

三菱重工業における風洞試験とCFD

野本 秀喜* 宮川 淳一*

Wind Tunnel Testing and CFD Simulation in Mitsubishi Heavy Industries

by

Hideki NOMOTO, Junichi MIYAKAWA

*Nagoya Aerospace Systems
Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.*

ABSTRACT

Computational Fluid Dynamics (CFD) has established its unique position as a design tool in aerospace industries. As the CFD technology has evolved, the relationship with the conventional design tool of wind tunnel testing has also changed accordingly. This paper reviews the relationship of the two major technologies in Mitsubishi Nagoya. The typical CFD application are briefly introduced during the discussion.

1. はじめに

航空宇宙機器の空力設計におけるCFD技術は、1980年代に急速にその実用化が進んだ。三菱重工業名航でも、従来よりCFD技術の研究開発に力を入れてきており、現在では風洞試験と並ぶ重要な空力設計ツールとなっている。本論文では、三菱名航におけるCFDの発達を、風洞試験との関係の変遷に注目しながら、具体的な応用例を挙げて紹介する。また、この二つの技術が空力設計の現場において設計者にとって持つ意義について述べるとともに、今後益々発展が期待されるCFD技術の将来を展望する。

2. CFDと風洞試験の変遷

1980年代における航空宇宙分野でのCFD技術の実用化は目ざましく、現在では従来からの空力設計ツールである風洞試験と並んで、欠くことのない設計ツールとなるまでに成長している。CFD技術の発展に従って当然のことながら、風洞

試験との関係にも著しい変化が起きている(図1)。

CFD技術の実用化に見通しが得られてきた1980年代初頭には、CFDは風洞試験の「代替手段」であると言われていた。この時点で注目されていたCFD技術の機能は風洞試験と同様の「解析機能」であり、その意味でCFDは風洞試験と競合関係にあった。その後、スーパーコンピュータの予想を越える高速化とCFD技術の長足の進歩によって、ナビア・ストークスの逆解法計算も可能となって、1980年代半ば以降、CFD技術の「設計機能」が注目されてきた。これは、従来の風洞試験には無い全く新しい機能であり、その意味ではCFD技術が風洞試験を越えた分野であった。1980年代後半になってCFD技術の質が大きく問い直され始め、風洞試験との詳細な比較検討が行われるようになると、二つの技術を有機的に組み合わせた「補完機能」が重要視されるようになった。

次章以降では三菱重工業名航における代表的なCFDの応用例を紹介しながら、こうした風洞試験とCFD技術の関係の変遷を振り返る。

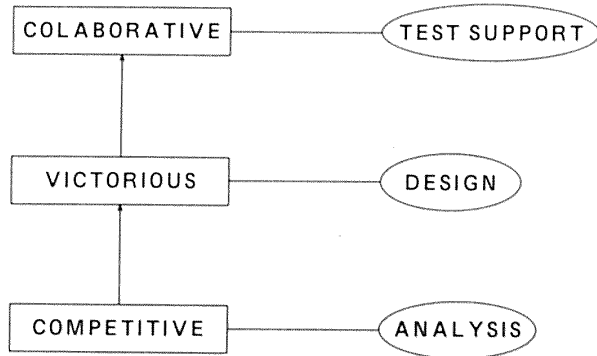


図1 CFD技術と風洞試験の関係の変化

3. 競合（解析機能）

形状を与えて空力性能を求める空力解析機能に関しては、風洞試験とCFD技術には本質的な差は無い。しかし、空力設計の分野では二つの技術は明確に使い分けられており、CFD技術が風洞試験に比べて優れている点は、迅速性と任意性である。

模型を設計製作して風洞試験を行うことに比べると、CFD技術における網目生成の期間は極めて短い。このため、空力性能評価の結果をすぐに形状設計に反映させられる迅速性で、CFD技術は風洞試験と比較にならないメリットを有する。また、風洞という地上設備の能力で試験条件が制約を受ける風洞試験と異なり、CFD技術は原則的には評価条件に拘束が無く、地上設備では試験不可能な任意の領域における空力性能評価を行うことができる。図2はHOPEの再突入条件における圧力分布であるが、こうした宇宙往還機の開発では特にこうした機能が重要視される¹⁾。また、図3は先進ターボプロペラ(ATP)のブレードまわりの圧力分布表示であるが、こうした回転する物体の詳細データも風洞試験では困難なもののひとつである²⁾。

風洞試験と本質的に同じ「解析機能」の分野でも、CFD技術が風洞試験に比べ未だ一步譲る点は少なくない。例えば、コストの面からも、ある形状について多数のデータ点が必要な場合は風洞試験の方が有利である。また、乱流モデルを初めとする精度の面でもCFD技術は不明確な点が残っている。何より高度の信頼性を要求される航空宇宙機器開発の分野では、CFD技術のみで飛んだ機体

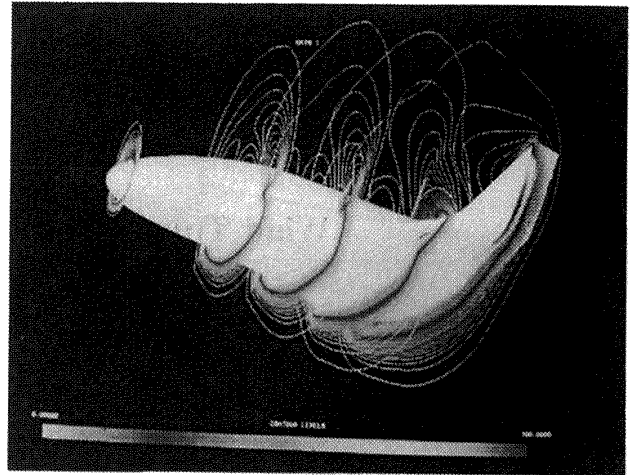


図2 HOPE 圧力分布
($M=15, \alpha=30^\circ, Re=2.8 \times 10^6$)

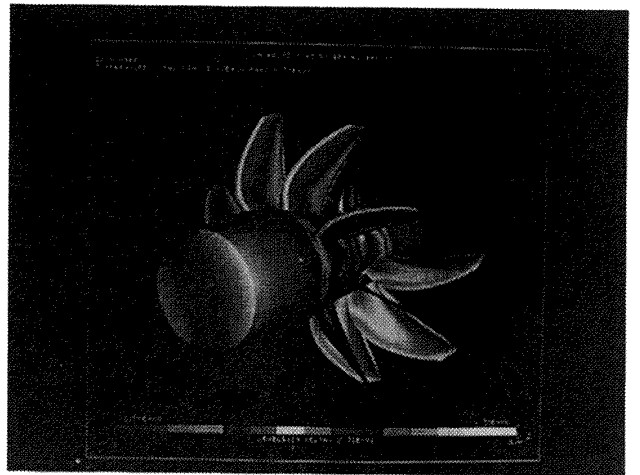


図3 ATP 圧力分布
($M=0.77, \alpha=0^\circ, J=3.8$)

は無いという点で「実績」でも大きく差がついている。

4. 優位（設計機能）

解析機能と全く逆のプロセスを行うCFD技術の設計機能は、風洞試験では全く期待できない分野である。圧力場を与えて幾何形状を求める、いわゆる逆解法は、空力設計者にとって極めて有用なツールである。特に最近ではナビア・ストークス・コードの逆解法も可能となったため、その応用分野は大きく広がった。「流れ」を設計する空力設計者にとって、形状ではなく圧力分布を指定することができる「直接性」は大きなメリットである。

図4は遷音速民間機の全機圧力分布である³⁾。

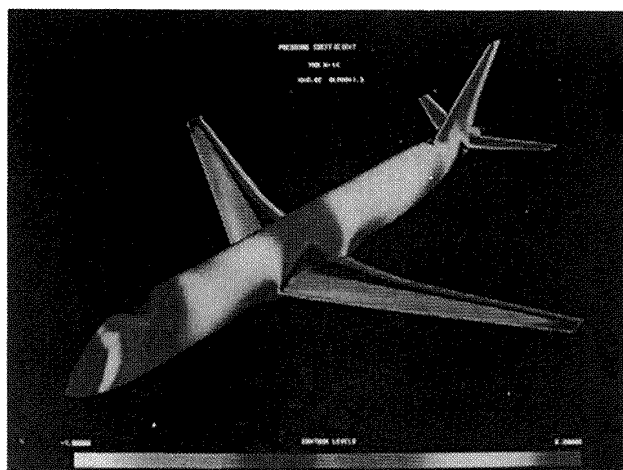


図4 遷音速民間機全機圧力分布
($M=0.82$, $\alpha=1.5^\circ$, $Re=2 \times 10^6$)

最新の機体に適用されている高レイノルズ数主翼は、従来推算することも困難な場合が多かったレイノルズ数効果をむしろ積極的に利用して、高い抵抗発散マッハ数を実現したものであるが、この新技術主翼はCFD技術の高精度の逆解法があって初めて実用化された技術である。図5はHOPE主翼にナビア・ストークス逆解法を適用した例である⁴⁾。HOPEの主翼は、胴体とチップフィンに囲まれた複雑な流れ場となるため、その設計では特に遷音速で衝撃波と剥離を精度良く推算できるツールを必要とする。ナビア・ストークス逆解法を適用することで短期間に極めて精度の高い設計が可能となった。

5. 補完（有機的結合）

CFD技術の計算精度検証には、風洞試験データとの詳細な対応検討が不可能である。二つのシミュレーション結果を詳細に比較する過程から、各々の欠点を補い合ってより高次元の空力性能評価を行うことができる「有機的結合」が生まれてきた。

図6は前進翼の圧力分布であるが、前進翼ではその構造的ダイバージェンス特性のため、風洞試験模型でも静的空弾性による変形が無視できない量となる⁵⁾。このため、CFD技術と構造解析を組み合わせることで予め模型のたわみを推算し、風洞試験の設計点で設計空力形状となるように模型をいわば変形させて製作した。これによってCFD技術や

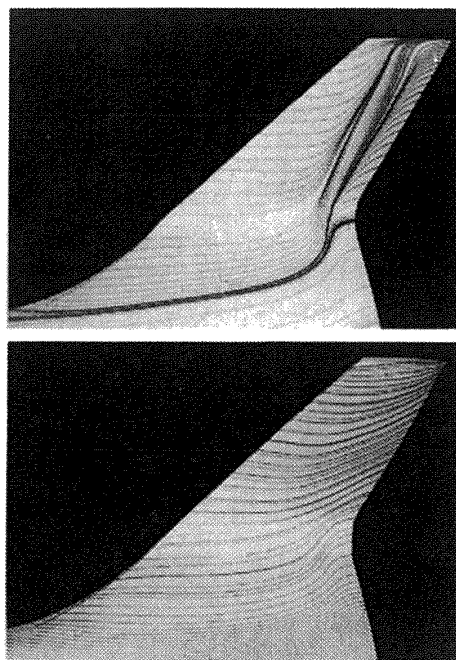


図5 HOPE主翼逆解法設計
($M=0.90$, $\alpha=5^\circ$, $Re=2 \times 10^6$)

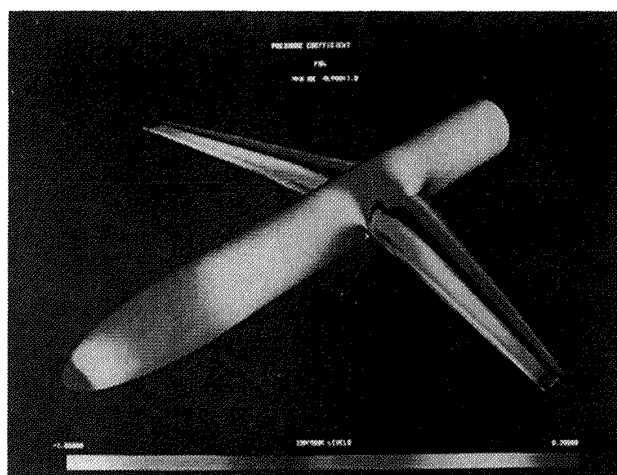


図6 前進翼圧力分布
($M=0.80$, $\alpha=1.0^\circ$, $Re=2 \times 10^6$)

風洞試験単独では達成できない精度の高い空力特性確認を行うことが可能となった。図7は二次元風洞側壁解析結果である⁶⁾。二次元風洞、特に高レイノルズ数遷音速翼型の開発では、模型の構造強度上高アスペクト比の模型を用いることができないため、側壁の効果が無視できない量となる。このため、CFD技術を用いて二次元風洞における側壁効果を解析し、風洞試験結果に補正を加えて高レイノルズ数遷音速翼型の高精度な性能評価を行うことができた。

補完の関係にまで発展を遂げたCFD技術と風洞

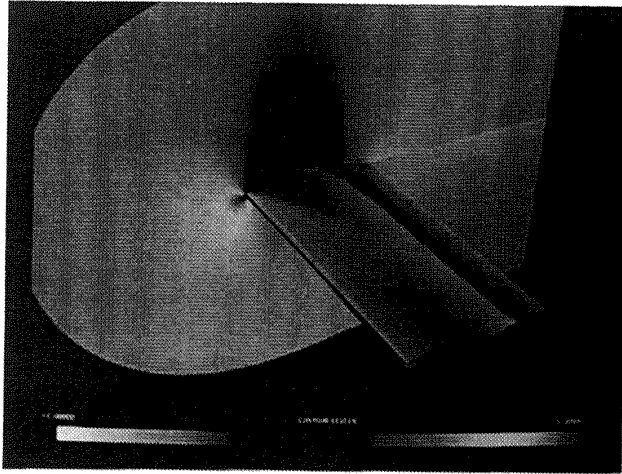


図7 二次元風洞側壁解析
($AR=4.0$, $M=0.80$, $\alpha=1.35^\circ$, $Re=1.4 \times 10^7$)

試験を、空力設計者の立場から見ると図8のようになる。風洞試験はCFD技術に対してたゆみない精度向上の検証データを提供し、CFD技術は風洞試験に対して通常試験では見ることが難しい風洞内の流れ場の現象イメージを提供する。設計者は、風洞試験から常に物理学を学び、またCFDから設計、試験上注目すべきポイントを絞ることを学んでいると言える。

6. ま と め

三菱重工業名航においてもCFD技術の発達は目ざましいものがあり、その進歩に伴って、風洞試験との関係も変化を遂げてきた。今後とも空力設計者は補完関係にまで高められた二つのツールを効果的に使い分けながら、より高性能な空力形状設計を行って行くことになる。

7. 参 考 文 献

- 1) 中尾雅弘, 藤井孝蔵: “空力設計ツールとしての極超音速流計算コードの開発”, 第9回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1991.

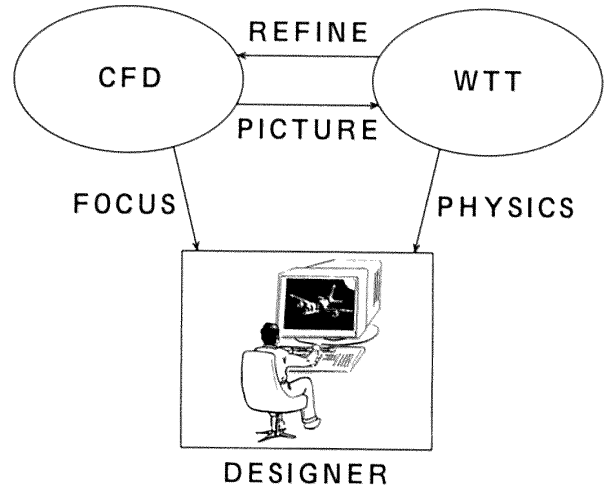


図8 二つの設計ツール

- 2) 中尾雅弘, 宮川淳一: “ATP エンジンまわりの流れの数値シミュレーション”, 第6回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, (SP-9), 1988.
- 3) 海田武司, 宮川淳一, 柳沢三憲, 天野完一: “遷音速全機形状まわりのパネル法計算と風洞試験の比較”, 第6回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, (SP-9), 1988.
- 4) 海田武司, 荻野 純, 高梨 進: “ナビア・ストークス逆解法による非平面主翼の空力設計”, 第8回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, (SP-14), 1990.
- 5) Junichi Miyakawa, Takeshi Ohnuki, Nobuhiko Kamiya: “Aero-Structural Integrated Design of Forward Swept wing”, SAE912021, 1991.
- 6) 宮川淳一, 清水美帆, 高梨 進, 天野完一: “数値シミュレーションを用いた二次元風洞の側壁効果解析”, 第8回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, (SP-14), 1990.