

令和 2 年 6 月 5 日現在

機関番号：12601

研究種目：挑戦的研究(萌芽)

研究期間：2018～2019

課題番号：18K18909

研究課題名(和文) 空気を受動的かつ積極的に利用する新しいモーフィング翼型の研究

研究課題名(英文) Research on Novel Morphing Airfoil using Aerodynamics Force Passively and Positively

研究代表者

今村 太郎 (Imamura, Taro)

東京大学・大学院工学系研究科(工学部)・准教授

研究者番号：30371115

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,900,000円

研究成果の概要(和文)：本研究の目的は、空気を受動的かつ積極的に利用する新しいモーフィング翼型の空力特性を解明するとともに、より効率的に変形する新しい構造や、新しい空力デバイスの可能性を探索することである。空気を受動的かつ積極的に利用する新しいモーフィング翼型を製作し、模型の変形形状を計測するとともに翼型模型に働く空力の計測を行うための低速風洞試験を実施した。風洞試験においては、当初狙った通り、受けた力の方向に逆らって変形する様子が観察され、同時に変形しない翼型と比較して高迎角域において高い揚力係数となることが示された。空気を受動的かつ積極的に利用する新しいモーフィング翼型のコンセプト実証ができた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

モーフィング翼とは飛行状態に応じてその形状を変化させる翼であり、航空機の飛行時間短縮や燃費低減を実現する技術である。これまでも様々なモーフィング翼型の研究がなされてきているが、それらは全てアクチュエータを用いて能動的に変形を制御する機構を有するものである。一方、翼型周りの圧力を受けて受動的に変形する機構を組み込んだ翼型については未開拓分野であった。学術的にも空力・構造連成の新しい問題である。航空分野においては電動航空機やドローンなどの新しいタイプの航空機が出現しつつあるが、受動的モーフィング翼はそれらに適用可能な新しい空力デバイスとしての展開が期待される。

研究成果の概要(英文)：The objective of this research is to investigate the aerodynamic characteristics of a new passive morphing airfoil that positively uses the aerodynamic force, and to explore the possibility of a new structure that deforms more efficiently and an application of a new aerodynamic device. A new passive morphing airfoil that positively uses the aerodynamic force was manufactured, and a low-speed wind tunnel test was performed to measure the deformed shape of the model and the aerodynamic force acting on the airfoil model. In the wind tunnel test, the deformation was observed against the direction of the force received, as initially aimed. Additionally, a higher lift coefficient was observed in the high angle-of-attack region compared to a non-deformed airfoil. We were able to demonstrate the concept of a new passive morphing airfoil that positively uses the aerodynamic force.

研究分野：空気力学

キーワード：モーフィング翼 流体構造連成 空力デバイス 低速風洞実験 数値流体力学

## 様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

### 1. 研究開始当初の背景

本研究構想の着想は、申請者が偶然、ロボットアームの先端に取り付けられる指先の機構<sup>[1]</sup>に興味を持ったところから始まっている (図1参照)。通常の弾性体であれば力を受けた方向に変形するが、この機構は単純なメカニズムでありながら、力を受けた方向とは反対向きに先端部が変形する興味深い特徴を有している。従って、例えば揚力を発生している翼型の後縁にこのような機構を取り付けると、後縁付近では上向きの空気力を受けることから、これに逆らって下向きに変形すると予想した。2017年度に予備的に実施した風洞試験結果 (図2参照) より、翼型の後縁に取り付けられたその機構が空気力を受けて下向きに変形する様子が観察された。これは、一般的な弾性体の変形方向とは真逆であり、これまで全く検討されていない革新的な空力デバイスの創出につながるのではないかと申請者は予想した。翼型を変形させるために必要な翼表面圧力分布と、変形した翼型周り流れによって生じる翼表面圧力分布が釣り合う形状で静定すると考えられるが、そのメカニズムについて全く知見がない状況であった。また、空気力を積極的にかつ受動的に利用するモーフィング翼型的设计・作成方法についても未開拓分野であった。

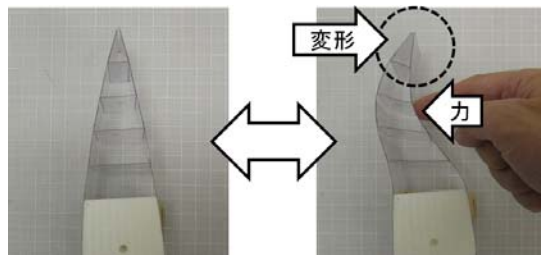


図1 押された方向に変形する構造

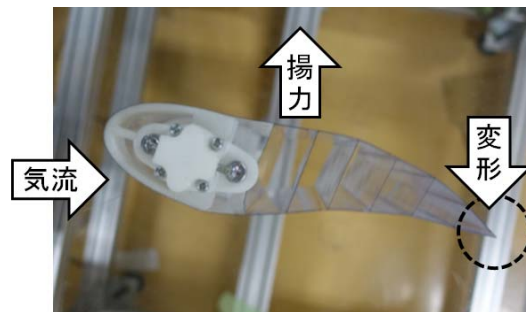


図2 2017年度に試作した翼型模型の例  
(気流による受動的に変形状態)

### 2. 研究の目的

本研究の目的は、空気力を受動的かつ積極的に利用する新しいモーフィング翼型の空力特性を解明するとともに、より効率的に変形する新しい構造や、新しい空力デバイスの可能性を探索することである。モーフィング翼とは、飛行状態に応じてその形状を変化させる翼であり、航空機の飛行時間短縮や燃費低減を実現する技術<sup>[2]</sup>である。これまでも様々なモーフィング翼型の研究がなされてきているが、それらは全てアクチュエータを用いて能動的に変形を制御する機構を有するものである。流れに追随して受動的に変形する物としては、例えば風にたなびく旗の運動が挙げられるが、一般的に柔軟性を有する構造の場合、物体が流体から受けた空気力の方向にしか変形しない。

本研究では受けた力の方向に逆らって変形する非常に単純な構造 (図1に示すロボットの指先に用いられる機構) を用いる。はじめに空気力を積極的にかつ受動的に利用するモーフィング翼型的设计・作成方法について検討を進める。その後、模型の変形計測・空気力計測・流れ場計測・数値流体解析等を通じてその特性を明らかにする。

### 3. 研究の方法

#### (1) 風洞実験について

##### 概要

モーフィング翼模型の変形特性および空力特性を調べるために2次元翼風洞実験を行った。実験の基本的な諸元を表1に示す。実験は風速13.1[m/s]で行い、翼模型のコード長に基づくRe数は $1.8 \times 10^5$ である。迎角 $-30^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ の範囲を2°刻みで変更させて空気力を計測した。また、通風中の模型の変形量を定量的に評価するために変形した翼型の断面を撮影し、翼型データを取り込んだ。

表1 風洞実験の条件

Wind speed [m/s]	13.1
Chord length [mm] ( $\bar{c}$ )	200
Reynolds number	$1.8 \times 10^5$
Angle of attack	$-30^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$

#### 使用した風洞

本風洞実験では、東京大学李家・今村研究室所有の低速吹き出し式風洞を用いた (図3参照)。開放型の計測部断面は、高さ600mm、幅600mmの正方形であり、縮流比は6.95である。計測部には二枚の端板を地面と平行に設置した。後述する翼模型は柔らかく重力によりたわむため、模

型を地面に対して鉛直方向に設置した。模型のスパン長と一致するように端板の間隔を 200mm と設定し、実験の 2 次元性を確保した。2 枚の端板のうち、下部の端板はジュラルミンで製作し、上部の端板は模型の断面変形を観察するために透明なアクリル板により製作した。また、各端板の先端（上流側）には、半楕円（長短軸比が 4:1）状の部品を取り付け、境界層の発達を増加を抑える工夫をしている<sup>[3]</sup>。アクリル板上部にカメラを設置し、通風中に変形した翼模型の断面形を撮影した。



図3 低速吹き出し風洞とその計測部

模型に働く空気力を計測するために、空力計測系を構築した。架台の上に迎角変更用のロータリーステージ ARS-936-HP (中央精機社製) を設置し、接続円盤を介してその上部に空力計測天秤として 6 軸力覚センサ SFS080F300M5R0U6 (Leptrino 社製) を設置した。また、天秤自体に気流があたり空気力測定に影響が及ぼされることを防ぐため、風防を設置した。風防は、楕円上の型を 3D プリンターで製作し、周りに塩化ビニルの外板を張った。

### 受動的モーフィング模型

図 4 に本実験で使用したモーフィング翼模型を示す。モーフィング翼模型は変形しない前縁部分 ( $0.0 \leq x/c \leq 0.3$ ) 及び変形する後縁部分 ( $0.3 \leq x/c \leq 1.0$ ) から成り立つ。前縁部分・後縁部分ともに外板は 1 枚の塩化ビニルシート (厚さ 0.3mm) で製作された。モーフィング翼模型の変形形状を画像から読み込むため、外板の端断面の部分を赤く塗った。前縁部分の Rib は ABS 樹脂製であり、3D プリンターで製作した。内部に天秤接続用のアルミ丸棒 ( $\phi 10$ ) を 3 本挿入し、Rib 間を繋ぎ前縁の形状を保つ役割のストリング (アルミ丸棒  $\phi 3$ ) をスパン長方向に設置した (図 5 (a) 参照)。後縁部分においては、真鍮製平板からなるストリングを柔軟な外板に貼り付け、その両端にスポークが設置されている (図 5 (b) 参照)。スポークも 3D プリンターを用いて製作し、その寸法はモーフィング翼模型が参照翼型に一致するように決定した。スポークは、ベアリングとピンによる接合によってストリングの周りに対して可回転となっている。翼面上に力を受けたときに 2 次元的な断面変形を生じる。スポークはピンを抜くことで取り外し可能である。内部機構の変化に伴う変形特性の違いを明らかにするために、straight 配置と oblique 配置の 2 種類における実験を行った (図 6 参照)。Straight 配置では、上下面の同じコード長位置同士 (上面-下面: 40%-40%, 50%-50%, 60%-60%, 70%-70%, 80%-80%) を繋いだ。一方 oblique 配置では下面の点を 10% だけ下流側の上面の点 (上面-下面: 50%-40%, 60%-50%, 70%-60%, 80%-70%) に繋いだ。

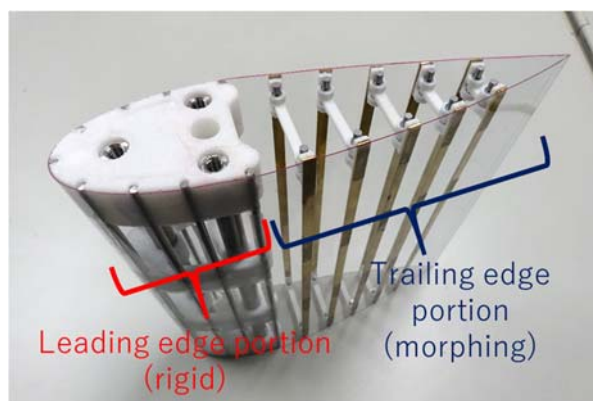
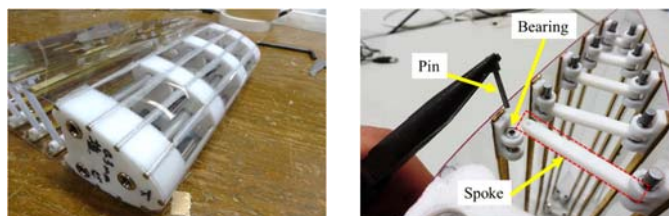


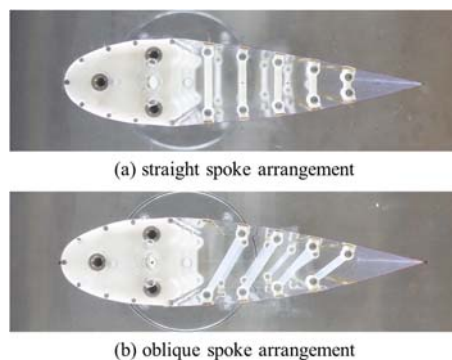
図4 受動的モーフィング翼型模型の外観



(a) 前縁側

(b) 後縁側

図5 受動的モーフィング翼型模型の内部構造



(a) straight spoke arrangement

(b) oblique spoke arrangement

図6 2種類のスプーク配置



## (2) 数値解析

変形しない元の翼型や風洞実験で変形した翼型について、非粘性オイラー解析を実施し、揚力係数の評価を実施した。解析に用いたプログラムは研究室で開発を進めている、UTCart<sup>[4,5]</sup>（階層型直交格子法ベースの流体解析プログラム）である。

## 4. 研究成果

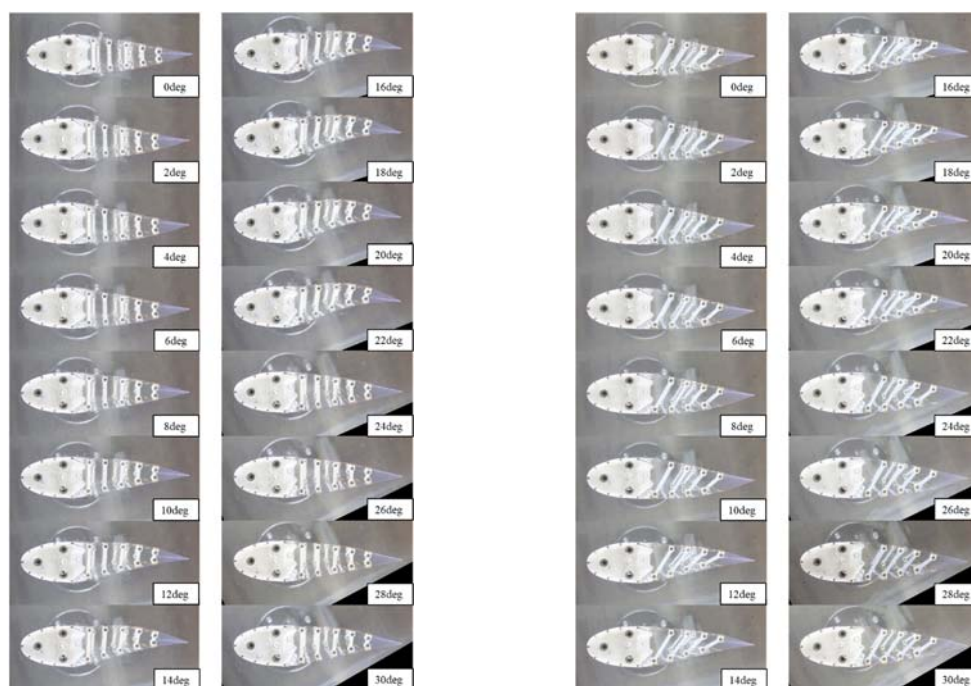
### (1) 風洞実験における変形形状の計測

#### Straight 配置

図7(a)に straight 配置の変形形状の変化を示す。Straight 配置においては、迎角 0 度から迎角が増加するにつれて変形量が増加していき、迎角 22 度から迎角 24 度にかけて変形量が急減した。この角度において翼周り流れが失速状態になり、揚力の低下並びに変形量の減少が発生したものと考察される。

#### Oblique 配置

図7(b)に oblique 配置の変形形状の変化を示す。スポーク配置がコード線に対して非対称であるため、10 度以下の低迎角域において、正迎角であるにもかかわらず本来の形状に比べてキャンパーが負となるような変形が生じた。このようにスポーク配置（内部構造）に依存して変形特性が異なることを明らかにした。



(a) Straight 配置

(b) Oblique 配置

図7 風洞試験における変形形状の計測結果

### (2) 風洞実験で得られた変形形状に基づく数値流体力学解析を用いた空力性能予測

風洞実験で計測した変形翼型の形状を読み取り、その形に対してオイラー解析を実施した結果得られた揚力係数 ( $C_l$ ) を図8に示す。ラベル NACA0024, straight, oblique はそれぞれ NACA0024 翼型形状、スポークが straight 配置のモーフィング翼模型、oblique 配置のモーフィング翼模型の形状について計算した結果を表す。はじめに NACA0024 と straight を比較すると、正迎角領域において迎角 10 度まで  $C_l$  はほぼ同程度であるが、迎角 12 度以上においては straight の方が大きい  $C_l$  を発生した。また、NACA0024 と oblique を比較すると、 $-10^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$  の領域においては oblique の方が迎角によらず  $C_l$  が 0.1 程度低いが、迎角 12 度以上では oblique の  $C_l$  が急増し大小が逆転した。迎角 12 度以降は常に oblique の方が NACA0024 よりも  $C_l$  が高かった。以上より、受動的モーフィング翼型は高迎角域において、従来の翼型より高い揚力係数となることがシミュレーション結果から予想される。

### (3) 風洞実験による力計測の結果

風洞実験で揚力係数を計測した結果を図9に示す。NACA0024 と straight 配置を比較すると、正迎角においては迎角 8 度までは NACA0024 の方が大きい  $C_l$  であった。迎角 10 度においてほぼ有意差がなくなり、迎角 12 度以上においては straight 配置の方が大きい揚力係数となった。これは、図7(a)の変形履歴を確認すると、迎角 8 度まではほとんど変形が起こっておらず、迎角 10 度以降にキャンパーが増大する変形が生じたからである。後縁が持ち上がり揚力を下げる効果を持つ変形特性よりも、キャンパー増大という揚力を増大させる変形特性の影響の方が顕著

であるという結果となった。また、オイラー計算ではわからなかったが、straight 配置の場合は迎角 22 度で失速した。キャンバーが増大するような変形は迎角 22 度にピークを迎え、24 度では変形量が急減した。翼の失速が生じ、下面と上面の圧力差が減少し、変形も元に戻ったと考えられる。次に oblique 配置と NACA0024 を比較すると、正迎角においては迎角 10 度までは oblique 配置の方が  $C_l$  が低く、迎角 10 度においては NACA0024 と比べても約 25%低かった。Oblique 配置は迎角 10 度から迎角 12 度にかけて  $C_l$  が急増した。その後は、迎角 22 度における失速に至るまで、常に NACA0024 よりも高い  $C_l$  を保った。負の迎角については、迎角 8 度まではほとんど NACA0024 と差がなかったが、迎角 10 度以降は oblique 配置の方が大きい揚力係数となった。

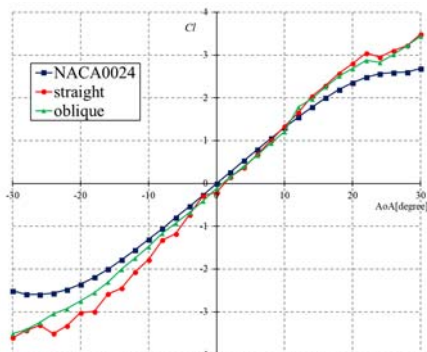


図8 揚力—迎角曲線（数値解析結果）

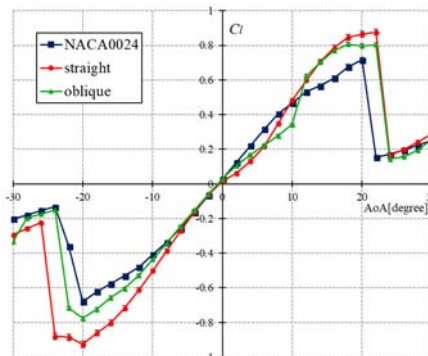


図9 揚力—迎角曲線（風洞実験結果）

#### (4) 表面圧力係数分布から予測される空気力

図10に、NACA0024 翼型の迎角 18 度における圧力係数分布と straight 配置モーフィング翼模型の迎角 18 度における圧力係数分布の比較を示す。尚、straight 配置モーフィング翼模型の表面にそのまま圧力測定用の静圧孔はあけられないことから、straight 配置モーフィング翼模型の迎角 18 度における変形形状を元に、三次元プリンタを用いて静圧孔付きの変形したモーフィング翼模型を製作した。NACA0024 翼型の  $x/\bar{c} = 0.05$  より下流側では、上面の圧力は単調に増加し、下面の圧力は単調に減少した。一方モーフィング翼の場合は、上面下面共に変形の変曲点となる  $x/\bar{c} = 0.4$  付近で上面の圧力が再度減少し、下面の圧力が増加した。その結果、 $x/\bar{c} = 0.4$  より下流側の上下面の差圧は NACA0024 翼型における上下面の差圧より拡大した。迎角上昇に伴い  $x/\bar{c} = 0.4$  を変曲点とする変形が生じることで、柔軟な後縁部分の上下面の差圧が拡大し、さらに下面から上面方向の力が増加することを明らかにすることができた。

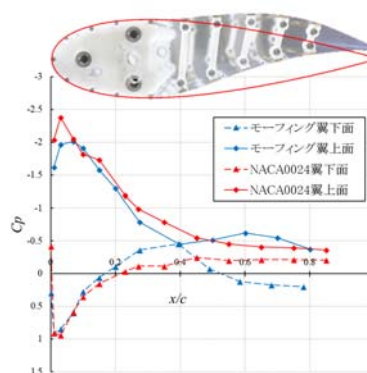


図10 翼型表面圧力係数 ( $C_p$ ) 分布図 (NACA0024 翼とモーフィング翼の比較)

#### <引用文献>

- [1] Festo AG & Co. KG; "MultiChoiceGripper data sheet".
- [2] 玉浦雅人; "モーフィングに関する動向", *ながれ*, vol. 28, No. 4, pp. 227-284, 2009.
- [3] 稲垣 歩, 山田 英己, 藤本 大地, 藤本 凌志; "変端先端形状が境界層の成長に与える影響" *日本機械学会流体工学部門講演会講演論文集*, No. 0216, 2016.
- [4] Yoshiharu Tamaki, Motoshi Harada, and Taro Imamura. "Near-Wall Modification of Spalart-Allmaras Turbulence Model for Immersed Boundary Method", *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 9 (2017), pp. 3027-3039.
- [5] Taro Imamura, and Yoshiharu Tamaki, "Immersed Boundary Method for High Reynolds Number Compressible Flows Around an Aircraft Configuration." *Immersed Boundary Method*. Springer, Singapore, 2020. 421-442.

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 2件 / うち国際共著 0件 / うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 SONEDA Kensuke, YOKOZEKI Tomohiro, IMAMURA Taro	4. 巻 85
2. 論文標題 Study of efficient fluid-structure interaction analysis for morphing wing with corrugated structures	5. 発行年 2019年
3. 雑誌名 Transactions of the JSME (in Japanese)	6. 最初と最後の頁 1 12
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) <a href="https://doi.org/10.1299/transjsme.19-00083">https://doi.org/10.1299/transjsme.19-00083</a>	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている (また、その予定である)	国際共著 -

1. 著者名 TAGUCHI Kotaro, FUKUNISHI Koh, TAKAZAWA Shogo, SUNADA Yasuto, IMAMURA Taro, RINOIE Kenichi, YOKOZEKI Tomohiro	4. 巻 63
2. 論文標題 Experimental Study about the Deformation and Aerodynamic Characteristics of the Passive Morphing Airfoil	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES	6. 最初と最後の頁 18 23
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) <a href="https://doi.org/10.2322/tjsass.63.18">https://doi.org/10.2322/tjsass.63.18</a>	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計11件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 4件）

1. 発表者名 Kensuke Soneda, Tomohiro Yokozeki, Taro Imamura and Natsuki Tsushima
2. 発表標題 Aero-structural Analysis of Corrugated Morphing wing with Spanwise Camber Change
3. 学会等名 AIAA Scitech 2020 Forum (国際学会) (国際学会)
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 曾根田健輔, 横関智弘, 今村太郎, 津島夏輝
2. 発表標題 抵抗低減のためのコルゲート構造を用いた翼後縁設計
3. 学会等名 日本機械学会第28回交通・物流部門大会 (TRANSLOG2019)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Kensuke Soneda, Tomohiro Yokozeki, Taro Imamura and Natsuki Tsushima
2. 発表標題 Structural design of corrugated morphing wing for load control
3. 学会等名 16th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Kotaro Taguchi, Koh Fukunishi, Shogo Takazawa, Yasuto Sunada, Taro Imamura, Kenichi Rinoie and Tomohiro Yokozeki
2. 発表標題 Investigation on Deformation and Aerodynamic Characteristics of the Passive Morphing Airfoil using Low Speed Wind Tunnel
3. 学会等名 Asia Pacific International Symposium on Aerospace Technology (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 田口 航太郎, 福西 恒, 砂田 保人, 今村 太郎
2. 発表標題 動圧により後縁部が受動的に変形する翼型に関する実験的研究
3. 学会等名 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
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 田口航太郎、砂田保人、今村太郎
2. 発表標題 圧により後縁部が受動的にモーフィングする翼型の空力特性に関する実験的研究
3. 学会等名 第56回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 曾根田 健輔、横関 智弘、今村 太郎
2. 発表標題 コルゲート型キャンバ-モーフィング翼の空力構造連成モデルの検討
3. 学会等名 第56回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 曾根田 健輔、横関 智弘、今村 太郎
2. 発表標題 コルゲート構造を用いたモーフィング翼の空力構造連成解析に関する検討
3. 学会等名 日本機械学会第27回交通・物流部門大会 (TRANSLOG2018)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Kotaro Taguchi, Koh Fukunishi, Yasuto Sunada, Taro Imamura
2. 発表標題 Experimental Study about the Morphing Airfoil Passively Deformable by Dynamic Pressure
3. 学会等名 APISAT2018 (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 吉田修大、玉山 雅人、横関 智弘
2. 発表標題 構造特性の変化する翼の新しいフラッタ解析手法に関する研究
3. 学会等名 第56回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2018年



1. 発表者名 田代 悠介、横関 智弘、津島 夏輝、玉山 雅人
2. 発表標題 適応翼による効率的な荷重制御手法の検討
3. 学会等名 日本機械学会第 27 回 交通・物流部門大会 (TRANSLLOG2018)
4. 発表年 2018年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

李家・今村研究室ホームページ <a href="http://park.itc.u-tokyo.ac.jp/rinoielab/research/index.html">http://park.itc.u-tokyo.ac.jp/rinoielab/research/index.html</a>
---

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	李家 賢一  (Rinoie Kenichi)  (20175037)	東京大学・大学院工学系研究科(工学部)・教授    (12601)	
研究分担者	横関 智弘  (Yokozeki Tomohiro)  (50399549)	東京大学・大学院工学系研究科(工学部)・准教授    (12601)	