

審査の結果の要旨

氏名 玉置 義治

修士（工学）玉置 義治 提出の論文は、「Turbulent Flow Simulations around Aircraft using Hierarchical Cartesian Grids and the Immersed Boundary Method（階層型直交格子および埋め込み境界法を用いた航空機周り乱流解析手法に関する研究）」と題し、7章からなっている。

流体の数値計算(Computational Fluid Dynamics、以下 CFD)においては近年、格子生成の自動・高速化の観点から直交格子が注目されている。直交格子を用いた解析は、特に格子生成が煩雑になる複雑形状周りの解析や、多ケースの実行が必要な最適化計算に適している。一方で、直交格子を用いた解析では格子の界面が階段状に表現され、実際の物体形状と異なる。そのため、壁面に特別な取り扱いが必要となり、これまでも様々な手法が提案されてきた。それらの手法の一例である埋め込み境界法は、格子の界面と異なる点に仮想的に境界条件を課す方法であり、セルの変形・重合等が不要であるという利点を持つ。よって、直交格子が本来持つ格子生成のロバストさを維持することが可能であり、解析の自動化の観点で優れている。しかしながら航空機周り流れのような高レイノルズ数流れの解析に課題があった。

本研究では、航空機設計への適用を視野に、直交格子・埋め込み境界法を用いた航空機周り高レイノルズ数流れの解析手法を確立することを目的とする。そのために、直交格子を用いた乱流計算用の物体壁面境界条件、および航空機周りの解析で必要となる高精度な流体力の算出手法の開発を行う。さらに、2次元の単純形状周りの解析において物体適合格子を用いた従来の CFD 結果と比較し、開発した手法の妥当性を検証する。最後に、航空機周りの解析を行い、直交格子を用いた乱流解析の可能性を実証する。

第1章では、研究背景を整理するとともに、本論文の目的を述べている。

第2章では、基盤となる直交格子ソルバ UTCart における格子生成手法、流体の支配方程式、時空間離散化を概説している。また、従来の非粘性、低レイノルズ数流れ解析における埋め込み境界法について解説している。

第3章では、乱流計算における壁関数を用いた壁面境界条件について述べている。物体に適合していない直交格子では、境界での粘性・対流流束の双方を適切に決定する必要がある。この時、壁関数によって仮定される非線形なプロ

ファイルそのまま境界条件の計算に用いた場合、数値スキームで正しく解像できないことにより流束のバランスが破綻し、正しい境界層内の物理量プロファイルが得られない。そこで境界に適切な滑り速度を与えることで、速度プロファイルを線形に修正し、境界層内層内でせん断応力が高さ方向に一定となる条件を満たすよう、Spalart-Allmaras 乱流モデルの減衰関数を変更し、壁面近傍の渦粘性プロファイルを修正するモデルを提案している。また、物体ごとに異なる壁面格子幅を持つ際に、壁面近傍で減衰関数修正を行う領域を簡易に判別するために、移流方程式に基づいた手法を構築している。

第4章では、直交格子における流体力の積分方法について述べている。直交格子では格子界面と実際の物体形状が異なるため、従来の手法では入力 CAD データの上に解を外挿したり、差分法を用いて格子の界面上の値を計算したりする必要があった。このため、計算手法に任意性があり、また流体計算の精度と無関係な数値誤差が含まれる懸念があった。そこで、階段状の格子界面上の数値流束の釣り合いに基づいた計算手法を開発した。開発した手法の検証のために、翼型周り非粘性流れ解析等を行い、従来の手法よりも高精度に流体力の計算が可能であることを示した。

第5章では、第3章で構築した手法の検証のため、2次元の乱流計算を行った結果を示している。平板乱流境界層の解析を行い、提案した速度及び渦粘性プロファイルの修正を加えることで、壁面摩擦係数の予測精度が向上することを示した。さらに、境界層内のせん断応力の分布等から、プロファイル修正が必要な理由についても考察し、格子収束性の調査を通じて格子設定の指針を示した。他にも、2次元バンブ周りや NACA0012 翼型周りの流れ計算を行い、提案手法が従来手法に比べて優れていることを定量的に示している。

第6章では、構築した手法を用い、航空機全機周りの乱流解析を行った結果を述べている。はじめに NASA Common Research Model 周りの遷音速流れ解析より、直交格子・埋め込み境界法を用いて計算された翼型上圧力係数は物体適合格子による計算結果および実験結果とよく一致することを示した。さらに、抗力係数を格子幅 0 の極限に外挿することにより、物体適合格子の結果を外挿した値と比較した際の精度が 2%以内に向上了。続いて JAXA 高揚力標準模型周りの亜音速流れの解析から、より複雑な形状に対してもロバストに計算が可能であることを示した。

第7章は結論であり、本研究の成果をまとめ、今後の課題を述べている。

以上、要するに、本論文は航空機設計への適用を視野に、直交格子・埋め込み境界法を用いた航空機周り高レイノルズ数流れの解析手法を確立しており、航空宇宙工学に貢献するところが大きい。

よって本論文は博士（工学）の学位請求論文として合格と認められる。