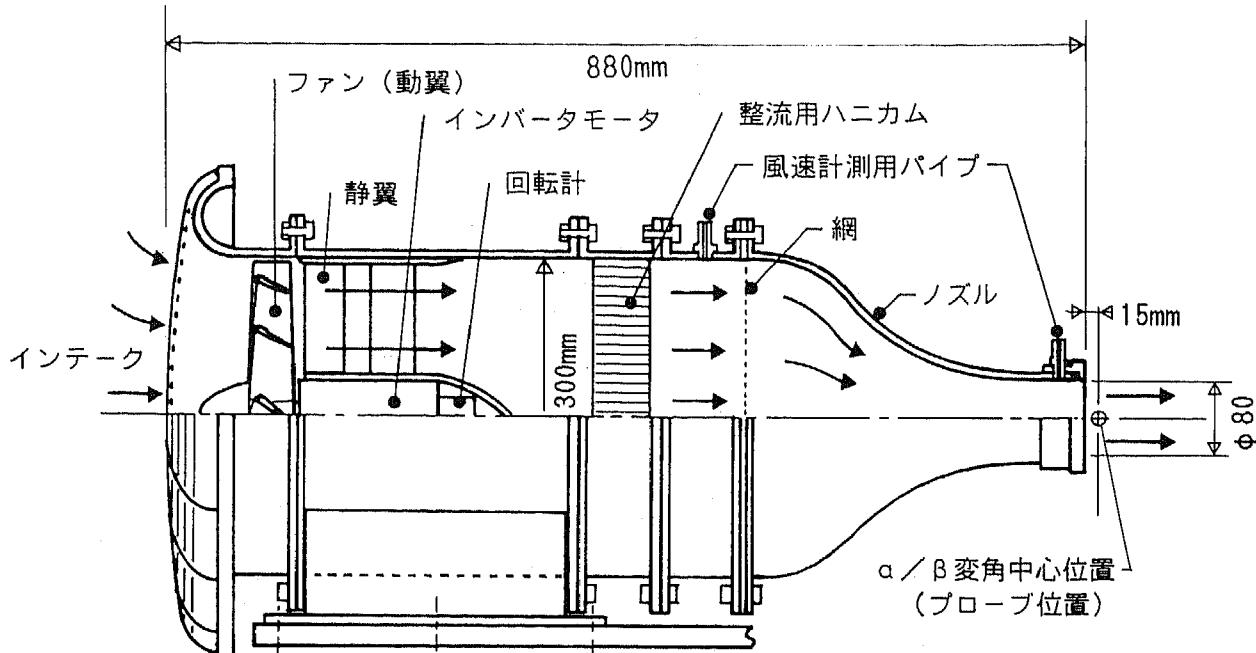
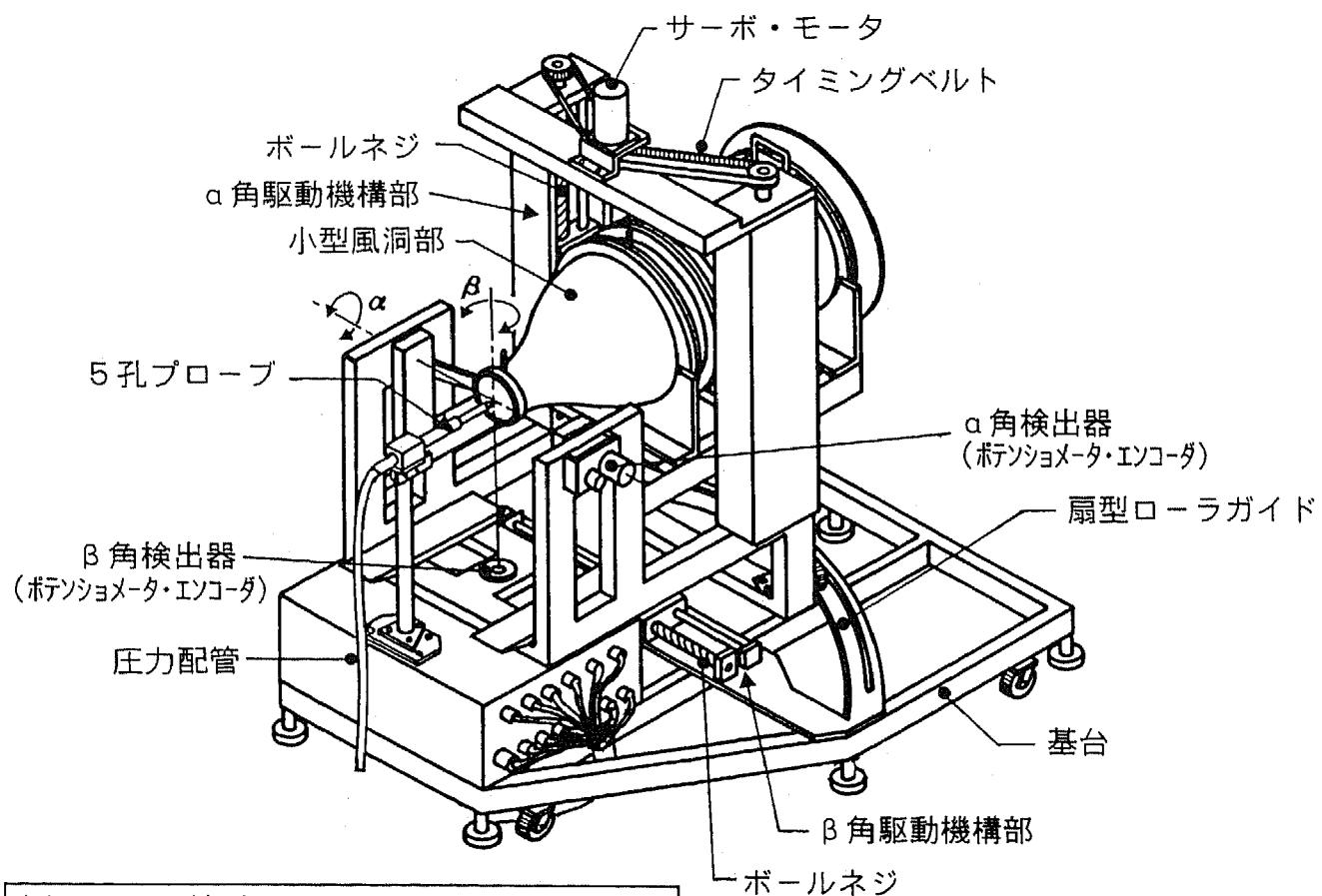


図2 小型風洞部の概要図

図3 2軸( $\alpha/\beta$ )駆動機構部の概要図

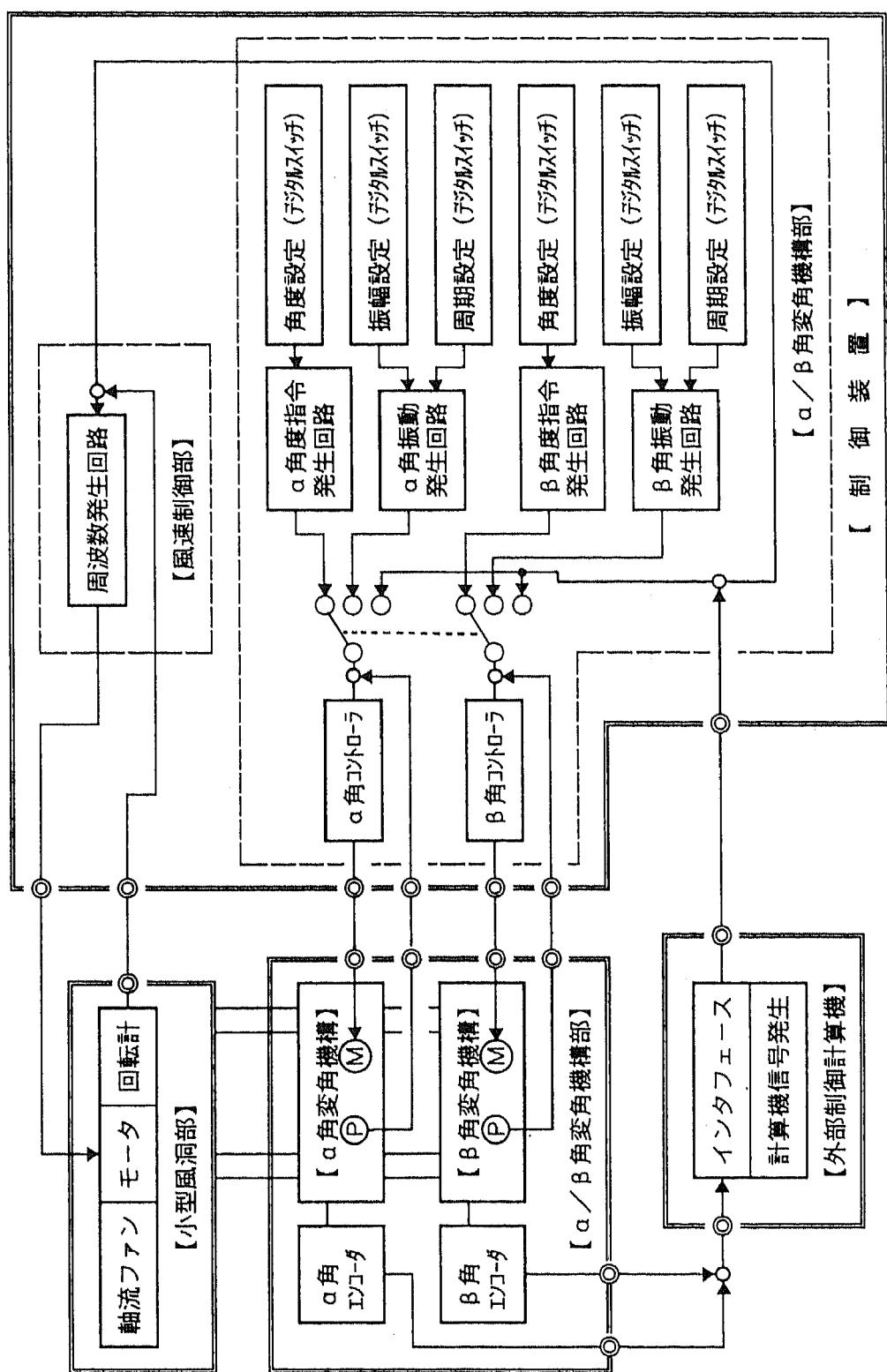


図4 制御ブロック図

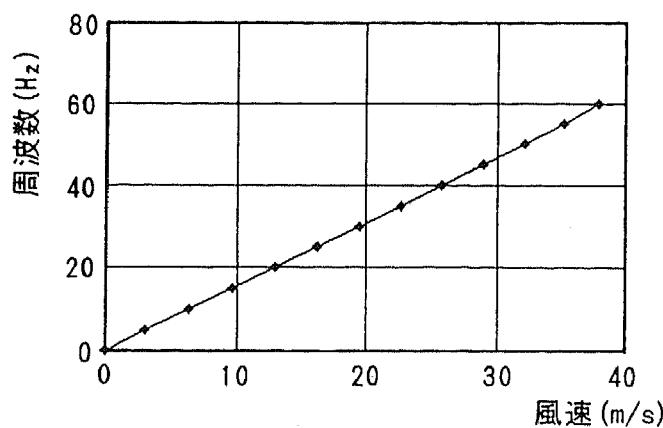


図5a 設定周波数と風速との関係

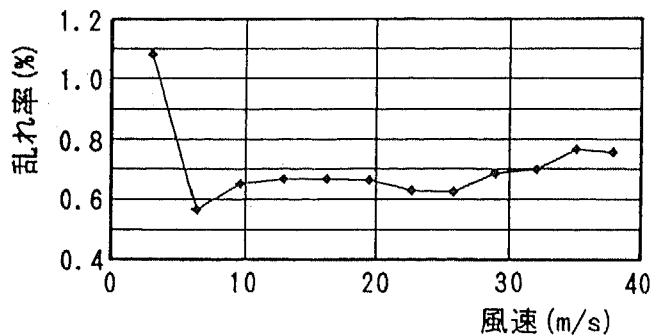


図5c 設定風速における気流の乱れ

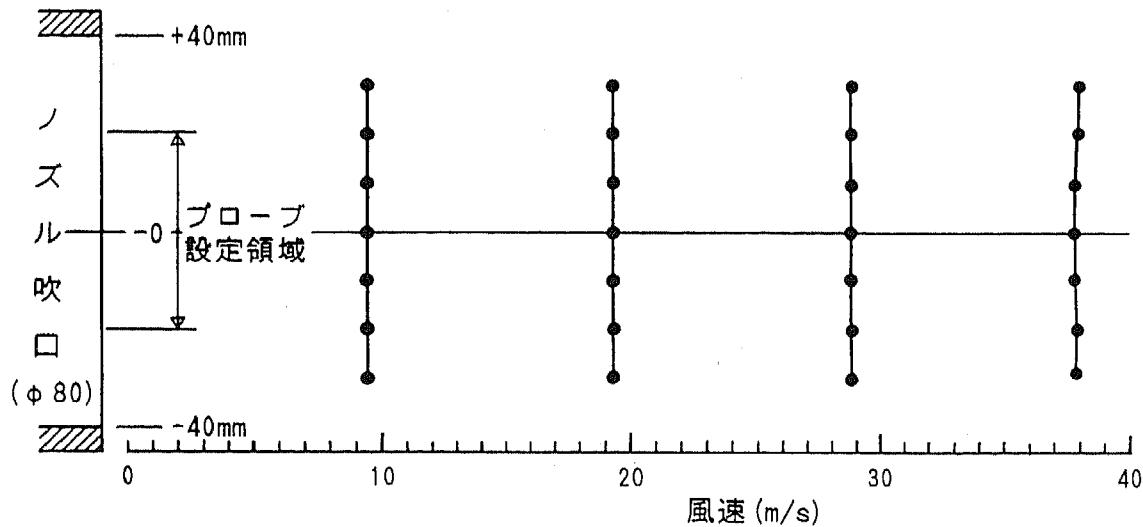


図5b ノズル吹口の風速分布特性

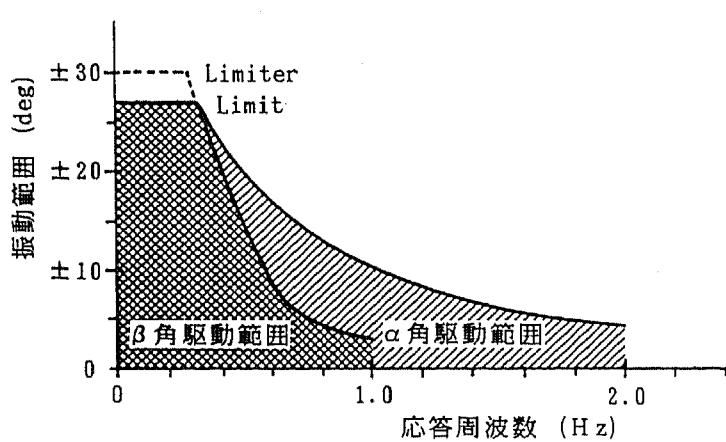
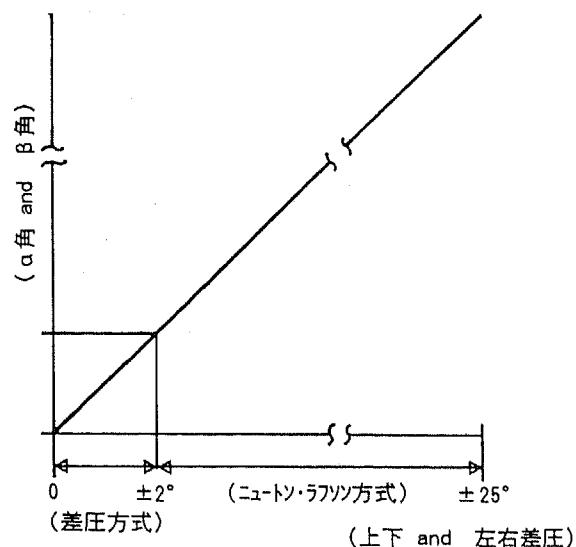
図6 2軸 ( $\alpha / \beta$ ) 駆動機構部の動作許容範囲

図7 ミキシング方式 (2つの演算処理式の切替え) の概念説明図

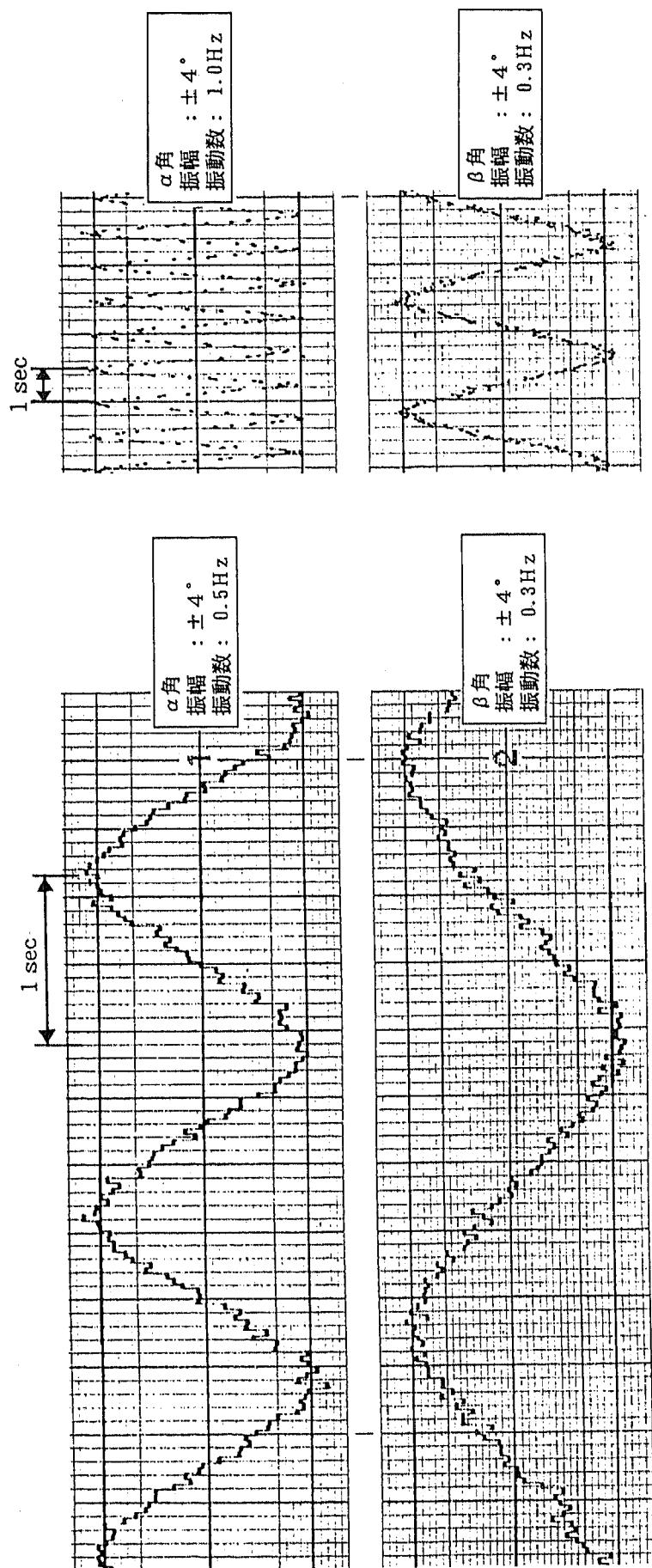


図 8 a ミキシング機能を適用した試験結果（風速38m/s）  
{処理能力(32Hz)強調した早送り波形}

図 8 b ミキシング機能を適用した試験結果（風速38m/s）  
{振動数の早い動作例}

仕 様	
風洞の種類	エッフェル型ブローダウン方式
風洞の大きさ	全長 : 880 mm (ノズル長、325 mm) 直径 : 送風機部の外径 $\phi$ 340 : 送風機部の内径 $\phi$ 300 : インテークの内径 $\phi$ 420 : 吹口内径 $\phi$ 80
ノズルの絞り比	1 : 15
設定風速	0 ~ 38 m/s
送風機形式と動翼	後置静翼单段軸流ファン方式 動翼の直径 : $\phi$ 300、 動翼の枚数 : 10枚
電動機	型式 : 標準3相モータ 定格入力 : 交流単相2線式 100V、50/60Hz 定格出力 : 750W 回転制御方式 : インバータ形式 回転数 : 2840 rpm (50Hz) 重量 : 9.5 kg
総重量	22 kg

表1 小型風洞部の主要仕様

仕 様	
大きさ	全長 : 約1200 mm 全幅 : 約1200 mm 全高 : 約1300 mm
角度設定範囲と精度	$\alpha$ 角 : max $\pm 27^\circ$ (リミッタ- $\pm 30^\circ$ ) 、 精度 : 0.1° $\beta$ 角 : max $\pm 27^\circ$ (リミッタ- $\pm 30^\circ$ ) 、 精度 : 0.1°
駆動機構方式	$\alpha$ 角駆動 : ボールネジ式によるACサーボ機構 $\beta$ 角駆動 : ボールネジ式によるACサーボ機構
応答性能	$\alpha$ 角と $\beta$ 角 : 別途資料とする (図6参照)
総重量	約100 kg

表2 2軸変角機構部の主要仕様

周波数 (Hz)	動圧 (mmAq)	風速 (m/s)	バル差圧 (mmAq)	乱れ率 (%)	騒音 (dB)
5	0.56	2.99	0.59	1.08	58.20
10	2.50	6.32	2.70	0.57	60.60
15	5.78	9.61	6.25	0.65	60.60
20	10.46	12.92	11.20	0.67	61.10
25	16.48	16.22	17.68	0.67	64.10
30	23.72	19.46	25.48	0.66	65.80
35	32.27	22.70	34.43	0.63	68.10
40	41.84	25.84	44.92	0.62	71.50
45	52.52	28.95	56.36	0.69	74.10
50	64.47	32.08	68.95	0.70	76.80
55	77.22	35.11	82.70	0.77	79.30
60	89.91	37.90	96.54	0.76	81.00

試験条件 : 764mmHg, 13°C

表3 小型風洞部の特性試験データ