

翼後退角有無によるスラット騒音変化について

村山 光宏*1, 雨宮 和久*2, 田中 健太郎*3, 伊藤 靖*1, 横川 譲*1, 山本 一臣*1, 池田 友明*1, 平井 亨*3
*1 宇宙航空研究開発機構, *2 エイ・エス・アイ総研, *3 菱友システムズ

Study on Influence of Wing Sweep Angle on the Slat Noise Characteristics

by

Mitsuhiro MURAYAMA, Kazuhisa AMEMIYA, Kentaro TANAKA, Yasushi ITO
Yuzuru YOKOKAWA, Kazuomi YAMAMOTO, Tomoaki IKEDA, Tohru HIRAI

ABSTRACT

Aeroacoustic simulations associated with noise radiation from the leading-edge slat is conducted. The shear layer emanating from the slat cusp and its subsequent reattachment upstream of the slat trailing edge lead to a primarily broadband noise spectrum. Often, however, the slat noise spectrum also exhibits narrowband peaks superimposed on the broadband portion, especially in the case of unswept wind tunnel configurations at lower than full-scale Reynolds numbers. In this study, influence of wing sweep angle on the slat noise characteristics, especially on the narrowband peaks, is investigated by aeroacoustic simulation using Delayed Detached Eddy Simulation around the 30P30N three-element high-lift airfoil configuration.

1. はじめに

航空輸送需要の増加と環境負荷低減への要求の高まりに伴い、空港周辺の騒音規制が年々強化されている。近年の旅客機ではエンジンの低騒音化が進み、特にエンジン推力を抑えた着陸進入時には高揚力装置や降着装置から発生する機体空力騒音がエンジン騒音を越える例も見られ[1-3]、空港周辺の騒音被害を減らすために機体空力騒音を減らす事が重要な課題の一つとなってきた。

離着陸時に最大揚力を増加させるために展開する前縁スラットは、機体空力騒音源の主音源の一つである。スラット下面側のスラットカスプと呼ばれるスラット下端部で流れが剥離してせん断層を形成し、スラット後縁近傍のスラットコーブ部に再付着する。そしてスラットコーブ部に再循環領域を形成すると共に、スラット後縁側の流れは主翼とスラットの隙間で加速する。スラット周辺の騒音源としては、スラットカスプ部から生じる剥離せん断層による広帯域騒音や複数の狭帯域騒音(Narrowband peaks (NBP)), スラット後縁からのカルマン渦に起因した後縁騒音が発生する事が報告されている[4]。

スラット騒音の Overall Sound Pressure Level (OASPL) に大きな影響を与える NBP は、特に二次元風洞試験や低レイノルズ数の風洞試験において顕著に発生する事が報告されている。一方で、実機の飛行音源探査結果からは NBP は明確に確認できないという説もあり、後退角やレイノルズ数の違いが NBP のレベルに影響を及ぼしていると考えられる。JAXA では後退角付きスラット・フラップ三翼素翼騒音計測用三次元風洞模型 OTOMO2 による風洞試験により、後退角がある翼においても局所的に必要な流れ場が形成されれば NBP が発生する事を確認した[5-7]。一方、後退角無の三次元風洞模型 OTOMO を用いた風洞試験結果[8]において計測された NBP と比較しピークは急峻ではなかった。このため、後退角効果も NBP のレベルに影響を及ぼしていると考えられる。

一方、これまでのスラット騒音研究において、後退角による流れ場と騒音変化に関しては、CFD/CAA により十分には調べられてきていない。今村ら[9]は、JAXA3 次元高揚力装置研究モデル JSM の翼型に対し、6 次精度コンパクトスキームを用いた Zonal LES/RANS 解析により、レイノルズ数 $Re=1.8 \times 10^6$ の条件において、周期境界条件を課した 2.5 次元解析により後退角有無の解析を行っている。しかしながら、翼型の特性のためか、後退角がない条件においても明確な NBP は観察されていない。

Lockard ら[10]は、スラットとフラップを展開した三翼素高揚力翼型 30P30N (米国航空宇宙学会 AIAA の機体騒音予測に関するワークショップ BANC[11-12]のベンチマーク問題にも用いられており、2 次元風洞試験において明確に NBP がみられている) に対して後退角有無の解析を行った。3 次精度風上スキームと SST 乱流モデルを用いた (但し、スラットコーブ領域は乱流モデルの生成項をオフにする) CFL3D コードにより、後退角を変化させた計算を行ったが、主流マッハ数とレイノルズ数を同時に変えた計算を行っているため効果の分離が難しかった。

これまで著者らは、後退角がない 30P30N 翼型の流れ場と騒音予測 CFD 解析に関して、BANC などを通じて騒音予測精度の改善を図ってきた[13-16]。これまでの解析により、高次精度スキームと高密度格子を用いた Delayed Detached Eddy Simulation (DDES) 非定常乱流解析により、予測結果が風洞試験結果と良い一致を示す事を確認してきた。そこで本発表では、30P30N 翼型に対し後退角によりスラット周辺の流れ場と騒音特性がどのように変化するかを、高次精度スキームを用いた DDES 非定常乱流解析により調べた結果を報告する。

2. 解析対象

AIAA の機体騒音予測に関するワークショップ BANC [11-12] 及び日本の Aerodynamics Prediction Challenge (APC) ワークショップ[17]の課題にも用いられているスラットとフラップを展開した三翼素高揚力翼型 30P30N を解析対象とする。図 1 に 30P30N 翼型を示す。JAXA-LWT2 風洞においても風洞試験が行われており[18]、風洞試験結果において明確に NBP がみられることが確認されている。

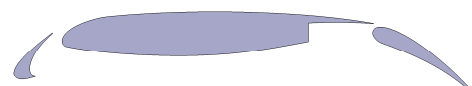


図 1 2 次元三翼素翼型 30P30N

3. 解析手法

騒音源となる流れ場の非定常解析には JAXA のマルチブロック構造格子 CFD コード UPACS [15-16, 19-20]を用いる。支配方程式として三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を解き、スラットコーブ近傍の渦を高精度に解像するために高次精度スキームを用いる。数値流束には、

Roe の近似リーマン解法を風上バイアスされた 5 次精度差分[15]、粘性項の評価には 4 次精度中心差分を用いる。時間積分は MFGS 陰解法[21]にニュートン反復を組み合わせた時間 2 次精度計算である。乱流モデルとして Spalart-Allmaras 1 方程式モデル(SA-noft2)[22-23]を用いた。但し生成項では渦度の代わりにひずみ速度を用いている。非定常解析では、RANS/LES ハイブリッドモデルの一つである DDES[24]を使用した。

遠方場騒音予測には、JAXA で開発を進めている UPACS-Acoustics [25]を用いた。UPACS-Acoustics は、Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 法 [26]に基づいて、非定常解析により得られた物体表面あるいは音源を取り囲む面における物理量を基に遠方場音圧の推算を行う。ここでは 30P30N 翼型表面における物理量を用いて遠方場音圧の計算を行った。

4. 計算格子

図 2 に 30P30N のマルチブロック構造格子の断面図を示す。Ref. 27 に用いた計算格子と同じ計算格子である。スラットとフラップを収納した形態の翼弦長 c_{stowed} は 0.4572m (18-inch)、スラット翼弦長 c_{slat} は $0.15c_{stowed}$ である。スパン長は後退角がないケースでは BANC にて推奨されている 2-inch ($c_{stowed}/9$)、後に示す後退角 33 度としたケースでは計算時間短縮のため 1-inch ($c_{stowed}/18$)とした。なお、後退角がない場合にはスパン長を 1-inch としても近傍場や遠方場騒音予測結果に本質的な差が見られないことは事前に確認している。計算格子は商用ソフト Gridgen を用いて作成した。遠方境界は翼から $100c_{stowed}$ 離れた位置にある。壁面近傍最小格子幅 d_{min}/c_{stowed} は 7.7×10^{-6} とし y^+ は約 0.54 である。スラットコープ付近では、渦一つを解像する格子点数を約 10 点と考え、数 10kHz の渦を解像できるよう $3.9 \times 10^4 c_{stowed} \sim 4.2 \times 10^4 c_{stowed}$ の格子幅とし、スパン方向にも概ね等方的なセルになるように計算格子を作成している。スパン方向の格子点数はスパン幅 2inch の場合は 271 点、1inch の場合は 136 点である。2 次元断面における計算格子点数は約 270 万点、総格子点数は 2inch の場合で約 7460 万点である。なお、使用した計算格子の 2 次元断面格子は BANC[11-12]及び APC[17]のウェブサイトにも公開している。

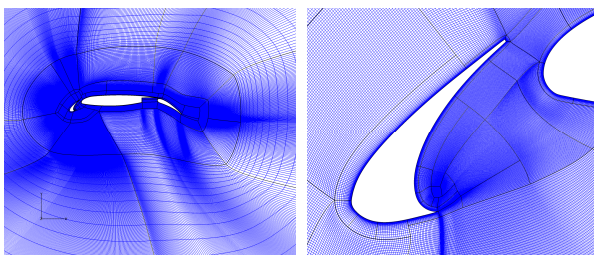


図 2 30P30N 翼型に対するマルチブロック構造格子

5. 計算条件

解析条件は、BANC[11-12]及び JAXA-LWT2 における風洞試験条件[18]と合わせ、一様流風速 U_∞ は 58 m/s (主流マッハ数 $M_\infty = 0.17$) および基準長 c_{stowed} レイノルズ数 $Re_{c_{stowed}}$ は 1.71×10^6 、一様流静温度は 295.56 K である。迎角は BANC の基準迎角である $\alpha = 5.5^\circ$ とした。後退角効果を調べる解析では、後退角を 33 度とし、前縁垂直方向のマッハ数 M_0 を 0.17 とするために主流マッハ数 M_∞ は 0.2027 とした。

非定常計算における時間刻み幅 Δt は $1.1 \times 10^{-4} c_{stowed}/a_\infty$ (a_∞ : 一様流音速) に設定した。スラットコープ領域お

けるクーラン数は $O(1)$ 程度になる。陰解法における内部反復数は 5 回としている。空力係数の揺らぎが安定するまで計算を行い、その後統計量の処理に用いるデータを取得する計算を約 $16 c_{stowed}/U_\infty$ まで行った。境界条件として、外部境界では一様流条件、翼面には断熱すべり無し壁、スパン方向には周期境界条件を与えた。

6. 計算結果

6-1. 定常 RANS 計算結果

図 3 と図 4 にそれぞれ後退角無と後退角 33 度のケースに対する 2 次元断面マッハ数分布を示す。後退角 33 度の計算を行う際には、前縁垂直方向のマッハ数を後退角無の計算とあわせるために、主流マッハ数 M_∞ を増やしている。そのため後退角がある図 4 の方が、一般的にマッハ数が高い流れ場となっている。後退角がない場合と比べ、スラットコープ部の再循環領域でも後退角による横流れの成分によりマッハ数が大きくなっている様子が分かる。図 5 に翼表面 C_p 分布と表面流線を示す。また、図 6 に翼断面における翼表面圧力係数 C_p 分布を示す。 C_p 分布を比較する際には、前縁垂直方向の基準マッハ数 0.17 を用いて C_p を計算している。図 5 に示す表面流線の結果から、フラップ上面の後縁近くで流れが剥離している様子がわかる。表面流線からは後退角により若干剥離が小さくなっているように見えるが、図 6 における表面 C_p 分布は、後退角有無によりほぼ差がない。

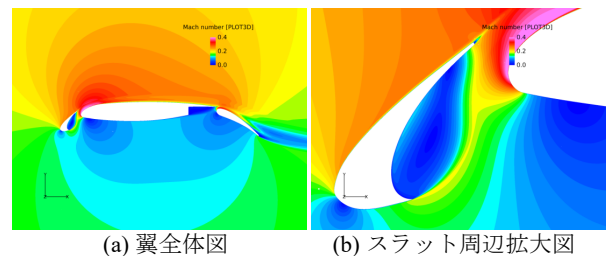


図 3 定常 RANS 計算による 2 次元断面マッハ数分布 (後退角無)

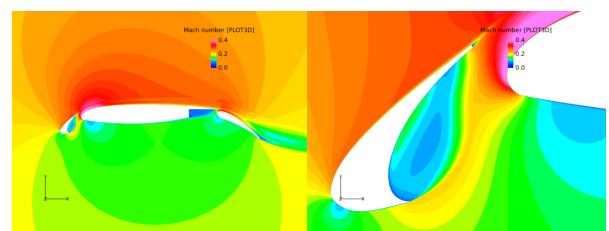


図 4 定常 RANS 計算による 2 次元断面マッハ数分布 (後退角 33 度)

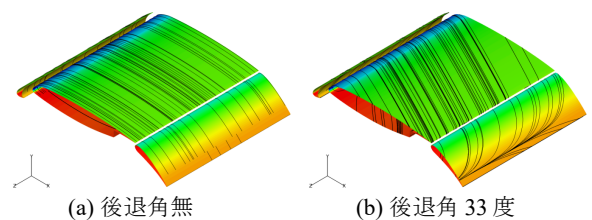
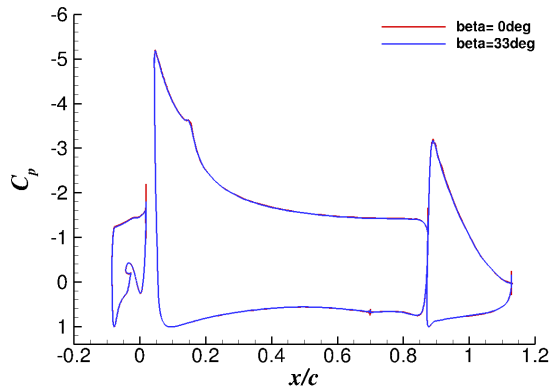
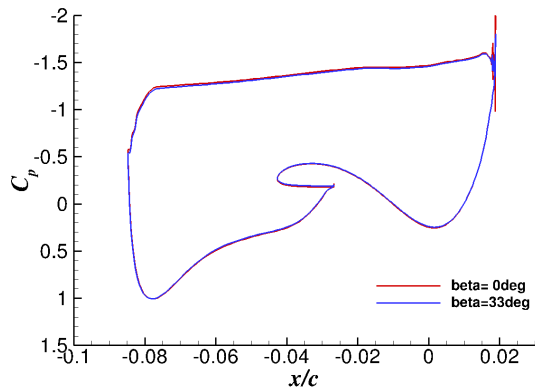


図 5 定常 RANS 計算による表面 C_p 分布と表面流線



(a) 全体 (スラット、主翼、フラップ)



(b) スラット周辺拡大図

図 6 定常 RANS 計算による表面 C_p 分布

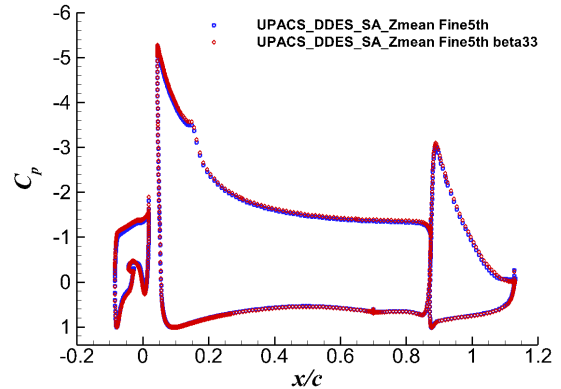
6-2. 非定常計算結果

図 7 に DDES を用いた非定常乱流解析により得られた解析結果を時間方向とスパン方向に平均化をとった 2 次元断面の翼表面 C_p 分布を示す。定常 RANS 計算では後退角有無により差は見られなかったが、非定常解析の結果では、定常計算の結果よりも差がみられる。図 7(b) に示すように、後退角がある方がフラップ上面後縁近くの流れの剥離は若干小さくなり、揚力がふえている様子がわかる。但し、図 7(c) に示すように、後退角有無によりスラット上面の C_p 差は約 0.1 であり、JAXA-LWT2 風洞試験結果の迎角による C_p の変化[18]と比較すると、迎角約 0.5 度相当のずれにとどまる。

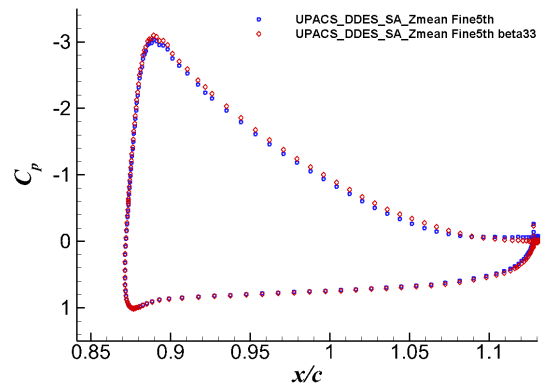
図 8 に瞬時渦度翼弦方向成分の等値面を示す。色は密度を表している。また、2 次元断面における瞬時渦度スパン方向成分の分布を図 9 に示す。図 8 と図 9 に示されるように、スラットカスプからせん断層が発生し、発達しながらスラットコーブ後縁付近へ再付着している様子がわかる。これまでの研究[28]により、計算格子が粗かったり乱流のモデル化によっては、せん断層の発達が遅れ、NBP のレベルが大きくなるなど、このせん断層の発生・発達の様子がスラット騒音の発生に密接に関わっている事が示されている。

図 8 において、スラットカスプからせん断層が発達していく過程は、後退角有無によりそれほど大きな変化は見られない。図 9 の瞬時渦度スパン方向成分の比較でも大きな差は見られないが、図 8 に示している 3 次元的な流れ場構造を見ると、ある程度せん断層が発達してからスラットコーブ部に再付着していく領域で、後退角の横流れ効果によりスパン方向に分布をもつように変化していく。図 10 に示す 2 次元 TKE ($=0.5 \times (u'u' + v'v')$) / U^2) 分布

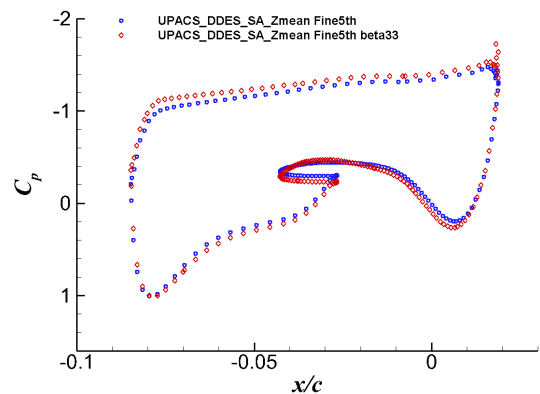
では、後退角 33 度のケースの方がせん断層や再付着点付近の TKE は小さくなっている。



(a) 全体 (スラット、主翼、フラップ)

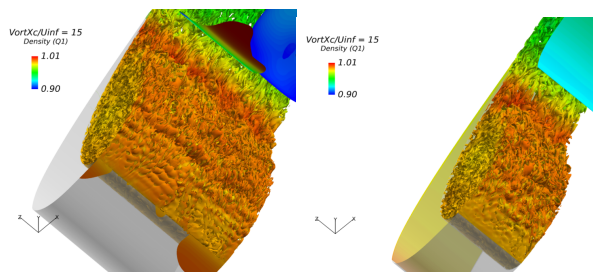


(b) フラップ周辺拡大図



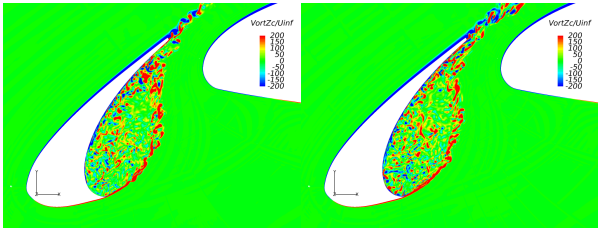
(c) スラット周辺拡大図

図 7 DDES 非定常乱流計算による表面 C_p 分布 (時間とスパン方向に平均化処理後)

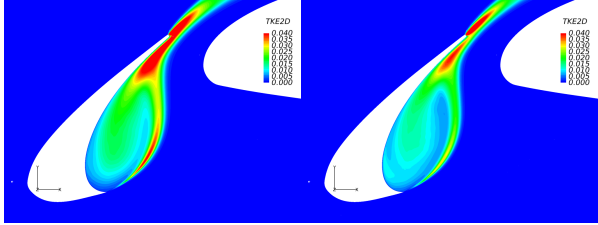


(a) 後退角無 (スパン長 2-inch) (b) 後退角 33 度 (スパン長 1-inch)

図 8 瞬時渦度翼弦方向成分の等値面



(a) 後退角無 (b) 後退角 33度
図 9 瞬時渦度スパン方向成分の2次元断面分布



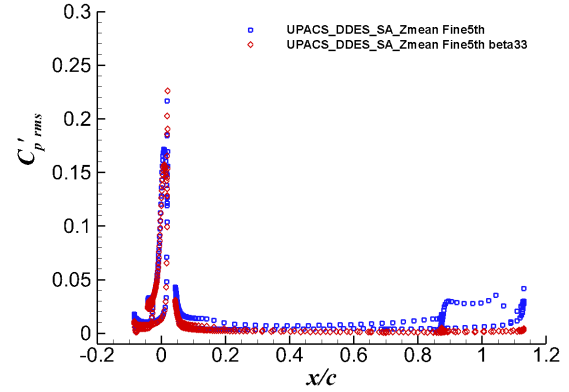
(a) 後退角無 (b) 後退角 33度
図 10 2次元乱流運動エネルギー $TKE (=0.5 \times (u'u + v'v)) / U_\infty^2$ の2次元断面分布

図 11 に時間方向とスパン方向に平均化をとった翼表面の圧力変動 $C_p'_{rms}$ の分布を示す。図 11(a)においてスラット、主翼、フラップの各翼素の圧力変動を比較すると、スラットの圧力変動が非常に大きいことがわかる。図 11(b)に示す圧力変動のスラット周辺拡大図において、後退角がある場合にはスラットカスプから生じたせん断層が再附着する領域において圧力変動の大きさが小さくなっている様子が分かる。図 12 に物体表面の圧力変動パワースペクトル密度(PSD)の比較を行う位置を示す。図 13(a)に $P4$ と $P5$ 、図 13(b)に $P1$ 、図 13(c)に $M1$ の位置における比較結果を示す。 $P4$ と $P5$ はせん断層の再附着点近傍、 $P1$ は主翼前縁位置である。また、 $M1$ は流体変動の小さな主翼下面位置であり、遠方場音圧を考える際の参考となる点である。また、図中に JAXA-LWT2 にて行われた後退角無モデルでの $P4$ と $M1$ 位置における風洞試験結果[18]も示す。風洞試験における幾何迎角 6 度のスラット C_p 分布が、計算における迎角 5.5 度のスラット C_p 分布と概ね対応する[18]。

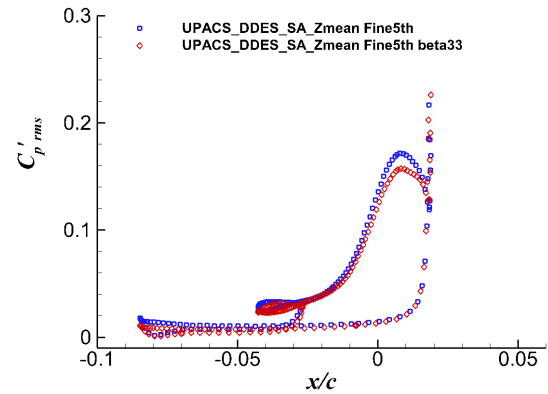
まず、後退角無の計算結果において再附着点近傍 $P4$ にて風洞試験結果と比較をすると、CFD 解析結果の方が、2kHz 以下の周波数帯でレベルがやや小さく、4kHz 以上の周波数帯ではレベルが大きくなるが、概ね良い一致を示している。また、図 13(c)に示す $M1$ の位置において風洞試験結果と CFD 解析結果を比較すると、1kHz から 2kHz の範囲に見られる NBP や広帯域騒音レベルを良好に再現できていることが分かる。なお、20kHz から 30kHz の間に見られるピーク音はスラット後縁のカルマン渦発生に起因したものであるが、ピーク音レベルは CFD 解析結果の方が大きい。境界層の計算に RANS を用いる DDES による計算方法では、スラット後縁騒音は過大評価される傾向がみられる[13]。

次に、後退角有無による変化をみる。図 13(a)に示される再附着点付近の $P4$ と $P5$ では、後退角がある場合には、概ね 3kHz を境に低周波側ではレベルが下がり、高周波側ではレベルが上がる傾向がみられた。また、後退角がある場合、800Hz と 1kHz 周辺にピーク音がみられる。3kHz 以下で広帯域成分のレベルが相対的に下がったことにより顕在化したものか、後退角がある流れ場において新たに発生した現象であるかは現在特定できていないため、今後調べていく必要がある。

図 13(b)の $P1$ と図 13(c)の $M1$ 位置における比較において、スラット後縁のカルマン渦発生に起因した 20kHz のピークに関しては後退角の影響がみられない。一方、1kHz から 2kHz に見られる NBPs の変化が顕著にみられ、後退角がある場合には、NBPs のレベルが大きく下がっている様子がわかる。



(a) 全体 (スラット、主翼、フラップ)



(b) スラット周辺拡大図

図 11 DDES 非定常乱流計算により得られた表面圧力変動 $C_p'_{rms}$ 分布 (時間とスパン方向に平均化処理後)

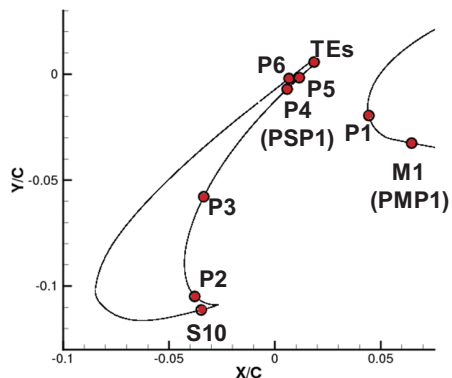


図 12 圧力変動パワースペクトル密度(PSD)比較位置

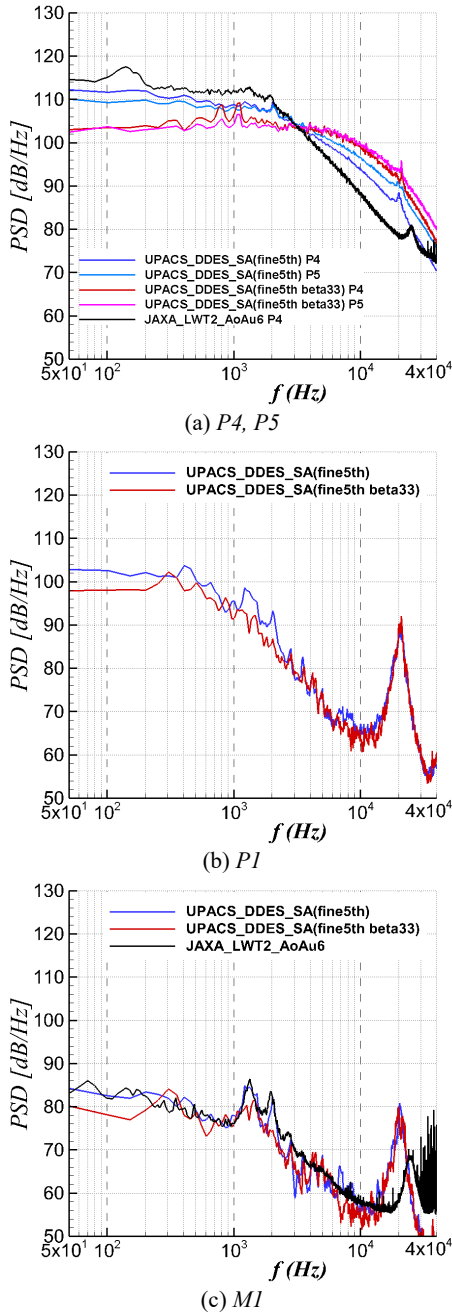


図 13 圧力変動パワースペクトル密度の比較

図 14 に FW-H 法により求めた遠方場音圧に対して、今回の解析にて過大評価されているスラット後縁ピーク騒音を除いた周波数範囲(256Hz~10kHz)における OASPL の指向特性を示す。スラットとフラップを収納した収納形態の前縁位置を原点として $10c_{stowed}$ 離れた位置において評価した。なお、流れの下流方向を 0 度、翼下方を 270 度と定義している。図 14 より、後退角により OASPL は下がるが、指向特性の形は大きく変化しないことがわかる。

図 15 に騒音レベルが大きくなる指向角 134 度と 290 度の結果を示す。スラット後縁による 20kHz のピークに関しては、図 13 の翼表面の PSD 比較結果と同様に、後退角の影響はみられない。図 15 の 7kHz 周辺で、後退角無のケースではピーク音が目立っているが、これは Lockard ら[29]でも議論されているように、スパン方向幅

を 2-inch として周期境界条件を適用して計算したことによるスパン幅間の音波の反射の影響である。

また、遠方場音圧においても図 13 の翼表面の PSD 比較結果と同様に 1kHz から 2kHz に見られる NBP の変化が顕著にみられる。後退角がある場合には、NBP は依然として見られるものの、そのレベルが大きく下がっており、JAXA の 3 次元騒音計測模型 OTOMO2 の風洞試験により得られた知見[5-7]と一致する計算結果となっている。

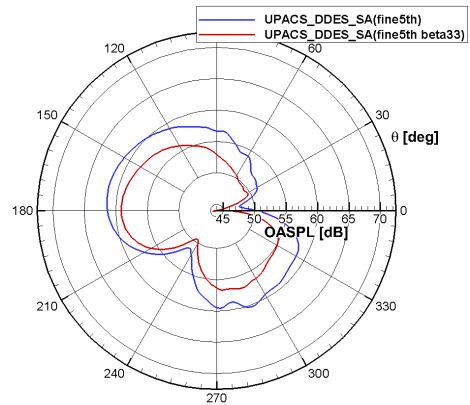


図 14 256Hz~10kHz の周波数範囲における OASPL 指向特性 ($10c_{stowed}$ 位置)

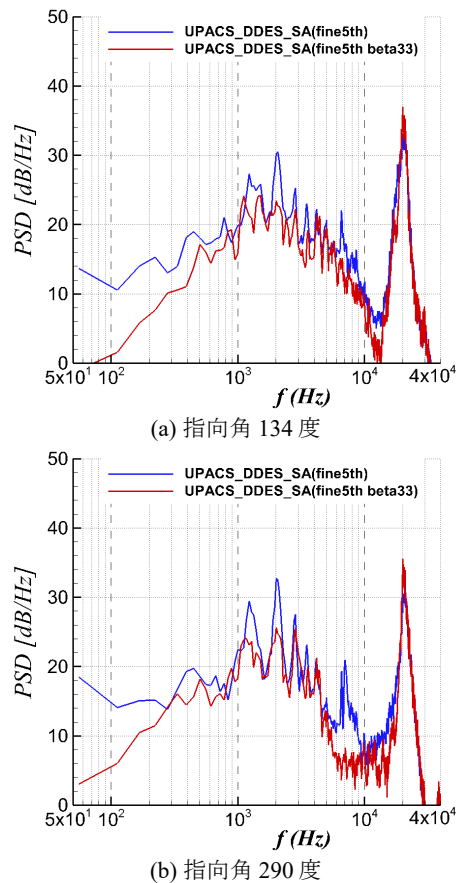


図 15 遠方場騒音スペクトル比較 ($10c_{stowed}$ 位置)

7. まとめ

三翼素高揚力翼型 30P30N に対して、高次精度スキームを用いた DDES 非定常乱流解析により、後退角によるスラット周辺の流れ場と騒音特性変化を調べた。

後退角により、特にスラットカスプからのせん断層の再付着点近傍における圧力変動に違いがみられ、変動が弱くなる傾向がみられた。また、NBP は依然として見られるものの、後退角により NBPs のレベルが大きく下がっており、JAXA3 次元騒音計測模型を用いた風洞試験により得られた知見と一致する計算結果が得られた。一方、スラット後縁から発生するピーク音に関しては後退角の影響は見られず、また、スラット後縁騒音が発生する周波数を除いて求めた OASPL に関して、指向特性は大きく変化しなかった。

今後は、解析結果を詳細に分析し、後退角効果の物理現象に関して分析を進める予定である。

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, 2006.
- [2] Dobrzynski, W., "Almost 40 Years of Airframe Noise Research: What Did We Achieve?," *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 2, 2010.
- [3] 山本一臣: 民間航空機の低騒音化技術の動向と JAXA の技術開発, 日本騒音制御工学会平成 25(2013) 年秋季研究発表会 (2013).
- [4] Choudhari, M. M. and Khorrani, M. R. "Slat Cove Unsteadiness: Effect of 3D Flow Structures," AIAA Paper 2006-0211, 2006.
- [5] 横川譲, 村山光宏, 浦弘樹, 郭東潤, 小林宙, 内田洋, 山本一臣, "後退角を有する高揚力形態翼模型を用いた機体騒音計測風洞試験," 第 44 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2012, 2E5, 2012.
- [6] 横川譲, 村山光宏, 浦弘樹, 郭東潤, 小林宙, 内田洋, 山本一臣, "後退角を有する高揚力形態翼模型から発生する空力騒音の考察," 第 50 回飛行機シンポジウム, 2F02, 2012.
- [7] Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, Y., Ura, H., Kwak, D., Kobayashi, H., Shindo, S., and Yamamoto, K., "Noise Generation Characteristics of a High-lift Swept and Tapered Wing Model," AIAA Paper 2013-2062, 2013.
- [8] Imamura, T., Ura, H., Yokokawa, Y., and Yamamoto, K., "A Far-field Noise and Near-field Unsteadiness of a Simplified High-lift-configuration Model (Slat)," AIAA Paper 2009-1239, 2009.
- [9] Imamura, T., Enomoto, S., Yokokawa, Y., and Yamamoto, K., "Simulation of the Broadband Noise from a Slat Using Zonal LES/RANS Hybrid Method," AIAA Paper 2007-0226, 2007.
- [10] Lockard, P. D. and Choudhari, M. M., "The Effect of Cross Flow on Slat Noise," AIAA Paper 2010-3835, 2010.
- [11] https://info.aiaa.org/tac/ASG/FDTC/DG/BECAN_files/_BANCv.htm
- [12] Choudhari, M. and Yamamoto, K., "Integrating CFD, CAA, and Experiments towards Benchmark Datasets for Airframe Noise Problems," *Proceedings of 5th Symposium on Integration CFD and Experiments in Aerodynamics (Integration 2012)*, October 2012.
- [13] Terracol, M., Manoha, E., Murayama, M., Yamamoto, K., Amemiya, K., and Tanaka, K., "Aeroacoustic Calculations of the 30P30N High-lift Airfoil using Hybrid RANS/LES methods: Modeling and Grid Resolution Effects," AIAA Paper 2015-3132, 2015.
- [14] Murayama, M., Ikeda, T., Amemiya, K., Tanaka, K., Hirai, T., and Yamamoto, K., "Slat Cove Noise: 30P30N-Modified Slat Configuration -JAXA's Results-," BANC-IV, 2016.
- [15] Ikeda, T., Amemiya, K., and Yamamoto, K., "On the implementation of higher-order spatial discretization schemes into JAXA's UPACS," Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, A7-2, Toyama, Japan, October 2016.
- [16] Ikeda, T., Kentaro, T., Hirai, T., Amemiya, K., and Yamamoto, K., "Aerodynamic Noise Simulations Resolved by Higher-order Spatial Schemes on JAXA's UPACS," 14th International Conference on Flow Dynamics, 2017.
- [17] <https://cfdfs.chofu.jaxa.jp/apc/>
- [18] Murayama, M., Nakakita, K., Yamamoto, K., Ura, H., Ito, Y. and Choudhari, M. M., "Experimental Study of Slat Noise from 30P30N Three-Element High-Lift Airfoil in JAXA Hard-Wall Low-Speed Wind Tunnel," AIAA Paper 2014-2080, 2014.
- [19] Yamane, T., Yamamoto, K., Enomoto, S., Yamazaki, H., Takaki R., and Iwamiya, T., "Development of a Common CFO Platform - UPACS -," in *Parallel Computational Fluid Dynamics - Proceedings of the Parallel CFO 2000 Conference*, Trondheim, Norway, Elsevier Science B. V., 2001, pp. 257-264.
- [20] Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S., and Mukai, J., "The Development of the UPACS CFD Environment," *High Performance Computing, Proc. of ISHPC 2003*, Springer, pp. 307-319, 2003.
- [21] Shima, E., "A Simple Implicit Scheme for Structured/Unstructured CFD (in Japanese)," *Proceedings of the 29th Fluid Dynamics symposium*, Hokkaido, Japan, 1997.
- [22] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R. "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, 1992.
- [23] <http://turbmodels.larc.nasa.gov/>
- [24] Spalart, P. R., Deck, S., Shur, M., Squires, K. D., Strelets, M., and Travin, A., "A New Version of Detached - Eddy Simulation, Resistant to Ambiguous Grid Densities," *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, no. 20, pp. 181-195, 2006.
- [25] Ikeda, T., Enomoto, S., Yamamoto, K., and Amemiya, K., "Quadrupole Corrections for the Permeable-Surface Ffowcs Williams-Hawkings Equation," *AIAA Journal*, 2017, Vol.55:2307-2320.
- [26] J. E. Ffowcs Williams and D. L. Hawkings, "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion," *Phi. Trans. Roy. Soc. A*, Vol. 264, pp.321-342, 1969.
- [27] 雨宮和久, 村山光宏, 山本一臣, 平井亨, 田中健太郎, 池田友明, "航空機高揚力装置スラット配置がスラット騒音に与える影響," 第 50 回流体力学講演会/第 36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 3D11, 2018.
- [28] Sakai, R., Ishida, T., Murayama, M., Ito, Y., and Yamamoto, K., "Effect of Subgrid Length Scale in DDES on Aeroacoustic Simulation around Three-Element Airfoil," AIAA 2018-0756, 2018.
- [29] Lockard, P. D., Choudhari, M. M., and Buning, G. P., "Influence of Spanwise Boundary Conditions on Slat Noise Simulations," AIAA 2015-3136, 2015.