

平成 30 年 6 月 8 日現在

機関番号：82645

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2015～2017

課題番号：15K21676

研究課題名(和文) 不確実性低減に向けた風洞実験 / CFDの状態空間モデルの構築とデータ同化技術の応用

研究課題名(英文) Application of data assimilation to integration wind tunnel experiment and CFD toward for unceratinty reduction

研究代表者

加藤 博司 (Hiroshi, Kato)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究開発員

研究者番号：70722536

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,100,000円

研究成果の概要(和文)：本研究課題では、航空宇宙機設計の高度化を目的とし、既存の空力(流体)設計の道具である実験、数値シミュレーションを統計数理手法「データ同化」の導入により統合化する手法の提案、および、提案手法の実証を行った。実証は、流体解析に残されている大きな課題である、剥離、遷移流れを対象とした。剥離流れに関しては、乱流モデル内のモデルパラメータ値をデータ同化により最適化し、既存乱流モデルでは予測困難であった翼胴部分の剥離予測に成功した。遷移流れに関しては、翼表面の温度計測情報からの表面摩擦係数の推定技術を開発し、様々な計測情報に対する感度解析、および、今後の遷移解析のための風洞の流入乱れ度計測を実施した。

研究成果の概要(英文)：In this study, we proposed a method to integrate experiment and numerical simulation in the aeronautical engineering field. The integration method was constructed by data assimilation, which is a statistical method. The purpose of this study is to address issues related to uncertainties of the experiments and numerical simulations. The effectiveness of the proposed method was investigated in the separate and transition flow problems. As for the separate flow problem, we successfully predicted the separated flow around wing-root section accurate by optimizing the model parameter value in the turbulence model. As for the transition flow problem, we developed the method to estimate the friction coefficient around the airfoil with the surface temperature information. And, we conducted the sensitivity analysis of the observation type. Then, we conducted the experiment to estimate the turbulent intensity for future accurate analysis for transition flows.

研究分野：統計的推測、流体工学

キーワード：データ同化 CFD 風洞実験 剥離流れ 遷移流れ 疎情報

1. 研究開始当初の背景

現在、航空機開発の設計要求はより多様化し(例えば、乗り心地などの動安定性能の向上、失速付近における安全性能の向上、無人飛行機の発達によりこれまで利用されてこなかった飛行領域での性能評価など)、複雑な流体現象の理解・予測が求められている。しかし、複雑な流体現象は時間・空間スケールが非常に小さな現象であると同時に、初期・境界条件などの不確実性が強く影響する。そのため、風洞実験、CFD による現象理解・予測には、両技術に内在する不確実性への対処が必要不可欠になっている。近年、CFD 側の不確実性評価として「UQ (Uncertainty Quantification)」と呼ばれる研究が盛んになりつつある。また、風洞実験の不確実性評価としては、アメリカ航空宇宙学会が定めた風洞試験のガイドラインが制定されている。しかし、これらは、各々の技術の不確実性評価の取り組みとして進められているものである。また、近年、両技術の融合化に向けた取り組みとして、アメリカ航空宇宙局(NASA)と宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、風洞実験と CFD の融合化を模索しており、風洞実験/CFD の統合プラットフォームが実際に整備されている。しかし、これらは、実験、CFD の比較検証の効率化のためのプラットフォームとしての役割が強く、風洞実験結果と CFD 結果の統合化を目指したものではない。

2. 研究の目的

航空宇宙機開発の高度化にとって、今後、不確実性をいかにして減らしていくのが重要になる。本研究課題では、航空宇宙機設計の高度化を目的とし、既存の設計の道具である実験、数値シミュレーションを統計数理手法「データ同化」の導入により統合化する。そして、これまで独立に評価されてきた実験値、CFD 結果を統合的に扱い、「最も確からしい」設計指標を提供する新しい設計技術を提案し、本提案手法の有効性を示す。

3. 研究の方法

以下に示す3つの研究テーマを実施し、技術提案、および、提案技術の有効性の実証を試みた。

- ・アンサンブルデータ同化手法を用いたデータ同化プラットフォームの構築
- ・高迎角剥離流れ
- ・乱流遷移流れ

4. 研究成果

4.1. アンサンブルデータ同化手法を用いたデータ同化プラットフォームの構築

JAXA で開発が進められている流体解析ソルバー「Fast Aerodynamic Routines (FaSTAR)」をシステムモデルとし、データ同化手法として、「アンサンブルカルマンフィルタ」、「アンサンブルカルマンスムーザー」

「アンサンブル変換カルマンフィルタ」、「アンサンブル変換カルマンスムーザー」を実装した。また、実装方法として、流体解析ソルバーのリスタートファイルを利用するデータ同化コードを用意することで、1つの流体解析ソルバーに依存しないデータ同化・プラットフォームの構築を行い、データ同化部分の汎用性を高めた。なお、データ同化コードは、非線形観測にも対応させ、様々な観測情報を取り込める形にした。

表1 構築したデータ同化プラットフォームの詳細

システムモデル	流体解析ソルバー "FaSTAR" (上記に限らない)
データ同化手法	<ul style="list-style-type: none"> <li>● アンサンブルカルマンフィルタ</li> <li>● アンサンブル変換カルマンフィルタ</li> <li>● アンサンブルカルマンスムーザ</li> <li>● アンサンブル変換カルマンスムーザ</li> </ul>
観測タイプ	線形 / 非線形

4.2. 高迎角剥離流れ

航空流体解析に残る大きな課題は乱流予測である。特に、剥離、遷移に関しては、物理モデリングの難易度が非常に高く、未だロバストな乱流モデルは構築できていない。本研究課題では、剥離予測の高精度化を目指し、乱流モデルに内在するモデルパラメータの内、経験的・実験的に値が決定されているモデルパラメータに対しデータ同化を適用した。具体的には、航空機の外部流を対象とした流体解析の中で広く使われる Menter SST-2003 モデルの乱流粘性係数の評価式に含まれる  $a_1$  というモデルパラメータ値を最適化することで、剥離流に対するモデル予測可能性の最大化に成功した。図1に、モデルパラメータ最適化前後での剥離流れに対する予測結果の比較を示す。この計算例では、モデルパラメータ最適化後の計算が、実験での翼根部分での剥離をよく捉え、予測実測差を小さくしていることが分かる。

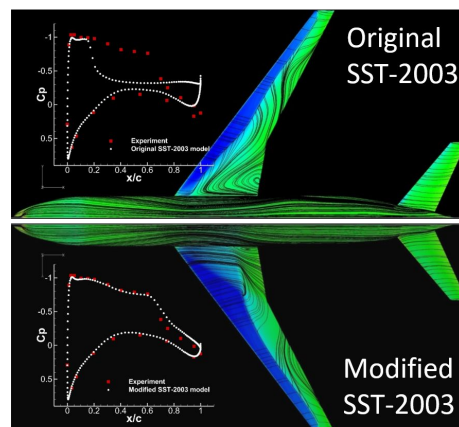


図 1 モデルパラメータ最適化前後での剥離予測結果の違い

#### 4.3. 乱流遷移流れ

航空機がさらされる高レイノルズ数下の遷移現象は、非常に時空間スケールの小さい物理メカニズムであり、計測・計算共にそれ単体での現象理解は非常に難しい。そこで、本研究課題では、データ同化技術を活用し比較的簡単に計測可能な機体表面温度と CFD とを融合させることで遷移メカニズムの解明を目指した。本研究課題は、以下の3つのプロセスに沿って実施した。

##### 4.3.1. 遷移乱流モデルの予測可能性最大化に向けた初期検討

遷移流に対する乱流モデルの予測性能最大化を目指し、提案されている遷移乱流モデル内のパラメータの不確定性について分析を行った。分析は、Menter らによって提案されている Intermittency モデルを対象に実施し、多数の遷移計算の効率化のために、Stochastic Collocation 法を用いて、モデルパラメータの感度を抽出した。そして、遷移相関式に含まれる一部のパラメータ値 (CTU1) の調整で遷移位置が大きく異なることを明らかにし、遷移乱流モデルの予測性能最大化に向け環境を整えた。図 2 に、Menter Intermittency モデルに内在する5つのモデルパラメータの遷移位置予測に対する感度解析結果を示す。

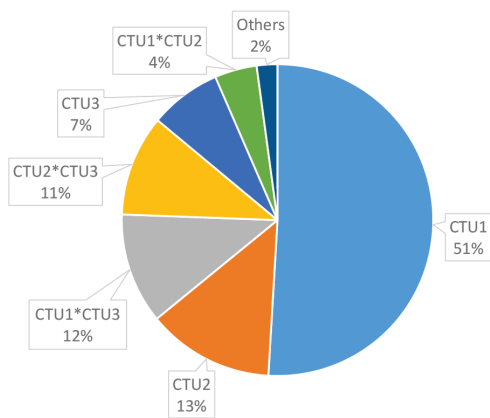


図 2 Menter Intermittency モデルに内在する5つのモデルパラメータ値の遷移位置予測に対する感度解析結果

##### 4.3.2. 表面温度計測値からの表面摩擦係数の推定

本研究課題では、データ同化技術を活用し比較的簡単に計測可能な機体表面温度と CFD とを融合させることで遷移メカニズムの解明を目指した。具体的には、CFD (RANS) での遷移計算で問題となる乱流粘性係数を、機体表面温度の計測情報からデータ同化で推定することを試みた。検証には、双子実験と呼ばれる数値実験を活用し、NACA0012 翼型模

型回りの遷移流体計算結果から、擬似計測情報として、翼表面の温度面情報を抽出し、抽出した擬似計測情報から、遷移メカニズムの復元に成功した。図 3 に、NACA0012 翼型に対しての適用結果を示す。図 3 中の Prior distribution は、データ同化の適用前の表面摩擦係数分布、Post distribution は、データ同化後の表面摩擦係数分布を示す。

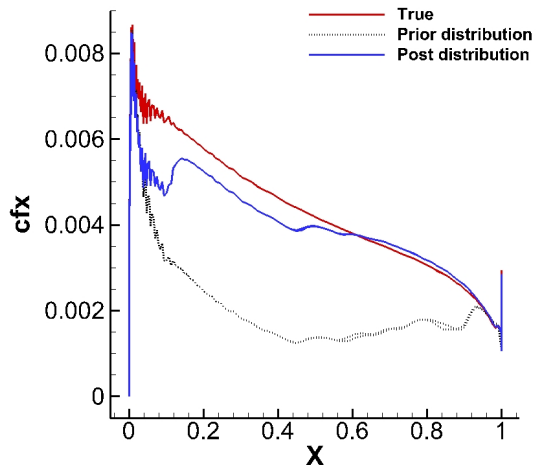


図 3 表面温度計測情報からの表面摩擦係数の推定結果

##### 4.3.3. 遷移解析における計測情報の感度解析

4.3.2 で構築した表面温度計測結果からの表面摩擦抵抗の推定手法を活用して、計測情報に対する感度解析を実施した。感度解析のために、数値実験上で、異なるタイプの計測情報を複数用意し (具体的には、翼表面の面温度情報、圧力点計測情報、境界層速度プロファイルの3種類) それらの計測情報が表面摩擦抵抗の推定に与える影響を評価した。結果として、翼前縁の温度情報が表面摩擦抵抗の推定に大きく寄与することを明らかにし、これまで定性的であった計測情報の感度を定量的に評価した。図 4 に、計測情報の感度解析結果を示す。

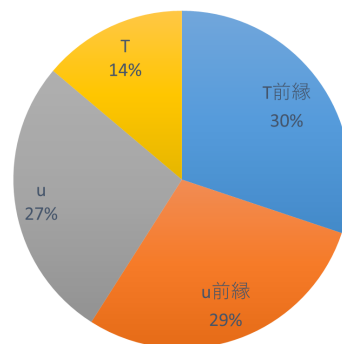


図 4 データ同化による表面摩擦係数の推定に対する計測情報の感度

##### 4.3.4. 流入乱れ度計測のための風洞実験

遷移解析では、流体計算にとって重要となる境界条件（特に、流入乱れ度）を高精度に設定する必要がある。本課題では、JAXA 調布航空宇宙センター内の高レイノルズ数 2 次元風洞の流入乱れ度を推定した。流入乱れ度計測のために、熱線流速計を使用し、得られた計測信号に対して、アンサンブル FFT 処理を適用し、ノイズ成分と流入乱れ度成分を分離することで、流入乱れ度を推定した。図 5 に、抽出した一様流中の流入乱れ度の時間履歴（黄線：計測ノイズ除去前、黒線：計測ノイズ除去後）を示す。これにより、今後の当該風洞での遷移計算の環境を整えた。

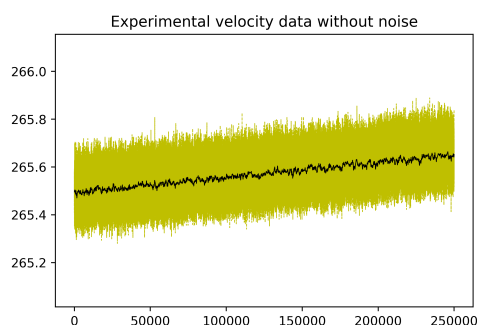


図 5 一様流の流速の時間履歴情報

#### 5. 主な発表論文等

（研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線）

〔雑誌論文〕(計 1 件)

1. Hiroshi Kato, Keiichi Ishiko, and Akira Yoshizawa, "Optimization of Parameter Values in the Turbulence Model aided by Data Assimilation," AIAA Journal, Vol. 54, No. 5 (2016), pp. 1512-1523.

〔学会発表〕(計 7 件)

1. 加藤博司、長尾大道、石向桂一、“物理モデル高度化への指針を与える基底抽出に基づく簡便な手法の提案、”第 47 回流体力学講演会/第 33 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム、2015 年 7 月、東京大学生産技術研究所。
2. 加藤博司、“風洞壁干渉補正に対するデータ同化の適用と課題、”第 28 回計算力学講演会、2015 年 10 月、横浜国立大学。
3. Hiroshi Kato, "Data Assimilation for Aeronautical Fluid Analysis," Fifth Taiwan-Japan Workshop on Inverse Problems, November 2015, Taiwan.
4. Hiroshi Kato, "Data Assimilation Aided Turbulence Modeling," Next generation transport aircraft workshop February 2016, Hawaii.
5. 加藤博司、“航空宇宙分野における“データ”活用の事例”、日本航空宇宙学会

47 期年会講演会、2016 年 4 月、東京大学。

6. 加藤博司、“CAE とデータ同化、”日本機械学会 2017 年度年次大会先端技術フォーラム、2017 年 9 月、埼玉大学。
7. 加藤博司、“CAE、CPS とデータ同化のつながり、”第 2 回理研データ同化ワークショップ、2017 年 9 月、神戸。

#### 6. 研究組織

##### (1) 研究代表者

加藤 博司 (KATO, Hiroshi)

宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究開発員

研究者番号：70722536