

令和 2 年 6 月 15 日現在

機関番号：11301

研究種目：挑戦的研究(萌芽)

研究期間：2018～2019

課題番号：18K18906

研究課題名(和文)希薄大気中での空中静止を可能にするローターダイナミクスの空力的革新

研究課題名(英文)Challenge towards rotor aerodynamics that enables hover in rarefied atmosphere

研究代表者

浅井 圭介(Asai, Keisuke)

東北大学・工学研究科・教授

研究者番号：40358669

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,800,000円

研究成果の概要(和文)：本研究の目的は、感圧・感温塗料に寿命法を適用し、パルス光励起による発光減衰から高速で回転するローターの表面圧力場とせん断応力場を求める手法を実現し、回転するブレード上の流れ場構造と空気力発生との関係を明らかにすることである。減圧したチャンバー内で低アスペクト比の回転翼を実験した結果、翼前縁部に形成された剥離渦がピッチ角の増加とともに発達し、翼面を広く覆うことが明らかになった。これが低レイノルズ数における推力増加の主な原因だと考えられる。併せて、受動的・能動的な手段でブレード前縁に発生する剥離渦を制御する方法について実験による検討を行い、いずれの方法も安定した推力の発生に有効であることを確認した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究によって、ブレード上に形成される前縁剥離渦とその崩壊、翼端渦との干渉など、低レイノルズ数における回転翼に特有の複雑な流体現象を実験的に調べることが可能になり、高推力で高効率のローターの開発設計への道が拓けた。さらには、これらの流れ場の制御を可能にする受動的・能動的な制御デバイスのより系統的な探索が可能になった。本研究の成果は、低レイノルズ数におけるローター設計の有用なツールとして、将来の火星ヘリコプター開発に寄与するだけでなく、同様の条件で作動する様々な流体機械(ドローン、高高度無人機、低圧タービンなど)の高性能化を通じて、広く社会に貢献するものである。

研究成果の概要(英文)：The purpose of this research is to realize a novel method to obtain the surface pressure field and shear stress field of a rotor blade rotating at high speed from the emission decay of pressure- and temperature-sensitive paints due to pulsed light excitation. The relationship between the flow structure and aerodynamic force generation can be clarified by measuring the flow field on a rotating blade. Experiments conducted on a rotor consisting of two rectangular blades with low aspect ratio in a low-pressure chamber have revealed that the separation vortex formed at the leading edge of the blade develops with increasing pitch angle and widely covers the blade surface. This is considered to be the main cause of the increase in thrust at low Reynolds numbers. At the same time, we investigated the control of separation vortices using either passive and active devices and confirmed that both methods are effective for generating stable thrust force.

研究分野：航空宇宙工学，空気力学，飛行力学

キーワード：航空宇宙工学 回転翼 低レイノルズ数 感圧塗料 寿命計測

様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

火星探査の新しい方式として、NASA ジェット推進研究所や JAXA で「火星ヘリコプター」の開発研究が行われている。火星ヘリコプターは、大規模な地形や断層面の観測で要求される空中静止や鉛直方向の飛行を行うことができ、ローバーや周回衛星の能力を補完すると期待されている。しかし、火星大気は地球と比べ低密度かつ低温であるため、ローターの作動条件は低レイノルズ数・高マッハ数となり(図1)、従来と同じローターの設計原理に依存していたのでは安定した浮揚力を得るのは困難である。これに対し、昆虫などの羽ばたき飛行する生物は低レイノルズ数環境に適合した流体现象を利用した飛行を実現している。これまでの研究では、昆虫の翅の上面に前縁剥離渦が形成され、これにより推力増強が起こることが確認されている。また、数値シミュレーションを用いた研究においても、急回転した平板翼の上面に前縁剥離渦が捕獲されて失速が高迎角でも発生しないことが示唆されている。つまり、希薄大気中で回転翼を安定して空中静止させるには、これらの剥離渦の挙動とローター空力特性の関係を明らかにすることが重要であり、そのためには、回転翼のブレードの表面圧力やせん断応力の分布を計測することが有効と考えられる。流れ場の構造と空力発生との関係を実験的に解明することができれば、低レイノルズ数で機能する高性能なローターシステムの設計指針が得られると考え、本研究を着想するに至った。

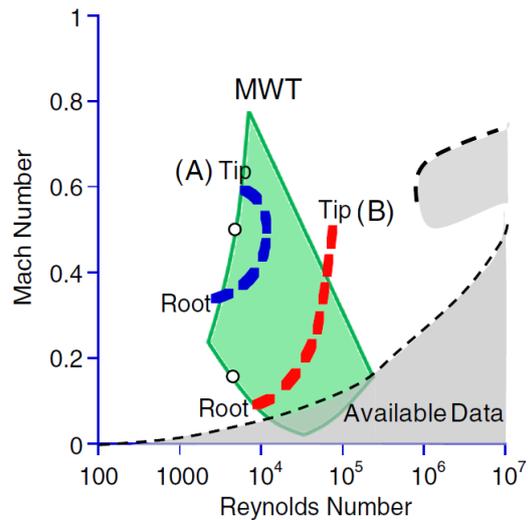


図1：火星における回転翼の作動範囲

2. 研究の目的

本研究は、希薄大気中において空中静止を可能にするローターダイナミクスに空力的革新をもたらすことを目的とする。具体的には、ローター周りの渦流れに着目し、揚力発生を支配する前縁剥離渦が回転翼でどのような挙動をするかを実験的に明らかにするため、高速回転するローターの表面圧力場とせん断応力場を光学的に可視化する手法を新規開発する。そして、火星大気を模擬したチャンバーを利用し、減圧下においてローターの回転試験を行い、ブレード上の流れ場と推力発生との関係と、それに対するレイノルズ数やロスビー数などの相似パラメータの影響を調べる。こうして得られた知見をもとに、これまでは実現困難と考えられていた希薄大気中での空中静止を可能にする高性能なローターシステムの設計指針について考察する。また、パッシブとアクティブの両面から、ブレード前縁に発生する剥離渦の制御方法について検討し安定した浮揚力の発生に、これらの流体制御法が有効に働くかどうかを評価する。

3. 研究の方法

(1) 圧力場の計測

感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint [PSP]) は光励起された色素分子の酸素による消光現象を利用した計測法である。本研究では、一般に用いられている「強度法」ではなく、パルス励起したときの色素分子の発光減衰から圧力を算出する「寿命法」(Lifetime method) を採用した。この方法は、色素の励起過程と発光過程のそれぞれのゲートで画像を計測し、それらの比をとることで、励起光強度に依存しない計測を行うものであり(図2)、運動や変形を伴う物体への適用に適した方法と考えられている。ここでは、表1に示すように、感圧塗料として3種類のポリマー型PSPと陽極酸化被膜をバインダとする色素吸着型PSP(AA-PSP)の計4種類の感圧塗料を選び、サンプル片を用いた実験により、圧力感度を最大に、かつ温度誤差を最少とする最適なゲートの取り方を求めた。光源には新規導入したUV-LED光源(HARDsoft社IL-105)を使用し、計測にはマルチゲート機能を有する高感度CCDカメラ(PCO社PCO1600)を利用し、ゲート毎に回転の位相を揃えてデータを積算した。回転による発光のブレを逆補正するため、点拡がり関数(PSF)に基づく方法を適用した。また、PSPの最大の誤差要因である温度の影響の補正には、感温塗料(TSP)を用いる方法を選び、ここでは、Ru錯体をセンサー分子とするTSPにより感圧塗料の温度依存性を補正した。

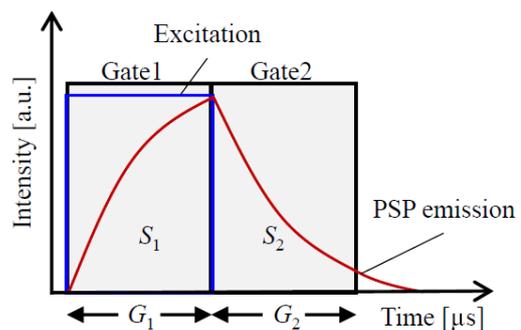


図2：パルス励起されたPSPの発光強度の時間変化と2ゲート法による寿命計測

表 1 : 評価した感圧塗料のサンプル

Sample name	Binder	Luminophore dye	Solvent	Painting method
AA	Anodized-Aluminum	RuDPP	Dichloromethane	Dipping
PTMSP/Pt	Poly(TMSP)	PtTFPP	Toluene	Spray
PTMSP/Pd	Poly(TMSP)	PdTFPP	Toluene	Spray
PHFIPM	Poly(HFIPM)	PtTFPP	Toluene	Spray

(2) せん断応力場の計測

せん断応力の計測法として、本研究では「昇華法」を採用した。昇華法は、ナフタレンなどの昇華性物質を利用して物質拡散係数を計測する手法である。物質拡散係数は、壁面での摩擦応力の大きさに依存し表面摩擦応力が大きいほど増加する。この関係を利用することで、摩擦応力場が可視化できる。ここでは、模型に塗布した昇華物質の厚さとそれをカメラで撮影した場合の輝度値が比例関係にあることを利用して、昇華速度の分布から表面摩擦応力場を求めている。本研究では、昇華性物質としてナフタレンを使用し、溶媒であるアセトンに溶解した溶液を黒色に塗装されたロータ上面にスプレー塗装した。光源には水銀キセノンランプを用い、計測には感圧塗料計測に用いるのと同じ CCD カメラを使用した。ローターが回転しているため、光検出器を利用したトリガー信号で画像を位相固定し、時系列画像からナフタレン厚さの時間変化分布を計算した。

(3) 減圧チャンバー実験

回転翼の実験は、東北大学が保有する火星大気風洞（図 3）の真空チャンバーを利用して行った。火星大気風洞は直径 1.8 m、内圧を火星大気とほぼ同じ 100 分の 1 気圧に減圧できる。その中にローター模型を入れて、回転数とブレードのピッチ角を変化させて実験を行った。実験に用いた模型を図 4 に、計測セットアップを図 5 に示す。模型はアスペクト比 2 の矩形平面のブレード 2 枚からなる回転翼で、ローターの直径は 0.3 m である。真空チャンバーの実験では、内圧を 10 kPa まで減圧し、ローターの回転数は 2,400 rpm に固定した。この時のレイノルズ数は $Re = 8,300$ となる。この条件下で 0° から 20° までピッチ角を 5° 刻みで変化させ、PSP と昇華法により圧力場とせん断応力場の計測を行った。



図 3 : 火星大気風洞（東北大学）

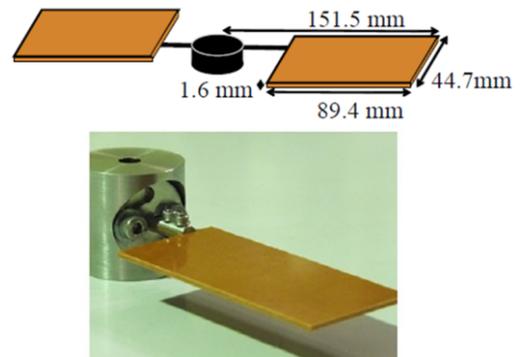


図 4 : 実験に使用した回転翼模型

(4) 剥離せん断層の制御

ローターの前縁に形成される剥離渦を制御し浮揚力を増加する手法として、受動型（パッシブ）と能動型（アクティブ）の 2 つの手法について評価を行った。受動型の制御法としては、ローターの推力特性を向上する効果があると言われているトンボの翅の断面のコルゲーション（凹凸）に着目し、図 6 に示すような単純化されたコルゲート翼を選んだ。一方、能動型の制御法としては、プラズマ・アクチュエータを選び、絶縁層と 2 枚の電極からなるアクチュエータを平板翼の前縁部に取り付けた。いずれの模型も 2 次元形状で翼弦長は 50mm であり、厚みはコルゲート翼が 1 mm（翼厚比 2%）、プラズマ・アクチュエータ付きの平板翼は 2.5mm（翼厚比 5%）である。これらの模型を火星大気風洞の測定部に設置し、超高感度シュリーレン法によって模型まわりの密度変化を可視化した。シュリーレ

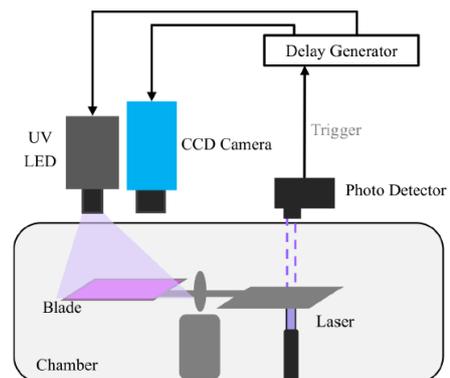


図 5 : PSP 計測系の模式図



図 6 : 簡易コルゲート翼

ン画像の撮影には、強力 LED 光源 (LETQ9WN-OSRAM, 波長 525 nm) と高速度ビデオカメラ (フォトロン社, SA-X2) を使用し、試験時と無風時の画像の差分から変動成分のみを抽出した。さらに、「乱択特異値分解」(randomized singular value decomposition) を適用し、エネルギーが大きい上位 200 モードの成分を使って信号を再構築することで、ノイズ成分を除去した画像列を作成した。こうして得られた時系列画像に対して周波数解析を行い、現象を支配する特徴的な周波数とそのときのパワースペクトル分布 (PSD) を計算した。

4. 研究成果

(1) PSP サンプル試験

図 7 に本研究で特性を調べた 4 種類の PSP サンプルの寿命特性を比較する。発光強度の計測には、光電子増倍管 (浜松ホトニクス社, H11901-20) を使用している。圧力は $P = 2\text{--}10$ kPa ($\Delta P = 2$ kPa), 温度は $T = 273, 283, 293$ K の範囲で変化させた。これらのデータを基に、圧力・温度感度、そして、温度起因の圧力誤差、信号雑音比 (SNR) を算出し、それぞれを比較評価した。その結果、バインダが PTMSP で白金ポルフィリン (PtTFPP) からなる PSP が最も優れた特性を持つことがわかった。しかし、この塗料を回転翼に適用したところ、非可逆的なバイアス誤差が生じることが明らかになった。原因究明のため、実験時間を系統的に変え実験を行ったところ、この誤差が時間とともに蓄積することが判明した。PTMSP は有機物など分子を吸着し易いことが知られており、観測されたバイアス誤差は PTMSP の酸素透過性が吸着によって変化したものだと考えられる。このような問題が発生したため、回転翼試験には、バインダにフッ素ポリマ (PHFIPM) と白金ポルフィリン (PtTFPP) からなる PSP を使用した。

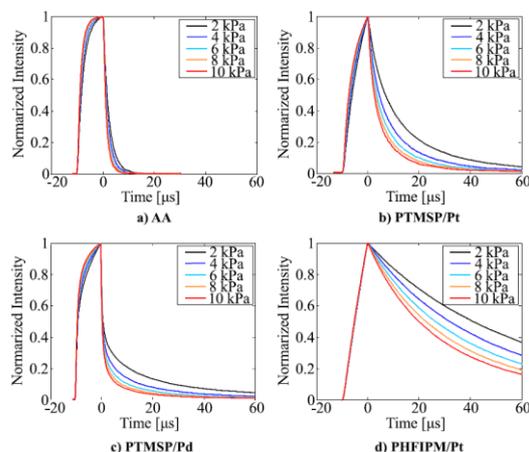


図 7 : 4 種類の PSP サンプルの寿命特性の比較, a) 陽極酸化, b) PTMSP/PtTFPP, c) PTMSP/PdTFPP, d) PHFIPM/PtTFPP, 圧力 $P = 2\text{--}10$ kPa, 温度 $T = 283$ K (一定)

(2) 圧力分布とせん断応力分布

図 8 に、感圧塗料を用いて計測した回転翼模型のブレード上の寿命分布を示す。寿命分布は圧力分布と比例関係にあるので、ここから圧力の増減が評価できる。ローターの回転数は 2,400 rpm でチャンバーの内圧は 10 kPa である。図 8 より、翼前縁部に形成された剥離渦による低圧領域がピッチ角の増加とともに発達し、翼端付近では翼端渦との干渉によって下流側に向きを変えている様子が確認できる。これらの結果は、図 9 に示す昇華法によるブレード表面のせん断応力場 (実際には、それと比例関係にあるナフタレンの昇華速度分布) の可視化画像と良く一致している。流れ場の模式図を図 10 に示す。今回の実験に使用したブレードのアスペクト比は 2 であり、今回の計測結果は、この形態ではブレード上面に形成される前縁剥離渦が翼面を広く覆うことを示している。つまり、これらの前縁剥離渦によって形成される負圧領域が大きくなることから、低アスペクト比ブレードで高ピッチ角において推力が増加することの原因だと考えられる。このことは、コリオリ力と慣性力の比で表される相似パラメーターであるロスビー数とも関係している。前縁剥離渦はロスビー数が小さい方が安定であることが知られており、アスペクト比が小さい方がロスビー数は小さくなるため、前縁剥離渦の安定が保たれたと考えられる。これらの関係から、火星ヘリコプターの回転翼には低アスペクト比のブレードが有利であると考えられる。

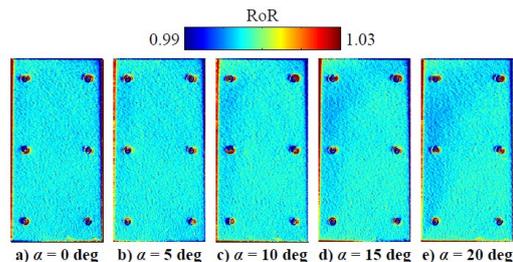


図 8 : 感圧塗料の発光寿命分布 ($P = 10$ kPa, $n = 2,400$ rpm)

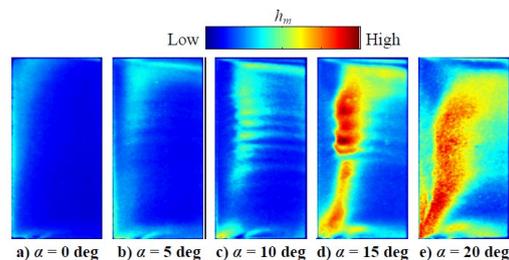


図 9 : 昇華速度分布 ($P = 10$ kPa, $n = 2,400$ rpm)

(3) 流体制御の有効性

コルゲート翼の風洞実験では、レイノルズ数を 10,000 から 25,000 まで、マッハ数を 0.2 から 0.6 まで変化した。代表的なケースとして、図 11 に、レイノルズ数 10,000 でマッハ数 0.2, 迎

角 7° のときの、変動圧力場のパワースペクトル (PSD) 分布を示す。高速度シュリーレン法で撮影した時系列画像を高速フーリエ変換 (FFT) すると、2 つの特徴的な周波数が現れる。ストローハル数で $St = 5.58$ とその倍の $St = 10.95$ のピークである。図 11 は、それぞれの周波数に対する PSD の空間分布を示したものである。前縁部のコルゲーション (凹凸部) の周辺にパワーの強い領域が集中していることがわかる。この擾乱の存在によって、前縁で剥離したせん断層の乱流への遷移が促進され、1 つ目のコルゲーションの頂点付近で再付着するような流れになっている。これによって前縁部の負圧部が強化されると考えられる。

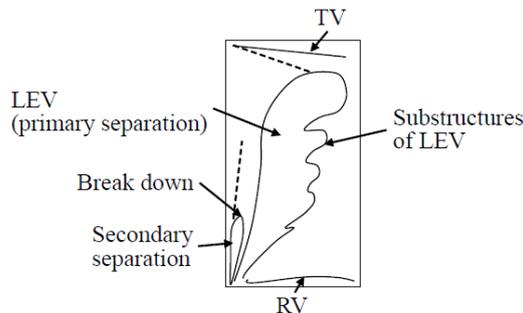


図 10 : ブレード表面の流れ場構造の模式図

一方、プラズマアクチュエータ付き平板翼の風洞実験では、マッハ数を 0.1 、迎角を 8° に固定し、レイノルズ数を $10,000$ と $24,000$ に変えて試験した。代表的なケースとして、図 12 に、内圧 10 kPa においてプラズマアクチュエータを駆動したときの流れ場の可視化結果を示す。AC 電源の電圧は 5 kV でピーク間周波数は 20 kHz であり、これを $F+=1$ に相当する 680 Hz のバースト周波数で駆動している。バースト費は 0% である。プラズマアクチュエータによる加熱の効果で剥離せん断層が分断され、渦形成に影響が生じていることがわかる。シュリーレン可視化とは別に行った、圧力計測においては、プラズマアクチュエータの駆動によって圧力回復、すなわち、剥離の抑制効果が確認されており、これらの実験は減圧下の低レイノルズ数条件においてプラズマアクチュエータが、ローターの性能改善に効果があることを示唆している。

(4) 国際共同の可能性

一連の成果を 2020 年 1 月に開催された米国航空宇宙学会においても招待講演として発表したところ、NASA の火星ヘリコプターのブレード開発に係わるエイムズ研究センターの研究者や英国インペリアルカレッジロンドン校の研究者他の注目を集め、今後の国際共同研究に向けた道筋を築くことができた。その手始めとしてインペリアルカレッジとは、当方の風洞実験データを提供して、高精度の 3 次元数値シミュレーションを行う話が進行している。

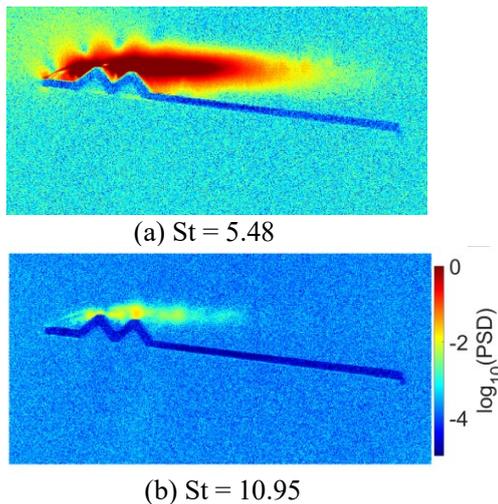


図 11 : 2 つのピーク周波数におけるコルゲート翼まわりの PSD 分布 ($Re = 1 \times 10^4, M = 0.2, \alpha = 7 \text{ deg}$)

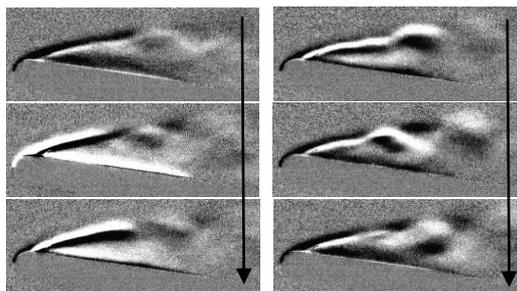


図 12 : プラズマ・アクチュエータ駆動による剥離せん断層の変動、一周期 (左上から右下に向かって時間が経過), $Re = 1 \times 10^4, M = 0.1, \alpha = 8 \text{ deg}, V = 5 \text{ kV}, f = 20 \text{ kHz}, f_{\text{burst}} = 680 \text{ Hz}$. duty 比 = 10%)

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 0件）

1. 著者名 Komuro, A., Sato, K., Maruyama, Y., Takashima, K., Nonomura, T., Kaneko, T., Ando, A., Asai, K.	4. 巻 53
2. 論文標題 Active flow control using plasma actuators in a reduced pressure environment	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Journal of Physics D: Applied Physics	6. 最初と最後の頁 1-8
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1088/1361-6463/ab598b	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 -

1. 著者名 T. Nagata, A. Noguchi, K. Kusama, T. Nonomura, A. Komuro, A. Ando and K. Asai	4. 巻 893
2. 論文標題 Experimental investigation on compressible flow over a circular cylinder at Reynolds number of between 1000 and 5000	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Journal of Fluid Mechanics	6. 最初と最後の頁 A13 1-28
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1017/jfm.2020.221	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6件（うち招待講演 1件／うち国際学会 4件）

1. 発表者名 A. Noguchi, T. Nagata, D. Ishiwaki, K. Sato, A. Komuro, T. Nonomura, A. Ando, K. Asai
2. 発表標題 Schlieren visualization of compressible low-reynolds number flow around a circular cylinder
3. 学会等名 18th International Symposium on Flow Visualization（国際学会）
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Hitomi Sato, Masaki Okochi, Yosuke Sugioka, Kensuke Kusama, Daiju Numata, Taku Nonomura, Keisuke Asai
2. 発表標題 Surface Flow Visualization Techniques for Analysis on Mars-Helicopter Rotor Aerodynamics
3. 学会等名 AIAA Scitech 2019 Forum（国際学会）
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 草間健介, 佐藤仁美, 杉岡洋介, 野々村拓, 浅井圭介
2. 発表標題 回転翼ブレードの表面圧力分布に対する低レイノルズ数効果の評価
3. 学会等名 日本航空宇宙学会北部支部2019年講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Kusama, K., Noguchi, A., Nagata, T., Komuro, A., Nonomura, T., Ando, A., Asai, K.
2. 発表標題 Flow visualization and drag measurement of a circular cylinder in compressible flow at reynolds number between 1000 and 5000
3. 学会等名 ASME-JSME-KSME 2019 8th Joint Fluids Engineering Conference, AJKFluids 2019 (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Keisuke Asai, Taku Nonomura, Takayuki Nagata, Kensuke Kusama
2. 発表標題 Recent Research Activities of Mars Wind Tunnel at Tohoku University
3. 学会等名 AIAA SciTech Forum and Exposition 2020 (招待講演) (国際学会)
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 浅井圭介, 野々村拓, 永田貴之, 草間健介
2. 発表標題 火星風洞に係わる最近の話題
3. 学会等名 令和元年度 航空宇宙空カシンポジウム
4. 発表年 2020年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

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
--	---------------------------	-----------------------	----