

令和 4 年 6 月 6 日現在

機関番号：15301

研究種目：基盤研究(A) (一般)

研究期間：2018～2021

課題番号：18H03814

研究課題名(和文) 先進流体計測が解き明かす後退翼における遷音速パフェットのメカニズム

研究課題名(英文) Mechanism of Transonic Buffet for A Swept Wing Revealed by Advanced Fluid Measurements

研究代表者

河内 俊憲 (Kouchi, Toshinori)

岡山大学・自然科学学域・教授

研究者番号：40415922

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 34,000,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、航空機の翼を簡素化した後退角付き翼模型を作製し、機体運用限界を決定する翼上面に形成される衝撃波と境界層の干渉現象(パフェット)に着目した風洞実験を行った。本研究では新たに流れの空間情報を15kHz以上で取得可能な可視化装置を開発し、これと壁面情報を5kHzで取得可能な装置を組み合わせた計測を行った。その結果、世界で初めて、パフェットにおける翼表面と翼周りの流れの時間的・空間的に高解像度の同時データの取得に成功した。そして、このデータをもとに後退翼パフェットの発生・維持に関する新たな知見を得ることができた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究により後退角を有する翼のスパン方向に対する衝撃波振動の特性を明らかにすることができた。これは既存のパフェット制御装置の改良(例えばボルテックス・ジェネレータの配置等)や新たな制御機構の開発に対して重要な知見となる。パフェット制御機構は航空機の効率的かつ安全な運用には欠かせない技術であり、航空機による移動が一般的になった現代社会においては、その社会的意義も大きい。また本研究を通じて新たに開発した高空間・時間分解能を有する計測手法は、幅広く流れの計測に用いることが可能で、この装置による計測で実験流体力学の分野への更なる学術的な貢献が可能となった。

研究成果の概要(英文)：We conducted a series of the wind tunnel experiments focused on a shock wave-boundary layer interaction inducing a transonic buffet which determines capability of a flight in a high-speed region. Wing model had a 10° sweep angle and a cross section of NASA common research model, which is a simplified model for a commercial aircraft wing. Through this work, we newly developed a dual layer focusing schlieren system to take flow information with several tens of kHz frame rate. We combined this system with unsteady pressure sensitive paint (uPSP) measurement system which take wall information with several kHz frame rate, to measure the flow-field both around the wing and on the wing surface. We successfully measured flow and wall information for the buffet with high spatiotemporal resolution in being the first in the world. Based on these data, we obtained new knowledge on the generation and maintenance of the self-oscillation of the shock wave for the swept wing.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：非定常空気力学 先進光学計測 高レイノルズ数流れ

様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

現代の航空機は音速に近い速度で飛行し、その翼面上には衝撃波と呼ばれる急峻な圧力波が形成される。飛行速度や迎角の増加に伴い、この衝撃波は翼コード方向に自励振動（以後これを「衝撃波の縦揺れ」と称す）を起す。この一連の現象はバフエットと呼ばれ、高速域での航空機の運用限界がバフエットの発生の有無により決まる。そのため、バフエットを理解し、その発生を予測・制御するための研究がアメリカやヨーロッパのグループを中心に続けられている。我々のグループでもこれまで、2次元翼と呼ばれる同じ断面形状が風洞全幅にわたって続く翼模型で、バフエット維持機構を説明する新しいモデルを提案・検証してきた。近年、実機の翼に相当する3次元翼模型で、2次元翼には見られない、衝撃波が翼スパン方向に伝搬する現象（以後これを「衝撃波の横揺れ」と称す）が発見された。そして「この衝撃波の横揺れが実機におけるバフエットにおいて支配的な役割を担っているのではないか？」との議論が起こっている。現在、実機におけるバフエット抑制はボルテックス・ジェネレータと呼ばれる小さな突起を翼の前縁に貼付けることで行われている。このような論争を踏まえた上で、今後より効率の良いボルテックス・ジェネレータの配置、あるいは新たなバフエット抑制機構を開発するには、3次元翼バフエットにおける流れの詳細なデータを取得し、これにより検証された数値計算やこのデータそのものに基づいた知見から、3次元翼バフエットの発生・維持機構を解明する必要がある。

2. 研究の目的

本研究では、「衝撃波の横揺れがどういったメカニズムで生じるのか？」という学術的な問いに答えることを目指した。2次元翼バフエットは衝撃波により生じた境界層はく離の移流が翼後縁で音波を発生させ、これが空間中を衝撃波に向かってフィードバックすることで維持されると考えられている。我々は3次元翼に見られる衝撃波の横揺れに対しても同様の機構が働きうると考え、「翼面上に生じる衝撃波」、「衝撃波下流の壁面を移流するはく離」と「空間を伝播する音波」の関係性に着目し、「2次元翼で見られた衝撃波の縦揺れと3次元翼で見られた横揺れは本当に別物なのか？」という問いに答えることも目指した。これら学術的な問いに答えるには、3次元翼におけるバフエットの詳細な非定常データが欠かせない。そこでこれらを取得する新たな計測装置の開発、またこれを用いて得られた非定常3次元データのデータベース化も本研究の目的となる。

3. 研究の方法

(1) 実機や全機模型の主翼には2次元翼には存在しない、後退角、上反角、テーパ角、ねじり下げや翼端が存在する。この中でも特に後退角は、壁面近傍で翼スパン方向への二次流れを生じさせる効果があり、衝撃波の横揺れに関係している可能性が高い。そこで本研究では、2次元翼に用いられる基準翼型断面を後退角に直行するようスパン全域に渡って配置した「2次元後退翼」(図1参照)を製作する。そして後退角なしの実験結果と比較することで、その特性を明らかにする。なお基準翼型断面としては NASA Common Research Model: CRM.65 Airfoil Section を採用し、風洞には、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が有する $0.8\text{m} \times 0.45\text{m}$ 高レイノルズ数遷音速風洞 (TWT2) を用いる。

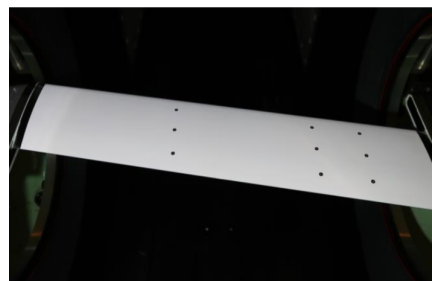


図1 後退翼模型をTWT2に設置した際の写真。翼表面には感圧が塗布されている。9つの黒丸は、撮影画像のキャリブレーションに用いるマーカー。

(2) 計測にはこれまでの研究で我々のグループが確立してきた高速度断層シュリーレン (Focusing Schlieren: FS) 撮影と非定常感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint: PSP) 計測を用いる。高速度 FS 撮影は流れ場の特定の断面内に生じた密度勾配を撮影する手法で、流れ場に生じた衝撃波、境界層はく離に加え、微弱な音波の伝播もおおよそ 100kHz 以上の応答特性で捉えることが可能である。非定常 PSP 計測は壁面に酸素分子により消光する塗料を塗布し、酸素の数密度を計測することで壁圧分布を定量的に算出する手法で、おおよそ 3kHz の応答特性で壁圧分布が計測可能である。本研究ではまず、この二つの先進計測を用いて、後退翼の各スパン位置における衝撃波振動の振幅、周波数、および振動の間欠性や音波の主流方向への移流速度を算出し、後退翼のバフエット特性をデータベース化する。

(3) これに加えて、高速度 FS 撮影システムを二断面同時計測が可能ないようにデュアルレイヤー化する。これにより翼スパン方向に伝播する音波の移流を高速度 FS 撮影により直接捉えられる。これまでの3次元翼バフエットの研究では、翼に働く力や壁圧分布などの限られた壁面 (On Body) データしか取得されておらず、衝撃波の横揺れが生じたとき、空間中 (Off Body) で何が生じているか、その詳細は分かっていない。空間中を伝搬する圧力波は先に述べたように衝撃波

振動の維持に重要な役割を果たすと考えられ、そのスパン方向への伝播は、3次元翼バフェットの発生・維持機構の解明のキーになると思われる。そこでこのデュアルレイヤー断層シュリーレン (Dual-layer Focusing Schlieren: dIFS) 撮影システムを開発し、これと非定常 PSP の同時計測を試みる。これにより、壁面で衝撃波が横揺れした際に空間中の衝撃波や圧力波がどのように伝播しているかを可視化し、可能であれば、これらのスパン方向への伝播速度を算出する。

(4) 2次元翼バフェットでも、実験結果には様々な周波数の現象が含まれ、その本質的な振る舞いを同定することは比較的難しい。3次元翼バフェットでは、衝撃波やこれに伴うはく離、圧力波の伝播は翼コード方向のみならず、スパン方向へも伝播すると考えられ、さらに現象が複雑になる。そのため、これまでの研究で確立してきた時系列画像の $x-t$ 線図を用いた衝撃波の抽出や、輝度値や衝撃波の軌跡の単純なフーリエ解析といった手法では、現象の本質に迫れない可能性がある。そこで本研究では、3次元翼バフェットの主要なモードを抽出可能なデータ駆動型の新たな解析手法の開発も併せて行う。

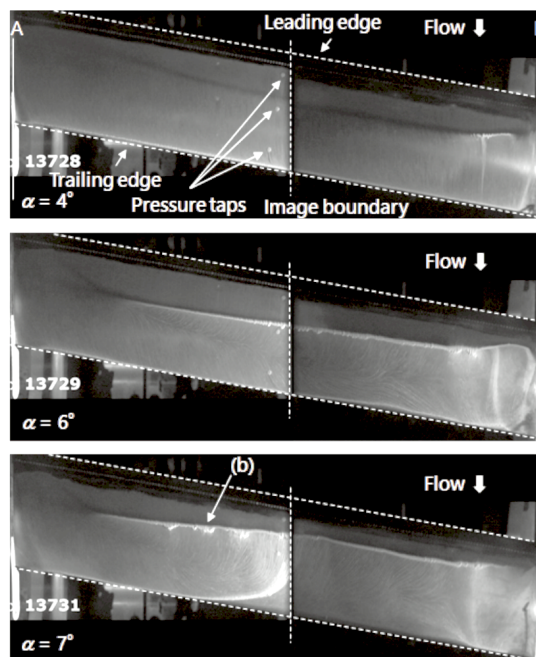


図2 後退翼表面の壁面流線の可視化。

(5) これら一連の風洞実験による後退翼バフェットの詳細なデータ取得に加えて、レイノルズ平均に基づくシミュレーション (Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation: RANS) を実施する。RANS の役割は大きく二つで、「試験用翼模型の設計・開発支援」と「後退翼バフェット発生メカニズムの解明支援」である。簡略化された後退翼を用いた風洞実験でも、風洞壁などの影響の除外は難しい。上述の実験データにより、確からしさを保証した RANS により後退翼周りに形成される流れの数値解析を行い、風洞壁が後退翼バフェットの及ぼす影響を調査する。そしてこの流れ場の全体安定性解析を実施し、後退翼バフェットの現象解明を支援する。

4. 研究成果

(1) 流れ場の基本データの取得: まず実験に用いる「後退角付き翼模型」とこれの比較対象となる「後退角なし翼模型」の設計を、RANS を援用した流体・構造解析を用いて行った。なお本研究では使用する風洞の模型サポートの制約から、後退角を 10° に決定した。製作した翼模型の安全性確認とこの翼模型の基本的な空気力学的な特性 (空力特性) の取得を目的として、2019年3月に第1回目の風洞実験 (試験シリーズ: TWT2-18-07) を行った。この試験では、風洞試験で一般によく用いられる、定常壁圧計測、壁面流線 (オイルフロー) 計測、高速度シャドウグラフ計測を行った。結果の一例として図2にオイルフローにより得られた翼上面の壁面流線図を示す。迎角 7° の (b) の矢印付近のオイル溜まりに着目すると、このオイル溜まりはコード方向の振動に加え、スパン方向にも振動し、3次元翼バフェットの発生を示唆していた。これら壁面流線や高速度シャドウグラフの様子から、後退翼で生じる衝撃波振動のモード分類を主流マッハ数と翼迎角を変化させて行うことができた。

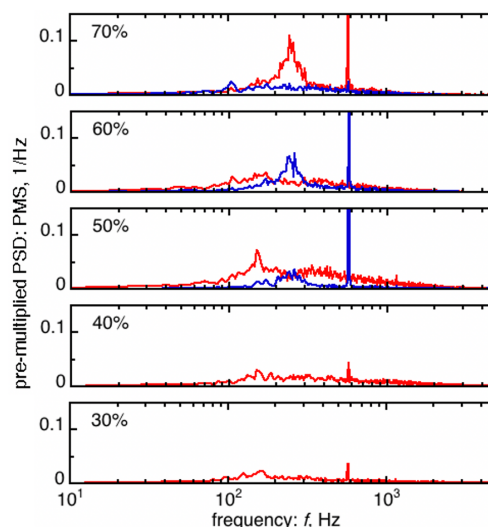


図3 後退翼バフェットにおける衝撃波振動のパワースペクトル。

(2) 高速度 FS スイープ計測と非定常 PSP 計測: 後退翼の各スパン位置での衝撃波振動特性や圧力波の移流特性を明らかにすることを目的に、2020年2月に高速度 FS 撮影の可視化断面をスパン方向にスイープし、衝撃波や音波の非定常挙動の可視化 (TWT2-19-03) を行った。図3に迎角 7° における FS 画像の衝撃波位置における輝度値のパワースペクトルを示す。迎角 7° の条件では、定在する衝撃波がスパン 30%以上の位置で存在し、30~50%の領域では比較的明瞭

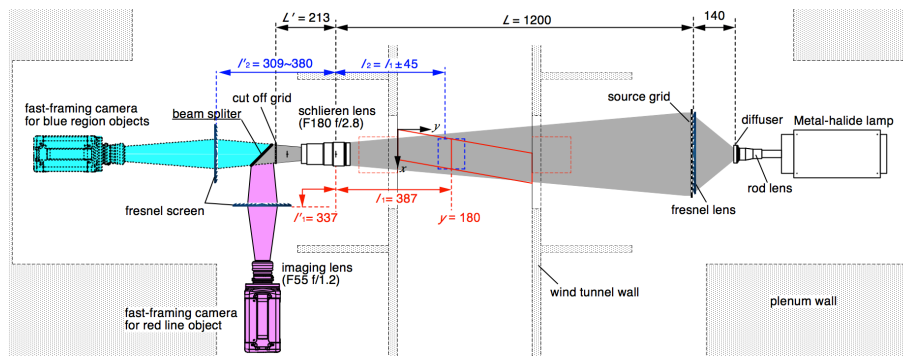


図4 デュアルレイヤー断層シュリーレン可視化システムの概要. 図中右側が光源ユニットで左側が撮像ユニット.

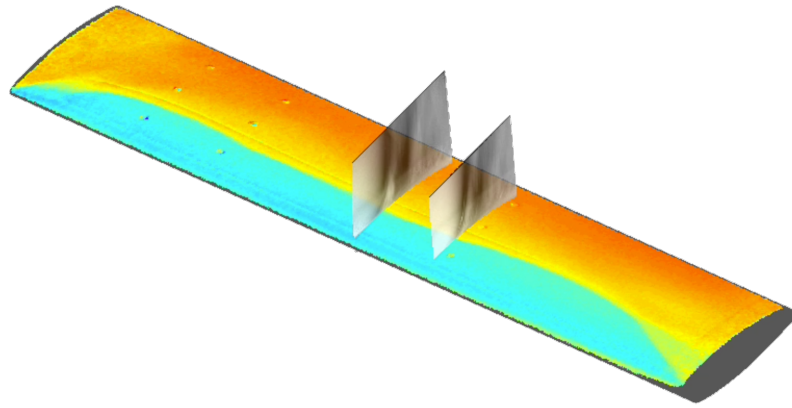


図5 二断面 FS・非定常 PSP 同時計測結果を3次元空間上にマッピングした結果. デュアルレイヤー断層シュリーレン可視化システムはスパン40%と50%を可視化している.

な衝撃波が周期的な振動を繰り返していた. この衝撃波の振動周波数は図3に示すようにおよそ 150 Hz で, 二次元パフエットに見られる衝撃波振動数と同じであった. 他方翼外舷側では, 衝撃波の挙動はより複雑になり, 衝撃波の振動数も 250 Hz 程度まで増加していた. 非定常 PSP 計測 (TWT2-20-01) の結果もこの高速度 FS の結果と合致しており, これら二つの計測結果より, 後退翼パフエットの各スパン位置での衝撃波振動特性のデータベースを構築できた.

(3) デュアルレイヤーFSの開発と風洞試験への適用:

① 翼模型の設計・開発とこれを用いた空力特性の取得と並行して, 空間中を翼スパン方向に伝搬する波を捉えるためのデュアルレイヤー断層シュリーレンシステムの設計・開発を行った. 図4に設計したデュアルレイヤーFSシステムの概要を示す. 断層シュリーレン光学系では, その原理に基づくと, シングルレイヤーからデュアルレイヤーへ拡張は容易で, 図中左のカットオフグリッドの下流にビームスプリッターを置き, 分離された各光束に対して, 見たい断面のピント位置にスクリーンを置くだけで良い. このアイデアを立証するため, 構築したデュアルレイヤーシステムで, 光軸方向に位置のずれた2つのヘリウムジェットの可視化を行った. そして提案するシステムにより 20 mm 程度離れた断面の同時可視化が可能であることが立証した.

② この dIFS 可視化システムを 2021 年 3 月と 6 月に風洞試験 (TWT2-20-02&TWT2-21-03) に適用し, 衝撃波と音波のスパン方向への伝播を調べた. なお, この一連の風洞試験では, デュアルレイヤーFS計測のみならず, 非定常 PSP 計測も同時に行っている. その結果の一例を図5に示す. 図5は迎角 7°で得られた3断面の計測結果を, 3次元空間上にマッピングした結果である. このように翼周りの空間2断面と壁面の非定常同時可視化は, 我々が知る限り世界初の快挙である. PSP で捉えられた翼壁面の結果を見ると, 急峻に輝度に変化している場所がスパン方向に伸びていることが分かる. これは衝撃波によるものである. また FS 計測の結果を見ると, PSP で輝度に変化している場所の斜め上方に向かって, 黒と白の帯が見える. これが空間中に形成されている衝撃波である. 3次元空間にマッピングされた可視化動画を見ると, 衝撃波を示すこれら PSP と FS の領域がきちんと同期して動いていた. また低迎角条件では, 壁面, 空間ともにシンクロして下流から上流に遡ってくる圧力波が見えた. その一方で図5に示される高迎角条件では, PSP では衝撃波が局所的に上流に遡った瞬間に上流から下流への圧力波の伝播が見られるのに対し, FS では衝撃波の状態によらず絶えず, 下流から上流への圧力波の伝播が見られた. 現状このように圧力波の伝播の向きが一致する場合と一致しない場合が如何様に生じているのか, その理由ははっきりしていない. また二次元翼パフエットと比べて非定常性が強く, 翼内舷から外舷への衝撃波の横揺れは周期的ではなく, 間欠的に生じていた. 加えて, 翼内舷から外舷

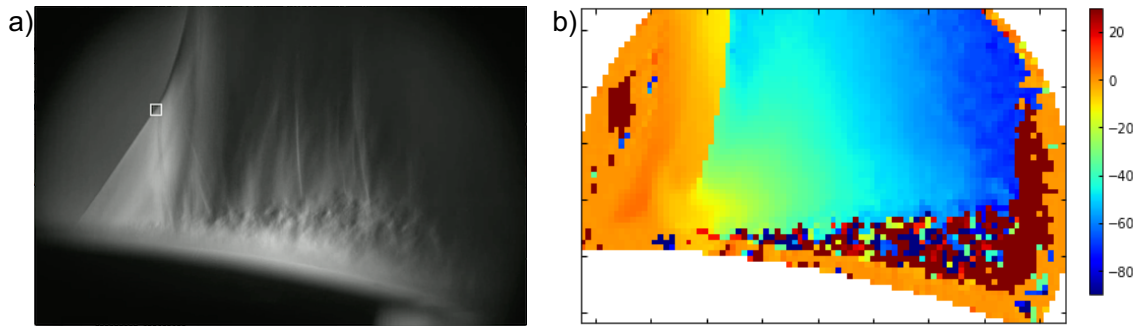


図 6 CNN の適用による衝撃波三重点の追尾と位相平均速度. 図 6a における口が CNN により予測された衝撃波三重点の位置. 図 6b は衝撃波が最下流に位置する状態における圧力波の位相平均速度.

への伝播のみならず、外舷から内舷への伝播も観測された. 今後、下記に示す新たな解析手法の適用による現象解明が望まれる.

(4) データ駆動解析手法の確立:

① 後退翼バフエットには図 3 からも分かるように、支配的周波数が異なる現象が複数存在し、これらの複雑な組み合わせにより、衝撃波の間欠的な横揺れが生じていると考えられる. そこでこれを分離する手法として、動的モード分解を導入した. 動的モード分解とは、現象の局所線形性を仮定し、ある時刻の空間データから次の時刻のデータを予測するための線形行列を導出する解析手法である. この手法では対象の支配方程式が必要なく、時空間データからのみ線形行列を算出する. また算出された線形行列内には、現象の時間的・空間的な情報(モード)が含まれ、これを対角化することで、その現象を支配している時空間モードの抽出が可能である. 本研究では二次元翼バフエットに対して、まずこの手法を適用した. そして二次元翼バフエットの全体安定性解析で予測されていた圧力のフィードバックループ経路を世界で初めて、実験的に観測することに成功した. 現在、この手法を後退翼バフエットに適用し、衝撃波の横揺れを支配する現象の抽出を試みている.

② 後退翼バフエットでは、衝撃波がコード方向のみならずスパン方向へも伝播する. そのためある特定の断面で現象を観測すると、衝撃波が振動するだけでなく、あたかも発生・消滅したりするように見える. そのため単なる画像処理では、衝撃波の挙動を追尾することが難しい. これを解決するため、衝撃波の特徴をコンピュータに機械学習させ、これを用いた追尾を考えた. 本研究ではまず、二次元翼バフエットに対して、畳み込みニューラルネットワーク(Convolutional Neural Network: CNN)による衝撃波の追尾が可能であるかを検討した. その結果、図 6a に示すように CNN により衝撃波の追尾が可能であることが分かった. またこのようにして抽出された衝撃波位置を用いて、ある特定の領域内に衝撃波が入る画像のみを集め、これら画像の前後のフレームから圧力波の伝播速度を求めた(図 6b). このように衝撃波位置をロックし、圧力波の伝播速度が求められたのも、我々が知る限り世界初である. 現在、この手法を拡張し、PSP の衝撃波位置と FS 画像を組み合わせた CNN により、dIFS 画像における衝撃波の追尾を試みている.

(5) RANS に基づく全体安定性解析: 風洞側壁を含む供試模型の風洞実験に対応する 3 次元 RANS を実施した. RANS は、コーナはく離の大きさの予測を除けば、上述の実験結果をリーズナブルに再現していた. そこでこのシミュレーションをベースに、流れ場の全体安定性解析を実施した. その結果、後退翼バフエットでは、図 7 に示すように不安定なモードが 3 つ ($f = 38, 100, 618$ Hz) 存在することが分かった. 各モードの圧力波の伝播を調べると、翼模型の後退角に伴うクロスフローが翼内舷から外舷に擾乱を伝搬させると同時に、翼外舷側のコーナはく離から生じた擾乱が、クロスフローに逆らって内舷側に伝わるということが分かった. この結果は、前述の実験と合致しており、このような事実から、はく離から生じた擾乱の伝搬が全機翼模型で観測された衝撃波振動の一因である可能性が高いことが分かった.

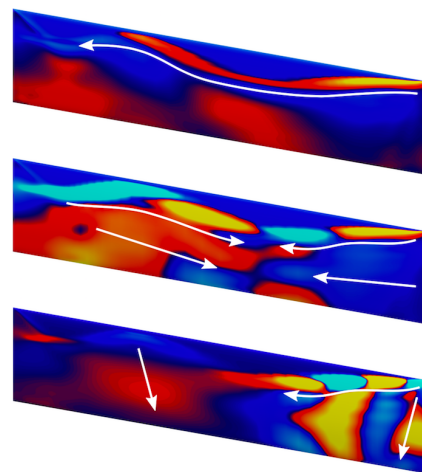


図 7 全体安定性解析における不安定モードの圧力変動. 上が 38 Hz, 中央が 100 Hz, 下が 618 Hz の不安定モード.

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 1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 Sansica Andrea, Hashimoto Atsushi, Koike Shunsuke, Kouchi Toshinori	4. 巻 AIAA 2022-1972
2. 論文標題 Side-Wall Effects on the Global Stability of Swept and Unswept Supercritical Wings at Buffet Conditions	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 AIAA paper	6. 最初と最後の頁 1-17
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/6.2022-1972	査読の有無 無
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 福本翔太, 河内俊憲, 大寺健吾, 杉岡洋介	4. 巻 70
2. 論文標題 動的モード分解を用いた二次元翼パフェットの主要モードの抽出	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 日本航空宇宙学会論文集	6. 最初と最後の頁 1-11
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） なし	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12件（うち招待講演 1件／うち国際学会 2件）

1. 発表者名 河内俊憲
2. 発表標題 航空機的设计・開発を支える先進流体計測とデータ駆動型解析
3. 学会等名 日本冷凍空調学会 年次大会（招待講演）
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 福本翔太, 河内俊憲, 大寺健吾, 杉岡洋介
2. 発表標題 動的モード分解を用いた二次元翼パフェットの主要モードの抽出
3. 学会等名 第53回流体力学講演会 / 第39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 2021年

1. 発表者名 杉岡洋介, 小池俊輔, 河内俊憲
2. 発表標題 二次元遷音速風洞におけるCRM後退翼の非定常感圧塗料計測
3. 学会等名 第53回流体力学講演会 / 第39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 2021年

1. 発表者名 河内俊憲, 大寺健吾, 福本翔太, 杉岡洋介, 小池俊輔
2. 発表標題 二次元遷音速風洞におけるCRM後退翼の高速度断層シュリーレン計測
3. 学会等名 第53回流体力学講演会 / 第39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 2021年

1. 発表者名 大寺健吾, 河内俊憲, 福本翔太, 杉岡洋介, 小池俊輔
2. 発表標題 二次元後退翼パフェットの断層シュリーレンによる二断面同時可視化
3. 学会等名 第59回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 河内俊憲
2. 発表標題 二次元後退翼パフェットの先進画像計測
3. 学会等名 第29回日本流体力学会中四国・九州支部講演会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 河内俊憲, 福本翔太, 杉岡洋介, 小池俊輔
2. 発表標題 二次元遷音風洞におけるCRM後退翼のデュアルレイヤー断層シュリーレン/非定常感圧塗料を用いた三断面同時可視化
3. 学会等名 第54回流体力学講演会 / 第40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 2022年

1. 発表者名 河内 俊憲, 大寺 健吾
2. 発表標題 断層シュリーレン を用いた非定常二断面同時計測法の確立
3. 学会等名 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2020オンライン
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 A. Sansica, A. Hashimoto, S. Koike T. Kouchi
2. 発表標題 Side-wall Effects on the Global Stability of Swept and Unswept Supercritical Wings at Buffet Conditions
3. 学会等名 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2020オンライン
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 小池俊輔, 松本葉, 河内俊憲
2. 発表標題 後退角ありと後退角なしの2次元CRM翼における衝撃波はく離とその振動
3. 学会等名 第51回流体力学講演会 / 第37回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウ
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 H.Inoue, Y.Matsumoto, T.Kouchi, Y.Nagata, S.Yanase
2. 発表標題 CFD simulation of an ejector-jet engine
3. 学会等名 Asian Pacific International Symposium on Aerospace Technology (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 T.Kouchi, S.Koike
2. 発表標題 Focusing-schlieren Visualization of Two-dimensional Transonic Shock-buffet
3. 学会等名 50th Fluid Dynamics Conference/36nd Aerospace Numerical Simulation Symposium (国際学会)
4. 発表年 2018年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

航空機の翼に関する空気力学，河内俊憲，岡山大学公開講座（2022）
 本講義では中学生・高校生・大学生および一般の方を対象に，講師が専門としている，航空機の翼の空気力学に関して，揚力はなぜ発生するのかといった基本的なところから最新の研究課題まで分かりやすく講述します。
 （公開講座は，生涯学習の一環として，岡山大学の教育を広く社会に開放し，社会人の教養を高め，教育文化の向上に資することを目的とします）

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	杉岡 洋介 (Sugioka Yosuke) (20865604)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究開発員 (82645)	風洞実験の実施，およびPSP計測

6. 研究組織（つづき）

	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	橋本 敦 (Hashimoto Atsushi) (30462899)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・主任研究開発員 (82645)	数値シミュレーション
研究分担者	小池 俊輔 (Koike Shunsuke) (40547064)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・主任研究開発員 (82645)	風洞実験の計画および実施
研究分担者	石田 崇 (Ishida Takashi) (70743988)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究開発員 (82645)	数値シミュレーション

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関