

jh180079

分散型プラズマアクチュエータと物体形状の統合最適設計による 仮想空力形状の実現

松野 隆 (鳥取大学)

旧来の設計論からは得られない、多数のプラズマアクチュエータの存在を前提とした高性能な空力形状の実現を目指し、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。まず研究基盤として最適化・設計手法の汎用化および高度化と空力計算・最適化フレームワークの構築を行い、高速・高効率に最適設計を行う環境を実現した。その後 2 次元ブラフボディ形状を対象に統合最適設計試験を行い、物理形状に制約条件がある際にも、形状とプラズマアクチュエータ位置を同時に設計することで、大剥離を生じない低抵抗物体が設計できることを示し、上記コンセプトの有効性を実証できた。

1. 共同研究に関する情報

(1) 共同研究を実施した拠点名

北海道大学

名古屋大学

(2) 共同研究分野

- 超大規模数値計算系応用分野
- 超大規模データ処理系応用分野
- 超大容量ネットワーク技術分野
- 超大規模情報システム関連研究分野

(3) 参加研究者の役割分担

- 松野隆 (鳥取大学) : プラズマアクチュエータによる流体制御手法の研究、統合最適設計の研究
- 金崎雅博 (首都大学東京) : 空力最適化フレームワークの研究

2. 研究の目的と意義

プラズマアクチュエータは放電プラズマを利用した流体制御デバイスであり、誘電体バリア放電で生成されたプラズマの移動によって平滑な物体表面から壁面噴流が生成できるという、流体力学的に非常に応用価値の高い特徴を持つ。研究代表者は早期より継続してプラズマアクチュエータに関する研究を行ってきた。流体制御に関しては、剥離抑制効果にアクチュエータ設置位置および駆動パラメータが与える影響について先駆

的な研究結果を示した。ブラフボディに加わる空力抵抗の大幅低減 (80%減) を実証するなど、応用研究にも成果を上げている。

これらをはじめとする数多くの研究から、プラズマアクチュエータの有効性が実証された一方で、産業的実用化に向けては課題が浮かび上がっている。一つは、高速・大スケール流へ適用する場合の流体制御性能低下である。また、プラズマアクチュエータの適用手法が未開拓な点も大きな課題である。特徴を生かし、適用領域を広げる適用手法の提案が求められているにも関わらず、現在行われている研究は、国内外を問わず、既存の(翼型等の)形状に対してボルテックスジェネレータのように後付けで設置・利用されるケースがほとんどである。これらの課題には、以下に挙げる3点が共通に障害となっていると分析している。

① プラズマアクチュエータの生成する流体制御力自体の不足

② 流体問題へ適用する際の流体力学的な観点からの解析不足

③ 流体制御性能を決定する変数・制御因子が非常に多く、性能最大化が困難

申請者は、これらの障害に注目し、問題の解決を目指して関連分野において成果を上

げている研究者らと共同で研究を行っている。このうち①については、申請者らにより高出力の多電極構成プラズマアクチュエータが開発され、大幅な出力向上が可能となった。また②については、藤井らにより、主に「京」を用いた数値シミュレーションによって精力的に研究が進められている。

しかし③について解決するためには、多変数の大域的最適化が必要となる。申請者はこれらの研究成果を基盤として、上述したプラズマアクチュエータ研究の課題解決を目指している。特に、旧来の設計論からは得られない、多数のプラズマアクチュエータの存在を前提とした高性能な空力形状（本研究では「仮想空力形状」と呼ぶ）の実現が必要と考え、本研究課題を着想した。研究の主目的は、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による空力制御効果の最大化（および、物理的要求仕様達成の両立）コンセプトの実証である。図 1 に示すのは本コンセプトの概念図である。

本研究の設計手法は汎用性が高く、流体制御技術とその最適設計手法の組み合わせは新しい学術的可能性を持っていると考えている。究極的には、流体に関わるものづくりにおいて、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ことが出来ると期待した。

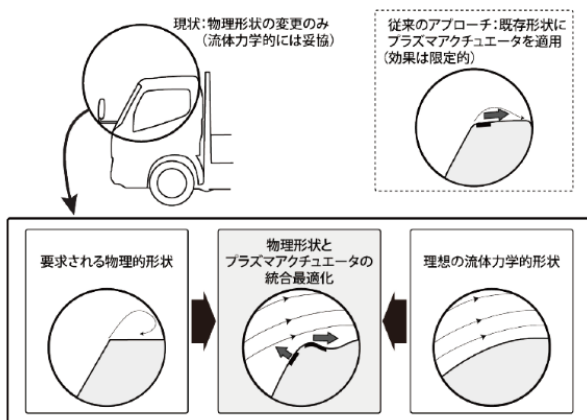


図 1：統合最適設計のコンセプト

3. 当拠点公募型共同研究として実施した意義

本研究は、昨年度までの拠点公募型共同研究の成果を利用して実施しており、本研究の副次的な意義として、昨年度までに本 JHPCN 共同研究課題 jh160032/jh170047（研究代表者：松尾裕一（JAXA 航空））で構築されてきた「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」の活用と、それによるプラットフォームの改良と事例蓄積が挙げられる。

本プラットフォームは空力応用研究の高度化・現代化、成果創出の加速化を目的として、CFD などのツールや並列計算実行環境を用いて構築されている。プラットフォームの中核は JAXA において開発された高速汎用流体解析コード FaSTAR (FAST Aerodynamic Routines) であり、これに最適化ツールボックス *Harmone-sa/ea* が組み合わせられている。最適化ツールボックスは多点追加サンプリング EGO 法による低コスト最適化手法と改良 NSGA-II による大域的最適化を実行可能となるように開発されている。図 2 にプラットフォームの概要図を示す。

本研究では、上記流体解析コードの利用に実績があり、プラットフォーム構築が容易である北海道大学・名古屋大学の情報基盤センターに共同研究のパートナーを担当頂くことが必須であった。また、本研究による本プラットフォームの改良・発展の成果は開発チームにフィードバックされる。本プラットフォームは JHPCN 各拠点をはじめとする国内のスーパーコンピュータシステムで広く利用可能とすることを目指しており、本研究を JHPCN 拠点公募型共同研究として実施することにより、国内の空力研究の加速に貢献することが実施意義の一つである。

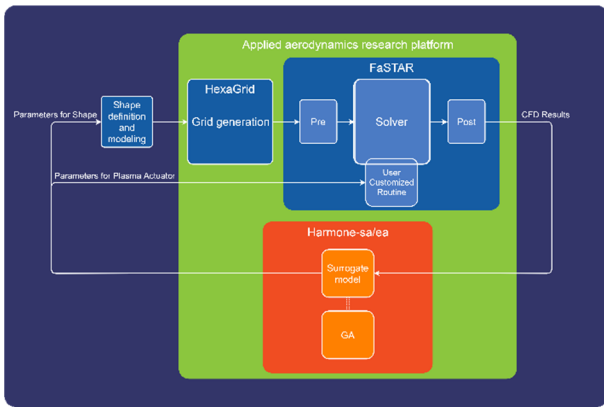


図 2：空力応用研究プラットフォーム概要

4. 前年度までに得られた研究成果の概要

新規課題のため省略

5. 今年度の研究成果の詳細

本研究課題では、以下の基盤的要素について研究開発を行った。

- (1) 多数分散型プラズマアクチュエータの動作特性解析
- (2) 最適化・設計手法の汎用化/高度化
- (3) 形状・流体制御デバイス統合最適設計手法による仮想空力形状の実現

(1) 多数分散型プラズマアクチュエータの動作特性解析

多電極のプラズマアクチュエータを多数独立に制御する場合の駆動条件および構成による流体制御力生成の特性を知り、これを統合最適設計に適用することが目的である。多数の素子を並列に設置した分散型プラズマアクチュエータ素子について、CFD 用数値モデルを構築する。モデルはこれまでに構築された一様体積力ソースモデルを基盤とし、駆動条件と生成される噴流特性（ジェット速度、拡散度）の関係が実現できるか調査した。中間発表までに、非定常駆動するプラズマアクチュエータ素子の流体制御性能を正確に予測するために用いる計算手法の検証を行った。従来は RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) ベースの乱流モデルを用いた定常計算、または URANS (Unsteady RANS) による非定常計算を行っていたが、これに加えて

LES (Large Eddy Simulation) により、壁面近傍の流体場を解像しつつ、最適化に十分な速度での計算が可能かを評価した。図 3 は LES を用いたプラズマアクチュエータ非定常駆動時の翼面上剥離流れ場の計算結果である。本手法で、非定常プラズマアクチュエータが生成するジェットとせん断層の干渉による複雑な流れ場を再現することに成功した。一方で、本計算は準周期的な解に至るまでに北海道大学の SR16000 を用いた場合、256 ドメイン(4 ノード)を用いて 24 時間以上必要であった。これは本課題の計算資源に対して、最適設計の個体としては過大な計算規模であり、直接 LES を直接利用すると、当初の研究計画の目的を達成することが困難となることが示唆された。

LES を用いつつ、低い計算コストでの性能予測を行うためには、金崎らが提案する Low fidelity→High fidelity の段階的最適設計の適用等が必要である。一方、本研究課題では(3)の統合最適設計のコンセプト実証を主眼に置いているため、本年度は先行して RANS 計算を用いた最適設計を推進し、その後上記手法の適用を検討することに決定した。

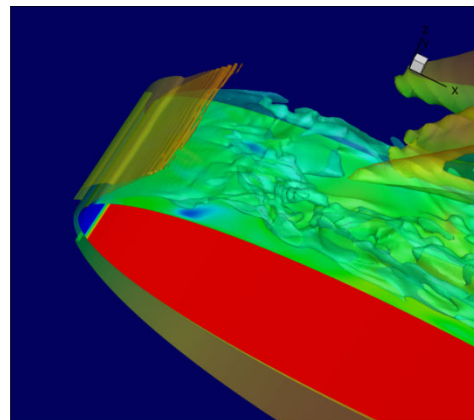


図 3：LES によるプラズマアクチュエータ非定常駆動時の翼面上剥離流れ場

(2) 最適化・設計手法の汎用化および高度化

本研究では、前年度までの JHPCN 課題において構築された高速 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を用

いて最適設計を実施した。本グループによる先行研究では、最適化アルゴリズムには、試行回数が少ない EGO 法を用いている。ここでは、本問題のような対象を進化計算による最適設計に用いる際に生じる問題点を解決し、高速安定に多変数多目的の最適化が可能となるようにアルゴリズムを改良する事が目的である。具体的には以下の項目について研究・開発を行った。

- EGO 法の効率的実行手法の実装：具体的には解探索の並列化、および最適値の計算中に、同時にサンプル取得を投機的実行する手法の評価・適用
- 直接 GA 法による評価と最適化手法選択ガイドラインの提示：直接 GA 法による最適設計を併せて行い、EGO 法による効率化の可能なパラメータ規模について評価中間報告までの期間は主に前者についての検討を行い、その後直接 GA 法により得られた結果について評価・検討を行った。以下にその成果を示す。

本年度においては、進化計算法の直接評価に基づいた低レイノルズ数翼型の最適設計の試行を行った。設計問題として、汎用的に用いることができる翼型データセットを構築することを目的として、レイノルズ数約 7000 の流れ場中における、抵抗係数最小化と揚力係数最大化の 2 目的問題とした。空力の評価には数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics: CFD) を用いることとして、支配方程式に圧縮性 Navier-Stokes 方程式を、非粘性流束の評価に HLLW 法を、時間積分に LU-SGS 陰解法を用いた。翼型の評価には、修正 PARAMETRIC SECTION (PARSEC)を用いた。

図 4 に 30 個体を 1 世代に設定し、30 世代計算を実施した結果を示す。両目的関数は相反の関係にあるが、最適方向の非劣解にある形状が高い揚抗比を示すことが分かった。候補となり得る翼型のうち、進化計算などの発見的な手法でなければ得難い翼型と流れ場

の例を図 5 に示す。この翼型は前縁上面にくぼみがあり、そのくぼみで循環領域を形成することで、低圧を生む加速領域を翼型後縁にまで伸長することを可能としている。この流れのメカニズムは小型の昆虫でも見られるが、このことは本手法が多様な翼型を妥当性をもって取得可能であることを示している。本研究の結果から、今後においては、PA を適用した際の最適性について検討への有効性が期待できる。

このような実用問題では計算量に限界があることから、制約付き問題に対して有効な手法の導入も検討した。制約の処理には指向性交配法を採用し、解の選択アルゴリズムの改良をはかった。制約違反解を活用し、計算工数を増やすことなく良好な制約満足解を得る指向性交配法の概念を図 6 に示す。この手法を 6 制約付きの 2 目的同時最小化の数学問題に適用し、従来に適用していたペナルティ法との比較を図 7 に示す。この図より、新たな適用手法はパレート解をより大域的に得ることが分かった。

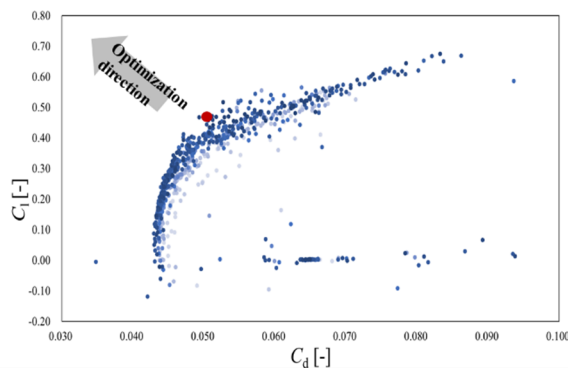


図 4 : 2 目的最適化の結果

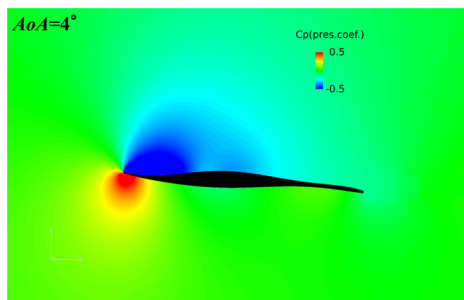


図 5 : 設計した翼型の例

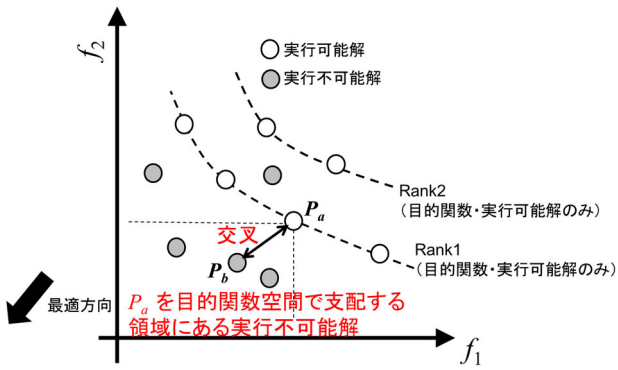


図 6：指向性交配による解選択の概念図

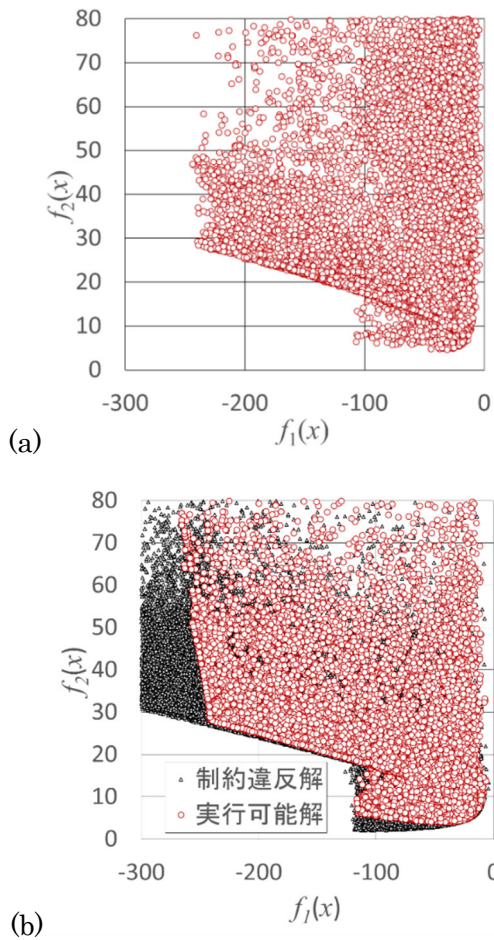


図 7：6 制約付き 2 目的最小化問題による検討手法の性能検証。(a)ペナルティ法による結果，(b) 指向性交配を用いた結果

(3) 形状・流体制御デバイス統合最適設計手法による仮想空力形状の実現

本研究では、本課題の主目的である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による空力制御効果の最大化コンセプトの実証を目的に、上記研

究項目(1)(2)の成果を基盤として、実際の空力最適設計試験を行った。

本テーマは2つのステップに分割し研究を推進した。ステップ1はフィージビリティスタディ (FS) を主目的としており、空気抵抗最小化を目的とし、物体形状最適化とプラズマアクチュエータ設計最適化を個別に実施し、それぞれが正しく解を得られるかを評価した。ステップ2では上記を統合し、2次元物体の形状とプラズマアクチュエータの設置位置・強度を同時に最適化し、その有効性を検証した。

なお、ステップ1のうちプラズマアクチュエータ設計最適化については、昨年度の JHPCN 課題 (jh170047) により既に実現性が実証済みであった。中間報告までの期間で、フレームワーク構築とステップ1の物体形状最適化の予備調査が行われ、その後の研究期間内に、物体形状最適化と、ステップ2の統合最適化試験を実施した。

形状定義およびグリッド生成・流体計算には、金崎らにより開発された PARSEC 2 次元形状空力解析ツールを用いた。図 8 にツール概要を示す。二次元物体形状の評価には修正 PARSEC 法を用いており、形状を定義する 11 変数を設定すると形状点列データ生成・ソリッドモデル生成・メッシュ生成が短時間で終わる。流体計算は、研究項目(1)の知見から、今回は定常計算により空力を評価した。図 9 に示すのは修正 PARSEC 法により得られたブラフボディ形状と、初期流れ場の例である。本来本方法は翼型を定義することを目的としているため、ブラフボディは翼型派生の初期形状を持つ。後流に大きな剥離域を持つ、空力抵抗の大きい形状であることがわかる。

物体形状最適化については、上記のブラフボディ形状を対象に、進化計算を用いて抗力の最小化を行った。計算条件は一様流マッハ数 0.20, 物体長 $c=1.0$ m, レイノルズ数 4×10^6 とした。

解析結果を用いた最適化手法には Efficient Global Optimization (EGO) をベースに、多数追加サンプリングを適用した EGO-MAs 法を用いた。通常の EGO 法では、EI 最大となった最適候補に対して、1 点のみを次のサンプル点として選択し評価を行うのに対し、MAs 法は次のサンプル点について、近似曲面の予測値を評価値と仮定して近似曲面を再構築し、次のサンプル点を探索する。これを数回繰り返した後、一括してサンプル点の評価を行い、近似曲面をアップデートする。中途の近似曲面の正確さが低下するため、ループ内では解探索性能が低下するが、ケース並列された流体計算のようなサンプル評価の並列実行が可能な環境では、きわめて効率的な設計点の取得ができる。

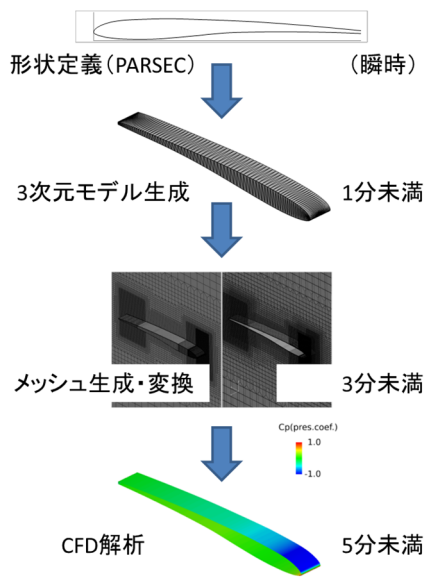


図 8: PARSEC 2 次元形状空力解析ツールの概要

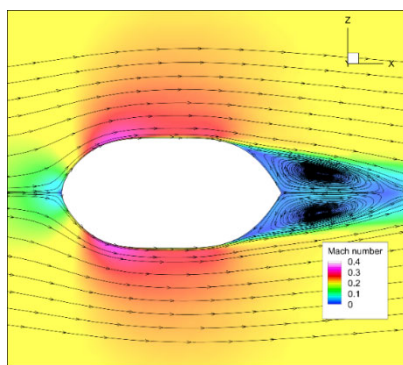


図 9: ブラフボディ形状周りの流れ場の例

上記研究項目(1)(2)の知見から、本試験では比較的低精度のサンプルを多数用いて近似曲面を求めた、並列実行の利点を生かしたアプローチを採った。本計算における初期サンプルは Latin Hypercube Sampling 法により 32 点を設定し、その後 1 ループごとに 32 サンプルを同時追加し最適化を行った。

以下に結果を示す。本試験では、最終的に追加サンプルを 6 ループ 171 点追加し、合計 203 点の数値計算を行った。図 10 は抗力係数 C_d の探索履歴である。追加サンプル点では、2-3 ループ目で低い C_d にサンプルが集中する一方で、以降では、高い C_d となる回数が多くなっている。これはサンプル点数が増えるにつれ、EI 値評価時に最適性よりも不確かさに対応する項が卓越してくるためであり、EGO-MAs 法を用いた場合の妥当な結果と言える。得られた抵抗最小 ($C_d = 0.011$) の個体の形状を図 11 に示す。なお本試験は FS を主目的としており、得られた形状はいわゆる物理的要求を満たした解ではない。統合最適設計を行う際には、前縁半径をある程度の大きさに固定し、物理的形状に対する要求を粗く模擬した。

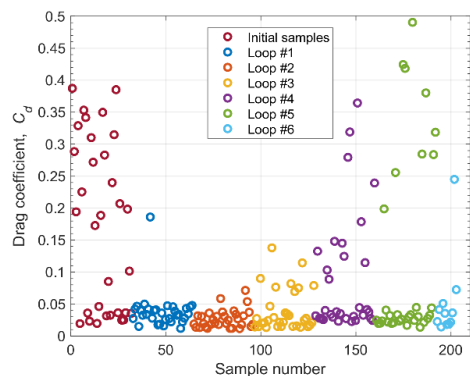


図 10: 形状最適化試験における C_d 履歴

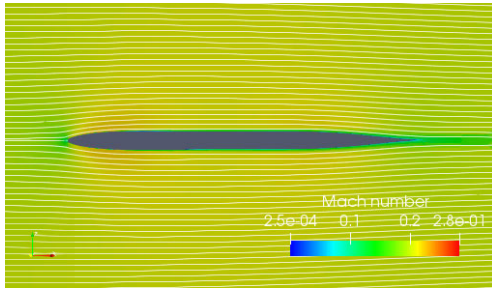


図 11：形状最適化試験の最小 C_d 形状

ステップ 2 では、物体形状に加えてプラズマアクチュエータを設置した場合を対象とし抗力係数 C_d の最小化を行いコンセプト実証を行った。本計算では、物体形状を定義する数個の変数に加え、プラズマアクチュエータの設置位置・噴流強度を変数とし、これらを統合して解探索を行った。

本計算では、物体形状の設計変数は前縁半径 r_{le} を除き前節と同一とした。前縁半径 r_{le} は前節の試験結果を参考に 0.4 に固定した。プラズマアクチュエータ(PA)は設置位置と体積力の 2 変数を変数に加えた。図 12 に物体形状と、設置位置(赤い太線)の例を示す。プラズマアクチュエータの誘起噴流は、設置領域において Navier-Stokes 方程式の外力項に体積力を与え模擬した。

なお、本試験における初期サンプルは 64 点とし、EGO-MAs の 1 ループあたり同時追加サンプル数は 64 点とした。

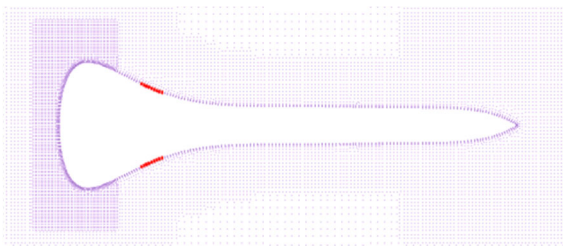


図 12：体積力投入領域($s = 0.18 c$, $z_{up} = 0.05$)

以下に統合最適設計の結果を示す。ここでは、初期サンプル 64 点、追加サンプル点を 1 ループ(64 点)追加し、合計 128 点の数値計算を行った。図 13 は抗力係数 C_d の探索履歴である。本試験では初期サンプルには C_d が 0.26

程度となる個体が多数存在し、これらの個体では、流れは前縁近傍の前方コーナー部で剥離していることが確認された。これに対して、最適解探索のループ 1 回目では大多数の個体が $C_d = 0.05$ 程度となっており、EGO-MAs 法によって付着流れを生成する条件が探索できていることがわかる。

図 14 に各変数および C_d の関係を表した散布図行列を示す。初期サンプル点が黒、追加サンプル点が赤でマークされている。追加サンプル点の大部分は、設計空間内の比較的局所に存在していることが分かる。特に、厚さ z_{up} が大きく、プラズマアクチュエータ位置 s が小さい領域への集中が顕著である。抗力係数をみても、 z_{up} が大きく s が小さい領域で C_d が小さくなる個体が多く、抗力係数との相関もその 2 変数が顕著に大きくなった。図 15 は本計算における z_{up} と C_d の関係を示している。図に示す通り、 z_{up} が大きい時ほど C_d が小さくなる。

ここで、本試験で C_d が最小となった個体を Sample A とし、図 16(a)に流れ場の流線とマッハ数分布を示す。流線より流れはほとんどの部分で物体表面に付着していることがわかる。この個体のプラズマアクチュエータ位置は $0.04 c$ と前縁角部分であり、効果的に剥離抑制が実現される形状が正しく探索されている。一方、類似の z_{up} にもかかわらず C_d が大きい個体を Sample B として図 16(b)に流れ場を示す。このときは、前縁コーナーの剥離抑制が実現していない。本個体は $s = 0.21 c$ と剥離領域内となっているため、駆動による剥離抑制効果がほとんど得られていない。

これらの試験結果より、EGO-MAs 法により最適解の取得と設計空間内の不確かさの高い設計領域探索の双方が実現されていることが確認できた。またプラズマアクチュエータと物理形状の統合最適化試験を行うことにより、物理的形状要求が存在する場合にも、形状の変更とプラズマアクチュエータの

位置を適切に選ぶことにより望ましい空力性能を得られることが確認できた。

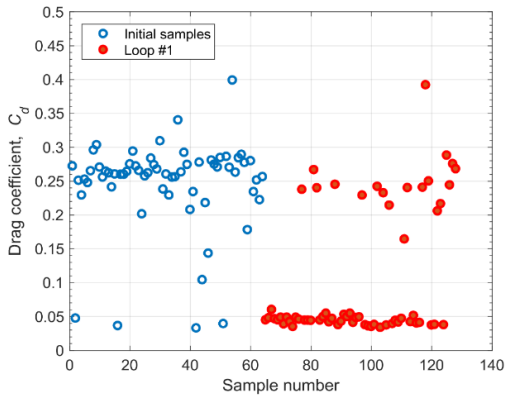


図 13：統合最適化試験における C_d 履歴

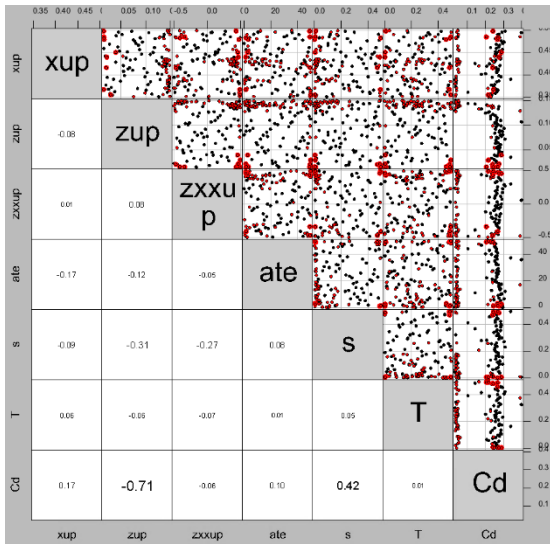


図 14：統合最適化試験の散布図行列

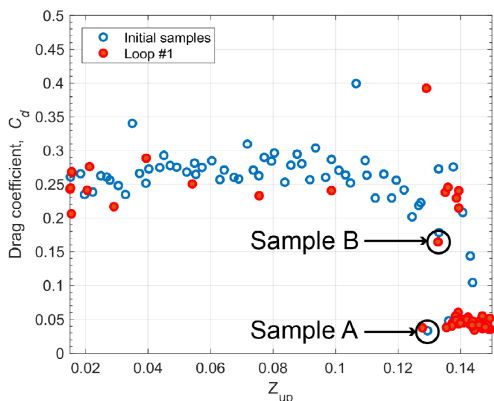
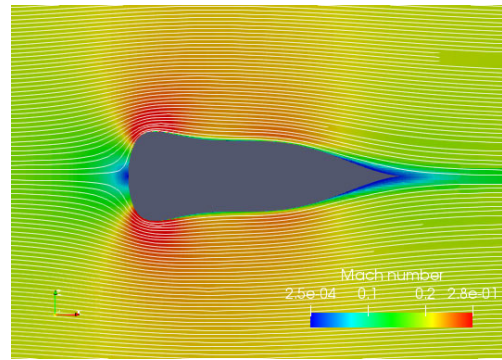
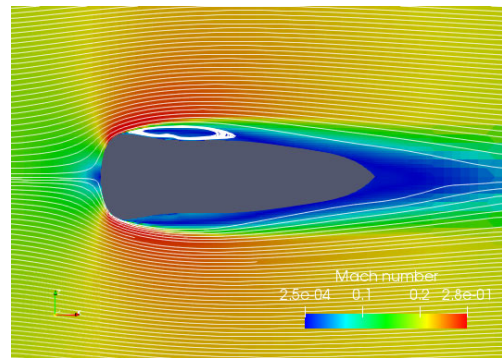


図 15：翼厚 z_{up} と C_d の関係



(a) Sample A: $C_d = 0.032$, $z_{up} = 0.129$



(b) Sample B: $C_d = 0.164$, $z_{up} = 0.132$

図 16：各個体のマッハ数分布と流線

6. 今年度の進捗状況と今後の展望

今年度は、研究の主目的である物体の物理形状とプラズマアクチュエータの統合最適化による空力制御効果の最大化コンセプトの実証について基本的な部分を達成した。

サブテーマとして設定した項目については、プラズマアクチュエータの動作特性解析ならびに高精度の流体計算の適用部分については、計算実行と特性調査は順調に実施されたが、計算コストと資源の判断から統合最適化への本年度の実装は見送りと判断した。最適化・設計手法の汎用化および高度化については、直接 GA 法の効率化と EGO 法の効率的実行手法の調査実装を行い、今後は問題の規模に応じ、直接 GA 法・EGO-MAs 法および EGO 法を適切に選択できる基盤が整えることができ、概ね順調に研究を進捗できたと考えている。

来年度以降は、本年度の成果をまとめて公開するとともに、最適化手法の高度化に関し

ては多様な実問題適用を行い、性能検証を実施する計画である。統合最適化については、コンセプト実証を脱し実問題への適用を目指すために、適切な対象に対して計算結果の妥当性検証を行う必要がある。その結果を基盤に、高精度計算・低精度計算のハイブリッド化、非定常流れへの対応など、適切な最適設計のために必要な開発を行うとともに、高速流へのプラズマアクチュエータ適用について実用可能性を調査し、実験との比較を行い、妥当性と有効性を実証したい。

試み,” 第 51 回流体力学講演会/第 37 回 ANSS 講演集, 東京都, 2019 年 7 月. (発表予定)

(5) その他 (特許, プレス発表, 著書等)

7. 研究成果リスト

(1) 学術論文

(2) 国際会議プロシーディングス

(3) 国際会議発表

Kanazaki, M. and Saisho, R., “Genetic Algorithm Applied to the Time-Series Landing Flight Path and Control Optimization of a Supersonic Transport,” 2019 3rd International Conference on Intelligent Systems, Metaheuristics & Swarm Intelligence (ISMSI 2019), Male Maldives, March 2019.

(4) 国内会議発表

松野隆, 橘一輝, 金崎雅博, ”プラズマアクチュエータによる 2 次元翼空力制御性能の EGO 多数サンプル追加法を用いた最適化”, 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, 宮崎市, 2018 年 7 月.

松野隆, “FaSTAR の UCR 機能利用事例 : プラズマアクチュエータの流体制御性能予測と最適化,” 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, 宮崎市, 2018 年 7 月.

金崎雅博, “最適化ライブラリ *Harmonie* の紹介,” 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, 宮崎市, 2018 年 7 月.

樋口隆浩, 松野隆, 金崎雅博, “プラズマアクチュエータと物理形状の統合最適設計の