

石川島播磨重工業航空エンジン開発における CFD技術の現状と展望

田 中 厚 成*

Present and Future of CFD on the Aero-Engine Development in IHI

by

Atsushige TANAKA

Ishikawajima-Harima Heavy Industry Co., Ltd. (IHI)

ABSTRACT

Advances in aero-engine performance and economy are achieved by a fusion of many individual advances in technology. Especially the striking advances in the evolution and rationalization of aerodynamic technology have appeared in the development and utilization of computational fluid dynamics (CFD). CFD already may have attained a level and continues to demonstrate extra-ordinarily valuable possibility, in which it is an essential complement to testing and experimentation.

A brief review is presented of the current status and the future of CFD on the aero-engine development in IHI.

1. はじめに

近年、進歩の著しいCFD技術をいかに活用し、世界に伍していける製品を設計していくかは、メーカーとして一つの重要な課題であり、ここでは、航空エンジン関連を例にして取り上げる。

航空エンジンの開発は膨大な費用がかかり、性能、設計、開発力等の総合技術が要求される。このため、設計の高信頼性、期間短縮はもとより、その技術力が国際的に秀でることが要求されている。このため、断えず従来の枠を越えた技術改良が要求され、CFDは上記設計の合理化と技術力向上の役割を行っている。

この役割を担うCFDのIHI航空エンジンにおける背景、現状および今後の展望について報告する。

2. 航空エンジンの研究、開発におけるCFDの背景

2.1 航空エンジン研究、開発の推移

IHIにおける航空エンジンの研究、開発の傾向を図2-1に示す。

航空エンジンの研究、開発は図2-1のように、一機種の開発に約10年、運用約20年と非常に長期に亘っている。したがって、エンジン開発においては、10年間の技術の進歩、需要の推移等を見込んで計画が行われている。具体的に開発された時期とエンジンの燃料消費率(SFC)、エンジン圧力比、タービン入口温度を図2-2に与える。これより、例えば民間用高バイパスエンジンにおいては、燃料消費率は、10年間で約0.15~0.2ほど減少するように開発が推移している。この燃料消費率を減少させるには、これとほぼ同じ程度のエンジン性能向上が必要となる。

* 石川島播磨重工業(株)

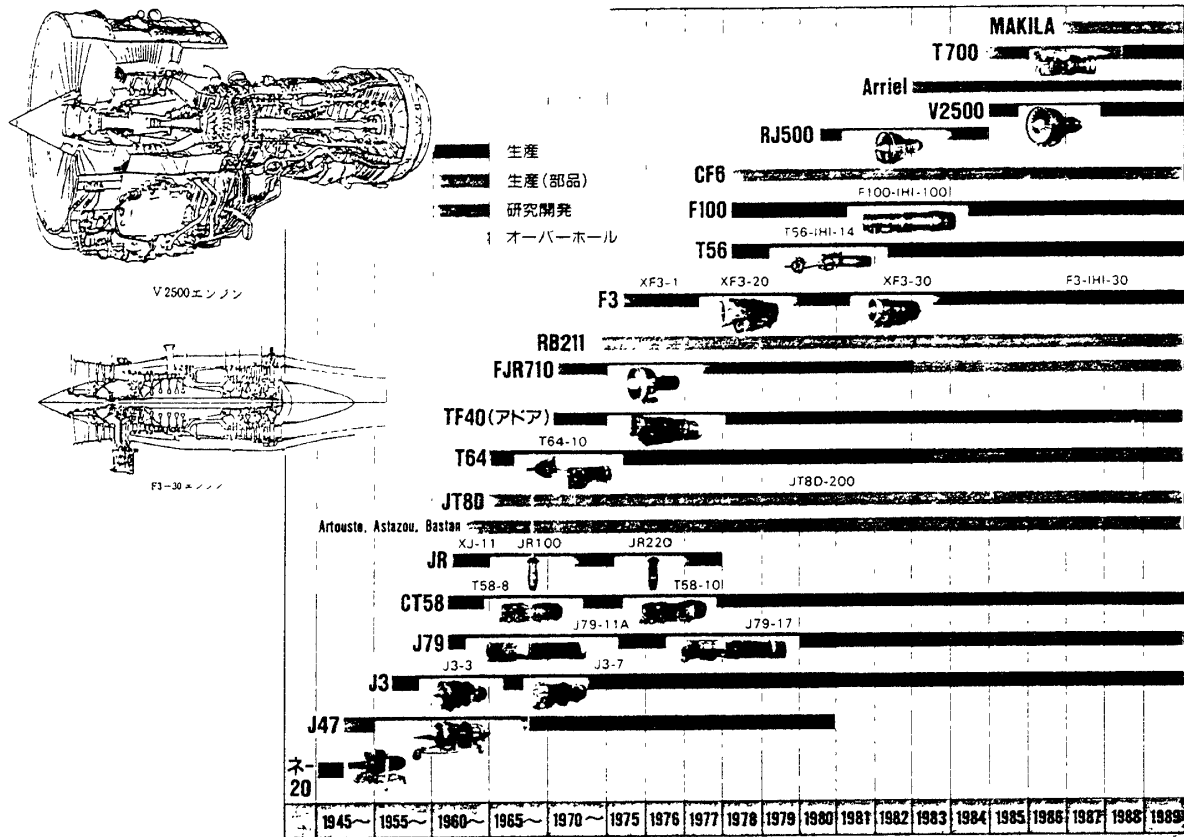


図2-1 IHI航空エンジン開発の推移

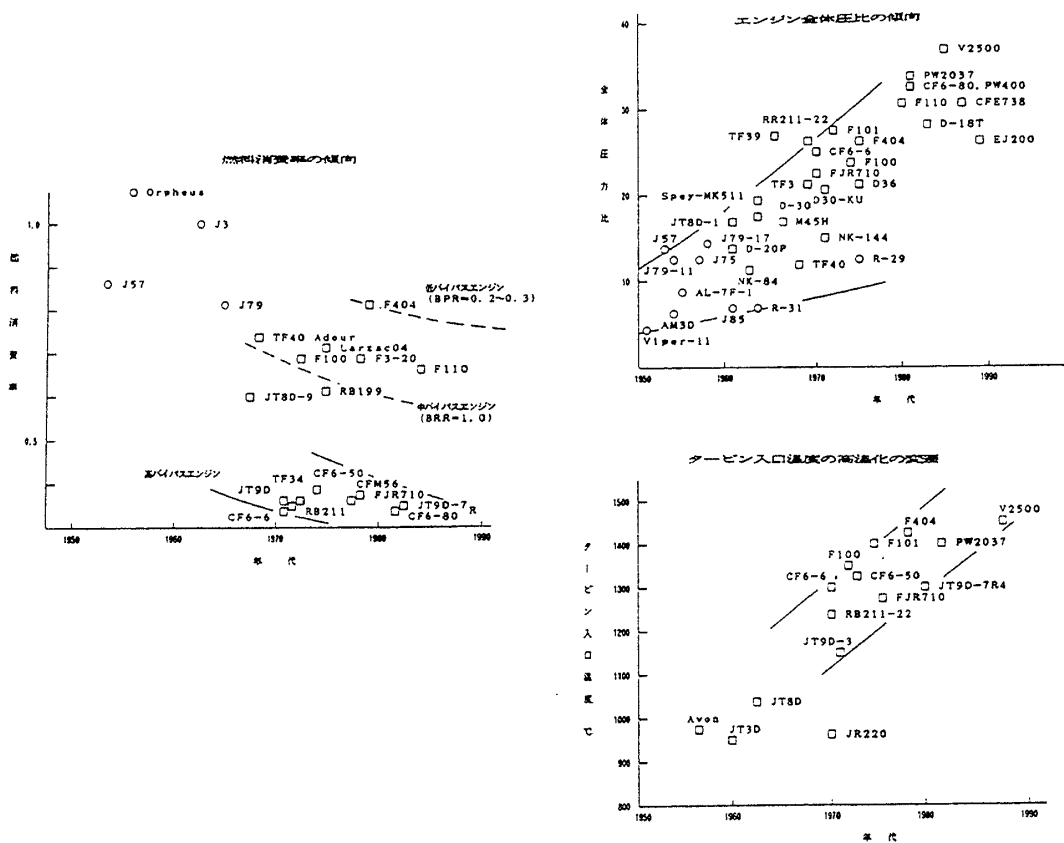


図2-2 航空エンジン性能の推移

また、図2-2におけるエンジン圧力比、タービン入口温度も増加するため、各要素の高負荷化高性能化、耐高温性がますます要求されてくる。このため、従来の枠を越えた設計手法の開発が断えず要求され、その手法の一つの大きな柱として、CFDが担ってきており、且つ、今後更にその役割が大きくなると期待し、またそうせざるを得ない

と考えられている。

図2-3にこれら航空エンジンに課せられた技術要求に対する各空力要素の課題、即ち、CFDに対する技術要求を与える。従来の翼列、燃焼器ばかりでなく、ノズル、インテーク、熱交換器等に高性能化、高負荷化が、その比重の相違はあれ、必須課題として取り上げられている。これら技術課

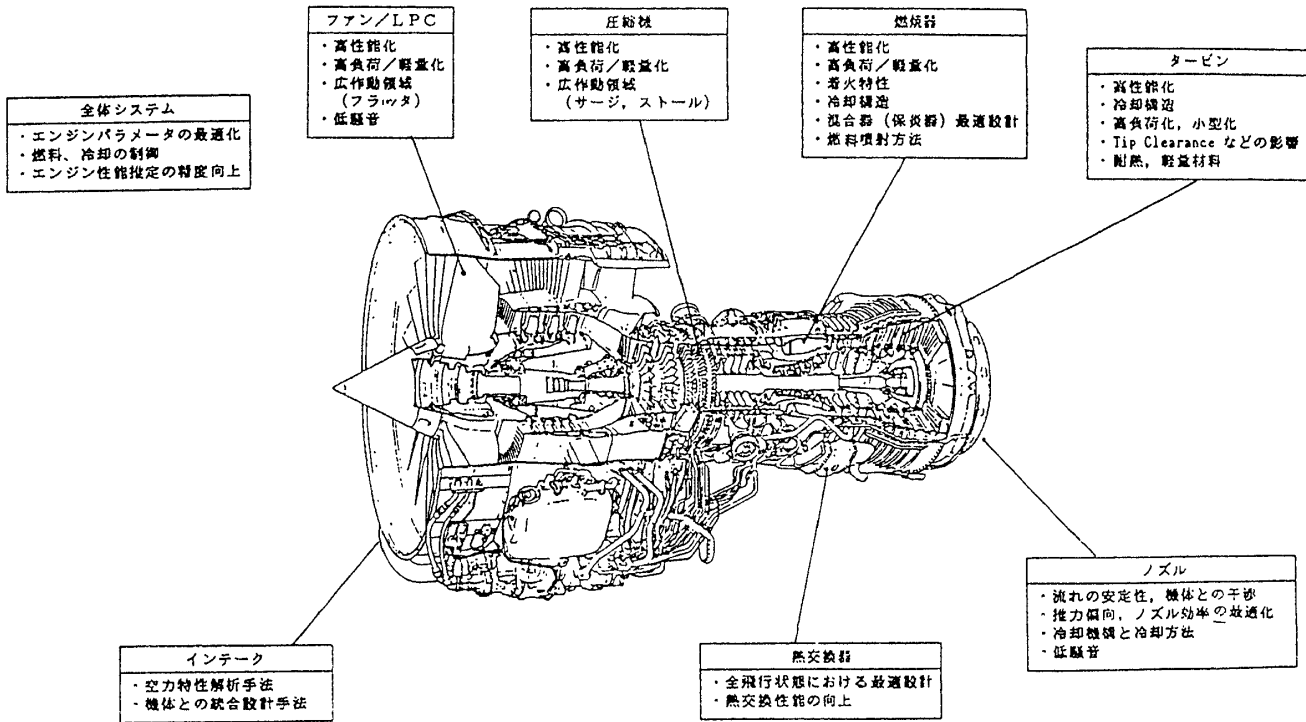


図2-3 航空エンジン熱流体関連技術要求

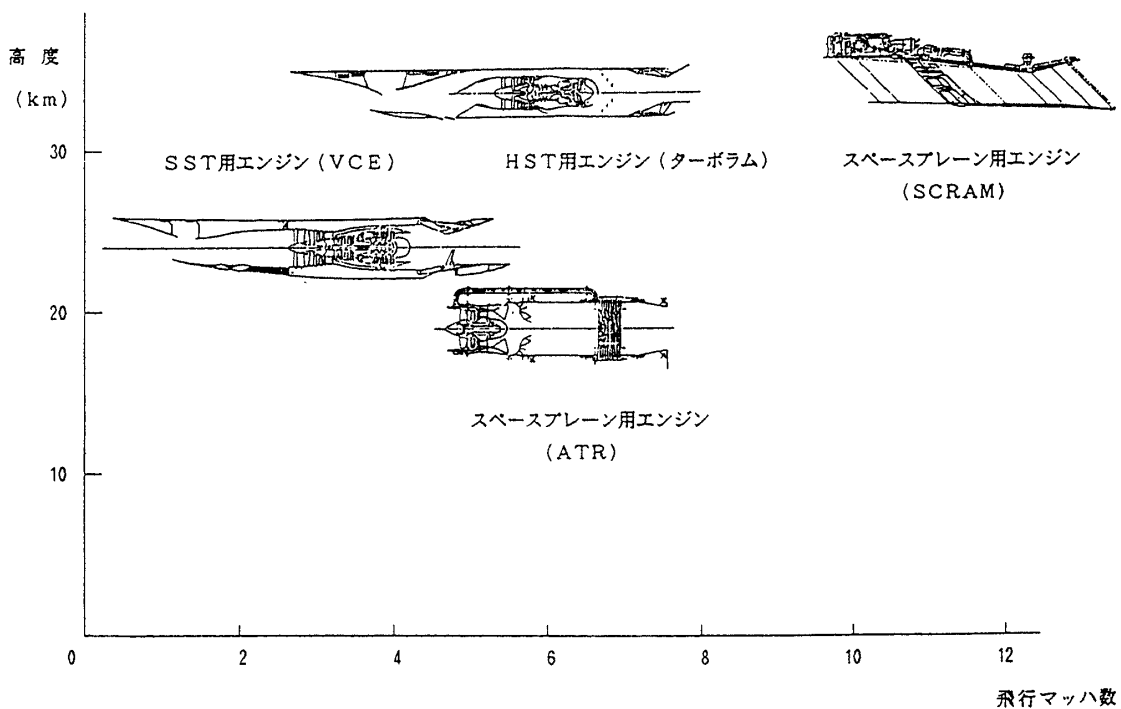


図2-4 航空エンジン開発の推移-高速エンジンの種類 (高度~マッハ数)

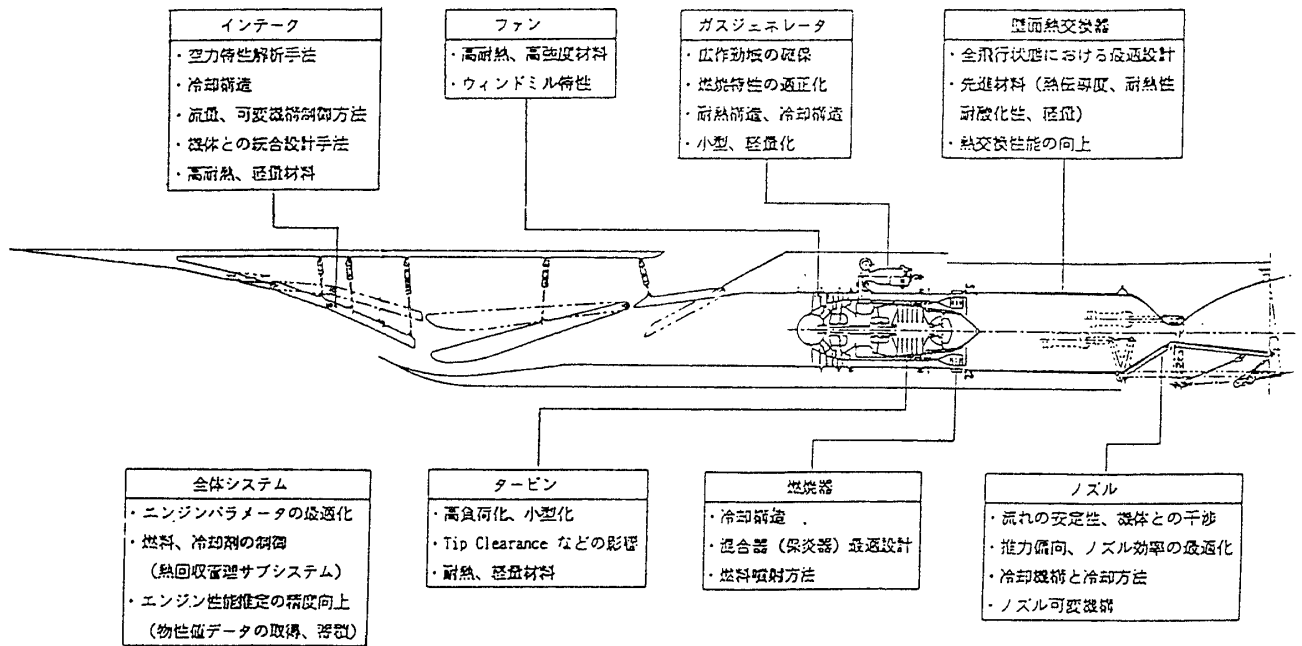


図2-5 高速エンジン熱流体関連技術要求

題に対し、市場動向に適した具体的な目標を数値化し、長期に亘る各々の技術目標達成に各々の要素開発部門が努力を傾注することになる。

前述の従来型機種の外に、近年特に脚光を浴びている超/極超音速機体用航空エンジンの分野がある。マッハ数、高度に対してこれら将来のエンジンの種類を図2-4に示し、これら将来機種エンジンのうちエア・ターボ・ラム(ATR)の例により、数値解析に対する技術要求を図2-5に示す。従来型機種に技術課題に加えて超/極超音速の特徴として、高温/冷却、高圧、軽量化、可変等の技術課題が重畳されてくる。すなわち、これら超音速/極超音速流は実験規模が非常に大きく、試験場所、回数も極めて限られ、かつ高温部は計測も容易ではない。従って特にこの分野におけるCFDの役割は益々大きくならざるを得ない。

3. IHIにおけるCFDの現状

3.1 開発におけるCFD

航空エンジン製造業におけるCFDの担当を簡略化して図3-1に示す。即ち、形状を定める設計、解析過程と実験により、供試体の評価を行う過程の技術を合わせて広い意味の開発工業技術(Engineering Technology)と名付けると、この技術の一つの柱となるのがCFDである。CFDは設計、解

析過程で重要な役割を果たしているが、実験においても実験の流れの予測、計測値の予測、計測できぬ部分の推定にも大いに役立っている。今後大きな役割を担うと考えられるものに数値風洞実験がある。数値解析の信頼性を向上させ、実験と相補う形で実験の流れの数値シミュレーションを実施し、実験の絞り込み、供試体の種類の絞り込みを実験に代わって行うものを、便宜上、数値風洞実験と名付ける。現段階は実験の占める比重が大きいが、設計から実験までの開発期間が短くなり、かつ数値解析用計算機の容量、機能が増加し、実験と同等の複雑な形状も許容時間の範囲で、ある程度の精度内で解析が可能になってくるにつれ、数値風洞実験の役割は益々増大してくるであろう。

3.2 演算速度とCFD計算時間

設計、解析に用いるCFDコードの選択基準の一つに計算に要するCPU時間があげられる。設計により形状を選定するまで、数十回以上の形状の選定の試行錯誤を数ヶ月以内に実施し、形状を決定するとなると、形状選定に用いるCFDコードのCPU時間には、自ずと制限がついてしまう。経験的に設計コードのCPUを10分以下、解析コードのCPUを1時間未満、研究用コードを1時間以上とし、計算機演算速度とCFD計算時間を座標とし、

空力設計，解析に用いられるCFDコードの傾向を
図3-2に示す。

図3-2より，VP200，S810/20規模の計算機を
用いても設計用コードとしては，3Dオイラーコ
ードが主体となり，二次元圧縮性ナビエ・ストー

クス，三次元非圧縮性ナビエ・ストークスコード
が解析に適用されると考えられる。

また，3D圧縮性ナビエ・ストークスコードはま
だ研究用とみなされる傾向が強い。但し，これら
コードはスキーム，格子等によりバラツキがあり
単なる日度ではあるが，実際にコードを使い込ん
でいくと，格子や繰り返し回数等多くなる傾向に
あり，現実には図中グラフは見直すたびに右へ移行
していると思われる。

しかし，次章に述べるように3D圧縮性ナビエ
・ストークス解析も設計に用いられてきており，
このためには他の簡易コードとのシステムティッ
クな併用と問題点の絞り込みが重要となる。また，
図中3D圧縮性ナビエ・ストークスの対象は単に
単独翼列だけであり，段解析，燃焼解析等は更に
CPUがかかる（後述）。

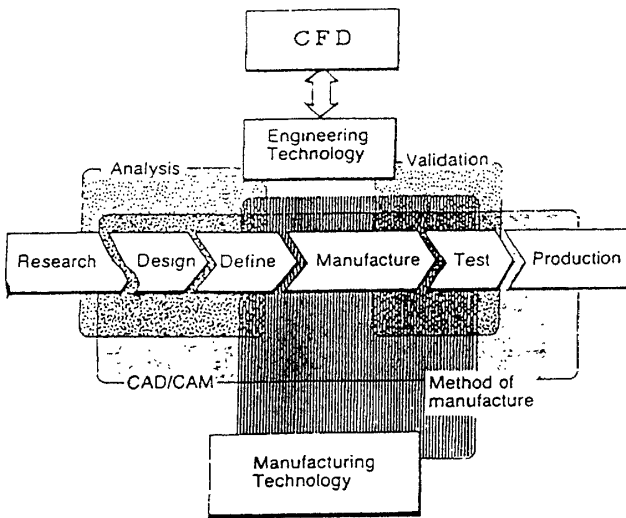


図3-1 開発におけるCFD

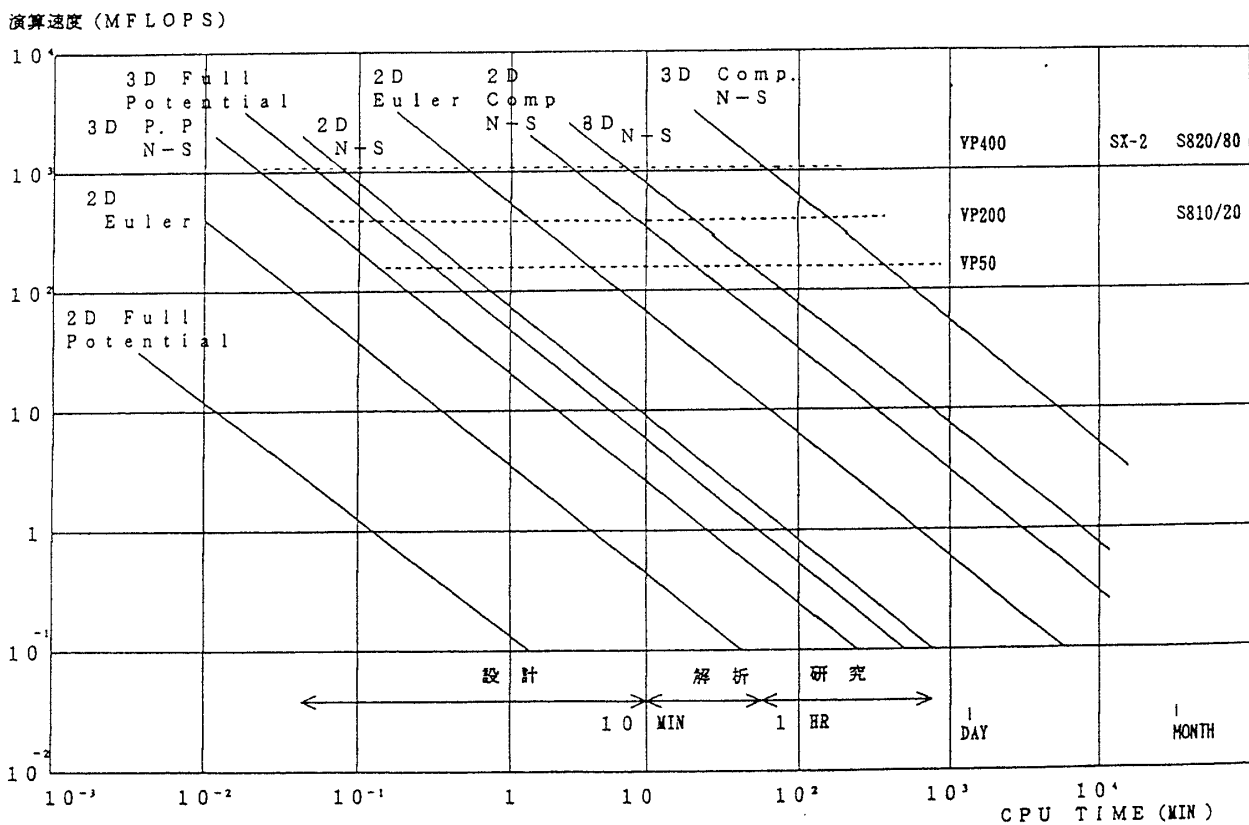


図3-2 演算速度とCFD計算時間

3.3 数値解析技術の向上とタービン性能向上の歩み

タービン翼列を例にとり、性能向上に及ぼす数値解析技術の概略を図3-3に与える。流線解析、二次元翼形状の改良等により性能向上が成され、特に1980年代より三次元翼設計が行われるようになってきている。三次元翼列設計として図3-4に示す二次元翼形状を半径方向に積上げる積重軸が弓状に曲がっている。

Airfoilを例にとり、この空力設計におけるCFDの現状を以下に示す。図中右側に翼間流れを示し、圧力勾配による二次流れ、翼先端からの馬蹄渦および衝激波面等複雑に混在している。図中右側上部翼が積重軸が直線と与えられる。Bowed量0の場合で、左側下部がある基準量の70% Bowed量の場合の翼を示し、翼形状の横のグラフはそれぞれの標準化した圧力損失係数の推定値を示している。これにより適当にBowed量を選ぶと、二次流れと渦が干渉し、翼の圧力損失係数が大幅に減少することが予想される。次に実際に三次元圧縮性ナビエ・ストークスに用いた格子形状と解析結果の密

度分布を図3-5に与える。設計上、特に注意する全圧損失係数と翼流出角の0.76翼コード後方で分布を実験値と解析値と比較し、図3-6に与える。

これより十分な精度で解析値が求まっており、実際に設計ではBowed量を変えて、最適Bowed量を求めるのはCFDによっている。

参考までに翼表面での境界層の挙動、特に離れを求めるに有効なオイルフロー実験をBSA翼で実施した。その結果を図3-7の右側に示し、3D圧縮性ナビエ・ストークス解析による解析例を同図左側に載せる。非常に良く一致している。但しオイルフローの解析方法も必ずしも一意的で求まらない面もあり、今後さらに検討する必要があるが、少なくとも二次流れとはく離渦の干渉等を解析する上で有効であることがわかる。

3.4 ストラット解析

実機エンジンの翼列では必ずしも同じ形状の翼が並んでいるとは限らず、ファン後方ストラットのように上下にエンジン本体と実機に取付ける強

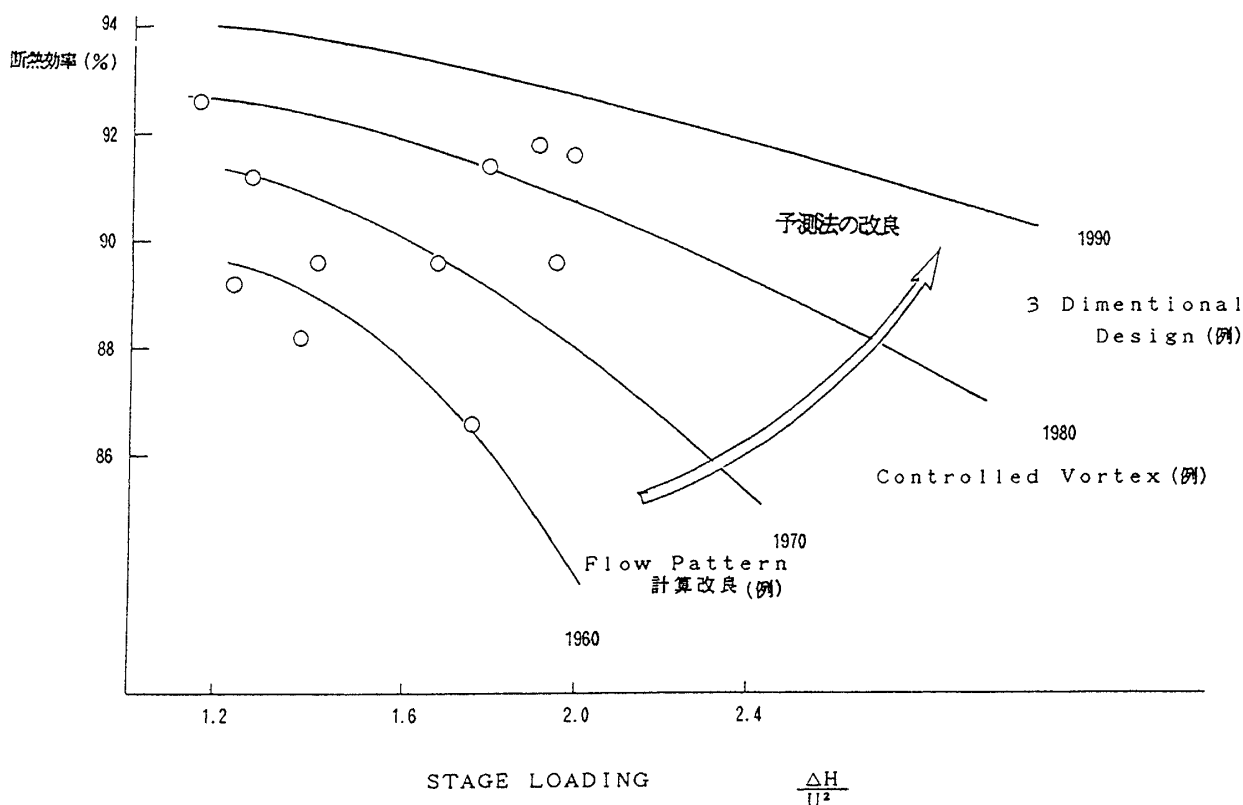


図3-3 数値解析技術の向上とタービン性能向上の歩み

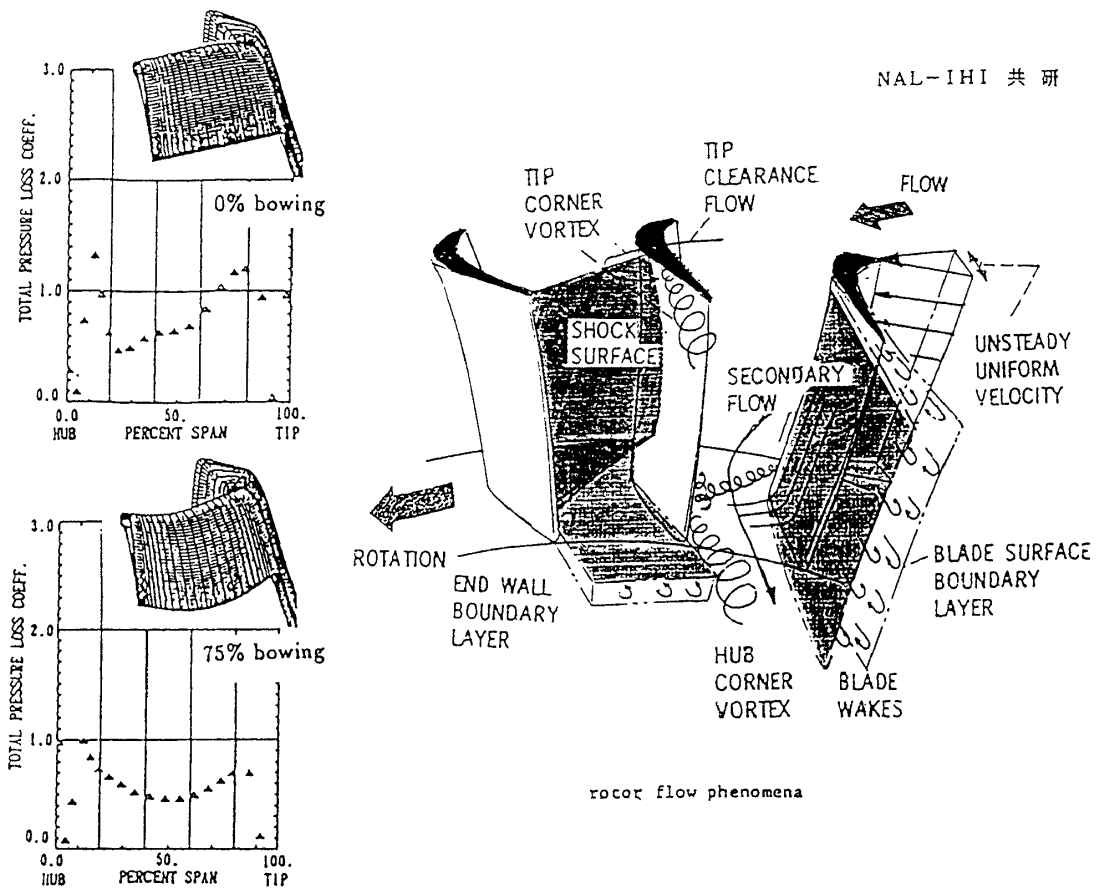


図3-4 翼間流れと性能向上翼列 (BSA)

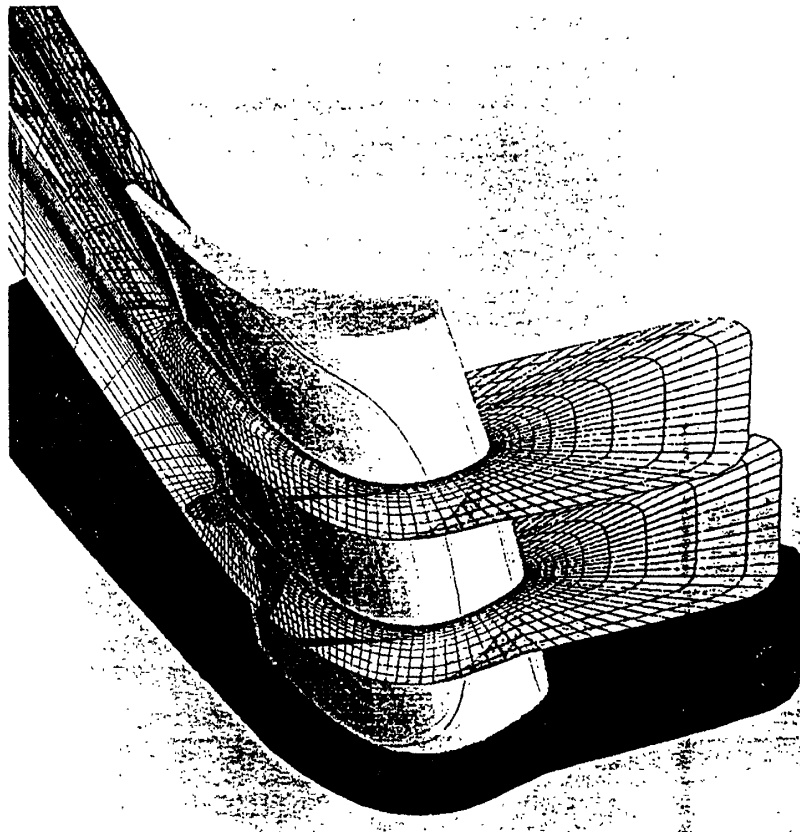
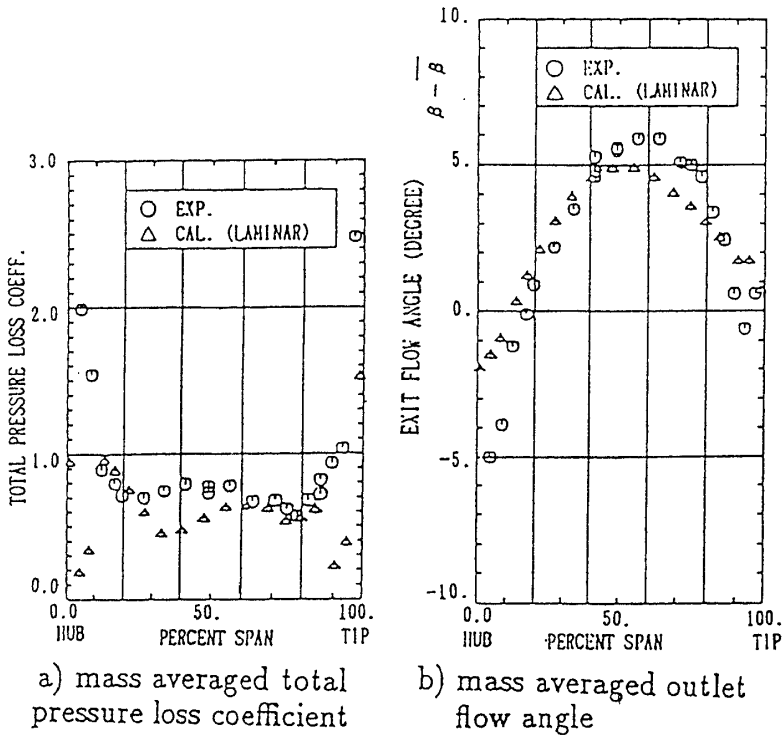


図 3-5



at 0.76 chord length downstream.

図3-6 BSA翼実験と解析の比較

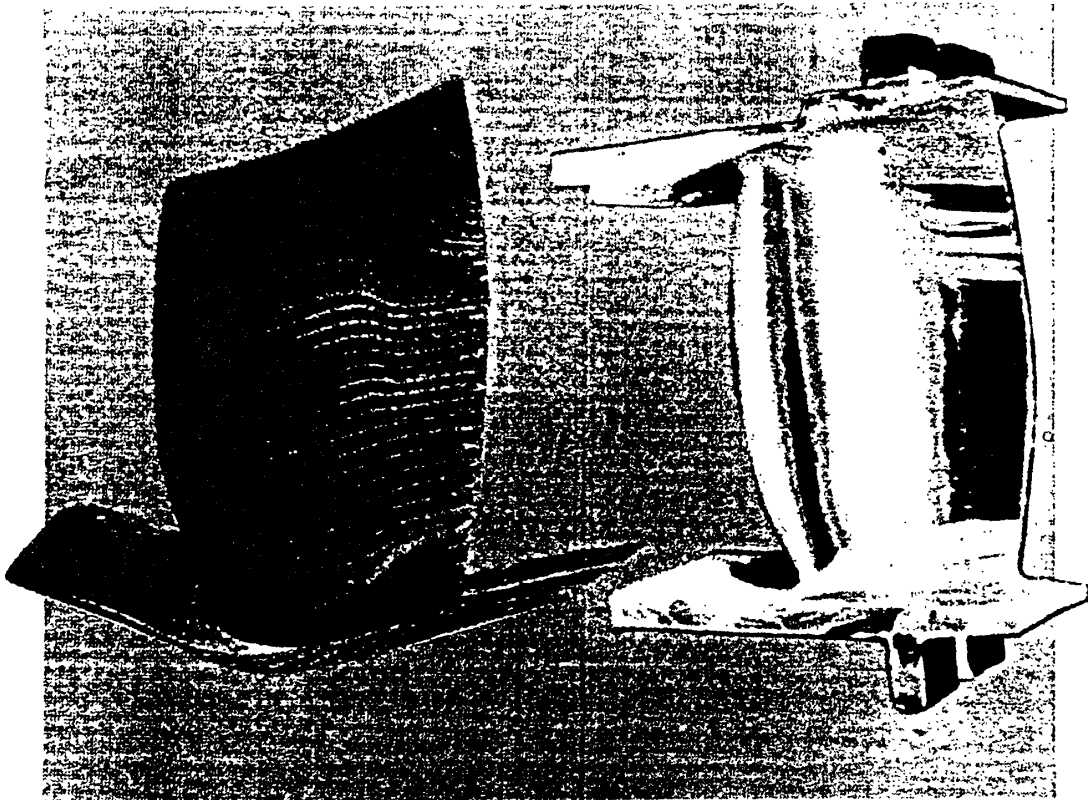


図3-7

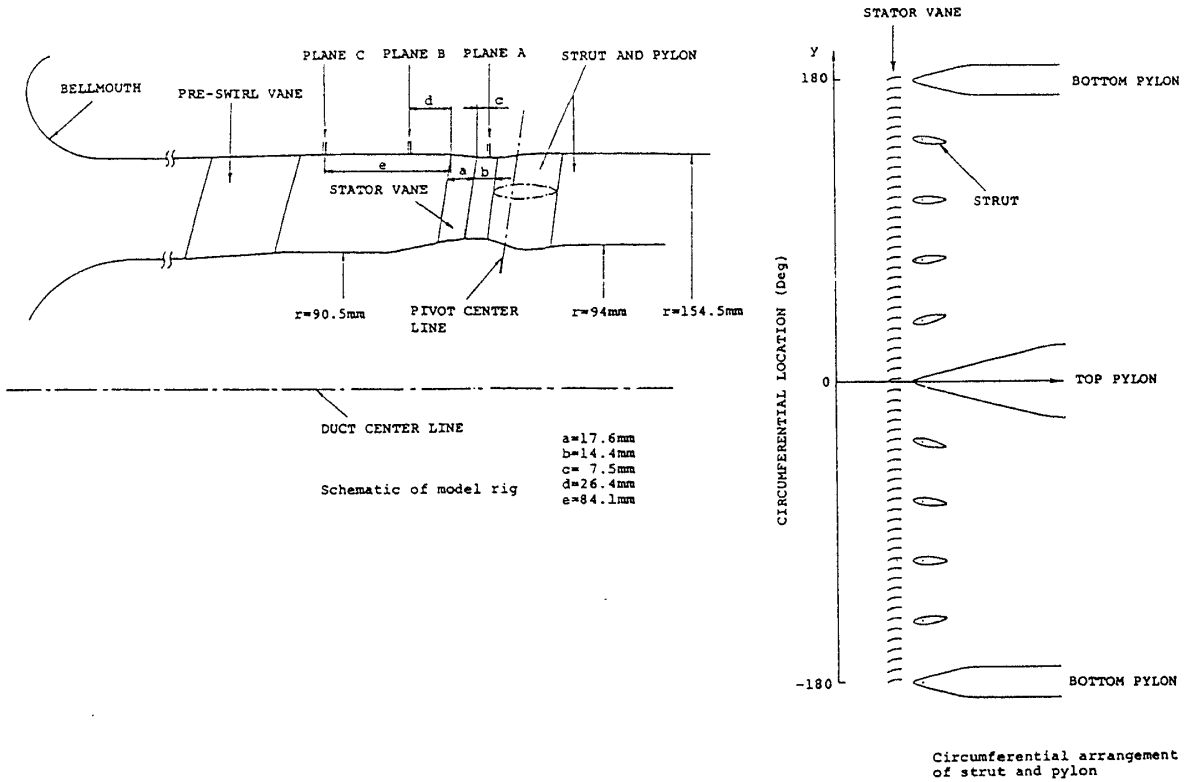
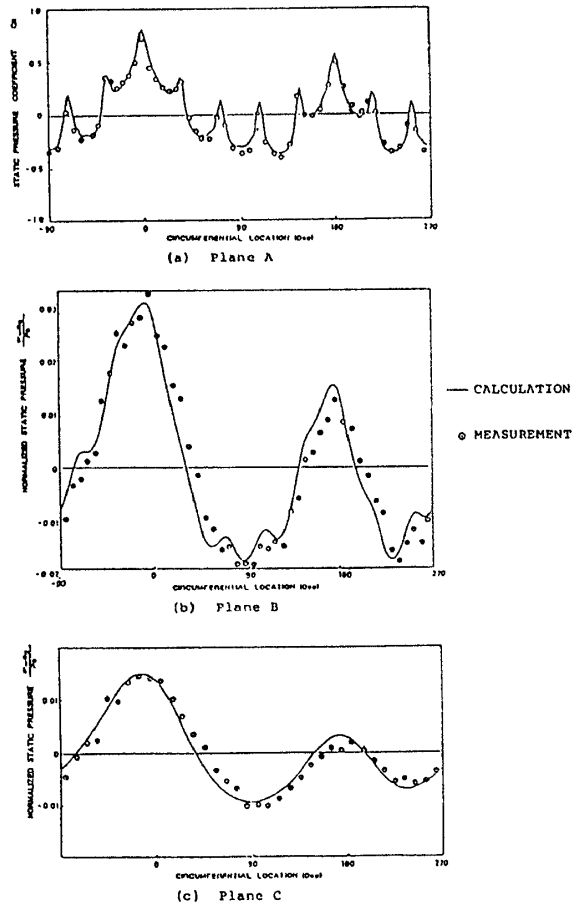


図3-8 ストラット解析

度部材で、かつ配管、配線を内側に通す大型のストラット（パイロン）と左右に単にファン・ケーシングを支える。小型のストラットとが円周上に並んでいる場合もある。これら2種類以上の翼形状が互いに干渉している翼列解析は、従来の周期性を利用して計算機容量を減らすことができず、大規模計算にならざるを得ない。ストラット解析の例を図3-8に示し、実験と解析の比較を図3-9に示す。良い一致を示している。尚本計算はポテンシャルより求め、かつ設計コードとして用い、最適な配置まで求めている。

3.5 燃焼器内流れ

近年、ジェットエンジン燃焼器設計に数値解析を利用することが盛んに行われている。数値解析は燃焼器ライナ内の流れ場、温度場解析などのように燃焼器内部流動の全体的な解析、燃焼器ディフューザ部の流れ解析や燃料噴射弁近傍の流れおよびライナ壁の伝熱解析のように燃焼器各部の解析に使用されるなど、種々の目的に応じ使われつつある。この理由として、計算機の計算速度の高



Comparison of measured and calculated static pressure perturbation (Case 1, $M_0=0.39$)

図3-9

速化計算機容量の大容量化や、数値解析手法の開発、改良および燃焼/流れモデルの開発、改良に負うところ大である。燃焼器設計者にとっては、数値解析を利用するこれらの環境条件が整いつつあるが、設計者側からも数値解析を積極的に利用する幾つかの理由がある。ジェットエンジンの高効率化を達成するため、燃焼器の高温化・高圧化が進み、従来のように試験を頻繁には行い得なくなったこと、更に数値解析を利用することにより、設計概念のスクリーニングが可能となる設計パラメータの特性への影響調査を机上で行えることなどの、いわゆる Design Productivity(設計開発の効率化)の向上が挙げられる。

ジェットエンジン燃焼器の代表例を図3-10に示す。燃焼器入口での Re 数は 10^5 のオーダの乱流であり、その数値解析上の特徴は次のとおりである。

- 1) 流れは乱流かつ三次元
- 2) 液滴の蒸発を含む化学反応を伴う
- 3) 逆流領域が存在
- 4) 解析場の形場が複雑であり、形状に適した座標系必要

このために、乱流モデルは $k-\epsilon$ 二方程式モデ

ルを使用し、燃焼モデルはアレニウス形反応率、或いは渦崩壊モデル、ふく射は b フラックスモデル、燃料液滴はラグランジェ系で表わし、PSIC (Particle Source In Cell) モデルを使用している。

3.5.1 ダンプディフューザ流れ

図3-11にダンプディフューザ供試体を示す。試験は流れ模様の観察と速度分布計測を同時に行うため、作動流体として水を用い、水素気泡をトレーザとして流れ模様の可視化を行った。同図に流れ模様の検証結果を示す。ダンプ部に大きな静止渦が解析、実験共に観察され、その大きさもほぼ一致しており、全体的に解析結果は実験結果とほぼ一致している。図3-12にディフューザ各部の速度分布の検証結果を示す。

実験結果と比較すると、プレディフューザ出口ではほぼ一致し、ディフューザ出口部のアウト側では、センターボディ側、インナ側もセンターボディ側で差異が認められるものの、ほぼ一致している。センターボディ近傍は境界層領域であり、計測誤差も含まれていると考えられ、また、この近傍が設計上クリティカルになることはなく、流れ模様、速度分布予測に数値解析は有効である。

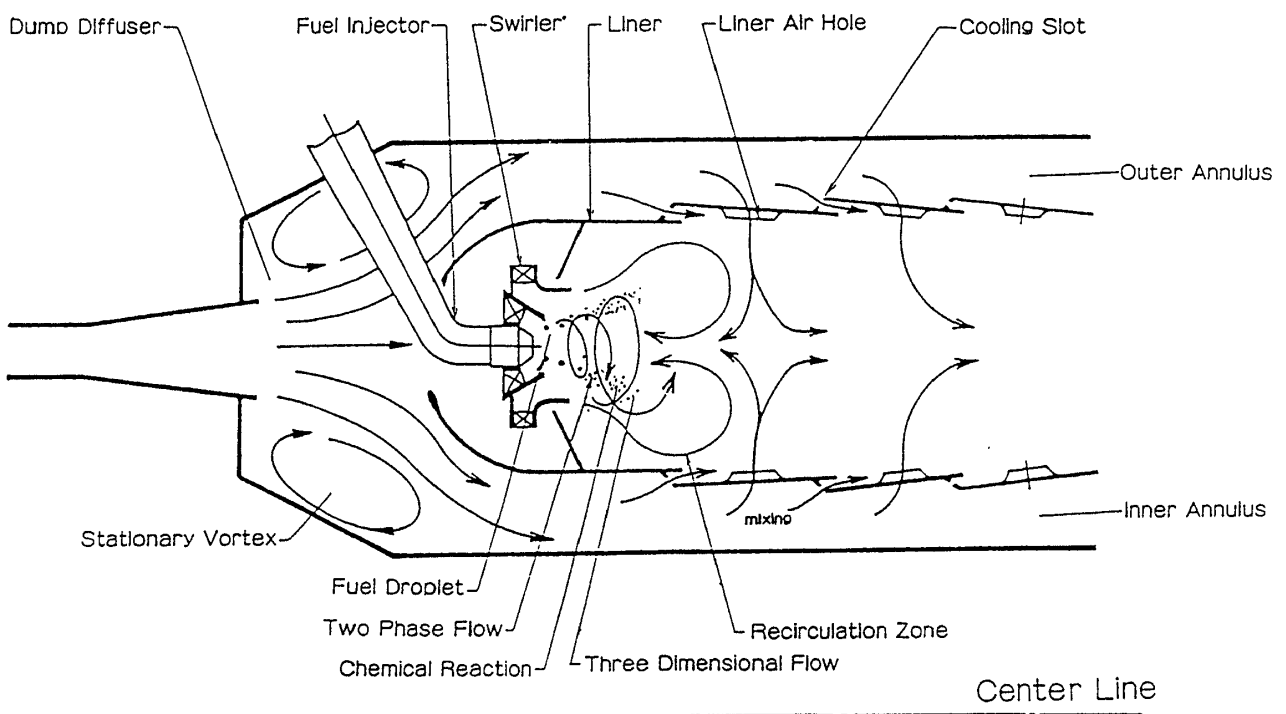
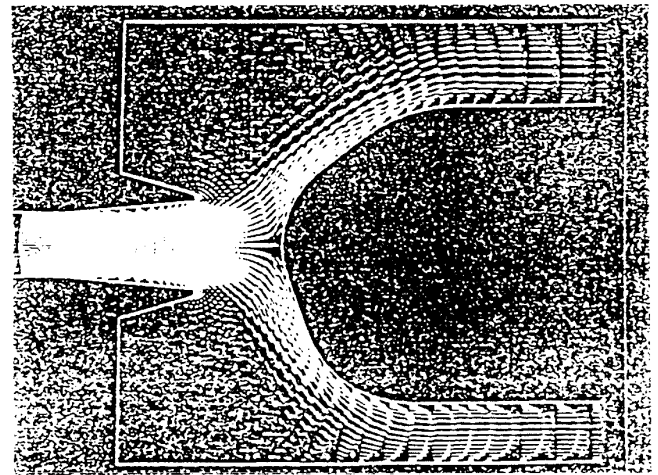


図3-10 燃焼器内流れ



水流可視結果



解析結果

図3-11 ダンプディフューザ部流れ

($k - \epsilon$ モデル, 軸対称)

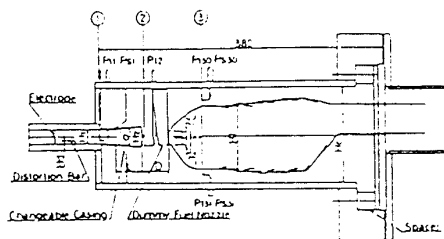
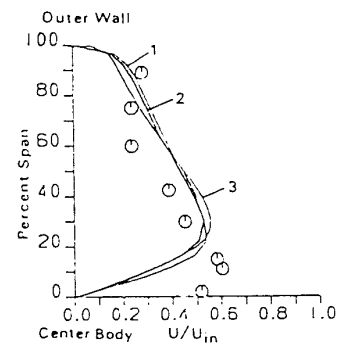
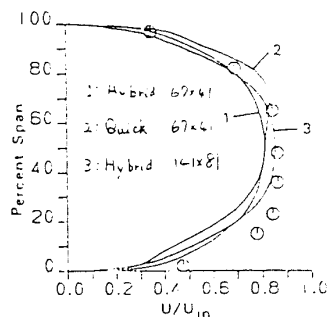


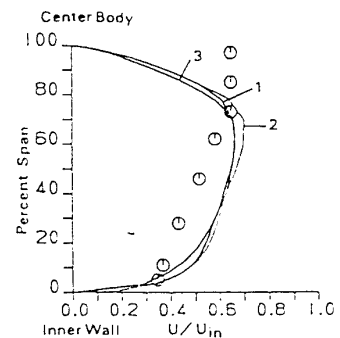
Fig. 2 Detail of the dump diffuser



(b) Outlet of outer-diffuser



(a) Outlet of prediffuser



(c) Outlet of inner-diffuser

図3-12 検証例 (Dump Diffuser)

3.5.2 燃焼器ライナ内部解体

燃焼器の高温化に伴い、燃焼器内および出口の温度分布の制御が厳しく要求される。燃焼器内および出口の温度分布は燃料噴射弁からの燃料噴霧分布や空気配分およびライナ空気孔配置などを変えて調整するが、形状パラメータが多く、かつ各々の形状パラメータの温度分布への影響を実験的

に調べるのは困難である。このため、数値解析を利用し、燃焼器出口部でのホットスポットと空気孔配置、施回器形状、燃料噴霧分布との関係をパラメトリックに調べ、ホットスポットを消去するのに適した空気孔の配置や施回器形状を見出している。

図3-13は燃焼器ライナ内の速度分布である。

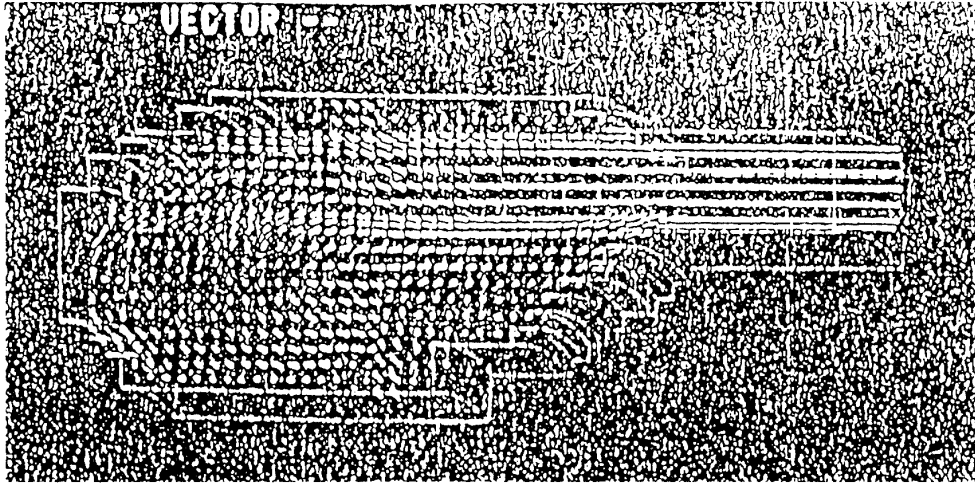


図 3-13 ライナ内流れ模様

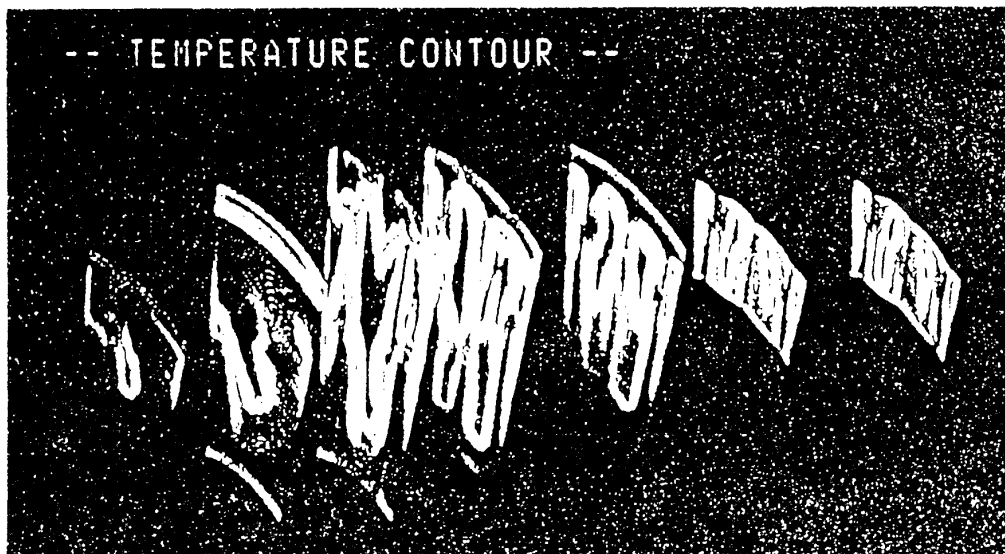


図 3-14 ライナ内温度分布

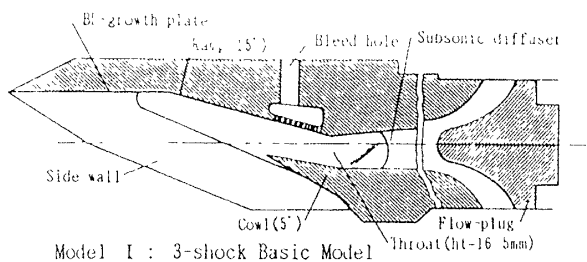
施回器下流の循環領域を含め、全体の流れ模様が可視化されている。図 3-14 にはライナ内の温度分布の軸方向分布を示す。燃焼器出口部へ流れていく途中で、高温ガスが希釈空気と混合し、均一化していく様子が見られる。

ジェットエンジン燃焼器の設計に数値解析をどのように利用しているか、およびその数値解析の特徴について記した。数値解析のうち流れについては、ほぼ設計に使える段階と考えられる。一方化学反応を伴う場合には、現在のレベルでは定性的傾向を把握する段階で、定量的評価に使用するには今一步の感がある。燃焼器の設計に数値解析を利用する傾向は、今後も益々増加してくると考えられるが、そのためには乱流/燃焼モデルの改良や解析誤差を少なくする解析方法の改良を、今

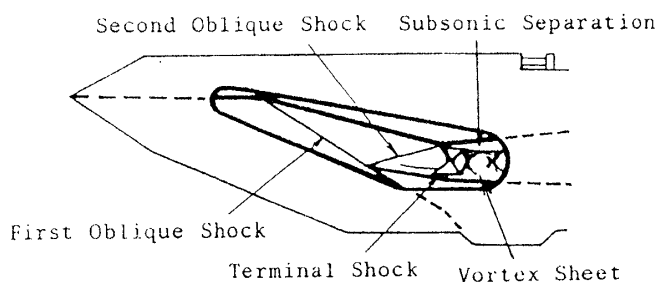
にも増して行っていく必要がある。また解析結果を設計者、解析者にいかにわかりやすく表示するかについても研究が必要である。

3.6 超音速インテーク内流れ

超音速機用推進機の空気取入口（インテーク）は単に外部高速流をファンに外乱を少なく取込むというのではなく、内部に効率良く安定した衝撃波を作り、外部超音速流を亜音速流にまで下げ、所定の空気量と圧力を得るよう設計されている。離着陸、巡航、施回等機速の変化に対応し、インテークも空気通路形状が変化するので、その可変機構の容易さからインテークの形状は二次元矩形形状が多く用いられている。図 3-15 に二次元超音速インテークの実験の概略を示す。上から順に超音



Schlieren Photograph of Mach 3



Shock Pattern at Mach Number M=3.0

図3-15 超音速インテーク内流れ (NAL-IHI 共研)

速インテーク供試体概略形状実験シュリーレン写真，同説明図を示す。この模型は入口マッハ数3の超音速流れを2つの斜め衝撃波とスロート部での垂直衝撃波により亜音速流に計画されている。図より斜め衝撃波は，ほぼ計画どおり形成されているが，スロート部では境界層と衝撃波の干渉により複雑な衝撃波の群が形成されている。これを数値解析によりシミュレートした例を図3-16に示す。やはりスロート部では複雑な衝撃波が現れているが，必ずしも満足すべき一致とまでは到っていない。次にこの矩形形状インテークの二次元性からの逸脱，即ち衝撃波と側壁の干渉，カウル先端からの馬蹄渦等を調べるため，側壁窓枠にオイルを塗布しオイルフロー実験を行った。その結果を図3-17に示す。衝撃波が側壁に当たっている部分に大きな二次流れが生じ，かつこれがカウル部の馬蹄渦とも干渉している。これを数値解析によりシミュレートした結果を図3-18に与える。側壁の二次流れまでは比較的良くシミュレートされている。

これから分るように，超音速流は高温化及び高温化対策としての冷却用ガス噴出し等の問題を別にしても，境界層と衝撃波の干渉が大きく，かつこれが大きく性能に及ぼしてくる。超音速/極超

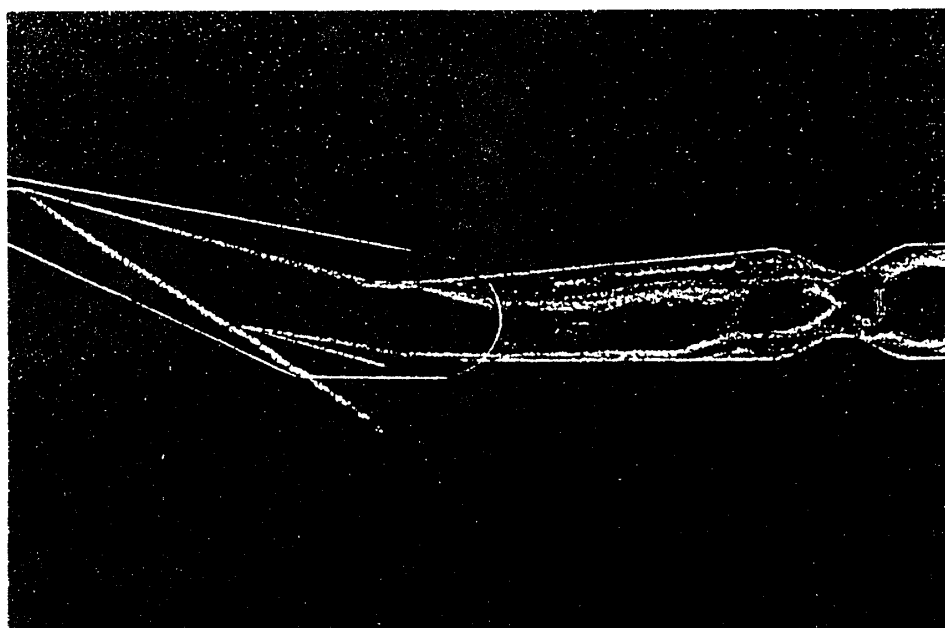


図3-16

Oil-flow Pattern of Mach 3

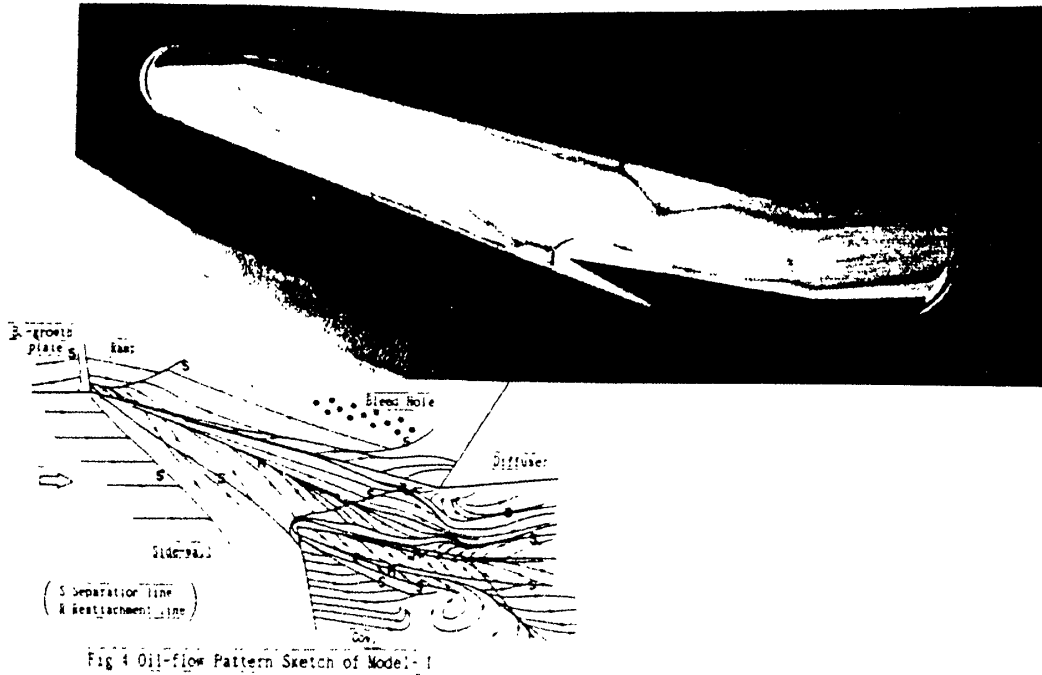


図3-17

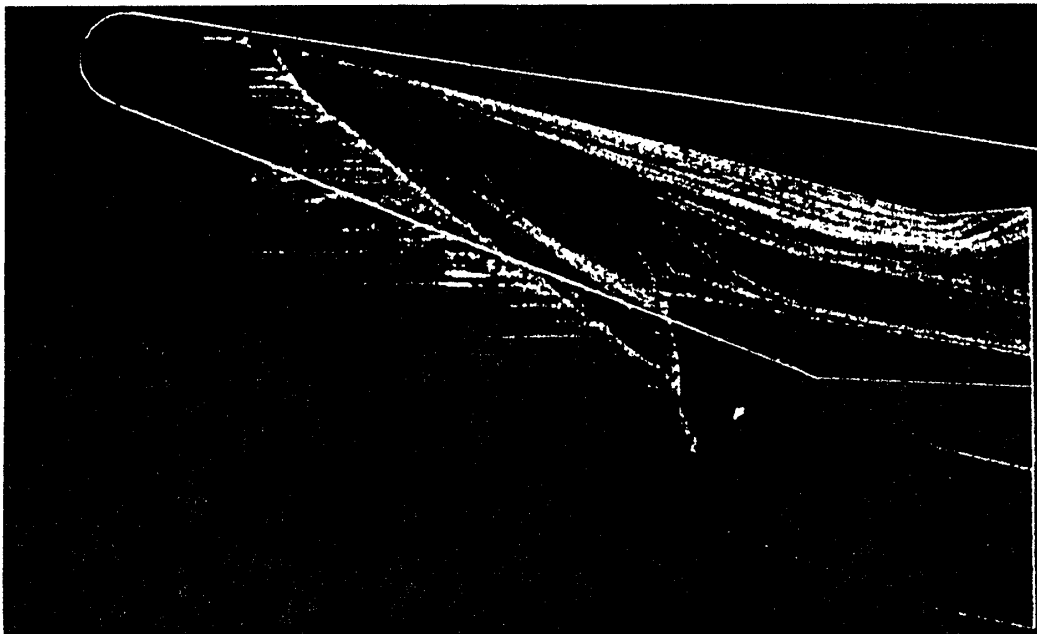


図3-18

音速実験が比較的大規模で容易ではなく、かつ航空性能を得るのが非常に難しいことを考慮すると、今後益々、数値解析に依存する比重が増えざるを得ない。

3.7 超音速燃焼器内流れ

スクラムエンジンジェットでは、燃焼器内の超音速流中において、いかに燃料と空気を効率良く

混合させるかが重要な問題となる。ここでは最も基礎的な例として、超音速流中の平板から垂直に音速の噴流を吹込んだ場合の流れ場に関して、公称マッハ数4の吹出し式超音送風洞で行った実験的結果と、数値解析結果との比較について述べる。図3-19は、対象とする流れ場の概念図である。このように、平板上の乱流境界層と、噴流に誘起された衝撃波との干渉、それにより生ずる境界層

のはく離と再付着，さらにマッハディスクやバレルショックと呼ばれる現象など，流れ場は非常に複雑なものとなる。

数値解析コードは，燃焼を含む超音速流れ場の

解析のために開発した二次元のナビエ・ストークス方程式と化学種の輸送方程式を用いており，図3-20は，計算結果のマッハ数分布を，実験と同じスケールで表示したものである。図で明らかな

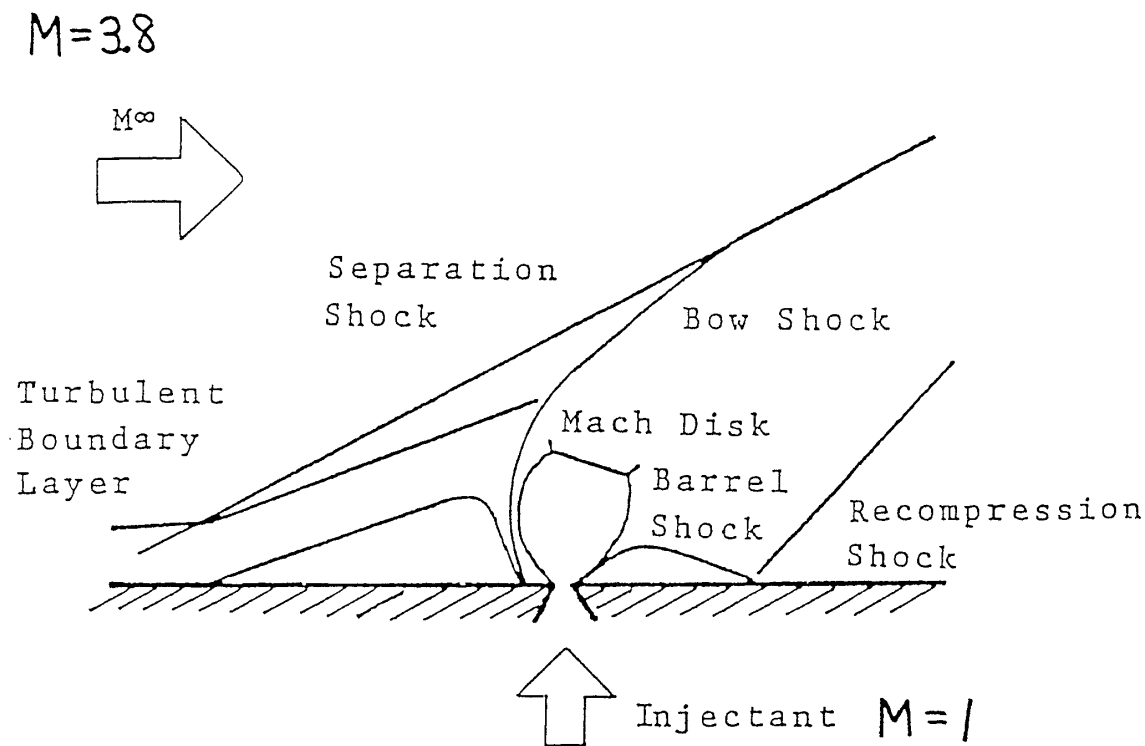


図3-19 超音速燃焼器内流れ

九大-IHI共研

Calculation



Experiment



図3-20 実験と計算の比較

ように、本流れ場に特徴的な各衝撃波 (Bow Shock, Separation Shock, Recompression Shock) が明瞭に捉えられている。また、噴流圧力による離れ領域の大きさの違いや、マッハディスクやバレルショックの形成の様子も実験とよく対応している。

現在さらに詳細な定量的予測のため、より精度の高い解析手法の検討と、燃焼を伴う流れ場の解析実施中である。これらの研究開発を通じて、超音速混合の問題に関するデータを蓄積し、スクラムジェットエンジン燃焼器の開発に結びつけていく予定である。

3.8 数値実験風洞の検討

今後の大きな課題となると予想される数値実験風洞のシステム作り準備の一つとして、翼列実験と同じ形態で数値解析を行うことを試み、図 3-20 に示す。二次元翼列実験は数枚の翼を並べ、壁

面の影響の少ない中央の 3 枚～5 枚のデータを用いているが、入口境界層、入口速度分布、出口部壁面抽気、開放端の影響等、通常の周期条件を利用した翼列解析では省略している項目が多い。これらは単に実験技術の問題と純粹に数値解析の検証に足る実験データの不足という問題で扱われるが、実機では通常、入口乱れの比較的多い状態で多段でかつ高温、高負荷でかつ局所的に抽気あるいは冷却空気を受けながら作動しており、これらの現象を抽象化し、タイムリーに検証データを実験により求めることは容易ではないと思われる。

そのためには、実験と同じ条件で数値解析を実施することも必要であり、図 3-21 はまず翼枚数を実験に近づけて行った時の検討メモである。計算機の規模が大きくなるにつれ、単に翼列ばかりでなく種々の要素で益々検討されてくると考えられる。

(多翼素解析)

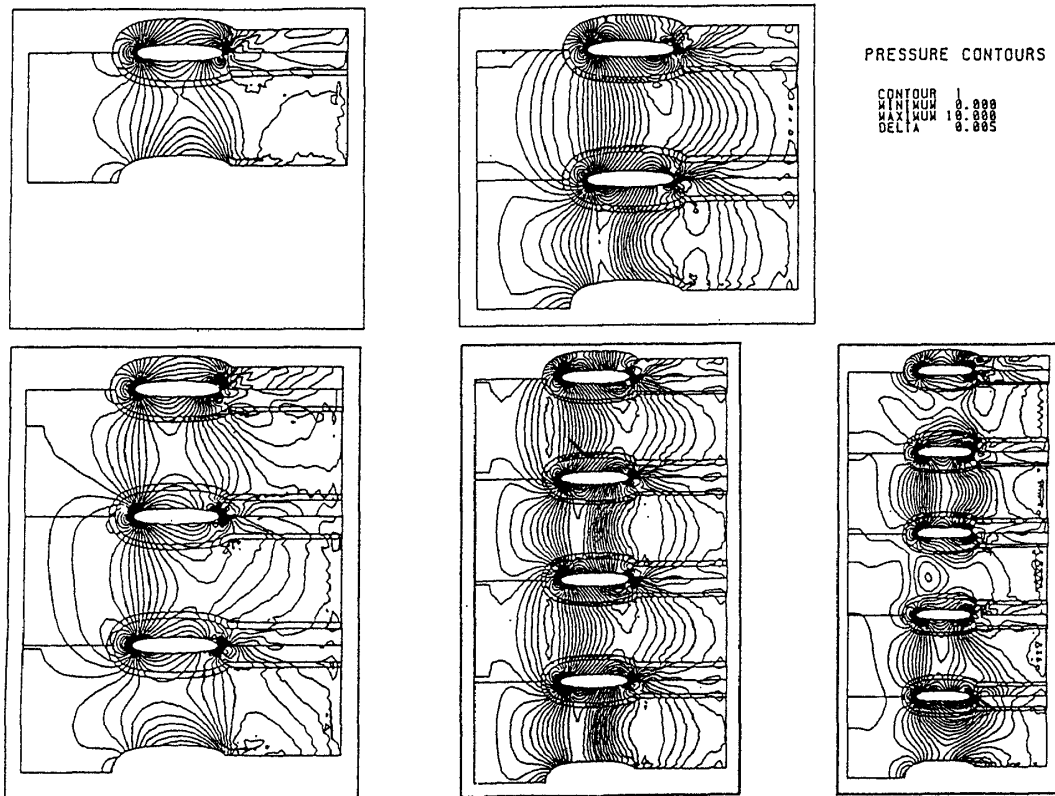


図 3-21 数値実験風洞への検討メモ

4. IHI航空エンジンにおけるCFDの展望

4.1 空力設計ソフトのレベルアップ

航空エンジン製造業の立場から、空力設計ソフトの方向付を敢えて行うと図4-1のようになる。図では圧縮粘性翼間解析のみ扱っているが、非粘性翼間解析、ソフト流線解析等どれもほぼ同じ傾向のため、代表例として選択している。図に示されるように方向として、全体設計システムでの機能化、使い易さ、実機補正、新規翼、応用開発対処、スキーム、乱流モデルに関するレベルアップがあげられる。これらは全て相補って行く必要があるが、特に上記項目の前の方はメーカの設計部門が注力し、以下メーカ研究所、国公立研究所/大学の順に、製品よりも物理現象のイメージが強くなるにつれ、専門の研究機関に依存する度合が増えてくる。

全体設計システムでの機能化とは、各種設計ソ

フトの系統的な役割分担の明示とその範囲での機能のアップを意味し、使い易さは着目しているソフトに対する格子生成、ディスプレイ等の前/後処理の充実、ソフトの高信頼性、TAT (Turn Around Time) 短縮等、解析者側からの要求に対する対応である。

実機補正とは、図中に示されるように翼前後、翼両側、翼表面の内外側における実機では無視できない形状、空気の流れをソフトの中に組み込むもので、メーカソフトの品質の決める重要な技術の一つである。

応用の高度化は、図では簡単化のため今後数年以内に取扱う項目のみ与えている。スキームは解の収束方式、加速および精度等を扱う。既述計算機演算速度とCFD計算時間からも推察できるように、断えずメーカとしてソフトを計算機の制限内で十分な精度で利用可能にすべく努力しているが、単に計算機の制限内の収束という面と自然現象をいかにこわさないかという面に分かれてきており、

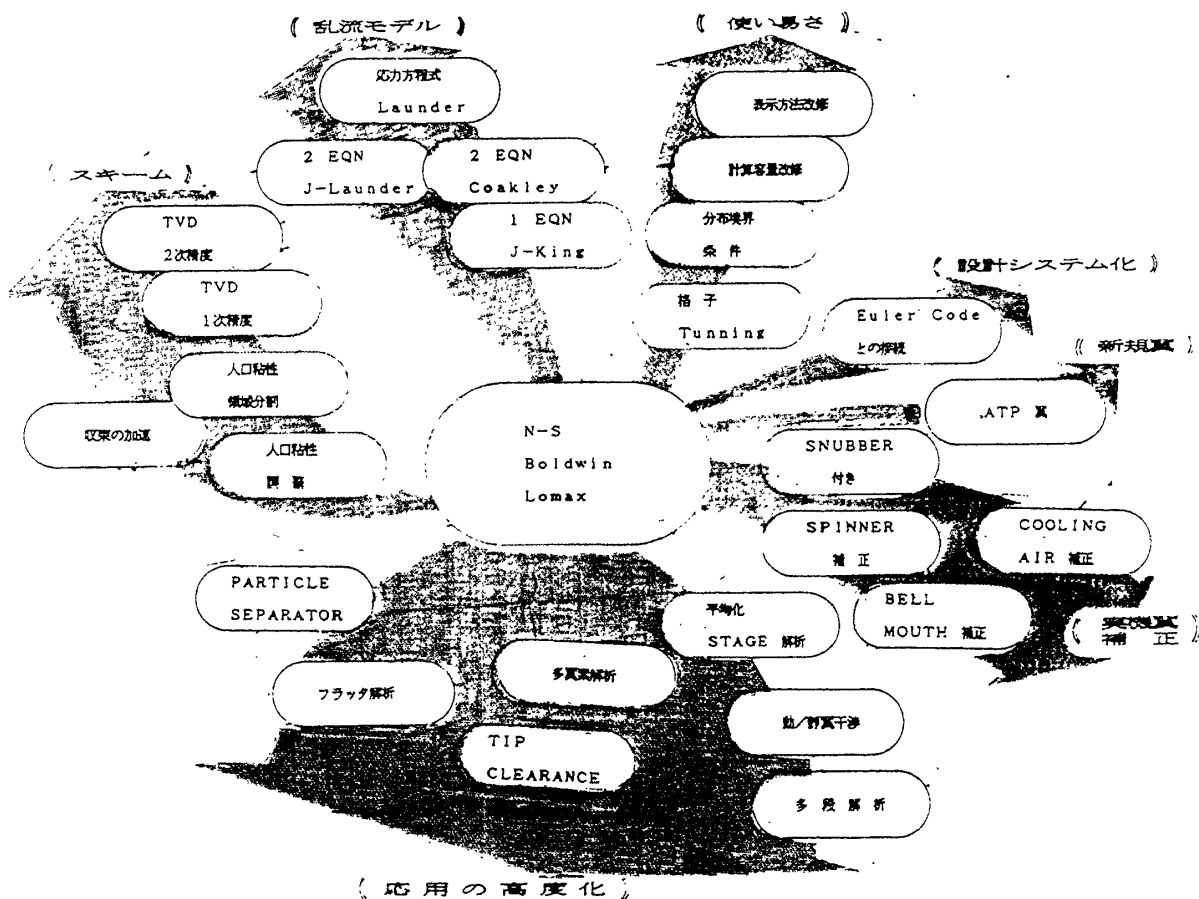


図4-1 空力設計ソフトのレベルアップ (N-S Code例)

計算機の指数的な発展を考慮すると後者の面が今後益々強調され、メーカとしては自然現象に近いシミュレーション技術を数値実験風洞システムの構築へと取込んで行きたい。

4.2 CPU時間の推移

図4-1の特に応用開発の方向におけるCPU時間の予測を図4-2に示す。計算機演算速度は現状として1GFLOPS、今後として、40GFLOPSを用いてCPUを推定している。計算機演算速度が40倍になると、既述図3-2のCFD計算時間基準を用いれば、翼列圧縮性N-S解析は設計用となり多翼素、2段翼列等が解析用、冷却翼が研究用となってくると予想される。これは演算速度の面からの解析可能な範囲の拡がりであるが、既述図3-3性能向上の歩みの面から見ると、次の10年間の性能向上の一つの手法の進歩として、設計点での単独翼性能改善から高性能作動領域の向上があり、オフ・デザイン性能、段効率向上技術にも向けられると思われる。このためにも、上述の項目は必要解析課題である。

超/極超音速燃焼課題は、今後の問題が山積しており、単に図中にCPU予測を述べるにとどめる。

4.3 主要開発ソフトの推移 (IHI案)

航空エンジン関係の主要開発ソフトの推移 (IHI案) を図4-3に与える。計算機の規模に関して便宜的に演算速度×容量の形で表現し、使用計算機規模、主要ソフト年代による推移を大まかに推定している。これらの傾向は、広い視野でみると計算機の推移、市場の動向により影響を受け、かつ各社の動向にもよるものであるが、ここではIHIのCFD関係の要求及び関連部門の諸条件から出したもので、必ずしも欧米各社の推移とは一致していない。

これらは単に主要ソフトの応用開発項目例をプロットしたものであるが、これらソフトの基礎となる応用開発の領域は拡く、大学、国公共研究所等の支援を受けない限り、この計画ですら遵守していくことが難しい。各解析項目に対する演算速度、メモリ容量の関係を図4-4に示し、現在、航技研-IHI共研で取扱っていく項目も合わせて

	分類	項目	メモリ	CPU*	計算量
現状	翼列	・ 翼列 (Grid 150×30×30)	36MB (1)	MIN 70	TF 2.4

* 演算速度 1 GFLOPS で計算

	分類	項目	メモリ	CPU**	計算量
今後	翼列	・ 多翼素翼列 (Grid 150×30×300)	360MB (10)	MIN 20	TF 24
		・ Cooling 翼列 (Grid 300×300×300)	2.4GB (67)	135	160
		・ 2段翼列 (Grid 450×150×30)	540MB (15)	30	36
		・ 圧縮機翼列 (5段) (Grid 3000×150×30)	3.6GB (100)	200	240
	高速	・ インテーク (150×30×100)	120MB (3.3)	7	8
		・ スクラム (非燃焼) (300×100×300)	2.4GB (67)	135	160
		・ スクラム (燃焼) (300×100×300)	4.8GB (133)	270	320
		・ スクラム (燃焼+解凍) (300×100×300)	9.8GB (266)	540	640

** 演算速度 40 GFLOPS で計算

図4-2 CPU時間の推移

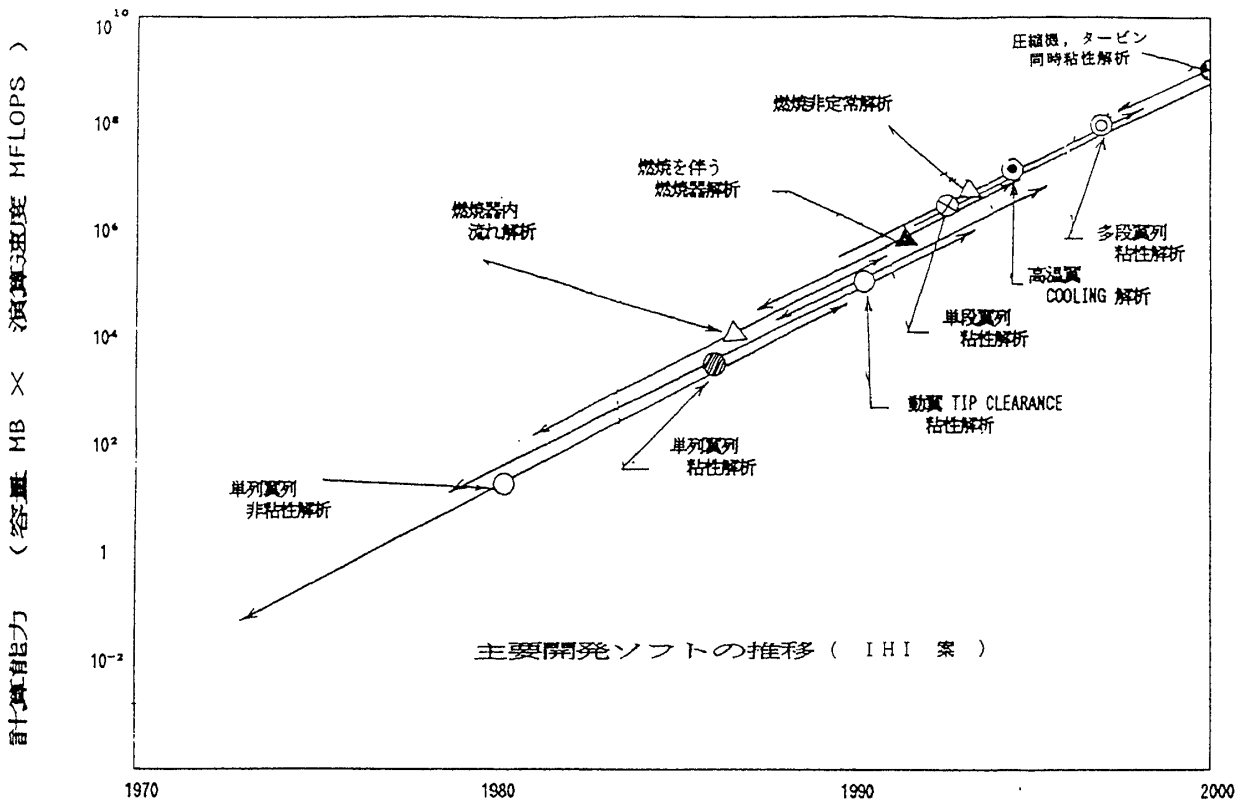


図4-3 主要開発ソフトの推移 (IHI案)

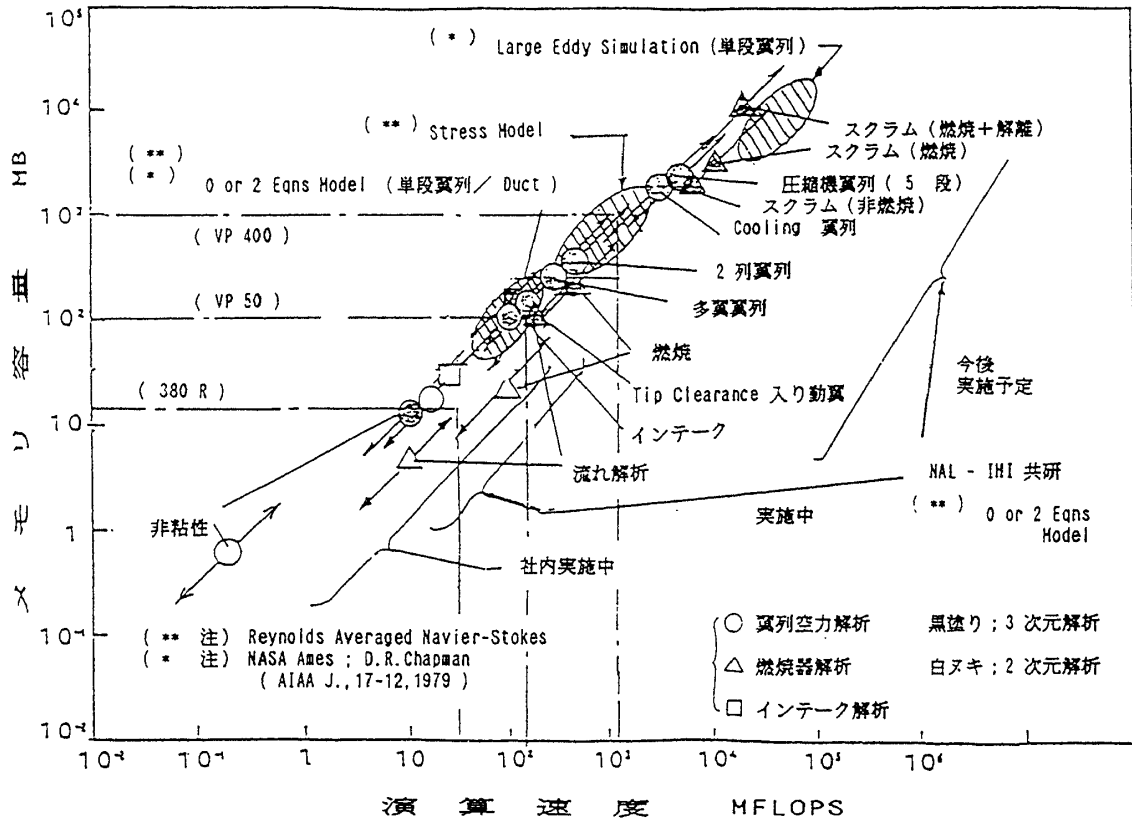


図4-4 CFD解析課題と計算機能力

記述する多重翼列等の解析等で、演算速度 1 GFLOPS の計算機では十分対応できないことが予想され、今後更に大規模計算が可能になることが、既述 図 4-3 の計画も守れ、かつこれが航空エンジンメーカーとしてエンジンの性能推移に対応し、存続していくことにつながっていく上で、非常に重要な問題である。

5. おわりに

高性能 / 高負荷 / 高温化 / 軽量化のエンジン設計において CFD に期待し、CFD に今後益々依存せざるを得ない。

CFD を用いた技術革新は今後さらに続き、数値実験においては、さらに大容量 / 高速計算機が必要であり、かつ今後これが世界に対して成果をあげていくための条件と考えられる。

本報告にあたり、航技研をはじめ多方面からの御指導をいただいたことを付記し、深く謝意を表します。