

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 6 月 19 日現在

機関番号：22604

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2012～2014

課題番号：24760664

研究課題名(和文)埋込型プラズマアクチュエータによる空力騒音の効率的かつ効果的な抑制

研究課題名(英文)Suppression control of tonal trailing-edge noise using a plasma actuator

研究代表者

稲澤 歩 (INASAWA, Ayumu)

首都大学東京・システムデザイン研究科・准教授

研究者番号：70404936

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,500,000円

研究成果の概要(和文)：翼後縁から放射される線スペクトル音(トレーリングエッジノイズ)の抑制制御をプラズマアクチュエータにより実験的に調べた。二次元制御では露出電極が突起として境界層遷移に影響しないよう、新たに壁面埋込型アクチュエータを用いた。二次元アクチュエータによる弱い壁噴流は境界層を著しく安定側へとシフトさせ効率的に音の放射が完全に抑制されることが示された。同様の空力音の抑制効果は、不安定波動の二次元性を弱めることによっても得られることがわかった。

研究成果の概要(英文)：Suppression control of tonal noise radiation from an airfoil trailing edge is conducted by using a plasma actuator for a NACA0012 airfoil at a chord Reynolds number  $Re = 220,000$ . To minimize possible interferences of two-dimensional electrode to the boundary-layer stability, a specially-designed actuator with flush-mounted configuration is employed. It is found that the weak wall jet induced by the two-dimensional actuator can reduce the boundary-layer instability significantly, leading to the efficient suppression control of trailing-edge noise. Suppression of tonal noise is also achieved by weakening two-dimensionality of developing instability waves at the airfoil trailing-edge.

研究分野：流体力学

キーワード：空力音 プラズマアクチュエータ 境界層 不安定性

### 1. 研究開始当初の背景

航空機の静粛化には機体空力騒音の低減が避けて通れない技術課題であり、特に着陸時では、降着装置と高揚力装置が空力騒音の主要因となる。高揚力装置を含む翼後縁からは翼弦長レイノルズ数が  $3 \times 10^6$  以下程度で線スペクトル音(トレーリングエッジノイズ)が生じる。これは、後縁から放射される音波が翼前縁で境界層中に波動型攪乱(T-S波動)を生み(受容性)、それが流れの不安定性によって翼後縁で渦になる程度まで急増幅して再び音波を放射する、フィードバック機構による。従って、原理的には、ループ機構の一部を断ち切れれば、この線スペクトル音が抑制できる。特に、速度分布の変化に対して極めて敏感に反応する境界層の不安定性に直接作用して波動の成長を抑えることができれば、効率的かつ効果的な制御が可能であると期待される。これはつまり、流れ自身が持つ性質を梃子として利用する制御である。ただし、これを調べるには使用する制御デバイス(アクチュエータ)自体が境界層遷移に対して影響しないことが求められる(駆動時のみ流れを制御する)。

### 2. 研究の目的

本研究では、設置位置を含む制御パラメータの変更が容易なプラズマアクチュエータ(PA)を用いて、壁面近傍流れの二次元および三次元制御を実行し、効率的かつ効果的な翼後縁騒音(トレーリングエッジノイズ)の抑制制御を試み、制御による流れ場の変化と制御に導く物理的な機構を明らかにする。特に、二次元制御においては、アクチュエータが二次元突起として境界層遷移に影響しないよう、壁面埋込型プラズマアクチュエータを新たに提案し、その有用性も調べる。

### 3. 研究の方法

実験は 600mm(縦)×300mm(横)の出口断面を持つ吹出し型風洞で行われた。図1に測定部を示す。NACA 0012 翼型の翼弦長  $c=150\text{mm}$ 、スパン長 298mm の矩形翼をアクリル製の側壁間に取り付けた。プラズマアクチュエータ(PA)の設置にあたり、アルミニウム製の翼模型表面は厚さ  $160\ \mu\text{m}$  の絶縁シートで覆われている。空力音は精密騒音計により計測し、流れ場の計測には、LDV(レーザードップラー流速計)とPIV(粒子画像流速計)を用いた。実験の一樣流速度は  $U_\infty = 21\text{m/s}$  であり、翼弦長に基づくレイノルズ数は  $Re = 2.2 \times 10^5$  である。翼の迎角は  $2^\circ$  とした。この流れ場の条件では、負圧面境界層は後縁上流で乱流遷移し、音の発生は翼正圧面境界層の不安定性に支配されることから、アクチュエータは正圧面に設置した。

本研究では図2に示す2種類のアクチュエータを用いた。一つは、境界層の安定化を狙

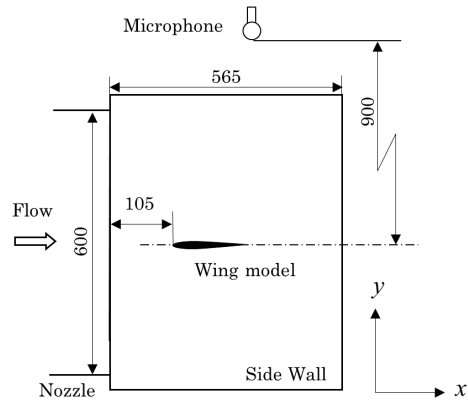


図1 実験装置

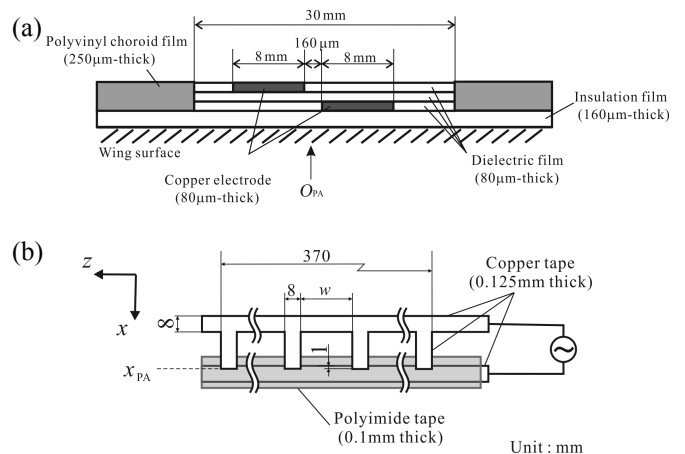


図2 (a)二次元アクチュエータ(埋込型)と(b)三次元アクチュエータ

った、電極がスパン方向に一樣に伸びる二次元アクチュエータ(図2(a)), もう一つは、発達二次元波動の三次元化を狙ったスパン(z)方向に間隔  $w$  で周期的な三次元化アクチュエータである(図2b)。特に、二次元アクチュエータは二次元突起として作用しないよう、電極を含めて平坦な構造である。アクチュエータの駆動は 15kHz の正弦波交流電圧を印加して行った。

### 4. 研究成果

#### (1) 埋込型二次元アクチュエータによる制御

図3は、二次元アクチュエータの設置位置に対するトレーリングエッジノイズの音圧レベルの変化であり、制御位置が前縁側に移動するにつれて音圧レベルは減少し、強い逆圧力勾配が開始する 60%翼弦位置( $x/c = 0.6$ )より上流では制御効果がほぼ一定となっていることから、後縁近くよりも翼弦中央での制御が効果的であることがわかる。図4はアクチュエータを 55%翼弦位置( $x_{PA}/c=0.55$ )で駆動した場合の後縁近傍の渦度を非制御時と比較しており、正圧面(下面)境界層は、アクチュエータを駆動しない場合、後縁直前

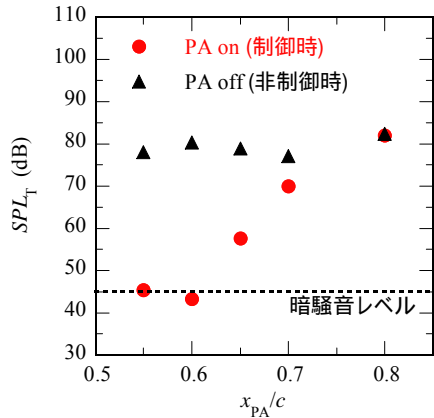


図3 二次元制御位置に対する音圧レベル

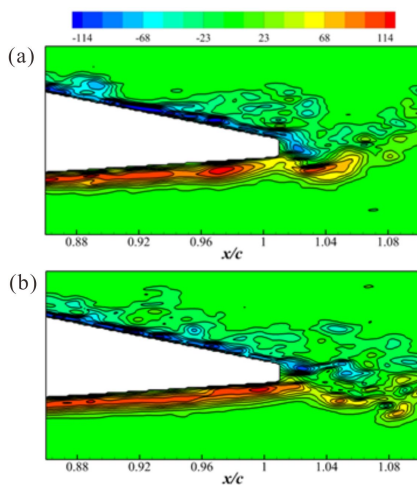


図4 後縁近傍の渦度分布 (a)PA off (b)PA on . 流れは右方向 .

で渦へとロールアップしているのに対し(図4a),アクチュエータを駆動すると,翼面上では渦生成に至らず(図4b)後縁で強い圧力変動(音源)は生じなくなる.このとき,アクチュエータ直後の  $x/c=0.6$  における境界層速度分布は,図5に示すようにアクチュエータ駆動により誘起される壁噴流(ウォールジェット)により加速されるが,速度の増加量は最大でも一様流速の4%(0.85m/s)程度と小さい.ただし,こうしたわずかな速度分布変化でも流れの安定性に対しては強く影響する.事実,図5の速度分布に対する線形安定性解析より,アクチュエータ駆動時の不安定波の増幅率は非駆動時の1/3以下と,流れを著しく安定側へと導く.従って,流れの性質(安定性)を梃子として利用することで,効率的に空力音が抑制できたと言える.このように,流れの安定化による空力音の抑制が実証されるとともに,新たに提案した埋込型プラズマアクチュエータの有用性も示され,これらは本研究の重要な成果である.

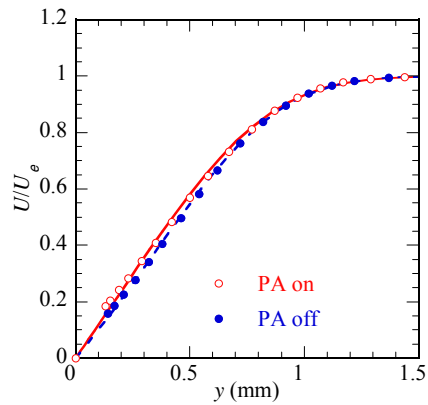


図5 アクチュエータ直後の境界層速度分布

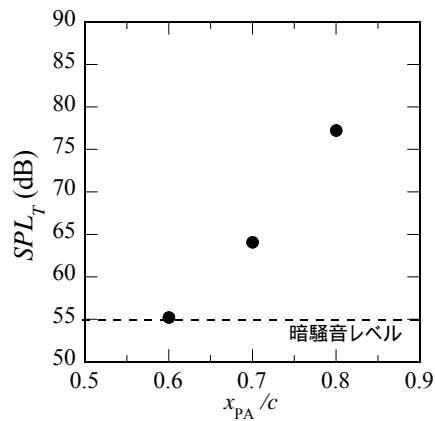


図6 三次元制御位置に対する音圧レベル

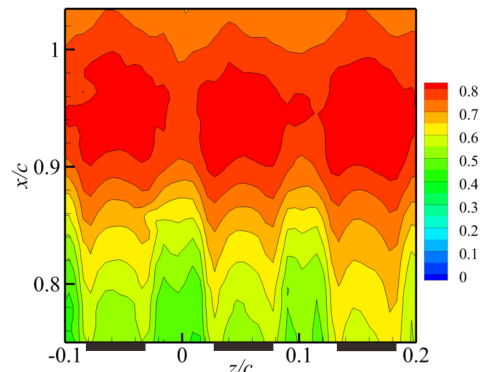


図7 アクチュエータ下流の流れ方向平均速度分布 ( $w=8\text{mm}$ ). 流れは上方向 .

## (2) 三次元アクチュエータによる制御

次に,スパン方向に周期的な三次元アクチュエータによる制御効果について説明する.図6は,  $w=8\text{mm}$  の三次元アクチュエータの設置位置を  $x_{PA}/c=0.6, 0.7, 0.8$  と変化させたときの音圧レベルを比較しており,  $x_{PA}/c=0.6$  では,二次元アクチュエータ同様,トレーリングエッジノイズをほぼ完全に抑制できていることがわかる.図7はアクチュエータ下流の境界層中央高さにおける流れ方向平均速度  $U/U_e$  のコンターを示している(図中太線はアクチュエータ電極位置に対応).図より,電極のスパン位置と対応して,その下流では

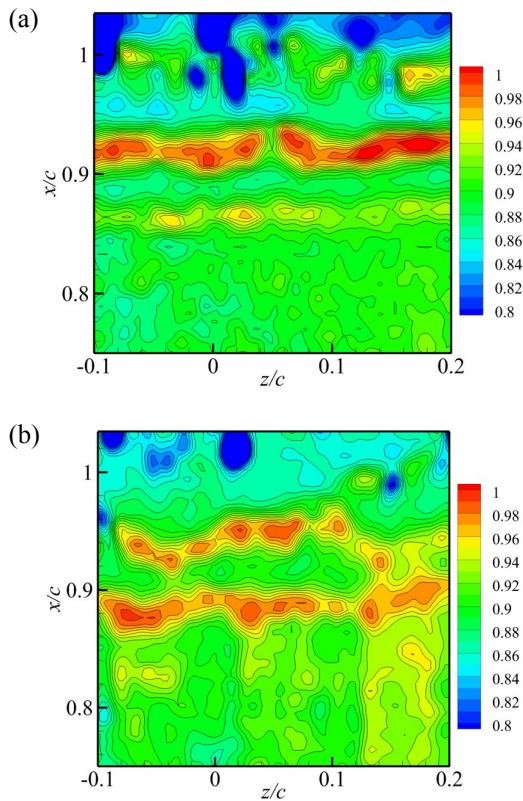


図8 流れ方向速度の瞬时分分布。(a) PA off, (b) PA on. 流れは上方向。

流れ方向速度が増しており、特に、電極の両端での速度増加が顕著である。スパン方向の速度変化量は、 $x/c=0.8$  で主流速度の15%程度である。図8は流れ方向速度の瞬間場である。アクチュエータを駆動しない場合、二次元的な不安定波動(T-S波動)の発達が  $x/c=0.86$  および  $0.92$  付近のスパン方向に一樣な分布として観察されるが、アクチュエータを駆動すると、 $x/c=0.88$  の位置で分布がスパン方向に波打ち、波打ちの大きさは下流に行くが増加することから、三次元アクチュエータは不安定波動の三次元化を促進する(翼後縁における音源の二次元性を弱める)ことでフィードバックループを断ち切り、トレーリングエッジノイズの発生を抑制していることがわかる。アクチュエータによる三次元誘起流れとT-S波動の二次不安定性の関係については今後も継続して詳細に調べる予定である。

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計1件)

Ayumu Inasawa, Chiho Ninomiya and Masahito Asai, Suppression of tonal trailing-edge noise from an airfoil using a plasma actuator, AIAA Journal, 51 (2013), pp. 1695-1702. 2013年7月. 査読有.

〔学会発表〕(計3件)

稲澤歩, 香川侑以, プラズマアクチュエ

ータによる翼後縁騒音の低減に関する実験, 第52回飛行機シンポジウム, 長崎, 2014年10月8日.

A. Inasawa, C. Ninomiya, M. Asai, Suppression of the trailing-edge noise using a plasma actuator, Proc. 18th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2012年12月4日, 203.

稲澤歩, ニノ宮千穂, 浅井雅人, プラズマアクチュエータによるトレーリングエッジノイズの抑制, 第44回流体力学講演会講演論文集, 2012年7月6日, 2E18 (CD-ROM).

## 6. 研究組織

(1)研究代表者

稲澤 歩 (INASAWA AYUMU)

首都大学東京・システムデザイン研究科・准教授

研究者番号: 70404936