

## 航空宇宙技術研究所における空力ソフトウェアの開発について

遠 藤 浩

### 1. はじめに

フォン・カルマンの著書<sup>1)</sup>によれば、1879年の英国航空学会の年報に、当時の専門家の意見として「今までのところ、数学は飛行に関して全く無用である」と書かれているとのことである。カルマン自身は同じ著書の中で「空気力学は、数学屋と、創造力に富む技術者との協力の珍しい見本である」と書いているが、このことは今世紀前半における理論空気力学のめざましい発展と、応用面での成功を物語っている。

カルマンは計算機の今日の隆盛を見ないで没したが、理論空気力学は計算機という手段を得て、航空機設計者にとって、ますます信頼できる指針となっている。空気力学の一分野として計算空気力学が興り、現在急速に発展しつつあるが、計算機そのものの発達と同時に、それを高度に利用するためのソフトウェアの開発が、計算空気力学の今後の発展のかぎとなる。

本報告は上述の観点から、航技研における空力ソフトウェア開発の歴史と現状および今後の問題について考察したものである。

### 2. 空力ソフトウェア開発の目的

航技研は戦後、わが国で開発された主な航空機のすべての風洞試験を行い、空力設計データを提供してきた。このような航技研の役割に沿って考えると、計算空気力学に期待されるのは

- a) 空力試験データ生産力の増大
- b) 空力最適化設計
- c) シミュレーション能力の拡大

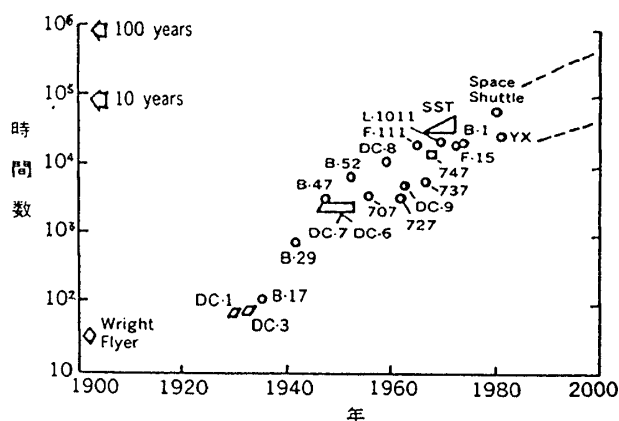


図1 航空機開発のための風洞試験量

などである。

a)に関連していえば、民間輸送機の経済性、安全性、環境適合性などに対する厳しい要求を反映して、その開発に必要な風洞試験の量は膨大なものになっている。(図1)わが国が今後、世界の航空機生産国に伍していくためには、この試験のニーズに対処できる設備能力を備えなければならない。<sup>2)</sup>

しかるに、わが国が保有する風洞の数は少なく、せめてヨーロッパ並みに増強することすら、現在の国家財政では望むべくもない。

しかし、風洞を数多く作ることが唯一の解決策ではあるまい。その代りに、計算機のもつ数値シミュレーション能力を活かして、それと既存の風洞との間での機能分担を適切に行うならば、総合的な試験能力を飛躍的に増大させ得る可能性がある。

c)に関連するというならば、計算空気力学は原理的には、レイノルズ数、マッハ数、温度、圧力、空間的および時間的スケールについて風洞がもっている限界には制約されないうえに、風洞気流の質的欠陥(乱れ、騒音、振動など)とも無縁である。したがって、計算機によって風洞では不可能な条件でのシ

ミュレーションが可能となる。

上述のことは、しかし、風洞を無用とするものではない。数値シミュレーション用ソフトに含まれる粘性、衝撃波などの過程をモデル化するとき使われる様々の仮定の正当性は、実験データと比較して検証するほかはなく、そのためには小数ではあるが質のよい風洞試験が必要である。また、物理モデルが確立されていない過程を含む流れについては、依然として風洞実験が必要である。物理モデルが確立された流れについては、大量数値実験による設計データ取得が可能となる。

### 3. 航技研における計算空気力学の歴史

航技研に初めて計算機が導入されたのは1960年で、機種はデータロン 205 である。これは真空管式で計算速度も遅く、使用言語も機械語であった。この計算機は主として定型的なデータ処理に使われ、空力計算は特殊なもののみ、行われた。

1967年にHITAC 5020が導入され、フォートランの使用が可能となり、計算速度が1000倍も速くなると、計算機利用は一般研究者の間に急速に普及した。多量の計算が必要なためにそれまでは解決困難であった問題が解かれた。等角写像による翼型設計、境界層方程式の解、超音速流れの計算などがその例である。

中でも最も顕著な業績は、ホドグラフ法による衝撃波なし翼型の計算理論である。これは遷音速ホドグラフ方程式のチャプリーギンの特解を重ね合わせて、一般解を構成するものであるが、級数形で表現される解析解の数値的評価に膨大な計算を必要とした。1960年代後半から1970年代の初めにかけて、世界各国でこの問題が研究された。航技研では高梨<sup>3)</sup>と重見<sup>4)</sup>によってこの解が求められたが、これは当時としては世界的水準を行く研究成果であった。図2には、高梨によって計算された衝撃波なし翼型の1つにつき風洞試験を行って、翼面上の圧力分布を測定した結果を示す。事実上衝撃波なしの状態が実現されていることが、この結果から確認された。

このように、1970年代前半には計算機利用の範囲は拡大したが、研究の中でそれが果す役割は補助的であって、研究者の解析能力が一義的な意味をもっ

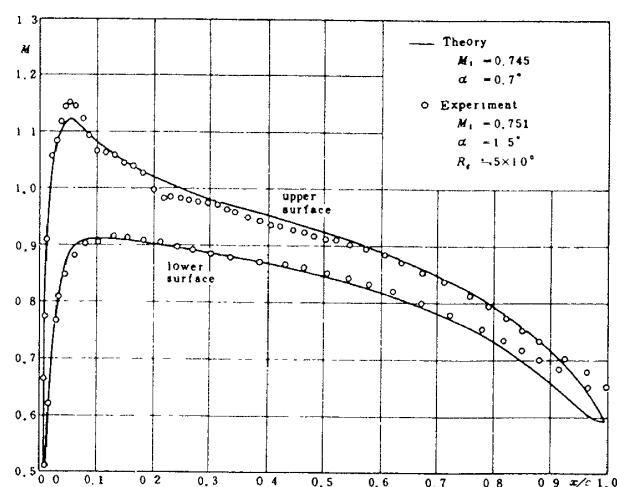


図2 遷音速翼型の理論的マッハ数分布と実験値の比較

ていた。

1975年にFACOM 230-75が導入され、計算速度がさらに1桁向上したが、この頃から、流体力学方程式を解析解を経ずに直接、数値的に解く研究が本格的に行われ始めた。偏微分方程式の数値解法はデータロン 205の時代(1960年前半)から、計測部において先行的に研究されていたが、計算機利用の普及によって、空力研究者もこの分野に参加し始めたわけである。オイラー方程式を非定常差分法で解いたり、ポテンシャルを用いて記述された遷音流の方程式を定常差分法で解く研究が次々とスタートしている。(表1)

1978年に、わが国で最初のベクトル計算機となった、FACOM 230-75APが導入された。これは加算で22MFLOPS、乗算で11MFLOPSの演算速度おもつ、当時としては最先端を行く、専用化された計算機であった。このAPの導入を機に、空気力学第2部と計算センターは共同で「遷音速翼汎用ソフトウェアの研究」をテーマとして掲げ、大型超高速計算機の高度利用のための、ソフトウェアの整備計画をスタートさせた。

その後、原動機関係者も計算センターと共同で、タービン翼列やダクト内の流れに関するプログラムの開発を始めている。

これらのソフトウェア開発は、それまでの空力研究とは異なる考えにもとづいている。従来のやり方では、着目する物理過程に対しそれぞれ数字モデル

表1 航技研における空力ソフト開発年報

年	計 算 機	言 語	課 題	基礎方程式・原理	コード名
1960	◀DATATRON 205	機 械 語	データ処理 ロケット空力計算		
1967	◀HITAC 5020	フォートラン	翼型計算 境界層(2次元) 衝撃波なし翼型	等角写像 運動量積分方程式 ホドグラフ方程式	
1975	◀FACOM 230-75	フォートラン			
1977			二次元翼解析	オイラー方程式	FLOW
1978	◀FACOM 230-75AP	AP フォート ラン	二次元翼解析	完全ポテンシャル方程式	PNCCP
1979			三次元翼解析	小擾乱ポテンシャル方程式	SPWING
1980			二次元翼解析 三次元境界層	小擾乱ポテンシャル方程式 圧縮性境界層方程式	TSFOIL BLAY
1981			三次元翼解析 二次元翼解析 二次元翼設計	完全ポテンシャル方程式 ナビエ・ストークス方程式 小擾乱ポテンシャル方程式	FPAWING NSFOIL AFMESH
1982			格子生成 三次元設計 数値最適化 ロケットノズル 翼列	ポアソン方程式 小擾乱ポテンシャル方程式 共役勾配法 化学非平衡流方程式 オイラー方程式	SPWD TSFD MLMiN ODK/TDK
	◀FACOM M380	フォートラン	ダクト, ノズル 二次元翼設計	放物型ナビエ・ストークス 方程式 完全ポテンシャル方程式	INVERSE
1983			全機解析 翼胴結合解析	小擾乱ポテンシャル方程式 完全ポテンシャル方程式	作 成 中 作 成 中

を作り解くが、その際、その流れのタイプの特質を適確に把えてモデル化を行う研究者個々の能力が物をいう。そして、このモデルは他のタイプの流れには、必ずしもそのまゝでは適用できなかった。これに対し、汎用ソフトウェアの目的とするところは、連続媒質の流れの中で起る物理過程である限りどのタイプの流れにも適用できる計算法を作り上げることである。この場合、計算機/ソフトウェアから成るシステムが果すべき役割の性格は、風洞のそれと同じであるから、このシステムは「計算機風洞」と呼ぶにふさわしい。

#### 4. 開発されたソフトウェア

これまでに幾つかの計算コードが開発され、そのうちのあるものは入出力部を整備して汎用化され、またあるものは、さらに精度や適用限界の検証を経て、現在、研究の道具として使用されている。表1の最後の欄に、そのコード名を記載した。

##### 4.1 解析プログラム

空力計算には、物体形状を与えて流れ場を解く順問題と、逆に、一般流の条件と物体面上の圧力分布を与えて、その圧力分布をもつ物体形状を計算する

逆問題とがある。前者のためのソフトを解析プログラム、後者のためのものを設計プログラムと呼ぶ。

解析プログラムの先駆的なものは、オイラー方程式を Lax-Wendorf 法で解く遷音速定常/非定常解析プログラム FLOW であるが、これは研究レベルにとどまった。<sup>5)</sup>遷音速完全ポテンシャル方程式にもとづく汎用コード PNCCP<sup>6)</sup>が開発されている。これを用いて、ホイットカムが発表したスーパー・クリティカル翼型(翼上面に超音速領域ができるが、衝撃波抵抗が小さく、そのため高亜速域ですぐれた空力性能をもつ翼型一般をいう)の圧力分布を計算した結果を図3に示した。後半部の大きな反りに対応して、そこに大きな揚力が発生している(いわゆる rear loading)状態がわかる。

PNCCPは非線形項をすべて残した方程式にもとづいているので、厳密ではあるが計算時間がかかる。そこで、高次項を省略した遷音速小擾乱ポテンシャル方程式にもとづいた、簡略な汎用コード TSFOILが開発されている。

ポテンシャル方程式は非粘性非回転の流れについて成立するものであるから、粘性の強く現れる境界

層、剥離した流れ、後流、強い衝撃波を伴い、渦度をもつ流れ、などには適用できない。この種の流れはナビエ・ストークス方程式にもとづいて解かねばならない。高レイノルズ数の流れについてこれを解く場合は、薄い境界層内に格子点を密に配置し、また、粘性項を十分精度よく評価するため2次精度以上の差分計算が必要になるため、計算時間はポテンシャル方程式よりも桁違いに長くなる。この困難を解決するには、適切な格子生成法と、時間がかゝらず、しかも精度の高い差分法の研究が必要である。

航技研においては2年前に研究レベルのナビエ・ストークスコードを作成したが、<sup>9)</sup>現在、その検証と実用化を進めている。また、格子生成プログラムとして、ポアソン方程式の解による曲線座標形成と、翼表面の近くで軸の直交性を高めるための幾何学的座標構成を組み合わせ、これに後流領域の剪断流座標系を接続することによって、弾力性のある格子形式プログラム AFMESH<sup>8)</sup>を作成した。実際に作成され使用された格子の1例を、図4に示す。また、図5にはナビエ・ストークスコード NSFOIL を用いて計算した、翼型まわりの等マッハ線を示す。

三次元翼の解析計算プログラムには、小擾乱ポテンシャル方程式にもとづく SPWING<sup>10)</sup>と、完全ポテンシャル方程式にもとづく AFPWING<sup>11)</sup>がある。後者は、ベクトル計算機 FACOM 230-75 AP のために開発されたソフトウェアで偏揺翼も計算できる。図6にはこのプログラムによって計算された、後退翼上面の等圧線分布を示す。三次元のナビエ・ストークスコードは、まだ作成されていない。

エンジン内の流れの計算プログラムは、表2に掲げた計画によって開発が進められている。翼列から後の燃焼器、ダクト、ノズルの中の流れは、本質的に粘性と回転を伴う流れである。この領域内の流れに対しては、現在は放物型ナビエ・ストーク方程式にもとづくコードの段階にとどまっているが、しかし、本来のナビエ・ストークスコードの開発も予定されている。

そのほか、極超音速流についても、高速飛翔体まわりの粘性および非粘性の流れの数値解析が行われており、また、高膨張ノズル内の化学非平衡流の解析プログラムの作成と、それを用いた LE-5 エンジ

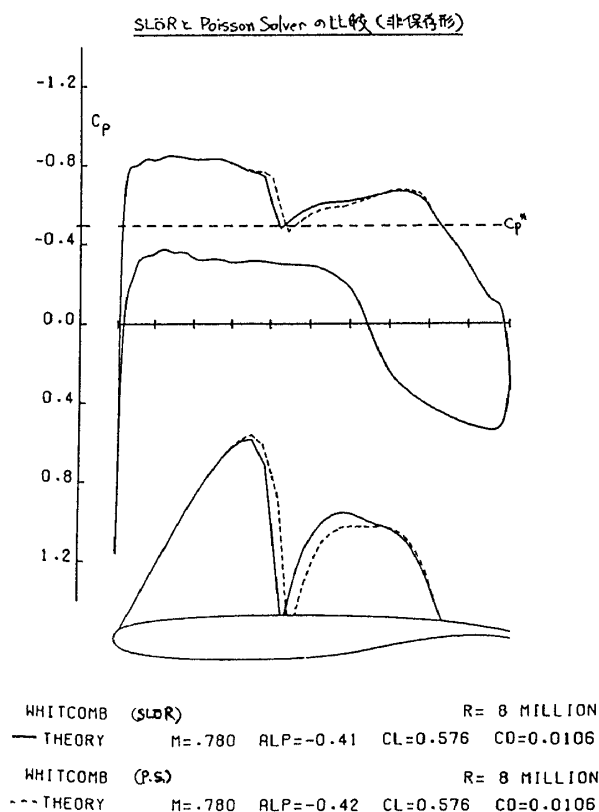


図3 PNCCPによる計算例

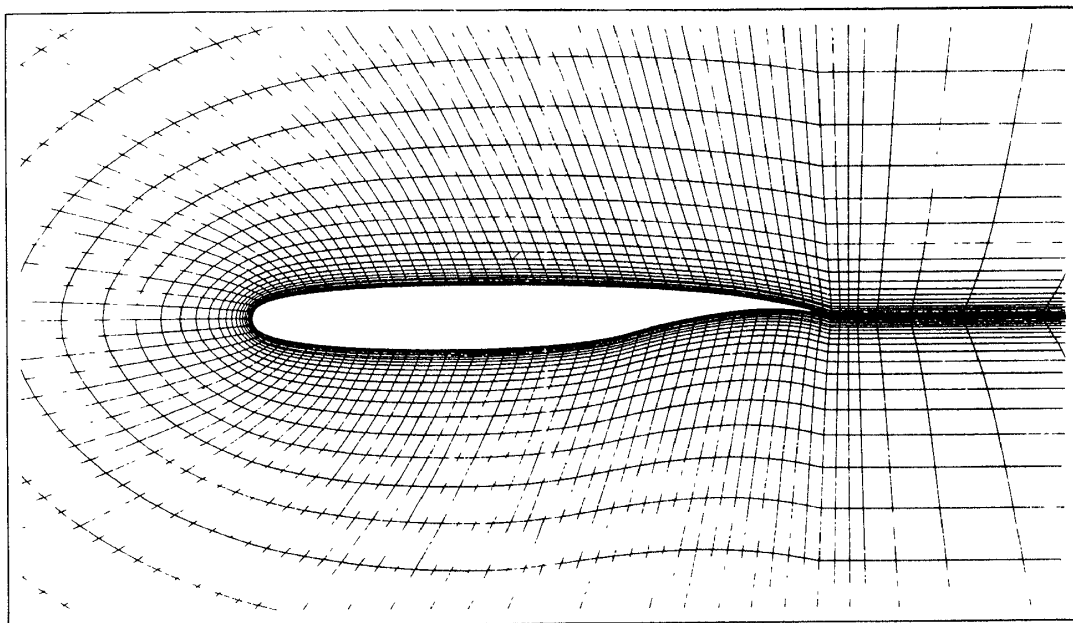
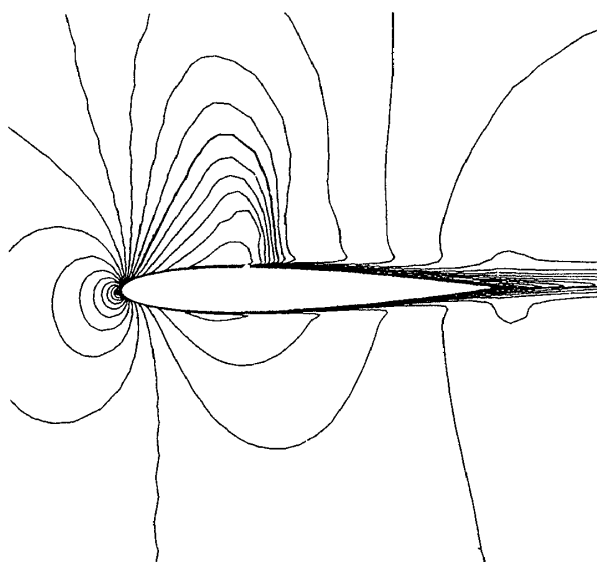
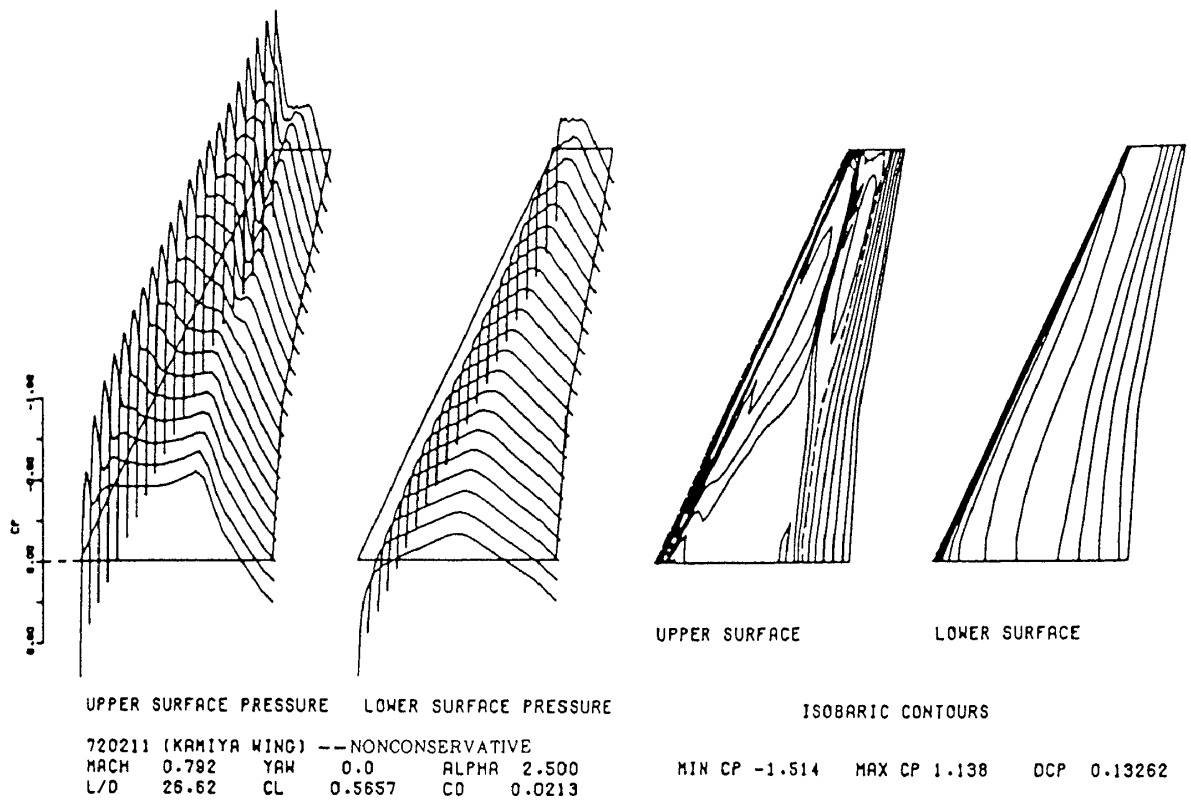


図4 AFMESHにより生成された格子



MACH =	0.75000	ALPHA =	2.00000	RN =	.42000+06
CL =	0.33351	CD =	0.02356	CM =	0.00859

図5 NSFOILによる計算例



全翼面圧力分布図，等圧線図

図6 AFPWINGによる計算例

表2 内部流解析ソフト開発計画

2 ; 二次元  
軸 ; 三次元軸対称  
3 ; 三次元

		空気取入口	翼	列	燃 焼 器	ダクト、ノズル
ポテンシャル	2					
	軸					
	3					
オイラー	2	*	****			
	軸	*				
	3		**			
放物型化 ナビエ ストークス	2					
	軸			*	***	
	3				**	
ナビエ ストークス	2		*			
	軸					
	3					

\* 来年度から着手を予定 (Basic Algorithm, Research Code)

\*\* Research Code を作り検証中

\*\*\* 来年度 Working Code を作る予定

\*\*\*\* Working Code 有り。

ン・ノズル内のエネルギー損失の評価が行われている。<sup>12)</sup>

#### 4.2 設計プログラム

二次元翼（翼型）の設計プログラムには，小擾乱ポテンシャル方程式にもとづく汎用プログラム TSFD と，完全ポテンシャル方程式にもとづく INVERSE がある。後者は，任意の初期翼型の上で圧力分布を与え，それを境界条件として新しい翼型の形状を計算する。粘性効果は境界層の排除効果として考慮されている。1 ケースの計算時間は約 200 秒である。<sup>13)</sup>

図 7 は Korn がホドグラフ法で計算した衝撃波なしの翼の圧力分布（理論値）を与えて，TSFD を使ってもとの翼型を逆算した結果を示す。図の上半の実線設計圧力分布で，下半部に実線で示したのが得られた翼型である。図の点線はもとの Korn の翼型であるから，実線は点線と一致すべきであるが，設計プログラムが小擾乱ポテンシャルにもとづいているため近似が十分でなく，上面に多少のずれが認められる。しかし，このプログラムでは，計算時間が約 10 秒しかかゝらないため，それ程高い精度を要しない設計計算には便利である。

完全ポテンシャルコード INVERSE を用いた例を，図 8 に示した。<sup>13)</sup> これは，マッハ数 0.7 に対し，

図の上半に十字で記入された，衝撃波を伴う圧力分布をもつような翼型を計算したものである。実線で示した圧力分布は，この翼型の圧力分布を解析コードで逆算した結果を，参考までに記入した。

三次元翼の設計プログラムとしては，小擾乱ポテンシャルにもとづく汎用プログラム SPWD が開発されている。このプログラムは，数値解法にベクトル化アルゴリズムを使用しており，計算時間は約 200 秒である。解析プログラム SPWING（前出）との間で，解析と設計修正のループを形成させて使用する。図 9 は設計例で，左側には与えた断面圧力分布を，中央には同じ圧力分布を等圧線で表わしたもの（上面のみ）を示す。同図の右側には，この圧力分布をもつように SPWD を用いて設計された後退翼の各断面の翼型分布を示した。翼端の断面形はやゝ特殊で，外挿などの方法で修正を加える必要があるが，それ以外の断面については実用可能な形状が得られている。

そのほか，特殊な計算プログラムとして，亜音速の場合の翼胴結合体の表面の圧力分布を計算する，境界要素法にもとづく解析プログラム，任意の翼，または翼胴の形状を部分的に変えて（超音速領域内

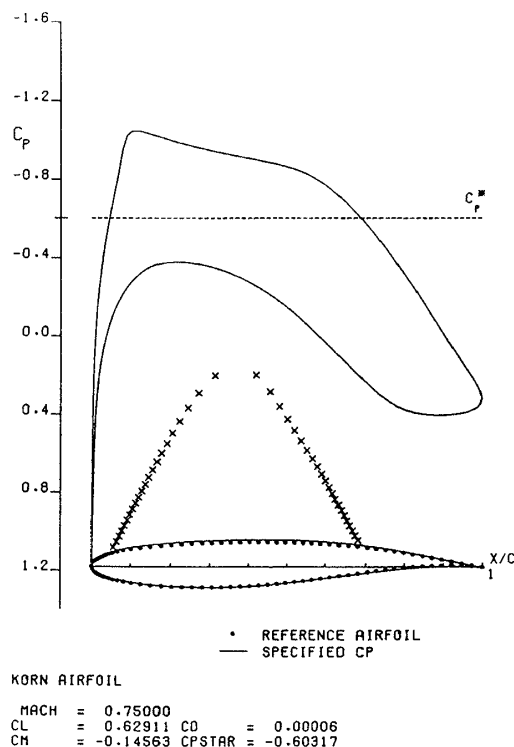


図 7 TSFDによる計算例

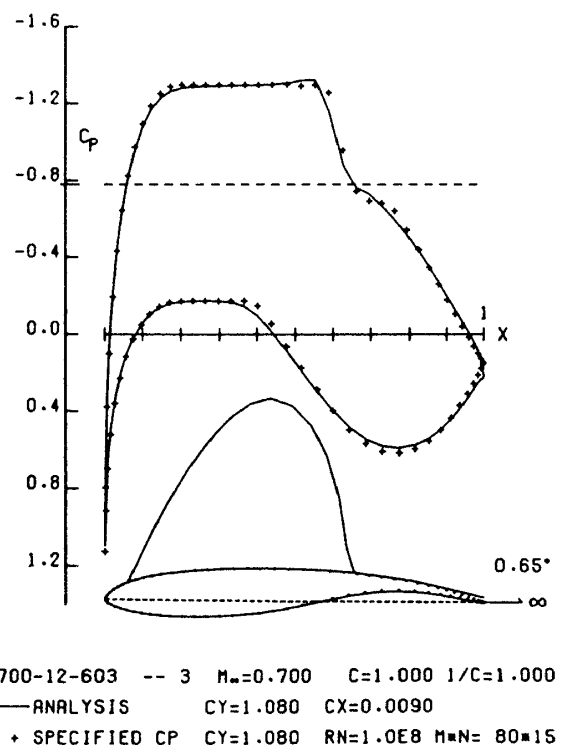


図 8 INVERSEによる計算例

720211 WING

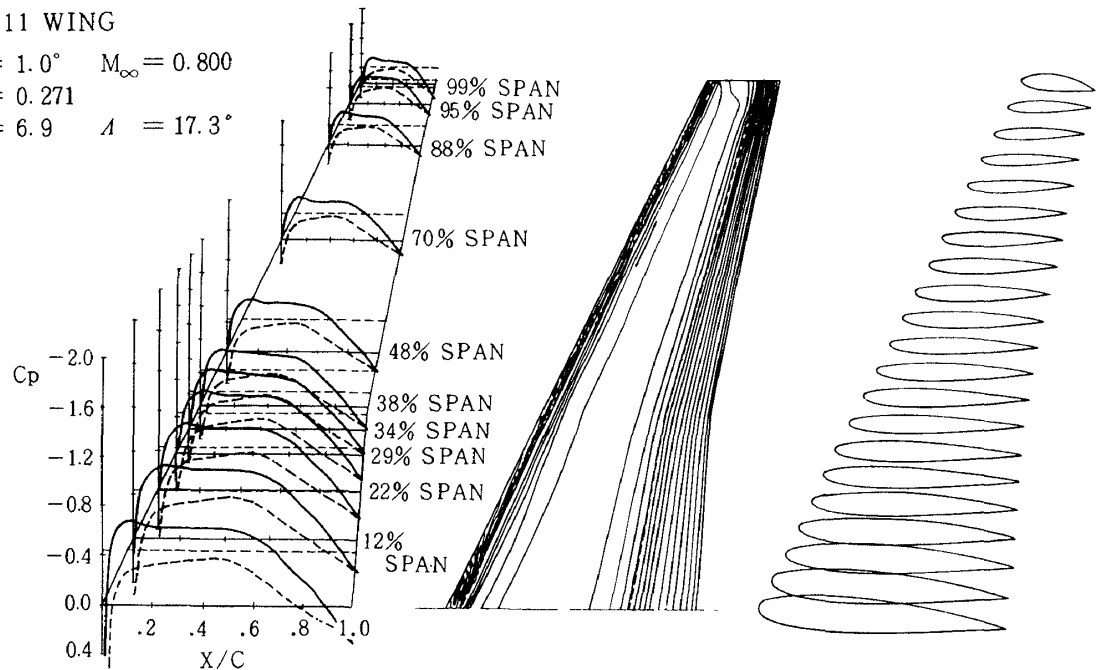
 $\alpha = 1.0^\circ$   $M_\infty = 0.800$  $C_L = 0.271$  $R = 6.9$   $A = 17.3^\circ$ 

図9 SPWDによる計算例

の表面), 衝撃波なしの形状を実現する計算プログラム, 遷音速三次元境界層解析プログラムBLAY, 等角写像を用いた格子生成プログラム, などが作成されている。このうちあと3つについては, 本シンポジウムで別に発表される。

## 5. ソフト開発上の問題点

前項では, ソフト開発の過去と現状について説明した。以下では, 今後, 計算機利用の高度化をはかり, これを風洞を補完すべき設備として整備するために解決しなければならない, 幾つかの問題について述べる。

### 5.1 ソフト開発体制の確立

計算機高度利用のかぎはソフトウェアであるが, ソフト開発費の増大と開発要員の不足は, 将来, 計算機利用の発展の阻害要因となる恐れが大きい。ソフト費用については, 1985年にハード費用に対する比率が4倍になるという予測すら行われている。したがって, プログラムの汎用化と共用化をはかり, 重複投資を避けなければならない。

航空機設計ソフトについては米国が圧倒的な蓄積をもっているのだから, これを購入することによって開発コストの低減をはかる道も考えられる。しかし, 最近では米国政府はソフトの国外流出を規制する方向

に動いており, 陳腐化したものならいざ知らず, 進んだソフトはますます入手が難しくなるであろう。したがってわが国として自主的にソフト開発を進めねばならぬ。そのためには, i) スキーム (計算理論), ii) コード (計算プログラム), iii) マニュアル (使用手続), などの研究と作成のための, 組織的な均衡のとれた開発努力が必要である。これらの各レベルの仕事には, それぞれ適性を備えた人材を投入しなければならないが, ソフト要員が不足している現状では現場技術者や大学関係者との協力が, 極めて重要である。冒頭に述べた「空気力学は数学屋と技術屋の協力の稀な見本」というカルマンの言葉を, こゝで想起したい。

航技研はこの開発体制を確立する一助として, 図10に示すように, 外部機関と協力関係を結んでいる。このうち, 機体及びエンジンメーカーとの間では, 共同作業についての話し合いも進んでいる。

### 5.2 ソフトの検証

空力計算プログラムは, 連続媒質を離散化した量で表現したり, 計算速度を高めるため近似式を用いるなどの, いわゆる流れのモデル化の原理に立っている。そのため, 人工粘性のような自然の流れにはない性質がモデル流れには現れ, 自然粘性が相対的に小さい高レイノルズ数の場合に, 誤った計算結果



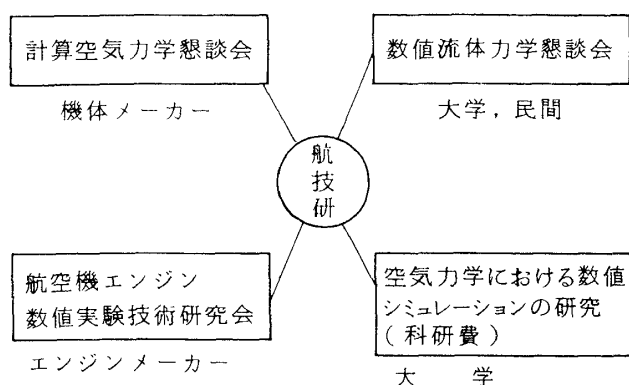


図10 空力ソフト開発のための所外との協力体制

に導くおそれがある。最もプリミティブなナビエ・ストークス方程式から出発した場合でも、粘性効果のモデル化にはまだ多くの問題が残されている。

このような人為的なモデル化が必要な限り、計算機シミュレーション結果は、実験結果による検証なしにはその正当性を主張できない。

検証のためには質のよい流れを発生することのできる高レイノルズ数の風洞で得られた、精度の高い実験データが必要である。風洞には、壁による流れの拘束、乱れ、騒音などの欠点があるので、信頼できる検証データの取得は容易な仕事ではない。風洞計測技術の一層の向上が、この点からも要望される。

### 5.3 データ・ベースの整備

空力ソフト関係のデータベースの役割は、各種のデータ、すなわち

- 1) 風洞試験データ
- 2) 数値実験データ
- 3) 計算プログラム

を蓄積し、それによって初期設計データや数学モデル検証のためのデータを提供し、同時に数値シミュレーションのプログラム、メッシュサイズ、および初期データの選択のための情報を提供することである。このデータベースシステムは次の機器から構成される。

- 1) カートリッジ・ライブラリ・システム (CLS)  
カートリッジ 628本, 94GB
- 2) ライン・プリンタ
- 3) グラフィック デ스플레이
- 4) プリンタ・プロッタ

### 5) 会話型端末

そのほか、このデータベースはソフトウェア機能として

- 1) ファイル作成、保守、および出力の各機能  
(データの追加、更新、修正、削除、検索も容易に行われる)
- 2) 機密保護機能

を備える必要がある。

### 5.4 ソフトの公開

作成した計算プログラムやデータベースに蓄積された各種データは、一般に公開して有効に利用する道を購じなければならない。しかし、それには各種の権利問題が絡んでくる。まづ、ソフト作成を研究活動とみる場合は、研究成果の発表の自由と優先権の主張を認めなければならない。一方、ソフトウェアを経済的効用を生み出す一種の財貨とみるときは、その盗用を防止し、利用者からはその対価を徴収すべきであるとの見解も出てくる。

現時点においてソフト権を法的に保護しようとする準備が文化庁と通産省によって進められている。文化庁は著作権法の立場から、通産省は工業所有権を念頭に置いた特別立法の立場から検討を行っているが、各界の利害の調整が難かしいうえ、国際的な整合性(とくに米国)との問題が絡んで、見通しが立っていない。

我々としては、航技研の果す社会的役割の中で、整備されたソフトウェア体系は、風洞あるいはその他の試験設備と同等の意義をもつという認識の上に立って、さらに研究者個人の権利保護との両立をはかりながら、ソフト管理の方法論を模索して行かねばならない。

## 6. 数値風洞計画

我々が考えている数値風洞の実現のためには、流体運動シミュレーションのために特別に設計された専用計算機が必要である。一時期航技研に導入されたFACOM 230-75APは、わが国では最初の、この種のベクトル計算機であったが、その後のハードウェアの進歩のため、汎用計算機ですらこれを上回る性能をもつに至った。

我々が要求するのは、さし当りポテンシャル・レ

ベルの計算コードによって、例えば10分程度の計算時間で、翼胴結合形態のまわりの高レイノルズ数遷音速流れを計算できることである。この専用機は次の目的に使用される

- 1) 計算理論の研究
- 2) 計算コードの開発
- 3) 数学モデルの検証
- 4) 大量数値実験（航空機開発）

この専用機の要目は次のようになると考えられている。

- 1) 演算速度 500 ～ 1000 MFLOPS
- 2) 記憶容量 256 MB 以上
- 3) ディスク容量 10 GB 以上
- 4) 言語 フォートラン，拡張フォートラン，マクロ・アセンブラ

この計算機システムの機器構成は図11のようになるであろう。外部システム（国公立機関，民間）の繋ぎ込みも，必要に応じて検討されよう。

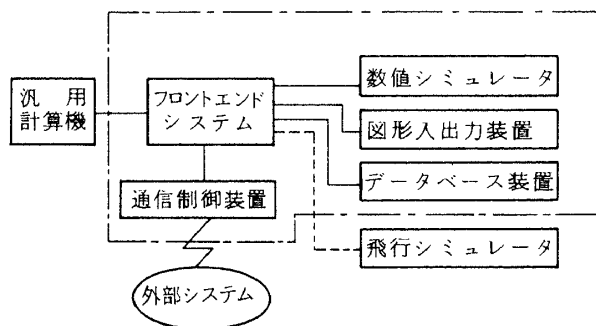


図11 数値シミュレータの構成

将来、ナビエ・ストークス コードが完成され、かつ、次の世代の数値シミュレータが実現されるなら、この計算機風洞システムが我が国の航空機開発において重要な役割を果たすものと考えられる。このように風洞と計算機とが互に補完し合い、総合的にみて空力試験能力を現状より飛躍的に増強させる方式は、電力費が高く資源に乏しく、第2，第3の大型風洞設備の建設が必ずしも現実的でない、今のわが国情にふさわしいといえるのではなかろうか。

本報告を作成するに当たって、シンポジウム実行委員会の海老原，広瀬，田村の各氏，および三好計算センター長の協力を頂いた。

## 参 考 文 献

- 1) フォン・カルマン（谷一郎訳）：飛行の理論，岩波書店（1954）p 2
- 2) 遠藤浩：最近の航空機開発と風洞試験，日本航空宇宙学会誌，31 351 pp 2-14（1983）
- 3) Takanashi, S: A Method of Obtaining Transonic Shock-Free Flow around Lifting Aerofoils, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol.17, No 34, 1973, pp. 246-263
- 4) Shigemi, T: A Contribution to the Hodograph Method for Shock-Free Transonic Airfoil Sections, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol.24, No 65, 1981, pp. 152-168
- 5) 石黒登美子：二次元翼まわりの非粘性圧縮流の数値計算，航技研報告TR-489(1977)
- 6) 石黒ほか：二次元翼まわり遷音速流数値計算の汎用プログラム，航技研TM-357(1978)
- 7) 廣瀬ほか：遷音速微小擾乱解析コード“TSFOIL”の変換について，第18回飛行機シンポジウム講演集 pp 80-83(1980)
- 8) 廣瀬ほか：遷音速翼型解析法のための格子形成コードAFMESHの開発，航空宇宙学会第13期年会講演集，pp 158-161(1982)
- 9) 河合伸坦：Navier-Stokes 方程式の低速における数値解と実験値の比較，航空宇宙学会第12期年会講演集 pp 32-33(1981)
- 10) 神谷ほか：後退翼まわりの遷音速流の数値計算Ⅱ，航空宇宙学会第10期年会講演集 pp 20-21(1979)
- 11) 石黒登美子：遷音速翼まわりの完全ポテンシャル流の数値解析，航空宇宙技術研究所報告TR-731(1982)
- 12) 中橋和博：超音速ノズル内の化学非平衡流に対する2次精度陰差分法，第13回流体力学講演会講演集，pp 238-241
- 13) 石黒ほか：完全ポテンシャル流の遷音速翼型設計ⅠおよびⅡ，航技研TR-672，-673(1981)