

令和 4 年 6 月 9 日現在

機関番号：12605

研究種目：挑戦的研究（萌芽）

研究期間：2020～2021

課題番号：20K21043

研究課題名（和文）流れ情報の高効率縮約技術に基づく翼騒音アクティブ制御法の開発

研究課題名（英文）Development of active control method for wing noise based on highly efficient flow information reduction technique

研究代表者

亀田 正治（Kameda, Masaharu）

東京農工大学・工学（系）研究科（研究院）・教授

研究者番号：70262243

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 4,900,000円

研究成果の概要（和文）：二次元翼の後縁ノイズ（TEノイズ）を対象に、流れ情報の縮約技術に基づく騒音アクティブ制御法の開発を進めた。まず、流体数値計算（CFD）とモード解析によりTEノイズ入出力モードを特定し、それに基づく高効率な騒音抑制法を検討した。その結果、2つのメカニズムに起因する現象があり、うち一つは、これまで知られていなかった渦干渉による四重極音であることを示した。また、翼の下面側からジェットを付加することがノイズの抑制に有効であることを示した。次に、風洞実験による実証試験を行ったところ、新たに見出した四重極音は確かに存在し、パルスレーザーによる擾乱の付与がTEノイズの抑制に有効との見通しを得ることができた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

最先端のデータ科学をその特性を生かして流れ現象の把握、推定に適用し、その結果に基づく実現象の制御に本格的に取り組んだ。今回の対象である翼騒音も含め流体现象は、現象の特徴が支配方程式（NS方程式）の性質に内包されている。そのため、支配方程式の性質を考慮に入れたモード解析（レゾルベント解析）は、計算負荷、制御効果の最適化の点で、多数の教師データや計算量が要求される深層学習（deep learning）よりもはるかに優れている。実際、本研究により、そのようなモード解析に基づくプレデータミンド制御の有効性を示し、航空工学の発展、産業界の振興にも役立つ成果が得られた。

研究成果の概要（英文）：An active noise control method based on data reduction technique has been developed for trailing edge noise (TE noise) of a two-dimensional airfoil. First, the TE noise input/output mode is identified by CFD and modal analysis, and a highly efficient noise suppression method based on this analysis is investigated. As a result, we have found that the noise is caused by two different mechanisms. One of the mechanism, the quadrupole noise due vortex interaction, has not been known before. It is also shown that the addition of a jet from the pressure side of the airfoil is effective in suppressing the noise. Next, from a wind tunnel test we have found that the newly discovered quadrupole noise indeed exists, and that adding a disturbance by a pulsed laser is effective in suppressing TE noise.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学 流体工学 熱流体力学 圧縮性流体

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

航空輸送需要の増加にともない、国際民間航空機関 (ICAO) は空港付近の騒音規制を強化している。ジェットエンジンの静音化が進む中、騒音規制をクリアするためには、航空機の離着陸時に機体から発生する空力音、特にフラップなどの高揚力装置を含む翼の騒音やランディングギア周りの騒音の低減が必要不可欠となっている。

騒音低減法として、整流カバーによるパッシブ制御、大掛かりなアクチュエータを用いて翼を変形させるアクティブ制御、プラズマ・アクチュエータを用いた翼騒音のアクティブ制御が試みられ、一定の成果が得られている。翼形状、風速により多彩に変化する騒音に対し最大の抑制効果を得るという点で、アクティブ制御がより適している。プラズマ・アクチュエータは軽量、低消費電力という点で魅力的だが、航空機離着陸風速域となる 100 m/s の流れに対する制御効果は実証されていない。

翼騒音は、フィードバックループによる発振機構が発生原因の大部分を占める。したがって、発振機構と対応する流れの組織構造を特定すれば、この構造を破壊するように制御パラメータ (構造、周波数、振幅、位相等) を決めることで、アクチュエータの効率を最適化することが可能である。さらに、計測で得られる少数の流れ情報から組織構造をリアルタイムに推定できるような低負荷計算モデルを構築すれば、実機の飛行状態に応じて制御パラメータを動的に変化させることが可能になる。

2. 研究の目的

「流れ情報の高効率縮約技術に基づく翼騒音アクティブ制御法の開発」と題し、最新のモード解析による流れ組織構造の解明・制御法の開発と、計算負荷の小さい浅層ニューラルネットワーク (shallow neural network, SNN) 機械学習の手法に基づく新しい計測・制御法の構築に取り組む。騒音発生時の物理機構が解明されている Trailing edge noise (TE ノイズ) と、プラズマ・アクチュエータに比べて大きな変形量が得られ、物体表面形状の局所制御が可能なマクロファイバーコンポジット (MFC) アクチュエータをモデルに制御法を具体化し、風洞実験を通じて、提案する制御法の有効性を実証する。

3. 研究の方法

アクティブ制御システムをモデルケースとして、2つの段階、(1) 流体数値シミュレーション (CFD) を用いたモード解析による TE ノイズ入出力モードの特定と高効率抑制法の開発 (2) 風洞実験による実証試験、に分けて研究を進めた。

(1) モード解析による TE ノイズ入出力モードの特定と高効率抑制法の開発

まず、オープンソースソフト (OpenFOAM) をベースに代表的な翼形周りの TE ノイズに関する CFD 計算を実施した。次に、モード解析 (動的モード分解 (DMD)、レゾルベント解析) により計算結果を解析し、TE ノイズを生み出す組織構造と、ノイズのモニタリングや増幅低減に効果のある翼表面位置を特定した。解析の結果に基づき、高効率な制御を実現するアクティブ制御デバイスの配置、駆動法を定め、CFD 計算により制御デバイスの効果とその際に生じる翼表面圧力場の変化を確認した。

(2) 風洞実験による実証試験

(1) の結果に基づく TE ノイズの風洞実験を行った。宇宙航空研究開発機構の小型低乱風洞を用いて、少数の半導体圧力センサと制御デバイスであるパルスレーザを配置して NACA 0012 翼模型周りの流れを調べた。感圧塗料 (PSP) による表面圧力場計測の結果を通じて、ノイズ発生メカニズムの確認とパルス光照射によるリアルタイム制御可能性を実証した。

なお、CFD・モード解析結果から、プレデターモード制御の有効性と大きな駆動力が求められることが判明したため、当初構想していた SNN および MFC アクチュエータによる計測・制御法の構築は取りやめた。

4. 研究成果

(1) モード解析による TE ノイズ入出力モードの特定と高効率抑制法の開発

翼の後縁から発生する騒音 (TE ノイズ) について、モード解析手法を使用して発生メカニズムの調査を行った。特に、2次元 NACA0012 翼型の非定常層流から発生する四重極音の起源に着目した。一様流のマッハ数が 0.1 と 0.05 の2つの流れを検討した。これらのマッハ数では音響特性が異なり、前者にのみ高周波四重極ノイズ源が存在する。渦音理論、動的モード分解 (DMD)、およびレゾルベント分析を使用して音源を分析した。まず、DMD を使用して、マッハ数が高い場合のみ四重極音が観測されることを明らかにした。次に、四重極音の発生源を特定するために、後縁付近の渦のダイナミクスを調べた。その結果、四重極音は後縁付近の渦放出が原因であることがわかった。マッハ数が高い場合は、翼の上下両面から発生する渦の複雑な相互作用が四重極音を強化するのに対して、マッハ数が低い場合はこの作用は無視できるほど小さい。さらに、レゾルベント解析を実行して、翼上の渦の生成を調べた。マッハ数が高い場合、流れ場には2つの

はく離泡があり，翼の両側に渦が発生する．モード解析から，翼の両側の渦の相互作用が，負圧面側にマルチスケールの渦構造を引き起こすことを示した．一方，マッハ数が小さい場合，渦は負圧側にのみ現れ，両側壁の相互作用は見られなかった (Kojima et al., J. Fluid Mech., 2022, submitted) .

つぎに，レゾナント解析の結果を利用して，圧力面側にシンセティックジェットを実装することにより，TE ノイズの制御を試みた．制御された流れの数値結果は，TE ノイズに関連する周波数が抑制されたことを示唆しています．同時に，新しい周波数成分が成長するのが観察された．新しい周波数成分は，境界層の不安定性によって引き起こされる変動モードであると見られる．全体としてノイズが抑制されているかどうかを判断するには，さらに検証が必要だとわかった (小椋ら，第 53 回流体力学講演会/第 39 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム，2021) .

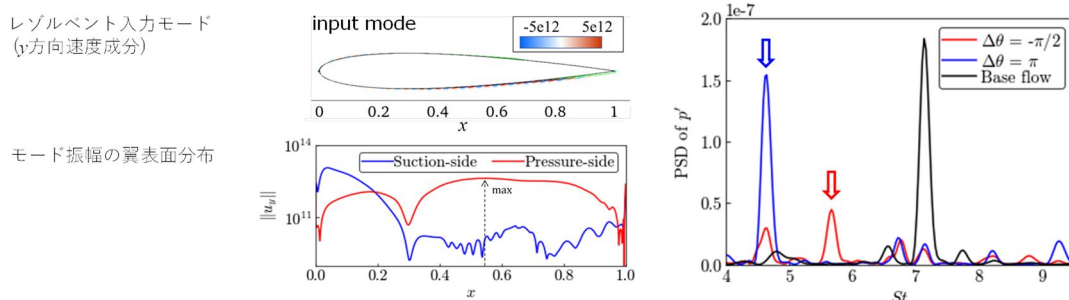
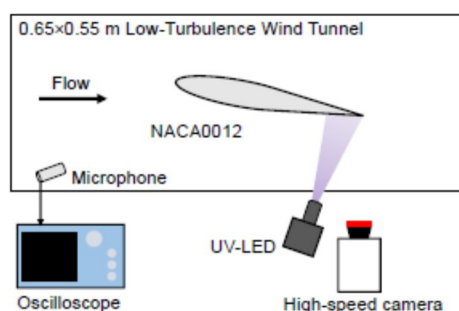


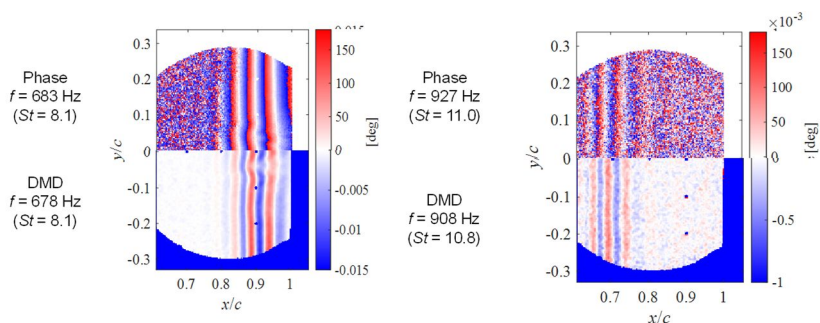
図 1 モード解析結果 (左)，制御による圧力変動スペクトルの変化 (制御なし(黒)で見られた無次元周波数 $St = 7$ 付近の変動が大きく低減し，より低い周波数の変動が出現した．

(2) 風洞実験による実証試験

航空機の翼後縁から発生する騒音である trailing edge ノイズ (TE ノイズ) を対象として，PSP による翼表面上の圧力変動の可視化，解析を行った．TE ノイズの圧力変動は微小であるため，PSP 計測ではカメラノイズ等に PSP の発光強度変化が埋もれてしまう．これらへの対処として，これまでアンサンブル平均 FFT や COP が用いられている．ここでは，それらに加えて新たに動的モード分解 (DMD) も適用し，微小圧力変動場の可視化を行った (図 2) . その結果，(1) で述べた四重極音に起因する負圧面側の圧力変動が翼弦 $x/c = 0.7$ 付近に発生し，その構造は二次元的であることを明らかにした．また，DMD により，圧力変動の時間変化もとらえられた．(今井ら，第 17 回学際領域における分子イメージングフォーラム，2021) .



(a) 実験概要



(b) 翼負圧面圧力変動のモード解析結果． $St = 11$ 付近が四重極音に対応する圧力変動

図 2 風洞実験結果

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計2件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 0件）

1. 発表者名 小椋圭大, 小島良実, 亀田正治
2. 発表標題 モード解析を用いた翼後縁ノイズの構造把握と制御法開発
3. 学会等名 第53回流体力学講演会 / 第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 今井雅人, 小椋圭大, 中北和之, 亀田正治
2. 発表標題 PSP による翼後縁ノイズ計測データの解析手法の検討
3. 学会等名 第17 回学際領域における分子イメージングフォーラム
4. 発表年 2021年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	中北 和之 (Nakakita Kazuyuki) (50358595)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・主幹研究開発員 (82645)	

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究協力者	今井 雅人 (Imai Masato)		

6. 研究組織（つづき）

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究協力者	小椋 圭大 (Ogura Keita)		
連携研究者	小島 良実 (Kojima Yoimi) (90886152)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究開発員 (82645)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関