

ISSN 0389-4010

UDC 519.24

519.29

533.6.013.4

609.7.018.1

629.73

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1153

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

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

1992年4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 .....	2
3. システムの概要 .....	3
3. 1 ハードウェア .....	3
3. 2 ソフトウェア .....	4
4. 適用例.....	4
4. 1 翼模型 .....	4
4. 2 振動試験 .....	5
4. 3 風洞試験 .....	7
4. 4 推定と結果の検討 .....	7
5. 結 論 .....	16
謝 辞 .....	16
参考文献 .....	16

# 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\*

安藤 泰勝<sup>\*1</sup>    松崎 雄嗣<sup>\*2</sup>    峯岸 正勝<sup>\*1</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>\*7</sup>

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

#### Part 1

#### On-Line Time Series Analysis of Stationary Random Response

Yasukatsu ANDO, Yuji MATSUZAKI,  
Masakatsu MINEGISHI, Hiroshi EJIRI,  
Seizou SAKAKIBARA, Junichi NODA and  
Kiyomichi ISHIDA

#### ABSTRACT

A personal computer based, on-line time series analysis system is described which estimates the flutter boundary and vibration-mode parameter of a flutter model. The system software is written in BASIC and uses an autoregressive process.

Ground vibration and wind tunnel flutter tests were conducted on supersonic delta wing models to enable system evaluation. Stationary random response of the wings was subsequently applied into the system and its practical use was confirmed using the estimated results.

**Keyword** : Supersonic delta wing, vibration-mode parameter, flutter boundary, stationary random response, autoregressive estimation method.

---

\*平成4年3月9日 受付 (received 9 March 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)

## 概 要

振動試験や風洞試験の現場で試験中に翼の振動特性やフラッタ限界値を推定するため、自己回帰モデルによる限界値推定法を BASIC 言語でプログラムし、オンライン時系列解析システムをパーソナルコンピュータで構築した。システムを評価するため、超音速デルタ翼模型の振動試験とサブクリティカルな風洞試験を行い、翼の定常な不規則応答データを取得した。本システムを用いて推定した結果、その実用性が十分に確められた。

## 1. 序 論

模型によるサブクリティカルな風洞試験 [1, 15, 17, 18] や実機によるフラッタ飛行試験 [16] では、現在の試験から次の試験に移るため、供試体を壊すことなく増速し、安全領域を予知する精度の良いデータを早急に入手する必要がある。この様にして試験の進行を促進することは、高価な風洞や試験設備等の占有時間を短縮することが可能になることはもとより、多額の経費を要する試験での経費を大幅に節約できることを意味することは言うまでもない。更にサブクリティカルな試験では、あらかじめ試験条件を適切に設定する必要がある。試験条件の設定によっては、目的とするデータを取得することがないまま模型の破損等の事態を招き、長期間と多額の経費を失うこともある。このような問題は、試験法を確立すると同時にオンラインデータ処理システムの構築によって解決できる。しかしながら従来、このようなシステムは高速で大量のデータを扱うため、大型なものとなり試験現場で容易に使用できるものが製作できなかった。最近、パーソナルコンピュータの飛躍的な発達により、このようなシステムの構築が可能となりつつある [3, 5~11, 13~15]。

本論文はこのような情勢の下に、試験現場で不規則励振による翼の応答をオンラインデータ処理するため、オンライン時系列解析システムを開発し、システムの構成、解析の手法、超音速デルタ翼の振動試験や風洞試験への適用例、推定結果を報告書としてまとめたものである。時系列解析の手法は著者らが既に大型計算機上で実用化している自己回帰 (autoregressive : AR) モデルおよび自己回帰移動平均 (autoregressive moving

average : ARMA) モデルによるフラッタ限界値推定法 [1, 2] のうちの前者を、パーソナルコンピュータに適応した言語と機能に変更し、開発したものである。

本システムへの適用例としては、超音速デルタ翼の動特性が翼の固定条件によって複雑に変化することに着目して、翼の固定割合の異なるデルタ翼の振動試験と風洞試験を計画した。振動試験は固定条件の異なる 4 種類のデルタ翼を用意し、比較のため複数の試験法を併用して行った。また、別途振動解析を行い、これらの結果と比較し、本推定法の精度と所要時間の実用性を確めた。サブクリティカルな風洞試験では、マッハ数 2.5 の超音速の気流の乱れによる翼の定常な不規則応答データを取得し本システムに適用した。得られた超音速デルタ翼のオンライン時系列解析による推定特性と試験後にオフラインで解析したフラッタ解析の結果と比較して、良く対応していることを示した。

## 2. 理論の概要

AR モデルによるオンライン時系列解析のシステムに用いたフラッタ限界値推定法の理論の詳細は参考文献 [1, 2] を参照するものとするが、ここでは、その概要を以下に示す。

一定の条件下において不規則励振された翼の応答  $y(t)$  からサンプリング周期  $T$  で  $n = 1 \sim N$  に離散化された有限離散化時系列データを  $\{y(n)\}$  で表わされるとする。

入力  $\{x(n)\}$  に対する時系列データ  $\{y(n)\}$  は AR 過程

$$\sum_{m=0}^{2J} b(m) y(n+m) = x(n+2J) \quad (1)$$

で表わされると仮定する。

ここで  $b(0) \neq 0$ ,  $b(2J) = 1$  である。 $m = 0 \sim 2J - 1$  に対して次数  $2J$  と AR の係数  $b(m)$  は未知量である。

入力  $x(n)$  は平均値が零、分散が無相関で大きさが未知の正規分布雑音と仮定する。時系列データ  $\{y(n)\}$  を用いて未知量  $2J$ ,  $b(m)$  を文献 [1, 2] の AR 過程の推定法によって求める。(1) 式に,  $z$  変換を適用すると

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

$Y(z)$  と  $X(z)$  は, 各々  $y(n)$  と  $x(n)$  の  $z$  変換である。伝達関数  $H(z)$  は

$$H(z) = 1 / \sum_{m=0}^{2J} b(m) Z^m \quad (3)$$

特性方程式  $G(z)$  は

$$G(z) = \sum_{m=0}^{2J} b(m) Z^m = 0 \quad (4)$$

で与えられる。

Jury の安定条件 [12] に従って, 系が安定であるためには, すべての根が  $z$  平面の単位円の内にあれば良いので,

$$G(1) > 0, G(-1) > 0 \quad (5)$$

であり, かつ

$$F^{\pm}(m) = |A_m \pm B_m| > 0 \quad (6)$$

$(m=1, 3, \dots, 2J-1)$

である。ここで  $A_m, B_m$  は  $m \times m$  の正方行列である ( $A_m, B_m$  は文献 [1, 12] 参照)。安定限

界を推定するために, 安定パラメタ  $G(\pm 1)$ ,  $F^{\pm}(m)$  を動圧に対してプロットし, この値に最小二乗法による曲線の当てはめを行い,  $G(\pm 1)$ ,  $F^{\pm}(m)$  が零になる動圧の中で最小の値を推定した限界値とする。

サブクリティカルな状態での翼の系を粘性減衰のある  $J$  個の自由度を持った振動系に置き換えて考えることにする。この様な振動系の特性方程式は, 特性根を  $S$  とすると,

$$\sum_{j=0}^{2J} C_j S^j = 0 \quad (7)$$

で表せ, 各モードの固有振動数  $\omega_j$ , 減衰係数比  $\eta_j$  ( $j=1, \dots, J$ ) に対し特性根は

$$S_j, \bar{S}_j = (-\eta_j \pm i \sqrt{1 - \eta_j^2}) \omega_j = \beta_j \pm i \omega_j \quad (8)$$

更に,  $z$  変換とラプラス変換の関係から (7) 式の特性根  $S$  とサンプリング周期  $T$  に対して

$$z = e^{ST} \quad (9)$$

が成立するので (4) 式の根  $z_j, \bar{z}_j$  に対して (7) 式の根  $S_j, \bar{S}_j$  が求まり, 更に (8), (9) 式を用いると  $\omega_j, \beta_j, \eta_j$  が求まる。

### 3. システムの概要

オンライン時系列解析のシステムの構成を図1に示す。システムはオンライン時系列解析の演算処理を高速で, 精度良く推定することを狙い供試体の系を簡便に, 最大5モードの系として5000点の時系列データを処理できることを目標とした。

#### 3.1 ハードウェア

システムの外観を図2に示す。時系列解析の演

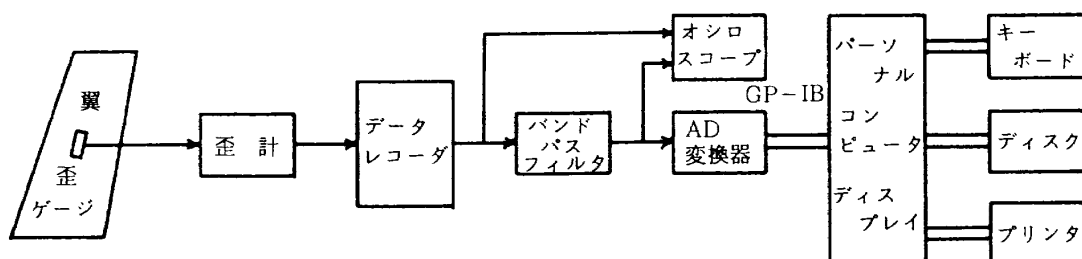


図1 システムの構成



図2 システムの概観

算処理は高速で実行するため、データの前処理のフィルタ処理、即ち、系に不要な振動数成分の除去とエリアシング防止にはアナログのバンドパスフィルタ (FV-665)、振動波形のモニターにはオシロスコープ (V-203F) を用いた。前処理後のアナログ信号は着目した振動数成分から予めサンプリング周期 (外部クロックによるサンプリングが可能) を設定した AD 変換器 (ADC-116C) で 12 bit/5 V の時系列データに変換した。時系列データはパーソナルコンピュータ (HP9000-310M) のバッファに高速バイナリモードで転送し、前節に示した AR モデルによるフラッタ限界値の推定法を実行する。高速化を実現するため、浮動小数点演算ボードを使用した。パーソナルコンピュータ本体はキーボード、ディスプレイ、ディスクおよびプリンタから成る。

### 3.2 ソフトウェア

AR モデルによるフラッタ限界値推定法のソフトウェアの流れを図3に示す。ソフトウェアは初期設定データ入力を含むメインプログラム、直接モード高速バイナリ AD 変換サブルーチン、参考文献 [2] のコンピュータプログラム集 TIMSAC 78.1.1. に準拠したサブルーチン AR モデル、高次代数方程式の解法を含む振動数と減衰係数比を推定するサブルーチン FRED および行列式の解法を含む Jury の安定条件を求めるサブルーチン Jury から成る。BASIC 言語で開発したソフトウェア全体のステップ数は 510 である。結果のプリ

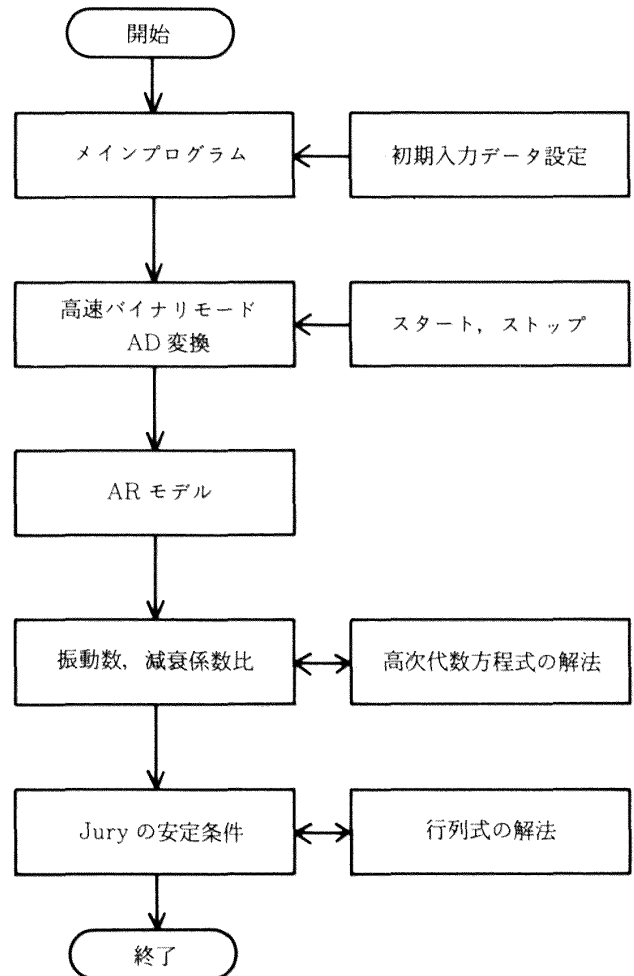


図3 ソフトウェアの流れ

ント出力は最小限にとどめ、BASIC コンパイラを活用し高速化を計った。

## 4. 適用例

4つの超音速デルタ翼模型について振動試験を行い、その後、切欠きのある3つのデルタ翼模型に対して風洞試験を実施した。試験で取得した翼の定常な不規則応答は時系列解析し、翼の特性を推定し、その結果をオンライン時系列解析システムへの適用例として示す。また、試験後、有限要素法による解析を大型計算機で別途行い、結果を比較し考察した。

### 4.1 翼模型

超音速デルタ翼模型の平面形を図4に示す。翼は厚さ 0.002m のアルミニウム合金 (2024-T 3) 製である。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の特性が複雑に変化し、

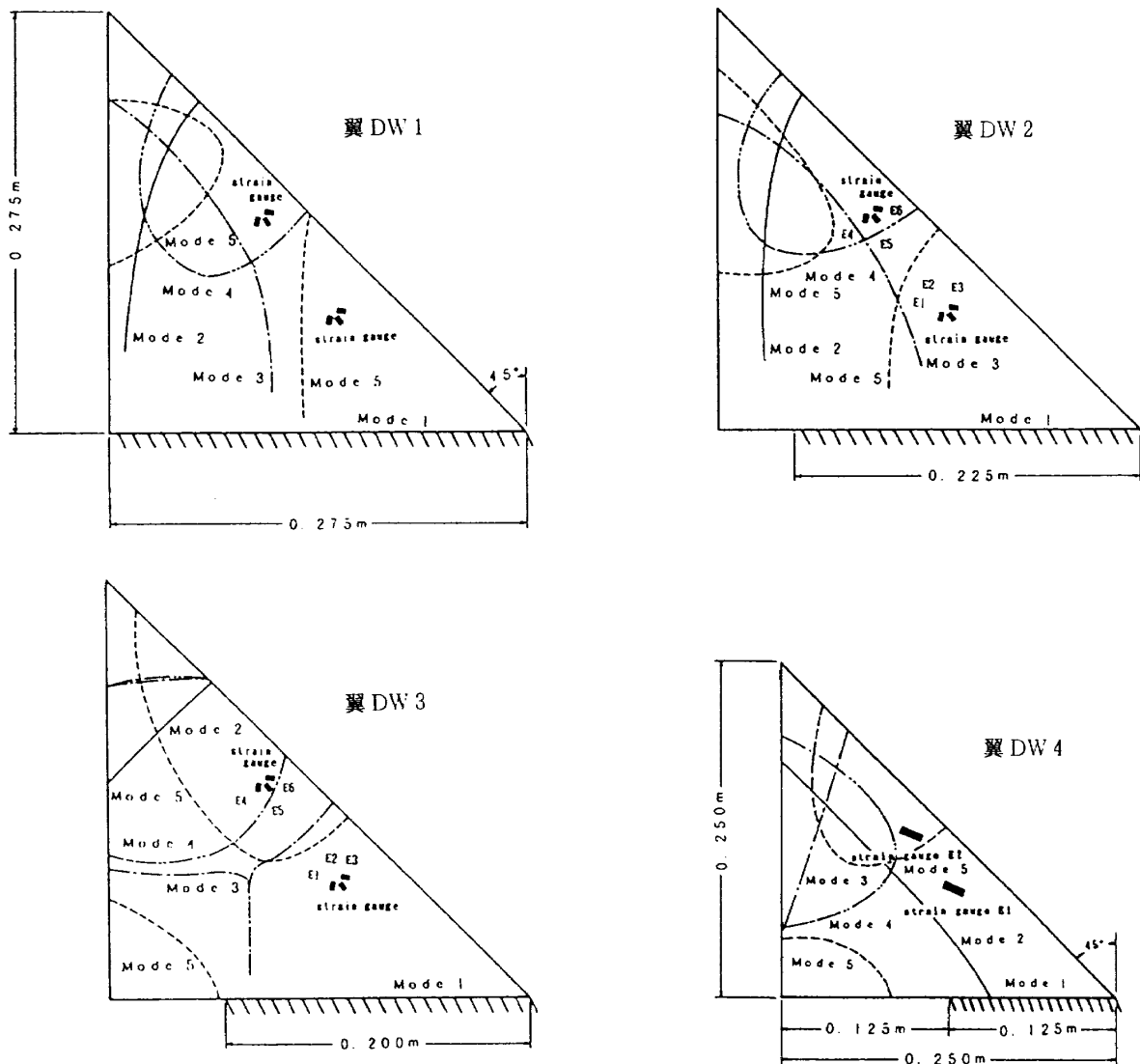


図4 固定部分の異なるデルタ翼模型とノード線

それによってフラッタの連成モードも変わる場合がある。翼模型の設計は参考文献〔4〕の第3表および第6図を参考に、翼固定部の翼後端から固定の割合を減らすとフラッタ動圧が低下し、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替ることに着目して、風洞試験が可能な模型サイズと材質を選定し、低次連成モードと高次連成モードのフラッタを風洞実験で起こさせることを目的に製作した。模型は翼幅を0.275m、固定条件を100% C (翼名称DW 1)、81.8% C (DW 2) および72.7% C (DW 3) と翼幅を0.250m、固定条件を50% C (DW 4) とした4種類を製作した。ここで、固定条件% C とは翼根部の後縁より切り欠きを入れた翼の固定割合を示す (例えば、100% C は切り欠きのない翼である)。

また、翼の応答を検出するため、デルタ翼DW 2とDW 3には25%翼弦上のルートから0.100m (歪ゲージ番号E 1, E 2, E 3) と0.180m (E 4, E 5, E 6) の両翼面に3軸45°/90°の歪ゲージ (KFR-1-D 25) を各2ヶ所に貼った。デルタ翼DW 4は同じ翼弦上のルートから0.100m (E 1) と0.150m (E 2) の両翼面に1軸の歪ゲージ (KFC-2-C 1) を貼った。

#### 4.2 振動試験

振動試験は、前述の4種類の超音速デルタ翼模型について次の3つの試験法を選択して行った。

- (A) ランダム加振によるARモデルの推定法
- (B) 正弦波共振法
- (C) ハンマイパクト法によるモーダル解析

(A) は狭帯域ランダム信号を用い、加振力約 100N の加振機 (MSE-411) 2 台にアルミニウム製ブロックを取り付け、翼を片持ち支持して翼のルートを同位相で加振した。歪ゲージからの応答信号を AD 変換し、パーソナルコンピュータでオンライン時系列解析した (図 2 参照)。

(B) は正弦波信号を用い、加振は (A) と同様に行った。翼の応答は翼面上の 1 点に渦電流型の非接触振動計を置き、各モードの変位最大点の共振振動数をカウンタで計測した。ノード線は翼面上に砂を散布して求めた。

(C) は片持ち支持した翼のブロックを台に固定し、翼の応答を翼面上の 1 点に置いた渦電流型の非接触振動計で検出した。加振はインパクトハンマー (B & K 8202) により、翼面を順次移動加振し、力と振動計の信号を共に 2 チャンネル FFT アナライザ (B & K 2034) に入力してアンサンブル平均 5 回の周波数応答関数を求めた。その解析値よりパーソナルコンピュータでモーダル解析を行った。

振動試験結果のうち、(B) について求めた 5 次モードまでのノード線を図 4 に示した。また、有限要素法による振動解析と試験で得られた 5 次モードまでの固有振動数および減衰係数比を表 1 に示す。表 1 より、同じ翼幅 (0.275m) の翼 DW 1 ~

DW 3 の各モードの固有振動数は固定部分の割合が減少することによって一様に低下している。しかし、図 4 に示した翼 DW 3 の 3 次モードは、ノード線図から分かるように曲げと振りが連成したようなモードで振動試験の計測が困難なケースが存在した。また、ランダム加振による AR モデルの本推定法の場合には、正弦波共振法では求められた翼 DW 1 の 5 次と翼 DW 3 の 4 次および 5 次のモードが推定出来なかったケースがある。翼 DW 2 について行った本推定法のシステムの所要時間は時系列データ数  $N$  をパラメタに 5 次モードとした場合の一例を図 5 に示す。ここで、データ数

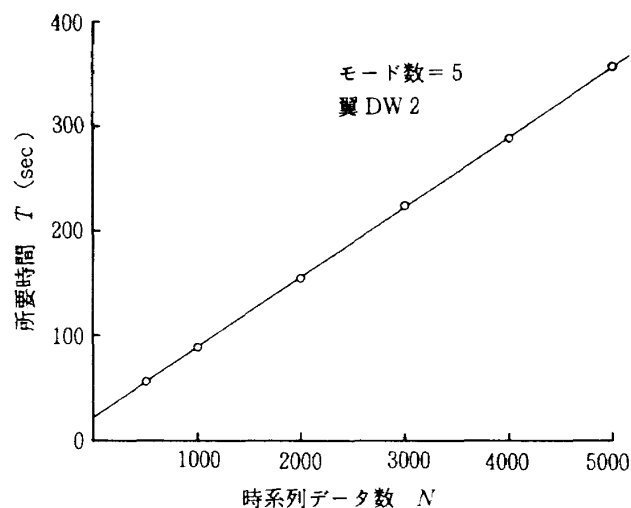


図 5 所要時間の一例

表 1 固有振動数と減衰係数比

単位 (Hz)

模 型	DW 1			DW 2			DW 3			DW 4			
	(A)	(B)	解析	(A)	(B)	解析 *	(A)	(B)	解析 *	(A)	(B)	(C)	解析
1 次	37.8 -14.9% (0.006)	44.4	39.6 -10.8%	34.2 -4.7% (0.009)	35.9	37.4 4.2%	33.3 5.0% (0.051)	31.7	34.6 9.1%	28.0 2.2% (0.065)	27.4	28.5 4.0% (0.010)	30.4 10.9%
2 次	147.9 -1.5% (0.002)	150.1	149.8 -0.2%	147.3 0.5% (0.004)	146.6	148.6 1.4%	132.9 -9.0% (0.098)	146.1	141.0 -3.5%	96.3 1.0% (0.013)	95.3	94.9 -0.4% (0.003)	97.4 2.2%
3 次	201.6 -1.5% (0.004)	204.6	208.6 2.0%	172.9 2.2% (0.020)	169.2	179.9 6.3%	147.3 -9.3% (0.018)	162.4	153.8 -5.3%	170.5 0.3% (0.002)	170.0	170.1 0.1% (0.002)	169.2 -0.5%
4 次	355.8 -2.1% (0.006)	363.5	359.9 -1.0%	314.9 -9.8% (0.042)	349.0	357.8 2.5%		324.5	338.1 4.2%	314.8 -0.3% (0.004)	315.9	314.8 -0.3% (0.001)	310.7 -1.6%
5 次		492.0	488.2 -0.8%	428.4 -0.3% (0.001)	429.9	450.4 4.8%		368.5	383.0 3.9%	440.4 0.2% (0.002)	439.6	437.5 -0.5% (0.001)	431.4 -1.9%

(A) 本手法, (B) 正弦波共振法, (C) ハンマインパクト法, ( ) 減衰係数比

\* 等間隔の解析結果よりスプライン補間により求めた。



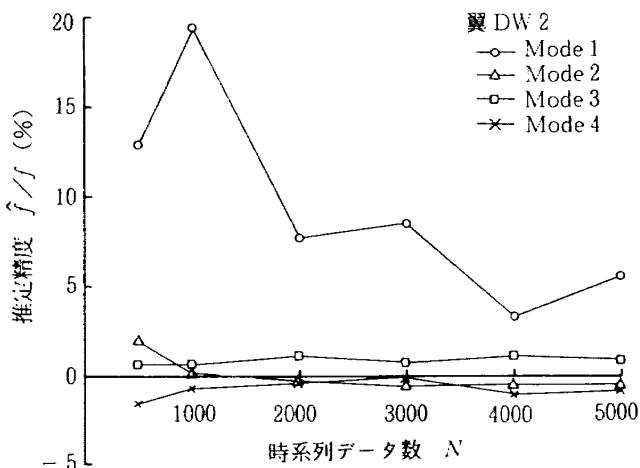


図6 推定精度の一例

5000点のデータ処理所要時間は約6分である。同様に、推定精度は時系列データ数 $N$ をパラメタに4モードとした場合の一例を図6に示す。ここで、正弦波共振法による値を基準とした推定精度は1次のモードだけがデータ数 $N$ に依存している。しかし、他のモードではこの影響が少ない。また、翼DW4について、固有振動数を正弦波共振法(B)による値を基準に比較すると、1次の振動数は(A)法が約+2%、(C)法が+4%である。高次の振動数の精度は非常に良く推定されている。各振動試験法による所要時間は、それぞれ(A)法が6分、(B)法が30分、(C)法が60分程度である。

#### 4.3 風洞試験

風洞試験は吹出し式超音速風洞(測定部断面1m×1m, マッハ数1.4~4.0)を使用し, マッハ数を $M=2.5$ の一定に固定し, 動圧を1RUN毎に変え, 約70~120kPaまでの範囲に亘って約10RUNを目標にサブクリティカルなフラッタ試験を行った。同一サイズの超音速デルタ翼模型の固定条件は翼根部後縁からの切欠き量によって実現している。このため模型は風洞試験中に破損し易い。模型は破損の有無を判定するため, 風洞試験の前後に測定部に取付けた状態で, 翼端にインパクトを加え, パワースペクトル密度(PSD)を求め, それから翼の破損の状況を判定して試験を進めた。試験では翼の応答信号をデータレコーダにも収録し, 同時にオンライン時系列解析を行っ

た。固定条件が81.8%C(DW2)と72.7%C(DW3)の2つの翼は低次連成モードによるフラッタを狙った試験でそれぞれ9RUNと11RUNの定常な不規則応答データを取得した。また, 高次連成モードによるフラッタを狙った固定条件が50% C(DW4)の翼では4RUNの定常な不規則応答データを取得した。しかし, この試験でもフラッタは起こらず, 翼DW4は試験中に歪ゲージE2の歪計が故障し, 良いデータが得られなかった。

#### 4.4 推定と結果の検討

風洞試験におけるARモデルによるフラッタ限界値推定法のオンライン時系列解析は精度を保持してデータ処理の所要時間を短縮することが理想的である。しかし, 所要時間は時系列データ数とARモデルの次数との大きさに依存した値として決定される。試験に使用した風洞は吹出し式風洞であるため1RUN分を実行するのに必要な乾燥空気の充填に15~20分を要する。従って, 風洞試験の最小実行間隔と次の試験条件の検討および設定を行うための時間(10分程度)を考慮するとデータ解析の所要時間は, 5~8分程度とする必要がある。本推定法では, 翼の5つのモードを抽出する目的で, 5モードの系として実行した。この場合のデータ解析の所要時間は約6分/RUNであり, システムの所要時間としては十分許容できるものである。また, 風洞試験中の翼の応答はデータレコーダにも記録しているので, 次の試験を実施するまでにオンライン時系列解析を行ったと同じ応答データを用い, モード数等の解析条件を検討するためのオフライン時系列解析も行える。このことによって, オンライン時系列解析の有効性を確認することが可能である。

本推定法では初期条件に5モードの系として実行したが, 推定結果から5モードのうち2モードが直接推定に関与するものでなかったため, 最終設定条件では3次までのモードを精度良く抽出することとした。このため, バンドパスフィルタの帯域幅はデルタ翼DW2とDW3を50~180Hz, DW4を40~240Hzに設定し, 応答データのうち

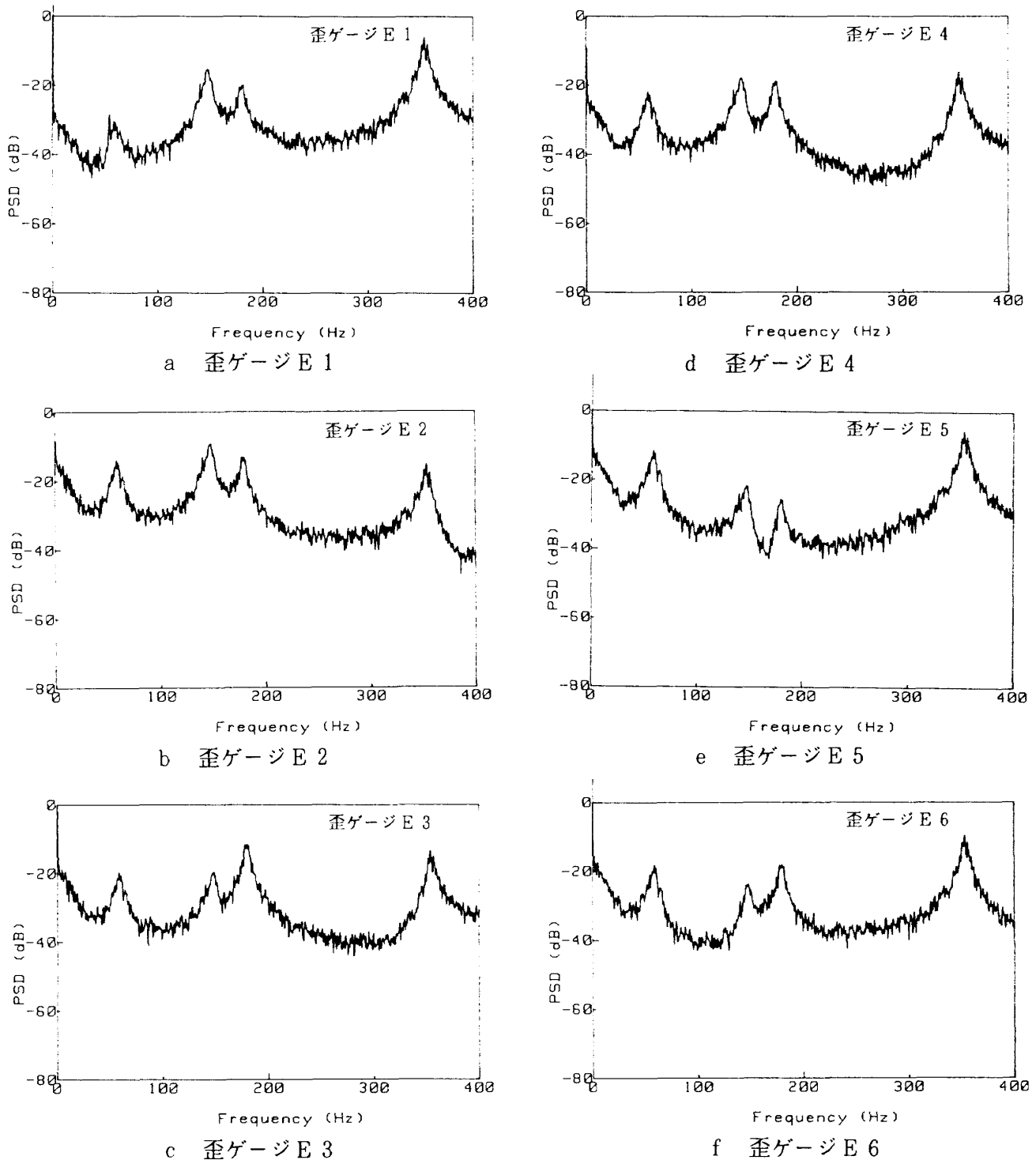


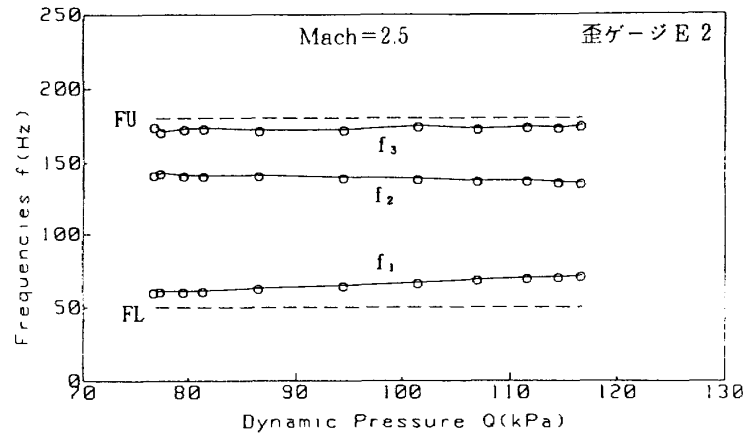
図7 デルタ翼 DW 2 のパワースペクトル密度 PSD  
( $M = 2.5$ ,  $Q = 76.9 \text{ kPa}$ )

低い振動数成分と翼の 4 次以上の高い振動数成分を除き、サンプリング周期を 0.002s、データ数を 5000 点とした時系列解析を行った。

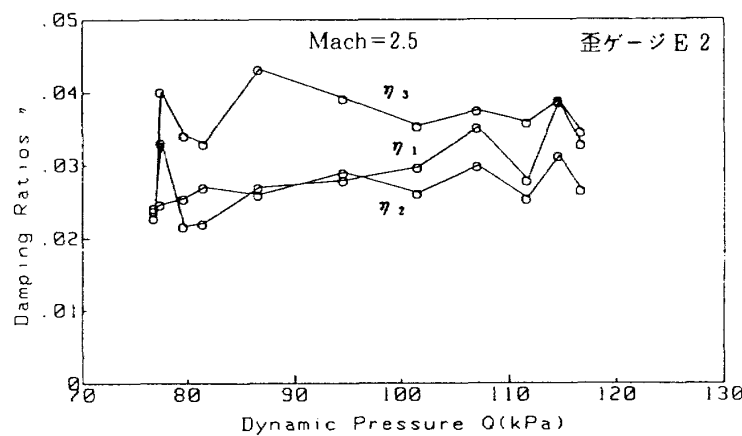
実際に推定を行う前には、翼に取り付けた歪ゲージの応答信号の特性を知っておく必要がある。そのため、振動試験によって得られた翼の各歪ゲージの応答信号の特性を検討し、着目する歪ゲージ

の選択、データ数およびモード数等の初期設定条件を決定する。次に、風洞試験に移行し、安全なフラッタ動圧の試験から順次設定条件等を最適化して行く。以下に、各デルタ翼についての設定条件および推定結果を示す。

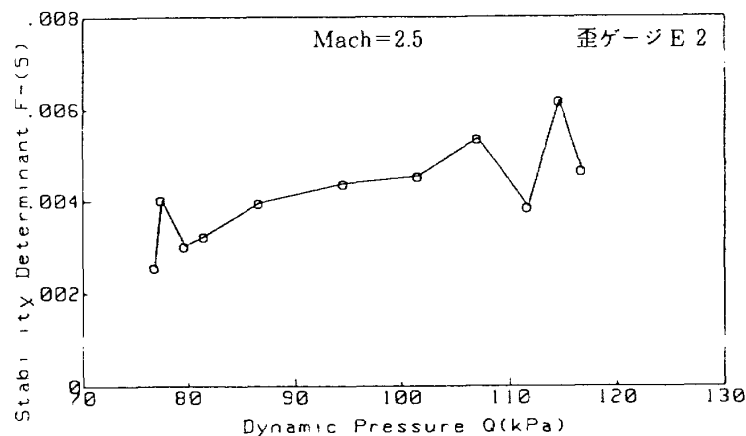
翼 DW 2 の一例として試験動圧  $Q = 76.9 \text{ kPa}$  の場合のパワースペクトル密度を図 7a～7f に



a 振動数



b 減衰係数比



c Jury の安定条件  $F-(5)$

図8 デルタ翼 DW 2 の推定した特性

示す。図は横軸に振動数 (Hz), 縦軸に歪ゲージの信号成分をスペクトル (dB) で表す。各図の特性には4つのスペクトルのピークが存在し、翼の1次～4次までの4つのモードが確認された。しかし、スペクトルの分布と大きさは各歪ゲージの位置と方向によって振動モードに対する歪感度のため異なる。推定法に適用する最適な応答信号は試

験動圧の範囲に亘って、目的の3つの振動モードのノード位置に歪ゲージの位置が一致しない、歪感度の高いものを選択することが良いと言える。検討した結果6つの歪ゲージの応答信号の中からE2の信号を選ぶこととした。歪ゲージE2の応答信号をオンライン時系列解析システムに適用して推定した振動数  $f$ , 減衰係数比  $\eta$  および Jury

の安定条件の  $F^{-}(5)$  の特性を図 8a, 図 8b および図 8c に示す。横軸はマッハ数  $2.5 \pm 0.05$  の試験動圧  $Q$  である。図 8a の破線で表した  $FL$  と  $FU$  はデータ処理に用いたバンドパスフィルタの下限と上限の遮断周波数を表す。また、同図の振動数特性は試験動圧の増加に伴って 1 次 ( $f_1$ ) の振動数が上昇し、逆に 2 次 ( $f_2$ ) の振動数が低下

している。その結果離れていた 1 次と 2 次が近づく。これに対して 3 次 ( $f_3$ ) の振動数はこの 2 つの振動数の変化に対して一定値であることからフラッタには関与しないように推察される。この翼の設計フラッタは 1 次と 2 次の連成フラッタであるが、試験範囲ではフラッタが発生しなかった。しかし、図 8a から推定した振動数の特性からフ

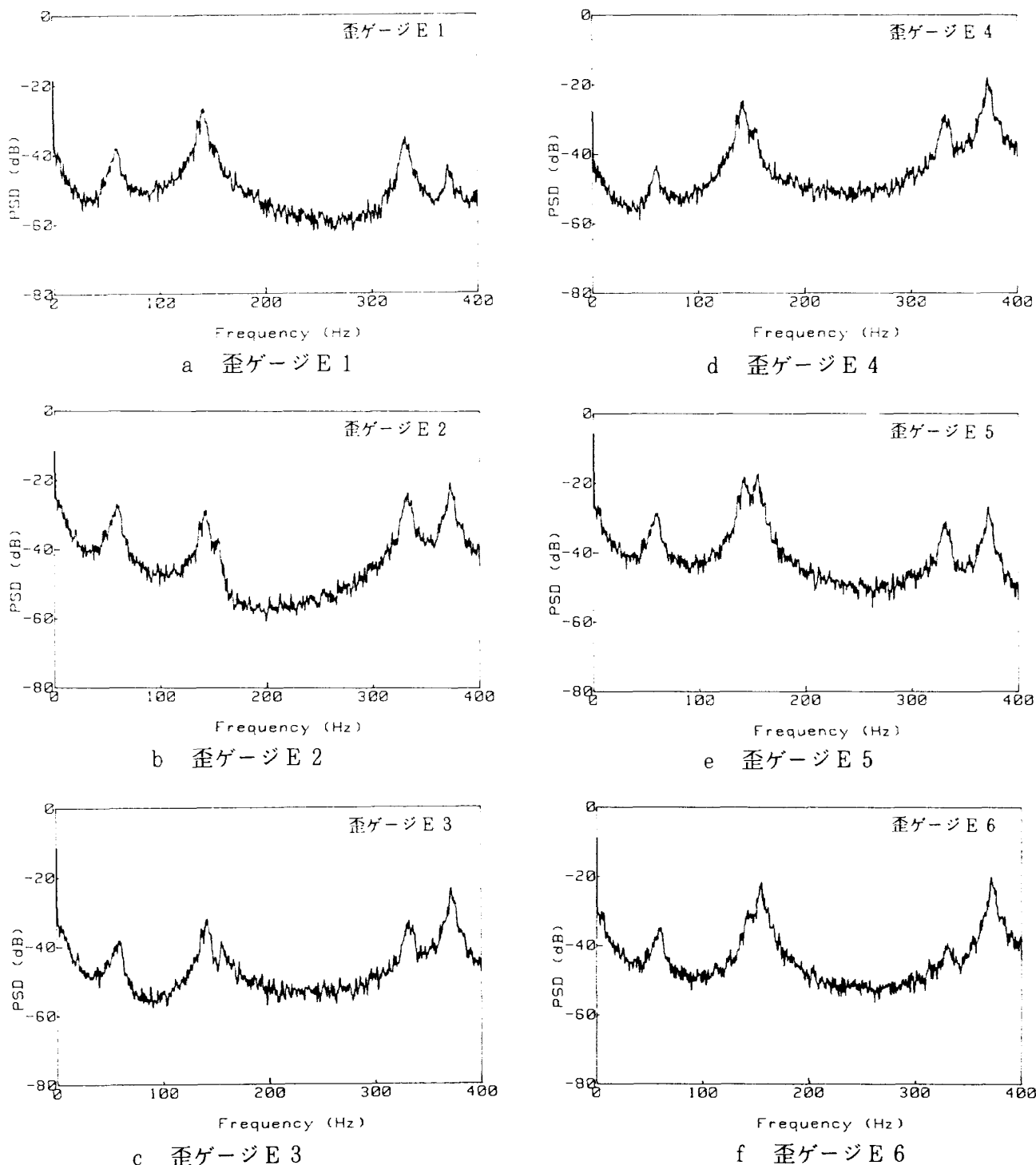
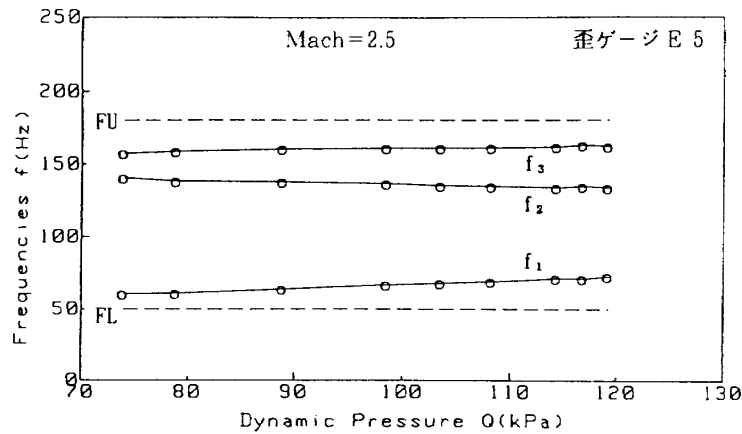


図9 デルタ翼 DW 3 のパワースペクトル密度 PSD  
( $M = 2.5$ ,  $Q = 74.0 \text{ kPa}$ )

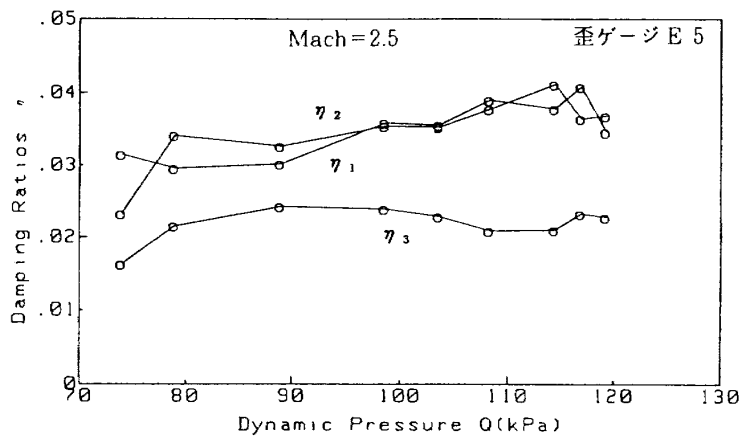
ラッタモードの関係が推察される。一方、図8bの推定した減衰係数比は1次と2次の値が3次の値より低く推定されている。しかし、試験動圧の限界まで、3つのモードの値は低下する傾向が認められない。従って、図8bで推定した減衰係数比の特性は設計フラッタ動圧が試験範囲より高いことを表している。図8cの11点の安定条件 $F^-$

(5)の特性も試験動圧の限界まで右上がりの傾向を示し、図8bの考察が裏付けられる。

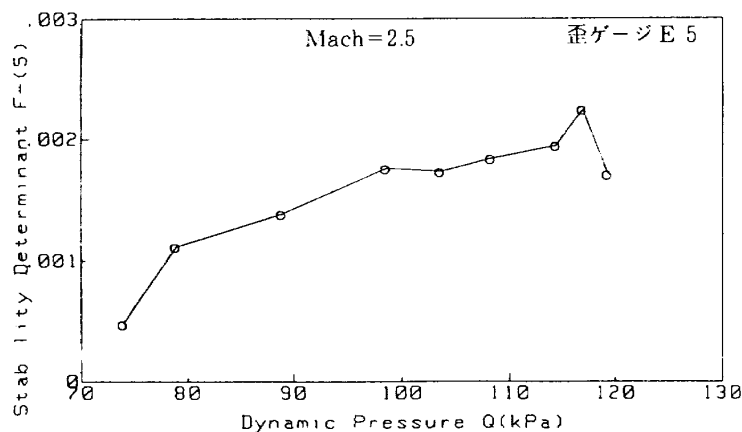
次に翼DW2より固定部分の少ないデルタ翼DW3についてもマッハ数2.5、試験動圧が $Q = 74.0 \text{ kPa}$ の場合の6つの歪ゲージの応答信号の特性をDW2の場合と同様に調べた。その結果を図9a～9fに示す。翼DW3の場合には推定法



a 振動数



b 減衰係数比



c Jury の安定係数  $F^-(5)$

図10 デルタ翼DW3の推定した特性

に適用するための最適なこの翼の歪ゲージを DW 2 の場合と同じ理由から E 5 と選定した。DW 2 の翼では歪ゲージ E 2 が最適と判断されたが、DW 3 では翼端寄りの歪ゲージ E 5 の応答信号の特性が 1 次から 3 次までの振動数範囲で比較的同レベルに分離されており最適であった。歪ゲージ E 5 の信号から推定した DW 3 の翼の振動数  $f$ 、減衰係数比  $\eta$  および Jury の安定条件の  $F^-(5)$  の特性を DW 2 と同様に図 10a、図 10b および図 10c に示す。図 10a の推定した振動数は DW 2 の翼の推定結果と同様であるが、翼の固定部分の減少によって 3 次の振動数は DW 2 よりも低くなっている。図 10b の推定した減衰係数比は 1 次と 2 次の値が 3 次の値よりも高く、DW 2 と比較すると翼の固定部分の減少によって DW 2 に対し 1 次、2 次の値と 3 次の値が逆転している。図 10c の 9 点の安定条件  $F^-(5)$  の特性も試験範囲では右上がりである。この特性から推察すると試験動圧に対し、フラッタ動圧は高いことが窺える。図 8c の DW 2 の安定条件と縦軸の違いを考慮して比較すると、特性の傾向は同じであるが DW 3 の値は小さい。このことは、3 モードの系の Jury の安定条件  $F^-(5)$  の 1 次から 3 次モードまでの振動数と減衰係数比の特性を再考すると、図 8a と図 10a の翼 DW 2 と翼 DW 3 の振動数特性では、1 次と 2 次モードの振動数は共に等しい。しかし、3 次モードの振動数は翼 DW 2 より翼 DW 3 が低い。また、2 つの翼の減衰係数比も、同様に 1 次と 2 次のモードの値は同じであるが、3 次モードの値は低い。そのため翼 DW 3 の安定条件の値は翼 DW 2 の値より低くなっていると考えられる。一方、それぞれの翼でフラッタが発生するとすれば、共に 1 次と 2 次の連成モードである（文献 4, p194）。試験動圧を限界値まで上昇出来ると仮定すれば、2 つの翼の間での試験動圧に対する振動数と減衰係数比の特性は上記で述べたように 1 次と 2 次モードの変化が少なく、3 次モードの値が低いため、安定条件の値も翼 DW 3 が低くなると考えられる。一般に、減衰係数比や安定条件の値が零に近づく程、翼が不安定になりやすいことを考慮すれば、フラッタ動圧は翼の固定部分が少な

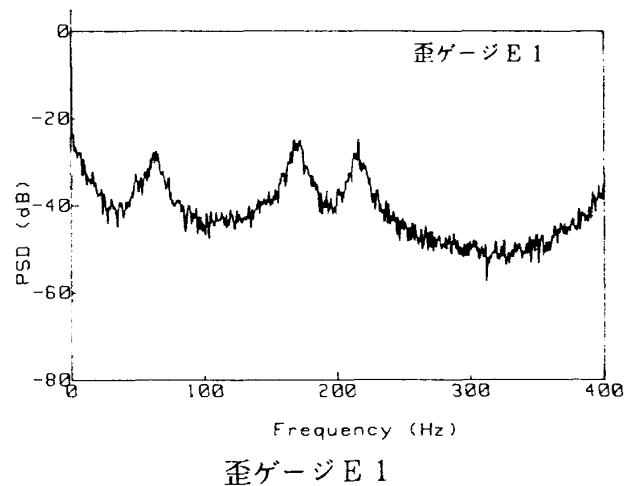
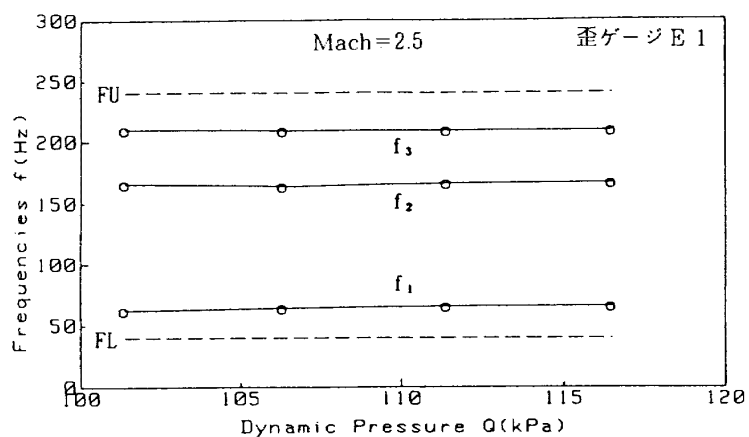


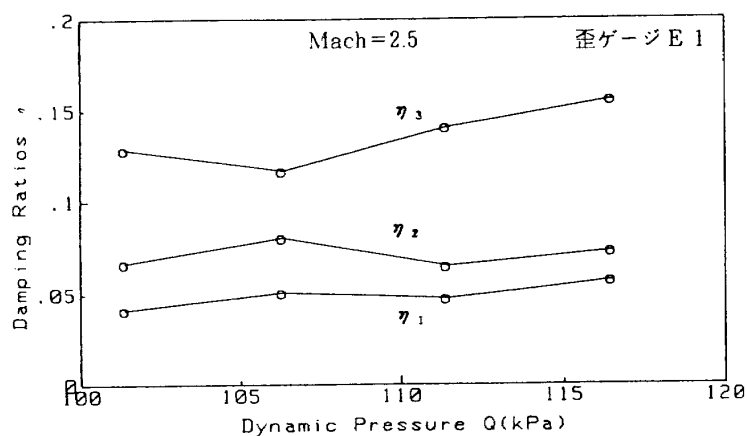
図 11 デルタ翼 DW 4 のパワー  
スペクトル密度 PSD  
( $M = 2.5$ ,  $Q = 101.4 \text{ kPa}$ )

い翼 DW 3の方が翼 DW 2より低いと考えられる。

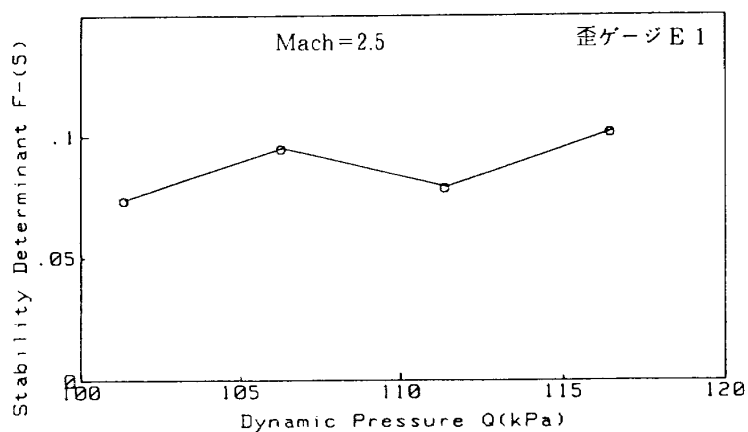
最後に固定部分が 50% C のデルタ翼 DW 4 は歪ゲージが E 1 と E 2 の 2 つである。しかし、E 2 は試験中に歪計が故障したため良いデータが得られていない。従って、推定法に適用出来る応答信号は E 1 だけになるが、この翼についてもマッハ数 2.5、試験動圧  $Q = 101.4 \text{ kPa}$  の場合の信号を調べてみた。その PSD の結果を図 11 に示す。E 1 の信号は振動数範囲 0 ~ 400 Hz の間に互って 3 次までの振動モードの成分を十分含むことが確認された。4 RUN の E 1 の信号をオンライン時系列解析した。ここで推定した振動数  $f$ 、減衰係数比  $\eta$  および Jury の安定条件の  $F^-(5)$  の特性を図 12a、図 12b および図 12c に示す。図 12a の推定した振動数は試験動圧範囲で 3 モードの振動数とも一定の値である。ここで、フラッタの 1 次と 2 次の連成モードを狙った DW 2 と DW 3 の翼の振動数特性（図 8a、図 10a）とフラッタの 2 次と 3 次の連成モードを狙った DW 4 の振動数特性（図 12a）を比較すると、翼 DW 4 の特性は同じ翼厚ではあるが翼幅が短いため全体に振動数は高い。また、DW 2 と DW 3 の減衰係数比の特性（図 8b、図 10b）と DW 4 の減衰係数比（図 12b）の値を比較すると、図 12b で推定した減衰係数比の値は全体に高い値となっている。振動数特性および減衰係数比は試験動圧範囲で 3 つのモー



a 振動数



b 減衰係数比



c Jury の安定条件  $F-(5)$

図12 デルタ翼 DW 4 の推定した特性

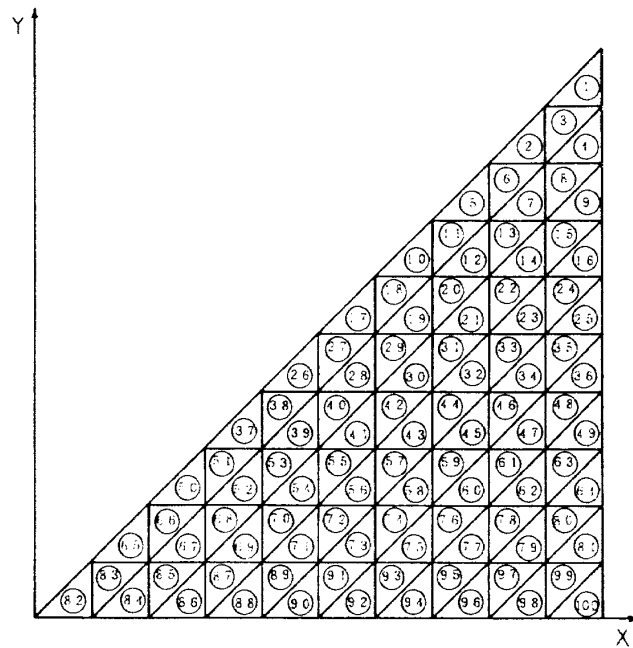


図 13 デルタ翼の三角形要素分割

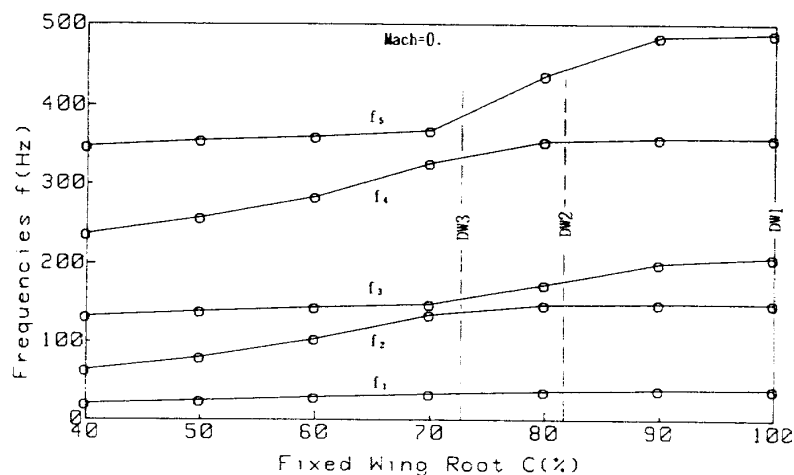


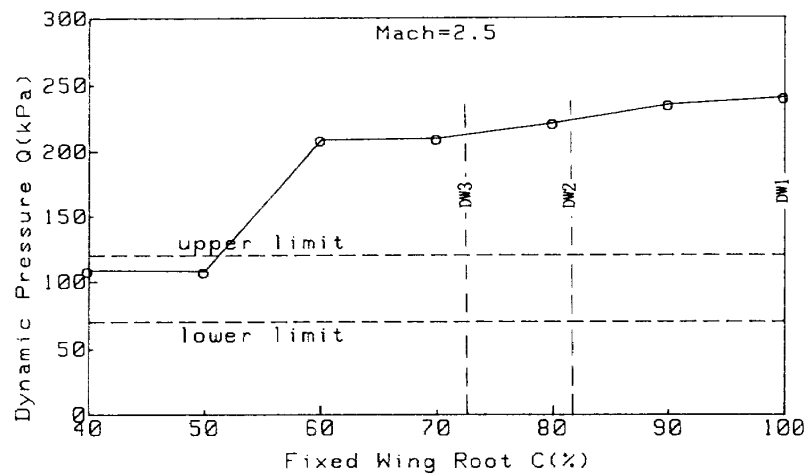
図 14 デルタ翼の振動数特性

ドの値が共に上昇し、フラッタ限界が高いことが推察される。図 12c の 4 点の安定条件  $F^-(5)$  の特性も試験動圧の範囲で上昇しており、フラッタ限界が高いことを示している。

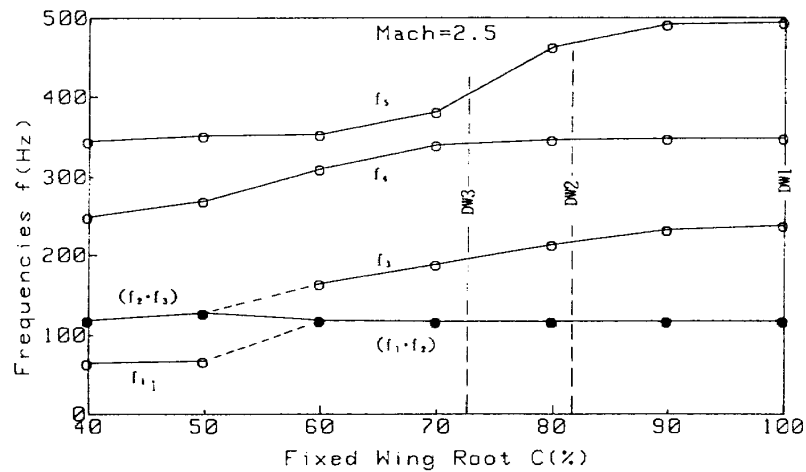
風洞試験後、有限要素法による超音速デルタ翼の振動解析と準定常空気力を用いたフラッタ解析を行った。解析は、デルタ翼の諸元を前縁の後退角  $45^\circ$ 、翼幅 0.275m、板厚 0.002m、材質がアルミニウム合金 (2024-T 3) で、図 13 に示すように翼の分割を 10 等分した要素数 100 の三角形要素について、翼の固定部分をパラメタに 5 次のモードまでの固有振動数、マッハ数 2.5 のフラッタ動圧とフラッタ振動数を求めた。この翼の解析結果

は固有振動数を表 1 および図 14 に、フラッタ動圧および振動数を図 15a および図 15b に示す。図 15b には、2 つのモードで連成した翼のフラッタ振動数を●印、考察の参考のため、それ以外の 5 次モードまでの翼の振動数を○印で各々示した。翼の固定部分の割合が 50%C と 60%C の 2 点のフラッタ振動数は僅かに変わり、連成モードが 2 次と 3 次の連成モードから 1 次と 2 次の連成モードに変わる。しかしながら、本図で示したフラッタ解析ではこの間の解析を行っていないため、この間の振動数変化が明確に示せない 1 次と 3 次のモードの振動数を各々破線で示すことにする。図 14 より翼 DW 2 と DW 3 の固有振動数は 1 次と





a 限界動圧



注) :  $(f_1 \cdot f_2)$  および  $(f_2 \cdot f_3)$  は連成モードを示す。

b 連成モードと振動数

図15 デルタ翼のフラッタ

表2 フラッタ限界と連成モード

模 型	DW 1	DW 2 *	DW 3 *	DW 4
フラッタ動圧 $Q_c$ (kPa)	240	226	209	143
連成フラッタモード	M 1・M 2	M 1・M 2	M 1・M 2	M 2・M 3
フラッタ振動数 $f_c$ (Hz)	118.1	117.4	117.4	155.1

注) M 1, M 2, M 3はモードの次数1次, 2次, 3次を示す。

\*等間隔の解析結果よりスプライン補間により求めた。

2次では離れているが2次と3次は近くなっている。図15aより翼DW2とDW3のフラッタ動圧は完全な片持翼である翼DW1(100%C)の動圧より低い。しかし、デルタ翼(DW1~DW3)は破線で表した超音速風洞(マッハ数2.5)の運転範囲の上限動圧(120kPa)を越えていた。表2にフ

ラッタ限界と連成モードをまとめて示す。ここで、翼DW2およびDW3の解析フラッタ動圧および振動数は解析結果より、スプライン補間して求めた値である。図15bより翼DW2とDW3のフラッタモードは設計の連成モードと同じ1次と2次の連成モードであることが確認された。フラッタ動

圧を最も低く設計した翼 DW 4 の場合も上記と同様に、表 2 から風洞の運転範囲の上限を越えており、図 12 の推定結果からもフラッタの連成モードの情報は得られなかった。前節の 4. 1 で示したように翼 DW 4 は 2 次と 3 次の連成フラッタを生じるように設計したため、1 次と 2 次の連成モードを想定した翼 DW 2, DW 3 と比べ、フラッタ振動数は高くなった。今回のオンライン時系列解析では適用したデータの試験動圧が限界動圧に対して非常に低かったため、翼の限界値を推定することは出来なかった。しかし、試験範囲の推定した結果から推察される特性は解析結果と対応している。また、オンライン時系列解析システムの機能は簡便に十分発揮された。本システムの約 6 分 / RUN の所要時間は今回の試験では許容できる処理時間であるが目標の処理時間を少しオーバーした。しかしながら循環式の連続風洞等での使用に際してはこの処理時間の短縮が今後の課題として必要になるだろう。

## 5. 結 論

1. AR モデルによるフラッタ限界値推定法を BASIC 言語のソフトウェアとして開発し、パーソナルコンピュータの高速化をソフトウェアとハードウェアについて行い、オンライン時系列解析のシステムを構成することができた。
2. 本システムに超音速フラッタ模型の振動試験、風洞試験のデータを適用して、実用性が確かめられた。
3. 超音速デルタ翼模型の振動および風洞試験データから振動特性と空力弾性特性を推定し、有限要素法による解析結果と比較して示すことができた。しかし、試験動圧範囲が限界動圧に対して低かったため推定した安定判別式の値からフラッタ限界値の推定はできなかった。
4. 今後の問題として一層低い限界動圧のデルタ翼模型を用い推定と試験で確認すること、引き続きオンラインシステムの改良を行い、限界値推定法の確立を進めることである。

## 謝 辞

AR モデル TIMSAC 78.1.1. の BASIC プログラム化に当っては統計数理研究所統計データ解析センター田村義保氏（当時助手）の協力を得た。また、超音速デルタ翼模型の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。

## 参 考 文 献

1. Matsuzaki, Y. and Ando, Y. ; Estimation of Flutter Boundary from Random Responses Due to Turbulence at Subcritical Speeds, Journal of Aircraft, Vol.18, No.10, Oct.1981, pp.862-868.
2. Akaike, H., Kitagawa, G., Arahata, E., and Tada, F. ; TIMSAC -78, Computer Science Monographs, No.11, The Institute of Statistical Mathematics, Tokyo, Feb. 1979.
3. 安藤泰勝, 峯岸正勝, 江尻 宏, 松崎雄嗣 ; AR モデルによる不規則応答のオンライン時系列解析, 第 25 回飛行機シンポジウム講演集, Dec. 1987, pp. 302-305.
4. 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), Mar. 1977, pp. 187-200.
5. P. R. WAISANEN and H. J. PERANGELO ; REAL TIME FLIGHT FLUTTER TESTING VIA Z-TRANSFORM ANALYSIS TECHNIQUE, AIAA Paper No.72-784, Aug. 7-9, 1972, pp. 1-15.
6. Henry A. Cole, Jr. ; ON-LINE FAILURE DETECTION AND DAMPING MEASUREMENT OF AEROSPACE STRUCTURES BY RANDOM DECREMENT SIGNATURES, NASA CR-2205, MAR. 1973.
7. Charles L. Ruhlin, Judith J. Watson, Rodney H. Ricketts, and Robert V. Doggett, Jr. ;

- EVALUATION OF FOUR SUBCRITICAL RESPONSE METHODS FOR ON -LINE PREDICTION OF FLUTTER ONSET IN WIND -TUNNEL TESTS, JOURNAL OF AIRCRAFT, VOL. 20, NO. 10, OCT. 1983, pp. 835-840.
8. Bruce H.Wendler ; NEAR -REAL -TIME FLUTTER BOUNDARY PREDICTION FROM TURBULENCE EXCITED RESPONSE , AIAA /ASME/ASCE/AHS 24th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, May 2 - 4 , 1983, pp.58-67, Part 2.
9. Glenn B. Gilyard and John W. Edwards ; REAL -TIME FLUTTER ANALYSIS OF AN ACTIVE FLUTTER -SUPPRESSION SYSTEM ON A REMOTELY PILOTED RESEARCH AIRCRAFT , NASA Technical Memorandum 84901, Jan.1983.
10. Walker. R. A., Gupta. N. K. ; Real -Time Flutter Analysis, NASA Contract or Report 170412, Mar.1984.
11. Richard Roy and Robert Walker ; Real -Time Flutter Identification, NASA Contract or Report 3933, Oct.1985.
12. Jury, I.E. ; Theory and Application of z - Transform Method, John Wily, New York, 1964, pp. 1 -44.
13. Patricia H.Cole ; WIND TUNNEL REAL -TIME DATA ACQUISITION SYSTEM, NASA Technical Memorandum 80081, April 1979.
14. Ph. Poisson -Quinton ; SOME NEW APPROACHES FOR WIND -TUNNEL TESTING THROUGH THE USE OF COMPUTERS, A Collection of Technical Papers AIAA / RAES/CASI/AAAF Atlantic Aeronautical Conference, March 26 -28, 1979, pp.158 -171.
15. 三戸成也, 米本浩一, 赤塚隆彦, 平岡康一 ; 遷音速フラッタ解析法及び試験法, 第25回飛行機シンポジウム講演集, Dec.1987, pp.472 -475.
16. STOL プロジェクト推進本部 ; 飛行試験結果により推定した STOL 実験機“飛鳥”の空力弾性特性, 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR -1083, 1990 年 10 月.
17. ACT 研究会 ; 高アスペクト比翼の突風荷重軽減風洞実験と解析, 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR -890, 1985 年 11 月.
18. 松下 洸, 藤井謙司, 安藤泰勝, 菊池孝男, 外立政隆, 萱場重男, 鈴木誠三, 室田勝一, 野中 修, 野口正芳, 宮沢与和, 上田哲彦 ; 全機弾性模型の突風荷重軽減風試 (第2報) アクティブ支持装置を用いた動的風試, 第28回飛行機シンポジウム講演集, Nov.1990, pp.188-191.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1153号

平成4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7-44-1  
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

---

