

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-898

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

安藤泰勝・松崎雄嗣

1986年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 序 論	1
2. 限界値推定法	2
3. 翼模型と試験方法	4
4. データ解析と結果	4
4.1 ダイバージェンスの定常の場合	5
4.2 ダイバージェンスの局所定常の場合	7
4.3 フラッタの定常の場合	8
4.4 フラッタの局所定常の場合	10
5. 結 論	12
謝 辞	12
参考文献	12

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*

安藤 泰勝** 松崎 雄嗣***

Estimation of Divergence and Flutter Boundaries from Locally Stationary Random Responses

Yasukatsu ANDO and Yuji MATSUZAKI

ABSTRACT

A locally stationary process method for predicting the flutter and divergence boundaries is presented. The method was applied to response signals of wing models due to flow turbulence measured in subcritical flutter and divergence tests, in which the dynamic pressure was increased at a constant speed with the Mach number being fixed.

A long nonstationary response record was divided into many contiguous equally short intervals in which the response was assumed to be locally stationary. The random response was assumed to be represented by the autoregressive process. The parameters of the process were evaluated by Akaike's automatic estimation procedure. The estimated values of Jury's stability parameters in each interval are quite scattered. It is shown, however, that the stability boundaries can be predicted by drawing a straight line as the upper side of an envelope for the scattering estimated values of the stability parameters.

1. 序 論

文献〔1, 2〕に、著者らは一定流速での定常な気流の擾乱で励振された翼の応答からフラッタおよびダイバージェンスの限界値を推定する航技研(NAL)の方法を著わした。その推定法の検証としてNALの吹出し式の遷音速と超音速の両風洞で行ったサブクリティカル・フラッタとダイバージェンスの試験で得たデータに本方法を適用し、限界より十分低い安全な動圧の範囲の翼の不規則応答から精度良く限

界値の推定が出来ることを文献〔3, 4〕に示した。このNALの方法は、定常な条件で試験した気流の擾乱による翼の定常な運動を自己回帰移動平均(ARMA),あるいは自己回帰(AR)過程でモデル化されると仮定して扱っている。即ち、気流の擾乱による入力成分を雑音のMA部分,そして翼に固有な成分をAR部分で表わされると仮定している。モデルの入力データは定常な翼の不規則応答を定常時系列データに変換し、赤池の推定手順に基づいた推定プログラムに適用して、モデルの次数と係数を推定する〔5, 6〕。この推定したAR部分の次数と係数をJuryの離散時間の系の安定判別式〔7〕に直接用いて、翼の空力弾性系の安定判別を行い、不安定に

* 昭和60年12月6日受付

** 機体第一部

*** 元機体第一部

なる限界を推定している。この定常な場合は幾つかの動圧に対する Jury の安定パラメタの各値を評価し、正の値がフラッタやダイバージェンスの限界に対する余裕とみなし、直線の最小 2 乗あてはめによって翼の不安定になる限界を予測する。

ところで、フラッタやダイバージェンスの限界を推定する方法に関する最近の研究は、例えば文献〔8～19〕のように早く、正確に、そして経済的に推定することに関心もたれている。NAL の方法に対して著者らは、動圧またはマッハ数のどちらかが一定の割合で増加するような場合の擾乱気流による非定常な航空機翼の不規則応答からフラッタやダイバージェンスの限界値を推定するために、先の研究の拡張を行った。本文で扱った非定常な翼の不規則応答から限界値を推定する考え方は、応答自体は定常ではないが、有限時間の非定常な応答の履歴を、短い等しい区間に区切ってみた場合に、その区間内の系の運動の特性が僅かな変化であるならば、局所的に定常であるとみなすことから成っている。それは、非定常な応答の記録が局所的に定常であるような応答の等しい短区間の連続から成立っていると仮定することと同じである。このように局所定常とみなした各区間の空力弾性系のパラメタの推定は先の定常解析に用いたのと同じ手法によって求めることが出来ると考える。この局所定常過程の手法を用いると、風洞試験では定常な条件で試験していた全域を一度にカバーするように、動圧あるいはマッハ数を試験中に掃引することによって試験時間を短縮させることが可能であり、またフラッタやダイバージェンスの飛行確認試験に於いて安全評価のための加速飛行中のデータにも適用することができる。文献〔1, 2〕に述べた数値解析で、定常な ARMA 過程の手法を用い精度良いパラメタの推定を行うには、基本モードの周期の数百倍に相当するデータ長さが必要であった。ところが、局所定常過程の手法では各区間のデータ数が定常過程に較べて少なくなるため、気流の擾乱による翼の運動特性の平均化が十分でなく、広くバラツキのある推定値を生じる。

そこで著者らは風洞試験の翼の応答の短い時間履歴からサブクリティカルな翼の空力弾性特性を求め、そのバラツキのある結果を利用して

ダイバージェンスおよびフラッタの限界値を推定する局所定常の手法を提案する。

2. 限界値推定法

文献〔1, 2〕に示した定常過程の手法を主として用い、局所定常過程の概要を示す。

一定の擾乱気流によって励振された翼の不規則応答 $\{y(t)\}$ は周期 T で $n = 1 \sim N$ に標本化された有限離散時系列データ $\{y(n)\}$ とする。時系列データ $\{y(n)\}$ は ARMA 過程

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

で表わされ、あるいは AR 過程

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

で表わせると仮定する。ここで $b(0) \neq 0$ および $b(2J) = 1$ である。 $m = 0 \sim 2J - 1$ に対して次数 $2J$ 、AR 部分と MA 部分の係数 $b(m)$ と $a(m)$ の推定すべきパラメタは未知量である。擾乱気流による入力 $\{x(n)\}$ は平均値と分散が

$$\begin{aligned} E\{x(n)\} &= 0, \\ E\{x(n)x(s)\} &= \sigma^2 \delta_{ns} \end{aligned} \quad (3)$$

のガウス性白色雑音と仮定する。時系列データ $\{y(n)\}$ 、 $n = 1 \sim N$ を用いて、未知パラメタ $2J$ 、 $b(m)$ および $a(m)$ は文献〔5〕と〔6〕で示された ARMA 過程と AR 過程の自動推定手順によって計算する。この数値パラメタは赤池の AIC 最小規準に基づいて最適値が求まる。定常過程の AIC は

$$AIC = -2 \log_e L + 8J \quad (4)$$

と定義される。ここで L はガウス正規過程 $\{x(n)\}$ の尤度関数である。

局所定常の過程では、応答の時系列データ $\{y(n)\}$ を任意の等しい短区間にデータを区切った場合に、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、全体は非定常であるが、各短区間は定常な局所定常とみなし、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 $\{y(1), y(2), \dots, y(n_1)\}$ に基づいて、自己回帰モデル AR_0 が得られており、次に n_2 個の時系列データ $\{y(n_1+1), y(n_1+2),$

..., $y(n_1+n_2)$ }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_1

$$\sum_{m=0}^{M_1} b_1(m) y(n+m) = x_1(n),$$

$$n = 1, \dots, n_1+n_2 \quad (5)$$

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は,

$$AIC_1 = (n_1+n_2) \log_e \hat{\sigma}_1^2 + 2(M_1+1) \quad (6)$$

により評価される〔21〕。

時系列データ $\{y(1), \dots, y(n_1)\}$ と $\{y(n_1+1), \dots, y(n_1+n_2)\}$ の2つの自己回帰モデル AR_0 と AR_2

$$\sum_{m=0}^{M_0} b_0(m) y(n+m) = x_0(n),$$

$$n = 1, 2, \dots, n_1, \quad (7)$$

$$\sum_{m=0}^{M_2} b_2(m) y(n+m) = x_2(n),$$

$$n = n_1+1, \dots, n_1+n_2$$

を考える。 $x_0(n)$, $x_2(n)$ は夫々分散 σ_0^2 , σ_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量 $\hat{b}_0(m)$, $\hat{b}_2(m)$, $\hat{\sigma}_0^2$, $\hat{\sigma}_2^2$ によって求められるモデルのAICは,

$$AIC_2 = n_1 \log_e \hat{\sigma}_0^2 + n_2 \log_e \hat{\sigma}_2^2 + 2(M_0+M_2+2) \quad (8)$$

により評価される〔21〕。

最小AIC規準から, (1) $AIC_1 < AIC_2$ の時は, 自己回帰 AR_1 モデルを, (2) $AIC_1 > AIC_2$ の時は, この時系列データの間でモデルが変化したとして, 自己回帰 AR_2 モデルを最新のモデルとする。

(1)式に z -変換を適用すると,

$$\sum_{m=0}^{2J} b(m) z^m \{Y(z) - \sum_{j=0}^{m-1} Y(j) z^{-j}\}$$

$$= \sum_{m=0}^{2J-1} a(m) z^m \{X(z) - \sum_{j=0}^{m-1} X(j) z^{-j}\} \quad (9)$$

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

$$H(z) = \sum_{m=0}^{2J-1} a(m) z^m / \sum_{m=0}^{2J} b(m) z^m \quad (10)$$

で与えられる。特性方程式は

$$G(z) = \sum_{m=0}^{2J} b(m) z^m = 0 \quad (11)$$

である。AR過程に対しても同じ特性方程式が得られる。離散時間の系のJuryの安定条件〔7〕に従って, この翼の空力弾性の系が安定であるためには

$$G(1) > 0,$$

$$G(-1) > 0 \quad (12)$$

であり, 且つ

$$F^\pm(m) = |A_m \pm B_m| > 0,$$

$$m = 1, 3, \dots, 2J-1 \quad (13)$$

である。ここで A_m , B_m は

$$A_{2J-1} = \begin{bmatrix} b(2J) & b(2J-1) & \dots & b(3) & b(2) \\ 0 & b(2J) & b(2J-1) & \dots & b(4) & b(3) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & b(2J) & \dots & b(5) & b(4) & b(3) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & \dots & b(2J) & b(2J-1) & b(2J) \end{bmatrix},$$

$$B_{2J-1} = \begin{bmatrix} b(2J-2) & b(2J-3) & \dots & b(1) & b(0) \\ b(2J-3) & b(2J-4) & b(2J-5) & \dots & b(0) & 0 \\ b(2J-4) & b(2J-5) & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ B_{2J-3} & \dots & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ b(0) & \dots & \dots & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

である。安定限界の推定は(12)式, (13)式の各安定パラメタの値を零に対して正の値が限界値に対する安定余裕であるとみなし, 評価する。安定パラメタに最小2乗法による直線のあてはめ, 外挿を行い, 最も低い限界値を, 推定した限界値としている。

ここに提案したAR過程による手法を非定常な擾乱気流による翼の不規則応答に適用し, 局所定常解析する。

3. 翼模型と試験方法

限界値推定法に適用する翼の不規則応答を得るため, 片持平板翼模型の振動試験と超音速のダイバージェンスとフラッタ風洞試験を行った。このダイバージェンス(前進翼)とフラッタ(後退翼)の翼模型と試験は文献〔4〕に記述したので, ここではその概要について述べる。

図1 a, 1 bにダイバージェンスとフラッタの翼模型の平面形を示す。翼の諸元は図の値で, 前後縁に両端ウエッジがあり, 厚さはダイバージェンス翼模型が4mm, フラッタ翼模型が2mmである。材質はジュラルミン(商品名2024-T4)である。また図1 a, 1 bには, 風洞試験前に行った片持翼の振動試験の初めの3モードの振動特性, 翼の応答を検出するため翼面に貼った歪ゲージの位置を示した。図1 bにはFEMによる文献〔20〕の振動計算の値

を併記した。計算の結果と比較すると振動数は計算値が平均4%高く, またノードラインは良く一致している。

風洞試験は当所の吹出式超音速風洞(測定部断面1m×1m, マッハ数範囲1.4~4.0)を用い, マッハ数を $M=2.51$ 一定に固定して行った。非定常な条件での風洞試験方法は気流が安定した後, 動圧範囲を低い値, 約76kPaからダイバージェンスの試験では毎秒約2.4kPa, フラッタの試験では毎秒約2.6kPaの一定の割合で増加し, この1RUNの試験中に実際にダイバージェンスおよびフラッタを起させた。非定常な風洞試験のデータとして試験中に集合洞圧力と, 気流の乱れで励振された非定常な翼の不規則応答の歪ゲージの電気信号をデータレコーダにFM記録した。

4. データ解析と結果

第2章の限界値推定法の概要で述べた手順と方法に適用する風洞試験データは, 第3章の試験方法で述べた磁気テープに収録された擾乱気流による定常および非定常な場合の翼の不規則応答データである。

図2のARモデルを用いた定常過程のデータ解析の結果を次に述べる局所定常過程のデータ解析と比較検討するために引用する。定常過程による風洞試験データは風洞試験条件のマッハ数を $M=2.51$

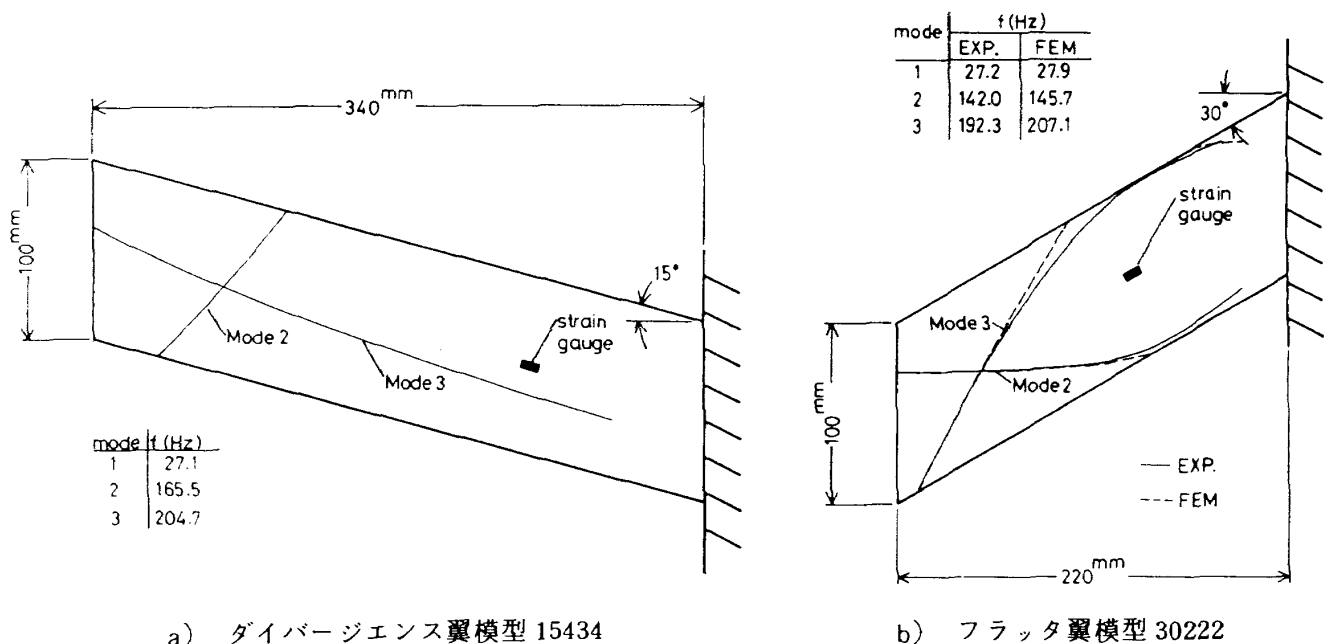


図1 翼の平面形, 歪ゲージの位置, 初めの3つの固有振動数とノードライン

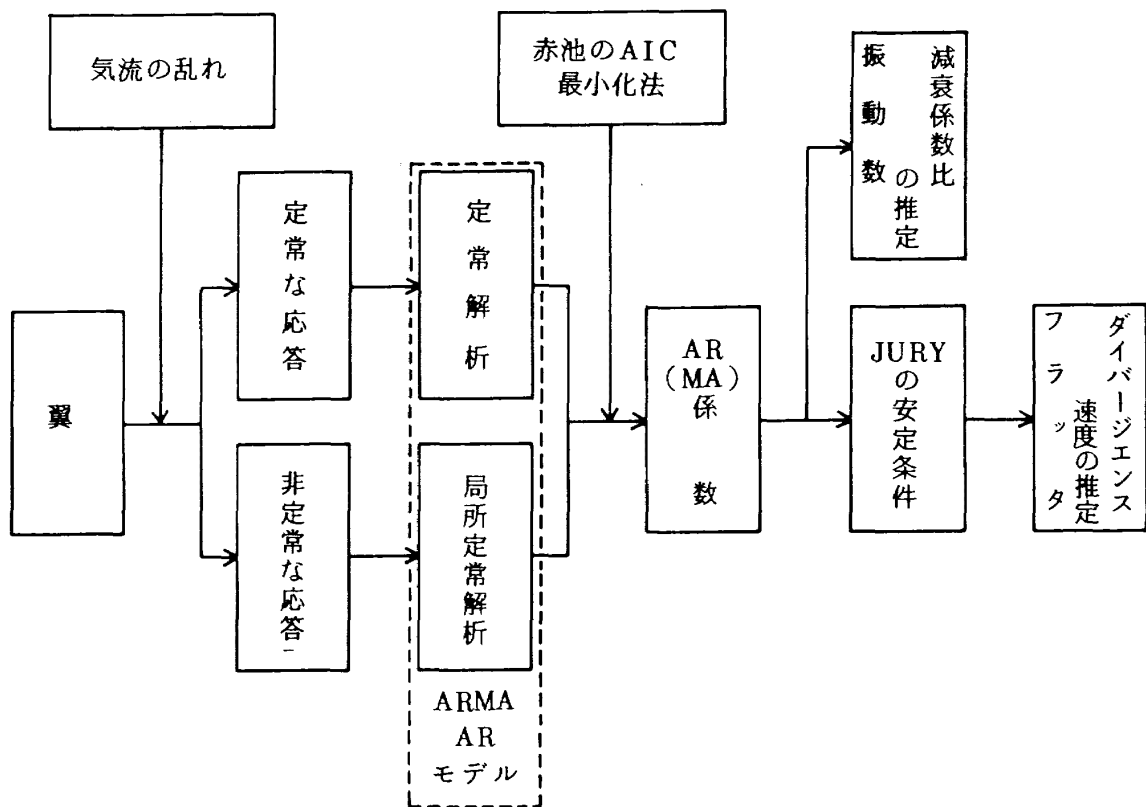


図2 データ解析の流れ

定に保ち、サブクリティカルな動圧範囲で、1 RUN 中の動圧を一定に固定し、異なった動圧の 11 RUN の定常な条件で試験した翼の応答である。この解析の詳細は文献〔4〕に述べてある。

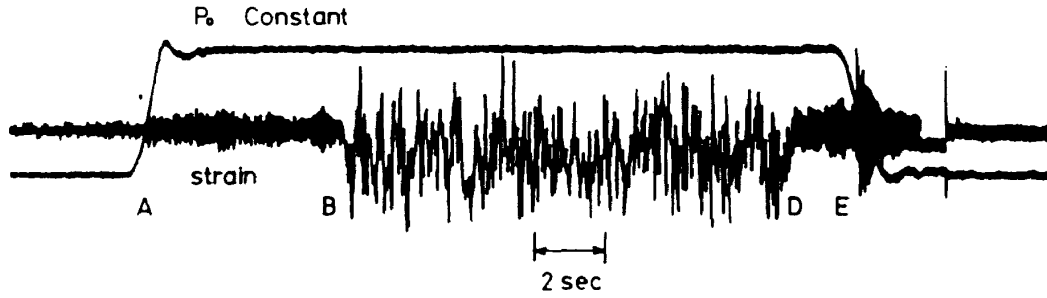
局所定常過程によるデータ解析は定常過程と同じ図2のARモデルを用い、局所定常データ解析を行った。非定常な風洞試験データは定常の場合の11 RUN に対してこの局所定常データ解析の場合は1 RUN の翼の応答だけを用いた。この場合の試験条件は定常の場合と同じマッハ数 $M = 2.51$ の一定に固定し、1 RUN 中の動圧は先の 11 RUN に相当する範囲に亘って連続掃引している。そのため、この1 RUN 中のデータの特性は時間と共に気流の擾乱と翼の空力弾性特性が非定常に変化している。即ち、翼の空力弾性系の特性は風洞試験条件の動圧の時間変化に対応して、入力の雑音成分と共に時々刻々変わっている。しかし、第2章で述べたようにその変化は局所的にみると急激でなく局所定常であると仮定し、データ解析は応答の時系列データを任意の等しい短区間に区切って、その1区間内では局所的に定常であるとみなし、パラメタの動圧はその区間の

中央値を便宜的に代表値として選んだ。また、同じ応答データに関して局所定常区間のデータ数を変えた2、3の場合についてもデータ解析を行った。

次に当所の電子計算機 FACOM180 と 380 を使用し、ダイバージェンスとフラッタの応答データをARモデルによる定常過程、および局所定常過程のデータ解析を行い、推定した結果について述べる。

4.1 ダイバージェンスの定常の場合

図3にダイバージェンス風洞試験の収録データの一例を示す。図の P_0 は集合洞圧力を、また strain は翼面に貼った歪ゲージの出力で擾乱気流による翼の不規則応答の1 RUN の試験の記録を表している。試験データはこの様な一定動圧で試験した、動圧の異なる 11 RUN のデータがあり、データ解析に使用する部分は図3のB-D間である。文献〔4〕で述べた様に、この場合のデータ解析は1モードの系として扱えば良いことが予め分っていたので、時系列データは翼の応答信号 $\{y(t), t=0 \sim L\}$ を、通過帯域幅 $BPF = 1 \sim 30\text{Hz}$ のバターース型アナログバンドパス・フィルタに通し、サンプリング周期 T

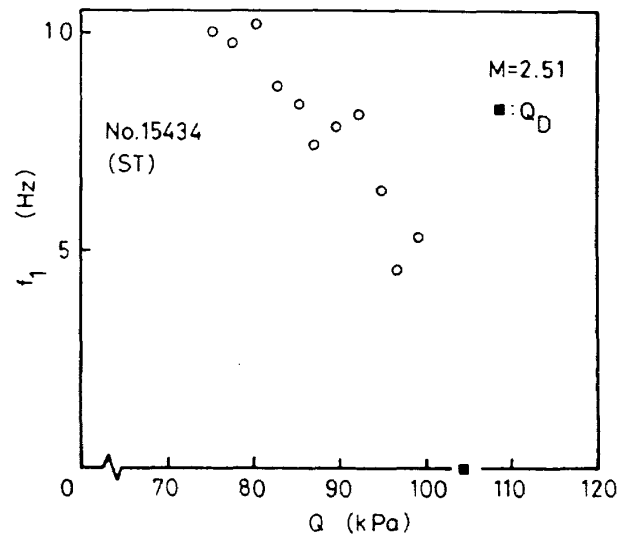


A : 風洞起動 B : 模型打出
D : 模型格納 E : 風洞停止

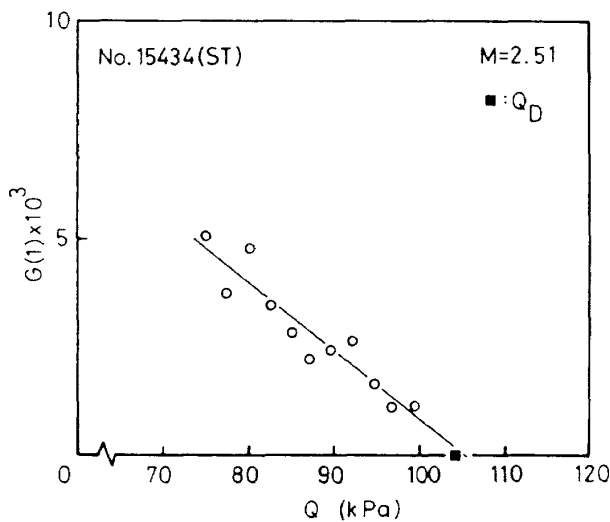
図3 ダイバージェンス風洞試験の定常なデータの一部 ($Q = 87 \text{ kPa}$)

$= 0.001 \text{ sec}$, 12bit/5Vのデジタル量にAD変換して得た。11点の動圧に対する時系列データの各データ数は記録長さ $L = 6.144 \text{ sec}$ に相当する $N = 6144$ とした。 $J = 1$ としてAR部分の係数 $b(m)$ を推定した。文献〔1〕で(12)式の安定判別式 $G(1)$ がダイバージェンス限界を与えることを述べているように、係数 $b(m)$ から(11)式によって得られる $G(1)$ を用いて、各動圧に対するこの安定判別式の値をダイバージェンス余裕として評価した。即ち、11点の $G(1)$ の値に最小2乗法による直線のあてはめ、外挿を行い、直線と横軸との交点を不安定限界動圧 \hat{Q}_D の推定値とした。更に翼を J 自由度の粘性減衰係数を有する系であるとし、文献〔1〕に示した関係式からこの翼の空力弾性特性である翼の1次モードの振動数 f_1 と減衰係数比 η_1 を推定した。この推定した $G(1)$, f_1 および η_1 の各特性は横軸を動圧にとって図

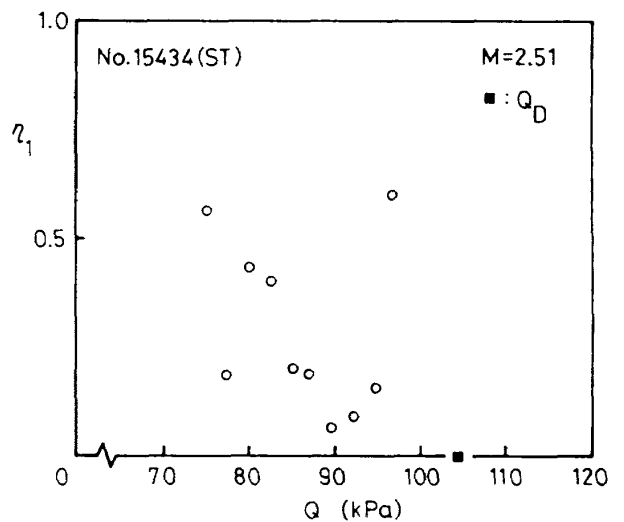
4 a, 4 b, 4 c にまとめて示す。図の横軸上に試験で確認したダイバージェンス限界動圧 $Q_D = 104 \text{ kPa}$ の値を■印で示した。図4 aの $G(1)$ の各値はバラツキが小さく、動圧の増加に対して一様な割合で



b) 推定した振動数



a) $G(1)$ とダイバージェンス限界値の推定



c) 推定した減衰係数比

図4 ダイバージェンスの定常解析

各値が減少している。直線のあてはめによって推定したダイバージェンス限界動圧 \hat{Q}_D の推定精度はこの場合試験で確認した限界動圧 Q_D の 101% の値が得られた。図 4 b の翼の 1 次モードの振動数 f_1 は動圧の増加に対して減少する特性を有し、減少の割合は曲線的である。また、このダイバージェンス試験データに対して高次モードの抽出も試みたが、図 3 から分かるように（また、後のフラッタの記録と比較して明らかのように）高次モードの振動数成分は極めて小さく困難であった。1 次モードの減衰係数比 η_1 の特性は動圧の増加に対して、図 4 c に示したように限界値に近づくと大きく変動している。なお、図の範囲を越えた 1 点を除いてある。

4.2 ダイバージェンスの局所定常の場合

非定常なダイバージェンス風洞試験データは 1 RUN の試験中に測定部の動圧範囲を $Q = 76 \sim 113$ kPa まで毎秒約 2.4 kPa の一定の割合で増加して得た。その収録データを定常の場合と同様に図 5 に示す。図の C 点で実際にダイバージェンスが起り、翼を壊した。この収録データを用いてデータ解析する部分は図の B - C 間のサブクリティカルな範囲である。AR モデルによる局所定常解析を行うために、データの前処理は定常の場合と同じ 1 モードの系として扱うように設定値を選んだ。この場合の記録長さは $L = 12.5$ sec あるが、時系列のデータ数 $N = 12500$ に対して局所定常解析を行うために、この時系列データをデータ解析の過程の中で更に等しい短

い区間に区切って、その等短区間の各局所データ数を NS として、 $NS = 500, 1000$ の 2 case について局所定常解析を行った。また、各区間の風洞試験条件としての動圧は区間の中央値をその等短区間の動圧 Q の代表値とした。局所データ数 $NS = 500$ の場合の推定結果として安定判別式 $G(1)$ 、1 次モードの振動数 f_1 と減衰係数比 η_1 の各特性を定常の場合と同様に横軸を動圧 Q にとって図 6 a, 6 b, 6 c に夫々示す。横軸上の ■ 印のダイバージェンス限界動圧 Q_D の値は定常と同じ試験で確認した値である。この 3 図を定常の場合の対応する図 4 と比較すると、1 点の動圧に相当する局所定常の各区間のデータ数は約 1/12 に減り、時々刻々受ける擾乱気流の不規則励振による局所定常の場合は平均化がそれだけ少ないためにバラツキの大きい推定となっている。定常の場合のダイバージェンス限界値は $G(1)$ の特性値より推定したが、局所定常解析による図 6 a の $G(1)$ の特性から同様に推定するにはバラツキが大きい。そこでバラツキの特性を検討するために、バラツキの上限と下限を直線で結んでみると、図 6 a に示した実線と破線のような結果が得られた。この実線と破線をバラツキの包絡線として考えると、バラツキの特性は限界動圧に近づくと急激に減少している。そこで、データ数を増して同じ時系列データに対して局所定常区間のデータ数を $NS = 1000$ にした場合の $G(1)$ の推定結果を図 7 に示す。この場合のバラツキの特性も $NS = 500$ と同じ結果が得られた。バラツキの特性は雑音成分を十分調べていないために分ら

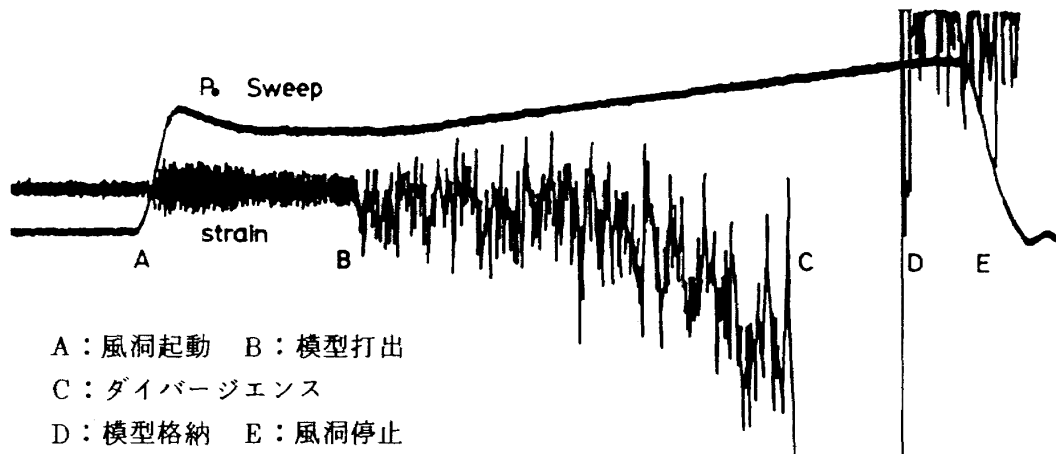
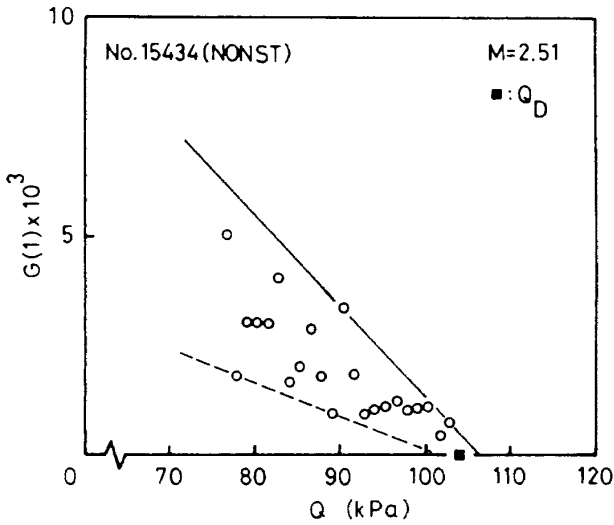


図 5 ダイバージェンス風洞試験の非定常なデータ



a) $G(1)$ とダイバージェンス限界値の推定

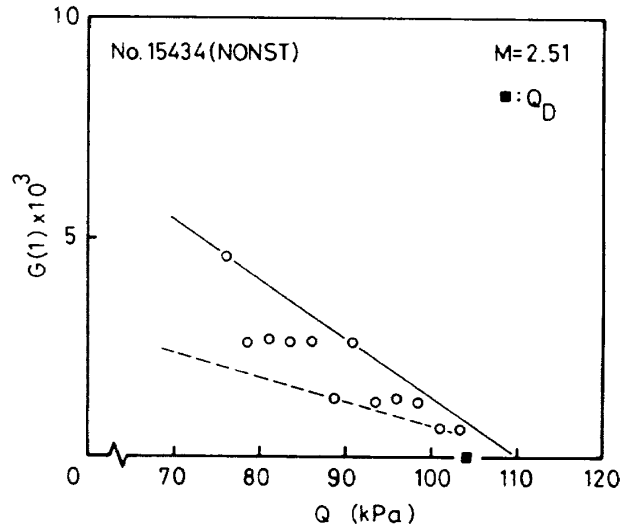
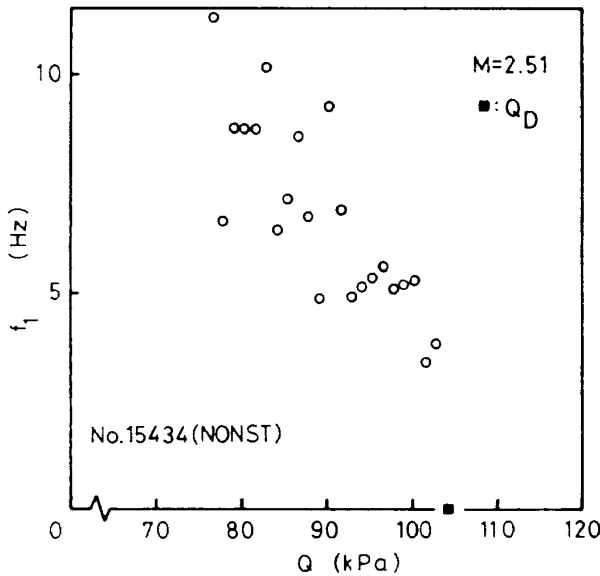
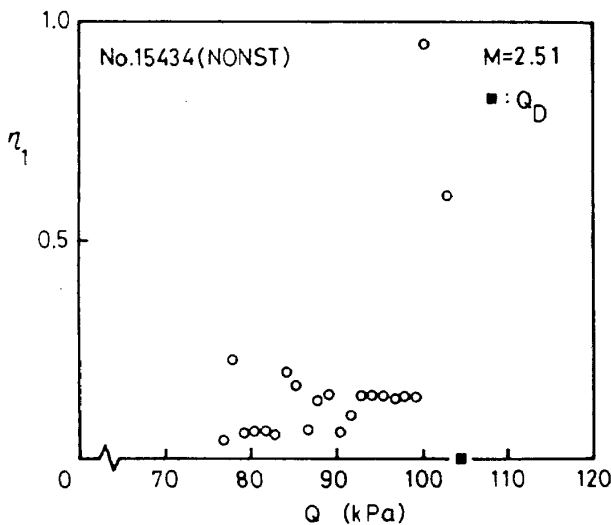


図7 ダイバージェンスの局所定常解析 ($NS = 1000$) $G(1)$ とダイバージェンス限界値の推定



b) 推定した振動数



c) 推定した減衰係数比

図6 ダイバージェンスの局所定常解析 ($NS = 500$)

ないが、この模型のダイバージェンス限界値の推定は1つの試みとして、バラツキの上限を包絡線として結んだ直線(実線)と交わる点を、この場合の推定した不安定限界動圧 \hat{Q}_D としてみると、 $NS = 500$ と1000の推定結果は試験で確認した限界動圧 Q_D の102%と106%の値が得られた。1次モードの振動数 f_1 と減衰係数比 ζ_1 の特性も局所定常解析による結果はバラツキが大きい。しかし定常の場合の結果は平均的な推定となっている。

4.3 フラッタの定常の場合

定常な条件で試験したサブクリティカルフラッタ風洞試験の収録データは動圧の異なる11RUNの試験データがある。収録データの一例をダイバージェンスの場合と同様に図8に示す。この後退翼のフラッタの応答を図3の前進翼のダイバージェンスの応答と比較すると、両翼模型の振動特性が大幅には変わらない特性で、同じマッハ数 $M = 2.51$ 、動圧 Q も大体同じ値の試験であるにもかかわらず前進翼と後退翼では応答の特性が非常に異なっている。この図の応答はダイバージェンスの場合に比べて広い振動数成分を含んでいる。しかしデータ解析では、文献〔4〕およびFEMによる文献〔20〕のフラッタ解析の結果に基づいて2モードの系として扱う。即ち、データの前処理は翼の応答信号毎にアナログのバンドパスフィルタの通過帯域幅を予め着目した1次と

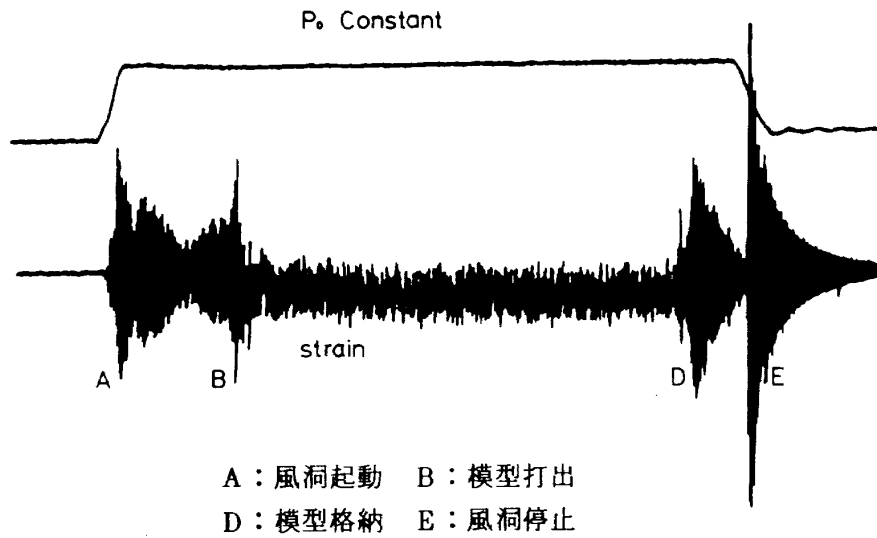
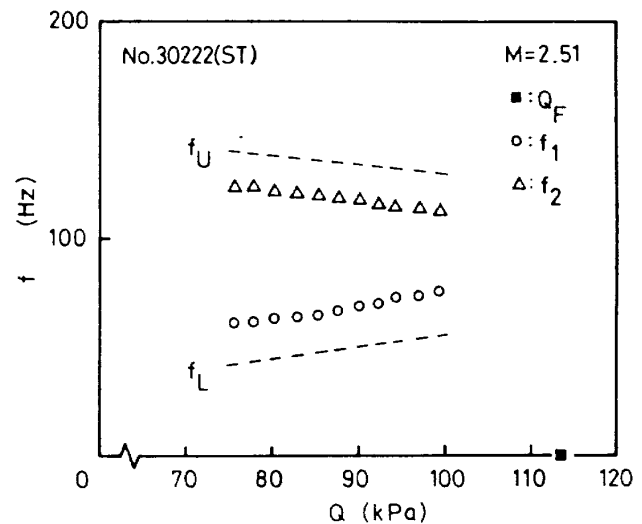
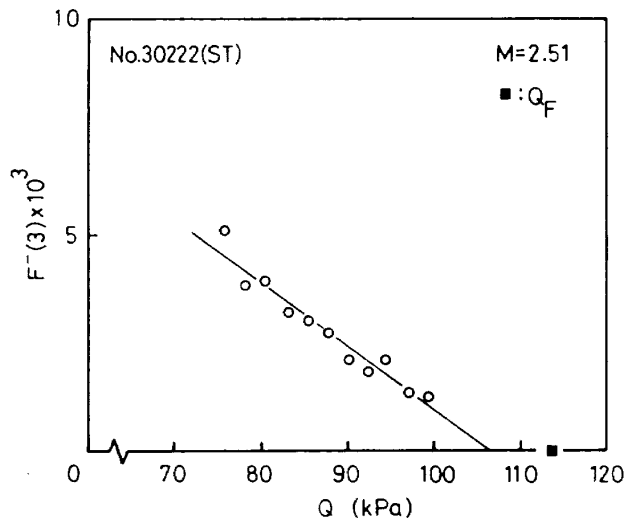


図8 フラッタ風洞試験の定常なデータの一例 ($Q = 76 \text{ kPa}$)

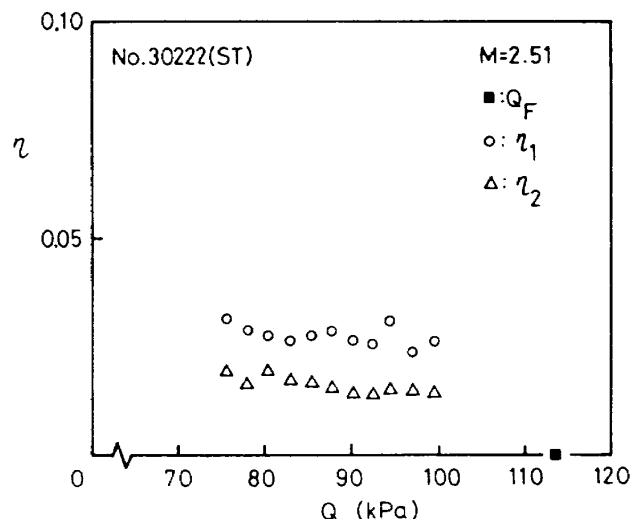
2 次の2つのモードの振動数に対して約士 16.5 Hz の幅を有する狭帯域に設定し、サンプリング周期 $T = 0.002 \text{ sec}$ でデジタル量にAD変換した。11点の動圧に対する時系列データの各データ数は $N = 6000$ を用意した。ARモデルによる定常データ解析は(2)式のARの次数を $J = 2$ とし、フラッタ限界値を推定するために得られた各ARの係数を文献〔1, 2〕により(3)式の安定判別式 $F^-(3)$ に直接用い、この $F^-(3)$ の正値をフラッタに対する余裕とみなし評価した。フラッタ限界値と翼の空力弾性特性を把握するために1次と2次の2つのモードの振動数 f_1, f_2 および減衰係数比 η_1, η_2 の特性をダイバージェンスの定常な場合と同様にARの係数を用いて推定した。その



b) 推定した振動数 (f_U と f_L はバンドパスフィルタの上・下限の振動数)



a) $F^-(3)$ とフラッタ限界値の推定



c) 推定した減衰係数比

図9 フラッタの定常解析

結果を図 9 a, 9 b, 9 c に示す。横軸は動圧 Q をとっており、横軸上には試験で確認したフラッタ限界動圧 $Q_F = 114 \text{ kPa}$ の値を ■ 印で示している。図 9 a の 11 点の F^{-3} の各値に最小 2 乗法による直線をあてはめ、外挿によってフラッタ限界値を推定すると、図の直線と横軸の交点からその推定値 \hat{Q}_F は試験で確認した Q_F の 94 % の値が得られた。この推定値は文献〔4〕より、試験した動圧範囲が狭いことから安全側の推定になっている。図 9 b には各動圧に対する翼の 1 次 (○印) と 2 次 (△印) の 2 つの振動数特性、データの前処理で 2 モードの系として扱うため用いたバンドパスフィルタの上下限の遮断振動数を破線で示した。図 9 b よりこの翼のフラッタは 1 次と 2 次の 2 つのモードの連成で起る様子が分る。図 9 c の減衰係数比 η_1 と η_2 の特性から △ 印の 2 次モードの減衰係数比 η_2 の値は 1 次モードの減衰係数比 η_1 より小さい値である。この 2 つのモードの減衰係数比 η_1 と η_2 は動圧の増加に対して減少している様子は分るが、試験した動圧範囲から ■ 印の値を予測することは困難である。なお、減衰係数比の推定と比べ振動数の推定はバラツキが非常に小さい。

4.4 フラッタの局所定常の場合

1 RUN の試験中に非定常な風洞試験条件としてマッハ数 $M = 2.51$ に固定した状態で、動圧範囲を

$Q = 76 \sim 117 \text{ kPa}$ まで毎秒約 2.6 kPa の一定の割合で増加し、定常の場合と同じ翼模型を用いてフラッタ試験を行い、非定常な条件での試験データを得た。その収録した応答を先の図 3, 5, 8 と同様に図 10 に示す。約 12 秒間の有効なサブクリティカルな応答に続いて急激に応答の振幅が増大し、フラッタを発生した。図の振幅が大きくなる直前の点を試験で確認したフラッタ・ポイントとしており、相当する動圧がフラッタ限界動圧 Q_F である。この応答の振動数特性も定常な場合と同じように広い振動数成分を含み、動圧の増加に対して、不規則振動波形の振幅が僅かに増大している。しかし試験中の気流の乱れは定常な条件で試験した場合とあまり変わっていないように観察される。この非定常な場合の約 12 秒間のサブクリティカル・フラッタ試験のデータを用い、ARモデルによる局所定常データ解析する。定常な場合と同じ理由で、応答信号を 2 モードの系として扱うが、データの前処理でのバンドパスフィルタの帯域幅は $\text{BPF} = 20 \sim 160 \text{ Hz}$ に固定し、サンプリング時間 $T = 0.002 \text{ sec}$ 、データ数 $N = 6000$ とした。このデータ数 N に対して局所定常解析のための各等短区間のデータ数 NS は $NS = 140, 200$ 、および 500 の 3 case について同じデータを用いて局所定常解析した。パラメタとしての動圧 Q の各値はダイバージェンスの局所定常解析の場合と同様に局所区間の中央値を

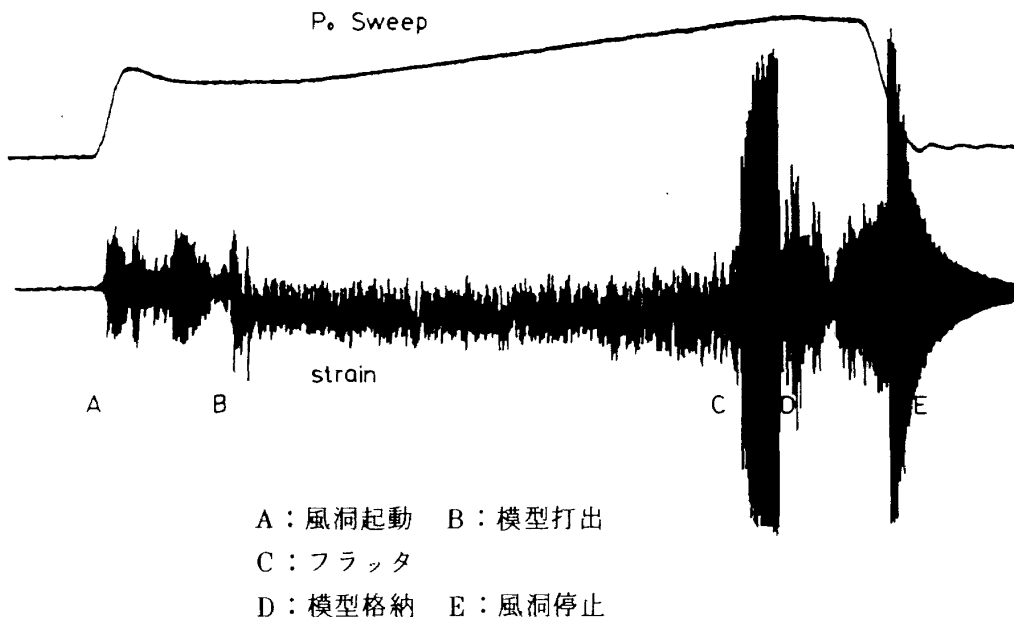
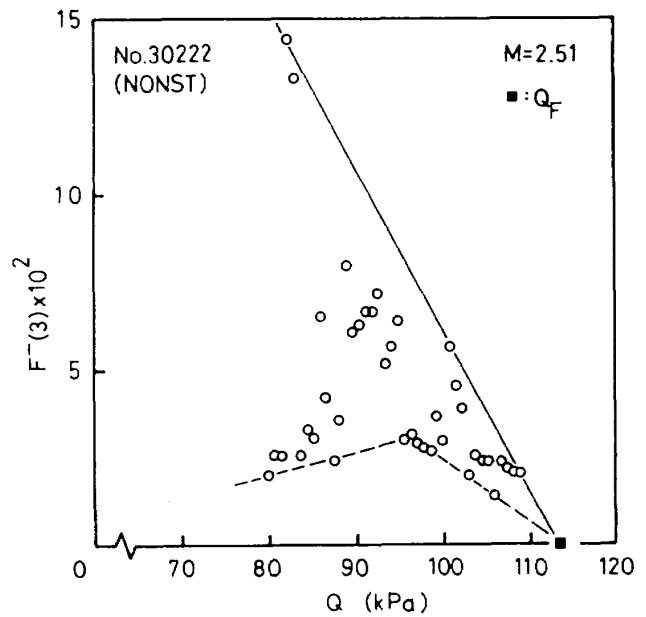


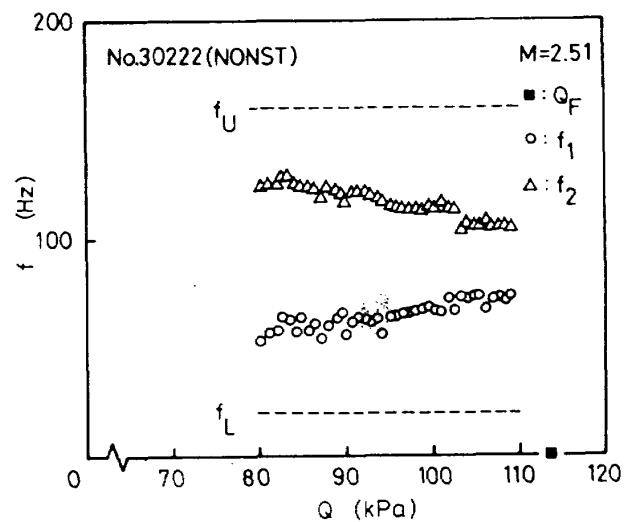
図 10 フラッタ風洞試験の非定常なデータ

その区間の代表値とした。局所定常データ数 $NS = 140$ (0.28 秒に相当する) の場合の動圧に対する安定判別式 $F^-(3)$, 振動数 f , および減衰係数比 η の各推定した特性をフラッタの定常の場合と同様に図 11 a, 11 b, 11 c に示す。各局所定常区間のデータ数は定常の場合と比べ $1/42$ と減るので, 翼の受ける擾乱気流はあまり変わらないが, 定常の 3 図と比較してバラツキの大きい結果になっている。図 11a の $F^-(3)$ のバラツキに対して, ダイバージェンスの局所定常の場合と同じ考察からバラツキの上下限を夫々線で結ぶと, 図の実線と破線のようになる。この場合も限界動圧に近づくとバラツキが急激に小さくなる傾向が認められる。この傾向を同じデータに, $NS = 200, 500$ として局所定常解析した結果について調べて見ると, $NS = 200$ と 500 の場合は夫々図 12 a と図 12 b となる。バラツキの上下限を直線で結ぶと図の実線と破線で示す結果となり, このフラッタ翼の場合もバラツキは限界動圧に近づくと急激に小さくなる傾向が認められた。また, ダイバージェンスの場合と同じ考察から 1 つの試みとしてバラツキの上限を結んだ直線を外挿し, 横軸との交点を推定した限界動圧 Q_F と仮定するとフラッタの局所定常の場合の図 11 a, 12 a, 12 b の 3 図とも試験で確認した ■ 印の限界動圧 Q_F に対して非常に良い推定値を与えている。この場合の推定はいずれも Q_F の 100% の値である。

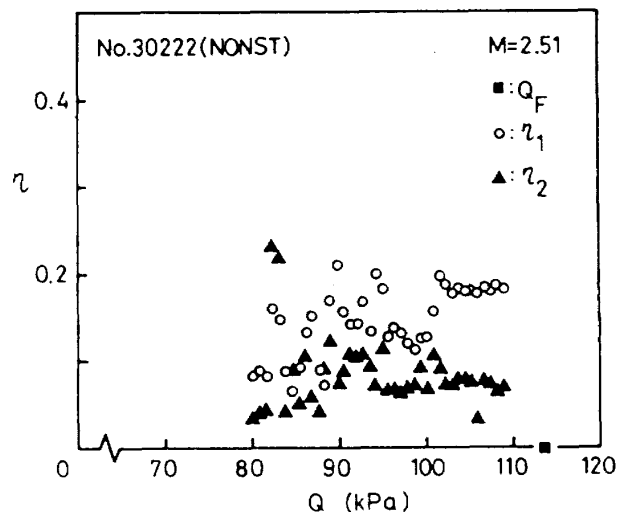
図 11 b には 1 次 (○印) と 2 次 (△印) の 2 つのモードの振動数特性を示した。また, データ処理のときに用いたバンドパスフィルタの上下限の遮断振動数を図中に破線で示した。定常と比較, この場合の振動数のバラツキは大きい, 2 つのモードの振動数が動圧の増加と共に接近する様子は定常の場合と同様に良く推定されている。図 11 c の減衰係数比 η の特性も定常と比較バラツキが大きく, 且つ 1 桁大きい値になっている。これはバンドパスフィルタが定常に比べ広帯域であるために得られたものと考えられる。しかし定常と比較して試験した動圧の範囲が限界値に近いところまでのデータが用いられているにもかかわらず, この場合も 1 次 (○印) と 2 次 (▲印) の 2 つのモードの減衰係数比から ■ 印の限界動圧の推定は難しい。



a) $F^-(3)$ とフラッタ限界値の推定



b) 推定した振動数



c) 推定した減衰係数比

図 11 フラッタの局所定常解析 ($NS = 140$)

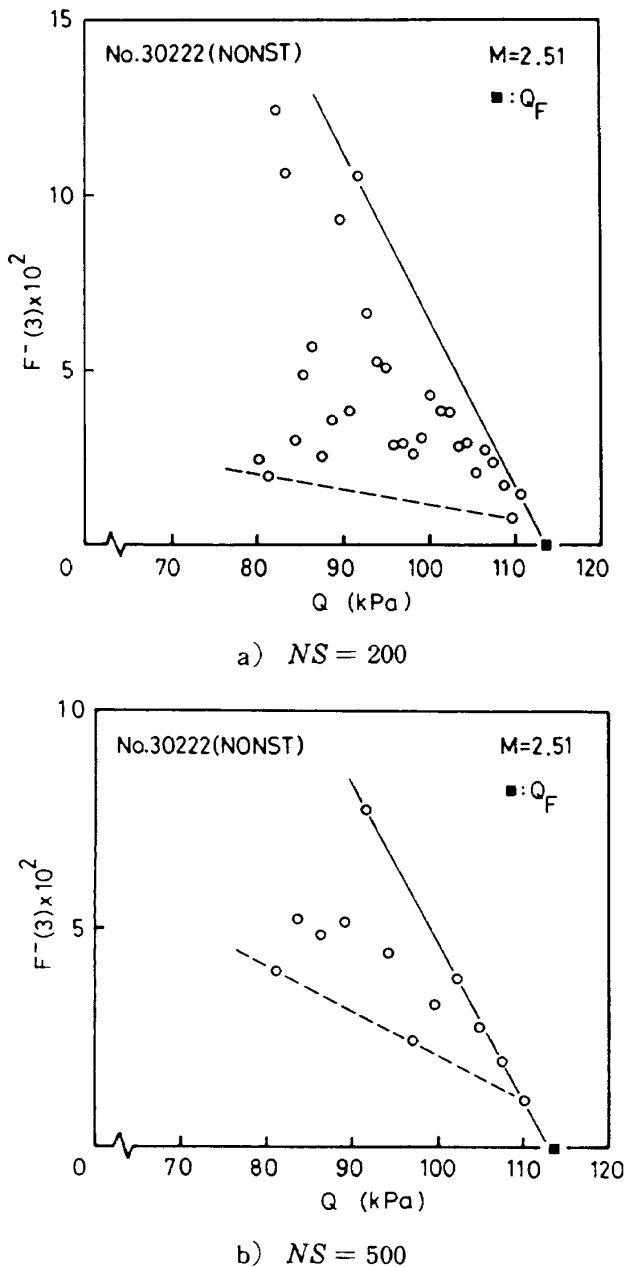


図12 局所定常解析の $F^{-}(3)$ とフラッタ限界値の推定

5. 結 論

ダイバージェンスおよびフラッタの超音速風洞試験データの定常な場合はARモデルによる定常過程を、非定常な場合にはARモデルによる局所定常過程の手法を適用しデータ解析を行い、Juryの安定判別式の値と翼の空力弾性特性を推定した。

局所定常解析は定常の場合に較べて各等しい短区間に区切った局所データ数が適めて少なくなるため、バラツキの大きい推定になる。

同じ試験データに対して局所データ数をパラメタ

としてデータ解析した結果、安定判別式 $G(1)$ 、 $F^{-}(3)$ の各値のバラツキはどれも動圧が限界値に近づいたところから急激にバラツキが小さくなる。

1つの試行として、各動圧に対して安定判別式の値をプロットし、値のバラツキの上限を包絡線とする直線を結び、外挿した線が横軸と交わる点を推定した限界値とすると、2例とも試験で確認した限界値と非常に良く一致した。

フラッタやダイバージェンスの実機の飛行試験、あるいは高価な模型による風洞試験では、実際に供試体を破損する危険があるところまで試験を行ってデータを取得することは出来ない。従って狭い安全な範囲の試験データから限界値の推定を行わざるを得ない。そのような場合に、1~2回の非定常な試験データ、あるいは定常な幾つかの試験データと組合せてデータ解析を行えば、限界値の推定が一層効果的に出来ることになる。そのためには、手法の改良とデータの蓄積が必要である。

謝 辞

AR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、同部田村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。

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。また、著者らが機体第一部空力弾性研究室所属中に江尻宏、菊池孝男の両技官との共同で行って得た試験データに今回のデータ解析を適用した。

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) Matsuzaki, Y. and Ando, Y.; New Estimation Method for Flutter or Divergence

- Boundary from Random Responses at Subcritical Speeds, NAL TR-667T, 1981.
- 3) Matsuzaki, Y. and Ando, Y.; Divergence Boundary Prediction from Random Responses: NAL's Method, *Journal of Aircraft*, Vol. 21, No. 6, June 1984, pp. 435-436.
 - 4) 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, NAL TR- 856, 1985.
 - 5) 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.
 - 6) Akaike, H., Kitagawa, G., Arahata, E., and Tada, F.; TIMSAC-78, *Computer Science Monographs*, No. 11, The Institute of Statistical Mathematics, Tokyo, Feb. 1979.
 - 7) Jury, I.E.; *Theory and Application of the z-transform Method*, John Wiley, New York, 1964.
 - 8) Copley, J.C. and Taylor, G.A.; The Effect of Extraneous Random Inputs on Measurements of the Dynamic Characteristics of Unstable Systems, *RAE Tech. Report 80049*, April 1980.
 - 9) Gaukroger, D.R., Skingle, C.W. and Heron, K.H.; An Application of System Identification to Flutter Testing, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 72, No. 2, 1980, pp. 141-150.
 - 10) Ricketts, R.H. and Doggett, R.V. Jr.; Wind-Tunnel Experiments on Divergence of Forward-Swept Wings, *NASA Tech. Paper 1685*, Aug. 1980.
 - 11) Copley, J.C.; Analysis of Subcritical Response Measurements from Aircraft Flutter Tests, *Shock and Vibration Bulletin*, Part 3, May 1981, pp. 199-204.
 - 12) Bennett, R.M. and Abel, I.; Flight Flutter Test and Data Analysis applied to a Drone Aircraft, *Journal of Aircraft*, Vol. 19, No. 7, July 1982, pp. 598-595.
 - 13) Bennet, R.M.; Application of Zimmerman Flutter-Margin Criterion to a Wind-Tunnel Model, *NASA Tech. Memorandum 84545*, Nov. 1982.
 - 14) Ruhlin, C.L., et al.; Evaluation of Four Subcritical Response Methods for On-Line Prediction of Flutter Onset in Wind-Tunnel Tests, *AIAA Paper No. 82-0644 CP*, May 1982.
 - 15) Wendler, B.H.; Near-Real-Time Flutter Boundary Prediction from Turbulence Excited Response, *AIAA Paper No. 83-0814*, April 1983.
 - 16) Walker, R.A. and Gilyard, G.B.; Algorithms for Real-Time Flutter Identification, *AIAA Paper No. 83-2223*, 1983.
 - 17) Koenig, K.; Flight Vibration Test Analysis-Methods, Theory and Application, *AIAA Paper No. 83-2752*, Nov. 1983.
 - 18) Zimmermann, H.; Flight Vibration Testing with Tip-Vane on Airbus A310, *AIAA Paper No. 83-2753*, Nov. 1983.
 - 19) 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.
 - 20) 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), 第15期年会講演集, 1984.
 - 21) David F. Findley; *Applied Time Series Analysis II*, Academic Press, 1981, pp. 499-547.

航空宇宙技術研究所報告 898号

昭和61年2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 株式会社三興印刷
東京都新宿区信濃町12三河ビル
