

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-399

突風風洞での全機模型の突風応答空気力
の計測と解析

西村博史・松下 洸

北村清美・村上義隆

1975年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 概 要	1
2. ま え が き	1
2.1 実験の目的	1
2.2 突風応答実験との関連	1
2.3 突風応答空気力について	1
3. 実験装置, 実験条件	2
3.1 実験装置	2
3.2 実験条件	2
4. データ処理	2
4.1 入力信号とAD変換	2
4.2 振巾と位相についてのデータ処理	3
4.3 空力係数としての表現	3
5. 実験結果	3
6. 考 察	4
7. 結 び	5
付 録 E・Reissnerの非定常揚力線理論の3次元テーバ 翼正弦波突風応答揚力計算への応用の要約	6
参 考 文 献 1～7	7
図 1～27, A-1, A-2	8

突風風洞での全機模型の突風応答空気力の計測と解析*

西村 博史** 松下 洸**
北村 清美** 村上 義隆**

Measurement and Analysis of Unsteady Aerodynamic Force for the Vertical Gust on an Airplane Model in the NAL Gust Wind Tunnel.

By Hiroshi NISHIMURA, Hiroshi MATSUSHITA,
Kiyomi KITAMURA and Yoshitaka MURAKAMI

This paper reports the vertical gust aerodynamic force study in the NAL Gust Wind Tunnel which has 2 meter squared section and gust generation cascades.

Sinusoidal and random gusts of about 1 meter per sec. vertical amplitude are applied on a semi rigid model of about 1.4 meter span fixed at the middle of the test section. Longitudinal tunnel flow is fixed at 20 meter per sec. and experimental frequencies are 0.2 to 10 Hz.

Parts of data are compared with theoretical calculation for tapered three dimensional wing.

Results show wing-body-tail interferences for the complete, tailless and wingless configurations.

1. 概要

突風風洞を用いて行なっている動的模型による突風応答の研究の一部として、突風応答予備実験に用いた全機模型装置を荷重計に固定し、縦の正弦波状とランダム波状突風を加え、全機模型、水平尾翼なし、主翼なしの状態、迎え角 0° , 5.2° の場合について、 $0.3\sim 10$ Hz の非定常突風応答空気力（揚力と縦揺れモーメント）を計測した。また主翼については Reissner の方法を突風空気力に適用して計算を行ない、実験値と比較した。実験は荷重計、熱線風速計、突風発生装置翼列角度出力を AD 変換し突風風洞付属の計算機を用いて統計処理を行なった。

実験の結果は振動空気力の位相遅れが大きいこと、主翼、尾翼の相互干渉、風洞の特性との相互作用等を

示し、周波数応答としては単純ではない。

2. ま え が き

2.1 実験の目的

突風風洞を用いた航空機の突風応答実験の目的等については突風応答予備実験の報告に述べた^{(1),(2)}。今回の実験と解析の目的は予備実験に用いた模型（クーンエアの 10 分の 1 力学相似模型）に作用する突風空気力を実測することである。

2.2 突風応答実験との関連

予備実験報告での解析では準定常空気力を用いたが、当然の結果として実験結果とは厳密には一致しない。より厳密な応答運動の解析には、近似的な手段として、実験的に得られる突風応答空気力を入力とし、これに上下動、縦揺れの振動空気力を剛性および減衰空気力として線型合成することが考えられる。また今後の実験に対しては突風風洞における突風応答空気力の特性、主尾翼の相互干渉特性を予かじめ知る必要がある。

* 昭和 49 年 8 月 30 日受付

** 新型航空機研究グループ

2.3 突風応答空気力について

本報告の突風応答空気力は突風発生装置（参考文献3参照）の後方に固定された模型の正弦波、ランダム波状縦突風気流に対する応答である。縦突風気流は突風発生装置翼列の縦揺れ強制振動によつて励起された上下動成分を含む風洞気流である。このような突風気流に対する空気力は一般的に非定常な空気力と呼ばれ、正弦波状2次元翼の応答に対してはW.R.Searsが完全流体に対する理論解を1940年に発表し、Searsの関数として知られている⁽⁵⁾。ステップ状突風に対してはKüssner関数がある。本報告では実験結果の目安として、Sears関数をE.Reissnerの非定常揚力線理論に組込んで主翼（3次元テーパー翼）について計算した結果を併せ示す^{*}。なお計算の概要は付録に示す。

3. 実験装置、実験条件

3.1 実験装置

全機模型としては突風応答予備実験に用いたクローニアの10分の1力学相似模型NM-G1（文献1参照）を用いた。予備実験に使用した拘束装置ガイドレール上、突風カート中央にて台車を、縦揺れ軸直下から、ガイドレール前縁に沿つて、垂直な円管（直径16mm）で前部荷重計に結合、また前方支点より496.3mmの水平間隔で、水平尾翼下にある後方支点と後部荷重計を同様に支柱で結合支持した（図1,2）。図3に模型の2面図と主要寸法を示す。

実験計測装置はこの他に次のものからなる。

(1) 突風発生装置

翼列、翼列操作盤、油圧装置、角度検出器等よりなる。詳細は文献3参照。

(2) 突風検出用熱線風速計装置

突風は模型のない場合の模型重心位置のものを基準とすべきである。しかし実際に本報告では模型のない場合の重心位置から左翼巾方向（y軸方向）500mmの位置で測定したものを基準とした。この位置と重心位置の突風気流特性の対比は文献4に示されているが、結論的には重心位置の在る測定部横中央は翼列支柱の後流に入り、この位置の左右巾50mmを除いては等しい。模型のある場合は上記位置の下方400mm（ $2\bar{c}$ 、 \bar{c} は平均空力翼弦）にX型熱線風速計検出端を置いた。信号はリニアライザ、増巾器、キャンセラ（DC成分切

* 矩形翼については参考文献(7)等の計算例がある。

除器）を通り、2成分を各々直接AD変換した他、演算器を通して水平、垂直成分を得て、これをモニタした。

(3) 動歪計と可変低域増巾器

(4) モニタ用ペンオシログラフ

(5) AD変換器と磁気テープ記録装置

AD変換器、磁気テープは突風々胴データ処理装置（文献3参照）を用いた。以上のシステムを結合ブロック図（図4）に示す。

3.2 実験条件

主流風速を20m/sに設定し、模型の対地迎え角 0° 、 5.2° （後部支柱を伸縮して設定）^{**}に対し、突風発生装置翼列駆動振動数を0.3, 0.5, 0.7, 1.0, 1.5, 2.0, 3.0, 5.0, 7.0, 10.0Hz、振巾を ± 0.05 ラジアンに設定した。またランダム波入力は周波数帯域0.5~10.0Hz、振巾は0.02ラジアン（r.m.s）である。各信号の較正は実験の前後に行ない、これらはすべてAD変換器を通してデジタルテープに記録した。実験結果整理上の実験ケース番号は表1のように定める。

4. データ処理

4.1 入力信号とAD変換

実験の計測信号はブロック図に示すように突風発生装置翼列角度、熱線風速計2チャンネル、荷重計2チャンネルの他に気流温度、静圧、動圧の合計8チャンネルをAD変換し、デジタル磁気テープに記録した。

AD変換器は1チャンネルで、信号を上記の順序で1000分の1秒置きにサンプルを行ない、各々の信号についてのサンプル間隔は100分の1秒となつている。

表1 実験 CASE

CASE	模 型	迎え角	熱線風速計位置
0-0	なし		模型セット時のC.G.位置(高さ)
0-40	なし		上記の下方40cm(3.1(2)参照)
1	全機	0°	以下CASE 0-40に同じ
2	全機	5.2°	
3	水平尾翼なし	0°	
4	"	5.2°	
5	主翼なし	0°	
6	"	5.2°	

** 迎え角 5.2° は半自由飛行で行なつた突風応答予備実験における平均迎え角（対地）で昇降舵はトリム状態（ $W_0 = 0$ で $L_2 = 0$ ）とした。

4.2 振幅と位相についてのデータ処理

磁気テープのデータは突風々洞データ処理装置(文献3参照)を用いて計算処理を行なった。

(1) 正弦波応答の場合

各振動数についての実験データの長さは20サイクル程度であり、いわゆるストレートなフーリエ変換をせず、実験振動数に対して各信号の振巾、位相を次式による調和解析により求めた。

$$R_f = \sqrt{A_f^2 + B_f^2} \quad (4.1)$$

$$\theta = \tan^{-1}(B_f/A_f) + \theta_s \quad (4.2)$$

A_f, B_f は余弦、正弦成分、 θ_s はサンプリング遅れ修正量である。 A_f, B_f は次式で得られる。

$$A_f = \frac{2}{M} \sum_{p=1}^M f_p \cos\left(\frac{2\pi C_N P}{M}\right)$$

$$B_f = \frac{2}{M} \sum_{p=1}^M f_p \sin\left(\frac{2\pi C_N P}{M}\right)$$

記号内容

f_p ; P時点の振巾(平均値よりの値)

M ; 計算点総数(整数)

$$C_N = N_s H_z M t_s \cong N_c$$

N_s ; 計算点から次の計算点までのサンプル数

H_z ; 実験振動数(ヘルツ)

t_s ; サンプリング時間(sec)

N_c ; 計算利用サイクル数(整数)

Mを1000点、 N_c は10を基準として行なった。この方法の利点はデータが短かくて済むことである。

位相については突風発生装置異列駆動信号を基準として計算し、実験ケース1,2については異列との相互相関からも求めたが、ほぼ完全に一致する結果を得た。

(2) ランダム波応答の場合

ランダム波応答の実験データをスペクトル解析した。突風気流は模型のない場合のデータを使用するので、解析は二段階になる。スペクトル解析に用いた計算式は、既報の突風応答実験の際に用いたものと同じであり、詳細は文献1の附録に既に述べた。計算上のパラメタは次の通りである。

サンプリング時間	0.05 sec
データ長さ	50 sec(1000データ)
相関の最大ラグ	2.5 sec

計算したものは、パワースペクトル密度、伝達関数(周波数応答)、線形相関(Squared Coherency)等である。

4.3 空力係数としての表現

前後の荷重計による応答 L_1, L_2 を突風応答予備実験

状態の全機重心位置(縦揺れ回転軸位置で L_1 の荷重点)での揚力 $\vec{L}_1 + \vec{L}_2$, 縦揺れモーメント $r\vec{L}_2$ として利用する場合の空力微係数表現として L_1, L_2 の向きを同方向に考え(図3参照), 熱線で検出された上下突風気流 \vec{W}_0 に対する位相遅れ角を δ_1, δ_2 として次のように定義する。

$$L_1 = \bar{L}_1 \exp\{i(\omega t - \delta_1)\} \quad (4.5)$$

$$L_2 = \bar{L}_2 \exp\{i(\omega t - \delta_2)\} \quad (4.6)$$

$$\alpha_0 \cong \vec{W}_0/U = \bar{\alpha} \exp(i\omega t) \quad (4.7)$$

ここで $i = \sqrt{-1}$, ω ; 実験円振動数, t ; 時間

従つて揚力係数, 縦揺れモーメント係数を準定常の場合の $C_{L\alpha}$ 等にて做つて $K_{L\alpha}$ 等で定義する。

$$L_\alpha = (\bar{L}_1 \cos \delta_1 + \bar{L}_2 \cos \delta_2) / \bar{\alpha} \quad (4.8)$$

$$L_\alpha' = -(\bar{L}_1 \sin \delta_1 + \bar{L}_2 \sin \delta_2) / \omega \bar{\alpha} \quad (4.9)$$

$$M_\alpha = -\bar{L}_2 r \cos \delta_2 / \bar{\alpha} \quad (4.10)$$

$$M_\alpha' = \bar{L}_2 r \sin \delta_2 / \omega \bar{\alpha} \quad (4.11)$$

$$K_{L\alpha} = L_\alpha / qS \quad (4.12)$$

$$K_{M\alpha} = M_\alpha / qS \bar{c} \quad (4.13)$$

$$K_{L\alpha}' = (L_\alpha' / qS) / (\bar{c} / 2U) \quad (4.14)$$

$$K_{M\alpha}' = (M_\alpha' / qS \bar{c}) / (\bar{c} / 2U) \quad (4.15)$$

ここで r は L_1, L_2 間の距離(0.4963m), q は主流動圧, S は主翼面積(0.282m²), U は主流速度(20m/s), \bar{c} は平均空力翼弦(0.2m)である。

主翼についての空気力の理論計算手順概要は付録に示すが、

$$Lift = 2(2\pi PU \bar{w}_0 \sum_{j=1}^N S'(y_j^*, k; s) j dS_j) \quad (4.16)$$

と表わされ、 $2 \sum_{j=1}^N dS_j = S, \bar{w}_0/U = \bar{\alpha}$ 等の関係から(4.8)~(4.15)の係数に相当する値が容易に得られる。しかし本報告では実験値との対照を $Lift/\bar{w}_0$ の形式で示す。

なお実験結果の図においては基準翼列振巾±0.05ラジアンに対し修正された値と記号を用いたが各場合の定義については次章に示す。

5. 実験結果

実験結果を図5~図27に示す。実験結果を示す図は便宜上、正弦波応答(図5~19), ランダム波応答(図20~23)に大別するがランダム波応答の図の中に対応する正弦波応答結果を数点重複させる。

5.1 正弦波応答実験結果

図5~図8にデータ整理に関係する突風気流特性について、突風応答測定部(突風カート)の問題点に関連する意味からも、模型の有無を含め各実験ケースに

互つての比較を特に荷重応答結果の前に示す。続いて図9～図19に荷重関係結果を示す。

図は表1に示した実験ケース(CASE)をパラメータとして横対数座標に実験振動数をとる。縦座標には突風発生装置翼列振巾(単振巾)0.05ラジアンに対し修正された量を用いた。翼列振巾は±0.05ラジアンの設定に対し設定において±1%, 設定後最大約±1%の変動がある。したがって、それに対応して得られた上下突風速度 w_G 、突風応答振動空気力の前部荷重計による荷重(ほぼ尾翼以外の応答) L_1 、後部荷重計による荷重(ほぼ尾翼の効果) L_2 の実験振動数成分の単振巾 $\bar{w}_G, \bar{L}_1, \bar{L}_2$ を次のように修正する。

$$\bar{\theta}_R = \bar{\theta} / \theta_r \quad (\text{無次元}) \quad (5.1)$$

$\bar{\theta}$; 翼列平均単振巾(ラジアン)

$\theta_r = 0.05$ (ラジアン)

$$\bar{w}_{GR} = \bar{w}_G / \bar{\theta}_R, \quad (\text{m/s}) \quad (5.2)$$

$$\bar{L}_{R1} = (\bar{L}_1 / \bar{\theta}_R) / \bar{w}_{GR0}, \{ \text{kg} / (\text{m/s}) \} \quad (5.3)$$

$$\bar{L}_{R2} = (\bar{L}_2 / \bar{\theta}_R) / \bar{w}_{GR0}, \{ \quad \quad \quad \} \quad (5.4)$$

\bar{w}_{GR0} ; \bar{w}_{GR} CASE 0-0, 即ち模型なしでの模型位置での突風修正振巾

位相遅れについては

φ_{RW} ; 上下突風の翼列に対する遅れ角度

δ_{L1} ; L_1 の突風(C.G位置)に対する遅れ角度

δ_{L2} ; L_2 の " "

δ'_{L2} ; L_2 の荷重点位置での推定突風に対する遅れ角度

その他 Reduced Frequency として

$$k_0 = \omega b_0 / U, \quad b_0; \text{主翼根半翼弦長} \quad (5.5)$$

$$k_c = \omega \bar{c} / 2U \quad (5.6)$$

$$k_{t0} = \omega b_{t0} / U, \quad b_{t0}; \text{尾翼根半翼弦長} \quad (5.7)$$

等を図の1部に参考として記す。

図16～19の縦座標は(4.12)～(4.15)に相当するが修正された L_1, L_2 に基づくものである。

また図11, 14には計算点を記入する。

5.2 ランダム波応答実験結果

ランダム波突風発生時の翼列角のパワースペクトル密度は図20に示すものである。図21は翼列角に対する突風気流偏角の周波数応答線図であり、前述の正弦波振動の結果も併せて図示してある。図中、破線は模型を入れた状態での主翼下400mmの位置での気流を示し、その他は模型を入れない状態のものである。

突風荷重の実験結果を上記の、模型なしの気流の周波数応答を用いて、突風気流に対する周波数応答として求めたグラフが図22および図23である。同図には

再び正弦波応答の実験結果を併せて記入してある。

なお図に用いた周波数応答の記号の意味は次の通りである。

$|G_{\theta, \alpha_g}|$ 翼列角 θ_g に対する気流偏角 α_g の周波数応答 G_{θ, α_g} のゲイン

$\angle G_{\theta, \alpha_g}$ 周波数応答 G_{θ, α_g} の位相

K_{θ, α_g}^2 周波数応答 G_{θ, α_g} に対する Squared Coherency.

$|G_{\alpha_g L_1}|$ 気流偏角 α_g に対する前方荷重 L_1 の周波数応答 $G_{\alpha_g L_1}$ のゲイン

$\angle G_{\alpha_g L_1}$ 周波数応答 $G_{\alpha_g L_1}$ の位相

$K_{\alpha_g L_1}^2$ 周波数応答 $G_{\alpha_g L_1}$ に対する Squared Coherency.

$|G_{\alpha_g L_2}|$ 気流偏角 α_g に対する後方荷重 L_2 の周波数応答 $G_{\alpha_g L_2}$ のゲイン

$\angle G_{\alpha_g L_2}$ 周波数応答 $G_{\alpha_g L_2}$ の位相

$K_{\alpha_g L_2}^2$ 周波数応答 $G_{\alpha_g L_2}$ に対する Squared Coherency.

表2に翼列角、気流偏角、前方荷重、後方荷重の r.m.s 値をまとめて示した。

6. 考 察

実験結果の配列に従つて、周波数応答特性と問題点を要約する。

まず図5～8に示した縦の突風気流特性においては振巾(図5)、翼列に対する位相遅れ(図6)共に模型位置高さ2倍平均空力翼弦下位置(以下位置と略す)ではやや異なっている。それぞれの位置においては文献2に示した以前の実験結果とその内挿値によく一致し、特に5Hzまたは7Hzで鋭い落込みを見せる点も同様である。これらの気流特性についての以前の結果との詳しい比較は別の機会に述べる。位相遅れは図25に見られるように翼列位置から20m/sの主流速度で要する到達時間遅れ($\tau_0 = 0.074$ sec)よりさらに遅れている。なお図25の $\tau_{\alpha_g} = 0.103$ sec(Ref)は文献

表2 ランダム波応答の r.m.s.

CASE NO.	1	3	5
θ_g [rad]	0.0217	0.0202	0.0202
α_g [rad]	0.0232	0.0244	0.0248
L_1 [kg]	0.632	0.431	—
L_2 [kg]	0.0727	0.0156	0.0926

2の平均値で0.113sec(Upper, Lower)は図中の矢印で示した二破線の平均である。

図7,8は下位置において模型の有無または状態が及ぼす効果を見たものである。模型の無い場合と主翼胴体のみで迎え角を有する場合(CASE 4)がほぼ似ている。同じ形態では迎え角による変化は少ない。

図9, 10は全機状態での前後の応答空気力振巾特性で、模型の無い場合の基準気流特性を参考として記入してある。迎え角 0° (図9)と 5.2° (図10)の結果はほぼ一致している。後部荷重 \bar{L}_{R2} に変化が大きい。この点については図12の考察において言及するが原因は現在までの資料からは不明である。

図11は主翼を有する各ケースについて前方荷重振巾を重ね記入し、併せて主翼のみ(図A-2)について行なつた計算振巾と比較したものである。主翼なしでの前方荷重振巾は主翼がある場合の3%以下(30グラム以下)で、水平尾翼がない場合の後方荷重振巾も30グラム以下(\bar{L}_{R2} に対しては約10%)であることから、前方荷重はほぼ主翼胴体の応答部分を受持つているといえる。従つて図11の結果としてはCASE 3, 4(水平尾翼なし)がやゝ下廻つた値を示すがほぼ重なつていて、迎え角による変化は少ない。同図横軸にReduced Frequency(記号説明は5.1節)を併記したが計算値としては非定常効果が現われ始めた領域である。実験値と計算値(完全流体揚力線理論値)とはかなり差がある。主流に対するレイノルズ数は $\bar{c}U/\nu \doteq 2.5 \times 10^5$ であることを付記する。尾翼による干渉効果は振巾の点では小さい。

図12は後部荷重振巾の主翼有無の場合を比較したものである。結果は主翼の無い場合振巾が倍加している。7Hz附近での周波数応答の落ち込みは突風気流特性の落ち込みと一致しているので風胴気流特性と関係したものと見られる。周波数応答曲線の形状は主翼の有無に対してあまり変化はない。

図13は全機模型に対する荷重位相の周波数応答(記号は5.1節参照)であるが、特に後方荷重(尾翼応答)の遅れは大きく、高周波域で変化が大きい。

図14は前方荷重の位相遅れについて尾翼の効果を見たもので、尾翼のない場合は、やゝ主翼だけについての理論値に接近する。主翼の応答空気力も位相に関しては水平尾翼の干渉が顕著である。

図15は後方荷重の位相遅れについて主翼の有無の効果を見たものである。主翼の尾翼に対する効果がより大きいことが見られる。

図16~19は(4.12)~(4.15)式に示した全機重心についての空力係数を実験結果より計算したものである。 $K_{L\alpha}$, $K_{M\alpha}$ 共に実験範囲内で符号の逆転を生じるなど、全体的に複雑である。

空力係数的表現から見ても風胴特性、支柱干渉等に対する疑問が提起されるが現在のところ他に比較するデータがなく、Sears関数の傾向と合致するとも云えない。

図21~23のランダム波実験(4.2(2), 5.2参照)結果と正弦波実験結果(図中のSinusoidalと示した点)の比較は振巾ゲインについてはよく一致している。しかし位相遅れについては全機模型の場合 L_1 , L_2 共にあまりよく一致しない。気流(図21)の場合はよく一致しているから問題は L_1 , L_2 のデータ出力と処理にあると見られるが、位相遅れを生じる可能性のあるフィルターを含む増巾器等について実験後の再検査を通じて原因を発見するに至っていない。

位相遅れについては先に述べたように相互相関との照合の他に、モニタとしたペンレコーダ記録(AD変換前の信号、例として図26を示す)による検討(図27)、位相遅れ時間による検討(図24)を行なつた。時間的には振動数の増加と共に遅れが減少しているのが見られる。

7. 結 び

以上、航空宇宙技術研究所突風々胴を用いて、クッキーエアの10分の1力学相似全機模型NM-G1を測定部中央で前後2個の荷重計に固定し、全機、水平尾翼なし、主翼なしの状態それぞれ迎え角 0° ならびに 5.2° に対し0.3~10Hzの正弦波とランダム波上下突風を加え、その空気力応答の実験を行なつたが、その実験目的、装置、データ処理、結果、ならびに理論計算との比較を示した。

実験の結果は予想以上の複雑な振巾周波数応答特性、異常に大きい位相遅れを示した。また主尾翼の相互干渉において尾翼の受ける効果が著しい。これらの点については全機模型の形状と系の周波数特性、支柱空力干渉、風胴気流特性、低レイノルズ数等の効果が重なっているものと見られる。理論計算は揚力線理論を用いて主翼のみについて行ない、実験の参考とするに止めた。主尾翼の相互干渉を含めた計算解析については揚力線理論では不十分であると考えられる。現実的な翼素理論、揚力面理論の開発と適用は今後の一目標としたい。

終りに協同執筆はされなかつたが本実験を共に行ない、風洞運転、翼列駆動操作、突風計測、ならびにデータ処理の総合指揮をして下さつた広末第5グループにこの報告をもつて謝意とするものです。

付録 E. Reissner の非定常揚力線理論の3次元テーパ翼正弦波突風応答揚力計算への応用の要約

この方法は一口で云えば E. Reissner の有限翼に対する非定常揚力線空気力理論において Theodorsen 関数の位置を Sears 関数で置きかえたもの、である。以下に、計算式として、この概要を示す。

一般的には図 A-1 に示すような任意の平面形（但し中心翼弦上の x 軸に対し左右対称で後退角は小さく適当なアスペクト比を有する）の平板翼について幾つかの仮定と方程式の操作（文献 5 参照）を経たのち、翼面上の y^* の位置において次の基本的揚力線方程式となるが要約はこの方程式より出発する。この方程式は文献 5, (7-25) 式で

$$\bar{\Omega}(y^*) + \mu(k) \frac{b}{b_0} \int_{-s}^s \frac{d\bar{\Omega}}{d\eta} K[k_0(y^* - \eta^*)] d\eta = \bar{\Omega}^\infty(y^*) \quad (\text{A-1})$$

ここで $\bar{\Omega}(y^*)$ は y^* 位置における翼のまわりの循環、 b は y 位置の半翼弦、 b_0 は中心部の半翼弦、 $y^* = y / b_0$ 、 η^* は y^* の移動座標、 $s = \text{半翼幅} / b_0$ 、 $\bar{\Omega}^\infty(y^*)$ は y^* 位置での 2 次元翼循環で次式で表わされる。

$$\bar{\Omega}^\infty(y^*) = 4 \frac{b}{b_0} e^{ik_m} \int_{-1}^1 \frac{\sqrt{(1+\xi^*) / (1-\xi^*)} \bar{w}_s(\xi^*, y^*) d\xi^*}{\pi i k [H_1^{(2)}(k) + i H_0^{(2)}(k)]} \quad (\text{A-2})$$

ここで $k = \omega b / U$ 、即ち y^* 位置での Reduced Frequency、 ω は正弦波空気力の円振動数、 U は対気速度である。また $k_m = (k_0 / 2b)(x_t + x_1)$ 、 x_t 、 x_1 は図 A-1 参照、 $k_0 = \omega b_0 / U$ 、である。また ξ^* は x^* の移動座標 $x^* = x / b$ 、 $H_1^{(2)}(k)$ 、 $H_0^{(2)}(k)$ は Hankel 関数である。

$\bar{w}_s(\xi^*, y^*)$ は翼幅 y^* 位置で翼弦 ξ^* 位置での垂直方向気流速度で正弦波突風に対しては次のように表わされる。

$$\bar{w}_s(\xi^*, y^*) = -\bar{w}_G e^{-ik\xi} \quad (\text{A-4})$$

但し突風は上向き正、 \bar{w}_s も方向は上向き正である。

\bar{w}_G は正弦波突風 \bar{w}_G の単振幅で

$$\bar{w}_G = \bar{w}_G e^{i\omega(t - \frac{x}{U})} = \bar{w}_G e^{i\omega t - ik\xi^*} \quad (\text{A-4})$$

このとき (A-2) 式の翼弦に関する積分値は

$$\pi J_0(k) - \pi i J_1(k) \text{ となるから,} \\ \bar{\Omega}^\infty(y^*) = 4 \pi \frac{b}{b_0} e^{ik_m} \bar{w}_G \mu(k) \quad (\text{A-5})$$

$$\mu(k) = \frac{[J_0(k) - i J_1(k)]}{\pi i k [H_1^{(2)}(k) + i H_0^{(2)}(k)]} \quad (\text{A-6})$$

となる。さらに (A-1) 式における $K(k_0(y^* - \eta^*))$ は Cicala の関数と呼ばれ $k_0(y^* - \eta^*) = q$ とおき

$$K(q) = \frac{k_0}{q} - \frac{ik_0}{q} \int_0^\infty e^{-i\lambda} \left[1 + \frac{|q| - \sqrt{\lambda^2 + q^2}}{\lambda} \right] d\lambda \quad (\text{A-7})$$

なる内容を持つ（物理的には後流効果の無限遠積分）(A-1) 式の $\bar{\Omega}(y^*)$ 、 $\bar{\Omega}^\infty(y^*)$ 共に複素数で $\bar{\Omega}(y^*)$ なる循環が求められるならば揚力が求められる。このため $\bar{\Omega}(y^*)$ を n 個の未知係数を待つ多項式に置き、 N 個の未知数に対応して翼幅方向に N 個の y^* 点を考えると (A-1) 式は N 個の未知数を含む N 個の連立方程式となり、これを解いて N 個の未知数の値が定まる。左右対称な揚力分布 $\bar{\Omega}(y^*)$ を仮定し、

$$y^* = s \cos \phi, \quad \eta^* = s \sin \theta \quad (\text{A-8})$$

なる座標変換を行ない、($0 \leq \phi \leq \pi$, $0 \leq \theta \leq \pi$)、

$$\bar{\Omega}(y^*) \rightarrow \bar{\Omega}(\phi) = \sum_{n=1}^N K_n \frac{\sin(2n-1)\phi}{2n-1} \quad (\text{A-9})$$

(A-8)、(A-9) を (A-1) 式に代入すると、やや面倒な整理の結果次の N 個の連立方程式を得る。

$$\sum_{n=1}^N K_{n,j} \left\{ \frac{\sin(2n-1)\phi_j}{2n-1} + \frac{b}{b_0} \frac{\pi}{s} \mu(k) \left[\frac{\sin(2n-1)\phi_j}{\sin \phi_j} + \frac{ik_0 s}{\pi} \int_0^\pi \frac{\cos \phi_j - \cos \theta}{k_0 s |\cos \phi_j - \cos \theta|} F(k_0 s |\cos \phi_j - \cos \theta|) \cos(2n-1)\theta d\theta \right] \right\} \\ = 4 \pi \frac{b}{b_0} e^{ik_m} \bar{w}_G \mu(k) \quad (j = 1, 2, \dots, N) \quad (\text{A-10})$$

ここに $F(k_0 s |\cos \phi_j - \cos \theta|)$ は () 内を x とおくと

$$F(x) = \int_0^\infty e^{-i\lambda} \left[\frac{1}{x} + \frac{1}{\lambda} - \frac{\sqrt{\lambda^2 + x^2}}{\lambda x} \right] d\lambda \quad (\text{A-11})$$

で、これは (A-7) の変形したもので同じく Cicala の関数と呼ばれる。 $F(x)$ は解析的には積分できず数値積分を行なって（被積分関数の初期値は $\lambda \rightarrow 0$ で、 $(x^{-1} + oi)$ 、 $\lambda \rightarrow \infty$ で 0 になる、また $F(x)$ は $x \rightarrow 0$

で $(-1, x-0.391, 2-\frac{\pi}{2}i)$ に収斂する) 求めるしかない。(A-10)式に含まれる積分は $\cos \phi_j - \cos \theta = 0$ の点を特異点として含むためこの近傍では上記の収斂値を用いたCauchyの主値をとる積分を併せ行なり。Cicalaの関数の積分は(実際上は近傍を細分する結果)高速度計算機を用いてもかなりの時間を要する。(本報告での計算の場合図A-2に示すような主翼について、 $N=10$ 、積分中の θ の点を中心を含め21点、さらに ϕ_j の近傍区間を10等分して1実験ケース合計121点とり各点についてCicalaの積分を 5×10^4 点について行なった。この1実験ケース当りの計算所要時間はFACOM-230-60を用いて約3時間を要した)

(A-10)式を解いて N^2 個の複素係数マトリクス $[K_{ij}]$ を得る。したがって循環分布 $\bar{\Omega}(y^*)$ が定まる。

ここで3次元修正されたSears関数として $S'(y^*, k; s)$ を考え(3次元の効果を含む意で s を加えている)2次元Sears関数(既知)を $S(y^*, k)$ で表わすとき、振動翼理論のTheodorsen関数の関係に倣って

$$\frac{S'(y^*, k; s)}{S(y^*, k)} = \frac{\bar{\Omega}(y^*)}{\bar{\Omega}^0(y^*)} \quad (A-12)$$

なる関係を仮定し、これを用いて計算座標より見た場合、 $S(y^*, k) \rightarrow S(k)e^{ikx}$

$$S'(y^*, k; s) = \{\bar{\Omega}(y^*)/\bar{\Omega}^0(y^*)\} S(k)e^{ikx} \quad (A-13)$$

となる。従って揚力、モーメントはこれを翼幅に亘って積分して得られる。揚力を L 、原点まわりのモーメントを M_0 とすると

$$L = 2 \{ 2\pi \rho U \sum_{j=1}^N [b_j S'(y^*, k; s)]_j dy_j \} \bar{w}_0 e^{ikx} \quad (A-14)$$

$$M_0 = 2 \left[2\pi \rho U \sum_{j=1}^N [b_j S'(y^*, k; s)]_j dy_j \left\{ \frac{b}{2} - (x_1 + x_1) \right\}_j \right] \bar{w}_0 e^{i\omega t} \quad (A-15)$$

となる。なおSearsの関数 $S(k)$ は次式で与えられる。 $S(k) = C(k) \{J_0(k) - iJ_1(k)\} + iJ_1(k)$ (A-16)

$$C(k) = H_1^{(2)}(k) / \{H_1^{(2)}(k) + iH_0^{(2)}(k)\} \quad (A-17)$$

* (A-1)式以前の式に $\bar{\Omega}(y^*)$ を代入して直接的に圧力分布を計算することも出来る。

参 考 文 献

1. 松下沈, 西村博史; 突風風洞での突風応答予備実験, 航技研資料TM-240, 1973年5月。
2. 松下沈, 西村博史; 突風風洞での突風応答予備実験(その2), 航技研資料TM-261, 1974年5月。
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, 航技研報告TR-335, 1973
4. 高橋侔; 突風風洞の気流測定について, 航技研資料TM-239, 1973.
5. Sears, W.R.; Some Aspects of Non-Stationary Airfoil Theory and Its practical Application, Journal of Aeronautical Science Vol.8, 1941.
6. Bisplinghoff, Ashley, Halfman; Aeroelasticity, E.Reissner Editor, Addison-Wesley Pub.Co. 1957. Sect.7-2.
7. 前田弘, 小早川命; 翼の突風応答に関する研究, 第4報3次元剛体翼の応答, 日本航空宇宙学会誌, 第20巻220号, 1972.

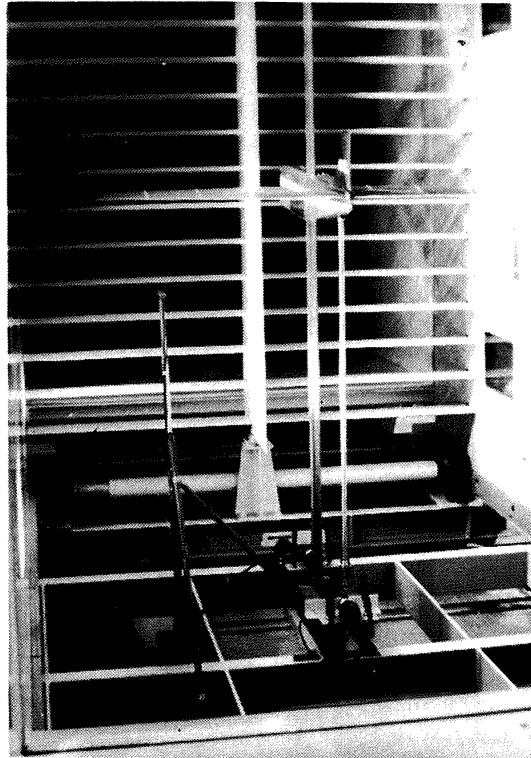


図 1 模型支持状態

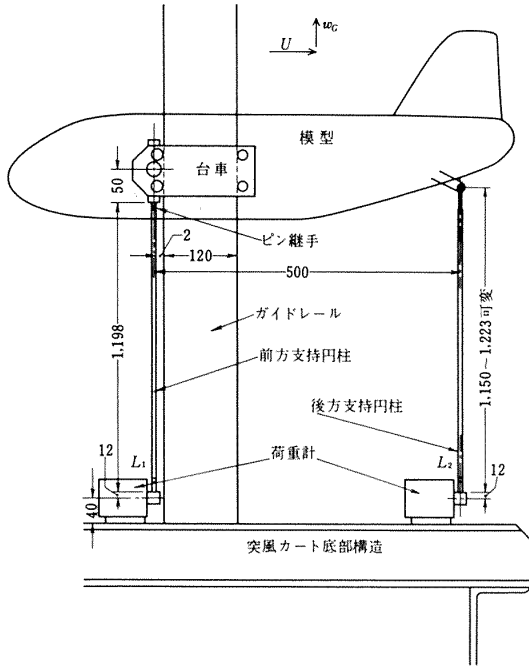


図 2 模型支持概略

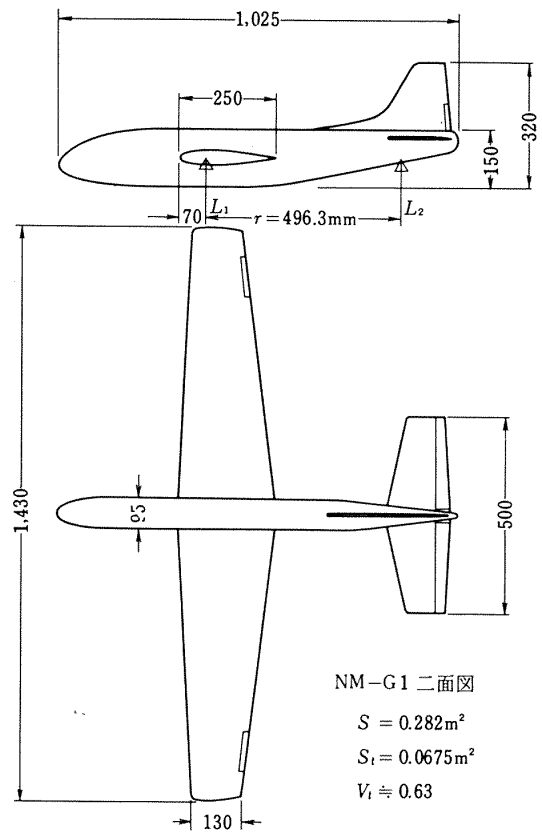


図 3 模型二面図

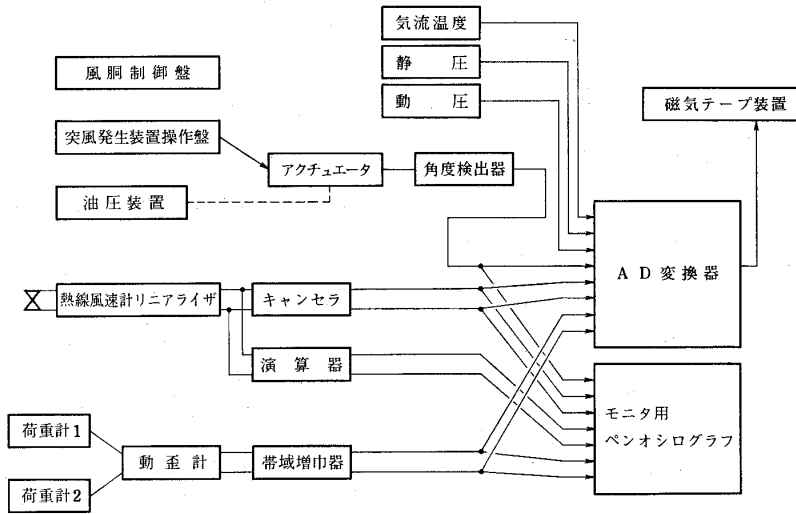


図 4 実験装置ブロック線図

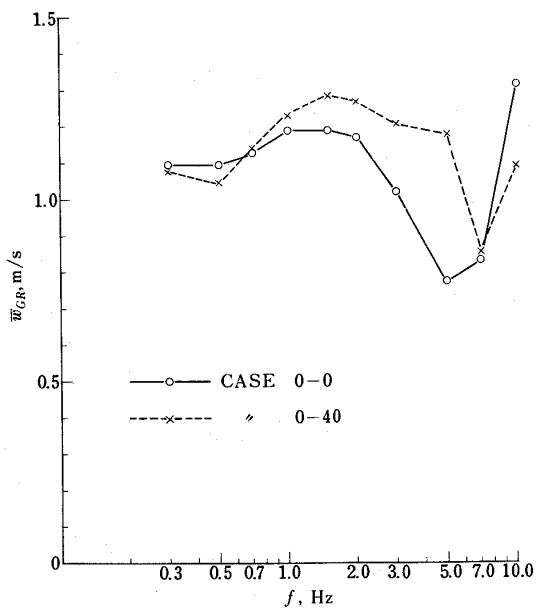


図 5 縦正弦波突風修正振幅 (横型なし) \bar{w}_{GR}

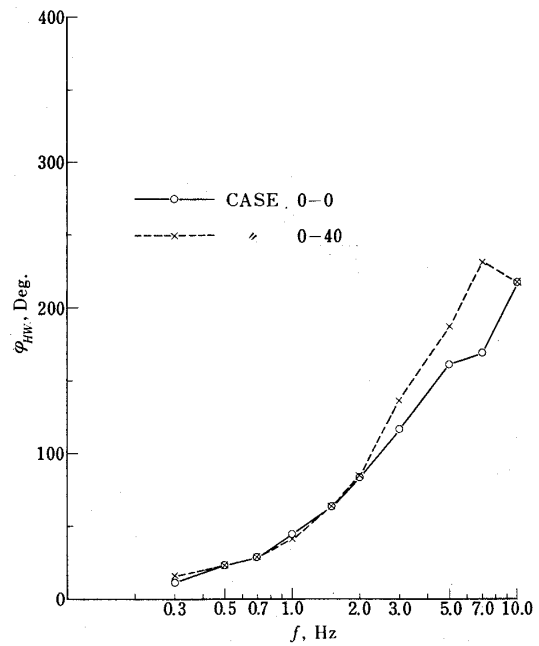


図 6 縦正弦波突風位相 (対翼列, 模型なし) ϕ_{HW}

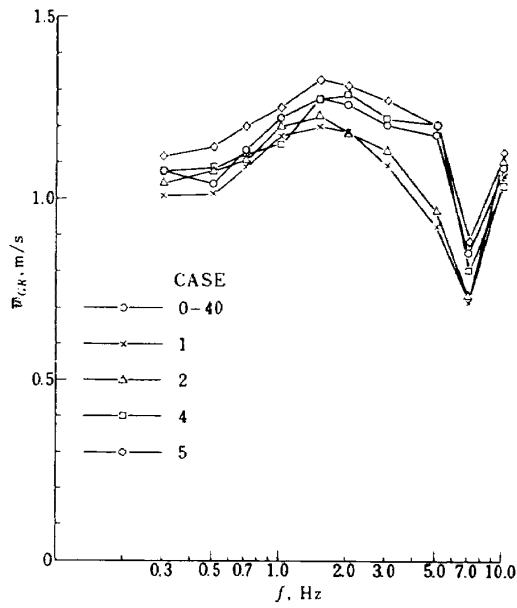


図 7 縦正弦波突風修正振幅(下位置) \bar{w}_{GR}

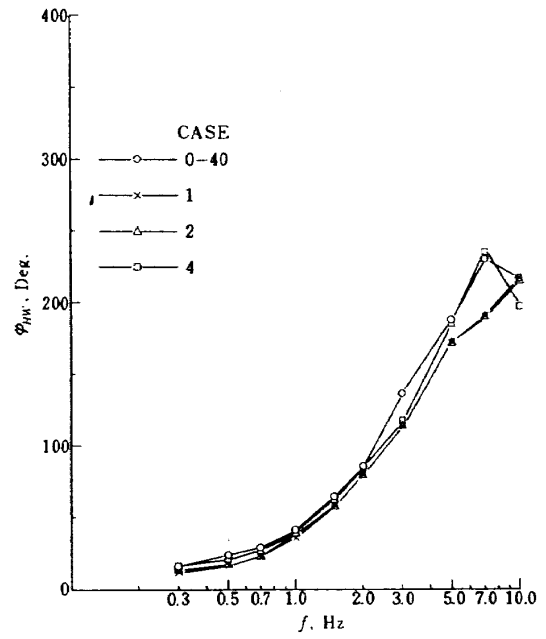


図 8 縦正弦波突風位相(对翼列, 下位置) ϕ_{HW}

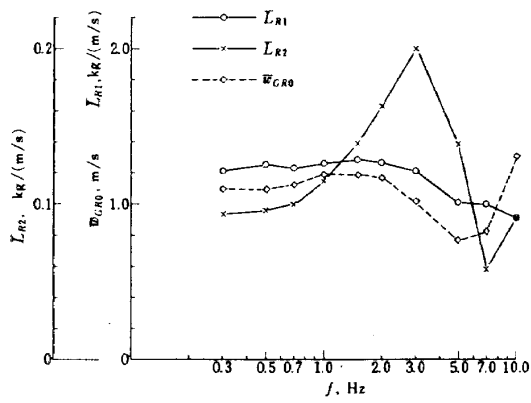


図 9 正弦波突風応答修正荷重振幅 $\bar{L}_{R1}, \bar{L}_{R2}$
(CASE 1, $\alpha = 0^\circ$)

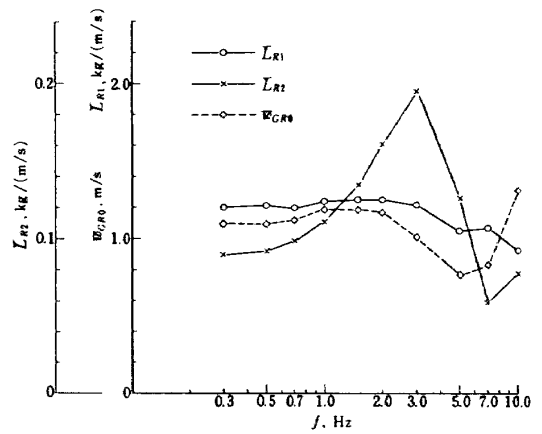


図 10 正弦波突風応答修正荷重振幅 $\bar{L}_{R1}, \bar{L}_{R2}$
(CASE 2, $\alpha = 5.2^\circ$)

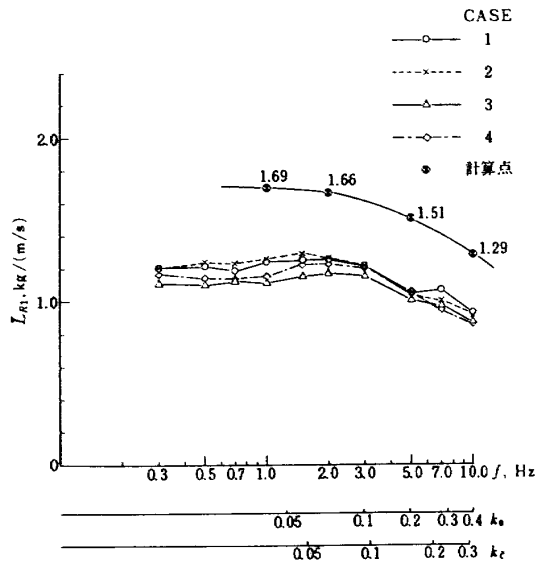


図 11 \bar{L}_{R1} についての各ケースと計算値の比較

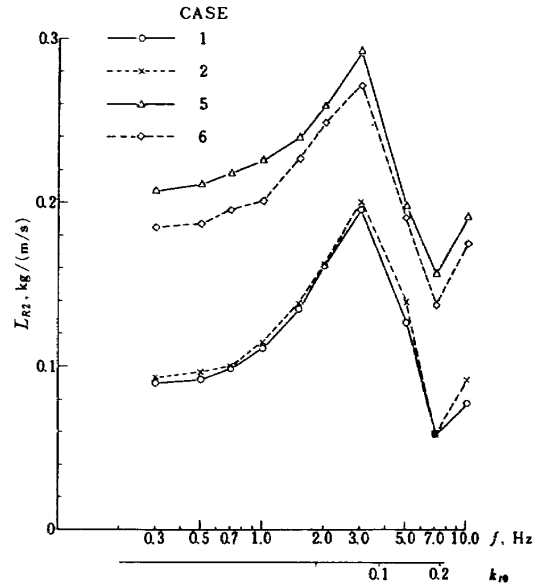


図 12 \bar{L}_{R2} についての各ケースの比較 (主翼の干渉量)

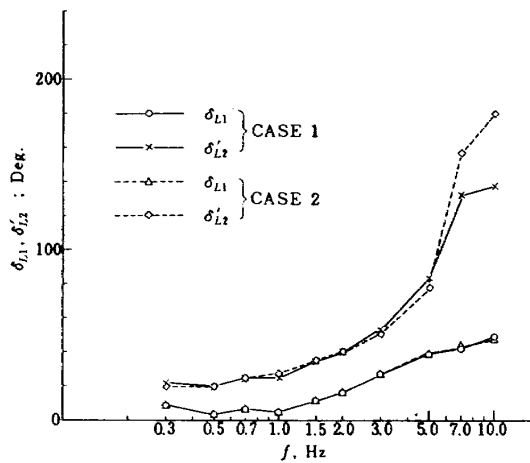


図 13 全機模型の正弦波応答 L_1, L_2 の対 w_0 位相遅れ δ_{L1}, δ_{L2}

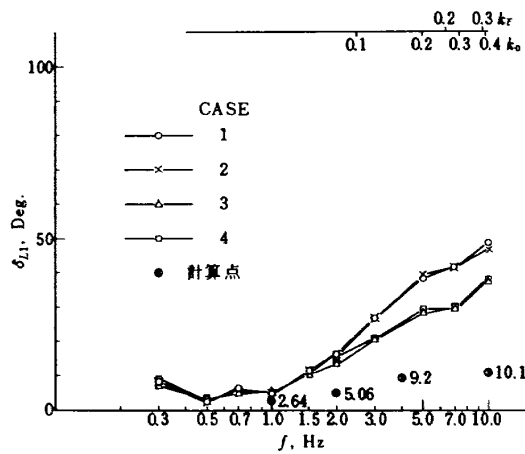


図 14 δ_{L1} の各ケースと計算値の比較

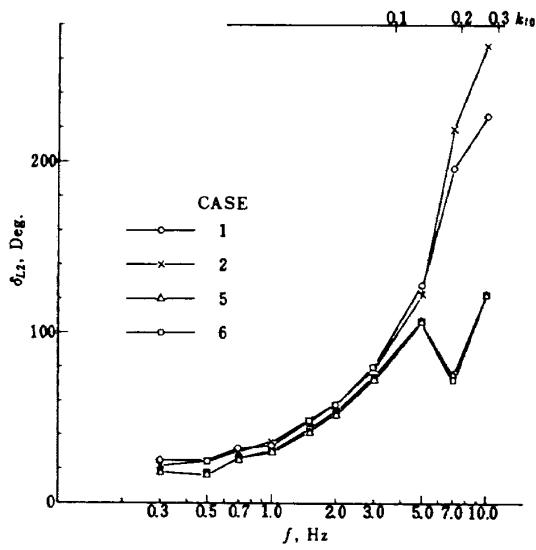


図 15 δ_{L_2} の各ケース比較

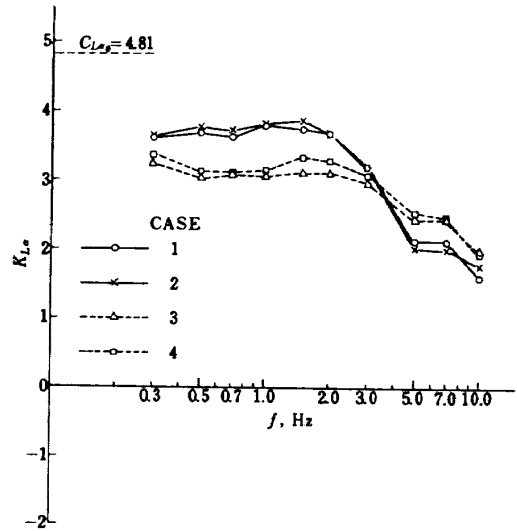


図 16 K_{L_2}

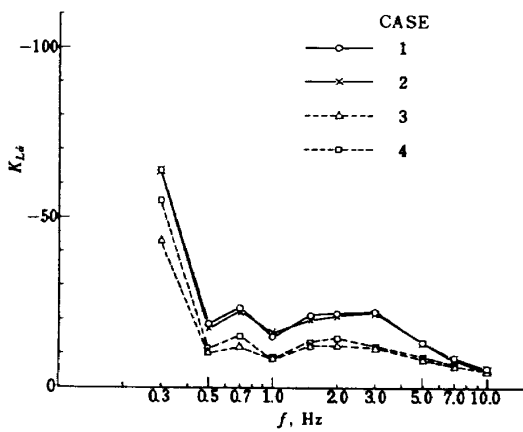


図 17 K_{L_3}

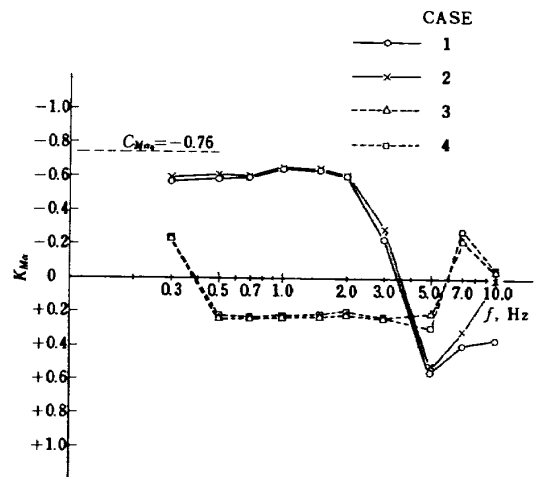


図 18 K_{M_3}

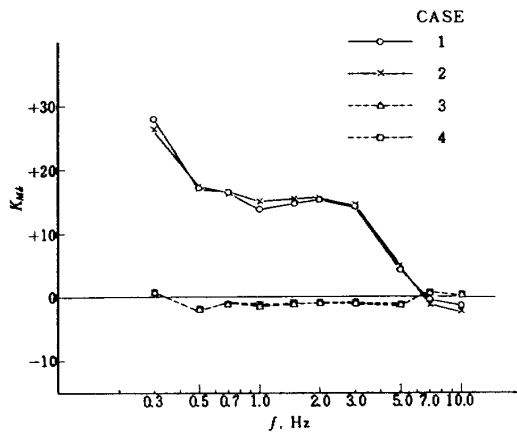


図 19 K_{Md}

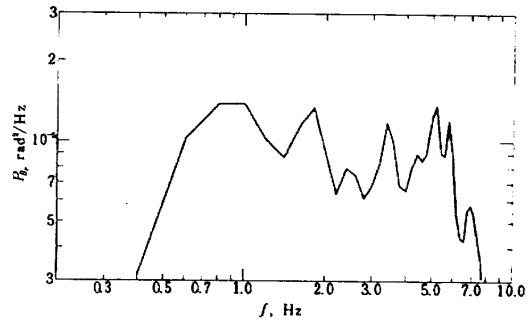


図 20 ランダム波応答翼列駆動
パワースペクトル $P_{\theta c}$

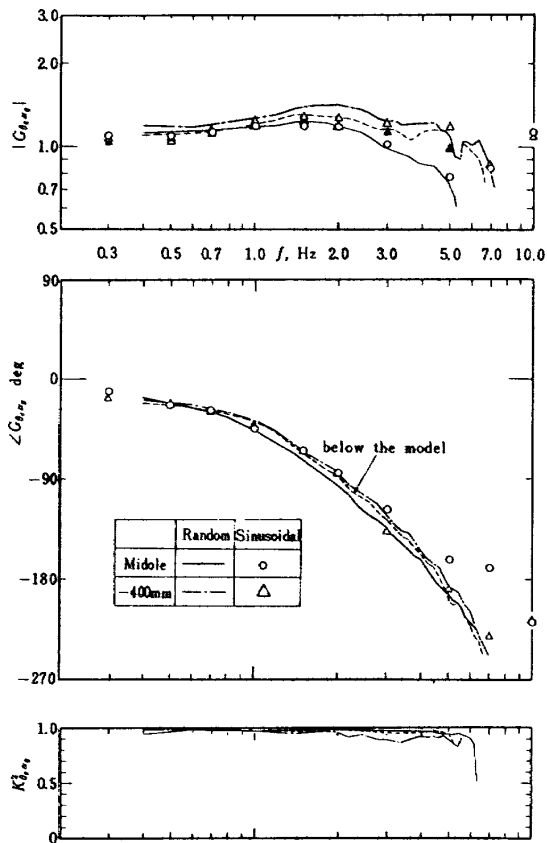


図 21 ランダム縦突風気流特性

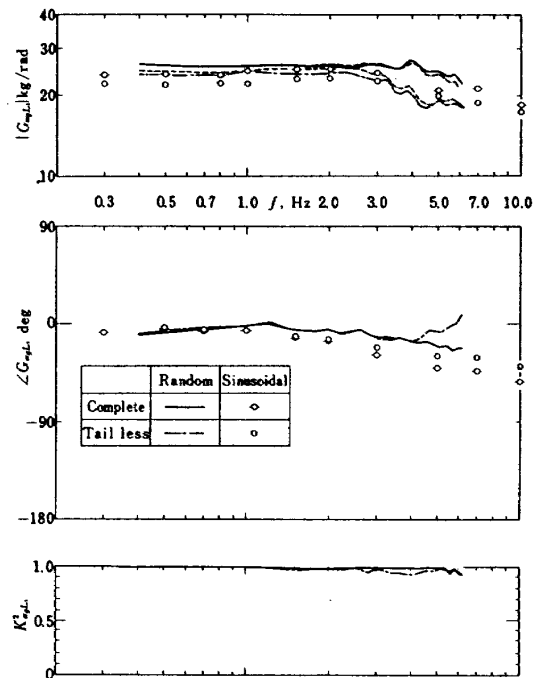


図 22 ランダム応答前方荷重特性

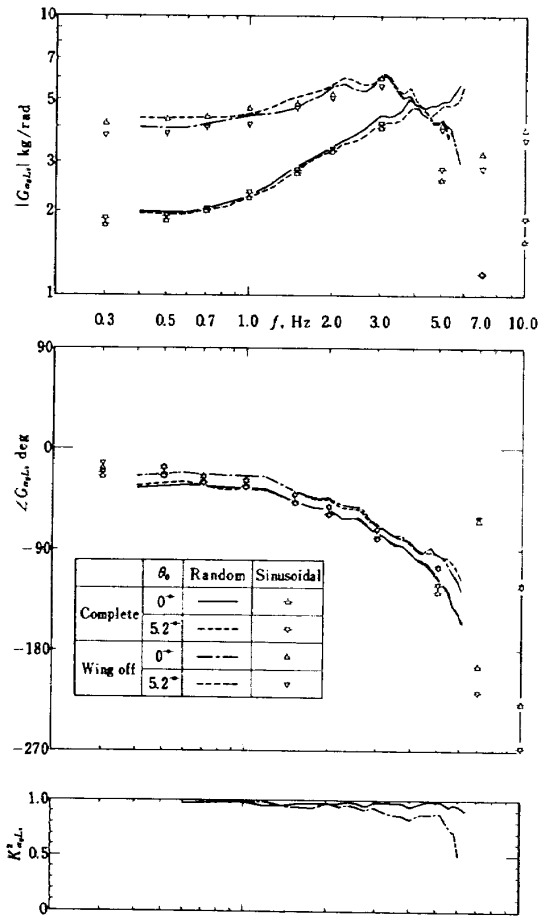


図 23 ランダム応答後方荷重特性

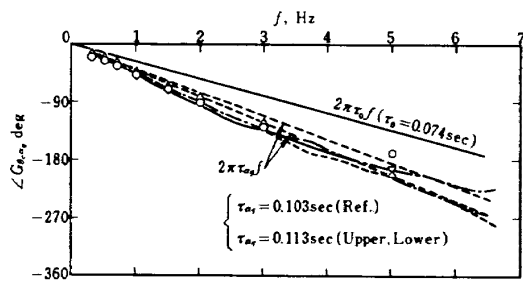


図 25 気流試験データ

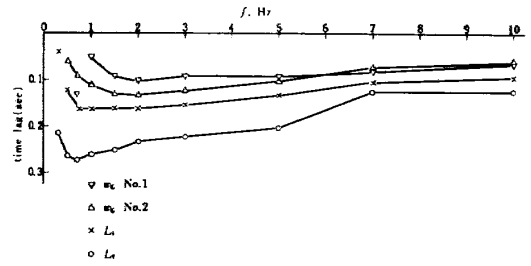


図 24 位相遅れの時間表現 ($\alpha = 0^\circ$)

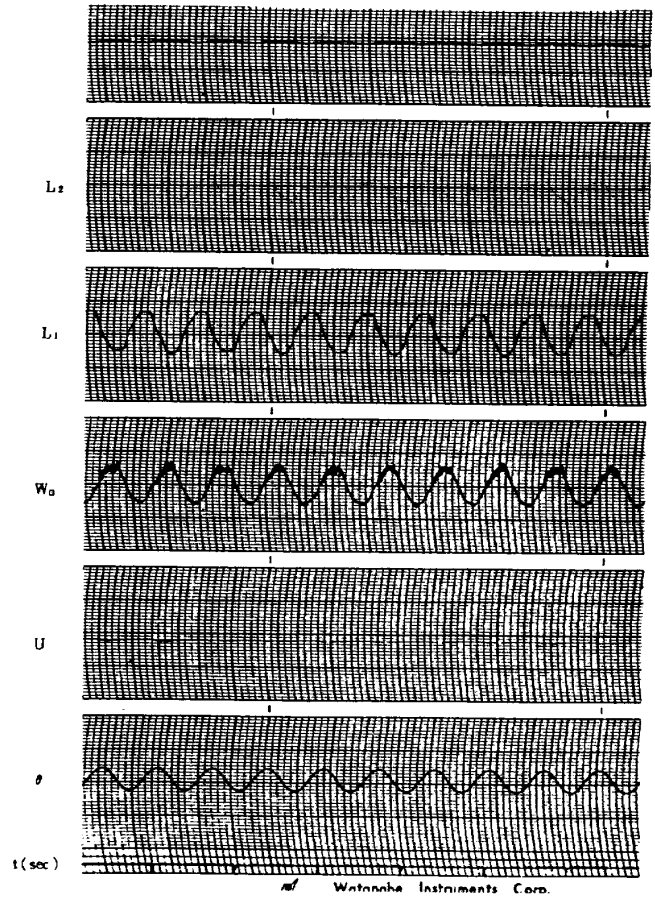


図 26 ペンオシログラフ (モニタ) 記録 1.5 Hz $\alpha = 5.2^\circ$

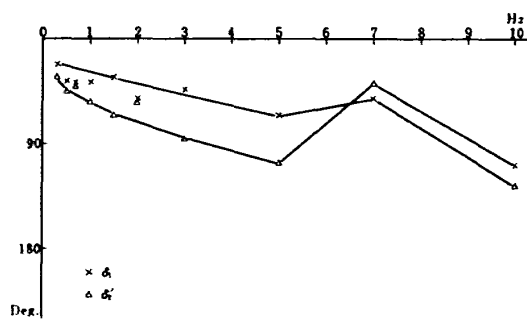


図 27 ペンレコーダより目測した δ_1, δ_2

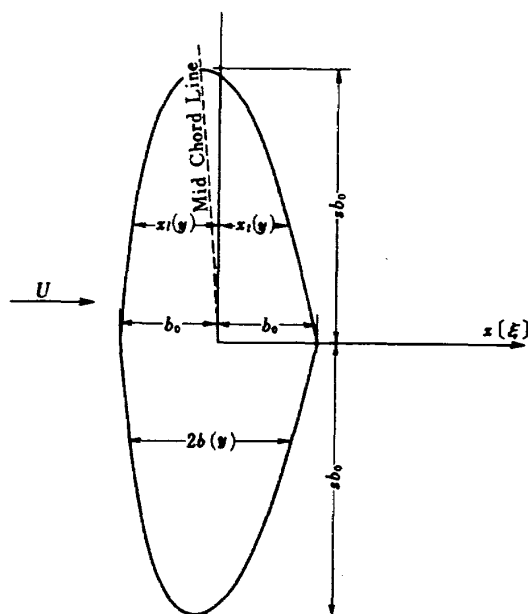


図 A-1 一般的平板翼に対する計算の座標

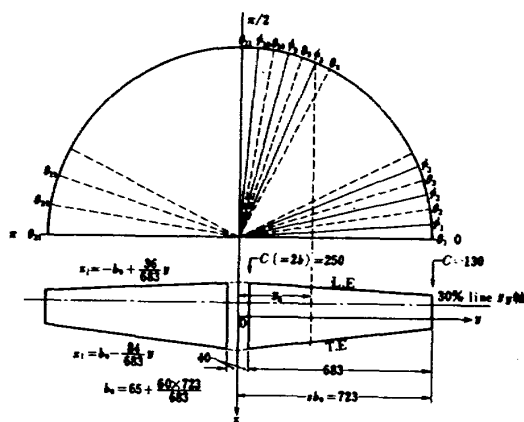


図 A-2 計算を行なった翼と座標

航空宇宙技術研究所報告399号

昭和50年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(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
