

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

雨宮 和久¹, 村山 光宏², 山本 一臣², 平井 亨³, 田中 健太郎³, 池田 友明²

¹エイ・エス・アイ総研, ²宇宙航空研究開発機構, ³菱友システムズ

Effects of Slat Position on the Slat Noise Characteristics

by

Kazuhisa AMEMIYA, Mitsuhiro MURAYAMA, Kazuomi YAMAMOTO
Toru HIRAI, Kentaro TANAKA, Tomoaki IKEDA

ABSTRACT

In this study, effect of leading-edge slat position on the slat noise characteristics is investigated by aeroacoustic simulations using Delayed Detached Eddy Simulation toward slat noise reduction. Previous studies indicated that smaller recirculation region in the slat cove with increasing angle of attack results in decrease of broadband noise and narrowband peaks (NBPs). To achieve smaller recirculation region in the slat cove at a target angle of attack, the overlap between slat and main wing is changed. From the analysis of far-field sound pressure, it is found that low frequency broadband fluctuation and NBPs decrease, and the overall sound-pressure levels is significantly reduced especially in the direction of the lower surface side as a result of the noise reduction of slat itself.

1. 背景

近年、航空機の旅客輸送量は増加を続けており、それに伴い民間航空機の開発において離着陸時の騒音低減が強く求められている。エンジンの低騒音化が進められてきたことから、特にエンジンを絞る着陸進入時において、高揚力装置や降着装置から発生する機体騒音がエンジン騒音を卓越する事もあり [1, 2, 3], 今後の航空機設計において機体騒音を下げる事が重要となってきている。特に離着陸時に最大揚力を増加させる高揚力装置であるスラットは機体騒音の主音源の一つとしてその低騒音化が求められている。

スラットの近傍では、スラット下面側のカスプと呼ばれるスラットの下端で剥離した流れがせん断層を形成し、スラット後縁近傍のスラットコーブ部分に再付着する。再付着後、一方は後縁側に流れ、また一方はコーブ内に流れて再循環領域を形成する。カスプからのせん断層により広帯域騒音や複数の狭帯域騒音（以下、NBPs (Narrow-Band Peaks)）が発生し、また、スラット後縁からはカルマン渦を起因とした後縁騒音が発生する [4]。

これまでの JAXA の風洞試験により広帯域騒音と NBPs の騒音レベルは迎角が高くなるに伴い低くなる事が示されている [5, 6]。幾つかの研究事例 [7, 8] から、迎角の違いによるスラットコーブの流れ場を見ると、高い迎角ほど再循環領域は狭くなる傾向が見られ、再循環領域を狭くすることが低騒音化に繋がると期待される。これまでのスラット配置最適化研究の研究 [9, 10] によれば、再循環領域が狭いスラット配置において、特に NBPs が発生する周波数帯で騒音レベルが減少する可能性を Delayed Detached-Eddy Simulation (DDES) を用いた非定常解析 [11, 12] により確認している。また、特にスラットと母翼のオーバーラップ量を大きくする事により、最大揚力への影響を小さくしたまま再循環領域を狭くすることができる可能性も示された。

そこで、本研究では、スラットと母翼のオーバーラップを系統的に増加させる事によって再循環領域を狭くし、それに伴う騒音への影響を検討する。解析にはスラット周辺の渦の動きを詳細に捕えるために 5 次精度構造格子 CFD ソルバー UPACS を用いて、スラット配置の変更による流れ場や発生する音場の変化に関して考察し、その結果を報告する。

2. 解析対象

解析対象として 3 翼素翼型 30P30N を取り扱う。この翼型は国際ワークショップ Workshop on Benchmark problems

for Airframe Noise Computations (BANC) での課題のひとつに設定されている [13]。JAXA-LWT2 においても風洞試験を行っており [5, 6], そのデータを利用できる。

3. 解析手法

空力音響解析の手法として、音源となる流れ場の非定常解析を行い、そこで得られた近傍場データを用いて遠方場音圧を予測する分離解法を用いる。

CFD 解析ツールとして、JAXA で開発している CFD 共通基盤プログラム UPACS [14, 15, 16] を使用する。UPACS はマルチブロック構造格子に対応した三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式ソルバーである。スラットコーブ内の渦を高次精度で捕えるために、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 [17] を採用し、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 LU-SGS 陰解法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-nof2) [18] 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、スラットコーブにおける渦の動きやそこで発生する音場に着目するため、境界層を RANS モード、スラットカスプから剥離した流れを LES モードで行う DDES を使用した。

遠方場音圧の予測には JAXA で開発されている UPACS-Acoustics [19, 20] を用いた。UPACS-Acoustics は、Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 法 [21] 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 3 翼素翼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. 計算格子および境界条件

図 1 に 3 翼素翼型 30P30N の計算格子の断面図を示す。翼弦長は収納形態において $c_{stowed} = 0.4572\text{m}$ (18inch), スラット翼弦長は $c_{slat} = 0.15c_{stowed}$ となる。スパン長は図 1 の格子では BANC にて推奨されている $c_{stowed}/9$, 後に示すスラット配置を変更したケース 1, ケース 2 およびケース 3 の形状では計算時間短縮のため $c_{stowed}/18$ に取った。なお、スパン長を $c_{stowed}/18$ 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。図 1 に示す元々の 30P30N 翼型形状をベースラインと呼ぶことにする。マルチブロック構造格子を成し、図 1 の 2 次元断面における遠方境界（翼から $100c_{stowed}$ の距離）までの格子点数は約 270 万点となる。スラットコーブにお

いては、LES モードで渦を解像するために、概ね等方的なセルにしている。捕捉する渦の最大周波数に数 10kHz が求められるため、渦一つの解像点数を 10 点程度として、図 1 の断面ではおよそ $3.9 \times 10^{-4} c_{stowed} \sim 4.2 \times 10^{-4} c_{stowed}$ 、スパン方向には $4.1 \times 10^{-4} c_{stowed}$ の格子幅にした。スパン方向の格子点数はベースラインで 271 点、ケース 1~3 で 136 点となる。総格子点数は、それぞれ約 7640 万、3520 万、3530 万、3620 万である。RANS モードとなる壁面近傍に関しては、最小格子幅を $\Delta y/c_{stowed} = 7.7 \times 10^{-6}$ で、これは $y^+ = 0.54$ 程度に相当する。

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。

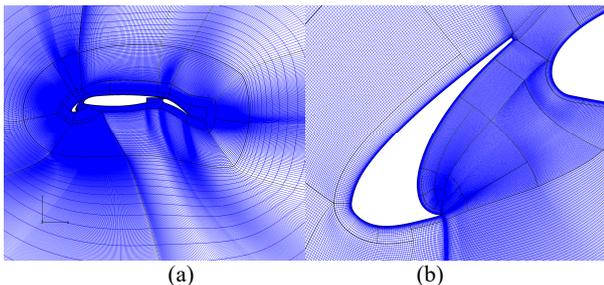


図 1 3 翼素翼型 30P30N の計算格子の断面。(a)翼周辺、(b)スラット周辺。

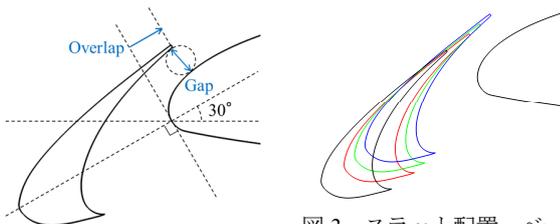


図 2 スラット配置に関するパラメータ（オーバーラップ量、ギャップ幅）の定義。

図 3 スラット配置。ベースライン（黒）、ケース 1（青）、ケース 2（緑）、ケース 3（赤）。

表 1 配置を変更したケースの諸量 ($\times c_{stat}$)。スラット舵角は 30° に固定。

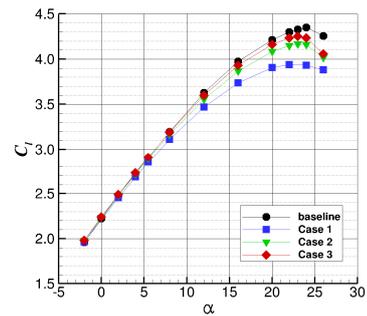
ケース	Gap	Overlap
ベースライン	0.20	-0.061
1	0.14	+0.247
2	0.14	+0.172
3	0.14	+0.093

表 2 助走計算および統計処理用のデータ取得計算の時間 ($\times c_{stowed}/U_\infty$)。ケース 1~3 は $\alpha = 5.5^\circ$ 。

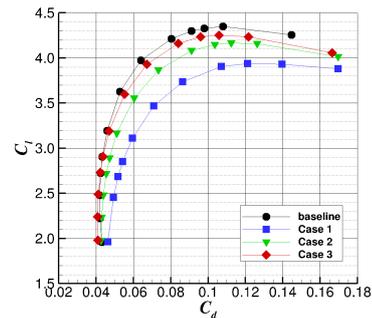
ケース	助走計算	データ取得計算
ベースライン $\alpha = 5.5^\circ$	4.84	16.05
ベースライン $\alpha = 9.5^\circ$	10.34	16.03
1	6.28	17.05
2	6.32	17.05
3	6.32	17.05

表 3 ベースラインとの最大揚力の差。

ケース	α_{max}	C_{lmax}	ΔC_{lmax}
ベースライン	24	4.35	-
1	22	3.94	-9.4%
2	23	4.17	-4.1%
3	23	4.25	-2.3%



(a)



(b)

図 4 各ケースの空力特性。2 次元定常 RANS 解析結果。(a) $C_l - \alpha$ 、(b) $C_l - C_d$ 。

5. スラット低騒音配置の検討

低騒音化を実現するスラット形状を検討するに当たり、スラット配置の変更やスラットの形状そのものを変更するなど、様々な手段が考えられる。本研究では、第 1 節に述べたように、スラットと母翼のオーバーラップ量を変更することによって再循環領域を狭くして低騒音化を狙った。スラット配置のパラメータであるオーバーラップ量およびギャップ幅の定義を図 2 に示す。ギャップ幅については、ここではスラットと母翼の隙間の最小距離とする。

スラット配置は図 3 の外観図に示される 3 ケースを行った。表 1 に各ケースのパラメータ値を示す。スラット配置の変更は、平行移動のみで行い、スラット舵角は 30° に固定した。ギャップ幅に関しては、事前にベースラインと同じギャップ幅でケース 1 の 2 次元 RANS 計算を行ったところ、最大揚力が著しく悪化したため微調整をした。今回の計算ではオーバーラップ量と騒音の諸量との関係を見るためにギャップ幅はケース 1~3 で同一にした。

6. 解析条件

解析条件は、実験結果 [5, 6] と同一とし、一様流流速 $U_\infty = 58$ m/s (マッハ数 $M_\infty = 0.17$) および収納コード長 c_{stowed} を基準としたレイノルズ数 $Re = 1.71 \times 10^6$ に設定した。一様流静温度は 295.56 K とした。翼の迎え角は、RANS 解析では、空力特性を見るために $\alpha = -2^\circ \sim 26^\circ$ の範囲を行い、非定常解析では BANC の 30P30N 翼型解析の基準迎角である $\alpha = 5.5^\circ$ と設定した。ベースラインでは、高い迎角として $\alpha = 9.5^\circ$ も行った。

非定常計算における時間刻み幅は $\Delta t = 1.1 \times 10^{-4} c_{stowed}/a_\infty$ (a_∞ : 一様流音速) に設定した。この Δt の下で、スラットコーブ内におけるクーラン数は $O(1)$ の程度になる。陰解法における内部反復数は 5 回に設定した。流れ場解析の手順として、まず 2 次元定常 RANS 計算を行い、その結果を初期値として 3 次元非定常計算を行った。空力係数の揺らぎが安定するまでの助走計算を経た後に統計量の処理に

用いるデータを取得する計算をした．助走計算およびデータ取得計算の計算時間を表 2 に示す．ここでベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ のみは，数値流束 3 次精度で行った非定常解析の結果 [22] を初期値とした．

遠方場音圧の予測計算に用いる音源面のデータはデータ取得時間において $\Delta t_{\text{sampling}} = 6.6 \times 10^{-3} c_{\text{stowed}} / a_\infty$ 毎に取得しており，これはサンプリング周波数 $f_{\text{sampling}} = 57 \text{ kHz}$ に相当する．FFT 処理はデータ長 2048 (バンド幅 55.8 Hz) で Hanning の窓関数を用い，50% オーバーラップにて行った．

7. 解析結果

7. 1 2次元定常 RANS 解析

図 4 に 2次元定常 RANS 解析によって得られた空力特性図を示す．迎角 5.5° では各ケース間に揚力の差は殆ど見られないが，最大揚力では明らかな差が見られる．表 3 にベースラインと各ケースとの最大揚力の差を示す．ケース 1 に関しては，最大揚力差が $\Delta C_{l\text{max}} = -9.4\%$ といった大きな低下が見られる．一方，ケース 2 やケース 3 のようにオーバーラップ量を減らすと， $C_{l\text{max}}$ 変化は小さくなる．また図 4(b) ではケース 1 に抗力の大きな増加が見られるものの，ケース 2 やケース 3 については比較的空力性能の低下は小さい．

7. 2 非定常解析—ベースライン

DDES による非定常解析で得られたベースラインの瞬時渦度分布を図 5 に示す．カスプから細かい渦を伴いながらスラットコープ後縁付近へ再付着 (図 5 の円の部分) し，その後，再循環領域と後縁方向に分かれる．また，後縁からはカルマン渦が発生 (図 5 の四角形部分) している様子が見られる． $\alpha = 5.5^\circ$ の図 5(a) と $\alpha = 9.5^\circ$ の図 5(b) を比べると，高い迎角である $\alpha = 9.5^\circ$ の方が再循環領域が狭く，また再付着点がやや前方になることが再現されている．図 6 は，乱流運動エネルギー TKE, $TKE \equiv (1/2)(u'^2 + v'^2 + w'^2) / U_\infty^2$ の分布を示している． u', v', w' はそれぞれ局所速度から速度の直流成分を差し引いた量で，速度変動分を表す． $\alpha = 9.5^\circ$ (図 6(b)) では，再付着点および再循環領域での TKE が低下しており，変動が小さくなっている．

翼面上の測定点 (図 7) における圧力変動パワースペクトル密度 (PSD) を図 8 ($\alpha = 5.5^\circ$) に示す．図 7 に示した点 A は再付着点付近，点 B は母翼の下面に設定した点である．点 B はスラットのコープや後縁における流体変動から離れており，遠方場音圧の参考になる．

図 8(a) に示す再付着点付近のスペクトルを実験結果 [6] と比較すると，3kHz 以上ではやや大きく見積もられるが 3kHz 以下では良好な一致を示し，全体的に実験値のスペクトルの傾向は捉えている．図 8(b) に示す母翼下面側における実験結果との比較では，広帯域騒音や NBP を良好に再現できていることがわかる．図 8(a), (b) に示される 25kHz 付近に見られるスラット後縁のカルマン渦発生によるピーク音に関しては過大評価されている．後縁騒音は，DDES では過大評価される傾向がある [22]．なお，本研究では広帯域騒音や NBP の低減を目的としているため，スラット後縁騒音に関しては，以降，議論の対象外とする．

図 9 に FW-H 法で求めた遠方場音圧の PSD を示す．測定点は，収納形態の前縁から $10c_{\text{stowed}}$ の距離，290 度方向の位置である．ここで，方向に関しては，図 1(a) の図において，収納形態の前縁を中心に右方向を 0 度とし，反時計回りに角度を定義している．図 9 において，広帯域騒音や NBP は $\alpha = 5.5^\circ$ に比べ， $\alpha = 9.5^\circ$ では騒音レベルが低下することが確認できる．特に低周波数ほどその傾向が見られ，実験結果 [5, 6] と同様の傾向が再現された．なお 7kHz 辺り

のピークは周期境界の影響に依るものである．図 10 に示す Overall Sound Pressure Level (OASPL) の指向特性は後縁騒音の高周波ピークを除いた $256\text{Hz} < f < 10\text{kHz}$ でバンドパスフィルタを掛けてある．全方向において迎角が高くなると騒音レベルが低下することが確認できる．

第 1 節の背景においては，別々の研究事例から，広帯域騒音と NBP の騒音レベルが高迎角ほど低下することと，再循環領域が狭くなることを関連づけたが，本節の一連の非定常解析によって同様の結果が得られた．

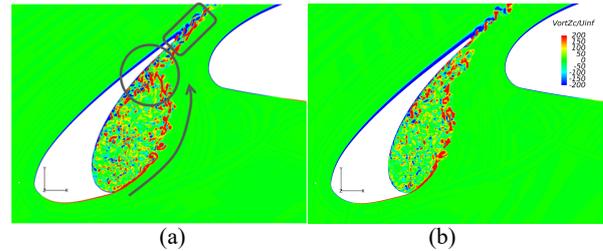


図 5 瞬時渦度分布のスパン方向成分．スパン方向からの概観．(a) $\alpha = 5.5^\circ$ ，(b) $\alpha = 9.5^\circ$ ．

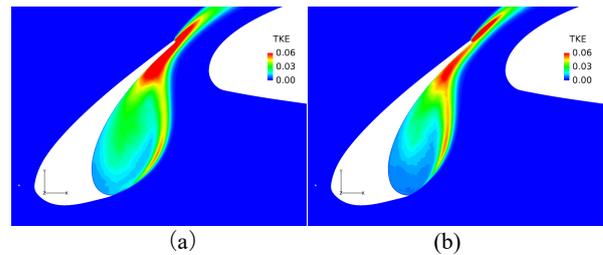


図 6 TKE 分布．(a) $\alpha = 5.5^\circ$ ，(b) $\alpha = 9.5^\circ$ ．

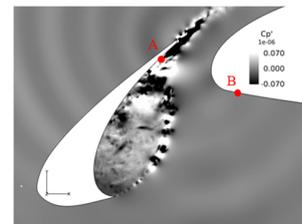


図 7 翼面上の非定常圧力測定点．A：スラットコープ内の再付着点近辺，B：母翼前縁の下方．コンターは $\alpha = 5.5^\circ$ における圧力変動．

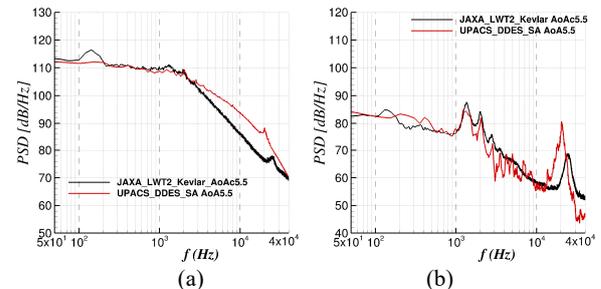


図 8 ベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ の圧力変動 PSD．(a) 点 A (b) 点 B．黒線：実験結果．赤線：非定常計算結果．

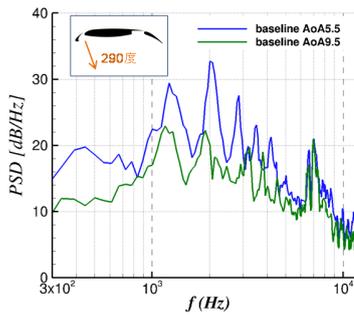


図9 距離 $10C_{stowed}$, 290° 方向におけるベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ および 9.5° の PSD.

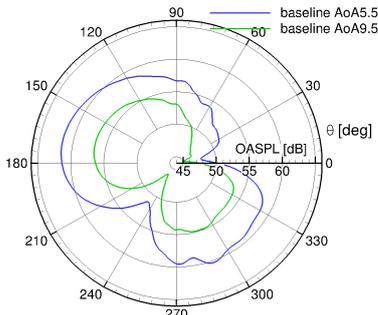


図10 ベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ と $\alpha = 9.5^\circ$ の距離 $10C_{stowed}$ における音圧レベルの指向特性.

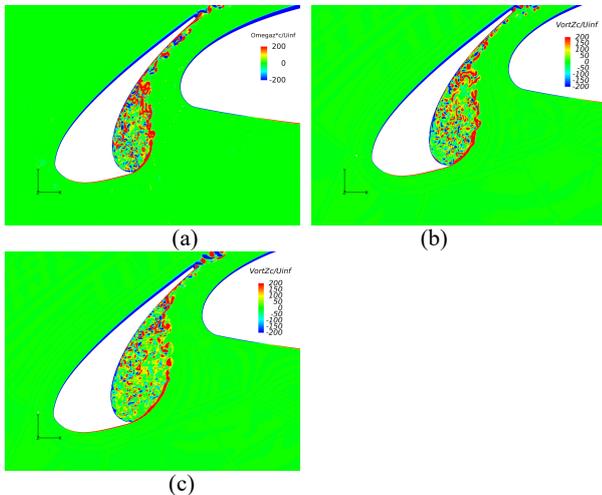


図11 瞬時渦度分布 (スパン方向成分). (a) ケース 1, (b) ケース 2, (c) ケース 3.

7.3 非定常解析—ケース 1~3

図 11 にケース 1~3 の瞬時渦度分布を示す. 図 5(a) のベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ に比べ, どのケースも明らかに再循環領域は狭くなっている.

図 12 における PSD では, どのケースも NBP および広帯域騒音の低減に効果を示している. 広帯域騒音に対しては, 特におよそ 3kHz 以下の周波数領域で大きく低減している. 図 13 にケース 1~3 の遠方場音圧の指向特性を示す. ケース 1 は 0 度付近から 30 度付近で遠方場音圧が増加する傾向があるものの, それ以外ではいずれのケースについてもベースラインよりも低減しており, 特に下面方向で低減効果が顕著である. このことは再循環領域を狭くすることで低騒音化が実現することを示している. 但し, 図 13

においてオーバーラップ量が大きく再循環領域が一番小さいケース 1 よりも, 再循環領域の大きいケース 2 や 3 の方が低減効果が大きくなる傾向がみられる. また, 図 12 に示されるように各ケースとも 3kHz 以下の周波数では同程度の低減効果であるが, ケース 1 は 3kHz 以上ではケース 2 や 3 と比べて低減量が小さい. これらの結果は, 単純にオーバーラップ量を大きくして再循環領域を狭くすればよいわけではなく, 最適な位置が存在する事を示唆している.

低減効果の大きいケース 3 は, 図 4 の空力特性において最大揚力への影響も小さい. 空力性能をほぼ保ちながら再循環領域を狭くすることによって低騒音化を実現する配置があることが示された.

7.4 音源について

これまで見てきたように再循環領域を狭くすることが低騒音化に繋がることがわかった. ここでは, 遠方場音圧の評価に用いた翼面上の音源の違いについて見る.

7.2 節で述べたように, スラットコーブや後縁における流体変動から離れた領域の圧力変動は, 遠方場音圧の参考になる. 図 14 は遠方場音圧で寄与の大きいスラットおよび母翼前縁付近の圧力変動 (p'_{rms})² を示している. ベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ (図 14(a)) に比べ, ベースライン $\alpha = 9.5^\circ$ (図 14(b)) やケース 1~3 (図 14(c)~(e)) では, 翼の上面や再付着点付近を除いた翼の下面において圧力変動が大きく低下している様子がみられる. 図 13 に示されるベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ に比べて他のケースの音圧レベルが低いのは, こうした翼面における圧力変動値が小さいことから大方予想できる.

次に, 各翼素による遠方場音圧への寄与を見ていく. FW-H 法では, 翼面上の各点から放射される圧力変動を重ね合わせることによって遠方場音圧を推算している. 圧力変動の重ね合わせを各翼素別にまとめれば, 翼素毎の遠方場音圧への寄与を見ることができる. 図 15 にスラット単体および母翼単体の圧力変動を用いて評価した遠方場音圧の指向特性を示す. フラップ単体については, スラットや母翼に比べて遠方場に与える寄与が小さいためここでは割愛した. 図 15(a) に示すスラット単体による遠方場音圧において, ケース 1~3 は, ベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ よりも小さく, ベースライン $\alpha = 9.5^\circ$ と同程度もしくはそれ以下となっている. 図 15(b) に示す母翼単体の遠方場音圧を見ると, ケース 3 については, ベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ よりも小さく, ベースライン $\alpha = 9.5^\circ$ と同程度になっているものの, ケース 1 では逆にベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ よりも大きくなっている. 再循環領域を狭くすることは, 主にスラット自体の放射音圧の低減に効果が見られる.

また, ケース 1 のスラット単体 (図 15(a)) と母翼単体 (図 15(b)) の遠方場音圧の大きさを比較すると, 300 度から 330 度の下面側では同程度 (約 54dB) の騒音レベルとなっている. 一方, 三翼素の音圧を重ね合わせた騒音レベル (図 13) は, これらスラット単体と母翼単体の騒音レベルよりも小さくなっている (約 52dB). このことは, スラットから 300 度から 330 度の下面方向へ放射された音波が母翼によって遮蔽された影響や両翼素からの音波の干渉によって弱め合った影響であると考えられる. ケース 2 や 3 についてもわずかながら同様な傾向が見られる. ベースライン $\alpha = 5.5^\circ, 9.5^\circ$ については, そうした傾向は顕著には見られない. スラットと母翼のオーバーラップ量を増加させた影響として遮蔽や干渉の効果が現れてくる.

最後に, 図 16 にケース 1~3 の TKE 分布を示す. ケース 1 やケース 2 (図 16(a), (b)) については, ベースライン $\alpha = 5.5^\circ$ の TKE 分布 (図 6(a)) と比較すると, 再付着点付近の変動は大きいものの, スラット単体の遠方場音圧 (図

15(a) は、既に述べたように、ケース 1~3 のいずれもベ-ースライン $\alpha = 5.5^\circ$ よりも小さい。これは再付着点付近の変動は特に決まった方向性を持たず、スパン方向のコヒーレンスが低いことによる可能性が考えられるため、今後詳細を調べる予定である。

8. 結言

本研究では、高揚力装置スラットの騒音を低減させることを目的として、スラットと母翼のオーバーラップを系統的に増加させる事によって再循環領域を狭くし、それに伴う騒音への影響を調べた。解析にはスラット周辺の渦の動きを詳細に捕えるために 5 次精度構造格子 CFD ソルバー UPACS を用いて、スラット配置の変更による流れ場や発生する音場の変化に関して考察した。

遠方場音圧については、オーバーラップ量の増加により、特に低い周波数において低減効果が得られ、また翼の下面方向で顕著に低減した。

音源の非定常流れの変化については、スラットの配置によっては再付着点付近の圧力変動の増加が見られたケースもあったものの、いずれも再循環領域を狭くすることによりスラット自体からの遠方場音圧は低減した。

本研究において、最大揚力を大きく低下させることなく、低騒音化を実現するスラット配置があることが示された。今後、空力性能と低騒音化の両面で更に高い性能を持つスラット形状を探るとともに、騒音発生機構との関連について詳細を調べていく予定である。

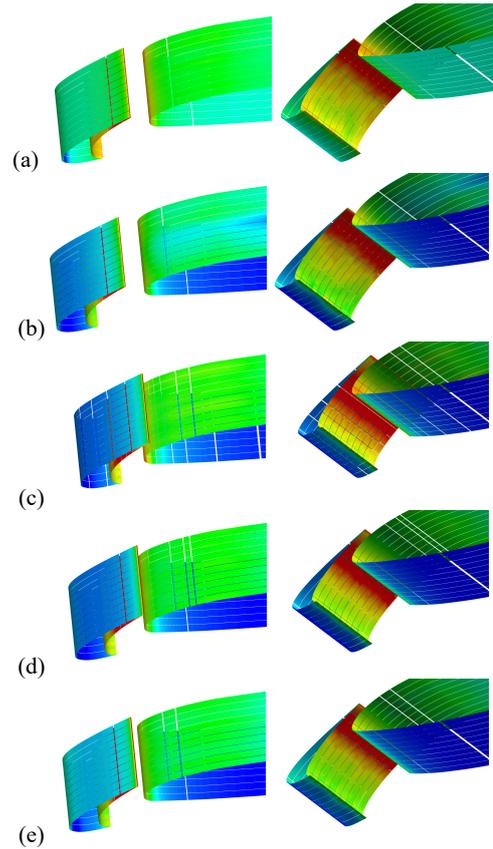


図 14 スラットおよび母翼前縁付近における表面圧力変動. $(p'_{rms})^2: [100,140]$ dB. 10kHz 以下の変動分を表示. (a)ベースライン $\alpha = 5.5^\circ$, (b)ベースライン $\alpha = 9.5^\circ$, (c)ケース 1, (d)ケース 2, (e)ケース 3. スパン長 1 インチのケース 1~3 については、スパン方向に同じデータを二つ並べてベースラインと同じ 3 インチのスパン幅として可視化している。

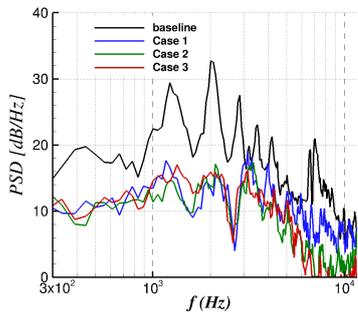


図 12 距離 $10c_{stowed}$, 290 度方向におけるケース 1, 2, 3 の PSD.

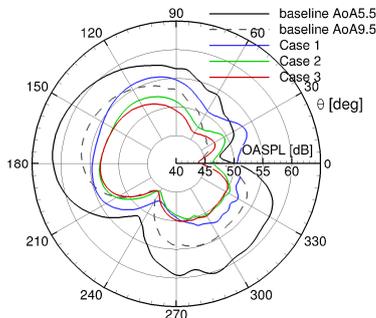


図 13 ケース 1,2,3 の距離 $10c_{stowed}$ における音圧レベルの指向特性. $\alpha = 5.5^\circ$.

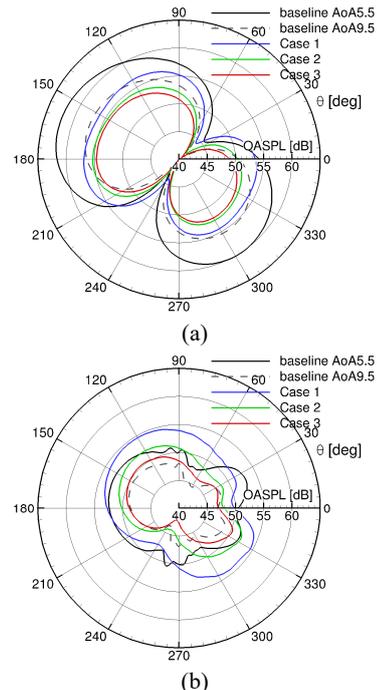


図 15 翼素単体毎の遠方場音圧. 距離. (a)スラットのみ, (b)母翼のみ.

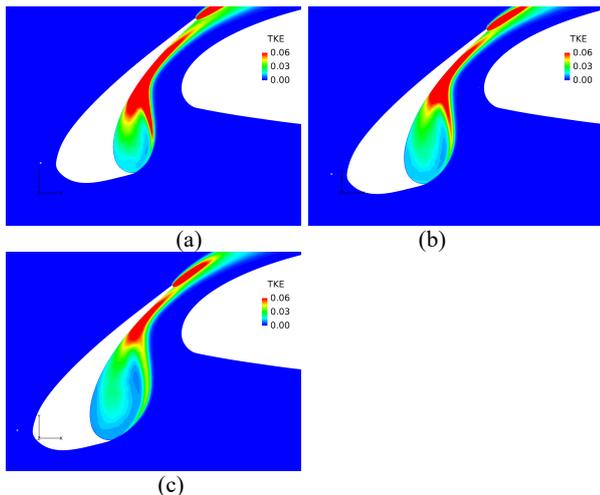


図 16 TKE 分布. (a) ケース 1, (b) ケース 2, (c) ケース 3.

参考文献

- [1] J. Astley, “Predicting and Treating Fan and Turbomachinery Noise Current Technology, Research & Facilities,” UK-Japan Bilateral Workshop (Aircraft Emissions and Noise), Tokyo, 2006.
- [2] W. Dobrzynski, “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] M. M. Choudhari and M. R. Khorrami, “Slat Cove Unsteadiness: Effect of 3D Flow Structures,” *AIAA Paper 2006-0211*, 2006.
- [5] M. Murayama, K. Nakakita, K. Yamamoto, H. Ura and Y. Ito, “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.
- [6] M. Murayama, Y. Yokokawa, H. Ura, K. Nakakita, K. Yamamoto, Y. Ito, T. Takaishi, R. Sakai, K. Shimoda, T. Kato and T. Homma, “Experimental Study of Slat Noise from 30P30N Three-Element High-Lift Airfoil in JAXA Kevlar-Wall Low-Speed Wind Tunnel,” *AIAA2018-3460*, 2018.
- [7] M. R. Khorrami, M. M. Choudhari and L. N. Jenkins, “Characterization of Unsteady Flow Structures Near Leading-Edge Slat: Part II. 2D Computations,” *AIAA Paper 2004-2802*, 2004.
- [8] T. Imamura, H. Ura, Y. Yokokawa, S. Enomoto and K. Yamamoto, “Designing of Slat Cove Filler as a Noise Reduction Device for Leading-edge Slat,” *AIAA Paper 2007-3473*, 2007.
- [9] 小林保鷹, 金崎雅博, 村山光宏, 伊藤靖, 山本一臣, 雨宮和久, “3翼素高揚力翼型における低騒音化設計に向けたスラット配置最適化,” 第30回数値流体力学シンポジウムE03-1, 2016.
- [10] 小林保鷹, “Reynolds Averaged Navier-Stokes計算を用いたスラット配置最適化設計向け騒音評価パラメータの検討,” 第55回飛行機シンポジウム1B18, 2017.
- [11] P. R. Spalart, W. H. Jou, M. K. Strelets and S. R. Allmaras, “Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach,” in *Proceedings of first AFOSR international conference on DNS/LES*, Greyden Press, 1997.
- [12] P. R. Spalart, S. Deck, M. L. Shur, K. D. Squires, M. K. Strelets and A. Travin, “A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities,” *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, Vol. 20, No. 3, pp. 181-195, 2006.
- [13] https://info.aiaa.org/tac/ASG/FDTC/DG/BECAN_files_/BANCIV.htm (2018年4月閲覧).
- [14] T. Yamane, K. Yamamoto, S. Enomoto, H. Yamazaki, R. Takaki and T. Iwamiya, “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.
- [15] R. Takaki, K. Yamamoto, T. Yamane, S. Enomoto and J. Mukai, “The Development of the UPACS CFD Environment,” *High Performance Computing, Proc. of ISHPC 2003*, Springer, pp. 307-319, 2003.
- [16] M. Murayama, K. Yamamoto and K. Tanaka, “CFD Comparison Study for Trapezoidal High-Lift Wing Configurations by Structured and Unstructured Mesh Method,” *AIAA Paper 2011-937*, 2011.
- [17] T. Ikeda, K. Amemiya and K. Yamamoto, “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.
- [18] <https://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html> (2018年4月閲覧).
- [19] T. Imamura, T. Hirai, K. Amemiya, Y. Yokokawa, S. Enomoto and K. Yamamoto, “Aerodynamic and aeroacoustic simulations of a two-wheel landing gear,” *Procedia Engineering*, Vol. 6, pp. 293-302, 2010.
- [20] 坂井玲太郎, 石田崇, 伊藤靖, 村山光宏, 山本一臣, “スラット騒音のDDES解析におけるサブグリッド長さスケールの影響,” 第49回体力学講演会 / 第35回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1B15, 2017.
- [21] 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.
- [22] M. Terracol, E. Manoha, M. Murayama, K. Yamamoto, K. Amemiya and K. Tanaka, “Aeroacoustic Calculations of the 30P30N High-lift Airfoil using Hybrid RANS/LES methods: Modeling and Grid Resolution Effects,” *AIAA Paper r2015-3132*, 2015.