

デジタル／アナログ・ハイブリッド風洞の開発状況について

口石茂、渡辺重哉、村上桂一、橋本敦、加藤裕之、
山下達也、保江かな子、今川健太郎、中北和之（JAXA）

Current Status of the Development of JAXA Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel

Shigeru Kuchi-Ishi, Shigeya Watanabe, Keiichi Murakami,
Atsushi Hashimoto, Hiroyuki Kato, Tatsuya Yamashita,
Kanakano Yasue, Kentaro Imagawa, and Kazuyuki Nakakita (JAXA)

概要

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、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（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」の開発を現在進めている。ハイブリッド風洞では EFD（風洞）/CFD 両者に固有な弱点・技術課題を相補的に解決するとともに、EFD/CFD 両データを統一的に生産・管理して対等な比較検証が可能なプラットフォームを整備することにより、EFD/CFD 両者の有用性を向上させ、航空・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を目指す。現在の開発ステータスとしては、試行システムを JAXA 2m×2m 遷音速風洞における実風洞試験に適用して課題・問題点を抽出すると共に、EFD/CFD 両者の融合をより高めた機能の研究開発を進めているところである。本稿では、平成 23 年度以降、新たに追加となった機能について概要を紹介すると共に、風試適用結果（DLR-F6 形状模型 PSP/PIV/模型変形同時計測試験）を示す。

1. システム構成および利用フロー

図 1 にハイブリッド風洞のシステム構成を示す。システム本体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 JAXA スパコン（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、風試/CFD データを一元的に取得・管理することができる。また、システムはインターネットを介して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することが可能である（実際にはセキュリティに鑑みて、アクセス可能な端末を、IP アドレスを指定することによって制限している）。

図 2 にシステムの基本的な利用の流れを示す。まず機体設計において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事前 CFD 解析を行う。結果はアナログ風洞側に送られて試験計画や模型詳細設計、さらに各種補正処理における基本データとして使われる。風試中においては、計測データを事前 CFD データとリアルタイムで比較することにより、風試データの健全性評価を可能とする。また、主要な風試データは随時デジタル風洞側に戻され、最適な乱流モデルの選択や格子の再配置等、風試データを有効に利用した高精度 CFD 解析がなされる。風試全体が終了した時点では、完全に対等な条件での EFD/CFD

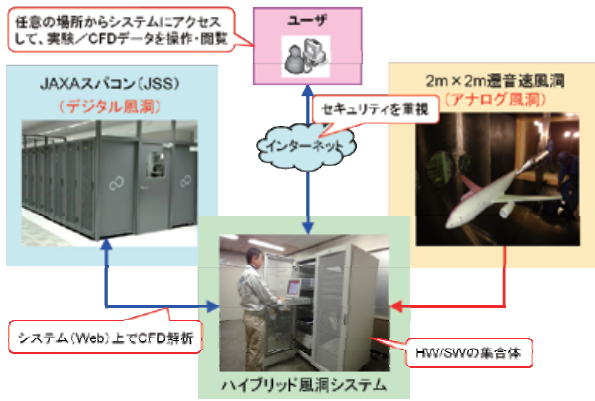


図 1: ハイブリッド風洞システム構成

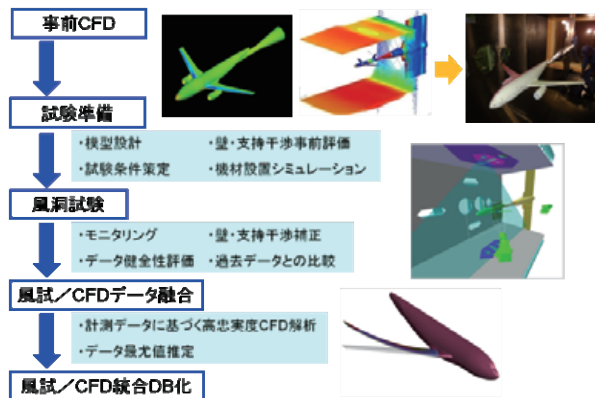


図 2: ハイブリッド風洞利用フロー

データおよび両者を融合させた最も確からしい空力特性データ（最尤値）がユーザに提供されると同時にデータベース（DB）化され、以降の風試やCFD解析、については実機の設計開発に活用される。

2. 機能要素

ハイブリッド風洞ではEFD/CFD融合の観点はもちろんのこと、従来風試データ処理としてユーザニーズが高かったものの、遷音速風洞として標準サポートされていなかった機能も含め、アプリケーションの総合プラットフォームとして多種多様な機能を実装している。ここでは文献1)～4)において報告した内容以降に新規開発された機能の概要について紹介する。

2.1 模型設計支援機能

風試模型の設計製作においては、風洞における種々の制約（測定部サイズ、測定装置、製作コスト等）を踏まえた上で決定すべき要素がいくつか

存在する。今回はそれらの中から①模型サイズ、②支持装置、③圧力孔配置、それぞれの決定を、事前CFDを活用して行う模型設計支援機能を開発した。

模型サイズ決定支援

模型サイズは製作精度の確保や実機レイノルズ数との対応に鑑みて、風洞測定部サイズを上回らない範囲で極力大きくすることが望ましいが、閉塞効果や風洞壁干渉がデータに深刻な影響を及ぼさない範囲に留めておくことが要求される。ハイブリッド風洞においては先にシステムに実装されたパネル法壁干渉補正機能を流用し、模型サイズを変化させてそれぞれのブロックage比を自動算出すると共に、サイズの変化に対する壁干渉量（空力係数に対する補正量）の変化を計算の上グラフ化することにより、最適な模型サイズを決定するための一指針として供している。

支持装置選択支援

模型支持装置（スティング）の存在は、支持干渉効果として計測データに少なからぬ影響を与えるため、最適な支持形態（後方支持、ブレード支持等）の選択は風試データを取得する上において本質的である。本機能においては複数の支持装置を考慮したCFD解析を実施し、支持無しの場合の計算結果と比較することによりそれぞれの干渉量を評価して、支持装置の選択を支援することを可能としている。

圧力孔配置支援

圧力孔による模型表面圧計測を行うに当たっては、製作コストや配管等の試験中の作業労力に鑑みて、必要最低限の個数を適切な場所に配置させることが望ましい。本機能においては、事前CFD結果の圧力分布から模型表面上の圧力勾配を算出、表示するとともに、ユーザが指定した圧力孔総数から圧力勾配の大きな箇所により多くの圧力孔が集まるような圧力孔自動配置計算の実施をサポート

トしている。

2.2 模型変形推算機能

遷音速風洞のような動圧の高い気流中における試験においては空力荷重により模型が変形し、特に実機空力特性の推算という観点からは重大な誤差要因となることが知られている。このため変形量を事前に予測することは特に開発風試において重要であり、さらに場合によっては変形を経て実機飛行状態の形状に一致するような模型の初期形状を逆算するようなことも求められる。このため、ハイブリッド風洞においても流体/構造連成解析として、数値シミュレーションにより模型主翼の変形量を事前予測する機能を開発した。図5に本機能のイメージ図を示す。構造解析用汎用ソフトウェア NASTRAN と高速流体ソルバ FaSTAR⁵⁾との間で、表面圧力分布及び風圧による翼変形後の表面形状データなどの入出力ファイルを共通化して流体/構造連成解析を行い、主翼前縁/後縁における変位(たわみ)量およびねじり量を求めている。

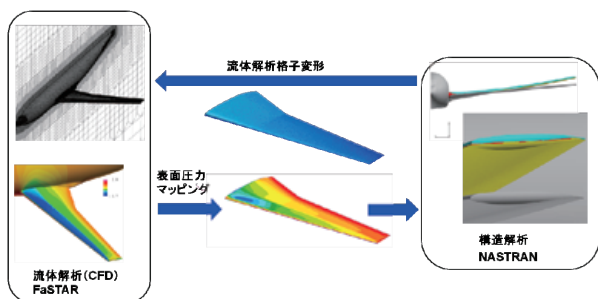


図5: 模型変形推算機能

2.3 風試不確かさ解析機能

風洞試験データに誤差情報(エラーバー)を付加する不確かさ解析手法についてはASMEやAIAA等で規定されている標準的な手法が存在し、JAXA風洞群においてもそれらに則った不確かさ解析がこれまで行われてきたが⁶⁾、今回はこれらの手法をハイブリッド風洞においてシステム化することにより、風試終了後、簡便かつ迅速に計算、出力を行うことを可能とした。

利用の流れとしてはまず計測における不確かさ

要素(気流総圧、天秤出力、たわみ補正量等)の正確度(bias limit)および偶然誤差限界(precision limit)を入力したファイルを用意しておく。風試終了後、ユーザは不確かさ解析を実施したいデータおよび上記入力ファイルを指定したら、後は解析実行ボタンを押すのみで計算することができる。不確かさ解析の対象となるデータは6分力空力係数が主体となるが、副産物としてマッハ数、動圧、模型姿勢角、ベース/キャビティ圧等に関する誤差情報も得られる。事前入力する不確かさ要素の正確度/偶然誤差限界については、風試に先立って風洞気流や計測装置を対象とした校正試験を行うことで決定する必要がある、現在は遷音速風洞においてそのための基礎データを蓄積する作業を進めているところである。

3. システム適用例

前述の通り、ハイブリッド風洞の開発ステータスとしては、試行システムを遷音速風洞における実風洞試験に適用してニーズや問題点を抽出し、システム改修や新たな機能の追加を行っているところである。これまでに文献4)で報告された内容を含めて10件以上の風試に対してシステムを適用してきたが、それらの中から本稿では平成23年度に実施したDLR-F6形状模型PSP/PIV/模型変形同時計測試験への適用例について紹介する。

3.1 画像流体計測データモニタリング

アナログ風洞の一要素である画像流体計測(PIV/PSP/模型変形)データ処理システムについては、特に煩雑なデータ処理が必要となるPIV処理システムについて処理時間が現状の1/10以下となるべく、処理アルゴリズムの改善およびCellアクセラレータの導入によるソフトウェア/ハードウェア両面からの高速化を図ってきた⁷⁾。さらにPSPおよび模型変形についても試験中のデータ確認が可能となるように、処理の高速化、効率化作業が進められている。今回は各計測およびデータ処理作業の高速化、効率化の実現を確認することを主目的

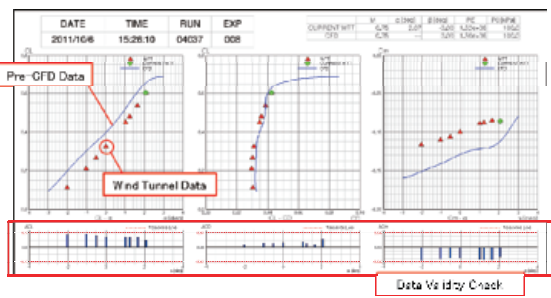
として、DLR-F6 形状標準模型⁸⁾を用いた PIV/PSP/模型変形同時計測試験を実施した。



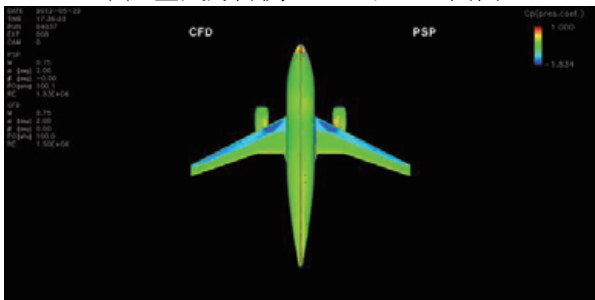
(a) DLR-F6 形状模型



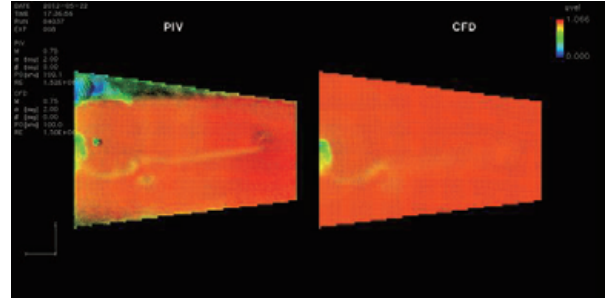
(b) システム使用風景



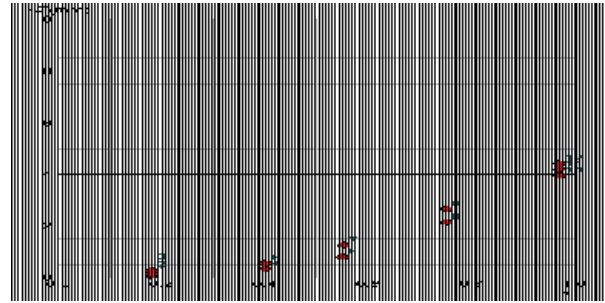
(c) 空気力計測モニタリング画面



(d) PSP 計測モニタリング画面



(e) PIV 計測モニタリング画面



(f) 模型変形計測モニタリング画面

図 8: PIV/PSP/模型変形同時計測試験

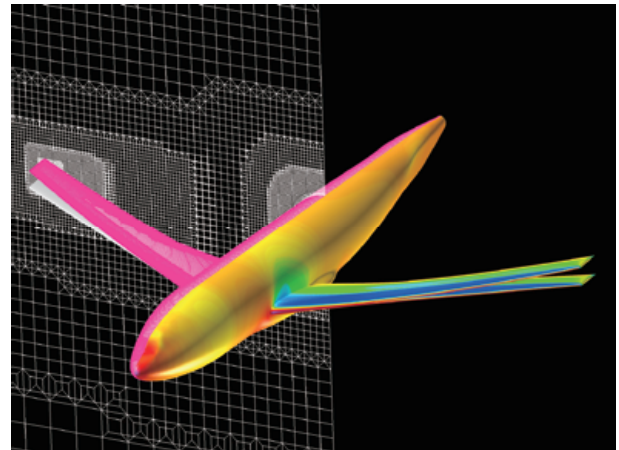
図 8 に模型概観、試験風景、各計測のモニタリング画面を示す。モニタリング処理の流れとしては、遷音速風洞において標準的に取得されるデータ（6分力データおよび圧力孔データ）に加えて、画像流体計測データが高速データ処理された後に通信サーバ（風洞計測系/ハイブリッド風洞間のデータ通信を担うサーバ）の特定フォルダに保存される。一方、当該フォルダを監視しているシステムが新規データを認識すると速やかにシステムに取り込み、DB登録した後にファイルの名称規則からデータの種別を判断して所定の可視化作業を行う。PSP/PIVデータについては、処理の高速化により、いずれもデータ取得後10分以内にクイックデータを算出して、通風時間中に確認することが可能となった（模型変形計測については自動処理システムの開発を進めているところであり、現状は通風終了後のデータ処理、確認となっている）。事前CFDはセル数1500万（支持装置無し）～1800万（支持装置有り）の計算を全部で42ケース実行しており、支持干渉補正や風試データの健全性確認のために用いられる。パラメトリックCF

D解析機能を用いた全ケース計算所要時間は、2週間程度であった。風試データは取得後速やかにモニタリング画面において表示され、対応するCFDデータと比較される。CFDデータについては風試データとの比較対象をユーザが直接指定するのではなく、風試の気流条件/模型姿勢角に最も近い条件のデータがシステムによって自動検索されて表示される。なお、CFDデータについてはパラメトリック解析データを用いて作成された応答曲面から切り出された線により表示されている。このように、従来は通風終了後でなければ確認することができなかった画像流体計測についてデータ取得後速やかにCFDと比較、確認することにより、データの健全性確認や以降の試験計画への反映が可能となったことのメリットは大きい。

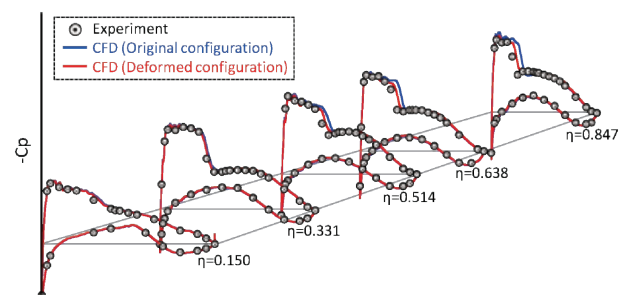
3.2 変形計測データを用いた高忠実度CFD解析

風洞試験模型は、通風時に掛かる空力荷重により、翼が変形することが知られている。一方、CFDにおいては模型を剛体と仮定しているため、風試とCFDとを比較する際に形状に差異が生じてしまう。そこで、風試で取得された模型変形計測データを使ってCFD表面格子を修正することにより、風試における模型状態を忠実に模擬したCFD解析を実施した。

本手法では、翼の変形を多項式でモデル化し、翼面変位量の計測データから最小二乗法により多項式の係数を決定して模型表面格子および空間格子を移動させる。手法の詳細は文献9)に譲るが、本手法を平成21年度に遷音速風洞において実施したDLR-F6模型試験について適用したところ、翼表面上の圧力分布を比較した結果から、変形を考慮することでCFD結果がより風試データに近づくことが確認される(図9(b))。このような高忠実CFD解析の実施により厳密なEFD/CFDの比較検討が可能になるとともに、データの理解がより深まると期待される。



(a) 変形前後のCFD格子および表面圧力分布



(b) 変形前後の圧力係数分布

図9: 変形計測データを用いた高忠実度CFD解析

4. まとめ

風洞試験に対してCFDを強く連携させることにより風試/CFD両者の有用性を向上させ、航空宇宙機の空力特性取得・空力設計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・ハイブリッド風洞のシステム開発状況及び諸課題について報告した。システム開発の当面の対象として、典型的な風洞試験ケースである航空機形状模型に対する空気力・圧力試験についての効率向上を目指してシステム開発を進めてきたが、実際の風洞試験は内容が多岐に渡っており、ユーザによってシステムに対する要求が極めて詳細化していくことが、システムの実風試適用を通じて明らかになってきた。そのような多種多様なニーズを踏まえてシステムを如何に柔軟にカスタマイズできるかが、今後の大きな課題である。

一方、現時点におけるシステム開発の目標を端

的に述べると「風洞試験をより良くする基盤インフラの整備」ということになり、まずは風洞試験そのもののレベル向上を主目的に開発を進めてきたが、一方で本システム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環として利用したいというユーザからの要望も出てきている。システム完成後はそのような要望を踏まえながら、より実機開発に資するシステムとしてレベルアップを図ることを目指していきたいと考えている。

参考文献

- 1) 渡辺他, “JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試みーデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞構想ー,” 第40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2008講演集, 1C12, June 2008.
- 2) 口石他, “JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試みーデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞構想(第2報)ー,” 第41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2009講演集, JSASS-2009-0137, June 2009.
- 3) 口石他, “JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試みーデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞構想(第3報)ー,” 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講演集, JSASS-2010-2078-F/A, June 2010.
- 4) 口石他, “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講演集, JSASS-2011-2062-F/A, July 2011.
- 5) 橋本他, “HexaGrid/FaSTARを用いたデジタル風洞の開発,” 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講演集, JSASS-2011-2063-A/F, July 2011.
- 6) Nagai, S., and Iijima, H., “Uncertainty Identification of Supersonic Wind-Tunnel Testing,” J. Aircraft, Vol. 48, No. 2, March-April 2011, pp. 567-577.
- 7) 加藤他, “Cell及びGPUによるPIV処理高速化,” 第41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2009講演集, JSASS-2009-0138, June 2009 pp. 121-124.
- 8) Laflin, K. R., Vassberg, J. C., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Brodersen, O., Rakowitz, M., Tinoco, E. N., and Go-dard, J. (2004). Summary of Data from the Second AIAA CFD Drag Prediction Workshop. AIAA Paper 2004-0555.
- 9) 保江他, “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, March 2013.