

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1115

低速風洞における全機模型用突風発生装置 (I. 設計と予備試験)

鈴木 誠三 ・ 萱場 重男

沢井 忠男 ・ 吉田 典正

1991年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 全機用突風発生装置の設計	3
2-1. 突風気流の推定	4
2-2. 予備試験用突風発生装置	12
3. 気流の特性	14
3-1. 定常誘導気流の特性	14
3-2. 突風気流の特性	26
4. ま と め	37
5. 参考文献	37

低速風洞における全機模型用突風発生装置 (I. 設計と予備試験)*

鈴木 誠 三*¹ 萱 場 重 男*¹
沢 井 忠 男*² 吉 田 典 正*²

A Gust Generation Method for Full Configuration Aircraft Tests in a Low Speed Wind Tunnel (Part I: Design and Preliminary Experiments)*

Seizo SUZUKI*¹, Sigeo KAYABA*¹, Tadao SAWAI*²,
and Norimasa YOSIDA*²

ABSTRACT

A gust generation method is described that uses vortices produced from four oscillating cantilever wings which were installed in a low speed wind tunnel upstream of the test section. In order to obtain uniform pulsating flow at the test model, the aspect ratio of the rectangular wings was theoretically determined. Preliminary experiments validation were performed in a pilot tunnel with results indicating a suitable design method which is appropriate for application in NAL's 6.5 M × 5.5 M Low Speed Wind Tunnel.

Keywords: Gust Generation Method, Low Speed Wind Tunnel

概 要

実機形態に近い高アスペクト比の弾性翼を備えた全機模型の GLA 実験を大型低速風洞 (5.5M×6.5M) で実施することにした。実験に先立ち大型低速風洞に全機 GLA 実験に必要な突風発生装置を設置することにした。設置する突風発生装置は、突風の性質を制御し、再現が可能であることが望ましい。設計検討した全機用突風発生装置は、4枚の矩形の突風発生翼の翼端から流れ出る4本の集中した自由渦と翼面上の束縛渦による誘導流を利用する。設計方法と計算結果の実証、製作のための基礎資料を取得する目的で、小型低速風洞 (55cm×65cm×90cm) を用い1/10縮尺の4枚の矩形翼を用いた全機用突風発生装置を製作して、予備実験を実施した。

4枚の矩形の突風発生翼を用いた全機用突風発生装置は、簡単な渦モデルを仮定することによって、突風の大きさと分布の推定を行う方法が有効であることを実験的に確認したので、これらの結果について報告する。

* 平成3年3月22日受付 (received 22 March, 1991)

*¹ 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

*² 元研修生 (千葉大学) (ex-Student of TIBA University)

記 号

$\omega b/U$: 無次元振動数
ω_g	: 突風折点周波数 (Hz)
σ_{wg}	: 突風の強さ (m/s)
L	: 突風発生翼の翼間隔
l	: 突風発生翼翼長
R	: アスペクト比
Γ	: 循環
C_{Le}	: 揚力係数
α_e	: 有効迎角
α_w	: 迎角
V_∞	: 一様流風速
c	: 突風発生翼翼弦長
L_w	: 風洞測定部幅
L_M	: 供試模型スパン
q	: 動圧
P_S	: 静圧
γ	: 速度ベクトルと X 軸のなす角
ϕ_{00}	: プローブの初期設定角
ϕ_0	: 速度ベクトルの Y_0-Z_0 面への正射影が Z 軸となす角
ϕ_i	: プローブの回転角
P_A	: 非対称ヨーメータ A 孔の圧力
P_B	: 非対称ヨーメータ B 孔の圧力
添字	
$R1 \sim R4$: 束縛渦
$F1 \sim F4$: 自由渦

1. ま え が き

能動制御技術 (Active Control Technology ; ACT) は、航空機の設計段階より取り入れ、適用することによって省エネルギー効果を得る技術の一つとして各国が研究を進めている。この技術は航空機の安全性、乗り心地を高める技術として有望視され積極的に研究が進められている。

航空宇宙技術研究所に於いても、1981年から風洞実験による空力弾性系を対象とした ACT 研究に取り組み、能動制御装置を備えた片持半截弾性翼模型を用いた突風荷重軽減 (Gust Load Alleviation ; GLA) 実験^{1,2)}、フラッタ抑制 (Active

Flutter Suppression ; AFS) 実験³⁾を実施し、基礎技術の確立をめざしてきた。その成果をふまえ、より実機形態に近い高アスペクト比の弾性翼を備えた全機模型の GLA 実験を大型低速風洞 (5.5M × 6.5M) で実施することにした。大型低速風洞には片持半截弾性翼模型の突風荷重軽減実験の際に片持半截模型用の突風発生装置⁴⁾を備えてきたが全機模型の GLA 実験に適用できない。そこで、実験に先立ち大型低速風洞に全機 GLA 実験に必要な突風発生装置を設置することにした。

GLA 実験に使用する全機供試模型は、胴体と尾翼を剛体とし、主翼に能動制御装置を備えた高アスペクト比の弾性翼を使用する。計画した全機 GLA 実験は、突風気流による機体の上下運動、縦揺れ運動、偏揺れ運動と主翼の弾性変化の連成を含め、主翼に働く過大な空気力を軽減させる能動制御装置 (突風荷重軽減装置) の制御則を確立するのが目的である。

航空機が大気中を飛行する場合に遭遇する突風は正弦波的なものではなく、ランダムに変動する等方性乱流場のスペクトラム特性に近いと言われている¹⁾。

全機 GLA 実験用突風発生装置は、大気乱流場の Short Period と Wing Mode の周波数帯域 0.3 ~ 10Hz (無次元振動数 $\omega b/U = 0.01 \sim 0.7$) 以上の乱れの特性値を模擬できることが望ましい。図 1 は Dryden による大気乱流場のパワー・スペクトラム特性を示す⁵⁾。大型低速風洞に設置する全機用突風発生装置の検討では、突風モデルのパワー

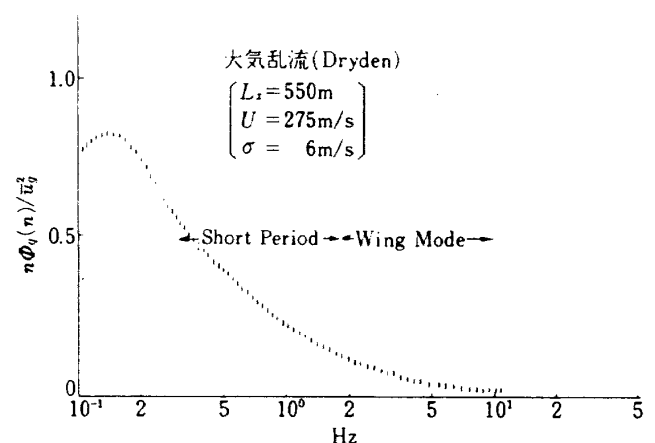


図 1 Dryden の大気乱流場のパワー・スペクトル特性

・スペクトルを、Dryden Model を低周波領域について単純化し、次式で表した。

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

ただし、突風の強さ $\sigma_{wg}=0.5\text{m/s}$, $\omega_g=U_0/La$, La はスケール長で、ここでは模型の片翼幅を仮定し、 $La=2\text{m}$ とした。

突風発生方式には、大別すると強制発生方式と自然発生方式がある。空力弾性系を対象とした ACT 研究の GLA 実験では、能動制御装置の制御則を検証するために突風を再現出来ることが重要である。そこで、大型低速風洞に設置する突風発生装置は、突風気流の大きさ、周波数帯域および突風の性質を制御し、再現が可能な強制発生方式とすることが望ましい。

強制発生方式の突風発生装置には振動翼列による気流の変流を利用する方法、気流に吹出しジェットを与えそのジェット気流による変動を利用する方法および自由渦による誘導流を利用する方法⁶⁾がある。

既設の大型低速風洞は開発用風洞として設置されたもので、突風発生装置を取りつけることにより、開発用風洞としての機能を損なわないようにしなければならない。振動翼列による気流の変流を利用するカスケード方式の突風発生装置は、主流を変流させて突風を発生させるため、気流の変流方向を拘束しない突風用測定部が必要で、大幅な改造と変更をとめない莫大な費用がかかる。また、吹出しジェットによる変動を利用する方法は、主流に外部流が加わることであり、流れの特性が複雑になる。これらの点を勘案し、大型低速風洞に設置する突風発生装置は、開発風洞の機能を損わず、比較的安価に実現が可能な翼端渦の誘導流を利用する方法を検討することとした。

設計検討する全機用突風発生装置は、4枚の矩形の突風発生翼の翼端から流れ出る4本の集中した自由渦と翼面上の束縛渦による誘導流を利用する。装置の設計は、簡単な渦モデル(図2参照)を仮定し、突風発生翼の迎角を固定した時の定常状態における誘導流の大きさ、測定部の断面で一

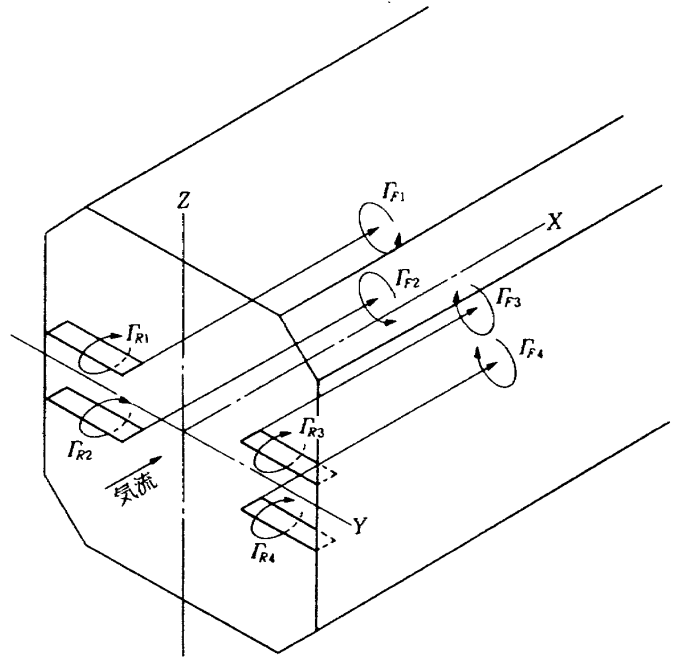


図2 4枚矩形翼全機用突風発生装置の渦モデル

様な誘導流になるように側壁の上下2枚の突風発生翼の翼間隔とアスペクト比の違いによる誘導流を計算し検討した。

大型低速風洞への適用に先立って、設計方法と計算結果の実証、製作のための基礎資料を取得する目的で、小型低速風洞(55cm×65cm×90cm)を用い1/10縮尺の4枚の矩形翼を用いた全機用突風発生装置を製作して、予備実験を実施し、翼端から流れ出る自由渦を利用する全機用突風発生装置の気流特性を明らかにした。これにより、以上に述べた4枚の矩形の突風発生翼を用いた全機用突風発生装置の設計方法、すなわち簡単な渦モデルを仮定することによって、突風の大きさと分布の推定を行う方法が有効であることを実験的に確認したので、これらの結果について述べる。

2. 全機用突風発生装置の設計

主に4枚の矩形翼の翼端より流れ出る4本の集中した自由渦により誘導される流れを利用する方法は、突風発生機構上、多翼列の方式に比べ突風の一様な範囲に制約があるが、翼列による伴流の影響がないのが特徴である。従って翼端から流れ出る自由渦を利用する突風発生装置の設計に於

いては、如何にして突風気流の大きさや一様な範囲を広げるかということが主要課題で、全機GLA実験に用いる模型の大きさ（大型低速風洞の予定供試全機GLA模型の場合翼幅約3.5M）および突風の強さを考慮して、突風発生翼のアスペクト比と4枚の翼相互の間隔の最適化を図った。

2-1. 突風気流の推定

この方式の突風発生機構は、4枚の突風発生翼の後流に集中して流れ出る自由渦と翼面上の励起される束縛渦により発生する誘導流を突風気流として利用する。

計算モデルは、図2に示されるように4枚の矩形の突風発生翼の各翼面上に励起される束縛渦の循環 $\Gamma_{R1} \sim \Gamma_{R4}$ と各発生翼翼端から集中して流れ出る4本の自由渦の循環 $\Gamma_{F1} \sim \Gamma_{F4}$ が減衰することなく、まっすぐ後流に流れ出ているものと仮定する。

計算は、突風発生翼の翼間隔(L)と突風発生翼翼長(l)の比 L/l 、突風発生翼のアスペクト比 AR をパラメータとして、突風発生翼の迎角を固定したときに発生する誘導流を求めた。渦による誘導速度 q は、一般に図3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 の距離を離れた位置では渦糸の循環を Γ とすると次式によって表わされる。

$$q = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\sin\theta}{r^2} ds = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{x}{(x^2 + s^2)^{3/2}} ds \quad (2-1)$$

1枚の突風発生翼の翼端から集中した一本の自由渦が一樣流とともに無限後流に流されるとすれば、その自由渦により誘導される誘導速度は、(2-1)式より次式で表わすことができる。

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

自由渦により発生する誘導速度は、一樣流方向には発生せず仮定した突風発生翼の翼端から流れ出る渦糸の周りに誘起され $Y-Z$ 面に発生する。

さらに、束縛渦による誘導流は、突風発生翼翼幅を l とすれば(2-1)式より

$$q_R = \frac{\Gamma_R}{4\pi} \int_0^l \frac{x}{(x^2 + s^2)^{3/2}} ds$$

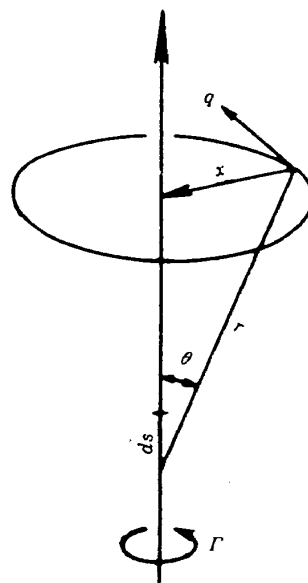


図3 渦糸による誘導流

$$= \frac{\Gamma_R}{4\pi} \left(\frac{l}{x(x^2 + l^2)^{1/2}} \right) \quad (2-3)$$

となり、 $X-Z$ 面の翼幅周りに誘導速度を発生させる。

突風発生装置が点 $P(X, Y, Z)$ に発生させる誘導速度は、4枚の突風発生翼に発生する束縛渦による誘導速度を $q_{R1}, q_{R2}, q_{R3}, q_{R4}$ 、4本の自由渦による誘導速度を $q_{F1}, q_{F2}, q_{F3}, q_{F4}$ とすれば、

$$q_p = q_{R1} + q_{R2} + q_{R3} + q_{R4} + q_{F1} + q_{F2} + q_{F3} + q_{F4}$$

よって、 $X-Y$ 、 $Y-Z$ 面の誘導速度ベクトルは、次式で表わすことが出来る。

$$\begin{aligned} u_p &= u_{R1} + u_{R2} + u_{R3} + u_{R4} \\ v_p &= v_{F1} + v_{F2} + v_{F3} + v_{F4} \\ w_p &= w_{R1} + w_{R2} + w_{R3} + w_{R4} \\ &\quad + w_{F1} + w_{F2} + w_{F3} + w_{F4} \end{aligned} \quad (2-4)$$

ただし、

$$\begin{aligned} |\Gamma_{F1}| &= |\Gamma_{F2}| = |\Gamma_{F3}| = |\Gamma_{F4}| \\ &= |\Gamma_{R1}| = |\Gamma_{R2}| = |\Gamma_{R3}| = |\Gamma_{R4}| \end{aligned}$$

である。

実際の設計は、突風発生翼を平板とし、揚力が突風発生翼の翼幅方向に一定で、且つ、翼端から集中した一本の自由渦が後流に流れると仮定し、さらに一樣流風速を20m/sとした場合の各突風発生翼の循環 Γ をより有限幅の翼の実際に近い値とするために有効迎角が一定となる楕円分布を仮定して次式により求めて計算した。

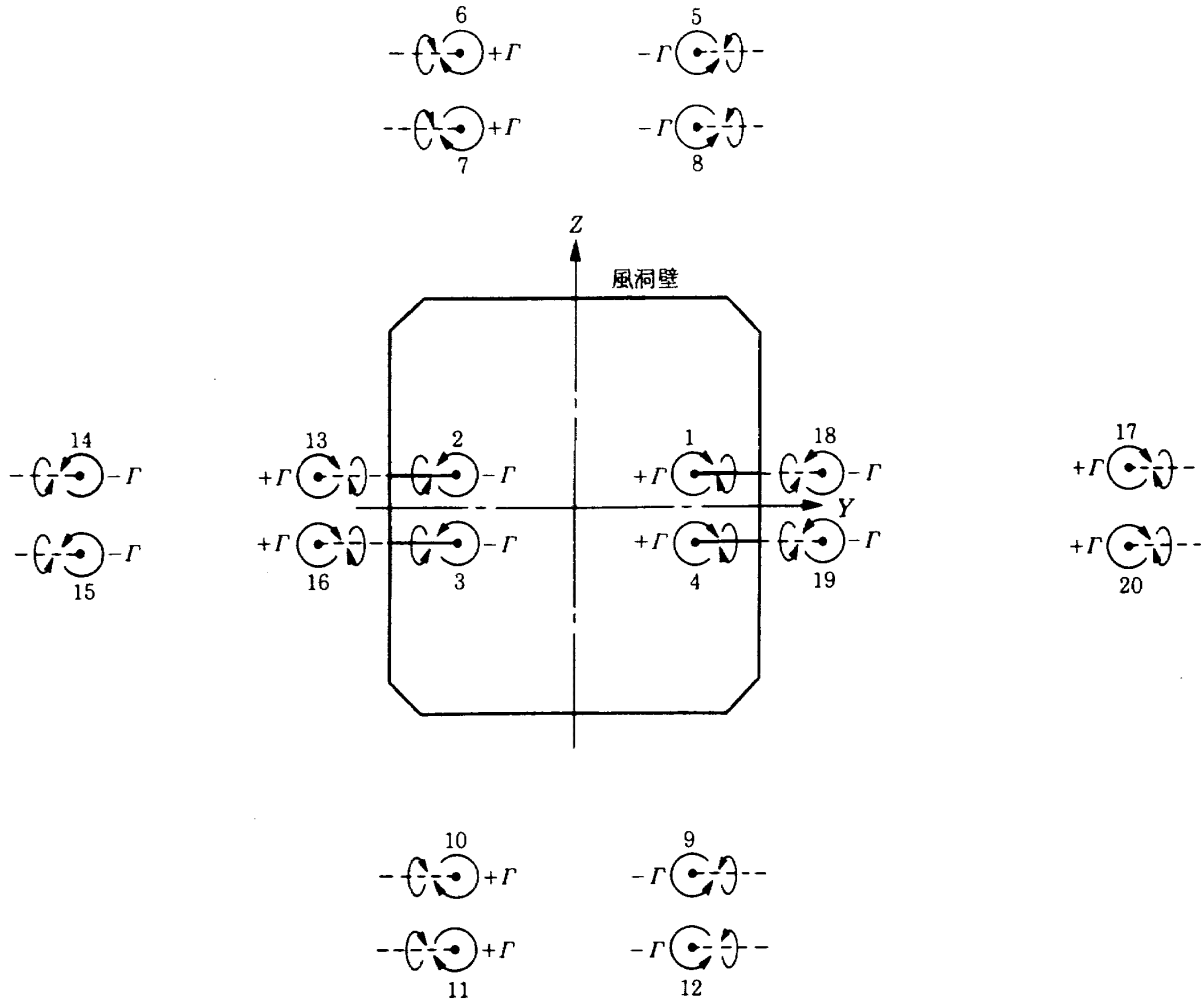


図4 鏡像法による風洞壁修正

風洞壁の影響についての補正は、図4に示すように最小限の鏡像を分布させることにより、近似的に評価した。測定部断面の形状から4つの角隅についても鏡像を分布させて風洞壁の影響を補正する必要があるが省略した。

$$\Gamma = 1/2 V_{\infty} C_{Le} \cdot c$$

$$C_{Le} = 2\pi \cdot \sin \alpha_e$$

$$\alpha_e = \alpha_w - \tan^{-1} (2\pi \cdot \sin \alpha_w / \pi \cdot AR)$$

$$c = 2l / AR$$

$$l = (L_w - L_M) / 2$$

表1に計算した突風発生翼の翼間隔 L と突風発生翼翼長 l の比 L/l ，アスペクト比 AR ，迎角を示す。

図5に計算面を示す。計算面は， X 軸方向 $x/l = 4.6$ ， Y 軸方向 $-2.4 \leq y/l \leq 2.4$ ， Z 軸方向 $-1.6 \leq z/l \leq 1.6$ である。ただし， X 軸方向は突風発生翼後縁より下流を+， $Y-Z$ 面において風洞中心を原

表1 推定計算のケース

迎角	L/l	AR
5°	0.87	3.3
5°	0.87	4.0
5°	1.04	3.3
5°	1.04	4.0
10°	0.87	3.3
10°	0.87	4.0
10°	1.04	3.3
10°	1.04	4.0
-10°	0.87	3.3
-10°	0.87	4.0
-10°	1.04	3.3
-10°	1.04	4.0

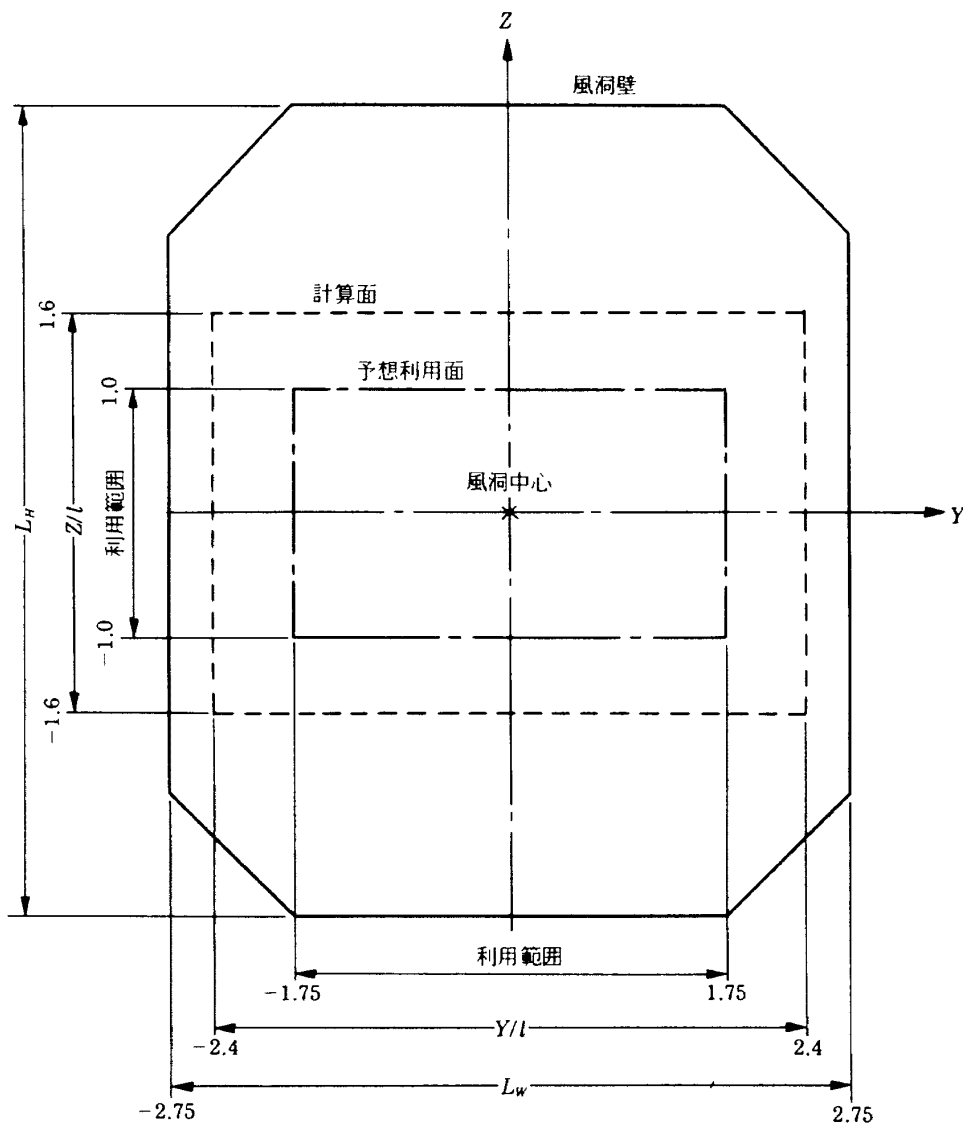


図5 Y-Z面計算範囲及び突風利用面

点にY軸方向は気流に向かって左側を-, 右側を+, Z軸方向は上側を+, 下側を-とする。同図には予想される突風の利用面を一点錯線で示す。

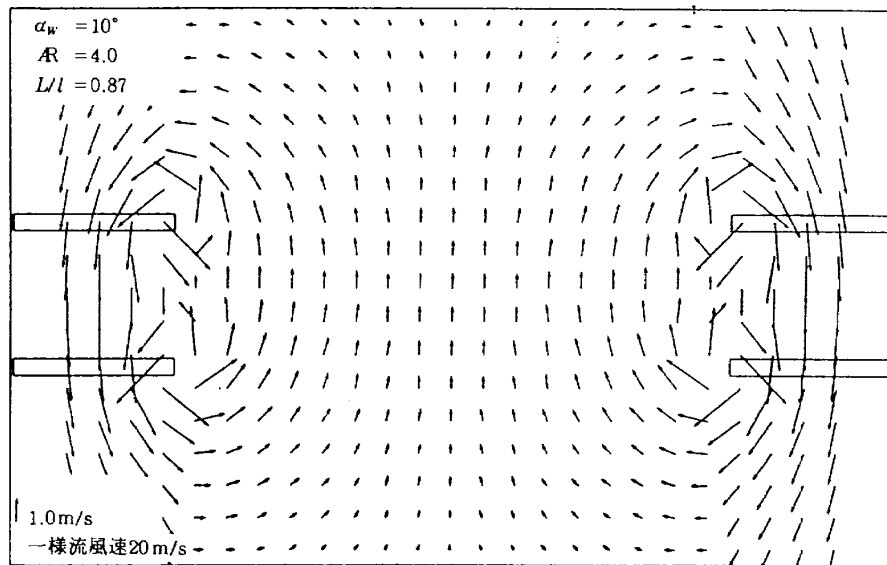
図6～9は突風発生翼の翼間隔と翼長の比 L/l が0.87と1.04, アスペクト比 AR が3.3と4.0で, 突風発生翼迎角 α_w が 10° の場合の計算結果で, (a)図がY-Z面誘導速度ベクトル, (b)図が上下方向の誘導速度による傾き角の変化を表す α 等高線図(w/V_∞), (c)図が横方向の誘導速度による傾き角を表す β 等高線図(v/V_∞)である。

図10は突風発生翼迎角 α_w が -10° , 突風発生翼の翼間隔と翼長の比 L/l が1.04, アスペクト比 AR が4.0の計算結果で, (a), (b), (c)図は前図6～9と同様に誘導速度ベクトル, α 等高線, β 等高線の

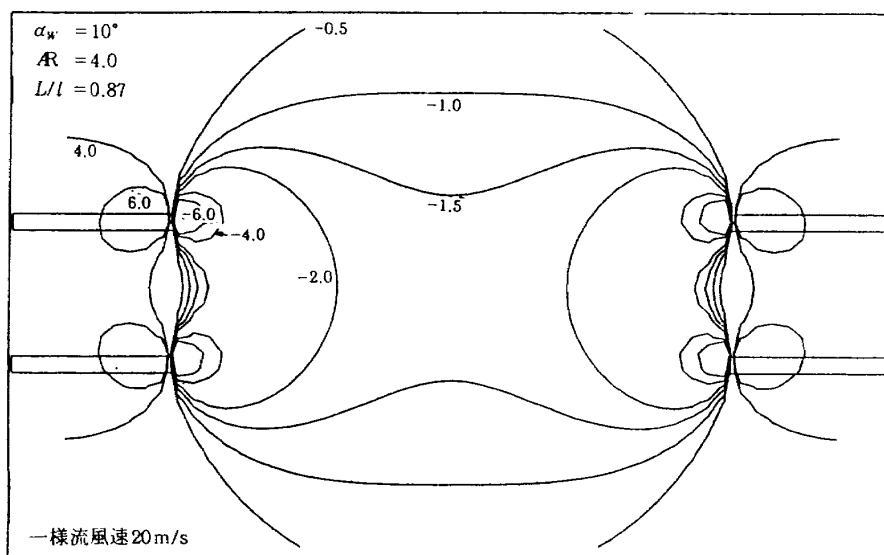
計算結果である。

図6～9はアスペクト比 AR が4.0と3.3の計算結果であるが, 何れも(b)図の α 等高線を見ると図5の予想される利用断面では誘導流による気流の傾き角が $-1.0^\circ \sim -2.0^\circ$ となっている。突風発生翼の翼間隔と翼長の比が大きい場合($L/l=1.04$)は小さい場合($L/l=0.86$)に比べて, 気流の傾き角 -2.0° 以上の範囲で狭められ, $-1.0^\circ \sim -1.5^\circ$ の範囲が大きくなる。一方, (c)図の β 等高線で横方向の誘導流による傾き角の範囲を見ると突風発生翼の翼間隔と翼長の比が大きい場合($L/l=1.04$)は小さい場合($L/l=0.86$)に比べて, 0.5° 以下の範囲が広くなり, 二次元的な範囲が大きくなっている。

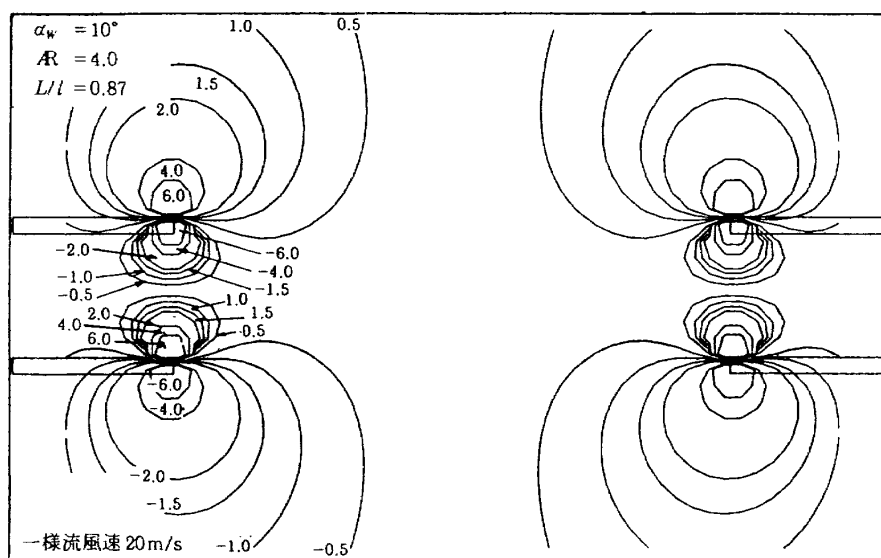
以上の結果, 上下誘導気流の大きさ w は, 突風



(a) Y-Z断面ベクトル図

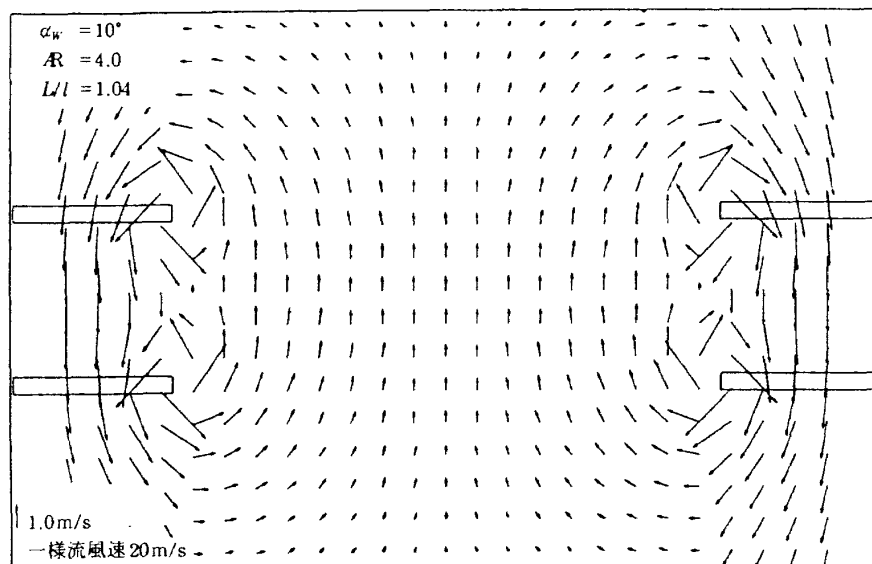


(b) α 等高線



(c) β 等高線

図6 一様流速度 20 m/s, 突風発生翼迎角 10° , アスペクト比 4.0, 突風発生翼々間隔と翼長の比 0.87 の計算誘導速度



(a) Y-Z断面ベクトル図

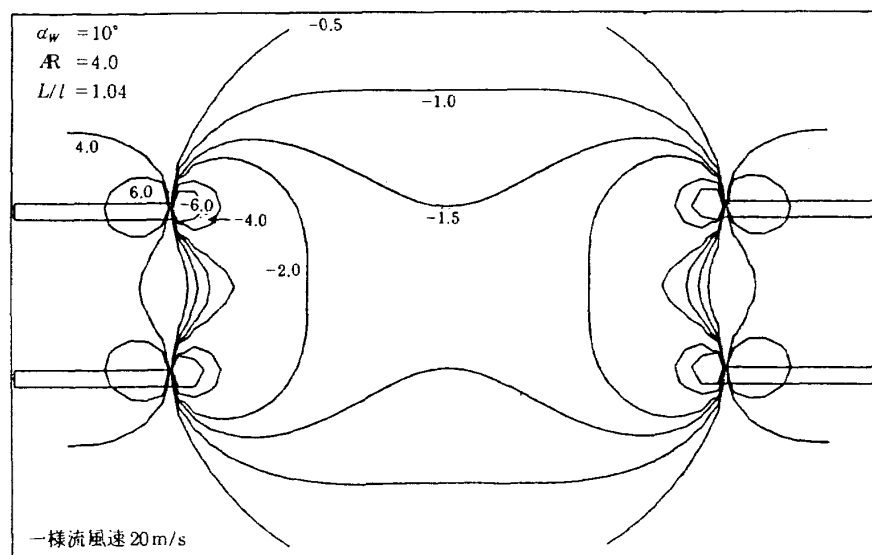
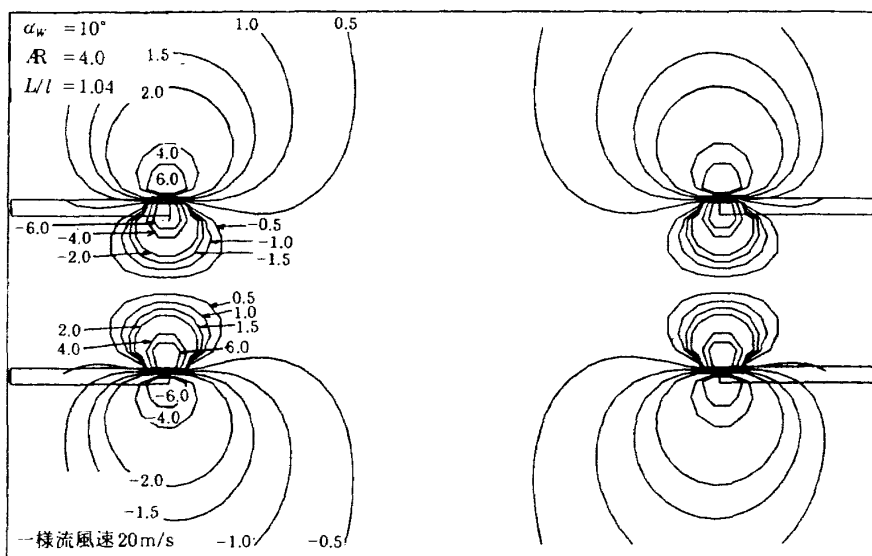
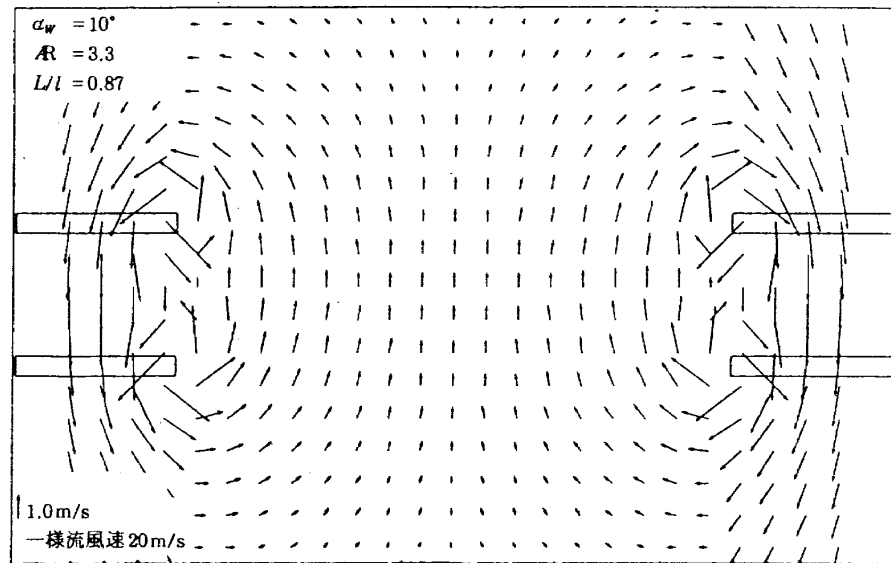
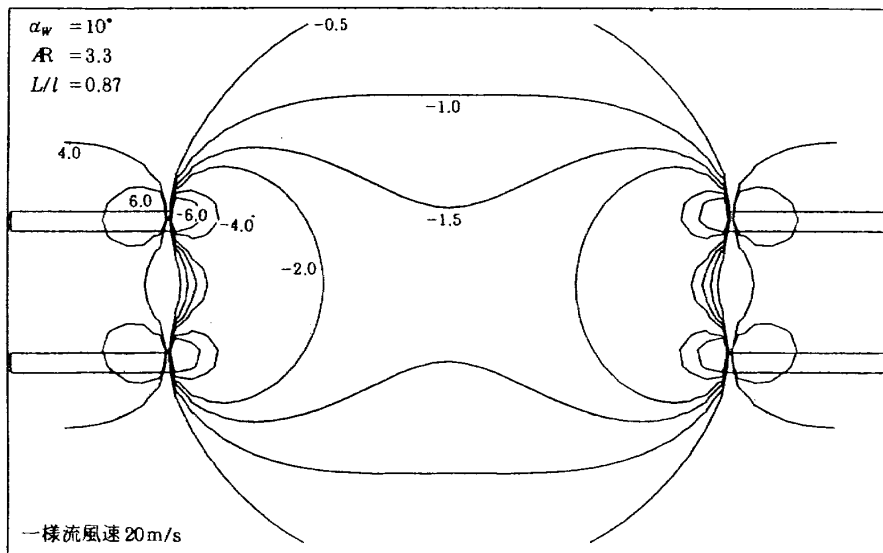
(b) α 等高線(c) β 等高線

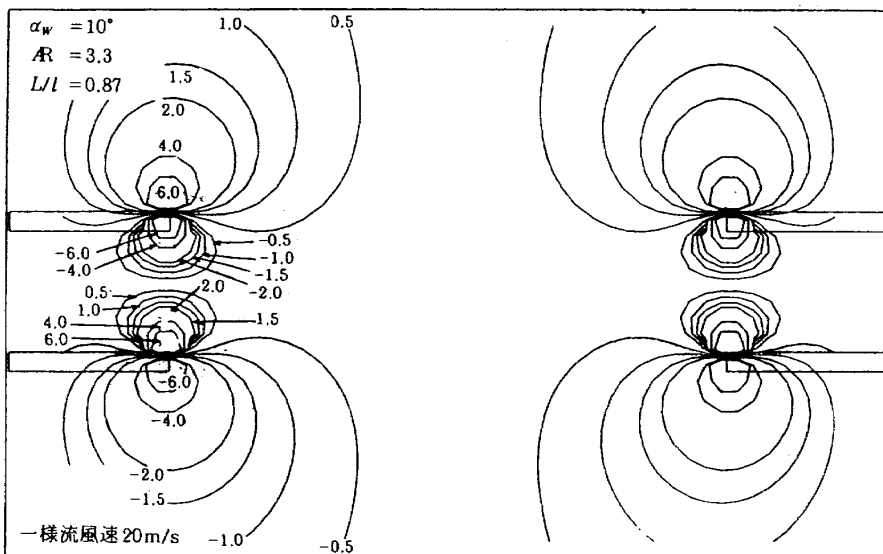
図7 一様流速度 20 m/s, 突風発生翼迎角 10° , アスペクト比 4.0, 突風発生翼々間隔と翼長の比 1.04 の計算誘導速度



(a) Y-Z断面ベクトル図

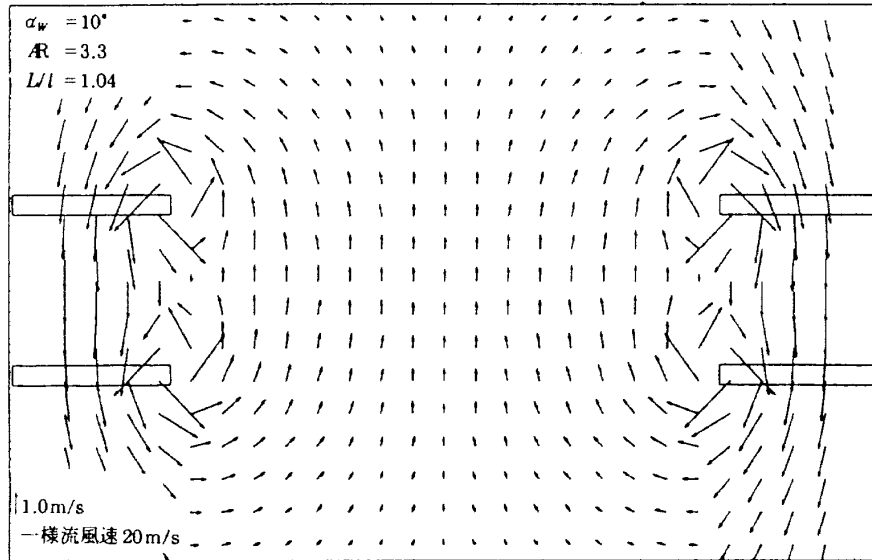


(b) α 等高線



(c) β 等高線

図8 一様流速度 20 m/s, 突風発生翼迎角 10° , アスペクト比 3.3, 突風発生翼々間隔と翼長の比 0.87 の計算誘導速度



(a) Y-Z断面ベクトル図

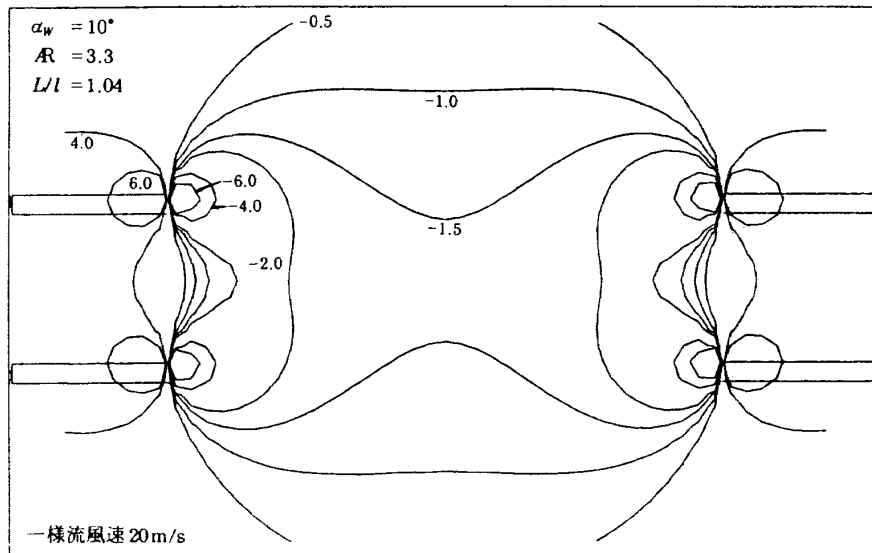
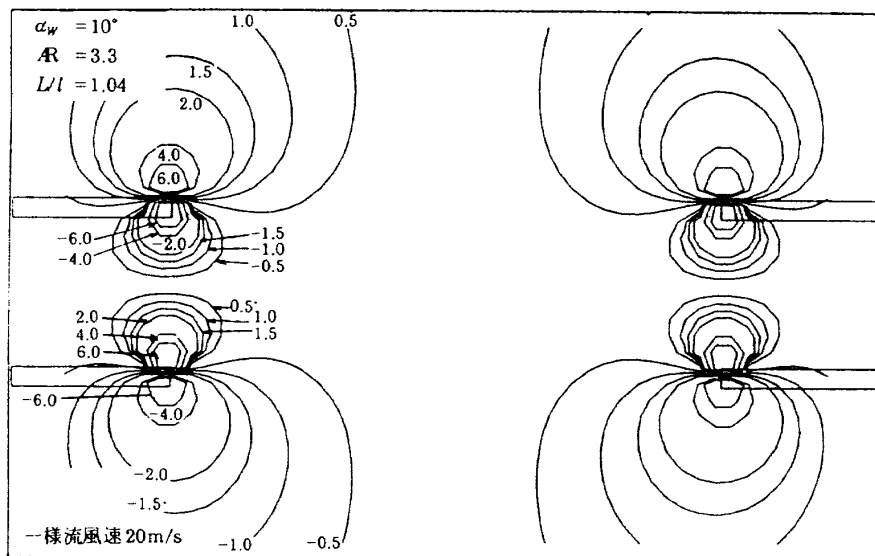
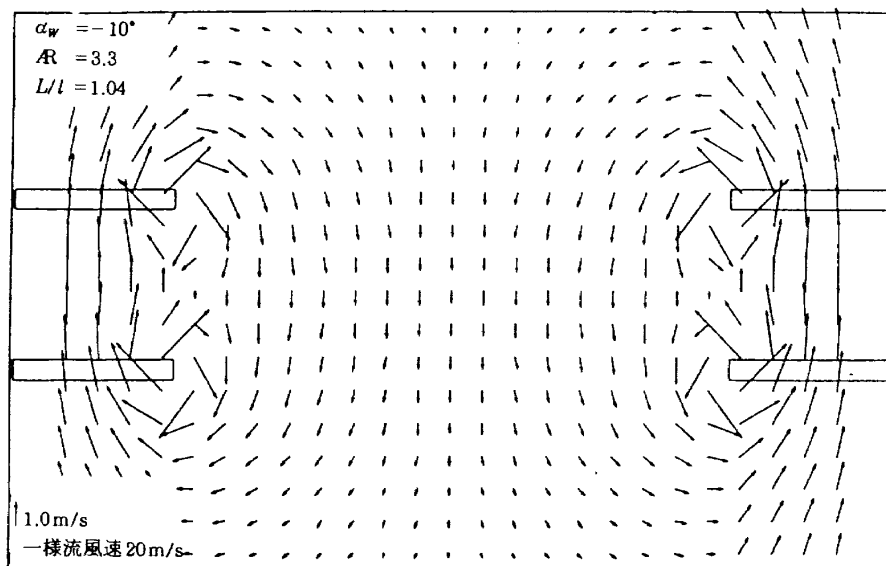
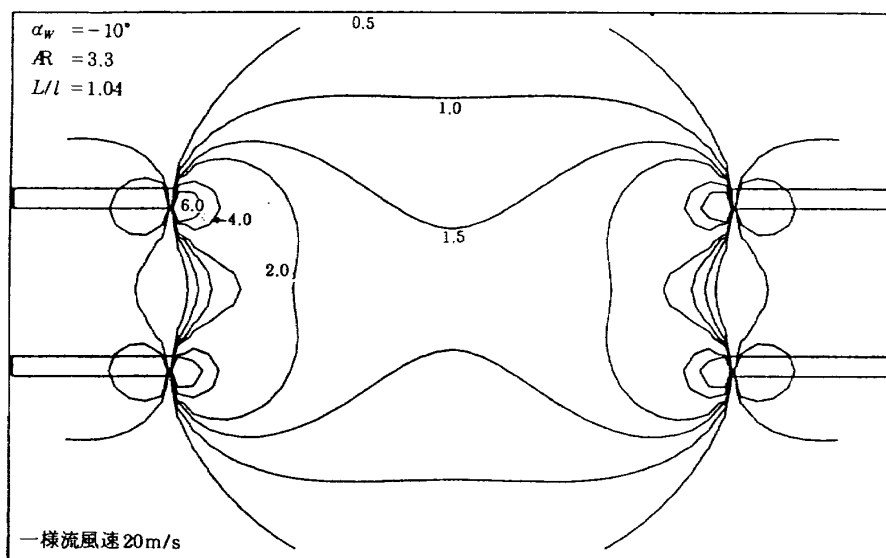
(b) α 等高線(c) β 等高線

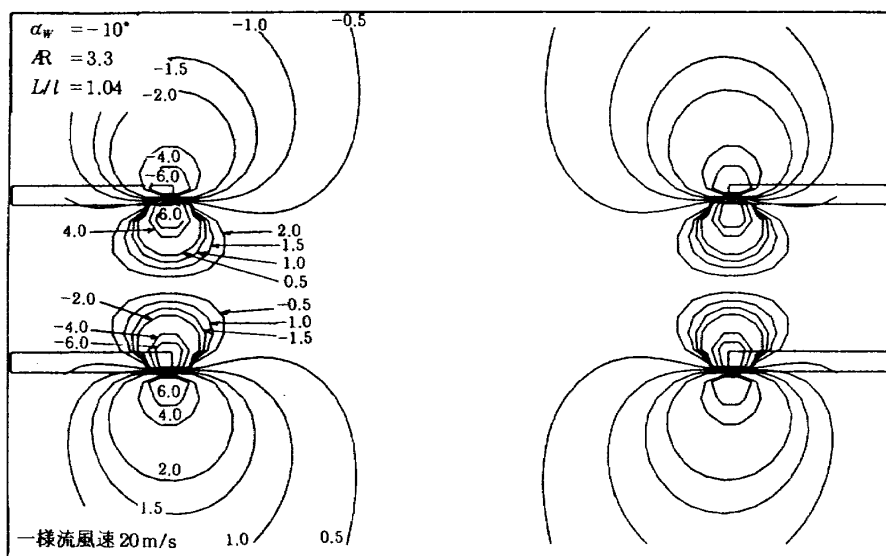
図9 一様流速度 20m/s, 突風発生翼迎角 10° , アスペクト比 3.3, 突風発生翼々間隔と翼長の比 1.04 の計算誘導速度



(a) Y-Z断面ベクトル図



(b) α 等高線



(c) β 等高線

図10 一様流速度 20 m/s, 突風発生翼迎角 -10° , アスペクト比 3.3, 突風発生翼々間隔と翼長の比 1.04 の計算誘導速度

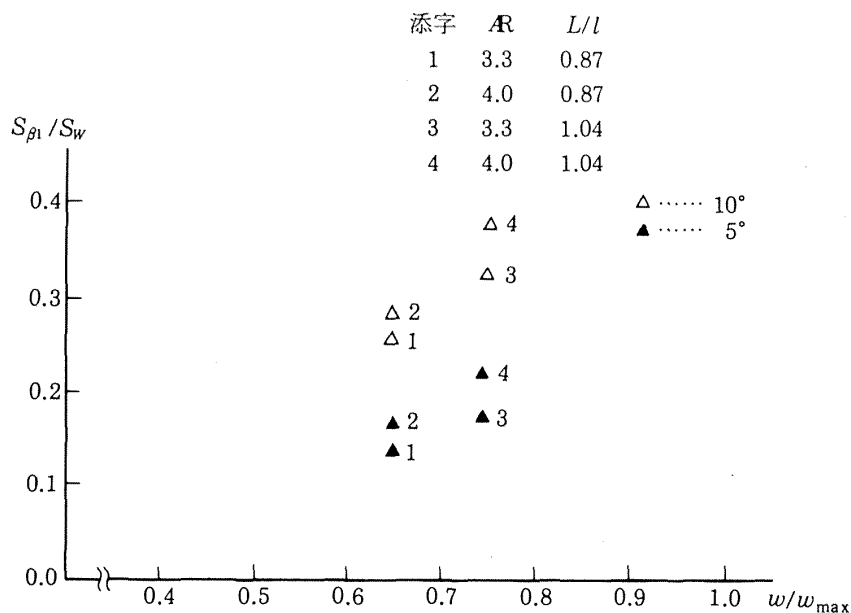


図11 突風気流の一様性（推定計算）

発生翼の迎角 $\alpha_w = 10^\circ$ で $0.6 < w < 0.9 \text{ m/s}$ となり、試験計画の突風強さを満足する。一方、突風気流の一様性については図11を基に議論する。図11の横軸は、計算面中心（風洞中心）における誘導流のZ方向の速度ベクトル成分 w を $z/l=0.0$ 上の w_{\max} で無次元化し、縦軸には β 等高線の気流の傾き角が $|1^\circ|$ 以上の範囲の面積 S を突風発生翼面積 S_w で無次元化したものである。二次元性の良い突風気流としては、横方向および上下方向の気流変動が少ないのが優れていることになり、図では座標点 $(1.0, 0.0)$ から近いものほど一様性に優れていることになる。計算結果では、アスペクト比 $R = 3.3$ 、突風発生翼翼間隔と翼長の比 $L/l = 1.04$ の場合が平均的に良い結果となった。図には、突風発生翼翼迎角 α_w が 5° の計算結果も同時に示した。

2-2. 予備試験用突風発生装置

前述の突風気流推定結果をもとに、設計方法および計算結果の実証、製作のための基礎資料を取得する目的で、低速風洞 ($55\text{cm} \times 65\text{cm} \times 90\text{cm}$) に、予備試験用の4枚矩形翼を用いた全機突風発生装置の縮尺模型を設計製作した。製作した突風発生装置は、突風発生翼の振幅 $\pm 10^\circ$ までの任意の角度、突風発生翼翼間隔が 87mm と 104mm の2種類を設定できる構造とした。翼間隔の変更は下段

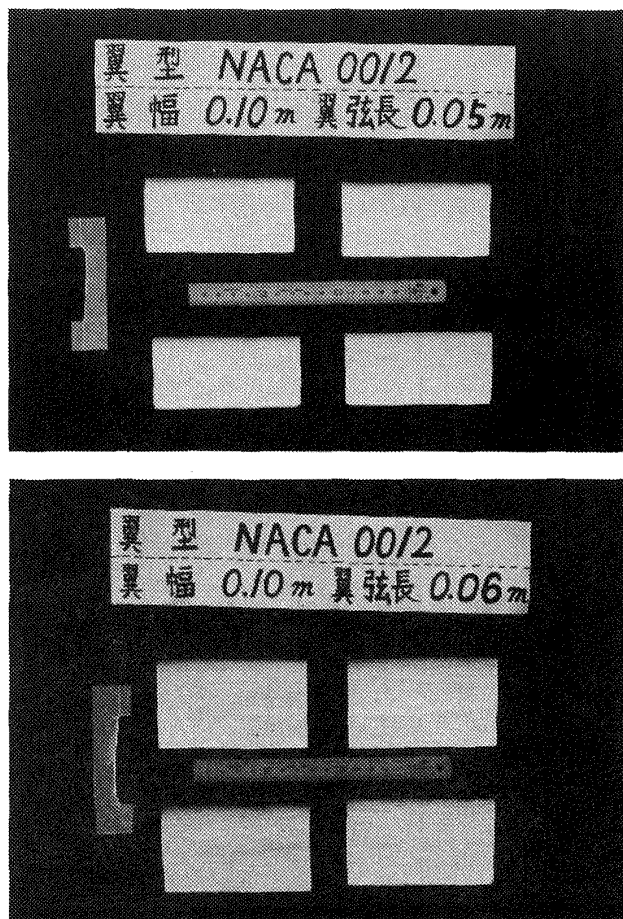


写真1 突風発生翼

の突風発生翼を上下に移動して設定する。

突風発生翼は翼型に NACA 0012 を使用し、アスペクト比 $R = 4.0$ と $R = 3.3$ の矩形翼を2種類用意した。突風発生翼はバルサで製作した。写真1に製作した突風発生翼を示す。

突風発生翼駆動装置には、既製の DC サーボモータを用いた電動アクチュエータを使用した。図12に電動アクチュエータの動特性を示す。アクチュエータは振幅が $\pm 9.2^\circ$ で、周波数特性は15Hzまで振幅、位相に比較的影響が小さく、出力軸の

トルクが $150.9\text{N}\cdot\text{cm}$ のものである。

図13に製作した予備試験用の4枚矩形翼を用いた全機突風発生装置の概略図を示す。アクチュエータの動力の突風発生翼への伝達は歯付ベルトで行った。図14は突風発生翼回転軸に対するアクチ

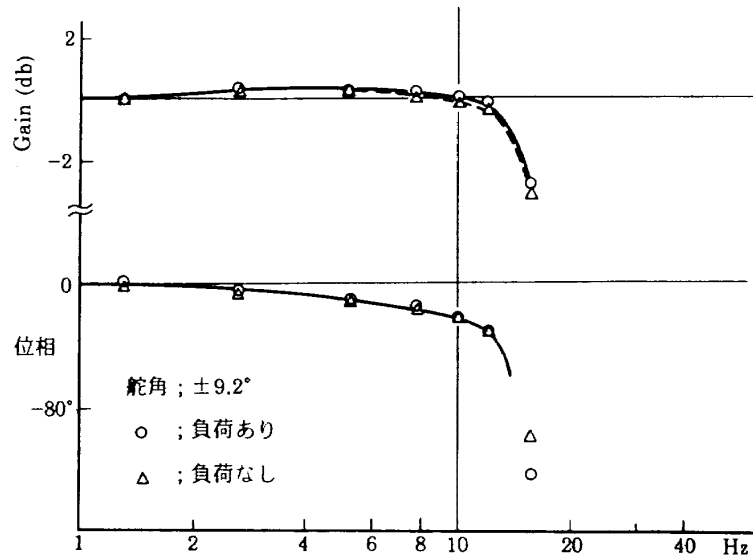


図12 アクチュエータの動特性

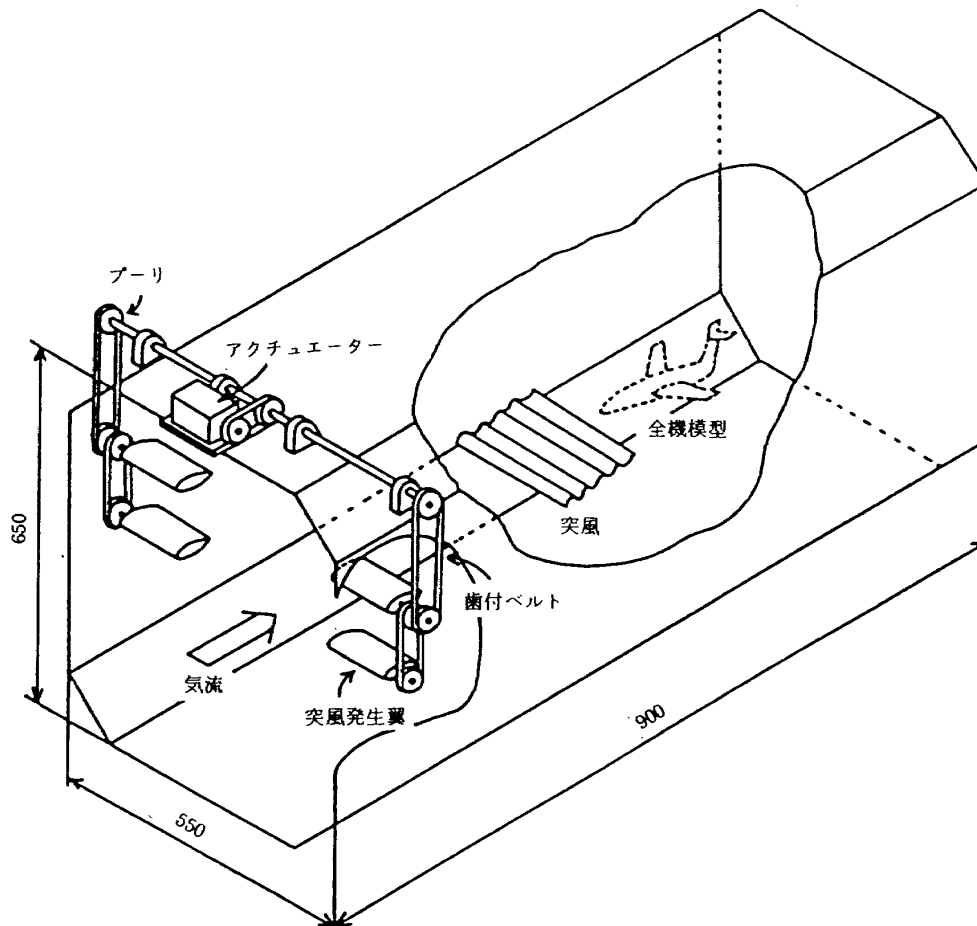


図13 予備試験用4枚翼突風発生装置の概要

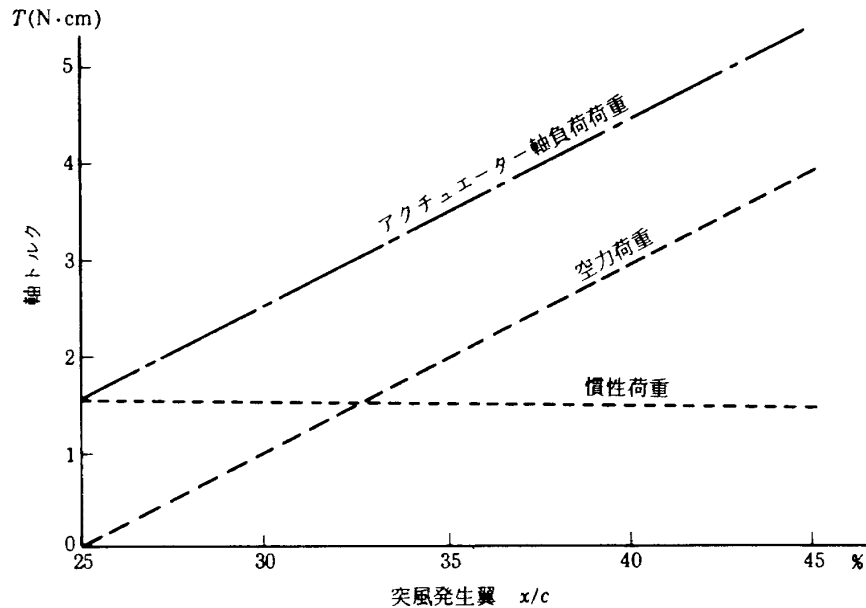


図14 予備試験用突風発生装置の駆動トルク

ュエータ軸トルクを示す。アクチュエータに働く軸トルクは突風発生翼に働く空力荷重と慣性力荷重で、後者は突風発生翼の回転軸芯位置により変化する。図には空力荷重、慣性力荷重の変化についても各々記入した。慣性力荷重は、突風発生翼をバルサ材で製作したため、系の質量が小さく、空気力荷重に比べて小さい。従って、全体として、主に、空気力変化に依存したシステムとなった。ここでの空力荷重は一樣流風速を20m/s、迎角 10° 、翼型にNACA0012を使用した時のものである。

これらの結果、アクチュエータの負荷を軽減するにはトルク最小値の軸芯位置 ($x/c=25\%$) を選定することが望ましいが、突風発生翼を製作する上で翼弦長、肉厚を考慮して最大肉厚位置の $x/c=30\%$ を採用した。

3. 気流の特性

3-1. 定常誘導気流の特性

製作した4枚矩形翼突風発生装置の定常誘導気流の測定は、気流中の突風発生翼をある迎角で固定し、その翼端から流れ出る自由渦により発生する誘導流を対象とする。測定は突風発生翼のアスペクト比(3.3, 4.0)の影響、突風発生翼翼間隔(87mm, 104mm)の影響を明らかにするため各々の組合せについて、一樣流風速を $V_\infty=20\text{m/s}$ に設定し、突風発生翼の迎角 α_w を 5° と 10° とした時の定

常時の誘導気流を測定した。

X軸方向の測定位置は、風洞縮流筒終端より下流460mm位置とし、測定範囲は図15(a), (b)に示すY-Z断面とした。試験は後流トラバースを効率良く行うためにパーソナルコンピュータを導入し、制御、計測をオンラインで行い、データの一次処理結果をプロッタに出力させ、データを確認しながら進めた。

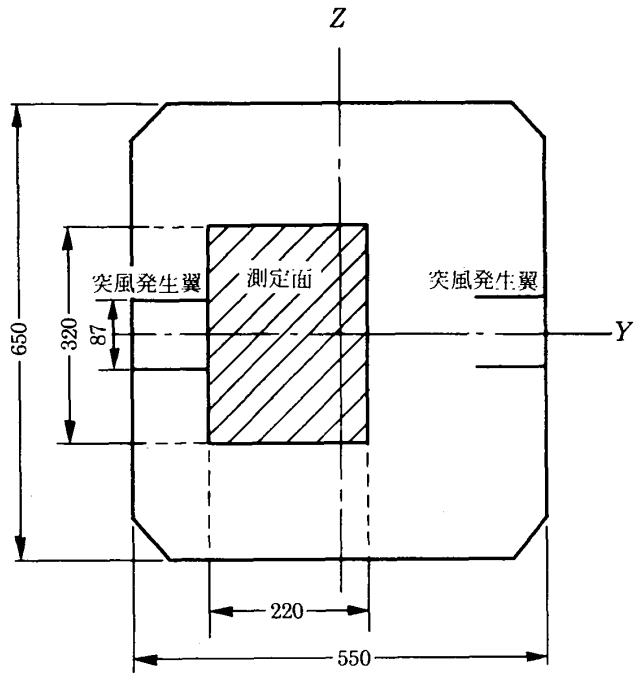
1) 測定方法

測定には航空宇宙技術研究所で開発した回転式非対称ヨーメータ⁷⁾を用い、図15に示す突風発生翼の後流断面(Y-Z面)をトラバースし、Y-Z方向の誘導速度を求めた。図16には非対称ヨーメータの概略およびプローブの座標系を示す。回転式非対称ヨーメータは気流中でプローブを回転させ、先端の角度の異なった2孔A, Bにかかる圧力を測定し、次式より気流の傾き、総圧および静圧を測定する。

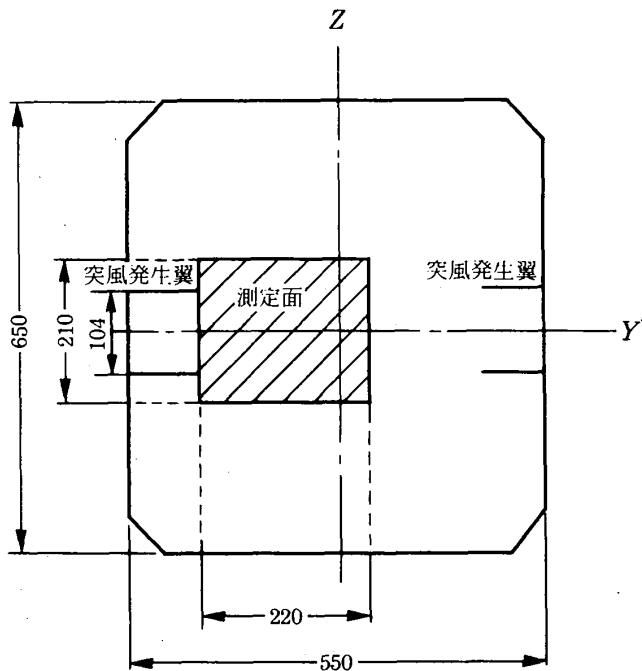
$$\begin{aligned} \Delta P_i / q = & A_{00} + A_{10}r + A_{20}r^2 + A_{30}r^3 \\ & + (A_{11}r + A_{21}r^2 + A_{31}r^3) \\ & \cdot \cos(\phi_i + \phi_{00} - \phi_0) \end{aligned} \quad (3-1)$$

$$\begin{aligned} \Delta P_i = & P_A - P_B \\ (\bar{P}_i - P_s) / q = & B_{00} + B_{10}r + B_{20}r^2 + B_{30}r^3 \\ & + (B_{11}r + B_{21}r^2 + B_{31}r^3) \\ & \cdot \cos(\phi_i + \phi_{00} - \phi_0) \end{aligned} \quad (3-2)$$

$$\bar{P}_i = (P_A + P_B) / 2$$

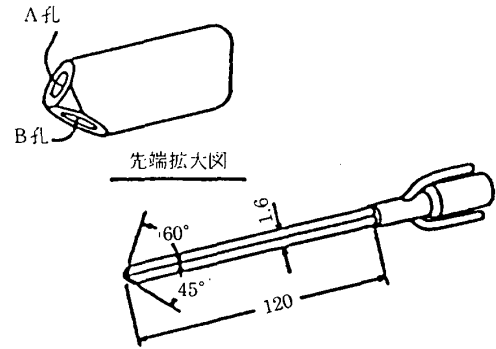


(a) 翼間隔 87 mm

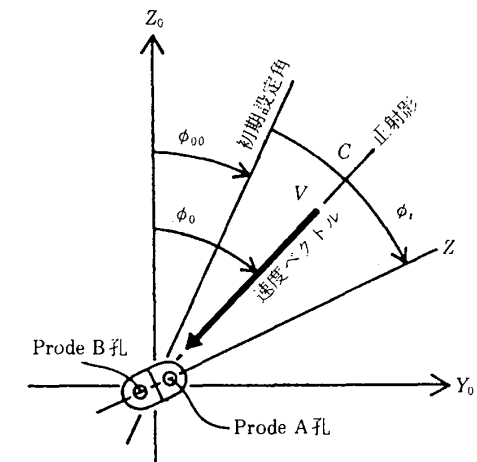


(b) 翼間隔 104 mm

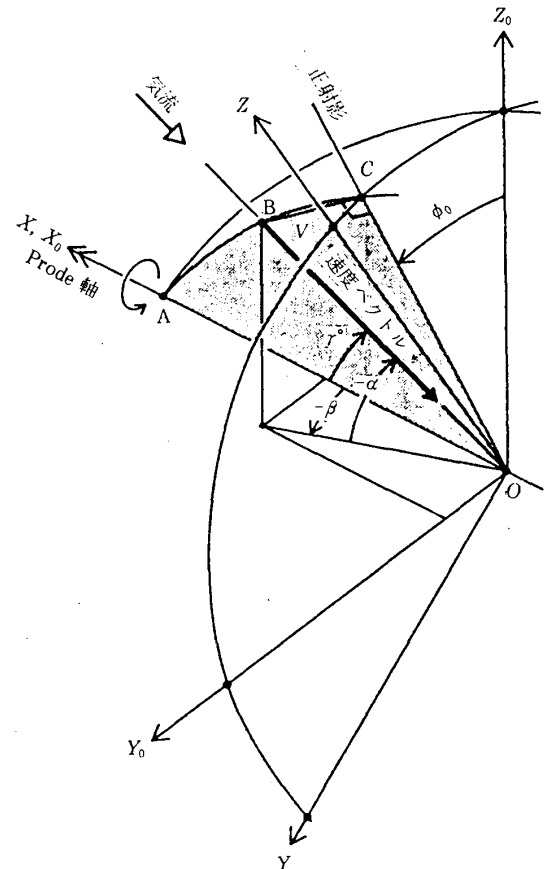
図15 Y-Z面速度ベクトル測定範囲
 $X=460\text{ mm}$



(a) 非対称ヨーメータ (単位 mm)



(b) プローブ初期設定角 ϕ_{00} と ϕ_0 の関係



(c) 直交直線座標からみたプローブ軸と速度ベクトルの関係

図16 非対称ヨーメータ概略およびプローブ座標系

ここで、 ΔP_i はプローブ A, B 孔の圧力差、 \bar{P}_i はプローブ A, B 孔の圧力の平均値である。

実際の測定では (3-1), (3-2) 式より係数 A_{mn} , B_{mn} , 初期設定角 ϕ_{00} を予め既知の気流中で検定して求めた。係数 A_{mn} , B_{mn} , 初期設定角 ϕ_{00} の検定では、係数の測定精度を向上させるためプローブ回転角 ϕ_i を 0° , 45° , 90° , 135° , 180° , 225° , 270° , 315° の 8 点とした。実際の誘導気流の測定では、(3-1) 式より

$$A_1 + A_2 \cos(\phi_i^* - \phi_0) = \Delta P_i \quad (3-3)$$

$$A_1 = (A_{00} + A_{10}r + A_{20}r^2 + A_{30}r^3) \cdot q$$

$$A_2 = (A_{11}r + A_{21}r^2 + A_{31}r^3) \cdot q$$

$$\phi_i^* = \phi_i + \phi_{00}$$

とし、測定時間の短縮をはかるためプローブ回転角 ϕ_i は 0° , 90° , 180° , 270° の 4 点に回転させ A, B 孔の圧力を測定し、(3-3) 式をニュートン・ラフソン法で繰返し計算して動圧 q , 静圧 P_s , 速度ベクトルと X 軸のなす角 r , 速度ベクトルの $Y_0 - Z_0$ 面への正射影が Z 軸となす角 ϕ_0 を求め、 α , β , u , v , w を算出した。

断面全域を測定するのは時間的制約があり不足の点は 2 次元 B-スプライン補間で補足した。

2) 測定結果

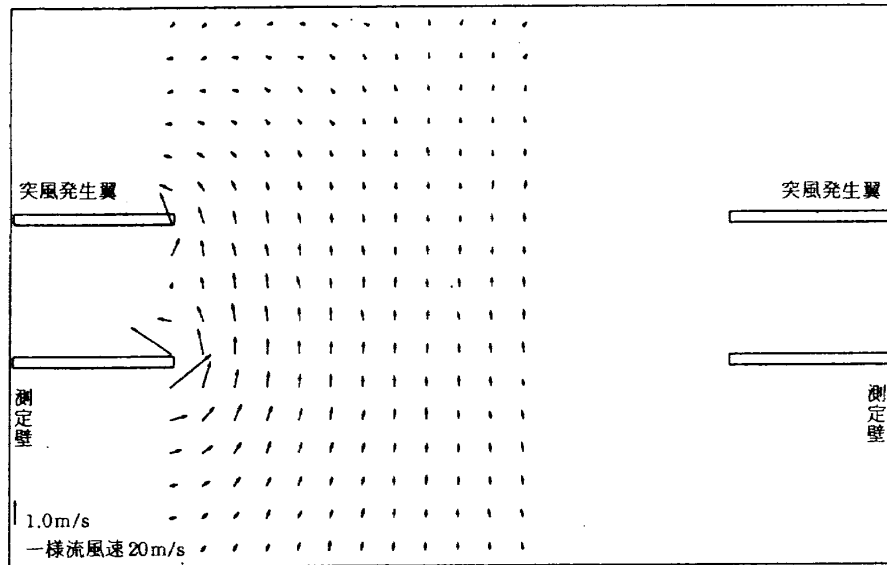
図17~24に測定結果より求めた Y-Z 面速度ベクトル, α , β 等高線図を示す。図17は突風発生翼迎角 $\alpha_w = 5^\circ$, アスペクト比 $AR = 4.0$, 突風発生翼翼間隔と翼長の比 $L/l = 0.87$, 図18は突風発生翼迎角 $\alpha_w = 5^\circ$, アスペクト比 $AR = 4.0$, 突風発生翼翼間隔と翼長の比 $L/l = 1.04$, 図19は突風発生翼迎角 $\alpha_w = 5^\circ$, アスペクト比 $AR = 3.3$, 突風発生翼翼間隔と翼長の比 $L/l = 0.87$, 図20は突風発生翼迎角 $\alpha_w = 5^\circ$, アスペクト比 $AR = 3.3$, 突風発生翼翼間隔と翼長の比 $L/l = 1.04$, 図21は突風発生翼迎角 $\alpha_w = 10^\circ$, アスペクト比 $AR = 4.0$, 突風発生翼翼間隔と翼長の比 $L/l = 0.87$, 図22は突風発生翼迎角 $\alpha_w = 10^\circ$, アスペクト比 $AR = 4.0$, 突風発生翼翼間隔と翼長の比 $L/l = 1.04$, 図23は突風発生翼迎角 $\alpha_w = 10^\circ$, アスペクト比 $AR = 3.3$, 突風発生翼翼間隔と翼長の比 $L/l = 0.87$, 図24は突風発生翼迎角 $\alpha_w = 10^\circ$, アスペクト比 $AR = 3.3$, 突風発生翼翼間隔と翼長の比 $L/l = 1.04$ のものである。誘導気流の大

きさは突風発生翼迎角 α_w にほぼ比例した大きさとなっている。翼翼間隔の違いをみると β 等高線の大きさの範囲が $L/l = 0.87$ に比べて 1.04 の場合が小さくなっている。

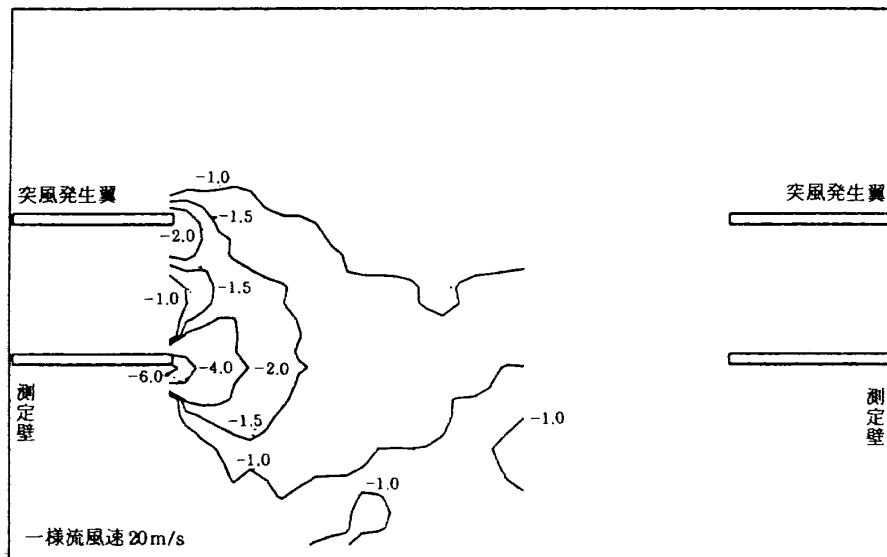
3) 考察

図17~24の Y-Z 面速度ベクトルを見ると突風発生翼の翼端から流れ出る自由渦の位置が上下翼によって異なっている。これは、自由渦の渦糸が上下翼の誘導流に影響され、上翼は翼根側に、下翼は翼端側に変位し、また、上下翼の渦の循環の大きさの違いは複葉翼にみられる空気力学干渉^{4,8)}によるものと考えられる。文献8によれば、複葉翼の循環の大きさを表す空力干渉係数は約 0.91 と言われている。

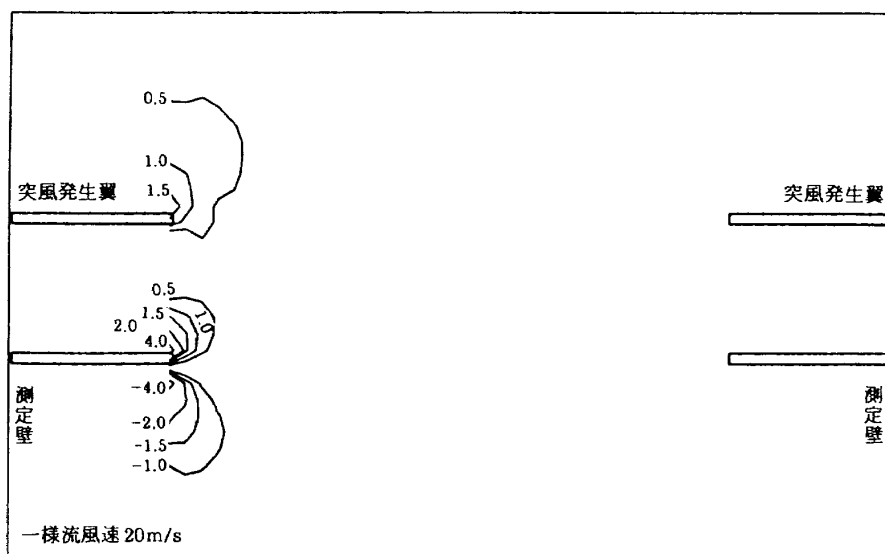
図25, 26は $Z = 0.0\text{mm}$ における Y 方向位置の誘導流の大きさを示す。図25は突風発生翼翼間隔と翼長の比 L/l が 0.87, 図26は L/l が 1.04 の場合で、何れも突風発生翼迎角 α_w が 5° , 10° の誘導気流の大きさを示す。図は縦軸に一樣流速度に対する誘導気流の大きさ、横軸に Y 方向の位置を示す。Y = 0.0mm は風洞中心で、Y = -175.0mm は突風発生翼の翼端である。図には何れもアスペクト比 $AR = 3.3$ の時の計算値を同時に示した。実験値は突風発生翼翼間隔と翼長の比 L/l が 0.87, 1.04 の何れの場合も推定計算値を若干上回り、突風発生翼翼端部付近で誘導流が大きくなっている。翼翼端部付近の誘導流の大きさは $L/l = 0.87$ が 1.04 より大きくなっており、突風発生翼翼間隔が狭すぎると局所的な誘導流が大きくなり、一樣性に悪い影響を与える。図27は図11と同様に実験値の α , β 成分の影響を考慮して突風発生装置の定常誘導気流の二次元性を比較する。縦軸には β 等高線図の気流の傾きが 1° 以上の面積を突風発生翼の翼面積で除した値をとり、横軸には試験計測断面 $Z = 0.0\text{mm}$ の Z 軸方向の誘導流 w を w_{\max} で除した値である。図で $S_1/S_w = 0.0$, $w/w_{\max} = 1.0$ であれば二次元性が保たれていることになる。図には突風発生翼迎角 10° についてアスペクト比, 突風発生翼翼間隔と翼長の比が各々異なる場合の計算値と実験値を示す。図よりアスペクト比 3.3, 突風発生翼翼間隔と翼長の比 1.04 が推定計算および実験において



(a) Y-Z断面ベクトル図

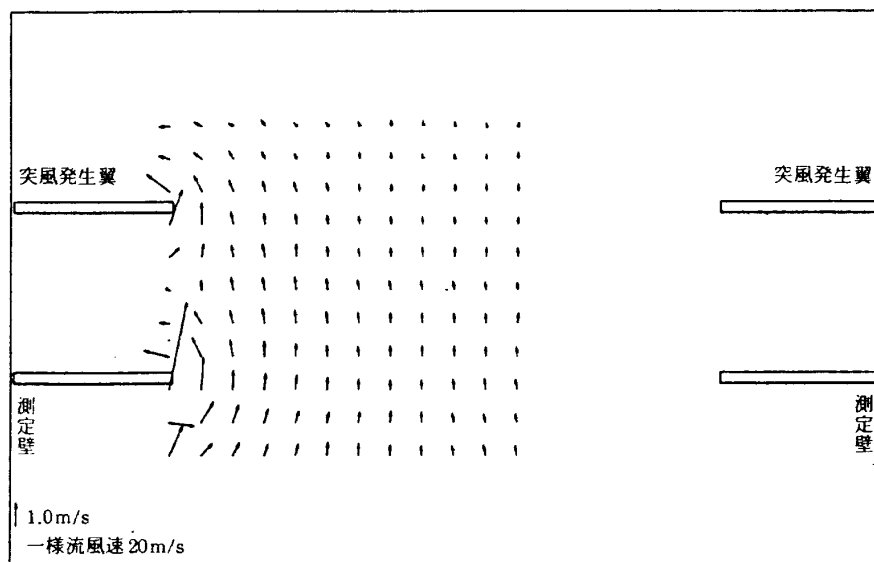


(b) α 等高線



(c) β 等高線

図17 一様流速度 20 m/s, 突風発生翼迎角 5° , アスペクト比 4.0, 突風発生翼々間隔と翼長の比 0.87 の測定誘導速度



(a) Y-Z断面ベクトル図

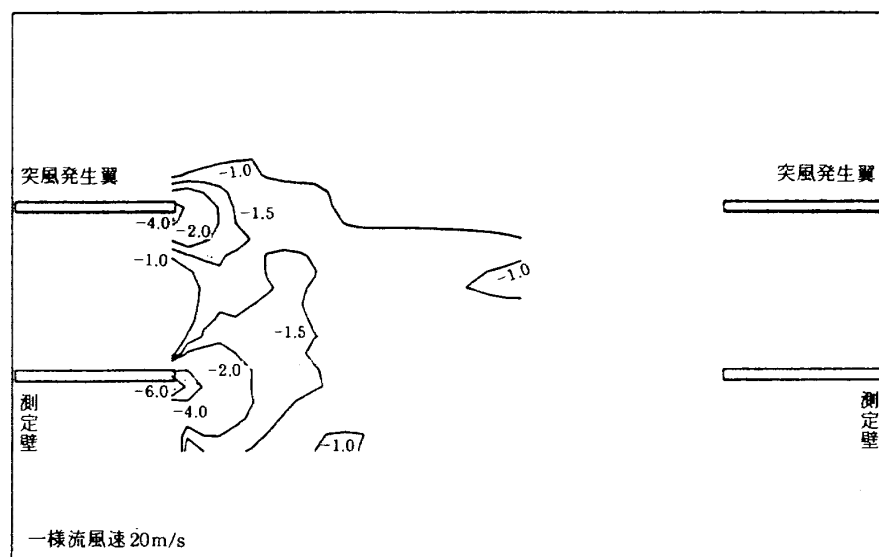
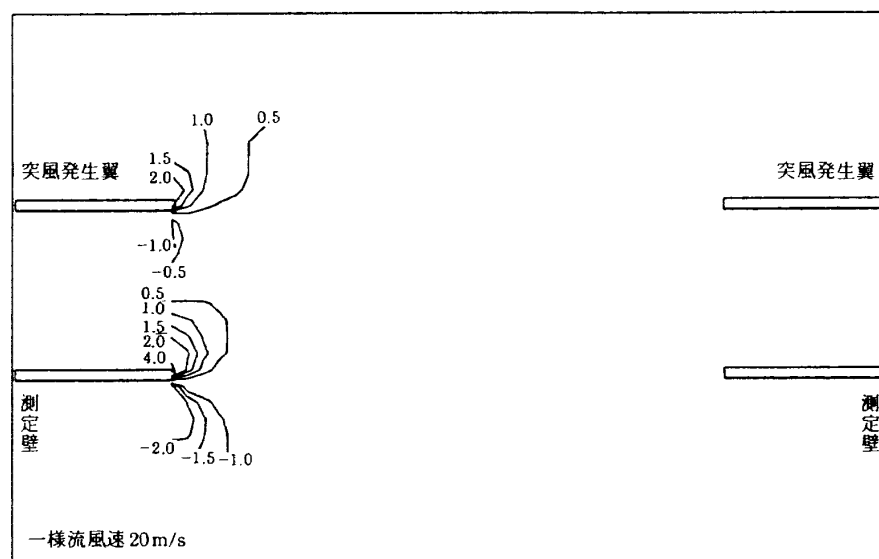
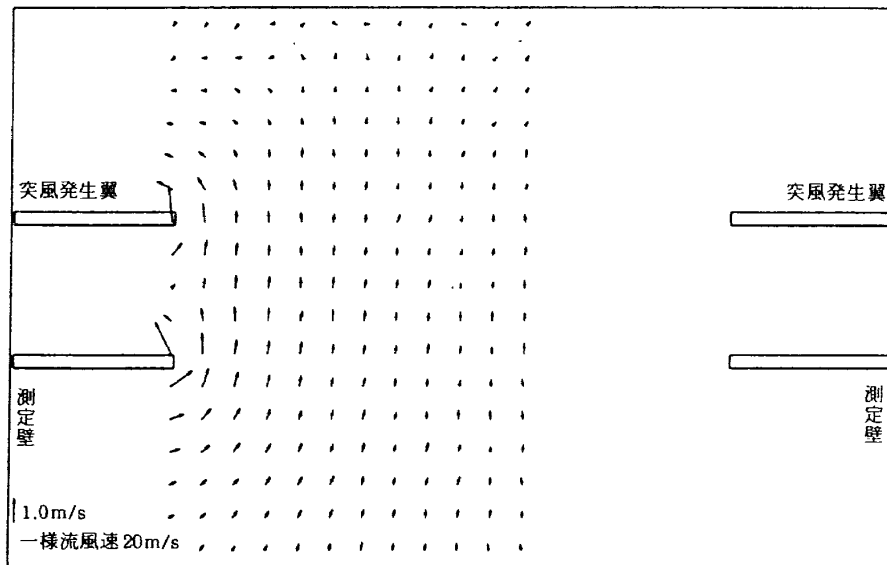
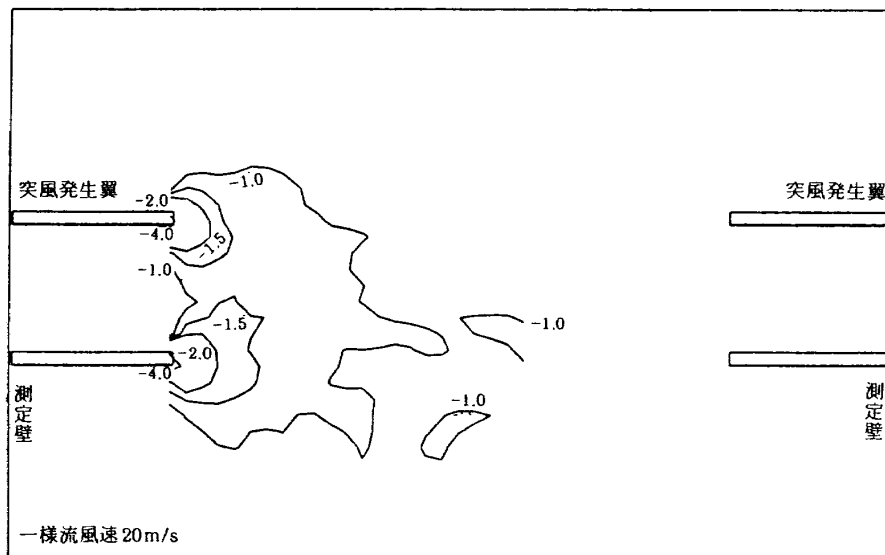
(b) α 等高線(c) β 等高線

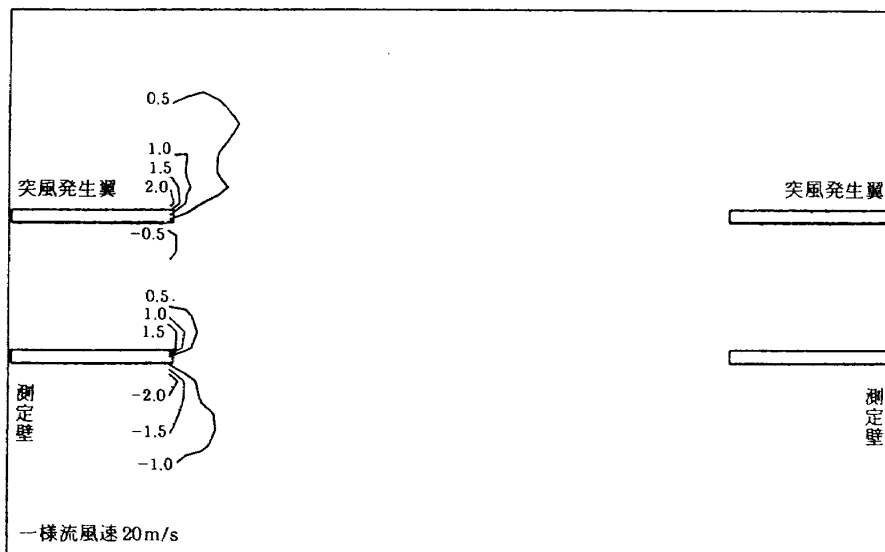
図18 一様流速度 20 m/s, 突風発生翼迎角 5° , アスペクト比 4.0
突風発生翼々間隔と翼長の比 1.04 の測定誘導速度



(a) Y-Z 断面ベクトル図

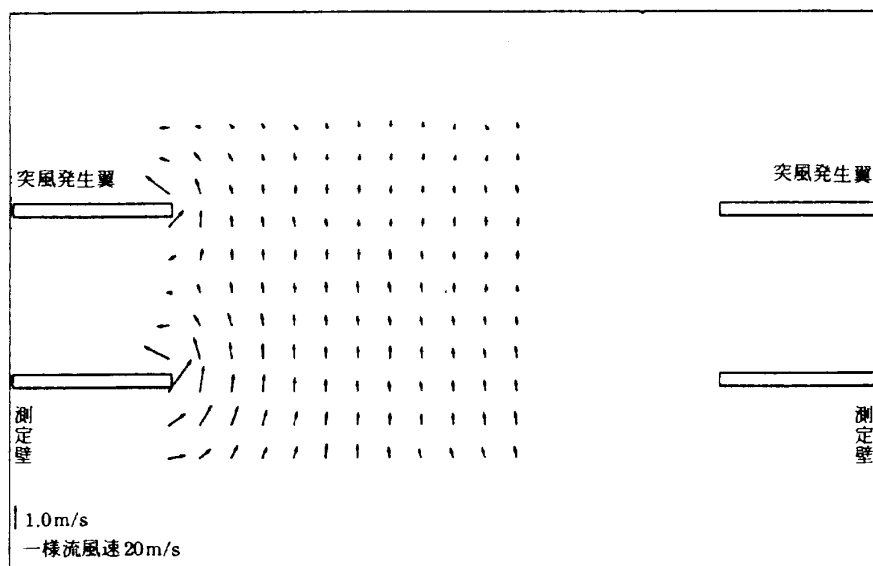


(b) α 等高線



(c) β 等高線

図19 一様流速度 20m/s, 突風発生翼迎角 5° , アスペクト比 3.3, 突風発生翼々間隔と翼長の比 0.87 の測定誘導速度



(a) Y-Z断面ベクトル図

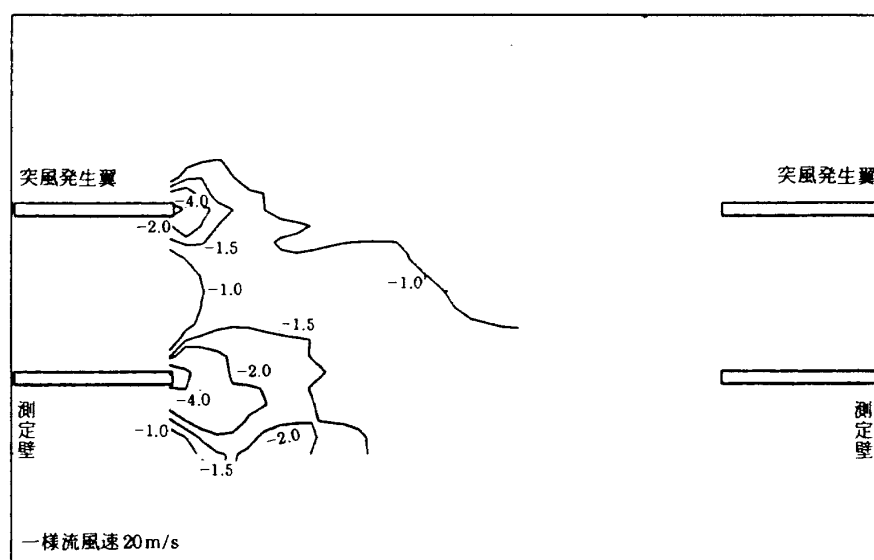
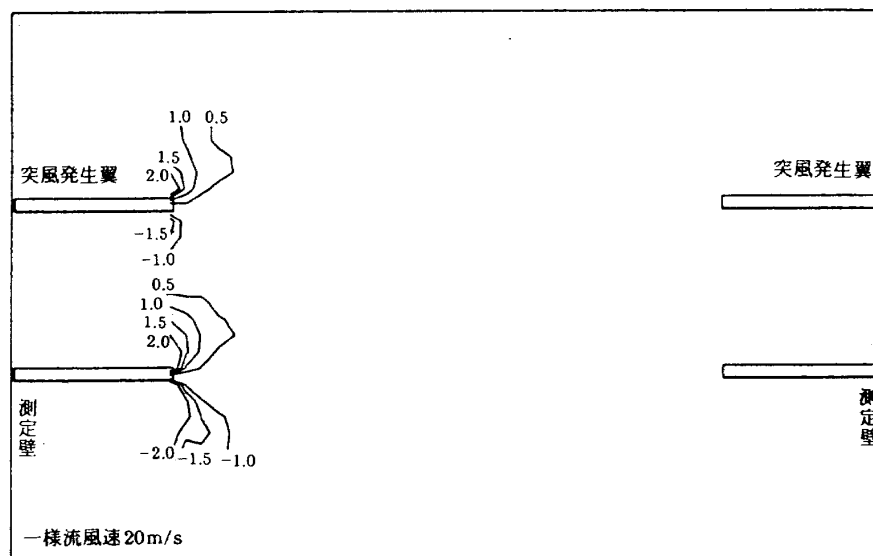
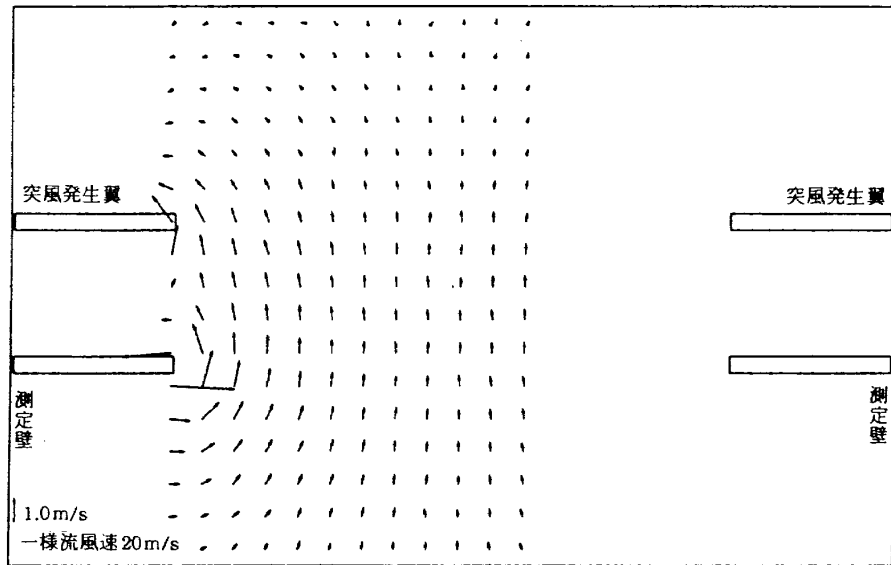
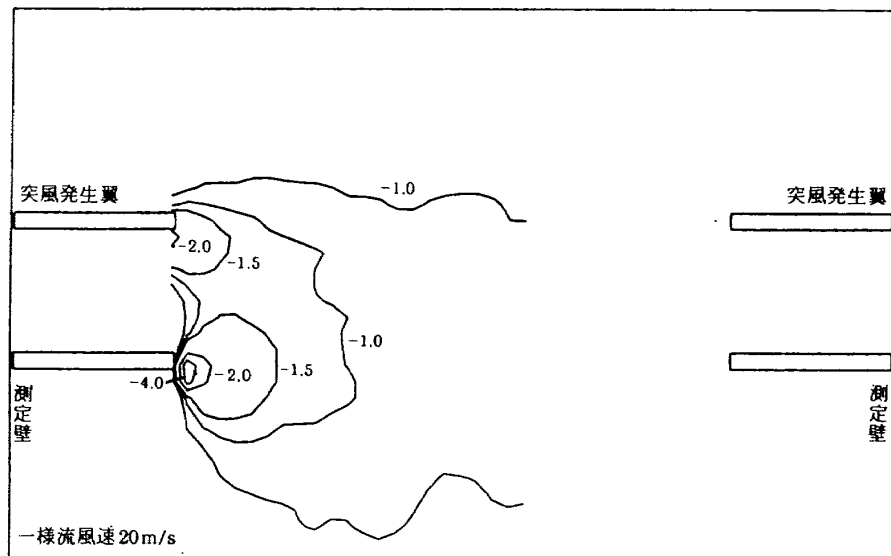
(b) α 等高線(c) β 等高線

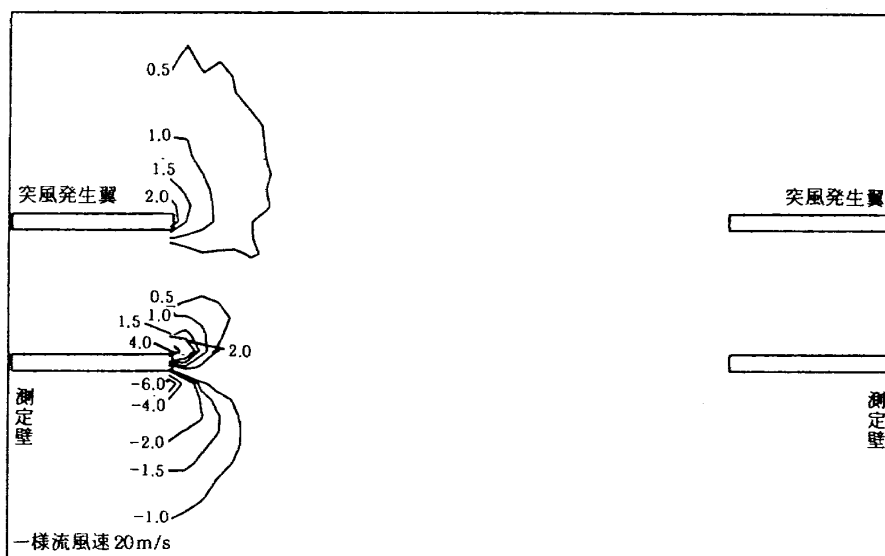
図20 一様流速度 20m/s, 突風発生翼迎角 5° , アスペクト比 3.3, 突風発生翼々間隔と翼長の比 1.04 の測定誘導速度



(a) Y-Z断面ベクトル図

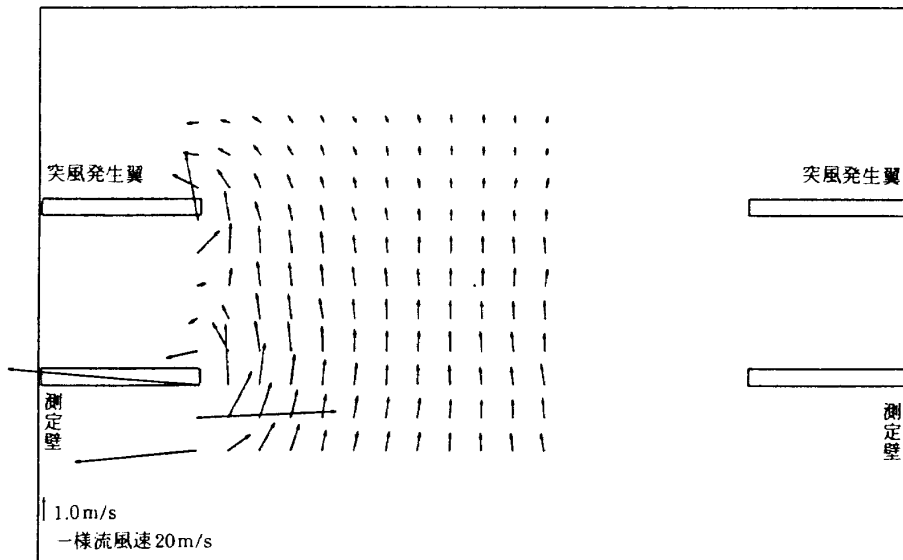


(b) α 等高線



(c) β 等高線

図21 一様流速度 20m/s, 突風発生翼迎角 10° , アスペクト比 4.0, 突風発生翼翼々間隔と翼長の比 0.87 の測定誘導速度



(a) Y-Z 断面ベクトル図

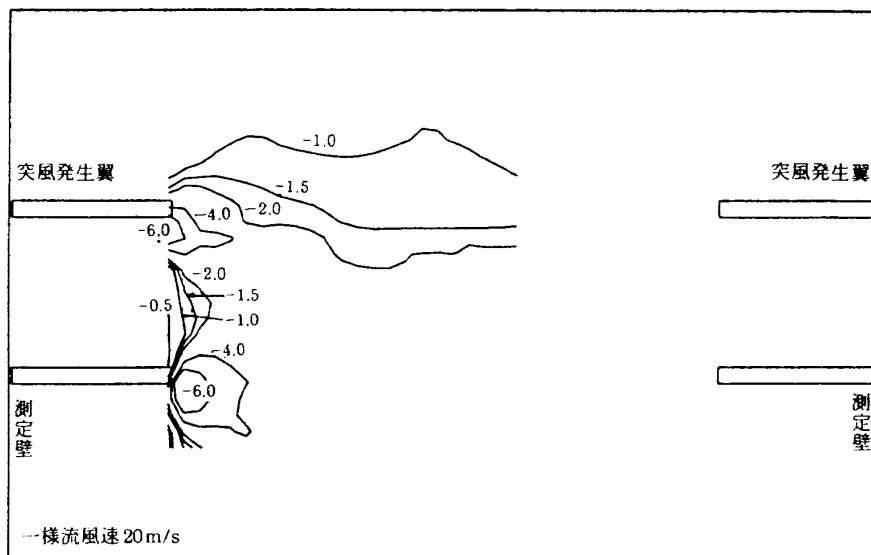
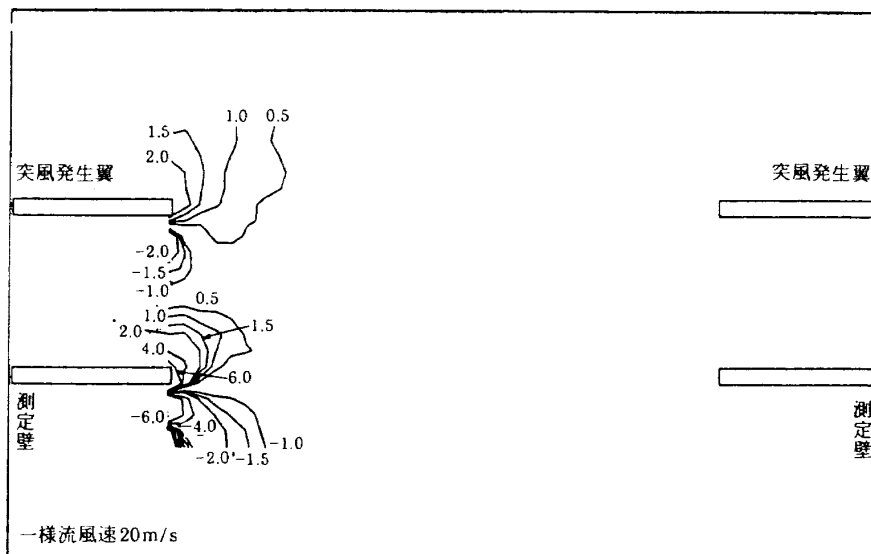
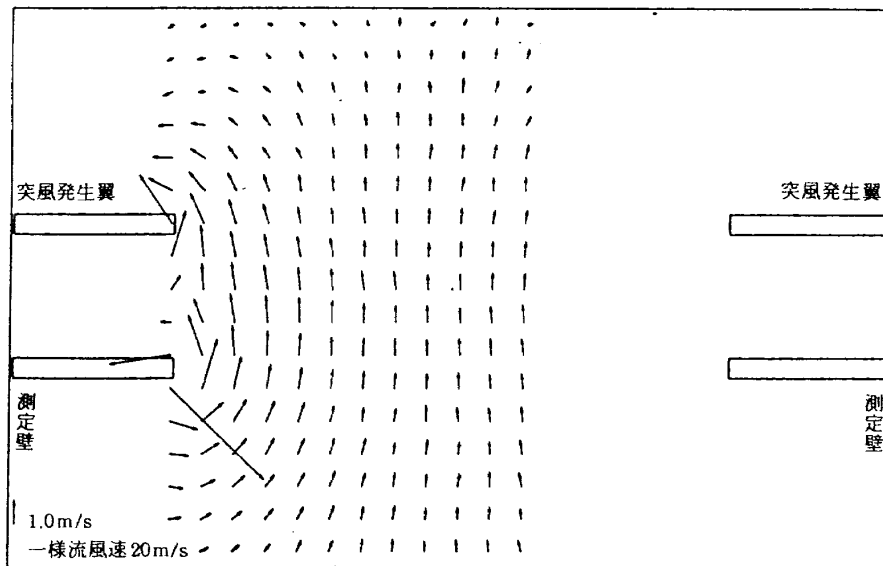
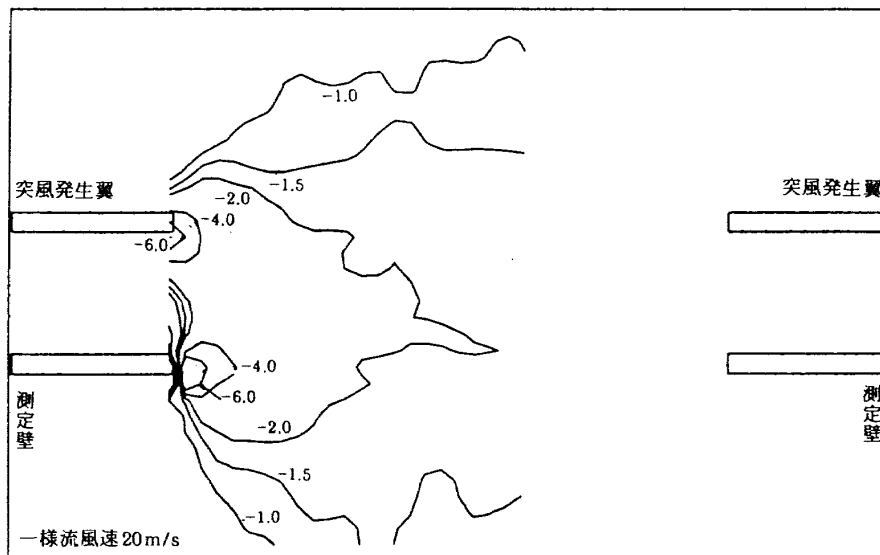
(b) α 等高線(c) β 等高線

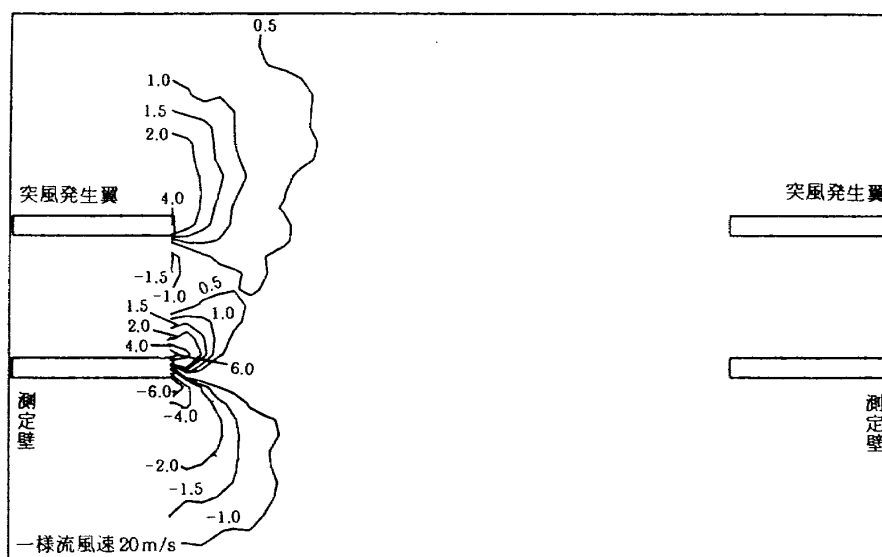
図22 一様流速度 20 m/s, 突風発生翼迎角 10° , アスペクト比 4.0,
突風発生翼々間隔と翼長の比 1.04 の測定誘導速度



(a) Y-Z 断面ベクトル図

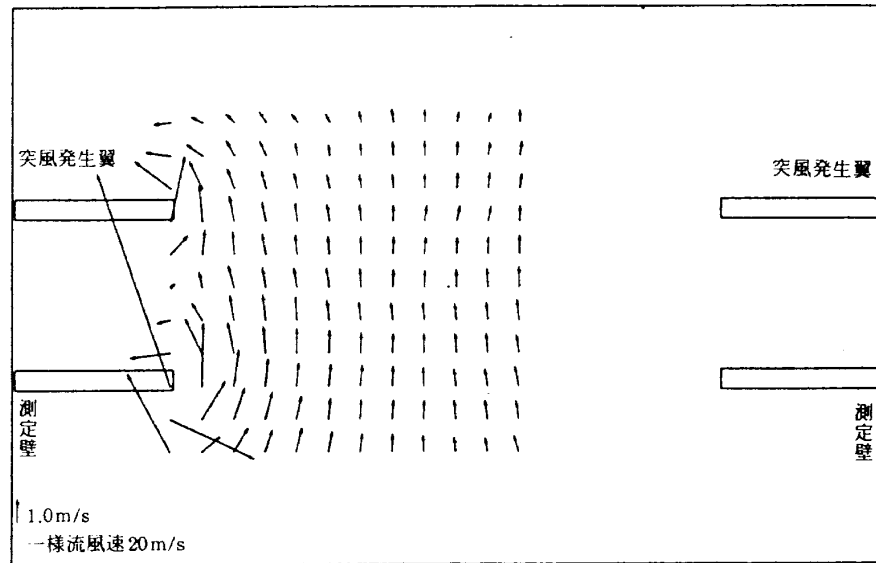


(b) α 等高線



(c) β 等高線

図23 一様流速度 20 m/s, 突風発生翼迎角 10° , アスペクト比 3.3, 突風発生翼々間隔と翼長の比 0.87 の測定誘導速度



(a) Y-Z断面ベクトル図

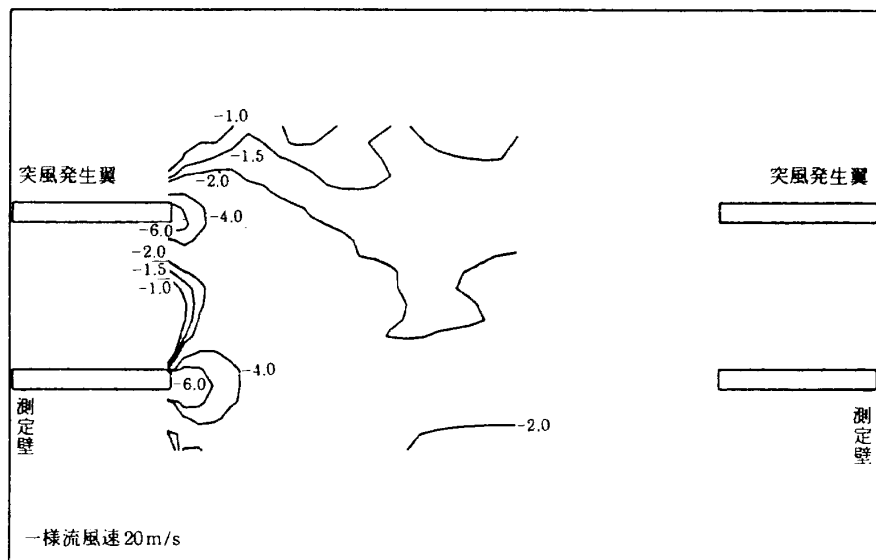
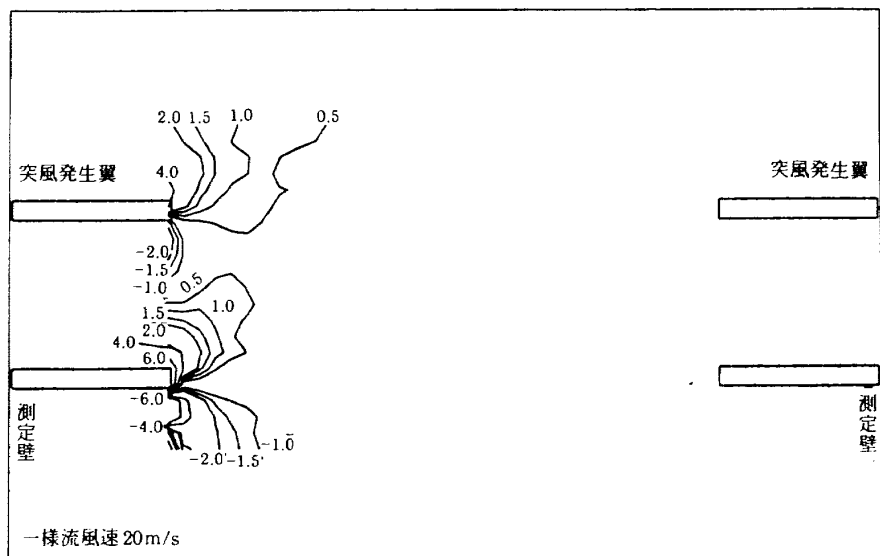
(b) α 等高線(c) β 等高線

図24 一様流速度 20m/s, 突風発生翼迎角 10° , アスペクト比3.3, 突風発生翼々間隔と翼長の比1.04の測定誘導速度

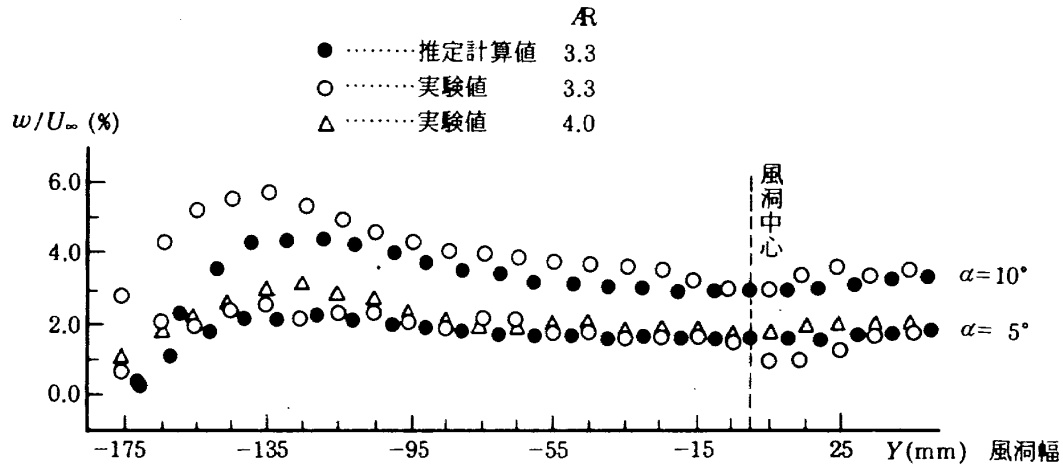


図25 4枚矩形翼突風発生装置の突風の大きさ
 L/l 0.87 (一様流風速 20 m/s, $Z=0$)

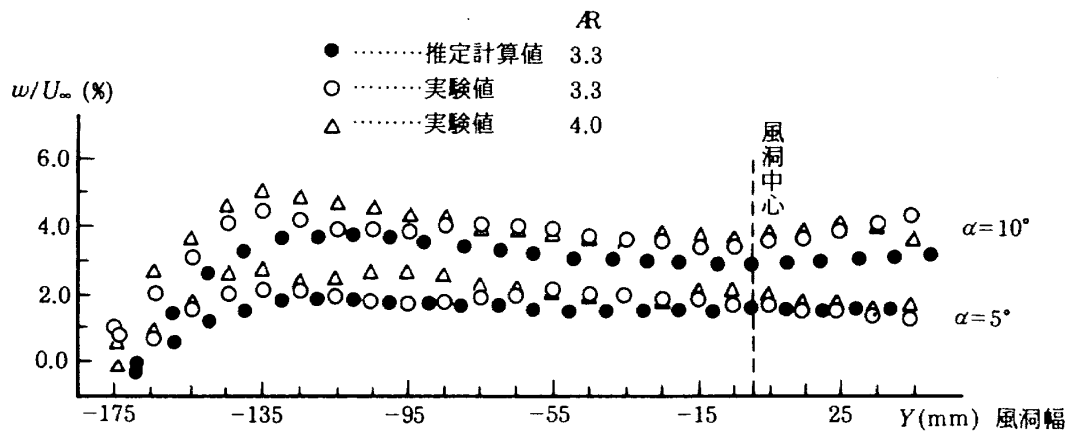


図26 4枚矩形翼突風発生装置の突風の大きさ
 L/l 1.04 (一様流風速 20 m/s, $Z=0$)

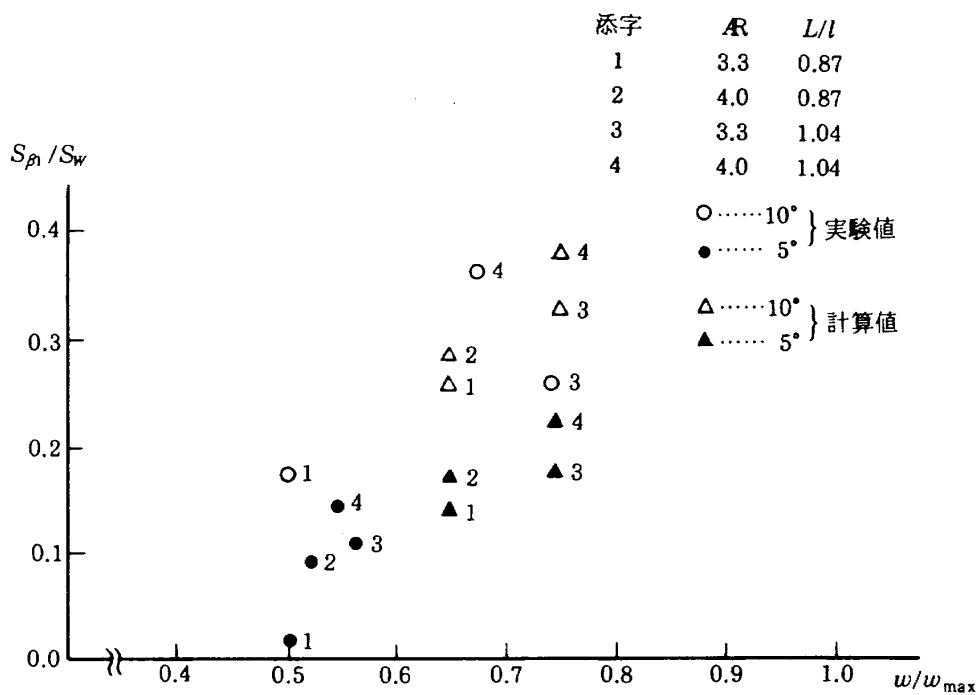


図27 定常気流の一様性比較

も良い結果を示した。

3-2. 突風気流の特性

突風気流の測定は定常の誘導気流の出力結果を確認する目的で行った。測定は定常誘導気流の測定と同様に一様流風速を $V_\infty = 20.0 \text{ m/s}$ とし、アスペクト比、突風発生翼翼間隔と翼長の比が各々異なる場合について突風発生翼の加振周波数を $0.5 \sim 10.0 \text{ Hz}$ 、振幅 $\pm 10^\circ$ の正弦波で加振し、突風気流の大きさを熱線風速計で測定した。突風発生翼の加振はシグナルジェネレータの正弦波信号をアクチュエータのコントローラに与えて行い、振幅は角度ゲージで確認した。使用したセンサーには市販のX型プローブを用い、出力をペンレコーダでモニターすると同時にデータレコーダに収録した。

測定範囲は風洞中心を原点とする座標のY軸方向 $-175 \text{ mm} \leq Y_i \leq 50 \text{ mm}$ 、Z軸方向 $-30 \text{ mm} \leq Z_i \leq 30 \text{ mm}$ 、 $X = 460 \text{ mm}$ （風洞ノズル下流）である。測定には三軸方向の移動が出来る既存のトラバース装置を使用した。

1) 測定結果

図28～31は突風発生翼の加振振幅 $\pm 10^\circ$ 、突風発生翼の加振周波数 $1 \sim 6 \text{ Hz}$ の場合の異なるアスペクト比及び突風発生翼翼間隔と翼長の比のそれぞれに対する様々な測定位置（ Y_i 、 Z_i 、ただし、 Y_i は同じ $-175 \text{ mm} \leq Y_i \leq 50 \text{ mm}$ ）における測定波形を示す。図28はアスペクト比3.3、突風発生翼翼間隔と翼長の比1.04の場合で(a)図が測定位置 $Z_i = +30 \text{ mm}$ 、(b)図が $Z_i = 0.0 \text{ mm}$ 、(c)図が $Z_i = -30 \text{ mm}$ の測定波形である。図29はアスペクト比3.3、突風発生翼翼間隔と翼長の比0.87の場合で前図同様、(a)図が測定位置 $Z_i = +30 \text{ mm}$ 、(b)図が $Z_i = 0.0 \text{ mm}$ 、(c)図が $Z_i = -30 \text{ mm}$ の測定波形である。

図30はアスペクト比4.0、突風発生翼翼間隔と翼長の比1.04、測定位置 $Z_i = 0.0 \text{ mm}$ 、図31はアスペクト比4.0、突風発生翼翼間隔と翼長の比0.87、測定位置 $Z_i = 0.0 \text{ mm}$ の測定波形である。

2) 突風気流の検討

図28～31の測定波形には翼端付近で幾つかの同一傾向がみられ、翼端 $Y_i = -175 \text{ mm}$ の波形は歪ん

でいる。特に、 $Z_i = +30 \text{ mm}$ と $Z_i = -30 \text{ mm}$ の波形は、大きく歪んでおり、前述した上下翼の空力干渉が影響しているものと考えられる。この影響はアスペクト比、突風発生翼翼間隔と翼長の比に係なく生じているが、翼翼間隔と翼長の比の大きい1.04に若干強く表れる。この影響も測定位置が翼端から遠ざかるにつれて小さくなり、 $Y_i = -145 \text{ mm}$ ではほとんど見られない程度に減少している。これらの現象を確認するため図17～24の定常気流の測定結果を観察すると渦の中心位置が突風発生翼迎角の変化に伴い変動している。Z軸方向は上下の突風発生翼とも同じ方向に変化しているが、Y軸方向は上下の突風発生翼で移動量が異なっている。このことが突風気流に影響を与えているものと考えられる。そこで、渦中心の変化による誘導流速の変化を確認する目的でY軸方向の渦中心の位置と突風発生翼迎角の関係を(3-4)式で単純化し、誘導流速の推定を試みた。計算では、測定断面での上下翼から流れ出る渦中心の位置変化と循環の大きさを①突風発生翼の迎角を正に設定したときは上側の翼から流れ出る自由渦の渦中心が上式で変化し、下側の翼は翼端位置に固定する。②突風発生翼の迎角を負に設定したときは、下側の翼から流れ出る自由渦の渦中心が上式で変化し、上側の翼は翼端位置に固定する。③循環 Γ の大きさは渦中心の移動により、前述した複葉翼の空力干渉係数 ($H = 0.9$) が減少増加を繰返すものとし、(3-5)式で与えた。

$$Y = Y_1 - 0.01 \times |\cos(18 \times \alpha) - 1.0| / 2 \quad (3-4)$$

$$\Gamma = H \times \Gamma \quad (3-5)$$

$$H = [1 - 0.01 \times |\cos(18 \times \alpha) - 1.0| / 2] / l$$

但し、 Y_1 は突風発生翼翼端のY座標、0.01は突風発生翼の迎角を 10° とした場合（最大振幅値と仮定して）の渦中心のY方向位置の移動量(m)、 l は翼長である。

図32は上述の仮定のもとに推定計算した突風気流の波形を示す。計算は突風発生翼のアスペクト比を3.3、突風発生翼の迎角を $\pm 10^\circ$ 、翼翼間隔と翼長の比0.87、1.04とした時のものである。計算の結果、翼端 $Y = -175 \text{ mm} \sim -165 \text{ mm}$ の波形は測定結果と同様に相互の干渉により歪が生じ、 $Y = -145$

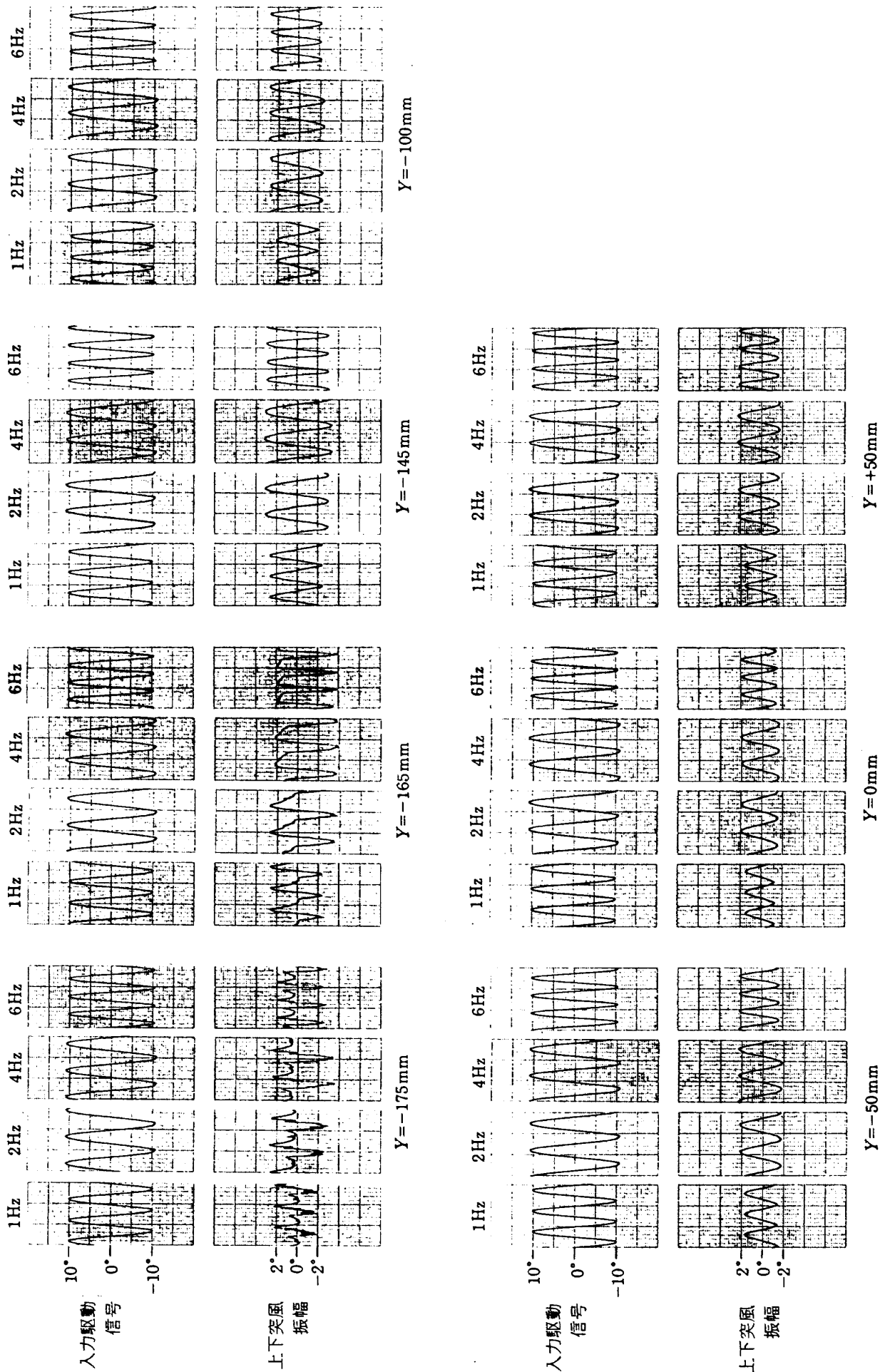


図28 一様流風速20m/s, 突風発生翼迎角 $\pm 10^\circ$, 駆動周波数1~6Hz, アスペクト比3.3, 突風発生翼々間隔と翼長の比1.04

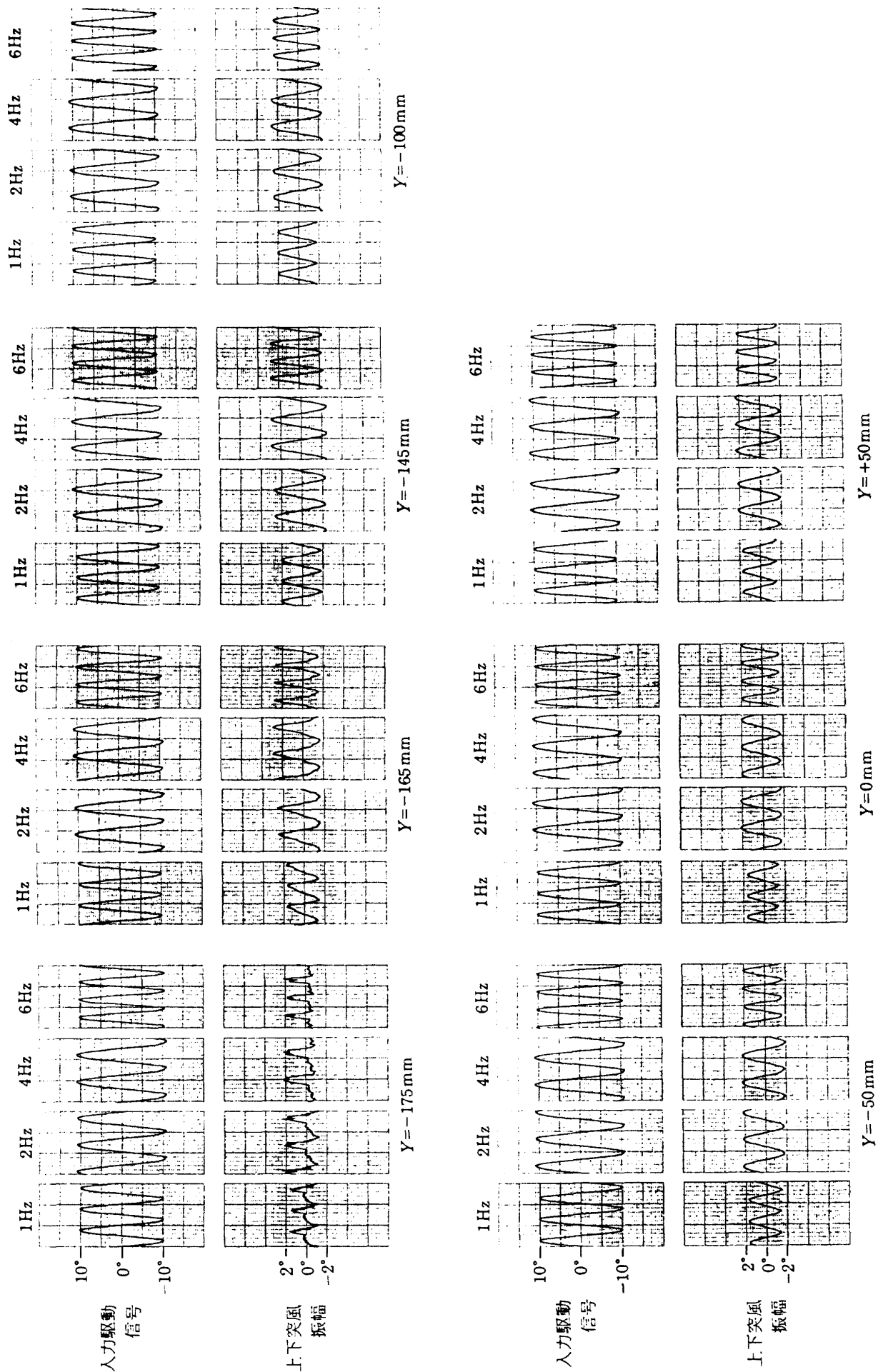
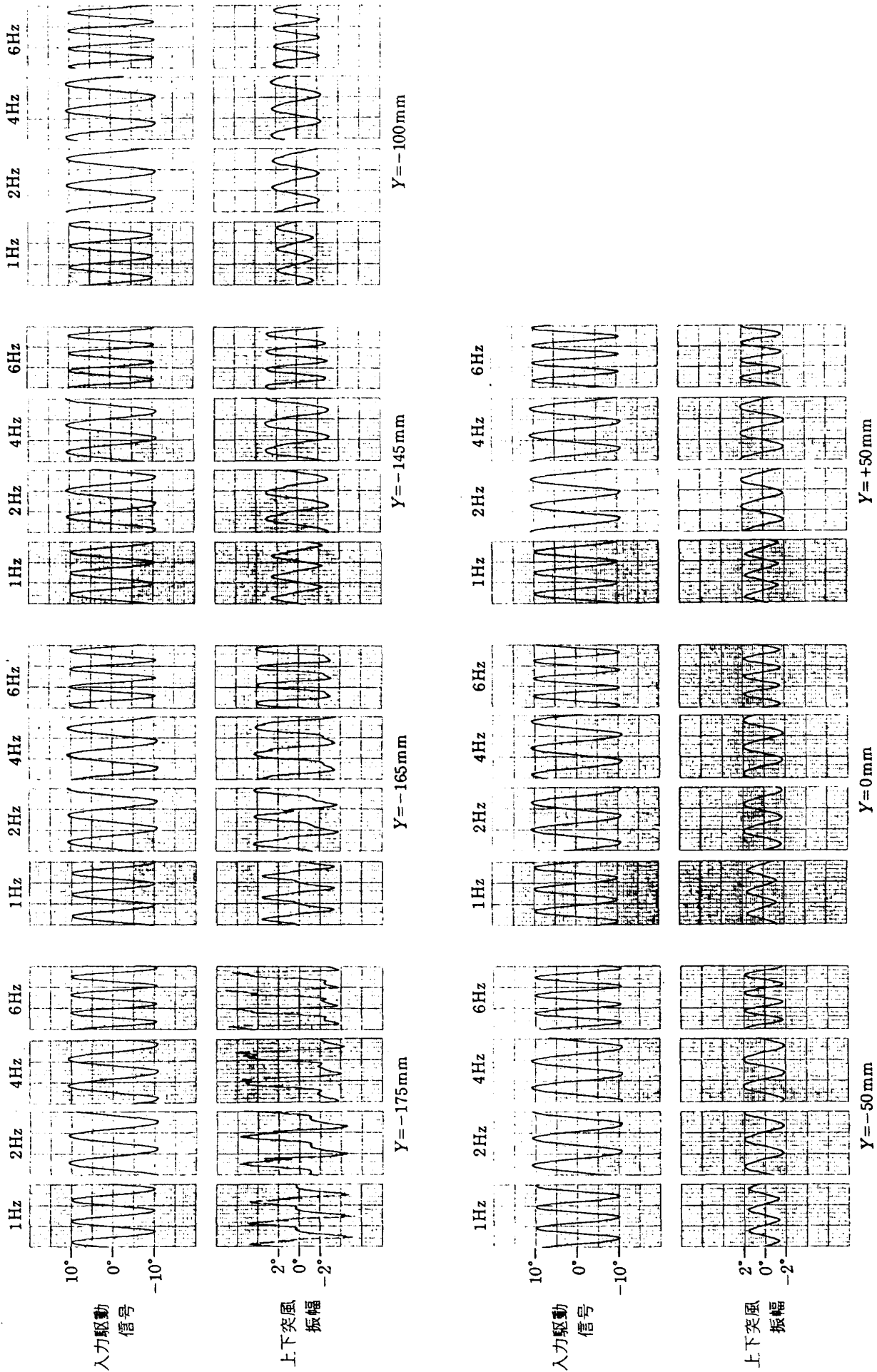
(b) $Z=0\text{mm}$ における正弦波突風波形

図28 続き



(c) $Z = -30\text{ mm}$ における正弦波突風波形

図 28 続き

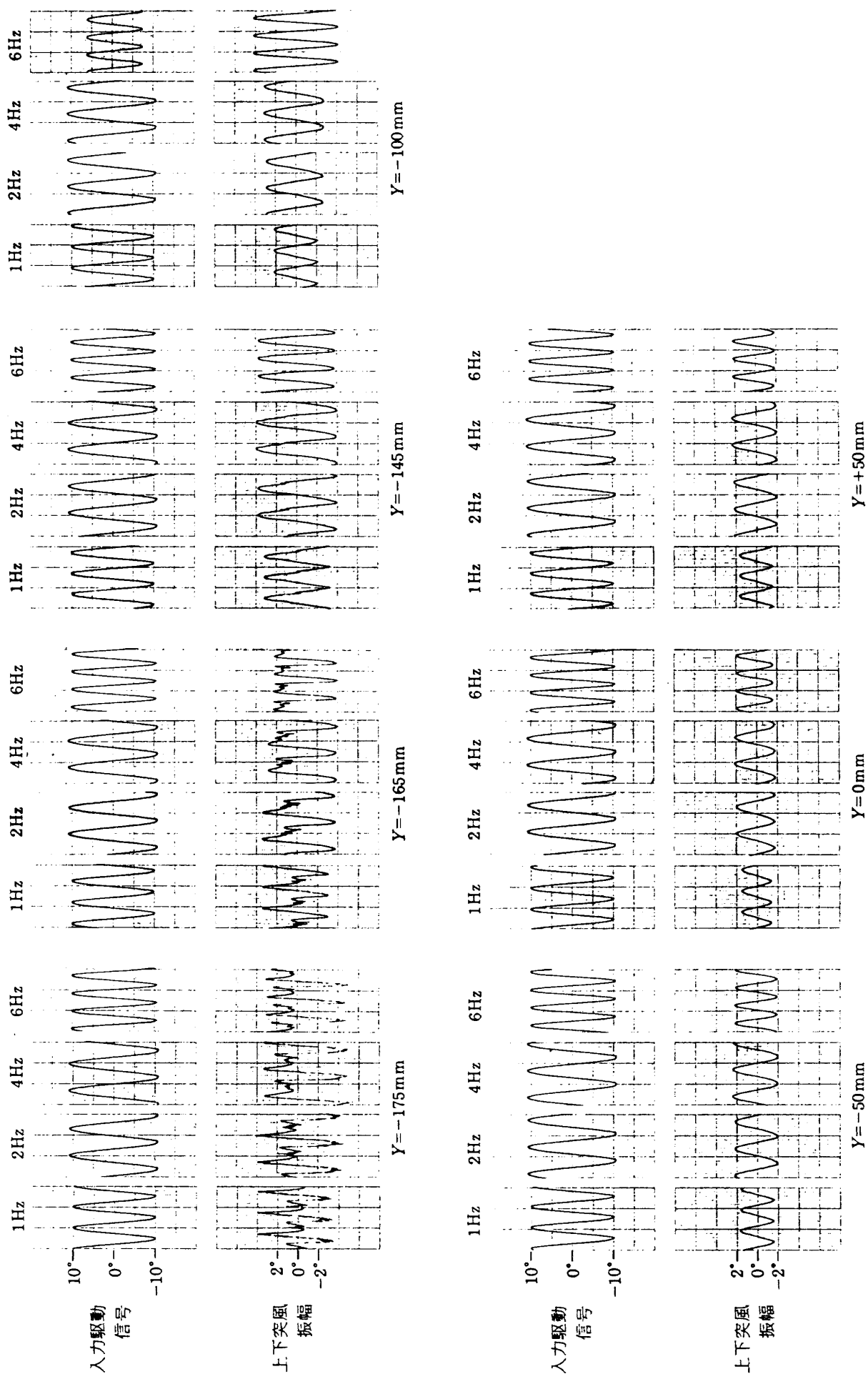
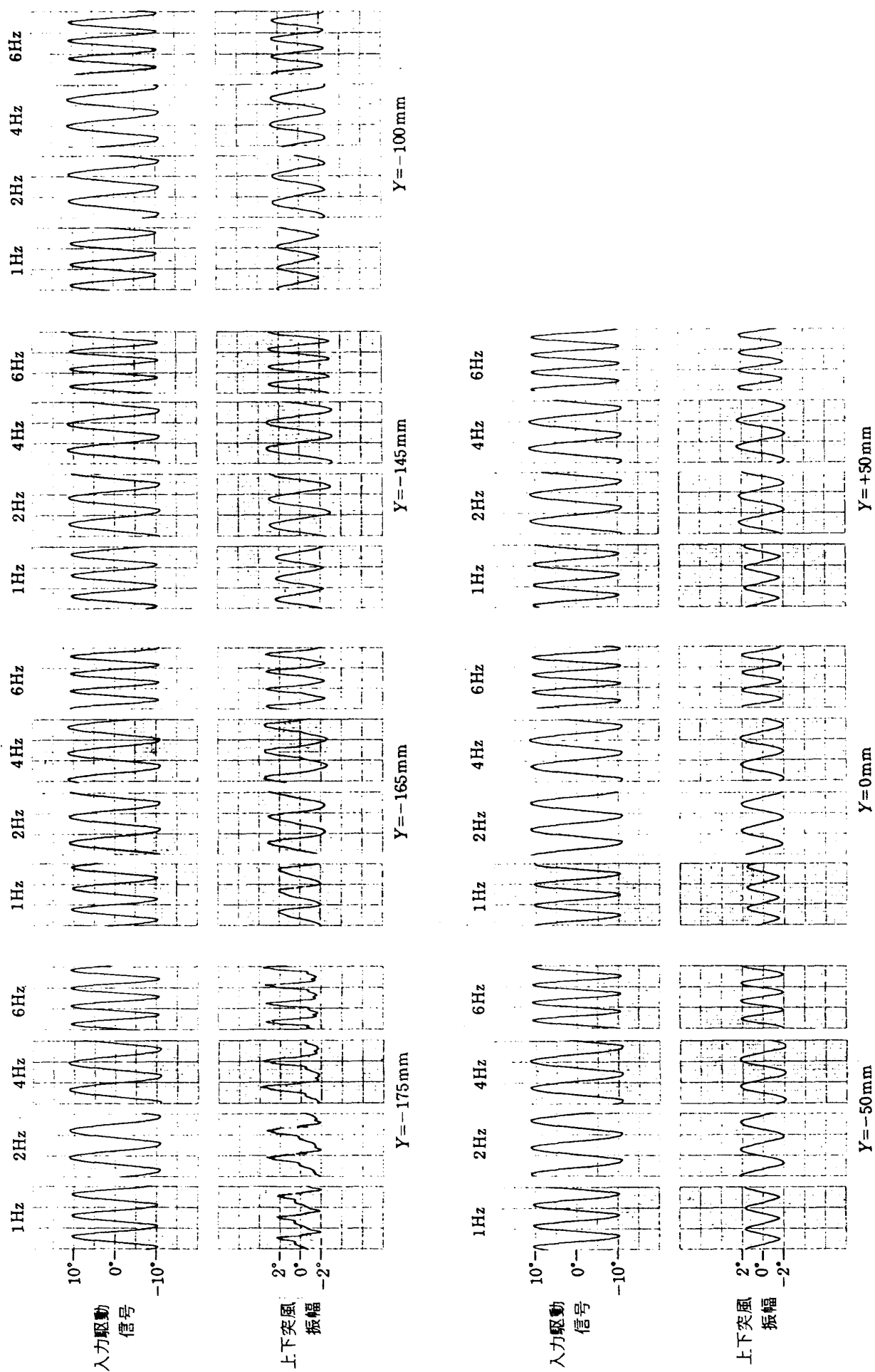
(a) $Z = 30\text{ mm}$ における正弦波突風波形

図29 一様流風速 20 m/s , 突風発生翼迎角 $\pm 10^\circ$, 駆動周波数 $1 \sim 6\text{ Hz}$, アスペクト比 3.3 , 突風発生翼々間隔と翼長の比 0.87



(b) $Z=0\text{mm}$ における正弦波突風波形

図 29 続き

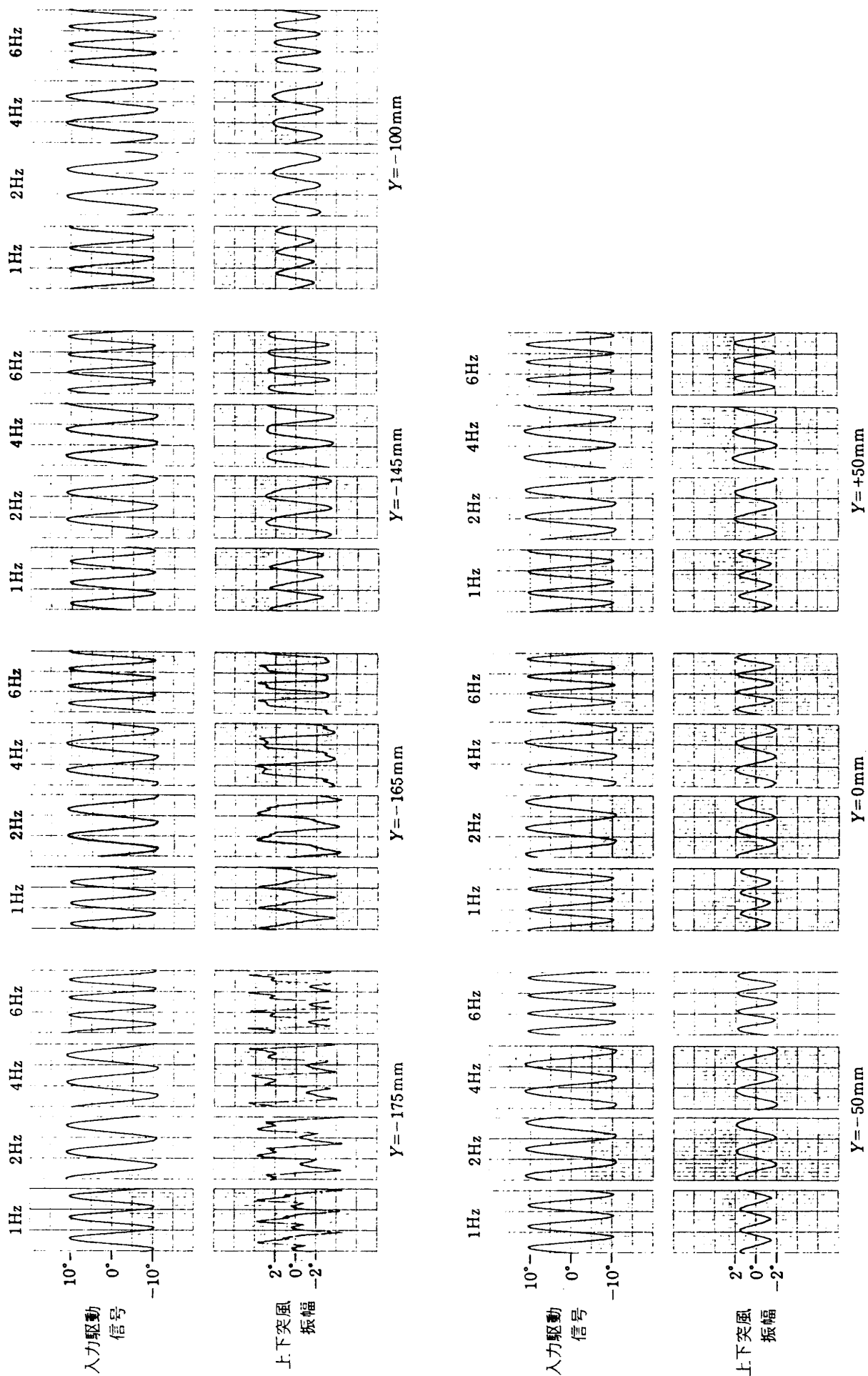
(c) $Z = -30\text{mm}$ における正弦波突風波形

図29 続き

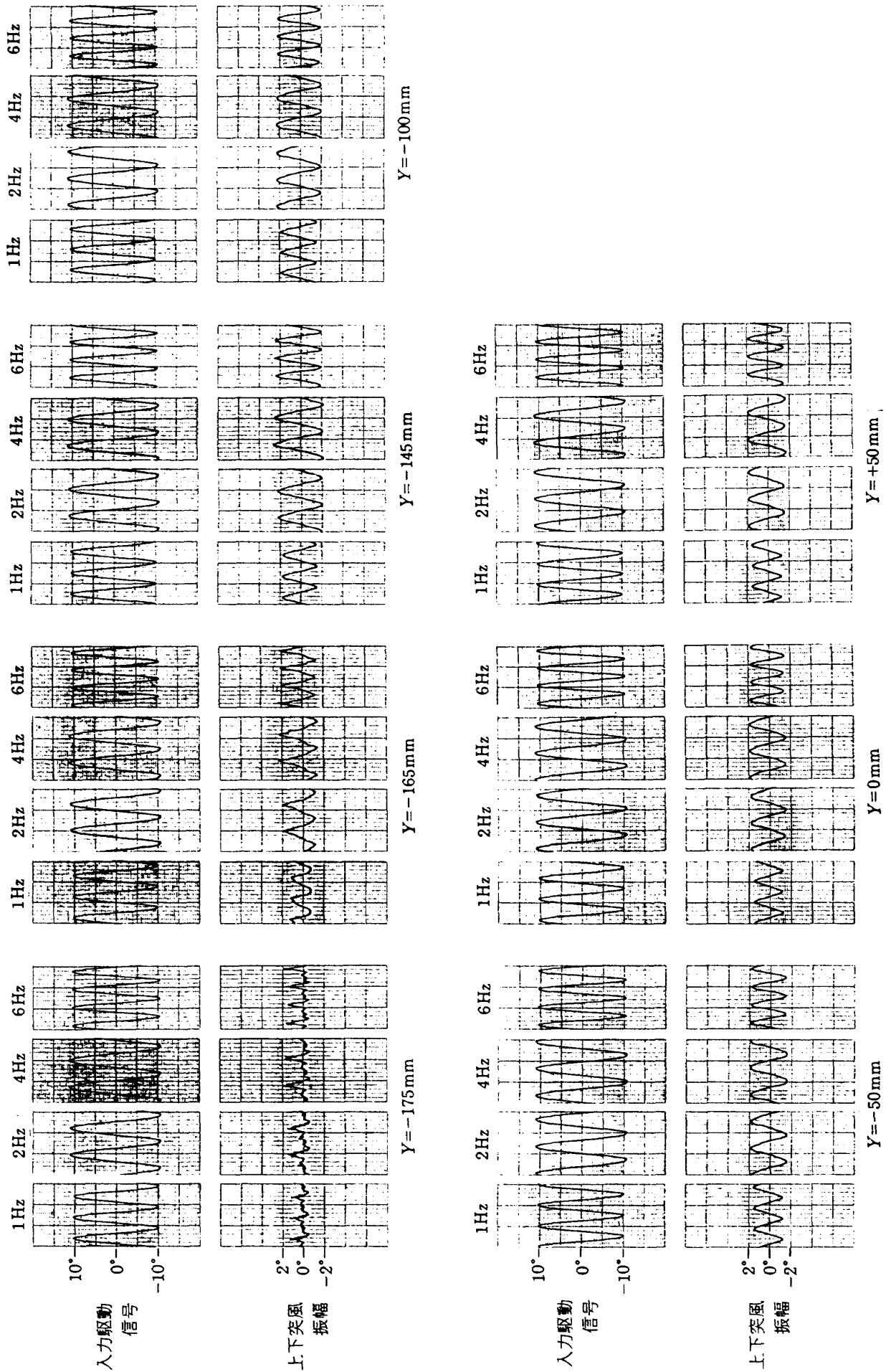


図30 一様流風速 20m/s ，突風発生翼迎角 $\pm 10^\circ$ ，駆動周波数 $1 \sim 6\text{Hz}$ ，アスペクト比 4.0 ，突風発生翼々間隔と翼長の比 1.04 ， $Z=0\text{mm}$ における正弦波突風波形

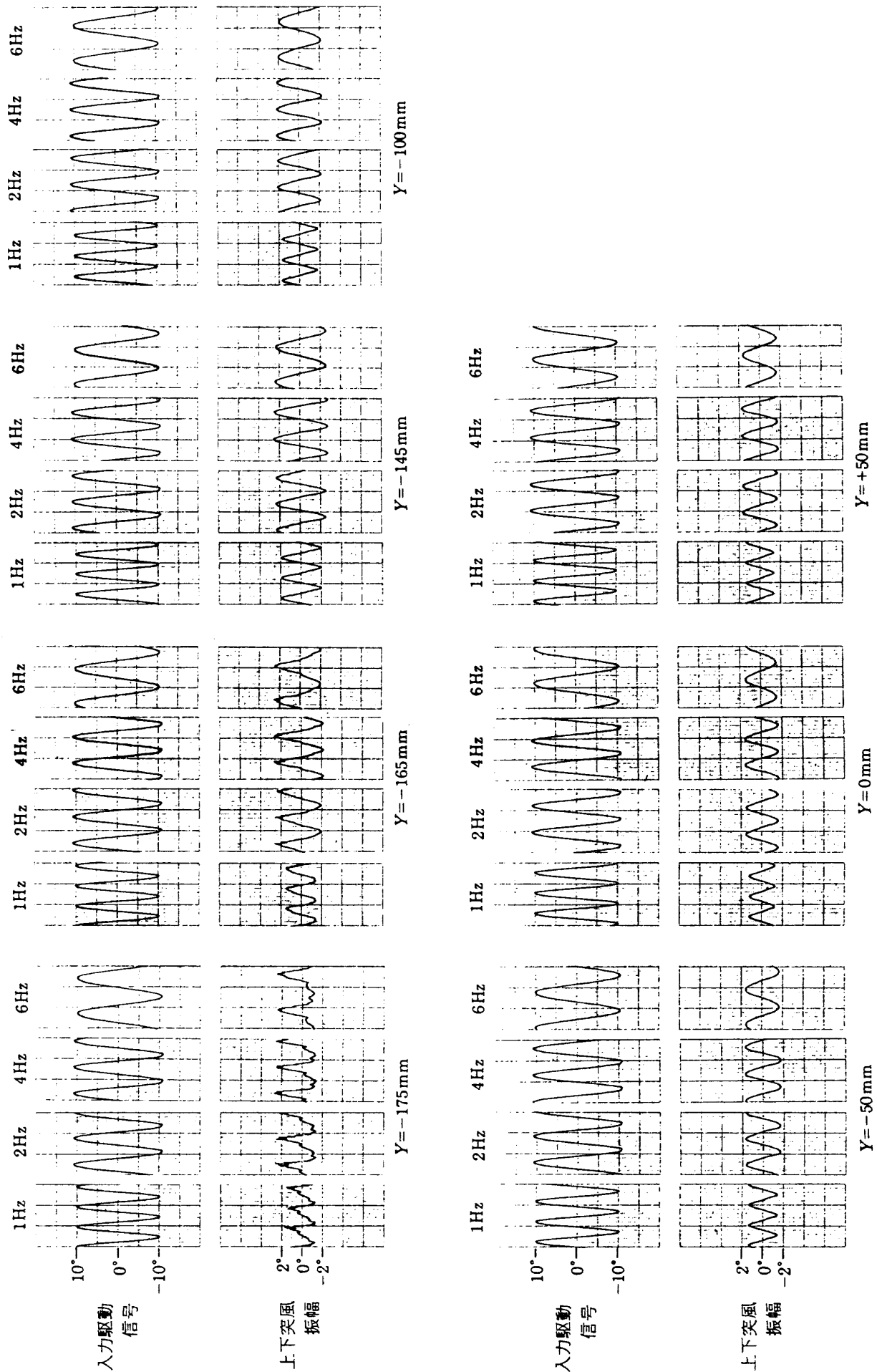


図31 一様流風速20m/s, 突風発生翼迎角 $\pm 10^\circ$, 駆動周波数1~6Hz, アスペクト比4.0, 突風発生翼々間隔と翼長の比0.87, $Z=0\text{mm}$ における正弦波突風波形

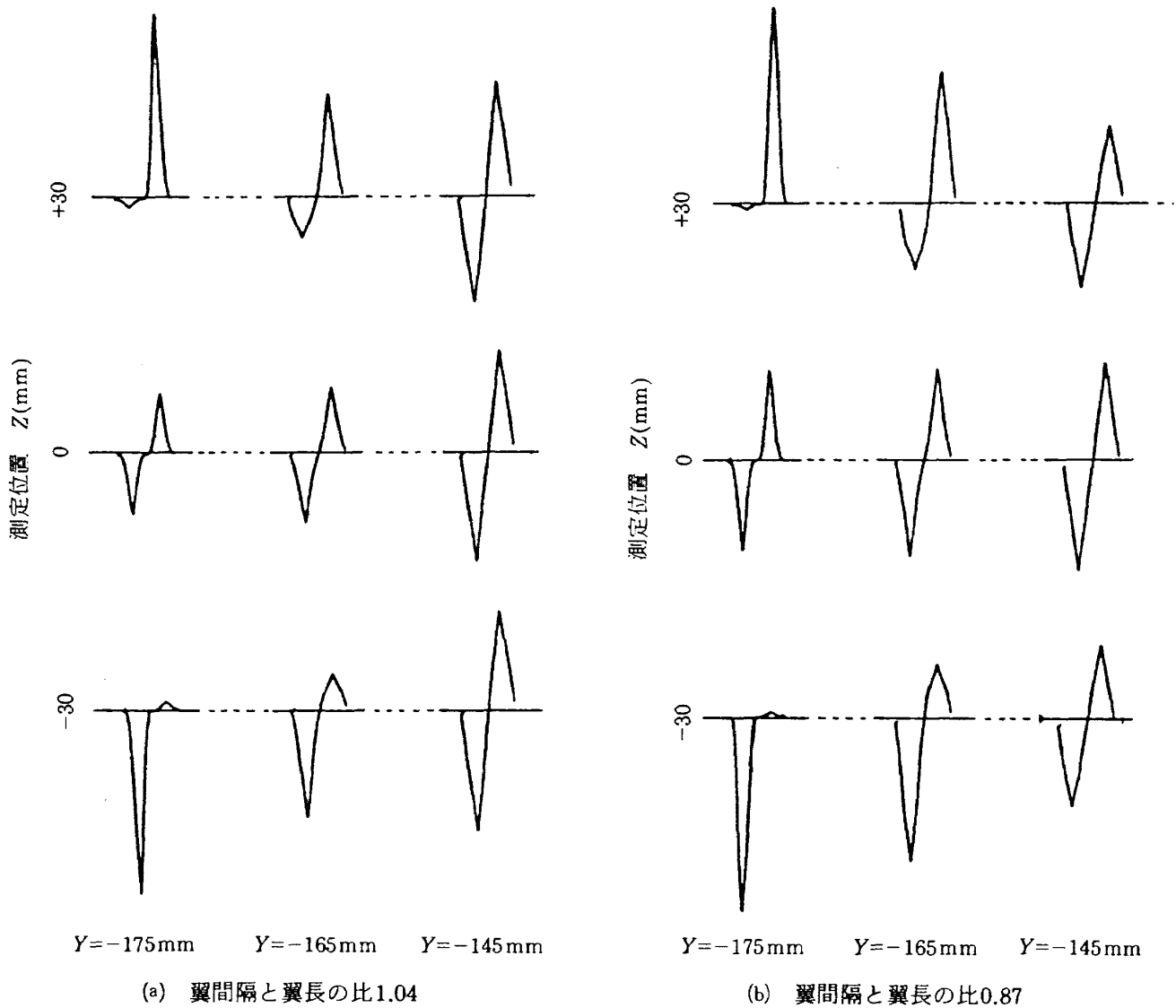


図32 翼端付近の推定計算による突風波形 ($AR=3.3$, $\alpha_w = \pm 10^\circ$, $V=20\text{m/s}$)

mm になると計算でも波形に殆ど歪は生じない結果となり、測定結果と同様の傾向を示し、測定精度を考慮すれば比較的良好一致となった。このことは、突風発生翼の翼端から流れ出る自由渦は上下の翼の空力干渉により渦糸の位置が変動し、翼端近傍の誘導流に影響を与えているものと考えられる。

図33に突風発生翼の加振信号と上下突風気流の周波数応答を示す。図は突風発生翼の加振振幅 $\pm 10^\circ$ 、突風発生翼の加振周波数1~6Hzのアスペクト比、突風発生翼翼間隔と翼長の比、測定位置(Y_i , Z_i ただし、 Y_i は同じ $-175\text{mm} \leq Y_i \leq 50\text{mm}$)が異なる場合の振幅比と位相差をそれぞれ示す。図はX軸に加振周波数、Y軸にY方向の測定位置、Z軸に振幅比(%)と位相差(rad)を表わす。振幅比

は周波数1~4Hzで増加傾向を示し、ピークに達したあと6Hzでは減少傾向となっている。Z方向の測定位置の違いによる振幅比は $Z_i = +30\text{mm}$, $Z_i = -30\text{mm}$ の場合、 $Y_i = -175\text{mm}$ の翼端付近で $Z_i = 0.0\text{mm}$ より大きくなっている。アスペクト比による影響はほとんど見られない。一方、位相差はどの場合も同様の変化となっており、翼端から流れ出る一本の集中した自由渦は、突風発生翼迎角の変化による上下翼の空力干渉により渦の中心位置が規則的に変化し、気流の流れと共に後流に流されるものと解釈される。

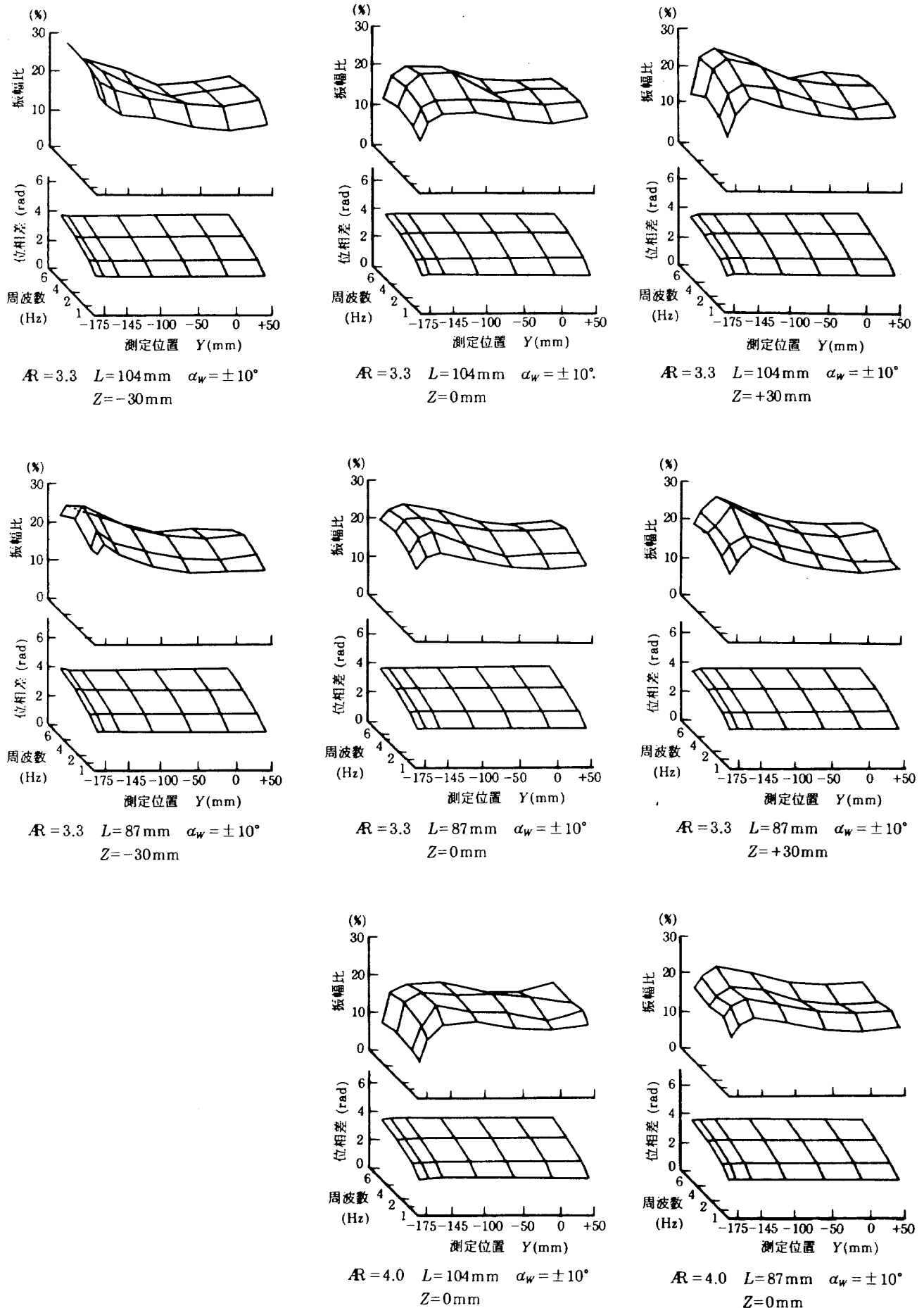


図33 正弦波突風気流の周波数応答

4. ま と め

本研究は、大型低速風洞に設置する全機用突風発生装置の設計基礎資料を得る目的で行われ、推定計算、定常時の誘導気流の特性試験および突風気流測定の結果、低速域における4枚の矩形翼の翼端渦を利用した全機用突風発生装置は、

- ① 簡単な渦モデルを仮定した計算でその特性を推定できる。
- ② 適当な突風発生翼翼間隔と翼長の比を選ぶことにより、突風利用範囲内の突風気流の一様性を向上させることができる。
- ③ 発生される突風は、突風発生翼加振振幅に対して約1/5の大きさである。
- ④ 電動アクチュエータによる歯付ベルト駆動方法は十分な機能を発揮することができることを確認した。

以上の結果、開発風洞としての設備を損うことなく大型低速風洞に設置する全機用突風発生装置は、4枚翼の翼端渦を利用する突風発生方式により実現が可能であり、今後は、大型低速風洞への適用を考慮し、装置の機構の設計を進める予定である。

5. 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, 1984.11.
- 2) 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.
- 3) ACT研究会・上田他：“高アスペクト比翼のフラッタ制御実験（第1報）”，NAL TR-978, 1988.6.
- 4) 鈴木誠三他：“半截模型用突風発生装置の設計製作とその特性”，NAL TR-929, 1987.4.
- 5) 川崎重工業(株)：“省エネルギー遷音速翼の荷重制御の研究”，(社)日本航空宇宙工業会，革新航空機技術開発に関する研究調査成果報告書，No.705, 1983.3.
- 6) 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.
- 7) 中谷輝臣他：“非対称楔型ヨーメータによる三次元流中の速度ベクトルおよび静圧の測定”，NAL TR-594, 1979.
- 8) 守屋富次郎：“空気力学序論”，1968.4.

航空宇宙技術研究所報告1115号

平成3年6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
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊞182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12
