

No.24

音による境界層剥離制御の数値解析

石井 克哉、鈴木 智(名古屋大学工)

Numerical analysis on the acoustic control of the boundary separation

K. Ishii and S. Suzuki

Dept. of Comp. Sci. Eng., Nagoya University

ABSTRACT

The effect of acoustic excitation on the separated flow on the 2-dimensional airfoil NACA0012 with various angles of attack is investigated in 2D numerical simulation. The results show that the acoustic excitation with appropriate frequency dynamically suppresses the leading edge separation even in 2-D simulation. These phenomena are related to a change of vorticity structure near the laminar separation points on the suction surface as well as that in the separated flow region.

1. はじめに

一様流中に置かれ、適当な迎角をもつ2次元翼上の流れが、レイノルズ数に依存して大きく変化することはよく知られている。たとえば、レイノルズ数が大きい場合は流れが翼上に再付着するのに対して、 10^5 以下では、剥離泡が長くなり、翼上に再付着点を持たない。しかし、低レイノルズの場合、翼上の流れに外部から適当な周波数の音波を当てると、流れが再付着することが、知られており、Zaman(1991)¹⁾、Asai, Nishioka(1993)^{2,3)}らによって実験的に調べられている。剥離後の流れの性質が大きな寄与を持つことが議論されている。しかし、渦度の分布や、壁面近くの圧力などは実験では測定が困難である。このため、数値実験により、この現象を再現し、流れの細部まで解析を行うのが本研究の目的である。しかし、剥離前はほぼ二次元性が保たれているが、剥離後は乱れ三次元的な流れ場となると考えられるが、計算では、簡単のため、まず、二次元の計算を行い、どこまで現象を再現できるかを調べる。

2. 基礎方程式と計算法

基礎方程式には二次元の圧縮性ナビエーストークス方程式を用いる。一般座標系 (ξ, η) を導入し、翼長と音速で無次元化をおこなうと、座標変換のヤコビアン J を使って、質量密度、デカルト座標系 (x, y) の運動量密度成分、全エネルギー密度 $\hat{q} = \frac{1}{J} \hat{t}(\rho, \rho u, \rho v, e)$ は次の

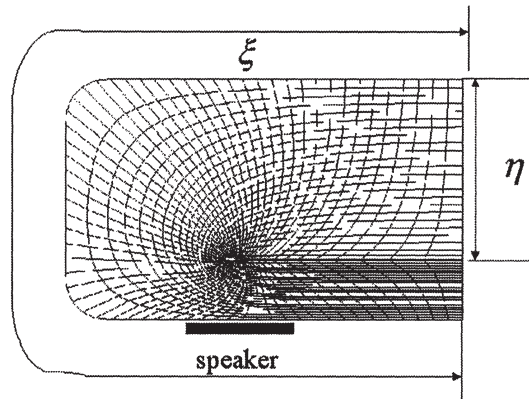
方程式のようにまとめられる。

$$\frac{\partial \hat{q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \hat{R}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{S}}{\partial \eta} \right)$$

ここで、 E, F は各保存量の流束密度を、 R, S は粘性に

関する項を表す。レイノルズ数 Re は遠方での一様流の物理量を使って決定してある。粘性の変化にはサラザンドの公式を使い、状態方程式は空気を想定し理想気体の近似を用いている。

数値解法としてはBeam-Warming法を改良した空間4次精度時間2次精度のブロック5重対角行列法を用いている。剥離点付近での挙動を調べるため、乱流モデルは用いていない。また、エリアジングエラーを押さえるため、4次の高次人工粘性を付加している。^{4,5)}



翼には NACA0012 翼を用い、剥離点前後の前縁付近には ξ 方向の格子点を集中してある。また、翼上では滑りなしの境界条件を用い、計算のレイノルズ数に応じて境界層の中に十分な格子点数をとるよう η 方向の格子を翼面に集中している。図1の計算格子には speaker として、音波を導入した境界の位置を示した。この翼とスピーカの幾何的配置は浅井ら実験とほぼ同一になっている。計算での遠方の境界条件は一様流とし、トンプソンの線形近似を使った音波に対する境界条件をスピーカの部分で音波の流入条件、他で音波の流出条件を課した^{6,7)}。また、流出部では、 ξ 方向の微分を0とした。

3. 計算結果

(a) 一様流中の二次元翼周辺の流れ場^{*)} (レイノルズ数と迎角の影響)

音波の影響を調べる前に、レイノルズ数や迎角の違いによる流れの変化が二次元の数値計算により表すことができるかどうかを調べる。図2(a)に遠方での流速を基にしたレイノルズ数 10^6 で迎角 1.2 度の NACA0012 翼の適当な時刻での流れ場を、図2(b)にレイノルズ数 10^5 の場合の適当な時刻での流れ場を示す。

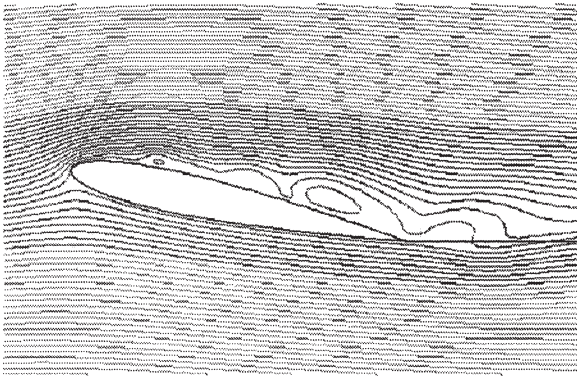


図2(a)迎角 1.2 度の NACA0012 翼の流線($Re=10^6$)

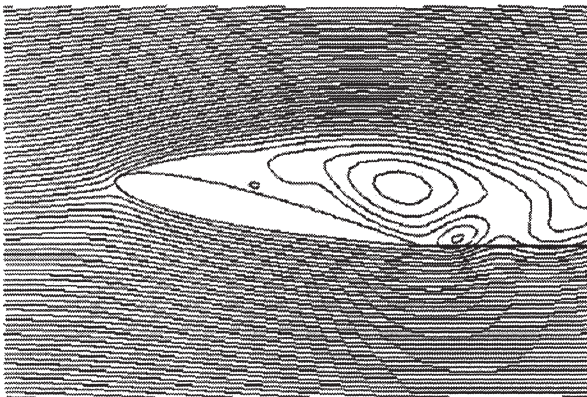


図2(b)迎角 1.2 度の NACA0012 翼の流線($Re=10^5$)

図2からわかるように、剥離した後、剥離点付近を通る流線は(a)では翼負圧面から大きく離れることはなく、また、ある場所で翼面に非常に近くなるのに対し、(b)では、一旦離れた流線は翼面に近づくことはない。別の時刻でも、(a) $Re=10^6$ の場合の翼面に近づく点(再付着点)の位置が異なる等の違いは出るものの各レイノルズ数での流線での違いは定性的には図2と一致していた。また、このことと対応して、a) $Re=10^6$ では翼の平均の揚力係数と抵抗係数が $C_L=0.870$, $C_D=0.0772$ であるのに対して、図2(b)では、 $C_L=0.424$, $C_D=0.139$ となり高レイノルズ数での短い剥離泡の形成と再付着、低レイノルズ数での前縁からの剥離を二次元計算でも再現できるが示せる。

これは、再付着の現象に、剥離点付近の流れや剥離後の渦の二次元的な性質が大きな影響を持つこと示すと考えられる。

迎角の差をみるため、レイノルズ数 10^5 で、迎角 10 、 14 、 16 度の場合の流れ場も計算した。図2(c)に迎角 10 度の流れ場を示す。

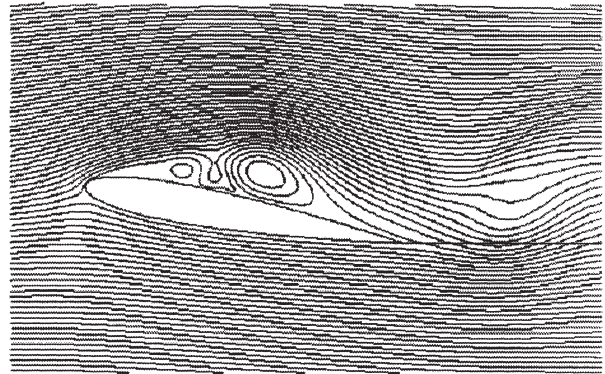


図2(c)迎角 10 度の NACA0012 翼の流線($Re=10^5$)

図2(c)より、迎角 10 度の場合には図2(b)の 12 度の場合とは異なり、流れが翼に再付着しているのがわかる。また、このときの剥離泡の大きさは図2(a) $Re=10^6$ に比べ、大きいこともわかる。他の迎角の大きな場合は図2(b)と同じような流れ場となっており、剥離後の領域は迎角の大きなものほど大きくなっている。この場合、揚力の平均値も小さいものになっている。流れ場の変動は迎角 10 度の場合にはほぼ周期的であるが、大きな迎角の場合はいくつかの周期が混ざったものとなっている。表1に各迎角の揚力係数の時間変化から得た平均揚力係数と一番大きな振幅を持つ周波数を示す。

表1

α	10	12	14	16
f_k	0.15	0.061	0.061	0.049
$\langle C_L \rangle$	0.764	0.422	0.394	0.425

(b) 外部からの音波に対する流れ場の反応

(b-1) 揚力

レイノルズ数 10^5 の流れ場に対し、外部から音波を入れて調べる。音波の強さは、圧力の振幅が遠方での圧力の 0.005 倍の大きさであり、実験よりは大きな音響となっている。 0.0005 の振幅の音波に対しては、流れ場の変化が観察されなかったが、これは、計算格子の粗さや計算精度に寄る音波の減衰によるものであると考えられる。また、入力音波の周波数は表 1 に示した揚力係数から得られた周波数を基本周波数 f_k とし、各迎角について $1/2f_k$ から $16f_k$ の間の適当な周波数について計算を行った。

長い剥離渦を持つ場合に対し、入力音波の周波数と翼の平均揚力係数の値を示したのが図 3 である。

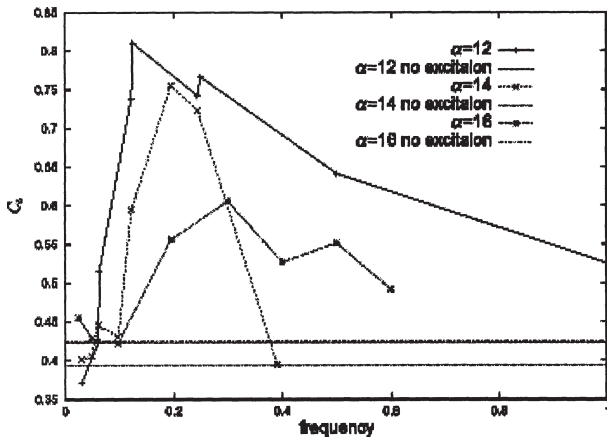


図 3、入力音波の周波数に対する迎角 12 度(-)、14 度(x)、16 度(*)の NACA0012 翼の平均揚力係数

いずれの迎角の場合もある周波数の入力音波に対して大きな揚力係数を持つようになっているのがわかる。特に、迎角 12 度の場合、広い範囲の周波数の音波に対して、大きな揚力係数を得ており、高周波の音波に対してゆっくり揚力係数が低下していることがわかる。一方、迎角 14 度の場合、入力音波の影響で揚力が増大する領域は狭い周波数の範囲に限られる。この傾向は浅井らの実験による結果とも合致している。迎角 16 度の場合、より小さい迎角の場合に比べ、音響による揚力に関する効果が小さくなり、倍波数での音響への応答傾向も示している。この角度は音響を入れない計算でも流れが不規則であり、大きな渦が放出されている。このため、流れの三次元性や剥離渦領域での格子点数など検討すべき課題が多くあり、すぐにどこまで二次元計算結果が信用できるかは今後の課題である。

(b-2) 流れ場

各迎角について、平均揚力係数が大きな値を持つようになる周波数の音波を入力した場合の適当な時間の流線

を図 4 示す。いずれの場合も、前縁近傍で剥離した流線は翼の上に再付着している。図 4 (a) は迎角 12 度、入射音の周波数が 0.125 の $2f$ の場合である。この場合には、図 4 (a) で示すように、流線の再付着が起こらず、流れ中に双曲点が観察できる時刻も存在する。しかし、多くの時刻では流れ中の双曲点はなく、流れは翼負圧面に再付着しており、再付着点は周期的に翼面上の位置を変化され剥離渦を後端付近から放出する。

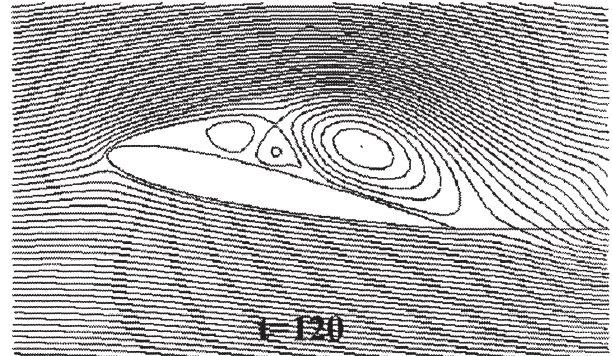


図 4 (a)、周波数 0.125 の入力音波に対する迎角 12 度の NACA012 翼周辺の流線

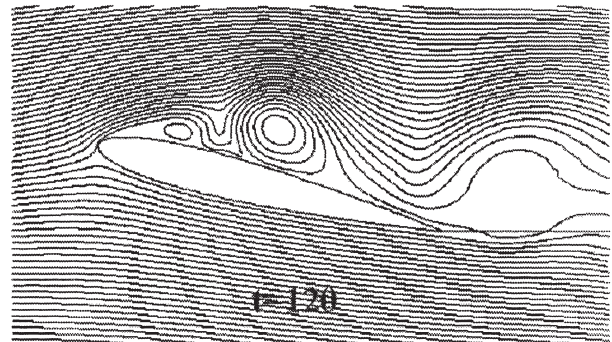


図 4 (b)、周波数 0.195 の入力音波に対する迎角 14 度の NACA012 翼周辺の流線

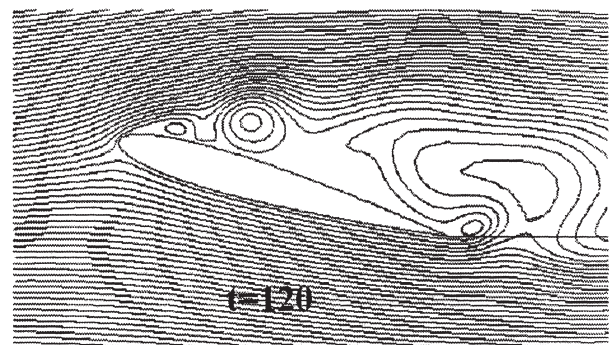


図 4 (c)、周波数 0.3 の入力音波に対する迎角 16 度の NACA012 翼周辺の流線

迎角 14 度、 16 度の場合、どんな時刻においても図 4 (b-c) で示すような流線の再付着現象は観察できる。ただし、

再付着点は翼前縁付近で周期的に位置を移動し、迎角 12 度のように大きな位置の移動はなかった。

(b-3) 剥離点付近での振舞

二次元計算が実際の実験の現象を正確に捉えることができるのは剥離点付近までと考えてよいだろう。音響の効果が実験と同じように計算できることは剥離点付近の流れ場がこの現象に重要な役割を果たしていることを示唆すると考えられる。このため、剥離点付近の流れを詳しく調べる。

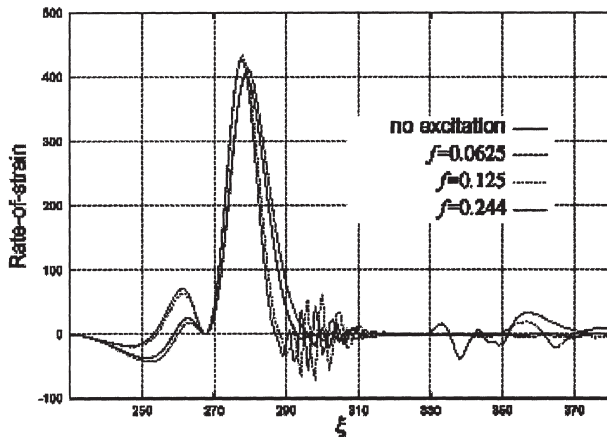


図5 前縁付近の剪断応力の分布

図5に前縁付近の剪断応力の分布を ξ 座標について示す。260付近の応力=0の線と交点がよどみ点を示し、269付近で応力が小さくなっているのは前縁で ξ と物理座標の流れの方向が変わる影響、290前後の最初の交点が層流剥離点、その後の振動は剥離泡の渦の振動だと考えられる。

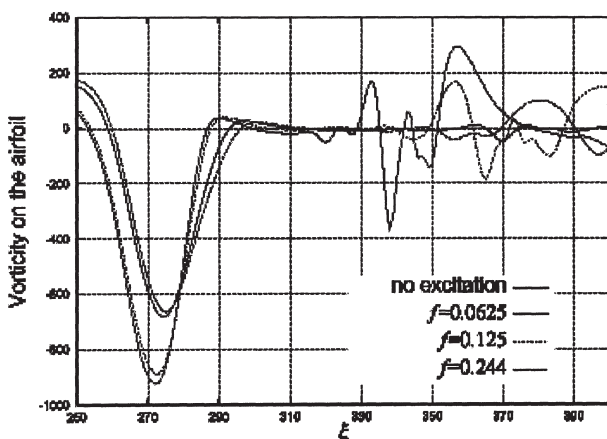


図6、翼前縁付近の渦度分布

図6に渦度の分布を示す。いずれの場合も、音響の効果はよどみ点を翼後縁の方にずらし、剥離点を前縁の方にずらしていることがわかる。また、音響により、層流境界層中の渦度が大きくなっていることも図6によりわか

る。

4. まとめ

二次元計算により、外部音による二次元翼の剥離制御の実験に対応する結果が得られた。また、流れ場の解析により音響効果は、従来考察されてきた剥離後の流れ場だけでなく、層流剥離点前後の流れ場に大きな影響を与えていることが計算結果の解析よりわかった。しかし、音響効果の剥離制御全体の機構の解明は三次元計算等を使用して行うことが必要であり、今後の課題である。

この計算は名古屋大学計算機センター、理化学研究所、宇宙研の計算機によって行われた。この研究は科研費「境界層の高精度化」の一部として行われた。

参考文献

- 1) K. B. M. Q. Zaman and D. J. McKinzie, "Control of Laminar Separation Over Airfoils by Acoustic Excitation", AIAA Journal, Vol. 29, 1991, pp.1075-1083.
- 2) M. Nishioka, M. Asai, and S. Yoshida, "Control of Flow Separation by Acoustic Excitation", AIAA Journal, Vol. 28, 1990, pp. 1909-1915.
- 3) M. Asai, T. Seno, M. Nishioka "Response of Airfoil Near-Wake to External Forcing", Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 45, 1997, pp. 441-416.
- 4) Y. Shida, K. Kuwahara, K. Ono and H. Takami, AIAA Journal, Vol. 25, 1987, p. 408.
- 5) K. Ishii, S. Adachi and S. Akishita, "Numerical Study on Acoustic Emission from Flow Past an Airfoil", Journal of the Physical Society of Japan, Vol. 66, No. 7, July, 1997, pp. 1995-2001.
- 6) Thompson, K. W., "Time-Dependent Boundary Conditions for Hyperbolic Systems", J. Comput. Phys., Vol. 68, Jan., 1987, pp. 1-24.
- 7) Thompson, K. W., "Time-Dependent Boundary Conditions for Hyperbolic Systems II", J. Comput. Phys., Vol. 89, Aug., 1990, pp. 439-461.
- 8) S. Suzuki, K. Ishii, "Numerical Analysis of the separation on a 2-D airfoil by acoustic excitation", Computational Fluid Dynamics Journal, 2000, to be appeared.