

# 航空宇宙分野における風洞試験/数値シミュレーション融合の試み — デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) の開発とその応用 —

口石 茂\*, 渡辺 重哉\*\*

## A Trial of Wind Tunnel/Numerical Simulation Integration — Development of Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel and Its Applications —

Shigeru KUCHI-ISHI and Shigeya WATANABE

### 1. はじめに

航空機や宇宙機の空力特性の予測や流体现象の解明には、従来、風洞に代表される実験流体力学手法 (EFD: Experimental Fluid Dynamics) が主に用いられてきたが、1970 年代以降の数値流体力学 (CFD: Computational Fluid Dynamics) 及び計算機能力の飛躍的な向上に伴い、CFD の重要性が急速に高まってきている。現在、実際の航空宇宙機の空力設計における EFD と CFD の相対的な重要度はほぼ拮抗していると言ってよいであろう。そのような急速に変化する技術トレンドの中で、EFD に対する補助的な役割で CFD を用いるだけでなく、対等なツールとしての両者の技術的な連携、融合による新たな高精度かつ高効率な空力特性予測技術の創出、これまで未解明だった流体现象の解明の可能性が高まっている。

一方、単なる比較検証を超えた本当の意味での EFD と CFD の融合に関する研究は世界的に見てもまだ成熟しているとは言えず、個別の研究者、技術者が単発的に試行錯誤を行っているのが現状であり、その有効性や制約についても十分に議論されているとは言い難い。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) ではこのような状況を踏まえ、現状の風洞 (実流れを対象とした「アナログ風洞」) に対して CFD (計算機による数値シミュレーションという意味での「デジタル風洞」) を強く連携させたコンカレントな EFD/CFD 融合システムである、デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) を開発した。本システムでは、CFD 活用による風洞試験の効率化、精度・信頼性向上を目指した複数の機能を統合させた EFD/CFD 融合システムを構築している。本稿では、EFD/CFD 融合技術の現状を概観するとともに、既存技術をシステム化したものの代表例として DAHWIN の概要、適用例、および将来課題について紹介する。

### 2. EFD/CFD 融合の必要性と技術課題

EFD/CFD 融合技術について考える際の前提として、まず EFD, CFD が個別に持つ技術的な課題について分析し、その上で両者の融合やシステム化の必要性について述べることにする。

#### 2.1 個別技術課題

実験流体 (EFD) 側の課題としては、航空・宇宙機の実際の飛行条件と風洞試験条件との差異 (レイノルズ数、風洞壁/模型支持装置の存在、模型変形、詳細な機体形状等)、計測状態量の制約 (通常、力/圧力のみ、付加的に流れの可視化、詳細表面圧力、速度場等の詳細計測を選択的に実施)、実験全体のリードタイムが長いこと (模型製作等のため) などがあげられる。つまり、EFD は現実の流れを対象にしており、流体力学原理に従っているという点で本質的なメリットを有する一方、実験固有の制約や情報量の不足、高コスト傾向などのデメリットを有する。

一方、CFD では、一般に乱流モデル、化学反応モデルなどの不完全な物理モデルを用いなければならないことや、数値計算上の離散化による誤差が避けられないため、ほとんどの場合に信頼性の面で何らかの課題があり (特に乱流、遷移、剥離、反応性流等の現象が含まれる場合)、常に実験による検証を必要とする。また、高忠実度解析では計算時間が長い (データ生産性が低い) こと、(改善されつつあるが) 計算格子生成に熟練と時間を要することなどの課題がある。つまり、CFD では一度計算を行えば流れ空間の全ての状態量がわかるという情報量の多さとともに、EFD のように模型を製作する必要がなく一般的に低コストであるなどのメリットがある一方、信頼性に関する課題が大きいという特徴がある。

このように、EFD, CFD 双方の利点と欠点はほぼ相反的な関係にあるため、これらの課題を個別技術により解決するよりも、EFD 技術と CFD 技術の融合により相補的に解決することが効果的と考えられる。

#### 2.2 EFD と CFD の比較検証における課題

CFD 技術の進歩は、常に EFD 結果との比較による適用範囲の確認、精度の検証を通じてなされてきた。しかし、

\* 宇宙航空研究開発機構 航空本部 風洞技術開発センター  
(〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1,  
E-mail: shigeruk@chofu.jaxa.jp)

\*\* 宇宙航空研究開発機構 チーフエンジニア

通常、比較検証は両サイドの密接な協力の元を実施されているとは限らず、気流条件の不一致（実験での設定値と実際値の差）、天秤や模型支持装置のたわみ補正の不実施または精度不足による模型姿勢角（迎角、横滑り角）の不整合、模型変形を考慮していないことによる模型形状の差異、風洞壁や模型支持装置がCFDでは模擬されていない、遷移点位置の設定の不一致などが原因で、双方の条件を完全に揃えた対等な比較がなされていない場合が大半である。その結果、CFDの問題点が確実に把握されない、実際以上に精度が低く評価されるなど、CFDの発展を阻害している状況がある。この解決のためには、全ての項目に関して常に対等な条件での両者の比較を保証することのできる統一的なプラットフォームの整備が有効なのは明らかである。

### 2.3 タイムスパンの違いに起因する課題

一般に、EFDは模型設計・製作などの準備期間が長く、実際にデータを取得する試験期間は短い。一方、CFDはその逆で、格子作成などの準備作業は模型製作に比べれば短期間である（ただし十分短いとは言えない）が、高忠実度の解析を行う場合は1計算条件当たり要する計算時間は、風洞試験での1データの取得に要する時間に比べると、仮に現在の世界最速のスーパーコンピュータを用いることができたとしてもはるかに長くなっている。また、風洞試験サイドでも、近年急速に適用が広がっている粒子画像流速測定法(PIV)や感圧塗料法(PSP)などの光学的な先進流体画像計測においてはデータ量が莫大となるため、そのデータ処理に1ケース当たり数時間を要することもある。

上記のようなEFD,CFD両者の各段階でのタイムスパンの差は、コンカレントな形で両者を融合させて行く際の障害となる。よって、模型の設計・製作の短期間化、光学画像計測データ処理の自動化・高速化、CFD格子生成の自動化およびCFD計算時間の短縮が望まれる。

## 3. デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞(DAHWIN)

前章で述べたようにEFD,CFD両者の課題を効率的に解決し、かつ両者の融合の利用によりEFD,CFDの片方だけでは実現不可能なことを可能にするシナジー効果を生むためには、両者を統一的に扱うことのできる統合プラットフォームを整備することが有効かつ早道である。そのような発想に基づき、デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞(DAHWIN)は開発された。DAHWINを通じてEFD(風洞)、CFD両者の有用性を向上させ、航空機・宇宙機の設計時間/コスト/リスクの低減、設計データ精度/信頼性の改善を行うことが、その目的である。将来的には、DAHWINの活用によりCFD技術の向上を強力に推進し、空力設計ツールとしてのCFDの地位を急速に高めることにより、航空機・宇宙機の空力設計における国際競争力の獲得が

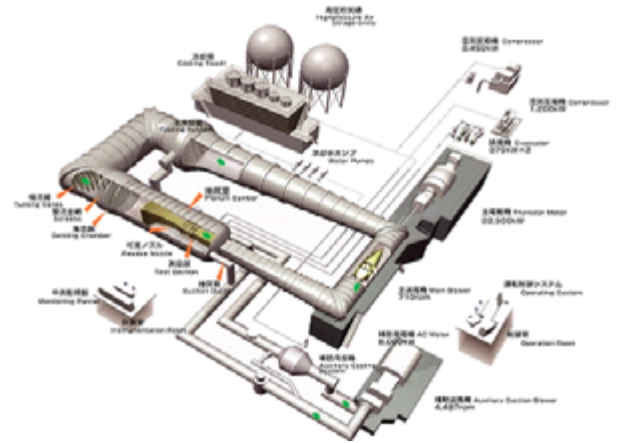


Fig. 1 JAXA 2m×2m transonic wind tunnel.



Fig. 2 JAXA supercomputer system (JSS).

可能となるものと期待される。

DAHWINの略称は、Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnelの頭文字から取っているが、これは本システムがEFDとCFDとの融合による両者の進化の基礎となるべく、進化論の提唱者であるチャールズ・ダーウィンを意識したものである。現在DAHWINがベースとしているJAXA基盤設備は、2m×2m遷音速風洞(Fig. 1)およびJAXAスーパーコンピュータシステムJSS(Fig. 2)であり、DAHWINは情報化技術の活用により、これら異種の設備を有機的に橋渡しするシステムとして構築されている。

### 3.1 システム構成および利用フロー

Fig. 3, Fig. 4にDAHWINのシステム本体およびシステム構成を示す。システムはハードウェアおよびソフトウェアの集合体であり、遷音速風洞およびJSSそれぞれのネットワークとのインターフェースを形成することによって、風洞試験/CFDデータを一元的に取得・管理することができる。風試中においては、風洞計測室内に設置してあるモニタリング用PCにより必要な情報を随時確認することができ、また、システムはインターネットを介して風洞外部に開放されており、ユーザはJAXA内外の任意の端末からWebブラウザを用いてシステムにアクセスの上、任意のタイミングでデータの閲覧・操作を行うこと

が可能である。

Fig. 5に風試キャンペーン期間に渡ったDAHWIN利用の流れを示す。まず風試模型形状が定義されたのち、デジタル風洞側では試験実施に先立ったCFD解析(事前CFD)を行い、風試計画の立案や風試データ補正における基本データとして利用される。風試中においては、風試データを事前CFDデータとリアルタイムに比較することでデータの健全性を評価することが可能であり、また、風試データは随時デジタル風洞側にフィードバックされ、風試条件を踏まえたCFD解析の再実行がなされる。風試全体が終了した時点では、完全に対等な条件での風試/CFDデータおよび両者を融合させた空力特性データがユーザーに提供されると同時にデータベース化され、以降の研究開発に活用される。

3.2 機能概要

DAHWINの開発に着手するにあたって、我々は1) 風試準備作業の効率化, 2) 高効率・ユーザフレンドリーなCFD解析システムの構築, 3) 風試/CFDデータ融合による精度向上, 4) 遠隔地ユーザの利便性向上, 5) 画像計測データ処理の高速化, の目標を掲げた。DAHWINの諸機能は、いずれもこれらの目標を達成することを目的として開発されたものである。Table 1に各目標それぞれに対応する機能、および得られた効果についてまとめる。機能の詳細に関する説明については、文献1)および各参照文献に詳しい記述があるのでここでは省略するが、一般的にはDAHWINの導入により、風洞/CFDデータ確認のリアルタイム性・利便性向上、CFDデータを用いた風試データの改良、風試データを用いたCFDデータの改善などが、システム化によりユーザフレンドリーな環境で実現可能となったことが特筆すべき点である。



Fig. 3 DAHWIN system main unit.

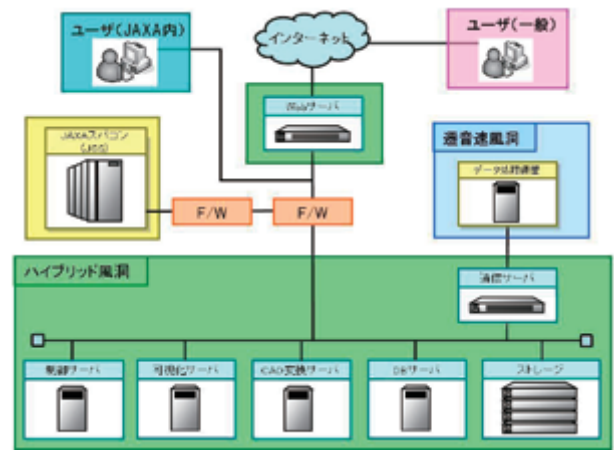


Fig. 4 DAHWIN system structure.

Table 1 DAHWIN key functions.

目標	対応機能
風試準備作業の効率化	<ul style="list-style-type: none"> <li>事前CFDを用いた風試計画設定支援<sup>3)</sup></li> <li>事前CFDを用いた模型設計支援<sup>4)</sup></li> <li>風試セッティングシミュレーション<sup>2)</sup></li> </ul>
高効率・ユーザフレンドリーなCFD解析システムの構築	<ul style="list-style-type: none"> <li>自動格子生成ソフト (HexaGrid)<sup>7)</sup></li> <li>高速CFDソルバ (FaSTAR)<sup>7)</sup></li> <li>パラメトリックCFD解析<sup>4)</sup></li> </ul>
風試/CFDデータ融合による精度向上	<ul style="list-style-type: none"> <li>パネル法による風洞壁干渉補正<sup>3)</sup></li> <li>事前CFDによる支持干渉補正<sup>3)</sup></li> <li>風洞丸ごとCFD解析による風洞壁/支持干渉同時補正<sup>5)</sup></li> <li>模型変形計測データ反映CFD解析<sup>4), 6)</sup></li> <li>風試/CFD不確かさ解析・最尤値推定<sup>5)</sup></li> </ul>
遠隔地ユーザの利便性向上	<ul style="list-style-type: none"> <li>風試モニタリング<sup>3), 4)</sup></li> </ul>
画像計測データ処理の高速化	<ul style="list-style-type: none"> <li>PIV (粒子画像流速測定法), PSP (感圧塗料法), 模型変形計測データ高速処理システム<sup>8)</sup></li> </ul>



Fig. 5 DAHWIN system workflow.

#### 4. DAHWIN 活用事例

DAHWIN はこれまでに数多くの JAXA 遷音速風洞試験に適用され、試験の効率化、精度向上に貢献してきた。ここでは DAHWIN の実風洞試験への適用例として NASA CRM 縮尺模型試験を紹介することで、EFD/CFD 融合技術の JAXA 実用風洞試験への導入実例を示す。

NASA Common Research Model (CRM) は、AIAA (アメリカ航空宇宙学会) において提示された、CFD 検証を主たる目的とした標準模型である<sup>9)</sup>。JAXA においても、NASA Langley National Transonic Facility (NTF) における風試とブロッケージを合わせるために、NTF の 80%縮尺サイズとして模型を製作の上、全機 6 分力や圧力孔データのみならず、PIV、模型変形、非定常圧力等を含めた幅広い計測を実施している<sup>10~12)</sup>。Fig. 6 に模型写真及び模型支持装置を含めた事前 CFD 解析結果を示す。一連の試験では適宜 DAHWIN を活用することにより、データのリアルタイムモニタリングや事前 CFD データとの比較、各種補正処理や模型変形計測データを反映させた高忠実度 CFD 解析等を行った。

Fig. 7, Fig. 8 に試験中における風試/CFD 同時モニタリング風景およびモニタリング画面の例を示す。モニタリング項目中、空力係数グラフについては、風試補正処理前後のデータ比較や、過去風試データとの比較も可能である。本試験における空力データモニタリング表示所要時間は、データ取得後 10 秒程度であった。JAXA 遷音速風洞における計測時間間隔の目安は 20 秒であり、次の計測データが取得されるまでのリアルタイム表示が可能となっている。

次に風試への CFD 活用例として、CFD による風試データの支持干渉の影響評価を示す。本試験では支持装置による模型空気力への干渉効果を評価するために、Fig. 6 で示したような支持装置を含めた事前 CFD 解析を実施した。Fig. 9 にピッチングモーメント係数に関する、風試データと支持装置あり/無しの CFD データとの比較を示す。支持装置を含めることにより、風試/CFD データ間の一致度が改善されることが確認される。CFD 結果における支持装置あり/無しの差分を補正量と見なすことで風試データの支持干渉補正を行うことも可能であるが、検証の観点からは、まずは人為的な補正処理を加えない状態での風試データ (オリジナル出力値) と、支持装置や模型変形効果を含めた、風試の状態に忠実な CFD データとを比較するのが第一義的であり、この段階で許容される一致が得られてから壁/支持干渉補正の精度を検証するのが、風試データからフリーフライト条件を予測するための基本的な流れであると考えられる。いずれにしても Fig. 8, Fig. 9 にみられるように風試データと事前 CFD データは良好に一致しており、DAHWIN のパラメトリック CFD 解析機能は解析の効率性、利便性の向上のみならず、風試データの健全性を評価するにおいては、実用的な精

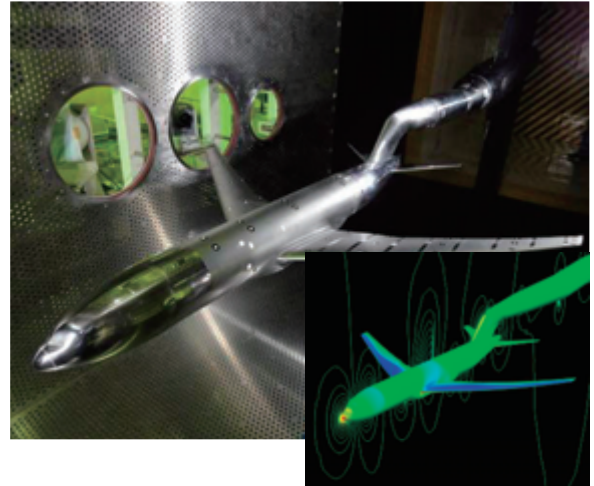


Fig. 6 NASA common research model (CRM).

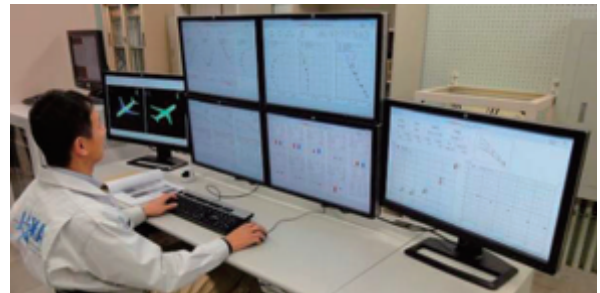


Fig. 7 Monitoring in the wind tunnel measurement room.

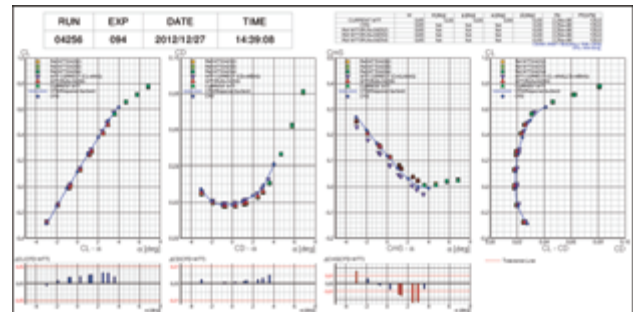


Fig. 8 Example of monitoring screen.

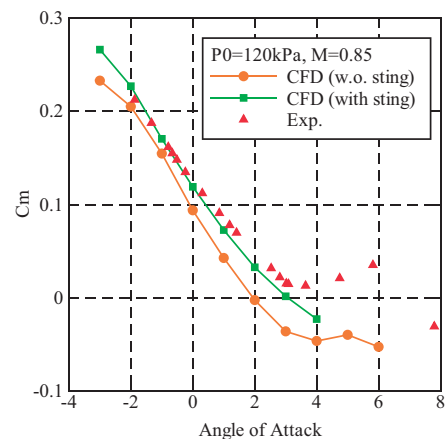


Fig. 9 Comparison of pitching moment coefficient between wind tunnel and CFD (with/without sting).

度を有していることがわかる。

本試験においては模型変形計測データも取得しており、計測データを用いて CFD の模型表面格子を変形させることにより、風試模型状態を忠実に模擬した CFD 解析を DAHWIN の機能を活用して実施した。変形計測手法および CFD 格子変形手法については参考文献<sup>6), 13)</sup>にそれぞれ詳しいので、ここでは省略する。DAHWIN においては、一連の処理をワークフロー化することにより、風試で変形計測データが取得されたら、事前 CFD データを用いて速やかに格子変形の上、解析の再実施が可能である。

Fig. 10, Fig. 11 に主翼格子変形結果および翼端における変形考慮前後の CFD 解析結果と圧力孔データとの比較を示す。グラフから明らかなように、変形を考慮することによって圧力孔データと CFD との一致度が改善されていることが確認できる。本試験のいずれのケースにおいても、模型変形を考慮することにより、CFD 空力係数データは風試データにより近づく傾向にあり、これは本ケースに見られるような、主翼表面上の衝撃波位置の変化による圧力分布の差違が主たる原因であることが分かっている。このような形状変形による機体空力特性の変化は、これまで認識されていながらもほとんど考慮されてこなかったが、極めて高い予測精度が要求される近年の航空機開発においては無視できない要素である。現状の JAXA 模型変形計測システムでは、画像データ取得後 20 秒程度で処理データが DAHWIN に転送されるため、必要であれば通風中に風洞計測室内において変形を考慮した CFD の再実施が可能である。現時点においては風試と CFD とを対等な時間で実施させることは困難であるが、今後スパコンの性能が向上することにより、計測データをフィードバックさせた CFD データが試験実施中に算出可能となることが予想され、より詳細な風試/CFD の対応をインタラクティブなタイミングで行うことができるようになるであろう。この場合、一連の処理を迅速かつユーザーフレンドリーに実施することが可能な DAHWIN を活用することのメリットはより増すものと考えられる。

## 5. DAHWIN の課題と将来構想

以上のように DAHWIN は JAXA 遷音速風洞への適用により、航空・宇宙機研究開発の実問題において所定の成果を収めてきたが、EFD/CFD 融合の観点から、さらには実機設計開発の観点から解決すべき課題や実現すべき構想は多く残されている。ここではこれまでの DAHWIN の JAXA 遷音速風試への適用から抽出されたこのような課題および将来構想について述べる。

### 5.1 課題：カスタマイズ性向上

風試における確認項目は試験目的に応じて多種多様であり、特に飛行試験のトラブルシューティング等、実機の開発試験においては、機体の特定部位の物理現象のように興味の対象が通常の風試とは異なることが多い。このような試験ごとに異なるユーザーニーズに対しても柔軟

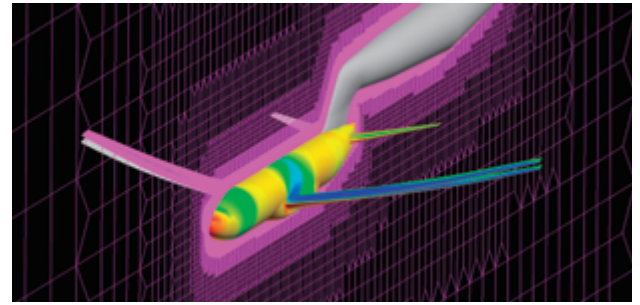


Fig. 10 High-fidelity CFD analysis using model deformation measurement data.

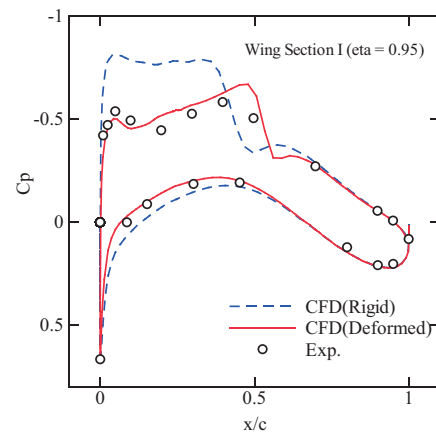


Fig. 11 Comparison of wing pressure port data with high-fidelity CFD data.

にシステムがサポートできるように、カスタマイズ性の強化は今後の DAHWIN の経常的運用において必須である。

### 5.2 課題：CFD を活用した風試物理現象の解明

風試においてマッハ数やレイノルズ数等の気流条件の変更に応じて、圧力係数の機体表面分布等、無次元パラメータの定性的傾向に違いが生じることはよく起こりうる。このような差異の原因を調べるにあたっては流れの詳細な物理現象にまで遡って検討する必要性が生じる。しかしながら、風試は計測対象が限定されるため、風試データのみから物理現象を把握することは一般には困難である。一方、CFD は計算格子点上で流れ場の全ての情報が得られるため、CFD データを用いて風試データを補完することにより、流れ場理解の一助とすることは有効であろう。さらに、近年多方面で研究開発が進められているデータ同化手法を用いれば、CFD 解析に風試情報を反映させることにより、シミュレーション結果からより現実に即した物理的知見を得ることが期待される。

### 5.3 課題：CFD の精度向上・信頼性確保

DAHWIN のデジタル風洞から算出される CFD データは、風試の健全性を評価するにおいては十分実用的な精度を有しているが、単なる比較に留まらず、より詳細に物理現象を検討しようとした場合、遷音速域における複雑形状周りの流れ場解析は、物理的にも数値的にも課題が多いことは論をまたない。さらに CFD には計算スキームや

乱流モデル他、計算手法に多数のオプションが存在するが、個別の解析条件に応じたそれらの最適な組み合わせを事前を知ることは一般に困難である。これまでに述べたDAHWINの諸機能の有用性はCFDの精度によるものが大きいため、結局はCFDの精度向上・信頼性確保が今後のDAHWIN活用における最大の課題であると言える。

#### 5.4 将来構想：他速度域風洞への拡張

現状のDAHWINはJAXA遷音速風洞を対象としているが、その諸機能は他速度域風洞においても適用可能である。よって将来的にはDAHWINの諸機能を低速風洞、超音速風洞等に移植することで、EFD/CFD融合のコンセプトをJAXA実用風洞に広く展開させたい。

#### 5.5 将来構想：設計開発ルーチンへの取り込み

DAHWINの活用によって風試条件における空力特性予測に関する風試/CFDデータの効率化・高精度化は実現したが、一方、それらのデータを実機の設計開発過程に反映させるための仕組みは整備されていない。すなわち、DAHWINによってデータ算出環境は整備されたが、算出されたデータを有効活用するための仕組みについては不十分であると言えよう。よって、DAHWINを単なる風洞試験の1ツールとしてではなく、航空・宇宙機の設計開発プロセスの一要素として位置付けることを念頭に、最適化による形状決定プロセスへの組み込み等、実機設計開発におけるDAHWINの積極的な活用が望まれる。

#### 5.6 将来構想：フライトデータとの統合

JAXA空力部門においては、これまで必要性が認識されていながらも対応が不十分であった、実機空力特性予測・評価技術の確立に今後の活動を重点化する。すなわち、風試/CFDに飛行試験（フライト）データを融合、活用した研究開発に着手する予定である。一方、国内ではJAXAが導入したジェット実験機（飛翔）等により、これまで決定的に不足していた実フライトデータの蓄積が期待される。よって、DAHWINをベースとして、風試/CFDにフライトデータを加えることにより、実機空力特性推算環境の整備を図ることも将来の重要な課題の一つである。

## 6. おわりに

風洞試験に対してCFDを強く連携させることにより風洞/CFD両者の有用性を向上させ、航空機や宇宙機の空力特性取得を多面的に改善することを目的とした、デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞（DAHWIN）のシステム概要と適用例、課題と将来構想について紹介した。本システムの導入は風洞試験/CFD双方を段階的に実施する従来の静的なプロセスから、比較や統合分析の迅速性を向上させることで融合の付加価値を高めた、より動的なプロセスへの移行を可能としたことが特筆すべき点であり、今後、EFD/CFD融合コンセプト適用の先導的な例として、我が国の航空・宇宙機研究開発における効率化・高精度化に貢献していきたいと考えている。また、実験とシミュレーションの融合は流体力学分野に限らず工学共通の課題であるので、本システムの活用が、将来的には他分野における同種の試みにも波及していくことを期待したい。

## 参考文献

- 1) 渡辺重哉, 口石 茂: EFD/CFD 融合技術の現状と可能性, 日本航空宇宙学会誌, 62, 4 (2014), pp. 113-120.
- 2) 口石 茂, 渡辺重哉, 加藤裕之, 青山剛史, 村上桂一, 橋本 敦, 藤田直行, 松尾裕一, 船江幸弘, 荻野 純: JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試み ～デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞(第3報)～, 第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010, JSASS-2010-2078-F/A, 2010.
- 3) 口石 茂, 山下達也, 保江かな子, 今川健太郎, 村上桂一, 橋本 敦, 渡辺重哉, 齋木英次, 荻野 純: JAXA 2m×2m 遷音速風洞におけるデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞検証試験, 第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011, JSASS-2011-2062-F/A, 2011.
- 4) 口石 茂, 山下達也, 保江かな子, 今川健太郎, 村上桂一, 橋本 敦, 加藤裕之, 中北和之, 渡辺重哉, 齋木英次, 荻野 純: JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試み ～デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞(第4報)～, 第44回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2012, JSASS-2012-2075-F/A, 2012.
- 5) 口石 茂, 山下達也, 村上桂一, 渡辺重哉, 齋木英次, 荻野 純: デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞(DAHWIN)の開発(その1): システム概要と活用例, 第45回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2068-F/A, 2013.
- 6) 保江かな子, 口石 茂, 橋本 敦, 村上桂一, 加藤裕之, 中北和之, 渡辺重哉, 菱田 学: 模型変形計測データを反映したCFD表面格子修正法の開発, JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-12-004, 2013.
- 7) 村上桂一, 橋本 敦, 菱田 学, ラフルパウルス, 国枝 明, 渡辺重哉: DAHWINの開発(その2): デジタル風洞による自動格子生成と高速CFD解析, 第45回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2069-F/A, 2013.
- 8) 加藤裕之, 渡辺重哉, 富田明彦, 加藤辰哉, 岩崎容誠, 木原啓子: DAHWINの開発(その3): アナログ風洞における光学計測データ処理高速化, 第45回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2070-F/A, 2013.
- 9) Vassberg, J. C., DeHaan, M. A., Rivers, S. M., and Wahls, R. A.: Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies," AIAA Paper AIAA 2008-6919, 2008.
- 10) Ueno, M., Kohzai, T., Koga, S., Kato, H., Nakakita, K., and Sudani, N.: 80% Scaled NASA Common Research Model Wind Tunnel Test of JAXA at Relatively Low Reynolds Number, AIAA Paper AIAA 2013-0493, 2013.
- 11) Kohzai, M., Ueno, M., Koga, S., and Sudani, N.: Wall Interference Corrections of a NASA Common Research Model in JAXA Wind Tunnel Tests, AIAA Paper AIAA 2013-0493, 2013.
- 12) Koga, S., Kohzai, M., Ueno, M., Nakakita, K., and Sudani, N.: Analysis of NASA Common Research Model Dynamic Data in JAXA Wind Tunnel Tests, AIAA Paper AIAA 2013-0493, 2013.
- 13) 加藤裕之, 中北和之, 栗田 充, 中島 努, 山谷英樹: 風洞試験におけるマーカを用いた写真測量法による模型変形量計測, 第48回飛行機シンポジウム講演集, JSASS-2010-5032, 2010.