

超音速航空機におけるクルーガーフラップの空力性能検討*1

Preliminary Study for Aerodynamic Performance of the Krueger Flap on SST Configuration

郭 東 潤*2,*3 · 大 平 啓 介*4
Dongyoun KWAK and Keisuke OHIRA

Key Words: Aerodynamics, CFD, High Lift Device, Krueger Flap

Abstract: To improve the aerodynamic performance at take-off and landing flight and coexist with the natural laminar flow wing geometry, the capability of the Krueger flap and its flow mechanism were investigated on a JAXA-QSST configuration. Parametric studies using numerical analysis are conducted on variation of the mutual locations between Krueger flap and main wing, and the flap deflection angles. The lift-to-drag ratio characteristics are strongly influenced by the mutual locations and deflection angles by effectively controlling the vortex flow over the flaps and main wing. Comparing with the conventional leading-edge flaps, higher lift-to-drag ratio is obtained by the Krueger flap. Because, the vortex lift at the flap and suppression of flow separation at main wing improve the lift-to-drag ratio by the Krueger flap deploying.

記号の説明

- C_D : 抵抗係数 [無次元]
 C_L : 揚力係数 [無次元]
 C_m : ピッチングモーメント係数 [無次元]
 M : マッハ数 [無次元]
 MAC : 平均空力翼弦長 [m]
 L/D : 揚抗比 [無次元]
 Re : 空力翼弦長基準のレイノルズ数 [無次元]
 v : 母翼前縁とフラップ後縁間で、フラップ舵角に垂直方向の距離 (内翼フラップ弦長で無次元化)
 h : 母翼前縁とフラップ後縁間で、フラップ舵角に平行方向の距離 (内翼フラップ弦長で無次元化)
 δ_f : フラップ操舵角 [deg]
 η : スパン方向の無次元位置 (主翼半スパン長で無次元化)

1. はじめに

近年、環境問題への危機意識が世界的に高まる中、次世代超音速旅客機の開発においても経済性に加え、優れた環境性能が要求されている。環境性能の重要なファクターの一つに空港騒音が挙げられ、ICAO では今後さらに厳しい

空港騒音規制 (Chapter 14) の適用が設定される¹⁾。離着陸時の超音速機が発生する騒音源はエンジンによる騒音が支配的であることから、低速空力性能の向上はエンジン推力を低減させることができ、間接的であるが空港騒音を低減するアプローチの一つである。

一方で抵抗低減による燃料消費量削減は経済性に加え、CO₂ 削減による環境性能向上につながる重要な要因である。主翼の層流化は抵抗を低減する有望な技術の一つであるが、主翼前縁付近で滑らかな表面形状を要することから離着陸時の高揚力装置との両立が課題とされる²⁾。

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の航空技術部門では、超音速航空機の研究開発を進めている^{3,4)}。本研究事業ではソニックブームを含む低騒音技術や、層流翼などの低抵抗技術、複合材を含む軽量化技術等とこれらを統合する設計技術に取り組んでおり、その一つに離着陸空力性能向上を目的とした研究を進めている^{5,6)}。本研究では先述の空力性能向上による空港騒音低減や、層流主翼との両立による燃費削減の二つの要求を実現する高揚力装置として、クルーガーフラップ⁷⁾を検討している。

鋭い主翼前縁形状を持つ超音速機の前縁デバイスは、下方に折り曲げる前縁フラップや前縁ボルテックスフラップの適用が想定される。クルーガーフラップは亜音速旅客機 (737-800, 747-400) の内弦側の前縁デバイスとして実機適用⁸⁾されているが複雑な機構が必要であることから、機構などの構造的な課題から超音速機への適用は困難と考えられた。一方で、過去の研究⁵⁾から前縁フラップのヒンジラインにおける流れの剝離が空力性能向上を制限する要因の一つであることから、クルーガーフラップは渦流れをより

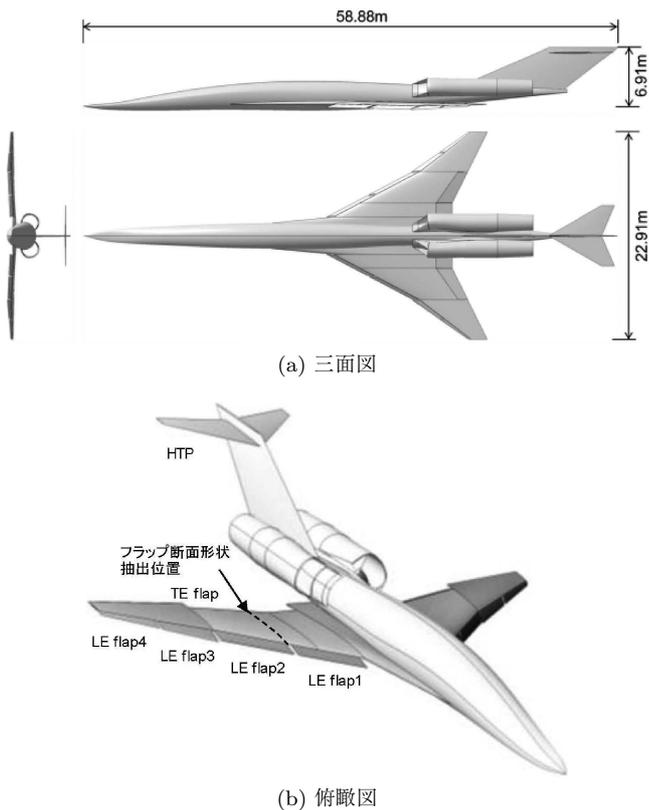
*1 © 2019 日本航空宇宙学会
2017年11月22日、第55回飛行機シンポジウムにて発表
2018年6月22日原稿受付
*2 連絡先著者 (Corresponding author): kwak.dongyoun@jaxa.jp
*3 宇宙航空研究開発機構航空技術部門
*4 株式会社三菱システムズ航空宇宙エンジニアリング・ソリューション事業部

効果的に制御でき、翼面積増加の効果に加えさらなる空力性能向上が期待できる。

本研究では、クルーガーフラップによる空力性能改善効果を把握することを目的とし、その初期検討としてフラップの支持・駆動部を考慮しない簡易的な空力形状においてクルーガーフラップの位置や舵角に対する空力特性の感度を把握するとともに流れ場を理解することを目的とする。

2. 機体形状

本研究では JAXA-QSST (Quiet SuperSonic Transport) 3.2 次形状を用いた (第 1 図)⁴⁾。全長 47m で巡航マッハ数 $M = 1.6$ である。主翼の前縁後退角は $62^\circ/52^\circ$ であり、主翼前縁には 4 セグメントのクルーガーフラップと、内翼後縁には 2 セグメントの後縁フラップを設けている。過去には下方に折り曲げる前縁フラップの研究^{5,9)}を行ったが、この前縁フラップと同等の面積を有するクルーガーフラップが主翼の下面から展開されるとし、クルーガーフラップの平面形を設定した。そのため、母翼のみの翼面積に対してクルーガーフラップを含む主翼面積は 9% 増加する。ただし、空力係数を算出する際には母翼のみの面積で



第 1 図 JAXA-QSST 3.2 次形状

第 1 表 クルーガーフラップ詳細

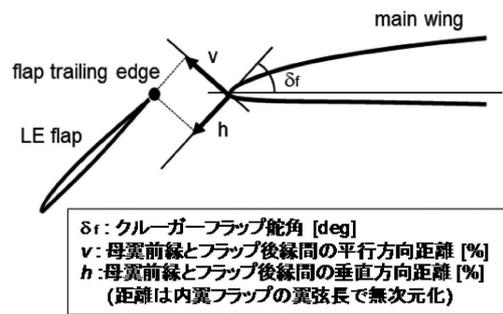
前縁フラップ	基本舵角 [deg]	翼弦長	断面形状
LE flap 1	43.1	前縁キック位置	LE flap 1 と 2 の間
LE flap 2	43.6	の翼弦長の 20%	での翼断面形状を縮
LE flap 3	38.2	局所翼弦長の	小
LE flap 4	34.1	20%	

無次元化した。また、簡易的な検討のため、クルーガーフラップの断面形状は前縁フラップ 1 と 2 の間の翼断面形状を縮小した形状とした (第 1 図, 第 1 表参照)。

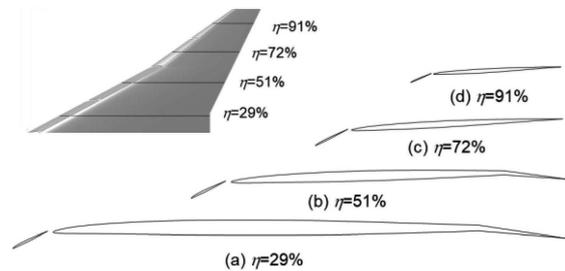
第 2 図にはクルーガーフラップと母翼間の位置の定義を示す。フラップ舵角は過去の研究⁹⁾ で得られた下方に折り曲げた前縁フラップの最適舵角をさらに 5° 増加した舵角を基本舵角 (δ_f) とし (第 1 表), 舵角に平行な方向 (h) と垂直な方向 (v) を定義した。母翼前縁とクルーガーフラップ後縁間の距離は内翼側のクルーガーフラップ翼弦長で無次元化した。本研究では、母翼とクルーガーフラップ間の距離 (h 方向と v 方向) と、フラップ舵角 (δ_f) を変化させ空力特性を調べた。第 3 図には 4 セグメントの各フラップにおいて、スパン方向中間位置での翼断面形状を示す。 $h = 5\%$, $v = 5\%$ 位置であり、基本舵角に操舵した形状である。また、第 4 図には $\eta = 72\%$ 位置でのクルーガーフラップと折り曲げ式前縁フラップの断面形状を示す。両者とも同じ舵角に操舵した場合である。折り曲げ式前縁フラップに対してクルーガーフラップでは翼下面側に収納することから翼厚が薄いことがわかる。

3. 解析手法

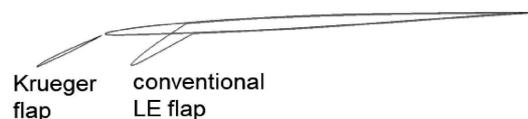
本研究では RANS CFD ソルバーで、JAXA で開発さ



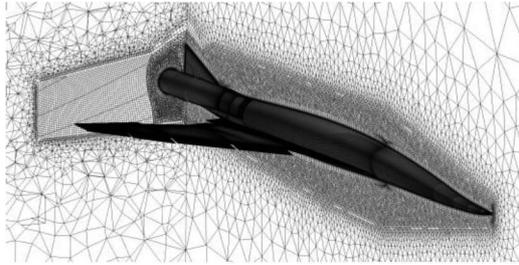
第 2 図 クルーガーフラップの位置及び舵角の定義



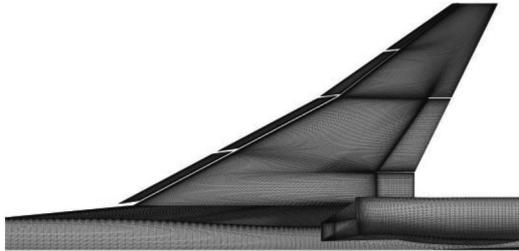
第 3 図 各断面における翼断面形状 ($h = 5\%$, $v = 5\%$, 基本舵角)



第 4 図 クルーガーフラップと折り曲げ式前縁フラップの翼断面形状比較 ($\eta = 72\%$, 基本舵角, クルーガーフラップ位置 $h = 5\%$, $v = 0\%$)



(a) 空間格子



(b) 表面格子

第5図 空間及び表面格子

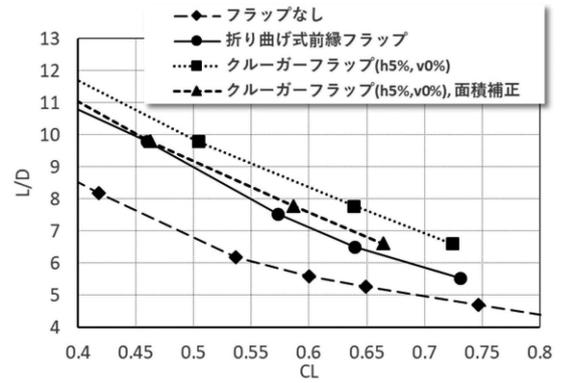
れた非構造格子有限体積法ベースの FaSTAR (Fast Aerodynamic Routines)¹⁰⁾ バージョン v5.1.2-cellvertex を用いた。非粘性流束には SLAU¹¹⁾, 勾配計算には GLSQ¹²⁾, 勾配制限関数には Hishida (van Leer type)¹³⁾, 高次精度化には U-MUSCL¹⁴⁾, 時間積分には LU-SGS¹⁵⁾ を用いている。乱流モデルには Spalart-Allmaras 1 方程式モデル¹⁶⁾ の Rotation Correction (Crot = 1)¹⁷⁾ を用いた (文献 18) による表記: SA-noft2-R)。

解析に用いた空間格子及び表面格子の概要を第5図に示す。空間格子生成には市販のメッシュジェネレータツールである Pointwise を用いた。半裁形状において総セル数約 2200 万セルである。壁面高さ方向は第一層格子幅を 0.006 mm とし、プリズム層を最大 45 層挿入した。剥離渦を詳細に捉えるため、主翼上面の格子を密に配置、また主翼後流部から 5 機体長ほど後方にかけて 6 面体構造格子領域を設けた。遠方境界はモデル壁面より 100 機体長離れた位置に配置している。本研究では、フラップ位置及びフラップ舵角をパラメータとして形状を変更している。そのため、Pointwise カスタマイズ言語 Glyph2 を用いた自動格子生成ツール FlexFlap を製作し、格子生成を自動化させた。

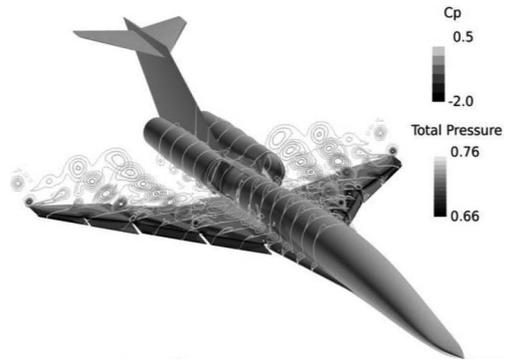
解析条件は、マッハ数 $M = 0.25$, 平均翼弦長 MAC 基準のレイノルズ数は $Re = 56.6 \times 10^6$ ($MAC = 9.722\text{m}$) である。設計条件からなる揚力係数は $C_L = 0.65$ であり、すべてのケースで重心点回りのピッチングモーメント係数 $C_{mCG} = 0$ になるように水平尾翼でトリムを取っている。

4. 結果及び考察

4.1 クルーガーフラップ効果 第6図にはクルーガーフラップを代表的な位置に展開した場合 (図中の ■印) の揚抗比特性 ($L/D-C_L$) を示す。図中には比較のため、前縁デバイスを展開していないフラップなし形態 (◆印) と前述の



第6図 クルーガーフラップや前縁フラップの L/D 特性比較 (フラップ舵角:基本舵角, クルーガーフラップ位置: $h = 5\%$, $v = 0\%$)



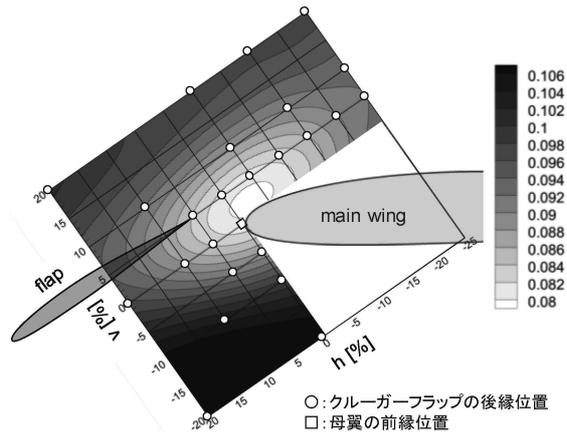
(a) 前縁フラップ



(b) クルーガーフラップ

第7図 クルーガーフラップや前縁フラップの表面静圧及び空間総圧分布 ($C_L = 0.639$)

折り曲げ式の前縁フラップを操舵した場合 (●印) の結果も重ねた。フラップ操舵角は基本舵角である (第1表参照)。また、クルーガーフラップを展開した場合にフラップ面積を含む翼面積 (9%増加) で無次元化した結果 (▲印) も重ねた。設計点 $C_L = 0.65$ では、フラップなし形態に比べ、前縁フラップを操舵すると L/D が増加するが、クルーガーフラップの操舵によりさらに増加していることがわかる。主翼面積の増加分を考慮した場合でも既存の前縁フラップに比べ L/D が増加している。すなわち、クルーガーフラップにより翼面積を増加させる効果以上の改善が得られている。第7図には前縁フラップとクルーガーフラップを展開した場合の表面静圧と空間総圧分布を示す ($C_L = 0.639$)。前縁

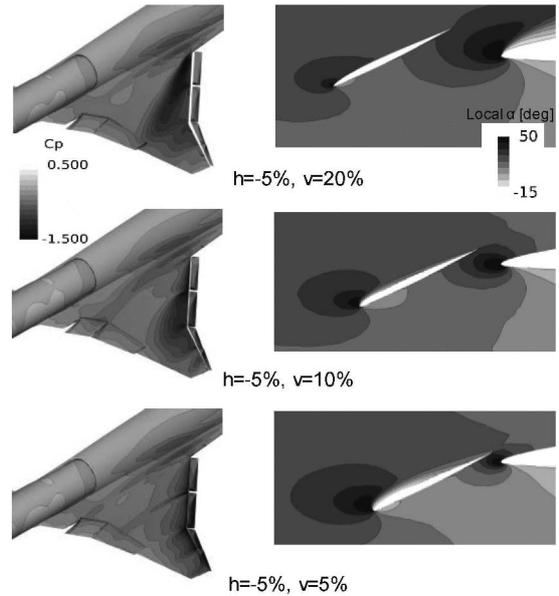


第 8 図 クルーガーフラップ位置による C_D 特性 ($C_L = 0.65$, $C_{mCG} = 0$)

フラップの場合では前縁フラップのヒンジラインから複数の剥離渦が形成されるのに対して、クルーガーフラップでは渦の成長が抑制され母翼上では附着流れが支配的であることがわかる。クルーガーフラップでは、母翼とフラップ間で隙間を設けることで母翼の渦流れに大きな影響を及ぼすことがわかる。

4.2 フラップと母翼間距離 第 8 図には母翼に対してクルーガーフラップ位置を変化させた場合の抵抗係数 C_D のコンター図を示す (フラップ舵角は一定: 基本舵角)。図中の格子上の○印がフラップ後縁位置を意味する。また、図中の□印 ($h = v = 0\%$) は母翼の前縁位置を示す。図中にはフラップや母翼のイメージ図をプロットしている (第 3, 4 図参照)。クルーガーフラップの後縁が母翼前縁付近の上部に位置する場合、 C_D が最も低減する。この位置から上下方向や前方方向にフラップが母翼から離れると C_D は増加する。下方に移動する場合は増加幅が大きくなる傾向を示す。等 C_D 線は h 方向 (フラップ舵角に平行な方向) に横長の円状である。すなわち、クルーガーフラップの h 方向の距離に比べ v 方向の距離が C_D への感度が大きいことがわかる。また、母翼より上側より下側が等 C_D 線の間隔が密になっており、感度が大きいことがわかる。

第 9 図にはフラップ位置を母翼から上方に変化させた場合の表面静圧分布と LE flap 1 のスパン方向の中間点 ($\eta = 29\%$) における局所迎角分布を示す。第 8 図で得られた結果から流れ場を理解するために抜粋したケースである。第 9 図 (a) を見ると、フラップ後縁が $v = 5\%$ の場合ではフラップ部に強いサクションの領域が見られるが、 $v = 20\%$ では見られなくなる。同時に母翼上面では強いサクション領域が存在する。第 9 図 (b) の LE flap 1 での局所迎角分布を見ると、 $v = 5\%$ の場合ではフラップ前縁付近での局所迎角が高い反面、母翼前縁で局所迎角が高い領域は狭い。一方、 $v = 20\%$ の場合ではフラップ前縁では狭い領域で、母翼前縁では広い領域で高い局所迎角が見られる。これは、母翼との距離が近いほどフラップ後縁付近での吹きおろし速度の方向が母翼により曲げられることで、フラップの局所迎

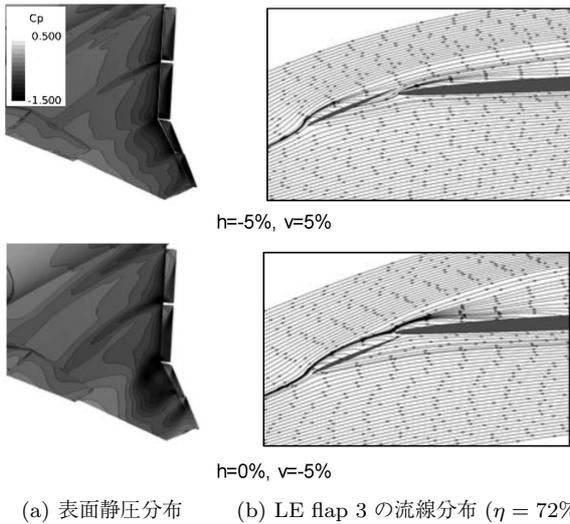


(a) 表面静圧分布 (b) LE flap 1 の局所迎角分布

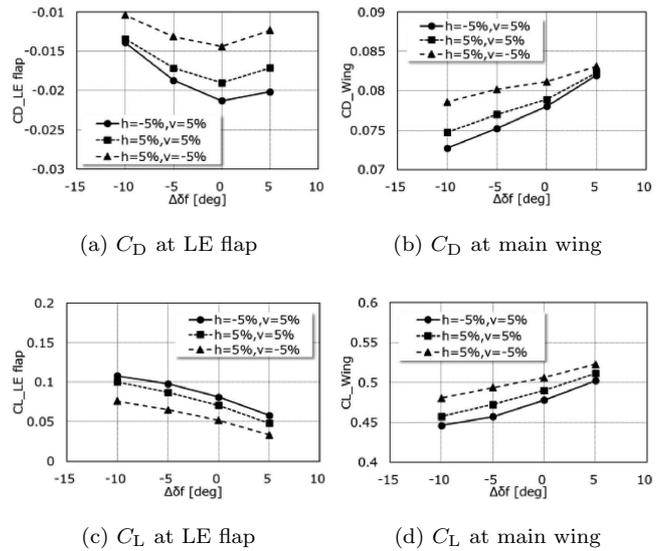
第 9 図 クルーガーフラップを母翼上方に移動した場合の流れ場の変化 ($C_L = 0.65$, $C_{mCG} = 0$)

角が増加すると考えられる。これは地面効果により有効迎角が増加することと同様な現象と推測され、これによりフラップ前縁から剥離渦が形成されると推測される。一方でフラップ後流の吹きおろしの影響により母翼前縁での局所迎角が減少することから母翼上の剥離渦の発生が抑制されると推測され、空間総圧分布図からも剥離渦の挙動が確認されている。下方に傾いたフラップ上面での剥離渦の形成は、渦吸引力によるサクシヨンの増加が抵抗を低減する方向に働くが、正の迎角を持つ母翼上での渦吸引力によるサクシヨンは抵抗を増加させる方向に働く。そのため、母翼上の剥離渦の抑制は抵抗を低減する働きをする。このように、フラップ後縁を母翼前縁上部近くに位置させることで、フラップ部と母翼部においてお互いに抵抗を低減する方向に影響を与えることから C_D が大きく低減されると考えられる。

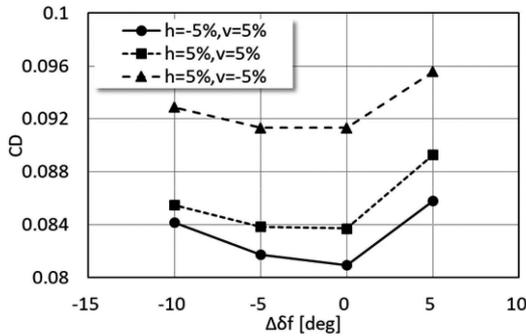
第 10 図には母翼に対してフラップ後縁が下方に位置した場合の翼表面の静圧分布 (第 10 図 (a)) と、LE flap 3 の機軸に平行な断面 ($\eta = 72\%$) での流線 (第 10 図 (b)) を示す。フラップ後縁が母翼の下方に位置する場合 ($h = 0\%$, $v = -5\%$) が上方に位置する場合に比べ、フラップ上面で圧力が低い領域が減少している。一方で外翼部の母翼上面では低い圧力を示す領域が広い。流線分布を見ると、下方に位置する場合にはフラップ上面の流線が母翼前縁付近で大きく曲げられている。これはフラップ後縁より前方に出っ張っている母翼前縁部によりフラップ上面の流れがせき止められ、母翼前縁からの剥離を促進させていると考えられる。そのため、フラップ上面での流れは減速し表面静圧は高く、母翼では剥離が促進され負圧領域が増加したと推測される。これによりフラップ後縁が母翼より下方に位置する場合は上方に位置する場合に比べ L/D 特性が劣る。



第10図 クルーガーフラップを母翼下方に移動した場合の流れ場 ($C_L = 0.65, C_{mCG} = 0$)



第12図 フラップ舵角変化によるフラップ部及び主翼部の C_D, C_L 特性 ($C_L = 0.65, C_{mCG} = 0$)



第11図 フラップ舵角変化による C_D 特性 ($C_L = 0.65, C_{mCG} = 0$)

クルーガーフラップと母翼との相対位置を変化させた場合、フラップと母翼部の空力的な干渉により渦流れが大きく変化し、これにより空力特性が大きく変化することを確認した。

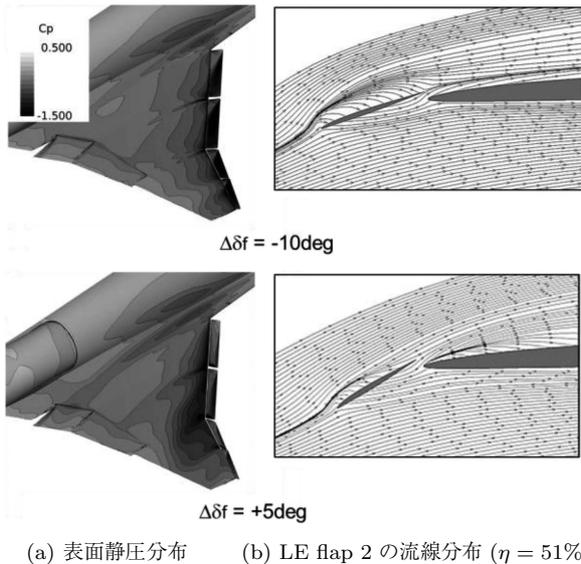
4.3 フラップ舵角 第11図にはクルーガーフラップと母翼間の位置を固定した状態でフラップ舵角を変化させた場合の C_D 特性を示す。図にはフラップ位置による舵角感度を把握するため三つのフラップ位置での結果を重ねた。図中の横軸の $\Delta\delta_f$ とは基本フラップ舵角 (第1表参照) との差分を示しており、この値が負の場合はすべてのフラップ (LE flap 1~4) の舵角が基本舵角より小さいことを意味し、正の場合は基本舵角より大きい。 $h = -5\%, v = 5\%$ の結果を見ると (図中の●シンボル)、基本舵角の場合が最も C_D が小さい。 $\Delta\delta_f = -10^\circ$ から 5° に変化させると、負の領域ではより緩やかに C_D が減少し、正の領域では急激に増加する。他の二つのケースでも同様な傾向だが、 $\Delta\delta_f = -5^\circ$ と 0° 間の C_D の差異が $h = -5\%, v = 5\%$ に比べ小さくなっている。

第12図には、 C_D 特性 (第11図) をフラップ部と母翼部に分解した結果を示し (第12図の上段)、 C_L についても同様に示す (第12図の下段)。フラップでの C_D, C_L を見る

と、 C_D 特性は $\Delta\delta_f = 0^\circ$ で最小値を示し、 C_L はフラップ舵角が最も大きい場合 ($\Delta\delta_f = 5^\circ$) が最小値を示す。この結果は一般的に幾何学的な局所迎角で説明できる。 $\Delta\delta_f = -10^\circ$ から 5° に変化させた場合、フラップの幾何学的な迎角 (機体の迎角-フラップ舵角の迎角定義方向の角度) は減少する。すなわちフラップ舵角が小さい場合は幾何学的な迎角は大きく、剥離渦が発生しやすくなる。フラップ舵角を大きくするとフラップの幾何学的な迎角は減少し、剥離渦が発生しにくくなり、やがてフラップ上面では附着流が形成される。そのため、剥離渦による渦吸引力はフラップ舵角が小さい場合が大きくなる。しかしながら、幾何学的な関係から渦吸引力 (表面に法線方向) はフラップ舵角が大きくなるほど前方に傾くため、推進力方向 (負の C_D) に働く。舵角を大きくするにつれ、推進力成分は増加するが、一方で揚力成分が減少する。すなわち、剥離渦の強さと幾何学的な迎角で L/D を最大にする最適な舵角が存在し、これはボルテックスフラップ¹⁹⁾ の概念である。第12図 (a) の C_D は剥離渦の強さによる吸引力の変化と、局所迎角による C_D 方向成分の大きさの二つの相反する要因から $\Delta\delta_f = 0^\circ$ 付近で最小値を示す。第12図 (b) の母翼では、 $\Delta\delta_f$ が大きくなると母翼前縁での剥離が発生することから C_L 及び C_D とも増加する。

第13図には、フラップ舵角 $\Delta\delta_f = -10^\circ$ と $\Delta\delta_f = 5^\circ$ の場合 (フラップ位置は $h = -5\%, v = 5\%$) の表面静圧分布と $\eta = 51\%$ (LE flap 2 のスパン方向の中間位置) での流れ分布を示す。 $\Delta\delta_f = -10^\circ$ の場合ではフラップ上面に剥離渦が形成され、これにより静圧の低い領域が広く存在している。一方で $\Delta\delta_f = 5^\circ$ では母翼前縁から剥離渦が形成され、これにより母翼前縁付近で負圧領域が広く存在する。

フラップ舵角による流れ場や空力特性は、幾何学的な局所迎角による前縁剥離渦の形成やその吸引力の方向に依存



第 13 図 フラップ舵角変化による表面静圧分布及び流線分布 ($h = -5\%$, $v = 5\%$)

する。このような空力特性は第 12 図に示すように異なる三つのフラップ位置でも定性的に同様な傾向が見られる。

5. ま と め

超音速航空機形態の高揚力装置への適用を想定し、クルーガーフラップの空力性能改善効果を CFD 解析により調べた。フラップと母翼間の相対位置とフラップ舵角を変化させ、空力特性及び流れ場を把握した。

- ・ $C_L = 0.65$ で最適設計された既存の前縁フラップに対してクルーガーフラップを展開した場合、フラップ後縁位置が母翼の前縁付近でなおかつ上方に位置する場合が最も C_D が低減される。クルーガーフラップは母翼前縁での剝離渦の形成を抑制し、同時に母翼はフラップ上の前縁剝離渦の形成を促進させる働きをすることから揚抗比が改善される。
- ・ フラップと母翼の相対位置を固定した状態でフラップ舵角を変化させた場合、前縁剝離渦の強さとその吸引力の方向が C_D 特性に大きな影響を与える。フラップと母翼の相対位置を変化させた場合でも舵角変化に対して定性的に同様な傾向が見られる。
- ・ クルーガーフラップは既存の折り曲げ式の前縁フラップに比べ、翼面積が増加した効果以上に揚抗比の改善が得られた。

数値計算の実行に当たっては宇宙航空研究開発機構スーパーコンピュータ「JSS2」を用いた。

参 考 文 献

- 1) Dickson, N.: ICAO Noise Standards, ICAO Symposium on Aviation and Climate Change, "Destination Green," Montreal, Canada, 2013.
- 2) Wagner, R. D., Maddalon, D. V. and Fisher, D. F.: Laminar Flow Control Leading-Edge Systems in Simulated Airline Service, *J. Aircraft*, **27**, 3 (1990), pp. 239–244.
- 3) Aeronautical Technology Directorate, JAXA ホームページ, <http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/> (2017.10 閲覧)。
- 4) Ueno, A., Watanabe, Y., El Din, S. I., Grenon, R. and Carrier, G.: Low Boom/Low Drag Small Size Supersonic Aircraft Design, ECCOMAS2016, Greece.
- 5) 大平啓介, 郭 東潤: 超音速航空機の前縁・後縁フラップ最適設計に関する研究, 第 53 回飛行機シンポジウム, JSASS-2015-5080, 2015.
- 6) Kwak, D., Gaffuri, M., Ohira, K. and Brezillon, J.: Numerical Study of the Reynolds Number Effect on Low Aspect Ratio Wings at Low Speed, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS2012-2.10.2, Brisbane, Australia, 2012.
- 7) Akaydin, H. D., Housman, J. A., Kiris, C. C., Bahr, C. J. and Hutcheson, F. V.: Computational Design of a Krueger Flap Targeting Conventional Slat Aerodynamics, AIAA Paper 2016-2958, 2016.
- 8) Jane's All the World's Aircraft 年鑑オンライン版, <http://www2.janes.com> (2017.10. 閲覧)。
- 9) Ohira, K. and Kwak, D.: Investigation of Turbulence Models for the Supersonic Transport Configuration at Low-speed and High Alpha Flight Condition, AIAA Paper 2014-3098, 2014.
- 10) 橋本 敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田 学, 坂下雅秀, ラフルバウルス: 高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発, 日本航空宇宙学会論文集, **63** (2015), pp. 96–105.
- 11) Shima, E. and Kitamura, K.: Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds, AIAA J., **49**, 8 (2011), pp. 1693–1709.
- 12) Shima, E., Kitamura, K. and Haga, T.: Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids, AIAA J., **51**, 11 (2013), pp. 2740–2747.
- 13) 菱田 学, 橋本 敦, 村上桂一, 青山剛史: 非構造高速流体ソルバ FaSTAR における新勾配制限関数, JAXA-SP-10-012, 2011, pp. 85–90.
- 14) Burg, C. O. E.: Higher Order Variable Extrapolation for Unstructured Finite Volume RANS Flow Solvers, AIAA Paper 2005-4999, 2005.
- 15) Men'shov, I. S. and Nakamura, Y.: Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization, Proceedings of the 9th International Conference on CFD, Tokyo, 1994, pp. 123–124.
- 16) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R.: A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, AIAA Paper 92-0439, 1992.
- 17) Lei, Z.: Effect of RANS Turbulence Models on Computation of Vortical Flow over Wing-Body Configuration, Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., **48** (2005), pp. 152–160.
- 18) Langley Research Center Turbulence Modeling Resource, <https://turbmodels.larc.nasa.gov> (2017.10 閲覧)。
- 19) Rinoie, K. and Stollery, J. L.: Experimental Studies of Vortex Flaps and Vortex Plates, *J. Aircraft*, **31**, 2 (1994), pp. 322–329.