

令和元年5月31日現在

機関番号：12601

研究種目：若手研究(A)

研究期間：2015～2018

課題番号：15H05559

研究課題名(和文) 空力・空力音響基盤技術としての階層型直交格子法を用いる圧縮性流体解析法の構築

研究課題名(英文) Development of Compressible Flow Solver using Hierarchical Cartesian Grid Method for Aerodynamic and Aeroacoustic Simulations

研究代表者

今村 太郎 (Imamura, Taro)

東京大学・大学院工学系研究科(工学部)・准教授

研究者番号：30371115

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 17,900,000円

研究成果の概要(和文)：航空機の安全性・燃費・環境適合性の更なる向上に寄与する事を目指し、その基盤技術として、航空宇宙分野で重要な高レイノルズ数・圧縮性流れの解析に適用可能な階層型直交格子法に基づく流体解析法を構築した。これまでも航空機周りの流れ場の解析を実施することは可能であったが、完全自動格子生成が可能な階層型直交格子法を用いた解析には様々な課題があった。本研究ではそれらの課題に取り組み、様々な解析事例を通じて新規提案方法の有効性を示した。新しく構築した流体解析法を翼や航空機周りの空力・空力音響解析、流体構造連成や最適化計算に適用できることを示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

新しく開発される民間航空機には、安全性・燃費・環境適合性の更なる向上が求められており、その実現のためには数値流体力学が不可欠な技術だが、依然として数値流体力学を専門としない研究者・技術者が簡単に利用できるツールではない。そこで本研究では、航空機周り流れの流体解析の準備手続きを大幅に自動化できる新しい流体解析ツールを構築した。革新的な航空機形態・空力デバイス・空力騒音低減デバイスのアイデアを思いついた時に直ちに流体解析が実行できるようになることにより、CFDを専門としない航空宇宙分野の研究者・技術者の利用拡大が見込まれ、より優れた航空機空力設計が可能になると期待される。

研究成果の概要(英文)：To contribute to the further improvement of safety, fuel consumption and environmental compatibility of an aircraft, as a baseline technology, a hierarchical Cartesian grid method applicable to the analysis of high Reynolds number compressible flow which is important in the aerospace field is developed. It was possible to carry out analysis of the flow field around an aircraft until now, but there were various problems in the analysis using the hierarchical Cartesian grid method which is capable of fully automatic grid generation. In this study, we have tackled those issues and have shown the effectiveness of the new proposed method through various analysis cases. It is shown that the newly constructed fluid analysis method can be applied to aerodynamics and aeroacoustic analysis, fluid structure interaction problem and optimization calculation around wings and aircraft.

研究分野：計算流体力学，航空機設計学

キーワード：直交格子法 ットセル法 圧縮性流体力学 航空機設計 空力音響 最適化 流体構造連成 高次精度スキーム 力

様式 C-19, F-19-1, Z-19, CK-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

新しく開発される民間航空機には、安全性・燃費・環境適合性の更なる向上が求められている。安全性を高めるためには、最近の民間旅客機事故原因の約半数を占める乱気流に伴う揺れを抑制する必要がある。燃費・環境適合性を改善するためには低抵抗・低騒音な機体形状を創出する必要がある。これらの実現には数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics, 以下 CFD) が不可欠な技術だが、依然として CFD を専門としない研究者・技術者が簡単に利用できるツールではない。革新的なアイデアに基づく航空機形態・空力デバイス・空力騒音低減デバイスを創出するには、必ずしも CFD を専門としない航空宇宙分野の研究者・技術者が、アイデアを思いついた時に直ちに流体解析を実行し検証可能なプログラムの構築が必要である。以上の背景により、航空宇宙分野で重要な高レイノルズ数・圧縮性流れの解析に適用可能な階層型直交格子法に基づく流体解析法の開発が求められている。

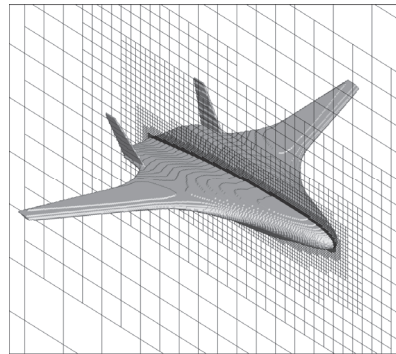


図1 Hybrid Wing Body 周りに生成した格子の例

2. 研究の目的

本研究では、航空機の安全性・燃費・環境適合性の更なる向上に寄与する事を目指し、その基盤技術として、航空宇宙分野で重要な高レイノルズ数・圧縮性流れの解析に適用可能な階層型直交格子法に基づく流体解析法を構築する。研究期間前半においては、鍵となる直交格子法における物理ベースの物体壁面境界条件の開発に取り組む。その上で、壁関数や一次元乱流境界層方程式を用いる定常乱流モデルと新しい境界条件連成させる方法について研究を行う。これらの手法の開発は高レイノルズ数・圧縮性流れの解析に必要な要素技術である。研究期間後半においては、前半での成果を生かし、新しく開発した境界条件と相性の良い LES/RANS Hybrid 型の非定常乱流モデルの研究を行う。翼や航空機周りの空力・空力音響解析を実施し、結果の解析を通じて安全性・燃費・環境適合性の高い航空機創出のための基盤技術の高度化を図る。また、発展的な内容として解適合格子法や移動物体問題に取り組む。

3. 研究の方法

本研究では、空力・空力音響基盤技術としての階層型直交格子法を用いる圧縮性流体解析法を構築する。第1段階では、若手研究 (B) で開発した格子生成プログラムと圧縮性流体解析法を基礎とし、物理ベースの物体壁面境界条件を構築する。第2段階では、定常乱流モデル (壁関数や一次元乱流境界層方程式を使用) について研究を実施する。第3段階では、圧縮性流体解析法の高度化に取り組む。具体的には、非定常 LES/RANS Hybrid 型乱流モデルや、解適合格子法を導入する。第4段階では、航空機への応用研究に適用し、安全性・燃費・環境適合性の高い航空機の創出につながる流体解析を実施すると共に、解析を通じて生じであろう問題点を、数値流体解析用プログラムの改善にフィードバックする。

4. 研究成果

本研究を通じて開発したプログラムは UTCart (the University of Tokyo Cartesian-grid-based automatic flow solver) と命名した。以下に研究小項目毎にその成果をまとめる。

(1) 階層型直交格子法に適した高次精度スキームの検討

本研究では、木構造を用いて生成される非構造階層型直交格子において、有限体積法に基づく高次精度スキームを構築した。提案手法は非構造階層型直交格子に多く存在する等間隔領域内の空間精度を高める一方で、格子サイズの切り替わるところにおいても、場合分けなく2次精度を保つ。また、非構造の枠組みへの実装を容易にするため、隣接セルのみを参照する定式化とした。初めに、1次元格子において変数補間スキームの構築を行った。提案手法では勾配計算を2ステップに分割し、一度保存した勾配量を再び参照することで、隣接セルのみの参照した定式化でステンシルを実質的に延長して、高次精度化を行うことができる。さらに、WENOの非線形重みの概念を応用して、変数補間スキームを遷音速、超音速問題に対して拡張した。

次に、多次元問題においてセル界面での流束面積分の精度について検討した。従来の方向別 MUSCL 型変数補間の持つ打ち切り誤差項を明らかにし、この誤差項を流束評価面両側のセルの値を用いて陽的に修正することで、流束面積分を4次精度に高める手法を構築した。また、流束面積分の高次精度化が数値分散特性の改善につながることを示した。さらに、提案手法を線形移流方程式、Burgers 方程式、Euler 方程式に適用した結果、4次精度の格子収束が正しく得られることを示した。提案手法を亜音速の検証問題 (図2参照) に適用し、従来手法に比べ、音響波、渦などの解像度が大きく向上することを確かめた。また、hanging-node を含む格子においてもスキームが正しく動作することを確かめた。超音速問題においては、非線形重みの適用によって強い衝撃波の問題も安定して計算でき、衝撃波と流体の非定常現象の両方が高解像度に捉えられることが示された。さらに、変数補間および流束面積分双方の高次精度化による計

算コストの増加は全体の 20 [%]程度であり、提案手法は所期の目的である直交格子の利点を活かした効率的な高次精度スキームであることが確かめられた。

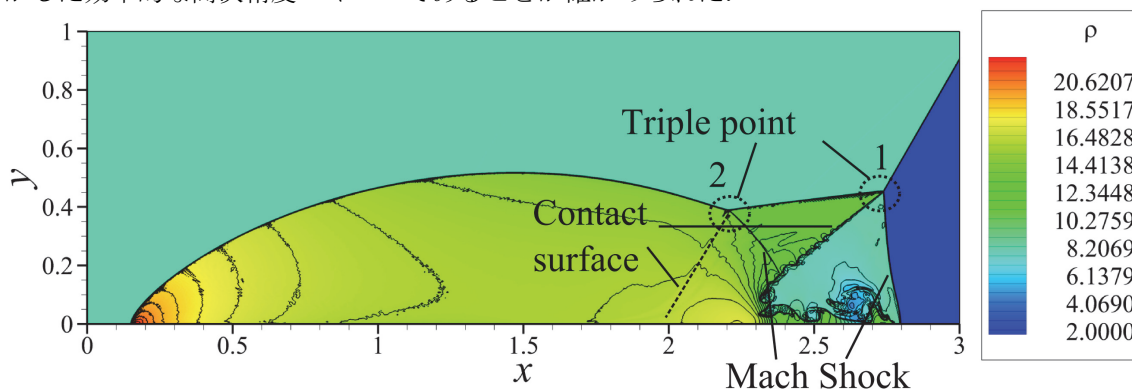


図2 Double Mach reflection における密度分布

(2) 階層型直交格子法を用いた簡易 Cut-cell 法の検討

本研究では、直交格子を利用した信頼性のある完全自動流体解析手法の構築を目指して、直交格子における境界条件としての埋め込み境界法 (IBM) と Cut-Cell 法を比較した。Cut-Cell 法については、従来の Cut-Cell 法が持つ問題を解決するため、簡略化した Cut-Cell 法を考案した。IBM と簡略化した Cut-Cell 法を用いて非粘性流・層流・乱流の解析を行い、理論解や物体適合格子の解析結果との比較によって両手法の挙動を検証した。RAE2822 翼型まわりの遷音速流に関して、Cut-Cell 法による解析で揚力・抵抗・モーメントが実験値とのよい一致を示した (図3参照)。

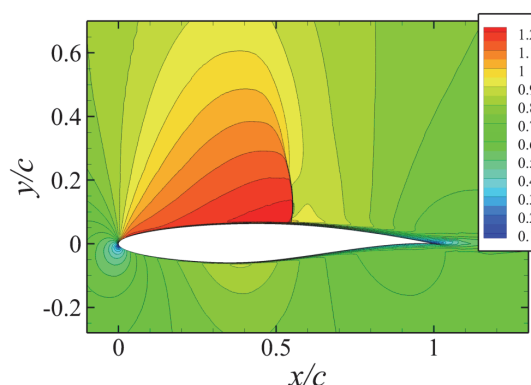


図3 RAE2822 翼型周りのマッハ数分布

(3) 航空機周り高レイノルズ数流れの解析

本研究では、直交格子において乱流解析を行うための手法として、壁関数を用いた埋め込み境界法を提案した。空間 2 次精度の流体ソルバーにおいて壁面近傍の速度分布を数値的に解像できるように、壁面近傍で滑り速度を与える手法である。さらに、せん断応力の釣り合いを維持するために、Spalart-Allmaras 乱流モデルの減衰関数を変更することにより壁面近傍での渦粘性の分布を修正する。平板上の境界層の計算においては、修正された埋め込み境界法で境界層の対数領域が再現されることを示した。また格子の境界面が実際の壁境界に沿わない 2 次元 bump および NACA0012 翼型周りの計算においては、修正された埋め込み境界法は、壁近傍での非物理的な振動を抑え、より正確な壁面摩擦係数の予測が可能であった。また、全ての解析で、修正された埋め込み境界法は修正を加えないものと比較し、より良い格子収束性を示すことが確認された。更に直交格子ソルバ UTCart において、複雑な形状周りの流れ場の解析に向けた手法の改良を行った。複雑形状周りの解析例として、JAXA 高揚力装置標準模型 (JSM) 周りの RANS 解析を行った (図4参照)。JSM 周り流れの計算結果では、低迎角における揚力、ピッチングモーメント係数が風洞実験における測定値と近い値を示した。また、翼断面上の圧力分布についても、実験結果と良い一致を示した。一方で、高迎角においてはスラット支持装置後流の剥離が過大予測され、揚力が過小評価される傾向があった。なお、最大揚力係数の実験値との差は、約 10%であった。さらに、高迎角における流れ場の予測精度向上に向けては、格子解像度の感度調査や壁面境界条件の更なる改良が必要であることを確認した。

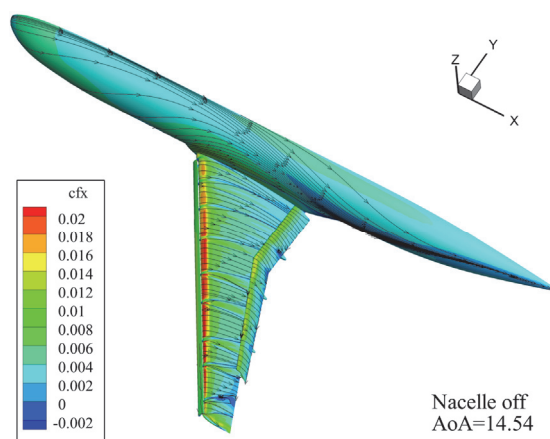


図4 JAXA 高揚力装置標準模型 (JSM) 周りの流れ場解析の例

(4) 非物体適合階層型直交格子におけるアジョイント法による形状最適化

本研究では、非物体適合階層型直交格子におけるアジョイント法を用いた形状最適化手法を提案した。非物体適合階層型直交格子において高レイノルズ数の乱流境界層の高精度な計算をするため、乱流モデルに修正された SA モデル、境界条件に埋め込み境界法を用いた。このような流体計算に対してアジョイント法を適用して高速な形状感度の計算を行った。最適化の際には非物体適合格子の利点を活かし、最適化の反復ごとに格子を自動生成することで単純に最適化過程全体を自動化した。提案手法の検証のため、アメリカ航空宇宙学会 (American Institute of Aeronautics and Astronautics/ AIAA) Aerodynamic Design Optimization Discussion Group (ADODG) で提供されている問題から、二次元翼型の抵抗最小化問題 (Case 1: 非粘性, Case 2: 粘性) を解いた (図 5 参照)。どちらの問題においても、他の文献の計算結果と比較し、本論文で得られた結果の妥当性が確認された。

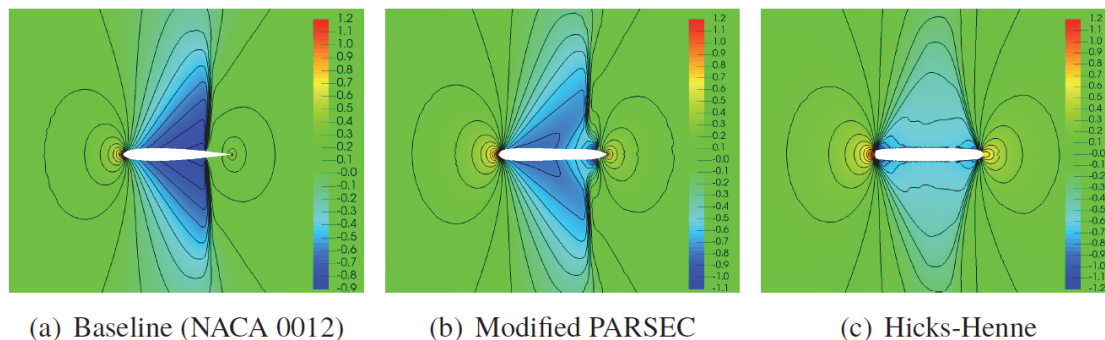


図 5 初期形状 (a) と 2 種類の形状表現 (b, c) に基づく最適化計算結果 (C_p 分布)

(5) 流体-構造連成問題への応用

本研究では、2 次元及び 3 次元のシンプルな静的空力弾性問題に対して、階層型直交格子圧縮性流体ソルバー (UTCart) を用いた流体構造連成解析手法を構築し、解析結果を検証した。本連成解析プログラムの解析結果検証のため、先行研究で解析が行われている高高度滞空型無人機を想定した問題を解析 (図 6 参照) し、解の比較を行った。たわみ及び振りの両方において、妥当な結果が得られた。特に振り変形に関しては非常に近い値を示しており、線形解析と非線形解析の違いがほとんど無いことが確認でき、連成解析プログラムの解析結果の妥当性が示された。本研究で開発した流体構造連成解析プログラムでは、UTCart の格子生成の容易さを活かし、メッシュ変形を考慮することなく再度格子を張り直すことで、構造との連成解析を比較的容易に行うことができた。今後の研究課題として、プログラムをより変形の大きな問題に適用するには構造解析に非線形性を考慮することが不可欠である。また、任意の形状に対しロバストに解析が可能であるという UTCart の有用性を活かすためにも、複雑形状に適用可能な構造解析ソルバーとの連成が求められる。

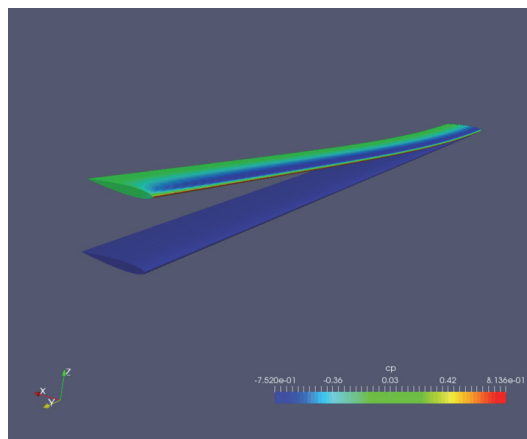
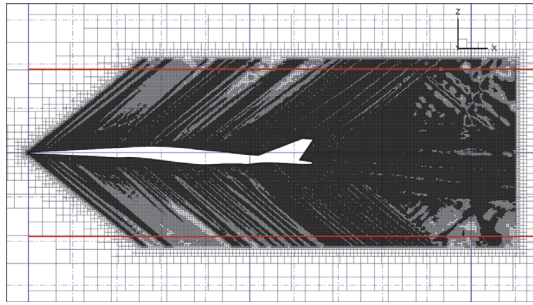


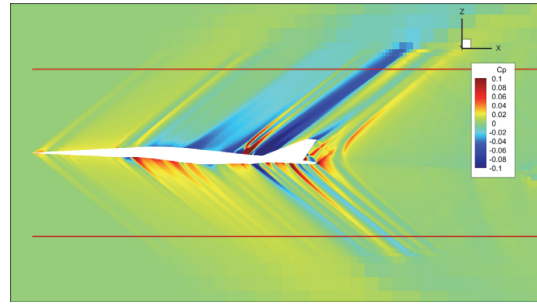
図 6 高アスペクト比主翼の翼変形解析の例

(6) 直交格子法 CFD 解析の解適合機能を用いた超音速機機体近傍場圧力波形推算検討

本研究では、階層型直交格子ベースの CFD ソルバーである UTCart に、物理量を指標とした Adaptive Mesh Refinement (AMR) の機能を実装し、超音速機が発生する機体近傍における圧力場を推算した (図 7 参照)。AMR 法を適用した結果、圧力波を捕捉した、セルの密度が柔軟に変化する格子 (適合格子) が自動で作成できた。適合格子は、機体近傍の直方体領域を一様に細分化した格子 (一様格子) に比べてセル数を 6 割程度に抑制できた。AMR 格子は一様格子と同等程度の圧力波への解像度を有し、セル数を抑制しつつも流体現象を捉えることができた。一方で、一様格子は比較的弱い圧力波も均等に伝播させるのに対し、AMR 格子は比較的弱い圧力波を軽視し、解像度に劣る格子を作成する傾向が見られた。地上波形については、一様格子と適合格子ともに 3 段の圧力上昇が見られ、PL 値もいずれも FaSTAR と 1 dB 以内の差に収まった。空力係数については、FaSTAR と UTCart 間で圧力抵抗係数とピッチングモーメント係数に大きな差が見られた。UTCart 間では、空間的な解像度の差は空力係数に影響を及ぼさないことも明らかになった。



(a) AMR を適用した結果の計算格子図



(b) 超音速機周りの圧力係数分布図

図7 衝撃波を含む超音速機周りの流れ場解析に対するAMRの適用事例

(7) 非定常音響解析への応用

本研究では、埋め込み境界法および壁関数を用いて、階層型直交格子において航空機高揚力装置30P30N周りのDDES解析を行った。乱流強度の分布や渦の構造等の基本的な流れ場に関しては、物体適合格子を用いた文献中の計算結果と同様の結果を再現した。ただし、直交格子/埋め込み境界法では物体適合格子と比較して鋭利な角の周辺での格子解像度が不足しがちであり、格子の局所細分化等を用いて対処する必要があることが示された。速度勾配テンソルの第二不変量の等値面を図8に示す。ここでは、スラットの cusp から出るせん断層内で渦が3次元的に崩壊するとともに、スラット後縁から流れ方向に軸線を持つ渦が形成されている。

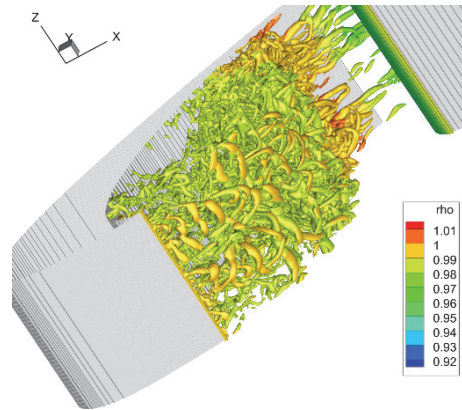


図8 航空機用前縁スラット周りの非定常流れ解析の例

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計10件)

1. Yoshiharu Tamaki and Taro Imamura. "Turbulent Flow Simulations of the Common Research Model Using Immersed Boundary Method", AIAA Journal, Vol. 56, No. 6 (2018), pp. 2271-2282. <https://doi.org/10.2514/1.J056654> 【査読有】
2. 大久保岳, 今村太郎, 遷音速流れ場の相似則と二次元複葉翼の数値解析結果への適用, 日本航空宇宙学会誌論文集 Vol. 66 No. 1 p. 7-14 (2018) <https://doi.org/10.2322/jjsass.66.7> 【査読有】
3. 玉置義治, 原田基至, 今村太郎, 直交格子流体ソルバ UTCart を用いた NASA-CRM の非粘性および RANS 解析 航空宇宙技術(オンライン論文集), 2017, <http://doi.org/10.2322/astj.JSASS-D-17-00024> 【査読有】
4. Yoshiharu Tamaki, Motoshi Harada, and Taro Imamura. "Near-Wall Modification of Spalart-Allmaras Turbulence Model for Immersed Boundary Method", AIAA Journal, Vol. 55, No. 9 (2017), pp. 3027-3039. <https://doi.org/10.2514/1.J055824> 【査読有】
5. Motoshi Harada, Yoshiharu Tamaki, Yuichi Takahashi, and Taro Imamura. "Simple and Robust Cut-Cell Method for High-Reynolds-Number-Flow Simulation on Cartesian Grids", AIAA Journal, Vol. 55, No. 8 (2017), pp. 2833-2841. <https://doi.org/10.2514/1.J055343> 【査読有】
6. Yoshiharu Tamaki, and Taro Imamura. "Efficient dimension-by-dimension higher order finite-volume methods for a Cartesian grid with cell-based refinement." Computers & Fluids 144 (2017): 74-85. DOI: 10.1016/j.compfluid.2016.12.002 【査読有】
7. 原田基至, 今村太郎, “直交格子法における埋め込み境界法と Cut-Cell 法の比較 - 壁面近

傍での圧力・せん断応力分布の検証”, 日本航空宇宙学会誌論文集 Vol. 64, No.3, pp.200-207, 2016, DOI: 10.2322/jjsass.64.200 【査読有】

〔学会発表〕 (計 4 1 件)

1. Keisuke Sugaya and Taro Imamura, Grid Metrics Modification Approach for Flow Simulation around 3D Geometries on Cartesian CFD method, AIAA-paper 2019-2362, AIAA Scitech 2019 Forum, 2019
2. Gaku Okubo, Taro Imamura, Characteristics of Adjoint-Based Shape Optimization on Hierarchical Cartesian Mesh with Immersed Boundary Method, SCITECH2018, AIAA 2018-0552
3. Tamaki, Yoshiharu, and Taro Imamura. "Turbulent Flow Simulations of the NASA Common Research Model using the Immersed Boundary Method with a Wall Function." 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2017. AIAA paper 2017-4235
4. Taro Imamura, Yoshiharu Tamaki, Motoshi Harada, Parallelization of a Compressible Flow Solver (UTCart) on Cell-based Refinement Cartesian Grid with Immersed Boundary Method, Parallel CFD'2017, 29th International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics, May 15-17, 2017 Glasgow, Scotland, UK
5. Yoshiharu Tamaki, Motoshi Harada, and Taro Imamura, Near-wall modification of Spalart-Allmaras Turbulence Model for Immersed Boundary Method, AIAA paper 2016-3797 46th AIAA Fluid Dynamics Conference Washington, D.C. 2016
6. Motoshi Harada, Yoshiharu Tamaki, Yuichi Takahashi, and Taro Imamura, A Novel Simple Cut-Cell Method for Robust Flow Simulation on Cartesian Grids, SCITECH2016 AIAA paper 2016-0601, San Diego
7. Yoshiharu Tamaki, and Taro Imamura, Locally-Defined High-Resolution Scheme for Shock-Capturing Problems on Unstructured Cartesian Grids, AIAA paper 2015-3194, 22nd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Dallas, TX, June 2015

〔図書〕 (計 0 件)

〔産業財産権〕

○出願状況 (計 0 件)

○取得状況 (計 0 件)

〔その他〕

ホームページ等

<http://park.itc.u-tokyo.ac.jp/rinoielab/research/index.html>

6. 研究組織

(1) 研究分担者

なし

(2) 研究協力者

なし

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。