

舵面付き NLR7301 二次元翼の遷音速非定常解析

齊藤健一, ラルフ・フォス, ケーランディッシュ・ハミドレザ
JAXA, DLR, RCCM

Analysis of unsteady aerodynamics of NLR-7301 wing with flap in transonic flow

by

Kenichi SAITOH, Ralph Voss, Hamidreza Kheirandish

ABSTRACT

Unsteady aerodynamics of two dimensional wing of NLR-7301 which has flap was numerically investigated with Navier-Stokes code in transonic region. Shock wave motion, unsteady lift and moment coefficients are analyzed for pitch and flap motion. It is observed that the nonlinearity of unsteady aerodynamic coefficients exists in very small amplitude range for pitch and flap forced motion. Those coefficients with small amplitude show stronger nonlinearity than those with larger amplitude. There is a reattachment of boundary layer, which is generated and vanished during the forced motion at a certain condition, down stream of the shock. This enlarges the nonlinearity in smaller amplitude motion. Deviation of the first order coefficients of the unsteady aerodynamics in small amplitude range shows its effects on the flutter boundary up to 10% in flutter index.

1. はじめに

遷音速領域では揚力面理論等の線形理論により予測されるフラッタ発生動圧に対して、空気力の非線形性が空力弾性系の安定性に影響を及ぼしてフラッタ発生動圧が低下する「遷音速ディップ」等の現象が知られている。一般に遷音速では線形理論により求められた非定常空気力は、実際の非定常空気力に対し、ごく微小な振幅をもつ振動に限っても一致していない。すなわち、フラッタ能動制御等の空力弾性サーボ系を構築する際、制御対象数学モデルを線形理論に基づく非定常空気力を用いて求めた場合、この数学モデルは実際の現象の線形近似系とはなっていない。制御系設計の観点からは線形数学モデルが設計点においては実際の現象と一致しており、更に設計点から離れた点や、より大きな振幅の振動においても誤差が小さく非線形性が弱いほうが、より高性能な制御系の構築が可能となる。

DAVIS, MALCOM¹⁾らは NACA64A010 翼型に対して遷音速領域 (マッハ 0.80) において、衝撃波がさほど強くなく剥離の生じないピッチ振幅 1° 程度まで揚力係数 C_l の非定常成分の線形性が成り立つことを風洞試験により示している。また、Isogai²⁾は NACA64A010 に対する微小擾乱コード解析により、マッハ 0.80 でピッチング振幅 0.50° 、マッハ 0.85 で振幅 0.20° までの範囲において C_l , C_m の線形性を示している。これらは遷音速領域において、大きな剥離を生じない程度の範囲において線形近似系を構築しうることを示している。

一方、Bendiksen³⁾は NACA00 シリーズ二次元対称翼の Euler 定常解析により迎角 0° 近傍で、迎角に対して C_l , C_m が非線形的に変化していることを示している。この非線形性は翼面上に衝撃波が存在するとき見られ、マッハ数や翼厚によっては 1° 以下の微小な迎角変化時に強い非線形性が見られることを示している。

本稿では Navier-Stokes コードを用い、舵面を有する NLR-7301 翼に対して解析を行い、非定常空気力の特性について検討した。NLR-7301 は翼厚比 16.5% のスーパークリティカル翼でこの翼型は設計点 (マッハ 0.747、迎角 0.85°) で上面が「衝撃波フリー」となる設計になっている。Tijdeman⁴⁾をはじめ実験・解析等数々の検討が行われており、近年 DLR では二次元弾性支持装置を利用した NLR-7301 二次元翼のフラッタ試験を行いリミットサイクル振動 (LCO) データなどが得られており、この翼型はスーパークリティカル翼の標準的翼型となっている。ここでは設計点マッハ数付近を中心に解析を行い、得られた結果から衝撃波の挙動や非定常空気力の線形性等について述べる。

2. 解法

数値解析には Kheirandish⁶⁾らによる二次元非定常解析 NS コードを用いた。コードの概要は以下の通り。

支配方程式	薄層近似 2 次元 NS 方程式
乱流モデル	Baldwin-Lomax モデル
差分法	陰的 TVD スキーム
積分法	ADI スキーム
構造連成解法	Willson の陰的 θ 法
格子	C 型構造格子

NS コードには舵面回転モードに関する計算用にサブルーチンを付加した。舵面はヒンジライン部の翼厚方向中心点回りに回転し翼形状を変形させるようにし、ギャップは考慮していない。また母翼-舵面境界部格子は特別な処理をせず、母翼最後部と舵面最前部格子は直線で結合されている。図 1 に舵角 0° 及び 8° の時の格子を示す。舵角は後縁下げを正方向とする。比較的大きな舵角まで格子が交差するなどの破綻はおきていない。舵面ヒンジ位置は全解析を通して前縁より $75\%c$ (c はコード長を示す) として行った。また格子数は 213 (翼面上 149) \times 59 で、翼厚方向最小格子幅は約 1.4×10^{-4} (半翼弦長で無次元化)、コード方向格子幅はおおよそ 0.045 ($2.3\%c$ に相当) である。

乱流境界層遷移点は解析値を用い、乱流粘性係数 $\mu_{tur} \leq 14$ のとき層流とみなし $\mu_{tur} = 0$ としている。

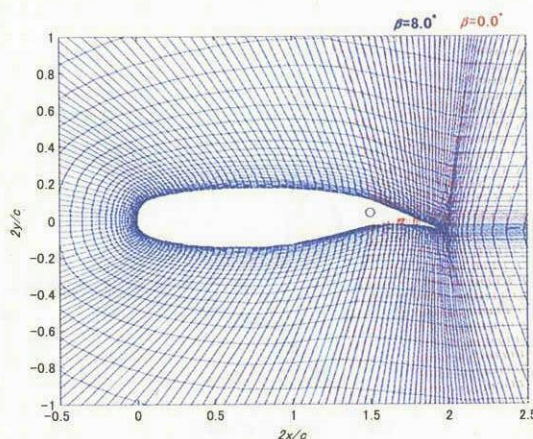


図 1 格子

3. 結果および考察

3. 1 解析概要

3. 1. 1 定常解析

定常解析について NLR-7301 翼型の設計点付近を含むマッハ 0.70~0.80、迎角 $-3.0^\circ \sim +3.0^\circ$ の範囲で舵角 0.0° として行った。また、舵角 $-6.0^\circ \sim +8.0^\circ$ の範囲で同様のマッハ数及び迎角 0.0° において計算を行った。ここで $T=293.15\text{K}$ 、レイノルズ数は 1×10^6 とした。計算には局所タイムステップを用い、約 20,000 ステップの計算を行い収束した結果が得られている。ただし大迎角等では計算が振動的となり、整理していない。これは実現象のパフェットに対応すると考えられる。この領域の境界は図中に破線で示した(図 4、図 5)。

3. 1. 2 非定常解析

非定常解析では定常解析により得られた状態量を初期値としてヒーピング、ピッチング、舵面回転の各モードに対して無次元振動数及び振幅をパラメータとして強制加振を加える。無次元振動数 $k = \omega b / U$ は流速 U 及び半翼弦長 b で無次元化された角振動数であり、無次元時間 $\tau = tU/b$ に対して $k\tau = \omega$ となる。解析ではまず各空力係数等の時間履歴を求め、非定常空力係数を線形解析時同様に強制加振の単位振幅に対する 1 次フーリエ係数により評価した。すなわち各モードの強制加振状態量を

$$x(\tau) = x_0 + \bar{x} \sin(k\tau)$$

とするとそれに対応する係数時系列 $y(\tau)$ のフーリエ級数展開

$$y(\tau) = \frac{1}{2} y_0 + \bar{y} \sum_m \{ y_{R,m} \sin(k\tau) + y_{I,m} \cos(k\tau) \}$$

のうち 1 次の係数 $y_{R,1}$ 及び $y_{I,1}$ を線形近似係数として評価している。非線形性による応答成分は高次項成分として現れるが、例えばマッハ 0.750、迎角 0.0° ピッチングモード振幅 0.5° 、無次元振動数 0.2 では 2 次係数の大きさは 1 次の 1.5% 程度となっており、微小量であるといえる。非定常空力力は 5 周期分程度の計算を行い、最後の 1 周期分を用いてこれらの係数を求めた。 $k \geq 0.20$ においては 1 周期を 8,000 ステップに等分して計算を行った。無次元時間ステップを $\Delta\tau$ 、1 周期あたりのステップ数を N とすれば $\Delta\tau = 2\pi/kN$ となり、 $k=0.20$ 、 $N=8000$ のとき $\Delta\tau=0.04$ となる。ただし $\Delta\tau$ の増大を防ぐため、 $k < 0.20$ においては N としてより大きな値を用いた。

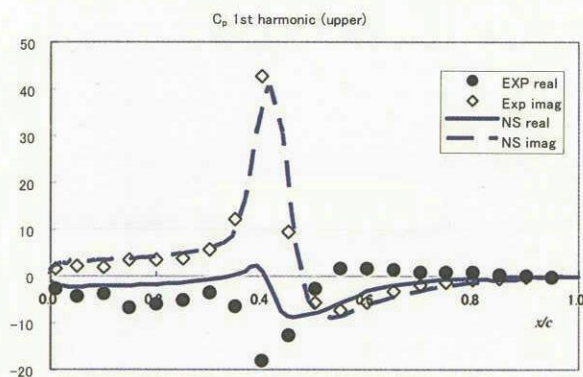


図 2 解析値の検証
(上面非定常圧力分布、マッハ 0.70、迎角 2.0° 、
ピッチングモード $k=0.192$)

3. 1. 3 検証

NLR-7301 翼型に対する実験値⁷⁾との比較により本コード非定常空力力の検証を行った。計算条件はマッハ 0.70、迎角 2.0° 、レイノルズ数 1.07×10^6 で翼上面に広い超音速領域があり、40% c 付近に衝撃波が存在する。振動モードはピッチングモードで 25% c 回りに無次元振動数 $k=0.192$ 、振幅 0.5° で加振する。実験値との非定常圧力分布の比較を図 2 に示す。実部及び虚部は各点圧力係数 C_p の $y_{R,1}$ 、 $y_{I,1}$ に相当する。実部の衝撃波位置で解析値のほうがやや小さく、またピークがやや後流に出ている。一方虚部ではやや解析値のピークが後流側にあると見られるが、ほぼ良い一致が見られる。これらよりこの解析では衝撃波がやや後流側に、また位相がやや遅れる傾向があると思われるが、全般に良く一致しているといえる。

3. 2 結果及び考察

3. 2. 1 定常流における衝撃波位置

遷音速非定常空力力に対して衝撃波の挙動は重要な影響をもたらす。一方 $k \rightarrow 0$ とした準定常空力力は定常状態の差分で得られるから、各迎角等における定常状態での衝撃波位置により準定常空力力への衝撃波の影響を推測することが出来る。各マッハ数、迎角における定常状態での衝撃波位置を図 4 に示す。設計点付近は「衝撃波フリー」の状態の前縁側超音速領域から衝撃波を生じずに上面圧力が回復するが、ここでは翼面上の局所流速が超音速から亜音速へ減速し音速と一致する点、すなわち翼面圧力係数が臨界圧力 C_p^* となる点を衝撃波位置と定義している。

図 4 においてマッハ 0.70 付近では迎角の増大とともに衝撃波位置が後退する。Tijdeman⁴⁾はこれを状態 II (衝撃波を伴う遷音速流) と分類し、実験により 2.5° から 3.5° へ迎角が 1.0° 増加することにより約 10% c 衝撃波が後退することを示している。本計算では 2.0° から 3.0° への増加で約 7% c 衝撃波位置が後退し、 3.0° では 51% c 付近に衝撃波が存在している。

またこの翼の設計点付近では状態 III (衝撃波フリー) に分類され、この付近での迎角変化は超音速部に大きな圧力変動をもたらす、設計点からずれると弱い衝撃波を生ずるとされている⁴⁾。本解析では迎角の増減に対して衝撃波位置は 65% c からほとんど移動していない。準定常状態における圧力分布をみると衝撃波位置では変動成分が目立ったピークがなく、また衝撃波前方の超音速部の変動が大きく、後方の亜音速部は小さくなっている(図 6)。迎角をさらに大きくすると 2° 付近から剥離を生じ衝撃波位置は前進

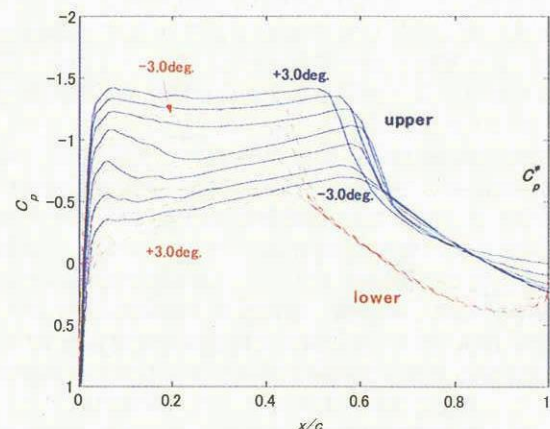


図 3 マッハ 0.75 における定常圧力分布
迎角 $-3.0 \sim +3.0^\circ$ (1.0° 刻み)、舵角 0.0°

する。

一方舵面の回転に対する定常衝撃波位置はピッチングモードとは異なり、設計点付近でも舵角の変化とともに衝撃波位置が移動する(図5)。舵角を正方向に取ると衝撃波が後退し、3°程度に達すると剥離を生じ衝撃波は前進する。このとき衝撃波位置は最大で70%*c*付近まで後退する。準定常時の圧力分布変動を見ると衝撃波位置にピークがあり、衝撃波移動に伴い生ずる圧力分布の変動が大きいことが分かる。これらのことから設計点付近での迎角と舵角に対する衝撃波の挙動の違いを見ることが出来る。

尚、 C_p^* となる位置を衝撃波位置としているが、図中斜線部では衝撃波後方の圧力が臨界圧力 C_p^* まで回復せず、さらに後方でなだらかに回復しており、衝撃波となっていないと考えられる。また、図4、図5のデータはマッハ数0.05、迎角0.5°、舵角1°刻みで計算し等高線を得ている。

3. 2. 2 非定常流における衝撃波の挙動

Tijedeman⁴⁾は設計点における非定常空気力は準定常状態と比べて上面超音速部の非定常成分の絶対値が減少し、弱い衝撃波が周期的に形成されるため衝撃波位置にピークが形成されるとしている。また、これらのことより振動数の増加とともに状態Ⅱの非定常圧力分布に近づく傾向があるとしている。マッハ0.750、迎角0.0°における上面非定常圧力分布を図6に示す。 $|C_{p,i}|$ は C_p の1次非定常成分の絶対値 $\sqrt{C_{pR,i}^2 + C_{pI,i}^2}$ を表す。設計点からやや迎角がずれているが、無次元振動数の増加に伴い超音速部分の変動は小さくなり、衝撃波位置にピークが見られようになる。また、このピークは $k=0.20$ で最大となっている。

衝撃波移動振幅の無次元振動数に対する変化(図7)を見ると、準定常状態ではほぼ動かなかった衝撃波は $k=0.20$ へ近づくにつれ移動量が增大し、さらに振動数を増大すると、移動振幅は減少へと転じている。一方位相はこの間ほぼ単調に遅くなる。尚、図7における衝撃波移動振幅は、加振振幅1.0°あたりの換算量である。加振振幅1.0°では0.5°とほぼ同じ挙動を示している。平均迎角を1.0°とした場合では移動量が最大となる振動数がやや低くなり、低い振動数で移動量の減少が始まっている。

衝撃波位置は設計点付近で舵角に対して移動が見られたが、これにより準定常時の圧力分布非定常成分絶対値にピークが見られる。この大きさは $k=0.20$ 程度までほぼ同レベルで、その後無次元振動数の増加とともに徐々に減少する(図8)。舵面モードの無次元振動数に対する衝撃波移動

振幅をみると準定常状態から $k=0.20$ に向かってやや増加したあと、減少へ転じる(図9)。位相は準定常状態の位相遅れの少ない状態から無次元振動数増大とともに遅れが生じる。

ピッチングモードの加振振幅に対する衝撃波の移動振幅の関係をみると、ほぼ比例しているといえる(図11)。移動振幅は衝撃波位置履歴の1次非定常成分により求めているが、例えば $k=0.20$ のときの最大移動振幅は中抜き丸印のようになり、やや大きくなる。

3. 2. 3 非定常空気力の線形性について

この翼型は気流条件によって衝撃波後流で剥離した境界層が再付着する状態が生じる。図10にマッハ0.750における本解析での定常摩擦分布を示す。迎角-0.8°では衝撃波位置で剥離せず後縁部分のみ剥離している。-0.7°-0.4°では衝撃波位置で剥離後再付着し、後縁でまた剥離している。-0.3°では衝撃波後方は全て剥離領域となっている。ここでは境界層再付着の生ずるマッハ0.750、迎角-0.5°における非定常空気力について検討し、加振振幅に対する応答から非定常空気力の線形性について検討する。

ピッチングモードの加振振幅に対する C_m の1次非定常成分の変化を図12に示す。 C_m はピッチ回転中心と同じ25%*c*における値を示す。ここで $|C_{m,1}|$ は、 C_m の1次非定常成分の絶対値 $\sqrt{C_{mR,1}^2 + C_{mI,1}^2}$ を表すものとする。 $k=0.10$ 、

0.15、0.20いずれのケースにおいても0.3~0.4°付近に特異な点が見られる。この前後では振幅が1~3°の衝撃波の大きな移動や剥離の影響があると思われる領域よりも変化が大きい。 C_l については図示していないが同様の傾向が見られている。衝撃波は64%*c*付近にありその影響は揚力よりも25%*c*回りのモーメントのほうにより顕著な変化が見られる。

図13に $k=0.20$ のときの非定常圧力分布(1次係数の絶対値)を示す。衝撃波上流に見られるピークは振幅の増大とともに徐々に小さくなっている。衝撃波後流では加振振幅0.3°から増大するにつれて変動成分がやや大きくなっており衝撃波の移動振幅増大に伴い前後の変動成分が平均化されていると考えることが出来る。振幅1.0°のとき衝撃波の移動距離は約5%*c*に及ぶ。しかし振幅0.1°の時衝撃波後流の変動成分は振幅1°や2°のときよりも大きく、0.1°~0.3°の挙動はこれらとは異なる。

非定常摩擦分布を見ると、衝撃波後流で加振振幅0.1°の時非定常成分は小さい(図14)。一方振幅0.3°では大

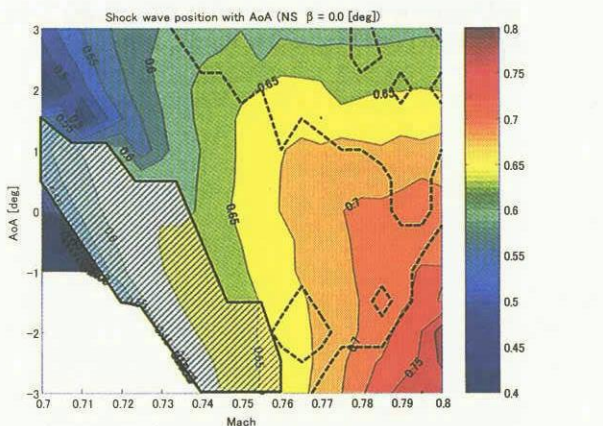


図4 迎角変化に対する定常衝撃波位置 ($\beta=0.0^\circ$)

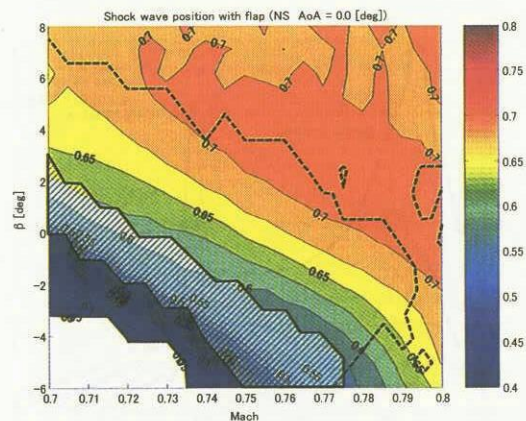


図5 舵角変化に対する定常衝撃波位置 ($\alpha=0.0^\circ$)

きな値となり、振幅増大とともに小さくなっている。これは 0.1° のときは再付着が生じず、衝撃波後流全体が剥離領域となっているが、 0.3° では再付着領域が発生消滅を繰り返していることに対応する。よって微小振幅範囲ではこのような現象が C_L 、 C_m 等の非定常空気力係数にまで影響を及ぼしていることが考えられる。

舵面回転モードについて見ると、約 0.3° の振幅付近の変化が最大となる等、ピッチングモード同様の傾向を示している（図 15）。非定常摩擦分布はピッチングモードよりやや小さい振幅 0.2° で衝撃波後流の大きさが最大となっているが、ほぼ同様の傾向を示しており、やはり非定常空気力の変動と対応していると考えられる（図 16）。

平均迎角 0.0° では境界層再付着が生じるのは舵角振幅 0.5° 以上のときであるが、微小振幅領域での変化が見られる（図 15）。ただし 0.3° 付近の変化は小さくなっており、境界層再付着と密接な関係があると思われる。振幅 0.5° では衝撃波の移動の影響がやや大きいため再付着の影響が相対的に小さくなっていると考えられる。

3. 2. 4 フラッタへの影響について

微小振幅領域での非定常空気力の差異がフラッタに及ぼす影響について検討した（図 17）。構造パラメータとして DLR で試験が行われた二次元フラッタ模型によるものを用い、そのうち MP77 と呼ばれるケース付近の気流条件について検討した⁵⁾。非定常空気力は上述通り各モード強制加振による C_L 、 C_m の線形近似空気力を無次元振動数ごとに求め、 $p-k$ 法によりフラッタ境界を求めた。図 17 中、横軸はピッチングモードの振幅を示す。ヒービングモードの振幅は、試験ケース MP77 で得られた LCO 時のピッチング/ヒービング振幅比 0.7 を用いた。ここでフラッタインデックスは

$$F_i = \frac{U_F}{\omega_a b \sqrt{\mu}}$$

で、 U_F はフラッタ速度、 ω_a はピッチングモード固有角振動数、 μ は質量比を示す。微小振幅領域についてみると、ピッチング振幅 $0.1 \sim 0.2^\circ$ 時と振幅 0.3° ではフラッタインデックスで約 10%、 0.3° と 2° でも約 4% 程度の差異となっており、線形近似非定常空気力の差異はフラッタ境界に有意な差をもたらす大きさであるといえる。微小な振幅では衝撃波の移動や剥離といった遷音速特有の減少の影響が小さいことから、振幅 0.1° 付近ではより線形空力解析の状態に近づいている可能性がある。

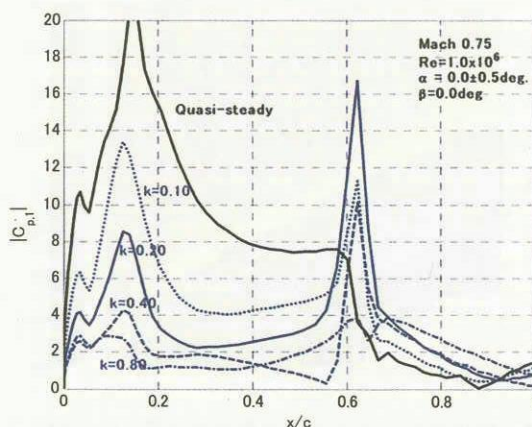


図 6 ピッチングモードに対する上面非定常圧力分布

4. 結論

NS 解析により NLR-7301 翼型に対してマッハ 0.75 付近において以下のような非定常空気力特性が見られた。

- ・設計点付近ピッチングモードに対して準定常ではほぼ不動の衝撃波が、ある無次元振動数（例えば迎角 0° 付近では $k=0.20$ ）で衝撃波の移動振幅が最大となる。
- ・衝撃波の移動振幅は舵面モードの振幅に比例する。
- ・非定常空気力が動作点近傍で非線形的である。ピッチング、舵面モードともマッハ 0.75、迎角 -0.5° では振幅 0.3° 位で特異な点を生じた。
- ・この振幅 0.3° のときは境界層再付着状態が変化し、非線形性を強めている。再付着状態が変化しない場合でも、振幅の小さい領域で変化が大きい。
- ・非定常空気力の振幅依存による変動範囲はフラッタ境界に有意な差をもたらす。

これらの特性は当然解析精度に左右されるため、実験等による検証が必要であるが、実験もまたこのような微小振幅に対する精度を得るのは難しい。先に述べた DLR の試験ではピッチング振幅 0.2° という LCO が観測されている。これらに対して多くの解析が行われているが、このような微小振幅 LCO は得られていない。本解析コードでもやはり 6° くらいの大きな振幅であった。構造モデルに原因があるとする向きもあるが、このような微小振幅領域での現象が原因となっている可能性もあり、更なる検証が必要と考えられる。

参考文献

- 1) S. S. Davis, G. W. Malcom, "Experiments in Unsteady Transonic Flow", AIAA 79-0769, 17th Aerospace Sciences Meeting, New Orleans, La., 1979
- 2) K. Isogai, "Numerical Study of Transonic Flutter of a Two-Dimensional Airfoil", NAL TR 617T, 1980
- 3) O. O. Bendiksen, "Improved Similarity Rules for Transonic Flutter", AIAA 99-1350
- 4) H. Tijdeman, "Investigations of the transonic flow around oscillating airfoils", NLR TR 77090U, 1977
- 5) G. Schewe, H. Mai, G. Dietz, "Nonlinear Effects in Transonic Flutter with Emphasis on Manifestations of Limit Cycle Oscillations", Journal of Fluids and Structures Vol. 18, Issue 1, August 2003, P 3-22
- 6) H. Kheirandish, et al., "Numerical Flutter Simulation of a Binary System in Transonic Region", Aircraft Symposium, Hiroshima, Japan, 1995
- 7) U. R. Mueller, H. Henke, "Computation of Transonic Steady and Unsteady Flow about the NLR 7301 Airfoil", Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol.5x, 1996

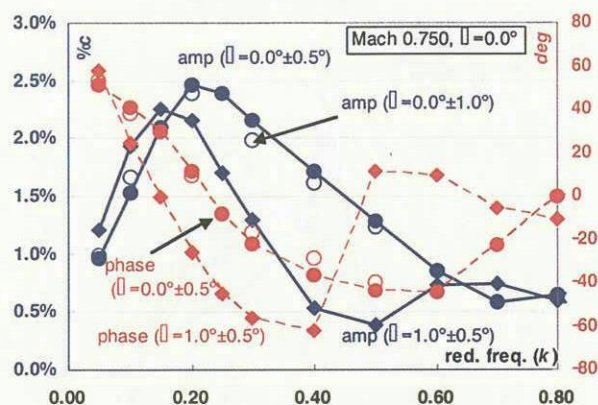


図7 ピッチングモードに対する
衝撃波移動振幅及び位相

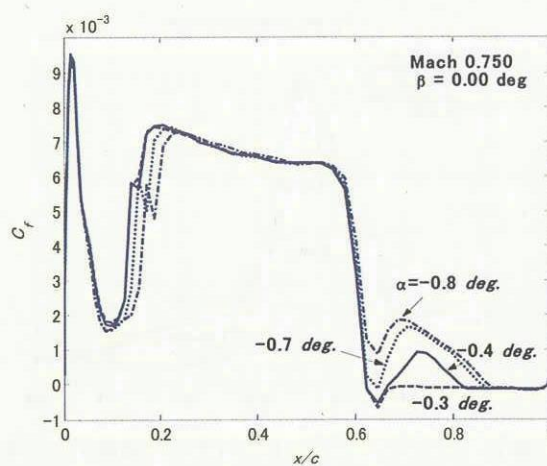


図10 定常摩擦分布

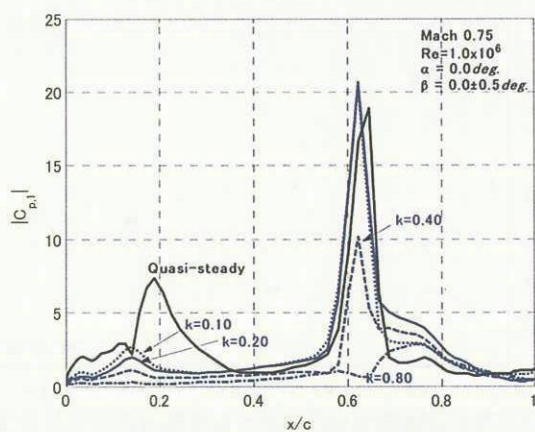


図8 舵面モードに対する上面非定常圧力分布

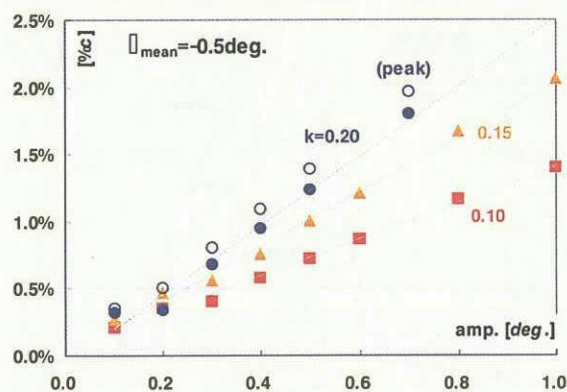


図11 衝撃波振幅（ピッチングモード）

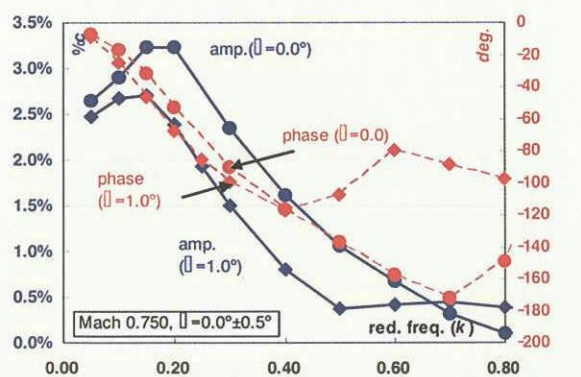


図9 舵面モード無次元振動数に対する衝撃波移動振幅
及び位相

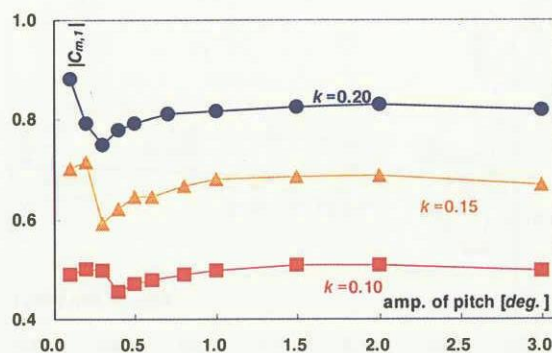


図12 ピッチングモード振幅の C_m への影響
(マッハ 0.75、 $\alpha = -0.5^\circ$)

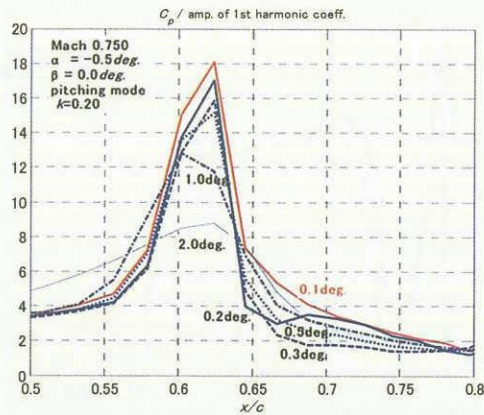


図 13 ピッチングモードに対する非定常圧力分布
(上面絶対値、マッハ 0.75、 $k=0.20$ 、 $\alpha=-0.5^\circ$)

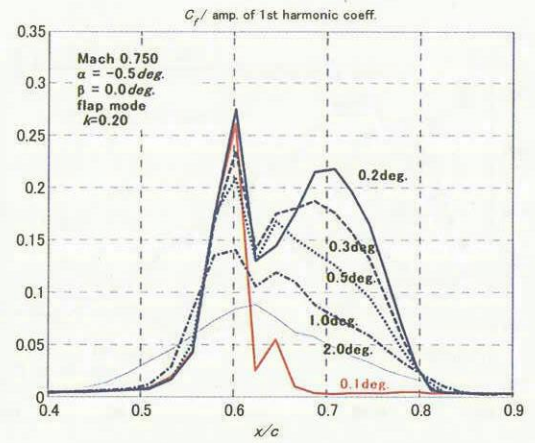


図 16 舵面モードに対する非定常摩擦
(マッハ 0.75、 $\alpha=-0.5^\circ$)

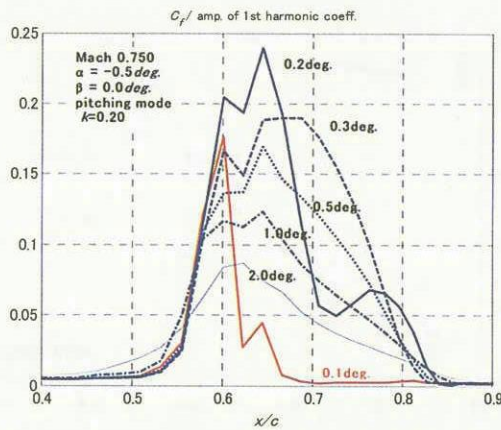


図 14 ピッチングモードに対する非定常摩擦分布
(マッハ 0.75、 $\alpha=-0.5^\circ$)

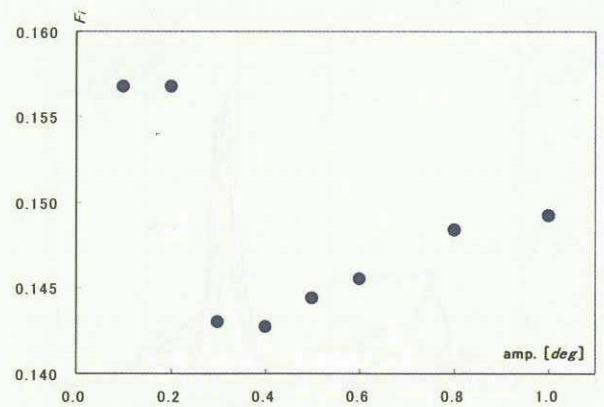


図 17 微小振幅時線形近似非定常空気力のフラッタ境界
への影響 (マッハ 0.75、 $\alpha=-0.5^\circ$)

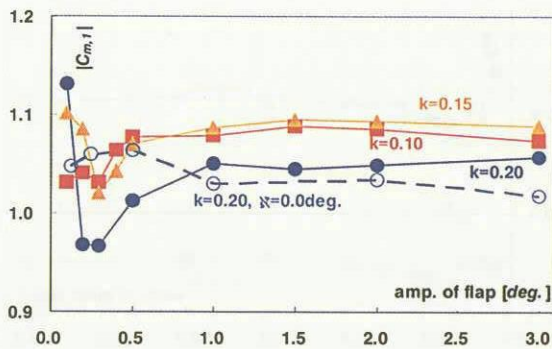


図 15 舵面モード振幅の C_m への影響
(マッハ 0.750、 $\alpha=-0.5^\circ$)