

**科学研究費助成事業 研究成果報告書**

平成 29 年 5 月 30 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2014～2016

課題番号：26420129

研究課題名(和文) 多目的設計探査の導入による風洞試験方法の革新

研究課題名(英文) Innovation of wind tunnel test by introducing multiobjective design exploration

研究代表者

大山 聖 (Oyama, Akira)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・准教授

研究者番号：10373440

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,900,000円

研究成果の概要(和文)：数値流体力学などのシミュレーション手法と組み合わせて利用されてきた多目的設計探査手法を、これまでは試行錯誤的に行われてきた風洞試験に導入することにより風洞試験方法を革新すること、また、プラズマアクチュエータによる流体制御の風洞試験に適用し、プラズマアクチュエータの各パラメータの影響を明らかにすることを目的として本研究を実施した。風洞実験と多目的設計探査を組み合わせた実験手法により、効率的なパラメトリックスタディが実施可能であることが示された。また、プラズマアクチュエータによる翼周り流れの剥離制御方法について有益な知見を得ることに成功した。

研究成果の概要(英文)：Purpose of this study is (1) Innovation of wind tunnel testing by introducing multiobjective design exploration used in combination with numerical simulation such as computational fluid dynamics into wind tunnel testing and (2) application of the proposed method to the wind tunnel testing of fluid control by the plasma actuator to clarify the influence of each parameter of the plasma actuator. Wind tunnel experiment based on multiobjective design exploration show its efficiency in parametric study. We also succeeded in obtaining useful information on the flow separation control around an airfoil by the plasma actuator.

研究分野：流体力学，設計工学，航空宇宙工学

キーワード：風洞試験 多目的設計探査 多目的設計最適化 流体制御 プラズマアクチュエータ

## 1. 研究開始当初の背景

数値流体力学(CFD)の分野などでは、数値シミュレーションと多目的進化計算などの多目的設計最適化手法を組み合わせ、多目的設計最適化問題の解(非劣解、パレート最適解などと呼ばれる)を求め、得られたデータベースを分析することで設計問題に関する理解を深める多目的設計探索手法が普及しつつある。一方、風洞実験においては、いまだに総当たりまたは試行錯誤的に実験条件を定めていることが多く、特に制御パラメータが多い場合には試験効率が悪くなる。また、実験計画法も使われるが、探索空間を均一に探索する手法であるために十分に効率的であるとは言いがたい。実際、制御パラメータが増えるにつれて必要な実験数も指数関数的に増大する。また、求めたい性能値が強い非線形をもつ場合には正しい評価が出来ない可能性がある。よって本論文では、多目的設計最適化手法を用いた、風洞実験を効率的に行うための新しい風洞実験方法を提案する。

CFDなどの数値シミュレーションではなく、風洞実験などの実シミュレーションを設計候補の目的関数値の評価に用いる最適化手法は古くから提案され、**hardware-in-the-loop optimization**と呼ばれている。進化計算の代表的な手法の1つである進化戦略が風洞を使ってパイプ形状やノズル形状を最適化するために **Rechenberg** と **Schwefel** によって考案されたことは有名な話である。これまで、ロボットの歩行速度の評価に実際のロボットを使った最適化の例や油圧バルブの制御系の最適化の例、多目的設計最適化を用いた例ではエンジンの制御系の多目的設計最適化などがある。

流体力学の分野においては、前述の **Rechenberg** と **Schwefel** の業績が代表例であるが、このほかにも **Olhofer** らが進化戦略と風洞実験を組み合わせ、はばたき翼の揚力の最大化問題に取り組んでいる。しかしながら、**Olhofer** らのアプローチは通常の進化戦略を用いているために目的関数の数が1つの問題しか扱うことが出来ない。また、得られる解も1つであり、最適化の結果から得られる情報に限られてしまう問題点がある。

## 2. 研究の目的

本研究では、多目的設計探索技術を風洞試験に導入し、風洞試験効率を向上させることを目的とする。得られる非劣解データベースを分析することで、風洞試験に基づく、より信頼性の高い様々な知見を得ることが可能になる。

また、多目的設計探索を用いた風洞試験方法の有効性を実証するため、翼周り流れの剥離制御手法として注目を集めている **Dielectric Barrier Discharge (DBD)** プラズマアクチュエータの制御パラメータの多目的設計探索を行う。**DBD** プラズマアクチュ

エータによる流れの剥離制御を CFD で正しく解くためには **Large Eddy Simulation (LES)** または **Direct Numerical Simulation (DNS)** が必要であるが、レイノルズ数  $10^5$  オーダーの計算を設計最適化のために多数実行することは、最新のスーパーコンピュータを用いても機会が限られる。風洞試験と多目的設計探索を組み合わせる手法はこのような問題に対して特に有効である。

## 3. 研究の方法

### 3.1 設計問題定式化

コード長 100mm, スパン長 100mm の 2 次元翼型模型 (**NACA0015**) まわり流れの剥離制御問題を取り扱う。一様流流速は 10m/s であり、コード長基準のレイノルズ数は約 63,000 である。

プラズマアクチュエータは剥離点の近傍に取り付けるのがよいとされているため、迎角 12 度の場合には前縁から 5%コード長位置、迎角 16 度の場合には前縁から 3%コード長位置にプラズマアクチュエータを取り付ける。ここでは、このプラズマアクチュエータの電氣的制御パラメータを最適化する。

多目的設計探索を行うためには、はじめに目的関数及び設計変数を定義する必要がある。ここでは、揚力係数の最大化、抵抗係数の最小化、消費電力の最小化の 3 目的問題を考える。ここで、揚力係数  $C_l$  および抵抗係数  $C_d$  は翼表面上の圧力センサにより計測された表面圧力分布の翼周り積分値の時間平均である。ただし、外部環境の影響を排除するため、プラズマアクチュエータまた、消費電力  $P$  は式(1)で定義される。

$$P = \int_0^t I(t) V(t) dt \quad (1)$$

実験はそれぞれの条件において 3 回実施し、その平均値を目的関数とする。プラズマアクチュエータは駆動時間に比例して性能が劣化していくため、それぞれの回で新たにプラズマアクチュエータを製作し取り付ける。その際にわずかながらプラズマアクチュエータの製作誤差、取り付け誤差が発生するため、それぞれのプラズマアクチュエータについて、駆動しないときの揚力係数及び抵抗係数との差を実際の目的関数とする。

設計変数は、1)交流電圧(peak-to-peak)  $V_{p-p}$ , 2)交流周波数  $f_{base}$ , 3)バースト波 1 周期内で交流電圧が on になっている時間(交流波数で表現)  $N_{on}$ , 4)バースト波 1 周期内で交流電圧が off になっている時間(交流波数で表現)  $N_{off}$  の 4 つとする。これらのパラメータが直接的に最適化される設計パラメータであるが、これらの値から 3 つの設計パラメータ 1)バースト比  $BR$  (バースト波 1 周期内の on と off の時間の比率, 2)バースト周波数  $f^*$ , 3)無次元バースト周波数  $F^*$  を算出することが可能である。

$$BR = N_{on} / (N_{on} + N_{off}) \quad (2)$$

$$f^+ = f_{base} / (N_{on} + N_{off}) \quad (3)$$

$$F^+ = f^+ / UL \quad (4)$$

ここで、 $U$ は一様流流速、 $L$ は代表長（翼弦長）である。

### 3. 2 実験のセットアップ

宇宙航空研究開発機構相模原キャンパスにある吸い込み型の2次元低速風洞R2-DTUを用いて風洞試験を行う。テストセクションの大きさは700mm（長さ）x 100mm（幅）x 400mm（高さ）である。風速6.6m/sで計測されたテストセクション中心での乱流強さは0.08%である。

表面圧力計測には16個の圧力センサ（Honeywell DUXL05D）からなるマルチポイント圧力計測装置（技術開発総合研究所 PAB-16PSA）を用いる。出力データは1000Hzで記録され、時間平均された値を揚力係数の算出に用いる。

風洞試験を用いた多目的設計探索を行うためには、多数の風洞試験を行わなくてはならず、風洞試験の自動化が望ましい。ここでは、前述のファンクションジェネレータをLabViewがインストールされたPCに接続し、LabView上でDBDプラズマアクチュエータの設計パラメータを設定し、複数の風洞試験が自動的に実行されるようにした。

多目的設計最適化手法としては、多目的進化計算手法としてもっともポピュラーな手法の1つであるNSGA-IIを用いる。実験装置の概要を図1に示す。

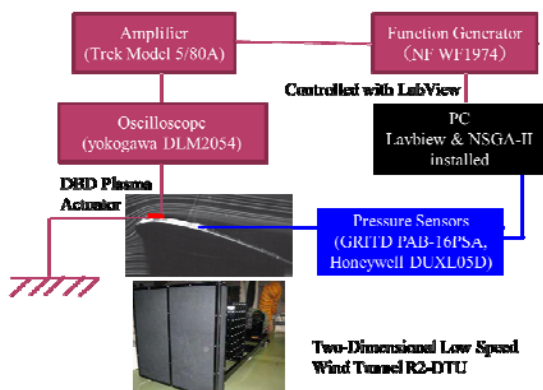


図1：DBDプラズマアクチュエータ多目的設計探索のための風洞試験システム

### 4. 研究成果

はじめに、多目的進化計算を用いた風洞実験の有効性を示すため、総当たり（グリッドサーチ）との比較結果を示す。ここでは、目的関数は迎角16度における揚力係数（最大化）と抗力係数（最小化）の2つとする。設計パラメータは入力電圧  $V_{p-p}$ 、1バースト周期あたりのONの波数  $N_{ON}$  とOFFの波数  $N_{OFF}$ 、交流電圧周波数  $f_{base}$  の4つである。公平に比較を行うため、実験数を表1に示すようにほぼ

同じ（グリッドサーチは108ケース、多目的進化計算は100ケース）とする。多目的進化計算では集団サイズ4、世代数25としている。探索範囲等を表1にまとめる。

それぞれの評価において、プラズマアクチュエータをONにした2秒後から5秒間の表面圧力の計測を行う。その後プラズマアクチュエータを冷却するため、次の試験までに20秒間の間隔をあけて実験を行った。グリッドサーチ、多目的進化計算それぞれ丸1日程度の実験時間を要した。

表1：実験条件

Parameter	Evolutionary Computing (EC)	Grid Search (GS)
No. of solution	100	108
Design variables	Step size (No. of possibilities)	
1. $V_{p-p}$ [4;7]kV	0.1kV (30)	1kV (4)
2. $N_{on}$ [1;50]	1 (49)	25 (3)
3. $N_{off}$ [0.5;50]	0.5 (99)	25 (3)
4. $f_{base}$ [1;15]kHz	0.1kHz (140)	7kV (3)
Search method	NSGA-II optimizer	Search space partition

図2に多目的進化計算により得られた設計（▲で示す）とグリッドサーチにより得られた設計（●で示す）の比較を示す。進化の様子を示すため進化計算により得られた設計については、その設計が得られた世代数に応じて色づけをされている。目的関数はプラズマアクチュエータを駆動しないときの値からの差分であるため、原点がプラズマアクチュエータを駆動しないときの値である。この図を見ると多目的進化計算とグリッドサーチで評価した設計はともにプラズマアクチュエータを駆動することで揚力を大幅に向上させていることが分かる。しかしながら、グリッドサーチにより得られた設計はその多くが抗力も増加させてしまう設計になってしまっている。また、揚力係数と抗力係数の両方を大幅に向上させる解は1つしか見つかっておらず揚力係数最大化と抗力係数最小化の間のトレードオフを示すことが出来ていない。一方、多目的進化計算では、初期の世代では抵抗が大きくなってしまいう解も多数存在するが、最終的には揚力係数と抗力係数の両方を大幅に向上させる設計が多数見つかっており、二つの目的関数の間のトレードオフをとらえることに成功している。これらのことから、グリッドサーチによる設計探索に対する多目的進化計算を用いた設計探索の優越性が示された。

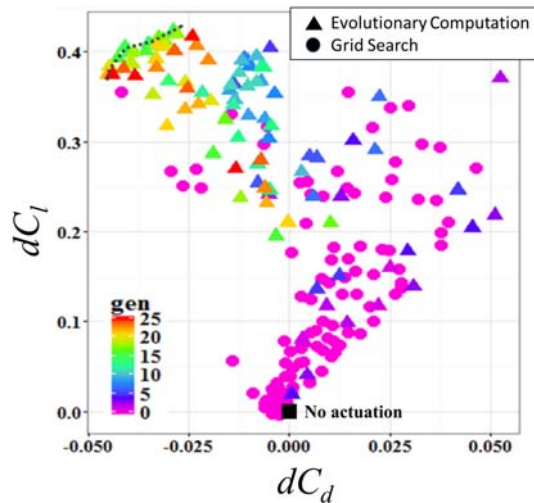


図2：多目的進化計算により得られた設計とグリッドサーチにより得られた設計の分布の比較。

つぎに、多目的進化計算を用いて迎角 12 度におけるプラズマアクチュエータの多目的設計探索を行う。目的関数は揚力係数(最大化)、抗力係数(最小化)、消費電力(最小化)の3つである。入力電圧周波数は 12kHz に固定し、入力電圧  $V_{p-p}$ 、バースト周波数  $F^+$ 、バースト比  $BR$  の3つを設計パラメータとする(表2)。

多目的進化計算には NSGA-II を用いる。集団サイズは 470、世代数は 15 世代としている。すべてのケースについて 3 回の風洞実験を行っているため、総実験回数は 21150 回である。このすべての実験を実施するために要した期間は約 1 2 日間である。

表2：設計変数と設計空間

Design variable	Minimum value	Maximum value	Details
1. $V_{p-p}$	4.5kV	6kV	Discreet parameter, every 10V
2. $F^+$	0.5	20	Discreet parameter, every 0.5
3. $BR$	1%	100%	Discreet parameter, every 1%

図3に多目的進化計算により得られた非劣解(▲で示す)と劣解(●で示す)の分布を示す。横軸が抵抗係数、縦軸が揚力係数になっており、消費電力を色で表している。目的関数はプラズマアクチュエータを駆動しないときの値からの差分であるため、原点がプラズマアクチュエータを駆動しないときの値である。この図から、今回実施した条件(レイノルズ数 6,3000、迎角 12 度)では、揚力係数の最大化と抵抗係数の最小化の間には設計空間全体としては強いトレードオフがないことが見て取れる。また、性能が低い設計は入力電圧が低い設計になっていることもわかる。

図4は図3のパレートフロント近傍を拡大した図である。非劣解を▲、劣解を○で表している。この図から、小さな違いではあるが、揚力最大化と抗力最小化の間にトレード

オフがあることがわかる。また、揚力最大化と抗力最小化の間のパレートフロント付近の解も消費電力が小さいことが分かる(例外として1つだけ 1.5 程度の消費パワーを必要とする解がある)。

図5は得られたすべての設計について、バースト周波数  $F^+$  で色づけしたものである。性能が低い解は  $F^+$  が小さい値になっていることがわかる。

図5のパレートフロント付近を拡大したものが図6である。この図から非劣解になるためには  $F^+$  が 5~10 程度になる必要があることがわかる。

図7に入力電圧  $V_{p-p}$  の分布を示す。一般に入力電圧が大きいほうがプラズマアクチュエータが作り出す誘起流れの運動量が大きくなり制御効果が高くなることが知られている。しかしながら、非劣解は必ずしも入力電圧が設計空間内の最大値(6kV)にはなっていない。これは今回の翼型模型の迎角が失速直後の 12 度に設定されており、大きな入力電圧を加えなくても流れを完全に付着することができたからだと考えられる。

図8にバースト比  $BR$  の分布を示す。この図から、非劣解は低い  $BR$  (10%程度)になっていることがわかる。

図9は並列座標プロットにより非劣解について目的関数と設計変数の関係を可視化したものである。目的関数、設計パラメータ、設計パラメータにより表現される  $N_{ON}$  と  $N_{OFF}$  の軸が横に並んだ形になっており、1つ1つの線が1つの設計を表している。この図から、2つの設計(水色と黄緑色)をのぞき、 $N_{ON}$  を 1 とし、バースト比  $BR$  を小さくとっていることがわかる。一方、バースト比が非常に大きく(67.5程度)揚力係数が高い解が存在する(水色)が、この解は消費電力が大きいという問題がある。

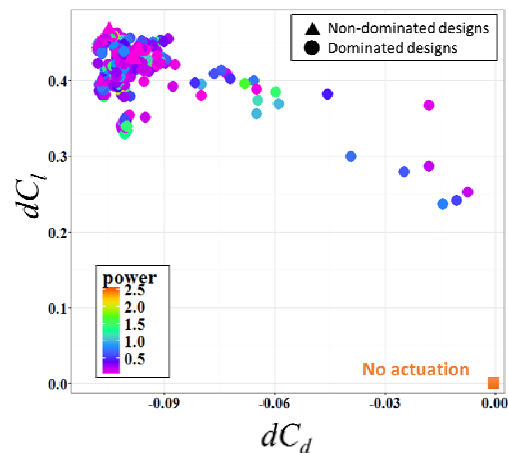


図3：非劣解と劣解の目的関数空間での分布の比較。色は消費エネルギーを示す。

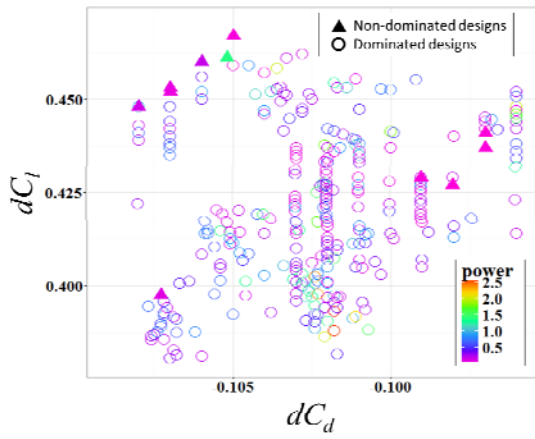


図4：非劣解と劣解の目的関数空間での分布の比較（パレートフロント近傍の拡大図）。色は消費エネルギーを示す。

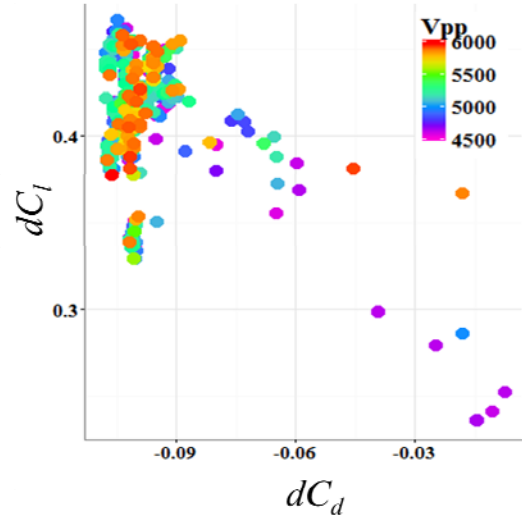


図7：入力電圧  $V_{p-p}$  の分布

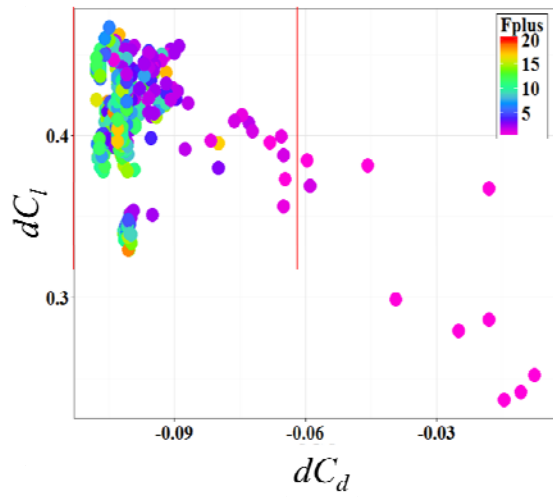


図5：バースト周波数  $F+$  の分布。

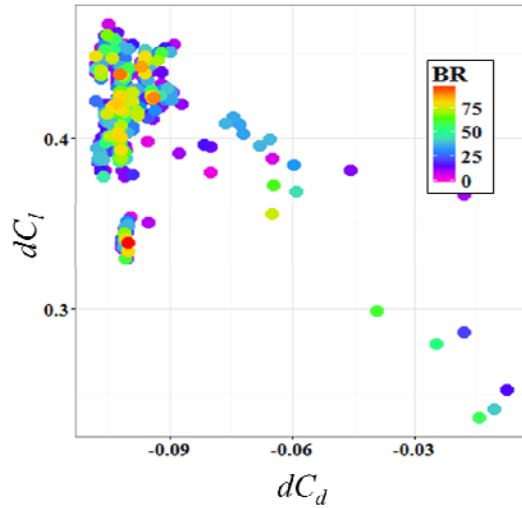


図8：バースト比  $BR$  の分布。

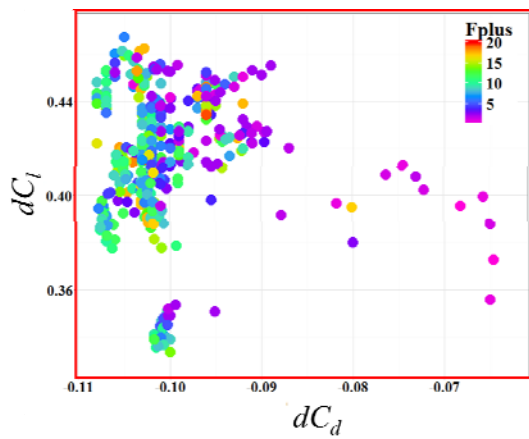


図6：バースト周波数  $F+$  の分布（パレートフロント付近の拡大図）。

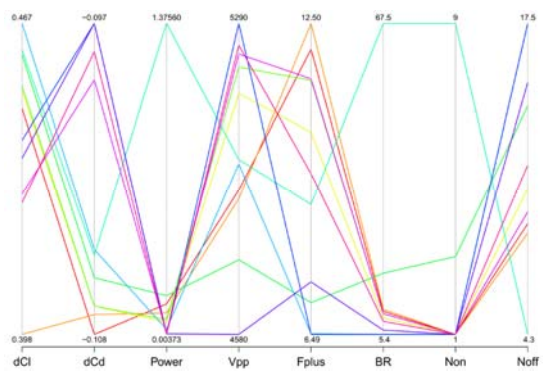


図9：並列座標プロットによる非劣解の目的関数と設計変数の関係の可視化

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕(計0件)

〔学会発表〕(計1件)

[1] 大山聖, Taufik Sulaiman, 野々村拓, 藤井孝藏, 風洞試験に基づいたプラズマアクチュエータの多目的設計探査, 最適化シンポジウム 2016, 2101, 北海道大学(北海道札幌市), 12月6日-7日, 2016.

〔図書〕(計0件)

〔産業財産権〕

○出願状況(計0件)

○取得状況(計0件)

〔その他〕

ホームページ等

## 6. 研究組織

(1) 研究代表者

大山 聖 (OYAMA, Akira)

宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・准教授

研究者番号: 10373440