

平成30年 5月18日現在

機関番号：11301

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2014～2017

課題番号：26289319

研究課題名(和文) 圧電センサによる航空宇宙機構造の損傷モニタリングの研究

研究課題名(英文) Research on damage monitoring of aerospace structures by piezoelectric sensors

研究代表者

福永 久雄 (Hisao, Fukunaga)

東北大学・工学研究科・教授

研究者番号：50134664

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 12,100,000円

研究成果の概要(和文)：本研究「圧電センサによる航空宇宙機構造の損傷モニタリングの研究」では、PZT圧電センサを内蔵した航空宇宙機構造要素を対象としている。運航中に実時間で自動的に損傷を検知する損傷モニタリング法の確立を目的としている。主要な研究項目は「衝撃荷重同定に基づく損傷モニタリング法の開発である。研究代表者らがCFRP積層板で開発した手法をさらに改良して、サンドイッチパネルおよびアイソグリッドパネルにおける衝撃荷重位置および履歴同定に適用する。衝撃損傷位置および大きさを実時間で推定・同定する新規の手法である。

研究成果の概要(英文)：In this research "Research on damage monitoring of aerospace structures by piezoelectric sensors", it is aimed at structural elements of aerospace aircraft incorporating PZT sensors. It aims to establish a damage monitoring method that automatically detects damage in real time during operation. Major research objectives are "development of damage monitoring method based on impact load identification," by further improving the method developed by researchers at CFRP laminate. The impact load position and history identification in sandwich panel and isogrid panel is also developed. This is a novel technique for estimating and identifying impact damage position and size in real time.

研究分野：航空宇宙構造

キーワード：損傷モニタリング 航空宇宙構造 圧電素子 スマート構造 損傷検出 ラム波 レーザー超音波 ラム波伝播挙動

1. 研究開始当初の背景

圧電素子を内蔵したスマート航空宇宙機構造は、運航中に衝撃損傷あるいは疲労損傷を自動的に検知する損傷モニタリング能力を有し、将来の高性能で安全性に優れた航空宇宙機構造として、世界の航空宇宙開発機関で活発に研究が進められている。本研究では、本研究グループが過去数年に亘って進めてきた二つの損傷モニタリング法、すなわち、衝撃荷重同定に基づく損傷モニタリング法、および、ラム波に基づく損傷モニタリング法を発展させ、実構造への適用を目指す。

航空宇宙機の主要材料であるCFRP構造では、面外からの衝撃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ため、CFRP構造内部の衝撃損傷を自動的に・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. 研究の目的

将来の航空宇宙機用構造の安全性と信頼性の一層の向上を図るためには、圧電素子を内蔵したスマート構造化により、運航中発生する損傷を自動的に検知する損傷モニタリングが重要となる。本研究では、本研究グループが過去数年に亘ってCFRP積層板あるいはアルミニウム板を対象に進めてきた二つの損傷モニタリング法、すなわち、衝撃荷重同定に基づく損傷モニタリング法、および、ラム波に基づく損傷モニタリング法を発展させ、航空宇宙用構造要素であるCFRP-T型補強パネル、アルミサンドイッチパネル、アイソグリッドパネルを対象に、運航中に実時間で自動的に損傷を検知する損傷モニタリング法を構築するとともに、安全性と信頼性に優れた航空宇宙機用スマート構造の開発を目的とする。

3. 研究の方法

本研究グループは、解析モデルを一切必要としない実験的衝撃荷重同定法に基づく損傷モニタリング法を開発した。本手法では、圧電センサ応答より衝撃荷重位置・履歴を同定し、同定した最大荷重から損傷の大きさを予測する。本手法は複雑な航空宇宙機構造等に適用できる利点を有し、CFRP積層板ではほぼ実時間での損傷モニタリングが可能となっている。本研究では、航空宇宙機の主構造要素であるCFRP-T型補強パネル、サンドイッチパネル、アイソグリッドパネルを対象に、衝撃損傷を検出する損傷モニタリング法を確立する。本研究では、圧電センサを内蔵した航空宇宙機構造について、二種類の損傷モニタリング法を発展させる。主要な研究項目は以下の通りである。

(1) 衝撃荷重同定に基づく損傷モニタリング

法

研究代表者らが開発した衝撃荷重同定法に基づく損傷モニタリング法の概要は、圧電センサ応答より衝撃荷重位置・履歴を同定し、同定した最大荷重あるいは荷重履歴から損傷の大きさを予測する。図1に示すように、圧電センサを内蔵したT型補強パネル、サンドイッチパネル、アイソグリッドパネルを対象に、実験的に得られた伝達関数を用いて異物衝突による衝撃荷重位置と荷重履歴を同定し、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予測する手法を開発する。

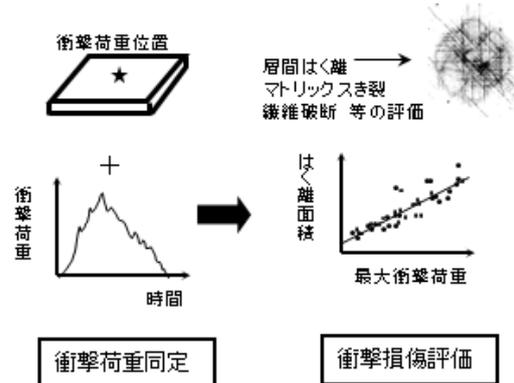


図1 衝撃荷重同定に基づくモニタリング

(2) ラム波に基づく損傷モニタリング法

ラム波に基づく損傷モニタリング法では、アクティブセンシングの手法を用いて、構造物内のラム波の伝播特性より構造物の損傷位置・大きさを検出する（図2）。切欠きのある板における圧電センサ応答において、切欠きからの反射波を明瞭に検出している。本研究では、擬似はく離を有するCFRP積層板でアクチュエータの形状・加振周波数等の検討を行った上で、T型補強パネル等の損傷位置・大きさの高精度予測の手法を開発する。

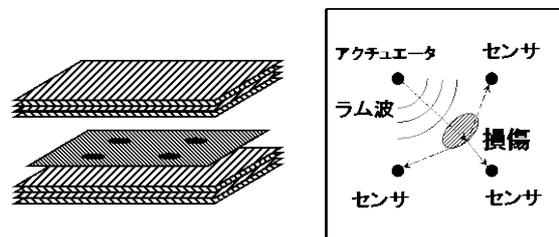


図2 ラム波に基づくモニタリング

4. 研究成果

(1) 試験片および実験装置

同定実験で試験片として用いるアイソグリッドパネルの概略図を図3に示す。本パネルは厚さ 20mm のアルミ平板(A7075-T651)をNC旋盤で切削加工して作製されており、一辺 100mm の正三角形を形成するように幅

4mm×高さ 17mm のリブが配置されている。なお、本研究ではアイソグリッドの構造様式に対して有効な衝撃荷重同定法の検討を目的としているため、複合材料製のパネルよりも製作が容易かつ安価な金属製のものを用いた。図3に示すように、パネル下面のスキン部分には、三角形格子の重心の位置に直径4mmで厚さ0.3mmの円型のPZTセンサ（富士セラミックス、C-6H）が6個貼付されている。また、パネルの長手方向の両端部は、上下面を治具で挟むようにして固定されている。衝撃荷重はプラスチック製の先端チップを装着したインパルスハンマ（小野測器、GK-3100）によって試験片に作用させる。PZTセンサからの信号をチャージアンプ（小野測器、CH-1200）で増幅した後にオシロスコープ（キーエンス、GR-7000）で集録し、この計測情報を用いてパソコンにより衝撃荷重同定を行う。計測荷重を得るため、インパルスハンマ出力も一緒に集録する。なお、センサ応答および荷重の計測の時間間隔は $\Delta t_s=20\mu s$ とした。

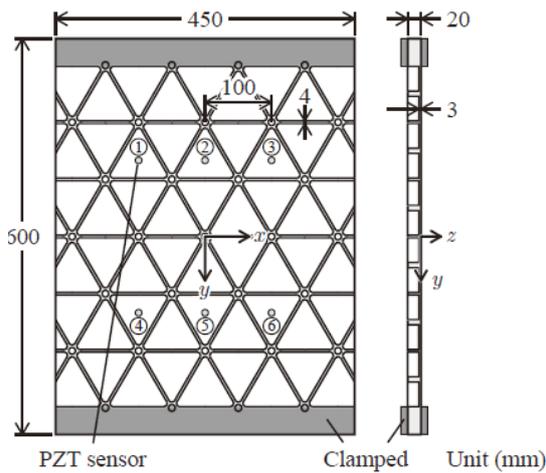


図3 試験片概略図

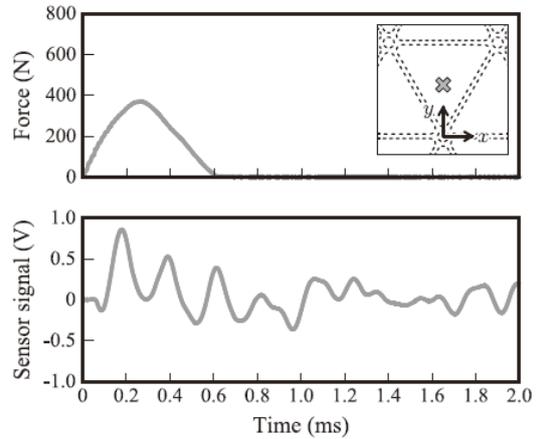
(2) 同定領域および実験的変換行列

図4に、試験片に1点衝撃を作用させた場合の荷重とセンサ応答の計測例を示す。なお、センサ応答は両打撃点から最も近い $(x_s, y_s)=(0, 115.5)$ に貼付したPZTセンサ⑤の応答である。図4より、衝撃の作用位置がスキン部の場合とリブ部の場合とでセンサ応答が大きく異なることがわかる。

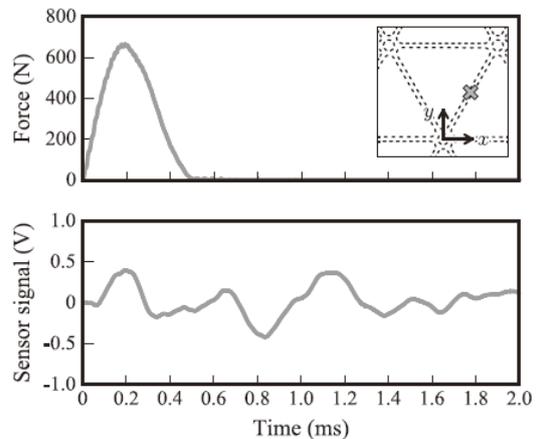
(3) 1点衝撃の同定結果および考察

図5に、アイソグリッドパネル上に作用する1点衝撃の荷重位置同定結果を示す。図5には計28点で行った同定実験の結果を併せて示しており、荷重位置の測定値と同定結果をそれぞれ表している。図5より、衝撃の作用位置がスキン部とリブ部のいずれの場合においても、同定位置は計測した荷重位置とよ

く一致していることがわかる。同定位置と計測した荷重位置との間の距離を同定誤差とすると、誤差は平均で3.9mm、最大で11.9mmとなった。



(a) 衝撃の作用位置がスキン部の場合



(b) 衝撃の作用位置がリブ部の場合

図4 計測荷重およびセンサ応答

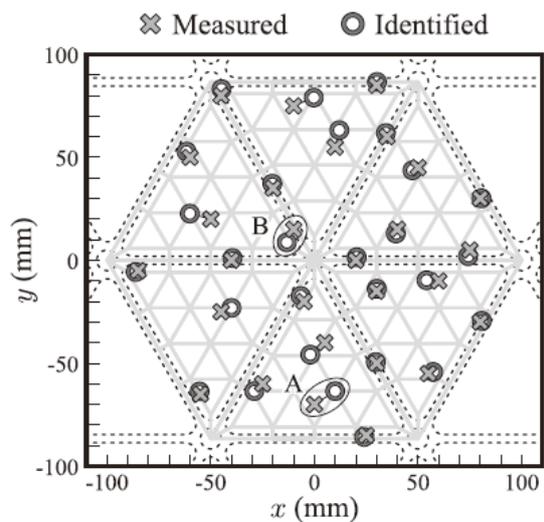


図5 1点衝撃の位置同定結果（変換行列の作製点数：133）

実験的変換行列を作成する格子点の間隔と同定精度の関係性を検討するため、図6に、

変換行列の格子点間隔を倍にした場合の荷重位置および荷重履歴の同定結果をそれぞれ示す。なお、格子点の数は 55 となる。区画内における変換行列の補間精度の低下により、荷重位置の同定誤差は平均が 4.8mm、最大が 13.2mm となり、133 の格子点を用いる場合よりも誤差は大きくなった。以上の結果より、本同定法がアイソグリッドパネル上に作用する 1 点衝撃の位置および荷重履歴を同定する手法として妥当であることが明らかとなった。解析モデルを用いる手法は衝撃荷重を精度よく同定するために少なくとも十数個のセンサを必要とするが、本手法はセンサ数が少なく済むので実用性が高いといえる。

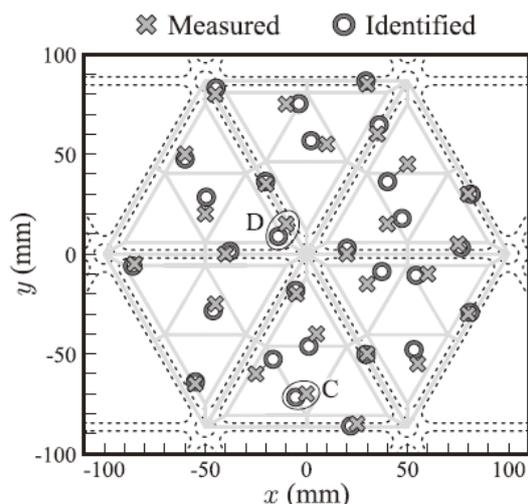


図 6 1 点衝撃の位置同定結果（変換行列の作製点数：55）

(4) 2 点衝撃の同定結果および考察

アイソグリッドパネル上に多点衝撃が同時に作用する場合の同定例として、2 点衝撃荷重同定結果を図 7 に示す。同定実験は、2 点衝撃が両方ともスキン部に作用する場合を調べた。衝撃の位置および荷重履歴が精度よく同定されていることがわかる。また、荷重位置・履歴の同定精度が 1 点衝撃の場合と同等である。以上の結果から、アイソグリッド構造を対象とした多点衝撃荷重同定においても本同定法が妥当であることが示唆された。

(5) 結言

本研究では、アイソグリッド構造を対象とした実験的衝撃荷重同定について検討した。複雑な構造への適用が容易な実験データのみに基づく同定法を用いて、アルミ合金製のアイソグリッドパネルを供試体とした衝撃荷重同定実験を行った。パネルのスキン部分・リブ部分に 1 点または 2 点衝撃を作用させて同定し、衝撃が作用したパネルの部位や位置に関係なく、PZT センサからの計測情報を用

いて荷重位置および荷重履歴を精度よく同定できることを実証して、本同定法がアイソグリッド構造に対して有用であることを明らかにした。

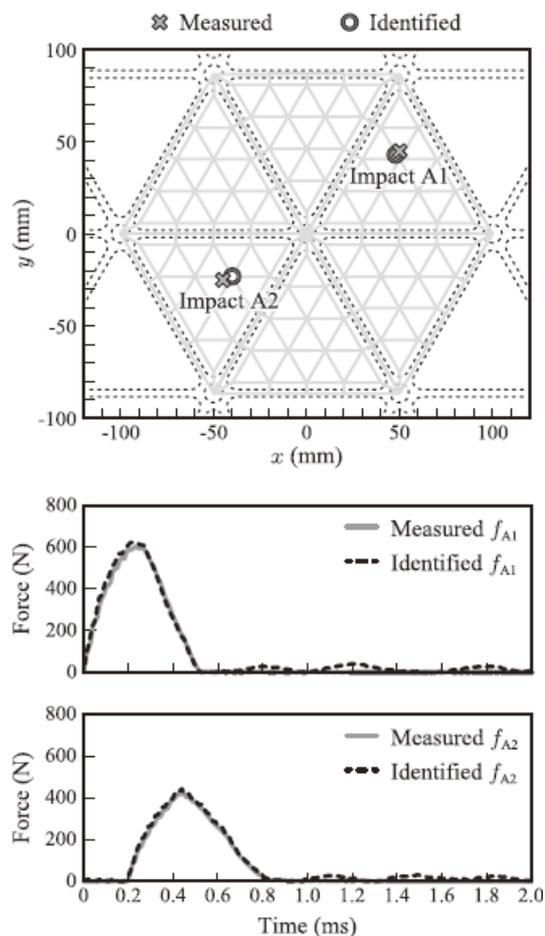


図 7 2 点衝撃の位置同定・履歴同定結果

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 11 件）

- ① Atobe, S., Nonami, S., Hu, N., Fukunaga, H., Identification of impact force acting on composite laminated plates using the radiated sound measured with microphones, J. Sound Vibr., 査読有, Vol.405, 2017, pp.251-268
DOI:10.1016/j.jsv.2017.06.009
- ② 福永久雄, CFRP 構造の剛性設計と最適化, 設計工学, 査読有, Vol.51, 2016, pp.8-14
- ③ Liu, F., Hu, N., Han, M., Atobe, S., Ning, H., Liu, Yaolu Wu, L., Investigation of interfacial mechanical properties of graphene-polymer nanocomposites, Mol. Simul., 査読有, Vol.42, No.14, 2016, pp.1165-1170

DOI:10.1080/08927022.2016.1154550

- ④ 跡部哲士, 田中大士, 胡寧, 福永久雄, アイングリッド構造に作用する衝撃の位置・荷重履歴同定, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, Vol.64, No.1, 2016, pp.58-64
DOI:10.2322/jjsass.64.58
- ⑤ K. Makihara, H. Hirai, Y. Yamamoto and H. Fukunaga, Self-Reliant Wireless Health Monitoring Based on Tuned-Mass-Damper Mechanism, Smart Structures and Systems, 査読有, Vol.15, 2015, pp.1625-1642
DOI:10.12989/sss.2015.15.6.1625
- ⑥ Hu, B., Hu, N., Wu, L., Liu, F., Liu, Y., Ning, H., Atobe, S., Fukunaga, H., Effects of Initial Crystallization Process on Piezoelectricity of PVDF-HFP Films, J. Polymer Engineering, 査読有, Vol.35, 2015, pp.451-461
DOI:10.1515/polyeng-2014-0239
- ⑦ 跡部哲士, 村本真人, 胡寧, 福永久雄, 放射音を用いたハニカムサンドイッチパネルの衝撃荷重同定および損傷モニタリング, 日本複合材料学会誌, 査読有, Vol.41, 2015, pp.85-93
DOI:10.6089/jscm.41.85
- ⑧ Liu, Y. L., Hu, N., An Efficient Algorithm Embedded in an Ultrasonic Visualization Technique for Damage Inspection Using the AE Sensor Excitation Method, Sensors, 査読有, Vol.14, 2014, pp.20439-20450
DOI:10.3390/s141120439
- ⑨ Hu, B, Hu, N., Tomographic Reconstruction of Damage Images in Hollow Cylinders Using Lamb Waves, Ultrasonics, 査読有, Vol.54, 2014, pp.2015-2023
DOI:10.1016/j.ultras.2014.05.011
- ⑩ Liu, Y. L., Hu, N., Damage Evaluation Based on a Wave Energy Flow Map Using Multiple PZT Sensors, Sensors, 査読有, Vol.14, 2014, pp.1902-1917
DOI:10.3390/s140201902
- ⑪ Atobe, S. Sugimoto, S., Hu, N., Fukunaga, H., Impact Damage Monitoring of FRP Pressure Vessels Based on Impact Force Identification, Advanced Composite Materials, 査読有, Vol.23, 2014, pp.491-505
DOI:10.1080/09243046.2014.915112

[学会発表] (計 2 件)

- ① S. Atobe, Impact Force Identification of

Isogrid-Stiffened Panels Using Experimental Transfer Matrices, Inter. Workshop on Structural Health Monitoring (国際学会), 2015 年 09 月 01 日~03 日, Stanford, 米国

- ② 福永久雄, CFRP 構造の衝撃荷重同定に基づく損傷モニタリング, 第 39 回複合材料シンポジウム (招待講演), 2014 年 09 月 19 日, 秋田大学 (秋田県秋田市)

[その他]

ホームページ等

<http://www.ssl.mech.tohoku.ac.jp/www-j/index-j.htm>

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：5 0 1 3 4 6 6 4

(2)研究分担者

跡部 哲士 (ATOBE, Satoshi)
東北大学・大学院工学研究科・助教
研究者番号：4 0 5 8 6 4 6 8

胡 寧 (HU, Ning)
千葉大学・大学院工学研究科・教授
研究者番号：6 0 2 5 0 6 8 5

鈴木 寛 (SUZUKI, Hiroshi)
八戸工業大学・大学院工学研究科・教授
研究者番号：9 0 1 7 9 2 4 2