

令和 2 年 5 月 27 日現在

機関番号：12501

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2017～2019

課題番号：17K14613

研究課題名(和文) 自律ヘリのための吹き下ろしと低速に強いADSの開発と脱GNSSロバスト航法の実現

研究課題名(英文) Development of the robust navigation system without the GNSS by using the air-data sensors under downwash and low-speed conditions for autonomous helicopters

研究代表者

藤原 大悟 (Fujiwara, Daigo)

千葉大学・大学院工学研究院・助教

研究者番号：60604642

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,400,000円

研究成果の概要(和文)：小型ヘリコプタの航法として一般に用いられているGNSS/INS航法の欠点である、GNSS使用不可能時の航法の発散を防ぐため、機体の対気速度を計測するセンサと対気速度を利用した航法システムを開発し、航法をロバスト化することを研究目的とした。ベルマウス付き対称型ピトー管と2次元超音波センサ、および3次元超音波センサによる対気速度計測システムを開発し、物理モデルやニューラルネットワークに基づく吹き下ろしモデルに基づく対気速度複合航法システムを開発し、シミュレーションや飛行試験を通じて提案手法の有効性を検証した。GNSS使用不可能時でも航法・制御系の安定性を一定時間維持できることを確認した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

物資輸送、災害対応、空撮等への無人ヘリコプタの適用・実用化に向け研究開発や実証が進む中で、耐空性の向上が求められ、自機位置・速度を算出する航法について、GNSSのみに頼る状況を改善する試みが行われるようになってきた。様々な手法が検討される中で、本研究で開発した対気速度センサに基づく航法は、測距センサやカメラによる手法に対し、周囲の明るさや物体との位置関係による性能劣化がなく、飛行場所によらず利用できる点で、無人ヘリのロバスト性や安全性の向上に寄与し、無人ヘリ関連産業の活性化への貢献が期待される。

研究成果の概要(英文)：To prevent the divergence of the GNSS/INS navigation system under the GNSS-denied condition which is widely used for small helicopters, this research aims at the improvement of the robustness of the navigation system by development of the airspeed sensor (air-data sensor, ADS) and the airspeed sensor-based navigation system. The symmetric Pitot tube with a bellmouth and two-dimensional ultrasonic sensors, and the three-dimensional ultrasonic sensors are developed. The helicopter downwash model is designed based on the physical model or the artificial neural networks, and the ADS/GNSS/INS integrated navigation filter including the downwash model is developed. It is verified that the stability of the navigation and the flight control system is able to be maintained for a moment during the GNSS-denied state by the proposed method through the simulations and the flight tests.

研究分野：飛行制御

キーワード：エア・データ・センサ 対気速度 小型無人ヘリ

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

ヘリコプタは物資輸送、救急搬送、災害対応、防犯、空撮など様々な用途に用いられ、その役割はますます重要になっており、大型の有人機に加え、近年は小型無人ヘリの産業応用の試みが多く見られるようになり、自律誘導飛行制御の研究が進められている。飛行制御において高い制御性能や信頼性を保証するには自機の速度や位置といった飛行制御系の制御量を正確に推定する航法技術 (Navigation) が重要である。小型の自律制御無人ヘリの航法用センサとしてはこれまで、角速度や加速度を検出する慣性センサや、速度や位置を検出する GPS に代表される GNSS (Global Navigation Satellite System: 全地球航法衛星システム) がよく用いられ、慣性センサの加速度を 1~2 階積分して速度・位置を計算する INS (Inertial Navigation System: 慣性航法) の計算誤差を、GNSS で測位した速度・位置情報で定期的に修正する GNSS/INS 複合航法がよく用いられている。しかし、GNSS は人工衛星からの電波を利用する仕組み上、測位精度は電波受信状況に大きく左右され、衛星配置の偏り、自機の運動による姿勢の大きな変化や周囲障害物による電波遮断等で測位精度が劣化し、最悪の場合は測位不能となる。この場合、加速度に含まれる誤差により INS の積分値すなわち制御量の推定値がしだいに発散し、制御系が不安定化する。特に小型ヘリに搭載可能な小型軽量の慣性センサは加速度等の検出精度や分解能に厳しい制約があり、現状、長時間 INS のみで飛行制御することは困難である。航法の補強には気圧計による高度計測やレーザ距離計による固定物体との相対位置計測といった方法も提案されているが、適用条件が限られ、GNSS の代替には至っていない。近年はミッションの多様化や航続距離延長のためアグレッシブ飛行が求められつつあり、GNSS は機体姿勢の大きな変化時や狭く入り組んだ地形での飛行時には対応しきれないため、対策が急務である。

こうした状況を改善すべく、ADS (Air Data Sensor) が注目され始め、小型無人ヘリの誘導制御に活用する研究が最近立ち上がってきている。ここで言う ADS は航空機の周囲に流れる空気の流速すなわち対気速度を計測するセンサであり、ピトー管などのプローブを介して空気の圧力を検出する方式や、超音波の伝播時間を用いる方式などがある。ADS は機体位置・姿勢による計測不能が生じず、GNSS 航法の代替を担うと期待されるが、飛行制御用航法センサとして用いるには解決すべき多くの技術課題がある。ヘリコプタのロータからの吹き下ろしの風がプローブに当たって計測精度を劣化させる。一般的なピトー管は速度の 2 乗に比例する動圧から速度を算出するという仕組み上、ヘリコプタの飛行の利点であるホバリング・低速移動をしている時や高速飛行時であっても飛行方向以外の軸は S/N 比が低下する。そのため、現状ヘリの ADS は大型有人機の高速前進飛行時の計器表示としての利用に限られ、小型機の飛行制御の制御量としての利用には至っていない。

2. 研究の目的

本研究は、小型無人ヘリの飛行制御に用いることができ、GNSS 不調時でも航法アルゴリズムの発散を抑制し、飛行制御系全体を大幅にロバスト化することへ貢献することを目指した、吹き下ろしに強く多軸及び広い速度範囲に対応した新しい ADS (対気速度センサ) と航法フィルタを開発することを目的とする。具体的には、まず、吹き下ろしの影響を受けにくく低速での性能がよい形状・構造の対気速度センサを考案・試作し、特性を明らかにする。あわせて、航法フィルタの設計に向け、センサの特性を定量的に表現する。次に、開発した対気速度センサを用いて機体速度をできるだけ正確に推定する航法フィルタを設計し、構築手法を明らかにする。研究全体を通じて、シミュレーションや、試作した対気速度センサや設計した航法フィルタを地上試験もしくは実験用小型無人ヘリコプタ機体に搭載した飛行試験を通じて、動作検証し、ADS 航法の性能や課題を明らかにする。

3. 研究の方法

まず、対気速度センサの開発については、吹き下ろしの影響を低減しつつ低速での S/N 比が良いプローブ形状・構造を解析や試作の繰り返しを経ていくつか考案し、設計・試作する。複雑な形状でも 3D プリンタを活用し積極的に採用する。また、配管や圧力センサ、データ処理用コンピュータを含むシステム全体の設計・製作も行う。試行錯誤を経て、本研究ではいくつかの対気速度センサを開発したが、次章ではそのうち 2 つのシステムについて示す。それぞれのセンサについて、地上試験 (車載・風洞試験等) と飛行試験によるデータ取得を行い、参照速度との比較を行うことで、性能を検証し、また、計測誤差の校正データを得る。

次に、航法フィルタの設計に必要な対気速度センサ特性および吹き下ろし (誘導速度) の数式表現を作成する。対気速度センサの特性については、センサ開発の時点で取得した地上試験・飛行試験データや計測誤差校正データを整理して得る。吹き下ろしについては、ヘリコプタ空力の物理モデルに基づく方法と、飛行試験データを用いて訓練するニューラルネットワークに基づく方法の 2 つそれぞれ構築する。ADS 航法フィルタの設計は、拡張カルマンフィルタと、前記のニューラルネットワークを用いる方法の 2 種類についてそれぞれアルゴリズム設計を行う。

対気速度センサと航法フィルタを合わせた全体システムの性能検証については、主に飛行試験と飛行シミュレーションで実施する。実際にホバリングや直進飛行を行う飛行制御系と組み

合わせ、GNSS 異常模擬を行い、開発した ADS 航法システムによる飛行継続が可能かどうかを検証し、また、現状での限界や課題を明らかにする。

4 . 研究成果

本章では、開発した対気速度センサごとに分けて航法システム研究開発の成果を述べる。

4 . 1 2 軸超音波プローブと1 軸圧力プローブを併用した対気速度センサによるシステム

機体の直交 3 軸の対気速度を、2 種類の異なるセンサにより計測するシステムを開発した。(図 1 (a)(d)) 機体の水平 2 軸 (x_B , y_B) の対気速度は、超音波流速計をベースにし、直交 2 軸の超音波伝播時間から流速を計るプローブを 3 つ設け、機体の進行方向によらず計測できるようにした。(図 1 (b)) 機体上下軸 (z_B) は、ピトー管をベースにした圧力計測型対気速度計として、P-ADS と称し、上下対称な小型ピトー管の周囲に整流板とベルマウス形状を設け、吹き下ろしが支配的かつ乱流を含む機体上下方向の対気速度を精度よく計測できるようにした。(図 1 (c)) 開発した P-ADS, U-ADS は地上試験 (風洞試験・車載試験 (図 2 (a))) や飛行試験で特性データを取得し、数値データベースにまとめた。(図 2 (b)(c))

次に、P-ADS, U-ADS を GNSS/INS 複合航法に追加する ADS/GNSS/INS 複合航法フィルタの設計を行った。前記の ADS 特性データを拡張カルマンフィルタに組み込むと共に、ヘリコプタメインロータの吹き下ろしの影響については物理モデルを構築し、観測更新方程式に組み込んで、機体 3 軸それぞれの対地速度・位置、および大気擾乱 (風) を推定する航法フィルタとした。(図 3)

飛行試験で取得した実験データに基づく解析により、GNSS 使用不可能時の航法フィルタの推定出力を評価したところ、従来型航法では GNSS 切断後に対地速度の推定誤差が徐々に発散するが、本研究で開発した ADS/GNSS/INS 複合航法によれば、GNSS 切断後に時間が経っても速度の誤差がある一定範囲内に収まることを確認した。(図 4) さらに、これら 2 つの複合航法をヘリコプタのホバリング飛行制御系に組み込み、GNSS 使用不可能時の飛行シミュレーションを行ったところ、従来型航法では機体位置が徐々に移動して最終的に墜落に至るが、ADS/GNSS/INS 複合航法では機体位置を 30 秒間半径 2m の円内に収められることを確認できた。(図 5) なお、航法と制御系の同時計算は負荷が高く、研究期間内に実機に搭載可能な小型マイコンへ実装してのリアルタイム処理の実現に至らなかった。計算負荷の低減と飛行試験での性能検証が次の課題として残った。

4 . 2 超音波方式 3 次元低速対気速度計によるシステム

前節とは異なり、 z_B 軸も超音波方式で計測し、かつ 1 個のプローブで低速から 3 次元対気速度を計測できる対気速度計 (UOLAS : Ultrasonic Omni-directional Low-Airspeed Sensor) を開発した。3D プリンタを活用し、高剛性でありながら従来の超音波風速計よりも大幅な小型軽量化を実現し、また、吹き下ろしに対してプローブ構造部材の下流側に超音波センサを配置しない工夫をし、吹き下ろしの計測への影響を低減した。(図 6) 参照速度計とともに機体に搭載して飛行試験を行い、機体水平軸 (x_B , y_B) についてはおおむね精度良く計測できており(図 7 (a)(b)) 上下軸 (z) については吹き下ろしによる値のオフセットが存在する形で計測できる (図 7 (c)) ことを確認した。

次に、 z_B 軸の吹き下ろしの影響をキャンセルするため、3 層構造ニューラルネットワーク (ANN) による吹き下ろし補正フィルタを構築した。(図 8 (a)) 訓練データとテストデータは、飛行試験により取得した UOLAS の計測データと参照速度計のデータ、および実験用機体の飛行制御装置で取得した機体の各種状態量・操縦入力で作成した。テストデータによる検証の結果、吹き下ろしを取り除いた対気速度が取得できることを確認した。(図 8 (b))

ADS/GNSS/INS 複合航法は、従来型の GNSS/INS に吹き下ろし補正フィルタを組み合わせ、大気擾乱と対地速度を推定する方式とし、GNSS 使用不可能時は大気擾乱の推定を一時停止するようにした。そして、この複合航法と飛行制御系を合わせた閉ループ飛行制御系を構築した。(図 9) この飛行制御系を機体に搭載して飛行試験を実施した。まずは、吹き下ろし補正フィルタを使わずに水平直進飛行させ、途中で GNSS を切断し、その後復帰させた。(図 10) 図中、時刻 A でホバリング開始、その後加速し 7 m/s 前進、時刻 B・C 間で GNSS を切断し、時刻 D で終了である。GNSS 切断中も、多少の飛行速度変動はあるが、直進飛行を維持できることを確認した。次に、吹き下ろし補正フィルタを用いて同様の飛行を行ったところ、 z_B 軸対気速度推定値が過大になる現象が見られ、GNSS 切断までは直進飛行可能であったが、GNSS 切断後に直進飛行を維持できなかった。(図 11) ANN 作成時の訓練データが不足し、飛行条件の変化への対応力に不足があったことが原因と推測される。どのように訓練データを取得していくかという点が次に解決すべき課題として残った。

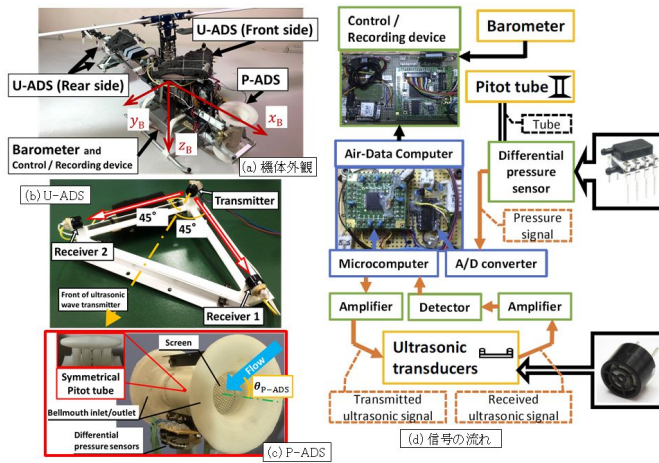


図1 P-ADS/U-ADS から成る 3次元対気速度計測システム

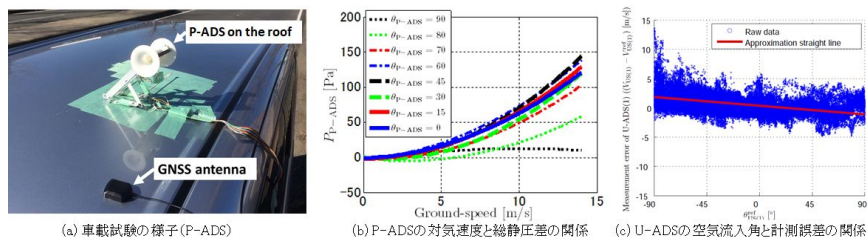


図2 地上・飛行試験による P-ADS/U-ADS の特性取得

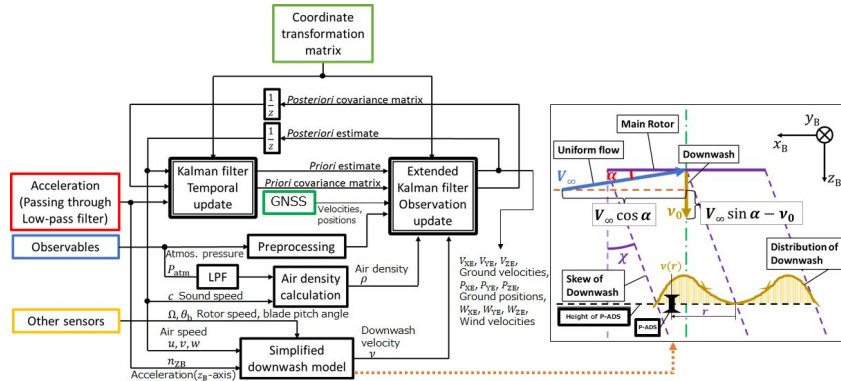
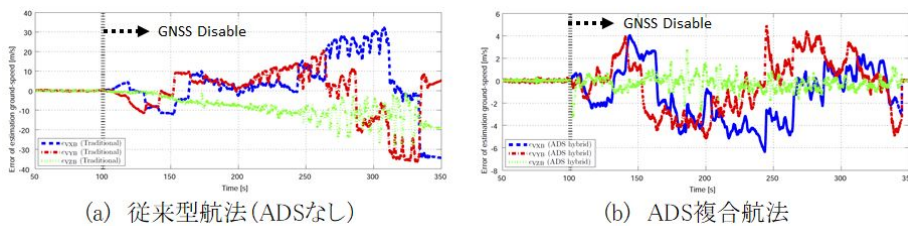


図3 設計した P/U-ADS/GNSS/INS 複合航法フィルタの構成



(a) 従来型航法(ADSなし)

(b) ADS複合航法

図4 対地速度推定誤差

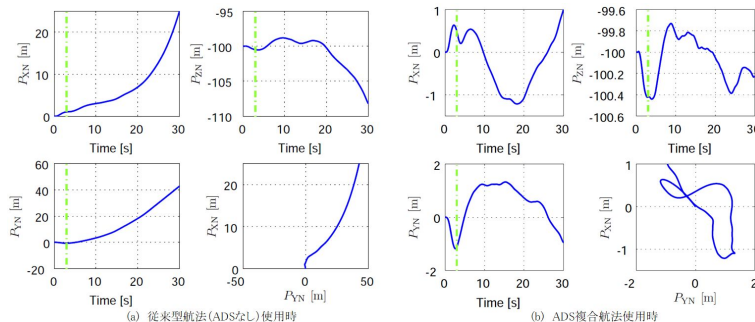


図5 ホバリング制御シミュレーション結果

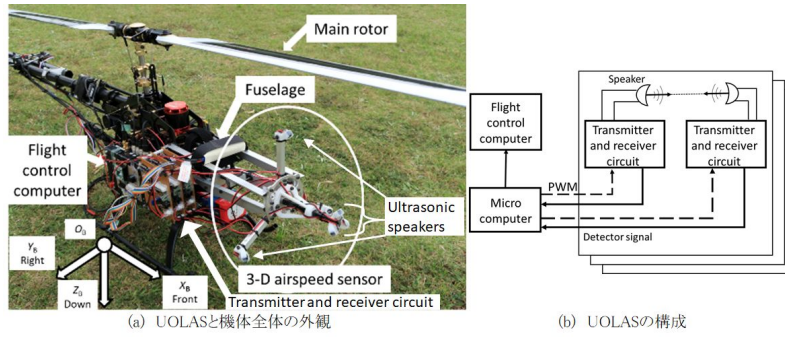


図 6 開発した超音波方式 3 次元低速対気速度計 (UOLAS) と搭載時機体外観

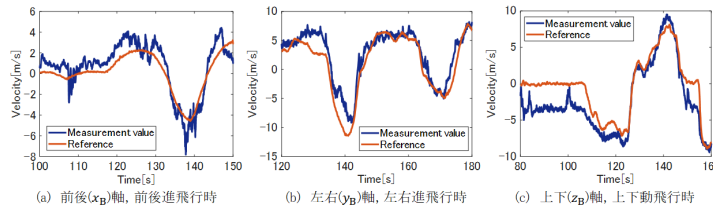


図 7 飛行試験による UOLAS の応答取得と計測性能評価

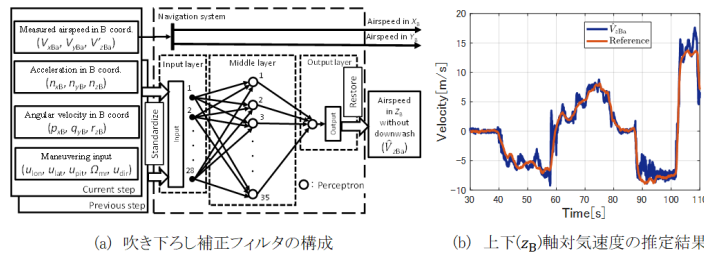


図 8 ニューラルネットワーク (ANN) による吹き下ろし補正フィルタ

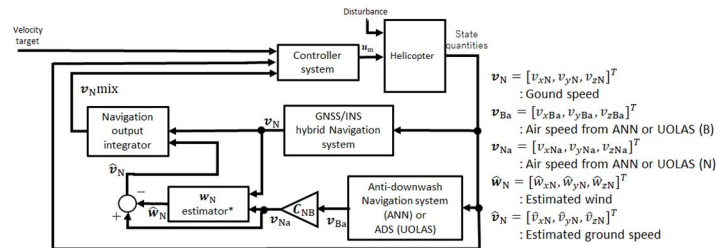


図 9 ADS/GNSS/INS 複合航法と飛行制御系の構成

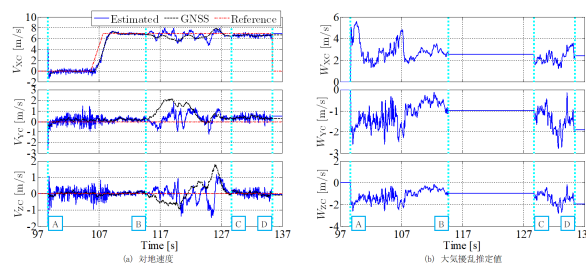


図 10 ADS/GNSS/INS 複合航法を用いた飛行制御実験の結果 (吹き下ろし補正フィルタ不使用)

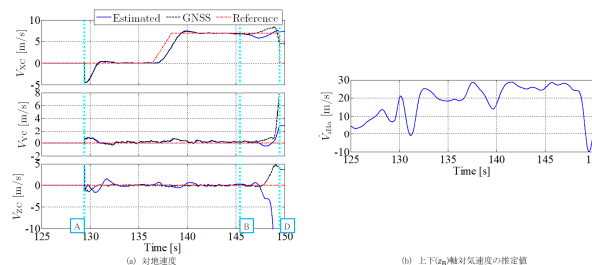


図 11 ADS/GNSS/INS 複合航法を用いた飛行制御実験の結果 (吹き下ろし補正フィルタ使用)

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計9件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 0件）

1. 発表者名 千葉 佳輝, 藤原 大悟
2. 発表標題 小型ヘリADSのための吹き下ろしの計測装置及びニューラルネットによる推定器の開発
3. 学会等名 日本航空宇宙学会 第56回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 藤原 大悟, 辻本 竜太, 千葉 佳輝
2. 発表標題 小型ヘリのピトー管・超音波方式併用3次元対気速度センサとエアデータ複合航法の開発
3. 学会等名 第61回自動制御連合講演会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 辻本 竜太, 藤原 大悟
2. 発表標題 小型無人ヘリの航法への利用を目指したピトー管・超音波流速計複合型エアデータセンサの試作および実験
3. 学会等名 日本航空宇宙学会 第55回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 野入 裕一, 辻本 竜太, 藤原 大悟
2. 発表標題 誘導速度に着目した小型ヘリの降下運動に関する機体運動モデルの改良
3. 学会等名 日本航空宇宙学会 第55回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 外ノ池 拓弥, 藤原 大悟
2. 発表標題 小型ヘリ向けの圧力差に基づくローター体回転式二次元低速対気速度センサの試作と飛行試験による評価
3. 学会等名 日本機械学会ロボティクス・メカトロニクス講演会2019
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 藤原 大悟, 外ノ池 拓弥
2. 発表標題 ヘリコプタ用回転式2次元対気速度計の開発と参照速度計を用いた性能評価
3. 学会等名 第62回自動制御連合講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 千葉 佳輝, 上南 隆司, 藤原 大悟
2. 発表標題 小型ヘリのための超音波方式3次元低速対気速度計測装置の開発と航法システムの構築
3. 学会等名 日本機械学会関東支部 第26期総会・講演会
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 榎山 仁, 千葉 佳輝, 藤原 大悟
2. 発表標題 小型ヘリ用回転式2次元低速対気速度センサのオンライン対気速度算出方法の検討
3. 学会等名 日本機械学会関東学生会 第59回学生会卒業研究発表講演会
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
--	---------------------------	-----------------------	----