

ISSN 0389-4010
UDC 519.29:
533.6.013.4:
629.73

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-856

気流の乱れを利用した超音速平板翼模型の
ダイバージェンスとフラッタ限界の推定

安藤泰勝・松崎雄嗣
江尻宏・菊池孝男

1985年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

I. 序論	1
II. 理論の概要	2
III. 翼模型と試験方法	3
1. 翼模型	4
2. 振動試験	4
3. 風洞試験	5
IV. データ処理と結果	8
V. 結論	15
謝辞	15
参考文献	15

気流の乱れを利用した超音速平板翼模型の ダイバージェンスとフラッタ限界の推定*

安 藤 泰 勝** 松 崎 雄 嗣***
江 尻 宏** 菊 池 孝 男**

Estimation of Divergence and Flutter Boundaries on Supersonic Plate Wing Models from Subcritical Random Responses due to Air Turbulence

Yasukatsu ANDO, Yuji MATSUZAKI

Hiroshi EJIRI and Takao KIKUCHI

ABSTRACT

The National Aerospace Laboratory (NAL) method was applied to the response data which were obtained from subcritical flutter and divergence tests conducted in the NAL supersonic wind tunnel. Backward- and forward-swept wing models were used for the flutter and divergence tests, respectively. The stationary sampled time responses were modeled by both the autoregressive moving average (ARMA) and autoregressive (AR) processes. It has been shown that both flutter and divergence boundaries in a supersonic flow range can well be estimated as those in the transonic flow region.

1. 序 論

実機のフラッタ飛行試験あるいは模型によるフラッタ風洞試験に於いては高価な供試体を壊すことなく十分安全な速度領域の試験からフラッタ速度を精度良く低コストで推定することが望まれている。このフラッタ速度を効果的に推定する研究として、試験中に加振装置を用い供試体を加振する方法、あるいは取得したデータから精度良く推定するためのデータ解析法の開発等に努力が注がれている。加振装置は一般に高価であるため、気流の乱れを加振源として利用する研究が多くの研究者によって行われ

ている。気流の乱れは不規則加振に属し、一般に供試体に対して加振力の大きさの調節が出来ず、また、乱れのスペクトル分布は固有のピークと偏りを有し各試験毎に変わる等、白色雑音の特性を十分満さない欠点を保有している。しかし気流の乱れを利用する加振は加振装置それ自体がない簡便さなどの点でも利用に関して価値があり研究の対象でもある。当研究所に於いてもフラッタ風洞試験を行う際に気流の乱れが利用されて来た。著者らも十分安全な速度領域の試験から精度良くフラッタ速度を推定するために、気流の乱れによって不規則励振された翼の応答に最新の時系列解析である自己回帰移動平均 (ARMA) 過程を適用して、翼の系に固有な成分 (AR 部分) を推定し、離散時間系の Jury の安定判別式にその AR 係数の値を直接用いて安定を評価し、フラッタ速度

* 昭和60年3月5日受付

** 機体第1部

*** 元、機体第1部

を十分安全な速度領域から推定する方法を提案している〔1～5〕。実際に気流の乱れが比較的多い吹出式遷音速フラッタ風洞を用い、気流の乱れを翼の不規則加振に利用したマッハ数 $M=1.2$ の翼模型のサブクリティカル・フラッタ風洞試験を行い、その試験で得た翼の応答データに本手法を適用し、このマッハ数の遷音速領域では精度良くフラッタ限界値が推定出来ることを示した〔1～3〕。この手法によって気流の乱れを加振に利用し、供試体を壊すことなく風洞試験の十分安全な速度領域の応答信号から精度良く限界速度を推定する目的は遷音速では達せられた。しかし、手法の信頼性向上には多くの問題を克服しなければならず、そのために以下の研究課題を行うことが必要である。

- i) 気流の乱れの小さい場合にも適用する。
- ii) 遷音速領域以外にも適用し推定精度を確認する。
- iii) フラッタの他にダイバージェンスについても限界速度を推定する。
- iv) 手法の精度向上とコスト低減のための改良を行う。

この問題に対して、当所の吹出式超音速風洞を使用し、研究を行った。(i)、(ii)を満たすために風洞試験のマッハ数を文献〔6〕から考察して $M=2.5$ は $M=1.2$ より気流の乱れが小さくなり、同じマッハ数で(iii)のフラッタとダイバージェンスの試験が出来る $M=2.5$ を選んだ。(iii)のダイバージェンスの問題に関して、RickettsとDoggettがstaticな4つの方法とDynamicな2つの方法の6通りのダイバージェンス速度推定法を比較研究している〔7〕。著者らの提案した手法の特徴はダイバージェンス速度の推定がフラッタ速度の推定と同様に出来るので、この問題に対する手法の実証と推定精度を確認する目的で研究を進めた。(iv)に関して、フラッタのデータ処理ではバンドパス・フィルタの通過帯域幅を着目した振動数に応じて変更し推定精度を向上させる必要が生じた。これ等の研究を通して、行った一連の風洞試験データをARMAモデルとARモデルの両手法による限界値推定法〔1～5〕に適用し、遷音速領域(マッハ数 $M=1.2$)〔1～3〕以外でも限界値を精度良く推定出来ることを確認した。ここで

は定常な風洞試験条件で行ったフラッタおよびダイバージェンスの風洞試験とデータ処理および結果について報告する。

Ⅱ. 理論の概要

一定の風洞設定条件において気流の乱れによって励振される翼の任意の点の応答の測定値の時系列 $\{y(nT): n=1, \dots, N\}$ をAutoregressive Moving Average (ARMA) 過程

$$\sum_{m=0}^{2J} b(m)y[(n+m)T] = \sum_{m=0}^{2J-1} a(m)x[(n+m)T]$$

$$\text{但し, } b(0) \neq 0, \quad b(2J) = 1 \quad (1a)$$

あるいはAutoregressive (AR) 過程

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

で表わせると仮定する。(1)式の右辺は入力(雑音)部分で、 T はサンプリング時間、 $2J$ は次数、自己回帰パラメタ $\{b(m)\}$ および移動平均パラメタ $\{a(m)\}$ は実数未定量である。入力 $\{x(nT)\}$ は平均値と分散が

$$E\{x(nT)\} = 0, \quad (2)$$

$$E\{x(nT)x(ST)\} = \sigma^2 \delta_{ns}$$

を満たし、分散 σ^2 は未知量である。パラメタ $\{a(m)\}$ 、 $\{b(m)\}$ の推定には応答 $\{y(nT)\}$ を用い、AIC〔8〕が最小になる様に行う。AICは入力 $\{x(nT)\}$ が正規分布する場合の尤度(Likelihood Function)の対数を取って得られる対数尤度(Log Likelihood Function)を、モデルの独立な自由度の数から引いたものとして定義される。

ところで(1)式に z 変換を適用すると(y, x の z 変換を夫々 $Y(z), X(z)$ と記す),

$$\begin{aligned} \sum_{m=0}^{2J} b(m)z^m \left[Y(z) - \sum_{j=0}^{m-1} y(jT)z^{-j} \right] \\ = \sum_{m=0}^{2J-1} a(m)z^m \left[X(z) - \sum_{j=0}^{m-1} x(jT)z^{-j} \right] \end{aligned} \quad (3)$$

となるから伝達関数、特性方程式は夫々

$$H(z) = \frac{\sum_{m=0}^{2J-1} a(m)z^m}{\sum_{m=0}^{2J} b(m)z^m}, \quad (4)$$

$$\sum_{m=0}^{2J} b(m)z^m = 0 \quad (5)$$

と表わせる。Jury〔9〕によれば特性方程式

$$G(z) = \sum_{m=0}^n C(m)z^m = 0 \quad (6)$$

(n =偶数, $C(m) > 0$)

の系が安定のための条件は

$$\begin{aligned} G(1) &> 0 \\ G(-1) &> 0 \\ F^\pm(m) &= |X_m^* \pm Y_m^*| > 0 \\ (m &= 1, 3, \dots, n-1) \end{aligned} \quad (7)$$

である。但し

$$X_{n-1}^* = \begin{bmatrix} C(n) & C(n-1) & \dots & C(3) & C(2) \\ 0 & C(n) & C(n-1) & \dots & C(4) & C(3) \\ \vdots & 0 & C(n) & \dots & C(5) & C(4) \\ \vdots & 0 & \dots & C(n) & C(n-1) \\ 0 & \dots & \dots & C(n) & C(n) \end{bmatrix} \quad (8.1)$$

$$Y_{n-1}^* = \begin{bmatrix} C(n-2) & C(n-3) & \dots & C(1) & C(0) \\ C(n-3) & C(n-4) & C(n-5) & C(0) & 0 \\ C(n-4) & C(n-5) & \dots & 0 & \vdots \\ \vdots & Y_{n-3}^* & C(0) & \dots & 0 \\ C(0) & \dots & \dots & \dots & 0 \end{bmatrix}. \quad (8.2)$$

サブクリティカルな状態での翼を粘性減衰のある J 個の自由度を持った振動系におきか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、

$$\sum_{j=0}^{2J} C_j S^j = 0 \quad (9)$$

で表わせ、各モードの固有振動数 ω_j 、減衰係数比 η_j ($j=1, \dots, J$) に対し、特性根は

$$S_j, \bar{S}_j = (-\eta_j \pm i\sqrt{1-\eta_j^2})\omega_j = \beta_j \pm i\omega_j. \quad (10)$$

上式では $\eta_j^2 \ll 1$, $\beta_j = -\eta_j\omega_j$ とした。更に z 変換とラプラス変換の間の関係から(9)式の特性根 S とサンプリング時間 T に対して

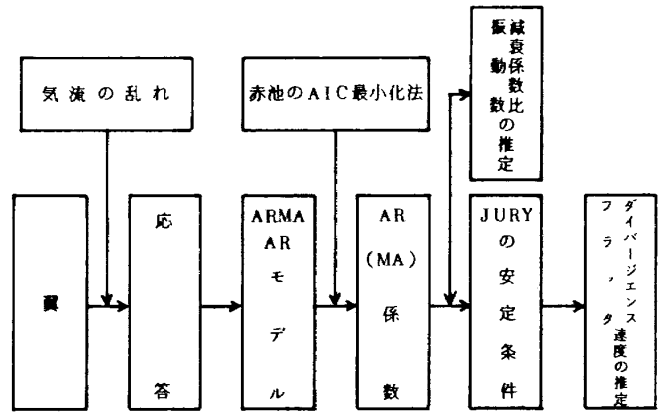


図1 限界値推定法の流れ

$$z = e^{ST} \quad (11)$$

が成立するので(5)式の根 z_j, \bar{z}_j に対して(9)式の根 S_j, \bar{S}_j が求まり、更に(10)式、(11)式を用いると $\omega_j, \beta_j, \eta_j$ が求まる。

Routh-Hurwitz の安定判別条件によれば、特性根(10)式の実数部分 β_j ($j=1, \dots, J$) が負で、 J 自由度の系が安定であるためには、実数係数 C_i 、係数を要素とする行列式 D_i が

$$\begin{aligned} C_i &> 0 \quad (i=0, \dots, 2J) \\ D_i &> 0 \quad (i=1, \dots, 2J) \end{aligned} \quad (12)$$

である。従って翼の系の安定判別条件式(7)と(12)式は(10)式と(11)式の関係で結ばれている。

幾つかの動圧における(7)式の G, F^\pm (又は(12)式の C_i, D_i) の値に曲線のあてはめを行い、その曲線を外挿してダイバージェンス限界動圧 Q_D 又はフラッタ限界動圧 Q_F の推定を行う。特に静的不安定の限界は $G(1)=0$ で与えられる(1~5)。この理論にもとづいた限界値推定法の概要を流れ図にまとめると図1のようになる。

II. 翼模型と試験方法

超音速領域でサブクリティカル・ダイバージェンスとフラッタの風洞試験を行い、気流の乱れを利用した翼の不規則応答データを取得し、限界値推定法に適用するために数種類の細長い平板の前進翼(ダイバージェンス)〔10〕と後退翼(フラッタ)模型を設計・製作した。翼の振動特性を把握して風洞試験を行うため、初めに静止気流中で片持翼の状態で振動試験を行い、1次から3次あるいは4次までの各振動モードの特性を測定した。一連の吹出式風洞の

試験ではマッハ数を $M = 2.5$ に固定し、このマッハ数で風洞運転可能な動圧の範囲において、各1 RUNの風洞試験毎に動圧を段階的に高め、限界値附近まで動圧一定の定常な翼の応答信号を取得する定常な試験を行った。また1 RUNの試験中に動圧を一定の割合でスイープし、実際にダイバージェンスやフラッタが発生する限界値を試験で確認した。ダイバージェンスの場合には推定に必要な定常データが十分取得された段階でこの確認を行い、またフラッタの場合には初めに限界値を確認し、その後一連の定常データ取得の試験を行った。

1. 翼模型

翼模型はマッハ数 $M = 2.5$ 一定で風洞試験するため運転可能な動圧範囲内に翼の限界値が収まり、且つ推定に必要な翼の定常な応答データが広く取得出来るような4種類の平板翼を用意した。その諸元を

表1に、翼の平面形を図2～5に示す。取付けは風洞の気流に対して水平に片持支持出来る鋼製ブロックにネジ止めする。材料はジュラルミン(2024-T4)である。材料の物理特性は比重2.7, 弾性係数7850 kgf/mm²である。

2. 振動試験

振動特性を把握して風洞試験を行うため、振動試験は翼の振動特性を調べるために遷音速フラッタ模型振動試験装置を用いて行った。この振動試験で得られた各翼模型の振動特性は図2～5に歪ゲージの位置と共に示した。各振動モードのノードライン(2次:実線, 3次:破線, 4次:1点鎖線)は共振している翼面に砂を散布して求めた。1次の振動モードのノードラインは翼根部である。模型Ⅳについては文献〔11〕でFEMによる振動計算を行っている。その結果と比較すると、振動数は計算値が平

表1 翼模型の諸元

項 目	ダイバージェンス 翼 模 型		フラッタ翼模型	
	I	II	III	IV
模 型	I	II	III	IV
アスペクト比 AR	3.4	3.37	2.4	2.2
テーパー比 TR	1	1	1	1
前縁角度 θ°	-15	-15	30	30
前・後縁ウェッジ幅 W_{mm}	4	4	2	2
厚 さ t_{mm}	4	4	2	2

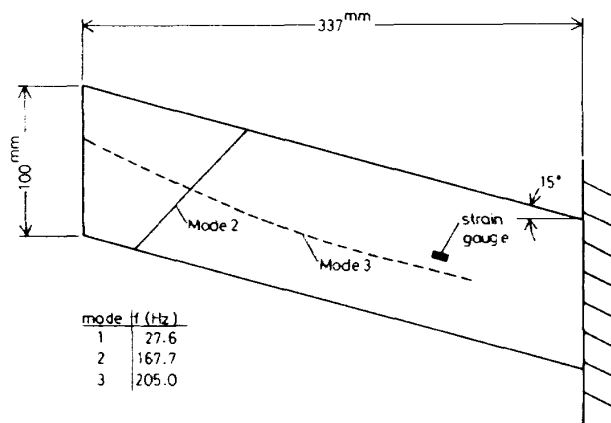


図2 翼模型Ⅰの平面形、歪ゲージの位置と振動試験の結果

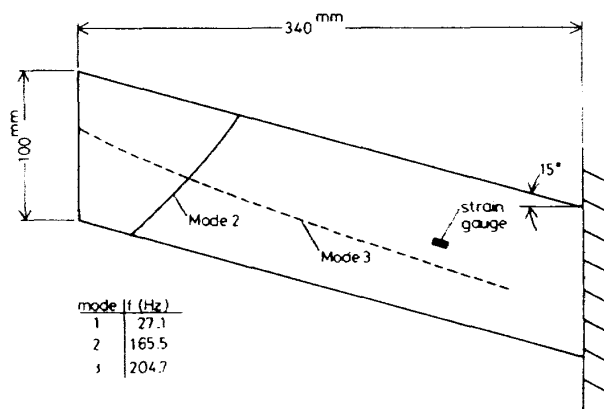


図3 翼模型Ⅱの平面形、歪ゲージの位置と振動試験の結果

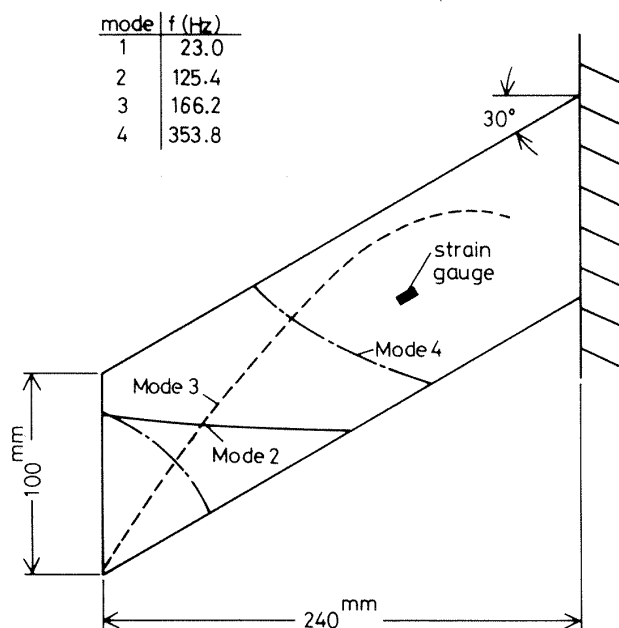


図4 翼模型Ⅲの平面形，歪ゲージの位置と振動試験の結果

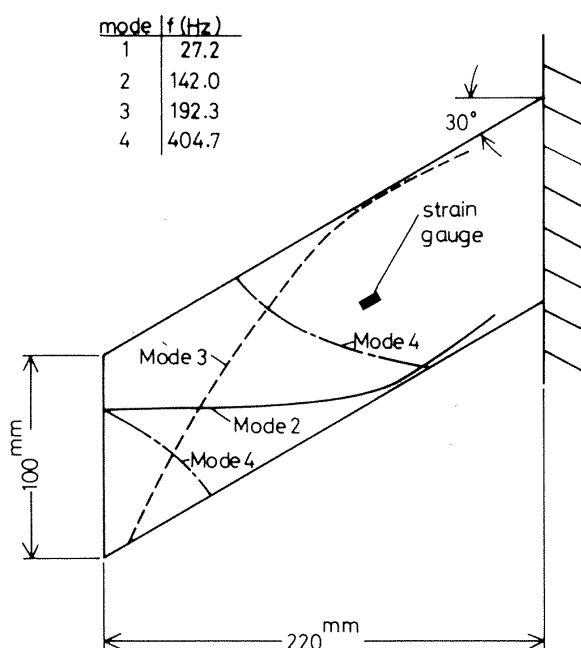


図5 翼模型Ⅳの平面形，歪ゲージの位置と振動試験の結果

均4%高く，またノードラインは良く一致していた。歪ゲージの位置は着目した1次～4次までの振動成分が平均的に検出できるよう1/2翼弦上の翼付根から100mm(■印)とした。試験ではこの位置にノードラインがないことを確認した。

3. 風洞試験

超音速領域でのダイバージェンスとフラッタ風洞

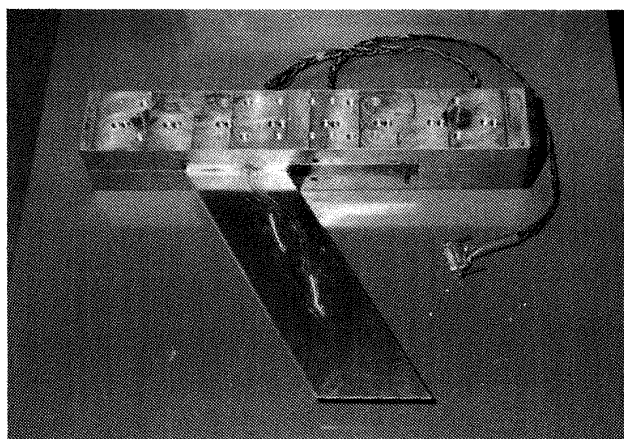


図6 ブロックに取付けた後退翼

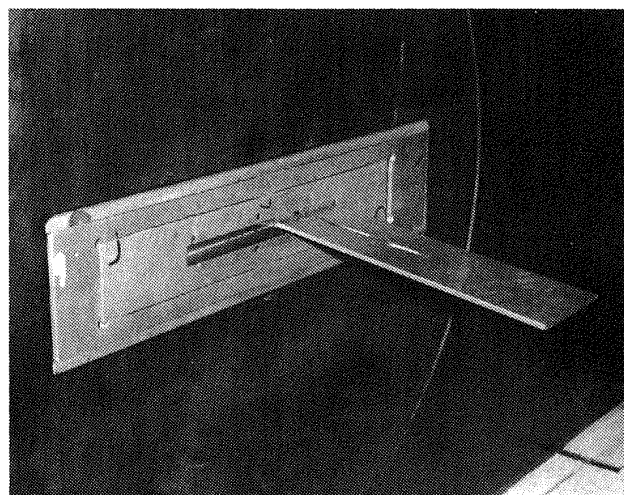


図7 風洞測定部に射出した前進翼

試験は吹出式超音速風洞(測定部断面1m×1m, マッハ数範囲1.4～4.0)を用いて行った。この風洞は吹出式風洞であるため，先のフラッタ風洞〔1～3〕と同様の手法で試験が行える。しかも自動化された設備によって精度良く効率的に試験が出来る。マッハ数 $M=2.5$ はこの風洞での設定容易な値であり，ダイバージェンスもフラッタと同じ値で試験が出来る。先に概要を述べたように試験方法は動圧一定の定常なデータを取得する試験と動圧を一定の割合でスイープし，実際にダイバージェンスやフラッタを発生させて限界値を確認する試験を行った。図6と図7に試験に用いた後退翼と前進翼の一例を示す。翼模型の取付けは吹出式風洞の模型射出装置に水平を確かめ固定した。ダイバージェンスの場合には初期迎角のないよう特に注意した。試験は測定部の気流が安定した後，10秒から15秒間測定を行い，測定後翼を自動的に気流の外に格納する。定常なデ

ータを取得する試験では1つの翼模型に対して異なった一定動圧の測定を行い、翼面に貼付した歪ゲージの翼の応答信号と風洞の集合洞圧力の信号をデータレコーダで磁気テープにFM記録した。

表2にデータ処理過程で必要となる収録データの風洞試験資料の一部としてデータ数、有効データ長さ、動圧の範囲、限界動圧等を示す。図8、図9に夫々ダイバージェンス（前進翼模型Ⅰ）とフラッタ

表2 定常な取得データの一覧表

項 目	ダイバージェンス翼模型		フ ラ ッ タ 翼 模 型	
模 型	Ⅰ	Ⅱ	Ⅲ	Ⅳ
定 常 試 験 回 数	11	14	10	11
有効データ長さ L (sec)	12	13	10	13
動 圧 の 範 囲 Q (kPa)	72 - 95	66 - 94	76 - 91	76 - 99
限 界 動 圧 $Q_{D,F}$ (kPa)	104	106	98	114
模 型 の 状 態	定常なデータ取得後ダイバージェンス限界を確認し破損した。		フラッタ限界を確認後定常なデータを取得した。	
取 得 デ ー タ の 性 質	振動数成分は低く、揚力の発生により翼変形を伴う。動圧の増加に従い1次モードの振動数が低下する。		振動数成分は広帯域に亘る。動圧の増加に従って1次と2次の2つのモードの振動数が接近し、3次と4次のモードの振動数はほとんど変わらない。	

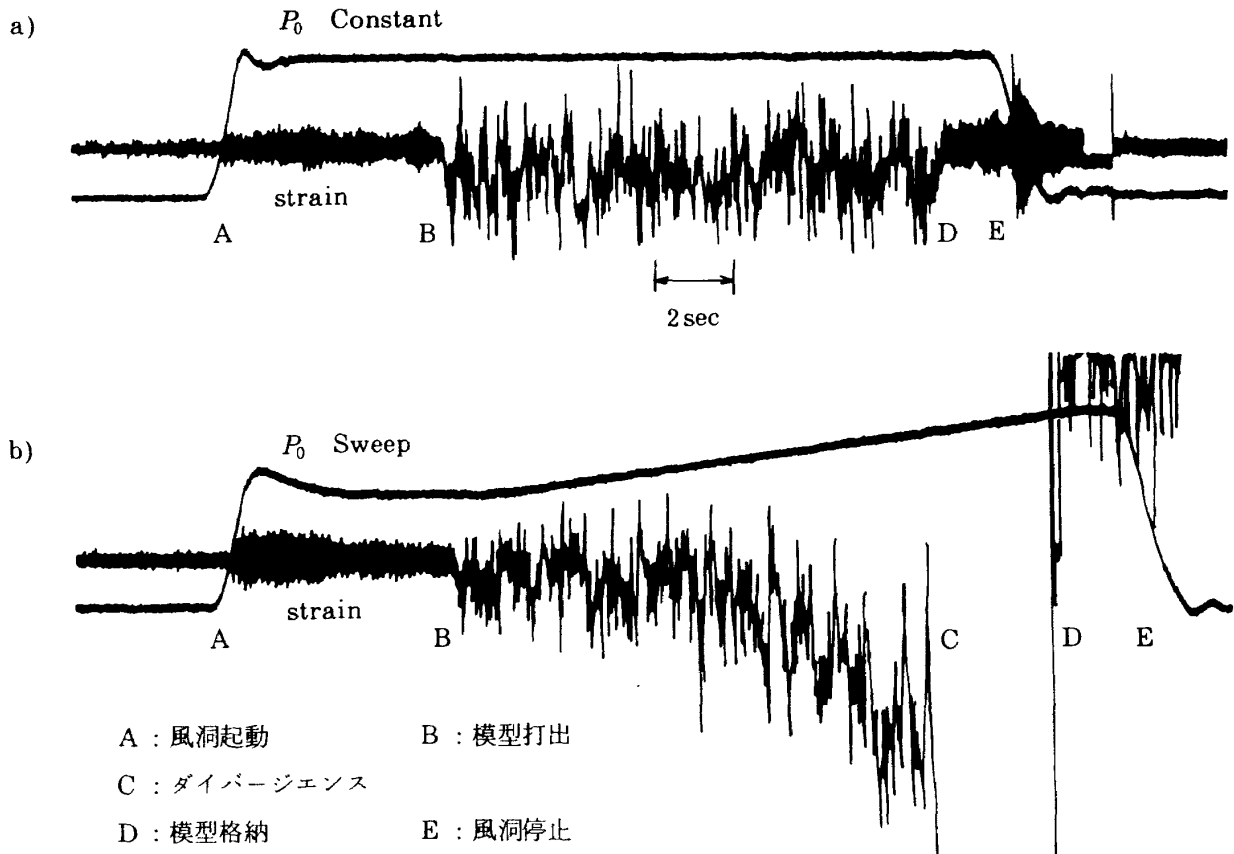


図8 ダイバージェンス翼模型Ⅰの記録の一例

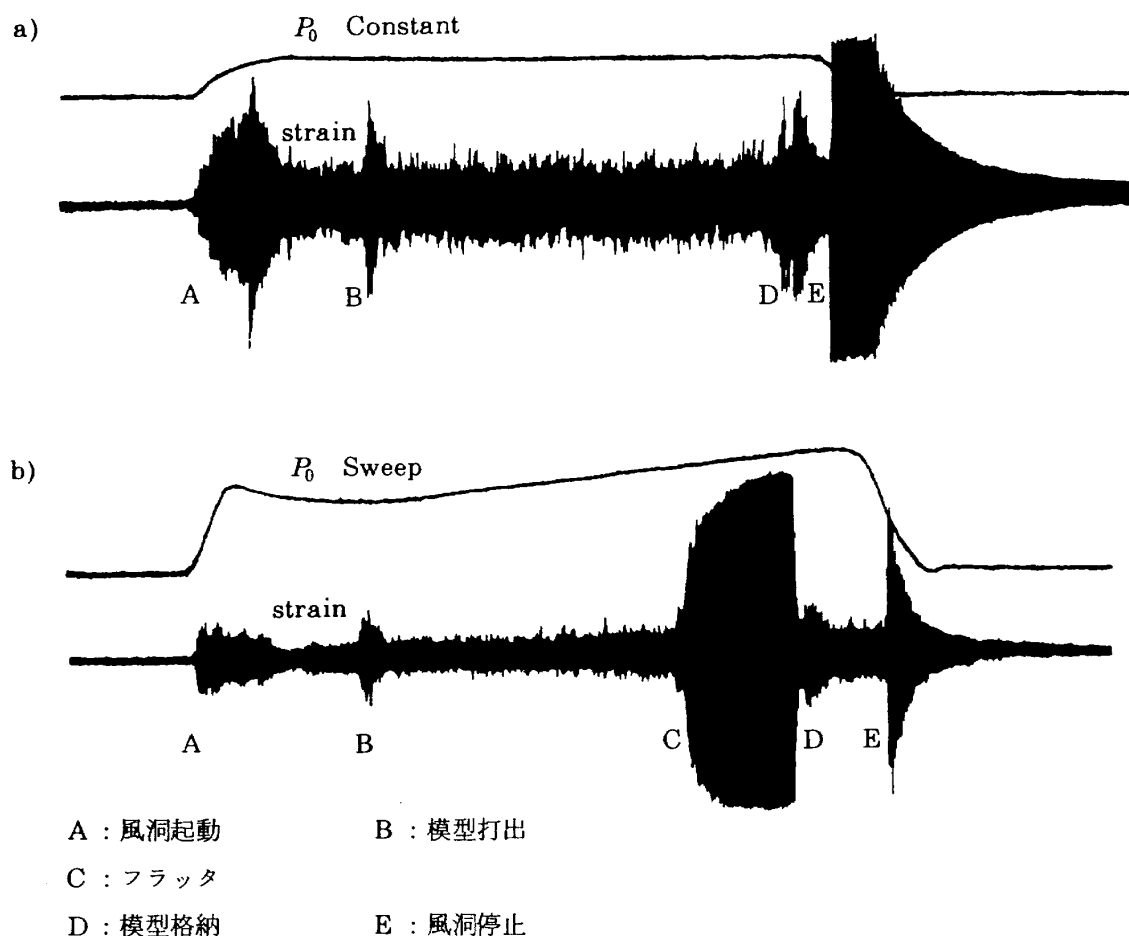


図9 フラッタ翼模型Ⅲの記録の一例

(後退翼模型Ⅲ)の典型的な応答の一例を集合洞圧力 P_0 と共に示す。図の a) は定常 (P_0 一定) な試験の場合の応答の一例であり、図 b) は 1 RUN の試験中に P_0 を一定の割合で高めて C 点で実際にダイバージェンスあるいはフラッタを発生させた場合の応答である。図で D 点は模型を気流の外に格納し、E 点は風洞を停止した点である。各翼模型の振動特性は図 2～5 に示すように極端に違いがないにもかかわらず、図 8 は図 9 と比較して振動成分が非常に低く、且つ集合洞圧力の増加に従って翼の変形を伴っている。表 2 あるいは図 8 b) のようにダイバージェンスの 2 例とも翼が下側に折れ破損した。フラッタの場合は図 9 b) の D 点で翼を気流の外に格納することによってフラッタの振動が減衰し、この 2 例の場合は破損しなかった。

取得データのパワースペクトル密度 (PSD) は風洞試験完了後にシグナルプロセッサ (三栄測器製) を用いて測定した。ダイバージェンス試験翼模型Ⅰ

のデータは各動圧に対する歪ゲージの信号 (表 2 の定常試験回数 11) をバンドパスフィルタ (6～30Hz) に通し、サンプリング周期 $T = 4\text{msec}$ 、データ数 $N = 1024$ 、分解能 $\Delta f = 0.24\text{Hz}$ 、記録長さ約 12 秒間から PSD を測定し、7 点の動圧に対する PSD を図 10 に示す。他にバンドパスフィルタの広帯域処理も試みたがダイバージェンス試験の場合の高次モードの振動成分は極めて小さく測定が困難であった。またフラッタ試験翼模型Ⅲについてはバンドパスフィルタ (28～380Hz) に通し、約 2 秒間の信号をサンプリング周期 $T = 1\text{msec}$ 、データ数 $N = 1024$ 、分解能 $\Delta f = \text{約 } 1\text{Hz}$ で測定し、8 点の動圧に対する PSD を図 11 に示す。この図で動圧の増加に対して 3 次と 4 次の振動モードの振動数は殆ど変わっていない。翼模型ⅡとⅣの応答の記録から翼模型ⅠとⅢに夫々類似した振動数成分を含む信号が収録されたと考えられるのでこの模型の PSD の測定は省略した。図 10 と図 11 からデータ処理のときダイバージ

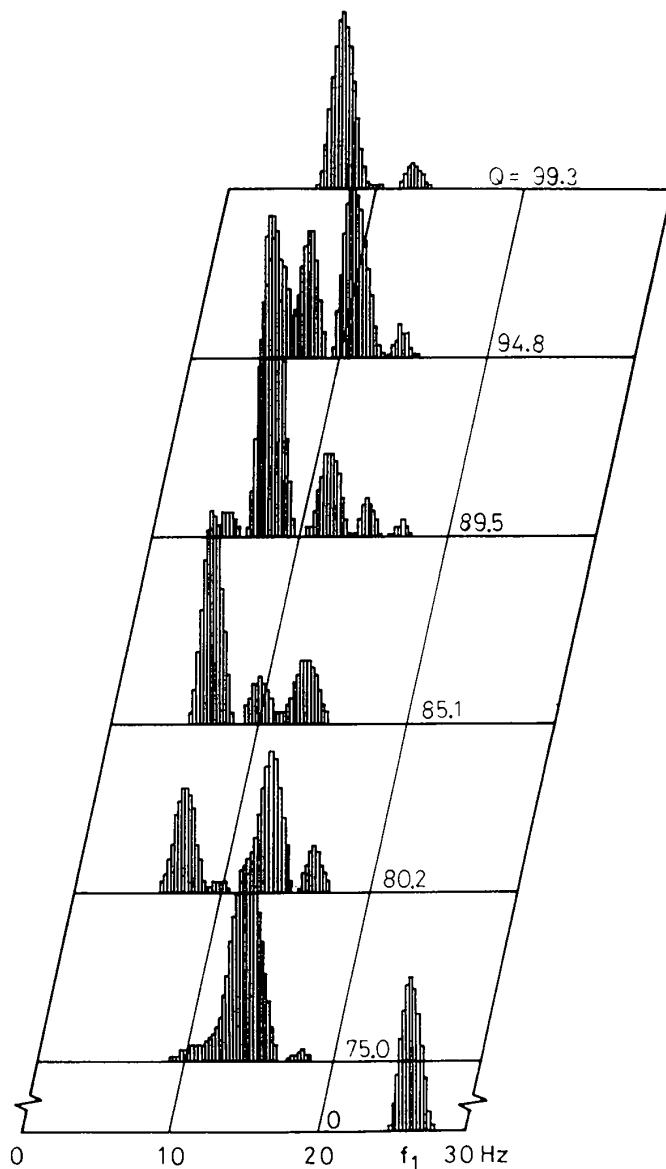


図 10 ダイバージェンス翼模型Ⅰの
パワースペクトル密度

エンスに関しては 1 次モードだけに着目し、フラッタに関しては 1 次と 2 次の連成フラッタであるため、この 2 モードに着目した処理をすれば良いことが分かった。

Ⅳ. データ処理と結果

ダイバージェンスやフラッタの限界値は風洞試験の項で述べたマッハ数 $M = 2.5$ の超音速ダイバージェンスとフラッタのサブクリティカル風洞試験データを ARMA モデルと AR モデルに適用して推定した。次にデータ処理とその結果を翼模型Ⅰ～Ⅳについて述べる。

時系列解析ではバンドパスフィルタの通過帯域幅、

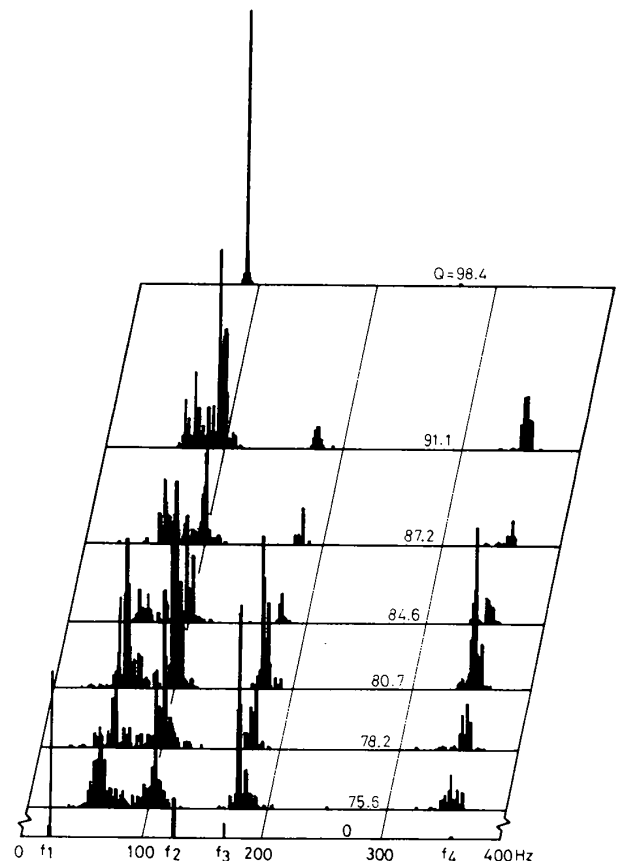


図 11 フラッタ翼模型Ⅲのパワースペクトル密度

サンプリング周期、データ数、データの最大遅れラグ数等のデータ処理の設定条件が推定結果や推定に要する処理時間を左右するので、その設定値は重要である〔3〕。バンドパスフィルタの帯域幅の設定は風洞試験後に行ったパワースペクトル密度 PSD の測定結果からダイバージェンスの場合には 1 次モードだけ、フラッタの場合には 1 次と 2 次の 2 つのモードを含めば良いことが分ったので一定の狭帯域幅にした。サンプリング周期 T は 2 モードの数値モデルを検討し、フラッタの場合には最適値を求め設定した。データ数 N は推定精度上多い程良い結果が期待されるけれどもデータの前処理の過程で記憶容量と処理時間の短縮から決定した。各翼模型毎の設定条件を表 3 に示す。データ処理は歪ゲージの記録長さ L のアナログ信号をバタワース型のバンドパスフィルタを通し、サンプリング周期 T で 12bit/5V のデジタル量に A/D 変換した。(1) 式の時系列データは各動圧に対して計算機のメモリに N 個格納し入力データとして用意した。計算機は当所の FACOM M-380 と M-180 を使用した。(1) 式の ARMA モデル

表 3 データ処理の設定条件一覧表

項 目		ダイバージェンス翼模型		フ ラ ッ タ 翼 模 型	
模 型		I	Ⅱ	Ⅲ	Ⅳ
ARMA (1)	バンドパスフィルタ帯域幅 (Hz)	3 - 30	3 - 30	40 - 130	40 - 140
	サンプリング周期 T (msec)	1	1	2	2
	デ ー タ 数 N	6144	4096	4096	6000
	記 録 長 さ L (sec)	6.144	4.096	8.192	12
	A R の 次 数 $2J$	2	2	4	4
	ラ グ 数 k	200	128	192	232
ARMA (2)	バンドパスフィルタ帯域幅 (Hz)	—	—	約 ± 16.5 Hz 各動圧で変えた	約 ± 16.5 Hz 各動圧で変えた
	サンプリング周期 T (msec)	—	—	2	2
	デ ー タ 数 N	—	—	4096	6000
	記 録 長 さ L (sec)	—	—	8.192	12
	A R の 次 数 $2J$	—	—	4	4
	ラ グ 数 k	—	—	192	232
AR	バンドパスフィルタ帯域幅 (Hz)	1 - 30	3 - 30	約 ± 16.5 Hz 各動圧で変えた	約 ± 16.5 Hz 各動圧で変えた
	サンプリング周期 T (msec)	1	1	2	2
	デ ー タ 数 N	5000	4096	4096	6000
	記 録 長 さ (sec)	5	4.096	8.192	12
	A R の 次 数 $2J$	2	2	4	4

とARモデルの推定は図1の流れに従って時系列解析を行った。AR部分の次数 $2J$ は初めに数点の動圧のデータを用い赤池のAIC最小〔8〕のもとに試行検査を行い設定した条件のもとに次数 $2J$ が表3の通り推定されることを確認した。一連のデータ処理はAIC最小ではなくプログラム上で予め指定したARの次数によってデータ解析を行った。(1a)式のARMAモデルの入力データの最大遅れラグ数 k は自己共分散関数を用いるため、表3のようにデー

タ数 N に対して \sqrt{N} の2～3倍の値を設定した。(1)式から推定した各動圧毎のARの係数は(7)式のJuryの安定判別式〔9〕に適用し、安定判別式の値を評価した。試験した動圧の範囲でJuryの安定判別式の各値が動圧の増加に対し一様な割合で低下するならば不安定限界の推定が可能である。(7)式の各安定判別式のうち $G(1) = 0$ は静的不安定、即ちダイバージェンス限界値を与える。2つのモードの連成によってフラッタが起こる動的不安定は $F^-(3) = 0$ が

不安定限界値を与えることが知られている〔1～5〕。 $G(1)$, $F^-(3)$ の動圧に対する特性は減衰係数が限界値の付近で急激に低下する場合があるのに対して一様な割合で変化する特徴がある〔1～5〕。限界値の推定はこの特長を利用して最小 2 乗法による直線の当てはめ・外挿によって $G(1)$, $F^-(3)$ が零になる点を不安定限界の推定値とした。

翼模型Ⅰのダイバージェンス限界値の推定結果

ダイバージェンス限界値の推定は表 3 の ARMA (1) に示した ARMA モデルの設定条件でデータ処理を行い, Jury の安定判別式の $G(1)$ と 1 次モードの振動数の 2 乗 f_1^2 について行い, その結果を図 12 と図 13 に示した。図は横軸に動圧 Q , 試験で確認したダイバージェンス限界動圧を ■印で, 縦軸に安

定判別式 $G(1)$ と 1 次モードの振動数の 2 乗 f_1^2 を夫々とり, その値は○印で示した。試験を行った動圧の範囲ではこれらの 11 点の○印は一様な割合で低下している。図示した直線の外挿と横軸の交点を推定したダイバージェンス限界動圧 \hat{Q}_D とした。推定した限界動圧 \hat{Q}_D は試験で確認した限界動圧 $Q_D=104$ (kPa) の 105 % と 104 % であった。ARMA(1) と同じ入力データを用いて表 3 の AR に示した AR モデルの設定条件でデータ処理を行うと, $G(1)$ の推定結果からダイバージェンス限界動圧 \hat{Q}_D は 101 % であった。その結果を図 12 と同様に図 14 に示す。図 15 に示した 1 次モードの減衰係数比 η_1 と動圧 Q の関係からダイバージェンス限界動圧の推定を検討したが, 減衰係数比からはその値を推定出来ない。

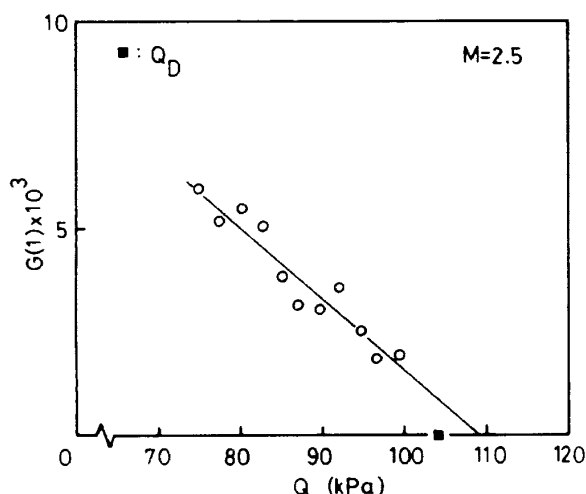


図 12 ARMAモデルによる $G(1)$ から推定したダイバージェンス翼模型Ⅰの限界値

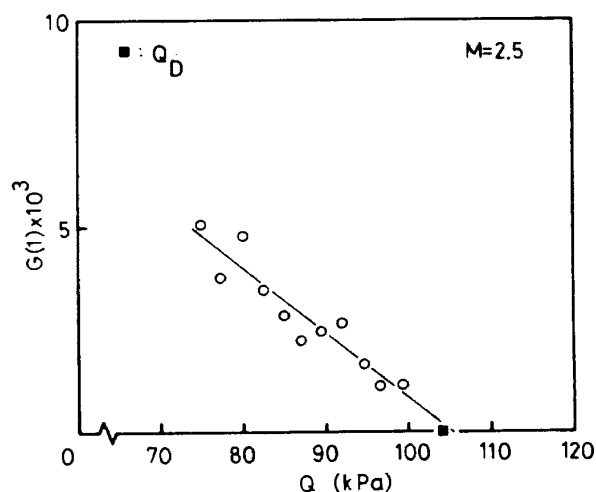


図 14 ARモデルによる $G(1)$ から推定したダイバージェンス翼模型Ⅰの限界値

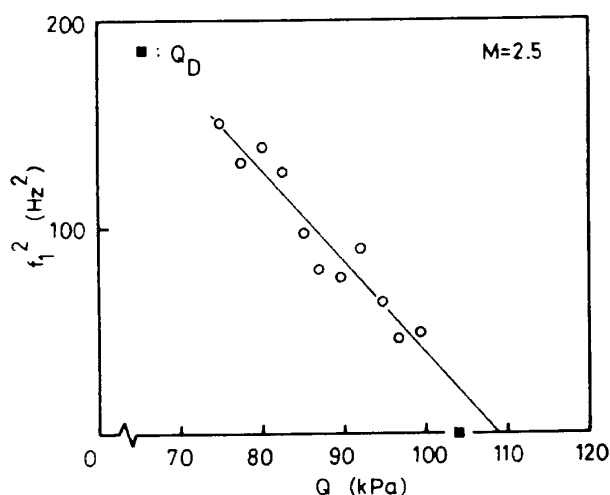


図 13 1 次モードの振動数の 2 乗 f_1^2 から推定したダイバージェンス翼模型Ⅰの限界値

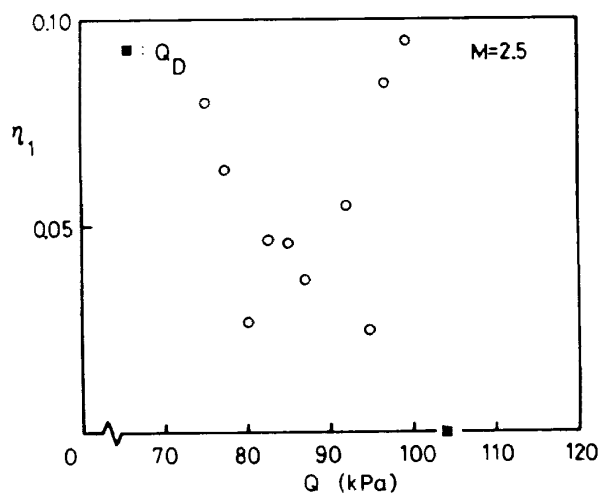


図 15 ダイバージェンス翼模型Ⅰの動圧～推定した減衰係数比

翼模型Ⅱのダイバージェンス限界値の推定結果

ダイバージェンス限界動圧の推定は表3のARMA(1)とARに示したARMAモデルとARモデルの設定条件で同一のデータについてデータ処理を行い、Juryの安定判別式の $G(1)$ を求めた。図16と図17に翼模型Ⅰの場合と同様に $G(1)$ の結果を示す。翼模型Ⅱの2つのモデルの推定結果は非常に良く一致しており、推定したダイバージェンス限界動圧 \hat{Q}_D はいずれも試験で確認した限界動圧 $Q_D=106(\text{kPa})$ の103%であった。

翼模型Ⅲのフラッタ限界値の推定結果

フラッタ限界動圧の推定は2モードの系で初めに表3のARMA(1)に示したARMAモデルの設定条件でデータ処理を行い、Juryの安定判別式 $F^-(3)$ を

求め、結果を図18に示す。特性は非常にバラツキの大きい結果となり、この推定から得られるフラッタ限界動圧の精度は当然悪く、データ処理の改良を行う必要がある。

データ処理の改良は設定条件を変えることにより、減衰係数比 η に比較して振動数 f の変化が少ないことに着目した。ARMA(1)の処理ではバンドパスフィルタの帯域幅を動圧に対して一定に固定したが、改良したデータ処理はARMA(2)のように各動圧でバンドパスフィルタの帯域幅を可変狭帯域とした。これは試験した動圧の範囲で最も低い場合と高い場合の2つを選び、ARMA(1)の結果から求めた1次の振動数 $f_{1\min}$ と $f_{1\max}$ 、2次の振動数 $f_{2\max}$ と $f_{2\min}$ を夫々直線で結び、各動圧に対して16.5Hzの幅

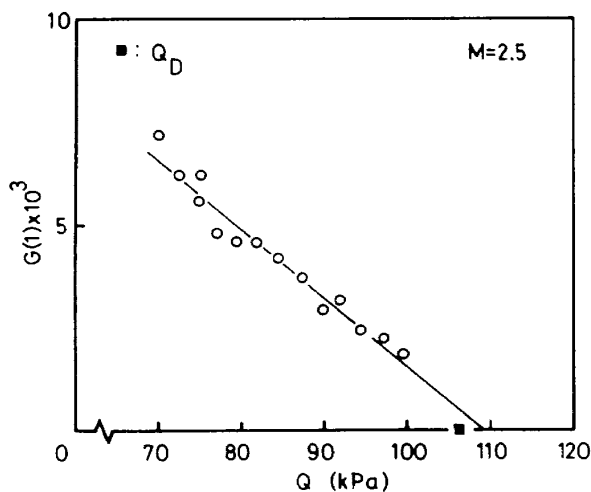


図16 ARMAモデルによる $G(1)$ から推定したダイバージェンス翼模型Ⅱの限界値

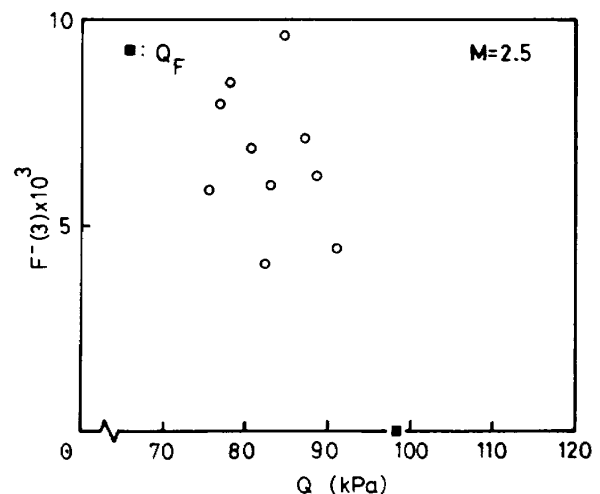


図18 ARMAモデルによるフラッタ翼模型Ⅲの $F^-(3)$

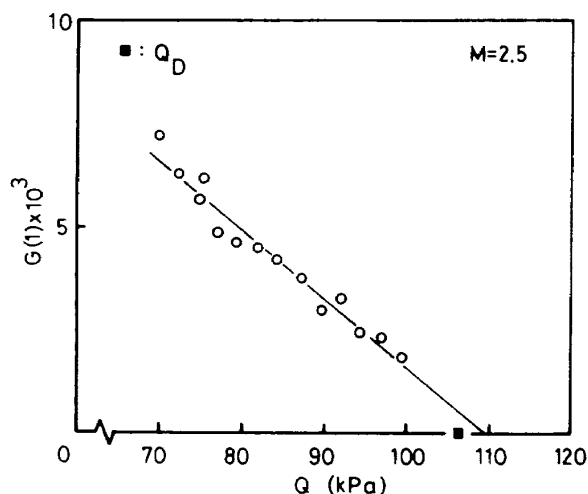


図17 ARモデルによる $G(1)$ から推定したダイバージェンス翼模型Ⅱの限界値

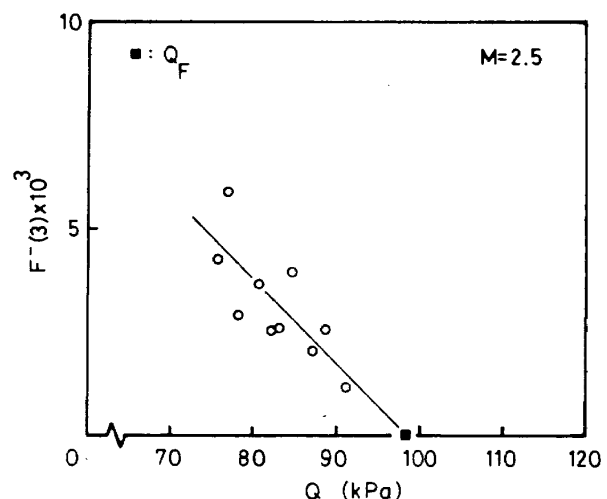


図19 ARMAモデルによる $F^-(3)$ から推定したフラッタ翼模型Ⅲの限界値

を持たせた値とした。この ARMA(2) の設定条件でデータ処理した ARMA モデルによる $F^-(3)$ の推定結果を図 19 に示す。得られた推定フラッタ限界動圧 \hat{Q}_F は試験で確認したフラッタ限界動圧 $Q_F = 98(\text{kPa})$ の 100 % であった。改良による効果は図 18 と図 19 を比較して明らかであり、表 3 の AR に示した AR モデルの設定条件で同一データについてデータ処理を行い、 $F^-(3)$ の推定結果を求め図 20 に示す。このモデルによる $F^-(3)$ のフラッタ限界動圧 \hat{Q}_F の推定値は Q_F の 120 % であった。ARMA(2) の設定条件でデータ処理した推定振動数 f と減衰係数比 η の結果を図 21 と図 22 に示す。図 21 で 1 次 (○印) と 2 次 (△印) の 2 つのモードの振動数が動圧の増加につれて接近している。図 22 で減衰係数比は 1 次

(○印) が 2 次 (△印) より大きい値であり、この動圧の範囲では 2 つのモードの各値から ■印で示したフラッタ限界動圧 Q_F の推定は難しい。

翼模型Ⅳのフラッタ限界値の推定結果

表 3 の ARMA(1) に示した ARMA モデルの設定条件でデータ処理を翼模型Ⅲと同様に行い、 $F^-(3)$ の推定結果を求め図 23 に示す。翼模型Ⅲで述べたデータ処理の改良を翼模型Ⅳのデータに適用し ARMA(2) に示した ARMA モデルの設定条件でデータ処理した $F^-(3)$ の推定結果を図 24 に示す。改良したデータ処理による $F^-(3)$ の推定結果も図 23 と比較して効果は明らかである。この $F^-(3)$ の○印から推定したフラッタ限界動圧 \hat{Q}_F は、試験で確認したフラッタ限界動圧 Q_F (■印) に対して安全側の Q_F

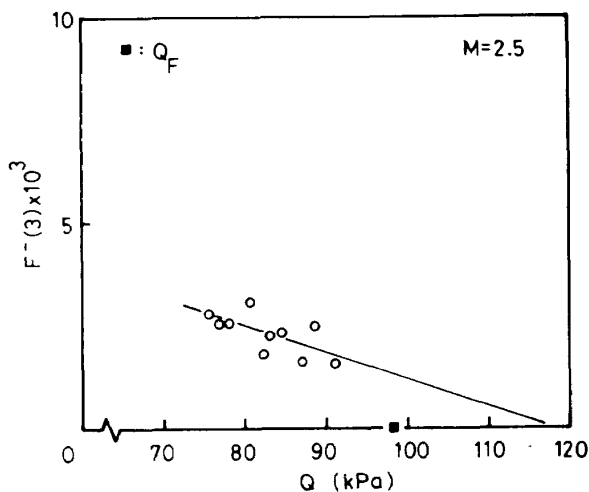


図 20 AR モデルによる $F^-(3)$ から推定したフラッタ翼模型Ⅲの限界値

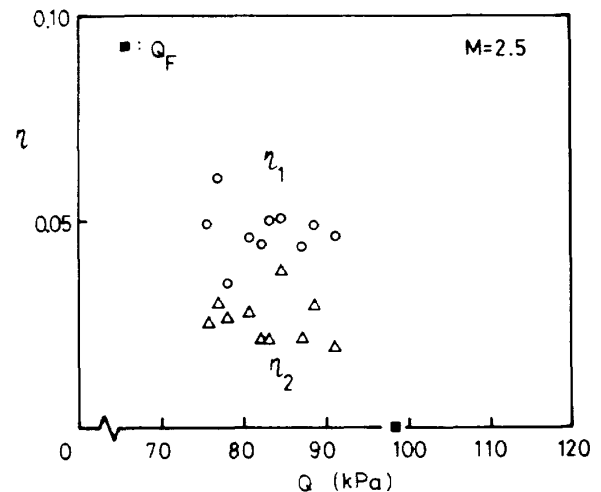


図 22 フラッタ翼模型Ⅲの動圧～推定した減衰係数比

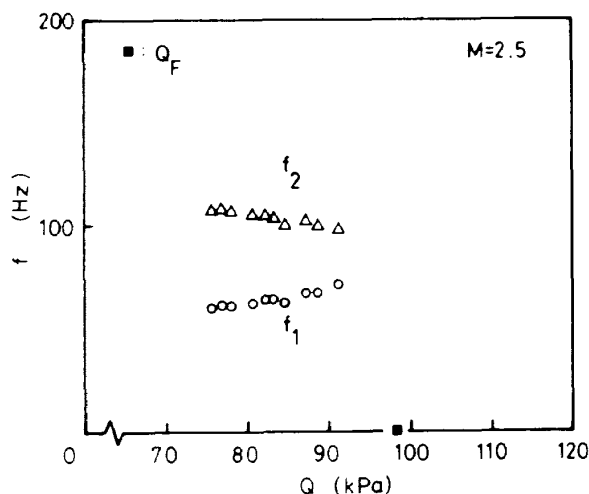


図 21 フラッタ翼模型Ⅲの動圧～推定した振動数

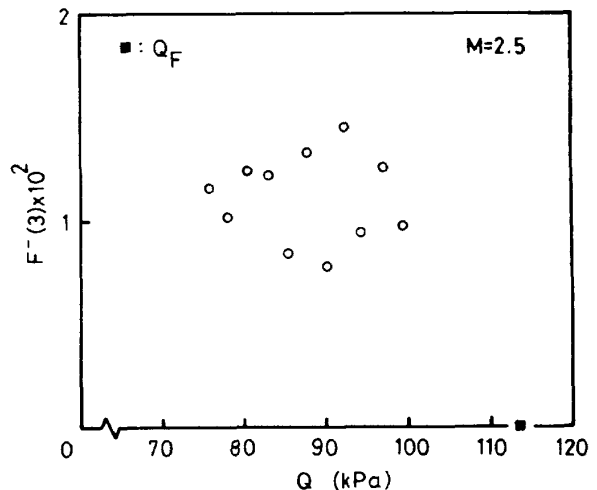


図 23 ARMA モデルによるフラッタ翼模型Ⅳの $F^-(3)$

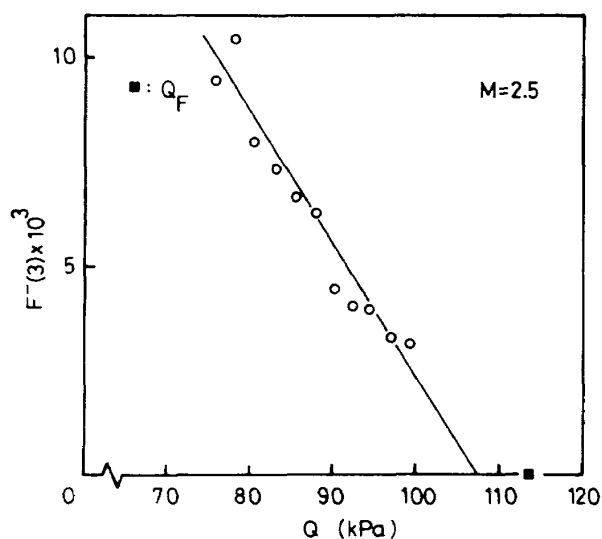


図 24 ARMAモデルによる $F^-(3)$ から推定したフラッタ翼模型Ⅳの限界値

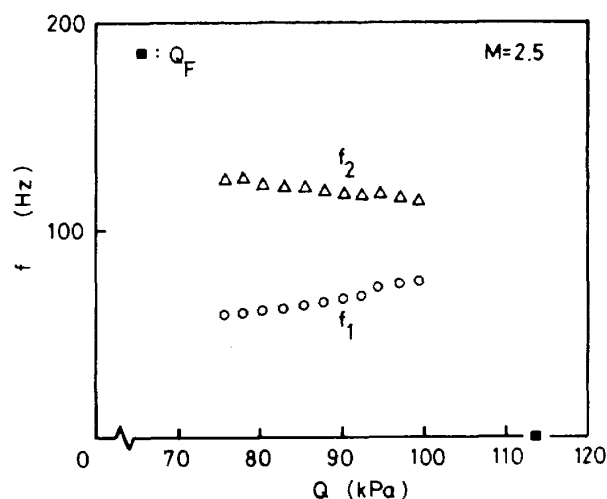


図 26 フラッタ翼模型Ⅳの動圧～推定した振動数

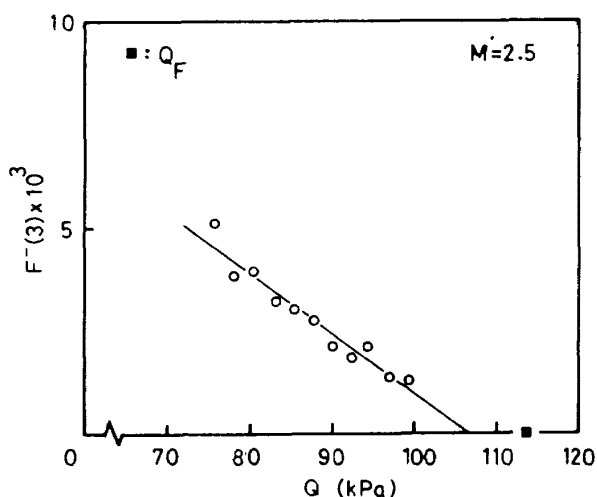


図 25 ARモデルによる $F^-(3)$ から推定したフラッタ翼模型Ⅳの限界値

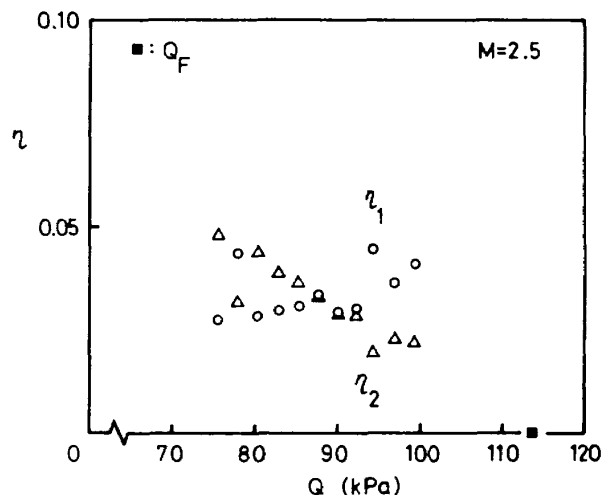


図 27 フラッタ翼模型Ⅳの動圧～推定した減衰係数比

= 114 (kPa) の 94 % の値であった。図 25 に示した AR モデルによる $F^-(3)$ の推定結果は図 24 の ARMA モデルによる $F^-(3)$ と同じ Q_F の 94 % であった。ARMA (2) の設定条件で処理した 2 つのモードの振動数 f と減衰係数比 η の推定結果を図 26 と図 27 に示す。特性は翼模型Ⅲの図 21 と図 22 の特徴と類似しているが、図 27 の減衰係数比 η の 2 次モード (\triangle 印) は動圧の増加に対して一様に低下している。

ダイバージェンスとフラッタの限界値の推定精度

ARMA および AR モデルの限界値推定法の精度を比較するため、翼模型Ⅰ～Ⅳで行ったすべての処理について動圧の範囲 ($Q/Q_{D,F}$) と推定に用いた各データの数 K を基準に限界値の推定精度 (\hat{Q}_D/Q_D , \hat{Q}_F/Q_F)

/ Q_F) を調べた。ダイバージェンス翼模型ⅠとⅡの結果は表 4, 5 に、フラッタ翼模型ⅢとⅣの結果は表 6, 7 に示した。表の推定値の数 K と動圧の範囲 ($Q/Q_{D,F}$) は動圧の低い値から 6 点までを基準にそれから動圧を 1 点ずつ高めて範囲と数を表わした。ダイバージェンス翼模型ⅠとⅡは動圧の範囲が限界値 Q_D の 83 % 以上のデータを用いれば精度良い推定を得られるが、逆に限界値附近までのデータを用いると危険側に推定される。フラッタ翼模型Ⅲの AR モデルは精度良く推定されなかった。翼模型Ⅳは表 7 から ARMA および AR モデルの両推定結果とも動圧の範囲を高い方に広げると推定精度の向上が期待される。安全側の推定となったのは試験した動圧の

表 4 翼模型Ⅰのダイバージェンス限界値の推定精度

(%)

$G(1)$, f_1^2 の推定値の数, K Q/Q_D の範囲, (72 ~)	6 ~ 83	7 ~ 86	8 ~ 88	9 ~ 91	10 ~ 93	11 ~ 95
ARMA の $G(1)$, \hat{Q}_D/Q_D	99	99	104	105	104	105
ARMA の f_1^2 , \hat{Q}_D/Q_D	99	99	104	104	103	104
AR の $G(1)$, \hat{Q}_D/Q_D	95	97	101	101	100	101

 $Q_D = 104$ (kPa)

表 5 翼模型Ⅱのダイバージェンス限界値の推定精度

(%)

$G(1)$ の推定値の数, K Q/Q_D の範囲, (66 ~)	6 ~ 75	7 ~ 77	8 ~ 79	9 ~ 82	10 ~ 85	11 ~ 86	12 ~ 89	13 ~ 91	14 ~ 94
ARMA の $G(1)$, \hat{Q}_D/Q_D	89	93	96	99	99	101	102	103	103
AR の $G(1)$, \hat{Q}_D/Q_D	89	94	97	99	99	101	101	102	103

 $Q_D = 106$ (kPa)

表 6 翼模型Ⅲのフラッタ限界値の推定精度

(%)

$F^-(3)$ の推定値の数, K Q/Q_F の範囲, (77 ~)	6 ~ 85	7 ~ 86	8 ~ 89	9 ~ 90	10 ~ 93
ARMA の $F^-(3)$, \hat{Q}_F/Q_F	93	101	100	102	100
AR の $F^-(3)$, \hat{Q}_F/Q_F	114	121	110	128	120

 $Q_F = 98$ (kPa)

表 7 翼模型Ⅳのフラッタ限界値の推定精度

(%)

$F^-(3)$ の推定値の数, K Q/Q_F の範囲, (66 ~)	6 ~ 77	7 ~ 79	8 ~ 81	9 ~ 83	10 ~ 85	11 ~ 88
ARMA の $F^-(3)$, \hat{Q}_F/Q_F	94	92	91	92	93	94
AR の $F^-(3)$, \hat{Q}_F/Q_F	90	90	90	93	93	94

 $Q_F = 114$ (kPa)

範囲が狭いためである。

以上の結果をまとめるとダイバージェンス限界値の推定は狭帯域フィルタを用い1モードの系として処理出来るため十分余裕のある動圧から精度良く推定できる。フラッタ限界値の推定は不規則加振源としての気流の乱れが小さいため各動圧毎にその振動特性を考慮した2モード系のバンドパスフィルタの適用によって精度良く出来た。定常な風洞試験データの限界値推定法に関しては見通しが得られたので、試験やデータ処理に要する時間とコストの軽減を考慮した非定常な風洞試験から限界値を推定する試みを、マッハ数 $M=2.5$ について行っている。飛行試験のフラッタ予測に適用するためにはこれらの手法を更に改善し応用を経て信頼性の向上を計らなければならない。

V. 結 論

超音速領域マッハ数 $M=2.5$ の比較的気流の乱れの小さいダイバージェンス(前進翼)とフラッタ(後退翼)のサブクリティカル風洞試験を行った。得られた定常な風洞試験データを時系列解析のARMAおよびARモデルに適用し、推定したAR部分の係数をJuryの離散時間系の安定判別式に直接用いて不安定余裕を評価し、その値に最小2乗法による直線の当てはめ・外挿を行い、ダイバージェンス速度とフラッタ速度を精度良く推定した。ここで提案した限界値推定法の適用を先の遷音速領域マッハ数 $M=1.2$ 以外に超音速領域マッハ数 $M=2.5$ でも確認することが出来た。

謝 辞

ARMAモデルのパラメタの推定、プログラムの応用に関しては統計数理研究所の第五研究部長赤池弘次博士、同部濱田義保研究員に有益な助言、討論をいただき大変お世話になった。両氏に厚く謝意を表する。

また、翼模型の製作に際しては機体第二部寺田博之室長に便宜を計ってもらった。風洞試験は空気力学第二部超音速風洞制御および計測室の協力を得て行った。データ処理では計算センター石塚只夫技官にお世話になった。

参 考 文 献

- 1) Matsuzaki, Y., and Ando, Y. ; New Estimation Method for Flutter or Divergence Boundary from Random Responses at Subcritical Speeds, NAL TR-667T, 1981.
- 2a) Matsuzaki, Y., and Ando, Y. ; Estimation of Flutter Boundary from Random Responses Due to Turbulence at Subcritical Speeds, J. of Aircraft, Vol.18, No.10, 1981.
- 2b) Matsuzaki, Y., and Ando, Y. ; Reply to The Technical Comment on Estimation of Flutter Boundary from Random Responses Due to Turbulence at Subcritical Speeds, J. of Aircraft, Vol.19, No.7, 1982.
- 3) 安藤泰勝, 松崎雄嗣, 江尻 宏, 菊池孝男 ; 気流の乱れを利用したフラッタ限界推定法, 試験方法およびデータ処理の問題, NAL TR-718, 1982.
- 4) Ando, Y., and Matsuzaki, Y. ; Computer Programs for Estimation of the Flutter and Divergence Boundaries from Random Responses at a Subcritical Range, NAL TR-737T, 1982.
- 5) Matsuzaki, Y., and Ando, Y. ; Divergence Boundary Prediction from Random Responses : NAL's Method, J. of Aircraft, Vol.21, No.6, 1984.
- 6) 外立政隆, 榊原盛三, 河本 徹, 清水福寿, 野田順一, 関根英夫 ; 吹出式超音速風洞の集合胴及び測定部の圧力変動と測定部マッハ数分布の測定, 日本航空宇宙学会第13期年会前刷, (昭和57年4月).
- 7) Ricketts, R. H., and Doggett, R. V. Jr. ; Wind-Tunnel Experiments on Divergence of Forward-Swept Wings, NASA Technical Paper 1685, Aug. 1980.
- 8) Akaike, H., Arahata, E., and Ozaki, T. ; TIMSAC-74, A Time Series Analysis and Control Program Package-(1), Computer

- Science Monographs, No.5, The Institute of Statistical Mathematics, Tokyo, March 1975.
- 9) Jury, I. E. ; Theory and Application of the z-Transform Method, John Wiley, New York, 1964, pp.1-44.
- 10) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., and Halfman, R.L. ; Aeroelasticity, Addison-wesley, 1955, pp.483-485.
- 11) 上田哲彦, 安藤泰勝, 松崎雄嗣 ; 平板翼の超音速フラッタ (実験と計算), 日本航空宇宙学会第15期年会前刷, (昭和59年 4 月).

TR-856 正 誤 表

頁	図	誤	正
4 頁	左図見出し	図 2 翼模型 <u>I</u>	図 3 翼模型 II
4 頁	右図見出し	図 3 翼模型 <u>II</u>	図 2 翼模型 I

航空宇宙技術研究所報告856号

昭和60年4月発行

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

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
