

| | |
|------|-------------|
| 報告番号 | 甲 第 12005 号 |
|------|-------------|

主 論 文 の 要 旨

論文題目 ERROR CORRECTIONS ON ESTIMATED
AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF
TRANSONIC TRANSPORT AIRPLANE

(遷音速旅客機の空力特性推定における誤差修正)

氏 名 上野 真

論 文 内 容 の 要 旨

本学位論文は数値流体力学 (CFD) シミュレーションの計算コスト削減及び風洞試験の誤差低減の両面で遷音速旅客機の空力特性推定法を改善することを目的とする。その成果は CFD を用いた空力形状最適化とその風洞試験による検証を含む飛行機の初期設計で用いられることを想定しており、以下の3つの成果からなる。

一つ目の成果は CFD シミュレーションで得られた NASA Common Research Model (CRM) の空力抵抗係数推定値の抵抗分解法による検証である。NASA CRM は、現代の大型計算機で標準的に扱える計算格子数で効率的かつ正確に遷音速旅客機の空力抵抗を推定する世界的な取り組み (DPW-IV : 4th AIAA CFD Drag Prediction Workshop) の主たる対象である。本学位論文では DPW-IV で行われた CFD シミュレーション結果に対して「抵抗分解法」と呼ばれる手法を用いて「擬似抵抗」と呼ばれる非物理的な抵抗成分を除去することで、従来の手法 (表面積分法) で格子密度を変えた CFD シミュレーション結果の外挿により推定された空力抵抗係数の真値を、DPW-IV で使用された計算格子のうち最も粗い 280 万セル程度の計算格子を含む、いずれの計算格子の CFD シミュレーション結果からでも、抵抗係数の精度として十分と考えられる 1.5 カウント (1 カウント = 抵抗係数 0.0001) 以内の精度で得られることを示した。

抵抗分解法は CFD シミュレーションでは発生を回避することが難しい非物理的な付加的抵抗成分である擬似抵抗を除去することができる。擬似抵抗は計算格子が有限の大きさを持つことによる数値誤差に起因する数値的なエントロピーの発生によるものであり、CFD シミュレーションで得られた物体周りの流れ場から空気を力を得るために従来使用されてき

た、物理量の表面積分では分離することができない。よって、抵抗分解法を用いない場合は、同じ対象に対して格子密度を変えた複数の CFD シミュレーションを行って、擬似抵抗を含まない真値を推定する格子依存性評価が必要とされる。さらに、CFD シミュレーションでは計算格子数が少ないほど計算時間が減るが、計算格子が粗すぎる場合には、擬似抵抗の発生に加えて、流体力学的現象を捕えられないことによる誤差が発生する場合がある。本学位論文の成果は世界的な取り組みである DPW-IV で使用された計算格子で得られた CFD シミュレーション結果が、使用された最も粗い格子でも流れ場を十分に再現しており、抵抗分解法による擬似抵抗の除去によって空力抵抗の真値を得られることを示したことで、及びこれ以上粗い格子では擬似抵抗と衝撃波の干渉が生じて擬似抵抗の除去が困難になりうることを示したことで、遷音速旅客機の空力抵抗を得るために必要な格子数の基準を示すことができた。

二つ目の成果は、上記の抵抗分解法における Profile Drag の計算コストを低減する新手法の開発である。抵抗分解法は CFD シミュレーションで得られる流れ場空間を Profile Drag、Wave Drag 及びそれ以外（擬似抵抗に相当する）の空間に分割し、それぞれの領域で運動量損失を体積積分することで Induced Drag 以外の空力抵抗を算出するが、この積分空間の分割には繰り返し計算を必要とする。本学位論文で開発された手法では、Baldwin-Lomax 乱流モデルで境界層厚さを推定する手法を利用した新たな境界層センサーを用いることで、繰り返し計算を行わずに Profile Drag の積分領域を決定することができる。また、この手法ではパラメータ選択を必要としないため、パラメータを選択する際の任意性を排除することができる。

本学位論文では、NACA0012 翼型周りの亜音速圧縮性 CFD シミュレーションを4段階の格子密度の計算格子を用いて得られた流れ場を用いて、開発した手法によって得られた空力抵抗を従来の抵抗分解法及び表面積分法で得られた値と比較することで検証した。その結果、従来の抵抗分解では200回の繰り返し計算を必要としたのに対し、開発した手法では1回の計算で Profile Drag の積分領域を決定できた。さらに、得られた空力抵抗の表面積分法による外挿値との差は0.31カウントであり、空力抵抗として十分な精度である。積分領域の決定は、抵抗分解の中でも最も計算コストの高い部分であり、本手法の導入によって、抵抗分解の効率を大きく向上することができた。

三つ目の成果は、風洞試験中に飛行機形状風洞試験模型の主翼が動圧によって変形することによって発生する空力係数の誤差を補正する手法の開発である。遷音速旅客機の主翼は後退角を持っているため、風洞試験中の動圧を受けて発生した揚力によって主翼の翼端が持ち上げられて、無風時よりもねじり下げ量が増加する。従って、無風状態で設計形状となるように製作された風洞試験模型を用いて風洞試験を行うと、設計形状の空力特性を得ることはできないため、設計形状の空力特性を議論するためには何らかの補正を行う必要がある。例えば、宇宙航空研究開発機構 2m×2m 遷音速風洞で行われた NASA CRM の風洞試験では、全幅 1.269m の風洞試験模型の主翼翼端で 1.0° 以上のねじり下げ量増加が

計測された。

本学位論文で開発された手法は、光学的に計測された風洞試験中の主翼ねじり下げの設計形状からの変形量を用いて、主翼ねじり下げの変化量の分だけ主翼の各スパン位置で迎角が変化したと考え、その分胴体の迎角が低い時の圧力データでそれぞれのスパン位置の圧力データを置き換えることで圧力分布を補正する。さらに、補正された圧力分布の積分量と補正前の圧力分布の積分量の差を空気力の補正量とする。本学位論文では、NASA CRM の風洞試験結果に上記補正を適用して、変形のない CFD シミュレーションに対して揚力係数の差を 0.060 から 0.019 まで改善することができた。ただし、空力抵抗については補正によって誤差が拡大されており、この点に関しては手法の改善が必要である。従来、このような補正には CFD を用いた補正法が提案されてきたが、本手法では風洞試験データのみを用いての補正を可能にした。

飛行機の開発において、空力特性の正確な推定はきわめて重要である。一般に CFD は風洞試験よりもその正確性において劣るが、形状変形に要する時間とコストにおいては優れている。よって、CFD は空力形状最適化や風洞試験が困難なケース等に使われてきたが、風洞試験は設計点を外れた領域でのデータの取得など、より広い領域で使用されてきた。しかし、現代の飛行機設計における設計複雑性増大と設計マージン削減要求のせいで風洞試験の必要ケース数は増加しているため、CFD をより広範に使いたいとの圧力は増大しており、これを実現するためには CFD の信頼性を検証する必要がある。

そこで、飛行機開発のための CFD の信頼性を向上させるために、アメリカ航空宇宙学会 (AIAA) の応用空気力学技術委員会は AIAA CFD Drag Prediction Workshop (DPW) を開催してきた。一連のワークショップの結果、CFD の格子依存性、及び CFD の比較対象となる風洞試験模型の変形が重要な課題として注目された。

本学位論文の成果はこれらの課題の解決を助けるものである。一つ目の成果は、CFD シミュレーションの結果を検証するための遷音速旅客機形状として最も広く使用されるもののうちの一つである NASA CRM の CFD シミュレーションに用いる格子密度の下限を示して飛行機開発に用いる適切な格子サイズを選ぶ上での基準を示した。また、二つ目の成果は上記抵抗分解法自体の一部を効率化して任意性を排除する手法を開発した。さらに三つ目の成果では、風洞試験模型の変形による空力係数への影響を風洞試験のデータのみを用いて補正する手法を開発した。これらの成果は遷音速旅客機の空力特性を推定するための CFD シミュレーションのコストと風洞試験の不可避な誤差を削減するものである。