

航技研におけるCFD技術への取組みと展望

廣瀬直喜* 磯貝紘二*

CFD Development Present and Prospects at NAL

by

Naoki HIROSE and Koji ISOGAI

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

A brief review of CFD development efforts in the past and present are described and various issues which are important in further development of CFD are given. They are development of super-powered parallel processor for CFD, more accurate models for turbulence in compressible flows and chemical reactions in combustion burner and hypersonic flow, scheme for vortical flows, grid generation techniques, and CFD code validation. Code validation efforts in Angle-European countries are referred.

1. はじめに

航技研では航空機、宇宙往環飛翔体の空力解析に必要な計算空気力学(CFD)技術の開発に永年取り組んで来た。このために必要なスーパーコンピュータの開発導入に努力を払い1986年には数値シミュレータNSが導入された。その成果は今回はじめ過去の本シンポジウムで報告されている通り、基礎的なスキーム研究から実際の空力設計への利用まで幅広い様々な分野で評価を受けているといっても過言ではないであろう。しかし、数値シミュレータ(NS)による研究の発展に伴い、新たに解決を迫られる種々の課題や、より高性能な計算機の必要性も明らかになってきた。そこで、ここでは航空宇宙技術研究所におけるCFD技術への取組みと将来への展望の概要を報告する。

2. 数値シミュレータ(NS)の歴史

数値シミュレーション技術ではソフト:CFDはハードウェアと密接な関係がある。CFDに必要

な計算機性能は歴史的に常に時代の汎用計算機性能を越えるものであり、高速科学技術計算に特殊化した計算機『スーパーコンピュータ(SC)』がその解答であった。航技研の計算機の歴史をCFDと合わせて振り返ってみる。

2.1 バローズ・データトロン/HITAC-5020, 5020E

遷音速風洞のデータ処理用として導入されたもので1960年代の計算機であった。CFDという言葉さえない時代であったが、航技研ではLax-Wendroff法による衝撃波回折、ロケットノズルの流れ、FLIC法による逆噴射ジェット流、ホドグラフ法による衝撃波無し遷音速翼型の設計、解離を含む極超・超音速鈍頭問題の解析等の空力解析が既に行われている。

2.2 FACOM F-230-75と国産初のスーパーコンピュータF-75AP

1975年にFACOM F-230-75, 1977年にパイプライン型ベクトル・プロセッサFACOM F-230-75 AP-CP マルチ・プロセッサ・システムを設置した。これは航技研の仕様に基づく国産SC第一号だっ

* 航空宇宙技術研究所

た。残念なことに日本ではSCへの認識は未だ浅く一台のみ商品製作された。APの性能は国産最高の22MFLOPSで、当時有名な科学技術計算機CDC-7600を上回った。しかし1976年に登場したスーパーコンピュータCRAY-1には届かなかった。しかし本機がその後の国産SC開発のきっかけとなったことはよく知られている。

APを使ったCFD研究は主として遷音速翼に関する研究であった。遷音速ポテンシャル方程式による翼型解析、設計、3次元後退翼解析、非定常空力解析、そしてEuler方程式による定常、非定常翼型解析等のコードが開発され、実験との比較検証、新しい遷音速翼型の設計に応用された。これらのコードはAPでケース当たり数十分～数時間を要し、研究に利用するのがやっとならぬ実際の空力設計に使うには困難を伴った。

2.3 高性能汎用計算機の導入

80年代に入ると半導体技術の向上で汎用計算機の性能の方が上回るようになり、FACOM M-380が1983年に導入された。M-380で前述コード類はAPの2～10倍の処理速度向上が計られたので実用的な利用が可能になった。さらに記憶容量の飛躍的な増加とあいまって3次元Euler方程式による後退翼解析法、2次元Navier-Stokes(N-S)方程式による翼型解析法が1～3時間程度でできるようになり、実用遷音速翼型を使った風洞試験との対応検証等、空力設計技術としての実用化に向けた努力がされた。計算空力シンポジウムが始まったのもこの頃である。

2.4 数値シミュレータNSの設置

その後、国産計算機メーカー各社は競って汎用機の半導体技術を応用した第二世代SCを開発した。これらはハード性能はもとよりFORTRAN自動ベクトル化機能にも優れ、様々な面で米国製を越えるものもあった。これらは国立大学付属の研究機関等に設置され、流力シミュレーション学術研究に大いに寄与している。航技研ではこの状況に鑑み、従来の共用計算機とは別の試験研究設備としてSCを軸とした『数値シミュレータ

(Numerical Simulator, NS)』を1986年に導入した。これはSHP-1, FEP, 所内外に設置した幾つかのサブシステム, 3D-GD, 2D-GD・TSS 端末等リモート入出力ステーションを高速回線で結合した総合システムである。現在SHP-1, FEPには夫々FACOM VP-400, M-780が割当てられこれらは随時新機種に交換する計画である。また従来の共用計算機はSHP-2と呼びVP-200が設置され、NSと結合され有機的に利用されている。なお今年度末にはVP-200の入換えが予定されている。

NSによって初めてN-S解析が実用化の観点で考えられるようになった。翼型解析は数分/ケースで済み、風洞試験との検証が十分でき、ポテンシャル・コードに代わり翼型設計にも利用できるようになった。3次元解析は単純形状で1～2時間、複雑形状でも数時間で可能となり、様々な空力解析が試みられ、風試との検証も進められた。NSは航空機空力解析の技術開発とCFD研究に既に大きな役割を果たしている。NSによるCFDの成果は極めて多く、全ての紹介は誌面の制約から困難である。ここではその中から幾つかを引用するに留める。

3. 航空機形状のシミュレーション

輸送機の解析では巡航設計点の遷音速解析が主な対象となる。格子形成上、輸送機は何れも同様の形で解析法の証明なら一機種を扱えば十分である。しかしマッハ数、レイノルズ数等空力パラメータによる解の精度、風試との検証確認等、空力設計への実用化には様々な場合の有効性を確認しなければならない。

3.1 USB-STOL機『飛鳥』のEuler解析

『飛鳥』の複雑な形状：胴体、主翼、エンジン、水平・垂直尾翼の全機形状Fuler解析はFictitious Cornerを用いたマルチ・ブロック格子でH-H-H格子トポロジーを採用し、対称面片側で51～127万セルを使った。解析は2段階陽的Runge-Kutta有限体積法や陰的平面Gauss-Seidel緩和法を適用し、流束評価にTVD法の一種、Roeの近似

Riemann 解法を用いた。

マッハ数0.8で圧力分布を風試と比較し、排気ジェット効果を含めて良い一致を得た。空力設計を試み、エンジン取り付け効果の比較を行った。排気・主流干渉、ナセル間流れのチョーク等、風試では計測・可視化困難な流れ場の様子が計算では明らかになり、実用STOL機設計への大きな手掛かりが得られた。代表的計算時間は4~7時間(VP-400, 以下同じ)であった。

さらにN-S解析に発展させ高梨の設計法による外翼空力設計を試み、エンジン効果を考慮した自然層流翼圧力分布の主翼設計ができた。

3.2 輸送機形状の遷音速N-S解析

種々の格子形成法、スキーム、機体を使い解析が進められたBoeing-747形状の解析は翼胴モデル、薄層N-S, Baldwin-Lomax乱流モデル, LU-ADI法 MUSCL-TVD差分を用いた。半模型形状73万点で3分力特性をBoeing社風試と比較し良好な一致を得た。JADC依頼のYXX解析も行った。飛行試験で計測した主翼圧力分布との比較も商用小型ジェット機形状で行った。飛行試験との対応は良好であった。

効率的なO-型格子形成法を用いたYXX解析を風試模型と同じクリーン主翼・水平・垂直尾翼の全機形状で行った。格子数25万点、計算時間3時間である。

3.3 後退翼の非定常空力・空力弾性解析

非定常空力・空力弾性解析では物理時間を追う大規模計算のため研究成果は少ない。後退翼をピッチング振動させた時の遷音速非定常空気力のN-S解析やYXX主翼の空力弾性Euler解析が行われ、計算時間は後者でさえ6万点5時間を要す。フラッタ限界決定にはこれを数十ケース走らすことになる。N-Sでは実用上の計算時間制約から現状では格子を粗くせざるを得ず、このため粘性効果評価が甘く非定常空気力の算定には不十分である。

3.4 SSTの超音速N-S解析

3.1の解析法でSST超音速空力解析も行われた。2方程式乱流モデル、TVD-Gauss-Seidel解法で、クランクドアロー翼胴結合体を35万点で解析した。M=1.4, Re=8.4×10⁶で空力特性C_L, C_M-αがよく風試と一致した。C_D-αは摩擦抵抗が粗い格子で過大評価されるが圧力抵抗は正しい傾向を与えた。

航空機シミュレーションは衝撃波・境界層干渉や剥離に困難な部分を残すがクリーンな流れでは空力的に有益な高度な情報が得られるようになった。低速特性は離着陸性能評価に重要だが高揚力装置のN-S解析が必要である。計算法には特に困難はないものの乱流境界層の乱流モデル、剥離、格子形成の工夫等が必要で3次元翼形状の解析は今後の研究課題である。

4. ロケット, 宇宙機形状のシミュレーション

4.1 HOPE搭載H-2形状の超音速Euler解析

宇宙往環機HOPEを搭載したブースター付きH-2ロケット形態の超音速Euler解析を数個の単純部分ブロックに分割した格子網を作り重ねる方法を使い、TVD評価ADI法を採用して解いた。格子数29万、計算時間3~4時間。M=1.8で風試と比較、C_N, C_Mは一致、C_Aも底面抵抗を考慮すると良い結果を示した。

4.2 スペース・シャトル形状のN-S解析

Euler対角化IAF法にHarten-Yee型TVD差分を用い、粘性項を陽的差分で近似したN-Sコードで扱った。格子数18万。M=0.1~4, α=0~30°, Re=10⁷の解析を行い、結果はRizkらの実験結果とも良い一致を得た。

4.3 スペースプレーン, HOPEのN-S解析

これらの解析は航技研の特別研究とNASA共同研究の一環として複数の担当者により低速、遷音速、超音速、極超音速の全マッハ数範囲で行われた。方程式は薄層近似、乱流モデルはBaldwin-Lomaxである。

極超音速の空力・熱伝達特性解析は非対角化

IAF法、流速分離TVD 2次精度風上差分、格子形成は3次元双曲型方程式法で片側33万点を取った。極超音速では衝撃波と機体の干渉・空力加熱が主な関心事項となり表面に格子を集中させる一方、外部境界は衝撃波に合わせ格子利用効率を高めた。

翼端尾翼付形状について風洞実験と比較し空力係数は大迎角まで良好に一致、圧力分布も全領域でほぼ一致した。空力加熱特性は無次元加熱分布は良く一致するが定量的には未だ困難である。理由は頭部・主翼前縁部の実験測定の高難性、計算での前縁3次元衝撃波干渉場の解像度不足が考えられる。計算時間は60万点で15時間。

SPは遷音速抵抗・縦揺モーメント等も重要である。遷音速解析では前縁延長部剥離渦や衝撃波干渉、乱流モデル等を考慮した高精度解析が要る。衝撃波は流れに垂直に拡がり格子網は全空間に張らねばならない。遷音速・超音速特性はLU-ADI法で求め、風試特性と良い一致をえた。詳細な比較によるとオイルフロー・パターンの概要は実験と良く似ているものの剥離点が微妙にずれており、前縁延長部・主翼結合点のスパン方向表面圧力分布比較は細部で合わず、ここには一次・二次剥離渦、横断流衝撃波等の相互干渉による複雑な流れが形成され、正確な把握の困難なことが明らかにされた。

SPの実在気体効果は7成分反応モデルで解離・電離を伴う極超音速粘性流解析で調べられた。反応流は非平衡効果による成分の補助方程式が加わり、数値解析上質の悪い化学反応生成項のため解くのが困難になる。計算時間も増大する。本法では生成項評価について適切なスキームを考案、SP形状解析に適用した。その結果、反応流では衝撃波離脱距離、空力加熱の様子が異なるのが明らかになった。

HOPEについても同様の解析が進められている。実在気体効果、横滑り角特性、遷移点を組み入れた乱流領域の計算、遷音速の胴体・翼端尾翼間流路の複雑な衝撃波剥離の発生、等を得ている。

4.4 希薄気体シミュレーション

高高度飛行の空力特性解析には希薄気体力学の直接シミュレーション・モンテ・カルロ(DSMC)法が用いられる。短い計算時間、少分子数で有効な方法が開発されシャトル形状の解析を行った。DSMC法は衛星軌道・高高度飛行での制御ジェット排気ガスや大気気体の表面付着・反射の汚染問題にも有力な手段を提供すると考えられる。ちなみに計算時間・容量はN-S解析の倍程度かかる。

5. 推進系の空力シミュレーション

推進系CFDは種類・形状・現象の複雑さから総合的扱いは困難である。例えば圧縮機翼列は複雑形状で単段翼列を取り出した基本形状N-S解析が限度である。もっとも実験も2次元模型が多く、軸対称性・3次元解析のできるCFDの方が優れているとも考えられる。

5.1 2次元翼列解析

2次元翼列解析法はIAF法、FDM-FEM領域分割法等が作られている。遷音速タービン翼列の圧力分布、衝撃波形状比較、損失・流出角～マッハ数特性について実験検証を行い、相対変化の有益な情報を得た。圧縮機は実験との一致は良くない。レイノルズ数が低く遷移点効果も著しいが実験比較は困難でされていない。

5.2 3次元翼列解析

3次元ではハブ壁上境界層やチップ・クリアランスの複雑な流れがあり、定量的に評価できるコードの開発は困難である。薄層近似N-SのLU-ADI法翼列解析法でタービン/ファン翼列の解析をした。圧力分布は実験と比較的良好一致を示したが粘性効果を受けるハブ・チップ近傍の損失分布、出口角分布には問題の多いことがわかった。計算時間は25万点のタービンで3時間、圧縮翼列ではさらにかかった。超高バイパス比ファンの設計も試みた。解析法を使った設計手順で圧力分布とオイルフローを見てハブ側剥離を抑制するように試行錯誤的に翼型修正を繰り返し最終形状に至らしめる。将来は主翼や2次元翼列設計で実績のあ

る高梨法との結合が考えられる。

5.3 エンジン・ナセル・超音速インテークの解析

取り入れ口やエンジン・ナセル全体形状のポテンシャル, Euler, N-S解析法が開発された。全体形状解析ではファン・コア二重排気ジェットを含む解析で複雑な模様と取り入れ口への影響が明らかにされ, タービンパワーシミュレータとの実験比較も行われた。SP, SSTの推進系は空力的に機体と一体化され, 流れ解析も全機形状と一体化して解くのが望ましい。しかし現状では基本として超音速インテーク単体解析を進めているところである。

5.4 燃焼流れの解析

燃焼器内の流れは燃焼を伴う複雑な乱流で $k-\epsilon$ モデルと2ステップ燃焼反応式を使った非圧縮軸対称解析が試みられたが, 本格的な化学反応を伴うCFD手法による解析は今後の課題である。一方, スクラムジェットについては3種類の反応モデル, 反応化学種9種, 反応段階24とした極超音速3次元反応性流解析法が開発された。乱流モデルは暫定的にBaldwin-Lomaxを使う。この流れでは高分解能なTVD法がよく, 空力行列の対角化で陰的TVD法を構築した。対角化, 局所時間法で効率化を計っても数十時間かかる。代表的エンジン形状で詳細格子での2次元解析, 粗格子での3次元解析を行い, 反応成分分布, 圧力分布等, 実験結果とのよい一致を得た。

5.5 ATP空力の解析

単軸回転ATPブレードのN-S解析が代数/2方程式モデルで行われ, スピナー結合部2次流れ, 3次元境界層の発達, チップ前縁剥離渦を捕らえ, 空力特性の実験との良い相関を得た。格子数20万で5時間を要した。実用上有望な同軸反転型プロペラでは簡易モデルとして前後接続面で平均化し反復的に解く方法でEuler解析が行われマクロな性能解析により結果を得た。剥離・騒音等の詳細を得るには多肢の前方・後方各プロペラ群全体を

一体化して解く必要があるが現状では困難である。ヘリコプタ回転翼では高速翼素形状“BERP”の解析が試みられた。

6. 計算機性能向上の課題

世の中で新しい技術の方法が研究, 開発, 普及する迄には相当の年月と人的, 経済的費用が掛るものである。年月, 費用ともその技術への社会のニーズの強さ, 成熟度, 入手の難易性, コストにも依存する。航空宇宙技術のような社会性の高い技術は公的機関の先導的な研究開発によって進められてきた。CFD技術とそれを可能にする専用計算機の開発も例外ではないことは前述の通りである。そしてこの二つが不可分の密接な関係にあることも言う迄もない。

6.1 CFD実用化へのステップ

航技研では先ず研究者自らの研究の有力な手段としてCFD技術を研究し, ついで実際の航空機設計に携わっている産業界との共同研究によって, 研究者には思いの付かないような実際の複雑な流れへの適用, ローバストネス(解法の丈夫さ)の付与等, 実用化の為の研究発展に努力してきた。その結果, 最終的には, CFD専門家ではない航空機の設計家でも設計に使える程度に熟成した段階に至ったコードもあり, そのようなものは風洞と同じように, 設備使用の形式で貸与利用される迄になっている。遷音速ポテンシャル・コードや2次元N-S翼型解析コードはこの部類に入るといって良いであろう。この段階にするまでには多くの研究者の手と時間(5~10年)を要している。

設計家の立場からは実用コードは数分/ケースのデータ生産性が必要とされる。これは設計家が計算結果を目の前にして, 考えてはまた修正したり計算に放り込むという頭脳のなかでの設計作業の時間スケールによるものである。風洞試験では元々このようなアプローチはできなかったし, CFDがもたらした画期的な進歩であり, 2次元コードはこのように使える迄になった。

設計家にとっては従来にない新しい設計手段というのは従来の方法の精度向上等の改良とは全く

異なる革命的な意味合いを持つものであり、3次元コードは風洞試験に代わり得る正にそのような物である。したがって現在の最高性能計算機を持ってして数~10時間掛かる解析でも利用する価値はきわめて大きいのである。しかしながらやはり最終目標は設計ツールとしての実用化：ローバスタな実用コードでありかつ数分で結果が得られるようになること、でなければならないだろう。現状は設計に使うのは無論のこと、実用化の為の努力自体きわめて困難な状態に置かれていると言っただけでは過言ではない。

6.2 将来NSシステムへの期待

NSシステムは3次元N-S解析を可能にしたが、航空機設計ツールとして能力不足なことは明らかである。かつてNASAではCFDのデータ生産率目標を10分とした。現状のN-S解析は格子数 100^3 以下で風洞模型ほどの精度もないにもかかわらず、もし10分で済ますには2桁近い計算機の性能向上：実効速度60-100GFLOPSが必要とされる。格子数が増えるに多い詳細設計、非定常・空力弾性、反応気体、乱流直接計算解析では処理速度、記憶容量ともにさらに高性能なものが要求されるのは言うまでもない。

この要求は絶対的処理速度の向上を要す。最近のスーパーコンピュータはパイプライン方式の限界に達し多重CPUによる処理とトータル・スループットの向上を意図しており我々の要求には答えられない。しかし研究進展の著しい大量並処理方式を使えば実現困難なものではないと思われる。NASA Amesに設置され、CFDへの活用を期待されたものの2時代も先走りすぎていた為技術的に未熟で幻のスーパーコンピュータに終わったILLIAC-IVも並列計算機であった。計算機設計家に夢を託したい。

次期NSで忘れてならないのは所内間および所外とを結ぶ高速データ・ネットワーク、前後処理用EWS、画像処理用ミニスーパーコンピュータ、データ・ベースとそれらを使いこなすソフトウェア(AICAD、グラフィックス)の重要性である。計算中間データ、最終結果等の大量データの発生とその効率的な処理は高速化と並び、今後大きなボトルネック

となる。巧い解決法が望まれる。

7. CFDの課題

計算機性能の飛躍的向上が実現すればCFD技術は完全な物になるであろうか。今までの顕著な成果にもかかわらず、と言うよりむしろ『成果の結果として』、ポテンシャル、Euler解析では問題にならなかった細かなことがN-S解析では精度が高い分より一層問題となってくるように、高精度化に付随し今後取り組まねばならない課題が多くある。これらの課題は将来NSシステムの実現と合わせてわれわれが取り組まねばならない物である。

7.1 CFD信頼性の確立

構造解析における有限要素法の発展経過を見ると、CFDの将来の姿が目に見えかぶ。パソコンにのるFEMで学生や素人が何の疑いもなく遊んでいる。FEMの答えは建築申請書に添付してあればよいのであって、その数値が来たる東京大地震に本当に耐え得るかどうかは誰も知らない。CFDもこのようになるのであろうか？またそれで良いであろうか？

航空機設計に本当に利用するためにはCFDが単なるきれいなCGアニメに停まることは許されない。N-Sコードを走らせるのは容易になったものの、様々な解析が行われた結果、現状では解法の違いや格子数の違いで剥離点が微妙に異なる等、粘性解析への期待が大きいだけに結果のわずかの差にも注意が向くようになりつつある。CFD研究報告は「計算と実験との違いは結局、粘性・乱流にあり、N-S解析ができれば解決できる。それには高性能スーパーコンピュータを与えよ」と主張し、あたかもスーパーコンピュータとN-S解析さえできれば全て解決するかの如き幻想を周囲に意図的か否かは別として与えて来た。格子数の不足は将来NSシステムで解決されるであろうが、それだけでは済まない物もあり、これが大きな誤りであることは昔から解っていることだ。

計算は所詮、数式で表した物理モデル以上の情報は与えてくれない。モデルの仮定が妥当な範囲

を越える適用は不正である。さらにモデルは適切でも連続体力学の離散近似に伴う打ち切り誤差は有限個の格子分割では有限に留まる。打ち切り誤差は離散近似の全ての方法に存在する。プログラミング上の違いさえしばしば重大な差を結果に及ぼす。Baldwin-Lomax モデルでは単なるプログラム表現の違いで渦粘性係数分布が違ってくるのに、その数値を確かめようとしてもしない人も少なくない。航空機空力に現れる衝撃波・境界層・剥離渦の絡む問題ではこれらが絡み合って分離困難である。計算の危険性はこの誤用が簡単にでき、そのうえ悪いことに「一見まともそうな答」が出て来てしまう点にある。物理的洞察力の不十分な初心者、非専門家は重大な判断誤りを犯す危険がある。その結果、人の乗った飛行機が墜落するかもしれないのである（君の作ったコードで設計した飛行機に自信を持って自ら搭乗できますか？）。

風洞実験に携わった者は理想的実験条件と実際の環境との違い、それが結果に及ぼす効果：スケール効果・壁干渉・乱流遷移点・実験精度等について綿密な検討考察を加えた上でデータを扱うのが通例である。我国ではCFD 研究は興隆しつつあるが、精度の評価は無論、実験との比較検証などの信頼性評価が疎かにされてきたことは否めない。最近、AIAA, ASME は系統的な打ち切り誤差テストと精度評価を伴わない論文や実験データ比較のない論文を受理せず、結果の等高線図には数値の記入を要求される。我々は様々な手段、方法を通じてCFD 信頼性の確立を計るよう鋭意努力してきたし、今後もしなければならぬ。本シンポジウムの目的の一つもここにありその成果が実りつつあることは意義深い。

7.2 物理上の課題

乱流モデル：Baldwin-Lomax モデルは2次元平衡平板境界層の境界層理論、実験式から導いたものであり衝撃波干渉のような圧縮流れ強逆圧力勾配、剥離流、3次元流で合わないのは当然である。しかしそれを理由に提唱者を非難するのは見当違いである。彼等はCFD 出現のはるか以前のベテラン空力研究家で、限界を承知でN-Sコ

ードに適した渦粘性係数評価法を初めて与えたのである。パイオニアには敬意を表すべきであろう。

乱流モデル研究では現在議論対象とする強い非平衡な場合は考えてこなかった。k-ε等の高次モデルも理論の根拠から空力的に問題となる所では大した改良は得られない。これらは欧米の研究成果であり国内のモデル・モデル開発の為の実験研究は空力に限って言えば皆無に等しい。モデル開発が特に期待されるのは、密度変動を伴う極超音速乱流境界層、遷音速の強逆圧力勾配、3次元境界層、全速度領域での大規模剥離におけるモデルである。従来概念から脱却した斬新なモデルが望まれる。

一方、利用者：設計の立場からは必ずしも汎用性のあるモデルがよいとは言えない。学術的には高く評価すべき汎用性は実用化に必要な特定領域での高精度の要請とは矛盾する場合が多い。AIが進めば局所的チューニングが対症療法ではあるが有効になるかも知れない。

燃焼、実在気体化学反応モデル：SP 開発に不可欠なスクラムジェット燃焼反応モデルはよく解っていない上、外国の研究成果ばかりである。非平衡物理モデルの研究、詳細な実験データによる裏付けが国内では欠けている。欧米からのモデル、実験データの入手は益々困難となろう。今後独自のモデル開発、モデル検証に必要な多くの詳細な実験データ蓄積、膨大な検証解析が必要である。また化学反応を伴う乱流のモデルも望まれる。

7.3 数値解析上の課題

スキーム：従来は格子数不足、乱流モデル欠陥も手伝って数値粘性の支配する、実際より低い“数値 Reynolds 数の流れ”を解くことが多かった。高精度上流差分やTVDは対流項による数値粘性を抑える。しかし物体から離れた剥離渦では粗い格子のため依然、数値粘性は高い。TVDは衝撃波で1次精度単調変化を与え極超音速流に適する方法として考案されたが衝撃波・境界層干渉の場では数値粘性の影響に疑問が残る。TVD理論は1次元スカラー方程式に基づき、多次元システム方程式への適用の根拠は曖昧である。

N-S方程式：剥離流に薄層近似N-S方程式は適切ではない。翼近傍と遠方は夫々別の流れモデル（方程式）が必要かも知れない。例えば遠方場ではLESを適用することが考えられる。しかし渦スケールと空間的広がりが大から小まで連続的であり、異なる方程式、スキームの接続が困難かも知れない。

非定常問題：今後重要性を増す非定常問題では安定性上の時間スケールが緩やかな方法が期待される。

並列処理計算法：格子数の要求は増す一方だから効率的な、また並列処理計算機にも適したスキームと解法の開発が強く望まれる。

7.4 格子形成上の課題

格子形成法：いまやスキームより格子形成が重要になった。様々な格子形成法があるが優劣は決め難い。一長一短あり、問題により選択されよう。今後増える複雑形態解析では、構造格子はマルチ・ブロック化、パッチング等を避けるのは困難であろう。非構造格子は有利だが計算効率の面でベクトル処理に適さず非効率だ。非構造格子用のベクトル化可能なスキームが望まれる。また複雑な空間をカバーするには構造・非構造格子の併用も有効であろう。

容易な格子形成は重要である。格子網は物体表面上の分布調整、空間内再配分、格子数増加等の修正を繰り返して作る。3次元画像でリアルタイムで容易に修正可能な格子形成用CADが望まれる。

格子数の増加：現状のN-S解析は剥離無し流れでさえ粘性特性を得るには格子数が全く不足である。乱流モデルの精度を云々する前に格子数を十分取った解析が必要だ。例えば、極超音速衝撃波干渉問題では格子数により最大熱伝達率が大きく異なる。数値解析誤差とモデル精度の識別ができて初めてモデルの研究も可能になる。

実際の機体にはエルロン、スポイラー、前縁・後縁多段フラップ、ヴォルテックス・ジェネレータ、非対称渦発生防止用ストレークそしてエンジン等が3次的に配置されている。これらを含む

詳細な空力解析ができなければ真の全機形状解析とは言い難い。これは格子数を1~2桁増せば済むとは限らず、流れの基本に戻って考える必要もあるだろうが、格子数増加は少なくとも必要条件である。

8. コード検証と実験

設計家としてCFDを見る時次の点を考えると
言う。

1. Capability,
2. Turn around,
3. Availability,
4. Cost,
5. Confidence,

これらのうち、“Confidence”が特に重要である。風洞試験では色々な制約はあってもそれについての永年にわたる経験の蓄積の大きいことが“Confidence”を与えてくれる。しかし、CFDでは設計者にとって制約もよく解らず、経験も浅いことが“Confidence”を与えてくれない。そこで設計家はCFD利用について『魅力的ではあるものの使おうか、使うまいか?』のディレンマに陥る。CFD開発に携わる我々は設計家に“Confidence”を与えるようなことを考えてゆく必要がある。

そこでCFD研究者達は、風洞試験でAGARD模型、ONERA M-系翼、等様々な標準模型による対応風試を行い、風洞の信頼性向上を図ったように、CFDについても対応検証等の努力をAGARDのFluid dynamics Panelが取り纏め役となってNASA, USAF, NAE, RAE, ONERA, NLR, DFVLR, FFA等の航空研究機関の間で'70年代初期から進めている。またAIAA, EuroVisc, GAMM Workshop等の学会的機関も行っている。特にAGARDの関係はその目的から極めて詳細な規定、実験、CFDコード検証(Code Validation)をかなりの費用と時間をかけており、その内容の深さには感心させられるものがある。

文献1によるとコード検証の概念を明確にするため以下の定義を示している。

CFD Code Validation: Detailed surface-and flow-field comparisons with experimental data

to verify the code's ability to *accurately model* the *critical physics* of the flow. Validation can occur only when the accuracy and limitations of the experimental data are known and thoroughly understood and when the accuracy and limitations of the code's numerical algorithms, grid-density effects, and physical basis are equally known and understood over a *range* of specified parameters.

CFD Validation Experiment: An experiment that is designed to provide detailed building block data for developing and validating CFD codes. This objective requires that the data be taken in the form and detail consistent with CFD modeling requirements and that the accuracy and limitations of the experimental data be thoroughly understood and documented.

Validated CFD Code: A code whose *accuracy* and *range* of validity has been determined by detailed comparison with CFD Validation experiments, so that it can be applied, without calibration, directly to a geometry and flow condition of engineering interest with a high degree of confidence.

CFD Code Calibration: The comparison of CFD code results with experimental data for realistic geometries that are similar to the ones of design interest, made in order to provide a measure of the code's capability to predict specific parameters that are of importance to the design objectives without necessarily verifying that *all* the features of the flow are correctly modeled.

ここで Experiment の重要性が出ている。実験には

- a. Exp. designed to *understand flow physics*.
- b. Exp. designed to develop *physical models* for CFD codes.
- c. Exp. designed to *calibrate* CFD codes.
- d. Exp. designed to *validate* CFD codes.

勿論これらの実験の中には重なる部分もあるがど

れも重要である。NASA Amesはこの種の実験とそのデータ収集を20年近く行っている。欧州では単独では困難だから共同で各種の実験を行い、CFDコード検証に提供している。

コード検証の代表的なものとして、International Vortex Flow Experiment²⁾, DFVLR-F5 Wing Experiment³⁾, AGARD Inviscid Flow Code Working Group Report⁴⁾, AIAA Viscous Transonic Airfoil Workshop⁵⁾, AIAA Euler Solvers Workshop⁶⁾がある。これらに対するCFDワークショップ⁷⁾も開かれている。なお3, 5には日本からも大林, 松島, 森西らの解答が寄せられている。このような努力はCFDの初期からあり、1970年にはLockがAGARDでNACA0012, NLR supercritical airfoilを検証対象として、厳密な座標定義, 理論圧力分布等を与え、公表している⁸⁾。検証対象となる実験データには他にもRAE-2822, ONERA M-6風試データ⁹⁾, NASA Supercritical F-8飛行実験データ¹⁰⁾等もある。

これらの実験データで注目すべき点は“CFD Validation Experiment”の定義にあるように極めて詳しい実験データの記録が軍用機でさえ公表されていることである(注: AGARDは軍事組織NATOの下部機構であり, 研究所の多くは国防省付属である)。模型寸法と誤差精度は言うまでもなく, 風洞内の圧力勾配, 一様性, 乱れレベル, 計測法, 等が裸でさらけ出され, 計測結果も, 計算機出力をそのまま出している。風洞壁干渉初め色々な理由から単純な圧力比較等では意味のないことを知っているからこのようにするのである。

我国ではこのようなデータが私企業は勿論, 航技研でも公表されることは稀である。公表しないのではなく, きちんと整理していないから公表できないという面もあるかもしれない。しかし外国から見れば日本は全てを隠蔽しあかかもブラックホールの如き呈を成していると言っても過言ではない。内外における研究交流, 国際化が叫ばれる時代に来ており, 航技研が率先してCFD検証の先導的役割を果たすことが望まれる。

幸い最近になって航技研は勿論, 学会でもCFD検証の必要性が認識されるようになってきたのは

喜ばしい。筆者は1987年に機械学会第一回 CFD ワークショップで翼型の解析をオーガナイズした¹¹⁾。この種の試みとしては最初であり、参加者の募集から実験データ、CFD 結果の評価迄いろいろな困難を伴ったが、初めての試みとしては極めて有意義なものであった。将来はより綿密な検証方法によって充実化してゆくことが期待される。

9. 制度面の改善

NASA NAS 計画の 2 本の柱の内、大国柱が CRAY であるのは言う迄もないが、もう一つ、目に見えない柱がある。それは全米各地からあかかも CRAY の隣に居るかのように使えるネットワークの思想である。NASA では様々のコントラクト、グラント、大学とのコンソーチアム、客員研究員等の制度を通じ国の内外から研究者を招聘し、CFD 研究の中心となっている。幸い内外の諸情勢から航技研でも研究交流の窓を広げる方向にある。NS がグローバルな衛星ネットワークを通じ、世界中から自由に随時アクセスされ、欧米の研究者と対話的に CFD 検証やスキーム開発、等の研究を進めることができるようにするのも技術的にはすぐにも実現可能であろう。実際、欧米間ではそのようなことが可能になりつつある。制度面からも検討しないと、日本が極東の小島として取り残されるかも知れない。航技研が文字通り CFD の世界的中心の一つになれるような努力が望まれる。

10. 結 び

この内容は所内外数値シミュレーション研究者の議論を参考に著者が個人的にまとめたものである。議論を寄せられた関係各位に深く謝意を表します。引用した個々の研究は多岐にわたるので引用リストには載せていない。今回及び過去の本シンポジウムで報告されているので報告集を参考にして戴きたい。

参考文献

- 1) AGARD-CP-437, Validation of Computational Fluid Dynamics, (1988).
- 2) A. Elsenaar, G. Eriksson, Proc. Symposium on the "International Vortex Flow Experiment on Euler Code Validation", Stockholm, Oct. 1-3, (1986).
- 3) W. Kordulla (ed.), Numerical Simulation of the Transonic DFVLR-F5 Wing Experiment, NOTES ON NUMERICAL FLUID MECHANICS, V. 22, Vieweg Ver, 1988.
- 4) H. Yoshihara (ed.), Test Cases for Inviscid Flow Field Methods, AGARD-AR-211, (1985).
- 5) T. Holst, Viscous Transonic Airfoil Workshop Compendium of Results, AIAA P. 87-1460, (1987).
- 6) R.J. Margason, Review and Evaluation of Euler Methods, Test Case Results, AIAA Euler Solvers Workshop (Aug. 20-21, 1987).
- 7) W. Kordulla, H. Sobieczky, Summary and Evaluation of the Workshop Numerical Simulation of Compressible Viscous-Flow Aerodynamics, SYMPOSIUM TRANSSONICUM III, (1988), Springer Ver.
- 8) R.C. Lock, Test Cases for Numerical Methods in Two-Dimensional Transonic Flows, AGARD-R-575-70, (1970).
- 9) AGARD-AR-138, Experimental Data Base for Computer Program Assessment, (1979).
- 10) L. Montoya, et al., F-8 Supercritical Wing Flight Pressure, Boundary Layer and Wake Measurements and Comparisons with Wind Tunnel Data, NASA TMX-3544, (1977).
- 11) 井上雅弘(編), 第947回流体工学流体機械講演会第1回CFDワークショップ成果報告集, 日本機械学会, 昭和63年。