ARMA モデルに基づくフラッタ推定法 (第2報)

超音速風洞フラッタ試験への適用^{*1}New Flutter Prediction Method Based on ARMA Model (Part 2)
Application to Supersonic Wind Tunnel Flutter Testing鳥居 弘 志^{*2}・松崎 雄 嗣^{*3}

Hiroshi TORII and Yuji MATSUZAKI

Key Words: Aeroelasticity, Flutter Prediction, Flight Testing, System Identification

Abstract: Authors have proposed a flutter prediction method based on a new criterion for the stability margin of aeroelastic systems. The analysis using a two-dimensional wing model showed that the new parameter had a superior property as a flutter predictor to the modal damping used conventionally in most flutter predictions. The purpose of this work is to apply the new method to flutter testing data and to examine the applicability of the method in the actual situations. The data used here are of a supersonic wind tunnel flutter testing. The results showed that the new parameter gave a good prediction of flutter boundary by linear fitting. In addition, the estimate of the new parameter was not affected so much with the tuning of data processing conditions such as the bandwidth of a filter or the structure of an identification model.

主 な 記 号

ARMA(n, m): AR 多項式が n 次, MA 多項式が m 次の
ARMA モデル

$e(k)$: 平均 0, 標準偏差 σ のホワイトノイズ

F : フラッタマージン

F_s : 安定係数

F_z : 離散フラッタマージン

M : マッハ数

q : 動圧 ($=\frac{1}{2}\rho v^2$)

q_F : フラッタ限界動圧

$\hat{q}_F$: フラッタ限界動圧の推定値

T : サンプリング間隔

v : 速度

$y(k)$: 観測データ

z : 離散時間システムで用いられる複素変数

z_i : 離散時間システムの特性根

η_i : 減衰係数

ρ : 空気密度

1. 緒 言

気流中の航空機翼は空力弾性システムを成し、飛行速度に応じてその振動特性を変化する。一般に、翼の減衰係数は速度の上昇と共に増加するが、ある速度を超えると減少

に転じ、ついには負減衰に至り、フラッタと呼ばれる自励振動を発生する。フラッタは、代表的な空力弾性現象であり、瞬時に航空機の翼を破壊してしまうため特に注意が必要である。航空機発達史上、フラッタを原因とした多くの航空機事故が発生しており¹⁾、航空機の開発において、フラッタが発生する限界速度 (フラッタ速度) を実機による飛行フラッタ試験で求め、安全性を確認することが必須の試験項目となっている。

しかし、フラッタ試験では、実際にフラッタを発生させることは安全上できないため、安全を確認しつつ飛行速度を徐々に上昇させて安定余裕を評価し、第1図に示すように速度あるいは動圧の上昇に対する安定余裕の変化を外挿し、安定限界となる速度をフラッタ速度としている。多くのフラッタ試験では安定余裕を計るために減衰係数を用いている²⁻⁶⁾。しかし、フラッタ速度を推定する上で、減衰係数が必ずしも最適なパラメータではないことが指摘されており、Zimmerman らは連続時間システムの安定論に基づいてフラッタマージン⁷⁾を、また、Matsuzaki らは離散時間システムの安定論に基づいて安定係数⁸⁾と呼ばれるフラッタ推定パラメータを提案した。二次元翼モデルを用いて求めた、減衰係数、フラッタマージン、安定係数の動圧に対する特性変動を比較したものが第2図である。減衰係数がフラッタ限界に近づいてから急激に減少に転ずるのに対し、安定係数はより低い速度から減少し始めており、さらに、フラッタマージンでは全域でほぼ直線的に減少している。これより、フラッタマージンがフラッタ速度の推定に有利な性質を持つことが分かる。しかし、フラッタマージンを計算するためには連続時間領域でシステムの特性格式を求める必要があり、離散時間領域でのシステム表現

^{*1} 平成10年7月17日、第40回構造強度に関する講演会にて講演。平成11年11月8日原稿受理

^{*2} 名城大学経営学部経営学科

^{*3} 名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

を基本とするシステム同定手法との整合性が良くない。コンピュータによるオンライン計測・処理を行うためにはフラッタ推定パラメータは安定係数のように離散時間システムから容易に計算されることが望ましく、著者らは、これまで安定係数を用いたフラッタ推定法について研究してきた⁹⁻¹¹⁾が、推定精度をより向上するため、安定係数に代わる新しいフラッタ推定パラメータである離散フラッタマージン F_z を提案した¹²⁾。 F_z は、離散時間システムで定義され、しかも第3図に示すように動圧上昇に対してフラッタマージンと同様の変動特性を持つことが分かった。また、 F_z の推定値の標準偏差が、減衰係数や安定係数に比べ非常に小さいことが数値シミュレーションより明らかになった。

本論文では、実際的な環境下での有効性を確認するために、パラメータ F_z に基づくフラッタ推定法を超音速風洞フラッタ試験データに適用する。また、減衰係数法、安定係数法など既存の方法を適用した場合と比較を行う。実データの解析では、前処理に用いるフィルタの周波数設定や同定に用いるモデルの構造などの推定条件を変更することにより、得られる推定結果が影響を受ける場合がある。したがって、精度の良いフラッタ推定を行うためには、これらの設定を適切にチューニングすることが重要であり、例えば、文献13)ではバンドパスフィルタのバンド幅をモー

ド振動数の変動に応じて適応的に設定することで良好な結果が得られることが報告されている。しかし、チューニングにより推定結果が大きく影響を受けることは、推定値に対する信頼性の観点から好ましくない。そこで、様々な推定条件の下でデータ処理を行い、各パラメータの推定結果がどのような影響を受けるかについても検討する。

2. フラッタ推定の概要

本論文で用いるフラッタ推定法の概要を第4図に示す。翼には特別な外力を与えず、気流擾乱に対するランダムな応答信号をひずみゲージで計測し、バンドパスフィルタで周波数帯域を制限した後、サンプリング間隔 T でデジタルデータに変換する。このとき、フィルタのバンド幅は2つのフラッタ連成モード以外の振動モードをカットするように設定する。

計測された時系列データは、次に示す自己回帰移動平均 (ARMA) モデルで同定する。

$$\begin{aligned} y(k) + \alpha_1 y(k-1) + \dots + \alpha_4 y(k-4) \\ = e(k) + \beta_1 e(k-1) + \dots + \beta_m e(k-m), \quad (m \leq 3) \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、左辺 (AR 多項式) の次数はデータに含まれるモード数の2倍である4としている。また、右辺 (MA 多項式) の次数 m は赤池の情報量基準 (AIC)¹⁴⁾ を用いて決定する。係数 α_i , β_i の推定には最尤法¹⁵⁾ を用いる。

式(1)を z -変換し、システム特性多項式を求めると

$$\begin{aligned} G(z) &= z^4 + \alpha_1 z^3 + \alpha_2 z^2 + \alpha_3 z + \alpha_4 \\ &= (z - z_1)(z - z_1^*)(z - z_2)(z - z_2^*) \end{aligned} \quad (2)$$

となる。ここで、 $*$ は複素共役を表す。このとき、離散フラッタマージン F_z は次式のように定義される¹²⁾。

$$F_z = \frac{\det(X - Y)}{(1 - \alpha_4)^2} \quad (3)$$

ただし、 X , Y は式(2)の係数から構成される 3×3 行列

$$X = \begin{pmatrix} 1 & \alpha_1 & \alpha_2 \\ 0 & 1 & \alpha_1 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad Y = \begin{pmatrix} \alpha_2 & \alpha_3 & \alpha_4 \\ \alpha_3 & \alpha_4 & 0 \\ \alpha_4 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

である。第1図に示されるように、様々な動圧で推定された F_z を直線近似し、その外挿より $F_z = 0$ となる動圧をフラッタ限界動圧の推定値 q_F とする。

比較のため減衰係数と安定係数を同じ ARMA モデルから推定する。減衰係数は、式(2)から求めた特性根 z_1, z_2

第1図 フラッタ速度の推定

第2図 フラッタ推定に用いられるパラメータの特性比較

第3図 離散フラッタマージン F_z の特性

第4図 フラッタ推定法の概要

を用いて,

$$\eta_i = -\frac{\log|z_i|}{|\log z_i|}, \quad (i=1, 2) \quad (4)$$

となる. また, 2モードシステムに対する安定係数 F_3^- は F_2 の分子に等しく

$$F_3^- = \det(X - Y) \quad (5)$$

となる.

3. 風洞フラッタ試験について

本研究で用いるデータは航空宇宙技術研究所の超音速風洞で行われた風洞フラッタ試験で計測されたものである. 使用された翼模型は, アスペクト比2.2, 前縁角度30°, 厚さ2mmのジュラルミン製の平板後退翼で, 第5図にその平面形状を示す. 翼の前縁と後縁には幅2mmでダブルウェッジが切られている. 第1表は, 振動試験およびFEM解析で得られた翼模型の固有振動数である.

試験は, 第2表に示す11の動圧に対して行われ, マッハ数, 動圧を一定に保った定常状態の下で, 翼面上に貼られたひずみゲージにより気流擾乱に対する翼の応答が計測された. いずれの場合もマッハ数は $M=2.51$ である. 各試験での有効計測時間は約14秒であった. フラッタは, 第1, 第2モードの連成により発生し, 実験で観測されたフラッタ限界動圧は, マッハ数 $M=2.51$ に対して $q_F=113.6$ kPaであった.

4. データ解析と推定結果

計測された振動データはバンドパスフィルタで帯域制限し, フラッタの原因である第1, 第2モードのみが含まれ

るようにする必要がある. そこで, 計測データをスペクトル解析し, 各モードの振動数を求めた. 第6図は, $q=75.7$ kPaで計測されたデータのパワースペクトルである. これより, 第1~3モードの周波数は, $f_1=60$ Hz, $f_2=123$ Hz, $f_3=203$ Hzであることが分かる. 同様に, 各動圧での第1~3モードの振動数を求めた結果が第7図である. 低周波ノイズを除去し, 3次以上の高次モードをカットするために, 第6, 7図を参考にして, バンドパスフィルタの下限周波数を $f_L=50$ Hz, 上限を $f_H=140$ Hzに設定した.

前処理を終えたアナログデータは, 12ビットAD変換器によりデジタル化しコンピュータに入力した. サンプル間隔は $T=2$ msとした. 各動圧で6000点のデータ(計測時間12s)を用いて最尤法によりARMAモデルの係数を推定した. ARMAモデルの次数はAICに基づいてARMA(4, 3)とした. 推定されたAR係数から式(3), 式(5)により, パラメータ F_z , 安定係数 F_3^- を求めた. また, AR多項式から特性根を計算し, 式(4)より第1, 第2モードの減衰係数 η_1, η_2 を求めた.

第8図(a)は, 減衰係数の推定結果である. 図中, ■印は, 実験で観測されたフラッタ限界動圧 q_F である. 減衰係数は, この試験範囲ではフラッタ速度を推定するに有益な情報を与えないことが分かる. また, 第8図(b)に示す安定係数 F_3^- の推定値は, 動圧の上昇に対してわずかに減少傾向を示しているが, 直線および2次曲線による近似では, いずれも q_F よりかなり高い値を推定してしまう. 一方, 第8図(c)より明らかなように, F_z の推定値は, q_F に向けてほぼ直線的に減少しているため, 直線近似により

第5図 超音速風洞試験に用いられた翼模型の平面形状

第1表 翼模型の固有振動数 (Hz)

モード	振動試験	FEM
1	27.2	27.9
2	142.0	145.7
3	192.3	207.1

第2表 風洞試験条件

マッハ数	2.51
動圧 (kPa)	75.7, 77.9, 80.4, 82.4, 85.4, 87.4, 90.1, 92.3, 94.3, 96.9, 99.4

第6図 パワースペクトル密度 ($q=75.7$ kPa)

第7図 第1~3モードの振動数の変化とバンドパスフィルタの設定

第8図 フラッタ推定に用いられる各パラメータの推定結果

第3表 パラメータ推定の条件		
Case	フィルタのバンド幅 (Hz)	同定モデル
1	50~140	ARMA (4, 3)
2	50~140	ARMA (4, 2)
3	40~150	ARMA (4, 3)

フラッタ限界動圧の推定が可能であり、推定値として $\hat{q}_F = 118.0$ kPa を得た。真値との誤差は 3.9% である。

次に、バンドパスフィルタの設定と同定モデルの次数を変更することにより、各パラメータの推定値がどのような影響を受けるかについて検討した。ここでは、第3表に示す3つの条件の下でパラメータ推定を行った。Case 1 は、第8図の推定に用いた設定であり、これを基準として比較検討を行う。Case 2 では、同定モデルが変わることによる影響を調べるため ARMA (4, 2) でシステム同定を行った。Case 3 では、前処理で用いるバンドパスフィルタの設定が推定結果に与える影響を調べるため、Case 1 よりバンド幅を上下にそれぞれ 10 Hz 広く設定した。第7図において、Case 1, 2 のフィルタ設定は点線で、Case 3 の設定は一点鎖線で表わしてある。

第9図は、Case 1~3 の条件で推定した減衰係数である。同図(a)と(b)、(a)と(c)をそれぞれ比較することにより、いずれの設定変更においても η_2 の推定値は大きな影響を受けることが分かる。同様に、安定係数 F_3 も条件の変更により推定結果が大きく影響を受けることが第

第9図 推定条件の変更による減衰係数推定への影響

第10図 推定条件の変更による安定係数 F_3 推定への影響

第11図 推定条件の変更による離散フラッタマージン F_z 推定への影響

10図(a)と(b)および(a)と(c)の比較に示されている。同図(b)あるいは(c)からフラッタ推定を行うことは困難である。一方、第11図に示されるように、パラメータ F_z は、Case 1~3のいずれの場合でも、すべての動圧にわたってほぼ同様の推定値が得られており、推定条件の変更による影響をほとんど受けていないことが分かる。どの条件での推定値も直線近似によりフラッタ推定が可能であり、同図(b)では、フラッタ限界動圧の推定値は $\bar{q}_F = 115.4$ kPa (誤差1.6%)、(c)では $\bar{q}_F = 115.2$ kPa (誤差1.4%)と良好な結果を得ることができた。

5. 結 論

著者らが提案した新しいフラッタ推定法を超音速風洞フラッタ試験データに適用し、実用化への検討を行った。その結果、以下のことが明らかとなった。

(1) 動圧上昇に対して、パラメータ F_z の推定値は、ほぼ直線的に値を減少するので、推定値を線形近似することにより精度良くフラッタ限界を推定することができた。

(2) データの前処理に用いるバンドパスフィルタの設定や同定モデルの次数を変更しても、 F_z の推定値はほとんど影響を受けずほぼ同じ値が得られた。一方、減衰係数や安定係数は、推定される値も動圧に対する変動傾向も共に大きく影響を受けた。

これらのことより、パラメータ F_z に基づくフラッタ推定は、実際のフラッタ試験データでも、安定した信頼性の高いフラッタ推定が可能であることが分かった。

本研究で使用した超音速風洞フラッタ試験の計測データは、航空宇宙技術研究所より提供していただきました。ここに厚く感謝申し上げます。

参 考 文 献

- 1) 松崎雄嗣, 鳥居弘志: フラッタ限界値の推定法について, 日本航空宇宙学会誌, **44** (1996), pp. 473-478.
- 2) Rosenbaum, R.: Survey of Aircraft Subcritical Flight Flutter Testing Methods, NASA CR-132479, 1974.
- 3) Kordes, E. E. (ed.): Flutter Testing Techniques, NASA SP-415, 1975.
- 4) Dobbs, S. K. and Hodson, C. H.: Determination of Subcritical Frequency and Damping from B-1 Flight Flutter Test Data, NASA CR-3152, 1979.
- 5) Roy, R. and Walker, R.: Real-Time Flutter Identification, NASA CR-3933, 1985.
- 6) Lee, B. H. K. and Laichi, F.: Development of Post-Flight and Real Time Flutter Analysis Methodologies, Actes Forum International Aeroelasticite et Dynamique de Structures, Strasbourg, France, 1993.
- 7) Zimmerman, N. H. and Weissenburger, J. T.: Prediction of Flutter Onset Speed Based on Flight Testing at Subcritical Speeds, J. Aircraft, **1** (1964), pp. 190-202.
- 8) Matsuzaki, Y. and Ando, Y.: Estimation of Flutter Boundary from Random Responses Due to Turbulence at Subcritical Speeds, J. Aircraft, **18** (1981), pp. 862-868.
- 9) Matsuzaki, Y. and Torii, H.: Response Characteristics of a Two-Dimensional Wing Subject to Turbulence near the Flutter Boundary, J. Sound Vibration, **136** (1990), pp. 187-199.
- 10) Torii, H. and Matsuzaki, Y.: Subcritical Flutter Characteristics of a Swept-Back Wing in a Supersonic Flow, Trans. JSASS, **38** (1995), pp. 93-101.
- 11) Torii, H. and Matsuzaki, Y.: Flutter Boundary Prediction Based on Nonstationary Data Measurement, J. Aircraft, **34** (1997), pp. 427-432.
- 12) 鳥居弘志, 松崎雄嗣: ARMA モデルに基づくフラッタ推定法 (第1報) —フラッタ推定パラメータの提案—, 日本航空宇宙学会論文集, **47** (1999), pp. 443-448.
- 13) Matsuzaki, Y. and Ando, Y.: Flutter and Divergence Boundary Prediction from Nonstationary Random Responses at Increasing Flow Speed, AIAA Paper 85-0691, 1985.
- 14) Akaike, H.: A New Look at the Statistical Model Identification, IEEE Trans. Automatic Control, **19** (1974), pp. 716-723.
- 15) Ljung, L.: System Identification—Theory for the User—, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1987, pp. 181-186.