

アローウィングの空力弾性設計

秋葉公三郎 (富士重工業(株)), 中道二郎 (航空宇宙技術研究所), 井上隆, 米澤太志 ((財)日本航空機開発協会)

Aeroelasticity Design on Arrow Wing

by

Kousaburou Akiba(FHI), Jiro Nakamiti(NAL), Takashi Inoue, Futoshi Yonezawa(JADC)

Abstract

This paper presents YSX transonic flutter study and Arrow wing flutter study as NATAS(transonic flutter Analysis code made in NAL) numerical simulation example. The objective of YSX transonic flutter study is to investigate flutter characteristics on WRI(Wing Root Insert) structure. The objective of Arrow wing flutter study is to investigate that reduction of Wash-Out tendency can improve Arrow wing flutter characteristics. In analytical results, reduction of Wash-Out tendency is effective method to improve Arrow wing flutter characteristics.

1. はじめに

NATAS計算例として、航空宇宙技術研究所、(財)日本航空機開発協会及び富士重工業(株)による下記2件の共同研究において計算したものを紹介する。

- ・平成13年度「YSX遷音速フラッター解析結果の研究」
- ・平成14年度「超高速輸送機のフラッタ特性に関する研究」

2. YSXにおけるNATAS計算例

本研究の目的は、WR I (Wing Root Insert) 構造のフラッタ特性の把握と、エンジン位置のフラッタ特性に対する影響を検討することである。本稿では、主翼面積増大機のフラッタ解析結果について示す。

2-1 解析モデル概要

解析モデルとしては、平成12年度までに行った構造サイジング結果を基に、剛性及び質量分布が等価になるような、2次元FEMビームモデルを作成した。図1にオリジナル機及び主翼面積増大機の構造概要図を、図2にそれぞれの解析モデルを示す。

解析方法及び解析条件を下記に示す。

- ・振動データ：NASTRAN結果を使用。
- ・拘束条件：翼胴結合部を固定
- ・非定常空気力計算：オイラー方程式
- ・マッハ数：0.8、0.9、1.0
- ・迎角：-0.82deg
- ・シミュレーション手法：時間依存形式
空気力側：TVD差分法、ADI積分法
(空間および時間精度はともに2次)

2-2 解析結果

表3に振動解析結果を、図4に振動モードを示す。また図5にCp分布を、図6に主翼翼端の時刻暦を、図7にフラッタバウンダリを示す。図7より遷音速領域で急激にフラッタ速度が低下している。図5のCp分布を見ると実際よりかなり強い衝撃波が立っており、これが原因と考えられる。

3. 超高速輸送機におけるNATAS計算例

本研究の目的は、超高速輸送機の翼平面形の一つであるアローウィングについて、遷音速域におけるフラッタ特性改善手法として有効と言われている、「WASH-OUT傾向(翼が上に移動した時に、前縁下げとなるモード)を弱める対策」の効果について解析で確認することである。

本稿では、主翼外翼中央部付近の前縁部にマスバランスを取付け、WASH-OUT傾向を弱めたモデルの解析結果を示す。

3-1 解析モデル概要

解析モデルとしては、航空宇宙技術研究所が平成13年度に製作したアローウィングフラッタ風洞模型を数値モデル化して使用する。

解析モデルは、外翼部中央部付近の前縁部にマスバランスを取付けたモデルと、その位置と弾性軸からの距離が等距離(弾性軸周りの慣性モーメントが同じ)となる後縁部に同重量のマスバランスを取付けたモデルをそれぞれ作成する。マスバランス重量は、フラッタモードが極力同じとなり、WASH-OUT傾向にのみ差異がでるよう、模型重量の5%とした。

解析モデル概要を図8に示す。解析モデルは、模型の剛性を受け持つCFRP芯材を板要素で、マスバランスを集中質量でモデル化している。

3-2 解析方法

解析ツールはフラッタ解析汎用ツールのNASTRAN及び航空宇宙技術研究所所有のNATASを使用する。NATASの解析条件を以下に示す。

- ・振動データ：NASTRAN結果を使用。
- ・拘束条件：翼胴結合部を固定
- ・非定常空気力計算：オイラー方程式
- ・マッハ数：0.8、0.9、0.95
- ・迎角：0deg
- ・シミュレーション手法：時間依存形式
空気力側：TVD差分法、ADI積分法
(空間および時間精度はともに2次)
構造側：Wilson法(時間精度は2次)

3-3 解析結果

- ・各振動モードのWASH-OUT傾向を図9に示す。
- ・振動モード図を図10、11に示す。
- ・フラッタ解析結果を図12、13に示す。
- ・定常Cp分布を図14に、各モードの時刻暦を図15、16に、主翼先端の時刻暦を図17、18に示す。

3-4 考察

(1) WASH-OUT傾向について

図9では、それぞれのモード変位が最大値で正規化されている。モード1、2（外翼曲げが支配的）では、後縁マスバランスモデルの方がWash-out傾向が強いが、モード3（外翼ねじりが支配的）では逆に前縁マスバランスモデルがWash-out傾向が強くなる。但し、遷音速領域のフラッタ特性においては、下述のように、モード1、2（外翼曲げが支配的）のWash-out傾向の強弱が大きな影響を与える。

(2) フラッタ境界及びフラッタモードについて

図12、13では、マッハ数0.85~0.95近辺での非線形計算でのフラッタ境界は概ね捕まえられている。図を見る限りにおいては前縁マスバランスモデルおよび後縁マスバランスモデル共に遷音速域でのフラッタ境界の落ち込みは、マッハ数0.90~0.95辺りで最も大きくなることがわかる。

いずれのモデルでもモード1、2、3が連成したフラッタであるが、後縁マスバランスモデルでマッハ数0.9ないしは0.95でのフラッタモードは曲げ1次モードが卓越している。

図12、13より、前縁マスバランスモデルのフラッタ境界は後縁マスバランスモデルのそれに比べて50%以上（EAS）の改善が見られる。

解析結果から亜音速及び遷音速領域共に、Wash-out傾向を弱めた方がフラッタ速度が向上している。

(3) WASH-OUT傾向を弱めるとフラッタ速度が向上する理由

静的な空気力分布を図14に示す。迎角はすべて0度である。衝撃波は、マッハ数0.95において内舷側では、後縁近く、翼端側ではコード方向60%近辺に現れる。図17、18では、翼端での迎角振動振幅は0.2度程度であるが、振動モード1および2の励起により、局所的な迎角の変化（頭下げ、およびHeavingによる有効迎角変化）が、翼面上の衝撃波の挙動に大きな影響を与える。

一般には、迎角が増加すれば衝撃波は前方に移動し、逆に迎角の減少に対しては衝撃波は後退する。静的には安定であるが、翼振動中は、衝撃波も翼面上でその位置と強さを変えつつ振動する。圧力分布の不連続面が振動するため、それによる非定常空気力、特にモーメントの周期的な変化は大きい。

翼の振動モードのWash-out傾向が強い場合には、その傾向が弱い場合に比べ、衝撃波の強さおよび位置の振動振幅が大きくなる。さらに、非定常空気力の翼の振動との位相差（時間遅れ）が生じ、空気力が翼構造に対して運動エネルギーを供給する場

合が起こり得る。これが、いわゆる遷音速ディップのメカニズムであり、Wash-out傾向が強くなればディップが深くなることが理解できる。この場合、1次の曲げモードが卓越して加振される。

今回のケースでも、さらに定量的に非定常空気力の大きさと位相の遅れを勘定する必要があると考える。

前縁マスバランスモデルおよび後縁マスバランスモデルの低速域でのフラッタ限界値の差は古典理論で説明できる。一般にアローウィングの振動モードは、その構造形態から外翼の振動モードが支配的である。本計算例でも同様である。今の場合の付加マスバランスの重量は、翼の全質量の5%程度であるが、局所的に外翼のみの特性を考えると、その効果は多大である。古典的に、2次元翼モデルにおいて翼断面の重心位置を前方に移動させる（静的マスバランスを正にとる）とフラッタ速度が増加することが知られており、実験的にも確かめられているところである。低マッハ数での、Wash-out傾向度の軽減によるフラッタ限界値の改善は衝撃波の挙動とは関係はない。この場合のフラッタモードはいわゆる古典的な曲げ-ねじりフラッタである。

本報告での前縁マスバランスモデルおよび後縁マスバランスモデルのフラッタ限界値の差は、臨界マッハ数以上（Transonic Dip）では、上記前段、低マッハ数域では、古典理論の適用で概ね理解できる。

4. まとめ

上記2例の計算結果より、定性的にはほぼ妥当な結果が得られている。但し、オイラー方程式を使用する際は、その空力分布に注意する必要がある。今後はフラッタ風洞試験を行い、NATASの精度検証を行っていく。

5. 参考文献

- [1] 次世代航空機開発調査「超音速輸送機開発調査」成果報告書、1997~2001
- [2] Experimental Transonic Flutter Characteristics of Supersonic Cruise Configurations, AIAA-90-0979
-CP,M.H.Durham,S.R.Cole,F.W.Caizer,Jr,D.F.Keller

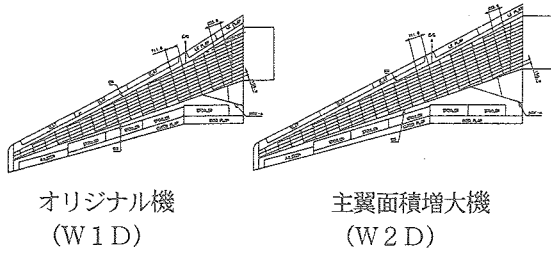
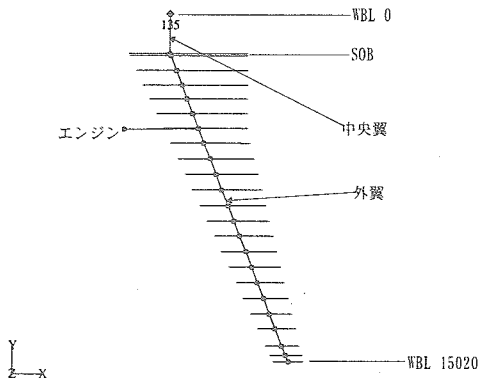
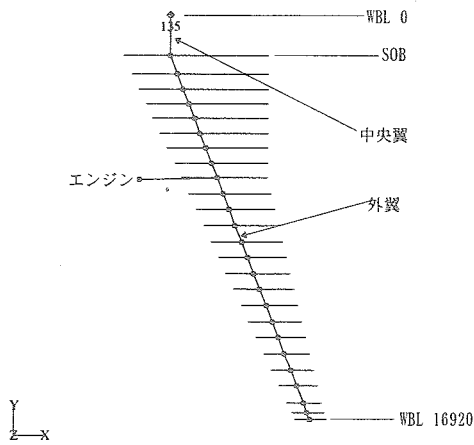


図1 構造概要



オリジナル機

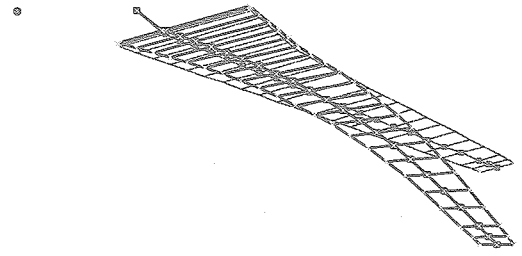


主翼面積増大機

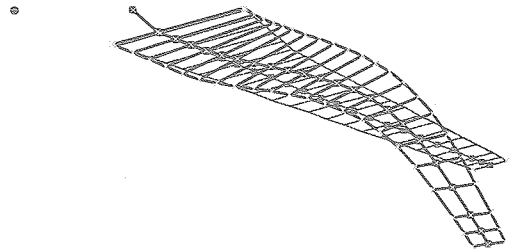
図2 解析モデル

表3 振動解析結果

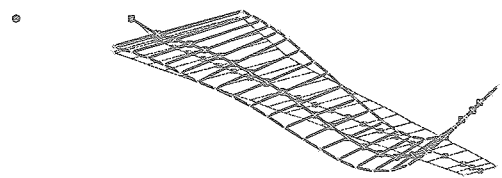
mode no.	W1D	W2D
	[Hz]	[Hz]
1	2.47	2.16
2	5.21	4.68
3	7.35	6.20



MODE 1 (W1D)

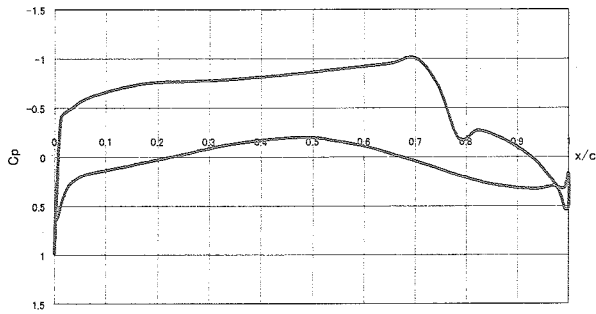


MODE 2 (W1D)

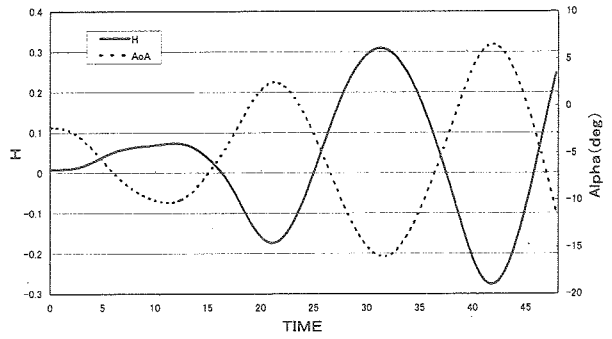


MODE 3 (W1D)

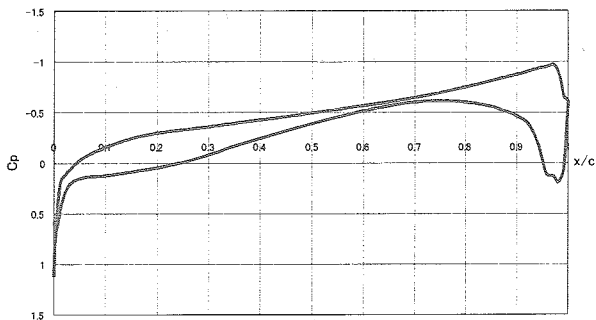
図4 振動モード



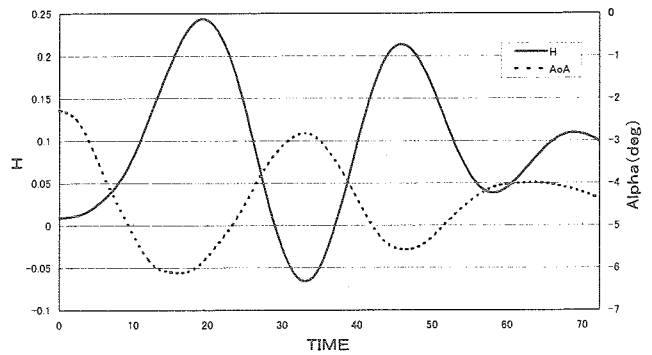
$\eta = 0.587, 0.8M$ (W1D)



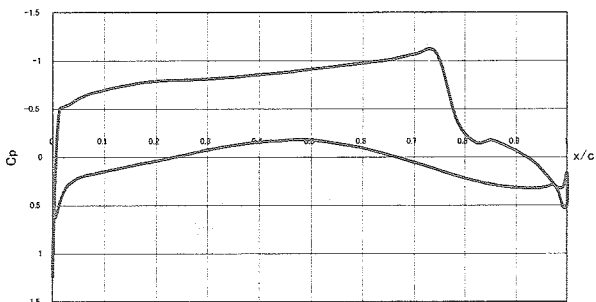
160m/sEAS (divergence)
(W1D 0.9M)



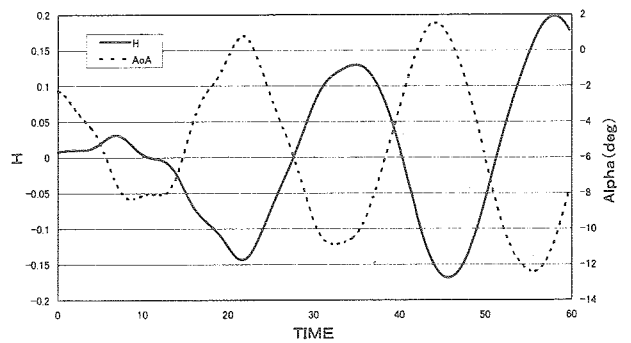
$\eta = 0.587, 0.9M$ (W1D)



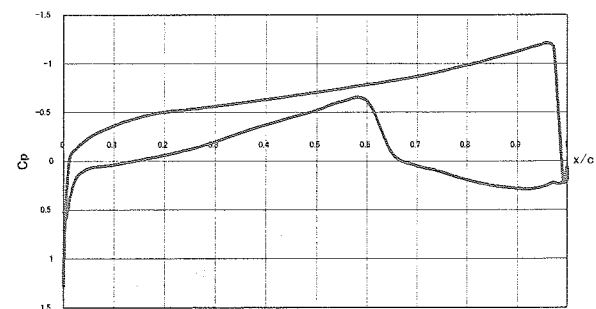
90m/sEAS (convergence)
(W1D 0.9M)



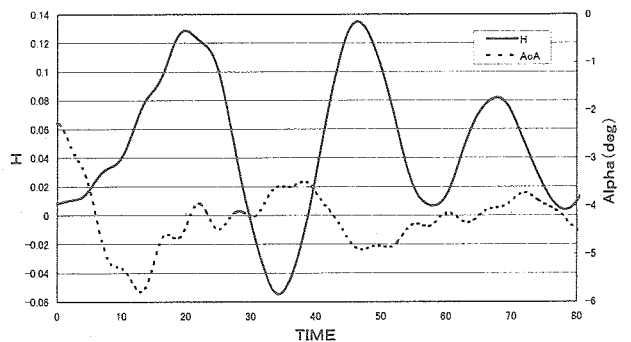
$\eta = 0.596, 0.8M$ (W2D)



120m/sEAS (divergence)
(W2D 0.9M)



$\eta = 0.596, 0.9M$ (W2D)



80m/sEAS (convergence)
(W2D 0.9M)

図5 Cp分布

図6 主翼翼端の時刻曆

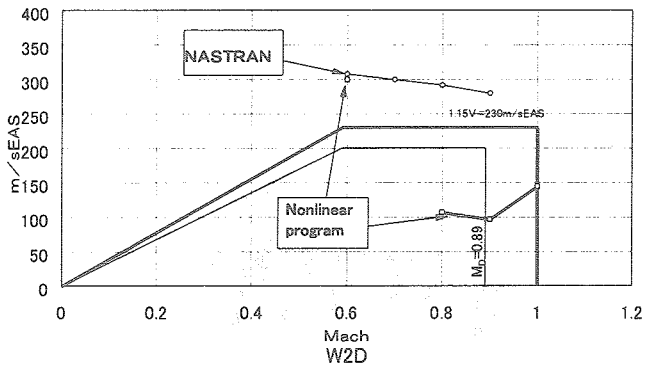
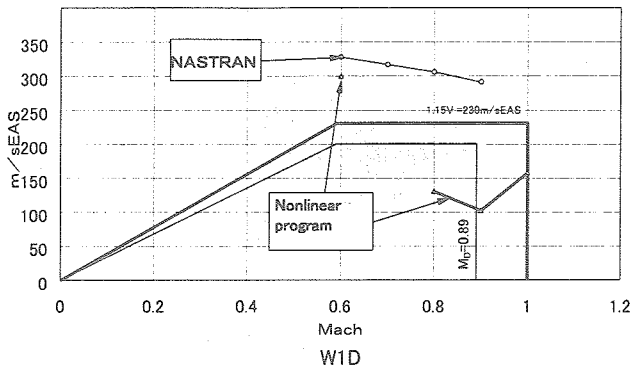


図7 フラッタバウンダリ

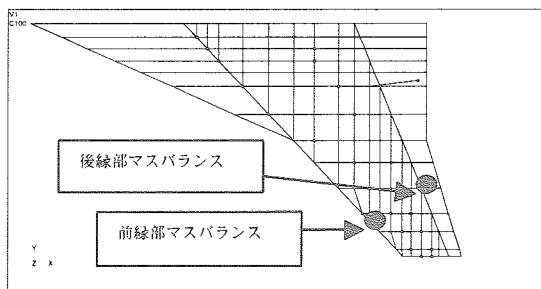


図8 解析モデル概要

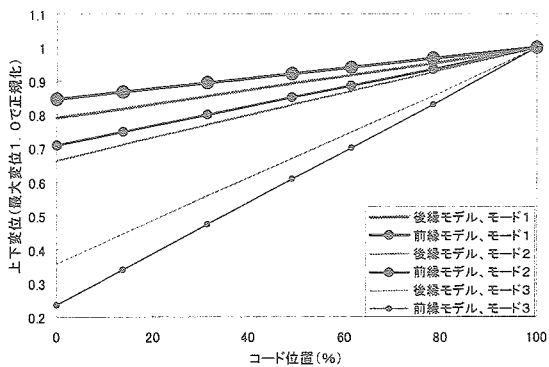


図9 WASH-OUT傾向

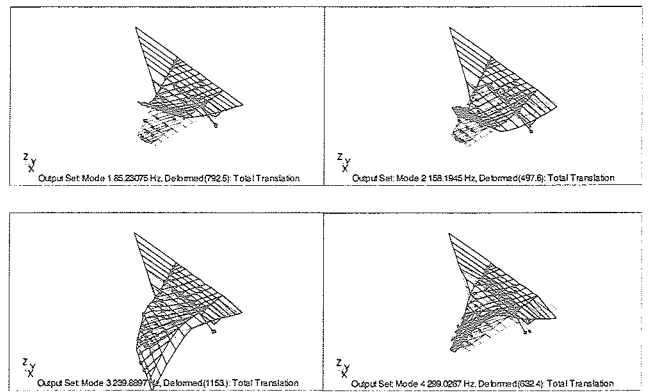


図10 振動モード (前縁部マスバランス)

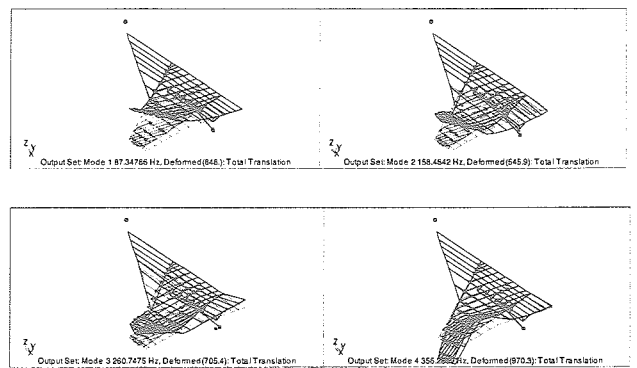


図11 振動モード (後縁部マスバランス)

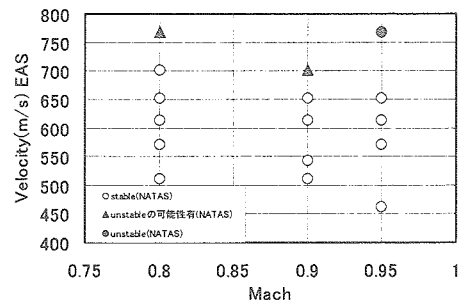


図12 フラッタ解析結果 (前縁部マスバランス)

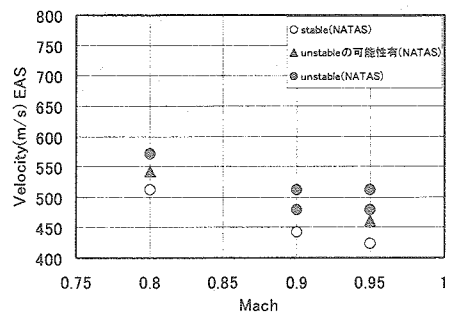


図13 フラッタ解析結果 (後縁部マスバランス)

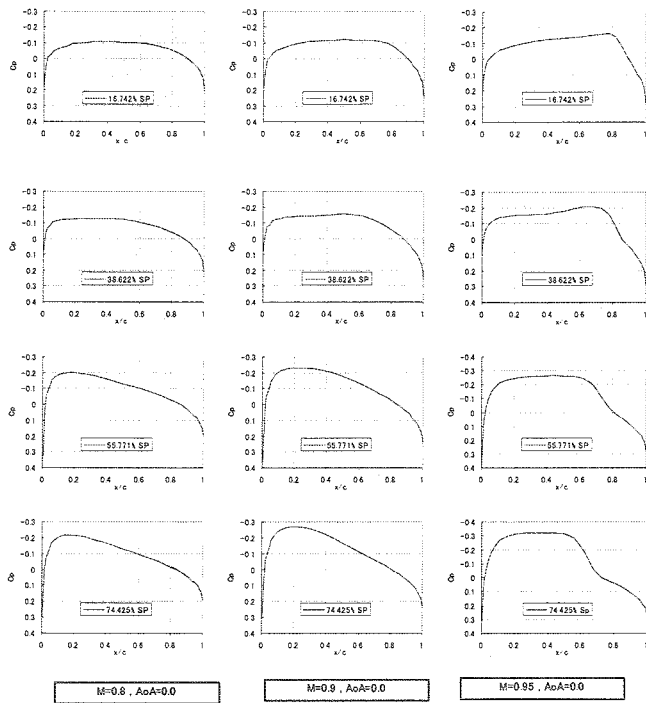


図14 Cp分布

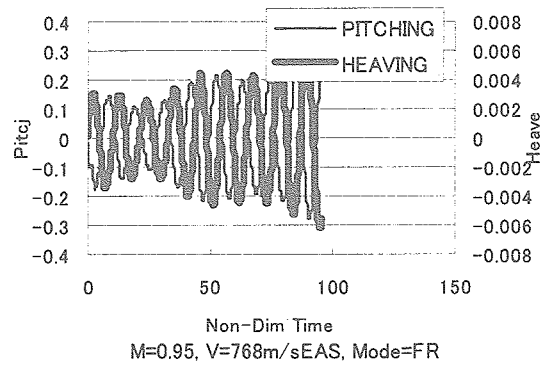


図17 主翼先端の時刻暦 (前縁部マスバランス)

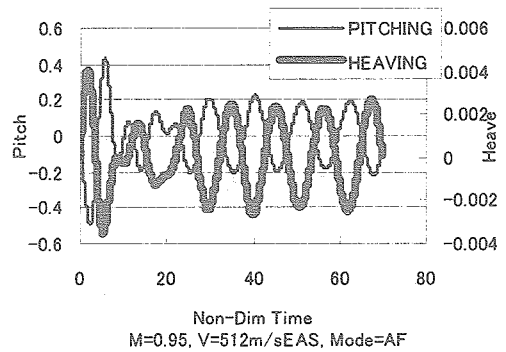


図18 主翼先端の時刻暦 (後縁部マスバランス)

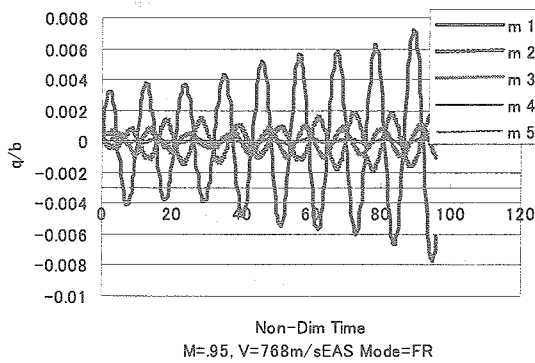


図15 各モードの時刻暦 (前縁部マスバランス)

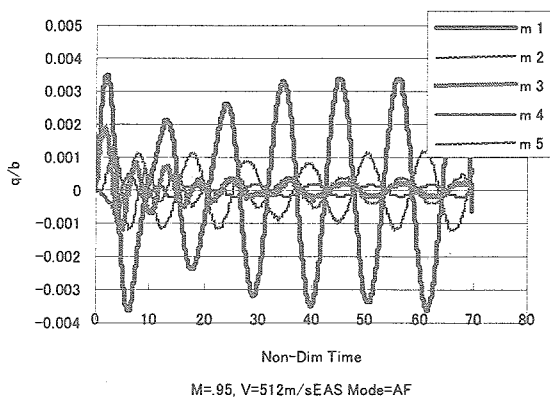


図16 各モードの時刻暦 (後縁部マスバランス)