

卒業論文要旨

実機形状適応を目指した航空機まわりの音響計算コード開発

Development of Computational Aeroacoustics Code for Aircrafts toward its Practical Application

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1180138 廣原 和希

1. 緒言

近年、国際民間航空機関 ICAO の航空機騒音基準は段階的に強化されているが、依然として騒音値の大きい旧型機も就航している状況にある。航空機需要は右肩上がりに上昇している中、低騒音機材の一層の導入促進へ向けた手法の検討が求められている。さらに、プロペラ騒音が問題視されているターボプロップ旅客機は減少していくと予想されており、騒音規制、燃料価格の高騰などがその主な原因である^[1]。また、国管理空港では最大離陸重量と騒音値によって着陸料が決まっている。LCC 等の格安航空機の参入により競争激化している現在では、コストを抑えつつ騒音を低減させることが重要な要素である。

「航空機騒音」はジェットエンジンが発する騒音であるエンジン騒音と翼、フラップ、脚などが発する風切り音等を総称した機体騒音に大別できる。機体騒音は、着陸時においてエンジン騒音とほぼ同等レベルの大きさとなり得る。本研究では機体騒音低減を目指した航空機まわりの音響解析コード開発を目的とする。

2. 数値計算法

2.1 支配方程式

オイラー方程式の保存量 q を平均流れ成分 \bar{q} と変動成分 q' の和として定義する。

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

(1) 式を連続の式、運動量保存の式、エネルギー保存の式に作用させた支配方程式を以下に記す^{[2][3]}。

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j)'}{\partial x_j} = S_\rho \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)'}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [-\bar{u}_i \bar{u}_j \rho' + \bar{u}_i (\rho u_j)' + (\rho u_i)' \bar{u}_j + p' \delta_{ij}] = S_{\rho u_i} \quad (3)$$

$$\frac{\partial E'}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [-\bar{u}_j \bar{H} \rho' + \bar{u}_j (\rho H)' + (\rho u_j)' \bar{H}] = S_E \quad (4)$$

また、単元子音源には次のガウス分布を持った関数を採用する。

$$S = A \exp \left[-(\ln 2) \left(\frac{(x_i - x_{s,i})^2 + (x_j - x_{s,j})^2}{b^2} \right) \right] \sin \omega t \quad (5)$$

A, b, $(x_{s,i}, x_{s,j})$, ω はそれぞれ振幅, ガウス分布の半幅, 音源座標, 角振動数とする。

2.2 計算条件

2.2.1 NACA 翼の計算

計算対象は NACA0012 翼型である。この翼型は上下対称翼で、実験、計算データが豊富にあることから流れ場計算結果を検証するのに適している。音響計算を行う前に、平均流の算出が必要になるため、本研究では、圧縮性 Euler 計算を事前に実行する。図 1 に計算格子、図 2 に計算領域を示す。計算領域は翼弦長 L に対して、流れ方向に $22L$ の計算領域を取った。計測データと比較するために主流マッハ数は 0.799 で、

迎角は 2.26° とした。また、流出境界は自由流出とし、壁面は滑りあり壁である。

2.2.2 単極子音源での音響計算

音響計算では、数値誤差による波の分散や散逸を最小限に抑える必要があり、DRP スキーム^[4]のような計算手法が広く用いられている。本研究では音響解析コード開発の最初期段階として、航空機まわりの流体計算に関する研究実績のある計算コードを用いる。離散化は有限体積法、数値流束は風上法により評価する。また、MUSCL 法により空間 2 次精度とした。計算格子を図 3 に示す。計算領域内に各方向 200 点の等間隔構造格子を作成した。主流は一様な平均流れでマッハ数を 0.5 とし、 $A=0.03$, $b=0.05$, を (5) 式に代入した音源を中心セルに作用させた。

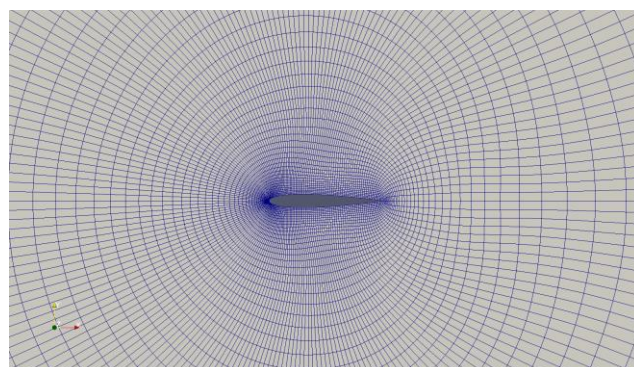


Fig.1 Enlarged view of computational mesh.

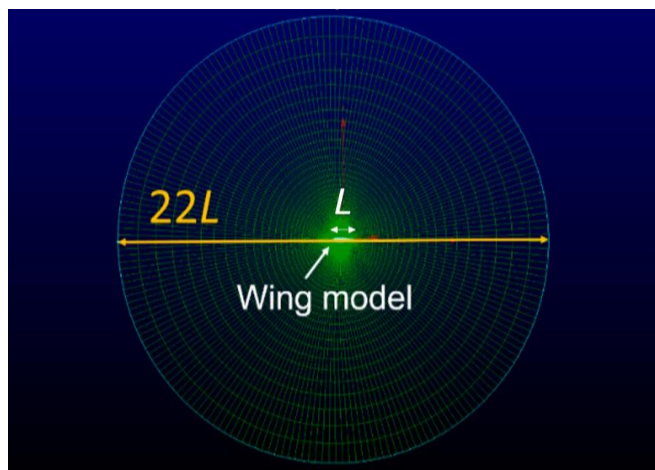


Fig.2 Overall view of computational mesh and wing chord length.

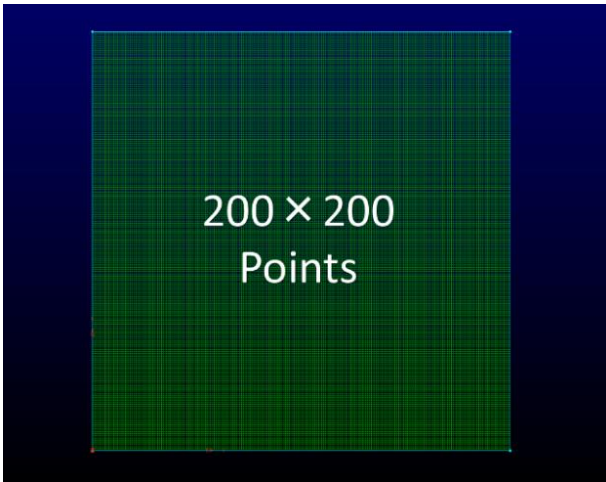


Fig.3 Mesh for acoustic calculation.

3. 結果・考察

3.1 NACA 翼の計算

図4にNACA0012翼まわりの圧力分布を示す。翼上面に強い衝撃波が発生していることが確認できる。さらに、図5に翼面の圧力を無次元化した C_p 分布を示す。計算結果と計測結果^[5]を比較した結果、 $0.3L-0.4L$ 間で実験データの方にのみ急な圧力低下が見て取れる。これは、翼下面で剥離が起きていることを示している。さらに、計算結果と計測結果^[5]を比較した結果、衝撃波位置が下流側へシフトしていた。その差は X/L でおおよそ 0.1 程度となった。これらは粘性項の寄与を考慮していないために生じた誤差と考えられる。

3.2 音響計算結果

図6に圧力擾乱の変化の様子を示す。(a)は2000 step後の分布である。また、(b)で外部境界に流出していく際に、反射していないことが分かる。主流に流されつつ、音源より生じた擾乱が伝播していることが確認された。

4. 結言

本研究では機体騒音低減を目指した航空機まわりの音響解析コード開発を行った。NACA0012翼まわりの流れ場計算を行い、定常解が得られた。また、単極子音源を用いた音響計算も行い、圧力が伝播している様子が確認できた。

本研究の今後の展望として、NACA0012翼まわりの計算はNavier-Stokes方程式に変更し、計算を実行する。音響計算は前もって準備してあるWENO法空間5次精度、TVD Runge-Kuttaの時間3次精度を適用させる。これらを融合させ、NACA翼まわりで音響計算を行い、評価する必要がある。

文献

- [1] 日本航空機開発協会, “民間航空機に関する市場予測2017-2036”, 2017年3月.
- [2] 今村太郎, 雨宮和久, 榎本俊治, 山本一臣, “線形オイラー方程式解析コードの構築と複雑形状への適用”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 53, No. 621(2005), pp. 452-460.
- [3] Mattias B. Lars-Erik E. and Lars D., “Acoustic Source Terms for the Linear Euler Equations on Conservative Form”, AIAA Paper 2002-2582(2002).
- [4] Christopher K. W. T. and Jay C. W. “Dispersion-

Relation-Preserving Finite Difference Schemes for Computational Acoustics”, Journal of Computational Physics Vol.107(1993), 262-281.

- [5] Mojtaba D. M. and Ramin R. “Numerical evaluation of passive control of shock wave/boundary layer interaction on NACA0012 airfoil using jagged wall”. Acta Mechanica Sinica, Vol. 32(5) (2016), 792-804.

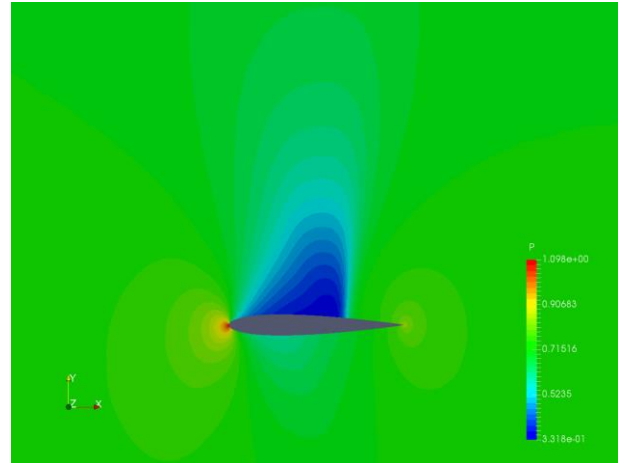


Fig.4 Pressure distribution around NACA0012.

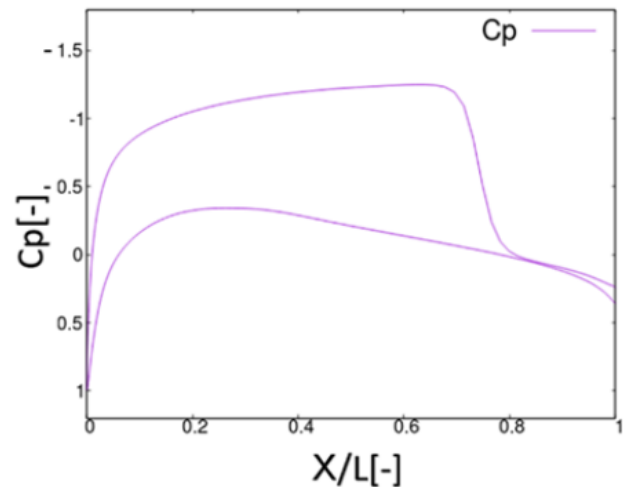


Fig.5 C_p diagram.

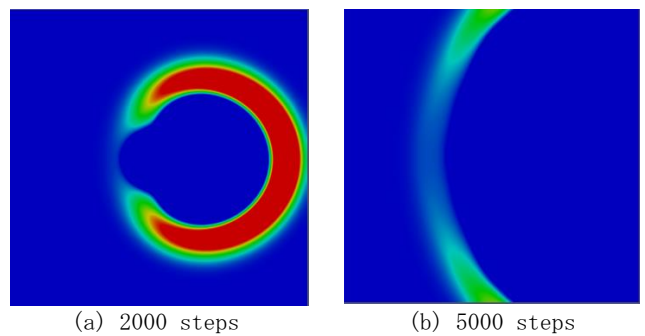


Fig.6 Propagation of sound waves and outflow to the external boundary.