

川崎重工業のCFDに対する取り組みと 将来展望について

平岡 康一*

CFD Research and Systems in Kawasaki Heavy Industries and its Future Prospects

by

Koichi HIRAOKA

*Aircraft Research Laboratory, Gifu Technical Institute
Kawasaki Heavy Industries, Co., Ltd.*

ABSTRACT

KHI (Kawasaki Heavy Industries) CFD system is composed of VP100 computer and 2 and 3 dimensional Euler/Navier-Stokes (NS) analysis softwares. For KHI, this system has become very powerful aerodynamic tool together with the Kawasaki 1-Meter Transonic Wind Tunnel.

2-D Euler/NS software, developed in-house, is fully automated, requires no special skill, and was successfully applied to the design of YXX high lift devices and SST supersonic inlet, etc.

3-D Euler/NS software, developed under joint research with National Aerospace Laboratory (NAL), has an interactively operated Multi-Block type grid generator and can effectively generate grids around complex airplane shapes.

Due to the main memory size limitation, 3-D analysis of relatively simple shape, such as SST wing-body, was computed in-house on VP100, otherwise, such as detailed 3-D analyses of "ASUKA" and "HOPE", were computed on NAL VP400, which is 10 times more powerful than VP100, under KHI-NAL joint research. From a total efficiency point of view, NAL is expected to always keep a computer more than 10 times powerful than those of aircraft industries.

These analysis results have very good correlation with experimental results. However, the present CFD system is less productive than wind tunnel and has applicability limitation. Further improvement is required for both software and hardware. To lead this improvement, NAL is expected to have a supercomputer which can solve unsteady NS analysis of a complete airplane. This will require 100 times more power than that of VP400.

1. 当社におけるCFDの現状

1.1 最近の動向

現在の航空機の空力技術は、計算機を利用した設計解析技術、即ちCFDと、風洞試験技術という

両輪に支えられたノウハウの集成である。この両輪が担う役割は年々急速に変わりつつある。その変化は各社により当然異なる。

当社の場合、1987年に富士通のVP 50を導入（1990年にVP 100にリプレース）し、同時期に2/3次元 Euler/Navier Stokes 解析ソフトを完成させ、更に1988年に1m×1m断面の吹き出し式遷音速

* 川崎重工業株式会社岐阜技術研究所

風洞が完成したことにより、両輪が一挙にステップ・アップすることになった。

この両システムは企業としての投資効率からその能力が決められており、より高度のシステムとしての航空宇宙技術研究所(NAL)の計算機および風洞の存在を前提としている。

例えば、当社的高速風洞は、高レイノルズ風試が可能で舵面付全機模型も比較的容易に製作することが出来、かつランニングコストも過大にならぬ大きさとして1m×1m断面吹き出し式遷音速風洞を採用することになった。超音速風試は模型をそのままNALの超音速風洞(1m×1m断面)に持ち込んで試験することが出来、更により大型の遷音速風試の場合もNALの遷音速風洞を利用することとしている。

また、従来より使用しているポテンシャル解析ソフトは別として、2/3次元 Euler/NS 解析ソフトとしては、稼働率を上げるため、誰にでも使えること(簡便性)、何にでも使えること(汎用性)を狙った。結果として2次元解析は全自動化され、3次元解析は汎用性を重視して複雑形状の解析が可能なマルチ・ブロック型格子生成ソフトを対話形式で動かしている。現在のVP100の主記憶容量・演算速度の制約から、3次元定常NS解析で50万格子点が限度であり、それ以上の容量・速度の必要な場合はNALのVP400を利用することになる。このためソフトウェアはVP400にも共通のものとなっている。現在のVP100, VP400の能力比は主記憶容量・演算速度共10倍程度であるが、今後ともNALには各社の10倍以上の能力の計算機を設置して頂くのが日本全体として効率的と思われる。

現在の道具だてでの使い分けは、大雑把に言って、設計の初期段階はポテンシャル解析を用いて設計点の見当をつけ、最適解近傍を Euler/NS 解析で探索し、風試で検証しつつ広範囲のデータを探るといった形をとる。解析と風試の分担割合はコストと生産性のトレード・オフの結果だが、今後、計算機の急速な発達により、解析の分担する割合が益々大きくなると期待される。

1.2 当社のCFDソフトウェア

Euler/NS解析のシステムは、前処理系(格子生成ソフト)、解析コード、後処理系(可視化ソフト)からなるが、そのシステムの特徴をなすのは前者であるので、これらについて以下に説明する。

(1) 前処理系

Euler/NS解析で複雑な形状まわりの流れを解析する際に最も重要なのは、その対象まわりに如何に計算格子を生成するかであって、ここに最大のマンパワーが要求され、かつ、解の精度への影響も大きい。従ってそのシステムの簡便性、汎用性は大部分この前処理系に依存する。

当社では2次元解析用には一般的なタイプ、あるいは多物体の取扱いの簡単なHタイプの座標¹⁾が用いられており、Hタイプ座標生成では多物体まわりのポテンシャル流の解に基づいて計算領域の分割を行い、最終的には曲線座標系に拡張された楕円方程式を解いて格子を生成しており、この間の手順は完全に自動化され簡便性、汎用性が確保されている。

一方、3次元解析用には複雑な物体形状を表現するのに都合の良いマルチ・ブロック型座標を採用してまず汎用性を確保した。この場合ブロック毎の写像関係が多岐にわたるため完全自動化は狙わず、利用者が順次指定していく対話型座標生成法²⁾を採用した。写像関係の指定にある程度の知識と経験が必要なため、2次元解析ほどの簡便性はない。2次元、3次元いずれの場合も生成された格子は単一の構造格子に分類される。

空間格子生成と並んで、特に3次元解析の場合に重要となるのは、物体表面格子の生成である。線図システムで定義された表面モデルを幾つかのパッチ面に分割し、各パッチ面毎に分割点数、分割密度を自由に与えられるように個々に準エルミート法による内挿³⁾を施している。より一般的なBスプライン内挿を避けたのは、それが必ずしもウィグルと呼ばれる数値的な振動を避けられないからである。準エルミート法では2階微分の連続性が厳密には満たされないが、データを細分化することによって数値的に連続性を満たすようにした。

(2) 解析コード

現在当社で使用している、Euler/NS方程式を差分法で解く計算コードは、2次元版が社内研究によって、3次元版はNALとのCFDに関する共同研究によって開発された。いずれも有限体積法に立脚し、前処理型のTVDスキーム⁴⁾である。数値流束は、Roeの近似リーマン解法⁵⁾に基づいたリーマン問題に対する初期値問題の解として与えられる。2次元コードはLU-ADI法⁶⁾あるいは点対称ガウス・ザイデル緩和法、3次元コードでは平面对称ガウス・ザイデル緩和法⁷⁾によって収束解を求めている。

高レイノルズ数流れを解析するための乱流モデルとしては、2次元コードではBaldwin Lomax代数モデル⁸⁾あるいは2方程式モデル⁹⁾を、3次元コードでは2方程式モデルを採用している。2方程式を解く場合、2次元コードでは流れ場の方程式と分離して解いているが、3次元コードでは流れ場と密にカップリングした7変数系の方程式を同時に解く¹⁰⁾。また2方程式の対流項は、いずれの場合もTVD型の離散化が行われ、数値安定性を確保している。

なお、現有の線型ポテンシャル解法、および完全ポテンシャル解法等については文献¹¹⁾に詳しい。

1.3 具体的な解析例

最初に2次元解析の例を示す。2次元のNS解析では、特に多翼素高揚力装置の設計¹²⁾に大きな成果を挙げている。図1はシングル・スロテッド

・フラップの例である。この様なフラップの場合、翼上面に発達する境界層の後流とフラップ上面の境界層との干渉の状態、および翼下面からの境界層とスロットとの相互関係が高揚力特性を左右する。また各翼素の前縁付近は、主流が十分低速でも、高揚力発生時には圧縮性の効く速度まで加速する場合がある。これらの点を考慮すると、この様な高揚力装置まわりの解析は、いまやNS方程式を直接解くやり方が最も精度が高く効率的といえよう。図2は、同じ手法を翼扉内部の多翼素まわりの解析に適用した例¹³⁾である。この形状まわりのH型の格子は、翼表面の格子分布を含めて自動的に生成される。この他に高マッハ領域における適用例としては、2次元インテークのNS解析¹⁴⁾がある。

次に、3次元の解析例を示そう。3次元のEuler解析としては、NALとの共同研究で取り上げた“飛鳥”が代表的であるが、既に色々な機会に発表

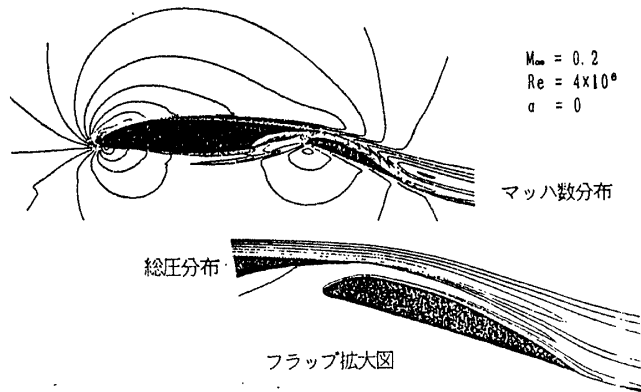
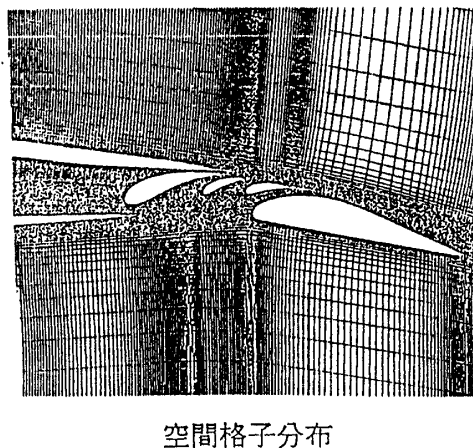
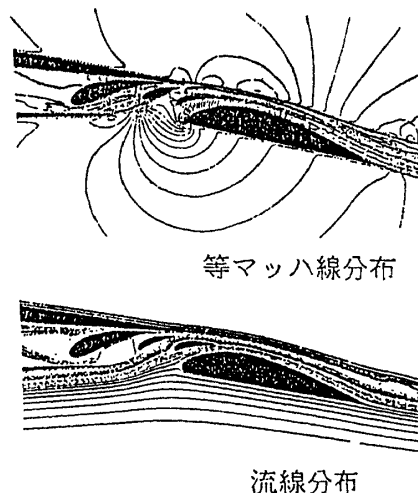


図1 多翼素高揚力装置まわりの2次元NS解析



空間格子分布



流線分布

図2 翼扉内部の多翼素まわりの2次元NS解析

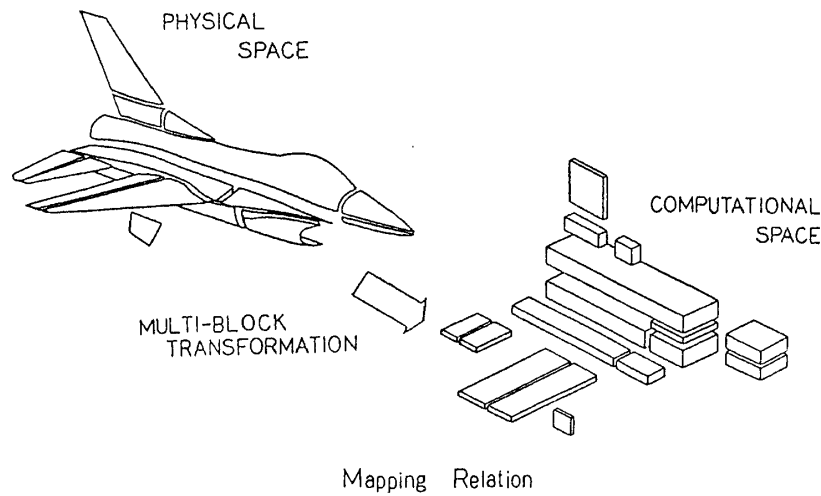


図3 F-16形状に対するマルチ・ブロック写像

している¹⁵⁾ので、ここでは社内研究で実施したF-16まわりの遷音速流解析の結果を示す。図3の様に、マルチ・ブロック型の写像によって機体完全形状を16個のブロックに分割した。生成された格子の例を図4に、計算結果の例を図5に示す。用いられた格子点数は主記憶容量の関係から約36万点である。この計算ではドーサルフィン、ベントラルフィン、ストレークやインテークのダイバータ、あるいは翼付根のシェルフの正確な表現を実現するために多様な写像テクニックを試している。残念ながら形状データが正確ではなく、風試結果も公開されていないので、計算結果の定量性に意味はないが、この様な複雑な形状も容易に取り扱えるということを示す好例として紹介した。

3次元NS解析の例として、図6にHOPE¹⁶⁾の結果を示す。これはNALとの共同研究で取り上げたもので、計算にはNALのVP400を用いた。主記憶サイズが大きいため、この計算では特に胴体背後の形状の正確なモデル化を試みると同時に定量性も確保することを狙った。格子点数は約240万点であり、計算には約70時間かかった。その後の解析コードの改良によって現在では30時間弱と推定される。図中には、胴体側面からの境界層が滑らかに剥離して胴体背後に死水領域を形成していることや、胴体頭部や翼ノチップフィン前縁部の離脱衝撃波の様子が明瞭に示されている。1ポイントだけではあったが、NALの超音速風洞を用いた試験結果との比較が行われ、縦3分力に関して

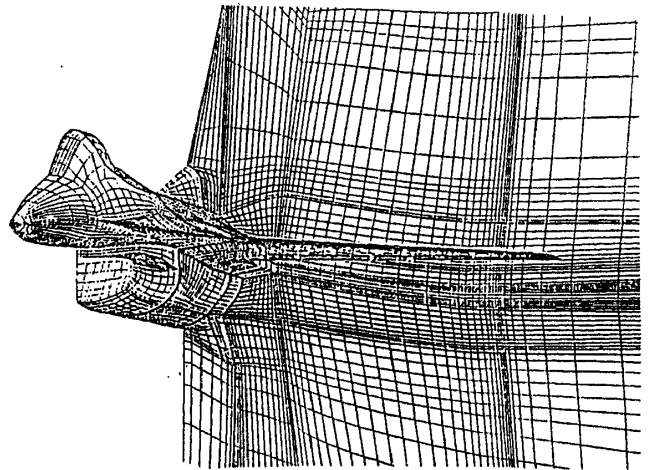


図4 F-16形状まわりに生成された格子の例

良い一致を示した(図7)。

図8は双発USBコンピューター機の解析・設計問題への適用例¹⁷⁾である。胴体を含めた形態と翼・ナセルだけの2種類の格子を用いて主翼設計問題を検討した。ここでは、USB形態であることから主翼単体の場合と異なりエンジンの吸排気特性が翼の特性に大きく影響する吸排気の境界条件をナセルのかなり内部で与え、インテーク側ではリップ付近の流れの様子を、排気側ではナセル内部形状がジェット排気の方に与える影響を、それぞれ正確に再現することに注意している。格子点数は50万点であり、計算にはNALの計算システムを用いた。

次の例は、現在注目を集めているSSTの解析例¹⁸⁾である。この解析は主翼の平面形に関するパラメ

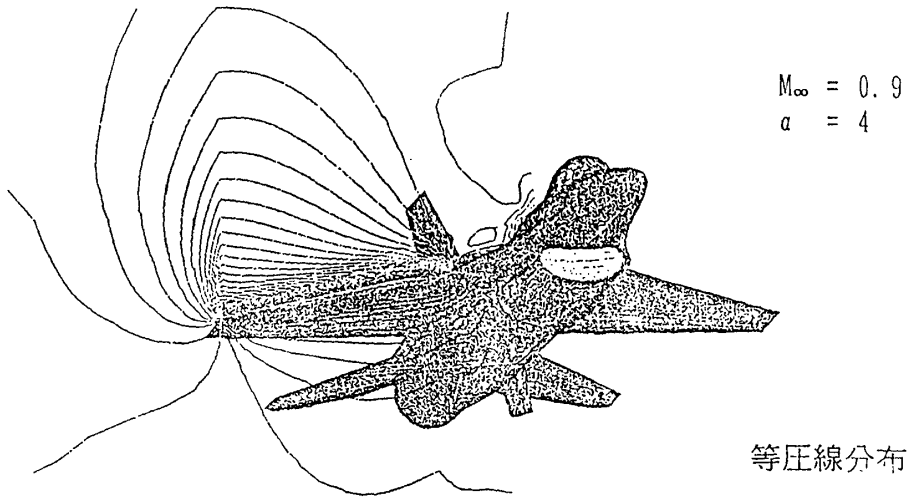


図5 F-16形状まわりの流れ場のEuler解析

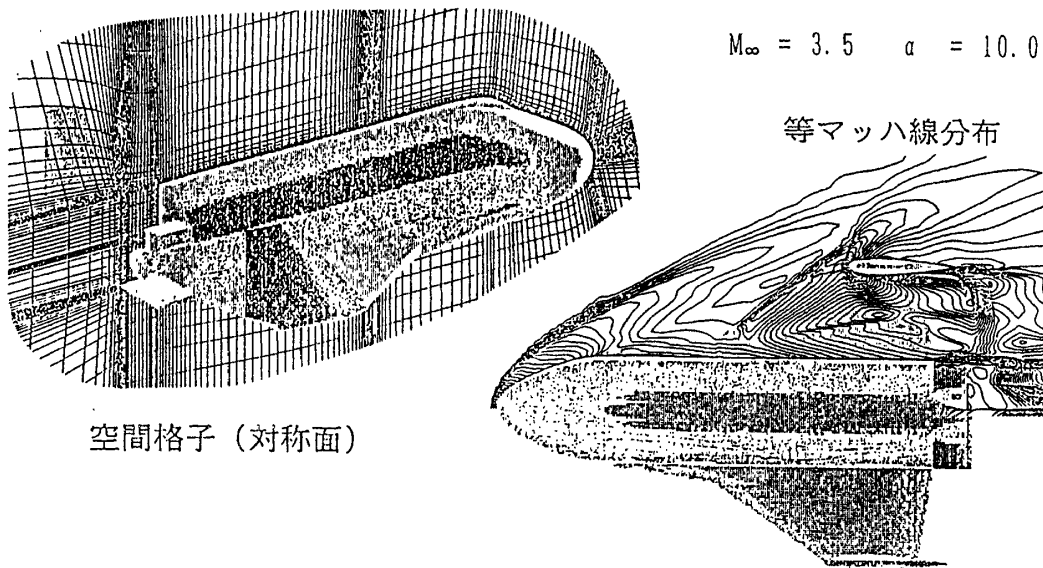


図6 HOPE形状まわりの3次元NS解析

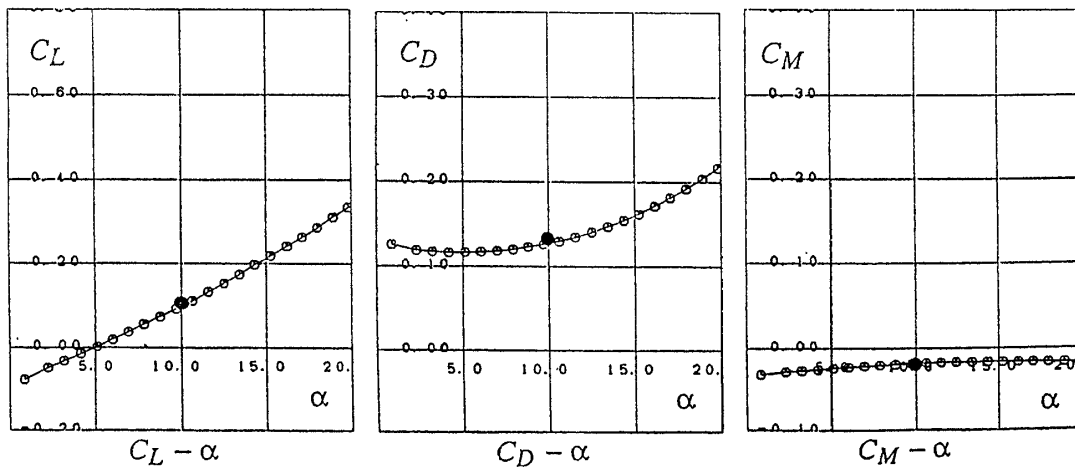


図7 HOPE模型の風試試験(O)と解析結果(●)の対応 ($M_\infty = 3.5$)

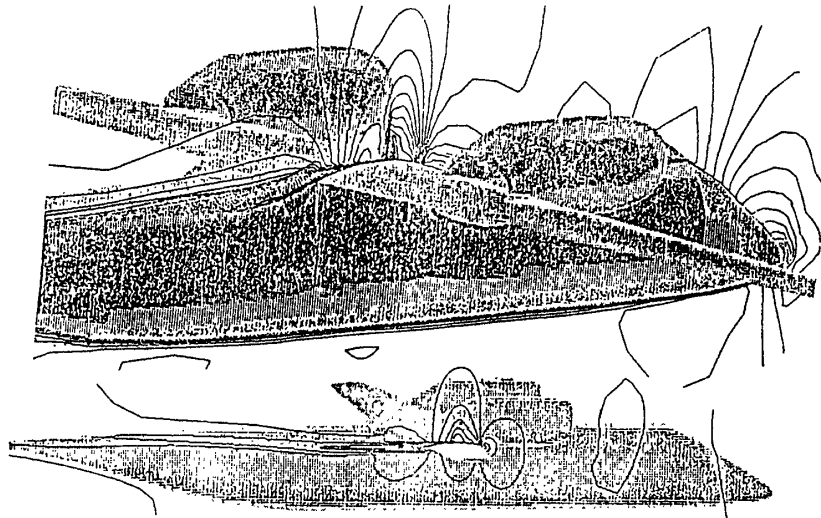


図8 USBコンピューター主翼設計問題

○ : experiments
● : comp.

Arrow MW

$M = 1.4$

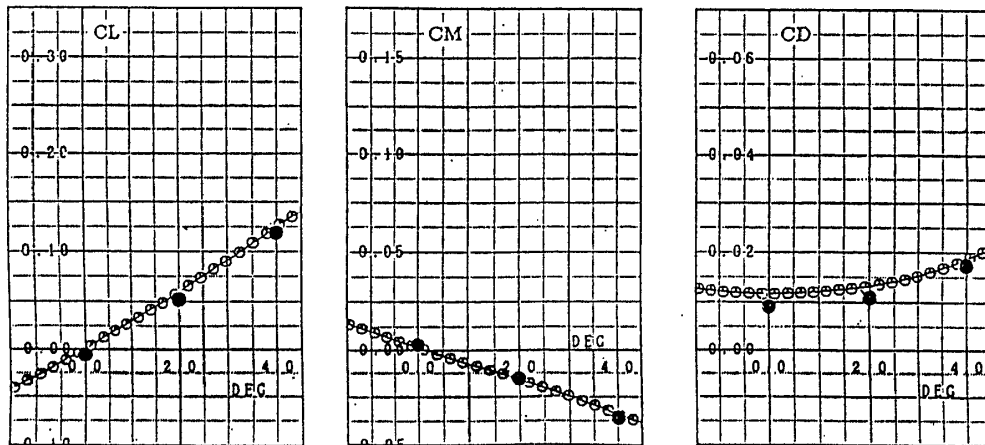


図9 SST模型の風試結果(○)と解析結果(●)の対応

トリック・スタディであり、マッハ2を超える巡航時の揚抗比の最適化を狙った風洞試験と相補的な研究を成す。低超音速域での計算(50万格子点)と試験結果との対応は図9に示すように良い一致が得られた。図10は翼まわりの流れの可視化例を示す。

以上、航空機関係の代表的な適用例を示したが、CFDは他にも種々の流れの解析に適用されてきている。内部流に関してはインテーク等の解析の他にタービン翼列の解析や室内の空調関係

への適用等がある。また、外部流に関しても、航空機以外の車両の空力特性や、飛行体の高圧噴流解析等に利用されている。上に示したように、現在は風試結果などによりその信頼性を検証しつつ使用範囲を拡大している状況であるが、パラメトリックな変化に対する解析結果の傾向だけでなく、絶対値そのものも一致するようになってきており、今後CFDの適用範囲は急速に拡大していくものと予想される。

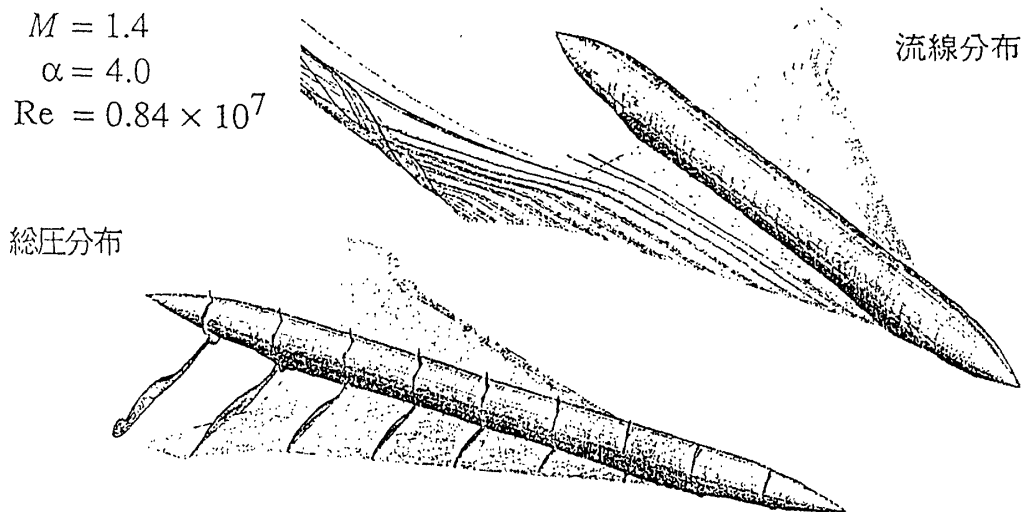


図10 SST形状まわりの3次元NS解析

2. 今後の方向

2.1 適用範囲の拡大と生産性の向上

前述の様に、CFDと風洞試験は空力技術を支える車の両輪であり、その役割分担は主として解くべき問題についての両者のコストと生産性のトレード・オフで決まる。しかしCFDのハード/ソフトの発展の勢いは風洞技術のハード/ソフトのそれに比べ圧倒的に大きいと考えられ、今後はCFDの適用範囲拡大と生産性の向上が大いに進みCFDの担当分野が益々多くなるものと予想される。

まず、ソフトウェアが現状のままでもハードウェア能力（主記憶容量、演算速度）が向上すれば多くの格子点を要求する複雑な全機まわりの流れの解析が手中のものとなる。前述のHOPEの例で240万点なので1000万点の格子点は必要となろう。また生産性の面では現在のVP400の様に1点の計算に30時間かかるのでは風試の生産性には太刀打ち出来ない。しかしCFDでは流れの細部についての多くの情報が得られることを考えると100倍の演算速度向上により0.3時間で1点得られる程度になれば、ほぼ風洞試験なみの生産性といえよう。計算機能力以外に適用範囲の拡大と生産性向上を左右するものとしては前処理系と解析手法がある。

2.2 前処理系の問題点と今後の方向

現在までの社内あるいは社外との共同研究で実

施してきた全機まわりの流れ場の解析からわかってきたのは、前処理と呼ばれる物体形状定義、表面格子生成および空間格子生成の一連の作業の占める割合が全マンパワーの8～9割に達するということである。これは本質的には前処理関連のソフト整備の遅れが原因である。1つは線図システムによる物体形状定義から表面格子を生成するソフト、もう1つは空間格子生成ソフトの自動化の遅れにより相当な作業量と同時に使用者に知識と経験が要求されるのが現状である。

今後の方向としては、利用者に知識と経験を要求される部分はエキスパートシステムあるいはAIを利用したユーザインタフェースを用いて簡便化・自動化をはかったり、あるいは空間格子生成を有限要素法の使用を前提とした非構造格子として¹⁹⁾複雑物体に対し適合性を保ちつつ自動化することが考えられる。後者の場合、構造格子に比較してより多くの格子点を要し、計算機能力の向上が要求される。いずれにしても生産性向上には前処理系の強化が急務である。

2.3 解析手法の問題点と今後の方向

現在のCFDをHOPEの様な宇宙機の高マッハ数域での解析に利用しようとするれば解離や電離といった実在気体効果を扱わねばならない。これは直ちに方程式数の増加、即ち主記憶容量、演算時間の増加をもたらす。しかし原理的にこの様な効

果の導入が可能であることは、結果を何らかの試験で検証しつつ使用せねばならぬとしても、CFDの適用範囲拡大に対する柔軟性を示すといえよう。

これに対し、現時点でのCFDに関する最大の課題は乱流の取扱いであろう。乱流場の時間平均的解を求めるには、通常、レイノルズ応力を渦粘性に対応づける乱流モデルを導入する。この乱流モデルには、輸送方程式の本数から、変数の取り方までいろいろ異なるモデルが存在する。ここで最も問題となるのは、各乱流モデルがモデル定数を幾つか含み、それを何らかの実験値と比較することによって決める点であり、結果としてその定数が如何なる流れに対しても正しい解を与える、という保証がないことである。このことは、その乱流モデルが元のNS方程式とコンシステントではない、いかえればモデル特有の適用限界があることである。そのため乱流モデルを採用しての解析にあたっては、常にその適用限界を検証しつつ使わねばならない。

これに対して、乱流モデルを使わないで乱流解を直接に、非定常で乱れた流れの解として高精度の差分スキームとよりこまかな格子を用いて求めるアプローチ²⁰⁾が出現しているが当分はエンジニアリングとしての使用は無理であろう。今後汎用性・信頼性のある乱流モデルの出現が強く期待されるが、乱流モデルの方向での進展があまり望めないのならば、計算機能力の飛躍的向上を期待しつつ、このような直接解法、あるいはLESによる乱流解析に進んでいく必要がある。

2.4 CFDを組み込んだ計算システム

CFDの空力解析以外の利用方法としては、既に表面格子、空間格子をそのまま利用してマックスウェル方程式を解いて航空機のレーダー反射断面積を求める解析があり、同様に音場の解析も可能である。しかし今後は構造計算と組み合わせる空力弾性効果の算定、最適構造設計、さらには非定常NS計算と構造振動計算を連成させ、航空・宇宙機のフラッタ計算/バフエット応答計算などが大いに期待される。これらのシステム構築/応用の普及は、バフエットにおける乱流モデルの信頼

性など一部に検証すべき問題はあろうが、基本的に計算機の能力向上待ちであるといえよう。

3. 今後必要とされる計算機能力とNALへの期待

前述したCFDの今後の方向はすべて計算機能力の飛躍的向上を前提としている。我国の場合、先にも述べた様に、日常のパラメトリックな解析は各社ベースの計算機を用い、クリティカルなケースの詳細確認計算の様に比較的限定された計算は、各社の10倍以上の能力を持つNALの計算機に依存することが効率的と考えられる。この国内計算機のペースメーカーともいべきNALの次期計算機に期待する性能としては、詳細な全機レベルの非定常NS計算が実用的な時間内で出来る程度、と考えたい。

今迄の例では100万格子点で高レイノルズ数非定常流れを解くのに最小格子間隔を代表長さ $\times 10^{-5}$ とし、CFL数=10とした場合の非定常NS計算の演算時間はVP400で30時間程度と見積られる。詳細な全機レベルでは1000万点、即ち上記の10倍を要し、実用的な演算時間としては3時間、即ち上記の1/10位が望まれることから、NAL次期計算機としては現行の100倍程度の演算能力アップが期待される所ではないだろうか。この設置の波及効果により各社の計算機能力もステップアップすることが期待される。また次期システムは並列計算機となるであろうが、今迄の各社ソフトとの連続性のために、そのまま、あるいは最小限の修正で今迄のソフトが利用出来るよう留意して頂きたいと思う。

NALに対しては、このペースメーカーとなる次期計算機導入に積極的に努力されるだけでなく、共同研究などを通じてソフトの開発、各社の人材育成にも益々大きな役割を果たして下さることを期待するものである。

参考文献

- 1) Rubbert, P.E. and Lee, K.D., "Patched Coordinate Systems", Numerical Grid Generations, North-Holland, 1982.

- 2) 沢田恵介, 高梨進, “会話的座標生成法について”, 第1回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 1987.
- 3) Akima, H., “A New Method of Interpolation and Surface Curve Fitting Based on Local Procedure”, *Journal of ACM*, Vol. 17, No. 4, 1970.
- 4) Yee, H.C., “A Class of High-Resolution Explicit and Implicit Shock-Capturing Methods”, NASA TM-101088, Feb. 1989.
- 5) Roe, P.L., “Approximate Riemann Solver, Parameter Vectors, and Difference Schemes”, *J. Comp. Phys.*, Vol. 43, 1981.
- 6) Obayashi, S. and Kuwahara, K., “LU Factorization of an Implicit Schemes for the Compressible Navier-Stokes Equations”, AIAA paper 84-1670, 1984.
- 7) Chakravarthy, S.R. and Szema, K.Y., “An Euler Solver for Three-Dimensional Supersonic Flows with Subsonic Pockets”, AIAA paper 85-1703, 1985.
- 8) Baldwin, B.S. and Lomax, H., “Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Flow”, AIAA paper 78-0257, 1978.
- 9) Coakly, T.J., “Turbulence Modeling Methods for the Compressible Navier-Stokes Equations”, AIAA paper 83-1693, 1983.
- 10) Sawada, K. and Takanashi, S., “Numerical Simulation of Viscous Transonic Flows using Block Structured Grid System”, 第19回流体力学講演会講演集, 1987.
- 11) 内田隆志, 城之内忠正, 沢田恵介, 野久徹, “設計における数値解析の活用について(2)”, 第2回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1984.
- 12) Shima, E., “Numerical Analysis of Multiple Element High Lift Devices by Navier-Stokes Equation Using Implicit TVD Finite Volume Method”, AIAA paper 88-2574-CP, 1988.
- 13) 岸本琢司, 内田隆志, “設計における数値解析の活用について(その6)”, 第6回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1988.
- 14) 藤本朗, 丹羽伸夫, 嶋英志, “超音速輸送機の空気力学——超音速空気取入口の空力的諸問題——”, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 1989.
- 15) Sawada, K. and Takanashi, S., “A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences of USB Configuration”, AIAA paper 87-0455, 1987.
- 16) Sawada, K., “Aerodynamics Analysis of a Reentry Vehicle”, 第26回飛行機シンポジウム講演集, 1988.
- 17) 高橋侔, 高梨進, 岸本琢司, 葉山賢司, “3次元逆解法による小型輸送機の主翼設計”, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 1989.
- 18) Sawada, K., “Aerodynamics of Supersonic Transport——Navier-Stokes Simulation of SST Configurations”, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 1989.
- 19) Jameson, A. and Baker, T.J., “Improvements to the Aircraft Euler Method”, AIAA paper 87-0452, 1987.
- 20) Kawamura, T. and Kuwahara, K., “Computation of High Reynolds Number Flow Around a Circular Cylinder with Surface Roughness”, AIAA paper 84-0340, 1984.

