

数値風洞：これまでの軌跡とスーパーコンピューティングの進化

松尾 裕一

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 数値解析技術研究ユニット ユニット長

1. はじめに

「数値風洞」という言葉をご存じだろうか。英語だと Numerical Wind Tunnel である。Digital Wind Tunnel という言い方もある。ネットで調べると、大概の場合、「数値風洞システム」等、旧航空宇宙技術研所に設置されたスパコンシステムに行き当たる。スパコンとしての「数値風洞」とは、1993 年に導入され、TOP500 (<http://www.top500.org>) における世界最高性能の達成やゴードンベル賞の受賞など、初代並列ベクトルスパコンとして一世を風靡したものである。斯様にスパコンの印象が強い「数値風洞」だが、しかしここで述べたいのは、スパコンとしての「数値風洞」ではなく、**概念や意義・成果を含めた広い実用的な意味での「数値風洞」**のことである。

数値風洞の構想や概念は 1980 年代から存在した。現在が 2010 年代であるから、構想以来約 30 年ほどの歳月が経過している。その間に数値風洞は、どんな困難に直面し、われわれはどう対応して来たのか？ 着想当時の目論みは実現したのか否か？ アプリケーションとか利用といったスパコン以外の側面はどうだったのか？ 等々、本報では JAXA 調布航空宇宙センターで進められてきた数値風洞構想の歴史的経緯や現在の姿、将来展望について、スーパーコンピューティングとの関連に重きを置いて解説を試みる。

2. 数値風洞とは、その原点

標記の説明の前に、まずは「風洞」そのものについて少々言及する必要がある。JAXA の HP (<http://www.aero.jaxa.jp/facilities/windtunnel/>) によれば、風洞設備の解説として、「**航空機や宇宙機が空気中で飛行する際の空気力学的な性質（空力特性）やその周りの空気の流れの現象を調べるため、実際の機体を模擬したモデルを設置し、そこに人工的に空気を流して、空を飛ぶ航空機や宇宙機**

の周りの流れを模擬することにより、空気力や圧力分布を計測したり、機体周りの流れの様子などを調べるための試験設備です。」とある。

ここで、「模型」というと、棚に飾ってあるような華奢なものを連想しがちだが、高速の試験では風洞模型には非常に大きな力がかかるため、場合によっては金属塊からの削り出しで強固に作る必要があり、加えて加工精度も要求されるため、模型製作は高額かつ時間のかかる作業になる。また、大型風洞では、運転に専属要員が必要であり、電力コストもかかるため、風洞を使った試験（**風洞試験**）は高価につく場合が多い。ただ、風洞試験では、一旦試験が始まるとデータ取得の生産性はかなり高い。例えば、マッハ数と迎角のセットを 1 ケースとすると、1 日 200 ケース程度のデータが取れる。また、後出のように、空気力等のデータを取るのに、試験条件の考慮や補正が必要になる。風洞試験とはそうした特性を有するものであることをまず頭に入れておく。

さて、上記の風洞の解説で、その特徴を表すキーワードを拾ってみると、「**模型**」「**人工的に空気を流す**」「**空気力や圧力分布を計測する**」「**機体周りの流れの様子を調べる**」などが挙げられよう。逆に、これらのもの・ことを何らかの形で行うことができれば、「風洞」の役割を果たすことができるともいえる。これをコンピュータ上で行おうと考えたのが**数値風洞**の発想の原点である。

数値風洞の概念・構想を公に提唱したのは、旧航空宇宙技術研究所（航技研）の三好甫氏、あるいは高梨進氏周辺が最初と思われる。年代としては 1980 年代半ばである。筆者もまだ航技研に入所しておらず、残念ながら両氏とも既に他界しているため、最初というのは正確ではないかもしれないが、両氏による当時の文献に数値風洞の記述が見られる。

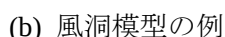
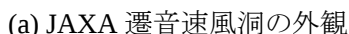


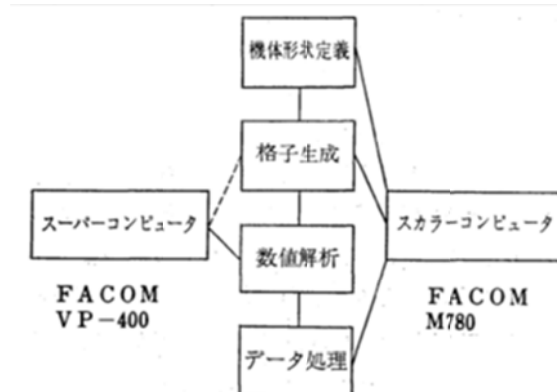
図 1 風洞設備

(<http://www.aero.jaxa.jp/facilities/windtunnel/>)

一方、高梨の1987年の解説記事[2]には、数値風洞は、コンピュータとソフトから成るシステム〔図2(b)〕として描かれ、「このシステムは、航空機の空力設計解析に必要な数値データを取得することを目的として・・・」と書かれている。

数値風洞の概念的説明を物理空間で行ったもの。機体回りを曲線格子系で覆い、格子点上で流れの方程式を差分近似することにより格子点上での流れ場を求める。(図-1)

(a) 数値風洞の説明 (三好氏) [1]



(b) 数値風洞の構成（高梨氏）[2]

図 2 数値風洞の概念

数値風洞のような概念、すなわち風洞試験を数値解析で置き換えるといった発想は、世界的にも幾つか例は見られる。三好、高梨と同時代のChapman[3], Kutler[4], Holst[5]らの論文には、数値風洞的なものも含め、数値解析の様々な将来性についての記述が見られる。最近の Airbus の HP(<http://www.airbus.com/innovation/proven-c>

oncepts/in-design/simulation-and-tests/)には、
「The CFMS Core Programme's goal is to increasingly replace the traditional use of physical wind tunnel-based methods – which require carefully-crafted scale models – with high-fidelity, computer-based simulation. 」といった数値風洞としての記述が見られる。

(CFMSはCenter for Modeling and Simulationと呼ばれる英国の組織である。)

単に、支持されていない全機機体の周りの流れを解析するだけあれば、複雑形状への対応とともに、粘性解析の場合は境界層対応、高速流解析の場合は衝撃波対応等の方策を持ち込むことにより対処可能であろう。しかし、実際の風洞となると、模型支持装置や風洞壁があり、風洞によっては気流制御や抽気もしている。模型の表面仕上がり状態や遷移ラフネスの取り付け位置・状態も関係するし、空気力による模型の変形や機械的なガタもある。したがって、それらを含む解析となるとそれほど簡単な話ではないことは想像に難くない。

3. 数値風洞の歴史

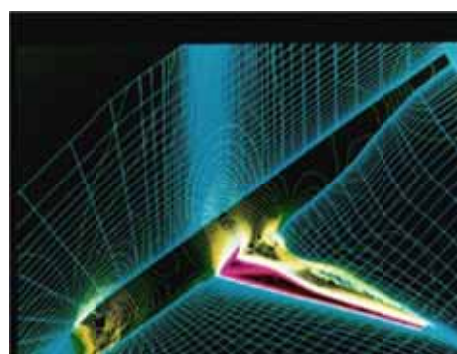
わが国における「数値風洞」の始まりは、上述のように 1980 年代の三好、高梨らによる概念や構想の提唱であったといって良いであろう。1987 年、航技研は、富士通のベクトルスパコン VP400 を導入した。その処理性能は、1.1GFLOPS であり、本格的な数値シミュレーション時代の始まりという意味を込めて、システム全体を数値シミュレータシステム (Numerical Simulator System; NS または NSS) と名付け、その初代という意味で NS1 (または NSS1) と呼んだ。

NS1 の頃は、計算流体力学 (Computational Fluid Dynamics; CFD) コード開発の黎明期でもあった。藤井・大林による LANS3D コードや澤田によるマルチブロックオイラーコードが開発され、三次元翼・翼胴結合体の粘性計算や全機機体の非粘性計算が行われた[6,7,8]。これらの成果は、スパコンによる実形状の数値解析ができることを世界で初めて示した点で極めて意義深いも

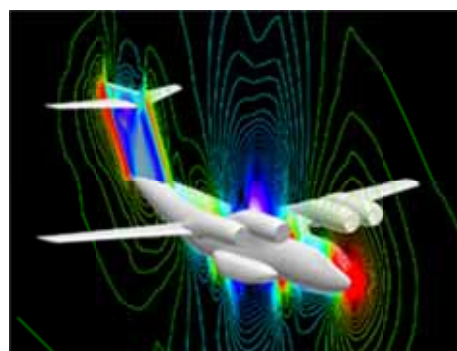
のがある。ただ、計算時間は 1 ケース 10 時間以上かかることもあり、データ生産性の点ではまだまだ風洞試験と比べられるようなものではなかった。



(a) 三次元翼の粘性解析[6]



(b) 翼胴結合体の粘性解析[7]



(c) 全機機体の非粘性解析[8]

図 3 NS1 で行われた解析の例

その後、三好らによるロビー活動や航技研と富士通の共同研究を経て、いよいよ「数値風洞」という名のついた並列ベクトルスパコンが開発・導入されることとなる。スパコン「数値風洞」は、第 2 世代の数値シミュレータ NS2 の中核システムとして 1993 年、航技研に導入された[9]。スパコン「数値風洞」は、Numerical Wind Tunnel の頭文字を取り、NWT とも呼ばれた。NWT は、導入当初は 140 ノード (性能は 236GFLOPS、後

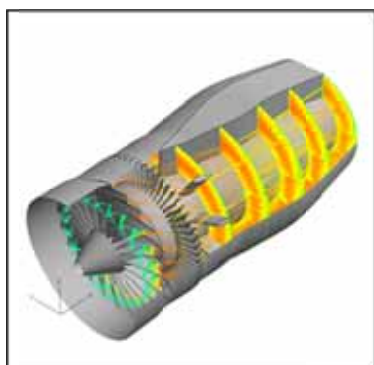
に 166 ノード/280GFLOPS に増設) から成り、クロスバをノード間結合ネットワークに持つ分散メモリのベクトルシステムであった。

当時は、MPI などの並列ライブラリはまだなく、NWT Fortran と呼ばれる並列化言語が開発された。NWT Fortran は、MPI のような SPMD (Single Program Multi Data) モデルではなく、仮想グローバルメモリ空間とループ並列 (OpenMP のようなイメージ) を用いるものであった [図 4]。ユーザは並列処理にはまだ馴染みが薄く、開発ツールもなかったから並列化には相当戸惑ったものの、何とか乗り越え前に進んで行った。この NWT により、ずいぶんいろいろな解析ができるようになった。例えば、ジェットエンジン内の翼列を過ぎる流れ [図 5(a)] [10]や往還機の実在気体流れ [図 5(b)] [11]等が解析された。また、物理現象を解明するといった方面へも適用され、一様等方性乱流や浮き上がり火炎 [図 5(c)] [12]の詳細解析も行われた。

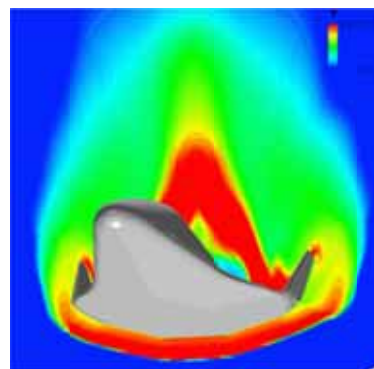
```

      :
      !XOCL PARALLEL REGION
      :
      !XOCL SPREAD DO /IPN
      do 1000 n = 1, nblock
      do 1 l = 1, lmax
      do 1 k = 1, kmax
      do 1 j = 1, jmax
      v      di      = 1./q(j,k,l,1,n)
      v      u(j,k,l)= q(j,k,l,2,n)*di
      v      :
      v      rmu(j,k,l,n)=(cc**1.5)*c2bp
      v      1 continue
      1000 continue
      !XOCL END SPREAD DO
      :
      !XOCL END PARALLEL REGION
      :
  
```

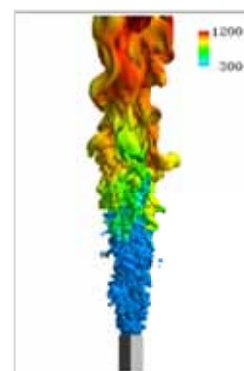
図 4 NWT Fortran による並列化



(a) エンジン内の流れ[10]



(b) 往還機の実在気体流れ[11]



(c) 浮き上がり火炎[12]

図 5 NWT で行われた解析の例

しかし、肝心の風洞の解析が行われるまでには至らなかった。その理由として、ここでは3つの要因を挙げておきたい。第1は、実際の風洞の計算をするにはまだまだ計算処理能力が足りなかったこと。NWT の 280GFLOPS という性能は、当時としては世界一だったかもしれないが、風洞模型+支持装置の粘性流解析には1,000万点規模の格子が必要であり、その規模の解析には至れなかったということである。処理性能以外にも、メモリの少なさやディスクの少なさ、単に「計算ができます」という可能性提示以上の、例えばパラメータスタディや課題解決といった実用解析を行うことを阻んだ。

第2は、前処理 (格子生成) や後処理を含めたソフトウェアの整備が不十分だったこと。CFDを行うには、格子が必要である。コンピュータはデジタルデータしか扱えないため、計算を行う点を空間上に定義する必要がある、点を適切に分布させる作業は俗に「格子を張る」と呼ばれる。当時は、解析ソルバーとして、格子点が規則的に並

んだ格子を扱う構造格子ソルバーしかなかったため、構造格子の作成に非常に長時間を要した。場合によっては専門 SE の作業でも数か月以上かかる作業であった。これは、風洞模型を作るのと同じく変わらない時間である。また、複雑形状・実形状に対応するための技術も未熟であった。さらに、NWT Fortran は、並列処理を可能にしたものの、あくまでループベースであり、現在では一般的な領域分割並列のような考え方は取り入れられていなかったため、領域間の複雑な通信には対応できなかった。

第3は、結果の妥当性を十分に検証できなかったこと。できないという点と語弊があるかもしれないが、計算結果が出てきても、それが定量的に正しいかどうかは、実際の試験データとの突合せを行って初めて分かる。比較できるデータを用意できるかという風洞試験側の問題もある。また、乱流モデル等の物理モデルの妥当性についての検証も難しかった。

数値風洞の実現を引き寄せるには、何はともあれまず計算処理能力を高める、すなわち第1の課題を克服する必要がある。航技研は、NWT の後、2002 年、第3世代 NS システム NS3 として、富士通 HPC2500 を中核とするスカラーシステムを導入した[9]。HPC2500 はノードあたり 32CPU を有し、ノード性能は 64GFLOPS、トータルで 56 ノード、性能的には 9.3TFLOPS であった。メモリ量 3.6TB、ディスク量 620TB と、初めて十分な量のメモリ、ストレージが整備された。

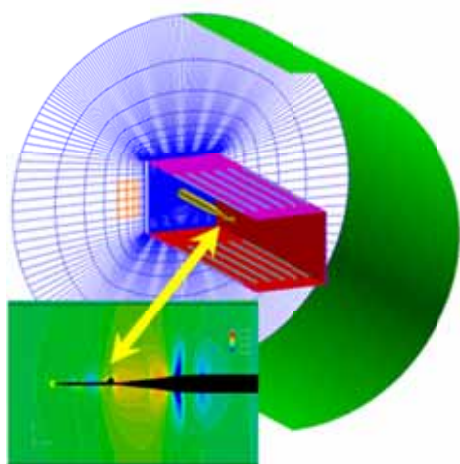


図 6 遷音速風洞中の模型の解析[14]

一方、ソフトウェア的には、この時代になるとマルチブロック構造格子による粘性流解析が主流になった。解析コードとしては UPACS[13]がよく使われた。MPI が主流になり、マルチブロック領域分割による並列化という考え方ともマッチした。このシステムとマルチブロック解析コードにより、始めて風洞中の模型のまともな解析が可能となった。図 6 は、遷音速風洞の風洞スロット壁が抵抗に与える影響の計算をしたもので、音速近傍で本来発散すべき抵抗が減少することが示された[14]。しかし、マルチブロック構造格子といえども構造格子の一種であるがゆえに、格子作成には職人的な技とそれなりの時間が要求され、計算速度の点でも風洞試験のデータ生産性には到底及ばなかった。

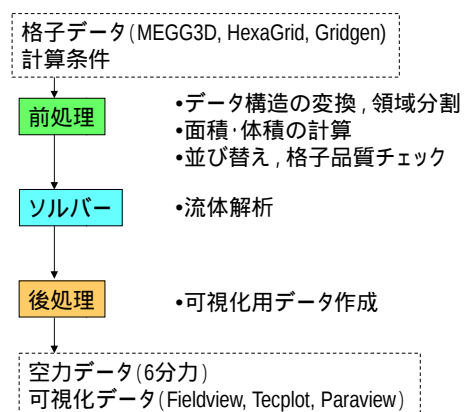
2003 年、航技研は宇宙科学研究所、宇宙開発事業団と統合され、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) になった。その後、2009 年、JAXA は新たなスパコンシステムを導入し、システム名も NSS から JSS (JAXA Supercomputer System) になり、その初代ということで JSS1 と呼ばれた。JSS1 の中核システムは M システムと呼ばれ、富士通 FX1 をノードとし、ファットツリーで結合されたクラスタシステムであった[15]。FX1 はノード性能 40GFLOPS、ノードメモリ 32GB を有し、M システム全体として 3,008 ノード、120TFLOPS の性能を有した。FX1 ノードは、4 コア CPU が 1 ソケットから成り、メモリバンド幅 40GB/s (B/F 比=1) という特長を有した。

前システム頃から、CFD ソルバーの主流は構造格子ソルバーから非構造格子ソルバ (例えば TAS[16]) に移りつつあった。非構造格子となると、格子点を順番に並べる必要がなくなるため、構造格子に比べ格子生成の負荷はぐーんと軽くなる。ただし、そのツケが解析ソルバーとコンピュータに押しかかってくる。すなわち、非構造ソルバーは、無頓着に作ると、再帰参照やメモリアクセス量が増え、実行性能の低い (= 計算速度の遅い) ソルバーになりがちになる。また、メモリアクセスは、ランダムアクセスになるため、コンピュータには基本的に高いメモリ性能が要求さ

れる。



(a) データ構造



(b) 解析プロセス

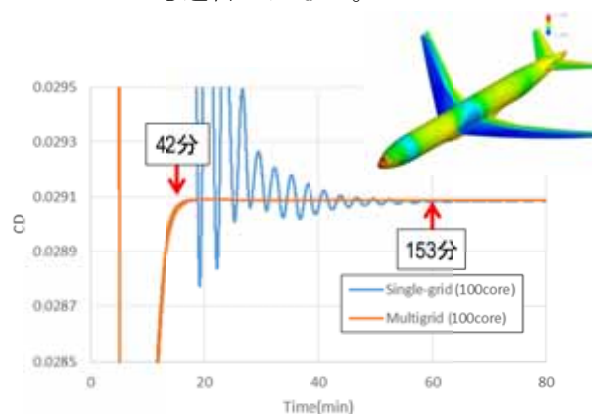
図 7 非構造格子ソルバーFaSTAR[17]

われわれはこの課題を克服するために、高速の非構造格子ソルバーとして **FaSTAR** (FaST Aerodynamic Routines) をスクラッチから開発した[17]。FaSTAR の主な特長を述べると、まずは、極めて**シンプル**な**データ構造**を採用したことである。非構造ソルバーでは、セル・節点・面間の接続情報が必要になるが、図 7(a)のように面番号からセル番号へのインデックスのみを保存することとした。また、隣り合うセルの面番号とセル番号が近くなるように、**予めデータを並び替えておく**ことでキャッシュミスを減らす工夫を施した。さらに、陰解法とマルチグリッド法という**収束加速法を導入**した。図 7(b)に示すように、**解析プロセスを分割**し、ソルバー部分の負荷をできるだけ軽くした。

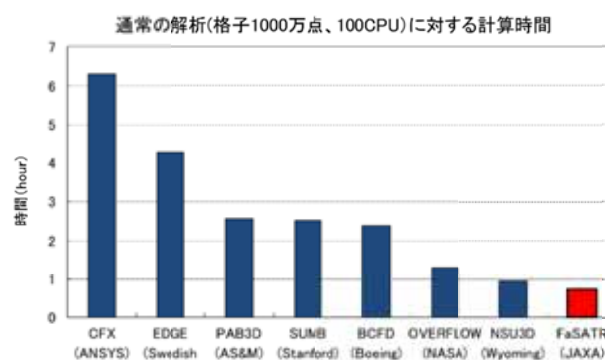
一方、FX1 ノードは、B/F 比=1 が示すようにメモリ性能が高く、非構造ソルバーには向いていた。その結果として FaSTAR は、マルチグリッドに収束加速効果も手伝い、図 8(a)に示すように、**1,000 万格子の航空機全機形態の解析を、FX1 の 25 ノード (100 コア) を使って収束まで 40 分と**

いう計算時間を達成した[18]。図 8(b)は、世界の著名 CFD コードによる格子 1000 万点、100CPU に対する航空機全機形態の計算時間を比較したもの[19]であるが、収束まで 1 時間を切る計算速度は当時としては**世界最速レベル**であるといえる。

技術革新（イノベーション）の理論に、Abernathy-Utterback モデルというのがある[20]。簡単にいうと、製品革新（プロダクトイノベーション）の後に工程革新（プロセスイノベーション）が訪れるというものである。FaSTAR の登場は、CFD ソルバーの世界に、当に工程革新をもたらしたといっても過言ではない。



(a) マルチグリッドによる収束加速効果[18]



(b) 著名 CFD コードの収束時間の比較[19]

図 8 FX1 における FaSTAR の収束性能[21]

2008 年からは、風洞試験 (Experimental Fluid Dynamics; EFD) と数値解析 (CFD) のお互いの弱点を補うとともに、EFD と CFD の融合により 1+1 が 2 以上になるような新たな付加価値を生み出すことを目指した「**デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞**」という施策が開始された [図 9]

[21]。ハイブリッド風洞は、JAXA の情報化施策の一環として予算化され、デジタル風洞としてソフトウェアが整備された。

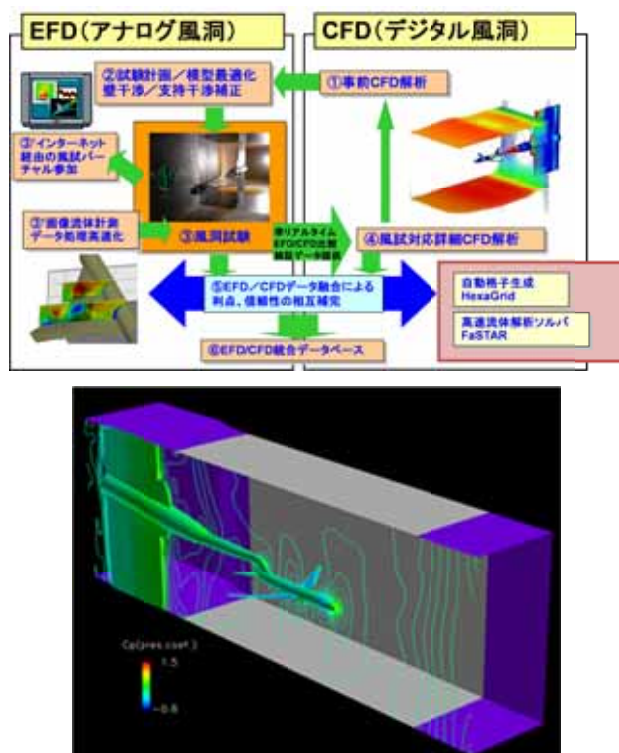
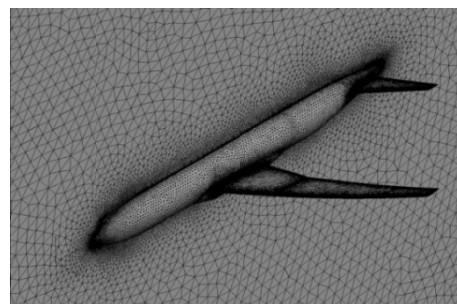
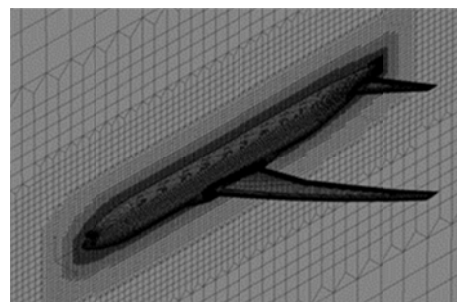


図 9 デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞[21]

解析ソルバーの中心は構造から非構造へ移り、格子生成の負担が従前より軽くなったとはいえ、格子生成時間や質の良否は依然として大きな課題であった。そうした中で、注目すべきは、**HexaGrid** と呼ばれる自動格子生成ツールが開発された[22]ことである。**HexaGrid** は、直交六面体を基本として空間を充填し、壁面近傍では層状の境界層格子を作成する。非構造格子は、通常、四面体を基本として格子を作成する場合が多かった [図 10(a)] が、四面体は形状適合性が高いものの、節点数が急激に増える、解が鈍りやすいという弱点があった。これに対し、直交六面体の場合 [図 10(b)] は、形状適合性は劣るが、直交ゆえに自動化性や高速性に優れ、解の鈍りも少なく、従来、場合によっては1か月以上かかっていた格子生成の作業を1時間以内で行うことを可能とし、数値風洞のデータ生産性向上に寄与するとともに、上記 **FaSTAR** とともに上記第2の課題の克服に貢献した。



(a) 四面体非構造格子



(b) 六面体非構造格子

図 10 非構造格子[22]

われわれがハイブリッド風洞の開発に関わったもう1つの大きな理由は、風洞試験に学ぶところが大きいと考えたからでもある。数値解析の結果と実験データに差がある場合に、条件を振ったりモデル係数を修正したりして解析結果を実験データに近づけていく作業を擲擧して「合わせ込み」といったりする。無論、実験データありきで、データの素性も分からず解析結果を実験データに合わせ込むのはほとんど意味がないが、そもそも実験データにも数値解析にも**不確かさ (Uncertainty)**があることを考えれば、それを定量化 (**Uncertainty quantification**) し、誤差評価 (**Error estimation**) する作業は意味があるし重要である。われわれは、ハイブリッド風洞の開発作業において、風洞試験というのは、作業としてそもそもどういう性格を持ち、データはどのように取られ、補正され、どういう誤差 (不確かさ) を含むのかを理解することができ、それは数値解析結果の定量性向上、すなわち上記第3の課題克服に大いに役に立った。

ハイブリッド風洞は、JAXA の遷音速風洞を対象に開発された。遷音速、すなわちマッハ数が1

近辺の流れの流路中に模型などの物体を置くと、ブロッカージュ効果により流れがチョーク（閉塞）してしまうため、空気を逃がしてやる必要がある。空気を逃がす方法には各種あるが、JAXA 遷音速風洞では、測定部の壁が多孔壁（ポーラス）状になっており、多孔壁穴から測定部外側のプレナム室に空気が逃げることによりチョークを避けることができるようになっている。数値風洞を実現するためには、この多孔壁の効果を数値解析に取り込む必要があり、われわれは1個1個の多孔壁穴を通る流れの解析から多孔壁全体の特性を表すモデルを開発した[23]。これを数値解析取り込むことにより、多孔壁の効果を正確に予測することを可能とした。図 11 は、測定部の上部壁の中央線上における圧力分布を実験と解析で比較したものである。点線が従来の Harloff モデル、実線が、われわれが新たに開発したモデルを用いたときの解析結果であるが、新モデルの実験との一致が極めて良いのが分かる[23]。

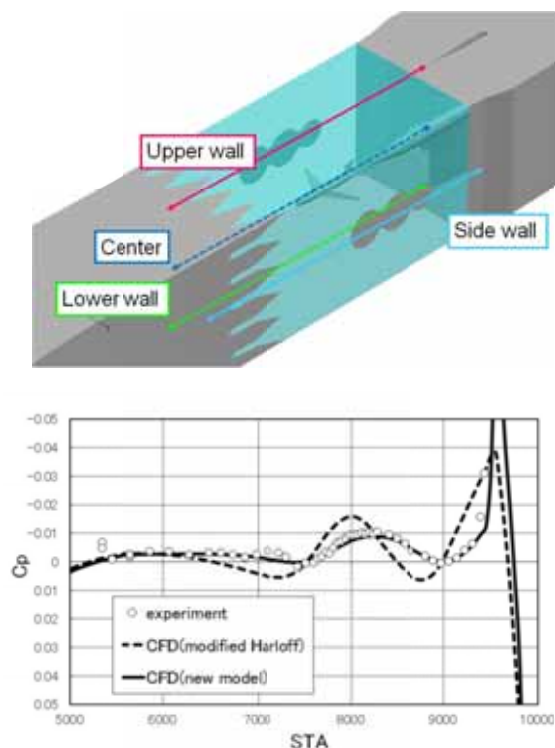


図 11 JAXA 遷音速風洞における壁干渉モデルの開発[23]

図 12 は、航空機形状の線形領域（巡航状態）における揚力係数、抗力係数、モーメント係数の風洞試験と CFD 解析における誤差（不確かさ、

影響度）を示したものである。このうち、上の 6 行は風洞試験条件が異なることによる不確かさ、下の 2 行は CFD の計算条件が異なることによる不確かさを示している。ここで風洞試験条件とは、図 12 下に示すように模型支持装置（スティング）の形状が直支持による場合とブレード支持による場合とでどう違うとか、模型の変形の影響とか壁があることによる影響がどの程度あるかということを示している。詳細は文献[24]を参照されたい。この表が示しているのは、われわれが最終的に知りたいのは、支持装置や壁の干渉がない状態での模型の空力特性であるとする、風洞試験も CFD も誤差（不確かさ）は同程度ということである。これは、模型の空力特性を求める上で、風洞試験と CFD の差はないことを意味しており、残るはデータの生産性ということになる。一方、CFD の物理モデルの検証（Validation）には風洞試験のデータが必須であり、民間機の開発では燃費性能の評価のために抵抗値に関して 1%以下の高い精度が必要とされていることを考えると、風洞試験の計測精度の向上と CFD の検証のための詳細なデータ取得の実現は重要な課題である。

	C_L	C_D	C_m
Near-Field支持干渉(直スティング)	-1%	-4%	-10%
Near-Field支持干渉(ブレード)	-1%	-1%	-1%
Far - Field支持干渉	-1%	-6%	-5%
遷移	2%	-2%	4%
模型変形	-5%	-4%	-7%
壁干渉	-1%	1%	0%
格子	4%	5%	10%
乱流モデル	4%	5%	7%

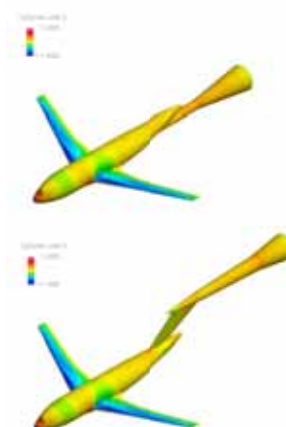


図 12 誤差（不確かさ）要因の比較[24]

4. 数値風洞の現状と課題

JAXA では、2015 年より、JAXA として第 2 世代にあたるスパコンシステム JSS2 を導入した。JSS2 の中核システムは MA と呼ばれ、富士通 FX100 をノードとし、TOFU2 と呼ばれる独自のネットワークでトーラス結合されたトータル 1,296 ノードから成る処理性能 1.31PFLOPS (2016 年より、3,000 ノード以上 3PFLOPS 以上に増設予定) のクラスタシステムである[25]。

われわれは、JSS1 で既に 1,000 万点 100 コア (25 ノード) で 1 ケース 40 分という計算速度を達成していたが、風洞のデータ生産性 (200 ケース/日) に追いつくには、1 ケース数分程度、JSS1 の 20 倍程度の計算速度を実現する必要があった。JSS2 では、コアあたりの処理性能は JSS1 の 3 倍程度になっているので、同じ 100 コア使用では 1/3 程度の 1 ケース 15 分程度で計算ができた [図 13]。JSS2 は、ノードあたり 32 コアを有し、システム全体のコア数は 30,000 以上 (ノード数は 1,000 以上) あるので、ユーザとしては 1,000 コア (32 ノード) 程度までは、普通にジョブを流す (普段使いする) ことができる。そこで 500 コア、1,000 コアで計算してみると、同じ格子で 4 分、2 分で計算を終了することができた [図 13]。1 ケース 2 分ということは 1 時間 30 ケース、日中 8 時間とすると、1 日 240 ケースの計算が可能となる。ここに至って、数値風洞はデータ生産性の点では風洞試験に追いついた[26]、といえる。複数のジョブを同時実行させればもっと多くのケース数も可能であり、風洞試験以上の生産性も容易に実現可能である。一方で、32 ノードというノード数は、スパコンでなくても部門のクラスタとしても整備できる数であることを考えれば、(少なくとも定常計算の範囲では) 数値風洞がスパコンから独立する日も目前まで来ている。

図 14 は、数値解析 (CFD) と風洞試験 (WTT) のデータ生産性、すなわちデータ数とその取得時間に関して、過去から現在に至る変遷を定性的に示したものである。縦軸はコストと読み替えても良い。傾きが小さいほど、データ生産性 (時間当たりのデータ取得数) が高いことを表している。

この図は、かつての CFD (CFD_old) は、格子生成に時間がかかり、計算速度も遅かったため、データ数を取ろうとすると風洞試験 (WTT_old) に敵わなかったが、今 (CFD_now) では、格子の自動化や計算速度の向上により、風洞試験 (WTT_now) の生産性に追いついた (同じ傾きになった) ということを示している。Boeing の資料[27,28]によれば、風洞試験で試した翼の数は過去から現在に至るまで 77 から 11 まで減らすことができたし [図 15 左]、風洞試験の時間は 50% 以上の削減、今後さらに減らしていく [図 15 右]、としている。一方で、一機の航空機を開発するのに、パラメータを振った数十万ケースの空力データベースを構築する必要があるといわれており [29]、1 日 250 ケースのデータが得られたとしても、そのような多量のデータを得るには相応の日数がかかり、CFD の高速化はまだまだ必要である。

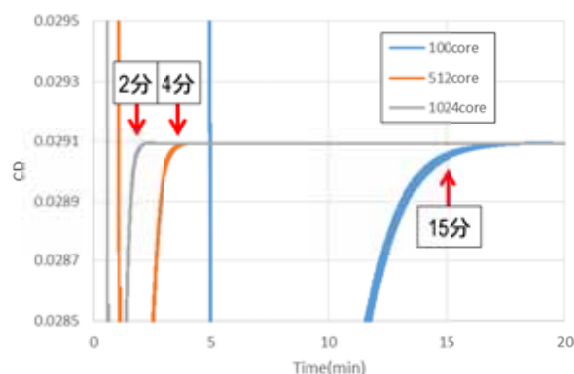


図 13 FX100 における FaSTAR の収束性能[26]

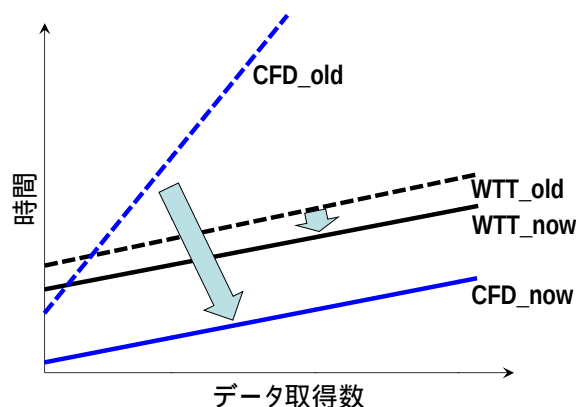


図 14 データ生産性の変遷

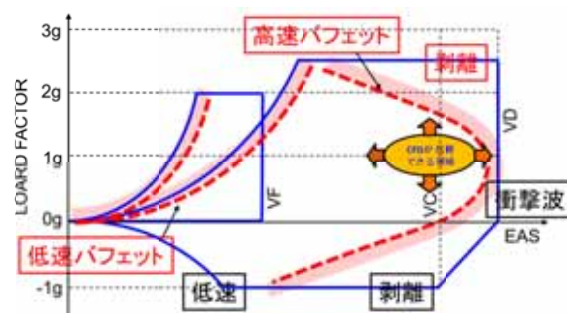


図 15 Boeing における風洞試験時間の変遷[27,28]

本稿では、風洞試験との比較において数値解析 (CFD) について論じて来たが、数値解析には、風洞試験条件に止まらず、いろいろな条件 (フライト条件等) で計算ができるか、最適化や構造解析との組み合わせができる、解析空間のすべての点の情報が入手できるといったいろいろな特長がある。このような特長は、多様な形態、条件の可能性を試す設計の初期段階において特に有効であり、1 日で数 100 ケースの解析を行うことができるようになれば、従来の航空機設計プロセスの革新というようにつながるかもしれない。

データ生産性は追いついたとはいえ、数値風洞には無論のこと課題も多く残る。大きな課題は、数値解析 (CFD) の適用範囲である。現状、それなりの精度で予測できるのは巡航状態だけであり、巡航状態から外れた条件、例えば剥離がある流れの予測精度は問題がある。図 16(a)は、航空機のフライトエンベロープを表したものであり、定性的には横軸が速度、縦軸が荷重係数 (揚力と考えるとよく、巡航状態の荷重係数が 1G) を表している。現在の CFD が信用できるのは、図中央に示した巡航状態付近であり、エンベロープ外縁では剥離やバフエット等の振動が起きるため、予測精度が低下する。こうした領域では、そもそも現在の規模の定常解析では無理があり、大規模非定常解析が必要となる。非定常解析の方法論として LES やその系統の WMLES (Wall Modeled LES) や DES (Detached Eddy Simulation) が候補になるが、衝撃波が振動するような場合には

相応の物理時間の計算 (時間積分ステップ数) が必要になり、ここでも計算の効率化が課題となる。われわれは、ゾーン毎に RANS と LES を使い分けるといった方法に活路を見出そうとしている [30]。



(a) 航空機フライトエンベロープ



(b) 高迎角におけるバフエット解析

図 16 数値風洞の課題

計算技術的にはデータ処理の問題がある。計算機の処理能力向上とともにストレージ量も増大しているとはいえ、日に数 100 ケースのペースで大量に生産される計算データの蓄積と管理を効率化することは、数値風洞を風洞試験と同じレベルの利便性で使っていく上で重要な視点である。

Kraft は、「何故、40 年たっても解析は風洞試

験に置き換わらないのか？」と題した記事[31]の中で、解析の技術的課題として、運用性・耐久性・保守性の評価が困難な点、コードのスケール性、物理モデル、V&V等を挙げ、プロセスの課題と合わせて全体の効率性が重要という論旨を展開している。このような視点が、米国 DoD の CREATE プログラム[32]等につながっていると思われるが、今後の動向を注視していきたい。

5. 数値風洞の今後の展開

図 17 は、NS1 から JSS2 に至る約 30 年間のスパコンの性能の伸びとその時代に行われた主な数値解析を示したものである。**JAXA スパコン性能は、30 年間で約 300 万倍に向上した。**ムーアの法則による性能の伸びは 5 年で 10 倍であるから、10 年で $10^2=100$ 倍、30 年では 10^6 倍=100 万倍になるはずだが、実際にはムーアの法則の約 3 倍に向上したのである。この間に数値解析技術は、単純形状から複雑形状へ、単一分野（主に流体）から多分野融合（連成解析）へ、可能性提示から実開発利用へ、単純解析から設計支援・最適化利用へと進化してきた。われわれはこれをスパコン性能向上とアプリケーション開発の**スパイラル構造**と呼んでいる。すなわち、スパコンの性能向上⇒新たなアプリケーションの登場⇒さらなる性能向上要求⇒さらなるスパコンの性能向上⇒次のアプリケーションの登場⇒・・・とつながっていくわけである。今まで述べてきた数値風洞の発展は、ある意味でそのスパイラル構造を風洞という設備の視点から見たものであるともいえる。微細化の限界や電力消費などの影響で性能向上にも陰りが見え始めている今日のスパコンだが、三次元実装とか液冷といった新たな技術も出てきているので、性能向上とアプリ開発のスパイラル構造はもうしばらくは続きそうである。そこで次に、数値風洞の先にあるもの、すなわち次に登場するであろうアプリケーションについて考えてみたい。数値風洞は、今後どう発展していくのか、ということである。

数値解析と風洞試験の融合は、ハイブリッド風洞や数値風洞という形で実現しつつあることを

考えると、次に融合すべきなのはフライト試験であろう。フライト試験は、航空機開発の最後の段階で行うものであり、性能確認や認証取得、不具合修正などのために行われるものである。数値風洞と同様の発想で、フライト試験を数値解析で置き換えようという発想がある。われわれはこれを「**デジタル・フライト**」と呼んだりする。フライト試験中の航空機は、周りに風洞のような壁がない分、数値解析は簡単に思われるかもしれないが、周りの空気は実際の気象なので、湿気や擾乱があったりする。計算機性能が向上すればそういった条件を考慮した計算ができるようになるかもしれない。しかし、（読者の方々は既にお気づきかもしれないが、）問題は、そういった実際に航空機が飛んでいるときの気象の条件や機体の状態をどうやって把握するかであり、これが予想以上に難しい。JAXA では、実験用航空機「飛翔」を使ったデータ取得を始めているが[33]、現実的なデジタル・フライトが可能になるには、相当の時間を要するであろう。ただ、世界的に見ると、フライト試験、風洞試験、CFD の連携というプロジェクトが走り始めており[34]、今後の展開が注目される場所である。

一方で、JAXA では、数値解析を、風洞だけでなく他の設備とうまく連携させて新たな付加価値を生もうという「**統合シミュレーション拠点**」という構想をスタートさせている。背景にあるのは、IoT（Internet of Things）や人工知能といった新しい技術の進歩であり、設備がらみの従来の技術・実績と新しい技術をうまく組み合わせることにより、ワンストップソリューションや今までにない設備利用の形態を模索し始めている。

6. おわりに

本報では、数値風洞について、その概念や歴史的経緯、現状と課題、将来展望について述べた。数値風洞が風洞試験の生産性に到達できた最大の理由は計算機性能の向上であったことは明らかである。ただし、単に計算ができるということと、それが役に立つ・使えるということとは違う。役に立たせるためには、ソフトウェアの絶え間な

いブラッシュアップ、不確かさの定量化とその低減、ニーズの的確な把握、利用性の向上などが必要であり、その実現にはそれなりの時間と労力がかかる、ということである。数値風洞の場合、単に計算ができる段階から役に立つ段階まで 30 年近い年月がかかった。30 年は流石にかかり過ぎ、という誹りもあるかもしれないが、スパコンを使

って最先端の（誰もやっていない）アプリケーションを開発しつつ、それを実利用まで持っていくためには相応の時間がかかるというのは本報を読めばおわかりいただけるのではないかな。また、われわれの考えるスーパーコンピューティングやその進化とはそういうものである。

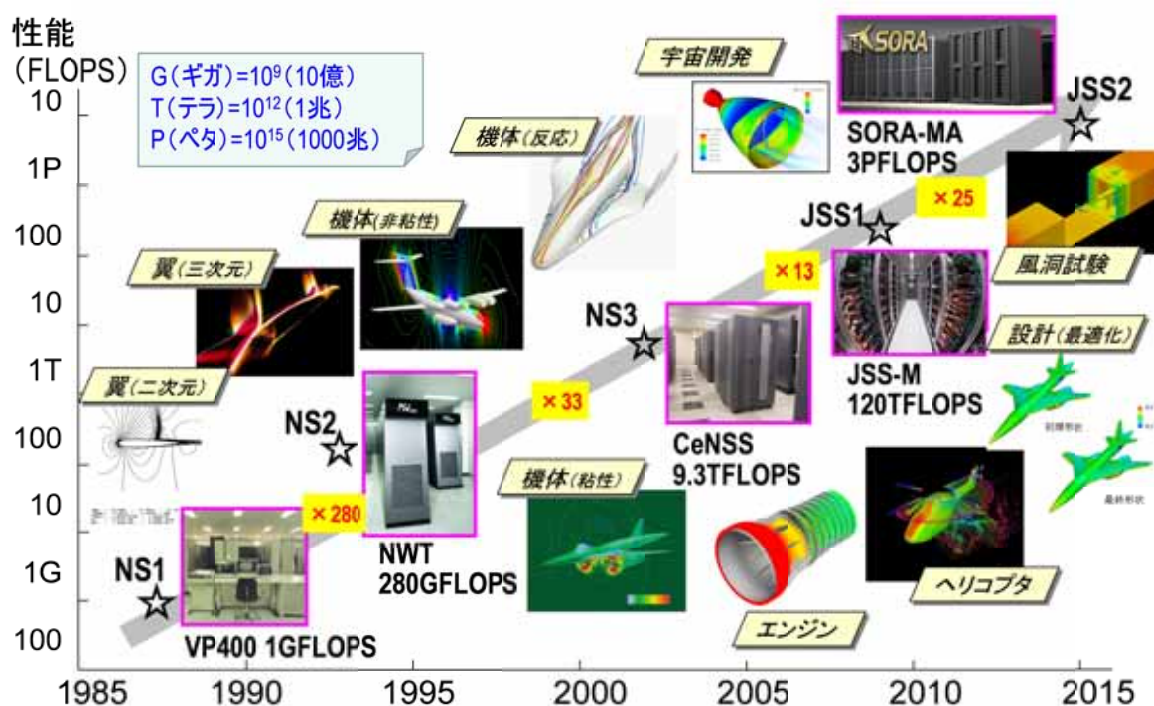


図 17 スパコンの性能向上と数値解析技術の発展

ここでは数値風洞という文脈の中で、数値解析による風洞試験の代替を中心に述べはしたものの、風洞試験は実は当面はなくならないと思われる。それどころか、数値解析の進展とともに、その役割を変えつつ別な意味での重要性を増す可能性が高い。数値解析の生産性は、早かれ遅かれ風洞試験の生産性を本当の意味で凌駕するであろう。しかし、NS1 のところで課題として述べたように、数値解析には常に信頼性、定量性のチェックが必要である。数値解析にはいろいろなモデル（乱流モデル、燃焼モデル、壁モデルなど）が必要であり、モデルの妥当性確認や新たなモデルの構築には精密な実験・試験は不可欠である。なぜなら、（すべての現象が DNS で計算できるような時代が来れば話は別だが、）計算だけでは新た

なモデルを作るのは難しいからである。そうした場合にもっとも重要なのは、解析でも試験でもなく、人間の知恵であるということをわれわれは常に念頭に置くべきである。

参考文献

- [1] 三好甫：数値風洞 - 革新技術への挑戦を支える，日本の科学と技術/日本科学技術振興財団・科学技術館[編]，第 27 巻第 241 号，(1986)，pp92-99.
- [2] 高梨進：数値風洞，計測と制御，Vol.26, No.12, (1987)，pp.1051-1056.
- [3] Chapman, D.R.: Computational Aerodynamics Development and Outlook, *AIAA Journal*, Vol. 17(12), (1979), pp.1293-1313.

- [4] Kutler, P., A Perspective of Theoretical and Applied Computational Fluid Dynamics, *AIAA Journal*, Vol. 23(3), (1985), pp.328-341.
- [5] Holst, T.L., Salas, M.D. and Claus, R.W.: THE NASA COMPUTATIONAL AEROSCIENCES PROGRAM-TOWARD TERAFLIPS COMPUTING, AIAA Paper 92-0558, (1992).
- [6] Fujii K, Obayashi S.: Navier–Stokes simulations of transonic flows over a practical wing configuration, *AIAA Journal*, Vol. 25(3), (1987), pp.369-70.
- [7] Fujii K, Obayashi S.: Navier–Stokes simulations of transonic flows over a wing fuselage combination, *AIAA Journal*, Vol. 25(12), (1987), pp.1587-96.
- [8] Sawada, K., and Takanashi, S.: A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences of USB Configuration, AIAA Paper 87-0455, (1987).
- [9] 松尾裕一, 坂下雅秀, 末松和代, 染谷和広, 高木亮治, 土屋雅子, 藤岡晃, 藤田直行: 数値シミュレータ III - 導入と運用, 性能評価, 次世代への課題, JAXA-RR-10-005, (2010) .
- [10] 浜辺正昭, 児玉秀和, 山本一臣, 松尾裕一, 野崎理: 多段翼列の非定常大規模シミュレーション, 第 17 回数値流体力学シンポジウム講演予稿集 (2003), C8-2.
- [11] 山本行光, 伊藤良三: HOPE の空力設計解析, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2000 論文集, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-46 (2000), pp.193-206.
- [12] Mizobuchi, Y., Tachibana, S., Shinjo, J., Ogawa, S., and Takeno, T.: A Numerical Analysis of the Structure of a Turbulent Hydrogen Jet Lifted Flame, *Proceedings Combustion Institute*, 29 (2002) , pp. 2009-2015.
- [13] 山根敬, 山本一臣, 榎本俊治, 高木亮治, 山崎裕行, 牧田光正, 山本武, 岩宮敏幸, 中村孝: CFD コード共通化プロジェクト UPACS の現状, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2000 論文集, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-46 (2000), pp. 45-50.
- [14] 山本一臣, 竹中啓三, 高木亮治, 伊藤良三, 田中健太郎: NEXST-1 音速近傍風洞試験における壁干渉の影響, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2003 論文集, JAXA-SP-03-002 (2003), pp. 238-243.
- [15] Matsuo, Y., Fujita, N. and Takaki, R.: High Sustained Performance and Scalability on a Multicore-Based Massively Parallel Cluster of JAXA Supercomputer System, JAXA-RM-14-011E, (2014) .
- [16] Nakahashi, K., Ito, Y., and Togashi, F: Some challenges of realistic flow simulations by unstructured grid CFD, *Int. J. for Numerical Methods in Fluids*, Vol.43, (2003), pp.769-783.
- [17] 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフールパウルス, 佐藤幸男: 高速流体ソルバーFaSTAR の開発, 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 論文集, JAXA-SP-10-012, (2010), pp.79-84.
- [18] 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 坂下雅秀, ラフール・パウルス: 高速な非構造格子流体ソルバーFaSTAR の開発, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.63、No.3, (2015), pp.96-105.
- [19] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M. and Lahur, P.R.: Toward the Fastest Unstructured CFD Code “FaSTAR,” AIAA Paper 2015-2075, (2015).
- [20] Utterback, J. M.: Mastering the Dynamics of Innovation, Harvard Business School Press (1994) (大津正和・小川進 (監訳) 『イノベーション・ダイナミクス: 事例から学ぶ技術戦略』有斐閣, (1998)).
- [21] Watanabe, S., Kuchi-ishi, S., Murakami, K., Hashimoto, A., Kato, H., Yamashita, T., Yasue, K., Imagawa, K., Saiki, H. and Ogino, J.: Towards EFD/CFD Integration: Development of DAHWIN - Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel, AIAA Paper 2014-0982, (2014).
- [22] 橋本敦, 村上桂一, 菱田学, ラフールパウルス: 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 論文集, JAXA-SP-11-015, (2011), pp.159-164.

[23] Hashimoto, A., Aoyama, T., Kohzai, M. and Yamamoto, K.: Transonic Wind Tunnel Simulation with Porous Wall and Support Devices, AIAA Paper 2010-4201, (2010).

[24] 橋本敦, 村上桂一, 菱田学, 口石茂, 保江かな子: HexaGrid/FaSTAR による DLR-F6 の空力解析と風洞試験との比較, 第 49 回飛行機シンポジウム講演集, JSASS-2011-5218, (2011).

[25] https://www.jss.jaxa.jp/jss2_configuration/

[26] Hashimoto, A., Ishida, T., Aoyama, T., Takekawa, K. and Hayashi, K.: Results of Three-dimensional Turbulent Flow with FaSTAR, AIAA Paper 2016-1358, (2016).

[27] Ying, S., Gablonsky, J., and Fussell, P.: HPC in Aerospace: The Reality of What We Know & the Promise of What We Don't Know, ISC2009, (2009).

[28] Anderson, M.: CFD: An Industry Perspective, Future Directions in CFD Research: A Modeling and Simulation Conference, 2012.

[29] Tinoco, E.N.: The Changing Role of Computational Fluid Dynamics in Aircraft Development, AIAA Paper 98-2512, (1998).

[30] Ishida, T., Ishiko, K., Hashimoto, A., Aoyama, T., and Takekawa, K.: Transonic Buffet Simulation over Supercritical Airfoil by Unsteady-FaSTAR Code, AIAA paper 2016-1310, (2016).

[31] Kraft, E. M.: After 40 Years Why Hasn't the Computer Replaced the Wind Tunnel ?, *ITEA Journal*, Vol. 31, (2010), pp.329-346.

[32] Post, D.E., Atwood, C.A., Newmeyer, K.P., Meakin, R.L., Vogelsong, R.L., Hariharan, N., Morton, S., Livingston, J., D'Angelo, J.N., Dey, S., Gorski, J., Moyer, E.T., Mackenna, A., and Strawn, R.: The CREATE Program: Design and Analysis Tools for DoD Weapon Systems, AIAA Paper 2016-0562, (2016).

[33] 保江かな子, 上野真, 成岡優, 中北和之: JAXA

実験用航空機「飛翔」の実機静的空力特性取得飛行試験, 第 53 回飛行機シンポジウム講演集, JSASS-2015-5182, (2015).

[34] Rudnik, R. and Schwetzler, D.: High lift INflight Validation (HINVA) - Overview about the 2nd Flight Test Campaign, AIAA Paper 2016-0041, (2016).

※ 技術情報誌アドバンスシミュレーションは、アドバンスソフト株式会社 ホームページのシミュレーション図書館から、PDF ファイルがダウンロードできます。(ダウンロードしていただくには、アドバンス/シミュレーションフォーラム会員登録が必要です。)