

航技研の数値シミュレータシステムについて

三 好 甫* 福 田 正 大*

On the NAL Numerical Simulator System

by

Hajime MIYOSHI, Masahiro FUKUDA

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

The Numerical Simulator System installed at NAL Computational Sciences Division in Feb. 1987 is working well for computational research activities. This report describes the background and the course of the system installation, the illustration of the system configuration and utilization, and the examples of advanced computational results. The factors affecting the progress of Research Computational Fluid Dynamics, primarily supercomputer hardware, are mentioned.

1. 緒 言

スーパーコンピュータの開発による計算機の計算能力の向上に支えられた最近の計算空気力学の発展には目覚ましいものがあり、この研究分野をめぐる学会、ワークショップ等の開催および研究誌の創刊はひきもきらない状況にある。計算空気力学の航空機および宇宙機の研究開発への応用を主題とするこのシンポジウムも昭和58年6月の第1回開催以来、今回で5回を数えるに至ったが、その内容は回を重ねる毎に充実してきている。

本報告では計算空気力学等計算科学のより一層の推進とこれを今後の我が国の航空機および宇宙機の研究開発に役立たせることを目的として昭和62年2月航技研に導入されたスーパーコンピュータを中核とする数値シミュレータシステムの導入計画、概要等の紹介を行う。

2. 数値シミュレータ計画

汎用最高速計算機の百倍～千倍にも達する演算能力をもつスーパーコンピュータを導入し、計算空気力学等航空宇宙技術の研究開発に必要な計算科学を振興し、これをもって将来の高度な技術研究開発に対処して行こうという発想は、現在世界の航空宇宙技術研究開発コミュニティに行き渡っており、欧米とくに米国の航空宇宙技術研究開発機関ならびに企業におけるスーパーコンピュータの導入はしきりである(表1)。

航技研においても昭和40年代末には空気力学第2部の一部研究者を中心とし、これに機体第1部、計算センタの研究者をまじえたグループにおいて空力計算の航空機の空力設計への応用が考えられ始めた。また、計算センタにおいても科学技術専用計算機——現在はスーパーコンピュータと呼んでいる——を開発し、計算を大規模化し、長時間計算を短時間化しようという考え方が支配的になりつつあった。

この二つの流れは、1970年代初頭から始まった

表 1 スーパーコンピュータを導入した海外
航空宇宙技術研究開発機関

機 関 名	機 種 名	導入時期
NASA エームズ R. C (米)	CRAY X MP/48*	1986
	Cyber 205	1984
	CRAY 2	1985
NASA ラングレー R. C (米)	Cyber 205	1980
NASA ルイス R. C (米)	CRAY 1S	1982
	CRAY X MP/24	1985
AFWL (米)	CRAY 1S	1980
AEDC (米)	CRAY-1M	1984
DFVLR (独)	CRAY-1S	1983
ONERA (仏)	CRAY-1S	1983
R. A. E. (英)	CRAY-1S	1984
Boeing社 (米)	CRAY-1S	1980
	CRAY-1S	1984
Grumman社 (米)	CRAY-1S	1981
	CRAY-1M	1983
Lockheed社 (米)	CRAY-1S	1983
	CRAY X-MP/24	1984
Rockwell社 (米)	CRAY X-MP/12	1984
BAE社 (英)	CRAY X-MP	
M. Douglas社 (米)	CRAY X-MP/14	1986
Saab社 (スウェーデン)	CRAY-1S	1983
NLR (オランダ)	機 種 決 定	1987

* /48 最初の数字4は、CPU4台構成を示し、
2番目の数字8は、8MW(64bit)付を意味する。

表 2 航技研における計算空力

昭和50~56年

遷音速微小擾乱方程式 } 翼型、3次元翼の解析
完全ポテンシャル方程式 }
ナビエ・ストークス方程式 } 翼型解析

昭和57年~60年

ラプラス方程式 } 全機パネル法解析
完全ポテンシャル方程式 } 翼型、3次元翼、2次元翼列設計
翼-胴結合体、空気取り入れ口解析
2次元、3次元フラッタ解析
オイラ方程式 } 翼-胴結合体解析
2次元、3次元翼列解析
ナビエ・ストークス方程式 } 翼型設計、翼型非定常解析
3次元翼解析
2次元、3次元翼列解析
高速飛翔体解析
ボルツマン方程式 } 希薄気流(モンテカルロ解析)

米国における計算空気力学の急激な発展および昭和47年以来航技研が富士通と共同で開発してきた我が国初めてのベクトル計算機(現在スーパーコンピュータといわれているものは全てこの型式のものである)FACOM230-75APが、昭和52年に航技研に導入され、計算空気力学に対する有効性が実証されたことに触発されて一つに合流し、その結果、昭和53年には航技研数値シミュレータ計画が発足することとなった。

この計画は、以下の3項目を目的とした。

- (1) 1GFLOPS以上の演算能力をもつスーパーコンピュータの開発可能性を計算機メーカーと検討し、開発を指導すること。
- (2) 航空宇宙技術の研究開発に必要な数値シミュレーション用ソフトウェアを系統的に開発し、その検証を行い、我が国の航空宇宙技術の研究開発に役立てること。
- (3) 1GFLOPS以上の演算能力をもつスーパーコンピュータを中核とする数値シミュレータシステムを航技研に導入し、我が国の数値シミュレーション技術の向上を図ること。

(1)は、航技研と富士通との検討の中で、航技研の

強力な示唆のもとにFACOM VP400(以上単にVP400あるいはVP200という)が開発されたこと、および航技研と日本電気との検討に刺激されてNECSX-2が開発されたことにより達成された。

(2)については、航技研は計画の発足以前から数値シミュレーション用ソフトウェアの開発に取り組んでいたが、計画に刺激されてこれは急速に進展した。現在もより複雑な現象の数値シミュレーションを目指してソフトウェア開発は進行中である。数値シミュレーション用ソフトウェア開発の状況を表2に示す。

(3)は、昭和62年2月に航技研に数値シミュレータシステムが導入されたことにより達成された。

3. 航技研数値シミュレータシステム

3.1 数値シミュレータシステムハードウェア構成

数値シミュレータシステムの構築に際しては、既設の大型電子計算機システムの処理能力を強化し、これと新設の数値シミュレータシステムを有機的に結合して一つの数値シミュレータシステムとなる様にシステム構成を決定した。図1にシステム構成図

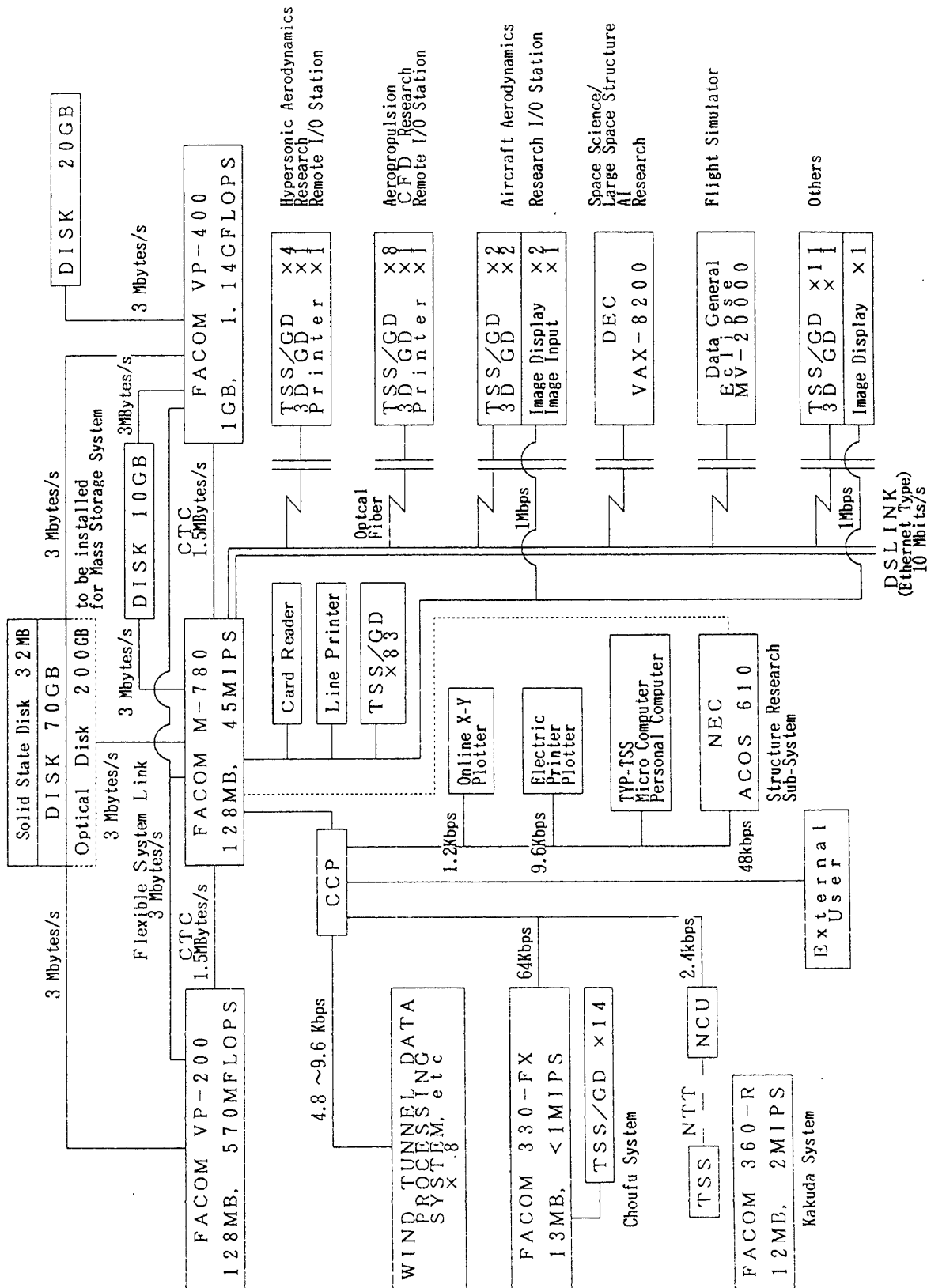


図 1 NAL Numerical Simulator System

の概略を示す。

本システムは、数値シミュレーション用の計算エンジンとして VP-400, VP-200 の 2 台を有し、これらは専ら計算の実行のみを受け持っている。特に前者はベクトル拡張記憶を装備しており、1GB までのジョブの実行が可能であり、航空機全機を対象とするような巨大数値シミュレーションが実行可能である。フロントエンドには、FACOM M780/10 (以下単に M780 という) が配置されており、数値シミュレーションのための前後処理、会話型処理、データベースマネージャ、システムマネージャの役割を受け持っている。

M780 計算機には、サブシステムとして

- 1) 航技研調布分室に設置されている FACOM 330-FX
- 2) 構造解析用の NEC ACOS-610
- 3) 宇宙・人工知能研究用の DEC VAX-8200
- 4) 飛行シミュレータ用の Data General Eclipse MV-20000
- 5) 風洞等データ処理用の 8 計算機システムとして Eclipse S-140, MV-8000, VAX 11-750, YHP 2313

が、また入出力ステーションとして

- 1) 極超音速空気力学研究用
- 2) 原動機内部流研究用
- 3) 航空機空力研究 / 設計用

のものが結合されている。

このうち飛行シミュレータは、計算空気力学で計算された結果を空力データとして入力することにより、航空機の初期設計段階でその性能評価を可能とすることを目的として結合されている。また図形処理可能な TSS 端末、従来型のキャラクタ TSS 端末等も各研究部建屋に設置されている。

データベースとしては、2次元風洞試験データを対象としたものが利用可能となっており、数値シミュレーション結果のデータベースも開発中である。これらは、新形態翼型の研究開発、翼型設計の支援、数値シミュレーション結果の信頼性確立および数値シミュレーション手法に基づく設計技術の確立のために利用され得る。さらに当所で研究開発された STOL 機に関する風洞試験データ、数値シミュレー

ションデータ、飛行実験データ、飛行性データ(文書)および FJR エンジンのデータのデータベース構築も進められおり、STOL 機の飛行性基準の確立、実用 STOL 機の概念設計・検討に利用される。

数値シミュレーションの大規模化とともにその結果の検討、表示に図形 / 画像処理が不可欠のものとなってきた。特に 3 次元の計算にあたっては、どのような現象が起きているかを視覚に訴えるのが非常に有効である。このため、本システムでは図形処理可能な TSS 端末の他に 3 次元グラフィクス、画像処理用端末を充実させている。またイメージディスプレイ装置 NEXUS とパソコンを結合したアニメーションのクイックルックシステム、16mm フィルムを利用した動画作成装置も備えている。大型ビデオプロジェクトは 100 インチのもので、設計計算等の結果を多人数で検討するのに便利と考えている(表 3 参照)。

3.2 数値シミュレータシステムの運用

数値シミュレータシステムを利用するためのジョブクラス設定にあたっては、スーパーコンピュータの高速演算能力を十分に活用するという観点から、一つのスーパーコンピュータに割り当てられるジョブクラスの合計した主記憶占有量をそのスーパーコンピュータでユーザーが利用できる主記憶容量に一致させてある。こうすることにより、ジョブのスイッチイン / アウトによるオーバーヘッドをなくすることができる。また VP400 の方は巨大ジョブの実行が可能となるようなジョブクラス設定になっている(表 4 参照)。

システムの運用は、9:00 ~ 18:00 までは通常の運用で、18:00 ~ 9:00 までは簡単な操作のできる夜間オペレータを置き、省力化運転を行っている。入出力に関しては、完全なオープン制でユーザーが自分の ID カードで処理する方式を採用している。

また本設備は、航技研の設置法に基づいた共同利用設備という考え方で運用されており、航空宇宙技術の研究開発に関する共同研究、設備使用のための利用も行われている。

表3 NSシステム各種端末機器

端末種類	接続形式	データ転送速度	分解能等	機器名	台数	備考
従来端末	チャンネル	100Kbps	英字 80×24	F6262R	56	英数字表示
日本語端末	チャンネル	1Mbps	日本語 40×24	F6682B	20	日本語表示可
TSSGD	チャンネル	1Mbps	GD 960×672	F6683A	48	日本語表示可
GD	チャンネル	1Mbps	1024×800	F6242A	1	TSS可
GD	回線結合	9600bps	1024×800	F9434A	1	TSS可
ImageGD	チャンネル	1.5Mbps	1280×1024	F6513C	3	Image入力可
ImageGD	チャンネル	1Mbps	512×480	NEXUS 6410	1	TV入力可
3次元GD	Ethernet	20~30KB	1280×1024	COMTEC DS3518	8	GPIB IF
大型ビデオ ジョック	NEXUS 経由		水平 640ドット 垂直 400ライン	PJ-1000 NJ1	1	GD端末モニター 審画カメラ VTR入力可

図形・画像データハードコピー機器

- 熱転写カラーハードコピー、OHP
- 35mmカメラ、16mmカメラ、インスタントカメラ
- 光ディスク、フロッピーディスク

表4 NSシステムジョブクラス

	ジョブクラス	メモリ制限値 (MB)		CPU時間制限値 (分)			
		M780	VP*	ジョブ	内 訳		
					M780	VP*	
VP400	SMAL	6	50	60	5	60	
	LARG	短	6	968	3	2	3
		長	6	968	60	5	60
VP200	SHRT	6	16	3	2	3	
	MIDL	6	32	10	5	10	
	LONG	6	74	30	5	30	

3.3 計算空気学に対する数値シミュレータの計算能力

数値シミュレータシステムの中核である二つのスーパーコンピュータVP400とVP200の演算能力はそれぞれ1140MFLOPSと570MFLOPSである。これはFACOM M380の演算能力が9MFLOPS弱であるのに対してそれぞれ約130倍、約65倍の演

算能力である。しかしながらこれはスーパーコンピュータの並列演算可能なパイプライン演算器が全て理想的な状態で動作した場合の性能(これをピーク性能という)であって、実際の数値シミュレーションにおける性能はずっと低下するという事実は良く知られている。

現在のスーパーコンピュータはベクトル演算を高

速処理するパイプライン演算器を中核とするベクトルユニットとその他の処理を行うスカラユニットを中心に構成されている。

スカラユニットの機能と性能は最高速汎用計算機の機能と性能にはほぼ等しい。VP 400, VP 200 の場合スカラユニットはほぼ FACOM M380 と同等の機能と性能(以下スカラ性能という)である。

今、スカラ性能に対するピーク性能の倍率を E_u で表す。これをピーク加速率といい、VP 400 で約 130, VP 200 で約 65 である。

また、実際の数値シミュレーションを行ったときのスカラ性能に対するベクトルユニットの性能(これをベクトル実効性能という)の倍率を E で表す。これを実効加速率という。

さらに、実際の数値シミュレーションに必要な全演算のうちベクトルユニットを使用するものの百分率を f で表す。これをベクトル化率という。

ここで実際の数値シミュレーションにおけるスーパーコンピュータの実効性能のスカラ性能に対する倍率を S で表すと

$$S = \frac{1}{1 - f + E^{-1}f} \quad (1)$$

となる。

スーパーコンピュータの超高速性能を発揮させるためには、即ち S を大きくするためには(1)式より明らかから様に、

1. ベクトル化率 f を可能な限り 1 に近づける。
2. 実効加速率 E を可能な限りピーク加速率 E_u に近づける。

ことが必要である。

f が 1 に近いためには、

- イ) ベクトル演算可能な DO ループの割合が高いことが必要である。

また、 f がかなり 1 に近い場合でも更に f を 1 に近づけ、スーパーコンピュータの超高速性能を発揮させるためには、

- イ) 2重, 3重 DO ループを 1 重化する, 即ち多次元アレイ変数を低次元化する。
 - ロ) 頻発するサブルーチンコールを避けるためサブルーチンをインライン化する。
- ことが有効である。

E が E_u より小さくなる理由としては、

イ) ベクトル長が短い。

ロ) DO ループの中に IF 判定が多い。

ハ) DO ループ中に算術演算とオーバーラップできないベクトル, 特にリストベクトルの主記憶アクセス頻度が高い場合。これはプログラムを見ただけではわかりにくいので、算術演算の数に比較してベクトル, 特にリストベクトルの主記憶アクセスの頻度が高いケースといい直しても見当ちがいにはならないであろう。

ニ) DO ループ中でベクトル加算とベクトル乗算が並列動作できない場合が高い頻度で生ずる場合。これもコンパイラが命令列の並べ替えを行うのでわかりにくい, DO ループ中のベクトル加算とベクトル乗算の数がアンバランスである場合と言い直しても大きな違いにはならない。

ホ) FACOM VP シリーズではベクトル加算, ベクトル乗算およびベクトル除算のうち二つしか並列に動作しないこと, およびベクトル除算がベクトル加算およびベクトル乗算の 1/7 の性能であることから, DO ループ中のベクトル除算の頻度が高い場合。

が挙げられる。

差分法, 有限要素法, 境界要素法等の離散化手法に基づく連続体モデルの数値シミュレーションは原理的に現在のスーパーコンピュータの方式に適合している。従ってデータ構造およびプログラム構造を整えることにより f の値を 0.9 ~ 0.99 或いはそれ以上に, 又 E の値を E_u にかなりな程度近づけることが可能である。その場合 S の値は 10 ~ 70 程度に達する。 S が 60 以上になれば VP 400 で 500 MFLO PS 以上の超高速数値シミュレーションが達成できることになる。

プログラムのデータ構造およびプログラム構造を整え, しかるのちベクトル化チューニングツールを使用してベクトル化率を向上させることによりスーパーコンピュータの超高速性能が発揮された計算空気力学汎用プログラムの例を表 5 に示す。この様な場合には VP 100, VP 200, VP 400 の性能の差が実効性能の差となって現れる。逆に或るプログラムを VP 100, VP 200, VP 400 で実行した場合, それぞ

れの実行時間が大幅に変わるプログラムはベクトル
計算機向きに最適化されたプログラムといって良い。

表6は、プログラムのデータ構造、プログラム構
造を変えずにベクトル化チューニングツールのみを
使用してプログラムの高速化を図った例である。

AFMESH ; 翼型廻りの粘性流を計算するた
めの計算格子生成プログラム

(SLOR法)

NSFOIL ; 翼型廻りの粘性流計算プログラム
(IAF法)

FPAWNG ; 主翼廻りの完全ポテンシャル流計
算プログラム(SLOR法)

YOKUDOP ; 翼胴結合体廻りの完全ポテンシ
ャル流計算プログラム(SLOR法)

表5 数値シミュレータの実効性能

高速・最適化汎用プログラムの例-計算法並列化、データ構造適合、プログラム最適化

(単位 秒)

機種 プログラム	M380	M780	VP100	VP200	VP400
3次元翼 完全ポテンシャル方程式	425.31	199.89 2.13	34.17 12.48	20.66 20.59	13.23 32.15
3次元翼 ラプラス方程式	33.96	16.87 2.01	3.36 10.11	2.01 16.90	1.31 25.92
2次元翼列 オイラー方程式 (Explicit法)	1603.11	784.66 2.04	70.70 22.67	40.31 39.77	25.62 62.57
3次元翼 ナビ-ストークス方程式 (IAF法)	1691.10	804.89 2.10	76.87 22.00	42.66 39.64	26.95 62.75

下段の数字はM380を1とした時の倍率

表6 数値シミュレータの実効性能

高速化汎用プログラムの例-プログラム最適化

(単位 秒)

機種 プログラム	M380	M780	VP200	VP400
AFMESH	43.07	19.89 2.17	4.91 8.77	4.48 9.61
NSFOIL	1445.00	727.76 1.99	113.57 12.72	99.26 14.56
FPAWING	453.07	182.14 2.49	50.11 9.04	41.14 11.01
YOKUDOP	1586.13	660.82 2.40	342.94 4.63	329.72 4.81
ZENKIPNL	2179.54			92.00 23.69
FLTNS3D	5000.00	2428.88 2.06	242.09 20.65	193.05 25.90

下段の数字はM380を1とした時の倍率

ZENKIPNL; 航空機全機廻りの亜音速流計算プログラム(境界要素法)

FLTNS3D ; 主翼廻りの粘性流計算プログラム(ADI法)

この場合にはVP200とVP400の演算能力の差が実効性能にはあまり反映しない。これらのプログラムも表6のプログラムと同じくデータ構造、プログラム構造に変更を加えれば超高速性能を発揮させられるであろう。

一般に汎用計算機を前提として可能な限り広範囲な問題に対処することを目的として作成されたいわゆる汎用プログラムは、DOループの中に通常の場合には不必要となる様なIF判定が頻発することおよびデータ構造、プログラム構造が複雑である等の理由でベクトル計算機の高速度性能を発揮させることが困難である。

この事実は特に数値シミュレーションの超高速性が重要な問題に対する汎用プログラム開発の手法に変更をせまるものといえよう。これに対処するための方策としては過度の汎用性を避けたプログラムと汎用プログラムの2本立てで開発を行うといったことも必要であろう。

3.4 数値シミュレータシステムの運用情況

航技研に数値シミュレータシステムが導入されてから6カ月が経過した。運用開始当初は2シフト運用を予定していたが、計算需要の増大に対処するため、日ならずして3シフト体制に移行した。VP400およびVP200導入後の使用CPU時間と処理件数の6カ月間の推移を図2および図3に示す。ジョブ統計によれば、VP400の1件当たりのCPU時間は17分5秒、VP200の1件当たりのCPU時間は6分38秒である。

3.5 航技研における数値シミュレータシステムの計算空気力学への応用

航技研では現在これまでのファンジェットSTOL機『飛鳥』の研究開発プロジェクトと並んで21世紀におけるスペースプレーンおよび革新的航空機の実現を目指す技術研究が精力的に進められている。

数値シミュレータによる数値シミュレーション技

術はこれらの研究開発における中核的な研究開発手法となることが期待されており、システム導入後僅か半年しか経過していないにもかかわらずその成果には既に顕著なものがある。この節ではそれらの成果のうち計算空気力学に関するものをいくつか紹介することにする。

例1 機体外部流関係

(イ) スペースプレーンの粘性流シミュレーション等圧線図(図4)。

一様流マッハ数=1.2

迎角=20°

レイノルズ数=1×10⁶

格子点数=40万点

(ロ) シャトルの粘性流シミュレーション等圧線図(図5)。

一様流マッハ数=1.2

格子点数=約19万点

例2 原動機内部流関係

(イ) スクラムジェットエンジン空気取り入れ口の非粘性流(オイラー方程式)シミュレーション

等圧線図(図6)。

流入マッハ数=6

格子点数=約14万点

(ロ) 高バイパスファンの粘性流シミュレーション等密度線(図7)。

流入マッハ数=0.61~0.62

流出マッハ数=0.72~0.57

流入角=0°

流出角=-39°~-30°

レイノルズ数=5×10⁵

回転数=3244rpm

(ハ) 空気取り入れ口の粘性流シミュレーション表面圧力分布(図8)。

一様流マッハ数=0.25

迎角=20°

格子点数=約8万点

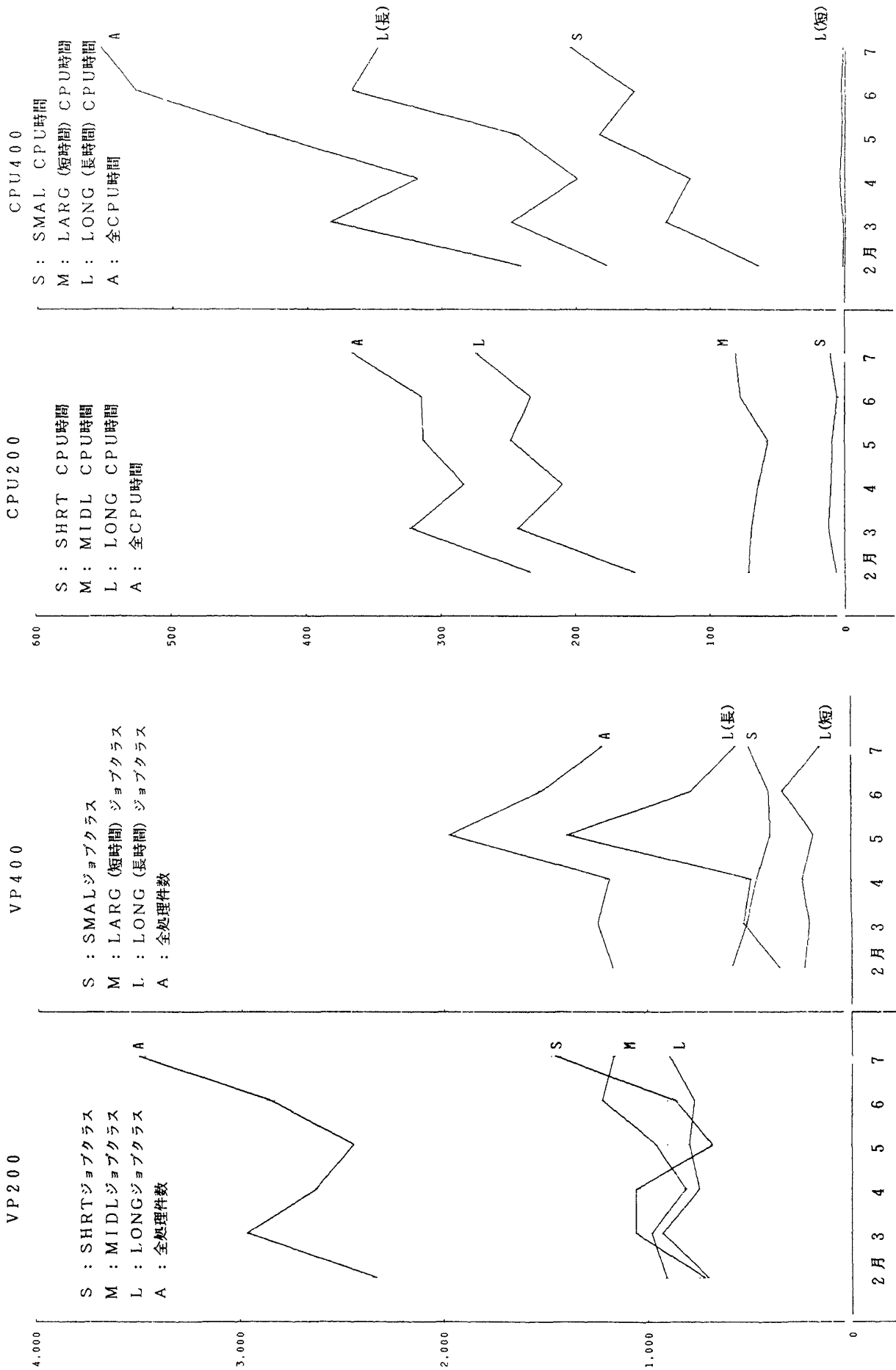


図3 数値シミュレータシステム利用状況 (CPU使用時間)

図2 数値シミュレータシステム利用状況 (ジョブ処理件数)

4. 数値シミュレータの性能向上と 計算空気力学の将来展望

数値シミュレータシステムの中核はスーパーコンピュータであるので、システムの性能向上はまず第一にスーパーコンピュータの性能向上の将来にかかっている。そこで近未来におけるスーパーコンピュータの開発動向について簡単に展望してみよう。

4.1 スーパーコンピュータの性能向上

(1) 主記憶技術

現在の半導体記憶技術の主流はDRAMで 1Mbit/chip, SRAMで 256Kbit/chip に移行しつつあり、当分の間 4 年間で chip 当たりの容量は 4 倍に増大すると考えてよい。現在の主記憶容量は上記の chip を使用すれば DRAMで 4GB, SRAMで 1GB程度のものが実現可能である。従って 4 年間で約 4 倍の主記憶容量の増大が期待できるとすると、記憶の階層構造に伴う主記憶制御技術がソフトウェアおよびハードウェアの面で向上すれば 21 世紀初頭には 1TB = 10^{12} バイトの主記憶容量のスーパーコンピュータの実現も期待できる。

それ故、計算空気力学においては 21 世紀初頭には 1 次元当たり現在最高の分解能の更に 10 倍の高分解能で 3 次元シミュレーションを実行することが可能となる。

(2) スーパーコンピュータの高速化技術

現在のスーパーコンピュータの型式は前にも述べた様に全てベクトル計算機といわれるものである。ベクトル計算機の高速化はベクトル演算を行うパイプライン処理の高速化により達成される。ところで一本のパイプラインの処理速度 (FLOPS 値といっても良い) はパイプラインピッチの逆数であり、処理速度の向上はパイプラインピッチを如何にして短縮するかにかかっている。この短縮は現在困難な状況にあり、新素子の実用化が実現すればともかくシリコン素子に依存する限り 4 ~ 5 年に 1/2 程度が精々であろう。

そこでスーパーコンピュータの処理速度の向上を図るために、

- (i) パイプラインの多重化—多重パイプライン単一プロセッサ方式 (例; VP400)
- (ii) パイプラインプロセッサを共通主記憶上で多重化する—多重プロセッサ方式 (例; CRAY XMP)
- (iii) (i)および(ii)の併用である多重パイプライン多重プロセッサ方式 (例; ETA GF10)

が採用されている。

パイプラインピッチの短縮および各種の多重化方式の採用によりスーパーコンピュータの演算能力は今世紀中に多重パイプライン単一プロセッサで 20 GFLOPS 程度、多重プロセッサ方式で 100 GFLOPS 程度に達するであろう。

但し、多重プロセッサ方式のスーパーコンピュータの性能を効果的に使いこなすためには並列処理記述言語と自動多重タスク化の機能を持つコンパイラの開発が必要となろう。

4.2 計算空気力学の展望

前節に述べた様にスーパーコンピュータ、従って数値シミュレータシステムの性能向上に関する今後の見通しは極めて明るいものがある。この数値シミュレータシステムの性能向上を効果的に計算空気力学の研究に取り込むことができるならば計算空気力学において、

- (i) 現在より一層複雑な空気学的現象を対象とすること。
- (ii) 現在の大規模長時間計算が小規模・短時間計算となることにより、現在の先進的な計算を用いて技術開発におけるパラメトリックスタディを行うこと

が可能となり、理論解析的手法や実験的手法と異なる手法としての計算空気学的手法の利点は一層拡大し、空気力学の研究はもとより今後の航空機および宇宙機の研究開発に絶大な力を発揮するようになるであろう。

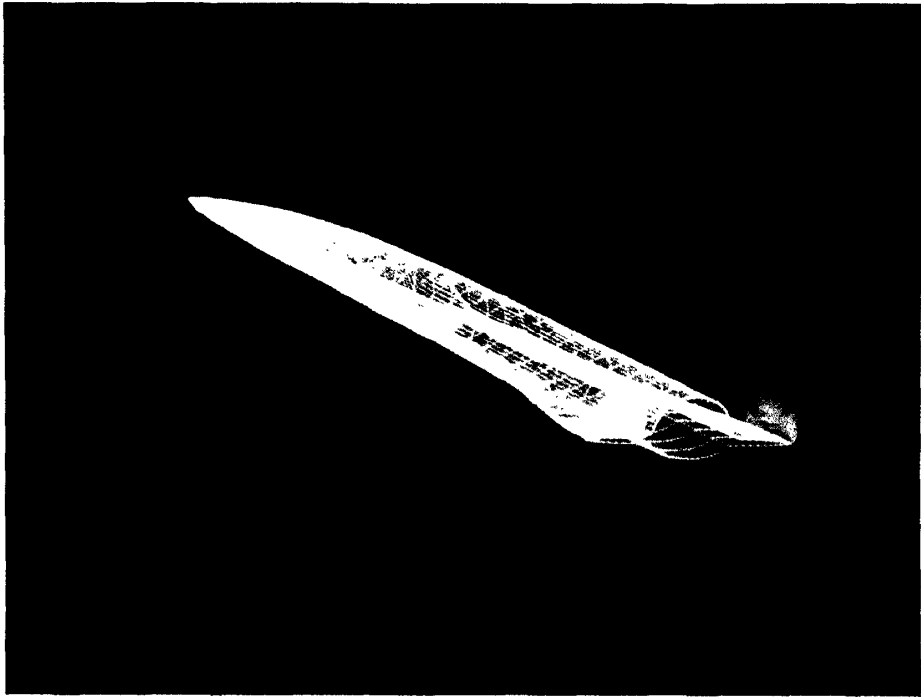


图 4

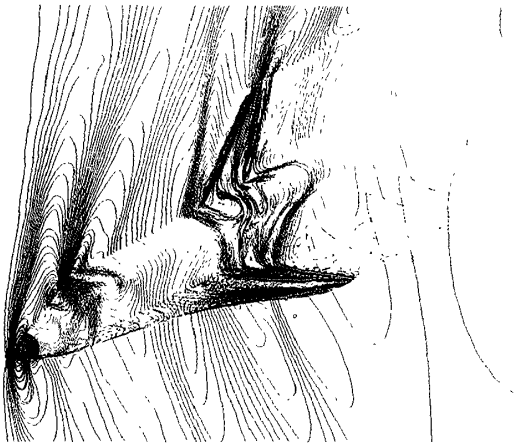


图 5



图 7

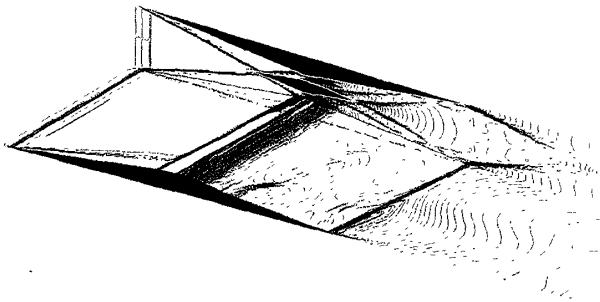


图 6

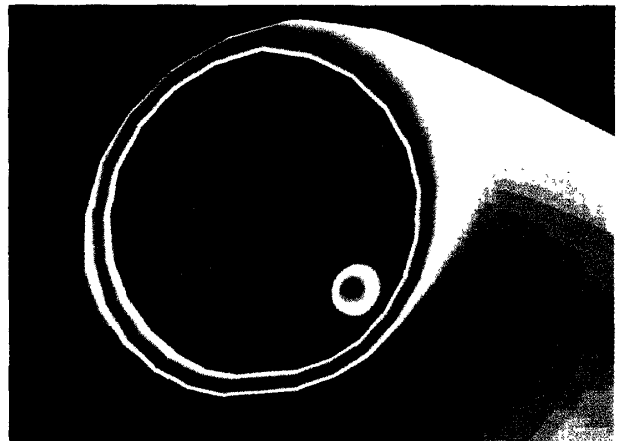


图 8

