

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年 5月21日現在

機関番号：32689

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2010～2011

課題番号：22760626

研究課題名（和文） プラズマアクチュエータによる低迎角時の超小型飛行機空力性能向上に関する研究

研究課題名（英文） Research for the improvement in aerodynamics performance of Micro Air Vehicle at low attack angle using plasma actuator

研究代表者

手塚 亜聖（TEZUKA ASEI）

早稲田大学・理工学術院・准教授

研究者番号：50361506

研究成果の概要（和文）：低レイノルズ数で低迎角の厚翼周り流れでは、翼型後縁付近で流れが層流剥離したまま再付着せず、揚力係数がほぼゼロとなる現象が見られる。迎角の増加と共に層流剥離領域が不安定し、振動を始めるようになると流れが再付着して揚力係数が急増する。本研究では、翼型後縁付近にプラズマアクチュエータを設置し、人工的に定常流もしくは振動流を誘起することで、揚力係数が増加することを示した。

研究成果の概要（英文）：The lift coefficient of thick airfoil becomes essentially zero at low Reynolds number and low attack angle, for the laminar separated flow does not reattach at the trailing edge. According to the increase in the attack angle, the laminar separated region becomes unstable and the flow becomes oscillatory, which lead to the flow reattachment and the steep increase in the lift coefficient. This research demonstrated that, by installing a plasma actuator near the trailing edge of the airfoil and artificially inducing steady flow or oscillatory flow, we can increase the lift coefficient.

交付決定額

（金額単位：円）

| | 直接経費 | 間接経費 | 合計 |
|--------|-----------|---------|-----------|
| 2010年度 | 2,400,000 | 720,000 | 3,120,000 |
| 2011年度 | 800,000 | 240,000 | 1,040,000 |
| 年度 | | | |
| 年度 | | | |
| 年度 | | | |
| 総計 | 3,200,000 | 960,000 | 4,160,000 |

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学、航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙流体力学、超小型飛行機、プラズマアクチュエータ

1. 研究開始当初の背景

超小型飛行機の空力的特徴は、機体サイズと飛行速度で決まるレイノルズ数(Re 数)が小さい点にある。数十センチ程度の機体が秒速数メートルで飛行する Re 数の領域では、

機体にかかる空気力の Re 数依存性が大きいことが知られている。

特筆すべき点は、低 Re 数ではより高い Re 数に比べ、翼型、特に厚翼の空力性能が悪化することである。これは、超小型飛行機の開

発・設計において、空力性能向上の何らかの工夫が必要となることを意味する。

NACA0012 翼型のような厚翼より円弧キャンバ翼型のような薄翼の方が性能が良いことが知られている。低 Re 数で厚翼の空力性能が悪化する理由として、翼型後縁付近の流れが剥離していることが指摘されており、層流剥離した流れが安定化して振動しないため流れは再付着しないことが理由と考えられている。

誘電体バリア放電 (dielectric barrier discharge: DBD) プラズマアクチュエータ (PA) は、二枚の電極とその間に挟まれた誘電体層より構成されたデバイスである。この二枚の電極間に高圧の交流電圧を印加することにより、上下電極間に放電が生じる。放電にて生成されたプラズマにより翼面に沿った気流が誘起される。先行研究では、平板境界層の TS 波や翼の失速現象に対し、PA の駆動により空力特性が改善することを見出している。

2. 研究の目的

先行研究による考察を背景に考えると、もし、プラズマアクチュエータを用いて人工的に翼型後縁で定常流を誘起して剥離流れを抑制する、もしくは層流剥離に振動流を誘起して流れの再付着を促進させることができれば、流れが不安定化して翼型後縁で流れが再付着する条件を待たずとも、後縁付近の流れを人工的に再付着させ揚力係数を増加させることが期待される。層流剥離に振動流を誘起する場合、プラズマアクチュエータのバースト周波数としては、流れが不安定化して揚力係数が急増する迎角で測定される周波数を設定することが効果的と予想される。

このような予想を実験的に確かめる目的で、本研究では、翼型後縁に PA を設置し定常流を誘起させた場合と、層流剥離領域に PA を設置し振動流を誘起させた場合に、揚力特性がどのように改善するかを調査した。

3. 研究の方法

本実験では、吹き出し口寸法 250mm×150mm の長方形断面、縮流比 10 の小型吸込式風洞

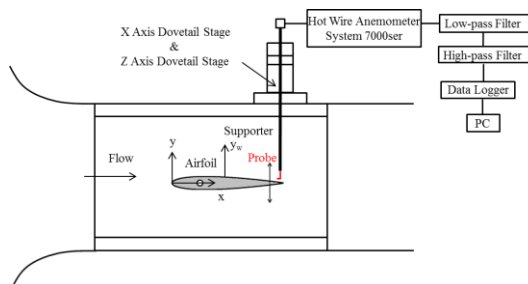


図 1 実験装置模式図

を使用した (図 1)。翼弦長 $c=150\text{mm}$ 、翼幅 $b=150\text{mm}$ の NACA0012 翼型模型は、翼弦長 25% の位置を中心に回転するアリ式ゴニオステージに軸によって固定されている。測定部内の一様流流速 U は、縮流胴の前後にそれぞれ設けられた壁面静圧孔の圧力差から算出した。

DBD プラズマアクチュエータは図 2 に示されるような露出電極と被覆電極で誘電体を挟んだ構造をしており、誘電体として幅 15mm、厚さ $80\mu\text{m}$ のカプトンテープとポリイミドテープ、電極として幅 2mm、厚さ $80\mu\text{m}$ の銅テープを使用した。露出電極の長さは翼幅に一致させ、高圧電源に接続した。被覆電極は直接翼型模型に接続し、翼型模型のステージから高圧電源のアース側に接続した。電極間に印加する電圧波形はファンクションジェネレータで生成し、高圧電源を用い増幅した。PA と高圧電源との間に、高電圧プローブと電流プローブを接続し、オシロスコープで印加電圧・電流の波形をモニタリングした。PA に印加するバースト波 (図 3 参照) のパラメータとしてバースト周波数 $f_p=1/T$ 、Duty 比 $D=T_{\text{on}}/T$ を変化させた。また、基本周波数 $f=20\text{kHz}$ 、印加電圧は $V=6\text{kVpp}$ とした。

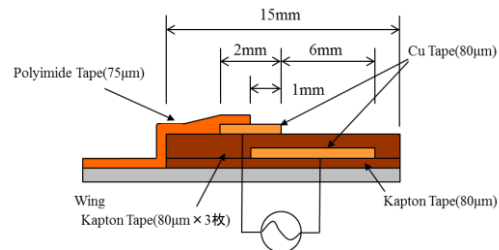


図 2 プラズマアクチュエータ平面図

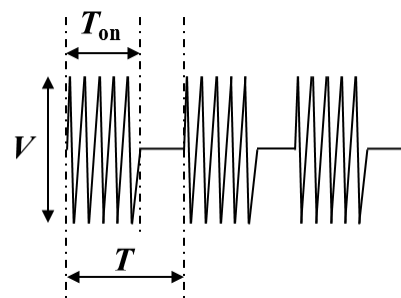


図 3 バースト波の模式図

静圧分布計測では上下面に計 48 点の静圧孔を設けた翼型模型を用いた。平成 22 年度は、静圧孔につながる 48 本のチューブをスキヤニバルブを介して微差圧トランスミッタの高圧側ポートに接続した。平成 23 年度は計測の生産性を上げるため、静圧計測点数

分の微差圧トランスミッタを購入し、データロガーを用いて同時並列計測を行った。なお計測点数は40点を選定した。微差圧トランスミッタの較正曲線はベッツ型マノメータを用いて作成し、較正曲線に対する標準偏差は約0.5Pa未満であった。低压側ポートは風洞縮流胴出口壁面に設けられた静圧孔に接続されており、差圧から圧力係数 C_p を求めた。

層流剥離領域にPAを設置し振動流を誘起させる場合は、その周波数は層流剥離領域と後流の不安定性による振動数に合わせるのが効果的と思われる。それぞれの領域の周波数を計測するため、本研究では熱線流速計による非定常流速計測により、翼面近傍層流剥離領域及び後流で見られる振動流の周波数を計測を行った。流れの非定常流速計測は、定温度型熱線流速計用い、計測のサンプリング周波数は10kHzとした。計測された周波数帯を中心とした範囲でバースト周波数を設定し、プラズマアクチュエータ駆動時の圧力係数を計測した。

4. 研究成果

(1) NACA0012 翼型揚力曲線

はじめに、先行研究で報告されているように、迎角 0° 付近において揚力係数が0付近にとどまる現象が風洞実験装置で測定できることを確認する目的で、三分力検出器を用いて揚力曲線を作成した。Re数は一樣流速とコード長を代表長さとし、Re数が 5.0×10^4 から 1.0×10^5 、ステージの角度の読み値が -3.0° から 3.0° の範囲で計測を行った結果を図4に示す。

Re= 5.0×10^4 のとき、角度の読み値がおおよそ 0.3° から 0.9° の範囲で揚力傾斜が負となることからわかる。Re数が上昇するにつれて、揚力傾斜が負の領域は小さくなり、 8.0×10^4 以上のRe数では負の領域は現れない。そして、Re= 1.0×10^5 では、揚力曲線はほぼ直線となる。この結果から、以降Re= 5.0×10^4 の条件に着目し、迎角の零点は、揚力曲線と圧力係数分布から調整してプラズマアクチュエータ駆動実験を行った。

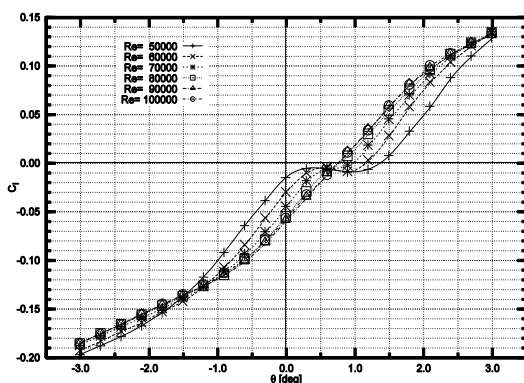


図4 揚力曲線

(2) 翼型後縁にPAを設置して定常的に駆動した場合の圧力係数分布

迎角が -0.8° から 0.4° の範囲でプラズマアクチュエータ駆動による圧力係数分布の変化を調べたところ、迎角が -0.2° から 0.4° の範囲で上面側の負圧が大きくなり、下面側は小さくなる結果が得られた。迎角が 0.4° の結果を図5に示す。一方、迎角が -0.8° から -0.4° の範囲では、ほとんど変化がみられなかった。後縁付近に設置されたPAが剥離領域に気流を誘起することで流れ場に変化を与え、圧力係数が改善したと思われる。なお、本結果から、澱み点での圧力係数が1を超えている点や揚力曲線が対称となるステージの読み値と圧力係数が上下面でほぼ一致する読み値が若干ずれている点など、修正が必要と思われる。これらを修正するため、以降に示す、平成23年度の実験にあたっては、風洞測定部の再製作を行った。

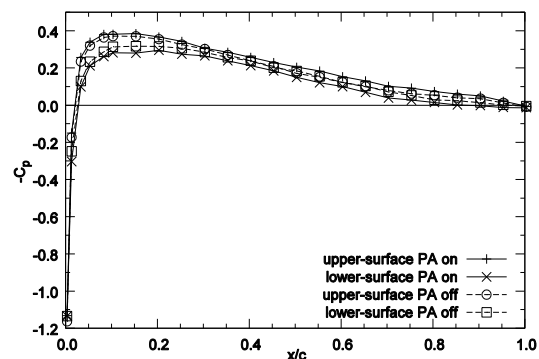


図5 圧力係数分布(迎角 0.4°)

(3) 層流剥離領域及び後流の非定常流速計測

迎角を 0° から 3.0° まで 0.5° おきに変化させて、翼型後流 $x/c=1.03$ 、 $y_w/c=0.04$ の位置における変動流速のパワースペクトル密度(Power Spectrum Density、PSD)の分布を計測した。なお、xは前縁を原点としたコー

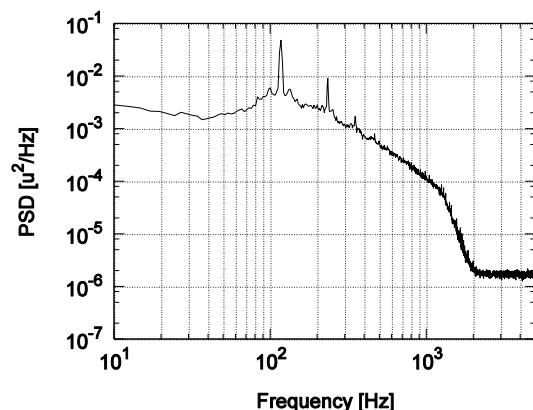


図6 翼型後流のパワースペクトル(迎角 2.0°)

ド方向長さ、 y_w は翼型表面からの垂直方向長さ、 c はコード長である。迎角が 0° から 1.5° の範囲においては、180Hz 付近に鋭いピークを示す。一方、迎角が 2° (図6)から 2.5° の範囲においては、120Hz 付近に鋭いピークが現れる。このように迎角 1.5° から 2.0° の範囲において、迎角の増加に伴い、ピーク周波数が180Hz 付近から120Hz 付近に変化している。

そこで、迎角が 0° から 3.0° の範囲にて翼面上の位置によるピーク周波数の変化を調べた結果を図7に示す。100 Hz から200Hz において二つの鋭いピークを示す場合、PSD の値が大きい方のピーク周波数を primary peak frequency (f_p)、小さい方のピーク周波数を secondary peak frequency (f_s)と表記する。迎角が 0° から 1.5° のとき、 $0.75 \leq x/c \leq 1.03$ において160 Hz から200Hz にピークが現れ、翼面近傍($0.75 \leq x/c \leq 0.95$)では下流に向かってピーク周波数が増加し、後流では若干減少する傾向にある。迎角が 2.0° のとき、 $x/c=0.75$ において f_p が180Hz 付近となり、 $0.85 \leq x/c \leq 1.03$ の範囲において f_p が120Hz 付近となった。迎角が 2.5° と 3.0° のとき、 $0.75 \leq x/c \leq 1.03$ の範囲において f_p は120Hz 付近にのみ観察された。

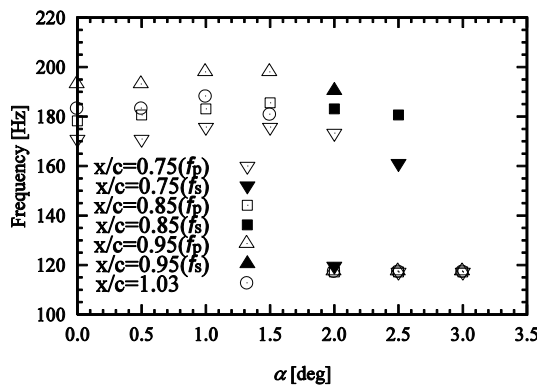


図7 迎角によるピーク周波数の変化

(4) 層流剥離領域に設置した PA による翼面圧力係数分布の変化

$Re=5.0 \times 10^4$ 、迎角が 1.0° と 2.5° における翼弦長85%の位置に設置したPA設置形状と駆動時の圧力係数分布の比較を図8に示す。図8(a)に示される迎角 1.0° ではPAに連続的な基本波を印加することで上面側は負圧側へ、下面側は正圧側にシフトしていることが確認できる。迎角が 0° から 1.5° の範囲においても同様の傾向が見られる。一方、図8(b)に示される迎角 2.5° ではPAの駆動による圧力分布の大きな変化はみられなかった。迎角が 1.6° から 2.5° の範囲においても同様に大きな変化はみられなかった。迎角 0° から 1.5° の範囲において、翼弦長85%の位置に設置し

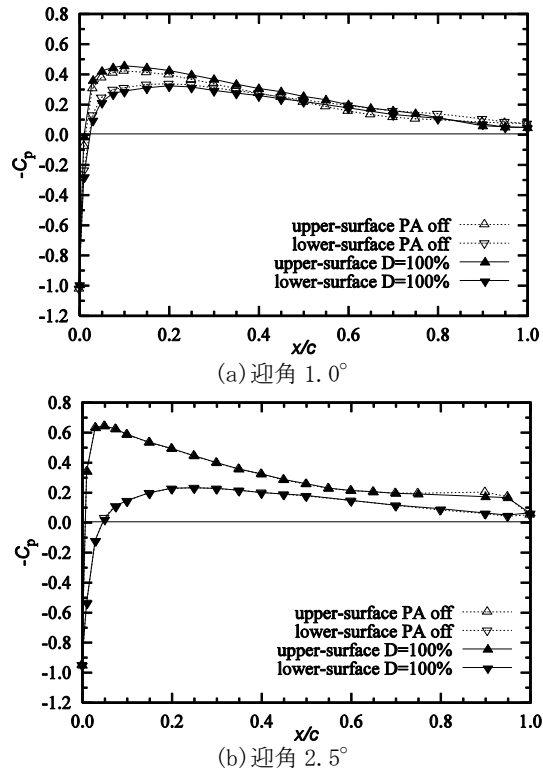


図8 プラズマアクチュエータによる圧力係数分布の変化

たPAが気流を誘起したことで、正負圧面間の圧力差が大きくなり圧力係数の改善が示唆される。

(5) 揚力係数が大きく変化するバースト周波数

圧力係数分布を積分することにより算出した揚力係数の、バースト周波数に対する揚力係数の変化を図8に示す。図8(a)より迎角が 0.5° においてPAに印加する電圧のバースト周波数による揚力係数の違いはほとんど見られない。定常的に駆動した方が揚力係数は高い値を示す。図8(b)より迎角が 1.0° においてバースト周波数 $150\text{Hz} \leq f_b \leq 200\text{Hz}$ の範囲で、他の周波数で電圧をバースト発振させたものより揚力係数が増加している。揚力係数は定常的に駆動した場合に近づいてくる。図8(c)より迎角が 1.5° においてもバースト周波数 $150\text{Hz} \leq f_b \leq 180\text{Hz}$ の範囲で、他の周波数で電圧をバースト発振させたものよりも揚力係数が増加し、PAに連続的な基本波を印加したものと同等の揚力係数を確認した。翼型周りの非定常流速計測でピークを示した周波数は120Hz から180Hz であり、揚力係数が大きく増加したバースト周波数は150Hz から200Hz となり、両者はほぼ同程度の値である。

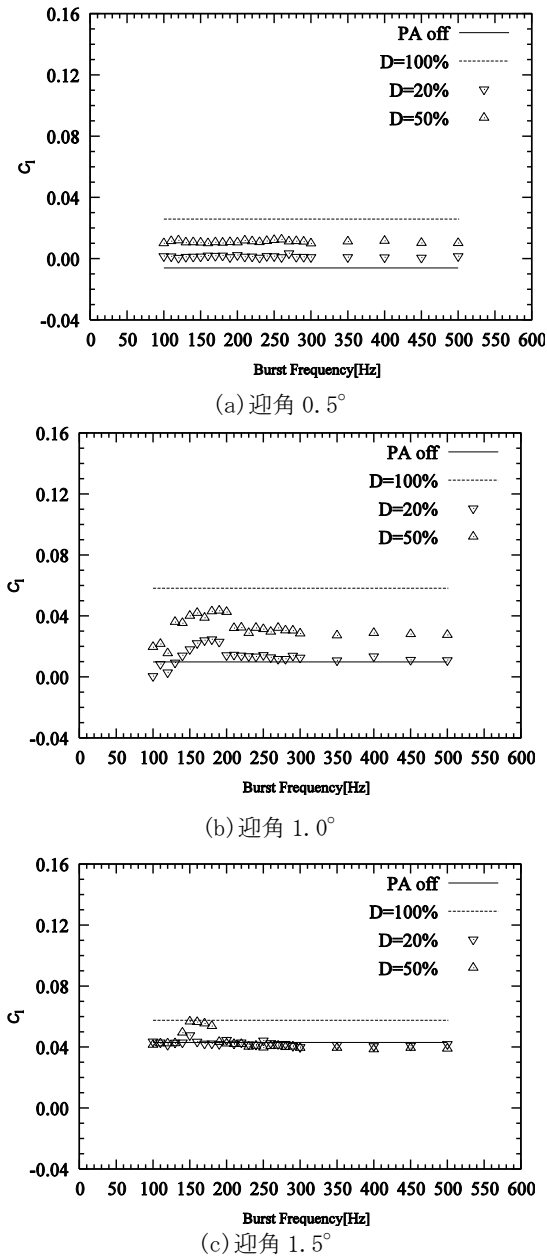


図8 駆動周波数による揚力係数の変化

(6) 流れの全体安定解析による迎角による周波数の変化の考察

流れが不安定化する領域の迎角では、プラズマアクチュエータで与えた擾乱がほとんど減衰しないため、誘起流が保たれて振動流れへと変化させることが可能と考えられる。一方、流れが安定している迎角の領域では擾乱を与えてもその擾乱が減衰し、流れを変化させることは難しいことが考察される。

迎角による周波数の変化を考察するにあたり、層流剥離と後流の不安定性による周波数が一致しているとは考えにくい。そのため、どちらかの不安定性が支配的となり周波数を決めていると思われる。支配的な領域がど

ちらか、を考えると、層流剥離が安定でありほとんど振動しない低迎角では、後流の振動の影響を受けて層流剥離領域の速度が揺らいでいると考えられるため、180Hz 付近の振動は後流の不安定によるものと予想される。層流剥離が不安定化して振動する高迎角では、層流剥離の振動が減衰せずにそのまま後流でも観測されて120Hz 付近の振動がピークを示すと予想される。このような説明が成り立つならば、臨界迎角 2.0° にて双方の不安定によるモードが拮抗し、層流剥離領域で120Hz 付近の振動が、後流で180Hz 付近の振動がピークになると思われるが、実際には、層流剥離領域から後流に向かうに従いピークを示す振動数が180Hz 付近から120Hz 付近へと変化しており、臨界迎角付近の挙動を説明することは困難である。

別途、流れの各位相に対する安定解析を行い明らかになったこととして、臨界迎角では翼型後縁から後流にかけて不安定となる周波数の異なるモードが複数存在して、 $x/c=0.95$ から $x/c=1.05$ の領域が不安定化されることが挙げられる。熱線流速計での計測にて、 St 数が低下する位置は $x/c=0.8$ 付近であることを考えると、超臨界の不安定性モードが現れ始めたとしても、 $x/c=0.8$ より上流側にはほとんど影響を及ぼすことはなく、後流側になって初めてその影響が現れ St 数を低下させたとの説明ができる。

(7) まとめ

翼型後縁にプラズマアクチュエータを設置して定常的に駆動することにより、迎角が -0.2° から 0.4° の範囲で圧力係数分布の改善が見られた。

層流剥離領域にプラズマアクチュエータを設置した場合、揚力傾斜が大きく迎角により揚力係数が変化する迎角では、剥離領域及び後流で見られる振動流と同程度のバースト周波数でプラズマアクチュエータを駆動することで、定常的に駆動する場合と同様に揚力係数の改善が見られた。一方、揚力係数が負で極値となる迎角付近では、プラズマアクチュエータを定常的に駆動する方が揚力係数の改善が大きく、バースト周波数の設定ではほとんど揚力係数の改善は見られなかった。特定の迎角の範囲にて、バースト周波数の設定により層流剥離を人工的に振動させて揚力が増大することが明らかとなった。

さらに、周波数計測を詳細に行った結果、ピーク周波数は迎角により不連続的に変化することが明らかとなり、実験計画時点では予想されなかった結果も得られた。

また、プラズマアクチュエータにより加えられた擾乱の様子は、微小擾乱の理論による全体安定解析の結果で概ね説明可能と考えられる。

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)

[学会発表] (計6件)

- ①山田宗平、手塚亜聖、原野純一、川邊将史、久保俊介、熱線流速計を用いた NACA0012 翼型後縁の層流剥離領域及び後流の流体振動計測、日本機械学会関東学生会第 51 回学生員卒業研究発表講演会、2012 年 3 月 9 日、日本大学津田沼キャンパス (千葉県)
- ②手塚亜聖、NACA0012 翼型後縁周辺の振動現象に対する攪乱の安定性に関する考察、日本航空宇宙学会第 49 回飛行機シンポジウム、2011 年 10 月 28 日、金沢歌劇座 (石川県)
- ③手塚亜聖、低 Re 数における翼型後縁で見られる振動流に対する攪乱の安定解析、日本航空宇宙学会第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011、2011 年 7 月 7 日、早稲田大学国際会議場 (東京都)
- ④原野純一、手塚亜聖、翼型後縁に設置したプラズマアクチュエータによる空力特性改善に向けた揚力係数計測、日本航空宇宙学会第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011、2011 年 7 月 7 日、早稲田大学国際会議場 (東京都)
- ⑤ Asei Tezuka, Stability of periodic oscillation around the trailing edge of NACA0012 airfoil, 6th AIAA Theoretical Fluid Mechanics Conference, 2011 年 6 月 27 日、ホノルル (アメリカ) (招待講演)
- ⑥手塚亜聖、低 Re 数における厚翼後縁の周期振動に対する攪乱の挙動について、平成 22 年度航空宇宙空力班シンポジウム、2011 年 1 月 21 日、帝京大学宇都宮キャンパス (栃木県)

6. 研究組織

(1) 研究代表者

手塚 亜聖 (TEZUKA ASEI)

早稲田大学・理工学術院・准教授

研究者番号：50361506

(2) 研究分担者

(3) 連携研究者