振動翼まわりの非定常空力解析について*1

中 道 二 郎*2

Key Words: Unsteady Aerodynamics, Oscillating Wing, Aeroelasticity, CFD

1. は じ め に

実際の流れは、多かれ少なかれ非定常要素を含む。空気力解析といえば、殆どナビエ・ストークス方程式に基づく流れの解析を意味する現在、定常、非定常の区別の必要はないし、またその意味も薄れる。さらに、昨今のCFDは、多種多様な現象を扱っており数多くの成果が発表されている。そこでポイントを絞ることにし、ここでは、航空機（固定翼機）に関連する非定常境界条件での遷音速空力計算という意味で話を進める。具体的には、遷音速域での空力弾性現象、振動翼まわりの流れが興味の対象であるとう理解戴きたい。さらに、非定常ナビエ・ストークス方程式の数値積分が盛んに行われる現在、非粘性流れ等の古典的な手法は忘れられがちであるが、航空機の設計という立場、主にコストおよびサイクル効率の面から、それらは有効に使われるべきである。それらについても簡単にレビューする。

2. 対 象 領 域

Edwards は文献 1) の中で固定翼機まわりの遷音速流れを、空力弾性問題と非定常空気力の計算の重要性と考え合わせ、次の 3 つのタイプに分けて説明して

いる。流れの剥離の度合に対し、タイプ I は完全に付着した流れ、タイプ III は、完全に剥離した流れ、その中間にタイプ II として、部分的に剥離した領域が生じる流れである。第 1 図にマッハ数と全機揚力係数 C_L あるいは迎角をパラメタにしてその領域を概念的に示している。通常の航空機はタイプ I 内、あるいは、タイプ II に近い辺りに巡航設計点が選ばれる。この領域の解析手法は主にポテンシャル流で取り扱われ、そのツールの整備は概ね完了している。マッハ数あるいは C_L の増加に従いタイプ II の流れに移行するが、局所的な剥離は航空機まわりの流れの非定常性に大きな影響を与えることもあり、種々の空力弾性問題を誘発するので非常に重要な領域である。特に遷音速領域では、翼面上の衝撃波と境界層の干渉による衝撃波剥離の現象はショックストールフラッタ等²⁾興味あるかつ重要な現象を引き起こす。さらに、低速域では C_L (迎角) が増加する領域では、大規模な剥離を伴い剥離渦の挙動が支配的となりストールフラッタあるいはパフエット等の空力弾性問題^{3,4)}が生じる。本稿では、対象とする流れをタイプ I ~ III で呼ぶことにする。

第 2 図は遷音速領域におけるフラッタと非定常空力を議論する場合のお馴染みの図である。マッハ数と動圧をパラメタとして典型的な高アスペクト比後退翼のフラッタ限界値を示してある。迎角が比較的小さい場合で、かつ圧縮性が無視できる範囲では古典的な非定常線形揚力面理論で予知されるフラッタ動圧は非常に良い近似を与え、線形理論の前縁における非定常空気力の特異性による非定常空気力の過大評価が一因となって、一般的には安全側に計算されることが知られている。圧縮性の影響と共に線形理論と実際の安定限界値にずれが生じ、あるマッハ数で極端にフラッタ限界が落ち込む。いわゆる遷音速ディップと呼ばれるものであり、基本的にはポテンシャル流れで説明できる⁵⁾。この領域で迎角が増すとフラッタ限界値はマッハ数に対して、さらに急激に変化することも知られている。後者は衝撃波/境界層/剥離/再付着等、複雑な

著 者 紹 介

中道 二郎 (正会員)

昭和 25 年生。大阪府出身。昭和 54 年東京大学大学院工学系研究科博士課程修了。同年航空宇宙技術研究所入所。昭和 59 年科学技術庁長期在外研究員 NASA Ames 研究所研究員。現在、構造力学部空力弾性研究室室長。空力弾性学、非定常空気力学、CFD の研究に従事。工学博士、AIAA 会員。

*1 平成 7 年 7 月 3 日原稿受理 Unsteady Aerodynamics Analyses around Oscillating Airfoils

*2 航空宇宙技術研究所構造力学部 Jiro NAKAMICHI

第1図 流れの対象領域¹⁾ 第2図 遷音速域における安定限界¹⁾

現象が絡むものと予想されているが²⁾、未だ、計算による定量的な説明は付けられていない。超音速領域では、衝撃波が翼面上から離れるため、フラッタ動圧は急激に上昇することになる。遷音速領域の非定常空気力計算が重要視されるのは、以上の理由からである。

3. 非定常空気力学のモデル化

定常の空気力学と同様であるが振動翼の非定常空気力学において、その目的と現象によって数学的モデルが選ばれる。高度なモデルの順に書き並べると、

ナビエ・ストークス方程式 (Full, Thin-Layer)

オイラー方程式

完全ポテンシャル方程式

遷音速微小擾乱方程式

線形揚力面理論

となる。この内、線形揚力面理論は、時間方向にも勿論線形化されており、最終的には積分方程式の形で示される。また、遷音速微小擾乱方程式は、一般には衝撃波を捕獲し得る最少限の非線形項を残したものであり、解を得るには、最終的にCFDに頼らざるを得ない。また、遷音速微小擾乱方程式は定常解まわりに、時間方向に線形化が可能である。この線形化は、衝撃波も定常解まわりに調和振動をしていると仮定し得る場合 (Tijdeman²⁾ の言ういわゆる A タイプ) は有効である。一般に時間方向に線形化された方程式の解は、U-g 法等のフラッタ解析に使用され構造設計の初期

の段階で非常に有用である³⁾。

CFD による非粘性モデルに対しては、境界層補正を施した計算が行われる。ナビエ・ストークスに関しては、物理現象、レイノルズ数範囲を勘案して、層流計算、および乱流モデルを導入した乱流計算が行われる。

4. 非粘性流解析

4.1 線形揚力面理論 揚力面理論は、翼面上に衝撃波が生じる遷音速域においては、非定常空力の算定能力はないが、亜音速、超音速 (タイプ I) ではその威力を発揮する。

線形非定常ポテンシャル基礎方程式の特異解 (Pressure Doublet) を用いて積分方程式に帰着させる方法が採られる。Albano, Rodden⁶⁾ の Doublet Lattice Method (DLM) は現在も、頻繁に使われており、NASTRAN の空力弾性版にも組み込まれている。日本でも、揚力面理論の解法については、Ueda 等^{7,8)} の研究がある。Ueda は、従来の核関数の評価に近似があった手法に対し、核関数を級数展開し各項別に積分を解析的に実行することにより、核関数を無限級数の形で示した (Doublet Point Method (DPM))。高アスペクト比翼の場合のスパン方向分割に若干の注意が必要であるが適用可能な無次元振動数範囲にも制約がなく非常に有効な手法である。また、揚力面理論については他にも、Hounjet⁹⁾、Liu 等¹⁰⁾ の研究等数多くある。

4.2 パネル法 パネル法では基礎方程式の特異解、吹き出しおよび複吹き出しが用いられる。Morino¹¹⁾ によってその方法が確立された。この手法の利点は、揚力面理論とは異なり、翼の厚さの影響を考慮でき、複雑な任意の形状まわりの計算ができることにある。しかし、適用範囲が亜音速、超音速 (タイプ I) に限られ、遷音速領域では適用できない。マッハ数 0.6 程度以下で、無次元振動数については、比較的高いところまでも計算可能で良好な結果が得られる。

4.3 非線形ポテンシャル流 遷音速域ではタイプ

Iであっても、衝撃波の挙動を推算するには、線形理論では不可能である。衝撃波を捕まえる為の最も簡単なモデルは遷音速微小擾乱方程式である。ポテンシャル理論において線形化を行い、かつ衝撃波を捕まえるために必要最少限の非線形項を残したものである。

Marman¹²⁾の差分法による衝撃波捕獲法の‘発見’以来、大いにその計算法は進展した。LTRAN2, LTRAN3, XTRAN3^{13,14)}は共に遷音速微小擾乱方程式を時間依存型式で解くものであり、1970年代後半から80年代にかけて開発された。これらのコードでは、超音速領域では風上差分、亜音速領域では中心差分で基礎方程式を離散化し、AF (Approximate Factorization)の手法で積分するものである。伸縮型の直交格子を用い、翼面等の境界条件はすべて、振動中の平均位置で合致させる。基礎方程式の近似の仕方にも工夫があり、ポテンシャル流れではあるが衝撃波の位置および強さは実験結果に近く計算される場合が多い。普遍性はないが現象との比較から使い方によっては好都合な場合がある。

XTRAN3Sは、Batina等によってさらに改良を加えられ、NASA LaRCにおいて空力弾性問題の解析ツールCAP-TSD (Computational Aeroelasticity Program-Transonic Small Disturbance)として開発整備されてきた¹⁵⁾。全機形態まわりの空力弾性解析が可能となっている。これらの成果は多くの文献に詳しく^{16~18)}。

さらに遷音速領域での解析精度の向上を目的とし微小擾乱の制約を除いた完全ポテンシャル方程式を数学モデルとする差分コードがある。これらも、タイプIで使われる。

Isogai^{19,20)}は、準保存形、回転差分を用い半陰解法(SLOR法)時間依存型式で非定常完全ポテンシャル方程式を積分した。格子は伸縮型の直交格子を使い物体表面には沿っていないが、内挿法を用いて各時刻における翼面位置で境界条件を合せている。これは、AGARADの標準模型のひとつであるNORAの翼に適用され、実験結果と比較して検証されている。さらに、高アスペクト比翼のフラッタシミュレーションも実施され、遷音速ディップを精度良く捉えている。

Shankar等²¹⁾のコードでは完全ポテンシャル方程式に一般曲線座標の定式化を採用した。境界条件は物体面上で時々刻々合わせられている。ポテンシャル流れに一般曲線座標を適用したのは彼等が初めてである。

完全ポテンシャル計算は他に数多くあるが、参考文献を挙げるに留める^{21~23)}。

4.4 オイラー計算 オイラー方程式を差分法で解く試みがなされたのはMagnus, Yoshiharaの研究が

始めてである^{24,25)}。彼等はピッチング運動するNACA 64A410翼まわりのオイラー方程式の非定常解を差分法(Lax-Wendroff法)を用いて計算した。用いた格子は直交格子と翼まわりの曲線格子を組合せたものであり、翼近傍とその他の領域を3種類、および3段階の疎密の格子に分けている。計算されたマッハ数は0.72、無次元振動数(翼弦長基準、以下同様)は0.2~1.0の範囲で試みられている。翼面上の衝撃波の動きが顕著に捉えられている。またNACA 64Aシリーズの対称6%翼のフラップの振動についても、マッハ数0.875、無次元振動数0.468の条件で興味ある計算結果を発表している。

その後、オイラー方程式を解くための計算スキームが数多く発表された。Beam, Warming^{26,27)}は1970年代にオイラー方程式をいわゆるADI (Alternating Direction Implicit)方式で解く為のスキームを開発した。収束性と安定性を重視した完全陰解法のひとつである。オイラー方程式の解法は直接ナビエ・ストークス方程式に適用可能である。

最近のオイラー計算では、NASA LaRCでの計算が目立っている。Batina等は、有限体積法を用いて非構造格子で全機形態、搭載物付きの非定常計算を日常茶飯事で行っている。勿論、空力弾性解析も可能で多くの成果を発表している^{28~30)}。

5. 粘性流計算

CFDの分野では常識であるが、ナビエ・ストークス方程式にも幾つかの近似が行われる。現時点では、コンピュータの記憶容量が十分でないため、すべての方向に密な格子網を用いることは不可能である。粘性が最も効くのは物体表面近くであり、かつ境界層の中である。故に物体表面に垂直な方向には極めて密な、表面に沿う方向には粗い格子が使われる。それに対応して粘性項において物体表面に垂直な方向の微分項のみを評価することが多い。いわゆる薄層(Thin-Layer)近似ナビエ・ストークス方程式である。現在、ナビエ・ストークス計算の大部分はこの近似が導入されている。

振動翼まわりの粘性流の解析に関して簡単にレビューする。空力弾性の分野と関連し、ナビエ・ストークス方程式による振動翼数値シミュレーションは、スーパーコンピュータの発展と相俟って、今日までに大きな発展を遂げた。また、それらを解くための計算スキームに関する研究も盛んに行われ、今日では膨大な未知数を比較的効率よく取り扱うことができる。

Stegerらはナビエ・ストークス方程式を一般曲線座標系で解くことを試みた。先のBeam-Warming ADI

スキームはこの一般曲線座標系で書かれたナビエ・ストークス方程式に適用された³¹⁾。これ以後、粘性流に関しては、定常解析のみならず非定常解析についても、かなり複雑な形状まわりについても、対象となる物体まわりの一般曲線座標、つまり格子網が得られれば一応可能となる段階に至った。以下に幾つかの検証例を挙げる。

Chyu, Davis³²⁾等は Steger 等のプログラムと同類のプログラムを構築し、振動する翼回りの移動格子網を用い、2次元振動翼まわりの流れを計算した。Chyu, Kuwahara³³⁾等は2次元非定常振動翼まわりの流れを計算し翼面上の衝撃波と境界層の干渉による剥離を含む流れを計算した。さらに Kuwahara, Shida³⁴⁾は Chyu 等の研究を拡張し、大迎角、大振幅の振動翼まわりの計算をしている。

最近の検証例では、NASA Ames の成果が突出している。

Obayashi 等³⁵⁾は、回転差分 (Rotated Difference) の手法を用いて薄層近似ナビエ・ストークス方程式を差分化し、LU-ADI および通常の ADI で積分した。これらのコードは ENSAERO として NASA で整備されている。50%コード軸まわり、 $k=0.27$ でピッチング運動する AGARD の矩形翼 ($AR=4$) の非粘性非定常流れ ($M=0.8$) を計算し、格子点数への依存、時間積分ステップ幅の影響等を調べた。さらに、F-5 Wing ($AR=2.98$, $TR=0.31$, 前縁後退角 32°) まわりの粘性非定常計算を行っている。レイノルズ数 9×10^6 、マッハ数 0.8 および 1.3 、いずれも微小振幅である。用いた格子点数は最大 $151 \times 25 \times 30$ でナビエ・ストークス計算では十分とは言えないが、他のスキームおよび実験と比較し良好な結果を得ている。

Obayashi 等³⁶⁾は、舵面振動中のアローウイング、翼胴結合体まわりの非定常空力計算も行っている ($AR=1.65$, $TR=0.1$)。胴体に対称流、非対称流の計算を行っており、非対称計算には合計 100 万点以上の格子点を使っている。マッハ数 0.85 、迎角 7.93° 、レイノルズ数 9.5×10^6 の条件で舵面を 8.3° の振幅、15 Hz の振動数で加振した場合をシミュレーションした。非定常成分の実験値との比較はないが、後流の渦の構造等非定常現象が克明に捉えられている。航空宇宙技術研究所でも SST の研究が本格的に開始された現在、興味ある計算例であると考ええる。

さらに、Obayashi 等³⁷⁾は、ENSAERO を用いて、マッハ数 0.9 、レイノルズ数 1.52×10^6 の条件で翼胴結合体のランプ応答の計算を行っている。格子点数は最大 47 万点程度で十分ではないが、大局的には定量的にも定性的にも合理的な計算結果が示されている。

220,000 点の格子での解は積分時間ステップ幅および格子の形態 (Zonal Grid) に依存する。扱っている無次元角速度は、 $A(= \dot{\alpha} c / U) = 0.05 \sim 0.1$ である。この計算例では高周波成分が含まれているため、これらに対応し得る十分小さい格子幅および Δt が必要となる。また一般的に、分割格子を用いた非定常計算の各領域での境界条件の扱いには未だ問題点が残ると考えられる。

さらに、ENSAERO³⁸⁾は、遷音速におけるタイプ II~III の流れにも踏込み、前縁後退角 50° 、テイパー比 0.142 の Clopped Delta 翼の前縁剥離渦と衝撃波を含む流れに適用されている。この干渉問題は、低アスペクト比、後退翼でしばしば生じる。マッハ数は 0.9 、平均迎角 4° 、レイノルズ数は 17.6×10^6 である。65%翼根軸まわりに微小振幅で無次元振動数 $k=0.591$ のピッチング運動している場合であり、衝撃波および前縁剥離渦によって生じる非定常圧力成分のピークが比較的シャープに捉えられている。使われている格子点数は約 25 万点である。

Kandil 等³⁹⁾は、 65° のシャープな前縁をもつデルタ翼の 25%翼根軸まわりのピッチング運動を計算している。平均迎角 20° 、マッハ数およびレイノルズ数は、それぞれ 0.85 、 3.23×10^6 である。振幅は微小で 4° であるが、無次元振動数は π と我々の取り扱う現象と比較すれば異常に高い。用いている格子点は O-H タイプで約 89 万点である。ピッチング振動中の渦の周期的な現象を定性的に説明している。これは、完全にタイプ III の流れである。

Kandil 等⁴⁰⁾は、垂直尾翼のパフエットのシミュレーションをしている。目的は、タイプ III の環境で、デルタ翼から放出される渦の崩壊後の流れが垂直尾翼に及ぼす影響を調べることである。主翼は前縁後退角 76° のシャープな前縁をもつデルタ翼 ($AR=1$)、垂直尾翼は $AR=1$ の矩形翼でモデル化し (胴体のモデル化はない) 対称面に置く。風上差分、FVS (Flux Vector Splitting)、有限体積法の手法でフルナビエ・ストークスを時間依存型式で積分している。迎角 35° 、マッハ数 0.4 、レイノルズ数 $10,000$ で計算、用いている格子点はこの場合も約 89 万点である。主翼前縁からの渦の生成、渦崩壊後流の非定常空力力による垂直尾翼の応答は合理的に捉えられてはいるが、パフエット現象をシミュレートするまでには至っていない。

6. 今後の課題

ナビエ・ストークス計算に関する今後の課題について言及する。

6.1 計算時間について 1990年代になってからは、大型計算機の開発およびその能力に大きな変革があった。いわゆるパラレル・スーパーコンピュータの出現である。従来の計算機の演算速度および記憶容量の双方の面で100倍以上の能力を有する計算機である。現在、航空宇宙技術研究所のNWT (Numerical Wind Tunnel, 数値風洞) の計算能力は最大100 GFLOPSを越える。

Edwardsは、文献1)で、空力弾性問題のCFDによるシミュレーションで、微小擾乱方程式 (境界層補正を含めたモデル) からナビエ・ストークス方程式までの必要計算時間の推算を行っている。その中で、現時点でシミュレーションが最も困難な空力弾性問題は、垂直尾翼のパフティングであろうとしている。

昨今、定常では完全な全機形態のナビエ・ストークス計算が可能となっている。全機形態に対して先に述べたKandil等の解析と同様の計算を実行して、尾翼のパフエットを調べる解析に必要な計算コストを見積もると以下の様になる。

無次元振動数 0.3

時間積分ステップ幅 0.001

格子点数 10×10^6 点

PE使用台数 20台

として 約20時間/1周期

6.2 非定常計算のスキーム 本稿で対象としている現象の数値計算はハードの性能が伸びても常に計算コスト (時間) がクリティカルとなる。高性能のハードと並行して計算効率、および精度の良いソフトの開発が片方の重要事項となる。同類の大規模計算の発展の見通しを良くするために、非定常問題における積分スキームについてコメントする。

従来、AF (Approximated Factorization), ADI (Alternating Direction Implicit),あるいは、LU-ADI等の積分法が盛んにナビエ・ストークス方程式の積分に使われている。通常積分スキームは、初期の段階で鋭意定常問題に適用されその検証が進められる。非定常問題に拡張、適用されるのは一般に過去の例からは、5~10年の定常問題での検証を終えてからのことになる。多かれ少なかれ問題点は残るが、非定常問題に適用可能なためのスキームの条件として

1) 時間依存形式で積分可能であり、扱う現象の範囲内で計算結果が時間ステップ幅に極力依存しないこと

2) 時間依存形式での積分で十分な安定性の保証があり、現実的な計算時間で対象とする現象の解析が可能であること

3) 時間応答に人工的なフェイズの遅れ、および減

衰が極力小さく抑えられること

4) 移動格子の条件下で一樣流が実現し得ること等が挙げられる。

一般に、計算時間クリティカルの理由からナビエ・ストークス方程式の積分には陰解法が選ばれる。この積分法には、ADI等のTime Marchingおよび非定常残差法のふたつがある。現在、大部分の計算が前者で行われており、多くの成果を挙げている。後者は、時間項を含めた非定常差分式の残差を時間方向に各ステップで許容範囲にする方法であり、通常各時間ステップで収束させるための繰り返し計算 (Inner-Iteration) が、さらに必要となる。この方法は、安定性にすぐれており、時間ステップ幅 Δt が大きくとれる。しかしながら、現象解明のための効率はInner-Iterationの回数に左右され Δt と全体の繰り返し数とのTrade-offになることは明らかである。

Hixon等^(41,42)は、3次元振動翼まわりの非定常空力の計算効率を高めるため、非定常差分方程式の時間項を含む残差を一種の共役勾配法を用いて各時間レベルで最少にしつつ非定常計算を進める方法を提案している。この手法の場合、時間ステップ幅を20倍にして、各ステップでの繰り返し数5回で通常のADIと同等の計算結果が得られる。さらに、各時間ステップで定常計算と同様、収束を加速するための局所時間積分幅を採用できるのもメリットである。全体として、必要な長さの無次元時間を積分するのに、通常のADIに比し60%以上のコストが節約できることを示している。

一方、Matsuno⁽⁴³⁾は、オイラー方程式の積分を行うのに、非定常項に $(x-1)$ 点の時間方向後退差分を用いた x 次の時間精度の非定常差分方程式の残差をNewton法を用いて許容範囲まで落とすことにより、非定常計算の精度を上げている (δx スキーム)。この手法の特徴は、各時間ステップで $(x-1)$ 回の繰り返し計算を行うことにより、 x 次の時間精度の解が得られる点にある。

Alonso等⁽⁴⁴⁾も同様にオイラー方程式を時間積分するのに空間的には有限体積分法を用い、時間項に3次の後退差分を適用した非定常差分式の残差を各時間ステップ毎にゼロとする方法を用いている。さらに疑似時間パラメータを導入し、5段階Runge-Kutta法を用いて計算を進めている。この手法を用いて2次元翼のフラッタをシミュレーションしている。微小振幅で付着した流れであるが、無次元振動数0.4で1周期8回の時間ステップで3次精度の解を得ているのは従来の手法と比べ驚異的である。因みにCFL数は最も小さいcellで12,000と報告している。

陽解法では CFL 数の制約から、計算コストの大幅な増大となり現在ターゲットとされている大規模計算には不利であろう。精度その他においては、正当な計算を行う限り陰解法に較べ優れている場合が多い。制御問題等でしばしば用いられる Runge-Kutta 法を用いて積分するのはその内のひとつである。

さらに、Time Marching 法では、線形化の方法 (Jacobi Matrix の評価) によって、時間精度への影響、元の非線形方程式が備えている特性が損われる危険性がある⁴⁵⁾。また、一般曲線座標における定式化においても差分法で移動格子を離散化する際には、保存則あるいは一様流性を失うのが一般である。この場合は、差分においても有限体積法的な取扱いが必要となる⁴⁶⁾。注意を要する。

6.3 乱流モデル 数多くの振動翼まわりの非定常空力の CFD の成果が発表されているが大規模な計算では用いている乱流モデルは、すべて Baldwin-Lomax の代数モデルである。振動翼まわりの計算に限らないが、非定常性の強い流れ、大規模な剝離のある流れ、あるいは衝撃波と境界層の干渉がある流れでは、圧力分布あるいはその積分値が実験と合わない場合が多い。この原因は主に乱流モデルの不適用によるものと考えられる。振動翼計算の場合は長時間の積分を時間依存型式で行う必要があるため robust な乱流モデルが選ばれてしまう。

Dindar 等⁴⁷⁾ は、NACA0012 翼のマッハ数 0.3、平均迎角 10° 、振幅 5° 、無次元振動数 0.2、レイノルズ数 4×10^6 の条件でのダイナミックストールの計算を行い、乱流剪断応力の時間履歴が考慮できる Johnson-King モデルと Baldwin-Lomax 代数モデル等^{48,49)} との比較を行っている。Johnson-King モデルを用いた場合に、 $Cl-\alpha$ および $Cm-\alpha$ ヒステリシス曲線が大幅に改善し得ることを示している。

また、Ekaterinaris 等⁵⁰⁾ は、複数の翼型に対して、Baldwin-Lomax モデル、 $k-\epsilon$ モデル、 $k-\omega$ モデル等の乱流モデルを用いてダイナミックストールにおけるヒステリシスを比較している。

7. 今後の展望

航空の分野での非定常空気力学の主たる目的は、飛行力学あるいは空力弾性の問題を解明することであろう。最近のスーパーコンピュータの性能と CFD の発展は全機のまわりの流れをナビエ・ストークス方程式で解くことまで可能にした。近い将来全機の弾性モードまでも考慮した飛行シミュレーションも夢では無くなってきた。

現状では、先に紹介したすばらしい計算があるが、

未だ検証段階である。今後、開発された高度なレベルのコードを用いて、タイプ II, III の領域の空力弾性現象の解明へ努力が向けられるであろう。例えば、ショック/ストールフラッタを例に上げても、定性的な説明はし得るものの定量的には、未だ完全ではない。また、遷音速バズに関しても同様のことが言える。乱流モデルの改良/開発に大きく依存すると考えられるが、更なる努力が期待される。

振動翼まわりの流れの数値シミュレーションは、多くの場合空力設計のみならず、構造/材料、制御の分野でも期待される。大規模計算をシミュレーションの一方向のみに使うのではなく、設計のツールとして有効かつ効率的に利用することを考える必要がある。例えば、ACT あるいは空力弾性テイリングの効果を検証するためのナビエ・ストークスによる数値シミュレーションは、ある程度可能である。制御則の設計、複合材配勾角の設計に CFD の精度の良い結果を有効に使うことが望まれる。

将来、もう一世代、コンピュータの性能が高められることは十分希望が持てる。振動する全機形態まわりの流れが可能になろう。CFD に期待されることとしては、

1) 制御の分野、特に飛行シミュレータに対して静的および、特に、動的安定微係数を供給できる。風洞試験での、動的安定微係数の測定は非常に困難である。

2) 制御舵面の効きあるいはそのヒンジモーメントの精度の良い計算、フラッタあるいは突風荷重軽減のための精度の良い ACT 数値シミュレーションが可能となろう。

3) 高迎角の全機形態まわりの流れを十分な格子点を使って解くことにより、渦の発生、放出伝ぱん崩壊の過程をくまなくシミュレートすることにより、尾翼のパフエット、それによる構造疲労といった問題のひとつのデータにも繋がる。

最後に、非定常空力関連の CFD 検証のための実験データが絶対的に不足している。精度の良い非定常空力試験は非常に困難である。例えば、強制加振される振動翼関連の試験においても、通常模型は弾性翼として扱う必要がある。CFD の検証用データとしては、翼面上の圧力履歴のみならず弾性振動モードまでもデータとして提供する必要がある。これらの試験は極めて高度な試験技術と費用を要する。非定常問題で CFD の成果を将来大いに利用するためにも、多少の投資が必要な時期である。

AGARD では 1982 年に 2 次元振動翼 (NACA0012, NACA64A010 等) および 3 次元振動翼 (NORA,

LANN 等) の非定常空力試験の結果を纏め CFD 検証用データとして提供しているが (R702)⁵¹⁾, 最近, 今日の CFD の進歩に対応すべくさらに精度の高い高度な非定常空力の測定結果を纏める動きがあり, データ提供できる可能性のある試験あるいは試験計画の調査を世界的に行っている⁵²⁾

NASA LaRC では, PAPA (Plunging And Pitching Apparatus) を用いた 2 次元あるいは 3 次元振動翼の非定常空力測定あるいはフラッタ試験を NASA Benchmark Models Program として継続的に行っている. また欧州では, European Aeroelastic Models Program として同様の試験を各国共同で行っている. 我が国でも同様の努力が必要である.

8. お わ り に

航空宇宙技術研究所には, 最大速度 100 GFLOPS を越えるパラレルスーパーコンピュータも稼働しており, 今まで解明が困難とされてきた非定常空力現象も解析可能となりつつある. 本解説では, 計算結果に関する図表等は転載しなかったが, 読者は文献を参照することにより CFD 特有の印象深いグラフィックを楽しむことができる.

参 考 文 献

- 1) Edwards, J.: Current Status of Computational Methods for Transonic Unsteady Aerodynamics and Aeroelastic Applications, *Computing Systems in Engineering*, **3**, 5 (1992), pp. 545-569.
- 2) Tijdeman, H.: Investigation of the Transonic Flow around Oscillating Airfoils, NLR-TR 77090, Dec. 1977.
- 3) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H. and Halfman, R. L.: *Aeroelasticity*, Addison-Wesley, Massachusetts, 1955.
- 4) 鷲津久一郎: 空力弾性学, 応用力学講座 18, 共立出版, 東京, 1957.
- 5) Isogai, K.: Numerical Study of Transonic Flutter of a Two Dimensional Airfoil, NAL TR-716, July 1980.
- 6) Albano, E. and Rodden, W. P.: A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows, *AIAA J.*, **7** (1969), pp. 279-285.
- 7) Ueda, T. and Dowell, E. H.: A New Solution Method for Lifting Surface in Subsonic Flow, *AIAA J.*, **20** (1984), pp. 348-355.
- 8) Ueda, T. and Dowell, E. H.: Doublet Point Method for Supersonic Unsteady Lifting Surfaces, *AIAA J.*, **22** (1984), pp. 179-186.
- 9) Hounjet, M. H. L.: Transonic Panel Method to Determine Loads on Oscillating Airfoils with Shocks, *AIAA J.*, **19** (1981), pp. 559-566.
- 10) Liu, D. D., Lee, H. W. and Chen, P. C.: Unsteady Subsonic Aerodynamics for Bodies and Wings with External Stores Including Wake Effect, Paper 91-060 International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Aachen, FRG, June 1991.
- 11) Morino, L.: Steady, Oscillatory and Unsteady Subsonic and Supersonic Aerodynamics Production, Vol. 1, Theoretical Manual, NASA CR-159130, Jan. 1980.
- 12) Marman, E. M.: Analysis of Embedded Shock Wave Calculated by Relaxation Method, *AIAA J.*, **12** (1974), pp. 623-626.
- 13) Ballhaus, W. F. and Goorjian, P. M.: Implicit Finite-Difference Computations of Unsteady Transonic Flows about Airfoils, *AIAA J.*, **15** (1977), pp. 1728-1735.
- 14) Ballhaus, W. F. and Goorjian, P. M.: Computation of Unsteady Transonic Flows by the Indicial Method, *AIAA J.*, **16** (1978), pp. 117-124.
- 15) Batina, J. T.: An Efficient Algorithm for Solution of the Unsteady Transonic Small-Disturbance Equation, *AIAA Paper 87-0109*, Reno, NV, Jan. 1987.
- 16) Bennett, R. M., Batina, J. T. and Cunningham, H. J.: Wing-Flutter Calculations with the CAP-TSD Unsteady Transonic Small-Disturbance Program, *J. Aircraft*, **26** (1989), pp. 876-882.
- 17) Goorjian, P. M. and Guruswamy, G. P.: Unsteady Transonic Aerodynamic and Aeroelastic Calculations about Airfoils and Wings, NASA TM-85886, Aug. 1984.
- 18) Batina, J. T., Seidel, D. A., Bland, S. R. and Bennett, R. M.: Unsteady Transonic Flow Calculations for Realistic Aircraft Configurations, *J. Aircraft*, **26** (1989), pp. 21-28.
- 19) Isogai, K.: Unsteady Transonic Flow over Oscillating Circular-Arc Airfoils, *AIAA Paper 74-360*, Apr. 1974.
- 20) Isogai, K.: Calculation of Unsteady Transonic Potential Flow over Oscillating Three-Dimensional Wings, NAL TR-706T, March 1982.
- 21) Shankar, V., Ide, H., Gorski, J. and Osher, S.: A Fast Time-Accurate Unsteady Full Potential Scheme, *AIAA Paper 85-1512*, July 1985.
- 22) Malone, J. B. and Sankar, N. L.: Numerical Simulation of Two-Dimensional Unsteady Transonic Flows Using the Full Potential Equation, *AIAA J.*, **22** (1984), pp. 1035-1041.
- 23) Sankar, N. L., Malone, J. B. and Tassa, Y.: An Implicit Conservative Algorithm for Steady and Unsteady Transonic Potential Flows, *AIAA Paper 81-1016*, June 1981.
- 24) Magnus, R. and Yoshihara, H.: Calculation of Transonic Flow over Oscillating Airfoil, *AIAA Paper 75-098*, 1975.
- 25) Magnus, R. and Yoshihara, H.: The Transonic Oscillating Flap, *AIAA Paper 76-327*, 1975.
- 26) Beam, R. M. and Warming, R. F.: An Implicit Scheme for the Compressible Navier-Stokes Equations, *AIAA J.*, **16** (1978), pp. 393-402.
- 27) Beam, R. M. and Warming, R. F.: An Implicit Finite-Difference Algorithm for Hyperbolic Systems in Conservation Law Form, *J. Computational Physics*, **22** (1976), pp. 87-110.
- 28) Batina, J. T.: Unsteady Euler Algorithm with Unstructured Dynamic Mesh for Complex Aircraft Aeroelastic Analysis, *AIAA J.*, **29** (1991), pp. 327-333.
- 29) Batina, J. T.: Vortex-Dominated Conical-Flow Computations Using Unstructured Adaptively-Refined Meshes, *AIAA J.*, **28** (1990), pp. 1925-1932.
- 30) Robinson, B. A., Batina, J. T. and Yang, H. T.: Aeroelastic Analysis of Wings Using the Euler Equations with a Deforming Mesh, *J. Aircraft*, **28** (1991), pp. 781-788.
- 31) Steger, J. L.: Implicit Finite Difference Simulation of Flow about Arbitrary Geometries with Application to

- Airfoil, AIAA Paper 77-0665, 1977.
- 32) Chyu, W. J. and Davis, S. S.: Numerical Studies of Unsteady Transonic Flow over an Oscillating Airfoil, AGARD CP-374, Jan. 1985.
 - 33) Chyu, W. J. and Kuwahara, K.: Computations of Transonic Flow over an Oscillating Airfoil with Shock-Induced Separation, AIAA Paper 82-0350, Jan. 1982.
 - 34) Shida, Y. and Kuwahara, K.: Computational Study of Unsteady Compressible Flow around an Airfoil by a Block Pentadiagonal Matrix Scheme, AIAA Paper 85-1692, July 1985.
 - 35) Obayashi, S., Guruswamy, G. P. and Goorjian, P. M.: Streamwise Upwind Algorithm for Computing Unsteady Transonic Flows Past Oscillating Wings, AIAA J., **29** (1991), pp. 1668-1758.
 - 36) Obayashi, S., Chiu, I. and Guruswamy, G. P.: Navier-Stokes Computations on Full-Span Wing-Body Configuration with Oscillating Control Surfaces, AIAA Paper 93-3687, Aug. 1993.
 - 37) Obayashi, S., Guruswamy, G. P. and Eugene, L. T.: Unsteady Navier-Stokes Computations on a Wing-Body Configuration in Ramp Motions, AIAA Paper 91-2865CP, Aug., 1991.
 - 38) Obayashi, S. and Guruswamy, G. P.: Unsteady Shock-Vortex Interaction on a Flexible Delta Wing, J. Aircraft, **29** (1992), pp. 790-798.
 - 39) Kandil, O. A., Massey, S. J. and Kandil, H. A.: Computations of Vortex-Breakdown Induced Tail Buffet Undergoing and Torsional Vibrations, AIAA Paper 94-1428CP, 35th Structure, Structural Dynamics and Materials Conference, Hilton Head, SC, April 1994.
 - 40) Kandil, O. A., Massey, S. J. and Kandil, H. A.: Pitching Oscillation of 65-Degree Delta Wing in Transonic Vortex-Breakdown Flow, AIAA Paper 94-1426CP, 35th Structure, Structural Dynamics and Materials Conference, Hilton Head, SC, April 1994.
 - 41) Hixon, R., Tsung, F.-L. and Sankar, N. L.: Comparison of Two Methods for Solving Three-Dimensional Unsteady Compressible Viscous Flows, AIAA J., **32** (1994), pp. 1978-1984.
 - 42) Tsung, F.-L. and Sankar, N. L.: Numerical Simulation of Flow Separation for Rotors and Fixed Wing, AIAA Paper 92-0635, Jan., 1992.
 - 43) Matsuno, K.: Higher-Order Time-Accurate Scheme for Unsteady, Three-Dimensional Flows, AIAA Paper 93-3362CP, 1993.
 - 44) Alonso, J., Martinelli, L. and Jameson, A.: Multigrid Unsteady Navier-Stokes Calculations with Aeroelastic Applications, AIAA Paper 95-0048, Jan., 1995.
 - 45) Rai, M. M. and Chakravarthy, S. R.: An Implicit Form for the Osher Upwind Scheme, AIAA J., **24** (1986), pp. 735-743.
 - 46) Vinokur, M.: An Analysis of Finite-Difference and Finite Volume Formulations of Conservative Laws, J. Computational Physics, **81** (1989), pp. 1-52.
 - 47) Dindar, M., Kaynak, U. and Fujii, K.: Nonequilibrium Turbulence Modeling Study on Light Dynamic Stall of a NACA0012 Airfoil, J. Aircraft, **30** (1993), pp. 304-308.
 - 48) Cebeci, T. and Smith, A. M. O.: Analysis of Turbulent Boundary Layers, Applied Mathematics and Mechanics 15, Academic Press, New York, 1974.
 - 49) Baldwin, B. S. and Lomax, H.: Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper 78-0257, Jan. 1978.
 - 50) Ekaterinaris, J. A. and Menter, F. R.: Computation of Oscillating Airfoil Flows with One- and Two-Equation Turbulence Models, AIAA J., **32** (1994), pp. 2359-2365.
 - 51) Olsen, J.: Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements, AGARD-R-702, 1982.
 - 52) Ruiz-Caravella, L. P.: Private communication.