

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-929

半截模型用突風発生装置の設計製作とその特性

鈴木 誠三 ・ 外立 政隆 ・ 室田 勝一
董場 重男 ・ 菊池 孝男

1987年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 突風発生装置の計画	1
3. 半截模型用突風発生装置の設計製作	3
3.1 突風気流の推定	3
3.2 突風発生装置の設計	5
3.3 突風発生装置の製作	10
3.4 突風発生装置の加振角制御系	12
4. 気流の特性	12
4.1 定常気流の特性	12
4.2 突風気流の特性	23
5. 突風発生装置を用いたGLA実験	34
6. まとめ	37
7. 参考文献	37

半載模型用突風発生装置の設計製作とその特性*

鈴木 誠三** 外立 政隆** 室田 勝一**

董場 重男** 菊池 孝男***

Design, construction and performance of a gust generating device for a half model test in the 6.5m×5.5 m low speed wind tunnel.

Seizo SUZUKI, Masataka HASHIDATE, Katsuichi MUROTA
Sigeo KAYABA and Takao KIKUCHI

ABSTRACT

A gust generating system was constructed for the test of a gust alleviation device conducted in the NAL's 6.5m×5.5m low speed wind tunnel.

This system makes use of tip vortices shedding from a pair of cantilevered, oscillating wings.

The Dryden model of atmospheric turbulence was successfully simulated with this system ; and wind tunnel tests for developing a gust load alleviation technique for an energy efficient type of future transport with a high aspect ratio wing were conducted with good results.

1. ま え が き

航空機の高効率化をめざす先進技術の一つとして、能動制御技術 (Active Control Technology; ACT) がある。この技術の目的は、航空機の操舵面制御系を積極的に利用して、突風荷重軽減 (Gust Load Alleviation; GLA) やフラッタ抑制 (Active Flutter Suppression; AFS) を行なうもので、将来の航空機では機体の設計段階から ACT 技術を取り入れ、安全性の向上、省エネルギーがはかれるであろう。

航空宇宙技術研究所では、ACT 技術の確立のために、いくつかの風洞実験を計画し、1983 年には、2 m×2 m 突風風洞で単純な弾性一次モードの片持

矩形翼の GLA 実験¹⁾を、また、1984 年には大型低速風洞で、高アスペクト比 $AR = 10.5$ 、後退角 18° の省エネルギー性をもたせた実機形態に近い片持弾性翼模型の GLA 実験²⁾を実施した。

GLA 実験に先立ち、大型低速風洞に 2 枚の翼からの翼端渦を利用した半載模型用の突風発生装置を設計製作し、定常気流、突風気流を測定して、その特性を明らかにし、片持弾性翼模型の実験に十分使用できることを確認した。

本報告は、この半載模型用突風発生装置とその設計法および定常気流と突風気流の特性試験、GLA 実験の実施例について述べる。

2. 突風発生装置の計画

大型低速風洞半載模型用突風発生装置は、省エネルギー性をもつ後退角 18° の高アスペクト比翼に働く突風荷重を最適制御理論により求めた能動制御則

* 昭和61年12月16日受付

** 空気力学第二部

*** 機体第一部

を用いて、舵面を積極的に駆動した場合の GLA 効果 を明らかにする実験のために製作された。

実験に使用された供試模型は、翼片幅が 1760mm、後退角 18° のより実機形態に近い片持弾性翼模型である。模型は、風洞測定部前端より 5m (測定部天秤位置) の測定壁床面に垂直に立てて取り付けられた。図 1 に測定部と供試模型の位置関係の概略を示す。

乱気流中を飛行する航空機が遭遇する突風は、正弦波動的なものではなく、常にランダムに変動し、一般に等方性乱流場のスペクトラム特性に近いとされている。

計画された GLA 実験では、機体の運動が拘束さ

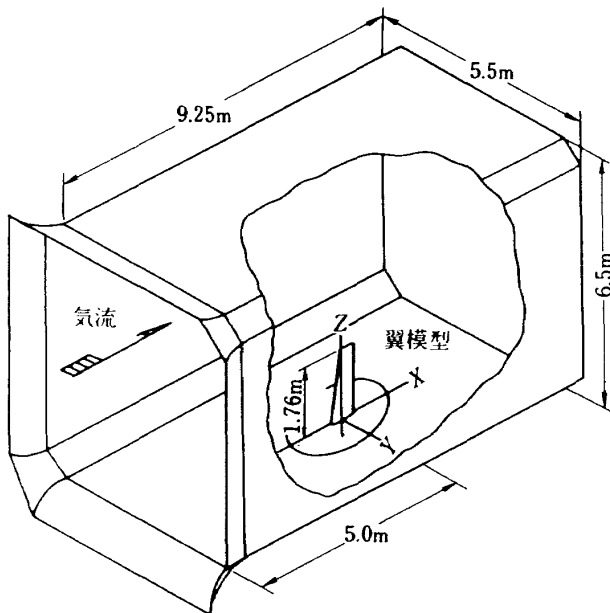


図 1 大型低速風洞測定部と GLA 供試模型の概要

れた半載の片持弾性翼模型を対象とし、突風による翼の弾性系の変化をとらえて、操舵面駆動の制御則構成法を確立するのが目的であるから、少なくとも大気乱流場のうち、Wing Mode を対象とした周波数帯域が、1.5 ~ 10.0Hz (無次元振動数で 1.0 ~ 7.0) の乱れの特徴値を模擬できる突風発生装置が必要である。図 2 に Dryden による大気乱流場のパワー・スペクトル特性を示す。

内外諸機関の突風発生装置を調査した結果、突風発生方式は次のように大別することができる。

- (1) 強制発生方式
 - 翼列による変流^{3,4)}
 - 誘導流^{5,6)}
 - 吹出ジェットによる変流⁷⁾
- (2) 自然発生方式
 - 自励振動⁸⁾
 - 後流渦⁹⁾

前述の GLA 実験の目的から、設置する突風発生

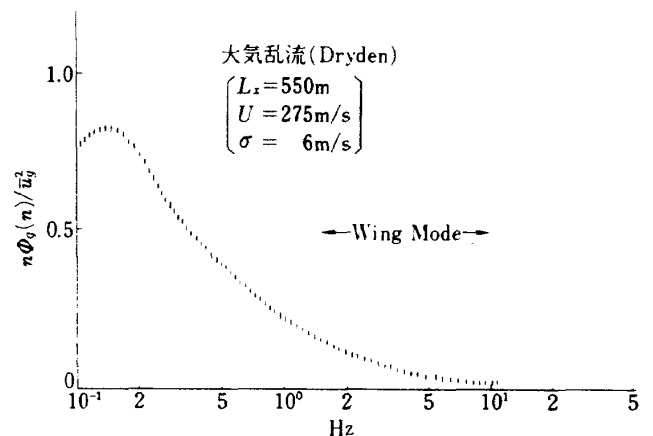


図 2 Dryden の大気乱流場のパワー・スペクトル特性

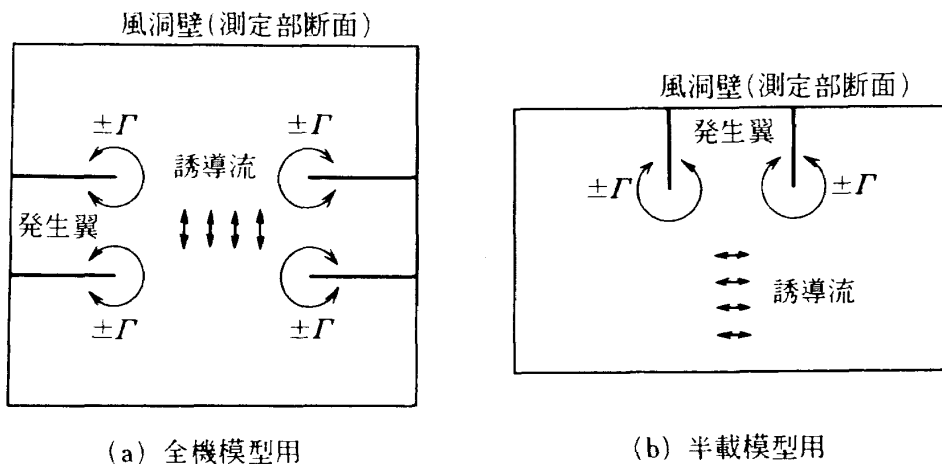


図 3 翼端渦を利用する突風発生装置の概要

装置は、突風気流の制御が可能である強制発生方式とし、既設の風洞に取付けることから、風洞の改修が少なく、構造が単純で比較的安価に実現が可能な、翼端から流れ出る自由渦を利用する誘導方式を採用することにした。翼端から流れ出る自由渦による誘導流を利用する方法には、全機模型の試験に適した4枚の片持の突風発生翼を用いる方式⁵⁾と半截模型の試験に適した2枚の片持の突風発生翼を用いる方式⁶⁾がある。

図3に、この方式の突風発生装置の概要を示す。

今回のGLA実験では、供試模型が片持弾性翼模型であることから、2枚の片持の突風発生翼方式を採用することとした。この方式では、図3(b)に示すように、2枚の片持の突風発生翼を取付ける測定壁に対して、その反対側の測定壁に供試模型を設置し、2枚の突風発生翼の翼端から流れ出る自由渦による誘導流を突風として利用するのが従来の使用方法である。しかし、今回のGLA実験では、測定部断面が5.5m×6.5mの大型低速風洞に上記の方式の突風発生装置を上流上壁に取付けることは、構造上コスト高となること、供試模型を測定部の上壁に取付

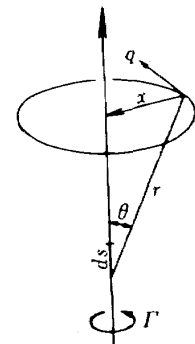
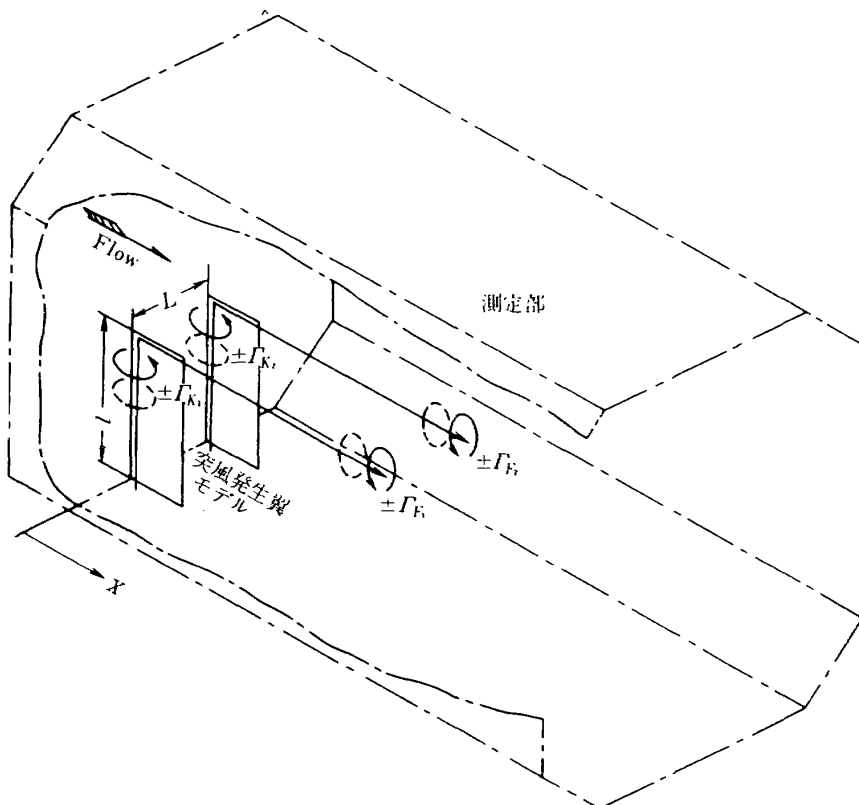
けると供試模型の整備性を悪化させることから、2枚の突風発生翼を供試模型の上流に置き、2枚の突風発生翼の間の後流を利用する¹⁰⁾ことにした。この方法による突風の発生は、2枚の突風発生翼の翼面上に励起される束縛渦と翼端から後方に流れ出る自由渦の誘導により生じる。

3. 半截模型用突風発生装置の設計製作

3.1 突風気流の推定

図4(a)は、大型低速風洞に採用した2枚の突風発生翼を備えた半截模型用突風発生装置の簡単な図式モデルを示す。この図式モデルは、2枚の各突風発生翼の揚力分布を矩形として翼面上に発生する束縛渦による循環を Γ_{R1} , Γ_{R2} 、翼端から流れ出る一本の集中した自由渦による循環を Γ_{F1} , Γ_{F2} と仮定する。渦による誘起速度は一般に図4(b)に示すように無限に長い渦糸を考えた場合、この渦糸から x 離れた位置では、渦糸の循環を Γ とすると

$$q = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\sin\theta}{r^2} ds = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{x}{(x^2 + S^2)^{\frac{3}{2}}} ds$$



(b) 渦糸による誘導流

図4(a) 2枚翼半截模型用突風発生装置の図式モデル

$$= \frac{\Gamma}{4\pi} \left[\frac{S}{x(x^2+S^2)^{\frac{3}{2}}} \right]_{-\infty}^{\infty} = \frac{\Gamma}{2\pi x} \quad (3-1)$$

で表わされる。

本突風発生装置の突風は、図式モデルに示した束縛渦と自由渦による誘起速度の総和が発生する突風の強さとなる。

自由渦による誘起速度は、翼端から一本の渦糸が一樣流とともに無限後流に流されるので、(3-1)式より

$$q_F = \frac{\Gamma_F}{4\pi} \int_0^{\infty} \frac{x}{(x^2+S^2)^{\frac{3}{2}}} dS = \frac{\Gamma_F}{4\pi x} \quad (3-2)$$

となる。自由渦による誘導は、一樣流方向には発生せず、Y-Z面に発生する。一本の自由渦により発生する点P(X,Y,Z)周りの誘起速度は、渦糸の中心座標を(X₀, Y₀₁, Z₀₁)とすれば、(3-2)式より、

$$\left. \begin{aligned} u_F &= 0 \\ v_F &= \frac{\Gamma_F}{4\pi} \frac{(Z-Z_{01})}{(Y-Y_{01})^2+(Z-Z_{01})^2} \\ w_F &= \frac{\Gamma_F}{4\pi} \frac{(Y-Y_{01})}{(Y-Y_{01})^2+(Z-Z_{01})^2} \end{aligned} \right\} (3-3)$$

束縛渦による誘起速度は、突風発生翼翼幅をlとすれば、(3-1)式より

$$\begin{aligned} q_R &= \frac{\Gamma_R}{4\pi} \int_0^l \frac{x}{(x^2+S^2)^{\frac{3}{2}}} dS \\ &= \frac{\Gamma_R}{4\pi} \left(\frac{l}{x\sqrt{x^2+l^2}} \right) \end{aligned} \quad (3-4)$$

となり、X-Z面に誘起速度を発生させる。点P(X, Y, Z)に影響をおよぼす束縛渦の点を(X₀, Y₀₁, Z₀₁)とすれば、

$$\begin{aligned} u_R &= \frac{\Gamma_R}{4\pi} \cdot \frac{l}{\sqrt{[(X-X_0)^2+(Y-Y_{01})^2] \cdot [(X-X_0)^2+(Y-Y_{01})^2+l^2]}} \\ v_R &= \frac{\Gamma_R}{4\pi} \cdot \frac{l}{\sqrt{[(X-X_0)^2+(Y-Y_{01})^2] \cdot [(X-X_0)^2+(Y-Y_{01})^2+l^2]}} \\ w_R &= 0 \end{aligned} \quad (3-5)$$

となる。

本突風発生装置による点P(X, Y, Z)の突風の強

さは、2枚の各突風発生翼に発生する束縛渦による誘起速度をq_{R1}, q_{R2}, 自由渦による誘起速度をq_{F1}, q_{F2}とすれば

$$q_P = q_{R1} + q_{R2} + q_{F1} + q_{F2}$$

X-Y, Y-Z面の誘起速度ベクトルは、

$$u_P = u_{R1} + u_{R2}$$

$$v_P = v_{F1} + v_{F2} + v_{R1} + v_{R2}$$

$$w_P = w_{F1} + w_{F2}$$

となる。

ただし、Γ_{R1}=Γ_{R2}=Γ_{F1}=Γ_{F2}である。

計算では、突風発生翼をNACA0015(翼型については後述する)、突風発生翼の迎角を一定とし、2枚の突風発生翼の翼間隔Lと突風発生翼から供試模型までの距離Xを変化させ、定常状態における誘起速度を計算し、突風利用面で最適な二次元性を確保できる翼間隔Lと距離を求めた。

実際の計算では、各突風発生翼に生じた渦による循環を次式によって求め、図5に示す最小限の鏡像を分布させ風洞壁の修正を行なった。

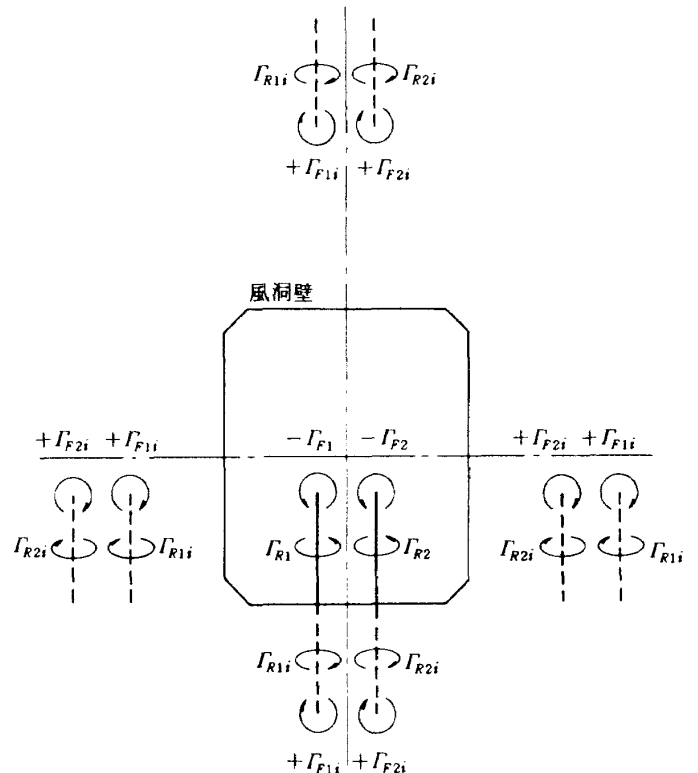


図5 風洞壁修正に用いた鏡像の分布

$$\rho \cdot V \cdot \Gamma dy = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 C_{Lae} \cdot C dy$$

$$\Gamma = \frac{1}{2} V \cdot C_{Lae} \cdot C \quad (3-6)$$

$$\alpha_e = \alpha - \tan^{-1}(C_{L\alpha} / \pi AR)$$

ただし、 ρ ：気流密度、 V ：一様流速度、 Γ ：渦による循環、 C_{Lae} ：有効迎角による揚力係数、 C ：翼弦長、 α ：幾何学的迎角、 AR ：アスペクト比、 $C_{L\alpha}$ ：幾何学的迎角による揚力係数である。

図6は、一様流風速14m/s、突風発生翼の幾何学的迎角 $+5^\circ$ 、片翼幅2400mm、翼弦長900mmとした場合に発生する誘起速度による速度ベクトルの計算結果を示す。図(A)は風洞測定部前端より5000mm($X/l = 2.08$)後方の位置断面における $Y-Z$ 面速度ベクトルで、図に示すように、2枚の突風発生翼間の後方の流れ場は、突風発生翼の翼端の影響を除けば、良い二次元性を示している。図(B)は、同じ供試模型位置の突風発生翼翼間隔の違いによる気流の傾き角の分布を示す α 等高線図で(a)、(b)、(c)、(d)は、2枚の突風発生翼の翼翼間隔 L と突風発生翼の翼幅 l の比 L/l が0.42、0.54、0.63、0.71の場合を示す。ここで、傾き角 α とは一様流風速に対して誘起速度の Y 成分 v による角度(図(B)参照)である。突風利用範囲の上下方向における傾き角の変化は、(b)の $L/l = 0.54$ では $1.5^\circ \sim 2.5^\circ$ 、(d)の $L/l = 0.71$ の場合 $1.0^\circ \sim 2.0^\circ$ となっており、一様性に優れている多翼列方式と比較してもほとんど遜色がなく傾き角の変化が比較的一定で、供試模型に対して一様な突風が与えられることを示している。また、気流の傾き角の大きさを比較すると、(b) $L/l = 0.54$ の場合、(d)の $L/l = 0.71$ の場合よりも誘起速度による偏流角が大きく、突風が大きいことを示している。図6(c)は、突風発生翼から供試模型位置までの距離の違いによる気流の傾き角 α の変化を示す。(a)、(b)、(c)、(d)は、 $X/l = 1.25, 1.67, 2.04, 2.29$ で L/l が0.54のものである。

図7は、突風発生翼の迎角を $+5^\circ$ 、一様流風速を14m/sとしたときの束縛渦と翼端から流れ出る自由渦により誘起される気流の傾き角の計算値で、測定壁床面からの高さ Z と突風発生翼前縁からの距離 X による変化を示す。気流の傾き角は、測定部床面

より上に行くに従って大きくなるが、突風発生翼翼幅と高さの比 Z/l が0.61から0.85になると逆転し小さくなる。また、突風発生翼からの距離により誘起される気流の傾き角が徐々に減少し、一定値に近づく。これは、翼面上に発生する束縛渦からの距離が大きくなるに従って束縛渦による誘起速度の成分が減少し、翼端から流れ出る自由渦の誘起速度が支配的になることを示している。

以上の定常状態における計算結果を参考にし、最終的には、大型低速風洞の1/10模型風洞に突風発生翼の縮尺模型を入れ、実際にピッチング運動させ、その後流の気流の動きの一様性を気流系で観察して大型低速風洞に適用した。

3.2 突風発生装置の設計

前項の結果より、GLA実験に使用する供試模型

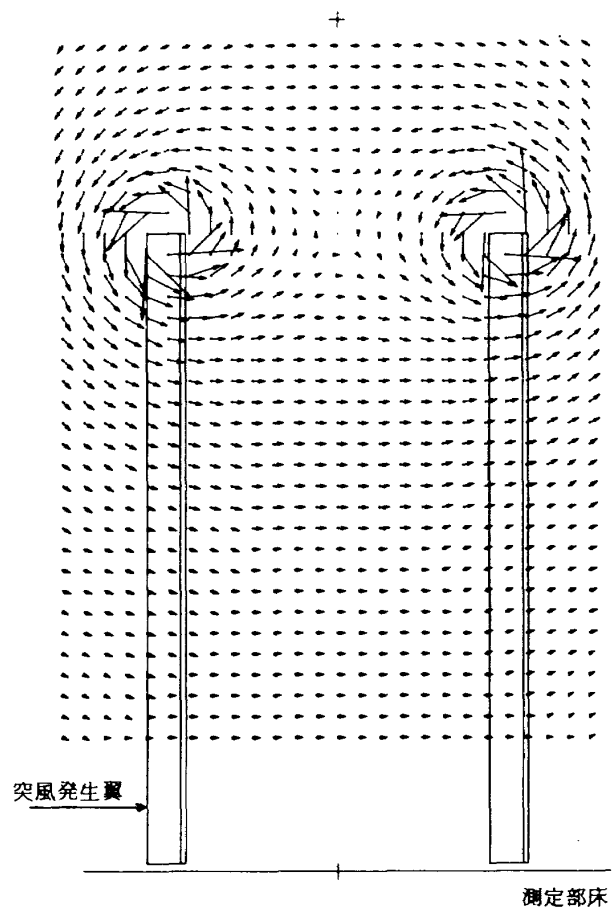


図6(A) 風洞測定部前端より5000mm($X/l = 2.08$)後方の $Y-Z$ 面速度ベクトルの計算値(一様流風速14m/s、突風発生翼翼迎角 5° 、突風発生翼翼間隔1.3m($L/l = 0.54$))

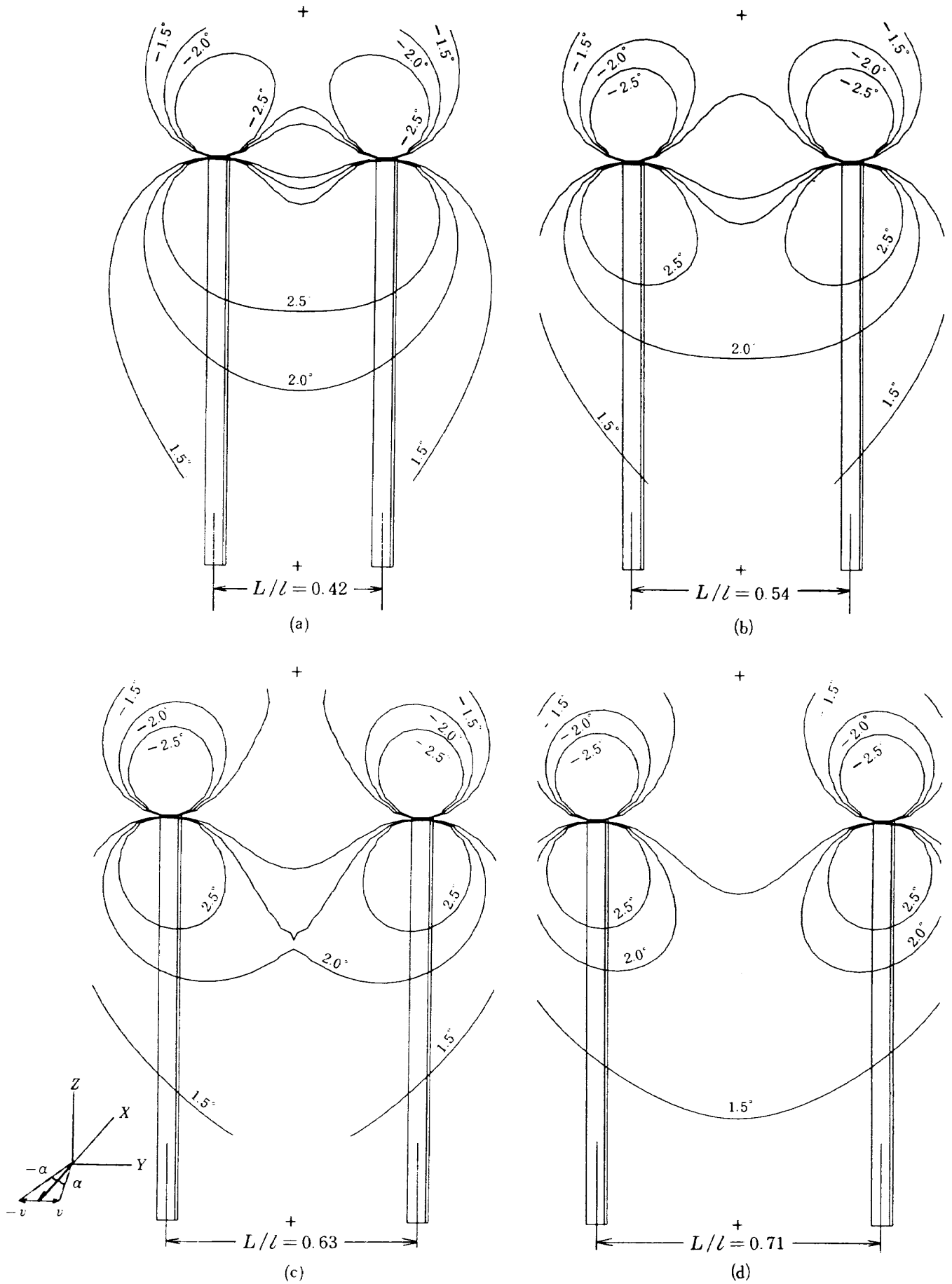


図 6(B) 突風発生翼間隔の違いによる定常気流の傾き角 α 等高線 (突風発生翼迎角 5° , 一樣流速度 14m/s , 供試模型位置断面)

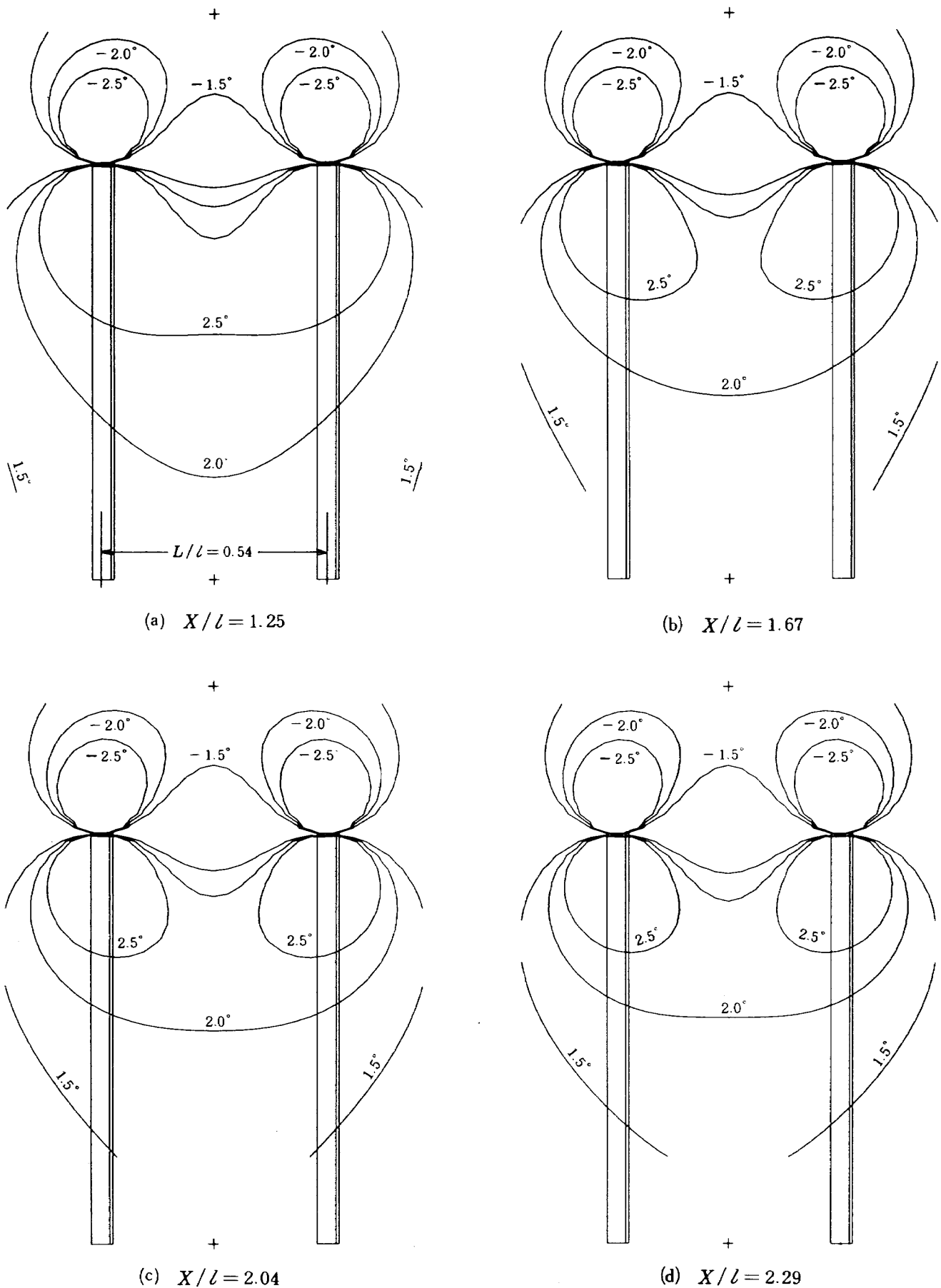


図6◎ 突風発生翼からの距離の違いによる定常気流の傾き角 α 等高線
 突風発生制迎角 5° 、一樣流速度 14m/s 、突風発生翼間隙 $1.3(L/l=0.54)$

に様な突風を与えるための突風発生装置の突風発生翼は、片翼幅 $l = 2400\text{mm}$ 、翼弦長 $C = 900\text{mm}$ 、2枚の突風発生翼間隔 $L = 1300\text{mm}$ ($L/l = 0.54$) とした。取付位置は、供試模型位置前方 5000mm とした。突風発生翼の加振条件は、最大振幅を $\pm 15^\circ$ とし、加振周波数 5Hz で $\pm 5^\circ$ 、 10Hz で $\pm 2.5^\circ$ を目標として正弦波加振、ランダム波加振が行なえることとした。

突風発生翼に用いる翼型は、 $C_L - \alpha$ 特性の良い NACA0012 が望ましいが、以下に示す構造上の理由により NACA0015 とした。表 1 に突風発生翼に用いる芯金の機械的特性を示す。Ⓐは、アルミニウム角パイプ $80 \times 80\text{mm}$ 、Ⓑは、 $100 \times 100\text{mm}$ を使用した時の固有振動数と翼端変位量の計算値を示す。計算は角パイプの肉厚を 3mm 、芯金の長さを 2330mm 、芯金に附加される突風発生翼の整形材の重量

を約 10kg と仮定したときのものである。また、角パイプは丸タイプに比べ慣性モーメントが小さく、固有振動数を高めることが出来る。加振周波数 10Hz の目標に対して $100 \times 100\text{mm}$ の角パイプを使用した場合の固有振動数は 8.1Hz であり、目標値に達しないが突風発生翼の整形材取付部の補強を施し、剛性をあげることにし、芯金に使用する角パイプを $100 \times 100\text{mm}$ のものとした。

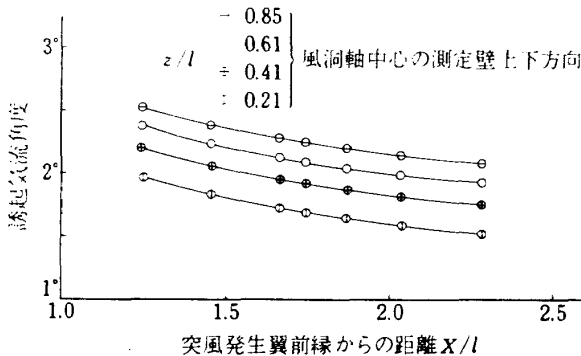


図 7 突風発生翼迎角 5° 、一様流風速 14m/s とした時の翼端渦により誘起される気流角度の測定壁床面高さによる変化 (計算値)

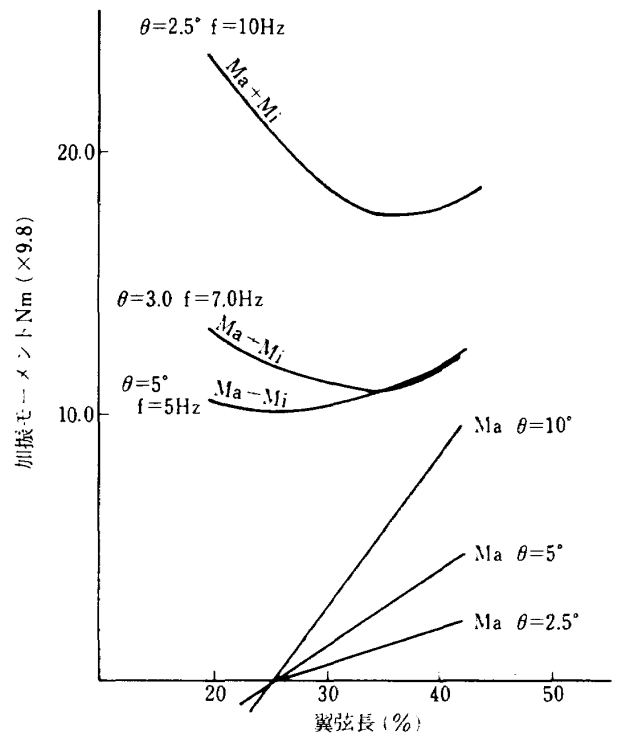


図 8 突風発生翼の回転中心と加振モーメントの関係

表 1 突風発生翼芯金の機械的特性

項目	Ⓐ	Ⓑ	摘要
芯金寸法	$80 \times 80 \times 3\text{mm}$	$100 \times 100 \times 3\text{mm}$	
断面積	9.24cm^2	11.64cm^2	
長さ	233cm	233cm	翼部のみ
芯金重量	5.81kg	7.32kg	翼部のみ
芯金を除く重量	10kg	10kg	概算値
固有振動数	5.8Hz	8.1Hz	
翼端変位	5.1mm	2.6mm	

突風発生翼の回転軸は、加振力が最小となる位置に決めるのが望ましい。突風発生翼の整形材の重量配分を見積ると、自重による重心位置は、前縁より約35%になる。図8は、一様流風速を20m/s、空力荷重が空力中心(翼弦長の25%)に働くと仮定した時の突風発生翼の回転中心と加振モーメントの関係を示す。図中 M_a は空気力による加振モーメント、 M_i は突風発生翼等の質量による慣性モーメントである。図には、突風発生翼の加振周波数10Hz、振幅 $\pm 2.5^\circ$ 、加振周波数7Hz、振幅 $\pm 3^\circ$ 、加振周波数5Hz、振幅 $\pm 5^\circ$ の3ケースについて示した。突風発生翼の自重による慣性力と空気力の合力の最小値は、加振周波数5Hz、振幅 $\pm 5^\circ$ の場合、翼弦長の約25%、加振周波数10Hz、振幅 $\pm 2.5^\circ$ の場合、約35%の位置に移動する。突風発生翼の回転軸の位置は、NACA0015翼型の最大厚みが前縁より30%であること、加振周波数と振幅により自重による慣性力と空気力の合力の着点点が移動することから、前縁より30%の位置とした。

突風発生装置に用いる駆動装置は、突風発生翼の加振目標振幅 $\pm 2.5^\circ$ 、周波数10Hzで加振できる十分な能力を必要とする。駆動装置側からみた突風発生翼の慣性モーメント(表2参照)と駆動装置の支

持軸および連結ロッド等可動部分を含めた慣性モーメントは計算によれば $J_T = 2.26 \text{ kgm}^2$ となる。突風発生翼の振幅を $\pm 2.5^\circ$ 、周波数10Hzで加振するときの駆動力は、アーム長を100mmとすれば次式で表わすことができる。

$$F_a = M/r = 1/r I \theta \omega^2 = 3.885 \text{ KN} \quad (3-7)$$

また、駆動速度は

$$V_a = r \omega \sin \theta = 27.4 \text{ cm/s} \quad (3-8)$$

となる。ただし、 F_a : 駆動力、 M : モーメント、 r : アーム長、 I : 慣性モーメント、 θ : 振幅、 ω : 加振周波数($2\pi f$)、 V_a : 駆動速度である。

以上の結果をもとに、既存の油圧装置の圧力、容量を検討し、表3に示す。油圧の駆動装置を使用することにした。使用する駆動装置は、油圧シリンダの断面積 $A_{cyl} = 5.5 \text{ cm}^2$ 、ストロークが100mmのものである。シリンダの摩擦、漏れを無視すれば、突風発生装置の負荷油圧および所要流量は

$$P_{oil} = F_a / A_{cyl} = 7.07 \text{ MPa}$$

$$Q_{oil} = V_a \times A_{cyl} = 150.7 \text{ cm}^3/\text{s}$$

となる。

計算した突風発生装置の負荷に対して、使用する駆動装置は十分な能力を持っている。

表2 突風発生翼の慣性モーメント

項目	設計値	実測値	摘要
翼寸法	233×90 cm	233×90 cm	
重量	21.7 kg	24.0 kg	フランジ部含む
重心	30.6 cm (34%)	32.5 cm (36.1%)	前縁より
重心まわり慣性モーメント	0.992 kgm ²	1.169 kgm ²	
回転軸まわり慣性モーメント	1.021 kgm ²	1.242 kgm ²	

表3 駆動装置の諸特性

項目	油圧源	サーボ弁	負荷側
油圧	1.373 MPa	1.373 MPa	0.912 MPa
流量	30 l/min	38 l/min	7.05 l/min
		Moog 73-103	10Hz $\pm 2.5^\circ$ にて

3.3 突風発生装置の製作

製作する突風発生装置は、前述のように大気乱流場のWing Modeを対象とした周波数帯域1.5~10Hzを模擬する必要があることから、突風発生翼の回転軸まわりの慣性モーメントを極力小さくおさえるために重量をできるだけ小さくすること、また、既設の大型低速風洞に設置するためにできる限り風洞の改造が少なくして実現できることが求められる。図9に風洞と突風発生装置の位置関係を示す。図に示すように、駆動装置およびその支持台は、風洞の外に切離して設置し、風洞測定部に突風発生装置の振動が伝わらない構造とした。この構造により風洞の改修は、突風発生翼の回転軸が風洞測定部の壁を貫通するだけの微少な改修におさめることができた。支持台は、風洞カート室の基礎に固定した。

突風発生翼は、次の点に留意して製作された。

- ① 翼自体の慣性モーメントを極力小さくすること。
- ② 加振振幅 $\pm 2.5^\circ$ 、加振周波数10Hzに充分耐える強度であること。

- ③ 製作が容易で廉価であること。

以上の点を勘案し、材料は比較的比重の小さいアルミニウムと木材を使用した。各接合部は主に接着構造とし、一部分にネジを使用して製作された。

図10に突風発生翼の骨組み構造、図11に翼断面の構造を示す。突風発生翼の骨組み構造は、肉厚3mmのアルミニウム角パイプ100×100mmを芯金として使用し、回転軸の接続部にはフランジを溶接し、リブで補強した。加振力がなめらかに翼表面被覆板に伝わるように木製の翼型リブ11枚を235mm間隔で芯金に固定した。この翼型リブの固定は、翼型リブ固定用銚を小ネジと接着剤で芯金に固定し、この銚に翼型リブを小ネジと接着剤で強固に固定した。さらに、翼根部の翼型リブには、厚さ4mmのアルミニウム板を溶接し補強した。これらの翼型リブを小割の縦通材で60mm間隔でつなぎ、翼型リブを互いに結び固定した。この小割の縦通材は、翼根部の近くを太くするなど応力の配分を考慮した。また、翼型リブの前端および後端には、姫小松材の一枚板の桁を通し、さらに前縁から120mmと570

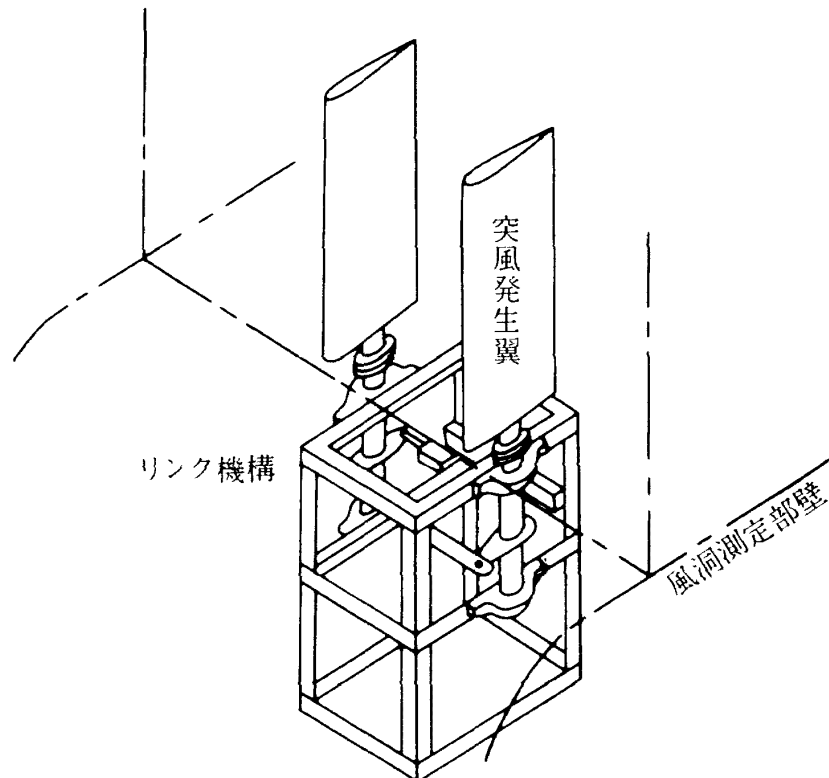


図9 突風発生装置と測定部の関係

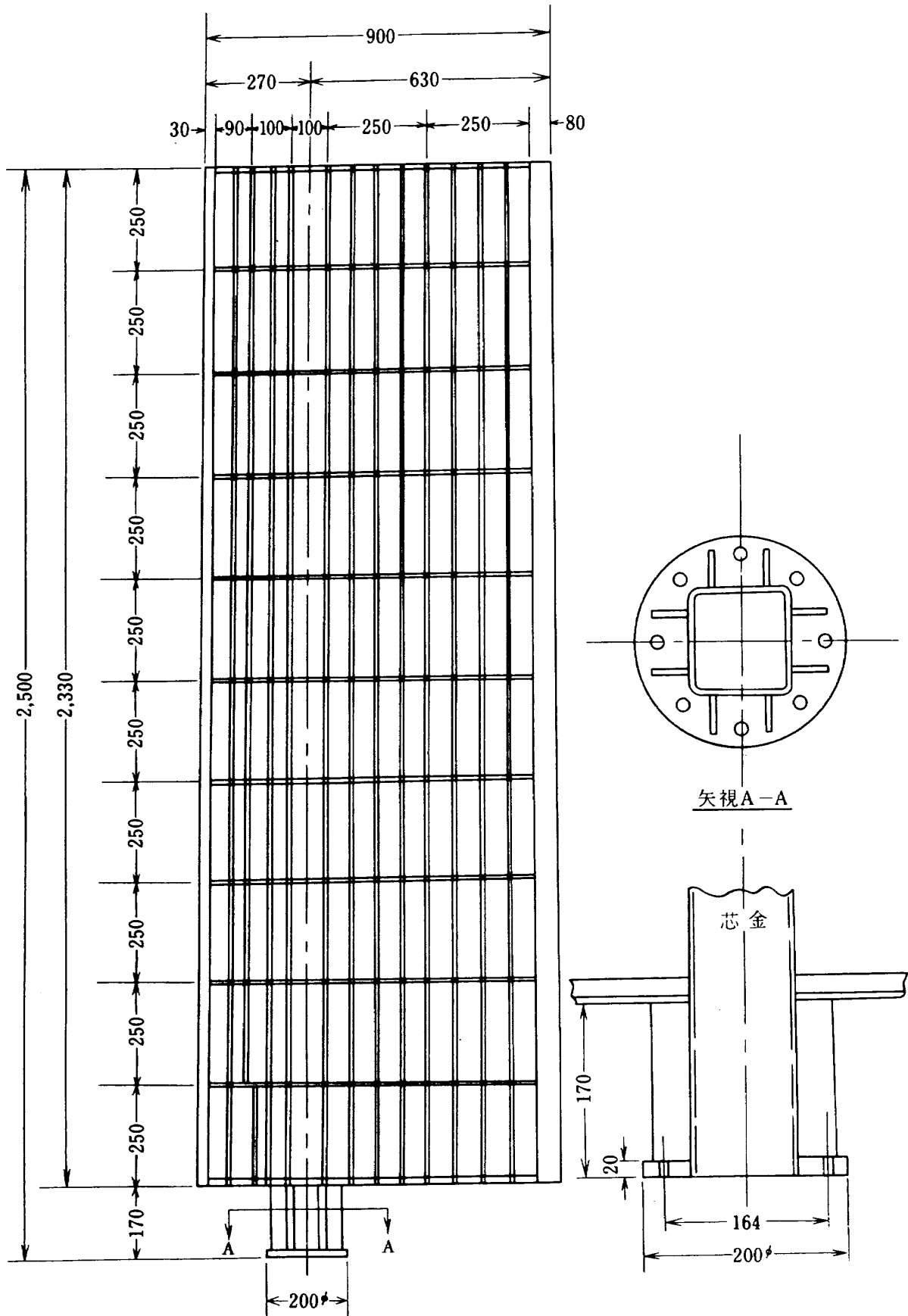


図 10 突風発生翼の骨組み構造

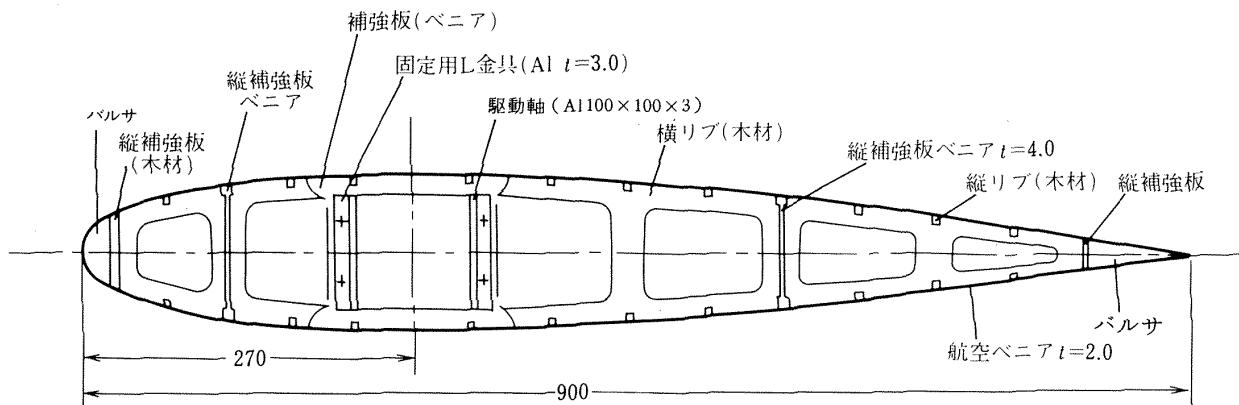


図 11 突風発生翼の断面構造 (翼型 NACA 0015)

mm にベニヤ板の桁を通して箱型骨組構造にし強度の増加を図った。このようにして製作した全体骨組みに翼表面被覆板として厚さ 1.5mm の航空ベニヤ合板を接着し、翼前縁および後縁に通しのバルサ材を接着し整形した。完成した突風発生翼の重量は、1枚当たり約 24kg (表 2 参照) と設計値より約 3.3kg の重量増となった。このことにより回転軸まわりの慣性モーメントも増加し、翼の一次固有振動数は、実測の結果約 9Hz となった。写真 1 に製作中の突風発生翼の骨組を示す。写真 2 に大型低速風洞に取付けられた突風発生翼を示す。

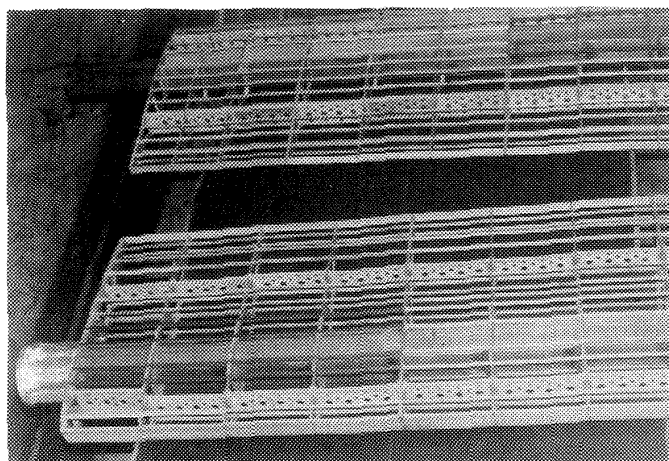


写真 1 製作中の突風発生翼骨組

3.4 突風発生装置の駆動制御

図 12 に製作した片持 2 枚翼を利用した半截模型用突風発生装置の駆動制御系のブロック図を示す。駆動は、正弦波またはランダム波信号発生器等ジェネレータからの信号をサーボアンプに与えて、サーボバルブにより油圧を制御し、リンク機構を介して 2 枚の突風発生翼が同時に駆動される。駆動制御系のフィードバック信号には、突風発生翼の振れ角をポテンシオメータで検出した値を用いている。

4. 気流の特性

4.1 定常気流の特性

突風発生翼後流の定常気流の特性測定は、本突風発生装置の設置の目的である GLA 実験に必要な範囲を中心にして、設計に使用した計算法および 2 枚の突風発生翼を用いた半截模型用突風発生装置の特徴を確認する目的で行なった。図 13 に突風発生翼

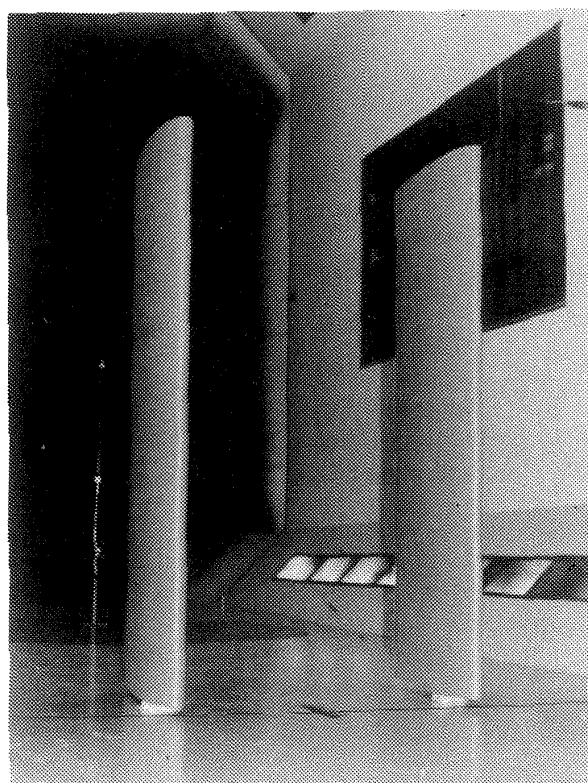


写真 2 風洞に取付けられた突風発生翼

と測定断面の位置関係を示す。測定は、風洞測定部前端より後方 4300mm ($X/l = 1.79$) と 5000mm ($X/l = 2.08$) の 2ヶ所で行なった。各断面の測定範囲は、高さ方向が風洞測定部床面より 500mm ($Z/l = 0.21$) から上方 3150mm ($Z/l = 1.31$)、幅が風洞軸中心より ±1000mm の部分である。

測定装置には、回転式非対称ヨーメータ¹¹⁾を用いた回転式速度ベクトル測定装置¹²⁾を用いた。

• 測定試験結果

試験は一樣流風速を 14m/s、突風発生翼の迎角を 0° 、 2.5° 、 5° 、 -5° に固定したときの気流の速度ベクトルを測定した。迎角 -5° の測定は左右の対称性を確認するために行なった。図 14、15、16 は風洞測定部前端より後方 5000mm ($X/l = 2.08$) の位置に於ける Y-Z 面速度ベクトルの測定結果である。図の(a)は突風発生翼迎角が 0° 、(b)は 2.5° 、(c)は

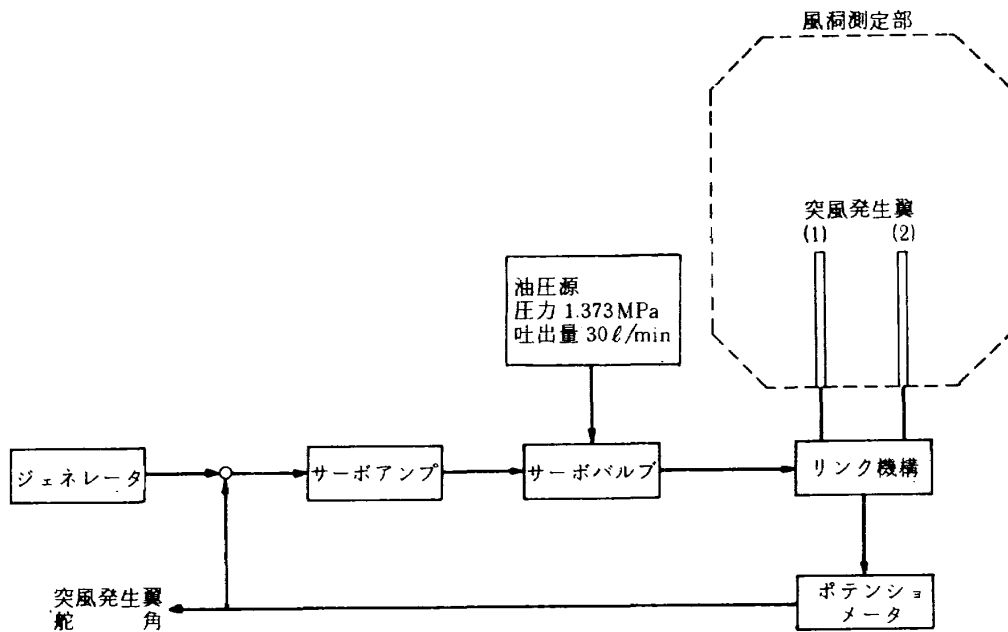


図 12 駆動制御系ブロック図

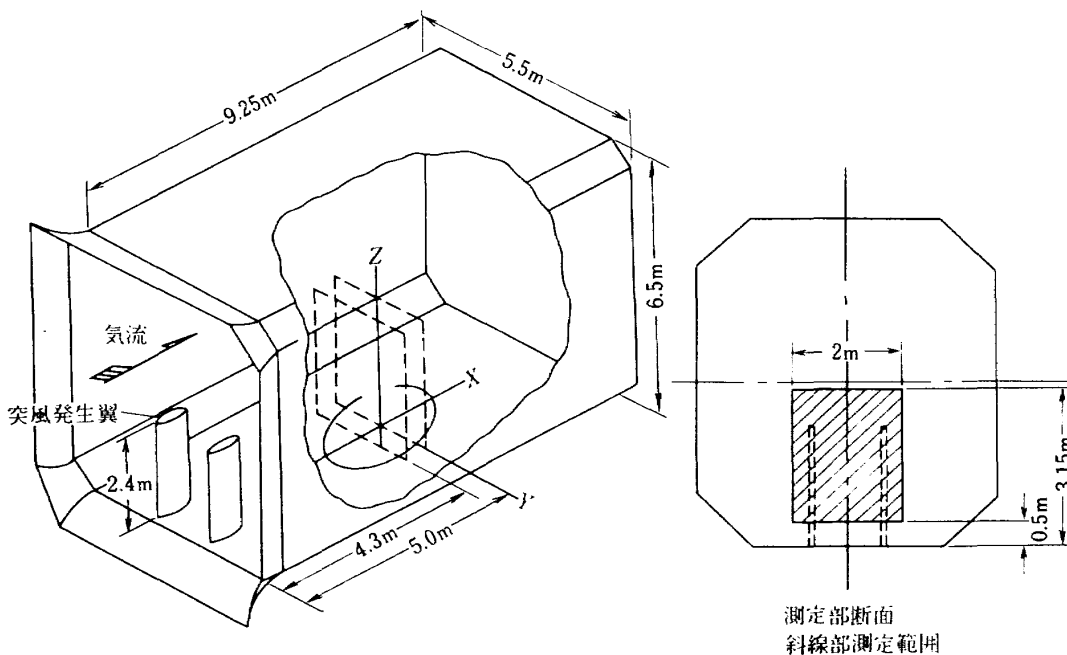


図 13 気流測定位置

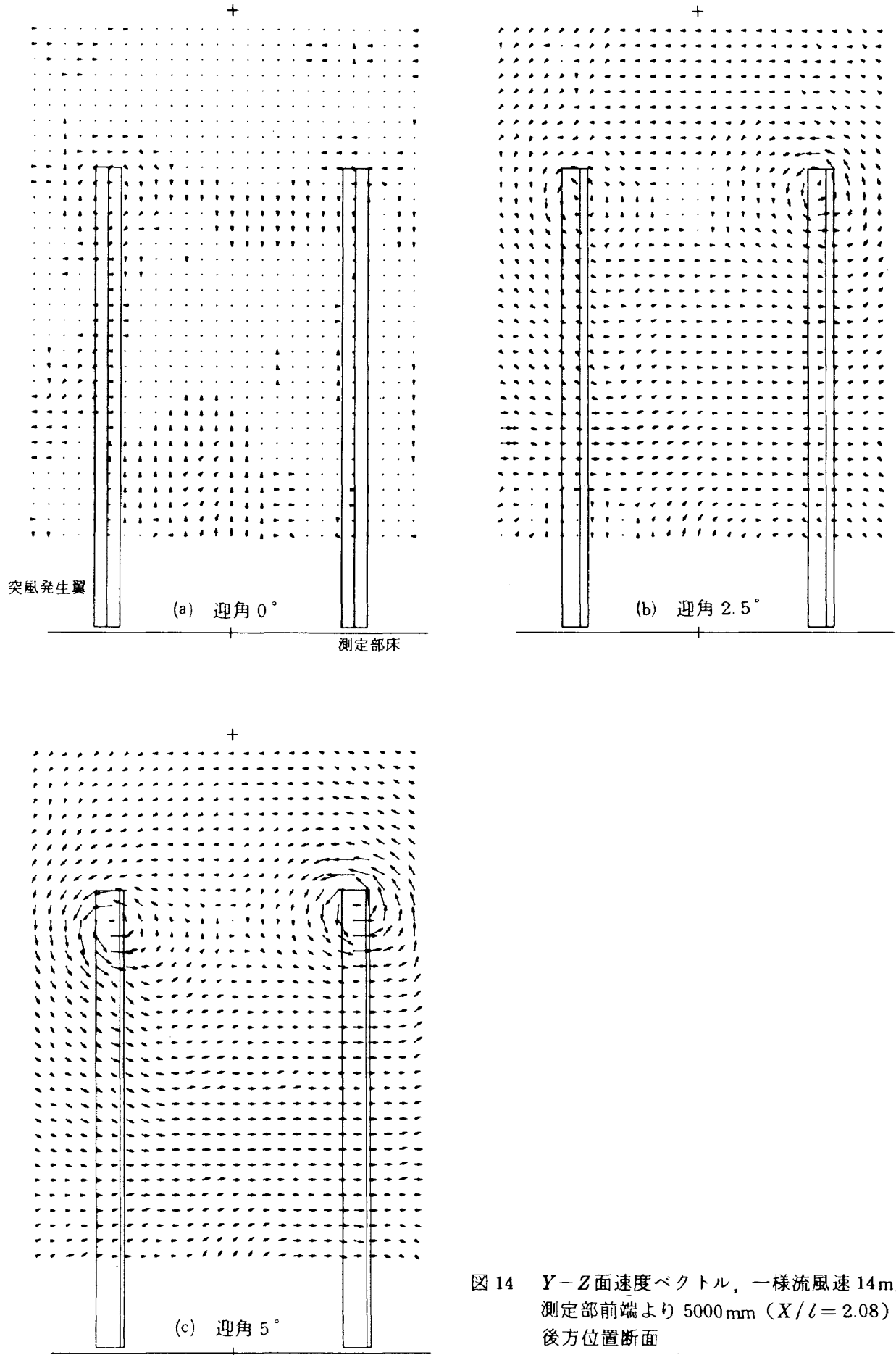


図 14 Y-Z面速度ベクトル, 一様流風速 14m/s, 測定部前端より 5000mm ($X/l = 2.08$) 後方位置断面

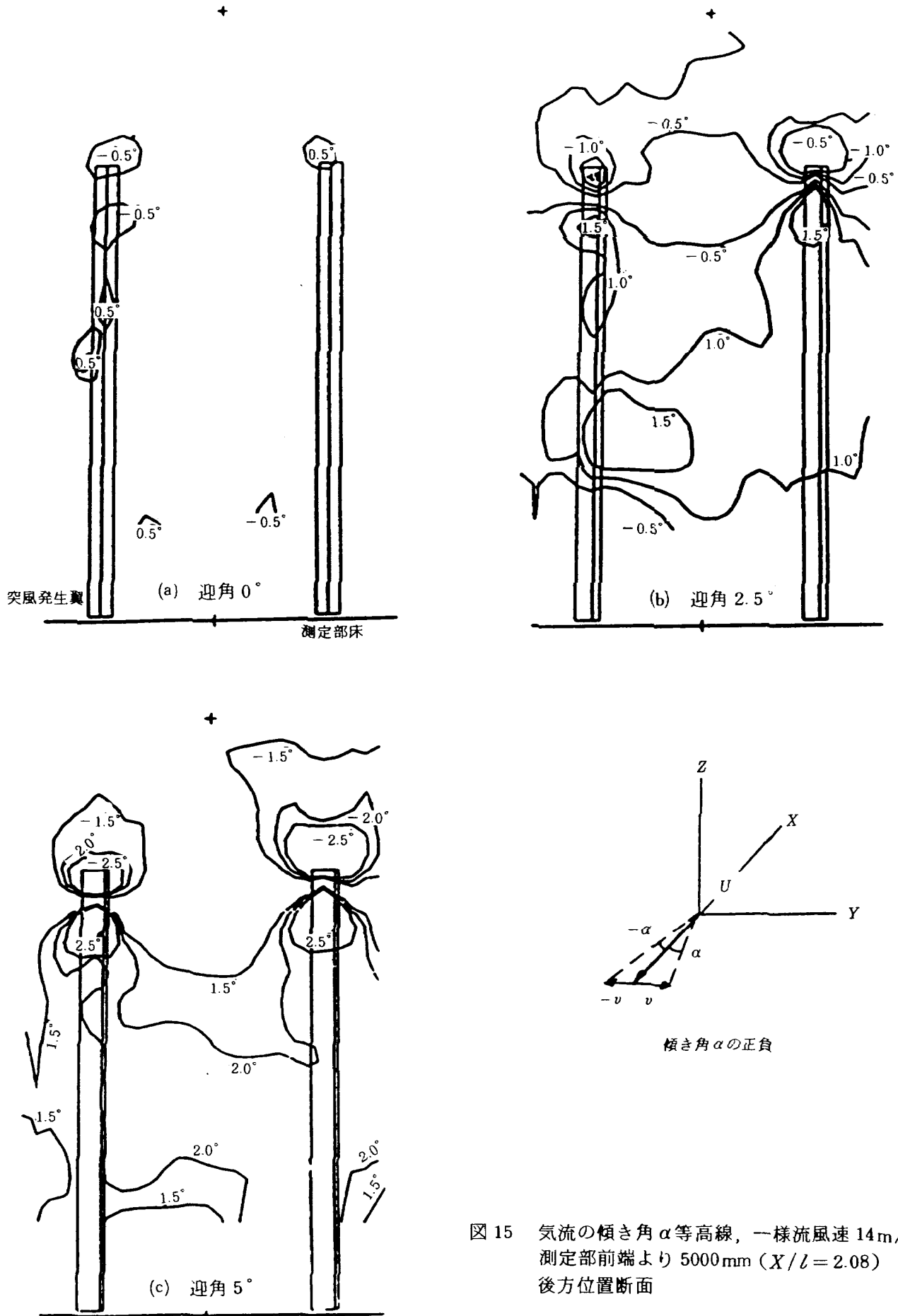


図 15 気流の傾き角 α 等高線, 一様流風速 14m/s, 測定部前端より 5000mm ($X/l = 2.08$) 後方位置断面

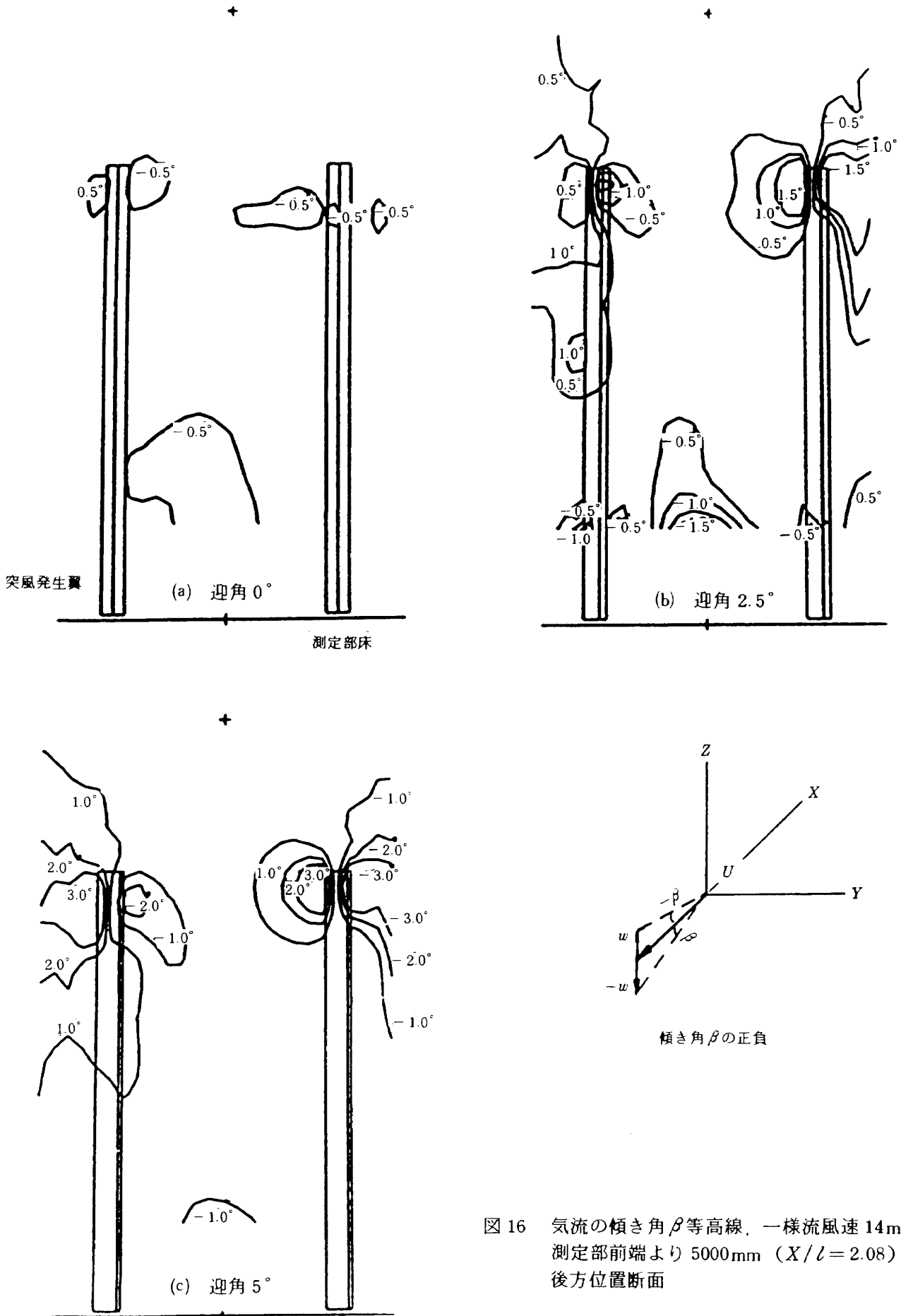


図 16 気流の傾き角 β 等高線, 一様流風速 14m/s, 測定部前端より 5000mm ($X/l = 2.08$) 後方位置断面

5°のものである。図14は測定したY-Z面速度ベクトルを示し、図15と図16は測定した速度ベクトルより求めた気流の傾き角（GLA実験模型に対して）の α 成分と β 成分の等高線を示す。図には、傾き角 α 、 β の正負を図示する。図14の速度ベクトル図をみると、突風発生翼迎角が0°、2.5°、5°といずれの迎角においても突風発生翼翼間隔中央部の測定部床面近傍に上方への吹き上げが存在している。これは翼根端部に発生する自由渦によるものと思われる。迎角0°の場合、突風発生翼の翼端後流に自由渦が観測されているが、これは、突風発生翼の取付けに若干ずれが生じたために渦が発生したものと考えられる。迎角をとった場合には、設計どおり突風発生翼の翼端後流に集中した自由渦の存在が明瞭に観測された。計測された2枚の突風発生翼の翼端から流れ出る自由渦の中心は、左右翼で異なっている。左翼を複葉翼の上翼、右翼を下翼とすれば、自由渦の中心は誘導流に影響され、左翼は翼根側に、右翼は翼端側に変位している。また、左右翼の渦の大きさの違いは、複葉翼にみられる空気力学干渉¹³⁾によるものと考えられ、測定された速度ベクトルから循環の大きさを求めると、突風発生翼迎角5°、測定部前端より5000mmの場合、左翼の循環 $\Gamma_L = 1.08$ 、右翼の循環 $\Gamma_R = 1.46$ となっている。

2枚の突風発生翼の空力干渉係数 H は次式で表わすことができる。

$$H = \frac{\text{複葉翼の揚力}}{2 \times \text{単葉翼の揚力}} = \frac{\rho V (\Gamma_L + \Gamma_R)}{2 \cdot \rho V \Gamma} \quad (4-1)$$

$\Gamma = \Gamma_R$ とすると

$$H = \frac{\Gamma_L + \Gamma_R}{2 \cdot \Gamma_R} \doteq 0.86$$

となる。文献13によれば、翼間隔と翼弦長の比の関係から求まる2枚の突風発生翼の空力干渉係数は約0.91となり、測定値より求めた空力干渉係数 H とはほぼ一致する。

図15の気流の傾き角（ α 成分）の等高線をみると、突風発生翼迎角2.5°の場合、左翼の翼幅中央部に比較的大きい傾き部分が存在しているが、各迎角とも全体として、ほぼ様な気流の傾きとなっている。また、図16の気流の傾き角（ β 成分）の等高線をみると、各迎角とも翼根側端部から流れ出る

自由渦によって生じたと思われる吹き上げが起きているのが観察される。特に迎角が2.5°では大きくなっており、その原因は不明である。

図17, 18, 19は、測定断面が風洞測定部前端より後方4300mm ($X/l = 1.79$)位置のY-Z面速度ベクトルの測定結果で、測定断面の違いによる変化はほとんどなく、前述の5000mm ($X/l = 2.08$)の場合とほぼ同じ結果を示している。図20は突風発生翼迎角が-5°、測定断面が測定部前端より後方5000mm ($X/l = 2.08$)位置のY-Z面速度ベクトルの測定結果で気流の傾きの対称性を確認するために測定したものである。この測定では、2枚の突風発生翼の左翼後方部分だけの測定を行なった。この図は、図13, 14, 15の突風発生翼迎角5°に対応するものである。突風発生翼迎角5°と-5°の測定した部分を比較するとよい対称性を示した。

図21は一樣流風速を14m/s、突風発生翼迎角を5°とした時のY-Z面速度ベクトルの測定値と計算値で、風洞測定部前端より後方5000mm ($X/l = 2.08$)の断面のものである。計算値と測定値を比較すると、突風発生翼の翼端から流れ出る自由渦の位置の違い、翼根端部より流れ出る自由渦による吹き上げを除けば比較的よく一致した流れのパターンを示している。また、図22は、一樣流風速14m/s、突風発生翼迎角5°とした場合の気流の傾き角（ α 成分）の計算値と測定値を比較した等高線図で、左図が測定部前端より後方5000mm ($X/l = 2.08$)、右図が4300mm ($X/l = 1.79$)の位置のもので、実線が測定値、点線が計算値である。両図とも、翼端から流れ出る自由渦の違いを考慮すれば、よく一致している。図23には、突風発生翼の翼端から流れ出た自由渦と翼面上に発生する束縛渦による誘起気流角度の風洞Z軸方向（測定部床面よりの高さ）の変化を示した。突風発生翼の迎角が2.5°、5°のいずれの場合にも測定値は計算値と同程度の気流の傾きとなった。図24は、風洞Z軸方向（高さ）を一定（風洞測定部床面より1300mm ($Z/l = 0.54$))とした時の風洞Y軸方向の誘起気流角度の変化を示す。図は、風洞風軸中心から左右1000mmの範囲のもので、よく一致している。

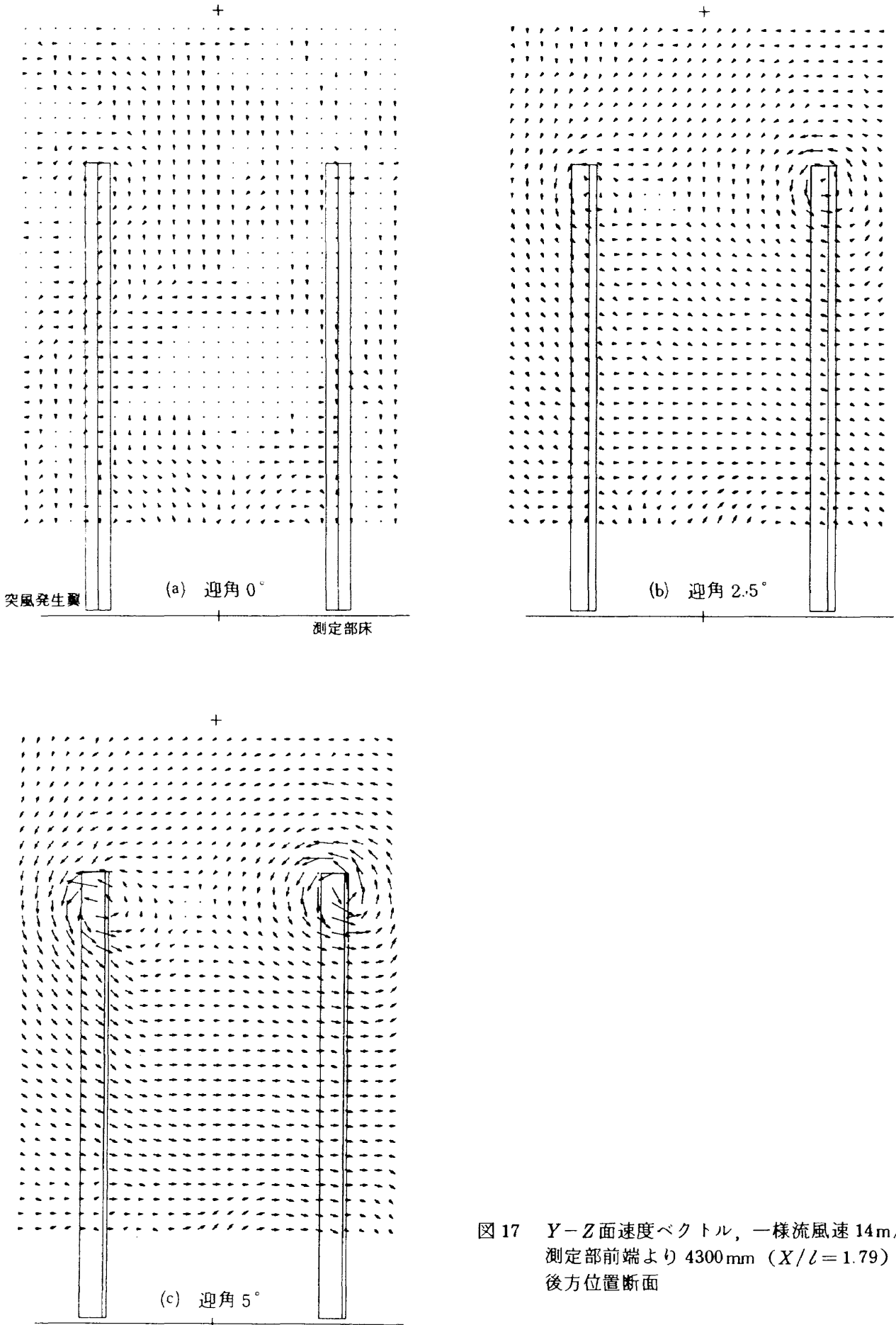


図 17 Y-Z 面速度ベクトル, 一様流風速 14m/s, 測定部前端より 4300mm ($X/l = 1.79$) 後方位置断面

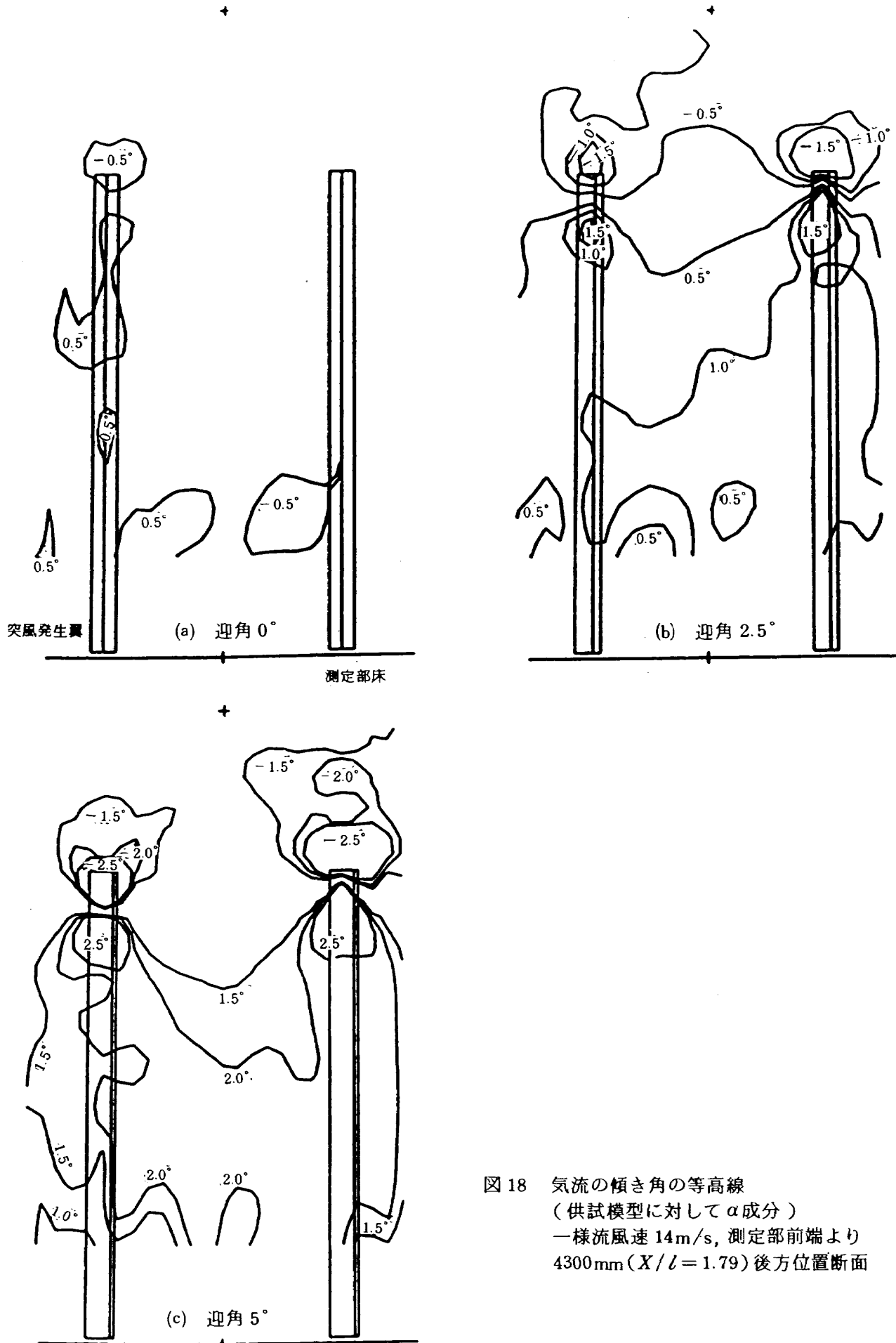


図 18 気流の傾き角の等高線
 (供試模型に対して α 成分)
 一様流風速 14m/s, 測定部前端より
 4300mm ($X/l=1.79$) 後方位置断面

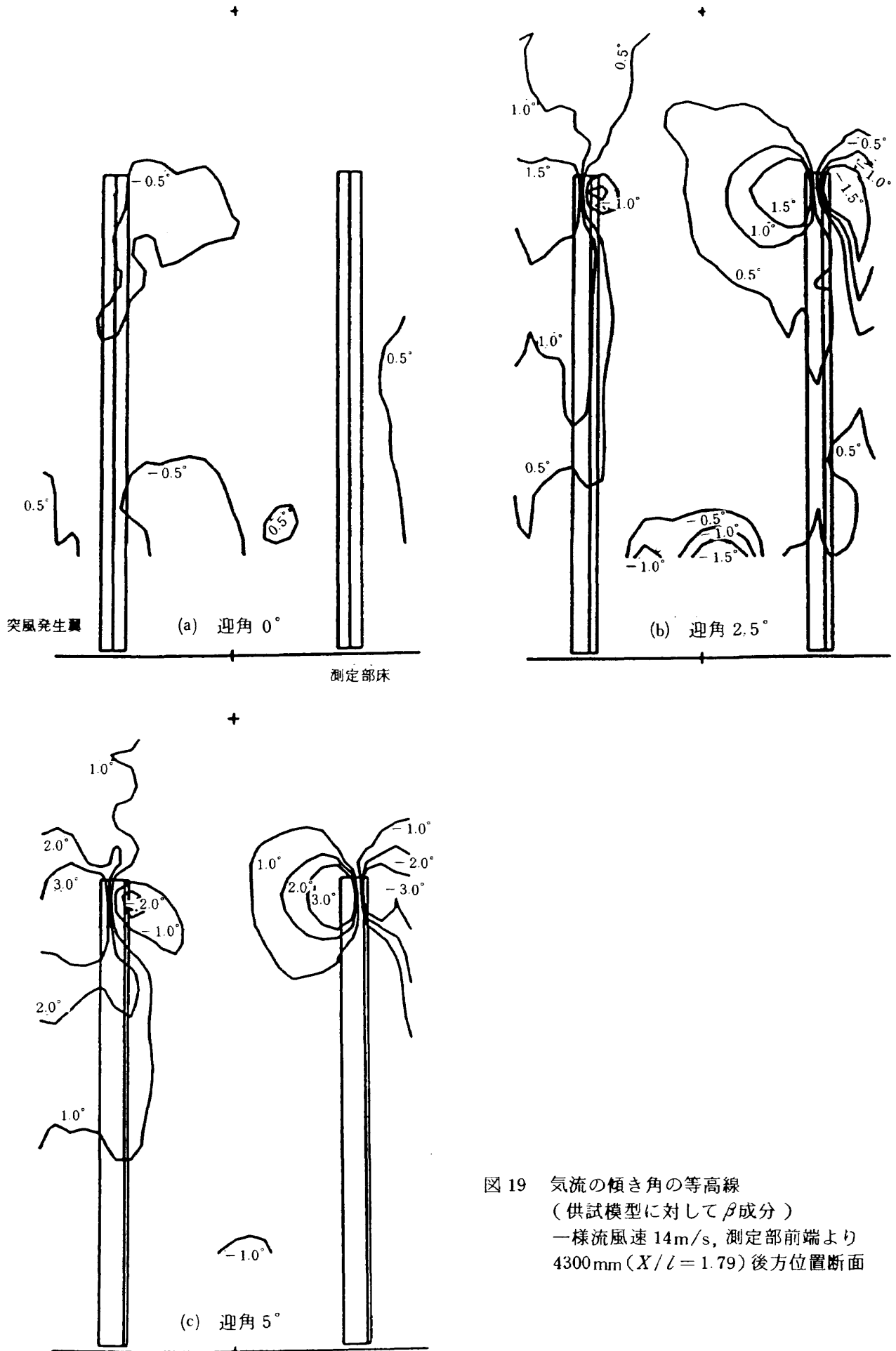


図 19 気流の傾き角の等高線
 (供試模型に対して β 成分)
 一様流風速 14m/s, 測定部前端より
 4300mm ($X/l = 1.79$) 後方位置断面

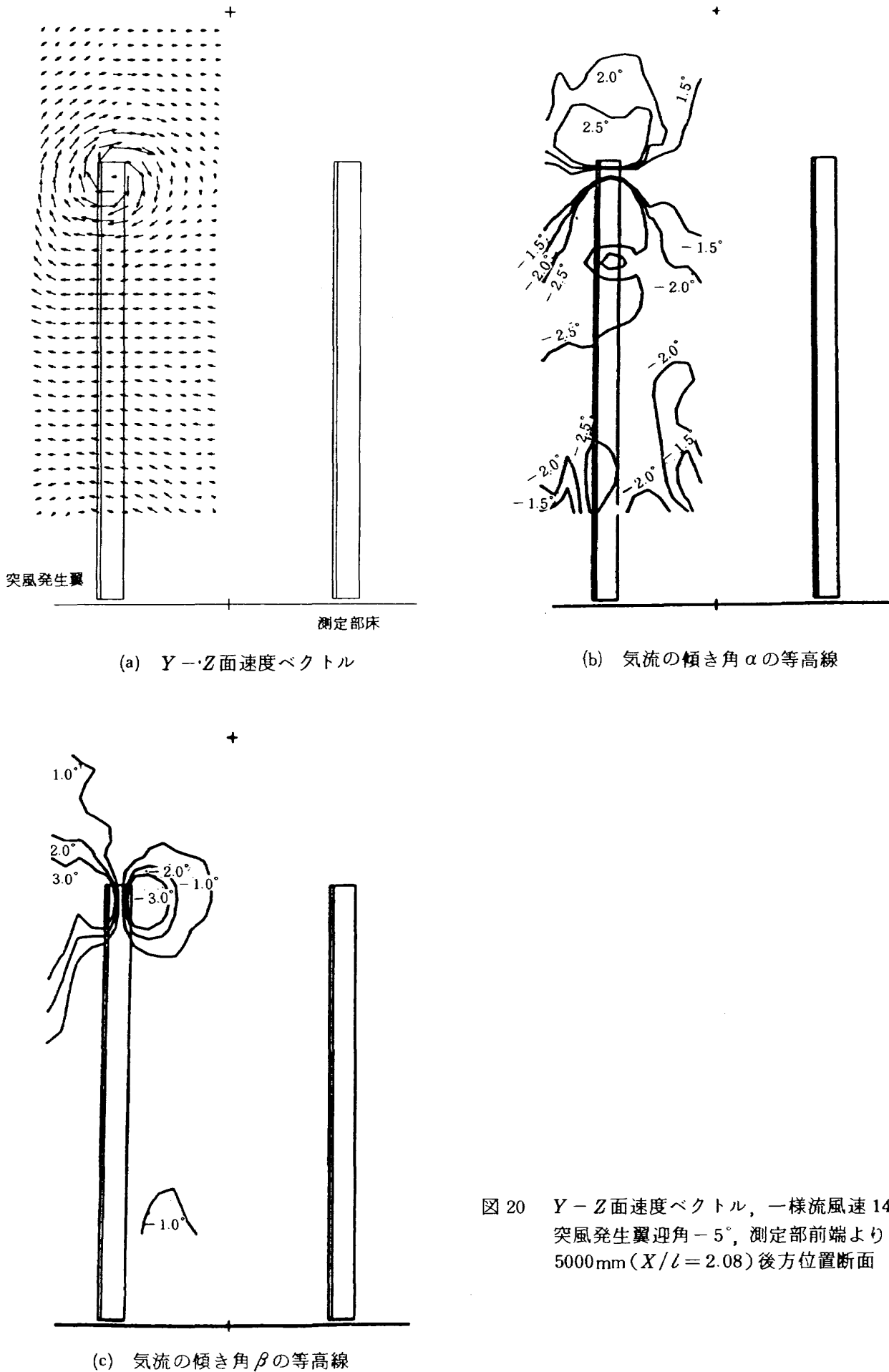


図 20 Y-Z面速度ベクトル, 一様流風速 14m/s, 突風発生翼迎角 -5° , 測定部前端より 5000mm ($X/l=2.08$) 後方位置断面

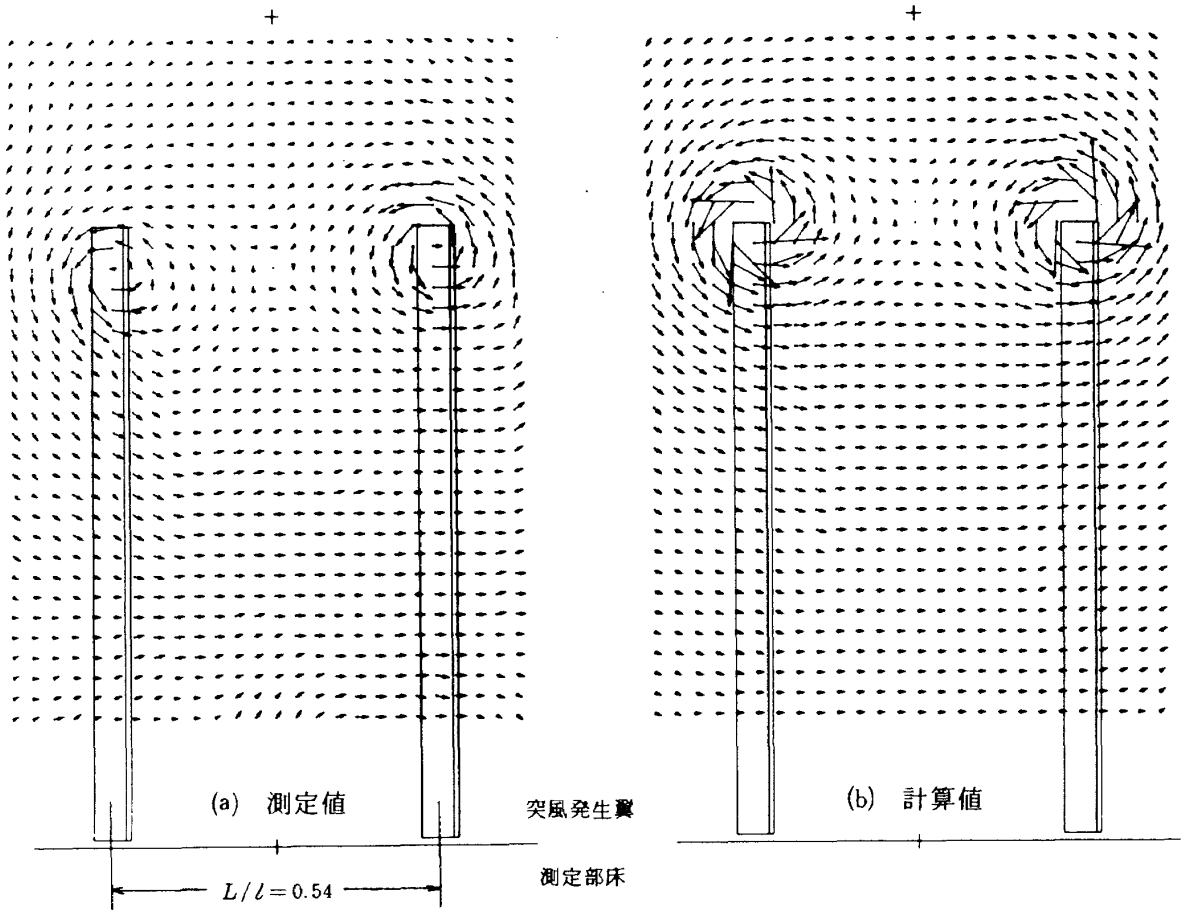
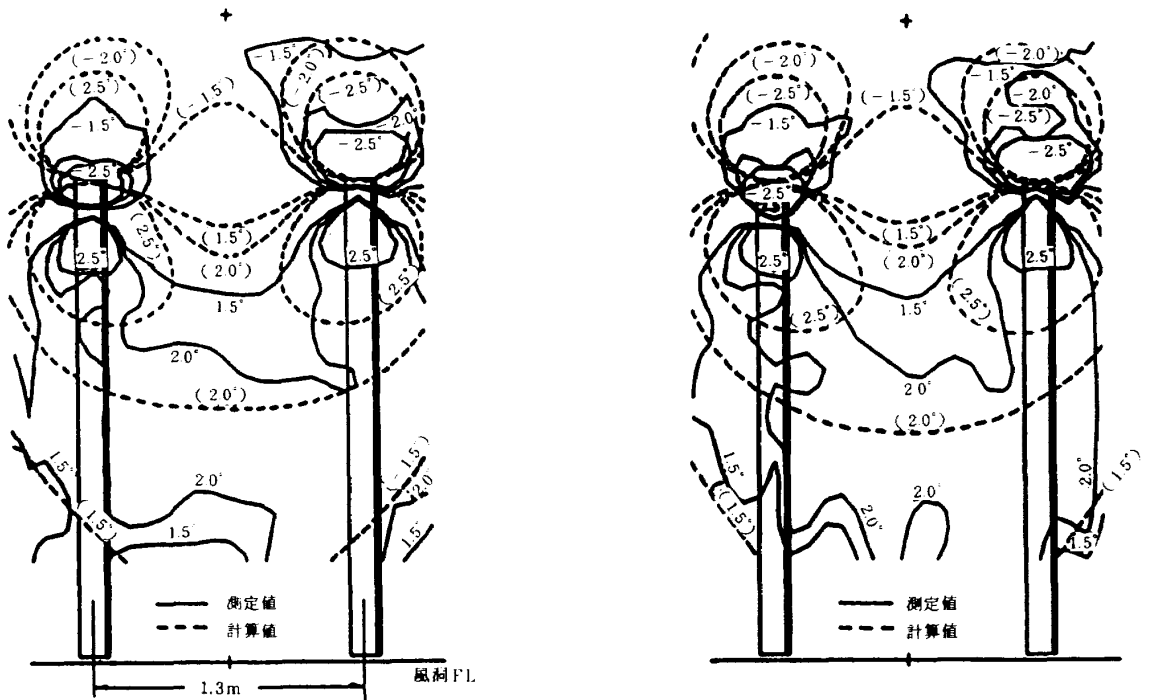


図 21 Y-Z面速度ベクトル，一樣流風速 14m/s，突風発生翼迎角 5°，測定部前端より後方 5000mm ($X/l = 2.08$) 後方位置断面の測定値と計算値の比較



(a) 測定部前端より 5000mm ($X/l = 2.08$) 後方位置断面

(b) 測定部前端より 4300mm ($X/l = 1.79$) 後方位置断面

図 22 気流の傾き角 (供試模型に対して) α の等高線，一樣流風速 14m/s，突風発生翼迎角 5°，測定断面の違いの比較

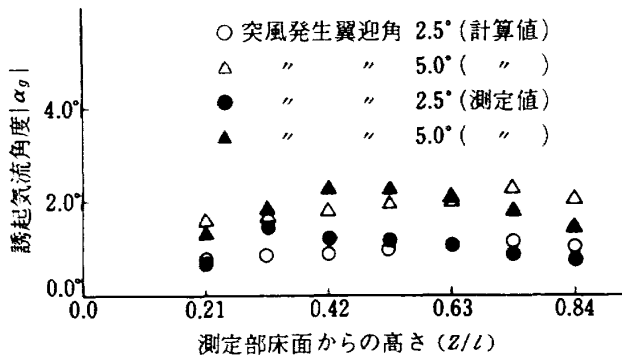


図 23 一様流風速 14m/s, 翼型 NACA0015, 翼幅 2.4m の突風発生翼の翼端渦による誘起気流角度 (風軸中心の)

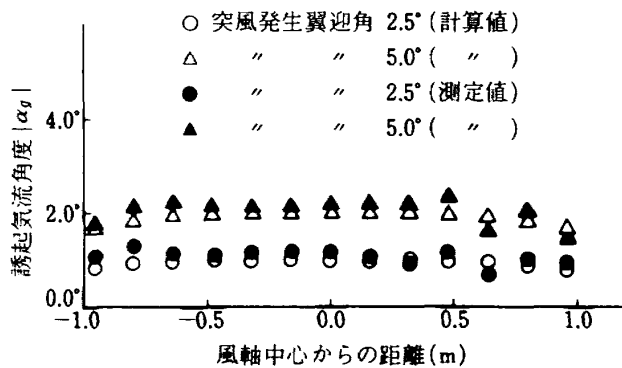


図 24 一様流風速 14m/s, 翼型 NACA0015, 翼幅 2.4m, 翼弦長 0.9m の突風発生翼翼端渦による誘起気流角度 (測定壁床面より 1300mm (Z/l=0.54) 位置)

4.2 突風気流の特性

突風発生装置を駆動して得られる突風気流の領域は、2枚の突風発生翼後方の風洞測定部中央付近である。今回の突風気流の特性測定は、試験時間の制約から、図 25 に示す範囲、当面的とする GLA 実験に最小限必要な供試模型位置にとどめた。供試模型を設置する場所は突風発生翼の後縁から 4100mm ($X/l = 1.71$) 後方の測定部中央で、測定位置は、供試模型の翼幅 (風洞 Z 軸) 方向、測定壁床面より 1867mm ($Z/l = 0.78$), 1760mm ($Z/l = 0.73$), 1300mm ($Z/l = 0.54$), 900mm ($Z/l = 0.38$), 640mm ($Z/l = 0.27$) の 5ヶ所について熱線風速計を用い、その主流成分、上下突風成分 (供試模型に対して) を測定した。供試模型の翼根付近に相当する測定壁床面の近傍については、熱線プローブセンサをトラバースする装置の構造上の制約から、測定されていない。

一般に突風発生装置に望まれる条件は

- ① 供試模型に一樣な突風気流が得られること。
 - ② 気流振幅の周波数に対する依存性が小さいこと。
 - ③ 突風発生翼の加振信号と突風気流の出力関係が線形であること。
- などが挙げられる。

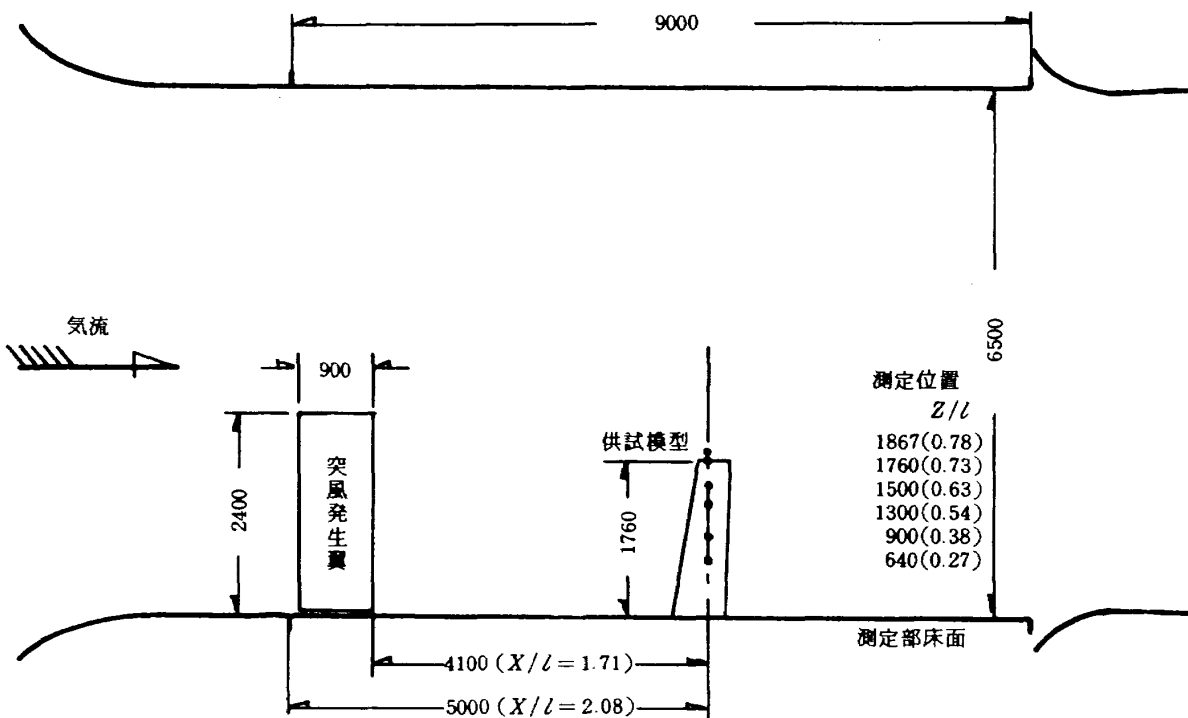


図 25 突風気流測定点

以上の点に注目し、一様流風速を 14m/s, 20m/s に設定して、正弦波で突風発生翼を加振し、周波数と振幅を変化させた場合の突風気流と大気乱流を想定したランダム波で加振した場合の突風気流について測定した。

• 測定方法

大気乱流を想定した突風気流は約 10Hz までの変動を考えているので測定には、応答の早い熱線風速計を用いた。前項の定常気流の測定結果より、熱線プローブセンサーには、突風気流が一様に偏流し変動するものとして、2次元変動の測定にむいている X 型プローブセンサーを使用した。X 型プローブセンサーの測定可能な気流の傾き角は、約 $\pm 15^\circ$ 程度である。また、突風発生装置の迎角には、突風発生装置に備えつけたポテンシオメータの出力信号をあらかじめ校正し用いた。

突風気流の成分は熱線風速計の出力をリニアライザー、加算器に通して、主流の速度成分 u_g 、上下突風の速度成分 w_g として出力される。

計測は、各出力をペンレコーダによる波形観測と同時にデータレコーダへの集録、シグナル・アナライザーによる周波数解析を行なった。正弦波突風については、突風発生翼のポテンシオメータの出力と熱線風速計の上下突風気流出力の正弦波周波数応答を、ランダム波突風については、突風発生翼ポテンシオメータ出力と上下突風気流出力のパワースペクトル密度、パワースペクトル法による周波数応答を求めた。

• 正弦波突風気流

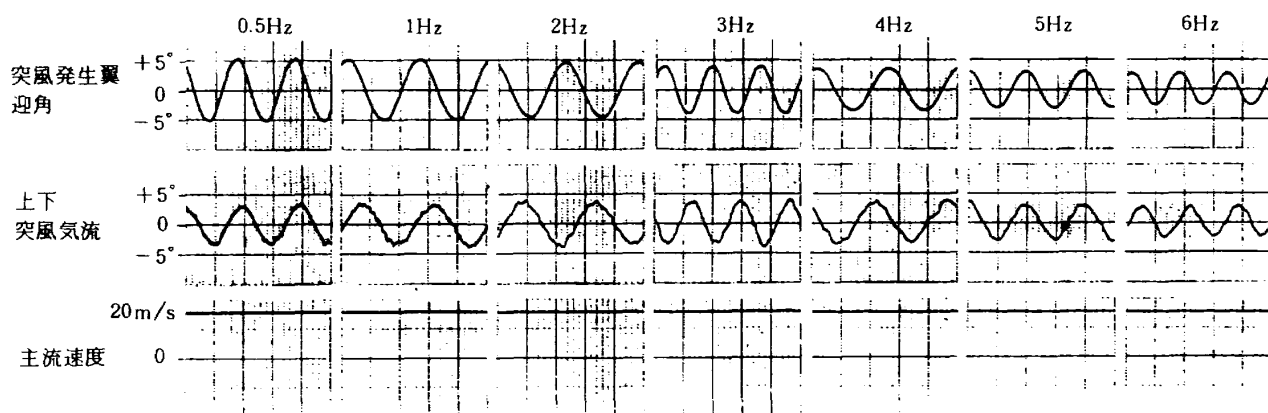
図 26, 27 は一様流風速を 20m/s と 14m/s に設定し、正弦波で突風発生翼を加振した時の突風発生翼迎角の振幅と上下突風気流および主流の出力波形を示す。両図の測定位置は、供試模型位置の測定壁床面より 1760mm ($Z/l = 0.73$)、1300mm ($Z/l = 0.54$)、640mm ($Z/l = 0.27$) の高さのものである。測定波形は突風発生翼の初期振幅を $\pm 5^\circ$ (1Hz 加振時) として、その加振周波数を 0.5Hz から 6Hz まで変化させた時のものである。測定位置が測定壁床面より 1760mm ($Z/l = 0.73$) と 1300mm ($Z/l = 0.54$) では、突風発生翼の振幅波形と上下突風気流の出力波形の基本波が比較的よい相似形をなして

いるが、基本波に微小な高調波が重畳しているのが観測される。この高調波は周波数が 36Hz となっており、風洞送風機の動翼数と回転数に起因する気流変動¹⁴⁾である。測定位置が 640mm ($Z/l = 0.27$) の突風出力波形は、前述の高調波の外に間欠的に大きな乱れの発生が計測され、風洞測定壁床面から約 900mm ($Z/l = 0.38$) にまで及んでいる。

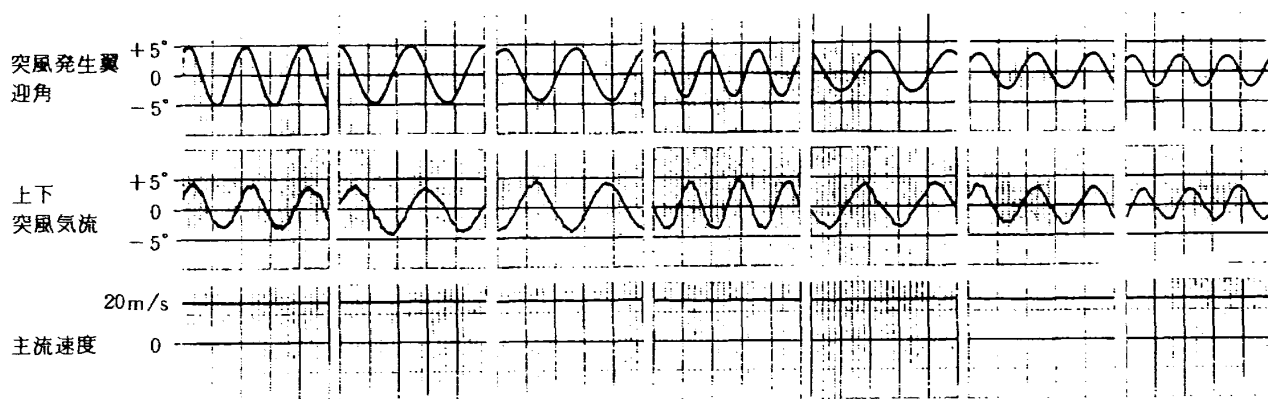
この原因は、風洞集合胴とノズルの接合部分で発生する渦が剝離し、風洞壁に沿って下流に流れてくるために発生したものではないかと考えられ¹⁴⁾ている。主流の出力波形を見ると、1760mm ($Z/l = 0.73$) 1300mm ($Z/l = 0.54$) では、ほとんど変化がなく、突風発生翼による伴流の影響がないことを示している。しかし、測定壁床面より 640mm ($Z/l = 0.27$) の場合には、風洞集合胴とノズル接合部分から流出する剝離渦の影響が主流にも及んでいる。

図 28, 29 は一様流風速を 20m/s と 14m/s とし、突風発生翼の加振振幅を $\pm 2.5^\circ \sim \pm 7.5^\circ$ まで変化させた場合の上下突風気流の出力波形で測定位置が測定壁床面より 1300mm ($Z/l = 0.54$) のものである。同一風速、同一加振周波数で突風発生翼の加振振幅を変化させた場合の突風出力は、突風発生翼の動きにほぼ追従した波形を示しているが、振幅が大きくなるに従って、出力波形の波高値に変動が明確に現われてきている。図 30 は、突風発生翼の加振周波数を 0.5Hz, 3Hz, 5Hz とした時の加振振幅と上下突風気流の出力振幅および位相の関係を示す。同一加振周波数の場合、突風発生翼の加振振幅と突風気流の出力振幅の関係は、一様流風速による変化はなく線形であるが、位相については、一様流風速によって変化し、加振周波数が高い程位相差が増大する。

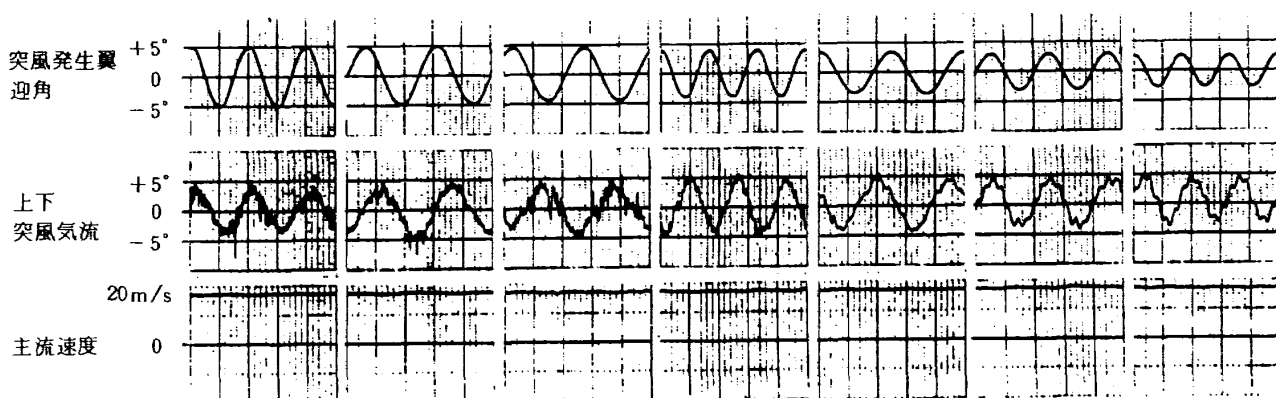
図 31, 32 は突風発生翼の振幅信号と発生した突風気流の出力信号のボード線図で一様流風速が 14m/s と 20m/s のものである。図は、上から突風発生翼の初期振幅 (1Hz 加振時) を $\pm 2.5^\circ$, $\pm 5.0^\circ$, $\pm 7.5^\circ$ にしたときの利得と位相の変化を示す。位相の図中に示す○印は、後述する計算による値である。利得の変化は、測定位置 640mm ($Z/l = 0.27$) を除いて、どの測定位置も加振周波数の増加とともに利得も増加し、一様流風速 14m/s、初期振幅 $\pm 2.5^\circ$, $\pm 5.0^\circ$ の場合、約 3Hz がピークで、 $\pm 7.5^\circ$ では 4 ~



(a) 測定部床面より 1760mm ($Z/l = 0.73$) 位置

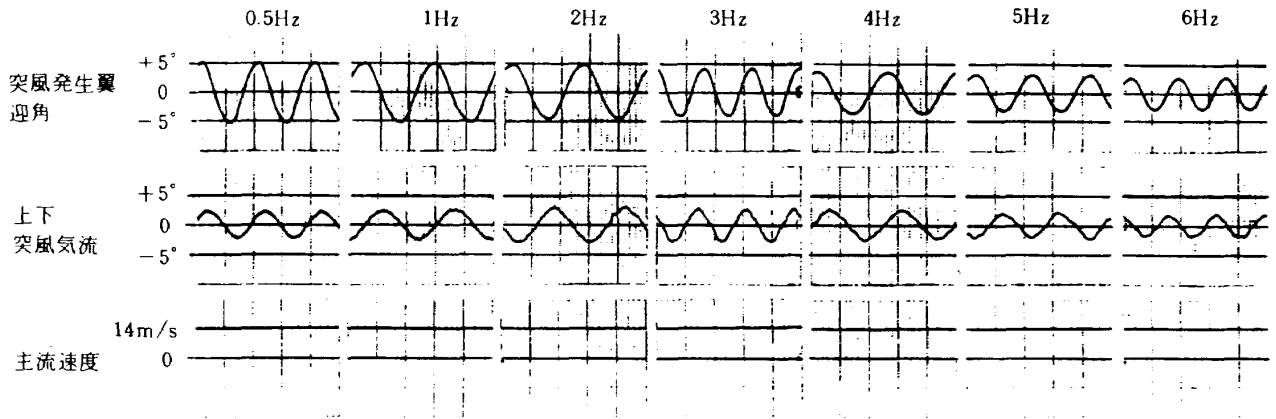


(b) 測定部床面より 1300mm ($Z/l = 0.54$) 位置

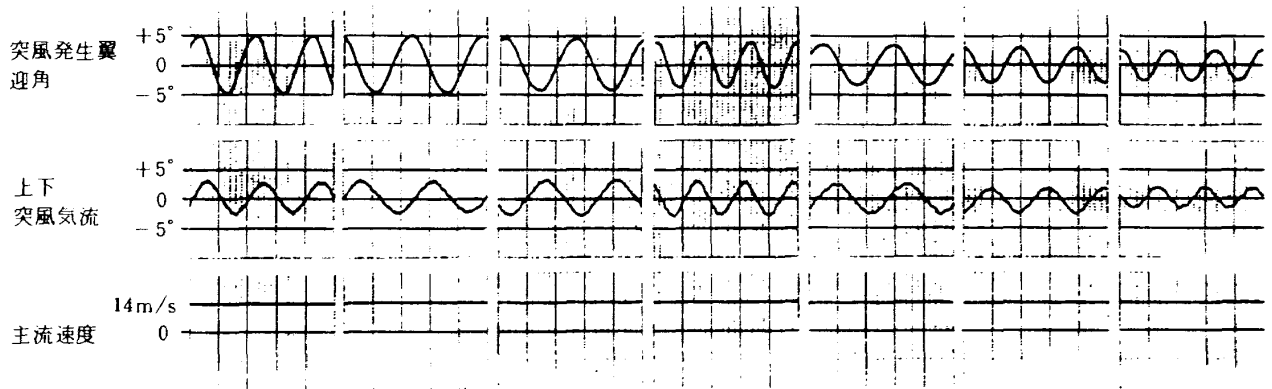


(c) 測定部床面より 640mm ($Z/l = 0.27$) 位置

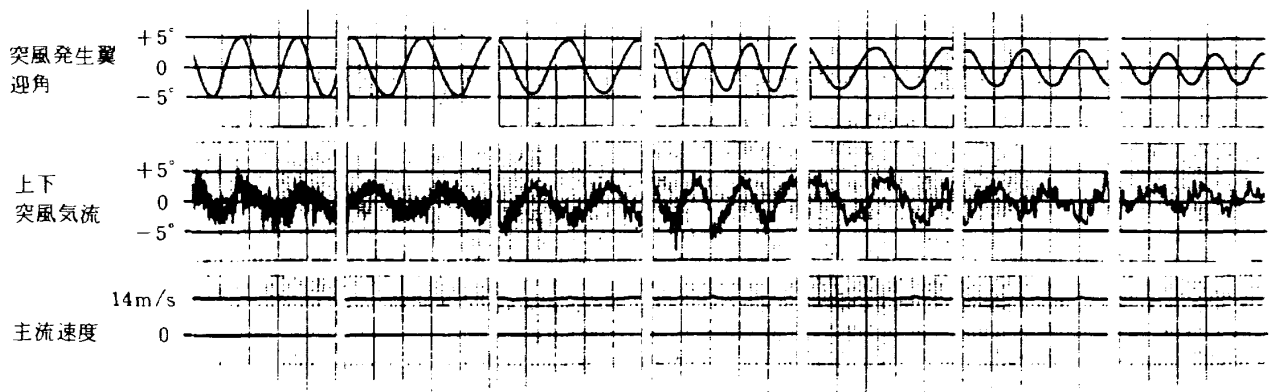
図 26 正弦波突風気流波形の時間履歴・周波数変化
 一様流風速 20m/s, 初期振幅 $\pm 5^\circ$ (1Hz 加振時)



(a) 測定部床面より 1760mm ($Z/l = 0.73$) 位置



(b) 測定部床面より 1300mm ($Z/l = 0.54$) 位置



(c) 測定部床面より 640mm ($Z/l = 0.27$) 位置

図 27 正弦波突風気流波形の時間履歴・周波数変化
 一樣流風速 14m/s, 初期振幅 $\pm 5^\circ$ (1Hz 加振時)

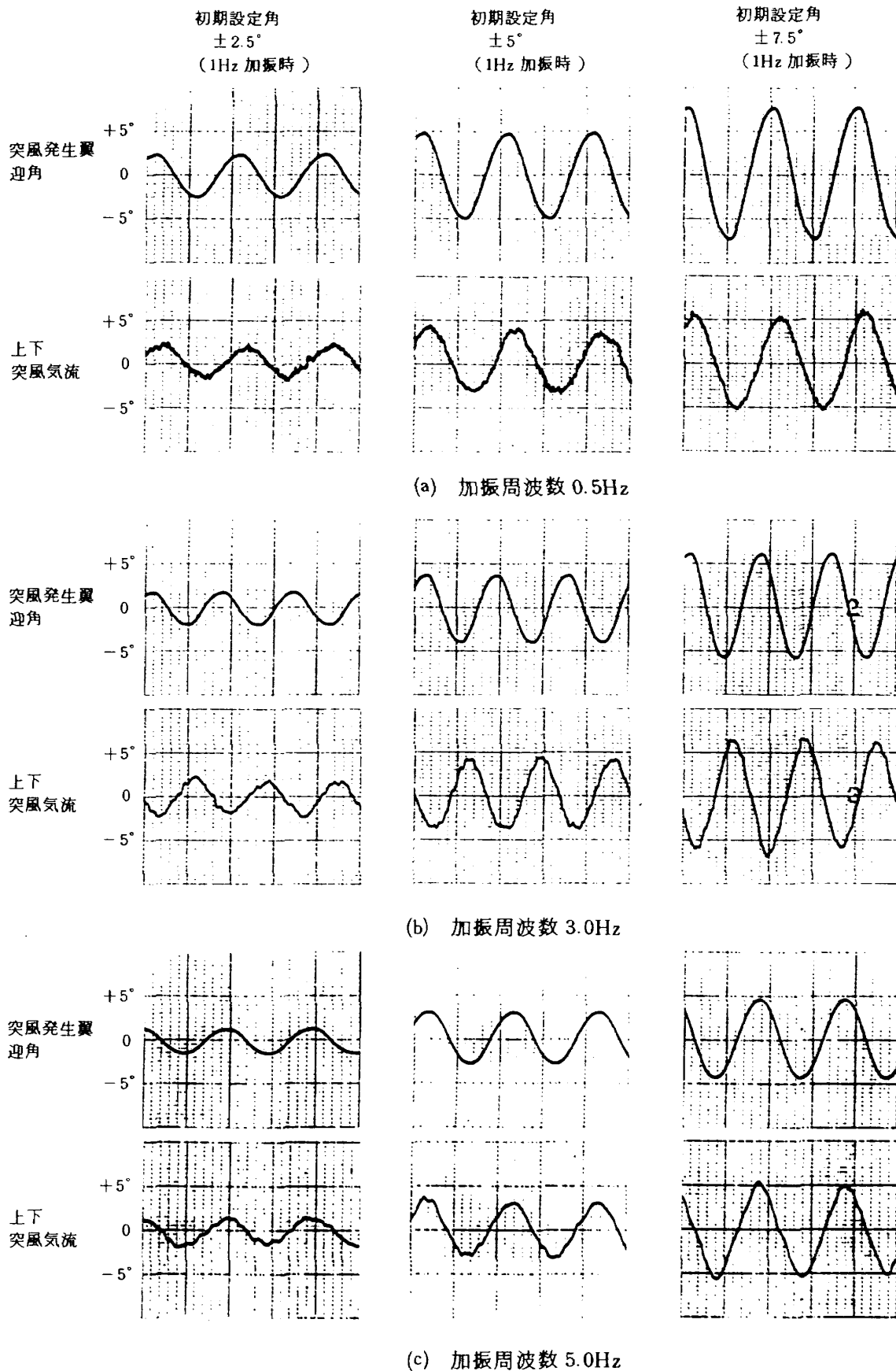


図 28 正弦波突風気流波形の時間履歴・振幅変化
一様流風速 20m/s, 測定部床面より 1300mm ($Z/l=0.54$) 位置

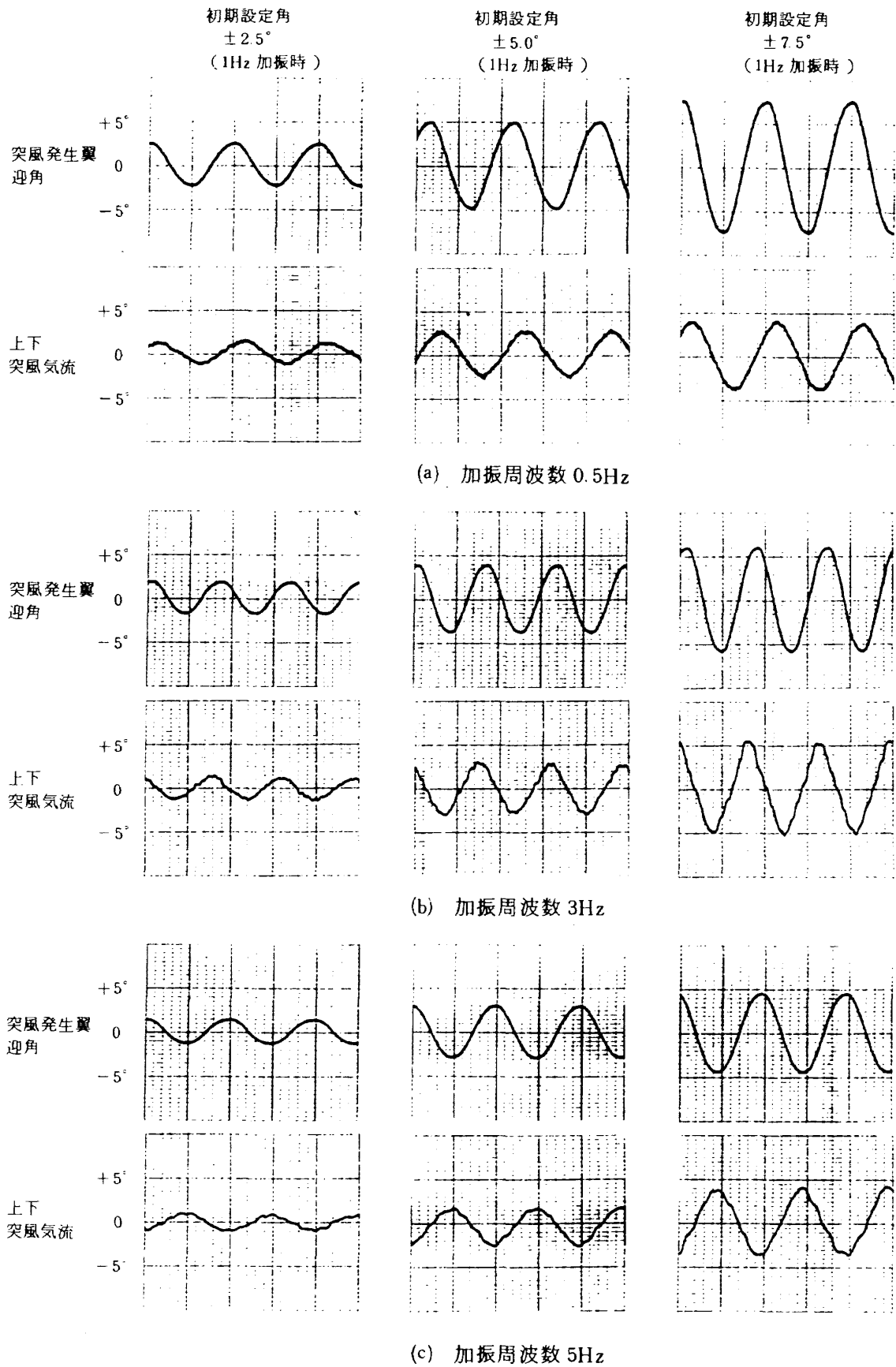


図 29 正弦波突風気流波形の時間履歴・振幅変化
 一様流風速 14m/s, 測定部床面より 1300mm ($Z/l = 0.54$) 位置

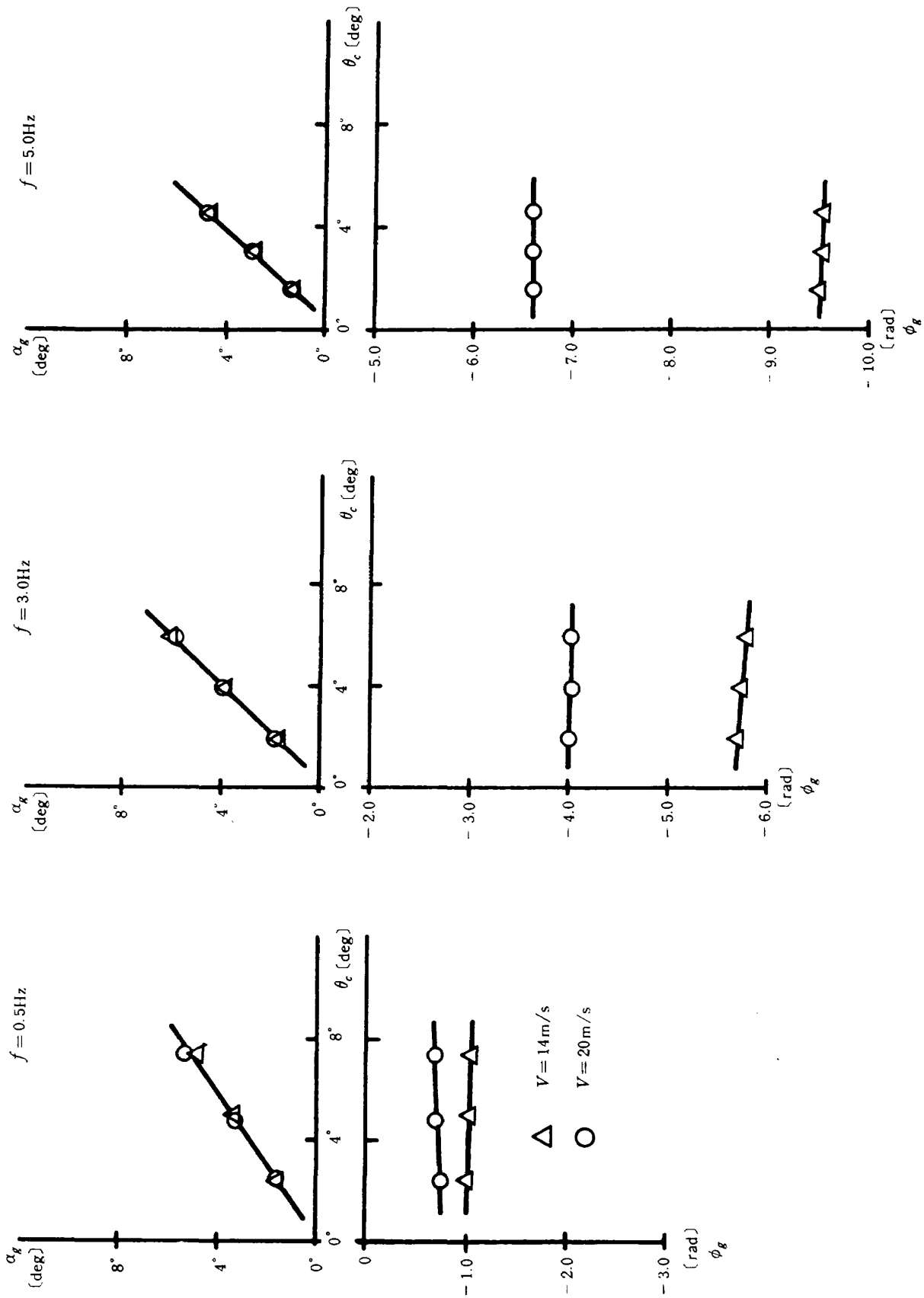


図 30 突風発生翼の正弦波加振による突風気流の振幅、位相特性、測定位置：測定壁床面より 1300mm ($Z/l = 0.54$)

5Hz でピークになる。一様流風速 20m/s の $\pm 2.5^\circ$, $\pm 5.0^\circ$ は, 約 4Hz にピークがあり, $\pm 7.5^\circ$ では 5 Hz 付近がピークとなる。その後いずれの場合も減衰または横ばい傾向を示している。

位相は, 突風発生翼初期振幅や測定位置の違いにより変化しない。このことは, 翼端からの集中した渦が一様流風速によって真直ぐ後流に流れ出ている

ことを示し, 上下突風気流が一様流風速と同じ速度で移動する進行波と仮定すると位相の変化は次式で表わすことができる。

$$\phi_g = 2\pi Xf / V_\infty \quad (\text{rad}) \quad (4-2)$$

ただし, X は突風発生翼後縁から測定位置までの距離, f は突風発生翼の加振周波数である。図に示した計算値は測定値とよく一致し, 上式で位相の変化

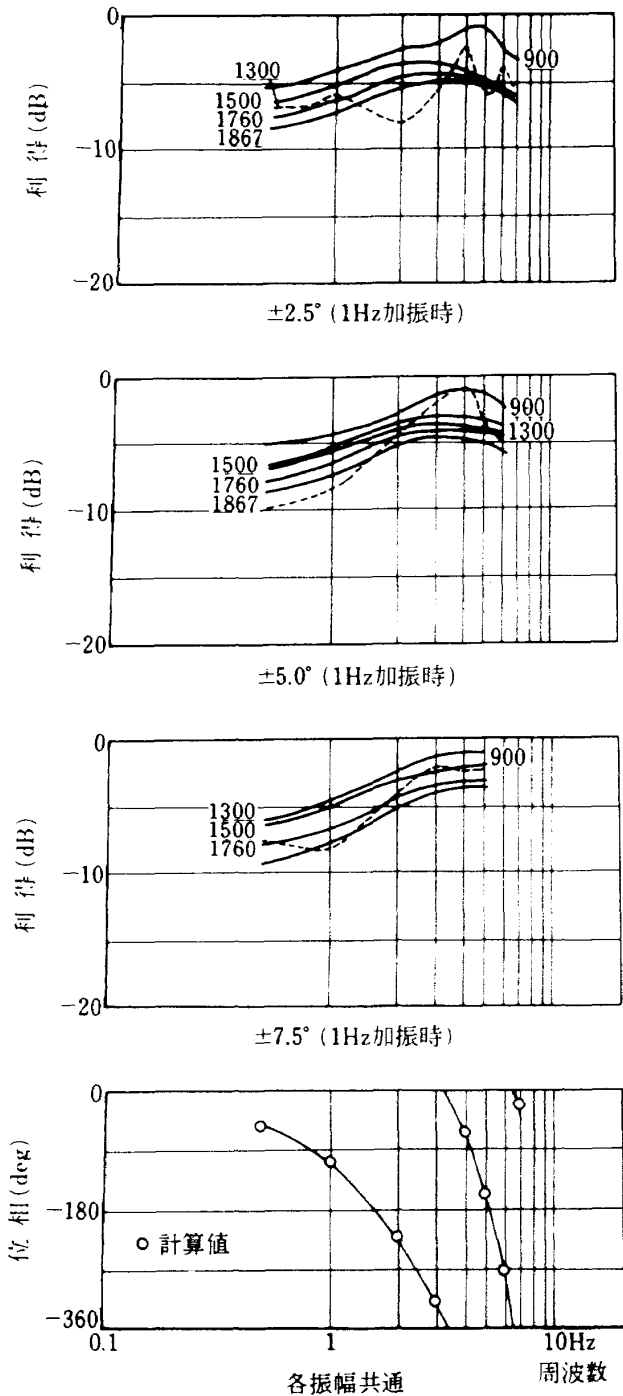


図 31 突風発生翼振幅と上下突風気流 (正弦波) のボード線図, 一様流風速 14m/s, 図中の数値は測定位置

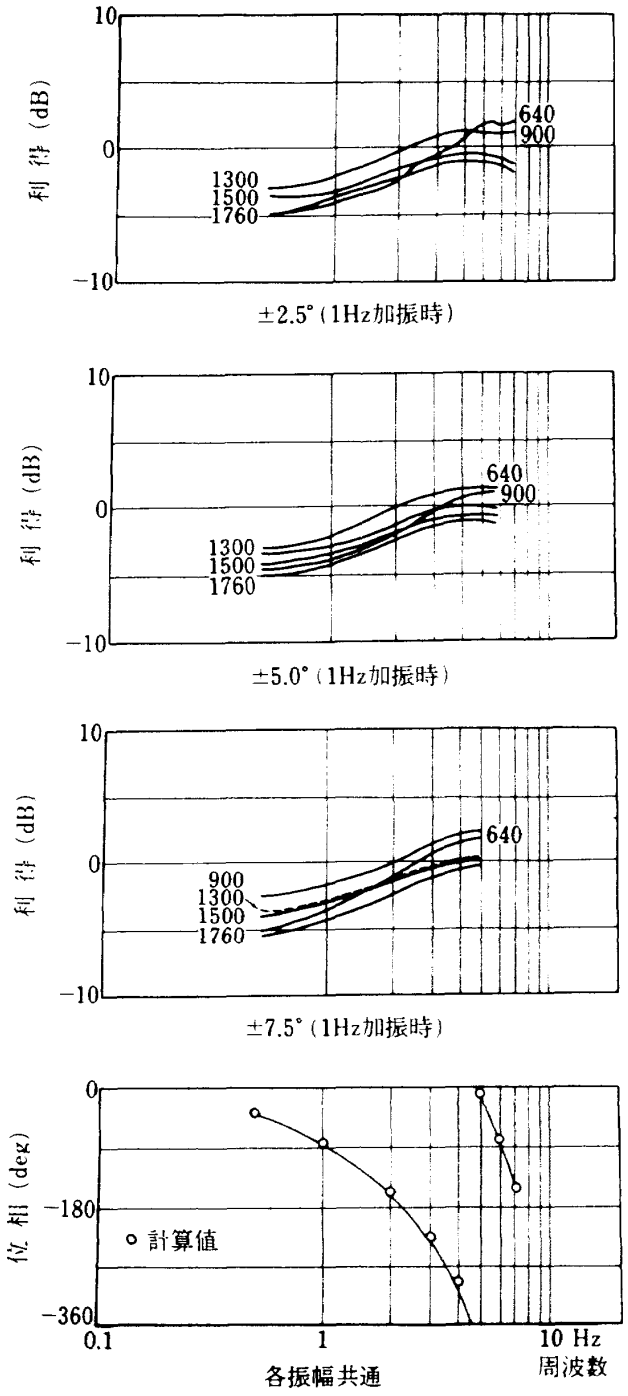


図 32 突風発生翼振幅と上下突風気流 (正弦波) のボード線図, 一様流風速 20m/s, 図中の数値は測定位置

を示すことができる。

図 33 は測定位置と加振周波数の違いによる突風発生翼振幅に対する上下突風気流の振幅を表わしたもので、突風発生翼の初期振幅を $\pm 2.5^\circ$ (1Hz 加振時)、一様流風速 14m/s を(a)図に、20m/s を(b)図

に示す。振幅は、図 31, 32 の利得をみると大きな変化となっているが、図 33 の振幅比でみると測定位置、周波数によって 0.5 ~ 1.0 と変化しているが突風出力は比較的大きく、翼端渦と翼面上に発生する束縛渦の誘導を利用する本突風発生方式の特徴を

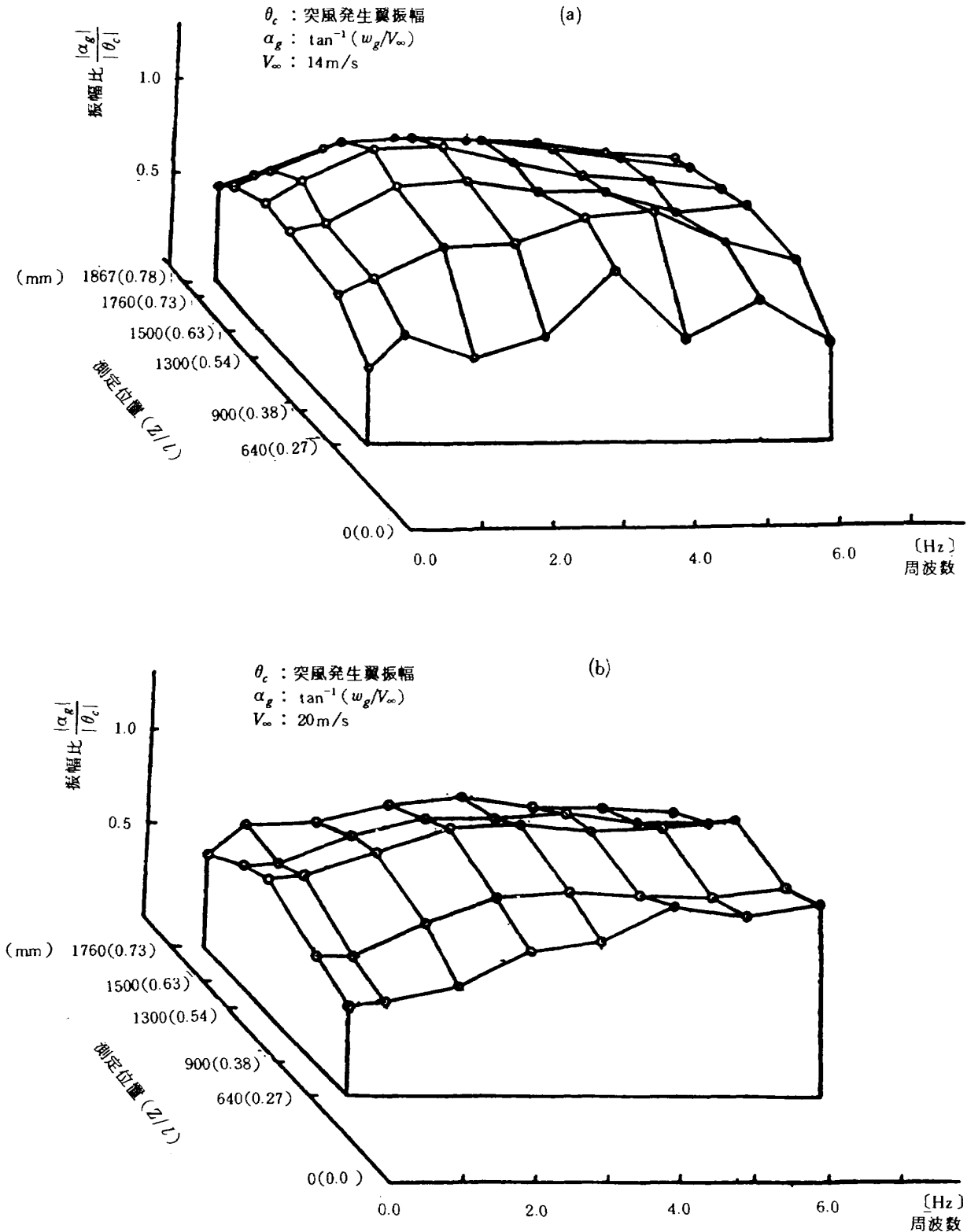


図 33 正弦波突風気流の振幅変化

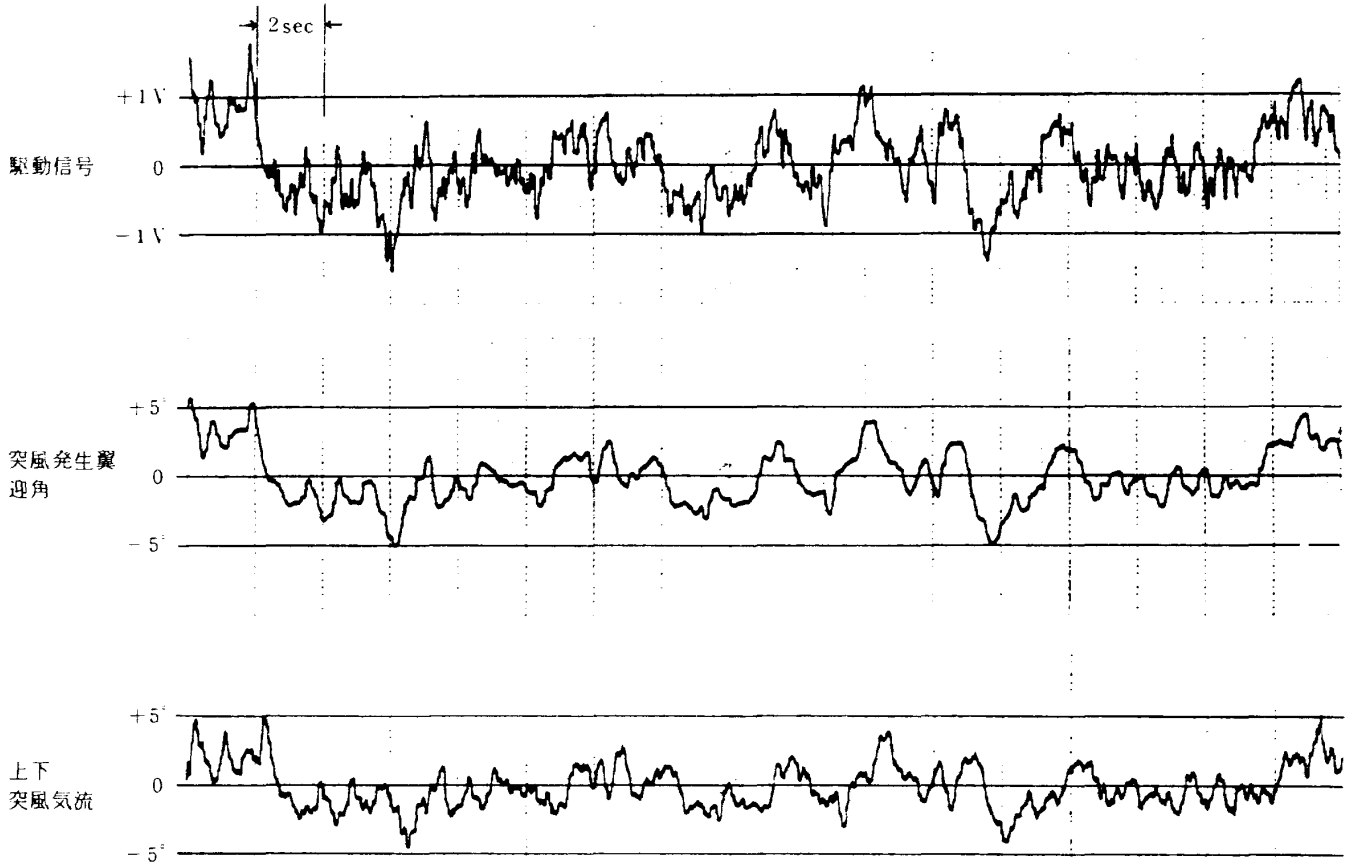
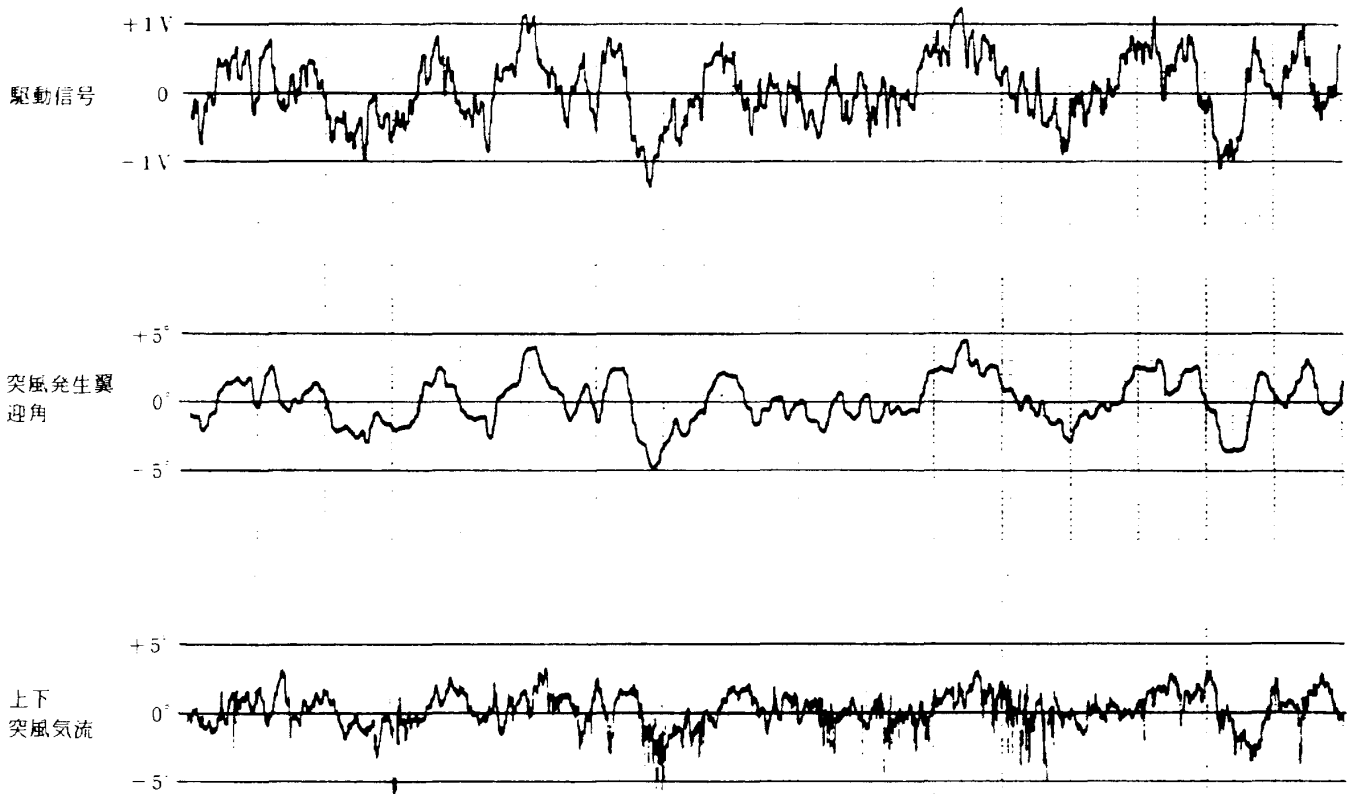
(a) 測定部床面より 1300mm ($Z/l = 0.54$) 位置(b) 測定部床面より 640mm ($Z/l = 0.27$) 位置

図 34 ランダム波突風気流波形の時間履歴, 一様流風速 20m/s

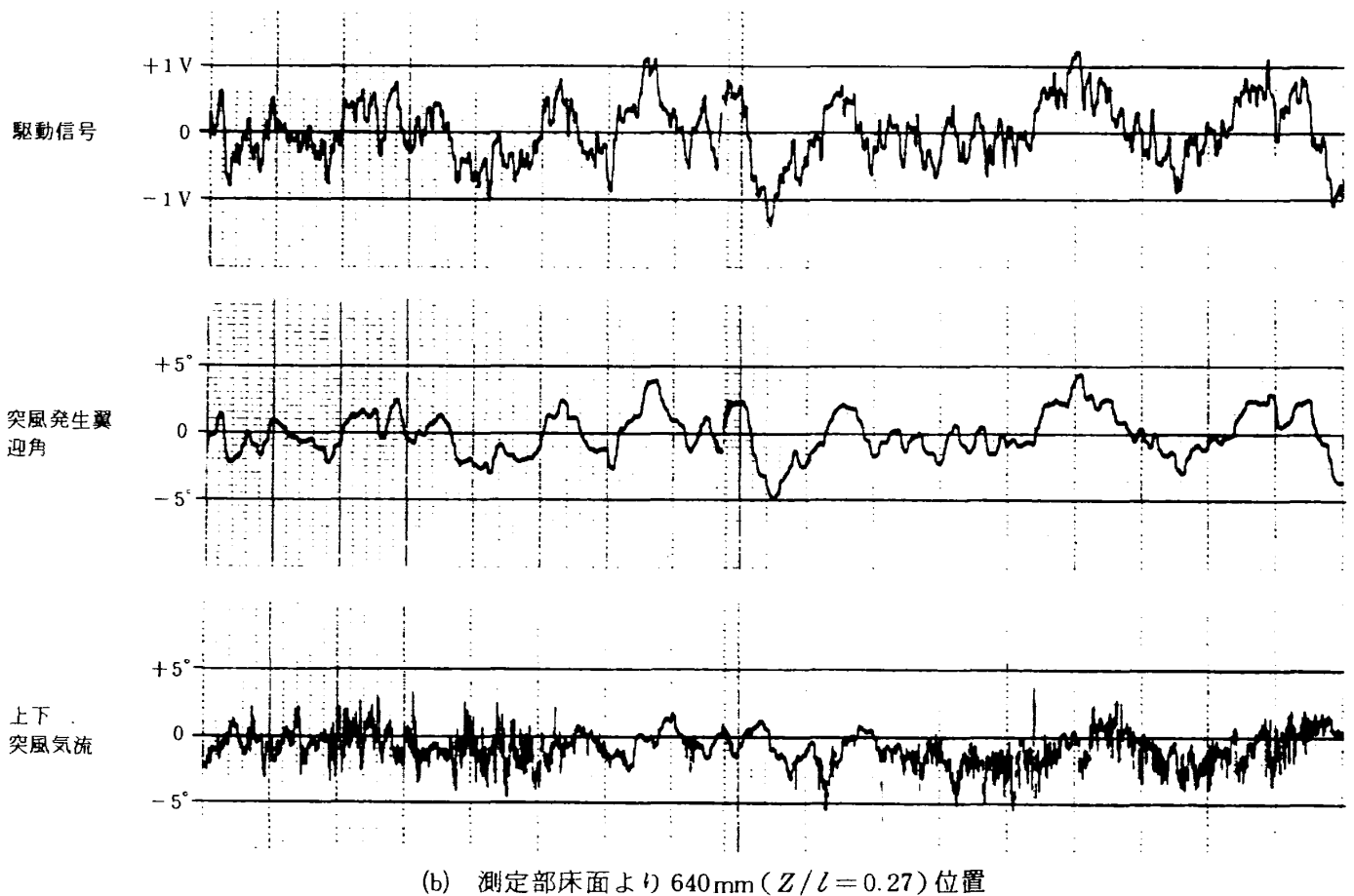
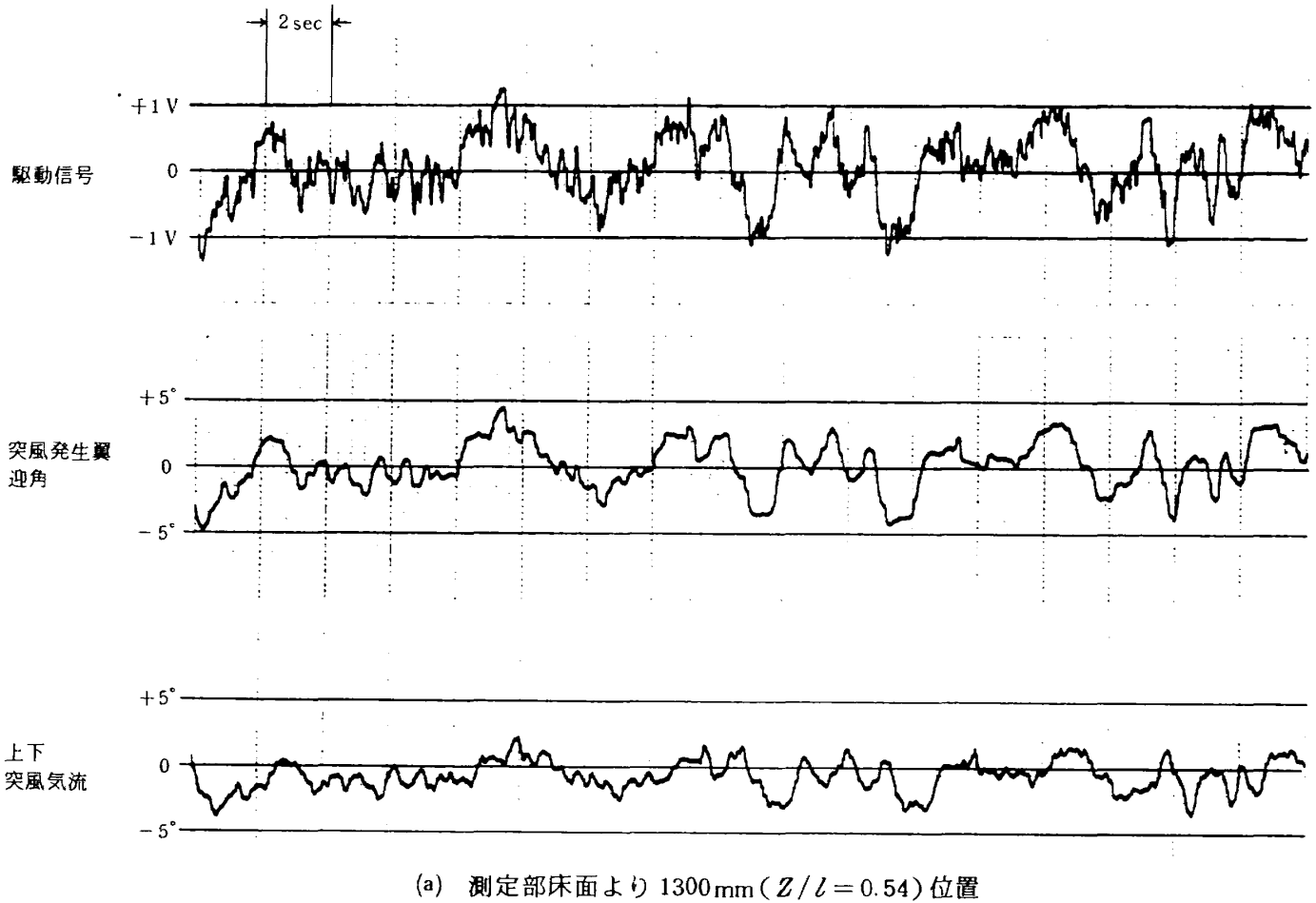


図 35 ランダム波突風気流波形の時間履歴, 一様流風速 14m/s

よく表わしている。

• ランダム波突風気流

図 34, 35 は突風発生翼をドライデンモデルを想定したランダム波で加振させた時の駆動信号, 突風発生翼の振幅, 上下突風気流の出力波形で一樣流風速が 20m/s と 14m/s のものである。(a)には測定位置が測定壁床面より 1300mm ($Z/l = 0.54$)の波形を, (b)には 640mm ($Z/l = 0.27$)の波形を示す。測定位置が測定壁床面より 1300mm の上下突風気流の出力波形は, 突風発生翼の振幅信号に追従し, よい相似形をなしているのに対して, 640mm の場合, 前述の正弦波突風気流と同様に突風出力波形に間欠的な大きい乱れが生じている。上下突風気流の振幅は, 一樣流風速の違いによって変化し, 20m/s の振幅が 14m/s の約 2 倍となっている。駆動信号として与えたドライデンモデルについては後述する。

5. 突風発生装置を用いた GLA 実験¹⁵⁾

本突風発生装置を用いた GLA 実験の供試模型を図 36 に示す。模型は省エネルギー性をめざした将来型航空機に有望とされている高アスペクト比の片持半弾性翼模型でアスペクト比 10.5, テーパー比 0.3, 25% 翼弦での後退角 18°, 翼幅 1760mm のものである。模型の構造は, 40% 翼弦にアルミ合金製の芯金を通し, その芯金に 17 個のバルサ製の翼素を取りつけたポッド式のフラッタ模型で, 前・後縁に操舵面を有したものである。後縁舵面については, その位置を 2ヶ所にかえられるようになっている。

図 37 に突風荷重軽減 (GLA) システムのブロック図を示す。

翼に取付けられた GLA システムは, 翼模型の振動を検知する 2 個の加速度計とその出力を GLA 制御則によって計算処理し, アナログ計算機からの信号を受けて作動する小型の電動アクチュエータと舵面により構成されている。芯金には, 翼模型に働く空気力を測定するために曲げ歪ゲージと振り歪ゲージが取り付けられている。

実験の目的は, 供試模型の上下突風を与えることによって翼に働く空気力による変位を加速度計で検出し, 舵面を操舵して翼の荷重制御を行ない, 力学

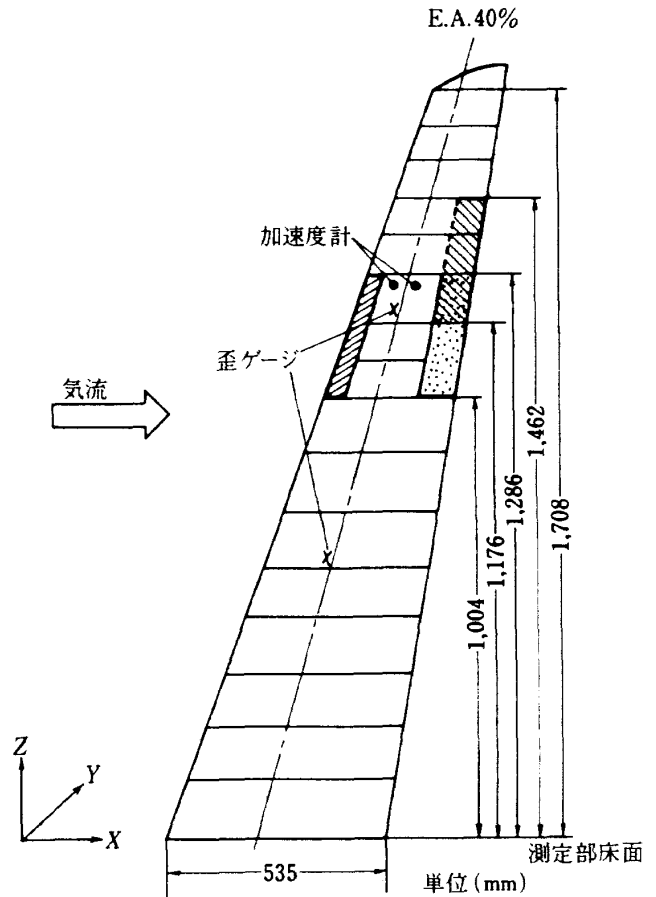


図 36 高アスペクト比の片持弾性翼模型

的エネルギーに基づく GLA 制御則を検証することである。実験は, 一樣流風速を 14m/s, 20m/s, 28m/s に設定し, 突風発生装置で正弦波状突風と大気乱流模擬 (ランダム) 突風を発生させ, GLA システムの荷重制御実験を行なった。

図 38 は一樣流風速を 20m/s に設定し, 突風発生装置に与えた大気乱流を模擬した突風モデルの駆動信号によって発生した突風気流のパワー・スペクトルを示す。駆動信号として与えた突風モデルのパワー・スペクトルは, 翼幅方向に一樣な単位定常突風 ($w_g = 1\text{m/s}$) による空気力 f_{g0} を用い, 供試模型翼根部前縁を通過する突風 $w_g(t)$ に対し, 一般力 $f_g(t)$ は準定常の仮定より $f_g(t) = f_{g0} \cdot w_g(t)$ として次のドライデンモデル

$$\phi_{w_g}(\omega) = \frac{\sigma^2 w_g}{\omega_g} \frac{1 + 3 \left(\frac{\omega}{\omega_g}\right)^2}{\left\{1 + \left(\frac{\omega}{\omega_g}\right)^2\right\}^2} \quad (5-1)$$

を低周波領域について簡単化し,

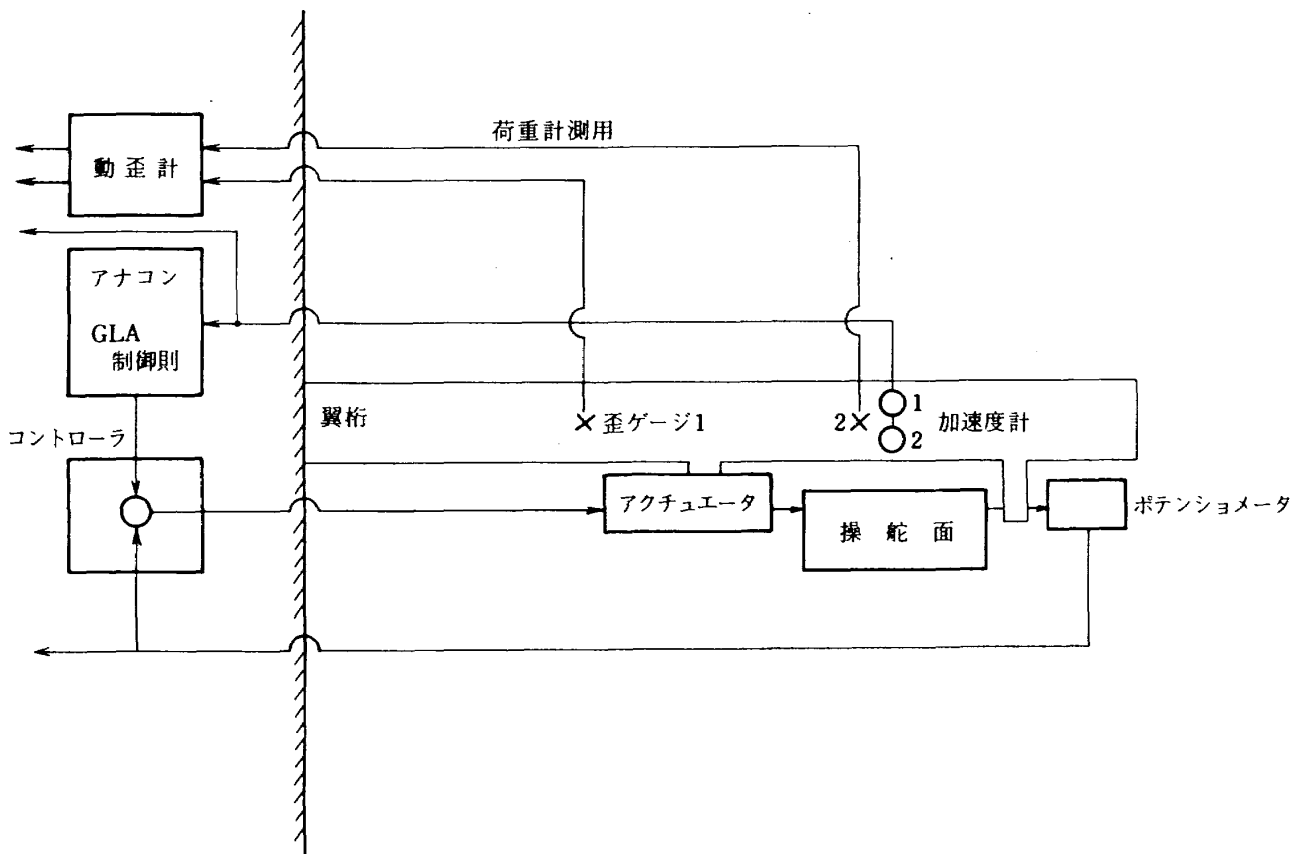


図 37 突風荷重軽減 (GLA) システムブロック図

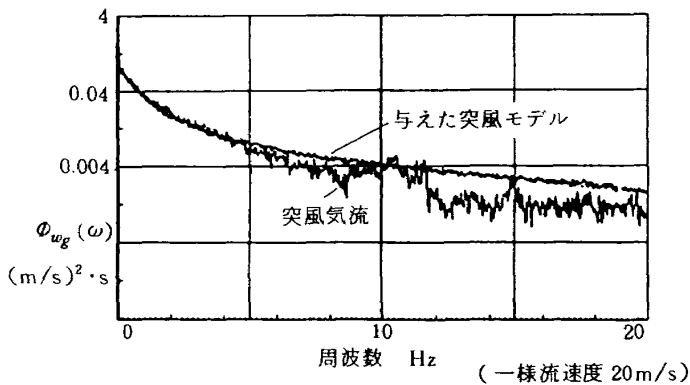


図 38 突風気流のパワースペクトル

$$\phi_{w_g}(\omega) = \frac{\sigma_{w_g}^2}{\omega_g} \frac{2}{1 + \left(\frac{\omega}{\omega_g}\right)^2} \quad (5-2)$$

とした。ただし、突風の強さ $\sigma_{w_g} = 0.5 \text{ m/s}$ 、 $\omega_g = u_0 / \text{スケール長}$ でスケール長は 2 m である。図より、突風出力は 8 Hz 付近に落ちこみがみられるが与えた突風モデルによく追従し、計画した GLA 実験の周波数範囲内では、ほぼ満足できる性能であることを確認した。

図 39 は適用した GLA 実験の正弦波突風応答の時間波形履歴で、一様流風速 20 m/s 、突風発生翼迎角 $\pm 2.5^\circ$ 、 2 Hz で加振したときのものである。波形は図の上から、突風発生翼迎角、上下突風出力、補助翼の舵角および翼に働く曲げモーメントの一例を示す。突風発生翼の動きによく追従した上下突風が発生し、突風によって翼の振動が増幅され突風による荷重が増大していることが曲げ歪ゲージの出力に示されている。また、GLA システムの ON、OFF 動作により補助翼操舵が行なわれ、それと同時に翼の振幅が減衰している様子が曲げ歪ゲージの出力で観測できる。

図 40 は GLA システムを ON、OFF させたときの曲げモーメントのパワースペクトル密度を求め、制御効果を比較した例で、模型の弾性振動数近くで見ると曲げモーメントは 25% 以上軽減されたことを示している。

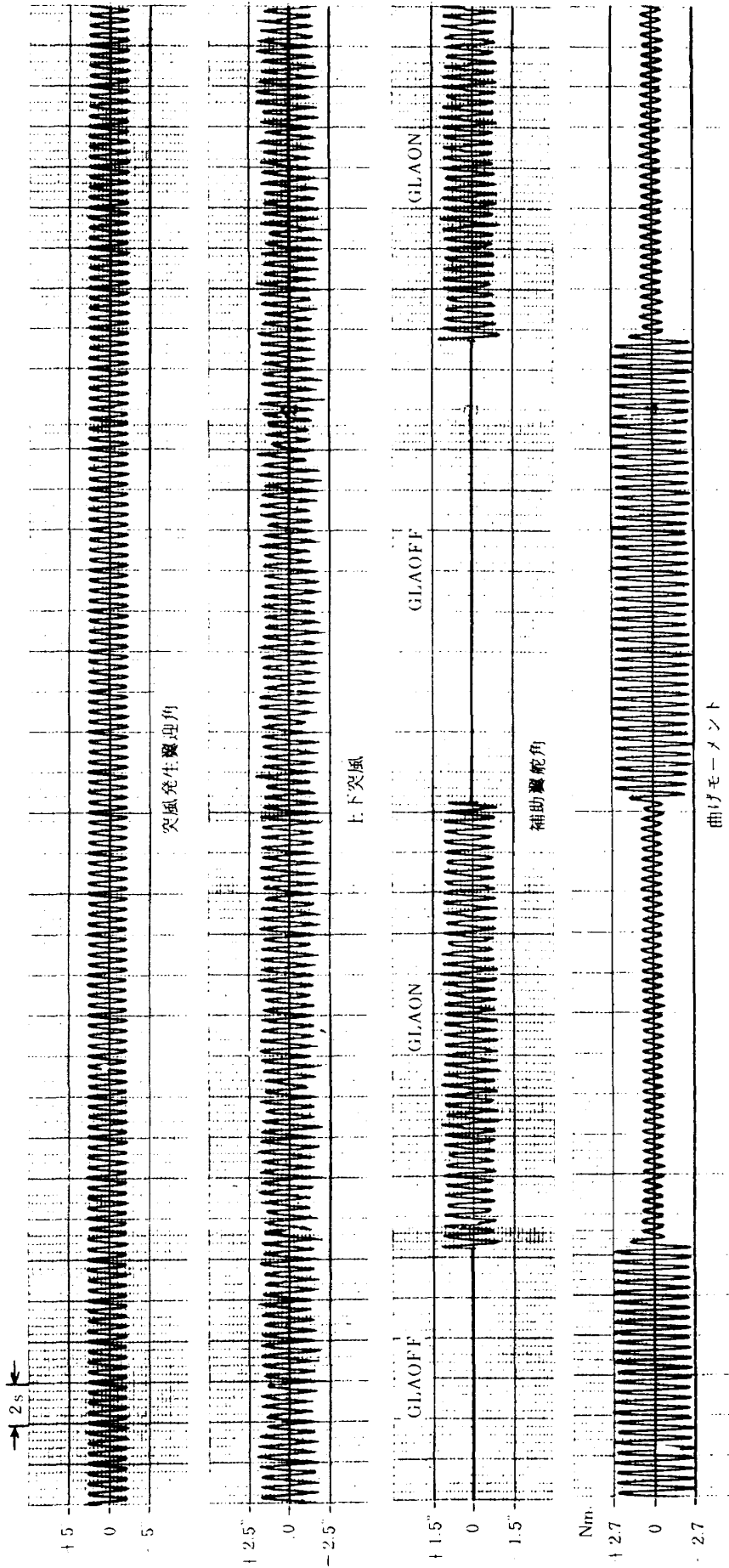


図 39 翼模型の突風応答時間履歴の一例 (一様流風速 20 m/s, 突風発生翼 2Hz 加振時)

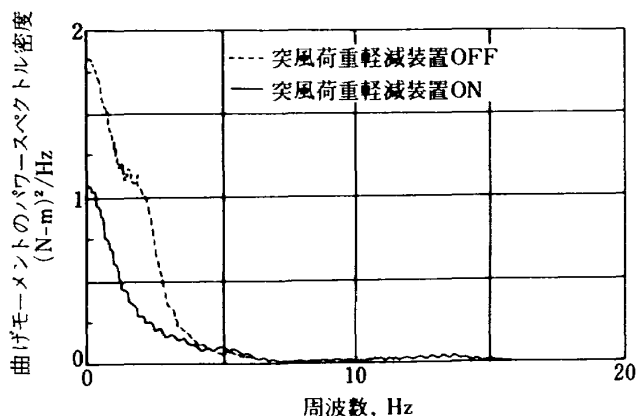


図 40 GLAシステムの制御効果(曲げモーメントのパワースペクトル密度), 一様流風速 20m/s

6. ま と め

設計製作した大型低速風洞半載模型用突風発生装置は、特性試験の結果、設計周波数範囲において、ほぼ設計通りの上下突風を発生させることができ、本突風発生装置の製作目的である高アスペクト比翼のGLA実験に供することが出来た。

本突風発生装置の設計方法とその特徴をまとめると

- (1) 翼端渦を利用する突風発生装置の設計のめやすに簡単な渦モデルの計算が利用できる。
- (2) 片持2枚突風発生翼の後流を利用する半載模型用突風発生装置は、比較的大きな振幅の突風を得ることができる。
- (3) 翼端渦を利用する突風発生装置は、比較的高い周波数まで応答し、与えた突風モデルに対して突風の模擬が良く、ほぼ一様な突風を得ることができる。

最後に突風発生装置の設計製作に関し、航空宇宙技術研究所ACT研究会の方々に助言をいただき、また突風発生装置の取付けに関連して大型低速風洞制御研究室・野口正芳技官、気流特性試験では飛行性能研究室・中谷輝臣技官、大型低速風洞計測研究室・星野秀雄技官に御援助をいただいたことをここに記し、関係各位に感謝する。

7. 参 考 文 献

- 1) ACT研究会・松崎他：“片持矩形弾性翼の突風荷重軽減の風洞試験と解析” NAL TR-846, 1984.12
- 2) 上田哲彦：“高アスペクト比をもつ後退翼の突風荷重軽減風試” 第22回飛行機シンポジウム, 1984.11
- 3) 広末健一他：“航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験” NAL TR-335, 1973.9
- 4) 市川輝雄：“振動する翼列の吹下ろしの一計算” NAL TR-373, 1974.5
- 5) Gilman, J. and Bennett, R. M : “A Wind-Tunnel Technique for Measuring Frequency-Response Functions for Gust Load Analyses” J. AIRCRAFT Vol.3, No.6, NOV-DEC, 1966
- 6) Reid, C. F. and Wrestler, C. G. : “An Investigation of a Device to Oscillate a Wind-Tunnel Airstream” NASA TND-739, APR, 1961
- 7) Simmons, J. M. and Platger, M. F. : “Experimental Investigation of Incompressible Flow Past Airfoils With Oscillating Jet Flaps” J. AIRCRAFT Vol.8, No.8, 1971
- 8) Winther, B. A., Shirley, W. A. and Heimbaugh, R. M. : “Wind Tunnel Investigation of Active Controls Technology Applied to ADC-10 Derivative” AIAA Paper No.80-0771
- 9) 小早川命, 前田 弘：“翼の突風応答に対する研究, 第一報 2次元剛体翼の応答” 日本航空宇宙学会誌, Vol.19, No.210, 1971.7
- 10) 鈴木誠三他：“低速風洞用片持矩形2枚翼突風発生装置” 日本航空宇宙学会第16期年会, 1985.4
- 11) 中谷輝臣, 遠藤 浩：“非対称楔型ヨーメータによる3次元流中の速度ベクトルおよび静圧の測定” NAL TR-594, 1979
- 12) 中谷輝臣他：“回転式速度ベクトル測定装置” NAL TR-674, 1981.6

- 13) 守屋富次郎：“空気力学序論” 1968.4
- 14) 海老沼幸成他：“大型低速風洞の特性試験(1)”
NAL TM-334, 1977.10
- 15) ACT研究会・上田他：“高アスペクト比翼の
突風荷重軽減風洞実験と解析”NAL TR-890,
1985.11

航空宇宙技術研究所報告 929号

昭和62年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 三興印刷
東京都新宿区信濃町12三河ビル
