

データ同化による遷音速内部流動の高精度予測

伊藤, 流石

<https://hdl.handle.net/2324/4784610>

出版情報 : Kyushu University, 2021, 博士 (工学), 課程博士

バージョン :

権利関係 : Public access to the fulltext file is restricted for unavoidable reason (3)

論文の要約

論文提出者：伊藤 流石

論文題名： データ同化による遷音速内部流動の高精度予測

近年のターボ機械の研究開発と進歩には著しいものがある。その多くは実験流体力学 (Experimental Fluid Dynamics, EFD) における新たな計測技術の確立と、計算機の開発に伴う数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) の研究および実用化の寄与が大きい。流体計測技術に関しては、時間応答性の高い点計測やレーザー、高速度カメラを用いた面計測により時空間的に膨大な計測データの取得が可能となっており、数値計算との比較も容易になっている。一方で、数値計算については、より高度な設計開発のための非定常現象・複雑物理モデルに関する研究が進められている。このように、それぞれの領域において、より複雑な現象を解析するために計測および計算手法の開発が進められているが、その開発過程において計測結果と数値計算結果は単純な比較・検証にのみ用いられることが多く、EFD および CFD が有効に活用できているとは言い難い。このような問題に対し、計測融合シミュレーション法からデータ同化法へと統計的取り扱いを導入した、データ同化支援工学 (Data assimilation Aided Engineering, DAE) の考え方が適用され始めている。

そこで本研究では、ターボ機械の設計開発に関する CFD の不確定要素、特に乱流モデルのパラメータの妥当性、適切な境界条件の推定について、データ同化手法を用いた推定アルゴリズムの開発とその有効性について検証を行う。本論文は全 6 章からなり、各章の概要は以下のとおりである。

第 1 章では、ターボ機械の CAE (Computer Aided Engineering) の課題について述べ、近年注目されているデータ同化手法を組み合わせた DAE の概要およびこれまでの研究について述べている。

第 2 章では、本研究にて用いたデータ同化手法について包括的に述べ、逐次型データ同化手法であるアンサンブルカルマンフィルタ、非逐次型データ同化手法である Adjoint 法について述べた。アンサンブルカルマンフィルタは、線形システムに適用されるカルマンフィルタに対し、非線形システムに適用することを目的として開発された手法である。非線形システムへの適用を可能とするためにアンサンブル予報を用いており、拡張カルマンフィルタや粒子フィルタに対して、非線形システムにおける状態量推定において優位性を持つ。Adjoint 法は、4 次元変分法における勾配計算を効率的に行う方法である。他のデータ同化手法との大きな違いは、解析コードに対して侵襲性を持つ点であり、支配方程式だけでなく Adjoint 方程式を解く必要がある。この Adjoint 方程式は各数値モデルの支配方程式に基づいて導かれるものである。

第 3 章では、第 2 章にて述べたアンサンブルカルマンフィルタを用いて、URANS (Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes) 解析に用いられる乱流モデルに内包されたパラメータ群を、LES (Large Eddy Simulation) 解析結果に基づいて最適化した。このパラメータ推定アルゴリズムの構築にあたり、双子実験を実施することにより、アンサンブル数を 200 以上、参照する速度分布の抽出領域を壁面近傍に設置することで、推定誤差を 1% 以下にとどめることが可能であることが確認された。LES 解析結果に基づいて最適化されたパラメータの効果を調査するために、同パラメータを用いた URANS 解析を遷音速タービン翼列に適用し、得られた結果を LES 解析結果および既存の URANS 解析結果と比較した。既存の URANS 解析は翼後縁から非定常的に発生するはく離渦を予測できていないのに対し、最適化されたパラメータを用いた URANS 解析では LES 解析と同様に、はく離渦の発生を予測できた。さらに、翼の後流領域における速度分布や空力特性

の予測精度の向上が確認された。同翼列を対象とし、異なる流入条件を用いた解析においても、前述と同様に非定常的な渦構造の数値予測精度の向上が確認された。さらに、異なる翼列を対象とした解析においても、非定常的な渦構造、後流領域の速度分布、空力特性の予測精度の向上が確認された。これらの結果から、アンサンブルカルマンフィルタを用いて URANS 解析に用いられる乱流モデルのパラメータ最適化を行うことが可能であることが確認された。この結果は、ターボ機械の CAE において、LES などの高精度予測が可能な数値解析と同等の予測精度を持つ解析が小規模な計算資源により可能であることを示唆している。

第 4 章では、圧縮性 Navier-Stokes 方程式に基づいて導いた Adjoint 方程式を解くための数値解析スキームについて述べた。また、本章にて提案する点緩和型陰的時間進行法について、超音速流れにおける単独翼の形状最適化問題を用いた検証を行った。本検証の Adjoint 解析ではクーラン数を最大で 50 まで高めた高速な解析を行うことが可能であった。形状最適化問題では単独翼形状を初期形状とし、目標翼形状の翼面圧力分布との二乗誤差を表す評価関数を定義することにより Adjoint 方程式を導出した。Adjoint 解析結果を用いた勾配計算により翼形状を修正した結果、得られた翼形状は目標形状に肉薄したものとなった。このことから、本章にて提案した点緩和型陰的時間進行法は Adjoint 方程式を高速かつ高精度に計算することが可能であることを示した。また、円柱周りの流れを対象とした Adjoint 解析を行うことにより、先行研究においても指摘されているが、Adjoint 方程式の長期間にわたる時間積分が Adjoint 方程式の解の成長ならびに局所的な分布の歪みにつながることを示した。この結果を受け、本章ではエネルギー解析に基づく考察を参考に、渦度を用いた人工粘性項を Adjoint 方程式に導入することにより、解の成長および解析場における局所的な解の分布歪みの抑制を図った。その結果、前述の解の成長を抑制し、解析場における局所的な解の歪みの緩和を実現することにより、Adjoint 方程式の長時間積分を可能とした。

第 5 章では、第 4 章にて述べた Adjoint 方程式の数値解析スキームを用いて、遷音速動翼列 (NASA Rotor 37) の下流における全圧分布の予測精度の向上を企図し、動翼上流ハブ漏れ流れの境界条件推定問題に取り組んだ。本章では、実験で計測することが不可能であるハブ漏れ流れの影響を再現するために、漏れ流量およびハブ隙間部の圧力差それぞれに基づいた境界条件を提案したが、漏れ流量および圧力差はそれぞれ未知量であることから、Adjoint 法を用いた推定アルゴリズムを構築し、それらの未知境界値の推定を行った。得られた推定結果を用いた数値解析結果は、漏れ流れを考慮していない数値解析結果、ならびにデータ同化手法を用いずに推定された未知境界値を用いることによる数値解析結果に対し、全圧分布の予測精度が向上し、実験結果に肉薄した解析結果が得られた。以上の結果から、本章にて構築した推定アルゴリズムが、境界条件の未知量推定問題に対して有効であることを示した。この結果は、ターボ機械の CAE において、数値解析精度を向上させるものと考えられ、データ同化手法および数値解析を用いることにより、ターボ機械の設計開発に対し、より高精度かつ適切なフィードバックを与えられるものと考えられる。

第 6 章は結言であり、本論文を総括している。