

卒業論文要旨

翼型まわりの音響解析に対する SNGR モデルの適用

Acoustic Analysis around an Airfoil Using Stochastic Noise Generation and Radiation Model

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1220137 東谷 涼平

1. 緒言

航空機騒音に対する国際的な規制は、年々厳しくなっている⁽¹⁾。航空機騒音はエンジン騒音と機体騒音に大別でき、エンジン騒音は主にエンジンのファンやジェットから発生する騒音、機体騒音は主に主翼の高揚力装置（スラットやフラップ）と降着装置（前脚や主脚）から発生する騒音を指す。高バイパス比エンジンの導入などによるエンジン騒音の低減が進んでおり、着陸時には機体騒音がエンジン騒音と同程度となるケースも確認されているため、今後は機体騒音の低減が重要となる⁽²⁾。

翼型まわりの音響解析に関しては、無響室での風洞実験による計測⁽³⁾や、空力音響学(CAA: Computational Aeroacoustics)による流れの予測⁽⁴⁾が行われてきた。機体騒音は非定常な流体運動より発生する渦音に起因している⁽⁵⁾ため、CAA による予測には高精度な非定常計算を行う必要があり、膨大な計算規模となる。そこで、音の発生と伝播を分けて解く分離解法が広く用いられている。

音の伝播を解く手法の1つとして、オイラー方程式を線形化した線形オイラー方程式 (LEE: Linearized Euler Equation) が注目されている⁽⁶⁾。図1に LEE を用いて E. Manoha らが行った計算⁽⁷⁾での瞬間の圧力擾乱場を示す。LEE の音源は非定常な速度擾乱を基に計算されるが、ラージエディシミュレーション (LES: Large-Eddy Simulation) などの非定常計算の結果を用いて音源を求める場合⁽⁷⁾、非定常計算自体の計算規模も非常に大きくなる。

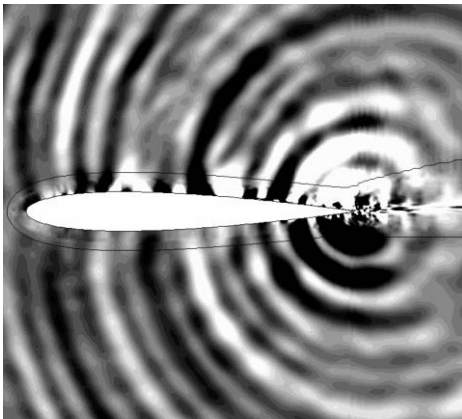


Fig.1 Instantaneous pressure fluctuation field calculated using LEE based on LES data.⁽⁷⁾

そこで、Bechara ら⁽⁸⁾は時間平均されたレイノルズ平均ナビエーストックス方程式 (RANS: Reynolds Averaged Navier-Stokes equation) の結果から一様乱流中における瞬間の速度擾乱を求める Stochastic Noise Generation and Radiation model (以下 SNGR モデル) を考案し、ジェット流の音響解析に対

して SNGR モデルと LEE を用いることで実験⁽⁹⁾の再現に成功している。

よって、本研究では航空機体騒音の低減のために翼型まわりの音響解析を SNGR モデルと LEE を組み合わせて低コストで行うことを目的とする。この手法の有用性が確認されれば、設計にかかるコストの低減につながると考えられる。

2. 数値計算法

2.1 計算手順

はじめに RANS を用いて音源計算のための流体計算を行い、乱流エネルギー k と乱流散逸率 ε を求める。次に、LEE を用いて音波の伝播を解くための伝播計算を行う。音源の予測は、RANS の結果をもとに SNGR モデルを用いて行う。

2.2 レイノルズ平均ナビエーストックス方程式

本研究の流体計算には OpenFOAM⁽¹⁰⁾を使用した。支配方程式は RANS、乱流モデルは $k-\omega$ を用いて計算を行った。

2.3 線形オイラー方程式

ある保存変数 q を平均流れ成分 \bar{q} と変動成分 q' の和として示すと、以下のようになる。

$$q = \bar{q} + q'. \quad (1)$$

圧縮性流体の支配方程式であるオイラー方程式に対して式(1)の平均化操作を行うと、以下のようになる。

$$\frac{\partial \bar{Q}'}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}'}{\partial x} + \frac{\partial \bar{F}'}{\partial y} = \bar{S}. \quad (2)$$

$$\bar{Q}' = \begin{bmatrix} \rho' \\ (\rho u)' \\ (\rho v)' \\ E_t' \end{bmatrix}, \quad \bar{E}' = \begin{bmatrix} (\rho u)' \\ 2\bar{u}(\rho u)' - \bar{u}\bar{u}\rho' + p' \\ \bar{u}(\rho v)' + \bar{v}(\rho u)' - \bar{u}\bar{v}\rho' \\ -\bar{u}\bar{H}\rho' + \bar{u}(\rho H)' + (\rho u)'\bar{H} \end{bmatrix},$$
$$\bar{F}' = \begin{bmatrix} (\rho v)' \\ \bar{u}(\rho v)' + \bar{v}(\rho u)' - \bar{u}\bar{v}\rho' \\ 2\bar{v}(\rho v)' - \bar{v}\bar{v}\rho' + p' \\ -\bar{v}\bar{H}\rho' + \bar{v}(\rho H)' + (\rho v)'\bar{H} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

これが LEE である。ただし、

$$p' = (\gamma - 1) \left[E_t' + \frac{1}{2} \rho \bar{u}_k^2 - \bar{u}_k (\rho u_k)' \right], \quad (4)$$

$$(\rho H)' = E_t' + p', \quad (5)$$

である。式(2)の \bar{S} は音源項であり、非粘性流束ベクトルにおける非線形項をまとめたもので、以下のように表される。

$$\bar{S} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{\partial}{\partial x} (\rho u'u' - \overline{\rho u'u'}) - \frac{\partial}{\partial y} (\rho u'v' - \overline{\rho u'v'}) \\ -\frac{\partial}{\partial x} (\rho u'v' - \overline{\rho u'v'}) - \frac{\partial}{\partial y} (\rho v'v' - \overline{\rho v'v'}) \\ -\frac{\partial}{\partial x} (\rho H'u' - \overline{\rho H'u'}) - \frac{\partial}{\partial y} (\rho H'v' - \overline{\rho H'v'}) \end{bmatrix}. \quad (6)$$

LEE では式中の平均流れ成分 $\bar{\rho}, \bar{\rho u}, \bar{\rho v}, \bar{E}_t$ と音源項 \bar{S} を計算条件として与え、変動成分 $[\rho', (\rho u)', (\rho v)', E_t']$ の時間発展を計算する。

空間の離散化には有限体積法を用い、数値流束には風上差分スキーム、空間再構築法は5次精度(WENO法)、時間積分法は3次精度(TVD Runge-Kutta法)とした⁽¹¹⁾⁽¹²⁾。また、計算格子は流体計算と同一のものを使用した。

2.4 SNGR モデル

式(6)の音源項 \bar{S} を導出するため、本研究ではSNGRモデルを用いる。この手法では位置 \vec{x} における瞬間の擾乱速度 \vec{u}_t をランダムフーリエモードに基づき、

$$\vec{u}_t(\vec{x}) = 2 \sum_{n=1}^N u_n \cos(\vec{k}_n \cdot \vec{x} + \psi_n) \vec{\sigma}_n, \quad (7)$$

と表す。

図2にSNGRモデルを使った計算の流れを示す。乱流エネルギー k 、乱流散逸率 ε はそれぞれ、振幅 u_n 、波数ベクトル \vec{k}_n の大きさを求める際に用いている。SNGRモデルでは、波数ベクトル \vec{k}_n の向き、初期位相 ψ_n 、方向を表す単位ベクトル $\vec{\sigma}_n$ の向きを確率密度関数により求めることで、非定常な場を再現する。

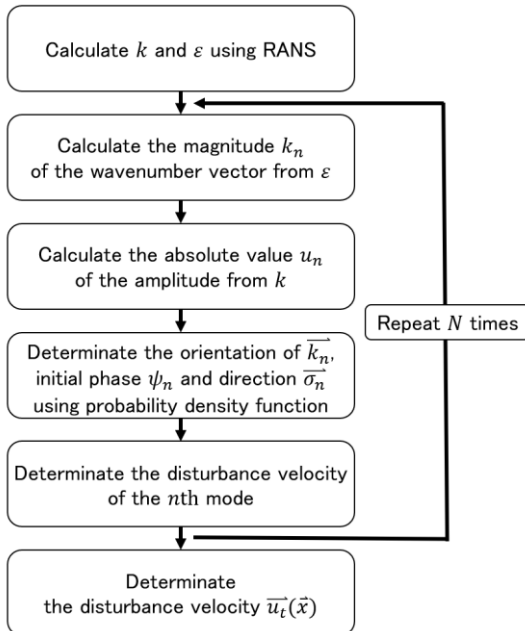


Fig.2 Flow of calculations using SNGR model.

2.5 計算対象と条件

本研究では無響室での風洞実験による計測⁽³⁾で用いられた翼後端に厚みを持たせたNACA0012翼型を参考に、2次元の計算モデルを設定した。翼弦長は0.6009m、翼後端厚さは1.71mmとした。計算格子を図3に示す。総格子点数は約20万点、最小格子幅は 5.37×10^{-6} mm、計算格子全体の半径はコード長の約25倍とした。

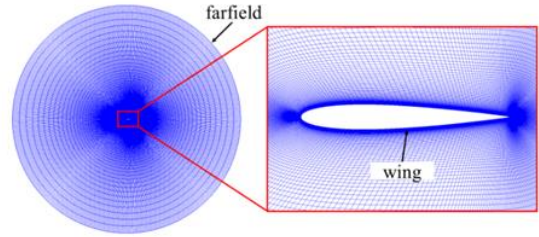


Fig.3 Calculation model.

計算条件として、レイノルズ数は $Re = 2.86 \times 10^6$ 、迎角は5 degと設定した。表1に境界条件を示す。

Table 1 Boundary condition.

Boundary surface	Boundary condition
farfield	freestream
wing	wall

3. 計算結果と考察

3.1 流体計算の結果

流体計算より求めた翼型まわりの速度場を図4に示す。翼前縁のよどみ点では低速となっており、翼上面にいくにしたがって加速している。また、よどみ点が翼下面側に寄っているのは、迎角を与えている影響である。

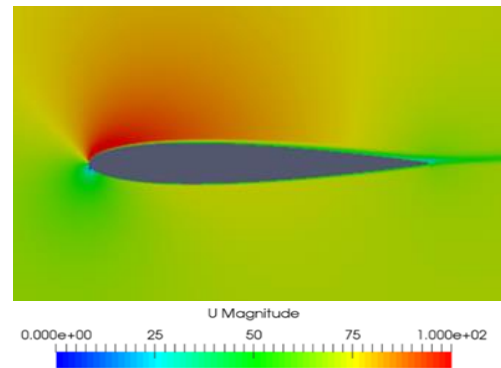


Fig.4 Velocity magnitude around an airfoil.

次に、流体計算の条件において迎角のみを変更して得られた揚力係数 C_L の値と、実験により得られた C_L 値⁽¹³⁾の比較を図5に示す。図5より、本計算条件における迎角近辺での C_L 値は実験により得られたものと近い値を示している。よって流体計算は妥当な結果を示していると考えられる。

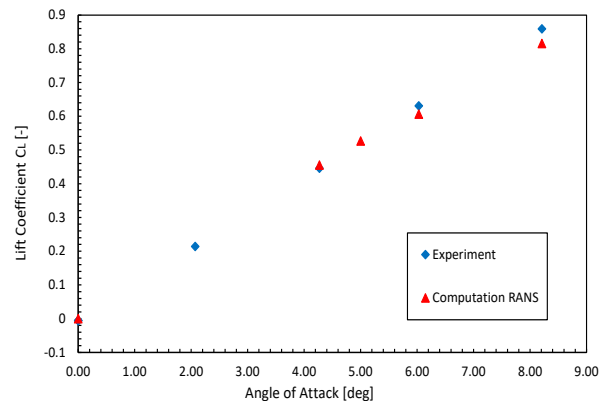


Fig.5 Comparison of the lift coefficient.

3.2 伝播計算の結果

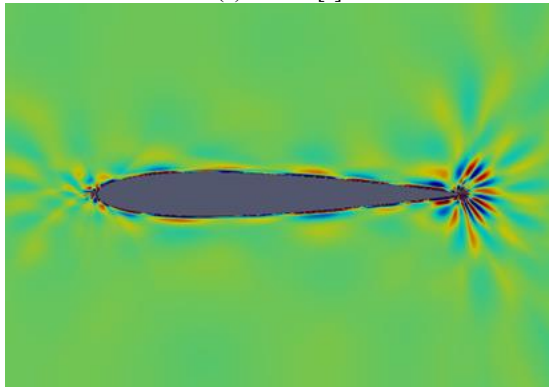
翼周辺の伝播計算より得られた圧力擾乱を図 6 に示す. (a) から (d) まで時間刻み幅 $dt = 5 \times 10^{-5}$ [s] として $time = 5 \times 10^{-5}$ [s] までを示す.

後縁付近では翼の上下面を通った流れが合流して流れが乱れ, 圧力擾乱が多く発生していることがわかる. そのほか, 翼面付近には圧力擾乱が発生しており, 翼面から離れると圧力擾乱の発生が抑えられている様子が確認できた.

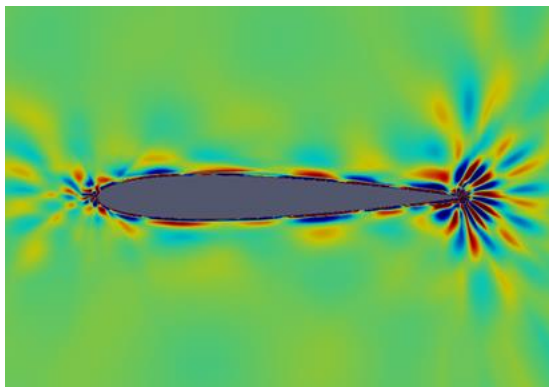
しかし, 時間ステップを進めるごとに翼面で発生した圧力擾乱が図 1 に示す文献のように放射状に伝播する様子を確認することはできなかった.



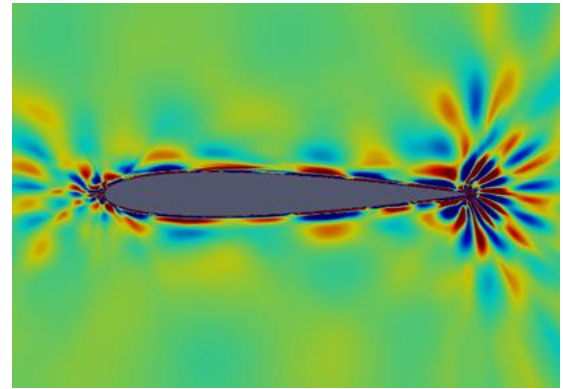
(a)time=0 [s]



(b)time=5 x 10^-5 [s]



(c)time=10 x 10^-5 [s]



(b)time=15 x 10^-5 [s]

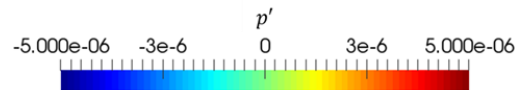


Fig.6 Pressure disturbance field

次に, 翼前縁から 98%位置での周波数スペクトルを求めた. その結果を図 7 に示す. 振幅が最大となったのは 5714 [Hz] であった. しかし, 今回の計算結果から確保できた周波数分解能もまた 5714 [Hz] であり, 計測結果⁽³⁾と比較するための十分な分解能を確保することができなかった.

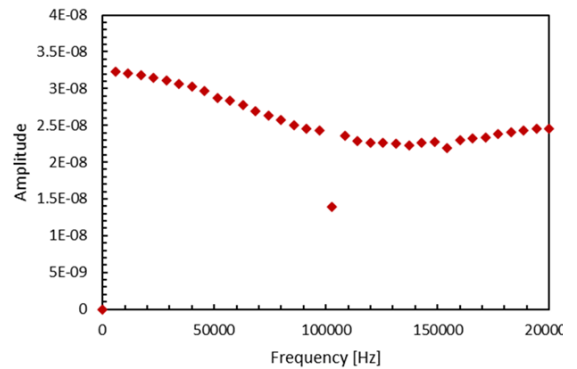


Fig.6 Frequency spectrum at 98% from the leading edge

4. 結言

本研究では低コストで音響解析を行うことを目的とし, 流体計算の結果を基に, SNGR モデルと LEE を用いて音響解析を行った. その結果, 翼後縁部には音の発生要因である圧力擾乱が多く発生している様子を確認できたが, 遠方に向けて伝播する様子は確認することができなかった. その結果, 後縁付近では翼の上下面を通った流れが合流して流れが乱れ, 圧力擾乱が多く発生していることがわかる. そのほか, 翼面付近には圧力擾乱が発生しており, 翼面から離れると圧力擾乱の発生が抑えられている様子が確認できた. しかし, 発生した圧力擾乱が時間に関係なく定在しており, 図 1 に示す文献の結果のように翼面で発生した圧力擾乱が放射状に伝播する様子を確認することはできなかった. また, 周波数スペクトルを用いた評価では振幅のピークを持つ周波数を確認できたが, 計測結果⁽³⁾と比較できる十分な周波数分解能を確保できなかった.

今後の方向性として、発生した圧力擾乱が遠方へと放射状に伝播する様子を解析できるように修正を加えていく、また、周波数分解能の向上のため、より長時間のデータを取得し、計測結果(3)と比較することで、定量的な評価を進めていく。

文献

- (1) 一般財団法人 日本航空機開発協会, “民間航空機に関する市場予測 2020-2040” (2021), pp. 1-2, 56.
- (2) 公益財団法人 航空機国際共同開発促進基金, “機体騒音低減技術の研究開発動向” (2010), pp. 1.
- (3) T. F. Brooks, and T. H. Hodgson, “Trailing Edge Noise Prediction from Measured Surface Pressures”, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 78(1) (1981), pp. 69-117.
- (4) 釜土敏裕, “Linearized Euler Equation による翼型まわりの流れと音の連成解析”, *ながれ* 23 (2004), pp. 285-294.
- (5) M. S. Howe, *空気音響力学-渦音の理論*, 共同出版株式会社 (2015).
- (6) E. Manoha, R. Guenanff, S. Redonnets, and Terracol, M., “Acoustic Scattering from Complex Geometries”, *AIAA Paper* 2004-2938 (2004).
- (7) E. Manoha, C. Herrero, P. Sagaut, S. Redonnet, “Numerical Prediction of Airfoil Aerodynamic Noise”, *AIAA paper* 2002-2573 (2002).
- (8) W. Bechara, and C. Baily, P. Lafon, “Stochastic Approach to Noise Modeling for Free Turbulent Flows”, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 3 (1994).
- (9) P. A. Lush, “Measurements of Subsonic Jet Noise and Comparison with Theory”, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 46, No. 3 (1971), pp. 477-500.
- (10) OpenFOAM, <https://openfoam.org/>.
- (11) 廣原和希, “実機形状適用を目指した線形オイラー方程式を用いた音響計算コードの開発”, 高知工科大学修士学位論文 (2020).
- (12) 行徳一真, “バンタグラフの騒音低減に向けたキャビティ騒音の確率的ノイズ生成法に基づく音響解析”, 高知工科大学修士学位論文 (2021).
- (13) C. L. Ladson, “Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section”, *NASA Technical Memorandum* 4074 (1988).