

富士重工業における風洞試験とCFD

田中康平* 廣瀬秀大* 越岡康弘*

Wind Tunnel Tests and CFD in Fuji Heavy Industries

by

Kohei TANAKA, Hidehiro HIROSE and Yasuhiro KOSHIOKA
Fuji Heavy Industries, Ltd.

ABSTRACT

With the evolution of the CFD technology, the role of wind tunnel has come to be reevaluated. In this paper, the impact of CFD validation with wind tunnel is discussed, that is going to bring the needs for high accuracy of test data, and that will finally lead to more accurate new test technique, eg. magnetic suspension, free from the mount interference or high RN lowspeed wind tunnel, actually very useful for the low risk aircraft development.

Also, wind-tunnel facilities in FHI areospace division are introduced. With CFD technology and test technology, FHI has capability of wide range class airframe development; from lowspeed small target plane to space-recently vehicle.

CFDの能力が増すにつれ風洞試験の役割の見直し及び再認識・再評価が行われるべき状況になってきていると思われる。ここでは機体メーカーとしての風試・CFDに対する考え方を紹介する。これによりCFD研究の進め方、風洞試験のかかわりに関する考察の一助となれば幸いである。なお、CFDの開発、実施状況については前回のシンポジウムで詳細に述べた¹⁾のでここでは割愛する。

1. 風試とCFDをめぐる問題

CFDと風試の関係で最もよく出会う質問は

- CFDと風試はあうのか？
- 風洞はCFDにとってかわられるか？

(CFDを充実させれば風洞は建設しなくてよいのか？)

というものである。最初の問題に対する答えは明らかであって、全く合わない(物理的に一致しな

い) CFDは技術的には何の役にも立たない、又、空気分子の運動までを完全に計算する方法も無い、要するにどこまで合うかということになる。2番目の問いではオールマイティのCFDがあれば風洞は要らないことになるが、現状ではまだ縁遠いものがあり(例えば Landahlによれば乱流運動全体を再現する計算では $R_N=10^4$ で年のオーダー、 10^6 で100年位かかるといっている²⁾)、当面の間、少くも設計を確認するためには風試は欠かせないものと考えられる。現状ではCFDは一応「あっている」(有効性の確認されている)範囲で設計に使用し、最終確認は風試を用いることになるが、風試の結果とCFDの結果の間には、少くも一種の連続性が必要であり、CFDを風試で検証することになる。

2. 検証について

風試は物理現象であることは疑い様もなく、一方CFDは物理現象のあくまでもシミュレーション

* 富士重工業(株)・航空宇宙事業本部・宇都宮製作所

である。従って常にCFDは物理現象である風試と対比し検証される。基本的にはCFDをつくった時に、所謂標準問題での一定の検証を行うが、設計との連続を考える際は手近のわかった風洞との検証を進めていくことになる。ある特定の風洞のみに答えがあうのは困るため、複数の風洞データにより検証を行うことになる。これは必然的に風洞相互の検証を行うことになり、更には十分検証されたCFDは、一定の範囲で風洞の確からしさの検証に使う性格を有することになる。逆に、CFDの検証を通じて風試精度の向上をもたらし、この意味でも広範なCFDと風試のつきあわせは空力設計技術の進歩をもたらす上で重要な役割を果たすことが期待される。

3. 風試の信頼性

我々が風試データに信頼をおいている理由をあげると表-1に示す様な項目になる。「信頼感を持っている感じ」とは、恐らく最後にあげた「数多くの試験を実施していること」から出てきている様に思われる。数多くの試験を通じて実機が曲がりなりに設計できている、他の風洞との連続性や多種多様な推算値との比較が納得できるものである、物理的解釈ができるデータが得られている、等々から、物理的精緻さとは必ずしも一致し

ない安心感を得ている。しかしCFDとの比較検証の際にはむしろ物理的精緻さが求められており、風洞として当然有している問題に直面することになる。代表的な問題点を図1に示すが、このい

表-1 風試データの信頼性

- 気流特性の検定
 - ▷ マッハ数、風速の検定
 - ▷ 静圧、動圧分布の検定
 - ▷ 乱れ度の検定
 - ▷ 偏流の検定
- 比較試験による検定
 - ・ AGARD 模型
 - ・ ONERA 模型
 - ・ その他標準模型
- 数多くの試験を実施していること

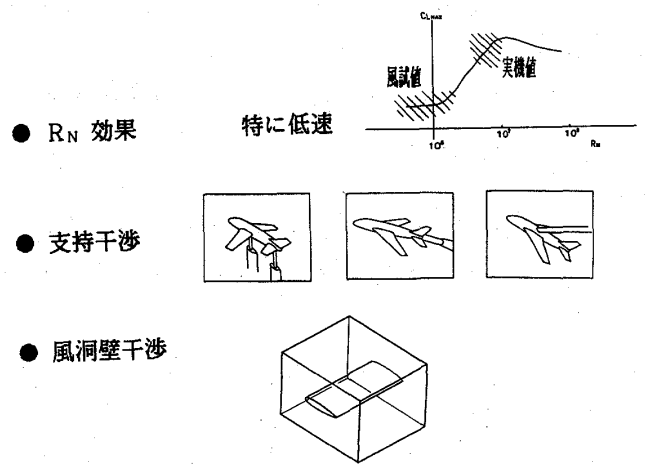


図-1 風試の問題点

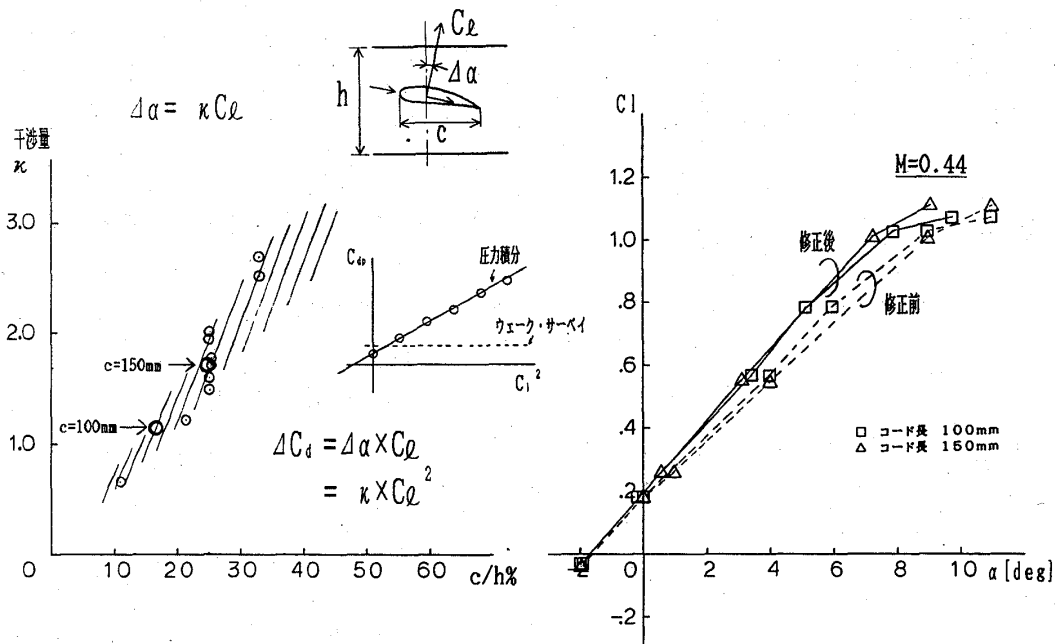


図-2 2次元風試の壁干渉

れもが、国内風洞では決定的な解決策を得るに至っていない。CFDの検証を考える時、これらの問題は避けて通れない。それぞれについて若干論ずる。

1) 風洞壁干渉

特に2次元風洞で顕著である。図-2に当社で行っている practical な壁干渉補正(迎角補正)を示す。干渉による迎角変化 $\Delta\alpha$ が C_l に比例する関係を用い、圧力積分抵抗の C_l に対する変化とウエークサーベイ値の変化を比較することにより補正量が得られる。コード長対風洞壁高さの比を小さくすれば干渉量を減らすことができるが、1:10にしても $C_l=1$ で 0.6° 程度の迎角補正が必要なことになり、無視できる量ではない。又、側壁境界層の影響もあり、厳密な検証を行う場合には壁のモデルを含んだ計算を伴う必要がある。

ii) 支持干渉

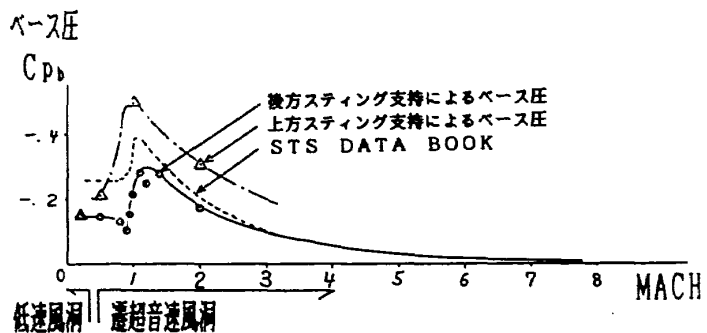
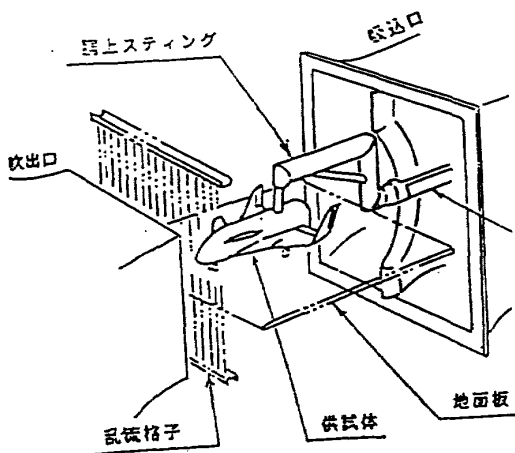
風試を計画する際に常に直面するのが模型支持の方法である。図-3に示す様な宇宙往還機の例ではベース部の抵抗が全機揚抗比に強く影響するが、上方支持と後方支持ではベース圧(ベース抵

抗)が大きく変動するため、最終的にはフリーフライトによる確認が重要である。後胴部の流れの研究では主翼の両端を支持する方法もあるが(図-4)、これとて両端の壁と主翼との間に生ずる干渉を消すことができない。風試法としてはマグネティックサスペンション技術が期待されるが、これが行き渡るまでは厳密な風試と計算の比較を行うためには支持部を含めたモデルによる計算が必要となろう。

iii) RN の不足

RN 効果は周知の如く特に亜音速の C_{Lmax} 等剥離を含む流れに顕著であり、航空機設計に対するインパクトも大きい。しかし通常の風洞ではRN不足のため実機状態の失速特性、 C_{Lmax} を詰めきれず飛行試験にリスクを持ち込むことになる。CFDの実機設計に対する有効性を確認するためには実機レベルのRNと通常の風洞レベルのRNの間を連続的に検証する必要があるが、国内にはその様な高RNの風洞が無い。実機を飛ばさなければならないメーカーの立場としては実験的な手法でこのRN不足を補う工夫をしている。当社で

a) 上方スティンク支持



b) 後方スティンク支持

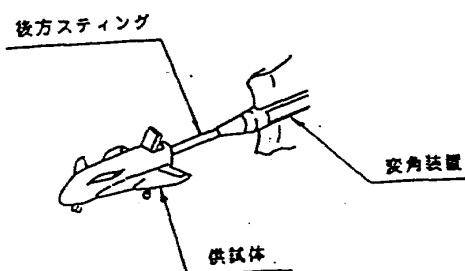


図-3 ベース抵抗におよぼす支持干渉効果

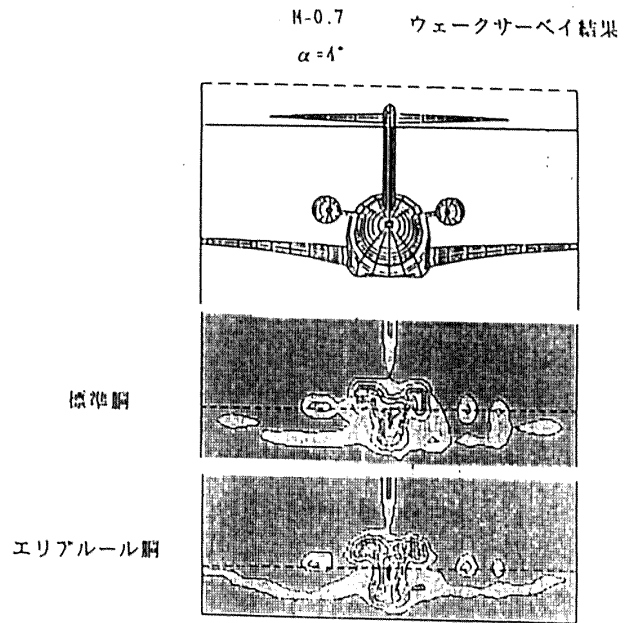
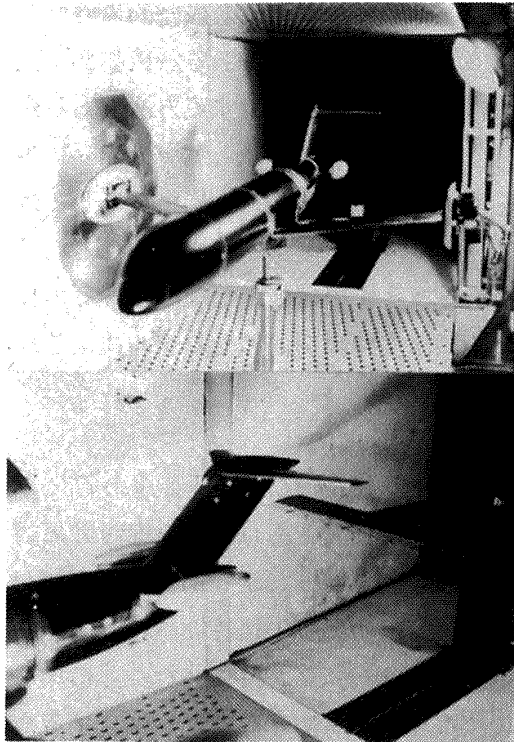


図-4 機体の後流計測実施状況および結果例

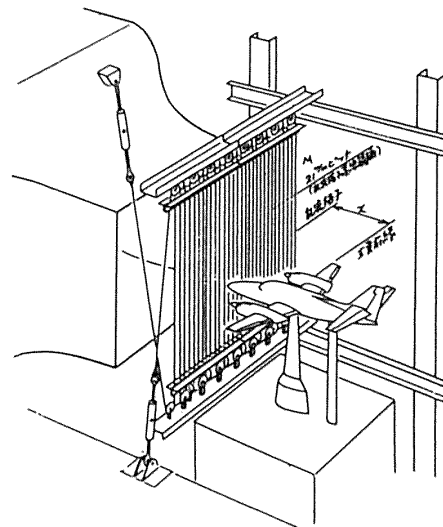
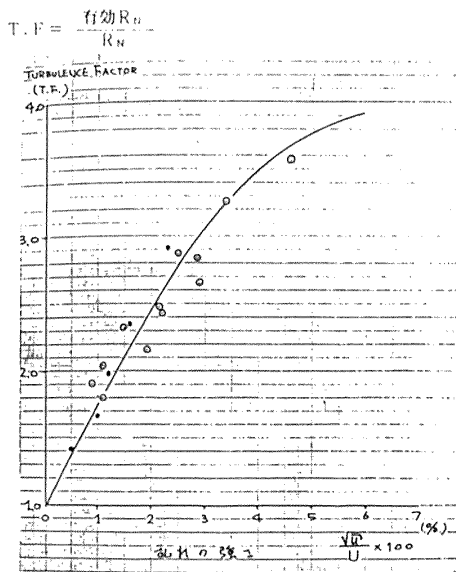


図-5 乱流格子による高 RN の模擬

はT-1 開発以来、乱れを人工的に増大させて高 RN での剥離状況を模擬せしめる乱流格子（ギター）を用いている（図-5）。図-6 に示すとおり、直線翼機の例では乱流格子無で認められた失速時の横の不安定が乱流格子付で無くなり、実機ではリスクが低いことを予測させるが、後退翼機では乱流格子を用いても失速時の横の不安定は消えず、Fence 等のデバイスが必要なことがわかる。しかしながらこの様な手法は便宜的なもので

あり、今後更に高い精度の開発をめざすためには高 RN の低速風洞が必要と考えられる。又、CFD も現状ではこの領域では十分機能できない様に見える、今後更に研究の進展が期待される。

以上により、CFDの検証についてまとめて表-2 に示す。2次元コードと2次元風試を厳密に比較することは、どこかナンセンスな部分を含んでいるが、設計コンセプトを2次元→3次元と進める上で「2次元」は有用であり2DのCFD、風試

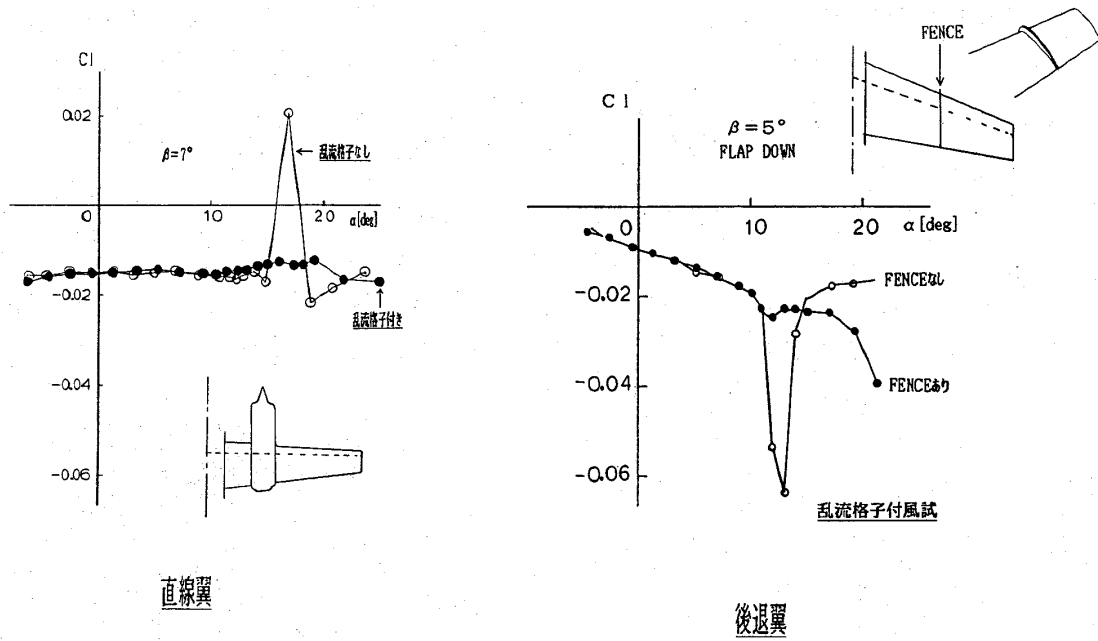


図-6 RN効果と前縁デバイス

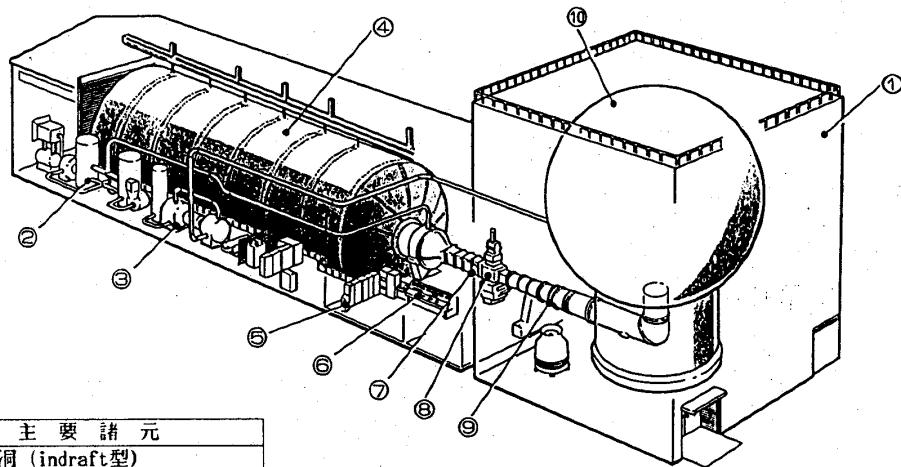
表-2 風試データによるCFDの検証

高精度の検証に考慮すべき項目

- 2次元:
 - 壁干渉を含むモデル化
 - 剥離渦の3次元モデル化
 - RN効果
 - 模型の変形
 - 3次元:
 - 壁干渉, 支持干渉を含むモデル化
 - RN効果
 - 模型の変形
- } 3次元モデルが必要

表-3 FHIの風洞

	1970	1980	1990
低速風洞			
高速風洞			
煙風洞			
簡易風洞			
浅底水槽			
可視化水槽			



高速風洞主要諸元	
型式:	真空吸込型風洞 (indraft型)
測定部:	61cm×61cm
マッハ数:	0.2~4
計測時間:	約10秒
通風繰り返し時間:	約20分
模型支持:	スティング支持, サイドウォール支持 2次元模型支持
データ処理:	HP-9000オンライン処理

図-7 高速風洞概観図

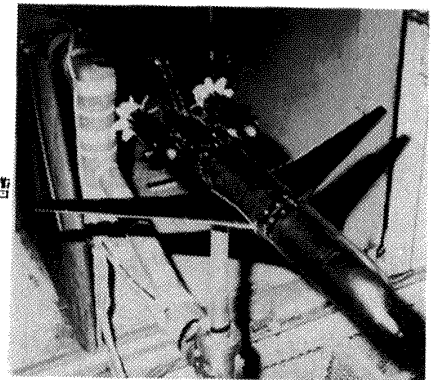
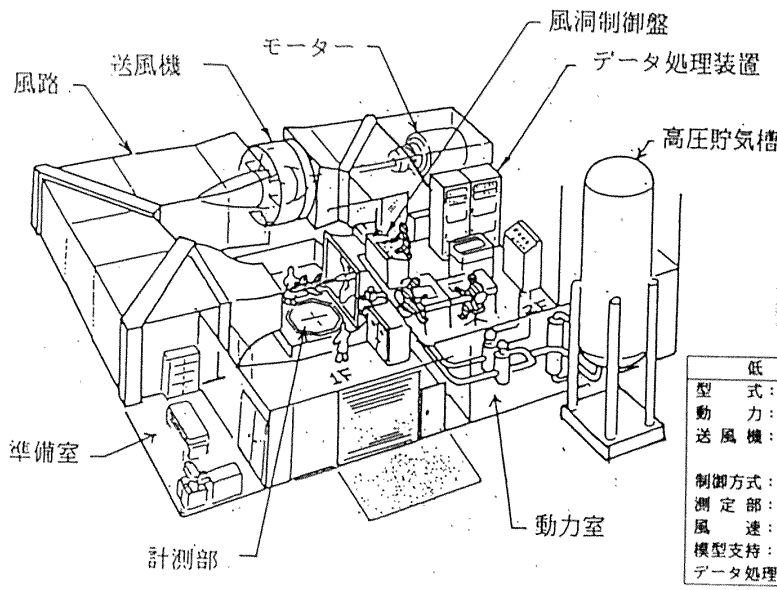
との対応関係を把握し有効な範囲を見定める上で
検証は有意義と考えられる。

4. 富士重工業における風洞試験

CFDの現状は前回のシンポジウム¹⁾で紹介しており、
今回は当社の風洞試験能力を簡単に紹介させて
頂く。前回分とあわせて「FHIにおける風試と
CFD」を理解して頂ければ幸いである。

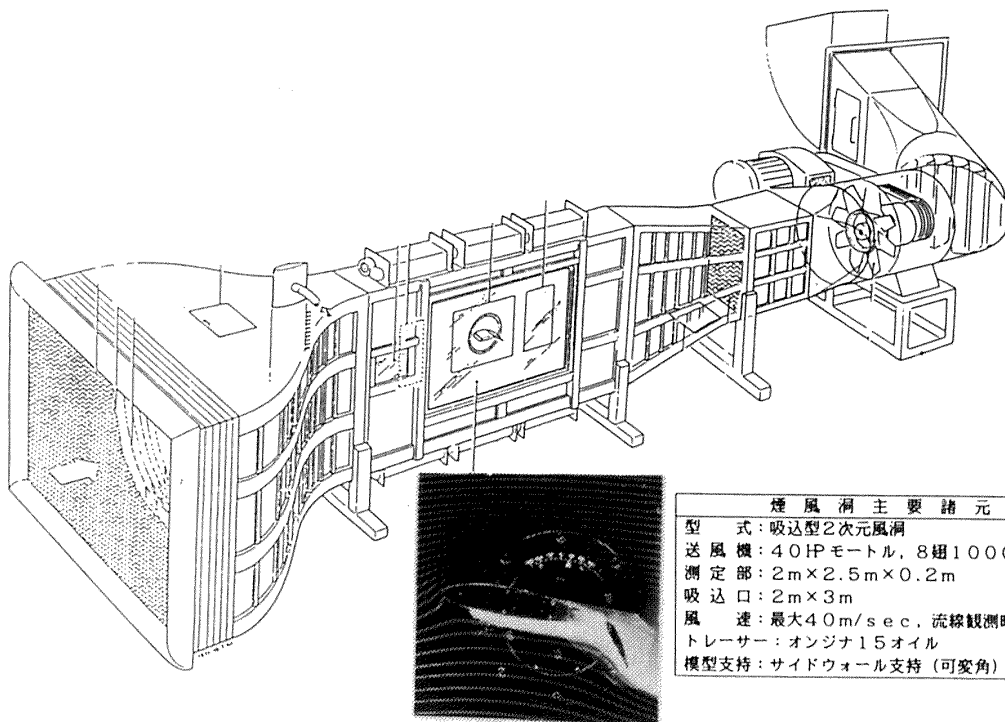
当社には現在6種の風洞、水槽設備があり、低
速～マッハ4までの各種試験が可能である。少く
も機体の基本的コンセプトは社内で固めうる設備
が必要と考えて試験設備を整えてきている(表-
3)。

1) 高速風洞(図-7) $M=0.2\sim 4$ の試験が行
え、計測部は0.61m角である。全機6分力試験や
各種試験(図-4)を行う。吸込み式のため乱れ



低速風洞主要諸元	
型式:	横置単路循環型(ゲッチングン型)
動力:	800Kw, 1066HP直流電動機
送風機:	12翅 3.66mφアルミ合金製プロペラ 最大650r.p.m
制御方式:	静止型ワードレオナード式
測定部:	2m×2m開放型
風速:	常用60m/sec, 最大80m/sec
模型支持:	スティンク支持及びストラット支持
データ処理:	HP-9000オンライン処理

図-8 低速風洞概観図



煙風洞主要諸元	
型式:	吸込型2次元風洞
送風機:	40HPモートル, 8翅1000φプロペラ
測定部:	2m×2.5m×0.2m
吸込口:	2m×3m
風速:	最大40m/sec, 流線観測時10m/sec
トレーサー:	オンジナ15オイル
模型支持:	サイドウォール支持(可変角)

図-9 煙風洞概観図

が少くまた維持も容易で稼働率が高い。11年間で約15,000 BLOWの実績がある。

ii) 低速風洞(図-8) 2m×2mで常用60m/s, 最大約80m/sである。全機形態の力, 圧力試験の他, フラッター, 付加物投下, 地面効果, ロータ回し等の試験を実施している。能力の割にコンパクトな風洞である。

iii) 煙風洞(図-9) 0.2m×2mの測定部を持ち煙による流線観察の他, 40m/sまでの風速域で3分力, 圧力計測を行い低RN用翼型の開発にも

有用である³⁾。

iv) 簡易風洞(図-10) 0.6m×0.6mの測定部を持ち15m/sまでの風速により3Dの可視化に使用している。レーザーを用いた渦の可視化等に有用である。

v) 浅底水槽(図-11) 薄い水槽によりM=5程度までの流れを模擬している。超音速/極超音速インテーク作動の直感的理解の他, 定量的圧力計測にも有用である⁴⁾。

vi) 可視化水槽(図-12) 0.4m×0.6mの測定

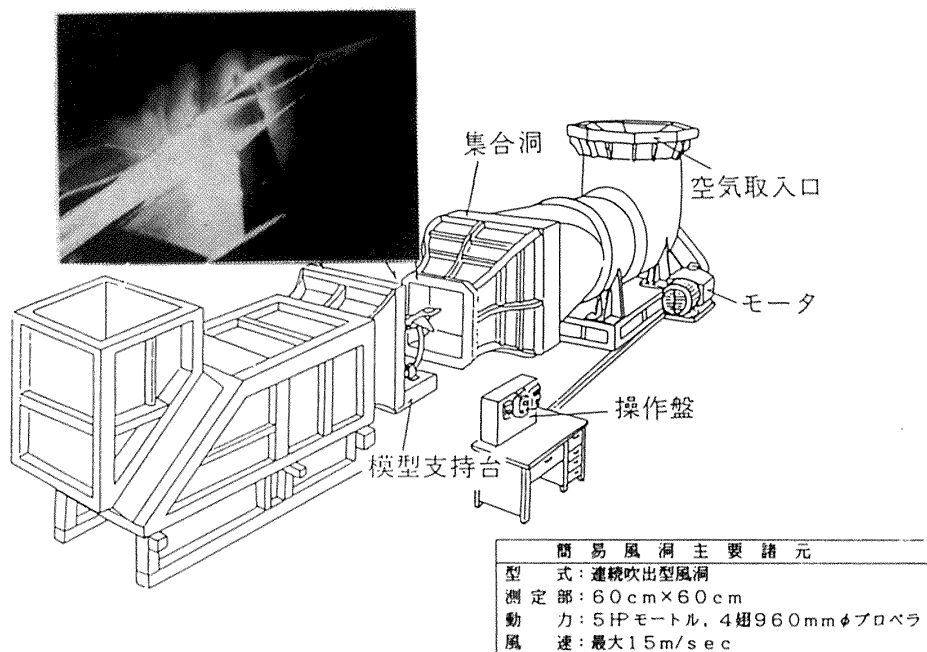


図-10 簡易風洞概観図

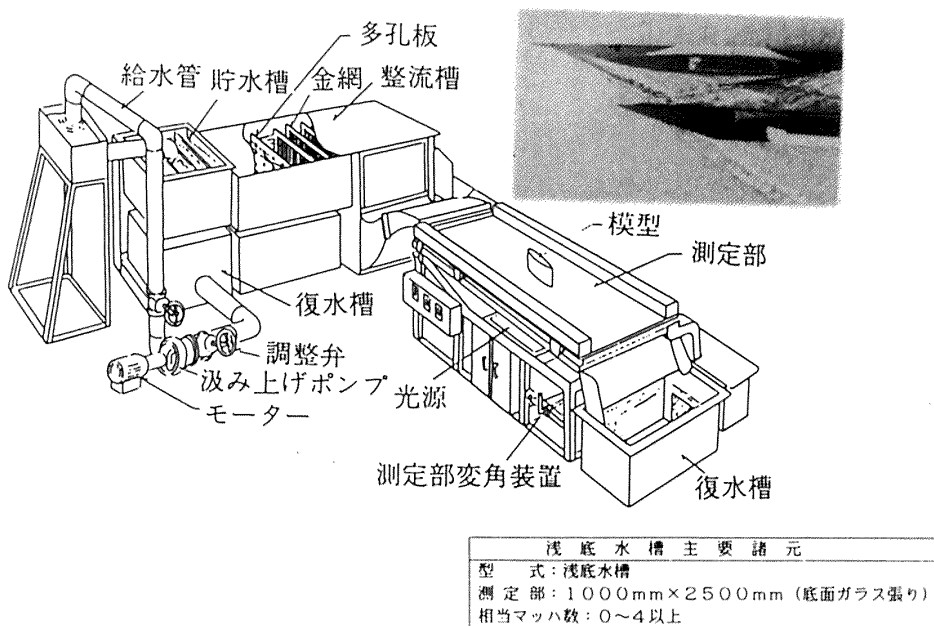


図-11 浅底水槽概観図

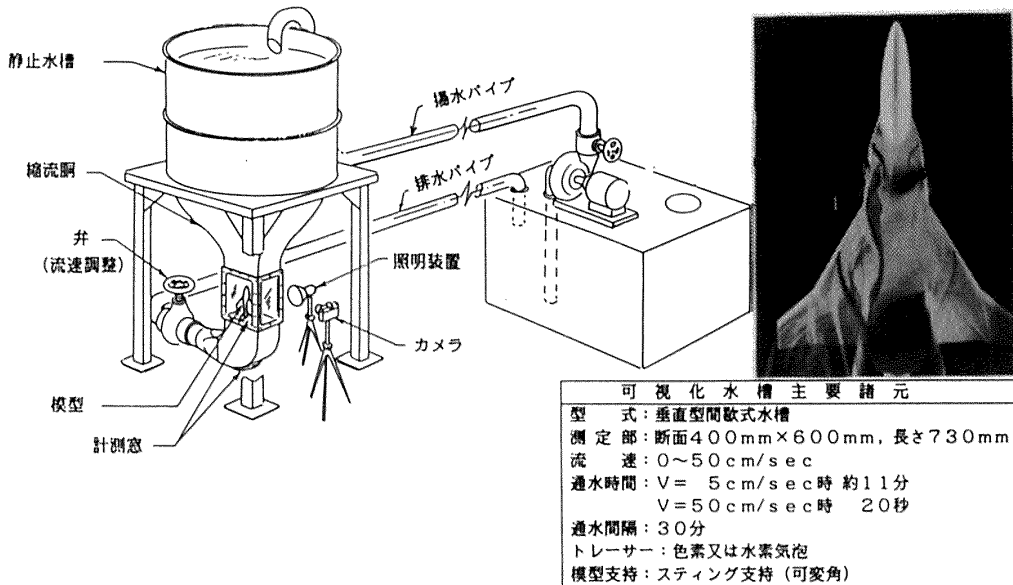


図-12 可視化水槽概観図

部を持ち、50cm～50cm/sの水流を用いる。機体周りの3次元渦場の可視化に有用である。

以上、各種風洞設備を整えているが精度の高い開発に必要となる大がかりな設備、例えば前述の高RN低速風洞等は公的機関での整備を期待したい。

5. あとがき

本稿を書くにあたり委託研究契約成果の一部の引用を許諾頂いた(財)日本航空開発協会及び宇宙開発事業団に感謝の意を表したい。

参 考 文 献

- 1) 田中，廣瀬，越岡：“富士重工業における航空宇宙関連CFD解析について”，第8回航空機計算空気力学シンポジウム漏文集，NAL SP-13, (1990).
- 2) Landal, M：“CFD and Turbulence”，ICAS-90-0.1(1990).
- 3) 山崎，廣瀬：“低レイノルズ数翼型の設計と風洞試験”，第29回飛行機シンポジウム前刷(1991).
- 4) 若井，迫：“浅底水槽によるスクラムジェットエンジン内流の模擬試験”，第45回風洞研究会議(1990).