

二次元翼後縁騒音の周波数選択機構に関する実験

高木 正平, 小西 康郁 (宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部)

On Frequency-selection Mechanism of Trailing-edge Noise from 2-Dimensional Airfoil

S. Takagi*, and Y. Konishi*

*Institute of Aerospace Technology, JAXA

ABSTRACT

The trailing-edge noise from 2-Dimensional airfoil is experimentally investigated to reveal the mechanism of the frequency selection. The splitter plate is placed at the trailing-edge of the airfoil to produce the no sound emitted condition. At this condition, the instability wave with broad band spectrum which central frequency is almost coincide the tonal noise frequency is clearly observed on the pressure side. The artificial acoustic disturbances which are the feedback of the instability wave on the airfoil are introduced at no sound emitted condition. and it is observed that the broad-band spectrum become discrete soon after the feedback is excited. These results confirmed that the trailing-edge noise is the consequence of the acoustic feedback loop between a vortex shedding at the trailing edge and an instability wave on the pressure side of the airfoil.

Key Words: trailing-edge noise, boundary layer instability, acoustic feedback loop

1. 序論

近年、環境問題に対応するため航空機においても低騒音化が求められている。そこで、本研究では、二次元翼後縁から発生する離散周波数音の発生メカニズムに注目し実験をおこなった。

この離散周波数音の発生メカニズムは一般には、翼後縁から放射される音波と圧力面側の境界層に発達するT-S波との音響フィードバックと言われている。この現象を初めて詳細に実験したのは Paterson ら⁽¹⁾であり、この離散周波数音が、全体として、境界層厚さと主流速度によって定まる曲線 $f=U^{1.5}$ に乗ること、また局所的には $U^{0.8}$ に乗ることを示した。Nash ら⁽²⁾は、密閉型の測定部に吸音処理を施すことによって半無響状態を作り、圧力面側の境界層を詳細に調べた。その結果、圧力面の後縁近傍には変曲点分布が存在し急激に変動が成長すること、線形安定性理論により予測される不安定周波数帯のピークに選択される周波数が近いことを報告している。

さて、本現象が、音波を介したフィードバック機構であるとすると、その結果として現れる現象を追っていただけでは、機構の解明は難しいと思われる。そこで、周波数選択機構解明を目的として、スプリッタープレート(以下 S.P.)により T.E.ノイズの放射を抑え、渦放出の伴わない初期条件を作成し、人工的なフィードバックを試みた。

2. 実験装置および方法

実験は、東北大学流体科学研究所所有の低乱熱伝達風洞にて行った。測定部は開放型とし、翼は地面に対

し垂直である。翼型は NACA0012、翼弦長 400mm である。翼の両端には、パンチングメタルと吸音フォームからなる端板が取り付けられている。また、翼迎角設定時の風洞ブロッケージによる流れの偏向を抑える目的で負圧面側の噴出し口を延長し同様の処理が取られている。

測定は、B&K のマイクロフォンおよび熱線風速計、非定常圧力センサーを測定項目に合わせて、それぞれ同期させて行った。

主流速度 $U_\infty=18\text{m/s}$ 、迎え角は最も騒音レベルが高かった 4° とした。

T.E.ノイズ抑制のために取り付けるスプリッタープレート(以下 S.P.と示す)は、翼後縁と同じ厚さの 1 mm のステンレス製で、翼のコード方向へ隙間を空けること

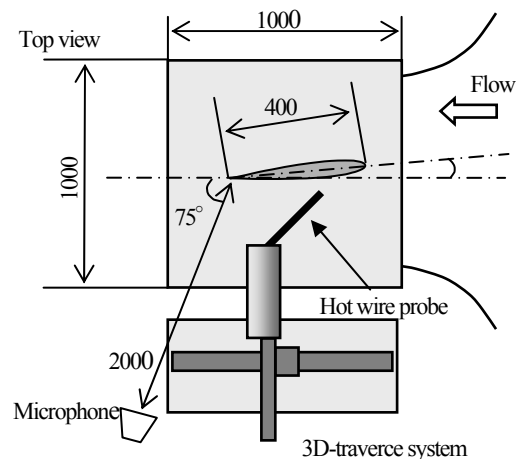


図1. 実験装置概要。(寸法は mm)

なく取り付けた。実験に用いた長さは、長さ 20mm から 80mm であり、コード長の 5~20% である。

3. 結果および考察

図 2. に S.P.長さに対する離散周波数音の音圧レベルの変化を示す。この結果、長さと言圧には、指数関数の関係が成り立つことがわかった。また、長さ 60mm で音圧が暗騒音レベルと一致したのは、圧力面側の境界層が完全に乱流に遷移したためと思われる。

長さ 60mm の S.P.を取り付けた場合、翼周りの流れが異なり、同じ翼周りの流れとは言い難い。そこで、流れを同等とするために若干迎角を振ることによって翼回りの静圧分布がほぼ一致するようにした。

図 3. に速度変動から取られた攪乱のスペクトル分布を示す。T.E.ノイズ発生時は、離散的であったスペクトル分布が、音を抑制すると自然遷移による広帯域のスペクトルとなる。また、この中心周波数は、ほぼ T.E.ノイズの周波数と一致しており、T.E.ノイズ発生に圧力面側の不安定波が重要な役割を果たしていることがわかる。

スペクトルが離散的になる機構は、音響フィードバックであるとされている。そこで、S.P.を取り付けた状況下において、 $x/c=0.925$ における非定常圧センサーの変動成分のうち 300Hz 以下の低周波数帯成分をハイパスフィルターにより除去した後、スピーカーから音響攪乱として流れに導入することによって人工的なフィードバック機構を構築した。

図 4. は、スペクトルの時間変化を示したものである。ここで、 $t=0$ が人工的なフィードバック制御を導入した時間である。制御を導入するとすぐにスペクトルが離散的になることがわかる。よって、広帯域の攪乱のスペクトルが、音響フィードバックにより選択的な離散的周波数になることが実証された。

また、図 5. は、音波を与えるスピーカーの翼後縁からの距離とそのとき得られる離散周波数を示したものである。数回の試行において、各位置において大抵 2 つの周波数が選択されることがわかった。このことは、周波数選択において、不安定波と音波の間での位相のマッチングが重要であることを示唆している。

4. まとめ

T.E.ノイズの発生機構、特に離散周波数の選択機構に注目して実験を行った。

T.E.ノイズの発生を抑えるのに必要なスプリッタープレートの長さは、翼弦長の 15% であり、これは、境界層が乱流へ遷移したためである。このとき、翼面上では自然遷移が起こっており、T.E.ノイズの周波数は、圧力面側の不安定波と一致することが確かめられた。

また、人工的に音波をフィードバック制御により流れに導入することにより、広帯域のスペクトルが離散的になることが示された。以上のことから、T.E.ノイズの発生は、圧力面側の不安定波と後縁からの音波が介在したフィードバックループ機構に基づいていること

がわかった。

しかしながら、音波が境界層に取り込まれる受容機構の解明については、今後の重要課題である。

参考文献

- 1) Paterson, R. et al.: *J. Aircraft* 10 (1973), P.296-302.
- 2) Nash, C.E. et al." *J. Fluid Mech.* Vol.382 (1999), p.27.

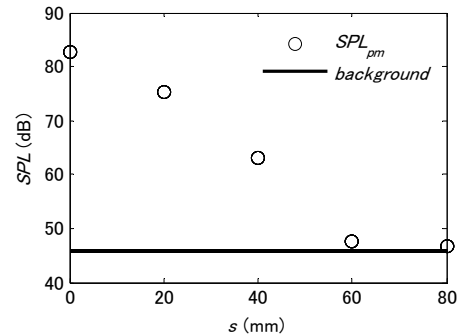


図 2. スプリッター板長と言圧の関係。

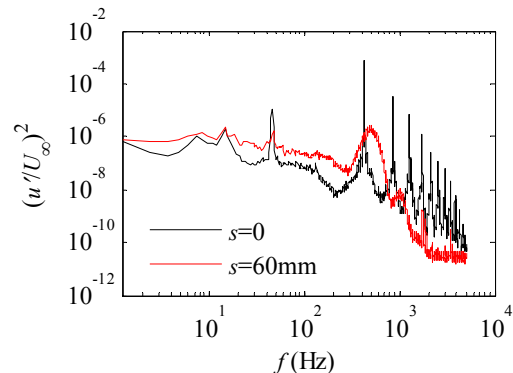


図 3. 速度変動スペクトルの比較. $x/c=0.925$.

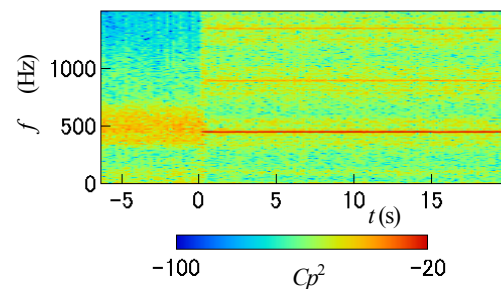


図 4. 人工フィードバックに対する応答。

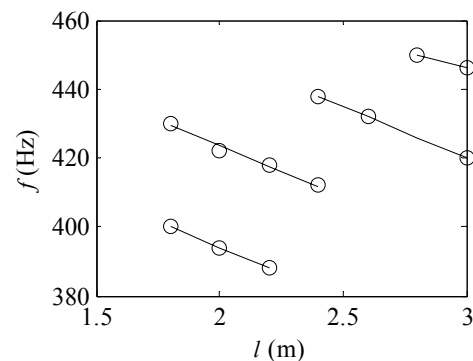


図 5. スピーカー設置位置と受容される周波数の関係。