

[共同研究成果]

革新的な航空機開発のための次世代 CFD の研究

中橋和博、佐々木大輔
東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

サイバーサイエンスセンター共同研究制度のサポートにより Building-Cube Method と名付けた直交格子ベースの CFD (Computational Fluid Dynamics) の研究を進めている。その進捗状況の報告を兼ねて、航空機開発における CFD の現状と今後についての私見を述べる。

1. 航空機開発における風洞と数値風洞 (CFD)

航空宇宙技術研究所 (現 JAXA) にスーパーコンピュータが導入された 80 年代初めの頃、“CFD が発展すると風洞がいなくなる” という意見を述べた人がいて風洞運転を専門としている人たちを不安がらせたことがある。1993 年に航技研に導入された当時世界最高性能スパコンは数値風洞 (Numerical Wind Tunnel) と名付けられた。風洞を CFD で置き換えようとの当時の意気込みが分かる。

現在の航空機開発に CFD は不可欠なツールとなっている。NASA CP-2004-213028[1]によると、80 年代に開発されたボーイング 767 では 77 個もの主翼モデルが風洞で試験されたのに対し、最新のボーイング 787 では 5 個で済まされている。CFD による最適化と解析が風洞の試験回数を大幅に減らした。スーパーコンピュータの性能改善はこの流れを加速するだろう。

では、航空機設計に風洞試験は全く不要になると問われると Yes とは応えられない。風洞は無くなるどころか海外では更に大型の設備も作られている。CFD が未だに風洞に取って代われないのは計算結果の信頼性に未だに不安があるためである。

ジェット旅客機は高度約 1 万メートルをマッハ 0.8 (音速の 0.8 倍) 前後で飛ぶ。この巡航時の空力性能が燃費や航続距離に直結するため、風洞試験と CFD には共に高い精度が要求される。例えば胴体に主翼を付けたような旅客機の基本形状モデルでは、空気抵抗係数で $C_D=0.0001$ (これを 1 カウントと呼ぶ) の精度が求められる。これは飛行機にかかる力 (揚力、抗力) の 0.02% 程度であるが、数千 km を飛ぶ旅客機には 1 カウントでも燃費にはね返る重要な数値である。

10 年程前に米国航空宇宙学会 (AIAA) で行われた Drag Prediction Workshop では、20 人程の研究者がそれぞれのソルバー、計算格子、物理モデル (乱流モデル) で結果を持ち寄ったが、それら算出 C_D 値に数十カウントのバラツキがあることが分かり、CFD は風洞試験にはまだまだ敵わないとの思いを強くした。結果のバラツキに大きく影響を与えていた要因の一つは計算格子である。ワークショップで提供された格子と独自の格子では、格子点数がほぼ同じでも空間の格子サイズ分布の違いで算出 C_D 値に 10 カウント以上もの違いが出ることを学んだ。

今日、航空 CFD の計算アルゴリズムはかなり成熟し、RANS 計算 (レイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式の計算) に必要な乱流モデルも剥離の無い流れではかなり良く乱流境界層を再現する。その意味で、旅客機巡航時の流れは十分に細かな格子を用いればかなりの計算精度が得られる。スーパーコンピュータの性能が 10 年で 1000 倍近く改善されていることを考えると、その圧倒的な性能の計算機では過度とも言える高密度な格子を使うことで計算結果の格子依存を無くし、CFD の信頼性を高めることができよう。CFD が風洞試験に取って代わるのもそう遠く無いのかと思わせる。

2. 数値飛行試験

風洞を数値風洞(CFD)で置き換えることができたとしても、“航空機開発のためのCFDは万全”、とは言えない。

旅客機の巡航時の絶対精度は高密度な計算格子を使うことで改善する。しかしながら飛行機は巡航の他に、離陸と着陸、旋回や突風対応等の飛行がある。これらは飛行機の安全性に大きく関係する。離着陸では、最近では脚等からの風切り音の解析が空港騒音問題から重要になってきている。舵の効きも設計者が欲しがらるデータである。これら巡航以外の飛行条件は風洞試験では難しく実機の飛行試験に頼っているところも多い。この飛行試験をCFDで代用することが期待されているが、未だに手強い。もちろん計算は可能で流れの様子も観察できるが、非巡航時では、流れの剥離や境界層遷移を伴うため物理モデルの信頼性が絡む。

航空で出くわす通常の流れ(10の7乗のオーダーの高レイノルズ数流れ)では、細かく不規則な運動を含んだ乱流境界層を伴う。この微細な非定常運動までを全機規模の形状モデルで解像することは世界最高性能の京コンピュータを持ってしても未だに困難である。それゆえ航空機の設計現場では、微細な流れの不規則変動を平均操作してRANSなりLES(Large Eddy Simulation)で解く手法が一般的に用いられている。そこに用いる物理モデルが剥離等に伴う複雑な乱流を記述するのに万能ではないために定量的な信頼が得られない。飛行機の失速速度は航空機設計のもっとも重要なパラメータの一つであるが、それすら未だに精度良く予測できないのはこのためである。つまり、剥離を伴った乱流や遷移の物理モデルの不完全性が計算の信頼性の限界を作っており、それが解決しない限りCFDの適用範囲も限られる。

物理モデルを使わずに流れの最小スケールまでを解像するような計算、いわゆるDNS(Direct Numerical Simulation)が飛行機全機の空力設計に実用化されるのは数十年先になると言われているが、そこまで待つ訳にはいかない。そろそろ物理モデルに頼るRANSやLESから抜けなくては、いつまで経ってもCFDは風洞実験や飛行試験に頼らざるを得ないことになる。少なくとも物理モデルへの依存を完全に無くすのは無理にしても、細かな格子でできるだけ微細な渦までを直接計算して物理モデル依存性を極力少なくすることで精度改善を目指すべきである。

スーパーコンピュータの性能改善の勢いがまだ続くことを見込み、これまでのCFDの目標であった数値風洞試験の次の、数値飛行試験を目指した次世代CFDの研究を加速すべき時期である。現在、旅客機にもCO₂排出削減や空港騒音の低減が必須になってきている。そのためには機体形状の革新が必要であるが、それには過去の機体の経験値に頼ってきた従来の設計法は通用しない。数値飛行試験に対する期待は大きい。

3. CFD革新の必要性

私の研究室では非構造格子を用いたCFDソルバー(TAS Code)[2~4]を10年以上前に開発し、航空関連の空力解析・設計に活用している。三菱航空機が開発中のジェット旅客機MRJの空力設計にも多用されて性能改善に役立っている。では、今後の高性能コンピュータ上で数億、数十億点の大規模格子で計算すれば、もっと精度良く、あるいは舵角応答や空力騒音まで解析できるのだろうか？

既に格子移動・変形法を開発して舵角応答や、数千万格子点(セル数では1億以上)を使っての空力騒音源の探査等を試みたが、計算規模が大きくなるにつれ計算の前処理の手間暇が増えた。まず航空機全機の緻密なモデル周りに格子を生成しなくてはならず、飛行機周りの大きな空間に何億もの四面体やプリズムなどのセルを生成させるには演算時間だけでも数時間を要する。流れ場の並列計算には格子をCPU数に応じた数の小領域に分割するが、大規模格子では分割アルゴリズムの演算負荷や信頼性に起因する手間も増加した。舵などの稼働部が入ってくる場合、流れ場の計算中に格子を変形される部分がベクトル演算に乗らないため全体の計算時間が大幅に増えた。非定常流れの計算では出力量も膨大となり計算後処理の負荷増大も厄介である。

計算機性能が向上しても、それに伴いユーザーの作業量も増やすことになるのでは高性能計算機の産業利用は増えない。その意味で、非構造格子での大規模計算は技術的には可能であるものの、工学的な実用ツールとするには多くの課題が残っている。

航空 CFD のアルゴリズム研究は 70 年代から急速に進んだ (図 1)。Thompson が提案した境界適合格子 (boundary-fitted mesh または構造格子) や、その格子上での効率良い計算アルゴリズム (Steger ら) 等で、翼周りの解析が実用化され現在のジェット旅客機の性能向上に寄与した。80 年代後半、計算機性能が更に改善されると翼だけでなく、航空機全機周りの計算がターゲットになる。しかし、それまでの構造格子では 3 次元の機体形状周りに格子を生成するだけで何ヶ月もの時間を要することになった。それを抜本的に解決したのが非構造格子 (unstructured mesh) で、90 年代に格子生成とソルバーの両面で飛躍的に研究が進んだ。このことで航空機全機周りの流れの解析から最適設計までを可能にしている。

その非構造格子 CFD も、今後の計算機性能の向上を考えると、先に述べたような人的負担が目立ってくる。新たな発想の計算アルゴリズム開発が必要である。

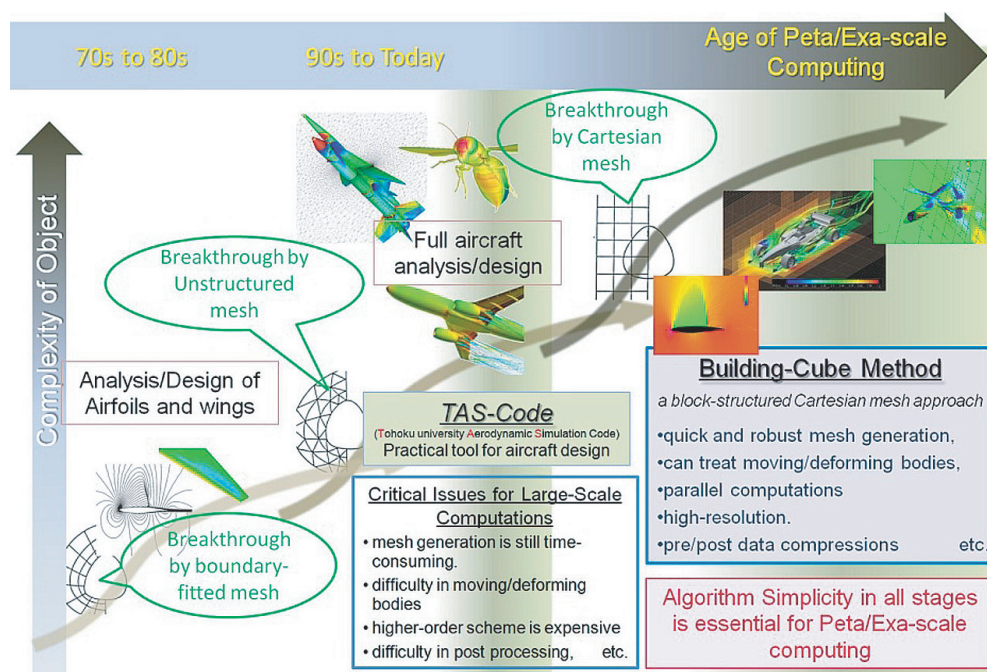


図 1. 航空 CFD の発展

4. 次世代 CFD を目指した Building-Cube Method の開発状況

TAS コード (非構造格子 CFD) の開発を通じて出くわした様々な課題の抜本的な解決のため、Building-Cube Method (BCM) と名付けた直交格子 (Cartesian mesh) を用いたソルバー開発をサイバーサイエンスセンターの協力の下で進めている [5, 6]。

直交格子は、過去に物体境界での精度等の理由で使われなくなった方法であるが、計算機の高性能化で新たに注目されている。何よりも私が気に入っているのは、非構造格子に比べ圧倒的にシンプルに格子生成もソルバーも構築できることである。出力も直交格子だと大規模データを扱い易い。直交格子 CFD は、計算が大規模化すればするほどアルゴリズムの単純さの点で有利になる。

BCM では、直交格子の格子幅を局所的に可変にするために Adaptive Mesh Refinement (AMR) を、格子でなく小計算領域に適用するアプローチである。また、図 2 のように小計算領域を立方体

(cube) で統一し、演算量も総ての cube で同じにすることで、アルゴリズムの単純さを保ちつつ大規模並列計算への対応の容易さを狙っている。

BCM の最終目標は、航空分野 CFD が非設計点でも信頼性を得て真に風洞試験に取って代われる、さらに計算機内での飛行試験も可能にすることである。しかし、その実現には計算機の性能向上をもう暫く待つ必要がある。一方、BCM の利点を活かした実用ツール化の要望も強くなってきた。そのため、現在の計算機環境で工学的な応用を視野に研究開発を進めている。以下に本研究の進捗状況と課題をまとめる。

4.1 BCM 格子生成の高速化と GUI 装備

直交格子法の利点の一つは高速な格子生成である。BCM では、cube 分割による並列化も活用することで数千万の格子を完全自動でパソコン上で 1 分以内に生成が可能であり [7]、図 2 のような複雑な形状周りの流れ解析 [8] も容易にしている。BCM のこの利点は様々な空力形状を試行錯誤する形状最適設計の効率化にとって重要である。

現在、さらに高速化と信頼性向上のための改善を進めている。また、格子生成条件の設定やユーザーが希望する領域の格子細分化を行うための GUI を開発することで、一般ユーザーが 3 次元 CAD データを下に計算の前処理を容易に行えるツール構築を進めている。

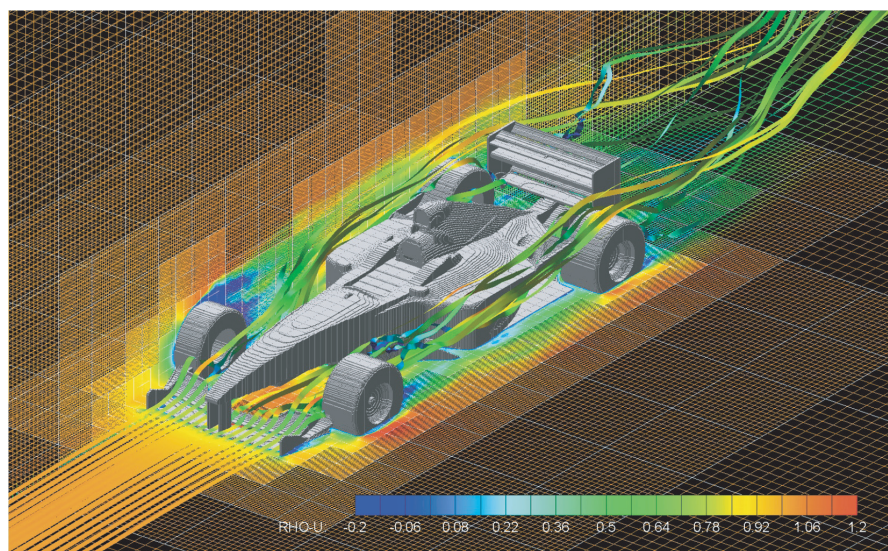


図 2. レーシングカー周りの BCM 格子と流れ計算例 (計算セル数は約 2 億) [8]

4.2 非圧縮性流体に対する BCM ソルバー

BCM の複雑形状への対応の容易さを活かし、航空機の脚周りの流れおよび空力騒音の解析を行って定性的に良好な結果を得ている [9]。図 3 に示すように、タイヤホイールに開けられた涙状の穴を通して流れが漏れ出ている様子も捉えられている。このような複雑な形状は、従来の非構造格子を用いた TAS-Code での計算も不可能では無いが、格子生成等に要する手間暇や大規模計算からはき出されるデータの処理等でユーザーに大きな負担を強いることになる。

しかしながら、物体のボクセル表現に起因する誤差により定量的な精度に課題を残している。それを解決するために埋め込み境界法 (Immersed Boundary Method, IBM) や乱流モデルの導入などの研究を進めている。



図3. 航空機脚周りの流れの計算例

4.3 圧縮性流体に対する BCM ソルバー

流線型をした航空機では粘性の影響は比較的小さく、そのためにCFDを用いた空力最適化ではNavier-Stokes方程式ではなくEuler方程式（非粘性流体方程式）の数値解が空力解析時間を短縮するために多用される。一方、従来の非構造格子CFDを用いた場合、最適化の過程での形状変形などに対して格子の再生成が全体の計算時間を増大させ信頼性も低下させている。BCMでは、格子生成は1,2桁早い時間で行え且つロバストであることから、空力形状最適化に有効であろう。そのため、BCMに非粘性壁条件のためのImmersed Boundary Method[10]を開発するとともに、図4に示すような航空機周り流れ解析や翼の構造と空力とが連成して生じるフラッター（翼振動現象）での移動壁問題へのBCMの応用[11]を進めており、その結果として高いスループット性能（格子生成から結果を得るまでの時間の短さ）を持つ圧縮性非粘性流体ソルバーが構築されつつある。このソルバーのベクトル化やMPI並列による高速チューニングが進めば、非構造格子CFDソルバーであるTASの非粘性流版よりも汎用性・頑丈性の高い且つ高速なソルバーが構築されるであろう。

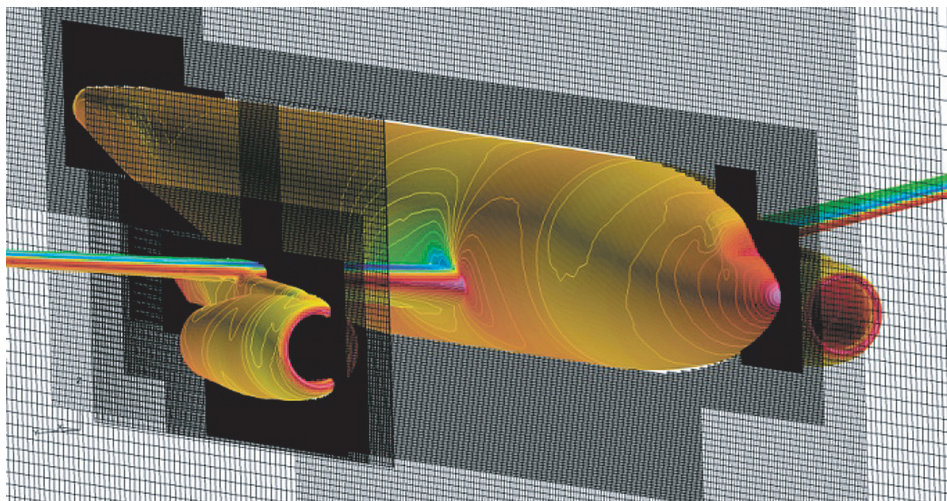


図4. Building-Cube Methodによる航空機周りの圧縮性非粘性流れ計算[11]

圧縮性 Navier-Stokes 方程式に対しては、航空機のような高レイノルズ数流れでは物体壁に沿って発達する境界層をいかに精度良く解くかが課題である。そのためのいくつかのアプローチを研究している。境界層部分に非構造プリズム格子を組み合わせるもの[12]、境界層部分にグリッドレス法を組み合わせるもの[13, 14]、そして壁関数等の境界層近似モデルを導入する方法などである。物体に沿って薄く非構造格子を用いる方法は高い精度が得られることを確認しているが、その非構造格子の生成をいかに自動化するかが課題である。

4.4 音の伝播解析のための LEE ソルバー

航空機の低騒音化のための研究の一つとして、圧縮性オイラー方程式を音波成分に対して線形化した線形オイラー方程式 (Linearized Euler Equation, LEE) を Building-Cube Method のフレームで解くコード開発を進めている。音波を扱うために空間高次精度な計算法、そして高密度な格子が必要であることから直交格子ベースのソルバーは有利である。また、BCM のアプローチにより複雑な形状にも容易に対応できる。2次元場での LEE コードの検証[15]を済ませ、さらに図5に示すような、エンジンファンノイズの空間伝播シミュレーションへと拡張している[16]。

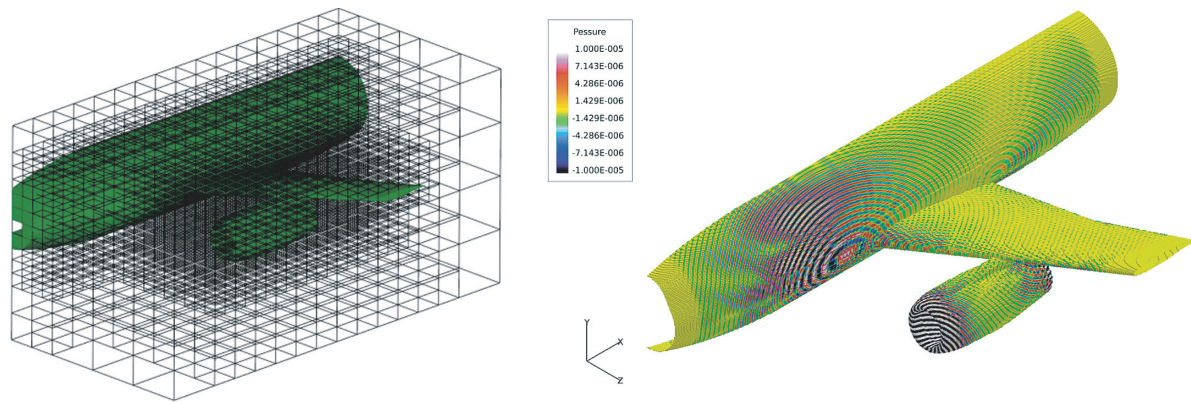


図5. LEE によるエンジンファンノイズの伝播解析

4.5 データ圧縮

大規模計算に伴い CFD 解析の出力量も膨大になる。たとえば図6の計算では格子点数が 2.4 億点であり、その計算では時間ステップ 1 回につき 3.88GB のデータを出力する。流れは非定常であり、何百、何千ものステップのデータ出力がなされ、トータルとしてテラバイトのデータが 1 計算で出力される。直交格子ベースの BCM では領域をサブ領域に分けることも相まってデータ圧縮を効率よく行える[17]。その圧縮法をさらに進化させ、図6のテスト例ではオリジナルデータの 30 分の 1 近くまでに圧縮する結果を得ている。圧縮したデータからの可視化図 (右) はオリジナルデータ (左) とほとんど区別がつかない。

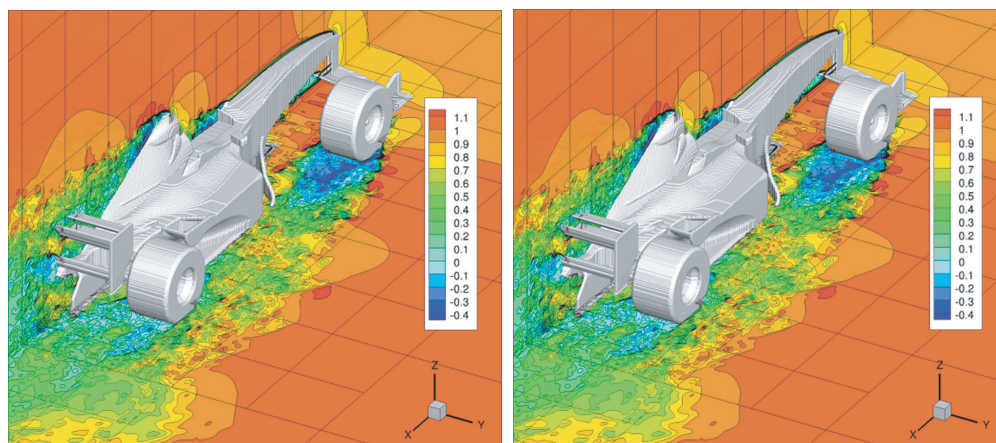


図6. 大規模 CFD 出力のデータ圧縮（左：オリジナルデータ可視化図、右：圧縮データからの可視化図）

5. 次世代 CFD で我が国の航空機開発に革新を

2001年、欧州の航空業界は“A Vision for 2020”を発表し、2020年までに事故率を現在の1/5に、CO₂排出を1/2、そして空港騒音を現在の1/2にして欧州の航空機産業を世界一にすることを宣言した。2008年から始めた、“CLEAN SKY Joint Technology Initiative”も、その具体策の一つである。米国も2006年に“National Aeronautics Research and Development Policy”を大統領令として発布し、その施策を着実に進めている。欧米ともに政治レベルで航空産業を強く支援しているのはエアバスとボーイングの競争が背景にあるが、航空技術が国の安全保障に重要であること、さらには他の産業への波及効果として航空技術が未だに頂点の一つであることを強く認識していることの現れである。飛行機が日常生活に溶け込んだ今日でも、それを実際に造り飛ばすには大変な技術が必要である。その技術を国として持つことが技術先進国の発展を牽引するのに不可欠である。

航空機の低騒音化、低CO₂排出、そして安全性向上への要求が益々高まる今日、大型風洞設備や飛行試験設備では欧米に遅れている我が国にとって、計算科学への期待は大きい。高性能計算機の開発が進むなか、それをを用いて何ができるかが問われており、その一つとして環境と安全で世界を牽引するような革新的な航空機開発を目指すべく、次世代CFDの研究開発を加速したい。

謝辞

本研究は、東北大学サイバーサイエンスセンターのスーパーコンピュータを利用することで実現することができた。研究にあたっては同センター関係各位に有益なご指導とご協力をいただいた。また、科学研究費S（課題番号21226018）の支援をいただいている。

参考文献

- [1] “COMSAC: Computational Methods for Stability and Control”, NASA CP-2004-213028/PT1
- [2] 中橋和博, 藤田健, “非構造格子に基づく流体数値計算法の並列化”, SENAC, Vol. 35, No. 2, 2002-7.

- [3] Nakahashi, K., Ito, Y., Togashi, F., "Some challenges of realistic flow simulations by unstructured grid CFD," *Int. J. for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 43, pp.769-783, 2003.
- [4] 中橋和博, 中山亮, 渡辺匠, "航空機の空力解析・設計における CFD の活用", *SENAC*, Vol.41, No.1, pp.21-28, 2008-1.
- [5] Nakahashi, K. "High-Density Mesh Flow Computations with Pre-/Post-Data Compressions," *AIAA 2005-4876*, June 2005.
- [6] 中橋和博, "CFD におけるペタフロップス級計算機への期待", *SENAC*, Vol. 38, No. 4, 2005-10.
- [7] Ishida, T., Takahashi, S., Nakahashi, K., "Efficient and Robust Cartesian Mesh Generation for Building-Cube Method", *Journal of Computational Science and Technology*, Vol. 2, No. 4, pp.435-446, 2008.
- [8] 高橋俊, 石田崇, 中橋和博, 小林広明, 岡部公起, 下村陽一, 曾我隆, 撫佐昭裕, "大規模非圧縮性流体シミュレーションの工学問題への応用", *SENAC Vol. 42, No. 1*, pp. 107-114, 2009-1.
- [9] 佐々木大輔, 恩田博, 中橋和博, "Building-Cube 法による非定常流体解析と空力音推定", *SENAC Vol.44, No.1*, pp.33-45, 2011.1.
- [10] Nakahashi, K., "Immersed Boundary Method for Compressible Euler Equations in the Building-Cube Method," *AIAA 2011-3386*, June 2011.
- [11] 西村康孝, 佐々木大輔, 中橋和博, "圧縮性 Building-Cube Method を用いた翼周りの非定常非粘性流れ解析", 第 25 回数値流体力学シンポジウム講演集, 2011 年 12 月.
- [12] 橋場道太郎, 佐々木大輔, 中橋和博, "直交・非構造格子重ね合わせによる 3 次元流体ソルバーの構築", 第 49 回飛行機シンポジウム講演集, 2011 年 10 月.
- [13] Ishida, T., Kawai, S., Nakahashi, K., "A High-Resolution Method for Flow Simulations with Block-Structured Cartesian Grid Approach", *AIAA 2011-3380*, June 2011.
- [14] Su, X., Sasaki, D., Nakahashi, K., "A Hybrid Scheme for the Near Wall Treatment of Building Cube Method", *Proc. 8th International Conference on Flow Dynamics*, Nov. 2011.
- [15] 福島裕馬, 佐々木大輔, 中橋和博, "ブロック構造型直交格子と IB 法を用いた LEE コードの構築", *日本航空宇宙学会論文集 (印刷中)*.
- [16] 福島裕馬, 佐々木大輔, 中橋和博, "ブロック構造型直交格子を用いた LEE コードによる主翼騒音遮蔽効果の推定", 第 25 回数値流体力学シンポジウム講演集, 2011 年 12 月.
- [17] Sakai, R., Sasaki, D., Nakahashi, K., "Parallel Implementation of Large-Scale CFD Data Compression towards Aeroacoustic Analysis," *The 23rd International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics*, Barcelona, Spain, 2011.