

No.3

弱い音波による層流剥離の数値計算

石井克哉, 鈴木智 (名大工), 安達静子* (理研)

Numerical Simulation of Laminar Separation with Weak Acoustic Excitation

K. Ishii*, S. Suzuki* and S. Adachi**

*Dept. of Comp. Sci. and Engng, Nagoya University

**RIKEN

ABSTRACT

The effect of acoustic excitation on the laminar separated flows over an NACA0012 airfoil with the angle of attack 12° , at the Reynolds numbers $Re=1 \times 10^5, 5 \times 10^4$ and at the Mach number $M=0.1$ investigated numerically. The amplitude of the induced sound pressure is 0.05% of the static pressure. Two different effects are observed in the view of the time history of the lift coefficient. One is the small increase of the averaged value and the other is the increase of the oscillation amplitude. These effective frequency ranges are different. The former range depends on the Reynolds number and its mean value is proportional to $Re^{1/2}$, while the later range is independent of Reynolds number. These phenomena are related to the change of vorticity distribution near the laminar boundary layer.

Key Words: acoustic excitation, laminar separation, 2D numerical simulation

1. はじめに

10度付近の迎角を持つ二次元翼を過ぎる流れは 10^6 以上の大きなレイノルズ数では再付着し、大きな揚力係数を持つが、数 10^5 以下の低レイノルズ数では前縁付近で剥離した流れは翼面に付着せず、揚力係数も小さくなる事が知られている。この低レイノルズ数の翼を過ぎる流れに外部から適当な周波数の音波を導入すると、流れ場は再付着し、揚力係数も大きくなる。¹⁻³⁾ この機構を調べるために、比較的大きな強度の音波を導入した数値計算の例を第26回研究会において発表した⁴⁾が、計算上の制約により、一様流のマッハ数0.23としたため、導入音波の強度も、遠方での圧力の0.005倍の音響と強いものであった。⁴⁻⁵⁾ このため、前回での報告では実験結果と計算結果との関連や対比が完全に解明されず、音響効果についての考察が十分行えなかった。一方、Zamanら(1991)²⁾、浅井、西岡、古本(1994)⁶⁾は平均揚力や流れ場が大きく変化する場合に、弱い音響励起による小さな流れ場や揚力係数の変化も詳しく実験的に調べている。今回は、弱い音波の場合を計算で行い、実験と計算との関連をできるだけ考えることとする。実験は10-20cmの比較的大きな翼を使用しているため、マッハ数が0.01程度の一様流を用いている。しかし、通常の圧縮流体計算で同じマッハ数の計算を行うには物理量の微小な変化を捕らえるため、非常に高い精度を必要とすることとな

る。このため、マッハ数は0.1として計算を行う。これは、約1cm程度の翼を用いた実験に対応している。外部のスピーカーから導入する音波の振幅は圧力の場合、遠方圧力の0.0005であり、前回より小さいものとなっている。これは流体の速度変動に換算すると前回の約1/4.3となる。

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-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行う。一般座標系での保存量密度は、座標変換のヤコビアン J を使い、質量密度 \mathbf{r} 、デカルト座標系 (x, y) の運動量密度成分 $(\mathbf{ru}, \mathbf{rv})$ 、全エネルギー密

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

度 e を成分とするベクトル $\hat{q} = \frac{1}{J} {}^t(\mathbf{r}, \mathbf{ru}, \mathbf{rv}, e)$ によって表され、次の方程式を満たす。

$$\hat{q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}$$

$$\hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ (e + p)U \end{bmatrix}$$

$$\hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ (e + p)V \end{bmatrix}$$

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。圧力を p 、一般座標系での速度を (U, V) としている。レイノルズ数 Re は遠方での一様流の速度、密度、粘性と翼長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。^{7,8)}

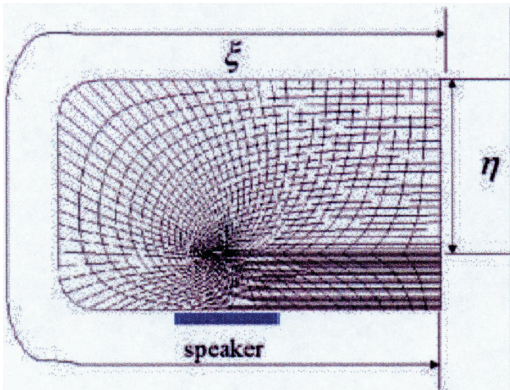


図 1、計算格子

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。この翼とスピーカーの幾何的配置は浅井ら実験とは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、トンブ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ーの部分で音波の流入条件、他で音波の流出条件を課した^{9,10)}。また、流出部では、 ξ 方向の微分を 0 とした。

3. 計算結果

図 2 に音響を加えていない場合の翼の迎角と平均揚力の値を異なるレイノルズ数に対して示す。10⁶ の計算での迎角 14 度の結果は、計算が安定せず、揚力が 1.2 以上の場合と小さな場合が不規則に時間的に現れた結果である。

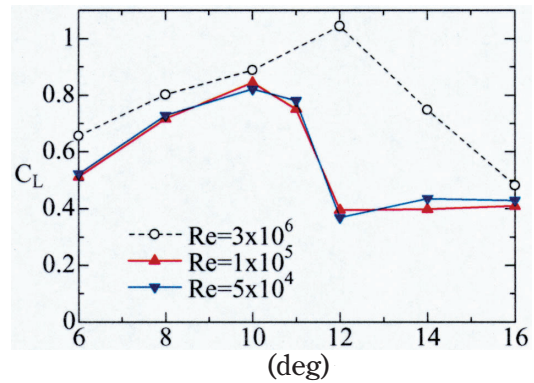


図 2. 迎角による揚力係数の変化

この研究では揚力係数に対するレイノルズ数の影響がはっきりしている迎角 12 度の場合について、翼の下方から音波を導入することにした。

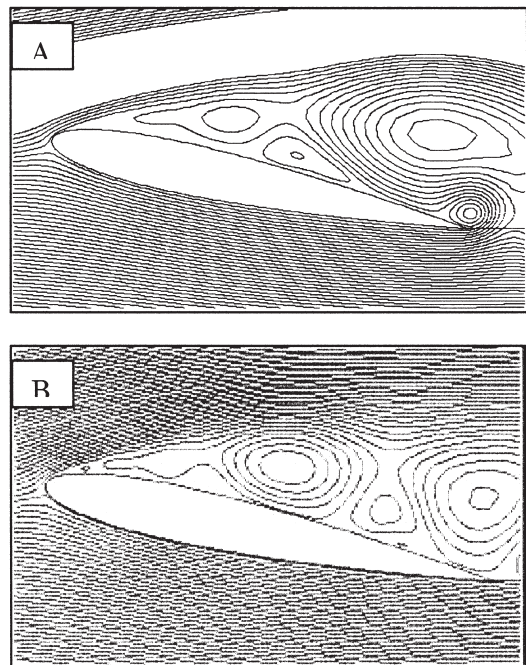


図 3、流線図 (A: 音響なし、B: 音響あり $f=0.6$)
 $Re=5 \times 10^4, M=0.1$

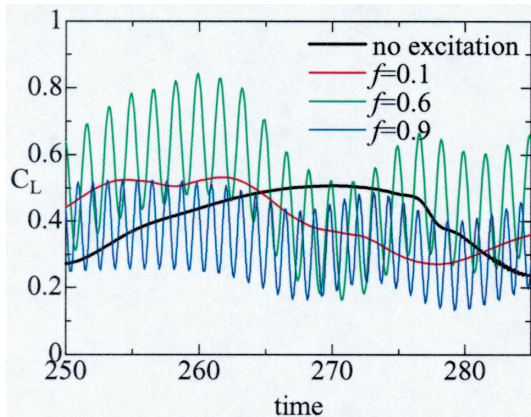


図4、揚力係数の時間変化、 f は励起音波の無次元周波数（音速と翼長を基準） $Re=5 \times 10^4$

図3にある適当な時刻での音響による流れ場の変化を、図4に揚力係数の時間変化を示す。図3の様に適当な周波数の音波、この場合は $f=0.6$ の音波を加えると、負圧側に不規則に発生している渦が規則的に翼面上に並んでいるのが見える。音響励起のない場合、流れ場は不規則に変化するのに対し、音響励起を入れた場合、翼面での渦は下流に流されて行き、流れ場は周期的に変化する。図4の揚力係数の短い周期的な変化はこの渦の運動に対応し、その周期は励起周波数に等しい。この振動の振幅は励起周波数により変化し、図3に示した $f=0.6$ の流れ場は大きな振幅を持つ場合である。しかし、図4で揚力係数に対する音響励起の影響は励起周波数の振動だけでなく、長時間にわたる不規則な変動が見られる。この変動は全体として、平均的な揚力係数を変化させている。図4で音波は $t=200$ から照射しており、励起周波数の振動は音波が翼に到達する時刻 $t=203$ ですぐに発生するが、発生するが、平均揚力の変化を伴う低周波数の変動は $t=235$ 以前ではほとんど見られないが、それ以後の時間で、顕著になる。

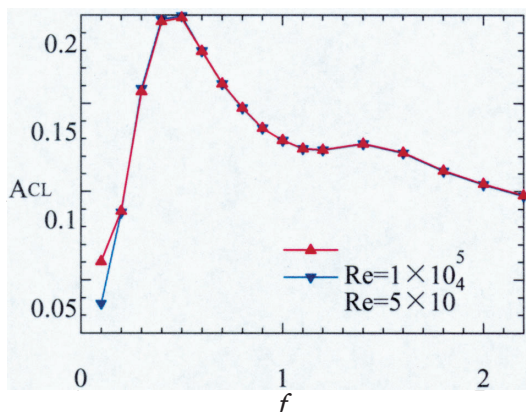


図5、励起周波数と対応する揚力変動の振幅
図5に励起周波数に対する揚力振動の振幅の変化を示す。

この変化は二つのレイノルズ数で同じとなり、レイノルズ数に依存しないと結論される。高周波の音波ほど、翼端での回折が少なくないため、より直接に音波よりエネルギーを得られることを考慮しても、 $f=0.5$ （遠方流速に基づく無次元周波数は $St=5$ ）付近が振幅最大となることは、図3のような音波による剥離流れの変化がこの受容性に関係していることを暗示する。また、この振動振幅は、周波数に対する変化を保ったまま、励起音波の変動の大きさに比例して大きくなることも調べてある。実験との対応を考えると、浅井ら⁹は実験および実験値から計算した剥離剪断層の線形安定性の速度擾乱増幅領域は $St=4.1 \sim 10.3$ の範囲であるとしている。この結果は図5の $f=0.41 \sim 1.03$ に対応して、揚力の励起振動数での振動振幅が大きくなっている領域と合致している。

一方、低周波数での変化も、励起周波数により異なり、レイノルズ数 $Re=5 \times 10^4$ の時は $f=0.2 \sim 0.8$ 、 $Re=10^5$ の時は $f=0.3 \sim 1.2$ の領域で大きな平均揚力を持つ。このとき、領域はレイノルズ依存性を持つが、Zamanら²⁾は非対称翼の場合に揚力変化を起こす音響励起の有効周波数の領域は

$$St \sim 0.024\sqrt{Re}$$

を中心としたおおよそ

$$0.01\sqrt{Re} < St < 0.04\sqrt{Re}$$

の範囲であることを報告している。これに基づき、図6では励起振動数を（レイノルズ数）^{1/2}で割ったものを横軸として、励起振動数に対する平均揚力変化を示している。翼形が異なるにも関わらず、計算した二つのレイノルズ数での励起周波数に対する揚力係数の変化はZamanらの実験結果の結論とほぼ同じとなっている。この結果は、弱い音響励起に対する揚力上昇が、翼周りの流れ場の局所的な変化に起因する可能性があることを示唆するように見える。

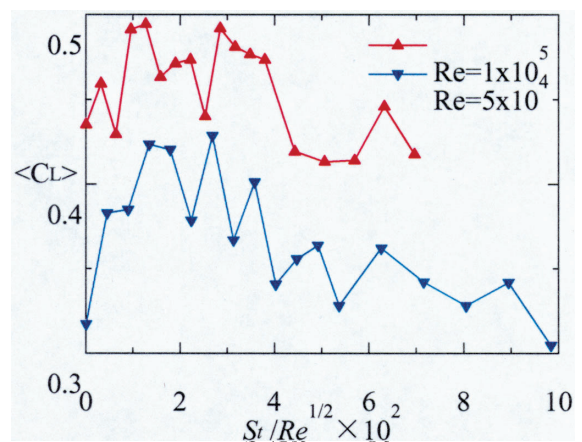


図6、励起周波数と平均揚力の関係

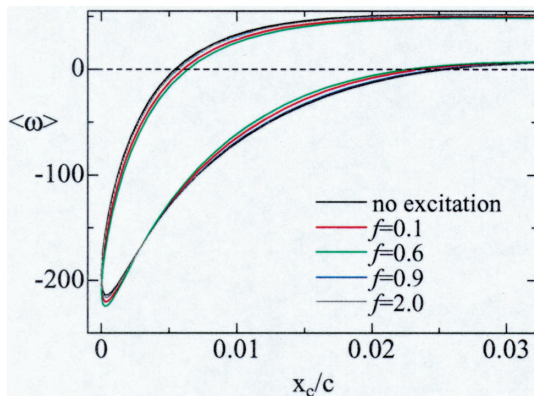


図7、前縁付近の翼面上の時間平均した渦度分布、曲線の上線は圧力面側、下線は負圧面側を示す。

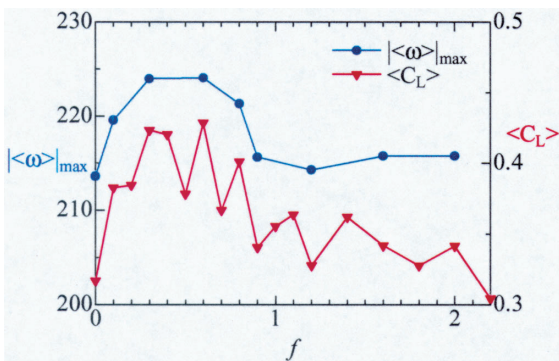


図7、励起周波数と最大時間平均渦度及び平均揚力との関係

また、平均揚力の上昇領域がレイノルズ数の $1/2$ 乗に依存性していることを考慮すると、層流境界層の変化に注目することが自然であろう。レイノルズ数 $Re=5 \times 10^4$ の流れ場の前縁付近の翼に沿った渦度分布を図6に示す。曲線の上側は圧力面を示し、 $\langle \omega \rangle = 0$ との交点はよどみ点、下側は負圧面で $\langle \omega \rangle = 0$ との交点は剥離点を示す。励起音波により、負の最大渦度の値が約 7% 程度増大しているのがわかる。また、よどみ点は後端方向に、剥離点は前端方向に移動する。この変化により、渦度分布は高レイノルズ数の流れの場合に近づいている。励起周波数による渦度分布の変化をはっきりさせるため、励起周波数に対する渦度の絶対値の最大値を平均揚力の値と共に、図7に示した。平均揚力を計算した流れ場のすべてで平均渦度を計算したわけではないが、両者の相関が非常に良いことがわかる。レイノルズ数 $Re=10^5$ の場合も、同様な結果を得る。

4. 考察とまとめ

前節で、弱い音響励起により、翼の揚力係数に少なくとも二つの変化をもたらすのを示した。一つは励起周波数

の振動であり、線形の反応である。これは、剥離剪断層線形安定性と関係を調べた浅井らの研究と密接に関係すると考えられる。他方は揚力の上昇であり、Zaman らの実験と関係する。この効果が励起の導入からある程度時間が経ってから現れること、層流境界層の平均渦度の変化と相関を持つことから音波と流れ場の非線形相互作用に寄るものと考えられる。

音響励起が強くなるとこれらの効果が絡み合い流れ場の再付着や揚力の大きな増大を発生させると考えられるが、その詳細については今後研究する必要があると考えている。

この計算は名古屋大学計算機センター、理化学研究所、宇宙研の計算機を使用した。また、この研究は科研費の一部として行われた。

参考文献

- 1) M. Nishioka, M. Asai, and S. Yoshida, "Control of Flow Separation by Acoustic Excitation", AIAA Journal, Vol. 28, 1990, pp. 1909-1915.
- 2) 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.
- 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) 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
- 5) 石井、鈴木：“音による境界層剥離制御の数値解析、”第26回「境界層遷移の解明と制御」講演論文集 SP
- 6) 浅井、西岡、古本、“翼面上は翼方流れの音波に対する応答、”宇宙航空学会誌 42(1994)305-402
- 7) Y. Shida, K. Kuwahara, K. Ono and H. Takami, AIAA Journal, Vol. 25, 1987, p. 408.
- 8) 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.
- 9) Thompson, K. W., "Time-Dependent Boundary Conditions for Hyperbolic Systems", J. Comput. Phys., Vol. 68, Jan., 1987, pp. 1-24.
- 10) Thompson, K. W., "Time-Dependent Boundary Conditions for Hyperbolic Systems II", J. Comput. Phys., Vol. 89, Aug., 1990, pp. 439-461.