

翼型による空力音の二次元直接数値計算

畠山 望（東北大流体研），入江 智洋（東北大工），井上 督（東北大流体研）

Two-dimensional DNS of aerodynamic sound by an airfoil

N. Hatakeyama*, T. Irie**, and O. Inoue*

* Institute of Fluid Science, Tohoku University

** Dept. of Aeronautics and Space Eng., Tohoku University

ABSTRACT

The sound radiated from an airfoil (NACA0012) in a uniform flow is studied by using direct numerical simulation (DNS). The two-dimensional compressible Navier-Stokes equations are solved by a 6th-order-accurate Padé type compact scheme and a 4th-order-accurate Runge-Kutta scheme. The Reynolds number based on the airfoil chord length is prescribed to be 5000, and the Mach number of the uniform flow to be 0.2. The angle of attack is varied from 5° to 8° . The results show that dipole sounds are generated in accordance with the oscillations of lift and drag forces due to the vortex shedding. As the angle of attack varies, the flow structure near the airfoil is affected, and the generated sounds change in response to the transition of the vortex motion around the airfoil.

Key Words: direct numerical simulation (DNS), aerodynamic sound, airfoil, vortex shedding

1. 緒言

様々な形状の物体が流体と干渉することにより発生する「空力音」が、騒音問題の要因の一つとして挙げられる。空力音は、流速の増大に伴って急激に増加する特徴を持つことから、高速で走行する鉄道や自動車、航空機などにおいて主要な騒音源であるとされている。特に、翼型から発生する空力騒音は、風力発電の風車や電子機器の冷却ファンなどで大きな問題となっており、騒音発生メカニズムの解明と低減方法の開発が求められている。ファン騒音などでは、翼からの周期的渦放出や、翼面境界層内の擾乱などに起因すると言われている「離散周波数音」が顕著であることが知られており、実験^{1,2)}や音響アナロジーを用いた数値計算による音波の予測³⁾などが行なわれてきたが、未だ正確な予測や現象の把握には至っていない。

幾何学形状が比較的単純な円柱まわりの流れによる音については、「直接数値計算 (DNS)」による数値解析が行なわれ⁴⁾、周期的渦放出に伴うエオルス音の発生・伝播機構が解明されつつある。また、翼型まわりの流れから発生する音波に関しても、 $Re = 1000$ 以下の低レイノルズ数において、DNSによる数値解析が有効であることが筆者らにより示されている⁵⁾。ここでは、より高いレイノルズ数である $Re = 5000$ における DNS の解析を行い、発生する音波の迎角による影響を明らかにすることを目的とする。

2. 問題設定

一様流中に NACA0012 翼型を固定した二次元の系を考える (図 1)。翼の前縁を座標系 (x, y) の原点とし、一様流の向きに x 軸を取る。 α を迎角、 L を翼弦長、 U を一様流速、 c_∞ を静止音速、 μ_∞ を粘性係数、 ρ_∞ を密度として、一様流マッハ数を $M = U/c_\infty$ 、レイノルズ数を $Re = \rho_\infty UL/\mu_\infty$ と定義する。以下、 L 、 c_∞ 、 ρ_∞

により無次元化する。観測点は、上流から時計回りに取った極座標系 (r, θ) で定義する。本研究ではレイノルズ数を $Re = 5000$ に固定し、迎角を変化させることによって生じる音波の発生機構の違いについて考察する。

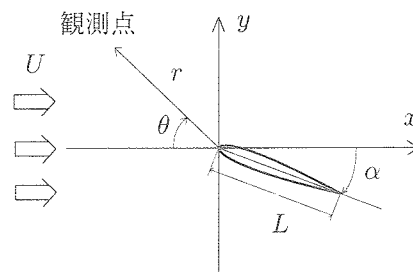


図 1 流れの模式図

3. 計算方法

二次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を基礎方程式とする。音波を捉えるために非常に高い精度が要求されることから、空間微分は 6 次精度 Padé 型コンパクトスキーム⁶⁾を用い、時間進行に 4 次精度の Runge-Kutta 法を用いる。翼表面は断熱・すべりなしとし、遠方境界は反射を取り除くために Poinsot & Lele の無反射境界条件⁷⁾を課す。計算格子には非一様 C 型格子を用いる。翼表面近傍には境界層内の渦構造を捉えるために格子を集中させ、その外側には音波を捉えるために十分な大きさの格子幅を用いた領域を設ける。ここまですべてを観測領域とする。その外側には、計算境界からの数値反射を抑えるために、伝播する物理量が減衰するような、格子幅の大きなバッファ領域を設ける。これらの領域間では、滑らかに格子幅を増加させている。格子点数は約 200 万点である。時間幅は最小格子幅に対して数値安定性を確保できるように設定した。

4. 解析結果および考察

以下に $Re = 5000$, $M = 0.2$, $\alpha = 5^\circ$ および 8° とした数値計算の結果について述べる。図2の渦度場を示すように、 $\alpha = 5^\circ$ では翼後端から剥離した渦が後流でカルマン渦列を形成しているのに対し、 $\alpha = 8^\circ$ では翼の前縁から剥離した時計周りの渦が後端近くで翼上面と干渉し、翼上面に小さな半時計周りの渦が発生している。このような迎角による流れ場の違いに対応して、 $\alpha = 5^\circ$ に比べて 8° では揚力係数 C_L および抗力係数 C_D の平均値が増加しており、また振幅の大きさも著しく増加している(図3)。さらに、渦放出周波数の変化に伴って、揚力・抗力の変動周期にも違いが見られる。翼弦長を基準として算出したストローハル数 St は、 $\alpha = 5^\circ$ で1.81、 $\alpha = 8^\circ$ で1.08と、迎角が増加するにつれて揚力・抗力の変動周波数が低くなる傾向が見られた。

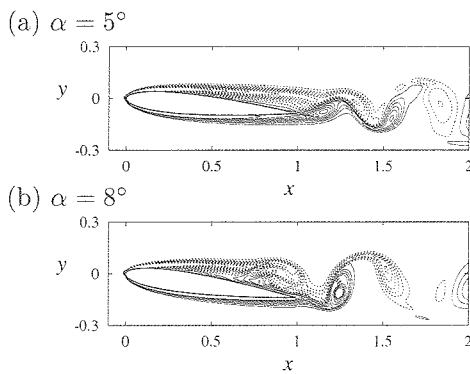


図2 渦度場

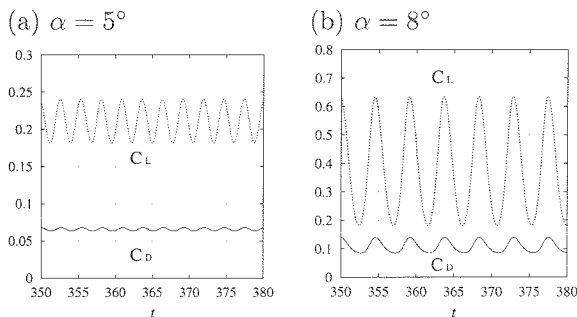


図3 揚力係数 C_L および抗力係数 C_D の時間変化

発生する音波に関しては、音圧 $\Delta p = p - p_\infty$ から、音波として伝播しない成分である平均音圧 $\overline{\Delta p}$ を除いた、変動音圧 $\widetilde{\Delta p} = \Delta p - \overline{\Delta p}$ を調べるのが適当である(図4)。翼の上面に正、下面に負というように交互に発生した圧力パルスが、ドップラー効果の影響を受けてやや上流側に傾きながら、遠方へと伝播している様子が見える。この圧力パルスの振幅は、翼からの距離 r の $-1/2$ 乗に比例して減衰しながら遠方へと伝播しており、線形音波理論に則した音波としての特徴を持つことが確認された。各迎角において、周期的な渦放出に対応した二重極音が発生するというメカニズム自体は類似しているが、発生する音波の持つ特徴は大きく異なっており、 $\alpha = 8^\circ$ では 5° に比べて振幅が大きく波長の長い音波が発生している。図5(a)に、観測点 $r = 30$, $\theta = 90^\circ$ における変動音圧の時間変化を示す。 $\alpha = 5^\circ$ に比べて 8° では振幅が約5倍、周期が

約1.7倍と、迎角の増加に伴う振幅の増加が顕著であり、揚力・抗力変動の迎角による違いとほぼ対応していると言える。同じ観測点における変動音圧の周波数特性を、図5(b)に示す。縦軸は、最大値を基準に規格化している。 $\alpha = 5^\circ$ では渦放出周波数に一致したストローハル数の単一のピークを示すのに対し、 $\alpha = 8^\circ$ では渦放出周波数の2倍の周波数にもピークを持つスペクトル分布を示す。

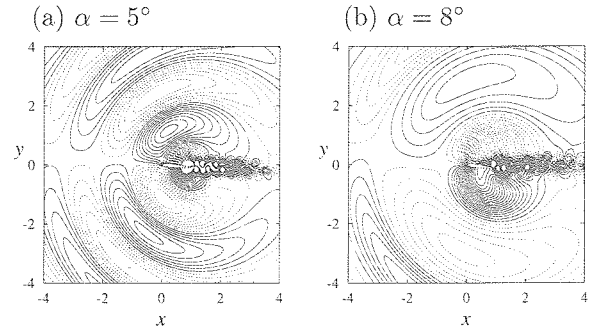


図4 変動音圧場 (a) $\widetilde{\Delta p}_{\text{step}} = 2 \times 10^{-5}$, (b) $\widetilde{\Delta p}_{\text{step}} = 1.0 \times 10^{-4}$

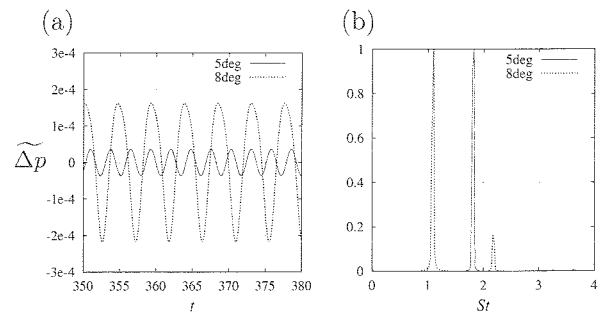


図5 (a) 変動音圧の時間変化, (b) 変動音圧のスペクトル分布 ($r = 30$, $\theta = 90^\circ$)

5. 結言

本研究では、一様流中に置かれたNACA0012翼型まわりの流れから発生する音を、 $Re = 5000$, $M = 0.2$, $\alpha = 5^\circ$ および 8° についてDNSを用いた解析を行った。その結果、迎角の違いによる翼近傍の流れ場の変化が発生する音波にも影響を与え、迎角を 5° から 8° に増加させると、音波の振幅が著しく増加し波長が長くなることが分かった。

参考文献

- 1) 秋下: 機論, 47, (1981), pp. 2243-1177.
- 2) R.W. Paterson, P.G. Vogt, M.R. Fink, C.L. Munch: J. Aircraft, 10, (1973), pp. 296-302.
- 3) M. Wang, S.K. Lele, P. Moin: AIAA J., 34, (1996), pp. 1057-1064.
- 4) O. Inoue, N. Hatakeyama: J. Fluid Mech., 471, (2002), pp. 285-314.
- 5) 入江, 畠山, 井上: 第16回数值流体力学シンポジウム, (2002), B14-2
- 6) S.K. Lele: J. Comp. Phys., 103, (1992), pp. 16-42.
- 7) T.J. Poinso, S.K. Lele: J. Comp. Phys., 101, (1992), pp. 104-129.