

圧電センサを埋込んだ複合材構造の衝撃荷重同定に
基づく実時間損傷モニタリング

課題番号 16560057

平成16年度～平成17年度科学研究費補助金(基盤研究(C)) 研究成果報告書

平成18年3月

研究代表者 胡 寧

(東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻・助教授)

圧電センサを埋込んだ複合材構造の衝撃荷重同定に
基づく実時間損傷モニタリング

課題番号 16560057

平成16年度～平成17年度科学研究費補助金基盤研究(C) 研究成果報告書

平成18年3月

研究代表者 胡 寧

(東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻・助教授)

はしがき

将来の高速車輛や航空機は、小石や鳥等の異物衝突により損傷を生じやすく、大事故につながる危険性がある。そのため、複合材構造の信頼性・安全性の一層の向上を図るためには、損傷を非破壊的・自動的かつ実時間で検出する損傷モニタリングが重要となる。複合材構造の材料損傷を直接的に検出する超音波・X線等の非破壊検査法は、地上における小型構造物の精密な損傷検出には有効であるが、運行中の高速車輛や航空機の自動的かつ実時間の損傷モニタリングには適していない。そこで、本研究では、圧電センサを埋込んだ知的積層複合材構造について、異物衝突をモニターする衝撃荷重同定法を開発するとともに、同定した衝撃荷重より損傷解析モデルに基づき、複合材構造物の損傷位置と損傷程度を予測する損傷モニタリング法を開発し、積層複合材構造の信頼性・安全性の一層の向上を図ることを目的として、平成16年度～平成17年度の二年間で行った研究成果を取り纏めたものである。

研究組織

研究代表者：胡 寧 (東北大学大学院工学研究科・助教授)
研究分担者：福永 久雄 (東北大学大学院工学研究科・教授)
 亀山 正樹 (東北大学大学院工学研究科・助手)
 川畑 成之 (阿南工業高等専門学校機械工学科・助手)

交付配分額

(金額単位：千円)

	直接経費	間接経費	合計
平成16年度	2,000	0	2,000
平成17年度	1,500	0	1,500
総計	3,500	0	3,500

研究発表

(1) 学術誌

1. N. Hu, H. Fukunaga, C. Lu, M. Kameyama and B. Yan
Prediction of Elastic Properties of Carbon Nanotube-Reinforced Composites
Proceedings of the Royal Society London, Series A, 461, (2005), 1685-1710.
2. N. Hu and H. Fukunaga
A new approach for health monitoring of composite structures through
identification of impact force
Journal of Advanced Sciences, 17, (2005), 82-89.
3. B. Yan, N. Hu, X. Lu and M. Kameyama
Numerical Simulation of Wave Propagation Phenomena in Fluid-Saturated
Two-Phase Porous Media
Multidiscipline Modeling in Materials and Structures, 1, (2005), 109-130.
4. M.D. Xue, X.D. Zhang and N. Hu
Thermal stress analysis of sandwich structures
Journal of Thermal Stresses, 29, (2006), 229-224.
5. 胡 寧
解説論文：面外低速衝撃による積層複合材料の損傷進展シミュレーションの最新動向
日本複合材料学会誌, 32, (2006), 3-12.
6. 前場 豊、胡 寧、福永 久雄
コヒーシブ要素を用いた層間はく離シミュレーションにおける数値安定化
日本複合材料学会誌, 32, (2006), 19-27.
7. N. Hu, H. Fukunaga and M. Kameyama
Identification of Delaminations in Composite Laminates
Journal of Intelligent Material Systems and Structures (in press)

8. N. Hu, H. Fukunaga, M. Kameyama, D. R. Mahapatra and S. Gopalakrishnan
Analysis of Wave Propagation in Beams with Transverse and Lateral Cracks
using a Weakly Formulated Spectral Method
ASME Journal of Applied Mechanics (in press)
9. 川畑 成之、福永 久雄
センサ・アクチュエータの最適配置に基づく CFRP 積層板の振動計測・振
動制御 (第 2 報 : 実験)
日本航空宇宙学会論文集, (2005)
10. S. Matsumoto, M. Tajima, H. Fukunaga
Impact Force Identification of Aluminum Plates Using Strain Sensors
JSCE J. Structural Mechanics and Earthquake Engineering, 22, (2005), 175-184

(2) 国際会議論文発表

1. N. HU, Y.P. CAO, J. LU AND H. FUKUNAGA
An inverse approach for constructing residual stress induced by welding
Proceedings of 11th International Conference on Fracture, (2005), 3091.
2. Ning Hu and Hisao Fukunaga
Prediction of macroscopic mechanical properties of carbon nanotube reinforced
composites
Proceedings of ISSS 2005, International Conference on Smart Materials
Structures and Systems, (2005), SD119-SD126.
3. N. Hu, Y. Zemba and H. Fukunaga
Stable numerical simulation of damage propagation in composite laminated
structures
Proceedings of the 5th Japan-Korea Joint Symposium on Composite Materials,
(2005), 63-64.
4. Yutaka Zemba, Ning Hu and Hisao Fukunaga, Stable Numerical Simulations

of Delamination Propagation in Composite Laminates Using Cohesive Interface Model, 12th ICCE-12, (2005), (CD-ROM).

5. Y. Zemba, N. Hu and H. Fukunaga, Finite Element Simulations of Delamination Propagation in Composite Laminates Using Decohesion Elements, 9th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition, (2005), 863-868.
6. N. Kawabata, N. Hu and H. Fukunaga
The vibration control of flexible structures by the optimal placement of sensors and actuators
9th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition, (2005), 923-928.
7. N. Hu, H. Fukunaga and B. Yan
An efficient approach for identifying impact force using embedded piezoelectric sensors and Chebyshev polynomial
Proceedings of the 3rd International Conference on Mechatronics and Information Technology, ICMIT, 2005, (in press)
8. Hisao Fukunaga and Ning Hu
Experimental impact force identification of composite structures
European Workshop on Structural Health Monitoring, 2006, (in press)

研究成果

目次

1.	序	1
2.	衝撃荷重同定法	4
2. 1	序	4
2. 2	数値モデルと実験データに基づく衝撃荷重同定法	4
2. 2. 1	新たな最適手法に基づく衝撃荷重同定法	4
2. 2. 2	Chebyshev 多項式に基づく衝撃荷重同定法	9
2. 3	実験的衝撃荷重同定法	13
2. 4	まとめ	20
3.	複合材料衝撃損傷進展数値シミュレーション	22
3. 1	序	22
3. 2	アダプティブコーヒーシブモデルによる複合材料損傷進展解析手法	22
3. 3	複合材料の低速衝撃実験と損傷進展解析	24
3. 4	まとめ	30
4.	低速度衝撃実験による複合材料衝撃損傷モニタリング	32
5.	本研究の成果のまとめと今後の展望	35
6.	主な学術誌、学会発表と投稿論文の抜刷	38
6. 1	N. Hu and H. Fukunaga A new approach for health monitoring of composite structures through identification of impact force Journal of Advanced Sciences, 17, (2005), 82-89.	
6. 2	M.D. Xue, X.D. Zhang and N. Hu Thermal stress analysis of sandwich structures	

Journal of Thermal Stresses, 29, (2006), 229-224.

6. 3 胡 寧

解説論文：面外低速衝撃による積層複合材料の損傷進展シミュレーションの最新動向

日本複合材料学会誌, 32, (2006), 3-12.

6. 4 前場 豊、胡 寧、福永 久雄

コヒーシブ要素を用いた層間はく離シミュレーションにおける数値安定化

日本複合材料学会誌, 32, (2006), 19-27.

6. 5 N. Hu, H. Fukunaga and M. Kameyama

Identification of Delaminations in Composite Laminates

Journal of Intelligent Material Systems and Structures (in press)

6. 6 N. Hu, H. Fukunaga, M. Kameyama, D. R. Mahapatra and S. Gopalakrishnan

Analysis of Wave Propagation in Beams with Transverse and Lateral Cracks using a Weakly Formulated Spectral Method

ASME Journal of Applied Mechanics (in press)

6. 7 N. Hu, H. Fukunaga, S. Matsumoto, B. Yan and X.H. Peng

An Efficient Approach For Identifying Impact Force Using Embedded Piezoelectric Sensors

Submitted for publication

6. 8 Ning Hu, Satoshi Matsumoto, Ryu Nishi and Hisao Fukunaga

Identification of Impact Forces on Composite Structures Using an Inverse Approach

Submitted for publication

6. 9 前場豊、胡 寧、福永久雄

横荷重下における FRP 積層構造の損傷進展予測, 日本航空宇宙学会論文集, 投稿中

6. 1 0 Hisao Fukunaga and Ning Hu

Experimental impact force identification of composite structures

European Workshop on Structural Health Monitoring, 2006, (in press)

6. 1 1 A new cohesive model for simulating delamination propagation in
composite laminates under transverse loads, 65-68

九州大学応用力学研究所共同研究集会「複合材料の損傷と強度に
関する力学モデル」、2006年1月

1. 序

構造物の微小な損傷が構造物の全体破壊に繋がることは、衝撃や疲労破壊等でしばしば生じる現象であり、過去において航空機墜落等の大事故を生じている。そので、航空宇宙構造や高速車輛等における経年劣化や異物衝突による損傷を、構造物内に内蔵したセンサにより実時間・自動的に監視する構造ヘルスマニタリングの研究が活発に行われている。運用中の構造物の健全性を実時間でモニタして微小な損傷発生を検出することが可能となれば、航空機においては緊急着陸の危険回避策を取ることができ、その安全性を格段に向上させることが可能となる。また、航空機等では定期的な保守検査により構造物の健全性を保障しているが、運用中の健全性モニタリングが可能となれば、定期検査に要する膨大な人件費削減にもなる。このように、構造ヘルスマニタリングは、構造物の安全性と信頼性の向上、および、メンテナンスコストの削減を図るうえで極めて重要な技術となる。

地上での構造物の非破壊検査法である超音波・X線・サーモグラフィ等は、き裂・はく離等の損傷をかなり精度良く検出することができる。一方、非破壊検査法は、航空機等の運用を停止する必要があること、熟練した技術と検査にかなりの時間を要すること等のため、航空機等の実時間での構造ヘルスマニタリング法として適用することが困難となる。そこで、運用中は構造物内に組み込んだセンサにより損傷状態をモニタし、もし大きな損傷があれば地上で非破壊検査による精密検査実施することが有効となる。

この構造ヘルスマニタリングは、センサ技術、構造への組み込み技術、センサ信号の処理技術および健全性診断技術から構成される。主要なセンサとしては、加速度センサ、光ファイバ、圧電センサ等が用いられている。加速度センサは構造物表面に貼付して用いられている。一方、光ファイバあるいは圧電センサは金属構造の場合は構造物表面に貼付することになるが、複合材構造では内部に埋め込むことが可能となる。例えば、細径光ファイバ[1-1]や圧電センサ[1-2]を CFRP（炭素繊維強化複合材）内に埋め込んだ知的複合材構造がある。このような内部埋め込みにより、構造に欠陥を導入すること無しに断線等のセンサ故障を防ぐことができる。

構造健全性診断技術は構造ヘルスマニタリングの核となる技術であり、ひずみ・加速

度等のセンサ応答より、構造物内の損傷位置・損傷程度等を検出する損傷同定法の研究が国内外で活発に進められている[1-3]。本研究で対象とする樹脂系複合材構造では、損傷様式として、層間はく離、マトリックスき裂、繊維破断が主要な損傷となり、作用する荷重により発生する損傷様式は異なる。例えば、静的荷重や疲労荷重の面内荷重の作用下では、マトリックスき裂あるいは層間はく離が先行し、繊維破断により最終的破壊に至る。一方、衝撃損傷のように面外荷重の作用下では、層間はく離が主要な初期損傷となる。特に、CAI (compression after impact)強度である衝撃損傷後の圧縮強度は航空機主翼設計における主要な設計基準となっており、衝撃荷重下の損傷を実時間で検出することが重要となる。実際に、航空機等の構造物の運行中、異物衝突による破壊はよく発生しており、この場合における損傷同定が重要となる。

本研究では、運用中の航空機・高速車輛等の複合材構造物を対象に、センサを組み込んだ知的積層複合材構造について、異物衝突をモニターする衝撃荷重同定法を開発するとともに、同定した衝撃荷重より損傷解析モデルに基づき、複合材構造物の損傷位置と損傷程度を予測する損傷モニタリング法を開発し、複合材構造の信頼性・安全性の一層の向上を図ることを目的とする。実時間・自動的な構造ヘルスマニタリング法として、次の三つ面を検討した。

- (1) 複合材構造における衝撃荷重の同定
- (2) 複合材料衝撃損傷進展数値シミュレーション
- (3) 低速度衝撃実験による複合材料衝撃損傷モニタリング

まず(1)では、構造物に埋め込んだ圧電センサあるいは貼付した加速度センサから、衝撃荷重作用下での構造物のひずみと加速度応答を計測し、計測した情報に基づいて、衝撃荷重の位置・衝撃荷重履歴を同定する。本研究では、衝撃荷重同定のため、二つ手法を開発した。一番目の方法には、衝撃荷重とひずみあるいは加速度間の伝達関数を有限要素法による数値モデルを用いて、この伝達関数から算出したひずみあるいは加速度情報と実測したひずみあるいは加速度情報と比べることによって、衝撃荷重を同定する。二番目の方法では、直接実験計測により伝達関数を構築し、この伝達関数に基づいて、衝撃荷重を同定する。また、一番目の方法に、安定の衝撃荷重履歴を同定するため、二

つの手法を提案した：(a) 荷重履歴を同定するため、通常の逆問題に使う最小二乗法に基づく最適モデルを修正し、同定した衝撃荷重履歴の安定化を図る；(b) 衝撃荷重履歴を Chebyshev 多項式に展開し、安定な衝撃荷重履歴を再現することができた。本研究では、実験により上記の方法を検証した。

次に、(2) では、複合材構造の損傷進展解析、特に面外荷重におけるはく離損傷進展を行うため、コーヒーションモデルを導入し、3次元有限要素法と陽的時間積分法に基づく数値モデルを提案した。また、衝撃荷重下でのマトリックスき裂や繊維破断等の面内損傷について、計算コストを削減するために、応力情報に基づく破壊基準を採用した。特に、衝撃荷重によるはく離損傷進展と評価を正確かつ安定的に行うために、一つ有効な手法を提案した。この手法には、界面損傷をモデリングするための普通のコーヒーション損傷モデルを修正し、新たなアダプティブコーヒーションモデルを提案した。本研究では、3層の擬似同方性 CFRP 複合材料板の低速衝撃実験を行い、提案した衝撃損傷進展解析の数値モデルの有効性を検証した。

または、(3) 低速衝撃実験から得られたひずみ情報に基づいて、特に、損傷が生じる場合について、提案した衝撃荷重同定法の有効性を検証し、再現した衝撃荷重履歴と損傷進展解析の数値モデルに基づいて、衝撃損傷評価等を検討し、開発した実時間・自動的な複合材構造ヘルスマニタリングシステムを検証した。

最後に、第5章において、本研究の成果のまとめと今後の展望を示す。

参考文献

- 1-1. 武田展雄, 構造ヘルスマニタリング技術の研究開発, 日本航空宇宙学会誌, 52-605, (2004), 142-148
- 1-2. F.K. Chang, 埋め込み型構造診断のための SMART レイヤー, 日本複合材料学会誌, 27-5, (2001), 219-223
- 1-3. 福永久雄, 構造ヘルスマニタリング, 日本 AEM 学会誌, 12-3, (2004), 157-162

2. 衝撃荷重同定法

2. 1 序

宇宙構造物や航空機等の構造は、異物衝突により損傷を生じやすく、構造の信頼性・安全性の一層の向上を図るためには、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。特に、複合材構造の工具落下あるいは小石や鳥衝突等による衝撃損傷は、層間はく離等の眼に見えない内部損傷を生じ、かつ、大幅な強度劣化を生じるため、実時間・自動的な衝撃損傷モニタリングが重要となる。本章では、複合材構造の衝撃損傷モニタリングを対象に、圧電センサあるいは加速度センサ応答から、衝撃荷重同定法を検討する。

本章では、まず2. 5節において、数値モデルと実験データに基づく衝撃荷重同定法を検討する。通常の有限要素法による数値モデルを使う場合には、モデルの誤差と実験データの不安定の衝撃荷重履歴を避けて、かつ高精度の衝撃履歴を同定するために、二つ有効な手法を提案した。次に2. 6節において、数値モデルを用いられない実験的衝撃荷重同定法を検討する。

2. 2 数値モデルと実験データに基づく衝撃荷重同定法 [2-1~2-4]

本節では、衝撃荷重履歴を安定的に同定するため、二つ手法について、検討を展開する。

2. 2. 1 新たな最適手法に基づく衝撃荷重同定法

衝撃荷重履歴を同定するため、まず、センサ応答と衝撃荷重履歴の関係、いわゆる、伝達関数を有限要素モデルにより下記のように構築する

$$\tilde{\mathbf{e}}_i = \mathbf{G}_i \tilde{\mathbf{f}} \quad (1)$$

ここで、 $\tilde{\mathbf{e}}_i$ は数値モデルにより評価されたひずみあるいは加速度応答、 \mathbf{G}_i は伝達関数行列、 $\tilde{\mathbf{f}}$ は各時間刻み点における衝撃荷重の値から作ったベクトル。

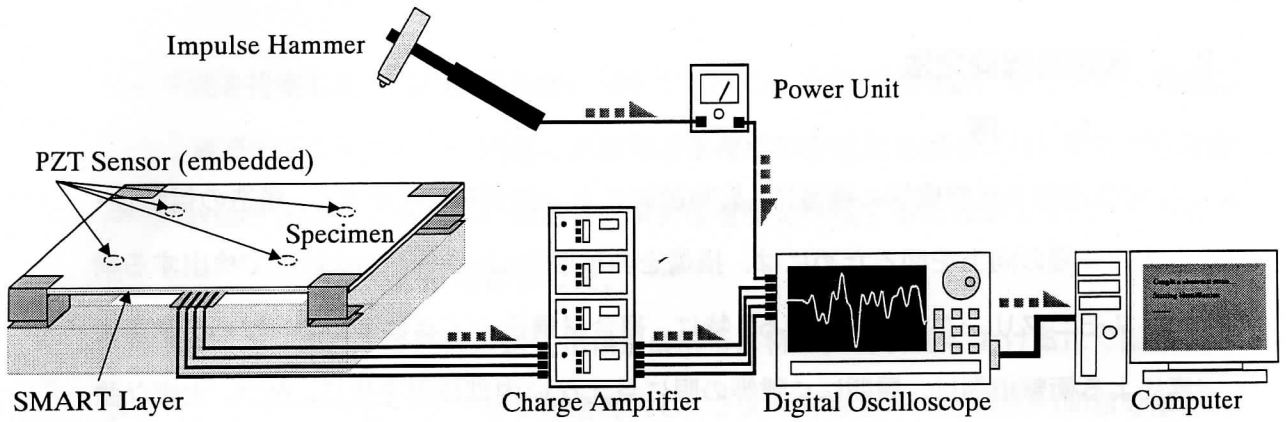


図1. 衝撃荷重同定システム

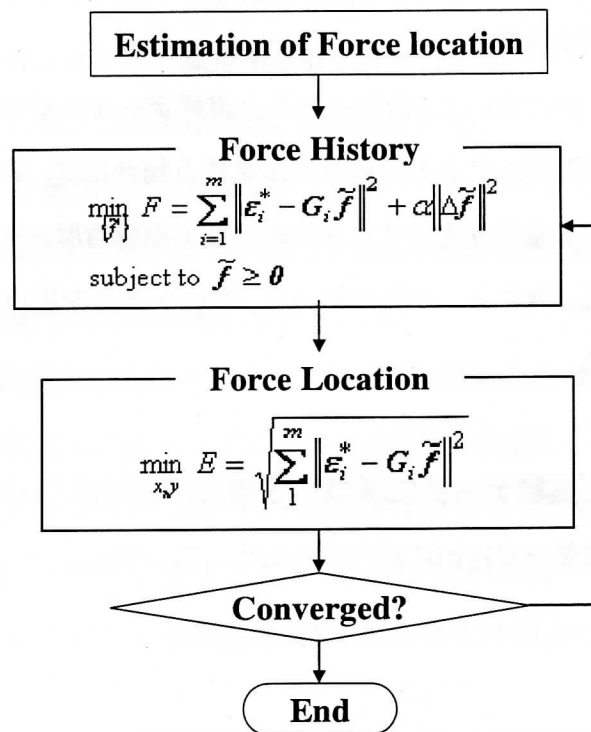


図2. 衝撃荷重同定のフローチャート

上記の関係式を用いて、数値計算で得られたひずみ情報と実験で得られた情報の比較によって、最適手法に基づく逆問題により衝撃荷重同定ができる。しかし、通常の逆問題を解くための最小二乗方法は有限要素モデルの誤差や計測信号のノイズ等の影響を受け、安定の衝撃荷重履歴同定にはできない。このため、本研究では、修正の最適モデルを提案し、安定の衝撃荷重同定を図る。

まず、衝撃同定システムは図1で示される。CFRP 積層板に4個の圧電センサあるい

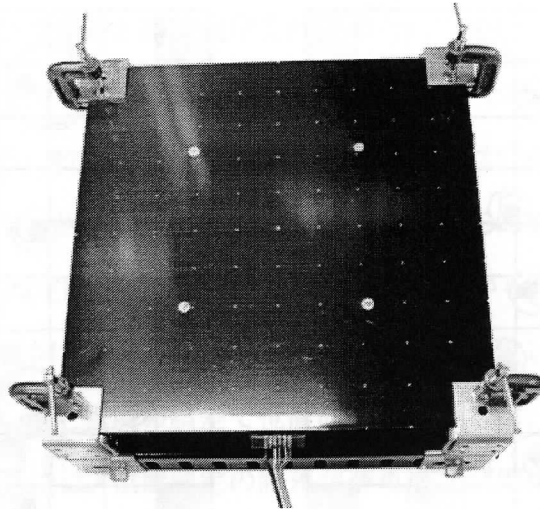


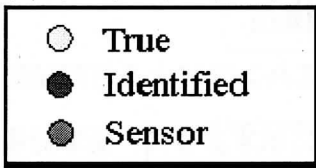
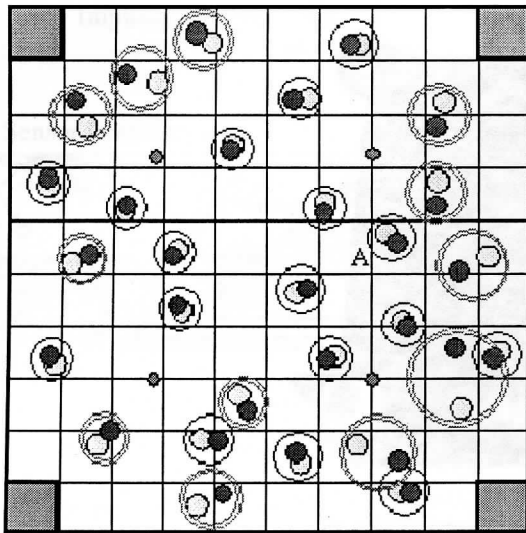
図 3. 4隅固定 CFRP 試験片

は加速度センサを組み込んだ試験片を用いて、インパルスハンマによる打撃試験を行い、センサ応答から衝撃荷重の位置と履歴を同定する。図 2 に示すように、衝撃荷重のフローチャートは下記の手順となる。

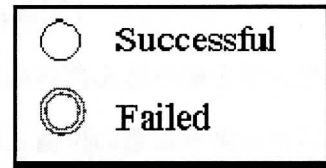
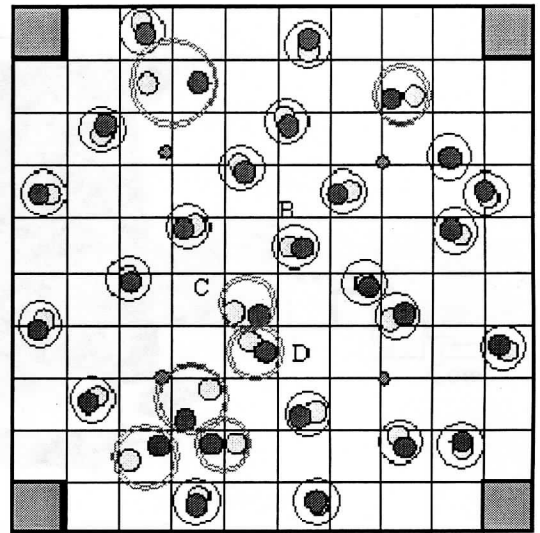
- ① 初期荷重位置の推定
- ② 荷重履歴同定、図 2 に示される式を見ると、通常 of 最小二乗法を修正し、各時間ステップ間の衝撃荷重の差に制約条件として追加する。この最適問題を二次計画法で解くことになる
- ③ 荷重位置同定 (DFP 法)
- ④ 計算ひずみと計測ひずみとの誤差ノルムを用いた収束判定
- ⑤ 収束していない場合は第 2 ステップに戻る。

本荷重同定法では、有限要素法による解析モデルとセンサによる計測結果との比較により、衝撃荷重の作用位置と履歴を同定する。有限要素モデルでは、構造には衝撃荷重による損傷を生じない健全状態のモデルを用いている。

試験片は図 3 に示されるように、大きさ 300×300 mm の CFRP である。積層構成は $[45_2/-45_4/45_2]_s$ (CFRP1)、および、 $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$ (CFRP 2) の二種類である。圧電センサの場合に、CFRP 積層板内に表面から 3 層目と 4 層目の層間に 4 個の圧電センサと配線からなるシート (商品名 : Smart layer) が挿入されている。加速度センサの場合には、板の表面で貼付される。センサ応答の取り込み開始は計測応答の閾値により判

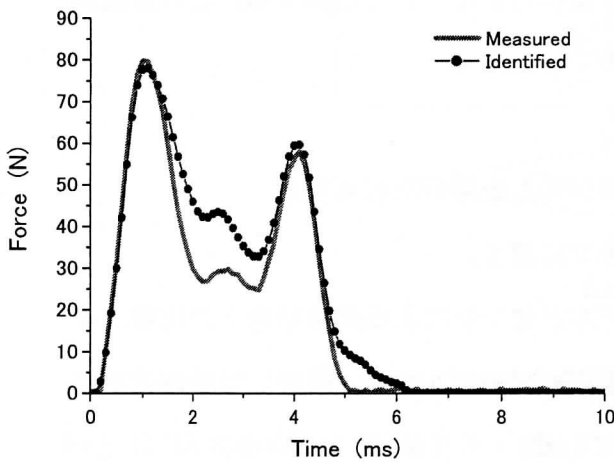


(a) CFRP1

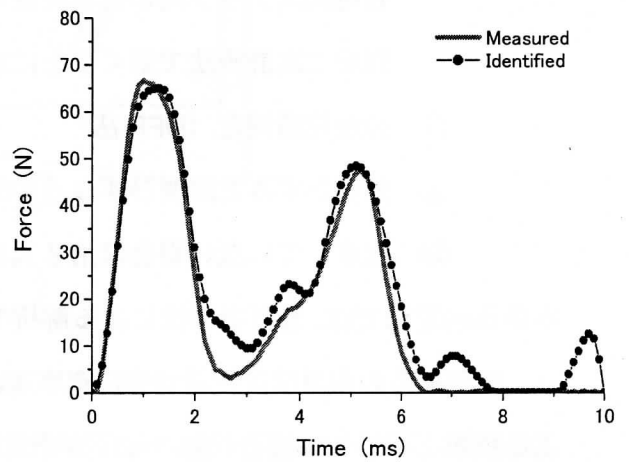


(b) CFRP2

図4. 衝撃荷重位置の同定結果 (圧電センサの場合)



(a) CFRP1 (A点)



(b) CFRP2 (B点)

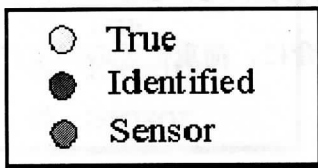
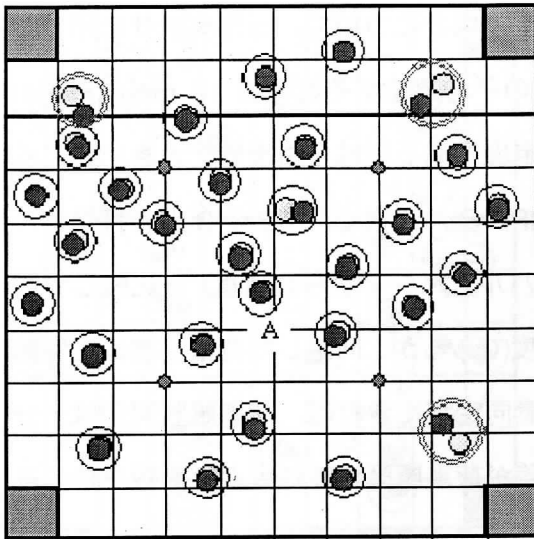
図5. 衝撃荷重履歴の同定結果 (圧電センサの場合)

定し、取り込み時間は荷重の作用時間である数ミリ秒の2倍程度と用いた。この計測データの取得後、図2に示すフローチャートに従い、荷重位置・履歴の同定ステップに入る。

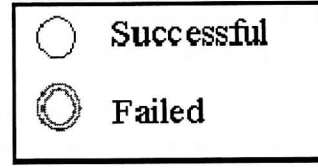
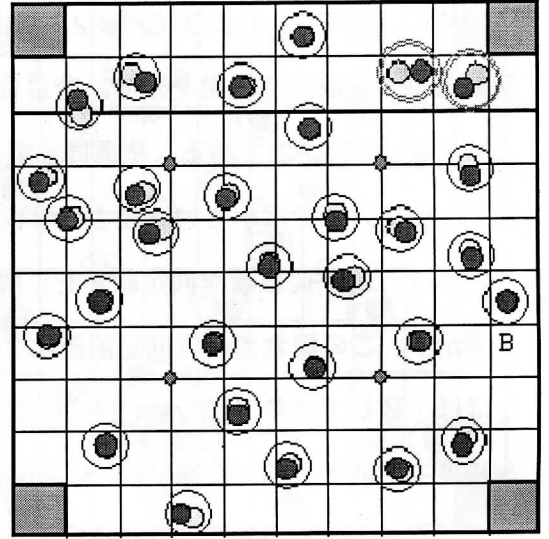
図4に、CFRP1 および CFRP2 四隅固定支持の場合について、圧電センサを用いた衝撃荷重の位置同定結果を示す。荷重位置同定の平均誤差がそれぞれ 10 mm(CFRP1) と 8.5 mm(CFRP2)である。位置同定誤差は固定境界あるいは自由境界で大きいのにくらべ、板中央部では小さい。図4に示した CFRP1 の A 点と CFRP2 の B 点の打撃ケースにおける衝撃荷重履歴同定結果を正解（インパルスハンマからの荷重）と比較して図5で示す。この場合の位置同定誤差は 2 mm 程度であるが、同定した荷重履歴は正解値とほぼ一致している。数 mm 程度の誤差で位置同定ができれば、荷重履歴同定は十分な精度で可能となる。普通には、位置同定の誤差が荷重履歴精度に大きな影響を持つことであるので、高精度の荷重位置同定が重要であることを言える。しかし、例外のケースもある、例えば、図4(b)における打撃点 C と D の場合に、荷重位置の同定に誤差が大きいことに関らず、高精度の荷重履歴同定ができた。

次に、4個の加速度センサを用いた場合について、荷重位置同定結果は図6で示される。図4に示す圧電センサの結果と比べると、高精度の位置同定ができた。平均の位置同定誤差がそれぞれ 3.8 mm(CFRP1)と 4.2 mm(CFRP2)である。また、図6に示した CFRP1 の A 点と CFRP2 の B 点の打撃ケースにおける衝撃荷重履歴同定結果を正解（インパルスハンマからの荷重）と比較して図7で示す。図6の結果と比較すると、加速センサを用いた場合には、荷重履歴の同定精度も高くなる。この原因は数値計算モデルのひずみ計算精度は加速度計算精度より低いことと考えられる。加速度センサの同定精度が高いこととしても、このセンサは大きいため、構造物の表面で貼付される方法しかないですので、実際の応用がひずみセンサより困難であることになる。

本研究では、どんなセンサを使っても、高精度の衝撃荷重ができることを言える。なお、本同定法による計測データの取り込み時間は 10 ミリ秒程度、荷重位置・履歴同定に要する演算時間は非線形計画法に基づく荷重位置同定に要しており、荷重履歴同定はほとんど実時間で行うことができる。そのため、位置同定にニューラル・ネットワーク等を適用して大幅な同定時間の短縮を図ることにより、ほぼ実時間での衝撃荷重同定が可能となる。

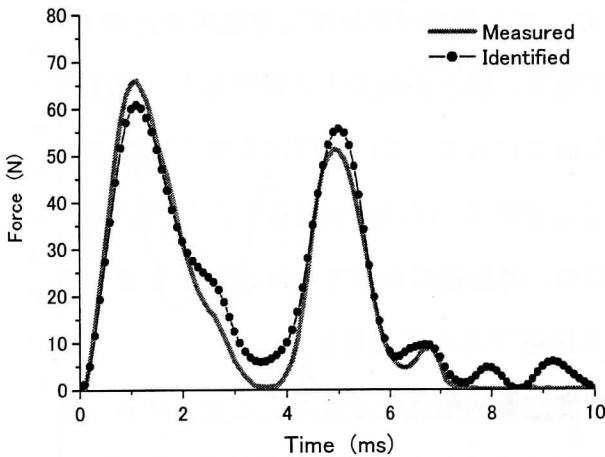


(a) CFRP1

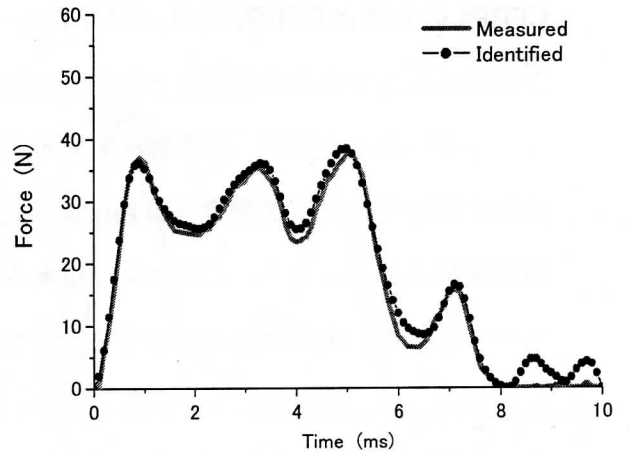


(b) CFRP2

図 6. 衝撃荷重位置の同定結果 (加速度センサの場合)



(a) CFRP1 (A点)



(b) CFRP2 (B点)

図 7. 衝撃荷重履歴の同定結果 (加速度センサの場合)

2. 2. 2 Chebyshev 多項式に基づく衝撃荷重同定法

前節での衝撃荷重履歴同定は、修正した最適手法を用いて、高精度の荷重履歴同定に成功した。本節には、Chebyshev 多項式に基づく衝撃荷重同定法を提案し、高精度の荷

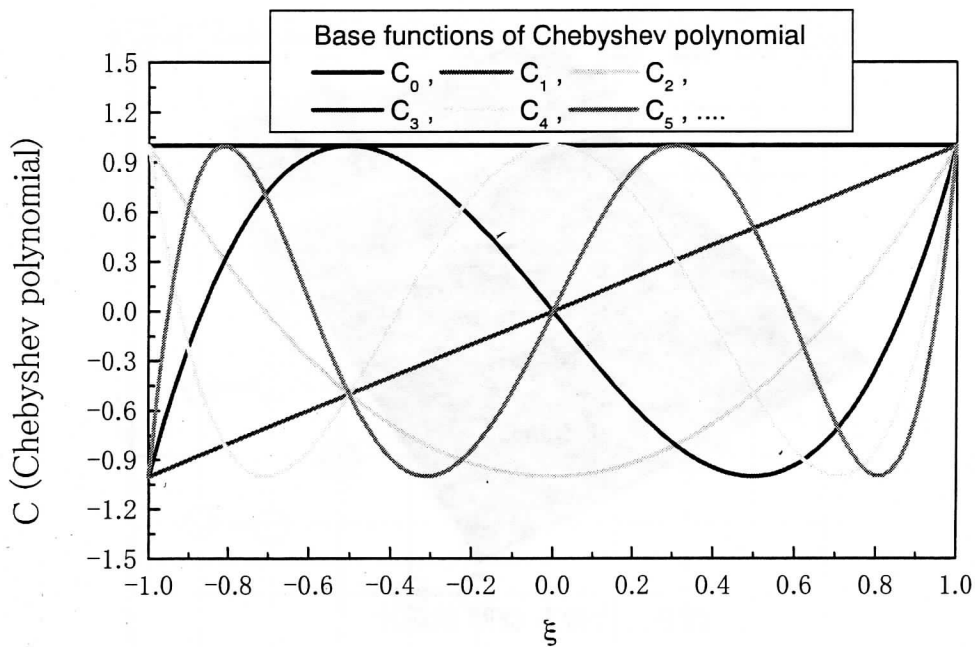


図 8. Chebyshev 関数

重履歴同定の研究を行う。

まず、荷重履歴 $P(t)$ は次式のように、Chebyshev の多項式 $C_k^*(t)$ で展開される

$$P(t) = \sum_{k=1}^K \beta_k C_k^*(t) \quad (2)$$

この Chebyshev 連続関数の様子は図 8 で示される。

荷重履歴はこのような連続の関数級数から構成され、滑らか同定荷重履歴が期待できる。また、前節に直接に各時間ステップの荷重値を同定することではなく、本節には、各 Chebyshev 多項式前の係数 β_k を同定することになる。通常、前の 30 次 Chebyshev 多項式を使えば、収束した荷重履歴を同定できるため、未知数の数は前節の手法での未知数の数（普通 100 以上）より少ない。このことにより、荷重履歴の同定時間さらに短縮することが可能となる。

最後に、Chebyshev 多項式による衝撃荷重履歴を近似するため、通常の最小二乗法による最適モデルで、荷重履歴を同定する。本節で使うセンサは圧電センサを有する Smart layer であり、図 9 に示す片持ち試験片は前節で定義された CFRP1 と CFRP2 二種類となる。荷重位置の同定は有限要素モデルの格子点に限られる。また、同定フローチャートは前節に示したものと同一になる。

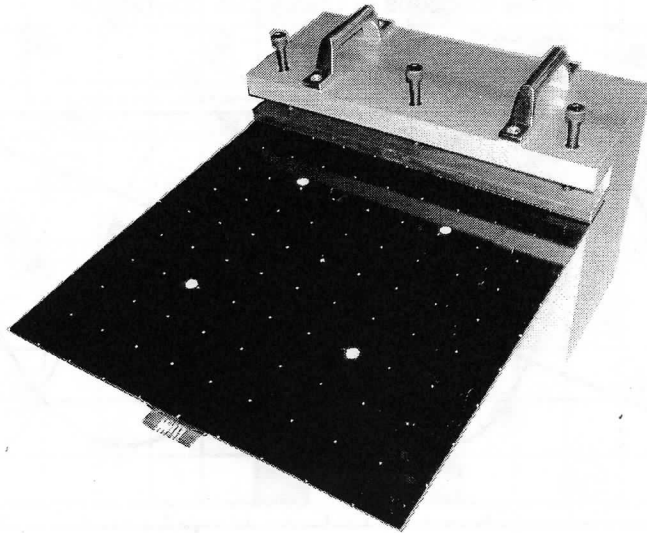
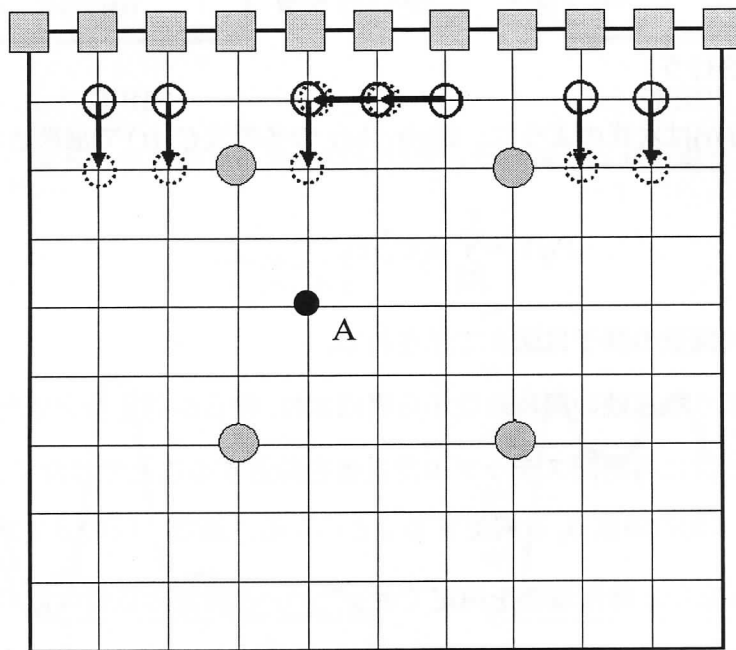


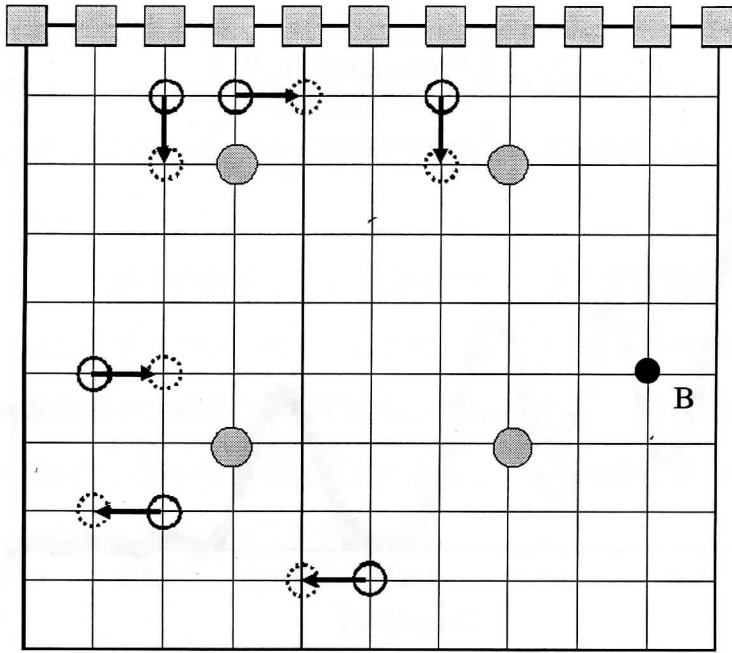
図 9. 片持ち CFRP 試験片



(○: true location; ⊙: identified location)

図 10. 衝撃荷重位置の同定結果 (CFRP1)

衝撃荷重位置の同定結果はそれぞれ図 10 (CFRP1) と図 11 (CFRP2) に示される。この図に、失敗したケースだけを示す。ほかの格子点において、すべて位置同定に成功した。この二つ図から、位置同定に失敗したケースはほぼ板の固定端と自由境界に集中する。板の中央部において、位置同定はほぼ完全に成功した。



(○: true location; ⊙: identified location)

図 1 1. 衝撃荷重位置の同定結果 (CFRP 2)

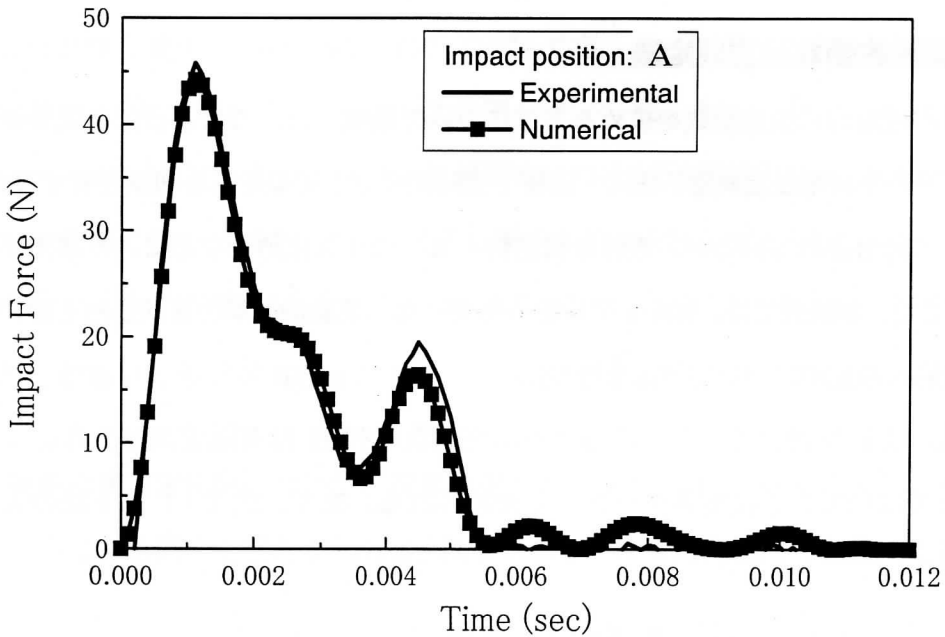


図 1 2. 衝撃荷重履歴の同定結果 (CFRP1, A 点)

次は、図 1 0 と図 1 1 における A 点と B 点において、同定した衝撃荷重履歴と正解値との比較はそれぞれ図 1 2 と図 1 3 に示される。この二つ図に示すように、Chebyshev

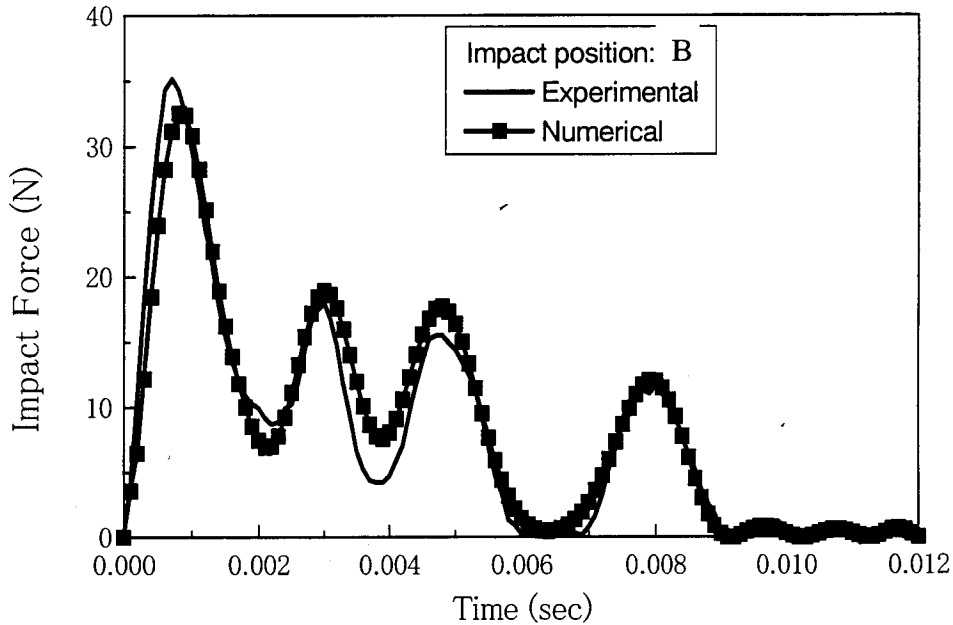


図 1 3. 衝撃荷重履歴の同定結果 (CFRP2, B 点)

多項式を用いて衝撃荷重履歴を近似する技術は、複雑な荷重履歴を高精度に同定することが可能となる。

2. 3 実験的衝撃荷重同定法

前節には、理論的に伝達関数を求める方法について説明した。このような有限要素法による解析モデルを利用した同定手法は、簡便で実時間同定が可能である利点を有するため、多くの研究で利用されているが、複雑な構造物へは、モデル化誤差などにより適用が困難となる。そこで、本研究では、解析モデルを一切用いない実験的衝撃荷重同定法を確立し、複雑な構造物への適用について検証を行う。

この手法の主要特徴は式 (1) における伝達関数行列 G は有限要素モデルによる得られることではなく、直接実験データから求められる。まず、式 (1) は下記のように変換される

$$\{\tilde{\varepsilon}\} = [G]\{\tilde{f}\} = [F]\{g\} \quad (3)$$

ここで、 g は G マトリクスの成分から作られる未知数のベクトルであり、 F は各時間点での荷重の値からなるベクトルであり、 $\tilde{\varepsilon}$ は各時間点での計測されたセンサ応答である。

この式を用いて、荷重とセンサ応答は両方分かる場合に、最小二乗法により、 g ベクトル、即ち、 G マトリクスの成分を求められる。構造に仮想の格子点における G マトリクスの成分が得られる後、構造物任意の場所における伝達関数は格子点の情報から補間法により得られる。

G マトリクスを実験で構築することに成功すれば、衝撃荷重履歴と衝撃荷重位置の同定は前節で説明した手法で行われる。ここで、実験データで得られた G マトリクスを使うため、通常最小二乗法に基づく最適モデルを用いて、荷重履歴の同定を行う。

この手法を用いて、様々な複合材構造に応用し、衝撃荷重位置・荷重履歴の同定を行った。これらの結果を下記のように報告する。

CF/エポキシ積層板の衝撃荷重同定

まず、片持 CFRP 板について、前節で定義された CFRP1 と CFRP2 の積層構成の板を用いて、圧電センサを使った。

図14に積層板 CFRP1(積層構成 $[45_2/-45_4/45_2]_s$)における衝撃荷重位置同定結果を示す。センサにはPZT圧電センサを使用しており、ひずみ応答を用いて衝撃荷重位置同定を行った。図14において、○で示される丸印はセンサ位置を示している。また、●で示される丸印はインパルスハンマによる打撃点を表しており位置同定における正解位置である。打撃時にインパルスハンマ先端にチョークの粉を付け、その打撃痕の位置を計測することにより求めている。▼で示される三角印は同定された荷重位置であり、位置同定誤差が 10mm 以下のペアは薄色円○で、位置同定誤差が 10mm 以上のペアは深色円○で囲んで表している。

衝撃荷重位置同定実験において、荷重位置平均同定誤差は 2.7mm であり、全ての打撃点において、位置同定誤差が 10mm 以下となり、非常に高精度の位置同定結果が得られている。

図 1 5 および図 1 6 は、位置同定が行われた図 1 4 中 I 点・J 点の衝撃荷重履歴同定結果を示している。なお、図中では、インパルスハンマにより計測された衝撃荷重位置同定結果を正解値とし薄色曲線で、同定結果を深色曲線でそれぞれ表している。I 点・

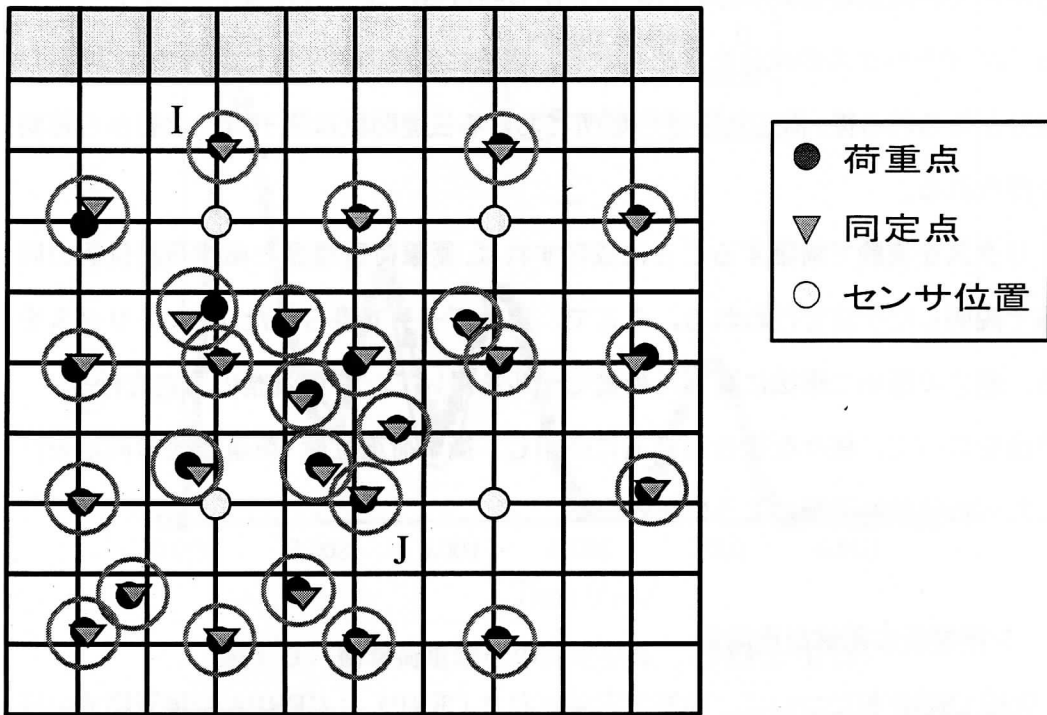


図 1 4 積層板 CFRP1 における衝撃荷重位置同定結果

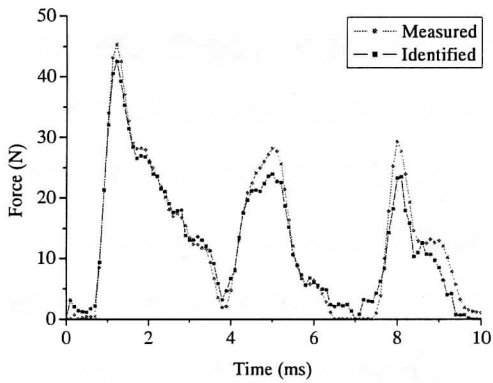


図 1 5 I 点での荷重履歴同定結果

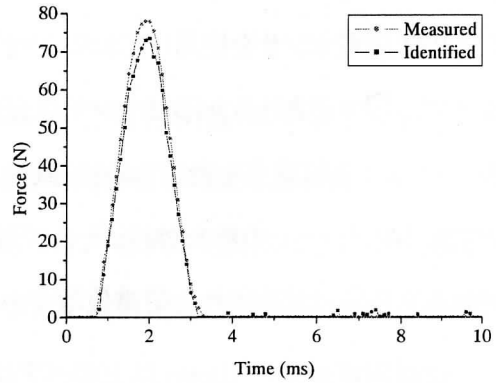


図 1 6 J 点での荷重履歴同定結果

J 点では若干の位置同定誤差があるものの、荷重履歴同定結果は正解値と一致しており、荷重履歴においても高い精度で同定できている。特に J 点では多段階に作用する荷重履歴に対しても高い精度で荷重位置および荷重履歴同定結果が得られている。これは、実験的に求めた伝達関数の精度が高く、かつ高い精度で位置同定が行えているためである。

図 1 7 に積層板 CFRP 2 (積層構成 $[0_2/45_2/-45_2/45_2]_s$) における衝撃荷重位置同定結果を

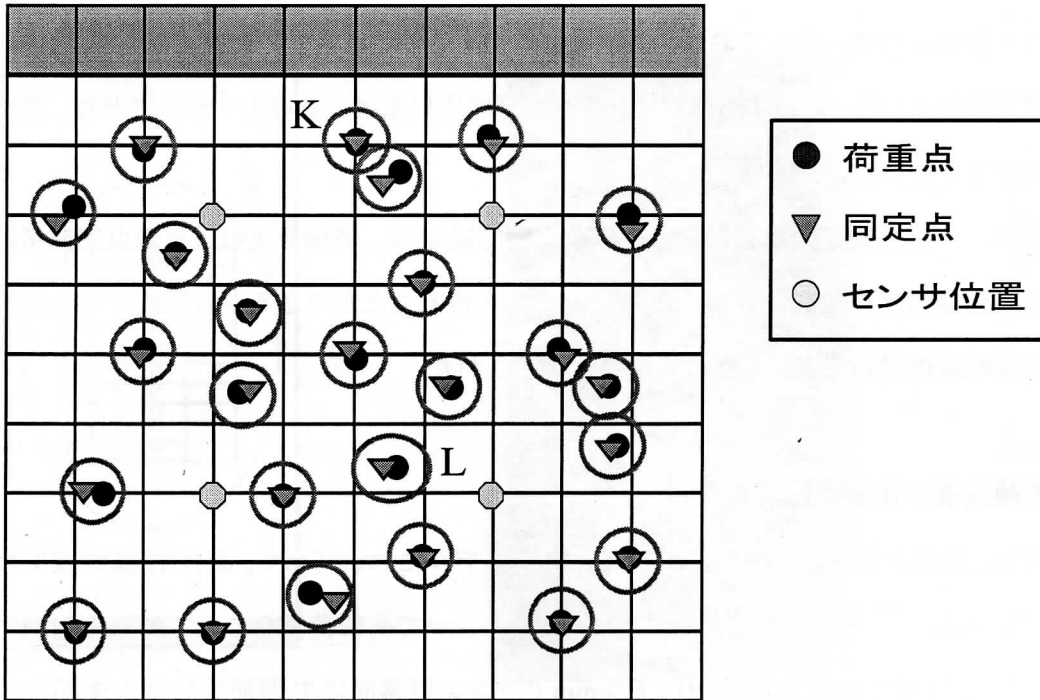


図 1 7 積層板 CFRP 2 における衝撃荷重位置同定結果

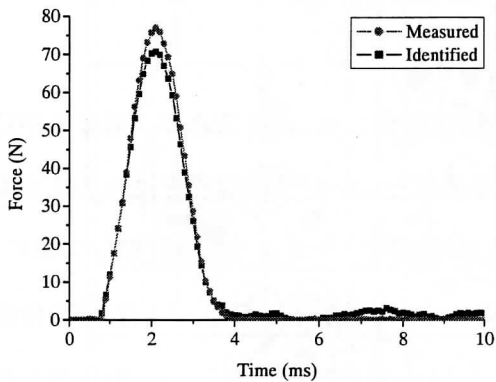


図 1 8 K 点での荷重履歴同定結果

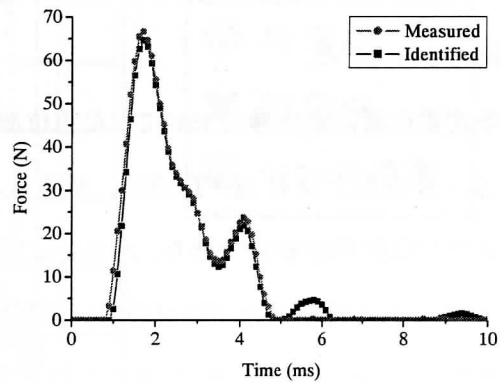


図 1 9 L 点での荷重履歴同定結果

示す。センサには、積層板 CFRP 1 と同様に PZT 圧電センサを使用しており、ひずみ応答を用いる。荷重位置平均同定誤差は 3.1mm であり、全ての打撃点において、非常に高精度の位置同定結果が得られている。

図 1 8 および図 1 9 は、位置同定が行われた図 1 7 中 K 点・L 点の衝撃荷重履歴同定結果を示している。K 点では、最大衝撃荷重において振幅に 8% 程度の誤差があるものの、同

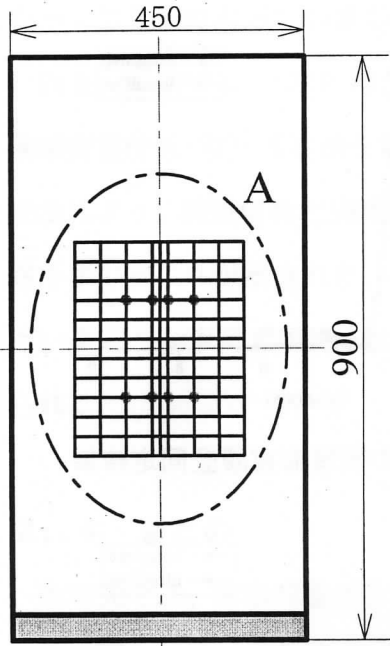
定結果は正解値とほぼ一致しており、固定端付近であるのに高精度の衝撃荷重位置・履歴同定結果が得られている。L点でも同様に、荷重履歴同定結果は正解値と一致しており、高い精度で同定できている。

以上より、片持ち固定した積層板の衝撃荷重同定結果は、積層板上の任意の点で非常に高い精度の衝撃荷重位置および荷重履歴同定結果を得ることができる。したがって、片持ち固定した積層板に対して本同定手法の有効性が示された。

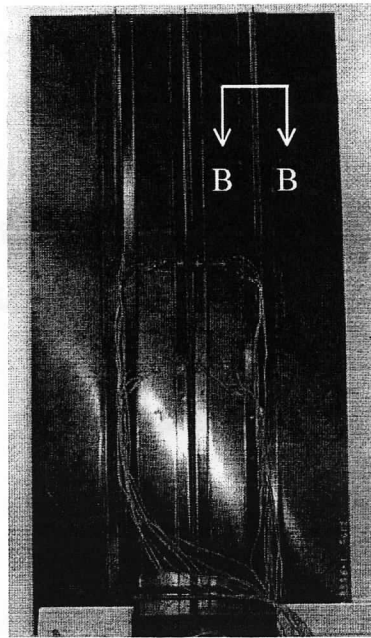
CF/PEEK 補強板の衝撃荷重同定

本節では、対象とする CF/PEEK 補強板の構造モデルについて示す。図20は補強板概観を示す。万力によって固定した補強板にインパルスハンマで衝撃荷重を与えて衝撃荷重同定実験を行う。補強板寸法は $900 \times 450 \times 1.50\text{mm}$ のスキン材裏面に T 型補強材が 3 本組み合わされる。センサには 2 軸ひずみゲージを 8 個用い、それぞれ補強材フランジ部分およびスキン材部分に 4 個ずつ貼付する。また、打撃範囲裏面の補強材は図20(a)中に破線で示しており、打撃範囲内は 8×11 格子、108 節点で構成する。図20(a)中○で示す節点にひずみゲージが貼付されている。

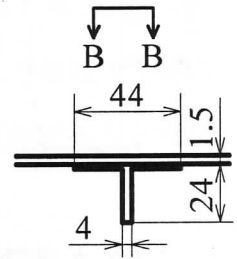
衝撃荷重位置同定実験において、荷重位置平均同定誤差は 9.2mm である。図 21 中に示す A 点・B 点および C 点・D 点は、補強材のある箇所とない箇所の境界をはさんだ位置での衝撃荷重位置同定結果であり、A 点および C 点は補強材フランジ上部を打撃しており、B 点および D 点の打撃点は補強材のない箇所を打撃している。A 点(フランジ上部)での位置同定誤差は 3.5mm であり、B 点(スキン材上部)では 3.2mm である。また、C 点(フランジ上部)では 3.1mm であり、D 点(スキン材上部)では 15.5mm である。補強材のある箇所とない箇所の境界付近を打撃した場合の位置同定結果を比較すると、補強材のある箇所での位置同定結果では、誤差が 10mm 以下と比較的精度が良いものの、補強材のない箇所では誤差が $10\text{mm} \sim 15\text{mm}$ 程度と位置同定の精度は補強材のある箇所に比べてやや劣る。この原因は、形状関数による伝達関数の補間が影響していると考えられる。本研究で用いている形状関数は線形補間を行うため、剛性が変化する補強材の境界付近では、急激なひずみ応答の変化はないものの、補強材の影響を受けていると考えられる。一方、図 21 中に示す E 点



(a) 供試体表面概観



(b) 供試体裏面



(c) 補強材形状

図20 CF/PEEK 補強板概観

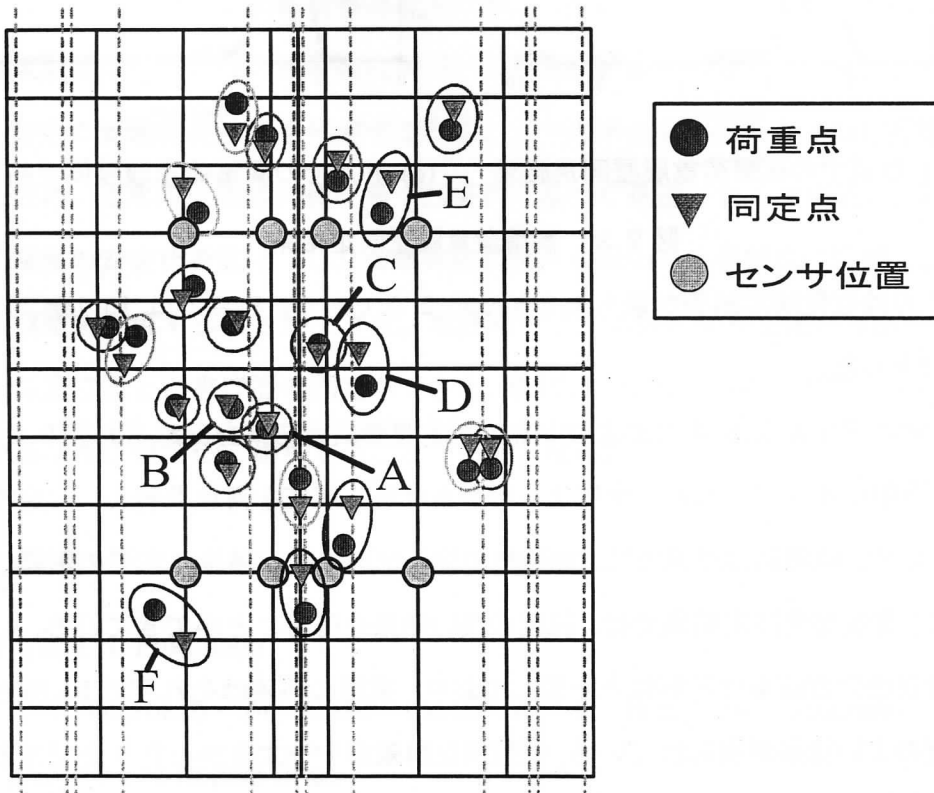
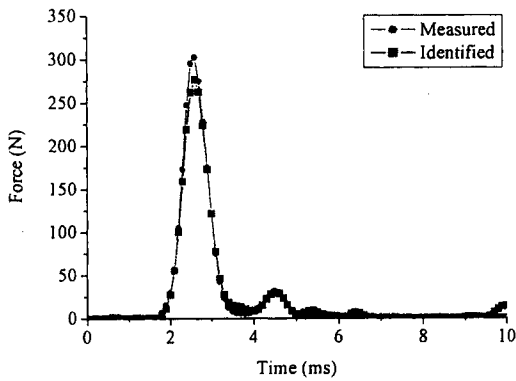
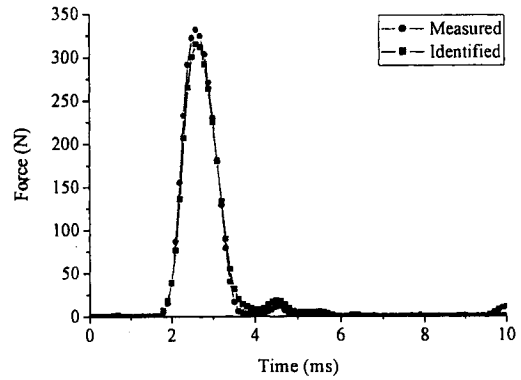


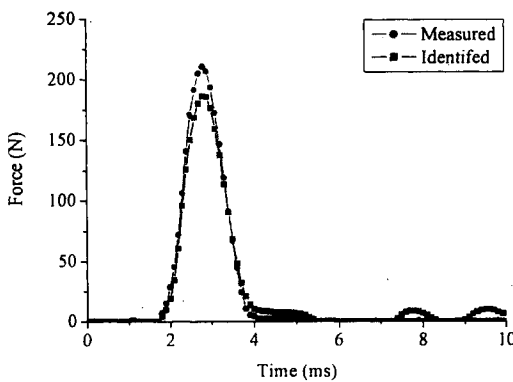
図21 CF/PEEK 補強板における衝撃荷重位置同定結果



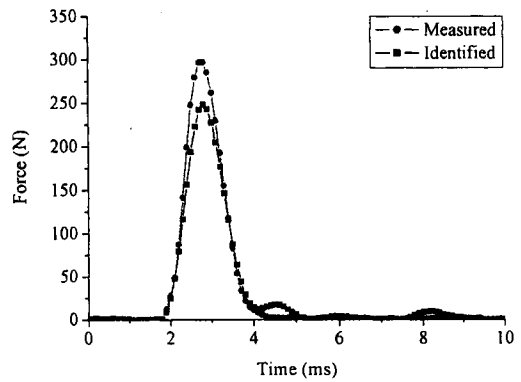
(a) A点での衝撃荷重履歴同定結果



(b) B点での衝撃荷重履歴同定結果



(c) D点での衝撃荷重履歴同定結果



(d) F点での衝撃荷重履歴同定結果

図 2 2 衝撃荷重履歴同定結果

および F 点は位置同定誤差が最も大きかった 2 点であり、E 点では 16.1mm、F 点では 19.1mm であった。

図 2 1 中に示す A 点、B 点、D および F 点の荷重履歴同定結果をそれぞれ図 2 2 (a)-(d) に示し、図中にインパルスハンマにより計測された正解値を薄色曲線で、同定結果を深色曲線で示す。位置同定結果では、補強材の境界付近で同定精度に若干の影響が出ているものの、荷重履歴同定結果では、精度の良い結果を得ることができている。A 点、B 点の荷重履歴同定結果は正解値と一致しており、振幅の誤差はそれぞれ 5%、8% となっており精度のよい結果が得られている。位置同定誤差がやや大きかった D 点では正解値に対して振幅の誤差が 11% あるものの、こちらでも荷重履歴同定結果の精度は高い。また、図 2 2 (d) で示す荷重履歴同定結果では、正解値に対する振幅の誤差はそれぞれ 16% と

なっており、位置同定誤差が大きいほど荷重履歴同定誤差も大きくなる。

以上、本節では、CFRP 複合材構造を対象として、解析モデルを一切用いない実験的衝撃荷重位置・履歴同定法を提案し、積層板や補強板によりその妥当性を検証した。本手法により、補強板など複雑な複合材構造に対しても高精度の同定結果が得られ、本同定手法の有効性が示された。本衝撃荷重同定法を用いることにより、より複雑で実機に近い構造の衝撃荷重同定および損傷ヘルスマonitoringへの拡張も可能であると考えられる。

2. 4 まとめ

本研究では、衝撃荷重同定のため、二つ手法を開発した。一番目の方法には、衝撃荷重とひずみあるいは加速度間の伝達関数を有限要素法による数値モデルを用いて、この伝達関数から算出したひずみあるいは加速度情報と実測したひずみあるいは加速度情報と比べることによって、衝撃荷重を同定する。二番目の方法では、直接実験計測により伝達関数を構築し、この伝達関数に基づいて、衝撃荷重を同定する。また、一番目の方法に、安定な衝撃荷重履歴を同定するため、二つの手法を提案した：(a) 荷重履歴を同定するため、通常逆問題に使う最小二乗法に基づく最適モデルを修正し、同定した衝撃荷重履歴の安定化を図る；(b) 衝撃荷重履歴を Chebyshev 多項式に展開し、安定な衝撃荷重履歴を再現することができた。本研究では、実験により上記の方法を検証し、高精度な荷重位置と荷重履歴の同定ができた。特に、二番目の方法は数値モデルが必要なく、複雑な複合材構造に適用することが可能となる。

参考文献

2-1. N. Hu and H. Fukunaga

A new approach for health monitoring of composite structures through identification of impact force

Journal of Advanced Sciences, 17, (2005), 82-89.

2-2. S. Matsumoto, M. Tajima, H. Fukunaga

Impact Force Identification of Aluminum Plates Using Strain Sensors

JSCE J. Structural Mechanics and Earthquake Engineering, 22, (2005), 175-184

2-3. N. Hu, H. Fukunaga, S. Matsumoto, B. Yan and X.H. Peng

An Efficient Approach For Identifying Impact Force Using Embedded Piezoelectric Sensors

Submitted for publication

2-4. Ning Hu, Satoshi Matsumoto, Ryu Nishi and Hisao Fukunaga

Identification of Impact Forces on Composite Structures Using an Inverse Approach

Submitted for publication

3. 複合材料衝撃損傷進展数値シミュレーション [3-1~3-5]

本研究において、外部の異物衝突により生じる衝撃荷重を同定する後、この衝撃荷重の情報に基づいて、複合材構造物の損傷評価が重要となる。本節において、複合材料の損傷評価と損傷進展に関する数値シミュレーション手法とモデルについて、説明する。

3. 1 序

複合積層材料の衝撃破壊パターンは大きく分けて繊維破断、マトリックストランスバースクラック、マトリックス圧縮破壊、及び層間はく離がある。特に主要な損傷パターンである層間はく離についてコヒーシブ要素を適用すると、はく離の開始からはく離の進展までをシミュレーション可能であることが分かっている。ところが、コヒーシブモデルを用いると数値的不安定性やピーク荷重とメッシュサイズの依存性などが発生することが明らかとなってきた。これらを回避するためには細かいメッシュ分割が必要となるが、コヒーシブ要素を挿入する場合は挿入する箇所を全て二重節点にする必要があり、解析自由度は膨大な量となる。そのため計算コストも膨大となり、現実的に計算を実行することが困難となっている。そこで本研究では、要素分割を細かくすることなく数値不安定性を除去する新たなアダプティブコヒーシブモデルを提案した。この方法には、コヒーシブ要素の材料特性を開口変位の関数で修正しながら要素サイズの依存性を軽減する。また、衝撃荷重下でのマトリックスき裂や繊維破断等の面内損傷について、計算コストを削減するために、応力情報に基づく破壊基準を採用した。また、32層疑似等方性板の落錘衝撃試験により低速衝撃荷重の損傷進展を把握する。この低速衝撃損傷についてモデル化を行い、従来の研究では計算コストの面からほとんど行われることなかった32層疑似等方性板の損傷進展解析を行って、実験結果との比較により解析手法の妥当性を明らかにする。

3. 2 アダプティブコヒーシブモデルによる複合材料損傷進展解析手法

本研究では、粗い要素サイズにおいてははく離先端の有効変位分布に応じてコヒーシブ

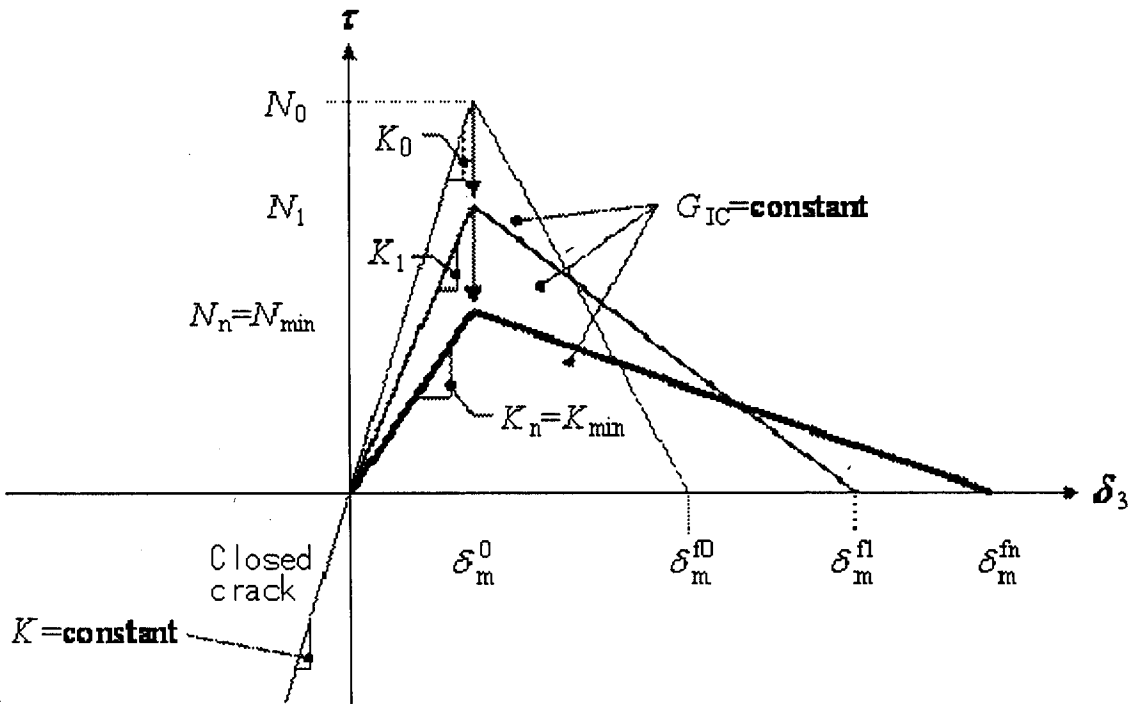


図 2 3 アダプティブコヒーシブ要素の材料特性

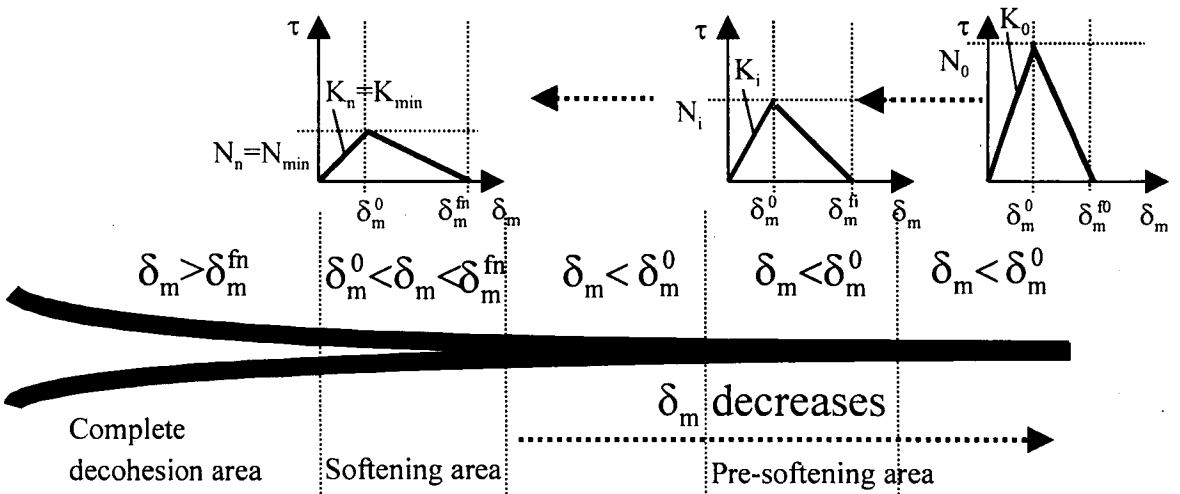


図 2 4 各プロセスゾーンにおける層間強度と初期剛性の関係

の材料特性を修正するモデルを提案する。まず、簡単にモード I の場合について考えると、図 2 3 に示すように有効変位によってコヒーシブ要素の層間強度 N と初期剛性パラメータ K を徐々に低下させる。図 2 4 には層間強度と初期剛性パラメータの低下の状態を模式的に示した。このとき破壊靱性 G_{IC} は初期値のまま低減しないので、はく離進展に伴う解放エネルギーは維持される。また、本研究では、DCB 等の準静的問題において、本手法によって粗い要素でも精度良くはく離進展をシュミレーションできることが

分かる。

3. 3 複合材料の低速衝撃実験と損傷進展解析

上記のアダプティブコーヒーズンモデルを用いてはく離進展をモデリングする。また、衝撃荷重下でのマトリックスき裂や繊維破断等の面内損傷について、計算コストを削減するために、応力情報に基づく破壊基準を採用した。最後に、一つ3次元有限要素法に基づく数値解析モデルを構築した。

CAI強度試験の標準試験片であるSACMA試験片を用いて、落錘試験装置による低速衝撃実験を行う。本節では実験に用いるCFRP積層板の仕様と実験装置の概要を示し、次に実験結果と解析結果を示す。

まず、本研究で行った落錘衝撃試験の概要を述べる。疑似等方性CFRP試験片は、縦152mm×横102mm、 $[(45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ)_4]_s$ の32層積層板で、1層当たり0.15mmの層厚で板厚は実測値で4.80mm、東邦テナックス製プリプレグシート(Q-1111 1400)からなる。実験装置は図25に示すように、落錘試験機はInstron製Dynatup 9250HD、治具はSACMAに準拠するものとし、長方形にくり抜いた枠の台座にCFRP積層板を配置し、上部からクランプで4点を支持する。上部からは質量4.6kgのインパクトを自然落下により板に衝突させる。試験機の先端にあるインパクトには加速度センサがあり、加速度センサから入った情報はアンプを通してコンピュータに接続されており、その後加速度及び速度情報が出力される。また、インパクト上部にある変位計が設置されている。試験後にクラウトクレーマー製の超音波探傷装置を用いて、CFRP試験片の表及び裏面から内部のはく離の形状を取得した。

実験は衝撃エネルギー3.0J, 4.8J, 6.0J, 7.2Jで行った。実験より、3.0Jでは目視及び超音波探傷ともにはく離などの損傷は見られず、滑らかな荷重履歴を示した。4.8Jの落錘試験では損傷有りとなし損傷無しの結果が観測された。また、6.0J及び7.2Jにおいてははく離が観測された。4.8Jは衝撃損傷有無の限界値と判定

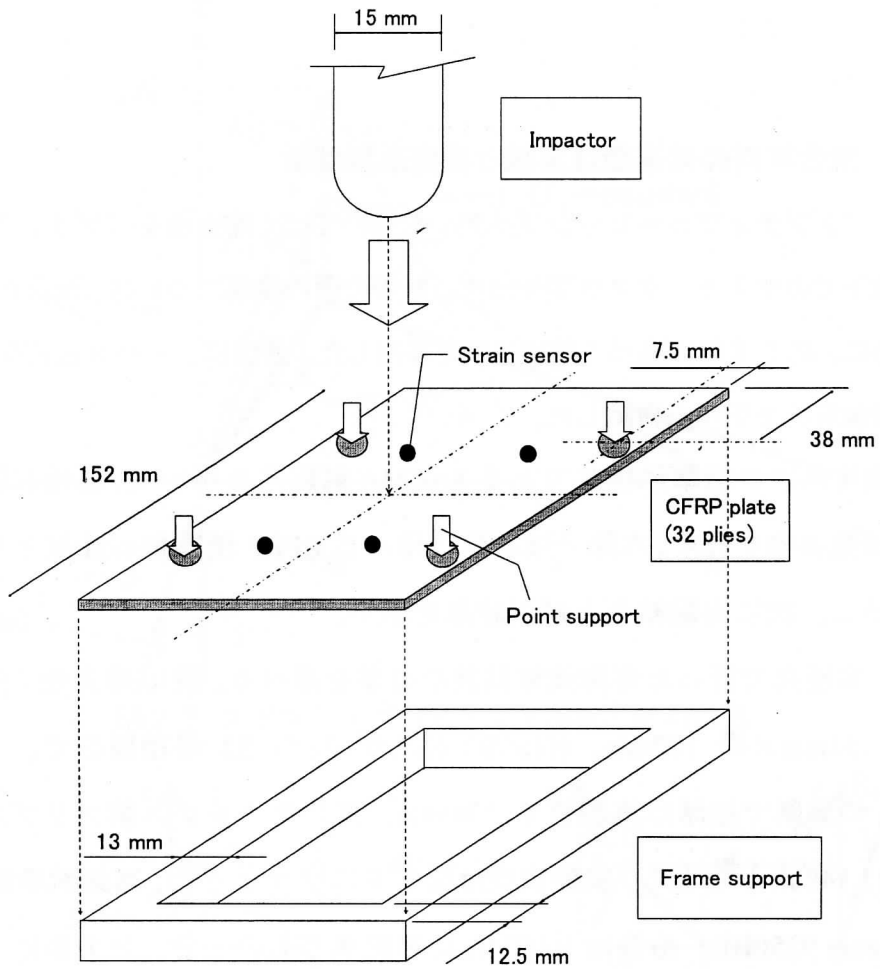


図 2 5 試験片支持治具

された。

低速衝撃荷重下での損傷進展解析法と解析モデルについて、図 2 6 に示すような平板への剛体球接触問題を考えると、平板と剛体球の運動方程式を同時に解けることと二つ物体間の接触則を応用することにより、板の変形と応力等の情報は得られる。また、板の層間はく離には前節説明したアダプティブコヒーシブ要素を用いて、面内破壊には応力破壊基準を用いて、損傷の発生と進展を解析する。

衝撃損傷が発生する衝撃エネルギー 6.0J と 7.2J の場合について、図 2 7 と図 2 8 に荷重履歴の解析結果を実験結果と比較して示す。これらの図には実験で得られた特徴を解析結果でもよく反映できていることが分かる。

図 3 0 には、衝撃エネルギー 6.0J の解析結果で得られた図 2 9 に示される短辺

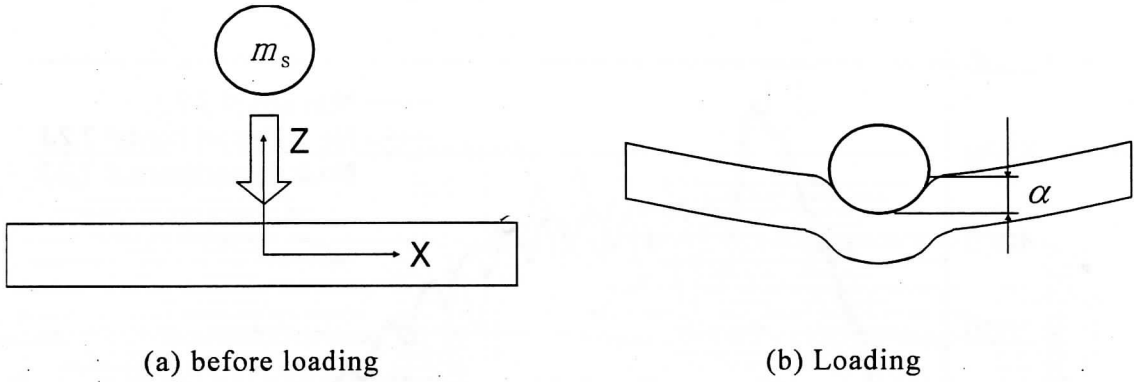


図 2.6 剛体球の接触モデル

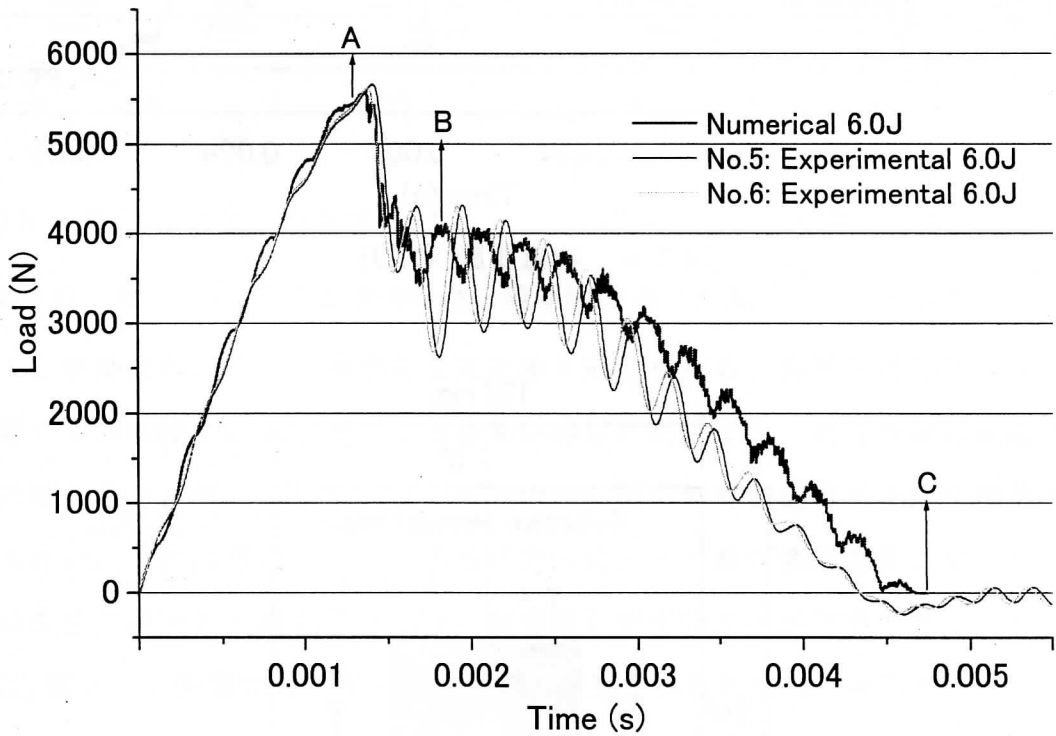


図 2.7 荷重履歴 (6.0J)

方向断面 (X-X 断面) と長辺方向断面 (Y-Y 断面) のはく離 (荷重の完全除荷後の残留はく離) の断面分布を示した。これらの結果から、各層のはく離サイズは各層の繊維配向角によって大きく異なるが、実験結果の特徴と一致する。また、6.0J のはく離分布から、荷重点側表面から 3 層目の層間、及び荷重点反対側についても表面から 3 層目の層間で大きくはく離した形状が見られるが、全体的な傾向としては荷重点側の層間から荷重点反対側の層間に向けて、はく離サイズ

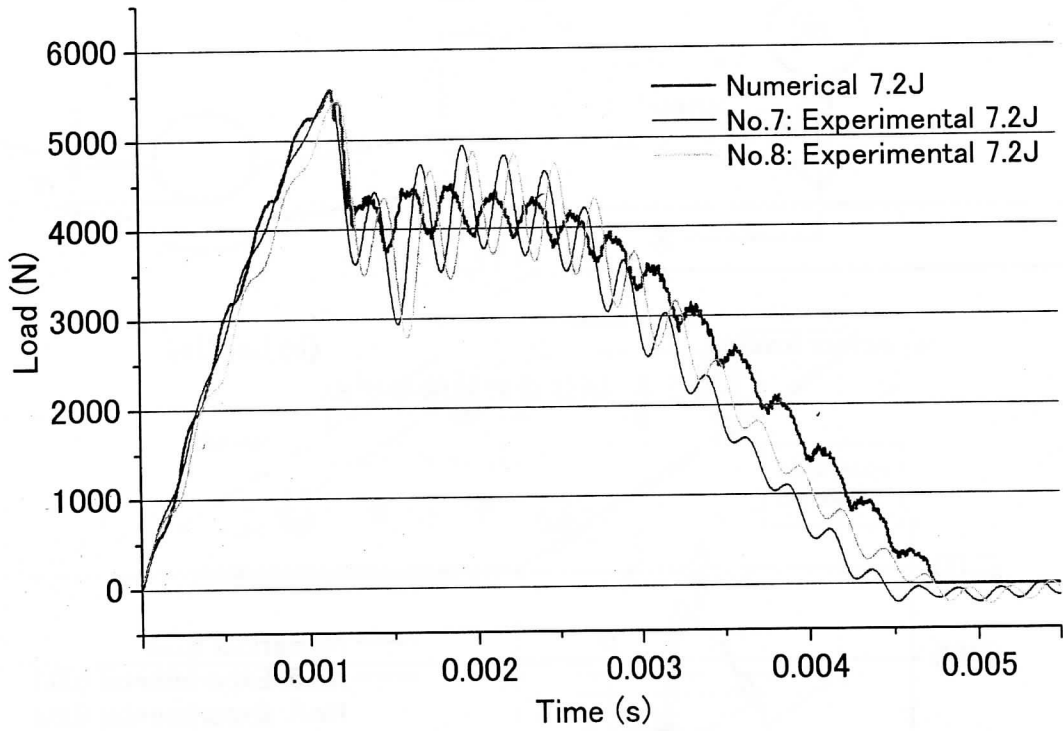


图 2 8 荷重履歴 (7.2J)

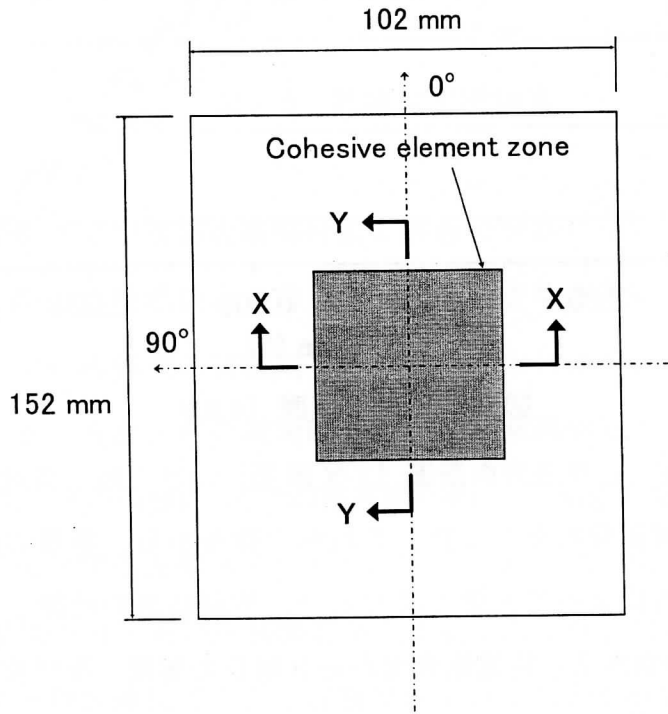
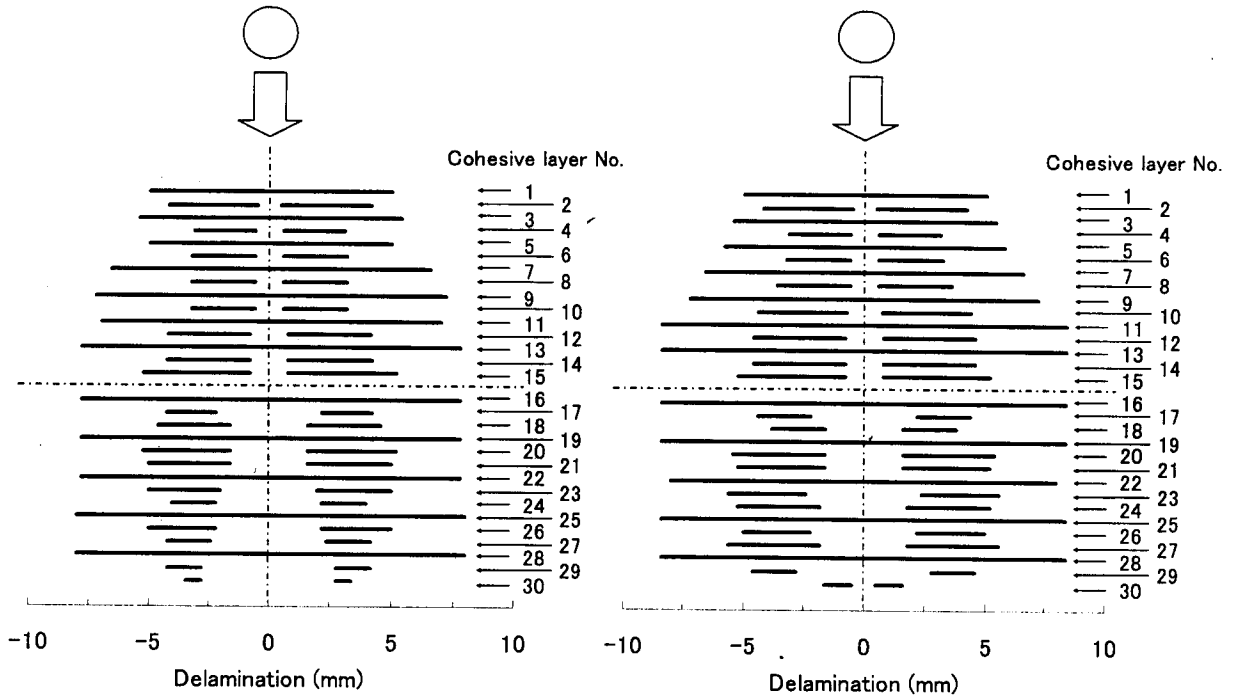


图 2 9 試験片



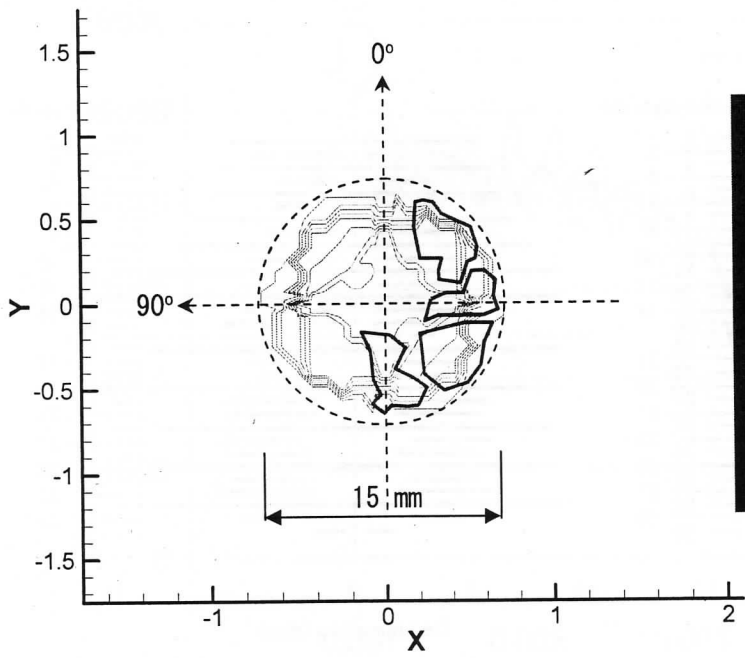
(b) X-X 断面 (衝撃エネルギー6.0J)

(c) Y-Y 断面 (衝撃エネルギー6.0J)

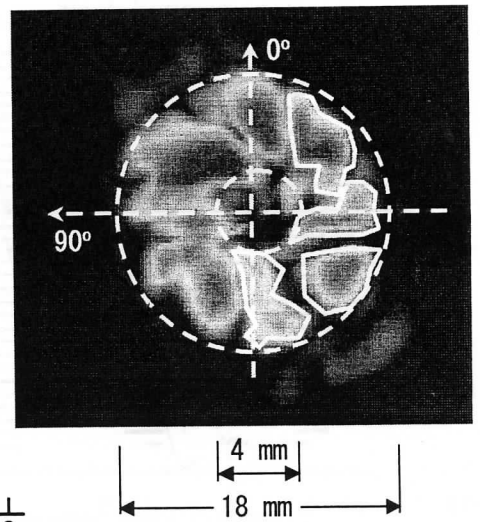
図 30 短辺方向と長辺方向のはく離断面分布 (衝撃エネルギー6.0J)

の大小と中央点のはく離の有無を交互に繰り返しながら、荷重反対側に向けてはく離サイズは緩やかに大きくなる結果が得られた。また、短辺方向と長辺方向を比較すると、図 30 から、短辺方向のはく離よりも長辺方向のはく離サイズが大きい。これは長辺方向の方が短辺方向に比べて曲げ変形を生じやすく、層間の変位差が大きくなるためにはく離進展しやすいことが要因と考えられる。

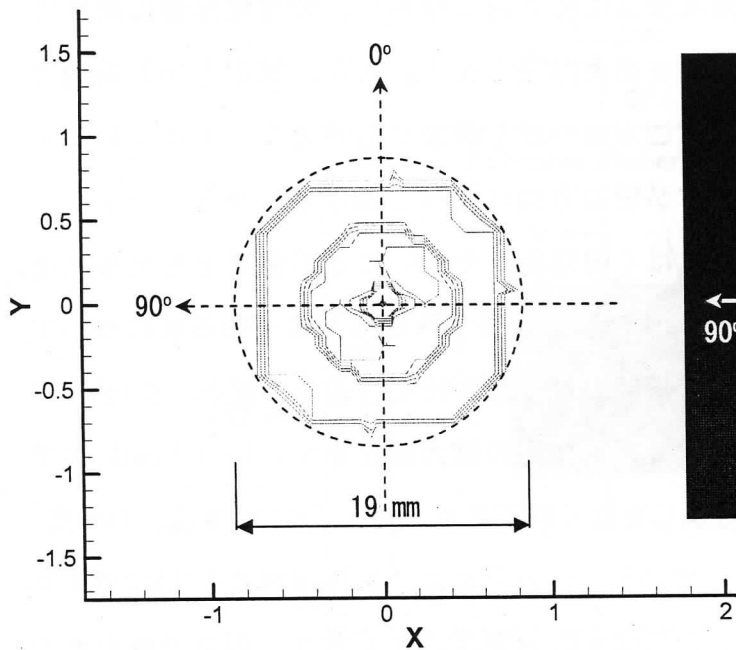
次に、図 31 に衝撃エネルギー6.0J の解析結果で得られたはく離形状について、(a)図には荷重点側から 1/3 の層間のはく離形状を透過した図と、(b)図には実験で得られた 6.0J の荷重点側はく離形状図の拡大図を示す。図 31 (a)に示すように、解析結果で得られる透過したはく離形状は大きく分けて 0 度、180 度、±45 度、±90 度の方向に分散していることが分かる。これは図 31 (b)に示す実験結果においても放射方向に広がるはく離が観察されており、解析で得られたはく離分布の特徴は実験結果の特徴と概ね一致することが分かる。(c)図に荷重点反対側から 1/3 の層間のはく離形状を透過した図と、(d)図に荷重点反対側の実



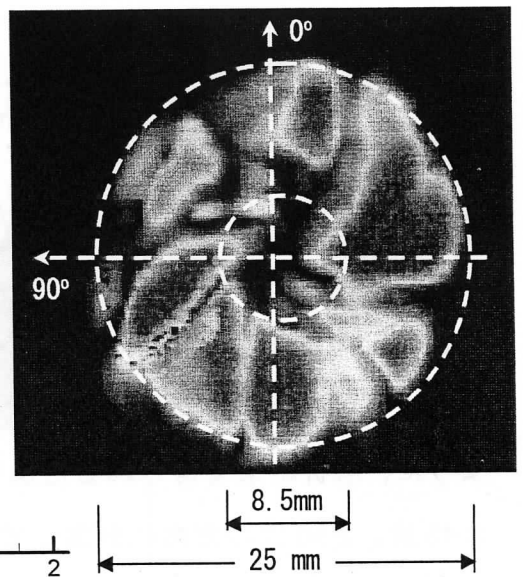
(a) 解析結果 (荷重点側)



(b) 実験結果 (拡大図)



(c) 解析結果 (荷重反対側)



(d) 実験結果 (拡大図)

図 3 1 はく離形状の透過図 (衝撃エネルギー6.0J)

験結果を示す。荷重点反対側の解析結果においても、全体のはく離分布形状は実験結果とどうようにほぼ円形のはく離形状を示すことが分かる。本解析で用いた数値モデルの有効性が検証された。

3. 4 まとめ

本節においては、複合材衝撃損傷進展解析を行うために、複合材料の損傷評価と損傷進展に関する数値シミュレーション手法とモデルを提案した。まず、衝撃による積層界面のはく離損傷について、要素分割を細かくすることなく数値不安定性を除去する新たなアダプティブコーヒーションモデルを提案した。面内損傷に関して、応力情報に基づく破壊基準を採用し、一つ有限要素法に基づく数値手法を構築した。また、32層疑似等方性板の落錘衝撃試験を行い、解析結果と実験結果との比較により解析手法の妥当性を明らかにした。

参考文献

3-1. M.D. Xue, X.D. Zhang and N. Hu

Thermal stress analysis of sandwich structures

Journal of Thermal Stresses, 29, (2006), 229-224.

3-2 胡 寧

解説論文：面外低速衝撃による積層複合材料の損傷進展シミュレーションの最新動向

日本複合材料学会誌, 32, (2006), 3-12.

3-3 前場 豊、胡 寧、福永 久雄

コヒーション要素を用いた層間のはく離シミュレーションにおける数値安定化

日本複合材料学会誌, 32, (2006), 19-27.

3-4 前場豊、胡 寧、福永久雄

横荷重下における FRP 積層構造の損傷進展予測

日本航空宇宙学会論文集, 投稿中

3-5 A new cohesive model for simulating delamination propagation in
composite laminates under transverse loads, 65-68

九州大学応用力学研究所共同研究集会「複合材料の損傷と強度に関する力学モデル」、2006年1月

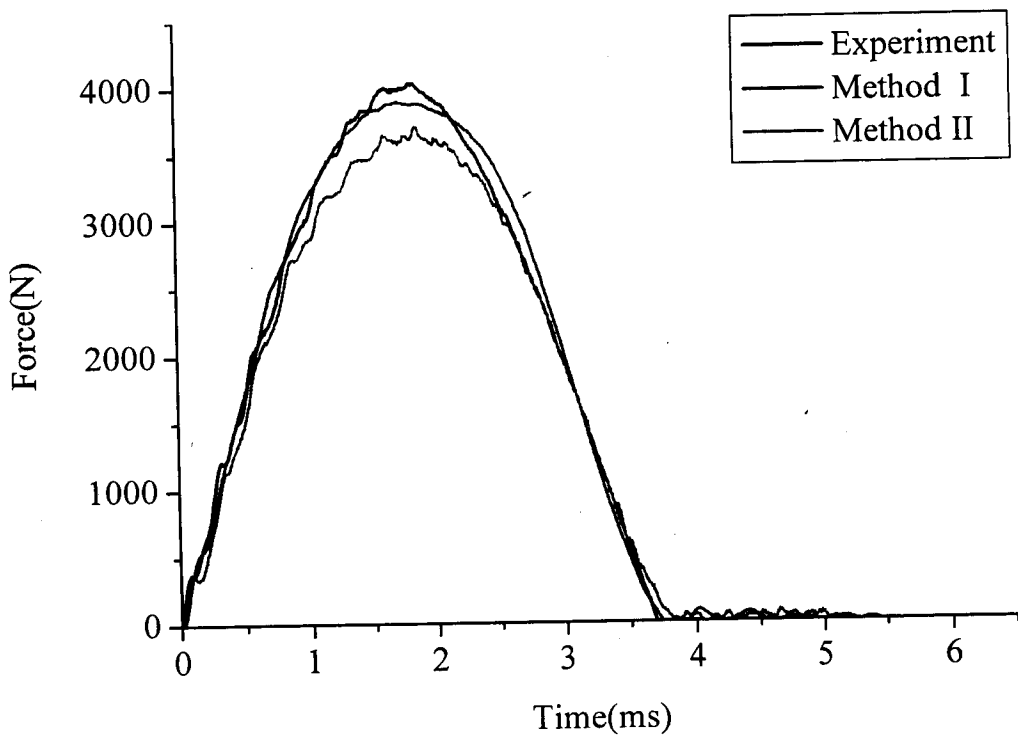
4. 低速度衝撃実験による複合材料衝撃損傷モニタリング [4-1~4-2]

前節に示すように、衝撃荷重同定手法と損傷進展と評価数値モデルを構築した後、衝撃損傷モニタリングシステムの実現することになる。そのシステムの構成から見ると、第一階段は衝撃荷重位置と衝撃荷重履歴の同定である。第二段階は、得られた荷重情報と損傷評価数値モデルを用いて、複合材構造の損傷を評価することである。第一階段において、前節で紹介した衝撃荷重同定手法は様々のケースに関するチェックを行った。しかし、実際に複合材構造に衝撃損傷が発生する場合について、開発した衝撃荷重同定手法の検証はまた不十分である。この場合に関して、衝撃荷重の同定精度は第二段階での衝撃損傷評価に大きい影響を与えるので、実用のシステムを構築するために、この検証が不可欠である。

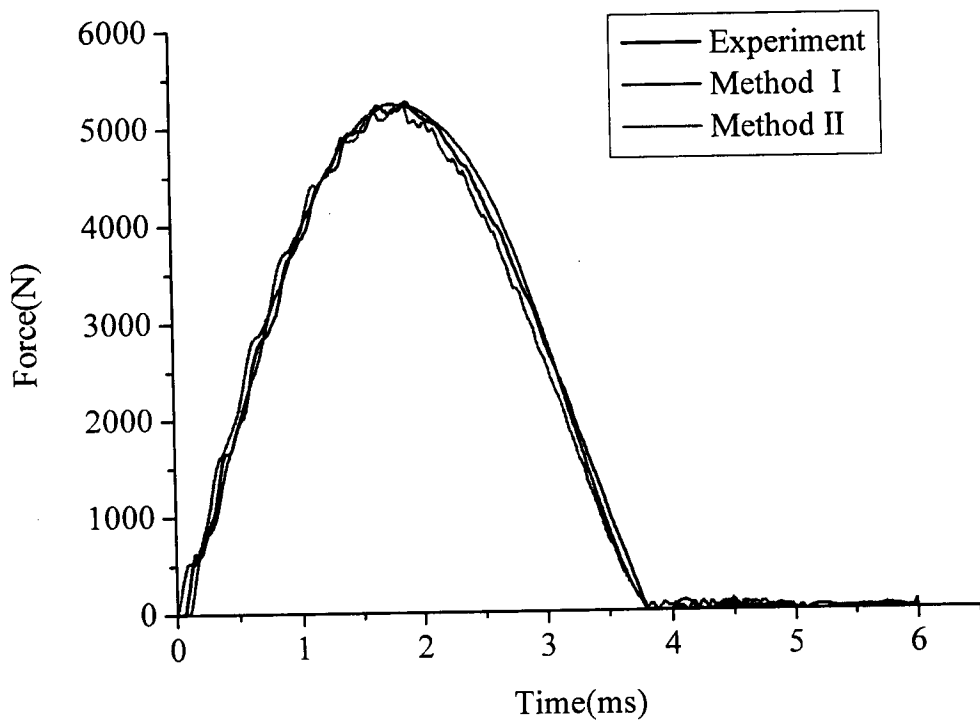
本節では、2. 2. 1と2. 3節で紹介された数値モデルに基づく衝撃荷重同定手法(同定手法1)と実験的に求める手法(同定手法2)を用いて荷重同定を行う。また、3. 3節で紹介された落錘実験によって得られた荷重履歴とひずみセンサの歪応答を用いることにより衝撃荷重履歴同定を行った。

荷重位置は平板中央に固定している。落錘試験の結果より、本試験片は衝撃エネルギー4.8Jを境に内部に損傷を生じることがわかった。図3 2(a),(b)に衝撃による内部損傷が発生しなかった場合の衝撃荷重履歴同定結果を示す。図3 2(a)を見ると、同定手法1では、同定された荷重履歴は実際の最大荷重と比べて約200(N)程度、同定手法2により同定された荷重履歴は約500(N)程度低く見積もられていることが分かる。一方、図3 2(b)では両手法ともに実際の最大荷重はほぼ一致しており、また周期については、衝撃エネルギー3.0J、4.8Jの場合ではどちらもよい一致を得られている。以上のことより、衝撃後、無損傷の場合は両手法共に同定可能であることがわかった。

次に、図3 3(a),(b)に、内部損傷が発生した場合の衝撃荷重履歴同定結果を示す。図3 3(a)を見ると、同定手法1で同定された最大荷重は実際の最大荷重に比べ、約500(N)程度高く見積もられているが、同定手法2で同定された最大荷重はほぼ一致している。一方、図3 3(b)では、同定手法1で最大荷重が約300(N)、同定手法2では約500(N)程度高く見積もられていることがわかる。また周期については、同定手法1では衝撃エ

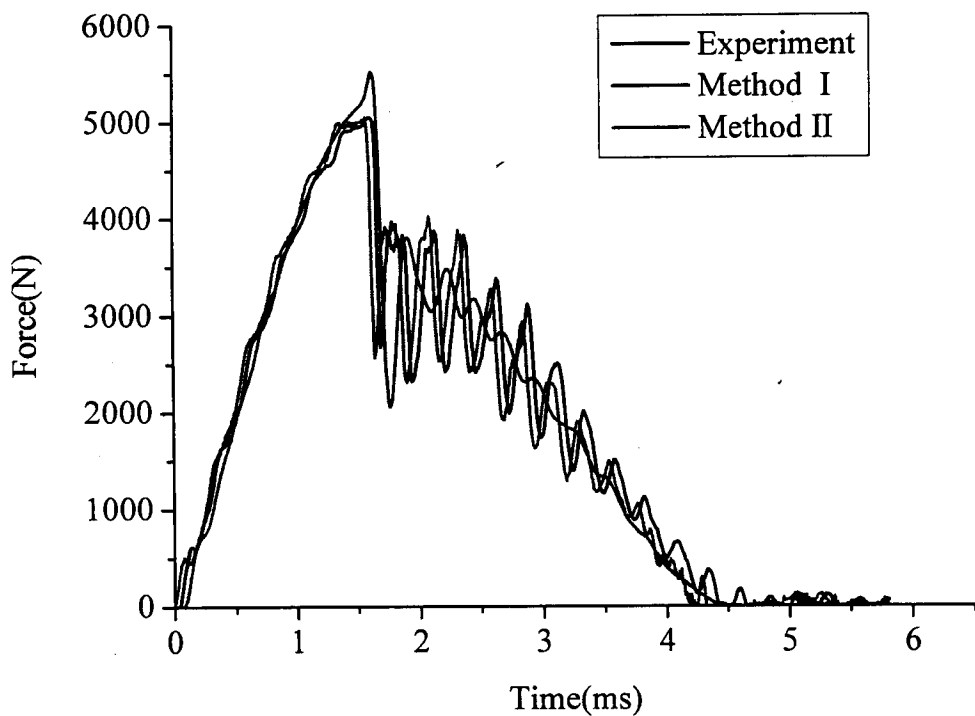


(a) 衝撃エネルギー3.0J (無損傷)

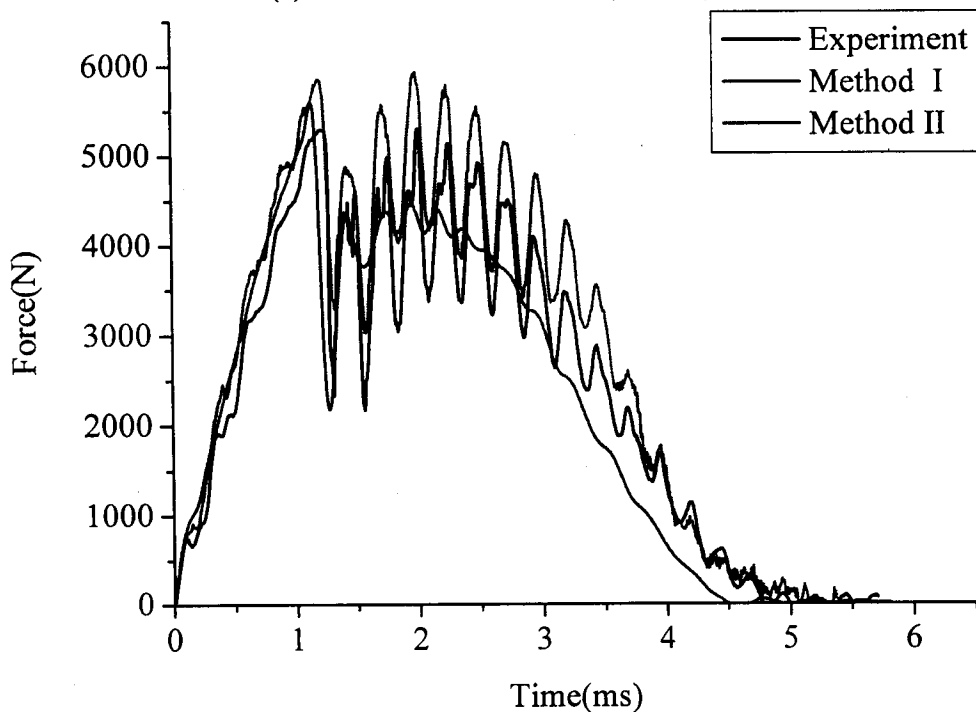


(b) 衝撃エネルギー4.8J (無損傷)

図32 荷重履歴同定結果



(a) 衝撃エネルギー4.8J (有損傷)



(b) 衝撃エネルギー7.2J (有損傷)

図33 荷重履歴同定結果

エネルギーが大きくなることにより、若干のずれが生じているが、同定手法2は損傷進展

に伴う複雑な荷重の増減挙動を表すことに成功している。この差は同定手法1のFEMモデルが実際のモデルとの間に差異を持っていることに起因すると考えられる。このときのCFRP積層板に生じた最大はく離面積はそれぞれ 2.0cm^2 と 5.7cm^2 程度であった。以上のことより、はく離の規模が数 cm^2 程度であるならば両手法共に荷重履歴同定が可能であることがわかる。

次に、本システムの第二段階として、同定された荷重情報と3章に紹介された数値モデルを用いて、複合材の衝撃損傷評価を行うことになる。衝撃力履歴は既に既知の場合に、解析過程は3章に紹介されたものと少し異なり、剛体球の運動情報、また剛体球と平板との接触を無視できる。解析過程は異なるに関らず、同定された衝撃荷重履歴は図27と28に示される数値計算結果とほぼ一致していることから、ほぼ同じ損傷結果を得ることができた。また、開発した衝撃損傷評価数値モデルに基づいて、最大衝撃荷重と損傷大きさとの関係をデータベース化することにより、第二段階の衝撃損傷評価時間を短縮し、実時間の複合材損傷モニタリングシステムが可能となる。

参考文献

4-1. N. Hu and H. Fukunaga

A new approach for health monitoring of composite structures through identification of impact force

Journal of Advanced Sciences, 17, (2005), 82-89.

4-2. Ning Hu, Satoshi Matsumoto, Ryu Nishi and Hisao Fukunaga

Identification of Impact Forces on Composite Structures Using an Inverse Approach

Submitted for publication

5. 本研究の成果のまとめと今後の展望 [5-1~5-2]

本研究では、将来の高速車輛や航空機における積層複合材構造の信頼性・安全性の一層の向上を図ることを目的として、埋め込んだ圧電センサや貼付した加速度センサとひずみセンサ等を用いた知的積層複合材構造について、実測した動的応答による同定された衝撃荷重と損傷評価の数値モデルを用いた損傷同定法を開発した。

まず、第2章では、構造物に埋め込んだ圧電センサあるいは貼付した加速度センサから、衝撃荷重作用下での構造物のひずみと加速度応答を計測し、計測した情報に基づいて、衝撃荷重の位置・衝撃荷重履歴を同定する手法を提案した。本研究では、衝撃荷重同定のため、二つ手法を開発した。一番目の方法には、衝撃荷重とひずみあるいは加速度間の伝達関数を有限要素法による数値モデルを用いて、この伝達関数から算出したひずみあるいは加速度情報と実測したひずみあるいは加速度情報と比べることによって、衝撃荷重を同定する。二番目の方法では、直接実験計測により伝達関数を構築し、この伝達関数に基づいて、衝撃荷重を同定する。これらの手法を実験で検証し、高精度の衝撃荷重位置・荷重履歴の同定にできた。特に、二番目の実験的衝撃荷重同定法は複雑な構造に適用でき、実際の構造物に応用できると考えられる。また、二つの手法はかなり短時間でかつ自動的に複合材構造における衝撃荷重の同定にできる。

次に、第3章では、複合材構造の損傷進展解析、特に面外荷重におけるはく離損傷進展を行うため、コーヒーションモデルを導入し、3次元有限要素法と陽的時間積分法に基づく数値モデルを提案した。また、衝撃荷重下でのマトリックスき裂や繊維破断等の面内損傷について、計算コストを削減するために、応力情報に基づく破壊基準を採用した。特に、衝撃荷重によるはく離損傷進展と評価を正確かつ安定的に行うために、一つ有効な手法を提案した。この手法には、界面損傷をモデリングするための普通のコーヒーション損傷モデルを修正し、新たなアダプティブコーヒーションモデルを提案した。本研究では、32層の擬似同方性 CFRP 複合材料板の低速衝撃実験を行い、提案した衝撃損傷進展解析の数値モデルの有効性を検証した。

最後に、第4章では、低速衝撃実験から得られたひずみ情報に基づいて、特に、損傷が生じる場合について、提案した衝撃荷重同定法の有効性を検証した。さらに、同定

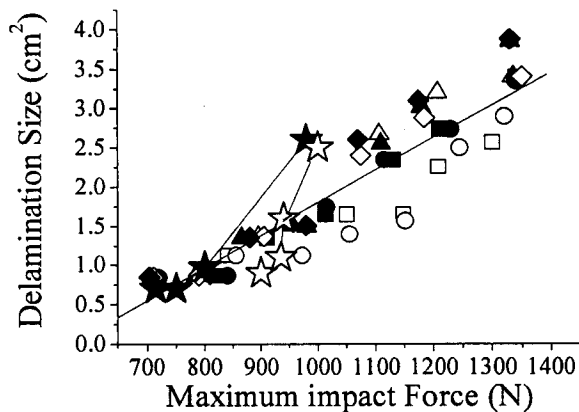


図 3 4 最大衝撃荷重とはく離大きさとの関係

された衝撃荷重情報に基づく損傷評価法について検討し、構造物に作用する衝撃荷重同定より、CFRP 積層板に生じる損傷の大きさを推定できることを明らかにし、実時間での複合材構造ヘルスマニタリングシステムとしての有用性を示した。また、開発した衝撃損傷評価数値モデルに基づいて、図 3 4 に示すような最大衝撃荷重と損傷大きさとの関係をデータベース化することにより短時間の衝撃損傷評価を実現し、実時間の複合材損傷モニタリングシステムが十分に可能となり、今後の主要研究課題としたい。

その以外に、知的複合材構造内部の既存の微小損傷を自動的かつ実時間的に検出すると監視するために、高周波、例えば、ラム波を用いた等の技術の開発は重要となり、これも今後の主要研究課題としたい。

参考文献

5-1. N. Hu, H. Fukunaga and M. Kameyama

Identification of Delaminations in Composite Laminates

Journal of Intelligent Material Systems and Structures (in press)

5-2. N. Hu, H. Fukunaga, M. Kameyama, D. R. Mahapatra and S. Gopalakrishnan

Analysis of Wave Propagation in Beams with Transverse and Lateral Cracks using a Weakly Formulated Spectral Method

ASME Journal of Applied Mechanics (in press)

6. 主な学術誌発表と投稿論文の抜刷

本研究に関連して発表した学術論文および会議論文のうち、主要な論文の抜刷を6. 1～6. 11に示す。

本報告書収録の学術雑誌等発表論文は本ファイルに登録していません。なお、このうち東北大学在籍の研究者の論文で、かつ、出版社等から著作権の許諾が得られた論文は、個別に **TOUR** に登録しております。