

科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和元年6月7日現在

機関番号：11301

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16H04582

研究課題名(和文)非定常空力設計のための統合的可視化ツールの研究開発

研究課題名(英文)Development of an integrated tool for visualizing unsteady flow in aerodynamic design

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) 12,700,000円

研究成果の概要(和文)：航空機開発の最前線では、失速やバフェット現象など飛行領域の境界で発生する非定常現象に空力設計の対象が移りつつある。本研究では、航空機の非定常空力設計に汎用的に用いることのできる実験ツールとして、時間変動する表面圧力やせん断応力の2次元分布を高分解能・高精度で計測できる統合的な可視化手法の開発に取り組んだ。圧力場についてはSVDなどのノイズ低減法を用いてkHzオーダーの微小変動を捉えることに成功した。また、せん断応力場については、オプティカルフローの原理を利用した可視化手法を開発し、実証試験により精度とロバストネスを確認した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究によって、境界層の剥離と再付着、はく離渦の放出とその崩壊、それらの相互干渉による非定常空気の発生メカニズムの理解と解明に道が拓ける。さらには、はく離や空気抵抗の能動的な流体制御デバイスのより系統的な設計が可能になる。本研究の成果は非定常空力設計に利用できるツールとして整備し公開する準備を進めており、最終的には、航空機の効率化や他分野(自動車、高速鉄道、タービン機器など)への波及を通じて、流体力学の発展と応用貢献するものである。

研究成果の概要(英文)：At the forefront of aircraft development, the target of aerodynamic design is shifting to unsteady phenomena that occur at the boundaries of the flight boundaries, such as stall and buffet. In this research, an integrated visualization method capable of measuring two-dimensional distribution of time-varying surface-pressure and shear-stress fields with high resolution and high accuracy has been developed as an experimental tool that can be used universally for unsteady aerodynamic design of aircraft. For pressure field measurements, we succeeded in capturing fluctuations with the Pa order magnitude and in the kHz order frequencies using advanced noise-reduction techniques such as SVD. For the shear-stress field measurements, we developed a visualization method using the principle of optical flow and confirmed its accuracy and robustness through carefully-designed verification tests. We prepared for a release of these measurement techniques as general-purpose visualization tools.

研究分野：航空宇宙工学，実験空気力学，先進計測工学，航空機設計学

キーワード：航空宇宙工学 オプティカルフロー 感圧塗料 感温塗料 せん断応力 非定常流れ

様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19（共通）

1. 研究開始当初の背景

近年における風洞実験技術（EFD）と計算空気力学（CFD）の発達は著しく、航空機の巡航状態における空力設計手法は確立されたものと言っても過言ではない。今や空力設計の最前線は、失速や遷音速におけるバフエット現象、高迎角における剥離渦の崩壊、翼や胴体の変形による空力弾性効果など、飛行領域の境界で発生する非正常現象にその対象を移しつつある。このような飛行領域での空力設計に必要な技術をここでは「非正常空力設計手法」と呼ぶ。非正常空力設計には、境界層の剥離と再付着、衝撃波との干渉、はく離渦の放出とその崩壊、乱流への遷移など、これまでは実験による計測や計算による解析が難しいとされてきた非線形で非正常な空力現象が重畳している。このような現象の解明が学術研究の発展に寄与するものであることは言うまでもなく、我が国が独自の航空機を開発し続けるためにも不可欠なものである。しかし、数値シミュレーションの信頼性は未だ十分とは言えず、飛行領域の境界で発生する非正常現象を扱える実験計測ツールの革新をはかることが、空力設計の現場にとって急務の課題だと言える。

2. 研究の目的

本研究は、航空機の非正常空力設計に欠かせない実験計測ツールとして、風洞模型表面の圧力場とせん断応力場を高空間・時間分解能と高精度で計測できる統合的な計測手法を開発することを目的としている。このため、感圧・感温塗料（PSP/TSP、圧力・温度場）と蛍光油膜法（GLOF、せん断応力場）という、最新の定量的可視化手法を対象に研究開発に取り組む。これらの計測技術のここ数年の発達には目覚ましいものがあるが、これらを実験に用いるには技術毎にエキスパート的な知識とノウハウが必要とされ、汎用の道具として利用されるには至っていない。この状況を打破するため、本研究では、実用的な塗料の開発や計測システムの標準化に加えて、特異値分解法（SVD）や動的モード分解（DMD）に代表されるノイズ低減技術と、コンピュータビジョンの分野で移動体検出手法として知られる「オブチカルフロー」（Optical Flow）のデータ解析への導入を試みる。本研究では、圧力場（ p ）とせん断応力場（ τ ）の非正常計測に焦点をおき、感圧・感温塗料、蛍光油膜法という3つの計測技術を統合的に扱える計測手法とデータ解析手法を開発し、その有効性を実証することによって、非正常空力設計手法の高度化に寄与することを目的とする。

3. 研究の方法

(1) 圧力場計測：感圧塗料（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。発光強度の画像から表面圧力の2次元分布が計測できる。本研究では、高応答性を有する実用性の高い非正常PSPの開発を目指して、粒子/色素吸着型ポリマーセラミック感圧塗料（PC-PSP）の改良に取り組んだ（図1）。また、PC-PSP以外にも、陽極酸化被膜をバインダとする色素吸着型感圧塗料（AA-PSP）の開発にも取り組み、色素として3種のイリジウム錯体の特性を評価した。感温塗料（TSP）としては、従来型のルテニウム錯体をベースにした塗料の他に、北海道大学から提供されたカメレオン色素を使ったポリマー型塗料の特性評価を行った。

塗料開発と並行に、低速で問題となる信号雑音比（SNR）の改善に取り組んだ。SNRの飛躍的向上を目指し、特異値分解法（SVD）や動的モード分解法（DMD）などのノイズ低減技術の適用を試みた。低速風洞実験で取得した角柱後方流れ場のPSP画像に適用し、これらの手法の性能を評価した。

また、色素分子の発光強度を計測する従来のPSP計測法に加えて、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）の評価を行った。この方法は運動や変形を伴う物体に適した方法と考えられており、サンプル片を用いた実験で、ゲートの取り方と圧力感度、温度誤差の関係を調べた。

(2) せん断応力計測：せん断応力の計測法として、ここでは、Global Luminescent Oil Film法（GLOF法）に着目し（図2）、蛍光油膜画像の解析によって表面摩擦応力場を得

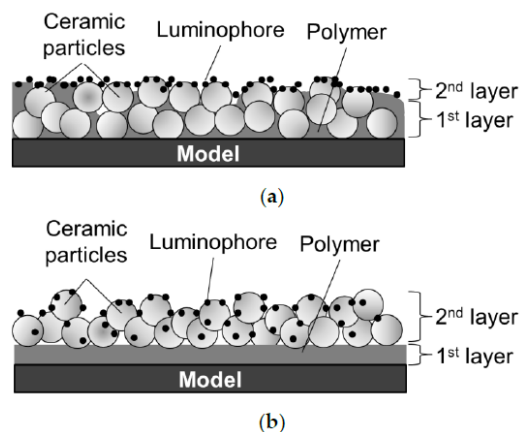


図1：ポリマーセラミック感圧塗料の模式図、(a) 色素吸着型(D-absorbed)、(b) 粒子/色素吸着型(PD-absorbed)

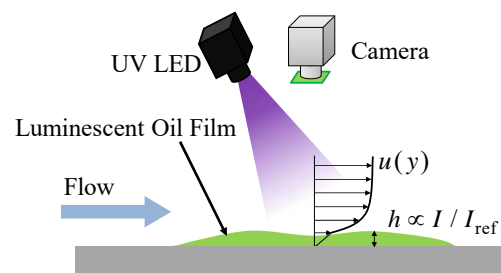


図2：蛍光油膜法（GLOF）の計測原理

る手法の開発に取り組んだ。変分法を用いた従来の方法 (SSA 法) に加えて、油膜の運動方程式と蛍光強度分布の時系列画像データから線形最小二乗法によって表面摩擦応力場を推定する新たな手法 (LLS 法) を考案し、SSA 法と比較・検討した。これらの方法の有効性を実験的に確かめるため平板を用いた風洞試験を行い、蛍光油膜法と熱線流速計によるせん断応力計測を同時に行い両者を比較することで、壁面せん断応力の測定精度を評価した。

蛍光油膜法を非定常現象に拡張するため、定常計測で用いた同じ手法を細分化された時間領域に適用し、アンサンブル平均でせん断応力場の瞬時値を求める手法を考えた。この方法を低速風洞実験に適用し、円柱後方のカルマン渦がつくる非定常せん断応力場の可視化を試みた。また、蛍光油膜法とは別に、感温塗料 (TSP) で計測した温度変動画像から壁面せん断応力場を推定する手法についても検討・評価した。TSP の場合、基礎となる方程式は物体表面におけるエネルギー保存式だが、せん断応力の計測原理は蛍光油膜法と同じである。ここでは、低速流れの後ろ向きステップ (BFS) を対象として、これらの手法の有効性を評価した。

(4) 開発した PSP 技術の実用性を評価するため、JAXA 航空技術部門の 2 m 遷音速風洞において旅客機形態をした CRM 模型の実験を行い、三次元翼上の遷音速パフェットによって生じる非定常圧力場を高速応答型 PSP を用いて計測した。また、蛍光油膜法の実証実験として、低速風洞において自動車模型と低アスペクト比の翼模型の実験を行い、3次元物体上で複雑に変化するせん断応力場を LLS 法によって可視化した。

4. 研究成果

(1) 圧力場計測：粒子と色素の混合物をポリマー層に上塗りする「PD-adsorbed 型」と色素溶液を粒子・ポリマー層に上塗りする「D-adsorbed 型」の 2 つの塗装法に着目し、両者の圧力・温度感度、周波数応答性および表面粗さを比較した。その結果、総合的には前者が優れた性能を示すことがわかった。さらに溶媒をトルエン/メタノールの混合溶媒に変え、それらの比率による違いを調べた結果、カットオフ周波数 2000 Hz 以上、算術平均粗さ $1.0 \mu\text{m}$ 以下で、塗装や乾燥などの準備作業が 1~2 日で行える実用性の高い塗料を開発することに成功した。

SVD はノイズの低減に極めて有効な方法で、PSP の画像データに SVD を適用すると、ノイズフロアが約 10 分の 1 に低減した。これにより、低速でも最高 1.8kHz 程度の圧力変動のピークが捉えられることが明らかになった。SVD を性能で上回る新しいノイズ低減法として、拡張カルマンフィルタ動的モード分解 (EKFDMD) を用いたノイズ低減法を考案した。EKFDMD はシステム同定とノイズ低減を同時に行う手法であり、この方法を用いることでノイズフロアはさらに減少し、SVD では捉えられなかった 2 次高周波のピークを捉えることが可能になった (図 3)。

寿命法については、PSP のサンプル試験の結果に基づいて最適なゲート時間を決め、NACA0015 翼型の風洞実験に適用した。その結果、寿命法は従来の強度法に比較して誤差が小さくなることがわかった。一方、温度の影響については、TSP 計測面から離れるにつれ誤差が増大し、精度を上げるには計測点を測定面に分散させる必要があることが示唆された。

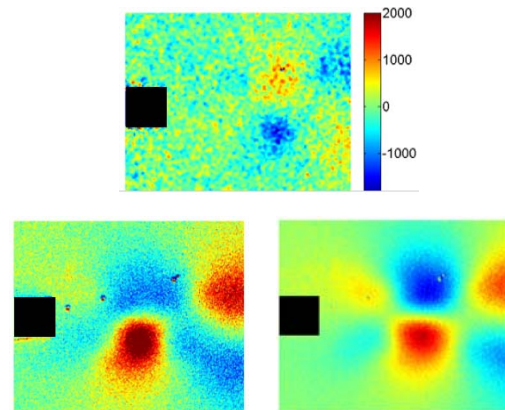


図 3 : PSP 計測結果へのノイズ低減手法の適用, 角柱後方圧力場 ($D=6.5\text{mm}$, $V=50\text{ m/s}$) 上図 : 元画像, 下左図 : SVD 処理結果, 下右図 : EKFDMD 処理結果

(2) せん断応力計測：模擬画像や実験で得られた蛍光油膜画像を使って SSA 法と LLS 法の比較評価を行った (図 4)。従来の方法 (SSA 法) では、解が任意パラメータに依存し、その選び方によって非現実的な応力場が出力される場合があるのに対し、LLS 法ではこれらの問題が発生せず、常にロバストに、高精度でせん断応力場が算出できることがわかった。

また、平板実験における熱線流速計計測との比較の結果、油膜の厚さが粘性底層の厚さ以下であれば、蛍光油膜法による計測値は熱線流速計の計測値と良く一致することがわかった。このことに留意し、かつ励起光分布や膜厚の較正を手順通りに行えば、せん断応力を 3-6% の精度で計測できる。

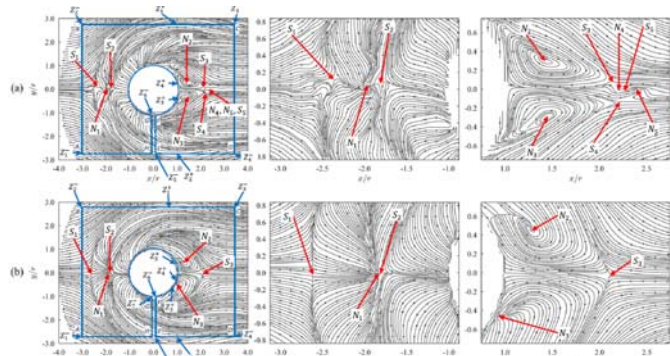


図 4 : GLOF によって計測した表面摩擦応力場, 上図 : LLS 法, 下図 : SSA 法 (周波数約 150 Hz)

円柱後方の非定常流れに拡張した蛍光油膜法を適用したところ、カルマン渦の放出に合わせて変動するせん断応力場を可視化することに成功した。一方、感温塗料による後ろ向きステップの模型表面温度の時系列データに LLS 法および SSA 法の 2 つの方法を適用したところ、SSA 法では再付着線の位置を明確に得ることができるのに対し、LLS 法では再付着線の位置を明確に得ることはできなかった。しかし、温度ではなく温度変動を入力データとして用いると、LLS 法でもより確からしい表面摩擦応力分布を得ることができた (図 5)。これらの手法の理論的妥当性に検討の余地はあるものの、せん断応力場の非定常計測が可能であることを示す成果を得ることができた。

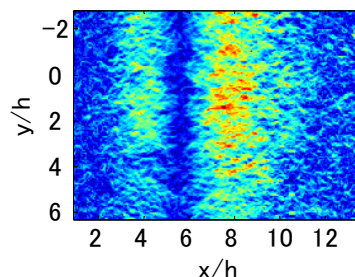
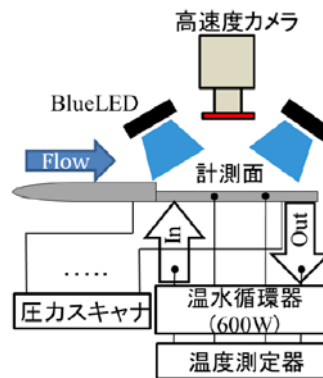


図 5 : 後ろ向きステップ後方の非定常せん断応力分布の TSP による計測結果

(3) 実用実験 : 高速応答 PSP を CRM 模型の遷音速バフエット現象に適用し, kHz オーダーの周波数の変動を取得した (図 6)。取得したデータを用いて圧力変動 RMS 値や相関係数の算出, 周波数解析を行った結果, バフエット条件下には二つの衝撃波振動形態があり, それらの作用が迎角によって変化することが明らかとなった。一方, GLOF (LLS 法) については, 3次元形状の自動車模型の周りに生じる剥離を伴う流れ場が生む複雑なせん断応力分布を可視化することができた (図 7)。これらの実験結果より, 開発した手法は何れも実用段階にあり, 開発実験に適うものであることが確認できた。

(4) 本研究で開発した手法をパッケージ化して公開する準備を進めた。現在はせん断応力計測法 (LLS 法) の解析コードおよびサンプルデータを, MIT のライセンスシステムを利用して, Github/ホームページ (<https://github.com/technolojin/GLOFSFE>) にて公開している。

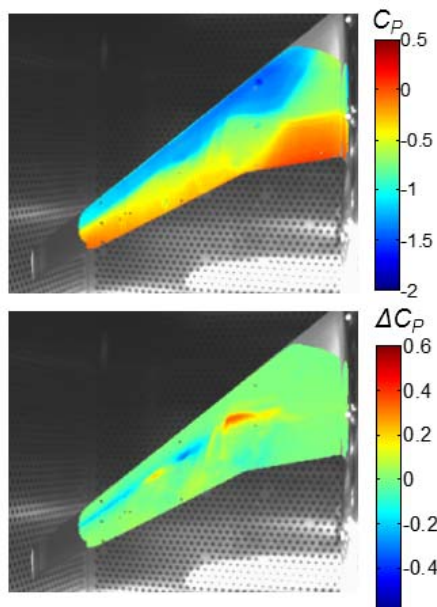


図 6 : 遷音速バフエット現象への PSP の適用 (JAXA TWT1, CRM 模型, $\alpha = 6.6^\circ$, $M = 0.85$)

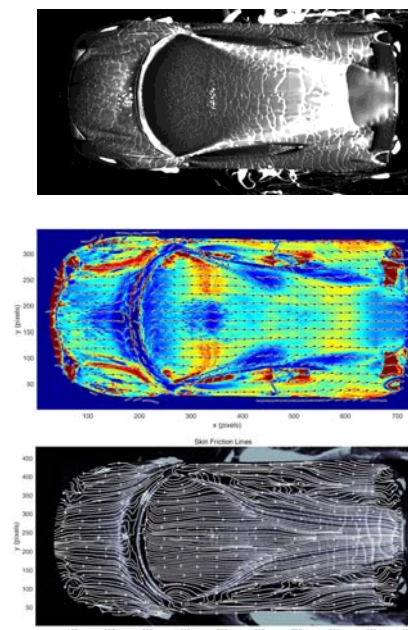


図 7 : GLOF (LLS 法) の自動車模型への適用例 ($Re_L = 4.6 \times 10^5$)

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 7 件)

- ① T. Nonomura, K. Asai, “Simple Estimation of Frequency Response of Two-layer Pressure-sensitive-paint Model,” Research Note, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. 【査読有】, Vol. 62, Issue 2, 2019, pp. 112–115. DOI:10.2322/tjsass.62.112
- ② Chen, T. Suzuki, T. Nonomura, K. Asai, “Characterization of luminescent mini-tufts

in quantitative flow visualization experiments: Surface flow analysis and modelization,” Experimental Thermal and Fluid Science 【査読有】，vol. 103, 2019, pp. 406-417.

DOI:10.1016/j.expthermflusci.2019.02.002

- ③ Y. Sugioka, D. Numata, K. Asai, S. Koike, K. Nakakita, and T. Nakajima, “Polymer/Ceramic Pressure-Sensitive Paint with Reduced Roughness for Unsteady Measurement in Transonic Flow,” AIAA Journal 【査読有】，Vol. 56, No. 6, 2018, pp.2145-2156. DOI:10.2514/1.J056304
- ④ Y. Sugioka, K. Arakida, M. Kasai, T. Nonomura, K. Asai, Y. Egami, and K. Nakakita, “Evaluation of the Characteristics and Coating Film Structure of Polymer/Ceramic Pressure-Sensitive Paint,” Sensors 【査読有】，Vol. 18, No. 11, 2018, 4041. DOI:10.3390/s18114041
- ⑤ Y. Sugioka, S. Koike, K. Nakakita, D. Numata, T. Nonomura, and K. Asai, “Experimental Analysis of Transonic Buffet on a 3D Swept Wing Using Fast-Response Pressure-Sensitive Paint,” Experiments in Fluids 【査読有】，Vol. 59, 2018, 108. DOI:10.1007/s00348-018-2565-5
- ⑥ T. Lee, T. Nonomura, K. Asai, and T. Liu,” Linear least-squares method for global luminescent oil film skin friction field analysis,” Review of Scientific Instruments, 【査読有】 89 (6), 2018, 065106. DOI:10.1063/1.5001388
- ⑦ L. Chen, K. Asai, T. Nonomura, G. Xi, T. Liu, “A Review of Backward-Facing Step (BFS) Flow Mechanisms,” Heat Transfer and Control, Thermal Science and Engineering Progress 【査読有】，vol. 6, June 2018, pp 194-216 DOI:10.1016/j.tsep.2018.04.004L.

〔学会発表〕（計 8 件）

- ① 浅井 圭介，“寿命法による感圧塗料計測の現状と今後の展望”，2L6，平成 30 年度航空宇宙空力シンポジウム，2019 年 1 月 26 日，山口市。
- ② Sato H., Okochi M., Sugioka Y., Kusama K., Numata D., Nonomura T., Asai K.，“Surface Flow Visualization Techniques for Analysis on Mars-Helicopter Rotor Aerodynamics,” AIAA 2019-0021, AIAA Scitech Forum, 7-11 Jan. 2019, San Diego, California.
- ③ 李 澤辰, 野々村 拓, 浅井 圭介，“蛍光油膜画像の解析による表面摩擦応力場測定法の最新研究報告”，1D07，企画講演：最新の風洞空力技術と将来展望，第 56 回飛行機シンポジウム，2018 年 11 月 14 日，山形市。
- ④ Asai, K.，“Enhancing the experimental capabilities for unsteady aerodynamics research (plenary lecture),” The 5th International Conference on Experimental Fluid Mechanics, Munich, Germany, July 2, 2018.
- ⑤ Nonomura, T.; Hiura, K.; Sugioka, Y.; Asai, K.，“Denoising the pressure sensitive paint measurement of unsteady low-speed flow using extended Kalman filter based dynamic mode decomposition,” 18th International Symposium on Flow Visualization Zurich, Switzerland, June 26-29, 2018.
- ⑥ Sugioka, Y., Nakakita, K., Saitoh, K., Nonomura, T., and Asai, K.，“First results of lifetime-based unsteady PSP measurement on a pitching airfoil in transonic flow,” AIAA 2018-1030, AIAA Scitech Forum, 8-12 Jan. 2018, Kissimmee, Florida. (2018 AIAA AMT Best Paper Award 受賞)
- ⑦ K. Asai，“Unsteady Pressure-Sensitive Paint: A Review and Recent Developments, AMT-04 PSP Workshop (Invited),” AIAA SciTech Forum and Exposition, 8-12 Jan. 2018, Gaylord Palms, Kissimmee, FL, U.S.A. (招待講演)
- ⑧ Hiura, K., Sugioka, Y., Matsui, A., Morita, K., Nonomura, T., Asai, K.，“Evaluation of Accuracy and Applicable Limit of Pressure-Sensitive Paint for Unsteady Phenomena at Various Frequencies in Low Speed Flow,” 2017 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, H8-5.

〔図書〕（計 0 件）

〔産業財産権〕

○出願状況（計 0 件）

名称：

発明者：

権利者：

種類：

番号：

出願年：
国内外の別：

○取得状況（計0件）

名称：
発明者：
権利者：
種類：
番号：
取得年：
国内外の別：

〔その他〕

ホームページ等

東北大学 航空宇宙工学専攻 実験空気力学分野 先進計測グループ

<http://www.aero.mech.tohoku.ac.jp/study/advanced.htm>

6. 研究組織

(1) 研究分担者

研究分担者氏名：大林 茂

ローマ字氏名：SHIGERU OBAYASHI

所属研究機関名：東北大学

部局名：流体科学研究所

職名：教授

研究者番号（8桁）：80183028

研究分担者氏名：沼田 大樹

ローマ字氏名：DAIJU NUMATA

所属研究機関名：東海大学

部局名：工学部

職名：講師

研究者番号（8桁）：20551534

研究分担者氏名：三坂 孝志

ローマ字氏名：TAKASHI MISAKA

所属研究機関名：国立研究開発法人産業技術総合研究所

部局名：エレクトロニクス・製造領域

職名：主任研究員

研究者番号（8桁）：20645139

(2) 研究協力者

研究協力者氏名：中北 和之（宇宙航空研究開発機構）

ローマ字氏名：Kazuyuki Nakakita

研究協力者氏名：ティアンシュ リウ（西ミシガン大学，米国）

ローマ字氏名：Tianshu Liu

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。