

横流れを考慮した高揚力翼型展開形態の設計探査

金崎雅博

宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループ

今村太郎

宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループ

鄭信圭

東北大学流体科学研究所

山本一臣

宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループ

High-lift Wing Design based on Design Exploration with Considering Cross-flow Effect

by

Masahiro Kanazaki, Taro Imamura, Shinkyu Jeong, and Kazuomi Yamamoto

ABSTRACT

In this paper, a multi-objective design exploration for a three-element airfoil which consists of a slat, main wing, and flap was carried out by paying attention to the span wise flow effect. Reynolds Averaged Navier-Stokes Solver (RANS) was used for the evaluation during the design process. To reduce computational time, “2.5-dimensional span wise calculation” was used. In this calculation, two same planes were arranged along span wise direction. They were diagonally arranged to represent the sweep angle and periodic boundary condition was used for the infinite span wise calculation. Kriging based Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA) and Analysis of Variance (ANOVA) were used for the design exploration. The objective functions were defined as the maximization of lift coefficient at landing and near stall conditions simultaneously. In this study, 54 sample points were evaluated for the construction of the Kriging model. Based on present evaluation method, the span wise flow was observed and it has an influence on the separation on the flap. Through the design exploration process, the differences of the designed results between 2.5D and 2D evaluation were observed by visualizing the design space.

1. はじめに

本論文では3次元的な横流れを考慮して、スラット、母翼、フラップからなる高揚力翼型^{1,2)}の最適設計について議論する。最適設計には Kriging 近似手法を導入した多目的遺伝的アルゴリズム(Efficient Global Optimization: EGO)により行なう。従来、高揚力翼の設計は形状の複雑さから2次元での評価をベースに行なうことが主に行なわれてきた。^{3,4)}いくつかの研究^{5,6)}では、計算コストを上げずに、2次元の結果を元に3次元の性能の推算を行なうことも考えられている。

著者らの以前の研究で³⁾、Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation (RANS)解析に基づいて、2次元3要素翼型の翼素配置設計が行なわれた。Kriging 近似手法を可視化することにより解空間の調査が行なわれ、最適性が議論された。また、分散解析(ANOVA)を利用した、設計変数の寄与率の調査も行なわれ、設計問題の特徴を把握した。しかしながら、同時に3次元性にかかわる疑問は依然として残った。図1に示す3次元模型周りの流れ⁷⁾を観察するとスパン方向への流れが高揚力翼の性能に影響していると考えられ、2次元翼との違いになっていることが予想された。

遷音速旅客機の巡航形態の設計においては、局所衝撃波による造波抵抗を和らげるため、翼に後退角を設ける。一方、離着陸時には、低速高迎角で十分な揚力を出さなくてはならない。そのような状況ではスパン方向への流れが顕著に現れてくる。これは粘性の影響により境界層の厚みが大きくなり、剥離の要因となる。本研究ではこうした効果を図2に示すとおり「2.5次元」として考え、高揚力形態の最適化を考える。3次元性を考慮するために、実際の3次元形状を計算しつつ最適化を行うのは計算付加が大きい。そのため、スパン方向に2断面($k=1, k=2$)を設定し、周期境界条件を付与することによって図2に示すように無限の後退角を考える。

高揚力装置の設計は、揚力特性の改善を目的とした多目的問題とし、EGO を利用して行なった。目的関数は着陸時

の迎角8度と失速付近の高迎角20度での C_L の同時最大化とした。設計変数はスラットとフラップの配置とした。EGO 中の Kriging 近似手法により効率的な設計探査を実現し、実際の計算工数を低減させることができる。

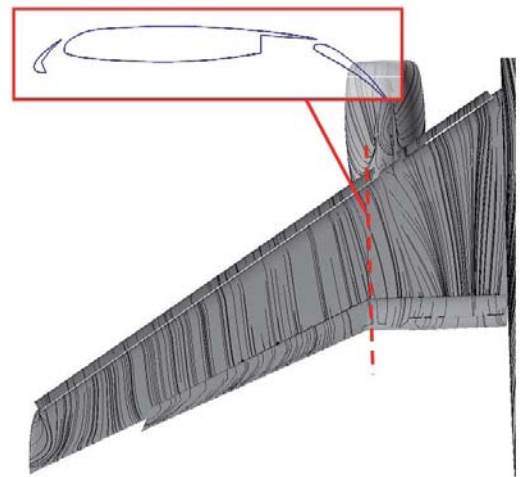


Fig. 1 Flowfield on the wing extracted the high-lift system (Ref. 7, Mach number is 1.75, Reynolds number is 2.1×10^6 , and angle of attack is 10 degree.) and its cross section.

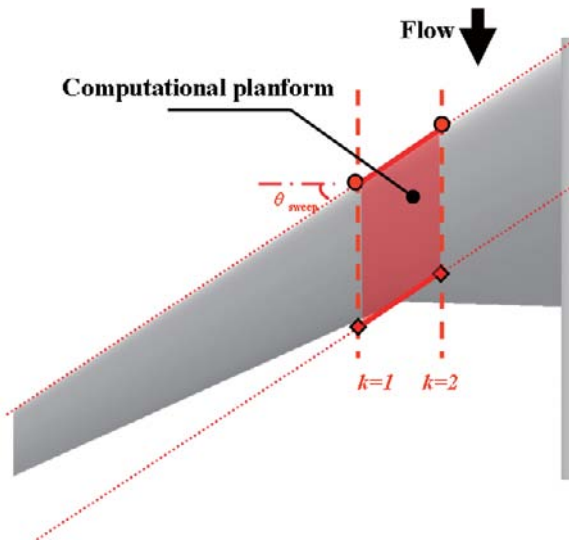


Fig. 2 Illustration of infinitely swept wing for 2.5D calculation using periodic boundary condition in the consideration of the span wise flow.

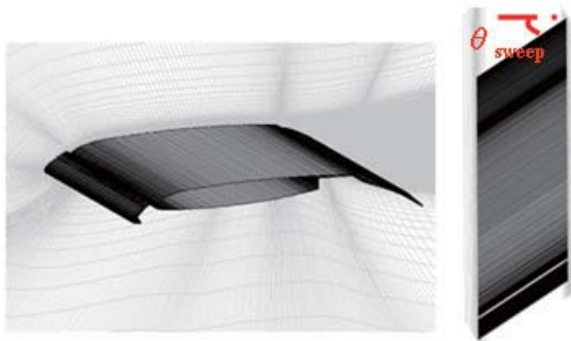
2. 評価手法

Kriging 近似モデルを構築するためのサンプル点の計算は RANS8)にて行なった。乱流モデルには Spalart-Allmaras モデル⁹⁾を用いた。また、Roe 法により流束の計算を行ない、MUSCL 法により空間の高次精度化を図った。

図3に無限後退角を考えた格子を示す。後退角効果を考えた計算は以下の手順で行なう。

- 1) 通常の2次元格子を作成する。
- 2) 同じ格子を2つスパン方向に配置する。
- 3) 定義された後退角を持つようにコード方向にずらす。
- 4) スパン方向に周期境界条件を与える。

本研究ではマルチブロック法を用い、35のブロックに分割した。セルの数は約100,000である。後に説明するとおり、本研究では翼素の配置変更を伴うが、配置の移動には移動格子法¹⁰⁾を用いた。



(a) (b)

Fig. 3 Computational grid: (a) overview, (b) top view.

3. 設計問題定義

設計変数

翼素の配置パラメータを図4に示す。各パラメータは次のように変化させた。設計範囲は実機レベルを考慮した。

$$\begin{aligned}
 & -0.01 c \leq O/L_{slat} \leq 0.01 c \\
 & 0.01 c \leq gap_{slat} \leq 0.04 c \\
 & 20.0 \leq \theta_{slat} \leq 30.0 \text{ (degree)} \\
 & -0.01 c \leq O/L_{flap} \leq 0.01 c \\
 & 0.01 c \leq gap_{flap} \leq 0.03 c \\
 & 30.0 \leq \theta_{flap} \leq 40.0 \text{ (degree)}
 \end{aligned}$$

c は翼素を収納した巡航時のコード長を示す。また、本研究では、JAXA 高揚力標準模型に準拠して後退角 θ_{sweep} を 33 度とした。

目的関数

本研究では2つの目的関数を考える。ひとつは着陸迎角 8 度での揚力 C_{L8} の最大化で、もうひとつは失速付近の迎角 20 度での揚力 C_{L20} の最大化とした。

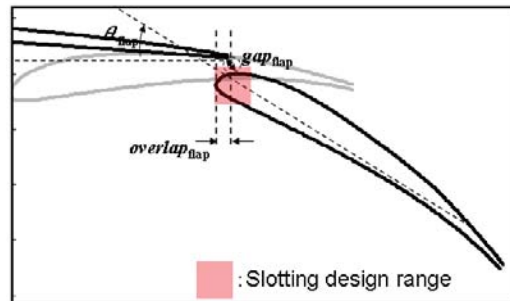
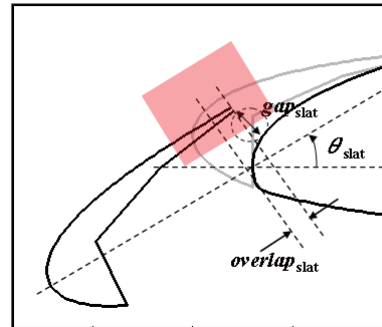


Fig. 4 Design parameters.

4. Efficient Global Optimization (EGO)

本研究では MOGA の改良版である多目的遺伝的アルゴリズム (MOGA)³⁾ に基づく最適解探索を Kriging 法による近似解の上で行う。この設計探索を EGO と呼んでおり、手順^{3, 11, 12)}を図5に示す。はじめに、 N 個の初期サンプルをラテン方格法¹³⁾により選択し、RANS による評価計算を行い、目的関数分の初期の Kriging モデルを構築する。次に、初期のモデルから求める EI 値の同時最大化を通して、 m 個の追加サンプルを選び、 $(N+m)$ 個のサンプルにより Kriging モデルを再構築する。このプロセスをサンプルの示す評価値の改善が小さくなるまで繰り返す。さらに、このプロセスの終了後、設計空間の性質を知るためにデータマイニングを通じた知識獲得を行う。本研究では分散解析手法である Functional ANOVA³⁾ を適用する。

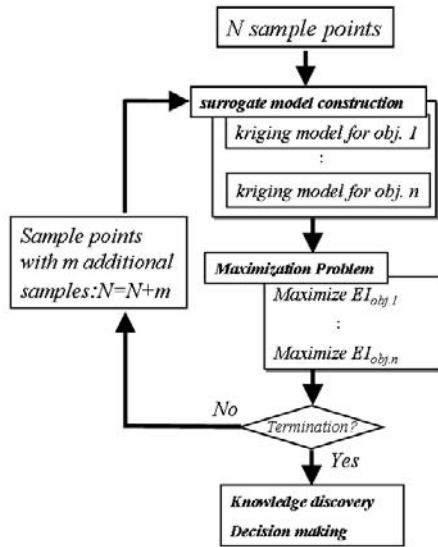


Fig. 5 Procedure of EGO for multi-objective problem.

5. 結果

スパン方向の流れを考慮した高揚力翼周りの流れ

図6に本研究における2.5次元効果を考慮した迎角8度での高揚力翼周りのベースセッティング時に流れを示す。このときの翼素のセッティングパラメータは下記のとおりとした。

$$\begin{aligned} \text{overlap}_{\text{slat}}: 0.005c & \quad \text{overlap}_{\text{flap}}: 0.01c \\ \text{gap}_{\text{slat}}: 0.01687c & \quad \text{gap}_{\text{flap}}: 0.0166c \\ \theta_{\text{slat}}: 25 \text{ (degree)} & \quad \theta_{\text{flap}}: 35 \text{ (degree)} \end{aligned}$$

図6(a)から翼表面でスパン方向の流れが発生していることが分かる。また、スパン方向の流れは母翼よりもフラップのほうが強くなっている。この結果は、3次元計算における結果(Ref.7)とも合致しており、主流に対する翼素の角度が大きいほどスパン方向の流れが強くなることを本計算で再現できている。図6(b)には、スパン方向の流れが強いフラップ部分で剥離が起こっている様子が示されている。この図から、スパン方向の流れは境界層厚みを増大させ、剥離を誘起することがわかる。図7には本研究における2.5次元計算と2次元計算における、フラップ舵角の影響について示す。2次元計算に基づく結果では、フラップ舵角が45度付近で最大の C_l を示している。一方で、2.5次元計算に基づく結果では、フラップ舵角が増加すると C_l は減少している。これは、前述のスパン方向の流れにより、剥離が進展することにより、大きなフラップ舵角では十分な C_l が得られないことを示している。

図8の(a)と(b)に2.5次元計算における収束履歴を示す。(a)には残差を、(b)には揚力係数を示している。残差は5桁以上落ち、揚力係数では80,000ステップ以降振動などは見られない。これにより、2.5次元の計算も安定的なものであり、剥離が存在する中でも周期境界条件を満たしていると考えられる。

EGOにより得られた解空間

図9にはEI値の最大化に基づいて得られた解空間(C_{L8} - C_{L20})を示す。初期のサンプルは解空間上で概ね均一である一方、追加サンプルは両目的関数を最大化する方向にある。この結果はEGOによる多目的最適化により、従来のMOGAと同様、非劣解集合を求めることができることを示している。

非劣解集合での解の流れ場

図9に示すように、2つの設計をDesign1と2として選択した。図10にこの二つの設計とベースセッティングの比較を示す。Design1非劣解集合上で二つの目的関数を妥

協する解、Design2は C_{L8} について優秀な解である。図10から、スラットギャップが大きくなると、 C_{L20} が大きくなることが分かる。これはスロット流が増えることにより、母翼からの剥離を遅くすることができることによるものと考えられる。一方でフラップの舵角はベースセッティングの35度付近となっており、この付近に最適性を示すパラメータが存在すると考えられる。

図11にはベースセッティングと選択した2形態について、フラップ側からの流れ場を比較したものを示す。図11(a)と(b)の流れ場は似たものとなっている。しかしながら、マッハ数のコンターを見ると、Design1のフラップ前縁でのサクシオンピークがやや高くなっている。そのために、高い C_l を示しているものと考えられる。一方、 C_{L8} の高いDesign2のスパン方向の流れは、他のそれと比べ下流で観察される。図11(a)-(c)のフラップ舵角はほぼ同じであることから、 C_{L8} を高めるために適切なフラップギャップとオーバーラップが存在すると考えられる。こうしたことは、次に述べるKriging近似モデルの可視化によっても知ることができる。

Kriging近似モデル

Kriging近似手法を用いた設計探索を行なうために、まず、実験計画法で選んだ初期の30サンプルをRANSにより評価した。さらに、非劣解を探索するために、12回のEI値最大問題を解くことにより36個のサンプルが評価された。

図12に2次元と2.5次元評価に基づく C_{L08} の解空間プロットを示す。このプロットはフラップ舵角とフラップギャップに対する応答となっている。この図を比較すると、2次元評価では最大のフラップ舵角により、最大の C_{L8} が与えられている。一方で、2.5次元評価に基づく最大の C_{L8} はフラップ舵角が35~37度で得ることができている。この結果は、フラップの舵角はキャンバーの効果をもたらすが、大きすぎるとスパン方向の流れが誘起する剥離によって失速することを示している。

図13にフラップオーバーラップとギャップに対する C_{L8} の応答を示す。この図から、 C_{L8} を最大化するためにはオーバーラップは正(母翼と重なり合う)となる方向にある必要がある。さらに、ギャップは約0.02c以下である必要があることが分かる。

図14にはスラットのオーバーラップとギャップに対する C_{L20} の解空間を示す。2次元評価に基づく解空間では、オーバーラップに対して感度が見られないのに対し、2.5次元の評価を行なうと図14(b)のように多峰性のある解空間となる。この結果は、3次的にはスラットのロッティンギングに対するパラメータは最大揚力を高めるのに重要であることがわかる。

分散解析(ANOVA)による結果

図15と図16には主効果と2変数間の相互作用の割合について、2次元評価に基づく結果と2.5次元評価に基づく結果を表す。図15が C_{L08} に対する結果で、図16は C_{L020} に対する結果である。図15から、フラップの舵角についての主効果が2.5次元評価では2次元評価に比べて高くなっていることが分かる。これは2次元では C_{L8} 最大値が舵角の設計範囲外にあるため、影響が小さくなっているためと考えられる。それに対して、2.5次元計算では、 C_{L8} の最大値が設計範囲内にあるために、影響が明確に見られるようになっている。

図16から、スラット配置の C_{L20} への効果が2.5次元計算に基づく結果では2次元計算に基づく結果よりも大きくなっている。一般的にスラットは高迎角で母翼の剥離を

抑え、最大揚力を高める効果があることから、そのことをこの解析で立証したといえる。

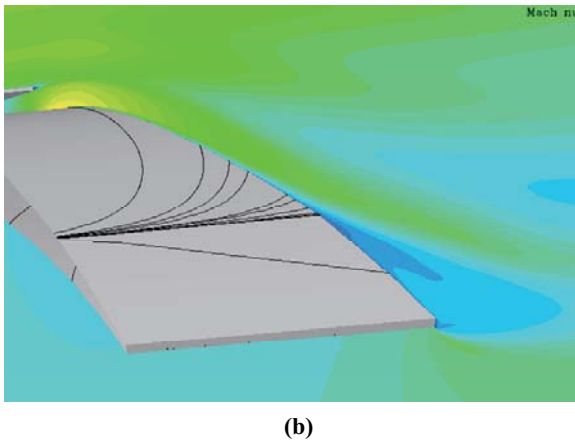
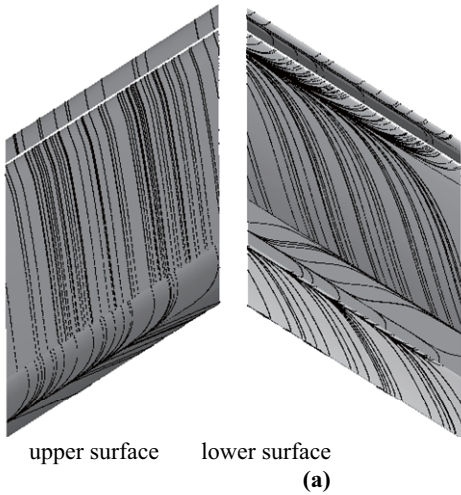


Fig. 6 Flow field obtained by 2.5D evaluation result. (a) Surface flow on the wing, (b) Close up view of the flap. Oil flow and Mach number contour.

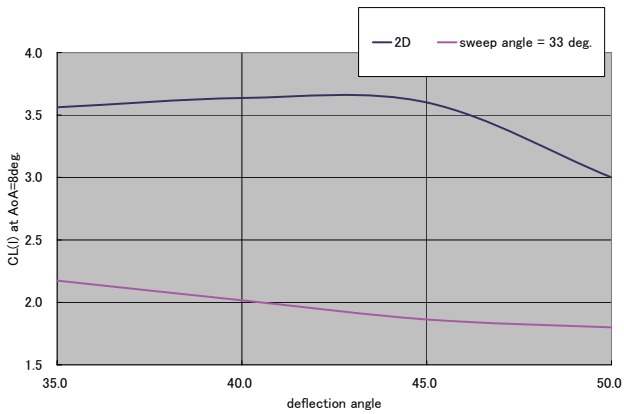


Fig. 7 Comparison of the effect of the flap deflection angle between 2D and 2.5D calculation.

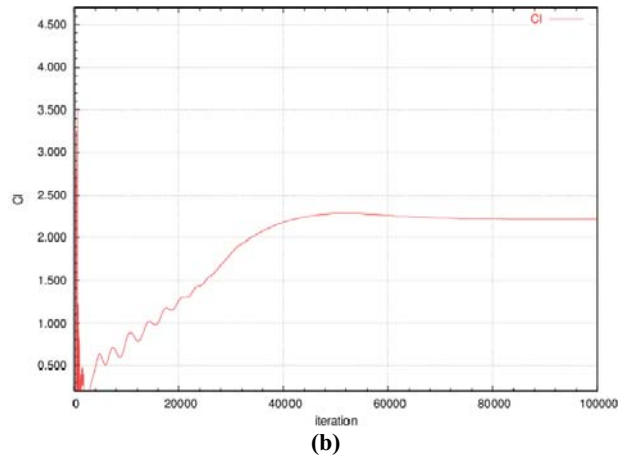
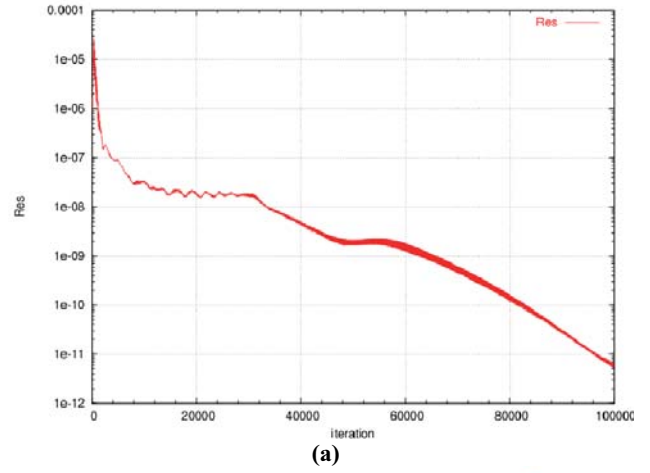


Fig. 8 Residual and C_L history in 2.5 dimensional computation: (a)residual, (b) C_L .

Non-dominated front

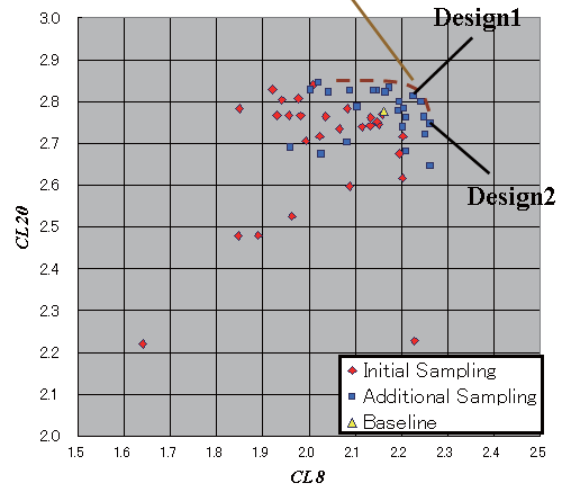


Fig. 9 Solution space obtained by the present design.

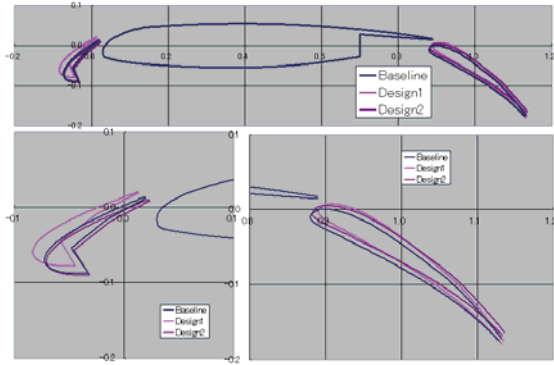
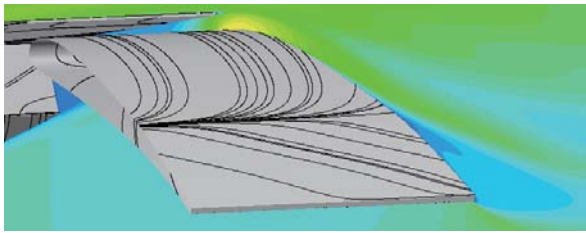
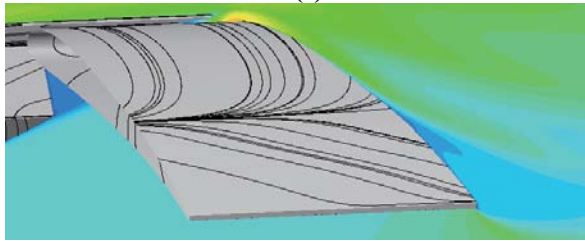


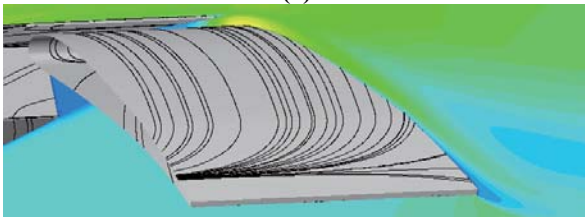
Fig. 10 Comparison of element's setting



(a)

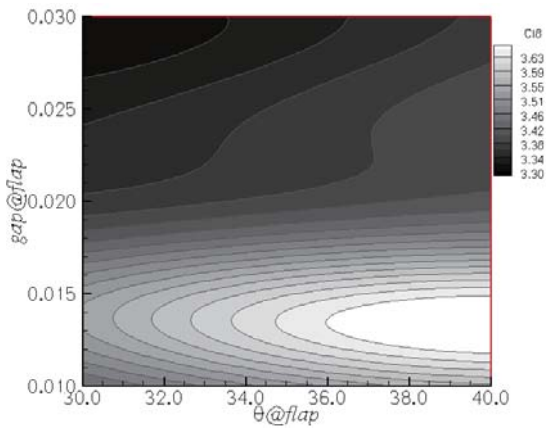


(b)

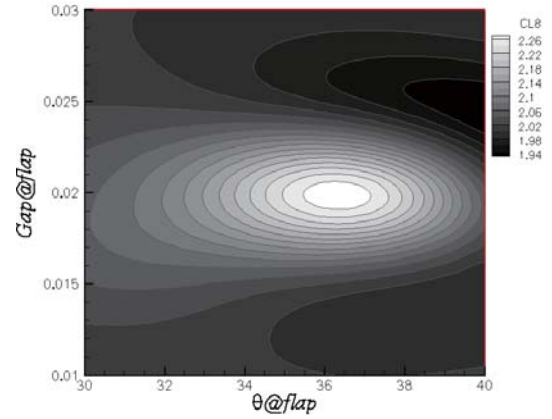


(c)

Fig. 11 Comparison of flowfield around flap. Color contour is Mach number. (a)Baseline setting, (b)Design1, and (c)Design2.



(a)



(b)

Fig. 12 Comparison of C_{L08} plots against θ_{flap} - gap_{flap} predicted by Kriging model between results base on 2D and 2.5D evaluation

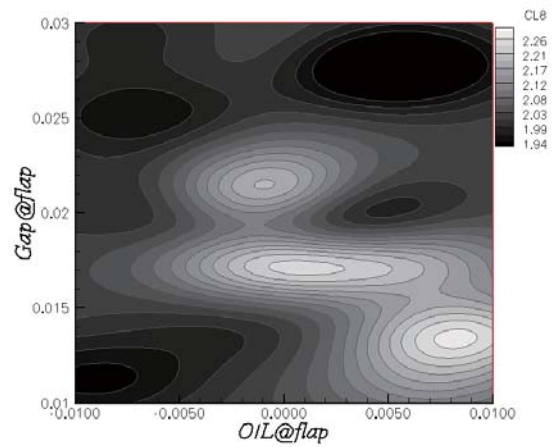
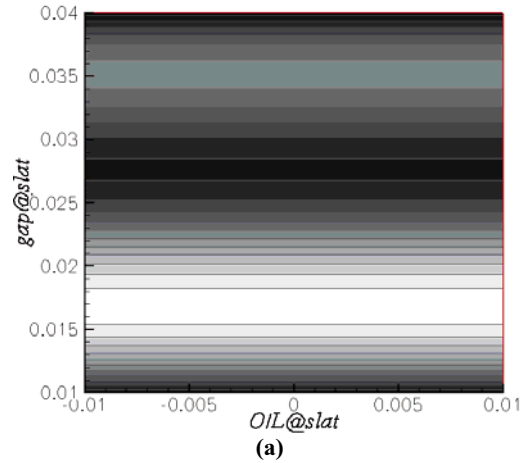


Fig. 13 C_{L8} plots against O/L_{flap} - gap_{flap} predicted by Kriging model.



(a)

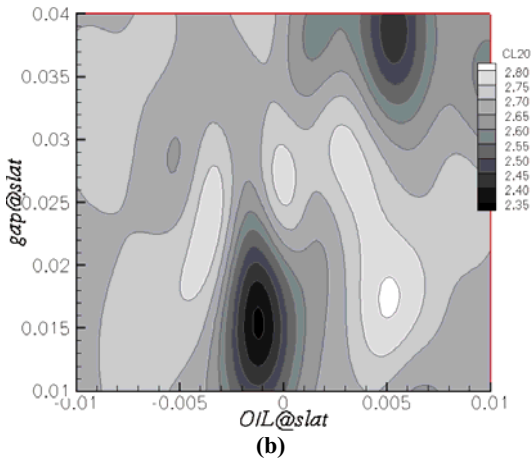
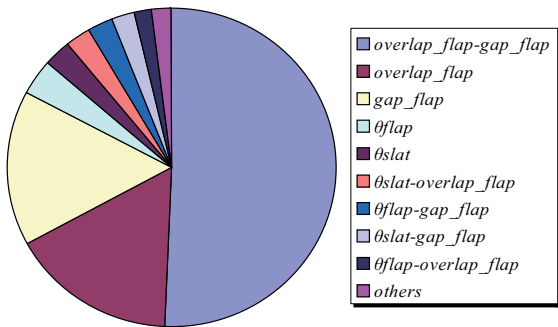
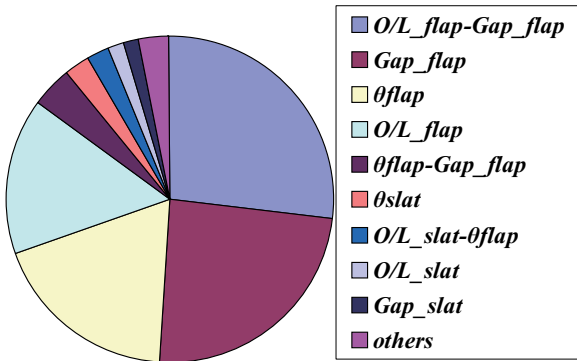


Fig. 14 Comparison of $C_{L(0.20)}$ plots against O/L_{slat} - gap_{slat} predicted by Kriging model between results base on 2D and 2.5D evaluation.

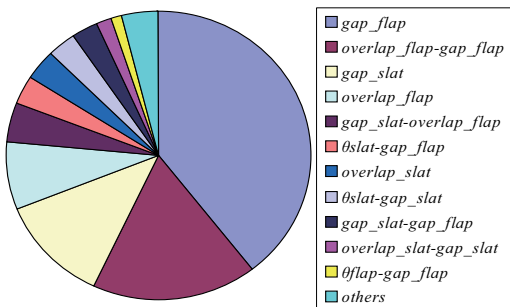


(a)

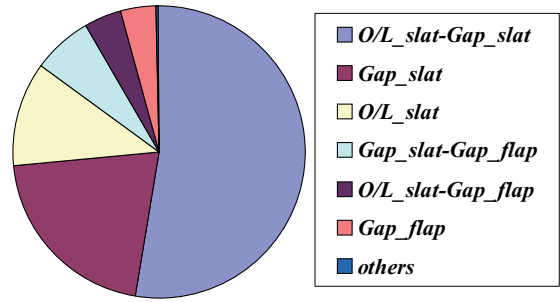


(b)

Fig. 15 Comparison of the effect of the design variables about $C_{L(0.8)}$ between results base on 2D and 2.5D evaluation



(a)



(b)

Fig. 16 Comparison of the effect of the design variables about $C_{L(0.20)}$ between results base on 2D and 2.5D evaluation

6. まとめ

本研究では Kriging 近似モデル上でMOGAを用いた3要素高揚力翼の多目的最適設計を行った。近似手法の導入により、MOGAによる計算コストを低減させることができた。設計プロセスの中で3次元効果のひとつである後退角効果を無限後退角計算により簡易的に考慮し、RANS計算を行った。目的関数は、着陸迎角および失速付近迎角での揚力係数とした。

本研究で採用した2.5次元計算では、スパン方向の格子は2つであるため、2次元計算の2倍程度の計算時間で後退角効果を評価ができる。この計算により、スパン方向に流れが観察され、その流れが境界層を厚くする効果により特にフラップでの剥離位置が早まることがわかった。

MOGAによる設計を通じ、ベース形状を優越する解が多数探索された。これらのうち近似パレート解上のふたつの解を選択し、その流れ場を比較した。この比較により、着陸迎角における最適解ではスパン方向流れに起因する剥離が減少している傾向が捕らえられた。

設計変数の寄与を議論するために、Kriging モデルの可視化や分散解析の適用を行った。2次元と2.5次元の結果 Kriging モデルの比較により、最適点でのフラップ舵角は後退角の効果を考慮すると浅くなる傾向にあることがわかった。この結果は実機レベルを考えると妥当なものといえる。分散解析の結果から、フラップの配置が着陸アプローチ迎角で寄与が高く、スラットが失速付近の迎角で寄与が高いことが確認できた。これらの設計知識は実際の3次元高揚力翼の設計に活かすことができると考えられる。

参考文献

- 1) van Dam, C. P., "The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 38, p. p. 101-144, 2002.
- 2) Smith, A. M. O., "High-Lift Aerodynamics," *Journal of Aircraft*, Vol. 12, No. 6, 1975, pp. 501-530.
- 3) Kanazaki, M., Tanaka, K., Jeong, S., and Yamamoto, K., "Multi-Objective Aerodynamic Exploration of Elements' Setting for High-Lift Airfoil Using Kriging Model," *Journal of Aircraft*, Vol.44 No.3, p. p. 858-864, 2007.
- 4) Eyi, S., Lee, K. D., Rogers, S. E., and Kwak, D., "High-Lift Design Optimization Using Navier-Stokes Equations," *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 3, 1996, pp. 499-504.
- 5) Pepper, R. S., van Dam C. P., and Gelhausen P. A., "Design Methodology for High-lift System on Subsonic Transport Aircraft," AIAA-96-4056-CP, 4056
- 6) Rudnik, R., von Geyr, H. F., and Wild J. "The European High Lift Programme II," *Proceedings of ECCOMAS CFD 2006*, [CDROM], 2006.

- 7) Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., and Yamamoto, K., "Experiment and CFD of a High-Lift Configuration Civil Aircraft model," AIAA Paper 2006-3452, 2006.
- 8) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S., and Mukai, J., "The Development of the UPACS CFD Environment," *High Performance Computing, Proceedings of ISHPC 2003*, Springer, p. p. 307-319, 2003.
- 9) Spalart, P. R., and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulent Model for Aerodynamic Flow," AIAA Paper 92-0439, 1992.
- 10) Crumpton, P. I., and Giles, M. B., "Implicit time accurate solutions on unstructured dynamic grids," AIAA Paper 95-1671-CP, pp.284-294, 1995.
- 11) Jeong, S., Murayama, M., and Yamamoto, K., "Efficient Optimization Design Method Using Kriging Model," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, 2005, pp.413-420.
- 12) Donald, R. J., Matthias, S. and William, J. W., "Efficient Global Optimization of Expensive Black-Box Function," *Journal of global optimization*, Vol. 13, 1998, pp. 455-192.
- 13) McKay, M. D., Beckman, R. J. and Conover, W. J., "A Comparison of Three Methods for Selecting Values of Input Variables in the Analysis of Output from a Computer Code," *Technometric*, Vol. 21, No. 2, 1979, pp. 239-245.
- 14) Hiroyasu, T., Miki, M. and Watanabe, S., "The New Model of Parallel Genetic Algorithm in Multi-Objective Optimization Problems (Divided Range Multi-Objective Genetic Algorithm)," *IEEE Proceedings of the Congress on Evolutionary Computation 2000*, Vol. 1, 2000, pp. 333-340.
- 15) Goldberg, D. E., *Genetic Algorithms in Search, Optimization & Machine Learning*, Addison-Wesley Publishing Company, Inc., 1989.
- 16) Sack, J., Welch, W. J., Mitchell, T. J., and Wynn, H. P., "Design and Analysis of Computer Experiments (with Discussion)," *Statistical Science*, Vol. 4, pp. 409-435, 1989.