

高アスペクト比翼の、遷音速におけるフラッタ現象の 数値シミュレーション

磯 貝 紘 二

概 要

高アスペクト比の超臨界翼の遷音速フラッタ特性を、衝撃波を考慮した遷音速非定常3次元空気力を用いた数値シミュレーションによって予測し、川崎重工によって行なわれた実験結果と比較した。ここで用いている数値シミュレーションの手法は、流れ場の支配方程式（完全ポテンシャル方程式）と翼の運動方程式を連立させて、時間の進行に従って解き、翼の弾性変形の時間依存の応答を直接的に求めるものである。また、流れ場の計算では、粘性効果を近似的に考慮するために、2次元乱流境界層補正の手法を導入し、衝撃波の位置や強さに対する補正を行なっている。今回の数値シミュレーションによって予測されたフラッタ限界値は、実験結果と良く一致した。特に、フラッタ限界値の落ち込み現象の発生するマッハ数やその時のフラッタ動圧は高精度で予測された。この他、本報告では、遷音速流れ中で振動しているこの高アスペクト比翼に作用する非定常空気力の振舞も検討されている。

記 号			
		q_i	一般座標
		\bar{q}_i	無次元化された一般座標
AR	アスペクト比	q_∞	主流の全速
b_0	翼根の1/2翼弦長	Q_i	一般空気力
\bar{C}	平均空力係数	\bar{Q}_i	無次元化された一般空気力(2式)
C_0	翼根の翼弦長	R	レイノルズ数
C_p	圧力係数 $((P-P_\infty)/\frac{1}{2}\rho_\infty q_\infty^2)$	T	時 間
$C_{p,\theta}$	単位 θ 当りの局所圧力係数の第1次高調波成分 $(C'_{p,\theta} + i C''_{p,\theta})$	t	無次元化された時間 ($t=T(q_\infty/b_0)$)
f_F	フラッタ振動数	X, Z	それぞれ、主流方向および翼幅方向の直交座標
k	翼根の1/2翼弦長を基準にした無次元振動数 ($k=b_0\omega/q_\infty$)	α	迎 角
M_∞	主流のマッハ数	θ	主流方向翼断面の、ピッチング振動の振幅
N	時間ステップ数	$\dot{\theta}_0$	ピッチ軸まわりのピッチング振動の振幅
p	圧 力	λ	テーパー比
q_D	主流の動圧	$A_{c/4}$	1/4翼弦線の後退角

ρ_{∞} 主流の空気密度
 ω 円振動数

(日本航空機開発協会の依頼を受けて川崎重工によって行なわれた)の結果¹⁶⁾と比較した。

1. まえがき

オイルショックを契機として、航空機に対する省エネルギー化の要請が高まり、先進技術を駆使したいわゆる省エネ型航空機の研究や開発が、我国や欧米諸国で盛んに行なわれている。このような航空機の特徴の一つは、超臨界翼型を装備した高アスペクト比翼を採用していることであろう。すなわち、このような翼を採用することによって、遷音速領域における造波抵抗および誘導抵抗の大幅な低減を目ざしているわけである。しかしながら、このような高アスペクト比翼 ($AR=10$ 以上)は、在来型民間輸送機で採用されている中程度のアスペクト比の翼に比べ、よりたわみ易くなり、したがって、空力弾性現象に対してよりクリティカルになることが予想される。さらに、このような航空機が巡行する遷音速領域では、フラッタ限界値が極小値を示す、いわゆる“Transonic Dip”と呼ばれる現象のあることも知られている。このような現象を防ぐために取られる標準的対策は、翼の剛性を増すことであるが、翼の剛性増は直ちに翼の構造重量の増加につながる。したがって、主翼の遷音速におけるフラッタ特性を設計段階で高精度で予測することは、省エネ型航空機の開発にとって、特に重要なステップと考えられる。

ところで、3次元翼の遷音速フラッタ特性を予測するには、振動する3次元翼まわりの衝撃波を含む流れ場の計算法を確立する必要がある。現在、このような非定常空気力の計算法として、ポテンシャル流れの仮定に基づく、幾つかの差分計算法が提案されている。¹⁻¹²⁾ これらのうち、Traciら¹⁾によって開発されたTDUTRN, Borlandら³⁾⁻⁵⁾によって開発されたEXTRAN3Sおよび筆者ら⁸⁾⁻¹⁰⁾によって開発されたUSTF3が、これまで、3次元翼のフラッタ解析に応用されている。^{4), 9), 13), 14), 15)}

本報告では、USTF3の評価の一環として、最近我国で検討が進められている省エネルギー型民間輸送機の一形態に採用されている高アスペクト比主翼の遷音速フラッタ風試模型に、USTF3を適用し、その遷音速フラッタ特性を予測し、フラッタ試験

2. USTF3の概要

フラッタ解析結果について述べる前に、本節ではUSTF3の機能の概要と、最近新たに付加した2次元乱流境界層補正の手法について若干の説明を加える。

USTF3の主な機能は、翼まわりの衝撃波を含む流れ場を解析し、翼に作用する非定常圧力分布を計算することと、その非定常空気力に対する弾性翼の応答を計算することである。

まず流れ場の解析に当っては、3次元の非定常完全ポテンシャル方程式を、半陰的-陰的な2段階の時間依存差分法を用いて解いている。また、衝撃波の捕捉には、準保存型差分法を採用している。差分法の詳細と計算された非定常圧力分布の実験データ等との比較によるコードの評価については、文献8を参照されたい。

弾性翼の応答計算では、翼の運動方程式と流れ場の支配方程式を連成させ、時間の進行に従って、同時に解いて行き、翼の時間依存の応答を直接的に求める手法を用いている。翼の運動方程式はモード法によって導かれるものを用いているから、入力データとしては、翼の固有振動数、固有振動モードおよび一般質量の値が与えられれば十分である。⁹⁾ これら、固有振動モード等の構造データは、振動試験によって実験的に求められたものでも、理論解析によって求められたものでもよい。USTF3で採用されている弾性翼の空力弾性応答計算の手法のさらに詳しい内容は、文献9に述べられている。

ところで、粘性を省略した遷音速空気力計算コード、すなわちオイラーコード、完全ポテンシャルコード、あるいは遷音速微小擾乱コードによって予測された翼面上衝撃波の位置や強さは、比較的強い衝撃波に対しては、実験で観測される位置や強さとしてしばしば大きく食い違うことが知られている。通常、非粘性計算における衝撃波の強さは実験値より大き目に、また、その位置はより下流側に予測される。このような傾向は、リヤローディング型の超臨界翼に於て特に顕著である。このように計算と実験が一致しない主な原因は(非粘性計算では無視されてい

る)乱流境界層と衝撃波の干渉によって、衝撃波が非粘性計算で予測される位置よりも上流側に押し上げられるためである。ところで、2次元の遷音速微小擾乱コードを用いた2次元翼の遷音速フラッタ解析例^{(17)~(19)}の多くが示すように、衝撃波の位置および強さは2次元翼の遷音速フラッタ特性を決定する上で支配的な役割を演じている。また、このことは3次元翼でも同様である⁹。したがって、翼の遷音速フラッタ特性を高精度で予測するには、乱流境界層と衝撃波の干渉効果を補正するための手段を、非粘性の計算コードに組込む必要がある。

しかしながら、3次元・圧縮性・非定常乱流境界層の計算法はまだ十分に確立されていないので、何らかの近似計算の手法を用いる必要がある。また、そのような近似計算法は計算速度が早く、十分な精度を保障しかつ、現在の非粘性計算コードに容易に組込めるものでなければならない。このような観点から、USTF3に組込むものとして、Nash & Macdonaldによって提案された2次元乱流境界層計算法²⁰を採用することにした。このNash & Macdonaldの計算法は、すでに定常の2次元および3次元の完全ポテンシャルコード^{21~23}に組み込まれた実績を持つものである。例えば、文献23では、3次元完全ポテンシャルコードFLO22²⁴にこの2次元乱流境界層計算法を組み込んだ手法を提案し、応用例としてNASAで開発中の高アスペクト比の超臨界翼に対する定常圧力分布を計算し実験値とよく一致する結果を得ている。

今回筆者らが採用した2次元乱流境界層補正の手法は基本的には文献23の手法と同じである。すなわち、非粘性流れの計算で使用されている翼幅方向の各格子位置における流れ方向のstripについて、それぞれ2次元乱流境界層計算を行ない、与えられた境界層外側の圧力分布に対する排除厚を求め、この排除厚の分だけ元の翼型(および翼面の流れ方向の傾斜)に修正を加える。このような過程(境界層外側の非粘性計算とそれに対応する各翼幅格子位置での2次元乱流境界層計算)を各時間ステップごとに繰り返すことによって、境界層外側の非粘性流と乱流境界層との相互干渉が計算されることになる。USTF3で使用しているNash & Macdonaldの境界

層計算のプログラムはCarlson²²が、彼によって開発された2次元完全ポテンシャルコードTRANDESの中で用いているサブルーチンNASMACとはほとんど同じものである。

ところで、ここで一つ注意しなければならないことがある。すなわち、Nash & Macdonaldの境界層計算法は定常の理論であるから、非定常計算(振動翼まわりの非定常流れの計算あるいは弾性翼の非定常空力弾性応答の計算等)に直接用いることはできない。これを非定常計算に用いるためには、一つの仮定、すなわち、乱流境界層は外側の圧力変動に対して準定常的に応答するという仮定を導入しなければならない。しかし、このような仮定が妥当であることを示すような、実験的あるいは理論的な証拠はまったく提出されていない。したがって、今回行なったフラッタ数値シミュレーションでは、次のような過程を踏むことによって、乱流境界層の効果を間接的に考慮することにした。すなわち、まず、与えられたマッハ数、迎角、レイノルズ数に対して、境界層補正を行なった定常計算(非定常計算の極限として計算する)を行ない、境界層排除厚に対して補正された翼型および翼面の勾配を求める。次に、この定常計算で求めた修正された翼型および翼面の勾配を入力データとして、非粘性の非定常計算のみを行なう(すなわち、非定常計算では、乱流境界層と外側の非粘性流の相互干渉の計算は行なわない)。このようにすることによって、乱流境界層の効果が(それが衝撃波の時間平均位置および強さに与える効果を通じて)間接的に非定常空気に反映されることになる。(ただし、圧力変動に対する乱流境界層の応答の遅れといったような境界層そのものが持つ非定常性は無視されていることになる)。後に示すように、このような考え方に従って、間接的に乱流境界層の効果を考慮したフラッタ数値シミュレーションは、実験データとよく一致する結果を与える。

3. 高アスペクト比翼のフラッタ数値シミュレーション

3.1 フラッタ模型の諸元および振動特性

米本・堀川・三戸¹⁶によって行なわれたフラッタ試験で使用されたフラッタ模型の平面形が図1に示

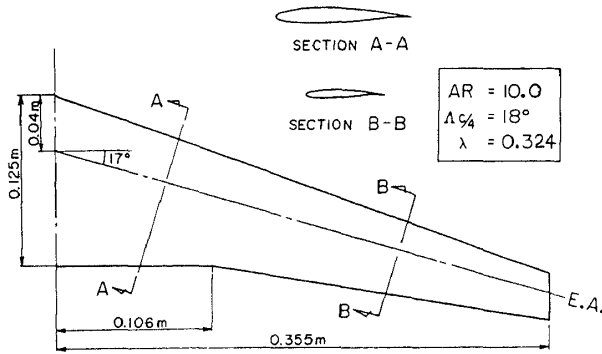


図1 フラッタ模型の平面形

MODE	FREQUENCY (Hz)		NODE LINE NASTRAN (EXPERIMENT)
	EXPERIMENT	NASTRAN	
FIRST BENDING	61.9	60.7	
SECOND BENDING	206.1	200.6	(———)
FIRST TORSION	413.2	429.4	(- - - -)
THIRD BENDING	453.7	448.2	(- - - -)

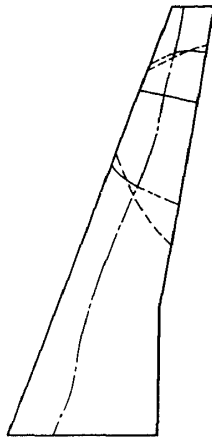


図2 フラッタ模型の固有振動数とノードライン¹⁶⁾

されている。この翼はリヤローディング型の超臨界翼型を持ち、翼端で約3.5°の振り下げが与えられている。これは、現在日本航空機開発協会(JADC)で設計研究がなされている次期民間輸送機の基本形態の一つについての、空力弾性相似模型である。図2には、このフラッタ模型の固有振動数とそれに対応するノード・ラインのNASTRANによる計算値と実験値¹⁶⁾が夫々示されている。固有振動数とノード・ラインのNASTRANによる計算値が、実験値と

比較的良く一致していることから、今回の数値シミュレーションの入力データとして必要な、固有振動数、固有振動モード、および一般質量の値としては、NASTRANによる計算値^{*}(6次のモードまで)を用いることにした。

この翼に対するフラッタ試験データ¹⁶⁾は航空宇宙技術研究所の0.60m×0.60mの吹出式遷音速風洞を用いて、マッハ数約0.72~0.95、レイノルズ数約10⁶のオーダーで得られたものである。

3.2 定常圧力分布の計算値と実験値との比較

フラッタ数値シミュレーションの結果について述べる前に、定常の圧力分布の計算値と実験値との比較を図3に示す。実験値^{**}は、剛な全機模型について、NALの2m×2m遷音速風洞で得られたものである。この模型の平均空力弦($\bar{c} = 0.11121\text{ m}$)を基準としたレイノルズ数は約 1.1×10^6 であり、翼上下面の12%翼弦線に沿ってラフネス・バンドが貼られている。

計算はUSTF3を用い、非定常計算の極限として定常圧力分布が計算された。また、計算値は、比較のために2次元乱流境界層補正を行なった場合と行なわない場合の両方の値が示されている。図には、 $M_\infty = 0.80$ 、 $\alpha = 1^\circ$ の場合が示されているが、境界層補正を行なった場合、計算値と実験値の一致は、補正無しの場合と較べて大幅に改善されることがわかる。

この計算に用いた格子数は、流れ方向、翼面に垂直方向および翼幅方向の夫々について47, 31, 23点であり、このうち25×15点が翼面上の格子点である。時間ステップ幅 Δt は0.04で、計算時間はこの格子数に対して1時間ステップ当りFACOM M-380で約2.2秒^{***}を要し、収束解を得るのに約25~30分(700~800ステップ)を要する。

3.3 フラッタ数値シミュレーションの結果

フラッタ模型の空力弾性応答計算に用いた格子数や時間ステップ幅は、3.2節で述べた定常計算で用いたものとまったく同じである。

* 川崎重工業の米本浩一氏の御好意による。

** JADCの平岡康一氏の御好意による。

*** 境界層補正を行なわない場合は、1時間ステップ当り約2.0秒を要する。

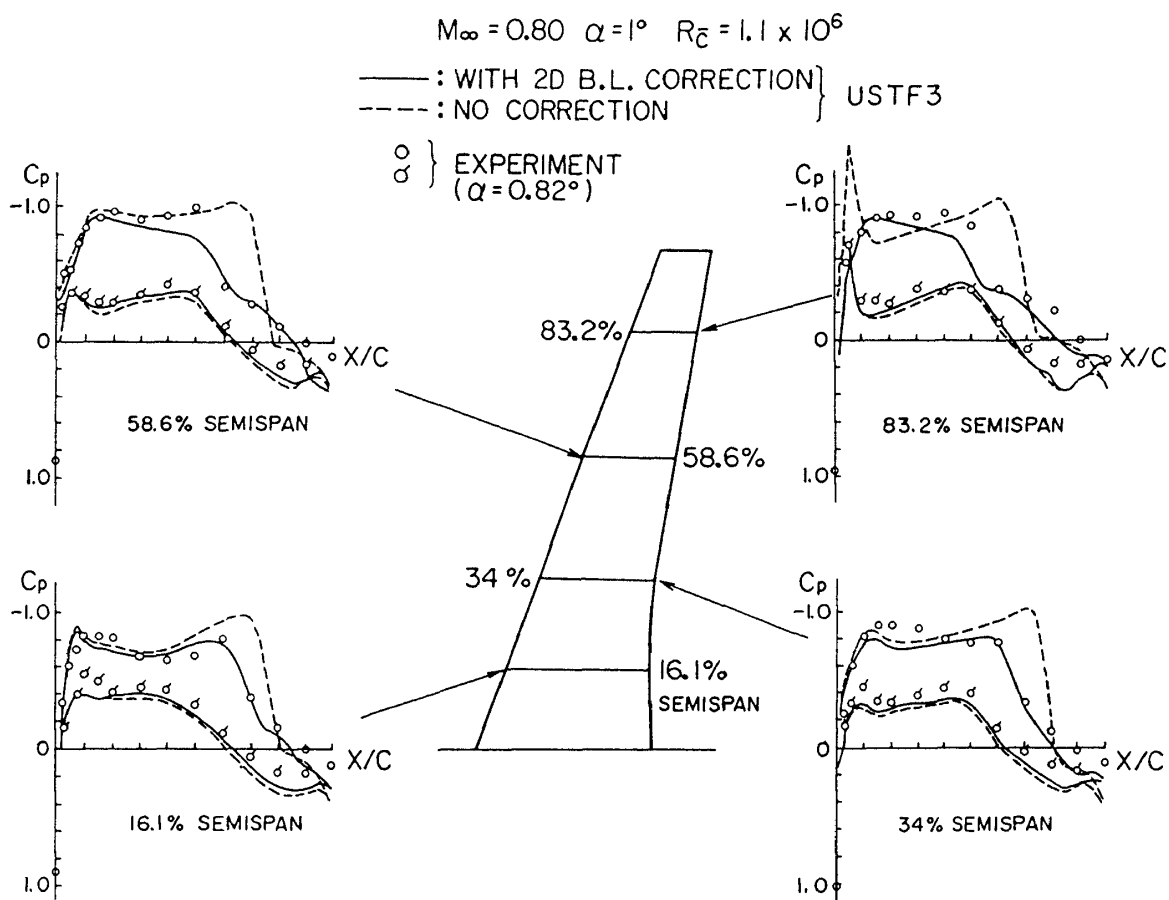


図3 定常圧力分布の計算値と実験値の比較
(実験データはJADCの御好意による)

空力弾性応答計算は次のような手順に従って行なわれる。まず、ある与えられたマッハ数、迎角、およびレイノルズ数(今回行なった計算のすべてについて、 $R_{c_0} = 2.4 \times 10^6$ を用いた)に対して、境界層補正を行なった定常計算(この間翼は剛体と仮定されている)を行ない、境界層の排除厚の分だけ修正された翼型および翼面の主流方向の勾配を求める。次に、この定常計算で求められた修正された翼型、および各格子点における速度ポテンシャルをそれぞれ入力データおよび初期条件として、与えられた動圧に対する空力弾性応答計算を、弾性翼に対して行なう。(応答計算手順のさらに詳しい内容は文献9に述べられている。)

このような応答計算を、幾つかの与えられたマッハ数、迎角および動圧に対してくり返し、その時得られた一般座標の時間依存の応答から、対数減衰率

や振動数を読みとり、これらのデータから内挿によって、フラッタ限界動圧、フラッタ振動数を決定する。

図4には、このようにして求められたフラッタ限界動圧およびフラッタ振動数がプロットされ、米本ら¹⁶によって得られたフラッタ試験結果と比較されている。

フラッタ試験データ¹⁶は大部分が迎角 2° に対して得られたものであるが、迎角 0° に対する結果も2点得られている。一方、USTF3を用いたフラッタ数値シミュレーションでは、迎角の効果も見するために、 $\alpha = 0^\circ$ 、 $\alpha = 1^\circ$ 、 $\alpha = 2^\circ$ の三つの迎角のそれぞれについて、フラッタ限界動圧が計算されている。また、同図には非定常空気力としてダブルット・ラティス法による空気力を用いたNASTRAN*の計算結果も示されている。

図から明らかなように、今回の数値シミュレーション

* 川崎重工業の米本浩一氏の御好意による。

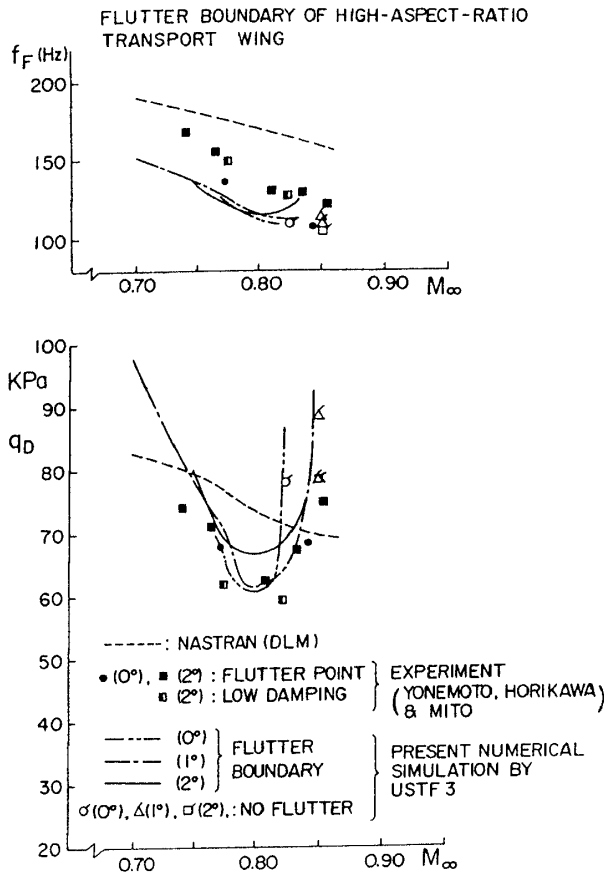


図4 フラッタ限界値の計算値と実験値の比較

ンで予測されたフラッタ限界は、 $\alpha=1^\circ$ に対するものが実験値と最も良く一致している。一方、 $\alpha=2^\circ$ に対する数値シミュレーションは Dip の底における動圧が実験より若干高めに予測されている。一方、 $\alpha=0^\circ$ に対する数値シミュレーションでは、フラッタ動圧の急激な上昇の起るマッハ数が実験よりも約 0.025 ほど低く目に予測されている。数値シミュレーションによるフラッタ振動数の予測値も、Dip の発生する $M_\infty=0.80$ 前後で、実験値と良い一致を示している。

ところで、今回の数値シミュレーションの結果は、 $M_\infty=0.70$ でも NASTRAN による予測値と大きく食い違っている。USTF 3 を用いたフラッタ数値シミュレーションで、 $M_\infty=0.70$ におけるフラッタ発生時の非定常圧力分布を調べてみると、翼端に近い部分で、下面が局所的に超音速になっていて、この程度のマッハ数でも、翼に作用する非定常空気力は、ダブレット・ラティス法で予測されるものとは異なっていると考えられる。このことが、 $M_\infty=0.70$ に

おけるフラッタ発生動圧の食い違いの一原因ではないかと考えられるが、結論付けるまでには到っていない。Myers ら¹⁵が、EXTRAN3S を用いて行なったある翼についてのフラッタ解析でも、これと同様の食い違い（非線型空気力を用いて予測されたフラッタ速度と線型空気力のそれとの、低いマッハ数での食い違い）が報告されている。

図5には、空力弾性応答計算の一例として、 $M_\infty=0.80$ 、 $\alpha=1^\circ$ 、 $q_D=63.7$ KPa の場合（Dip の底より若干不安定側の条件になる）の一般座標および一般空気力の時間に対する変化が示されている。図で、 N は時間ステップ数であり、一般座標および一般空気力の無次元量である \bar{q}_i および \bar{Q}_i は、それぞれ次式で定義される。

$$\bar{q}_i = q_i / b_0 \tag{1}$$

$$\bar{Q}_i = \frac{\iint_S \Delta P(X, Z, T) \phi_i(X, Z) dX dZ}{\left(\frac{1}{2} \rho_\infty q_\infty^2 b_0^2 \right)} \tag{2}$$

$$t = T (q_\infty / b_0) \tag{3}$$

ここで、 $\phi_i(X, Z)$ は固有振動モードである。

図6 a と図6 b には、これと同じ条件下での翼の瞬間的な弾性変形の状態と、その時の非定常圧力分布が $t=168$ と $t=180$ の場合のそれぞれについて示されている。図で弾性変形のスケールは、実際よりも拡大して示されていて、翼端における 1/2 翼弦点における縦方向変位と頭下げ振れ角の実際の値は、 $t=168$ の場合それぞれ -0.02 m および 0.8° であり、 $t=180$ では、それぞれ 0.011 m および 5.5° である。図6 b に見られるように、翼が上向きに変形した場合、翼の外弦部分の下面に翼端に向かって強い衝撃波が発生していることがわかる。

3.4 ピッチング振動する高アスペクト比翼に作用する非定常空気力の振舞について

フラッタ限界値が極小値を示す、いわゆる Transonic Dip の底の付近での非定常空気力の振舞いについて理解するために、剛体と仮定したこの翼を、弾性軸まわりに一定振幅で、ピッチングの調和振動を行なわせ、その時に作用する非定常圧力分布を、

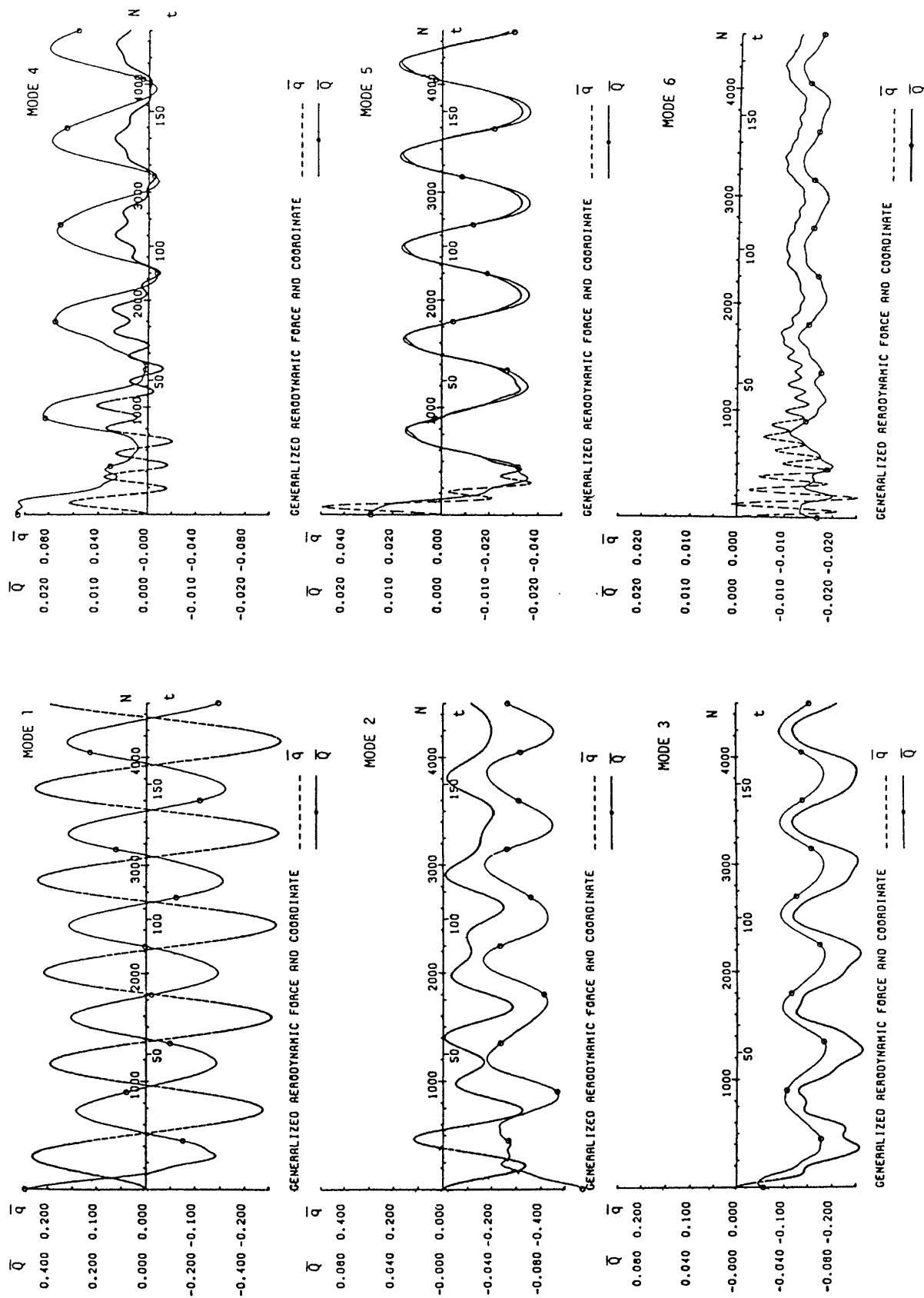


図5 一般座標と一般空気の応答

($M_\infty=0.80$, $\alpha=1^\circ$, $q_D=63.7\text{KPa}$)

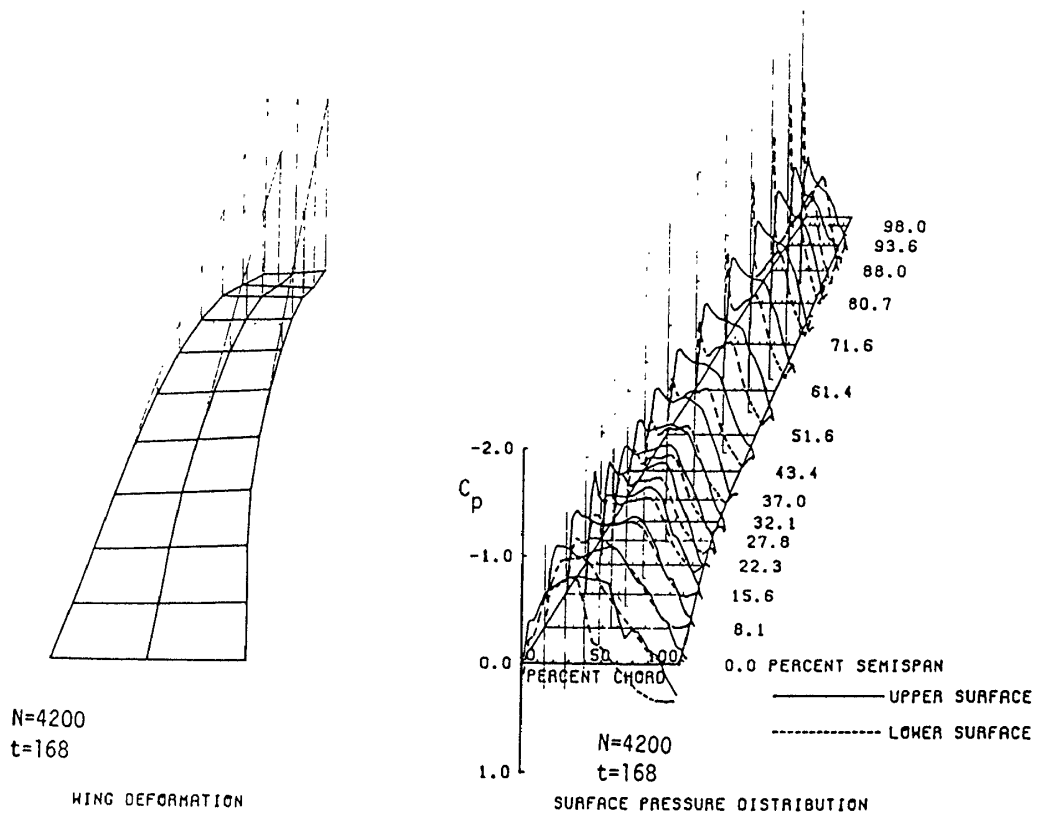


図 6a 翼の弾性変形状態と非定常圧力分布
($M_\infty = 0.80$, $\alpha = 1^\circ$, $q_D = 63.7 \text{ KPa}$)

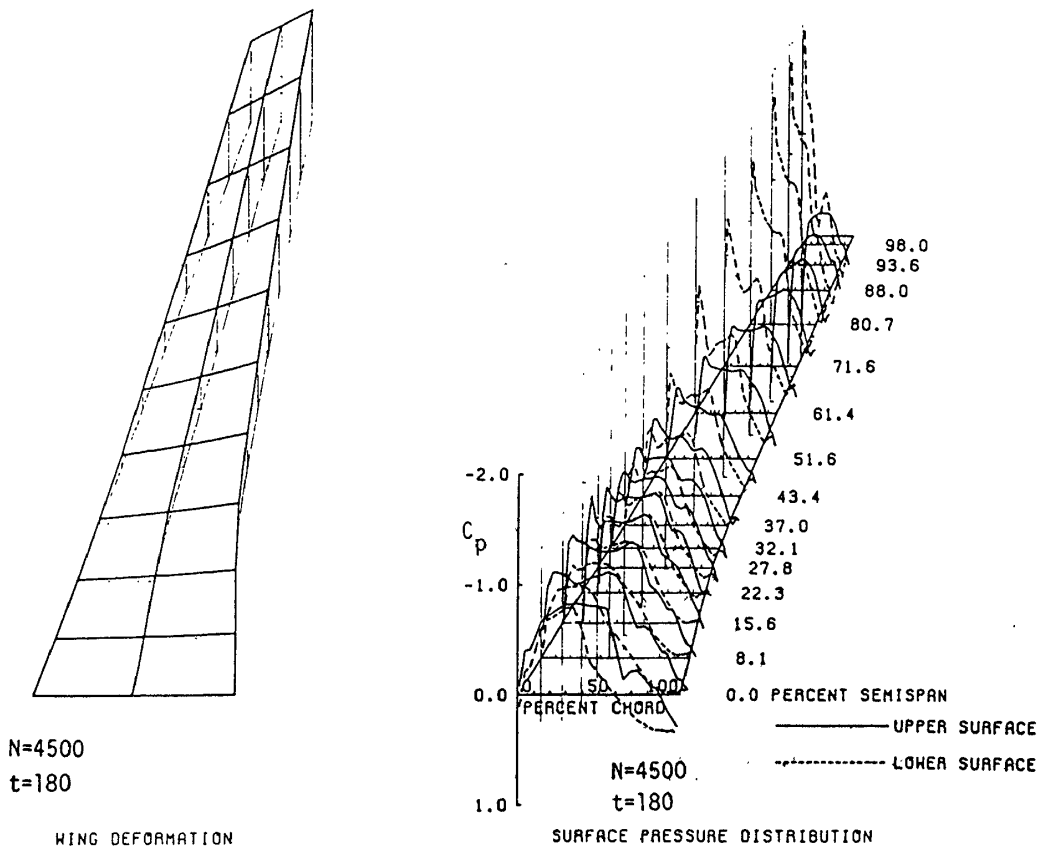


図 6b 翼の弾性変形状態と非定常圧力分布
($M_\infty = 0.80$, $\alpha = 1^\circ$, $q_D = 63.7 \text{ KPa}$)

USTF3を用いて計算した。計算を行なったのは、 $M_\infty = 0.80$, $\alpha = 1^\circ$ の場合で、振動振幅は 1° である。振動の無次元振動数 k は0.180で、これは図4の、 $M_\infty = 0.80$ におけるフラッタ限界において予測された値と同じである。ところで、図4に示された $\alpha = 1^\circ$ に対するフラッタ限界では、弾性変形によって翼端は平均的に約 4° ほど振り下げの状態になっている。したがって、この効果を考慮するために、ここで行なう非定常計算では、この剛翼に対して翼根から翼端にかけて $0^\circ \sim 4^\circ$ の振り下げを(3.5°の幾何学的振り下げの他に)加えることにする。

図7には、この翼の $M_\infty = 0.80$, $\alpha = 1^\circ$ における平均定常流の圧力分布が、翼幅方向の代表的な三つ

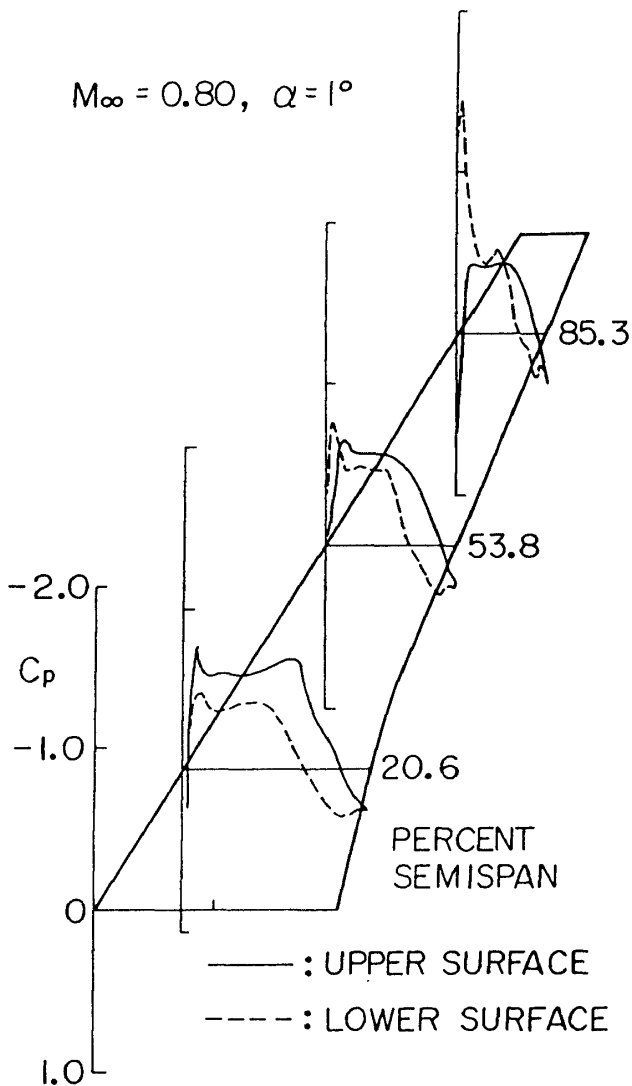


図7 定常圧力分布
(翼端で 3.5° の幾何学的振り下げの他に 4° の振り下げが加えられている)

のステーションについて示されている。図から明らかのように、85%半翼幅位置における下面の15%翼弦点付近に強い衝撃波が発生していることがわかる。図8にはこれに対応する、翼上下面における非定常圧力変動の非定常成分(翼の変位と同相および 90° 位相のずれた成分)が示されている。85%半翼幅位置における下面の15%翼弦点付近には、衝撃波の振動によって生じた鋭いピーク値が、同相成分および 90° 位相のずれた成分の両方に見られる。この、翼端下面における非定常圧力変動成分のピーク値が、この翼のTransonic Dip発生機構において、重要な役割を演じているのではないかと思われる。

4. あとがき

超臨界翼型を持つ高アスペクト比翼の遷音速におけるフラッタ特性を、数値シミュレーションによって予測し、実験結果と比較した。数値シミュレーションには、3次元完全ポテンシャル方程式に基づく汎用ソフトUSTF3を使用した。今回行なった計算の特徴は、リヤローディング型の超臨界翼の解析において重要となる乱流境界層の効果を近似的に考慮するために、2次元乱流境界層補正の手法をUSTF3に導入し、衝撃波の時間平均位置や強さに対して補正を行なっていることである。数値シミュレーションによって予測されたフラッタ限界値は実験値と良い一致を示し、特にフラッタ限界値が極小値を示すTransonic Dipの発生マッハ数やその時のフラッタ動圧が高精度で予測された。

さらに、Transonic Dipの底の付近での非定常空気の振舞いについても検討を行なった。

謝 辞

今回の数値シミュレーションの対象とした高アスペクト比主翼の平面形、翼形等に関するデータおよび全機模型に対する定常圧力分布データを提供していただき、また、これらのデータの公表も許可していただいた日本航空機開発協会の平岡康一氏に感謝致します。また、川崎重工の三戸成也、堀川英嗣、米本浩一の各氏には、フラッタ試験の詳細なデータやNASTRANによる解析結果を提供していただいた。ここに記して感謝の意を表します。

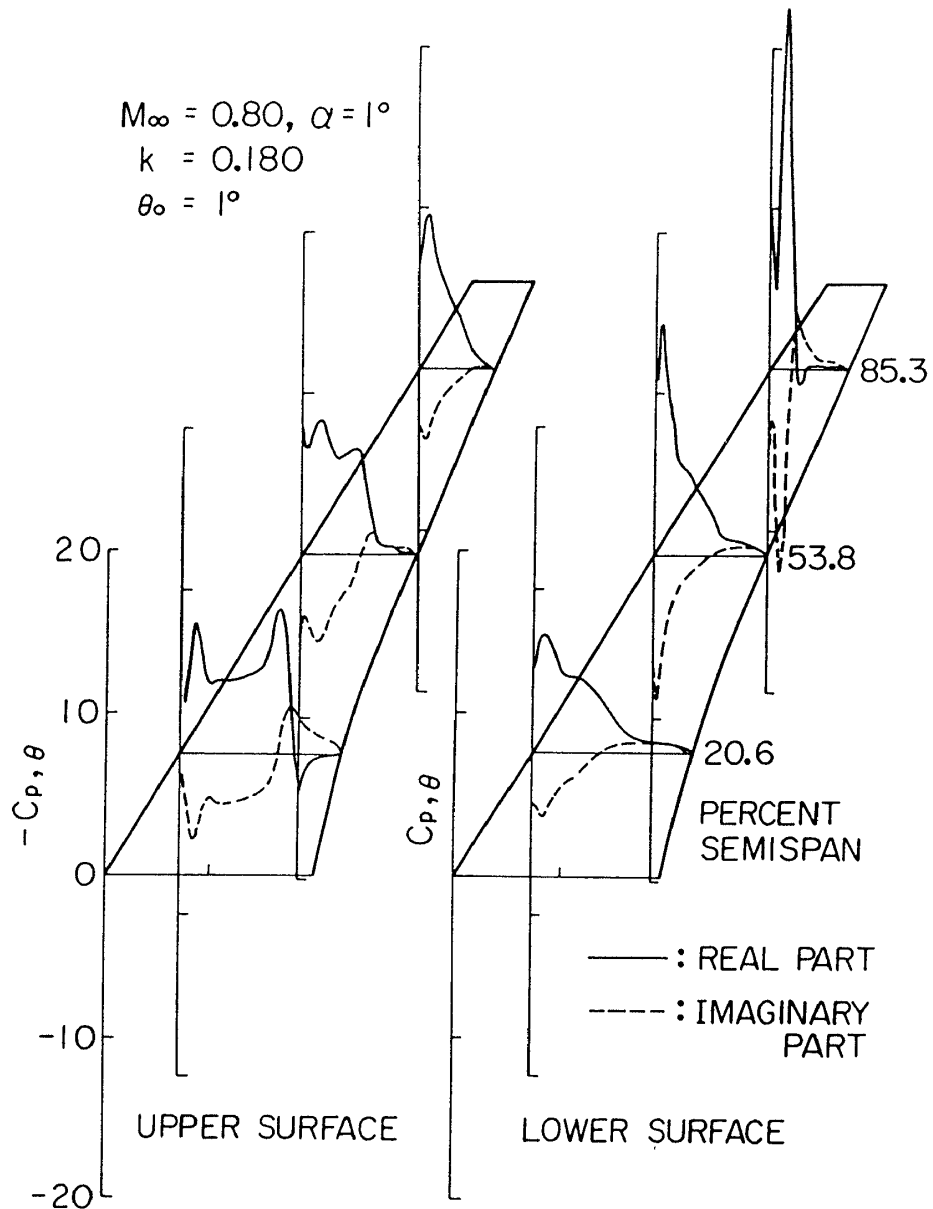


図8 弾性軸まわりにピッチング振動する高アスペクト比翼上下面の非定常圧力分布 (第1次高調波成分)

参 考 文 献

1. Traci, R.M., Albano, E.D., and Farr, J.L.: Small Disturbance Transonic Flows about Oscillating Airfoils and Planar Wings, AFFDL-TR-75-100, June 1975.
- 2) Weatherill, W.H., Sebastian, J.D., and Ehlers, F.E.; The Practical Application of a Finite Difference Method for Analyzing Transonic Flow over Oscillating Airfoils and Wings,

NASA CR-2933, 1978.

- 3) Borland, C.J., Rizzetta, D.P., and Yoshihara, H.; Numerical Solution of Three Dimensional Unsteady Transonic Flow Over Swept Wings, AIAA Journal, Vol. 20, No. 3, pp. 340-347, Mar. 1982.
- 4) Borland, C.J., and Rizzetta, D.P.; Nonlinear Transonic Flutter Analysis, AIAA Journal, Vol. 20, No. 11, 1606-1615, Nov. 1982.
- 5) Rizzetta, D.P., and Borland, C.J.; Numerical

- Solution of Three-Dimensional Unsteady Transonic Flow Over Wings Including Inviscid/Viscous Interaction, AIAA Paper 82-0352, AIAA 20th Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, Jan. 11-14, 1982.
- 6) Couston, M.P., and Angelini, J.J.: Extension of the Transonic Perturbation Approach to Three-Dimensional Problem, ONERA, T.P. n° 1981-147, 1981.
 - 7) Steger, J.L., and Caradonna, F.X.: A Conservative Implicit Finite Difference Algorithm for the Unsteady Transonic Full Potential Equation, AIAA Paper 80-1368, 13th Fluid and Plasma Dynamics Conference, Snowmass, Col, July 14-16, 1980.
 - 8) Isogai, K.: Calculation of Unsteady Transonic Potential Flow over Oscillating Three-Dimensional Wing, TR-706T, National Aerospace Laboratory, Japan, Mar. 1982.
 - 9) Isogai, K., and Suetsugu, K.: Numerical Simulation of Transonic Flutter of a supercritical Wing, TR-726T, National Aerospace Laboratory, Japan, Aug. 1982.
 - 10) Isogai, K., and Suetsugu, K.: Calculation of Unsteady Transonic Potential Flow over Three-Dimensional Wings with Oscillating Control Surfaces, TR-746, National Aerospace Laboratory, Japan, Dec. 1982.
 - 11) Sankar, N.L., Malone, J.B., and Tassa, Y.: An Implicit Conservative Algorithm for Steady and Unsteady Three-Dimensional Transonic Potential Flows, AIAA Paper 81-1016, AIAA Dynamics Specialists Conference, Atlanta, Georgia, April 9-10, 1981.
 - 12) Hounjet, M.H.L.: A Hybrid Field Pane/Finite Difference Method for 3-D Potential Unsteady Transonic Flow Calculations, AIAA Paper 83-1690, AIAA 16th Fluid and Plasma Dynamics Conference, Danvers, Massachusetts, July 12-14, 1983.
 - 13) Eastep, F.E., and Olsen, J.J.: Transonic Flutter Analysis of a Rectangular Wing with Conventional Airfoil Sections, AIAA Journal, Vol. 18, No. 10, pp. 1159-1164, Oct. 1980.
 - 14) Guruswamy, P., and Goorjian, P.M.: Comparisons Between Computations and Experimental Data in Unsteady Three-Dimensional Transonic Aerodynamics, Including Aeroelastic Applications, AIAA Paper 82-0690, 23rd AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, New Orleans, Louisiana, May 10-12, 1982.
 - 15) Myers, M.R., Guruswamy, P., and Goorjian, P.M.: Flutter Analysis of a Transport Wing Using XTRAN3S, AIAA Paper No. 83-0922, AIAA/ASME/ASCE/AHS 24th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Lake Tahoe, Nevada, May 2-4, 1983.
 - 16) Yonemoto, K., Horikawa, H., and Mito, S.: A Practical Method for Predicting Transonic Wing Flutter Phenomena, to be published.
 - 17) Isogai, K.: Numerical Study of Transonic Flutter of a Two-Dimensional Airfoil, TR-617T, National Aerospace Laboratory, Japan, July 1980.
 - 18) Edwards, J.W., Bennett, R.M., Whitlow, W.Jr., and Seidel, D.A.: Time-Marching Transonic Flutter Solutions Including Angle-of-Attack Effects, AIAA Paper No. 82-0685, 23rd AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, New Orleans, Louisiana, May 10-12, 1982.
 - 19) Bland, S.R., and Edwards, J.W.: Airfoil Shape and Thickness Effects on Transonic Airloads and Flutter, AIAA Paper 83-0959, AIAA/ASME/ASCE/AHS 24th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Lake Tahoe, Nevada, May 2-4,

- 1983.
- 20) Nash, J.G., and Macdonald, A.G.J.; The Calculation of Momentum Thickness in a Turbulent Boundary Layer at Mach Numbers up to Unity, Aeronautical Research Council C.P. No. 963, London, 1967.
- 21) Bauer, F., and Korn, D.; Computer Simulation of Transonic Flow Past Airfoils with Boundary Layer Correction, Second AIAA Conference on Computational Fluid Dynamics, Hartford, Connecticut, June 1975.
- 22) Carlson, L.A.; TRANDES: A Fortran Program for Transonic Airfoil Analysis or Design, NASA CR-2821, 1977.
- 23) Newman, P.A., Carter, J.E., and Davis, R.M.; Interaction of a Two-Dimensional Strip Boundary Layer with a Three-Dimensional Transonic Swept-Wing Code, NASA TM 78640, March 1978.
- 24) Jameson, A., and Caughey, D.A.; Numerical Calculation of the Transonic Flow Past a Swept-Wing, ERDA Research and Development Report COO-3077-140, 1977.