

jh220061

流体制御デバイスと物体形状の統合最適設計における 効率的解探索手法の検討

松野 隆（鳥取大学）

概要

物体の物理形状とプラズマアクチュエータを統合した空力最適化による空力制御効果の最大化コンセプトの実証を目的として研究を行った。本課題では最適設計手法のロバスト化・高効率化に重点を置き、制約付き最適設計問題への対応と多変数を用いた空力最適化問題に対する設計空間の縮約法の開発と性能評価を行った。今年度の研究により、制約条件付き多目的問題に対する最適設計手法が構築され、翼型最適設計の自動化がほぼ達成された。また、異なる問題に対する設計空間縮約法の適用試験により、提案している手法が実際の最適設計に対して適用可能であることが確かめられた。設計変数を 20 個から 4 個に削減した場合には、当初の設計変数数では「次元の呪い」により探索が不可能であった問題に対して、流体力学的に適切な解が得られることが実証された。

1. 共同研究に関する情報

(1) 共同利用・共同研究を実施している拠点名
北海道大学 情報基盤センター

(2) 課題分野（該当するものを残す）
大規模計算科学課題分野

(3) 共同研究分野
超大規模数値計算系応用分野

(4) 参加研究者の役割分担
松野隆（鳥取大学）統括・手法提案開発
金崎雅博（東京都立大学）最適化手法開発
棟朝雅晴（北海道大学）情報システム設計
高橋孝（JAXA）：空力計算基盤構築
林謙司（JAXA）：空力計算基盤構築
南角卓弥（鳥取大学）：最適化計算
西村大生（鳥取大学）：最適化計算
秦力也（鳥取大学）：空力制御効果解析

プラズマアクチュエータ（PA）は誘電体バリア放電により生成されるプラズマの移動を利用して平滑な物体表面から壁面噴流を生成するという、非常に応用価値の高い特徴を持つ流体制御デバイスである。一方、他の流体制御デバイスと同様、産業的実用化に向けて適用手法・設計手法が未開拓な点が課題となっている。本研究では、この課題に対し、物体の物理形状と多数のプラズマアクチュエータを統合した空力最適化アプローチを提案し、その実現に向けて研究を行う。

研究の過程で、安定かつ高効率な設計のためにはいくつかの課題が存在することが明らかになった。一つはメタヒューリスティクスの解探索効率が低下する点で、これは設計問題に制約が存在する場合や、設計変数が多次元でかつ独立性を持たない場合に問題となる。

本研究課題では、新たな解探索手法の適用により上記の課題を解決し、流体制御デバイスの統合最適設計手法を発展させる。さらに、

2. 研究の目的と意義

これを用いた高性能な流体制御デバイスの設計実現を目的とした。

本研究課題の基礎研究・基盤的研究としての意義は、大規模数値計算を見据えたロバストで効率的な解探索手法の提案・実証にあり、これにより同種の設計問題が存在する幅広い分野への貢献が期待される。工学的観点からは、本研究課題により実施する最適設計コンセプトはプラズマアクチュエータ研究に関してブレイクスルーが期待されるものである。物体形状と流体制御デバイスを統合して最適化する手法は独自のもので、流体が関わる製品設計において、機能面からの要求と流体力学的性能を高いレベルで両立可能とし、機械設計における自由度の飛躍的向上に資するものと期待される。

3. 当拠点の公募型研究として実施した意義

本研究およびそれに関連する研究は、2016年度から2021年度までのJHPCN公募型共同研究ならびに萌芽型共同研究に採択されてきた。解析プラットフォームの構築をはじめとする知見や課題の発見は、公募型共同研究の支援無くしては得られないものであった。本共同研究により、流体制御・空力解析の課題解決のため、数値解析・進化計算/最適設計法・データマイニングおよび情報システム設計の各分野を横断する体制が構築され、本課題に取り組むことが可能となった。本研究では小規模 (<100 cores) の計算を大量に実施するテーマと、大規模な非定常計算を行うテーマが存在し、これらを効率的に実施することは拠点の資源利用無くしては不可能である。基盤的技術の開発・実証を主目的とする本研究は、公募型共同研究への応募が研究推進に必須である。

4. 前年度までに得られた研究成果の概要

本研究は、参加メンバーが研究分担者として参画した共同研究 jh160032/jh170047「高

速 CFD コードを用いた次世代空力応用研究プラットフォーム構築に向けた実証研究」を基盤として、上記共同研究において構築されたプラットフォームを利用し実施した。上記共同研究では、旅客機・火星探査航空機や再突入カプセルについて形状最適化や時系列モード解析の枠組みを構築し有用性を示した。

PA による流体制御機構の研究では、高速流体計算に適用可能な PA 数値モデルを構築するとともに、PA の空力制御性能予測とその最大化を行い、最適設置位置予測を行った。その後、2018-2019 年度の共同研究 jh180079/ jh190076、および 2020 年度萌芽研究 EX20105 において、最適化・設計手法の汎用化および高度化と形状・流体制御デバイス統合最適設計手法に関する技術開発について研究を推進した。最適化・設計手法の汎用化および高度化については、最適解を得るまでの時間を大幅に短縮するため、解探索の並列化およびサンプル取得の投機的実行手法等を実装し、実際の設計問題に適用・評価した。また直接 GA 法の制約条件付き多目的問題に対する個体の交配手法を提案・ベンチマークし、実問題への適用を目指せる段階に至っている。また設計時に流体場情報を利用する手法についても提案を行った。

形状・流体制御デバイス統合最適設計手法については、2次元ブラフボディ形状を対象に、物体形状と多数 PA の駆動条件をパラメータとして空力最適化を行い可能性調査を実施した。その結果、統合最適設計により個別設計よりも空力的に優れた解の探索に成功した。その後、物体形状の自由度を増すためにスプライン曲線を導入し、多数のコントロールポイントを用いた最適設計を行い問題点を抽出した。

2021 年度の共同研究 jh210053 では多自由度の設計における解探索の不可能性を解決するために、変数縮約に AIC を用いる手法を

提案した。また近似曲面を用いる最適設計手法 (EGO 法) においても制約条件付き問題に対して制約満足確率をペナルティとする解探索手法を提案・実装し、解評価に時間のかかる大規模計算を対象とした制約付き問題についても最適設計を可能とする足がかりを得た。

5. 今年度の研究成果の詳細

① 制約条件付き多目的問題に対する最適設計手法の検討と実問題を用いた性能調査

本研究では、翼型設計を試行例として、制約条件付き多目的問題の最適設計手法を調査した。効率的な翼型設計の全自動化を念頭に置き、任意形状に対してロバストな直交格子法に基づく IB 法による CFD (後述) と、多目的最適設計により翼型を設計するフレームワークを構築した。解探索には本課題で開発している近似曲面を用いた制約条件付き問題の高効率大域的最適化手法を用いた。制約条件付き問題の場合は、制約違反量から計算される制約満足確率を EHVI に乗じて修正追加サンプリング指標とした。探索加速には金崎が提案した Multiple Additional Sampling (MAs) 法を用いている。

今年度は単目的・二目的の低 Reynolds 数翼型設計問題について試行を行った。抵抗係数 C_d 最小化のみを考える Problem1 と、構造面から翼弦長 75% での翼厚 t_{75} を最大化すべき目的関数として追加し、必要とするモーメント係数の制約の有無(制約なし多目的問題: Problem2, C_M 制約付き多目的問題: Problem3) の 3 種の試行を行った。それぞれの翼型形状定義は修正 PARSEC 法により行った。

例として図 1 に Problem2 および 3 で得られた多目的解に、Problem1 で得た最小 C_d 解のプロットを加えた図を示す。いずれの問題でも、追加サンプルが多目的最適解方向に得られている。Problem2, 3 では同程度の低 C_d

解付近で大きめの t_{75} が得られており。これは t_{75} を目的関数に追加し設計問題を多目的化することによって、大きい t_{75} を得る方向に探索圧がかけられた結果である。Problem3 では Problem2 に比べて目的関数間の相反関係が顕著である。これは C_M の制約によって実行可能領域が小さくなったことを示す。図 2 に示される Problem1-3 の C_d 最小解の形状と流れからも、適切な解探索がなされていることが示された。

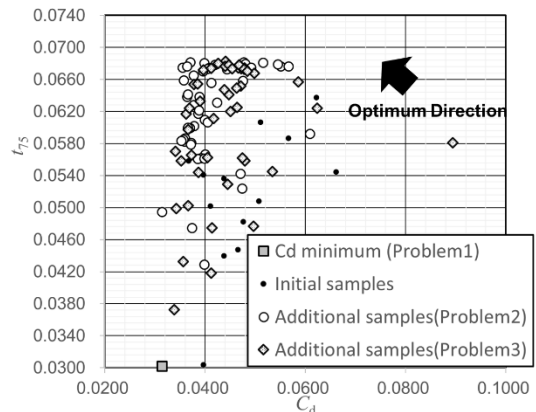


図 1 制約条件付き多目的問題の最適設計結果：多目的解の分布

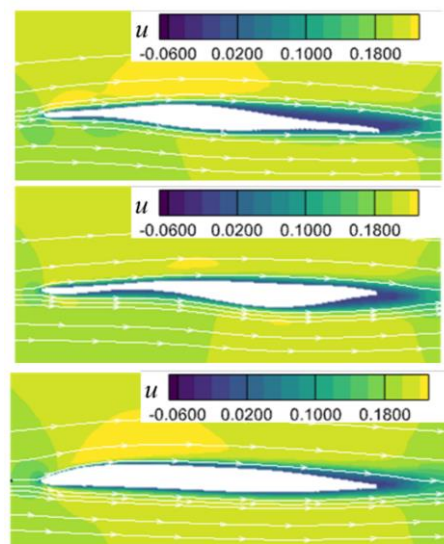


図 2 上記 3 問題それぞれにおける C_d 最小解の比較 (上から Problem1,2,3)

② 最適設計における高い自由度の物体形状定義法と、その効率的な解探索手法の提案

CFD を基盤とした最適設計は設計変数が多次元の場合、計算コストが増大し解探索効

率が極端に低下する「次元の呪い」が課題となる。本研究では、設計空間を適切に表現する変数を抽出・縮約して多変数の空力最適化を容易にすることを目的とし、分散分析 (Analysis of Variance : ANOVA) と赤池情報量基準 (AIC) を用いた設計空間を縮約する方法を提案・開発した。今年度は昨年度提案した設計空間縮約手法を、多自由度のブラフボディ形状の多目的最適化問題に適用しその有効性を調査した。

本研究で提案する設計空間縮約法は以下の手順で行う。初期サンプルを CFD により評価し、Kriging モデルを構築する。同時に ANOVA により目的関数に対する設計変数の寄与度を解析し、累積寄与率が高い設計変数の組み合わせを抽出することで、重要変数のみからなる変数サブセット候補を複数得る。各変数サブセットを用いて構築した Kriging モデルを原設計モデルと比較して AIC を求め、寄与率の高い変数サブセットの中で AIC が最も小さいものを最良モデルとして最適設計の対象とする。図 3 に設計空間縮約法のフローチャートを示す。

今年度の研究では、昨年度研究では評価が十分でなかった 2 次元物体を対象とした多目的最適設計への本手法の適用について、引き続き評価を行った。設計の目的関数は抗力係数 C_d 最小化と物体の内包面積最大化の組み合わせ、および C_d 最小化と揚力係数 C_l 最大化の組み合わせとした。最適化手法には EGO 法を用いた。対象の 2 次元物体は図 4 に示すように、NURBS 曲線によってノンパラメトリックな形状定義を行った。形状制御点は x 軸方向に等間隔に 10 点設置し、厚み方向にのみ移動可能とした。設計変数はそれぞれの形状制御点の厚み方向位置とした。なお前縁および後縁は対象軸上に固定されている。本報告で示す二つの設計問題は単純化のために流体制御デバイスを設置せず形状最適化のみを行った結果である。

数値計算には、JAXA 数値解析グループが開発した高速 CFD ソルバ FaSTAR を用いた。計算は 3 次元圧縮性 RANS 方程式を支配方程式とし、幅方向に 1 セル設定した疑似二次元計算を行った。境界層は完全乱流で乱流モデルには SA-noft2-R を用いた。計算条件は一様流マッハ数 0.2、レイノルズ数 4.5×10^6 、静温 288.15 K である。計算格子は形状により変化するが 20 万点程度になるように設定した。

上記の 10 変数の最適化問題に対して設計空間縮約法を適用した結果を示す。最初に示すのは抗力係数 C_d 最小化と物体の内包面積最大化の目的関数の組についての最適設計問題である。代表サンプル 500 点の解析結果から変数サブセットの適合性を評価した結果を表 1 に示す。本問題では $\{x_1, x_2, x_6, x_8, x_{10}\}$ の 5 変数の組が累積寄与率が高く AIC 最小の変数サブセットであった。図 4 (b) に示したのは最良変数サブセットにより定義される物体形状の例である。後縁での流れの剥離を決定する変数 x_1, x_2 と、剥離と内包面積に影響が大きい前方の変数 x_8, x_{10} を中心に選択されており、流体力学的観点からも適切な変数抽出がなされている。なお、サンプル点数を種々変更して試験を行ったが、本問題では最良変数サブセットはサンプル点数にほとんど依存しなかった。

次に設計結果について示す。本計算では EGO と数値計算による性能評価を繰り返し、追加サンプルを 50 点追加した合計 100 点での評価を行った。図 4 に目的関数に関する初期サンプルと追加サンプルの評価値を示す。本設計問題は C_d 最小化と内包面積 S の最大化を目的としているため、最適方向は散布図左上向きとなる。初期サンプルは三角形、追加サンプルは正方形で示されている。追加サンプルの多くが初期サンプルより左上の最適方向に集まっており、適切な解探索が行われている。変数縮約を行う前のケースについ

て、同一サンプル数の場合の散布を重ねて示しているが、変数縮約時にはパレート面付近に追加サンプルが密集しており非劣解の探索が進んでいることが明らかである。ただし、 $C_d = 0.1-0.3$ の範囲ではパレート面上のサンプル点は少なく、追加サンプル数の不足、または解探索空間の欠落がある可能性が存在する。

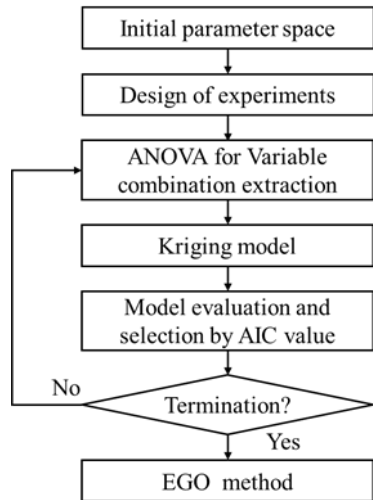
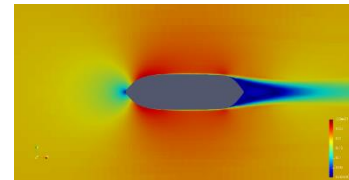
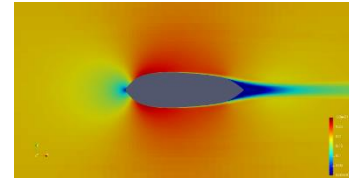


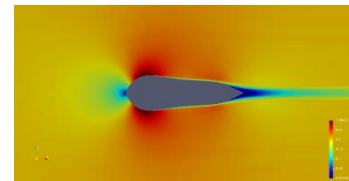
図3 提案した変数縮約法の手順



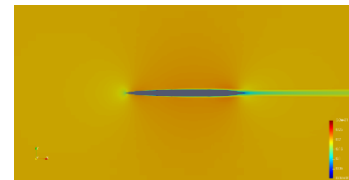
(a) Sample A



(b) Sample B



(c) Sample C



(d) Sample D

図6 変数縮約時の設計解
(C_d 最小化・内包面積最大化)

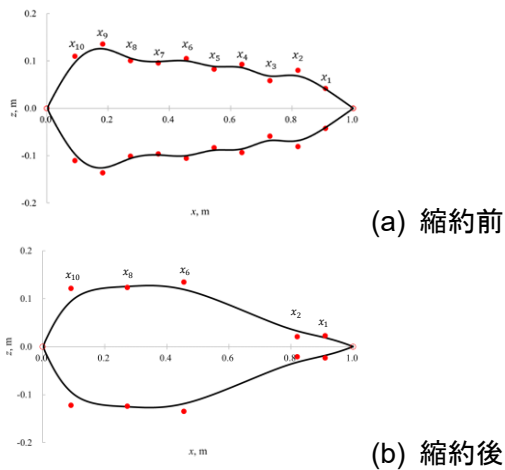


図4 変数縮約による物体形状の定義例

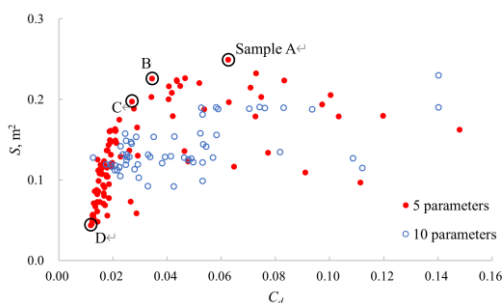


図5 変数縮約後の多目的解の分布
(C_d 最小化・内包面積最大化)

図5はパレートフロントから抽出した4サンプル例のマッハ数分布である。Sample Aは面積に関する極限パレート解、Sample Dは C_d に関する極限パレート解である。どの形状も変数削減前の物体形状の時にあったような表面の凹凸は無く、流体力学的に有利な解を取得できていることがわかる。特にSample BやSample Cは C_d の低減と物体内包面積の増大の両方を達成した非劣解であり、後流の剥離を抑制しつつ意図通り厚い翼厚を保つことができている。これらから、本手法により形状の高い自由度を保ちつつ適切に変数削減ができていることがわかる。

次に、 C_d 最小化と C_l 最大化の目的関数の組についての最適設計結果を示す。計算および変数削減は同様に行われた。上記問題では上下面は対称としたが、本問題では上下合計20変数を入力とした。図7に示すのは変数

縮約後の4変数に関して最適計算を実施した結果の分布図である。この場合は横軸に C_d 、縦軸に C_l が示されている。前述した問題と同様に適切に解探索が進められていることが分かる。ただしパレート面上のサンプルは十分でなく、代表サンプル (B) 近傍にサンプルが集まる傾向があり、設計空間縮約法に課題がある可能性が残されている。

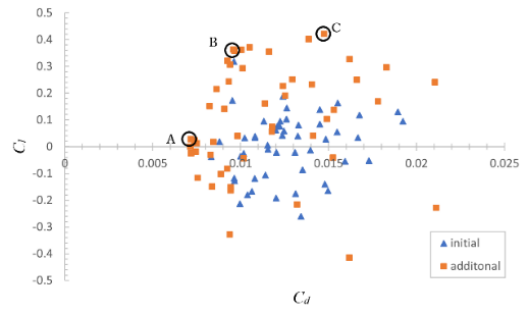
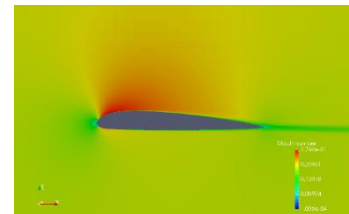


図7 多目的解の分布 (C_d 最小化・ C_l 最大化)

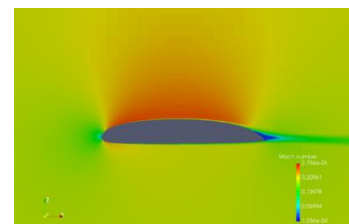
上記設計における代表サンプルを図8に示す。Sample A は C_d 最小の極限解だが、想定通り薄板状となり設計意図通りの解が得られている。Sample C は C_l 最大の極限解であり、こちらもキャンバが大きい厚翼が得られており、正しい解が得られていると考えられる。Sample B は C_l/C_d 最大の解である。翼型学の知見を全く用いない任意形状を探索したにもかかわらず、このようなサンプルは一般的なキャンバ付き翼型と同一形状に収束した。マッハ数分布からもをみても、翼面上下の速度差が大きく、剥離の生じない適切な形状が、ノンパラメトリックな4変数で得られた。



(a) Sample A



(b) Sample B



(c) Sample C

図8 変数縮約時の設計解 (C_d 最小化・ C_l 最大化)

このように、本テーマでは ANOVA と AIC を用いた設計空間縮約法を提案・実装し、多目的空力最適設計問題に適用することでこれを評価した。この結果、提案する設計空間縮約法は重要変数を適切に抽出でき、高速・効率的かつ正確な解探索が可能であることが示された。

一方で、本研究を進める上でいくつかの技術的課題が新たに見いだされた。

一つは自動格子生成の問題である。本研究では上述した JAXA で開発された HexaGrid により、各個体の形状に応じた計算格子を自動的に生成している。本ツールは計算領域の

表1 ANOVA と AIC を用いた設計変数縮約法による設計変数の選択 (C_d 最小化・内包面積最大化)

CCR	Subset of variables ($x_1, x_2, x_3, \dots, x_{10}$)	$AIC(C_d)$	$AIC(Area)$	\bar{AIC}	ΔAIC
0.95	***-***-	-3950	-4090	-4020	235
0.925	**-----*	-4250	-4260	-4255	0
0.90	**-----*	-4200	-4310	-4255	0
0.85	***-----*	-4150	-4260	-4205	50
0.80	**-----*	-4070	-4170	-4120	135

中に直交格子を作成したのちに、物体表面に境界層解像のためのプリズム格子を作成するが、曲率の小さい凹凸が繰り返される場合に格子生成に失敗することがある。多くの場合、このような形状は非最適解となるため本質的なツールの問題ではないが、多変数の最適設計のような中途の形状の制御が難しい対象では問題が生じることがある。

一般に物体適合格子法では格子が物体に適合しており、物体近傍で精度よい計算が期待できる一方で、変形や薄い箇所を伴う形状に対しては、数値計算の精度が落ちたり、negative volume の発生により計算できない設計解が発生し得る。また、格子形成そのものに高い技術や経験が求められる点も、Metaheuristics を用いた CFD による設計のハードルとなっている。

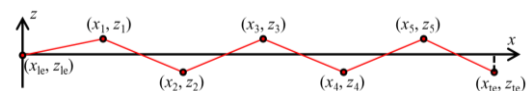
これに対して、今年度は二つの手法を試行している。一つは不要な解そのものを計算しない手法である。すなわち、局所の凹凸が大きい形状については計算を行わず目的関数にペナルティを与える。これについては今後も研究を継続し、変数縮約と組み合わせた際の設計に与える影響を調査していく予定である。

もう一つは埋め込み境界法の適用である。設計の自動化へのボトルネックとなり得る格子生成に対し、複雑形状を念頭に直交格子に基づいた埋め込み境界 (Immersed Boundary: IB) 法による CFD による研究が盛んである。IB 法では、第 1 図に示す通り物体形状に適合させることなく配置された計算格子 (一般に直交格子) に対し、境界条件の計算によって本来の滑らかな物体形状を模擬する。IB 法は物体形状への格子適合が求められないため、格子生成の自動化に向く。また、物体に適合させる計算格子法では格子生成が難しいような尖った箇所が含まれる形状や薄い形状などに対してもロバーストであり、薄膜や薄板周りの流れなどへの適

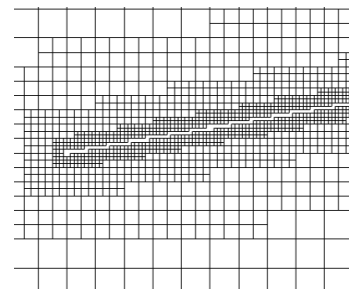
用もできる。こうした任意形状に対してロバーストに流れを評価できる直交格子法に基づく IB 法の特徴は、Metaheuristics に基づいて多くの特徴的な形状の評価を行う流体機械の最適設計にも有効であることが期待できる。

ここでは、金崎らによって関連する研究課題において開発が進められている IB 法の最適設計への適用について示す。ここで示すのは厚み 0 の Corrugated airfoil に対して最適設計問題を定義し、IB 法を用いた CFD 評価を行った試行である。厚み 0 物体は一般的な物体適合格子法では適用に工夫を要する設計対象であり、本手法の有効性を見るには適した課題である。数値計算には直交格子法に基づき IB 法によって物体境界を処理する UCart が用いられている。多目的進化計算法には NSGA-II に、指向性交配と近傍内ランク交配をハイブリッドさせることで、特に制約付き問題の探索精度を向上させた進化計算法を用いた。翼形状は図 9 に示されるようなコルゲート型の厚み 0 の翼型であり、節点の位置を設計変数とした。

図 10 に示すのが最適設計により得られた代表解の例である。翼型の節点間での再循環領域を適切に捉えており、本手法の適用可能性が示された。



(a) 対象とした翼型



(b) 試行した計算格子例
(前縁付近の拡大図)

図 9 IB 法による Corrugated airfoil 計算対象

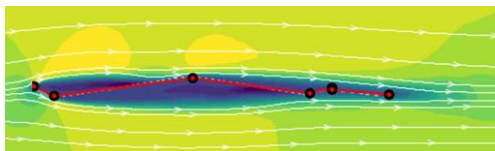


図 10 Corrugated airfoil 設計で得られた翼型と流れ場 (Cd 最小解)

6. 進捗状況の自己評価と今後の展望

本年度は、制約条件付き多目的問題に対する最適設計手法と高い自由度の物体形状定義法と、その効率的な解探索手法の双方を統合し、流体制御デバイスの統合最適化問題に対して適用することを目標とし、研究計画では3つのサブテーマを立て研究を推進する計画であった。そのうち、①制約条件付き多目的問題に対する最適設計手法の検討と実問題をを用いた性能調査 については実問題への適用を実現し、計画通り翼型設計の全自動化を行うための基盤構築ができた。②最適設計における高い自由度の物体形状定義法と、その効率的な解探索手法の提案 については計画通り解探索性能・効率検証を行ったが、その過程で、形状自由度が増したことによる格子生成の問題や、変数縮約時の最適サブセット取得についての課題が理解されるようになった。このため計画にあった大規模な計算に対する適用までは至らず、今後の研究が必要である。また上記①②に注力した結果、③深層学習による数値流体力学の収束性向上に関する研究については、本年度の主たる研究対象からは除外し、基礎研究を進めることとした。手法の問題点の洗い出しと対策が主となったため研究進捗はやや遅れたとの判断をせざるを得ないが、今後、上記した点を含め以下の課題に取り組むことで研究目的の達成に貢献できると考えている。

- kriging を用いた設計空間近似の単純化
- 設計空間近似への low-fidelity モデルの利用、ツール間連携強化
- 大規模計算を用いた最適化実証

7. 研究業績

- (1) 学術論文 (査読あり) なし
- (2) 国際会議プロシーディングス (査読あり) なし
- (3) 国際会議発表 (査読なし) なし
- (4) 国内会議発表 (査読なし)
 1. 金崎雅博, 今村太郎, 「大域的最適化法と直交格子ベース CFD "UTCart" を組み合わせた翼型設計」, 令和 4 年度航空宇宙空力シンポジウム, 1L6, 大分市, 2023 年 1 月.
 2. 金崎雅博, 今村太郎, 「二次元版 UTCart と発見的探索法による形状融通性を活かした翼型最適設計フレームワーク」, 第 35 回計算力学講演会 (CMD2022), 23-04, Virtual, 2022 年 11 月.
 3. 松野隆, 樋口 隆浩, 岡田慎太郎, 南角卓弥, 金崎 雅博, 「設計空間の縮約による多自由度形状の空力最適化」, 日本機械学会第 14 回最適化シンポジウム 2022 (OPTIS2022), 名古屋市, 2022 年 11 月.
 4. 金崎雅博, 今村太郎, 「埋め込み境界法の特徴を利用した厚み 0 の翼型最適設計」, 第 60 回飛行機シンポジウム, 2D04, 新潟市, 2022 年 10 月.
 5. 金崎雅博, 今村太郎, 「埋め込み境界法を用いた数値流体力学を援用した空力形状最適設計効率化の試み」, 第 38 回 ファジィ システム シンポジウム/ FSS2022, 東京都, 2022 年 9 月.
 6. 吉見郁哉, 三輪祐登, 福嶋裕貴, 秦力也, 松野隆, 「無擾乱プラズマアクチュエータによる後退翼境界層の横流れ遷移制御」, 第 54 回流体力学講演会/第 40 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 盛岡市, 2022 年 6 月.
- (5) 公開したライブラリなど なし
- (6) その他 (特許, プレスリリース, 著書等) なし