

jh190076-NAJ

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。本年度は統合最適設計手法において、EHVI の導入、高効率ロバストな進化計算法の手法検討、新しい流れ場分析法の活用および形状表現の自由度向上等の新しい手法導入を検討した。また、計算の信頼性評価試験を行った。個々の技術研究は順調に進められ、流れ場の特徴抽出を利用した高効率な設計手法が提案されるなど、研究目的達成のための新しい切り口や知見を多く得ることができた。

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（PA）による流体制御手法の研究
- 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
- 樋口隆浩（鳥取大学）：空力制御効果解析
- 林謙司（宇宙航空研究開発機構）：空力計算法

2. 研究の目的と意義

プラズマアクチュエータ（PA）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。

数多くの PA に関する研究から、産業的実用化に向けての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が、特にプラズマアクチュエータの適用手法が未開拓な点が大きな課題である。これは流体制御性能を決定する変数・制御因子が非常に多く、性能最大化が困難な点が原因となっていると考える。これを解決するためには、多変数の大域的最適化が有効であり、申請者は過去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コンセプトの実証である。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。

2018 年度申請研究 jh180079 において、(1) 分散型プラズマアクチュエータの特性解析、(2) 最適化・設計手法の汎用化および高度化、(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 それぞれについて研究を推進し、上記設計コンセプトを実装・テストする段階に達した。本年度はこれを基盤に、本コンセプトが空力性能向上に有効であることを実証すると共に、計算の信頼性や解探索の効率化による必要リソース削減、および解析対象の自由度を拡張することを目的とし、研究を行った。

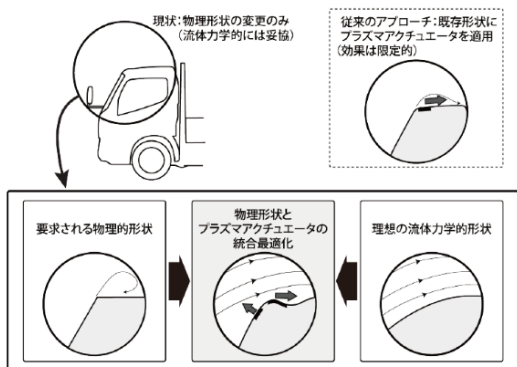


図1：統合最適設計のコンセプト

3. 当拠点公募型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、本研究の副的な意義として、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。

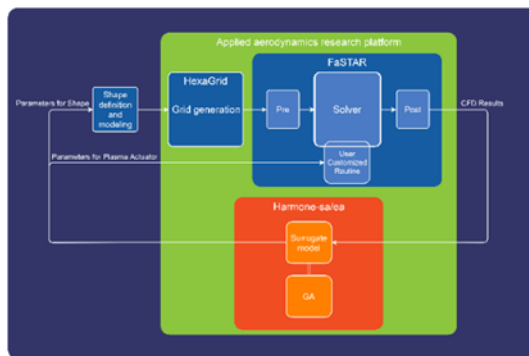


図2：空力応用研究プラットフォーム概要

4. 前年度までに得られた研究成果の概要

2018 年度は、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に関する基盤的な技術開発と基本コンセプトの実証を行った。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について、実装と特性調査を行い、計算資源に対するコストパフォーマンスを評価した。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を整備した。統合最適化のコンセプト実証では、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した。

5. 今年度の研究成果の詳細

今年度は最適化・設計手法の高度化および統合最適設計実証に関する技術開発の2項目について研究を行った。以下に各研究項目の研究成果を示す。

(1) 最適化・設計手法の高度化

EHVI の導入とメタ最適化

本提案研究内で構築した Kriging 法に基づく最適化法とその並列化手法である EGO w/ MAs 多目的に拡張する手法を行った。ここで採用する Expected Hypervolume Improvement: EHVI は Kriging による予測値による多目的解の改善期待量を表す指標であり、EHVI 最大化により、多目的解のハイパーボリュームを最も最大化するものと期待できる設計点を指示する。EHVI は次の式で求められる。

$$EHVI[f_1(x), f_2(x), \dots, f_m(x)] = \int_{-\infty}^{f_1^{ref}} \int_{-\infty}^{f_2^{ref}} \dots \int_{-\infty}^{f_m^{ref}} HVI[f_1(x), f_2(x), \dots, f_m(x)] \Phi(F_1), \Phi(F_2), \dots, \Phi(F_m) dF_1, dF_2, \dots, dF_m$$

この手法は、本来多目的問題とすべき空力設計にも有望である。本研究期間内においては、まず数学ベンチマーク問題により、その効果を検証した。具体的には、concave な Pareto 解を持つ2目的関数を持つ多目的問題について、Exact な Pareto 解に到達するサンプル点を得ることができた。今後は、この手法を翼型設計やPA制御問題に適用するほか、Multi-fidelity アプローチや制約条件の処理手法を導入する。

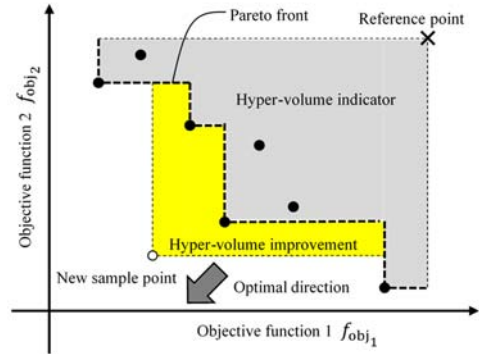


図 3: EHVI の概念

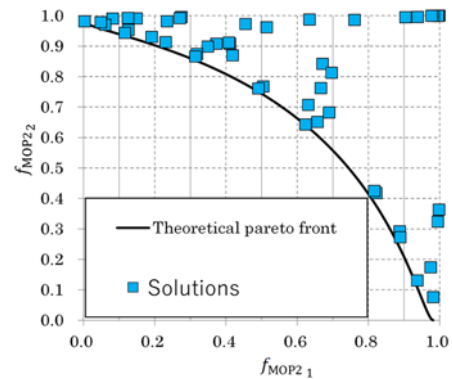


図 4: EHVI を指標として取得した EGO w/ MAs の多目的解

制約条件付き多目的問題に対する進化計算法の手法検討

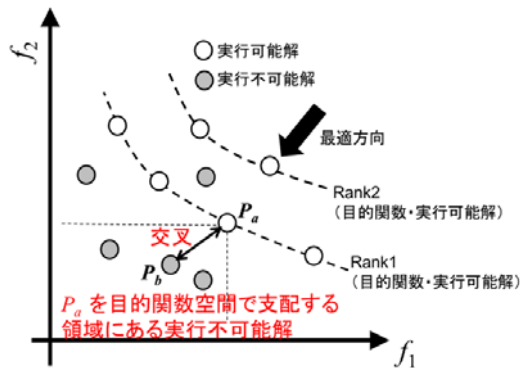
2 段階非優劣ソーティングと指向性交配に基づく制約処理 TNSDM に、同一したランク内で個体を選ぶ近傍ランク内交配、2 段階非優劣ソーティング同一適応度ランク内交配 (Two-stage Non-dominated Sorting in Identical Fitness Rank Mating: TNS-IFRM) を併用する手法 (図 5) を検討し、特に、選択の条件を次の通りとして、実験を行った。

- TNSDM のみによる親選択 (TNSDM)
- TNS-IFRM を確率 0.5 で実行し、近傍解から、ランダムに選択 (TNS-IFRM 1)
- TNS-IFRM を確率 0.5 で実行し、近傍解から、混雑度距離 d に基づき選択 (TNS-IFRM 2)
- TNS-IFRM を確率 0.5 で実行し、2 段階ソーティングによる総ランクに基づき選択

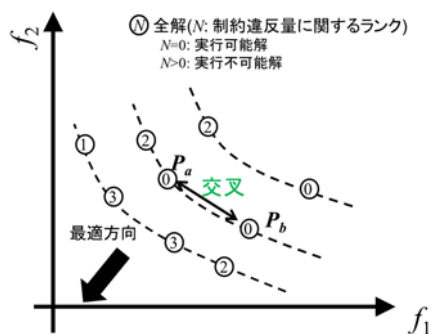
(TNS-IFRM 3)

- TNS-IFRM を確率 0.5 で実行し，制約ランクのみに基づき選択 (TNS-IFRM 4)
- TNS-IFRM を確率 0.5 で実行し，2 段階ソーティングによる総ランクに基づき選択 (TNS-IFRM5)

検証のための最適化問題として，TNK (2 目的 2 制約，不連続解集合)，OSY (2 目的 6 制約) を用い，100 個体 1000 世代で解を獲得することとして，100 試行の平均値により評価を行った。その結果，図 6 に示す通り TNS-IFRM のどの選択法においても，TNSDM より良好か，同程度となる結果となった。特に制約条件の多い OSY において，TNS-IFRM3 と TNS-IFRM4 の手法が有望であることなどが分かった。今後は，これらの知見に基づき，適切なパラメータを見出し，実用問題への適用を目指す。

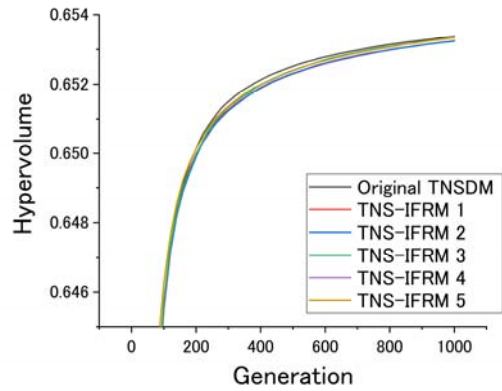


(a)TNSDM による解選択

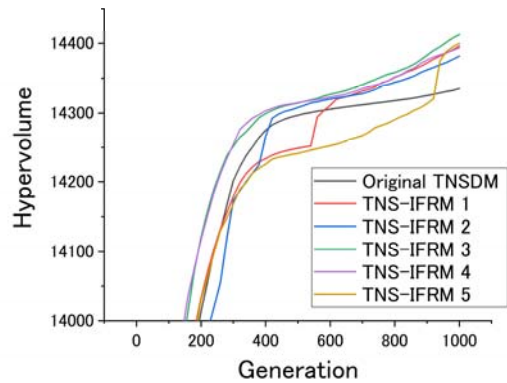


(b)TNS-IFRM による解選択

図 5: 制約条件付き多目的問題に対する進化計算手法の手法，



(a)TNK の収束履歴



(b)OSY の収束履歴

図 6 検証問題の収束履歴 (Hypervolume による比較)

流れ場の分析法の検討

翼型周りの流れは，本質的に非定常であり，PA 駆動条件や形状を平均流で評価した後に，その時系列的な流れの特徴を知る必要がある。本研究内で，非定常流れを取得して，手法の検討を行った。

a) 時系列方向畳み込みニューラルネットワークを用いた流れ場の特徴抽出

画像分析などにも用いられる畳み込みニューラルネットワークを時系列方向に拡張し，CFD で取得した流れ場を学習させ，計算ステップを内挿する中間的な流れ場を取得する手法を検討した。こうした技術により，図 7 に示す通り任意時間における流れ場の様相の再現ができることを示した。今後は，こうした技術により，CFD 結果の時間方向への流れ場補間や，最適設計における優良解集合の形状

変化に伴う流れ場の予測・分析に用いることを検討する。また、PA などのデバイス制御においては、制御が必要となるタイミングを予測する外挿的手法の導入が必要であり、非定常流れ場の予測において、WaveNet などの手法の導入も検討予定である。

b) 流れのトポロジーの文字列化による分析法の検討

流線などが形成する形状に基づくトポロジー分析を行った。この手法は、湧き出し位置や渦の方向などの基本的なトポロジーを文字で表現し、トポロジーの組み合わせに応じて文字を並べる手法であるが、翼型など航空宇宙分野で使われた事例はこれまで無い。本研究では、非定常流れのトポロジー分析法の適用の他、構成されるトポロジー要素に対応する文字がどのように遷移するかを可視化することで、流れのトポロジーの特徴を知識化する手法を開発した。現在、汎用的に用いられるものなど複数の翼型で適用性の検証を進めており、将来的に PA などの制御についての変化の観察にも用いる予定である。

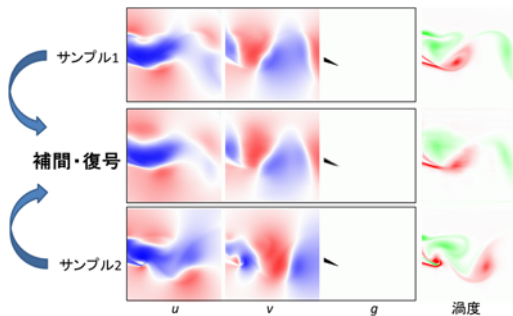
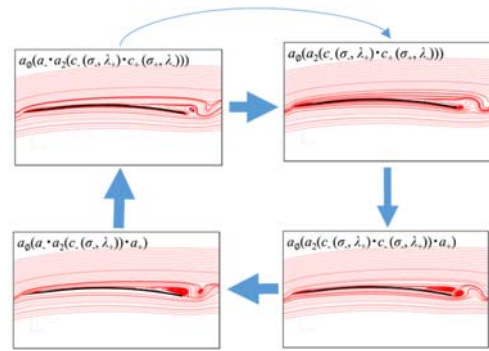


図 7: 時系列畳み込みニューラルネットワークによる中間時刻における流れ場の予測

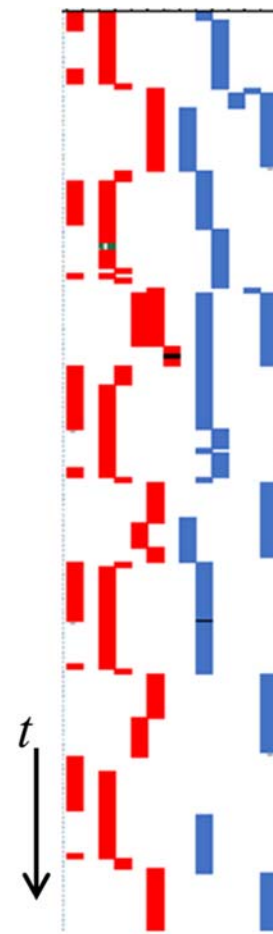
**(2) 統合最適設計実証に関する技術開発
形状定義の自由度向上**

3次元の分散プラズマアクチュエータを用いた統合最適設計実証に先立って、基盤技術となる計算・設計手法の自由度・信頼性の向上に取り組んだ。

物体形状の定義手法については、これまで



(a) 流れ場と対応する文字列



NACA0012 AoA7°
トポロジー変化

(b) 文字列遷移の可視化

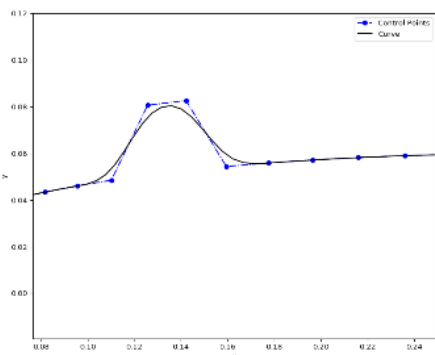
図 8: 文字列化によるトポロジー分析

用いてきた PARSEC 法を基盤とした小数パラメータによる定義から、スプラインによる形状定義に変更し、局所的な形状変更に対応した。空力解析プラットフォーム、および、現在使用している PARSEC 2次元形状空力解

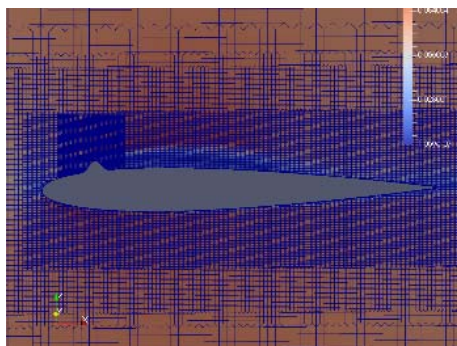
析ツールのフレームワークを壊さないように、**3次元物体への拡張**

形状定義は NURBS-Python (geomdl) v5 を上記ツールのアドオンとして用いるワークフローを実装した。

図 9 は翼型モデルの局所形状変更のテスト例であり、物体面上に 131 点設定したコントロールポイントにより物体形状を変更し、メッシュ作成・計算を実施している。本手法により PARSEC と比較して飛躍的な形状定義の自由度向上が達成されたが、一方で少数の代表的なパラメータで形状を表現する、PARSEC 法の利点が失われ、これにより最適化問題のコストが大幅に増加する問題が生じた。これを解決するために、現在は PARSEC 法の形状表現に対して局所変更をスプライン曲線でパッチ的に行う重合的なアプローチについて検討を行っている。



(a)スプラインによる形状定義とコントロールポイント



(b)バンプ付き翼型の計算例

図 9: 形状定義の自由度向上

ブラフボディ流れの制御を工学的応用対象とする場合、三次元流れへの問題の拡張は必須である。また、昨年度研究に対して解の信頼性向上が必要と審査コメントを頂いており、これらの課題について検討するため、基本的なブラフボディ形状を本手法で解析した場合の空力抵抗と、同時に実施した風洞試験結果を比較し、信頼性調査を行った。

本計算には全長 468mm、幅 168mm、高さ 198mm のワンボックスバンを模擬したブラフボディ模型を使用した。模型と地面とのクリアランスは 1mm である。図 10 に示すのは本プラットフォームを用いて生成したグリッドである。本計算ではメッシュ数約 100 万、境界層改造のためのプリズムメッシュは実験結果を参考に 3.3mm 間に 20 層配置した。計算は一様流流速 15m/s の低速条件で、URANS/RANS 双方を実施した。定常 RANS による計算結果例と、対応条件における風洞試験による断面速度分布を図 11 に示す。当然本手法ではブラフボディ後流の詳細な剥離流れ構造を捉えることはできないが、本計算のような比較的小規模の定常計算の場合であっても抵抗係数 C_d の実験との差は 5%未満であり、本研究の目的であるコンセプト実証に必要な最低限の精度があることが確認された。同時に、計算精度向上のためには、前述の形状自由度向上と合わせてより大規模な計算資源を用いた研究が必要であることが明らかとなったといえる。

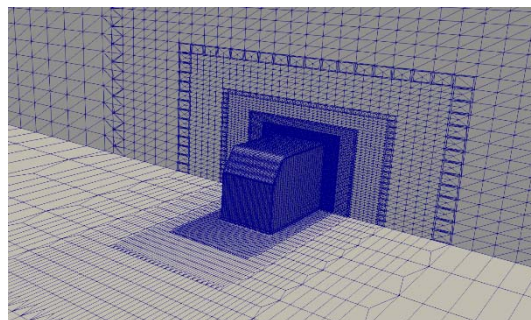
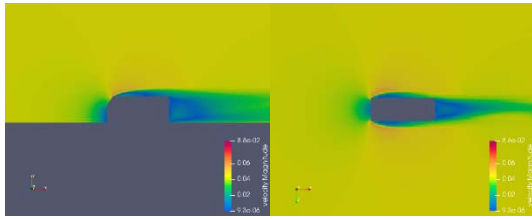
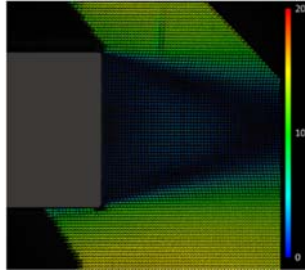


図 10: ブラフボディ模型のメッシュ



(a) 計算例 (速度等高線)



(b) 風洞試験による速度ベクトル分布実験値

図 11: 3次元ブラフボディ計算結果例

多数分散型プラズマアクチュエータの導入

分散プラズマアクチュエータの実装については、単純流れに対して影響を調査するために後退翼境界層の横流れを対象とし、翼にプラズマアクチュエータを面状に分布させたときの境界層の特性変化からモデルの妥当性を検証した。計算対象は後退角付き平板翼の3次元翼模型である(図12)。節点数は約490万であり、プリズム層を50層設け境界層を解像した。風洞試験結果と比較するため、計算条件は一様流速15 m/sで、翼弦長0.75 mを基準としたレイノルズ数 5.45×10^5 、静温301.55K、迎角3 degに設定した。

プラズマアクチュエータは前縁から0.100 m ($x/c = 0.133$)の位置から0.130 m ($x/c = 0.173$)の間の領域に体積力ソースとして配置した。体積力は本研究室でバリデーションを行った固定体積力モデルを用い、8.8 mN/mを投入した。体積力を生成する方向は前縁に対して、15 deg - 90 degの領域で変化させた。

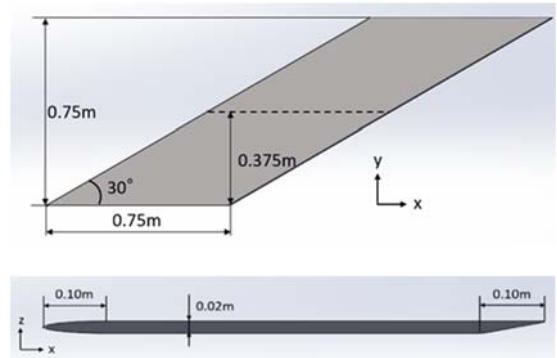
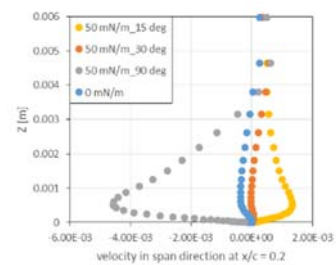
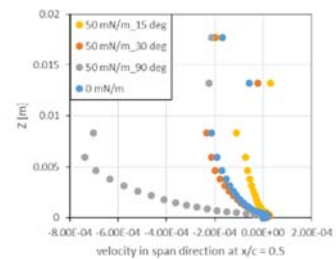


図 12: 後退角付き平板翼の概略図

本計算により、分散プラズマアクチュエータの噴流の向きによる境界層内の横流れ抑制効果を調査した。図13に示すのは代表点でのスパン方向の境界層速度分布である。前縁に対して15 deg(翼端側への噴流生成)、30 deg(一様流と平行)および90 deg(前縁に直角)に体積力を投入した場合を代表として示してある。境界層の横流れ速度成分は体積力ベクトルの向きによって変化するのは当然だが、翼面上のどの位置にソースを設置するかにも大きく影響されることが分かった。現在は分散プラズマアクチュエータの強度・速度ベクトルを各位置で変更し、横流れ速度成分を翼全面で最小化する問題に取り組んでいる。



(a) $x/c=0.1$



(b) $x/c=0.5$

図 13: 後退翼境界層内横流れ速度分布

6. 今年度の進捗状況と今後の展望

今年度は、昨年度に実施した統合最適化コンセプト実証を発展させるとともに、研究の推進とともに明らかになった課題を解決し、統合最適設計手法に新しい手法を検討・導入した。個々の技術研究は順調に進められ、ニューラルネットワークを用いた流れ場の特徴抽出を利用した高効率な設計手法が提案されるなど、本研究の目的に対して新しい切り口や知見を多く得ることができた。

一方で、設計手法の高度化が進むに従い、必要な計算資源やテストが増加し、計算資源不足が生じた点が大きな問題であった。結果としてこれらの技術を実装した三次元の統合最適化計算は未完了となり、今年度目標としたすべての研究を完了できなかったことが残念な点である。今後は、上記計算を完了し有効性を実証するとともに、本プロジェクトの内容を整理し、本年度開発した手法のうち、萌芽的なテーマについては共同研究による開発を、実証研究については工学応用を目指して大規模計算資源を用いた研究を、それぞれ推進していきたいと考えている。

7. 研究業績一覧（発表予定も含む）

(1) 学術論文（査読あり）

Omichi, Y., Kobayashi, K., and Kanazaki, M. “Numerical Investigation of Wake Structures of An Atmospheric Entry Capsule by Modal Analysis,” *Physics of Fluids* 31, 074105 (2019); <https://doi.org/10.1063/1.5092166>
Published Online: 22 July 2019.

(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）

Matsuno, T., Esaki, H., Tanaka, K., Aono, H. and Kwak, D., “Transition

Control for a Swept Wing by Crossflow Stabilization Using Plasma Actuators,” *AIAA Scitech 2020 Forum*, AIAA 2020-0826, Published Online:5 Jan 2020
<https://doi.org/10.2514/6.2020-0826>

(4) 国内会議発表（査読なし）

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試み, 第 51 回流体力学講演会／第 37 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京都, 2019 年 7 月.

岸祐希, 金崎雅博, 牧野好和, 低抵抗・低ブーム化に対する超音速前進翼機の上反角効果と主翼形状の多目的設計, 第 51 回流体力学講演会／第 37 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京都, 2019 年 7 月.

松野隆, 樋口隆, FaSTAR 小規模計算ベンチマークテスト, 第 51 回流体力学講演会／第 37 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京都, 2019 年 7 月.

福嶋祐貴, 樋口隆浩, 松野隆, “プラズマアクチュエータによる後退翼境界層の横流れ制御の数値解析,” *日本機械学会中国四国学生会*, オンライン, 2020 年 3 月.

(5) その他（特許, プレスリリース, 著書等） なし