計算空気の展望*

廣 瀬 直 喜**

1. はじめに

WRIGHT 兄弟の時代から、航空機の空力設計では、風洞試験（略して風試ともいう）が重要な役割を果たしてきた。高性能な翼試は風試で系統的に開発され、それらを基礎とした3次元翼の設計もまた、風試に基づいて行なわれた。全機形態での空力性能の確認が風試でなされるのもいうまでもない。風試を無視して空力設計はありえないが、それだけに風試の機能や運用上の限界が指摘されるようになった。一方、流体力学の航空工学への応用科学として発展した空気力学は、解析的な空力設計の手段を提供し、設計の指針を示してくれた。しかし、計算機が今日のように発達する以前には、流体運動方程式を数値的に解いて、実機形状のまわりの流れを求め、空力性能を推算することは夢物語であり、理論解析の方法は、いわば定性的な解答を示すにとどまったといっても過言ではなからう。ところが、計算機の急速な発達は、上述の実機形状まわりの流れを数値的に模擬することを現実化し、研究段階のみならず、航空機設計の現場における利用をも可能とした。流体力学方程式を差分法等の離散化近似により、直接、数値的に取り扱って解を求める方法を、われわれは計算空気力学 (computational aerodynamics) とよんでいる。計算空気力学は、さまざまな仮定のもとに、解析的な手段により、解析的解を求める従来の理論空気力学よりは、むしろ風試等の実験的方法に類似な性格をもつ。風試が相似模型によるアナログ・シミュレーションであるのに対し、計算空気力学は、数値模型によるデジタル・シミュレーションである。そこで、風洞になぞらえて計算機風洞 (computer wind tunnel) とよぶこともある。本解説では、計算空気力学の現状と将来の可能性、そして空力設計への実用化に必要とされる計算機への要求について簡単に述べ、計算機風洞実現への希望としたい。

2. 風洞試験の限界

最近の航空機開発では、設計目標が、単なる高性能ということのみではなく、省エネルギーとか全寿命費用低減化をはじめ、複雑かつ実現達成の困難なものになり、空力設計も、それに伴い、きわめて高度なものが要求される。最適な実機形状、とくに3次元翼形状の空力設計は、初期設計時における系統的試験から、最終形状による確認試験に至るまで、風洞試験による以外なく、このため、風試時間と実験計測精度に対する要求は増大する一方である。航空機開発における全風試時間は、C-141 では 5,400 時間（初飛行 1963 年）であったのに対し、1968 年初飛行の L-1011 では 25,000 時間、1980 年飛行予定のスペース・シャトルでは 45,000 時間（すなわち、5 年 2 ヶ月間）にも適するとされ、今後も増大する傾向にある¹⁾。風試の主要部分は低速、遷音速での全機模型試験であるが、それを実施できる風洞施設は世界中でも、数少なく、運転費用も高額に達する。ちなみに、航空宇宙技術研究所の遷音速風洞の年間運転時間は 400 時間である。

風試計測技術への要求もまた厳しい。これは風試データの精度の及ぼす実機への効果、すなわち、総開発費や直接運航経費 (DOC) への影響の著しさによるものである。とくに、全機抵抗係数 C_D の測定には、1 カウント (0.0001) の精度が問題とされる。 C_D が 1 カウント減らせると、全風試費用相当の燃料費節約が可能といわれる (C-5A の例)。風試結果が飛行試験の結果と大幅に異なったため、大幅な設計変更や開発期間の遅延、開発費の膨張、そして性能の低下をきたす例もまた、数多く見受けられる²⁾。

それでは、なぜ、風試による実機性能予測がむずかしいのであろうか。元来、風試の目的は、実機と相似な流れを再現して、その空力を求めることにある。それには、よく知られる相似パラメータ、REYNOLDS 数 Re と Mach 数 M が飛行状態と一致せねばならない。第 1 図は実機と風洞で実現可能な REYNOLDS 数を Mach 数に対して示したものである³⁾。粘性効果の大きさを決める REYNOLDS 数は実機では $10^7 \sim 10^8$ であるのに対し、風洞では $O(10^6)$ にすぎない。大戦前

* 昭和 54 年 6 月 12 日、科学技術に要求される大規模計算に関するシンポジウムにて発表。昭和 54 年 12 月 11 日原稿受理 Development of Computational Aerodynamics

** 航空宇宙技術研究所 Naoki Hirose

第1図 実機 REYNOLDS 数と Mach 数の範囲³⁾

の DC-3 でさえ、風洞の REYNOLDS 数を越えていることに注意してほしい。極低温風洞 (cryogenic wind tunnel) や高圧高 Re 風洞 (high pressure high REYNOLDS number wind tunnel) の建設もすすめられているものの⁴⁾、実機 REYNOLDS 数の実現は近い将来、考えられない。しかし、低 REYNOLDS 数の風試結果からの外挿により、実機の抵抗係数や衝撃波位置が正しく予測可能であれば、風試は十分に役に立つ。ところが、最近の航空機の巡航 Mach 数では、圧縮性効果 (衝撃波) と粘性効果 (乱流境界層) の非線形干渉が著しく、低 REYNOLDS 数風試結果から高 REYNOLDS 数での状態を推定するのが、きわめて困難になる。他方、低速時の大迎角の流れでは、失速剥離という、これも REYNOLDS 数に強く依存する現象が現われて、やはり推定をむずかしくしている。第2図は C-141 のあるスパン位置での上面圧力分布を示したもので、風試による衝撃波位置が実機飛行試験の結果と大幅にちがった。同機は、このために、抵抗、縦モーメント係数が狂い、安定性、構造、性能に大きな悪影響を受け、運航上の制限を伴う結果となった。圧縮性効果は風洞壁干渉を強くし、自由大気飛行状態のシミュレーションを困難化し、干渉量の補正をむずかしくもしている。

風試には、以上のほかにも、模型支持具による干渉、STOL 機模型等でとくに重要な推進装置のシミ

ュレーション、風洞内乱れや流れの一様性といった流れの品質、高精度の計測技術等に多くの未解決問題点を残している。これらの多くの風試の限界を克服したうえで、その需要に答えてゆくには、風試の内容を選別し、重要な部分、風試でなければならない部分のみを風試で行ない、それ以外のものに対しては他の手段で代用ないしは、他の手段のほうが優れている場合には、そのような手段を大幅に活用する必要にせまられている。計算空気力学はそのような手段の最たるものである。

3. 計算空気力学の諸段階

高 REYNOLDS 数での流体力学方程式 (NAVIER-STOKES Equations) を数値的に解き、翼等の航空機形状のまわりの流れを求めることは、計算機の発達をもってしても、困難な課題である。そこで、計算空気力学では、計算に採用する方程式の NAVIER-STOKES 方程式に対する近似の高さによって4種類の近似段階に大別して発展をとらえる。各段階は計算費用、適用制限の領域の大きさにも、対応する。以下に各段階について述べるが、それらに共通な計算空気力学の特徴がある。それは、いずれの近似段階においても、方程式を解析的に解く代りに、差分法等の数値解法を用いて、離散系の大規模な代数方程式で近似し、空間内の格子点における流体の状態を時間的あるいは反復収束の方向に数値的に追跡してゆくことである。空間格子や時間格子を十分密に取ることが可能であれば、3次元の複雑形状とか、流れの非定常運動、衝撃波、境界層等、従来、解析の妨げとなった要因は、基本的にはなくなり、極言すれば、それらは解法アルゴリズムと計算時間の問題にすぎなくなる。第3図に近似段階と、実現の時期を示す⁵⁾。

3.1 線形非粘性近似段階 最も粗い近似は、圧縮性、粘性効果を無視した理想流体近似であるが、圧縮

第2図 C-141 における圧力分布、実機、風試、計算の違い⁶⁾

STAGE	COMPUTED RESULTS	READINESS TIME PERIOD			COMPUTER CLASS FOR PRACTICAL 3D CALCULATIONS
		2D AIRFOIL B. OF R.	SIMPLE 3D B. OF R. AT α WING	PRACTICAL 3D WING-BODY	
I LINEARIZED INVISCID	<ul style="list-style-type: none"> ● PRESSURE DISTRIBUTION ● VORTEX DRAG ● SUPERSONIC WAVE DRAG 	1930	1940's	1968	IBM 360 CDC 6600
II NONLINEAR INVISCID	ABOVE PLUS: <ul style="list-style-type: none"> ● TRANSONIC FLOW ● HYPERSONIC FLOW 	1971	1973	1976	CURRENT SUPERCOMPUTERS
III NAVIER-STOKES RE-AVERAGED MODEL TURBULENCE	ABOVE PLUS: <ul style="list-style-type: none"> ● SEPARATED FLOW ● TOTAL DRAG ● PERFORMANCE ● BUFFETING 	1975	1978	EARLY 1980's	40 X CURRENT SUPERCOMPUTERS (NASF)
IV LARGE EDDY SIMULATION MODEL SUBGRID- SCALE TURBULENCE	ABOVE PLUS: <ul style="list-style-type: none"> ● AERODYNAMIC NOISE 	EARLY 1980's	MID 1980's	CIRCA 1990?	ORDER OF 100 X NASF

第3図 計算空気力学の諸段階完成時期⁵⁾ 第4図 パネル法による B-747-シャトル・オービタ結合体の計算例⁶⁾

性が十分小さいか、流れが超音速であっても衝撃波が弱く、等エントロピ流とみなせる場合は、流れは線形ポテンシャルで表現できる。適当な相似変換により、方程式は亜音速流では LAPLACE 方程式：

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0, \quad (1)$$

超音速流では線形波動方程式となるから、解を求めるのは容易であり、手法は古典的である。しかし、(1)を積分方程式に変換、特異点を物体境界上等に分布させて解くパネル法の完成は 60 年代末期、そして、実用的な翼胴結合体等の流れが設計に使う目的で計算できるようになったのは 70 年代になってからである。

代表的計算例を、第4図に示す B-747-シャトル・オービタ結合体の計算に見ることができる⁶⁾。同図は使

用したパネルの配置(約1,000個)と揚力係数 C_L ~ 迎角 α を風試結果とともに示す。揚力係数、干渉抵抗、分離時の揚力分布等は風試ともよく一致し、Boeing社は本計算によって設計期間の短縮、風試模型の選択を行ない、経費節約を得ている。

この近似では、物体形状は境界層が剥離しない程度に、物体は十分なめらかであるか、剥離境界層を適当な渦面で近似する等の仮定が必要となる。粘性効果は、境界層計算法と組み合わせ、ある程度、評価可能である。計算に要する時間はパネル数 n に対して $n^2 \sim n^3$ の間であり、現在の大型汎用計算機で数分の程度である。

3.2 非線形非粘性近似段階 遷音速流や超音速鈍頭物体流では、粘性効果は無視できても、圧縮性効果

第5図 翼胴結合体計算の例⁹⁾

による衝撃波は無視しえない。そこでは、NAVIER-STOKES 方程式の粘性項を無視した EULER 方程式あるいは、遷音速流に限ると非線形ポテンシャル方程式で流れを近似し、人工粘性項の導入により、衝撃波を含む流れを数値的に求める差分法が開発された。遷音速流での衝撃波によるエントロピー変化は3次のオーダーであることから、ポテンシャル近似が正当化される。完全ポテンシャル方程式 (Transonic Full Potential, TFP):

$$\begin{aligned} (a^2 - u^2)\varphi_{xx} + (a^2 - v^2)\varphi_{yy} + (a^2 - w^2)\varphi_{zz} \\ - 2(uv\varphi_{xy} + vw\varphi_{yz} + wu\varphi_{zx}) = 0, \quad (2) \end{aligned}$$

または、それに微小擾乱仮定をした、遷音速微小擾乱方程式 (Transonic Small Disturbance, TSD) に対する型依存差分法を緩和法で解く解法が 70 年代に考案され、その後、正しい衝撃波跳びの関係を数値的に得るためのさまざまな工夫がなされ、現在では、3次元翼胴結合体の計算プログラムも公表されるようになった⁷⁾。

粘性効果の評価は、この段階では、第1段階同様、3次元境界層計算法で得た排除厚を非粘性流計算における翼形状に加える形式で行なわれる。ところが境界層計算法は、衝撃波付け根や後縁近くの逆圧力勾配の場所では、剝離して、計算不可能となるから、この部分は工学的妥協を取り込まねばならない。それゆえに、衝撃波が強い、境界層剝離が著しくなるような流れでは、正しい予測は困難であり、その解決が今後の研究課題であろう。第5図には3次元翼計算の例を示す。圧力分布、衝撃波位置、抵抗発散特性も比較的良好な結果を得ている⁸⁾。

ここで3次元翼計算を例に、必要とされる計算機の

第6図 3次元翼座標系の例⁹⁾

速度を求めてみると次のようになる。第6図の差分格子網を考え⁹⁾、1ケース当たり10分以内に解を得ることを望むと、

$$\text{全格子点数 } N = 200 \times 30 \times 30 \approx 10^5$$

$$1 \text{ 格子1反復ごとの浮動小数演算回数 } O_P \approx 10^2$$

$$\text{収束反復回数 } iT \approx 10^3$$

$$\text{全演算回数 } O_T = O_P \cdot N \cdot iT \approx 10^{10}$$

$$1 \text{ ケース計算時間 } T = 600 \text{ (sec)}$$

$$\text{計算機速度 } V = O_T/T \approx 20 \text{ MFLOPS}$$

となり、20 MFLOPS (MFLOPS: Million Floating Operations per Second, 1秒間に 10^6 回の浮動小数演算を行なう能力を表わす)の能力をもつ計算機が必要である。全機形状では、格子点数が1桁上の 10^6 点が必要であるから、同じく10分間で1ケースを得ようとすれば200 MFLOPSが必要となる(第1表)。現存の超大型科学専用計算機 (CDC 7600, ILLIAC-IV, CRAY-1, CDC-STAR 100 等) は、これに近い処理

能力を有し、格子点数、反復回数を減らせれば、実用に用いることが可能である。実際、JAMESON の TFP 計算プログラムは CDC 7600 で 15 分程度である。欧米では設計家向きの実用化が急速に進められており、短時間に収束解を得るアルゴリズムの改良も著しい。わが国でも、航技研が 3 次元翼プログラムをほぼ完成(境界層修正はない)している¹⁰⁾。

3.3 時間平均 NAVIER-STOKES 近似段階 衝撃波と境界層との干渉が強くなったり、境界層の剥離が発生したりすると、境界層計算法による粘性効果の考慮では必ずしも十分ではない。排除厚の評価のみでは揚力も正しく求まらないことが多くの計算で指摘されている。それゆえに、粘性効果を正当に評価するには、NAVIER-STOKES 方程式を解く必要があろう。層流の、比較的低い REYNOLDS 数の流れには NAVIER-STOKES 方程式を直接、差分近似して解くことも可能で、報告もされている。しかし、航空機を対象とする場合には、高 REYNOLDS 数の乱流境界層を含む流れであり、直接、解くことは困難である。そこで、一般に行なわれるのは、時間平均化した NAVIER-STOKES (Time Averaged NAVIER-STOKES, TANS) 方程式で流れを記述し、乱流輸送現象は REYNOLDS 応力の形で平均化されたものを、よく知られる渦粘性乱流モデル等によってマクロにモデル化して、方程式を解けるように簡単化することである。

非常定圧縮高 REYNOLDS 流に対する保存則表示の方程式は

$$\mathbf{U}_t + \mathbf{F}_x + \mathbf{G}_y + \mathbf{H}_z = 0, \quad (3)$$

で表わされる。ここで、 $\mathbf{U}$ は保存量ベクトル； $\mathbf{U} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e)$ であり、 $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ は質量、運動量、エネルギーの x, y, z 方向流束ベクトルであり、粘性応力、REYNOLDS 応力の項を含む。REYNOLDS 応力のモデル化は、PRANDTL の混合距離モデルが有名である。乱流境界層実験に基づいた長い経験により、実用的には十分な場合も少なくない。しかし、衝撃波境界層干渉や剥離流のような非平衡乱流境界層では、渦粘性係数 ϵ を流れ場の平均量で表わす代数モデルは必ずしも常に正しい結果を与えてくれない。最近では、乱流の乱れの強さ、大きさを表わすマクロな量、たとえば、乱流エネルギー k と乱れの代表的長さ l 、に関する輸送方程式を元の NAVIER-STOKES 方程式より導き、平均流に対する (3) 式と連立させて解く高次乱流輸送モデルが提案され、基本的な流れに対する 2 次元計算によるモデル検証がすすんでいる。しかし、高 REYNOLDS 流では、実験もむずかしいために、まだ実用に十分耐えうるモデルは得られていないのが実状である。広範囲の流れの条件に対して一様に適用可能なモ

第7図 自動格子形成法の計算例

デルの開発は、計算法の開発と並び重要な課題である¹¹⁾。

(3) 式の具体的な解法上で重要な発展要素は物体適合座標系の採用と空間分割型差分演算子の開発である。前者は、翼表面等の物体境界がひとつの座標軸と一致するような座標系を数値的にかつ自動的に求める、自動格子形成法¹²⁾が考案されたことで、任意形状の物体まわりの流れの計算は容易となった(第7図)。

(3) 式は、物体適合座標系 (ξ, η, ζ) に変換した保存則：

$$\mathbf{U}_t + \mathbf{F}'_\xi + \mathbf{G}'_\eta + \mathbf{H}'_\zeta = 0 \quad (4)$$

にして、時間依存保存則差分法を適用すると離散化される。形式的に時刻 $n\Delta t$ の解 $\mathbf{U}^n$ から Δt 時間後の解は次のように表わされる。

$$\mathbf{L}\mathbf{U}^{n+1} = \mathbf{R}\mathbf{U}^n \quad (5)$$

ここで、 $\mathbf{L}, \mathbf{R}$ は陰、陽差分演算子をそれぞれ表わす。多次元流では、 $\mathbf{L}, \mathbf{R}$ の具体的な形は複雑な上、計算の収束を得る安定条件も厳しく、そのままでは大規模計算には必ずしも適さない。しかし、 $\mathbf{L}, \mathbf{R}$ を同じ差分精度を保ったままで、各空間座標 ξ, η, ζ 方向の 1 次元差分演算子の積の形に分割することが提案され、 $\mathbf{U}^{n+1}$ を、

$$\mathbf{U}^{n+1} = \mathbf{L}_\zeta^{-1} \mathbf{L}_\eta^{-1} \mathbf{L}_\xi^{-1} \mathbf{R}_\zeta \mathbf{R}_\eta \mathbf{R}_\xi \mathbf{U}^n \quad (6)$$

という形で求められるようになった¹³⁾。こうすると、各差分演算子は 1 次元差分法であるから、プログラム上も容易であるとともに、安定条件も緩和される。安定条件の厳しい座標方向があれば、その方向の差分演算のみを重ねればよい。差分の分割化は、計算機にも都合がよい。なぜならば、並列あるいはパイプライン処理が行なえるからである。

第3段階の実用計算は、2 次元計算が研究レベルで行なわれているものの、3 次元流計算や実用化にはもう一歩というところである。数少ない例として、2 次元超音速翼計算¹⁴⁾の結果を第8図に示す。超臨界翼型の揚力傾斜と抵抗極線を、Mach 数 0.75、REYNOLDS 数 21×10^6 で求めている。風試の結果と比較し、風洞壁干渉の方が計算結果より影響が強く、また大迎角でのパフエットが計算で示されるのは注目される。この計算では乱流モデルは CEBECI-SMITH 代数モデル¹¹⁾を用いている。この種の計算では境界層内を十分精度高く求める必要があり、翼表面の粘性底層を差分格子で

第8図 2次元遷音速翼の TANS 計算例¹⁴⁾

とらえねばならない。 $Re=10^8$ では、境界層厚方向の最小格子幅は $10^{-4}C$ (C : 翼弦長) 程度となる一方、遷音速流の特徴から、翼の影響は十分遠方に及ぶから、外部計算境界は無限大もしくは $10 \sim 10^2 C$ は必要となろう。このため、不等間隔格子を用いるとしても全格子数、収束に要する反復回数も著しく大きくなる。本例では1ケース当たり計算時間は1時間のオーダーである。ILLIAC-IV による3次元計算では20数時間以上かかるという¹⁵⁾。2, 3次元翼計算を実用的に得ようとする、第1表に示す簡単な見積りで、前者は3 Mega double words のメモリと100 MFLOPS の速度が必要であり、後者、それは2次元理論の適用がむずかしい実設計で、必要不可欠なものだが、では、100 Mega double words メモリと3,000 MFLOPS が望まれる。この計算機能力は実に、ILLIAC-IV や CRAY-1 の数十倍の能力を意味する。もちろん、少ない格子点と計算時間で解を得る新しいアルゴリズムの開発も多く試みられているものの、それは、計算機への需要を引き下げることよりは、より複雑な形状の流れの計算を試みる方向へと結びつけられるであろう。

3.4 NAVIER-STOKES 直接計算段階 時間平均化しない NAVIER-STOKES 方程式を直接解くことは、空間、時間格子の刻みを十分細かに取れば可能である。その場合には、乱流輸送はマクロなモデル化されることなく、時間的、空間的に乱れた時々刻々変化する流れ場が数値的に求められよう。乱流運動は連続体力学の範囲の現象とされているから、この段階は流体力学で考えられる最も近似度の高い段階である。高 REYNOLDS 数流では、空間格子を乱れの大きさのスケールにくらべて、十分小さくすることは困難であるから、空間格子幅より小さな乱れに対しては、やはり適当なモデル

化 (Sub-Grid Scale modeling, SGS) が必要である。SGS モデルは、乱流輸送モデルとは異なり、高波数乱流成分という、ある程度普遍性を有するミクロなスケールのモデルであり、一方、流れ場を支配する低波数成分、すなわち大きな渦の成分は、直接計算により求められる。このような方法は Large Eddy Simulation (LES) とよばれ、基礎的な乱流現象に対する試みが報告されるようになった¹⁶⁾。しかし、航空機設計という実用への利用には、第3段階より、さらに1~2桁大きな格子数と計算機能力が必要であり、実現までにはしばらく時間がかかるであろう。当面は LES 計算は、乱流輸送モデル開発に必要な数値実験データの算出に利用されると考えられている。

4. スーパー・コンピュータ

空力設計に必要とされる情報、揚力、抵抗、モーメント、圧力分布、境界層剥離点等、は、流体運動の積分量であり、それらを求めるのに、LES 計算までまたねばならないかは疑問の余地がある。第2段階の計算では、境界層修正によっても、不十分な点が多いことから、結局、第3段階、TANS 3次元計算において、よい乱流輸送モデルを用いることで設計への実用化を実現しなければならない。これは、第1表にあげた100 Mega words, 3,000 MFLOPS の能力をもつ計算機の実現をも意味する。

さて、数値計算法と計算手段には密接な関係がある。手計算の時代には数表が作られ、電子計算機が出現すると、常微分方程式、ついで偏微分方程式の直接解法が考えられた。それらは、計算手続の命令を順番に直列的に処理する計算機の構造に適したものであった。計算機の処理能力あるいはひとつの問題を解く計算費用は年々低減の傾向にある。これは主として、記

第1表 必要とされる計算能力

流 れ 場	近 似 段 階			
	TFP 計 算		TANS 計 算	
	3 次 元 翼	3 次 元 翼-胴	2 次 元 翼	3 次 元 翼
流れの変数	1	1	8	10
REYNOLDS 応力変数	—	—	10	18
座標変換パラメータ	10	10	5	10
テンポラリ	1	1	4	4
小 計 (格子点あたり変数個数)	12	12	27	42
全 格 子 数, N	10^5	10^5	10^5	2×10^5
記 憶 容 量, M (double words)	1×10^6	10×10^6	3×10^6	100×10^6
格子点あたり演算数, O_p	10^2	10^2	500	10^3
収束反復回数, iT	10^3	10^3	10^3	10^3
全 演 算 数, O_T	10^{10}	10^{11}	5×10^{10}	2×10^{12}
計 算 機 速 度, V (MFLOPS*)	20	200	100	3,000

* MFLOPS: Million Floating Operations per Second

憶容量と中央処理装置の回路速度で決まるが、最近では、とくに後者、回路速度の性能向上の進歩が鈍ってきた。これは汎用計算機の市場が必ずしも科学技術計算を対象としないためである。そこで、空気力学をはじめ、プラズマ、気象等の流体力学のシミュレーション分野では、その解法上の特徴である同一演算を格子点数だけくり返す点を考慮し、配列の繰返し演算を効率的に行なえる、パイプライン・プロセッサや、並列処理を行なうパラレル・プロセッサ等のベクトル計算機を、特殊用途、専用計算機として開発するようになった。パイプライン計算機としては、CDC-STAR-100, CRAY-1, パラレル計算機としては ILLIAC-IV が有名である。これらは汎用計算機の最高機種能力を少なくとも1桁以上、上まわる能力を配列演算に対して発揮し、スーパー・コンピュータともよばれている。小規模ながら、航技研に導入された FACOM-230-75 AP もそのひとつといえよう。

従来の数値計算法が計算機構造に合わせたものとする、スーパー・コンピュータでは、計算機構造を解法に合わせたと見ることができる。実際、これらは、すべての科学計算において最高能力を示すものではなく、極端なスカラー計算の場合、汎用機以下の能力に落ちてしまう。しかし、流体力学計算の能力は高く、流体力学シミュレータ、NAVIER-STOKES 解法機とよぶほうが適しているかもしれない。逆に、最近、開発されたさまざまな解法は、並列処理、パイプライン処理に適したものである。そこで、TANS 解法と現在のスーパー・コンピュータの能力を極限まで追求すれば、3,000 MFLOPS の計算機は実現できよう。米国では、航空宇宙局 (NASA) が NASF (Numerical

第9図 空力計算に必要な計算機能力¹⁾

Aerodynamic Simulation Facility) 計画*を推進しており、80年代中期の完成を目指している¹⁷⁾。NASFでは、主記憶8~34 Mega 語、補助記憶256 Mega 語、最高3,000、平均1,000 MFLOPSの能力をもち、全機形状のTANS計算を10分/ケースで行ない、年間データ生産率36,000点を考えている。このデータ生産率はNASAの風洞のそれに見合う数値である。第9図は、NASFを含むスーパー・コンピュータの扱える問題の範囲を示している。NASF程度の計算機でも、その開発費用は意外に少額で済むといわれている。それは、新たな技術ではなく、現在の計算機回路、記憶技術の発展的組合せによって実現されるものだからであり、新たな高REYNOLDS数風洞建設や航空機開発費とくらべれば経済的である。この種の計算機は、計算機メーカーが独力で開発するには、市場性の無さ(国内で5台も売れないであろう)から、リス

* 最近 Numerical Aerodynamics Simulator, NAS という名称に変わった。

クが大きく、したがって、航空宇宙技術の開発という国家的プロジェクトとして、国立機関が開発するのが望ましい。それが先導産業である航空宇宙、計算機産業の発展に寄与することはいうまでもない。

5. 計算機風洞～設計への実用化

風試の需用は、今世紀中、減少に向かうことはない一方、計算空気力学の実用化も大いに進むであろうというのが、航空機メーカー内各層の一致した予測である¹⁸⁾。Lockheed社の例では、計算機使用時間がC-141では1時間、C-5Aでは5時間、そして次期航空機ではあらゆる計算空気力学の方法が駆使されようとしている。NASAが開発したプログラムは、完成を待たずに、各メーカーが競って導入しているようである。

設計のためのツール(tool)として計算空気力学が能力を発揮するには第3段階を待たねばならないであろうが、第2段階の方法でも、使用法によっては十分有益な結果が得られる。そのような例としてはRockwell-HIMAT無人研究機があげられる¹⁷⁾。HIMATでは3次元TSD解析プログラムを利用して、翼型、平面形の改良を行ない、短期間に目標点を達成した。それに要した計算回数は10回、費用は6,000ドルにすぎない。これを風試のみで行なうとすれば、模型製作や風洞スケジュールの関係で、長期間を必要とし、費用も15万ドルに達するという(第10図)。

計算機利用の特長として、このような試験に要するターンアラウンド時間の短縮、計算機ネットワークによる遠隔地よりの利用がある。さらに、最大の特長は設計問題が扱えることである。NAVIER-STOKES解法機が実現しても、それがたんに解析手段として、与えられた翼の圧力分布計算にしか用いられないなら、風洞を越えることはできない。計算空気力学が風試にくらべ優れている点は、翼型、平面形の変更がきわめて容易なことである。設計者は、風試のみに依存していた時代より、はるかに広い設計空間を対象として、多くの設計パラメータに対する系統的試験を行ない、最適設計点を見いだせよう。そこには、REYNOLDS数の

第10図 HIMATにおける設計改良の例¹⁷⁾

制限や壁干渉といった、やっかいな問題は存在しない。

設計問題では、圧力分布や揚抗比を与えて、翼形状が計算される。比較的簡単なポテンシャル近似では、逆解法として直接、解を求めることも可能であるが、TANS計算では困難であり、そのような場合には、仮定した翼形状を順問題として解き、求める目標点に到達するように形状修正をくり返す、反復解法を用いねばならない。従来、設計では圧力分布が重要であったが、これは設計者が最終目標である揚抗比等を得る中間変数として、イメージがとられやすい点から重要視されたものであろう。この点で、翼形状を設計パラメータとして、揚抗比、最小抵抗等の目標を直接むすびつけて最適化をはかる数値最適化法が注目される¹⁹⁾。これは非線形計画法の一つである制約条件付最適化法と、目的関数を求めるプログラムとして、遷音速解析法を結合したもので、第11図²⁰⁾にその手順を示す。この方法では、逆解法と異なり、物理的に非合理的な解を得ることもなく、解析法の近似段階も任意に選べ、すべて計算機が処理してくれる。欠点は、設計パラメータが多くなると、解析プログラムの計算回数が $(1+nq)$ 回、 n : パラメータ数、 q : 試行ステップ数、と増えることであり、解析法の計算時間が短くないと実用化は困難である。また、解が局所最適点でなく、大域的最適点に達するように、初期形状と修正パラメータの選択に注意が要る。しかし、これは、従来、風試と設計者が構成した設計ループを、全面的に計算機に置き換えたものにすぎない。計算化可能なものは計算機にまかせ、設計者は、人間でなければできない高度な判断、思考に頭脳を活かすべきである。

数値最適化法の応用例として、C-141の前縁形状の改良を示す(第12図)^{21), 22)}。JAMESONの3次元TFPプログラムを用い、スパン方向3断面の前縁部翼型形状を合計19個のパラメータで表わし、揚抗比が最大となるように設計を行なった。計算に要した費用は24マン・アワーとCPU 1.5時間にすぎなかったが、この改良がほどこされれば、C-141の節約する石油は

第11図 数値最適化法の計算手順²⁰⁾

第12図 C-141 前縁改良計算例²¹⁾

その残存寿命期間に 6×10^8 ガロンに達すると試算される。このように、2次元翼理論から開放され、直接、3次元問題として設計が可能となったことは注目値する。

計算機風洞とは、計算空気力学、スーパー・コンピュータ、最適設計法を総合的に結合した空力設計法の完成によって、はじめて実現されるのではないだろうか。そして、さらに遠い将来には、空力設計だけでなく、構造や飛行力学まで結合した巨大な航空機設計シミュレータが作られるのも、決して夢ではなからう。

6. む す び

計算空気力学の最近の進歩と、発展の可能性、専用計算機、設計への実用化について、簡単に紹介した。風試がそうであるように、計算空気力学は、航空機設計のためのひとつの設計ツールにすぎない。ツールはその機能を活かして用いることによって、性能を発揮する。計算空気力学の潜在能力を十分、開拓し、風試に欠ける機能を補うことこそ、空気力学研究者の任務であろう。わが国で、風洞を建設するのは困難であるのに対し、計算機開発は計算空気力学を含めて幸いに容易である。したがって、計算空気力学はわが国の研究法に適しており、今後の発展を期待したい。

参 考 文 献

- 1) MARSCHNER, B.W., YOUNG, R.L. *et al.*: Integration of Wind Tunnels and Computers, Vol. I & II, AD-A 050071 (1977).
- 2) JONES, J.L.: The Transonic REYNOLDS Number Problem, NASA CP-2009 (1977), pp. 1-18.
- 3) DAYMAN, B. Jr. and FIORE, A.W.: Aerodynamic Testing and Simulation: Saving Lives, Time, and Money, Astro. & Aeron. (June 1974), pp. 56-61.
- 4) HOWELL, R.R. and MCKINNEY, L.W.: The U.S. 2.5-Meter Gryogenic High REYNOLDS Number

- Tunnel, NASA CP-2009 (1977), pp. 27-51.
- 5) CHAPMAN, D.R.: Computational Aerodynamics Development and Outlook, AIAA Paper # 79-0129 (1979).
- 6) da COSTA, A.L.: Application of Computational Aerodynamic Methods to the Design and Analysis of Transport Aircraft, ICAS Paper # 78-B 2-01 (1978).
- 7) JAMESON, A. and CAUGHEY, D.A.: A Finite Volume Method for Transonic Potential Flow Calculations, AIAA Paper # 77-635 (1977).
- 8) BOPPE, C.W.: Towards Complete Configurations Using an Embedded Grid Approach, NASA CR-3030 (1978).
- 9) HENNE, P.A. and HICKS, R.M.: Wing Analysis Using a Transonic Potential Flow Computational Method, NASA TM-78464 (1978).
- 10) 神谷信彦, 原田 章, 高梨 進, 河合伸坦, 石黒登美子: 後退翼まわりの超音速流の数値計算Ⅱ, 日本航空宇宙学会第10期年会講演会講演集(1979), pp. 20-21.
- 11) 廣瀬直喜: 微分法による乱流境界層計算法の展望, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 28, No. 313(1980), pp. 67-82.
- 12) THAMES, F.C., THOMPSON, J.F., MASTIN, C.W. and WALKER, S.L.: Numerical Solutions for Viscous and Potential Flow about Arbitrary Two-Dimensional Bodies Using Body-Fitted Coordinate Systems, Jour. Computational Phys., Vol. 24 (1977), pp. 245-273.
- 13) KELLER, H.B. (ed.): Computational Fluid Dynamics, SIAM-AMS Proc., Vol. XI (1978).
- 14) DEIWERT, G.S.: Recent Computation of Viscous Effects in Transonic Flow, Proc. 5th Int. Conf. on Num. Met. in Fluid Dynamics (1976), pp. 159-164.
- 15) STEVENSON, D.: The ILLIAC IV Memory System: Current Status and Future Possibilities, NASA CR-152177 (1978).
- 16) FERZIGER, J.H.: Large Eddy Numerical Simulations of Turbulent Flows, AIAA J., Vol. 15 (1977), pp. 1261-1267.
- 17) Future Computer Requirements for Computational Aerodynamics, NASA CP-2032 (1978).
- 18) TREON, S.L.: U.S. Aerospace Industry Opinion of the Effect of Computer-Aided Prediction-Design Technology on Future Wind-Tunnel Test Requirements for Aircraft Development Programs, AIAA Paper # 79-0107 (1979).
- 19) HICKS, R.M., MURMAN, E.M. and VANDERPLAATS, G.N.: An Assessment of Airfoil Design by Numerical Optimization, NASA TM X-3092 (1974).
- 20) WIRZ, H.J. and SMOLDEREN, J.J. (ed.): Numerical Methods in Fluid Dynamics, Hemisphere Publishing Corp. (1978).
- 21) LORES, M.F., SMITH, P.R. and HICKS, R.M.: Supercritical Wing Design Using Numerical Optimization and Comparisons with Experiment, AIAA Paper # 79-0065 (1979).
- 22) BLACKERBY, W.T. and JOHNSON, J.K.: Application of Advanced Technologies to Improve C-141 Cruise Performance, AIAA Paper # 79-0066 (1979).