

平成24年 4月 20日現在

機関番号：11301

研究種目：基盤研究（B）

研究期間：2008～2010

課題番号：20360379

研究課題名（和文）航空宇宙機用CFRP構造の実験的衝撃荷重同定に基づく実時間損傷モニタリング

研究課題名（英文）Real-time Damage Monitoring of Aerospace CFRP Structures Based on Experimental Impact Force Identification

研究代表者

福永 久雄（FUKUNAGA HISAO）

東北大学・大学院工学研究科・教授

研究者番号：50134664

研究成果の概要（和文）：本研究では、圧電センサを内蔵したCFRP積層板、補強パネル、FWタンク等の構造を対象に、解析モデルを必要としない実験的衝撃荷重同定法に基づいて、異物衝突時の衝撃荷重位置・履歴を実時間で同定する手法を確立した。さらに、この同定した衝撃荷重の最大値より衝撃損傷の有無・程度を実時間で検出する損傷モニタリング技術を開発した。

研究成果の概要（英文）：In the present research, a real-time identification method on impact location and force is established for foreign object impact of CFRP laminated plates, stiffened panels and FW tanks with piezoelectric sensors, based on the experimental impact force identification method. Further, a damage monitoring technique to monitor impact damages in real-time is developed by using the identified maximum impact force.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	7,300,000	2,190,000	9,490,000
2009年度	3,900,000	1,170,000	5,070,000
2010年度	3,100,000	930,000	4,030,000
年度			
年度			
総計	14,300,000	4,290,000	18,590,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：損傷同定、衝撃損傷、損傷予測、荷重同定、位置同定、モニタリング、CFRP、航空機

1. 研究開始当初の背景

(1) 航空宇宙機の主要構造材料としてCFRPに代表される高性能複合材料が適用されつつある。CFRP構造は面外からの荷重に対して層間はく離等の損傷を生じやすく、CAI（損傷後圧縮）強度等の著しい低下を生じる。特に、工具落下や雹・鳥衝突等の異物衝突による衝

撃損傷によるCAI強度低下は、航空機主翼構造の主要な設計基準となっており、航空宇宙機用のCFRP構造の安全性と信頼性の一層の向上を図るためには、CFRP構造内部の衝撃損傷を自動的・実時間で検出する損傷モニタリング法の確立が重要となる。

(2) 現在、CFRP構造の衝撃損傷に関するモニ

タリング法の研究動向は大きく二つに分けられる。一つは、損傷を直接検出する方法であり、ラム波の反射・透過特性を利用する。この方法は衝撃損傷に限らず疲労損傷等あらゆる損傷に適用できる利点があるが、信号処理が難しいため定量的損傷同定が困難であること、および、信号処理に時間がかかる点に難点がある。一方、研究代表者らの提案している衝撃荷重同定に基づく損傷モニタリング法は、対象は衝撃損傷に限られるが、ほぼ実時間で損傷モニタリングが可能となる。

本研究では、圧電センサを内蔵したCFRP積層板および補強パネル構造について、航空宇宙機の運航中に実時間で衝撃損傷をモニタリングする方法を確立する。特に、本研究では、実際の航空宇宙機に適用可能な損傷モニタリング法を開発するため、解析モデルを一切必要としない実験的衝撃荷重同定法に基づく実時間損傷モニタリング法の開発を主要な目標とする。

2. 研究の目的

(1) 将来の航空宇宙機用 CFRP 構造の信頼性・安全性の一層の向上を図るためには、工具落下や小石衝突等の異物衝突による衝撃損傷を非破壊的・自動的かつ実時間で検出する構造ヘルスマニタリングが重要となる。本研究は、圧電センサを内蔵した CFRP 積層板および補強パネル構造を対象に、解析モデルを必要としない実験的衝撃荷重同定法に基づいて、異物衝突による衝撃損傷を実時間で検出する損傷モニタリング技術を開発することを目的とする。

(2) 本研究グループは、これまで、有限要素解析モデルとひずみ計測データを用いた衝撃荷重同定法を提案し、CFRP 積層板構造の衝撃荷重位置・履歴同定でその妥当性を検証した。本手法は解析モデルに基づいているため、複雑な胴体・翼構造に適用が難しい点があった。本研究では、解析モデルを一切必要としない実験的な衝撃荷重～センサ応答関係に基づく実験的衝撃荷重同定法の研究を進める。さらに、本手法を衝撃損傷モニタリング法に拡張し、落錘衝撃を受けるCFRP積層板構造に適用しその妥当性を検討する。本研究では、これまでの研究成果を発展させ、圧電センサを内蔵したCFRP積層板および補強パネル構造について、実験的衝撃荷重同定法に基づく損傷モニタリング法を確立する。

3. 研究の方法

本研究では、解析モデルを一切必要としない実験的衝撃荷重同定法を確立し、この同定法に基づくCFRP積層板および補強パネル構造の実時間損傷モニタリング技術を開発する。その主要な研究項目は次の二項目である。

(1) 実験的衝撃荷重同定法の開発

圧電センサを内蔵したCFRP構造について、異物衝突による衝撃荷重位置と荷重履歴を同定する。まず始めに、構造物に衝撃荷重が作用した際に生じる弾性波のセンサへの到達時間を用いて荷重位置を同定する。次に、構造物における衝撃荷重とセンサ応答との関係である変換行列を実験的に決定する。この変換行列に基づいて任意位置での衝撃荷重履歴を同定する。本手法は、解析モデルを一切必要としない実験的衝撃荷重同定法であり、正確な構造解析モデルの構築が困難である航空宇宙機の胴体・翼構造のような複雑な構造に適用できる利点がある。さらに、本手法では、インパルスハンマー打撃時のセンサへの弾性波の到達時間差より衝撃荷重位置を同定することにより、実時間（1秒程度）の衝撃荷重位置・履歴同定が可能となる。

(2) 衝撃荷重同定に基づくCFRP構造の実時間損傷モニタリング

CFRP構造は、工具落下や雹・鳥衝突等の衝撃荷重により、層間はく離・マトリックスき裂・繊維破断のような衝撃損傷を生じやすい。またこれらの損傷はCFRP構造の表面からの目視検査で検出することが難しいため、運航中にセンサ応答より損傷を常時モニターして健全性を監視することが構造物の安全性・信頼性向上のために重要となる。本研究では、上記(1)の実験的衝撃荷重同定法により同定した衝撃荷重位置・荷重履歴の情報より、損傷の位置および大きさを実時間で推定する損傷モニタリング法を開発する。

4. 研究成果

(1) 実験的衝撃荷重同定法による同定結果

① 衝撃荷重位置・履歴同定法

図1に示すように、構造物に衝撃荷重が作用した際に生じる弾性波の各センサへの到達時間差を用いて荷重位置を同定する。次に、構造物における衝撃荷重とセンサ応答との関係である変換行列を実験的に決定し、この変換行列に基づいて任意位置での衝撃荷重履歴を同定する。

② CFRP 積層板の衝撃荷重同定結果

同定実験で用いた $[45_2/-45_4/45_2]_k$ CFRP積層板の寸法等は $300\text{mm} \times 300\text{mm} \times 2\text{mm}$ であり、四隅の $30\text{mm} \times 30\text{mm}$ の部分が治具によって固定されている。それぞれの平板の下面には直径 4mm 、厚さ 0.3mm の円板形のPZT圧電センサ（富士セラミックス、C-64）が4個貼付されている。CFRP積層板では異方性のため繊維配向により弾性波の伝播速度が変化する。インパルスハンマー打撃時の弾性波の4個のセンサへの到達時間差を用いた衝撃荷重位置同定結果を図1に示す。12点の位置同定誤差の平均値は 4.93mm 、最大誤差は 8.35mm であり、

弾性波の到達時間差を用いて精度良い位置同定結果が得られている。なお、同定所要時間は約1秒である。

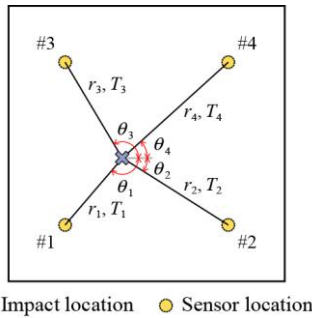


図1 弾性波の到達時間差を用いた衝撃荷重位置同定

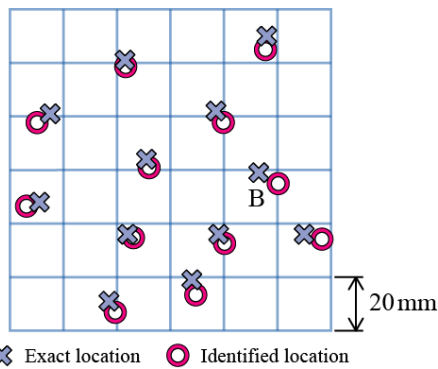


図2 CFRP 積層板の荷重位置同定結果

③ CFRP 補強パネルの衝撃荷重同定結果

図3に示す CFRP 補強パネルは、スキンの裏面に T 型補強材が 2 本接着されており、板の上下は治具によって固定されている。スキン裏面には、直径 4mm、厚さ 0.3mm の円板形の PZT 圧電センサが 6 個貼付されている。インパルスハンマー打撃時の圧電センサ応答を用いて、衝撃荷重の位置および履歴を同定する。

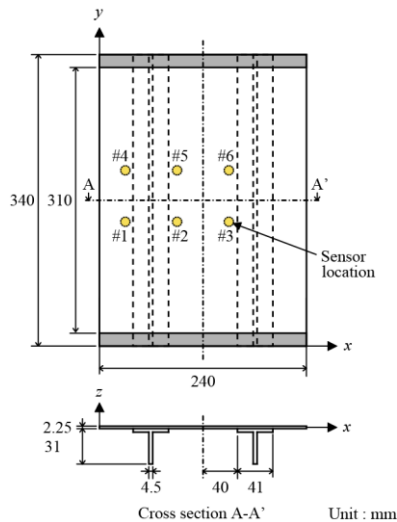


図3 CFRP 補強パネル

図3におけるセンサ 1, 2, 4, 5 で囲われた補強材部での位置同定結果を図4に示す。図において、 \times は正解の位置、 \circ は同定された位置である。位置同定誤差の平均値は 2.60mm、最大値は 13.2mm であり、精度良い位置同定結果が得られている。荷重履歴同定の例として、図4中の点Aに衝撃荷重が作用する場合の同定結果を図5に示す。荷重履歴の同定結果は正解値と良く一致しており、良好な同定結果が得られている。

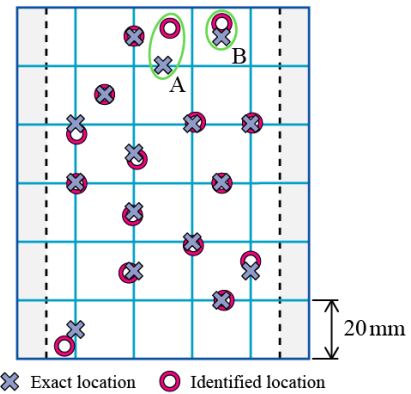


図4 補強材部の位置同定結果

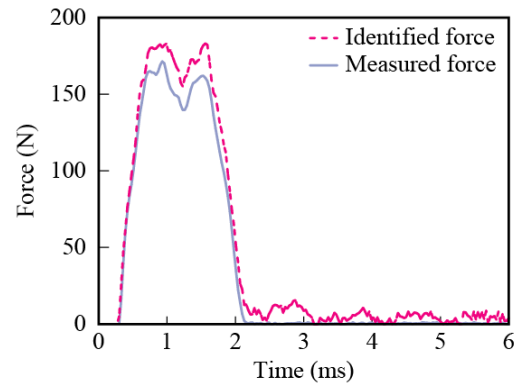


図5 点Aにおける衝撃荷重履歴同定結果

④ FW タンクの衝撃荷重同定結果

図6に同定実験で用いたFWタンク (Teijin, Ultressa ALT604H) を示す。FW タンクの長さおよび外径はそれぞれ 539mm および 182mm であり、2 本の金属ワイヤによって台に固定している。表面には PZT 圧電センサが 4 個貼付されている。FW タンクは、内側からアルミライナー、炭素繊維層、ガラス繊維層、樹脂層から成る複雑な構造をしており、各層の厚さや繊維の巻付け角などの詳細は不明である。

弾性波の到達時間を用いた衝撃荷重位置同定結果を図7に示す。12 点の位置同定誤差の平均値は 2.57mm、最大値は 5.02mm であり、このような複雑な構造においても精度良く衝撃荷重の位置が同定されることがわかる。図7の点C (位置同定誤差 5.02mm) における荷重履歴同定結果を図8に示す。図より、荷

重位置と同様に荷重履歴も精度良く同定されていることがわかる。同定所要時間は約1秒である。

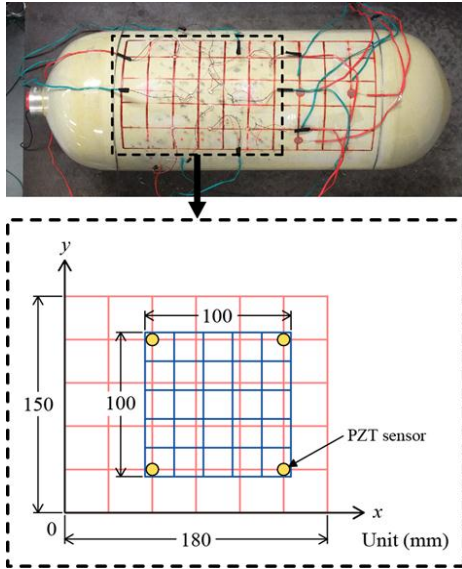


図6 FWタンク

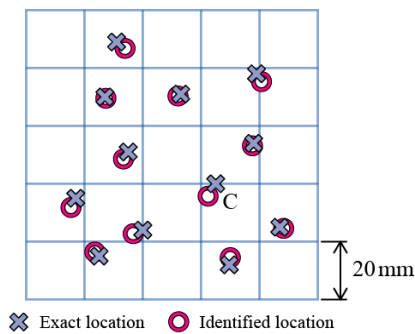


図7 荷重位置同定結果

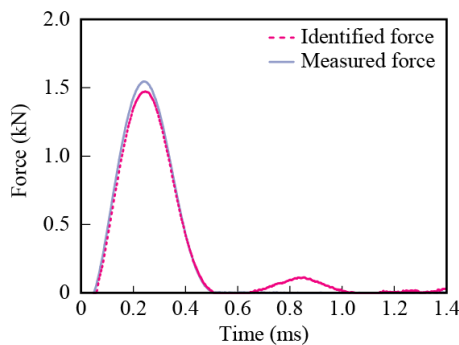


図8 荷重履歴同定結果

本研究で提案した実験的衝撃荷重同定法を用いて、CFRP 積層板、CFRP 補強パネル、FW タンクについて高精度の同定結果が得られており、本研究の実験的衝撃荷重同定法に基づく衝撃荷重位置・履歴法の有効性が示されている。

(2) 衝撃荷重同定に基づくCFRP構造の実時間損傷モニタリング

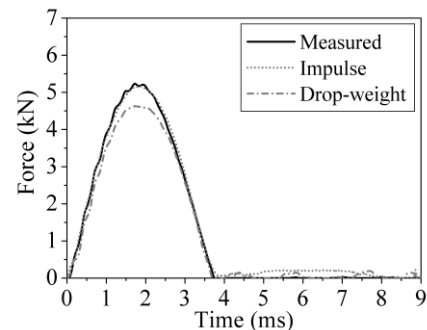
(1)で述べたように、実験データのみを用いてCFRP構造に作用する衝撃荷重位置および履歴を1秒程度で高精度に同定できることが示された。しかし、CFRP構造の損傷モニタリングにおいては、衝撃荷重同定自体が直接の目的ではなく、衝撃損傷の有無および損傷の大きさを予測することが重要となる。

① CFRP 積層板の落錘衝撃試験

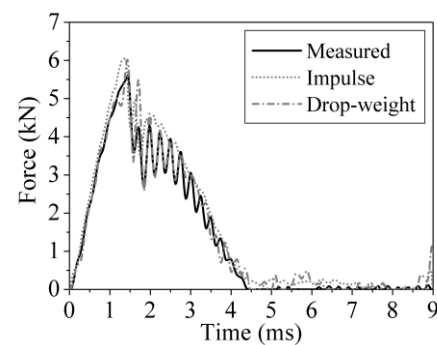
落錘衝撃試験に用いるSACMA試験片の寸法は152mmx102mmx4.8mmであり、積層構成は $[(45/0/-45/90)_4]_s$ の32層擬似等方性積層である。積層板には、センサとして4個の二軸ひずみゲージを貼付してその応答から衝撃荷重履歴同定を行う。

② 同定した荷重履歴からの損傷有無の判定

図9に衝撃損傷を生じない場合（衝撃エネルギー4.8J）と衝撃損傷を生じる場合（衝撃エネルギー6.0J）の荷重履歴の同定結果と実験結果を合せ示す。(a)に示すように衝撃損傷を生じない場合には、荷重履歴は滑らかな半正弦波状を示すのに対し、(b)の衝撃損傷を生じる場合には刃状の荷重履歴を示す。(b)の場合には、はく離等の損傷が積層板中を進展するために、このような荷重履歴を示すものと考えられる。このように、衝撃荷重を同定することにより、荷重履歴形状より、損傷の有無を判定できる。



(a) 損傷無し(4.8J)



(b) 損傷有り(6.0J)

図9 損傷の有無による荷重履歴の相違

③ 最大荷重からの損傷の大きさの推定

荷重履歴同定により、衝撃時の最大荷重を評価することができ、衝撃損傷はこの最大荷重と密接に関連しているものと考えられる。図10に最大荷重と損傷面積（はく離面積）の関係を示す。損傷面積は、試験後の試験片の超音波探傷により求めたものである。図より、衝撃荷重の最大値より、概略の損傷面積がわかる。さらに、はく離面積がわかれば、衝撃後圧縮残留強度（CAI強度）も推定できることより、衝撃荷重同定により損傷の有無、損傷の大きさ、CAI強度を実時間で推定することが可能となる。

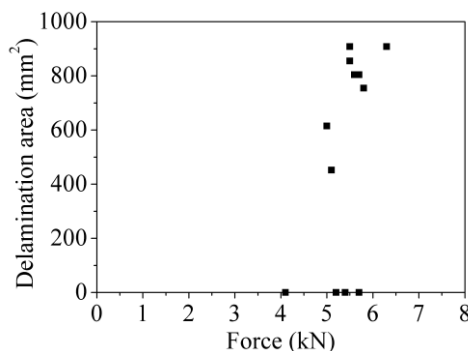


図10 衝撃荷重の最大値と損傷面積の関係

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 42 件)

1. 福永久雄, (解説)CFRP 構造の衝撃荷重同定と構造ヘルスマニタリング, 設計工学, 査読無, 45, 2010年, 320-327
2. 福永久雄, 跡部哲士, (展望)構造物に内蔵したセンサによる構造健全性診断技術, 査読無, 信頼性, 32, 2010年, 299-306
3. N. Hu, Y. Liu, Y. Li, X. Peng and B. Yan, Optimal Excitation Frequency of Lamb Waves for Delamination Detection in CFRP Laminates, Journal of Composite Materials, 査読有, 44, 2010年, 1643-1663
4. N. Hu, Y. Karube, M. Arai, T. Watanabe, C. Yan, Y. Li, Y. Liu and H. Fukunaga, Investigation on Sensitivity of A Polymer/Carbon Nanotube Composite Strain Sensor, Carbon, 査読有, 48, 2010年, 680-687
5. 亀山正樹, 高柳宜孝, 福永久雄, 圧電素子によるエネルギー回収を利用したCFRPはり構造の準能動的制振, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, 59, 2010年, 340-348
6. 亀山正樹, 宮本裕二, 福永久雄, 圧電繊維アクチュエータを用いたCFRP積層板の単一モード振動制御, 日本複合材料学会誌, 査読有, 36, 2010年, 222-229
7. T. Okabe, M. Nishikawa and N. Takeda, Micromechanics on the Rate-Dependent Fracture of Discontinuous Fiber-Reinforced Plastics, International Journal of Damage Mechanics, 査読有, 19, 2010年, 339-360
8. 田島賢典, 三浦裕樹, 杉本直, 亀山正樹, 胡寧, 福永久雄, 衝撃荷重同定によるCFRP積層板の衝撃損傷モニタリング, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, 57, 2009年, 295-300
9. 海埜孝夫, 三浦裕樹, 杉本直, 亀山正樹, 胡寧, 福永久雄, 多点荷重を受けるCFRP補強パネルの実験的衝撃荷重同定, 日本複合材料学会誌, 査読有, 35, 2009年, 106-111
10. M. Elmarakbi, N. Hu and H. Fukunaga, Finite Element Simulation of Delamination Growth in Composite Materials Using LS-DYNA, Composites Science and Technology, 査読有, 69, 2009年, 2383-2391
11. X. Peng, N. Hu, H. Zheng and H. Fukunaga, Evaluation of Mechanical Properties of Particulate Composite Materials with A Combined Self-consistent and Mori-Tanaka Approach, Mechanics of Materials, 査読有, 41, 2009年, 1288-1297
12. 亀山正樹, 和田理男, 福永久雄, 圧電アクチュエータ・センサを用いたCFRP積層板の単一モード振動制御, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, 57, 2009年, 77-87
13. T. Yamaguchi, T. Okabe and S. Yashiro, Fatigue Simulation for Titanium/CFRP Hybrid Laminates Using Cohesive Elements, Composites Science and Technology, 査読有, 69, 2009年, 1968-1973
14. 伊藤亮, 永尾陽典, 福永久雄, 複合材積層板の超高速衝突における損傷予測シミュレーション, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, 56, 2008年, 471-479
15. N. Hu, Y. Zemba, T. Okabe, C. Yan, H. Fukunaga and A. M. Elmarakbi, A New Cohesive Model for Simulating Delamination Propagation in Composite Laminates under Transverse Loads, Mechanics of Materials, 査読有, 40, 2008年, 920-935
16. N. Hu, T. Shimomukai, Z. Su and H. Fukunaga, Damage Identification of Metallic Structures Using A₀ Mode in Lamb Wave, Structural Health Monitoring Journal, 査読有, 7, 2008年, 271-285
17. N. Hu, Y. Karube, C. Yan, Z. Masuda and H. Fukunaga, Tunneling Effect in A Polymer/Carbon Nanotube Nanocomposite Strain Sensor, Acta Materialia, 査読有, 56, 2008

年, 2929-2936

18. T. Okabe, M. Nishikawa and N. Takeda, Numerical Modeling of Progressive Damage in Fiber-reinforced Plastic Cross-ply Laminates, Composites Science and Technology, 査読有, 68, 2008 年, 2282-2289

[学会発表] (計 13 件)

1. N. Hu, S. Atobe and H. Fukunaga, Delamination Detection in CFRP Laminates Using A_0 and S_0 Lamb Wave Modes, Fifth International Conference on Fatigue of Composites, 2010 年 10 月 16 日, 南京, 中国
2. S. Atobe, N. Hu and H. Fukunaga, Real-Time Impact Force Identification of CFRP Structures Using Experimental Transfer Matrices, 14th US-Japan Conf. on Composite Materials, 2010 年 9 月 20 日, Ohio, USA
3. M. Tajima, N. Hu and H. Fukunaga, Impact Force Identification and Damage Estimation of Composite Structures, ICOSAR, 2009 年 9 月 13 日, 大阪
4. N. Hu, H. Fukunaga, Y. Liu and Y. Koshin, Optimal Excitation Frequency for Delamination Identification of Laminated Beams Using A_0 Lamb Mode, ICCM-17, 2009 年 7 月 27 日, Edinburgh, UK
5. H. Fukunaga, Y. Miura and N. Hu, Real-time Impact Damage Identification of Composite Structures, 4th European Workshop on Structural Health Monitoring, 2008 年 7 月 2 日, Cracow, Poland
6. S. Atobe, N. Hu and H. Fukunaga, Identification of Impact Force on Stiffened Composite Panels, 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008 年 6 月 2 日, 浜松

[その他] ホームページ :

<http://www.ssl.mech.tohoku.ac.jp/>

6. 研究組織

(1) 研究代表者

福永 久雄 (FUKUNAGA HISAO)
東北大学・大学院工学研究科・教授
研究者番号 : 50134664

(2) 研究分担者

胡 寧 (HU NING)
千葉大学・大学院工学研究科・教授
研究者番号 : 60250685
岡部 朋永 (OKABE TOMONAGA)

東北大学・大学院工学研究科・准教授

研究者番号 : 50344164

亀山 正樹 (KAMEYAMA MASAKI)

信州大学・工学部・准教授

研究者番号 : 30302178

(3) 研究連携者

()

研究者番号 :