

UPACS-LES による航空機高揚力装置周りの騒音予測の研究

今村太郎, 横川譲, 榎本俊治, 山本一臣 (JAXA 航空プログラムグループ)

Noise Prediction around High-lift-devices of an Aircraft using UPACS-LES

T. Imamura*, Y. Yokokawa*, S. Enomoto, and K. Yamamoto*

* Aviation Program Group, Japan Aerospace Exploration Agency

ABSTRACT

A part of the noise research activities in Aviation Program Group of JAXA are introduced in this paper. Noise prediction around high-lift-devices of a civil aircraft is performed using UPACS-LES code. Especially, noise from the flap edge and slats of high-lift-devices are known to be the dominant source and these flows are investigated. From the careful observation of the computed results, the causes of both narrow and broadband noise became apparent. Current results give an insight to design the new low noise devices for the future high-lift-devices.

Key Words: noise, aeroacoustics, high-lift-devices, large-eddy-simulation

1. 序論

近年, 民間航空機の離発着回数の増加に伴い, 空港周辺における環境への配慮が特に求められており, 騒音を減らすことがその課題のひとつに挙げられている. 今日に至るまで航空機騒音において支配的な要素はエンジンであるが, 高バイパス比エンジンやシェブロン・ノズルの開発等, 様々な対策が採られている. その結果, 図1に示すようにエンジンを絞ってアプローチをする着陸時において, エンジン騒音と機体騒音(降着装置や高揚力装置から発生する騒音)が同レベルになりつつある¹⁾. 着陸時には高揚力装置を最大限に展開し, 比較的低空を低速度で飛行するため, 離陸に比べ広範囲が航空機騒音にさらされることも問題のひとつである. 今後より厳しくなる騒音規制に対応するためには機体騒音低減につながる技術の獲得が急務である.

一方, 高揚力装置(図2を参照³⁾)は空力性能を高める観点から設計されており, 低騒音化が求められている現在においても形状変更の余地が少ない. 騒音源が明らかになった場合においても, 低騒音デバイスを取り付けることによって, 空力性能が低下してしまえば, 実機への適用が困難である. このような背景から, 空力性能と空力音響の両面から高揚力装置周りの流れ場を理解する必要がある.

現在, JAXA 航空プログラムでは, 高揚力装置に着目し, 騒音予測および騒音低減化技術に関する研究を, 計算および実験の両面から進めている⁴⁾¹⁾. 本発表では, 高揚力装置のフラップ端を模擬した NACA0012 翼端周り, および前縁スラット周りの騒音源解析について報告する.

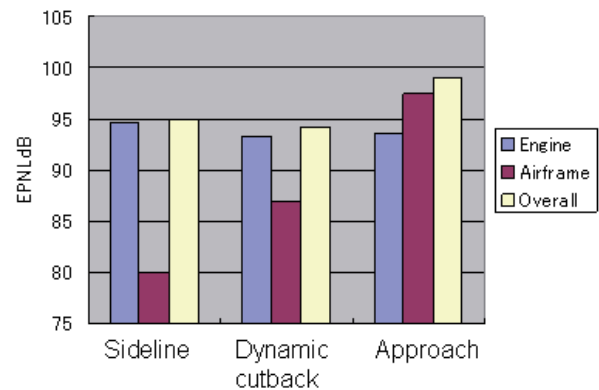


図1 大型民間航空機の騒音源²⁾

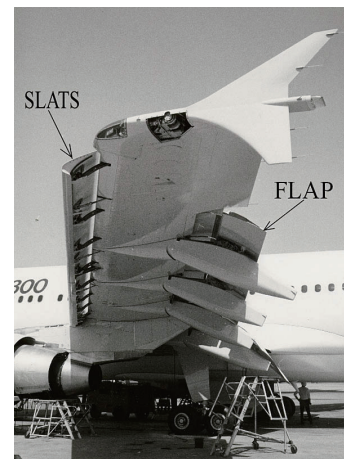


図2 民間航空機の高揚力装置³⁾

2. UPACS-LES コード

CFD 解析ツールとして、JAXA で開発を進めている CFD 共通基盤プログラム UPACS¹²⁾を基本として、large eddy simulation (LES) 計算用に改変した UPACS-LES コードを用いた。UPACS-LES はマルチブロック構造格子に対応した有限体積法による三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式ソルバーである。また、標準 Smagorinsky モデル¹³⁾と Spalart-Allmaras 一方程式モデル¹⁴⁾をカップリングした LES/RANS Hybrid 計算が実行できる点が特徴として挙げられる。空間の離散化には 6 次精度の有限体積的なコンパクトスキーム¹⁵⁾を用い、数値振動を抑えるため 6 次精度の空間フィルター¹⁶⁾を用いた。また、粘性項の評価には、二次精度中心差分を用いた。時間積分は MFGS 陰解法¹⁷⁾にニュートン反復 (3-5 回) を組み合わせた時間 2 次精度の計算を行った。

3. NACA0012 翼端渦非定常解析

3.1 研究の背景

現在、機体騒音の中で大きな騒音源として知られている高揚力装置フラップ端近傍の解析に向けた基礎研究を進めている。フラップ近傍の流れ場は、端面付近の上面側に発生する渦と、端面側に発生する渦からなり、これらの渦は後縁近くで合流して大きな渦になることが知られている。この流れ場の構造は McInerny らが行った単独翼翼端周りの実験結果¹⁸⁾と類似性がある。そこで、フラップ端周りの解析を行う前段階として、単独翼翼端周りの解析を行った。図 3 に翼端近傍の定常成分に関して渦度の等値面を描いた結果を示す。フラップ端近傍の流れ場と同様に端面付近の上面側に発生する渦と、端面側に発生する渦が存在し、これらの渦は後縁近くで合流して大きな渦になる。一般に高揚力装置周りの流れ場は形状の複雑さに加え、剥離や再付着を伴う複雑な流れ場であり、特に三次元非定常計算を実行するのは困難であるが、形状を単純化することにより翼端渦の構造やその非定常運動について詳細な検討が可能となる。

3.2 計算条件

対象とした NACA0012 翼は、翼弦長を 1 とし、スパン方向長さ 2.5 の矩形翼で、翼端は直角に切り落とされている。着陸時の流れ場を模擬するため一様流マッハ数は 0.175 とし、コード長を代表長さとしたレイノルズ数は 1.8×10^6 、迎角は 12° である。計算格子は、2000 万点、201 ブロックからなる構造格子である。翼端近傍の渦を解像するため、翼端からスパン方向に ± 0.15 コード長幅の領域に格子点が集中している。計算には JAXA の大型計算機 CeNSS を使用した。

3.3 計算結果

図 4 に NACA0012 翼端周りにおけるある瞬間における渦度の等値面を示す¹⁰⁾。翼端近傍にはせん断層が分裂して出来た細かい渦が無数に存在し、従来実験および計算で知られていた流れ場に比べ、非常に複雑な流れ場であるこ

とが明らかになってきた。また図 5 は圧力変動の瞬時場を表す。翼端周辺の音源から発生する音波が計算で捉えられている。今後は高揚力装置のフラップ端流れについて解析を行い、実験結果と比較検証していく予定である。

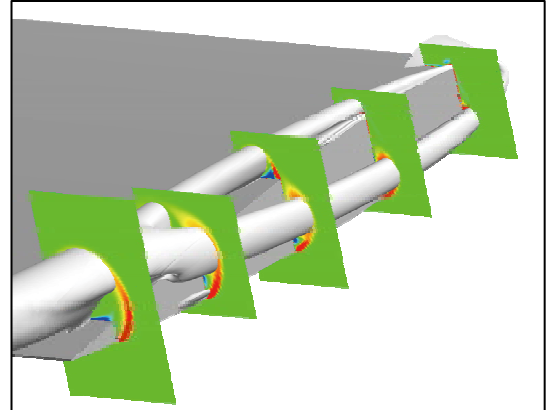


図 3 NACA0012 翼端の渦度の等値面 (定常成分)

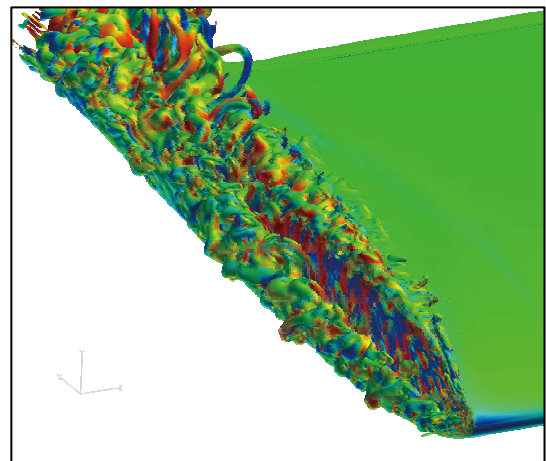


図 4 LES による NACA0012 翼端の乱流せん断層の計算 (渦度の等値面)

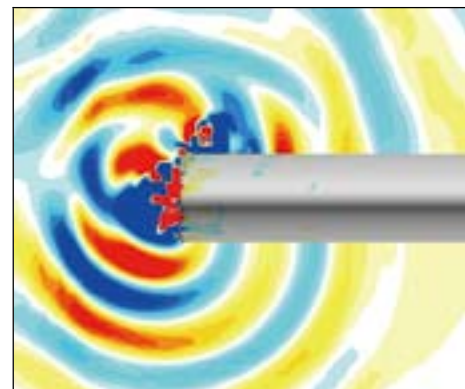


図 5 LES による NACA0012 翼端での音波の発生と伝播

4. 前縁スラット周りの非定常解析

4.1 研究の背景

高揚力装置から発生する空力騒音の中では、フラップ端と並びスラットからの騒音が大きいことが実験的に知られており、高周波数側の狭帯域騒音と低周波数側の広帯域騒音の2つの成分からなる。高周波数側の狭帯域騒音については、スラットの後縁から生じるカルマン渦に支配される現象であることが知られているが、低周波数側の広帯域騒音については発生メカニズムが十分に理解されていない。そこで、スラット内部で騒音源となる乱流せん断層を解析し、低周波数側の広帯域騒音を生む流れ場の解析を行った¹¹⁾。

4.2 計算条件

対象としたスラット形状は、JAXA 高揚力装置標準風洞模型^{5,8)}の非定常圧力センサーが埋め込まれた断面とした。着陸時の流れ場を模擬するため一様流マッハ数は0.2とし、迎角が 4° 、コード長を代表長さとしたレイノルズ数が 1.8×10^6 の計算結果を以下で示す。計算格子は、1300万点、79ブロックからなる構造格子である。スラットの内部に生じる渦を解像するため、スラットの内部に総格子点数の約20%が集中している。

4.3 計算結果

スラット近傍の三次元的な渦度分布を図6に示す。スラット下面側の後縁付近に流れ方向に軸を持つ縦渦が形成されており、二次元解析では再現されなかった現象を捉えることが出来た。

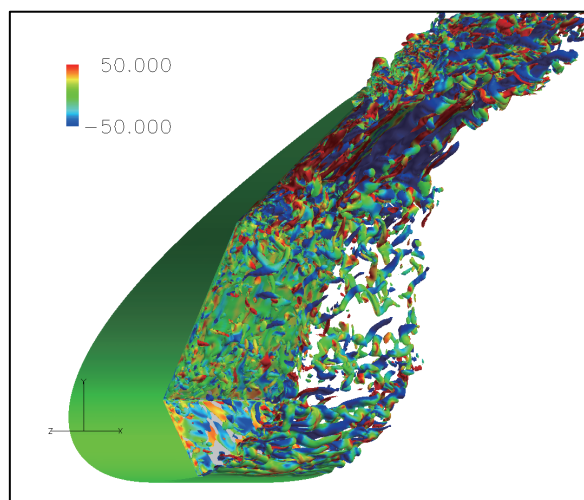


図6 LESによるスラット内部の乱流せん断層の計算（渦度の等値面）

図7にスラット内部の点における圧力係数のパワースペクトル密度分布を実験結果と比較した結果を示す。この図から、高周波数側の狭帯域騒音と低周波数側の広帯域騒音の2つの成分が計算でも捉えられており、実験とも定量的に一致していることが理解できる。図8はスラット内の各点におけるパワースペクトル密度を比較

した結果である。この結果より、図6で縦渦が生じている場所付近での低周波変動のレベルが最も高いことが分かる。このことから縦渦構造と低周波騒音との間には強い相関があると推察される。図9はある瞬間における圧力変動の空間分布図を表す。スラットの後縁で生じたカルマン渦から発生する音波が計算で可視化されている。詳細な非定常計算を実行することで、音の発生機構ならびに低減化の方向性が明らかになってきた。

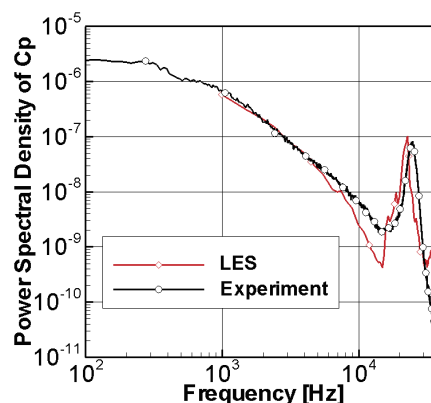


図7 圧力係数のパワースペクトル密度の比較

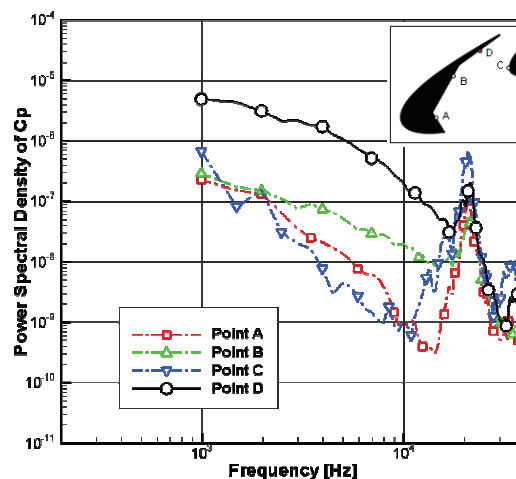


図8 圧力係数のパワースペクトル密度の比較

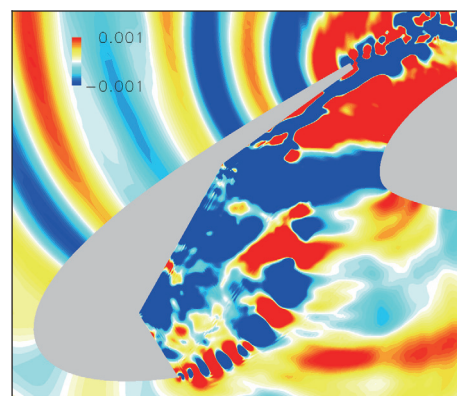


図9 LESによるスラット内部での音波の発生と伝播

5. 結論

UPACS-LES を用いて高揚力装置周りの非定常解析を実施し、これまでのレイノルズ平均 Navier-Stokes 解析で見えなかった流れ場の非定常性、更には騒音発生の観点で重要な知見を得た。フラップ端を模擬した NACA0012 翼端解析より、翼端近傍にはせん断層が分裂して出来た細かい渦が存在し、従来実験および計算で知られていた流れ場に比べ、複雑な流れ場であることが明らかになってきた。また圧力変動の瞬時場から翼端周辺の音源から発生する音波を可視化できた。前縁スラットに関しては、高周波数側の狭帯域変動と低周波数側の広帯域変動の2つの成分が計算でも捉えられ、実験と定量的に一致した。また、スラット下面側の縦渦構造が観察された。この付近で低周波側の広帯域変動が発生していることから、縦渦構造と低周波騒音との間には強い相関があると推察される。

今後は、これらの計算を通じて得た知見を元に、フラップ端およびスラットに対する低騒音デバイスを考案し検証していく予定である。実機への適用まで考えると、騒音レベルが小さくなるデバイスを提案するだけでは不十分である。新しい低騒音デバイスを取り付けた形態についても空力性能がこれまでと同様に高くなければならない。従って、空力騒音および空力性能の両方の効果を計算および実験を通じて検証していく予定である。

参考文献

- 1) Astley, J., "Predicting and Treating Fan and Turbomachinery Noise Current Technology, Research & Facilities", UK-Japan Bilateral Workshop, Aircraft Emissions and Noise Tokyo, January 17-19 2006
- 2) Hardin, J. C., "Airframe self-noise - Four Years of Research", NASA TM X-73908, 1976
- 3) http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Wing_slat.600pix.jpg
- 4) Ura, H. *et al.* "Phased Array Measurement of High Lift Devices in Low Speed Wind Tunnel", AIAA-2006-2565, 2006.
- 5) Yokokawa, Y., *et al.* "Experiment and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model," AIAA2006-3452, 2006.
- 6) Ito, T. *et al.* "High-Lift Device Testing in JAXA 6.5M X 5.5M Low-Speed Wind Tunnel," AIAA2006-3643, 2006.
- 7) 山本一臣, 他, "JAXA 高揚力模型の風洞試験と CFD 解析の概要", 第 44 回飛行機シンポジウム, 10/18-20, 2006.
- 8) 村山光宏, 山本一臣, "JAXA 高揚力模型の CFD 解析", 第 44 回飛行機シンポジウム, 10/18-20, 2006.
- 9) Imamura, T. *et al.* "Numerical Simulation of NACA0012 Wingtip Flow Leading to Noise Generation", AIAA paper 2005-2864, 2006.
- 10) Imamura, T. *et al.* "Noise Generation around NACA0012 Wingtip using Large-Eddy-Simulation", 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS2006)
- 11) Imamura, T. *et al.* "3D Unsteady Flow Computations in a Slat Cove using Large Eddy Simulation", AIAA paper 2006-2668, 2006.
- 12) Yamane, T. *et al.* "Development of a Common CFD Platform - UPACS -," in Parallel Computational Fluid Dynamics - Proceedings of the Parallel CFD 2000 Conference, Trondheim, Norway, Elsevier Science B. V., 2001, 257-264.
- 13) Smagorinsky, J., "General Circulation Experiments with the Primitive Equations", Mon. Weath. Rev., Vol.91, No.3, pp.99-164
- 14) Spalart, P.R. *et al.* "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA-92-0439, Jan. (1992)
- 15) Kobayashi, M. H. "On a Class of Pade Finite Volume Methods", Journal of Computational Physics, Vol.156, No.1, November 1999, pp137-180.
- 16) Gaitonde, D. V., and Visbal, M. R., "Pade-Type Higher Order Boundary Filters for the Navier-Stokes Equations", AIAA Journal, Vol.38, No.11, 2000, pp2103-2112
- 17) Shima, E., "A Simple Implicit Scheme for Structured/Unstructured CFD," Proceedings of 29th Fluid Dynamics symposium, Hokkaido, Japan, 1997, pp.325-328. (in Japanese)
- 18) McInerny *et al.*, "Pressure Fluctuations in the Tip Region of a Blunt-Tipped Airfoil", AIAA Journal, Vol.28, No.1, pp.6-13, 1990