

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

Numerical Wind Tunnel: History and Evolution of
Supercomputing

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



松尾 裕一 Yuichi Matsuo

はじめに

本誌読者の皆さんは、「数値風洞」なる言葉をご存じだろうか。英語ではNumerical Wind Tunnelである。Digital Wind Tunnelという言い方もある。インターネットで調べると、大概の場合、「数値風洞システム」など、宇宙航空研究開発機構JAXAの前身である旧科学技術庁航空宇宙技術研究所（航技研）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1位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計算機システムである。斯様にスパコンの印象が強い数値風洞だが、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・成果を含めたもっと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、構想以来約30年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、我々はどう対応して来たのか？着想当時の目論見は実現したのか否か？アプリケーションや利用といったスパコン以外の側面はどうだったのか？

本稿では、JAXA調布航空宇宙センターで進め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、HPCとの関連に重きを置いて解説する。

数値風洞とは、その原点

標記の説明の前に、そもそも「風洞」とはいかなるものか、について少々言及する必要がある。

JAXAによれば、風洞設備のことを、『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「模型」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』と解説している⁽¹⁾

ここで、「模型」と言うと、棚に飾ってあるような華奢なものを連想しがちだが、高速試験では風洞模型には非常に大きな力がかかるため、金属塊からの削り出しなどで強固に作る必要がある。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（図-1）。また、大型風洞では、専属の運転要員が必要であり、電力コストもかかるため、風洞を使った試験（風洞試験）は一般に高価につく。更に、空気力などのデータを得るのに、試験条件の考慮や補正が必要になる。しかし、風洞試験では、一旦試験が始まると、デー

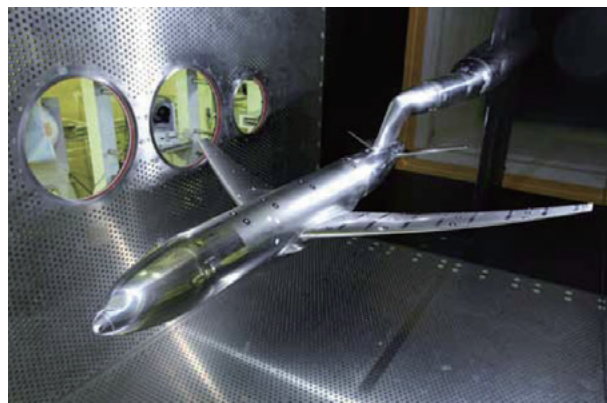


図-1 風洞模型の例

タ取得の生産性はかなり高く、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。風洞試験とはそうした特性を有する。ところで、上記解説において、その特徴を表すキーワードとして、「模型」「人工的に空気を流す」「空気力や圧力分布を計測する」などを挙げることができるだろう。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言える。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・構想を公けに提唱したのは、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。三好氏は、1986年の記事⁽²⁾で、「数値風洞というのは、高速計算機による数値シミュレーション技術を風洞試験の代わりに使用しようとするものである」「数値風洞というのは、実機などの形状周りの空間を細かな格子に分割し、(中略)得られた差分方程式系を計算機により解く、すなわち数値風試することにより形状周りの流れ場を求め、これから実機の空力性能を推算するものである」とその概念について述べている。また、三好氏は、航空機開発における風洞試験時間の増加や計算機能力の顕著な向上から、スパコンの必要性に言及し、スパコン数値風洞の実現に強い意欲を見せている。

一方、高梨氏の1987年の解説記事⁽³⁾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として描かれている。この記事の中で、「数値風洞は主として、風洞試験データを補間し、あるいは形状や流れの条件をパラメトリックに変えて空力特性を推定し予備設計のための道具として活用されることになる」「ただ現時点で確実にいえることは、風洞試験の大部分が数値シミュレーションによって代行され、最終的な確認のために風洞が用いられるようになっていくであろう、ということである」などと、現在の数値風洞の役割をほぼ的確に言い当てているのは特筆に値する。

数値風洞のこれまでの軌跡

1987年、航技研は、富士通のベクトルスパコンFACOM VP400を導入した。その処理性能は1.1 GFLOPS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(NS:Numerical Simulator, NSS:Numerical Simulator System)と名付け、その初代という意味でNS1(NSS1)と呼んだ。

NS1の頃は、計算流体力学(CFD:Computational Fluid Dynamics)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⁽⁴⁾や、澤田によるマルチブロックオイラーコード⁽⁵⁾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。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。

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⁽⁶⁾。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236 GFLOPS、後に166ノード/280 GFLOPS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。このNWTにより、随分といろいろな解析ができるようになった。ジェットエンジン内の翼列を過ぎる流れ⁽⁷⁾や往還機の実在気体流れ⁽⁸⁾などの実問題が解析された。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⁽⁹⁾の詳細解析も行われた。

しかし、実際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、ここでは三つの要因を挙げておきたい。第一は、実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である。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、NWTの280 GFLOPSという性能でも足りなかった。処理性能以外にも、メモリやディスクの少なさゆえ、単に「計算ができます」という可能性提示以上の実用解析を行うまでには至らなかった。

第二は、前処理(格子生成)や後処理(可視化)を含めたソフトウェアの整備が不十分だったことである。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内に定義する必要があり、点を適切に分布させる格子生成という作業が必要である。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の作業でも数か月かかる作業であった。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。

第三は、結果の妥当性を十分に検証できなかったことである。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、乱流モデルなど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、すなわち第一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、富士通のUNIXサーバPRIMEPOWER HPC2500を中核とするスカラシステムを導入した。⁽⁶⁾ HPC2500はノードあたり32CPU (SMP) を有し、ノード性能は64 GFLOPS、トータルで56ノード、性能的には9.3 TFLOPSであった。メモリ量3.6 Tバイト、ディスク量620 Tバイトと、初めて十分な量のメモリ、ストレージが整備された。

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り、解析コードとしてはUPACS⁽¹⁰⁾ 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、初めて風洞中の模型の解析が可能となった。⁽¹¹⁾ 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。

航技研は、2003年、宇宙科学研究所、宇宙開発事業団と統合され、JAXAになった。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JSS-Mシステムと呼ばれ、富士通のハイエンドテクニカルコンピューティングサーバ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。⁽¹²⁾ FX1

はノード性能40 GFLOPS、ノードメモリ32 Gバイトを有し、Mシステム全体として3,008ノード、120 TFLOPS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40 Gバイト/秒 (B/F比=1) という特長を有した。

前システムの頃から、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ー (例えばTASコード)⁽¹³⁾ 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相当に軽くなる。ただ、そのしわ寄せ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。

我々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。⁽¹⁴⁾ FaSTARは、シンプルなデータ構造を採用し、図-2 (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とともに、隣り合うセルの面番号とセル番号が近くなるように、あらかじ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。更に、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。また、図-2 (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、FaSTARは、マルチグリッドによる収束加速効果も手伝い、図-3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。⁽¹⁵⁾ 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った。⁽¹⁶⁾

2008年からは、風洞試験のような実験流体力学 (EFD: Experimental Fluid Dynamics) と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。⁽¹⁷⁾

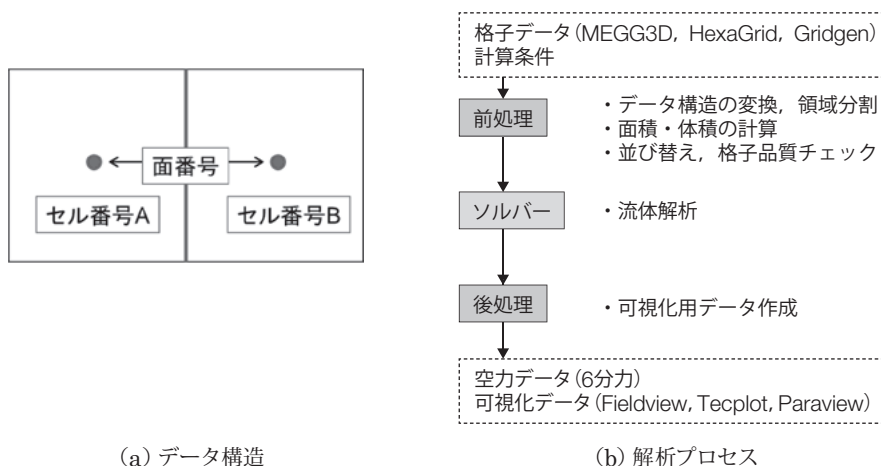


図-2 非構造格子ソルバFaSTAR

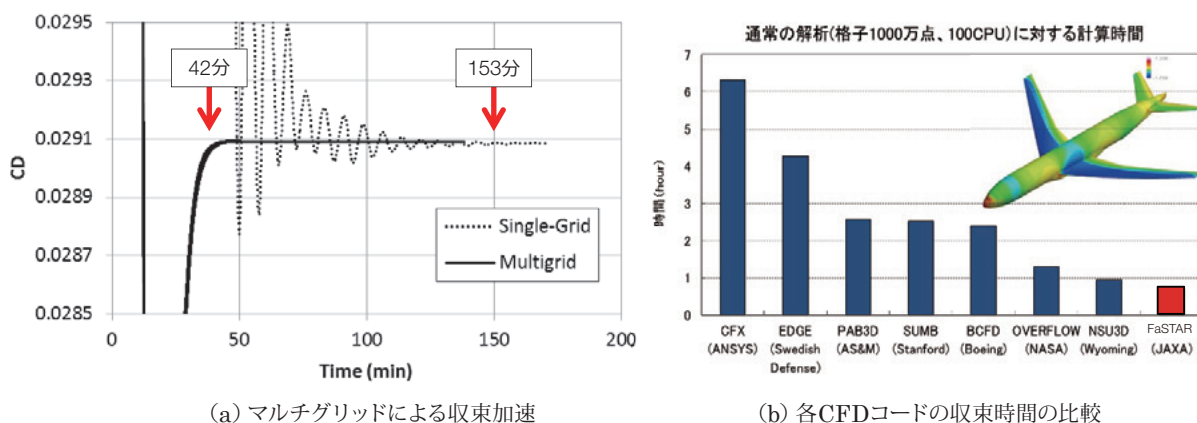


図-3 FX1におけるFaSTARの収束性能

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来より軽くなったとはいえ、格子生成の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ことである。⁽¹⁸⁾ 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。直交六面体の場合は、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た。数値風洞のデータ生産性向上に寄与するとともに、FaSTARと合わせて前述の第二の課題の克服に貢献した。

我々がハイブリッド風洞の開発に関わったもう一つの大きな理由は、風洞試験に学ぶところが大

きいと考えたからでもある。我々は、ハイブリッド風洞の開発作業において、風洞試験は、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た。それは数値解析結果の定量性向上、すなわち上記第三の課題克服に大いに役に立った。

表-1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。⁽¹⁹⁾ この表が示しているのは、我々が最終的に知りたいのは、飛行時の航空機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、航空機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いる。一方、CFDの物

表-1 誤差(不確かさ)要因の比較

	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%

理モデルの検証 (Validation) には風洞試験のデータが必須である。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。

数値風洞の現状と残された課題

JAXAでは、2015年より、JAXAとして第2世代に当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SORA-MAと呼ばれ、FUJITSU Supercomputer PRIMEHPC 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タル結合されたトータル1,296ノードから成る処理性能1.31 PFLOPS (2016年より、3,240ノード (103,680コア)、3.49 PFLOPSに増設) のクラスシステムである。⁽²⁰⁾

我々は、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-4)。⁽²¹⁾ また、1,000コアで計算してみると、同じ格子で2分で計算を終了することができた。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と言える。複数のジョブを同時実行させればもっと多

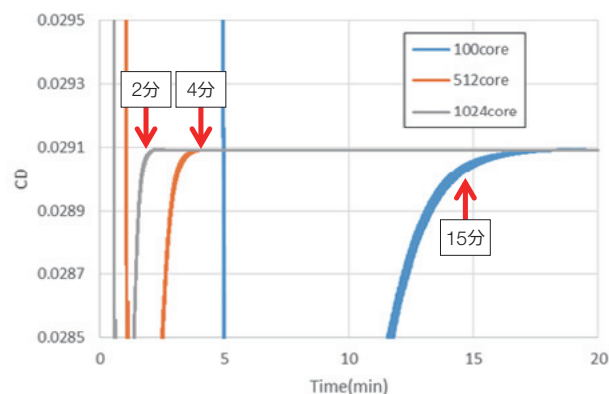


図-4 FX100におけるFaSTARの収束性能

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。しかし、一機の航空機を開発するのに、パラメーター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言われている。⁽²²⁾ 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。

データ生産性は追いついたとは言え、数値風洞には無論のこと課題も多く残る。大きな課題は、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-5 (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 (揚力と考えても良く、巡航状態の荷重係数が1 G) 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など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 (図-5 (b))。

数値風洞の今後の展開

図-6は、NS1からJSS2に至る約30年間のJAXA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。この間にCFDを含む数値解析技術は、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

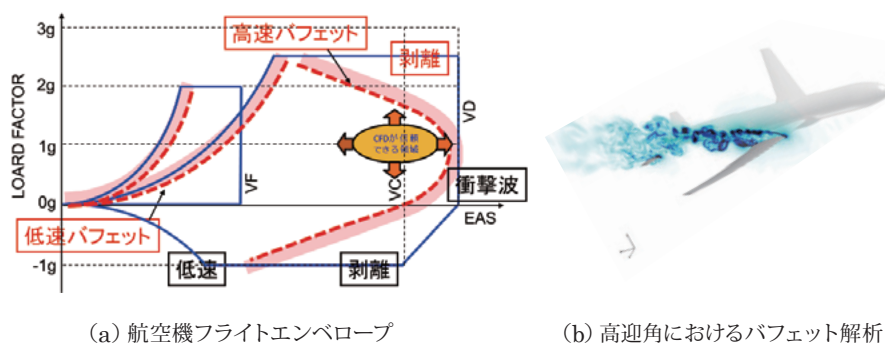


図-5 数値風洞の課題

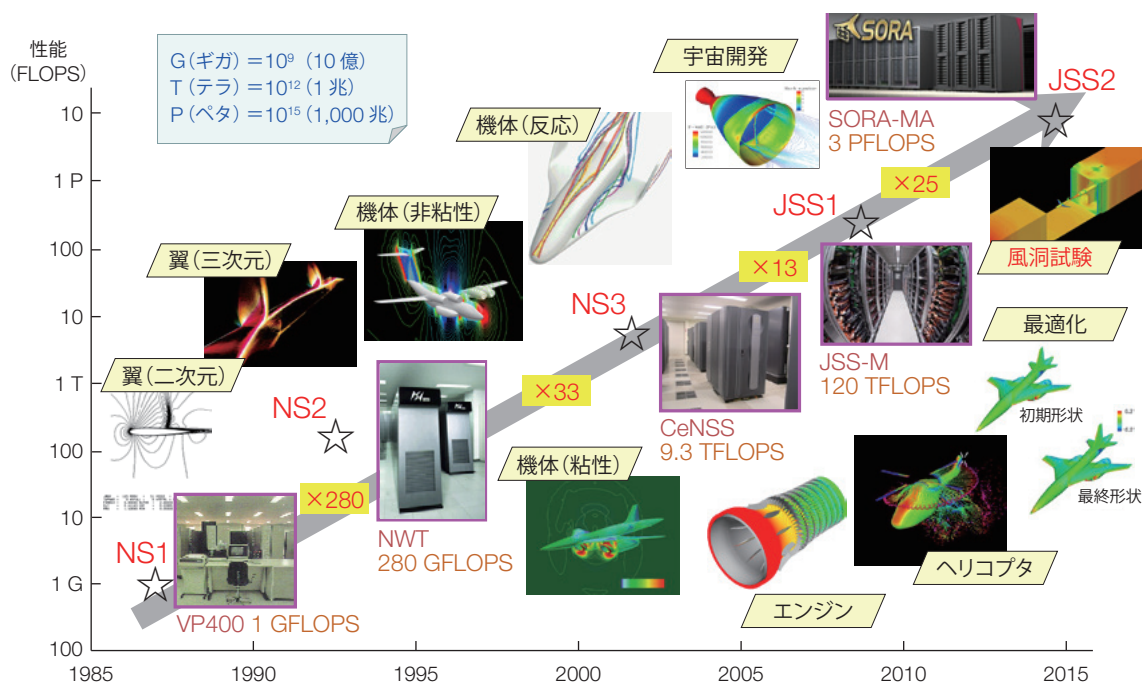


図-6 スパコンの性能向上と数値解析技術の発展

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。我々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。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言える。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おり、性能向上とアプリケーション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。我々はこれを「デジタル・フライト」と呼ぶ。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ものの、周り

の空気は実際の大气ゆえ湿気や擾乱があり、実際に航空機が飛んでいるときの大气条件や機体の状態の把握するのは簡単ではない。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、⁽²³⁾ 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。一方で、JAXAでは、数値解析を、風洞だけでなくほか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、設備関連の従来技術・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ところである。

おわりに

本稿では、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。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分かりいただけるのではないと思う。また、我々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。

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、計算だけで新たなモデルを作るのは難しいからである。そうした場合に最も重要なのは、解析でも試験でもなく、人間の知恵であるということを我々は常に念頭に置くべきである。

参考文献

- (1) JAXAホームページ.
<http://www.aero.jaxa.jp/facilities/windtunnel/>
- (2) 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, p.92-99 (1986).
- (3) 高梨 進：数値風洞. 計測と制御, Vol.26, No.12, p.1051-1056 (1987).
- (4) K. Fujii et al. : Navier-Stokes simulations of transonic flows over a wing fuselage combination. AIAA Journal, Vol.25, No.12, p.1587-1596 (1987).
- (5) K. Sawada et al. : A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences of USB Configuration. AIAA Paper 87-0455 (1987).
- (6) 松尾裕一ほか：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).
- (7) 浜辺正昭ほか：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, C8-2 (2003).
- (8) 山本行光ほか：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, p.193-206 (2000).
- (9) Y. Mizobuchi et al. : A Numerical Analysis of the Structure of a Turbulent Hydrogen Jet Lifted Flame. Proceedings Combustion Institute, Vol.29, Issue 2, p.2009-2015 (2002).
- (10) 山根 敬ほか：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, p.45-50 (2000).
- (11) 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, p.238-243 (2003).

- (12) Y. Matsuo et al. : High Sustained Performance and Scalability on a Multicore-Based Massively Parallel Cluster of JAXA Supercomputer System. JAXA-RM-14-011E (2014).
- (13) K. Nakahashi et al. : Some challenges of realistic flow simulations by unstructured grid CFD. Int. J. for Numerical Methods in Fluids, Vol.43, Issue 6-7, p.769-783 (2003).
- (14) 橋本 敦ほか：高速流体ソルバ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, p.79-84 (2010).
- (15) 橋本 敦ほか：高速な非構造格子流体ソルバFaSTARの開発. 日本航空宇宙学会論文集, Vol.63, No.3, p.96-105 (2015).
- (16) A. Hashimoto et al. : Toward the Fastest Unstructured CFD Code“FaSTAR.” AIAA Paper 2015-2075 (2015).
- (17) S. Watanabe et al. : Towards EFD/CFD Integration : Development of DAHWIN - Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel. AIAA Paper 2014-0982 (2014).
- (18) 橋本 敦ほか：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, p.159-164 (2011).
- (19) 橋本 敦ほか：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).
- (20) JAXA : JSS2のシステム構成.
https://www.jss.jaxa.jp/jss2_configuration/
- (21) A. Hashimoto et al. : Results of Three-dimensional Turbulent Flow with FaSTAR. AIAA Paper 2016-1358 (2016).
- (22) Tinoco, E.N. : The Changing Role of Computational Fluid Dynamics in Aircraft Development. AIAA Paper 98-2512 (1998).
- (23) 保江かな子ほか：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).