

流体音響連成解析コードの開発

Development of Computational Fluid/Aeroacoustic Coupling Code

釜 土 敏 裕*

Toshihiro KAMATSUCHI

要 旨

流体音予測に有効なツールとして、流れ場を解く Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) と音の伝播を解く Linearized Euler Equations (LEE) を組み合わせた、流体と音響の連成解析手法を新たに開発した。これにより、低計算コストで広範囲の流体音解析が可能となった。また、すべての解析において非構造格子法を用いることにより、複雑形状にも対応できるようになった。本手法を翼まわりに適用しその有効性を実証した。二次的に発生する表面圧力変動ではなく、乱流変動を直接用いることで音源が普遍的に扱えるようになり、流体音解析に新たな方向性を示すことができた。

ABSTRACT

A rather novel coupling method is developed for predictions of aerodynamic sound fields. The flow fields are predicted by Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) and the sound propagations are computed by Linearized Euler Equations (LEE). This method enables wide range aeroacoustic analyses with the lower computational cost. All simulations are performed using unstructured grid methods because of their flexibility to fit complex geometries. To validate this method in the present work computational aeroacoustic analysis around an airfoil was carried out. Sound sources are treated universally by using turbulent vortex fluctuations which induce aeroacoustic phenomena, not by the secondary pressure fluctuations on the body surfaces. This suggests a new guidance in computational aeroacoustics.

1. まえがき

流体音は空気などの流体運動に起因して発生する音である。例えば、身近なものでは家庭の空調機、PCの冷却ファン、自動車ではドアミラーやサンルーフ、航空機ではエンジンのコンプレッサやタービン、ジェット後流、主翼フラップから発生する音がこれに属する。流体音は流速の増加に対して急激に大きくなる特徴を持つため、その予測は重要な課題となっている。最近では、自動車や航空機などの高速化とともに、空力騒音が全体の騒音の中でも支配的となってきており、快適性や環境問題の観点からこのような空力騒音の低減は不可欠であり、社会的にも注目を集めている。

これまでの流体音予測は実験や理論に基づく手法が主流であったが、近年ではComputational Fluid Dynamics (CFD) の発展に伴い数値計算での予測が盛んに行われるようになってきている⁽¹⁾。しかしながら、従来の流体音解析手法では次のような問題があった。

(1) 音源となる流れの時間変動成分までを厳密に求めよう

とすると、Direct Numerical Simulation (DNS) や Large Eddy Simulation (LES) を用いた解析が必要となり、計算コストが高くなりすぎる。

(2) Lighthill などの音響学的類推を用いた手法では、速度勾配が無い一様空間 (homogeneous medium) での音源の発生や伝播に限定される。

(3) 取り扱う対象が単純形状のモデルのみである。

本研究ではこれらの問題を解決するために、(1) に対しては Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) および Stochastic Noise Generation and Radiation (SNGR) モデルを用いて音源抽出の計算コストを減少させる、(2) に対しては Linearized Euler Equations (LEE) を用いて非一様空間も含めた広範囲の音響解析を可能とする、(3) に対しては流体と音響の両方の解析において形状適応性に優れた非構造格子法を適用する、という新たな手法による流れ場と音場を同時に解析する流体音響連成解析コードを開発した。これにより、実用的な時間、計算機環境で種々の流体音が解析可能となった。

*和光基礎技術研究センター

2. 解析手法

2.1. 解析手順

本研究における解析手法の概念図を Fig. 1 に示す．解析の手順は以下になる．

- Step1. RANS と乱流モデルを用いて音源周辺の流体解析を行う．
- Step2. SNGR モデルを用いて Step1 で得られた乱流エネルギーと散逸率から瞬間の乱流速度場を計算する．
- Step3. Step2 で得られた乱流速度場を音源として，Step1 の流れ場の結果と合わせて LEE に入力し音響解析を行う．

この手順を経て，伝播空間が一様となったところで理論解に基づく積分方程式を解き，最終的に遠方場において希望のデータを得る．

本手法は大きく分けて，RANS と乱流モデルによる流体解析と，SNGR と LEE による音響解析から成る．

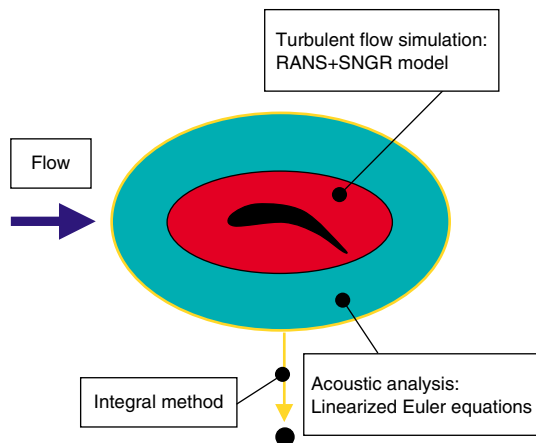


Fig. 1 Aeroacoustic simulation methods in different domains

2.2. 流体解析

流れ場の支配方程式として用いる圧縮性 Navier-Stokes 方程式は以下になる．

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F}_j - \mathbf{G}_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

ここで， t は時間， x_j は座標である．保存量ベクトル $\mathbf{Q}$ ，非粘性流束ベクトル $\mathbf{F}_j$ ，粘性流束ベクトル $\mathbf{G}_j$ はそれぞれ以下のように表される．

$$\mathbf{Q} = [\rho \quad \rho u_i \quad \rho E]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{F}_j = \begin{bmatrix} \rho u_j \\ \rho u_i u_j + p \delta_{ij} \\ \rho H u_j \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{G}_j = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ji} \\ u_i \tau_{ij} - q_j + (\mu + \sigma \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \end{bmatrix} \quad (4)$$

ρ は密度， u_i は x_i 方向の速度成分， p は圧力， μ は層流粘性係数， τ_{ij} は粘性応力， q_j は熱流束である． E ， H はそれぞれ単位質量あたりの全エネルギーと全エンタルピーである．

乱流エネルギー k ，乱流粘性係数 μ_T は乱流モデルから求める．ここでは，壁からの距離が不要で非構造的なデータ所持にも有利な Wilcox の低レイノルズ数補正型 k - ω モデル⁽²⁾を用いた． σ は乱流モデル定数である．

2.3. 音響解析

音源項を考慮した LEE は一様空間の仮定に限定されず，また回折や壁面反射も取り扱うことができる．さらに，スカラーの波動方程式では取り扱えるものは音波のみであるのに対し，LEE では音波と同時にエントロピーや渦の波動も解析可能である．

LEE は圧縮性の Euler 方程式から導出され，以下のように表される．

$$\frac{\partial \mathbf{Q}_a}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_{aj}}{\partial x_j} = \mathbf{S}_a \quad (5)$$

ここで，保存量ベクトル $\mathbf{Q}_a$ ，非粘性流束ベクトル $\mathbf{F}_{aj}$ はそれぞれ以下のように表される．

$$\mathbf{Q}_a = [\rho' \quad (\rho u_i)' \quad (\rho E)']^T \quad (6)$$

$$\mathbf{F}_{aj} = \begin{bmatrix} (\rho u_j)' \\ u_j (\rho u_i)' + u_i (\rho u_j)' - \rho' u_i u_j + p' \delta_{ij} \\ u_j (\rho H)' + H (\rho u_j)' - \rho' H u_j \end{bmatrix} \quad (7)$$

$(\quad)'$ は変動成分で，これが音波の成分となる． u_i ， H は流れ場の値であり，本研究ではこれに RANS の結果を用いる．

乱流の干渉によって発生する音は以下のような音源項 $\mathbf{S}_a$ で表され，LEE 右辺の生成項として扱う．

$$\mathbf{S}_a = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i' u_j' + \overline{\rho u_i' u_j'}) \\ -\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho H u_i' u_j' - \overline{\rho H u_i' u_j'}) \end{bmatrix} \quad (8)$$

流れ場を RANS で解析した場合，得られる解は時間平均の乱流場であるため，音源に関する非定常的な情報は含まれない．ここでは，乱流場から音源を抽出するために Bechara ら⁽³⁾が提案した SNGR モデルを用いた．このモデルではランダムフーリエモードに基づき，以下の式から位置 $\mathbf{x}$ での瞬間の乱流速度 $\mathbf{u}_i$ を求める．

$$\mathbf{u}_i(\mathbf{x}) = 2 \sum_{n=1}^N \hat{u}_n \cos(\mathbf{k}_n \cdot \mathbf{x} + \psi_n) \sigma_n \quad (9)$$

ここで， $\hat{u}_n$ ， ψ_n ， σ_n ， $\mathbf{k}_n$ ， N はそれぞれ，第 n フーリエ

モードにおける絶対値, 位相, 方向ベクトル, 波数ベクトル, 全モード数である. Fig. 2 に第 n モードの波数空間におけるそれぞれの関係を示す. $\hat{u}_n$ は von Karman-Pao spectrum⁽⁴⁾の乱流エネルギースペクトルから求めた. SNGR モデルでは乱流エネルギー, 積分長さスケール, 時間スケールを必要とする. 乱流エネルギーは RANS から得られ, 積分長さスケールと時間スケールは乱流エネルギーと散逸率から求める. SNGR モデルの結果から乱流せん断応力を計算した後, LEE に音源項として入力し伝播計算を行う.

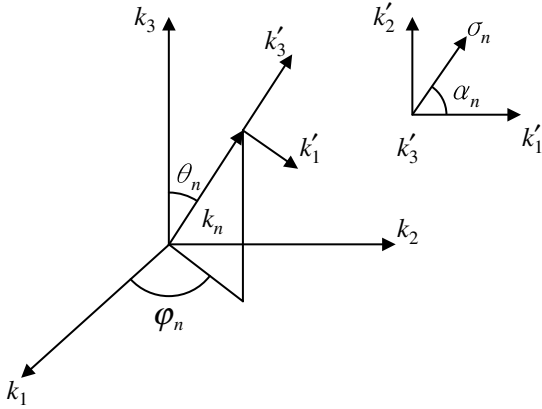


Fig. 2 Wave vector geometry for the n th Fourier velocity mode (ϕ_n , θ_n , and α_n : random functions)

3. 解析コードの検証

本研究で開発した音響解析コードの妥当性を検証した. LEE の検証には Fig. 3 のような一様流中の音響パルス伝播解析⁽⁵⁾を行った. 初期条件を以下に示す.

$$\begin{bmatrix} \rho' \\ u'_i \\ p' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.03 \exp[-(\ln 2)(x_1^2 + x_2^2)]/5^2 \\ 0 \\ 0.03 \exp[-(\ln 2)(x_1^2 + x_2^2)]/5^2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

ここで, 一様流マッハ数は $M = 0.5$ である. Fig. 4(a) に音響パルスの計算結果を示す. パルスが時間とともに空間に拡散し, さらに一様流の影響で下流に移動している. また, Fig. 4(b) の理論解と比較してもよく一致しており, 本研究の LEE コードは一様流中のパルス伝播を正確に捉えている.

SNGR の検証には乱流速度場解析⁽³⁾を行った. Fig. 5 は瞬間の乱流速度場の計算結果である. 各座標軸は乱流スケールで無次元化されているが, 大きさが概ね 1 であるような渦がいくつか見られ, 妥当な結果を示している. この乱流場の空間相関を Fig. 6 に示す. 計算結果では二点の距離が遠くなるほど空間相関が減少しているが, この様子は理論解とも一致している. Fig. 7 は自己相関である. 時間の経過とともに相関が減少しているが, 理論解とよい一致を見せている. 以上の結果から, 空間と時間の両方に関して正確な相関が取れており, 本研究の SNGR コードは妥当である.

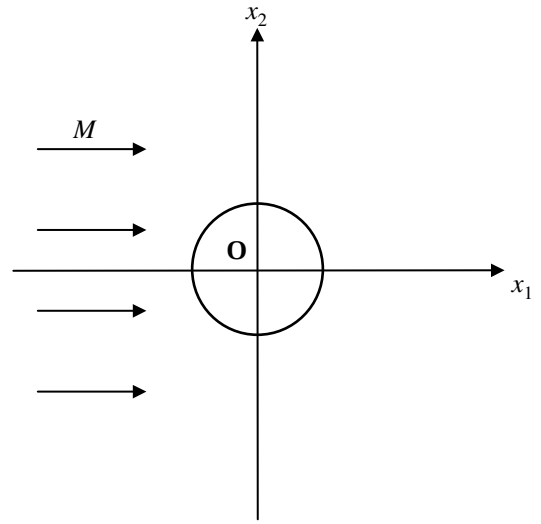


Fig. 3 Two-dimensional acoustic pulse in a uniform flow. The sound source is located at $(0,0)$. The circle indicates the "edge" of the pulse.

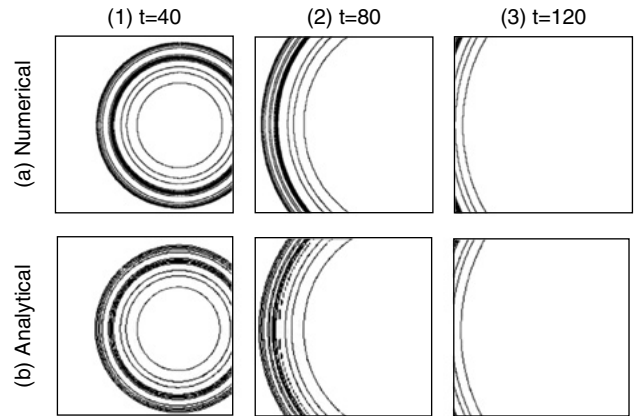


Fig. 4 Pressure fluctuation of acoustic pulse in a two-dimensional uniform flow

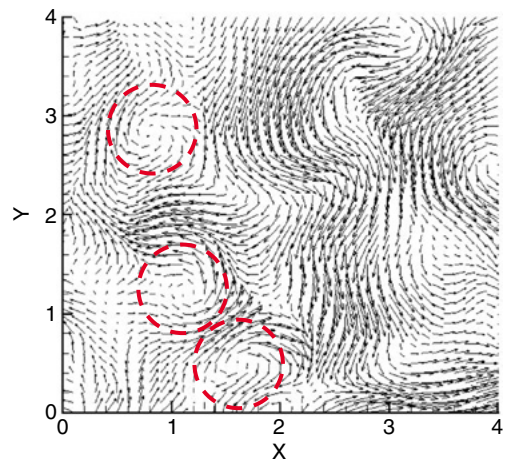


Fig. 5 Spatial distribution of the simulated turbulent velocity field ($k=1714\text{m}^2/\text{s}^2$, $\varepsilon=44.8 \times 10^6\text{m}^2/\text{s}^3$, $N=200$). Several eddies are visible in the spots of red circles.

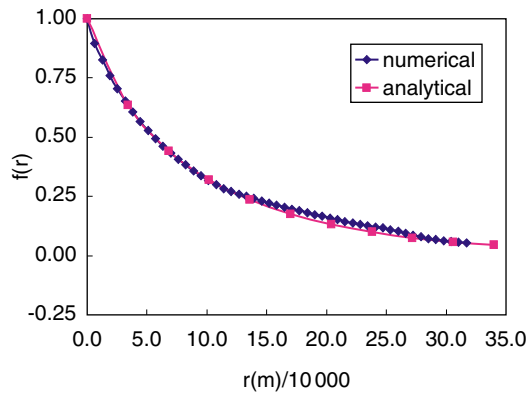


Fig. 6 Spatial two-point correlation function $f(r)$ with a distance variable

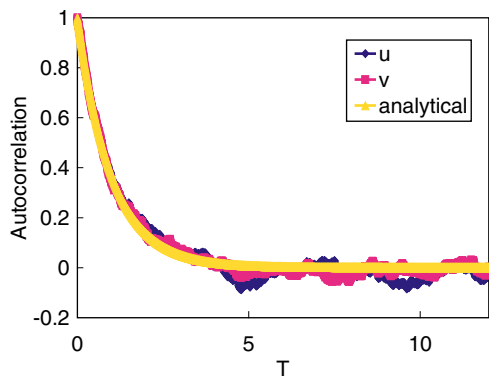


Fig. 7 Autocorrelation for generated turbulence as a function of normalized time separation

4. 翼型まわりの流体音響連成解析

本解析コードの有効性を示すために、翼型まわりの流体音響連成解析を行った。解析対象は実際に騒音実験⁽⁶⁾で使用された、後縁に厚みを持たせた NACA0012 とした。計算条件として、流入マッハ数は $M_\infty = 0.205$ 、レイノルズ数は $Re = 2.86 \times 10^6$ で全域乱流を仮定し、入り口境界での乱れ強さは $Ti = 0.3\%$ 、乱流長さスケールはコード長の 0.2% 、迎角は $\alpha = 5^\circ$ と設定した。なお、解析には非構造ハイブリッド格子を用いた (Fig. 8)。

流体解析の結果を Fig. 9 に示す。(a) はマッハ数分布、(b) は乱流エネルギー分布である。後縁付近は厚みを持たせたために大きな乱流エネルギーが生成されている。

Fig. 10 に SNGR モデルから得られた、時間平均成分を除いた瞬間の速度ベクトルを示す。大小多くの渦が下流に流されており、全体としては非常に複雑な流動を形成している様子がわかる。特に後縁付近では乱流境界層が後縁と干渉を起こし、大きな乱れが生じており、これは流体解析で得られた大きな乱流エネルギーと対応している。

LEE による音響解析の結果を Fig. 11 に示す ((a) から (d) の時間は Fig. 10 と対応)。翼後縁付近から発生した微小な圧力変動が遠方へと伝播していく様子がわかる。音波の分

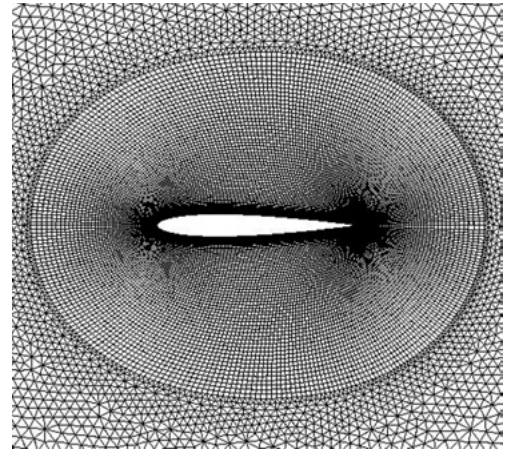
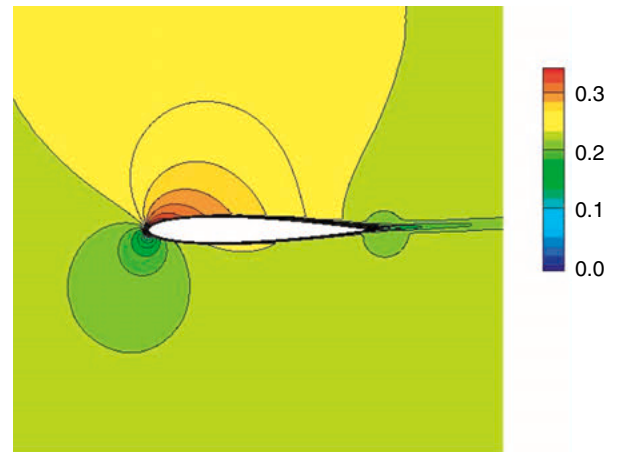
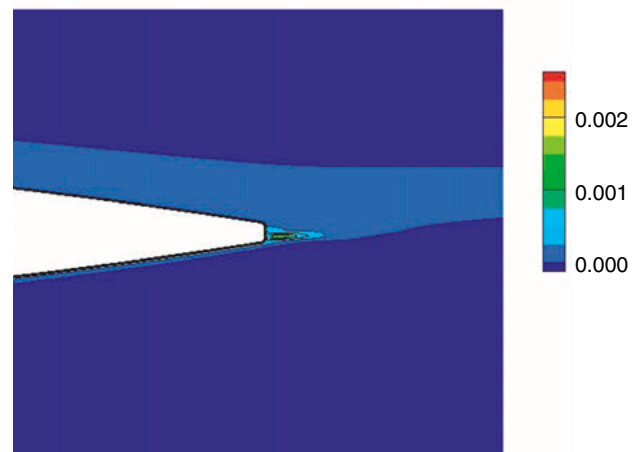


Fig. 8 Unstructured hybrid mesh around NACA0012 airfoil with the blunt trailing edge. Structured mesh are generated around the solid surface, surrounded by unstructured triangular mesh.



(a) Mach number contours



(b) turbulence kinetic energy contours near trailing edge

Fig. 9 Results of flow simulation around NACA0012 airfoil ($M_\infty = 0.205$, $Re = 2.86 \times 10^6$, $Ti = 0.3\%$, $\alpha = 5^\circ$)

布は、固体境界面の存在によって散乱する場合に特有な二重極性を示しており、上流側で波長が短くなっているというドップラー効果も現れている。

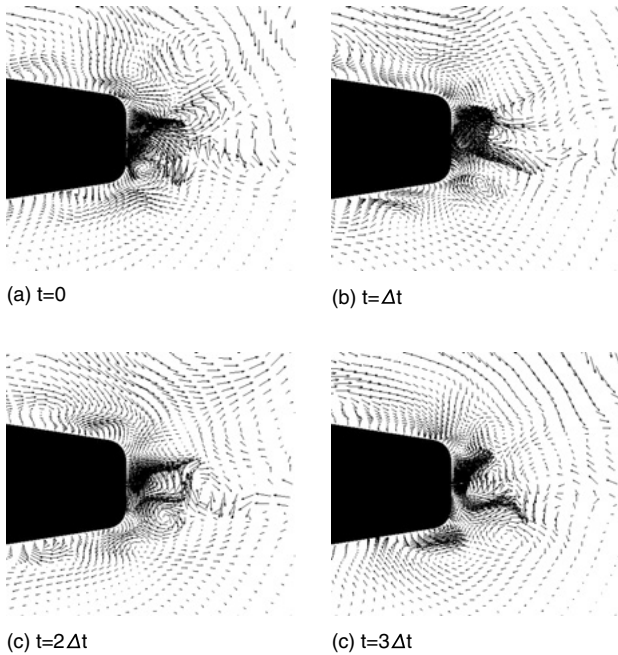


Fig. 10 Distributions of instantaneous velocity fluctuation near trailing edge (Δt : time increment)

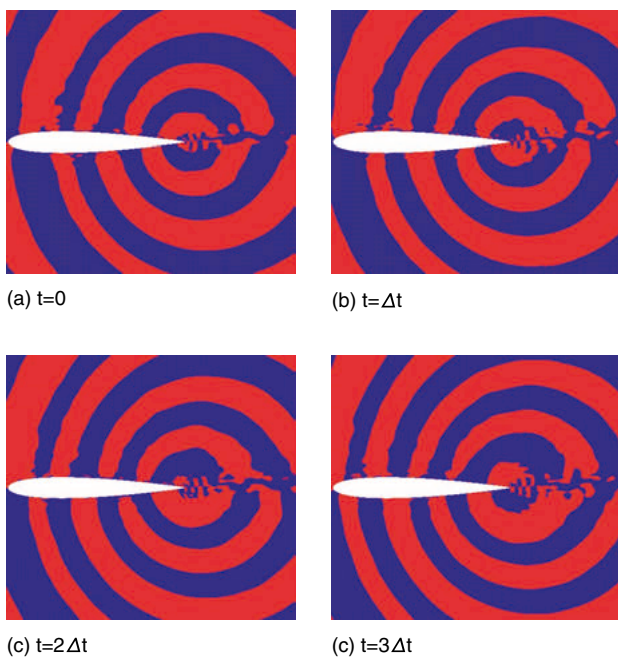


Fig. 11 Sound pressure field around NACA0012 airfoil (red: $p' > 0$, blue: $p' < 0$, Δt : time increment)

Fig. 12は後縁付近の主要な密度変動である。後縁のコーナー付近から正と負の値の変動が周期的に発生している。主に翼型下面からの発生が大きいの、迎角の影響である。本研究では乱流境界層全域において音源の発生が確かめられたが、大部分が翼後縁からのものであり、それ以外のものが打ち消される結果となった。

以上の解析結果から、翼型から発生する音は、後縁での渦を伴う複雑な乱流干渉による密度、圧力変動から生じ、音波として空間に伝播していくという結論が得られた。本研究では計算コストの点で有利であるためRANSを用いたが、これまでのLESなどを用いた結果(Fig. 13)と同様の結論に達することが確認でき、本解析コードの有効性が示された。

翼などの物体が流体中に存在する場合、これまでの手法では主に表面圧力変動が音源とされてきた。一方、本研究では乱流変動を直接の入力としているが、解析結果は二重極音の発生を正確に示した。これは、表面圧力変動が乱流場の変動により励起されるためであり、本解析手法によって実現象のメカニズムがより正確に捉えられたことを示している。従って、二次的に発生する表面圧力変動が支配的な音源である音響解析においても、本手法の適用が効果的であることがわかる。また、本手法を用いることで、表面圧力変動に加えて、乱流変動自身も音源とすべきモデルも解析可能となり、音源が普遍的に扱えるようになった。

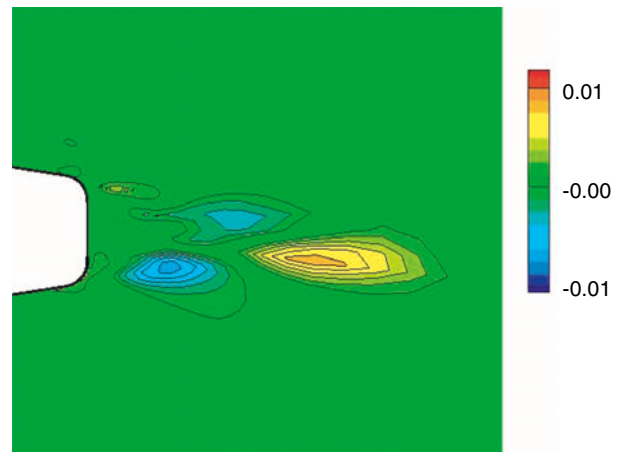


Fig. 12 Density fluctuation near trailing edge

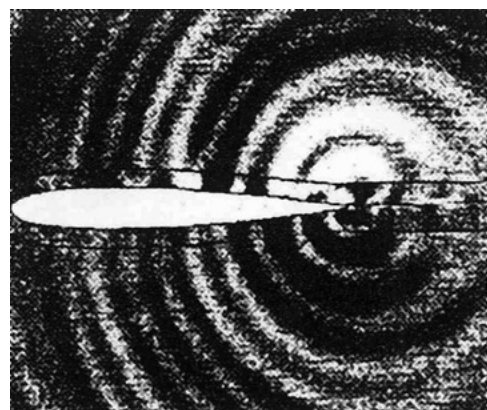


Fig. 13 Instantaneous pressure fluctuation field using LES data taken from the computational result by Manoha E. et al.⁽⁷⁾

5. まとめ

これまでの流体音解析においてボトルネックとなっていた、高い計算コストやモデルに対する柔軟性の問題を解決する流体音解析コードを開発し、次の成果を得た。

- (1) 流れ場を解く RANS と音場を解く LEE を組み合わせた流体音響連成解析手法を新たに開発した。これにより、低計算コストで広範囲の流体音解析が可能となった。また、すべての解析において非構造格子法を用いることにより、複雑形状にも対応できるようになった。
- (2) 音響パルス伝播解析と乱流速度場解析から本研究で開発した音響解析コードの妥当性を明らかにした。
- (3) 本手法を翼まわりに適用することで、音波が翼後縁付近から発生し遠方に伝播していく結果が得られ、その有効性を実証することができた。また、二次的に発生する表面圧力変動ではなく、乱流変動を直接用いることで音源が普遍的に扱えるようになり、流体音解析に新たな方向性を示すことができた。

参考文献

- (1) Tam, C. K. W.: Computational aeroacoustics: Issues and Methods, AIAA Journal, Vol.33, No.10, p.1788-1796(1995)
- (2) Wilcox, D. C.: Simulation of Transition with a Two-Equation Turbulence Model, AIAA Journal, Vol.32, No.2, p.247-255(1994)
- (3) Bechara, W., Bailly, C., Lafon, P.: Stochastic Approach to Noise Modeling for Free Turbulent Flows, AIAA Journal, Vol.32, No.3, p.455-463(1994)
- (4) Pao, Y. H.: Structure of turbulent velocity and scalar fields at large wave numbers, Phys. Fluids, Vol.8, p.1063-1075 (1965)
- (5) <http://www.codiciel.fr/database/acoustic/acoustic.html>
- (6) Brooks, T. F., Hodgson, T. H.: Trailing Edge Noise Prediction from Measured Surface Pressures, Journal of Sound and Vibration, Vol.78(1), p.69-117(1981)
- (7) Manoha, E., Herrero, C., Sagaut, P., Redonnet, S.: Numerical Prediction of Airfoil Aerodynamic Noise, AIAA paper, 2002-2573, p.1730-1742(2002)

■ 著 者 ■



釜 土 敏 裕