

論文の内容の要旨

論文題目 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)

氏 名 玉置 義治

流体の数値計算(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法が注目されている。直交格子を用いた解析は、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特に適している。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ため、壁面に特別な取り扱いが必要となる。これまでに様々な壁面取り扱い手法が提案されているが、それらの手法の一例である埋め込み境界法は、格子内に埋めこまれた物体を仮想的に再現する方法であり、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という観点で、埋め込み境界法は優れている。

一方で、埋め込み境界法を用いた場合、壁面近傍も等方的なセルで計算を行うこととなる。航空機周りのような高レイノルズ数の流れの解析では、壁面近傍の乱流境界層を精度良く捉える必要がある。従来の物体適合格子では境界層内に薄い層状のセルを配置して計算を行っていたが、直交格子ではセルが等方的であり、壁面近傍の格子幅を小さくするとセルの数が大幅に増大してしまう問題が発生する。そのため、直交格子・埋め込

み境界法を用いた解析の対象は、これまで非粘性流もしくは低レイノルズ数の粘性流に限られてきた。高レイノルズ数流れの解析を行うためには、乱流境界層のモデル化により得られる壁関数と埋め込み境界法を組み合わせる壁面境界条件が有効であると考えられる。そのような手法はこれまでも提案されているが、表面摩擦係数が物体適合格子の結果と一致しないことや、格子収束性が一貫しないことなどが報告されている。この原因としては、モデル化された壁面近傍の変数分布が直交格子上で数値的に再現されていないことが考えられるが、その詳しいメカニズムについては詳細な考察がなされていない。さらに、埋め込み境界法を用いた場合、階段状に表現される格子界面と実際の物体表面が異なることにより、物体に作用する流体力の算出に誤差が生じる。これらの問題は航空機の空力性能の予測精度向上のために解決が望まれる。

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の方法論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(3章)、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(4章)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、開発した手法による計算結果を物体適合格子による従来のCFD結果と比較し、その妥当性を検証する(5章)。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(6章)。

2章では、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、時空間離散化について説明する。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も記す。

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速度プロファイルをそのまま境界条件の計算に用いた場合、速度プロファイルが数値スキームで正しく解像できないことにより数値誤差が発生する。その結果として、境界層内のせん断応力のバランスが破綻し、境界層が正しく再現されない。そこで、境界に適切な滑り速度を与えることで、壁面近傍の速度プロファイルを線形に修正する。さらに、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、壁面近傍で渦粘性が一定となるように修正を加える。また、境界層内の温度分布についても考察を行い、境界での熱流束の決定方法を提案する。併せて、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する。

4章では、直交格子における流体力の計算方法について述べる。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る。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る。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流体力の計算手法を開発する。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、従来の手法よりも圧力抗力を高精度に予測できることを示した。

5章では、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す。初めに、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等の分布から、プロファイル修正が必要な理由についても考察した。併せて、格子収束性の調査を通じて格子設定の指針についても調査を行った。その結果、境界条件を設定に用いるイメージポイントは壁面近傍の格子幅の3倍以上とし、壁面近傍の格子幅を境界層厚さの1/50以下とすれば壁面摩擦係数が5%以内の精度で予測できることを確認した。次に、2次元バンブ周りの計算を通じて、提案した手法を用いることで圧力勾配の存在する流れ場についても高精度な結果が得られることを示した。最後に、NACA0012翼型周りの計算を行い、翼型の空力予測精度を調査した。迎角 0° の時は、最小格子幅がコード長の1/2000より細かければ物体適合格子での結果に対して誤差5%以内で抗力係数が予測可能であった。また、高迎角ではより細かい格子が要求されるものの、剥離点の近傍を除いては壁面摩擦係数が高精度に計算可能であった。また、プロファイル修正により、翼型上の壁面摩擦係数および低迎角での抗力係数の予測精度が向上することも確認された。

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る。初めに、NASA Common Research Model周りの遷音速流れ解析を行った。巡航条件付近の迎角では、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が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%以内に向上した。また、高迎角において衝撃波背後に生じる剥離域が再現でき、揚力、ピッチングモーメントの非線形性が予測できることを確認した。次にJAXA高揚力標準模型周りの亜音速流れの解析を行った。この解析では、複雑な形状に対してもロバストな格子生成及び流体計算が可能であることを示した。迎角 4.36° から 14.54° では、表面圧力係数が実験結果と良い一致を示し、揚力が実験値と比較して2.7%以内の精度で予測された。また、さらに高迎角の流れ場では、スラット支持金具背後の剥離の過大予測により、揚力が実験値よりも約10%低い値となったが、格子解像度の向上によりこの

剥離が抑制され、揚力の予測精度が向上する傾向を確認した。

以上の解析を通じ、提案した直交格子、埋め込み境界法の精度および適用可能性が確認された。従来の物体適合格子では、高品質な格子が用意されていればより高精度な結果が得られる可能性もあるが、これらの自動化された解析においても、一定の精度で航空機の空力予測が可能であることを示した。よって、所期の目的である航空機の空力設計の効率化という観点で、提案した枠組みが有用であると考えられる。