

ISSN 0389-4010  
UDC 629.7.018.4  
681.3.01

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1179

超音速デルタ翼の振動特性と安定限界の推定

第2報

非定常な不規則応答の局所定常時系列解析

峯 岸 正 勝 ・ 安 藤 泰 勝 ・ 松 崎 雄 嗣  
江 尻 宏 ・ 榊 原 盛 三 ・ 野 田 順 一  
石 田 清 道 ・ 関 根 英 夫 ・ 楯 篤 志  
渡 辺 光 則

1992 年 9 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. 序 論 .....	2
2. 理論の概要 .....	3
3. 翼模型 .....	4
4. 解 析 .....	6
4.1 振動解析 .....	6
4.2 フラッタ解析 .....	7
5. 試 験 .....	9
5.1 振動試験 .....	9
5.2 風洞試験 .....	10
6. 翼模型衝撃防止装置 .....	11
7. 推定結果 .....	14
8. 結 論 .....	18
謝 辞 .....	18
参考文献 .....	19

# 超音速デルタ翼の振動特性と安定限界の推定

## 第2報

### 非定常な不規則応答の局所定常時系列解析\*

峯 岸 正 勝<sup>\*1</sup>    安 藤 泰 勝<sup>\*1</sup>    松 崎 雄 嗣<sup>\*2</sup>  
江 尻        宏<sup>\*3</sup>    榊 原 盛 三<sup>\*4</sup>    野 田 順 一<sup>\*4</sup>  
石 田 清 道<sup>\*4</sup>    関 根 英 夫<sup>\*4</sup>    楯        篤 志<sup>\*4</sup>  
渡 辺 光 則<sup>\*4</sup>

## Estimation of Critical Values and Vibration Characteristics on Supersonic Delta Wings

### Part 2

### Locally-Stationary Time Series Analysis of Nonstationary Random Responses

Masakatsu MINEGISHI, Yasukatsu ANDO,  
Yuji MATSUZAKI, Hiroshi EJIRI,  
Seizou SAKAKIBARA, Junichi NODA,  
Kiyomichi ISHIDA, Hideo SEKINE,  
Atsushi TATE and Mitsunori WATANABE

### ABSTRACT

A locally-stationary time series analysis of nonstationary random responses in delta wings under supersonic conditions is presented. Since the partially-supported cantilever delta wings failed during supersonic blowdown wind tunnel tests employing the injection and rejection systems, a safety device was introduced to prevent such failures. This enabled wing response data to be obtained from a test blow in

---

\* 平成4年7月1日 受付 (received 1 July 1992)

\*1 機体部 (Airframe Division)

\*2 客員研究官、名古屋大学 (Visiting Researcher; Department of Aeronautical Engineering, Nagoya University, nagoya 464, Japan)

\*3 構造力学部 (Structural Mechanics Division)

\*4 空気力学部 (Aerodynamics Division)

which the dynamic pressure was increased at a constant speed with the Mach number being fixed. Estimated results indicated that the wing's critical values could be determined by applying the locally-stationary autoregressive process.

**Keywords :** wind tunnel test, supersonic delta wing, vibration, flutter, nonstationary random responses

## 概 要

超音速デルタ翼の固定条件を変えた翼模型を設計し、振動試験と風洞試験を実施した。風洞試験で取得した翼の不規則応答データを著者らが開発した時系列解析システムのフラッタ限界値推定法に適用し、複雑な翼の特性の推定を行った。試験においては片持ち固定したデルタ翼模型の固定部分の割合が 50% C (% C は完全固定を 100 とする翼の固定割合を表す) に近くなると、翼の破損を伴う困難な問題が発生した。この対策の一つとして翼模型衝撃防止装置を開発し試験に用いた。装置の効果は極めて有効で翼の破損を防止し、更にフラッタ抑止にも機能した。ここで、デルタ翼模型のフラッタ限界値の推定は設定した試験動圧範囲をスweepする 1 RUN の非定常な風試で取得した不規則応答データを局所定常時系列解析システムに適用し、精度良く行うことができた。

## 1. 序 論

超音速デルタ翼は翼の固定条件によって振動および空力弾性特性が複雑に変化し、フラッタの連成モードも 1 次と 2 次の低次連成から 2 次と 3 次の振りの卓越したモードが低次の曲げモードと入れ替わる高次連成モードに変化する場合があることが知られている (参考文献 [1] の第 3 表および第 6 図を参照)。

第 1 報では、著者らが既に大型電子計算機上で実用化している自己回帰 (autoregressive ; AR) モデルによるフラッタ限界値推定法を振動試験および風洞試験の現場で試験中に実行するためのシステムとして、パーソナルコンピュータから成るオンライン時系列解析システムに構築した。また、超音速デルタ翼の固定部分の割合を変えた翼模型を用いてマッハ数 2.5 のサブクリティカルな風洞試験を実施し、ここで取得した定常な不規則応答データを開発したオンラインシステムに適用してフラッタ限界値の推定を行い、開発したシステムの実用性を確認した [2]。しかし、マッハ数 2.5 の風洞試験において翼模型の設計フラッタ限界値が試験の動圧範囲より相当高かったため、安

定限界を予知することができなかった。

第 2 報では、風洞試験において実際にフラッタ限界値の確認ができることを目的に、新たな翼模型を設計・製作し、振動試験と風洞試験を行った [3, 4]。設計した翼模型は大別して 3 種類であり、最初の種類は風洞試験において試験の動圧範囲の上限または限界を越えているもので試験中にはフラッタを発生し難いものである。次の種類は低次連成モードによってフラッタを発生するものであり、最後の種類は高次連成モードによってフラッタを発生するものをそれぞれ想定して設計した。

翼模型の設計にあたっては、第 1 報の場合の試験結果と比較検討することも考慮して、翼形状および材質を同等程度とした。ここで、材質は同じアルミニウム合金 (2024-T 3) を選定し、翼幅を同等程度として、フラッタ限界値を低下させるためには翼厚を薄くする必要がある。その結果、翼模型は固有振動数が低下し、風洞試験において大振幅の振動を発生するため、切欠き先端部分の応力集中により破損または大変形し易くなる。このため、同一翼模型を繰り返し用い、段階的に試験動圧を上昇して実施する定常な風試によるフラッ

タ限界値推定法による試験は不可能であることが分かった。ここで、フラッタ限界値を推定するための試験方法としてマッハ数2.5の1 RUN中に設計した試験動圧範囲をスweepする非定常な風洞試験を行い、ここで得られた一回の不規則応答データからフラッタ限界値を求めることとした。

今回設計したデルタ翼模型のうち、最後の種類に分類される高次連成フラッタを想定した模型はその他の種類の模型に比べて予測フラッタ限界値が低く破損し易いため、風洞起動時の空気の擾乱による初期衝撃により大振幅に加振され破損した。通常の場合、翼模型はこの時点で模型出し入れ装置内に格納されており、起動時の初期衝撃を緩和できるようにしている。しかし、この翼模型の場合には、風洞測定部壁にある模型出し入れ装置用の窓からの擾乱気流をも考慮しなければ風洞試験を実施することはできない。この対策としては、風洞測定部壁にある窓を塞ぐことが最良な方法であるが技術、経費両面から即座に解決することはできない。この対策の一手段として、擾乱気流から翼模型の破損を防止する衝撃防止装置を開発した。この装置を利用して風洞試験を行った結果、いずれの模型も設計通りにフラッタを発生し、フラッタ限界値を確認することができた。それぞれの翼の1 RUNの非定常な不規則応答データをARモデルによる局所定常時系列解析のフラッタ限界値推定法〔5, 6〕に適用し、デルタ翼の振動数、減衰係数比、Juryの安定条件〔8〕の特性を推定し、更に、その安定条件からフラッタ限界値を精度良く推定することができた。

本報告は設計した超音速デルタ翼模型の振動解析とフラッタ解析および振動試験とフラッタ試験を行い、翼模型の固定条件の変化による各種特性を風洞試験で得られた1回の非定常な不規則応答データからARモデルによる局所定常時系列解析のフラッタ限界値推定法に適用して示した。

## 2. 理論の概要

非定常な不規則応答データのARモデルによる局所定常時系列解析のフラッタ限界値を推定する理論の詳細は、参考文献〔5, 7〕を参照する

ものとするが、ここではその概要を示す。

局所定常の過程では、応答の時系列データ  $\{y(n)\}$ ,  $n=1 \sim N$  を任意の等しい短区間に区切った場合、擾乱気流による入力と翼の空力弾性特性の変化が急激ではなく、全体的には非定常であるが各短区間内では定常な局所定常と仮定し、以下の自己回帰ARモデルの局所定常過程を用いる。

いま、時系列データ

$$\{y(1), y(2), \dots, y(n_1)\} \quad (1)$$

に基づいて、自己回帰モデルAR<sub>0</sub>が得られており、次に $n_2$ 個の時系列データ

$$\{y(n_1+1), y(n_1+2), \dots, y(n_1+n_2)\} \quad (2)$$

があり、2つのデータによる時系列データ  $\{y(1), y(2), \dots, y(n_1), y(n_1+1), \dots, y(n_1+n_2)\}$  が定常であると仮定した自己回帰モデルAR<sub>1</sub>は

$$\sum_{m=0}^{M_1} b_1(m) y(n+m) = x_1(n), \quad n=1, \dots, n_1+n_2 \quad (3)$$

を考える。 $x_1(n)$  は  $N(0, \sigma_1^2)$  のガウス性白色雑音とする。このときの最大尤度推定値  $\hat{b}_1(m)$ ,  $\hat{\sigma}_1^2$  によって求められるAIC(赤池の情報量基準)は、

$$AIC_1 = (n_1+n_2) \log_e \hat{\sigma}_1^2 + 2(M_1+1) \quad (4)$$

により評価される〔7〕。

時系列データ(1)式と(2)式の2つの自己回帰モデルAR<sub>0</sub>とAR<sub>2</sub>は

$$\begin{aligned} \sum_{m=0}^{M_1} b_0(m) y(n+m) &= x_0(n), \quad n=1, 2, \dots, n_1, \\ \sum_{m=0}^{M_2} b_2(m) y(n+m) &= x_2(n), \quad n=n_1+1, \dots, n_1+n_2 \end{aligned} \quad (5)$$

を考える。 $x_0(n)$ ,  $x_2(n)$  は夫々分散  $\sigma_0^2$ ,  $\sigma_2^2$  のガウス性白色雑音とする。この2つのモデルの最大尤度推定値  $\hat{b}_0(m)$ ,  $\hat{b}_2(m)$ ,  $\hat{\sigma}_0^2$ ,  $\hat{\sigma}_2^2$  によ

て求められるモデルの  $AIC$  は,

$$AIC_2 = n_1 \log_e \hat{\sigma}_0^2 + n_2 \log_e \hat{\sigma}_2^2 + 2(M_0 + M_2 + 2) \quad (6)$$

により評価される。ここで、 $M_0$ 、 $M_2$  は (5) 式で考える 2 つの区間から推定されるモデルの次数であり、この区間でデータの特性変化が小さい場合には  $M_2 = M_0$  である。

最小  $AIC$  基準から、 $AIC_1 < AIC_2$  の時は、自己回帰  $AR_1$  モデルを、 $AIC_1 > AIC_2$  の時は、この時系列データの区間でモデルが変化したものとして自己回帰  $AR_2$  モデルを最新のモデルとする。一般的な関係として前者の場合を  $J = M_1$ 、後者の場合を  $J = M_2$  とする。(3) 式、(5) 式に  $z$  変換を適用すると、

$$\begin{aligned} \sum_{m=0}^{2J} b(m) z^m [Y(z) - \sum_{j=0}^{m-1} Y(j) z^{-j}] \\ = [X(z) - \sum_{j=0}^{m-1} X(j) z^{-j}] \end{aligned} \quad (7)$$

となる。ここで  $Y(z)$  と  $X(z)$  は夫々、 $y(n)$  と  $x(n)$  の  $z$  変換である。伝達関数  $H(z)$  は

$$H(z) = 1 / \sum_{m=0}^{2J} b(m) z^m \quad (8)$$

で与えられる。特性方程式は

$$G(z) = \sum_{m=0}^{2J} b(m) z^m = 0 \quad (9)$$

である。

離散時間の系の Jury の安定条件 [8] に従って、この翼の空力弾性の系が安定であるためには

$$G(1) > 0, G(-1) > 0 \quad (10)$$

であり、かつ

$$\begin{aligned} F^\pm(m) = |A_m \pm B_m| > 0, m=1, 3, \\ \dots, 2J-1 \end{aligned} \quad (11)$$

である。ここでの  $A_m$ 、 $B_m$  は省略する (詳しくは文献 [5, 6, 8] を参照)。

安定限界の推定は (10) 式、(11) 式の各安定パラメタの値の正の値が限界値に対する安定余裕であると判定し評価する。安定パラメタに最小 2 乗法による曲線の当てはめ外挿を行い、最も低い正の限界値を推定した安定限界値としている。

この  $AR$  過程による手法を非定常な擾乱気流による超音速デルタ翼の不規則応答に適用し、局所定常解析を行う。

### 3. 翼模型

翼模型は超音速準定常空気力を用いた有限要素法によりフラッタ解析を行い、風洞試験において各々、次のような条件でフラッタを発生する翼を設計した。

(A) 風洞の試験動圧の上限または限界を越える範囲でフラッタを発生する翼

(B) 低次連成モードでフラッタを発生する翼

(C) 高次連成モードでフラッタを発生する翼

ここで、デルタ翼模型はこの 3 種類の翼に対し、特性を僅かに変えた各 2 組と (C) の種類の予備試験を実施するための 2 組を製作した。以下に、それぞれの翼模型の諸元と特徴を示す。

種類 (A) の模型は翼の平面形が後退角  $45^\circ$ 、翼幅  $0.300\text{m}$  であり、板厚  $0.002\text{m}$  で前・後縁に幅  $0.002\text{m}$  のダブルウェッジを有する。材質はアルミニウム合金 (2024-T3) である。この種類の模型は翼の固定部分に翼根部後縁より切欠きを入れ、固定部分の割合をそれぞれ  $55\%$  C と  $56.3\%$  C に変えたものである。この 2 つの翼模型の名称を DW1 と DW2 と呼ぶこととする。この模型のフラッタに対する限界動圧値はマッハ数 2.5 の風洞の試験動圧範囲  $Q = 70 \sim 120 \text{ kPa}$  の上限または限界を越えており、設計上はフラッタを発生し難いと予測される。各模型には翼の不規則応答を検出するための歪ゲージを両翼面の  $25\%$  翼弦上にルートより  $0.100\text{m}$  (ゲージ番号 E1) と  $0.150\text{m}$  (E2) の各 2 ケ所に取り付けた。図 1 (a) と図 1 (b) にこの翼模型の平面形状と歪ゲージ取り付け位置を示す。この図には、後節で述べる振動試験結果のノード線を併せて示している。

種類 (B) の模型は翼の平面形状および材質等

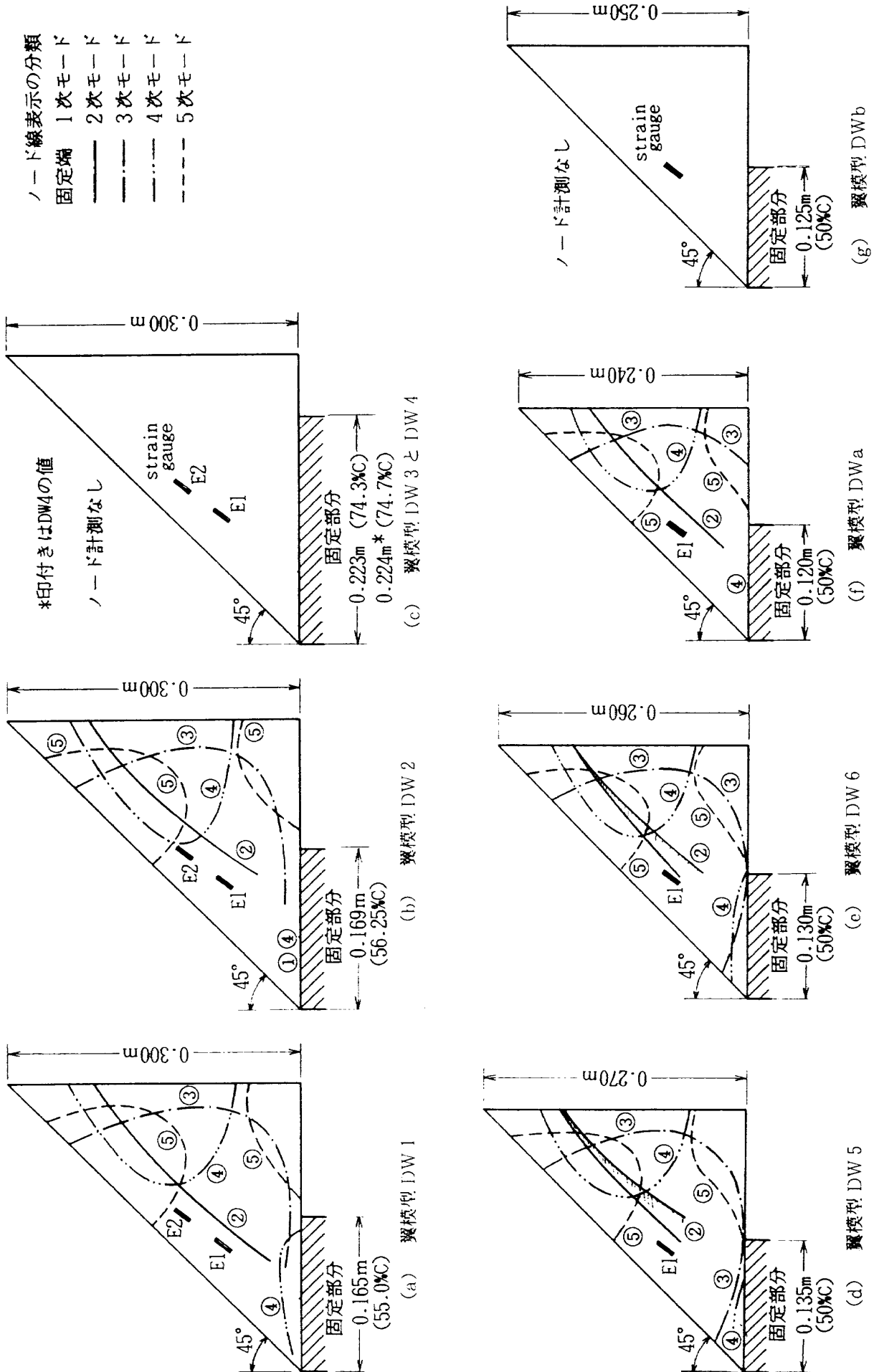


図1 超音速デルタ翼模型の平面形状とノード線

が種類(A)と同じであり板厚のみが異なっている。ここで、板厚はマッハ数2.5の試験動圧範囲内でフラッタが発生するように0.00175mと薄くしている。この翼模型は1次と2次の低次連成モードによってフラッタが発生することを狙って設計したものである。この種類の翼模型は固定部分の割合が74.3% C (0.223m) と74.7% C (0.224m) で極僅かに異なるだけのものである。この2つの翼模型の名称をそれぞれDW3とDW4と呼ぶこととする。図1(c)にこの翼模型の平面形状と歪ゲージ取り付け位置を示す。

種類(C)の模型は翼の平面形が後退角45°, 翼幅0.270mと0.260mの2つで、材質および板厚等は種類(B)と同じであり、2次と3次の高次連成モードによってフラッタを発生させることを狙って設計したものである。この種類の模型は固定部分の割合を50% Cと一定にし、翼幅寸法のみを変えている。この2つの翼模型の名称をDW5(翼幅0.270m)とDW6(翼幅0.260m)と呼ぶこととする。図1(d)と図1(e)にこの翼模型の平面形状、歪ゲージ取り付け位置およびノード線を示す。ここで、歪ゲージ取り付け位置は種類(A)と(B)の試験経験から25%翼弦上のルートより0.100mのゲージE1のみの1ヶ所とした。また、この種類の模型では翼の破損を防止するための装置開発を目的とした予備試験用模型を別途製作した。装置の機能確認を容易にするため、この予備試験模型は翼幅寸法を0.240mおよび0.250mと小さくしフラッタ限界動圧を高い値に設計した。この2つの翼模型の名称をDWa(翼幅0.240m)とDWb(翼幅0.250m)と呼ぶこととする。図1(f)と図1(g)にこの翼模型の平面形状、歪ゲージ取り付け位置およびノード線を示す。

#### 4. 解 析

超音速デルタ翼模型の解析においては翼面を要素数100の三角形要素に等分割し、翼付根後縁からの切欠きによる翼の固定部分の割合をパラメタに振動解析と超音速準定常空気力を用いたフラッタ解析を有限要素法により行った。ここで用いた材料の密度とヤング率の値は翼模型を切り出した

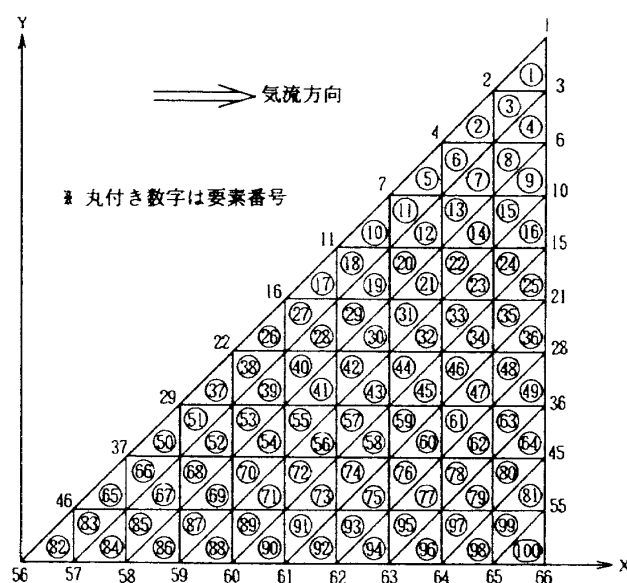


図2 有限要素法に用いた翼面の要素分割と接点番号例

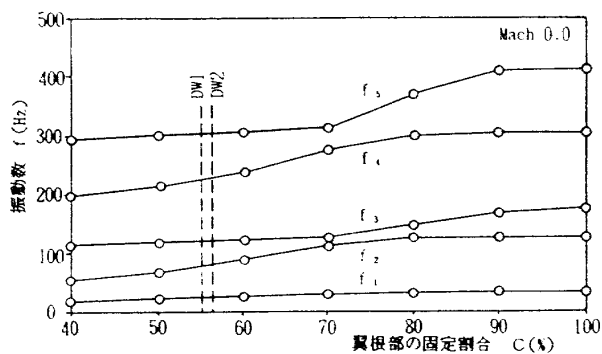
同一材料からの試料により測定した値を用いた。表1に模型の振動特性を示す。ここで、解析<sup>1</sup>は要素を等間隔に分割した場合、解析<sup>2</sup>は固定端付近の要素のみを細かく不等分割した場合の解析結果である。また、解析<sup>1</sup>のうち翼模型DW3とDW4の値は10% C間隔の固定割合で得られた固有振動数にスプライン補間を行い、翼模型の固定割合に対応する値を求めたものである。図2に解析に用いた翼面の要素分割と接点番号の一例を示す。ここで、無印の数字は接点番号であり、番号の抜けた部分は前縁より水平方向に後縁に向かって増加する。また、丸付き数字は要素番号を示している。

##### 4.1 振動解析

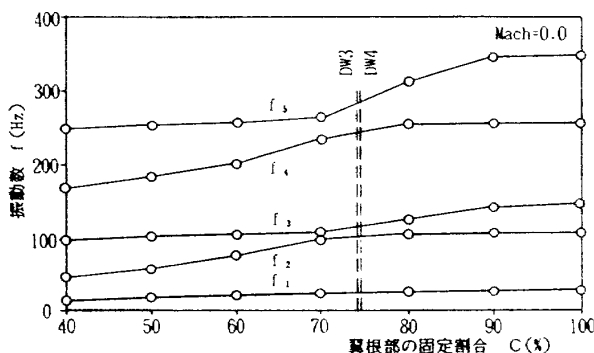
振動解析は有限要素法により翼模型の種類(A)と種類(B)については翼付根後縁からの切欠きによる翼の固定割合をパラメタに、種類(C)については翼幅をパラメタにそれぞれ行った。図3(a)~3(c)に解析より得られた各翼模型の静止気流中における1次~5次までの振動特性を示す。

図3(a)は翼幅0.300m、板厚0.002mの種類(A)の模型について縦軸を振動数f、横軸を翼根部の固定割合(40~100% C)にとり、5モードの固有振動数特性を示す。図中には翼模型DW1(55

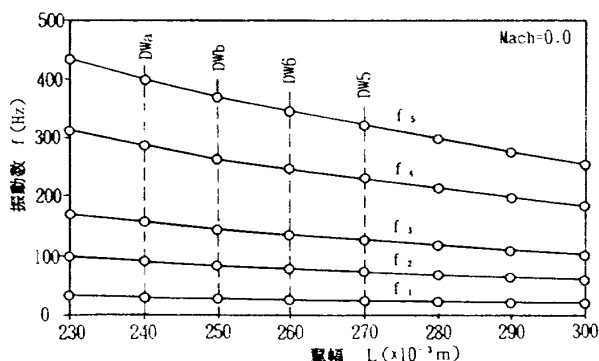




(a) 翼幅 0.300m, 板厚 0.002m の模型



(b) 翼幅 0.300m, 板厚 0.00175m の模型



(c) 翼根部固定割合 50% C, 板厚 0.00175m の模型

図3 各翼模型の静止気流中における振動特性

% C) と DW 2 (56.3% C) に相当する固定割合の位置を破線で示す。ここで、固定割合が 55% 近傍の翼模型 DW 1 と DW 2 の 5 モードの各固有振動数は完全な片持ち翼 (100% C) に対して全体に低下傾向にあり、振動数比も変化している。その結果、1 次と 2 次のモードの固有振動数が近接傾向を示している。

図 3 (b) は翼幅 0.300m, 板厚 0.00175m の種類 (B) の模型について図 3 (a) と同じ座標軸で 5 モードの固有振動数特性を示す。図中に翼模型 DW 3 (74.3% C) と DW 4 (74.7% C) に相当する固定

割合の位置を破線で示す。この翼模型は種類 (A) と比較して板厚が薄いため、各モードとも固有振動数が低下している。ここで、固定割合が 74% C 近傍の翼模型 DW 3 と DW 4 の固有振動数は 2 次と 3 次および 4 次と 5 次が近接傾向を示している。

図 3 (c) は板厚 0.00175m, 固定割合 50% C の翼模型種類 (C) について縦軸を振動数  $f$ , 横軸を翼幅にとり 5 次モードまでの固有振動数特性を示す。図中に翼模型の DW 5 (0.270m) と DW 6 (0.260m) および DWa (0.240m) と DWb (0.250m) に相当する翼幅位置を破線で示す。ここで、固有振動数は翼幅を増すと一様に低下している。

#### 4.2 フラッタ解析

フラッタ解析は超音速準定常空気力を用いて振動解析と同じ有限要素法により行った。マッハ数 2.5 における超音速デルタ翼模型のフラッタ解析結果は縦軸にフラッタ動圧, 横軸に固定部分の割合あるいは翼幅をパラメタに図 4 (a) ~ 4 (c) に示す。図中に当所の吹出し式超音速風洞のマッハ数 2.5 における試験範囲の下限動圧 ( $Q_L = 70$  kPa) と上限動圧 ( $Q_U = 120$  kPa) を破線で示す。

図 4 (a) は種類 (A) の模型について固定割合 (40 ~ 100% C) をパラメタにフラッタ動圧  $Q$  を示す。図中に翼模型 DW 1 と DW 2 に相当する固定割合の位置を破線で示す。ここで、この翼模型のフラッタ動圧は超音速風洞の試験範囲の上限あるいは限界を越えているため風洞試験でフラッタを発生させることは難しいと判断できる。しかし、フラッタが発生した場合には風洞の試験範囲の上限に近い動圧であると予測されるため最長の応答データが得られる可能性がある。当然のことではあるがフラッタ限界値の推定結果は適用する応答データが多く、且つ、フラッタ限界値に近い動圧範囲まで取得できるほど精度、信頼性が保証される。

図 4 (b) は種類 (B) の翼模型について図 4 (a) と同じ座標軸でフラッタ動圧  $Q$  を示す。図中に翼模型 DW 3 と DW 4 に相当する固定割合の位置を破線で示す。この翼模型のフラッタ動圧は風洞試験範囲の中間にあるため試験ではフラッタを容易

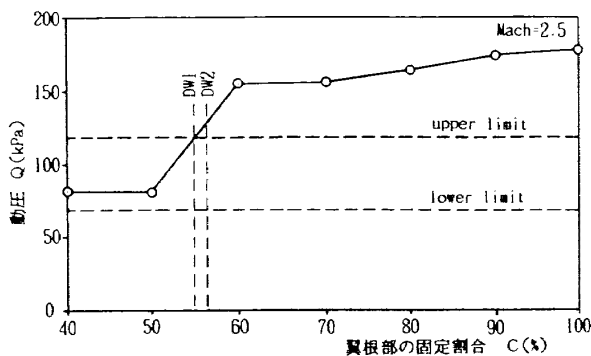
に発生させることができ、応答データも適度に取り得できると予測される。

図 4 (c) は種類 (C) の翼模型について翼幅をパラメタにフラッタ動圧  $Q$  を示す。図中に翼模型 DW 5 と DW 6 および DWa と DWb に相当する翼幅位置を破線で示す。ここで、翼模型 DW 5 と DW 6 のフラッタ動圧は風洞試験範囲の下限に近いのでフラッタの発生は風洞試験開始と同時に起こる可能性がある。また、この風洞固有の起動時に発生する大きな気流の乱れにより有効な応答データ計測開始前にフラッタが発生することも予測される。このため、この種類の翼模型の風洞試験の

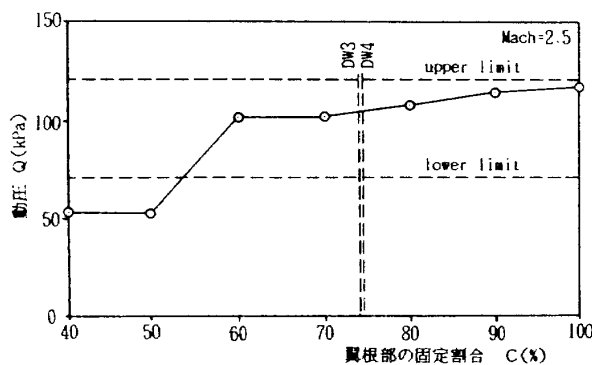
実施に当たっては注意深く行う必要があり、応答データの取得も極めて短くなることが予測される。

図 5 (a) ~ 5 (c) はマッハ数 2.5 の超音速気流中における各翼模型の振動数特性を示す。ここで、横軸は図 4 (a) ~ 4 (c) と同様にとり縦軸を振動数  $f$  で示している。また、各翼模型に相当する固定割合および翼幅位置も同様に破線で示している。

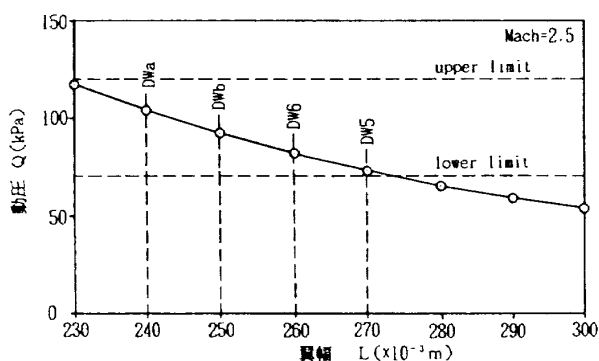
図 5 (a) は種類 (A) の翼模型について行ったフラッタ解析結果の振動数特性を固定割合をパラメタに 3 モードの場合の固有振動数を示す。解析では固定部分の割合を 40 ~ 100 % C の間で 10 % C 間隔に行っている。図から、フラッタ発生に関与



(a) 翼幅 0.300m, 板厚 0.002m の模型

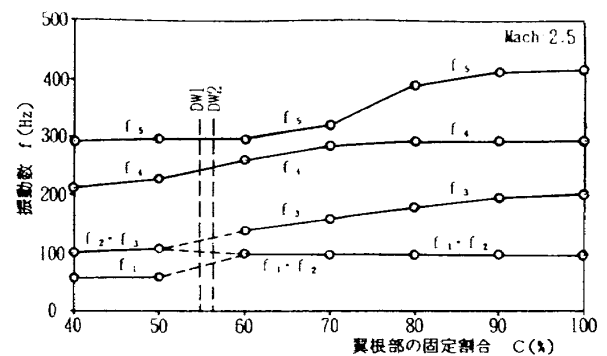


(b) 翼幅 0.300m, 板厚 0.00175m の模型

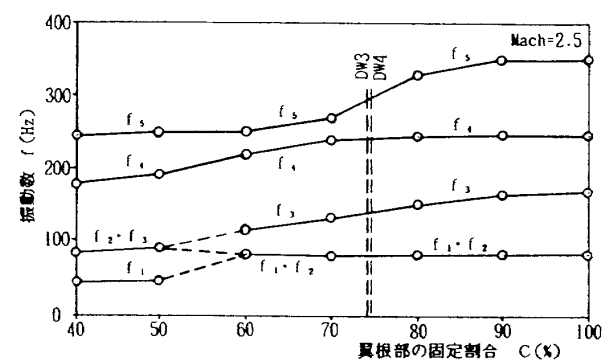


(c) 翼根部固定割合 50% C, 板厚 0.00175m の模型

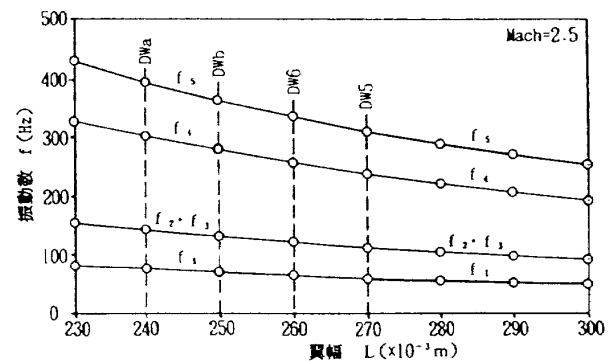
図 4 各翼模型の限界動圧



(a) 翼幅 0.300m, 板厚 0.002m の模型



(b) 翼幅 0.300m, 板厚 0.00175m の模型



(c) 翼根部固定割合 50% C, 板厚 0.00175m の模型

図 5 各翼模型の振動特性

すると予測されるフラッタの連成モードは固定割合が40～50% Cの範囲では2次と3次であり、60～100% Cの範囲では1次と2次である。翼模型DW1とDW2の固定割合を示す50～60% Cの間でフラッタの連成モードが変化しており、また、対応する固定割合での不等分割による解析には問題があり、今回結果が得られていないため、この翼模型のフラッタ連成モードは1次と2次あるいは2次と3次のどちらの連成モードであるかの対応が解析上明確でない。このため、図5の(a)および(b)では50～60% Cの間の固有振動数 $f_1$ 、 $f_2 \cdot f_3$ と $f_1 \cdot f_2$ 、 $f_3$ の間を便宜上破線で結び表現した。

図5(b)は種類(B)の翼模型について行ったフラッタ解析結果の振動特性を固定割合(40～100% C)をパラメタに5モードの場合の固有振動数を示す。図から、この翼模型のフラッタ連成モードは1次と2次の低次連成モードとなることが予測される。

図5(c)は種類(C)の翼模型DW5およびDW6と予備試験用の翼模型DWaおよびDWbについて行ったフラッタ解析結果の振動数特性を翼幅をパラメタに5モードの場合の固有振動数を示す。図から、この翼模型のフラッタ連成モードは2次と3次の高次連成モードとなることが予想される。

## 5. 試 験

この節では超音速デルタ翼模型の振動試験と風洞試験について述べる。まず、振動試験は正弦波加振による共振法とインパクト加振による伝達関数法を併用して行った。また、風洞試験は当所の吹出し式超音速風洞を使用して、マッハ数を2.5に固定し、動圧範囲の下限から上限までを1回でスweepする非定常な方法で行った。

### 5.1 振動試験

振動試験は正弦波加振による共振法とインパクト加振による伝達関数法を併用して行った。共振法においては翼模型を2台の小型の動電型加振機に取り付けたアルミニウム製ブロックに片持ち固定し、2台の加振機を同位相の正弦波で強制加振

して、その応答を非接触変位計で計測する方法で行った。1次～5次の各モードは翼の共振状態において翼面上に砂を散布してノード線を求め、その時の固有振動数を周波数カウンタで計測した。図6に正弦波加振による振動試験の状況を示す。また、伝達関数法においては翼模型を風洞試験用模型出し入れ装置に取り付けた状態で翼面にインパクトを加え、FFTアナライザを用いて歪ゲージの応答信号のパワースペクトル密度(PSD)のピークから固有振動数を求めた。

翼模型DW1については翼に歪ゲージ等を取り付ける前のクリーンな翼の場合の正弦波加振による試験(以下、試験<sup>1</sup>と呼ぶ)と翼に歪ゲージおよびリード線等を取り付けた場合の正弦波加振による試験(以下、試験<sup>2</sup>と呼ぶ)を行い、付加質量による振動特性に与える影響を調べた。ここで、歪ゲージ等の取り付けによる影響は約0.4%であり、高次モードでも最大1.1%であった。この結果から、歪ゲージ付加による影響は無視出来る程度であるとして、この翼模型以外の模型については歪ゲージを取り付けた場合の試験<sup>2</sup>のみを行うこととした。

翼模型DW3とDW4は風洞試験の直前に翼面にインパクト加振を行い歪ゲージE1の応答信号のパワースペクトル密度のピークから固有振動数を求めた(以下、試験<sup>3</sup>と呼ぶ)。この模型については正弦波加振による振動試験を行っていないため、ノード線の計測がない。

翼模型DW5およびDW6は正弦波加振による

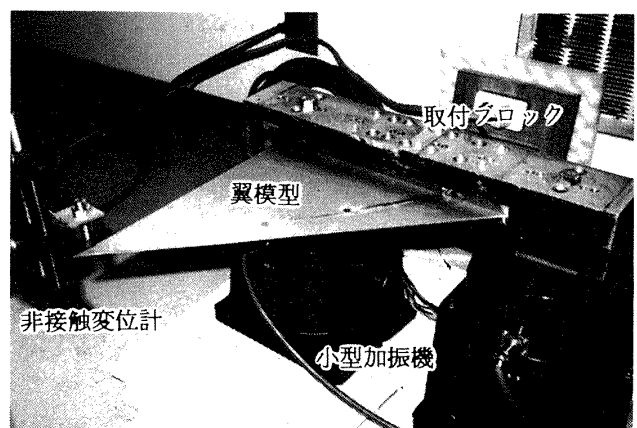


図6 正弦波加振による振動試験の状況

表 1 各模型の固有振動数

模 型	DW 1			DW 2			DW 3			DW 4			DW 5			DW 6			DW a		DW b	
	試験 <sup>1,2,3</sup>	試験 <sup>2</sup>	解析 <sup>1</sup>	試験 <sup>1,2</sup>	試験 <sup>2</sup>	解析 <sup>1</sup>	試験 <sup>1,2</sup>	試験 <sup>2</sup>	解析 <sup>1</sup>	試験 <sup>1,2</sup>	試験 <sup>2</sup>	解析 <sup>1</sup>	試験 <sup>1,2</sup>	試験 <sup>2</sup>	解析 <sup>1</sup>	試験 <sup>1,2</sup>	試験 <sup>2</sup>	解析 <sup>1</sup>	試験 <sup>1,2</sup>	試験 <sup>2</sup>	解析 <sup>1</sup>	試験 <sup>1,2</sup>
モ ー ド																						
1 次	21.5	21.6	24.3	21.4	24.9	24.9	24.0	25.2	25.2	24.5	25.2	20.1	20.0	22.2	22.2	22.5	22.0	24.0	26.1	28.1	24.0	25.9
		0.5%	13%		16.4%			5.0%		2.9%		-0.5%		10.4%		2.3%		9.1%		7.6%		7.9%
2 次	72.5	72.8	78.4	74.5	81.1	81.1	100.0	102.7	102.7	104.0	102.9	68.3	68.5	71.1	71.1	74.5	73.2	76.7	84.7	90.0	78.5	82.9
		0.4%	8.1%		8.9%			2.7%		-1.1%		0.3%		4.1%		1.8%		4.8%		6.2%		5.6%
3 次	118.7	119.2	123.8	117.1	124.3	124.3	108.5	112.7	112.7	110.0	113.1	119.7	120.5	123.6	123.6	133.5	131.7	133.3	152.5	156.4	145.5	144.1
		0.4%	4.3%		6.1%			3.9%		2.8%		0.7%		3.3%		1.4%		1.2%		2.5%		-1.0%
4 次	222.6	223.2	225.8	225.6	227.9	227.9	245.0	245.6	245.6	248.5	246.1	229.9	230.0	226.9	226.9	249.0	247.6	244.7	288.2	287.1	271.5	264.6
		0.3%	1.4%		1.0%			0.2%		-1.0%		0.0%		-1.3%		0.6%		-1.2%		-0.4%		-2.6%
5 次	298.1	301.4	317.0	299.6	317.3	317.3	270.0	281.5	281.5	273.0	282.5	309.6	312.5	315.1	315.1	344.0	341.7	340.0	397.4	398.7	378.5	367.4
		1.1%	6.3%		5.9%			4.3%		3.5%		0.9%		1.8%		0.7%		-0.5%		0.3%		-3.0%

注) 試験<sup>1,2,3</sup> : クリーンな翼および歪み付き翼の正弦波加振の場合とインパクト加振の場合  
 解析<sup>1,2</sup> : 翼を等間隔に分割した場合, 不等間隔に分割した場合

試験<sup>2</sup>とインパクト加振による試験<sup>3</sup>を併用して行った。風洞試験実施時には、開始前と終了後にインパクト加振による試験<sup>3</sup>を行い模型の破損の有無を振動特性の変化からも確認した。

各翼模型の振動試験結果を表 1 にまとめ固有振動数 (Hz) で示す。ここでは、比較のため前節で示した解析結果と併記して示した。解析<sup>1</sup>と解析<sup>2</sup>は前節で述べたとおり有限要素法に用いた翼の分割方法を等間隔とした場合と不等間隔とにした場合のそれぞれの結果を示している。また、固有振動数の下段に示した%値は各翼模型とも先頭に示した試験結果との差を百分率で表したものである。ここで、解析結果は低次モードの値に大きな差がみられた。この原因としては、有限要素法による解析でのモデル化などに問題があると考えられる。正弦波加振により求めた各翼模型のノード線は図 1 に示してある。

## 5.2 風洞試験

風洞試験は当所の吹出し式超音速風洞を使用し、マッハ数を 2.5 に固定し、動圧の下限から上限までの範囲を 1 回でスweepする非定常な方法で行った。この試験で取得する翼の不規則応答データをフラッタ限界値推定法に適用し、得られた翼の特性からこの翼のフラッタ限界値を推定する。

第 1 報では 1 RUN 毎に動圧を段階的に上昇して行う定常な風洞試験法を用いたが、今回実施したデルタ翼模型のように板厚が非常に薄く、且つ、固定部分の割合が 50% C と少ない場合には、試験開始と同時にあるいは 1 RUN 終了前に翼模型が破損する可能性が高い。そこで、今回は応答データの収集確率の高い 1 RUN 中の試験動圧を風洞の設定範囲 (約 70~120 kPa) に互ってスweepする非定常な風洞試験方法を採用した。しかし、この方法を採用したとしても種類 (C) の翼模型では風洞起動時に翼模型出し入れ装置内に格納してあるにもかかわらず擾乱気流により大振幅に加振され破損した。現状のままでは、この種類の翼模型の風洞試験は不可能であることが判明した。このため翼模型 DW 5 および DW 6 に相当するような低動圧でフラッタを発生する模型の試験を実

施可能とするための対策を検討した。ここで、開発した装置を翼模型衝撃防止装置と呼ぶこととする。装置の詳細は次節で述べる。

データの計測は試験中の集合洞の全圧、翼に取り付けた歪ゲージの不規則応答および模型出し入れ信号等を多チャンネルデータレコーダに記録する方法で行った。また、翼模型の動的な挙動は高速度ビデオ(1000コマ/秒)に記録した。以下に、各模型の試験状況を示す。

翼模型 DW 1 と DW 2 の試験の場合には風洞起動時および測定部への挿入時に発生する擾乱気流による衝撃や振動に対して翼模型に障害は発生しなかった。試験動圧範囲(約 70~120 kPa)に互ってスweepした非定常な風試でフラッタは発生しなかったが、この試験では翼模型衝撃防止装置を装備していなかったため試験終了後、翼模型を気流外へ格納した時に発生した擾乱気流により大振幅振動が励起されたため翼根部にクラックを生じた。しかし、この翼模型の不規則応答データの計測は有効であった。

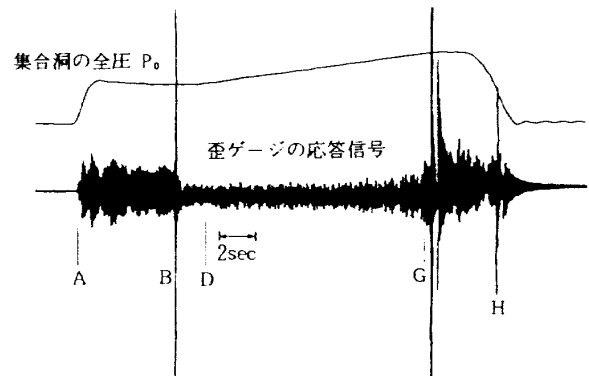
翼模型 DW 3 と DW 4 の試験の場合には上記の翼模型の試験と同様に翼模型衝撃防止装置は装着していなかったが計測開始に至るまでの間、翼模型に障害は発生しなかった。この模型は試験動圧範囲をスweep中に双方ともフラッタを発生し破損した。しかし、フラッタ限界値の推定に必要なこの模型の有効な不規則応答データ(歪ゲージ E 1 と E 2 の信号)は約 4 秒間と 7 秒間、計測することができた。この試験で確認した翼模型 DW 3 と DW 4 のフラッタ限界動圧  $Q_f$  はそれぞれ 88.4 kPa と 92.5 kPa であった。

翼模型 DW 5 と DW 6 の試験の場合には、開発した翼模型衝撃防止装置を使用し、この装置の機能と効果を試し、同時にフラッタの発生を確認した。ここで、フラッタ限界値の推定に必要なこの模型の有効な不規則応答データは衝撃防止装置を装着したことにより風洞起動時、気流測定部内に挿入時および気流外に格納時のそれぞれの衝撃を緩和し、約 3.6 秒間と 4.4 秒間計測することができた。この試験で確認したフラッタ限界動圧  $Q_f$  はそれぞれ 84.9 kPa と 89.5 kPa であった。

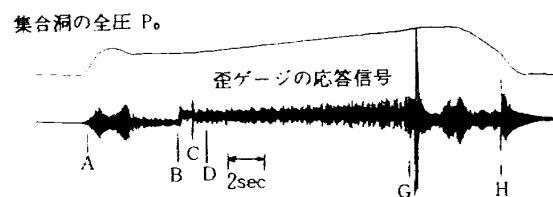
## 6. 翼模型衝撃防止装置

超音速風洞において翼模型のフラッタ試験を実施する場合には、風洞起動時および停止時に発生する大きな気流の乱れから模型の破損を防止する方法として翼模型出し入れ装置を使用する。

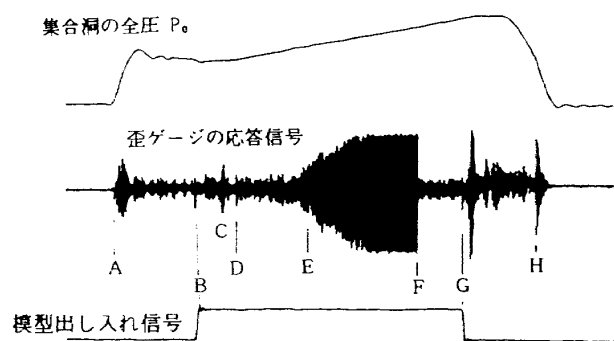
図 7(a)は動圧を一定の割合で掃引した非定常な風洞試験の場合の予備試験模型 DWa の記録である。ここで、上段が集合洞の全圧  $P_0$ 、下段が歪ゲージ E 1 の応答信号である。また、図中の記号は A 点が風洞起動時点、B 点が風洞測定部の気流が安定したのち模型出し入れ装置を作動して翼を格納室から測定部に挿入した時点、D 点が圧



(a) 衝撃防止装置未装着の場合



(b) 衝撃防止装置装着の場合



(c) 改良型衝撃防止装置装着の場合

図 7 風洞試験の計測記録例と翼模型衝撃防止装置の効果

力掃引を開始し有効な応答データの取得を開始する時点、G 点が模型出し入れ装置を再度作動して翼を格納室に収納する時点、H 点が風洞を停止する時点である。一回の風洞試験は A 点で始まり H 点で終わる。図から、B 点、G 点および H 点の後に非常に鋭い大振幅の振動が発生している。これは翼を気流内に挿入あるいは気流外に収納される時の衝撃および測定部壁にある模型出し入れ装置用窓（幅 0.55m × 高さ 0.11m）から漏れる擾乱気流が格納室の翼を励振することによるものである。翼模型はフラッタ発生以外にも、この 3 回の衝撃的な振動で破損に至る場合がある。

今回設計したデルタ翼模型のように板厚が非常に薄く、固定条件も 50% C と特殊な模型の場合にはフラッタ動圧も非常に低く、この装置を使用しても大振幅に加振され破損することが判明した。このため、風洞の動圧設定範囲の低域部分に属するフラッタ模型の風洞試験を実行可能とするには、これらの時点における衝撃から翼模型を保護する対策を検討する必要がある。ここで、測定部にある模型出し入れ装置用の窓を開閉式とし、更に、模型出し入れ時の衝撃、変形を無くすることが最良の方法であると考えられるが技術、経費両面から容易に改良することはできない。これに代わる対策案として開発した装置が翼模型衝撃防止装置である。この装置は風洞起動時から応答データ取得開始時点までの間に遭遇する擾乱気流等による衝撃を翼模型のフラッタ動圧を見掛け上高くする方法を用いて防止するものである。最初に開発した衝撃防止装置は平行移動型支持器（ミニハンド）を用いて翼模型の破損の要因と考えられる翼の切欠き部分の後縁部を空気圧を利用して拘束し、気流内で応答データを取得開始する時点で拘束を解除するものである。この装置は模型取り付けブロックに収まるように工夫して組込んだ。また、動作の制御は外部よりソレノイドバルブを 100V 電源で操作できるようにした。

図 7 (b) は開発した衝撃防止装置を用いて実施した予備試験模型 DWb の試験記録である。ここで、C 点は衝撃防止装置の支持器の拘束を解除した時点を示す。この試験では図 7 (a) の試験の場合と比

較してフラッタ動圧の低い模型であるにも拘わらず C 点までの振幅は非常に小さく抑えられており、衝撃防止装置は十分効果を発揮していることが分かった。しかし、平行型の支持器は開閉間隙が完全な零からでなく、作動距離も小さい (0.006 m 程度) ため最初の拘束は翼模型に対して小さな抑え木を挟み、模型が気流内に完全に挿入される (C 点) において開の動作でこの木片を気流で飛散させて翼模型を自由な状態にする。このため、この装置では最初の開の動作が実行されると、次の閉の動作では翼の拘束に対応できない。従って、フラッタ発生時や模型を格納室に収納する時点の衝撃に対しての模型保護には対応できない。しかし、この装置によって一つの機能が確かめられた。

平行移動型支持器を用いた衝撃防止装置の機能を後半まで延長させ、フラッタの抑止、模型格納時および風洞停止時にも対応できる装置に改良す

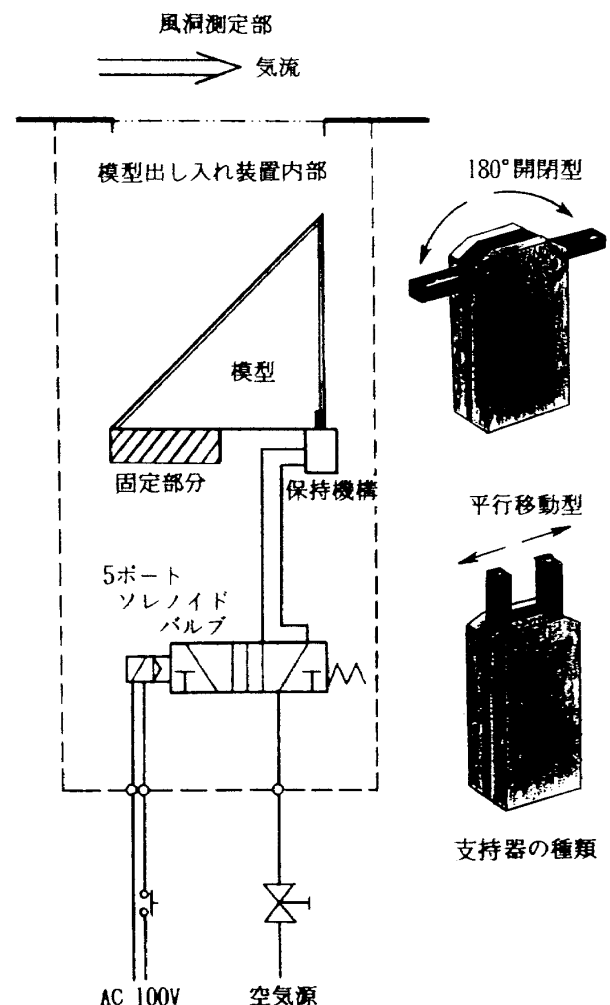


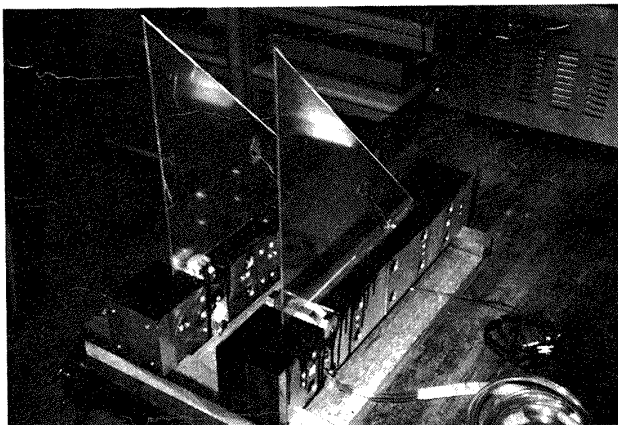
図 8 翼模型衝撃防止装置の概要

るため、支持部分の動作方式を  $180^\circ$  開閉型に変更した。しかし、この方式の支持器を使用する場合には本体のサイズが平行移動型より大きくなるため、模型取り付けブロックに装着するには支持器のアーム長を特別仕様で製作したものを用いた。また、翼模型を拘束する部分には動作時の打撃衝撃を緩和するため固定子にゴム板を取り付け改良した。この装置の実際の使用例は翼模型 DW 5 と DW 6 である。

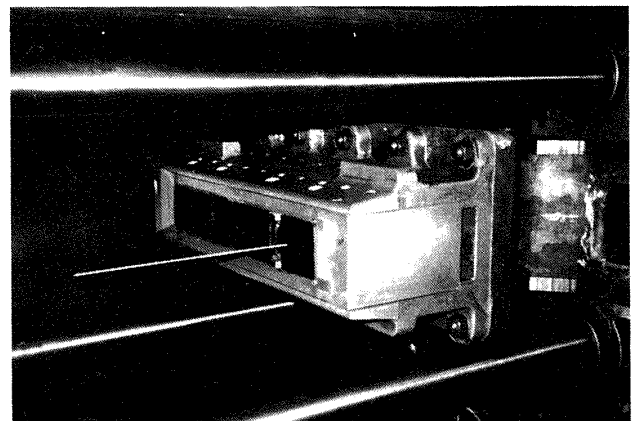
図 7 (c) に改良した衝撃防止装置を用いて実施した翼模型 DW 5 の場合の風洞試験の計測記録例を示す。ここで、記録は上段が集合洞の全圧  $P_0$ 、中央が歪ゲージ E 1 の応答信号、下段が模型出し入れ信号である。図中に示した記号は上記と同様であるが、E 点はフラッタの発生時点、F 点は翼模型衝撃防止装置を再度作動し、翼の後縁の振

れを拘束した時点をそれぞれ示している。図から明らかなように、F 点では発生したフラッタによって大振幅に振動している翼模型を翼模型衝撃防止装置を作動した結果、発生したフラッタを完全に抑止し、振動振幅を大幅に減少させている様子が確認できる。また、模型格納時の G 点では模型出し入れ装置の緩衝装置に不備があり、大きな衝撃を示しているが、全体的には模型を安全に収納し、この装置の機能が予想通りに発揮されたことが検証できた。

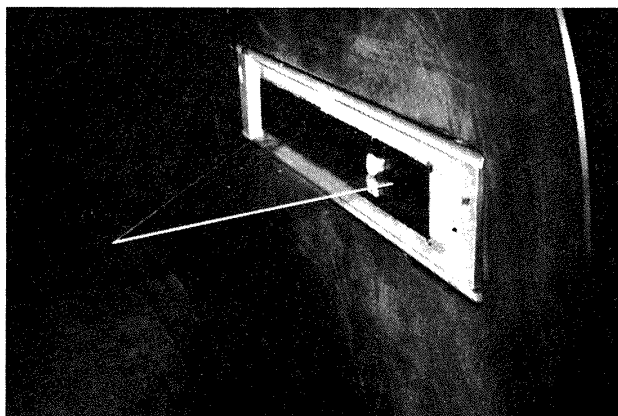
図 8 に翼模型衝撃防止装置のシステムと支持器（ミニハンド）の形状を示す。図 9 に改良した衝撃防止装置の取付け状況と動作状況を示す。(a) は模型取付けブロックに衝撃防止装置を装着した試験準備中のデルタ翼模型、(b) は模型出し入れ装置内で動作確認中（開動作の場合）の状況、(c) は



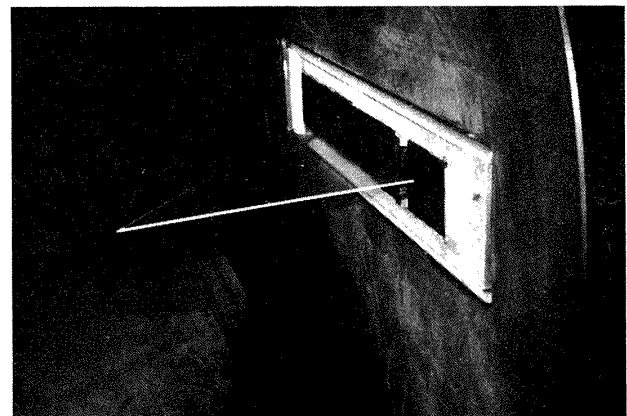
(a) 翼模型取付けブロックに組込まれた状況



(b) 模型出し入れ装置内部で動作確認中  
(開動作の場合)



(c) 気流測定部挿入時およびフラッタ抑止  
(閉動作の場合)



(d) 気流測定部で試験データ計測中の状況  
(開動作の場合)

図 9 翼模型衝撃防止装置の装着状況

気流測定部に挿入時、フラッタ発生時および格納時に翼模型を支持（閉動作の場合）した状況、(d)は気流測定部でデータ計測中の状況をそれぞれ示している。装置は風洞試験における翼模型衝撃防止の目的上、翼模型を完全な片持ち翼に近い形で保持し、しかも、空力的な影響が少ない機構が望ましい。支持器の特徴は速い動作と高い拘束力を保有することである。翼後縁の自由端を支持器で固定保持することが、この場合の目的に合っていた。

## 7. 推定結果

風洞試験で取得した超音速デルタ翼模型の非定常な 1 RUN の不規則応答データから、この模型の振動特性やフラッタ限界値を推定するためのデータ解析を行った。解析は 2 節で述べた AR モデルによる局所定常時系列解析 [5, 6] のフラッタ限界値推定法を用いた。解析から推定するモード数は 3 モードに設定し推定結果を得ることができた。また、一部模型では 4 モードあるいは 5 モードに設定した場合についても推定を行った。固定割合の異なるデルタ翼模型について推定した振動特性やフラッタ限界値と試験で得られた結果を比較し、固定条件を変えた場合の推定精度を検討した。

風洞試験で得られた翼模型の不規則応答データには翼の系以外の風洞の低い振動数成分や高次の不要な振動数成分が含まれている。データ解析では、これらの不要な振動数成分を除きエイリアシングを防止する必要がある。このため、データの前処理には減衰傾度 135 dB/oct の急峻なバンドパスフィルタを用いパーソナルコンピュータで 12 bit/5 V の時系列データに AD 変換した。この時系列データを大型電子計算機の AR モデルによる局所定常時系列解析法に適用し、各デルタ翼模型の系を 3 モードあるいは 5 モードの系として推定を行った。図 10 に局所定常時系列解析法の流れの概要を示す。

データ解析は種類 (A) の模型についてバンドパスフィルタの帯域幅を 40~120Hz, サンプル周期  $T=0.004\text{sec}$  で、翼模型 DW 1 の場合には

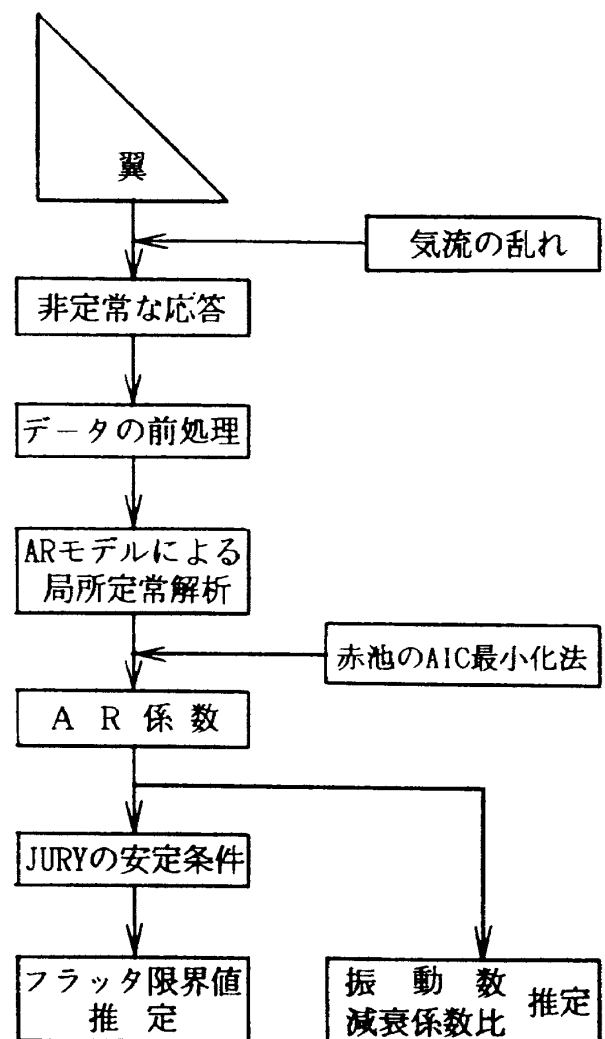


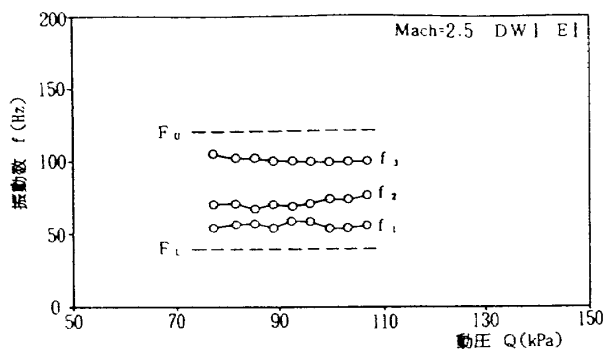
図 10 局所定常時系列解析法の流れ図

約 10 秒間のデータ数  $N=2520$ , 翼模型 DW 2 の場合には 9 秒間のデータ数  $N=2250$  をそれぞれ局所データ数  $NS=280$  で分割し 3 モードの解析を行った。次に、種類 (B) の模型はバンドパスフィルタの帯域幅を 20~300Hz, サンプル周期を  $T=0.0016\text{sec}$  で、翼模型 DW 3 の場合には 4 秒間のデータ数  $N=2500$ , 翼模型 DW 4 の場合には 7 秒間のデータ数  $N=4375$  をそれぞれ局所データ数  $NS=625$  に分割して 3 モードの解析を行った。また、種類 (C) の模型はバンドパスフィルタの帯域幅を 60~180Hz, サンプル周期  $T=0.003\text{sec}$  で、翼模型 DW 5 の場合には約 3.6 秒間のデータ数  $N=1220$ , 翼模型 DW 6 の場合には約 4.4 秒間のデータ数  $N=1476$  をそれぞれ局所データ数  $NS=333$  に分割し、3 モードのデータ解析を行った。

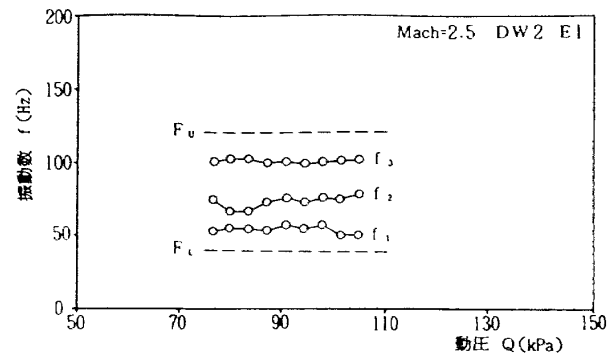


種類 (A) の翼模型 DW 1 と DW 2 の推定結果を図 11(a), 11(b), 11(c) と図 12(a), 12(b), 12(c) にそれぞれ示す。ここで, 図 11(a) と図 12(a) は推定した振動数特性で, 動圧が増加すると 1 次と 2 次モードの振動数はばらつき, 3 次モードは低下傾向を示している。この結果, 2 次と 3 次モードの振動数が近づいている。また, 図中で示す破線  $F_U$  と  $F_L$  はデータ解析の前処理に用いたバンドパスフィルタの上限と下限を示す。次に, 図 11(b) と図 12(b) は推定した減衰係数比で, ばらつきは

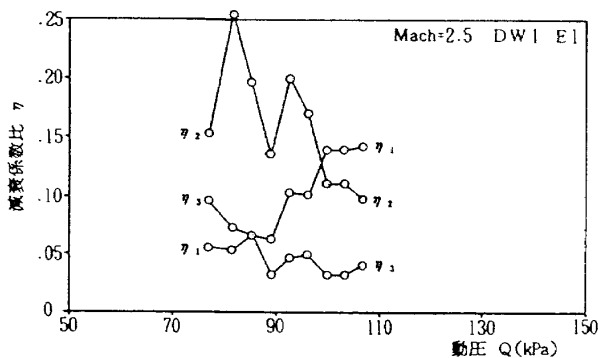
あるが 1 次モードが上昇し, 2 次モードは低下する。3 次モードも低下しているが 2 次モードより傾斜が緩い。また, 図 11(c) と図 12(c) は 9 点の安定条件  $F^-(5)$  の値を示す。ここで, フラッタ限界値を安全側に推定するため, 図 11(c) では 9 点の  $F^-(5)$  の値に最小二乗法による直線をあてはめ, また, 図 12(c) では最小二乗法による二次曲線をそれぞれあてはめ推定した。ここで推定したフラッタ限界値は  $\hat{Q}_f = 143.1 \text{ kPa}$  と  $\hat{Q}_f = 123.1 \text{ kPa}$  である。また, 5 モードの系とした場



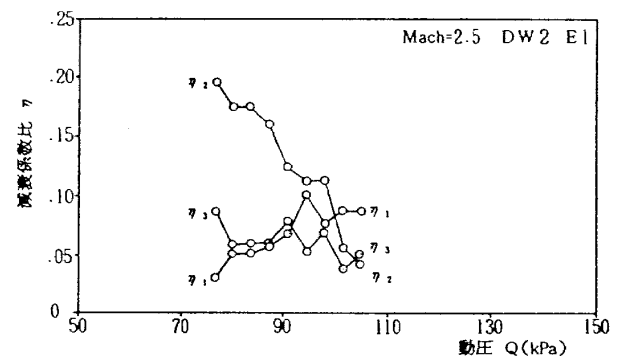
(a) 推定した振動数



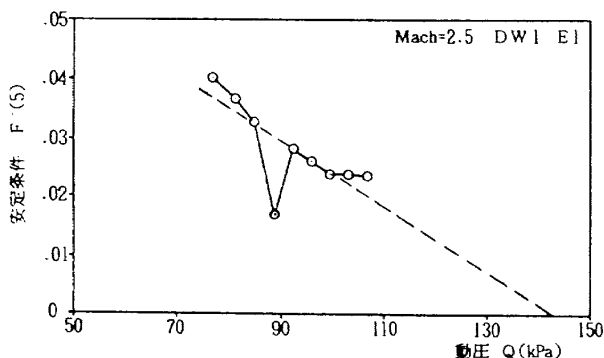
(a) 推定した振動数



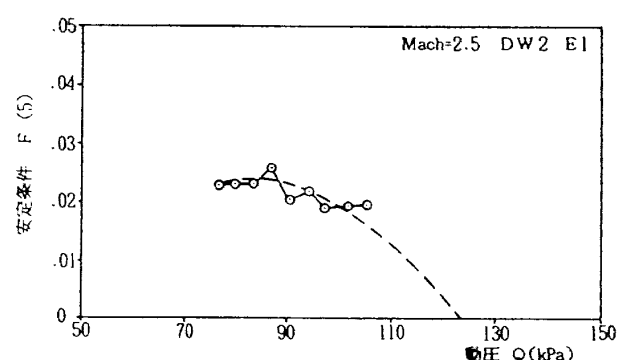
(b) 推定した減衰係数比



(b) 推定した減衰係数比



(c)  $F^-(5)$  の特性と安定限界



(c)  $F^-(5)$  の特性と安定限界

図 11 デルタ翼 DW 1 の 3 モードの推定結果

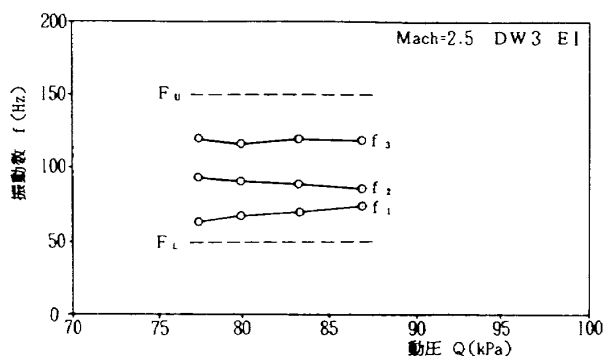
図 12 デルタ翼 DW 2 の 3 モードの推定結果

合のフラッタ限界値はそれぞれ  $\hat{Q}_f = 124.2 \text{ kPa}$  と  $\hat{Q}_f = 115.2 \text{ kPa}$  であった。

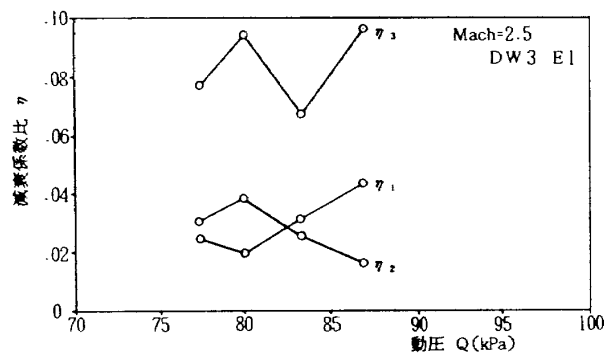
種類 (B) の翼模型 DW 3 と DW 4 の推定結果を図 13(a), 13(b), 13(c) と図 14(a), 14(b), 14(c) にそれぞれ示す。ここで, 図 13(a) と図 14(a) は推定した振動数特性で動圧が増加すると 1 次と 2 次モードの振動数が近接し, 2 次と 3 次モードの振動数が離れる。次に, 図 13(b) と図 14(b) は推定した減衰係数比で 1 次モードが上昇し, 2 次モードは低下している。翼模型 DW 3 の試験範囲はフラッタ

限界値が低いため狭いが, 翼模型 DW 3 と DW 4 の減衰係数比の特性は対応している。図 13(c) と図 14(c) は 4 点と 7 点の安定条件  $F^-(5)$  の値を示す。それぞれの  $F^-(5)$  の値に最小二乗法による直線をあてはめフラッタ限界値を推定した。ここで推定したフラッタ限界値は  $\hat{Q}_f = 87.4 \text{ kPa}$  と  $\hat{Q}_f = 91.4 \text{ kPa}$  になった。また, 5 モードの系とした場合のフラッタ限界値はそれぞれ  $\hat{Q}_f = 87.3 \text{ kPa}$  と  $\hat{Q}_f = 91.5 \text{ kPa}$  であった。

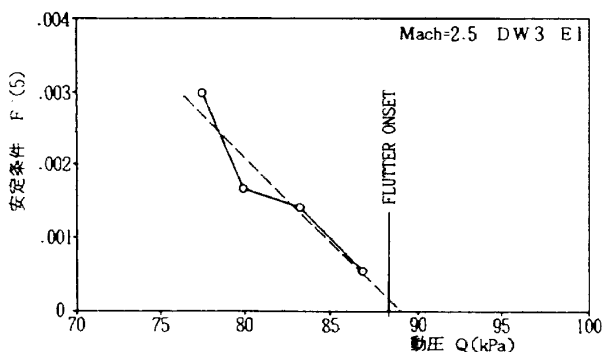
種類 (C) の翼模型 DW 5 と DW 6 の推定結果



(a) 推定した振動数

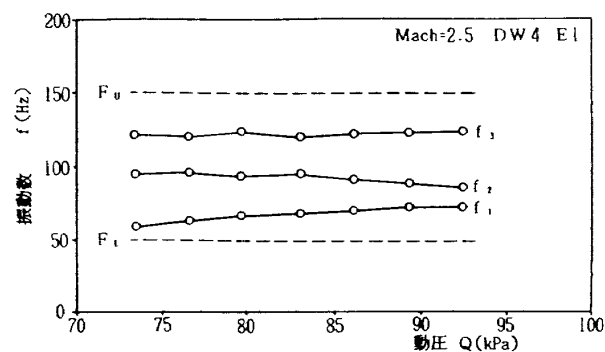


(b) 推定した減衰係数比

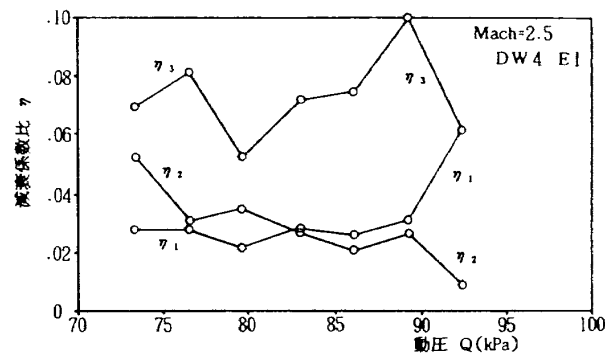


(c)  $F^-(5)$  の特性と安定限界

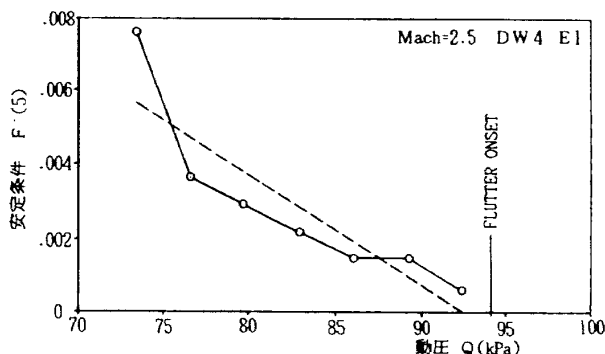
図 13 デルタ翼 DW 3 の 3 モードの推定結果



(a) 推定した振動数



(b) 推定した減衰係数比



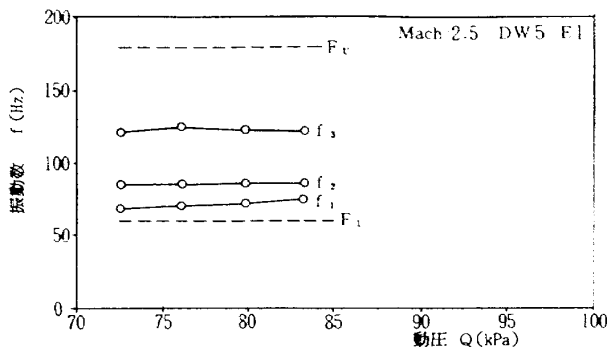
(c)  $F^-(5)$  の特性と安定限界

図 14 デルタ翼 DW 4 の 3 モードの推定結果

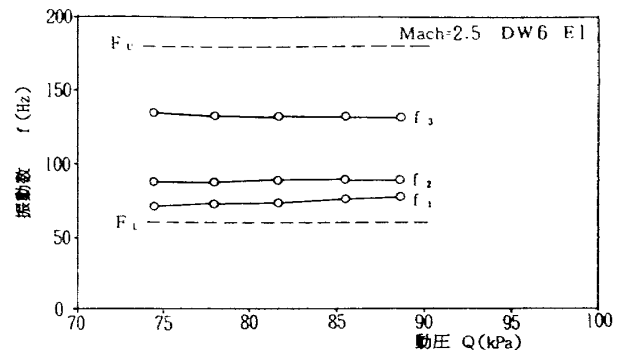
を図15(a), 15(b), 15(c)と図16(a), 16(b), 16(c)にそれぞれ示す。ここで、図15(a)と図16(a)は推定した振動数特性で動圧が増加すると2次と3次モードの振動数は一定であるが1次モードの振動数は高まり、その結果1次と2次モードの振動数が近づく。図15(b)と図16(b)は推定した減衰係数比で1次モードが上昇し、2次モードは低下する。3次モードは翼模型DW5では低下しDW6では上昇しているが、DW6の3次モードの最後の1点を除くと、全体の減衰係数比の特性は対応してい

る。図15(c)と図16(c)はそれぞれ4点と5点の安定条件 $F^-(5)$ の値を示す。それぞれの $F^-(5)$ の値に最小二乗法による直線をあてはめ推定したフラッタ限界値は $\hat{Q}_f=83.6\text{kPa}$ と $\hat{Q}_f=89.5\text{kPa}$ になった。

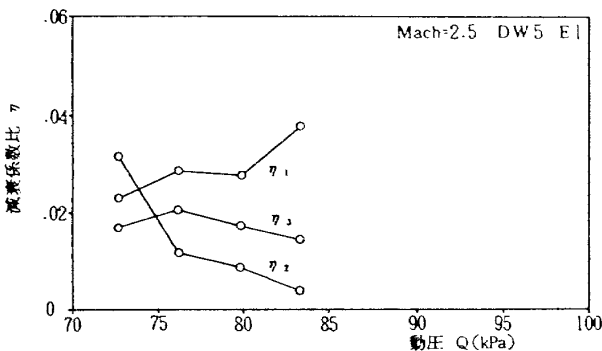
表2に翼模型DW1～DW6について試験で確認したフラッタ動圧 $Q_f$ 、フラッタ解析によるフラッタ限界値 $Q_c$ 、上記で推定したフラッタ限界値 $\hat{Q}_f$ とその他の4モードの系で推定できたフラッタ限界値 $\hat{Q}_f$ の結果をまとめて示す。また、試験



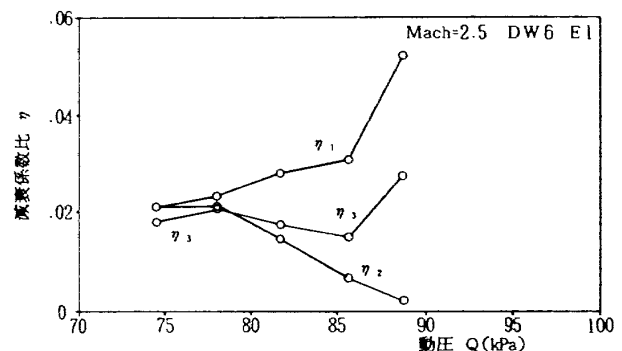
(a) 推定した振動数



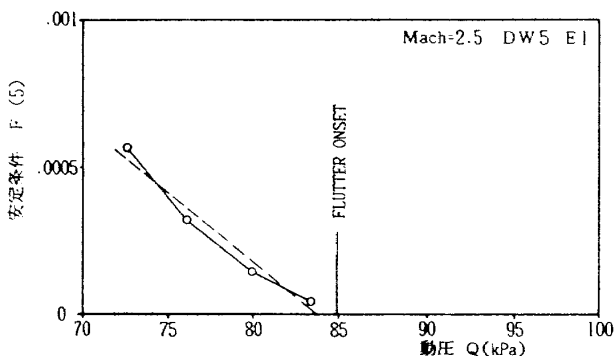
(a) 推定した振動数



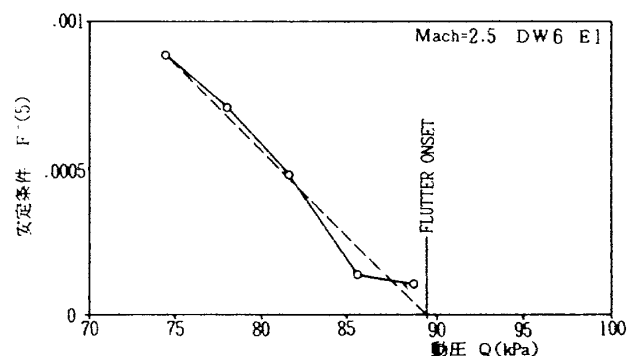
(b) 推定した減衰係数比



(b) 推定した減衰係数比



(c)  $F^-(5)$ の特性と安定限界



(c)  $F^-(5)$ の特性と安定限界

図15 デルタ翼DW5の3モードの推定結果

図16 デルタ翼DW6の3モードの推定結果

表 2 フラッタ限界動圧

単位 (kPa)

翼模型 条 件		DW 1	DW 2	DW 3	DW 4	DW 5	DW 6	DWa	DWb
試験 (確認)		——	——	88.4	92.5	84.9	89.5	111.3	90.9
解 析		117.4	126.7	102.4 15.8%	102.5 10.8%	72.0 -15.2%	80.7 -9.8%	102.5 -7.9%	90.7 -0.3%
推定信号 E1	3 モード	143.1	123.1	87.4 -1.2%	91.4 -1.2%	83.6 -1.5%	89.5 0.0%	117.6 5.6%	——
	4 モード	——	——	87.2 -1.4%	91.6 -1.0%	——	——	——	——
	5 モード	124.2	115.2	87.3 -1.3%	91.5 -1.1%	——	——	——	——
推定信号 E2	3 モード	150.7	——	87.4 -1.2%	91.5 -1.1%	——	——	——	——
	4 モード	——	——	87.8 -0.7%	92.5 0.0%	——	——	——	——
	5 モード	114.2	116.9	87.9 -0.6%	90.3 -2.4%	——	——	——	——

注) %値は試験で確認した各模型の動圧に対する精度を示す。

で確認したフラッタ限界動圧に対する各値の精度を下段に示した。精度の良い推定を行うには、少なくともフラッタ限界値の 90～93% までの範囲のデータを必要とする [9] ことが確認できる。翼模型 DW 1 と DW 2 は試験でフラッタ動圧の確認はできなかったが、適用データから推定するための困難さ、推定したフラッタ限界値のばらつきから判断して、フラッタ限界値の 90% をかなり下まわる範囲のデータであったと推察される。これに対して翼 DW 3～DW 6 のデータは 1 RUN の非定常なデータを局所定常データとして扱い、93% 以上 (約 100% 近く) の範囲のデータを適用しているため、表 2 にみられるように各推定の精度は -1～-2% 程度と極めて良いものであった。

## 8. 結 論

1. 固定部分の割合を変えた片持ち平板デルタ翼のサブクリティカルな超音速風洞試験を行い、1 RUN の非定常な翼の不規則応答を AR モデルによる局所定常時系列解析のフラッタ限界値推定法に適用し、フラッタ限界値を精度良く推定することができた。
2. 吹出し式風洞で切欠き部のある翼に既設の模

型出し入れ装置を用いて風洞試験する場合、測定部の窓から漏れる擾乱気流は、気流外にある翼を大振幅で励振し、また、翼を測定部に出し・入れする時、この擾乱気流は翼に衝撃を与える。その振動と衝撃は、翼にクラックを発生し、破損する。安全に、効率良く風洞試験を行うためには、翼の破損を防止する安全装置の設置が必要である。

3. 衝撃防止装置を開発し、実際に試験に使用した。本装置は翼の振動や衝撃を緩和し、且、一旦発生したフラッタも大振幅の振動にも拘わらず抑止出来た。この結果から翼の安全装置としての有効性が確認された。
4. 有限要素法を用いた振動解析およびフラッタ解析においてはモデル化に問題があり、今後の検討課題として改良を進めていく考えである。

## 謝 辞

超音速デルタ翼の振動ならびにフラッタ解析には名古屋大学で開発した有限要素法による超音速フラッタ解析プログラムを使用した。プログラムの使用に関しては名古屋大学 古谷 寛講師に助言協力を得た。ここに感謝の意を表する。

また、翼模型の製作に関しては当所工作課坂本健技官の協力を得た。

### 参考文献

1. 名取通弘, 砂川 恵; 有限要素法による板翼の超音速フラッタに関する一解析, 東京大学, 宇宙航空研究所報告, 第13巻第1号(B), March 1977, pp.187-200.
2. 安藤泰勝, 松崎雄嗣, 峯岸正勝, 江尻 宏, 榊原盛三, 野田順一, 石田清道; 超音速デルタ翼の振動特性と安定限界の推定 第1報 定常な不規則応答のオンライン時系列解析, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1153, April 1992.
3. 安藤泰勝, 峯岸正勝, 江尻 宏, 榊原盛三, 野田順一, 石田清道, 松崎雄嗣; 超音速デルタ翼の振動特性と安定限界の推定, 日本航空宇宙学会 第30回構造強度に関する講演会講演集, July 1988, pp.50-53.
4. 安藤泰勝, 峯岸正勝, 江尻 宏, 榊原盛三, 野田順一, 石田清道, 関根英夫, 松崎雄嗣, 古谷 寛; 超音速デルタ翼の振動特性と安定限界の推定(その2), 日本航空宇宙学会 第31回構造強度に関する講演会講演集, July 1989, pp.168-171.
5. Matsuzaki, Y. and Ando Y.; Flutter and Divergence Boundary Prediction from Non-stationary Random Responses at Increasing Flow Speeds, 26th SDM Conference, Florida, April 1985.
6. 安藤泰勝, 松崎雄嗣; 増速中の擾乱気流による非定常不規則応答からダイバージェンスとフラッタ限界の推定, 航空宇宙技術研究所報告 TR-898, Feb. 1986.
7. Akaike, H., Kitagawa, G., Arahata, E. and Tada, F.; TIMSAC-78, Computer Science Monographs, No.11, The Institute of Statistical Mathematics, Tokyo, Feb. 1979.
8. Jury, I.E.; Theory and Application of z-Transform Method, John Wiley, New York, 1964, pp.1-44.
9. E. Nissim and Glenn B. Gilyard; Method for Experimental Determination of Flutter Speed by Parameter Identification, NASA Technical Paper 2923, 1989.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1179号

平成4年9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7-44-1

電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊞182

印刷所 株式会社 共 進

東京都杉並区久我山5-6-17

---

Printed in Japan