

川崎重工業岐阜における風洞試験とCFD

酒井 謙 二*

Wind Tunnel Test and CFD in Kawasaki Heavy Industries Gifu

by

Kenji SAKAI

Aircraft Research Laboratory

Gifu Technical Institute

Kawasaki Heavy Industries, Co., Ltd.

ABSTRACT

In Kawasaki Gifu, the wind tunnel tests and CFD technologies have been mostly developed since the beginning of 1970. 3D transonic wind tunnel test with 1m x 1m test section and 3D Navier-Stokes Analysis are now available in the design work for many airplanes and aerospaces. For example, some airplanes (STOL, T-4 etc.) and helicopters (BK117 etc.) were developed by using these useful technologies.

This report presents the current status of these technologies in Kawasaki Gifu and the future roles respectively.

1. はじめに

川崎重工・岐阜の航空宇宙関連の本格的な風洞試験とCFDは、ほぼ時を同じく昭和40年前半に始まった。そして、現在では3次元遷音速風洞と3次元ナビアストークスのCFD解法にまで発展した。

その間、風洞試験とCFDとを空力設計の両輪と位置付け、その時々を利用できる最善の風洞試験とCFDを駆使して、各種の研究開発や実機開発（改修、新規）を行ってきた。特にSTOL実験機、T-4 ジェット練習機、及びBK117ヘリコプターの開発においては、初期の目標性能が得られ、これら技術の有効活用性を確認している。

本報では、川崎重工・岐阜の風洞試験とCFDとの取組み、CFDと風洞試験との関わり、および今後の展望について概観する。

2. 当社の風洞試験

当社の航空宇宙関連（岐阜工場）における風洞

活用経緯を図1に示す。

本格的な風洞試験は、昭和13年に設立した低速風洞の昭和43年の再建、改造に始まった。この風洞は、開放型と閉鎖型の試験ができ、閉鎖型は通常ロータの吹下ろし効果を含むヘリコプターの試験に使用している。その後、昭和44年に2次元煙風洞を、昭和51年に2次元遷音速風洞を導入した。煙風洞は、手軽に剝離流を含む流れ現象が把握でき、その後の3分力天秤の導入により、力計測もできるようになり、空力特性の初期検討に重宝している。2次元遷音速風洞は、主に翼型空力特性検討に使用し、T-4の翼型設計等に威力を発揮した。さらに3次元遷音速風洞を昭和63年に新設し、この風洞により、低速から遷音速までの幅広い風洞試験が可能になった。この風洞は計測部が1m x 1mで同サイズの航技研の超音速風洞と模型、スティング、計測機器等の共用化を図っており、この超音速風洞を併用することにより、低マッハから高マッハまでの幅広い速度領域を連続して試験できる。また集合胴圧力を5kg/cm²まで上げら

* 川崎重工業(株)・岐阜技術研究所

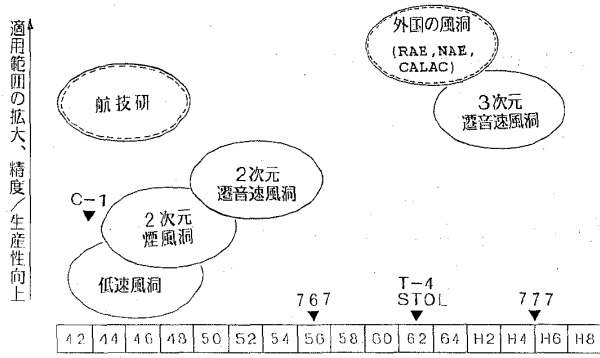


図1 川崎重工・岐阜の風洞の発展

れるので、3次元風洞としては、国内では最も高いRe数が得られている。表1に風洞特性のまとめを示す。

この間、より広領域の風洞試験が生じた場合は、航技研の各種風洞及び諸外国の風洞(RAE, NAE, CALAC等)を使用し、各種風洞試験技術の充実にも努めてきた。

3. 当社のCFD

当社では岐阜工場にて航空宇宙分野の基本となるソフトを開発し、それを元に他事業部において各々の分野での応用ソフト(熱流体解析や翼列解析等)を開発している。

CFDを広く、計算機による空力解析/設計と位置付けると、形状まわりの流れ解析を行う順問題解析と、圧力分布などの設計条件を与えて形状を求める逆問題解析とに分けられる。この各々について、航空宇宙分野での開発、適用状況を中心に概説する。

3-1 順問題解析

順問題解析は、揚力線理論解析を経て、低速風洞再建とほぼ同時期の昭和45年の2次元パネル法解析に始まり、全機パネル法解析、3次元フルポテンシャル流解析、全機オイラー法解析、全機ナビアストークス解析の開発を経て、現在では極超音速流の平衡流解析が得られるまでに発展した。(図2参照)

個々の解析は、開発後も理論値や風洞試験結果との対応等によって、精度検証が行われ、解析ソフトの機能拡大、精度向上、入出力データ処理等

表1 川崎重工・岐阜の風洞

風洞	性能特性	設立時期
低速風洞	(開放型) 計測部: 2.5m x 2.5m 最大風速: 60m/s (閉鎖型) 計測部: 3.5m x 3.5m 最大風速: 30m/s	昭和13年設立 昭和43年復旧、改造
2次元煙風洞	計測部: 0.1m x 1.0m 最大風速: 30m/s	昭和44年設立
2次元遷音速風洞	計測部: 0.1m x 0.4m マッハ数: 0.5 x 1.2	昭和51年設立
2次元遷音速風洞	計測部: 1.0m x 1.0m マッハ数: 0.2~1.4 最大集合胴圧力: 5気圧 Re.数: 2 x 10 ⁷ (H=0.8, C=0.3H)	昭和63年設立

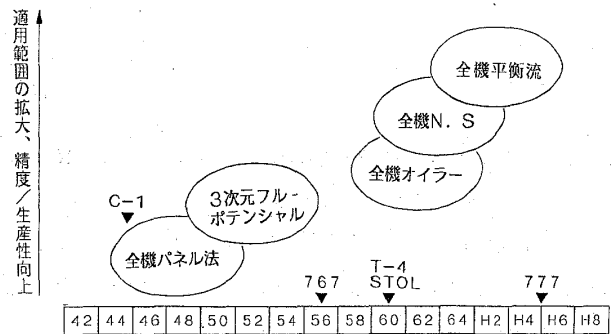


図2 順問題解析の発展

に現在も改良が加えられている。

以下に代表的な解析結果を示す。なお平衡流については参考資料(9)に詳しいのでここでは省略する。

パネル法は非粘性理論であるが境界層を加えることによって粘性効果を考慮することができる。また図3のように、時間ステップごとに、クッタの条件を満たすように渦を放出することにより剥離流を模擬することもできる。図4はジェット後流を加えることによって、ジェット・フラップの解析へと発展させたもので、STOL実験機の空力解析に活用された。パネル法は、非粘性理論ではあるが、剥離の少ない領域では、風洞試験と対応も良い。従って、パネル法は差分法に比べ解析精度は落ちるものの、計算時間、入力データ作成時間が少ないためパラメトリック・スタディのような設計手段としては、まだまだ有効な手段であると考えられる¹⁾。

図5~図7に差分法・有限体積法による、ナビアストークス(以下NS)解析結果と風試結果の比較の代表例を示す。これら解法により、粘性を

含めた低マッハから高マッハまでの幅広い解析が可能になった。図5は3次元NS解析の精度を検証するために ONERA・M6翼の計算と実験とを比較したもので、衝撃波の位置も含め良い一致を示している。

超音速インテークのランプ部とスロート部の抽気効果を検討した例を図6に示す。地面効果の検討例として、ガイドウェイを含む車両の解析を図7に示す。図上は風洞試験に対応(ガイドウェイと地面が車両と一緒に移動)し、図下は実車対

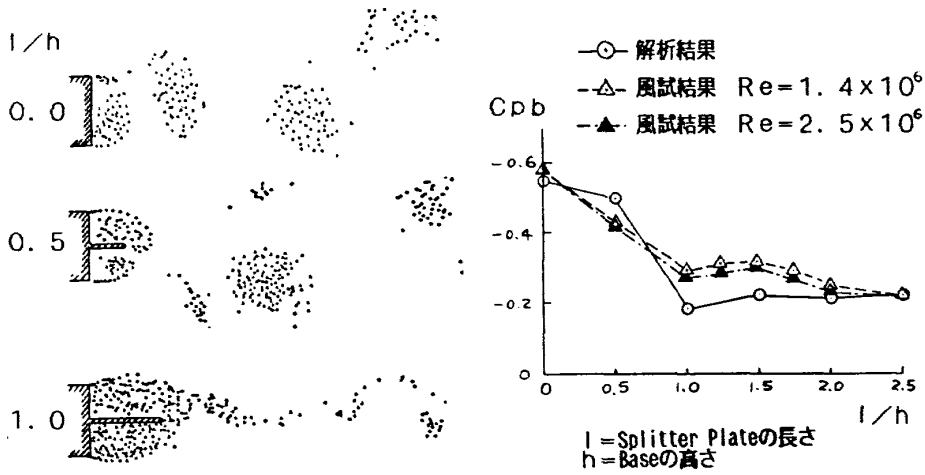


図3 渦放出法解析例

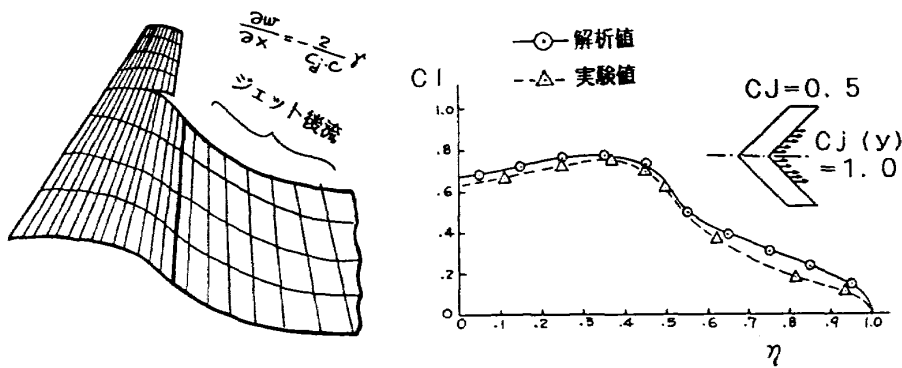


図4 ジェット・フラップ揚力面理論解析例

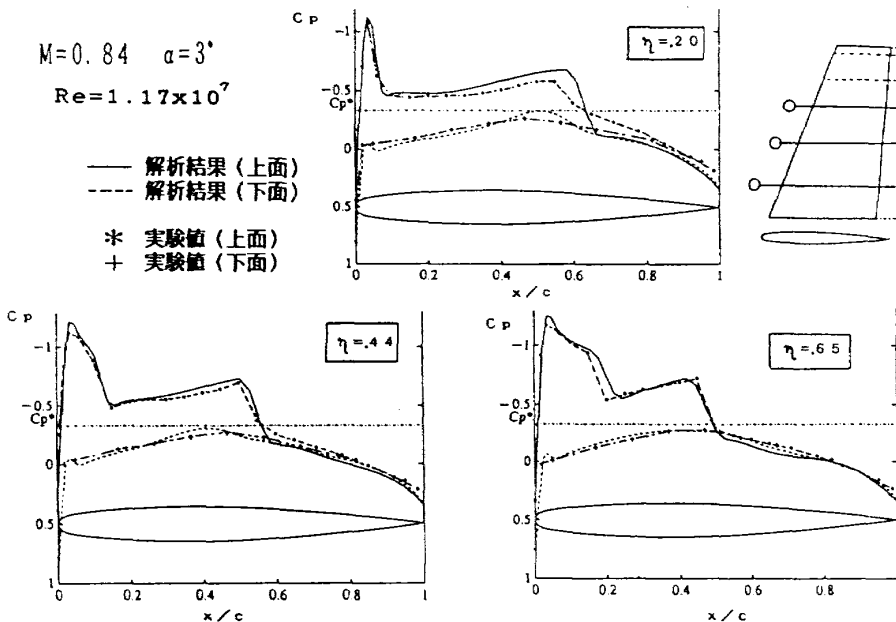


図5 ONERA・M6 N.S.解析

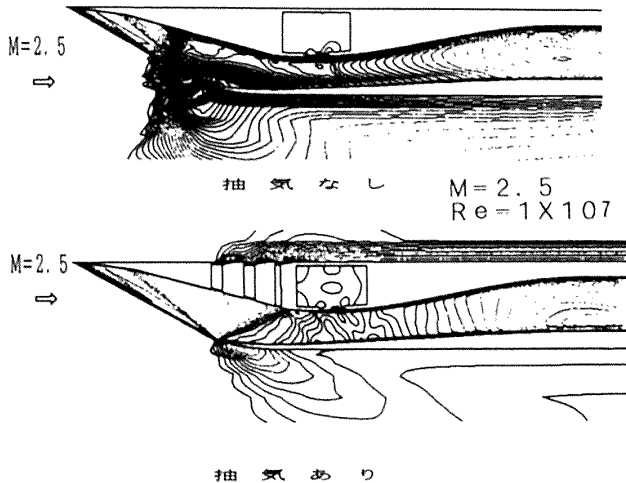


図6 超音速インテークN.S.解析例

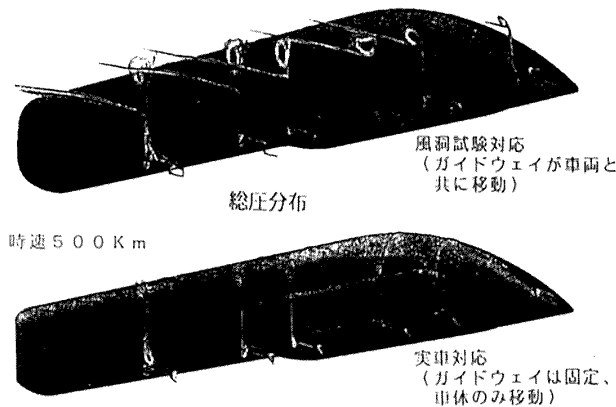


図7 車両地面効果N.S.解析例

応(ガイドウェイと地面は固定、車両のみ移動)する。両者で車両の剝離、力に差が出ており、風洞試験結果から実機特性を推算する場合、風試データの取扱いに気を付ける必要があることを示している。

最近の成果として、STOL機、HOPE、SST等の解析検討を、また要素解析としてフラップ・ギャップ効果の解析検討も行っている²⁻⁷⁾。

以上示したように、全機オイラー法、全機NS法のソフト開発により、解析能力は、パネル法に比べ格段に進歩した。そのため、流れの細部にわたる検討や風試では困難な形態での模擬などができるようになったが、大きな剝離を伴う場合は、まだその精度に課題を残している。

また、計算機が発達したとはいえ、入力データ作成から解析終了までの時間(以下TAT時間)が多くかかり(現在2次元解析は、そのレベルに達

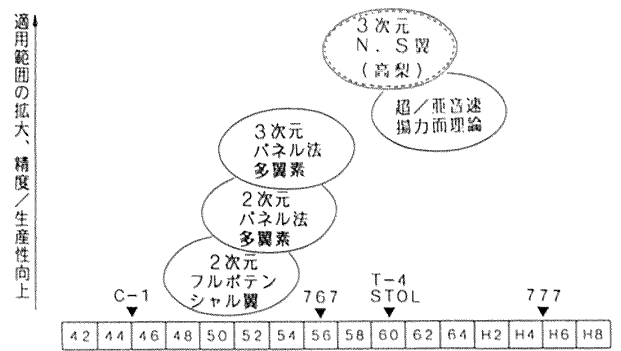


図8 逆問題解析の発展

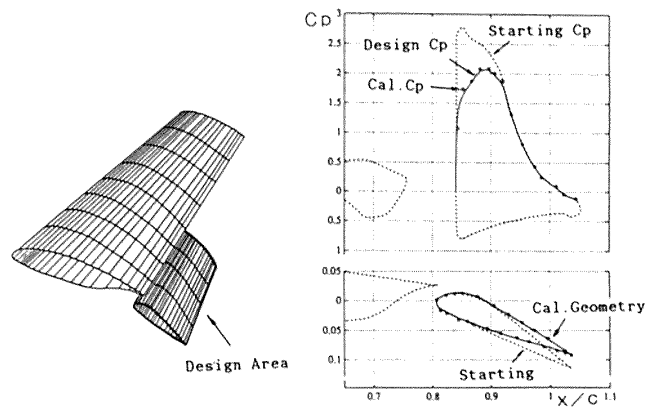


図9 3次元多物体逆問題解析例

したと思われるが)設計段階に使うには、これら課題の解決が必要と考えられる。

3-2 逆問題解析

風洞試験およびCFD順問題を使っての設計は、形状修正と空力解析の繰返しに拠ることが多い。しかし、この方法では、設計目標値が得られるという保障も無く、ともすると収束解を得るまでに、多大な時間が必要となる。

そのため、我々設計者にとっては、設計目標値を与えて形状を求める逆問題解析が必要不可欠である。

翼型の逆問題解析は古くは、守屋の方法やWeberの方法などが有名であるが、当社はより一般的な高揚力装置の逆問題解析をめざし、図8の経緯で、まずパネル法をベースに2次元多物体逆問題解析を開発し、さらに境界層を加えることにより粘性効果を導入した。その後、これらをベースに3次元翼型逆問題解析を開発し、胴体効果を含めた主翼設計およびフラップの設計(図9)に適

用している。またSST翼設計のために、揚力面超音速理論の逆問題解析を開発し、さらに衝撃波を含む高速域での翼設計には、高梨の方法を適用してのナビアストークス逆問題解析を活用し、設計精度の向上を図っている。図10にUSBエンジンを含む主翼設計例を示す⁸⁾。

4. 風洞試験とCFDとの関わり

風洞試験とCFDとの各々の課題についての対比を表2に示す。

風洞試験は、実機 Re 数が得られないが、剥離を含めた実際の流れを得ることができ、CFDに比較して生産性も高い。

一方CFDは、大きな剥離流れの解析やデータの生産性に課題が残っているが、風試による制約

(支持/風壁干渉や地面効果等)が無く、実機の飛行条件に近い形での解を得ることができる。さらに、風試では高度の計測技術と機器を必要とする流れの細部の様子を容易に把握することができる。

CFDの発展の勢いは、風洞試験のそれより圧倒的に大きいと考えられ、今後は、空力設計を含め、CFDの役割分野が多くなるものと考えられるが、ここ当分は、風試とCFDの精度を相互の対応によってチェックしたり、風試に現れた現象の分析にCFDを用いるなど、「風試とCFDとの相互補完の関係」は続くものと考えられる。そのため、風試とCFDとは、今後とも密にコミュニケーションを図り、相互の不備を補っていくのが望ましい。また、設計者は、各設計段階において、風試やCFD

表2 風洞試験とCFDとの関係

項目	風洞試験	CFD
レイノルズ数 マッハ数	限界がある (特にレイノルズ数)	精度に問題があるが、実機 Re 数、マッハ数に対応する解が得られる
流れの模擬 (剥離流れ)	実流れが得られる (失速も含む解が得られる)	物理モデル等で限界がある (大きな剥離を含む解析が困難)
干渉問題 (気流の乱れ)	支持干渉、風洞壁干渉の 取り扱いが困難	干渉無しの理想流れが、 得られる
相対運動模擬 地面効果、スレ違い	風試が困難である	理想解が得られる
前処理	モデル設計、製作にコスト、 製作日数が大きい	コストは少ないが、グリッド生成等 に時間が掛かる
生産性	生産性大	パネル法なら生産性大 差分法、有限体積法なら生産性小
再現性	模型精度、形態セット、 風洞壁修正法等に依存	物理モデル、グリッド等に依存 する
設計への反映	トライ&エラーによる繰り返しが 必要	設計コード(逆問題)による設計 制度の向上と時間の短縮化が図れる

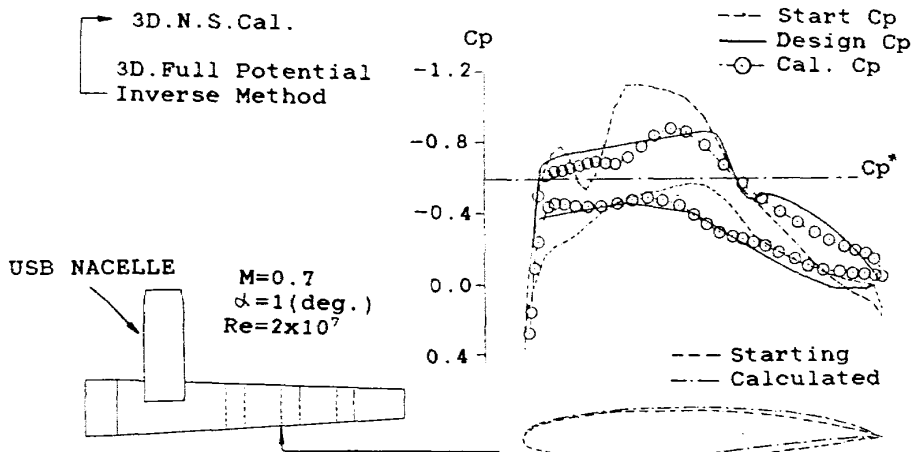


図10 3次元N.S.逆問題解析例

の各々の生産性、適用能力、精度等を熟知し、その費用対効果に留意して、使い分けていく必要がある。特に、精度良い設計をするために、CFDの近似、模擬程度を理解しその適用範囲を把握しなければならないと考えられる。

5. おわりに

風洞試験の最大の課題は、ほとんどの風試 Re 数が実機 Re 数に達していないことである。そのため、実機特性を把握するには、Re 数の外挿によらねばならず、正確な推定が難しい。従って、ボーイング社の高 Re 数風洞の設立気運に示されるように、実機 Re 数に近い風洞が今後も要求、設立されるものと思われる。

一方 CFD 順問題解析は、大きな剥離を含む解析と TAT 時間の短縮および解の再現性に課題が残っている。今後、乱流モデルの見直し、非構造格子法による前処理時間の短縮、およびグリッドによる依存性の検討などを進める必要がある。

そのうち、非構造格子法については、当社では 2 次元 NS 解析についてはソフトを完成し、現在 3 次元 NS 解析への適用を図っている。

また、CFD 逆問題解析を充実することによって、効率の良い、精度の高い設計が可能となった。しかし、革新的な設計を可能とするためには、従来設計者の経験やノウハウをベースに決めている設計目標 / 圧力分布等を、最適圧力分布¹⁰⁾のように理論的に検討することも必要であると考えられる。

参 考 文 献

- 1) 奥村 純, 城之内忠正, 沢田恵介: “設計における数値計算の活用について”, 航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1983.
- 2) 平岡康一: “川崎重工業のCFDに対する取組みと将来展望について”, 第8回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1990.
- 3) Sawada, K. and Takanashi, S.: “A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interference of USB Configuration”, AIAA paper 87-0455, 1987.
- 4) Sawada, K.: “Aerodynamic Analysis of a Reentry Vehicle”, 第26回飛行機シンポジウム講演集, 1988.
- 5) Shima, E.: “Numerical Analysis of Multiple Element High Lift Devices by Navier-Stokes Equation Using Implicit TVD Finite Volume Method”, AIAA paper 88-2574-CP, 1988.
- 6) 岸本琢司, 内田隆志: “設計における数値解析の活用について(その6)”, 第6回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1988.
- 7) Sawada, K.: “Aerodynamic of Supersonic Transport-Navier-Stokes Simulation of SST Configurations”, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 1989.
- 8) 高橋 侔, 高梨 進, 岸本琢司, 葉山賢司: “3次元逆解法による小型輸送機の主翼設計”, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 1989.
- 9) Kishimoto, T.: “Multidimensional Euler/Navier-Stokes Analysis for Hypersonic Equilibrium Gas”, IPAC-Gifu (To be published).
- 10) A. M. O. Smith.: “High-Lift Aerodynamics”, J. AIRCRAFT Vol.12, No.6, June 1975.