

IHI航空エンジンにおける風洞実験とCFD

田 中 厚 成*

Role of Wind Tunnel Tests and CFD Analysis for the Development of Aero-Engines in IHI

by

Atsushige TANAKA

Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.

ABSTRACT

When aero-engines are developed, several different types of wind tunnel tests are involved. For instance, one type of tunnel is required for fundamental tests of the cascades; a second is required for high altitude engine performance tests. Experimental models for these tests consist of real engine components or of close replicas. Certain effects may not be adequately addressed in wind tunnel tests, for example, the effects of high speed revolution, flow properties in unmeasurable regions, realistic boundary conditions.

The twofold object of computational fluid dynamics (CFD) for internal flows is to predict the performance of models before expensive wind tunnel tests are done and to provide information of the internal flow that is inaccessible to experiment measurement. CFD is already useful for improving designs or making new ones. As computers and CFD technology advance, CFD can expand from the role of prediction and design to that of a numerical wind tunnel. This paper shows how features of numerical wind tunnels parallel those of experimental wind tunnels. The paper also assesses future trends for the use of numerical wind tunnels.

1. はじめに

航空エンジンにおける風洞試験はタービン、圧縮機等の翼列基礎試験からエンジン全体の高空性能風洞試験までその構成要素、風洞の規模、計測量が大幅に異なっている。通常風洞試験とCFDという場合には翼列試験、ダクト試験を対象としているが、近年の電子計算機、解析手法の飛躍的に向上に伴ない対象も広がってきている。ここでは航空エンジンに関する風洞試験を一通り列挙し、これに対応するCFDについて述べる。

2. 航空エンジンにおける風洞試験

2.1 風洞試験の種類

航空エンジンの風洞試験は図2-1に示すように航空エンジン全体の性能を求める高空性能試験(図2-2)、地上性能試験(図2-3)、ファン、圧縮機、燃焼器、タービン等の各要素試験(図2-4)および翼列試験、ストラット試験等の各要素の構成要素試験にわかれる。

またこれら構成要素の問題を更に調査する翼端クリアランス試験、冷却孔影響試験等にわかれ、更に基本的な内部流れを解析する背面ステップ流、剪断流等の基礎試験となる。

風洞試験は最終的にはエンジン全体の性能向上

* 石川島播磨重工業株式会社

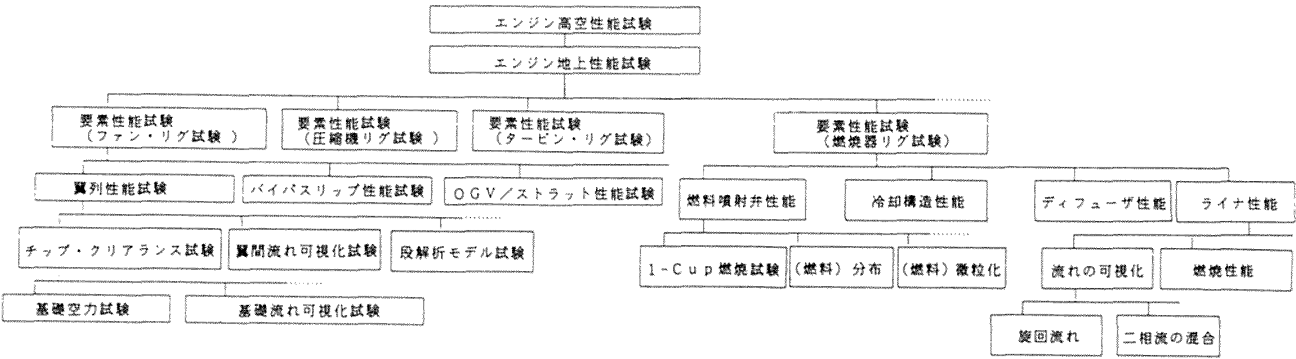
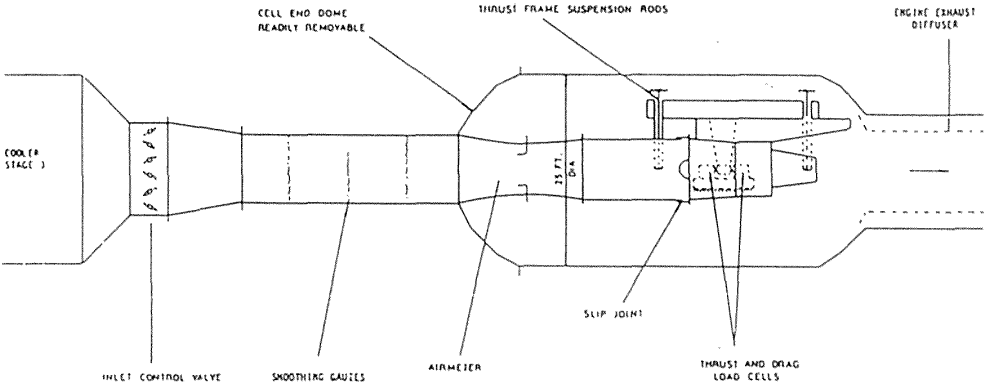


図 2-1 風洞試験



Royal Aircraft Establishment Pyestock, United Kingdom	ALTITUDE ENGINE TEST FACILITIES		COMPARABLE FACILITIES
	TEST CHAMBER SIZE: 25 dia x 56 L (ft)	MASS FLOW: 1400 (lb/sec)	
ATF Cell 3W	DATE BUILT/UPGRADED: 1969	ALTITUDE RANGE: (ft) 50 000	DOD-AEDC: J-1, J-2, C-1, C-2 P&W: X-217, X-218
	REPLACEMENT COST: £60M*	TEMPERATURE RANGE: -50 to ambient (°F)	
	OPERATIONAL STATUS: Double day shift	PRESSURE RANGE: (psia) 2 to atmospheric	
		SPEED RANGE: (Mach No.) Subsonic	
	Direct-connected and freejet, high-accuracy thrust capability: 6000 lb/l Special capability is connected or free icing.		Group 4

図 2-2 高空性能試験装置例

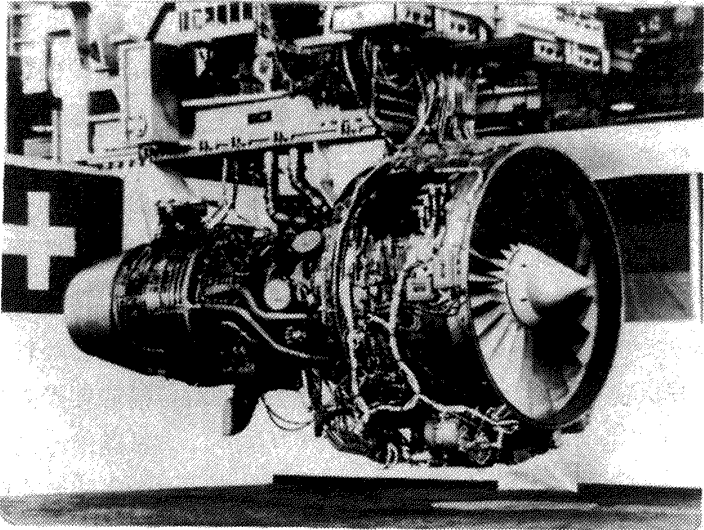


図 2-3 地上試験用風洞とエンジン

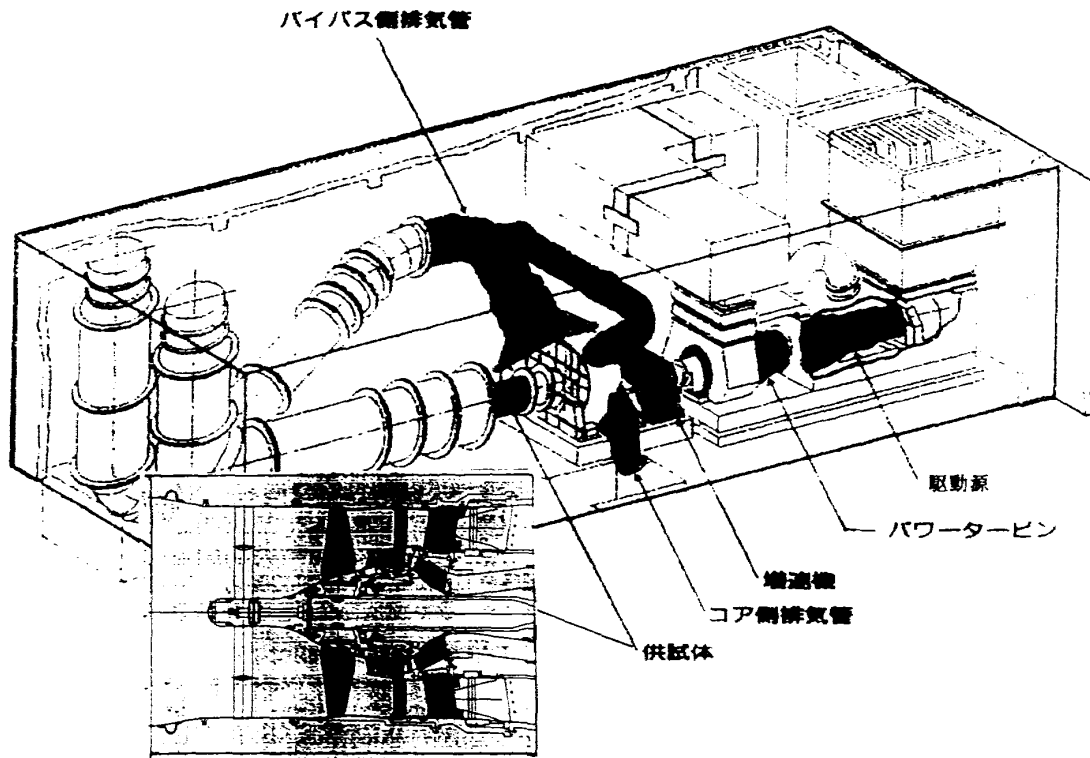


図2-4 ファン要素試験装置

が目的であり、このためこれらの試験の信頼性ばかりでなく、一連の試験の構成が整合性のとれた且つ開発資源、期間に見合ったものであることも重要である。

2.2 CFD との対応

大幅に規模が変わる風洞試験装置に比べ供試体は高速、高温、高圧に耐えるため殆んど同じ素材、形状で行なっている。このため実機試験と風洞試験は実機と供試体との相似則影響より実機運行状態と風洞試験の等価性が重要になってくる。風洞試験の等価性問題では超 / 極超音速風洞試験、騒音、 NO_x の発生、伝播等の環境影響調査試験の相似性等も含まれるが、エンジン内部流に問題を限ると、風洞の入口 / 出口、側壁等が実機作動状態にどの程度一致しているかが重要である。これはエンジン全体から要素試験、翼列試験、基礎試験と細分化されても同様に試験条件の設定が重要な課題になっている。CFDとの対応を考えると風洞試験としては計算機、試験装置の規模、期間等により、要素試験、翼列試験を中心に対応付が試みられ境界条件の設定の精度を上げることが努力されてきている。

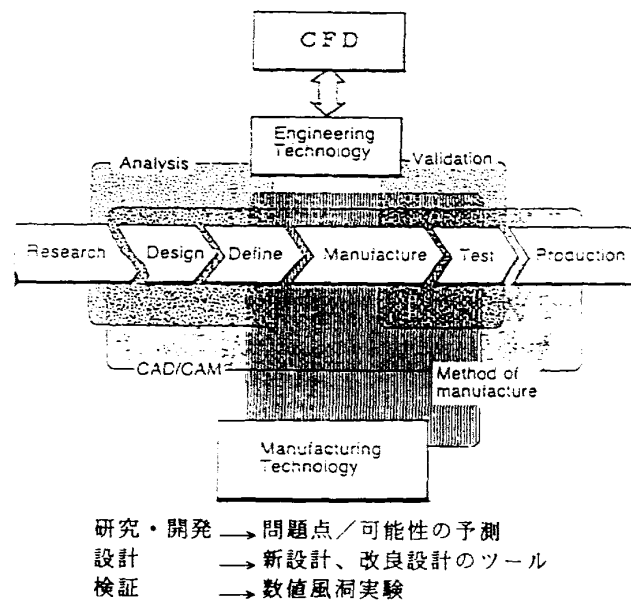


図3-1 CFDの役割

3. 風洞試験と CFD の役割

3.1 CFD の役割

エンジン設計 / 製作の過程を図3-1のように簡略化し、この研究・開発、設計、検証の過程でのCFDの役割を次のように大別することを試みる。

- 1) 研究・開発結果の予測；設計、実験に先立ちその問題点 / 可能性を予測

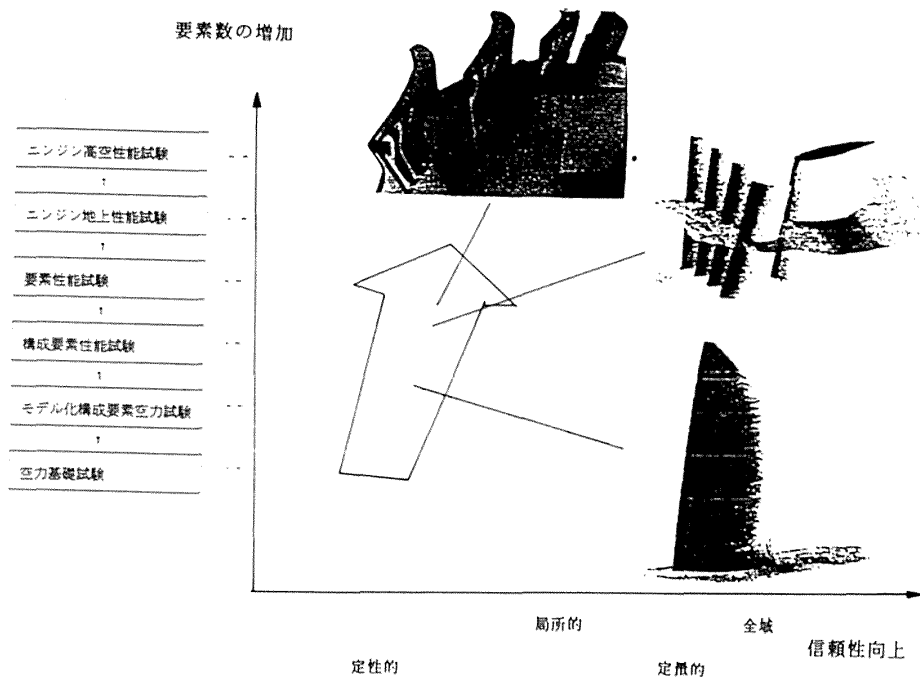


図 3-2 問題点 / 可能性の予測

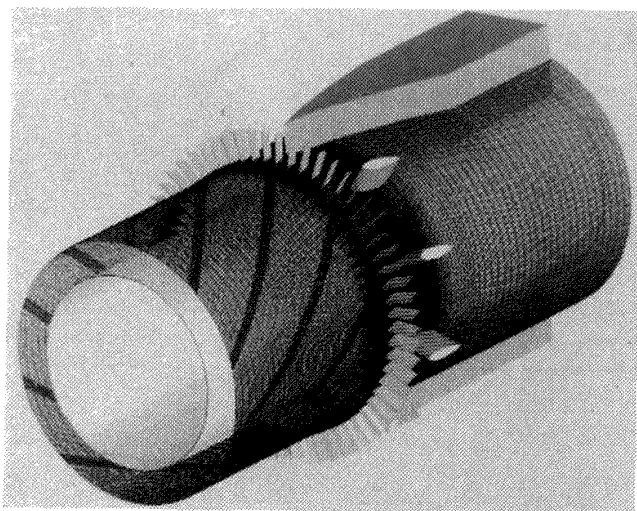


図 3-3 ファン出口案内翼，ストラット流れ解析用格子

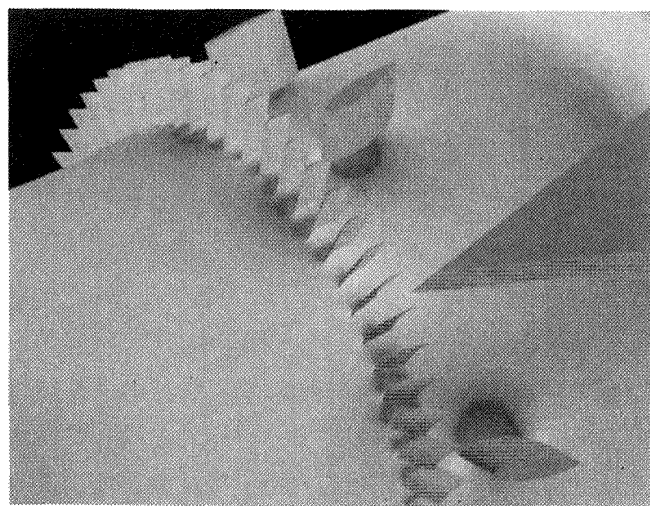


図 3-4 ファン出口案内翼およびストラットまわりの流れ解析

- 2) 新設計，改良設計；設計上の重要な点を，それに適した手法で限られた期間内に解析を行なうCFD技術を従来の手法に付加し設計する
- 3) 数値風洞実験；風洞試験の絞り込みおよび風洞試験の代用

これらは計算機の規模，解析の信頼性，期間，費用等により解析対象が種々にわかれ，前述風洞試験の種類の構成と同じようになると考えられる。

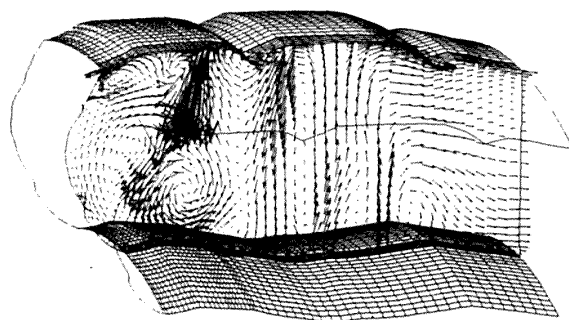


図 3-5 燃焼器ライナ内の流速ベクトル

3.2 研究・開発結果の予測

風洞試験とCFDによる研究・開発の問題点 / 可

能性の予測を図3-2に示す。風洞試験に対応してCFDも単翼列による流れの剥離の有無の確認，二

次流れ影響の予測等から翼間相互間の干渉、動静翼干渉解析等風洞試験の対象要素に合わせるべく対象の要素数を増加させ内部流に顕著な複雑に干渉した流れの解明を行なってきた。

図3-3、図3-4にファン出口案内翼およびストラットまわりの流れの解析格子と解析結果を与える。案内翼の翼形状も均一でなく且つストラット形状もそれぞれ異なっているため全周で解析を行ない、非粘性ではあるが問題としている圧力分布は実験値と比較的良好一致が得られている。

図3-5に燃焼器ライナ内の流れ解析による流速ベクトルを与える。燃焼器内の冷却空気の流れを調べる上で有効な道具となっている。

これら実験形態に極力近い形で実験に先立ち性能を予測することは、計算機および解析手法の進歩に伴ない今後益々重要視されることが考えられる。

3.3 新設計/改良設計

新設計、改良設計を行なう上で風洞試験との比較により十分検証された解析手法を使うことが基本になる。

図3-6、図3-7にファン動翼におけるL2F計測結果とCFDの比較、図3-8にファン静翼における実験との比較を示す。設計点における性能はファン、圧縮機翼列のような逆圧力勾配の場合でも比較的良い一致を示すようになってきている。設計点外を含める入射角を変えた場合の比較を図3-9に示す。定性的な傾向、特に入射角の限界を推定する上で有効になってきていると考えられる。これらを用い改良設計を行なった例を図3-10に与え、風洞試験結果との比較を図3-11に与える。これより予測と改良設計の両方の妥当性が確認できる。

今後は逆圧力勾配での二次流れの強い翼列に対する解析手法の開発が強く望まれる。

3.4 数値風洞実験

風洞試験に近い信頼性を有し風洞の一部代用になる数値風洞実験が今後必要となる。これには前述の検証を更に行ない且つ乱流モデル/スキームの詳細検討、計測法の改善により構築していかなばならない。このためには基礎風洞試験と同様、幅広い研究機関との協力が不可欠である。

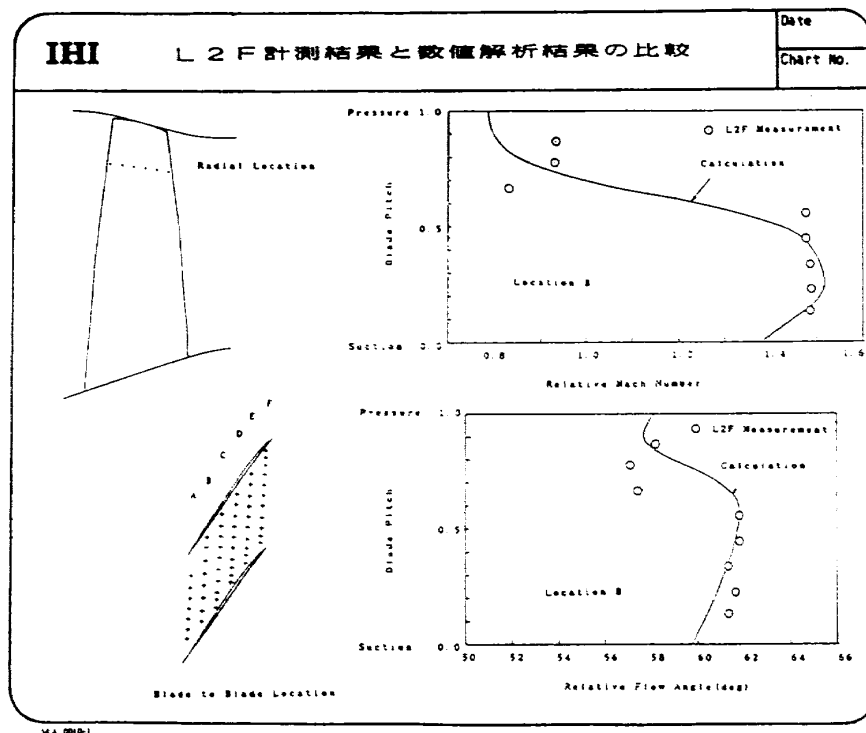


図3-6 L2F計測結果と数値解析結果の比較

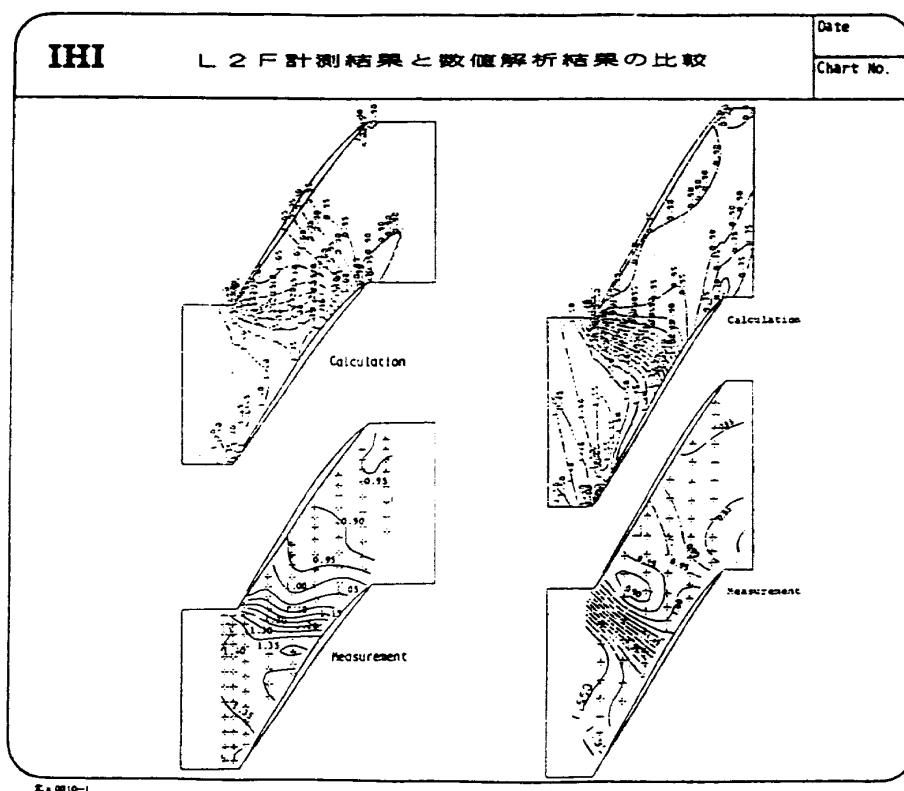


図 3-7 L2F 計測結果と数値解析結果の比較

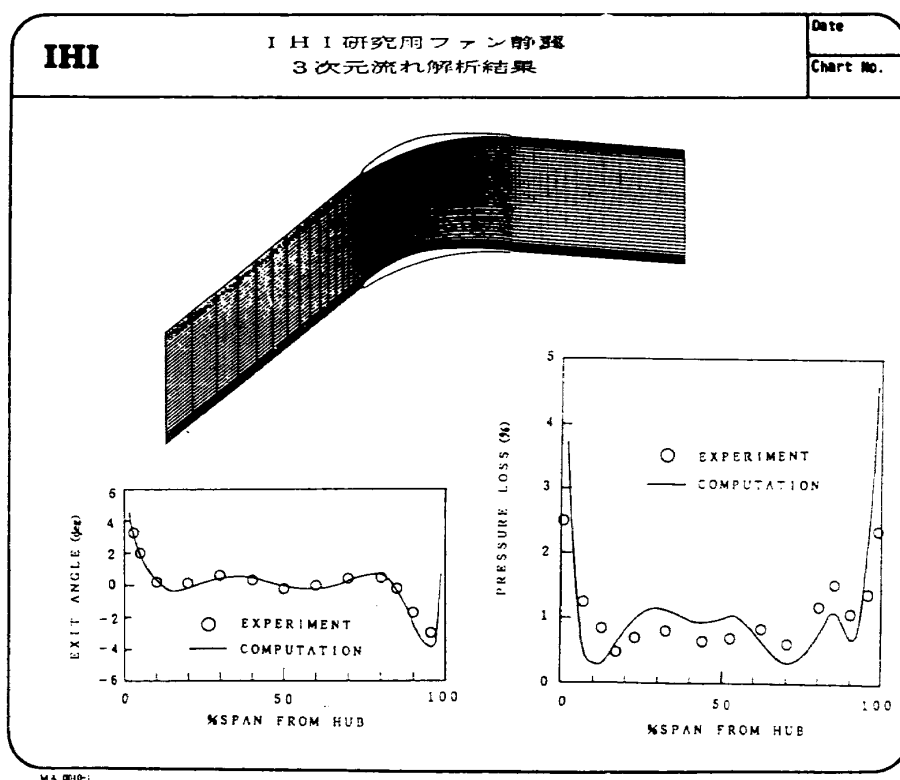


図 3-8 ファン静翼解析結果の実験値との比較

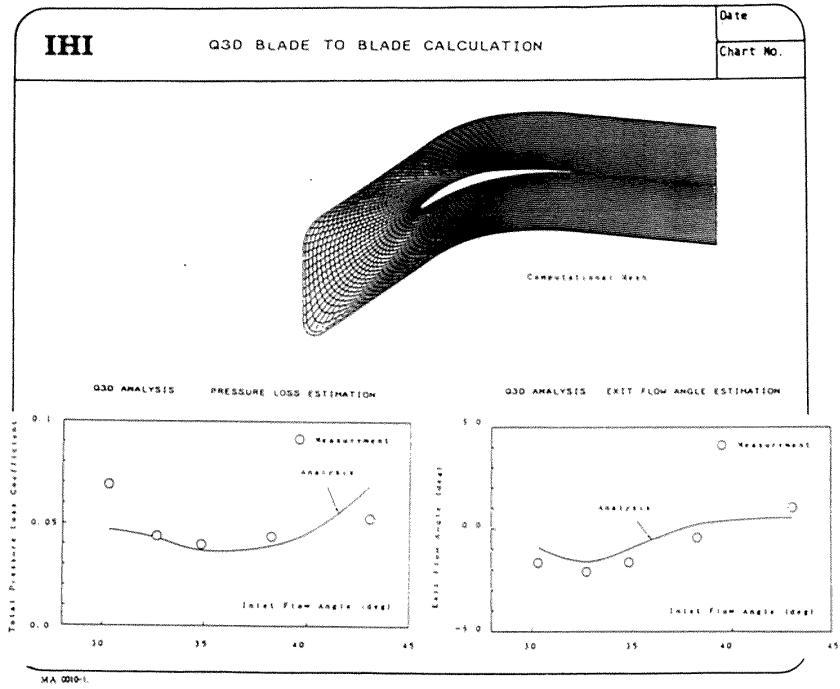


図3-9 入射角を変えた時の圧力損失及び流出角の変化

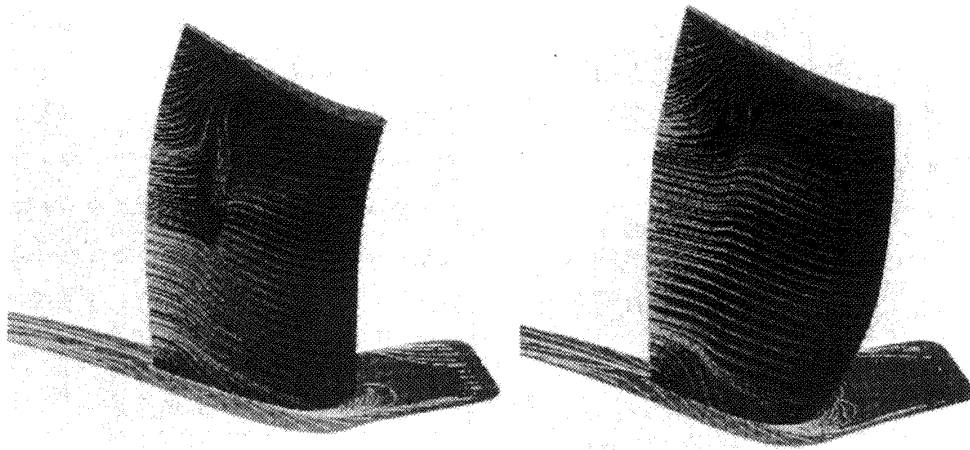


図3-10 改良設計におけるオイルフロー・パターンの比較

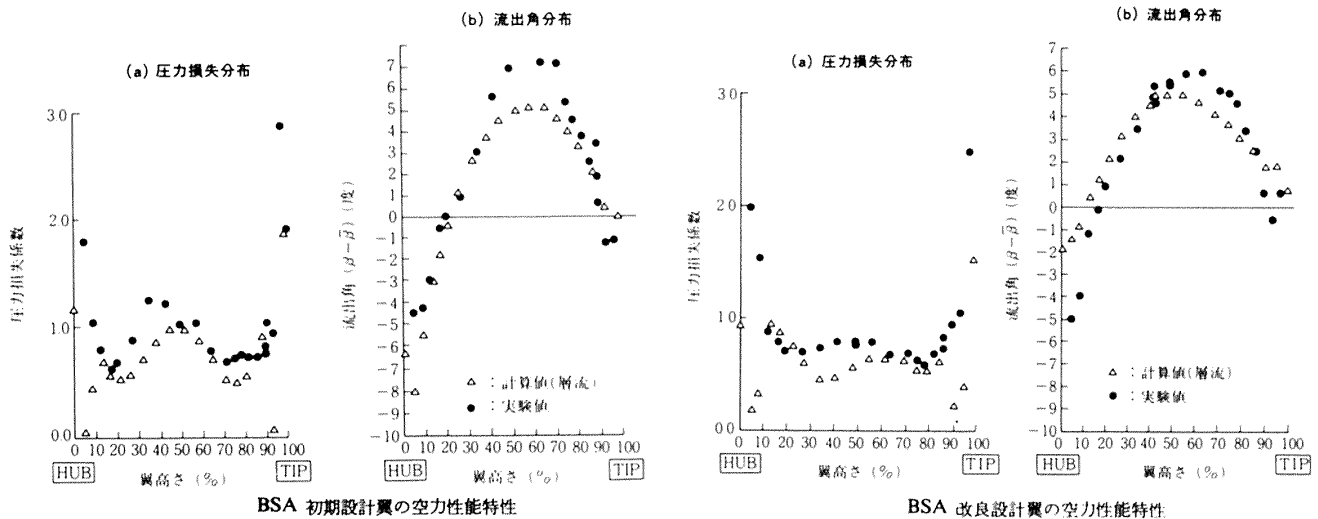


図3-11 改良設計翼の空力性能特性比較

4. 計測とCFD

エンジンのような内部流の解析の長所の一つとして通常計測が不可能な流れの推定ができることである。したがってこの基礎となる内部流の計測が内部流れの推定精度向上に大きく寄与する。従来翼表面，翼列入口，出口の圧力計測が主であったが，その他の例として図4-1に示すホログラフィ計測による回転中のファン前縁部の衝撃波の挙動の撮影結果や液晶による高圧タービン翼内部の冷却通路での冷却効率分布計測等対象が広がっている。これら今後計測の進歩によりCFDの対象の増加と信頼性向上が期待できる。

5. おわりに

航空エンジンにおける風洞試験は，大は高空性能試験から小の翼列基礎試験まで規模は大幅に異なるが，供試体は実機ないしは殆んど同じ大きさの模型を用いている。このため風洞試験とCFDはレイノルズ数の領域で相補うというより，CFDでいかに精度良く風洞試験を推定し，風洞で計測できない情報を提供し，設計に反映するかが重要になってきている。またCFD技術，計算機，計測技術の進歩に伴ない，解析により風洞試験を代用する

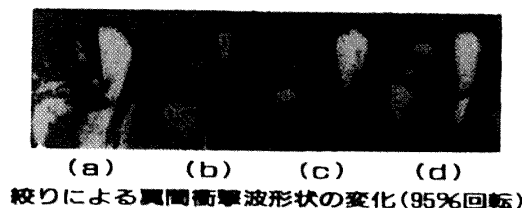
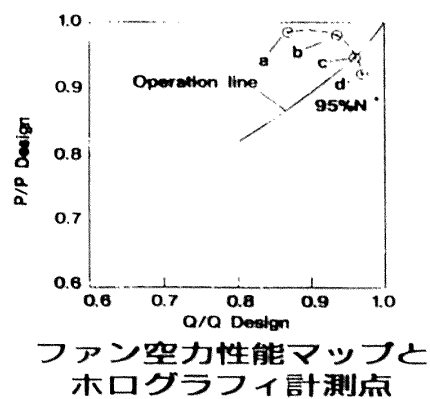


図4-1 ホログラフィ計測による翼間衝撃波形状

数値風洞実験の概念も少しずつ定着してきている。今後技術革新を行なう上で数値風洞実験も重要な役割を担うのも近いと思われる。本レポートでは環境影響調査試験，超／極超音速試験に関しては別の機会にゆずった。

なお，本レポート作成にあたり航空宇宙技術研究所をはじめ大学／公共研究機関の多大な御指導をいただいたことを付記し，深く謝意を表します。